İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

HAVAYLA ÇALIŞAN BİR ROKET MOTORUYLA TAŞIT TAHRİĞİNİN İNCELENMESİ

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Mak.Müh. Mehmet Mert ARICAN

Anabilim Dalı: Makina Mühendisliği

Programı: Otomotiv

Tez Danışmanı: Prof.Dr. H.Ertuğrul ARSLAN

MAYIS 2003

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

HAVAYLA ÇALIŞAN BİR ROKET MOTORUYLA TAŞIT TAHRİĞİNİN İNCELENMESİ

YÜKSEK LİSANS TEZİ
Mak. Müh. Mehmet Mert ARICAN
(503001511)

Tezin Enstitüye Verildiği Tarih : 12 Mayıs 2003
Tezin Savunulduğu Tarih : 29 Mayıs 2003

Tez Danışmanı : **Prof.Dr. H. Ertuğrul ARSLAN**

Diğer Jüri Üyeleri **Prof.Dr. Metin ERGENEMAN**

Prof.Dr. İrfan YAVAŞLIOL (Y.T.Ü)

MAYIS 2003

ÖNSÖZ

Roket motorları, sağladıkları büyük itme kuvveti sayesinde yüksek hızlar elde edebildiklerinden gerek uzay incelemelerinde, gerekse atmosfer içinde askeri amaçlı uygulamalarda kullanım alanı bulmuşlardır.

Kara taşıtlarının roket motoruyla tahriği ise sınırlayıcı bir çok etken olduğu için sadece hobi amaçlı tasarımlarda ve hız rekoru denemelerinde kendini göstermektedir.

Bu tez çalışmasının kapsamında örnek bir taşıtın havayla çalışan bir roket motoruyla tahriği teorik olarak incelenmiştir. Taşıtı tahrik edecek olan roket motorunda, arzu edilen tepki kuvvetini makul miktarda yakıt debisiyle sağlayacak lüle geometrisi, yanma odası ve püskürtme sistemi tasarımı pek çok dizayn parametresine bağlı olarak gerçekleştirilmiştir.

Bu önemli konuda, bana çalışma olanağı sağlayan ve çalışma boyunca bana her türlü kolaylığı gösteren, değerli görüşlerinden yararlandığım sayın hocalarım Prof.Dr Ertuğrul Arslan ve Prof.Dr Metin Ergeneman'a teşekkürü bir borç bilirim.

Bu tez çalışmasının hazırlanmasında sonsuz desteklerini hep yanımda hissettiğim aileme ve bana büyük bir özveriyle yardımda bulunan sevgili arkadaşım T.Çin'e çok teşekkür ederim.

Mehmet Mert ARICAN

Mayıs 2003

İÇİNDEKİLER

TABLO LİSTESİ **iv**
ŞEKİL LİSTESİ **vi**
SEMBOL LİSTESİ **viii**
ÖZET **x**
SUMMARY **xii**

1. GİRİŞ **1**
1.1. Giriş ve Çalışmanın Amacı 1

2. ROKET MOTORU KAVRAMI **6**
2.1.Tepkili Motorlar 7
2.1.1. Dolaylı Tepkili Motorlar 7
2.1.2. Doğrudan Tepkili Motorlar 7
2.1.3. Roket Motorları 7
2.2. Roket Motorlarının Tarihsel Gelişimi 9
2.3. Roket Motorlarının Sınıflandırılması 16
2.4. Kimyasal Yakıtlı Roketler 17
2.4.1. Katı Yakıcı-Yakıtlı Roketler 17
2.4.1.1. Katı Yakıtlı Roketlerin Avantajları 18
2.4.1.2. Katı Yakıtlı Roketlerin Dezavantajları 19
2.4.2. Sıvı Yakıcı-Yakıtlı Roket Motoru 20
2.4.2.1. Sıvı Yakıcı-Yakıtlı Roketlerin Avantajları 22
2.4.2.2. Sıvı Yakıcı-Yakıtlı Roketlerin Dezavantajları 22
2.5. Elektrikli Roket Motorları 23
2.5.1. Elektrotermal Motorlar 23
2.5.2. Elektrostatik Motorlar (İyon Motorları) 23
2.5.3. Elektromanyetik Motorlar (Plazma Motorları) 24
2.6 Güneş Işınımlı İtme Motorları 25
2.7 Nükleer Motorlar 25

3. HAVAYLA ÇALIŞAN ROKET MOTORU KAVRAMI **27**
3.1. Roket Motorlarında Atmosfer Havasının Kullanılması 27
3.2. Jet Türbinli Motorlar 27
3.2.1. Turbojet Motorlar 27
3.2.2. Turbofan Motorları 28

3.2.3. Turboprop Motorlar 30
3.3. Jet Motor Kısımları 30
3.3.1. Kompresör Kısmı 30
3.3.2. Motor Yanma Kısmı 30
3.3.3. Motor Türbin Kısmı 30
3.3.4. Afterburner/Egzoz Kısmı 31
3.3.5. Aksesuar Kısım 31
3.3.6. Redüksiyon Dişli Grubu ve Uzatma Şaftı 31
3.4. Hava Soluyan Roket Esaslı Kombine Devirli Motorlar 31
3.4.1. Ramjet ve Scramjet Motoru Çalışma Prensibi 33
3.5. Roket Motoruyla Taşıt Tahriki 38
3.5.1. Roket Motorlu Araçlar 38
3.5.2. Özel Taşıtlarla Hız Rekoru Denemeleri 40

4. ROKET MOTORU İTME KUVVETİ 45
4.1. İtme Kuvveti (F) 45
4.1.1. Egzoz Gazı Çıkış Hızı 48
4.2. Taşıta Etkiyen İtme KuvvetininHesabı 50
4.2.1. Hareket Dirençleri 50
4.2.1.1. Yuvarlanma Direnci 51
4.2.1.2. Aerodinamik Direnç 53
4.3. Örnek Taşıt İçin Seyir Dirençlerinin Hesabı 56

5. LÜLE ve KARAKTERİSTİKLERİ 59
5.1. Genel Kavramlar 59
5.2. Egzoz Gazı Çıkış Hızı 60
5.3. Lüle Dar Boğazının Basıncı, Sıcaklığı ve Hızı 66
5.4. Lülenin Kütlesel Akış Debisi ve Karakteristik Hız 69
5.5. Lüle Kesit Alanlarının Oranı 73
5.6. İtme Kuvveti Katsayısı 74
5.7. Özgül İmpuls 76
5.8. Özgül Yakıt Sarfiyatı 77
5.9. Tepki Kuvvetinin Değiştirilmesi 78
5.9.1. Sabit Lüle Geometrisi Durumunda Tepkinin Değiştirilmesi 78
5.9.2. Lüle Geometrisinin Değişken Olması Halinde Tepkinin Değiştirilmesi 79

6. SIVI YAKICI-YAKITLAR 80
6.1. Sıvı Yakıcı-Yakıtların Sınıflandırılması 80
6.1.1. Tek Sıvı Yakıcı-Yakıtlar 80
6.1.2. Çift Sıvı-Yakıcı Yakıtlar 80

6.1.3. Soğutucu Özelliği Olan Yakıcı-Yakıtlar 81
6.1.4. Saklanabilir Yakıcı-Yakıtlar 81
6.2. Sıvı Yakıcı-Yakıtların Özellikleri 81
6.2.1. Enerji Özelliği 82
6.2.2. Kinetik Özellikler 82
6.2.3. Kullanma Özellikleri 84
6.2.3.1. Genel Fiziksel Özellikler 84
6.2.3.2. Uygun Fiziksel Özellikler 85
6.3. Kerozenin Fiziksel ve Kimyasal Özellikleri 87
6.4. Kerozenin Yanma Reaksiyonu 91

7. ROKET MOTORU TASARIMI 99
7.1. İstenilen İtme Kuvvetine Göre Lüle Karakteristiklerinin Hesabı 99
7.2. Yanma Odasının Boyutlarının Hesabı 120
7.3. Yanma Odası Şekli 130
7.3.1. Küresel Yanma Odası 130
7.3.2. Armut Biçimli Yanma Odası 131
7.3.3. Silindirik Yanma Odası 131

8. YAKIT PÜSKÜRTME SİSTEMİNİN TASARIMI VE HAVA AKIŞININ MODELLENMESİ 133
8.1. Genel Bilgiler 133
8.2. Püskürtme Sisteminin Boyutlandırılması ve Meme Boyut Hesabı 140
8.3. Püskürtme Memelerinin Fiziksel Özellikleri 142
8.4. Tasarlanılan Sistemdeki Püskürtme Memesinin Hesabı 143
8.5. Yakıcı Olarak Kullanılacak Havanın Yanma Odasına Akışı 151

9. SONUÇLAR ve DEĞERLENDİRMELER 157

KAYNAKLAR 174

ÖZGEÇMİŞ 176

TABLO LİSTESİ

		Sayfa No
Tablo 2.1.	Genel olarak kullanılan yakıcı ve yakıtlar ……..	21
Tablo 3.1.	Kaydedilmiş hız rekorları ……	41
Tablo 4.1.	Yol kaplamaları için yuvarlanma direnci katsayıları.....	53
Tablo 4.2.	Taşıt tiplerine göre A kesit alanı……..	54
Tablo 4.3.	Renault 9 GTL taşıtının verileri …….....	56
Tablo 4.4.	Çeşitli hız değerleri için F tepki kuvvetinin hesabı …….	57
Tablo 6.1.	Kerozenin çeşitlerine göre farklı özellikleri ……	88
Tablo 6.2.	Oksijen-kerozen yakıcı yakıt çiftinin enerji özellikleri ……...	89
Tablo 6.3.	Çeşitli HFK (λ)değerleri ve giriş sıcaklıkları için için adyabatik yanma sıcaklıkları ve oluşan yanma ürünlerinin molekül ağırlıkları……..	97
Tablo 7.1.	Hava ile kerozenin sokiyometrik reaksiyon parametreleri……...	99
Tablo 7.2.	İ.T.Ü. Motorlar kürsüsünde geliştirilen roket motorunun boyutları..	101
Tablo 7.3.	Γ boyutsuz parametresinin k'ya bağlı değişimi……..	103
Tablo 7.4.	Değişen yanma odası basınçlarında k=1.2 iken C_F değerleri……...	103
Tablo 7.5.	Değişen yanma odası basınçlarında k=1.25 iken C_F değerleri…….	104
Tablo 7.6.	Değişen yanma odası basınçlarında k=1.3 iken C_F değerleri……...	104
Tablo 7.7.	Lüle boğaz ve çıkış boyutlarının Pc/Pe basınç oranına bağlı değişimi (F=400N)……	106
Tablo 7.8.	Lüle boğaz ve çıkış boyutlarının Pc/Pe basınç oranına bağlı değişimi (F=600N)……...	107
Tablo 7.9.	Tepki kuvveti ve oda basınçlarına göre lüle boğaz ve çıkış kesitleri…….	108
Tablo 7.10.	Karakteristik hız ve yanma sıcakığının, λ hava fazlalık katsayısı oranlarına ve giriş sıcaklığına bağlı olarak değişimi……	110
Tablo 7.11.	Tepki kuvveti F=400N durumunda yakıcı-yakıt debisinin yanma odası basıncına göre değişimi……...	114
Tablo 7.12.	Tepki kuvveti F=600N durumunda yakıcı-yakıt debisinin yanma odası basıncına göre değişimi……...	115
Tablo 7.13.	Giriş sıcaklığı ve HFK oranlarına göre yakıcı-yakıt debisinin değişimi……	116
Tablo 7.14.	Lüle boğaz ve çıkış kesitindeki sıcaklık ve basınç değerlerinin yanma odası basıncına göre değişimi……...	119
Tablo 7.15.	300 K ve 600 K giriş sıcaklıkları için iki farklı tepki kuvvetine göre lüle boyutları, karakteristik parametreler, yanma sıcaklığı ve yakıcı-yakıt debileri……..	120
Tablo 7.16.	Çeşitli yakıcı ve yakıt karışımları için karakteristik uzunluk değerleri……	123
Tablo 7.17.	Artan yanma odası basınçlarına göre değişen kesit alanlarının ε_C değerine etkisi değişimi……...	127

Tablo 7.18. Değişik hava fazlalık katsayıları ve giriş sıcaklıkları için karakteristik uzunluk, yanma odası uzunluğu ve yanma odası hacim değerleri……. 128
Tablo 7.19. Basınç değişimlerine göre yanma odası boyutları…… 129
Tablo 8.1. Hava ile kerozenin yanma reaksiyonunda çeşitli HFK oranlarına göre elde edilen yanma sıcaklığı ve karışım oranı değerleri…… 145
Tablo 8.2. F=400N lık tepki kuvveti ve Pc=6 bar iken yakıcı ve yakıt debileri…….. 146
Tablo 8.3. Artan yanma odası basınçlarıyla oluşan yeni yakıcı ve yakıt debileri ve bu debiyi sağlayan yakıt memesi boyutları (F=400N ve püskürtme basıncı $\Delta P = 7$ bar)……. 147
Tablo 8.4. Artan yanma odası basınçlarıyla oluşan yeni yakıcı ve yakıt debileri ve bu debiyi sağlayan yakıt memesi boyutları (F=600N ve püskürtme basıncı $\Delta P = 7$ bar)……. 149
Tablo 8.5. Hava fazlalık katsayılarına göre yakıt debisi ve yakıt memesi boyutlarının değişimi…… 149
Tablo 8.6. Artan hava fazlalık katsayılarına göre istenilen debideki havanın yanma odasına 10 m/s hız ile girmesi için gerekli kesit alanları ve havayı taşıyan boru çapları (F=400N, Pc=6 bar)……..... 154
Tablo 8.7. Artan hava fazlalık katsayılarına göre istenilen debideki havanın yanma odasına 20 m/s hız ile girmesi için gerekli kesit alanları ve havayı taşıyan boru çapları (F=400N, Pc=6bar)……... 154
Tablo 8.8. Artan hava fazlalık katsayılarına göre istenilen debideki havanın yanma odasına 20 m/s hız ile girmesi için gerekli kesit alanları ve havayı taşıyan boru çapları (F=600N, Pc=8bar)……... 155
Tablo 9.1. F=400N tepki kuvveti için lüle ve yanma odası karakteristiklerinin karşılaştırılması……. 160
Tablo 9.2. F=600N tepki kuvveti için lüle ve yanma odası karakteristiklerinin karşılaştırılması……. 161
Tablo 9.3. Tepki kuvveti ve yanma odası basınçlarına göre lüle dar boğaz ve çıkış kesitleri……. 164
Tablo 9.4. F=400N tepki kuvveti için lüle ve yanma odası karakteristiklerinin hava fazlalık katsayısı oranlarına ve giriş sıcaklıklarına göre değişimi…… 165
Tablo 9.5. F=600N tepki kuvveti için lüle ve yanma odası karakteristiklerinin hava fazlalık katsayısı oranlarına ve giriş sıcaklıklarına göre değişimi…… 166
Tablo 9.6. F=400N, Pc=6 bar ve 300 K ve 600k giriş sıcaklığındaki püskürtme sistemi karakteristiklerinin hava fazlalık katsayısına göre değişimi…… 170
Tablo 9.7. F=600N, Pc=8 bar ve 300 K ve 600k giriş sıcaklığındaki püskürtme sistemi karakteristiklerinin hava fazlalık katsayısına göre değişimi…… 171

ŞEKİL LİSTESİ

Sayfa No

Şekil 2.1 : Roketin İtme Odasında Çeperlere Olan Basınç Dağılımı..... 8
Şekil 2.2 : Werner von Braun V2 roketi…….. 13
Şekil 2.3 : Katı yakıcı-yakıtlı roket motor kesidi……. 18
Şekil 2.4 : Sıvı yakıcı-yakıtlı roket motoru konfigürasyonu……... 21
Şekil 3.1 : Turbojet motoru..... 28
Şekil 3.2 : Turbofan motoru……... 29
Şekil 3.3 : Turboprop motoru..... 29
Şekil 3.4 : NASA'nın 1998 yılında test ettiği Hava Soluyan Roket Motoru.. 32
Şekil 3.5 : Ramjet motor konfigürasyonu..... 34
Şekil 3.6 : Ramjet motoru..... 35
Şekil 3.7 : Scramjetmotoru..... 35
Şekil 3.8 : Ramjetlere ilk hızları vermek için kullanılan turbojet motoru…. 36
Şekil 3.9 : Havayla soluyan motorlarda ilk kalkışta kullanılan manyetik leviasyon sistemi…… 37
Şekil 3.10 : Kartta kullanılan hidrojen peroksit sistemli roket motoru…… 39
Şekil 3.11 : Roket motoru tahrikli Blue Flame taşıtı…… 42
Şekil 3.12 : Ses duvarını aşan Thrust SSC taşıtı…….. 42
Şekil 3.13 : Jet motoru tahrikli Spirit of America taşıtı …….. 44
Şekil 3.14 : Spirit of America aracında kullanılan J-79 turbo jet motoru…… 44
Şekil 4.1 : Roket motorundaki itme kuvvetini veren hız ve basınçların durumu ……. 45
Şekil 4.2 : Havalı lastiklerin çiftlenmiş bir yay ve sönüm elemanı olarak modeli……..……. 52
Şekil 4.3 : Aerodinamik kuvvetlerin bileşkesinin gösterilmesi……. 54
Şekil 4.4 : C_W katsayısının değiştiği aralıklar ……...…. 55
Şekil 4.5 : Bazı otomobil modelleri için C_W katsayıları …..…… 55
Şekil 5.1 : Mach sayısının, sıcaklığın ve basıncın örnek bir lüle boyunca değişimi …… 61
Şekil 5.2 : Çeşitli özgül ısıların oranı (k) için basınç oranının fonksiyonu olarak V_e/V_L nin değişimi……... 64
Şekil 5.3 : İdeal verimin çeşitli özgül ısılar oranına ve basınçlar oranına bağlı olarak değişimi……. 65
Şekil 5.4 : Gazların çıkış hızına göre lüle tipleri…… 68
Şekil 5.5 : Karakteristik hızın özgül ısılar oranı, Tc yanma sıcaklığı ve M yanma ürünlerinin molekül ağırlığına göre değişimi……. 73
Şekil 5.6 : Sıcaklığa bağlı olarak özgül impulsun değişimi……... 77
Şekil 5.7 : Sabit lüle geometrisinde tepki kuvvetinin oda basıncıyla değişimi……. 78
Şekil 5.8 : Boğaz alanı değiştirilebilir lüle……. 79
Şekil 6.1 : Yakıcı-yakıt özgül impulslarının karşılaştırılması…… 83
Şekil 6.2 : Sıvı oksijen ve kerozenin eşdeğer karışım oranlarına göre yanma sıcaklıkları…….. 89
Şekil 6.3 : Sıvı oksijen ve kerozenin Pc= 20 bar oda basıncı için karakteristik hız, itme kuvveti katsayısı ve özgül impuls değerlerinin eşdeğer karışım oranlarına göre değişimleri……. 90

Şekil 6.4 :Değişik yakıcı-yakıtların adyabatik yanma sıcaklıklarının eşdeğer karışım oranına göre değişimi……. 92
Şekil 6.5 : Hava ile kerozenin değişik HFK lar için adyabatik yanma sıcaklıkları……. 98
Şekil 7.1 : İ.T.Ü'de geliştirilen roket motoru……. 100
Şekil 7.2 : Silindirik Yanma Odası ve Karakteristik Büyüklükler……. 101
Şekil 7.3 : C_F İtme katsayısının Pc/Pc basınç oranı ve k'ya göre değişimi… 105
Şekil 7.4 : Lüle boğaz kesit alanının basınç oranlarına ve tepki kuvvetine göre değişimi……. 108
Şekil 7.5 : Tepki katsayısının genişleme oranıyla değişimi……... 109
Şekil 7.6 : Karakteristik hızın λ değişimlerinden kaynaklanan yanma sıcaklıklarına göre değişimi……... 110
Şekil 7.7 : Özgül İmpulsun Pc/Pe basınç oranına göre değişimi…… 112
Şekil 7.8 : Egzoz gazı çıkış hızlarının Pc/Pe basınç oranına göre değişimi... 113
Şekil 7.9 : Hava fazlalık katsayısı değişimlerinin iki farklı giriş sıcaklığında yakıcı-yakıt debisine etkisi…… 117
Şekil 7.10 : Sıvı yakıcı-yakıtlı bir roket motorundaki daralan ve genişleyen kısımlarının indisleri……..... 119
Şekil 7.11 : Roket motorunun önden ve arkadan görünüşü…….. 125
Şekil 7.12 : Hava fazlalık katsayısı λ=1 ve yanma odası basıncı Pc= 6 bar iken hesaplanan yanma odası boyutları……. 129
Şekil 7.13 : Hava fazlalık katsayısı ve giriş sıcaklarına göre Lc yanma odası boyu……... 129
Şekil 7.14 : Küresel yanma odası……. 131
Şekil 7.15 : Armut biçimli yanma odası……... 131
Şekil 7.16 : Silindirik yanma odası……... 132
Şekil 8.1 : Geliştirilen püskürtme memeleri ve sıvı jetlerinin çarpışma durumu……... 135
Şekil 8.2 : Geliştirilen püskürtme memesinin demet formları……... 136
Şekil 8.3 : Geliştirilen püskürtme memesinin düşük basınçta demet formları…….. 137
Şekil 8.4 : Hava akımındaki çap dağılımlarını incelemek için kurulan tesisat şeması……. 138
Şekil 8.5 : Yanma odası modeli…….. 139
Şekil 8.6 : Artan yanma odası basınçlarına göre yakıcı-yakıtın, hava ve yakıt debilerinin ayrı ayrı gösterimi…….. 147
Şekil 8.7 : Artan yanma odası basınçlarına göre D_f yakıt memesi çapı değişimi……. 148
Şekil 8.8 : Hava fazlalık katsayısına göre yakıcı ve yakıt debilerinin değişimi……. 150
Şekil 8.9 : İki farklı giriş sıcaklığı durumunda artan hava fazlalık katsayısına göre yakıt memesinin çap değişimleri…… 151
Şekil 8.10 : Havanın yanma odasına 10 m/s ile girdiği durumdaki konstrüksiyon……. 154
Şekil 8.11 : Havanın yanma odasına 20 m/s ile girdiği durumdaki konstrüksiyon……. 155
Şekil 8.12 : Sistem şeması…… 156
Şekil 9.1 : Havanın yanma odasına 10 m/s ile girdiği durumdaki konstrüksiyon……. 172
Şekil 9.2 : Sistem şeması…… 173

SEMBOL LİSTESİ

A : Rüzgar direnci kesit alanı
a : Ses hızı
Ac : Yanma odası kesit alanı
At : Lüle dar boğazı kesit alanı
Ae : Lüle çıkış kesit alanı
A_f : Yakıt memesinin kesit alanı
A_o : Yakıcının gireceği dairesel kesit alanı
C* : Karakteristik hız
C_D : Debi katsayısı
C_F : İtme kuvveti katsayısı
C_W : Aerodinamik direnç katsayısı
C : Efektif egzoz gazı çıkış hızı
c_p : Sabit basınçtaki özgül ısı
c_v : Sabit hacimdeki özgül ısı
C : Efektif egzoz gazı çıkış hızı
Dc : Yanma odası çapı
De : Lüle çıkış çapı
Dt : Lüle boğaz çapı
F : Tepki kuvveti
f_R : Yuvarlanma direnci katsayısı
g : Yer çekimi ivmesi
I_S : Özgül İmpuls
k : Adyebatik üs
L* : Karakteristik uzunluk
Lc : Yanma odası boyu
m_h : Yanmaya katılan gerçek hava miktarı
m_{hmin} : Teorik hava miktarı
M : Yanma ürünlerinin molekül ağırlığı
$\dot{m}$: Yakıcı-yakıtın kütlesel debisi
Pc : Yanma odası basıncı
Pe : Lüle çıkış basıncı
Pa : Çevre basıncı
Pt : Lüle dar boğazı basıncı
Q : Hacimsel debi
r : Karışım oranı
Re : Reynolds sayısı
R_o : Evrensel gaz sabiti
t_r : Yanma odasında kalma süresi
t_{rg} : Gaz fazında kalma süresi
T : Yanma reaksiyonuna giren yakıcı-yakıtın giriş sıcaklıkları
Te : Lüle çıkış sıcaklığı
Tt : Lüle dar boğazı sıcaklığı
Tc : Yanma odası sıcaklığı

$\mathbf{u_o}$	:	Yakıtın püskürtülme hızı
$\mathbf{Vc}$	:	Yanma odası hacmi
$\mathbf{Ve}$	:	Egzoz gazı çıkış hızı
$\mathbf{V}$	:	Taşıt hızı
$\mathbf{V_L}$	:	Sınır hız
$\mathbf{W_L}$	:	Aerodinamik direnç
$\dot{W}$	:	Yakıcı-yakıtın ağırlıksal debisi
$\dot{W}_F$	:	Yakıtın ağırlıksal debisi
$\dot{W}_O$	:	Yakıcının ağırlıksal debisi
$\mathbf{W_R}$	:	Yuvarlanma direnci N
$\mathbf{V_H}$	:	Hava hızı
ε_e	:	Lüle kesit alanlarının oranı (Ae/At)
λ	:	Hava fazlalık katsayısı
ΔP	:	Püskürtme basıncı
Γ	:	Özgül ısılar oranına bağlı parametre
ε_c	:	Yanma odası kesit alanının lüle dar boğaz kesit alanına oranı
ρ_h	:	Havanın özgül ağırlığı
ρ_f	:	Püskürtülen sıvının yoğunluğu

HAVAYLA ÇALIŞAN BİR ROKET MOTORU İLE TAŞIT TAHRİĞİNİN İNCELENMESİ

ÖZET

Roket motorlarının asıl amacı, kimyasal yanma reaksiyonları sonucu itme kuvveti meydana getirmektir. Yanma odasında, yakıcı ve yakıtın kimyasal reaksiyonuyla oluşan ısı enerjisi, lüle vasıtasıyla itme kuvvetine dönüşür.

Yapılan bu çalışmanın kapsamı bir taşıtın roket motoruyla tahriğinin teorik olarak incelenmesidir. Bu bakımdan taşıt tahriğinde kullanılacak bu roket motorunun çeşitli kriterlere göre seçilmesi gereklidir. Bu bakımdan ilk olarak roket motoru kavramı hakkında kısa bir bilgi verilmiş ve bu güne kadar uygulama alanı bulan roket motorlarının avantajları ve dezavantajları karşılaştırılarak bu taşıtta kullanılabilecek motor tipine karar verilmiştir.

Bir taşıtı tahrik edecek roket motoru sisteminin ekonomik ve kullanılabilir olması için öncelikle bu motorun atmosferdeki oksijeni yakıcı olarak kullanabilecek bir tasarıma sahip olması gerekmektedir. Oysa konvansiyonel bir roket motorunda tepki kuvveti elde etmek için çevre havası kullanılmamaktadır. Havanın kullanılarak tepki kuvveti elde edilmesi jet motoru kavramına girmektedir. Bu bakımdan üçüncü bölümde ilk olarak jet motoru kavramına değinilmiştir. Ayrıca havayla çalışacak şekilde özel olarak tasarlanmış roketlerden bahsedilmiş ve bu motorların tez çalışması kapsamında yapılan tasarıma uygunluğu incelenmiştir. Bahsi geçen bu roketler uzay araştırmalarında, sistemin ağırlığını ve dolayısıyla maliyetini düşürmek üzere özel tasarlanmış, 'air breathing rocket engine' olarak adlandırılan hibrid sistemli motorlardır. Bu kavramların açıklanmasından sonra üçüncü bölümün son kısmında, hobi amaçlı tasarımlarda ve hız rekoru denemelerinde karşılaşılan roket tahrikli taşıtlar hakkında bir literatür taraması yapılmıştır.

Dördüncü bölümün ilk kısmında roket motorlarından elde edilen tepki kuvvetinin açıklaması yapılmış ve bu kuvvet çeşitli parametrelere göre matematiksel olarak ifade edilmiştir. Bu çalışmanın amacı içten yanmalı motorla sabit bir hıza ulaşan bir taşıtın bu hızında içten yanmalı motor ile tekerlekleri arasındaki bağlantının kesilerek, roket motoru tahrikli bir şekilde seyrine devam etmesidir. Bu bakımdan roket motorundan elde edilmesi hedeflenen tepki kuvveti, taşıtın istenilen bir hıza çıkıp bu hızındaki seyrine devam etmesi için üzerine etkiyen seyir dirençlerini dengeleyecek kuvvet olmalıdır. Bu düşüncenin ışığında dördüncü bölümün ikinci kısmında bir taşıta seyri esnasında etki eden seyir dirençleri incelenmiş ve taşıtın seçilen bir hızda seyrine imkan verecek tepki kuvvetinin hesabı yapılmıştır.

Roket motoru genel olarak püskürtme sistemi, yanma odası ve lüleden oluşmaktadır. Yakıcının yakıtı yakmasıyla oluşan ısı enerjisi lüle kullanılarak kinetik enerjiye dönüştürüldüğünden roket motorunda lüle tasarımı çok önemli bir yere sahiptir. Bu bakımdan istenilen taşıt hızına göre elde edilmesi gereken tepki kuvvetini sağlayacak

bir tasarımın yapılmasına geçilmeden önce beşinci bölümde lüleyi belirten ana karakteristiklere değinilmiştir.

Altıncı bölümde ise roket motorlarında kullanılan sıvı yakıcı-yakıtlar konusunda bilgi verilmiştir. Kullanılan yakıcı-yakıt çiftlerin sınıflandırılması ve çeşitli kriterlere göre değerlendirilmesi yapılmıştır. Bu tez çalışmasında kullanılan yakıcı ve yakıt çifti hava ve kerozen olduğu için altıncı bölümde kerozenin fiziksel ve kimyasal özelliklerine değinilmiş ve havayla olan yanma reaksiyonu incelenmiştir. Bunun dışında yanma reaksiyonları için hava fazlalık katsayısı tanımlanmış ve hava ile kerozenin yanma reaksiyonu çeşitli hava fazlalık katsayıları için incelenmiş ve bu reaksiyonlarda oluşan adyabatik yanma sıcaklıkları ve yanma ürünlerinin molekül ağırlıkları hesaplanmıştır.

Yedinci ve sekizinci bölümler yapılan bu çalışmanın esas kısmını oluşturmaktadır. Bundan önceki bölümler konuya giriş ve yapılan hesaplamalar için bir hazırlık olarak değerlendirilebilir. Arzu edilen tepki kuvvetine göre hesapları yapılan havayla çalışan roket motoru tasarımı İ.T.Ü Motorlar Kürsüsü Labaratuvarlarında mevcut olan bir roket motoru örnek alınarak yapılmıştır. Ölçüleri sabit olan bu roket motorunun dizayn parametreleri değiştirilerek istenilen tepki kuvvetinin makul miktarda yakıcı-yakıt kullanılarak hangi şartlarda elde edileceği incelenmiştir. Yedinci bölümde değişen koşulların roket motoru performansına etkilerinin incelenmesi, tanımlanan karakteristik parametrelerin kullanımıyla mümkün olmuştur. Buna göre yanma reaksiyonundaki hava fazlalık katsayısı ve yanma odası basıncı değişimlerinin özgül impuls, karakteristik hız ve itme kuvveti katsayısına olan etkileri incelenerek, elde edilen sonuçlar tablo ve grafiklerle ifade edilmişitir.

Taşıt hızına göre, seyir dirençleri vasıtasıyla hesaplanan itme kuvvetini verecek roket motorunu tanımlayan ana büyüklüklerin hesabından sonra, yapılan tasarıma uygun olan bir püskürtme sisteminin modellenmesi hedeflenmiştir. Sekizinci bölümde roket motorlarının performansını büyük ölçüde etkileyen püskürtme sistemlerinin önemine değinildikten sonra yakıtını havayla yakarak tepki kuvveti elde edecek bu tasarım için uygun olan bir püskürtme sistemi çözümünün ne şekilde olması gerektiği tartışılmış ve bu sisteme ait büyüklüklerin hesabı yapılmıştır. Yakıcı olarak kullanılacak havanın yanma odasına akışı İ.T.Ü Otomotiv Anabilim Dalı'nda yapılan bir doktora çalışması örnek alınarak modellenmiştir. Geliştirilen bu püskürtme sisteminin karışım oranları ve yanma sıcaklıkları gibi koşullardan nasıl etkilendiği incelenerek, elde edilen sonuçlar oluşturulan tablolarda ve çizilen grafiklerde gösterilmiştir.

THE INVESTIGATION OF AN AIR-BREATHING ROCKET ENGINE POWERED VEHİCLE

SUMMARY

A rocket engine is a device in which propellants are burned in a combustion chamber and the resulting high pressure gases are expanded through a specially shaped nozzle to produce thrust. The function of the nozzle is to convert the chemical-thermal energy generated in the combustion chamber into kinetic energy.

Our aim in this study is to desing a special rocket motor which can be used in a vehicle. Rocket powered vehicles are used for land speed record titles but in this thesis a rocket engine powered vehicle design will be made for a chosen constant speed of the vehicle. Our design can be thought as a hybrid system of internal combustion engine and rocket engine. After the vehicle is speed up to a constant velocity by the internal combustion engine, the rocket motor will be functional.

The rocket engine in this study is designed to use kerosene and air in order to provide thrust. It is known that rocket motors do not make use of air for propulsion. But in our design an air breathing rocket engine will be functional. The idea of an engine that draws in air to provide thrust is not new. Jet engines have been using this process for decades. So, in the third chapter air breathig rocket engine phenomena is introduced.

In the fourth chapter of this study the thrust of a rocket engine is described. A general form of the thrust equation is given. To calculate thrust for our rocket engine powered vehicle, the total resistance forces acting on this vehicle should be examined. These forces are slope, rolling, air and acceleration resistances. The total resistance on the vehicle is calculated under the conditions of constant speed and normal road conditions. After finding the necessary thrust for the constant speed of vehicle, rocket nozzle, combustion chamber and injection system designs will be made to obtain that thrust.

The fallowing calculations are made in the seventh chapter of this study:

1. The dimensions of the throat and exit areas of nozzle
2. Exhaust gas velocity
3. Mass flow rate of fuel and oxidizer
4. Combustion chamber dimensions

These calculations are made by usuing characteristic parameters which are described in the fifth chapter. These parameters are: nozzle thrust coefficient C_F, characteristic velocity c* and specific impulse Is. The specific impulse is defined as the thrust delivered per unit weight rate of propellant consumed. The specific impulse is dependent both on the inherent thermochemical properties of the propellant and on the efficiency of expansion process. In order to seperate the combustion and

expansion processes, characteristic velocity and the nozzle thrust coefficient are used.

As mentioned before kerosene and air are chosen for providing thrust. So it is very important to know the combustion mechanism between air and kerosene. In the sixth chapter the chemical reaction between air and kerosene is investigated and adiabatic flame temperatures for different air excess ratios are calculated.

In the seventh chapter characteristic parameters are used in order to make an optimum rocket motor design. Our optimization depends on the chamber pressures and adiabatic flame temperatures obtained from the chemical reaction between air and kerosene. Our calculations are made by using the dimensions of a rocket motor which was used in automotive engineering laboratories. So the parameters affecting on the rocket motor design are investigated by comparing the experimental results obtained from that engine with the calculations we made for our air breathing rocket engine.

We made calculations for both stoichiometric and lean combustion reactions. Its observed that the changes in the air excess ratio leads us to different optimization values. İn the seventh chapter, exhaust gas velocities, mass flow rates of fuel and oxidizer and combustion chamber dimensions are calculated for different air excess ratios to obtain thrust to move the vehicle at a desired constant speed.

After calculating this values it is intended to design an appropriate injection system for the air breathing rocket engine studied in this thesis. In the last chapter injectors for rocket engines are described. While designing an injector system which can be used in our study, we examined a Ph.D study which was made in Automotive Engineering department in 1967. We made our air breathing injector system model similar to that study. As the combustion of mixture depends on the velocities of kerosene and air, several investigations are made for different velocites to make an optimum injector system design which is suitable for our system.

As a conclusion or aim in this study can be stated as follows;

1. To calculate the thrust of the rocket engine by using the equations of total resistance forces acting on a vehicle which is moving with a constant speed value.
2. To calculate dimensions for the combustion chamber, the nozzle, and the injector system for the air breathing rocket engine system designed for the desired thrust calculated by resistance forces.
3. To investigate the performance of air breathing rocket engine for different air axcess ratios and combusiton chamber pressures, by using characteristic paramters; specific impulse, characteristic velocity and nozzle thrust coefficient.
4. To optimize an appropriate injector system for this air breathing rocket engine by investigating the parameters which affect the injector system dimensions.

1. GİRİŞ

1.1 Çalışmanın Kapsam ve Amacı

Roketler genellikle ucu hava sürtünmesini azaltacak şekilde yapılmış, yakıt, motor ve egzozdan oluşan silindir şeklinde kaplardır. Roket motorlarında itme kuvveti sistemin impuls değişimleri ile kendi bünyesinde meydana gelir. Diğer bir deyişle roket motorunun bünyesindeki katı ya da sıvı haldeki yakıtın bazen ateşleyici bir sistemle, bazen de kendi kendine tutuşarak yanmasıyla, yakıtın içindeki kimyasal enerji ısı enerjisine dönüşür ve yanmanın sonucunda yüksek basınç ve sıcaklıkta gazlar oluşur. Bu gazların, roketin arkasındaki lülede genişletilip hızlandırılarak sistemden dışarı atılması, itme kuvvetini yaratmaktadır.

Roket motorlarında yanma olayında çevre havası kullanılmamaktadır. Bu nedenle roket motorları gerek uzay araçları, gerekse uzaya fırlatılan uyduların tahriki için uygundur. Roket motorları, sağladıkları büyük itme kuvveti sayesinde yüksek hızlar elde edebildiklerinden uzay incelemelerinin dışında, atmosfer içinde askeri amaçlı uygulamalarda da kullanım alanı bulmuşlardır.

Roket motoru, asıl olarak enerji dönüşümünü sağlayan en basit araçtır. Bu motorların yapılarındaki basitliğe rağmen kara taşıtlarında kullanılamamasının nedeni açığa çıkan yüksek basınç ve sıcaklık değerlerlerinin sistemde büyük zorlanmalar meydana getirmesidir. Bu bakımdan roket motoruyla taşıt tahriği kavramı sadece ‘land speed record’ diye adlandırılan hız rekoru denemelerinde karşımıza çıkar. Burada aerodinamik olarak özel dizayn edilmiş araçlar yüksek tepki kuvveti verecek şekilde tasarlanır ve hız rekoru denemeleri yapılır.

Bu tez çalışmasının kapsamı örnek bir taşıtın roket motoruyla tahriğinin teorik olarak incelenmesidir. Çalışmanın amacı yukarıda belirtildiği gibi hız rekoru denemesi yapmak değil, aksine belli bir sabit hıza ulaşan taşıtın bu sabit hızında seyrine roket tahriğiyle devam etmesidir. Tasarlanan bu sistem hibrid bir sistem olarak düşünülebilir. Taşıtı sıfır hızından belli bir hıza çıkarmak için içten yanmalı motor kullanılır. İstenilen hıza ulaşılınca roket motoru çalışmaya başlar ve içten yanmalı

motorla taşıt tekerlekleri arasındaki bağlantı kesilir. İçten yanmalı motor bu noktadan sonra roket motoruna istenilen debideki yakıcı-yakıtı sağlayan besleme sisteminin elemanlarını tahrik eder.

Roket motoru tasarımı, sistemden elde edilmesi düşünülen tepki kuvvetine göre yapılır. Bu bakımdan öncelikle tasarlanılacak hibrid sisteminin kuvvet gereksinimi bulunmalıdır. Bilindiği gibi bir taşıtın hareket etmeye başlaması, hareketini devam ettirmesi veya hareket karakterini değiştirmesi istendiğinde, taşıtın üzerine kuvvet etkimesi gerekir. Bu kuvvet, taşıtın istenilen hareketleri yapabilmesi için bazı dirençleri dengelemek zorundadır. Tasarlanacak roket motorunun tepki kuvvetinin hesabı için taşıt belli bir sabit hızda giderken, taşıtın üzerine etkiyen seyir dirençlerinin bilinmesi gereklidir. Çünkü elde edilecek kuvvet bu seyir dirençlerinin toplamını yenecek kuvvettir. Bu bakımdan örnek bir taşıtın verileri kullanılarak çeşitli hızlardaki seyir dirençleri hesaplanacak ve istenilen hıza karşılık gelen tepki kuvveti bu şekilde bulunmuş olacaktır.

Roket motorunun tepki kuvveti bulunduktan sonra bu kuvveti sağlayacak lüle, yanma odası ve püskürtme sistemi tasarımı yapılacaktır. Roket motorlarının imali için gerekli boyutlar ve performans değerleri bugüne kadar yapılmış olan çalışmalardan ve teorik hesaplardan elde edilen karakteristik parametrelerden yararlanılarak tespit edilir. Bu karakteristik parametrelerin kullanımı roket motoru tasarımında işlemleri kolaylaştırdığı gibi, örnek motorlar arasında karşılaştırma yapılarak motorun değerlendirilmesine de imkan tanır. Bahsedilen bu parametreler aşağıda belitildiği gibidir.

- İtme kuvveti katsayısı (C_F): Lüleden geçen akımı karakterize eder ve itme kuvvetinin yanma odası basıncı ve lüle boğaz kesit alanına oranı şeklinde tanımlanır.
- Karakteristik hız (c*): Yanma odasındaki yanma olayını karakterize eder. Yakıcı ve yakıt arasındaki kimyasal reaksiyonları karşılaştırmada kullanılır.
- Özgül impuls (Is): Roket motoru performansının belirlenmesinde çok önemli bir parametredir. Yukarıda tanımlanan iki parametrenin birleşimi olup yakıcı-yakıt ve motor sisteminin tümünü karakterize eder.

Yukarıda tanımlanan karakteristik parametrelerin yardımıyla, istenilen tepki kuvvetine göre tasarlanacak roket motoru için hesaplanacak değerler aşağıda maddeler halinde verilmiştir.

- Lüle boğaz ve çıkış kesitlerinin boyutları
- Lüle boğaz ve çıkış kesitlerindeki sıcaklık ve basınç değerleri
- Egzoz gazları çıkış hızı
- Lülenin kütlesel ve ağırlıksal akış debisi
- Roket motorunun yanma odası çapı ve uzunluğu

Lülenin kütlesel ve ağırlıksal debilerinin bulunmasından sonra yakıcı-yakıt çiftinin yanma reaksiyonuna göre tanımlanan karışım oranları dikkate alınarak geliştirilecek püskürtme sistemine ait büyüklükler hesaplanacaktır.

Hesapları yapılacak püskürtme sistemi roket motorlarında kullanılan püskürtme sistemlerinden farklı olacaktır. Bunun sebebi yakıt olarak kullanılacak kerozenin hava ile yanma reaksiyonuna sokularak, havayla çalışan bir roket motoru tasarlanmak istenmesidir.

Havayla çalışan roket motoru tasarımı İ.T.Ü Motorlar Kürsüsünde yapılan iki çalışmanın ışığında gerçekleşmiştir. Bunlardan ilki sayın Prof.Dr. Behçet Safgönül'ün roket motorlarında püskürtme sistemi karakteristiklerinin yanma olaylarına etkilerini incelediği deney ve çalışmalarıdır. Yanma odası çapı ve lüle dar boğaz kesit alanı sabit bu motorla, değişen yanma odası uzunluklarında deneysel çalışmalar yapılmıştır. Tasarlanacak roket motorunun hesaplarında kullanılacak yanma odası ve lüle boyutları bu çalışmadan alınacaktır.

Roket motoru tasarımı yapılırken faydanılan ikinci çalışma ise 'Hava Akımına Yapılan Püskürtmede Çap Dağılımı ve Hava Hareketleri ile Karşılıklı Etkileri' konulu doktora çalışmasıdır. Bu çalışmada gaz türbinlerindekine benzer bir yanma odası modelinde paralel hava akımı içine sıvı püskürtüldüğünde elde edilen demetteki çap dağılımı ve sıvı demetinin parçalanmasında paralel hava akımının ekileri incelenmiştir. Sistemimizde yakıt olarak kullanılacak kerozenin hava akımına püskürtülmesiyle yanma gerçekleşeceği için bu çalışmadaki püskürtme sistemi,

havanın yanma odasına sağlanma şekli ve yanma odası modeli örnek olarak alınmıştır.

Yukarıda bahsi geçen iki çalışmayla tezimin amacı daha belirginleşmiştir. Buna göre taşıtın istenilen sabit hızda seyrine imkan verecek tepki kuvvetine göre tasarlanacak roket motorunun karakteristikleri hesaplanırken yanma odası ve lüle boyutları örnek alınan sisteme göre ayarlanacaktır. Başka bir deyişle çeşitli yanma odası basınç ve sıcaklıkları tayin edilerek sahip olunan roket motoru geometrisinden istenilen itme kuvvetinin makul miktarda yakıcı-yakıt kullanılarak hangi şartlarda alınacağı incelenecektir.

Bu incelemenin yapılması roket motoru hesaplarında kullanılan karakteristik parametrelerinin, aşağıdaki koşullardan ne şekilde etkilendiğinin araştırılması ile mümkün olacaktır:

1. Yanma odası basıncının değiştirilmesi,
2. Kerozen ve hava arasındaki reaksiyonda çeşitli karışım oranları seçilerek adyabatik yanma sıcaklığının ve yanma ürünlerinin molekül ağırlığının değiştirilmesi,
3. Yakıcı-yakıt olarak kullanılan hava ve kerozenin ısıtılarak yanma odasına gönderilmesi ile yanma reaksiyonunun değiştirilmesi.

Yapılan çalışmada bu koşulların karakteristik parametreleri ne şekilde etkilediği tablolar ve grafikler halinde verilecektir. Bu şekilde elde edilen sonuçların yorumlanmasıyla havayla çalışan bir roket motorunda lüle ve yanma odası optimizasyonunun yapılması mümkün olacaktır.

Son olarak roket motorundan elde edilmesi hedeflenen tepki kuvveti için gerekli yakıcı-yakıt debisinin sisteme nasıl sağlanacağı tasarlanacaktır. Örnek alınan çalışmadaki hesap adımları izlenerek püskürtme sistemine ait şu değerler bulunacaktır:

- Yakıtın püskürtüldüğü memenin kesit alanı
- Yakıt demetinin püskürtülme hızı
- Havanın yanma odasına giriş hızı
- Havanın yanma odasına girdiği kesit alanı

Kerozenin püskürtüleceği yakıt memesinin kesit alanı sistem için gerekli toplam yakıcı-yakıt debisi, hava ile kerozenin karışım oranı ve yanma reaksiyonu gibi bir çok parametreye bağlı olarak değiştiğinden, bu değişimlerin her birinin etkileri incelenerek optimum bir püskürtme sistemi tasarlanacaktır.

Yakıcı olarak kullanılacak havanın yanma odasına girişi ise hava ile kerozenin iyi bir karışım vermesi için gerekli bağıl hız değerlerine göre modellenecektir. Yakıt demeti püskürtme hızının bulunmasından sonra bu hıza uygun bir hava hızı seçilerek, istenilen debi ve hızdaki havanın yanma odasına girdiği kesit alanı hesaplanacaktır.

Buraya kadar yapılan açıklamalardan anlaşılacağı üzere, örnek bir taşıtın havayla çalışan bir roket motoruyla tahriğinin modelenmesinde bir çok parametre etkili olmaktadır. Bu tez çalışmasında İ.T.Ü Motorlar Kürsüsünde geçmiş yıllarda deneysel çalışmaları yapılmış roket motorunun verileri kullanılarak, hava ile çalışan bir roket motoru tasarımı yapılması ve tasarıma etkiyen parametrelerin teorik olarak incelenmesi amaçlanmaktadır.

2. ROKET MOTORU KAVRAMI

Roket motoru esas olarak çok eskiden beri bilinmekte ise de bilimsel olarak son asrın başlarında araştırılmaya başlanmıştır. Roket motorları sağladıkları yüksek itme sayesinde yüksek hızlar elde edebildiklerinden gerek uzay incelemelerinde gerekse atmosfer içerisinde askeri amaçlı uygulamalarda kullanım alanı bulmuşlardır.

Roketlerin görevi, astronotik açıdan bir uyduyu atmosfer dışına çıkarmaktır. Yani roketlerin işlev gördüğü yer atmosferin içidir. Ancak bazı uydularda yörünge değişimini sağlayan kimyasal yakıt kullanan küçük roketlerde vardır.

Roketler yüksek hızlarından dolayı askeri amaçlarla da kullanılırlar. Örneğin karadan havaya, havadan havaya, denizden kara ve havaya atılan roketler yapılmıştır. Bir roket astronotik amaçla kullanılıyorsa taşıyıcı veya fırlatıcı adını alır. Askeri amaçla kullanılıyorsa yani taşıdığı yük tahrip amaçlı ise füze adını alır.

Roketler genellikle ucu hava sürtünmesini azaltacak şekilde yapılmış, yakıt, motor ve egzozdan oluşan silindir şeklinde kaplardır. Gerçekte bir roket motoru, enerji dönüşümünü gerçekleştiren en basit araçtır. Katı ya da sıvı haldeki yakıtın yanmasıyla yakıtın içindeki kimyasal enerji ısı enerjisine dönüşür ve yanmanın sonucunda sıcak gazlar oluşur. Bu gazlar roketin arkasındaki lüleden dışarı püskürür. Hızla dışarı püsküren gazlar da roketin ters yönde ilerlemesini sağlar. Yani ısı enerjisi hareket enerjisine (kinetik enerji) dönüşür. [23]

Bir rokette dört ana öğe bulunur:

1. Tepki sağlayacak yakıt (roket ağırlığının % 90-95'i yakıttır),
2. Yakıtın yandığı bölüm (yanma odası),
3. Yakıtın yanmasını başlatacak ateşleyici madde,
4. Yanma sonucunda oluşan gazın dışarı püskürtüldüğü delik (lüle).

2.1. Tepkili Motorlar

Roketler çalışmaları sırasında havaya gereksinim duymadan, yakıcısını kendi bünyesinde taşıyarak itme kuvveti oluşturan sistemlerdir ve bunlar tepkili motorlar sınıfına girerler. İtme kuvvetinin elde edilişine göre tepkili motorlar üç ana gruba ayrılır. [20]

2.1.1 Dolaylı Tepkili Motorlar

Bu tip motorlarda itme kuvveti, motor tarafından tahrik edilen pervane ile elde edilir. Uçak pervanelerini, pistonlu motor tahrik ettiği gibi, buna gaz türbinini ve turbo-propeler de eklenebilir. [20]

2.1.2 Doğrudan Tepkili Motorlar

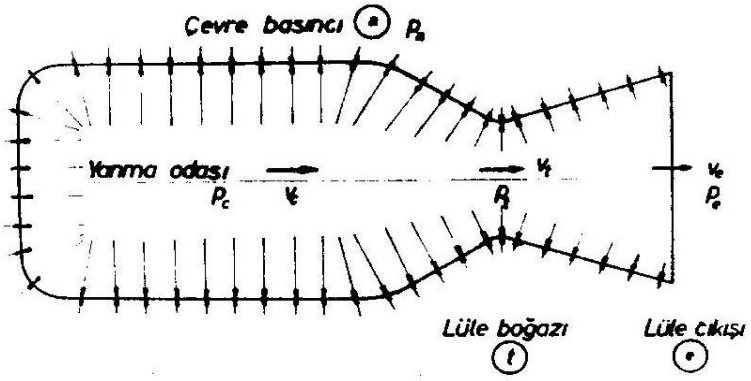
Bu tip motorlarda itme kuvveti, yanma odasındaki gaz hızlarının artması ve yanmanın yarattığı enerjinin bir lüle ile kinetik enerjiye dönüştürülmesi ile sağlanır. Yanma odası çıkışına lüle koymakla 'direkt tepkili motor' diğer bir deyimle jet motoru elde edilir. Jet motorları çeşitli şekilde olmaktadır. Bunlar; türbinli jet (türbo-jet), yığma ışınlı jet (ram jet) gibi motorlardır. [20]

Gerek direkt ve gerekse indirekt tepkili motorların yanma olaylarında hava kullanıldığından ancak atmosfer içinde çalışabilirler. Sonuç olarak, itme kuvveti, eğer bir pervanenin tahriki ile elde edilirse bu tipe indirekt tepkili motorlar, eğer bir jet lülesi ile elde edilirse bu tipe de tepkili motorlar denir.

2.1.3 Roket Motorları

Roket motorlarında itme kuvveti, sistemin impuls değişimleri ile kendi bünyesinde meydana gelir. Diğer bir deyimle roket motorunun bünyesindeki yakıcının yakıtı yakması sonucu oluşan gazların lüleden çıkışı itme kuvvetini yaratmaktadır.

Bir roket motorunun yanma odasında yanma sonucu açığa çıkan yüksek sıcaklıklı ve yüksek basınçlı yanmış gazlar bir hüzme halinde dışarı atılarak tepki kuvveti oluşturulur. Bunun için roketin arkası kesiti küçülterek akışı hızlandıran bir lüle şeklindedir. Hızlanan akışın kinetik enerjisi artarken yoğunluğu, sıcaklığı ve basıncı azalır. Şekil 2.1 de görüldüğü gibi çeperlerdeki basınç dağılımı tepki kuvvetini oluşturur.



Şekil 2.1 Roketin İtme Odasında Çeperlere Olan Basınç Dağılımı [18]

Tipik bir roket itme odası lüle, enjektör, ateşleme sistemi ve birleştirme sistemlerinden oluşur. Lüle tipi, boyutları ve oranları odanın basıncını saptar, ayrıca yakıcı-yakıt akışı, itme odası egzoz gazları çıkış hızı ve performans parametrelerinin değişimi de saptanır.

Roket motorlarını, diğer direkt ve indirekt tepkili motorlardan ayıran en önemli özellikler aşağıda belirtildiği gibidir:

a) Roket motorları, yanma olayında çevre havasını kullanmamaktadır. Bu nedenle roket motorları, gerek uzay araçları gerekse uzaya fırlatılan roketlerin tahriki için uygundur. Ayrıca atmosfer içinde kısa zamanda büyük itme kuvveti istenildiğinde de roket motoru kullanılır. Özellikle avcı uçaklarının ilk hareketinde, yüksek irtifa ve hıza sahip olmak istendiğinde, roket motoru kullanılmaktadır. Bu tip uçaklarda, karışık tahrik sistemi, diğer bir deyimle hem roket motoru hem de jet motoru kullanılmaktadır.

b) Roket motorlarının hareketli parçası yoktur. Ancak yakıt besleme sisteminin bazı parçaları hareketli olabilir. Motorun geometrik şekli de sabittir. Roketin çalışması diğer tepkili motorlara göre, uçağın uçuş hızına bağlı değildir. Ayrıca roketler, yüksek Mach sayılarında çalışırlar.

c) Roket motorlarının yanma odası basıncı 20-150 bar olur. Dolayısıyla küçük yanma odası hacimlerinden büyük enerji elde edilir.

d) Roket motorlarının bünyesinde, yakıcı ve yakıt beraber bulunur. Roket motorlarının özgül yakıcı-yakıt sarfiyatı yüksektir. Yakıcı-yakıt sarfiyatı bir tonluk itme için saniyede 3-6 kg dır. Buna karşılık direkt tepkili motorların yakıt sarfiyatı ise bir tonluk itme için saniyede 0.25-0.3 kg dır. Bu nedenle roket motorlarında itme kuvveti başına daha fazla yakıcı-yakıt miktarı bulunur ve dolayısıyla roket daha ağır olur.

e) Roket motorlarının boyutları küçük, ağırlığı az ve yanma süreleri kısa olur. Halen kullanılan kimyasal yakıcı-yakıt roket motorlarının yanma süreleri, saniyenin küsürü ile aşağı yukarı 10 dakika arasında bulunur. Yanma odası ve lülenin soğutulması, sıvı yakıcı-yakıtlardan birinin, çeperlerin etrafında dolaşması ile sağlanabilir. [20]

2.2 Roket Motorlarının Tarihsel Gelişimi

Roketlerin 12. asırda Çinliler tarafından bilinmekte ve önceleri eğlencelerde daha sonraları da silahlarda kullanılmakta olduğu eserlerden anlaşılmıştır. İlk barut türüyle doldurulan bambu borucukları, kötü ruhları korkutup kaçırmak amacıyla dini törenlerde patlatılıyordu. Büyük olasılıkla, iyice kapatılmamış olan bazı borucuklar, oldukları yerde gürültüyle patlamak yerine ateş saçarak fırlayıp gidiyordu. Çinlilerin kullandıkları ateş okları temeli çok daha sonraları Isaac Newton tarafından atılan roket prensibinin ilk sunumu olarak telaffuz edilirler. Bu oklar katı-yakıcı yakıtlı roket kavramının oluşmasında en büyük öncü olarak gösterilirler.

"Roket" sözcüğü tarihte ilk kez M.S.1397 yılında bir İtalyan olan Muratori tarafından "rochetta" şeklinde kullanılmıştır. Bilinen ilk roket destekli uçuş denemesi yine bir Çinli olan Wan-Hoo tarafından M.S.1500 yılında yapılmıştır. Ne var ki Çinliler, yaklaşık 1300 yıl boyunca kötü ruhları kovan havai fişekleri, etkili bir silaha dönüştürmeyi düşünemediler. Füzeler ve barut kullanan başka silahlar, Çin ordusunda ancak 1045 yılında kullanılmaya başlandı. Daha sonraları, roketlerin Moğollar ve Araplar tarafından da kullanıldığını görülmektedir. [23]

1300'lü yıllarda roketlerin Avrupa'daki cephaneliklerde yavaş yavaş yer almaya başlamalarına karşın, uzun bir süre roketler üzerinde önemli bir gelişme görülmemiştir. 1800'lü yılların başında roketlere yönelik ilgi yeniden uyandı. Bu ilginin nedeni İngiliz ordusunun Hindistan'da arka arkaya aldığı yenilgilerdir. Güney Hindistan'da Mysore Sultanı Haydar Ali'nin roket birlikleri, 1,5-2 km menzilli

roketlerle 1792 ve 1799'da İngilizlere ciddi kayıplar verdirmiştir. (Bu savaşlarda kullanılan roketlerden biri Londra yakınlarındaki Woolwich'te, Kraliyet Savaş Araçları Müzesi'nde sergilenmektedir.) Sultan'ın ordusunda 1200 kişilik bir roket birliği bulunuyordu. [23]

Roketlerin böylesine etkili bir silah olarak kullanılması, İngiliz ordusunun silah uzmanlarından Albay William Congrieve'in dikkatini çekmişti. Albay Congrieve de roketler üzerinde çalışmaya başladı. Woolwich'teki Kraliyet Laboratuvarı ona ayrıldı. Albay 8-136 kg arasında değişen roketler tasarlamıştır. Bunlar 1805'te Boulogne kuşatmasında, 1807'de Kopenhag kuşatmasında ve sonra da Napolyon'un ordularına karşı kullanılmıştır. İngiliz ordusundaki ilk roket birliği de 1818'de kurulmuştur.

Böylece roket kullanımı yeniden yaygınlaşmaya başlamıştır. İngilizler 1814'te Amerikalılara karşı, Amerikalılar 1847'de Meksikalılara karşı ve 1860'lı yıllardaki iç savaş sırasında Amerikalılar yine Amerikalılara karşı roket kullandılar. Birinci Dünya Savaşı'na gelindiğindeyse roket kullanan tek ordu Fransız ordusuydu. Roket yakıtı olarak da hâlâ barut türevi katı maddeler kullanılıyordu. Fransızlar, Almanların gözlem zeplinlerini düşürmek amacıyla, yerden ya da uçak kanatlarından, roketler fırlatıyorlardı. Ancak uçakların kanatları kumaş ve vernikle kaplı olduğundan, roketi fırlatan uçağın yanma riski vardı. Gerçekte bu saldırıların başarı oranı çok düşüktü ama yine de Almanların zeplin kullanmasını engelledi. [23]

Birinci Dünya Savaşı'nda Fransızların kullandığı roketler, dev gibi Alman zeplinlerini bile zor vuruyordu. 1957'deyse artık Sovyetler Birliği ve Amerika Dünya'nın yörüngesine uydu yerleştirebilen çok güçlü ve karmaşık roketler üretir durumdaydılar. İnsanlar basit roketlerden karmaşık roketlere uzanan zorlu yolu 40 yılda almıştı. Bu denli kısa bir sürede çok büyük bir bilim-teknoloji sıçraması gerçekleştirilmişti. Peki bu başarının ardında kimler ve hangi olaylar yer alıyordu?

Uzay araştırmalarında Sovyetler Birliği'nin ilk dönem başarılarında Sergey Korolyev'in, Amerika'nın başarılarında da Wernher von Braun'un imzası vardı. Korolyev ve von Braun çok iyi birer mühendis ve titiz birer tasarımcıydılar. Günümüz roket teknolojisi bu iki kişiye çok şey borçludur. Ne var ki, insanlara uzay yolculuğunun bir hayal olmadığını gösteren; bunun gerçekleştirilebilecek bir düşünce olduğunu kanıtlayan onlar değildi. Yaptıkları araştırmalar ve ileri sürdükleri

düşüncelerle 20. yüzyıl roketçiliğinin temellerini atan daha başka birileri vardı: Konstantin Tsiolkovsky, Robert H. Goddard ve Hermann Oberth.

Gezegenlerarası yolculukların yapılabileceğini ileri süren ve bunu bilimsel olarak kanıtlayan ilk kişi Konstantin Tsiolkovsky'dir (1857-1935). Kaluga adlı bir Rus kasabasında matematik öğretmenliği yapan Tsiolkovsky, daha günümüzden yüz yıl önce uzay araştırmalarına yönelik tasarımlar yapmış ve 500 dolayında makale yayımlamıştır. Bu makalelerinde ele aldığı konular arasında, uzayda yolculuk edecek sıvı yakıtlı ve çok aşamalı roketler (Apollo projesindekiler gibi), Dünya'nın yörüngesinde kurulacak uzay istasyonları (Mir gibi), asteroidlerde madencilik, uzay elbiseleri, mikroçekim ortamında yeme, içme ve uyuma sorunları, uzay kolonilerinde besin ve oksijen sağlamak için kurulacak biyolojik sistemler vb. bulunmaktadır. Zamanının çok ilerisindeki düşüncelerinden, yaptığı tasarını ve hesaplamaların şaşırtıcı doğruluğundan (örneğin, Dünya'dan kurtuluş hızının 8 km/s olduğunu bulmuştur) dolayı Tsiolkovsky birçok bilim adamınca "uzay çağının babası" olarak kabul edilir. "İnsanlar şu anda çok güçlü değil. Buna karşın daha şimdiden yeryüzünde önemli dönüşümleri gerçekleştirmiş durumdalar. Önümüzdeki milyonlarca yıl içinde, insanın gücü artacak. Öyle ki, okyanusları ve atmosferi bile kontrol edebilecek. Yalnızca Dünya'yı değil Güneş Sistemi'ni de kontrol altına alabilecek. Güneş Sistemi sınırlarının ötesine yolculuklar yapacak. Öteki güneşlere ulaşacak ve kendi ölmekte olan Güneşi'nin enerjisi yerine bu yeni yıldızların taze enerjisini kullanacak." diyen Tsiolkovsky, Sovyet bilim adamlarına ve uzay mühendislerine büyük bir esin kaynağı olmuştur. [23]

Tıpkı Konstantin Tsiolkovsky gibi, ama ondan habersiz olarak, uzaya açılmayı düşleyen biri daha vardı: Amerikalı profesör Robert H. Goddard (1882-1945). O da uzaya çıkabilmek için sıvı yakıtlı roketler kullanılması gerektiğini ileri sürüyordu. Ama o Tsiolkovsky gibi yalnızca düşünmekle, tasarım ve çizimler yapmakla kalmıyor kendi roket denemelerini de gerçekleştiriyordu. 1919'da "Aşırı Yüksekliklere Ulaşmak İçin Bir Yöntem" adlı bir makale yayımladı. Bu makalede önemli sonuçlara varıyordu: Aşırı yüksekliklere ulaşabilmek, hatta Dünya'nın güçlü kütle çekim etkisini aşıp uzaya açılabilmek için çok aşamalı roketlerin kullanılması gerektiği ve roketlerin boşlukta, havadakinden daha verimli çalıştığı. Goddard 1920'de sıvı yakıtlı roketler üzerinde çalışmaya başladı. Bunlar katı yakıtlılara göre daha karmaşıktı. Ayrı ayrı yakıt ve oksijen tankları, yanma odası ve türbin

gerektiriyordu. Bütün bunlara karşın Goddard, Mart 1926'da dünyanın ilk sıvı yakıtlı roketini fırlattı. On iki metre yükselen roket 56 m öteye düşmüş ve yalnızca 2,5 saniye havada kalabilmişti. Ama Wright kardeşlerin uçağı da ilk uçuşunda yalnızca 59 saniye uçmuştu. Çalışmalarını sürdüren Goddard, roket hareketleri kuramının kurucusu olmuştur.

Yirminci yüzyıl roket teknolojisinin temellerini atan üçüncü kişi Macaristan doğumlu astrofizikçi Hermann Oberth'tir (1894-1990). Oberth, Alman roketçiliğinin kurucusu olarak bilinir. 1923'te yazdığı "Gezegenlerarası Uzayda Roketler" adlı kitabının bir sonraki kuşak roket araştırmacıları üzerinde büyük etkisi olmuştur. İkinci Dünya Savaşı sırasında Alman ordusu için roket geliştirme çalışmalarına katılmıştır. Asistanlığını yapan genç Wernher von Braun'la birlikte V-l roketlerini geliştiren Oberth, savaşın sonunda Amerikan uzay araştırmaları programında görev aldı. Apollo projesi dahil birçok proje için güçlü roketlerin üretiminde rol oynadı.

Yirminci yüzyıl roketçiliği bu üç büyük bilim adamının çalışmalarının üzerinde yükselmektedir. Ancak bu süreçte çok önemli rolü olan, bir de olay vardır: II. Dünya Savaşı.

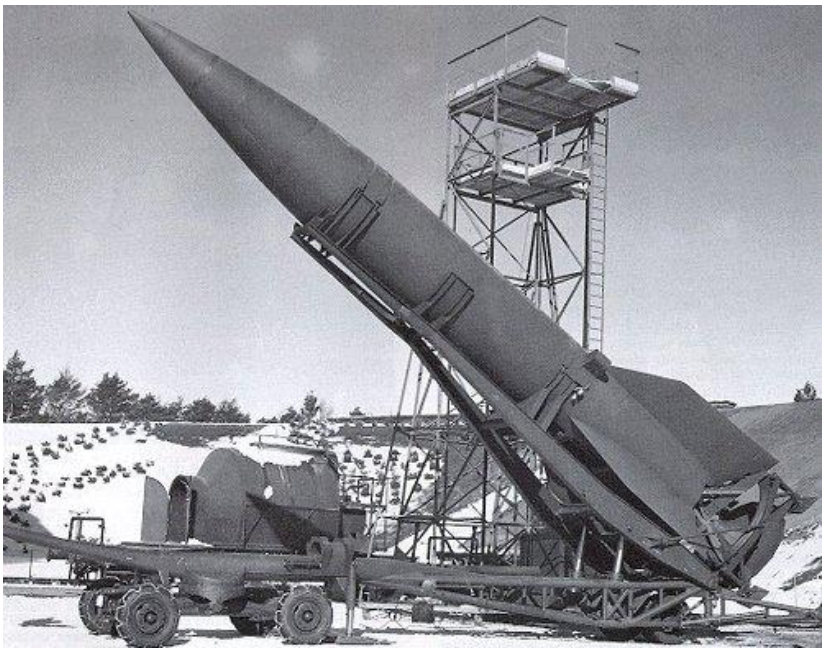
V-l, V-2 Apollo Roketleri:

Nazi Almanya'sının 1942'nin sonlarından itibaren hava hakimiyetini kaybetmeye başlamasıyla beraber, Alman toprakları Müttefik hava bombardımanlarının hedefi haline gelmiştir. Buna karşılık Alman Hava Kuvvetlerinin bu saldırılara misilleme yapabilecek imkanlardan yoksun oluşu, Adolf Hitler'in 'İntikam Silahı' adını verdiği V1 ve V2 roketlerini kullanıma sokulması sonucunu doğurmuştur.

Bir Alman olan Wernher von Braun, roketlerle uğraşmaya 17 yaşında başlamış kısa sürede yükselip Alman askeri roket geliştirme programının başına geçmiş ve ilk uzun menzilli balistik roketleri V1 ve V2 yi geliştirmiştir. 'Uçan Bomba' adı verilen V1, esasen pilotsuz bir jet uçağıdır ve günümüzdeki 'cruise' füzelerinin atası olarak değerlendirilebilir. Küçük bir jet motoruyla donatılan yaklaşık 8 metre uzunluğundaki V1, içine yerleştirilen ilkel bir otomatik pilot sistemi yardımıyla 800-1000 metre irtifada, 500 km/saat'lik bir hızla uçabilmekte ve 1 ton patlayıcı maddeyi içeren savaş başlığını 250 km uzaklığa ulaştırabilmekteydi. İlki 13 Haziran 1944'de olmak üzere Belçika, Kuzeybatı Fransa'dan İngiltere'deki yerleşim merkezlerine yaklaşık 9000 adet V1 ateşlenmiştir. Ancak V1'ler kendilerinden beklenileni

verememişlerdir. Düz bir hat üzerinde uçtukları ve çok gürültü çıkardıkları için, V1'lerin önemli bir kısmı kolayca tespit edilebilmiş ve zaten çok hızlı yol alamadıkları için İngiliz avcı uçaklarınca hedeflerine varamadan düşürülmüştür.

Askeri teknoloji alanında yeni bir çığır açan ve askeri stratejiyi geri dönülemeyecek şekilde değiştiren gelişme V2 roketlerinin kullanımı olmuştur. V2'lerde katı yakıt kullanımından sıvı yakıt kullanımına geçilmiştir. 15 metre boyunda olan V2'ler fırlatıldıktan sonra yere dikey olarak yükselip 100 km'lik bir irtifaya ulaşınca, bu kez neredeyse 90 derecelik bir açıyla hedefe doğru dalışa geçmekteydi. Başka bir deyişle, V1 gibi yatay olarak birkaç bin metre irtifada uçmak yerine, V2 parabol şeklinde uçuş yolu izleyerek hedefe ulaşmaktaydı. Bu parabole benzeyen uçuş yolu dolayısıyla V2'ler 'balistik füze' terimini askeri terminolojiye sokmuştur. [29]



Şekil 2.2 Werner von Braun V2 roketi [27]

Uçuşunun ikinci kısmında motorunun itme gücünün yanı sıra, yerçekimi etkisini de kullanarak 2500 km/saat'lik bir dalış hızına ulaşan V2; çok yüksek hız ve neredeyse 90 derecelik bir açıyla hedefine yaklaştığı için, o günün teknolojik imkanlarıyla durdurulması imkansız bir silahtı. Dahası 950 kg'lık savaş başlığını 330 km uzağa taşıyabiliyordu. Almanya 8 Eylül 1944'den başlayarak İngiltere üzerine 4000 ve Belçika'nın Antwerp şehrine karşı 1600 adet V2 roketi fırlatmıştır. Hem V1 hem de V2'ler askeri açıdan kendilerinden beklenilen verimi verememişlerdir. Her iki

roketinde isabet oranları düşüktü. Bu roketlerin dairesel yanılgı payı 17.7 km idi. Bu nedenle vurulması zor askeri ve stratejik hedeflere karşı fazla başarılı olamamışlardır. Ancak Almanlar, bu roketleri 'terör silahları' olarak sivil hedeflere karşı kullanmayı tercih etmişlerdir. Böylece çıkardıkları yüksek ses ve tahrip gücü sayesinde halkın morali üzerinde olumsuz bir etki yaratmaya çalışmışlardır. Ancak 1945 Nisanında Alman orduları bütün cephelerde geri çekilmeye başlar, Hitler, roket bilgisinin Amerikalıların eline geçmesini önlemek üzere Von Braun ve ekibinin ortadan kaldırılmasını emreder. Ancak Von Braun ve 100 meslektaşı Amerikaya kaçmayı başarınca roket teknolojisinde liderlik Amerika'nın eline geçer. Bu liderlik fazla uzun sürmez çünkü Sovyet bilim adamı Korolev, 1961'den itibaren pek çok Sovyet kozmonotunu yörüngeye taşıyacak olan Vostok, Voskhod ve Soyuz uzay araçlarını geliştirecektir. [23]

Savaşın sonunda Sovyetler Birliği de roket geliştirme çalışmalarına yöneldi. ABD'yi vuracak bir kıtalararası balistik roket geliştirmek onlar için çok önemliydi. Sovyetler Birliğnin bir başka ilgi alanı da uzaydı. Düşmanlara karşı kimi askeri etkinlikler uzaydan da yürütülebilirdi. Sovyetler Birliği'nde roket çalışmalarının başında Sergey Korolyev adlı bir mühendis bulunuyordu. Korolyev aynı zamanda çok titiz bir tasarımcıydı. Uzun bir süre uzay araçları baş tasarımcısı olarak Sovyetler Birliği'nin uzay programını yönetti. 1957'de Korolyev ve ekibi Dünya yörüngesine yerleştirilecek bir uydu projesi üzerinde çalışıyordu. Bu, birçok bilimsel aygıt içeren 1500 kg'lık büyük bir uyduydu. Ne var ki çalışmalar planlanandan daha yavaş ilerliyordu. Öte yandan uyduyu yörüngeye oturtacak roketin yapımı bitmek üzereydi. Korolyev'in aklına parlak bir fikir geldi: Çok daha küçük ve basit bir aracı yörüngeye yerleştirmek. Böylece hem yeni roket denenecek hem de üst makamlara bu işin yapılabilirliği gösterilecekti. Küçük uydu, iki ayda tamamlandı. Ve 4 Ekim 1957'de Kazakistan'daki Baykonur Uzay Üssü'nden fırlatılan R-7 roketiyle, insan yapımı ilk Dünya uydusu, Sputnik I, Dünya'nın çevresinde yakın bir yörüngeye yerleştirildi. Sputnik I, birçok gelişmiş elektronik aygıtla donanan günümüz uydularıyla karşılaştırıldığında gerçekten de bir oyuncak gibi kalan ; basketbol topundan biraz daha büyük, parlak, alüminyum bir küre idi. Yalnızca bir kimyasal pil ve iki küçük verici içeriyordu; dört tane de anteni vardı. Yörüngede dönerken yaptığı tek iş 20 ve 40 MHz'de sürekli bir "bip" sesi yayınlamaktı.

Ne var ki Sputnik I'in, bilim ve teknoloji alanında ileri uluslar, özellikle Amerikalılar üzerindeki etkisi çok güçlü ve sarsıcı olmuştu. Dünyanın her yanında insanlar, bu "bip" sesini duyabilmek için radyolarını ayarlamaya başladı. Amerikalılara göre Sovyetler Birliği uzayın fethine başlamış ve bilim-teknoloji alanında dünya lideri olduğunu göstermişti.

Küçük yapay uydu her 90 dakikada bir Amerika'nın üzerinden geçiyordu. Amerikalılar şaşkın ve tedirgindi. Birçok insan yörüngedeki yapay bir uydunun nasıl bir şey olduğunu bile düşünemiyordu. Sputnik I gizemli bir araçtı. Büyük olasılıkla "kızıllar" uzaydan onları gözlüyordu. Öte yandan yalnızca halk değil askerler ve politikacılar da sarsılmıştı. Kimileri olayı "kansız Pearl Harbor" olarak yorumlarken kimileri de yakın bir gelecekte uzaydan nükleer bombaların düşeceğini ileri sürüyordu. [23]

Bu olay, Amerikalıların uzay çalışmalarına yönelmesinde önemli bir rol oynadı. Bir yıl sonra NASA kuruldu. Sputnik I'den bir ay sonra, Sovyetler Birliği bu kez de Sputnik Il'yi yörüngeye oturttu. Bu, çok daha büyük bir uyduydu ve bir de yolcusu vardı: Laika adında bir köpek. Sovyet bilim adamları yaklaşık bir hafta boyunca Laika'dan biyolojik veri topladılar. Ne yazık ki Sputnik Il'nin geri dönüş sistemi yoktu ve Laika yörüngede öldü.

O dönemde ABD'de roket çalışmaları hava kuvvetleri ve deniz kuvvetleri tarafından ayrı ayrı yürütülüyordu. İki ekip de ABD'nin ilk uydusunu fırlatmak için yarış halindeydi. İlk denemeyi deniz kuvvetleri yaptı. 6 Aralık 1957'de Vanguard adlı roket, dünyanın her yanından gelen habercilerin önünde ateşlendi. Vanguard da tıpkı Sputnik I'e benzeyen küçük bir uydu taşıyordu. Amaç Sovyetler'den aşağı kalın-madığını dünyaya göstermekti. Ne var ki roket birkaç metre yükseldikten sonra düştü ve patladı. Ertesi gün kimi gazeteler, başarısız girişimden alaylı bir biçimde "Kaputnik" olarak söz ediyordu.

Deneme sırası hava kuvvetlerindeydi. Wernher von Braun'un liderliğindeki ekip kendi geliştirdiği Jupiter-C roketini, 31 Ocak 1958'de Cape Canaveral Hava Üssü'nden başarıyla fırlattı. Jupiter-C'nin taşıdığı Explorer I adlı uydu yörüngeye yerleştirildi. Böylece Amerikalılar, uzayı Sovyetler Birliği'ne bırakmadıklarını göstermiş oldular. Uyduyu yapan ekibin başında da James A. Van Ailen

bulunuyordu. Bu uydunun taşıdığı bilimsel aygıtlar Dünya'nın çevresinde, şimdi Van Ailen kuşağı olarak anılan, bir ışınını kuşağı olduğunu keşfetti.

Sputnik I'e gelince, onun vericileri fırlatıldıktan 23 gün sonra susmuştu. Uydunun kendi de fırlatıldıktan yalnızca 92 gün sonra 4 Ocak 1958'de atmosferde yandı. Ne var ki, bu kısa ömürlü küçük alüminyum top, uzay çağını başlatan fitili ateşlemeye yetmişti.

2.3 Roket Motorlarının Sınıflandırılması

Bu güne kadar imal edilen çeşitli tip roket motorları, kullanma amaçlarına yeterli gelmemektedir. Çünkü kullanılan yakıcının yakıtı yakması sonucu meydana gelen egzoz gazlarının çıkış hızı, daima 5000 m/sn' nin altında olmaktadır.

Oysa, uzayda bulunan en yakın mesafedeki uyduya (ay) gidecek tek kademeli roket için gerekli egzoz gazı çıkış hızı, yaklaşık olarak 12000 m/sn olmalıdır. Bu hızın tek kademeli kimyasal yakıcı-yakıtlı roketlerle sağlanması mümkün olmadığından, uzay araştırmalarında çok kademeli roketler kullanılmaktadır. Bunlarda, birinci kademenin yanma olayı bitince ondan sonraki kademe ateşlenir, diğeri bu esnada roketten ayrılır. Buna bağlı olarak roketlerin yakıcı-yakıt sarfiyatı çok fazla, dolayısıyla roket de ağır olmaktadır. Bu nedenle uzaya çok az miktarda faydalı yük gönderilmektedir. Bu sebepten, egzoz gazının çıkış hızının arttırılması için gerek yeni yakıcı-yakıt türlerinin bulunması, gerekse çalışma sistemi değişik roket motorlarının geliştirilmesi üzerine yoğun incelemeler yapılmaktadır. [20]

Bugüne kadar yapılan çalışmalar göz önüne alınarak roketleri tahrik eden motorların enerjinin elde ediliş şekline göre dört sınıfa ayırabiliriz.

1. Kimyasal Yakıtlı Roketler
    - Katı Yakıcı-Yakıtlı Roket Motorları
    - Sıvı Yakıcı-Yakıtlı Roket Motorları
2. Elektrikli Roket Motorları
    - Elektrotermal Motorlar
    - Elektrostatik Motorlar (İyonlarla Tahrik)
    - Elektromanyetik Motorlar (Plazma Motorları)

3. Güneş Işınımlı İtme Motorları
4. Nükleer Motorlar

2.4 Kimyasal Yakıtlı Roketler

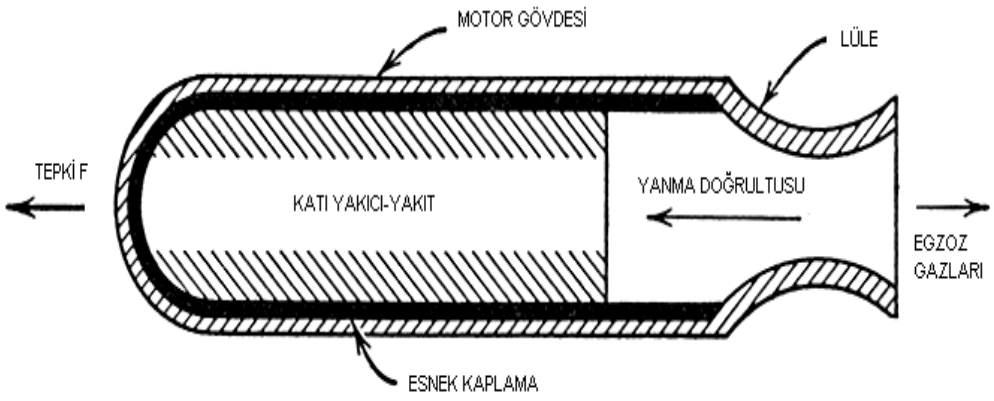
Bu tip roketlerin tahriki için gerekli enerjinin sağlanması yakıcı ve yakıtın kimyasal reaksiyonu ile gerçekleşmektedir. Genellikle taşıyıcı olarak kullanılan büyük yapılı roketlerin motorları bu şekildedir. Bunlara aynı zamanda yakıcı-yakıt ile çalışan roket motorları da denir. Bu güne kadar uygulamada kullanılan roket motorlarıdır. Katı ve sıvı yakıcı-yakıtlı olmak üzere iki gruba ayrılırlar. Özel durumlar için geliştirilmiş hem katı hem sıvı yakıcı yakıtlı hibrit sistemler de mevcuttur.

2.4.1 Katı Yakıcı-Yakıtlı Roketler

Katı yakıcı-yakıtlı roket motoru yakıcı-yakıt (grain), gövde, lüle, ateşleme donanımı ve katı yakıcı-yakıtın yanma odasına tespit elemanlarından oluşur. Bu tip roket motorunda katı yakıcı-yakıt, ateşleme sistemi ile tutuşturularak yanma olayı başlatılır. Bünyesindeki yakıcı ve yakıtın özelliğinden dolayı, katı yakıcı ve yakıt sona erinceye kadar yanma devam eder. Katı yakıcı-yakıtın, hem cinsine hem de yanma odası içine yerleştirilme şekline göre, egzoz gazı çıkış hızı artırılabilir.

Bu roketlerin en güzel yanı basit yapıda olmalarıdır. Genelde atmosfer içinde veya atmosferin üst kısımlarına yük taşımak amacıyla kullanılırlar. Yakıtın yanmasını kontrol eden bir motor düzenekleri yoktur. Askeri alanda en çok kullanılan roket türleridir. Hacim ve büyüklük bakımından sıvı yakıtlı roketlere nazaran çok küçük olabilirler. Askeriyede, omuz üzerinden tanklara ve uçaklara karşı kullanılan roketler bu tür yakıt kullanırlar. Bunların atmosfer içinde havanın direncinden dolayı rotalarından çıkmamaları için daha büyük kanatları vardır.

Katı yakıtlı roketlerde yanıcı ve yakıcı madde mümkün mertebede homojen olarak karıştırılarak bir arada bulunmaktadır. Bu nedenle eğer karışım homojen olmazsa roketin yanma odasında ve egzoz çıkışında bölgesel patlamalar meydana getirmekte, bu nedenle roketin hızı düzenli olmamaktadır. En büyük avantajları ise itme gücünün yüksek olmasıdır. Sıvı yakıtlılardan iki kat daha büyük bir itme gücü sağlarlar. Egzoz ısıları çok yüksek olduğundan, yakıt tankı ve egzozun çok sağlam olması gerekir. Bazı roketlerde egzozu soğutan bazı ek düzenekler vardır.



Şekil 2.3 Katı yakıcı-yakıtlı roket motor kesidi [2]

Roketin hızını ve yanma hızını kontrol eden bir düzenek yoktur. Ek düzeneklerin olmaması roketin yükünü azalttığı için bir yerde avantaj olarak kabul edilebilir.

Bu tip roket motorlarında, yanma olayını durdurmak gerektiği zaman (örneğin roket manevralarında) çeşitli yöntemler kullanılır. Yanma olayının durdurulabilmesi :

- Yanma yüzeyi üzerine su püskürtülmesi ,
- Yanma odası çeperlerinde bulunan deliklerin aniden açılarak basınç düşmesinin sağlanması ile sağlanabilir.

Birçok katı yakıt olmasına rağmen aşağıda yazılı iki karışım tercih edilir:

1. Yanma hızı içine çeşitli maddeler katılarak azaltılmış nitrogliserin
2. Amonyum Nitratla karıştırılmış, sentetik lastik

2.4.1.1 Katı Yakıtlı Roketlerin Avantajları

1. Yakıtın ucuzluğu ve kolay elde edilmesi tercih nedenidir.
2. Kaldırma kuvvetleri ve hızları çok yüksektir. Bu nedenle askeri roketler genelde katı yakıtlıdırlar. Kısa sürede hedefe ulaşırlar, düşman füzeleri tarafından yakalanması ve düşürülmeleri zordur.
3. Amaca göre farklı büyüklüklerde imal edilebilirler (omuz üzerinden, uçaktan ve rampa kullanılarak atılabilecek büyüklüklerde olabilirler).
4. Özgül impuls 250-300 saniye dolayındadır.
5. Taşıdıkları yakıt, hedef yükün 20 katına kadar çıkabilir.
6. Taşınmaları ve saklanmaları kolaydır.

7. Her zaman ateşlemeye hazır durumda tutulabilirler. Yakıt yüksek basınç altında saklanır.
8. Yanma süreleri kısadır yüksek eksoz basıncı oluştururlar. Eksoz sıcaklıkları yaklaşık 3000 °C dir.
9. Genelde tek kademeli roketlerdir ve tek bir hedef yükü taşırlar.
10. İmal edilmeleri basit ve ucuzdur. Sadece yüksek sıcaklık ve basınca dayanıklı bir döküm ve uygun bir kaplamaya ihtiyaç duyarlar.
11. Eksoz soğutması ek bir düzenek gerektirmez. Grafit kullanılarak ısının absorbe edilmesi sağlanır.
12. Sıvı yakıtlı roketlere nazaran daha güvenlidirler.
13. Parçalı roketlerin ilk ateşlenen kısımlarında ve kademeli roketlerin birinci bölümünde kullanılırlar. [29]

2.4.1.2 Katı Yakıtlı Roketlerin Dezavantajları

1. Yanma hızı kontrol edilemediğinden, rokette birden fazla egzoz bulunur. Bu da itme gücünden kayba neden olur.
2. Yakıt homojen olarak imal edilmediyse, yanma odasında ve egzozda tahribat ve hedef sapmasına yol açar (yakıt, vana ve pompa sistemleri yoktur).
3. Roket ateşlendikten sonra durdurulamaz. [29]

2.4.2 Sıvı Yakıcı-Yakıtlı Roket Motoru

Sıvı yakıcı-yakıtlı roket motorlarında yakıt ve yakıcı, yanma odası içine ayrı ayrı püskürtülür. Memelerden püskürtülen yakıcı ve yakıt çeşitli şekillerde birbirleri ile temas ederler. Yakıcı-yakıt ya kendi kendine ya da bir tutuşturucu yardımı ile yanmaya başlar. Yanma odasında yakıcının yakıtı yakması sonucu oluşan gazlar, lüleden çıkarken itme kuvvetini meydana getirirler.

Sıvı yakıcı-yakıtla çalışan roket motoru başlıca üç kısma ayrılır:

- İtme odası
- Besleme Sistemi
- Depolar

İtme odası ise şu ana parçalardan ibarettir:

- Püskürtme sistemi
- Yanma odası
- Lüle
- Soğutma sistemi
- Ateşleme sistemi

Bu tip roket motorlarında istenilen çalışma parametrelerine göre çeşitli yakıcı ve yakıt kombinasyonları kullanılır. Her yakıcı-yakıt çiftine ve karışım oranına göre egzoz gazı çıkış hızı değişir.

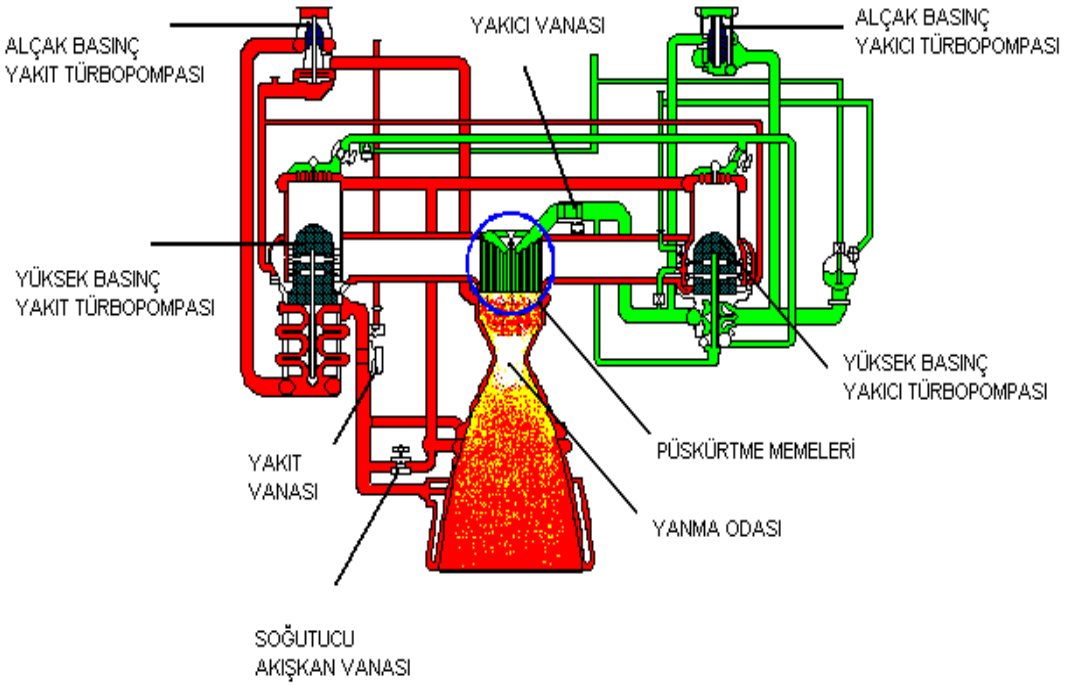
Bu hız, yakıcı ve yakıtın kimyasal özelliklerinden dolayı, hiç bir zaman 5000 m/sn den büyük olamaz. Örneğin uzaya giden roketlerin motorlarında, egzoz gazı çıkış hızı en büyük değerde olabilen, sıvı oksijen ve sıvı hidrojen kullanılmaktadır. Bu tip roket motorlarında istenirse yakıcı ve yakıt gönderilmesi kesilerek yanma durdurulabilir, dolayısıyla yanmaya kumanda etmek mümkün olmaktadır.

Yakıcı-yakıt, tanklardan ya yüksek basınçlı gaz ile ya da türbin-pompalı besleme sistemi ile yanma odası önünde bulunan püskürtme kafasına, dolayısı ile püskürtme memelerine gelir.

Sıvı yakıcı-yakıtlı roket motorları, yakıt tankları iki kısımdan oluşan, büyük hacimli ve ağır roketler olarak da tanımlanabilir. Roket gövdesinde yanıcı ve yakıcı sıvı tankları bulunurlar ve roket ağırlığının büyük kısmını bu tanklar teşkil ederler.

Şekil 2.4 de yakıcı ve yakıt olarak sıvı oksijen ve hidrojen kullanılan bir roket motorunun parçaları görülmektedir. Şekilden hem itme odası parçaları, hemde besleme sistemi incelenebilmektedir. Yakıcı ve yakıt türbin-pompalı besleme sistemi ile püskürtme memelerine ulaşmaktadır.

Yapılacak çalışmanın kapsamı bir roket motorunda yakıtın havayla yakılması olduğundan sistemimizde yakıcıyı da roket bünyesinde taşıma zorunluluğu yoktur, dolayısıyla yakıcı tankının getirdiği ağırlık sorunu aşılmış olacaktır.



Şekil 2.4 Sıvı yakıcı-yakıtlı roket motoru konfigürasyonu [28]

Yapılacak tasarımda sıvı yakıcı kullanılmayacak olmasına rağmen bu tip motorlarda genel olarak kullanılan yakıcı ve yakıtlar hakkında fikir sahibi olmak faydalı olacaktır. Aşağıda sıvı yakıcı roketlerde kullanılan yakıcı ve yakıtları gösteren bir tablo bulunmaktadır.

Tablo 2.1 Genel olarak kullanılan yakıcı ve yakıtlar [29]

Yakıcılar	**Yanıcılar**
Nitrik asit HNO_3	Sıvı Hidrojen
Azot peroksit N_2O_4	Kerosene (parafin oil) $CH_{1.953}$
Flor F_2	Hidrozin N_2H_4
Oksijen O_2	Propan C_3H_8
Hidrojen H_2	Metan CH_4
Nitrik asit HNO_3	Hipergolik yakıtlar
	MMH: monometilhidrozin
	UDMH: Antisimetrik dimetilhidrozin $N_2H_2(CH_3)_2$

2.4.2.1 Sıvı Yakıcı-Yakıtlı Roketlerin Avantajları:

1. Yanma odasında yanma hızı kontrol altında tutulabilir. Yanma odası delikli bir yapıya sahiptir. Deliklerden eşit şiddette püskürtülen madde homojen olarak yakılabilir.
2. Egzoz soğutması bizzat yakıt tarafından yapılır. Yakıt yanma hücresine gelmeden evvel eksoz çevresinde dolaştırılarak eksoz soğutulur. Aynı zamanda gaz da ısıtılmış olur.
3. Çok kademeli roketler için ideal bir yakıt türüdür. Birden fazla hedef yük taşıyabilirler (örneğin aynı anda iki veya üç uydu, ya da birden fazla nükleer yakıt başlığı taşımaları).
4. Yanma süreleri uzundur ve yanma sıcaklıkları 22000 °C kadar çıkabilir. [29]

2.4.2.2 Sıvı Yakıcı-Yakıtlı Roketlerin Dezavantajları:

1. Fırlatılmaları için dev rampalara ihtiyaç duyarlar. Dev yapılı roketlerdir ve ağırdırlar.
2. Özgül impulsları katı yakıtlara nazaran %15 daha azdır.
3. Yakıt kütlesi, yükün on katından fazla olamaz.
4. Çok karışık mühendislik gerektirirler, bu nedenle çok pahalı roketlerdir. Ariane roketlerinin bir atılışta iki veya üç uyduyu yörüngeye oturmalarının nedeni, roket sisteminin pahalılığından kaynaklanmaktadır.
5. Yakıtın yanması ve kontrolü, vana ve pompa sistemleri ile yapıldığından ek bir yük getirir.
6. Kullanılan yakıt oksitleyici özelliğe sahip olduğundan vana ve pompalarda arızaya bu da roketin kontrolden çıkmasına ve düşmesine neden olmaktadır. Bundan dolayı mekanik pompalardan kaçınılır. Bunların yerine mekanik olmayan gazla çalışan pompalar veya yardımcı gazın basıncı ile püskürtme işini sağlayan yollar denenmiştir.
7. Yakıt çok zehirli ve yanıcı olduğundan olağanüstü güvenlik tedbirlerine ihtiyaç vardır.
8. Yakıt, roket ateşlenmeden kısa bir süre önce rokete yüklenmelidir. Eğer herhangi bir nedenle fırlatma ertelenirse yakıt derhal boşaltılmalıdır. [29]

2.5 Elektrikli Roket Motorları

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. Bunlarda hem yükü arttırır, hem de maliyeti kabartırlar. 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. [29]

2.5.1 Elektrotermal Motorlar

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 elekrotermal motor türü kullanılmaktadır. Resistojet sisteminde gaz elektrik ile ısıtılarak itme sağlanmakta, Arcjet sisteminde ise yanıcı gaz ateşlenerek itme sağlanmaktadır. Burada ateşlemeyi sağlayan elektrik donanımıdır. Arcjet'lerin termal verimi az olduğundan, geniş güneş panelleri ve yörünge aktarımı sırasında uzun görev süresine ihtiyaç duyarlar. Bu nedenle yörünge aktarımları için uygun değillerdir. [29]

2.5.2 Elektrostatik Motorlar (İyon 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 eksoz hızlarının yüksek olmasıdır. Eksoz 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 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 çalıştırılamamaları bir dezavantajlarıdır. [29]

Uzun süre çalıştırılmamalarının nedeni çok yüksek bir elektirik gerilimine ihtiyaçları vardır ve bu gerilimin ömrü de üç beş saniyeyi geçmemektedir. Bu nedenle gerekli olan elekritik atom gücüyle çalışan elektirik jeneratörleri yardımıyla ya da güneş enerjisiyle sağlanmaktadır. Kullanılan yakıtın iyonlaşma potansiyelinin düşük ve atomlarının ağır olmaları tercih ediliyor. İyonların eksoza doğru ivmelendirilmeleri iki yolla mümkün olmaktadır:

1. Elektrik alan yaratarak
2. Değişebilen manyetik alan yaratılarak

Yer yörüngesine oturtulan uzun ömürlü uydular bu tür motor kullanarak yörünge düzeltmeleri yapmaktadırlar. Yer yörüngesinde nükleer yakıt bulunduran uyduların nükleer yakıtlarının kullanımı sadece elektik üretimini sağlamak içindir. Bu da uydunun yükünün artması açısından dezavantajdır.

Uzaya atılan yer yörüngesine yerleştirilen büyük kütleli uydu ve labaratuarlarda yörüngeyi bozucu birçok etken vardır. Bu etkiler:

1. Çok azda olsa atmosferin frenleme etkisi
2. Yer'in şeklinin tam bir küre olmaması ve dağların etkisi
3. Diğer dış etkenler, meteorlar, gezegenler, Ay'ın konumu, Yer-Güneş uzaklığındaki değişimler

Bu etkilerden dolayı yörüngeler bozulur. Bozucu etkilerin sonucu küçük ve uzun sürede oluşur. Dolayısıyla bir motoru çok kısa zaman çalıştırmakla etkiyi yok etmek mümkündür. Bu tür işler için iyon motorları kullanılır. Bu tür uydular erken uyarı uyduları (askeri), haberleşme uydularıdır. [29]

2.5.3 Elektromanyetik Motorlar (Plazma Motorları)

Henüz deney aşamasındaki motorlardır. Bu tip motorlarda gaz plazma haline getirilmekte, eksoza giden yanma odasında (bu odada kimyasal bir yanma ve ısı

üretimi söz konusu değildir) elekromanyetik bir ortam elektrik akımıyla sağlanarak plazmanın eksoz dışına doğru hareketi mümkün kılınmaktadır. Hem yakıtı plazma haline getirmek hem de güçlü bir manyetik alan yaratmak için çok fazla elektik 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. [29]

2.6 Güneş Işınımlı İtme Motorları

Bu sistemde güneş enerjisi toplanıp parabolik ayna ile odaklandıktan sonra 'kara cisim' özelliğindeki bir noktada toplandıktan sonra hidrojen gazının ısıtılmasında kullanılmaktadır. Bu yolla hidrojen 2727 $^{\circ}$C'ye kadar ısıtılmakta, sıcak gazın atılması ile itme sağlanmaktadır. Yanma olmaması, hareketli parça bulunmaması ve güneş enerjisinin doğrudan kullanımı nedeni ile verimi yüksektir. Yörünge aktarımı amacıyla kullanılabilecek yöntemleri karşılaştırıldığında, solar termal sistemler en yüksek verimi sağlamaktadır. Ekonomik kriterler düşünüldüğünde solar termal sistemler diğer sistemlere göre daha avantajlı olmaktadır. Bu sistem kullanılarak yörüngeye yük taşıma kapasitesi 2 ile 7 kat arasında artacağı düşünülmektedir. [29]

2.7 Nükleer Motorlar

Kimyasal yakıcı-yakıtla çalışan roket motorlarında ulaşılan egzoz gazı çıkış hızları, yakıcı-yakıtın kimyasal özelliklerine bağlı olup daha fazla arttırılamaması nedeni ile, nükleer reaksiyonla enerji sağlanması üzerinde çalışmalar yapılması yoluna gidilmiştir. Atom çekirdeğinde bulunan enerjinin meydana çıkarılması ile büyük bir enerji sağlanır. Nükleer reaksiyon ile enerjinin sağlanmasında, ya ağır çekirdeklerin parçalanması (fisyon) ya da hafif çekirdeklerin birleştirilmesi (füzyon) yöntemi kullanılır. Bu reaksiyonlarla ortaya çıkan enerji kimyasal reaksiyon ile meydana gelen enerjiden yaklaşık 10^7 defa daha fazladır. Atom çekirdeğinde bulunan enerjiden faydalanılarak yapılan çalışmalar birkaç grup altında toplanabilir. [20]

- Atom reaktörlü roket motoru
- Radyo izotop reaktörlü roket motoru

- Direk çekirdek reaktörlü roket motoru
- Atom parçalanmasından doğan enerji ile çalışan roket motoru

Tez çalışmasının kapsamı bir taşıtın roket motoruyla tahriği olduğundan, bu taşıtta kullanılacak roket motorunu çeşitli kriterlere göre seçmek gerekir. Gerek yapısının basitliği gerekse boyutlarının küçük oluşu dolayısıyla kimyasal yakıtlı roketlerin seçileceği açıktır. Burada karar verilecek olan nokta katı veya sıvı yakıcı-yakıtlı roket motorlarından hangisinin kullanılacağıdır. Bu iki tip roket motorunun avantaj ve dezavantajlarını incelediğimiz zaman sıvı yakıcı-yakıtlı roket motorlarının bizim sistemimize uygun olduğunu görmekteyiz.

Katı yakıcı-yakıtlı roket motorunda yanma hızının kontrol edilememesi ve ateşlemenin başladıktan sonra durdurulamaması bu motorların taşıtlarda kullanımını imkansız bir hale getirmektedir. Sıvı yakıcı-yakıtlı roketlerde yanma kontrol altında tutulabilir ayrıca uygun püskürtme sistemiyle homojen bir karışım oluşturulabilir. Bu da bize kararlı bir yanma ve kararlı bir sürüş imkanı tanır. Manevra kabiliyetine de böylelikle müsade edilmiş olur. Ayrıca kullanılabilecek yakıtın ucuz ve kolay bulunabilir olması ve depolanabilirliği de avantajlar arasındadır.

3. HAVAYLA ÇALIŞAN ROKET MOTORU KAVRAMI

3.1 Roket Motorlarında Atmosfer Havasının Kullanılması

Roket motoru kavramının ele alındığı 2.Bölümde, roket motorlarının diğer tepkili motorlardan farkını incelerken roket motorlarında, yanma olayında çevre havasının kullanılmadığını görmüştük. Bu nedenle roket motorları, gerek uzay araçları gerekse uzaya fırlatılan roketlerin tahriki için uygundur. Ayrıca atmosfer içinde kısa zamanda büyük itme kuvveti istenildiğinde de roket motoru kullanılır.

Tepki kuvveti elde etmek için havanın kullanımı yeni bir gelişme değildir. Jet motorları bu prensiple, Newton'un üçüncü hareket kanununa göre çalışır. Üçüncü hareket kanunu, her etkinin eşit ve zıt yönde bir tepki yarattığını söyler. Gaz kitlesinin arka yöne hızlandırılması, motorda öne doğru tepki yaratır.

Klasik jet motorunda, motorun ön tarafındaki açık kesitten alınan hava bir kompresörden geçirilerek sıkıştırıldıktan sonra yanma odasında yakıtla karıştırılarak yakılır ve bu yanmanın ürünleri püskürtülerek itki sağlanır. Jet motorları içinde ilerledikleri ortamdaki akışkanı kullanarak itki kuvveti oluşturan düzenler olduğundan yakıcıyı da bünyesinde taşımak zorunda değildir. Böylece yüksek tank ağırlıkları jet motorları için önemli bir sorun değildir. [28]

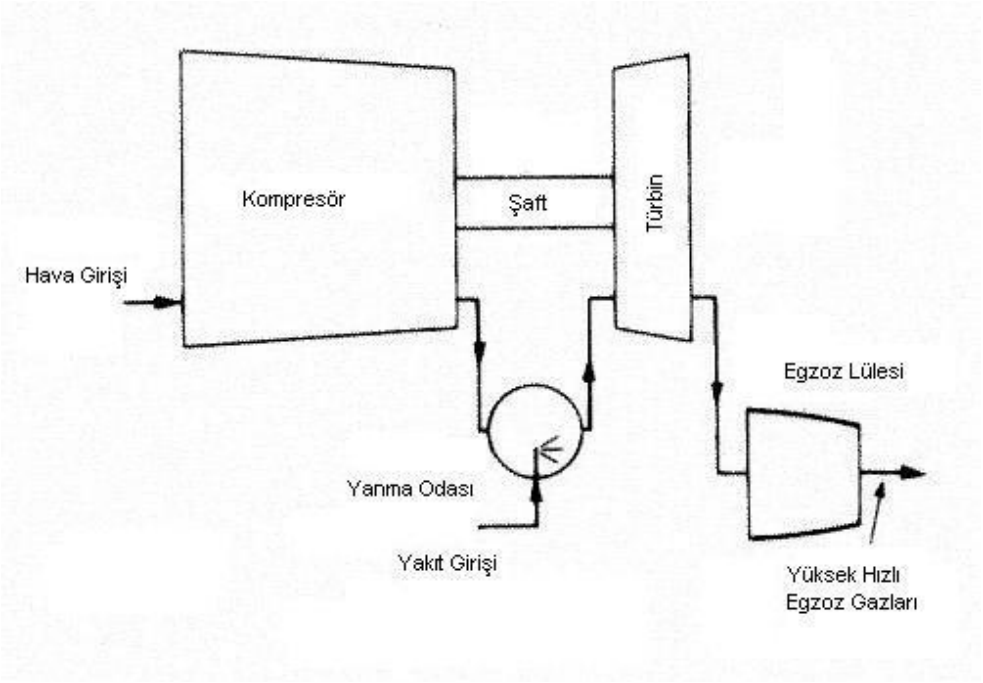
3.2. Jet Türbinli Motorlar

Üç tip jet motoru bulunmaktadır. Turbojet , turboprop ve turbofan motorlar. Motorlar genelde beş kısımdan oluşur. Bu kısımlar; kompresör, yakma odaları, türbin, afterburner-egzoz ve aksesuar kısımlarıdır. [26]

3.2.1 Turbojet Motorlar

Turbojet motorlarda jet gazlarının egzozdan çıkarken döndürdüğü bir türbin bulunur. Türbinin dönüşü, kompresörü döndürür. Turbojet motorlarda kompresörler ya santrifüj akışlı ya da eksensel (axial) akışlı olur. Santrifüj akışlı kompresörlerde dönen kısma impler adı verilir. Kompresörün orta kısmına akan hava merkezkaç

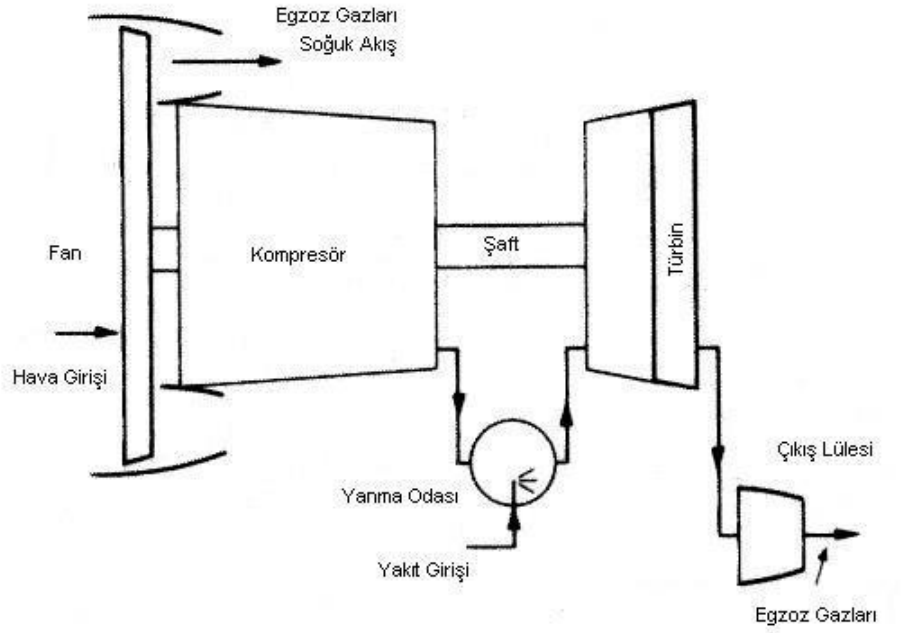
(santrifüj) kuvvet ile merkezden dışa doğru sıkışır. Eksensel akışlı kompresörler, rotor pale ve statör pale sıralarından oluşur. Rotor paleleri rotor tekerine bağlıdır. Stator paleleri (vanaları) ise kompresör karterine bağlı bulunur. Rotor paleleri havayı kompresör içine emer, statör vanaları dönüş ekseni boyunca havanın hacmini küçültür. Hacmi küçülen havanın basıncı artar. [26]



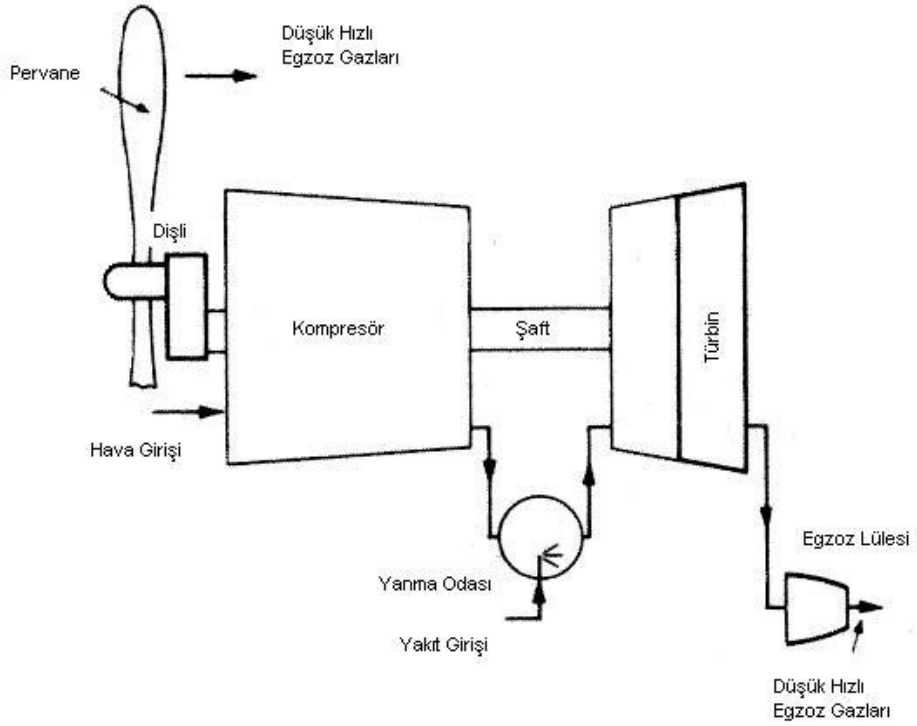
Şekil 3.1. Turbojet motoru [26]

3.2.2 Turbofan Motorları

Turbofan motorları esas olarak turbojet motorların yapısına sahiptir. Fan adı verilen ön kompresör kısmı değiştirilmiş ve daha büyük yapılmıştır. Turbofan motorlar, turbojetler ile karşılaştırılırlarsa, daha az yakıt sarfiyatı ile daha büyük çekiş kuvveti (itki) yarattığı görülür. Fan kısmından giren hava iki yola ayrılır. Bir kısım hava, fandan geçtikten sonra motor içine girerek turbojet motorlardaki gibi çalışma sağlar. Havanın diğer kısmı ise, egzoza kadar motorun dışından geçer. Fan egzozu motorun arka kısmından, bazı tiplerde motor egzozundan ayrı olarak, bazı tiplerde ise motor egzozuna birleştirilerek dışarı püskürtülür. Turbojet ve turbofan motorlar yüksek irtifa ve yüksek sürat uçuşlarında en iyi çalışan motorlardır.



Şekil 3.2. Turbofan motoru [26]



Şekil 3.3. Turboprop motoru [26]

3.2.3 Turboprop Motorlar

Turboprop motorlar, uzatılmış kompresör döndürücü şaftına bağlanmış olan redüksiyon (devir azaltıcı) dişlileri ve bir pervane ile daha büyük güç sağlar. Bu tip motorlar hem pervane hem de jet gazları ile çekiş kuvveti yaratır. Genellikle turboprop motorlar, ağır yükler taşıyan büyük nakliye uçaklarında, nispeten katı pistlere iniş ve kalkış yapılabilmesi için kullanılır.

3.3 Jet Motor Kısımları

3.3.1 Kompresör Kısmı

Jet motorların kompresör kısımları santrifüj, eksensel ve fan olmak üzere üç tiptir. Santrifüj akışlı kompresörler tek kademelidir. Eksensel akışlı kompresörler ise çok kademelidir. Her kademe bir sıra dönen palelerden ve bir sıra sabit palelerden oluşur. Fan tipi kompresörler eksensel akışlı kompresörlere benzer, yalnız kompresörün ön kısmı değişiktir. Fan kısmı motora daha büyük hacimde hava gönderilebilmesi için daha büyük olarak yapılmıştır. Kompresörün görevi havayı sıkıştırarak yanma odalarına göndermektir. [30]

3.3.2 Motor Yanma Kısmı

Hava sıkıştırıldıktan sonra yanma kısmına gelir. Yanma odalarında yakıt hava karışımı yanar. Meydana gelen genleşme sonucu gaz kitlesinin geriye doğru hızında büyük bir artma olur. Newton'un üçüncü hareket kanununa göre çekiş kuvveti doğmasında bu kısmın önemli görev vardır. Yakma odaları bazı model motorlarda çok sayılı, bazı motorlarda ise tek (çevresel) tip olabilir. [30]

3.3.3 Motor Türbin Kısmı

Türbin kısmının ana görevi, motor kompresör ve aksesuarlarını döndürmek için, sıcak egzoz gazlarını mekanik kuvvete çevirmektir. Türbin kısmı turboprop motorlarda pervaneyi döndüren gücü de sağlar. Egzoz gazları türbin nozulundan geçerek türbin palelerine çarpar ve döndürür. Türbin nozulları (vanaları), gazların türbin palelerine maksimum kuvvet yaratacak en verimli bir açı ile çarpmasını sağlar.

3.3.4 Afterburner/Egzoz Kısmı

Sıcak egzoz gazları türbinden çıktıktan sonra egzoz veya afterburner (ard yakma veya tekrar yakma) kısmına gelir. Bazı jet motorlarında egzoz borusu bulunur. Fakat modern hava uçaklarının çoğunda afterburner sistemi bulunur. Afterburner kalkış, yüksek irtifa ve yüksek sürat uçuşları için motorun çekiş kuvvetini (itkiyi) artırır. Bununla beraber, afterburner sınırlı olarak kullanılır. Çünkü, yakıt sarfiyatını son derce artırır. Motor egzoz kısmının ana görevi sıcak gazlara motordan çıkış sağlamak ve gazların ısısını kontrol etmektir. [30]

3.3.5 Aksesuar Kısım

Motor aksesuar kısmı, uçak ve motor aksesuarlarının monte edilmesini sağlar Genellikle motor tarafında döndürülen aksesuarlar jeneratör, yakıt pompası, yağ pompası ve hidrolik pompasıdır.

3.3.6 Redüksiyon Dişli Grubu ve Uzatma Şaftı

Turboprop motorlarda jet gaz enerjisinin büyük kısmı pervaneyi döndürmekte kullanılan mekanik enerjiye dönüştürülür. Turboprop motorlarda kompresör ve türbin gurubu pervanenin dönmesi gereken devirin çok üstüde bir devrile döner. Bu nedenle motorun ön kısmına uzatma şaftı ile devir düşüren (redüksiyon) dişli grubu konmuştur. Böylece, pervaneni limitler içinde dönmesi sağlanır. [30]

3.4 Hava Soluyan Roket Esaslı Kombine Devirli Motorlar

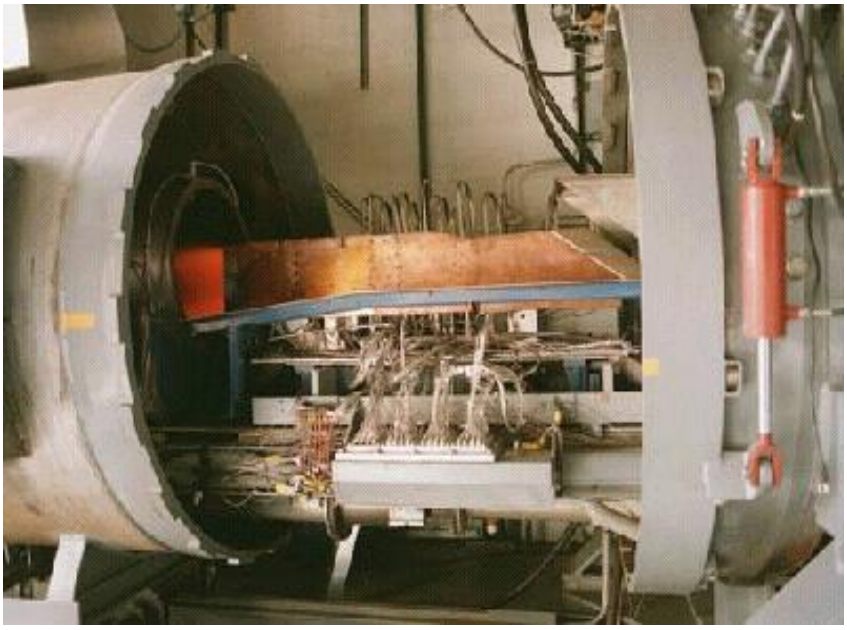
Hava soluyan motorlar bir çok bakımdan roketlerden üstündür. Bir kere bu tip jet motorları oksijeni atmosferden aldıkları için yalnızca yakıt taşırlar; bu nedenle yakıtı oksitleyici bir madde taşımalarına gerek yoktur. Bu sayede daha hafif, daha ucuz ve daha küçük taşıtlar yapılabilir. Hava soluyan motorların roketlere göre 7 kat daha az yakıta gereksinimleri vardır. Bu tip motorlar roket itkisinden çok, aerodinamik kuvvetlere dayandıklarından daha güvenli ve hareketlidirler; gereğinde uçuşa son verilerek araç dünyaya geri döndürülebilir. Görevleride roketlere göre daha esnektir.

Sesten 5 kat daha hızlı (Mach 5 hızıyla) gidebilen uçaklar yapabilmesi yıllardan beri üzerine çalışılan bir konudur. 1994 yılında itkisini hava soluyan özel bir jet motorundan alacak olan bu tip hipersonik uçakların dünya etrafında bir yörüngeye

oturtulma araştırmaları başlamıştır. Bugün dünyadan uzaya itki gereksinimi öylesine arttı ki, bilim adamları bu konuya ciddi bir şekilde eğilmeye başladılar.

Uzaya gönderilen roketlerin ağırlık sorunu, daha hafif ve dolayısıyla daha ucuz sistemlerin yapılmasını bir zorunluluk haline getirmiştir. NASA'nın 'Air-Breathing rocket powered spacecraft' projesi de bu düşünceye paralel olarak hayata geçirilmiştir. NASA mühendisleri geliştirdikleri yeni teknolojiyle roketin kendi bünyesinde yakıcı bulundurması zorunluluğunu ortadan kaldırmışlardır. Hava ortamındaki oksijeni kullanabilen roket yörüngeye bu şekilde ulaşmaktadır. [30]

Uzay mekiğinin atmosferdeki havayı kullanarak yörüngeye oturması çok önemli bir ağırlık tasarrufu anlamına gelmektedir. Ayrıca uzay mekiği maliyeti de büyük ölçüde azalacaktır. Bugün 1 kg lık bir cismi yörüngeye oturtmak 22,000 $ tutmaktadır. Bu fiyat ışığı altında 70 kg bir insanın uzaya çıkışının 1,500,000 $'a mal olduğu görülmektedir. NASA'nın hedefi önümüzdeki 25 yıl içinde bu maliyetleri kg başına birkaç yüz dolara indirmektir. Bunu gerçekleştirmenin tek yolunun da roketin bünyesinde bulundurduğu yaklaşık 500 ton ağırlığa kadar varan sıvı yakıcıdan kurtulmasından geçtiğini düşünmektedirler. NASA Marshall Space Flight merkezi yetkilisi Uwe Heuter'e göre 'Air Breathing Rocket Engine' teknolojisi insanlığa turistik uzay seyehatleri imkanını tanıyacaktır.



Şekil 3.4 NASA'nın 1998 yılında test ettiği hava soluyan roket motoru [27]

Konvansiyonel bir roket motorunda sıvı yakıcı ve yakıt yanma odasına püskürtülerek bazen bir ateşleyici sistemle bazen de kendi kendine tutuşarak yanar ve yüksek basınç ve sıcaklık değerlerine erişilir. Yanma sonu gazları lülede genişletilerek hızlandırılır ve bu şekilde tepki kuvveti elde edilir.

"How Rocket Engines Work" dergisindeki makaleye göre bir uzay mekiğinin 143,000 galon sıvı oksijene ihtiyaç duyduğunu bilmekteyiz. Bu miktar sıvı oksijen 1,359,000 pound yani yaklaşık olarak 700 ton ağırlığındadır. Uzay mekiğinin kendisi 164,000 pound, dış tank 78,100 pound ve katı iticiler de 185,000 pound ağırlığa sahiptirler. Sıvı yakıcı ve yakıtı da doldurulduğunda toplamda 4,4 milyon poundluk yani 2800 tonluk bir ağırlık karşımıza çıkmaktadır. [27]

NASA yetkilileri sıvı yakıcıya olan ihtiyacın ortadan kaldırılmasıyla toplam ağırlığın 3,1 milyon pounda (1500 ton) düşeceğini hesaplamışlardır. Bu halen çok ağır bir kütle olmasına karşın, mekiğin yörüngeye oturmasında büyük maliyet tasarrufu sağlamaktadır. [27]

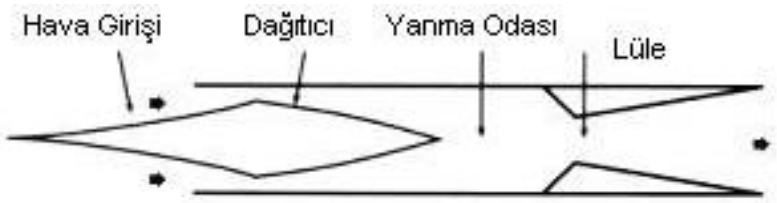
Sıvı oksijenin roket bünyesinden çıkarılması yakıtın nasıl yanacağı sorusunu da beraberinde getirmektedir. "Air Breathing Rocket Engine" yani hava soluyan roket motoru, atmosferdeki havanın oksijeni yanma odasına alıp burada yakıtla karıştırarak yanmayı gerçekleştirir ve tepki kuvveti sağlar.

"Air Breathing Rocket" motoru "Rocket Based Combined Cycle Engine" olarak da bilinir. Yapısı itibarıyla bir jet motorunu andırır. Daha önce de bahsedildiği gibi jet motorlarında hava bir türbin vasıtasıyla alınır daha sonra bir kompresörle sıkıştırılarak yanma odasına gönderilir. Burada yakıt ile karışarak yanar ve tepki kuveti sağlar. Bir jet motoru parçları tehlikeli sıcaklık değerlerine gelen kadar Mach 3 veya 4 mertebelerine kadar kullanılır çünkü bu hızın ötesinde aşırı ısınmadan dolayı türbin bozulur. Bu sıcaklık problemini aşarak daha yüksek hızlara çıkmak için ramjet ve scramjet motorları kullanılır. [16]

3.4.1 Ramjet ve Scramjet Motoru Çalışma Prensibi

Ramjetler yüksek hızlı uçuşlarda itki kuvveti sağlayabilen sistemlerdir. Jetlerin aksine ramjetlerin hareketli parçası yoktur. Ramjetlerde türbine gerek yoktur. Bu motorlarda havayı taşıtın hızı sıkıştırır; taşıt hızlanınca (en az 500 km/saat hıza erişince) özel yapılmış hava giriş sistemi havayı yavaşlatır ve sıkıştırır. Ramjet motorları ancak taşıt yüksek hızla giderken çalışabildiklerinden, bunlara gerekli

hızları sağlayan turbojet motorları eklenir. Böyle bir turbo jet ramjet uçağı olan Fransız yapımı Griffon II, 1959 yılında bir yarışta saatte 1640 km giderek rekor kırmıştır. Ramjet motorları yerden havaya ve havadan yere fırlatılan roketlere takılmaktadır. Şekilde görüldüğü gibi ramjet, havanın yüksek hızlara ulaştıkca kendiliğinden sıkışacağı bir giriş geometrisi, yakıt enjektörü, yanma odası ve lüleden oluşmaktadır.



Şekil 3.5 Ramjet motor konfigürasyonu [12]

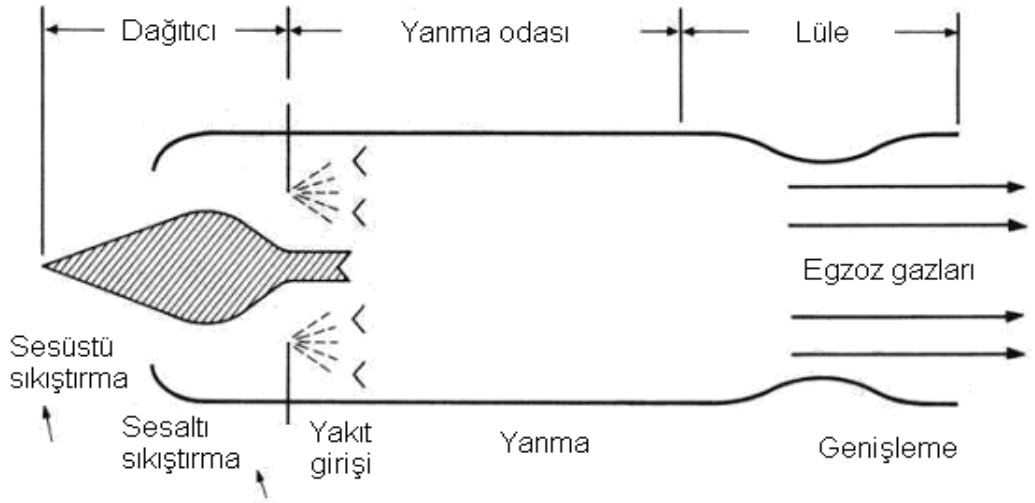
Sıkışarak yanma odasına gelen hava burada yakıtla karıştırılarak yakılır ve daha sonra yanmış gazlar lülede genişletilerek hızlandırılır ve bu şekilde bir tepki kuvveti sağlanır. Bu kuvvetin ifadesi aşağıdaki gibi verilebilir.

$$F = \left(m.d_0 t.V\right)_e - \left(m.d_0 t\right)_0 + \left[\left(p_e - p_0\right).A_e\right]$$

Kısaca açıklamak gerekirse, hareketli parçaları olmayan ramjetlerde yanma odasına gidecek havanın sıkışması aracın hızlandırılarak, içinde bulunduğu ortamda ilerlemesi sayesinde gerçekleşir. Özel olarak tasarlanmış geometri sayesinde hava hızları değiştirilir, basıncı arttırılır ve dağıtıcıdan geçerek yanma odasında yakıtla karışır. Yanmanın gerçekleşmesiyle oluşan gazlar lüleden geçirilerek genişletilir ve yüksek hızlar elde edilir. Bu hızlar baştaki hızlardan büyük olduklarından pozitif yönde bir itme meydana gelir. Bu motorlar 6 Mach'ı geçemez; çünkü bu hızda yanma odası o kadar ısınır ki yanma ürünleri (su) ayrışır.

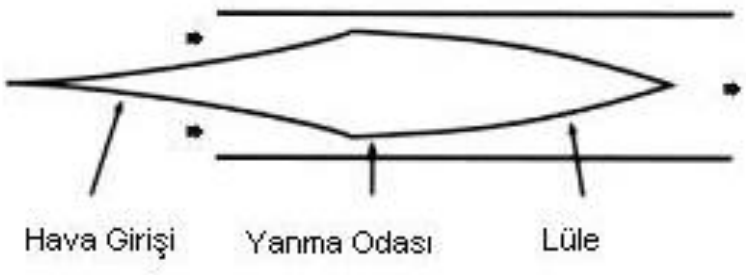
Daha yüksek hızlar 'scramjet' (supersonic combustion on ramjet) motorlarıyla elde edilir. Scramjet motorunda hava, yavaşlatılmadan süpersonik (ses üstü) bir hızla motora girer; bu nedenle motor ramjetlerde olduğu kadar ısınmaz. Süpersonik hava akımı içine yakıt püskürtülür ve karışım 1 mili saniyede yanar. Scramjetlerde hız yörünge için gerekli 20-25 Mach'a erişebilir.

Fakat bu aşırı hızlarda scramjetin rokete üstünlüğü azalır. Bunun nedeni bu hızın taşıtın yapısı üzerinde büyük zorlamalar yaratmasıdır.



Şekil 3.6 Ramjet motoru [12]

Hipersonik hava soluyan motorlar, hidrojen ve hidrokarbonlar dahil, çeşitli yakıtlarla çalışabilirler. A.B.D. uzay mekiğinde sıvı hidrojenin yakıt olarak kullanılmasının sebebi hidrojenin yanmadan önce motoru ve taşıtı soğutmasıdır. Hidrokarbonlar 8 Mach'dan fazla bir ısı sağlayamadıklarından tercih edilmemektedirler.



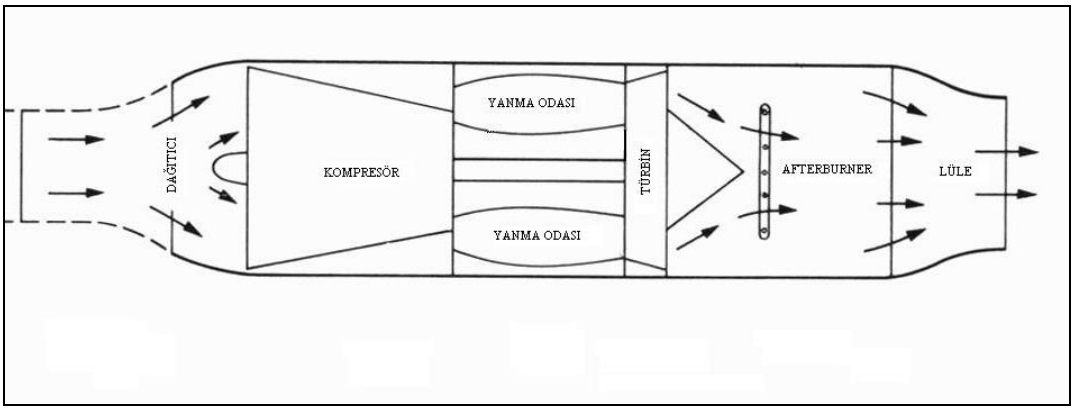
Şekil 3.7 Scramjet motoru [12]

Çok miktarda hava yutacak biçimde tasarlanmış scramjet uçaklarında motorla taşıt arasındaki fark azaltılmıştır. Havayı sıkıştıran uçağın alt yüzüdür. Basınç değişikliği bir şok dalgası yaratır; bu dalga uçağın burnundan başlar ve atmosfere ilerler. Şok dalgasıyla uçağın alt yüzü arasında sıkışan hava, motora sevk edilir. Hava akımı yavaşladıkça ve yakıt yandıkça hava daha ısınır. Yanma ürünleri, iç ve dış

egzozlardan çıkarak itki sağlarlar. Uçağın altındaki yüksek basınç aynı zamanda uçağı yukarı iter. [16]

İsteyince Ramjet, isteyince scramjet olarak kullanılabilen (dualmod) uçaklar da yapılmıştır. Bu yanma odasının geometrisi yada yakıt memelerinin yeri değiştirilerek sağlanır.

Uçağın hızı 2-3 Mach'ın altındayken ramjetler ve scramjetler çalışamadıklarından, havalanmak için üçüncü bir itki kaynağı (turbojet veya roket) kullanılır. Uzayda kullanılacak olan roket esaslı kombine devirli motorlarda, scramjet motoruna bir roket eklenmiştir. Bu roket sırasıyla sesten yavaş (subsonik), sesten biraz hızlı ve nihayet ramjet hızlarına erişerek uçağı havalandırır. Ramjetlerden sonra scramjet itkisi başlayarak hızı en az 10-12 Mach'a çıkarır; bu hıza erişildikten sonra yine roket çalıştırlır. 18 Mach hızı aşılınca roket tek başına çalışarak ucağı yörüngeye oturtur ve onun uzayda manevra yapmasını sağlar. Halen NASA böyle bir çok modeli denemektedir. [27]



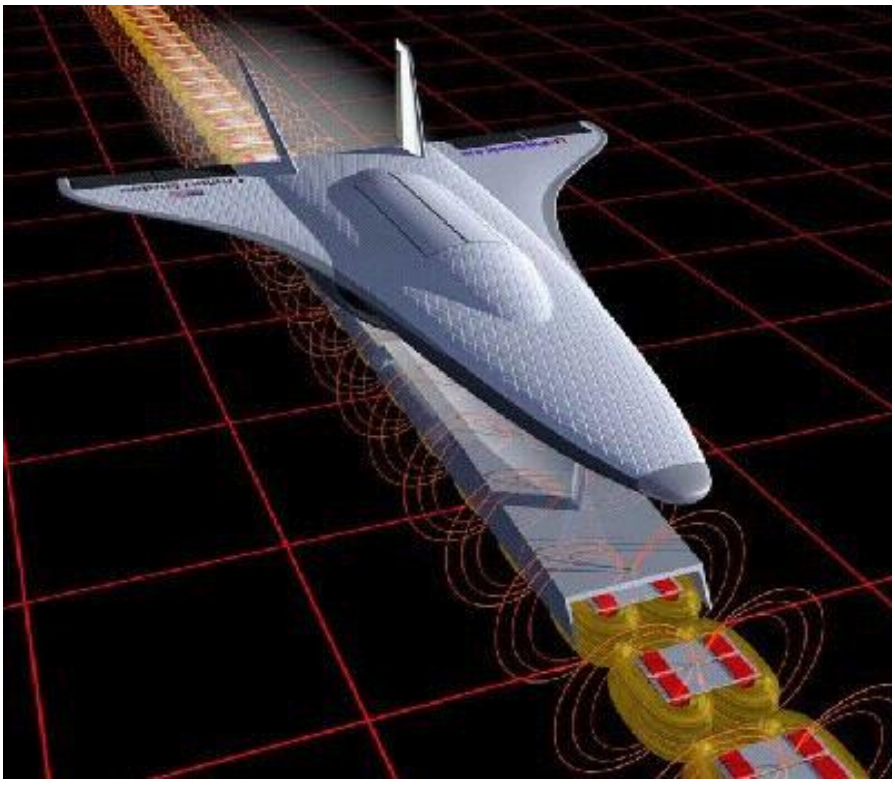
Şekil 3.8 Ramjetlere ilk hızları vermek için kullanılan turbojet motoru [12]

Scramjet motorları üzerine büyük araştırmalar yapılmaktadır. Mekanik olarak jet motorundan çok daha basit bir yapısı vardır ancak aerodinamik hesaplar ve gerçekleşen olaylar scramjetlerin yapısını daha karmaşık hale getirir. Bilgisayar ile yapılan akışkan hareketi hesapları ve mühendislik tasarımları scramjetli uzay araçlarının yapılmasına olanak vermiştir. Motorun aşırı ısınmasına karşı sıcaklığa dayanıklı malzeme seçilmiş, havayı ve yakıtı hızla karıştırarak yüksek verimle yakan yeni scramjetler üzerinde çalışılmaktadır.

“Air Breathing Rocket Engine” sisteminin tek aşılması gereken zorluğu kalkış durumudur. Kalkış halinde hızlar sıfır olduğundan bu ağır sistemin yer çekimini yenecek tepki kuvveti yaratması olanaksızdır. Araç hızı havanın kendiliğinden sıkışıp yanma odasına gelecek değerine ulaşana kadar problem yaşanmaktadır. Bu problemin de iki mantıklı çözümü var gibi görünmektedir.

“Air Breathing Rocket” ilk kalkış anında özel yapılmış roketlerce desteklenmektedir. Bu roketler “air-augmented rockets” olarak adlandırılmakta ve normal roketlerden % 15 kadar daha fazla performans vermektedirler. Uygun hıza erişince bu sistem devre dışı bırakılarak atmosferdeki havanın oksijenini kullanan sisteme dönüşmektedir.

Diğer bir çözüm ise “Magnetic Leviation” denilen manyetik bir sistemdir. Bu sistemde araca fırlatma esnasında 600 mph gibi bir hız kazandırılmakta ve kalkış sağlanmaktadır. Bu şekilde oksitleyicinin getirmiş olduğu ağırlıktan kurtulunacak ve konvansiyonel mekikten daha iyi bir manevra kabiliyetine sahip olunacağı için uzay yolculukları daha güvenli ve ucuz bir hale gelecektir.



Şekil 3.9 Hava soluyan motorlarda ilk kalkışta kullanılan manyetik leviasyon sistemi [27]

3.5 Roket Motoruyla Taşıt Tahriki

Roket motorunun taşıtlarda kullanılması şu an hayal bile olsa yapılan deneyler ve çalışmalar gelecekte bunun bir hayalden öteye geçeceğini müjdeliyor. Roket hobisi ile uğraşan birçok kişi küçük prototipler halinde olan arabalarda hobilerini gerçekleştiriyorlar .

Roket motorunun sağladığı itme ile kara taşıtlarının tahriği mümkün müdür sorusu başka bir soruyu da ortaya çıkarmaktadır. Taşıtlarda kullanılacak roket motorlarından istenilen özellikler ne olmalıdır?

Bu özellikleri birkaç madde altında toplayabiliriz.

1. Zehirli atık gazlar ortaya çıkarmamalı
2. Stabil bir yanma sağlamalı
3. Ekonomik olmalı
4. Yanma sonucunda elde edilen enerji kontrol edilebilir olmalı
5. Yanma sonucu ortaya çıkan alevin kontrol edilebilir olması

Bu maddelerden en önemlisi, atmosfer içinde kullanılacak bu roket motorlu araçların insanları zehirliyecek gazlar çıkarmamasıdır. İlk olarak kullanılacak yakıtın elemesinde bu özellik ortaya çıkar. İkinci önemli etken ise kararlı bir yanma sağlamak için yanma istenilen bir anda durdurulabilmeli ve yine başlatılabilmelidir. Bu da yakıt çeşitliliğini sınırladığı gibi roket motorunu da sınırlamaktadır.

Ayrıca roket motorlarının kara taşıtlarında kullanımı için geliştirilecek sistem ekonomik olmalıdır. Özellikle atmosferdeki oksijeni yakıcı olarak kullanılabilecek bir motor sistemine sahip olması gerekir. Yanma sonucunda elde edilecek enerjinin kontrol edilebilir olma koşulu da kullanılabilecek roket motoru çeşitliliğini azaltır.

3.5.1 Roket Motorlu Araçlar

Alman otomobil imalatçısı Fritz von Opel, ilk roketle çalışan otomobili “Opel–Rak1” i 1928 yılında denemişti. Opel-Rak 1, denizde yaşam kurtarma için kullanılan Sander roketlerin bataryası ile çalıştırılan deneysel olarak değiştirilmiş bir yarış arabasıydı.

Opel-Rak 1’in son versiyonu, altı ve sekiz Sander roket takımlarını kullanan ilk deneme tamamlandıktan sonra, 12 Sander roketini kullanmıştır. 12 Nisan 1928 tarihinde araba denendiğinde 12 Sander roketinin sadece yedi tanesi ateşlense de,

Opel-Rak 1 maksimum 70 mph hıza ulaşmıştır. Bunun ardından Opel-Rak II gelmiş ve bu da 24 Sander roketi bataryası ile çalıştırılmıştır. Opel-Rak II ,23 Mayıs 1928 tarihinde denediğinde 125 mph hıza ulaşmıştır.

Aşağıdaki resimde bir kartta kullanılan hidrojen peroksit sistemi bulunmaktadır. 0 dan 150 km/saat'e 7.3 saniyede ulaşmış ve açıkta bulunan sistemin ilk kullanımında ani bir patlamayla herhangi bir yaralanma olayı meydana gelmemiştir. Hidrojen peroksitli (HTP) hidrojen roketleri 1971 yılında kullanılmaya başlanmıştır. Daha az enerji vermesine karşın suda çözülebilir özelliği büyük bir avantaj oluşturur





Şekil 3.10 Kartta kullanılan hidrojen peroksit sistemli roket motoru [31]

Hidrojen peroksit oldukça yoğun bir yapıdadır, konsantrasyonu yaklaşık %90 civarındadır. Gerçekten önemli bir roket yakıtıdır. Gümüş, katalizör görevi yaparak yakıtın yanmasını sağlar. Ekstra oksijen atomları su oluşturmak üzere hidrojen ile birleşir. Isı suyu buhara çevirir. Enjektör ile bu buharı çok yüksek hızlarda dışarı atar. Hidrojen peroksit motoru soğuk olmakla beraber güvenilirdirler. Ayrıca kelebek (throttle) sistemiyle kontrol edilebilirler. [20]

Hidrojen peroksitin suda çözülebilme özelliğinin dışında da bir çok avantajı vardır. Monopropellant olarak kullanılabilir ayrıca yakıt ayrıştırıcı HTP içine püskürtülebilir ve buhar-oksijen sıcaklığında yakıt kendiliğinden yanmaya başlar. Bu da yanmayı durdurma ve başlatmayı son derecede kolaylaştırır.

HTP nin en büyük gelişimi ikinci dünya savaşında Rocket Propulsion Department veya RPD tarafından gerçekleştirilmiştir. Almanlar bunu Me163 durdurucusunda ve türbin motor V2 pompasında kullanmıştır. HTP'nin katalizöre ihtiyacı vardır. V2 motorunda kalsiyum permanganat kullanılmıştır. Bu da eksoz çıkışında aşırı yığılmaya neden olur. Şimdiki gelişmelerle bugün gümüş katalizör olarak kullanılmaktadır.

3.5.2 Özel Taşıtlarla Hız Rekoru Denemeleri

Taşıtların roket motoruyla tahriği "land speed record" denilen hız rekor denemelerinde karşımıza çıkar. Burada aerodinamik olarak özel dizayn edilmiş araçlar yüksek tepki kuvveti verecek şekilde tasarlanır ve hız rekoru denemeleri yapılır. Ortaya çıkan yüksek hız ve sıcaklıklar dolayısıyla özel malzeme kullanılır. Taşıt tahriği, roket veya jet motorlarıyla sağlanır.

Aşağıdaki tablo şu ana kadar kaydedilmiş olan hız rekorlarının tarihini, taşıtın ne şekilde tahrik edildiğini ve ulaşılan maksimum hızları göstermektedir.

Tablo 3.1 bize insanoğlunun sınır tanımayan bir yapıya sahip olduğunu bir kez daha gösteriyor. Burada dikkatimizi çeken Gary Gabelich'in 'Blue Flame' adını verdiği roket motoru tahrikli taşıtıyla 1970 yılında 622.407 mph'lık rekordur. Gabelich'in rekoru İngiliz mucit Richard Noble'ın 'Thrust 2' adını verdiği taşıtla 633.468 mph (1016.083 km/h) hıza ulaşana kadar 13 sene kırılamamıştır.

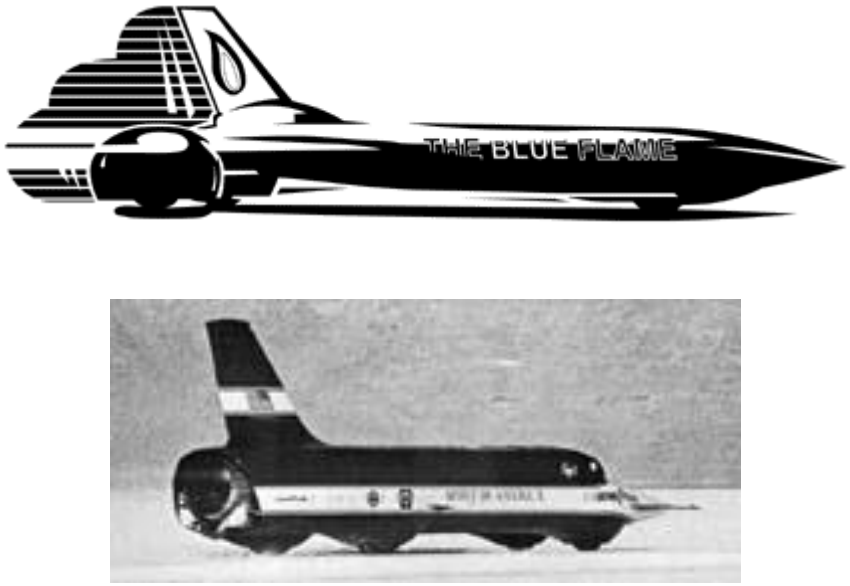
Tablo 3.1 Kaydedilmiş hız rekorları [31]

TARİH	SÜRÜCÜ	ÜLKE	TAŞIT	TAŞIT TİPİ	YER	HIZ (mph)
Ekim 15, 1997	Andy Green	İngiltere	Thrust SSC	Jet	Black Rock Desert	766.609
Ekim 4, 1983	Richard Noble	İngiltere	Thrust 2	Jet	Black Rock Desert	633.470
Ekim 23, 1970	Gary Gabelich	USA	Blue Flame	Roket	Bonneville Salt Flats	622.407
Kasım 15, 1965	Craig Breedlove	USA	Spirit of America Sonic	Jet	Bonneville Salt Flats	600.601
Kasım 13, 1965	Bob Summers	USA	Goldenrod	İçten Yanmalı (I. C. E)	Bonneville Salt Flats	409.277
Kasım 7, 1965	Art Arfons	USA	Green Monster	Jet	Bonneville Salt Flats	576.553

Kasım 2, 1965	Craig Breedlove	USA	Spirit of America Sonic	Jet	Bonneville Salt Flats	555.485
Ekim15, 1964	Craig Breedlove	USA	Spirit of America	Jet	Bonneville Salt Flats	526.277
Ekim 13, 1964	Craig Breedlove	USA	Spirit of America	Jet	Bonneville Salt Flats	468.719

Gary Gabelich'in 1970 yılında Blue Flame ile ulaştığı 622.407 mph (998.341 km/h) hız inanılmaz bir başarı örneği olarak sayılabilir. Araç yakıt olarak sıvılaştırılmış Nitrojen gazı kullanmaktadır. Aşağıda Şekil 3.11 de Blue Flame taşıtının resmi görülmektedir.

Ses duvarını aşan 'Thrust SSC' saatte 1222 km hız ve 1,02 Mach sayısı değerine ulaşmıştır. Mach 1,02; bir diğer deyişle ses hızının 1,02 katı. Deneme 15 Ekim 1997'de ABD'de Nevada'da Kara Kaya Çölünde yapılmıştır.



Şekil 3.11 Roket motoru tahrikli Blue Flame taşıtı [31]

İngiltere'de kara hız rekorunu kırabilmek için 1994 Haziranında kurulmuş olan Thrust SSC firmasının sahibi Richard Noble ve ekibi, birkaç yıldır ses hızı duvarına ulaşmak için aralıksız çalışıyordu.



Şekil 3.12 Ses duvarını aşan Thrust SSC taşıtı [31]

Bu çalışmaların sonunda ortaya çıkan araç teknoloji harikası olarak nitelendirilebilir. 10 ton ağırlığındaki otomobili, savaş uçakları modeli iki Rolls-Royce jet motoru yürütmekte; otomobil 160 km/saat hızla giderken 4 saniyede, 960 km/saat hızla giderken 16 saniyede durabilmektedir. Bu hızlarda giden bir otomobilde bütün problem, aracın denge ve kontrolünü sağlamaktır zira yer çekimi kuvveti aşılıp taşıtın tekerleklerini yerden kesilme tehlikesi vardır.

Ekibin aerodinamik uzmanı Ron Ayers, bu serüvene sırf merak ettiği için girdiğini söylüyor ve ekliyor: "Taşıtın aerodinamik özelliklerini tayin etmek işin en önemli bölümünü oluşturuyordu ve bu taşıta etkiyecek olan aerodinamik kuvvetlerin modellenmesi çok zordu, çünkü bu gibi yüksek hızlarda hareket ederken hesap edilen değerlerin sapma göstermesi çok tehlikeli sonuçlar doğurabilirdi"

Başlangıçta otomobilin havalanacağı ve toz haline geleceği düşünülüyordu. Biçimin tasarlanması ve seçilmesi 2,5 yıl süren bir araştırma ve imâlat gerektirmiştir. Simülasyon deneyleri Swansea Üniversitesi'nin normalde uçaklar için kullanılan Cray 92 sisteminde yapılmıştır. [32]

Taşıtın etrafındaki basınçlar, 1/25 kere küçültülmüş bir maket üzerinde, İngiltere'deki bir füze atış pistinde (Pendine Sands) denendi. Otomobillere jet motoru takmak

düşüncesi yeni değildir (bu konuda ilk denemeler 1910'da yapılmıştı); fakat jet motorlarının ve tekerleklerin yerleştiriliş tarzı tamamen yenidir. Thrust SSC'nin ön tekerlekleri direksiyona bağlı değildir; direksiyon arka tekerleklere bağlıdır; arka tekerlekler uzun gövdenin altında biri daha önde olacak şekilde asimetriktir.

Hava direncini en aza indirgemek için önde hareketli hiçbir şey bırakılmamıştır. Arka tekerlekler jet motorlarının arkasına konulamayacağından gövdenin altına konulmuştur. Tekerlekler lâstik olmayıp eski zamanlarda kullanılan demir çemberli tekerlekleri andırmaktadır. Tekerlekler dayanıklı aluminyum alaşımlarındandır. Bu tekerlekler hiç aşınmadan Nevada kumlarını ezip geçmiştir. Yine de güvenlik açısından pistteki bütün çakıllar temizlenmiştir. 15 kamyon dolusu çakıl güvenlik açısından tahliye edilmiştir. Nevada çöllerinde kırılan bu hız rekoru ileri teknolojide İngilizlerin "ben de varım" dediğini ortaya koymuştur. Amerika'nın Spirit of America (America'nın Ruhu) adlı büyük hız otomobili henüz ses hızını aşamamıştır.



Şekil 3.13 Jet motoru tahrikli Spirit of America taşıtı [31]

Yukarıda resimleri görünen “Spirit Of America” taşıtı J-79 turbo jet motoru ile tahrik edilmektedir. Bu jet motoru ünlü F-4 Phantom savaş uçağında kullanılmaktadır. “Spirit Of America” Shell’in benzincilerde bulunan kurşunsuz benziniyle çalışarak, 24,000 pound (F=12,000 kg) tepki kuvveti verecek şekilde tasarlanmıştır.

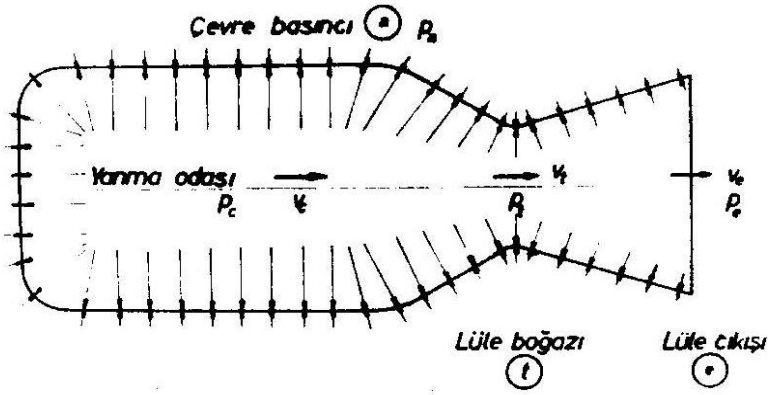


Şekil 3.14 Spirit of America aracında kullanılan J-79 turbo jet motoru [31]

4. ROKET MOTORU İTME KUVVETİ

4.1. İtme Kuvveti

Roket motorlarının asıl amacı, kimyasal yanma reaksiyonları sonucu itme kuvveti meydana getirmektir. Yanma odasında, yakıcı ve yakıtın kimyasal reaksiyonu sonucu oluşan ısı enerjisi, lüle vasıtasıyla itme kuvvetine dönüşür. Diğer bir deyişle yakıcının yakıtı yakması sonucu meydana gelen gazların lüleden dışarı atılması ile sisteme bir momentum (hareket miktarı) kazandırılır. Şekil 4.1'de bir roket motoru ve bu motora etkiyen basınç dağılımı görülmektedir.



Şekil 4.1. Roket motorundaki itme kuvvetini veren hız ve basınçlar durumu [24]

İtme kuvvetinin hesabı için, yörüngesi üzerinde hareket eden bir roket göz önüne alalım. Roketin toplam dış yüzeyine etki eden bütün kuvvetlerin toplamını (bileşkesini) yazalım,

$$R = \int p.dA.I_{iç} \tag{4.1}$$

Bu integral bize roketin toplam yüzeyine yani roket gövdesinin iç ve dış yüzeylerine etki eden kuvvetlerin toplamını verir.

p Yüzey üzerindeki yerel akış basıncı

dA Yerel akış basıncının etkidiği alan dilimi

$I_{iç}$ İç bünyeye yönelmiş normal birim vektör

Bu takdirde iç ve dış aerodinamik olayları ayıran yüzey olan lüle çıkışındaki duruma göre integrali,

$$R = \int_{dış} p.dA.I_{iç} + \int_{iç} p.dA.I_{iç} \tag{4.2}$$

şeklinde yazabiliriz. Roketin toplam sürtünme kuvveti, dış yüzeyin sürtünme kuvvetinden lüle ağzındaki aerodinamik iç sürtünme kuvvetlerinin çıkartılması ile bulunur. Çevre basıncına *Pa* dersek, toplam sürtünme kuvveti,

$$D = \int_{dış} (p - p_a).dA.I_{iç} \tag{4.3}$$

şeklinde yazılabilir. Lüle çıkış ağzının kesidi Ae ve akışkanın dışa yönelmiş (çıkış hızı yönünde) birim vektörü In ise matematik özdeşlik olarak,

$$\int_{dış} p_a.dA.I_{iç} = p_a.A_e.I_n \tag{4.4}$$

yazılabilir. Buradan da toplam sürtünme kuvveti,

$$D = \int_{dış} p.dA.I_{iç} - p_a.A_e.I_n \tag{4.5}$$

Bu denklemdeki değerler, denklem (4.2) de yerine konursa, roketin dış yüzeyine etki eden toplam kuvvet (R),

$$R = D + p_a.A_e.I_n + \int_{iç} p.dA.I_{iç} \tag{4.6}$$

Diğer taraftan rokete etki eden toplam kuvvet (R) yanma odasında yanma sonucu meydana gelen itme kuvvetinin (F) ve sürtünme kuvvetinin (D) mutlak değer olarak toplamından oluşur. Buna göre itme kuvveti (F) için,

$$F = p_a.A_e.I_n + \int_{iç} p.dA.I_{iç} \tag{4.7}$$

Lüle çıkış kesitinden (*Ae*) akan akışkanın tek boyutlu ve daimi akışlı olduğunu kabul edelim. Akışkanın rokete göre bağıl hareketini de göz önüne alarak akışkanlar mekaniğinin momentum prensibini, roket motoru içindeki akışkan sistemine, lüle çıkışına tatbik edersek ve lüle çıkışında gazlarin akış miktarı *m* (kütlesel debi) , lüle gazlarının çıkış hızı *Ve* ile gösterilirse momentum değişimi şu şekilde yazılabilir.

$$mV_e = -\int_{iç} p.dA.I_{iç} - p_e.A_e.I_n \tag{4.8}$$

şeklinde yazılabilir. Bu denklemdeki $\int p.dA.I_{iç}$ değeri yerine, denklem (4.7) deki ifadesi yerine konursa itme kuvveti (F) için,

$$F = -m.V_e - \left(p_e - p_a\right) A_e.I_n \tag{4.9}$$

bulunur. Buradaki (-) işareti, ya hızın itme kuvvetine ters yönde etkidiğini veya roketin ağırlığındaki bir azalmayı belirtir. Bundan dolayı itme kuvveti (F),

$$F = \dot{m}V_e + A_e\left(p_e - p_a\right) \tag{4.10}$$

yazılır. Bu suretle itme kuvvetinin genel ifadesi bulunmuş olur.

Roket motorlarında itme kuvveti yukarıdaki gibi kütlesel debi ($\dot{m}$), egzoz hızı (*Ve*), lüle çıkış basıncı (*Pe*), çevre basıncı (*Pa*) ve lüle çıkış kesit alanı (*Ae*) cinsinden çıkarılmıştır.

Roket motorunun atmosfer ortamındaki itme kuvveti iki etkenden oluşur. İlk terim momentum itmesi ikincisi ise basınç itmesidir. Formülden de görüldüğü gibi itme kuvveti roketin hızına bağlı değildir. Yalnız basınç itmesi büyük ölçüde roketin yerden yüksekliğine bağlıdır. Yükseklik arttıkça Pa çevre basıncı azalacağından itme kuvveti buna bağlı olarak büyüyecektir.

Lüle çıkışındaki gazların basıncı *Pe* sembolüyle gösterilecek olursa,

- Pe < Pa ise basınç itmesi, itme kuvvetine negatif olarak etki eder. Ancak bu hal roket morotlarında arzu edilmemektedir.
- Pe > Pa ise basınç itmesi itme kuvvetine pozitif olarak etki eder. Genellikle roket motorlarının yapımında bu sistem uygulanır.

Lüle çıkış basıncı yukarıdaki gibi çevre basıncından farklı ise, lüle adapte edilmemiş lüle olarak isimlendirilir. Çıkış basıncı (Pe), çevre basıncından (Pa) büyükse genişleme lüle çıkış kesitinden sonra oluşan genişleme dalgaları boyunca devam eder.

- Pe = Pa ise basınç itmesinin etkisi yoktur. Ancak bu halde itme kuvveti:

$$F = \dot{m}.Ve \tag{4.11}$$

olur. Eğer itme kuvveti ağırlık debisi ile ifade edilirse:

$$F = \frac{\dot{w}}{g}.Ve \tag{4.12}$$

elde edilir. Burada:

- $\dot{w}$: yakıcı- yakıtın ağırlıksal debisi (kg/san)
- g: yer çekimi ivmesi (9.81 kg/san^2)

Bu sistemi sağlayan lülelere optimum genişlemeli lüle veya adapte edilmilş lüle denir. Görüldüğü gibi roketin itme kuvveti, yakıcı-yakıt miktarına ve yanma sonucu oluşan gazların lüleden çıkış hızına bağlıdır. Roketin itme kuvvetini büyütmek için yakıcı-yakıt debisini arttırmak gerekir. Bu takdirde roketin toplam ağırlığı da artacağından yakıcı-yakıt debisine çok fazla etki edilmemektedir. Bu nedenle roketlerde en önemli parametrenin egzoz gazı çıkış hızı olduğu anlaşılmaktadır. Egzoz gazı çıkış hızının değeri ise yakıcı ile yakıtın ortaklaşa karakteristiklerine bağlı olarak sınırlıdır.

4.1.1. Egzoz Gazı Çıkış Hızı:

Lüleden çıkan gazların çıkış hızı (*Ve*), yakıcı-yakıt tertibini ve roket motorun çalışma karakteristiğini belirten önemli bir parametredir. Yalnız bu hızın doğrudan doğruya

ölçülmesi çok zordur. Bu nedenle kolayca ölçülen itme kuvveti ve yakıcı-yakıtın kütlesel debisi yardımı ile egzoz gazlarının çıkış hızı hesaplanır. Kütlesel ve ağırlıksal debiye göre egzoz çıkış hızını aşağıdaki denklemlerde görüldüğü gibi ifade edebiliriz.

$$Ve = \frac{F - Ae(Pe - Pa)}{\dot{m}} \tag{4.13}$$

$$Ve = \frac{[F - Ae(Pe - Pa)].g}{\dot{w}} \tag{4.14}$$

Lüle çıkış basıncının çevre basıncına eşit (*Pe=Pa*) olduğu optimum genişlemeli lüleler için egzoz gazı çıkış hızı, kütlesel ve ağırlıksal debiye göre ayrı ayrı ifade edilebilir.

$$Ve = \frac{F}{\dot{m}} \tag{4.15}$$

$$Ve = \frac{F}{\frac{\dot{w}}{g}} \tag{4.16}$$

Lüle sonundaki çevre basıncının (*Pa*) büyük veya küçük olmasına göre itme kuvveti çoğalır veya azalır. Lüle çıkış basıncı çevre basıncından büyük ise (*Pe* > *Pa*) bu koşullara uyan itme kuvveti denkleminden faydalanılarak efektif egzoz gazı çıkış hızı (c) hesaplanır. İtme kuvveti,

$F = \dot{m}V_e + A_e(p_e - p_a)$ olduğuna göre aynı büyüklüğü aşağıdaki şekilde yazabiliriz.

$$F = m.\left(Ve + Ae.\frac{Pe - Pa}{m}\right)$$

$$F = \dot{m}c$$

$$c = Ve + Ae.\frac{Pe - Pa}{\dot{m}} \tag{4.17}$$

$$c = Ve + Ae.(Pe - Pa).\frac{g}{w} \qquad (4.18)$$

Bu ifadedeki efektif egzoz gazı çıkış hızı (c) daha önce görüğümüz, egzoz gazı çıkış hızından (Ve) farklıdır. Çıkış hızlarından basınç farkının fonksiyonu olanına efektif egzoz gazı çıkış hızı (c), diğerine ise egzoz gazı çıkış hızı (Ve) adı verilir.

4.2. Taşıta Etkiyen İtme Kuvvetinin Hesabı

Roket motorlarının taşıtlarda kullanım alanlarını bir önceki konuda görmüştük. Hız rekor denemeleri için özel tasarlanan bu araçlar çok büyük itme kuvveti sağlayarak yüksek hızlara ulaşmaktaydılar. Bizim çalışmamızın amacı hız rekorunu kırmak değil aksine belli bir hıza ulaşan taşıtın bu hızında roket tahriğiyle sabit bir şekilde seyrine devam etmesidir. Sistemimiz hibrid bir sistem olarak da düşünülebilir. Taşıtı sıfır hızından belli bir hıza çıkarmak için içten yanmalı motor kullanılır. İstenilen hıza ulaşılınca roket motoru çalışmaya başlar ve bu noktadan sonra içten yanmalı motorla taşıt tekerlekleri arasındaki bağlantı kesilir.

Örnek taşıtımızın belirli bir sabit hızla hareket etmesi için yenmesi gereken seyir dirençlerinin hesabı bize roketten elde edeceğimiz itme kuvvetini (thrust) verecektir. Bu itme kuvveti ve seçilen uygun yanma odası basıncı bize roket lülesini belirten ana karakteristiklerin teorik olarak hesaplanmasına imkan verecektir. Hızlarımız rekor denemelerindeki taşıtlar kadar yüksek olmadığından bize gereken itme kuvveti küçük olacaktır. Zaten çalışmanın amacı büyük tepki kuvveti veren bir sistem yaratmak değil, roket motorlarının taşıta entegrasyonuyla hibrid bir sistem elde etmektir.

Tepki kuvvetimizin hesabı için taşıtımız belli bir değerde sabit hızda giderken ona etkiyen seyir direçlerinin bilinmesi gereklidir. Çünkü elde edilecek kuvvet bu dirençlerin toplamını dengelemeye yeten kuvvettir. Bu bakımdan taşıta etkiyen hareket direçlerini incelemekte fayda vardır.

4.2.1 Hareket Dirençleri

Bir taşıtın hareket etmeye başlaması, hareketini devam ettirmesi veya hareket karakterini değiştirmesi istendiğinde, taşıtın üzerine kuvvet etkimesi gerekir. Bu kuvvetler taşıtın istenilen hareketleri yapabilmesi için bazı dirençleri dengelemelidir. Taşıta etkiyen kuvvetlerden taşıt uzunlamasına eksenine paralel olanların dengelediği

dirence hareket direnci denir. İnceleme rahatlığı açısından hareket direnci altı başlık altında toplanır. [11]

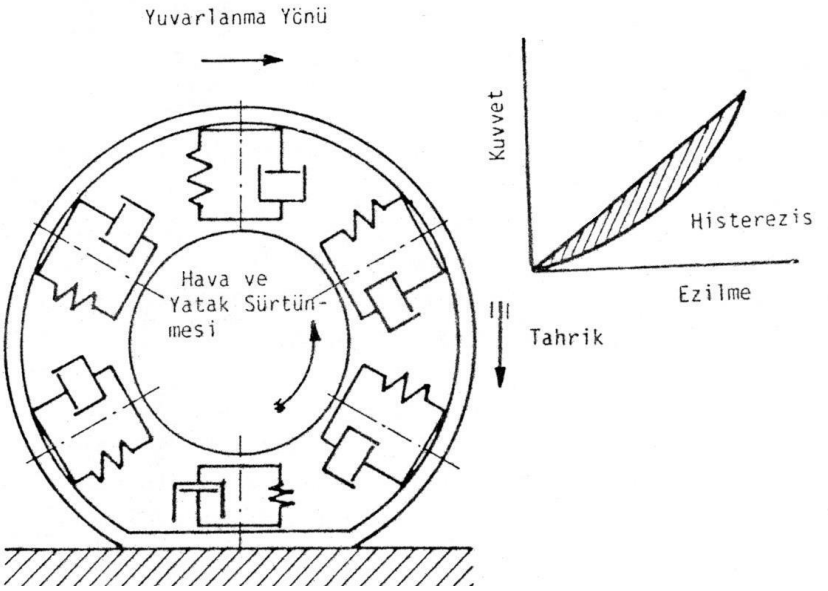
- Yuvarlanma direnci
- İvme direnci
- Aerodinamik direnç
- Yokuş direnci
- Çeki direnci
- Dönemeç direnci

Konumuz roket tahrikli taşıtımızın sabit bir hızda seyri ve bu hızında yenmesi gerekli hareket dirençlerinin belirlenmesi olduğundan yuvarlanma direnci ve aerodinamik direnç dışındaki seyir dirençleri incelenmeyecektir. Fakat taşıtımızın yokuş çıkması istenir veya bu sabit hızından ivmelenerek yiksek hızlara çıkması düşünülürse ivme ve yokuş dirençlerinin de dikkate alınarak hesaba katılması gerekmektedir.

4.2.1.1. Yuvarlanma Direnci

Taşıtlarda kullanılan lastik tekerlekler yapıları itibariyle taşıtın hareketine direnç gösterirler. Lastik tekerlekler yuvarlanırken elastik şekil değişimine uğrarlar. Taşıdığı yük etkisiyle dönüş yönünde zeminle temas ettiği noktada sıkışmaya başlayan lastik, tekerlek merkezinden geçen ve zemine dik olan eksenin, zeminle kesiştiği noktadan itibaren eski şeklini almaya başlar ve zeminle temasının kesildiği noktada elastik şekil değişimi de son bulur. Bu olayda histerisiz sonucu yutulan enerji ısıya çevirilir. Lastiğin yapısı gereği ısıya çevrilen bu enerji, taşıtın hareketine bir direnç oluşturur.

Düzgün asfalt yolda düşük olan bu direnç, stabilize, parke ve bozuk yollarda tekerlekte oluşan deformasyonun artması soucunda artar. Sert zeminlerde hareket sırasında ihmal edilecek seviyede olan zeminin elastik ve plastik şekil değişimi, yumuşak zeminlerde ihmal edilmeyecek seviyelere ulaşır. Yumuşak toprak ve kum gibi zeminlerde zemin şekil değiştirmesinden doğan direnç, yuvarlanma direncinin büyük kısmını oluşturabilir. Bu dirençlerin tamamı, f_R ile ifade edilen yuvarlanma direnci katsayısıyla karakterize edilir. Yuvarlanma direnç katsayısı lastiğin çeşidine ve hareket ettiği yolun özelliklerine göre değişir.



Şekil 4.2. Havalı lastiklerin çiftlenmiş bir yay ve sönüm elemanı olarak modeli. [11]

Şekil 4.2 de görülen yay ve sönüm elemanlarının histerisizi yuvarlanma direncinin sebebidir. Yuvarlanma direnci şu şekilde hesaplanır: Tekerleklerin yükleri ayrı ayrı F_{Zi} ile yuvarlanma direnç katsayıları da f_{Ri} ile gösterilirse toplam yuvarlanma direnci W_R,

$Wr = \sum fri.Fzi$ şeklinde ifade edilir. Bütün tekerleklerin yuvarlanma direnç katsyıları aynı ve yol eğimsiz ise, G taşıtın ağırşığı olmak üzere:

$Wr = fr.G$ halini alır

Yuvarlanma direncinin büyüklüğünü tekerlek ve yoldaki plastik şekil değiştirmeler tayin ettiğinden bunları mümkün olduğu kadar küçük tutmak gerekmektedir. Örneğin yumuşak toprak üzerinde yuvarlanan tekerleğin lastiğindeki şekil değiştirme daha çok elastik, topraktaki şekil değiştirme genel olarak plastiktir.

Bu halde topraktaki şekil değiştirme miktarını azaltmak için hava basıncı düşürülür böylece yuvarlanma direnci azaltılır. Halbuki asfalt bir yolda giden taşıtta ise yuvarlanma direncini azaltmak için hava basıncını arttırmak gerekir. Aşağıdaki tabloda çeşitli yol kaplamaları için yuvarlanma direnci katsayıları görülmektedir.

Tablo 4.1 Yol kaplamaları için yuvarlanma direnci katsayıları [11]

YOL KAPLAMASI	**f_R**
Pnömatik Lastik	
Büyük parke taşı	0.015
Ufak parke taşı	0.015
Beton asfalt	0.015
Çakıl kırma taş	0.02
Stabilize	0.025
Toprak yol	0.05
Tarla zemini	0.1-0.35
Özel Profilli Lastik	
Tarla zemini	0.14-0.24
Zincirli tarla zemini	0.07-0.12
Demiryolu Tekerleği	
Ray üzerinde	0.001-0.002

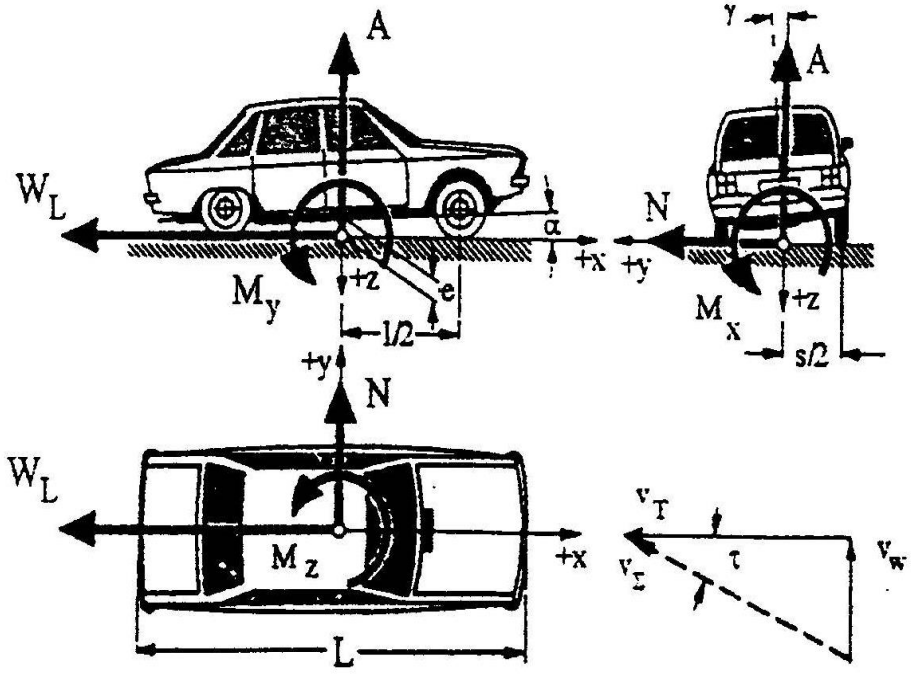
4.2.1.2 Aerodinamik Direnç

Bilindiği gibi taşıtlar hava içerisinde hareket ederler. Hava da bir akışkan olduğundan taşıtın hareketi sonucu arada bir görsel hız, bunun sonucunda da aerodinamik kuvvetler oluşur. Oluşan bu kuvvet alanını inceleme kolaylığı açısından bir bileşke kuvvete ve momente indirgemek pratik olur. İndirgenecek nokta olarak da genelde tekerlek merkezlerinin zeminde meydana getirdiği poligonun merkezi seçilir.

Bu kuvetlerin en çok bilineni, W_L ile gösterilen ve aerodinamik direnç olarak isimlendirilen taşıt eksenine paralel yönde olan kuvvettir. Şekilde gösterilen kuvvetlerin hepsi taşıtın yoldaki hareketlerinde etkili olmakla birlikte, konumuz kapsamında aerodinamik direnç dışındaki etkileri ihmal edilecektir.

W_L direnci, A taşıtın alın kesit alanı, C_W aerodinamik direnç katsayısı, ρ havanın özgül ağırlığı, v görsel hız olmak üzere:

$W_L = \frac{1}{2}.A.C_W.\rho.V^2$ şeklinde ifade edilir.



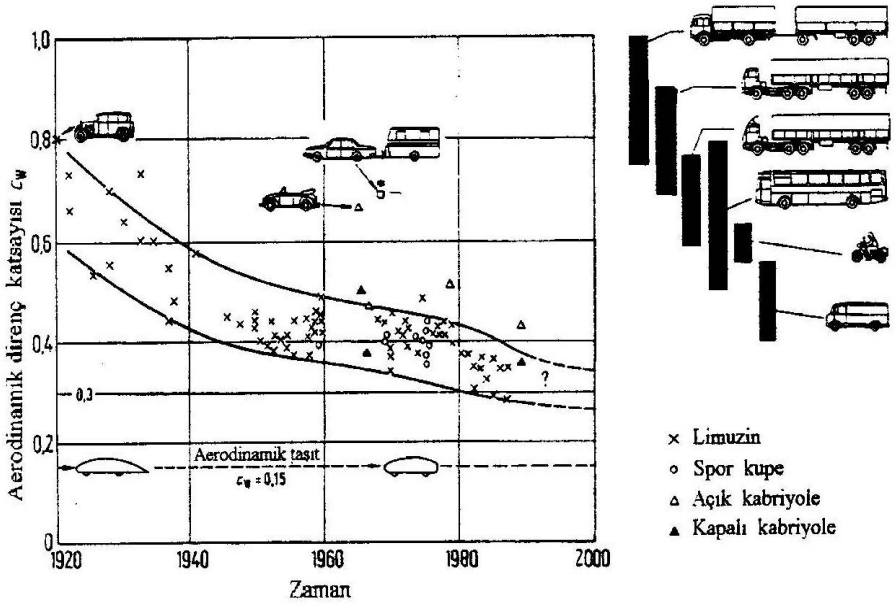
Şekil 4.3 Aerodinamik kuvvetlerin bileşkesinin gösterilmesi [11]

A alanı sadece taşıtın genişliği (b) ve yüksekliği (h) çarpılarak bulunmaz. A'nın mertebesi hakkında fikir elde edebilmek için aşağıdaki tablo verilmiştir.

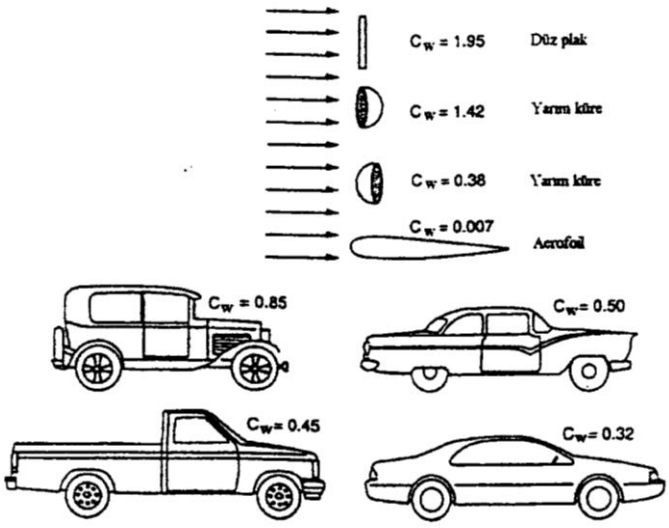
Tablo 4.2 Taşıt tiplerine göre A kesit alanı [11]

	Otomobil	Kamyon Çekici yarı romörk	Sürücü ve Motosiklet
A (m^2)	1.87 (0.13)	Çadır Bezi 8.3-9.3 Kasa 6.9	0.73-0.82
A/b.h	0.81 (0.02)	Çadır Bezi, kasa 0.93	

Aerodinamik direncin azaltılması için A alanı ve C_W katsayısı küçültülebilir. A alanının küçültülmesi, faydalı hacimden fedakarlık edilmesi anlamına gelirki bu pek pratik değildir. Diğer bir çözüm ise C_W katsayısının küçültülmesidir. C_W katsayısının değiştiği aralıklar 4.4'de, bazı otomobil modellerinin C_W katsayısıları da şekil 4.5'de verilmiştir.



Şekil 4.4. C_W katsayısının değiştiği aralıklar [11]



Şekil 4.5. Bazı otomobil modelleri için C_W katsayıları [11]

Görüldüğü gibi sert ve köşeli şekillerde aerodinamik direnç katsayısı yüksektir. Şekiller yuvarlaştıkça C_W katsayısı da düşmektedir. Taşıtların zaman içinde gelişimleri esnasında şekilleri de gelişmiş, yuvarlaklaşmış bunun paralelinde de aerodinamik direnç katsayısı düşmüştür. Çok aerodinamik şekillerde C_W katsayısı 0.15 değerine kadar erişebilmekte fakat bu durumda, mantıklı bir taşıt yüksekliği için

taşıt boyu çok uzun olmaktadır. Bu durumun başka bir sakıncası da taşıdın uzunlamasına kesidinin ön tarafının daha geniş olması sonucu, yan rüzgarın etkime noktasının öne kayması, yani rüzgar duyarlılığının artmasıdır ki bu istenmeyen bir durumdur. Bu kusurları gidermek amacıyla taşıtın arkası kesilerek makul bir boya ulaşılabilir ve bundan dolayı aerodinamik direnç katsayısı da çok fazla artmaz.

C_W katsayısını düşürmek için başka bir yöntem de taşıtın önüne ve arkasına spoyler koymaktır. Spoyler sayesinde hava akımını yönlendirerek düzenlemek mümkündür. Böylece, arkada hava akımının koptuğu yeri tavan hizasından bagaj kapağı hizasına çekerek, önde de hava akımını doğru yönlendirerek, aerodinamik direnç katsayısını düşürmek olasıdır.

4.3 Örnek Taşıt İçin Seyir Dirençlerinin Hesabı

Bize gerekli itme kuvvetinin hesabı elimizdeki taşıtın belli bir hıza eriştikten sonra bu hızda sabit hızla seyretmesi için yenmesi gerekli seyir dirençlerinin hesabıyla mümkün olacaktır. Sabit hız ve düz yol söz konusu olduğundan ivme direnci ve yokuş direnci hesaba katılmayacaktır. İtme kuvvetinin hesabı için gerekli taşıt dataları Renault 9 GTL taşıtından alınmıştır. Aerodinamik direnç katsayısı ve rüzgar direnç alanı bu özelliklere göre saptanıp toplam seyir direnci bulunacaktır.

Tablo 4.3 Renault 9 GTL taşıtının verileri [3]

Uzunluk (m)	4.06
Genişlik (m)	1.66
Yükseklik (m)	1.40
Aerodinamik direnç katsayısı C_W	0.36
Rüzgar direnci alanı (m^2)	1.9
Yuvarlanma direnci katsayısı f_R	0.015
Ağırlık (dolu depo) (kg)	900

Seyir hızını 90 km/h alarak hesaba başlayalım. Düz yol şartları ve sabit hızda seyir söz konusu olduğundan ivme direnci ve yokuş direnci hesaba katılmayacaktır. Şu halde taşıta etkiyen direnç yuvarlanma direnci ve aerodinamik direncin toplamından oluşmaktadır. Hesabımız şu şekilde yapılır;

$$W_T = W_R + W_L$$

$$W_T = f_R.g + \frac{1}{2}.A.C_W.\rho.V^2$$

$$W_T = W_R + W_L$$

$$W_T = f_R.g + \frac{1}{2}.A.C_W.\rho.V^2$$

$$W_T = 0,015*9,81*900 + \frac{1}{2}*1,9*1,228*0,36*\left(\frac{90}{3,6}\right)^2$$

W_r= 400 N

Taşıtımızın 90 km/h sabit hızla seyretmesi için dengelemesi gerekli direnç kuvveti 400 N olarak hesaplandı. Hesabımızı çeşitli hızlara göre devam ettirebiliriz. Daha yüksek hız değerlerinde taşıta etkiyecek direnç kuvvetinin artacağı açıktır. Bu bakımdan taşıtımızın daha yüksek süratle seyrine imkan tanımak için roket motorumuzdan alacağımız itme kuvvetini arttırmamız gerekmektedir. Aşağıdaki tabloda çeşitli hız değerleri için F itme kuvveti verilmiştir. İçten yanmalı motor, taşıtın bu hıza ulaşmasından sonra devreden çıkacak ve bu andan itibaren roket motoru fonksiyonel olacaktır. Dolayısıyla da roket motorundan elde etmek istedidiğimiz tepki kuvveti de 400 N olacaktır.

Tablo 4.4 Çeşitli hız değerleri için F tepki kuvvetinin hesabı

V (km/h)	Cw	F (N)	A (m2)	G (kg)	Fr
80	0,36	339,83	1,9	900	0,015
90	0,36	394,92	1,9	900	0,015
100	0,36	456,49	1,9	900	0,015
110	0,36	524,54	1,9	900	0,015
120	0,36	599,07	1,9	900	0,015
130	0,36	680,08	1,9	900	0,015
140	0,36	767,58	1,9	900	0,015
150	0,36	861,56	1,9	900	0,015
160	0,36	962,01	1,9	900	0,015
170	0,36	1068,95	1,9	900	0,015
180	0,36	1182,37	1,9	900	0,015
190	0,36	1302,27	1,9	900	0,015
200	0,36	1428,65	1,9	900	0,015

Bundan sonra taşıtımızın 90 km/h ve 120 km/h sabit seyir hızlarına karşılık gelen F tepki kuvvetini sağlayacak lüle ve yanma odası tasarımı yapılacaktır. Yanma odası basıncı ve sıcaklığı tayin edilerek dizayn edilecek roket motorunun hesapları yapılacaktır. Hesaplanması gerekli büyüklükler aşağıdaki şekilde birkaç madde altında toplanabilir.

- Lüle boğaz ve çıkış kesit alanları
- Egzoz gazı çıkış hızı, karakteristik hız, itme kuvveti katsayısı ve özgül impuls gibi lüle karakteristik parametreleri
- Yanma odası uzunluğu ve hacmi
- Gerekli yakıcı-yakıt debisi

Bu büyüklüklerin hesabından sonra tepki kuvvetimiz için gerekli yakıcı-yakıt debisini göz önüne alarak, yakıcı ve yakıtın debilerini ayrı ayrı hesaplanıp, bu debilerin yanma odasına nasıl gireceği konusu tartışılacaktır. Püskürtme sistemleri hakkında bilgi verildikten sonra sağlanacak yakıt debisi için meme çapı ve püskürtme hızları hesaplanacaktır.

Yanma odasına girecek hava ise basınçlı bir depodan temin edilecektir. Havanın gireceği kesit alanı kerozen ile havanın etkin bir karışım oluşturması için gerekli hıza göre hesaplanacak ve sistemin dizayn parametreleri göz önüne alınarak püskürtme kafası tasarımı yapılacaktır. Bu aşamalara geçmeden önce hesapların daha doğru yapılabilmesi çin roket motorundaki lüle ve karakteristiklerinin incelenmesi faydalı olacaktır.

5. LÜLE VE KARAKTERİSTİKLERİ

5.1. Genel Kavramlar

Roket motorlarında kullanılan, yakınsak-ıraksak (De Laval) lülesi, motorun yanma odasında kimyasal reaksiyonla meydana gelen ısıyı, tepki elde etmek için kinetik enerjiye dönüştürür. Lüledeki yüksek sıcaklıktaki gaz akımlarını inceleyebilmek için, bazı parametreler tanımlanır. Lüledeki izantropik gaz akışı, roket motorun itme kuvvetinin ve karakteristik parametrelerinin teorik olarak saptanmasında yardımcı olur. Gaz akışının matematiksel hesabı ideal koşulların varlığı kabul edilerek yapılır, ideal değerlerden hareket ederek gerçek motorun karakteristiklerine ulaşılır. [20]

Bunun için ideal bir roket motorunda aşağıdaki kabuller yapılır :

- Yanma ürünleri, yanma odası ve lüle boyunca homojendir ve bileşimleri değişmemektedir,
- Yanma gazların yapısı, mükemmel gaz kanunu olan Pv = RT'ye uygundur,
- Yanma gazlarının özgül ısıları (cv, cp) sıcaklığa ve basınca bağlı değildir.
- Akış tek boyutlu, daimi ve debisi de sabittir,
- Sürtünme olayı yani kayıplar yoktur,
- Motor çeperleri ile çevre arasında ısı alışverişi ve antropide bir yükselme yoktur, yani olaylar izantropiktir.
- Yanma odası boyunca her kesitte hız dağılımı düzgündür
- Kimyasal denge yanma odasında oluşur ve lüle boyunca bir değişime uğramamaktadır.

Gerçekte bu kabuller oldukça iyi bir şekilde sağlanmaktadır. Çünkü yanma odası sıcaklığı 2000 ilâ 4000°C olup, yanmış gazlara ideal gaz kanunu iyi bir yaklaşımla uygulanabilir. Her ne kadar pratikte yanma ürünleri bir miktar dalgalanma gösterse

de akış daimi kabul edilebilir. Yukarıda yapılan kabullere göre lüleyi belirten ana karakteristikleri teorik olarak hesaplamak mümkün olur.

5.2 Egzoz Gazı Çıkış Hızı (V_e)

Şekil 5.1 de örnek bir lüledeki enerji değişimi gösterilmektedir. Yüksek sıcaklık ve basınçlı düşük hızlı gazların daha düşük basınç ortamına açılmasıyla hızlandığı görülmektedir.

Bu şekildeki değerler eşdeğer karışım oranı $\phi = 0,43$ olan sıvı oksijen ve kerozen yakıcı-yakıtı kullanan bir roket motoruna aittir. Bu roket motorunun diğer parametreleri;

Adyabatik yanma sıcaklığı $T_c = 3430^0 K$

Egzoz gazlarının molekül ağırlığı $M = 21,98 gr/mol$

Yanma oda basıncı $P_c = 20 bar$

olarak verilmiştir. Deniz seviyesinde 50 kN itme kuvveti vermesi istenen roket motorunda özgül ısılar oranı *k*= 1.226 olarak alınmıştır.

Enerjinin korunumu prensibine göre adyabatik akışta iki nokta arasındaki antalpi azalışı, yani potansiyel enerjideki azalış, kinetik enerjideki artışa karşı gelmektedir. Yanma odası içindeki büyüklükler (c), ve lüle çıkışındaki büyüklükler (e) indisleri ile gösterilirse bu iki nokta arasındaki enerji dengesi;

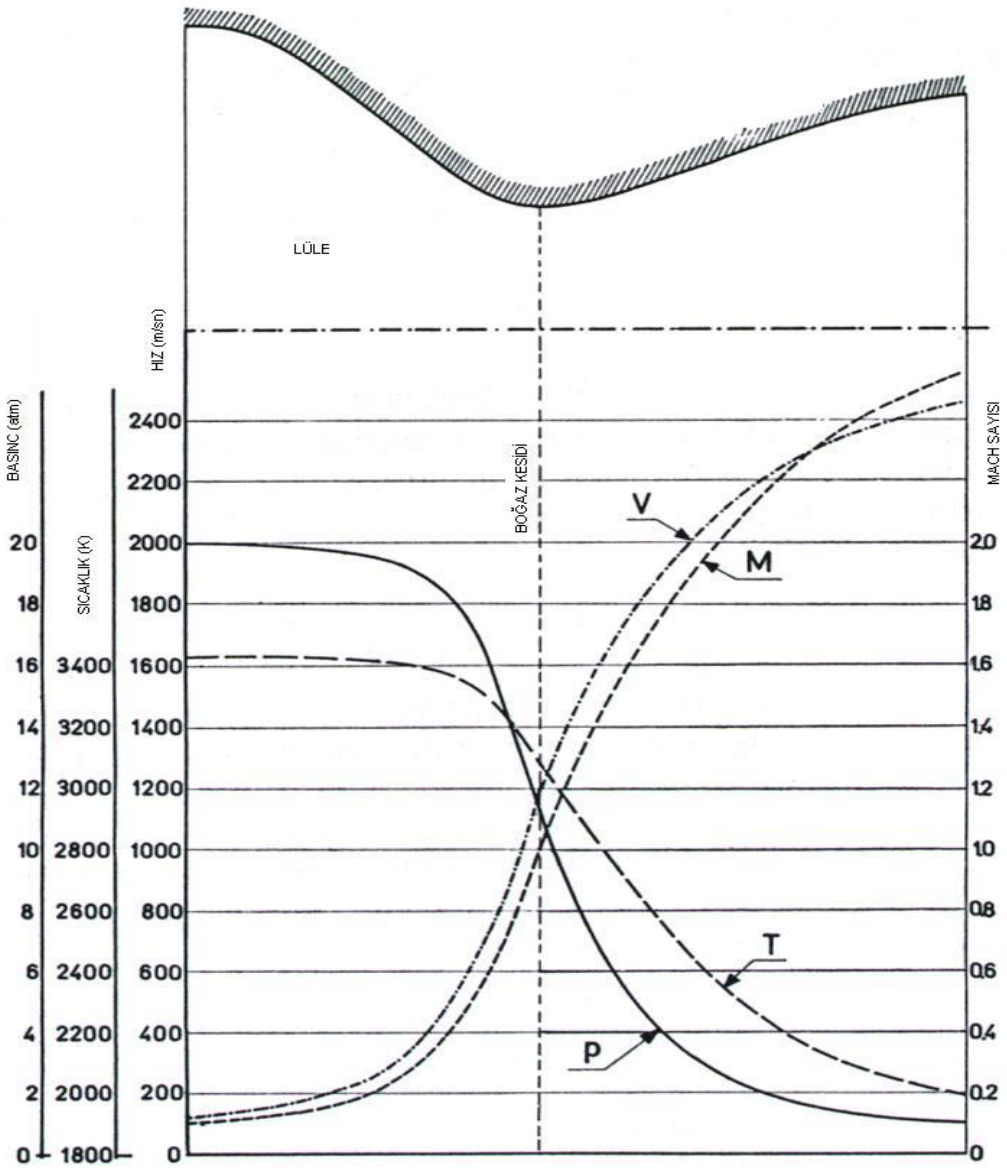
$$\frac{V_c^2}{2g} + c_p T_c = \frac{V_c^2}{2g} + c_p T_e \qquad (5.1)$$

şeklinde yazılabilir. Burada yanma odası gazlarının lüleye giriş hızı V_e lüleden çıkan gazların hızı V_c yanında ihmal edilirse;

$$\frac{V_c^2}{2g} = c_p \left(T_c - T_e\right) \qquad (5.2)$$

Kinetik enerji = antalpideki azalış (potansiyel enerji azalışı) elde edilir. İdeal gaz kanunu,

$$\frac{p}{\rho} = RT \quad \text{veya} \quad pv = \text{RT}$$



Şekil 5.1. Mach sayısının, sıcaklığın ve basıncın örnek bir lüle boyunca değişimi [2]

sabit basınçtaki özgül ısı C_P, sabit bacımdaki özgül ısı c_V ve bunların oranı $k = c_p/c_v$ olduğu bilindiğine göre;

$$R = c_p - c_0 = \frac{R_0}{M}$$

$$C_p = \frac{kR}{k-1} = \frac{k}{k-1}\frac{R_0}{M} \tag{5.3}$$

bulunur. Lüle giriş ve çıkışları arasındaki izantropik akış için,

$$\frac{T_e}{T_c} = \left(\frac{p_e}{p_c}\right)^{(k-1)/k} = \left(\frac{p_e}{p_c}\right)^{k-1} \tag{5.4}$$

yazılırsa, denklem (5.3 ve 5.4) ifadelerini denklem (5.2) de yerine koyar ve gerekli kısaltmaları yapılırsa, egzoz gazı çıkış hızı (V_e);

$$V_e = \sqrt{\frac{2gk}{k-1}\frac{R_0 T_c}{M}\left[1-\left(\frac{p_e}{p_c}\right)^{(k-1)/k}\right]} \tag{5.5}$$

şeklinde bulunur. Burada;

R_0 : üniversal gaz sabiti, Ro= 8.31434 Nm/mol^{o}K (J/mol°K)

T_c : yanma odası sıcaklığı ^{o}K veya ^{o}R

p_c : yanma odası basıncı (Kg/cm^2) veya (bar)

p : lüle çıkış basıncı (Kg/cm^2) veya (bar)

M : yanma ürünlerinin moleküler ağırlığı

g : yer çekim ivmesi (9.81 m/san^2)

k : adyabatik üs k = cp /cv

Yukarıdaki denklemde bulunan değerler, deneysel sonuçlarla karşılaştırıldığında, ortaya çıkan sapmanın %6 dan fazla olmadığı belirlenmiştir.

Egzoz gazı çıkış hızına (Ve), çeşitli parametrelerin etkisini daha iyi tanımlamak için denklem;

$$V_e = \sqrt{\frac{2gk}{k-1}\frac{R_0 T_c}{M}} \cdot \sqrt{1-\left(\frac{p_e}{p_c}\right)^{(k-1)/k}} \tag{5.6}$$

şeklinde iki kısımda incelenebilir.

Birinci etken egzoz gazı çıkış hızının üst sınırını verir ve yalnız yakıcı ve yakıtın özelliklerine ve yanma odası sıcaklığına bağlıdır. Diğer ikinci etken ise lüle ideal veriminin kare köküdür.

Egzoz gazı çıkış hızının üst sınır değerini, denklem (5.1) den elde etmek mümkündür. Buna göre ;

$$\frac{V_c^2}{2g} + c_p T_c = \frac{V_c^2}{2g} + c_p T \tag{5.7}$$

yazılabilir. Yanma odasındaki lüle girişinde gaz hızlarının ihmal edilebilecek kadar küçük olduğu düşünülürse bu hız $V_c = 0$ alınabilir. Burada toplam sıcaklığın sabit olduğu söylenebilir. Bunun için akış hızı adyabatik değişimde sakin duruma getirilirse hızın değeri sıfıra ulaşır. Bu takdirde sabit değer toplam veya statik sıcaklık değerine ait olur. Aynı şekilde akış hızı artarsa statik sıcaklık da sıfıra gider.

Bu takdirde denklem (5.7) den,

$$c_p\left(T_c - T\right) = \frac{\left(V^2 - V_c^2\right)}{2g} \qquad c_p\left(T_c - T\right) = \frac{V^2}{2g}$$

$$\frac{V^2}{2gc_p} = T_c - T \qquad \text{buradan da,}$$

$$T_c = \frac{V^2}{2gc_p} + T \qquad \text{bulunur.}$$

Yukarıdaki açıklamalar dikkate alınarak T= 0 konulursa aşağıdaki ifade bulunur.

$$V = \sqrt{2gc_p T_c}$$

Bu ifade ise denklem (5.3) ile karşılaştırılırsa sınır hız için ;

$$V_L = \sqrt{2gc_p T_c} = \sqrt{\frac{2gkR_0}{k-1}\frac{T_c}{M}} \tag{5.8}$$

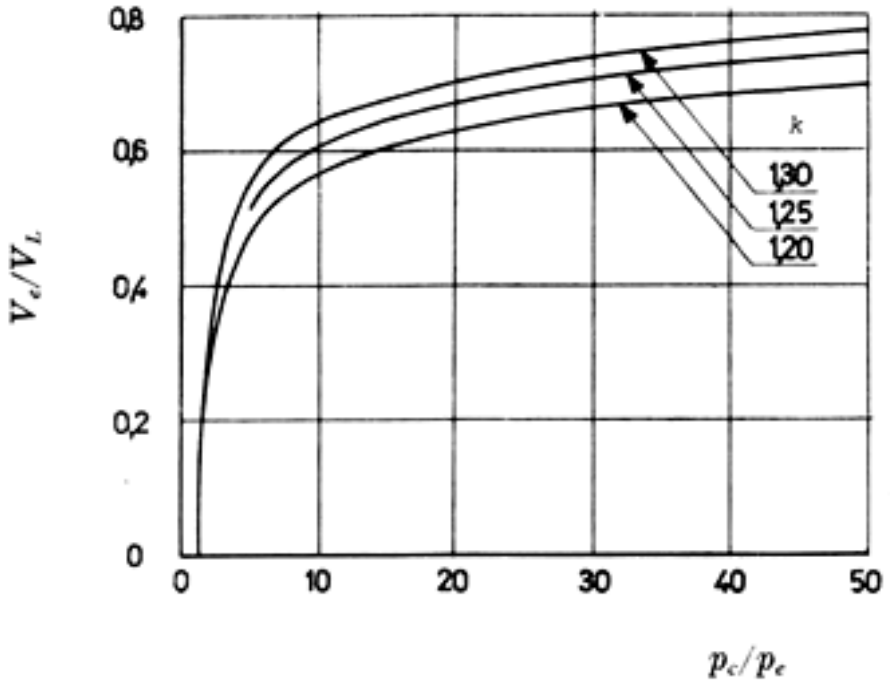
bulunur. Bu büyüklük egzoz gazı çıkış hızını veren denklem (5.5) de yerine koyulursa ;

$$V_L = \sqrt{2gc_p T_c} = \sqrt{\frac{2gkR_0}{k-1}\frac{T_c}{M}} \tag{5.9}$$

elde edilir. Bu suretle egzoz gazı çıkış hızına etki eden etmenleri incelemek daha kolay olur.

Egzoz gazı çıkış hızına etki eden etmenler, basınç oranı pc/pe, yanma odası sıcaklığı Tc, gazların moleküler ağırlığı M sabit basınç ve sabit hacım özgül ısılarının birbirine oranı (k= cp/cv) değerleridir.

a) Ve/VL oranı pc/pc oranına bağlı olarak, üç değişik k değeri için Şekil 5.1'de nasıl değiştiği görülmektedir. Ancak bu oranın pe/pf = 25 değerinden sonra büyük bir artma göstermediği görülmektedir. Bu nedenle genellikle basınçlar oranı 30 ilâ 50 değerleri arasında alınır.



Şekil 5.2 Çeşitli özgül ısıların oranı (k) için basınç oranının fonksiyonu olarak Ve/VL nin değişimi [20]

b) Egzoz gazı çıkış hızı (Ve) değeri, yanma odası sıcaklığının kare kökü ile orantılıdır. Bu nedenle yüksek yanma odası sıcaklığı veren yakıcı-yakıt seçilmelidir. Ancak büyük yanma odası sıcaklığını iki etken sınırlamaktadır. Bunlardan biri, malzemenin sıcaklığa dayanıklılığı, diğeri ise yanma ürünlerinin ayrışmaya (dissosiasyon) uğramasıdır. Bu nedenlerle (Tc) genellikle 2750 ilâ 3500°K olarak sınırlanmıştır.

c) Yanma ürünlerinin etkisi: Yanma ürünlerinin ortalama moleküler ağırlığı (M) küçük olmalıdır. Böylece egzoz gazı çıkış hızı o kadar büyük olur.

d) Özgül ısıların oranının (k) etkisi: Lüle çıkış hızı (Ve)' nin bağlı olduğu sınır hız (VL) ve diğer terimi etkilemektedir. Diğer terimin değeri:

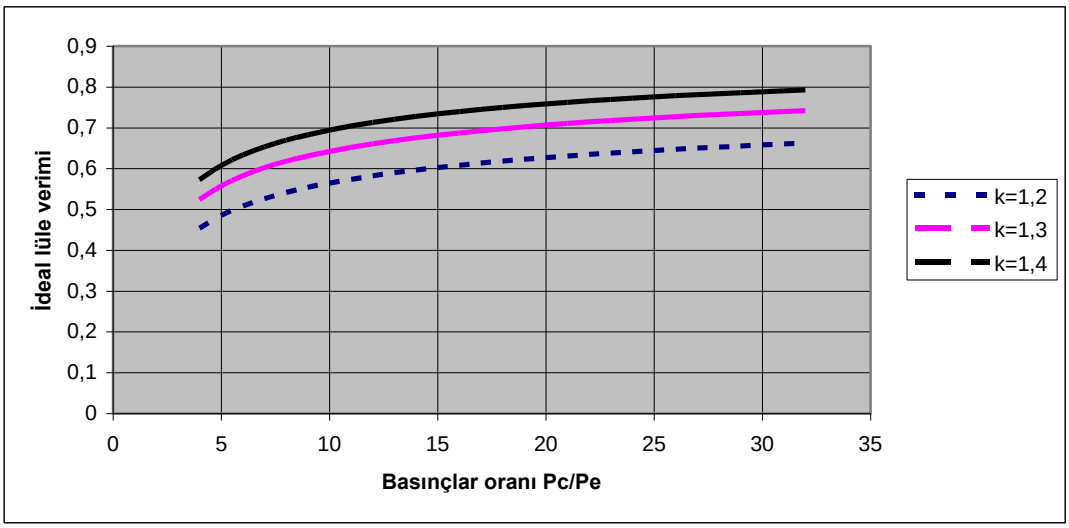
$$\sqrt{1-\left(\frac{p_e}{p_c}\right)^{(k-1)/k}}$$

artan k ile artmaktadır.

Sonuç olarak lüle çıkış hızının (Ve), özgül ısılar oranının artması ile çok az arttığı görülmektedir. Dolayısı ile özgül ısılar oranının değişmesi, önemli rol oynamaz. Yukarıdaki ifadenin karesine lüle ideal verimi denir. İdeal verimin özgül ısılar oranı (k) ve basınçlar oranına göre nasıl değiştiği Şekil 5.2 de görülmektedir. Burada ideal verim değerinin artan özgül ısılar oranına bağlı olarak arttığı görülmektedir.

Eğer *Pe=0* ve dolayısı ile *Pe/Pc* olursa, vakum ortamında, verimin değeri bire eşit olur. Böylece vakum ortamında egzoz gazı çıkış hızı daha önce tarif edilen sınır hız ile özdeştir.

$$V_e = V_{vac} = \sqrt{\frac{2gk}{k-1}\frac{R_0 T_c}{M}}$$



Şekil 5.3 İdeal verimin çeşitli özgül ısılar oranına ve basınçlar oranına bağlı olarak değişimi

5.3 Lüle Dar Boğazının Basıncı, Sıcaklığı ve Hızı

Lüle daralan ve genişleyen kısımlardan oluşur. Lülenin en dar yerine lüle boğazı denir. Lülenin herhangi bir kesitinde basınç p, hız V olsun. Bu kesitte izantropik akış olduğu göz önüne alınırsa, hız için :

$$V_e = V_{evac} = \sqrt{\frac{2gk}{k-1}\frac{R_0 T_c}{M}} \tag{5.10}$$

yazılabilir. Kesit alanı A ile gösterilirse gazın kütlesel debisi :

$$\dot{m} = A \cdot V \cdot \rho \tag{5.11}$$

olur. Buna göre birim kesit alanı başına kütlesel gaz debisi :

$$\frac{\dot{m}}{A} = \rho \sqrt{\frac{2gk}{k-1} RT_c \left[1 - \left(\frac{p}{p_c} \right)^{(k-1)/k} \right]} \tag{5.12}$$

şeklini alır. ideal gaz kanununa göre $\frac{Pe}{Pc} = RTc$ değeri yerine konursa

$$\frac{\dot{m}}{A} = \rho \sqrt{\frac{2gk}{k-1}\frac{p_c}{\rho_c} \left[1 - \left(\frac{p}{p_c} \right)^{(k-1)/k} \right]} \tag{5.13}$$

bulunur. A kesiti ile yanma odasında, adyabatik durum değişmesi olduğuna göre gazların yoğunluğu ;

$$\rho = \rho_c \left(\frac{p}{p_c} \right)^{1/k}$$

bulunur. Bu denklem (5.13) de yerine konur ve gerekli kısaltmalar yapılırsa, birim kesit başına kütlesel debi için ;

$$\frac{\dot{m}}{A} = \sqrt{\frac{2gk}{k-1} p_c \rho_c \left[\left(\frac{p}{p_c} \right)^{2/k} - \left(\frac{p}{p_c} \right)^{(k+1)/k} \right]} \tag{5.14}$$

Bu ifadenin parantez içindeki terimi *P=Pc* veya *P=0* için sıfır olur. Boğaz kesitini (t) indisi ile gösterirsek, boğaz birim kesit başına kütlesel debi için ;

$$\frac{\dot{m}}{A_t} = \sqrt{\frac{2gk}{k-1} p_c \rho_c \left[\left(\frac{p}{p_c} \right)^{2/k} - \left(\frac{p}{p_c} \right)^{(k+1)/k} \right]} \tag{5.15}$$

olarak bulunur. Lüle dar boğazındaki basınç değerini bulmak için m/At ifadesini, pt/pe ye göre türevi alınıp sıfıra eşitlenirse ifadeyi maksimum yapan basınçlar oranı pt/pe bulunur. Yapılan hesaplara göre :

$$\frac{pt}{p_c} = \left(\frac{2}{k+1} \right)^{k/(k-1)} \tag{5.16}$$

elde edilir. Lüle dar boğazındaki basıncın bu değeri için 1/At nin maksimum değeri, yani At nin minimum değeri alması demektir. Bu minimum kesite lüle dar boğazı kesiti denir. Lüle dar boğazında hesaplanan basınca kritik basınç da denir. Özgül ısılar oranının farklı değerleri için basınç oranı farklı olur. Ancak ortalama olarak pt/pc = 0.55 değeri alınır. Lüle dar boğazı sıcaklığı, akışın izantropik oluşundan dolayı denklem (5.16) dan

$$\frac{Tt}{T_c} = \frac{2}{k+1} \tag{5.17}$$

elde edilir.

Lüle dar boğazının hızı için, denklem (5.16) ve (5.17) ifadeleri denklem (5.5) de yerine konur ve gerekli kısaltmalar yapılırsa :

$$V_t = \sqrt{\frac{2gk}{k-1} \frac{R_0 T_c}{M}} \tag{5.18}$$

bulunur. Bu ise ideal gazların ses hızı olan

$$a = \sqrt{gkRT} \tag{5.19}$$

ile özdeştir. O halde lüle dar boğazı hızı ;

$$V_t = \sqrt{gkRT_t} \tag{5.20}$$

yazılabilir.

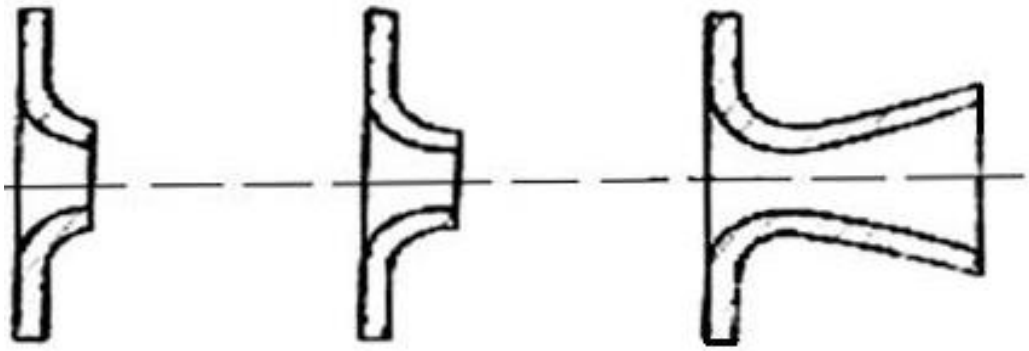
Lüle dar boğazındaki hızın bulunması için ya denklem (5.18) de lüleye giriş sıcaklığı (Tc) veya denklem (5.20) de boğaz sıcaklığının bilinmesi (Tt) gerekir. Lüle boğazındaki T sıcaklığı, ses hızı denklemindeki T değeri ile özdeştir. Ayrıca bu durumda lüle dar boğazında hız ses hızına eşittir.

Buna göre, lüle dar boğazındaki basıncın yanma odasındaki basınç oranı (pt/pc), iki ayrı lüle tipi verir. Lüle çıkış indisi (e) ile belirtilirse;

1- pe/pc > pt/pc ise lüle yalnız daralan,

2- pe/pc < pt/pc ise lüle önce daralan sonra dar boğazdan genişleyen kısımlardan oluşur. Böyle bir lüleye daralan-genişleyen lüle denir. Bu tip lülelere aynı zamanda LAVAL lülesi de denilmektedir.

Bu lüle dar boğazdan kesilirse gazların çıkış hızı ses hızına eşit olacaktır. Ses hızı ve ses üstü hız gaz akışlarında kritik basınç oranının (pt/pc), pe/pc ye eşit veya bu değerden büyük oluşu ile gerçeklenir. Dolayısı ile lüleden çıkan gazların hızlarına göre ses altı hızı, ses hızı ve ses üstü hızı veren üç tip lüle vardır.



Şekil 5.4 Gazların çıkış hızına göre lüle tipleri [20]

1. Ses altı hızı veren lülelerde, lüle minimum kesite, yani dar boğaza erişmeden kesilmiştir. Dolayısı ile lüle çıkışında kritik basınç oluşmadan lüle bitmiştir ve çıkış hızı, ses hızından küçük bir değer almıştır
2. Ses hızı veren lülelerde ise lüle tam kritik basıncın oluştuğu dar boğaz kesitinden kesilmiştir. Bu halde çıkış hızı ses hızına eşit olur.
3. Ses üstü hızı veren lülelerde, lüle kritik kesitten, yani dar boğazdan sonra basıncın daha da düşmesine imkân verecek şekilde genişleyerek devam etmektedir. Bu halde çıkış hızı ses hızından büyük olur.

5.4 Lülenin Kütlesel Akış Debisi ve Karakteristik Hız

Lülenin kütlesel akış debisi, lüle dar boğaz kesitinden akan gazların hızına, yoğunluğuna ve kesite bağlıdır. Buna göre kütlesel debi :

$$\dot{m} = \rho_t \cdot a_t \cdot A_t \tag{5.21}$$

ile tanımlanır. Eşitliğin sağ tarafı $\rho_c.a_c$ ile çarpıp bölünürse,

$$\dot{m} = \rho_c \cdot a_c \cdot \left(\frac{a_t}{a_c}\right) \cdot \left(\frac{\rho_t}{\rho_c}\right) A_t$$

elde edilir. Burada (a_t/a_c), (p_t/p_c), a_c , ρ_c değerleri hesaplanabilir. Ayrıca lüle dar boğazındaki hız (V_t) ile ses hızı (a_t) birbirleri ile özdeştir. O halde :

$$V_t = a_t = \sqrt{gkRT_t} \quad \text{veya} \quad a_t = \sqrt{kRT} \tag{5.22}$$

yazılabilir.Yanma odasındaki hız (ac) ise benzer şekilde ;

$$a_c = \sqrt{gkRT_c} \quad \text{veya} \quad a_e = \sqrt{kRT_e} \tag{5.23}$$

yazılabilir. O halde lüle dar boğazındaki ses hızı (at) yanma odasındaki ses hızına oranı olarak :

$$\frac{a_t}{a_c} = \left(\frac{T_t}{T_c}\right)^{1/2} \tag{5.24}$$

bulunur. Diğer taraftan lüle dar boğazındaki sıcaklığın yanma odası sıcaklığına oranı;

$$\frac{T_t}{T_c} = \frac{2}{k+1} \tag{5.25}$$

olduğuna göre, yukarıdaki ifade ;

$$\frac{a_t}{a_c} = \left(\frac{2}{k+1}\right)^{1/2} \tag{5.26}$$

şeklinde yazılabilir.

Akış izantropik kabul edildiğine göre, $p \cdot p^{-k}$ = sabit, ve

$$\frac{T}{T_c} = \left(\frac{p}{p_c}\right)^{(k-1)/k} = \left(\frac{p}{p_c}\right)^{k-1}$$

olur. Yukarıdaki eşitlikler lüle dar boğazı için yazılırsa ;

$$\frac{T_t}{T_c} = \left(\frac{p_t}{p_c}\right)^{(k-1)/k} = \left(\frac{p_t}{p_c}\right)^{k-1}$$

olup, buradan da

$$\frac{\rho_t}{\rho_c} = \left(\frac{T_t}{T_c}\right)^{1/(k-1)} = \left(\frac{2}{k+1}\right)^{1/(k-1)} \tag{5.27}$$

bulunur.

Debi denkleminde (ρ_t/ρ_c) ve (a_t/a_c) değerleri yerleştirilir ve gerekli kısaltmalar yapılırsa;

$$\dot{m} = \rho_c \cdot a_c \cdot A_t \cdot \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}} \tag{5.28}$$

bulunur. Buradaki a_c ifadesi yerine,

$$a_e = \sqrt{kRT_c}$$

ve ideal gaz denkleminden ρ_c değeri çekilirse:

$$\rho_c = p_c / RT_c$$

Kütlesel debi:

$$\dot{m} = \frac{p_c A_t}{\sqrt{RT_c}} \sqrt{k} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\left(\frac{k+1}{2(k-1)} \right)}$$

olarak bulunur. Bu denklemde :

$$\Gamma = \sqrt{k} \cdot \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}} \tag{5.29}$$

konursa, kütlesel debi :

$$\dot{m} = \Gamma \cdot \frac{p_c A_t}{\sqrt{RT_c}} \tag{5.30}$$

şeklinde bulunur. Kütlesel debiyi veren denklemdeki

$$\frac{\Gamma}{\sqrt{RT_c}} = C_D \tag{5.31}$$

terimine, debi akış etkeni adı verilir. Buna göre kütlesel debi :

$$\dot{m} = C_D \cdot p_c \cdot A_t \tag{5.32}$$

olur. Debi akış etkeninin tersi,

$$\frac{1}{C_D} = c^* \tag{5.33}$$

karakteristik hız (c*) şeklinde tanımlanır.

Katı yakıt-yakıcı roketlerin dizaynında, sık sık karakeristik hız yerine kütlesel debi faktörü CD kullanılır. Bu faktör lüledeki kütlesel debinin oda basıncı ile boğaz kesit alanının çarpımına oranı olarak tanımlanır. Görüldüğü gibi, kütlesel debi faktörü karakteristik hızın tersine eşittir ve yalnızca kimyasal reaksiyonların tabiatına bağlıdır. Bazende kütlesel debi faktörü yerine ağırlıksal debi faktörü kullanılır.O halde kütlesel debi ifadesi, karakteristik hız tanımı da kullanılırsa;

$$\dot{m} = \frac{p_c \cdot A_t}{c^*} \tag{5.34}$$

şeklinde olur.

Karakteristik hız yanma odasındaki yanma olayını karakterize eder. Bu kütlesel debi ifadesinden aşağıdaki gibi yazılabilir. Bir reaksiyonun c* karakteristik hızı, yanma odası basıncıyla boğaz kesit alanının çarpımının, lüleden geçen kütlesel debiye oranı olarak tanımlanır. Karakteristik hız 800 m/sn ile 1800 m/sn arasındadır.

$$c^* = \frac{p_c \cdot A_t}{\dot{m}} \tag{5.35}$$

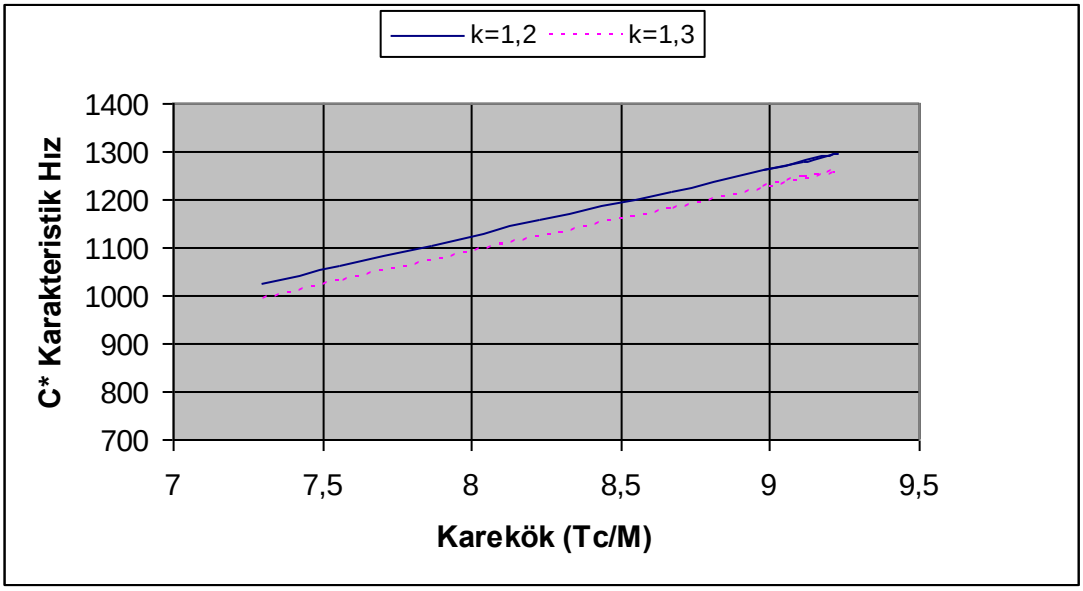
Karakteristik hız (c*) değeri deneysel olarak saptanacağı gibi, teorik olarak da bulunabilir Denklem (5.29), (5.30) ve (5.34) den yararlanarak ;

$$c^* = \sqrt{\frac{R_0 T_c}{M}} \cdot \frac{1}{\Gamma} = \sqrt{\frac{R_0 T_c}{M} \cdot \left[\frac{1}{k} \left(\frac{k+1}{2} \right)^{(k+1)/(k-1)} \right]} = \frac{V_L}{\Gamma . \sqrt{\frac{2.k}{k-1}}} \tag{5.36}$$

yazılabilir. Görüldüğü gibi c* değeri yanma reaksiyonunun karakterine bağlıdır. Bu parametre üzerinde Tc yanma sıcaklığı ve moleküler ağırlığın etkisi büyüktür. Karakteristik hız yana reaksiyonuyla oluşan yararlı enerjinin bir ölçütüdür ve şayet kimyasal ayrışma olaylarını ihmal edersek, basınçtan bağımsız olan, değişik kimyasal reaksiyonları karşılaştırmada kullanılan temel bir parametredir.

Alışılmış yakıcı-yakıtlarda karakteristik hız, hemen hemen özgül ısılar oranından (k) bağımsızdır. Fakat karakteristik hız Tc ve M'in değerlerine sıkı sıkıya bağlıdır. Açıkça görülebilirki, yakıcı-yakıt seçiminde, reaksiyon sonunda olaşan ürünlerinin molekül ağırlığı küçük, fakat yanma sonu sıcaklığı büyük olan maddeler tercih

edilir. Sekil 5.5 de k parametre olmak üzere karakteristik hızın $\sqrt{T_c / M}$ 'e bağlı değişimi gösterilmektedir.



Şekil 5.5 Karakteristik hızın özgül ısılar oranı, Tc yanma sıcaklığı ve M yanma ürünlerinin molekül ağırlığına göre değişimi

5.5 Lüle Kesit Alanlarının Oranı ($\frac{A_e}{A_t} = \varepsilon$)

Verilen bir akışkan için lülenin çıkış alanının (egzoz alanı) boğaz alanına oranı, yalnızca Pc/Pe nin bir fonksiyonudur. Lüle çıkış kesiti ile, lüle dar boğaz kesitinden akan kütlesel debiler birbirlerine eşittir. Buna göre :

$$\rho_e \cdot V_e \cdot A_e = \rho_t \cdot V_t \cdot A_t$$

yazılabilir. Bu ifade,

$$\frac{A_e}{A_t} = \frac{V_t}{V_e} \cdot \frac{\rho_t}{\rho_e} \qquad (5.37)$$

şeklinde yazılır ve denklemin sağ tarafının pay ve paydası a_c , P_c terimleri ile çarpılır ve $V_t = a_t$ olduğuna da dikkat edilirse ;

$$\frac{A_e}{A_t} = \left(\frac{a_e}{V_e}\right) \cdot \left(\frac{\rho_c}{\rho_e}\right) \cdot \left(\frac{\rho_t}{\rho_e}\right) \cdot \left(\frac{a_t}{a_e}\right)$$

bulunur. Bu ifadede,

$$\frac{\rho_t}{\rho_e} = \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{1}{k-1}} \qquad a_e = \sqrt{kRT_e}$$

$$\frac{a_t}{a_e} = \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{1}{2}}$$

yerlerine konursa;

$$\frac{A_e}{A_t} = \Gamma\left(\frac{p_c}{p_e}\right)^{1/k} \cdot \frac{\sqrt{RT_e}}{V_e} \tag{5.38}$$

bulunur. Bu ifadede, egzoz gazı çıkış hızı yerine denklem (5.5) deki değer konulur ve gerekli kısaltmalar yapılırsa ;

$$\frac{A_e}{A_t} = \frac{\Gamma}{\left(\frac{p_c}{p_e}\right)^{1/k} \sqrt{\frac{2gk}{k-1}\left[1-\left(\frac{p_e}{p_c}\right)^{(k-1)/k}\right]}} = \varepsilon \tag{5.39}$$

bulunur.Lüle çıkış kesit alanının (Ae), lüle dar boğaz kesit alanına (At) oranı, yanma odası basıncının (Pc) lüle çıkış kesitindeki basınca (Pe) oranına ve özgül ısılar oranına (k) bağlı olarak değişmektedir. Buradan Pe/Pc genişleme oranı Ae/At alanlar oranı verildiği zaman kolayca belirlenebilir.

5.6 İtme Kuvveti Katsayısı

İtme kuvvetini veren ifade daha önce egzoz gazı çıkış hızı ve kütlesel debiye göre,

$$F = \dot{m}V_e + A_e(p_e - p_a)$$

şeklinde bulunmuştu. Burada kütlesel debi ve egzoz gazı çıkış hızı ifadelerini veren;

$$\dot{m} = \Gamma \frac{p_c A_t}{\sqrt{RT_c}}$$

$$V_e = \sqrt{\frac{2gk}{k-1}\frac{R_0 T_c}{M}\left[1-\left(\frac{p_e}{p_c}\right)^{(k-1)/k}\right]} + \frac{A_e}{A_t}\left(\frac{p_e}{p_c}-\frac{p_a}{p_c}\right)$$

değerleri yerine konursa, itme kuvveti ;

$$F = p_c A_t \left\{\Gamma\sqrt{\frac{2gk}{k-1}\left[1-\left(\frac{p_e}{p_c}\right)^{(k-1)/k}\right]} + \frac{A_e}{A_t}\left(\frac{p_e}{p_c}-\frac{p_a}{p_c}\right)\right\} \qquad (5.40)$$

olarak bulunur.

Büyük parantez içindeki değere itme kuvveti katsayısı denir. Bu takdirde itme kuvveti, itme kuvveti katsayısına yapımına ve işletme değerlerine bağlı olarak ;

$$F = p_c A_t C_F \qquad (5.41)$$

itme katsayısı, lüleden çıkan gaz miktarını karakterize eden boyutsuz bir parametredir. Bu büyüklük :

$$C_F = \Gamma\sqrt{\frac{2gk}{k-1}\left[1-\left(\frac{p_e}{p_c}\right)^{(k-1)/k}\right]} + \frac{A_e}{A_t}\left(\frac{p_e}{p_c}-\frac{p_a}{p_c}\right) \qquad (5.42)$$

şeklinde verilir. Eğer Pe = Pa ise

$$C_F = \Gamma\sqrt{\frac{2gk}{k-1}\left[1-\left(\frac{p_e}{p_c}\right)^{(k-1)/k}\right]} \qquad (5.43)$$

şeklini alır.Buna göre, itme kuvvetinin yanma odası basıncı ile kesit alanına oranı itme kuvveti katsayısını verir. İtme kuvveti katsayısı C_F ile gösterilir ve roket ile ilgili hesaplamalarda oldukça kullanışlı bir elemandır.

$$C_F = \frac{F}{p_c A_t} \qquad (5.43)$$

5.7 Özgül İmpuls

Roket motorunun, yakıcı-yakıt ile motor yapısını ve sistemin diğer karakteristikleri ile bağlantısı olan en önemli parametrelerden biri de özgül impulstur (*Is*). Buna aynı zamanda özgül tepki de denilir. Yakıcı-yakıtın ağırlık debisi biriminin verdiği itmeye yani her saniyede birim ağırlık başına meydana gelen itmeye özül impuls denir. Buna göre:

$$Is = \frac{F}{\dot{m}g} \tag{5.44}$$

- w: ağırlık debisi
- m: kütlesel debi
- g: standart yer çekim ivmesi olmak üzere aynı büyüklük şu şekilde de yazılabilir

$$Is = \frac{F}{\dot{w}} \tag{5.45}$$

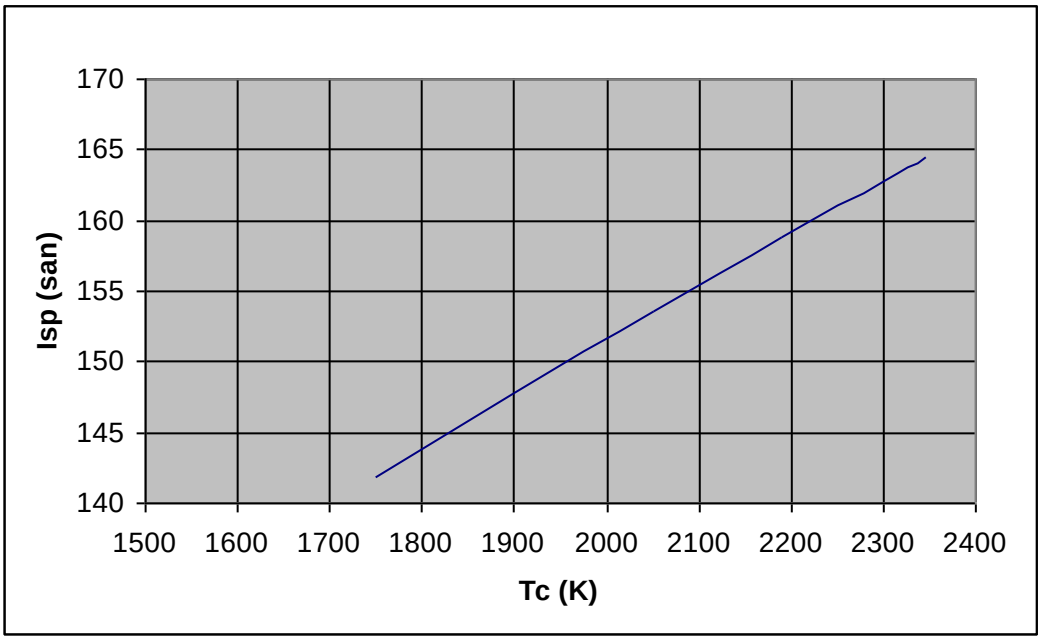
Roketin itme kuvveti ve yakıcı-yakıt debisi ölçülmek suretiyle özgül impuls kolayca hesaplanabilir. Kimyasal yakıcı-yakıtlar için bu parametrenin değeri genellikle 100-400 sn arasındadır. Özgül tepki, çoğu zaman kimyasal reaksiyonları karşılaştırmak için kullanılır. Bu parametrenin değeri optimum genişleme şartlarında (adapte lüle) hesaplanır. Bundan dolayı, özgül tepki gerçek genişlemeleri karşılaştırmada kullanılabilir. Özgül tepki (*Is*) ile egzoz gazı çıkış hızı (*Ve*) arasında da şöyle bir bağıntı vardır.

$$Is = \frac{Ve}{g} \tag{5.46}$$

Her iki karakteristik parametre yer çekimi ivmesi ile birbirinden ayrılır. Yer çekimi ivmesinin sayısal değeri yerine yazılırsa egzoz gazı çıkış hızı için,

$$Ve = 10Is \quad \text{m/sn} \tag{5.47}$$

bulunur. Adyabatik yanma sıcaklığı artıkça egzoz gazı çıkış hızları artacağı için Is özgül impuls da artacaktır. Bu değişim Şekil 5.6 de görülmektedir.



Şekil 5.6 Sıcaklığa bağlı olarak özgül impulsun değişimi

5.8 Özgül Yakıt Sarfiyatı

Roket motoru tahrik ettiği aracın hızından bağımsız bir tepki kuvveti üretir. Cs özgül yakıt sarfiyatı birim zamanda tüketilen yakıcı-yakıtın, üretilen tepki kuvvetine oranı olarak tanımlanır. Bundan dolayı bu parametre yakıcı-yakıt-motor kombinezonunun performansının bir ölçütüdür ve özel bir öneme sahiptir. Özgül yakıcı-yakıt sarfiyatı tanımından da anlaşılacağı üzere

$$Cs = \frac{\dot{m}_{kg}}{F} = \frac{1}{Is} \tag{5.48}$$

şeklinde yazılabilir. Burda g standart yerçekimi ivmesini göstermektedir. Cs'nin birimi l/sn olarak verilir, fakat pratikte gr/kg sn veya kg/ton sn birimleri daha çok kullanılır.

Başka bir deyişle özgül impulsun ters ifadesine özgül yakıcı-yakıt sarfiyatı denilir. Bu parametre her saniyedeki toplam yakıcı yakıt sarfiyatının itmeye oranı şeklinde tanımlanır. Özgül yakıcı-yakıt sarfiyatı bize yakıcı ve yakıt tankları hakkında ön bilgi verir.

5.9 Tepki Kuvvetinin Değiştirilmesi

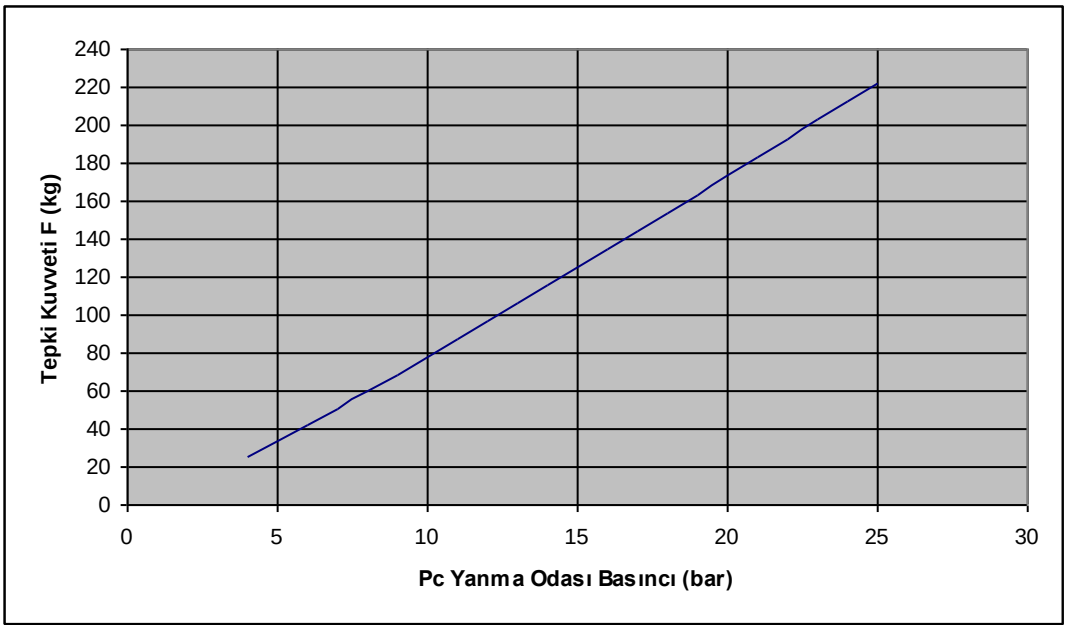
Tepki kuvveti ifadesini yukarıda lüle dar boğaz kesit alanına, yanma odası basıncına ve özgül ısılar oranına göre elde etmiştik. Bu zaman roketimizin tepki kuvveti bu üç büyüklüğe bağlı bir fonksiyon olarak,

F = F(Pc, At, k)

şeklide yazılabilir. Burada üç faktörden biri olan k'nın tepki kuvvetini değiştirmek için pratik bir kullanımı yoktur. Buna göre tepkiyi değiştirmek için yalnızca yanma odası basıncını (Pc) veya boğaz kesit alanını (At) kullanma imkanı vardır. [14]

5.9.1 Sabit Lüle Geometrisi Durumunda Tepkinin Değiştirilmesi

Lüle geometrisi tesbit edilince At ve Ae alanları Pc/Pe nin değerine göre verilir. Lüle geometrisinin sabit olması halinde tepki kuvvetinin oda basıncıyla lineer olarak değişeceği anlaşılmaktadır. Üst tepkinin limiti maksimum oda basıncıyla sınırlandırılmıştır. Yanma odası basıncı çok yüksek olamaz, aksi takdirde itme odasının (yanma odası+lüle) ve besleme sisteminin ağırlığı çok büyük olur ve bu roket motorlarında arzu edilmeyen bir durumdur.



Şekil 5.7 Sabit lüle geometrisinde tepki kuvvetinin oda basıncıyla değişimi

Yukarıdaki şekilde sabit lüle geometrisinde tepki kuvvetinin yanma odası basıncıyla değişimi verilmiştir. Buradaki değerler Tc yanma odası sıcaklığı 2432 K, k özgül ısılar oranı 1,2 ve yanma ürünlerinin molekül ağırlığı 28,65 gr/mol olan duruma göre

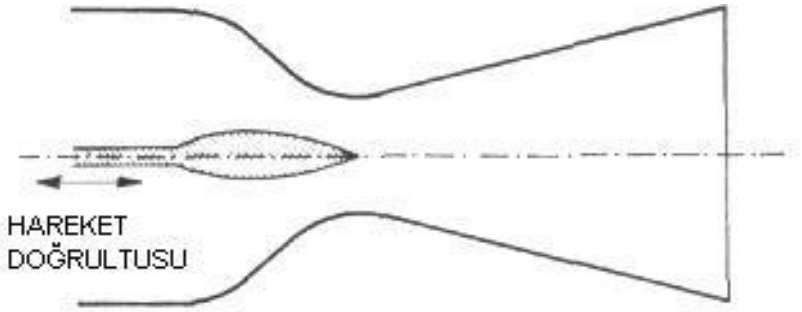
hesaplanmıştır. Başka bir deyişle stokiyometrik yanmanın olduğu durumda lüle darboğaz çapının 2,8 cm değerinde yapılan hesaplara göre bu grafik oluşturulmuştur.

5.9.2 Lüle Geometrisinin Değişken Olması Halinde Tepkinin Değiştirilmesi

Lüle boğaz kesit alanı, Şekil 5.8 de gösterilen aerodinamik şeklin eksen boyunca hareket ettirilmesiyle değiştirilir. Boğaz kesidini değiştirmek için jet akımlarından da yararlanılabilir. Bunun için boğaz kesitinde yüksek basınçlı jetler oluşturulur ve böylece boğaz alanı değiştirilmiş olur.

Boğaz kesit alanı ve yakıcı-yakıtın debisi aynı anda bağımsız olarak kontrol edilebildiği zaman, yanma odası basıncı yaklaşık olarak sabit tutulabilir. Böylece tepki, hemen hemen lüle boğaz alanıyla orantılı olur.

Genellikle boğaz alanının değiştirilmesi yakıt-yakıcı üzerinde bir geri besleme etkisi yapar ve bundan dolayı yanma odası basıncı değişir. Bu durum katı yakıcı-yakıtlı roket motorlarında ve basınçlı besleme sistemli sıvı yakıcı-yakıtlı roket motorlarında görülür. Bu son durumda yakıcı-yakıtın kütlesel debisi kabaca yakıcı-yakıt depoları ile yanma odası arasındaki basınç farkının kare koküyle orantılıdır. Şayet, sabit olan besleme sistemi basıncını P ile gösterirsek, kütlesel debi için:



Şekil 5.8 Boğaz alanı değiştirilebilir lüle [14]

$\dot{m} = K.\sqrt{P_t - P_c} = \frac{P_c.A_t}{C^*}$ ifadesini yazabiliriz. Burada K bir sabittir.

Mekaniksel komplikeliğinden dolayı, değiştirilebilir boğaz alanlı roketler pratikte ender olarak kullanılır. Tasarımcılar, bağımsız olarak ateşlenebilen ve hemen hemen optimum basınçta çalışan çok yanma odalı roket motorlarını tercih ederler.

6. SIVI YAKICI-YAKITLAR

Roket motorunun yanma odasında, teorik olarak bütün kimyasal elemanları veya bileşikleri, yakıcı ve yakıt olarak kullanmak mümkündür. Ancak bunlardan roket motorunun çalışması için gerekli koşulları gerçekleştirmesi istenir. Bu nedenle, motorların çalışmasını sağlayan kimyasal eleman veya bileşikler olan yakıcı ve yakıtın seçiminde dar sınırlar içinde kalınır.

6.1 Sıvı Yakıcı-Yakıtların Sınıflandırılması

Bütün analizlere ve deneysel çalışmalara rağmen, henüz uygun karekteristikteki ideal yakıcı-yakıt kombinasyonu geliştirilememiştir. Geliştirilmekte olan yakıcı-yakıtların hiçbiri standart değildir, fakat belirli deneysel sonuçlara ve gözlemlere dayanılarak kinetik ve enerji özellikleri iyileştirilmiş yakıcı yakıt kombinasyonları kullanılmaktadır. Sıvı yakıcı-yakıtlar olarak kullanılan kimyasal elemanlar veya bileşikler belli başlı birkaç grup altında toplanabilir. [9]

6.1.1 Tek Sıvı Yakıcı-Yakıtlar

Bunlar iki gruba ayrılırlar; karışım halindeki yakıcı-yakıtın atomların aynı molekül içinde bulunanlar ve normal koşullarda hiçbir reaksiyona girmeden saklanabilecek şekilde birbirleri ile karışım halinde bulunan yakıcı-yakıtlar. Bu gruba Nitrik Asit ile organik nitratlar gösterilebilir. Tek sıvı yakıcı-yakıtlar atmosfer koşullarında kararlı olmalarına rağmen, yanma odasındaki sıcaklık ve basınç nedeniyle hemen ayrışırlar ve yanmaya başlarlar. Bu grup yakıcı-yakıtlar sadece bir tanesi besleneceği için (bir arada oldukları için) besleme sistemleri basitlik gösterir. [9]

6.1.2 Çift Sıvı-Yakıcı Yakıtlar

Bu grupta sıvı yakıcı-yakıtlar ayrı depolarda bulunur. Her iki sıvı da ayrı borulardan ve kontrol organlarından yanma odasına gönderilirler. Yakıcı ve yakıt püskürtme kafasındaki memelerden yanma odasına püskürtülürler. Bunlardan kendi kendine tutuşabilen yakıcı yakıtlar yanma olayını başlatırlar, bunların tutuşma gecikmeleri

kısadır. Fakat bazı yakıcı-yakıtlar, kendiliğinden tutuşamadıkları için bir ateşleme sistemine ihtiyaç duyarlar. [9]

6.1.3 Soğutucu Özelliği Olan Yakıcı-Yakıtlar

Soğutucu özelliği olan sıvı yakıcı-yakıtların performans değerleri saklanabilirlere göre daha yüksektir. Çünkü bunların buharlaşma sıcaklıkları düşüktür (örneğin Oksijenin -182^0C, Hidrojenin -252^0C). Ancak uzun süre depo edilmek istenirse kimyasal katkılar kullanmak gerekir. Bu ise yakıcı-yakıt sisteminin performans değerini azaltır. Uzaya fırlatılan roketlerin motorlarında genellikle soğutucu özelliği olan yakıcı-yakıtlar kullanılır. Eğer yakıcı bu tip ise yakıt genellikle soğutucu olmayan tipten de seçilebilir. Sıvı hidrojen, sıvı oksijen, sıvı florin ve amonyak belli başlılarındandır.

6.1.4 Saklanabilir Yakıcı-Yakıtlar

Bu tip yakıcı ve yakıtlar, roket içindeki sızdırmaz tanklarda, her an atışa hazır şekilde 2 ila 5 yıl saklanabilirler. Bunların kaynama noktaları -50.2 ila 62.3^0 C arasındadır. Bu yakıcı-yakıtların buharlaşma basınçları alçak ve performans değerleri soğutucu özelliğe sahip olanlardan biraz düşüktür. Nitrik asit, anilin, kerozin, hidrojen peroksit bu grubun belli başlı yakıcı-yakıtı olarak sayılabilirler. Pratikte bu özelliğe sahip bütün yakıcı ve yakıtlar kulanılmaz, bunların arasından uygun olanı seçilir. [9]

6.2 Sıvı Yakıcı-Yakıtların Özellikleri

Genel olarak yakıcı ve yakıt karakteristikleri roket motorlarının kullanma şartlarına uygun olmalıdır. Kullanılan yakıcı-yakıtlar çeşitli faktörlere bağlı olduklarından relatif olarak roket motoru için en uygun olanını seçmek lazımdır. Bu seçimi yaparken de yakıcı ve yakıt çiftinin karakteristik özelliklerini bilmek gerekir. Her bir karakteristik uygulamada relatif olarak diğerine üstün olabilir. Bu nedenle, tek bir özelliğin önemi yoktur. Bütün bu özellikler göz önüne alınarak roket motoruna uygun bir yakıcı-yakıt seçilmelidir. Sıvı yakıcı yakıtların karşılaştırılabilmeleri için özellikleri üç grupta toplanılır. Bunlar;

- Enerji özelliği
- Kinetik özelliği
- Kullanma özelliğidir [20]

6.2.1 Enerji Özelliği

Yakıcı ve yakıtın performansı, özgül impuls, efektif egzoz hızı, karakteristik egzoz hızı, özgül yakıcı-yakıt sarfiyatı ve diğer parametler göz önüne alınarak mukayese edilebilir Yakıcının yakıtı yakması ile verebileceği azami enerji, diğer bir deyişle, her bir yakıcı-yakıt karışımı için egzoz gazı çıkış hızı (Ve) ve buna bağlı olarak diğer parametrelerden oluşan özgül impuls (Is) teorik olarak hesaplanabilir.

Lüleden çıkan gazların egzoz gazı çıkış hızı, yanma sonu sıcaklığının (Tc) yüksek, yanma ürünlerinin molekül ağrılığı düşük olması halinde büyür. Bu nedenle roket motorunda yakıcı ve yakıtın hafif elemanlar grubundan olması istenir.

Yüksek güçlü bir sistemin seçimi çok zordur. Çeşitli etkenler sisteme etki etmektedir. Yapılan çalışmalar sonucu yakıcı-yakıt sisteminde karakteristik parametre olarak özgül impulsu almak daha uygundur. Aşağıdaki şekilde çeşitli yakıcı yakıt çiftleri için özgül impuls değerleri görülmektedir. Aynı güçlerde yakıcı-yakıt tankları hacimlerinin belirlenmesi isteniyorsa hacimsel özgül impuls da ($I_S.\delta$) göz önüne alınmalıdır. [20]

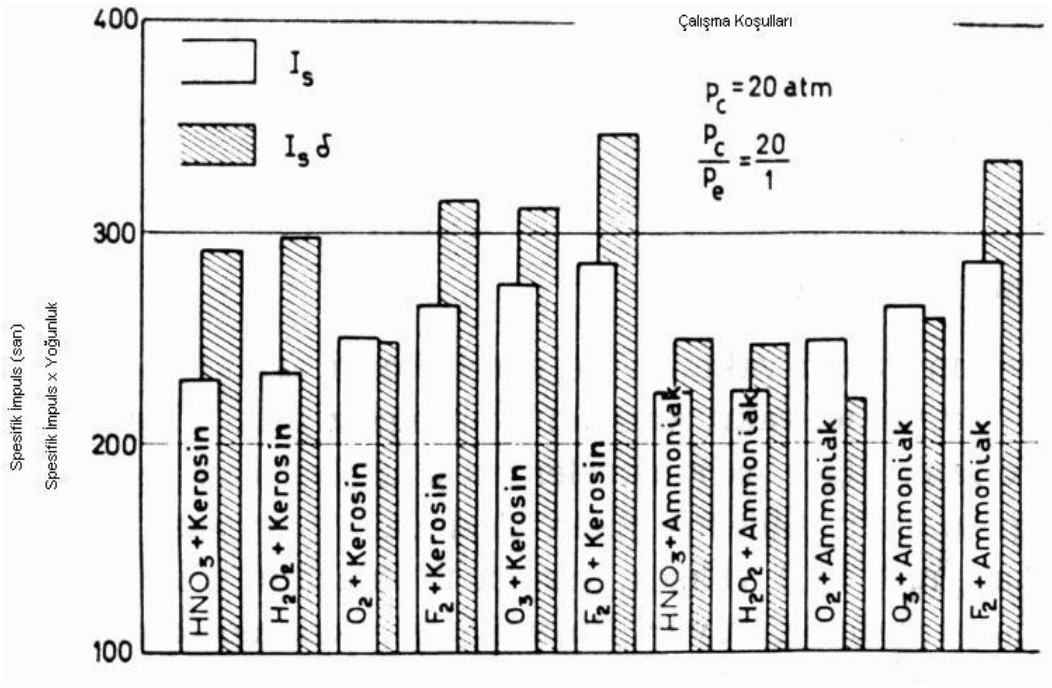
6.2.2 Kinetik Özellikler

Yakıcı-yakıtın kinetik özeliklerinin saptanmasında motorun çalışması esnasında, yakıcı-yakıtın tutuşma gecikmesi, homojen duruma ulaşıncaya kadar yanma değişimi, yanma kararlılığı ve emniyeti önemli konulardır. Kinetik özellikleri iki faza ayırmak mümkündür.

1. Tutuşma gecikmesi
2. Kararlı yanma

Tutuşma Gecikmesi: Roket motorlarında kullanılan yakıcı-yakıt karışımında tutuşma gecikmesi, motor çalışmasının emniyeti bakımından çok önemli bir özelliktir. Yakıcı-yakıt karışımları tutuşma gecikmeleri bakımından iki gruba ayrılır.

- Kendi kendine tutuşan yakıcı-yakıtlar (hypergol)
- Kendi kendine tutuşmayan yakıcı-yakıtlar (nonhypergol)



Şekil 6.1 Yakıcı-yakıt özgül impulslarının karşılaştırılması [20]

Hypergol sistemlerde, yakıcı-yakıt püskürtülmeleri sonucu, birbirleri ile temas halinde derhal reaksiyona girerek tutuşurlar. Püskürtme anından yakıcı-yakıtın tutuştuğu ana kadar geçen süre tutuşma gecikmesi olarak tanımlanır. Roket motorlarında tutuşma gecikmesi mümkün olduğu kadar kısa olmalıdır. Bu suretle motorun ilk hareketi düzgün olur. Aksi takdirde motor ilk harekette, tutuşma gecikmesi süresince biriken yakıcı-yakıtın ani yanması sonucu patlama tehlikesi ile karşı karşıya kalır.

Hypergol propelantlar ile yanma odasında düzgün ve güvenilir bir ateşleme sağlanır. Ayrıca tutuşma gecikmesi kısa olduğundan yanma odası içinde yakıt birikmesi az dolayısıyla aniden yanan miktar da az olur.

Bazı yakıcı-yakıt sistemleri ancak bir ateşleme donanımı yardımı ile tutuşturulabilirler. Bunlara nonhypergol sistemler denir. Yakıcı-yakıt kolay buharlaşıyorsa bir buji veya alev ile ateşleme yapılır. Diğer bir yöntem ise önce kendi kendine tutuşan yakıcı-yakıt gönderilerek tutuşma sağlamaktır.
Motorun yanma odası basıncı tutuşma gecikmesinin fonksiyonu olarak verilebilir;

$$p_c = m.t_r.\frac{R_0}{\mu}.\frac{T_c}{V_c}$$

m :Yakıcı-yakıtın ortalama kütlesel debisi

t_r :Yanma odasında kalma süresi (sn)

R_0 :Evrensel gaz sabiti

μ :Yanma ürünlerinin molekül ağırlığı

T_c :Yanma odası sıcaklığı

V_c :Yanma odası hacmi olarak verilmiştir.

Kararlı Yanma: Yanmanın kararlı veya kararsız oluşu roket motorunun karakteristiklerine ve çalışmasına büyük tesir etmektedir. Normal olarak yanma kararlı olmalıdır. Yanma odasında yakıcı ve yakıtın değişimi karakteristik hız parametresi ile tanımlanır. Yanma odasının çeşitli boyutlarına göre bu parametrenin değişimi saptanır. Bunun için yanma odası basıncı, lüle, püskürtme sistemi ve yakıcı-yakıtın karışım oranı büyüklükleri sabit tutularak yanma odasının boyu değişitirilmek suretiyle bir çok deneyler yapılır. Böylece roket motorunun çeşitli yanma odası boyuna ve diğer deyimle çeşitli karakteristik uzunluğa göre deneysel olarak karakteristik hız c* değişimi bulunur. [20]

Yanma odası boyu kısa olursa yanma olayı tamamlanmadığı için karakteristik hız düşük olur. Ancak yanma odası boyu uzadıkça, yanma olayına yapılan etki ile karakteristik hız maksimuma gider. Bu suretle optimal yanma odası uzunluğu hesaplanır. Bu deneysel çalışma çeşitli yakıcı-yakıt karışımları ile tekrarlanarak yakıcı-yakıtların karşılaştırılması yapılmış olur.

6.2.3 Kullanma Özellikleri

6.2.3.1 Genel Fiziksel Özellikler

Korozyon: Nitrik asit, hidrojen peroksit gibi yakıcı-yakıtlar korozif özelliklerinden dolayı özel malzemelerden yapılmış boru hatlarında ve tanklarda korunurlar. Eğer korozyon ürünleri yakıcı-yakıt ile karışacak olursa , yakıcı-yakıtın fiziksel ve kimyasal özellikleri roketin performansını olumsuz yönde etkileyecek şekilde değişebilir. Reaksiyon ürünlerinin korozyonu, taşıtın bazı bölümlerine zarar verdiği için önemlidir.

Patlama Tehlikesi: Hidrojen peroksit, nitrometan gibi bazı yakıcı ve yakıtlar kararsızdır. Bu yüzden belirli şartlar altında (şok,sıcaklık) patlama eğilimi gösterirler.

Ateş Alma Tehlikesi: Yakıcıların birçoğu, organik karışımlarla reaksiyona girerler. Nitrik asit ve hidrojen peroksit gibi yakıcıların, yakıtlarla kendi kendine tutuşmaları ve yakıtların çoğunun yanma odasına girdiklerinde kolayca tutuşabilmeleri bu tehlikeyi ön plana çıkarmaktadır.

Zehirlilik: Birçok yakıcı ve yakıt zehirlidir, bu yüzden personelin korunması için özel tedbirlerin alınmasını gereklidir. Örneğin deriye teması tehlikelidir, nitrik asitin dumanı da çok zehirlidir.

Pek çok yakıcı-yakıtın korozyon, infilak ve ateş alma tehlikesi, kullanımda ve roket sevkedici taşıtların tasarımında önemli sınırlamalar getirir. Sadece roket sisteminin kendisi için değil, aynı zamanda bitişik yapısal parçalar, elektrik donanımları ve diğer donanımlar için de; oluşacak sızıntı, duman ve roket motoru bölmelerinde yakıcı-yakıt birikmesi durumlarına da uygun koruma tedbirleri alınmalıdır. [9]

6.2.3.2 Uygun Fiziksel Özellikler

Düşük Donma Noktası: Bu özellik soğuk havalarda roketin çalışmasına izin verir, özel kimyasal katkılar, yüksek sıcaklıkta katılaşan yakıcı-yakıtların donma noktalarının düşürülmesinde katkıda bulunurlar.

Verilen bir tank boşluğuna yakıcı-yakıtın ağırlığının yerleştirilmesi için, yoğun yakıcı-yakıt kullanmak gerekir. Bu küçük bir taşıt konstrüksiyonuna, düşük yapısal taşıt ağırlığına ve düşük aerodinamik sürüklenmeye imkân verir. Ayrıca uçuş hızına ve füzenin menziline de etki eder.

Kararlılık: İyi bir kimyasal kararlılık, sıvı yakıcı-yakıtın yüksek sıcaklıklarda bile bozulmamasıdır. Bu, soğutma ceketinin sıcak iç duvarlarında karbon veya tuzların tortu oluşturmamasını da içerir.

İyi bir yakıcı-yakıtın, tank çeperleri, boru teçhizatı, vana yatakları ve sızdırmazlık elemanlarıyla girişeceği kimyasal reaksiyon ihmal edilebilir. Nem emişinin değerlendirilmemesi ve yabancı kir maddelerinin zıt olmayan etkileri istenen özelliklerdir.

Isı Transfer Özellikleri: İtme odasının soğutulması için kullanılan yakıcı-yakıtların yüksek özgül ısı, yüksek termik iletkenlik ve yüksek kaynama sıcaklığına sahip olmaları istenir.

Pompalama Özellikleri: Düşük bir buhar basıncı, yakıcı-yakıtın daha kolay kullanılması yanı sıra ,pompalandıkları uygulamalarda daha etkili bir pompa tasarımına da imkan sağlar. Eğer yakıcı-yakıtın viskozitesi çok yüksek ise pompalamada ve motor sistem kalibrasyonunda bazı zorluklar çıkabilir. Sıvı oksijen, sıvı metan veya diğer sıvılaştırılmış gazlar gibi yüksek buhar basıncına sahip yakıcı-yakıtlar için, özel dizayn gereçlerine, çok iyi kullanım tekniklerine ve özel düşük sıcaklık malzemelerine gerek duyulur.

Sıcaklık Değişimi : Yakıcı-yakıtın fiziksel özelliklerinin sıcaklıkla değişimi az olmalıdır, örneğin buhar basıncı ve yoğunluktaki geniş sıcaklık değişimi veya viskozitenin sıcaklıkla uygunsuz büyük değişiklikleri, roket motoru akış sisteminin kalibrasyonunu güçleştirir. [9]

Roket motorlarının yakıcı-yakıtları mümkün mertebe ucuz ve kolay bulunabilir olmalıdır. Yakıcı-yakıtların elde edilmesinde gerek duyulan maddelerin de yeterli derecede ucuz ve kolay bulunabilir olması lazımdır.

Sonuç olarak, roket motorunda kullanılacak sıvı yakıcı-yakıtlardan istenen özellikler şu maddeler altında toplanabilir:

1. Yanma hızının sabit olması
2. Yanma sırasında bölgesel patlamalar yapmaması
3. Özgül ısısının yüksek olması (1 gr yakıt yandığı zaman, daha çok kalori ısı verenin özgül ısısı daha yüksek olur)
4. Zehirli ve korozif olmaması
5. Buhar basıncının düşük olması
6. Donma noktasının alçak olması
7. Kolay elde edilmesi ve ucuz olması [29]

Sıvı yakıcı-yakıt seçiminde dikkat edilmesi gereken faktörlerin incelenmesinden sonra kullanma şartlarına bağlı olarak roket motoru için en uygun yakıt seçilmelidir. Biz de amacımız doğrultusunda gerek kolay temin edilebilmesi gerekse ucuzluğu dolayısıyla yakıt olarak kerozeni tercih ettik. Kerozen bir çok bakımdan (kullanımı, saklanabilirliği) ideal bir roket motoru yakıtıdır. Oksidan olarak atmosfer havasınının kullanımı ise püskürtme sistemi tasarımında farklı çözümlere gitmemizi gerektirecektir. Bu çalışmada kullandığımız kerozenin fiziksel ve kimyasal özellikleri hakkında bilgi vermek yararlı olacaktır.

6.3 Kerozenin Fiziksel ve Kimyasal Özellikleri

Hidrokarbon yakıtların, roket motorunda yakıt olarak kullanılma oranları yüksektir. Hidrokarbonların içinde en uygun olanları parafin (C_nH_{2n+2}) grubudur. Diğer tip hidrokarbonlar gerek reaksiyona girişi gerekse doymamış hidrokabon olması nedeniyle roket motorlarından ziyade içten yanmalı motorlar için uygundur. [20]

Ham petrolün 140 ila 250^0 C arasındaki sıcaklıklarda damıtılması ile elde edilen ürün kerozin olarak adlandırılır. Bu turbojet, ramjet ve roket motorunda da yakıt olarak kullanılmaktadır. Kerozenin yapısı ülkeler göre farklılıklar göstermektedir.

JP-1 (jet propellant) ilk kerozen yakıttır. Bunun JP-2 gibi birçok kullanım alanı vardır. Bundan başka, kaynama noktası alanı geniş olan JP-3 de bir kerozendir. JP-3'ün buharlaşma basıncı ve buharlaşma kaybı büyük olduğundan yerini JP-4 ile değiştirmiştir. JP-4, düşük buharlaşma basıncı nedeniyle jet motorlarında yakıt olarak kullanılmaktadır. JP-5 yakıtının ise donma noktası yüksek ve kaynama noktası dar alan içinde bulunur.

Genellikle Amerikan roket motorlarında, RP-1 (rocket propellant-1) yakıtı kullanılır. Kaynama noktası alanı çok dardır. RP-1'in toplam kapalı formülü $C_{11.71}H_{21.83}$ dür ve moleküler ağırlığı ise 163 olarak kabul edilir. Kullanılabilmesi için bu yakıtın içinde asit ve sülfür dioksit bulunmaması gerekir.

Doymuş hidrokarbonlar renksiz sıvı olup, su ile karışmaz. İçindeki su miktarı mümkün olduğu kadar düşük olmalıdır. Kerozen buharının hava ile karışımı patlayıcıdır. Bu nedenle besleme sistemlerinde sızdırmazlık elemanlarına dikkat edilmelidir. Doymuş hidrokarbonlar zehirli değildir denmez ama insanı çeşitli şekillerde etkiler. Bu nedenle koruyucu önlem alınmalıdır.

Kullanılan kerozen yakıtların kimyasal özellikleri verilecektir ancak bundan önce bu yakıtların yoğunlukları hakkında bilgi edinmek için aşağıdaki bilginin verilmesi yararlı görülmüştür.

JP-1: 810 kg/m^3 (Çok pahalı olup, kullanılmamaktadır)
JP-2: 764 kg/m^3 (Deneysel çalışmalarda kullanılmıştır, şu an kullanılmamaktadır)
JP-3: 760 kg/m^3 (Buharlaşma kaybı büyük)
JP-4: 773 kg/m^3 (Jet motorlarında halen kullanılmakta olan yakıttır)
JP-5: 827 kg/m^3 (RP-1'e benzer kaynma noktası dar alan içindedir)

JP-6: 817 kg/m^3 (JP-5'e benzer fakat donma noktası daha düşüktür)

RP-1: 806 kg/m^3 (Amerikan roket motorlarında kullanılır)

T-1 : 825 kg/m^3 (Rusyada kullanılan jet yakıtıdır JP-5'e benzer) [31]

Tablo 6.1 Kerozenin çeşitlerine göre farklı özellikleri [31]

	ABD JP-1	**ABD JP-3**	**ABD JP-4**	**ABD JP-5**	**ABD RP-1**
Kaynama Sonu Sıcaklığı (K)	< 300	< 315	< 288	288	
Buhar Basıncı 38^0 C (Torr)		260-280	100-150	15-20	
Yoğunluğu 15^0 C (gr/cm^3)	0,78-0,85	0,74-0,78	0,75-0,802	0,78-0,845	0,80-0,815
Alevlenme Noktası ^{0}C	> 46			> 60	> 43
Aromak Yüzdesi	< 20	< 25	< 25	< 25	
Yanma Isısı (kcal/kg)	> 10170	> 10270	>10220	> 10170	
Kristaleşme Başlangıcı^{0}C	< -60	< -60	< -60	< -40	< -40
Kükürt Miktarı Yüzdesi	< 0,20	< 0,40	< 0,40	< 0,40	
Kinematik Viskosite^{0}C'da (cSt)	< 10 (-40)		0,9 cPs (20)	< 16 (-34)	

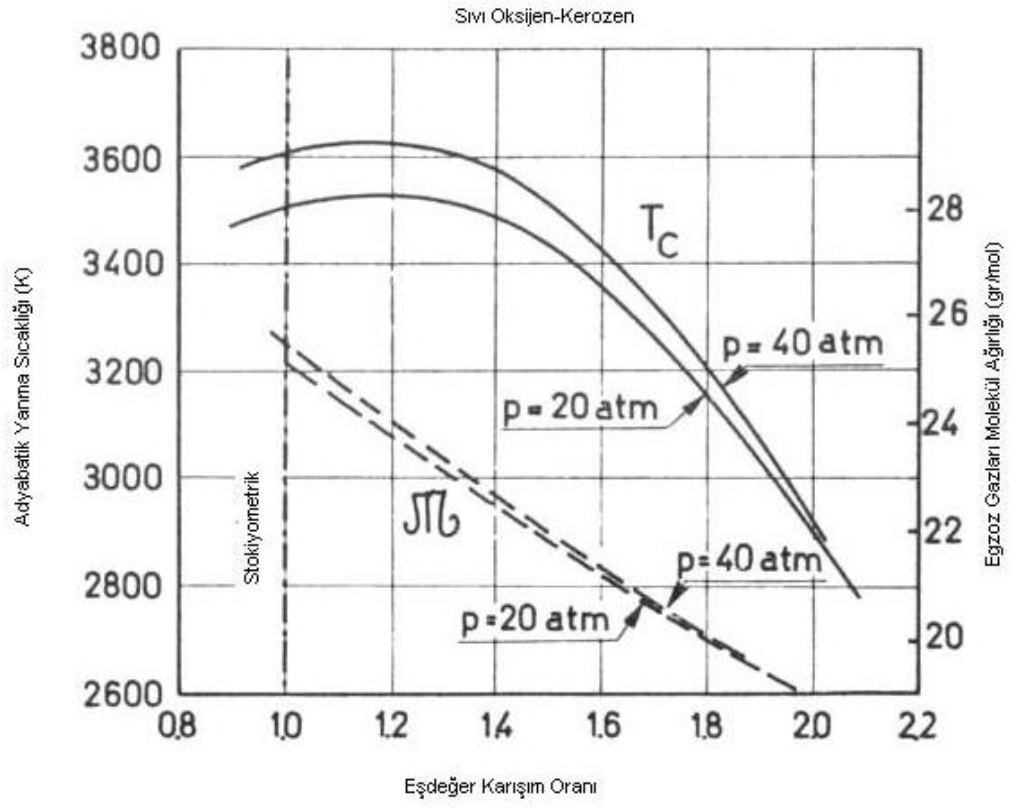
Roket motorlarında kerozen sıvı oksijen ile yakılmaktadır. Çalışmamızda sıvı oksijen kullanılmamasına rağmen kerozin ile sıvı oksijenin kimyasal reaksiyonları hakkında bilginin verilmesi yararlı görülmüştür.

Aşağıdaki şekilde kerozen ve sıvı oksijenin iki farklı yanma odası basıncında (Pc=20 atm ve Pc=40atm) eşdeğer karışım oranlarına göre adyabatik yanma sıcaklığı değişimleri görülmektedir.

Stokiyometrik reaksiyonda yanma sıcaklığı Tc maksimum olurken karışım oranının artmasıyla bu sıcaklığın düştüğü anlaşılmaktadır. Buna ilaveten yüksek oda basıncında daha yüksek sıcaklıklar elde edilebilmektedir. Grafiğin sağ kısmında ise yanma ürünlerinin molekül ağırlığı değerlerinin yine eşdeğer karışım oranıyla değişimi görülmektedir. Yakıtlardan istenilen özellikleri incelerken yüksek enerji özelliği için yanma ürünlerinin ağırlığının düşük olması gerektiği söylenmişti. Artan eşdeğer karışım oranıyla bu büyüklüğün giderek azaldığı tespit edilebilmektedir.

Tablo 6.2 Oksijen ve kerozen yakıcı-yakıt çiftinin enerji özellikleri [31]

Karışım Oranı	Adyabatik Yanma Sıcaklığı	Molar Ağırlık	Özgul Isılar oranı	Karakteristik Hız
(-)	(K)	(kg/kmol)	(-)	(m/s)
1,5	2508,3	17,7	1,241	1655,1
1,6	2701,4	18,3	1,218	1698,2
1,7	2865,3	18,9	1,198	1730,8
1,8	3001,3	19,5	1,180	1754,4
1,9	3111,4	20	1,166	1770,0
2	3198,1	20,5	1,154	1779,0
2,1	3264,2	21	1,146	1782,3
2,2	3313,5	21,4	1,139	1781,4
2,3	3349,3	21,8	1,134	1777,3
2,4	3374,9	22,2	1,131	1771,0
2,5	3392,8	22,6	1,129	1763,2
2,75	3415	23,3	1,125	1741,0
3	3418	24	1,123	1717,5
3,25	3410	24,7	1,122	1694,5
3,5	3396,9	25,2	1,121	1672,5

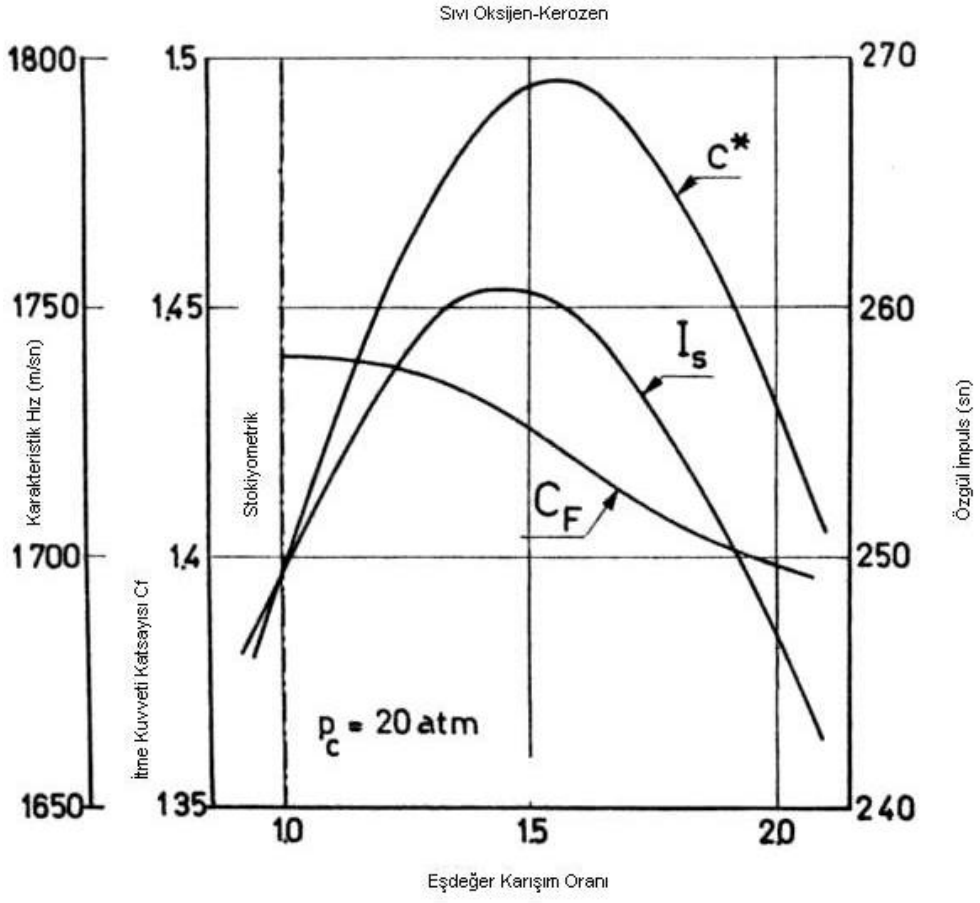


Şekil 6.2 Sıvı oksijen ve kerozenin eşdeğer karışım oranlarına göre yanma sıcaklıkları [2]

Şekil 6.3 de ise sıvı oksijen ve kerozenin 20 atm oda basıncında karakteristik hız, itme kuvveti katsayısı ve özgül impuls değerlerinin eşdeğer karışım oranlarına göre değişimleri görülmektedir. Roket motoru dizaynında, motoru değerlendirmek için, bir önceki bölümde tanımlanan karakteristik parametrelerin kullanımı son derece yararlıdır. Bu karakteristik parametreler;

- Cf Tepki parametresi
- C* Karakteristik hız
- Is Özgül impuls

olarak verilebilir. Roket motorlarının imali için gerekli boyutlar ve performans değerleri, bugüne kadar yapılmış olan çalışmalardan ve teorik hesaplardan elde edilen karakteristik parametrelerden yararlanılarak tespit edildiğinden çeşitli eşdeğer karışım oranlarının bu parametreleri nasıl etkilediğini bilmek faydalı olacaktır.



Şekil 6.3 Sıvı oksijen ve kerozenin Pc= 20 atm oda basıncı için karakteristik hız, itme kuvveti katsayısı ve özgül impuls değerlerinin eşdeğer karışım oranlarına göre değişimleri. [2]

Cf itme kuvveti katsayısı lüleden çıkan gaz miktarını karakterize eden bir büyüklük olup artan eşdeğer karışım oranı ile azalmaktadır. Bu da, aynı yanma odası basıncı ve kesit alanı için elde edilebilecek kuvvetin azalacağı anlamına gelmektedir. Sıvı oksijen-kerozen yakıcı-yakıt çiftinin özgül impuls değerleri 250 ila 260 sn arasında değişmekte ve eşdeğer karışım oranının 1.5 değerinde tepe yapmaktadır. Bilindiği gibi özül impuls her saniyede birim ağırlık başına meydana gelen itme olarak tanımlanmıştı. Buna göre özgül impulsun artışı, elde edilebilecek tepki kuvvetinin artacağı anlamına gelmektedir.

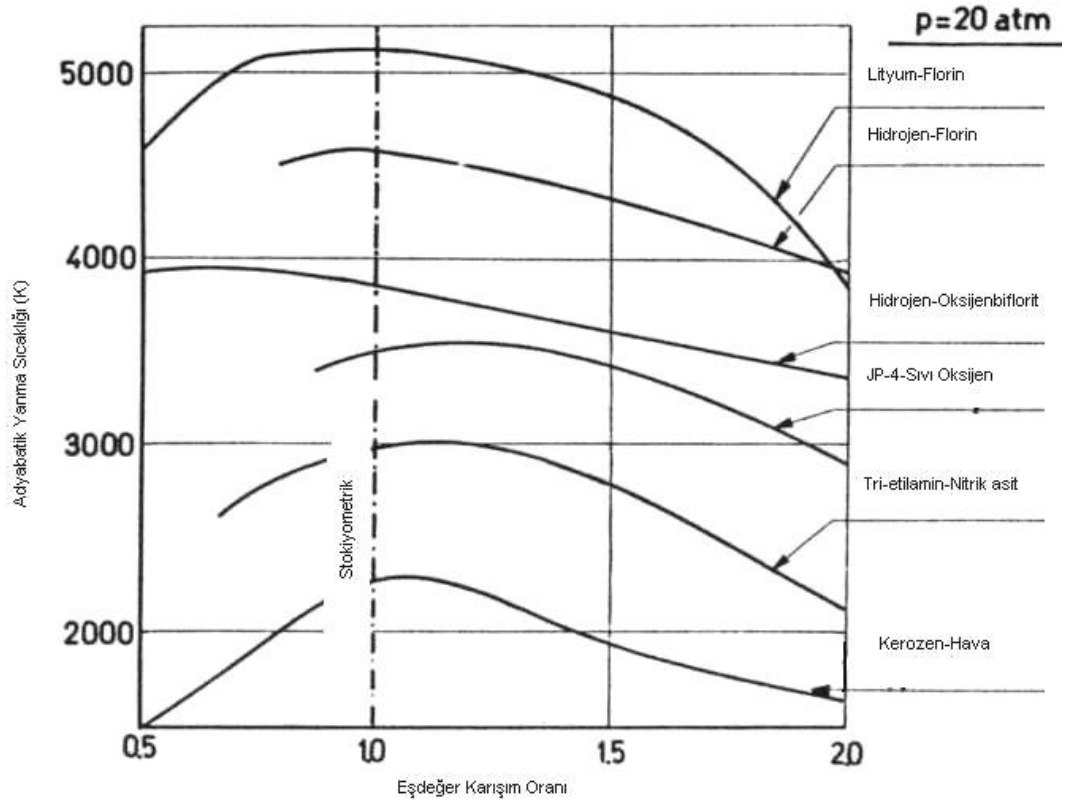
C* karakteristik hızı ise yanma reaksiyonuyla oluşan yararlı enerjinin bir ölçütüdür. Karakteristik hızın 1.5 eşdeğer karışım oranı için maksimum değerine ulaştığı görülmektedir (1750 m/s). Yüksek karakteristik hız aynı tepki kuvvetine daha az yakıcı-yakıt debisiyle ulaşmak anlamına geldiğinden bu parametrenin dikkatle incelenmesi gereklidir. Şu ana kadar bize fikir vermesi açısından sıvı oksijen ile kerozen arasındaki yanma incelenmiştir. Çeşitli eşdeğer karışım oranlarına göre adyabatik yanma sıcaklığı, karakteristik hız, özgül impuls ve itme kuvveti katsayısı değişimleri görülmültür. Bu verilerin incelenmesi bize kendi sistemimizin dizaynını yaparken ışık tutacaktır. Tasarlanacak roket motorunda, kerozeni havayla yakacağımız için kerozenin havayla yaptığı kimyasal reaksiyonu bilmemiz gereklidir. Bu reaksiyonda oluşan adyabatik yanma sıcaklıkları termodinamik bağıntılardan hesap edilecek ve çeşitli karışım oranlarında yukarıda anlatılan karakteristik parametrelerin davranışı araştırılarak bir optimizasyon yapılacaktır. Havayla oksijenin kimyasal reaksiyonuna geçmeden önce Şekil 6.4 ün incelenmesi faydalı olacaktır.

Aşağıdaki şekilde bir sonraki bölümde hesaplanılacak hava ile kerozenin yanma reaksiyonundaki çeşitli adyabatik yanma sıcaklıklarının eşdeğer karışım oranlarına göre değişimi görülmektedir. Adyabatik yanma sıcaklığı 1700 K ila 2500 K arası değerler almaktadır. Stokiyometrik reaksiyonda yanma sıcaklığı maksimum değerine yaklaşırken, karışım oranı arttıkça yani fakir karışım oranlarına geçildikçe bu sıcaklık giderek azalmaktadır.

6.4 Kerozenin Yanma Reaksiyonu

Yanma odasına püskürtülen kerozen hava ile karıştırılarak yakılacak ve oluşan gazların genişlemesiyle itme kuvveti elde edilecektir. Sıvı yakıcının yanma odasına

püskürtülmesinden itibaren yanma ürünlerine dönüşünceye kadar geçen safhalardaki ara işlemler çok karmaşıktır. Basit olarak püskürtme memelerini terk eden yakıt yanma olayına kadar damlacıklara ayrışma, buharlaşma, difüzyon ve ısı geçişi adımlarını takip eder. Oksijen ile kerozenin yanma denklemine geçmeden önce hava fazlalık katsayısı HFK tanımlamanın faydası olacaktır.



Şekil 6.4 Değişik yakıcı-yakıtların adyabatik yanma sıcaklıklarının eşdeğer karışım oranına göre değişimi [2]

Teorik (tam) yanma için gerekli minimum hava miktarına teorik hava miktarı (THM) denir. Tamamlanmayan (eksik) yanma işleminde karbon atomlarının yeterli oksijenle temas edememesi neticesinde bir miktar karbon, karbon monoksite dönüşür. Oksijen birleşme bakımından hidrojene daha fazla eğilim gösterir. Genel olarak (yeterli oksijen varsa) önce bütün oksijenlerin suya dönüştüğü farz edilir.

Yanmanın tamamlanması için teorik hava miktarından daha fazla hava kullanılır. Gerçek hava miktarı belirtilirken, teorik havanın yüzdesi ile veya % (yüzde) hava fazla olarak yada hava fazlalık katsayısı ile ifade edilir. Yanmaya katılan gerçek havamiktarının (m_h) teorik hava miktarına oranı ($m_{h\ min}$) hava fazlalık katsayısı HFK (λ) olarak tanımlanır. [5]

$$\lambda = \frac{m_h}{m_{h\min}} \qquad (6.1)$$

- λ>1 ise tam yanma için gerekli hava miktarından fazla hava mevcut olup,yakıt hava karışımı (yakıtça) fakir karışım olarak adlandırılır.
- λ<1 ise karışım zengin karışımdır.
- λ=1 ise karışım stokiyometrik olarak nitelendirilir ve yanmaya karışan gerçek hava miktarı teorik olarak gerekli hava miktarına eşittir.

Kerozenin normal şartlar altında hava ile reaksiyonu aşağıdaki gibidir:

$$C_nH_m + (n + m/4)\ O_2 + 3{,}76(n + m/4)N2 => nCO_2 + m/2H_2O + 3{,}76(n+m/4)N2 \qquad (6.2)$$

$$C_{12}H_{26} + 18.5\ O_2 + 69.56\ N_2 => 12\ CO_2 + 13H_2O + 69.56\ N_2$$

Yukarıdaki reaksiyon hava ile kerozenin stokiyometrik yanma reaksiyonudur. 1 kg hidrokarbon yakıtın yanması için gerekli hava miktarı aşağıdaki bağıntıdan hesaplanabilir. Havanın kütlesel olarak % 23 ünün oksijen olduğu kabulü yapılarak 1 kg kerozenin yanması için gerekli hava miktarı kolayca hesaplanabilir.

$MO_2\,\min = 8C/3 + 8H + S - O$

$Mair\,\min = (MO_2\,\min / 0{,}232)$

$M\ C_{12}H_{26} = 170$ gr/mol

MC= 144/170 = 0,847

MH= 26/170 = 0,152

$MO_2\,\min = 8C/3 + 8H + S - O$

$MO_2\,\min = 3{,}474$

$Mair\,\min = 3{,}47*0{,}232 = 14{,}95$ kg

Yakıt-hava oranı, yanma reaksiyona giren hava ve kerozenin molekül ağırlıklarının, stokiyometrik yanma reakiyonundaki mol sayılarıyla çarpıldıktan sonra birbirlerine oranlanmasıyla aşağıdaki gibi de bulunabilirdi.

$$\frac{H}{Y} = \frac{18{,}5*(32 + (3{,}76*28))}{170} = 14{,}95$$

Görüleceği üzre kerozenin hava ile stokiyometrik oranda karışarak yanması için 1kg yakıt 14.95 kg hava ile reaksiyona girmelidir. Zaten literatürde motor yakıtları için $m_{hava\text{-}min}$= 14-15 kg hava/ kg yakıt olarak tanımlanmıştır. Stokiyometrik reaksiyon için yanma ürünlerinin molekül ağırlığını hesaplarsak,

M= (12 x 44 + 13 x 18 + 69.56 x 28) / (12 + 69.56 + 13) = 28.65 gr/mol

Yanma sonucunda roket motorunun karakteristik parametreleri tayin edilirken değişik HFK oranlarındaki yanma reaksiyonlarının da incelenmesi gerekmektedir. Stokiyometrik orana göre gerçekleşen durumlar HFK'nın değişiminden nasıl etkilenecektir. Burada asıl cevaplanması gereken soru stokiyometrik değil de fakir karışım oranlarında yanmayı gerçeklediğimizde hangi parametreler etkileneceğidir. Aşağıda $\lambda>1$ fakir karışım oranlarında yanma reaksiyonu görülmektedir.

λ=1,2 değerinde reaksiyonumuz şu hale dönüşür:

$C_{12}H_{26} + 22.2\ O_2 + 83.47\ N_2 \Rightarrow 12\ CO_2 + 13\ H_2O + 3.7\ O_2 + 83.47\ N_2$

Yeni oluşan yanma reaksiyonunda egzoz gazlarının molekül ağırlığını hesaplayacak olursak:

M = (12 x 44 + 13 x 18 + 83.47 x 28 + 32 x 3.7) / (12 + 69.56 + 13 + 3.7)

M = 28.68 gr/mol

λ=1.4 fakir karışımda ise:

$C_{12}H_{26} + 25{,}9\ O_2 + 97{,}38\ N_2 \Rightarrow 12\ CO_2 + 13\ H_2O + 7.4\ O_2 + 97.38\ N_2$

M = 28.70 gr/mol bulunur.

Egzoz gazlarının molekül ağırlığı, lüle karakteristikleri tayin edilirken teorik hesaplarda kullanılan bir büyüklüktür. Dolayısıyla hava fazlalık katsayısı değişiminden etkilenerek diğer parametrelerin de değişmesine yol açmaktadır. HFK değerlerinden etkilenen tek büyüklük egzoz gazlarının molekül ağırlığıyla sınırlı değildir. Adyabatik yanma sıcaklığı T_C, değişen HFK (λ) değerlerine tepki verir. Yanma sıcaklığındaki değişim dizayn parametrelerini önemli ölçüde etkilediğinden çeşitli hava fazlalık katsayıları (λ) için bu sıcaklıkların hesaplanması gereklidir.

Bu hesaba geçmeden önce adyabatik alev sıcaklığı kavramının tanımını yapalım. Çevre ile hiç ısı alışverişi olmayan, kinetik ve potansiyel enerji değişimlerinin

olmadığı veya ihmal edilebildiği ve hiç iş yapılmayan bir yanma işlemi sonunda elde edilebilen maksimum sıcaklığa 'adyabatik yanma sıcaklığı' denir. Adyabatik yanma sıcaklığı, yanmaya ve hava (oksijen) miktarına bağlıdır. Teorik hava (oksijen) miktarı ile tam yanmada adyabatik yanma sıcaklığı maksimum olur. Hava fazlalık katsayısı ile adyabatik yanma sıcaklığı kontrol edilir. Bu sıcaklığın hesabı kimyasal reaksiyona termodinamiğin birinci kanununun uygulanmasıyla bulunur.

Sistem için, kimyasal reaksiyondan önceki hal ilk hal ve reaksiyondan sonraki hal son hal olmak üzere, birinci kanun denklemi,

$$Q_{12} - W_{12} = \sum_{son} n\left(h^0{}_f + \Delta h - Pv\right) - \sum_{ilk} n\left(h^0{}_f + \Delta h - Pv\right) \tag{6.3}$$

şeklindedir. Burada sıvı ve katılar için *Pv* ihmal edilebilir, mükemmel gaz için de *RT*'ye eşit olur. Kinetik ve potansiyel enerjiler de ihmal edilerek aşağıdaki denklem elde edilir. Bu denklemlerde $h^o{}_f$ değerleri bileşiklerin formasyon (oluşum) entalpileridir.

$$Q_A - W_A = \sum_{çıkış} n_ç \left(h^0{}_f + \Delta h\right)_ç - \sum_{çıkış} n_g \left(h^0{}_f + \Delta h\right)_g \tag{6.4}$$

$Q_A = W_A = 0$ olduğu durumda $H_{Yİç} = H_{YİG}$ olacaktır. Böylece,

$$\begin{aligned} HYİG &= \sum_g ng\left(hof + \Delta h\right)g \\ HYİÇ &= \sum_ç nç\left(hof + \Delta h\right)ç \\ HYİG &= \sum_ç nç\left(hof + \Delta h\right)ç \end{aligned} \tag{6.5}$$

Bu son eşitlikte Δh'lar adyabatik yanma sıcaklığındaki (T_A) değerlerdir. [5] Deneme yanılma ile denklemdeki değerler tespit edilerek, lineer enterpolasyonla sonuca ulaşılır. Öncelikle HFK'nın<1 olduğu zengin karışım değerleri için yanma reaksiyonlarını yazıp adyabatik yanma sıcaklıklarını hesaplayalım.

λ=0,8 değerinde yanma reaksiyonu ve adyabatik sıcaklık hesabı,

$C_{12}H_{26} + 14.8\ (O_2 + 3.76\ N_2) \Rightarrow 4.6\ CO_2 + 7.4\ CO + 13\ H_2O + 56.64\ N_2$

Yanma ürünlerinin molekül ağırlığı M= 27.3 gr/mol olarak bulunur.

Termodinamiğin birinci kanunu uygulayacağız. $Q_A = W_A = 0$ böylece, *HYİÇ=HYİG* olacaktır. Yanmaya girecek olan kerozen ve havanın giriş sıcaklıklarını T= 300 K alarak hesaba başlayalım.

$$HY\dot{I}G = \sum_g ng\left(hof + \Delta h\right)g = \left(-220000\right) + 14,8\left(0 + 54\right) + 55,64\left(0 + 54\right)$$
$$HY\dot{I}G = -216196kJ$$

$$HY\dot{I}C = \sum_c nc\left(hof + \Delta h\right)c$$
$$HY\dot{I}C = 4,6(-393522 + \Delta h_{CO2}) + 7,4(-110529 + \Delta h_{CO}) + 13(-241827 + \Delta h_{H2O})$$
$$+55,64\Delta h_{N2}$$

Bu son eşitlikteki Δh'lar adyabatik yanma sıcaklığındaki (T_A) değerleri olduğundan, *HYİG=HYİC* olacak şekilde bir yanma sıcaklığı atayacağız. İlk deneme olarak T_A= 2200 K seçelim. Buna göre,

$$HY\dot{I}C = \left(-393522 + 103575\right) + 7,4(-110529 + 64019) + 13(-241827 + 83036)$$
$$+55,64(98947)$$
$$HY\dot{I}C - HY\dot{I}G = 323736kJ$$

Şimdi T_A= 2100 K seçerek ikinci bir değer bulalım,

$$HY\dot{I}C = \left(-393522 + 97500\right) + 7,4(-110529 + 60375) + 13(-241827 + 77831)$$
$$+55,64(93274)$$
$$HY\dot{I}C - HY\dot{I}G = -452,016kJ$$

Bu iki sıcaklık değerinden elde edilen sonuçlar arasında lineer enterpolasyon yapılarak adyabatik yanma sıcaklığı bulunacaktır.

$$\frac{0 - (323736)}{-452,016 - 323736} = \frac{T_A - 2100}{2200 - 2100}$$

Bu enterpolasyon sonunda adyabatik yanma sıcaklığı T_A= 2199.86 bulunmuştur. Yukarıdaki adımlar izlenerek çeşitli hava fazlalık katsayıları (λ) için adyabatik yanma sıcaklıkları hesaplanacaktır. Yukarıdaki hesapta yanma işlemine girenler 300 K sıcaklıkta bulunmaktaydı. Giriş sıcaklığının artması yanma sıcaklıklarını da değiştirecektir. Bu yüzden benzer hesaplar giriş sıcaklığının T= 600 K olduğu durum için tekrarlanacaktır. Aşağıdaki tabloda λ=0,8 ila λ=2 değerleri arasındaki hava

fazlalık katsayıları için bulunan adyabatik yanma sıcaklıkları ve yanma sonucu oluşan ürünlerin mol sayıları verilmiştir.

Tablo 6.3 Çeşitli HFK (λ) değerleri ve giriş sıcaklıkları için için adyabatik yanma sıcaklıkları ve oluşan yanma ürünlerinin molekül ağırlıkları

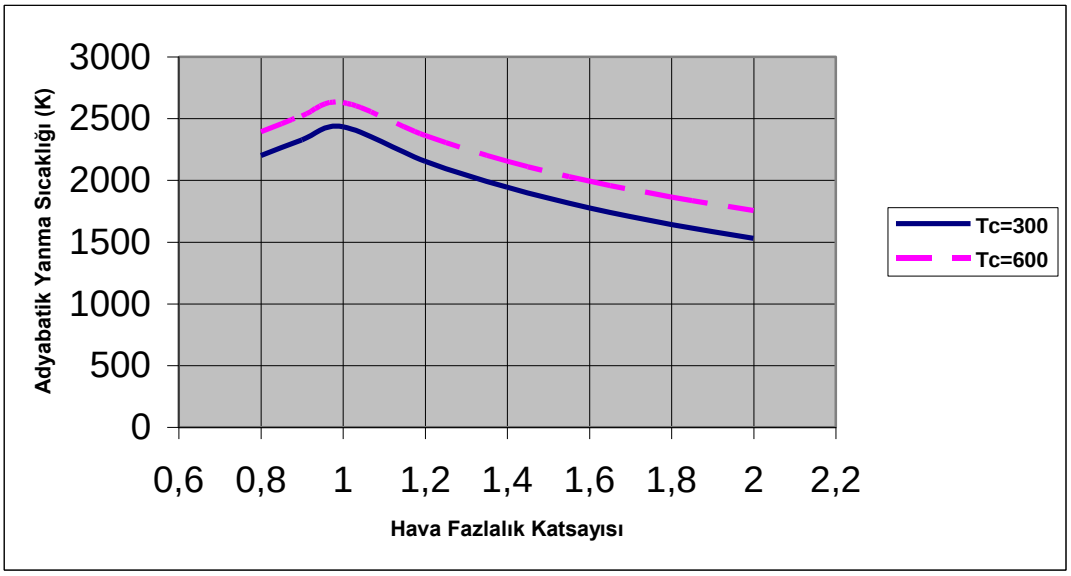
λ	Tc=300 K	Tc=600 K	M(gr/mol)
0,8	2199,861	2392,193	27,3
0,9	2327,61	2522,288	28,032
1	2432,658	2629,389	28,65
1,2	2154,601	2359,681	28,68
1,4	1942,799	2154,628	28,7
1,6	1775,727	1993,361	28,72
1,8	1640,425	1862,893	28,73
2	1528,477	1755,214	28,74

Yanma reaksiyonunda karışım stokiyometrik değil de fakir karışım olursa yakıcı ve yakıtın birleşme oranları değişecektir. Bu da özellikle püskürtme sisteminin tasarımında büyük değişiklikler meydana getirecektir. Fakir karışım oranlarında yakıcı debisi azalır hava debisi artar. Böylece yakıt enjektörü meme çapları değişmiş olur. Daha küçük çaplı meme çapı seçmek veya yakıt tankının beslendiği depo verilerini değiştirmek gerekir. Zengin karışım oranlarında ise yanma olayına girecek yakıt debisi artacağı için buna göre püskürtme sistemini tasarlamak ve diğer parametreleri ayarlamak gerekmektedir.

Tasarlanılacak sistemde $\lambda<1$ olan, zengin yanma reaksiyonu kullanılmayacaktır. İleriki bölümlerde hem stokiyometrik hem de fakir karışımlı yanma reaksiyonlarına göre yakıcı-yakıt debileri hesaplanıp bunlara göre enjektör meme çapları ve çıkış hızları hesaplanılacaktır. Yanma olayına girecek havanın yanma odasına nasıl akacağı ve hızı da bulunacaktır. Bu yüzden hava fazlalık katsayısında ve yanma sıcaklıklarındaki değişimler tasarlanılacak sistem üzerinde çok önemli rol oynamaktadır.

Sıcaklığın etkilediği tüm parametreler yanma reaksiyonunun değişiminden etkilenecektir. Bu bakımdan karakteristik hız c*, egzoz gazları çıkış hızı gibi büyüklükler değişim gösterecektir. Bu değişimler ileride detaylı olarak incelenecektir. Aşağıda çeşitli hava fazlalık katsayıları ve giriş sıcaklıkları için

adyabatik yanma sıcaklıklarındaki değişimler grafik olarak verilmiştir. Görüleceği üzere giriş sıcaklıklarının artışı daha yüksek yanma sıcaklıklarına neden olmaktadır. Maksimum yanma sıcaklığı, disasiyasyon göz önüne alınmadığı için, hava fazlalık katsayısının λ=1 değerinde elde edilmiştir.



Şekil 6.5 Havayla kerozenin değişik HFK lar için adyabatik yanma sıcaklıkları

7. ROKET MOTORU TASARIMI

7.1. İstenilen İtme Kuvvetine Göre Lüle Karakteristiklerinin Hesabı

Düz yolda, sabit hızla giden bir taşıta etkiyen seyir dirençlerini 4.Bölüm de hesaplamıştık. Roket motorundan alınması hedeflenen tepki kuvveti bu dirençleri dengeleyecek kuvvet olmalıdır. Bu nedenle taşıtın ilk yaklaşımla 90 km/h sabit hızla gitmesi için gereken 400 N tepki kuvvetini, yakıcı-yakıt olarak hava ve kerozeni kullanan roket motorundan almak durumundayız.

Bir önceki bölümde çeşitli hava fazlalık katsayılarına göre hesaplanan yanma reaksiyonları ve adyabatik yanma sıcaklıkları dikkate alınarak ve uygun yanma odası basıncı seçilerek lüle karakteristikleri ve yanma odası boyutları hesap edilecektir. Ayrıca yanma reaksiyonları ve basınç değişimlerinin lüle karakteristiklerini nasıl etkilediği tartışılacaktır. İlk olarak kerozen ve hava arasındaki stokiyometrik reaksiyonu göz önüne alarak F=400 N tepki kuvveti veren roket motoru hesabına başlayalım. $\lambda = 1$ iken adyabatik yanma sıcaklığı, ürünlerin molekül ağırlığı ve adyabatik üs ($k = c_p / c_v$) aşağıdaki tabloda verilmiştir.

Tablo 7.1 Hava ile kerozenin sokiyometrik reaksiyon parametreleri

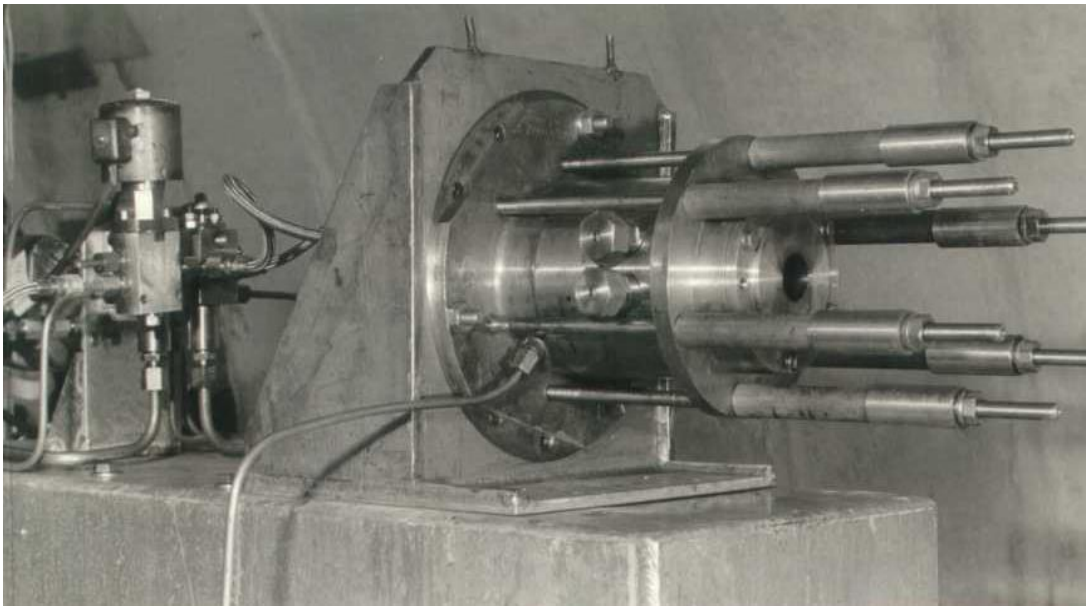
Adyabatik yanma sıcaklığı:	Tc = 2345 K
Özgül ısılar oranı:	k= 1.22
Egzoz gazlarının molekül ağırlığı:	M= 28.65 gr/mol

Hesabımızı yaparken önceki bölümlerde tanımlanan karakteristik parametrelerden yararlanacağız. İtme kuvveti katsayısı C_F , özgül impuls I_S ve karaktesitik hız c* değerlerini ve 5.Bölümde elde ettiğimiz bağıntıları kullanarak sırayla aşağıdaki büyüklükleri hesap edeceğiz.

- Lüle boğaz ve çıkış kesitlerinin boyutları
- Lüle boğaz ve çıkış kesitlerindeki sıcaklık ve basınç değerleri

- Egzoz gazları çıkış hızı
- Lülenin kütlesel ve ağırlıksal akış debisi

Bu hesaplardan sonra yanma odasının boyutları ve püskürtme sistemine ait büyüklükler bulunacaktır. Roket motorlarında hesaplanan teorik değerlerin deneylerle kanıtlanması gerekmektedir. Bugüne kadar yapılan konstrüksiyonlar da daha önceki çalışmalardan elde edilen çeşitli sabitler, katsayılar kullanılarak yapılmış ve tasarım bu şekilde gerçekleştirilmiştir. Aşağıda İ.T.Ü Makina Fakültesinde imal edilmiş bir roket motoru görülmektedir.



Şekil 7.1 İ.T.Ü'de geliştirilen roket motoru [18]

Şekil 7.1 de görülen İ.T.Ü Motorlar Kürsüsünde geliştirilen roket motoru sayesinde, geçmiş yıllarda sıvı yakıcı-yakıtlı roket motorlarında yanma olayı üzerine deneysel araştırmalar yapılmış ve yeni tip püskütrme memeleri geliştirilmiştir.

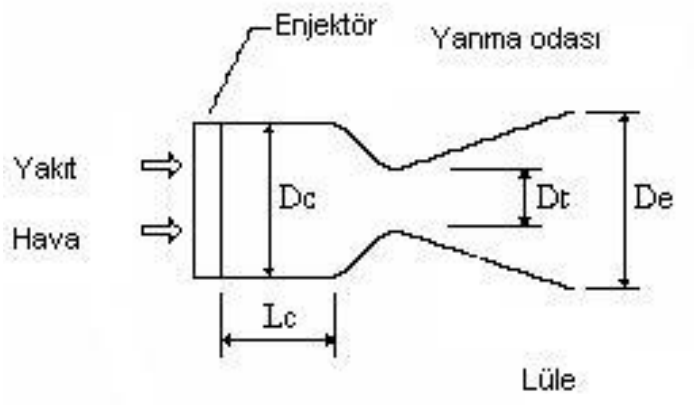
Geliştirilen püskürtme memeleri İ.T.Ü. Motorlar Kürsüsünde mevcut imkanlara göre kurulan tesisatlarda, Anilin ($C_6H_5NH_2$)-Nitrik asit (HNO_3) ve katalizör içeren yakıcı ve yakıt kullanmak suretiyle yanma odalı ve odasız olarak, yanma olayları üzerinde deneysel çalışmalar yapılmış, fotoğraf ve kaydedicilerle olaylar tespit edilmiştir. Yanma odasız halde yanma ancak düşük püskürtme hızlarında gerçekleştirilmiş, yüksek hızlarda ise yanma gerçekleşmeden damlacıklar buharlaşarak dağılmışlardır. Roket motorunda da kararsız ve darbeli bir yanma temin edilmiştir. Bu deneysel

çalışmalarda çeşitli yanma odası boyutlarında, karışım oranı değiştirilmek suretiyle gerçekleşen yanma olayları incelenmiştir. [18]

Örnek taşıtın 90 km/h sabit hızla seyrine imkan verecek roket motorunun karakteristikleri hesaplanırken, yanma odası ve lüle boyutları İ.T.Ü' de geliştiren motora göre ayarlanacaktır. Çeşitli oda basınçları ve yanma sıcaklıklarıyla elimizdeki geometriden istediğimiz itme kuvvetini ne şartlarda alacağımızı inceleyeceğiz. Şekil 7.2 de görülen ve sistemimizde hesaplarını yapacağımız yanma odasının boyutları şu şekildedir.

Tablo 7.2 İ.T.Ü Motorlar kürsüsünde geliştirilen roket motorunun boyutları

Yanma Odası Çapı:	Dc= 80mm
Lüle Boğaz Çapı:	Dt= 28 mm



Şekil 7.2. Silindirik yanma odası ve karakteristik büyüklükler [31]

Yanma odası boyu değişken olduğu için Lc'nin değerine hesaplar sonrası karar verilecektir. İ.T.U'de geliştirilen sistemde 3 yanma odası boyu için (14-24-34 cm) deneyler yapılmış ve yanma kararlılığı incelenmiştir. [18]

Lüle çıkış kesidi basınç oranının (Pc/Pe) fonksiyonu olduğundan, bu değere de yapılan hesaplar sonrası ulaşılacaktır. Hesabımıza geçmeden önce elde edilecek sonuçlara ulaşmak için şu kabullerin yapıldığını hatırlatmakta fayda vardır.

1. Yanma gazları homojen ve bileşimleri aynen muhafaza etmektedir.
2. Yanma sonucu oluşan gazların mükemmel gaz kanununa uyduğu kabul edilir.

3. Gazların özgül ısısına, sıcaklığın ve basıncın tesiri yoktur.
4. Egzoz gazı tek boyutlu, akış daimi ve izentrop gibi hareket etmektedir.

Bunların dışında, sürtünme ve ısı transferi olayının olmadığı, her kesitte gazın uniform olduğu, kimyasal dengenin yanma odasında olduğu kabul edilmektedir. Önceki bölümlerde roket motorunun itme kuvveti 4.10, 5.40 ve 5.41 ifadeleriyle şu şekilde tanımlanmıştı:

$$F = \dot{m}V_e + A_e\left(p_e - p_a\right)$$

$$F = p_c A_t \left\{ \Gamma \sqrt{\frac{2gk}{k-1}\left[1-\left(\frac{p_e}{p_c}\right)^{(k-1)/k}\right]} + \frac{A_e}{A_t}\left(\frac{p_e}{p_c} - \frac{p_a}{p_c}\right) \right\}$$

$$F = p_c A_t C_F$$

Büyük parantez içindeki değer itme kuvveti katsayısı (C_F) olarak kullanılır. Böylece itme kuvveti, itme katsayısına, lüle darboğaz alanına ve oda basıncına bağlı olarak yukarıda verilmiştir. İtme kuvveti katsayısı C_F 5.42 ifadesiyle ve optimum genişleme koşulunda Pa=Pe durumunda 5.43 ifadesiyle şu şekilde verilmiştir.

$$C_F = \Gamma \sqrt{\frac{2gk}{k-1}\left[1-\left(\frac{p_e}{p_c}\right)^{(k-1)/k}\right]} + \frac{A_e}{A_t}\left(\frac{p_e}{p_c} - \frac{p_a}{p_c}\right)$$

$$C_F = \Gamma \sqrt{\frac{2gk}{k-1}\left[1-\left(\frac{p_e}{p_c}\right)^{(k-1)/k}\right]} \qquad \text{(Pe = Pa)}$$

İtme kuvveti katsayısını bulmak için k özgül ısılar oranına bağlı olan Γ parametresinin bulunması gerekir. Aşağıda 5.29 ifadesiyle formüle edilen bu boyutsuz paremetre çeşitli k değerleri için verilmiştir.

$$\Gamma = \sqrt{k} \cdot \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}}$$

Tablo 7.3 Γ boyutsuz parametresinin k'ya bağlı değişimi

k (C_p/C_v)	Γ
1,15	0,638638
1,16	0,640647
1,17	0,64264
1,18	0,644619
1,19	0,646582
1,2	0,648531
1,21	0,650466
1,22	0,652386
1,23	0,654293
1,24	0,656186
1,25	0,658065
1,26	0,65993
1,27	0,661783
1,28	0,663622
1,29	0,665449
1,3	0,667262

Roket notoru karakteristiklerinin hesabı yapılırken yanma ürünlerinin özgül ısılarının sabit kaldığı kabul edilmiştir. Buradaki hesapta k değeri 1.2 alınacağı için buna karşılık gelen Γ değeri 0.648 olarak tablodan bulunmuştur. Bundan sonra C_F değeri hesaplanacaktır. Yanma odasındaki basıncın (Pc) lüle çıkış kesitindeki basınca (Pe) oranı ve özgül ısılar oranı (k) itme kuvveti katsayısını etkileyen büyüklüklerdir. Çeşitli yanma odası basınçlarına göre 5.43 ifadesi kullanarak hesaplanan C_F değerlerinin değişimi aşağıdaki tablolarda gösterilmiştir.

Tablo 7.4 Değişen yanma odası basınçlarında k=1.2 iken C_F değerleri

K	Pe(bar)	Pc(bar)	Cf
1,2	1	4	1,0204
1,2	1	5	1,089707
1,2	1	6	1,141482
1,2	1	7	1,182349
1,2	1	8	1,215839
1,2	1	9	1,244042
1,2	1	10	1,268288
1,2	1	11	1,289475
1,2	1	12	1,308232
1,2	1	13	1,325018
1,2	1	14	1,340178
1,2	1	15	1,353974
1,2	1	16	1,366613
1,2	1	17	1,378258
1,2	1	18	1,389042
1,2	1	19	1,399073
1,2	1	20	1,408441

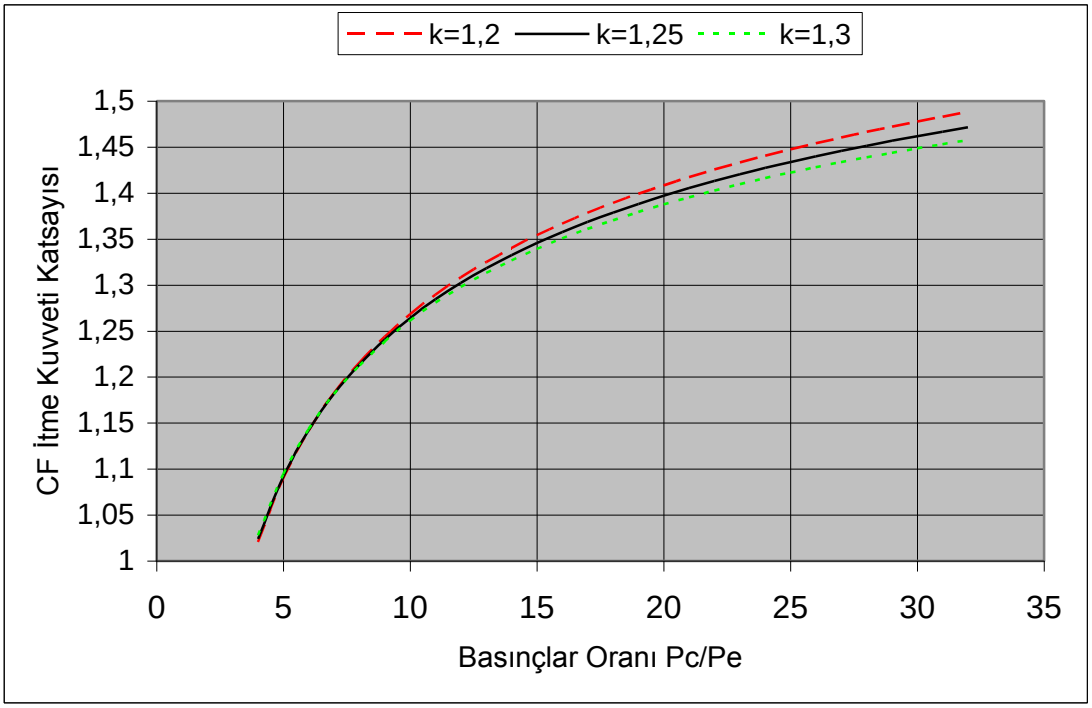
Tablo 7.5 Değişen yanma odası basınçlarında k=1.25 iken C_F değerleri

K	Pe(bar)	Pc(bar)	Cf
1,25	1	4	1,024008
1,25	1	5	1,091714
1,25	1	6	1,142028
1,25	1	7	1,181568
1,25	1	8	1,21385
1,25	1	9	1,240947
1,25	1	10	1,264174
1,25	1	11	1,284417
1,25	1	12	1,302296
1,25	1	13	1,318262
1,25	1	14	1,332651
1,25	1	15	1,345721
1,25	1	16	1,357674
1,25	1	17	1,368668
1,25	1	18	1,378834
1,25	1	19	1,388276
1,25	1	20	1,397082

Tablo 7.6 Değişen yanma odası basınçlarında k=1.3 iken C_F değerleri

K	Pe(kg/cm^2)	Pc(kg/cm^2)	Cf
1,3	1	4	1,027851
1,3	1	5	1,094133
1,3	1	6	1,143149
1,3	1	7	1,181514
1,3	1	8	1,212727
1,3	1	9	1,238847
1,3	1	10	1,261176
1,3	1	11	1,280589
1,3	1	12	1,297697
1,3	1	13	1,312943
1,3	1	14	1,326657
1,3	1	15	1,339093
1,3	1	16	1,350446
1,3	1	17	1,360874
1,3	1	18	1,370501
1,3	1	19	1,379431
1,3	1	20	1,387749

Aşağıda Pc/Pe basınç oranı ve k özgül ısılar oranının değişimine göre yukarıdaki tablolardan elde edilen sonuçlardan yararlanarak C_F katsayısının değişimi grafik olarak verilmiştir.



Şekil 7.3 C_F İtme katsayısının Pc/Pc basınç oranı ve k'ya göre değişimi

C_F İtme katsayısı roket ile ilgili hesaplamalarda oldukça kullanışlı bir elemandır. Verilen bir Pc yanma odası basıncı ve At boğaz kesit alanı için elde edilebilecek maksimum tepki, tepki katsayısının Pc/Pe ye göre türevini sıfıra eşitlemekle bulunur. Gerekli hesaplamalarla maksimum tepki için Pe=Pa şartı elde edilir. Yani maksimum tepki çıkış kesitindeki basıncın atmosfer basıncına eşit olduğu adapte lüle durumunda elde edilir. Yukarıdaki grafik Pa=Pe olan duruma göre elde edilmiş olup artan k değerleriyle itme kuvveti katsayının azaldığı gözlemlenmiştir. İtme kuvveti katsayısının Ae/At genişleme oranına göre de değişiminin incelenmesi gereklidir. Bu yüzden lüle dar boğaz ve çıkış kesit alanını tespit edilmelidir. Lüle dar boğaz kesitini hesaplamak için 5.43 ifadesiyle verilen bağıntı aşağıdaki şekilde düzenlenir.

$$C_F = \frac{F}{p_c A_t} \qquad At = \frac{\pi D^2}{4}$$

$$A_t = \frac{F}{p_c c_F} \qquad D_t = \sqrt{\frac{4A_t}{\pi}}$$

Yukarıdaki denklemlerden de anlaşılacağı üzere dairesel kesitli lüle kullandığımız için kesit alnından boğaz çap değerine kolaylıkla geçebilmekteyiz. Bu aşamadan

sonra 5.Bölümde 5.39 ifadesiyle verilen denklem sayesinde Ae çıkış kesitini hesaplayarak genişleme oranını bulmuş olacağız.

$$\frac{A_e}{A_t} = \frac{\Gamma}{\left(\frac{p_c}{p_e}\right)^{1/k} \sqrt{\frac{2gk}{k-1}\left[1-\left(\frac{p_e}{p_c}\right)^{(k-1)/k}\right]}}$$

$$A_e = \frac{A_t \Gamma}{\left(\frac{p_c}{p_e}\right)^{1/k} \sqrt{\frac{2gk}{k-1}\left[1-\left(\frac{p_e}{p_c}\right)^{(k-1)/k}\right]}} \qquad D_e = \sqrt{\frac{4A_e}{\pi}}$$

Lüle çıkış kesit alanının (Ae), lüle dar boğaz kesit alanına (At) oranı, yanma odası basıncının (Pc) lüle çıkış kesitindeki basınca (Pe) oranına, ve özgül ısılar oranına bağlı olarak değişmektedir. Çeşitli yanma odası basınçlarına göre boğaz ve çıkış kesit alanları Tablo 7.7 de verilmiştir.

Bu çalışmadaki amaç, sistemde belli olan boğaz kesit alanını hangi yanma odası basıncının sağladığını tespit etmektir. Tablodaki değerleri inceleyerek Dt=28 mm boğaz kesiti çapını veren oda basıncını saptayacağız. Özgül ısılar oranı değişiminin etkisini ise hesaba katmayıp bu oranı k=1,2 olarak kabul edeceğiz.

Tablo 7.7 Lüle boğaz ve çıkış boyutlarının Pc/Pe basınç oranına bağlı değişimi

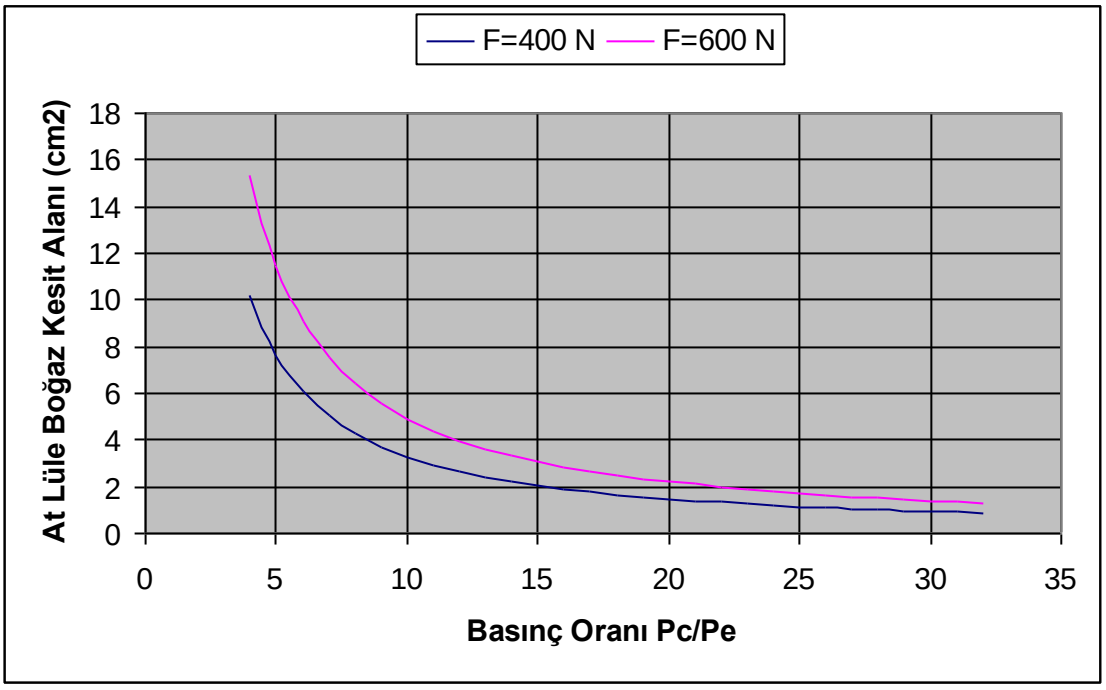
K	Pe(bar)	Pc(bar)	Cf	F(N)	At(cm^2)	Dt(cm)	Ae(cm^2)	De(cm)
1,2	1	4	1,02	400	10,21	3,61	13,36	4,13
1,2	1	5	1,09	400	7,65	3,12	11,29	3,79
1,2	1	6	1,14	400	6,08	2,78	9,98	3,57
1,2	1	7	1,18	400	5,03	2,53	9,06	3,40
1,2	1	8	1,22	400	4,28	2,34	8,38	3,27
1,2	1	9	1,24	400	3,72	2,18	7,85	3,16
1,2	1	10	1,27	400	3,29	2,05	7,42	3,07
1,2	1	11	1,29	400	2,94	1,93	7,07	3,00
1,2	1	12	1,31	400	2,65	1,84	6,77	2,94
1,2	1	13	1,33	400	2,42	1,76	6,51	2,88
1,2	1	14	1,34	400	2,22	1,68	6,28	2,83
1,2	1	15	1,35	400	2,05	1,62	6,09	2,78
1,2	1	16	1,37	400	1,91	1,56	5,91	2,74
1,2	1	17	1,38	400	1,78	1,51	5,75	2,71
1,2	1	18	1,39	400	1,67	1,46	5,61	2,67
1,2	1	19	1,40	400	1,57	1,41	5,48	2,64
1,2	1	20	1,41	400	1,48	1,37	5,36	2,61

Yukarıdaki tabloda F=400 N tepki kuvveti için artan yanma odası basınçlarına göre lüle boğaz ve çıkış boyutlarının değişimi görülmektedir. Elde edilmek istenilen tepki kuvveti sabit olduğu için artan yanma odası basıncı lüle dar boğaz kesit alanının ve lüle çıkış kesidinin azalmasına neden olmaktadır. Başka bir deyişle daha büyük basınçlar daha küçük yanma odası anlamına gelmektedir. Örneğin yanma odası basıncını 20 bar seçecek olursak lüle dar boğaz çapı 1,37 cm değerine kadar küçülmektedir. Ancak burada yanma odasının imalat kolaylığı, ısıya dayanım ve dayanıklılık sorunları meydana geldiğinden yanma odası ebatlarını çok küçük alamayız. Bizim elimizdeki lülenin dar boğaz çapı 28 mm idi. Bu değeri veren basınç tablodan bulunacak olursa yanma odası basıncının 6 bar seçilmesinin uygun olacağı görülür. F=400 N tepki kuvveti bizim taşıtımızı 90 km/h saat hızla götürmeye yeten kuvvet olarak hesaplanmıştı. Örnek taşıt hızının 120 km/h olması istendiğinde F=600 N luk itmeye ihtiyaç duyulduğu 4.Bölümde bulunmuştu. Tablo 7.8 ise bu durumda oluşan yeni boyutlar görülmektedir.

Tablo 7.8 Lüle boğaz ve çıkış boyutlarının Pc/Pe basınç oranına bağlı değişimi

K	Pe(bar)	Pc(bar)	Cf	F(kg)	At(cm2)	Dt(cm)	Ae(cm2)	De(cm)
1,2	1	4	1,02	600	15,31	4,42	20,04	5,05
1,2	1	5	1,09	600	11,47	3,82	16,93	4,64
1,2	1	6	1,14	600	9,13	3,41	14,97	4,37
1,2	1	7	1,18	600	7,55	3,10	13,60	4,16
1,2	1	8	1,22	600	6,43	2,86	12,57	4,00
1,2	1	9	1,24	600	5,58	2,67	11,78	3,87
1,2	1	10	1,27	600	4,93	2,51	11,13	3,77
1,2	1	11	1,29	600	4,41	2,37	10,60	3,67
1,2	1	12	1,31	600	3,98	2,25	10,15	3,60
1,2	1	13	1,33	600	3,63	2,15	9,76	3,53
1,2	1	14	1,34	600	3,33	2,06	9,43	3,47
1,2	1	15	1,35	600	3,08	1,98	9,13	3,41
1,2	1	16	1,37	600	2,86	1,91	8,87	3,36
1,2	1	17	1,38	600	2,67	1,84	8,63	3,32
1,2	1	18	1,39	600	2,50	1,78	8,42	3,27
1,2	1	19	1,40	600	2,35	1,73	8,22	3,24
1,2	1	20	1,41	600	2,22	1,68	8,04	3,20

Daha fazla tepki kuvveti elde etmek istediğimiz zaman yukarıdaki tablodan da görüleceği üzere yanma odası basıncını arttırmamız gerekmektedir. Oda basıncı 8 bar olduğu zaman lüle boğaz çapı 2,86 cm olmakta ve elimizdeki lüle ebatlarıyla örtüşmektedir.



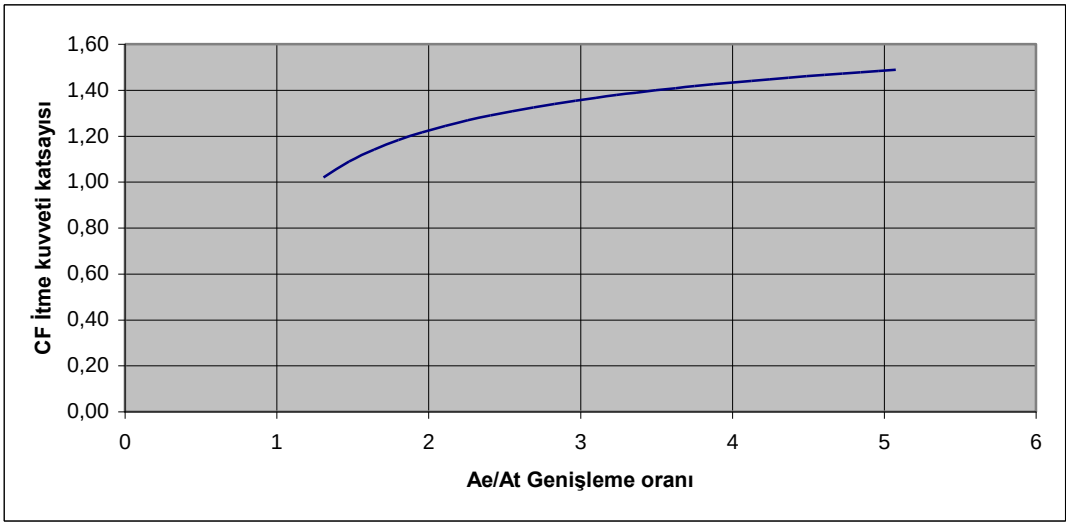
Şekil 7.4 Lüle boğaz kesit alanının basınç oranlarına ve tepki kuvvetine göre değişimi

Yukarıdaki şekilde artan yanma odası basıncıyla boğaz ve çıkış kesit alanlarının küçüldüğü rahatlıkla görülebilmektedir. Buna göre elde edilen son durum ve basınç seçimi Tablo 7.9 gösterildiği gibi olacaktır. Şekil 7.5 ise C_F tepki katsayısının Ae/At genişleme oranıyla değişimini göstermektedir

Tablo 7.9 Tepki kuvveti ve oda basınçlarına göre lüle boğaz ve çıkış kesitleri

Tepki kuvveti	**Oda basıncı**	**Dt (cm)**	**De (cm)**
F= 400 N	6 bar	2,78	3,57
F= 600 N	8 bar	2,86	4

Aşağıdaki şekilde genişleme oranının artışıyla C_F tepki katsayısının da arttığı görülmektedir. Genişleme oranı, Pc/Pe basınçlar oranını fonksiyonu olduğu için yanma odası basıncı artınca genişleme oranı artmakta buna bağlı olarak itme kuvveti katsayısı artmaktadır. F=400N luk tepki kuvveti istenildiği durumda C_F= 1.14, F=600 N kuvvet istenildiğinde ise C_F=1.22 olacaktır.



Şekil 7.5 Tepki katsayısının genişleme oranıyla değişimi

Lüle ve yanma odası karakteristiklerini hesaplarken, roket motorunun performansını değerlendirmek için itme kuvveti katsayısıyla birlikte karakteristik hız ve özgül impuls değerlerinin kullanıldığını görmüştük. Karakteristik hız yanma odasındaki yanma olayını karakterize eden bir büyüklüktür. Başka bir deyişle yakıcı-yakıt çiftine ve birleşim oranlarına göre değişen kimyasal reaksiyonları karşılaştırmada karakteristik hız ifadesi kullanılır. Bu ifade 5.Bölümde 5.36 ifadesiyle şu şekilde tanımlanmıştı;

$$c^* = \sqrt{\frac{R_0 T_c}{M}} \cdot \frac{1}{\Gamma} = \sqrt{\frac{R_0 T_c}{M}} \cdot \left[\frac{1}{k} \left(\frac{k+1}{2} \right)^{(k+1)/(k-1)} \right]$$

Burada R_o : üniversal gaz sabiti;

R_0 =8,314 Nm/mol^{0}K

M : yanma ürünlerinin moleküler ağırlığı

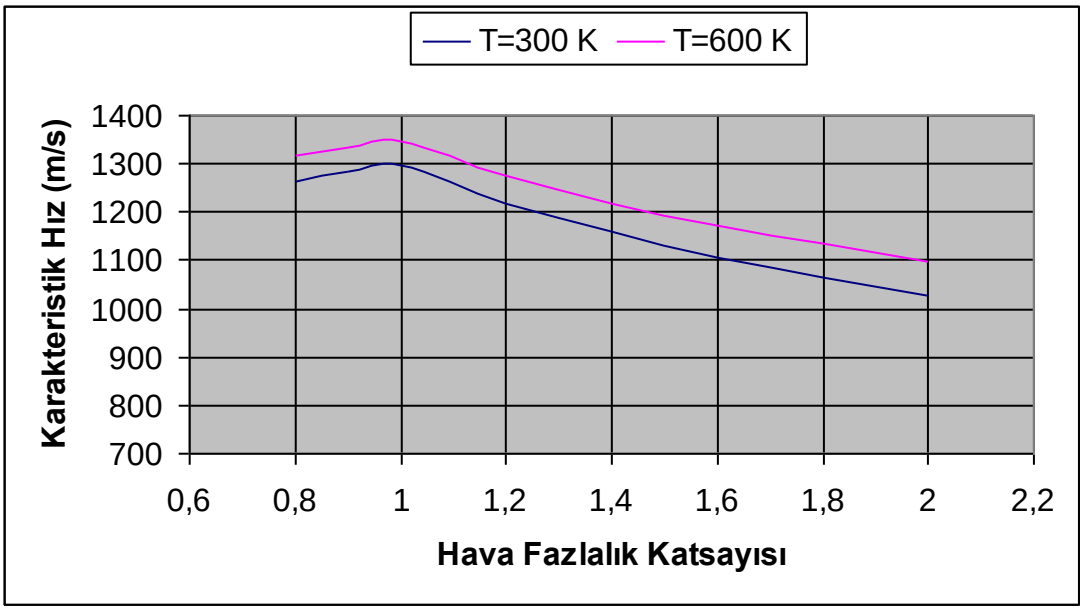
Yukarıdaki formülden karakteristik hızın adyabatik yanma sıcaklığı ve yanma ürünlerinin molekül ağırlığı ile değiştiği görülmektedir. İlk yaklaşımla kerozen ile hava arasındaki reakiyonun stokiyometrik, yani $\lambda = 1$ olduğu kabul edilmiştir. Bu durum için adyabatik yanma sıcaklığı T_c= 2432 K, yanma ürünlerinin molekül ağırlığı M= 28,65 gr/mol olarak 5.Bölümde hesaplanmıştı. Bu değerler yerine yazılarak karakteristik hız hesaplanırsa;

$$C^* = \frac{\sqrt{\frac{8,314.10^3.2432}{28,65}}}{0,648} = 1296,4 m/s \qquad m/s = \frac{\sqrt{\frac{10^3\, gr.m^2 m.mol.K}{s^2.molK.gr}}}{0,648}$$

değerini elde ederiz. Karakteristik hızı bulurken terimlerin karmaşıklığı açısından birim kontrolü yapmanın faydası vardır. Görüleceği üzere gerekli sadeleştirmeler yapılınca m/s terimine ulaşılabilir. Tablo 7.10 da iki giriş sıcaklığı için değişen hava fazlalık katsayılarındaki (λ) yanma sıcaklıklarına göre c* karakteristik hızının değişimi görülmektedir. Şekil 7.6 da ise bu değişim grafik olarak verilmektedir.

Tablo 7.10 Karakteristik hız ve yanma sıcakığının, λ hava fazlalık katsayısı oranlarına ve giriş sıcaklığına bağlı olarak değişimi

	T=300 K		T=600 K	
HFK (λ)	Tc (K)	c* (m/s)	Tc (K)	c* (m/s)
0,8	2199,86	1263,125	2392,19	1317,216
0,9	2327,61	1282,481	2522,28	1335,067
1	2432,65	1296,404	2629,38	1348,046
1,2	2154,6	1219,618	2359,68	1276,372
1,4	1942,79	1157,716	2154,62	1219,228
1,6	1775,72	1106,433	1993,36	1172,306
1,8	1640,42	1063,261	1862,89	1133,095
2	1528,47	1026,16	1755,24	1099,677



Şekil 7.6 Karakteristik hızın λ değişimlerinden kaynaklanan yanma sıcaklıklarına göre değişimi

Yukarıdaki grafikte iki farklı durum için karakteristik hız hesaplanmıştır. Reaksiyona girenlerin bulunduğu ortam sıcaklığının adyabatik yanma sıcaklığını değiştirdiğini önceki bölümde görmüştük. Bu giriş sıcaklıklarının T=300 K ve T=600 K olma haline göre karakteristik hızın değişimi görülmektedir. Fakir kaışım oranlarına doğru gidildikçe yanma sıcaklığı düştüğü için karakteristik hız da düşmektedir. Stokiyometrik yanma için, yanmaya girenler 300 K de iken, hesaplanan karakteristik hız c*, 1296,4 m/s ye eşittir.

Karakteristik hız parametresi bir verim ölçüsü olarak da alınabilir. Sistem için bu hızın yüksek olması istenir, bu bakımdan gazların molekülsel ağırlıkları düşük ve sıcaklıkları yüksek yakıcı-yakıtar seçilir. Yakıcı-yakıt debisini belirlerken bu parametrenin etkisini daha iyi görebileceğiz. Karakteristik hız ifadesinden özgül impuls değerine geçilir.

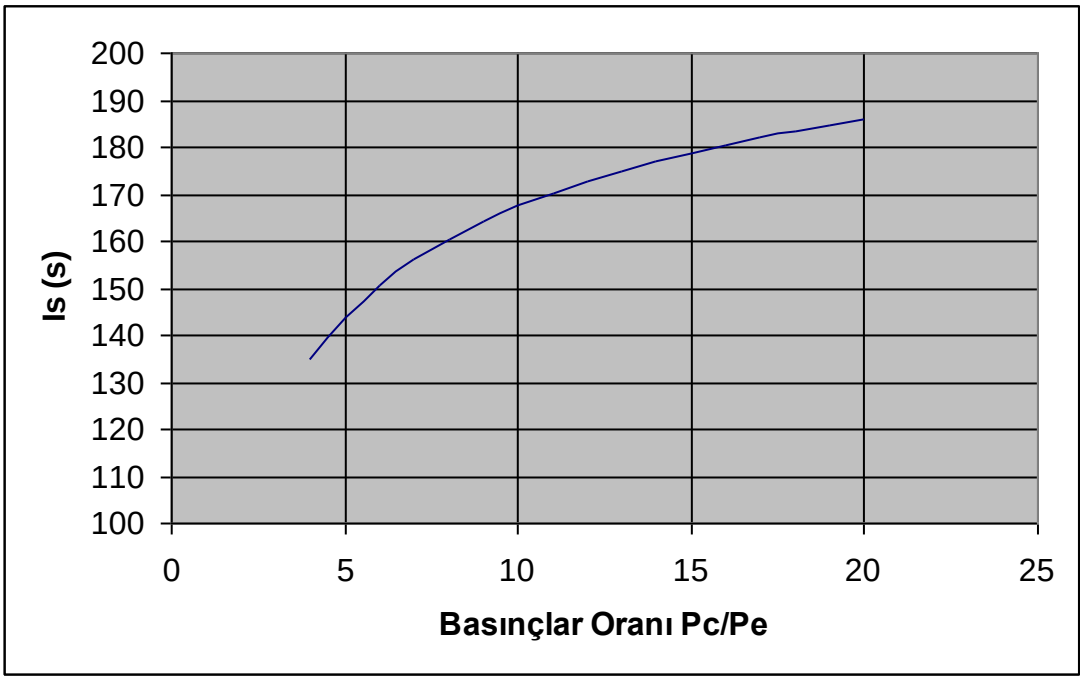
Roket motorunun performansının belirlenmesinde belki de en önemli parametre özgül impulstur. Bu değer karakteristik hız (c*) ve itme kuvveti katsayısının (C_F) bileşimi olarak aşağıdaki şekilde tanımlanabilir. Dolayısıyla özgül impuls hem yanma olayına, hem de lüle boyutları ve yanma odası basıncına bağlı olarak değişir. Bu değer kimyasal yakıcı-yakıtlarda 100 ila 400 sn arasındadır ve genişleme oranı hakkında bilgi verir. Ayrıca optimum itme için tahmin edilir.

$$Is = \frac{C_F.c^*}{g}$$

5.Bölümde özgül impulsun yanma sıcaklığı Tc ile olan değişimi gösterilmiştir. Şekil 7.7 ise özgül impulsun artan yanma odası basınçlarına göre değişimini göstermektedir. Yanma odası basıncı arttıkça özgül impuls değeri de artmaktadır. 400 N luk tepki için gereken 6 bar basınca karşılık gelen özgül impuls 150,73 sn, F=600 N luk tepki için bulunan değer 160,55 saniyedir.

Özgül impulsun ters ifadesine özgül yakıcı-yakıt sarfiyatı denilir. Bu parametre her saniyedeki toplam yakıcı yakıt sarfiyatının itmeye oranı şeklinde tanımlanır. Özgül yakıcı-yakıt sarfiyatı bize yakıcı ve yakıt tankları hakkında ön bilgi verir. Bu ifade 5.48 denkleminde aşağıdaki şekilde tanımlanmıştır.

$$Cs = \frac{1}{Is} = \frac{g.m}{F}$$



Şekil 7.7 Özgül İmpulsun Pc/Pe basınç oranına göre değişimi

Özgül impuls (Is) ile egzoz gazı çıkış hızı (Ve) arasında 5.46 denkleminde ifade edildiği gibi şöyle bir bağıntı vardır. Bu bağıntı biraz düzenlenirse aşağıdaki şeklinde elde ederiz.

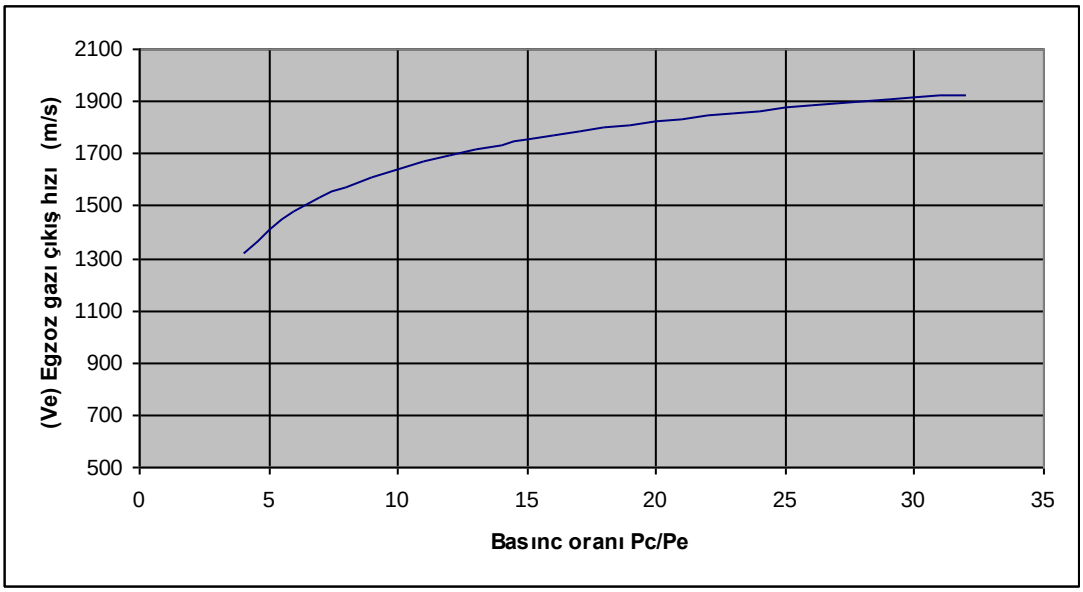
$$Ve = Is.g = C_F.c^*$$

$$Ve = s.\frac{m}{s^2} = m/s$$

Egzoz gazı çıkış hızına etki eden etkenler, önceki bölümlerde de değinildiği gibi birkaç başlık altında aşağıdaki şekilde toplanabilir.

- basınç oranı Pc/Pe
- yanma odası sıcaklığı Tc
- gazların moleküler ağırlığı M
- sabit basınç ve sabit basınç hacim özgül ısılarının birbirine oranı (k=cp/cv)

Basınç oranı Pc/Pe arttıkça egzoz gazı çıkış hızları artmaktadır. Bu değişim şekil 7.8 de görülmektedir.



Şekil 7.8 Egzoz gazı çıkış hızlarının Pc/Pe basınç oranına göre değişimi

K özgül ısılar oranını sabit kabul ettiğimiz için bu parametrenin değişimini hesaba katmıyoruz. Yanma sıcaklığının (Tc) ve yanma ürünlerinin molekül ağırlığının (M), egzoz gazı çıkış hızına etkisi karakteristik hıza (c*) benzerdir. Şekil 7. 6 da çeşitli HFK değerleri ve giriş sıcaklıklarındaki değişimin karakteristik hızı nasıl etkilediği gösterilmiştir. Yüksek sıcaklık ve düşük ağırlıkta yanma ürünleri veren yakıcı-yakıt çifti seçilirse karakteristik hız gibi egzoz gazları çıkış hızı da yüksek olur.

Egzoz gazları çıkış hızlarının bulunmasından sonra gerekli yakıcı-yakıt debisinin hesabına geçilecektir. Bunun için 4.Bölümde roket motorlarında itme kuvveti 4.10 ifadesiyle aşağıdaki gibi kütlesel debi ($\dot{m}$), egzoz hızı (*Ve*), lüle çıkış basıncı (Pe), çevre basıncı (Pa) ve lüle çıkış kesit alanı (Ae) cinsinden çıkarılmıştır. Burada ilk terim momentum itmesi, ikinci terim ise basınç itmesidir. Amacımız bir roket motorunu kara taşıtına adapte etmek olduğundan çıkış basıncımız (Pe), atmosfer basıncına (Pa) eşittir. Dolayısıyla basınç itmesinin etkisini hesaba katilmamaktadır. Zaten yukarıda elde edilen tablo ve grafikler hep Pe=Pa durumuna göre bulunmuştur.

$$F = \dot{m}V_e + A_e\left(p_e - p_a\right)$$

Yukarıdaki formül, kütlesel debi ($\dot{m}$) yerine ağırlıksal debi ($\dot{w}$) ifadesi yazılarak düzenlendiğinde roket motorunun yakıcı-yakıt ağırlıksal debisi şu şekilde elde edilir.

$F = \frac{\dot{w}}{g}.Ve$

- $\dot{w}$: yakıcı- yakıtın ağırlıksal debisi (kg/san)
- g: yer çekimi ivmesi (9.81 kg/san^2)

$\dot{w} = \frac{Fg}{Ve}$ $\qquad kg/s = \frac{kg.m.s}{s^2.m}$

Böylece yakıcı-yakıt debisini, itme kuvveti, yer çekimi ivmesi ve egzoz gazı çıkış hızı cinsinden elde etmiş olduk. İtme kuvvetini ağırlık debisi cinsinden ifade ederek 1 kg'lık itme için her bir saniyede tüketmemiz gereken yakıcı-yakıtın ağırlığını bulmuş oluruz. Egzoz gazları çıkış hızının (Ve), basınç oranı değişimlerinden etkilendiğine değinilmişti. Yanma odası basıncı değişirse, bu değişime bağlı olarak egzoz gazı çıkış hızı farklı değerler alacak ve bu değişimlerden yakıcı-yakıt debisi de etkilenecektir. Bu düşüncelerin ışığında Tablo 7.11 çeşitli yanma odası basınçlarındaki yakıcı-yakıt debisinin değişimini göstermektedir.

Tablo 7.11 Tepki kuvveti F=400 N durumunda yakıcı-yakıt debisinin yanma odası basıncına göre değişimi

F(N)	Pc(bar)	Tc(K)	C*(m/s)	Is(s)	Ve(m/s)	W(kg/s)
400	4	2432	1295,396	134,74	1321,822	0,29686
400	5	2432	1295,396	143,89	1411,602	0,27798
400	6	2432	1295,396	150,73	1478,671	0,26537
400	7	2432	1295,396	156,12	1531,61	0,25620
400	8	2432	1295,396	160,54	1574,993	0,24914
400	9	2432	1295,396	164,27	1611,527	0,24349
400	10	2432	1295,396	167,47	1642,935	0,23884
400	11	2432	1295,396	170,27	1670,38	0,23491
400	12	2432	1295,396	172,75	1694,678	0,23154
400	13	2432	1295,396	174,96	1716,423	0,22861
400	14	2432	1295,396	176,96	1736,061	0,22602
400	15	2432	1295,396	178,79	1753,933	0,22372
400	16	2432	1295,396	180,45	1770,305	0,22165
400	17	2432	1295,396	181,99	1785,39	0,21978
400	18	2432	1295,396	183,42	1799,359	0,21807
400	19	2432	1295,396	184,74	1812,353	0,21651
400	20	2432	1295,396	185,98	1824,488	0,21507

Gerekli tepki kuvvetinin artışı tüketilmesi gereken yakıcı-yakıt debisi miktarını arttıracaktır. Örnek taşıtın 120 km/h hız ile seyrine imkan veren F=600 N tepki kuvveti için yakıcı-yakıt debisinin yanma odası basınçlarına göre değişimi Tablo 7.12 de verilmektedir.

Tablo 7.12 Tepki kuvveti F=600 N durumunda yakıcı-yakıt debisinin yanma odası basıncına göre değişimi

F(N)	Pc(bar)	Tc(K)	C*(m/s)	Is(s)	Ve(m/s)	W(kg/s)
600	4	2432	1295,396	134,74	1321,822	0,44529
600	5	2432	1295,396	143,89	1411,602	0,41697
600	6	2432	1295,396	150,71	1478,671	0,3980
600	7	2432	1295,396	156,12	1531,61	0,38430
600	8	2432	1295,396	160,54	1574,993	0,37371
600	9	2432	1295,396	164,27	1611,527	0,36524
600	10	2432	1295,396	167,47	1642,935	0,35826
600	11	2432	1295,396	170,27	1670,38	0,35237
600	12	2432	1295,396	172,75	1694,678	0,34732
600	13	2432	1295,396	174,96	1716,423	0,34292
600	14	2432	1295,396	176,96	1736,061	0,33904
600	15	2432	1295,396	178,79	1753,933	0,33558
600	16	2432	1295,396	180,45	1770,305	0,33248
600	17	2432	1295,396	181,99	1785,39	0,32967
600	18	2432	1295,396	183,42	1799,359	0,32711
600	19	2432	1295,396	184,74	1812,353	0,32477
600	20	2432	1295,396	185,98	1824,488	0,32261

Bu iki tablonun incelenmesiyle şu şekilde bir sonuca varılabilir: Roket motorundan elde edilecek kuvvet sabit olduğu için yanma odası basıncı arttıkça egzoz gazı çıkış hızı artmakta böylece ihtiyaç duyulan olan yakıcı-yakıt debisi azalmaktadır. Daha fazla kuvvet ihtiyacı açığa çıktığı zaman ise, örneğin F=600 N, Tablo 7.12 deki yakıcı-yakıt debisi değerlerinin Tablo 7.11 e göre nasıl değiştiği gösterilmektedir. Ayrıca artan yanma odası basınçlarına rağmen yanma sıcaklığının hep aynı değerinde sabit kaldığı görülmektedir. Bunun nedeni pratikte kullanılan limitler dahilinde, oda basıncının yanma sıcaklığı üzerinde önemli bir etkisinin olmamasıdır. Asıl etkiyi karışım oranı oluşturur. 6.Bölümde bu etkiye değinilmiş ve yanma sıcaklığının hava fazlalık katsayısıyla değişimi Şekil 6.8 ile gösterilmiştir.

Elimizdeki roket motoru geometrisi sabit olduğu için istenilen tepki kuvvetini verecek yanma odası basınçları, lüle darboğaz kesiti hesaplarken bulunmuştu. Yanma odası basıncı da geometri ve tepki kuvveti tarafından sınırlandırılıdığından, oda basınçlarını arttırarak egzoz gazı çıkış hızını arttırmak ve böylece yakıcı-yakıt debisini azaltmak mümkün olmamaktadır. Bunun yerine yakıcı-yakıt debisini değiştirmek için yanma reaksiyonlarına etki ederek yanma sıcaklıklarını ve karakteristik hızı değiştirme yoluna gidilmektedir. Yakıcı-yakıt debisini belirlerken karakteristik hızın etkisini daha iyi görebileceğimizi söylemiştik. Karakteristik hızın

adyabatik yanma sıcaklıkları ve egzoz gazlarının molekül ağırlığı ($\sqrt{Tc/M}$) ile değişimi aşağıda görüldüğü üzere iki şekilde mümkün olmaktadır.

- Hava fazlalık katsayısını (λ) değiştirerek yanma sıcaklığını ve yanma ürünlerinin molekül ağırlığını değiştirmek
- Reaksiyona giren yakıcı ve yakıtın giriş sıcaklıklarını değiştirerek adyabatik yanma sıcaklığını değiştirmek

Tablo 7.10 ve Şekil 7.6 da çeşitli hava fazlalık katsayılarında ve T=300 K ve T=600 K giriş sıcaklıklarında karakteristik hızın değişimi gösterilmişti. Elde edilen değerlerden yararlanarak yakıcı-yakıt debisine ulaşılacaktır. Yakıcı-yakıt debisinin karakteristik hıza göre ifadesi 5.35 denkleminde kütlesel debi yerine ağırlıksal debi yazılarak aşağıdaki şeklinde elde edilir.

$$\dot{m} = \frac{p_c \cdot A_t}{c^*}$$

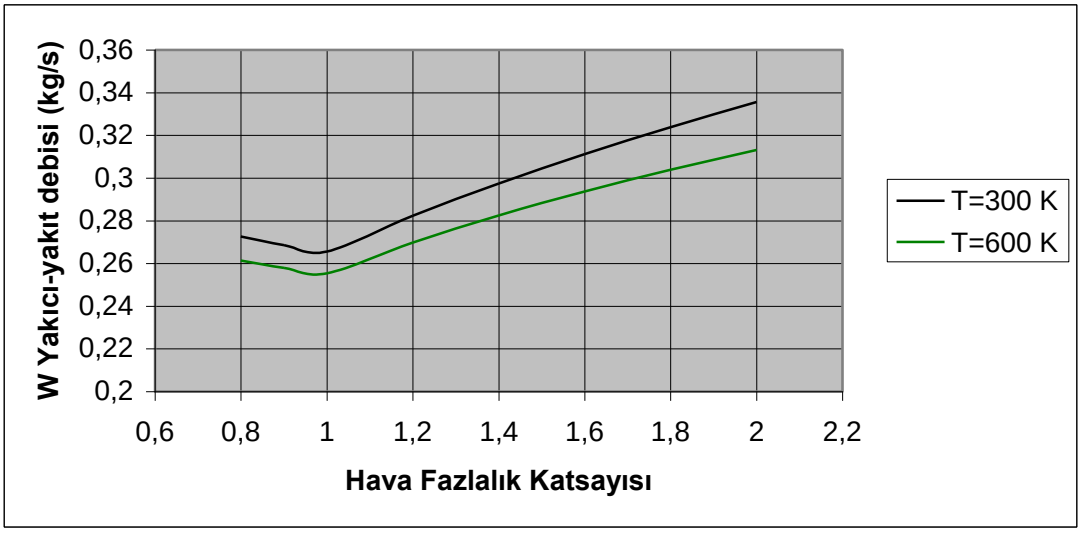
$$\dot{w} = \frac{p_c \cdot A_t \cdot g}{c^*}$$

Tablo 7.13 de karakteristik hızın ve dolayısıyla yakıcı-yakıt debisinin, F=400 N tepkiye karşılık gelen Pc=6 bar yanma odası basıncında yukarıda bahsi geçen iki parametrenin değişiminden nasıl etkilendiği gösterilmektedir.

Tablo 7.13 Giriş sıcaklığı ve HFK oranlarına göre yakıcı-yakıt debisinin değişimi

		T= 300 K			T=600 K		
Pc(bar)	**HFK**	Tc (K)	c* (m/s)	$\dot{w}$ kg/s	Tc (K)	c* (m/s)	$\dot{w}$ kg/s
6	0,8	2199,86	1263,125	0,272	2392,19	1317,216	0,261
6	0,9	2327,61	1282,481	0,268	2522,28	1335,067	0,257
6	1	2432,65	1296,604	0,265	2629,38	1348,046	0,255
6	1,2	2154,6	1219,618	0,282	2359,68	1276,372	0,269
6	1,4	1942,79	1157,716	0,297	2154,62	1219,228	0,282
6	1,6	1775,72	1106,433	0,311	1993,36	1172,306	0,293
6	1,8	1640,42	1063,261	0,323	1862,89	1133,095	0,303
6	2	1528,47	1026,16	0,335	1755,24	1099,677	0,313

Aynı tablo F=600 N tepki veren Pc=8 bar yanma odası basıncı için de oluşturulabilir. Daha fazla tepki kuvveti istenildiğinde gerekli yakıcı-yakıt miktarının da artacağı söylenebilir. Şekil 7.9 da Tablo 7.13 de elde edilen sonuçlar grafik olarak verilmiştir.



Şekil 7.9 Hava fazlalık katsayısı değişimlerinin iki farklı giriş sıcaklığında yakıcı-yakıt debisine etkisi

Yukarıdaki şekilden görüleceği üzere yakıcı-yakıt ihtiyacı, hava fazlalık katsayısının $\lambda = 1$ değerlerinde (stokiyometrik karışım) minimum olmaktadır. Bunun sebebi bu noktada adyabatik yanma sıcaklığının ve dolayısıyla karakteristik hızın maksimum olmasıdır.

Karakteristik hız ne kadar yüksek olursa aynı tepki kuvvetinin elde edilmesi için tüketilecek yakıcı-yakıt miktarı o kadar az olur. Daha önce de söylenildiği gibi yakıt miktarının çok olduğu zengin yanma reaksiyonlarını dikkate alınmayacaktır. $\lambda = 1$ değerinden başlayarak fakir karışım oranlarındaki yanma reaksiyonları incelenecektir. Yanmanın fakirleşmesiyle adyabatik yanma sıcaklığı düştüğü için $\dot{w}$ yakıcı-yakıt debisi miktarı artmaktadır. Aynı düşünceden hareketle yanmaya giren hava ve kerozenin yanma odasına giriş sıcaklıkları oda sıcaklığı olan 300 K değil de 600 K olarak alınırsa elde edilen adyabatik yanma sıcaklığı arttığı için karakteristik hız artmakta, dolayısıyla ihtiyaç duyulan $\dot{w}$ yakıcı-yakıt debisi miktarı azalmaktadır.

Toplam yakıcı-yakıtın ağırlıksal debisi bulunduktan sonra yanma reaksiyonundaki karışım oranlarına göre yakıtın ve yakıcının ayrı ayrı ağırlıksal debileri 8.Bölümde tanmlanan 8.1 denklemiyle bulunur. Bundan sonra püskürtme sisteminin yapımına geçilir.

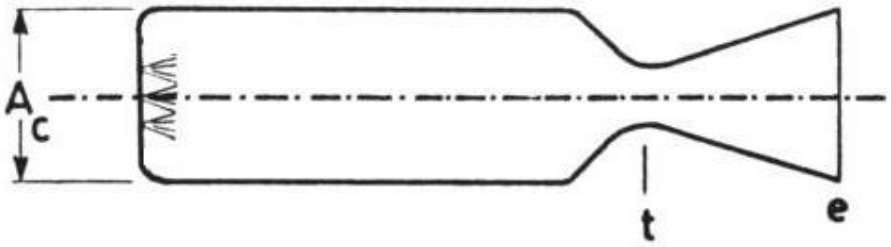
$$W_T = W_O + W_Y$$

Tez çalışmasının konusu havayla çalışan roketler olduğu için toplam yakıcı-yakıtımız yanma reaksiyonuna giren atmosfer havası ve yakıt olarak kullanılacak kerozenden oluşmaktadır. Karışım oranını stokiyometrik yanmaya göre hesap edilmiş ve 1kg yakıt ile 15 kg havanın reaksiyona gireceği bulunmuştu. Daha sonra artan hava fazlalık katsayıları için hesabımız genişletmişti. Elde edilen sonuçlar yakıt debimizin hava debisine kıyasla çok daha az olacağını göstermektedir. Karışım oranları çok değişik parametrelerden etkilendiği için yakıcı ve yakıt debisini ayrı ayrı tayin etmek ve buna göre püskürtme sistemini optimize etmek detaylı bir çalışma gerektirir. Karışım oranlarının tayini ve yakıcı ve yakıt debi karakteristiklerinin stokiyometrik ve fakir yanmaya nasıl cevap vereceği püskürtme sisteminin tasarımının anlatılacağı 8. bölümde incelenecektir.

Şimdiye kadar elde edilen sonuçlara bakılarak roket motoru tasarımında bir çok parametrenin etkili olduğu söylenebilir. Gerek oluşturduğumuz tablolar, gerekse çizilen grafikler sayesinde bu parametrelerin değişiminin ne gibi sonuçlar ortaya koyduğunu, tasarımımızı ne yönde etkilediğini inceleme olanağı bulduk. Uygun bir tasarım için bu parametreler arasında bir optimizasyon yapılmasının gerekli olduğunu söyleyebiliriz. Elimizdeki itme odası geometrisi ve istediğimiz tepki kuvveti için hesap ettiğimiz sistemin ve roket karakteristik parametrelerinin genel görünümü Tablo 7.15 de verilecektir. Bu tabloya geçmeden önce 5.Bölümde tanımlanan termodinamik bağıntılardan faydalanarak lüle dar boğazındaki basınç (Pt) ve sıcaklık (Tt), ayrıca lüle çıkışındaki sıcaklık (Te) hesaplanacaktır.

Şekil 7.10 da sıvı yakıcı-yakıtlı bir lülede daralan ve genişleyen kısımlar ve bu kısımların idisleri görülmektedir. Daha önce de belirtildiği gibi yanma odası içindeki büyüklükler (c), lüle çıkışındaki büyüklükler (e) ve boğaz kesitini (t) indisi ile gösterilmektedir.

Lüle dar boğazında hesaplanan basınç (Pt), kritik basınç olarak adlandırılır ve çeşitli k özgül ısılar oranı için, bu basınç farklı değerler alır. Ancak ortalama olarak Pt/Pc=0,55 değerine sahiptir. Özgül ısılar oranı k=1,2 olarak sabit kabul edilmiştir. Seçilen k değerine göre lüle boğaz ve çıkış kesitindeki sıcaklık ve basınç değerleri artan yanma odası basınçlarına göre 5.Bölümdeki ifadeler kullanılarak hesaplanmış ve Tablo 7.14 de verilmiştir.



Şekil 7.10 Sıvı yakıcı-yakıtlı bir roket motorunda daralan ve genişleyen kısımların indisleri [31]

Yanma odası boyutlarının hesabına geçilmeden, bu bölümde incelenilen tüm parametrelerin genel görünümü Tablo 7.15 de verilmiştir.

Tablo 7.14 Lüle boğaz ve çıkış kesitindeki sıcaklık ve basınç değerlerinin yanma odası basıncına göre değişimi.

K	Pe(bar)	Pc(bar)	Pt(bar)	Pt/Pc	Te(K)	Tt(K)
1,2	1	4	2,25	0,564	1930,28	2210,90
1,2	1	5	2,82	0,564	1859,81	2210,90
1,2	1	6	3,38	0,564	1804,14	2210,90
1,2	1	7	3,95	0,564	1758,38	2210,90
1,2	1	8	4,51	0,564	1719,68	2210,90
1,2	1	9	5,08	0,564	1686,25	2210,90
1,2	1	10	5,64	0,564	1656,90	2210,90
1,2	1	11	6,20	0,564	1630,79	2210,90
1,2	1	12	6,77	0,564	1607,31	2210,90
1,2	1	13	7,33	0,564	1586,01	2210,90
1,2	1	14	7,90	0,564	1566,54	2210,90
1,2	1	15	8,46	0,564	1548,63	2210,90
1,2	1	16	9,03	0,564	1532,06	2210,90
1,2	1	17	9,59	0,564	1516,66	2210,90
1,2	1	18	10,16	0,564	1502,28	2210,90
1,2	1	19	10,72	0,564	1488,80	2210,90
1,2	1	20	11,28	0,564	1476,13	2210,90

Aşağıdaki tablo hava fazlalık katsayısının $\lambda = 1$ olduğu stokiyometrik duruma göre oluşturulmuştur. Buradan varılan sonuç yanmaya giren hava ve kerozenin giriş sıcaklıklarının artışı ihtiyacımız olan yakıcı-yakıt miktarını azaltmaktadır. Yanma reaksiyonu fakir karışım oranlarına doğru gittikçe, yanma sıcaklıkları ve yanma ürünlerinin molekül ağırlığı değişeceği için bu tablodaki değerlerden bazıları değişecektir. Ancak bu değişimin püskürtme sisteminin incelendiği 8.Bölümde verilmesi daha uygun görülmüştür.

Tablo 7.15 300 K ve 600 K giriş sıcaklıkları için iki farklı tepki kuvvetine göre lüle boyutları, karakteristik parametreler, yanma sıcaklığı ve yakıcı-yakıt debileri.

	T=300 K		T=600 K	
	F=400 (N)	F=600 (N)	F=400 (N)	F=600 (N)
K	1,2	1,2	1,2	1,2
Pc (bar)	6	8	6	8
C_F	1,141	1,215	1,141	1,215
Dt (cm)	2,78	2,86	2,78	2,86
At (cm^2)	6,083	6,425	6,083	6,425
Ae (cm^2)	9,977	12,5740	9,977	12,574
De (cm)	3,565	4,002	3,565	4,002
C* (m/s)	1295,39	1295,39	1346,93	1346,9
Is (s)	150,7	160,54	156,728	166,93
Ve (m/s)	1478,67	1574,99	1537,50	1637,6
M (gr/mol)	28,65	28,65	28,65	28,65
Tc (K)	2432	2432	2629,38	2629
$\dot{w}$ (kg/s)	0,265	0,3737	0,255	0,359

7.2. Yanma Odası Boyutlarının Hesabı

Yanma odası, içinde yakıtın yandığı ve yüksek basınçta yer aldığı roket motoru asamblesinin bir parçası olup, roketin şeklini ve karakteristiklerini etkiler. Dolayısıyla yanma odası, roket motorunun önemli elemanlarından biridir. Yanma odasının bir tarafında püskürtme kafası diğer tarafında ise yanma ürünlerinin dışarı atılmasını sağlayan lüle bulunur. Yanma odasındaki hacme göre çok yüksek enerji elde edildiğinden yanma kararlılığı, soğutma, ateşleme ve püskürtme problemleri çok önemlidir. Bunlardan başka roketlerden istenen en önemli özelliklerden biri hafiflik olduğundan yanma odası mümkün olduğu kadar küçük ve hafif ancak iyi bir yanma verimi verecek kadar da büyük olmalıdır.

Roket yanma odasının hacmi aşağıdaki düşünce şekillerine göre seçilir,

1) Hacim, yakıtın tam yanması, buharlaşması ve karışmasını sağlamaya uygun olmak zorundadır. Oda hacmi, buharlaşma ve harekete geçmede zaman isteyen farklı yakıtlarda değişir.

Hacim çok küçük olduğunda, yanma tam gerçekleşmez ve verim düşer. Daha yüksek yanma odası basıncıyla ve yüksek reaksiyonlu yakıtlarla enjektörlerle geliştirilmiş bir karışım elde edilirse, küçük yanma odası hacmi elde etmek mümkün olabilir.

2) Uzun süreli yanma olaylarında, yakıcı ve yakıttan birinin, yanma odası çeperi etrafında dolaştırılması ile çeper soğutulur. Soğutma gereksinimini azaltmak için, ısıya maruz kalan çeper yüzey alanını ve bölgesel ısı transfer şiddetini azaltmak gerekir. Oda hacmi küçüldüğünden, duvar yüzeyi de küçülür, fakat ortalama ısı transferi artar çünkü küçük oda hacmi dolayısıyla gaz hızı artar. Verilen bir roket odası boyutları geometrisi, yakıt için, ortalama bir oda hacmi olacaktır.

3) Roketler için ağırlık çok önemli bir konu olduğundan yanma odası küçük ve ağırlığı az olmalıdır. Düşük ağırlık, küçük oda hacmini ifade eder ve ağırlık oda basıncının bir fonksiyonu olur. Bu yüzden verilen bir hacim için minimum çeper yüzeyi yani en düşük ağırlık küresel bir şekilde elde edilir.

4) Dizayn ve imalât düşüncesi silindir ve küre gibi basit oda geometrilerine bir tercih gösterir.

5) Maksimum oda çapı sıklıkla çeşitli taşıt şekilleri ortaya koyar. Küçük bir ünite bu yüzden, düşük aerodinamik etki ve küçük yapıya imkân sağlar.

6) Oda hacmi ve geometrisi belirli akustik titreşim frekanslarını belirler. Bazen oda hacmi, doğal frekansı diğer makina parçalarına tehlikeli olabilecek değerlerden uzaklaştırılmak için uygun seçilir.

7) Odadaki yanma ürünlerinin ivmelenmesinin minimum olması için gaz basıncı düşüşü minimum olmalıdır. Lüle giriş basıncındaki herhangi bir azalma, egzoz gazları hızını ve araç performansını düşürür. Yanma odası çapı lüle dar boğazından üç defa büyükse basınç kaybı ihmâl edilebilir.

8) Yanma sürecindeki gazların hızı, lüle dar boğazında ses hızı, genişleyen lüle kısmının çıkışında ise ses üstü olmalıdır. [9]

Bu koşullarda, tam yanma sağlayan, düşük ağırlık ve düşük oda gaz basıncı kaybı sağlayacak çözüm bulmak mümkün değildir. Tam yanmayı sağlayacak olan minimum yanma odası hacmi, gerek teorik, gerekse deneysel yollarla saptanır. Yakıcı-yakıtın yanma odasına püskürtülüğü andan yanma tamamlanıncaya kadar geçen zamana toplam kalma zamanı (t_r) denir. Yakıcı-yakıtın damlacıklarının karışması ve yanmanın başlaması için gerekli enerjiyi alabilmesi için sıvı faz halinde belirli bir süre ve bundan sonra tam yanmaya kadar olan gaz fazında da belirli bir süre (t_{rg}) yanma odasında kalması gereklidir. Yakıcı-yakıtın sıvı fazda kalma süresi ihmal edilirse, gaz fazında kalma süresi (t_{rg}) toplam kalma zamanına eşit olur.

Toplam kalma zamanı ise, yanma odasında kalan gazların kütlesi (m_c), birim zamanda püskürtülen yakıcı-yakıtın kütlesine ($\dot{m}$) oranı şeklinde tanımlanıp aşağıdaki gibi ifade edilebilir. [20]

$$t_{rg} = \frac{m_c}{\dot{m}}$$

Yanma odası içinde yakıcı-yakıtın sıvı kısmının hacmi, gaz hacimin yanında küçük olduğu için ihmal edilebilir. Buna göre minimum gaz hacmi:

$$Vc = \frac{m_c}{\rho_c}$$

şeklinde yazılabilir. Yanma odasındaki gazların kütlesi yerine, denklemdeki ifadeyi koyarsak, yanma odası hacmi aşağıdaki haliyle yazılır.

$$Vc = \frac{t_{rg}.m}{\rho_c}$$

Yukarıdaki denklemde gazların yoğunluğu (ρ_c) yerine ideal kanun ifadesine göre yazılıp denklem tekrar düzenlenirse, yanma odası hacmi;

$$Vc = t_{rg}\dot{m}\frac{RT_c}{p_c} = t_{rg}R\frac{T_c}{M}\frac{\dot{m}}{p_c}$$

şeklinde bulunur. Burada $t_{rg}R$ büyüklüğü yanma odası şekline ve yakıcı-yakıtın cinsine bağlıdır. Yanma odasının hacminin karakteristik hıza göre tanımlanabilmesi için ise aşağıdaki ifade kullanılır.

$$\frac{1}{c^*} = \frac{\Gamma}{\sqrt{RT_c}}$$

Yukarıdaki ifadeyi yanma odası hacmini veren denklemde yerine koyarak yazarsak,

$$V_c = t_{rg}(\Gamma c^*)\frac{\dot{m}}{p_c}$$

yanma odası hacmini bu şekilde ifade edebiliriz. Yakıcı-yakıtın kütlesel debisi ($\dot{m} = p_c A_t / c^*$) yerine konulursa yanma odası hacmi aşağıdaki şekliyle yazılabilir.

$$Vc = t_{rg}.\Gamma^2.c^*.At$$

Yukarıdaki ifadeyle minimum hacim, karakteristik hıza, lüle dar boğazı kesit alanına, Γ^2 ifadesine ve yakıcı-yakıtın kalma zamanına göre bulunmuş olur. Burada kalma zamanı t_{rg}, yanma odası şekline ve yakıcı-yakıtın cinsine bağlı olup deneysel yollarla da saptanmalıdır. Bu değer buharlaşma, aktivasyon ve tan yanma zamanını da içerir. Kalma zamanı farklı itme odaları ve yakıcı-yakıtlar için 0.002-0.04 sn arasında bulunur ve genellikle 0.002–0.007 saniye arasında değerler alır. Minimum yanma odası hacminin tespiti için genel olarak karakteristik uzunluk (L*) olarak adlandırılan bir büyüklük kullanılır. Bu büyüklük yanma odası hacminin lüle dar boğazı kesit alanına oranı olarak, aşağıdaki şekilde ifade edilebilir;

$$Vc / At = t_{rg}.\Gamma^2.c^* = L^*$$

Yukarıda elde edilmiş olan karakteristik uzunluk (L*), yanma odası hacmine ve lüle dar boğazının kesitine veya Γ^2 ifadesine, yakıcı yakıtın kalma zamanına ve karakteristik hıza (c*) bağlı olarak bulunur. Bir çok yakıcı ve yakıt karışımları için karakteristik uzunluk değerleri deneysel olarak saptanmış olup Tablo 7.16 da verilmiştir.

Tablo 7.16 Çeşitli yakıcı-yakıt karışımları için karakteristik uzunluk değerleri [20]

Nitrik asit-Anilin	1<L*<2.2 m
Nitrik asit-Hidrokarbon	2<L*<3.0 m
Sıvı oksijen-Kerozen	1.5<L*<2.5 m
Sıvı oksijen-Etilalkol	2.5<L*<3.0 m

Yanma odası boyutlandırılmasında, ABD roket tekniğinde yanma odası çapı küçük, uzunluğu büyük, Avrupa roket tekniğinde ise çapı büyük uzunluğu küçük seçilmektedir.

Yanma odası kesit alanı, lüle dar boğazı kesit alanı büyüklüğüne göre:

$\varepsilon_C = Ac / At$ formülünden faydalanarak bulunur. ε_C değeri:

ABD roket tekniğinde $1.2 < \varepsilon_C < 4$

Avrupa roket tekniğinde $4 < \varepsilon_C < 15$ arasında bulunur.

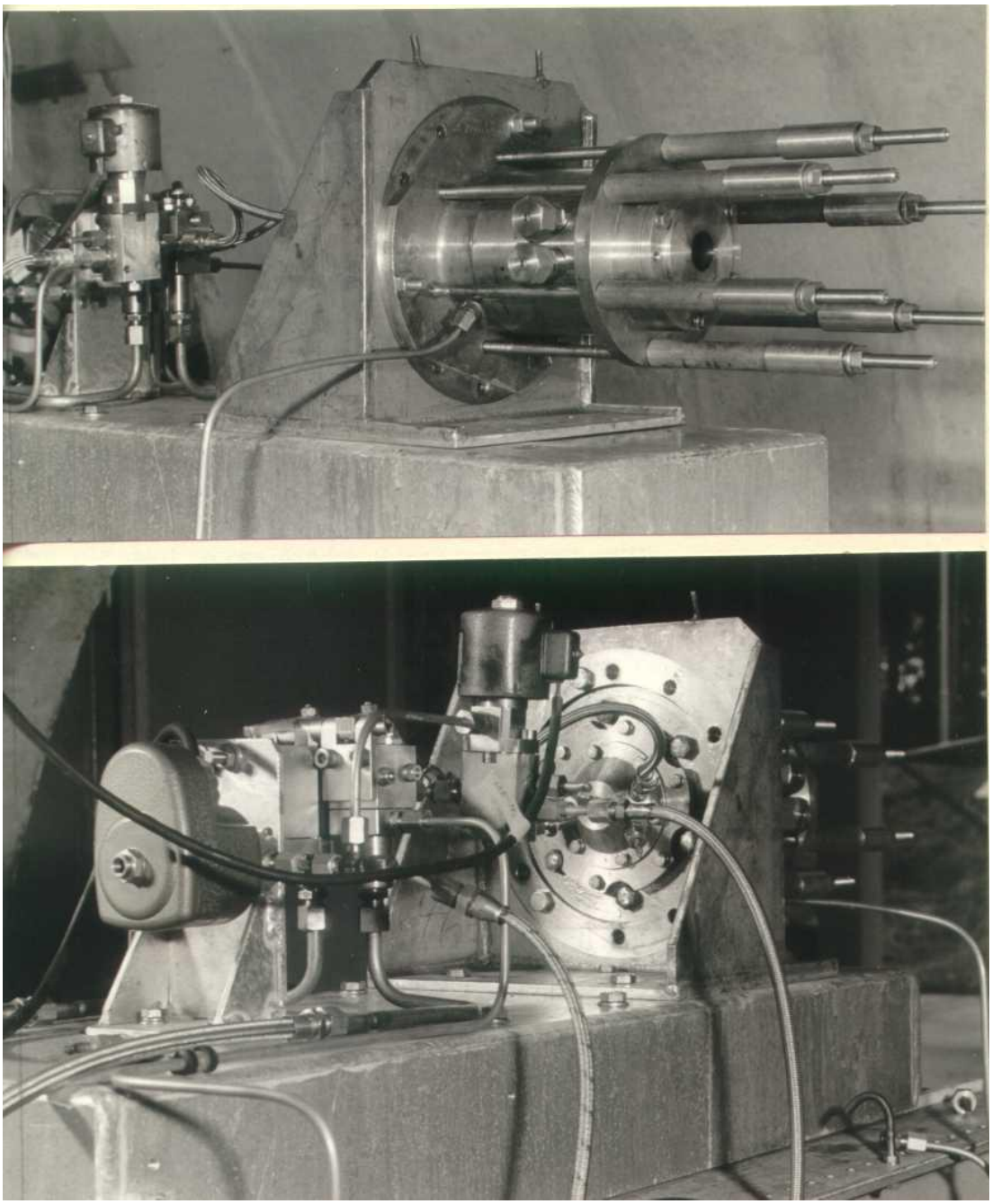
O halde yanma odası kesit alanı ve yanma odası hacmi bilindiğine göre uzunluğu bulunur. Bu bağıntılardan da görüleceği üzere yanma odası hacmi (V_C), oda geometrisinden bağımsızdır. Yanma odası boyu aşağıdaki şekilde yazılabilir.

$$L_C = \frac{Dt^2}{Dc^2}.L*$$

Hava ile çalışan bir roket motoru tasarımı yapılırken, İ.T.Ü Makina Fakültesi'nde geliştirilen roket motorunun kullanılması hedeflenmiştir. Bu bakımdan temel amaç, gerekli tepki kuvvetini lüle ve yanma odası ölçüleri sabit olan bu motordan sağlamaktı. Geometri belli olduğundan karışım oranları ve lüle karakteristikleri değiştirilerek, roket motorundan istenilen tepki kuvveti, makul miktarda yakıcı-yakıt debisi kullanılarak elde edilmeye çalışılmıştır. Yapılan işlemler temel olarak:

- Yanma odası basıncının uygun değerinin lüle dar boğaz kesit alanına (At) ve tepki kuvvetine (F) göre seçilmesi.
- Kerozen ile havanın çeşitli karışım oranlarındaki yanma reaksiyonlarını incelenmesi ve oluşan adyabatik yanma sıcaklıklarına göre lüle karakteristik hızının ve istenilen tepki kuvvetini (F) sağlayacak yakıcı-yakıt debisinin hesaplanması
- Aynı şekilde kerozen ile havanın yanma reaksiyonuna giriş sıcaklığının değiştirilerek oluşan yeni adyabatik yanma sıcaklıklarına göre karakteristik hızın ve yakıcı-yakıt debisinin hesaplanması.
- Yukarıdaki incelenen koşullar için uygun bir püskürtme sistemin tasarlanması.

Kullanılan roket motorunun yanma odası çapı Dc=80 mm ve lüle dar boğazı çapı Dt=28 mm olarak verilmişti. Bu motorun önden ve arkadan görünüşü Şekil 7.11'de bulunmaktadır. Bu Roket motorunun yanma odası muhtelif büyüklükteki silindirik parçaların birleştirilmesinden meydana gelmiş olup, bu motorla İ.T.U Motorlar Kürsüsü Laboratuvarlarında çeşitli yanma odası boyları için deneyler yapılmış, karışım oranı değiştirilmek suretiyle yanma kararlılığı incelenmiştir.



Şekil 7.11 Roket motorunun önden ve arkadan görünüşü [18]

Karakteristik uzunluk (L*), kalma zamanına (t_{rg}), Γ^2 ifadesine ve karakteristik hıza (c*) bağlı olarak tanımlanmıştı. Γ^2 ifadesi özgül ısılar oranına ($k=c_p/c_v$) bağlıdır. K değeri 1.2 olarak sabit kabul edilmiştir. Kalma zamanı t_{rg} ise 0,003 saniye olarak seçilecektir. Dolayısıyla karakteristik uzunluk (L*) değeri ve hesaplanacak itme odası toplam uzunluğu (Lc) yanlızca karakteristik hız değeri değişimlerinden etkilenecektir. Bu bölümde daha önce gördüğümüz gibi değişen hava fazlalık katsayılarıyla ve giriş sıcaklığınının arttırılmasıyla yanma sıcaklığı etilenmekte, buna

bağlı olarak karakteristik hız değeri değişmekteydi. Karakretistik hız değerinin değişmesi ise yukarıda anlatıldığı gibi karakteristik uzunluğu değiştirecek, dolayısıyla her karışım oranı ve giriş sıcaklığı için itme odası boyu farklı olacaktır. Hem stokiyometrik hem de fakir karışımlar için, ayrıca giriş sıcaklığını da değiştirerek ayrı ayrı itme odası boyu (Lc) hesaplanacaktır.

Yanma odası çapımız Dc= 8 cm olarak verilmiştir. Buna göre yanma odası kesit alanını (Ac) hesaplarsak;

$Dc = 8cm$

$Ac = \pi.Dc^2 / 4$

$Ac = 50,26cm^2$ olarak bulunur.

Yanma odası çapını karakterize eden ifade biraz önce $\varepsilon_C = Ac / At$ ifadesiyle tanımlanmış ve ε_C değerinin 4 ile 15 arası değerler aldığına değinilmişti. Genel olarak istenilen itme kuvveti ve muhtelif yanma odası basınçlarına göre lüle dar boğaz kesiti (At) hesaplanır ve seçilen uygun bir ε_C değeri sayesinde yanma odası çapı Dc bulunur. Lüle dar boğaz çapı Dt=2,8 cm olarak verilmişti. Yanma odası çapı da Dc=8 cm olarak yukarıda görülmektedir. Yanma odası ve lüle dar boğazı kesit alanlarını hesaplayarak bu iki değeri birbirine oranladığımızda verilen ε_C sınırı içinde çıkıp çıkmadığımızı kontrol etme imkanı buluruz.

$$\varepsilon_C = \frac{50,26}{6,15}$$

$$\varepsilon_C = 8,17$$

Yukarıda görüldüğü gibi ε_C değeri 8,17 çıkmıştır. Yanma odası hesapları yapılırken At boğaz kesitinin bulunmasından sonra uygun bir ε_C değeri seçilerek yanma odası çapı bulunabilirdi. Fakat sistemimizde geometri sabit olduğu için böyle bir hesaba gidilmesine gerek kalmamıştır.

Sistemimizden elde edilecek kuvvet sabit olduğu için Pc yanma odası basıncı arttıkça roket boyutlarının küçüldüğünü görmüştük. Dolayısıyla oda basıncını arttırısak At boğaz kesiti küçülecek ve $\varepsilon_C = Ac / At$ oranı sabit yanma odası çapı Dc=8 cm için giderek büyüyecektir. Bu yanma odası çapında izin verilebilen en büyük oda basıncı

ε_C değeri incelenerek bulunabilir. Tablo 7.17 de hem F=400 N, hem de F=600 N için yanma odası basıncı artarken ε_C değerinin değişimi verilmiştir.

Tablo 7.17 Artan yanma oda basınçlarına göre değişen kesit alanlarının ε_C değerine etkisinin değişimi

		F=400 (N)		**F=600 (N)**	
Pc (bar)	Ac (cm^2)	At (cm^2)	ε_C	At (cm^2)	ε_C
4	50,26	10,208	4,92	15,312	3,28
5	50,26	7,647	6,57	11,470	4,381
6	**50,26**	**6,083**	**8,26**	9,125	5,507
7	50,26	5,034	9,98	7,551	6,65
8	**50,26**	4,283	11,73	**6,425**	**7,82**
9	50,26	3,721	13,50	5,582	9,00
10	50,26	3,285	15,29	4,927	10,19
11	50,26	2,937	17,10	4,406	11,40
12	50,26	2,654	18,93	3,981	12,62
13	50,26	2,418	20,77	3,628	13,85
14	50,26	2,220	22,63	3,331	15,08
15	50,26	2,051	24,49	3,077	16,33
16	50,26	1,905	26,37	2,858	17,58

Yukarıdaki tabloda ε_C değerlerinin değişimi incelendiğinde, yanma odası çapı sabit Dc=8 cm iken alınabilecek maksimum oda basıncının F=400 N'luk tepki kuvveti istenildiği zaman Pc=10 bar, F=600 N tepki istenildiği zaman ise Pc=14 bar olduğu görülmektedir. Çünkü bu basınçlardan sonra hesaplanan ε_C değerleri verilen aralığın dışına çıkmaktadır. Tabloda siyah olarak verilmiş satırlar ise istenilen tepki kuvvetine göre sabit lüle boğaz kesitindeki (Dt=2,8 cm) yanma odası basıncımızı ve ε_C değerlerini göstermektedir.

Yanma odası boyunun hesabı için aşağıda görülen denklemden faydalanılacaktır.

$$Lc = \frac{Dt^2}{Dc^2}.L^*$$

Yukarıdaki formülden anlaşılacağı gibi, yanma odası uzunluğu (Lc), lüle boğaz çapının yanma odası çapına oranının karakteristik uzunlukla (L*) çarpımına eşittir. Yanma odası çapı ve lüle boğaz çapı sabit olduğu için yanma odası uzunluğundaki değişimler ancak karakteristik uzunluk değişiminden kaynaklanacaktır.

Karakteristik uzunluk, kalış zamanına (t_{rg}), Γ^2 ifadesine ve karakteristik hıza bağlı olarak tanımlanmıştı. Karakteristik hız ifadesi dışındaki tüm değerler sabit olduğu için L* ifadesi sadece karakteristik hızın (c*) değişiminden etkilenecektir. Kısacası yanma reaksiyonlarında elde edilecek karakteristik hız oda boyunu belirleyecektir.

Oda boyunun hesabı için bu bölümde karakteristik hız için verilen tabloların incelenmesi lazımdır. Tablo 7.13 de karakteristik hızın giriş sıcaklıkları ve hava fazlalık katsayılarına göre değişimi verilmişti. Bu tabloda elde edilen verilerden yararlanarak değişik durumlar için karakteristik uzunluk (L*), yanma odası boyu (Lc) ve yanma odası hacmi (Vc) hesaplanacaktır. Tablo 7.18 de hesaplanan bu değerler görülmektedir.

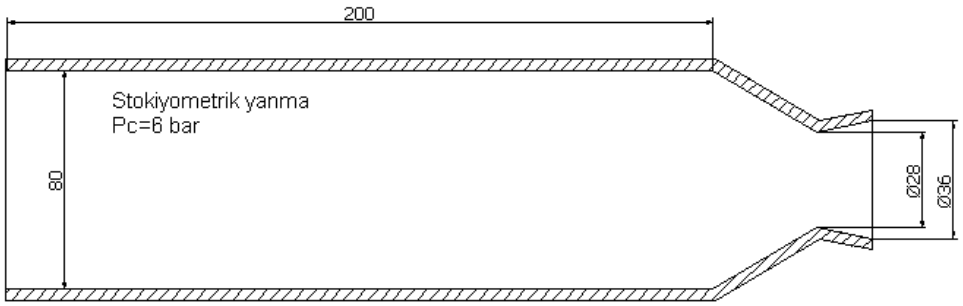
Tablo 7.18. Değişik hava fazlalık katsayıları ve giriş sıcaklıkları için karakteristik uzunluk, yanma odası uzunluğu ve yanma odası hacim değerleri

	T=300 K			**T=600 K**		
HFK	L* (m)	Lc (cm)	Vc (cm^3)	L* (m)	Lc (cm)	Vc (cm^3)
0,8	1,5911	19,49187	978,571	1,6593	20,3265	1020,477
0,9	1,6155	19,79057	993,567	1,6818	20,6020	1034,307
1	**1,6333**	**20,00851**	**1004,50**	1,6981	20,8023	1044,362
1,2	1,5363	18,82049	944,865	1,6078	19,6963	988,835
1,4	1,4583	17,86526	896,909	1,5358	18,8144	944,563
1,6	1,3937	17,07388	857,178	1,4767	18,0904	908,212
1,8	1,3394	16,40767	823,732	1,4273	17,4853	877,834
2	1,2926	15,83515	794,989	1,3852	16,9696	851,945

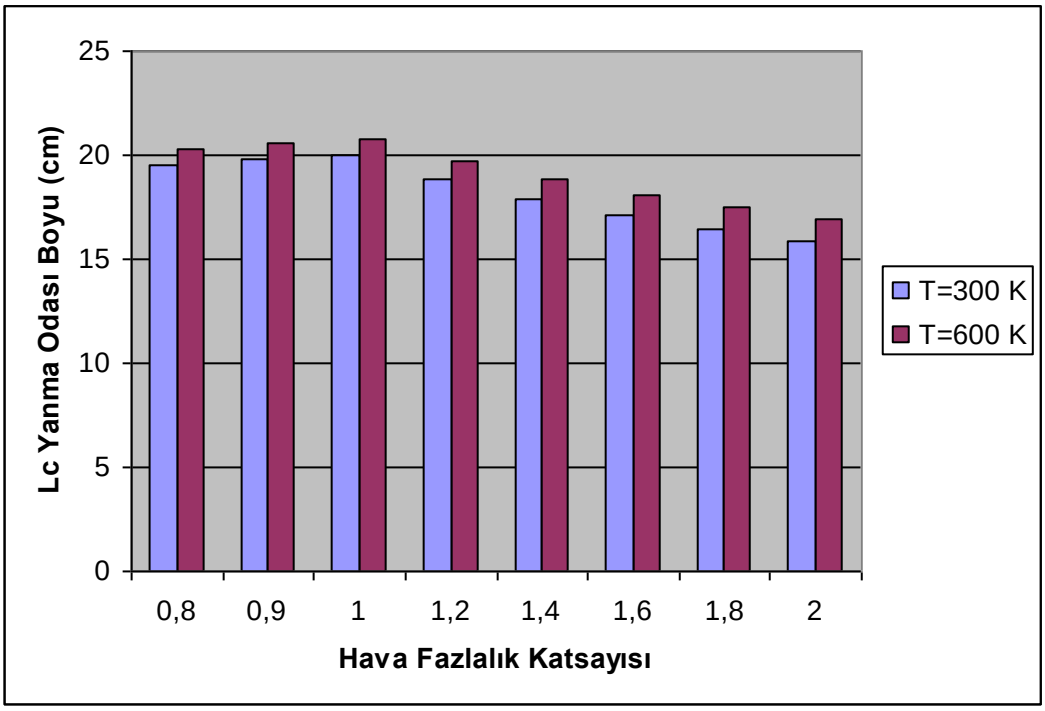
Yukarıdaki tabloda hesaplanan yanma odası uzunlukları lüle dar boğazının Dt=2,8cm olduğu duruma göre yanma reaksiyonları değiştirilerek bulunmuştur.

Bu tabloda siyah ile gösterilen satır stokiyometrik ($\lambda = 1$) yanma reaksiyonunda hava ve kerozenin giriş sıcaklıkları 300 K iken yanma odası uzuluğunun Lc=20 cm bulunacağını ifade etmektedir. Bu koşullarda oluşan roket motorumuzun teknik resmi Şekil 7.12 de gösterilmektedir. Hava fazlalık katsayılarına göre yanma odası değişimi ise Şekil 7.13 de grafik olarak verilmiştir. Fakir karışımlara doğru gittikçe yanma sıcaklıkları azaldığından karakteristik hız azalmakta, dolayısıyla yanma odası uzunluğu küçülmektedir.

Tasarım yapılırken farklı yanma odası basınçlarına göre At boğaz kesidi seçilseydi, bu durumda yanma odası uzunlukları değişecekti. Değişen yanma odası basınçları için oda boyunda meydana gelecek değişimler Tablo 7.19 da verilmiştir.



Şekil 7.12 Hava fazlalık katsayısı λ=1 ve yanma odası basıncı Pc= 6 bar iken hesaplanan yanma odası boyutları



Şekil 7.13 Hava fazlalık katsayısı ve giriş sıcaklarına göre Lc yanma odası boyu

Aşağıdaki tablodan yapılacak yorum basınç artıkça yanma odası boyutlarının küçüldüğüdür. Bunun nedeni kuvvetimiz sabit olduğu için basınç arttıkça lüle boyutlarının ve At boğaz kesiti küçülmesi, dolayısıyla yanma odası boyunun küçülmesidir. Roket motoru hafifliği açısından küçük yapılmak istenirse yüksek yanma odası basınçları seçilebilir. Ancak burada görülen, sabit yanma odası çapı için, oda basıncının Pc=10 bar dan yüksek değerlerinden sonra ε_C > 15 olup verilen limitlerin dışına çıkıldığıdır.

Tablo 7.19 Basınç değişimlerine göre yanma odası boyutları

k	r	Pc(bar)	Vc(cm³)	L*(cm)	tr	L	Dc(cm)	ε_C
1,2	0,648	4	1668,567	163,45	0,003	33,21	8	4,92
1,2	0,648	5	1249,955	163,45	0,003	24,87	8	6,56
1,2	0,648	6	994,3837	163,45	0,003	19,79	8	8,25
1,2	0,648	7	822,8687	163,45	0,003	16,37	8	9,97
1,2	0,648	8	700,1774	163,45	0,003	13,93	8	11,72
1,2	0,648	9	608,2705	163,45	0,003	12,10	8	13,50
1,2	0,648	10	536,9778	163,45	0,003	10,68	8	15,29
1,2	0,648	11	480,141	163,45	0,003	9,55	8	17,10
1,2	0,648	12	433,8187	163,45	0,003	8,63	8	18,92
1,2	0,648	13	395,3748	163,45	0,003	7,86	8	20,76
1,2	0,648	14	362,9808	163,45	0,003	7,22	8	22,62
1,2	0,648	15	335,3301	163,45	0,003	6,67	8	24,48
1,2	0,648	16	311,4646	163,45	0,003	6,19	8	26,36
1,2	0,648	17	290,6664	163,45	0,003	5,78	8	28,25
1,2	0,648	18	272,387	163,45	0,003	5,42	8	30,14
1,2	0,648	19	256,2007	163,45	0,003	5,09	8	32,05
1,2	0,648	20	241,7718	163,45	0,003	4,81	8	33,96

7.3. Yanma Odası Şekli

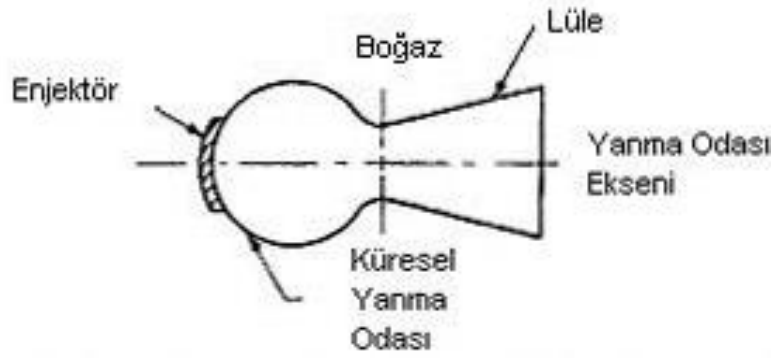
Yukarıda hesapları yapılan yanma odası, muhtelif büyüklükteki silindir parçalarından meydana gelmiş bir yanma odasıdır. Bu silindirik parçalar sayesinde roket motorumuzun boyu değiştirilerek çeşitli karışım oranları için yanma incelenebilir.

Belirli bir hacim için teorik olarak yanma odası şekli herhangi bir biçimde olabilir. Bununla beraber gerçekte yanma odası şeklinin seçimi sınırlandırılmıştır. Silindirik tipten başka yanma odası genel olarak küresel ve armut biçiminde yapılabilir. Bunlardan küresel ve küreye yakın armut biçimli olanlar Avrupa roket tekniğinde, silindirik biçimli ise daha çok ABD roket tekniğinde kullanılmaktadır. Yanma odasının yapımında lüle boğaz kesiti (At), karakteristik uzunluk (L*) ve $\varepsilon_C = Ac / At$ değerleri bilindiği takdirde ve püskürtme sistemi ile beraber yanma performansları, yanma odasının gaz akımında basınç kaybı ve çeperlerin soğutulması, yanma kararsızlığı, ağırlığı ve yapım kolaylığı gibi faktörler göz önüne alınarak uygun bir yanma odası biçimi bulunabilir. Yanma odası şekillerinden bahsedilecek olursa;

7.3.1 Küresel Yanma Odası

Verilen bir hacim için mininum bir yüzey alanı olur. Mukavemet yönünden faydalıdır. Bunların çeper kalınlığı silindirik yanma odalıya göre yarısı kadardır.

Bununla birlikte yapımı çok zordur. Püskürtme memelerinin bulunduğu yüzey düz olur. Şekil 7.14 de küresel yanma odası görülmektedir.



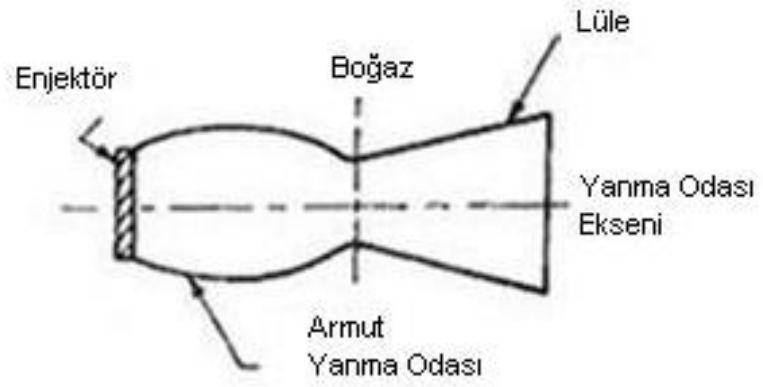
Şekil 7.14 Küresel yanma odası [20]

7.3.2.Armut Biçimli Yanma Odası

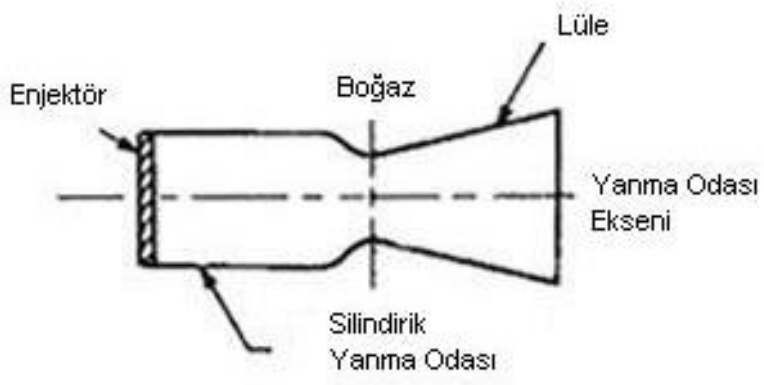
Bu tip yanma odası alman V-2 roketlerinin motorlarında kullanılmıştır. Bu biçim yüksek itmeli motorlarda kullanılır. Silindirik yanma odasına göre faydası, ağırlığı ve gerekli soğutma yüzeyinin az oluşudur.

7.3.3 Silindirik Yanma Odası

Genellikle roket motorlarında kullanılan yanma odası şekli olup klasik bir tiptir. İmalatının kolay olması nedeniyle tercih edilir. Şekil 7.16 da silindirik yanma odası görülmektdir.



Şekil 7.15 Armut biçimli yanma odası [20]



Şekil 7.16 Silindirik yanma odası [20]

Yanma odası boyu uzun ve çapı küçük olanlarda püskürtme meme deliklerinin yerleştirilmesi büyük zorluklar doğurur. Yanma odası boyu kısa ve çapı büyük olanlarda ise yakıcı-yakıtın parçalandığı ve buharlaştığı bölge, bağıl olarak yanma odasının büyük bir kısmını kaplar ve karışım ile yanma olaylarına küçük bir kısım kalır. Yanma odası hacmi ve şekli hesaplarla belirlendikten sonra, deneysel olarak kontrol edilerek gerçek boyutlandırma yapılır. [20]

8. YAKIT PÜSKÜRTME SİSTEMİNİN TASARIMI VE HAVA AKIŞININ MODELLENMESİ

8.1. Genel Bilgiler

Sıvı yakıcı-yakıtlı roket motorununun yapımı ve karakteristikleri, kullanılan yakıcı-yakıtın fiziksel-kimyasal özelliklerine ve püskürtme sistemine bağlıdır. Fiziksel ve kimyasal özelliklerden dolayı yakıcı-yakıtın verebileceği teorik güç sınırlıdır. Bu maksimum güce ulaşabilmek iyi bir püskürtme sistemi ile mümkün olacağından, püskürtme sisteminin tasarlanmasında, sistemin püskürtme şekli, demetin oluşumu, alevin yayılması, yakıcı-yakıt demetinin yanması ve kimyasal değişimleri gibi etkenler dikkatle incelenir. [18]

Püskürtme sisteminin görevi, istenilen debide yakıcı-yakıtın yanma odasına gönderilmesini, yanma süreci için önemli olan kütlesel ve yerel karışım oranının homojen dağılımını, damlacık çaplarının istenilen büyüklükte olmasını sağlamaktır. Yakıtın püskürtülmesindeki amaç, yanma odasına gönderilen yakıtın yüzey alanını arttırmaktır. Böylece yakıtın yakıcı ile temas eden yüzeyi artar ve karışımın iyileştirilmesi sonucunda yanma daha kısa bir zaman içinde kontrollü olarak gerçekleştirilir. Bu sebeple roket motorunun en önemli ve hassas elemanlarından biri de püskürtme sistemidir. Bu sistem, dağıtıcı ve püskürtme kafasından oluşmakta ve yanma odasının önünde bulunmaktadır. [20]

Dağıtıcı, püskürtme memelerinin herbirine yakıcı ve yakıtın homojen olarak dağılmasını sağlar. Bunun için dağıtıcıya gelen besleme sistemine ait borular mümkün olduğu kadar yanma odası eksenine simetrik yerleştirilmelidir. Dağıtıcıdaki sıvının hızı, mümkün olduğu kadar düşük ve yakıcı-yakıt dağıtıcıları arasında sızdırmazlık iyi olmalıdır. Aksi takdirde birbirine karışan yakıcı ve yakıt patlama ile yanar.

Yakıcı-yakıt karışımını meydana getiren püskürtme memesi elemanlarının toplamından meydana gelen püskürtme kafasının görevi ise gerekli debideki yakıcı-yakıtın yanma odası içine püskürtülmesini ve tam yanması için en iyi bir karışımı ve

dağılımı sağlamaktır. Püskürtme kafası ve onu oluşturan püskürtme memelerinin geometrik şekli ve yerleştirilmesi motorun çalışmasına etki eder. Bu güne kadar çok çeşitli meme tipleri ve yerleştirme şekilleri kullanılmıştır.

Tez çalışmasında kullanılması düşünülen püskürtme sistemi ise roket motorlarında kullanılan püskürtme sistemlerinden farklı olacaktır. Bunun sebebi yakıt olarak kullanılacak kerozenin, hava ile yanma reaksiyonuna sokularak, havayla çalışan bir roket motoru tasarlanmak istenmesidir. Yanma odasında hava akımı içerisine kerozen püskürtülmesiye, yakıt parçalanarak damlacıklara ayrılacak ve bir dizi mekanizma sonucu hava ile karışarak reaksiyona girecektir. Hava akımı içerisine yapılan püskürtmede yakıtın parçalanması hava direnci etkisiyle daha farklı olacaktır.

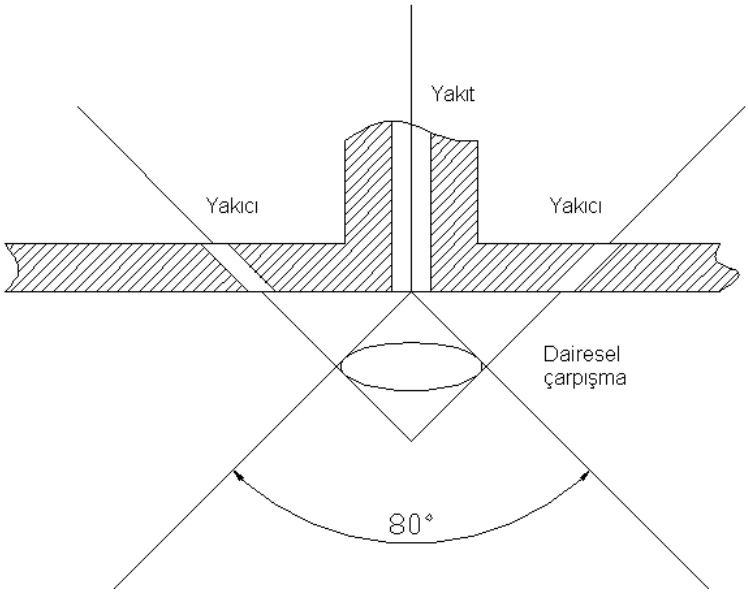
Bilindiği gibi sıvıların parçalanması çeşitli iç ve dış kuvvetlerin etkisi altında olmaktadır. Parçalanmada en büyük etkiyi atalet kuvvetleri ile vizkoz kuvvetler arasındaki dengeyi tanımlayan Reynolds sayısının ($\mathrm{Re} = \rho u D / \mu$) belirlediği bilinmektedir. Sıvı sütununun, hava ortamı içerisinde ilerlemesi soncunda aerodinamik etkiler altında çeşitli kuvvetler oluşarak, sıvı sütunu ve hava arasında bağıl hızdaki farklılıklar nedeniyle oluşan basınç dağılımı, demetteki deformasyonu arttırıcı yönde etki edecektir. Bu nedenle püskürtmenin yapıldığı ortamdaki hava hızı, demetin oluşumunu önemli ölçüde etkilemektedir. Sıvının havaya göre bağıl hızının sıfır olması durumunda, sıvı sütünü ile hava arasındaki ortalama kayma gerilmelerinin değeri sıfır olacağından, etkileşim önemli ölçüde azalacaktır. Sıvı ve hava arasındaki bağıl hızın artması durumunda ise parçalanma artacaktır. Sıvının parçalanmasını arttırıcı diğer etkiler de aşağıdaki gibi birkaç madde altında toplanabilir. [22]

- Püskürtmenin yapıldığı delik çapının küçülmesi
- Sıvının vizkozitesinin artması
- Püskürtmenin yapıldığı ortamın yoğunluğunun artması

Havayla çalışan roket motoru tasarımımız, İ.T.Ü Motorlar Kürsüsünde yapılan iki çalışmanın ışığı altında şekillenmiştir. Bunlardan ilki sayın Prof.Dr. Behçet Safgönül'ün roket motorlarında püskürtme sistemleri karkteristiklerinin yanma olayına etkilerini incelediği deney ve çalışmalarıdır. Hesaplarımızda kullandığımız yanma odası ve lüle boyutları boyutları bu çalışmadan alınmıştır. Daha önce de

anlatıldığı gibi bu çalışmada roket motoru için geliştirilen püskürtme memeleriyle İ.T.Ü Motorlar Kürsüsünde mevcut imkanlara göre kurulan tesisatlarda Nitrik asit-Anilin ve katalizör içeren yakıcı ve yakıt kullanmak suretiyle yanma olayları üzerinde deneysel çalışmalar yapılmıştır.

Burada nitrik asit ve anilin basınç etkisi altında süzgeçten geçtiken sonra boru ile yakıt ve yakıcı memelerine gelmektedir. Yakıt ve yakıcı tankları üzerinde selenoid valf bulunan birer boru ile basınçlı hava tüpüne bağlıdır. Selenoid valflere aynı anda kumanda edilerek memelerden yakıcı ve yakıt püskürerek yanma meydana gelmektedir. Püskürtme memesinden gerek açık havaya, gerekse yanma odasına yapılan püskürtmede aynı tesisat kullanılmış, ancak yanma odasında meydana gelen itmeyi ölçmek için sisteme ayrıca bir basınç kaptörü ilave edilerek itme kuvvetini veren eğri yazıcıya kaydettirilmiştir. Şekil 8.1 de bu çalışmada geliştirilen püskürtme memeleri ve iki sıvı demetinin birbirlerine göre durumları görülmektedir.

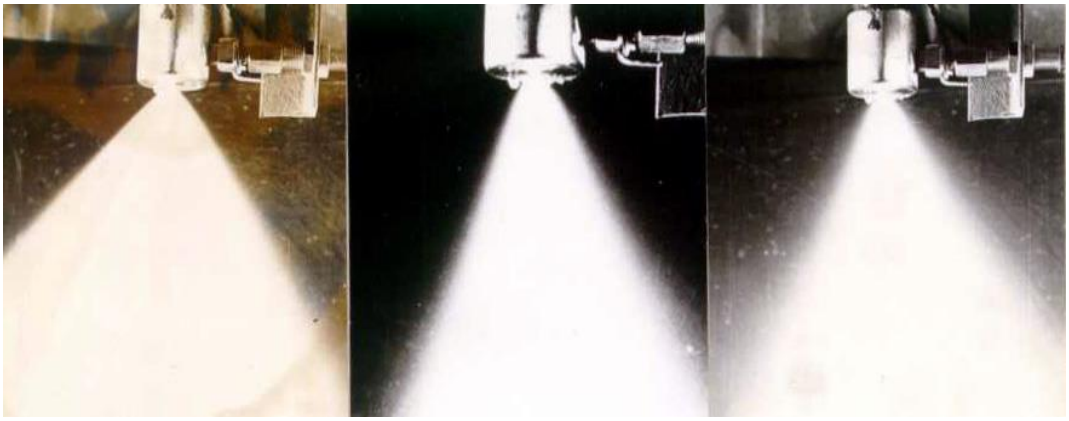


Şekil 8.1 Geliştirilen püskürtme memeleri ve sıvı jetlerinin çarpışma durumu [18]

Geliştirilen püskürtme memesi konik demet veren bir meme ile onun etrafında bulunan dairesel bir yarıktan ibarettir. Bu çalışmada yanma olayında kullanılan yakıcı-yakıtın özelliklerine göre yakıt miktarı, yakıcı miktarına göre az olacağından konik demet veren meme yakıt memesi, dairesel yarık ise yakıcı memesi olarak kullanılmıştır. Dairesel yarıktan püskürtülen sıvının, meme yüzeyine yakın bir

noktada konik yakıt demetine dairesel olarak çarpmasıyla, yakıcı-yakıt karışımı içeren yeni bir demet oluşur. [18]

Püskürtme memelerinden yakıcı ve yakıta eşdeğer kabul edilen su ve karbon tetraklörür (CCl_4) püskürtülmesiyle elde edilen demet formları gözlenmiş ve fotoğraflarla tespit edilmiştir. Basınç altında bulunan sıvıların yakıcı ve yakıt memelerinden ayrı ayrı ve aynı anda püskürtülerek elde edilen demet formları Şekil 8.2 de görülmektedir.



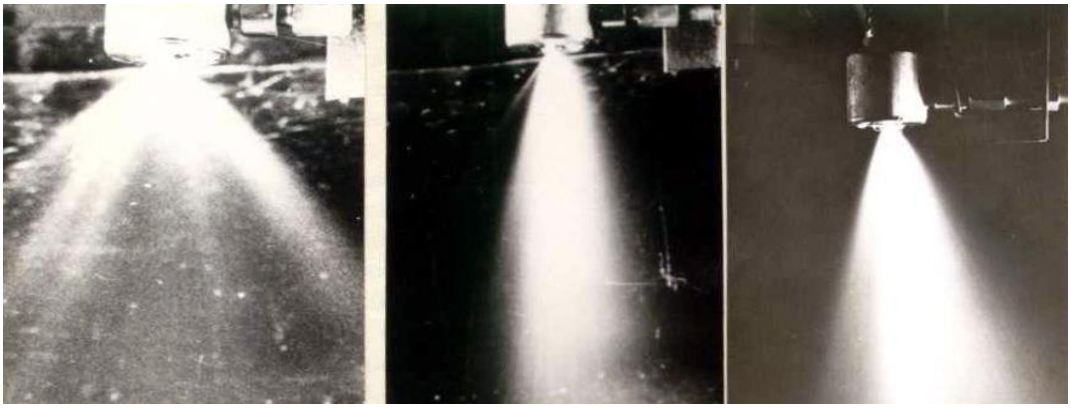
Şekil 8.2. Geliştirilen püskürtme memesinin demet formları [18]

Yakıt memesinden normal şartlar altında 20 bar'lık püskürtme basıncı ile sıvı püskürtüldüğünde koni açısı 80^0 olan konik bir demet elde edilmektedir (soldaki resim). Dairesel yarık şeklinde olan oksidan memesinde 10 bar'lık püskürtme basıncı ile sıvı püskürtüldüğünde elde edilen demetin formu ise ortadaki resimde görüldüğü gibidir. Dairesel yarıktan püskürtülen sıvılar meme yüzeyine yakın bir mesafede çarpışarak yeni bir demet oluştururlar. Her iki memenin ayrı ayrı demet formları tespit edildikten sonra aynı şartlar altında, her iki memeden aynı anda sıvının püskürtülmesiyle elde edilen demetin formu soldaki resimde görülmektedir.

Bu üç resim incelendiğinde yakıcı demetinin, yakıt demetinin koni açısını daralttığı görülmektedir. Bu deneylerde püskürtme basıncının azaltılmasıyla demet formunda değişiklikler olduğu tespit edilmiştir. Püskürtme basıncı düştüğü takdirde koni açısı

daralmakta ve yakıcı memesi vasıtası ile bu daralmanın daha fazlalaştığı görülmüştür. [18]

Bunun için 5 bar'lık basınç altında bulunan sıvılar yakıt ve yakıcı memelerinden ayrı ayrı ve aynı anda püskürtülmesiyle elde edilen demet formları Şekil 8.3 de görülmektedir. Yakıt memesinden sıvı püskürtüldüğüde elde edilen konik demetin koni açısı 80^0 den daha küçük olup en soldaki resimde görülmektedir. Ortada ise yakıcı memesinden sıvı püskürtüldüğünde elde edilen demetin formu görülmektedir. Her iki memeden aynı anda sıvı püskürtüldüğünde ise elde edilen demetin formu sağdaki şekildeki gibi olup demet formu daralmıştır.

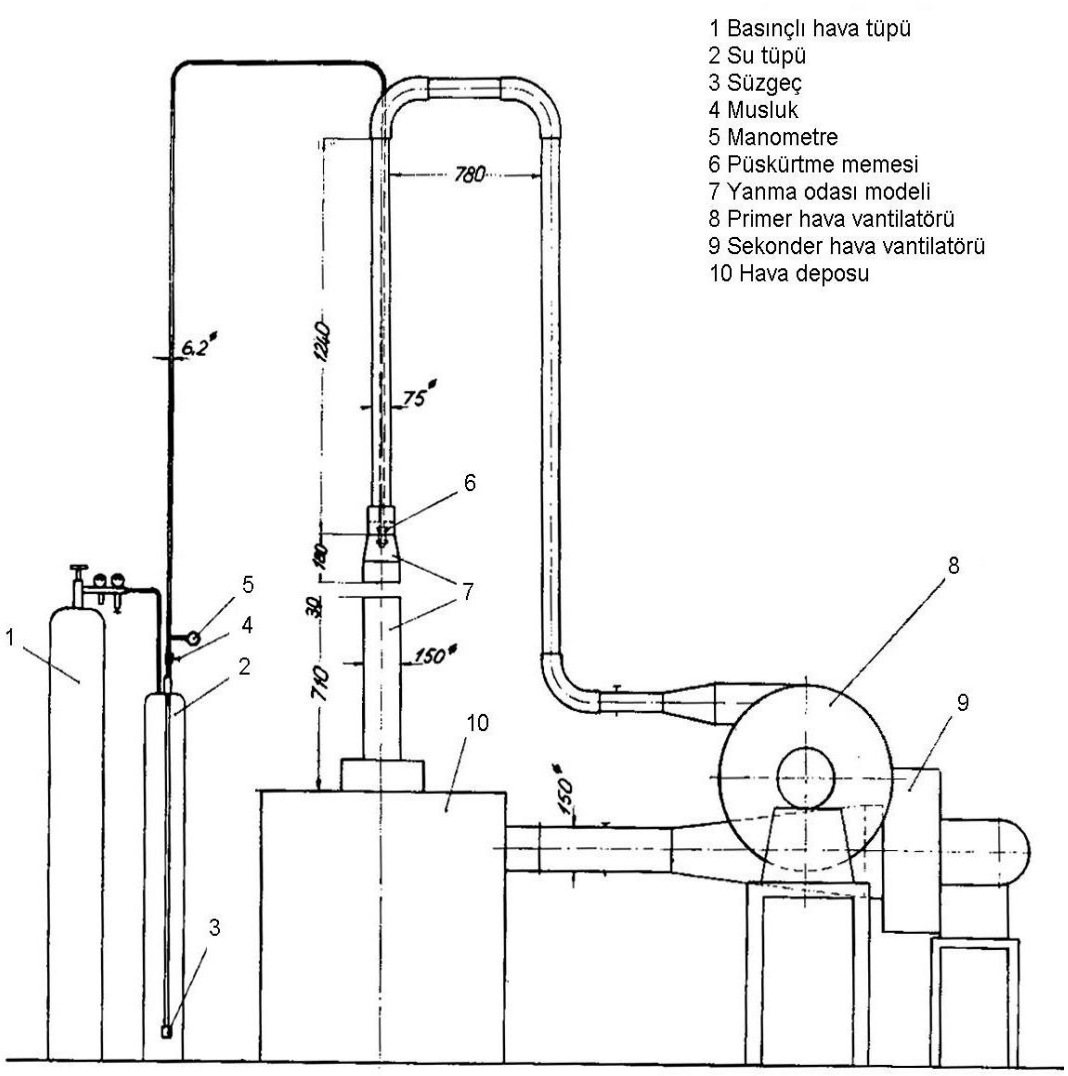


Şekil 8.3 Geliştirilen püskürtme memesinin düşük basınçta demet formları [18]

Roket motoru tasarımımızı yaparken faydalandığımız ikinci çalışma ise yine sayın Prof.Dr. Behçet Safgönül'ün "Hava Akımına Yapılan Püskürtmede Çap Dağılımı Ve Hava Hareketleri İle Karşılıklı Etkileri" konulu doktora çalışmasıdır. Bu çalışmada gaz türbinlerindekine benzer bir yanma odası modelinde paralel hava akımı içerisine sıvı püskürtüldüğünde elde edilen demetteki damlaların çap dağılımı ve durma mesafeleri tespit edilmiş, ayrıca sıvı demetin hava akımı ile karşılıklı etkileri incelenmiştir.

Püskürtme sıvısı olarak su alınmıştır. Basınçlı bir kapta bulunan su basınç etkisi altında bir süzgeçten geçtikten sonra ince bir boru ile memeye gelmektedir. Bu boru üzerinde manometre ve bir de musluk vardır. Sıvı kabı ayrıca bir boru ile basınçlı

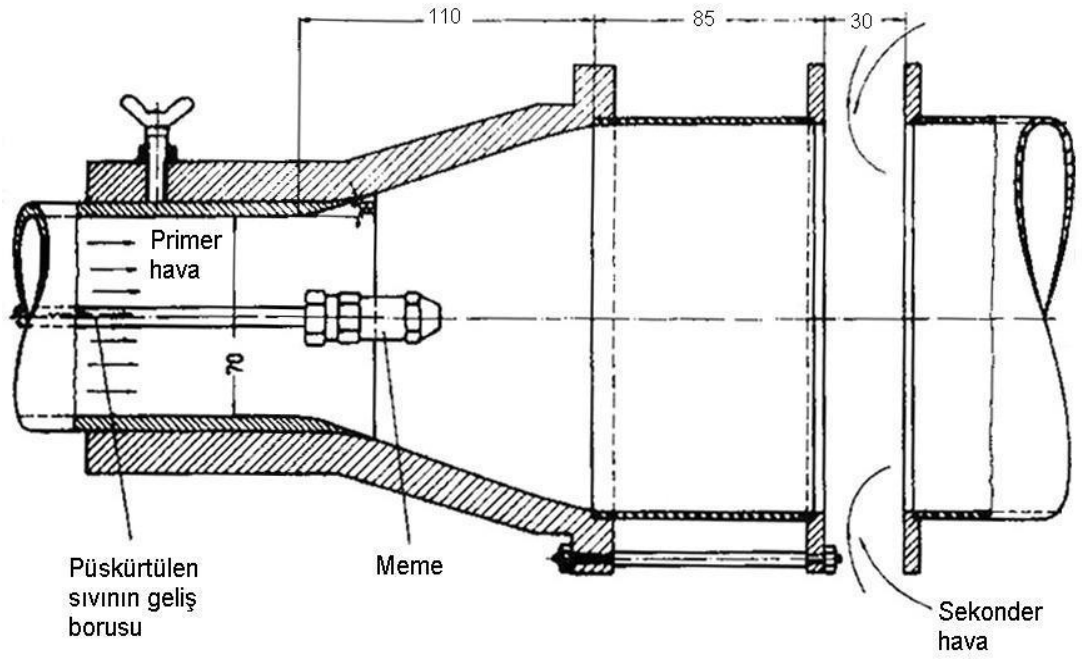
hava tüpüne bağlıdır. Basınçlı hava tüpünde çift kademeli bir manometre vardır. Sıvı püskürtülmesi istendiğinde basınçlı hava tüpünün ana musluğu açılmakta, manometre ile istenilen basınçta ayarlanan hava, sıvı kabına sevk edilmektedir. Basınç altındaki suyun musluğunu açmakla memeden istenilen basınçta sıvı püskürmektedir. Yine musluk vasıtası ile istenilen bir anda püskürtme işlemi durdurulabilmektedir. Paralel hava hareketi içine sıvı püskürtüldüğünde elde edilen demetteki çap dağılımlarını incelemek üzere kurulan tesisatın şeması Şekil 8.4 de gösterilmiştir.



Şekil 8.4 Hava akımına yapılan püskürtmede çap dağılımlarını incelemek üzere kurulan tesisat şeması [19]

Yanma odası modeli, baş tarafı konik ve iç çapı 14 mm olan bir cam silindirden yapılmış olup Şekil 8.5 de görülmektedir. Yanma odası içindeki hava hareketleri iki farklı hava akımı ile temin edilmektedir. Bunlardan primer hava akımı, bir

vantilatörden 70 mm iç çapındaki bir boruyla yanma odasına sevk edilmektedir. Sekonder hava ise aspiratörle yanma odasından emilmek suretiyle sağlanmaktadır. Her iki hava akımı debisi vantilatörlerin çıkışında bulunan boru üzerindeki klapeden ayarlanabilmektedir.



Şekil 8.5 Yanma odası modeli [19]

Yukarıda görülen yanma odası tasarlayacağımız sistem için örnek olmuştur. Elde edilmesi istenen tepki kuvvetini sağlayacak yakıcı-yakıt debisi bu şekilde yanma odasına sevk edilecektir.

Yakıcı olarak kullanılacak kerozen silindirik borunun merkezinde bulunan ince bir boruyla püskürtme memesine gelecek ve istenilen debide püskürtülecektir. Bu sistemden farklı olarak silindirik boru direk yanma odası birleşecek yani yanma odası önündeki konik kısım olmayacaktır. Oluşturulan model havanın yanma odasına akışının anlatılcağı bölümde ayrıntılı olarak ele alınacaktır.

Bu çalışmadaki sisteme benzer olarak, roket motoruna sevk edilecek hava, dairesel olarak, kerozeni taşıyan ince borunun etrafından yanma odasına girecektir. Kerozen de konik demet sağlayan püskürtme memesi ile paralel hava akımı içerisine püskürtülecektir. Roket motorumuzdan elde etmeyi hedeflediğimiz tepki kuvveti için gerekli yakıcı debisini verecek püskürtme memesinin boyutları gerek yanma

reaksiyonu gerekse yanma basınçları gibi bir çok parametrenin etkisiyle değişecektir. Püskürtme memesinin boyut hesabının ne şekilde yapılacağı ve bu hesabın hangi parametrelerden nasıl etkileneceği bölüm 8.2 de anlatılacaktır.

8.2 Püskürtme Sisteminin Boyutlandırılması ve Meme Boyut Hesabı

Püskürtme sisteminin boyutlandırılması hidrodinamik karakteristiklerine ve yakıcı-yakıtın fiziksel ve kimyasal özelliklerine bağlıdır. Boyutlandırma yaparken aşağıdaki özellikler dikkate alınır. [20]

1) Kararlı yanma: Motorun ilk hareketinde, daimi rejim halinde çalışmasında ve durmasında püskürtme sistemi kararlı bir yanma sağlamalıdır. Tutuşma gecikmesi süresince yanma odasında çok miktarda yakıcı ve yakıtın birikmesi, yakıcı-yakıt karışımını değiştirmek yoluyla önlenmelidir. Kararsız bir yanmanın oluşumunu önlemek için, yakıcı-yakıt akımını, püskürtme basıncını, memelerin çaplarını ve yerleştirmelerini uygun seçmek gerekir.

2) Performans: Püskürtme sistemi yakıcı-yakıtın kütlesel debi dağılımını, yerel karışım oranını, püskürtülen yakıcı-yakıtın karışma derecesini, damlacıkların büyüklüğünü ve buharlaşmasını etkiler. Bu etkenler incelenerek motorun performansı ayarlanabilir.

3) Hidrolik kalite: Meme çapının yapmında yakıcı-yakıtın akış oluşumlarının basınç düşüşüne ve yakıcı-yakıtın parçalanmasına etkisi göz önüne alınmalıdır. Basınç düşüşü ne kadar az olursa motor performansı o kadar iyi olur. Ayrıca minimum basıç düşüşünün yanma kararsızlığını önleyici etkisi vardır.

4) Sisteme uygunluğu: Püskürtme kafası, motorun bütün çalışmaları esnasında kendini maksimum yüklemelere karşı koruyabilmelidir. Püskürtme yüzeyinin veya herhangi bir memenin aşırı ısınma problemlerini giderecek soğutma sistemi yapılmalıdır.

Püskürtme sisteminin boyutunun hesaplanması için herşeyden önce roket motorunun itme kuvveti, buna bağlı olarak yakıcı-yakıtın ağırlıksal debisi ($\dot{w}$) ve yakıcı-yakıtın özelliğine uygun olan karışım oranı bilinmelidir. Karışım oranı yanmaya giren

yakıcının ağırlıksal debisinin yakıtın ağırlıksal debisine oranı olarak aşağıdaki şekilde tanımlanır.

$r = \frac{\dot{w}_o}{\dot{w}_f}$

$\dot{w}_o$: Yakıcının ağırlıksal debisi (kg/s)

$\dot{w}_f$: Yakıtın ağırlıksal debisi (kg/s)

Daha önce roket motorunun itme kuvvetini egzoz gazları çıkış hızı ve yakıcı-yakıtın ağırlıksal debisine göre tanımlamıştık. Bu debi yakıcı ve yakıtın ağırlıksal debilerinin toplamından oluşmaktadır. Gerek yakıcının ve gerekse yakıtın ağırlıksal debileri karışım oranlarına göre ve toplam ağırlıksal debiye göre ifade edilebilir.

$$\dot{w}_c = \dot{w}_f + \dot{w}_o \tag{8.1}$$

$$\dot{w}_o = \frac{r}{r+1}\dot{w}_c \qquad \dot{w}_f = \frac{1}{r+1}\dot{w}_c \tag{8.2}$$

Roket motorundan alınması hedeflenen tepki kuvveti için gerekli yakıcı-yakıtın ağırlıksal debisi bulunduktan sonra karışım oranlarına göre yakıcı ve yakıtın ağırlıksal debileri ayrı ayrı tespit edilecektir. Yakıcı ve yakıtın ağırlıksal debileri bilindiğine göre püskürtme kafası üzerine yerleştirilecek memelerin boyutları ve adetleri saptanabilir. Genel olarak püskürtme memesi dairesel bir deliktir. Dairesel deliğin hacimsel debi miktarı (Q) ve ağırlıksal debi miktarı ($\dot{w}$) aşağıdaki formüllerle

$$Q = C_D.A.\sqrt{\frac{2.g.\Delta p}{\rho}} \tag{8.3}$$

$$\dot{w} = Q.\rho = C_D.A.\sqrt{2.g.\Delta p} \tag{8.4}$$

şeklinde yazılabilir. Burada;

$\Delta P(bar)$: püskürtme basıncı

C_D : debi katsayısı

$A(cm^2)$: meme kesit alanı

$\rho(kg/m^3)$: püskürtülen sıvının yoğunluğu

$g\ (m/s^2)$: yer çekmi ivmesi

$Af\ (cm^2)$: yakıtın toplam meme kesit alanı

$Ao(cm^2)$: yakıcının gireceği dairesel kesit alanı

$C_D\sqrt{\frac{2.g.\Delta p}{\rho}}$: yakıt demetinin enjektörden çıkış hızıdır

Burada C_D indisi ile tanımlanan parametre debi katsayısı olup, sabit bir parametre değildir. Püskürtme basıncına, yanma odası basıncına ve sıcaklığına, yakıcı-yakıtın özelliklerine ve memelerin geometrik biçimine bağlıdır. Debi katsayısı mümkün olduğu kadar gerçeğe uygun koşullar altında deneysel olarak saptanır. Meme uzunluğunun delik çapına oranı (*l/D*), debi katsayısına etki etmektedir. Buna göre,

$0.5< l/D<1$	ise	$0.6< C_D <0.65$
$2.0< l/D<5$	ise	$0.75< C_D<0.85$

Son yıllarda yapılan çalışmalara göre meme uzunluğunun çapına oranı (*l/D*) 100 alınmaktadır. Ancak bu oranın büyümesi ile püskürtme kayıpları da orantılı olarak büyür. Böylece kinetik enerji kaybının bağıl değeri de büyüme eğilimi gösterir. Bunlar göz önüne alınarak, en çok kullanılan memelerde meme uzunluğunun çapına oranı (*l/D*) 2 ila 4 arasında bulunur. [20]

Yakıt memesinin kesit alanı (A_f), karışım oranına göre bulunan yakıtın ağırlıksal debisi ($\dot{w}_f$), püskürtme basıncı ($\Delta P\ bar$), debi katsayısı (C_D), yakıtın yoğunluğu (ρ_f) ve yer çekimi ivmesine (g) göre aşağıdaki şekilde yazılabilir.

$$A_f = \frac{\dot{w}_f}{C_D.\sqrt{2.g.\Delta P.\rho_f}} \qquad (8.5)$$

Genel olarak bütün tip püskürtme sistemlerinde, püskürtme meme çapının kabulü karakteristik hıza ve imalat kolaylığına bağlıdır. Ayrıca meme çapı veya yarığın çapı küçüldükçe tıkanma tehlikesi başlar.

8.3 Püskürtme Memelerinin Fiziksel Özellikleri

Püskürtme sistemleri hakkında gerekli bilgiye sahip olmak için önce tek bir yakıcı-yakıtın oluşturduğu demetin fiziksel olayları araştırılır. Elde edilen sonuçlara göre püskürtme yüzeyine yerleştirilecek optimal sayıda yakıcı-yakıt memesi saptanır. Yakıcı-yakıt memelerinin oluşturduğu demet ile ilgili gerekli bilgiye sahip olmak için gerek reaktif ve gerekse reaktif olmayan sıvılarla çeşitli araştırmalar yapılır. Önce reaktif olmayan sıvıların memelerden püskürtülmesiyle oluşan demetin fiziksel özellikleri incelenir. Sonra reaktif sıvılarla açıkta ve yanma odası içinde yakıcı-yakıtın tutuşma ve yanma olayları saptanır. Böylece roket motorunda yakıcı-yakıtın yanması sonucu oluşan performans değerleri tespit edilir. Optimal bir püskürtme sisteminin geliştirilebilmesi için gerek fiziksel olayların, gerekse yanma olaylarının özelliğini belirten tüm karakteristiklerin incelenmesi gereklidir. [18]

Bu karakteristiklerin tespiti için sıvı yakıcı-takıtın püskürtülmesinden itibaren reaksiyon gazlarına dönüşümüne kadar geçirdiği yanma olayları incelenir. Genel olarak sıvı yakıcı-yakıtın püskürtülmesiyle oluşan demeti tanımlayan fiziksel olaylar aşağıdaki gibi sıralanır:

- Sıvı fazda karışım
- Damlacıkların oluşması
- Sıvı yakıcı-yakıt damlacıklarının kütlesel debi dağılımı
- Sıvı yakıcı-yakıt damlacıkalrının yerel karışım oranı dağılımı
- Yakıcı-yakıt karışımının kalitesi
- Yakıcı-yakıt damlacıklarının buharlaşması

Bu fiziksel olayların şekli ve özelliği, püskürtme memesinin yapım şekline ve yakıcı-yakıtın özelliklerine bağlı olarak değişmektedir. Bu nedenle püskürtme memesini tanımlayan fiziksel özellikler tek bir yakıcı-yakıt memesi için saptanır ve daha önce yapılmış benzer çalışmalarla karşılaştırılır. [18]

8.4 Tasarlanılan Sistemdeki Püskürtme Memesinin Hesabı

Bir önceki bölümde roket motorundan alınması hedeflenen tepki kuvveti için gerekli yakıcı-yakıt debisi birkaç koşul için hesaplanmıştı. Elde edilecek tepki kuvveti sabit olacağı için yanma odası basıncı arttıkça gerekli yakıcı-yakıtı debisinin azaldığını tablolardan incelenmişti. Örnek taşıtın 90 km/h sabit hızla gitmesi için gerekli tepki F=400 N olarak belirlenmiş ve elimizdeki roket motoru geometrisine göre yanma

odası basıncını Pc=6 bar olarak alınmıştı. İlk olarak havayla kerozenin stokiyometrik reaksiyonuna göre yapılan hesaplar daha sonra çeşitli fakir karışım oranları için de tekrarlanmıştı. Karışım fakirleştikçe yanma sıcaklığı azalmaktaydı. Sıcaklığın azalması karakteristik hızı (c*) düşürdüğü için aynı tepki kuvvetini almak için yakıcı-yakıt debisinin arttırılması gerektiği de 7.Bölümdeki tablolardan görülmüştü. Bu bölümde tanımlanan karışım oranı sayesinde yakıcı ve yakıtın ağırlıksal debileri, karışım oranına ve toplam ağırlıksal debisiye göre denklem 8.2 deki gibi ifade edebilir.

$$\dot{w}_o = \frac{r}{r+1}\dot{w} \qquad \dot{w}_f = \frac{1}{r+1}\dot{w}$$

Yapılan tasarımda havayla kerozenin stokiyometrik karışım oranında yanma reaksiyonuna girdiği durumda, 1kg yakıt ile 14.95 kg havanın birleşerek 16 kg kabul edilebilecek yakıcı ve yakıt bileşimi oluşturacağını, 6.Bölümde kerozenin yanma reaksiyonunu incelerken hesaplamıştık. Ağırlıksal debiler stokiyometrik durum için şu şekilde ifade edilebilir:

$$\dot{w}_f = \frac{1}{16}\dot{w}$$
$$\dot{w}_o = \frac{15}{16}\dot{w}$$

Yakıcı ve yakıt debileri bilindiğine göre, püskürtme kafasına yerleştirilecek memelerin boyutları ve adetleri hesaplanabilir. Yalnız sistemimizde yakıt olarak kullanılacak kerozen bir memeden püskürtüleceği için hesaplayacağımız kesit alanı sadece o yakıt memesine ait olacaktır. Ayrıca, kerozenle reaksiyona girecek havanın yanma odasına sevki bir püskürtme memesinden değil bir kesitten olacaktır.

Hava akımına yakıtın püskürtülmesiyle oluşan demetin parçalanmasında hava ile sıvının bağıl hız farkının etkisini görmüştük. Bu bakımdan kerozen ile havanın iyi bir karışım oluşturması için gerekli hava hızlarına göre havanın gireceği bu dairesel kesit alanını hesaplayacağız. Fakat bunun öncesinde sıvı kerozenin püskürtüldüğü memenin boyutunu hesaplayalım. Bu hesap için gerekli yakıt debisini ($\dot{w}_f$) aşağıdaki durumlara göre ayrı ayrı hesap edip denklem 8.5 de yerine koyacağız.

- Pc yanma odası basıncının artan değerlerinde

- F= 400 N ve F= 600 N tepki kuvveti verecek yakıcı-yakıt debilerinde
- Hava fazlalık katsayısının (λ) stokiyometrik ve fakir karışım veren değerlerinde
- Hava ile kerozenin reaksiyona giriş sıcaklıkları T=300 K ve T=600 K iken

Yukarıdaki parametrelerin yakıcı-yakıt debisine olan etkisi 7.Bölümde incelenmiş ve bu durumların her biri için gerekli yakıcı-yakıt debileri hesaplanıp tablo ve grafiklerle ifade edilmiştir. Bu bölümde yakıt memesi kesit alanını bulmak için, gerekli yakıt debisini, hava ile kerozenin karışım oranlarına göre toplam yakıcı-yakıt debisi cinsinden ifade edip denklem 8.5 de yerine koyacağız. Hesabımızı ilk olarak hava ile kerozenin stokiyometrik yanma reaksiyonunu göz önüne alarak yapacağız. Daha sonra çeşitli hava fazlalık katsayıları için karışım oranlarını hesap edip yeni durumlara göre yakıt memesi kesit alanı bulacağız. Bu bakımdan Tablo 8.1 de sonradan yararlanmak üzere, hava ile kerozenin yanma reaksiyonunda çeşitli hava fazlalık katsayıları için hesaplanan karışım oranlarını, yanma ürünlerinin molekül ağırlıklarını ve giriş sıcaklıklarına göre yanma sıcaklıklarını (Tc) verelim.

Tablo 8.1 Hava ile kerozenin yanma reaksiyonunda çeşitli HFK oranlarına göre elde edilen yanma sıcaklığı ve karışım oranı değerleri

			T=300 (K)	T=600 (K)
HFK λ	M (gr/mol)	$r = \dot{w}_o / \dot{w}_f$	Tc (K)	Tc (K)
0,8	27,3	11,95144	2199,86	2392,19
0,9	28,02	13,44536	2327,61	2522,28
1	28,65	14,93929	2432,65	2629,38
1,2	28,68	17,92715	2154,6	2359,68
1,4	28,7	20,91501	1942,79	2154,62
1,6	28,72	23,90287	1775,72	1993,36
1,8	28,73	26,89073	1640,42	1862,89

Tablo 8.1 den görüleceği üzere hava fazlalık katsayısı değişimleri, yanma ürünlerinin molekül ağırlığı, karışım oranları ve yanma sıcaklıklarını etkilemektedir. Bu parametrelerin değişimi yakıt debisi miktarını etkilediğinden, yakıt memesi kesit alanı da bu durumların herbiri için farklı değer alacaktır. Reaksiyona giriş sıcaklıkları ise sadece adyabatik yanma sıcaklıklarını değiştirmekte, karışım oranlarına bir etki yapmamaktadır. Ancak giriş sıcaklıklarının değişiminden toplam yakıcı-yakıt miktarı etkileneceği için, bu değişime bağlı olarak yanmaya girecek yakıt debisi miktarı ve yakıt memesi kesit alanı da değişecektir.

Buna göre, hava ile kerozenin stokiyometrik yanma reaksiyonunda, giriş sıcaklıkları T=300 K ve F=400 N luk tepki kuvvetine göre seçilmiş yanma odası basıncı Pc=6 bar iken bu yakıt debisini $\Delta P = 7$ bar püskürtme basıncında veren yakıt memesi kesit alanını hesaplayalım. Tablo 7.11 de F=400 N luk tepki kuvveti için artan yanma odası basıncına göre yakıcı-yakıt debisinin değişimi bir önceki bölümde verilmişti. Bu tablodan elde edilen sonuçlardan stokiyometrik orana, yani 1 kg kerozenin 15 kg hava ile reaksiyona girdiği duruma göre yakıcı ve yakıt debilerini ayrı ayrı hesaplayarak aşağıdaki tabloyu oluşturabiliriz. Burada bulunan yakıt debisi formülde yerine koyularak bu durum için gerekli yakıt memesi çapı elde edilmiş olur.

Tablo 8.2 F=40 kg lık tepki kuvveti ve Pc=6 kg/cm^2 iken yakıcı ve yakıt debileri

F (N)	400
Pc (bar)	6
$\dot{w}$ (kg/s)	0,26537
$\dot{w}_o$ (kg/s)	0,24878
$\dot{w}_f$ (kg/s)	0,01658

$$A_f = \frac{\dot{w}_f}{C_D.\sqrt{2.g.\Delta P.\rho_f}}$$

$$A_f = \frac{100*0,01658}{0,75.\sqrt{2*9,81*7*787}}$$

$$A_f = 0,0067 cm^2$$

Bu şekilde yakıt memesi kesit alanı hesaplanmıştır. Bu hesaplar yapılırken kerozenin yoğunluğu ρ_f= 787 kg/m^3 ve debi katsayısı da C_D=0,75 olarak alınmıştır. Yakıt memesi dairesel bir delik olarak düşünülerek delik çapı aşağıdaki gibi hesaplanabilir.

$$A_f = 0,0067 cm^2$$

$$A_f = \pi D_f^{\,2} / 4$$

$$D_f = 0,0926 cm$$

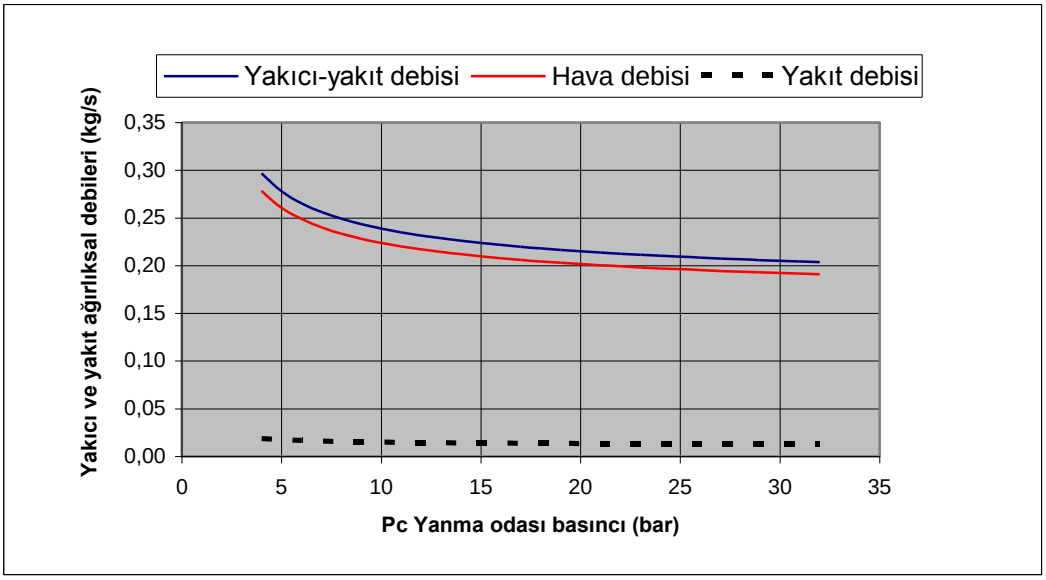
Bu şekilde, yakıt memesi çapı D_f=0,92 mm olarak hesaplanmış oldu. Yukarıdaki hesap adımları izlenerek yine stokiyometrik yanma reaksiyonunda, yanma odası basıncının değişmesiyle oluşan yeni yakıcı-yakıt debileri ve dolayısıyla yakıt memesi çapları hesaplanacaktır. Tablo 8.3'de F=400 N tepki kuvveti için yanma odası basıncının değişen değerlerindeki yakıcı ve yakıt debi miktarları ile yakıt memesi

kesit alanları verilmiştir. Şekil 8.6 de ise basınç etkisiyle değişen toplam yakıcı-yakıt debisi ile yanma reaksiyonuna giren kerozen ve hava debilerinin ayrı ayrı değişimi grafik olarak gösterilmiştir.

Aşağıdaki grafikte yakıt debisi eğrisi kesikli kalın çizgiyle gösterilmiştir. Yanma odası basıncının artışı, aynı tepki kuvvetinin daha az yakıcı-yakıt debisiyle sağlanması anlamına geldiğinden, basınç arttıkça tüm ağırlıksal debiler yukarıda görüldüğü gibi azalmaktadır.

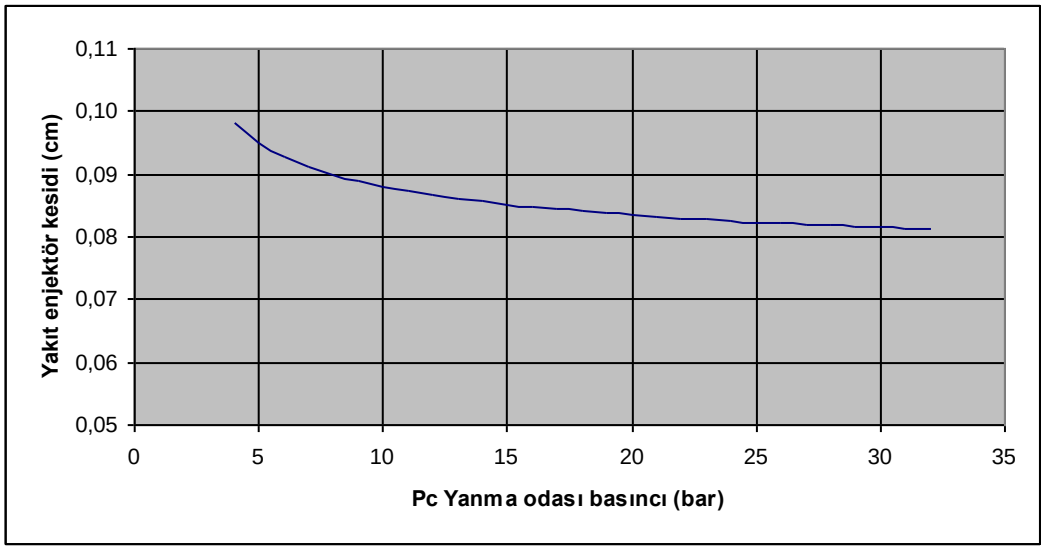
Tablo 8.3. Artan yanma odası basınçlarıyla oluşan yeni yakıcı ve yakıt debileri ve bu debiyi sağlayan yakıt memesi boyutları (F=400 N ve püskürtme basıncı $\Delta P = 7$ bar)

Pc(bar)	W(kg/s)	Wf(kg/s)	Wo(kg/s)	Af(cm^2)	Df(cm)
4	0,2969	0,0186	0,2782	0,0076	0,0981
5	0,2780	0,0174	0,2605	0,0071	0,0949
6	**0,2654**	**0,0166**	**0,2487**	**0,0068**	**0,0927**
7	0,2562	0,0161	0,2401	0,0065	0,0911
8	0,2491	0,0156	0,2335	0,0063	0,0899
9	0,2435	0,0153	0,2282	0,0062	0,0888
10	0,2388	0,0150	0,2239	0,0061	0,0880
11	0,2349	0,0147	0,2202	0,0060	0,0873
12	0,2315	0,0145	0,2170	0,0059	0,0866
13	0,2286	0,0143	0,2143	0,0058	0,0861
14	0,2260	0,0142	0,2118	0,0058	0,0856
15	0,2237	0,0140	0,2097	0,0057	0,0852
16	0,2217	0,0139	0,2078	0,0056	0,0848
17	0,2198	0,0138	0,2060	0,0056	0,0844



Şekil 8.6 Artan yanma odası basınçlarına göre yakıcı-yakıtın, hava ve yakıt debilerinin ayrı ayrı gösterimi

Benzer bir grafik artan yanma odası basıncıyla yakıt memesi çapının değişimi olarak verilebilir. Bu değişim Şekil 8.7 de verilmektedir. Artan yanma odası basıçlarında yakıt debisi miktarı azaldığı için yakıt memesi çapının da buna bağlı olarak azaldığı görülmektedir.



Şekil 8.7 Artan yanma odası basınçlarına göre D_f yakıt memesi çapı değişimi

Yukarıdaki tablo ve grafikler, örnek taşıtın 90 km/h sabit hızla seyretmesine imkan verecek F= 400 N luk tepki kuvveti için elde edilmiştir. 4.Bölümde taşıtımızın hızını 120 km/h yapmak istediğimizde roket motorundan alınması gerekli tepki kuvvetinin F=600 N olduğunu bulmuştuk. 7.Bölümde ise, sabit yanma odası ve lüle geometrisi için bu tepki kuvetini sağlayacak yanma odası basıncı Pc=8 bar olarak seçilmişti. Bu tepki kuvvetini seçilen basınçta verecek yakıcı-yakıt debisi hesaplanmıştı. Sistemimiz bu tepki kuvvetine göre ayarlanırsa kullanmamız gereken yakıt memesi boyutları ise Tablo 8.3'dekine benzer şekilde Tablo 8.4 ile ifade edilmiştir.

Tepki kuvvetinin artması için yakıcı-yakıt debisinin miktarının arttığı ve buna bağlı olarak yakıt memesi çapının da büyüdüğü Tablo 8.3 ve Tablo 8.4 karşılaştırıldığında rahatlıkla görülebilmektedir. F= 400 Ntepki için Df=0,9 mm alınabilirken, F= 600 N tepki için yakıt memesi çapı Df=1,1 mm olmaktadır.

Buraya kadar olan çalışmada elde edilen değerler hava ile kerozenin stokiyometrik oranda reaksiyona girmesiyle hesap edilen değerlerdi. Yanma reaksiyonunda fakir

karışımlara gittikçe püskürtme sisteminin bu değişimden ne şekilde etkileneceğinin araştırılması gerekmektedir. Tablo 8.1 de hava fazlalık katsayılarına göre hesapladığımız karışım oranlarını kullanarak yanma odası Pc=6 bar iken bize gerekli yakıt debisini ve buna bağlı olarak yakıt memesi boyutlarını hesaplayacağız. Bu durumu gerçekleyen değerler Tablo 8.5 de gösterilmektedir.

Tablo 8.4. Artan yanma odası basınçlarıyla oluşan yeni yakıcı ve yakıt debileri ve bu debiyi sağlayan yakıt memesi boyutları (F=600 N ve püskürtme basıncı $\Delta P = 7$ bar)

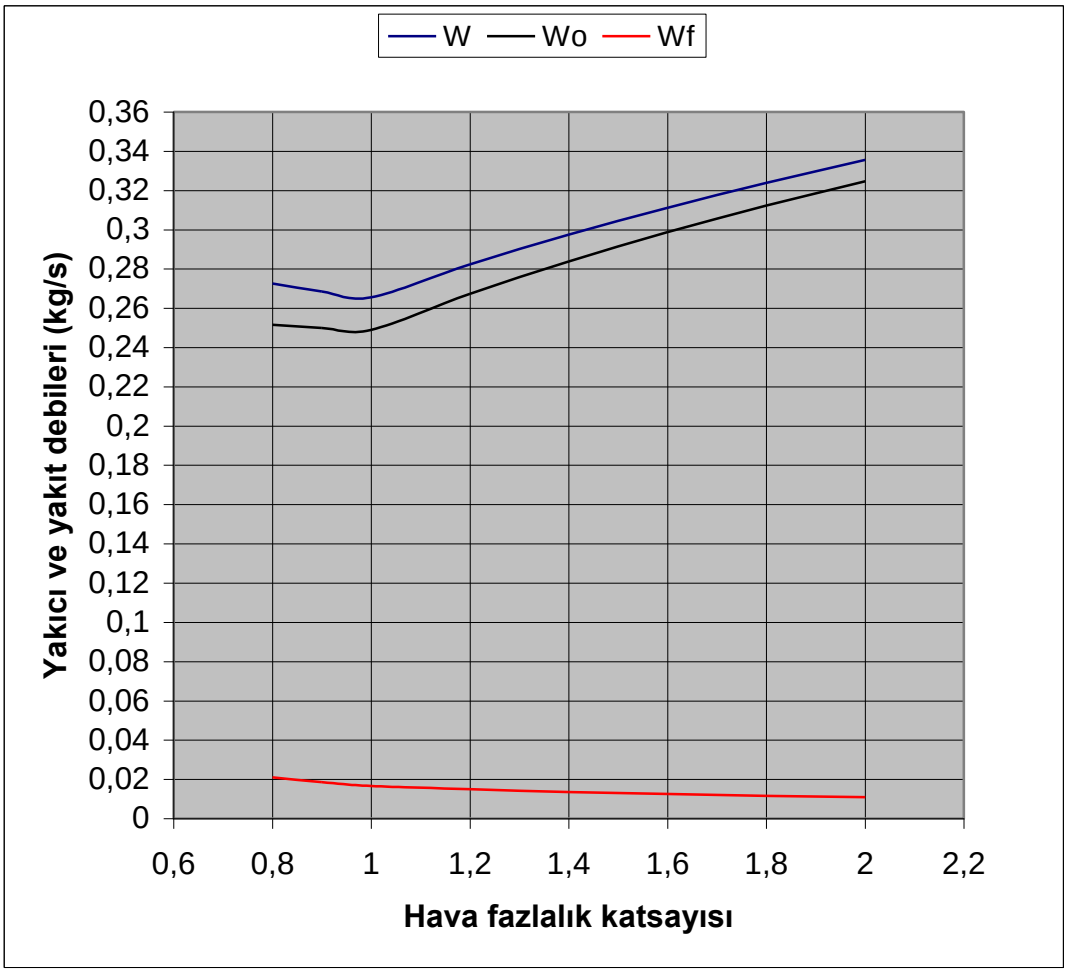
Pc(bar)	W(kg/s)	Wf(kg/s)	Wo(kg/s)	Af(cm^2)	Df(cm)
4	0,4453	0,0279	0,4174	0,0113	0,1201
5	0,4170	0,0262	0,3908	0,0106	0,1163
6	0,3981	0,0250	0,3731	0,0101	0,1136
7	0,3843	0,0241	0,3602	0,0098	0,1116
8	**0,3737**	**0,0234**	**0,3503**	**0,0095**	**0,1101**
9	0,3652	0,0229	0,3423	0,0093	0,1088
10	0,3583	0,0225	0,3358	0,0091	0,1078
11	0,3524	0,0221	0,3303	0,0090	0,1069
12	0,3473	0,0218	0,3255	0,0088	0,1061
13	0,3429	0,0215	0,3214	0,0087	0,1054
14	0,3390	0,0213	0,3178	0,0086	0,1048
15	0,3356	0,0211	0,3145	0,0085	0,1043
16	0,3325	0,0209	0,3116	0,0085	0,1038
17	0,3297	0,0207	0,3090	0,0084	0,1034

Tablo 8.5 Hava fazlalık katsayılarına göre yakıt debisi ve yakıt memesi boyutlarının değişimi

HFK	r	Pc(bar)	T (K)	W kg/s	Wf kg/s	Af cm^2	Df cm
0,8	11,95	6	2199,86	0,2726	0,0210	0,0085	0,1042
0,9	13,44	6	2327,61	0,2684	0,0185	0,0075	0,0979
1	14,93	6	2432,65	0,2655	0,0166	0,0067	0,0927
1,2	17,92	6	2154,6	0,2823	0,0149	0,0060	0,0877
1,4	20,91	6	1942,79	0,2974	0,0135	0,0055	0,0837
1,6	23,90	6	1775,72	0,3112	0,0124	0,0050	0,0803
1,8	26,89	6	1640,42	0,3238	0,0116	0,0047	0,0774
2	29,87	6	1528,47	0,3355	0,0108	0,0044	0,0749

Yukarıdaki tablodan anlaşılacağı gibi hava fazlalık katsayısı arttıkça yanma daha fakir karışımlarda gerçekleşmekte ve yanma sıcaklıkları azalmaktadır. Bu nedenle fakir karışım oranlarına gidildikçe elde edilmek istenen tepki kuvveti için gerekli yakıcı-yakıt debisi artmaktadır.

Bununla birlikte karışım oranı artmakta ve yanmaya giren yakıt miktarı da bu artışla orantılı olarak azalmaktadır. Yakıt miktarı azalınca da buna bağlı olarak yakıt memesi çapları azalmaktadır. Şekil 8.8 de hava fazlalık katsayısına göre değişen yakıcı-yakıt debileri, hava debisi ve yakıt debisi değişimleri grafik olarak gösterilmektedir.

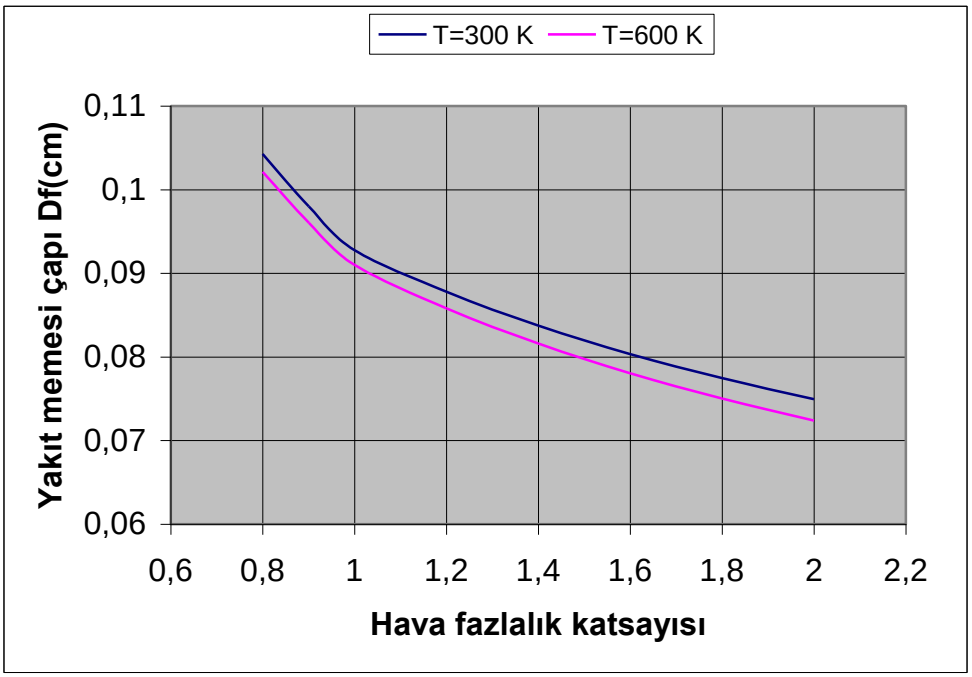


Şekil 8.8 Hava fazlalık katsayısına göre yakıcı ve yakıt debilerinin değişimi

Hava fazlalık katsayısının λ=1 değerinde yanma sıcaklığı maksimum olduğundan hem yakıcı hemde yakıt debisi minimumdur. Bundan sonra fakir karışımlara gidildikçe yanmaya giren hava fazlalaştığı için karışım oranı (r) artmış ve yakıt debisi azalmıştır. Dolayısıyla yakıt memesi çapları da azalarak D_f=0,8 mm değerine kadar düşmüştür.

Yanmaya giren hava ve kerozenin giriş sıcaklığını buraya kadar olan hesaplarımızda oda sıcaklığı olan T=300 K olarak kabul ettik. Yanma reaksiyonlarında, girenler ısıtılırsa adyabatik yanma sıcaklığı artar ve daha verimli bir yanma elde edilebilir. Bu

düşünceye paralel olarak 7.Bölümde giriş sıcaklığının T=600 K olduğu durumda değişen hava fazlalık katsayıları için gerekli yakıcı-yakıt miktarı hesaplanmıştı (Tablo 7.13). Elde edilen bu değerler yardımıyla bulunan yakıt memesi çaplarının değişimi Şekil 8.9 da giriş sıcaklığının T=300 K olduğu durum ile karşılaştırılarak verilmiştir. Bu şekilden varılan sonuç, giriş sıcaklığının T=600 K olması durumunda gerekli yakıcı-yakıt debisi daha az olacağı için, buna bağlı olarak yakıt memesi çapının da daha küçük olacağıdır.



Şekil 8.9 İki farklı giriş sıcaklığı durumunda artan hava fazlalık katsayısına göre yakıt memesinin çap değişimleri

8.5 Yakıcı Olarak Kullanılacak Havanın Yanma Odasına Akışı

Havayla çalışan bir roket motoru tasarımı yapılırken, İ.T.Ü de yapılan iki çalışma model olarak alınmıştır. Roket motorlarındaki püskürtme sistemi karakteristiklerinin yanma olaylarına etkisinin incelendiği çalışmadaki yanma odası ve lüle boyutları sistemimize uyarlanmıştır. Bu çalışmada sıvı yakıcı-yakıt çifti kullanılmış ve bu bölümün başında Şekil 8.1 ile gösterilen, özel olarak geliştirilmiş püskürtme sisteminde, konik demet şekli veren yakıt memesi merkeze konulmuş ve yakıt memesi etrafındaki dairesel yarıktan ise yakıcı verilmiştir. Bizim sistemimizde ise bu çalışmadakine benzer olarak, konik demet şekli veren yakıt memesi kullanılması

düşünülmüş ve püskürtme sisteminin boyutlarının hesabı bu sistemde bahsi geçen hesap adımları izlenilerek yapılmıştır.

Tasarımımızın bu sistemden ayrıldığı nokta, yakıcının dar bir dairesel yarıktan yanma odasına girmesi yerine, yakıcı olarak hava kullanıldığı için farklı bir çözüme gitme zorunluluğumuzdur. Bu noktada "Hava Akımına Yapılan Püskürtmede Çap Dağılımı ve Hava Hareketleri İle Karşılıklı Etkileri" konulu doktora çalışması ön plana çıkmaktadır. Şekil 8.6 da gösterilen yanma odası modeline benzer bir yapı seçilmesi düşünülmüştür. Yakıt olarak hava akımına püskürtülecek kerozen silindirik bir borunun merkezinde olacak şekilde dış boruya tespit edilmiş ince bir boru ile yanma odasına gelecek ve bu ince borunun etrafından yanma odasına hava girişi olacaktır.

Havanın yanma odasına girdiği kesit alanı bu iki borunun çap farkından meydana gelen alan olacaktır. Bu boyutlandırma hava ile kerozenin iyi bir şekilde karışarak yanması için gereken hava ve yakıtın bağıl hız farkına göre hesaplanarak yapılacaktır. Bu bölümün başında püskürtmenin yapıldığı ortamdaki havanın hızının, yakıt demetinin oluşumunu önemli şekilde etkilediğini görmüştük. Sıvı ile hava arasındaki bağıl hızın artması durumunda parçalanma artacak ve kerozen yakıtın hava ile reaksiyona girecek yüzey alanı artacaktır. Püskürtülen yakıtın çıkış hızı hesaplanıp, bu hıza uygun olacak bir hava hızı seçilecek ve roket motorundan elde edilmek istenen tepki kuvvetini sağlayacak hava debisinin seçilen hızda yanma odasına girdiği kesit alanı hesaplanacaktır. İlk adım olarak yakıt demetinin memeden çıkış hızı hesaplanacaktır. Bu hesap da konik demet şekli veren püskürtme memesi için örnek çalışmalardaki katsayılar kullanılmak ve hesap adımları izlenmek suretiyle yapılmıştır. Püskürtme hızı,

$u_0 = \dot{m}_f /(A_f \rho_f)$ veya

$$u_0 = C_D \sqrt{2g \frac{\Delta p}{\rho}} \tag{8.6}$$

Denklemiyle bulunabilir. Bu formüle yakıt memesinin kesit alanı hesabında kullandığımız değerleri koyarsak hesapladığımız kesit alanından demetin çıkış hızını bulmuş oluruz. Kerozenin yoğunluğunu ρ =787 kg/m^3, debi katsayısını C_D=0,75 ve

püskürtme basıncı da ΔP =7 bar olarak kabul edilerek havanın hızı aşağıdaki şekilde bulunur.

$$u_0 = 0,75\sqrt{2*9,81*\frac{7*10^4}{787}}$$

$$u_0 = 31,33 m/s$$

Yakıt memesi kesit alanı bulunurken de püskürtme basıncı ΔP =7 bar olarak alınmıştır. Püskürtme basıncı artarsa yukarıdaki formülden görüleceği gibi yakıt demetinin memeden çıkış hızı artacak ve dolayısıyla aynı yakıt debisinin yanma odasına sağlanması için yakıt memesi kesit alanı küçülecektir.

Yakıt demetinin hızını bulduktan sonra ikinci adımımız, bu hıza uygun bir hava hızı seçmek ve buna göre kesit alanı hesaplamaktır. Kerozeninin yakıt memesine gelmesini sağlayan ince borunun çapı D_Y=20 mm olarak kabul edilecektir. İlk yaklaşımla havanın istenilen debide yanma odasına 10 m/s hız ile girebilmesi için gerekli kesit alanını hesaplayalım. Püskürtme hızına benzer şekilde hava hızı da,

(8.7)

$$v_H = \dot{w}_H / (A_H \rho_H)$$

$$A_H = \frac{\dot{w}_H}{\rho_H v_H} = \frac{\pi}{4}(D_H{}^2 - D_Y{}^2)$$

şeklinde ifade edilebilir. Burada kerozeni taşıyan borunun çapının D_Y=20 mm olduğu söylenmiştir. Tablo 8.5 de hava ile kerozenin Pc=6 bar yanma odası basıncında, değişen hava fazlalık katsayılarına göre yakıcı ve yakıt debileri gösterilmişti. Bu verileri kullanarak değişen karışım oranları için hava hızını 10 m/s kabul ederek havayı taşıyan boru çaplarını hesaplayıp, bu hesaplardan elde edilen sonuçları Tablo 8.6 da gösterelim.

Yanma odası basıncı Pc=6 bar ve T=300 K olduğu durumda havanın yoğunluğunu bu koşullara göre ideal gaz denkleminden yararlanarak hesaplayacağız.

$$P = \rho RT$$

$$\rho = \frac{P}{RT}$$

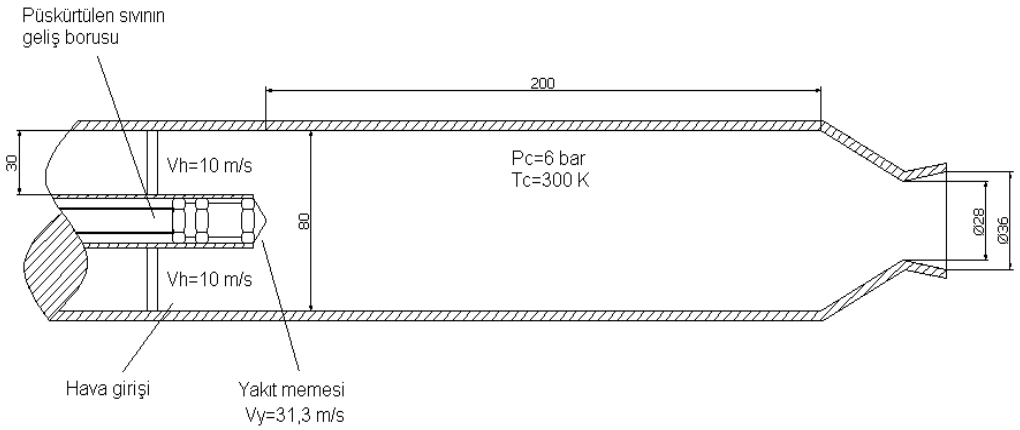
Hava için R= 287 J/kgK alınarak,

$$\rho = \frac{6*10^5}{287*300} = 6,968 \text{ kg/m}^3$$

Stokiyometrik karışım oranı için gerekli hava debisi 10 m/s ile yanma odasına girerse hesaplanan D_H =0,07 m olmaktadır. Yanma odası çapımının ise Dc=0,08 m olduğunu düşünülürse havayı taşıyan borunun yanma odasıyla aynı çapta yapılması uygun bir düşünce olur. Bu sistem Şekil 8.10 da gösterilmektedir. Havanın yanma odasına 20 m/s ile girme durumunda ise havayı taşıyan borunun çapı küçülecektir. Bu durumdaki kesit alanları Tablo 8.7 de hesaplanmıştır.

Tablo 8.6 Artan hava fazlalık katsayılarına göre istenilen debideki havanın yanma odasına 10 m/s hız ile girmesi için gerekli kesit alanları ve havayı taşıyan boru çapları (F=400 N Pc=6 bar)

λ	$\dot{w}_o$ (kg/s)	D_YBoru (m)	Vh (m/s)	ρ Kg/m^3	Akesit (m^2)	D_HBoru (m)
0,8	0,2516	0,02	10	6,968	0,0036	0,0707
0,9	0,2499	0,02	10	6,968	0,0036	0,0705
1	0,2489	0,02	10	6,968	0,0036	0,0704
1,2	0,2674	0,02	10	6,968	0,0038	0,0727
1,4	0,2839	0,02	10	6,968	0,0041	0,0748
1,6	0,2987	0,02	10	6,968	0,0043	0,0766
1,8	0,3122	0,02	10	6,968	0,0045	0,0782
2	0,3247	0,02	10	6,968	0,0047	0,0796



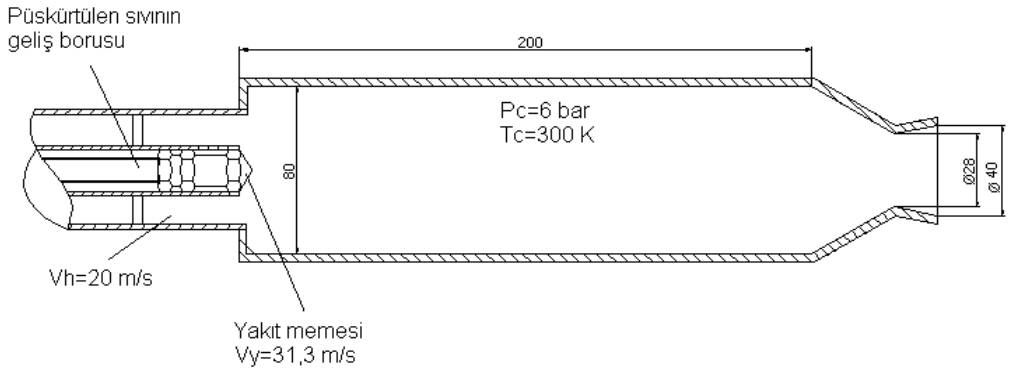
Şekil 8.10 Havanın yanma odasına 10 m/s ile girdiği durumdaki konstrüksiyon

Tablo 8.7 Artan hava fazlalık katsayılarına göre istenilen debideki havanın yanma odasına 20 m/s hız ile girmesi için gerekli kesit alanları ve havayı taşıyan boru çapları (F=400 N, Pc=6 bar)

λ	$\dot{w}_o$ (kg/s)	D_YBoru (m)	Vh (m/s)	ρ Kg/m^3	Akesit (m^2)	D_HBoru (m)
0,8	0,2516	0,02	20	6,968	0,0018	0,0520
0,9	0,2499	0,02	20	6,968	0,0018	0,0518
1	0,2489	0,02	20	6,968	0,0018	0,0517
1,2	0,2674	0,02	20	6,968	0,0019	0,0533
1,4	0,2839	0,02	20	6,968	0,0020	0,0547
1,6	0,2987	0,02	20	6,968	0,0021	0,0559
1,8	0,3122	0,02	20	6,968	0,0022	0,0570
2	0,3247	0,02	20	6,968	0,0023	0,0580

Görüldüğü gibi hava hızlarının artması durumunda aynı debiyi vermek için gerekli kesit alanı azalacaktır. Böylece Şekil 8.10 da olduğu gibi havayı taşıyan borunun yanma odası çapıyla eş olma durumu ortadan kalkacaktır. Bu haldeki bağlantı stokiyometrik reaksiyon için Şekil 8.11 de görülmektedir.

Hava hızlarının 20 m/s ile yanma odasına girmesi ve havayı taşıyan borunun yanma odası çapıyla eş olması istenirse, yanmaya giren hava debisinin arttırılması gerekir. Bu da sabit karışım oranı için roket motorundan elde edilecek tepki kuvvetinin artması anlamına gelmektedir. Yukarıda F=400 N tepki kuvvetini sağlayan yakıcı-yakıt debisi ve yanma odası basıncına göre yapılan hesaplar, F=600 N tepki kuvveti sağlayacak yanma odası basıncı ve yakıcı-yakıt debisi için tekrarlanıp elde edilen sonuçlar Tablo 8.8 de ifade edilmiştir.



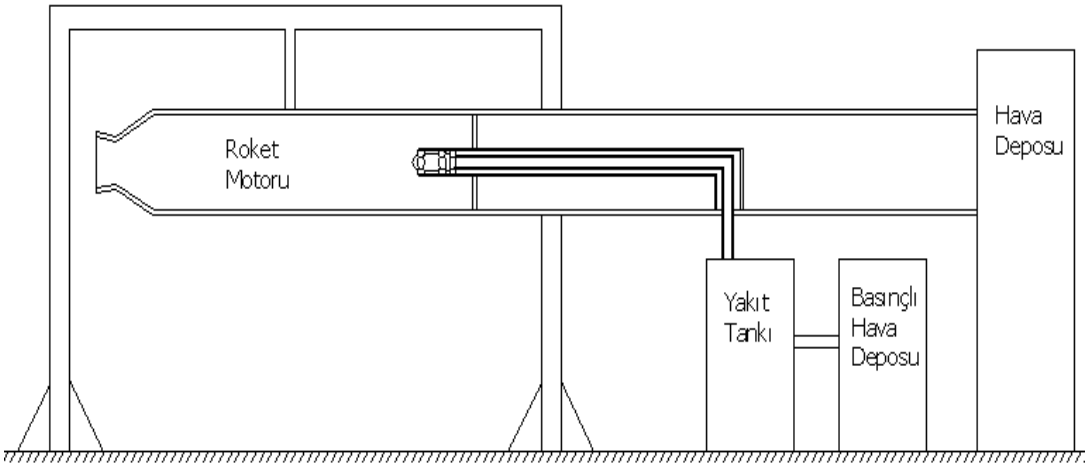
Şekil 8.11 Havanın yanma odasına 20 m/s ile girdiği durumdaki konstrüksiyon

Tablo 8.8 Artan hava fazlalık katsayılarına göre istenilen debideki havanın yanma odasına 20 m/s hız ile girmesi için gerekli kesit alanları ve havayı taşıyan boru çapları (F=600 N, Pc=8 bar)

λ	$\dot{w}_o$ (kg/s)	D_YBoru (m)	Vh (m/s)	ρ Kg/m^3	Akesit (m^2)	D_HBoru (m)
0,8	0,3559	0,02	20	6,968	0,0026	0,0604
0,9	0,3516	0,02	20	6,968	0,0025	0,0601
1	0,3503	0,02	20	6,968	0,0025	0,0600
1,2	0,3762	0,02	20	6,968	0,0027	0,0620
1,4	0,3994	0,02	20	6,968	0,0029	0,0636
1,6	0,4202	0,02	20	6,968	0,0030	0,0651
1,8	0,4393	0,02	20	6,968	0,0032	0,0664
2	0,4568	0,02	20	6,968	0,0033	0,0676

Tepki kuvvetinin F= 600 N'a çıkması durumunda yanma odasına giren yakıcı-yakıt debisi miktarı artmıştır. Karışım oranlarına göre hava debisinin değişimi yukarıdaki tablodaki gibidir. İstenilen debideki havanın 20 m/s ile yanma odasına girmesi için gerekli kesit alanı havayı taşıyan borunun çapının D_H=0,06 m olması ile sağlanmaktadır. Bu durumda da havayı taşıyan boru çapıyla yanma odası çapı eş olmamıştır. Şekil 8.10 daki konstrüksiyonun gerçekleşmesi için hava hızlarının biraz azaltılması, örneğin V_H=15m/s yapılması yoluna gidilir.

Hava hızları yukarıdaki kriterlere uygun olarak seçildiği takdirde tasarladığımız sistem gerçekleşmiş olur ve havayı yanma odasına taşıyan boru roket motorunun yanma odasıyla örtüşür. Bu sayede Şekil 8.12 gösterilen sistem sağlanmış olur.



Şekil 8.12 Sistem şeması

Burada püskürtülen sıvının geliş borusu merkezde olup dıştaki boruya tutturulmuştur. Yakıcı olarak kullanılacak hava basınçlı bir depodan sağlanmakta ve kerozeni taşıyan ince borunun etrafından yanma odasına akmaktadır. Sıvının püskürtülmesi ise örnek alınan sistemdekine benzer olacak şekilde şu şekilde olmaktadır: Basınçlı bir tankta bulunan kerozen basınç etkisi altında ince bir boru ile memeye gelmektedir. Sıvı tankı ayrıca bir boru ile basınçlı bir hava tüpüne bağlıdır. Sıvı püskürtülmesi istendiğinde basınçlı hava tüpünün musluğu açılacak ve manometre ile istenen basınçta ayarlanan hava sıvı kabına sevk edilecektir. Basınç altındaki kerozenin musluğu açılmakla memeden istenen basınçta yakıt yanma odasına püskürtülecektir.

9. SONUÇLAR VE DEĞERLENDİRMELER

Örnek bir taşıtın havayla çalışan bir roket motoruyla tahriğinin incelendiği bu çalışma birçok dizayn parametresinin ışığında gerçekleştirilmiştir. Taşıtların roket motoruyla tahriği gerek sistemde ulaşılan yüksek basınç ve sıcaklıklar gerekse elde edilen enerjinin kontrol edilme zorluğu yüzünden sadece hobi amaçlı tasarımlarda ve hız rekoru denemelerinde kendini göstermektedir. Bu çalışmanın amacı hız rekoru kırmak için bir sistemin tasarlanması değil, aksine belli bir sabit hıza ulaşan taşıtın, bu hızında seyrine roket motoru tahriğiyle devam etmesini sağlamaktır.

Roket motorlarının taşıtlarda kullanımı için geliştirilecek sistemin öncelikle ekomik ve atmosferdeki oksijeni yakıcı olarak kullanabilecek bir tasarıma sahip olması gerekir. Ayrıca bu taşıttan, elde edilen enerjinin kontrol edilebilir olması, kararlı bir yanma karakterine sahip olması ve zehirli atık gazlar ortaya çıkarmaması beklenir.

İlk olarak bu taşıtta kullanılacak roket motorunu yukarıda belirtilen kriterler göz önüne alınarak seçilmiştir. Yapılarının basitliği ve boyutlarının küçük oluşu nedeniyle bu çalışmada kimyasal yakıtlı roketler tercih edilmiştir. Kimyasal yakıtlı roketler sıvı yakıcı-yakıtlı ve katı yakıcı-yakıtlı roketler olarak ikiye ayrılmaktadır. Katı yakıcı-yakıtlı roket motorunda yanma hızının kontrol edilememesi ve ateşlemenin başladıktan sonra durdurulamaması bu motorların taşıtlarda kullanımını imkansız bir hale getirmektedir. Sıvı yakıcı-yakıtlı roketlerde ise yanma kontrol altında tutulabilir ayrıca uygun püskürtme sistemiyle homojen bir karışım oluşturulabilir. Bu da kararlı bir yanma ve kararlı bir sürüş imkanı tanımaktadır. Manevra kabiliyetine de böylelikle müsade edilmiş olmaktadır. Ayrıca kullanılacak yakıtın ucuz ve kolay bulunabilir olması ve depolanabilirliği de avantajlar arasında olduğundan bu çalışmada sıvı yakıcı-yakıtlı roket motorlarının kullanımı uygun görülmüştür.

Yapılan bu çalışmada seçilen sıvı yakıtın havayla yanma reaksiyona sokularak havayla çalışan bir roket motoru tasarımının yapılması amaçlanmıştır. Yakıt olarak da, kolay temin edilebilmesi ve ucuzluğu dolayısıyla bir çok bakımdan ideal bir roket

motoru yakıtı olan kerozen kullanılmıştır. Kerozen yakıtın, yanma odası içindeki hava akımınına püskürtülmesiyle damlacıklara ayrışması ve havayla yanma reaksiyonuna girerek tepki kuvveti elde edilmesi amaçlanmıştır.

Tepki kuvveti elde etmek için havanın kullanımı yeni bir gelişme değildir. Jet motorları bu prensiple çalışmaktadır. Tasarımı yapılacak olan havayla çalışan roket motoru ise özellikle uzay araştırmalarında kullanılan yeni bir kavramdır. Asıl olarak roket motorunda çevre havası kullanılmamaktadır. Roket motoru bünyesinde yakıcı ve yakıt beraber bulunur. Sıvı yakıcı ve yakıt yanma odasına püskürtülerek bazen kendi kendine, bazende ateşleyici bir sistemle tutuşarak yanar ve yanma sonu gazların lüleden dışarı atılmasıyla itme kuvveti oluşur. Sistem yakıcı ve yakıt tanklarını bünyesinde barındırdığı için çok ağır ve pahalı olmakta, bu yüzden uzaya gönderilebilen faydalı yük çok az olmaktadır. Daha hafif ve dolayısıyla daha ucuz sistemler için roketin bünyesindeki sıvı yakıcının çıkartılarak, yakıcı olarak çevre havasının kullanımını amaçlayan çalışmalar yapılmıştır. Böyle bir sistem ramjet veya scramjetlerin kullanıldığı hibrit bir yapıyla mümkün olmaktadır. Bahsi geçen bu sistemler ancak çok yüksek hızlara (en az 500 km/saat) çıkıldıktan sonra fonksiyonel olabildiklerinden bu tez çalışmasında kullanılmaları bir çözüm yöntemi olarak düşünülmemiştir.

Roket motoru tasarımı sistemden elde edilmesi düşünülen tepki kuvvetine göre yapılır. Taşıtın istenilen bir hıza çıkıp bu hızındaki seyrine devam etmesi için üzerine etkiyen seyir dirençlerini dengeleyecek kuvvetle tahrik edilmesi gerekmektedir. 4.Bölümde taşıtın hareketi esnasında üzerine etkiyen seyir dirençleri incelenmiş ve taşıtın seçilen bir hızda seyrine imkan verecek tepki kuvvetinin hesabı sadece yuvarlanma direnci ve aerodinamik direnç kuvvetleri dikkate alınarak yapılmıştır. Bunun sebebi roket motoruyla tahrik edilecek taşıtın düz bir yoldaki sabit hızla seyrinin göz önüne alınmasıdır. Fakat taşıtın yokuş çıkması veya bu sabit hızında ivmelenerek yüksek hızlara çıkması düşünülürse ivme ve yokuş dirençlerinin de hesaba katılması gerekmektedir.

İlk yaklaşımla taşıtın 90 km/saat hızla seyrine imkan verecek tepki kuvveti, Renault 9 GTL taşıtının dataları kullanılarak hesaplanmış ve gerekli kuvvet F=400 N olarak bulunmuştur. Daha sonra seçilen bir hız aralığı için (80-200 km/saat) taşıta etkimesi gereken F tepki kuvvetinin hesabı yapılarak, elde edilen sonuçlar Tablo 4.4 de

verilmiştir. Bu değerlerden çıkarılabilecek sonuç, taşıtın daha yüksek süratlerdeki tahriği için roket motorundan alınacak tepki kuvvetinin arttırılması gerektiğidir.

Tablo 4.4'den elde edilen veriler kullanılarak taşıtın 90 km/saat ve 120 km/saat hızla seyrine imkan verecek F=400 N ve F=600 N luk tepki kuvvetini sağlayacak lüle, yanma odası ve püskürtme sistemi tasarımı yapılmıştır.

Havayla çalışan roket motoru tasarımı yapılırken İ.T.Ü Ayazağa Motorlar Kürsüsü Labaratuvarlarında geçmiş yıllarda deneysel çalışmaları yapılmış olan bir roket motorunun boyutlarından yararlanılmıştır. Çeşitli yanma odası basınçları ve yanma sıcaklıklarıyla, lüle dar boğazı ve yanma odası ölçüleri sabit olan bu motordan taşıt hızına göre hesaplanmış tepki kuvvetlerinin hangi şartlarda alınacağı incelenmiştir. Buna göre F=400 N ve F=600 N luk tepki kuvvetlerine göre tasarlanmış sistemlerde Dt=28 mm olan lüle dar boğazı kesit alanını hangi yanma odası basıncının sağladığı tespit edilmiştir.

Roket motoru hesabı yapılırken önceki bölümlerde tanımalanan karakteristik parametrelerden faydalanılmıştır. İtme kuvveti katsayısı C_F , karakteristik hız (c*) ve özgül impuls (Is) değerleri kullanılarak aşağıdaki büyüklükler sırayla hesaplanmıştır.

- Lüle boğaz ve çıkış kesitlerinin boyutları (At,Ae)
- Egzoz gazları çıkış hızı (Ve)
- Sıvı yakıcı-yakıtın ağırlıksal debisi ($\dot{W}$)
- Yanma odası boyu (Lc)

Tablo 9.1 ve Tablo 9.2'de yukarda bahsi geçen değerler, taşıtın 90 km/h ve 120 km/h hızla seyri için gereken, F=400 N ve F=600 N tepki kuvvetine göre tasarlanmış roket motorunda, çeşitli yanma odası basınçları ve seçilen yanma sıcaklığına göre hesaplanarak verilmiştir.

Bu tablolar sabit tepki kuvveti için, lüle karakteristiklerinin artan yanma odası basınçlarına göre nasıl değiştiğini gözler önüne sermektedir. Buradaki T sıcaklığı (T=2432) hava ile kerozenin stokiyometrik reaksiyonuna göre hesaplanmış adyabatik yanma sıcaklığıdır.

Tablo 9.1: F= 400 N tepki kuvveti için lüle ve yanma odası karakteristiklerinin karşılaştırılması

Pc(bar)	**C_f**	**At(cm^2)**	**Dt(cm)**	**Ae(cm^2)**	**De(cm)**	**Tc(K)**	**C*(m/s)**	**Is(s)**	**Ve(m/s)**	**W(kg/s)**	**L*(cm)**	**L(cm)**	**Ec**
4	1,020	10,210	3,61	13,360	4,13	2432	1295,4	134,742	1321,82	0,297	163,43	33,21	4,92
5	1,090	7,650	3,12	11,290	3,79	2432	1295,4	143,894	1411,60	0,278	163,43	24,87	6,56
6	**1,140**	**6,080**	**2,78**	**9,980**	**3,57**	**2432**	**1295,4**	**150,731**	**1478,67**	**0,265**	**163,43**	**19,79**	**8,25**
7	1,180	5,030	2,53	9,060	3,40	2432	1295,4	156,127	1531,61	0,256	163,43	16,37	9,97
8	1,220	4,280	2,34	8,380	3,27	2432	1295,4	160,550	1574,99	0,249	163,43	13,93	11,72
9	1,240	3,720	2,18	7,850	3,16	2432	1295,4	164,274	1611,53	0,243	163,43	12,1	13,5
10	1,270	3,290	2,05	7,420	3,07	2432	1295,4	167,476	1642,94	0,239	163,43	10,68	15,29
11	1,290	2,940	1,93	7,070	3,00	2432	1295,4	170,273	1670,38	0,235	163,43	9,55	17,1
12	1,310	2,650	1,84	6,770	2,94	2432	1295,4	172,750	1694,68	0,232	163,43	8,63	18,92
13	1,330	2,420	1,76	6,510	2,88	2432	1295,4	174,967	1716,42	0,229	163,43	7,86	20,76
14	1,340	2,220	1,68	6,280	2,83	2432	1295,4	176,969	1736,06	0,226	163,43	7,22	22,62
15	1,350	2,050	1,62	6,090	2,78	2432	1295,4	178,790	1753,93	0,224	163,43	6,67	24,48
16	1,370	1,910	1,56	5,910	2,74	2432	1295,4	180,459	1770,31	0,222	163,43	6,19	26,36
17	1,380	1,780	1,51	5,750	2,71	2432	1295,4	181,997	1785,39	0,220	163,43	5,78	28,25
18	1,390	1,670	1,46	5,610	2,67	2432	1295,4	183,421	1799,36	0,218	163,43	5,42	30,14
19	1,400	1,570	1,41	5,480	2,64	2432	1295,4	184,746	1812,35	0,217	163,43	5,09	32,05
20	1,410	1,480	1,37	5,360	2,61	2432	1295,4	185,983	1824,49	0,215	163,43	4,81	33,96

Tablo 9.2: F= 600 N tepki kuvveti için lüle ve yanma odası karakteristiklerinin karşılaştırılması

Pc(bar)	Cf	At(cm^2)	Dt(cm)	Ae(cm^2)	De(cm)	Tc(K)	C*(m/s)	Is(s)	Ve(m/s)	W(kg/s)	L*(cm)	L(cm)	Ec
4	1,020	15,310	4,42	20,040	5,05	2432	1295,4	134,742	1321,82	0,445	163,435	49,89	3,28
5	1,090	11,470	3,82	16,930	4,64	2432	1295,4	143,894	1411,60	0,417	163,435	37,26	4,38
6	1,140	9,130	3,41	14,970	4,37	2432	1295,4	150,731	1478,67	0,398	163,435	29,69	5,50
7	1,180	7,550	3,10	13,600	4,16	2432	1295,4	156,127	1531,61	0,384	163,435	24,54	6,66
8	**1,220**	**6,430**	**2,86**	**12,570**	**4,00**	**2432**	**1295,4**	**160,550**	**1574,99**	**0,373**	**163,435**	**20,89**	**7,82**
9	1,240	5,580	2,67	11,780	3,87	2432	1295,4	164,274	1611,53	0,365	163,435	18,20	9,01
10	1,270	4,930	2,51	11,130	3,77	2432	1295,4	167,476	1642,94	0,358	163,435	16,09	10,19
11	1,290	4,410	2,37	10,600	3,67	2432	1295,4	170,273	1670,38	0,352	163,435	14,34	11,40
12	1,310	3,980	2,25	10,150	3,60	2432	1295,4	172,750	1694,68	0,347	163,435	12,93	12,63
13	1,330	3,630	2,15	9,760	3,53	2432	1295,4	174,967	1716,42	0,343	163,435	11,80	13,85
14	1,340	3,330	2,06	9,430	3,47	2432	1295,4	176,969	1736,06	0,339	163,435	10,84	15,09
15	1,350	3,080	1,98	9,130	3,41	2432	1295,4	178,790	1753,93	0,336	163,435	10,01	16,32
16	1,370	2,860	1,91	8,870	3,36	2432	1295,4	180,459	1770,31	0,332	163,435	9,32	17,57
17	1,380	2,670	1,84	8,630	3,32	2432	1295,4	181,997	1785,39	0,330	163,435	8,65	18,82
18	1,390	2,500	1,78	8,420	3,27	2432	1295,4	183,421	1799,36	0,327	163,435	8,09	20,10
19	1,400	2,350	1,73	8,220	3,24	2432	1295,4	184,746	1812,35	0,325	163,435	7,64	21,39
20	1,410	2,220	1,68	8,040	3,20	2432	1295,4	185,983	1824,49	0,323	163,435	7,21	22,64

Yukarıdaki iki tablonun incelenmesiyle şu sonuçlara varılmıştır. Artan yanma odası basınçlarıyla itme kuvveti katsayısı C_F da artmaktadır. İtme kuvveti katsayısı itme kuvvetinin yanma odası basıncı ve lüle darboğaz kesit alanına oranı olarak tanımlanmıştı. Elde edilecek tepki kuvveti sabit olduğu için basınçların artışı lüle boğaz ve çıkış kesit alanlarının azalmasına yol açmaktadır. Başka bir deyişle daha büyük basınçlar daha küçük itme odası anlamına gelmektedir. Aynı tepki kuvveti, basınçların arttırılmasıyla daha küçük ebatlı itme odası kullanarak alınabilir.

Yanma odası basınçlarının artışı roket motoru performansının değerlendirilmesinde çok önemli bir parametre olan özgül impuls (Is) değerinin de artmasına neden olmaktadır. Özgül impuls değerinden egzoz gazları çıkış hızı olan Ve değerine geçilir. Egzoz gazları çıkış hızının ifadesi 7.Bölümde tepki kuvveti ve bu tepki kuvvetini sağlayacak yakıcı-yakıt debisine göre verilmişti. Dolayısıyla yanma odası basıncı değişimine bağlı olarak egzoz gazı çıkış hızı farklı değerler almakta ve bu değişimlerden yakıcı-yakıt debisi de etkilenmektedir. Tasarlanılan roket motorundan elde edilecek kuvvet sabit olduğu için yanma odası basıncı arttıkça egzoz gazı çıkış hızı artmakta böylece gereken yakıcı-yakıt debisi azalmaktadır.

Bu tabloların son kısımlarında artan yanma odası basınçlarının karakteristik hız L* ve Lc yanma odası uzunluğuna etkisi görülmektdir. Yanma odası uzunluğunun hesabı 7.Bölümde aşağıdaki şekilde ifade edilmiştir.

$$L_C = \frac{Dt^2}{Dc^2}.L*$$

Yanma odası çapımız Dc=8 cm olarak alınmıştır. Dt lüle dar boğaz çapı ise artan yanma odası basınçlarına göre hesaplanmıştır. Basınç artışıyla Dt boğaz çapı küçüldüğü için buna bağlı olarak, Lc yanma odası uzunluğu da azalmaktadır. Böylece yukarıda elde edilen sonuç bir kez daha görülmektedir. Artan yanma odası basıncıyla aynı tepki kuvvetini elde etmek daha küçük ebatlara sahip yanma odası ve daha az yakıcı ve yakıt kullanılmasıyla mümkün olabilir. Fakat burada dikkat edilmesi gereken önemli bir nokta vardır. Yanma odası çapını karakterize eden ifade 7.Bölümde $\varepsilon_C = Ac / At$ ifadesiyle tanımlanmış ve ε_C değerinin 4 ile 15 arası değerler aldığına değinilmişti. Tablo 9.1 ve Tablo 9.2'de ε_C değerlerinin değişimi incelenirse, yanma odası çapı sabit, Dc=8 cm iken, alınabilecek maksimum oda basıncının F=400 N tepki kuvveti istenildiği zaman Pc=10 bar olduğu görülmektedir. Bu basınçtaki

minimum yanma odası uzunluğu ise Lc=10,68 cm yapılabilir. F=600 N tepki kuvveti istenildiği zaman ise maksimum oda basıncının Pc=14 bar ve uzunluğunun Lc=10,84 cm olduğunu görülmektedir. Çünkü bu basınçlardan sonra hesaplanan ε_C değerleri verilen aralığın dışına çıkmaktadır.

Karakteristik uzunluk (L*) ise, yanma odası hacmine ve lüle dar boğazının kesitine veya Γ^2 ifadesine, yakıcı yakıtın kalma zamanına ve karakteristik hıza (c*) bağlı olarak bulunur. Bu tablodan görülen L* karakteristik uzunluğunun artan yanma odası basıçlarıyla değişmeyip sabit kaldığıdır. Bunun nedeni L* değerinin karakteristik hız değerine bağlı olmasıdır. Karakteristik hız (c*) yanma odasındaki yanma olayını karakterize ifade edilen bir büyüklüktü. Bu tablolardan görüleceği üzere yanma odası basınçlarının artışı karakteristik hız değerinde bir değişmeye neden olmamaktadır. 7.Bölümde karakteristik hız ifadesi aşağıdaki şekilde verilmektedir.

$$c^* = \sqrt{\frac{R_0 T_c}{M}} \cdot \frac{1}{\Gamma} = \sqrt{\frac{R_0 T_c}{M}} \cdot \left[\frac{1}{k} \left(\frac{k+1}{2} \right)^{(k+1)/(k-1)} \right]$$

Burada karakteristik hızın adyabatik yanma sıcaklığı ve yanma ürünlerinin molekül ağırlığı ile değiştiği görülmektedir. Yakıcı-yakıt çiftine ve birleşim oranlarına göre değişen kimyasal reaksiyonları karşılaştırmada karakteristik hız ifadesi kullanılır. Bu bakımdan karakteristik hızın tespiti için hava ile kerozenin yanma reaksiyonu, karışım oranları ve reaksiyonda oluşan adyabatik yanma sıcaklıklarının bilinmesi gereklidir. Ayrıca, reaksiyona giren hava ile kerozenin yanma odasına giriş sıcaklıklarının değişimi adyabatik yanma sıcaklıklarını ve dolayısıyla karakteristik hızı da değişitirdiğinden tüm bu koşulların karakteristik hıza olan etkisinin incelenmesi gereklidir. Değişen hava fazlalık katsayılarına ve giriş sıcaklıklarına göre karakteristik hızın değişimi Tablo 9.4 ve Tablo 9.5 de gösterilecektir.

Lüle boğaz ve çıkış kesitlerinin sabit tepki kuvveti için yanma odası basınçlarıyla ne şekilde değiştiği Tablo 9.1 ve Tablo 9.2 de gösterilmişti. Daha önce belirtildiği gibi havayla çalışan roket motoru tasarımı yapılırken yanma odası ve lüle boğaz kesit alanı boyutları İ.T.Ü de geliştirilen roket motoruna göre ayarlanmıştır. Bu roket motorunun dar boğaz çapı Dt=28 mm ve yanma odası çapı Dc=80 mm olarak verilmiştir. Dt=28 mm lüle boğaz çapına yakın boğaz çapı veren yanma odası basınçları tablolardan incelenerek şu sonuca varılmıştır. F=400 N luk tepki kuvveti

istendiğinde bahsedilen boğaz çapını veren yanma odası basıncının Pc=6 bar olduğu görülür. Aynı durum F=600 N luk tepki kuvveti söz konusu olduğunda Pc=8 bar lık yanma odası basıncı için mümkün olmaktadır. Bu durum aşağıda Tablo 9.3'de görülebilmektedir.

Tablo 9.3 Tepki kuvveti ve yanma odası basınçlarına göre lüle dar boğaz ve çıkış kesitleri

F=400 N Pc=6 bar				**F=600 N Pc=8 bar**			
At cm^2	**Dt cm**	**Ae cm^2**	**De cm**	**At cm^2**	**Dt cm**	**Ae cm^2**	**De cm**
6,08	2,78	9,98	3,57	6,43	2,86	12,57	4,00

Taşıtın istenilen hızlara göre, gerekli tepki kuvvetinin İ.T.Ü Motorlar Kürsüsünde geliştirilen roket motorundan alınması için gerekli yanma odası basınçlarını elde ettikten sonra kerozen ve hava arasındaki yanma reaksiyonunun tasarıma ne şekilde etki ettiği araştırılmıştır. Bu yüzden Tablo 9.4 ve Tablo 9.5 de F=400 N ve F=600 N tepki kuvvetleri için karakteristik hız değerlerinin havayla kerozenin karışım oranına, adyabatik yanma sıcaklıklarına ve giriş sıcaklıklarına (T=300 K ve T=600 K) göre değişimleri hesaplanarak verilmiştir.

Bu tablolarda karakteristik hızın değişimiyle gerekli tepki kuvvetini sağlayacak yakıcı-yakıt debisinin de değiştiği görülmektedir. Ayrıca hava ile kerozenin çeşitli hava fazlalık katsayılarındaki yanma reaksiyonu dikkate alınarak yanmaya katılan kerozen ($\dot{w}_f$) ve hava ($\dot{w}_o$) debileri ayrı ayrı hesaplanmıştır.

Bu tablolardan varılacak sonuç hava ile kerozenin yanma reaksiyonunda fakir karışımlara doğru gidildikçe, yanma sıcaklığı düştüğü için karakteristik hız ve dolayısıyla egzoz gazları çıkış hızının da düştüğüdür. Egzoz gazları çıkış hızlarının bu şekilde hava fazlalık katsayısı oranları ve yanmaya giriş sıcaklıklarıyla değişimi istenilen kuvvet için gerekli yakıcı-yakıt debisinin de değişmesine yol açmaktadır.

Bu tabloların ve 7.Bölümdeki grafiklerin incelenmesiyle yakıcı ve yakıt ihtiyacının, hava fazlalık katsayısının $\lambda = 1$ olduğu stokiyometrik karışım değerinde, minimum olduğu görülmektedir. Bunun sebebi bu noktada adyabatik yanma sıcaklığının ve dolayısıyla karakteristik hızın maksimum olmasıdır.

Tablo 9.4 F= 400 N için lüle ve yanma odası karakteristiklerinin hava fazlalık katsayısı oranlarına ve giriş sıcaklıklarına göre değişimi

HFK	Tc (K)	M(gr/mol)	c* (m/s)	Is(s)	Ve(m/s)	W(kg/s)	r	Wf(kg/s)	Wo(kg/s)	L*(m)	Lc(cm)	
0,8	2199,9	27,30	1263,13	146,79	1439,96	0,272	11,95	0,0210	0,251	159,12	19,49	
0,9	2327,6	28,03	1282,48	149,03	1462,03	0,268	13,45	0,0185	0,250	161,56	19,79	
1	**2432,7**	**28,65**	**1296,60**	**150,68**	**1478,13**	**0,265**	**14,94**	**0,0166**	**0,248**	**163,33**	**20,01**	T=300 K
1,2	2154,6	28,68	1219,62	141,73	1390,36	0,282	17,93	0,0149	0,267	153,63	18,82	F = 400 N
1,4	1942,8	28,70	1157,72	134,54	1319,80	0,297	20,92	0,0135	0,284	145,83	17,87	P = 6 bar
1,6	1775,7	28,72	1106,43	128,58	1261,33	0,311	23,90	0,0124	0,299	139,37	17,07	
1,8	1640,4	28,73	1063,26	123,56	1212,12	0,323	26,89	0,0116	0,311	133,94	16,41	
2	1528,5	28,74	1026,16	119,25	1169,82	0,335	29,88	0,0108	0,324	129,26	15,84	

HFK	Tc(K)	M(gr/mol)	c*(m/s)	Is(s)	Ve(m/s)	W(kg/s)	r	Wf(kg/s)	Wo(kg/s)	L*(m)	Lc(cm)	
0,8	2392,2	27,30	1317,22	153,07	1501,63	0,261	11,95	0,0202	0,241	165,93	20,33	
0,9	2522,3	28,03	1335,07	155,15	1521,98	0,257	13,45	0,0178	0,239	168,18	20,60	
1	**2629,4**	**28,65**	**1348,05**	**156,65**	**1536,77**	**0,255**	**14,94**	**0,0160**	**0,239**	**169,85**	**20,80**	T=600 K
1,2	2359,7	28,68	1276,37	148,32	1455,06	0,269	17,93	0,0142	0,255	160,78	19,70	F = 400 N
1,4	2154,6	28,70	1219,23	141,68	1389,92	0,282	20,92	0,0129	0,269	153,58	18,81	P = 6 bar
1,6	1993,4	28,72	1172,31	136,23	1336,43	0,293	23,90	0,0118	0,281	147,67	18,09	
1,8	1862,9	28,73	1133,10	131,67	1291,73	0,303	26,89	0,0109	0,292	142,73	17,49	
2	1755,2	28,74	1099,68	127,79	1253,63	0,313	29,88	0,0101	0,303	138,52	16,97	

Tablo 9.5 F= 600 N için lüle ve yanma odası karakteristiklerinin hava fazlalık katsayısı oranlarına ve giriş sıcaklıklarına göre değişimi

HFK	Tc (K)	M(gr/mol)	c* (m/s)	Is(s)	Ve(m/s)	W(kg/s)	r	Wf(kg/s)	Wo(kg/s)	L*(m)	Lc(cm)	
0,8	2199,9	27,30	1263,13	157,09	1541,01	0,382	11,95	0,0295	0,352	159,12	19,49	
0,9	2327,6	28,03	1282,48	159,49	1564,63	0,376	13,45	0,0260	0,350	161,56	19,79	
1	**2432,7**	**28,65**	**1296,60**	**160,55**	**1581,86**	**0,372**	**14,94**	**0,0233**	**0,349**	**163,33**	**20,01**	T=300 K
1,2	2154,6	28,68	1219,62	151,68	1487,93	0,396	17,93	0,0209	0,375	153,63	18,82	F = 600 N
1,4	1942,8	28,70	1157,72	143,98	1412,41	0,417	20,92	0,0190	0,398	145,83	17,87	P = 8 bar
1,6	1775,7	28,72	1106,43	137,60	1349,85	0,436	23,90	0,0175	0,419	139,37	17,07	
1,8	1640,4	28,73	1063,26	132,23	1297,18	0,454	26,89	0,0163	0,437	133,94	16,41	
2	1528,5	28,74	1026,16	127,62	1251,92	0,470	29,88	0,0152	0,455	129,26	15,84	

HFK	Tc(K)	M(gr/mol)	c*(m/s)	Is(s)	Ve(m/s)	W(kg/s)	r	Wf(kg/s)	Wo(kg/s)	L*(m)	Lc(cm)	
0,8	2392,2	27,30	1317,22	163,81	1607,00	0,366	11,95	0,0283	0,338	165,93	20,33	
0,9	2522,3	28,03	1335,07	166,03	1628,78	0,361	13,45	0,0250	0,336	168,18	20,60	
1	**2629,4**	**28,65**	**1348,05**	**167,65**	**1644,62**	**0,358**	**14,94**	**0,0225**	**0,335**	**169,85**	**20,80**	T=600 K
1,2	2359,7	28,68	1276,37	158,73	1557,17	0,378	17,93	0,0200	0,358	160,78	19,70	F = 600 N
1,4	2154,6	28,70	1219,23	151,63	1487,46	0,396	20,92	0,0181	0,378	153,58	18,81	P = 8 bar
1,6	1993,4	28,72	1172,31	145,79	1430,21	0,412	23,90	0,0165	0,395	147,67	18,09	
1,8	1862,9	28,73	1133,10	140,91	1382,38	0,426	26,89	0,0153	0,411	142,73	17,49	
2	1755,2	28,74	1099,68	136,76	1341,61	0,439	29,88	0,0142	0,425	138,52	16,97	

Karakteristik hız ne kadar yüksek olursa aynı tepki kuvvetini elde etmek için tüketilmesi gereken yakıcı-yakıt miktarı o kadar az olur. Bu bakımdan karakteristik hız parametresi bir verim ölçüsü olarak düşünülebilir. Sistem için bu hızın yüksek olması istenir, bu bakımdan gazların molekülsel ağırlıkları düşük ve yanma sıcaklıkları yüksek yakıcı-yakıtar seçilir.

Daha önce de söylenildiği gibi yakıt miktarının çok olduğu zengin yanma reaksiyonlarını dikkate alınmamıştır. Yanmanın fakirleşmesiyle adyabatik yanma sıcaklığı düştüğü için aynı tepki kuvvetini sağlayacak $\dot{w}$ yakıcı-yakıt debisi miktarı artmaktadır. Aynı düşünceden hareketle yanmaya giren hava ve kerozenin yanma odasına giriş sıcaklıkları oda sıcaklığı olan 300 K değilde 600 K olarak alınırsa elde edilen adyabatik yanma sıcaklığı arttığı için karakteristik hız da artmakta, dolayısıyla sisteme gerekli $\dot{w}$ yakıcı-yakıt debisi miktarı azalmaktadır.

Yanma odası uzunluğunun hesabında kullanılan L* karakteristik uzunluğun, Γ^2 ifadesi, yakıcı yakıtın kalma zamanı ve karakteristik hıza (c*) bağlı olduğuna değinilmişti. Sabit lüle geometrisi ve yanma odası çapı söz konusu olduğu zaman yanma odası boyu Lc sadece karakteristik hızın (c*) değişiminden etkilenmektedir. Kısacası yanma reaksiyonlarında elde edilecek karakteristik hız oda boyunu belirlemektedir. Bu tablolarda koyu renkle belirtilen satırlar, hava ile kerozenin stokiyometrik yanma reaksiyonunda hesaplanan değerleri göstermektedir. Görüleceği gibi bu durumda Lc= 20 cm olarak karakteristik hız ve oda geometrisine göre hesaplanmıştır. Karışım fakirleştikçe yanma sıcaklıkları düştüğü için yanma odası uzunluğu da düşmektedir. Burada dikkat edilmesi gereken nokta yanma odası hacmi çok küçük olduğu zaman yanmanın tam gerçekleşemeyerek verimin düşmesine yol açmasıdır. Bu problem geliştirilmiş bir karışım sağlayacak püskürtme sistemiyle giderilebilir. Bu bakımdan şu ana kadar hesapları yapılan roket motoruna uygun bir püskürtme sisteminin tasarlanması gerekmektedir.

Fiziksel ve kimyasal özelliklerden dolayı yakıcı-yakıtın verebileceği teorik güç sınırlıdır. Bu maksimum güce ulaşabilmek iyi bir püskürtme sistemi ile mümkün olacağından, püskürtme sisteminin tasarlanmasında, sistemin püskürtme şekli, demetin oluşumu, alevin yayılması, yakıcı-yakıt demetinin yanması ve kimyasal değişimleri gibi etkenler dikkatle incelenir.

Roket motoru püskürtme sisteminin yapımına, yakıcı-yakıtın özelliği ve miktarı püskürtme memesinin özellikleri, yanma odası basıncı ve sıcaklığı gibi faktörler etki etmektedir. Bu çalışmada kullanılan püskürtme sistemi roket motorlarında kullanılan püskürtme sistemlerinden farklıdır. Bunun sebebi yakıt olarak kullanılan kerozen, hava ile yanma reaksiyonuna sokularak, havayla çalışan bir roket motoru tasarlanmasının istenmesidir.

Havayla çalışan roket motoru tasarımında düşünülen püskürtme sistemi 'Hava Akımına Yapılan Püskürtmede Çap Dağılımı ve Hava Hareketleri ile Karşılıklı Etkileri' konulu doktora çalışmasındaki, Şekil 8.6 da gösterilen yanma odası modeli ve püskürtme sistemi örnek alınarak yapılmıştır. Yakıt olarak kullanılan kerozenin silindirik yanma odasının merkezinden konik demet şekli veren bir memeden istenilen basınçta yanma odasındaki hava akımına püskürtülmesi düşünülmüştür.

Tasarlanan roket motorunda elde edilmesi düşünülen tepki kuvveti için gerekli yakıcı-yakıt debisini verecek püskürtme memesinin boyutları gerek yanma reaksiyonu, gerekse yanma odası basınçları gibi birçok parametrenin değişiminden etkilenmektedir.

Püskürtme sistemindeki yakıt memesi kesit alanının (Af) bulunması için istenilen tepki kuvvetini sağlayacak yakıcı-yakıtın ağırlıksal debisi ($\dot{w}$) ve yakıcı-yakıtın özelliğine uygun olan karışım oranı hesaplanmıştır.

Roket motorundan alınması hedeflenen tepki kuvveti (F=400 N ve F=600 N) için gerekli yakıcı-yakıtın ağırlıksal debisi bulunduktan sonra, hava fazlalık katsayısı değişimlerine göre oluşan karışım oranlarındaki yakıcı ve yakıtın ağırlıksal debileri her durum için ayrı ayrı bulunmuştur. Yakıcı-yakıt ağırlıksal debilerinin hava fazlalık katsayısı değişimlerinin dışında, hava ile kerozenin yanma reaksiyonuna giriş sıcaklıklarından da etkilendiği unutulmamalıdır. Giriş sıcaklıklarının değişimi yanmaya girecek yakıt debisi miktarını ve yakıt memesi kesit alanını değiştirecektir. Belirtilen bu durumların her biri için yakıcı ve yakıt debileri ile yakıt memesi boyutları hesaplanarak Tablo 9.6 ve Tablo 9.7 de gösterilmiştir.

Bu sistemde havanın yanma odasına girişinin şu şekilde olmaktadır: Yakıt olarak hava akımına püskürtülecek kerozen silindirik bir borunun merkezinde olacak şekilde dış boruya tespit edilmiş ince bir boru ile yanma odasına taşınmakta ve bu ince borunun etrafından yanma odasına hava girişi olmaktadır.

Havanın yanma odasına girdiği kesit alanı, havayı taşıyan boruyla, kerozeni taşıyan borunun çap farkından meydana gelen alan olacaktır. Bu kesit alanı hava ile kerozenin iyi bir şekilde karışarak yanması için gereken hava ve yakıtın bağıl hız farkına göre hesaplanmıştır.

8.Bölümün başında püskürtmenin yapıldığı ortamdaki hava hızının, yakıt demetinin parçalanmasını önemli şekilde etkilediği görülmüştür. Sıvı ile hava arasındaki bağıl hızın artması durumunda parçalanma artacak ve kerozen yakıtın hava ile reaksiyona girecek yüzey alanı artacaktır. Püskürtülen yakıtın çıkış hızı hesaplanıp, bu hıza uygun olacak bir hava hızı seçilmiş ve roket motorundan elde edilmek istenilen tepki kuvvetini sağlayacak hava debisinin seçilen hızda yanma odasına girdiği kesit alanı hesaplanarak Tablo 9.6 ve Tablo 9.7 de gösterilmiştir.

Bu iki tabloda Af yakıt memesi kesit alanını, Df yakıt memesi çapını, Ah havanın yanma odasına girdiği kesit alanını ve son olarak Dh ise havayı yanma odasına getiren borunun çapını göstermektedir. Havanın yanma odasına girdiği kesit alanı iki duruma göre hesaplanmıştır. İlk yaklaşımla havanın yanma odasına giriş hızı 10 m/s seçilmiş daha sonra hesaba hava hızı 20 m/s kabul edilerek devam edilmiştir. Bu tablolarda koyu renkte olan satırlar hava ile kerozenin stokiyometrik reaksiyonundaki değerleri göstermektedir.

Bu tablolardan hava fazlalık katsayısının arttıkça yanmanın daha fakir karışımlarda gerçekleştiği ve yanma sıcaklıklarının azaldığı görülmektedir. Bu nedenle fakir karışım oranlarına gidildikçe elde edilmek istenen tepki kuvveti için gerekli yakıcı-yakıt debisi artmaktadır. Bununla birlikte karışım oranı artmakta ve yanmaya giren yakıt miktarı da bu artışla orantılı olarak azalmaktadır. Yakıt miktarı azalınca da buna bağlı olarak yakıt memesi çapları azalmaktadır.

Yanma reaksiyonlarında, girenler ısıtılırsa adyabatik yanma sıcaklığı artmakta ve daha verimli bir yanma elde edilebilmektedir. Giriş sıcaklığının T=600 K olması durumunda daha yüksek yanma sıcaklıkları elde edilebildiğinden gerekli yakıcı-yakıt debisi daha az olmakta ve buna bağlı olarak hesaplanan yakıt memesi çapları da giderek küçülmektedir.

Tablo 9.6 F= 400 N Pc= 6 bar ve 300 K ve 600K giriş sıcaklığındaki püskürtme sistemi karakteristiklerinin hava fazlalık katsayısına göre değişimi

HFK	Tc (K)	r	W kg/s	Wf kg/s	Wo kg/s	Af cm^2	Df cm	Ah cm^2		Dh cm		
								Vh=10m/s	Vh=20m/s	Vh=10m/s	Vh=20m/s	
0,8	2199,9	11,95	0,272	0,0210	0,251	0,0085	0,1042	0,0036	0,0018	0,0706	0,0519	
0,9	2327,6	13,45	0,268	0,0185	0,250	0,0075	0,0978	0,0036	0,0018	0,0704	0,0518	
1	**2432,7**	**14,94**	**0,265**	**0,0166**	**0,248**	**0,0067**	**0,0926**	**0,0036**	**0,0018**	**0,0703**	**0,0517**	T=300 K
1,2	2154,6	17,93	0,282	0,0149	0,267	0,0060	0,0877	0,0038	0,0019	0,0727	0,0533	F = 400 N
1,4	1942,8	20,92	0,297	0,0135	0,284	0,0055	0,0835	0,0041	0,0020	0,0747	0,0547	P = 6 bar
1,6	1775,7	23,90	0,311	0,0124	0,299	0,0050	0,0800	0,0043	0,0021	0,0765	0,0559	
1,8	1640,4	26,89	0,323	0,0116	0,311	0,0047	0,0774	0,0045	0,0022	0,0781	0,0570	
2	1528,5	29,88	0,335	0,0108	0,324	0,0044	0,0747	0,0047	0,0023	0,0795	0,0580	

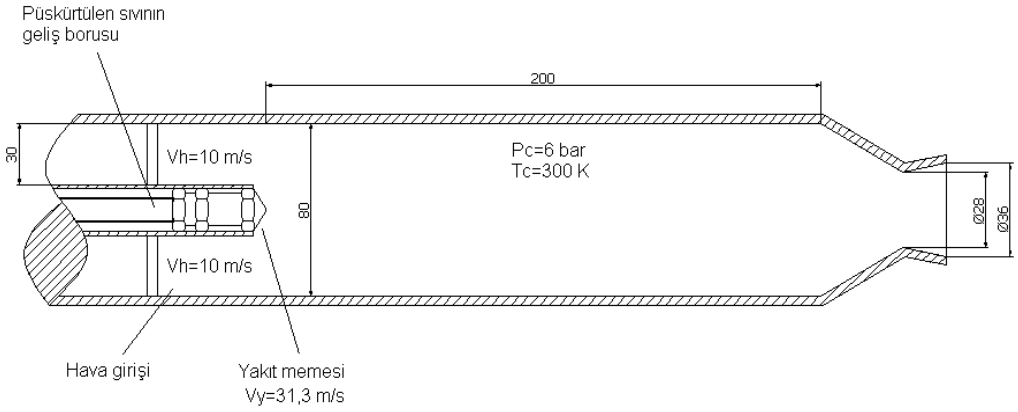
HFK	Tc (K)	r	W kg/s	Wf kg/s	Wo kg/s	Af cm^2	Df cm	Ah cm^2		Dh cm		
								Vh=10m/s	Vh=20m/s	Vh=10m/s	Vh=20m/s	
0,8	2392,2	11,95	0,261	0,0202	0,241	0,0082	0,1020	0,0069	0,0035	0,0959	0,0693	
0,9	2522,3	13,45	0,257	0,0178	0,239	0,0072	0,0959	0,0069	0,0034	0,0956	0,0691	
1	**2629,4**	**14,94**	**0,255**	**0,0160**	**0,239**	**0,0065**	**0,0909**	**0,0069**	**0,0034**	**0,0956**	**0,0691**	T=600 K
1,2	2359,7	17,93	0,269	0,0142	0,255	0,0058	0,0857	0,0073	0,0037	0,0986	0,0711	F=400 N
1,4	2154,6	20,92	0,282	0,0129	0,269	0,0052	0,0815	0,0077	0,0039	0,1012	0,0729	P=6 bar
1,6	1993,4	23,90	0,293	0,0118	0,281	0,0048	0,0780	0,0081	0,0040	0,1034	0,0744	
1,8	1862,9	26,89	0,303	0,0109	0,292	0,0044	0,0749	0,0084	0,0042	0,1053	0,0758	
2	1755,2	29,88	0,313	0,0101	0,303	0,0041	0,0724	0,0087	0,0043	0,1071	0,0771	

Tablo 9.7 F= 600 N, Pc= 8 bar ve 300 K ve 600K giriş sıcaklığındaki püskürtme sistemi karakteristiklerinin hava fazlalık katsayısına göre değişimi

HFK	Tc (K)	r	W kg/s	Wf kg/s	Wo kg/s	Af cm^2	Df cm	Ah cm^2		Dh cm		
								Vh=10m/s	Vh=20m/s	Vh=10m/s	Vh=20m/s	
0,8	2199,9	11,95	0,382	0,0295	0,352	0,0120	0,1234	0,0038	0,0019	0,0723	0,0531	
0,9	2327,6	13,45	0,376	0,0260	0,350	0,0106	0,1160	0,0038	0,0019	0,0721	0,0529	
1	**2432,7**	**14,94**	**0,372**	**0,0233**	**0,349**	**0,0095**	**0,1098**	**0,0038**	**0,0019**	**0,0720**	**0,0528**	T=300 K
1,2	2154,6	17,93	0,396	0,0209	0,375	0,0085	0,1039	0,0040	0,0020	0,0744	0,0545	F=600 N
1,4	1942,8	20,92	0,417	0,0190	0,398	0,0077	0,0991	0,0043	0,0021	0,0765	0,0559	P=8 bar
1,6	1775,7	23,90	0,436	0,0175	0,419	0,0071	0,0951	0,0045	0,0023	0,0783	0,0572	
1,8	1640,4	26,89	0,454	0,0163	0,437	0,0066	0,0917	0,0047	0,0024	0,0800	0,0583	
2	1528,5	29,88	0,470	0,0152	0,455	0,0062	0,0887	0,0049	0,0024	0,0815	0,0593	

HFK	Tc (K)	r	W kg/s	Wf kg/s	Wo kg/s	Af cm^2	Df cm	Ah cm^2		Dh cm		
								Vh=10m/s	Vh=20m/s	Vh=10m/s	Vh=20m/s	
0,8	2392,2	11,95	0,366	0,0283	0,338	0,0115	0,1209	0,0073	0,0036	0,0983	0,0710	
0,9	2522,3	13,45	0,361	0,0250	0,336	0,0101	0,1137	0,0072	0,0036	0,0981	0,0708	
1	**2629,4**	**14,94**	**0,358**	**0,0225**	**0,335**	**0,0091**	**0,1077**	**0,0072**	**0,0036**	**0,0980**	**0,0707**	T=600 K
1,2	2359,7	17,93	0,378	0,0200	0,358	0,0081	0,1016	0,0077	0,0039	0,1011	0,0729	F=600 N
1,4	2154,6	20,92	0,396	0,0181	0,378	0,0073	0,0966	0,0081	0,0041	0,1037	0,0747	P=8 bar
1,6	1993,4	23,90	0,412	0,0165	0,395	0,0067	0,0924	0,0085	0,0043	0,1060	0,0763	
1,8	1862,9	26,89	0,426	0,0153	0,411	0,0062	0,0888	0,0088	0,0044	0,1080	0,0776	
2	1755,2	29,88	0,439	0,0142	0,425	0,0058	0,0857	0,0091	0,0046	0,1097	0,0789	

Hava ile kerozenin stokiyometrik karışım oranı için gerekli hava debisi (F=400 N ve Pc=6 bar) 10 m/s ile yanma odasına girdiğinde hesaplanan D_H =0,07 m olmaktadır. Örnek alınan roket motoru yanma odasının çapının ise Dc=0,08 m olduğunu düşünülürse havayı taşıyan borunun yanma odasıyla aynı çapta yapılması uygun bir düşünce olur. Bu sistem daha önce 8.Bölümde Şekil 8.10 ile gösterildiği biçimde aşağıda görülebilmektedir.

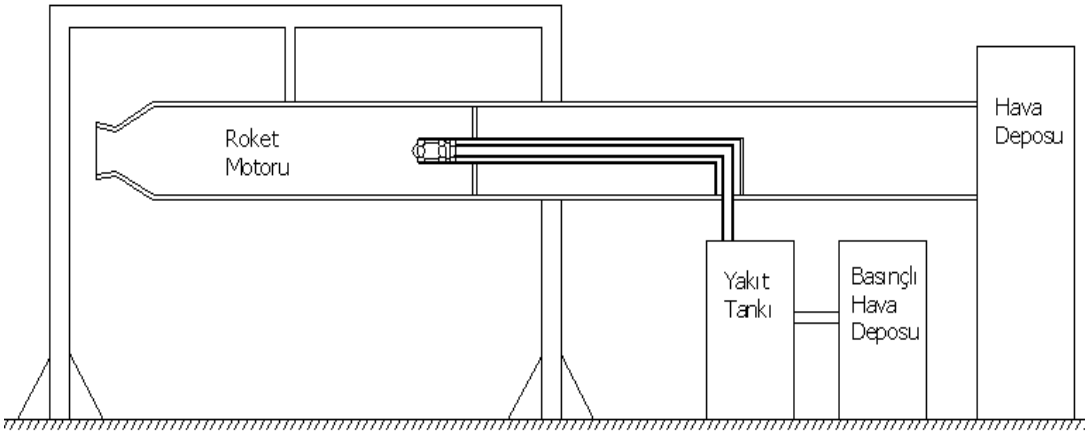


Şekil 9.1 Havanın yanma odasına 10 m/s ile girdiği durumdaki konstrüksiyon

Görüldüğü gibi hava hızlarının artması durumunda aynı debiyi vermek için gerekli kesit alanı azalacaktır. Havanın yanma odasına 20 m/s ile girme durumunda havayı taşıyan borunun çapı küçülerek D_H =0,51 m olmaktadır. Böylelikle havayı taşıyan borunun yanma odası çapıyla eş yapılması durumu ortadan kalkmıştır.

Hava hızlarının 20 m/s ile yanma odasına girmesi ve havayı taşıyan borunun yanma odası çapıyla eş olması istenirse, yanmaya giren hava debisinin arttırılması gerekir. Bu da sabit karışım oranı için roket motorundan elde edilecek tepki kuvvetinin artması anlamına gelmektedir. F=400 N tepki kuvvetini sağlayan yakıcı-yakıt debisi ve yanma odası basıncına göre yapılan hesaplar, F=600 N tepki kuvveti sağlayacak yanma odası basıncı ve yakıcı-yakıt debisi için tekrarlanarak tablolarda ifade edilmiştir.Tepki kuvvetinin F= 600 N'a çıkması durumunda yanma odasına giren yakıcı-yakıt debisi miktarı artmıştır. Karışım oranlarına göre hava debisinin değişimi Tablo 9.7'deki gibidir. İstenilen debideki havanın 20 m/s ile yanma odasına girmesi için gerekli kesit alanı havayı taşıyan borunun çapı D_H=0,053 m olması ile sağlanmaktadır. Bu durumda da havayı taşıyan boru çapıyla yanma odası çapı eş olmamıştır. Hava hızları yukarıdaki kriterlere uygun olarak seçildiği takdirde

tasarladığımız sistem gerçekleşmiş olur ve havayı yanma odasına taşıyan boru roket motorunun yanma odasıyla aşağıda daha önce Şekil 8.10 ile gösterildiği biçimde örtüşür.



Şekil 9.2 Sistem şeması

Sonuç olarak bu tez çalışmasında;

- Sabit bir hızla seyreden taşıta etkiyen seyir dirençlerinin hesaplanarak gerekli kuvvetin bulunması,
- İstenilen kuvvete göre tasarlanacak yanma odası basıncının uygun değerinin lüle dar boğaz kesit alanına (At) göre seçilmesi,
- Kerozen ile havanın çeşitli karışım oranlarındaki yanma reaksiyonlarının incelenerek oluşan adyabatik yanma sıcaklıklarına göre lüle karakteristik hızının ve istenilen tepki kuvvetini sağlayacak yakıcı-yakıt debisinin hesaplanması,
- Aynı şekilde kerozen ile havanın yanma reaksiyonunda giriş sıcaklığının değiştirilerek oluşan yeni adyabatik yanma sıcaklıklarına göre karakteristik hızının ve yakıcı-yakıt debisinin hesaplanması,
- Yukarıdaki incelenen koşullar için yakıcı ve yakıt debilerinin ayrı ayrı hesaplanarak yapılacak sistem için uygun bir püskürtme sisteminin tasarlanması

aşamaları gerçekleştirilerek örnek bir taşıtın havayla çalışan bir roket motoruyla tahriği modellenmeye çalışılmıştır.

KAYNAKLAR

[1] **Ardema, M.D., Bowles, J.V., Whittaker, T.,** 1995, Near Optimal Propulsion System Operation for an Air-breating Launch Vehicle, *Journal of Spacecraft and Rockets*, v32 n6 Nov-Dec, 951-956

[2] **Barrére, M., Jaumotte, A., Veubeke, B., Vanderkerckhove, J.,** 1960, *Rocket Propulsion*, Elveser Publishing Company, New York

[3] **Batan, F.,** 1986, *Renault 9 GTL Taşıtı İçin Muhtelif Viteslerde Seyir Diyagramlarının Çizilmesi Ve Seyir Dirençlerinin Hesaplanması, Lisans Bitirme Çalışması*, İTÜ Makine Fakültesi, İstanbul

[4] **Christensen, K.,** 1999, Air Turborocket/Vehicle Performance Comparison, *Journal of Propulsion and Power*, v15 n5, 706-712

[5] **Çengel, A., Öztürk, A.,** 1995, *Çözümlü Problemlerle Termodinamik*, Çağlayan Yayınları, İstanbul

[6] **Daines, R. and Segal, C.,** 1998, Combined Rocket And Air Breathing Propulsion Systems For Space Launch Applications, *Journal of Propulsion and Power*, v4, n5, September-October, 605-612

[7] **Dieter, K., Huang, H.D.,** 1971, Design of Liquid Propellant Rocket Engines, NASA.

[8] **Edis, K., Karadoğan, H.,** 1992, *Makine Mühendisleri İçin Uygulamalı Akışkanlar Mekaniği Lisans Ders Notları*, İTÜ Makine Fakültesi, İstanbul

[9] **Elmas, M.,** 1987, *Sıvı Yakıcı-Yakıtlı Roket Motorlarında Yanma Olayının İncelenmesi, Lisans Bitirme Çalışması*, İTÜ Makine Fakültesi, İstanbul

[10] **Goodger, E.M.,** 1953, *Petroleum and Performance in İnternal-Combustion Engineering*, Butterworth Scientific Publications, London

[11] **Güney, A.,** 1989, *Taşıtlarda Güç İletimi Yüksek Lisans Ders Notları*, İTÜ Makine Fakültesi, İstanbul

[12] **Hill, P.G., and Peterson, C.R.,** 1970, *Mechanics and Thermodynamics of Propulsion*, Addison-Wesley Publishing Company, the USA

[13] **Kay, I., Peschke, W.T., and Guilet, R.N.,** 1992, Hydrocarbon-Fueled Scramjet Combustor Investigation, *Journal of Propulsion and Power*, v8, n2, March-April, 507-512

[14] **Kotil, T. ,** 1983, *Roketteki Aeroinamik Olayların İncelenmesi, Lisans Bitirme Çalışması*, İTÜ Makine Fakültesi, İstanbul

[15] **Lickfold, R., Scheugenplflug, H., Eklund, D., Datko, J.,** 2001, Air-breathing propulsion, *Aerospace America*, December, 56-57

[16] **Mc Clinton, C.R.,** 1999, Air-breathing Engines, *ScientificAmerika*, v2, n5, February, 43-45

[17] **Qi, F., Wangt, J., Chent, C.,** 1998, Preliminary Analysis of an Airbreathing and Rocket Combined-Cycle Engine, *Journal of Propulsion and Power*, v4, n5, September-October, 613-619

[18] **Safgönül, B.**, Roket Motorları Püskürtme Sistemleri Karakteristiklerinin Yanma Olaylarına Etkisi, Yayınlanmamış Çalışması, İ.T.Ü. Otomotiv Ana Bilim Dalı Kütüphanesi, İstanbul

[19] **Safgönül, B.**, 1967, Hava Akımına Yapılan Püskürtmede Çap Dağılımı ve Hava Hareketleri ile Karşılıklı Etkileri, *Doktora Tezi*, İ.T.Ü. Fen Bilimleri Enstitüsü, İstanbul

[20] **Safgönül, B.**, 1978, *Sıvı Yakıcı-Yakıtlı Roket Motorları*, İ.T.Ü. Mühendislik ve Mimarlık Fakültesi Yayın No:128, Matbaa Teknisyenleri Koll. Şti, İstanbul

[21] **Thompson, R.J.,** 1959, High Temperature Thermodynamics and Theoritical Performance Evalotion of Rocket Propellants, *Combustion and Propulsion Researches and Reviews, The Chemitry Of Propellants*, Eds. Penner, S.S., Ducarme, J.,Pergamon Press, Oxford

[22] **Soruşbay, C.,** 1998, *Diesel Motorlarında Karışım Oluşturulması Yüksek Lisans Ders Notları*, İTÜ Makine Fakültesi, İstanbul

[23] **Sunay,Ç.,** 1999, Roketin Kısa Tarihi, *Bilim ve Teknik Dergisi*, Mayıs, İstanbul, 50-55

[24] **Sutton, G.P.,** 1963, *Rocket Propulsion Elements*, John Wiley & Sons, Inc., the USA

[25] **White, F.M.,** 1986, *Fluid Mechanics*, Second Edition, McGraw-Hill Book Company, New York

[26] **Zucrow, M.J.,** 1948, *Principles of Jet Propulsion and Gas Turbines*, John Wiley & Sons, Inc., the USA

[27] www.NASA.gov, 2003

[28] www.HowStuffWorks.com, 2003

[29] www.ist.edu.tr, 2003

[30] www.havaci.com, 2003

[31] www.yahoo.com, 2003

ÖZGEÇMİŞ

Mehmet Mert ARICAN 1978 yılında Ankara'da doğdu. İlk okulu Yükseliş Koleji'nde bitirdi. Orta ve lise öğrenimini ise T.E.D. Ankara Koleji'nde tamamladı. 1996 yılında İ.T.Ü. Makina Fakültesi'nde lisans öğrenimine başladı. 2000 yılında mezun olduktan sonra aynı yıl İ.T.Ü. Fen Bilimleri Enstitüsü'nde Otomotiv Yüksek Lisans programına girdi. 2002 yılında İ.T.Ü. Otomotiv Ana Bilim Dalında Araştırma Görevlisi olarak çalışmaya başladı. Mehmet Mert ARICAN halen İ.T.Ü. Otomotiv Ana Bilim Dalı'nda yüksek lisans eğitimine ve araştırma görevliliğine devam etmektedir.