



UZATILABİLİR DİFÜZÖRLÜ 10 KN'LUK LOX/RP-1 YAKITLI ROKET MOTORUNUN TASARIMI VE ANALİZİ

YÜKSEK LİSANS TEZİ

ALİ SÜLEYMAN

**MERSİN ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ**

**MAKİNE MÜHENDİSLİĞİ
ANABİLİM DALI**

**MERSİN
AĞUSTOS - 2023**

**UZATILABİLİR DİFÜZÖRLÜ 10 KN'LUK LOX/RP-1
YAKITLI ROKET MOTORUNUN TASARIMI VE ANALİZİ**

YÜKSEK LİSANS TEZİ

ALİ SÜLEYMAN
ORCID ID: 0000-0003-1903-1141

MERSİN ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

MAKİNE MÜHENDİSLİĞİ
ANABİLİM DALI

DANIŞMAN
DOÇ. DR. HÜSEYİN MUTLU
ORCID ID: 0000-0002-4770-2873

İKİNCİ DANIŞMAN
DOÇ. DR. MURAT ÇELİK
ORCID ID: 0000-0002-3133-7656

MERSİN
AĞUSTOS - 2023

ÖZET

UZATILABİLİR DİFÜZÖRLÜ 10 kN'LUK LOX/RP-1 YAKITLI ROKET MOTORUNUN TASARIMI VE ANALİZİ

Bu çalışma, farklı basınç koşullarında sabit roket difüzörlerinin davranışını inceleyerek sıvı roket motorlarının tasarımı, performansı ve genişleme aşamaları hakkında önemli bilgi sunar. Deniz seviyesinde tam genişleme kullanarak itki performansını artırma olanağı gözlenmiştir. Sabit difüzör yapıları roket motorunun boyu kısaltılarak deniz seviyesinde tam genişleme sağlanmış, ardından 10 km yükseklikte uzatılabilir difüzörle tam genişleme elde edilmiştir. Uzatılabilir difüzör yapısına sahip roket motoru deniz seviyesinde 9867 N itki üretirken sabit difüzör yapısına sahip olan 9002 N itki üretmiştir. Bu sonuçlar, uzatılabilir difüzör yapısının hedeflenen itki değerine daha yakın olduğunu ve tasarım amacını etkili bir şekilde yansıttığını gösterir. Ayrıca, 10 kN itki kapasiteli sıvı çift yakıtlı roket motorunun tasarımı, uzatma mekanizması da dahil, geliştirilmiş, üretimi CNC işleme teknikleriyle planlanmış ve entegrasyonu kaynak yöntemiyle gerçekleştirilebilmektedir. Python 3 tabanlı kullanıcı dostu bir grafik arayüzüyle itki odası tasarımı kolaylaştırılmıştır. Geliştirilen programı kullanılarak itki odasının difüzörü tasarlanmıştır.

Anahtar Kelimeler: İtki Odası, Difüzör, Uzatma Mekanizması, HAD Analizi.

Danışmanlar: Doç. Dr. Hüseyin Mutlu, Mersin Üniversitesi, Makine Mühendisliği Anabilim Dalı, Mersin. Doç. Dr. Murat Çelik, Boğaziçi Üniversitesi, Makine Mühendisliği Anabilim Dalı, İstanbul.

ABSTRACT

DESIGN AND ANALYSIS OF 10 kN LOX/RP-1 ROCKET ENGINE WITH EXTENDABLE DIFFUSER

This study presents significant insights into the behavior of fixed rocket nozzles under varying pressure conditions, offering valuable information about the design, performance, and expansion phases of liquid rocket engines. The potential for enhancing thrust performance through full expansion at sea level has been observed. By shortening the length of the fixed nozzle rocket motor, full expansion at sea level was achieved, followed by achieving full expansion at 10 km altitude using a nozzle extension. A rocket motor with an extendable nozzle structure produces 9867 N of thrust at sea level, while a rocket motor with a fixed nozzle structure produces 9002 N of thrust. These results highlight that the extendable nozzle structure is more closely aligned with the targeted thrust value and effectively embodies the design intent. Furthermore, the design of a 10 kN thrust capacity liquid bipropellant rocket motor, including the extension mechanism, has been developed, with manufacturing planned using CNC machining techniques and integration achieved through welding methods. The thrust chamber design has been facilitated by a user-friendly graphical interface developed in Python 3. The nozzle of the thrust chamber has been designed using that developed program.

Keywords: Propulsion Chamber, Diffuser, Extension Mechanism, CFD Analysis.

Advisors: Assoc. Prof. Dr. Huseyin Mutlu, Department of Mechanical Engineering, Mersin University, Mersin. Assoc. Prof. Dr. Murat Celik, Department of Mechanical Engineering, Bogazici University, Istanbul.

TEŞEKKÜR

Yoksulluk ve sağlık sorunlarıyla karşı karşıya kalmasına rağmen yine de tıp öğrencisi olmayı ve yarım felç geçirmeden önce dereceyle mezun olmayı başaran annemin umut mirasını sürdürmekten gurur duyuyorum çünkü bende kalıcı büyük bir izlenim bıraktı. Ayrıca, sevgi dolu aileme minnettarım.

Tez yöneticilerim olan Sayın Doç. Dr. Hüseyin MUTLU ve Sayın Doç. Dr. Murat ÇELİK'e teşekkür ederim.



İÇİNDEKİLER

	Sayfa
İÇ KAPAK	i
ONAY	ii
ETİK BEYAN	iii
ÖZET	iv
ABSTRACT	v
TEŞEKKÜR	vi
İÇİNDEKİLER	vii
TABLOLAR DİZİNİ	viii
ŞEKİLLER DİZİNİ	ix
SİMGELER VE KISALTMALAR	x
1. GİRİŞ	1
2. UZATILABİLİR DİFÜZÖRLERİN LİTERATÜR TARAMASI	10
3. DİFÜZÖR TASARIMI İÇİN GKA GELİŞTİRME	18
3.1. GKA Uygulaması ve NASA RPA Uygulaması ile Kıyaslama	18
3.2. GKA Uygulaması ile Çan Şekli Difüzör Hesaplaması	22
4. DİFÜZÖR HAD ANALİZLERİ	30
4.1. İtki Odasının İç Alanının HAD Analizi ve NASA RPA ile Karşılaştırılması	30
4.2. İtki Odasının Dış Alanı Dahil Farklı Yüksekliklerde HAD Analizi	36
4.2.1. Deniz Seviyesinde Aşırı Genleşmiş Akış	36
4.2.2. 10 km Yükseklikte Tam Genleşmiş Akış	41
4.2.3. 20 km Yükseklikte Az Genleşmiş Akış	46
5. UZATILABİLİR DİFÜZÖRLÜ İTKİ ODASI VE HAD ANALİZLERİ	51
5.1. Uzatılabilir Difüzörlü İtki Odasının Tasarımı	54
5.2. Uzatılabilir Difüzörlü İtki Odasının HAD Analizi	58
5.3. Uzatma Mekanizması ve Roket Motoru Parçaları	63
5.3.1. Uzatma Mekanizması	63
5.3.2. Difüzör Uzatma Mekanizmalı Roket Motorunun Bileşenleri	66
6. SONUÇLAR ve ÖNERİLER	72
KAYNAKLAR	74
EKLER	77
Ek-A Difüzörün Uzatmasının İtki Üzerindeki Etkisi	77
Ek-B Maksimum İtki Performansı ve $P_e = P_a$ Gerektiğini Gösteren İspat	82
Ek-C Tam Genleşmiş Akışın Gerçekleştiği İrtifanın Tespit Edilmesi	84
ÖZGEÇMİŞ	89

TABLÖLER DİZİNİ

	Sayfa
Tablo 3.1. İncelenen motor parametreleri (Korkmaz ve Yaman, 2022)	19
Tablo 3.2. RPA ve CEA'nın karşılaştırılması	19
Tablo 3.3. GKA girdileri (Patel ve diğerleri, 2019; Martin ve diğerleri, 2020)	21
Tablo 3.4. İtke odası geometrisinin GKA ile NASA RPA arasındaki karşılaştırması	29
Tablo 4.1. ANSYS FLUENT'te HAD analizi ayarları (Jayaprakash, 2022)	31
Tablo 4.2. Kullanılan mesh özellikleri	32
Tablo 4.3. HAD Analizinin NASA RPA ile Karşılaştırması	35
Tablo 4.4. Aşırı genişmiş akışın ANSYS FLUENT'te HAD analizi ayarları (Jayaprakash, 2022)	37
Tablo 4.5. ANSYS FLUENT'te HAD analizi ayarları (Jayaprakash, 2022)	42
Tablo 4.6. Az genişmiş akışın ANSYS FLUENT'te HAD analizi ayarları (Jayaprakash, 2022)	47
Tablo 5.1. İtke odası geometrisinin GKA ile NASA RPA arasındaki karşılaştırması	57
Tablo 5.2. Deniz seviyesinde tam genişmiş akışın ANSYS FLUENT yazılımında yapılan HAD analizi ayarları (Jayaprakash, 2022)	58
Tablo 5.3. Deniz seviyesinde uzatılabilir difüzörlü ile sabit difüzörlü roket motorların itke farkı	62

ŞEKİLLER DİZİNİ

	Sayfa
Şekil 1.1. İtki odasının şeması (Sutton ve Biblarz, 2017)	1
Şekil 1.2. Enjeksiyonun bazı yaygın tipleri (Mishra, 2017)	2
Şekil 1.3. Soğutma sistemlerinin bazı tipleri (Mishra, 2017)	3
Şekil 1.4. İtki odasının boğazı (Mishra, 2017)	4
Şekil 1.5. Farklı akış koşulları için yakınsak-ıraksak itki odasının basınç dağılımı (Sutton ve Biblarz, 2017).	4
Şekil 1.6. İdeal durumda yakınsak-ıraksak itki odasının uzunluğu ile basınç, sıcaklık ve Mach sayısındaki değişimler (Mishra, 2017)	5
Şekil 1.7. Difüzörün en yaygın şekilleri (Mishra, 2017; Sutton ve Biblarz, 2017)	6
Şekil 1.8. Sabit nozülün egzoz gazı davranış aşamaları (Östlund, 2002)	7
Şekil 1.9. İrtifaya göre sabit difüzör ve iritfayı dengeleyen difüzörün performansı (Östlund, 2002)	8
Şekil 1.10. Difüzörün uzatılma şeması (Sutton ve Biblarz, 2017)	9
Şekil 2.1. Fırlatma aracının içindeyken difüzörün toplanmış hali (Wolf, 1964)	10
Şekil 2.2. Difüzörün açılmış hali (Wolf, 1964)	11
Şekil 2.3. Difüzörün toplanmış hali (Ward, 1966)	11
Şekil 2.4. Difüzörün açılmış hali (Ward, 1966)	12
Şekil 2.5. Difüzörün toplanmış hali (Fulton et al., 1967)	12
Şekil 2.6. Difüzörün açılmış hali (Fulton et al., 1967)	13
Şekil 2.7. Difüzörün toplanmış hali (Carey, 1973)	13
Şekil 2.8. Difüzörün açılmış hali (Carey, 1973)	14
Şekil 2.9. Difüzörün toplanmış hali (Inman, 1983)	14
Şekil 2.10. Difüzörün açılmış hali (Inman, 1983)	15
Şekil 2.11. Difüzörün toplanmış hali (Inman, 1984)	15
Şekil 2.12. Difüzörün açılmış hali (Inman, 1984)	16
Şekil 2.13. Uzatılabilir difüzörün tamamen katlanmış hali (Jencek, 1988)	16
Şekil 2.14. Uzatılabilir difüzörün kısmen açılmış hali (Jencek, 1988)	16
Şekil 2.15. Uzatılabilir difüzörün tamamen uzatılmış hali (Jencek, 1988)	17
Şekil 3.1. İtki odasının NASA RPA geometrisi (Ponomarenko, 2014)	18
Şekil 3.2. Kısaltılmış İdeal Kontur ile Parabolik Konturun arasındaki farkı (Khare ve Saha, 2021).	18
Şekil 3.3. GKA'nın ana görünümü	20
Şekil 3.4. İtki odasının ıraksak bölümünün parabolik konturunun resmi (Singh, 2019)	21
Şekil 3.5. GKA hesaplama prosedürü	22
Şekil 3.6. Geometrik yöntemle difüzörün parabolik şeklinin çizimi (Newlands, 2017)	23
Şekil 3.7. X ve Y eksenlerinin merkezi tam boğaz noktasında bulunur (Newlands, 2017)	24
Şekil 3.8. Çeşitli yüzde uzunlukları için genleşme oranına göre θ_n ve θ_e açıları (Newlands, 2017)	25
Şekil 3.9. GKA uygulamasının ana sayfasında elde edilen sonuçlar	27
Şekil 3.10. GKA uygulamasının oluşturduğu out.xlsx dosyası	27
Şekil 3.11. GKA uygulamasının oluşturduğu grafik	28
Şekil 3.12. NASA RPA'nın difüzörünün boyutlandırması (Ponomarenko, 2014)	29
Şekil 4.1. CATIA'da itki odasının çizimi	30
Şekil 4.2. CATIA'da çizilmiş itki odasının alanı	30
Şekil 4.3. İtki odasının sınır koşulları	31
Şekil 4.4. Statik basınç konturu (Pa)	32
Şekil 4.5. Statik sıcaklık konturu (K)	33
Şekil 4.6. Mach number olarak hız konturu	33
Şekil 4.7. Merkezi ekseni gösteren çizginin konumu	33
Şekil 4.8. İtki odası boyunca merkezi eksende statik basınç dağılımı	34
Şekil 4.9. İtki odası boyunca merkezi eksende statik sıcaklık dağılımı	34
Şekil 4.10. İtki odası boyunca merkezi eksende Mach sayısı dağılımı	35

	Sayfa
Şekil 4.11. Aşırı genişleşmiş akış şekli (O’Leary ve Beck, 1992)	37
Şekil 4.12. Aşırı genişleşmiş akışta statik basınç konturu (Pa)	39
Şekil 4.13. Aşırı genişleşmiş akışta itki odası boyunca merkezi ekseninde statik basınç dağılımı	39
Şekil 4.14. Aşırı genişleşmiş akışta statik sıcaklık konturu (K)	40
Şekil 4.15. Aşırı genişleşmiş akışta itki odası boyunca merkezi ekseninde statik sıcaklık dağılımı	40
Şekil 4.16. Aşırı genişleşmiş akışta Mach sayısı olarak hız konturu	41
Şekil 4.17. Aşırı genişleşmiş akışta itki odası boyunca merkezi ekseninde Mach sayısı dağılımı	41
Şekil 4.18. Tam genişleşmiş akışta statik basınç konturu (Pa)	43
Şekil 4.19. Tam genişleşmiş akışta merkezi ekseninde itki odasının iç ve dış statik basınç Dağılımı	44
Şekil 4.20. Tam genişleşmiş akışta statik sıcaklık konturu (K)	44
Şekil 4.21. Tam genişleşmiş akışta merkezi ekseninde itki odasının iç ve dış statik sıcaklık dağılımı	45
Şekil 4.22. Tam genişleşmiş akışta Mach sayısı olarak hız konturu	45
Şekil 4.23. Tam genişleşmiş akışta merkezi ekseninde itki odasının iç ve dış Mach sayısı Dağılımı	46
Şekil 4.24. Az genişleşmiş akış şekli (Marjan ve Husain, 2021)	46
Şekil 4.25. Az genişleşmiş akışta statik basınç konturu (Pa)	48
Şekil 4.26. Az genişleşmiş akışta merkezi ekseninde itki odasının iç ve dış statik basınç dağılımı	48
Şekil 4.27. Az genişleşmiş akışta statik sıcaklık konturu (K)	49
Şekil 4.28. Az genişleşmiş akışta merkezi ekseninde itki odasının iç ve dış statik sıcaklık dağılımı	49
Şekil 4.29. Az genişleşmiş akışta Mach sayısı olarak hız konturu	50
Şekil 4.30. Az genişleşmiş akışta merkezi ekseninde itki odasının iç ve dış Mach sayısı dağılımı	50
Şekil 5.1. Sabit difüzörün irtifaya göre akış şekilleri (Scott, 2005)	51
Şekil 5.2. Difüzör genişleme oranı $\epsilon=45$ ve $\epsilon=100$ için özgül itkinin irtifaya göre değişimi (Khare ve Saha, 2021)	53
Şekil 5.3. Geleneksel roket motorlarında irtifa ile itki performansının ilişkisi (Mishra, 2017)	54
Şekil 5.4. Uzatılabilir difüzörün irtifaya göre akış şekilleri	55
Şekil 5.5. Deniz seviyesinde tam genişleşmiş akış için hesaplamaları yapan GKA uygulamasının ana sayfası görüntüsü	56
Şekil 5.6. Deniz seviyesinde tam genişleşmiş akış için hesaplamaları yapan NASA RPA görüntüsü (Ponomarenko, 2014)	56
Şekil 5.7. Catia programında deniz seviyesinde tam genişleşmiş akış için itki odasının çizimi	57
Şekil 5.8. Tasarlanan itki odasının deniz seviyesindeki statik basınç dağılımı	59
Şekil 5.9. Tasarlanan itki odasının deniz seviyesinde merkezi eksen boyunca statik basınç dağılımı	59
Şekil 5.10. Tasarlanan itki odasının deniz seviyesinde statik sıcaklık dağılımı	60
Şekil 5.11. Tasarlanan itki odasının deniz seviyesindeki statik basınç dağılımı Tasarlanan itki odasının deniz seviyesinde merkezi eksen boyunca statik sıcaklık dağılımı	60
Şekil 5.12. Tasarlanan itki odasının deniz seviyesinde Mach sayısı olarak hız dağılımı	61
Şekil 5.13. Tasarlanan itki odasının deniz seviyesinde merkezi eksen boyunca Mach sayısı dağılımı	61
Şekil 5.14. Tasarlanan itki odasının deniz seviyesinde NASA RPA programında hesaplanan termodinamik özellikleri (Ponomarenko, 2014)	62
Şekil 5.15. Uzatılabilir difüzörlü roket motorunun çekilmiş görünümü (deniz seviyesi konfigürasyonu)	64

	Sayfa
Şekil 5.16. Uzatılabilir difüzörlü roket motorunun difüzörünüm tamamen açılmış hali	65
Şekil 5.17. Uzatılabilir difüzörlü roket motorunun kısmen açılmış hali	66
Şekil 5.18. Uzatılabilir difüzörlü roket motorunun kesit alanı	67
Şekil 5.19. İtke odasının tasarımı	67
Şekil 5.20. Roket motorunda mevcut olan kaynak yerleri	68
Şekil 5.21. Enjektörün tasarımı (İskender, 2022; Uç, 2019)	68
Şekil 5.22. Kapak parçasının tasarımı	69
Şekil 5.23. Soğutma ceketinin tasarımı	69
Şekil 5.24. Çelik-Kompozit uzatma parçasının tasarımı	70
Şekil 5.25. Dört çubuk mekanizmasının birinci uzvu tasarımı	70
Şekil 5.26. Dört çubuk mekanizmasının ikinci uzvu tasarımı	71
Şekil 5.27. Uzatma mekanizmasının aktüatörü	71

SİMGELER VE KISALTMALAR

Kısaltma/Simge	Tanım
HAD	Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği
GKA	Grafik Kullanıcı Arayüzü



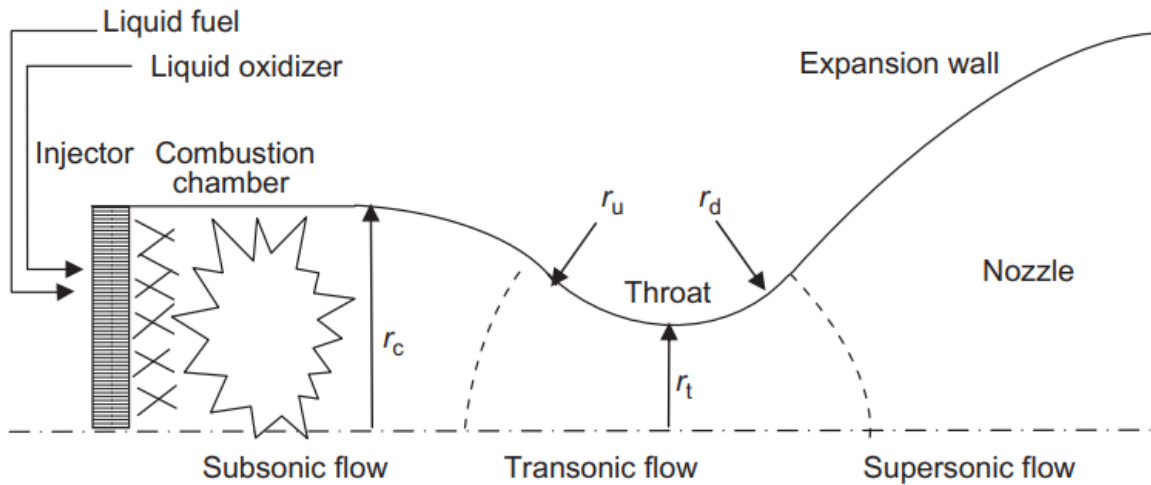
1. GİRİŞ

Sıvı roket motorlarının (SRM) temel çalışma prensibi, motorun yanma odasında yakıt ve oksitleyicinin yanmasıyla yüksek basınçlı ve yüksek sıcaklıktaki egzoz gazının üretilmesidir. Bu yüksek basınç ve sıcaklıkta olan egzoz gazları daha sonra itki kuvveti oluşturmak için hızlandırıldıkları difüzörden geçerler (Sutton ve Biblarz, 2017; Mishra, 2017; Turner, 2009).

Genel olarak, sıvı yakıtlar tanklarda depolanır ve bir dizi pompa ve valf aracılığıyla yanma odasına beslenirler. Bu roket sistemleri, doğru zamanda ve doğru miktarda yakıt ve oksitleyici karışımının yanma odasına iletilmesini sağlamak için tasarlanır. Yakıtın tutuşturulma işlemine "ateşleme" adı verilir. Ateşleme yöntemi, kullanılan motor tipine bağlı olarak farklılık gösterebilir. Sıvı roket motorlarında yaygın olarak kullanılan ateşleme yöntemleri arasında elektrikli ateşleme, piroteknik ateşleme ve hipergolik ateşleme bulunmaktadır (Sutton ve Biblarz, 2017; Mishra, 2017).

Elektrikli ateşleme, sıvı roket motorlarında sıkça kullanılan bir yöntemdir. Yanma odasındaki yakıt-oksitleyici karışımını tutuşturmak için bir elektrik kıvılcımı kullanılır. Piroteknik ateşleme ise yanma odasındaki yakıt-oksitleyici karışımını tutuşturmak için küçük bir patlayıcı piroteknik bileşim kullanılır. Hipergolik itici gazları kullanan motorlarda ateşleme, yakıt ve oksitleyicinin birbirleriyle temas etmesiyle kendiliğinden tutuşan yakıtlar ve oksitleyiciler kullanılarak gerçekleştirilir (OpenAI, 2023; Sutton ve Biblarz, 2017; Mishra, 2017).

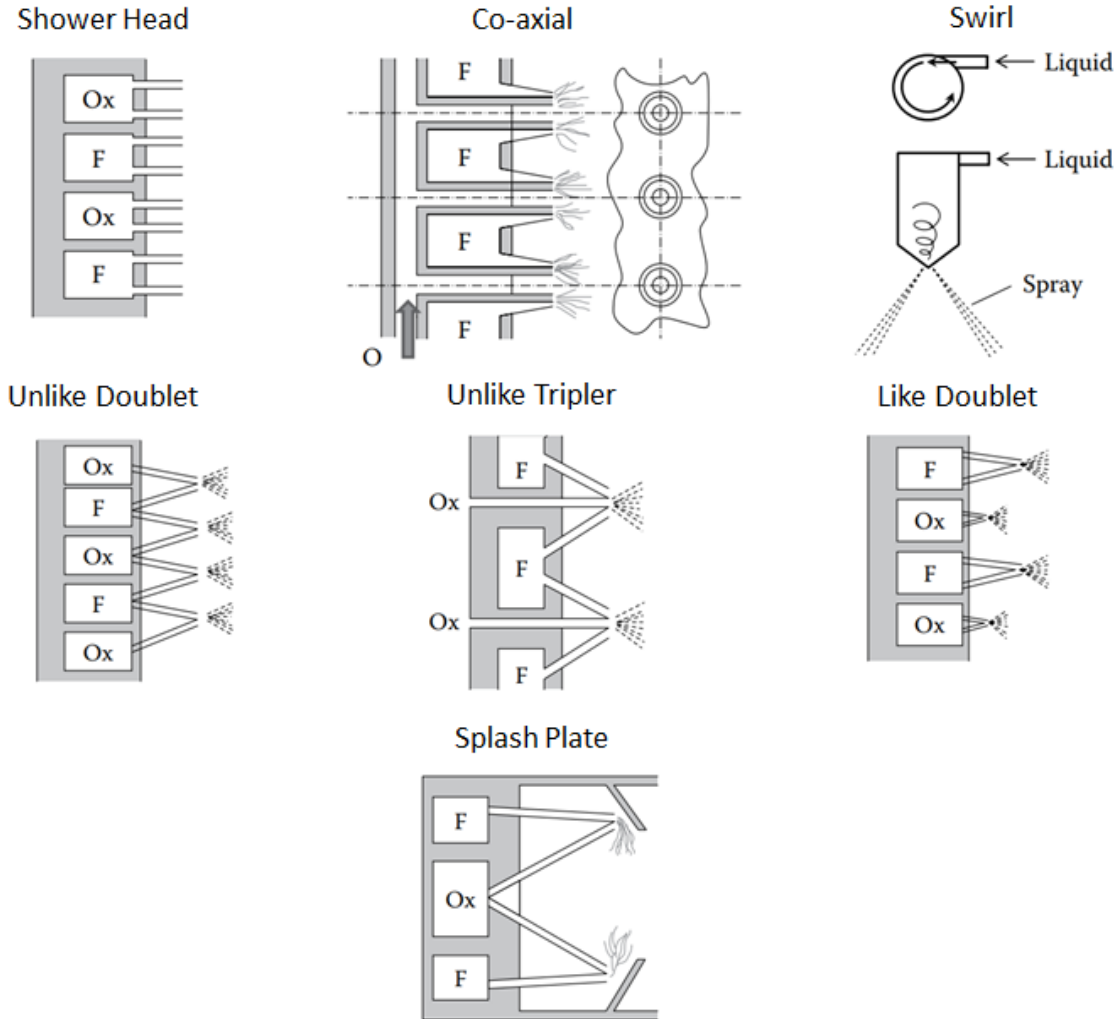
Bir sıvı roket motorunun temel bileşeni itki odasıdır. İtke odası, yüksek basınç ve sıcaklıkta gazları üreterek itki kuvveti oluşturan görevi üstlenir. Bir sıvı roket motorunun itki odası, enjektör, yanma odası, lüle ve difüzör gibi ana parçalardan oluşur (Şekil 1.1).



Şekil 1.1. İtke odasının şeması (Sutton ve Biblarz, 2017).

Enjektör, itici gazları, yakıt ve oksitleyici, itki odasına püskürtmek için kullanılır. Enjektörlerin çeşitli tipleri vardır (İskender, 2022). En uygun enjektör tasarımının belirlenmesinde itki seviyesi, yakıt

tipi, motor boyutu ve çalışma koşulları gibi faktörler rol oynayabilir. Şekil 1.2’de bazı enjektörün tipleri verilmiştir.

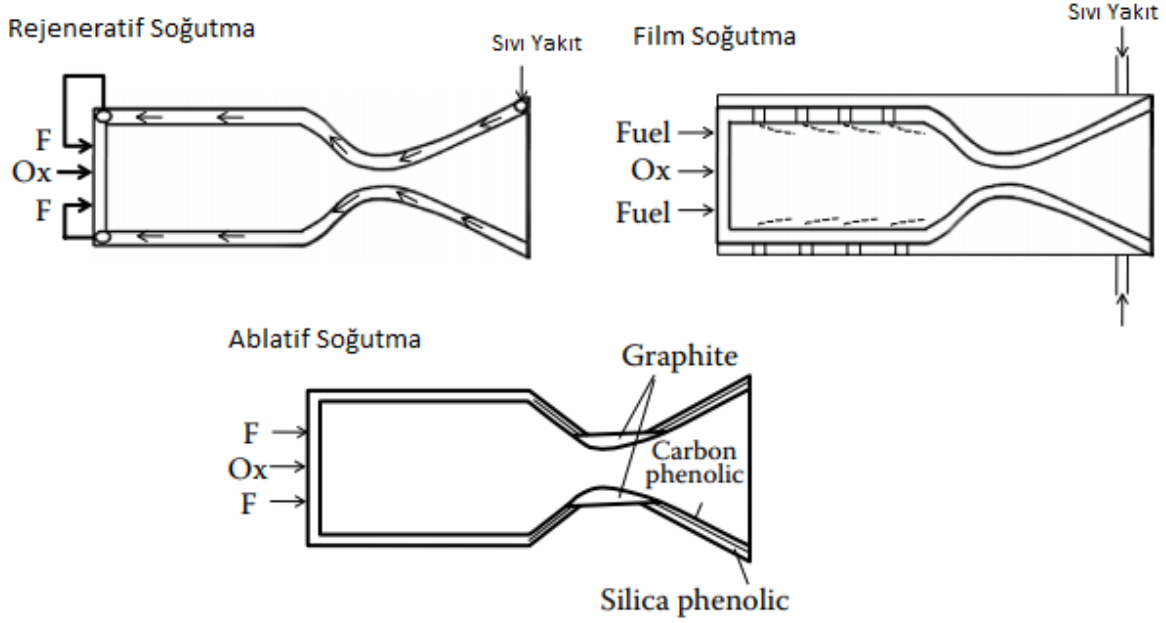


Şekil 1.2. Enjektörün bazı yaygın tipleri (Mishra, 2017).

Yanma odası, itici gazların yakıt ve oksitleyici karıştırıldığı ve ateşlendiği bir sıvı roket motorundaki itki odasının ana kısmıdır. Başka bir deyişle, yanma odası, kimyasal reaksiyonun gerçekleştiği ve itki kuvveti oluşturan yüksek basınçlı ve yüksek sıcaklıktaki gazları üreten motorun bir parçasıdır. Yanma odası tipik olarak yüksek termal iletkenliğe sahip bir malzemeden yapılmaktadır. Bu tarz mekanizmalar ısının sıcak gazlardan dış kılıftan akan soğutucuya hızla aktarılmasına imkân veren malzemeler olabilir. Bazı durumlarda eklemeli imalat kullanılarak itki odası tamamen nikel veya nikel alaşımı olan yüksek sıcaklık dayanımı olan malzemelerden yapılır. İtici gazların yanmasıyla oluşan ısıyı dağıtmak için soğutma sistemi rejeneratif soğutma, film soğutması veya ablatif soğutma gibi farklı yöntemlerde kullanılabilir (Mishra, 2017).

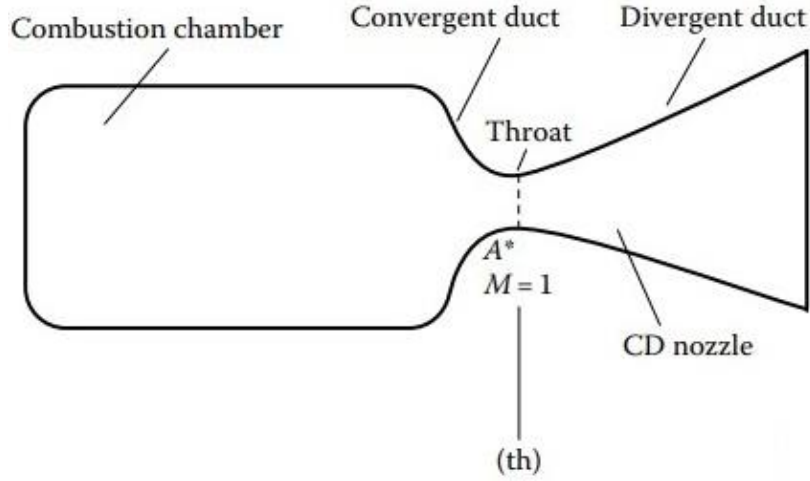
Rejeneratif, film ve ablatif soğutma, Şekil 1.3’te gösterildiği gibi roket motorlarının itki odasını soğutmak için kullanılan yöntemlerdir. Rejeneratif soğutma, itki odasını sıvı yakıtla soğutarak termal

hasar riskini azaltır. Film soğutma ise, yanma odası duvarlarındaki küçük deliklerden soğutucunun enjekte edilmesiyle gerçekleştirilir ve ince bir soğutucu tabakası oluşturularak yanma odasını yüksek sıcaklıklardan korur. Ablatif soğutma ise, yanma sırasında üretilen ısıyı emmek ve uzaklaştırmak için kurban yalıtıcı bir malzeme kullanır. Bu malzeme, yüksek sıcaklıklarda eriyerek buharlaşır, böylece yanma gazları duvarları ısıtırken malzeme buharlaşarak ısıyı alır ve duvarları termal hasardan korur.



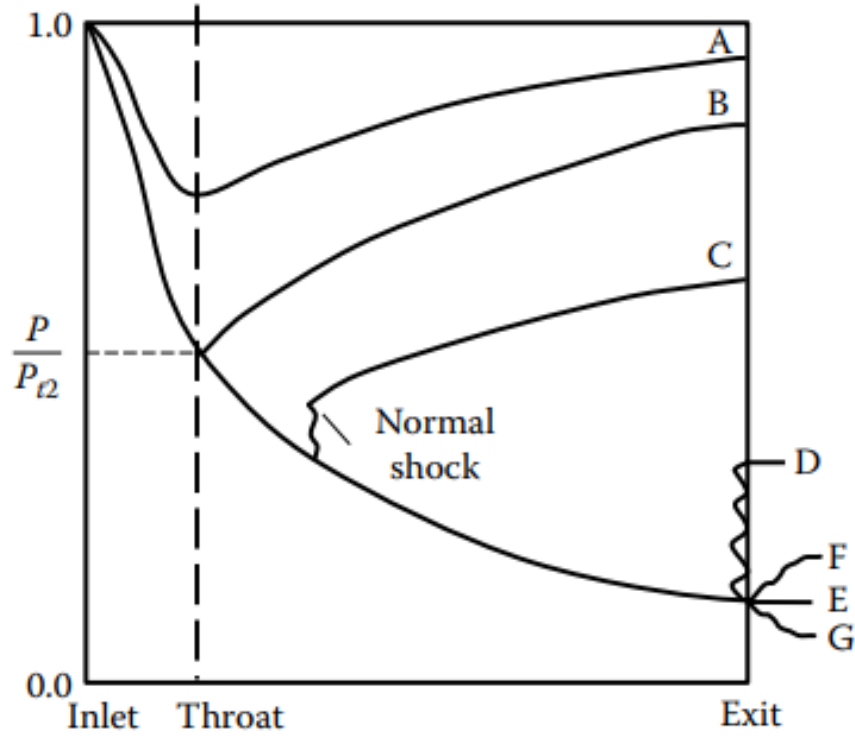
Şekil 1.3. Soğutma sistemlerinin bazı tipleri (Mishra, 2017).

Boğaz, bir sıvı roket motorundaki itki odasının en dar noktasıdır. Boğazın tasarımı, roket motorunun performansı için kritik öneme sahiptir. Boğazın kesit alanı, motorun itki gücünü belirleyen egzoz gazlarının kütle akış hızını belirler. Boğaz egzoz gazlarının basıncını ve sıcaklığını etkilediği için boğazın yakınsama bölümünün şekli, yani, lülenin şekli de önemlidir. Boğazdan önceki kısımda yanma gazların hızı ses hızından daha düşüktür, ancak tamamen boğazda gazların hızı ses hızına eşittir ve Mach sayısı bire eşittir (Şekil 1.4). Boğazdan sonraki kısım ise, gazların hızı ses hızından daha yüksektir. Bu iraksak bölüme difüzör denir.

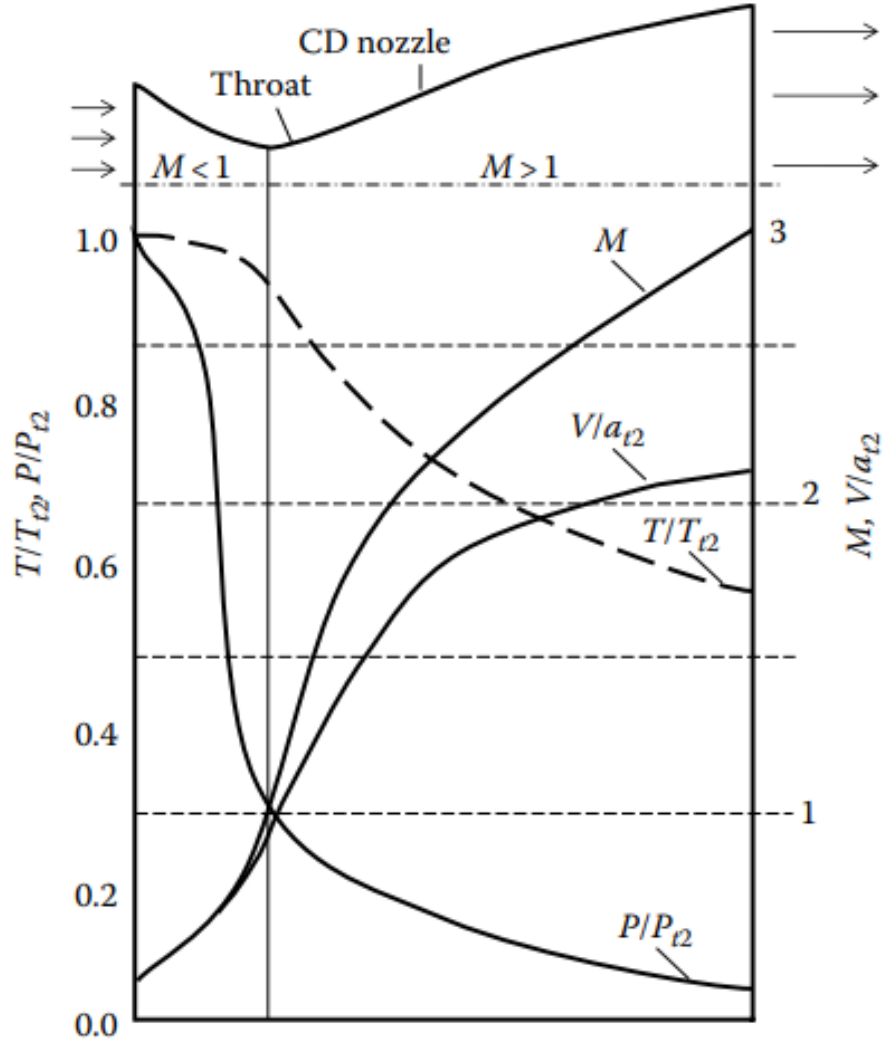


Şekil 1.4. İtki odasının boğazı (Mishra, 2017).

Sıvı roket motorların itki odasında basınç dağılımı akış koşullarına, özellikle akışın Mach sayısına bağlıdır. Mach sayısı, akış hızının ses hızına oranı olarak tanımlanır. Akış ses altı hızlarda olduğunda (Mach sayısı <1), basınç girişte en yüksektir ve akış lüle bölümünde gittikçe azalır (Şekil 1.5). Difüzör bölümünde ise akış süpersonik (Mach sayısı >1) olduğu için, difüzör genişledikçe basınç tekrar azalır. Sonuç olarak, yakınsak ve ıraksak itki odasındaki basınç dağılımı, akışın Mach sayısından etkilenir ve Şekil 1.6’da gösterildiği gibi daha yüksek Mach sayıları daha düşük basınçlarla sonuçlanır.

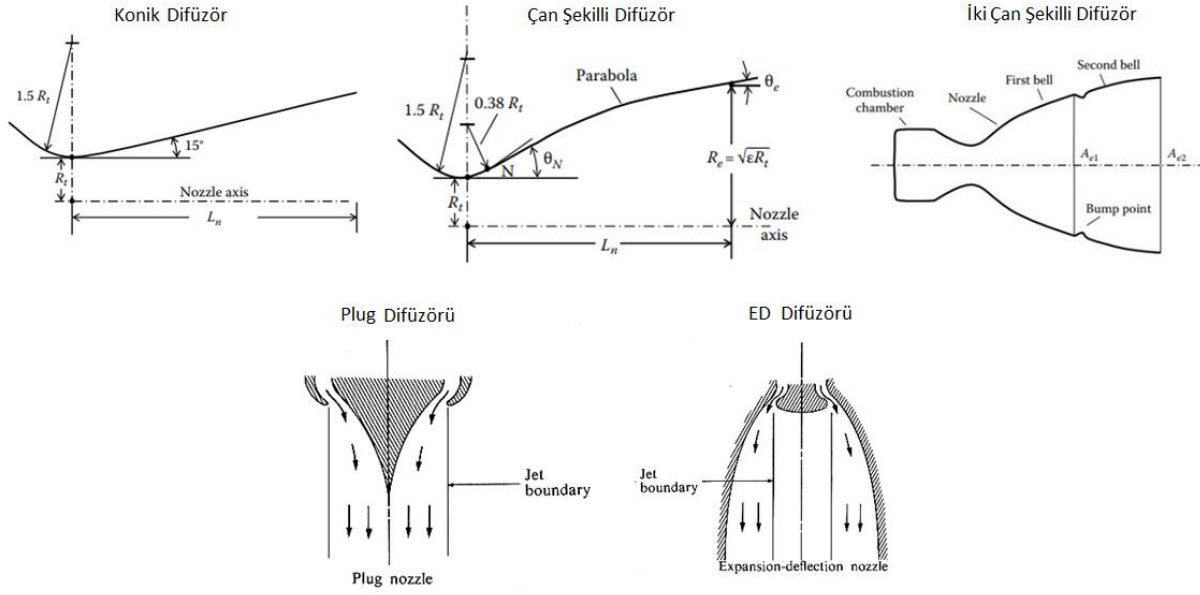


Şekil. 1.5. Farklı akış koşulları için yakınsak-ıraksak itki odasının basınç dağılımı (Sutton ve Biblarz, 2017).



Şekil 1.6. İdeal durumda yakınsak-iraksak itki odasının uzunluğu ile basınç, sıcaklık ve Mach sayısındaki değişimler (Mishra, 2017).

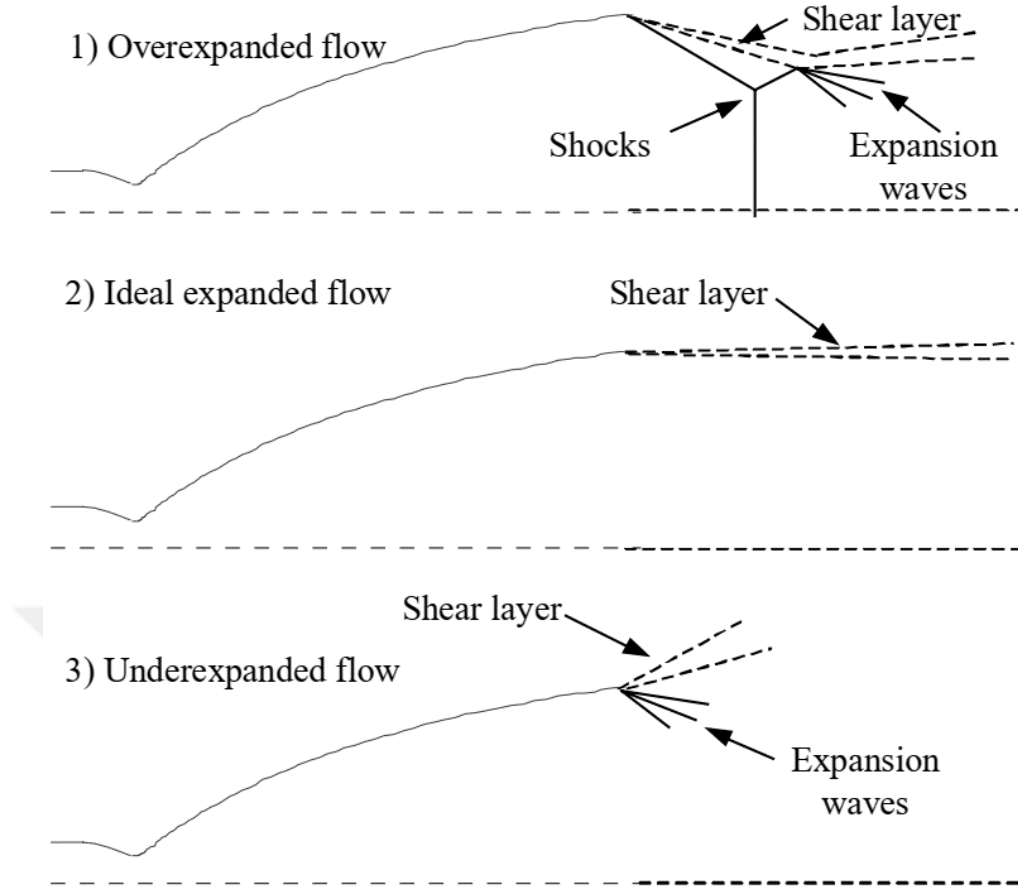
İtki odasının difüzör tasarımı ve şekli, motorun özel gereksinimlerine ve amaçlanan uygulamaya uygun şekilde optimize edilir. Genel olarak difüzör şekli yanma odası ve motorun çalışma koşullarına uygun şekilde tasarlanmaktadır. Yani, difüzörün şekli değiştirmek, motor tarafından üretilen itki miktarını değiştirebilir. Sıvı roket motorları için kullanılabilecek, her biri kendi avantaj ve dezavantajlarına sahip birkaç tip difüzör konturu vardır. En yaygın difüzör tiplerinden bazıları Şekil 1.7’de gösterilmektedir.



Şekil 1.7. Difüzörün en yaygın şekilleri (Mishra, 2017; Sutton ve Biblarz, 2017).

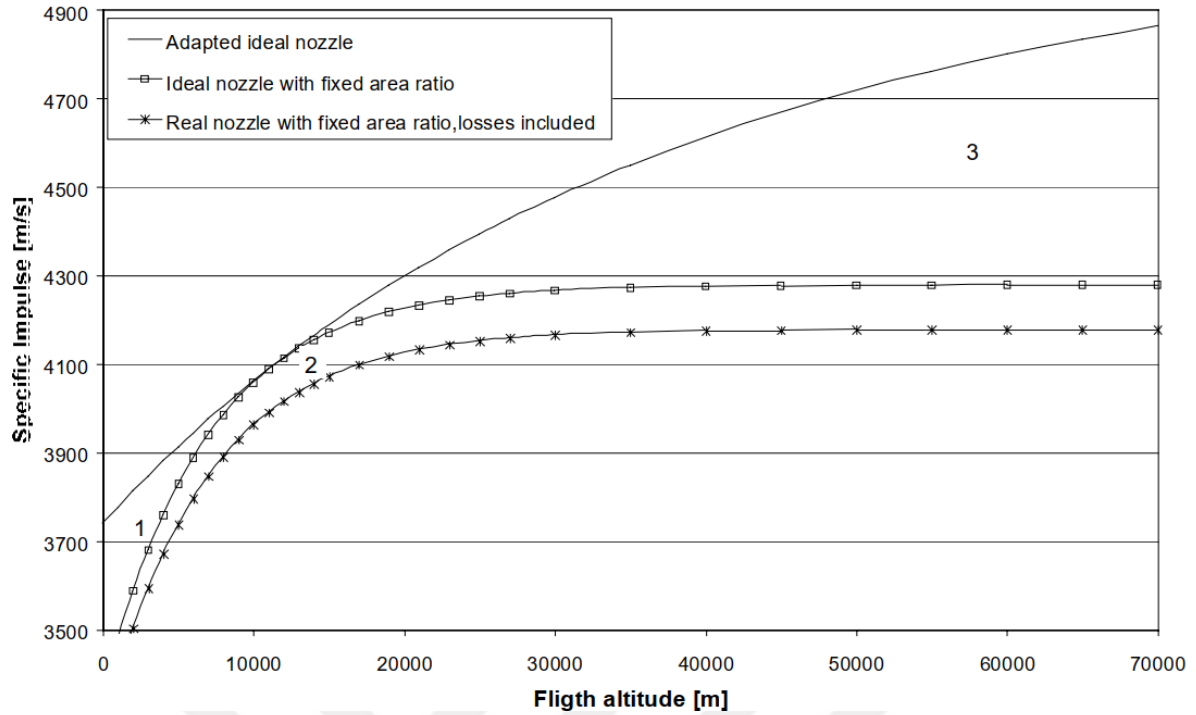
Bir itki odasının performansı, özellikle atmosferik ortam basıncındaki değişiklik nedeniyle, çalıştığı irtifadan etkilenir. Deniz seviyesi gibi daha alçak irtifalarda, atmosfer basıncı daha yüksek irtifalara göre nispeten yüksektir. İtki odasından optimum itkiyi almak için Ek-B’de açıklandığı gibi çıkış basıncı ile ortam basıncının aynı olması gerekmektedir (Östlund, 2002). Kullanılan eski çözümlerden biri, "sabit" difüzör kavramıdır. Bu çözüm, roket motoru difüzörünün, çeşitli irtifalarda performans için kabul edilebilir bir uzlaşma sağlayan belirli bir geometri ile tasarlanmasını içerir (Horn ve Fisher, 1993).

Sabit bir difüzör tasarımında şekil 1.8’de gösterildiği gibi deniz seviyesi koşulları için aşırı genleşme, ancak vakum koşulları için az genleşme ile tasarlanır. Bu genleşme oranı, difüzör çıkış alanının boğaz alanına oranını ifade eder. Bu nedenle sabit difüzörlü roket motorları üç aşamadan geçmektedir; aşırı genleşme, tam genleşme ve az genleşmedir. Bu roket motorlarında her belirli yükseklikte elde edilebilecek maksimum verimlilikte olmasa da difüzörün hem deniz seviyesinde hem de vakumda verimli bir şekilde çalışmasına izin veren bir uzlaşma sağlanır.



Şekil 1.8. Sabit difüzörün egzoz gazı davranış aşamaları (Östlund, 2002).

"İrtifayı Dengeleyen Difüzör" olarak da bilinen değişken bir difüzör uygulamak, roket irtifa alırken optimum itki performansını korumak için sunulan çözümlerden bir tanesidir (Horn ve Fisher, 1993). Değişken difüzör, değişen atmosferik koşullara uyum sağlamak için uçuş sırasında geometrisini değiştirir. Roket, ortam basıncının düştüğü, daha yüksek irtifalara tırmanırken; değişken difüzör, egzoz basıncı ile çevredeki atmosferik basınç arasında optimum bir eşleşme sağlamak için genişleme oranını ayarlayabilir. Bu ayar, verimli gaz genleşmesinin sağlanmasına ve itki gücünün en üst düzeye çıkarılmasına yardımcı olur. Değişken difüzör ve sabit difüzörün arasındaki farkı Şekil 1.9'da özetlenmiştir.

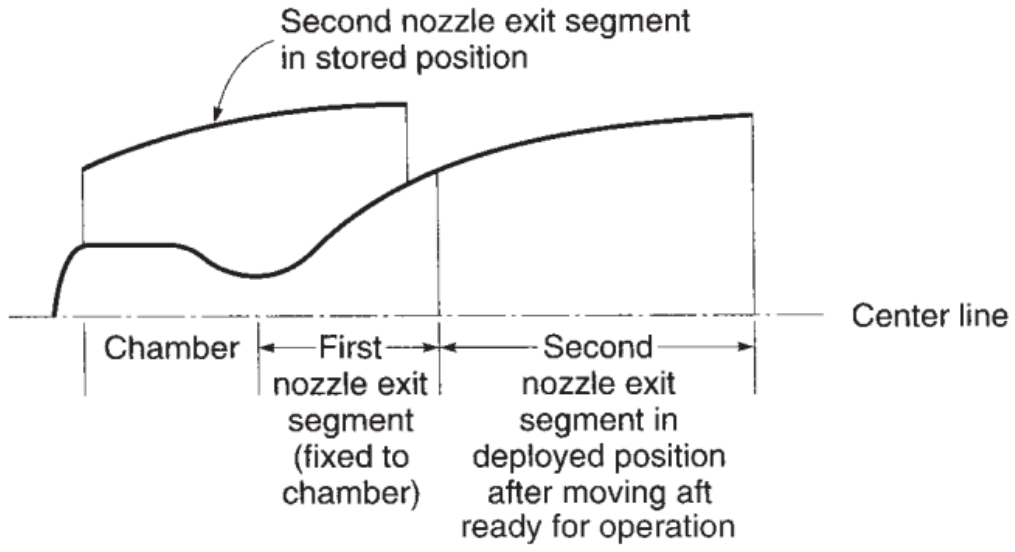


Şekil 1.9. İrtifaya göre sabit difüzör ve irtifayı dengeleyen difüzörün performansı (Östlund, 2002).

İrtifaya bağlı olarak değişken geometriye sahip difüzörlerde her irtifada itki verimini maksimize etmek kolay değildir. Bu, motor egzozunun yüksek sıcaklıklarına ve basınçlarına dayanabilen karmaşık ve güvenilir mekanik sistem gerektirir. Ek olarak, motor performansı üzerinde herhangi bir olumsuz etkiyi önlemek için difüzör şekli hızlı ve doğru bir şekilde ayarlanmalıdır. Değişken difüzörlerin geliştirilmesi için bazı girişimlerde bulunulmasına rağmen, bu çözümler, ortam basıncına sürekli uyum sağlama ideale hala tam olarak ulaşamamaktadır. Mevcut çözüm, farklı irtifalar ve uçuş koşulları için optimize edilmiş çoklu sabit difüzörlerin kullanılmasıdır; bu, motorun uçuş koşullarına bağlı olarak farklı difüzörler arasında geçiş yapabileceği "dizi difüzör" olarak bilinir.

Uzatılabilir difüzör dizi difüzör gibi bir diğer çözüm olarak sunulabilir. Roket motorlarının performansını artırmak için kullanılabilir. Uzatılabilir difüzör, genleşme oranını ayarlayarak yüksek irtifa koşulları için egzoz gazı genleşmesini en üst düzeye çıkarmak ile deniz seviyesinde yüksek performansı sürdürmek arasında optimum bir denge sağlanabilir.

Bu proje motor verimliliği ihtiyaçlarına göre uzatılabilir bir difüzörün geliştirilmesini (Şekil 1.10) önermektedir. Difüzör uzantısını yerleştirmek için, uzatma parçasının hareket etmesine ve var olan küçük sabit difüzörün yanına gelmesine izin verebilen bir mekanizma kullanılmaktadır.



Şekil 1.10. Difüzörün uzatılma şeması (Sutton ve Biblarz, 2017).

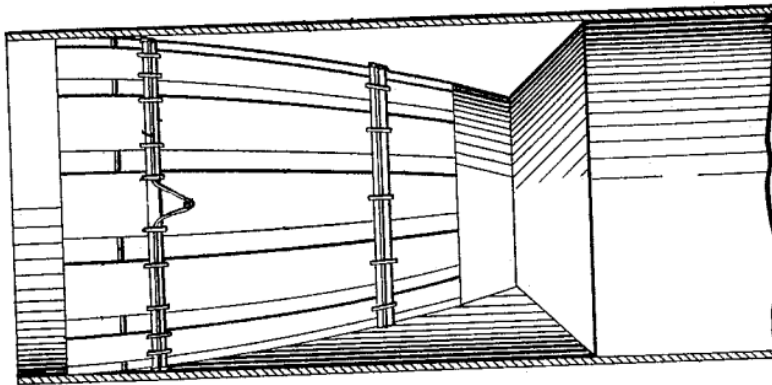
2. UZATILABİLİR DİFÜZÖRLERİN LİTERATÜR TARAMASI

Roket endüstrisinde, uzatılabilir difüzörlerin önemi gün geçtikçe artmaktadır. Bu özel tasarıma sahip difüzörler, roket motorlarının performansını uçuş sırasında değişen hava basıncına uyum sağlamak amacıyla optimize etmek için geliştirilmektedir. Sabit difüzörlerle kıyaslandığında, uzatılabilir difüzörler esneklikleri sayesinde farklı uçuş aşamalarında en iyi performansı elde etme imkânı sunar.

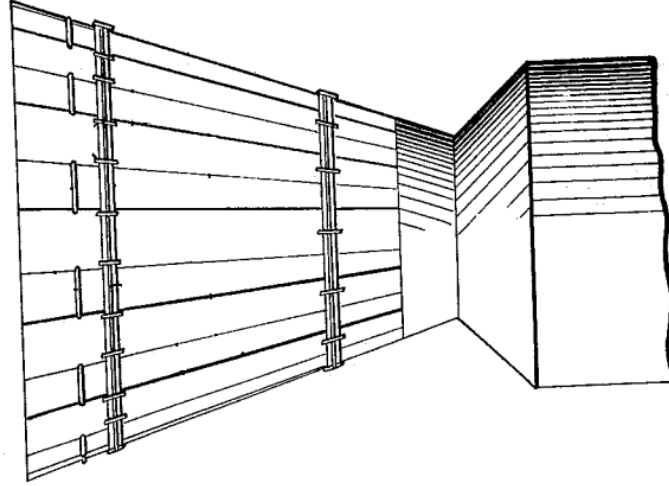
Uzatılabilir difüzörlerin açılma ve geri çekilme mekanizmaları için çeşitli tasarım konseptleri ve patentler mevcuttur. Bu tasarım konseptlerinin en temel hedefi, roketin uçuşu sırasında difüzörün şeklini etkin ve güvenilir bir şekilde ayarlayabilen bir mekanizma oluşturmaktır. Farklı tasarım konseptleri arasında hidrolik, pnömatik veya mekanik sistemler gibi çeşitli yaklaşımlar bulunabilir. Ancak, pek çok tasarım konsepti ve patent olmasına rağmen, bunların hepsinin gerçekten uygulanabilir veya pratik olduğunu belirtmek zordur. Uzatılabilir difüzörlerin geliştirilmesi, yapısal bütünlük, güvenilirlik, ağırlık tasarrufu ve genel performans avantajları gibi karmaşık mühendislik problemlerini içerir.

ABD 3146669 patentinde Calvin J. Wolf tarafından önerilen bir çözüm, roket motorunu fırlatma borusuna yerleştirmek için difüzörün maksimum çapına eşit veya bundan daha küçük bir çapa kadar daraltılabilen, ancak fırlatmadan sonra tamamen genişlemeye izin veren bir difüzör tasarımıdır. Bu özel tasarım, uzun ve esnek ince levhaların koni oluşturmak için yerleştirilmesiyle gerçekleştirilir. Katlanabilir difüzör konisi, bu levhaların birbiri üzerine binme özelliği sayesinde pratik bir şekilde kullanılabilir. Levhalar aynı zamanda bükülebilir ve belirli bir şekilde sabitlenebilir, böylece fırlatma aracının boru kısmına kolaylıkla yerleştirilebilir (Wolf, 1964).

Bu yenilikçi tasarım, difüzörde oluşan basıncın, fırlatma sonrasında egzoz gazlarının tamamen genişlemesine izin vererek daha geniş bir çapa sahip doğru yaylanmalar oluşturmaya yardımcı olur. Şekil 2.1’de, difüzörün levhaları katlanmış pozisyonda görülmektedir. Difüzörün açık durumu ise şekil 2.2’de gösterilmektedir. Bu tasarım, 1964 tarihinde roket teknolojisindeki gelişmelerde önemli ve cesur bir adım olarak kabul edilebilir.

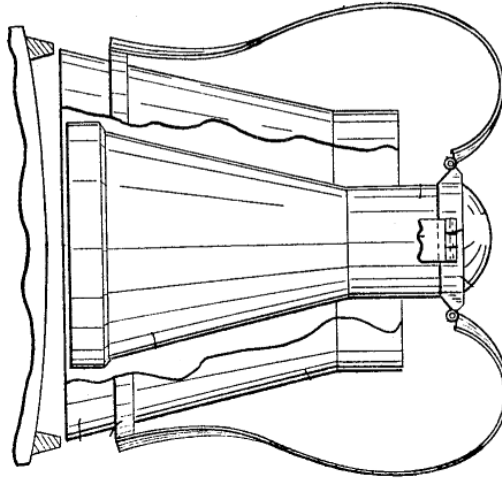


Şekil 2.1. Fırlatma aracının içindeyken difüzörün toplanmış hali (Wolf, 1964).

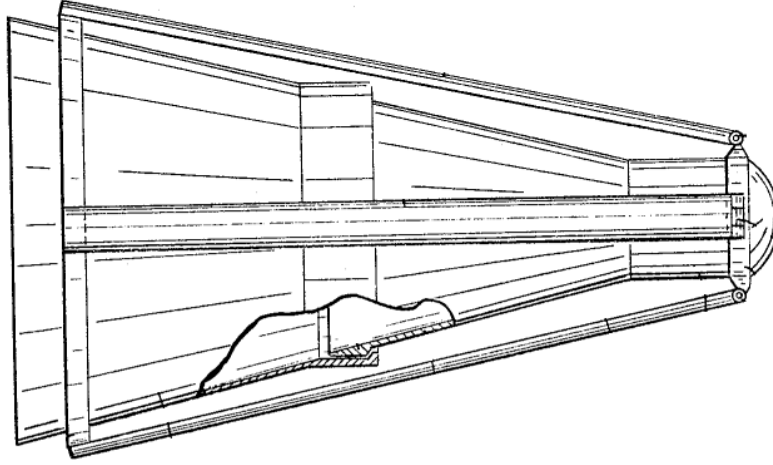


Şekil 2.2. Difüzörün açılmış hali (Wolf, 1964).

ABD 3270504 patentinde Donald R. Ward tarafından sunulan bir başka çözüm ise, difüzör ile uzantı arasına bağlanan ve alt kademe ayrıldığında uzantıyı otomatik olarak uzatılmış konumuna yerleştiren çok sayıda kolon içermektedir. Her bir kolon, Şekil 2.3'te görüldüğü gibi bükülmüş ve sıkıştırılmış durumdadır ve alt kademe ayrıldığında, aniden düz konuma geçerek, Şekil 2.4'te gösterildiği gibi uzanırlar (Ward, 1966).

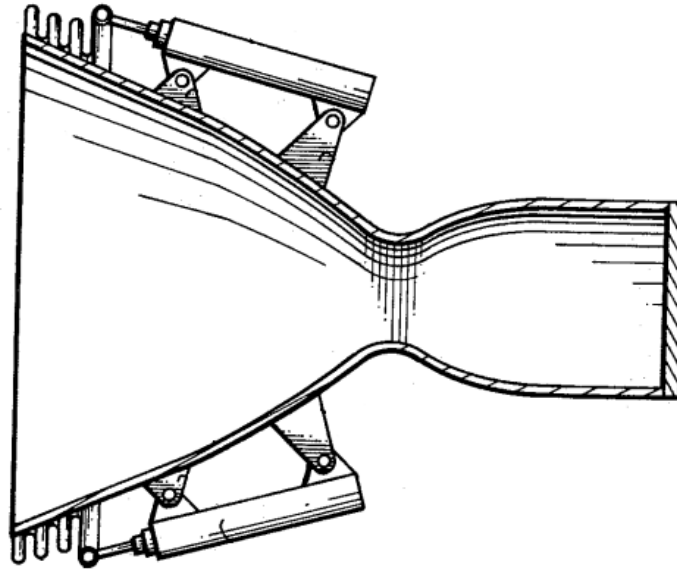


Şekil 2.3. Difüzörün toplanmış hali (Ward, 1966).

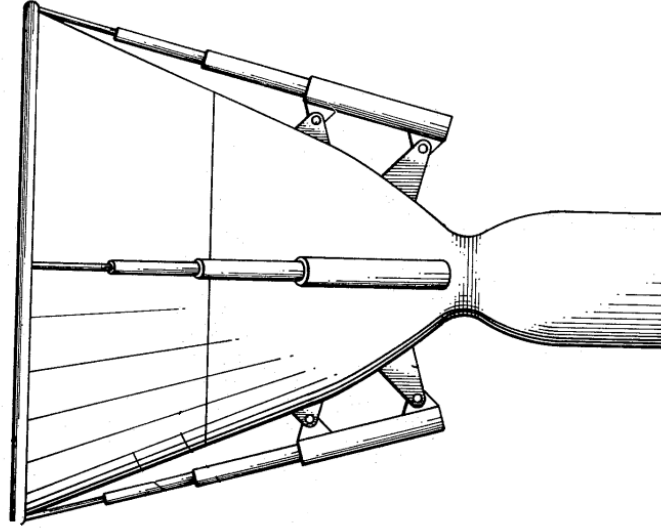


Şekil 2.4. Difüzörün açılmış hali (Ward, 1966).

ABD 3346186 Patentinde Donald L. Fulton ve diğerleri tarafından sunulan çözüm ise, roket motorunun daha yüksek irtifalara çıkması durumunda, difüzör parçasının arkasına yerleştirilen esnek bir örgü veya kumaş malzeme kullanılarak hidrolik bir sistemle uzatılması yöntemi önerilmiştir. Gaz geçirmezliği sağlamak için kumaş malzeme ilk başta katı bir madde ile kaplanır. Kaplanan kumaş, hidrolik sistemiyle açıldığında, egzoz gazların ısısı nedeniyle katı kaplama viskoz hale gelir ve kumaştaki boşlukları doldurarak kumaşı geçirmez hale getirir (Fulton, et.al, 1967). Mekanizmanın kapalı hali Şekil 2.5'te gösterilmiş olup, açılmış hali ise Şekil 2.6'da gösterilmektedir.

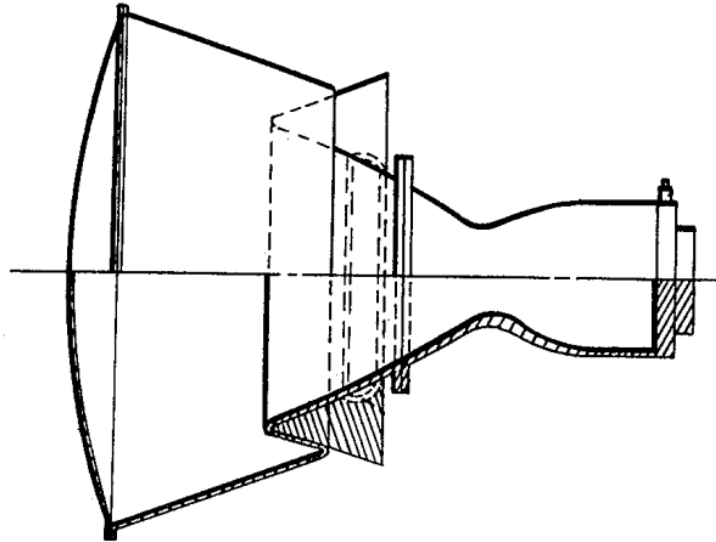


Şekil 2.5. Difüzörün toplanmış hali (Fulton et al., 1967).

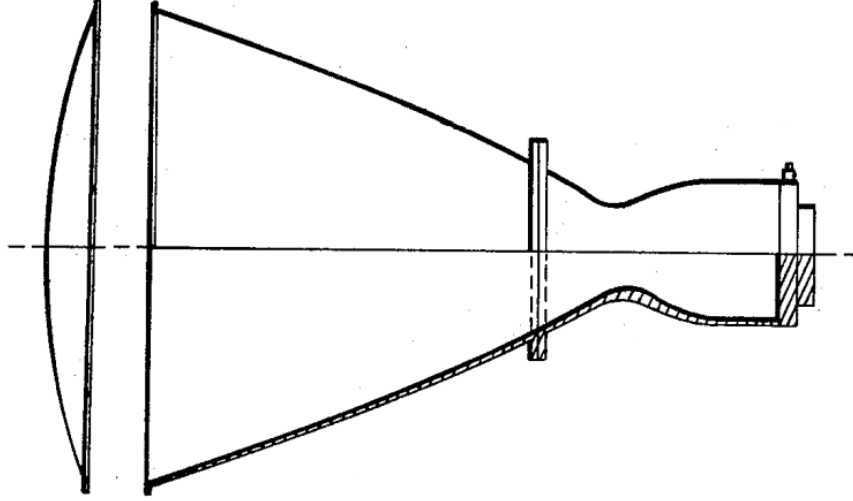


Şekil 2.6. Difüzörün açılmış hali (Fulton et al., 1967).

Farklı bir çözüm olarak ABD 3711027 patentinde Lee F. Carey tarafından sunulan yöntem, difüzör parçasının uzatılmış konfigürasyonuna sahip olması için tek, güçlü ve ısıya dayanıklı hafif bir sac malzemedan bükülmüş bir uzantı kullanılır. Difüzör çıkış ucuna gaz basıncını kapatmak için takılan geçici bir kapak, difüzör parçasının uzatılmış pozisyona açılmasını engeller (Şekil 2.7). Bu kapak atıldıktan sonra difüzör parçası bozulmadan açılır ve Şekil 2.8’de gösterildiği gibi uzatılmış pozisyona gelir (Carey, 1973).

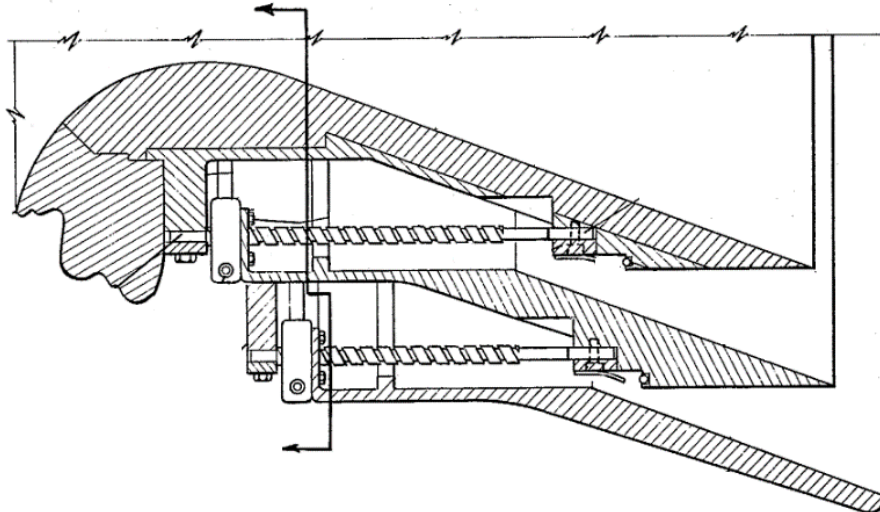


Şekil 2.7. Difüzörün toplanmış hali (Carey, 1973).

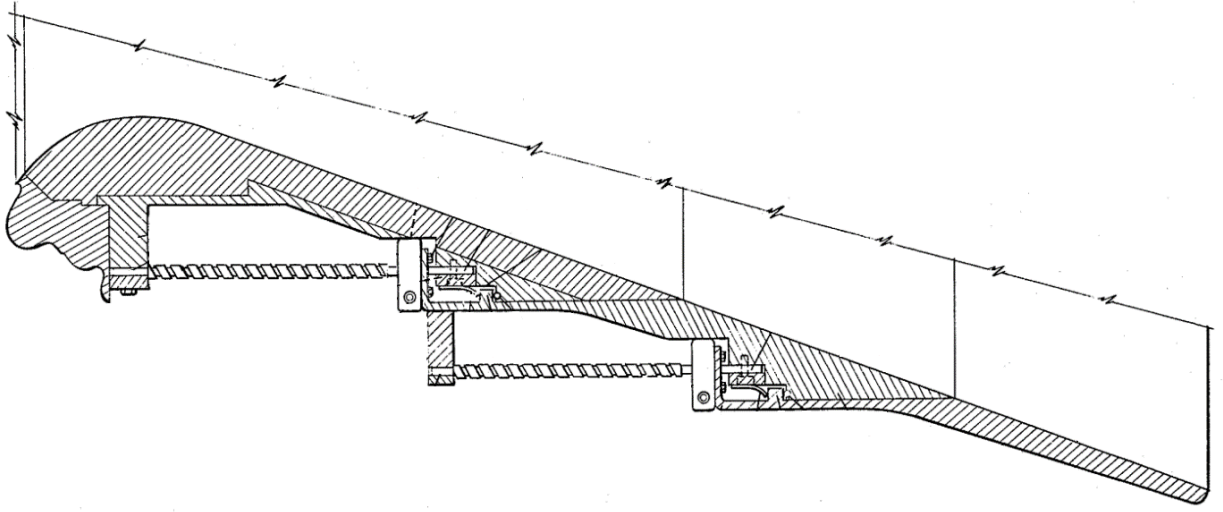


Şekil 2.8. Difüzörün açılmış hali (Carey, 1973).

ABD 4383407 patentinde Frank S. Inman tarafından sunulan çalışma, genişletilebilen bir difüzör tasarımı için, birincil difüzörün üzerine eklenen büyük konik halkalar ile ilgili bir tasarım önermektedir. Difüzör kapalı durumdayken, hareket edebilen konik halkalar bir araya getirilir ve birincil difüzörü kapsarlar. Her bir hareketli halka, küçük bir elektrik motoru tarafından kontrol edilen bir döner mekanizma ile bağlantılıdır. Döner mekanizma, hareket edebilen halkaları birbirine göre konumlandırarak tek bir çıkış konisi oluşturacak şekilde düzenler. Difüzör açık konumdayken, her bir hareket edebilen halka yerine kilitlenir. Şekil 2.9 ve 2.10, sistemin toplanmış ve açılmış pozisyonlarını göstermektedir (Inman, 1983).

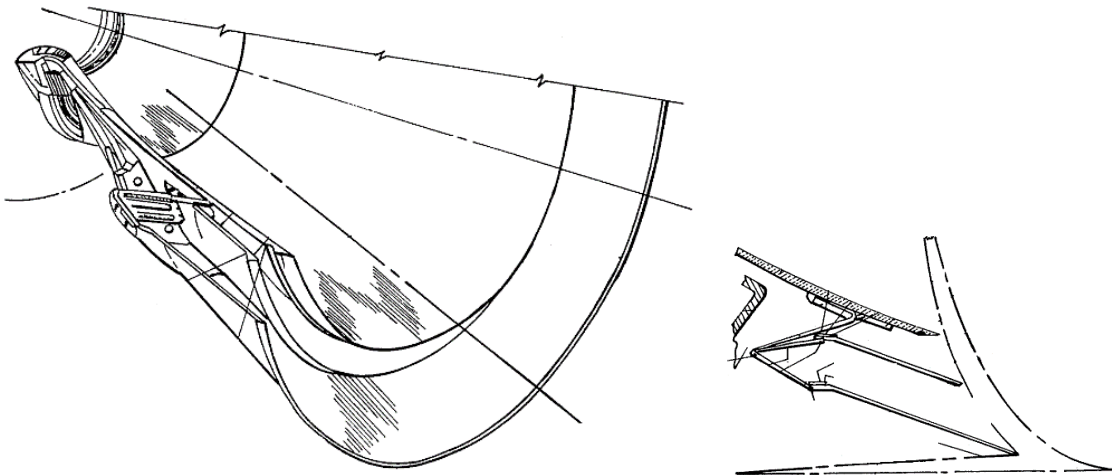


Şekil 2.9. Difüzörün toplanmış hali (Inman, 1983).

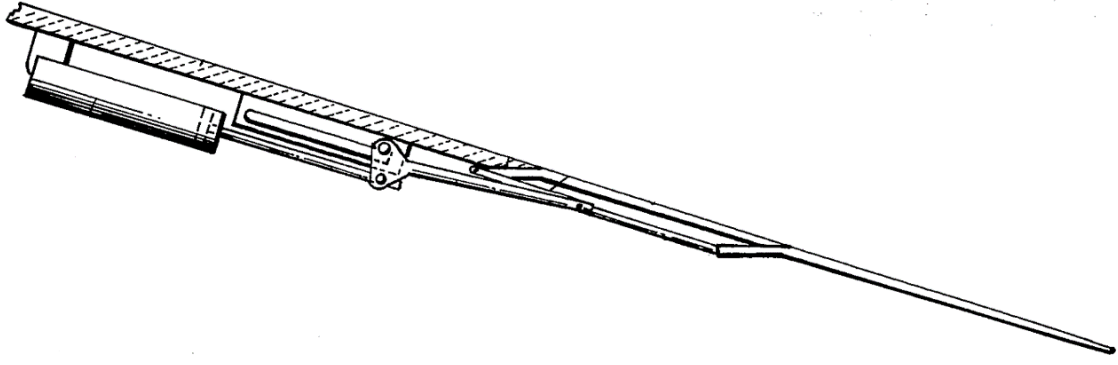


Şekil 2.10. Difüzörün açılmış hali (Inman, 1983).

Yine de Frank S. Inman tarafından ABD 4489889 patentinde sunulan çalışma, difüzör parçasının uzatılması ve geri çekilmesi için ayarlanabilen hareketli bir mekanizma tasarımını açıklamaktadır (Şekil 2.11). Tasarım, iç segment ve iki dış segment gibi birden çok eş-merkezli segmentten oluşur. Difüzörün iç kısmı sabit durumdayken, dış kısımlar iç içe geçmiş bir konumdan tamamen uzatılmış bir konuma hareket edebilir. Dış bölümler tamamen açıldığında, tüm bölümlerin birbirinden ayrılan konik iç yüzeyleri büyük ölçüde tek bir konik yüzey oluşturacak şekilde birleşir (Şekil 2.12). Uzayabilen dış koniler, pnömomatik bir sistemle hassas bir şekilde kontrol edilerek gerektiği gibi uzatılıp geri çekilir (Inman, 1984).

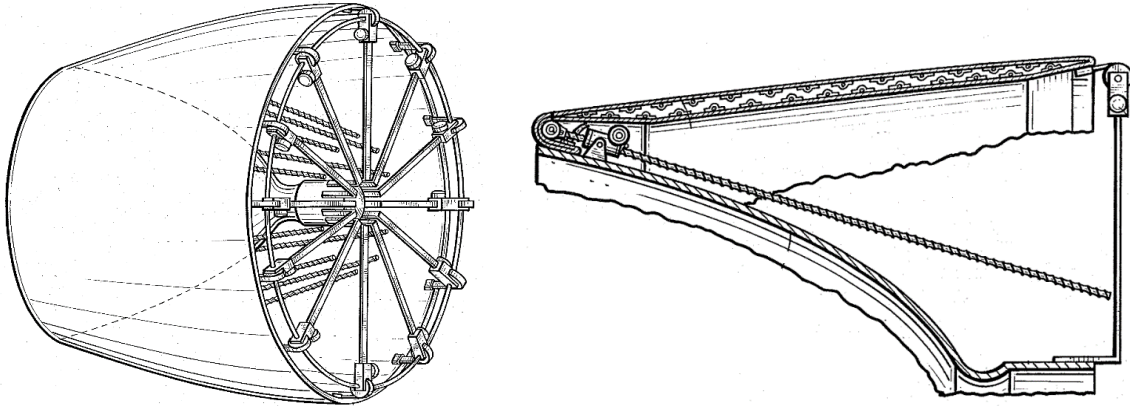


Şekil 2.11. Difüzörün toplanmış hali (Inman, 1984).

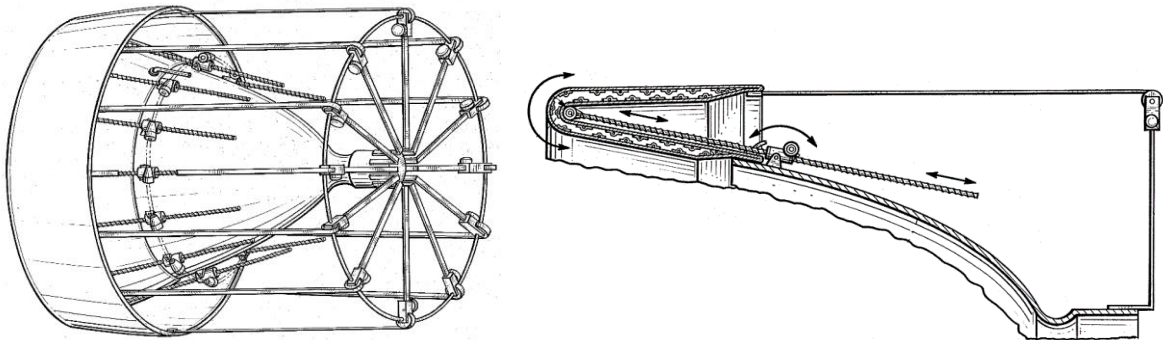


Şekil 2.12. Difüzörün açılmış hali (Inman, 1984).

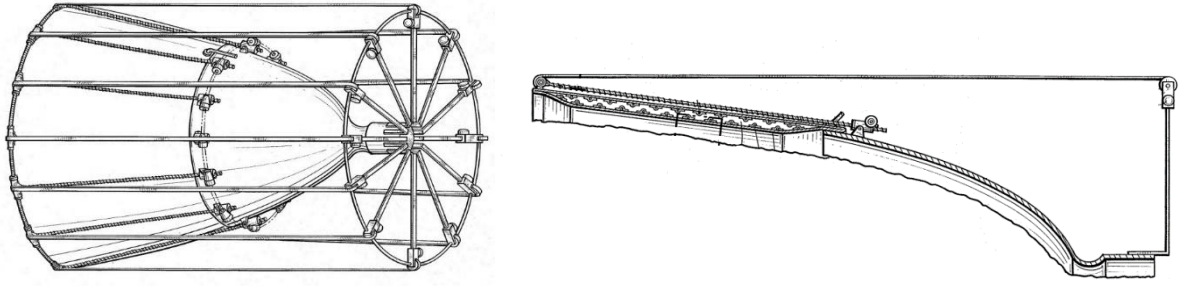
Premysl Jencek tarafından sunulan ABD 4779799 patentinde, tamamen veya kısmen açılabilen yeni bir difüzör tasarımı tanıtılmaktadır. Bu tasarım, difüzör kapalı konumdayken, esnek ve uzatılabilir difüzörün sabit difüzör parçasını çevreleyecek şekilde yukarıya ve dışarıya doğru döndürülmesi ve desteklenerek tutulması prensibine dayanır (Şekil 2.13). Difüzör açık konumdayken, sabit difüzöre bağlı olan uzatılabilir difüzörün ucu, mekanizma yardımıyla aşağı doğru hareket ederek kısmen açılır (Şekil 2.14) ve böylece uzatılabilir difüzör tamamen açılır (Şekil 2.15). Bu sayede, roket motorunun yüksek irtifalara tırmanırken hep tam genişmiş akış elde edilerek en yüksek itki verimi sağlanır (Jencek, 1988).



Şekil 2.13. Uzatılabilir difüzörün tamamen katlanmış hali (Jencek, 1988).



Şekil 2.14. Uzatılabilir difüzörün kısmen açılmış hali (Jencek, 1988).



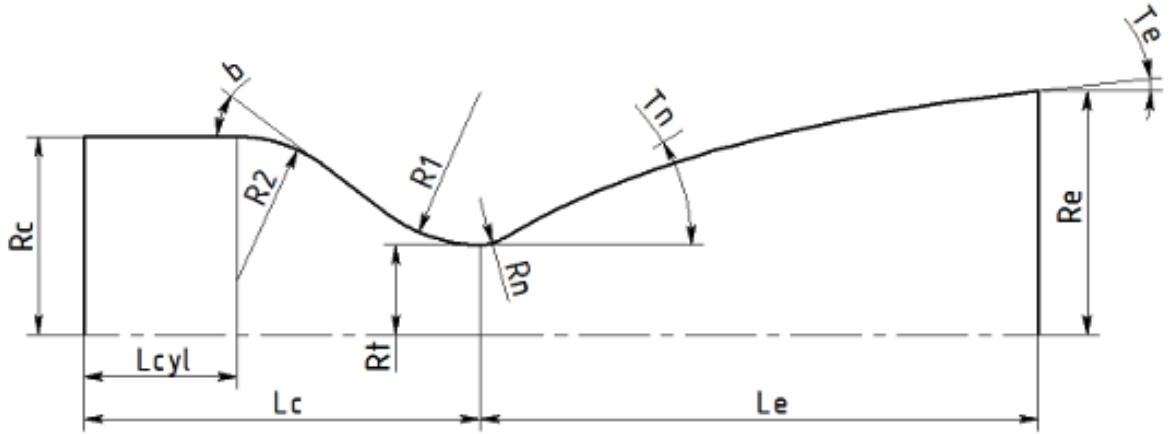
Şekil 2.15. Uzatılabilir difüzörün tamamen uzatılmış halı (Jencek, 1988).

3. DİFÜZÖR TASARIMI İÇİN GRAFİK KULLANICI ARAYÜZÜ (GKA) GELİŞTİRME

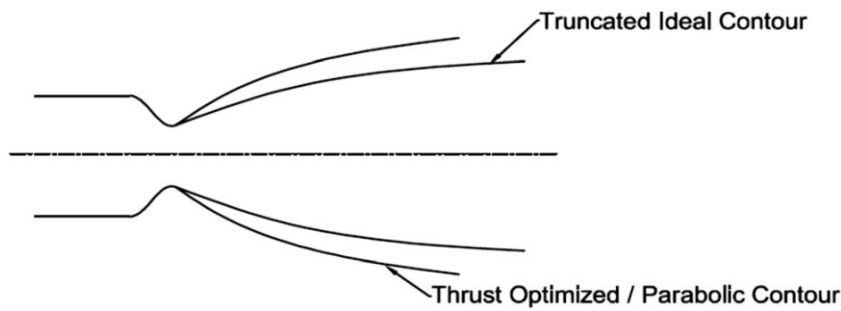
Daha önce ifade edildiği gibi, itki odası, yanma sonucu oluşan sıcak gazlar yoluyla gerekli itiş sağladığı için roket motorlarının ana bileşenidir. İtki odasının yakınsak ve ıraksak bölümleri, örneğin itki odasının içindeki ve dışındaki akış hızı, basınç ve sıcaklık dağılımlarını belirledikleri için roketin performansını etkiler. Bu nedenle, daha yüksek itki gücü ve verimlilik elde etmek için bu yakınsak ve ıraksak bölümlerin tasarımını optimize etmek çok önemlidir.

3.1. GKA Uygulaması ve NASA RPA Uygulaması ile Kıyaslama

NASA, roket itki odası tasarımındaki optimizasyon sürecini kolaylaştırmak için, itki odasının boyutlarını ve diğer birçok özelliği kapsamlı bir şekilde verdiği ölçüde (Şekil 3.1), kullanıcıların roket itki odasını tasarlamasına yardımcı olarak oldukça faydalı olan RPA programını sundu. RPA programı, kısaltılmış ideal kontur ‘Truncated Ideal Contour’ veya parabolik kontur ‘Parabolic Contour’ (Şekil 3.2) kullanılarak çizilen bir difüzör bölümüne sahip bir itki odası sağlar.



Şekil 3.1. İtki odasının NASA RPA geometrisi (Ponomarenko, 2014).



Şekil 3.2. Kısaltılmış İdeal Kontur ile Parabolik Konturun arasındaki farkı (Khare ve Saha, 2021).

Yine NASA tarafından geliştirilen CEA (Chemical Equilibrium with Applications) adlı başka bir program daha var. Yazılım, roketin yanma odasında meydana gelen yanmanın kimyasal reaksiyonunu simüle ettiğinden, CEA roketin itki odasını tasarlamak için de kullanılabilir. Referans (Korkmaz ve Yaman, 2022), hem CEA hem de RPA programlarını kullanarak Tablo 3.1’de verilen tasarım önkoşullarına sahip bir roket motorunu sunar. Buna göre CEA ve RPA, Tablo 3.2’de gösterildiği gibi itki odasının termodinamik özellikleri için aynı sonuçları veya oldukça yakın değerleri verir.

Tablo 3.1. İncelenen motor parametreleri (Korkmaz ve Yaman, 2022).

Özellik	Değer	Birim
Yakıt	H ₂ (L)	-
Oksitleyici	O ₂ (L)	-
O/F Karışım Oranı	4,8	-
Toplam Kütle Akış Hızı	25,11	kg/s
Yanma Odası Basıncı (P_c)	20	bars
Çıkış Basıncı	1,01325	bars
Ortam Basıncı	1,01325	bars
Daralma Alanı Oranı	4,6	-

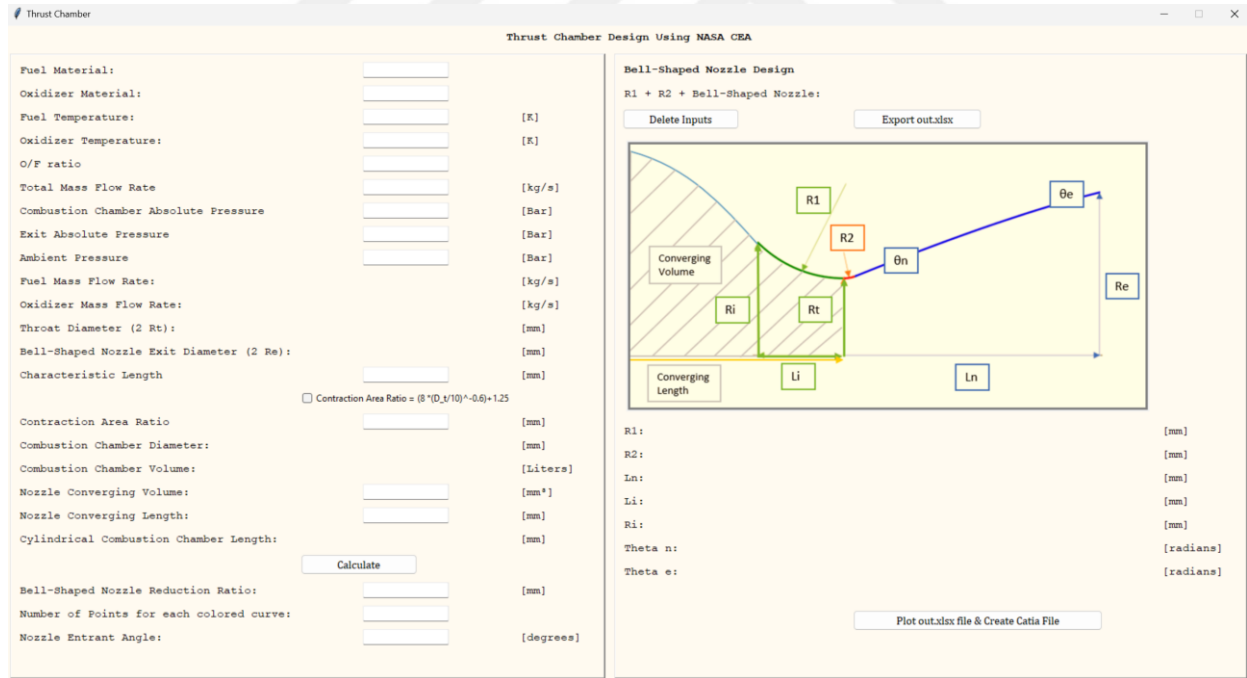
Tablo 3.2. RPA ve CEA’nın karşılaştırılması.

Özellikler	Konum	NASA CEA	NASA RPA
Basınç (MPa)	Enjektör	20,00	20,00
	Nozul Girişi	19,61	19,61
	Nozul Boğazı	11,26	11,26
	Nozul Çıkışı	0,10	0,10
Sıcaklık (K)	Enjektör	3287,88	3287,88
	Nozul Girişi	3282,94	3282,93
	Nozul Boğazı	3037,68	3037,69
	Nozul Çıkışı	1307,78	1307,79
Mach Number	Enjektör	0,00	0,00
	Nozul Girişi	0,13	0,13
	Nozul Boğazı	1,00	1,00
	Nozul Çıkışı	3,77	3,77
Gamma	Enjektör	1,18	1,17
	Nozul Girişi	1,18	1,17
	Nozul Boğazı	1,18	1,18
	Nozul Çıkışı	1,26	1,26

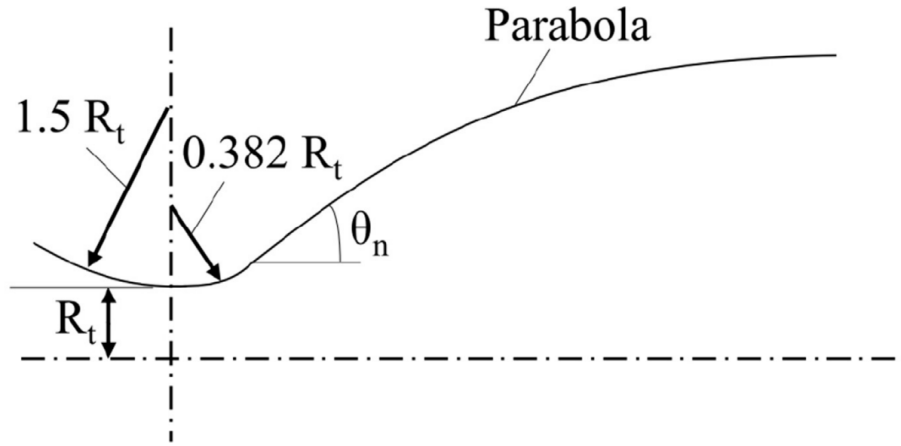
Bu tez kapsamında da geliştirilen GKA (Şekil 3.3), kullanıcının yakıt ve oksitleyici malzemeler ve bunların sıcaklıkları, karışım oranı, kütleli akış hızı, giriş basıncı ve genişleme oranı gibi itki odası için istenen tasarım parametrelerini girmesine izin verir. Tasarım parametreleri (Tablo 3.3) girildikten sonra, GKA, difüzör bölümünün parabolik konturu (Newlands, 2017) ve lüle bölümünün konturunu da oluşturur. Şekil 3.4'te çizilene benzer şekilde parabolü çizer ve parabolün noktalarını içeren bir Excel sayfasını oluşturur. Hatta bu oluşturulan noktaları CATIA programına da aktarır.

Şekil 3.5'te, lüle ve difüzör bölümlerinin konturunu oluşturmak için GKA kullanırken dahil olan adımlara genel bir bakış sağlamak için bir akış şeması verilmiştir. Son olarak, kullanıcı, GKA tarafından oluşturulmuş konturun üzerinde GKA tarafından da hesaplanan değerlerini (yanma odasının uzunluğu ve çapını) kullanarak itki odasının çizimi tamamlayabilir.

Bu GKA, tasarımcıların itki odasının hızlı ve doğru bir şekilde tasarlamasını kolaylaştıran kullanıcı dostu bir arayüz olacaktır. Bir sıvı roket motorunun itki odasını tasarlamak için gereken süreyi ve çabayı azaltacaktır. Tasarım sürecindeki herhangi bir belirsizliği ortadan kaldıracak ve kullanıcıların tasarımları kolayca karşılaştırmasına ve gerektiğinde ayarlamalar yapmasına olanak tanıyacaktır. Geliştirilen GKA, Python 3'te Matplotlib, PyQt5 ve NumPy kütüphaneleri kullanılarak yazılmıştır. GKA Windows işletim sisteminde çalışır. Gezinmesi kolay ve kullanımı sezgiseldir.



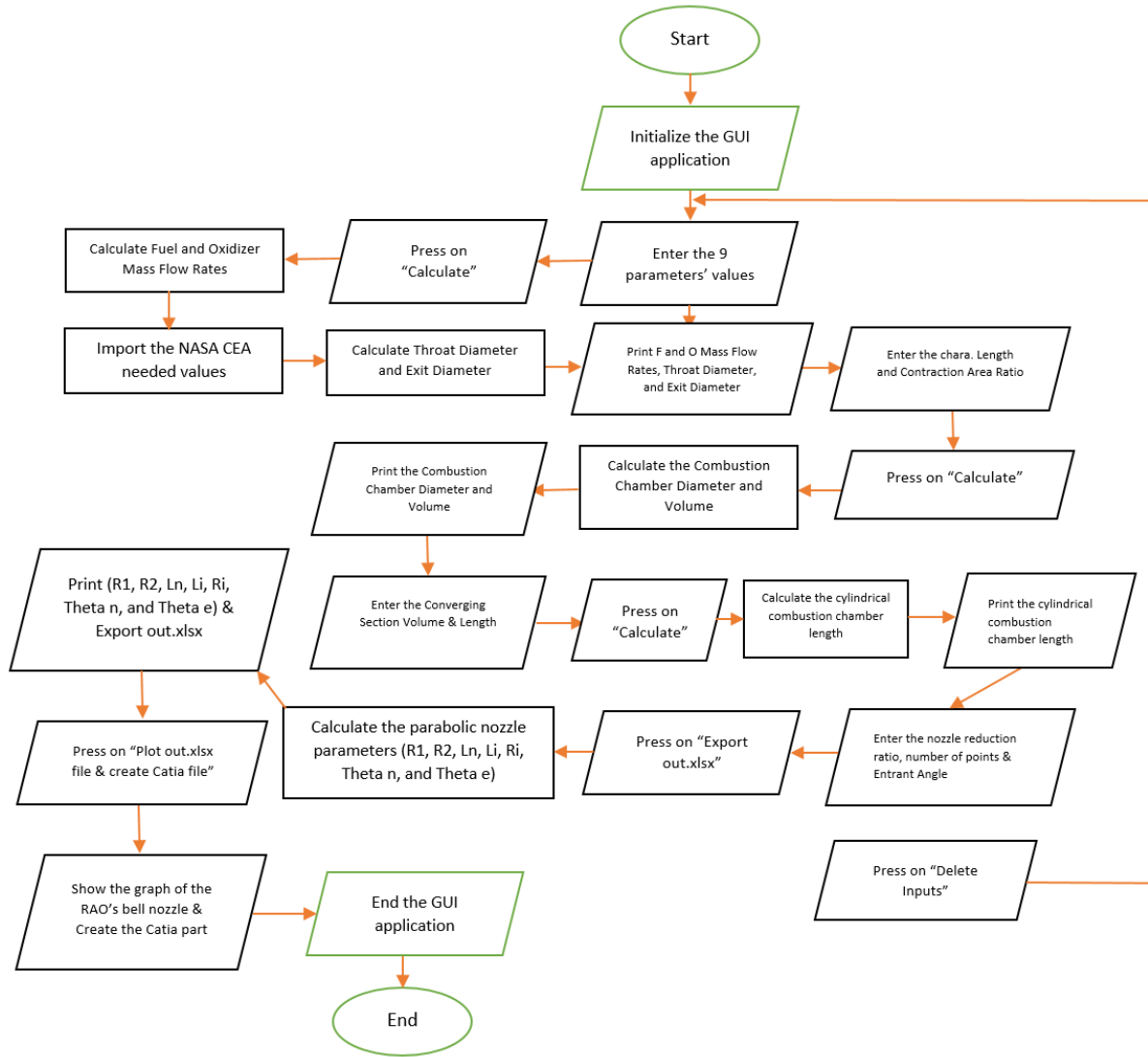
Şekil 3.3. GKA'nın ana görünümü.



Şekil 3.4. İtki odasının ıraksak bölümünün parabolik konturunun resmi (Singh, 2019).

Tablo 3.3. GKA girdileri (Patel ve diğerleri, 2019; Martin ve diğerleri, 2020)

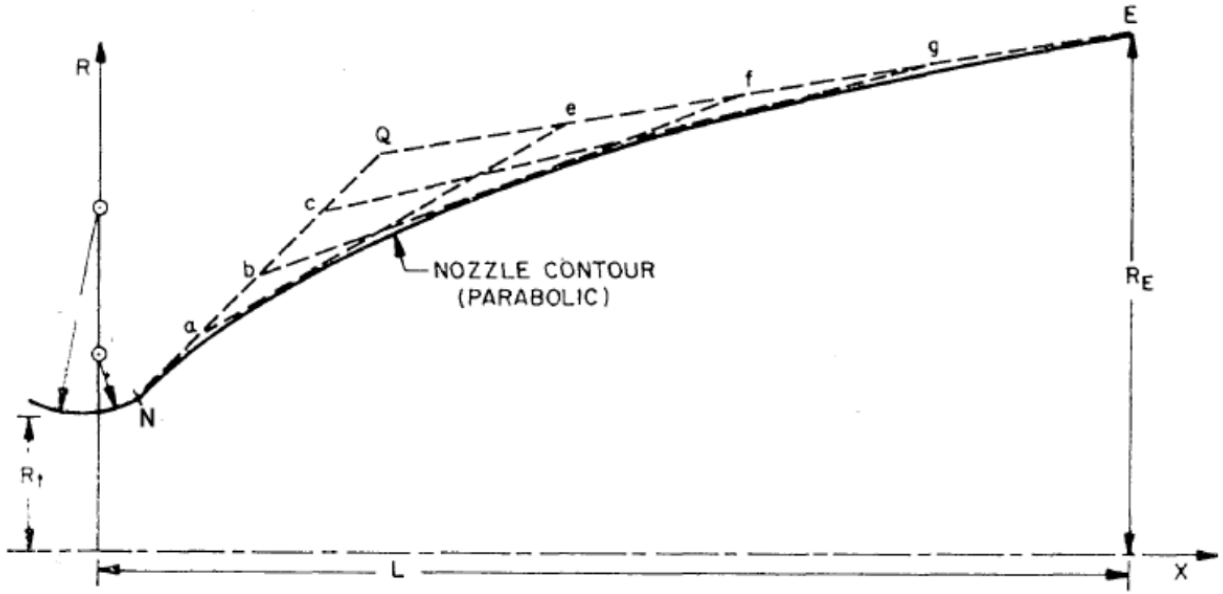
Özellikler	Değer	Birim
Yakıt	RP-1	-
Oksitleyici	O ₂ (L)	-
Yakıt Sıcaklığı	298,150	K
Oksitleyici Sıcaklığı	90,170	K
O/F Karışım Oranı	1,5	-
Toplam Kütle Akış Hızı	4,23	kg/s
Yanma Odası Basıncı (P_c)	25,8	bars
Çıkış Basıncı	26436	Pa
Çıkış Sıcaklığı	223,25	K
Ortam Basıncı	26436,27	Pa
Mükemmel Nozul Yüksekliği	10	km
Karakteristik Uzunluk (L^*)	1000	mm
Daralma Alanı Oranı	5,44	-



Şekil 3.5. GKA hesaplama prosedürü.

3.2. GKA Uygulaması ile Çan Şekilli Difüzör Hesaplaması

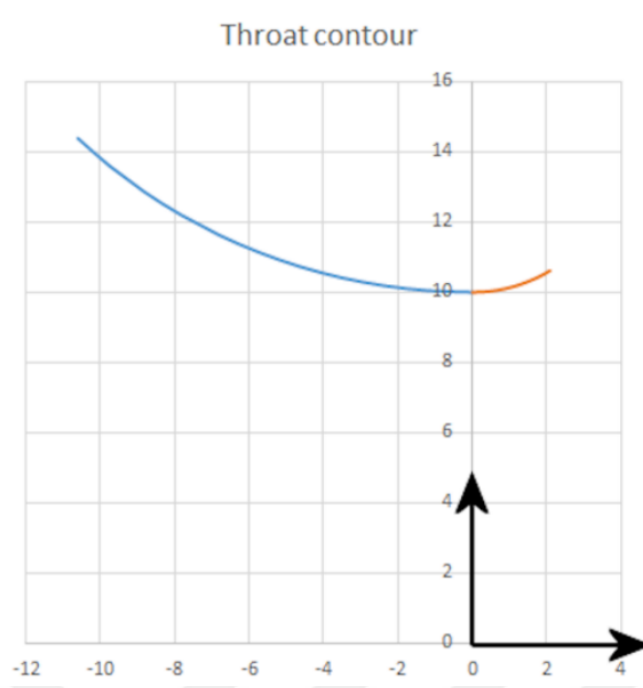
Newlands (2017) referansında, boğaz alanı, genişleme oranı ve istenen difüzör uzunluğu gibi belirli parametrelere dayalı olarak parabolik eğrinin nasıl oluşturulacağına dair adım adım talimatlar bulunur. Parabolik difüzör şeklini çizmek için iki yöntemden biri kullanılır: geometrik yöntem veya matematiksel yöntemdir. Geometrik yöntem (Şekil 3.6), difüzörün parabolik şeklinin el ile veya çizim araçları kullanılarak nasıl çizileceğini gösterir. Geometrik yöntem, karmaşık matematiksel hesaplamalara ihtiyaç duymadan nispeten basit bir şekilde gerçekleştirilebilir. Matematiksel yöntem ise difüzör şeklini belirlemek için bezier denklemi kullanılarak parabolik eğri oluşturulmasını içerir. Bezier denklemi, bilgisayar grafiklerinde ve eğri modellemesinde yaygın olarak kullanılan bir matematiksel denklemdir. Bezier denklemi kullanmak, difüzörün profilini şekillendirirken geometrik yöntemine göre daha fazla esneklik sağlar. Ayrıca, kontrol noktalarını ayarlayarak itki verimliliği ve basınç dağılımı gibi performans parametrelerini optimize etmek için eğriye ince ayar yapmak mümkündür.



Şekil 3.6. Geometrik yöntemle difüzörün parabolik şeklinin çizimi (Newlands, 2017).

Parabolik bir difüzör oluşturmak için, belirli açılara ve yarıçaplara dayalı olarak difüzörün şekli tanımlanır. İlk olarak, birinci boğaz eğrisi, Şekil 3.4'te gösterildiği gibi, boğaz yarıçapının 1.5 katı yarıçapla çizilir. Bu eğri, -135 dereceden başlayarak ve -90 derecede boğaza kadar uzanır. Şekil 3.7'ye göre, aşağıdaki denklemler (3.1. ve 3.2.) kullanılarak çizilir. Ardından, boğaz konumundan (-90 derece), boğaz yarıçapının 0.382 katı yarıçapla ikinci eğri çizilir. Bu eğri, -90 dereceden $(\theta_n - 90)$ açısına kadar uzanır. Şekil 3.7'deki eksen göz önüne alınarak, denklem (3.3. ve 3.4.) kullanılarak çizilir. Burada θ_n , önceden deneysel olarak hesaplanan bir açıdır ve şekil 3.8'deki grafikten çan şeklinin farklı yüzde uzunlukları için bulunur. Genişleme oranı 50'den büyük olduğunda, veriler tahmin edilir.

Yüzde uzunluk, konik bir difüzördeki uzunluğun yüzdesini ifade eden bir ölçüdür. Çan şeklindeki difüzörün uzunluğu, konik difüzörün toplam uzunluğuna göre bir yüzdelik olarak belirlenir. Örneğin, %50 uzunluk, konik difüzörün tam uzunluğunun yarısına denk gelir.



Şekil 3.7. X ve Y eksenlerinin merkezi tam boğaz noktasında bulunur (Newlands, 2017).

$$x = 1,5 * R_t * \cos(\theta) \quad (3.1.)$$

$$y = 1,5 * R_t * \sin(\theta) + 1,5 * R_t + R_t \quad (3.2.)$$

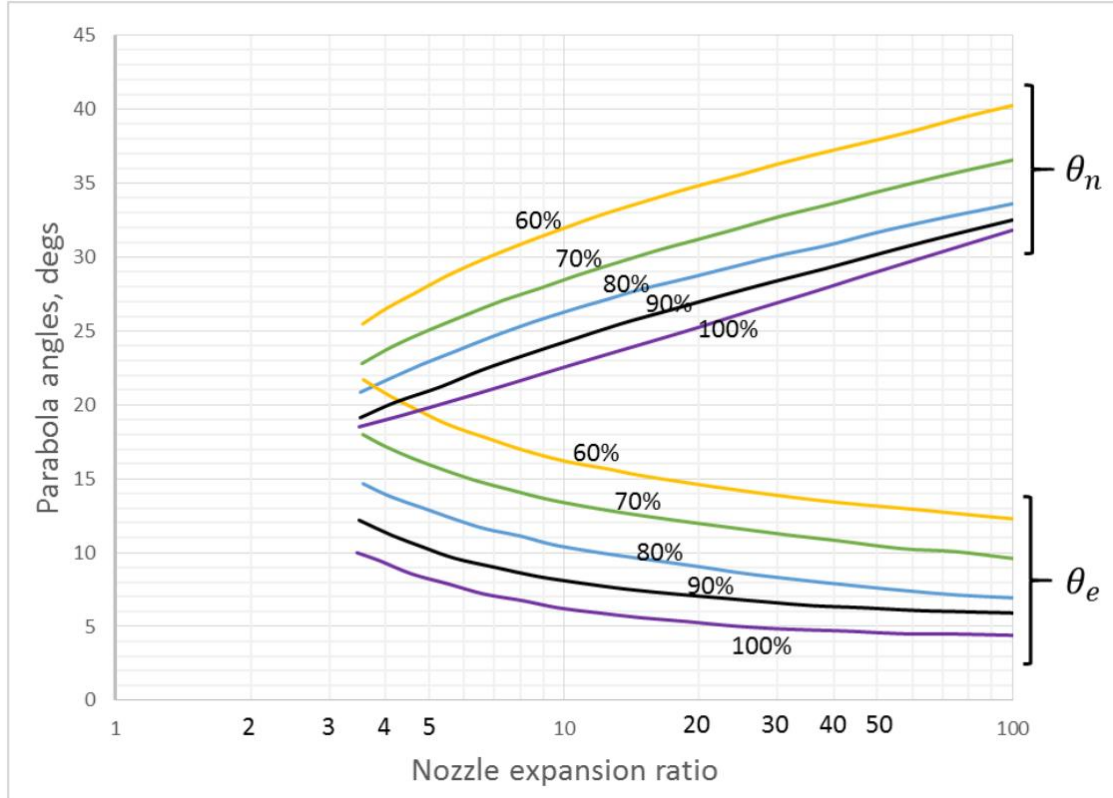
$$-135 \leq \theta \leq -90$$

$$x = 0,382 * R_t * \cos(\theta) \quad (3.3.)$$

$$y = 0,382 * R_t * \sin(\theta) + 0,382 * R_t + R_t \quad (3.4.)$$

$$-90 \leq \theta \leq (\theta_n - 90)$$

Şekil 3.6’da gösterilen difüzörün çıkış noktası E’ye kadar olan bölümde, N noktasından başlayarak çan şeklinde bir parabolik eğri çizilir. Bu eğri, çizilen ikinci boğaz eğrisine teğet oluşturur ve θ_n açısında başlar, θ_e açısında sonlanır. Aynı şekilde, θ_e açısı da Şekil 3.8’deki grafikten çanın farklı yüzde uzunlukları için bulunur.



Şekil 3.8. Çeşitli yüzde uzunlukları için genişleme oranına göre θ_n ve θ_e açıları (Newlands, 2017).

Difüzör çıkışının yarıçapı (R_e), 3.5 denklemi kullanılarak belirlenir; burada ϵ , genişleme oranıdır. Difüzörün x eksenindeki uzunluğu (L_n), yarı açıda 15 dereceye sahip konik difüzörün uzunluğunun %80'ini temsil eden 3.6 denklemi kullanılarak hesaplanır.

Konik difüzörün uzunluğunun %80'ini kullanma tercihi, 695852 numaralı tezde açıklanmıştır. Çalışmada üç farklı konik difüzör tasarımı incelenmiştir. Bu tasarımlar, tam boy %100, tam boyun %80'i ve tam boyun %60'ı difüzörleri içermektedir. Difüzörlerin performanslarını değerlendirmek için HAD analizi gerçekleştirilmiştir. Elde edilen sonuçlara göre, tasarlanan difüzörlerin itki-ağırlık dengesi değerlendirilmiştir ve en uygun itki-ağırlık dengesine %20 ile %40 arasında kısaltılmış difüzör tasarımlarında ulaşılmıştır (Sencan, 2021). Bu nedenle, %20 kısaltılmış difüzör yani konik difüzörün uzunluğunun %80'i seçilmiştir.

$$R_e = \sqrt{\epsilon} * R_t \quad (3.5.)$$

$$L_n = 0,8 * \frac{(\sqrt{\epsilon} - 1) * R_t}{\tan(15^\circ)} \quad (3.6.)$$

Çan şeklindeki eğri, bir kuadratik Bézier eğrisi olarak adlandırılabilir ve 3.7 ve 3.8 denklemleri ile ifade edilir.

$$x(t) = (1 - t)^2 N_x + 2(1 - t)t Q_x + t^2 E_x \quad (3.7.)$$

$$0 \leq t \leq 1$$

$$y(t) = (1 - t)^2 N_y + 2(1 - t)t Q_y + t^2 E_y \quad (3.8.)$$

$$0 \leq t \leq 1$$

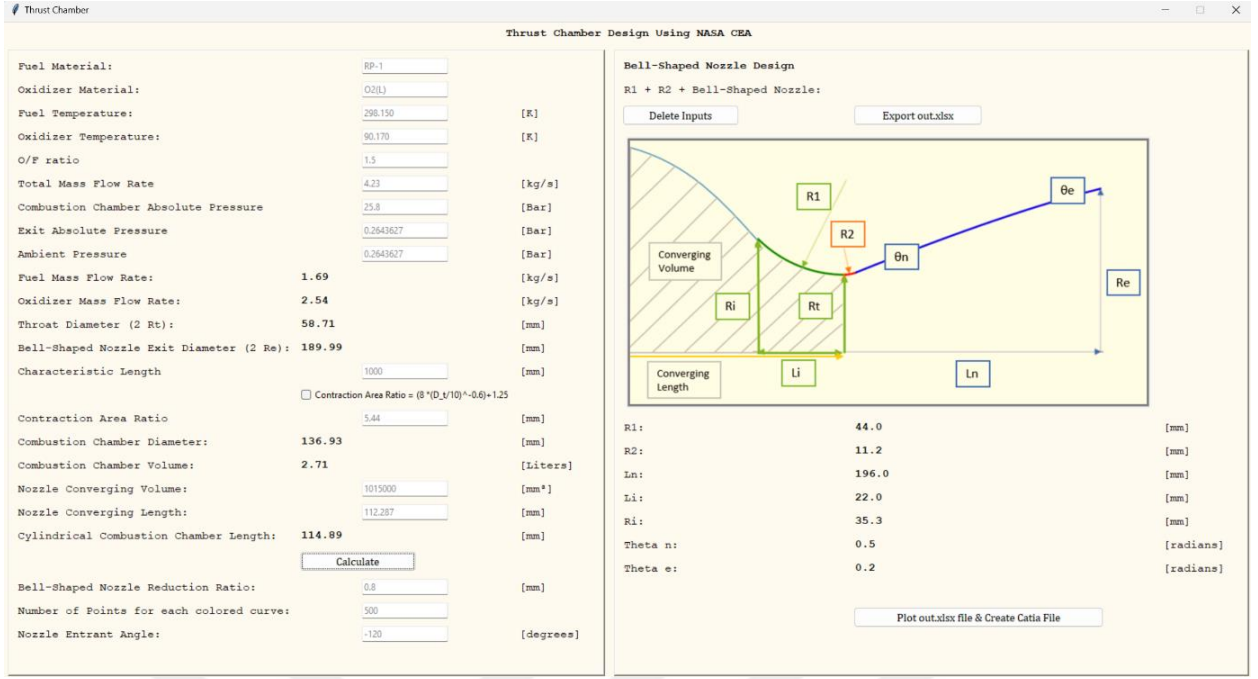
Çan şeklindeki eğrinin çizimi için 0 ile 1 arasında eşit aralıklarla bölmeler seçilir. Örneğin, Şekil 3.6'da belirtilen bölmeler ve noktalar (N, Q ve E noktaları) gibi 0.25, 0.5 ve 0.75 bölmeler yapılır. Bu noktaların koordinatlarını kullanarak, eğrinin denklemleri 3.7 ve 3.8 hesaplanır.

N noktası, 3.3 ve 3.4 denklemlerinin tarafından tanımlanır. E noktasının x-koordinatı denklem 3.6 ile, y-koordinatı ise denklem 3.5 ile belirlenir. Q noktası, Şekil 3.5'te gösterildiği gibi NQ ve QE doğrularının kesişim noktasıdır ve bu nokta 3.9 ve 3.10 denklemleri ile hesaplanır.

$$Q_x = \frac{E_y - m_2 E_x - N_y + m_1 N_x}{\tan(\theta_n) - \tan(\theta_e)} \quad (3.9.)$$

$$Q_y = \frac{\tan(\theta_n) (E_y - m_2 E_x) - \tan(\theta_e) (N_y - m_1 N_x)}{\tan(\theta_n) - \tan(\theta_e)} \quad (3.10.)$$

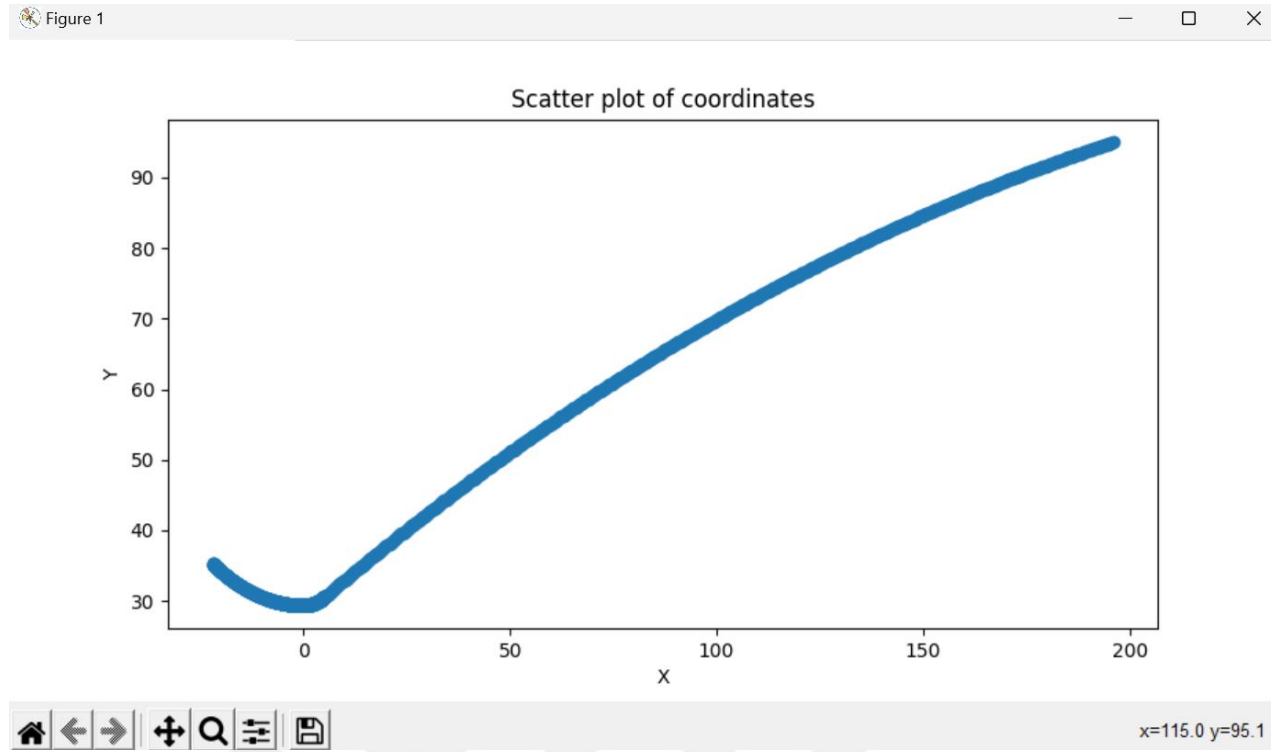
Tablo 3.3'te verilen itki odası karakteristik değerleri GKA'ya girdikten sonra; GKA, Şekil 3.9'da gösterildiği gibi kullanıcıya sonuçlar verir. "Export Out.xlsx" düğmesine bastığımızda, yeni bir Excel dosyası oluşturur (Şekil 3.10) ve bu Excel dosyasında profilin koordinatları tablo şeklinde sunulur. Ayrıca, "Plot" düğmesine bastığımızda ise Şekil 3.11'deki grafik oluşturulur.



Şekil 3.9. GKA uygulamasının ana sayfasında elde edilen sonuçlar.

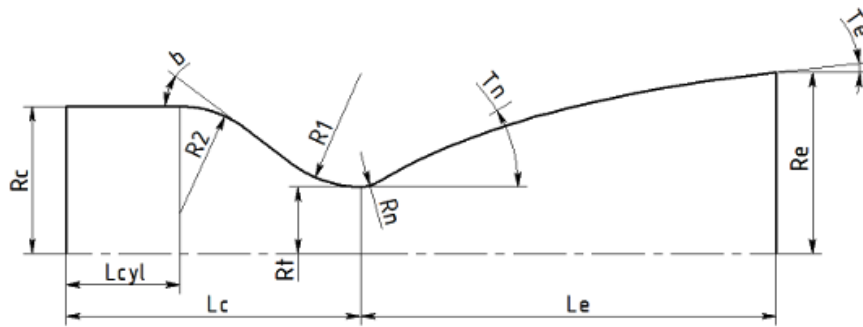
Name	Date modified	Type	Size
build	5/25/2023 6:04 PM	File folder	
CEA_Wrap-main	5/25/2023 5:36 PM	File folder	
dist	5/25/2023 6:05 PM	File folder	
EasyRocket_GUI	5/25/2023 6:05 PM	Application	89,873 KB
EasyRocket_GUI	3/30/2023 1:32 AM	Python File	39 KB
EasyRocket_GUI.spec	5/25/2023 6:04 PM	SPEC File	1 KB
Figure_2	3/11/2023 11:26 AM	PNG File	49 KB
gui.spec	5/25/2023 6:03 PM	SPEC File	1 KB
my_output	6/18/2023 7:07 PM	Ansys 2023 R1 .inp Fi...	1 KB
my_output.out	6/18/2023 7:07 PM	OUT File	12 KB
my_output.plt	6/18/2023 7:07 PM	PLT File	2 KB
out	6/18/2023 7:07 PM	Microsoft Excel Work...	48 KB
thermo.lib	3/3/2023 9:55 AM	LIB File	598 KB
trans.lib	3/3/2023 9:55 AM	LIB File	1 KB

Şekil 3.10. GKA uygulamasının oluşturduğu out.xlsx dosyası.



Şekil 3.11. GKA uygulaması kullanılarak oluşturulan difüzör profili.

Ayrıca, NASA RPA programına Tablo 3.3'te verilen itki odası karakteristik değerlerini girdikten sonra elde edilen sonuçlar Şekil 3.12'de sunulmuştur. Bu sonuçları, geliştirilen GKA uygulamasının sonuçlarıyla karşılaştırılmıştır. Yapılan bu karşılaştırmada, elde edilen sonuçların birbirilyle uyumlu olduğunu açıkça Tablo 3.4'te görülebilir. Bu karşılaştırma, geliştirilen GKA uygulamasının doğruluk ve tutarlılık sağladığını göstermektedir.



```

Thrust and mass flow rates
-----
Chamber thrust (vac): 11.18953 kN
Specific impulse (vac): 269.74334 s
Chamber thrust (opt): 10.46666 kN
Specific impulse (opt): 252.31727 s
Total mass flow rate: 4.23000 kg/s
Oxidizer mass flow rate: 2.53800 kg/s
Fuel mass flow rate: 1.69200 kg/s

Geometry of thrust chamber with parabolic nozzle
-----
Dc = 135.03 mm      b = 30.00 deg
R2 = 122.23 mm      R1 = 43.42 mm
L* = 1000.00 mm
Lc = 226.65 mm      Lcyl = 115.46 mm
Dt = 57.89 mm
Rn = 11.06 mm      Tn = 22.90 deg
Le = 208.50 mm      Te = 11.50 deg
De = 183.80 mm
Ae/At = 10.08
Le/Dt = 3.60
Le/cl5 = 88.20 % (relative to length of cone nozzle with Te=15 deg)

Mass = 1.01 kg

Divergence efficiency: 0.99003
Drag efficiency: 0.96295
Thrust coefficient: 1.65969 (vac)

```

Şekil 3.12. NASA RPA'nin difüzörünün boyutlandırması (Ponomarenko, 2014).

Tablo 3.4. İtici odası geometrisinin GKA ile NASA RPA arasındaki karşılaştırması

Parametreleri	GKA	NASA RPA	Hata (%)
Le (mm)	196	208,5	-6
Re (mm)	94,995	91,9	3,4
Rt (mm)	29,355	28,945	1,4
Rn (mm)	11,2	11,06	1,3
R1 (mm)	44	43,42	1,3
Tn (°)	22,9	22,9	-
Te (°)	11,5	11,5	-
Rc (mm)	68,465	67,515	1,4
b	30	30	-
Lcyl	114	115,46	-1,3
R2 (mm)	R2, b açısına göre değişir.		
Lcyl (mm)	Lcyl, b açısına göre değişir.		

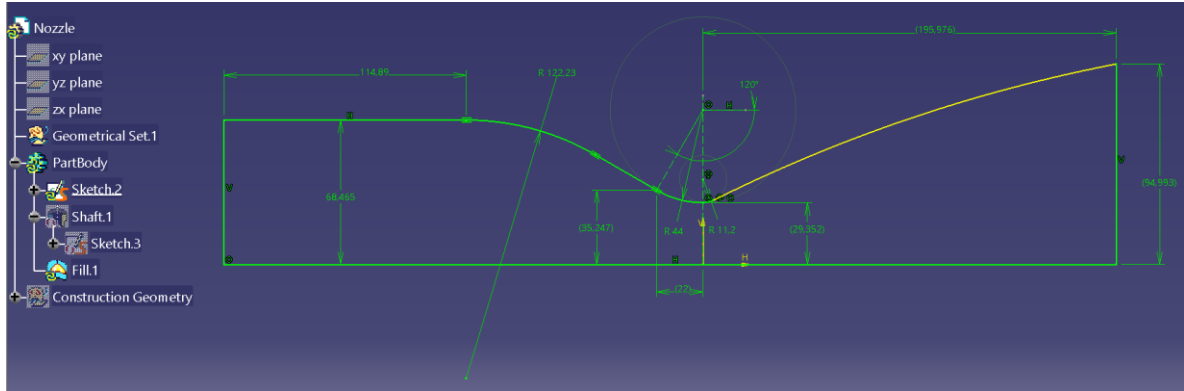
4. DİFÜZÖR HAD ANALİZLERİ

Bu bölümde, ANSYS Fluent programı kullanılarak yapılan Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD) analizleri sunulmaktadır. Bununla birlikte, elde edilen HAD analiz sonuçları NASA RPA programıyla karşılaştırılarak HAD analizi doğrulanmakta ve NASA RPA ile arasındaki farklar ortaya konulmaktadır.

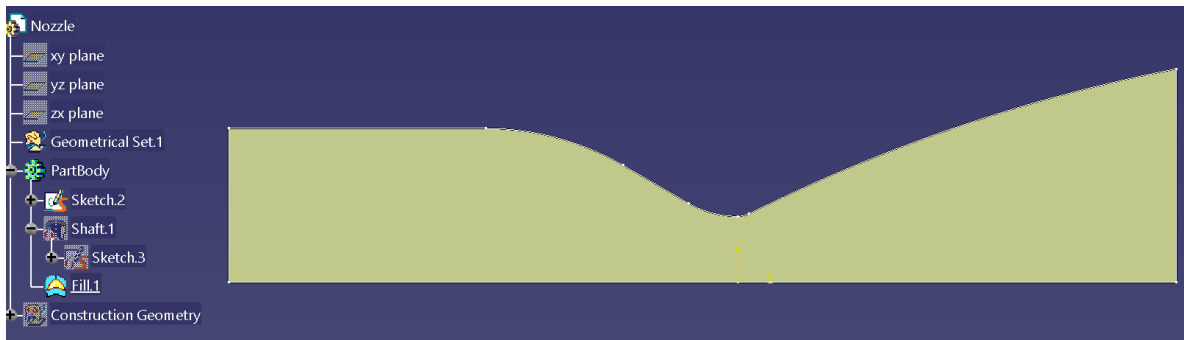
4.1. İtki Odasının İç Alanının HAD Analizi ve NASA RPA ile Karşılaştırılması

Analiz için, çan şekilli difüzör bölümü tasarımı içeren itki odasının profili CATIA kullanılarak çizilmiş ve Bölüm 3'te belirtildiği gibi GKA uygulamasıyla hesaplanmıştır. Bu itki odasının geometrisi Şekil 4.1'de gösterilmektedir ve Tablo 3.3'teki GKA değerleri kullanılarak oluşturulmuştur. Sonrasında, Şekil 4.2'de gösterilen itki odasının kesit alanı için Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD) çözümleyici aracı olan ANSYS FLUENT kullanılarak simülasyonlar gerçekleştirilmiş ve itki odasının iç akışı simüle edilmiştir. Geometri sınır koşulları Şekil 4.3'te detaylı bir şekilde açıklanmıştır.

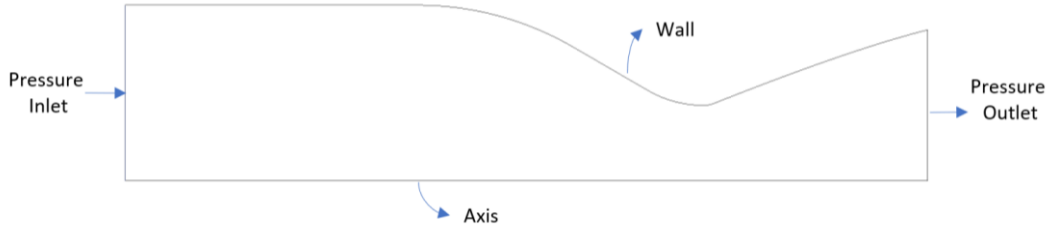
Analiz için Meena (2021), Khan (2021), Jayaprakash (2022), Patel (2016), Screenath (2016) ve Kumar (2018) çalışmalarından yararlanarak belirlenen simülasyon ayarları Tablo 4.1'de sunulmuştur. Bu yapılan analizler sonucunda, itki odasının performansı basınç, sıcaklık ve hız açısından ayrıntılı olarak incelenmiştir.



Şekil 4.1. CATIA'da itki odasının çizimi.



Şekil 4.2. CATIA'da çizilmiş itki odasının alanı.



Şekil 4.3. İtke odasının sınır koşulları.

Tablo 4.1. ANSYS FLUENT’te HAD analizi ayarları (Jayaparakash, 2022)

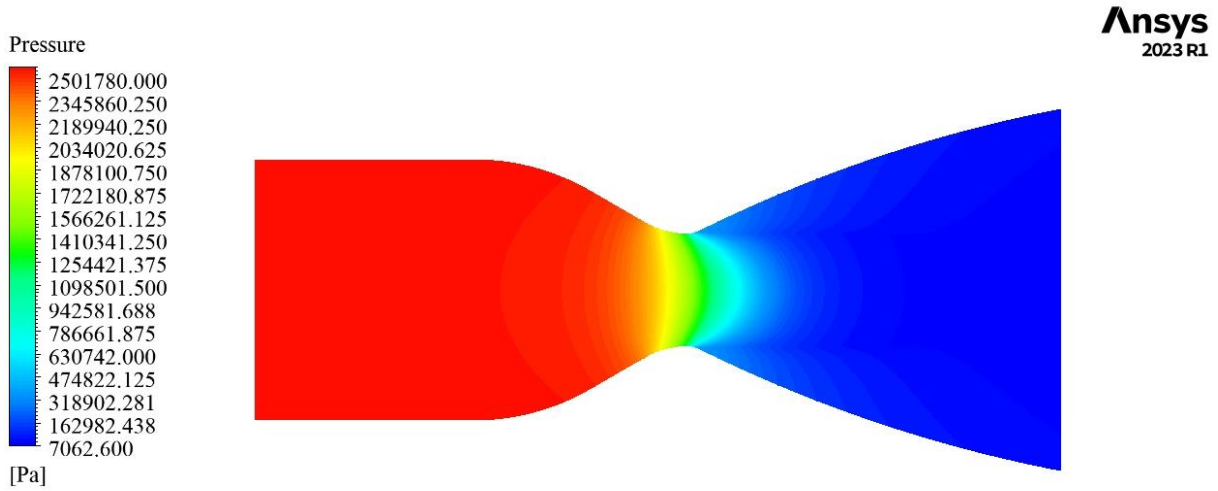
Genel	Tip: Density-based Hız Formülasyonu: Absolute Zaman: Steady 2D Uzay: Axisymmetric
Modeller	Enerji Denklemi: On Viskozite Modeli: k-ε model, Realizable, Standard Wall Functions
Malzeme	Yoğunluk: ideal gas Özgül Isı (Cp): 2428,8 J/(kg K) Termal İletkenlik: 0,406 W/(m K) Viskozite: Sutherland Moleküler Ağırlık: 17,6639 kg/kmol
Hücre Bölgesi Koşulları	Tip: Akışkan
Sınır Koşulları	Çalışma Basıncı: 0 Giriş Gauge Toplam Basıncı: 2580000 Pa Süpersonik / İlk Gauge Basıncı: 2580000 Pa Giriş Toplam Sıcaklığı: 2492,1 K Çıkış Gauge Basıncı: 26436 Pa (10 km yükseklik) Backflow Toplam Sıcaklığı: 223,25 K (10 km yükseklik) Çalışma Koşulu Basıncı: 0 Pa
Yöntemler	Formülasyon: Implicit Akı Tipi: Roe-FDS Gradyan: Least squares Cell Based Akış: Second Order Cell Based Türbülanslı Kinetik Enerji: Second Order Upwind Türbülans Dağılım Oranı: Second Order Upwind
Monitörler	Mutlak Kriter: 1e-06
Kontroller	Courant Sayısı: 5 Türbülanslı Kinetik Enerji: 0,8 Türbülans Dağılım Oranı: 0,8 Türbülanslı Viskozite: 1 Katı: 1
Başlatma	Başlatma Yöntemleri: Standard Initialization Compute from: inlet Referans Çerçevesi: Relative to Cell Zone
Hesaplamaları Çalıştırma	İterasyon Sayısı: 8000

HAD analizlerinin güvenilirliği ve etkinliği sağlamak için, sayısal çalışmada optimum eleman sayısını belirlemek için bir ağ bağımsızlık çalışması gerçekleştirildi. Bu çalışma, mesh ayrıntılarının analiz sonuçları üzerindeki etkisini değerlendirmek için önemli bir adımdır. Sonuç olarak, kullanılan mesh özellikleri Tablo 4.2’de ayrıntılı olarak sunulmuştur.

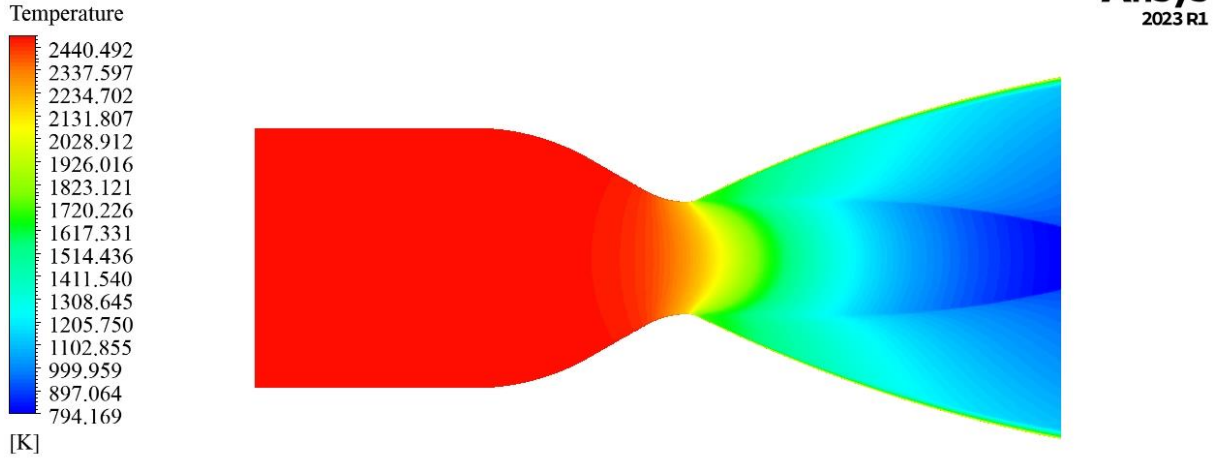
Tablo 4.2. Kullanılan mesh özellikleri

Özellik	Değer
Number of Nodes	468782
Number of Elements	466820
Element Size (mm)	0,25
Use Adaptive Sizing	No
Defeature Size	0,00125
Capture Curvature	Yes
Capture Proximity	No
Inflation Option	First Layer Thickness
First Layer Height (mm)	0,002
Maximum Layers	20
Growth Rate	1,2

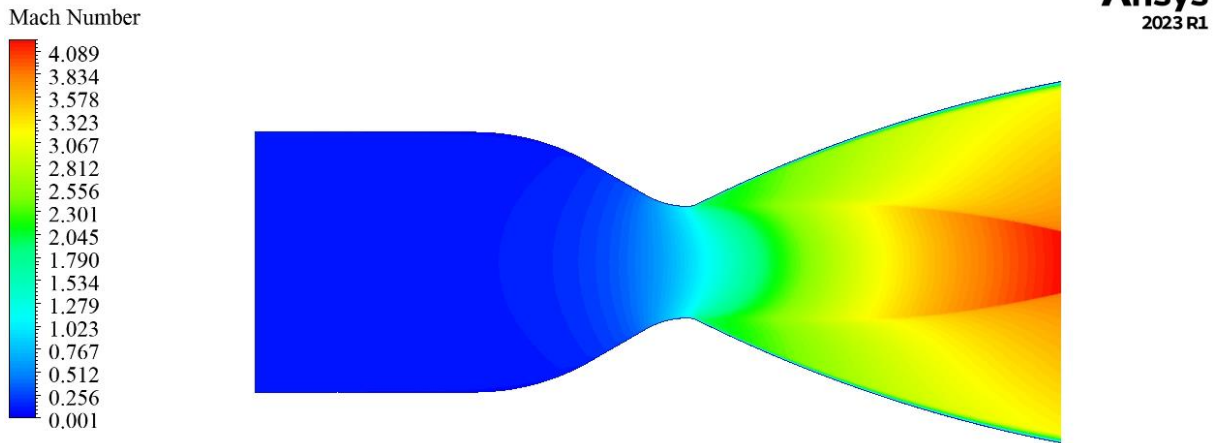
Analiz sürecinde HAD ile elde edilen sonuçlar detaylı bir şekilde incelenmiştir. Basınç konturu, sıcaklık konturu ve Mach sayısı konturu sırasıyla Şekil 4.4, 4.5 ve 4.6’da görsel olarak sunulmaktadır. Bu konturlar, itki odası içindeki akışın önemli özelliklerini açıkça göstermektedir. Basınç konturu, basınç dağılımını, sıcaklık konturu ise sıcaklık değişimlerini göstermektedir. Mach sayısı konturu ise akış hızını ses hızına göre göstermektedir.



Şekil 4.4. Statik basınç konturu (Pa).

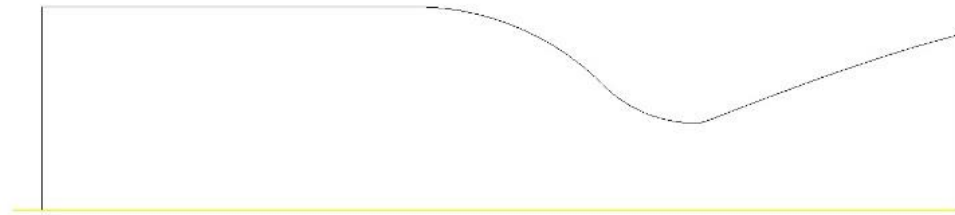


Şekil 4.5. Statik sıcaklık konturu (K).

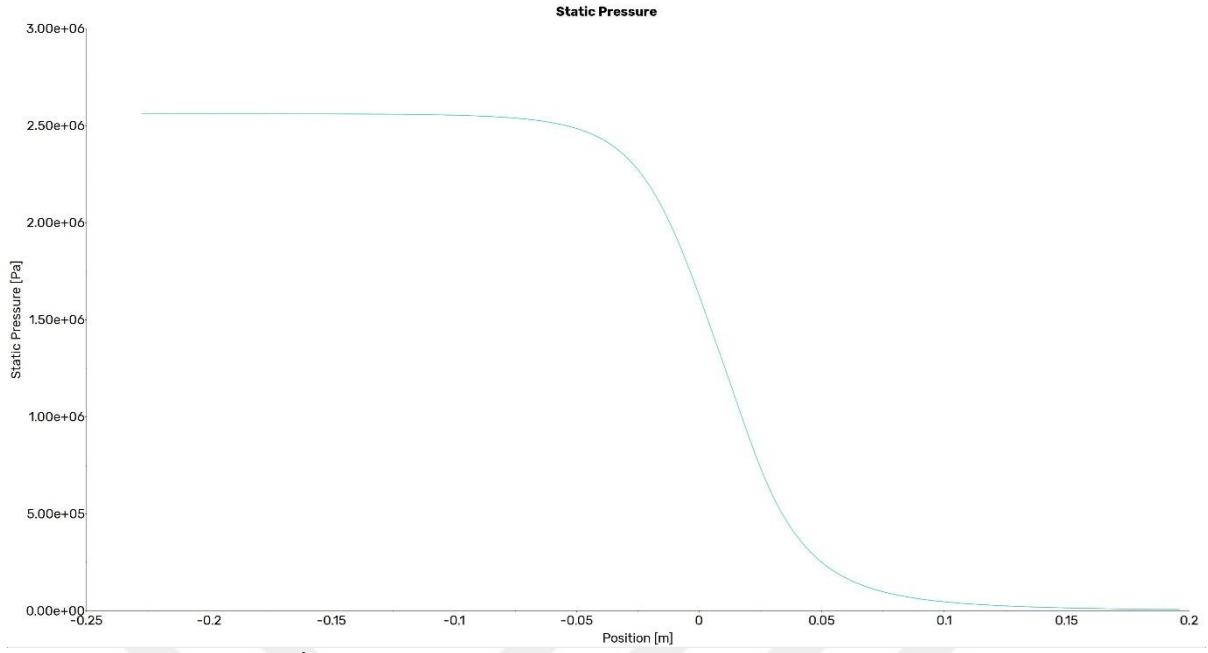


Şekil 4.6. Mach sayısı olarak hız konturu.

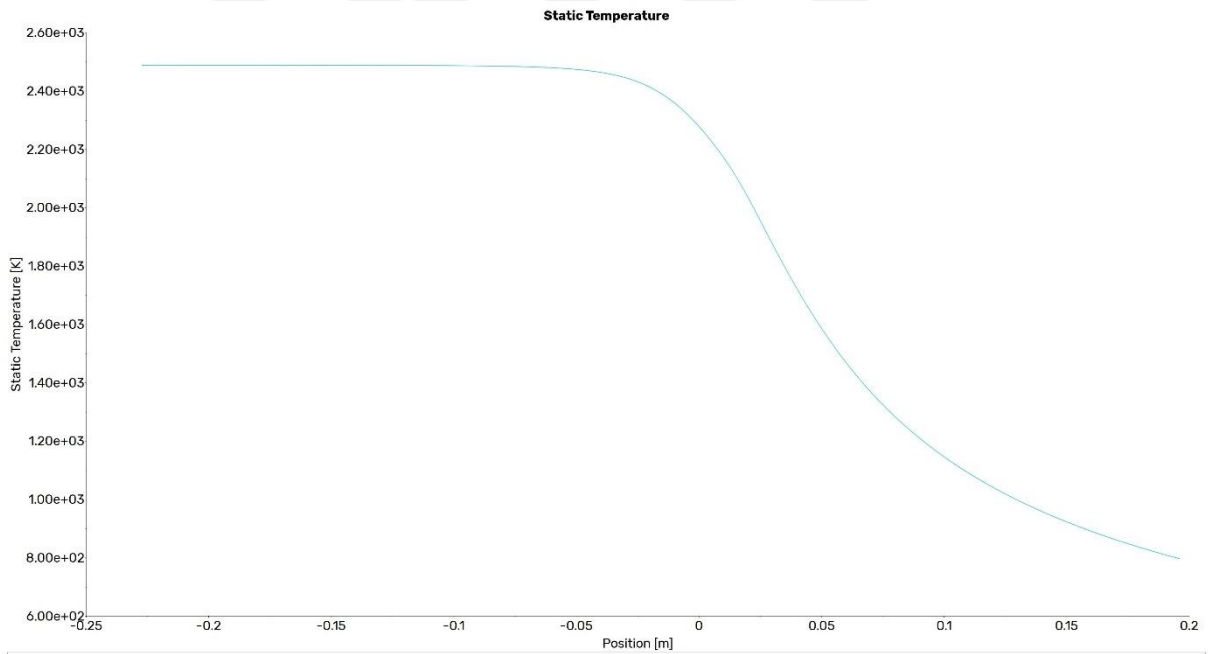
Ayrıca, Şekil 4.7’de merkez çizgisindeki basınç, sıcaklık ve Mach sayısı profilleri detaylı olarak sunulmaktadır. Bu profiller, itki odası boyunca basınç, sıcaklık ve hızın nasıl değiştiğini göstermektedir. Basınç profili, sıcaklık profili ve Mach sayısı profili Şekil 4.8, 4.9 ve 4.10’da sırayla gösterilmektedir.



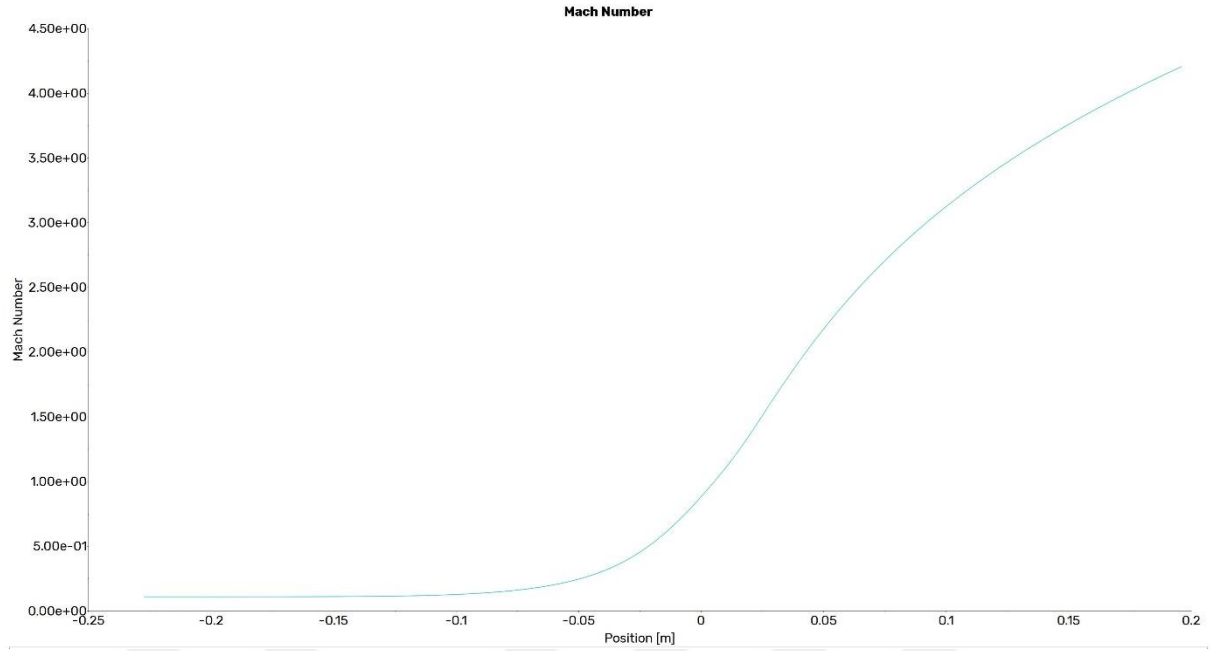
Şekil 4.7. Merkezi eksenini gösteren çizginin konumu.



Şekil 4.8. İtki odası boyunca merkezi ekseninde statik basınç dağılımı.



Şekil 4.9. İtki odası boyunca merkezi ekseninde statik sıcaklık dağılımı.



Şekil 4.10. İtki odası boyunca merkezi ekseninde Mach sayısı dağılımı.

Bu kapsamlı analiz süreci, itki odasının tasarımı ve performansının daha iyi anlaşılması için değerli bir araç sağlamıştır. Elde edilen sonuçlar, itki odasının iç akışının önemli parametrelerini, yani basınç, sıcaklık ve hızı, ayrıntılı bir şekilde göstererek tasarım sürecine değerli bir rehberlik sağlamıştır. Performans değerlerinin NASA RPA değerleriyle uyumlu olması, HAD analizlerinin doğruluğunu ve güvenilirliğini vurgulamaktadır. Elde edilen sonuçlar, NASA RPA sonuçlarıyla tam olarak aynı olmasa da, bu sonuçlar NASA RPA sonuçlarına yakın değerler elde edildiğini göstermektedir. Tablo 4.3'te basınç, sıcaklık ve Mach sayısı açısından HAD sonuçları ile NASA RPA sonuçları karşılaştırılmaktadır.

Tablo 4.3. HAD Analizinin NASA RPA ile Karşılaştırması

Parametre	Konum	NASA RPA	HAD
Basınç (MPa)	Enjektör	2,58	2,56094
	Nozul Girişi	2,5422	2,55767
	Nozul Boğazı	1,4148	1,62518
	Nozul Çıkışı	0,0264	0,007199
Sıcaklık (K)	Enjektör	2492,0990	2488,52
	Nozul Girişi	2488,3900	2487,85
	Nozul Boğazı	2210,1913	2278,58
	Nozul Çıkışı	961,1099	797,125
Mach Sayısı	Enjektör	0	0,109377
	Nozul Girişi	0,1090	0,119986
	Nozul Boğazı	1	0,883133
	Nozul Çıkışı	3,5761	4,20544

4.2. İtki Odasının Dış Alanı Dahil Farklı Yüksekliklerde HAD Analizi

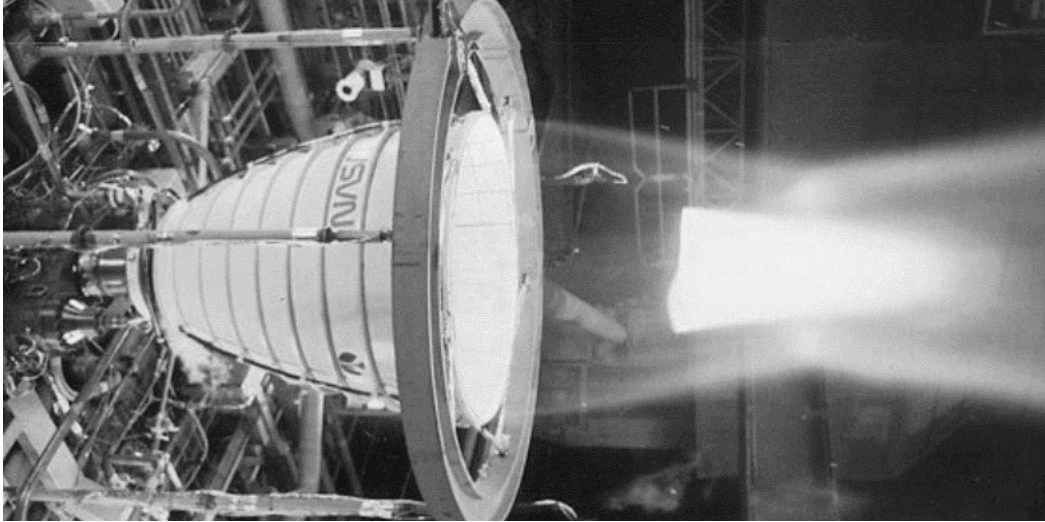
Bu bölümde, itki odasının Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD) analizi için üç farklı yükseklik durumu incelenmiştir. Bu durumlar, genişleme fenomeniyle ilgilidir ve yükseklik değişiminden kaynaklanır. Genişleme, bir nesnenin ilerlemesini sağlayan hayati bir mekanizmadır (OpenAI, 2023), çünkü termal enerji kinetik enerjiye dönüşür. Roket motorlarında, yakıtın yanması sonucunda sıcak gazlar oluşur ve bu gazlar itki kuvveti üretmek için difüzörden serbest bırakılır. Bu süreçte, difüzörün geometrisi büyük önem taşır.

İdeal bir difüzörün performansı Ek B'da açıklandığı gibi çıkış basıncının çevre atmosferinin ortam basıncına eşitlendiği noktada en üst düzeye çıkar. Bu durum, difüzör içinde maksimum itki kuvveti ve verimli bir akış sağlar. Ancak, yükseklik arttıkça atmosfer basıncı azaldığından, bu ideal duruma sabit bir geometriye sahip bir difüzörle belirli bir atmosfer basıncında ulaşılabilir. Bu nedenle, difüzörün belirli bir geometriye sahip olması ve farklı yüksekliklerdeki kayıpları minimize etmesi gerekmektedir. Aşırı genişleme durumu, dış ortam basıncının çıkış basıncından daha yüksek olduğunda ortaya çıkar. Bu durumda, yüksek atmosfer basıncı difüzör içindeki akışı duvarlardan uzaklaştırarak verimliliği azaltır. Öte yandan, difüzör uzunluğu kısa olduğunda ve dış ortam basıncı çıkış basıncından düşük seviyede bulunduğunda yetersiz/az genişleme meydana gelir. Bu durumda akış, difüzörden sonra da genişlemeye devam eder ve yine de verimliliği olumsuz etkileyebilir (Scott, 2005).

ATLAS V roketinin birinci kademe roket motoru, tam genişlemeyi 5 km yükseklikte ve Space Shuttle Main Engine (SSME) 12.5 km yükseklikte tam genişlemeyi sağlayacak şekilde tasarlanmıştır (Whitmore, 2021). Bu tez kapsamında tasarlanan örnek roket motoru ise 10 km yükseklikte tam genişlemeyi başaracak ve ayrıca az genişleme durumu da 20 km yükseklikte incelenecektir. Bu bölümdeki analiz, itki odasının davranışını aşırı genişleme, tam genişleme ve az genişleme olmak üzere üç farklı koşul altında incelemeyi amaçlamaktadır. Her bir durum için basınç, sıcaklık ve Mach sayısı konturları analiz edilerek, arasındaki farklar ortaya konulmuştur.

4.2.1. Deniz Seviyesinde Aşırı Genleşmiş Akış

Bu bölümde, deniz seviyesinde sabit difüzörde bir roket motorunun aşırı genleşmiş akış durumu Şekil 4.11'de gösterilen akışa benzeyen bir akış incelenmektedir. Bu durumda, basınç, sıcaklık ve Mach sayısı konturları itki odasının içinde ve dışında belirgin özellikler göstermektedir. ANSYS FLUENT'te yapılan analiz için kullanılan ayarlar Tablo 4.4'te gösterilmektedir. Bu analiz, roket motorunun performansını değerlendirmek ve itki odasının aşırı genişleme durumunda nasıl davrandığını anlamak amacıyla yapılmıştır.



Şekil 4.11. Aşırı genişleşmiş akış şekli (O’Leary ve Beck, 1992)

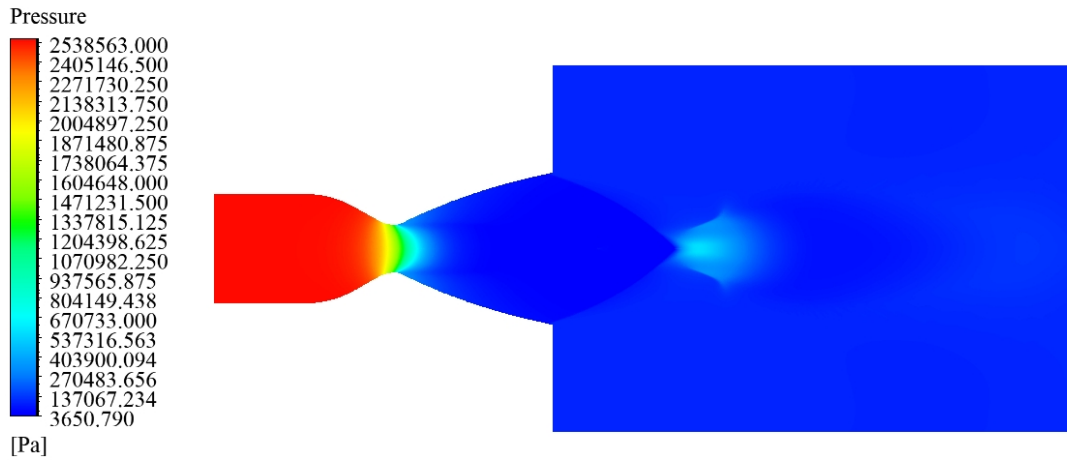
Tablo 4.4. Aşırı genişleşmiş akışın ANSYS FLUENT’te HAD analizi ayarları (Jayaparakash, 2022)

Genel	Tip: Density-based Hız Formülasyonu: Absolute Zaman: Steady 2D Uzak: Axisymmetric
Modeller	Enerji Denklemi: On Viskozite Modeli: k-ε model, Realizable, Standard Wall Functions
Malzeme	Yoğunluk: ideal gas Özgül Isı (Cp): 2428,8 J/(kg K) Termal İletkenlik: 0,406 W/(m K) Viskozite: Sutherland Moleküler Ağırlık: 17,6639 kg/kmol
Hücre Bölgesi Koşulları	Tip: Akışkan
Sınır Koşulları	Çalışma Basıncı: 0 Giriş Gauge Toplam Basıncı: 2580000 Pa Süpersonik / İlk Gauge Basıncı: 2580000 Pa Giriş Toplam Sıcaklığı: 2492,1 K Çıkış Gauge Basıncı: 101325 Pa (deniz seviyesi) Backflow Toplam Sıcaklığı: 288,15 K (deniz seviyesi) Çalışma Koşulları: 0 Pa
Yöntemler	Formülasyon: Implicit Akış Tipi: Roe-FDS Gradyan: Least squares Cell Based Akış: Second Order Cell Based Türbülanslı Kinetik Enerji: Second Order Upwind Türbülans Dağılım Oranı: Second Order Upwind
Monitörler	Mutlak Kriter: 1e-06
Kontroller	Courant Sayısı: 5 Türbülanslı Kinetik Enerji: 0,8 Türbülans Dağılım Oranı: 0,8 Türbülanslı Viskozite: 1 Katı: 1

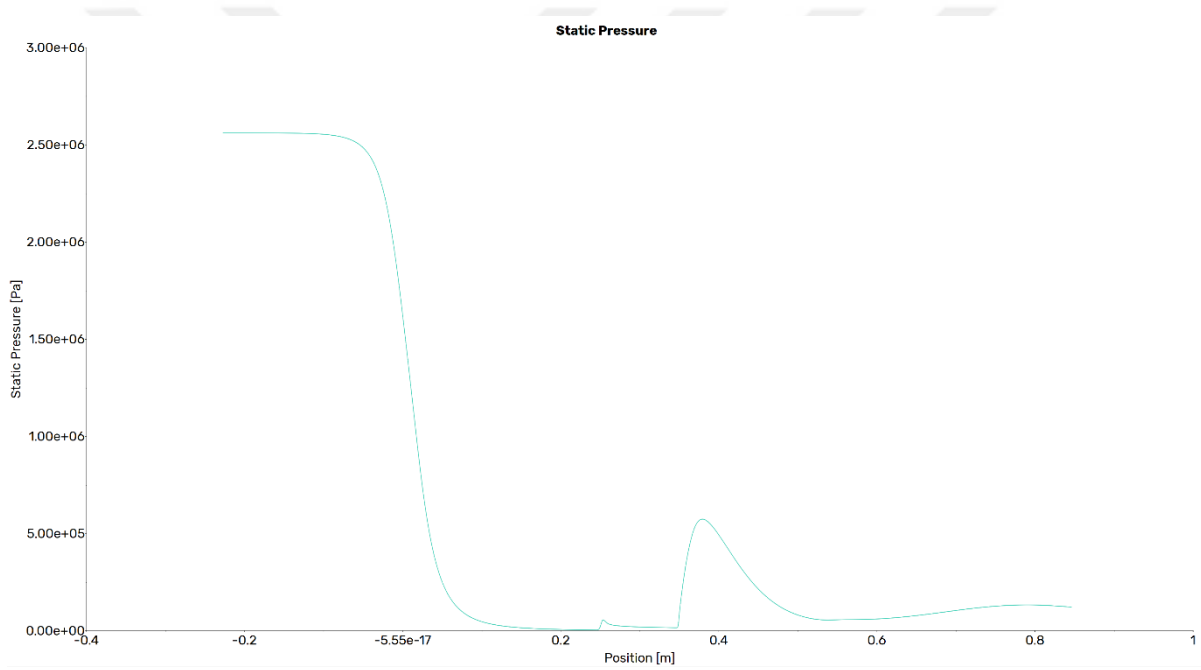
Başlatma	Başlatma Yöntemleri: Standard Initialization Compute from: inlet Referans Çerçevesi: Relative to Cell Zone
Hesaplamaları Çalıştırma	İterasyon Sayısı: 20000

İtki odasının iç alanında (-0.2m ile 0.2m arasında) mevcut olan basınç dağılımı, yakıtın yanma süreciyle birlikte gerçekleşen yüksek basınç bölgelerini işaret etmektedir. Egzoz gazları ilerledikçe, gazların genişlemesi sonucu basınç kademeli olarak azalmaktadır. Difüzörün çıkış düzleminde ise belirgin bir basınç düşüşü gözlenmektedir. Sıcaklık dağılımı, yanma bölgesindeki yakıt karışımının tutuşup yandığı bölgede daha yüksek sıcaklıklara işaret eder. Bu durum, yoğun bir ısı salınımının meydana gelmesine neden olur. Egzoz gazları difüzör boyunca genişledikçe, sıcaklık da kademeli olarak azalmaktadır. Gazlar difüzörde aşırı genişledikçe, sıcaklık konturu hızla düşmekte ve difüzörün çıkış düzleminde daha düşük sıcaklıkları sergilemektedir. İç alandaki Mach sayısı konturu, akış hızını ses hızına göre ifade etmektedir. Yanma bölgesine yakın bölgelerde, akış genellikle subsonik hızlarda başlar ve ardından yanma sürecinin etkisiyle süpersonik hızlara ulaşabilir. Bu nedenle, Mach sayısı boğaz bölgesinden sonra yüksek değerlere ulaşır. Gazlar difüzör boyunca genişledikçe, süpersonik hızlara daha da yaklaşırlar ve sonuç olarak Mach sayısı artış gösterir.

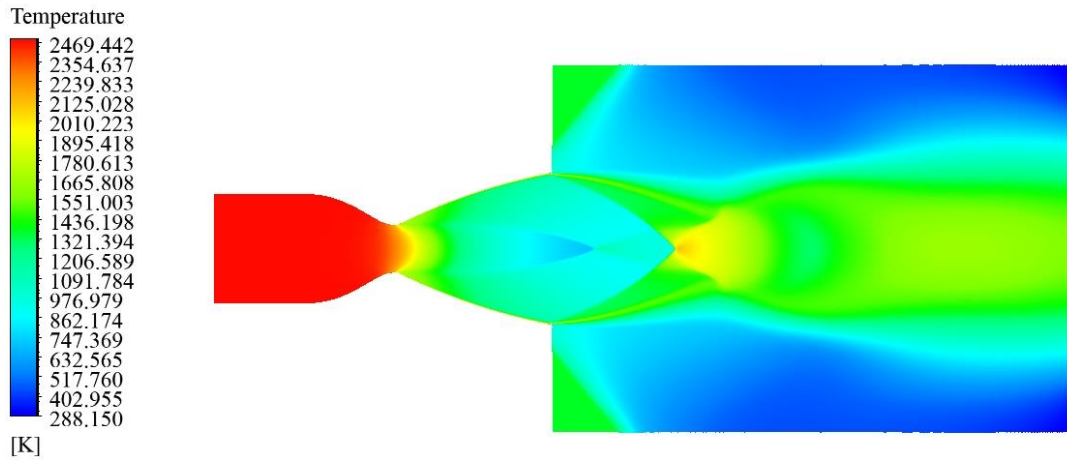
Dış alandaki basınç konturu (Şekil 4.12 veya 4.13), egzoz gazları ile ortam atmosferi arasındaki etkileşimi yansıtır. Gazlar çevredeki havayla karışıkça, basınç konturu artış gösterir. Bu etkileşim sonucunda, belirgin bir şekilde görünen "şok elması" adı verilen keskin basınç değişikliği bölgesi oluşabilir. Sıcaklık dağılımı (Şekil 4.14), egzoz gazları ile çevreleyen atmosfer arasındaki etkileşimi gösterir. Süpersonik egzoz gazları, hızla ortam havasıyla karıştıklarından dolayı, sıcaklık konturu ani bir artışı yansıtabilir. Bu durumda, düzensiz desenler ortaya çıkabilir (Şekil 4.15). Ayrıca, bu sıcaklık artışı difüzörün dışında bir şok dalgasının oluşumuna katkıda bulunabilir. Mach sayısı konturu, aşırı genişlemiş gazların ortam atmosferiyle etkileşimini gösterir. Difüzör çıkışına yakın bölgede, gazlar genellikle süpersonik hızlara sahip olup Mach sayısı 1'den büyük değerler gösterir. Ancak, süpersonik gazlar ortam havasıyla karışıkça, Mach sayısı düzensiz desenler sergileyebilir ve biraz yavaşlayabilir (Şekil 4.16 veya 4.17).



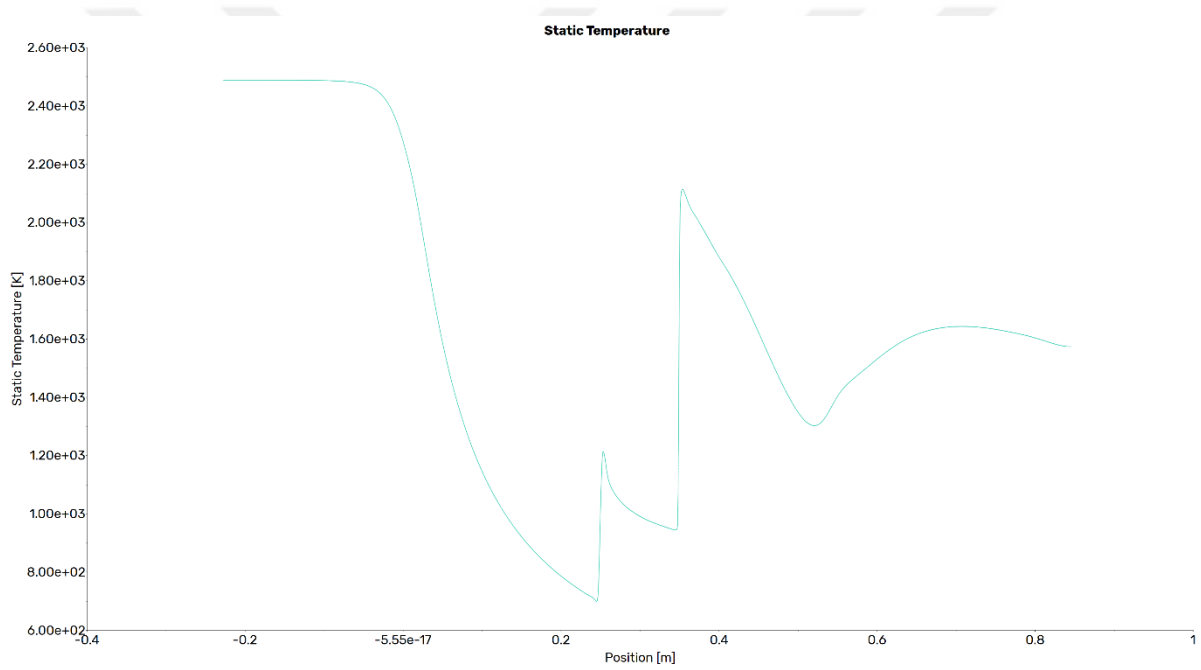
Şekil 4.12. Aşırı genleşmiş akışta statik basınç konturu (Pa).



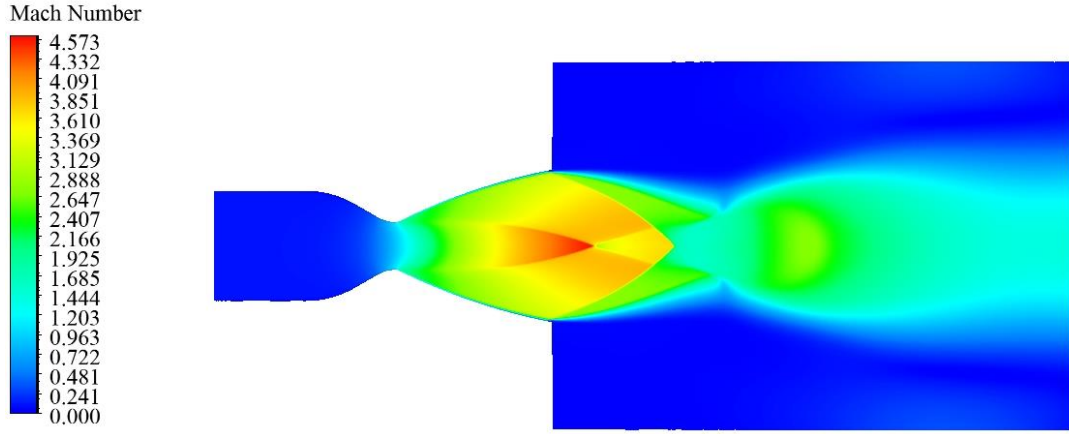
Şekil 4.13. Aşırı genleşmiş akışta itki odası boyunca merkezi ekseninde statik basınç dağılımı.



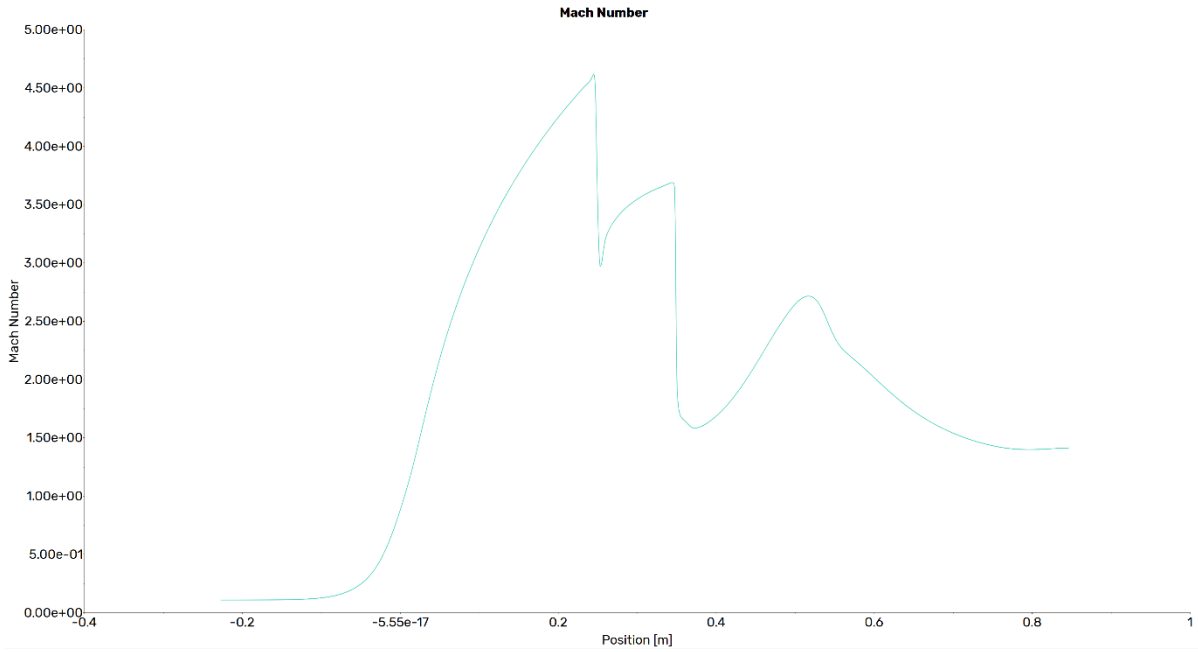
Şekil 4.14. Aşırı genleşmiş akışta statik sıcaklık konturu (K).



Şekil 4.15. Aşırı genleşmiş akışta itki odası boyunca merkezi ekseninde statik sıcaklık dağılımı.



Şekil 4.16. Aşırı genleşmiş akışta Mach sayısı olarak hız konturu.



Şekil 4.17. Aşırı genleşmiş akışta itki odası boyunca merkezi ekseninde Mach sayısı dağılımı.

4.2.2. 10 km Yükseklikte Tam Genleşmiş Akış

Bu bölümde, 10 km yükseklikte sabit itki odasına sahip bir roket motorunun tam genleşmiş akış durumu detaylı olarak incelenmiştir. İç alandaki ve dış alandaki basınç, sıcaklık ve Mach sayısı konturları Şekiller 4.17-4.22’de sunulmuştur. Kullanılan ayarlar, Tablo 4.5’te yeniden gösterilmiştir. Bu analiz, roket motorunun performansını değerlendirmek ve itki odasının tam genleşme durumunda nasıl tepkiler verdiğini gözler önüne sermek amacıyla gerçekleştirilmiştir.

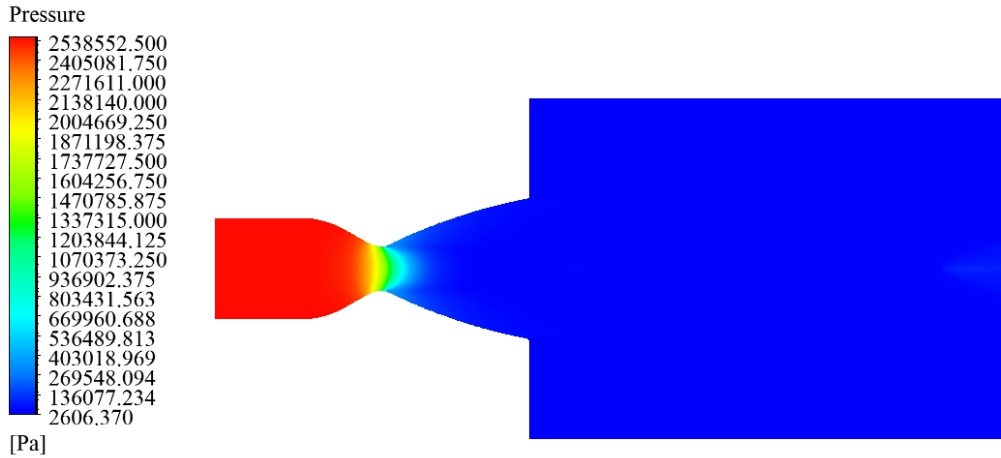
Tablo 4.5. ANSYS FLUENT’te HAD analizi ayarları (Jayaprakash, 2022)

Genel	Tip: Density-based Hız Formülasyonu: Absolute Zaman: Steady 2D Uzak: Axisymmetric
Modeller	Enerji Denklemi: On Viskozite Modeli: k-ε model, Realizable, Standard Wall Functions
Malzeme	Yoğunluk: ideal gas Özgül Isı (Cp): 2428,8 J/(kg K) Termal İletkenlik: 0,406 W/(m K) Viskozite: Sutherland Moleküler Ağırlık: 17,6639 kg/kmol
Hücre Bölgesi Koşulları	Tip: Akışkan
Sınır Koşulları	Çalışma Basıncı: 0 Giriş Gauge Toplam Basıncı: 2580000 Pa Süpersonik / İlk Gauge Basıncı: 2580000 Pa Giriş Toplam Sıcaklık: 2492,1 K Çıkış Gauge Basıncı: 26436 Pa (10 km yükseklik) Backflow Toplam Sıcaklığı: 223,25 K (10 km yükseklik) Çalışma Koşulları: 0 Pa
Yöntemler	Formülasyon: Implicit Akış Tipi: Roe-FDS Gradyan: Least squares Cell Based Akış: Second Order Cell Based Türbülanslı Kinetik Enerji: Second Order Upwind Türbülans Dağılım Oranı: Second Order Upwind
Monitörler	Mutlak Kriter: 1e-06
Kontroller	Courant Sayısı: 5 Türbülanslı Kinetik Enerji: 0,8 Türbülans Dağılım Oranı: 0,8 Türbülanslı Viskozite: 1 Katı: 1
Başlatma	Başlatma Yöntemleri: Standard Initialization Compute from: inlet Referans Çerçevesi: Relative to Cell Zone
Hesaplamaları Çalıştırma	İterasyon Sayısı: 20000

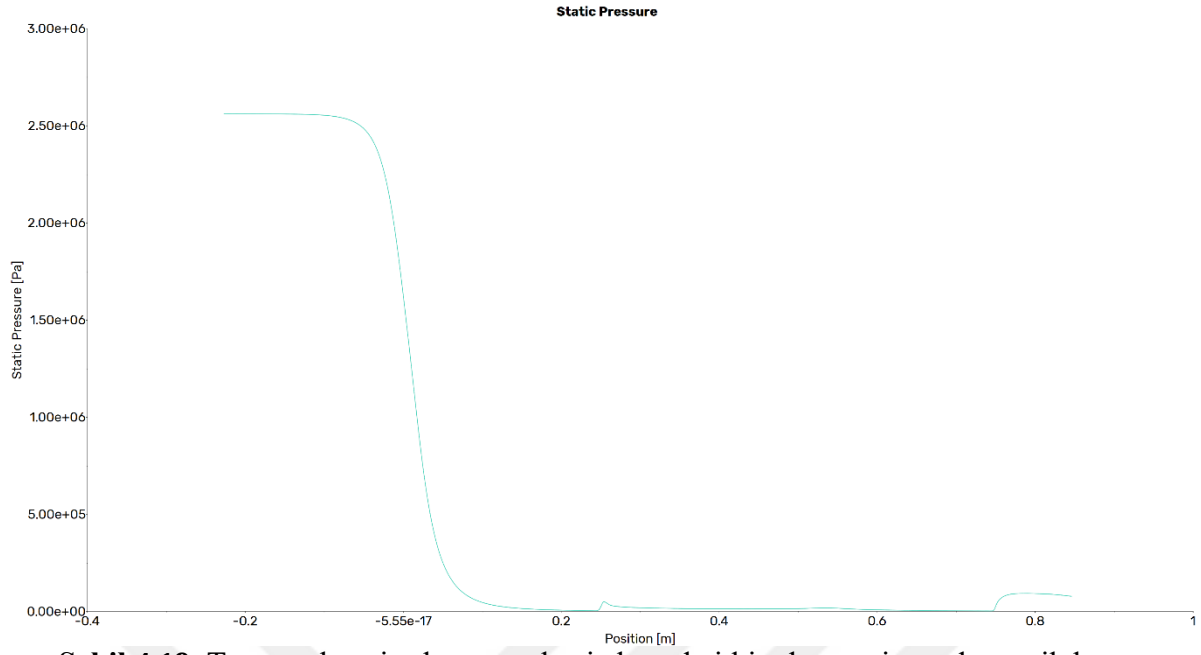
Tam genişlemiş akışta, basınç konturu (Şekil 4.18-4.19) egzoz gazı ile ortam basıncı arasında dengeleyici bir dağılım sergiler. İtici odasındaki bu denge, difüzörün duvarları boyunca daha homojen bir basınç dağılımı sağlar ve itici üretimini optimize eder. Aynı şekilde, çıkış düzlemindeki basınç konturu, etkili bir genişleme sonucunda en düşük basınç değerine sahip olur. Sıcaklık dağılımı ise (Şekil 4.20-4.21) itici gaz karışımının yanma bölgesinin yakınında tuttuğu ve yandığı için daha yüksek sıcaklıkları gösterir. Egzoz gazları genişledikçe sıcaklık kademeli olarak düşer. Difüzörün çıkış

düzlemindeki sıcaklık konturu, verimli bir genişleme süreci sayesinde en düşük sıcaklıkları gösterir. Mach sayısı konturu ise (Şekil 4.22-4.23), ses altı akıştan ses üstü akışa geçişin daha pürüzsüz bir şekilde gerçekleştiğini gösterir. Bu kontur, gazın yüksek hızlara ulaştığı ve etkili bir şekilde genişlediği bir bölgeyi temsil eder. Bu durum, daha uygun akış koşullarının olduğunu işaret eder ve itki verimliliğini artırır.

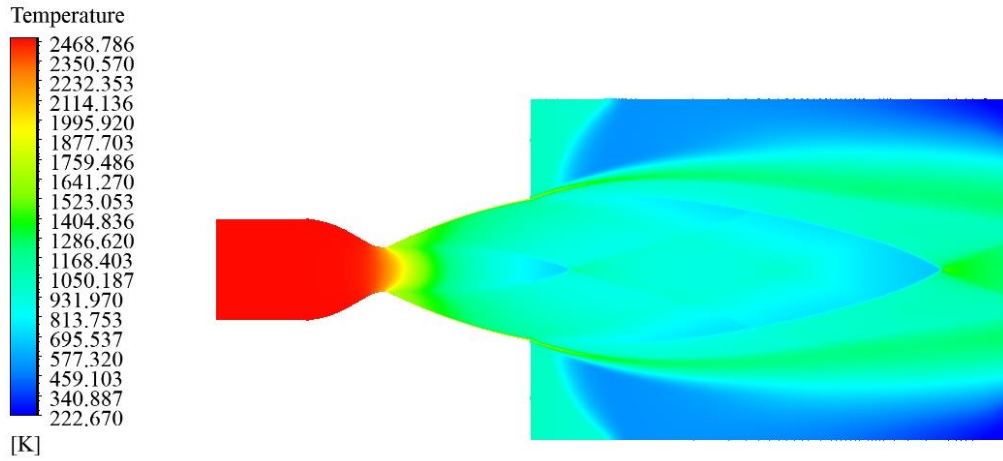
Tam genişmiş bir akış durumunda, dış alandaki basınç konturu, genişlemiş gazların ortam atmosferiyle etkileşimini yansıtmaktadır. Bu durumda, gazların çevre havayla karıştığında basınç konturu belirgin bir artış göstermez diye söyleyebiliriz. Sıcaklık dağılımı ise tamamen genişlemiş egzoz gazları ile çevredeki atmosferin etkileşimini göstermektedir. Gazlar ortam havasıyla karışıkça, sıcaklık dağılımı düzensiz desenler sergileyebilir. Ancak aşırı genişmiş akışa kıyasla, dış alandaki sıcaklık artışları daha azdır. Mach sayısı konturu ise, tamamen genişlemiş gazların atmosferle etkileşime girdiği noktada hızında düşüşler göstermektedir. Bu kontur, gazın atmosferle karşılaştığında yavaşladığı bir bölgeyi ifade etmektedir. Ancak aşırı genişmiş akışa kıyasla, dış alandaki Mach sayısı düşüşü daha azdır. Bu durum, daha pürüzsüz bir akış geçişini göstermekte ve daha uygun akış koşullarını işaret etmektedir.



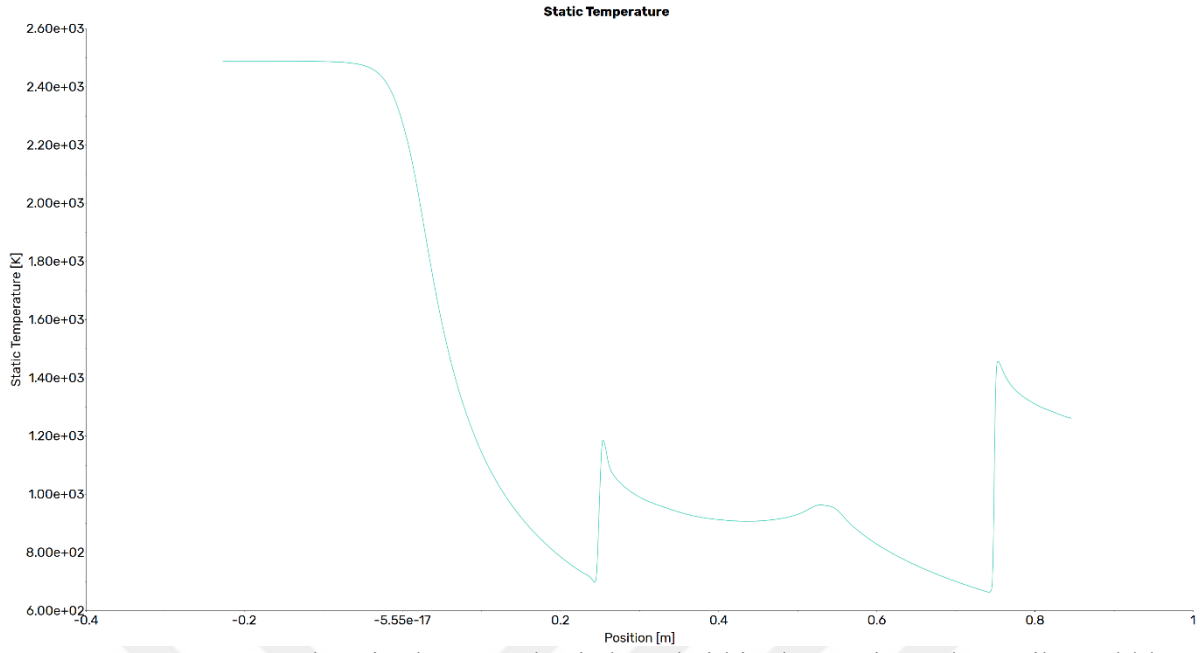
Şekil 4.18. Tam genişmiş akışta statik basınç konturu (Pa).



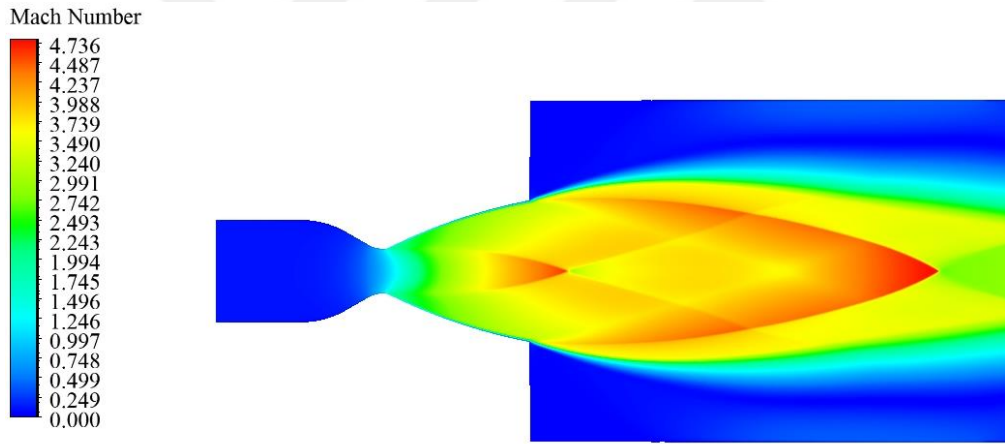
Şekil 4.19. Tam genişmiş akışta merkezi ekseninde itki odasının iç ve dış statik basınç dağılımı.



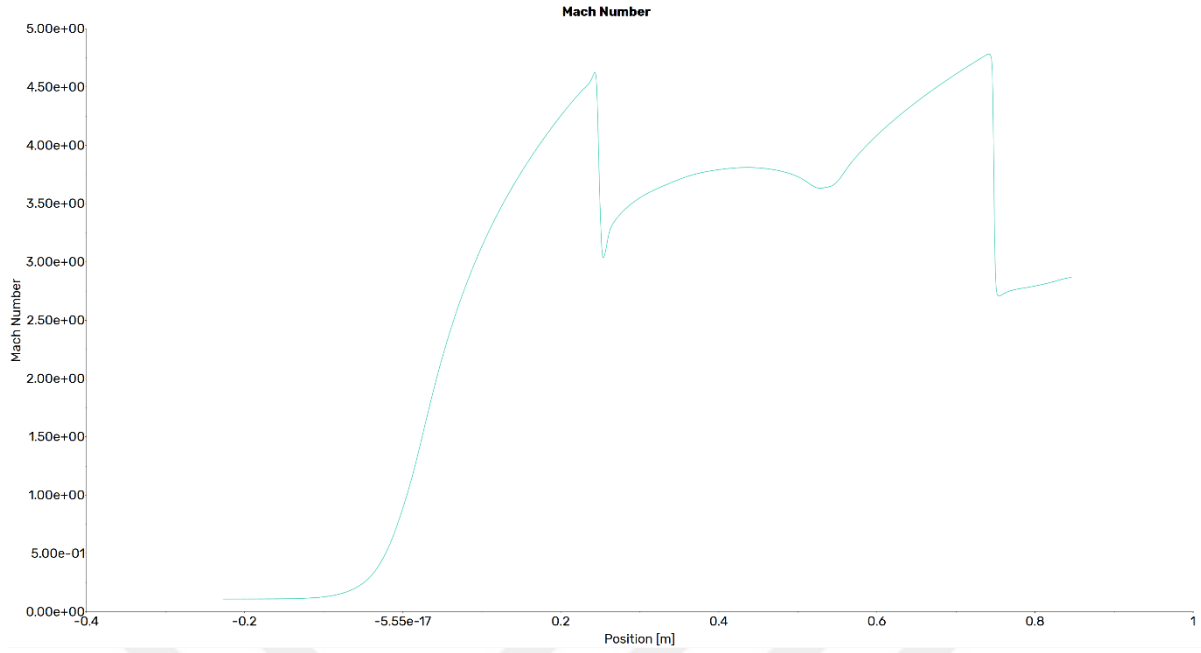
Şekil 4.20. Tam genişmiş akışta statik sıcaklık konturu (K).



Şekil 4.21. Tam genişmiş akışta merkezi ekseninde itki odasının iç ve dış statik sıcaklık dağılımı.



Şekil 4.22. Tam genişmiş akışta Mach sayısı olarak hız konturu.



Şekil 4.23. Tam genişmiş akışta merkezi ekseninde itki odasının iç ve dış Mach sayısı dağılımı.

4.2.3. 20 km Yükseklikte Az Genleşmiş Akış

Bu bölümde, 20 km yükseklikte sabit itki odasına sahip bir roket motorunun az genişmiş akış durumu Şekil 4.24'te gösterilen akış yapısına bezeyen durum detaylı olarak incelenmiştir. Kullanılan ayarlar, Tablo 4.6'da gösterilmiştir.



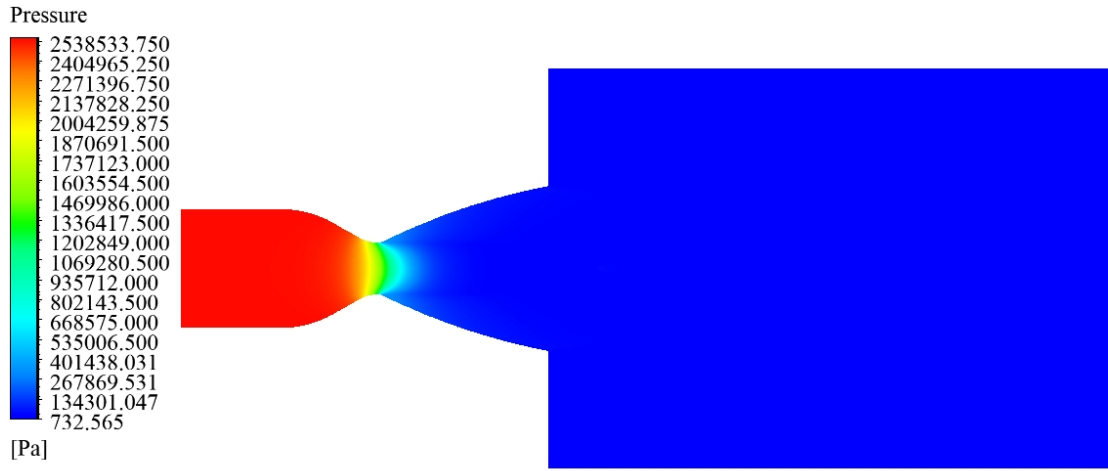
Şekil 4.24. Az genişmiş akış şekli (Marjan ve Husain, 2021)

Tablo 4.6. Az genleşmiş akışın ANSYS FLUENT’te HAD analizi ayarları (Jayaprakash, 2022)

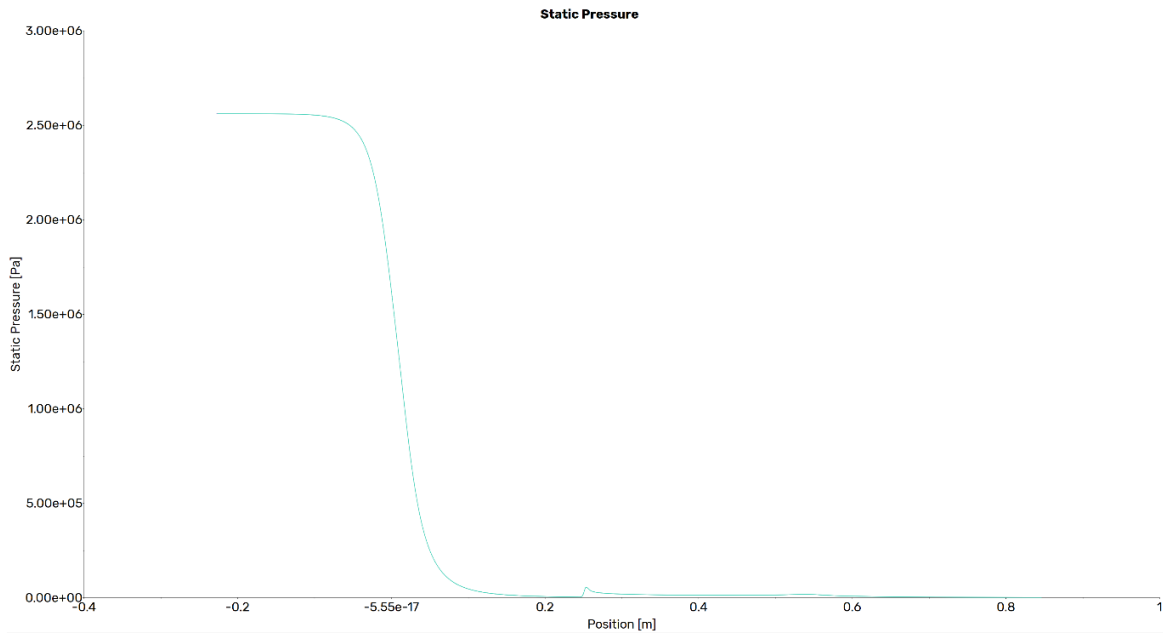
Genel	Tip: Density-based Hız Formülasyonu: Absolute Zaman: Steady 2D Uzak: Axisymmetric
Modeller	Enerji Denklemi: On Viskozite Modeli: k-ε model, Realizable, Standard Wall Functions
Malzeme	Yoğunluk: ideal gas Özgül Isı (Cp): 2428,8 J/(kg K) Termal İletkenlik: 0,406 W/(m K) Viskozite: Sutherland Moleküler Ağırlık: 17,6639 kg/kmol
Hücre Bölgesi Koşulları	Tip: Akışkan
Sınır Koşulları	Çalışma Basıncı: 0 Giriş Gauge Toplam Basıncı: 2580000 Pa Süpersonik / İlk Gauge Basıncı: 2580000 Pa Giriş Toplam Sıcaklık: 2492,1 K Çıkış Gauge Basıncı: 5474,89 Pa (20 km yükseklikte) Backflow Toplam Sıcaklığı: 218,15 K (20 km yükseklikte) Çalışma Koşulları: 0 Pa
Yöntemler	Formülasyon: Implicit Akı Tipi: Roe-FDS Gradyan: Least squares Cell Based Akış: Second Order Cell Based Türbülanslı Kinetik Enerji: Second Order Upwind Türbülans Dağılım Oranı: Second Order Upwind
Monitörler	Mutlak Kriter: 1e-06
Kontroller	Courant Sayısı: 5 Türbülanslı Kinetik Enerji: 0,8 Türbülans Dağılım Oranı: 0,8 Türbülanslı Viskozite: 1 Katı: 1
Başlatma	Başlatma Yöntemleri: Standard Initialization Compute from: inlet Referans Çerçevesi: Relative to Cell Zone
Hesaplamaları Çalıştırma	İterasyon Sayısı: 20000

Düşük genleşme durumunda, iç alandaki basınç dağılımı (Şekil 4.25-4.26), yanma bölgesinin yakınında daha yüksek basınç değerlerini gösterir. Gazlar difüzör boyunca genişledikçe, hızla düşerek tam genleşmiş akışa benzer bir dağılım sergileyebilir. Sıcaklık dağılımı ise (Şekil 4.27-4.28) yanma sürecinden dolayı yanma bölgesine yakın noktalarda daha yüksek sıcaklıkları yansıtır. Egzoz gazları difüzör boyunca genişledikçe, sıcaklık tam genleşmiş akışa benzer bir düşüş dağılımı da gösterebilir. Mach sayısı dağılımı ise (Şekil 4.29-4.30) akış hızını ses hızına göre gösterir. Gazlar difüzör boyunca genişledikçe, Mach sayısı da artış gösterebilir. Bu durum, difüzörün çıkışına yaklaşırken hızının arttığını gösterir.

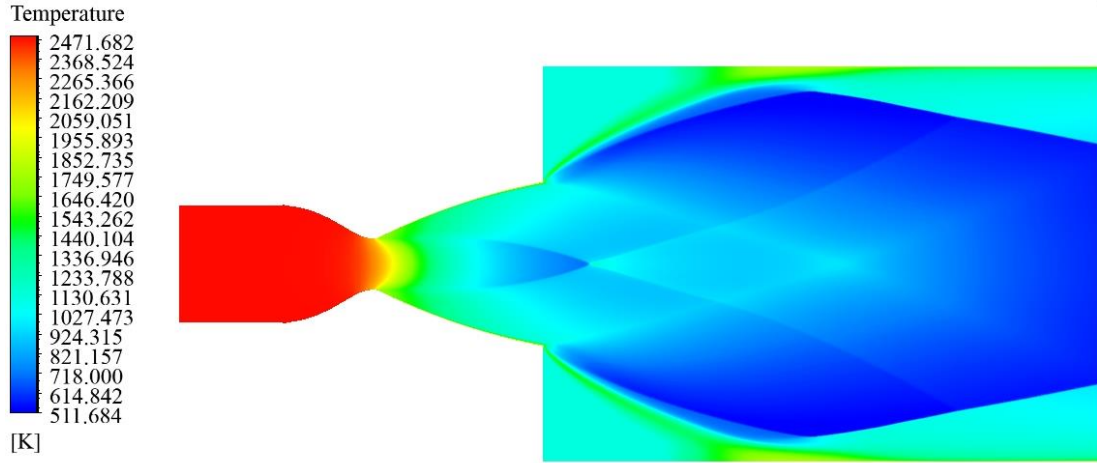
Dış alandaki basınç konturu, tamamlanmamış genişlemiş gazların ortam atmosferiyle etkileşimini yansıtmaktadır. Gazlar karışıkça, basınç konturu tam genişlemiş akışa benzer şekilde önemsiz artışlar gösterir. Yani, basınçtaki değişim neredeyse göz ardı edilebilecek kadar azdır. Sıcaklık konturu ise, tamamen genişlememiş egzoz gazları ile çevredeki atmosferin etkileşimini gösterir. Gazlar ortam havasıyla karışıkça, sıcaklık konturu düzensiz desenler sergileyebilir. Yani, sıcaklık dağılımı çeşitli dalgalanmalara sahip olabilir. Dış alandaki Mach sayısı konturu, az genişlemiş gazların ortam atmosferiyle etkileşime girdiği noktada hızda bazı düşüşler gösterebilir. Ancak bu kontur, gazın atmosferle karşılaştığında genellikle hızını artırdığını ifade etmektedir. Yani, hızda kısa süreli bir azalma olsa bile sonrasında belirgin bir hız artışı gözlemlenir.



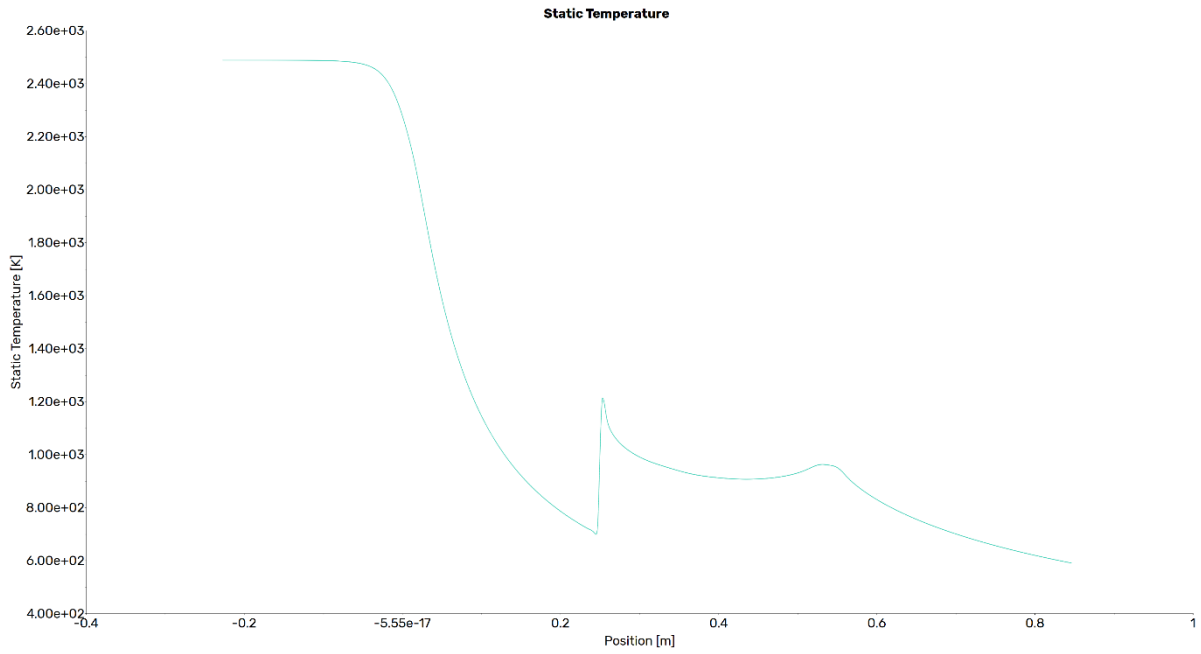
Şekil 4.25. Az genişlemiş akışta statik basınç konturu (Pa).



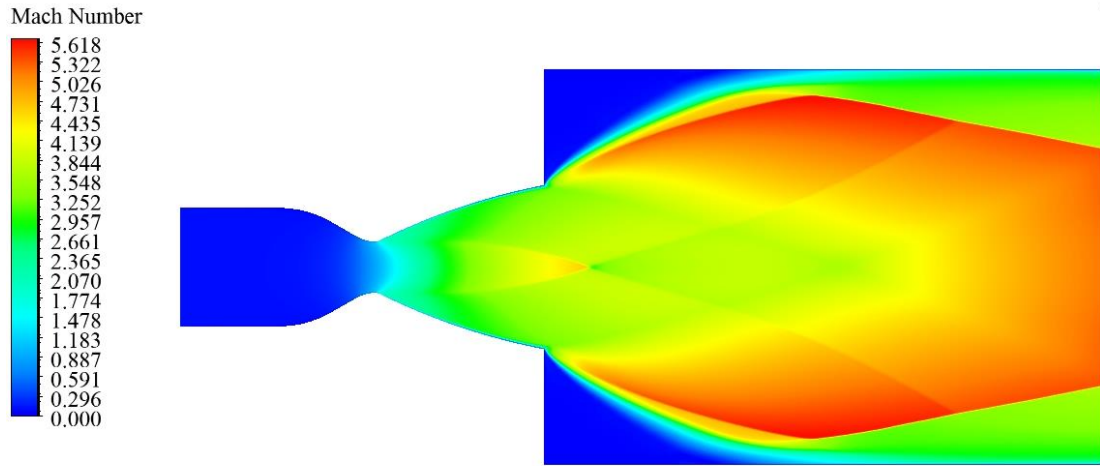
Şekil 4.26. Az genişlemiş akışta merkezi ekseninde itki odasının iç ve dış statik basınç dağılımı.



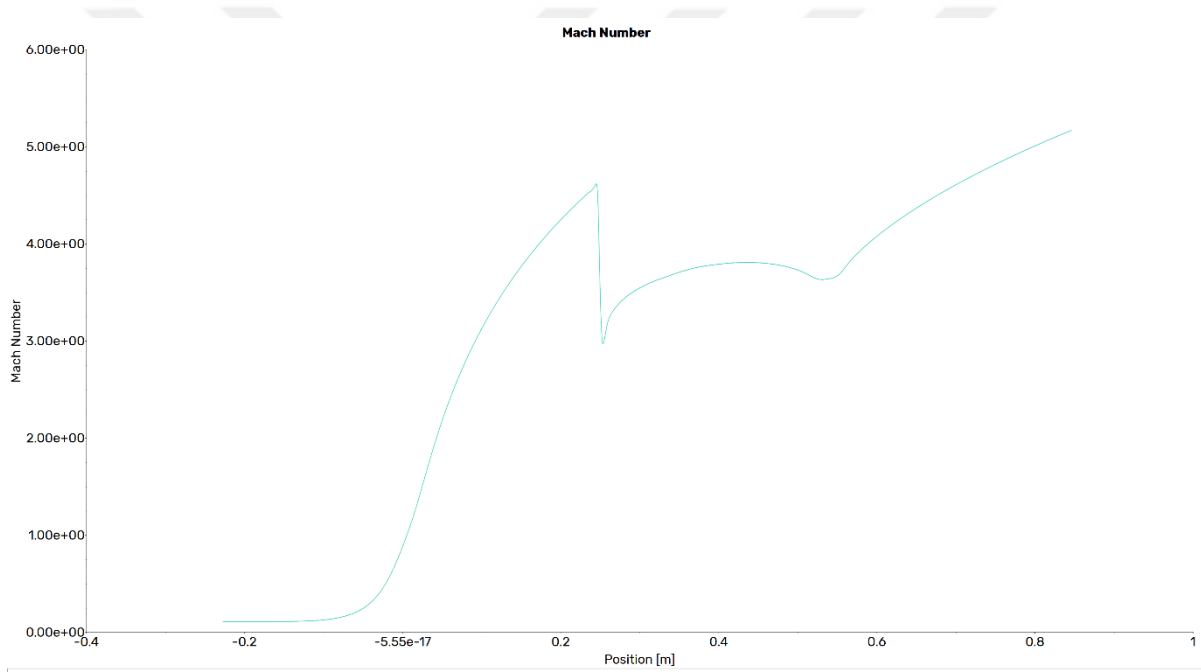
Şekil 4.27. Az genleşmiş akışta statik sıcaklık konturu (K).



Şekil 4.28. Az genleşmiş akışta merkezi ekseninde itki odasının iç ve dış statik sıcaklık dağılımı.



Şekil 4.29. Az genleşmiş akışta Mach sayısı olarak hız konturu.

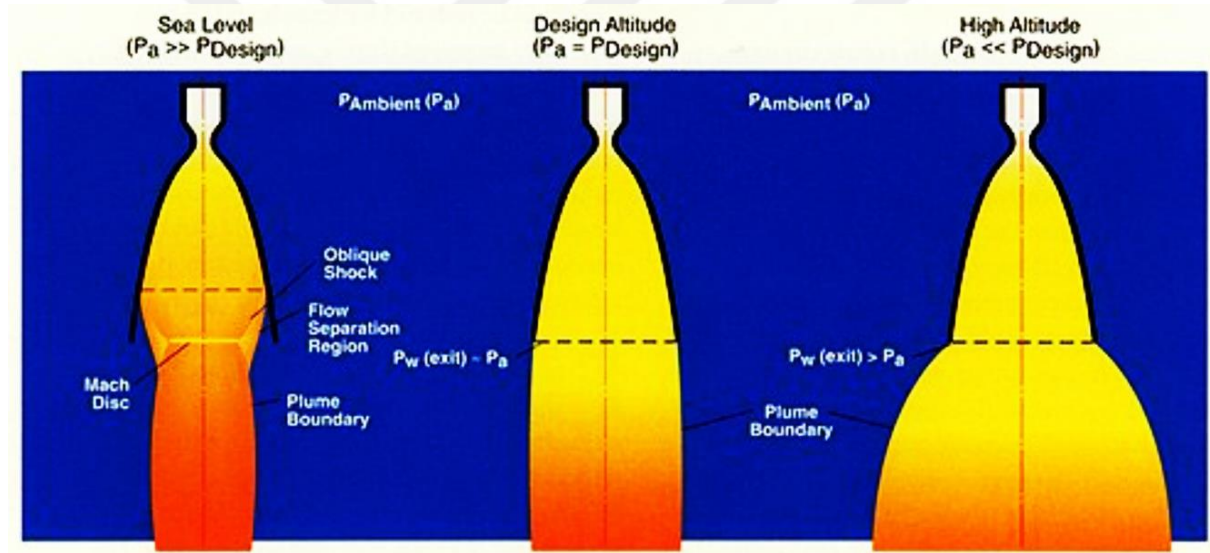


Şekil 4.30. Az genleşmiş akışta merkezi ekseninde itki odasının iç ve dış Mach sayısı dağılımı.

5. UZATILABİLİR DİFÜZÖRLÜ ROKET MOTORU VE HAD ANALİZLERİ

Geleneksel roket motorlarında, difüzör tasarımı, roket motorunun gerçekleştirdiği seyrin yaklaşık irtifa ortalamasında en optimum itki sağlama amacıyla tasarlanmaktadır (Scott, 2005). Şekil 5.1’de görüldüğü üzere bu tasarım yaklaşımı, roket deniz seviyesinden yüksek irtifalara doğru ilerledikçe ve çevresel atmosfer basıncı aşamalı olarak azaldığından, roket motorunun optimum itki performansı olumsuz yönde etkilenebilir.

Bu tasarım stratejisi, başlangıçta aşırı genişmiş akışı, ardından tam genişmiş akışı ve en son olarak da az genişmiş akışı içermektedir. Değişen çevresel basınç profilleri, yüksek irtifalarda egzoz gazlarının geniş bir dağılım alanına yayılmasını (az genişmiş akış) desteklerken, düşük irtifalarda egzoz gazının dağılımını sınırlayıcı bir etki (aşırı genişmiş akış) göstermektedir. Düşük irtifalarda meydana gelen aşırı genişmiş akış koşulları, difüzör içerisinde akışın ayrılmasına neden olabilir (Şekil 5.1’de gösterildiği gibidir). Diğer yandan, yüksek irtifalarda ise az genişmiş akış elde edilmektedir.



Şekil 5.1. Sabit difüzörün irtifaya göre akış şekilleri (Scott, 2005)

Roket motorlarının itki hesabı, genellikle iki terimli bir denklem (denklem 5.1) kullanılarak gerçekleştirilmektedir. Bu denklemde F , itki kuvveti; $\frac{dm}{dt}$, gazların kütle debisi; v_e , difüzör çıkışında gazların hızı; P_e , difüzör çıkışındaki basıncı; P_a , difüzörün hemen dışındaki atmosfer basıncı ve son olarak A_e , difüzör çıkış alanını temsil etmektedir.

$$F = \frac{dm}{dt} * v_e + (P_e - P_a) * A_e \quad (5.1.)$$

İtki denkleminin birinci terimi, roket motorundan dışarı atılan egzoz gazlarının kütle debisi ile difüzör çıkışında egzoz gazlarının hızı arasındaki çarpımdır ve de bu terim itki üretimini etkileyen ana faktördür (Betts ve Frederick, 2010). Gazların kütle debisi, denklem 5.2’de belirtildiği şekilde yanma odasının iç basıncı (P_c), boğaz kesit alanı (A_t) ve karakteristik hız (c^*) faktörlerine dayalı olarak hesaplanır. Ayrıca, ideal gaz durumunda karakteristik hız, denklem 5.3’te görüldüğü gibi özgül gaz sabiti (R), yanma odasının sıcaklığı (T_c) ve özgül ısı oranı (γ) ile ilişkilendirilir.

$$\frac{dm}{dt} = \frac{P_c A_t}{c^*} \quad (5.2.)$$

$$c^* = \frac{\sqrt{RT_c}}{\sqrt{\gamma} \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}} \quad (5.3.)$$

$$\frac{dm}{dt} = \frac{\sqrt{\gamma} \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}}{\sqrt{RT_c}} P_c A_t \quad (5.3.)$$

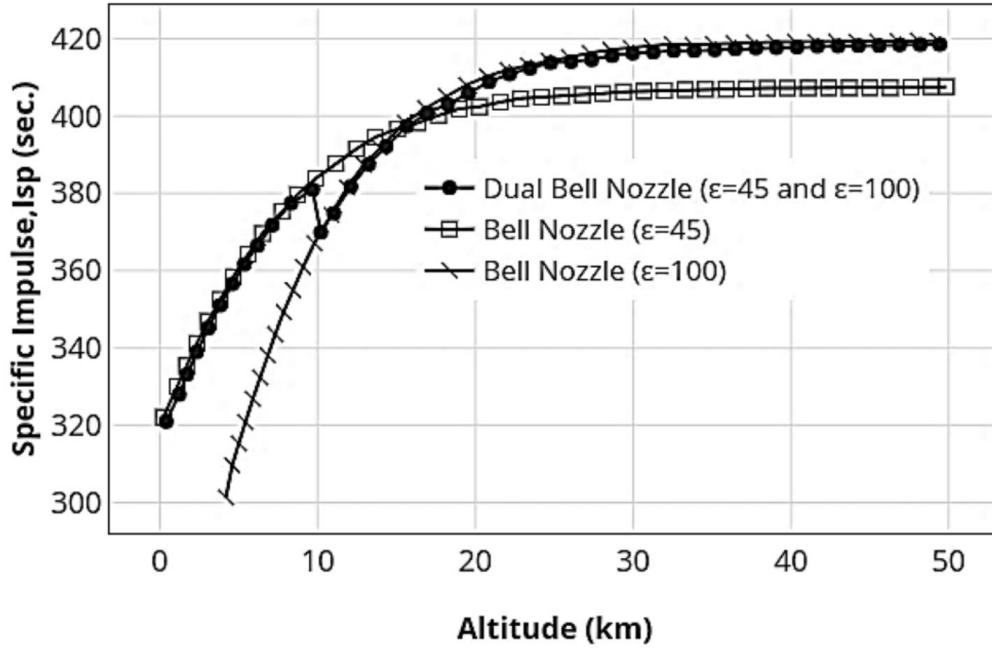
İtki denkleminin ikinci terimi ise roket motorunun difüzörünün çıkış düzlemindeki basınç farkı sebebiyle oluşan itki değerini göstermektedir (Kim ve diğerleri, 2010). Bu itki denklemine göre, roket motorunun aşırı genişlemiş durumunda egzoz gazlarının difüzör çıkışında basıncı, (P_e), ortam basıncından, (P_a), daha düşükse itki değeri azalma eğilimi gösterir. Bu sebeple, aşırı genişleme durumunda roket motorunun itkisinde kayıplar meydana gelmektedir.

Ayrıca, difüzörün uzunluğu kısaltıldığında, yani egzoz gazlarının genişlemesi sınırlandırıldığında, ikinci terimdeki basınç farkı negatif sonuç vermemesine rağmen birinci terimdeki egzoz gazlarının hızı denklem 5.4’te gösterildiği gibi gazın çıkış basıncı, (P_e), ile yanma odasının basıncı, (P_c), oranının etkisiyle düşük seviyede gerçekleşir ve sonuç olarak itki değeri düşebilir. Bu nedenle, difüzörün kısaltılmasıyla gerçekleşen az genişleme durumunda roket motorunun itkisinde de kayıplar ortaya çıkabilir.

$$v_e = \sqrt{2C_p T_c} \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_c} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]^{\frac{1}{2}} \quad (5.4.)$$

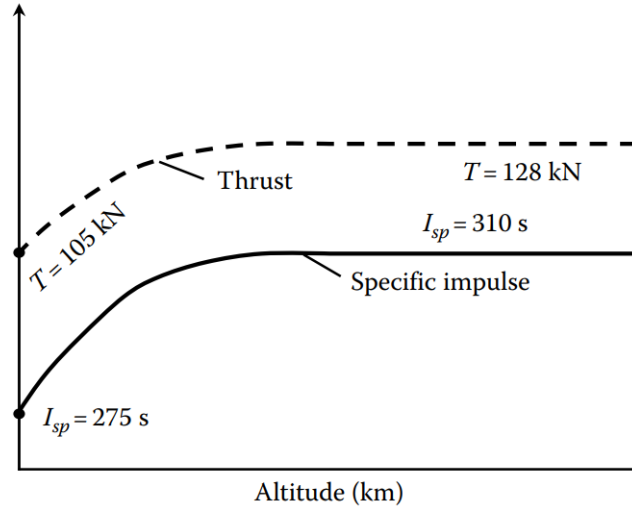
İrtifa ve irtifa kaynaklı dış ortam basınç düşüklüğünün neden olduğu itki kaybı, tezin ikinci bölümünde gösterildiği gibi uzatılmış difüzör yapılarıyla telafi edilebileceğini düşünülmektedir. Genişletilmiş difüzörün artan kesit alanı, Şekil 5.2’de gösterildiği gibi roketin performansını ölçebilen

özgül itkiyi artırabilir ve irtifaya bağlı itki kaybını dengelemeye yardımcı olabilir. Bununla birlikte, Ek A'da difüzörün uzatılmasının itki üzerindeki etkisi detaylı bir şekilde gösterilmiştir.



Şekil 5.2. Difüzör genişleme oranı $\epsilon=45$ ve $\epsilon=100$ için özgül itkinin irtifaya göre değişimi (Khare ve Saha, 2021)

Geleneksel roket motorunun dünya atmosferinden geçerken sergilediği itki değerinin irtifa ile olan ilişkisi, Şekil 5.3'te gösterildiği gibi irtifanın artışıyla birlikte itki ve özgül itki değerlerinin başlangıçta yükseldiği, ancak belirli bir yükseklik noktasından sonra sabit seviyede kaldığı gözlemlenmektedir. Roket motoru, Dünya'yı terk ederek neredeysetamamen düşük basınçlı uzaya ulaştığında, çevresel basınçtaki azalmanın olmadığı bir noktaya gelir ve bu sebeple itki değeri de sabitlenir. Bununla birlikte, söz konusu yükseklikte difüzörün daha genişletilmesi imkanı mevcut ise, roket motorunun üretebileceği itki daha da artabilir. Bu nedenle, uzayda kullanılan roket motorlarının genellikle uzun difüzörlere sahip olmaları tercih edilir.



Şekil 5.3. Geleneksel roket motorlarında irtifa ile itki performansının ilişkisi (Mishra, 2017)

Bu bağlamda, mevcut çalışma çerçevesinde düşük irtifalarda bir roket motorunun gösterdiği itki performansının geliştirilmesi hedeflenmiştir. Roket motorunun deniz seviyesinde tam akışla başlama veya bu özel noktada önceden tasarlandığı ve hedeflenen tam itki değeriyle başlama durumu, bu çalışmanın ele aldığı bir avantajı temsil etmektedir.

Öte yandan, yüksek genleşme oranına sahip roket motorları, depolama ve paketleme kısıtlamalarıyla başa çıkmayı zorlaştırmaktadır. Örneğin, uzayın vakum koşullarında faaliyet gösteren roket motorları genellikle yüksek genleşme oranına sahiptirler (Paine, ABD 3596465, 1971). Bu tür bir motoru, fırlatma aracına yerleştirildiğinde sığma sorunuyla karşılaşabilir. Bu motorların hacim kısıtlamaları, fırlatıcı araçlarında, depolama alanlarında ve taşıma konteynerlerinde uygun bir şekilde saklanmasını ve konumlandırılmasını zorlaştırabilir. Bu problemi çözmek amacıyla uzatılabilir difüzörlerle donatılmış roket motorlarının kullanılması düşünülebilir. Uzatılabilir difüzörler, depolama ve taşıma sırasında daha az alan kaplayarak paketleme ve depolama zorluklarının üstesinden gelmeye yardımcı olabilir (Carey, 1983).

5.1. Uzatılabilir Difüzörlü İtki Odasının Tasarımı

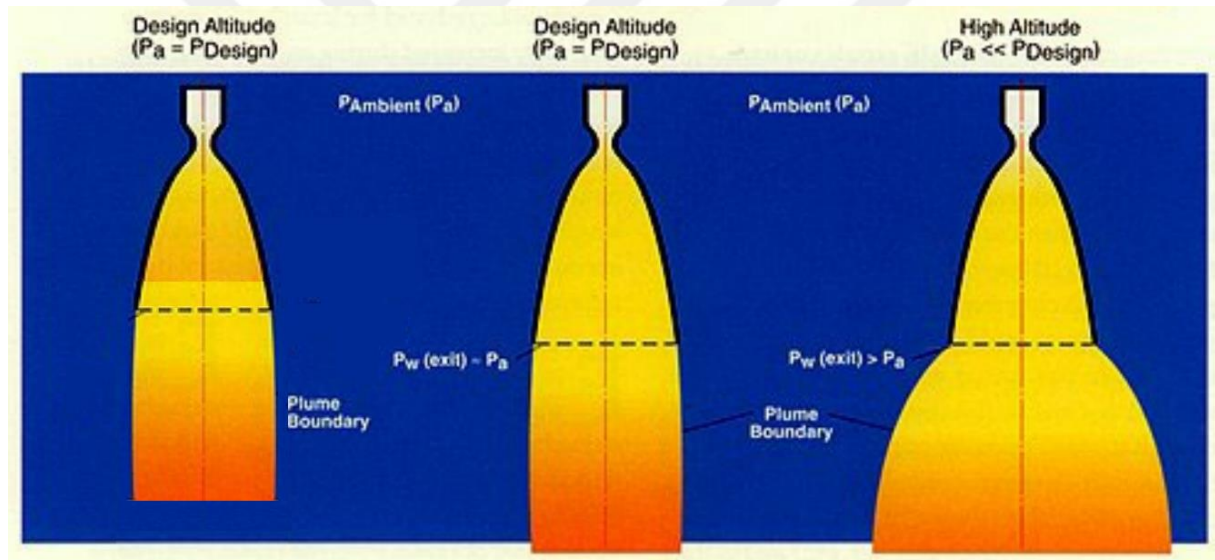
Uzatılabilir difüzörlü roket motorunun işleyişine dair Şekil 5.4'te sunulan açıklamalara göre, başlangıç aşamasında aşırı genleşme yerine tam genleşme ile başlaması, roketin seyri boyunca optimum itkiye ulaşma hedefi açısından büyük bir önem arz etmektedir. Bu şekilde, roket motorunun genel performansı ve itki verimliliği önemli ölçüde artırılmış olur.

Roket motorunun performansını artırmak amacıyla ele alınan örnek durumda, Bölüm 4'te sunulan sabit difüzörlü roket motorunun deniz seviyesinde aşırı genleşmiş akış yerine tam genleşmiş akış elde edebilmesi için difüzörün kısaltılması gerekmektedir. Bu düzenleme sayesinde deniz

seviyesinde tam genişmiş akış sağlanmaktadır. Ardından, roket motoru belirli irtifaya kadar yükseldikçe az genişmiş akış meydana gelir.

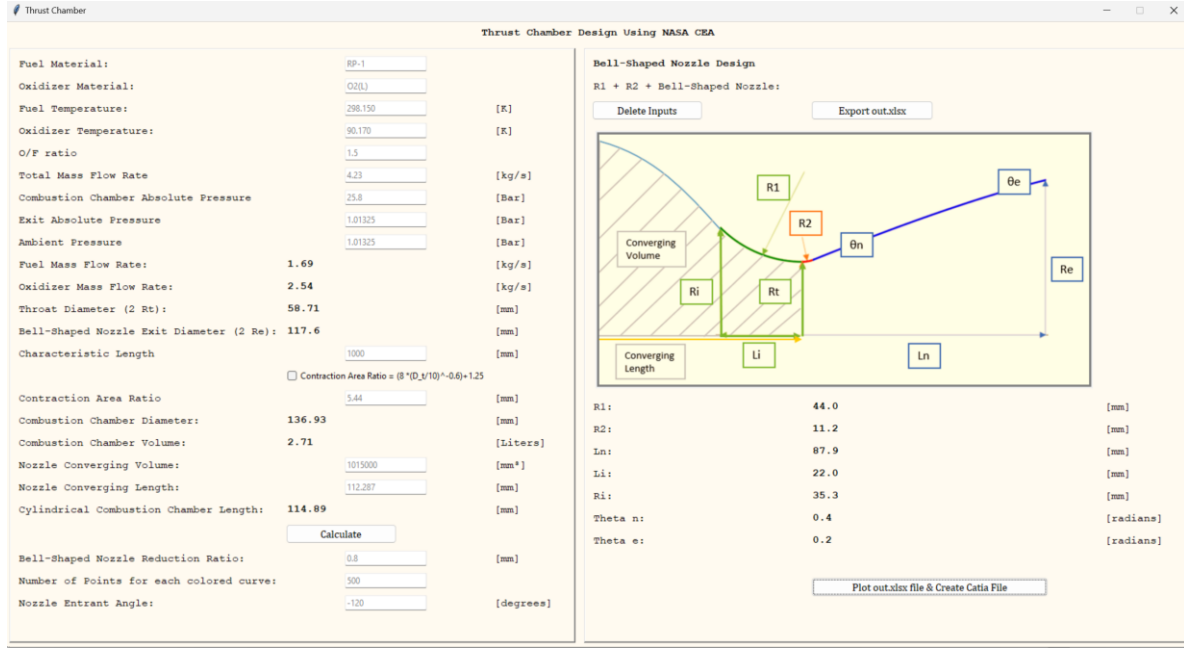
Daha sonra, 10 km yüksekliğe ulaşıldığında uzatma mekanizması kullanılarak difüzörün uzunluğu Bölüm 4'te sunulan sabit difüzör uzunluğuna geri getirilerek tekrar tam genişmiş akışa geçiş sağlanır. Bu durumda, deniz seviyesi ve 10 km yükseklikte tam genişmiş akış koşulları sağlanmış olur. İleri aşamada, yani 20 km yüksekliğe kadar olan seyirde ise, verilen örnekte sabit difüzörlü roket motorunda olduğu gibi az genişmiş bir akış rejimi gözlemlenir.

Bu metot kullanılarak, roketin seyri boyunca sabit difüzörlü roket motoruna kıyasla optimum itkiye daha yakın bir performans elde edilmektedir. Ayrıca, aşırı genişleme probleminin önüne geçilerek akış ayrılması sorunu kaldırılmaktadır. İlk aşamada tam genişme ile başlayarak, Ek B'da açıklanan belirli irtifaya kadar az genişme ile devam edilir. Daha sonra, bu irtifada difüzör uzatma mekanizması kullanılarak tekrar tam genişme koşulları sağlanır. Son aşamada az genişmeye tekrar geçilir, böylece motorun performansı ve itki verimliliği artırılır.

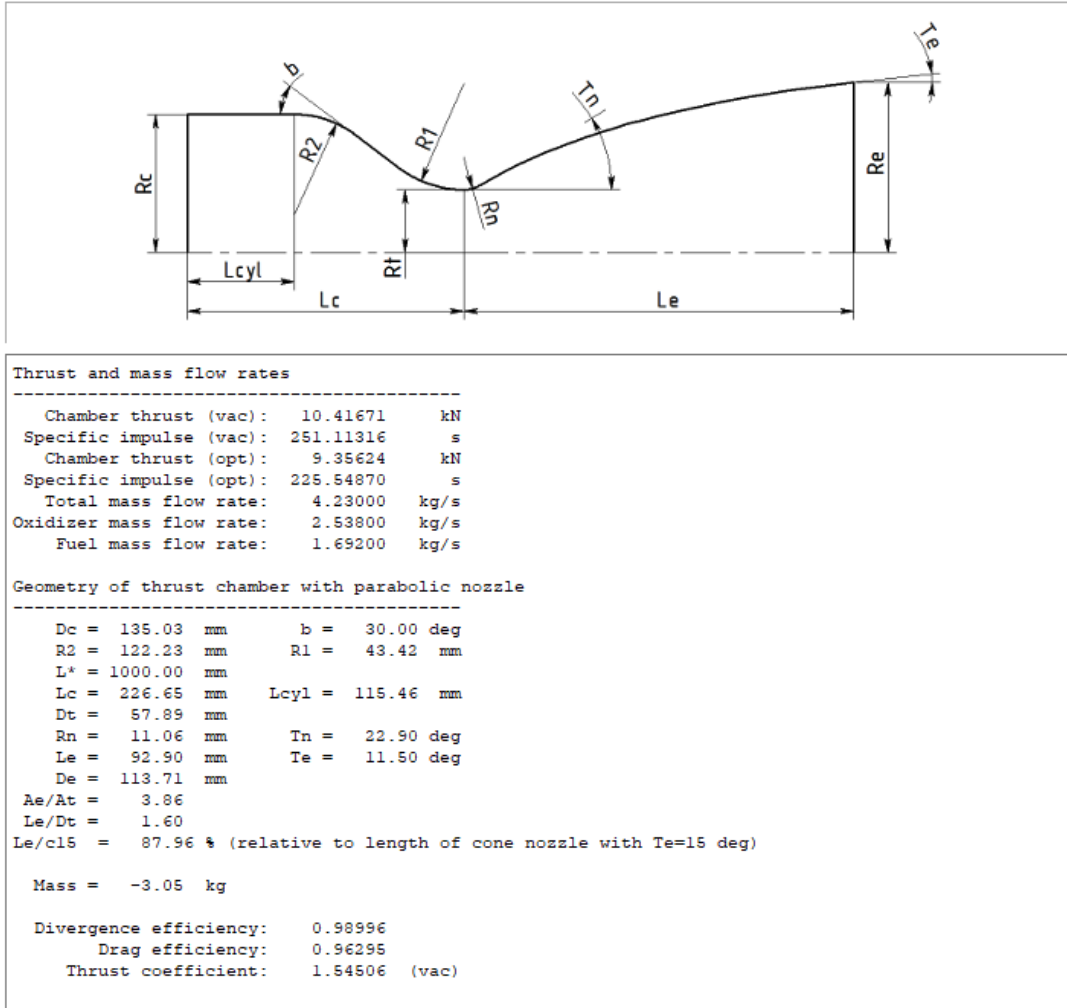


Şekil 5.4. Uzatılabilir difüzörün irtifaya göre akış şekilleri

Deniz seviyesinde tam genişmiş akış elde etmek için, sabit difüzörlü roket motorunun uzun difüzörü yerine kısa difüzör kullanılmıştır. Bu sayede, deniz seviyesinde tam genişmiş akış sağlanmıştır. Difüzörün uzunluğu ve diğer boyutları, GKA uygulaması (Şekil 5.5) ve NASA RPA (Şekil 5.6) kullanılarak belirlenmiştir ve Tablo 5.1'de detaylı bir şekilde gösterilmiştir.



Şekil 5.5. Deniz seviyesinde tam genişmiş akış için hesaplamaları yapan GKA uygulamasının ana sayfası görüntüsü.

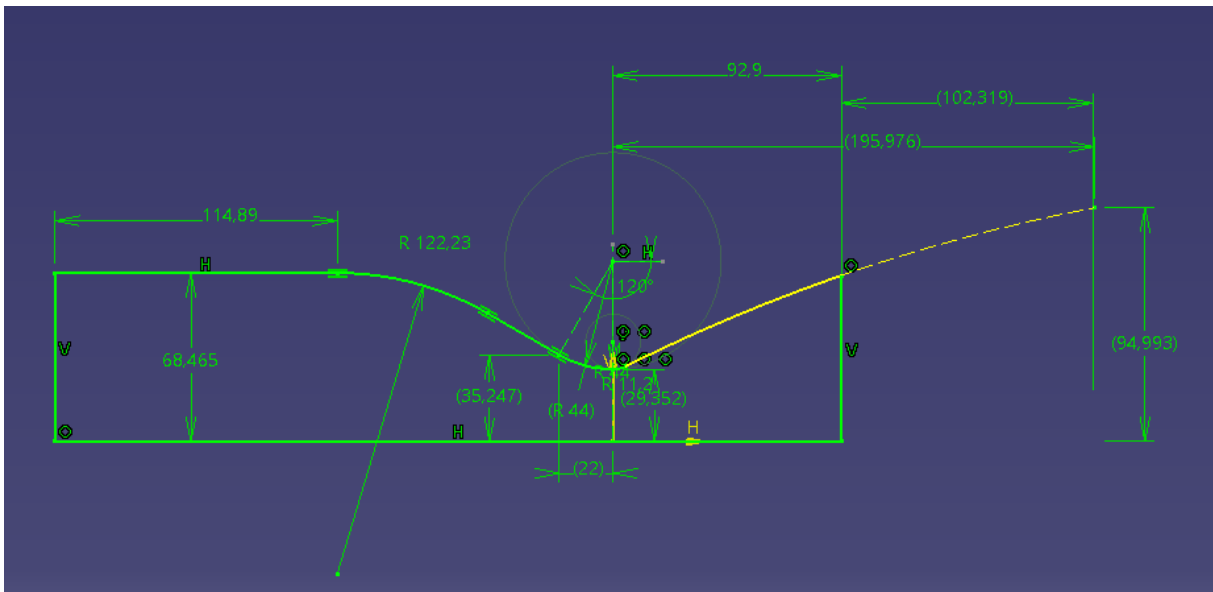


Şekil 5.6. Deniz seviyesinde tam genişmiş akış için hesaplamaları yapan NASA RPA görüntüsü (Ponomarenko, 2014).

Tablo 5.1. İtki odası geometrisinin GKA ile NASA RPA arasındaki karşılaştırması

Parametreleri	GKA	NASA RPA	Hata (%)
Le (mm)	87,9	92,90	-5,4
Re (mm)	58,8	56,86	3,4
Rt (mm)	29,36	28,9	1,6
Rn (mm)	11,2	11,06	1,3
R1 (mm)	44	43,42	1,3
Tn (°)	22,9	22,9	-
Te (°)	11,5	11,5	-
Rc (mm)	68,47	67,5	1,4
B	30	30	-
Lcyl	114,89	115,46	-0,5
R2 (mm)	R2, b açısına göre değişir.		
Lcyl (mm)	Lcyl, b açısına göre değişir.		

Bu iki programın belirlediği boyutlar göz önünde bulundurularak itki odası tasarımı gerçekleştirilmiştir. Ancak, önceki bölümde 10 km yükseklikte tam genişleme durumunu elde etmek için hesaplanan boyutlar kullanılmıştır. Daha sonra, tasarımın bu tercihi doğrultusunda, difüzörün uzunluğu Şekil 5.7’de gösterildiği gibi kısaltılmıştır. Bu kararın temel nedeni, tasarımın gelecekte 10 km yükseklikte kısaltılan kısmı bir uzantı olarak alınacak ve difüzör, tam genişleme durumunun sağlanması için uzatılacaktır. Bu sayede, deniz seviyesinde kullanılan kısa versiyon, gerektiğinde örneğin 10 km yükseklikte uzatılarak tam genişleme durumu elde edilebilir. Bu tasarım yaklaşımı, farklı roket motorları için uygulanabilir.

**Şekil 5.7.** Catia programında deniz seviyesinde tam genişleşmiş akış için itki odasının çizimi.

5.2. Uzatılabilir Difüzörlü Roket Motorunun HAD Analizi

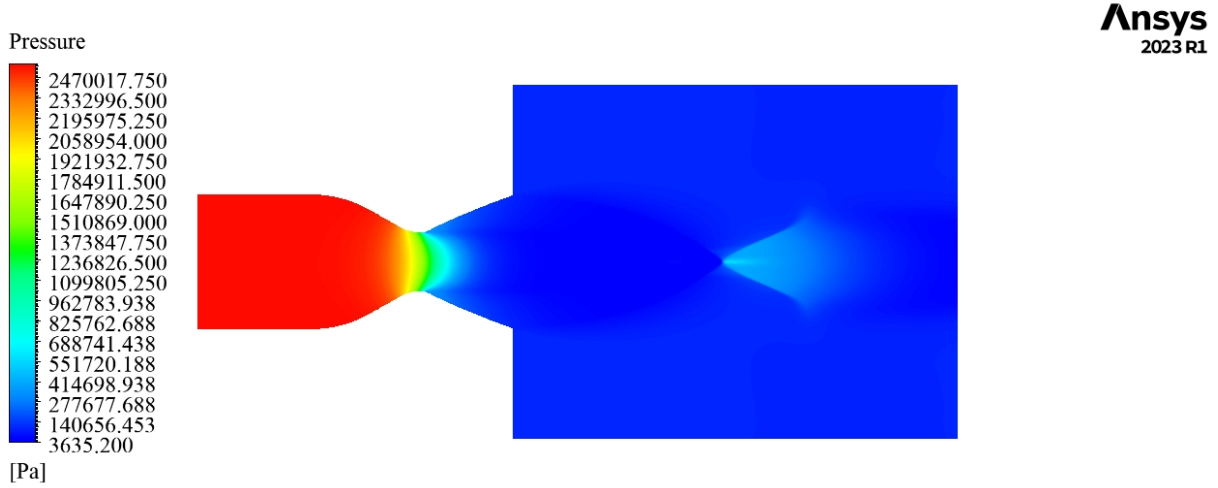
Önceki bölümdeki tasarımın kullanılması, 10 km yükseklikte tam genişmiş akış ve 20 km yükseklikte az genişmiş akış için yapılan HAD analizlerini yeniden gerçekleştirmeyi gereksiz kılar. Burada, sadece deniz seviyesinde tam genişleme durumu için kısaltılmış tasarımın HAD analizi yapılacaktır. Bu analiz, tasarımın performansını değerlendirmede yeterli olacaktır. Tablo 5.2’de ise ANSYS FLUENT yazılımında gerçekleştirilen HAD analizi için tüm ayarlar ayrıntılı bir şekilde sunulmuştur.

Tablo 5.2. Deniz seviyesinde tam genişmiş akışın ANSYS FLUENT yazılımında yapılan HAD analizi ayarları (Jayaprakash, 2022)

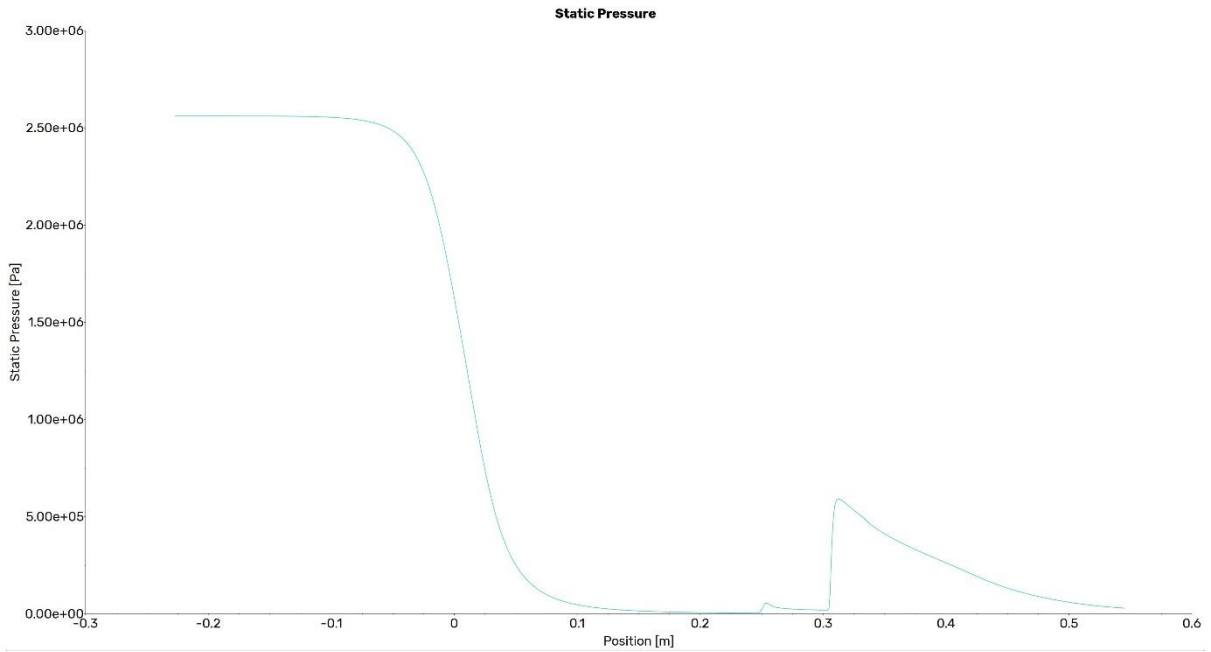
Genel	Tip: Density-based Hız Formülasyonu: Absolute Zaman: Steady 2D Uzak: Axisymmetric
Modeller	Enerji Denklemi: On Viskozite Modeli: k-ε model, Realizable, Standard Wall Functions
Malzeme	Yoğunluk: ideal gas Özgül Isı (Cp): 2428,8 J/(kg K) Termal İletkenlik: 0,406 W/(m K) Viskozite: Sutherland Moleküler Ağırlık: 17,6639 kg/kmol
Hücre Bölgesi Koşulları	Tip: Akışkan
Sınır Koşulları	Çalışma Basıncı: 0 Giriş Gauge Toplam Basıncı: 2580000 Pa Süpersonik / İlk Gauge Basıncı: 2580000 Pa Giriş Toplam Sıcaklık: 2492,1 K Çıkış Gauge Basıncı: 101325 Pa Backflow Toplam Sıcaklığı: 300 K Çalışma Koşulları: 0 Pa
Yöntemler	Formülasyon: Implicit Akış Tipi: Roe-FDS Gradyan: Least squares Cell Based Akış: Second Order Cell Based Türbülanslı Kinetik Enerji: Second Order Upwind Türbülans Dağılım Oranı: Second Order Upwind
Monitörler	Mutlak Kriter: 1e-06
Kontroller	Courant Sayısı: 5 Türbülanslı Kinetik Enerji: 0,8 Türbülans Dağılım Oranı: 0,8 Türbülanslı Viskozite: 1 Katı: 1
Başlatma	Başlatma Yöntemleri: Standard Initialization Compute from: inlet Referans Çerçevesi: Relative to Cell Zone

Hesaplamaları Çalıştırma	İterasyon Sayısı: 25000
-----------------------------	-------------------------

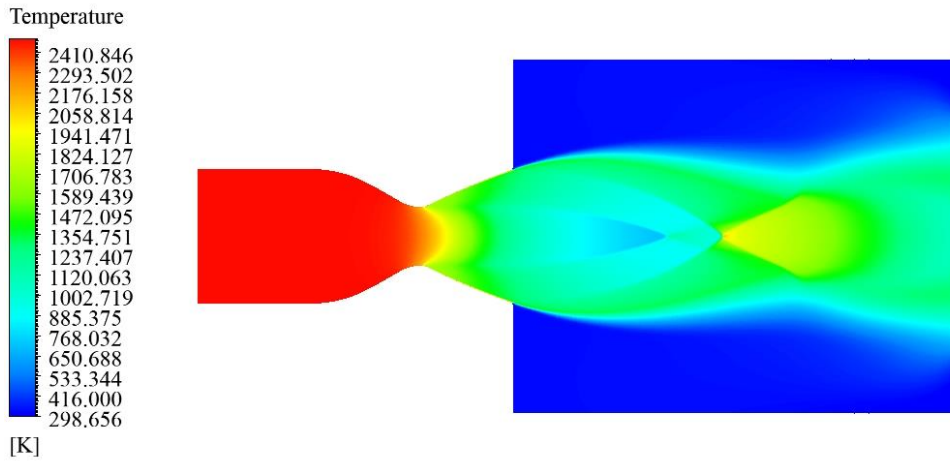
HAD analizinden elde edilen sonuçlar, basınç dağılımı ve merkezi eksen boyunca dağılımı için Şekil 5.8 ve Şekil 5.6, sıcaklık dağılımı ve merkezi eksen boyunca dağılımı için Şekil 5.10 ve Şekil 5.11, ve Mach sayısı dağılımı ve merkezi eksen boyunca dağılımı için Şekil 5.12 ve Şekil 5.13 şeklinde sırasıyla gösterilmiştir.



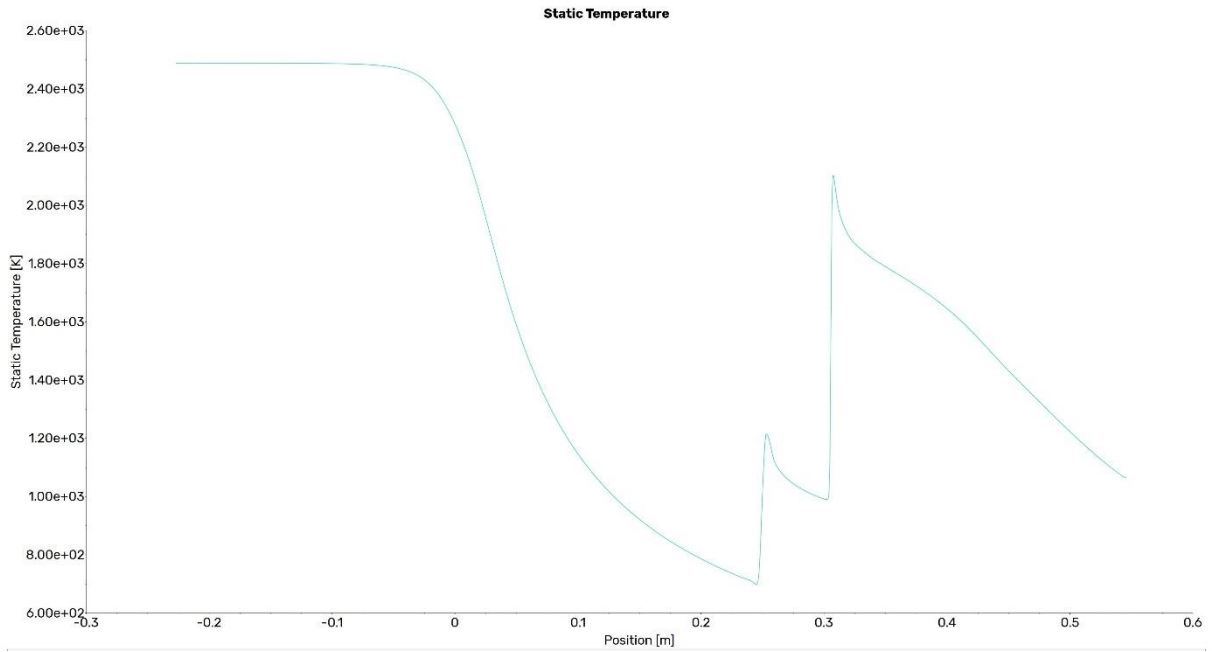
Şekil 5.8. Tasarlanan itki odasının deniz seviyesindeki statik basınç dağılımı.



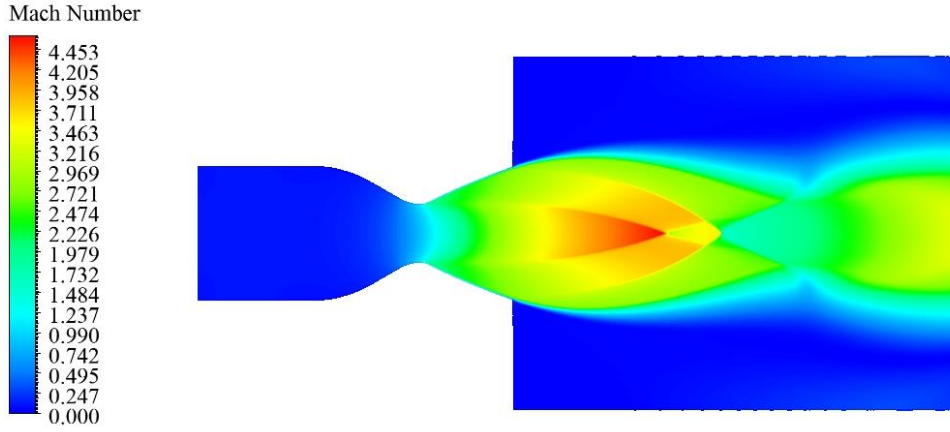
Şekil 5.9. Tasarlanan itki odasının deniz seviyesinde merkezi eksen boyunca statik basınç dağılımı.



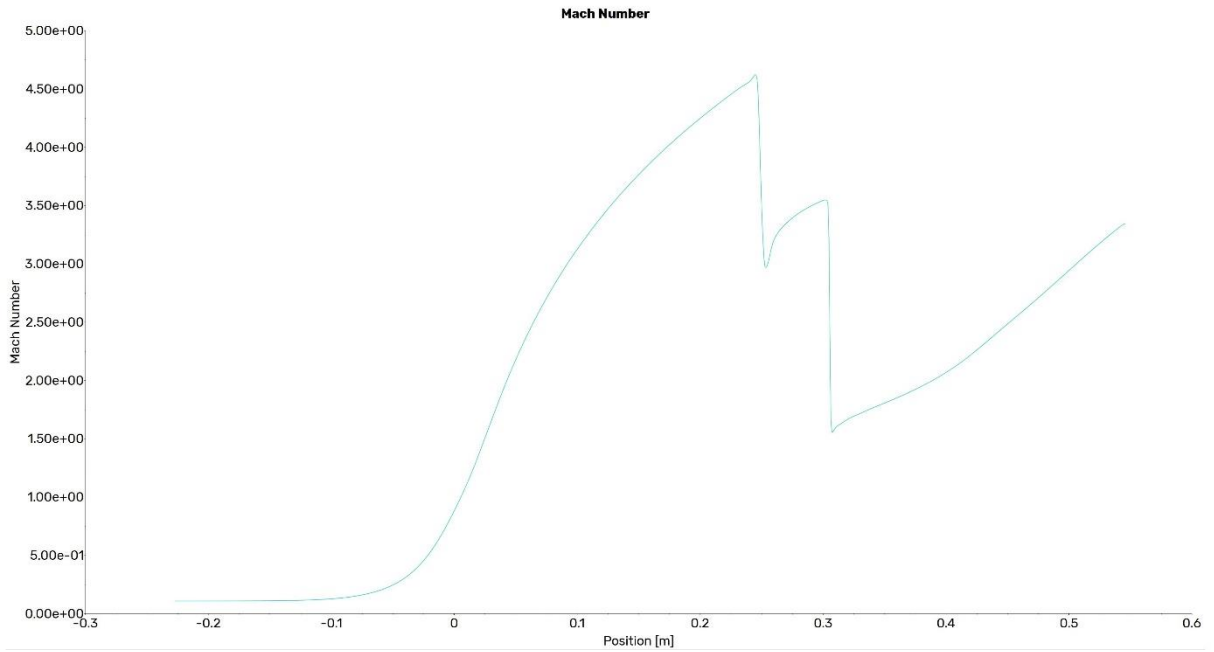
Şekil 5.10. Tasarlanan itki odasının deniz seviyesinde statik sıcaklık dağılımı.



Şekil 5.11. Tasarlanan itki odasının deniz seviyesinde merkezi eksen boyunca statik sıcaklık dağılımı.



Şekil 5.12. Tasarlanan itki odasının deniz seviyesinde Mach sayısı olarak hız dağılımı.



Şekil 5.13. Tasarlanan itki odasının deniz seviyesinde merkezi eksen boyunca Mach sayısı dağılımı.

Şekil 5.9, Şekil 5.11 ve Şekil 5.13’de merkezi eksen boyunca ANSYS FLUENT yazılımı kullanılarak yapılan HAD analizi ile elde edilen termodinamik özellikler, Şekil 5.14’te NASA RPA programı ile elde edilen termodinamik özelliklere nispeten az farkla benzemektedir. Özellikle, itki odasının merkezi ekseninde yer alan boğaz bölgesi (sıfır metre) ile ilgili (basınç, sıcaklık ve Mach sayısı gibi) özelliklere bakıldığında, HAD analizi ve NASA RPA’nın değerleri birbirine yakındır.

Thermodynamic properties (O/F=1.500)					Stations
Parameter	Injector	Nozzle inlet	Nozzle throat	Nozzle exit	Unit
Pressure	2.5800	2.5422	1.4148	0.1013	MPa
Temperature	2492.0990	2488.3900	2210.1913	1251.0268	K
Enthalpy	-950.7889	-959.4931	-1606.7396	-3700.2316	kJ/kg
Entropy	12.7840	12.7874	12.7874	12.7874	kJ/(kg·K)
Internal energy	-2123.8298	-2130.7713	-2645.9943	-4288.1197	kJ/kg
Specific heat (p=const)	2.4288	2.4272	2.2886	2.1659	kJ/(kg·K)
Specific heat (V=const)	1.9419	1.9404	1.8125	1.6937	kJ/(kg·K)
Gamma	1.2507	1.2509	1.2627	1.2787	
Isentropic exponent	1.2498	1.2499	1.2623	1.2785	
Gas constant	0.4707	0.4707	0.4702	0.4699	kJ/(kg·K)
Molecular weight (M)	17.6639	17.6642	17.6825	17.6932	
Molecular weight (MW)	0.01766	0.01766	0.01768	0.01769	
Density	2.1994	2.1705	1.3613	0.1724	kg/m ³
Sonic velocity	1210.7967	1209.9488	1145.3820	866.9474	m/s
Velocity	0.0000	131.9411	1145.3820	2344.9702	m/s
Mach number	0.0000	0.1090	1.0000	2.7049	
Area ratio	5.4400	5.4400	1.0000	3.8579	
Mass flux	286.3729	286.3729	1559.2356	404.1655	kg/(m ² ·s)
Mass flux (relative)	1.110e-04	1.126e-04			kg/(N·s)
Viscosity	7.706e-05	7.698e-05	7.078e-05	4.795e-05	kg/(m·s)
Conductivity, frozen	0.3274	0.327	0.2942	0.185	W/(m·K)
Specific heat (p=const), frozen	2.23	2.23	2.194	2.006	kJ/(kg·K)
Prandtl number, frozen	0.525	0.525	0.5277	0.52	
Conductivity, effective	0.406	0.405	0.3253	0.185	W/(m·K)
Specific heat (p=const), effective	2.429	2.427	2.289	2.006	kJ/(kg·K)

Şekil 5.14. Tasarlanan itki odasının deniz seviyesinde NASA RPA programında hesaplanan termodinamik özellikleri (Ponomarenko, 2014).

Tablo 5.3'te, ANSYS FLUENT programı yardımıyla difüzör çıkışında yüzey integrali - kütleli ağırlıklı ortalama (Surface Integrals – Mass-Weighted Average) komutu kullanılarak, uzatılabilir difüzörlü roket motoru ile sabit difüzörlü roket motoru için çıkış basıncı, çıkış hızı ve kütleli akış hızı elde edilmiştir. Her iki motorda da itki denklemi kullanılarak itki değerleri hesaplanmıştır. Uzatılabilir difüzörlü roket motoru deniz seviyesinde 9867 N itki üretirken, sabit difüzörlü roket motoru için bu değer 9002 N olarak bulunmuştur. Bu sonuçlar, uzatılabilir difüzörlü roket motorunun deniz seviyesinde dahi hedeflenen 10 kN itki değerine daha yakın olduğunu ve bu roket motorunun tasarım amacını daha iyi yansıttığını göstermektedir.

Tablo 5.3. Deniz seviyesinde uzatılabilir difüzörlü ile sabit difüzörlü roket motorların itki farkı

Raket Motoru	Yükseklik	Çıkış Kesit Alanı, A_e , (m ²)	Çıkış Basıncı, P_e , (Pa)	Ortam Basıncı, P_a , (Pa)	Çıkış Hızı, v_e , (m/s)	Kütleli Akış Hızı, $\dot{m}$, (kg/s)	İtki, F, (N)
Uzatılabilir Difüzörlü Roket Motoru	Deniz Seviyesi	0,014	77896	101325	2434,76	4,19	9867
Sabit Difüzörlü Roket Motoru	Deniz Seviyesi	0,028	33649	101325	2600,13	4,20	9002

5.2. Uzatma Mekanizması ve Roket Motoru Parçaları

Bu bölümde, roket motorunun tasarımı ve bileşenleri, uzatma mekanizmasıyla birlikte ayrıntılı bir biçimde sunulmaktadır.

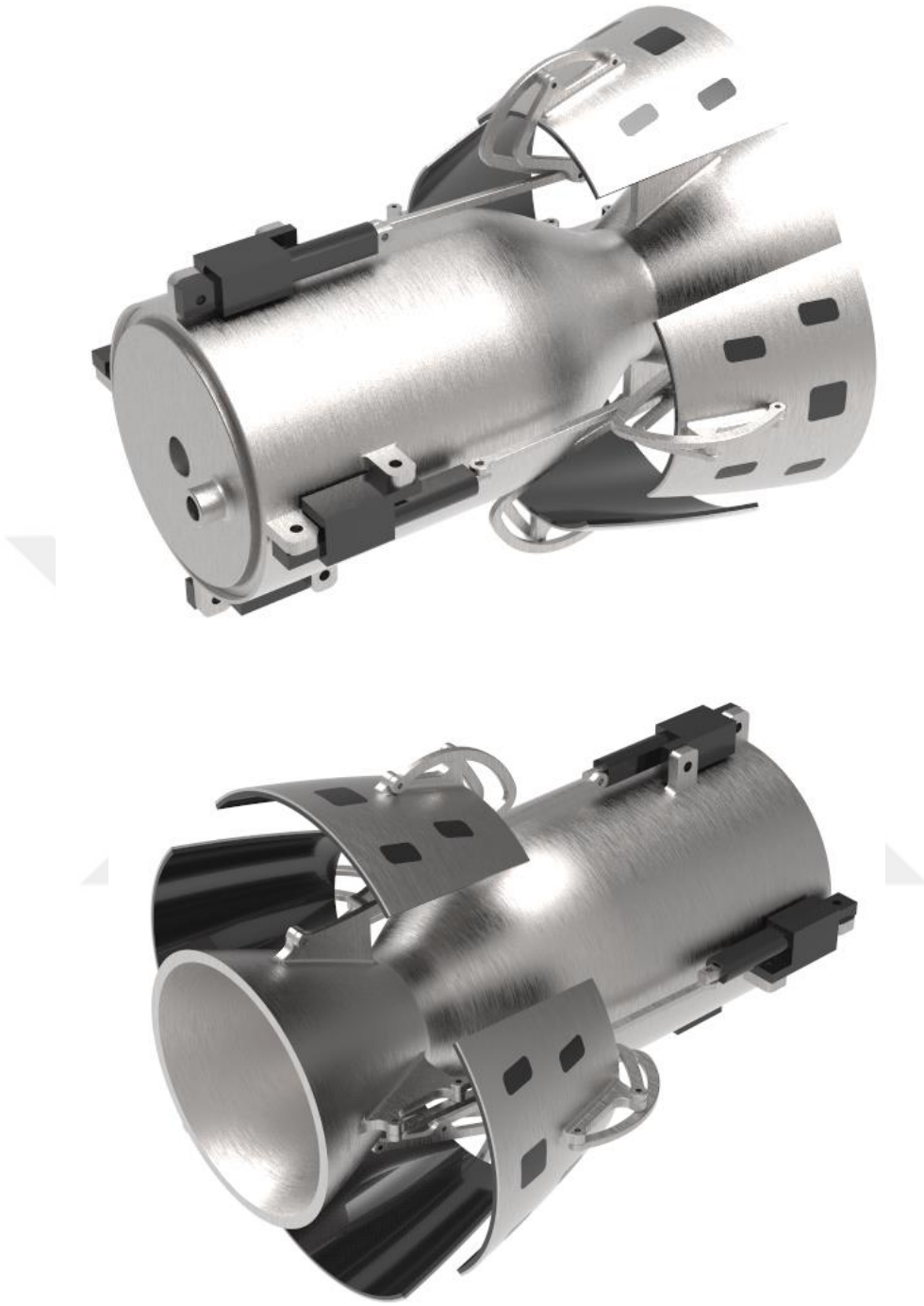
5.2.1. Uzatma Mekanizması

Sabit difüzördeki itki kaybını ele almak için önerilen çözüm, bir uzatma mekanizması olarak dört çubuk mekanizması kullanmaktır. Dört çubuk mekanizması, uçak iniş takımlarında kullanılan ve tanınan bir tasarım olup, bu seçimin çeşitli avantajlar sunması nedeniyle tercih edilmiştir. Bu tasarım, Bölüm 2’de bahsedilen diğer patentlerdeki tasarımlardan farklı bir çözüm sunmaktadır.

Dört çubuk mekanizmasının en büyük avantajlarından biri basitliğidir. Bu mekanizma, birbirine bağlı dört çubuktan oluşan kapalı bir döngüye sahiptir. Bu basitlik, özellikle bir düzlemde analiz yapmayı ve davranışını anlamayı kolaylaştırır. Çubukların boyutlarını ve bağlantılarını dikkatli bir şekilde tasarlayarak, mekanizma difüzör uzantısının gerektirdiği özel hareketi sağlayacak şekilde uyarlanabilir. Ayrıca, dört çubuk mekanizmasının geometrisi, uzatılmış difüzörün hareketini hassas bir şekilde kontrol etmeyi sağlar. Çubukların uygun uzunluklarını ve açısal konumlarını seçerek, mekanizmanın kinematik özelliklerini manipüle edilebilir ve difüzörün uzatma sürecinde önceden belirlenmiş bir yol izlemesini sağlanabilir.

Difüzörün uzantısını istediğimiz şekilde hareket ettirmek için çift sarkaç mekanizması kullanılmıştır. Bu mekanizma, dört çubuk mekanizmasının ailesine aittir. Mekanizmada, iki uzuv aynı uzunluğa sahipken diğer iki uzuv da birbirine eşit uzunluktadır. Bu düzenleme, istenen hareketin doğru ve dengeli bir şekilde gerçekleştirilmesini sağlamıştır.

Motorun kapatılmış hali Şekil 5.15’te gösterilmekte olup, açılmış hali Şekil 5.16’da yer almaktadır. Ayrıca, motorun ara bir durumunda, yani açılırken ortada bulunan durumu ise Şekil 5.17’de gösterilmektedir.



Şekil 5.15. Uzatılabilir difüzörlü roket motorunun çekilmiş görünümü (deniz seviyesi konfigürasyonu).



Şekil 5.16. Uzatılabilir difüzörlü roket motorunun difüzörünün tamamen açılmış hali.

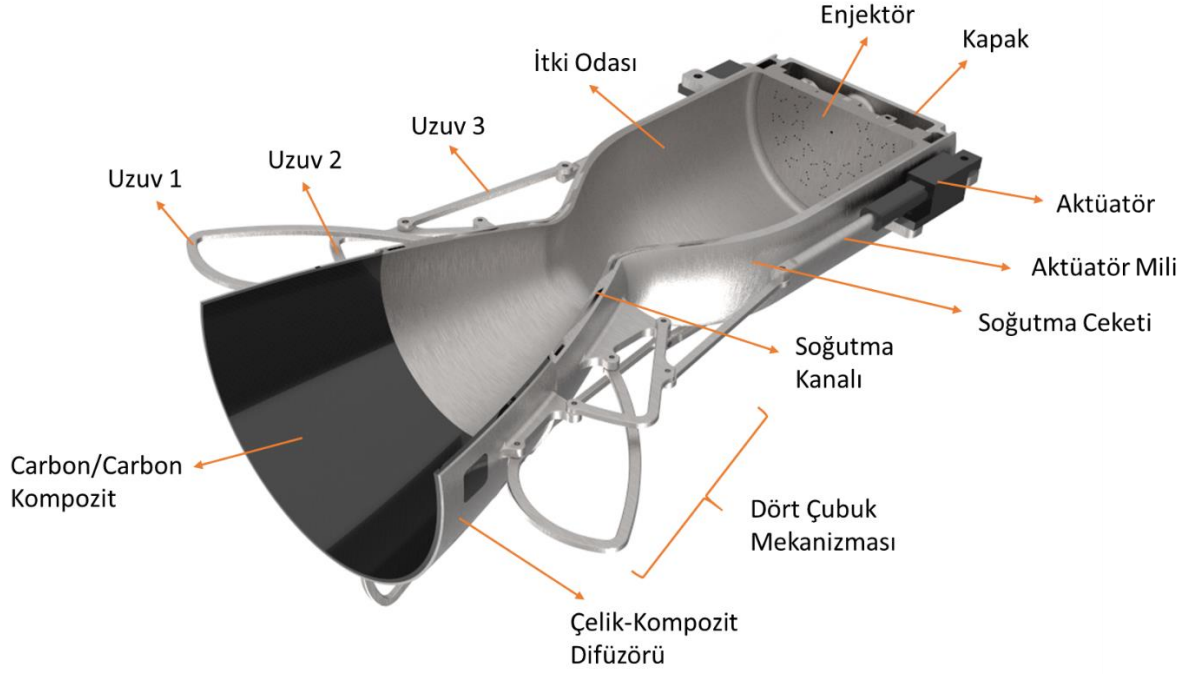


Şekil 5.17. Uzatılabilir difüzörlü roket motorunun kısmen açılmış hali.

5.2.2. Difüzör Uzatma Mekanizmalı Roket Motorunun Bileşenleri

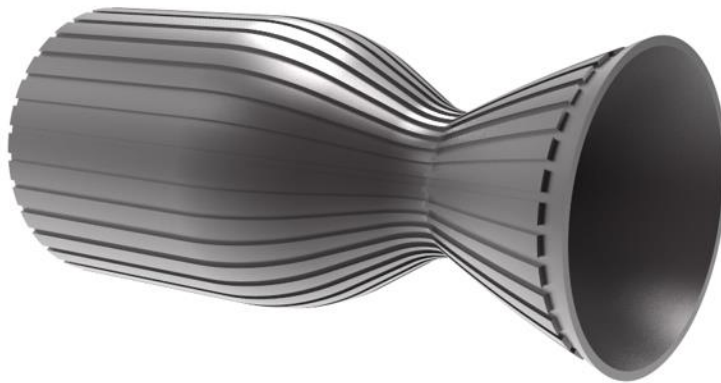
Aşağıda, uzatılabilir difüzörlü sıvı yakıtlı roket motorunun bileşenleri ayrıntılı bir şekilde açıklanmıştır. Söz konusu bileşenler, Şekil 5.18’de gösterildiği gibi itki odası, enjektör, kapak, soğutma ceket, Çelik-kompozit uzatma parçası ve uzatma mekanizmasının uzuvlarını içermektedir. Bileşenlerin tasarımı, CNC talaşlı imalat yöntemine uygun olarak gerçekleştirilmiştir. Çelik- kompozit uzantı haricindeki tüm parçalar çelikten imal edilebilmektedir. Çelik-kompozit uzantı iki katmanlı bir yapıya sahiptir; birinci katman, çelikten yapılmıştır ve uzuvların bu yapıya entegre edilmesini sağlamaktadır.

İkinci katman ise karbon-karbon kompozitten imal edilebilmektedir (Lacoste ve diğerleri, 2002). Son olarak, montaj aşamasına gelindiğinde, parçaların kaynak yöntemiyle birleştirilmesi planlanmaktadır.

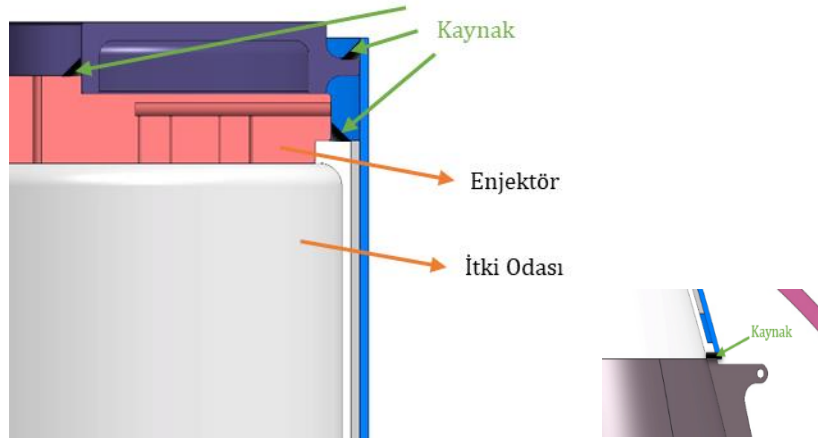


Şekil 5.18. Uzatılabilir difüzörlü roket motorunun kesit alanı.

İtki odasının tasarımı (Şekil 5.19), 32 rejeneratif soğutma kanalının bulunduğu bir yapıya sahiptir. Bu odanın malzemesi çelikten yapılmıştır, zira çelik malzeme dayanıklılığı ve yüksek sıcaklıklara karşı direnci sağlar. Montaj aşamasında itki odası Şekil 5.20’de gösterildiği gibi enjektör ve soğutma ceketine kaynaklanır.



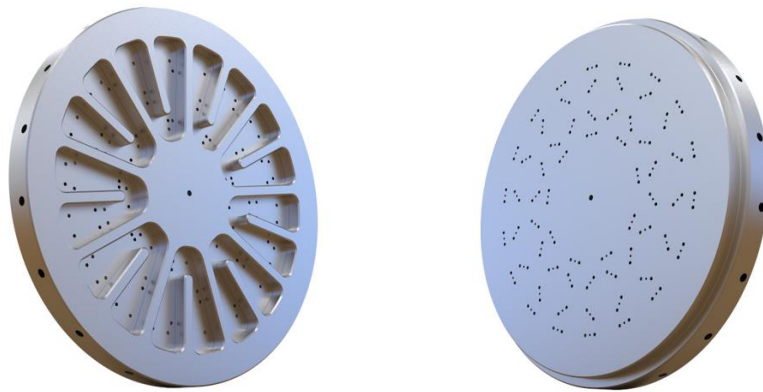
Şekil 5.19. İtki odasının tasarımı.



Şekil 5.20. Roket motorunda mevcut olan kaynak yerleri.

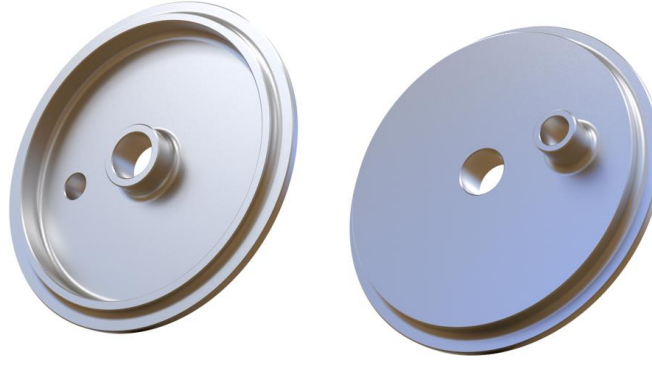
İtki odasının tasarımı, giriş bölümünde açıklandığı gibi dört ana kısımdan oluşmaktadır: yanma odası, lüle, boğaz ve difüzör. Difüzör, konik yerine çan şeklinde tasarlanmış ve uzunluğu konik difüzörün yüzde 80'ine eşit olarak belirlenmiştir. İtki odasının dayanıklılığı ve yüksek sıcaklıklara karşı direncini sağlamak için bu itki odası yekpare olarak çelikten imal edilecektir.

Enjektör tasarımı (Şekil 5.21), Enes Oğuz İskender (İskender, 2022), tarafından yapılan tez çalışmasından alınmıştır. Bu tasarımda enjektör, üç delik grubunu içermektedir. Bu deliklerin ikisi sıvı oksijen için ayrılmışken, ortadaki delik yakıt RP-1 için tasarlanmıştır. Enjektör, çelikten imal edilmiş olup, itki odasına kaynak yöntemiyle monte edilmektedir. Enjektörün yan kısımlarında birer delik bulunmaktadır. Bu deliklerden basınçlandırılmış yakıtın girişi sağlanır ve her gruptaki orta delikten çıkar. Oksijen ise üst taraftan gelerek her gruptaki açılı deliklerden yanma odasına basınçlı bir şekilde akar. Yanma odasında oksijen akışları, yakıtla çarpışarak atomizasyon sürecini gerçekleştirirler.



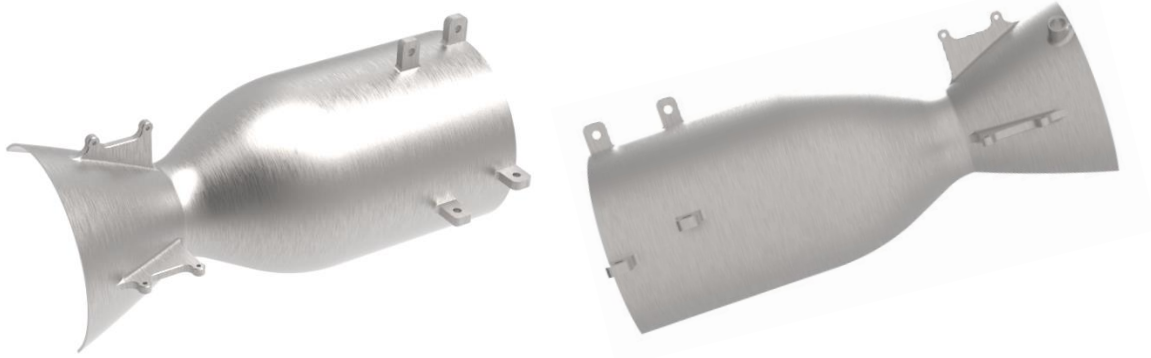
Şekil 5.21. Enjektörün tasarımı (İskender, 2022; Uç, 2019).

Kapak tasarımında ise (Şekil 5.22) iki farklı delik mevcuttur. Birinci delik, enjektörün monte edildiği yerdir. İkinci delik ise sıvı oksijenin itki odasına giriş yapabileceği bir noktadır. Kapak da çelikten yapılacaktır ve enjektörle ve soğutma ceketiyile kaynak yöntemiyle birleştirilmektedir. Bu şekilde, kapak hem enjektörü korurken hem de itki odasına soğutma sağlayan ceketin bir parçası olarak görev yapar.



Şekil 5.22. Kapak parçasının tasarımı.

Şekil 5.23'te gösterilen soğutma ceket çelikten yapılmış iki ayrı parçadan oluşur, roket motorunun montajı yapılırken kaynak yöntemiyle birleştirilir. Soğutma ceket yakıtın girişini sağlayan bir delik içerir. Bu deliğin vasıtasıyla soğuk yakıt aşağıdan başlayarak yukarıya doğru enjektöre kadar gider ve giderken ısıyı emer. Bu yüzden soğutma ceket olarak adlandırılır. Öte yandan, bu ceket parçasının üzerine monte edilecek uzatma mekanizmasının da yerini belirler.



Şekil 5.23. Soğutma ceket tasarımı

Çelik-Kompozit uzatma parçası, dört ayrı parçadan meydana gelmiş bir uzatmadır. Şekil 5.24'te gösterilen tasvir edilen çeyrek uzatma parçası yukarıda açıklandığı gibi iki katmandan oluşur: çelik ve karbon-karbon kompozit malzemelerdir. Uzatma mekanizmasının iki uzvu, bu parçaya monte edilir.



Şekil 5.24. Çelik-Kompozit uzatma parçasının tasarımı.

Uzatma mekanizmasındaki dört çubuk mekanizmasının ilk uzvu, Şekil 5.25'te gösterilen şekliyle tasarlanmıştır. Uzanıtı uzuvların başka yüzeylere temasını engellemek amacıyla oldukça dik bir açıyla tasarlanmıştır. Bu uzuv, çelik malzemeden yapılacaktır. Çelik, yüksek mukavemeti nedeniyle bu parça için tercih edilen bir malzemedir.



Şekil 5.25. Dört çubuk mekanizmasının birinci uzvu tasarımı.

Dört çubuk mekanizmasının ikinci uzvu da Şekil 5.26'da gösterildiği gibi tasarlanmıştır ve yine çelik malzemeden imal edilecektir. Bu uzuv, uzatma mekanizmasının işlevselliğini tamamlamak için tasarlanmıştır.



Şekil 5.26. Dört çubuk mekanizmasının ikinci uzvu tasarımı.

Uzatma mekanizmasının işlevselliğini sağlayan bir aktivatör Şekil 5.27’de görsel olarak tasvir edilmiştir. Bu durumda mekanizmasının uzama veya çekilme gibi hareketleri aktüatör milinde meydana gelen uzatma veya kısaltma vasıtasıyla gerçekleşir.



Şekil 5.27. Uzatma mekanizmasının aktüatörü.

6. SONUÇLAR VE ÖNERİLER

Bu tez kapsamında, özellikle sabit roket difüzörlerinin farklı basınç koşulları altındaki davranışını inceleyerek, sıvı roket motorlarının tasarımı ve işlevselliği hakkında değerli bilgiler elde edilmiştir. Roketlerin yükselmesi esnasında difüzörün üç farklı aşamada hareket ettiği tespit edilmiştir: aşırı genleşme, tam genleşme ve az genleşmedir.

Bu tez kapsamında, aşırı genleşme durumu yerine deniz seviyesinde tam genleşme ve belirli irtifada olacak tam genleşme noktasına doğru az genleşme durumu uygulanarak, itki performansının artırılacağı gözlenmiştir. Bu nedenle, sabit difüzör yapısına sahip roket motorunun boyu kısaltılarak deniz seviyesinde tam genleşmiş akış elde edilmiştir. Ardından, 10 km yükseklikte dört çubuk mekanizmasıyla difüzör uzatılmış ve tekrar tam genleşmiş akış elde edilmiştir. Uzatılabilir difüzör yapısına sahip roket motorunun deniz seviyesinde 9867 N itki üretirken, sabit difüzör yapısına sahip roket motoru için bu değer 9002 N olarak bulunmuştur. Bu sonuçlar, uzatılabilir difüzör yapısına sahip roket motorunun deniz seviyesinde bile hedeflenen 10 kN itki değerine daha yakın olduğunu ve bu roket motorunun tasarım amacını daha etkili bir şekilde yansıttığını göstermektedir. Ayrıca, 10 kN'luk itki kapasiteli sıvı çift yakıtlı roket motorundaki itki odası, enjektör, soğutma ceket, kapak, uzatılabilir difüzör ve uzatma mekanizması için kapsamlı bir kavramsal tasarım geliştirilmiştir. Roket motorunun tasarımı CNC işleme teknikleri kullanılarak üretilerebilecek şekilde planlanmıştır. Roket motorunun entegrasyonu ise kaynak yöntemiyle gerçekleştirilecektir.

Python 3'te geliştirilen kullanıcı dostu bir grafik arayüze sahip bir bilgisayar programı ile itki odasının tasarımı kolayca gerçekleştirilmiştir. Bu geliştirilen program, kullanıcıların roket motorunun performansı ve işletim özellikleriyle ilgili sayısal değerleri girmelerine ve düzenlemelerine imkân sağlamaktadır. Program, RAO'nun çan difüzörü dahil olmak üzere tüm itki odasının boyutlarını içeren bir çıktı tablosu sunmaktadır. Bu sezgisel araç, tasarım değişikliklerinin itki odası boyutları üzerindeki etkisini hızlı bir şekilde değerlendirmede önemli bir araç olmuştur.

İtki odasının performansını optimize etmek ve lansman sırasında aşırı genleşme koşullunda oluşan itki kaybını önlemek için uzatılabilir difüzörlü bir roket motoru tasarımı uygulanmıştır. Bu tasarım, difüzörün simetri ekseni boyunca belirli bir mesafe uzanmasını sağlayan bir kaydırma mekanizmasını içermiştir. Bu sayede, roket motorunun verimliliği artırılarak istenmeyen aşırı genleşme koşullarının önüne geçilmiştir.

Ayrıca, mevcut difüzörlü roket motoru tasarımında deniz seviyesinde difüzörün kısa olması, roket motorunun paketlenme sürecinde kullanım kolaylığı sunmaktadır. Geleneksel roket motorları taşınmadan önce özel konteynerlere veya taşıma araçlarına yerleştirilir. Bu noktada, uzatılabilir/katlanabilir roket motoru bu taşıma kabı içine daha rahat bir şekilde sığması ve yerleştirilmesini sağlayacaktır.

Bu çalışmanın ileri aşamalarında, söz konusu uzatılabilir roket motorunun tasarımının üretime hazırlanması, üretimi ve test edilmesi yönünde önerilerde bulunmaktadır. Bu süreçlerin başarıyla

gerçekleştirilmesi, tasarımın teorik aşamalardan pratik uygulama düzeyine taşınmasını sağlayarak elde edilen sonuçların güvenilirliğini artırabilir. Analiz sonuçlarının test sonuçlarıyla karşılaştırılması ve validasyonu gerçekleştirilebilir.



KAYNAKLAR

Betts, E. M. and Frederick R. A. (2010). “A historical systems study of liquid rocket engine throttling capabilities.” 46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit.

Carey, L. F. (1973). “Extendible nozzle for rocket engines.” ABD 3711027 Patent.

Evans, B. (2010). Nozzle erosion characterization and minimization for high-pressure rocket motor applications, Doktora Tezi, The Pennsylvania State University.

Fulton, D.L. et al. (1967). “Extensible rocket nozzle comprised of a coated flexible mesh subsequently deployed and heated to become impermeable.” ABD 3346186 Patent.

Jayaprakash, P., Dhinarakaran, D. and Das, D. (2022). “Design and analysis of a rocket C-D nozzle.” International Journal of Health Sciences.

Jencek, P. (1988). “Extendible Nozzle.” ABD 4779799 Patent.

Horn, M. And Fisher, S. (1993). “Dual-bell altitude compensating nozzles.” Pennsylvania State University, NASA Propulsion Engineering Research Center, Volume 2.

Inman, F. S. (1983). “Extendable thrust nozzle for rockets.” ABD 4383407 Patent.

Inman, F. S. (1984). “Extendible nozzle exit cone.” ABD 4489889 Patent.

İskender, E. O. (2022). Development of a bipropellant rocket engine with a focus on the injector, Yüksek Lisans Tezi, Boğaziçi Üniversitesi, İstanbul, Türkiye.

Kerrebrock, J. L. (2012). Introduction to propulsion systems. Massachusetts Institute of Technology: MIT OpenCourseWare, <https://ocw.mit.edu/>

Khan, S. A., Ibrahim, O. M., and Aabid, A. (2021). “CFD Analysis of Compressible Flows in a Convergent-Divergent Nozzle.” Materials Today: Proceedings.

Khare, S. And Saha, U. K. (2021). “Roket nozzles: 75 years of research and development.” Sadhana, 46:76.

Kim, E. S., Emdee, J. L., ve Cohn, R. K. (2010). "Liquid Propulsion: Historical Overview, Fundamentals, and Classifications of Liquid Rocket Engines." Encyclopedia of Aerospace Engineering.

Korkmaz, S. (2019). Sıvı yakıtlı roket motor tasarımı ve performans karakteristiklerinin teorik araştırılması, Yüksek Lisans Tezi, Kırıkkale Üniversitesi, Kırıkkale, Türkiye.

Kumar, R. R. and Devarajan, Y. (2018). "CFD Simulation Analysis of Two-Dimensional Convergent-Divergent Nozzle." International Journal of Ambient Energy.

Lacoste, M., Lacombe, A. and Joyez, P. (2002). "Carbon/carbon extendible nozzles." Acta Astronautica Vol. 50, No. 6.

Marjan, K. And Husain, M. (2021). "Simulation based propulsion evaluation of deployed J-2X nozzle." Journal of multidisciplinary sciences and engineering, Vol. 12, No. 4.

Martin, V. D. B., Andrew, A., Kenrick C., Eugene C., Sean W., and Ulubilge U. (2020). "Hot Fire of a Fully Additively Manufactured 10 kN Liquid Fuel Rocket Engine: Processing a Test Anomaly."

Meena, L., Niranjana, M. S., and et al. (2021). "Numerical Study of Convergent-Divergent Nozzle at Different Throat Diameters and Divergence Angles," Materials Today: Proceedings.

Mide Tech., Relationship between altitude and pressure. 30 Temmuz 2023 tarihinde <https://www.mide.com/air-pressure-at-altitude-calculator> erişildi.

Newlands, R. (2017). Thrust optimised parabolic nozzle, 30 Temmuz 2023 tarihinde <https://github.com/ravi4ram/Bell-Nozzle> erişildi.

Mishra, D. P. (2017). Fundamentals of Rocket Propulsion, CRC Press.

O'Leary, R. A. and Beck, J. E. (1992). Nozzle Design. 02 Ağustos 2023 tarihinde <http://www.rocket-propulsion.info/resources/articles/NozzleDesign.pdf> erişildi.

OpenAI. (2023). ChatGPT (3.5 versiyon) [Large language model]. 30 Temmuz 2023 tarihinde <https://chat.openai.com/chat> erişildi.

Östlund, J. (2002). Flow processes in rocket engine nozzles with focus on flow separation and side-loads. Lisans Tezi, Royal Institute of Technology, Stockholm, Sweden.

Patel, M. S., Mane, S. D. and Raman, Manikant. (2016). “Concepts and CFD analysis of de-Laval nozzle.” International Journal of Mechanical Engineering and Technology, Vol. 7, 2016, 221–240

Patel, N., Standbridge, S., Berghe, M. V. D. and Devalaraju, V. (2019). “Design and additive manufacturing considerations for liquid rocket engine development.” AIAA Propulsion and Energy Forum.

Ponomarenko, A. et al. (2014), NASA RPA, 30 Temmuz 2023 tarihinde <http://www.rocket-propulsion.com/> erişildi.

Scott, J. (2005). Nozzle overexpansion and underexpansion. 30 Temmuz 2023 tarihinde <https://aerospaceweb.org/question/propulsion/q0220.shtml> erişildi.

Screenath, K. R. and Mubarak, A. K. (2016). “Design and analysis of contour bell nozzle and comparison with dual bell nozzle.” International Journal of Research and Engineering, vol. 03 No. 06.

Singh, J., Zerpa, L. E., Partington, B. and Gamboa, J. (2019). “Effect of Nozzle Geometry on Critical-Subcritical Flow Transitions.” Heliyon.

Sutton, W. G. P. and Biblarz, O. (2017). Rocket Propulsion Elements, John Wiley & Sons, Inc., New Jersey, USA.

Turner, M. J. L. (2009). Roket and Spacecraft Propulsion. Chichester, Praxis Publishing, UK.

Ward, D. R. (1966). “Automatically deploying nozzle exit cone extension.” ABD 3270504 Patent.

Whitmore, S. A. (2021). The optimum rocket nozzle, Utah State University, 02 Ağustos 2023 tarihinde http://mae-nas.eng.usu.edu/MAE_5420_Web/section5/section.5.3.pdf erişildi.

Wolf, C. J. (1964). “Collapsible nozzle exit cone for tube launched missile.” ABD 3146669 Patent.

EKLER

Ek-A Difüzörün uzatmasının itki üzerindeki etkisi

Difüzörün uzatmasının itki üzerindeki etkisini açıklamak amacıyla bu kısımda öncelikli olarak itki katsayısı, C_f , anlatılmaktadır. Daha önce bölüm 5'te belirtildiği üzere itki denklemi (denklem A.1) iki terimden oluşmaktadır. Bu denklemde $\frac{dm}{dt}$ egzoz gazlarının kütleli akış hızı, v_e egzoz gazlarının çıkış hızı, P_e çıkış basıncı, P_a ortam basıncı ve A_e çıkış kesit alanını ifade etmektedir. Kütleli akış hızı, $\frac{dm}{dt}$, karakteristik hız, c^* , kullanılarak denklem A.2 yardımıyla türetilebilir. Karakteristik hız denklem A.3'te ifade edildiği üzere R özgül gaz sabiti, T_c yanma odasının sıcaklığı ve γ özgül ısı oranına bağlıdır. Denklem A.3'ü denklem A.2'ye yerleştirilerek elde edilen sonuç, denklem A.4'te sunulduğu şekilde kütleli debi hesaplamasında kullanılmaktadır. Egzoz gazlarının hızını hesaplamak amacıyla denklem A.5 kullanılmaktadır ve bu denklemde C_p özgül ısıyı temsil eder.

$$F = \frac{dm}{dt} * v_e + (P_e - P_a) * A_e \quad (\text{A.1.})$$

$$\frac{dm}{dt} = \frac{P_c A_t}{c^*} \quad (\text{A.2.})$$

$$c^* = \frac{\sqrt{RT_c}}{\sqrt{\gamma} \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}} \quad (\text{A.3.})$$

$$\frac{dm}{dt} = \frac{\sqrt{\gamma} \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}}{\sqrt{RT_c}} P_c A_t \quad (\text{A.4.})$$

$$v_e = \sqrt{2C_p T_c} \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_c} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]^{\frac{1}{2}} \quad (\text{A.5.})$$

Denklemlerin düzenlenmesi sonucu, denklem A.4 ve denklem A.5 denklem A.1'ine konulması durumunda, itki denkleminin son hali denklem A.1'in denklem A.6 biçimine dönüştüğü gözlemlenmektedir.

$$F = \frac{\sqrt{\gamma} \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}}{\sqrt{RT_c}} P_c A_t * \sqrt{2C_p T_c} \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_c} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]^{\frac{1}{2}} + (P_e - P_a) * A_e \quad (\text{A.6})$$

Denklem A.6 her iki tarafta da $(P_c A_t)$ terimine bölündüğünde, denklem A.7 elde edilmektedir.

$$\frac{F}{P_c A_t} = \frac{\sqrt{\gamma} \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}}{\sqrt{RT_c}} * \sqrt{2C_p T_c} \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_c} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]^{\frac{1}{2}} + \frac{(P_e - P_a) * A_e}{P_c A_t} \quad (\text{A.7.})$$

Ayrıca, C_p denklemi olan denklem A.8'in denklem A.7'ye yerleştirilmesiyle denklem A.9 elde edilebilir. Bu sayede, denklem A.9'deki gösterimine göre denklem düzeltilebilir ve sonuç olarak basitçe denklem A.10'a dönüşür.

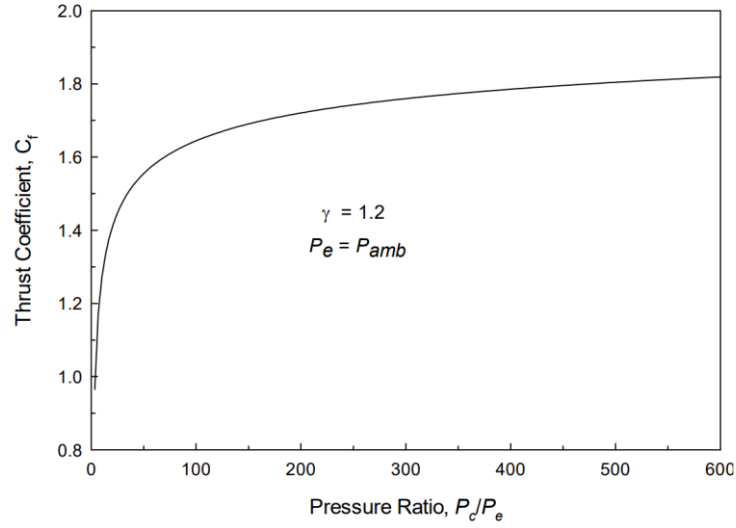
$$C_p = \frac{\gamma R}{\gamma - 1} \quad (\text{A.8})$$

$$\frac{F}{P_c A_t} = \frac{\sqrt{\gamma} \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}}{1} * \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1}} \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_c} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]^{\frac{1}{2}} + \frac{(P_e - P_a) * A_e}{P_c A_t} \quad (\text{A.9.})$$

$$C_f = \frac{F}{P_c A_t} = \underbrace{\sqrt{\frac{2\gamma^2}{\gamma-1} \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}}}_{\text{Akış ivmesi kaynaklı}} * \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_c} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]^{\frac{1}{2}} + \underbrace{\frac{A_e}{A_t} * \frac{(P_e - P_a)}{P_c}}_{\text{Basınç farkı kaynaklı}} \quad (\text{A.10.})$$

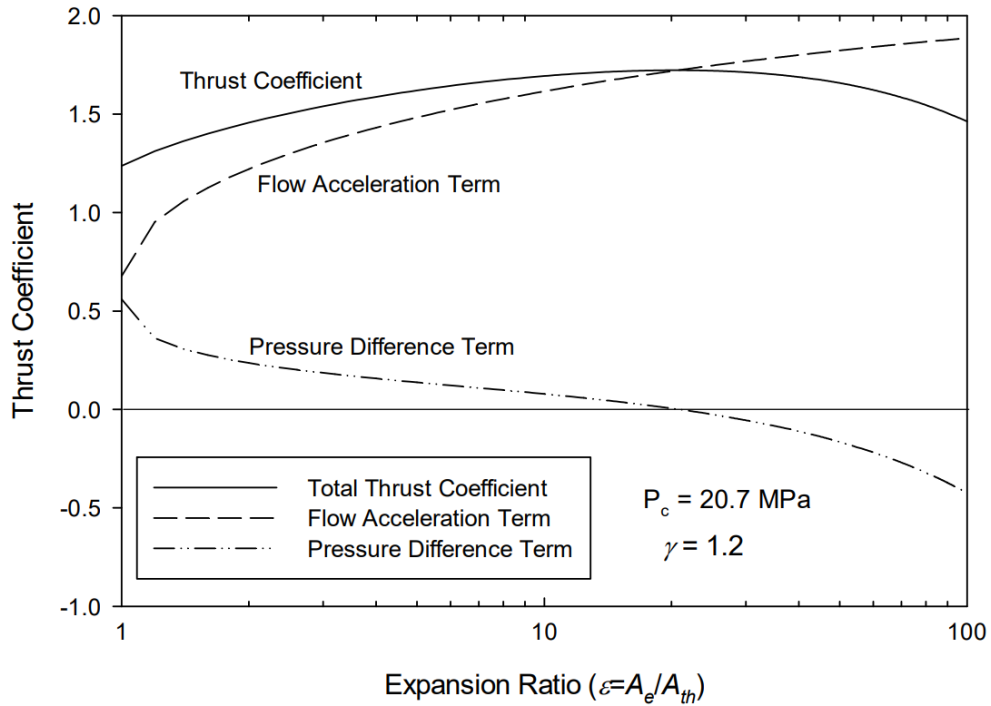
İtki katsayısı, C_f , akışın ivmesinden kaynaklanan ve difüzör çıkış düzlemindeki basınç farkından kaynaklanan olmak üzere iki bileşenden oluşur.

İtki katsayısının değişimi, Şekil A.1'de gösterildiği üzere, akışın ideal bir genişleme modeline tabi tutulduğu varsayımıyla basınç oranı (P_c/P_e) parametresine bağlı olarak incelenebilir. Söz konusu grafikten açıkça anlaşılabacağı üzere basınç oranı arttıkça itki katsayısı da artış göstermektedir.



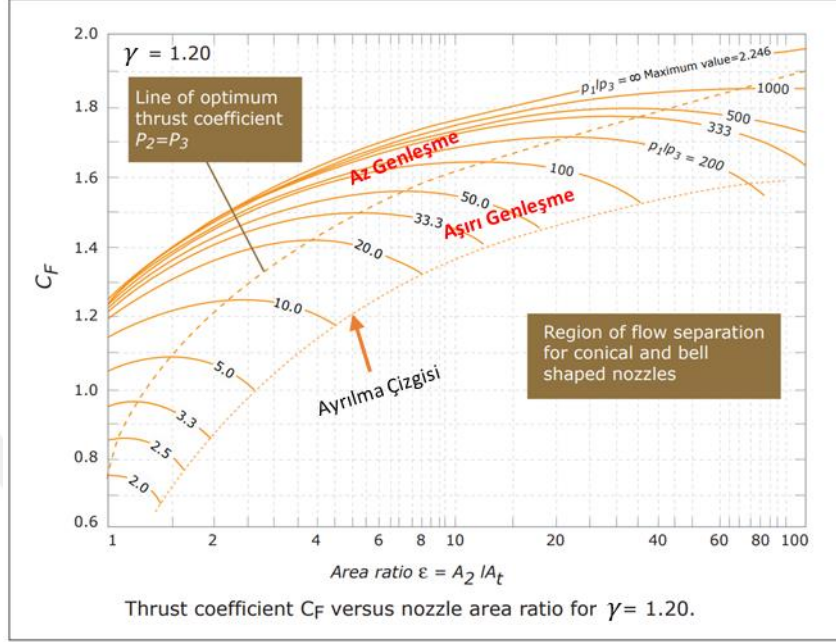
Şekil A.1. Basınç oranının itki katsayısı üzerindeki etkisi (Evans, 2010)

Ek olarak, genişleme oranı değişirken itki katsayısının değişimi de mevcuttur. İtki katsayısının ivme terimi, genişleme oranı arttıkça sürekli olarak artar. Difüzör genişleme oranı belirli noktaya gelene kadar basınç farkı terimi azalır. Bu nokta akışın tam genişlemesine tekabül eder. İtki katsayısı da maksimum bir değere ulaşır. Sonrasında genişleme oranı daha da arttıkça, basınç farkı kaynaklı itki negatif bir değer alır, bu da akışın aşırı genişlediği ve çıkış düzlemi basıncının çevresel basınçtan düşük olduğu anlamına gelir (Şekil A.2). Bu durumda itki katsayısı düşmeye başlar.

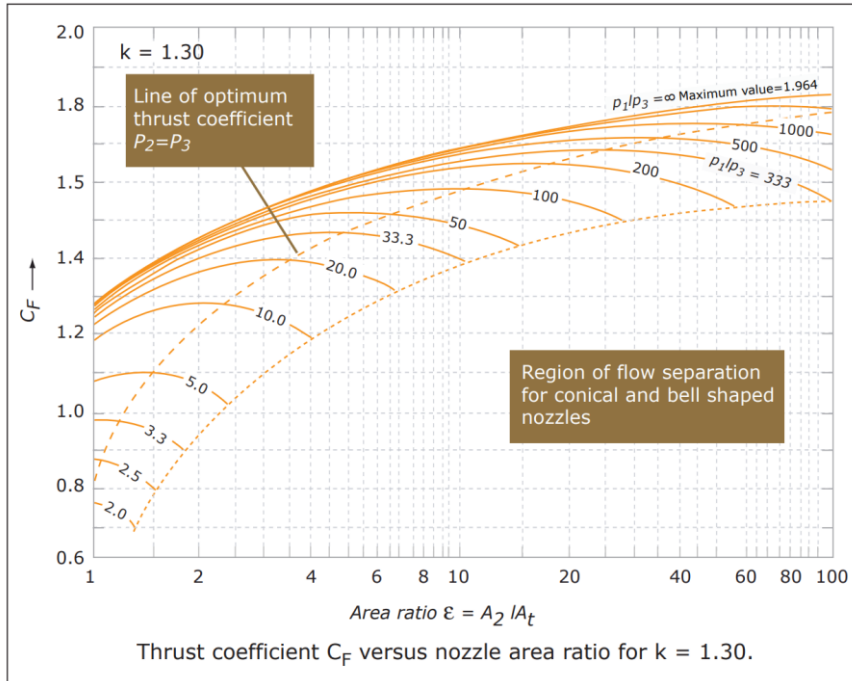


Şekil A.2. Genişleme oranına bağlı itki katsayısı değişimi ve akış karakteristiği (Evans, 2010)

İtke katsayısının difüzör genişleme oranına ve basınç oranına bağlı değişimi $\gamma = 1,2$ için Şekil A.3'te ve $\gamma = 1,3$ için Şekil A.4'te özetlenmiştir. Şekil A.3 ve A.4'te P_1 yanma odasını basıncını, P_2 difüzör çıkış basıncını ve P_3 dış ortam basıncını temsil etmektedir.



Şekil A.3. Özgül ısı oranı, $\gamma=1,2$, için difüzör alan oranına karşı itke katsayısı (Kerrebrock, 2012)



Şekil A.4. Özgül ısı oranı, $\gamma=1,3$, için difüzör alan oranına karşı itke katsayısı (Kerrebrock, 2012)

Ek-B Tam genleşmiş akış $P_{çıkış} = P_{ortam}$ olduğunda gerektiğini gösteren ispat

Roket motorunun optimum itki performansına ulaşabilmesi için difüzör çıkışındaki egzoz gazlarının basıncının ortam basıncıyla eşit olması gerekliliği aşağıda ispatlanmaktadır.

Öncelikle, itki katsayısı C_f , aşağıdaki denklem (B.1.) ile ifade edilir. Bu denklemde, F itki, P_e çıkış basıncı, P_a ortam basıncı, P_c yanma odasının basıncı, γ özgül ısı oranı, A_e difüzörün çıkış alanı ve A_t boğaz alanını temsil eder.

$$C_f = \frac{F}{P_c A_t} = \gamma \sqrt{\frac{2}{\gamma-1} \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}} \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_c} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]^{\frac{1}{2}} + \frac{A_e (P_e - P_a)}{A_t P_c} \quad (B.1.)$$

Daha sonra, denklem B.1'deki $\frac{A_{çıkış}}{A_{boğaz}}$ oranı aşağıdaki denklem (B.2) ile hesaplanır. Bu denklemde $M_{çıkış}$ çıkıştaki egzoz gazların hızını temsil eder ve bu hız denklem (B.3) ile hesaplanabilir.

$$\frac{A_e}{A_t} = \frac{1}{M_e} \sqrt{\left[\left(\frac{2}{\gamma+1} \right) \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_e^2 \right) \right]^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}} \quad (B.2.)$$

$$M_e = \sqrt{\left(\frac{2}{\gamma-1} \right) \left[\left(\frac{P_c}{P_e} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right]} \quad (B.3.)$$

Bu şekilde, $\frac{A_e}{A_t}$ oranı denklem (B.4.) ile tespit edilebilir.

$$\frac{A_e}{A_t} = \frac{\left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}}{\left(\frac{2}{\gamma-1} \right)} \frac{\left(\frac{P_c}{P_e} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma}}}{\left[\left(\frac{P_c}{P_e} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right]} \quad (B.4.)$$

Denklem (B.4.) denklem (B.1.) içine yerleştirildiğinde, itki katsayısı aşağıdaki denklem (B.5.) ile belirlenir.

$$C_f = \frac{F}{P_c A_t} = \gamma \sqrt{\frac{2}{\gamma-1} \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}} \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_c} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]^{\frac{1}{2}} + \frac{\gamma-1}{2\gamma} \frac{\left(\frac{P_e}{P_c} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma}}}{\left[\left(\frac{P_e}{P_c} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right]} \frac{(P_e - P_a)}{P_c} \quad (B.5.)$$

Maksimum itki elde edebilmek amacıyla, egzoz gazlarının çıkış basıncına göre itki katsayısı C_f fonksiyonunun türevinin sıfır olması gerekmektedir (denklem B.6.). Bu türev denklem (B.7.)’de ifade edilmiştir.

$$\frac{\partial C_f}{\partial P_e} = \gamma \sqrt{\frac{2}{\gamma-1} \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}} \frac{\partial}{\partial P_e} \left[\left[1 - \left(\frac{P_e}{P_c}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]^{\frac{1}{2}} + \frac{\gamma-1}{2\gamma} \sqrt{\frac{\left(\frac{P_e}{P_c}\right)^{\frac{\gamma+1}{-\gamma}}}{\left[\left(\frac{P_e}{P_c}\right)^{\frac{\gamma-1}{-\gamma}} - 1\right]}} \frac{(P_e - P_a)}{P_c} \right] \quad (B.6.)$$

$$= 0$$

$$\frac{\partial C_f}{\partial P_e} = \gamma \sqrt{\frac{2}{\gamma-1} \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}} \left[\frac{(-1+\gamma) \left(\frac{P_e}{P_c} - \frac{P_a}{P_c}\right) \left(-\frac{(1+\gamma) \left(\frac{P_e}{P_c}\right)^{-1-\frac{1+\gamma}{\gamma}}}{\gamma \left(-1+\left(\frac{P_e}{P_c}\right)^{-\frac{1+\gamma}{\gamma}}\right) P_c} + \frac{(-1+\gamma) \left(\frac{P_e}{P_c}\right)^{-1-\frac{-1+\gamma}{\gamma} \cdot \frac{1+\gamma}{\gamma}}}{\gamma \left(-1+\left(\frac{P_e}{P_c}\right)^{-\frac{1+\gamma}{\gamma}}\right)^2 P_c} \right)}{4\gamma \sqrt{\frac{\left(\frac{P_e}{P_c}\right)^{-\frac{1+\gamma}{\gamma}}}{-1+\left(\frac{P_e}{P_c}\right)^{-\frac{1+\gamma}{\gamma}}}}} \right] = 0 \quad (B.7.)$$

Denklemin sıfıra eşit olması için $\left(\frac{P_e}{P_c} - \frac{P_a}{P_c}\right)$ ifadesi sıfır olmalıdır. Bu durumda, P_e ve P_a değerleri birbirine eşit olur.

Ek-C Tam genleşmiş akışın gerçekleştiği irtifanın tespit edilmesi

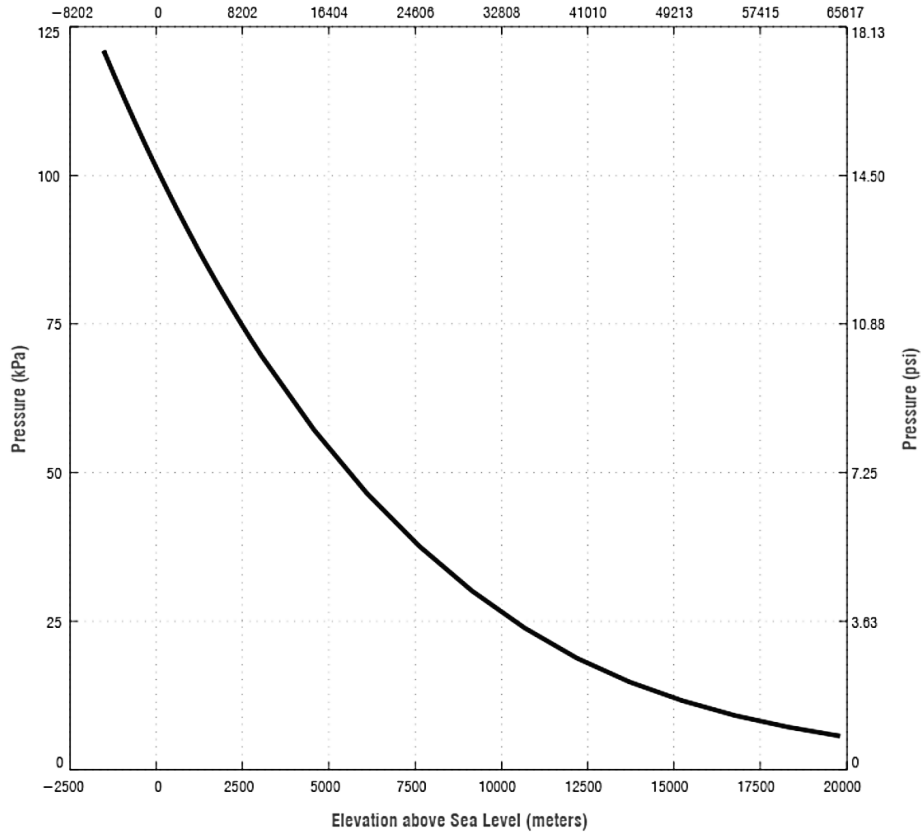
Roket motorunun tam genleşmeli akış koşullarının hangi irtifada gerçekleştiğini hesaplamak amacıyla aşağıda verilen denklem (C.1) kullanılarak çıkış kesit alanı olan A_e ve boğaz kesit alanı A_t arasındaki ilişki değerlendirilir. Bu denklemde çıkış bölgesindeki Mach sayısı M_e bisection yöntemi ile numerik olarak hesaplanır. Çıkıştaki Mach sayısı M_e değeri tespit edildiğinde çıkış basıncını P_e denklem (C.2.) veya denklem (C.3) aracılığıyla hesaplanmaktadır.

$$\frac{A_e}{A_t} = \frac{1}{M_e} \left[\left(\frac{2}{\gamma + 1} \right) * \left(1 + \frac{(\gamma - 1)}{2} * M_e^2 \right) \right]^{\frac{\gamma + 1}{2(\gamma - 1)}} \quad (C.1.)$$

$$M_e = \sqrt{\left(\frac{2}{\gamma - 1} \right) \left[\left(\frac{P_c}{P_e} \right)^{\frac{(\gamma - 1)}{\gamma}} - 1 \right]} \quad (C.2.)$$

$$P_e = \frac{P_c}{\left[1 + \left(\frac{\gamma - 1}{2} \right) M_e^2 \right]^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}} \quad (C.3.)$$

Tam genleşmiş akış durumu çıkış basıncının P_e çevresel ortam basıncıyla P_a eşit olduğu koşullarda gerçekleşir. Bu sebeple irtifa değeri Şekil C.1’de gösterildiği gibi çevresel ortam basıncına bağlıdır. Bu nedenle irtifanın çevresel ortam basıncına bağlı olarak belirlenmesi için Şekil C.1’den faydalanır.



Şekil C.1. İrtifaya bağlı çevresel ortam basıncı değişimi (Mide Tech, 2023)

Örnek 1: Space Shuttle Ana motoru

Bir örnek verme amacıyla Space Shuttle Ana Motoru (SSME) örneğini ele alabiliriz. Bu örnek kapsamında, genişleme oranı ($\frac{A_e}{A_t}$) değeri 77,52 olarak bilinmektedir. Özgül ısı oranı ise 1,196 olarak belirlenmiş ve yanma odasının basıncı 20,5 MPa seviyesindedir. Çıkış Mach sayısının hesaplanması için, Şekil C.2’de gösterildiği şekilde Python programı kullanılarak Bisection yöntemi kullanılmıştır.

Bunun akabinde, çıkış basıncı hesaplaması C.3 denklemi kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Bu sürecin sonucu Şekil C.3’de görsel olarak sunulmuştur, elde edilen çıkış basıncı değeri 18890 Pa olarak bulunmuştur. Şekil C.1’e göz atılarak, elde edilen çıkış basıncı değeri kullanılarak irtifa yaklaşık olarak 12,1 km olarak belirlenmiştir.

```

import numpy as np
from scipy.optimize import fsolve

A_exit_divide_A = 77.52
gamma = 1.196
P0 = 20.5 # MPa

def bisection_method(equation, a, b, tolerance=1e-6, max_iterations=10000):
    if equation(a) * equation(b) >= 0:
        raise ValueError("Function values at endpoints must have opposite signs.")

    iteration = 0
    while (b - a) / 2 > tolerance and iteration < max_iterations:
        midpoint = (a + b) / 2
        if equation(midpoint) == 0:
            return midpoint, iteration
        if equation(a) * equation(midpoint) < 0:
            b = midpoint
        else:
            a = midpoint
        iteration += 1

    return (a + b) / 2, iteration

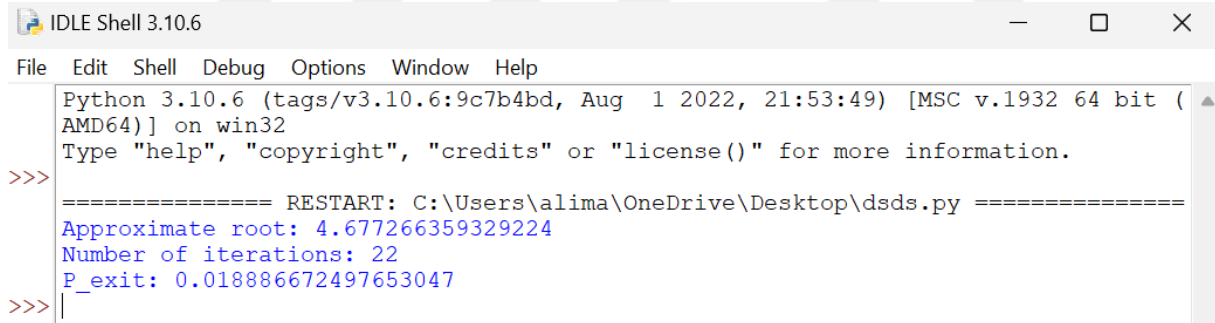
def equation(M_exit):
    return ((1/M_exit)*((2/(gamma+1))*(1+((gamma-1)/2)*(M_exit**2))))**((gamma+1)/(2*(gamma-1))) - A_exit_divide_A

a = 4
b = 10
Mexit, iterations = bisection_method(equation, a, b)
Pexit = P0 / ((1+((gamma-1)/2)*Mexit**2)**(gamma/(gamma-1)))

print("Approximate root:", Mexit)
print("Number of iterations:", iterations)
print("P_exit:", Pexit)

```

Şekil C.2. Space Shuttle ana motoru için çıkış Mach sayısı ve çıkış basıncının Python dilinde Bisection metodu kullanılarak hesaplanması



```

IDLE Shell 3.10.6
File Edit Shell Debug Options Window Help
Python 3.10.6 (tags/v3.10.6:9c7b4bd, Aug 1 2022, 21:53:49) [MSC v.1932 64 bit (AMD64)] on win32
Type "help", "copyright", "credits" or "license()" for more information.
>>>
===== RESTART: C:\Users\alima\OneDrive\Desktop\dsds.py =====
Approximate root: 4.677266359329224
Number of iterations: 22
P_exit: 0.018886672497653047
>>>

```

Şekil C.3. Space Shuttle ana motoru için çıkış Mach sayısı ve çıkış basıncının sonuçları

Örnek 2: Atlas V Roket Motoru

Atlas V roket motoru örneği ele alındığında, genişleme oranı ($\frac{A_e}{A_t}$) değeri 36,87 olarak bilinmektedir. Ayrıca, özgül ısı oranı 1,22 ve yanma odasının basıncı 24,25 MPa olarak saptanmıştır. Şekil C.4'te sunulduğu şekliyle, Python programı vasıtasıyla bisection yöntemi kullanılarak çıkış Mach sayısı hesaplanmıştır. Ardından, çıkış basıncı hesaplaması gerçekleştirilmiştir (Şekil C.5). Bu süreç sonucunda, optimum irtifa değeri Şekil C.1'de belirtilen verilere dayalı olarak yaklaşık olarak 5,3 km olarak hesaplanmıştır.

```

import numpy as np
from scipy.optimize import fsolve

A_exit_divide_A = 36.87
gamma = 1.220122
P0 = 24.25 # MPa

def bisection_method(equation, a, b, tolerance=1e-6, max_iterations=10000):
    if equation(a) * equation(b) >= 0:
        raise ValueError("Function values at endpoints must have opposite signs.")

    iteration = 0
    while (b - a) / 2 > tolerance and iteration < max_iterations:
        midpoint = (a + b) / 2
        if equation(midpoint) == 0:
            return midpoint, iteration
        if equation(a) * equation(midpoint) < 0:
            b = midpoint
        else:
            a = midpoint
        iteration += 1

    return (a + b) / 2, iteration

def equation(M_exit):
    return ((1/M_exit)*((2/(gamma+1))*(1+((gamma-1)/2)*(M_exit**2))))**((gamma+1)/(2*(gamma-1))) - A_exit_divide_A

a = 2
b = 10
Mexit, iterations = bisection_method(equation, a, b)
Pexit = P0 / ((1+((gamma-1)/2)*Mexit**2)**(gamma/(gamma-1)))

print("Approximate root:", Mexit)
print("Number of iterations:", iterations)
print("P_exit:", Pexit)

```

Şekil C.4. Atlas V roket motoru için çıkış Mach sayısı ve çıkış basıncının Python dilinde Bisection metodu kullanılarak hesaplanması

```

IDLE Shell 3.10.6
File Edit Shell Debug Options Window Help
Python 3.10.6 (tags/v3.10.6:9c7b4bd, Aug 1 2022, 21:53:49) [MSC v.1932 64 bit (AMD64)] on win32
Type "help", "copyright", "credits" or "license()" for more information.
>>>
===== RESTART: C:\Users\alima\OneDrive\Desktop\dsds.py =====
Approximate root: 4.295374870300293
Number of iterations: 22
P_exit: 0.051950306506952246
>>>

```

Şekil C.5. Atlas V motoru için çıkış Mach sayısı ve çıkış basıncının sonuçları

Örnek 3: Tezde tasarlanan roket motoru

Bu çalışmada geliştirilen roket motorunun tasarımında genişleme oranı ($\frac{A_e}{A_t}$) değeri 10,08 olarak hesaplanmıştır. Özgül ısı oranı 1,2507 olarak kabul edilmiş ve yanma odasının basıncı 2,58 MPa düzeyindedir. Şekil C.6'da gösterildiği gibi bisection yöntemi kullanılarak çıkış Mach sayısı hesaplanmış ve ardından çıkış basıncı belirlenmiştir (Şekil C.7). Ardından, Şekil C.1'e bakarak tam genişmiş akış yaklaşık olarak 9,7 km'de gerçekleştiği tespit edilmiştir.

```

import numpy as np
from scipy.optimize import fsolve

A_exit_divide_A = (183.8/57.89)**2
gamma = 1.2507
P0 = 2.5800 # MPa

def bisection_method(equation, a, b, tolerance=1e-6, max_iterations=10000):
    if equation(a) * equation(b) >= 0:
        raise ValueError("Function values at endpoints must have opposite signs.")

    iteration = 0
    while (b - a) / 2 > tolerance and iteration < max_iterations:
        midpoint = (a + b) / 2
        if equation(midpoint) == 0:
            return midpoint, iteration
        if equation(a) * equation(midpoint) < 0:
            b = midpoint
        else:
            a = midpoint
        iteration += 1

    return (a + b) / 2, iteration

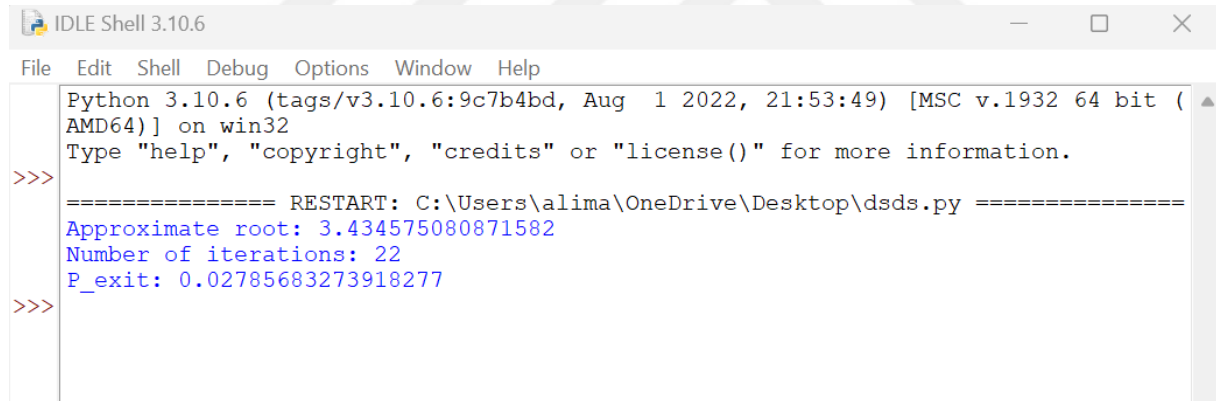
def equation(M_exit):
    return ((1/M_exit)*((2/(gamma+1))*(1+((gamma-1)/2)*(M_exit**2)))**((gamma+1)/(2*(gamma-1)))) - A_exit_divide_A

a = 2
b = 10
Mexit, iterations = bisection_method(equation, a, b)
Pexit = P0 / ((1+((gamma-1)/2)*Mexit**2)**(gamma/(gamma-1)))

print("Approximate root:", Mexit)
print("Number of iterations:", iterations)
print("P_exit:", Pexit)

```

Şekil C.6. Bu çalışmada tasarlanan roket motorunun çıkış Mach sayısı ve çıkış basıncının Python dilinde Bisection metodu kullanılarak hesaplanması



```

IDLE Shell 3.10.6
File Edit Shell Debug Options Window Help
Python 3.10.6 (tags/v3.10.6:9c7b4bd, Aug 1 2022, 21:53:49) [MSC v.1932 64 bit (AMD64)] on win32
Type "help", "copyright", "credits" or "license()" for more information.
>>>
===== RESTART: C:\Users\alima\OneDrive\Desktop\dsds.py =====
Approximate root: 3.434575080871582
Number of iterations: 22
P_exit: 0.02785683273918277
>>>

```

Şekil C.7. Bu çalışmada tasarlanan roket motorunun çıkış Mach sayısı ve çıkış basıncının sonuçları

