



**BİR SCRAMJET MOTORU YANMA ODASINDA YANMA
KARAKTERİSTİKLERİNİN SAYISAL OLARAK İNCELENMESİ**

Afşin Kılıçarslan Özbek

**YÜKSEK LİSANS TEZİ
ENERJİ SİSTEMLERİ MÜHENDİSLİĞİ ANA BİLİM DALI**

**GAZİ ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ**

OCAK 2023

ETİK BEYAN

Gazi Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Tez Yazım Kurallarına uygun olarak hazırladığım bu tez çalışmada;

- Tez içinde sunduğum verileri, bilgileri ve dokümanları akademik ve etik kurallar çerçevesinde elde ettiğimi,
- Tüm bilgi, belge, değerlendirme ve sonuçları bilimsel etik ve ahlak kurallarına uygun olarak sunduğumu,
- Tez çalışmada yararlandığım eserlerin tümüne uygun atıfta bulunarak kaynak gösterdiğimi,
- Kullanılan verilerde herhangi bir değişiklik yapmadığımı,
- Bu tezde sunduğum çalışmanın özgün olduğunu,

bildirir, aksi bir durumda aleyhime doğabilecek tüm hak kayıplarını kabullendiğimi beyan ederim.

Afşin Kılıçarslan ÖZBEK

19/01/2023

BİR SCRAMJET MOTORU YANMA ODASINDA YANMA KARAKTERİSTİKLERİNİN SAYISAL OLARAK İNCELENMESİ

(Yüksek Lisans Tezi)

Afşin Kılıçarslan ÖZBEK

GAZİ ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

Ocak 2023

ÖZET

Hava araçları ileri teknoloji ile birlikte gelişmeye başlamıştır. Yüksek hızlarda itkiyi artırmak ve kirlетici seviyesini azaltmak için araştırmacılar farklı yanma tekniklerine odaklanmaktadır. Bu amaçla, çalışma kapsamında bir Scramjet motor yanma odası incelenmiştir. Havadaki azaltılmış oksijen konsantrasyonunun Scramjet motorunun yanması üzerindeki etkisi araştırılmıştır. Hidrojen yakıtlı bir Scramjet motoru kullanılmıştır. Scramjet motoru yanma odasının yanma karakteristikleri üzerindeki oksijen konsantrasyonu etkilerini araştırmak için, oksitleyicideki (kütlece) oksijen konsantrasyonu azaltılmıştır ve konsantrasyon koşulları %23,2, %21, %20, %19, %18, %17, %16 ve %15'te gerçekleştirilmiştir. Oksijen konsantrasyonunun yanma üzerindeki etkilerini araştırmak için modellemelerde türbülanslı modelleme için Reynolds Ortalama Navier-Stokes (RANS) standart türbülans modeli tercih edilmiştir. Yanmayı modellemek için Eddy Dissipation ve Finite Rate yanma modelinin bir kombinasyonu tercih edilmiştir. Modellemeler yoluyla elde edilen veriler deneysel verilerle karşılaştırılmış ve sonuçların ölçümlerle iyi bir uyum içinde olduğu görülmüştür. Öngörülen sonuçlar değerlendirilmiştir ve oksijen konsantrasyonu arttıkça hızın da arttığı sonucuna varılmıştır. Oksijen konsantrasyonunun neden olduğu sıcaklık farkının, alev konumunun yakıcıdan uzaklaştıkça azaldığı da tahmin edilmiştir.

Bilim Kodu : 91440
Anahtar Kelimeler : Scramjet, hidrojen, yanma, azaltılmış oksijen konsantrasyonu
Sayfa Adedi : 59
Danışman : Doç. Dr. Serhat KARYEYEN

NUMERICAL INVESTIGATION OF COMBUSTION CHARACTERISTICS IN A SCRAMJET COMBUSTOR

(M. Sc. Thesis)

Afşin Kılıçarslan ÖZBEK

GAZİ UNIVERSITY
GRADUATE SCHOOL OF NATURAL AND APPLIED SCIENCES

January 2023

ABSTRACT

Air vehicles have began to develop with advancing technology. In order to increase the thrust and reduce pollutant levels at high speeds, researchers focus on different combustion techniques. For this purpose, within the scope of this study, a Scramjet engine combustor has been studied. The effect of reduced oxygen concentration in the air on Scramjet engine combustion was investigated. A hydrogen fueled Scramjet engine is used. In order to seek oxygen concentration effects on combustion characteristics of the Scramjet engine combustor, oxygen concentration in the oxidizer (by mass) was reduced, and the concentration conditions were performed at 23,2 %, 21 %, 20 %, 19 %, 18 %, 17 %, 16 %, and 15 %. For the modelings Reynolds Average Navier-Stokes (RANS) standard turbulence model is preferred for turbulent modeling. A combination of Eddy Dissipation and Finite Rate combustion model was selected to model combustion. The data obtained through the modelings were compared with the experimental data, and the results are in good agreement with the measurements. The results predicted are evaluated, and it was concluded that the velocity increased as the oxygen concentration was increased. It was also predicted that the temperature difference caused by the oxygen concentration decreased with moving away the flame position from the combustor.

Science Code : 91440

Key Words : Scramjet, hydrogen, combustion, reduced oxygen concentration

Page Number : 59

Supervisor : Assoc. Prof. Dr. Serhat KARYEYEN

TEŞEKKÜR

Tez süresi boyunca desteklerini hiç eksik etmeyen hayatımda mühendislik yolunu açan babam Ali ÖZBEK, ilk öğretmenim annem Kadriye ÖZBEK ve daimi mesai arkadaşım, kardeşim Kültigin Ogun ÖZBEK'e sonsuz teşekkürler. Çalışmanın ortaya çıkmasında hiçbir zaman desteğini esirgemeyen ve özverisinden dolayı tez danışmanım Sayın Doç. Dr. Serhat KARYEYEN'e sonsuz teşekkürler. Desteklerinden dolayı Sayın Prof. Dr. Mustafa İLBAŞ'a sonsuz teşekkürler. Henüz üniversite yıllarımda bu çalışmaya ilham veren Sayın Prof. Dr. Selahaddin Orhan AKANSU'ya sonsuz teşekkürler. İyi bir araştırmacı ve mühendis olma konusunda ilham kaynağı olan Sayın Prof. Dr. Sedat ÖZDEN hocama sonsuz teşekkürler.

Bir gazi torunu olarak bu çalışmayı Gazi Mustafa Kemal ATATÜRK ve Türk Silahlı Kuvvetleri şehit ve gazilerinin aziz hatırasına ithaf ediyorum.

İÇİNDEKİLER

	Sayfa
ÖZET	iv
ABSTRACT.....	v
TEŞEKKÜR.....	vi
İÇİNDEKİLER	vii
ÇİZELGELERİN LİSTESİ.....	ix
ŞEKİLLERİN LİSTESİ.....	x
RESİMLERİN LİSTESİ	xi
SİMGELER VE KISALTMALAR.....	xiii
1. GİRİŞ.....	1
2. GAZ TÜRBİNİ GELİŞİM SÜRECİ.....	5
3. JET MOTORLARI VE ÇALIŞMA PRENSİBİ	9
3.1. Brayton Çevrimi	10
3.2. Turbojet Motorlar ve Çalışma Prensipleri	12
3.3. Turbofan Motorlar ve Çalışma Prensipleri	12
3.4. Turboprop Motorlar ve Çalışma Prensipleri.....	13
3.5. Turboşaft Motorlar ve Çalışma Prensipleri	14
3.6. Ramjet Motorlar ve Çalışma Prensipleri.....	14
3.6.1. Scramjet motorlar.....	16
3.6.2. Scramjet motorların çalışma prensibi	18
4. YANMANIN MODELLENMESİ.....	19
4.1. DNS, LES ve RANS Karşılaştırılması.....	19
4.2. Scramjet Geometrik Modeli	20
4.3. Ağ Özellikleri	21

	Sayfa
4.4. Temel Denklemler	24
4.5. Türbülans Modellemesi.....	25
4.6. Şok Dalgaları	27
5. SONUÇLAR VE TARTIŞMA	29
5.1. Sayısal Sonuçlar ile Deneysel Sonuçların Karşılaştırılması.....	29
5.2. HAD Sonuçları	32
6. SONUÇLAR VE ÖNERİLER	54
KAYNAKLAR	56

ÇİZELGELERİN LİSTESİ

Çizelge	Sayfa
Çizelge 4.1. % 23,2 oksijen konsantrasyonu için sınır koşulları	26
Çizelge 5.1. Farklı oksijen konsantrasyonları için yoğunluk konturları	45
Çizelge 5.2. Farklı oksijen konsantrasyonları için hız konturları	46
Çizelge 5.3. Farklı oksijen konsantrasyonları için basınç konturları	47
Çizelge 5.4. Farklı oksijen konsantrasyonları için H_2O kütle kesri oranı konturları	48
Çizelge 5.5. Farklı oksijen konsantrasyonları için sıcaklık konturları	49
Çizelge 5.6. Farklı oksijen konsantrasyonları için NO kütle oranı konturları	50

ŞEKİLLERİN LİSTESİ

Şekil	Sayfa
Şekil 3.1. Jet motorunun çalışma prensibi	9
Şekil 3.2. Jet motoru parçaları	10
Şekil 3.3. Açık çevrim gaz türbini	11
Şekil 3.4. İdeal Brayton çevrimi	11
Şekil 3.5. Ramjet ve bölümleri	16
Şekil 3.6. Scramjet akış şeması.....	19
Şekil 4.1. Simülasyon modellerinin görsel olarak karşılaştırılması.....	20
Şekil 4.2. DLR Scramjet modeli	21
Şekil 4.3. Ağ görseli.....	22
Şekil 4.4. Ağ düğümleri-sıcaklık grafiği.....	22
Şekil 5.1. % 23,2 oksijen konsantrasyonu için $x=0,233$ m’de sıcaklık değerlerinin deneysel ve HAD karşılaştırılması	29
Şekil 5.2. % 23,2 oksijen konsantrasyonu için $x=0,125$ m’de sıcaklık değerlerinin deneysel ve HAD karşılaştırılması	30
Şekil 5.3. % 23,2 oksijen konsantrasyonu için $x = 0,078$ m’de sıcaklık değerlerinin deneysel ve HAD karşılaştırılması.....	31
Şekil 5.4. $x = 0,078$ m konumu için oksijen konsantrasyonuna göre sıcaklık değerlerinin karşılaştırılması	32
Şekil 5.5. $x = 0,125$ m konumu için oksijen konsantrasyonuna göre sıcaklık değerlerinin karşılaştırılması	33
Şekil 5.6. $x = 0,233$ m konumu için oksijen konsantrasyonuna göre sıcaklık değerlerinin karşılaştırılması	33
Şekil 5.7. $x = 0,078$ m konumu için oksijen konsantrasyonuna göre yoğunluk değerlerinin karşılaştırılması	34
Şekil 5.8. $x = 0,125$ m konumu için oksijen konsantrasyonuna göre yoğunluk değerlerinin karşılaştırılması	35

Şekil	Sayfa
Şekil 5.9. $x = 0,233$ m konumu için oksijen konsantrasyonuna göre yoğunluk değerlerinin karşılaştırılması.....	35
Şekil 5.10. $x = 0,078$ m konumu için oksijen konsantrasyonuna göre H_2O kütle kesri oranı değerlerinin karşılaştırılması.....	36
Şekil 5.11. $x = 0,125$ m konumu için oksijen konsantrasyonuna göre H_2O kütle kesri oranı değerlerinin karşılaştırılması.....	37
Şekil 5.12. $x = 0,233$ m konumu için oksijen konsantrasyonuna göre H_2O kütle kesri oranı değerlerinin karşılaştırılması.....	37
Şekil 5.13. $x = 0,078$ m konumu için oksijen konsantrasyonuna göre NO kütle oranı değerlerinin karşılaştırılması	38
Şekil 5.14. $x = 0,125$ m konumu için oksijen konsantrasyonuna göre NO kütle oranı değerlerinin karşılaştırılması	39
Şekil 5.15. $x = 0,233$ m konumu için oksijen konsantrasyonuna göre NO kütle oranı değerlerinin karşılaştırılması	39
Şekil 5.16. $x = 0,078$ m konumu için oksijen konsantrasyonuna göre basınç değerlerinin karşılaştırılması.....	40
Şekil 5.17. $x = 0,125$ m konumu için oksijen konsantrasyonuna göre basınç değerlerinin karşılaştırılması.....	41
Şekil 5.18. $x = 0,233$ m konumu için oksijen konsantrasyonuna göre basınç değerlerinin karşılaştırılması.....	41
Şekil 5.19. $x = 0,078$ m konumu için oksijen konsantrasyonuna göre hız değerlerinin karşılaştırılması.....	42
Şekil 5.20. $x = 0,125$ m konumu için oksijen konsantrasyonuna göre hız değerlerinin karşılaştırılması.....	43
Şekil 5.21. $x = 0,233$ m konumu için oksijen konsantrasyonuna göre hız değerlerinin karşılaştırılması.....	43

RESİMLERİN LİSTESİ

Resim	Sayfa
Resim 2.1. Heron'un buhar basıncı ile çalışan gaz türbini	5
Resim 2.2. Kai-Keng'in ilk roket kullanımı	5
Resim 2.3. John Barber'in gaz türbini	6
Resim 2.4. HE 178, ilk turbojet motoru ile uçuş	6
Resim 2.5. Gloster Meteor-Avcı Uçağı.....	7
Resim 3.1. General Electric J85 turbojet motoru	12
Resim 3.2. Pratt & Whitney firmasına ait JT9D turbofan motoru	13
Resim 3.3. Pratt & Whitney PT6C turboşaft motoru.....	14
Resim 3.4. B-52 İstasyonuna yerleştirilmiş X-51A	17
Resim 3.5. B-52 Bombardıman uçağı.....	17
Resim 4.1. Jet kullanılan farklı uygulamalarda türbülansın HAD modellemesi	19
Resim 4.2. Aspect Ratio değerleri.....	21
Resim 4.3. Orthogonal Quality değerleri	21

SİMGELER VE KISALTMALAR

Bu çalışmada kullanılmış simgeler ve kısaltmalar, açıklamaları ile birlikte aşağıda sunulmuştur.

Simgeler	Açıklamalar
A_e	Egzoz kısmındaki alan
bar	Bar
c	Giriş alanı daralma oranı
F	İtke Kuvveti
kg	Kilogram
k	Türbülans kinetik enerjisi
m	Metre
m ²	Metrekare
m ³	Metreküp
$\dot{m}_0$	Giriş kısmındaki kütleli debi
$\dot{m}_e$	Egzoz kısmındaki kütleli debi
M	Mol Kütlesi
MJ	Mega joule
N	Newton
P	Basınç
Pa	Pascal
P_0	Giriş kısmındaki basınç
P_e	Egzoz kısmındaki basınç
P_k	k'nın üretimi
R_u	Gaz Sabiti
S	Şekil değiştirme oranı
T	Sıcaklık
u, v, w	Hız vektör bileşenleri
V_0	Giriş kısmındaki hız
V_e	Egzoz kısmındaki hız

Simgeler**Açıklamalar****V**

Hız

 θ

Giriş üst dudak açısı

 ε

Türbülans kinetik enerjisi oranı

 τ

Kesme Gerilmesi

 μ_t

Türbülans Viskozitesi

 ρ

Yoğunluk

Kısaltmalar**Açıklamalar****DLR**

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt

DNS

Direct Numerical Simulation

ESOPE

Etude de Statoréacteur comme Organe de Propulseur Evolué

HAD

Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği

HRE

Hypersonic Research Engine

ITAM

Institute of Theoretical and Applied Mechanics

LES

Large Eddy Simulation

LHV

Low Heat Value

LPTM

Lagrangian Particle Tracking Method

MAI

Moscow Aviation Institute

NASA

National Aeronautics and Space Administration

PPM

Parts Per Million

RANS

Reynolds Average Navier Stokes

SCRAMJET

Supersonic Combustion Ramjet

SFRSCRJ

Solid Fueled Rocket Supersonic Combustion Ramjet

WCV

Wing Cone Vehicle

1. GİRİŞ

Dünya üzerinde farklı yerlerde, farklı tip motorlar üzerine çalışmalar sürmektedir. Her ülke kendini daha iyi savunmak, hava üstünlüğü sağlamak için savaş uçakları, füzeler, roketler ve benzeri konular üzerine çalışmalar yapmaktadır. Yalnızca savunma alanında değil, uzay alanında da bu rekabet ve iyileştirme çalışmaları devam etmektedir. Bu rekabette önce çıkabilmek için farklı parametreler üzerinden ilerlemişlerdir. Hız ve yakıtlar bu parametrelerden en önemlileridir. Araştırmacılar bu konular üstüne çeşitli çalışmalar yapmıştır. Avusturalya Queensland Üniversitesi 12 Mach üzerine performans çalışmaları yapmaktadır [1]. Üzerine çalışılan hız hipersonik seviyededir. (Hızın hipersonik kabul edilmesi için 5 Mach ve üzeri olması gerekmektedir.)Rusya'ya ait 3M22 Zircon 9 Mach ve Çin'e ait DF-17 füzesi 5-10 Mach arasında çalışmaktadır [2]. Hız konusunda gelinen seviye birkaç çalışma ile örneklenmiştir. Diğer taraftan yakıtlar üzerine çalışmalar devam etmektedir. Fosil yakıtlar bir taraftan tükenirken, aynı zamanda doğayı da tahrip etmektedir. 1880 yılından 2000'lere gelene kadar küresel sıcaklık grafiği 1,2 C° 'ye yakın artış göstermiştir. Aynı periyotta karbondioksit değerleri ise 100 ppm'e yakın artış göstermiştir [3]. Kirlilik konusu ülkeleri alternatif yakıt aramaya itmiştir. Hidrojen yakıtı ise bu konuda en önemli adaydır. Karbon içermemesi dışında, hidrojenin özellikleri diğer özellikleri de onu ideal bir jet yakıtı haline getirmektedir. Hidrojen 120 MJ/m³ alt ısı değeri (LHV) ile rakiplerinin çok önünde bir değere sahiptir. Scramjet motorlarında farklı yakıt ve yakıt fazları denemeleri yapılmıştır, bununla ilgili bilimsel kaynak taraması ilerleyen bölümlerde verilmiştir. Hidrojen ile ilgili kaynak taraması sonucu bu tezde yakıt olarak kullanılmıştır.

Problem durumu / Konunun tanımı

Scramjet motorları üstüne kaynaklarda birçok çalışma mevcuttur. Yakıtlar, yanma, enjektör tipi veya geometrisi gibi konular üzerinde sıkça durulmuştur. Oksijen konsantrasyonu bilindiği üzere yerden yukarı doğru çıkıldıkça azalmaktadır. Ayrıca atmosfer basıncı da düşmektedir, buna ilişkin standart, soğuk, sıcak ve tropik gün için çevresel değerler farklı kaynaklarda mevcuttur [4]. Aşağıda kısaca bilimsel kaynak taramasından bahsedilmiştir;

Razzaqi ve arkadaşları scramjetin operasyon hızı ve yüksek irtifada hizmet vermesi için çalışma yapmışlardır. Çalışmalarında NASA WCV aracını kullanmışlardır. 10 Mach'ın üzerinde itkiyi artırabilmek için oksijen zenginleştirme yöntemi denemiştir. 10 Mach üstünde %20 oksijen zenginleştirme ile Mach 12.23 değerine ulaşılmıştır [5].

Augusto ve arkadaşları scramjetlerin oksijen yetersizliğinden dolayı irtifa kısıtlamasını iyileştirmek için oksijen zenginleştirme yöntemi denemişlerdir. 10 Mach üzerinde oksijen zenginleştirmenin etkilerini gözlemlemek, türbülansın karakterize edilmesi için Large-Eddy Simulation yöntemi kullanılmıştır. Yapılan çalışma göstermiştir ki ön karışımında %12,5 oksijen ile zenginleştirme sonucu yanma verimliliği %18 artmıştır [6].

B.R.Capra ve arkadaşları gözenekli yakıt enjeksiyonu metodu ile T4 şok tüneli kullanarak, oksijen zenginleştirme üzerine çalışmıştır. Bu çalışma ile oksijen ile zenginleştirme miktarının daha üstünde bir verim elde edildiği gözükmemektedir. Tüm parametrelerde ise bu artış gözlemlenmektedir [7].

Denman ve arkadaşları metan ve hidrojen yakıtları üzerine çalışmışlardır. Bir scramjet motorunda Mach 8'de araştırmalarını gerçekleştirmişlerdir. Basınçta ve sıcaklık çizgilerinin nispeten benzer olduğu sonucuna varmışlardır [8].

Hao Zhang ve arkadaşları katı yakıtlı scramjet üzerine inceleme yapmışlardır. Katı yakıtlı scramjetlerin hipersonik uçuşlarda itki kaybı üzerine odaklanmışlardır. Bunun için yakıt tanecik yapısını optimize etmek için iki tip tanecik yapısı üzerine deneyler yapmışlardır. İki boyutlu, eksenel simetrik, türbülanslı, tek adımlı bir reaksiyon modeli kullanmışlardır. Sonuç olarak; itki kaybı, yanma işlemi sırasında normal şok dalgalarının oluşması nedeniyle toplam basınçta gerçekleşen aşırı kayba bağlanmıştır. İtki kaybındaki bu düşüşü yavaşlatmayı iki yeni granül yapısı ile başarmışlardır [9].

Xiang Zhao ve arkadaşları katı yakıtlı kaviteli bir scramjet yanma odasında ateşleme ve alev tutma problemi üzerinde durmuşlardır. Buna çözüm önerisi olarak, yakıt açısından sıcak gaza sahip katı yakıtlı scramjet yakıcısı” sunulmuştur. RANS ve SST, $k-\omega$ yöntemi kullanılmıştır. Gaz jeneratörünün aşırı hava katsayısı ve yakıt açısından zengin gazın kütle akış hızı gibi çeşitli parametreler incelenmiştir, bunların yanma verimliliği, toplam basınç geri kazanımı ve yakıt regresyon oranı üzerindeki etkileri analiz edilmiştir. Parametrik

çalışma sonucu, yakıt bakımından zengin gazın sıcaklığı ne kadar yüksekse, yakıt regresyon oranının o kadar yüksek olduğunu ve etilenin kütle akış hızı ne kadar yüksekse, yanma verimliliğinin o kadar yüksek olduğu görülmüştür. Yanma odasının arka kısmında yanma verimi %75,2'ye kadar çıkabildiği de bildirilmiştir [10].

Abdalrahman Khaled Mohammad ve arkadaşlarının çalışması iki kısımdan meydana gelmektedir. İlk kısımda havacılık ve uzay alanında kullanılan yakıtların gözden geçirilmektedir. İkinci kısımda ise JP-7 ve JP-8'in yakıt emisyonları analiz edilmiştir. Yeşil, gri ve mavi hidrojen ile kıyaslanmıştır. Kullandıkları hidrojen sıvı fazdadır. Kerosen yakıtına kıyasla yeşil hidrojenin yaşam döngüsü emisyonlarının daha fazla karbondioksit ürettiği tespit edilmiştir. Hipersonik araçların, süper ve ses altı araçlardan daha fazla NO_x ürettiği ortaya konulmuştur [11].

Chaolong Li ve arkadaşları katı yakıtlı bir scramjet üzerine çalışmışlardır. Bu çalışma ile bir uçuşu simüle etmeyi hedeflemişlerdir. Türbülans modeli için SST, $k-\omega$ yöntemi ve RANS denklemlerini kullanmışlardır. Model olarak da kaviteli SFRSCRJ tercih etmişlerdir. Dört farklı durum için inceleme yapmışlardır. Bunun sonucunda ise orta kaviteli yapıda yanma verimliliğinin en yüksek (yaklaşık %70 civarı) olduğunu tespit etmişlerdir [12].

Malsur Dharavath ve arkadaşları kerosen yakıtlı bir scramjet üzerine çalışmışlardır. Üç boyutlu RANS yöntemi kullanmışlardır. Ayrıca türbülans modellemesi için de $k-\varepsilon$ modeli kullanılmıştır. Kerosen yakıtının yanma modellemesi için LPTM tek aşamalı kimyasal reaksiyon yöntemi tercih edilmiştir. Hem tepkimeli hem de tepkimesiz durumlar için inceleme yapılmıştır. Kütleli akış hızındaki azalma ile üst duvardaki basınçların azaldığı gözlemlenmiştir. Yakıt debisinin etkisini incelemek için %10 ve %20 oranında azaltarak iki simülasyon daha yapmışlardır. Yakıt debisinin azalmasıyla hem yanma veriminin hem de birim yakıt başına itme gücünün arttığı gözlemlenmiştir [13].

Lakshay Bansal ve Manish Kumar Bharti ramjet ve scramjetlerde şok dalgaları üzerine çalışmışlardır. Bu çalışma ile hem ramjet hem de scramjet motorlarında şok üretimi ve şok akışı etkileşiminin çeşitli yönlerini araştırmayı ve karşılaştırmayı hedeflemişlerdir. Sonuç olarak şok oluşumundan kaynaklanan basınç kaybının, çıkış basıncını düşürecek ve nozül genişlemesini etkileyecek kadar büyük olmayacağı sonucuna varmıştır [14].

Qili Liu ve arkadaşları giriş geometrisi üzerinde çalışmışlardır. Toplamda beş farklı giriş geometrisini test etmişlerdir. Çalışmayı 4,5 Mach için gerçekleştirmişlerdir. Model scramjet akış alanlarını düzlemsel bir Rayleigh saçılma yöntemi kullanarak soğuk koşullarda (oda sıcaklığında) görselleştirmişlerdir. Artırılan giriş geometrisi parametrelerinin (θ ve c) genel olarak yanma yoğunluğunu ve kararlılığını artırdığını gözlemlemişlerdir [15].

Araştırmanın amacı

Yanma için gerekli oksitleyici bünyesindeki oksijen konsantrasyonu azaltılarak, oksijen konsantrasyonunun hız, yoğunluk, basınç, sıcaklık ve emisyonlar gibi belirli parametreler üzerindeki etkilerinin incelenmesi amaçlanmaktadır. Elde edilen sonuçların olası oksijen konsantrasyonu azalması/düşmesi durumunda oluşabilecek etkiler konusunda bir öngörü oluşturması da araştırmanın amaçları arasındadır.

Araştırmanın önemi

Oksijen zenginleştirme ile ilgili bilimsel kaynaklarda birçok çalışma mevcuttur. Fakat bu tezin de konusu olan scramjetlerde azaltılmış oksijen konsantrasyonu ile ilgili çalışma oldukça azdır. Bu çalışma vasıtası ile farklı oksijen konsantrasyonlarında scramjet yanma odasında gerçekleşen yanma olayı incelenmiştir. Oksitleyici bünyesindeki oksijen konsantrasyonunun azaltılması ile de hava kirliliğine büyük etkisi olan havacılık uygulamaları için yeni bir düşük emisyonlu yanma karakteristikleri ortaya koyulmuştur. Elde edilen sonuçlar ile hız, yoğunluk, basınç, sıcaklık ve emisyon gibi parametreler üzerinden yorumlanmıştır. Sonuçların ışığında oksijen konsantrasyonunun azaltılması ile NO kirlitici emisyonlarda önemli düşüşler yaşanırken, buna karşın sıcaklık sonuçları değerlendirildiğinde yanma performansında ciddi denilebilecek kayıplar yaşanmıştır.

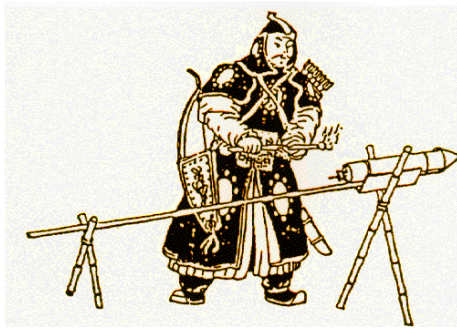
2. GAZ TÜRİNİ GELİŞİM SÜRECİ

Gaz Türbini motorları günümüzde çok kullanılmasına rağmen, tarihi çok eski zamanlara dayanır. Kayıtlara geçen ilk gaz türbini Heron'un küresel gaz türbinidir. Bu türbinin ilk örneği günümüzdekilerine yakın bir şekilde çalışmaktadır. Su buharının basıncı ile içine dolduğu küreye hareket kazandırmaktadır. Daha sonra 1232 yılında ilk roket Çinli Kai-Keng tarafından kullanılmıştır.



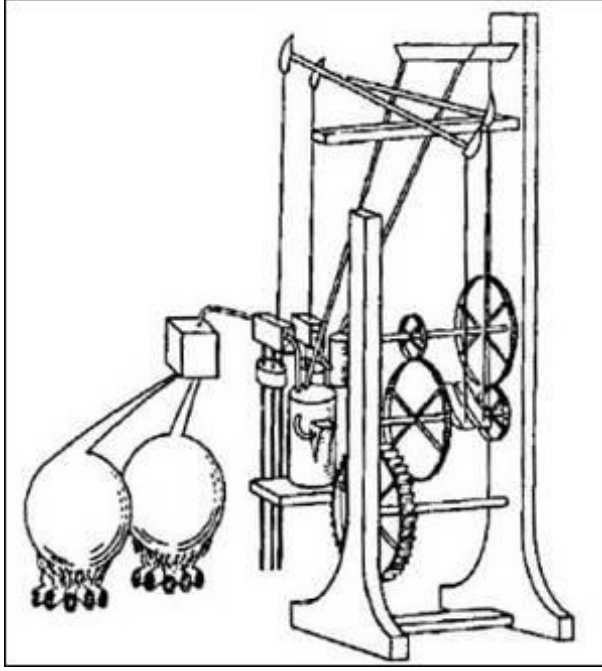
Resim 2.1. Heron'un buhar basıncı ile çalışan gaz türbini [31]

Çin-Moğol savaşında rol alan bu buluş günümüz roketlerinin atasıdır. Etki-tepki prensibine göre çalışmaktadır. 17 yy.'ın son çeyreğinde Isaac Newton günümüz jet motorları, roketler ve gaz türbinlerinin açıklanabileceği etki tepki prensibini ortaya koydu.



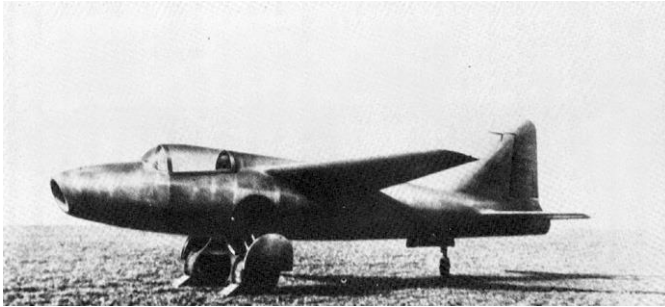
Resim 2.2. Kai-Keng'in ilk roket kullanımı [32]

1791 yılında John Barber türbin motorunun patentini aldı. John Barber'in gaz türbini yakıt olarak akışkan ve gazları kullandı. Barber'in türbininin çalışma prensibi şu şekildedir; yakıt olarak kullanılacak olan gaz ısıtılan kömürden üretilir. Bu gazlar hava ile karıştırılır ve yakılır. Yanan gazlar radyal palelere çarpar ve bu şekilde sistem tamamlanır [16].



Resim 2.3. John Barber'in gaz türbini [33]

1872 yılında Alman Dr. Franz Stolze türbin ve kompresörlü gaz türbinini tasarlamıştır. 1903 yılında Norveçli Aegidius Elling yüksek güce sahip ilk başarılı gaz türbinini icat etmiştir. Elling gaz türbininin babası olarak anılmaktadır. Amerikalı bir mühendis olan Sanford Alexander Moss 1918'de uçak motorunda turboşarjı ilk defa kullanmıştır. İngiliz Mühendis Dr. Alan Arnold Griffith 1920 yılında kanatçıklardan geçen gaz akışı ile ilgili teoriyi ortaya koymuştur. Sir Frank Whittle 1930 yılında İngiltere'de ilk kez jet itkili gaz türbinin patentini almıştır. 1939 yılında Alman Havacılık firması Ernst Heinkel HE 178 ile ilk turbojet motorlu uçuşu gerçekleştirmiştir.



Resim 2.4. HE 178, ilk turbojet motoru ile uçuş [34]

Frank Whittle 1941 yılında Gloster Meteor adlı ilk başarılı turbojet uçağı ile uçuşu gerçekleştirmiştir. Gloster Meteor avcı uçağı olarak bir müddet görev yapmıştır.

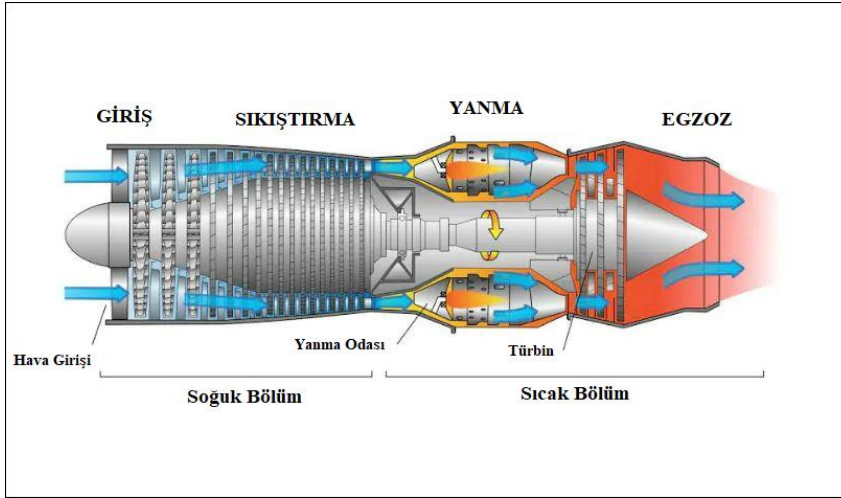


Resim 2.5.Gloster Meteor-Avcı Uçağı [35]

1942 yılında Dr. Franz Anslem eksenel akışlı turbojet uçağını geliştirmiştir. İlerleyen süreçte ikinci dünya savaşını takiben gelişmeler hız kazanmıştır.

3. JET MOTORLAR VE ÇALIŞMA PRENSİPLERİ

Jet motorları Sir Isaac Newton'un üçüncü temel yasasını esas alır. Bu yasa şu şekildedir; " Her etkiye karşılık, eşit ve ters yönde bir tepki kuvveti vardır.". Jet motorlarının çalışma prensibi genel olarak şu şekildedir; motora fazla miktarda hava alınır. Alınan hava sıkıştırılır, ısınır ve yavaşlar. Jet yakıtı ile karıştırılan hava yakılır. Çıkan gazlar hızlı bir şekilde çıkışta türbin kanatçıklarına çarparak motoru terk eder ve bu esnada çıkan gazlar vasıtası ile itkiyi elde etmiş oluruz. Şekil 3.1'de jet motorlarının çalışma sistemi görsel olarak ifade edilmiştir. Jet motorlarını oluşturan parçalar genel olarak şu şekildedir; Fan, kompresör, yanma odası, türbin ve lüledir.



Şekil 3.1. Jet motorunun çalışma prensibi [36]

Fan; Öncelikli görevi motora hava almaktır. Alınan hava belirli oranlarda çekirdek kısmına gönderilir, kalan kısmı ise kanallara aktarılır. Fan, turbofan motorlarında kullanılır.

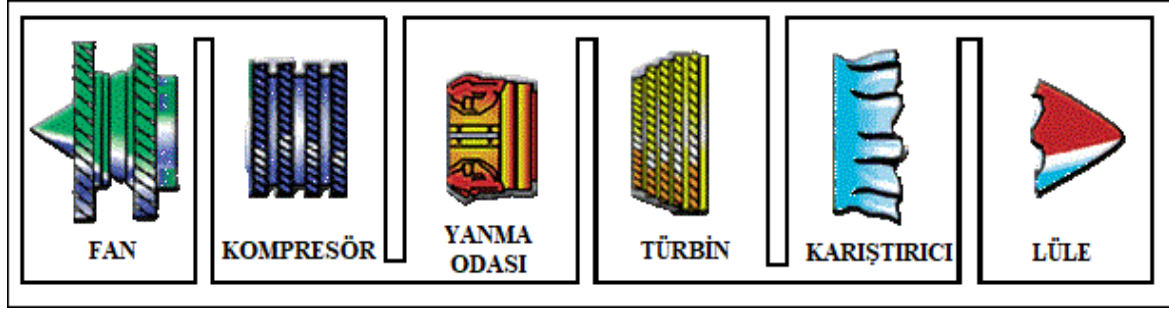
Kompresör mile bağlı kanatçıklardan meydana gelir. Görevi havayı kademeli bir şekilde sıkıştırarak, basınçlı bir şekilde yanma odasına göndermektir.

Yanma Odası; bu kısımda hava yakıt ile karıştırılır. Yakıt-hava karışımı yakılır bunun sonucunda ısı ve gazlar ortaya çıkar.

Türbin; Yanma odasından çıkan yüksek enerjili gazlar, türbin kanatçıklarına çarparak bağlı olduğu malle beraber döndürür. Bu şekilde aynı malle bağlı olduğu için fan ve kompresör de

dönmüş olur. Ayrıca bu yöntemle fan ve kompresör çalışması için harcanan enerji düşürülmüş olur. Çıkan gazlar türbin hattı boyunca hareket etmektedir.

Lüle; motorun egzoz kısmıdır. Gazların çıkışı ile birlikte, itki bu bölümden alınır. Şekil 3.2’de parçalar görsel olarak ifade edilmiştir [17].

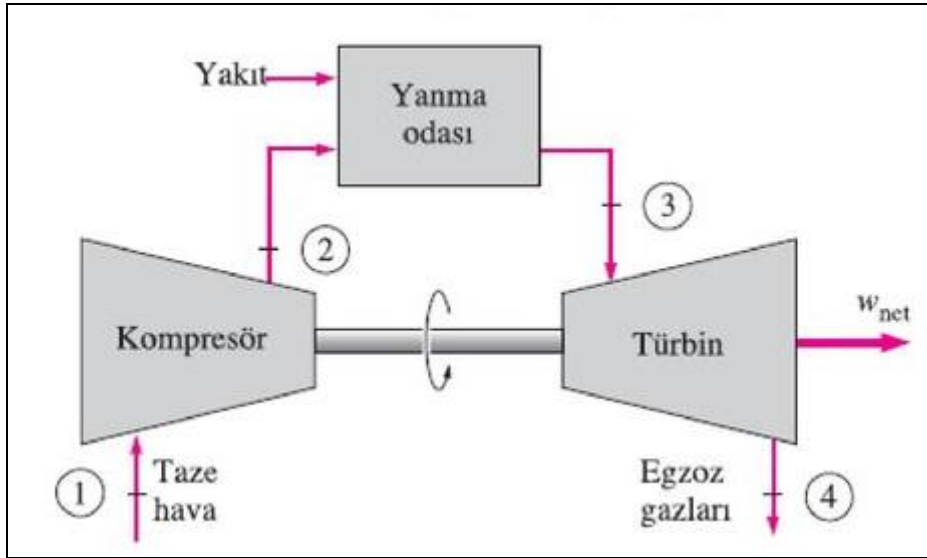


Şekil 3.2. Jet motoru parçaları [37]

Jet motorları kendi içinde beş kısma ayrılır. Bunlar; turbojet, turbofan, turboprop, turboşaft ve ramjettir.

3.1. Brayton Çevrimi

Brayton çevrimi 1870’lerde çevrime de ismini veren George Brayton tarafında gündeme getirilmiştir. Günümüzde Brayton çevrimini esas alan, sıkıştırma ve genişleme işlemlerinin aksenal kompresörler ve türbinlerde gerçekleştirdiği, gaz türbinleri ile sınırlıdır. Gaz türbinleri Şekil 3.1.1’de görüldüğü gibi genel olarak açık çevrime göre çalışmaktadır. Çevre koşullarındaki taze hava kompresör tarafından emilerek sıkıştırılır. Sıcaklık ve basıncı artırılır. Yüksek basınçlı hava daha sonra yakıtın sabit basınçta yakıldığı yanma odasına girer. Yanma sonucu oluşan yüksek sıcaklıktaki gazlar türbinde çevre basıncına genişlerken güç üretilmektedir. Türbinden çıkan egzoz gazları tekrar çevrime sokulmayıp, atmosfere bırakılmaktadır. Bu şekilde açık çevrim tamamlanmış olur [18].



Şekil 3.3. Açık çevrim gaz türbini [18]

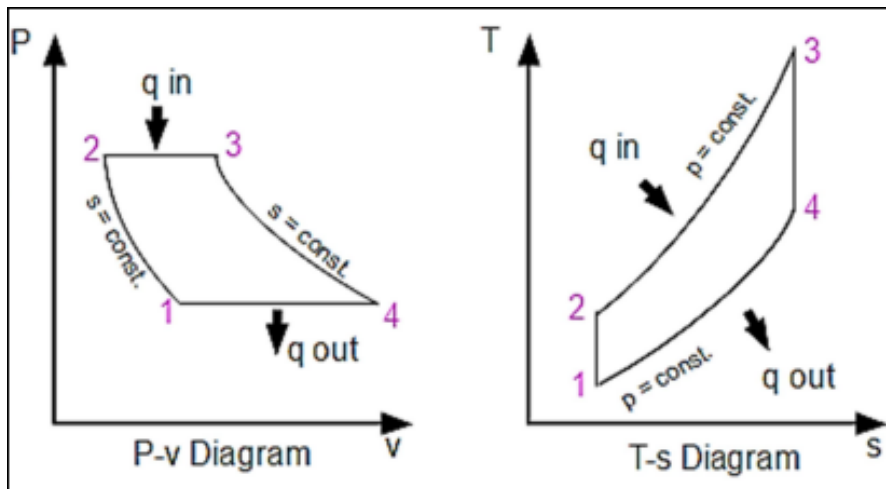
Jet motorları Brayton Çevrimine uygun çalışmaktadır. Brayton Çevrimi şu şekilde özetlenebilir;

1-2 İzantropik sıkıştırma (Kompresörde)

2-3 Sabit basınçta ısı girişi

3-4 İzantropik genişleme (Türbinde)

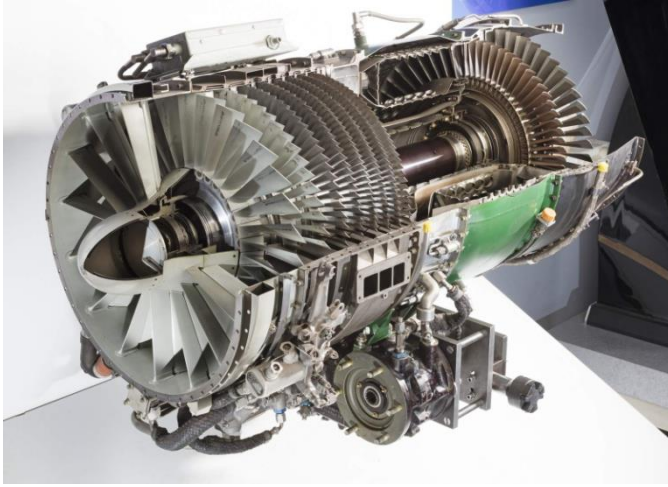
4-1 Sabit basınçta ısı çıkışı [19]



Şekil 3.4. İdeal Brayton çevrimi [38]

3.2. Turbojet Motorlar ve Çalışma Prensibi

Turbojet motorlarda ön kısımdan alınan hava, sıkıştırılıp yanma odasına gönderilmektedir. Yanma odasında hava, yakıt ile karıştırılarak, bunun akabinde yakılmaktadır. Çıkan gazlar türbinden geçerek lüleye gelmektedir, gazlar genişleyerek motoru terk ederken itki elde edilmektedir. Art yakıcı kullanarak itki artırılabilir. Resim 3.1’de gösterilen J 85 turbojet motoru, bir eğitim uçağı olan T-38, Talon’da kullanılmıştır.

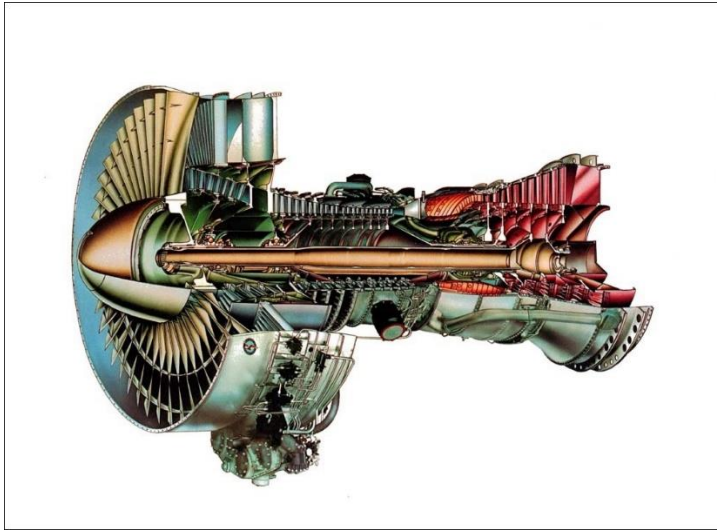


Resim 3.1. General Electric J85 Turbojet Motoru [39]

3.3. Turbofan Motorlar ve Çalışma Prensibi

Turbofan motorlarının ön kısmında havayı emen büyük bir fan bulunmaktadır. Alınan hava turbojet motorlarındaki gibi tamamen yanma odasına aktarılmamaktadır. Turbofan motorlarında bypass oranına bağlı olarak; içeri alınan havanın bir kısmı yanma odasına giderken, bir kısmı ise hava kanalları ile kompresör, yanma odası, türbin ve lüle üstünden geçirilmektedir. Bypass oranı ise şu şekilde açıklanmaktadır; bypass kanalından geçen akışın (soğuk havanın), yüksek basınçlı kompresör girişindeki akışa (sıcak hava) oranıdır [20]. Bypass sistemi ile motorun gürültüsü azaltılırken, yakıt tasarrufu da sağlanmaktadır. Yanma odasında hava, yakıt ile karıştırılıp ve yakılmaktadır. Yanma sonucu oluşan enerji yüklü gazlar türbin kanatçıklarına çarparak döndürülmektedir. Turbofan motorlar daha çok yolcu uçaklarında kullanılmaktadır. Turbofan motorlara örnek olarak; Pratt & Whitney PW4000 (Boeing 747, Boeing 767 MD-11, Airbus 300, Airbus 310), General Electric CF6 (Airbus A330, Boeing 747, Boeing 767, Lockheed C-5M Super Galaxy, McDonnell Douglas DC-10), Rolls-Royce RB-211-524G/H (Boeing 747, Boeing 767), General

Electric F110-GE-129 art yanmalı turbofan (General Dynamics F-16 Savaşan Şahin, Grumman, F-14 Tomcat, TAI TFX), General Electric GE90(Boeing 777), SNECMA FM56(Airbus A320 family, Airbus A340-200/-300, Boeing 737 Classic, Boeing KC-135R Stratotanker, McDonnell Douglas DC-8-70), Pratt & Whitney F100-PW-229 art yanmalı turbofan (F-15 Kartal, F-15E Strike Eagle, F-16 Savaşan Şahin, Northrop Grumman X-47B) verilebilir. Parantez içindeki kısımlarda ise kullanıldığı uçaklar verilmiştir. Resim 3.3.1’de Pratt & Whitney firmasına ait bir JT9D Turbofan motoru bulunmaktadır. Bu örnek motor Boeing 747, Boeing 767, Airbus 300, Airbus 310 ve McDonnell Douglas DC-10 uçaklarında kullanılmıştır.



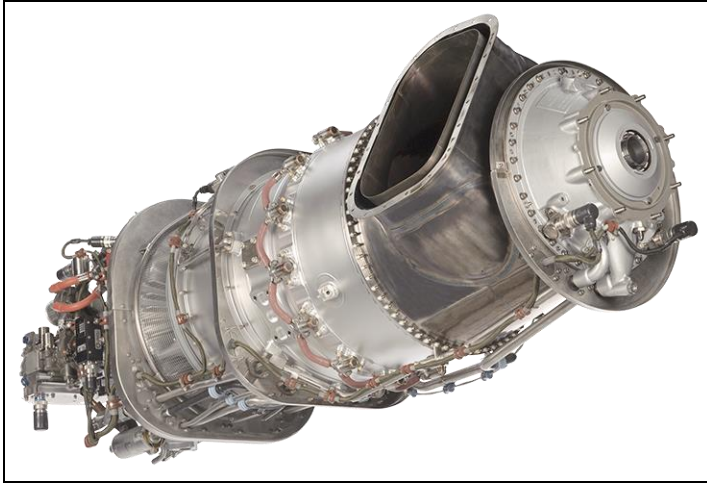
Resim 3.2. Pratt & Whitney firmasına ait JT9D turbofan motoru [40]

3.4. Turboprop Motorlar ve Çalışma Prensibi

Turboprop motorlar, tıpkı turbojet motorlarındaki gibi kompresör, yanma odası ve türbine sahiptir. Turbofan ve turbojet motorlarından farklı olarak, motora bağlı olan milin ucunda bir pervane bulunmaktadır. Turboprop motorlarda, diğer jet motorlar gibi kompresörden aldığı basınçlı havayı yanma odasına göndermektedir. Yanma odasında yakılan, hava-yakıt karışımından elde edilen gaz basıncı ile türbin döndürülmektedir. Dönen türbin mili de döndürmektedir. Bu şekilde milin ucundaki pervane döndürülerek itki elde edilmektedir. Turboprop motorlarda düşük hızlarda yüksek verim elde edilebildiği için kargo uçaklarında da kullanılmaktadır.

3.5. Turboşaft Motorlar ve Çalışma Prensibi

Turboşaft motorlar, turboprop motorlar ile oldukça benzerdir. Bu iki motor arasında küçük farklar bulunmaktadır. Turboşaft motorların çalışma prensipleri, turboprop ile aynıdır. Fark ise şudur; alınan itki pervaneye değil mile aktarılmaktadır. Ses hızına yakın hızlarda turboşaft daha verimlidir. Turboşaft motor ve kullanıldığı uçaklara örnek olarak şunlar verilebilir; Allison T56 turboşaft (Convair 580, Grumman C-2 Greyhound, Lockheed C-130 Hercules, Lockheed L-188 Electra, Lockheed P-3 Orion, Northrop Grumman E-2 Hawkeye, Lockheed CP-140 Aurora), Pratt & Whitney Kanada PT6 turboşaft. Resim 3.5.1’de birçok uygulaması olan Pratt & Whitney Firmasına ait PT6C Turboşaft motoru bulunmaktadır. Turboşaft motorlar daha çok helikopterlerde tercih edilir.



Resim 3.3. Pratt & Whitney PT6C Turboşaft Motoru [41]

3.6. Ramjet Motorlar ve Çalışma Prensibi

Ramjet motorları diğer motorlardan farklı sisteme sahiptirler. Hareketli parçalara (Türbin ve kompresör) sahip değildirler. Genel olarak ramjet şu kısımlardan oluşmaktadır; Giriş, yayıcı (diffuser), alev tutucu (flame holder), yanma odası (combustion chamber), lüle (diffuser) ve egzoz. Giriş kısmı havanın alındığı kısımdır. Yayıcı (diffuser) havanın hızlandırıldığı kısımdır. Bu kısımda hava hızlandırılıp ve basınç düşürülmektedir. Yavaşlayarak yanma odasına giren hava ve yakıt karışımı yakılmaktadır. Ramjet geometrisinden dolayı yayıcıdan gelen gazlar genişleyerek yavaşlar ve böylece basınç yükselmektedir. Yanma işleminden sonra gazlar egzozdan ses üstü hızlarda çıkmaktadır. Ramjetlerin bir takım avantajları ve dezavantajları vardır. Düşük ağırlık ve yüksek itki

avantajı bunlara örnek olarak gösterilebilir. En önemli dezavantajlardan biri olarak; harekete geçmek için belirli bir hıza ulaşmaları gerekmektedir ve ek bir motora ihtiyaç duymaktadırlar. Ancak bu şekilde uçuş için yeterli ve fazla itkiyi sağlayabilmektedirler. Ramjet motorları farklı platformlarda kullanılmaktadır. Droneler, helikopterler, deneysel uçaklar ve roketlerde kullanılır. Hava araçları platformlarında ramjet uygulamalarına örnek olarak; Hiller Hornet, NHI H-3 Kolibrie Focke-Wulf, Super Lorin, Focke-Wulf Ta 283, Focke-Wulf Triebflügel, Leduc experimental aircraft, Lockheed D-21, Lockheed X-7, AQM-60 Kingfisher, Nord 1500 Griffon, Republic XF-103, Skoda-Kauba Sk P.14 verilebilir. Roketlere örnek olarak; 2K11 Krug, 2K12 Kub, ASM-3, Bristol Bloodhound, BrahMos, CIM-10 Bomarc, Orbital Sciences GQM-163 Coyote, Hsiung Feng III, Kh-31, MBDA ASMP, MBDA Meteor, P-270 Moskit, P-800 Oniks, Bendix RIM-8 Talos, Sea Dart missile, North American SM-64 Navaho, Solid Fuel Ducted Ramjet, YJ-12 verilebilir.

Resim 3.6.1 ile bir ramjet modeli gösterilmektedir. Numaralar ile gösterilen kısımlar şunlardır;

1-Giriş (Intake)

2-Yayıncı (Diffuser)

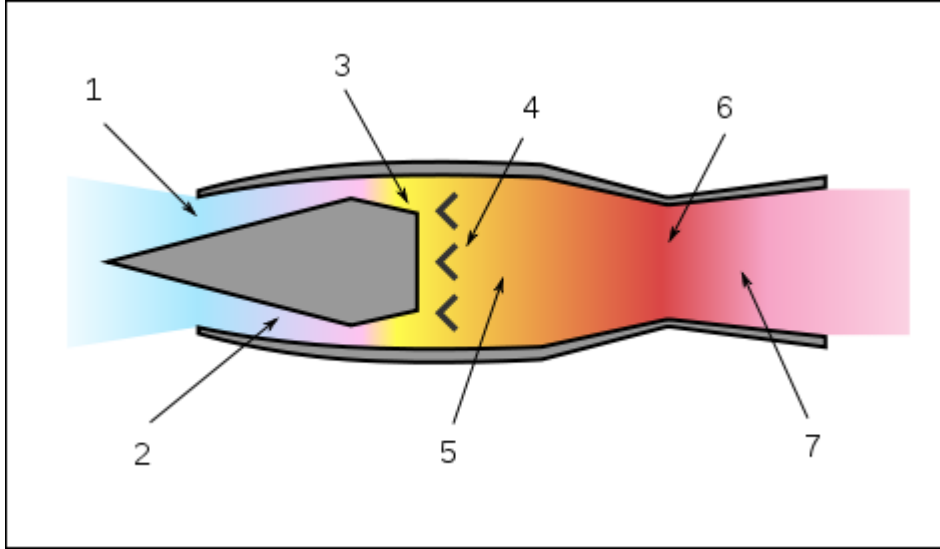
3-Yakıt enjeksiyon (Fuel Injection)

4-Alev Tutucu (Flame Holder)

5-Yanma Odası (Combustion Chamber)

6-Lüle (Nozzle)

7-Egzoz (Exhaust)



Şekil 3.5. Ramjet ve bölümleri [42]

Ramjetler çalıştıkları hız aralıklarına göre ses altı, düşük ses altı ve yüksek ses üstü olarak üçe ayrılır.

3.6.1. Scramjet Motorlar

Scramjet motorlarında ilk gelişmeler 1965-1975 yılları arasında gerçekleştirilmiştir. Amerika Birleşik devletlerinde ilk scramjet denemeleri Maquardt ve Garret Air Research HRE (Hypersonic Research Engine) olarak sayılmaktadır. Sovyet Rusya'da ise E.S. Chetinkov, sAGI, ITAM ve MAI olarak gösterilmektedir. Denemeler olmasına rağmen, Rusya'da kaydedilen bir uçuş testi bulunmamaktadır. Fransa'da ise ESOPE (Etude de Statoréacteur comme Organe de Propulseur Evolué) ilk yer testini 1972 yılında S4MA rüzgâr tüneline gerçekleştirmiştir. Amerikan HRE ve Fransız ESOPE programlarında bazı ortak yönler göze çarpmaktadır. Her ikisi de hidrojen yakıtı kullanmaktadır. 5,5 Mach'tan 7,4 Mach'a kadar yer testleri gerçekleştirilmiştir. 1988 sonrası dönemde Amerika, Fransa çalışmalarında devam ederken, Almanya, Japonya, Çin ve Avusturalya da scramjet için çalışmalara başlamışlardır. Scramjet gelişmeleri devam ettiği sırada, yakıt konusu da gündeme gelmiştir. Hidrojen ve hidrokarbonlar arasında tartışmalar sürmüştür. Hidrojenin artıları olarak yüksek enerji içeriği, yüksek soğutma kapasitesi ve hava ile hızlı karışımı onu önemli bir tercih konumuna getirmiştir. Düşündürücü kısmı ise düşük sıcaklıkta sıvı olarak saklanması gerekmektedir. Hidrojene rakip olan hidrokarbonlar ise düşük enerji içeriklerinden dolayı soru işareti oluşturmaktadır. Bu iki seçenektan başka; çift yakıtlı

scramjet, katı yakıtlı scramjet ve metan dönüştürücü bulunmaktadır. Metan dönüştürücü NASA'nın AJAX ve Rusya'nın Leninetz uygulamalarında kullanılmıştır. NASA yakın tarihte Resim 3.6.1'de gösterilen X-51A programında scramjet motoru tercih etmiş, SJY61 motoru kullanmıştır. Yakıt olarak JP-7 jet yakıtı kullanılmıştır. B-52 bombardıman uçağından fırlatılmak üzere tasarlanmıştır. Resim 3.6.2'de B-52 uçağı gösterilmiştir.



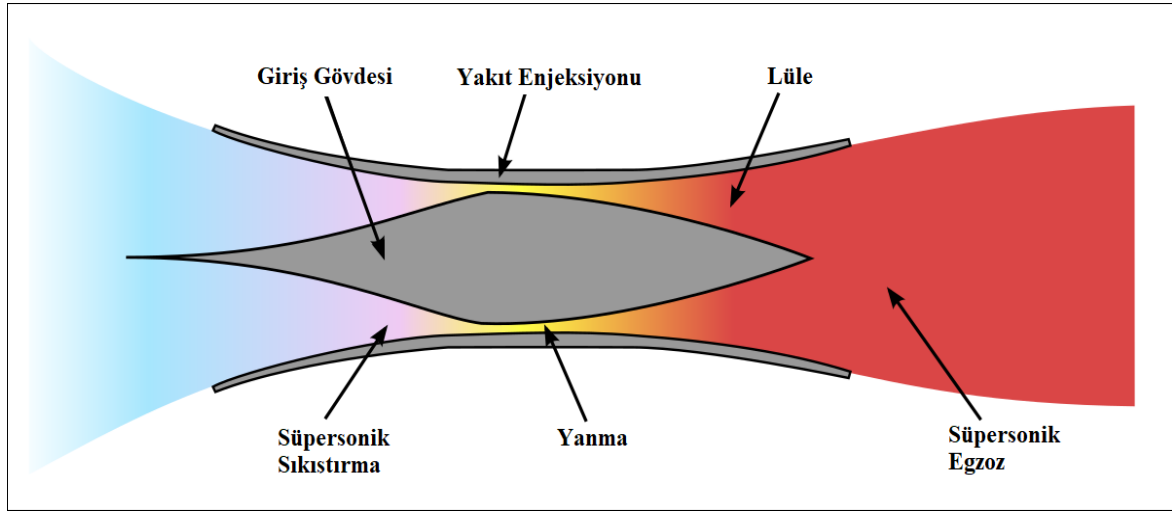
Resim 3.4. B-52 istasyonuna yerleştirilmiş X-51A [43]



Resim 3.5. B-52 Bombardıman Uçağı [44]

3.6.2. Scramjet Motorların Çalışma Prensibi

Scramjet motorları yüksek hızlarda çalışan bir ramjet çeşididir. Genellikle ramjet motorlarında yanma ses altı hızlarda meydana gelirken, scramjet motorlarında sıkıştırma işlemi ses üstü hızlarda gerçekleşmektedir. Şekil 3.6.2 ile scramjetin akış şeması gösterilmektedir.



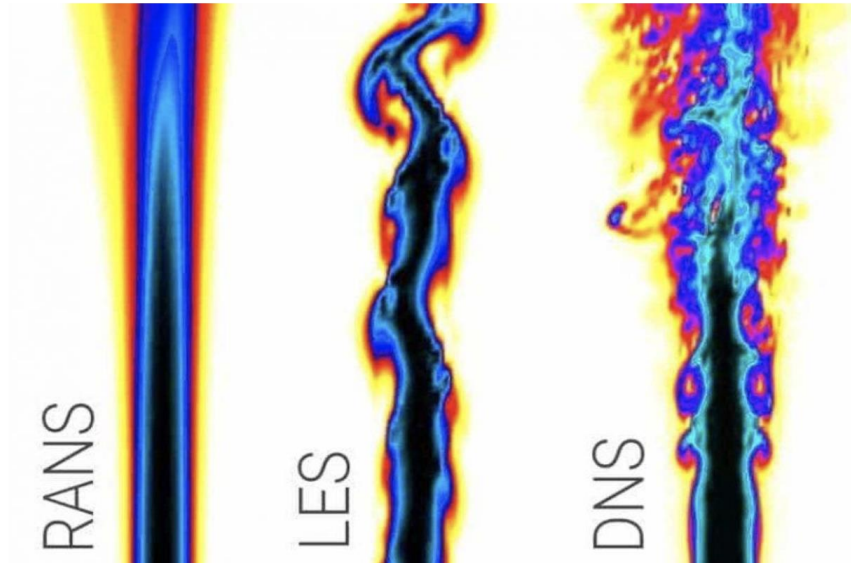
Şekil 3.6. Scramjet akış şeması [45]

Dışarıdan gelen hava süpersonik sıkıştırmaya maruz kalmaktadır. Sıkıştırılan havaya yakıt enjekte edilmektedir ve bu şekilde yanma işlemi gerçekleştirilmektedir. Gazlar süpersonik hızlarda scramjet motorundan çıkış yapmaktadır.

4. YANMANIN MODELLENMESİ

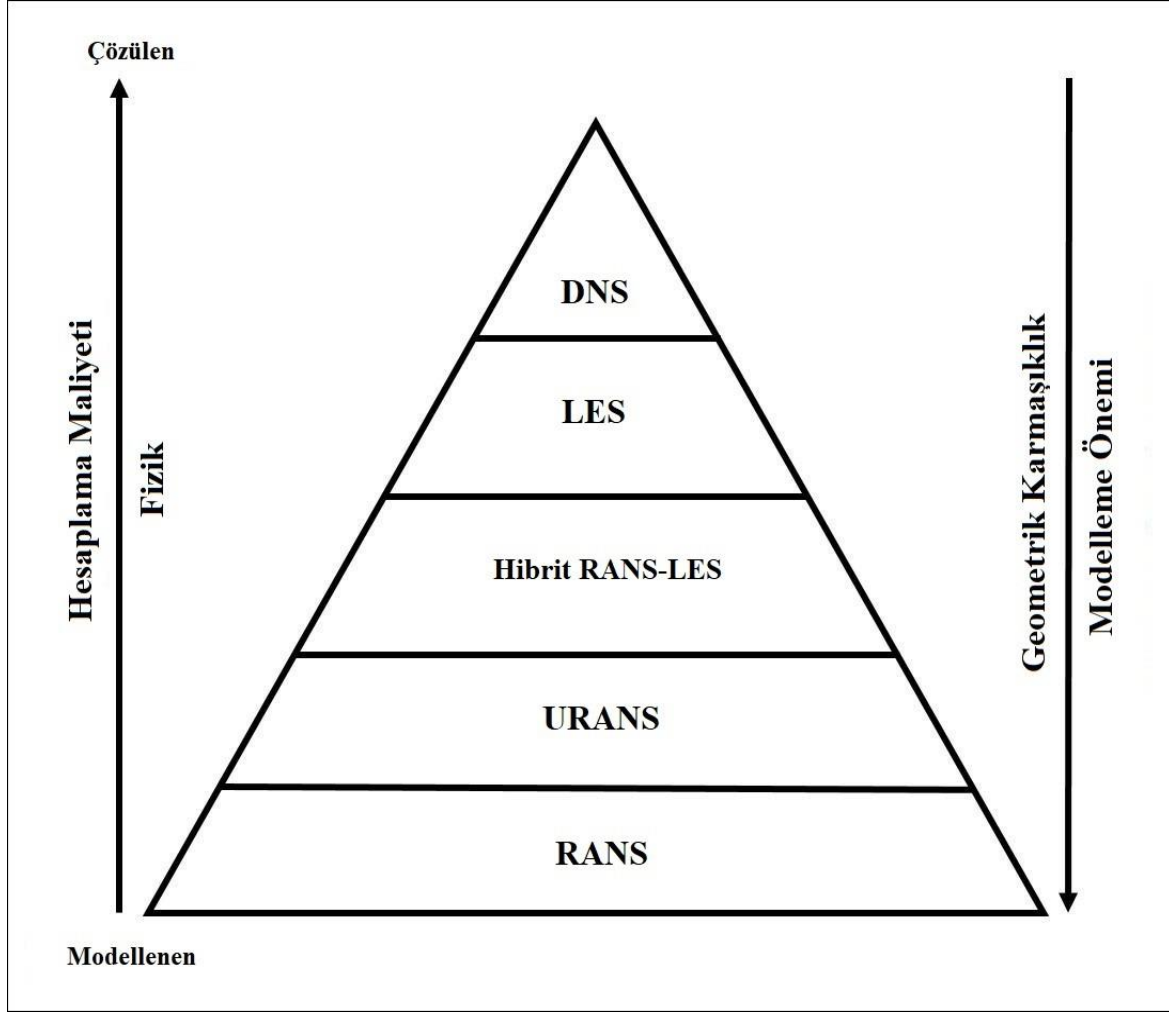
4.1. DNS, LES ve RANS Karşılaştırılması

Analiz için üç farklı simülasyon modeli arasından seçim yapılmıştır. Bunlar Direct Numerical Simulation (DNS), Large Eddy Simulation (LES) ve Reynold Average Navier-Stokes (RANS). Her modelin kendi içinde artıları mevcuttur. Bu üç modelin bir jet için uygulaması ve karşılaştırılması Resim 4.1 ile gösterilmektedir. DNS modelinde türbülanslı akış alanları diğer modellere göre daha kolay seçilebilmektedir. LES modelinde ise DNS modeline göre daha az türbülanslı akış alanları gözlemlenmektedir.



Resim 4.1. Jet kullanılan farklı uygulamalarda türbülansın HAD modellemesi [46]

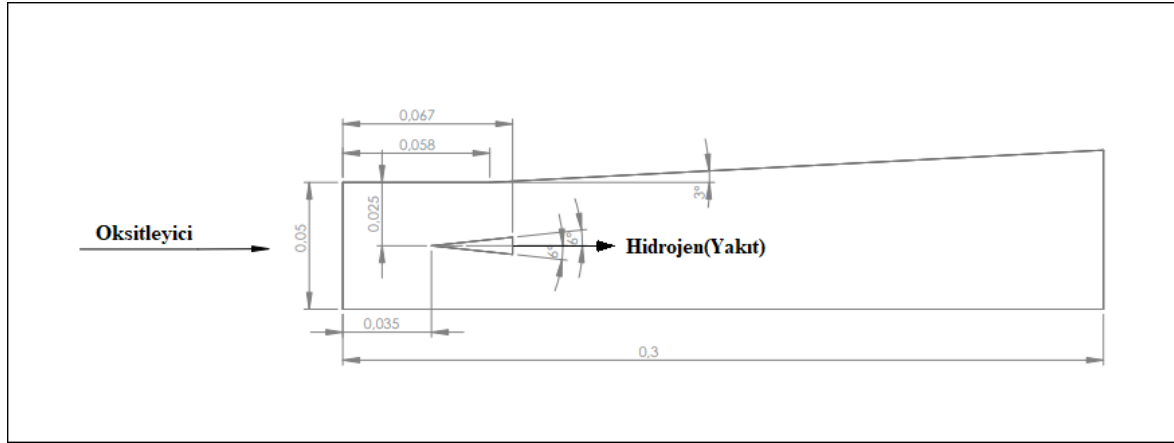
DNS yöntemi iyi sonuçlar vermesine karşın, uzun analiz süresi ve maliyet nedeni ile henüz yaygın bir kullanım alanı bulamamıştır [21]. DNS modeli genellikle basit modellerde kullanılmaktadır. LES modeli yüksek hızlı yanma modellerinin analizi için gelecek vaat etmektedir. DNS ve RANS yönteminin arasında yer alır. Fakat tıpkı DNS yöntemi gibi maliyet açısından hesaplamalar tarafında iyileştirmeye ihtiyaç duyan bir yöntemdir [22]. LES modelinde hesaplama yaparken RANS modelinin doğrulanması ile ilgili yüksek ses üstü (hypersonic), düşük ses üstü (subsonic) ve transonik akışlarda çalışmalar yapılmıştır [23]. RANS modeli karmaşık akışlarda kullanılması ve diğer modellere göre hızlı çözüm vermesi, RANS modelini yaygın ve tercih edilen bir model haline getirmektedir [24]. LES modeli ile hibrit olarak kullanılabilir [25].



Şekil 4.1. Simülasyon modellerinin görsel olarak karşılaştırılması [47]

4.2. Scramjet Geometrik Modeli

Tez çalışmasında belirtildiği üzere iki boyutlu Scramjet motoru kullanılmıştır. Oldukça bilinen bir model olan Alman Havacılık Merkezine (DLR) ait bir scramjet tercih edilmiştir. Farklı kesitlerde hız, sıcaklık ve basınç değerlerinde iyi bir dağılım göstermesi tercih sebeplerinden biri olmaktadır [26]. Modelin geometrik özellikleri şu şekildedir; hava girişi 0,05 m'dir. Akış uzunluğu ise 0,3 m'dir. Yakıt üçgen şekilli bir enjektörden çıkmaktadır. Enjektör üstüne yapılan farklı araştırmalarda, değişik geometrili enjektör üstüne çalışılmıştır. Bu geometrilere örnek olarak; elmas-şekil ve paralel şekil enjektör verilebilir [27,28,29]. Enjektörün baş tarafının giriş kısmına uzaklığı 0,035 m, alt ve üst duvarlara uzaklığı ise 0,025 m'dir. Giriş kısmından 0,058 m sonra üst duvar yatay ile 3°'lik bir açı yapacak şekilde devam etmektedir. Hidrojen kaynağı enjektörün tam ortasında yer almaktadır ve ölçüsü 0,001 m'dir.



Şekil 4.2. DLR scramjet modeli [26]

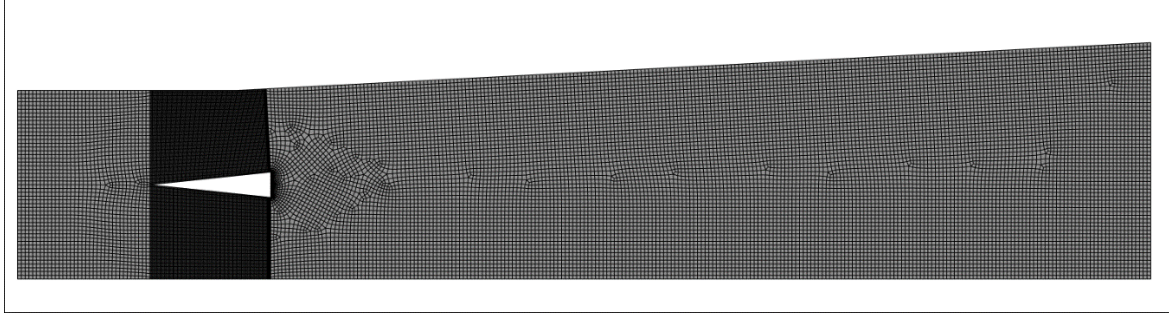
4.3. Ağ Özellikleri ve Sınır Koşulları

Ağ yapısı oluşturmak için Ansys Fluent programı kullanılmıştır. Oluşturulan ağ yapısında 23 437 düğüm ve 22 780 eleman bulunmaktadır. Ağ modeli Şekil 4.3.1 ile gösterilmektedir. Yanmanın daha doğru modellenebilmesi için enjektör çevresinde ağ yapısı sıklaştırılmıştır. Ortalama Aspect Ratio değeri 1,9148 olarak bulunmuştur. En iyi değer 1 ve kötü değer 20 kabul edildiği takdirde, aspect ratio değeri en iyiye yakın bir sonuç olarak kabul edilebilir. Ortalama Ortogonal Quality değeri ise 0,99619 olarak bulunmuştur. En iyi değeri 1 ve kötü değeri 0 kabul edersek, ağ sonucu en iyiye yakındır. Resim 4.3.1 ve Resim 4.3.2’de Aspect Ratio ve Orthogonal Quality’e ait detaylı değerler verilmiştir.

☐ En düşük	1,	☐ En düşük	0,38595
☐ En yüksek	16,313	☐ En yüksek	1,
☐ Ortalama	1,9148	☐ Ortalama	0,99619
☐ Standart Sapma	1,6013	☐ Standart Sapma	2,635e-002

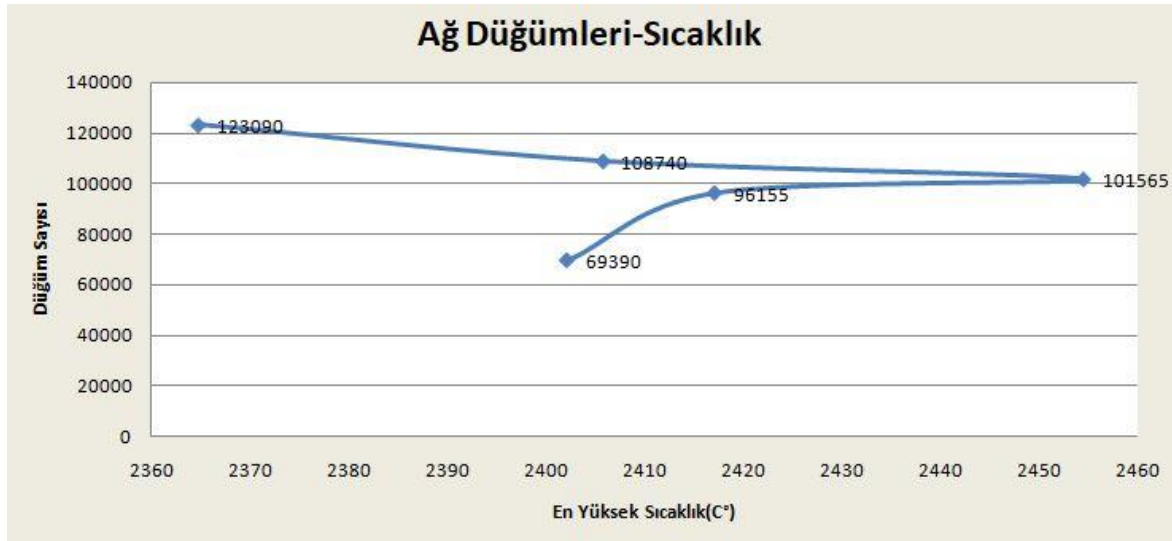
Resim 4.2. Aspect Ratio değerleri Resim 4.3. Orthogonal Quality değerleri

Ağ metot kısmında ise Multizone Quad/Tri metot tercih edilmiştir. %23,2, %21, %20, %19, %18, %17, %16 ve %15 oksijen değerleri için analiz gerçekleştirilmiştir.



Şekil 4.3. Ağ görseli

Ağ metot kısmında ise Multizone Quad/Tri metot tercih edilmiştir. Çizelge 4.2.1’de gösterin tabloda % 23,2 oksijen konsantrasyonu için sınır koşulları verilmiştir. Analiz yapılırken oksijen konsantrasyonu azaltılmış, azaltılan değer azota eklenmiştir. Diğer parametreler sabit tutulmuştur. Enjektörün duvar kısmı hariç, kalan kısmı duvar olarak kabul edilmiştir. Tüm duvarlarda adyabatik sınır koşulları kabul edilmiştir.



Şekil 4.4. Ağ düğümleri-sıcaklık grafiği

Şekil 4.3.2 ile gösterilen grafikte düğüm sayısı ve sıcaklık arasındaki ilişkiye ait grafik verilmiştir. Beş farklı düğüm sayısı üzerinde %23,2 oksijen konsantrasyonunda çalışma yapılmıştır. Her düğüm sayısı için elde edilen en yüksek sıcaklık değerleri kıyaslanmıştır. Deneysel sonuca en yakın sonuç 101 565 düğüm sayısına sahip ağ modelinde elde edilmiştir. Yüksek düğüm sayılarında sonuç oldukça uzak çıkmıştır. Belirli bir düğüm sayısına kadar sonuca yaklaşırken, belirli bir sayıdan sonra sonuçtan uzaklaştığı görülmüştür. Her düğümde hesap yapıp bir diğerine geçerken sapmalar meydana gelmektedir. Yüksek düğüm sayısındaki sapmanın bundan kaynaklanması muhtemeldir.

Çizelge 4.1. %23,2 oksijen konsantrasyonu için sınır koşulları

Sınır Koşulları	Hava	Hidrojen
Mach Sayısı	2,0	1,0
Eksenel Hız (m/s)	730	1 200
Statik Sıcaklık (K)	340	250
Statik Basınç (bar)	1	1
Yoğunluk (kg/m ³)	1,002	0,097
O ₂ Kütle Kesri	0,232	0
H ₂ O Kütler Kesri	0,032	0
N ₂ Kütle Kesri	0,736	0
H ₂ Kütle Kesri	0	1

4.4. Temel Denklemler

Sonlu elemanlar yöntemi esas alınarak çözümler yapılmıştır. Sonlu elemanlar yöntemi ise belirli bir problem alanı için kısmi diferansiyel denklemlerin çözümü olarak tanımlanabilir. Kısmi diferansiyel denklemlerin çözümü için problemin matematiksel bir model haline gelmesi gerekmektedir. Bu bilgilerden yola çıkarak çözümde kullanılan denklemler aşağıda verilmiştir;

Süreklilik denklemi;

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x}(\rho u) + \frac{\partial}{\partial y}(\rho v) + \frac{\partial}{\partial z}(\rho w) = 0 \quad (4.1)$$

X yönündeki momentum denklemi;

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho u) + \frac{\partial}{\partial x}(\rho u^2 + p) + \frac{\partial}{\partial y}(\rho uv) + \frac{\partial}{\partial z}(\rho uw) = \frac{\partial}{\partial x}(\tau_{xx}) + \frac{\partial}{\partial y}(\tau_{xy}) + \frac{\partial}{\partial z}(\tau_{xz}) \quad (4.2)$$

Y yönündeki momentum denklemi;

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho v) + \frac{\partial}{\partial x}(\rho uv) + \frac{\partial}{\partial y}(\rho v^2 + p) + \frac{\partial}{\partial z}(\rho vw) = \frac{\partial}{\partial x}(\tau_{xy}) + \frac{\partial}{\partial y}(\tau_{yy}) + \frac{\partial}{\partial z}(\tau_{yz}) \quad (4.3)$$

Z yönündeki momentum denklemi;

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t}(\rho w) + \frac{\partial}{\partial x}(\rho uw) + \frac{\partial}{\partial y}(\rho vw) + \frac{\partial}{\partial z}(\rho w^2 + p) \\ = \frac{\partial}{\partial x}(\tau_{xz}) + \frac{\partial}{\partial y}(\tau_{yz}) + \frac{\partial}{\partial z}(\tau_{zz}) \end{aligned} \quad (4.4)$$

Enerjinin korunumu denklemi;

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t}(\rho e_t) + \frac{\partial}{\partial x}(\rho u e_t + p u) + \frac{\partial}{\partial y}(\rho v e_t + p v) + \frac{\partial}{\partial z}(\rho w e_t + p w) \\ = \frac{\partial}{\partial x}(u \tau_{xx} + v \tau_{xy} + w \tau_{xz} - q_x) + \frac{\partial}{\partial y}(u \tau_{xy} + v \tau_{yy} + w \tau_{yz} - q_y) \\ + \frac{\partial}{\partial z}(u \tau_{xz} + v \tau_{yz} + w \tau_{zz} - q_z) \end{aligned} \quad (4.5)$$

4.5. Türbülans Modellemesi

Kolay uygulanabilmesi ve iyi bir şekilde yakınsayarak istikrarlı hesaplara yönlendirmesi nedeniyle türbülans modeli olarak $k - \varepsilon$ modeli tercih edildi. Modele ait denklemler aşağı kısımda verilmiştir;

Türbülans kinetik enerjisi (k);

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + P_k + P_b - \rho \varepsilon - Y_M + S_k \quad (4.6)$$

Türbülans kinetik enerjisi oranı (ε);

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \varepsilon) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \varepsilon u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right] + C_{1\varepsilon} \frac{\varepsilon}{k} (P_k + C_{3\varepsilon} P_b) - C_{2\varepsilon} \rho \frac{\varepsilon^2}{k} + S_\varepsilon \quad (4.7)$$

Türbülans viskozitesi (μ_t);

$$\mu_t = \rho C_\mu \frac{k^2}{\varepsilon} \quad (4.8)$$

k 'nın üretimi (P_k);

$$P_k = -\rho \overline{u_i' u_j'} \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \quad (4.9)$$

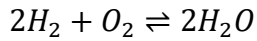
$$P_k = \mu_t S^2 \quad (4.10)$$

$$S = \sqrt{2S_{ij}S_{ij}} \quad (4.11)$$

Model Sabitleri olarak;

$$C_{1\varepsilon} = 1,44, C_{2\varepsilon} = 1,92, C_\mu = 0,09, \sigma_k = 1,0, \sigma_\varepsilon = 1,3 \text{ alınmıştır.}$$

Türbülanslı akış alanlarının daha iyi gözlemlenmesi için Probability Density Function (PDF) modeli kullanılmıştır [30]. Duvardaki etkileri gözlemlemek için Enhanced Wall Treatment yöntemi kullanılmıştır. Yanma için Girdap Dağılımı ve Sonlu Oranlar birleşimi kullanılmıştır. Yanma odasındaki reaksiyon hızının hesaplanabilmesi için tek adımlı, tersinir kimyasal model kullanılmıştır.



Aşağıdaki bölümlerde grafikler ve konturların daha rahat açıklanabilmesi için bir takım genel formüller verilmiştir.

Scramjet ve ramjet motorlarında itki formülü şu şekilde yazılabilir;

$$F = \dot{m}_e V_e - \dot{m}_0 V_0 + (p_e - p_0) A_e \quad (4.12)$$

İdeal Gaz yasası;

$$P = \frac{\rho R_u T}{M} \quad (4.13)$$

Kütlesel debi formülü;

$$\dot{m} = \rho V A \quad (4.14)$$

4.6. Şok Dalgaları

Şok dalgaları; normal şok dalgaları ve eğik şok dalgaları olmak üzere iki grupta incelenmektedir.

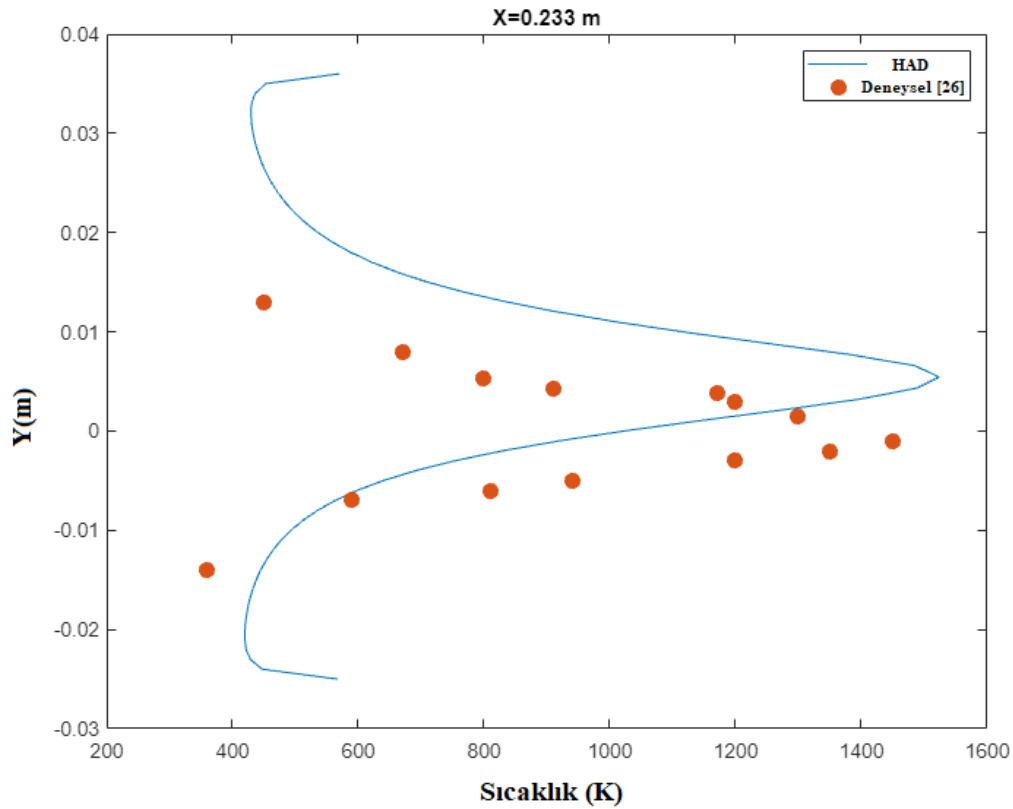
Normal Şok Dalgaları; akış yönüne dik olan bir düzlem de meydana gelen şok dalgası çeşididir. Şok dalgası ile karşılaşan akışın giriş parametrelerinin bazılarında azalma, bazılarında ise artış gerçekleşmektedir. Yoğunluk, basınç ve sıcaklık artmaktadır. Buna karşılık hız ve Mach sayısı azalmaktadır. Önceki bölümlerde adyabatik şartların kabul edildiğinden bahsedilmiştir. Bu şekilde ses üstü bir akış üzerinde çalışma yapıldığı için şok dalgaları da gözlemlenebilecektir.

Eğik Şok Dalgaları; tüm şok dalgaları normal şok dalgası şeklinde gerçekleşmemektedir. Bir kısmı meyilli bir şekilde gerçekleşir. Bunlara eğik şok dalgaları denir. Eğik şok sonucu belirli bir hızda gelen akışkan sapma açısı kadar döner ve Mach sayısında azalma meydana gelir.

5. SONUÇLAR VE TARTIŞMA

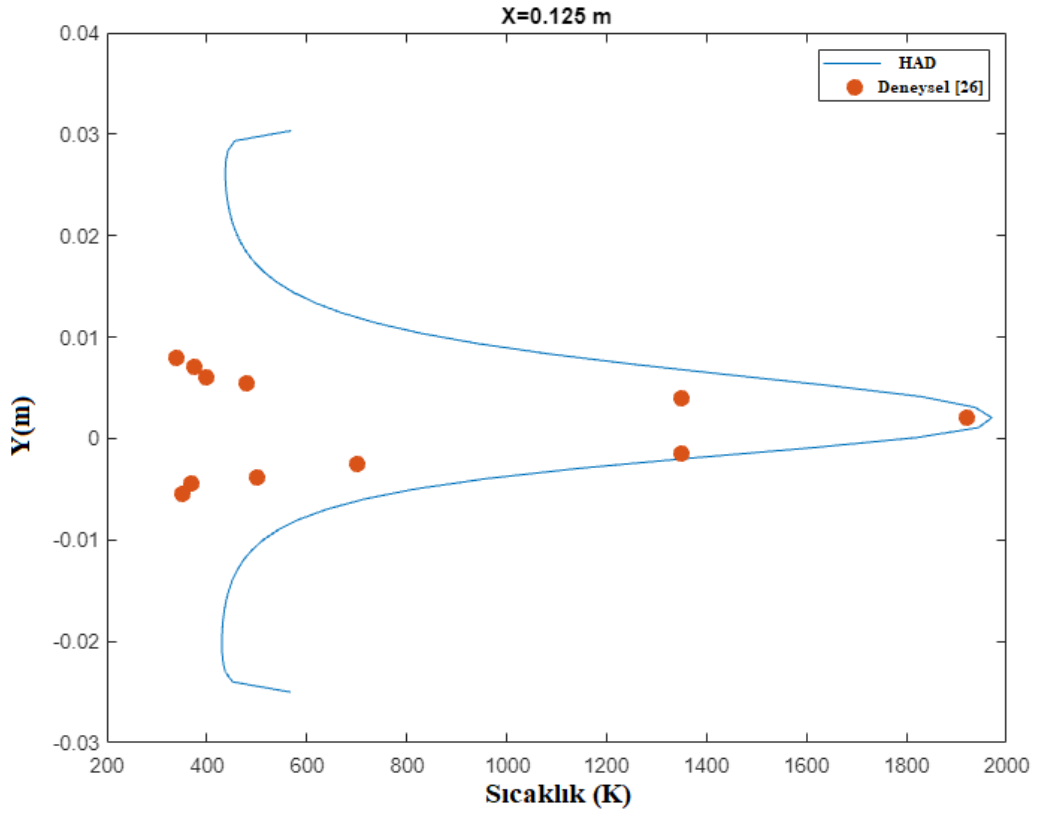
5.1. Sayısal Sonuçların Deneysel Sonuçların Karşılaştırılması

Sayısal sonuçlar ile deneysel sonuçlar üç grafikte karşılaştırılmıştır. Şekil 5.1.1 ile Şekil 5.1.2 ve Şekil 5.1.3'de gösterilen grafikler %23,2 oksijen konsantrasyonuna göre oluşturulmuştur. Karşılaştırma için $x = 0,078$ m, $x = 0,125$ m ve $x = 0,233$ m konumları seçilmiştir. Grafiklerde gösterilen sıfır noktası giriş kısmının orta noktasından, çıkışa kadar devam eden kısımdır. Her üç konum ve deneysel veriler için şu durum açıkça gözükmemektedir; merkez hattı boyunca en yüksek sıcaklık elde edilmiştir. Duvarlara doğru çıkıldıkça sıcaklık azalmaktadır.



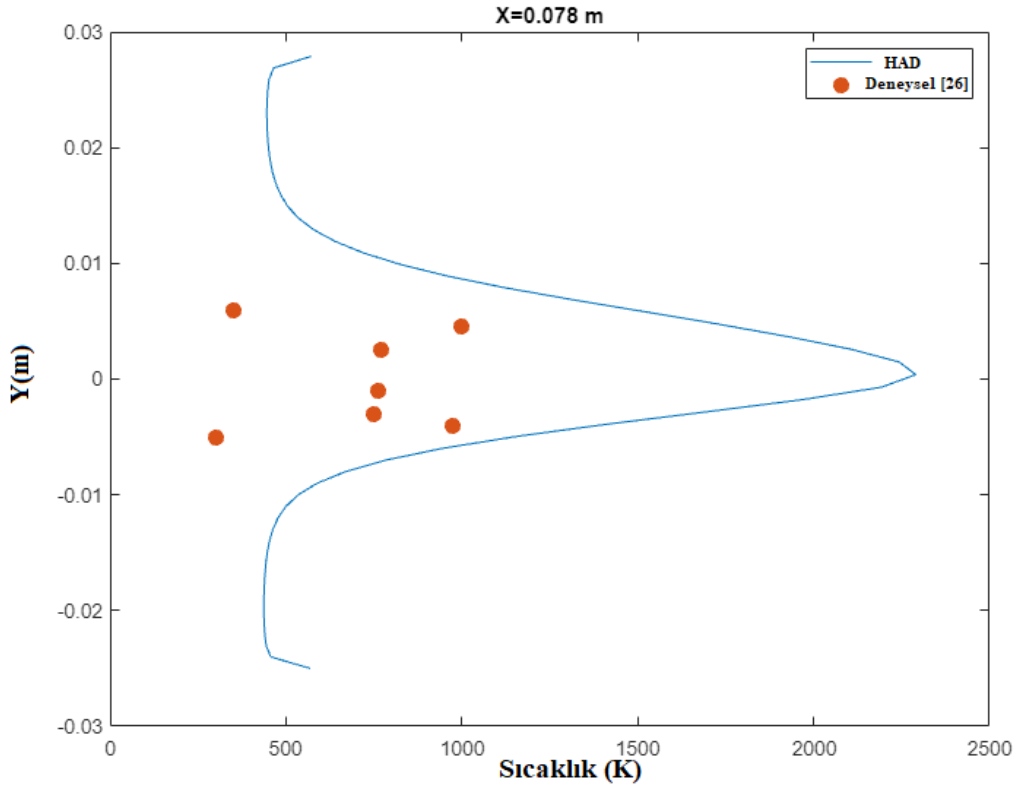
Şekil 5.1. %23,2 oksijen konsantrasyonu için $x = 0,233$ m'de sıcaklık değerlerinin deneysel ve HAD karşılaştırılması

Grafikler göz önünde bulundurulduğunda, enjektörden uzaklaştıkça sıcaklık değerlerinin azaldığı gözlemlenmektedir. Verilen $x = 0,233$ m konumu için deneysel verilerde iki nokta arası farkın arttığı gözlemlenmektedir.



Şekil 5.2. % 23,2 oksijen konsantrasyonu için $x = 0,125$ m’de sıcaklık değerlerinin deneysel ve HAD karşılaştırılması

Şekil 5.1.2.’de gösterilen $x = 0,125$ m konumunda deneysel verilerin arasındaki farkın yer yer arttığı fakat ağırlıklı olarak kümelendiği belli olmaktadır. Deneysel sonuçlara göre en yüksek sıcaklık bu konumda elde edilmiştir. Şekil 5.1.2. ile gösterilen grafikten sıcaklığın akışın merkezinde yoğunlaştığı sonucu çıkarılmaktadır. Hesaplanan sayısal veriler de bu karaktere uygun olarak merkezde en yüksek değerini verdiği görülmektedir.



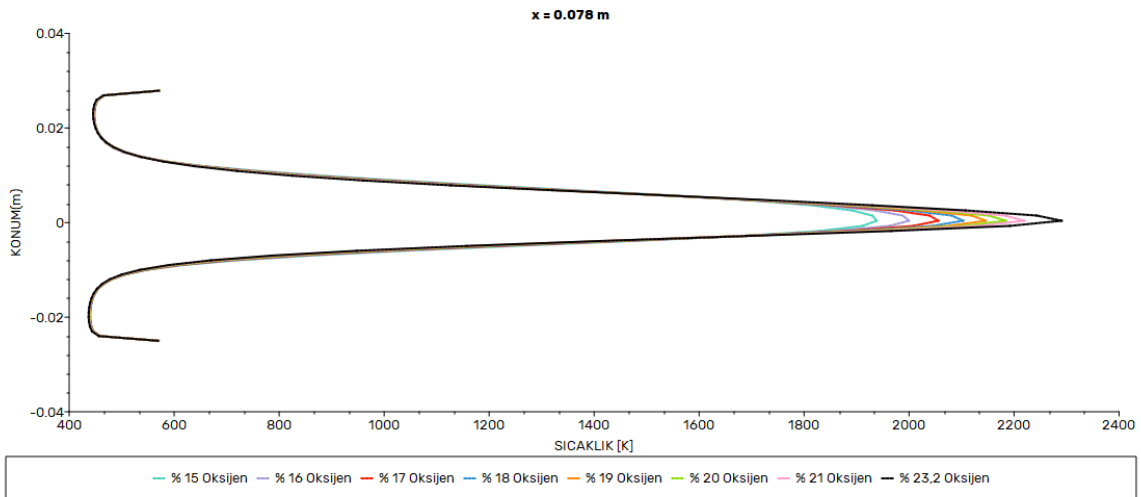
Şekil 5.3. % 23,2 oksijen konsantrasyonu için $x = 0,078$ m’de sıcaklık değerlerinin deneysel ve HAD verileri ile karşılaştırılması

HAD sonuçlarına göre en yüksek sıcaklık $x = 0,078$ m konumunda elde edilmiştir. Bu konum enjektöre çok yakın bir konumdur. Deneysel veriler sayısal sonuçlarına göre daha geride kalmıştır.

Her üç grafik için sayısal ve deneysel sonuçlar karşılaştırılmıştır. Grafiklerde deneysel sonuçlar ile sayısal sonuçların uyduğu gözlemlenmiştir. Özellikle Şekil 5.1.2. ‘de gösterilen grafikte, en yüksek sıcaklık değerleri oldukça yakın çıkmıştır. Şekil 5.1.1.’de sayısal ve deneysel sonuçlarının grafiklerde çizdiği karakter bakımından birbirine oldukça benzediği görülmektedir.

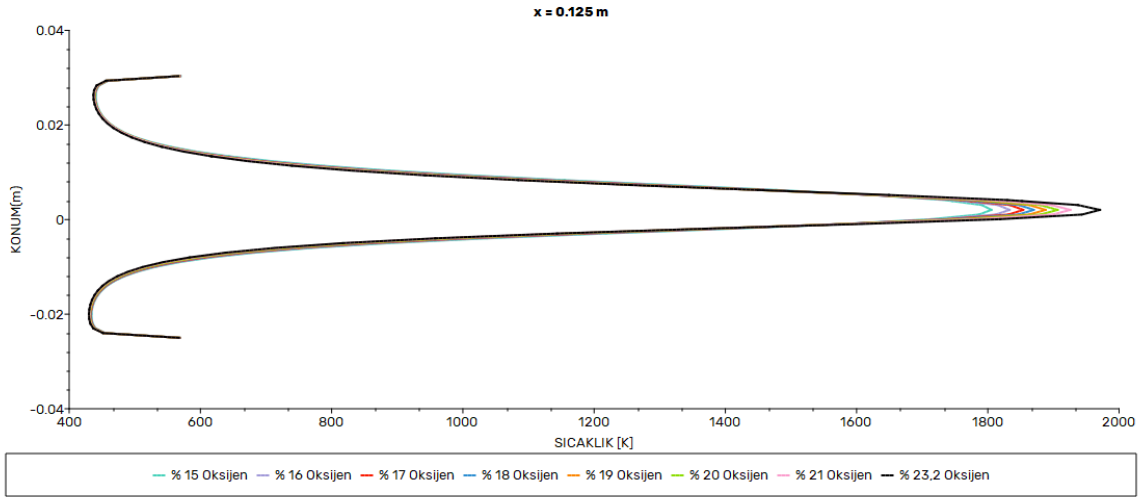
5.2. HAD Sonuçları

Yapılan analizler sonucu elde edilen veriler ışığında üç adet grafik elde edilmiştir. Grafikler $x = 0,078$ m, $x = 0,125$ m ve $x = 0,233$ m konumları için oluşturulmuştur. Oksijen konsantrasyonu ile sıcaklık, basınç, NO kütle kesri, H_2O kütle oranı ve yoğunluk ilişkisi bu grafiklerde incelenmiştir. Şekil 5.2.1 ile gösterilen grafikte $x = 0,078$ m konumu verilerine ait grafik görülmektedir. Üç grafik içinde en yüksek sıcaklık değerleri bu konumda elde edilmiştir. Enjektör kısmına yakın olması, bir başka deyişle yanmanın başlangıç kısımlarında olduğu için sıcaklık değerleri diğer grafiklerden yüksek çıkmıştır. Her üç grafikte ortak olarak oksijen konsantrasyonu azaldıkça, sıcaklığın azaldığı gözlemlenmiştir. Duvarlara doğru yaklaştıkça sıcaklığın azaldığı gözlemlenmektedir. Grafiklerin çizdiği karakter bakımından birbirine benzerlik gösterdiği açıkça belli olmaktadır.



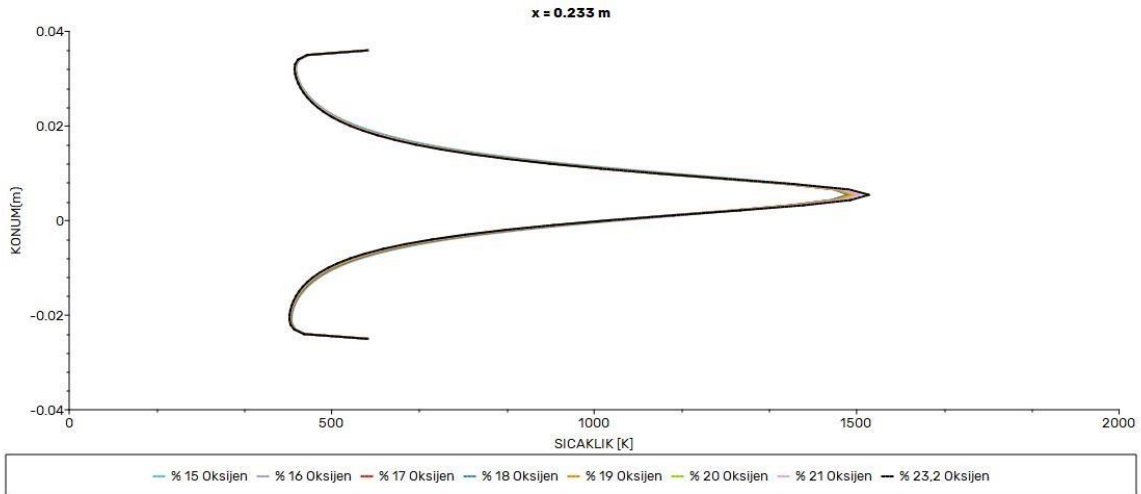
Şekil 5.4. $x = 0,078$ m konumu için oksijen konsantrasyonuna göre sıcaklık değerlerinin karşılaştırılması

Şekil 5.4'te $x = 0,078$ m konumu için sıcaklık değeri grafiği verilmiştir. Yanmanın başlangıcında en yüksek (%23,2 oksijen) ve en düşük değerler (%15 oksijen) arasındaki fark Şekil 5.4 için yaklaşık 400 K civarındadır. Sıcaklığın en yüksek olduğu bölge akış alanının tam ortasında olduğu gözlemlenmektedir. Sıcaklık değerlerinin x eksenine göre neredeyse simetrik olduğu grafik üzerinde belli olmaktadır. Akış ilerledikçe bu simetrinin de bozulduğu gözlemlenmektedir.



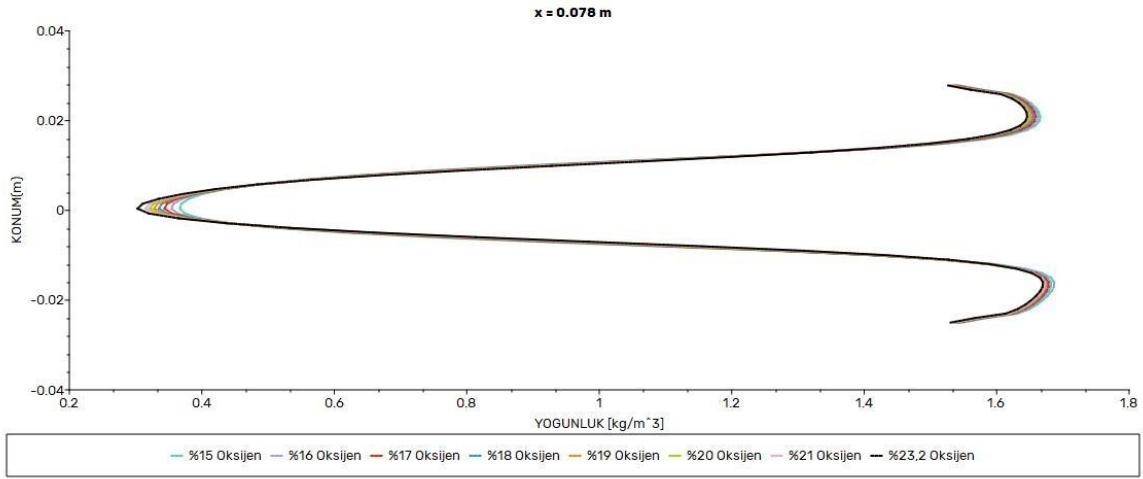
Şekil 5.5. $x = 0,125$ m konumu için oksijen konsantrasyonuna göre sıcaklık değerlerinin karşılaştırılması

Şekil 5.5’de $x = 0,125$ m için elde edilen sıcaklık verileri grafiğe dökülmüştür. Şekil 5.4’e göre değerlerin birbirine daha çok yaklaştığı gözlemlenmektedir. Grafikte y ekseninde alt ve üst kısımlarına gidildikçe sıcaklığın azaldığı da görülmektedir. Eş. 4.13’te ideal gaz denklemi verilmiştir. Basınç çeşitli nedenlerden dolayı düşmektedir (İlerleyen bölümlerde nedenlerinden bahsedilmiştir). Buna bağlı olarak grafikte de görüldüğü üzere sıcaklık da azalmaktadır.



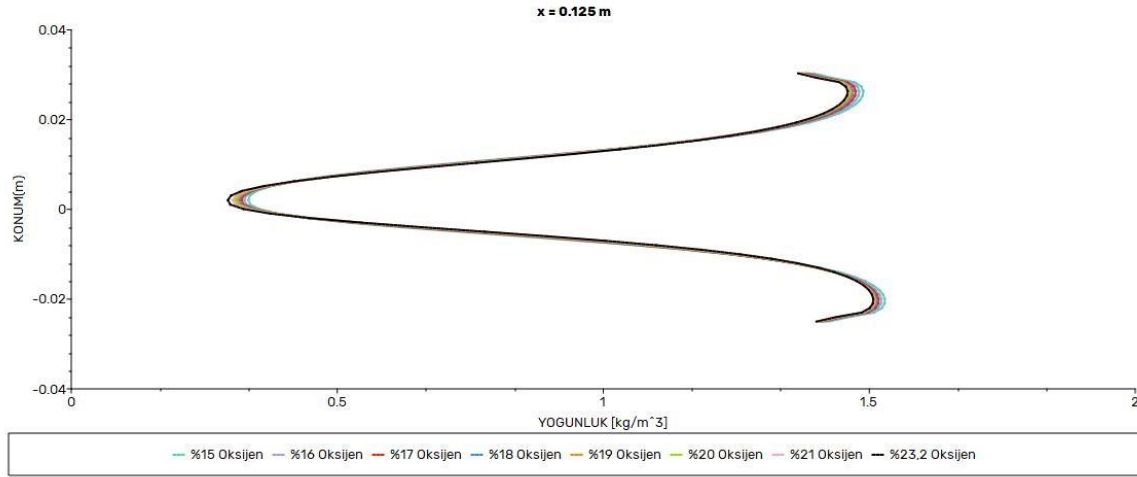
Şekil 5.6. $x = 0,233$ m konumu için oksijen konsantrasyonuna göre sıcaklık değerlerinin karşılaştırılması

Şekil 5.6 ile $x = 0,233$ m konumundaki sıcaklık grafiği gösterilmiştir. Bu grafikte değerler birbirine oldukça yakındır. Giriş kısmından uzaklaştıkça, yani mesafe arttıkça oksijen konsantrasyonundan kaynaklı fark ortadan kalkmaya başlamıştır. Grafiğin orta noktası 5.4'te sıfır noktası civarında iken, Şekil 5.6'da sıfır konumundan kaymıştır. Oluşan bu durum da şu şekilde açıklanabilir. Enjektörden uzaklaştıkça en yüksek sıcaklık değeri enjektör merkezin yukarısında ölçülmüştür. Yukarıda sunulan üç grafikte en az sıcaklık değerleri Şekil 5.6'da ölçülmüştür. Buradan şu sonuç çıkarılabilir; enjektörden uzaklaşıldıkça sıcaklık azalmaya başlamıştır. % 23,2 oksijen konsantrasyonu her grafikte en yüksek sıcaklık değerine ulaşmıştır. % 15 oksijen konsantrasyonu da her grafikte en az sıcaklık değerlerini vermiştir.



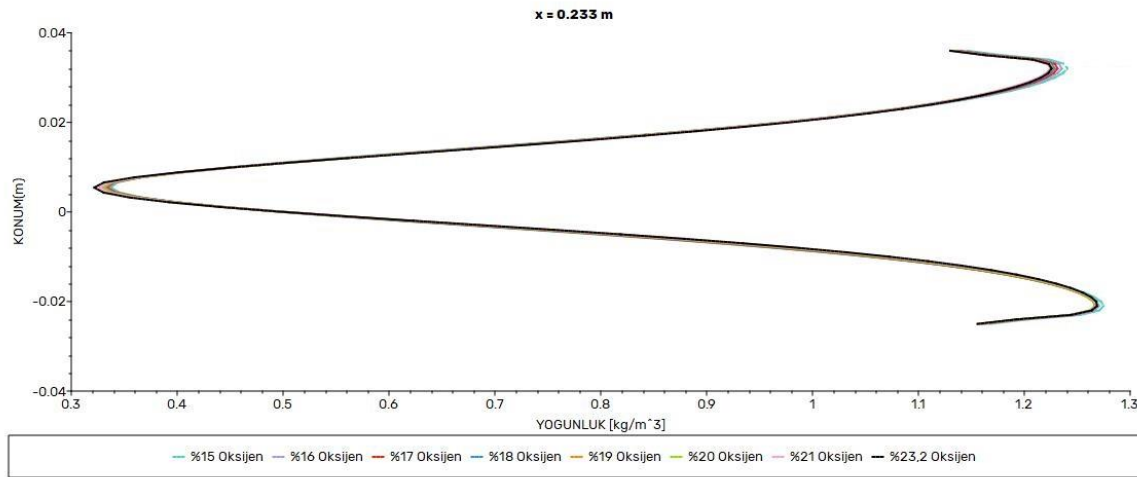
Şekil 5.7. $x = 0,078$ m konumu için oksijen konsantrasyonuna göre yoğunluk değerlerinin karşılaştırılması

Şekil 5.7'de $x = 0,078$ m konumu için yoğunluk grafiği verilmiştir. İncelenen akış, yüksek hızda sıkıştırılabilir bir akış olduğu için yoğunlukta değişimler gözlemlenmiştir. Yoğunluk azaldıkça hızın arttığı gözlemlenmiştir. Eş. 4.13 ile ideal gaz yasası verilmiştir. Model geometrisinin genişleyen kısmında basınç azalmaktadır. Basınca bağlı bir değer olan yoğunluk da azalmaktadır. Oksijen konsantrasyonuna bağlı farklar $x = 0,078$ m konumu için çok azdır.



Şekil 5.8. $x = 0,125$ m konumu için oksijen konsantrasyonuna göre yoğunluk değerlerinin karşılaştırılması

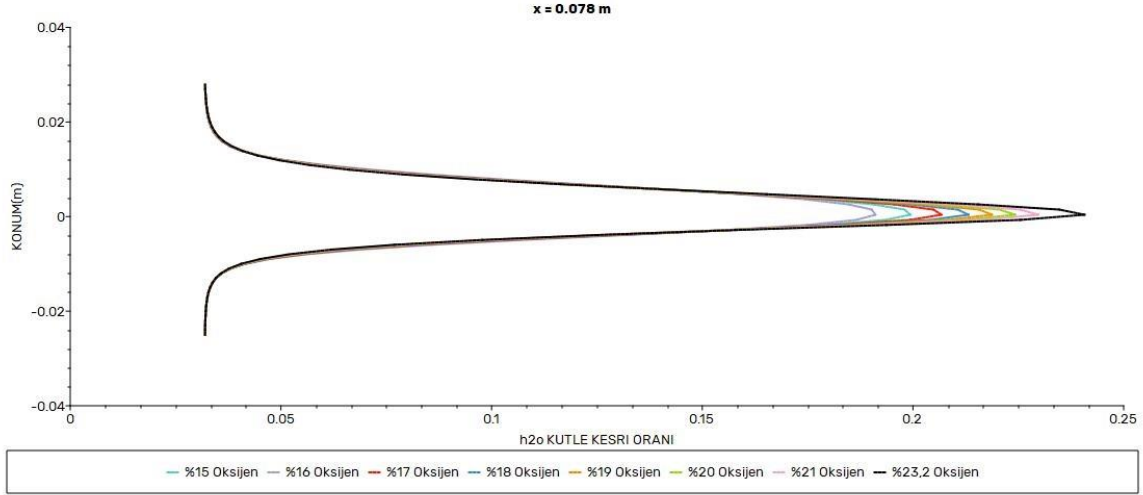
Şekil 5.8'te $x = 0,125$ m konumu için yoğunluk grafikleri verilmiştir. Akışkan hızı arttıkça yoğunluk önce yavaş bir şekilde, daha sonra hızlı bir şekilde azalmaktadır. Nitekim Şekil 5.7 ve Şekil 5.9 bu bilgiyi doğrular niteliktedir. Yoğunluktaki azalma $x = 0,078$ m konumundan, $x = 0,125$ m konumuna doğru yavaş bir şekilde azalmaktadır. Verilmiş olan $x = 0,233$ m konumunda ise yoğunluk hızlıca azalmaktadır.



Şekil 5.9. $x = 0,233$ m konumu için oksijen konsantrasyonuna göre yoğunluk değerlerinin karşılaştırılması

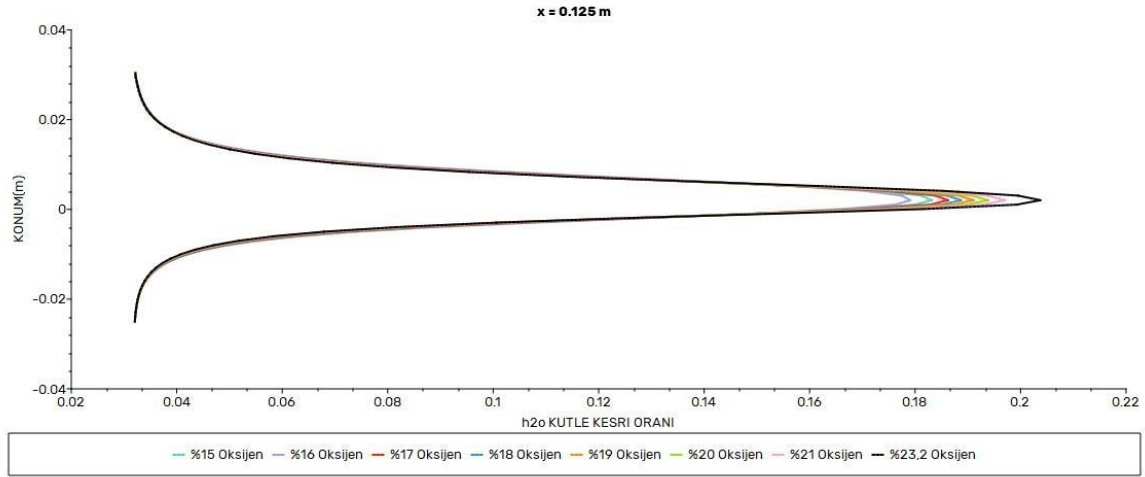
Şekil 5.9'da $x = 0,233$ m için yoğunluk grafiği verilmiştir. Yoğunluk değerleri neredeyse aynı seviyeye gelmiştir. Verilen $x = 0,233$ m konumunda hız değerleri en yüksek

seviyesine gelmiştir. Hız ile yoğunluk arasında ters orantı olduğu gözlemlenmiştir. Enjektör kısmından, egzoz kısmına doğru gidildikçe yoğunluk azalmaktadır.



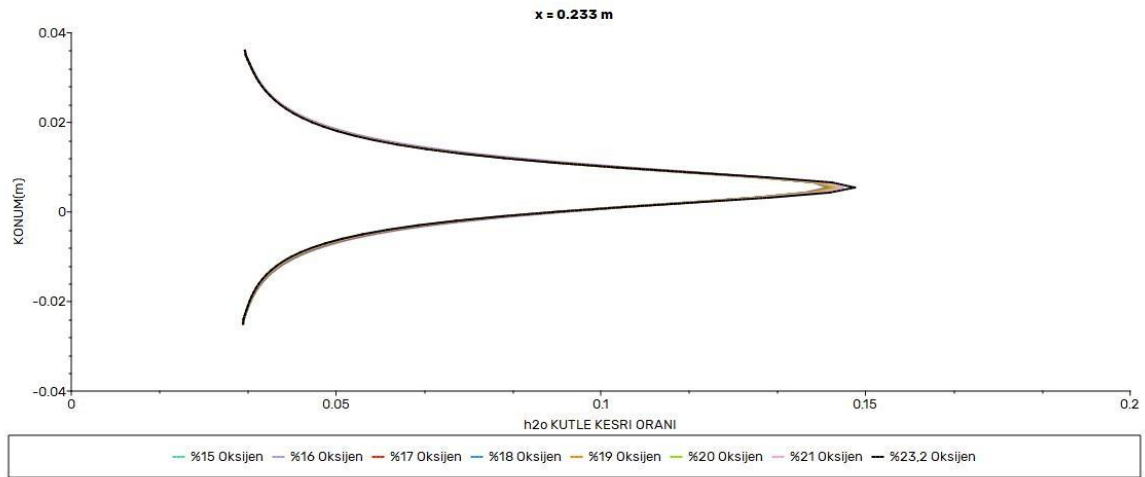
Şekil 5.10. $x = 0,078$ m konumu için oksijen konsantrasyonuna göre H_2O kütle kesri oranı değerlerinin karşılaştırılması

Şekil 5.10'da $x = 0,078$ m konumu için H_2O kütle kesri oranı grafiği verilmiştir. Hidrojenin yanması sonucunda oluşan yanma ürünlerinden bir H_2O 'dur. Ayrıca oksitleyici içinde belirli oranlarda H_2O barındırır. Şekilde gösterilen grafikte oksijen konsantrasyonları arasındaki fark diğer grafiklere göre oldukça fazladır. Yanma odasına giren oksijen konsantrasyonu azaldıkça, oluşan yanma ürünlerinin miktarı da azalmıştır. Ek olarak yanma ürünlerinin az olmasından dolayı, aynı konsantrasyon miktarında sıcaklık da az çıkmaktadır.



Şekil 5.11. $x = 0,125$ m konumu için oksijen konsantrasyonuna göre H_2O kütle kesri oranı değerlerinin karşılaştırılması

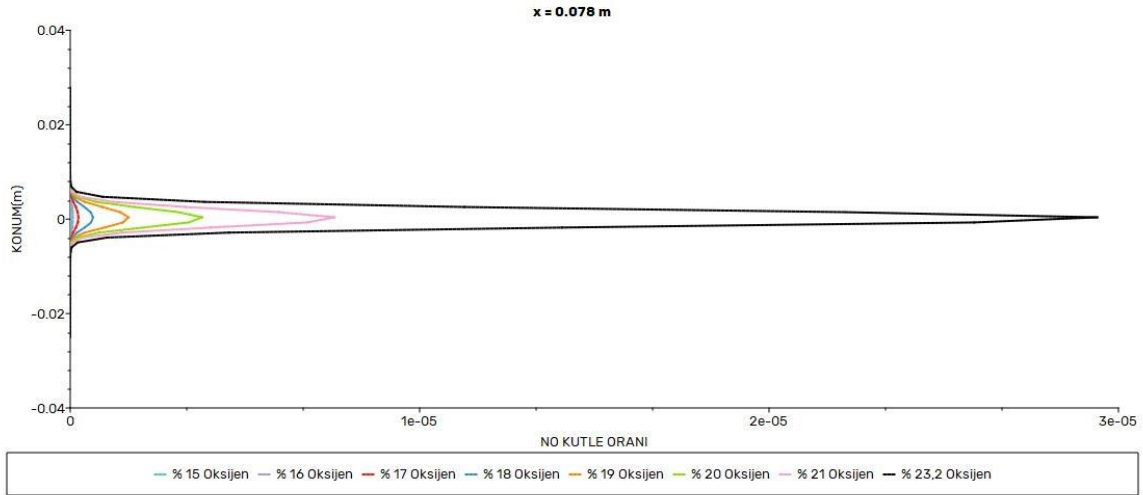
Şekil 5.11'de $x = 0,125$ m konumu için , H_2O kütle kesri oranı grafiği verilmiştir. Bir önceki konuma göre oksijen konsantrasyonuna bağlı eğriler birbirine daha yakın çıkmıştır. Verilmiş olan $y = 0$ m konumu için en yüksek H_2O kütle kesri oranı değerine ulaşılmıştır. Enjektörün $y = 0$ m konumundan yanma odasını beslemesinden dolayı, H_2O kütle kesri oranı da dâhil olmak üzere birçok parametrede merkezde en yüksek değerlere ulaşmaktadır.



Şekil 5.12. $x = 0,233$ m konumu için oksijen konsantrasyonuna göre H_2O kütle kesri oranı değerlerinin karşılaştırılması

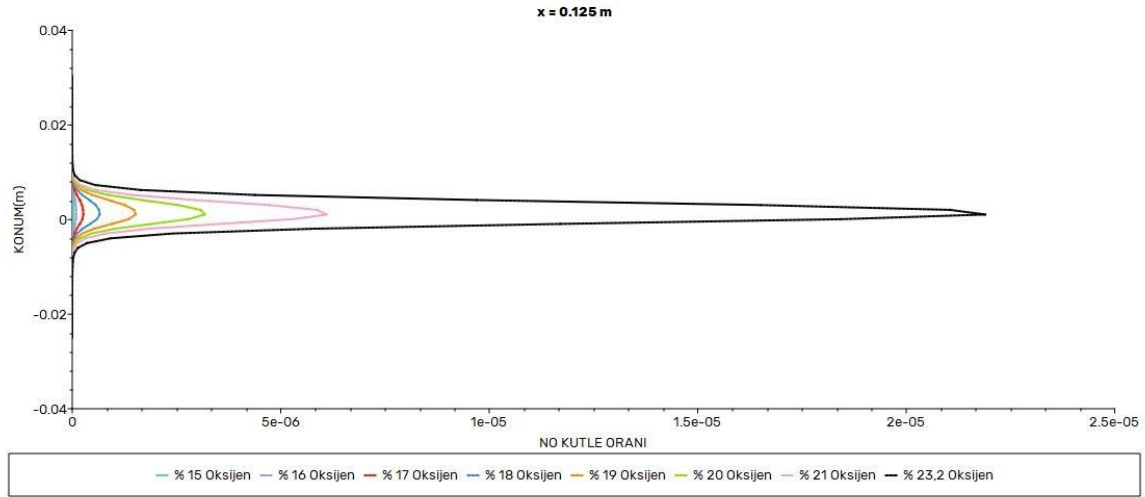
Şekil 5.12'de $x = 0,233$ m konumu için , H_2O kütle kesri oranı grafiği verilmiştir. Aynı değişkenin farklı konumlardaki grafikleri de incelenmiştir. Her üç grafikte de en fazla H_2O

üretimi % 23,2 oksijen konsantrasyonunda olmuştur. Sadece H_2O için değil, NO için de en yüksek değerler aynı konsantrasyon seviyesinde elde edilmiştir. Bu veriler ışığında oksijen konsantrasyonu arttıkça, oluşan yanma ürünlerinin de arttığı sonucuna varılmaktadır.



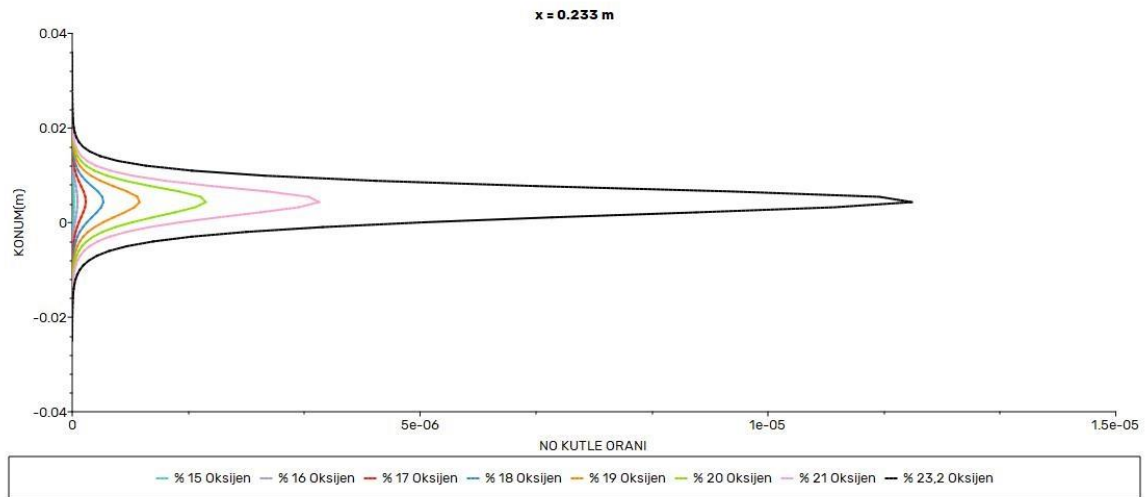
Şekil 5.13. $x = 0,078$ m konumu için oksijen konsantrasyonuna göre NO kütle oranı değerlerinin karşılaştırılması

Şekil 5.13'de $x = 0,078$ m konumu için NO kütle oranı grafiği verilmiştir. NO yanma reaksiyonu sonucu meydana çıkmaktadır. Grafikte oksijen konsantrasyonuna bağlı olarak ciddi farklar olduğu gözlemlenmiştir. % 23,2 oksijen konsantrasyonunda en fazla NO değerine ulaşılmıştır. Oksijen konsantrasyonu arttıkça yanma ürünlerinin artması bunun sebeplerinden biridir. Diğer taraftan % 15 oksijen konsantrasyonu için en düşük değerler elde edilmiştir. Yanma ile ilgili parametrelerde genel olarak % 15 oksijen konsantrasyonun diğer konsantrasyon değerlerine göre daha az olduğu tespit edilmiştir. Fakat emisyon değerlerinde oldukça iyi sonuçlar vermiştir.



Şekil 5.14. $x = 0,125$ m konumu için oksijen konsantrasyonuna göre NO kütle oranı değerlerinin karşılaştırılması

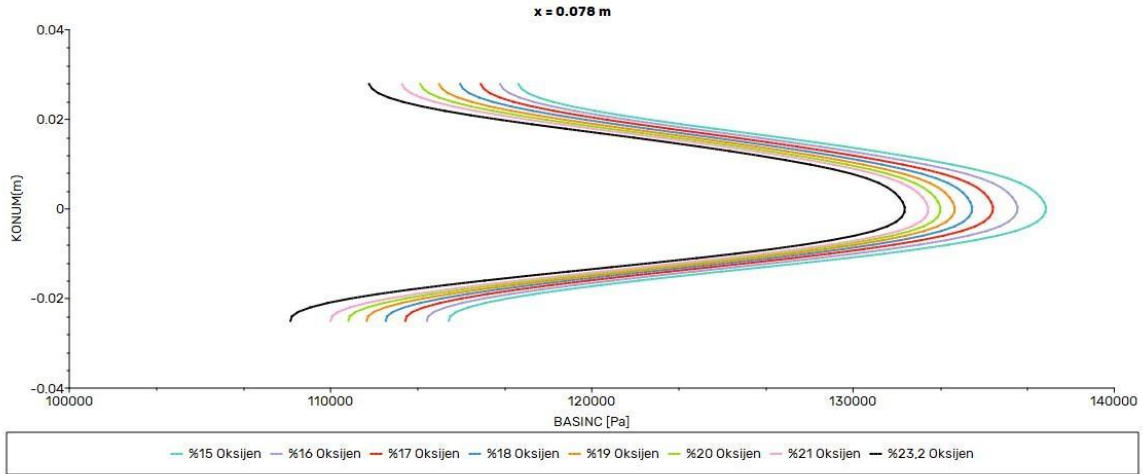
Şekil 5.14'te $x = 0,125$ m konumu için NO kütle oranı grafiği verilmiştir. Analiz yapılırken oksijen konsantrasyonu kademeli olarak azaltılmıştır. Azaltılan oksijen konsantrasyonuna karşılık, oksitleyici içindeki azota ekleme yapılmıştır. Bu bilgilere göre yüzde % 15 oksijen konsantrasyonunda daha fazla NO üretilmesi gerekmektedir, fakat en az bu konsantrasyon miktarında üretim gerçekleşmiştir. Oksijenin yeterli olmayışı yanma ürünlerinde de azalmaya neden olmuştur.



Şekil 5.15. $x = 0,233$ m konumu için oksijen konsantrasyonuna göre NO kütle oranı değerlerinin karşılaştırılması

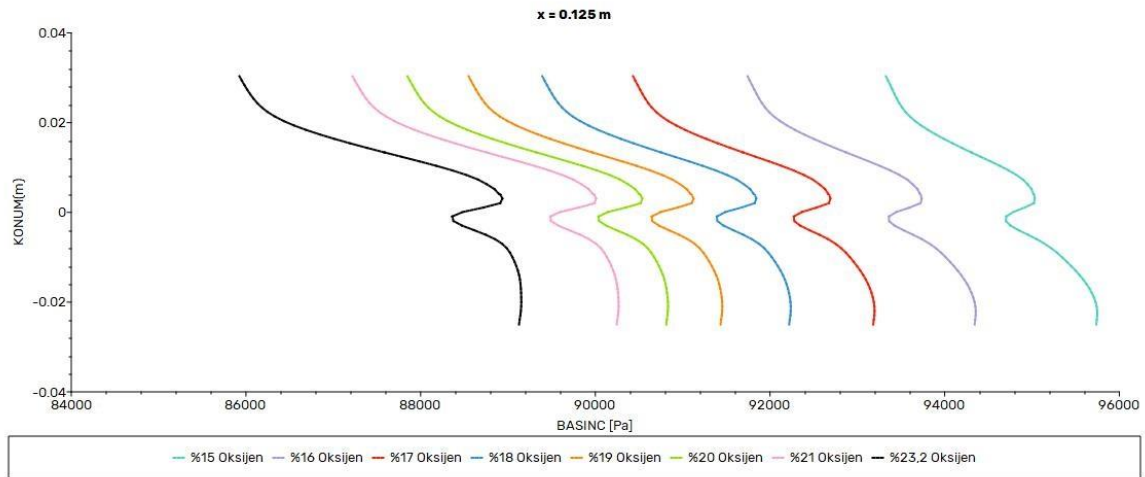
Şekil 5.15'de $x = 0,233$ m konumu için NO kütle oranı grafiği verilmiştir. Bu konumda kirletici miktarı oldukça azalmıştır. % 23,2 oksijen konsantrasyonunda fazla oksijen ile

yanma gerçekleşmiştir. Bunun bir sonucu olarak da her üç grafikte de en yüksek değerler % 23,2 oksijen konsantrasyonu için elde edilmiştir. Hız değeri olarak iyi sonuçlar vermesine karşın, % 23,2 oksijen konsantrasyonunun daha kirletici bir yakıt olduğu gözlemlenmektedir.



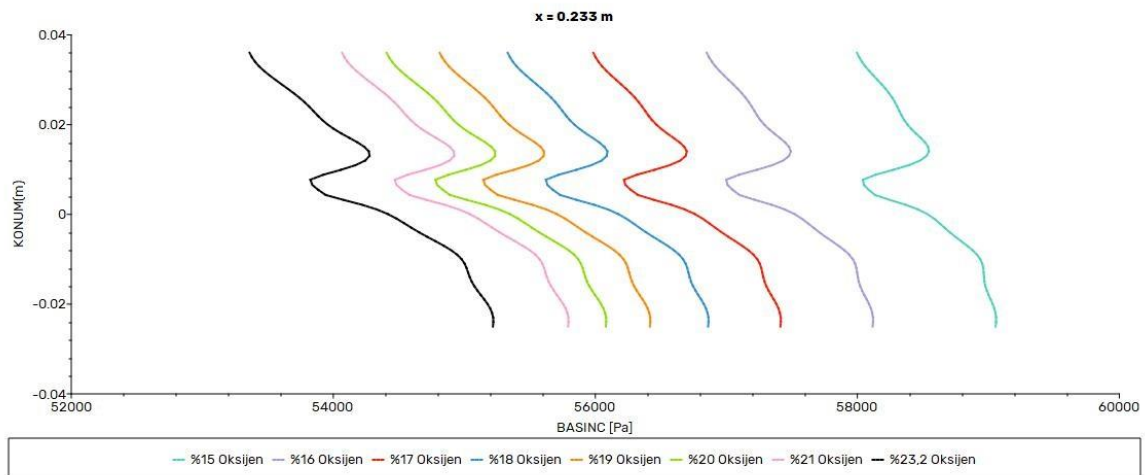
Şekil 5.16. $x = 0,078$ m konumu için oksijen konsantrasyonuna göre basınç değerlerinin karşılaştırılması

Şekil 5.16'da $x = 0,078$ m konumu için basınç grafiği verilmiştir. Diğer yanma parametrelerinin aksine bu grafikte % 23,2 oksijen konsantrasyonu değerinin geride kaldığı görülmektedir. Modelin geometrisi bunun sebeplerinden biridir. Enjektörden başlayarak genişleyen, bir lüle gibi davranan, geometri basınç azalmasına neden olmaktadır. Bu şekilde istenilen diğer parametrelerde artış sağlanmaktadır. Giriş kısmında 1 bar (100 000 Pa) olan basınç yanma odasına girdikten sonra $x = 0,078$ m konumunda yükselmiştir. Grafikte verilen değerler yanmanın ilk anlarına denk gelmektedir. Lüle etkisi diğer basınç grafiklerinde daha net görülmektedir.



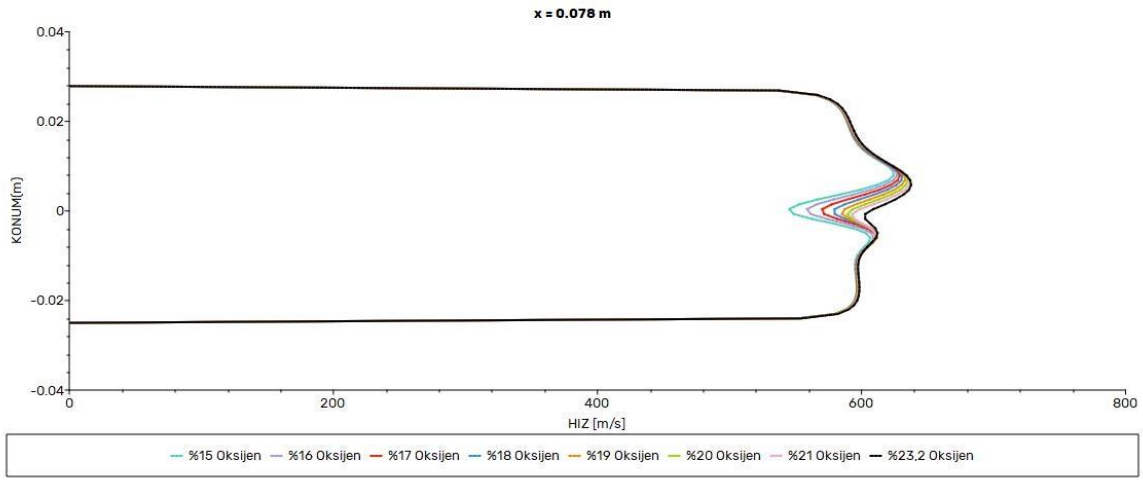
Şekil 5.17. $x = 0,125$ m konumu için oksijen konsantrasyonuna göre basınç değerlerinin karşılaştırılması

Şekil 5.17’de $x = 0,125$ m konumu için basınç grafiği verilmiştir. Grafikte görüldüğü üzere akış alanının üst kısımlarına doğru ilerledikçe basınç azalmıştır. Modelin genişleyen geometrisinden kaynaklı olarak basınç azalmaya başlamıştır. Modelin alt kısmındaki basınç değerleri ise daha sabit bir görüntü çizmektedir. Çünkü model geometrisinin altında herhangi bir değişme yoktur. % 15 oksijen konsantrasyonunda en yüksek basınç değerine ulaşılmıştır. Oksijenin konsantrasyonunun azalması ile havanın kütlesi de azalmaktadır. Bu azalma sonucu basınç da yükselmektedir.



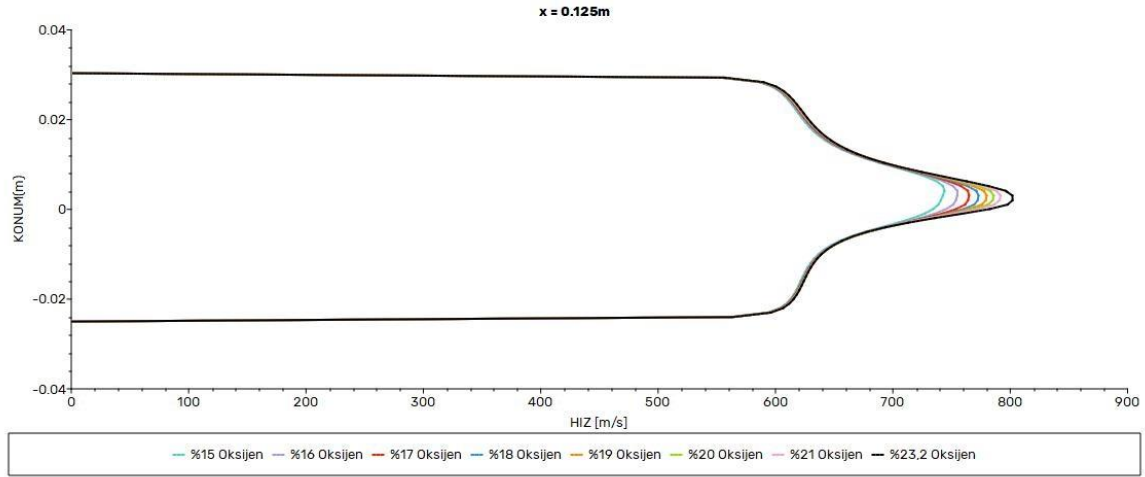
Şekil 5.18. $x = 0,233$ m konumu için oksijen konsantrasyonuna göre basınç değerlerinin karşılaştırılması

Şekil 5.18'de $x = 0,233$ m konumu için basınç grafiği verilmiştir. Akışın merkezinde basınç değerlerinin azaldığı gözlemlenmektedir. Ek olarak $+x$ yönünde ilerledikçe bu azalma duvarlarda daha fazla olmaktadır, bununla birlikte akışın merkezinde ani bir azalma gerçekleşmektedir. Ani azalmanın sebebi şu şekilde açıklanabilir; yoğunluktaki azalma önce yavaş, daha sonra hızlıca gerçekleştiği için hız değeri de bundan etkilenmektedir. Hız değeri ile yoğunluk ters orantılı olarak hareket ettiği için hız değeri artmaktadır. Şekil 5.2.19, Şekil 5.20 ve Şekil 5.21 ile gösterilmektedir. Hızdaki bu artış basınçtaki azalma veya ani azalmalara sebep olmaktadır.



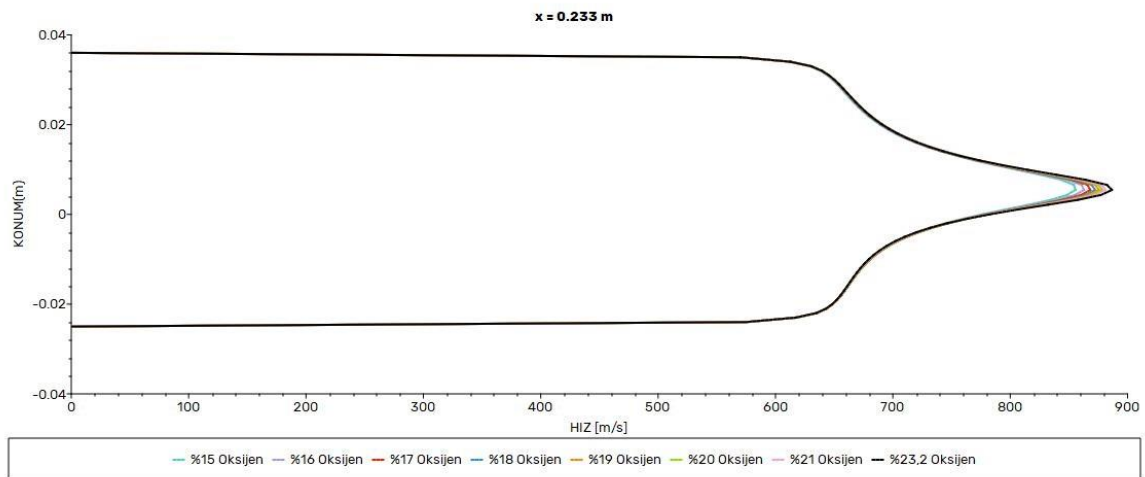
Şekil 5.19. $x = 0,078$ m konumu için oksijen konsantrasyonuna göre hız değerlerinin karşılaştırılması

Şekil 5.19'da $x = 0,078$ m konumu için hız grafiği verilmiştir. Hava 2 Mach hız ile akış alanına giriş yapmaktadır, hidrojen ise transonik (1 Mach) hızda akış alanına giriş yapmaktadır. Seçilen konum diğer şekillerdeki grafiklerde verilen konumlara göre enjektöre daha yakındır. Şekildeki grafik bundan dolayı yanmanın başladığı andaki sayısal değerleri göstermektedir. En yüksek hız değerleri bu konumda havanın giriş hızına yakındır, bazı kısımlarda ise havanın giriş hızından daha azdır. Oksijen konsantrasyonu azaldıkça hızda da bir azalma görülmektedir. Bunun sebebi eksik yanma, yani yeterli oksijen konsantrasyon miktarına ulaşamamasındandır. Grafikten de anlaşıldığı gibi bu problemi önlemek için oksijen konsantrasyonunu yüksek tutmak gerekmektedir. En yüksek hız değeri % 23,2 oksijen konsantrasyonunda, en düşük hız değeri ise % 15 oksijen konsantrasyon değeri için ölçülmüştür.



Şekil 5.20. $x=0,125$ m konumu için oksijen konsantrasyonuna göre hız değerlerinin karşılaştırılması

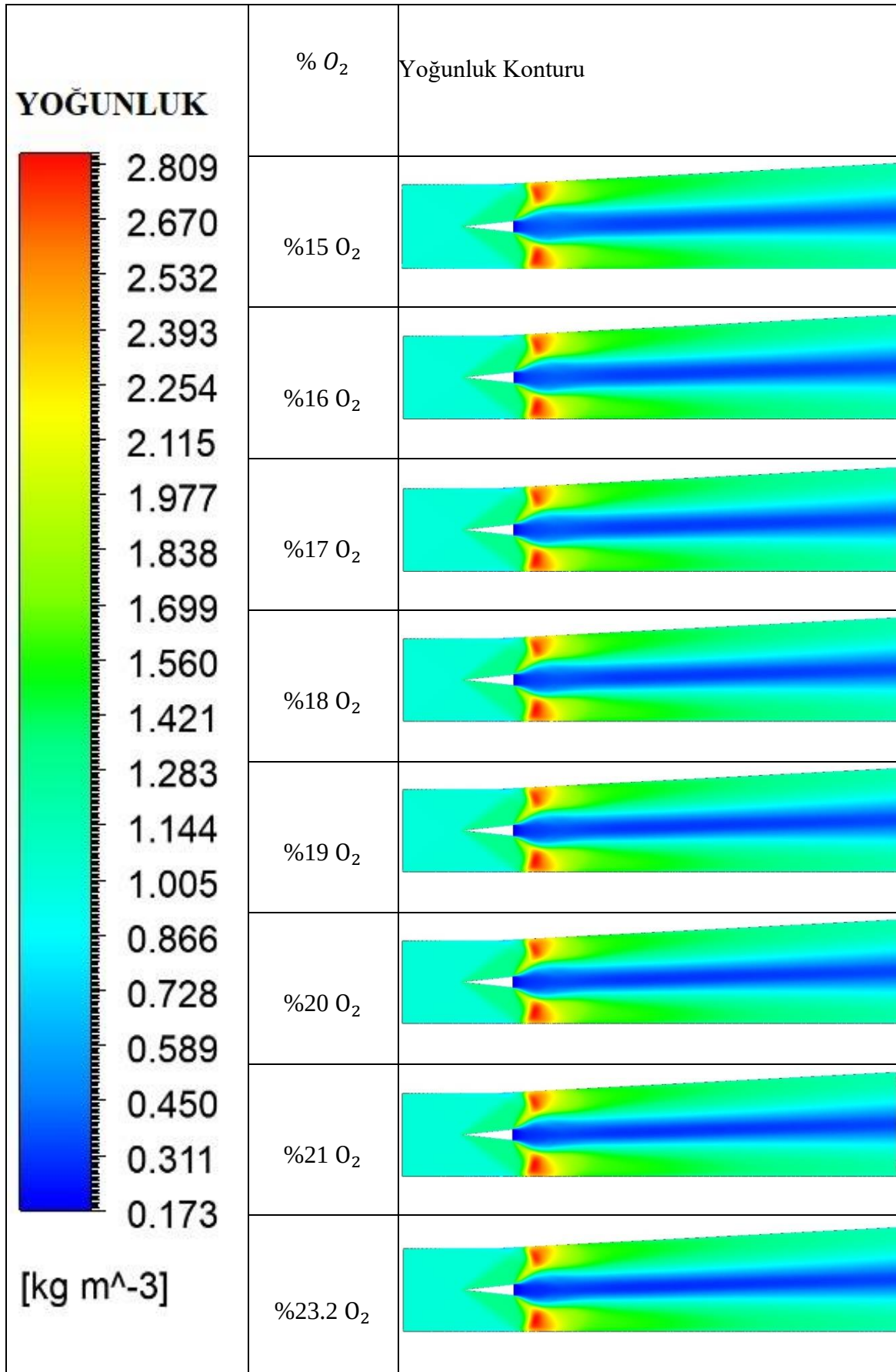
Şekil 5.20’de $x = 0,125$ m konumu için hız grafiği verilmiştir. Verilen $y = 0$ konumunda tüm oksijen konsantrasyonu değerleri için en yüksek hız değerlerine ulaşılmıştır. Buna ek olarak $x = 0,078$ m konumundaki dalgalanmalar, $x = 0,125$ m konumu için görülmemektedir. En yüksek hız değeri ses hızının yaklaşık 2,5 katına ulaşmıştır. Akışın merkezinden uzaklaştıkça hız değerlerinde azalma gözlemlenmektedir. Bunun sebeplerinden biri de viskoz etkilerdir. Duvarlar ile akışkan arasındaki viskoz etkiler duvarlara yakın kısımlarda hızın düşmesine neden olmuştur.



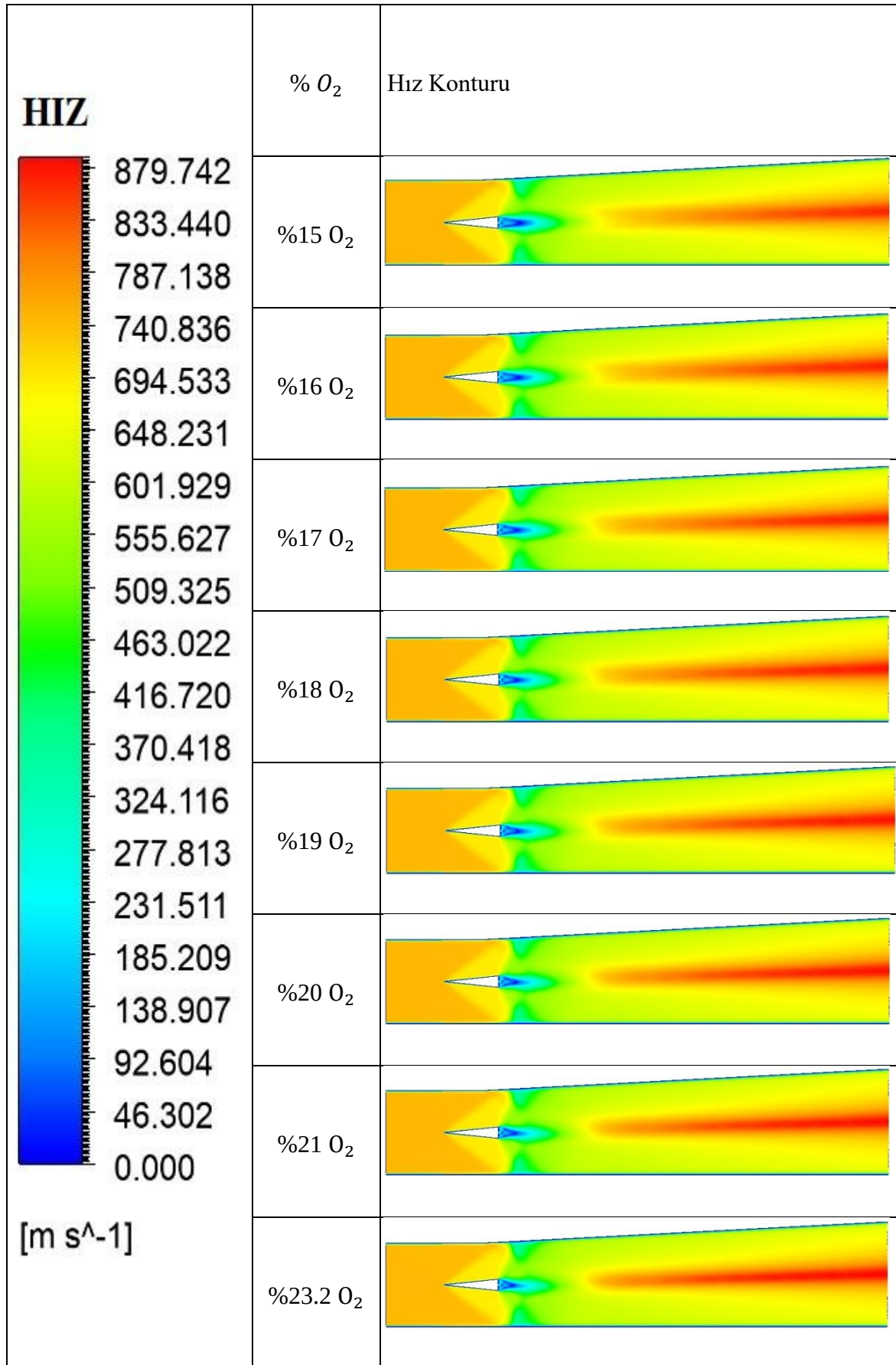
Şekil 5.21. $x=0,233$ m konumu için oksijen konsantrasyonuna göre hız değerlerinin karşılaştırılması

Şekil 5.21’de $x = 0,233$ m konumu için hız değerleri grafiği verilmiştir. Diğer üç hız grafiği içinde en yüksek hız değerlerine ulaşılmıştır. Verilen konum egzoz kısmına yakın bir konumdur. İtkinin alındığı kısımdır. Hız değerleri birbirine çok yaklaşmıştır, fakat % 23,2 oksijen konsantrasyonunda en yüksek hız değerine ulaşılmıştır. En yüksek hız değeri neredeyse ses hızının 3 katına yaklaşmıştır. Egzoz kısmına yaklaştıkça merkezdeki hız yükselmiş, merkezin çevresinde ise hız değerleri bir miktar azalmıştır. Scramjet motorlarında hız oldukça önem arz etmektedir.

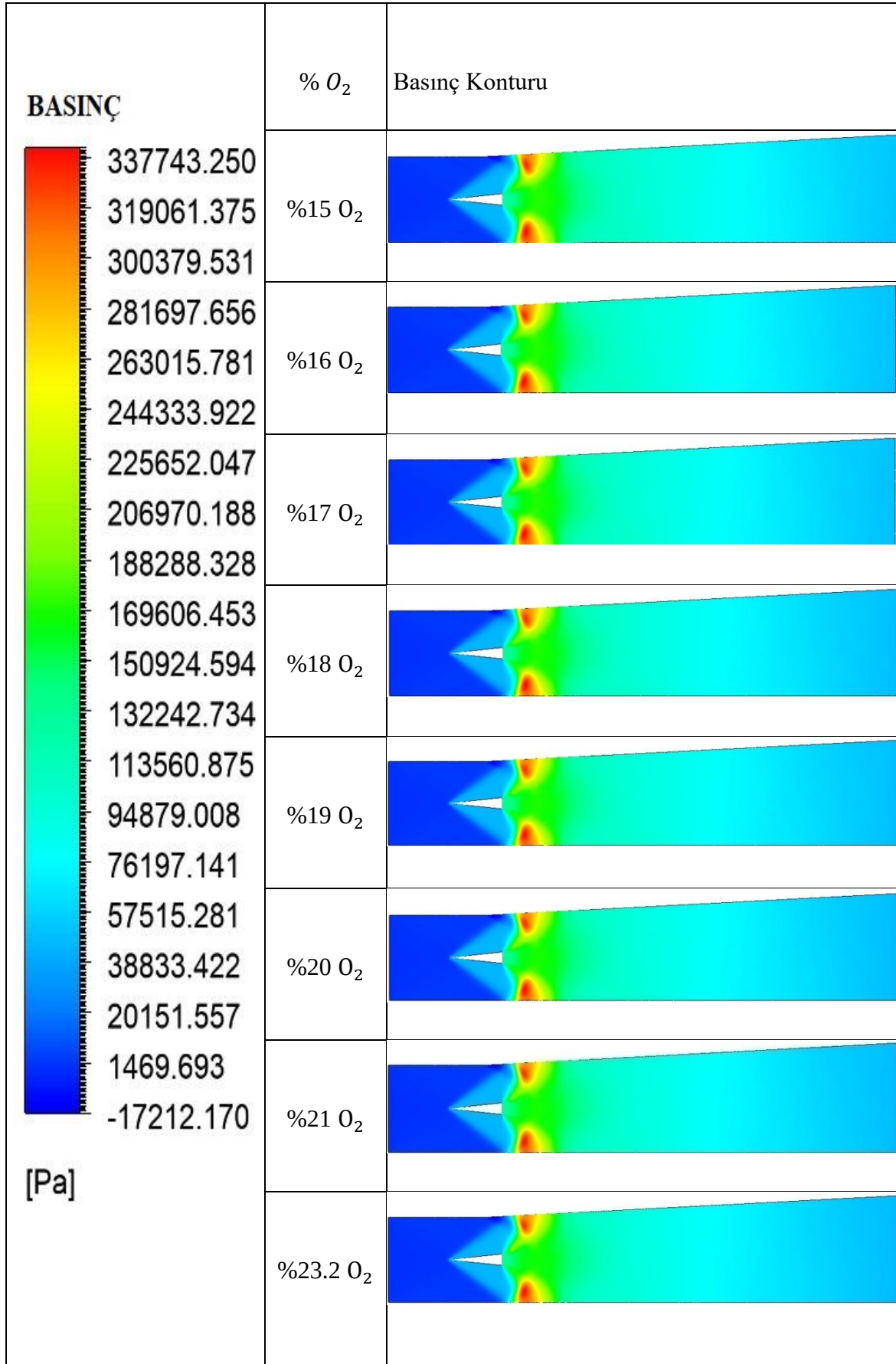
Çizelge 5.1. Farklı oksijen konsantrasyonları için yoğunluk konturları

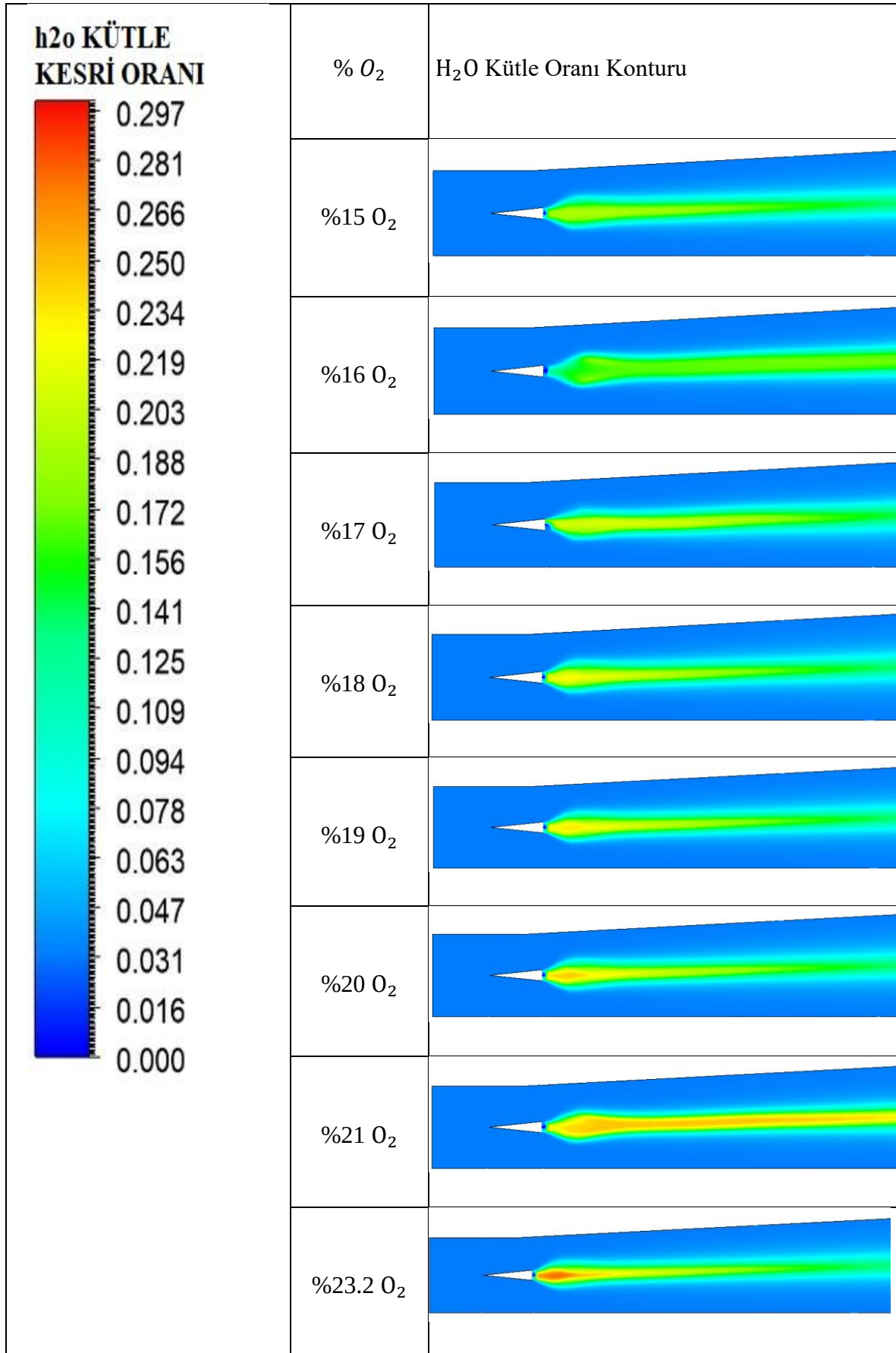


Çizelge 5.2. Farklı oksijen konsantrasyonları için hız konturları

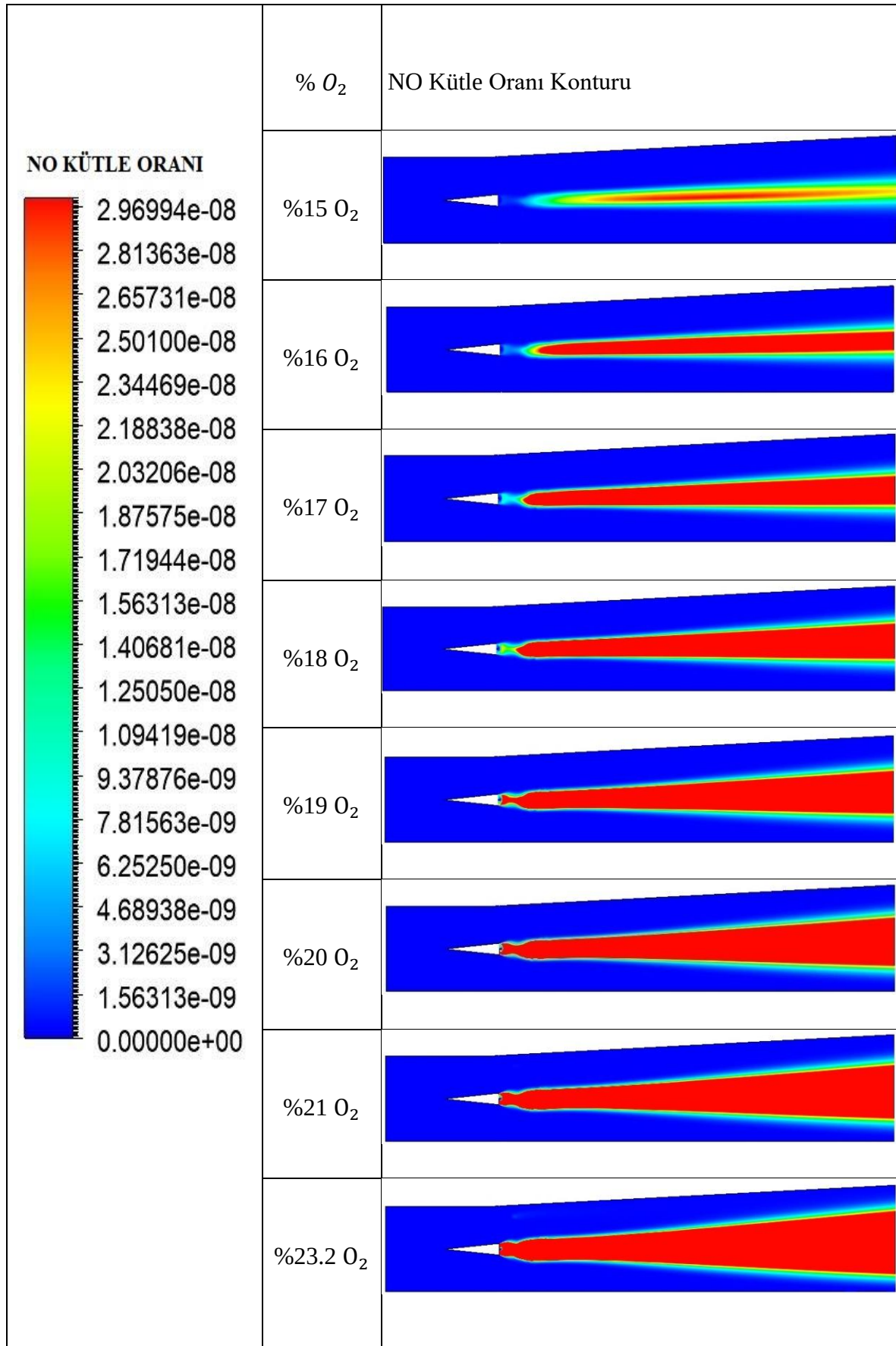


Çizelge 5.3. Farklı oksijen konsantrasyonları için basınç konturları



Çizelge 5.4. Farklı oksijen konsantrasyonları için H₂O kütle kesri oranı konturları

Çizelge 5.6. Farklı oksijen konsantrasyonları için NO kütle oranı konturları



Çizelge 5.1’de farklı oksijen konsantrasyonunun yoğunluk konturları verilmiştir. Yoğunluk konturları en yüksek değerlerine enjektörün hemen alt ve üst noktalarında ulaşmışlardır. Ortada düz bir hat şeklindeki kısım ise yoğunluğun en az olduğu kısımlardır. Yoğunluk konturlarında şok etkileri net bir şekilde gözükmemektedir.

Çizelge 5.2’de farklı oksijen konsantrasyonunun hız konturları verilmektedir. En yüksek hız değerine ortada düz bir hat şeklinde olan kırmızı kısımdır. Hızın arttığı kısımlarda yoğunluğun azaldığı gözlemlenmiştir. En düşük hız değerleri ise enjektörün önünde ölçülmüştür. Hız konturlarında da şok çizgileri net olarak belli olmaktadır. Enjektörün alt ve üst noktalarında yerel olarak hızın azaldığı gözlemlenmiştir. Bu kısımlarda yoğunluk artmıştır. Konturlarda koyu mavi renk ile gösterilen kısımlar düşük hızlardır. Bu mavi alanların % 15’ten, % 23,2’ye giderken azaldığı gözlemlenmektedir.

Çizelge 5.3’te farklı oksijen konsantrasyonlarının basınç konturları verilmiştir. Enjektörün arkasında kalan alanda azalan basınç gözlemlenmiştir. Yanma odasından sonra basınç yükselmiştir. En yüksek basınç değerleri enjektörün alt ve üst taraflarında meydana gelmiştir. Bu kısımlarda yoğunluk artmış hız azalmıştır. Basınç konturlarında da şok etkileri net bir şekilde gözlemlenmektedir. Hız ve basınç konturlarında enjektörün hemen önünde akış düzlemine dik normal şok dalgaları gözlemlenmektedir. Her üç grafikte de enjektörün sivri kısmından başlayarak koni şeklinde bir görsel meydan getiren eğik şok dalgası gözlemlenmektedir.

Çizelge 5.4’te farklı oksijen konsantrasyonları için H_2O kütle oranı konturu verilmiştir. Konturlarda % 15 oksijen konsantrasyonundan aşağıya doğru gidildikçe merkezde meydana gelen H_2O kütle oranının arttığı gözlemlenmiştir. En yüksek değer % 23,2 oksijen konsantrasyonunda elde edilmiştir. Konturlara bakıldığı zaman akış boyunca nispeten yüksek değerlerde H_2O kütle oranını devam ettiren konsantrasyon değerinin % 21 olduğu gözlemlenmiştir. Bu değere bakıldığı zaman sayısal olarak 0.250 civarında seyrettiği belli olmaktadır. Bu değer ideal konsantrasyon seviyesi olarak yorumlanabilir. Enjektörün arkasında herhangi bir reaksiyon olmadığı için değişim gözlemlenmemiştir. Konturlara yansıyan değer ise oksitleyici içindeki 0.032 kütle oranına sahip H_2O değeridir.

Çizelge 5.5’te farklı oksijen konsantrasyonları için sıcaklık konturları verilmiştir. % 15 oksijen konsantrasyonundan, % 23,2 oksijen konsantrasyonuna doğru gidildikçe

merkezdeki sıcaklık değerlerinde artış görülmektedir. En yüksek sıcaklık değeri % 23,2 oksijen konsantrasyonu için elde edilmiştir. Enjektörün hemen ön kısmında bu kısım açıkça görülmektedir. Çizelge 5.4 ve 5.6'da yanma sonucu oluşan ürünlere ait konturlar verilmiştir. Bu verilere göre yanma sonucu oluşan ürünler arttıkça, sıcaklığın da arttığı sonucuna varılmaktadır. Duvarlara yakın kısımlarda sıcaklık değerlerinin azaldığı da gözlemlenmektedir.

Çizelge 5.6'da farklı oksijen konsantrasyonları için NO kütle oranı konturları verilmiştir. % 23,2 oksijen konsantrasyonundan, % 15 oksijen konsantrasyonuna doğru inerken NO kütle oranında azalma gözlemlenmektedir. Kirletici NO üretiminin özellikle % 23,2 oksijen konsantrasyonu için diğerlerine göre çok daha fazla olduğu tespit edilmiştir. % 23,2 oksijen konsantrasyonunda N_2 'nin kütle kesri 0,736 iken , % 15 'te 0,818'dir. Burada şu sonuca varılmaktadır; oksijen miktarı azaldıkça yanma ürünlerinin miktarında azalma meydana gelir. Aksi takdirde yanma sonucunda ürün meydana gelmeyecek, girenlerin bir kısmı inert gaz gibi çıkacaktır.

6. SONUÇLAR VE ÖNERİLER

% 23,2, % 21, % 20, % 19, % 18, % 17, % 16 ve % 15 oksijen konsantrasyonuna göre analizler gerçekleştirilmiştir. Deneysel veriler ile karşılaştırmalar yapılmıştır. Sayısal olarak farklar elde edilmiştir. Bu analiz ve çalışmalar sonucunda şu sonuçlara varılmıştır;

- Oksijen konsantrasyonu arttıkça analiz sonucu alınan yoğunluk değerlerinin de arttığı gözlemlenmiştir. Bu artış az bir miktarda meydana gelmiştir. Oksijen oranının artışı yoğunluk artışını pozitif etkilemiştir.
- Oksijen konsantrasyonu azaldıkça yanma performansı bir miktar azalmıştır. Şekil 5.4, Şekil 5.5, Şekil 5.6 ile grafiklerde ve Çizelge 5.8’te görüldüğü gibi oksitleyici içindeki oksijen konsantrasyonu azaldıkça aynı pozisyonadaki yanma sonucu oluşan sıcaklığın azaldığı gözlemlenmiştir.
- Oksijen yoğunluğuna bağlı olarak basınç konturlarında ciddi bir değişim gözlenememiştir. Şekil 5.16, Şekil 5.17 ve Şekil 5.18 ile oksijen konsantrasyonuna bağlı basınç farkları açıkça görülmektedir. Yoğunluktaki değişimlere bağlı olarak basınçta da azalmalar meydana gelmektedir.
- Oksijen konsantrasyonundaki değişime göre hız konturlarında ciddi bir değişim gözlenememiştir. Fakat hidrojen enjeksiyonu çevresindeki hızın % 23,2’den, % 15 oksijen konsantrasyonuna gelirken azaldığı Şekil 5.4, Şekil 5.5 ve Şekil 5.6 ile görsel olarak belli olmaktadır. Sayısal olarak da %15 oksijen konsantrasyonu için hız büyüklüğü için en yüksek değer 866,0826 m/s, %23,2 oksijen konsantrasyonu için 888,6466 m/s olarak elde edilmiştir. Yaklaşık 22,5 m/s artış gözlemlenmiştir.
- Şekil 5.6, Şekil 5.9, Şekil 5.12 ve Şekil 5.21 ile $x = 0,233$ m konumu için oksijen konsantrasyonuna bağlı oluşan sıcaklık değerleri arasındaki farkın azaldığı gözlemlenmektedir. Bu veri ile birlikte yanma bölgesinden uzaklaştıkça oksijen yüzdesine bağlı oluşan farkın etkisini yitirdiği görülmektedir.
- Tez kapsamında NO kütle oranına dair incelemeler yapılmıştır. İlgili sonuçlar önceki bölümlerde sunulmuştur. Şekil 5.13, Şekil 5.14 ve Şekil 5.15 ile gösterilen grafiklerden de belli olduğu üzere en az NO üretimi % 15 oksijen konsantrasyonunda meydana gelmiştir. Oksijen konsantrasyonunda kademeli azalma sonucu NO kütle oranının da kademeli olarak azaldığı görülmektedir. Bu bilgilerden hareketle havacılık

alanında, emisyon değerlerinin azaltılması konusunda % 15 oksijen konsantrasyonu yararlanılabilir bir değer olduğu sonucuna varılmıştır.

KAYNAKLAR

1. Landsberg, W. O. , Wheatley, V. , Smart, M. K. , & Veeraragavan, A. (2018). Performance of high mach number scramjets-Tunnel vs flight. *Acta Astronautica*, 146, 103-110
2. Brehm, M. & de Courcy Wheeler, A. (2019,February). *Hypersonic Weapons*. Discussion paper for the Convention on Certain Conventional Weapons, Geneva
3. Vatsal P.,Ankit S.,Sagar J.,Divyanshu J.,(2020,July). Review Paper On Hydrogen: The Fuel of Future. *International Research Journal of Engineering and Technology*. 07(07), 2980.
4. Jack D. Mattingly, William H. Heiser, David T. Pratt. (J.S. Przemieniecki).(2002). *Aircraft Engine Design*. Reston, Virginia. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 513-515
5. Razzaqi, S. A., Smart, M. K., & Weidner, N. (2007, January). *Analysis of scramjet flight trajectories with oxygen enrichment*. 16th Australasian Fluid Mechanics Conference (AFMC), Gold Coast, Queensland, Australia
6. Moura, A. F., Gibbons, N., Wheatley, V., & Jahn, I. (2021). Effects of Oxygen Enrichment on Supersonic Combustion in a Mach 10 Scramjet. *AIAA Journal*, 59(11), 4556-4568.
7. Capra, B. R., Boyce, R. R., Kuhn, M., & Hald, H. (2015). Combustion enhancement in a scramjet engine using oxygen enrichment and porous fuel injection. *Journal of Fluid Mechanics*, 767, 173-198.
8. Denman, Z. J., Wheatley, V., Smart, M. K., & Veeraragavan, A. (2016, January). *Fuel injection and mixing in a Mach 8 hydrocarbon-fueled scramjet*. In Proceedings of the 20th Australasian Fluid Mechanics Conference, AFMC 2016. Australasian Fluid Mechanics Society. Perth, Australia
9. Zhang, H., Wang, N., & Wu, Z. (2020). Effect of fuel grain configuration on the thrust of a solid-fuel scramjet. *Aerospace Science and Technology*, 106, 106145.
10. Zhao, X., Xia, Z. X., Liu, B., Lv, Z., & Ma, L. K. (2018). Numerical study on solid-fuel scramjet combustor with fuel-rich hot gas. *Aerospace Science and Technology*, 77, 25-33.
11. Mohammad, A. K., Sumeray, C., Richmond, M., Hinshelwood, J., & Ghosh, A. (2022). Assessing the Sustainability of Liquid Hydrogen for Future Hypersonic Aerospace Flight. *Aerospace*, 9(12), 801.
12. Li, C., Xia, Z., Ma, L., Zhao, X., & Chen, B. (2019). Numerical study on the solid fuel rocket scramjet combustor with cavity. *Energies*, 12(7), 1235.
13. Dharavath, M., Manna, P., Sinha, P. K., & Chakraborty, D. (2016). Numerical analysis of a kerosene-fueled scramjet combustor. *Journal of Thermal Science and Engineering Applications*, 8(1).
14. Bansal, L., & Bharti, M. K. (2018). Interactions Between Shockwaves and Combustion Process of Ramjet and Scramjet Engines-A Review. *Scientific Journal of Impact Factor*. 5(04), 1193-1198

15. Liu, Q., Baccarella, D., Lee, T., Hammack, S., Carter, C. D., & Do, H. (2017). Influences of inlet geometry modification on scramjet flow and combustion dynamics. *Journal of Propulsion and Power*. 33(5), 1179-1186.
16. Giampaolo, T. (2020). *Gas turbine handbook: principles and practice*. (3rd. Edition) United States of America: River Publishers. 1, 437.
17. İnternet: NASA. (n.d.). Engines. NASA. Retrieved January 30, 2023 Web: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/UEET/StudentSite/engines.html> Son Erişim Tarihi: 08.02.2023
18. Cengel, Y.A. and Boles, M.A. (2006) *Thermodynamics: An Engineering Approach*. (Fifth Edition). New York, McGraw Hill. 507,521.
19. Çengel, Yunus A., and Michael A. Boles. (2012) *Thermodynamics: An Engineering Approach*. (5th ed.). New York, McGraw Hill. 507-08,521.
20. Cohen, H., Rogers, G., F. and Saravanamuttoo, H.,I. (1996). *Gas Turbine Theory*, (4th Edition), England, Longman Group Limited. 121,497.
21. Oevermann, M. (2000). Numerical investigation of turbulent hydrogen combustion in a SCRAMJET using flamelet modeling. *Aerospace science and technology*. 4(7), 463-480.
22. Fureby, C. , Sahut, G., Ercole, A. , & Nilsson, T. (2022). Large Eddy Simulation of Combustion for High-Speed Airbreathing Engines. *Aerospace*. 9 (12), 785.
23. Georgiadis, N. J., Yoder, D. A., Vyas, M. A., & Engblom, W. A. (2014). Status of turbulence modeling for hypersonic propulsion flowpaths. *Theoretical and computational Fluid Dynamics*. 28, 295-318.
24. Kaya, F. & Karagöz, İ. (2007). Girdaplı Akışlarda Türbülans Modellerinin Uygunluğunun İncelenmesi. *Uludağ Üniversitesi Mühendislik Fakültesi Dergisi*, 12(1).
25. Wasserman, M., Levy, Y., Shmueli, H., & Mograbi, E. (2019, March) *Hybrid RANS/LES Simulation of Combustion in a Model Scramjet*. 59th Israel Annual Conference on Aerospace Sciences, IACAS 2019 - Tel-Aviv and Haifa, Israel
26. Dharavath, M., Manna, P., & Chakraborty, D. (2013). Thermochemical exploration of hydrogen combustion in generic scramjet combustor. *Aerospace Science and Technology*. 24(1), 264-274.
27. Roga, S. (2019, August). CFD analysis of scramjet engine combustion chamber with diamond-shaped strut injector at Flight Mach 4.5. *In Journal of Physics: Conference Series*. 1276(1), 012041.
28. Pandey, K. M., Sukanta Roga, and Gautam Choubey. (2016). Numerical investigation on hydrogen fueled scramjet combustor with parallel strut fuel injector at a flight mach number of 6. *Journal of Applied Fluid Mechanics*. 9(3), 1215-1220.
29. Choubey, G., & Pandey, K. M. (2017). Numerical studies on the performance of scramjet combustor with alternating wedge-shaped strut injector. *International Journal of Turbo & Jet-Engines*. 34(1), 11-22.
30. Hawkes, E. R., Sankaran, R., Sutherland, J. C., & Chen, J. H. (2005). Direct numerical simulation of turbulent combustion: fundamental insights towards predictive models. *In Journal of Physics: Conference Series*. 16, (1), 65.

31. İnternet: Wikimedia Foundation. (2023, January 28). Aeolipile. Wikipedia. Web: <https://en.wikipedia.org/wiki/Aeolipile> Son Erişim Tarihi: 30.01.2023
32. İnternet: Chinese space program (2022) Wikipedia. Wikimedia Foundation. Web: https://en.wikipedia.org/wiki/Chinese_space_program Son Erişim Tarihi: 26.12.2022
33. İnternet: John Barber (engineer) (2022) Wikipedia. Wikimedia Foundation. Web: [https://en.wikipedia.org/wiki/John_Barber_\(engineer\)](https://en.wikipedia.org/wiki/John_Barber_(engineer)) Son Erişim Tarihi: 26.12.2022
34. İnternet: Heinkel he 178 Wikipedia. Wikimedia Foundation. Web: https://tr.wikipedia.org/wiki/Heinkel_He_178#/media/Dosya:Ohain_USAF_He_178_page61.jpg Son Erişim Tarihi: 26.12.2022
35. İnternet: Gloster Meteor. Web: <http://www.aviation-history.com/gloster/meteor.html> Son Erişim Tarihi: 26.12.2022
36. İnternet: Kumar, E.A. (2022) Turbojet engine: Definition, construction, working principle, [Notes & PDF], THEMECHANICALENGINEERING.COM. Web: <https://themechanicalengineering.com/turbojet-engine/> Son Erişim Tarihi: 26.12.2022
37. İnternet: NASA. Web: <https://images.nasa.gov/> Son Erişim Tarihi: 26.12.2022
38. İnternet: Brayton cycle.svg (no date) Wikimedia Commons. Web: https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Brayton_cycle.svg Son Erişim Tarihi: 26.12.2022
39. İnternet: Blog, T.G.E.A. (2020) Long live the J85, GE's "Little tough guy" - the ge aerospace blog: Aviation & flight news, The GE Aerospace Blog | Aviation & Flight News. Web: <https://blog.geaerospace.com/technology/long-live-the-j85-ges-little-tough-guy/> Son Erişim Tarihi: 26.12.2022
40. İnternet: Home - Pratt & Whitney. URL: <https://prattwhitney.com/> Son Erişim Tarihi: 26.12.2022
41. İnternet: The T700 turboshaft engine (no date) GE Aerospace. URL: <https://www.geaerospace.com/propulsion/military/t700> Son Erişim Tarihi: 26.12.2022
42. İnternet: File:ramjet operation numbered.svg. Wikimedia Commons. (n.d.). Web: https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Ramjet_operation_numbered.svg Son Erişim Tarihi: 30.01.2023
43. İnternet: Boeing X-51 Waverider (2022) Wikipedia. Wikimedia Foundation. Web: https://en.wikipedia.org/wiki/Boeing_X-51_Waverider#/media/File:X-51A_Waverider_on_B-52_2009.jpg Son Erişim Tarihi: 26.12.2022
44. İnternet: Aykanat, A. (2016) B-52 Bomber Savaş Uçağı en Fazla Kaç Tane Silah Taşıyabilir ?, Webtekno. Web: <https://www.webtekno.com/zimbirtilar/b-52-bomber-savas-ucagi-en-fazla-kac-tane-silah-tasiyabilir-h18027.html> Son Erişim Tarihi: 26.12.2022
45. İnternet: Scramjet (no date) Wikipedia. Wikimedia Foundation. URL: https://tr.wikipedia.org/wiki/Scramjet#/media/Dosya:Scramjet_operation.png Son Erişim Tarihi: 26.12.2022
46. İnternet: Gestion. (2022, April 2). Turbulence models in CFD - rans, DES, Les and DNS. IdealSimulations. Web: <https://www.idealsimulations.com/resources/turbulence-models-in-cfd/> Son Erişim Tarihi: 30.01.2023

47. İnternet: Gupta, K. (2021, January 13). Turbulence modelling based on an approach of artificial neural network. Analytics India Magazine. Web: <https://analyticsindiamag.com/turbulence-modelling-based-on-an-approach-of-artificial-neural-network/> Son Erişim Tarihi: 30.01.2023



Gazili olmak ayrıcalıktır