

**T.C.
ERCIYES ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ**

**MODELİ YAPILAN BİR GAZ TÜRBİNLİ MOTOR
YANMA ODASINDA YANMANIN SAYISAL
İNCELENMESİ**

**Tezi Hazırlayan
Erdal ÖZKAN**

**Tezi Yöneten
Doç.Dr. S.Orhan AKANSU**

**Makine Mühendisliği Anabilim Dalı
Yüksek Lisans Tezi**

**Eylül 2008
KAYSERİ**

Doç. Dr. S. Orhan AKANSU danışmanlığında Erdal ÖZKAN tarafından hazırlanan “Modeli Yapılan Bir Gaz Türbinli Motor Yanma Odasında Yanmanın Sayısal İncelenmesi” adlı bu çalışma, jürimiz tarafından Erciyes Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Makine Mühendisliği Anabilim Dalında Yüksek Lisans tezi olarak kabul edilmiştir.

09/09/2008

JURİ:

Başkan : Prof. Dr. Hüseyin YAPICI

Üye : Prof. Dr. Mustafa İLBAŞ

Üye : Doç. Dr. S.Orhan AKANSU

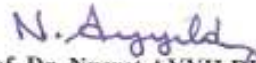


ONAY:

Bu tezin kabulü, Enstitü Yönetim Kurulunun 12. 63. 2008 tarih ve 2008/29-08 sayılı kararı ile onaylanmıştır.

42 / 09 / 2008




Prof. Dr. Nusret AYYILDIZ
Enstitü Müdürü

TEŞEKKÜR

Bu tez konusunu seçmemde bana yardımcı olan, tez çalışmasının her aşamasında bilgi ve desteğini esirgemeyen danışman hocam Sayın Doç. Dr. S.Orhan AKANSU' ya, ve Prof. Dr. Hüseyin YAPICI' ya teşekkür ederim. Bu aşamaya ulaşmamda maddi ve manevi bütün desteklerini esirgemeyen aileme ayrıca teşekkür ederim.

MODELİ YAPILAN BİR GAZ TÜRBİNLİ MOTOR YANMA ODASINDA YANMANIN SAYISAL İNCELENMESİ

Erdal ÖZKAN

Erciyes Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü

Yüksek lisans Tezi, Eylül 2008

Tez Danışmanı: Doç. Dr. S. Orhan AKANSU

ÖZET

Bu tez çalışmasında gaz türbinli bir motorun yanma odası modellenerek yanma performansı ve emisyon değerleri sayısal olarak incelenmiştir. Yapılan çalışmada standart k- ϵ model, yakıt olarak kerosen ($C_{12}H_{23}$), iki farklı ısı gücü (10kW ve 100kW) ve iki farklı hava fazlalık değeri ($\lambda=1$ ve $\lambda=2$) kullanılmıştır.

Bu tez 5 bölümden oluşmaktadır. Tezin 1. bölümünde giriş ve literatür araştırması, 2 bölümde gaz türbinli motorların temel prensipleri, 3. bölümde havacılıkta kullanılan gaz türbinli motorların temel tipleri ve gaz türbinli motor yapısı, 4.bölümde yanmanın sayısal çözümlemesi için gerekli temel denklemler ve modellenen yanma odası için yapılan çözümlemenin grafikleri sunulmuştur. 5. bölümde ise elde edilen sonuçlar verilmiştir.

Sayısal simülasyonda yanma odasında ortalama sıcaklığın en yüksek değerine ısı gücünün 10kW ve hava fazlalık değerinin $\lambda=1$ olduğu durumda ulaşılmıştır. Isıl güç değerine bağlı olarak sıcaklık değerinin arttığı belirlenmiştir. Sayısal çalışmada yapılan gözlemlerde, daha yüksek ısı güçlerinde yanma işleminin daha dar mesafede gerçekleştiği belirlenmiştir.

Anahtar Kelimeler: Yanma Odası, Gaz Türbinli Motor, Kerosen.

INVESTIGATION OF COMBUSTION IN A MODEL OF GAS TURBINE ENGINE COMBUSTION CHAMBER

Erdal ÖZKAN

Erciyes University, Graduate School of Natural and Applied Sciences

M. Sc. Thesis, September 2008

Thesis Supervisor: Assoc. Prof. S. Orhan AKANSU

ABSTRACT

In this thesis, combustion performance of a gas turbine engine has been investigated numerically by means of modeling a combustion chamber. At the study, standard k- ϵ model, fuel kerosene ($C_{12}H_{23}$), two different thermal power (10 KW and 100 KW) and two different excess air values ($\lambda = 1$ and $\lambda = 2$) have been used for the numerical analysis.

The thesis consists of five chapters and organization of this study is as follows. In Chapter I, introduction and literature survey are given. The basic principles of the gas turbine engines are described in Chapter II. Types of the gas turbine engines, construction and components of the gas turbine engines are presented in Chapter III. In Chapter IV, basic equations of combustion and graphically results of modeled combustion chamber are given. At the last section, Chapter V, results from experiments presented.

Maximum average temperature at the simulations is obtained from $Q=10\text{kW}$ and $\lambda = 1$. The simulation results show that the temperature increases as the thermal power. The simulation obtained from higher thermal powers is realized in the combustion process narrow distance.

Keywords: Combustion chamber, gas turbine engine, kerosene

İÇİNDEKİLER

KABUL VE ONAY	I
TEŞEKKÜR.....	II
ÖZET.....	III
ABSTRACT.....	IV
KISALTMALAR.....	VII
 1. BÖLÜM	
GİRİŞ	
1.1. Giriş.....	1
1.2. Tarihçe.....	1
1.3. Literatür Özeti	2
 2. BÖLÜM	
GAZ TÜRBİNLERİNİN TEMEL PRENSİPLERİ	4
2.1. Gaz Türbinleri Termodinamik Çevrimleri	4
2.3. Temel Gaz Türbin Teorisi	8
2.3.1. Yakınsaklık ve Iraksaklık Kavramı	8
2.4. İtme Kuvvetine Çevrenin Etkileri	9
 3. BÖLÜM	
HAVACILIKTA KULLANILAN G/T MOTOR TİPLERİ.....	12
3.1. Giriş.....	12
3.2. Turbojet Motor	12
3.3. Turboprop Motorlar	14
3.4. Turbofan Motorlar	15
3.4. Turboşaft Motorlar	16
3.5. Gaz Türbinli Motor Yapısı Ve Elemanları	17
3.5.1. Motor girişi.....	17
3.5.2. Kompresör	18
3.5.2.1. Kompresör İçinde Normal Akış	19
3.5.3. Yanma Odası	21
3.5.3.1. Yanma Odası İçin Gerekli Özellikler	22
3.5.3.2. Yanma Odası Yapısı	23

3.5.3.4. Yanma İşlemi	24
3.5.3.5. Yanma Odası Tipleri	25
3.5.3.6. Yakıt Nozulları	27
3.5.3.7. Yanma Ürünleri ve Kirleticiler	29
3.5.4. Türbinler	31
4. BÖLÜM	
YANMANIN SAYISAL AKIŞKAN DİNAMİĞİ (SAD) MODELLEMESİ.....	33
4.1. Giriş	33
4.2. Temel Denklemler	33
4.2.1. Korunum Denklemleri	34
4.3. Yakıcılarda Türbülanslı Akışın Modellemesi	35
4.3.1. Standart k- ϵ model	36
4.4. Yakıcılarda Yanmanın Modellemesi	38
4.5. Yanma Odası Boyutları ve Geometrisi	40
4.5.1. Yanma odası boyutları	40
4.5.2. Yanma Odası Geometrisi	40
4.6. Sayısal Ağ (Grid) Üretimi	41
4.7. Çözüm Metodu	45
4.7.1. Çözüm Algoritması	46
4.7.2. Problemin Sayısal Çözümü	48
5. BÖLÜM	
SONUÇLAR.....	72
5.1. Giriş	72
5.2. Sonuçlar	72
KAYNAKLAR.....	73
ÖZGEÇMİŞ.....	75

KISALTMALAR VE SİMGELER

A	Arrhenius Faktörü
$C_{12}H_{23}$	Kerosen
CO	Karbon monoksit
CO ₂	Karbon dioksit
d	Duvar
E	Aktivasyon Enerjisi
f	Yakıt
h	Hava
hç	Çevre Isı Taşınım Katsayısı
H	Entalpi
H ²	Hidrojen
İ	Giriş
LES	Büyük Girdap Simülasyonu
NO ²	Azotdioksit
NO ^x	Azotoksitler
O	Oksijen Atomu
O ²	Oksijen
P	Basınç
pV	Mekanik Enerji
r	Radyal Mesafe
SAD	Sayısal Akışkan Dinamiği
SO ^x	Kükürtoksitler
T	Sıcaklık
U	İç Enerji
V	Hacim
z	Eksenel Mesafe

1. BÖLÜM

1.1. Giriş

Gaz Türbinleri çalışma havası kuru hava (atmosfer havası) olan bir türbin motorudur. İlk jet motorları sadece uçaklar için dizayn edilmiştir. Ancak gelişmeler çok hızlı olmuş ve kullanım sahaları, küçüklük, hafiflik ve yüksek takat özellikleri nedeniyle gemiler, hovercraft, santraller endüstri kuruluşları dâhil çok geniş bir alana yayılmıştır.

Gaz türbini: Bir gaz türbini dönen kompresörde havayı sıkıştıran, yanma odasında ısıtan ve türbinde genişlemesini sağlayan bir makinedir. Türbin çıkış gücü kompresörün ve bağlanmış herhangi bir yükün hareket ettirilmesinde kullanılır.

1.2. Tarihçe

Gaz Türbinlerini geliştirmek için ilk ciddi girişim, 1905 yılında Fransız Turbomotor Anonim Şirketi tarafından yapılmıştır. Bu motorun kompresör kısmı, her biri 25 kademeli, seri bağlantılı üç adet kompresörden oluşuyordu. Bu kompresörler doğrudan doğruya, iki sıra halinde kanatçıkları bulunan bir türbin tarafından çevriliyordu. Çalışma basınç oranı 4:1, türbin giriş sıcaklığı 560C ve ısı verimi de %3 kadardı. Üretilen gücün büyük bir bölümünü kompresör yutuyordu. 33 yanma odası bulunan bu gaz türbini, su ile soğutuluyor ve ısınan su da yanmış gazların sıcaklığını güvenli sıcaklığa indirmek için yanma odalarına püskürtülüyordu. 1913 yılında Fransız Lorin, bir Ramjet motoru patenti almış, ancak o günkü teknoloji ile yapılması mümkün olmamıştır. Alman Schmidt, 1928 yılında ilk Pulsejeti tasarlamış ve Almanlar bu motorları 1942 de V-1 uçan bombalarına uygulamışlardır. İngiliz bilim adamı Frank Whittle, 1920 yılında, yazdığı bir ders kitabında, bir uçağın güçlendirilmesinde, jet tahriki sağlayıcı olarak, gaz türbini kullanılabileceğini açıkladı. 1930 yılında çok kademeli bir aksiyal kompresör ile tek kademeli santrifüj kompresörü aynı rotorda kullanıp havayı turbojet kısmına sıkıştırarak güç sağlamış ve ilk turbo jetin patentini almıştır[14].

20. yüzyılın başlarında gerçekleştirilen motorlu uçakla uçuştan bu yana uçakların

başarılı gelişmelerinde uygun güç gruplarının dizayn ve yapımının büyük katkısı olmuştur. Pistonlu motorların gerek araçlarda gerekse mekanik enerji üretiminde yaygın olarak uygulanması uçak yapımcılarını da doğal olarak bu tip motorları kullanmaya sevk etmiştir. Bu nedenle, havacılığın ilk kırk senelik gelişmesinde pistonlu motorlar ve pervaneler büyük rol oynamışlardır. Günümüzde bile, dünyanın bir çok ülkesinde üretilen hafif uçaklarda pistonlu motor-pervane bileşimi kullanılmaktadır.

1.3. Literatür Özeti

Witkowski ve arkadaşları [1]. SR-30 Turbojet tipinde gaz türbin modelinin performansını incelemişlerdir. Kompresör, Türbin, Yanma Odası ve Egsozda bulunan sensörler yardımıyla elde edilen gerçek zamanlı sıcaklık, basınç ve kütle akış oranı verilerini hesaplamalarda kullanarak kompresör, türbin verim ve kayıp değerlerini hesaplamışlardır. Bu yöntemde temelde hava sıkıştırılarak yanma odasına gönderilir ve yanma odasında yanan yakıt hava karışımının türbinde genişleyerek elde edilen enerjinin etki kuvvetine dönüşmesini gözlemlemişlerdir.

French [2] biodizel yakıtları SR-30 Gaz Türbin Motorunun çalışmasında deneyerek performans değerlendirmesi yapmıştır. Bu çalışmalar üniversitede öğrencilerle birlikte yapılarak öğrencilerinde deneyim kazanması sağlanmıştır. SR-30 Gaz Türbin Motorunu üreten firmanın uygun gördüğü yakıtlar Jet-A, A-1, B, 4,5,8, dizel kerosenedir. Bu yakıtlar haricinde kullanılmış ve kullanılmamış hafif bitkisel yağlar kullanılarak yapılan deneylerde gaz türbini yüksek devirlerde çalıştırılarak güç elde edilmiştir.

Rerez Blance [3] SR-30 tipindeki bir Gaz Türbin Motorunun çalışmasını ve başlıca karakteristiklerini tanımlamıştır. Brayton çevrim analizleri ve Etki kuvvetinin prensipleri açıklanmıştır. Sonuçta SR-30 gaz Türbin Motorunun emniyetli bir şekilde çalıştığı ve öğrenciler içinde yararlı bir çok etkisinin olduğu kabul edilmiştir.

Vakil ve arkadaşları [4] Gaz Türbinli Motorlarda yüksek verime ulaşabilmek için yanma odasının sıcaklığını artırarak çıkış gücünün yükseldiğini tesbit ettiler. Yanma Odasına

verilen yakıtın yüksek momentumda bir suyetiyle verildiğinde yüksek türbülanslı bir akış alanı oluşturduğu anlaşılmıştır.

Sierra ve arkadaşları [5] Gaz Türbinli bir motorda yanma odasındaki sıcaklık dağılımının sayısal hesaplamalarla uygulanmasını incelediler. Yanma Odasını modelleyerek basınç dağılımındaki kararsızlığın birinci ve ikinci hava girişlerinin arasındaki farkdan meydana geldiği gözlenmiştir.

Lee ve arkadaşları [6] Gaz Türbinlerinde kararsız bir yanmanın özellikleri ve kararsız bir yanmanın temelini teşkil eden işleyişi bir çok sayıda deneysel teşhis ile birlikte incelemişlerdir. Bu teknikler genelde basınç altında yapılan kızılötesi soğurma ve laser ile yapılan ölçümlerdir. Sonuçta kararsız bir yanmanın işleyişinin özellikleri nasıl bir teknikle yapıldığı örneklenerek gaz türbinlerinde kararsız yanma hakkında stratejiler geliştirilmiştir.

Sturgess ve arkadaşları [7] gelecekte gaz türbinli motorların daha yüksek performansda olacağını bunun sonucundada sıkıştırma ve yanma çıkış sıcaklıkları yanma basıncı, yakıt hava oranı değerlerinin çalışma sınırları içerisinde kalacağını incelemişlerdir. Böyle bir yanmada istenilmeyen egsoz emisyon seviyesi, yüksek karbonmonoksit gazı ve yanmamış hidrokarbon miktarlarını artıracığını tesbit etmişlerdir. Bu istenilmeyen durumların Motorun geliştirilmesi ve Brayton Çevrimindeki değişikliklerle azaltılması konusunda çalışmışlardır.

Yılmaz, [8] Model bir yakıcıda hidrojen metan karışımının yanmasını deneysel ve sayısal olarak incelemiştir. Doktora tezi, Erciyes Üniversitesi, Fen Bilimleri Üniversitesi, 2006

Sharma ve arkadaşları [9] Gaz Türbinlerinde yanma olayında emisyon değerlerinin düşürülmesi ve yanma odası çıkış sıcaklığının istenilen değerlere gelmesini incelemişlerdir. Belirli bir yakıt için NO_x emisyon değerlerinin azalmasını yanma basıncının düşürülmesi ve yakıt girişindeki girdabın artırılması ile mümkün olduğunu tespit etmişlerdir.

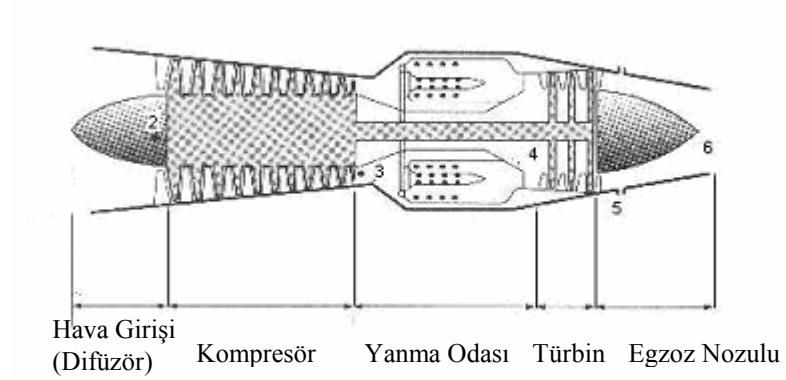
2. BÖLÜM

GAZ TÜRBİNLERİNİN TEMEL PRENSİPLERİ

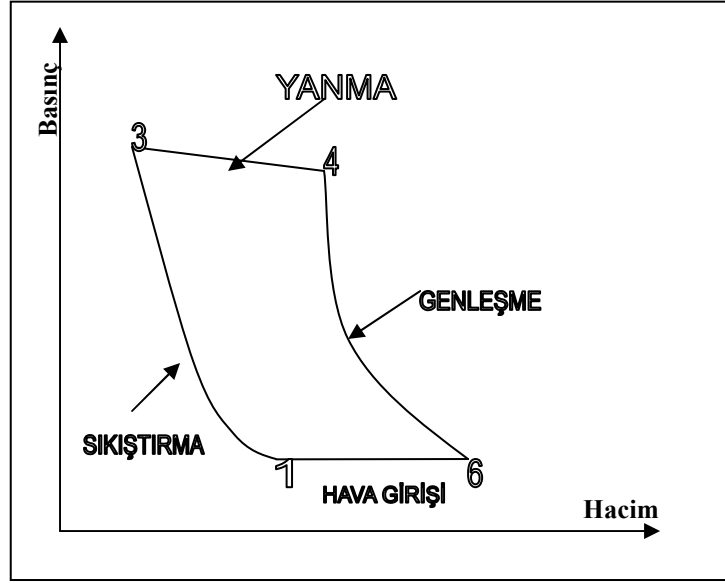
2.1. Gaz Türbinleri Termodinamik Çevrimleri

Basit bir gaz türbini kompresör, yanma odası, güç türbininden oluşur. Bu gaz türbininin esas termodinamik çevrimi şöyledir:

Sabit entropide sıkıştırma (kompresör), sabit basınçta yanma (yanma odası), sabit entropide genleşme (türbin) ve sabit basınçta atmosfere çıkış (egzost). Şekil 2.1 ve 2.2 'de bu olayın diyagramı verilmiştir[11].



Şekil 2.1. Temel bir gaz türbin yapısı.



Şekil 2.2. İdeal Brayton Çevrimi.

Şekil-2.1. inceleyerek basit bir gaz türbinin çalışma prensiplerini irdeleyelim:

1-3 Fazında çalışma maddemiz hava kompresör giriş kısmından (atmosferden) emilerek basıncı arttırılır ve yanma odasına sevk edilir.

3-4 Fazında yakıt nozulları vasıtasıyla sıkıştırılmış hava üzerine yakıt püskürtülür ve bu karışım bir buji vasıtasıyla yakılır.

4-6 Fazında ısınan ve hızla genişleyen gazlar yanma odasından çıkarak türbin rotoruna sevk edilir. Türbin hareketli ve sabit kanatları (Rotor X Stator) arasından geçen gazlar taşıdıkları termal ve kinetik enerjilerini mekanik enerjiye dönüştürürler.

6-1 Fazında atmosfer basıncına kadar genişmiş olan gazlar üzerlerinde bir miktar termal enerji olduğu halde atmosfere egzost edilir.

1-3 Fazında basınç artar, sıcaklık artar, hacim küçülür.

3-4 Fazında sıcaklık artar, hacim artar, basınç sabittir.

4-6 Fazında hacim artar, sıcaklık ve basınç düşer.

6-1 Fazında basınç sabit, sıcaklık ve hacim düşer.

Sisteme verilen ısı

$$Q_{in} = C_p (T_c - T_b)$$

Sistemden atılan ısı

$$Q_{out} = C_p (T_d - T_a)$$

Çevrimin ısı verimi

$$\eta_t = 1 - \frac{C_p (T_d - T_a)}{C_p (T_c - T_b)}$$

A-B izentropik işlemi boyunca kompresörün işi

$$W_c = h_b - h_a$$

Yanma odasında sisteme verilen ısı

$$Q_{in} = h_c - h_b$$

Türbinin işi

$$W_t = h_c - h_d$$

Dışarıya atılan ısı

$$-Q_{out} = h_d - h_a$$

Türbin işi ile kompresör işi arasındaki fark net işi; sisteme verilen ısı ile dışarıya atılan ısı arasındaki farka ise net ısıyı verecektir.

$$\eta_t = \frac{W_{net}}{Q_{in}} = \frac{Q_{net}}{Q_{in}}$$

$$W_{net} = (h_c - h_d) - (h_b - h_a)$$

$$q_{net} = (h_c - h_b) - (h_d - h_a)$$

$$W_{net} = q_{net}$$

Böylece, çevrimin ısı verimi

$$\eta_t = 1 - \frac{h_d - h_a}{h_c - h_b}$$

Net Thrust

$$Fn = \left(\frac{W_a - W_f}{g} * V_j \right) - \left(\frac{W_a}{g} * V_a + \frac{W_f}{g} * V_f \right)$$

Fn: LBS cinsinden net thrust Wf: LBS/sn cinsinden yakıt akışı

g: Yerçekimi ivmesi Va: FT/sn cinsinden giren hava hızı

Wa: LBS/sn cinsinden motordan geçen hava akışı

Vf: FT/sn cinsinden giren yakıt hızı

Vj: FT/sn cinsinden eksoz gaz hızı

$$F_n = \frac{W_a}{g} * (V_j - V_a) + \left(\frac{W_f}{g} \right) * V_j + A_j * (P_j - P_{atm})$$

A_j : FT^2 cinsinden motor jet nozzle alanı

P_j : LBS/ FT^2 cinsinden jet nozzle'ın daki ortam havasının statik basıncı

P_{atm} : LBS/ FT^2 cinsinden atmosferik basınç

Yanma odasında ilk olarak buji vasıtasıyla başlatılan yanma neticesi meydana gelen sıcak gazlar türbin üzerinde genleşirken ısı enerjisi mekanik enerjiye dönüşür. Türbinin dönmesi ile aynı şafta bağlı olan kompresör dönmeye devam eder ve yanma odasına

sevk olan hava ve üzerine püskürtülen yakıt yanmakta olan karışım ile alevlenerek yanmasına devam eder. Böylece türbinin dönmesi ile türbinin diğer ucundan güç elde edilir ve bu çıkış başladıktan sonra olay sürekli, kararlı, ve kendini devam ettirecek bir şekle dönüşür.

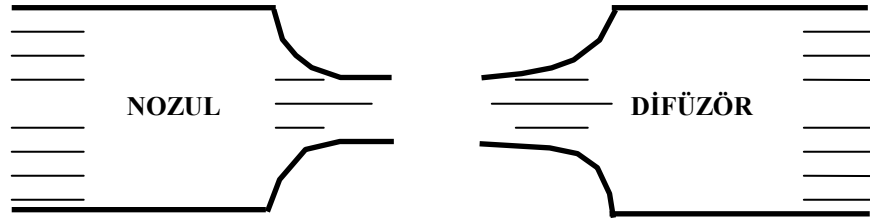
Gaz türbininin termodinamik etüdü 4 ana kabulden dolayı çok kolaylaşır.

1. Gazların sıcaklığını azaltmak üzere gereğinden çok fazla hava (normal yanma havasının 4-5 katı) atmosferden alınır ve böylece hava/yakıt oranı (yaklaşık 60/1) içinde yakıt kütlesi hava kütlesine nazaran ihmal edilebilir ve sistem giriş çıkış debisi sabittir.
2. Kullanılan akışkan hava, ideal gaz koşullarını sağlar ve çevrim boyunca bileşimi ve özgül ısısı değişmez.
3. Atmosfere çıkış sıcaklığı yüksek olduğu için yoğunlaşabilir ürünlerinde gaz olarak çıktığı kabul edilir.
4. Akım sürekli olduğu için muayyen kesitlerdeki akış hızı sabit ve homojendir. Kesit geçişlerindeki basınç kayıpları ve kinetik enerji farkları ihmal edilebilir.

2.3. Temel Gaz Türbin Teorisi

2.3.1. Yakınsaklık ve İraksaklık Kavramı

Gaz türbininin uygun çalışması için iki faktör gereklidir. Bunlardan birincisi Nevton'un 3. kanunu, diğeri yakınsaklık ve ıraksaklık işlemleridir ki burada yakınsaklıktan kasıt Nozul, ıraksaklıktan kasıt ise Difüzördür. Bernoulli prensibinde bu işlemler için geçerlidir. Venturi olayı, (otomobil karbüratörlerindeki gibi) Bernoulli prensibi ve yakınsak/ıraksak işlemlere güzel bir örnek teşkil eder. Bernoulli prensibi $(z + p/\rho g + V^2/2g = C)$ eğer bir akışkan nozul üzerinden geçirilirse akışkanın hızı artar ve basıncı azalır. Veya akışkan bir difüzörden geçirilirse bu durumda ise olayın tersi gerçekleşir yani hız azalır ve basınç artar. Türbin sabit kanatları nozula, kompresör sabit kanatları ise difüzöre örnek teşkil etmektedir. Şimdi Şekil 2.3 'de bu durumu görelim [12].



Şekil 2.3. Nozul ve Difüzör.

2.4. İtme Kuvvetine Çevrenin Etkileri

Yüksekliğin fazla olması-(hava soğuk ve yoğunluğu az) yüksek sıcaklık-(moleküller serbesttir ve bir arada duramazlar). Düşük barometrik basınç-(düşük çalışma noktası) ve yüksek nem nedeni ile düşük miktarda hava akımının olması ve düşük güç demektir.

Düşük yükseklik, düşük sıcaklık, düşük nem ve yüksek barometrik basınç fazla miktarda hava akımı ve buna bağlı olarak yüksek güç demektir. Bir gaz türbininin verimi yakıtı kuvvet veya güce etkin olarak çevirebilmesi veya saatteki yakıt tüketimi başına elde edilen itme kuvvetinin karşılığı özgül yakıt tüketimi tarafından belirlenir. Hava ve yakıt bir gaz türbininde güç üretimi amacıyla birlikte kullanılırlar.

Havanın normal bileşimi:

- % 21 Oksijen
- % 78 Nitrojen
- % 1 Diğer gazlardır.

% 21 Oksijen, yakıtın yakılması veya oksitlenmesi için kullanılır. Geri kalan % 79 lik kısım gaz türbini çevriminde kimyasal etkisi olmayan ve işe yaramayan kısımdır.

Sıkıştırma Oranı: Sıkıştırma oranı, kompresör çıkış basıncının kompresör giriş basıncına bölümüne eşittir.

Kompresör hava akımı miktarı (kütlesel debi) : Kompresörün kütlesel debisi öncelikle kompresör giriş kesit alanına bağlı olmakla birlikte hıza, kompresör rotorunun dönüş hızına ve çevre veya dış ortam havasının özelliğine bağlıdır.

Her bir kanat kademesi veya kademeden kademeye geçtikçe kanat dik kesit alanı

giderek azalır böylece hava akımının basıncı ve sıcaklığı kompresör çıkışına doğru önemli miktarda artar. Kompresör kanat kademelerinde yapılan toplam iş miktarı (pompalama ve sıkıştırma) çok küçüktür. Böylece toplam sıkıştırma oranı her bir kademedeki sıkıştırmanın toplamı olmaktan ziyade çarpımıdır.

Bir 13 kademeli kompresörün her bir kademesindeki basınç oranı 1.1 dir ve hava giriş basıncı 14.7 psi dir. Son basınç nedir? Toplam basınç oranı nedir?

Kademe 1	Kademe 2	Kademe 3	Kademe 4	Kademe 5	Kademe 6	Kademe 7
14.7x1.1	16.17x1.1	17.79x1.1	19.57x1.1	21.52x1.1	23.67x1.1	26.04x1.1

Kademe 8	Kademe 9	Kademe 10	Kademe 11	Kademe 12	Kademe 13
28.65x1.1	31.51x1.1	34.66x1.1	38.13x1.1	41.94x1.1	46.13x1.1

Son Kademe Basıncı = 50.73 psi

İlk Kademe Basıncı = 14.7 psi

Kademe Başı

$$\text{Sıkıştırma Oranı} = \frac{50.73}{14.7} = 3.45:1$$

Birinci kademedeki basınç artışı :16.2-14.7=1.5

Son kademedeki basınç artışı : 50.75-46.13=4.62

Basınç oranı her bir kademe için aynıdır fakat son kademedeki basınç artışı daha büyüktür. Hız ve yoğunluk kompresör boyunca basınç artışında bir etkiye sahiptir. Sıkıştırma oranı gaz türbini hızıyla artacak veya azalacaktır. Kompresör giriş sıcaklığı aynı zamanda kompresör boyunca basınç artışı üzerinde bir etkiye sahiptir.

Kompresördeki hava akımının durması kompresörden akan düzensiz hava akımı ile gerçekleşir. Kompresör çıkışındaki hava yanma ve motorun içindeki parçaların soğutulması için kullanılır. Yaklaşık %20 si yanma odasında kullanılırken %80 i soğutma için kullanılır.

Türbinin sıcaklığı yalnız kompresörün durmasından dolayı artmaz, aynı zamanda zengin yakıt karışımı da buna neden olur. Fakat egzost gazlarının sıcaklığının artması türbin soğutma havasının azalması (kompresörün hava akımının durması nedeniyle) sonucunda da olur[14].

3. BÖLÜM

HAVACILIKTA KULLANILAN G/T MOTOR TİPLERİ

3.1. Giriş

Newton'un III.Hareket Kanununa göre; her kuvvetin kendisine eşit, zıt yönde ve aynı doğrultuda bir kuvveti mevcuttur. Bu prensipten hareketle Etki/Tepki (Aksiyon/ Reaksiyon) prensibi jet motorların tahrik sistemini şekillendirmiştir. Egzostu terk etme anında "THRUST" denilen ve uçağı ileri doğru hareketle sevk eden bir kuvvet oluşumu elde edilmiştir. Jet motorlarının tarihsel modifikasyonundaki gelişim "RAMJET"lerle başlamış - ki halen meteorolojik tespit maksadıyla kullanılmaktadır. Turbojet, Turboprop ve Turbofan motorlarla geliştirilmiştir. Bunlardan alçak irtifa ve düşük sürat sınırlarında pervane veriminin üstünlüğü turboprop ve turboşaft mekanizmaları ile yüksek irtifa ve süratlerde ise optimum verim turbojet mekanizması ile sağlanmaktadır[14,12].

Gaz Türbinli Motorları kullanım amaçlarına yönelik olarak 4 gruba ayrılır.

- a) Turbojet
- b) Turbofan
- c) Turboprop
- d) Turboşaft

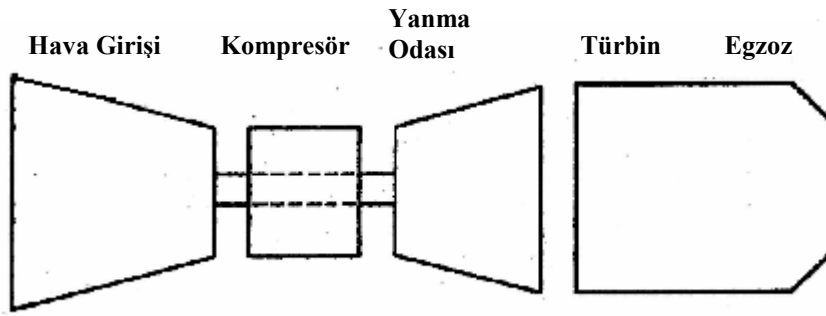
3.2. Turbojet Motor

Bir turbojet, kompresörün ihtiyaç duyduğu güçten fazla güç gerektirmeyen (herhangi bir motor veya aksesuar için gerekli olan güç) ve bu gücün türbin tarafından sağlandığı bir gaz türbinidir. Egzost gazları içinde bulunan kullanılabilir enerjiyi jetin kinetik enerjisine dönüştürür.

Turbojet motoru tepkisini motora giren küçük kütleli havanın büyük oranda ivmelendirilmesiyle elde eder.

Turbojet motorunun elemanları

- a) Hava alığı
- b) Kompresör
- c) Yanma odası
- d) Türbin
- e) Egzoz



Şekil 3.1.Turbojet Motor.

Çalışma Prensibi

Bir turbo jet motorun çalışma prensibi oldukça basittir ve 5 temel bölümden meydana gelir. Inlet (havanın girdiği yer, hava alığı da denilir), compressor (kompresör), combuster (yanma odası), türbine (türbin ve nozzle). Inlet (normal olarak gövdenin bir parçası olarak değerlendirilir) dinamik hava basıncını statik hava basıncına çevirir. Kompresör, büyük miktarlarda havayı sıkıştırır ve yanma odasına gönderir. Burada hava iki yola ayrılır. Birincisi, yüksek sıcaklıklarda (2500K) yanmanın olduğu yanma odasından geçer ve ikincisi yanma .odasının soğutulması için kullanılır ve 1150 – 1600K arası bir sıcaklıkta gaz harareti üretmek üzere yanma odası çıkış ile birleştirilir. Daha sonra sıcak gazlar, kompresör ve motora bağlı diğer bazı hareketli parçaları harekete geçirmek üzere enerjinin bir kısmının alındığı türbin üzerinden akar. Gazlar daha sonra, bir duct (after burner olarak isimlendirilen ilave yakıtın verildiği yer) üzerinden geçerek türbin memesine. gelir ve burada genişletilerek gazların momentumu çok yüksek seviyelere çıkarılır. Momentumun girişten nozzle çıkışına kadar olan değişmesi uçağı iten thrust kuvvetinin çoğunu meydana getirir[14].

Özellikleri

Uçaklarda kullanılan ilk gaz türbinli motor tipidir.

Yüksek hızlara ulaşılabilir.

Yakıt tüketimi fazladır.

Çok sesli çalışır.

En küçük özgül ağırlık (motor ağırlığı/tepki(lb))

Uzun kalkış pisti gereklidir.

Bu özelliklerden de görüldüğü gibi turbojet motoru yüksek hız, yüksek irtifa, uzun mesafe uçuşları için en üstün motor tipidir.

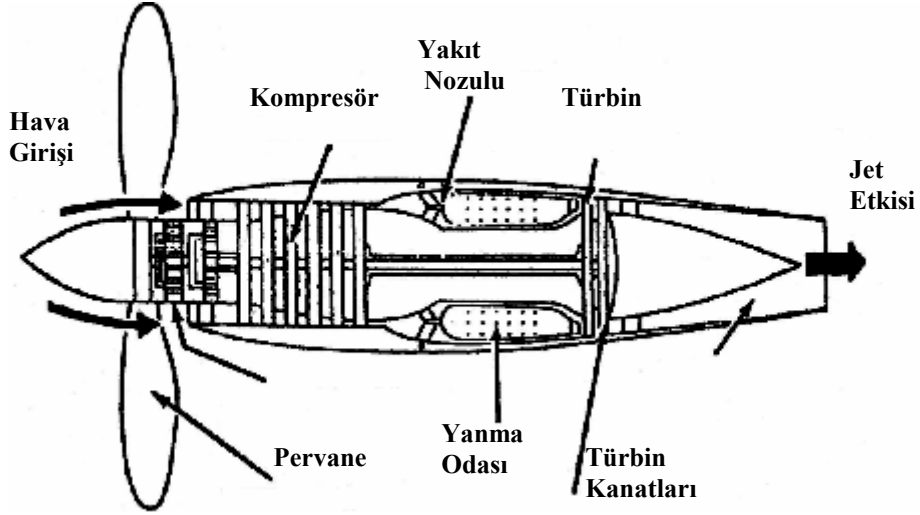
Turbo jet motorun çalıştığı temel bölümlerden özellikle, türbin ve kompresör bölümünün etkinliği thrust çıkışı için çok önemlidir. Yaklaşık olarak sıcak gazlardaki mevcut enerjinin üçte ikisi kompresörü sürmek için türbin tarafından emilir. İlk modellerde yetersiz türbin ve kompresörlerin diğer konstrüksiyon malzemeleri ile birleşmesi sonucu başarısız olmuştur. Termodinamik kanunlarının, açığa çıkan enerjinin sıcaklık ve basınçtaki yükselme ile yükseleceğini belirlemesi sonucunda dizayn mühendisleri, daha büyük basınç oranları üretecek kompresörler ve daha yüksek sıcaklıklara dayanacak türbinler geliştirmek için çalışmaya başladılar. İlk uçuş 1939 dan sonra turbojet motorlardaki çok büyük ilerlemelerin sağlanmasının sebebi bu iki komponentteki gelişmedir.

Gaz-türbin (gas-turbine) motorlar değişik mekanik düzenlere sahiptir ancak bütün türbin motorların temel parçaları ayındır; kompresör (compressor), yanma odası (combustion chamber), kompresörün hareketi için bir türbin (turbine) ve 'egzoz (exhaust nozzle). Farklılık bu komponentlerin tip ve düzenlerindedir.

3.3. Turboprop Motorlar

Turboprop motorlar motor gücünün %19-20'si jet tepkisi, %80-90'ı pervane gücü ile sağlarlar.(Genellikle yük ve yolcu uçaklarında tercih edilir.) Şekil 3.3 de gösterildiği gibi bir turboprop motor, ön tarafında, standart uçak pervanesini çevirmek üzere monte edilmiştir reduction gear box (devir azaltıcı dişli kutusu) olan gaz-türbin veya turbo jet motordan daha başka bir şey değildir. Bu motor pervanesinin döndürülmesi için hemen hemen egzoz gazının tamamını kullanır ve bu nedenle egzoz gazlarının atılması ile çok az bir thrust sağlar. Egzoz

gazları mevcut toplam enerjinin %10 kadarını sağlar. Enerjinin diğer % 90 kadarı, kompresörü ve pervaneyi döndüren ikinci bir türbini döndüren türbinler tarafından çekilir. Turboprop tarafından kullanılabilen uygun bir hıza düşürülmesini sağlayan gear reduction box 'ın ilave edilmiş olmasıdır.



Şekil 3.2. Turboprop Motor.

Özellikleri

Düşük hava hızlarında büyük tepki verimi üretebilir çünkü pervane uçağın sıfır ön hızında büyük hava kütlelerini ivmelendirebilir.

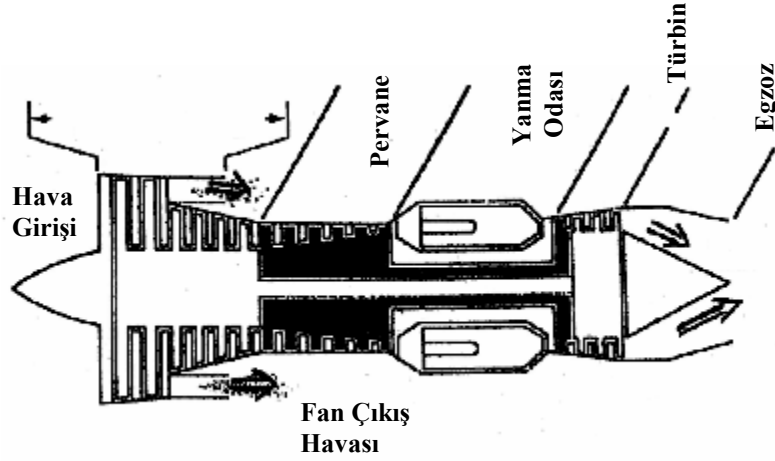
Turbojetden daha karmaşık ve ağır

En düşük özgül yakıt sarfıyatı

Kısa kalkış pisti yeterlidir.

3.4. Turbofan Motorlar

Turboprop motorlarındaki redüktör dişli grubu ve pervane yerine motor süratinde dönen merkezi akışlı bir fan grubu yerleştirilerek turbofan motorlar yapılmıştır. Turbofan prensipte motor gücünün %20'si fan emiş gücünden %80'i ise jet gücünden sağlanır.



Şekil 3.3. Turbofan Motor.

Turbofan, fazla gücün alçak basınç türbininde veya fanın döndürülmesinde ana şaftın etrafında döndüğü ayrı bir şaft olması dışında turboşafta benzer. Arka fan motoru diyebileceğimiz aerodinamik ikinci türbin (alçak basınç türbini) düşük kapasiteli giriş kompresörünü (fan) çalıştırmada kullanılır.

Özellikleri

Turbopropa benzer olarak düşük hızlarda artan tepki, daha kısa mesafe kalkışlarına imkân sağlar. Fakat turboprop tan ayrı olarak turbofan tepkisi artan hava hızıyla kısıtlanmaz.

Yüksek hızlarda verimlidir.

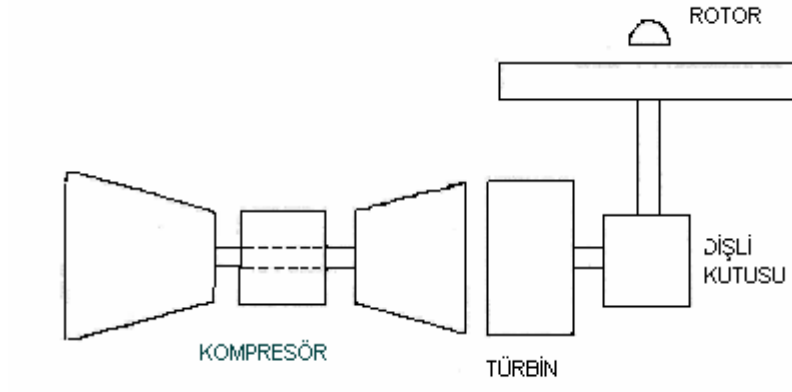
Turbojet den %10–20 daha az ses çıkartır.

Eğer fan havası ile ana motor havası ayrı lülelerden çıkıyorsa, iki ters tepki sistemine ihtiyaç duyar.

3.4. Turboşaft Motorlar

Bir turboşaft, bir pervane veya kompresörün rotor kanatlarını hareket ettirmede gerekli olan güçten fazla gücün türbin tarafından sağlandığı bir gaz türbinidir. Kompresörü ve rotoru döndürmede kullanılan güç türbininden veya rotoru döndürmede kullanılan güç, serbest dönen türbinden sağlanır. Türbin genel olarak bir dişli kutusu aracılığı ile pervane veya rotor kanatçıklarına güç iletmek amacıyla ön veya arkadan bağlanır.

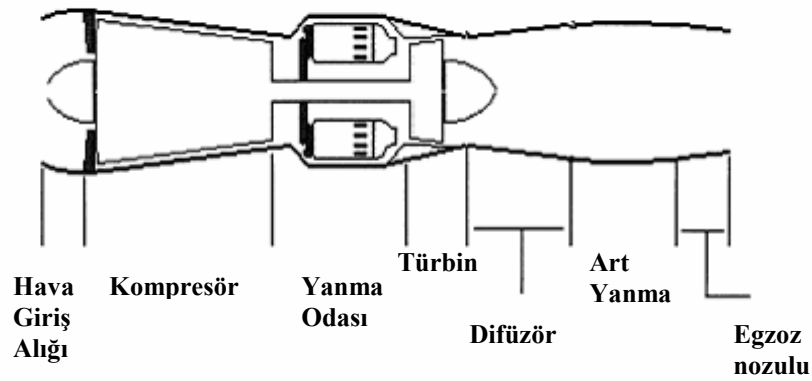
Ayrıca helikopterlerde kullanılan, güç türbin şaftına bağlı redüktör grubunun 90°'lik açı ile eksen değiştirerek pervaneyi döndürdüğü turboşaft sistemi mevcuttur.



Şekil 3.4. Turboşaft Motor.

3.5. Gaz Türbinli Motor Yapısı Ve Elemanları

Türbin motor prensiplerinin daha iyi anlaşılması için two-spool (iki-şaftlı) core türbin motor resmi, şekil 3.5. de verilmiştir.



Şekil 3.5. Two-spool core türbin motor temel parçaları.

3.5.1. Motor girişi

Hava, motora hava giriş aralığı yolu ile girer. Motorda bu ünite için aşağıdaki isimlerden biri kullanılır.

İnlet Duct; İnlet cowl; İntake Nose; Nose cowl

Hava Giriş aralığının fonksiyonları

İnlet Duct çapı arkaya doğru genişleyen bir yapıdadır. Bu tasarım, giren havanın dinamik basıncının statik basınca dönüşmesine yardım eder.

Düzgün bir hava akışı sağlar. Bu şekilde motorun verimini azaltacak akıştaki bozulmaları önler.

Girişte akışı bozan oluşumlar şunlardır.

İnlet duct ağız kısmındaki (nose lip) hasarlar

Buzlanma

Motorun yan rüzgâra maruz kaldığı koşullarda düşük hızda çalışıyor olması.

Normal uçuş şartlarında motor havayı önden alır ve ayrıca havanın ram etkisi vardır. Motor çalışır durumda fakat uçak yerde sabit ise ram etkisi oluşmaz. Hava yandan emilir. (Zero speed Airflow)

Giriş kısmı (inlet) gerçekte motorun tarif edilen herhangi parçasından biri değildir. Giriş, kompresörün ön tarafında yer alan yapısal destek parçalarından meydana gelir ve havanın kompresöre yönlendirilmesini sağlar.

Giriş bölgesi, inlet guide vanes olarak bilinen bir dizi vane vasıtasıyla kontrol edilebilir. Axial-flow turbo jet motorlardaki guide vane'ler havanın kompresör ilk kademesine doğru açıda gelmesi için hava akışın yönünü değiştirir. Bazı çalışma şartlarında axial-flow motorlarda kompresöre gelen hava miktarının kontrol edilmesi zorunludur. Aksi takdirde, düşük motor hızlarında kompresörün ön kademeleri, kompresörün arka kademelerinin kaldırabileceğinden daha fazla hava gönderebilir. Eğer bu durum meydana gelirse motor kompresör stall'u olabilir. Bu durumun olmasını önlemek için inlet guide vane ve bazı stator vane'lerin ilk kademelerinin açıları motordan akan hava miktarını azaltmak üzere değiştirilebilir. Arka kademelere gelen havanın azaltılmasında en etkin yol, fazla havanın bir kısmının kompresör kademesinde dışarı atılmasıdır.

3.5.2. Kompresör

Bir tulumba veya kompresör esas itibarı ile aynı fonksiyonu icra ederler. Bu araçlar çalışma akışkanının basıncını arttırmaları ve ısı ilavesi yapılacak olan bir sonraki elemana iletirler. Kompresörde çalışma akışkanı havadır. Bu nedenle sıkıştırmaları nedeniyle meydana gelecek giriş çıkış arasındaki kinetik enerji değişimleri ihmal edilebilir. Kompresörlerde ısı artışı da

ihmal edilebilir çünkü çoğu kez kademeler arasında akışkan soğutmaya tabi tutulur. Bir gaz türbini kompresörü atmosferden aldığı havayı sıkıştırarak birkaç atmosfer civarında bir basınca yükseltir. Yüksek basınçlı bu hava yanma odasına sevk edilir. Yakıtın yakılmasıyla meydana gelen sıcak gazlar türbin üzerinde genleştirilerek türbin rotorunu çevirirler ve çıkış şaftından faydalı iş alınır. Yanma odasında açığa çıkan enerji kullanılan hava miktarı ile doğrudan orantılıdır. Bu nedenle kompresörün verimli çalışması (maksimum sıkıştırma-kademeler arası düşük sıcaklık) toplam sistem veriminin temelidir. Günümüzde kompresörler 18/1 'e ulaşan sıkıştırma oranları ve %90 'a ulaşan çalışma verimleri ile 350 Lb/sn debiye ulaşan kapasiteleri ile hava akımları sağlarlar.

Gaz türbinlerinde kullanılan kompresör tipleri :

1. Santrifüj akışlı kompresörler
2. Eksenel akışlı kompresörler
3. Santrifüj -eksenel akışlı kompresörler olmak üzere üç tiptir.

Kompresörler bir gaz türbini sisteminin en düşük verimle çalışan elemanlarıdır. Zira elde edilen işin büyük bir kısmı kompresörün çevrilmesi için harcanır. Kısaca özetleyecek olursak gaz türbinlerinin az yakıt sarf ederek sonsuz çalışabilmesi için büyük miktarda havayı az kayıpla kesintisiz olarak yüksek basınçlara kadar sıkıştırabilen kompresörler gerekmektedir. Buradaki kompresörler için müşterek çalışma prensibi atmosfer havasının basıncını arttırmak amacıyla yönelik olarak havanın süratini arttırıp bu sayede hava kütesine kinetik enerji kazandırmak, yüksek süratli havayı difüzör üzerinden geçirerek yavaşlatma ve bu sayede kinetik enerjiyi statik basınç yükselmesine çevirmektir. Bu işlemin gerçekleştirilmesinde ortaya çıkan akışın nozullarda hızlanan akışın aksine yavaşlayan bir akışın meydana gelmesidir.

3.5.2.1. Kompresör İçinde Normal Akış

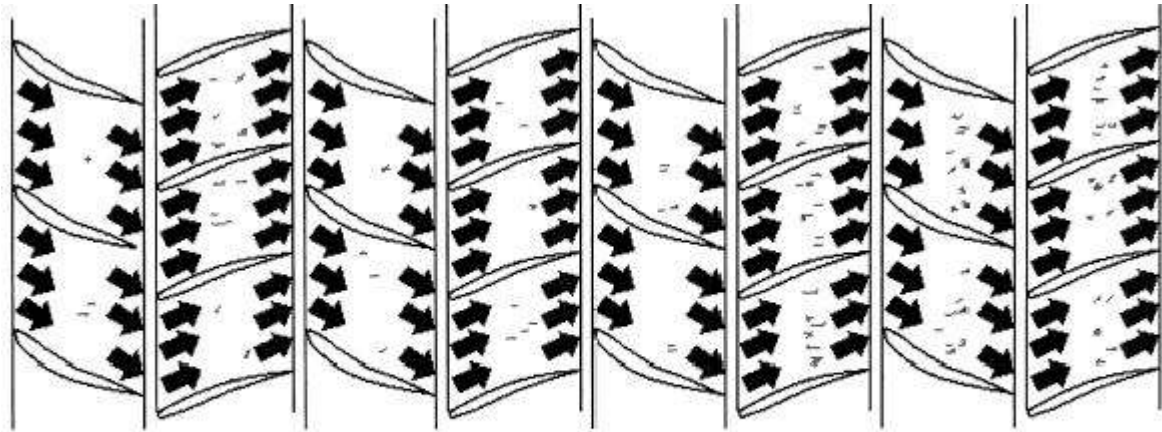
Gerek santrifüj akışlı, gerekse eksenel akışlı kompresörler, hava akışındaki değişikliklere karşı çok duyarlıdır. Bunun nedeni, verilen bir basınç oranı, devir hızı ve hava akışı için sadece tek bir optimum çalışma aralığına sahip olmalarıdır. Buna "Tasarım Noktası" denir. Tasarım noktasında, kompresördeki hava akışında mükemmel bir uyum vardır.

- İnlet duct'dan giren hava (belirli yön ve büyüklükte) kompresörün ilk

kademesine girer

- Bu andaki rotorun dönme hızı giren havayı etkileyen önemli bir parametredir (Bu hızın da yön ve büyüklük olarak vektörel bir ifadesi vardır)
- Sonuçta, rotor içinde düzgün bir akış oluşmasını sağlayacak, giriş hızı ve rotor hızının bileşkesi olan bir hız oluşur
- Akış, bileşke hızın oluşturduğu hücum açısının küçüklüğü oranında düzgün olur
- İlk kademe bladelere bu şekilde giren hava, bladelere terkederken rotor hızı nedeniyle tekrar sapar Ancak bu sapma, stator vane'lerine en ideal girişi sağlayacak yönde olacaktır
- Stator vane'leri akış hızını azaltır ve akışı devamındaki rotor kademesine yönlendirirler

Bu akış trafiği kompresörün tüm kademelerinde devam eder Ancak daha önce de belirttiğimiz gibi sadece tek bir hızda optimum olur



Şekil 3.6. Kompresör içinde normal akış.

Kompresörde Stall

Eksenel kompresörde akış

- Hücum açısı ne kadar küçükse o kadar düzgün olur.
- Rotor hızı ve giriş hızının değişmesiyle değişir.

Örneğin, verilen bir rotor hızında, hava giriş hızı azalırsa hücum açısı artar.

- Bu durumda, hava akışı air foil'lerden ayrılır Bu olay 'kompresör stall' u olarak adlandırılan türbülanslı akışa neden olur.

Kompresör stall'u

- Kompresör içindeki uygun hava akışını değiştirir.
- Hava akışının yavaşlamasına, durmasına ve hatta ters yönde hareketine neden olur.
- Stall, bazen sadece bazı airfoil'lerde meydana gelir Zayıftır ve hemen hemen fark edilmez.
- Bir veya daha fazla kademede meydana gelebilir Bu durumda motor gürültülü çalışır ve rotor hızı çok az düşer
- Kuvvetli bir stall tüm kompresör kademelerini etkileyebilir Buna "kompresör surge" u denir.

3.5.2.2. Stall Ve Surge Önleme Yöntemleri

Bu konuda uç farklı yöntem geliştirilmiştir

A Kompresör Bleed Valve kullanılması

B İki veya uç spoonlu rotor kullanılması

C Variable Stator Vane'lerin kullanılması (En etkili yöntemdir)

Modern motorlarda bu yöntemlerin ikisi veya üçü birarada kullanılır

3.5.3. Yanma Odası

Yanma odası, gaz türbininin en basit yapıya sahip elemanıdır. Bununla beraber dizaynı ve geliştirilmesi teorik çalışmalardan çok deneysel ve pratik çalışmalara ve uzun sürede kazanılan tecrübelerle dayanmaktadır. Kısaca belirtmek istersek, yanma odasının görevi çalışma akışkanı olan havaya termal enerjiyi kazandırmaktır. Bu maksat için yakıt yanma odasında doğrudan doğruya yüksek basınçtaki çalışma havası içinde yakılır, diğer bir ifade ile yanma odası direkt ısıtılmalı bir hava hiteridir. Çalışma değerlerini şöyle özetleyebiliriz: yanma odası giriş sıcaklıkları kompresör basınç oranına bağlı olarak basit gaz türbini için 400-800 K , rejeneratörlü gaz türbini için 650-850 K düzeyindedir. Yanma odası çıkış sıcaklıkları sanayi tipi ağır gaz türbinlerinde 920-1100K , uçak gaz türbinlerinde ise 1100-1600K civarında olup bunun 1100-1700K seviyesine çıkartılması için çalışmalar yapılmaktadır. Yanma odasındaki hava basıncı tam yük için ufak gaz türbinlerinde 45 psia, büyük ve komplike gaz türbinlerinde ise 370 psia düzeyindedir. Gaz türbinlerinin saniyede birkaç yüz litreye varan büyük miktarlarda hava kullanması, çalışma havasına çok küçük bir hacimde büyük miktarlarda termal enerji beslemesini gerektirir. Örneğin, modern uçak gaz türbinlerinde kullanılan yanma

odalarında açığa çıkan enerji 20000 Btu/ft/sn düzeyindedir. Çalışma akışkanının endirekt ısıtıldığı stim kazanlarında açığa çıkan termal enerji ise 7-100 Btu/ft/sn arasındadır. Dolayısıyla yanma odalarında meydana gelen sıcaklıklar da çok yüksek olup yanmanın cereyan ettiği bölgedeki alev sıcaklığı 1950-2200K civarındadır. En yüksek alaşımlı çeliklerin bile eriyeceği bu sıcaklıklar yanma odasının sıcaklığa maruz yüzeylerinde birtakım önlemlerin alınmasını gerektirir. Bu nedenle yanma odasında beslenen havanın 1/3 'ünden az kısmı yanma için kullanılırken kalan büyük kısmı yanma odası cidarlarını materyalin mücadele edeceği sıcaklığa soğutmak için kullanılır[12].

3.5.3.1. Yanma Odası İçin Gerekli Özellikler

İyi bir yanma odası için gerekli olan özellikleri şu şekilde sıralayabiliriz:

1. Yüksek yanma verimi
2. Minimum basınç düşmesi
3. Çıkış sıcaklığı düzgünlüğü
4. Yanma kararlılığı
5. Ateşleme kolaylığı, pozitif ateşleme
6. Düşük materyal sıcaklığı
7. Kısa alev boyu
8. Az karbon teşekkülü
9. Temiz egzost

Bunların ilk üçü doğrudan gaz türbini performansını etkileyen özelliklerdir. Yanma verimi yakıt sarfiyatını, basınç düşmesi ise hem yakıt sarfiyatını hem de gaz türbininden elde edilen net işi etkiler. Basınç düşmesinin minimum seviyede muhafazası kısa yanma odası boyu ve düşük akış miktarı kullanılmasını gerektirir. Diğer taraftan yanmanın iyi olması için hava miktarının belirli limitler içinde muhafazası gerekir ve kısa yanma odası boyu türbin kanatlarının aleve maruz kalmasına sebep olur. Ayrıca hava akış hızı çok yüksekse alev türbin girişine doğru kayacak, hava hızı çok düşükse alev nozul ucuna doğru geri teperek sönecektir. Dolayısıyla bu özelliklerden bazıları birbiri ile çelişkili özelliklerdir. Çıkış sıcaklığının düzgünlüğü faydalanılabilen türbin giriş sıcaklığını belirleyeceği için gaz türbininden elde edilen net işi etkiler. Sıcaklık dağılımı muntazam değilse ortalama türbin giriş sıcaklığı

düşecek, bu ise gaz türbini performansını etkilememekle beraber kararlı çalışma ve uzun bir çalışma ömrü için gerekli özellikler olup eşit derecede önem taşırlar. Yanma kararlılığı, geniş bir yakıt/hava oranı bölgesinde yanmanın dengeli olması ve rölantiden tam yüke kadar ki yük değişimlerinde yanmanın kaybolmaması anlamını taşır. Ateşlemenin gecikmesi sebebiyle yanma odasında birikecek yakıtın meydana getireceği sıcak starta (hot start) mani olmak için ateşleme kolaylığı veya pozitif ateşleme özelliği gereklidir. Düşük materyal sıcaklığı yanma odasına uzun bir çalışma ömrü sağlamak için gerekli bir özelliktir ve ancak yanma odası cidarlarında soğutma uygulamasıyla mümkündür. Ayrıca yanma odası bünyesinde büyük sıcaklık farklılıklarının bulunması istenir. Bu durum yanma odasının deforme olmasına ve çatlamalara sebep olur. Yanma odasında karbon birikimi, birikimin meydana geldiği bölgelerin sıcak gaza maruz yerlere nazaran daha düşük sıcaklıkta olmasına ve dolayısıyla lokal deformasyonlara sebep olur. Bunun yansira kopabilecek karbon parçaları türbin kanatlarının tahrip olmasına sebep olabilir. Kısa alev boyu türbin kanatlarının direkt alevle maruz kalmaması için gerekli bir özelliktir. Temiz egzost, minimum çevre kirliliği için istenen bir özelliktir ve doğrudan doğruya yanma odasındaki yanma işlemiyle ilgilidir. Yukarıda belirtildiği gibi bütün bu özelliklerin çoğu birbirinden bağımsız olmakla beraber bazıları birbiriyle çelişkilidir.

3.5.3.2. Yanma Odası Yapısı

Gaz türbinlerinde çok çeşitli tip ve dizaynlara sahip yanma odaları kullanılmakla beraber bunların hepsi aynı fonksiyonları az çok aynı şekilde icra ederler. Kısaca özetlersek, yakıt bir nozul vasıtasıyla atomize edilerek yanmanın ve alev stabilizesinin meydana geldiği bölgeye püskürtülür. Bu bölgede gelen hava ve yakıt alevle karışarak yanma sürdürülür. Bilahere yüksek sıcaklıktaki yanma gazları kalan havayla karışarak türbin girişinde muntazam sıcaklık değişimi sağlanır.

3.5.3.3. Yanma Odası Komponentleri

Motorda birkaç tip yanma odası kullanılır ve hepsinde ortak olan iki ana komponent vardır. Case (iç ve dış) :Yanma odasının dış muhafazasıdır. Hava basınç yüklerini karşılar/taşıır. İç ve dış motor komponentlerini sıcak gazlardan korur. Flame tube ve diğer komponentleri taşır. (yakıt nozulları ve bujileri)

Flame Tube :Alevi kontrol ve yataklık ederek yönlendirir. Delik ve slotları olan birçok segmentten yapılmıştır.

3.5.3.4. Yanma İşlemi

Yanma işlemi aşağıdaki adımlardan oluşur

- Sıkıştırılmış hava yanma odasına girer
- Yakıt nozulları, yakıtı hava akışının merkezine doğru püskürtürler.
- Yakıt buharlaşarak hava akışına karışır.
- Bujiler elektriki ateşleme yapar

Yanma başladıktan sonra,

- Ateşleme durur
- Yakıt ve hava temini kesintisiz olduğundan yanma devam eder.

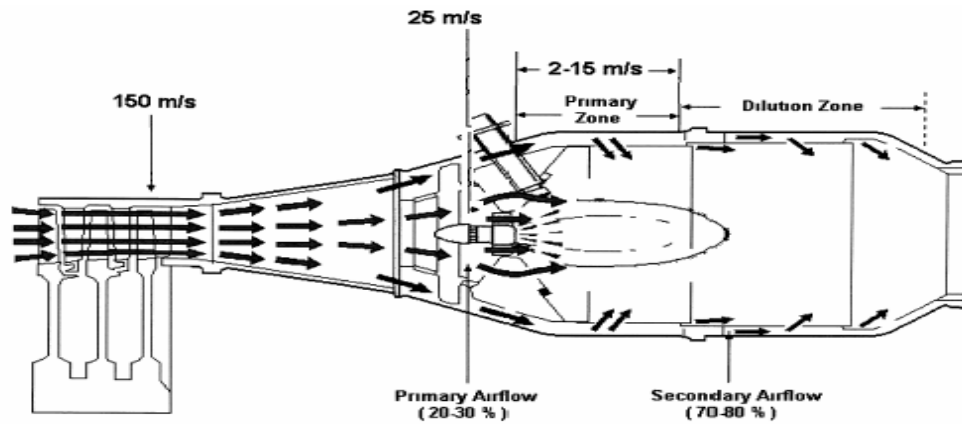
Doğru ve emniyetli yanma için iki koşulun sağlanması gerekir

- Doğru hava/yakıt karışım oranı
- Hava hızının tam yanmayı sağlayacak düşüklükte olması

Tam yanma, 1 birim yakıt için 15 birim hava gerekir

Kompresörden gelen hava primer ve sekonder akış olarak ikiye ayrılır

- Primer akış yanma için kullanılır (kompresörden gelen havanın %20-30'udur)
- Sekonder akış, yanma odasının primer bölgesinden bypass olup, sekonder bölgesinde sıcak gaz ile karışır (kompresörden gelen havanın %70-80'idir)



Şekil 3.7. Yanma İşlemi

Primer bölge, alevin stabil olduğu yerdir.

Sekonder havanın bir kısmı, primer bölgede alevi, flame tube duvarlarından (çeperinden) uzak tutmak için kullanılır. Alev sıcaklığını 2000 C ye ulaştığı bu bölgede bir film soğutma tabakası oluşturur.

Sekonder havanın büyük kısmı yanma odası malzemesinin yüksek sıcaklıklardan etkilenmemesi için soğutma görevi yapar. Yine bu havanın çoğu delution deliklerinden sekonder bölgesine girer.

Yanma odası girişinde genellikle bir difüzör bulunur. Görevi kompresörden gelen havanın hızını azaltmaktır.

Doğru yanma için, hava akışının yanma odasına düşük hızla girmesi gerekir.

a) Bu şekilde alevin stabil olması sağlanır

b) Yanmanın primer bölgede bitmesi, sekonder bölgeye ve türbine sıçramaması sağlanır

Hava akışı kompresörden yaklaşık 150m/s hızla gelir. Bu hız yanma işlemi için çok yüksektir. Difüzörde hız yaklaşık 25m/s ye düşer ki bu hızda yanma odası için çok yüksektir. İstenen oranda karışımın sağlanabilmesi için akış hızı 2-15m/s olmalıdır.bu yüzden restrictor (kısıtlayıcılar) ve swirl vane (helezonlar) kullanılır.bunlar vorteks meydana getirerek yakıt ve havanın karışmasına yardımcı olurlar.

3.5.3.5. Yanma Odası Tipleri

Üç tip yanma odası vardır

a) Can tip

b) Can-annular tip

c) Annular tip

3.5.3.5.1. Can (Odacık) Tip Yanma Odası

Santrifüj tip kompresörlü eski gaz türbin motorlarında kullanılır. Her yanma odacığının kendi hava temin duct'ı, yakıt nozulu, flame tüpü ve case'i vardır.

Tek odacıklı tipleri genellikle küçük gaz türbinli motor ya da APU' larda kullanılır.

Çok odacıklı tipleri ise genellikle turbo prop, turbo jet motorlarda kullanılır. Odacıklar birbirine iç bağlantı boruları ile bağlanır.bu yapı ateşlemenin bir odacıktan diğerine geçmesine izin verir. Ateşleme için iki adet buji kullanılır.tüm odacıklardaki basınç eşitlenir.

Avantajları,

- a) Tasarımı basittir
- b) Yapısal mukavemeti iyidir
- c) Odacıklar birbirinden bağımsız değiştirilebilirler.

Dezavantajları,

- a) Büyük ve ağır oluşu nedeni ile fazla yer kaplar.
- b) Kompresör havasını getiren duct'ların komplike olması aerodinamik kayıpları artırır.
- c) Ateşlemenin bir odacıktan diğerine geçişinde zorluklar vardır.

3.5.3.5.2. Can/Annular Tip Yanma Odası

Basit bir yapısı vardır. Flame tüpler yanma bölgesini çevrelerler. Ortak iç ve dış case içinde bulunurlar. Flame tüpler birbirine iç bağlantı boruları ile bağlıdır.

Avantajları,

- a) Yapısal mukavemeti iyidir
- b) Hava Temini daha basittir (Komplike besleme ductlarına gerek yoktur).
- c) Benzer çok odacıklı tiplerden daha küçük ve hafiftir.

Dezavantajları,

- a) Aerodinamik kayıplar oldukça fazladır.
- b) Bir flame tube'den diğerine ateşleme zorluğu vardır.

3.5.3.5.3. Annular (Kovan) Tip yanma Odası

Modern gaz türbinli motorlarda çok kullanılan bir modeldir. İç ve dış case'lerin taşıdığı bir tane Annular Flame Tube vardır. Case'ler flame tüp ile birlikte sekonder hava için bir kanal oluştururlar ve aynı zamanda motor yapısının parçasıdır (Çoğunlukla, Diffuser Case veya Compressor Rear Frame olarak adlandırılırlar)

Flame tüp genellikle üç parçadan oluşur

Dome, iç (inner) liner, dış (outer) liner

Dome üzerinde, yakıt nozullarının takılacağı, swirl vanelerle çevrelenmiş delikler vardır.

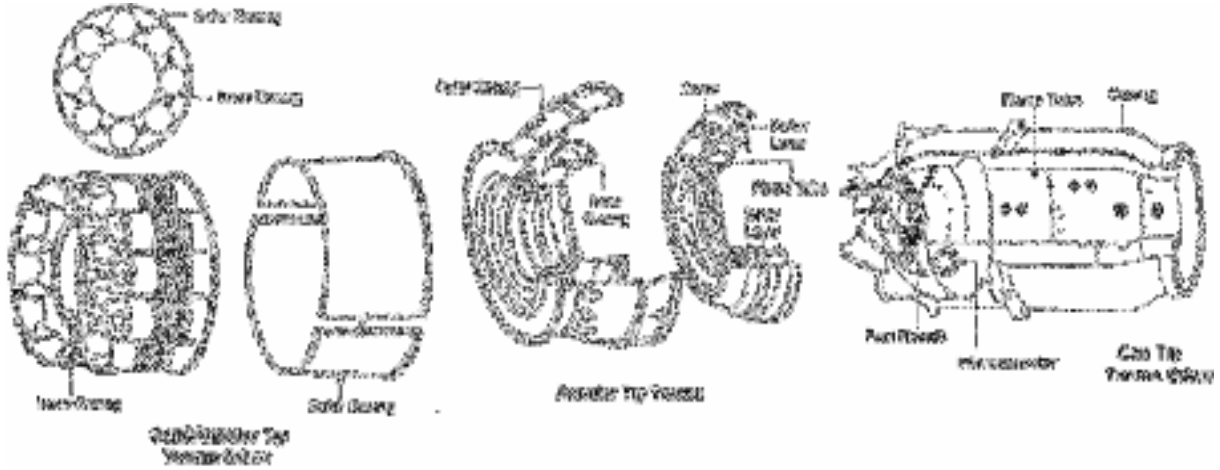
Avantajları,

- a) Küçük ve hafiftirler
- b) Daha büyük yanma hacmi vardır.

- c) Verimi daha yüksek olur
- d) Tam ve dumansız yanma elde edilir
- e) Alevin yanması kolaydır.
- f) Türbinde daha iyi ısı yük dağılımı olur

Dezavantajları

- a) Üretimi pahalıdır.
- b) Söküm/montaj zordur ve zaman alır (yüksek bakım maliyeti).



Şekil 3.8. Yanma Odası Tipleri

3.5.3.6.Yakıt Nozulları

Yakıt nozullarının görevi iki maddede özetlenebilir;

- a. Yakıtı yanma odasına buharlaşmış veya çok ince şekilde pulvarize edilmiş olarak vermek
- b. Yakıtın praymeri bölgede muntazam dağılımını sağlamak

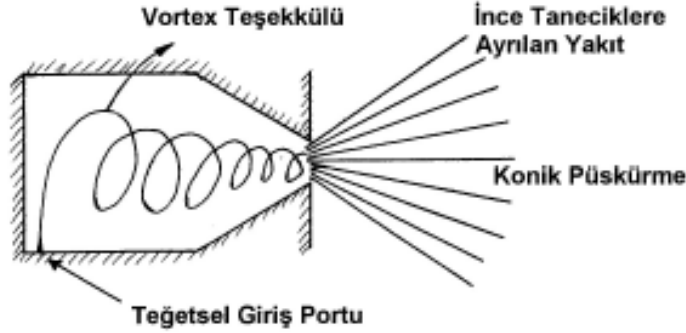
Bu maksat için yakıt nozullarında kullanılan en yaygın metod yakıtı yüksek basınçla özel dizayn edilmiş bir orifisten geçirmektir.

Yakıt nozul tipleri :

- a. Basit Yakıt Nozulu, Atomayzer (Simplex atomiser) :

Genel olarak kazan brülörlerinde sıvı yakıtların pulvarize edilmesinde kullanılan atomayzer tipidir. Akışın miktarı basıncın karekökü ile orantılıdır. Çıkış gücünün ve dolayısıyla da yakıt püskürtme miktarının nispeten sabit olduğu küçük gaz türbinlerinde kullanılır. Esas olarak

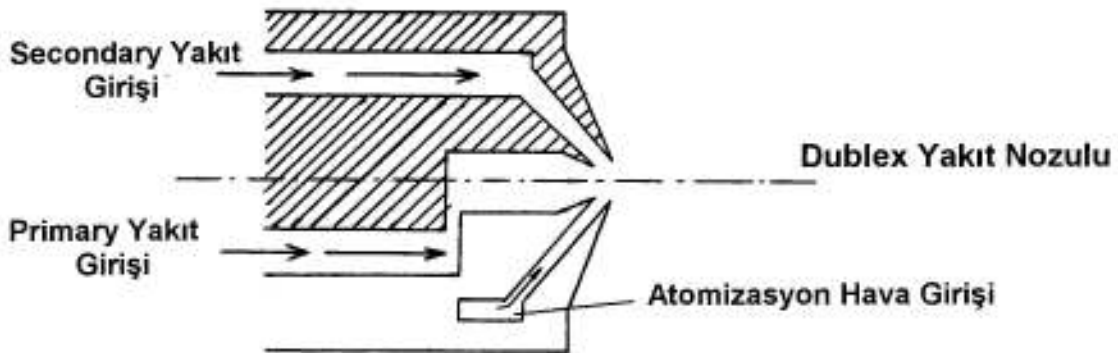
yakıtın girdiği teğetsel bir port, ivmelendiği vortex hücresi (sprayer plate) ve atomayzeri terkettiği merkezi bir nozuldan ibarettir, Şekil 3.9. Nozulu terk eden yakıt yüksek teğetsel hıza sahiptir.



Şekil 3.9. Basit Yakıt Nozulu

b. Dupleks Yakıt Nozulları (Dublex Atomiser) :

Basit yakıt nozulları uçak ve gemilerde kullanılan önemli yük değişimlerinin mevcut olduğu büyük gaz türbinleri için uygun değildir. Çeşitli yüksekliklerdeki güç ihtiyaçlarının karşılanabilmesi yakıt basıncında az bir değişimle püskürtülen yakıt miktarının 100:1 'e varan büyük oranlarla değişmesini gerektirir. Bu kadar geniş çalışma alanının sağlanması için dupleks yakıt nozulları kullanılır, (Şekil 3.10.)



Şekil 3.10. Dupleks Yakıt Nozulu

Esas itibarıyla dubleks nozul içi içe geçmiş iki basit nozuldan ibarettir. Sekonderi yakıt hattından beslenen dış nozul, praymeri yakıt hattından beslenen iç nozulun 2 ile 10 katı akış kapasitesine sahiptir. Rölanti ve düşük güç seviyelerinde sadece içteki küçük nozul yakıt püskürtür, güç ihtiyacı arttıkça dıştaki büyük nozulde devreye girer. Yakıtın, sekonderi hattan dış nozula verilmesi yakıt basıncının belirli değeri aşmasıyla harekete geçen akış bölücü valf (Flow divider) ile yapılır.

3.5.3.7. Yanma Ürünleri ve Kirleticiler

1. Yanma odasında yanma sırasında meydana çıkan belli başlı kirleticiler şunlardır
 - a) Duman ve kurum
 - b) Karbon monoksit : CO
 - c) Yanmamış Hidrokarbonlar : UHC veya HC
 - d) Nitrojen Oksitler : Nox

Bunlar içinde gaz türbininin sıhhatli çalışması açısından en önemlisi kurumdur. Kurum (soot) esas olarak yanmamış karbondur ve petrol türevi yakıtlar kütle olarak takriben 1/7 oranında karbon ihtiva ederler.

2. Kurum teşekkülünün başlıca sebepleri :
 - a) Yüksek sıcaklık
 - b) Düşük AFR (hava-yakıt oranı) veya zengin karışım

Dolayısıyla kurum praymeri bölgede en zengin karışımın bulunduğu nozul civarında teşekkül eder. Bu bölgeye kurum teşekkül bölgesi (SFZ : Soot Formation Zone) denir, Şekil 4.11. SFZ 'da meydana gelen kurumun hemen yanındaki kurum harcama bölgesinde (SCZ : Soot Consumption Zone) yakılması gerekir.



Şekil 3.11. Yanma Odasında Kurum Teşekkülü

3. Kurumu azaltmak için alınacak önlemler :
- Yakıt sprey konisi açısının büyütülmesi
 - SFZ 'da hava akışının arttırılması. SFZ 'da hava akışının arttırılması yüksek hava hızına, bu ise, büyük basınç kaybına neden olur.



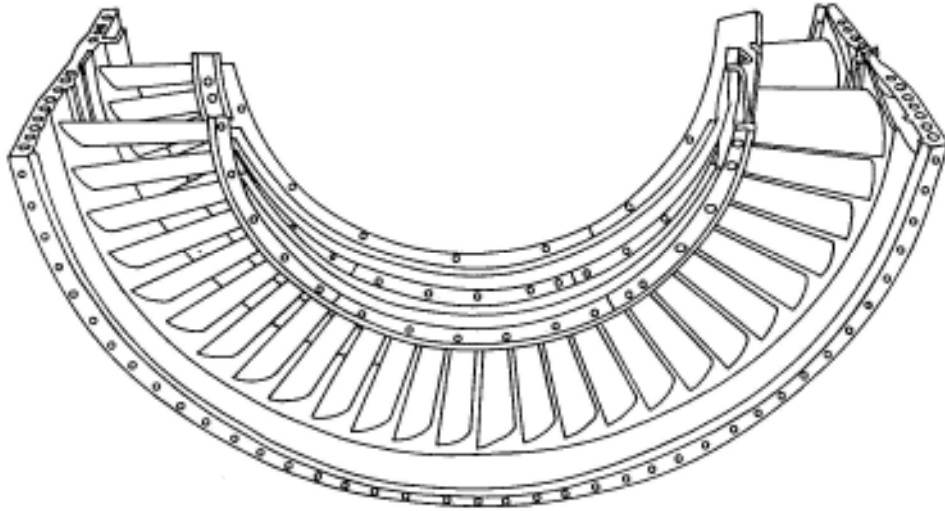
Şekil 3.12. Hava Akış ve Basınç Oranı

- Yakıt atomizasyonunda yardımcı olarak hava kullanmak yakıtın havayla önceden karışımını sağlamak
- SFZ 'da sıcaklığı düşürmek için su püskürtmek (SCZ 'da değil)
- Yakıtta katkı maddelerini kullanmak.

3.5.4. Türbinler

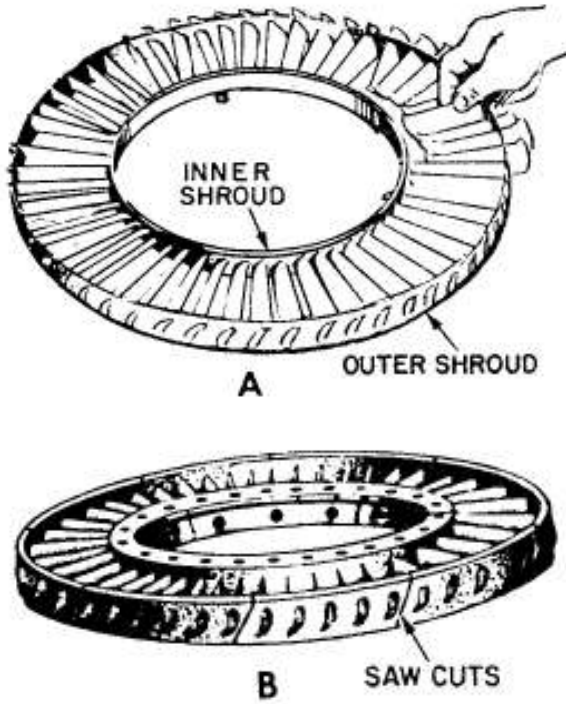
Türbin; yanma odasını terkeden sıcak gazların iç enerjisini mekanik dönme enerjisine çevirerek hem kompresör ve yardımcılarını hem de yükü çevirir. Türbinin sağladığı gücü kompresör ve yardımcılara harcanan kısmı $2/3$ 'e kadar çıkar.

Türbin tekeri makinenin en yüksek gerilmeye uğrayan kısımlarından biridir. Bu bölüm yalnız 2300 °F civarında çalışmak zorunda kalmaz aynı zamanda dönüş hızlarının doğurduğu merkezkaç yüklere de cevap vermek zorundadır. Sonuç olarak türbini emniyetli çalışma sınırları içinde tutmak için makine hızını ve türbin giriş sıcaklığını devamlı olarak kontrol altında bulundurmak gerekir.



Şekil 3.13. Türbin Stator Kesit Görünüşü

Türbin tekeri iki önemli kısımdan oluşmaktadır; disk ve kanatlar. Disk içerisinde fazla oranda krom, nikel ve kobalt ihtiva eden çelik alaşımı olmakla birlikte statik ve dinamik olarak dengelenmiştir. Disk dövüldükten sonra makinadan geçirilerek şekil verilir. Yapısal düzgünlüğünün kontrolü içinde röntgen ışınları ve diğer kontrol yöntemleri ile iyice incelenir.



Şekil 3.14. Türbin Nozulları. (A-Geçmeli Kanat, B-Kaynaklı Kanat)

Türbin nozul kanatlarının iki vazifesi vardır:

1. Gazın bir miktar ısı ve basınç enerjisini, kinetik enerjiye çevirmek
2. Gaz akışının türbin döner kanatlarına uygun yönde çarpacak şekilde yönünü değiştirmek. Bunda amaç gazın kanatlara çarpması sonucunda kuvvetin rotor düzleminde kalmasıdır.

Nozul alanı türbinde kritik bir kısım oluşturur. Bu alan küçük yapılırsa hava akışını kısıtlar ve kompresör basıncı yükselir, kompresör sıkıştırmayı yeterli yapamaz. Bu sebeplerden dolayı bilhassa ivmelenme esnasında nozuldaki akışta boğulma olabilir. Küçük çıkış alanları ivmelenmenin yavaşlamasına da sebep olur. Arttırılmış nozul alanları makinanın süratli ivmelenmesini ve düzenli çalışmasını sağlar fakat daha yüksek yakıt sarfıyatı getirir. Nozul alanları overhal zamanında ayar edilir.

4. BÖLÜM

YANMANIN SAYISAL AKIŞKAN DİNAMIĞI (SAD) MODELLEMESİ

4.1.Giriş

Akış alanının simülasyonu ile ilgili kontrol hacmi içerisindeki korunum denklemlerinin (enerji, momentum, süreklilik, türbülans ...) çözülmesi sayısal akışkan dinamiği olarak ifade edilir. Akış alanının simülasyonu için bütün önemli faktörleri (geometri, sınır şartlar, akışkanın fiziksel özellikleri, türbülans vb.) içeren bir sayısal akışkan dinamiği (SAD) modeli gereklidir. SAD modelinin deneylerden elde edilen sonuçlarla uyumlu olması, daha hızlı ve daha ekonomik olması istenir. Güçlü bilgisayar sistemlerinin hızla gelişmesi ile birlikte SAD modellemesi birçok endüstriyel işlem ve cihazların simülasyonunda çok cazip çözümler sunmaktadır.

Düşük emisyonlu gaz yakıcıların SAD modellemesi, yanma işleminin ve akış alanının karmaşıklığından dolayı araştırmacılar ve tasarımcılar için büyük ilgi odağıdır. Bu çalışmada orijinali Sheffield Üniversitesinde (İngiltere) geliştirilen FLUENT sayısal akışkan dinamiği programı [15] kullanılarak akış özellikleri, yakıcının yanma ve emisyon performansının tahmini yapılmıştır.

Bu bölümde sayısal simülasyonda kullanılan temel korunum denklemleri, brülörlerde türbülanslı akışın ve yanmanın modellemesi, sayısal akışkan dinamiğinde model üretimi ve çözüm metodu ile ilgili bilgiler sunulmuştur.

4.2.Temel Denklemler

Simülasyonda kullanılan matematiksel model momentum, enerji ve skaler değişkenler için taşınım denklemlerinin sayısal çözümüne dayanmaktadır. Kerosen yakan model yanma odası

içerisindeki reaksiyon akışının akış alanı, eksenel simetrik, sıkıştırılabilir denklemler çözülmüştür. Yanma odası içerisinde yakıtın yanma olayını karakterize eden kısmi diferansiyel denklemler aşağıda sunulmuştur. [15]

4.2.1. Korunum Denklemleri

Kütlenin Korunumu

$$\frac{\partial(\rho u)}{\partial z} + \frac{1}{r} \frac{\partial(\rho v r)}{\partial r} = 0 \quad (4.1)$$

Z- Momentum Korunumu

$$\begin{aligned} \frac{\partial(\rho u u)}{\partial z} + \frac{1}{r} \frac{\partial(\rho u v r)}{\partial r} = & -\frac{\partial p}{\partial z} + \frac{\partial}{\partial z} \left(\frac{4}{3} \mu \frac{\partial u}{\partial z} \right) + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left(r \rho \frac{\partial u}{\partial r} \right) - \frac{\partial}{\partial z} \left(\frac{2\mu}{3r} \frac{\partial(vr)}{\partial r} \right) \\ & + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left(r \mu \frac{\partial v}{\partial z} \right) \end{aligned} \quad (4.2)$$

R-Momentum Korunumu

$$\begin{aligned} \frac{\partial(\rho u v)}{\partial z} + \frac{1}{r} \frac{\partial(\rho v v r)}{\partial r} = & -\frac{\partial p}{\partial r} + \frac{\partial}{\partial z} \left(\mu \frac{\partial u}{\partial r} \right) - \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left(\frac{2}{3} r \mu \frac{\partial u}{\partial z} \right) + \\ & \frac{\partial}{\partial z} \left(\mu \frac{\partial v}{\partial z} \right) + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left(\frac{4}{3} r \mu \frac{\partial v}{\partial r} \right) - \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left(\frac{2}{3} \mu v \right) \end{aligned} \quad (4.3)$$

Enerji Korunumu

$$\frac{\partial(\rho u h)}{\partial z} + \frac{1}{r} \frac{\partial(\rho v h r)}{\partial r} = -\frac{\partial}{\partial z} \left(k \frac{\partial T}{\partial z} \right) + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left(k \frac{\partial T}{\partial r} r \right) + q \quad (4.4)$$

Denklem 5.4' de h özgül entalpiyi, T alev sıcaklığını, k ısı iletkenliğini, q ise birim hacminde üretilen ısı oranını göstermektedir. Entalpi $h = \sum_i m_i h_i$ olarak tanımlanmaktadır. Buradaki h_i i türünün özgül entalpisini, m_i i türünün kütle kesrini göstermektedir.

Kimyasal Türlerin Korunumu:

$$\frac{\partial(\rho m_i)}{\partial z} + \frac{1}{r} \frac{\partial(\rho v r m_i)}{\partial r} = \frac{\partial}{\partial z} \left(J_i \frac{\partial(\rho m_i)}{\partial z} \right) + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left(J_i r \frac{\partial(\rho m_i)}{\partial r} \right) + R_i \quad (4.5)$$

Denklem 5.5'de J_i i türünün kütle difüzyonunu, R_i ise kimyasal reaksiyon ile oluşan yada bozulan kimyasal tür kütle kesrini göstermektedir. Kütle difüzyonu aşağıdaki gibi yazılabilir:

$$J_i = - \left(\rho D_{i,m} + \frac{\mu_t}{Sc_t} \right) \frac{\partial m_i}{\partial x_i} \quad (4.6)$$

Denklem (5.6)'da D_i i özelliğinin difüzyon katsayısıdır. Sc_t türbülanslı Schmidt sayısı

$$\left(Sc_t = \frac{\mu_t}{D_t \rho} \right) 0,7 \text{ olarak alınmıştır.}$$

$$D_{i,m} = \frac{1 - X_i}{\sum_{jj \neq i} X_j / D_{i,j}} \quad (4.7)$$

Yukarıdaki denklemlerde μ_t türbülans vizkozitesi, $D_{i,j}$ türü içerisinde i türü için ikili difüzyon katsayısıdır.

4.3. Yakıcılarda Türbülanslı Akışın Modellemesi

Türbülans oldukça karmaşık bir konudur. Türbülanslı akışta karmaşık olaylar serisi meydana gelmektedir. Akış davranışı rasgele ve karışıktır. Türbülanslı akışta akış özellikleri (hız vb) karmaşık ve rastgele değişmektedir. Türbülanslı akışta, bir noktadaki hız ortalama (zaman ortalama) ve değişen komponentin toplamı olarak ($u_i = \bar{u}_i + u_i'$) dikkate alınır.

Tüm simülasyon çalışmalarında sayısal modelleme için FLUENT programında bulunan Standart k- ϵ model kullanılmıştır. Standart k- ϵ model, yarı deneysel bir modeldir ve jet akışları kanal akışları gibi düzlemsi kayma tabakalı türbülans akışlarını modellemek için yaygın olarak kullanılır. RSM model ise karmaşık bir modeldir. Bu model ayrıştırıcılar, swirl sayısının 1'den büyük yada eşit olduğu türbülantörlü brülörler gibi cihazların modellemesinde daha iyi doğruluklar sağlamaktadır[8].

4.3.1. Standart k- ϵ model

Standart k- ϵ model girdap-vizkozite model (eddy-viscosity model olarak bilinmektedir. Bu modelde, Reynolds gerilmelerinin ortalama hız gradyentleri ile orantılı olduğu kabul edilir. Bu yaklaşım, Boussinesg hipotezi olarak bilinir ve gerilmeleri aşağıdaki gibi ifade eder.

$$-\rho \overline{u_i' u_j'} = \mu_t \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) - \rho \frac{2}{3} k \delta_{ij} \quad (4.8)$$

Denklem (4.8)'de μ_t türbülanslı vizkozite, δ_{ij} kroneker delta tensörü, u_i ve u_j ortalama hızlar,

u_i' ve u_j' değişen hızlar, k ise türbülanslı kinetik enerji $\left(\frac{1}{2} \sum_i \overline{u_i'^2} \right)$, dir.

Türbülans girdap vizkozitesi laminar akışta moleküler vizkositeden farklıdır, ancak moleküler vizkozite ile aynı görevi yapmaktadır. Moleküler vizkozite efektif vizkozite (μ_{eff}) ile yer değiştirir.

$$\mu_{eff} = \mu + \mu_t \quad (4.9)$$

Türbülans viskozitesinin (μ_t) türbülans hızı ve uzunluk ölçeği ile orantılı olduğu kabul edilir. Bu hız ve uzunluk ölçekleri türbülans kinetik enerjisi (k) ve dağılım oranından (ε) elde edilir. Türbülans viskozitesi aşağıdaki gibi ifade edilir.

$$\mu_t = \rho C_\mu \frac{k^2}{\varepsilon} \quad (4.10)$$

Burada C_μ deneysel bir orantı sabitidir. $k - \varepsilon$ model bir çok basit akışta iyi sonuçlar veren reynolds gerilmelerinin eş yönlü olduğu modele dayanmaktadır. Bununla birlikte, bu model yukarıda tanımladığı üzere μ_t yolu ile türbülansın eş yönlü tanımlamasını içermektedir. Bu modelde bir çok durumda yakınsama mükemmel olmasına karşın yüksek girdaplı yakıcılar gibi sistemlerde elde edilen sonuçlar ve ölçümler arasındaki karşılaştırmalarda iyi sonuçlar vermemektedir. $k - \varepsilon$ modelde türbülans viskozitesinin (μ_t) hesaplanması için k ve değerlerine ihtiyaç vardır. Bunlar aşağıda verilen denklemlerden elde edilir.

Türbülans kinetik enerjisi (k)'nın değeri;

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho u_i k) = \frac{\partial}{\partial x_i} \left(\frac{\mu_t}{\sigma_k} \frac{\partial k}{\partial x_i} \right) + G_k - \rho \varepsilon \quad (4.11)$$

Türbülans kinetik enerjisinin dağılım oranı (ε)'nın değeri;

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \varepsilon) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho u_i \varepsilon) = \frac{\partial}{\partial x_i} \left(\frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_i} \right) + C_{1\varepsilon} G_k \frac{\varepsilon}{k} - C_{2\varepsilon} \rho \frac{\varepsilon^2}{k} \quad (4.12)$$

Burada G_k ortalama hız gradyentinden dolayı türbülans kinetik enerjisi üretimi, $C_{1\varepsilon}$ ve $C_{2\varepsilon}$ deneysel sabitleri, σ_k ve σ_ε Prandtl sayılarını göstermektedir. Türbülans kinetik enerjisi üretim oranı (G_k) aşağıdaki denklemden elde edilir.

$$G_k = \mu_t \left(\frac{\partial u_j}{\partial x_i} + \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \right) \frac{\partial u_i}{\partial x_i} \quad (4.13)$$

Standart k- ϵ modelde kullanılan sabitlerin değerleri tablo 4.1.'de verilmiştir.

Tablo 4.1. Standart k- ϵ Modelde Kullanılan Sabitler [15]

Sabit	C_μ	σ_k	σ_ϵ	$C_{1\epsilon}$	$C_{2\epsilon}$
Değer	0,09	1	1,3	1,44	1,92

4.4. Yakıcılarda Yanmanın Modellemesi

Türbülanslı reaksiyon akışlarının modellemesi hem türbülans ve kimya arasındaki etkileşimlerin hemde bir çok reaksiyon ve kinetik modellerin tanımlanmasını gerektirmektedir. Akış denklemlerine ilave olarak her kimyasal tür için kütle kesrinin taşınım denkleminin çözülmesi gereklidir. Her bir kimyasal türün taşınım denkleminde bir kimyasal türün üretimi veya bozunmasının hacimsel oranı kaynak terimi (S_j) olarak bulunmaktadır. Yakıt, oksitleyici ve hareketsiz (inert) türlerin kütle kesirlerinin toplamı 1' e eşittir. Yanma işlemi süresince kimyasal enerji ısı olarak açığa çıkmaktadır. Bu işlemdeki entalpi taşınım denkleminin çözümü ile elde edilir.

Akış alanı sıcaklık ve yoğunluk değişimlerinden etkilenmektedir. Bu nedenle, kimyasal tür ve entalpi denklemlerine ilave olarak bütün akış denklemleri çözülmelidir. Sonuçta oluşan denklemler çok büyüktür.

Bir çok ara reaksiyonları göz önüne alan modeller geniş hesaplama kaynağı gerektirdiğinden, sadece birkaç reaksiyonu içine alan basit modeller sayısal akışkan dinamiğinde (SAD) kullanılan sayısal yanma işlemlerinde sıklıkla tercih edilir.

Yanma odasında gaz yakıtın yanma reaksiyonu tanımlanmak amacıyla kerosen yanması için tek adımlı genel reaksiyon mekanizması kullanılmıştır[8].

Tek adımlı Kerosen-hava yanma reaksiyon mekanizması.



4.4.1. Girdap Ayrışma Modeli (Eddy Dissipation Model)

Girdap ayrışma modeli diğer bir ifade ile Magnussen model, ön karışım, kısmi ön karışım ve difüzyon yanma problemlerinin tahmininde yararlıdır. Bu model ile iyi tahminler yapılabilir, ancak tahminlerin kalitesi kullanılan türbülans modelinin performansına bağlıdır. Bir türbülanslı model tam gerçekleştirilemez ise akış tahmini yanma simülasyonunun kalitesi, uygun olmayacaktır [20].

Yanma odası içerisindeki reaksiyon akışında, tepkimeye girenler ve ürünler için reaksiyon oranları, denklem (4.26a,b)'de verilen Arrhenius reaksiyon oranı ve Eddy-dissipation modeli kullanılarak hesaplanmıştır.

$$R_{i^1,k} = v_{i^1,k}^1 M_{i^1} A \rho \frac{\varepsilon}{k} \frac{m_R}{v_{R,k}^1 M_R} \quad (4.16a,b)$$

$$R_{i^1,k} = v_{i^1,k}^1 M_{i^1} A B \rho \frac{\varepsilon}{k} \frac{\sum_P m_P}{\sum_{j^1}^N v_{j^1,k}^{II} M_{j^1}}$$

Denklem (4.16a,b)'deki $v_{i^1,k}^1$ k reaksiyonundaki tepkimeye giren i^1 türü için stokiometrik katsayısını, $v_{j^1,k}^{II}$ tepkimeden çıkan j^1 türü için stokiometrik katsayısını, M türlerin moleküler ağırlığını, m_P tepkimeden çıkan her bir türün (P) kütle kesrini, m_R tepkimeye giren her bir türün (R) kütle kesrini göstermektedir. A ve B deneysel sabitlerdir ve sırasıyla 4.0 ve 0.5'e eşittir. Eddy-dissipation modeli, girdap içeren tepkimeye giren ve çıkan ürünlerin yayılım oranı ile reaksiyon oranı arasında bir bağlantı kurmaktadır. (k/ε) ise Spalding'in [21] eddy-dissipation modeline göre türbülanslı girdapların zaman skalasını temsil etmektedir.

4.5. Yanma Odası Boyutları ve Geometrisi

Yanma odası geometrisi seçimi için yapılan sayısal simülasyon sonucunun ve yanma odasının belirlenmesi ile ilgili bilgiler aşağıda verilmiş ve tartışılmıştır.

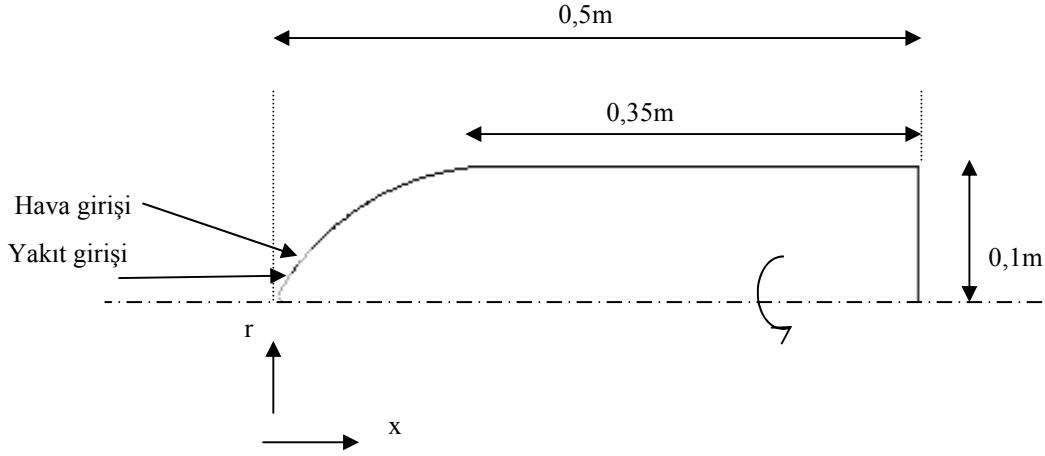
4.5.1. Yanma odası boyutları

Kerosen-Hava karışımlı gaz yakıtların yanma ve emisyon performansının araştırılacağı yanma odasının geometrisi ve boyutları belirlenmiştir. Geometri ve boyutların belirlenmesinde; literatürdeki benzer çalışmalarda kullanılan yanma odası geometrileri, boyutları ve bu çalışmada kullanılacak Kerosen-Hava karışımlı yakıt alevinin özellikleri dikkate alınmıştır. Bu çalışmalarda düz girişli silindirik yanma odaları kullanılmıştır. Sunulan çalışmada literatürden farklı olarak kerosen-hava karışımlı yakıt kullanıldığından, yanma odası boyutları (uzunluğu ve yarı çapı) farklı ısı güçlerinde çalışmaya imkan sağlaması bakımından alevin yanma odasını tamamen doldurduğu yüksek ısı güçleri için yanma odası boyu 0,5 m olarak alınmıştır.

Yanma odası yarıçapı ise yanma odası boyuna ve literatürdeki yanma odası yarıçapları dikkate alınarak $r = 0,1$ m olarak alınmıştır. Yakıt jeti giriş yarıçapı $r_1 = 0,005$ m değerindedir.

4.5.2. Yanma Odası Geometrisi

Yanma odası çapı ve uzunluğu belirlendikten sonra yanma odasının geometrisi belirlenmiştir. Yanma odası geometrisi için literatürdeki çalışmalar ve uygulamalardaki örnekler incelenmiş genellikle silindirik yanma odaları kullanıldığı tespit edilmiştir. Yukarıda belirlenen boyutlarda düz silindirik bir model yanma odasında (şekil 4.1) kerosen-hava yakıtının yanması için işletme şartları; 10 kW ve 100kW ısı güçleri ve $\lambda = 1-2$ hava fazlalık değerlerinde sayısal simülasyon yapılmıştır.



Şekil 4.1. Yanma Odası Geometrisi

4.6. Sayısal Ağ (Grid) Üretimi

Akışkan akış problemlerinin sayısal akış dinamiği (SAD) modellemesi sınır şartlar, akış aerodinamiği ve geometriye bağlı olarak değişik yollar ile gerçekleştirilebilir. Bu nedenle, simülasyona başlamadan önce modelleme amaçlarının tanımlanması hesaplama modelinin seçimi (fiziksel sistem, sınır şartlar, iki boyutlu yada üç boyutlu çözüm vb). sayısal ağ üretimi, fiziksel modelin tanımlanması (laminer yada türbülanslı), türbülans modelin seçimi ve yanma modelinin seçimi gibi bir çok noktanın göz önüne alınması gerekir. Yukarıda belirtilen modelleme detaylar ile ilgili bilgiler aşağıda sunulmuştur.

Simülasyona başlamadan önce model yanma odasının fiziksel alanı için hesaplama ağı (grid) oluşturulması gereklidir. Üretilen hesaplama ağının simülasyonunun sayısal çözüm kararlılığı ve doğruluğu üzerinde büyük bir etkisi vardır. Modelin geometrisi hesaplama ağı ile tanımlanan kontrol hacmi ile belirtilmektedir. Fluent programı için hesaplama ağı Gambit hesaplama ağı programı yardımıyla üretilmektedir.

Sunulan çalışmada, model yakıcıda akış eksenel simetrik olarak kabul edilmiştir. Yanma odası için eksenel simetrik hesaplama ağı kullanılmıştır. Hesaplama ağında kullanılan hücrelerin sayısı hesaplama zamanı ve yakınsama zorluklarından dolayı mümkün olduğunca küçük olması gerekmektedir. Sayısal simülasyonda kullanılan yanma odası geometrisi şekil 4.2’de verilmiştir.



Şekil 4.2 Hesaplama Ağı

Sayısal simülasyon çalışmalarında hesaplama ağından bağımsız çözümler elde etmek için simülasyonun güvenilirliği önemlidir. Bu nedenle simülasyon çalışmalarına başlamadan önce dört farklı hesaplama ağının sayısal tahminler üzerindeki etkisini belirlemek için testler gerçekleştirilmiştir. Bu testlerde 12000, 19800, 54432 ve 85080 düğüm sayıları kullanılmıştır. Bölüm 4.3.2 'de sayısal sonuçlar kısmında belirtildiği üzere 19800 düğüm sayısından daha fazla düğüm sayılarında sonuçların fazla değişmediği belirlenmiştir. Bu nedenle sunulan çalışmada bütün simülasyonlar 19800 düğüm sayısı için yapılmıştır.

4.6.2. Sınır Şartlar

Sayısal simülasyonda yakıt ve hava girişlerinde akışkan miktarları, sıcaklık, türbülans yoğunluğu ile türbülans karakteristik uzunluğu ve kompozisyonu tanımlamak üzere kütle akış girişi (mass flow inlet), yanma odası üst, konik duvarlar ile yakıt hava arasındaki nozul için duvar sınır şartları (wall boundary condition) tanımlanmıştır. Çıkış için, basınç çıkış (pressure-outlet) tanımlanmıştır. Yanma odası simetri ekseninde eksen dışı sınır şartı (axis) tanımlanmıştır. Fiziksel alan aksenal yönde simetrik olduğundan hesaplama alanının her tarafına uygun sınır şartları aynıdır. Sayısal simülasyonda kullanılan sınır şartlar denklem 4.17-4.21'de verilmiştir.

Yanma odası girişinde ($z=0$):

$$0 < r < r_1, \quad v_r = 0, \quad v_z = v_i, \quad T = T_i, \quad Y = Y_i \quad (4.17-a)$$

$$r_1 < r < r_2, \quad v_r = 0, \quad v_z = v_h, \quad T = T_i, \quad Y = Y_i \quad (4.17-b)$$

Yanma odası çıkışında;

$$v_r = 0, \frac{\partial v_z}{\partial z} = 0, \frac{\partial Y}{\partial z} = 0, \frac{\partial T}{\partial z} = 0 \quad (4.18)$$

Yanma odası simetri ekseninde (r=0):

$$v_r = 0, \frac{\partial v_z}{\partial r} = 0, \frac{\partial Y}{\partial r} = 0, \frac{\partial T}{\partial r} = 0 \quad (4.19)$$

Yanma odası iç duvarında (r=R, 0 < z < L):

$$v_r = 0, v_z = 0, \frac{\partial T}{\partial z} = 0 \quad (4.20)$$

Yanma odası dış duvarında (z=0, r2 < r < R):

$$v_r = 0, v_z = 0, \frac{\partial T}{\partial z} = 0 \quad T = T_d \quad (4.21-a)$$

$$q_d = h_\zeta [T_d - T_\zeta] + \varepsilon_d \sigma [T_d^4 - T_\zeta^4] \quad (4.21-b)$$

Denklem 4.41-b'deki q_d duvardan çevreye olan ısı akısını, h_ζ ısı taşınım katsayısını, ε_d duvar yayılımını, T_d duvar sıcaklığını ve T_ζ çevre sıcaklığını göstermektedir.

4.6.3. Fiziksel Özellikler

Akışkan akış problemini çözmek için akışkan fiziksel özellikleri gerekmektedir. Sayısal simülasyonda kullanılan FLUENT programında [15] akışkanın fiziksel özellikleri sabit sıcaklığın yada kompozisyonun fonksiyonu olarak tanımlanabilmektedir. FLUENT programı vizkoziteyi dinamik vizkozite (kg/m-s) olarak dikkate almaktadır.

Bu çalışmada, sayısal simülasyonlarda akışkan yoğunluğu ideal gaz kanunu kullanılarak belirlenmiştir. Gaz karışımının yoğunluğu denklem (4.22), özgül ısısı denklem (4.23) ısı, iletkenliği denklem (4.24) ve viskozitesi denklem (4.25) ile ideal gaz karışım kanununa göre kimyasal türlerin ilgili özelliklerinden aşağıda verilen bağıntılardan belirlenmiştir.

$$\rho = \frac{P_{op} + P}{RT \sum_{i'} \frac{m_{i'}}{M_{i'}}} \quad (4.22)$$

$$C_p = \sum_{i'} m_{i'} C_{p,i'} \quad (4.23)$$

$$k = \sum_{i'} \frac{X_i \cdot k_{i'}}{\sum_{j'} X_{j'} \phi_{i',j'}} \quad (4.24)$$

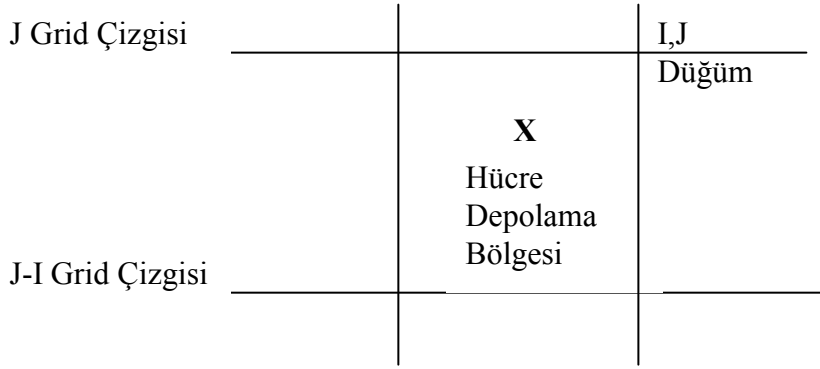
$$\mu = \sum_{i'} \frac{X_i \cdot \mu_{i'}}{\sum_{j'} X_{j'} \phi_{i',j'}} \quad (4.25)$$

Yukarıdaki denklemlerde P_{op} İşletme basıncını, R Üniversal gaz sabitini, $M_{i'}$, i' kimyasal türünün molekül ağırlığını, $X_{i'}$ i' kimyasal türünün mol kesrini göstermektedir. Ayrıca $\phi_{i',j'}$ değeri;

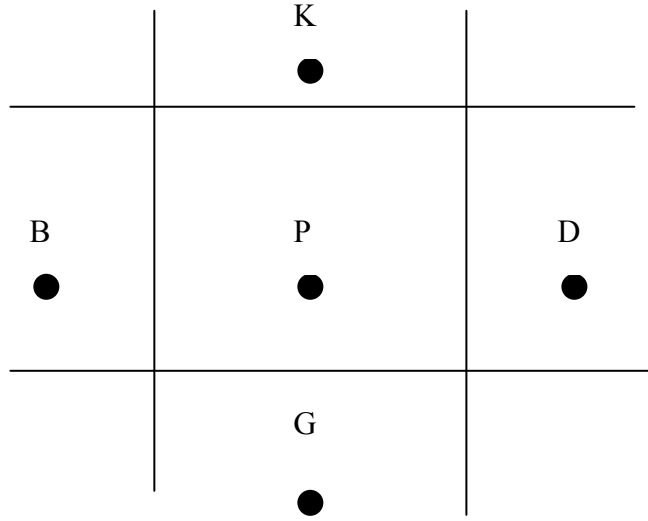
$$\phi_{i',j'} = \frac{\left[1 + \left(\frac{\mu_{i'}}{\mu_{j'}} \right) \left(\frac{M_{i'}}{M_{j'}} \right)^{\frac{1}{4}} \right]^2}{\left[8 \left(1 + \frac{M_{i'}}{M_{j'}} \right) \right]^{\frac{1}{2}}} \quad (4.26)$$

4.7. Çözüm Metodu

Kütle, momentum, enerji, kimyasal tür ve türbülans denklemlerini içeren korunum denklemleri kontrol hacim metodu kullanılarak çözülmüştür. Bu teknikte, ilk olarak hesaplama alanı genel bir hesaplama ağı kullanılarak ayrıklaştırılmış bilinmeyenler (hızlar, basınç ve diğer skaler büyüklükler vb) için cebirsel denklemler oluşturularak tek tek kontrol hacimleri üzerinde bütünleştirilir. Sonuç olarak, ayrıklaştırılmış denklemler çözülür. Şekil 4.3’de şaşırtmasız grid depolama düzeni kullanılarak ayrık kontrol hacimlerinin tanımlanması ve şekil 4.4’da ise bir P düğümü etrafında hesaplama hücresi gösterilmiştir. Burada, aynı kontrol hacmi tüm korunum denklemlerinin bütünleştirilmesi için kullanılmaktadır. Tüm değişkenler (hız bileşenleri, basınç vb) ve bütün skaler değerler kontrol hacminin hücre merkezinde depolanır[8].



Şekil 4.3. Kontrol Hacmi Depolama Düzeni



Şekil 4.4. P Düzümü Etrafında Hesaplama Hücresinin Gösterimi.

4.7.1.Çözüm Algoritması

Korunum denklemleri hesaplama hücreleri üzerinde integre edilerek sonlu farklar yaklaşımlarına indirgenir. Kütle, enerji ve kimyasal türler için korunum denklemlerinin genel formunun (denklem 4.27) integrasyonundan sonra oluşan cebirsel denklemler (4.28) aşağıdaki genel formda yazılabilir.

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho\phi) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho u_i \phi) = \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\Gamma_\phi \frac{\partial \phi}{\partial x_i} \right] + S_\phi \quad (4.27)$$

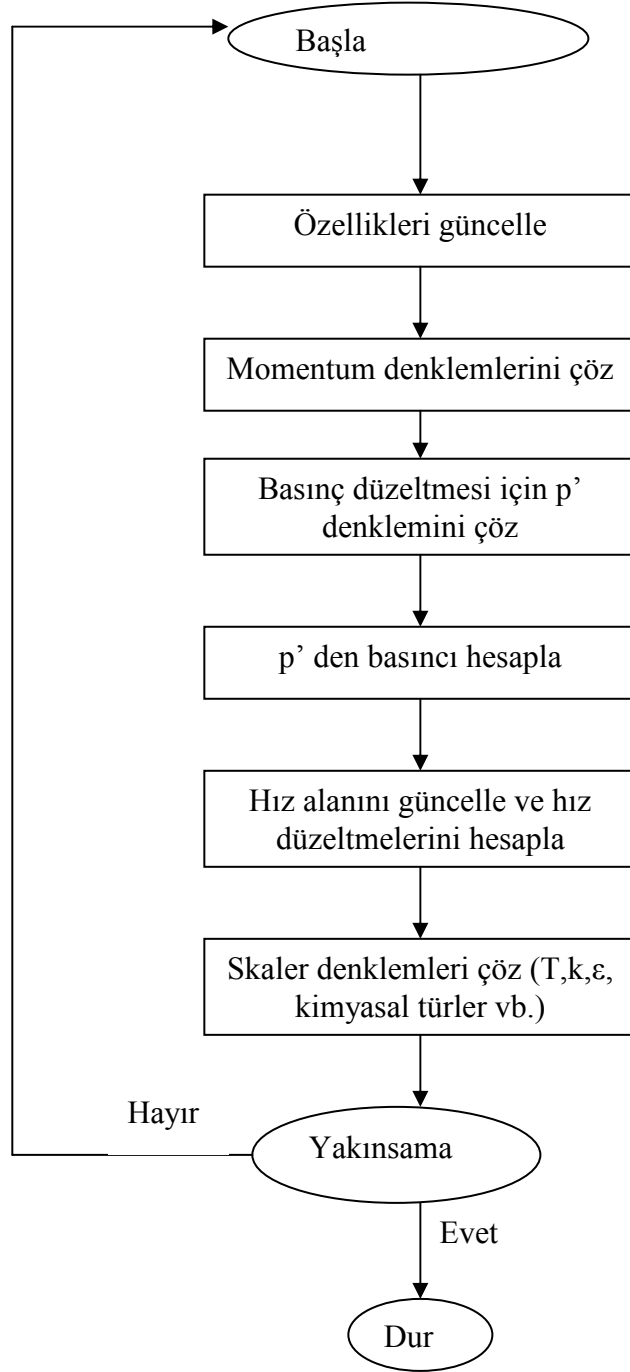
$$\phi P \sum_i (A_i - S_p) = \sum_i (A_i \phi_i) + S_c \quad (4.28)$$

Burada toplam komşu sonlu farklı hücrelerindendir. A_i , konvektif ve difüzyon akılarından gelen katkıları içeren katsayılarıdır. S_c ve S_p lineerleştirilmiş kaynak teriminin elemanlarıdır. Akış değişkenlerinin türevlerini hesaplamak ve grid noktaları arasına enterpolasyon için bir güç kanunu fark yöntemi kullanıldı. Bu çalışmada, aşağıda verilen adımları elde ederek doğru çözümlere ulaşmak için yarı kapalı iteratif yöntem (semi-implicit iterative scheme) kullanıldı.

1. Eksenel (z) ve radyal (r) mesafelerde momentum denklemleri hız alanının güncellemek için tahmin edilen basınçlar ile çözüldü.
2. Basınç düzeltmeleri için basınç korelasyon denklemi çözüldü. Basınç alanı ve hız alanı daha sonra güncellendi.
3. Hız alanını güncellemek için k ve ε denklemleri çözüldü. Sonra, kalan denklemler (entalpi, kimyasal tür korunumu, ilave türbülans denklemleri vb.) diğer değişkenler güncellenmiş değerlerini öncelikli kullanarak çözüldü.
4. Hesaplamayı tamamlamak için akışkan özellikleri güncellendi.
5. İyi yakınsayan çözümlere ulaşmak için problemin yakınsaması kontrol edildi.

Yukarıda verilen iteratif çözüm adımları bir problemin yakınsaması yeterli olana kadar sürdürür. Bu işlemin akış diyagramı şekil 4.5’de verilmiştir. Sayısal akışkan dinamiği (SAD) programı hesaplama alanında her hücre için atıkları hesaplamakta her bir denklem için bir rapor ederek bunları çözmektir. Her akış değişkeni için bu atıklar kullanıcıya her iterasyonda çözümde hata derecesinin bir ölçüsünü vermektedir.

Sunulan çalışmada yapılan sayısal simülasyonlarda iyi yakınsayan çözümler elde edilmiştir. Yanma simülasyonlarında karmaşık türbülanslı reaksiyon akışlarında iyi yakınsayan çözümlere ulaşmak oldukça zordur.



Şekil 4.5. Fluent Programı Çözüm Prosedürü Akış Şeması

4.7.2. Problemin Sayısal Çözümü

Bu çalışmada, gaz türbinli bir motorda kerosen- hava karışımının yanmasının modelleme sonuçları sunulmuştur.

Bu çalışmanın ana amacı, farklı işletme şartları altında yanma odasındaki sıcaklık, hız ve CO₂ dağılımlarının incelenmesidir. Gaz türbin yakıcısı bir CFD programı kullanılarak modellenmiştir.

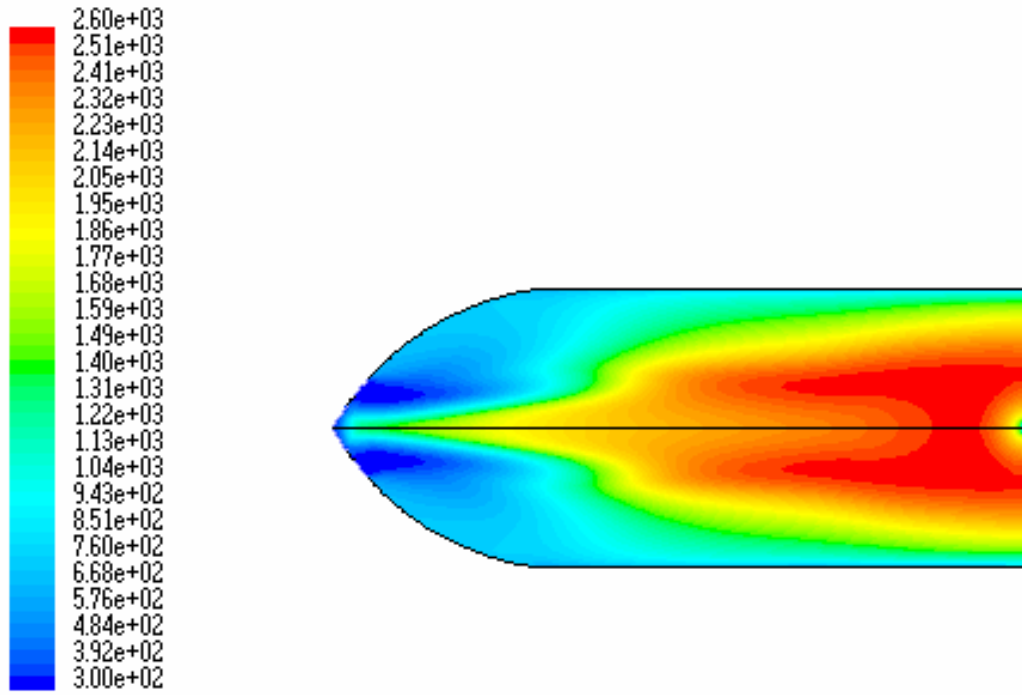
4.7.2. 1. Sıcaklık Dağılımı

Yanma Odası içerisinde farklı yakıt –hava oranlarında ve ısı güçlerinde sıcaklık dağılımları Şekil 4.7-4.10 da gösterilmiştir. 10 kW ısı güç ve 1 hava fazlalık katsayısı değerinde en yüksek sıcaklık alev bölgesinde 2600 K dolaylarında olduğu görülmektedir. Sıcaklık dağılımı çıkışa doğru kademeli olarak azalmaktadır.

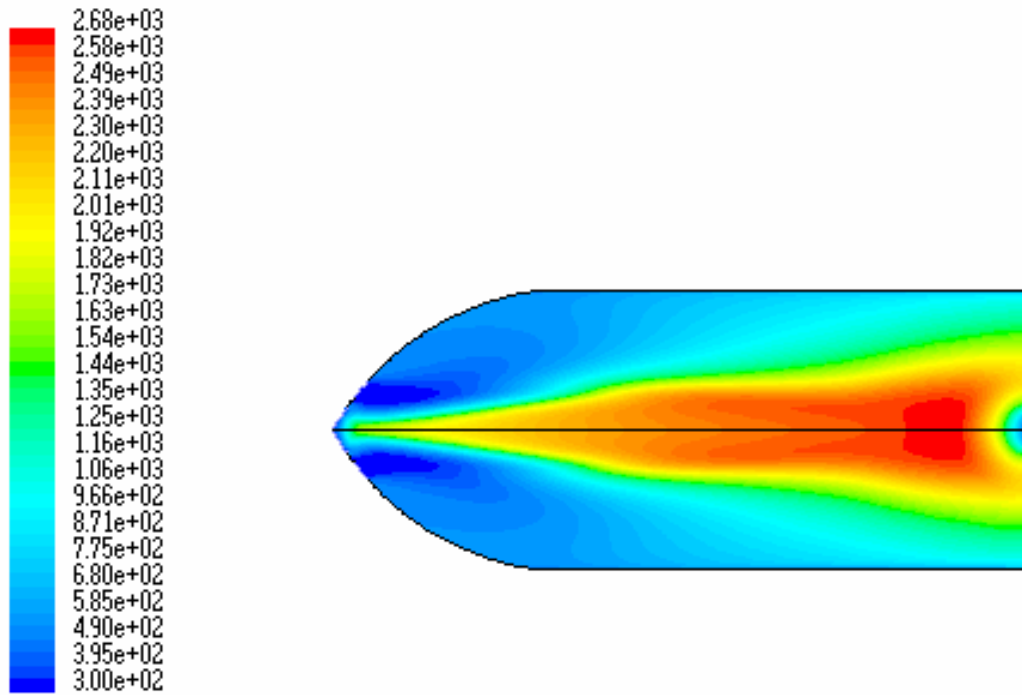
10 kW ısı güç ve 2 hava fazlalık katsayısı değeri için elde edilen sıcaklık dağılımları şekil 4.7. de sunulmuştur. Hava fazlalık değerinin 2 olduğu durumda en yüksek sıcaklık seviyesi 2680K dir. Hava fazlalık değerinin 1 olduğu duruma göre 80 K fazla olmasına rağmen ortalama sıcaklık değeri $\lambda=1$ de 1391K iken $\lambda=2$ de 1016K dir. Çıkıştaki ortalama sıcaklık $\lambda=1$ de 1956, $\lambda=2$ de 1453K olmaktadır.

Şekil 4.9 da 100 kW ısı güç ve 1 hava fazlalık değeri için sıcaklık dağılımı görülmektedir. Yanma odası duvarlarına doğru sıcaklıkta kademeli olarak azalma görülmektedir. 100kW ısı güçte ölçülen alev boyu 10kW ya göre daha uzundur. Dolayısıyla daha fazla yakıt yakılmakla daha büyük bir alev oluşmaktadır. Hava fazlalık değerinin 2 olması durumunda yanma odasında ortalama sıcaklık $\lambda=1$ olması durumuna göre daha düşük görülmüştür. Farklı eksenel mesafelerde radyal sıcaklıkların değişimi önceki durumlardakine benzerlik göstermektedir.

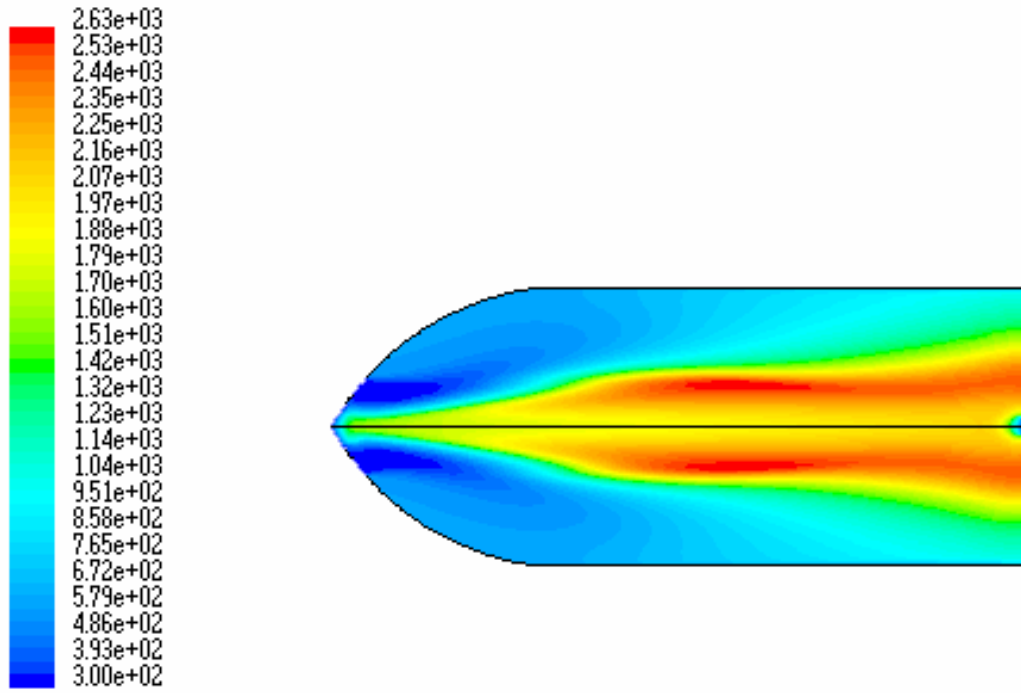
Şekil 4.10. ve şekil 4.11. $Q=10kW$ ve $Q=100kW$ için yanma odası boyunca ortalama sıcaklık değerlerini göstermektedir. Hava fazlalık katsayısı değeri yükseldikçe ortalama sıcaklık değerleri azalmakta, 10kW da yanma odası ortalama sıcaklık değeri 100kW a göre daha yüksek olmaktadır. $Q=10kW$ da yanma odası ortalama sıcaklık değeri $x= 0.45m$ mesafesinde en yüksek değere ulaşmaktadır. Bu mesafeden sonra azalmaktadır. $Q= 100kW$ ısı güç değerinde alev genişliği sürekli artmaktadır.



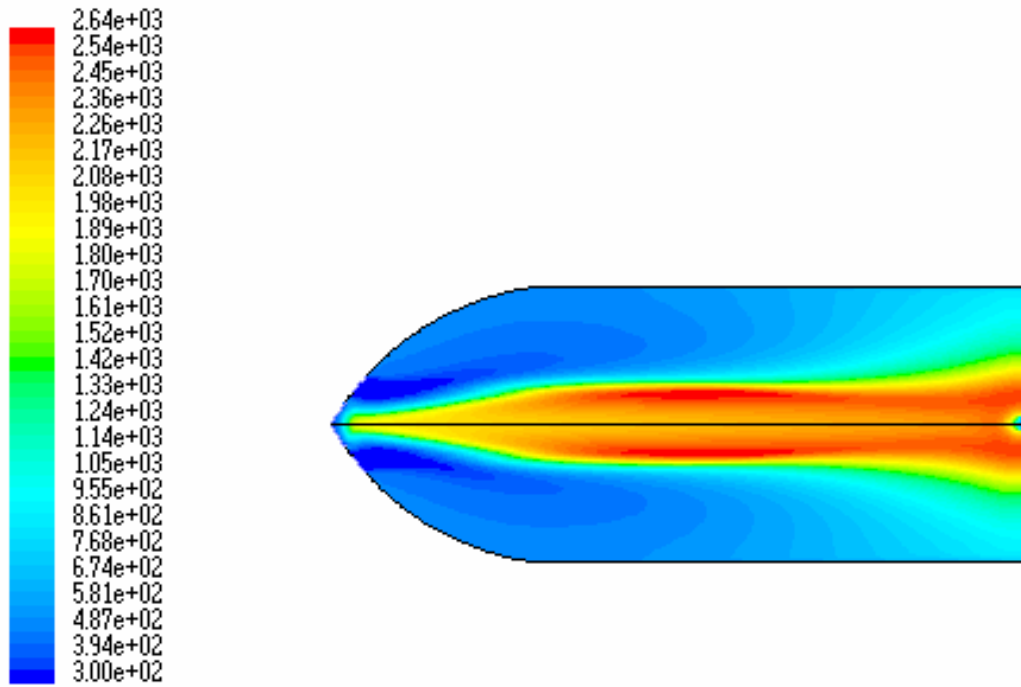
Şekil 4.6. Sıcaklık Dağılımı [K], ($Q=10\text{kW}$, $\lambda=1$ için)



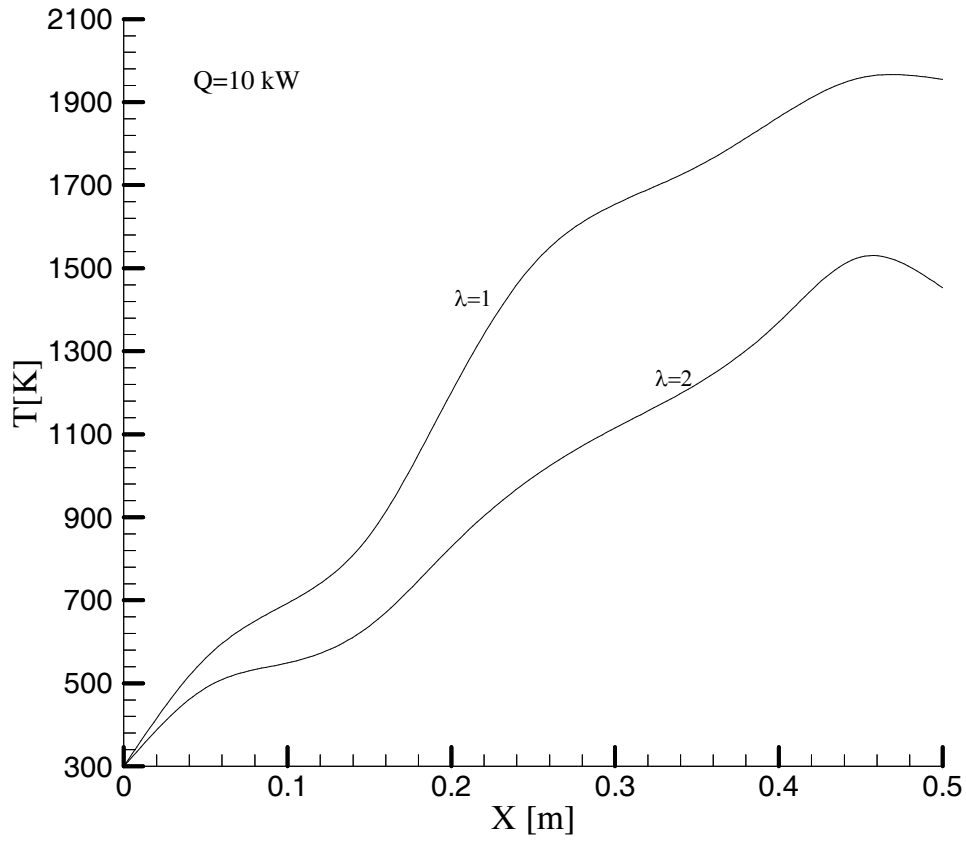
Şekil 4.7. Sıcaklık Dağılımı [K], ($Q=10\text{kW}$, $\lambda=2$ için)



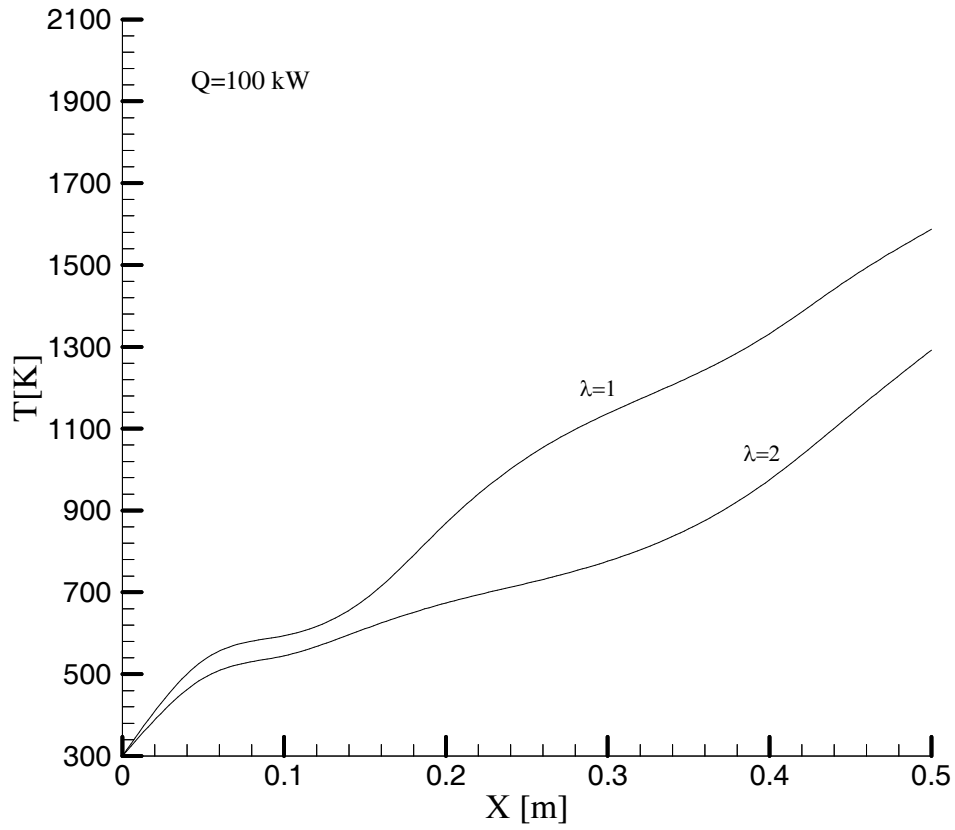
Şekil 4.8. Sıcaklık Dağılımı [K], ($Q=100\text{kW}$, $\lambda=1$ için)



Şekil 4.9. Sıcaklık Dağılımı [K], ($Q=100\text{kW}$, $\lambda=2$ için)



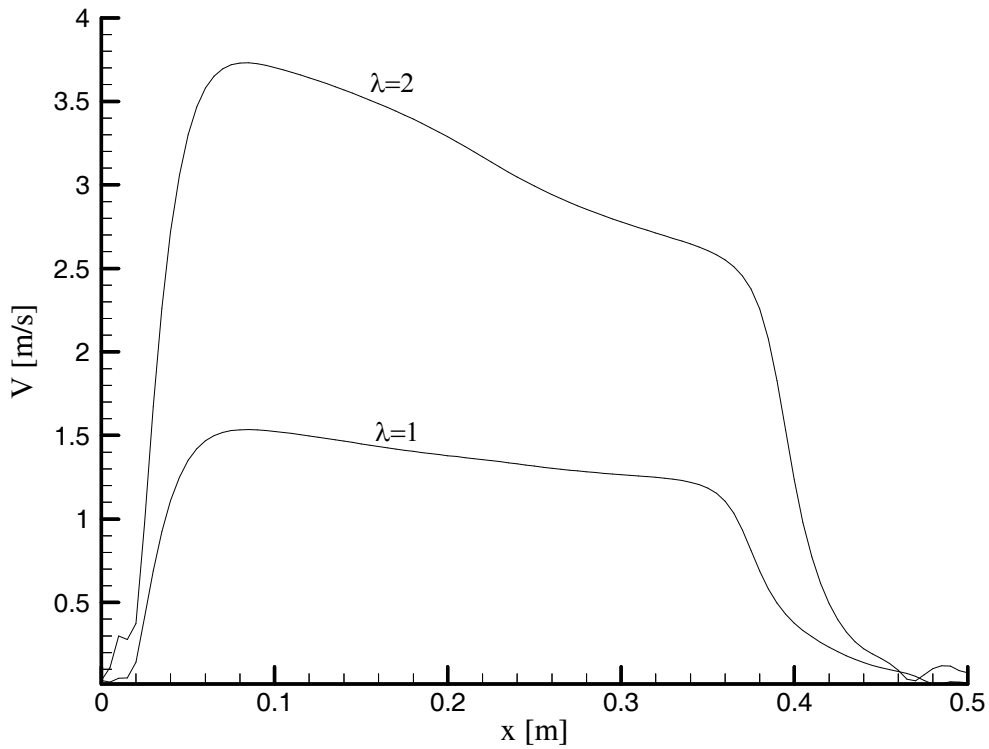
Şekil 4.10. Yanma odası boyunca ortalama sıcaklık dağılımı, ($Q=10$ kW)



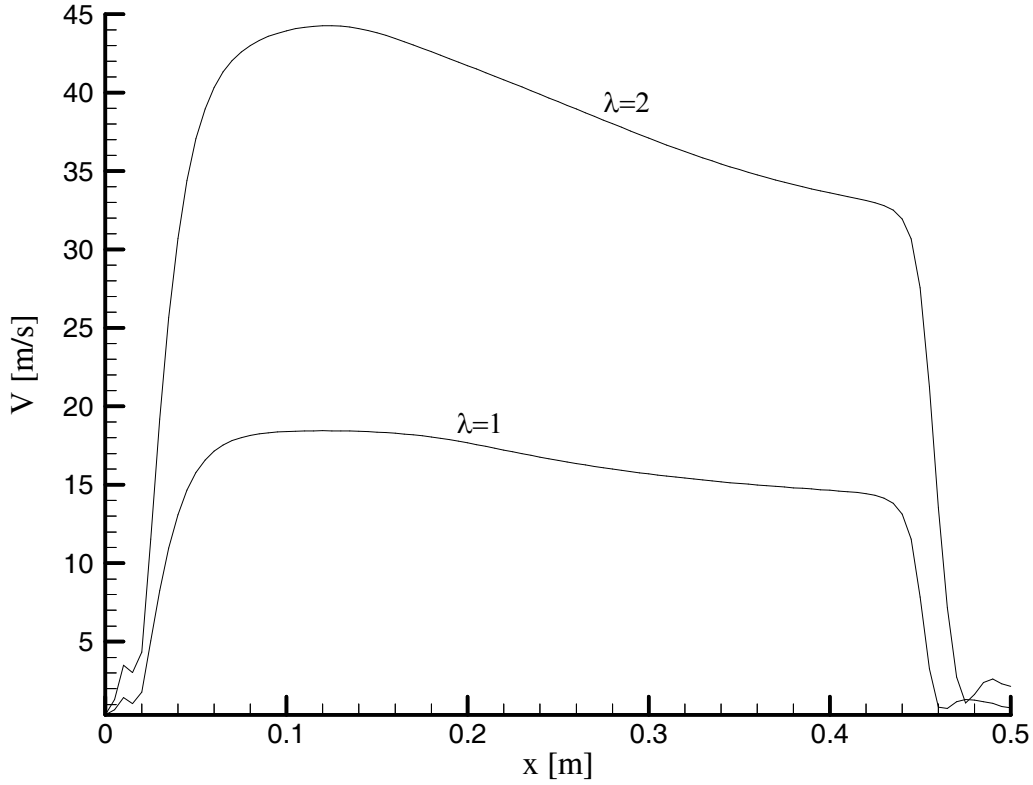
Şekil 4.11. Yanma odası boyunca ortalama sıcaklık dağılımı, ($Q=100$ kW)

4.7.2. 2. Eksenel Hız

Kerosen –Hava karışımı kullanılarak 10kW ve 100kW ısı güçleri için $\lambda=1$ ve $\lambda=2$ hava fazlalık değerleri için yanma odası içerisinde elde edilen eksenel hız dağılımları Şekil 4.12 ve Şekil 4.13 de verilmiştir. Bütün işletme şartlarında eksenel hız alev bölgesinden yanma odası çıkışına ve yanma odası duvarlarına doğru kademeli olarak azaldığı görülmektedir. Kimyasal yanma reaksiyonunun yüksek kerosen içerikli yakıtta daha kısa zamanda ve çabuk tamamlanmasından dolayı yanma odası çıkışına doğru hız değerlerinin daha düşük olduğu anlaşılmaktadır. Aynı ısı güç değerlerinde hava fazlalık değerinin artması ile hız değerinin arttığı görülmektedir.



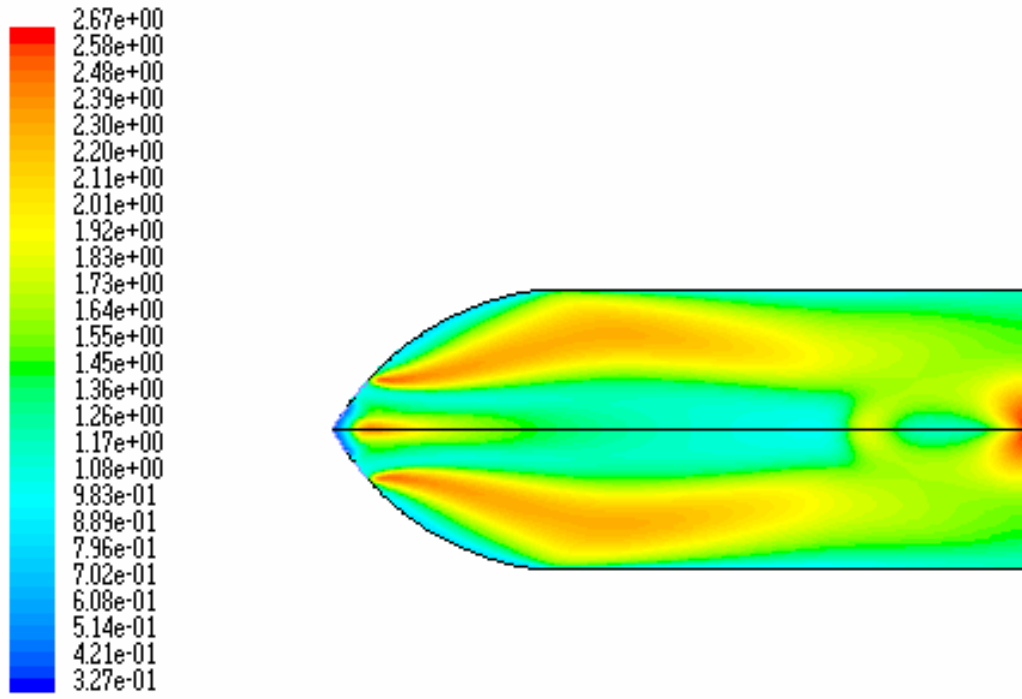
Şekil 4.12. Eksen boyunca hız dağılımı, (Q=10 kW)



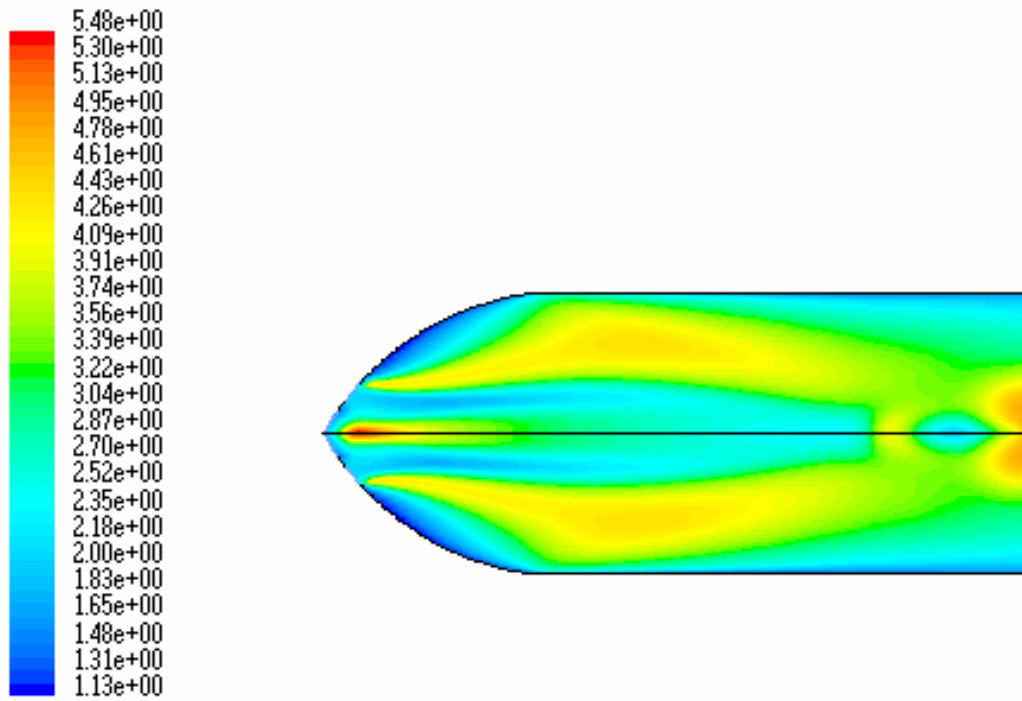
Şekil 4.13. Eksen boyunca hız dağılımı, (Q=100 kW)

4.7.2. 2. Türbülans Yoğunluğu

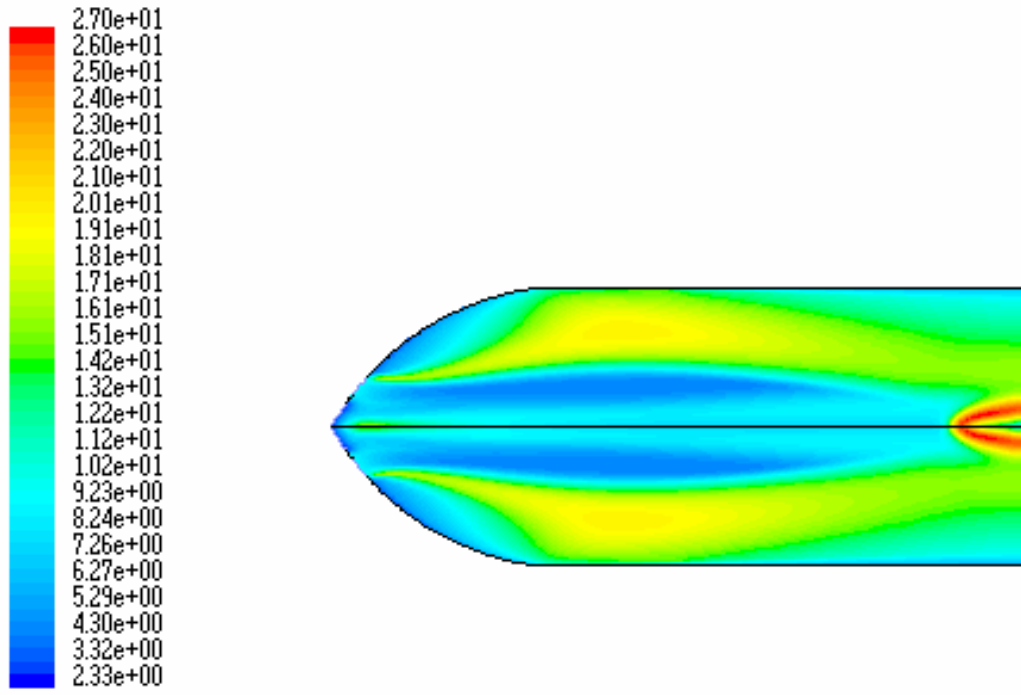
Türbülans yoğunluğunun dağılımları Şekil 4.14, Şekil 4.15, Şekil 4.16 ve Şekil 4.17 de görülmektedir. Türbülans yoğunluğu tüm işletme şartlarında alev bölgesinde maksimum değerine ulaşmakta, yanma odası duvarlarına ve çıkışa doğru azalmaktadır. Türbülans yoğunluğu aynı işletme şartları için hava fazlalık değerlerinin artması ile daha fazla akış oranı ve daha az sıcaklıktan dolayı artmaktadır.



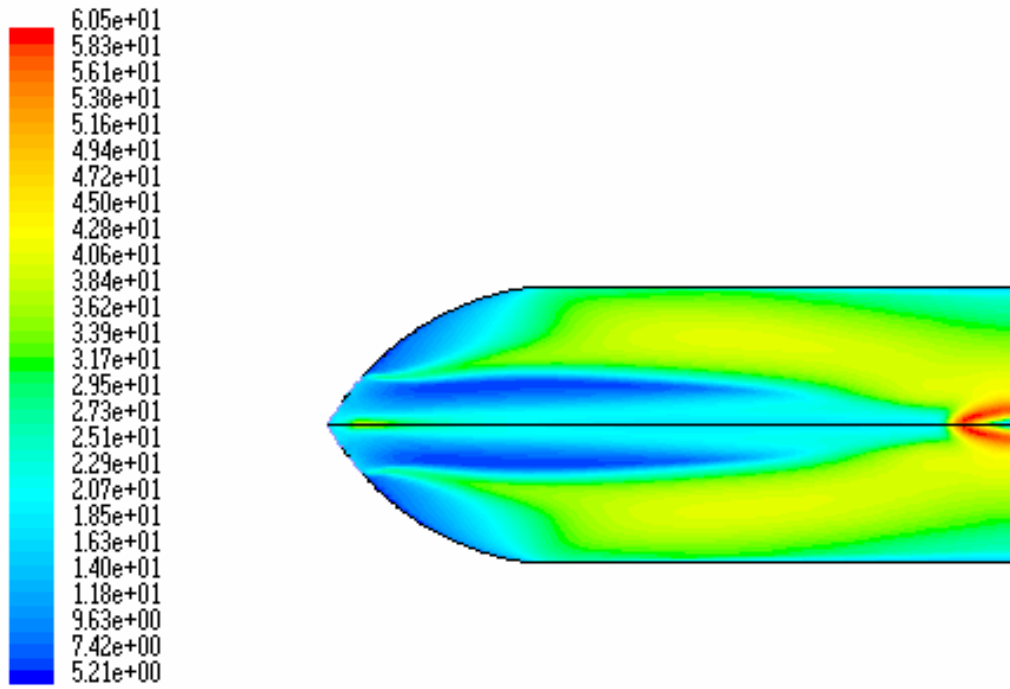
Şekil 4.14. Türbülans Yoğunluğu [%], ($Q=10\text{kW}$, $\lambda=1$ için)



Şekil 4.15. Türbülans Yoğunluğu [%], ($Q=10\text{kW}$, $\lambda=2$ için)



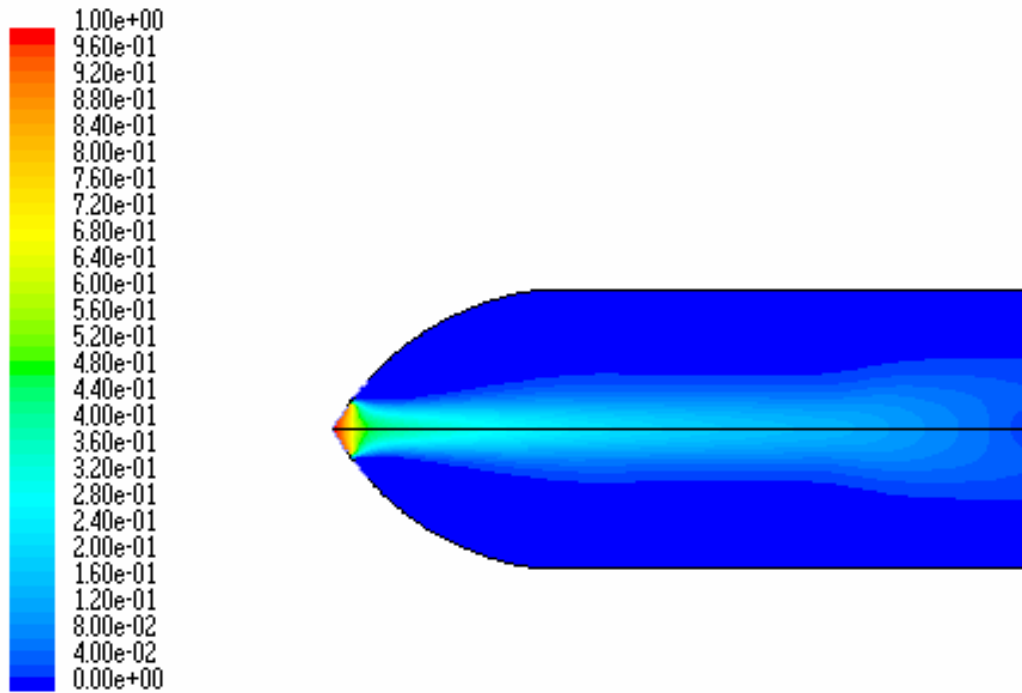
Şekil 4.16. Türbülans Yoğunluğu [%], ($Q=100\text{kW}$, $\lambda=1$ için)



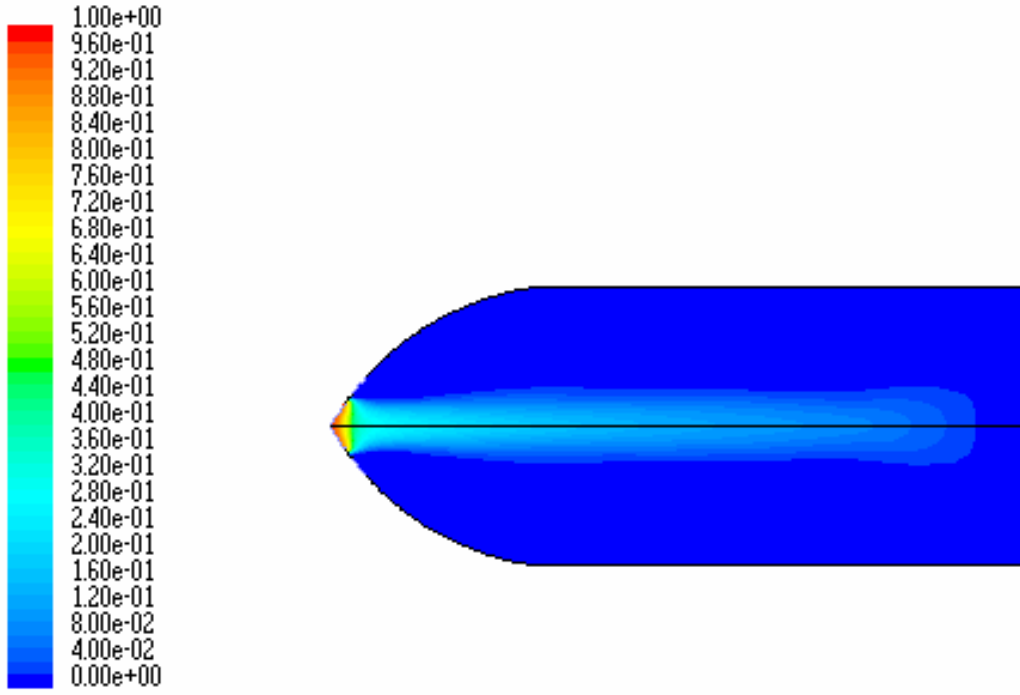
Şekil 4.17. Türbülans Yoğunluğu [%], ($Q=100\text{kW}$, $\lambda=2$ için)

4.7.2. 3. Gaz Konsantrasyon Dağılımları

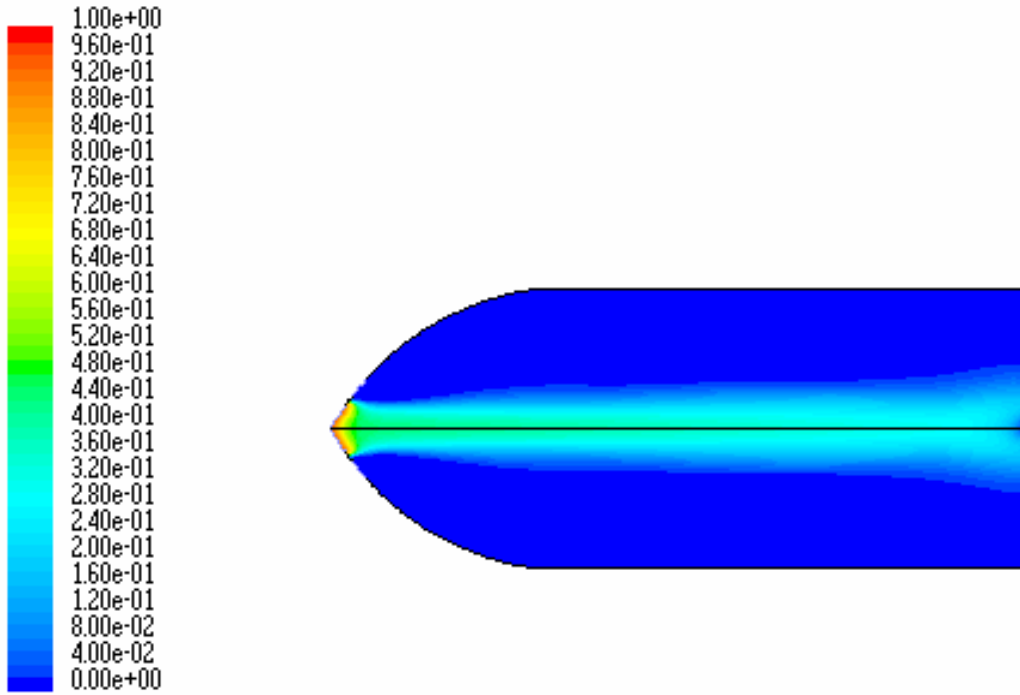
Farklı karışım oranlarında kerosen-hava içeren yakıt yanması ile açığa çıkan karbondioksit (CO_2), oksijen (O_2), su buharı (H_2O), gazlarını içeren ($\text{C}_{12}\text{H}_{23}$) yanma ürünleri sayısal simülasyon ile belirlenmiştir. Şekil 4.18-4.21’ de farklı işletme şartları için yanma odasında tahmin edilen $\text{C}_{12}\text{H}_{23}$ dağılımı verilmiştir. Kerosenin yanma odası girişine yakın kısımlarda tükendiği ve dolayısıyla yanma odası çıkışında kerosen bulunmadığı görülmektedir.



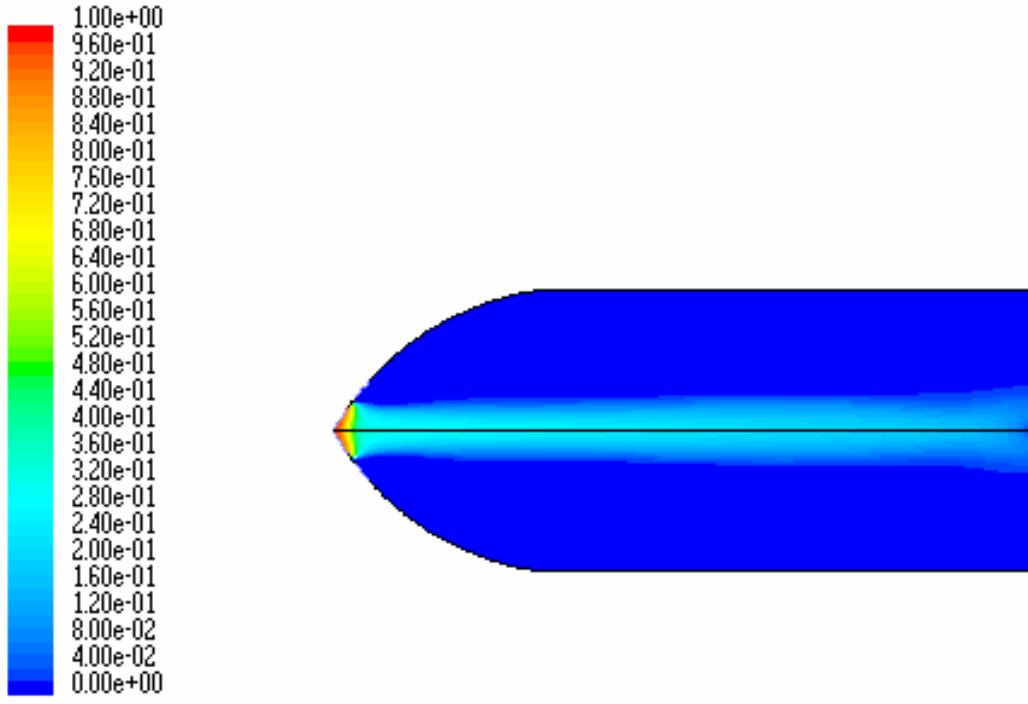
Şekil 4.18. $\text{C}_{12}\text{H}_{23}$ Kütlesel Oranı, ($Q=10\text{kW}$, $\lambda=1$ için)



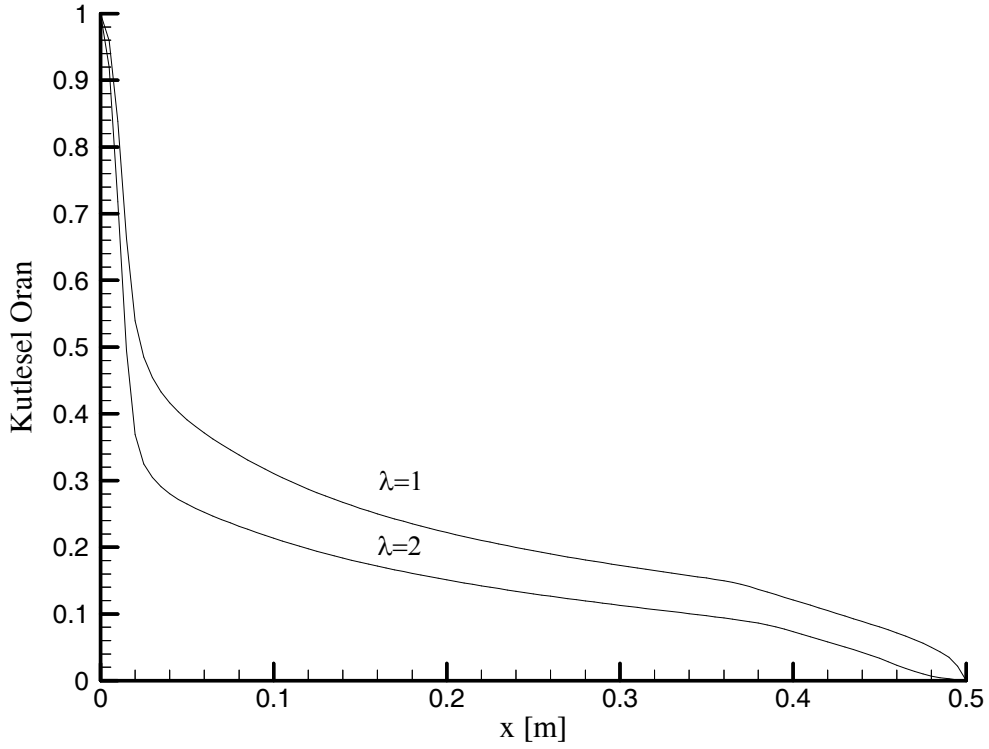
Şekil 4.19. $C_{12}H_{23}$ Kütlesel Oranı, ($Q=10kW$, $\lambda=2$ için)



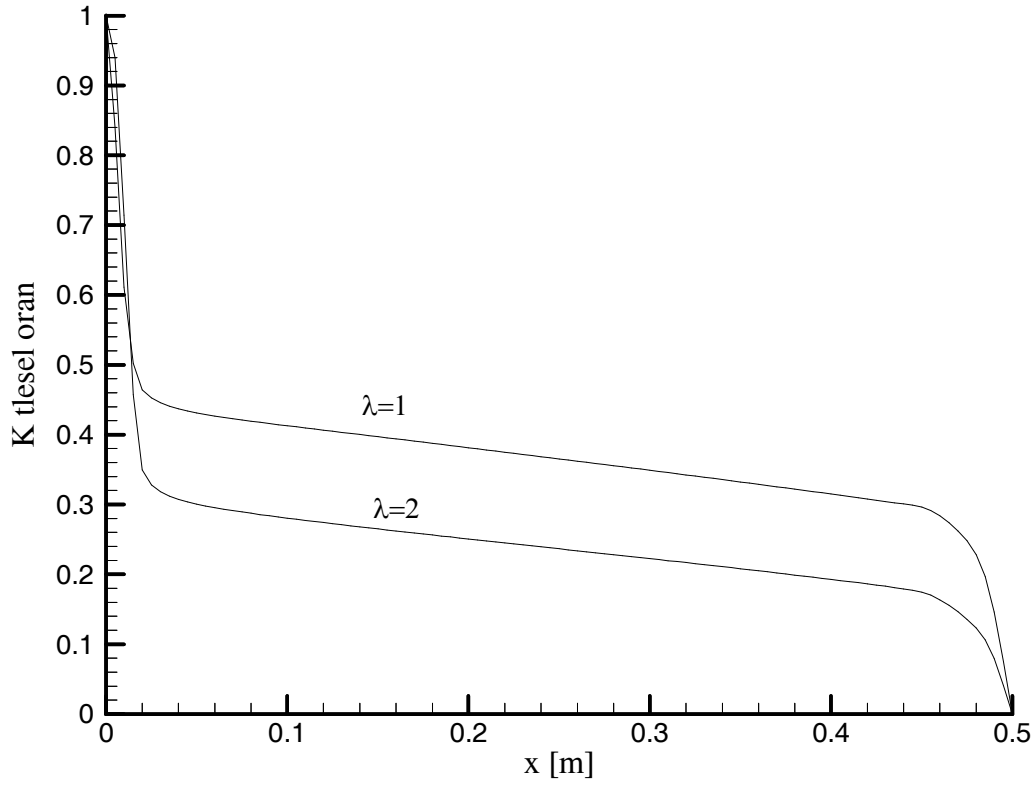
Şekil 4.20. $C_{12}H_{23}$ Kütlesel Oranı, ($Q=100kW$, $\lambda=1$ için)



Şekil 4.21. $C_{12}H_{23}$ Kütlesel Oranı, ($Q=100kW$, $\lambda=2$ için)

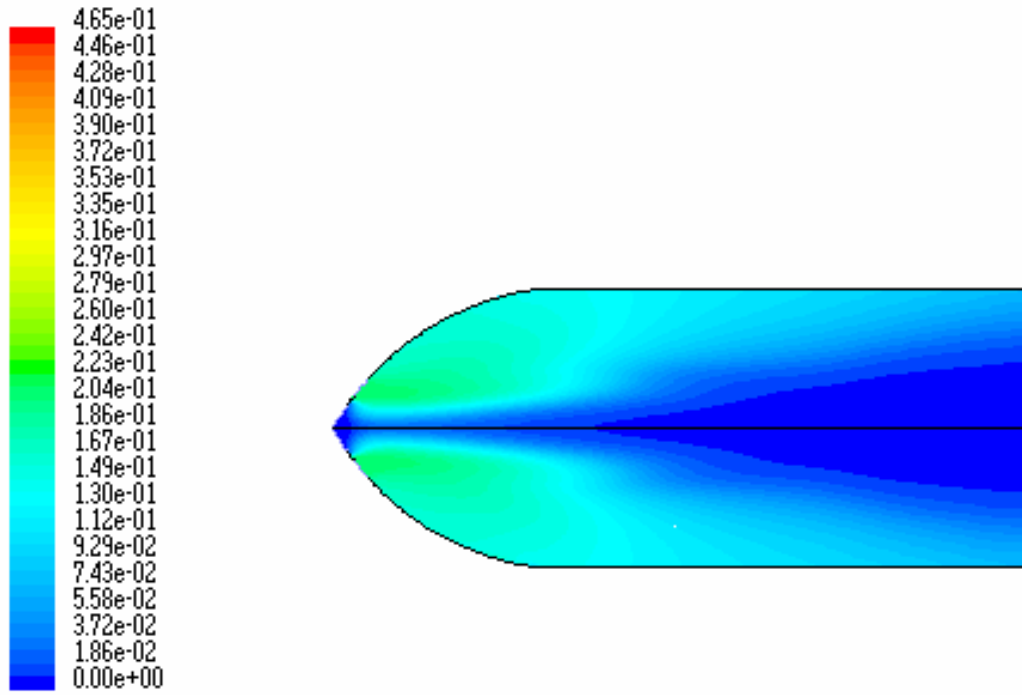


Şekil 4.22. Eksen boyunca $C_{12}H_{23}$ ün Kütlesel Oranı, ($Q=10 kW$)

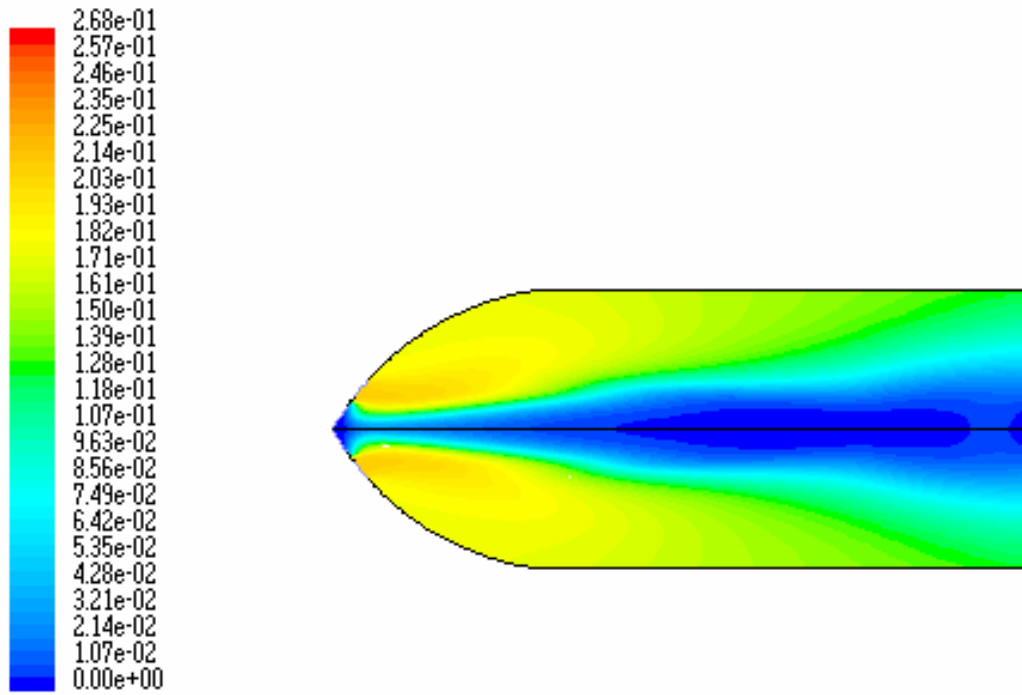


Şekil 4.23. Eksen boyunca $C_{12}H_{23}$ ün Kütlesel Oranı, ($Q=100$ kW)

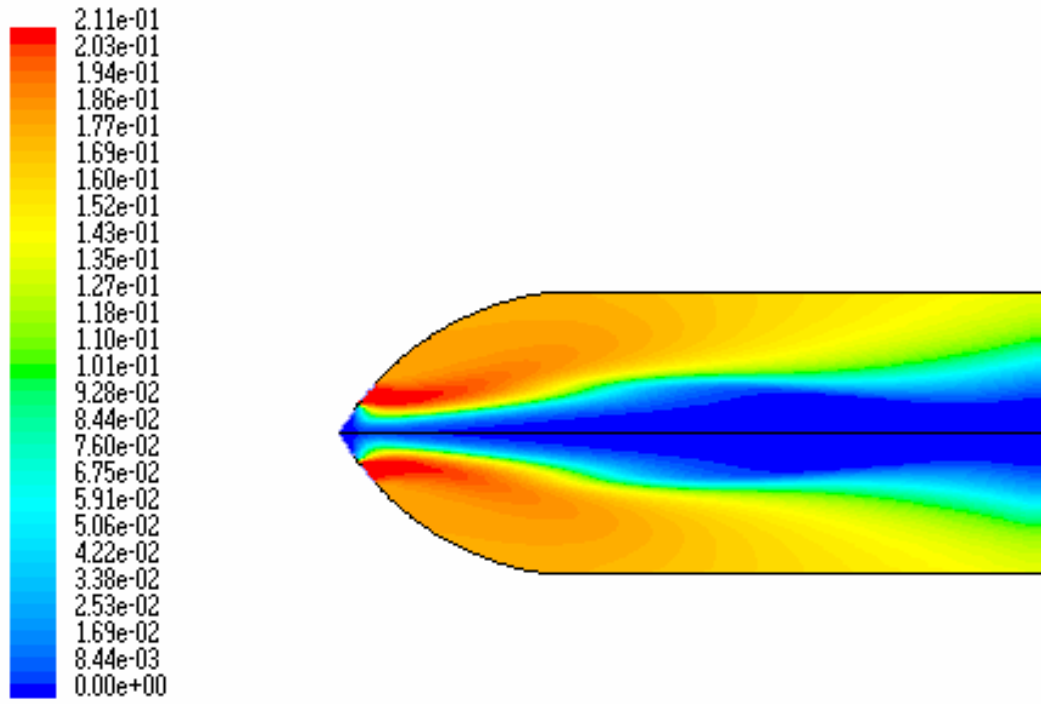
Şekil 4.24–4.29.’ da yanma odası içerisinde O_2 dağılımları görülmektedir. Hava fazlalık değerinin artması ile yanma odasına daha fazla miktarda hava girişinden dolayı oksijen miktarının arttığı anlaşılmaktadır.



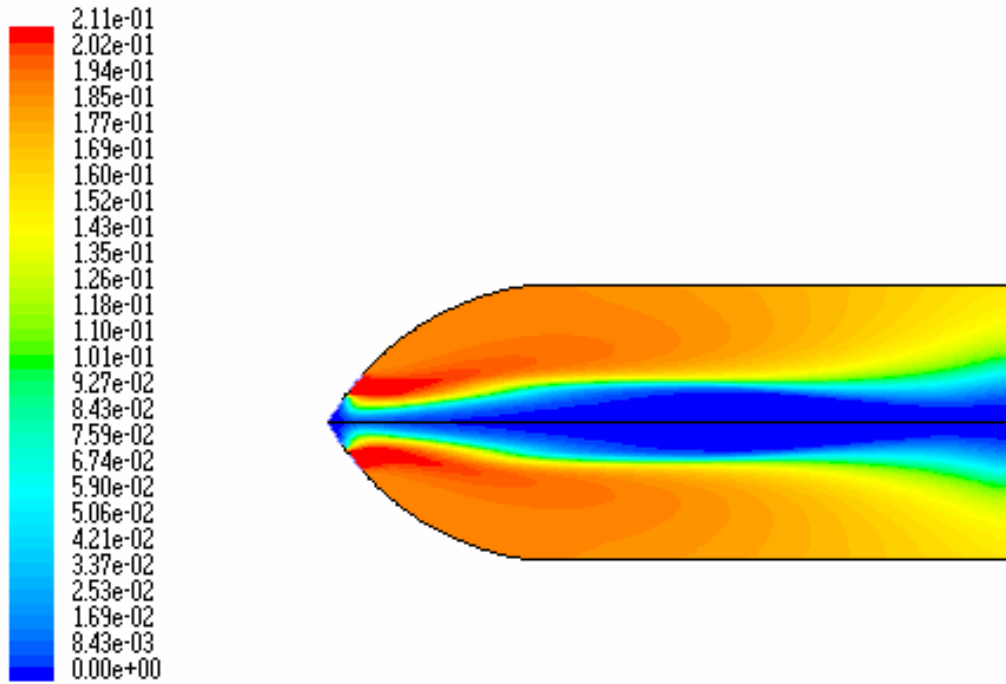
Şekil 4.24. O₂ Kütlesel Oranı, (Q=10kW, $\lambda=1$ için)



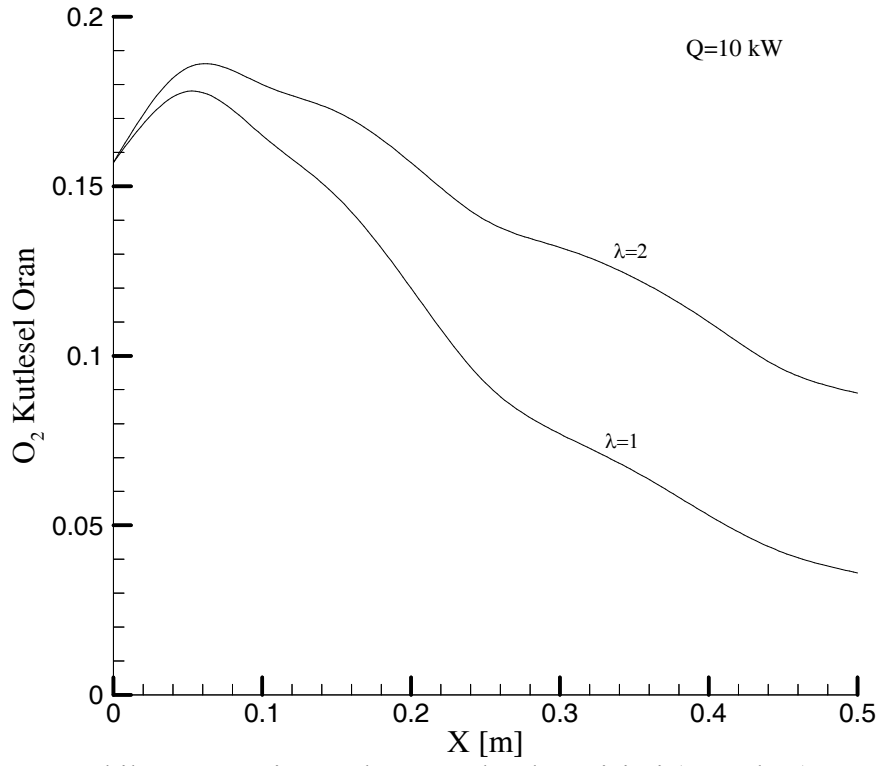
Şekil 4.25. O₂ Kütlesel Oranı, (Q=10kW, $\lambda=2$ için)



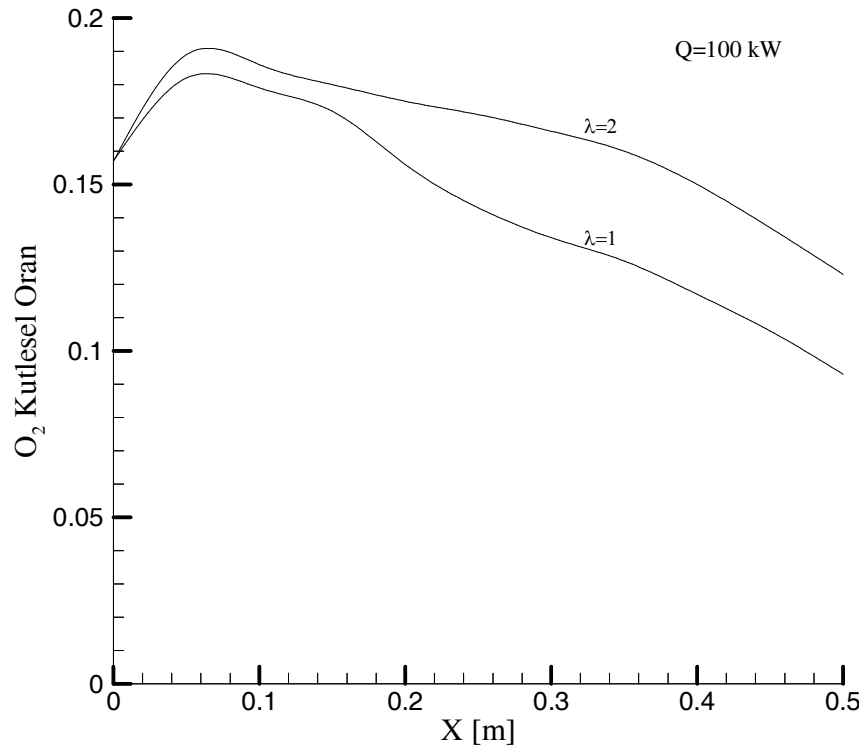
Şekil 4.26. O₂ Kütlesel Oranı, (Q=100kW, $\lambda=1$ için)



Şekil 4.27. O₂ Kütlesel Oranı, (Q=100kW, $\lambda=2$ için)

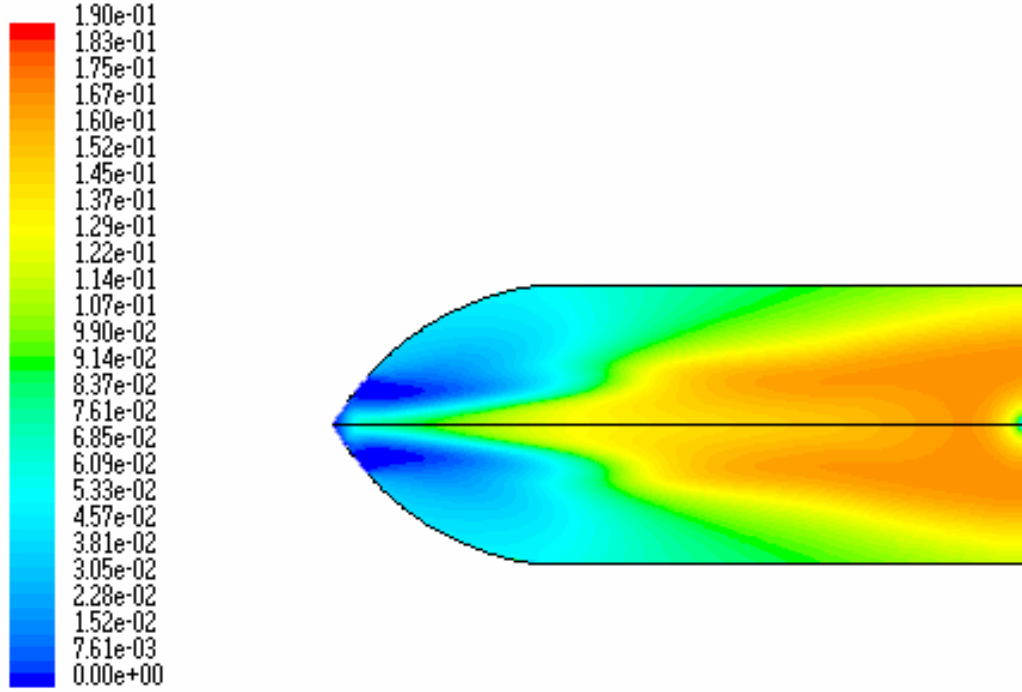


Şekil 4.28. O_2 nin Ortalama Kütlesel Değişimi ($Q=10$ kW)

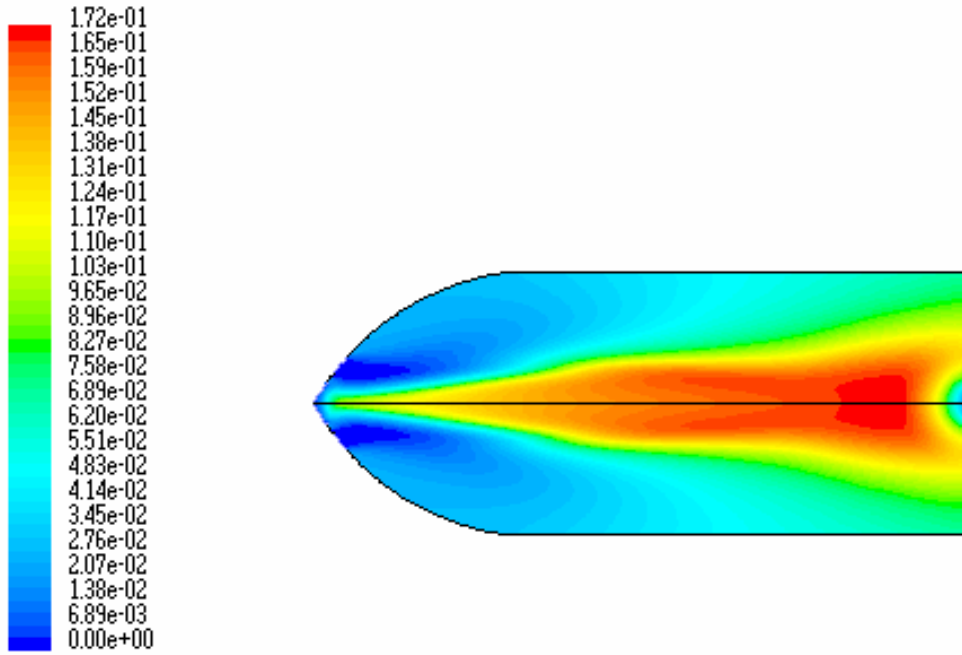


Şekil 4.29. O_2 nin Ortalama Kütlesel Değişimi ($Q=100$ kW)

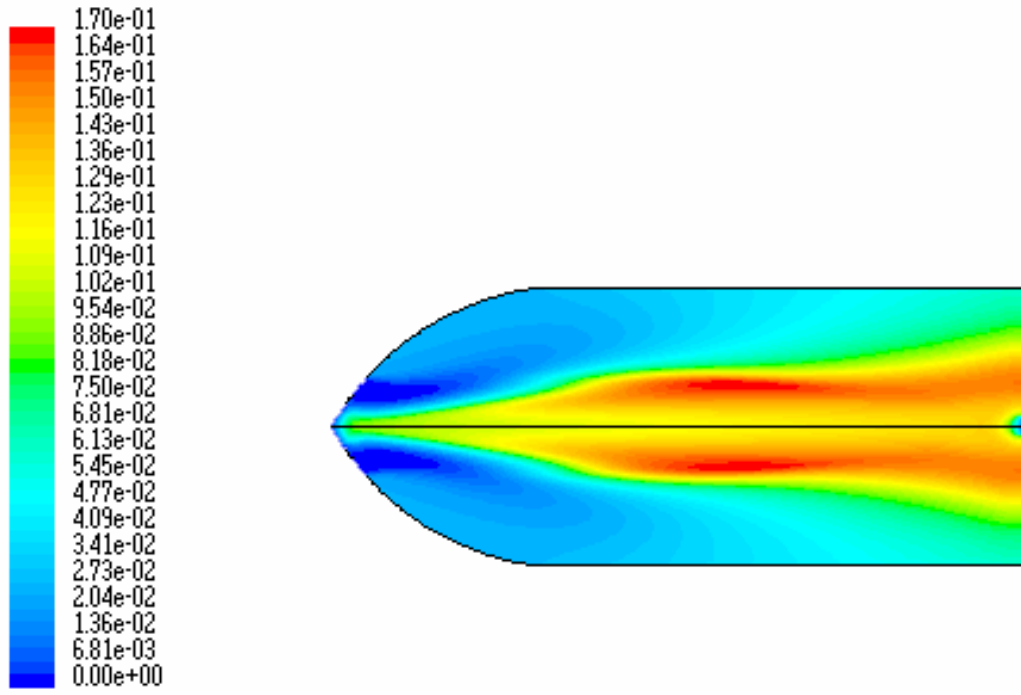
Model yanma odasında sayısal olarak tahmin edilen CO_2 konsantrasyonları şekil 4.28-4.33’de görülmektedir. Aynı ısı güçler için dikkate alındığında daha düşük hava fazlalık değerinde CO_2 konsantrasyonunun daha fazla olduğu görülmektedir.



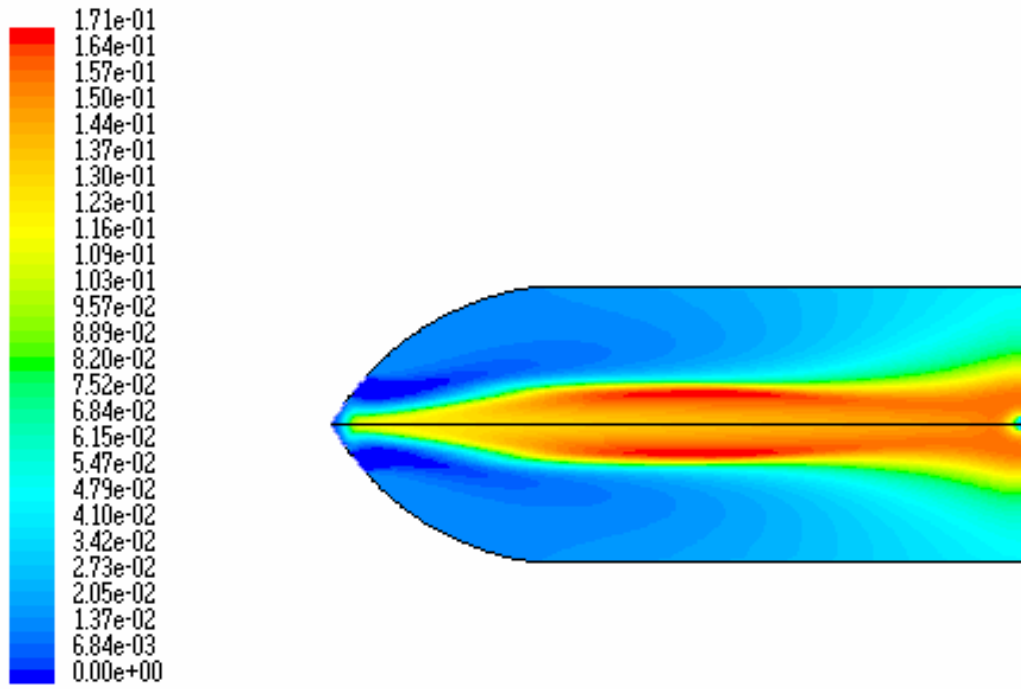
Şekil 4.30. CO_2 Kütlesel Oranı, ($Q=10\text{kW}$, $\lambda=1$ için)



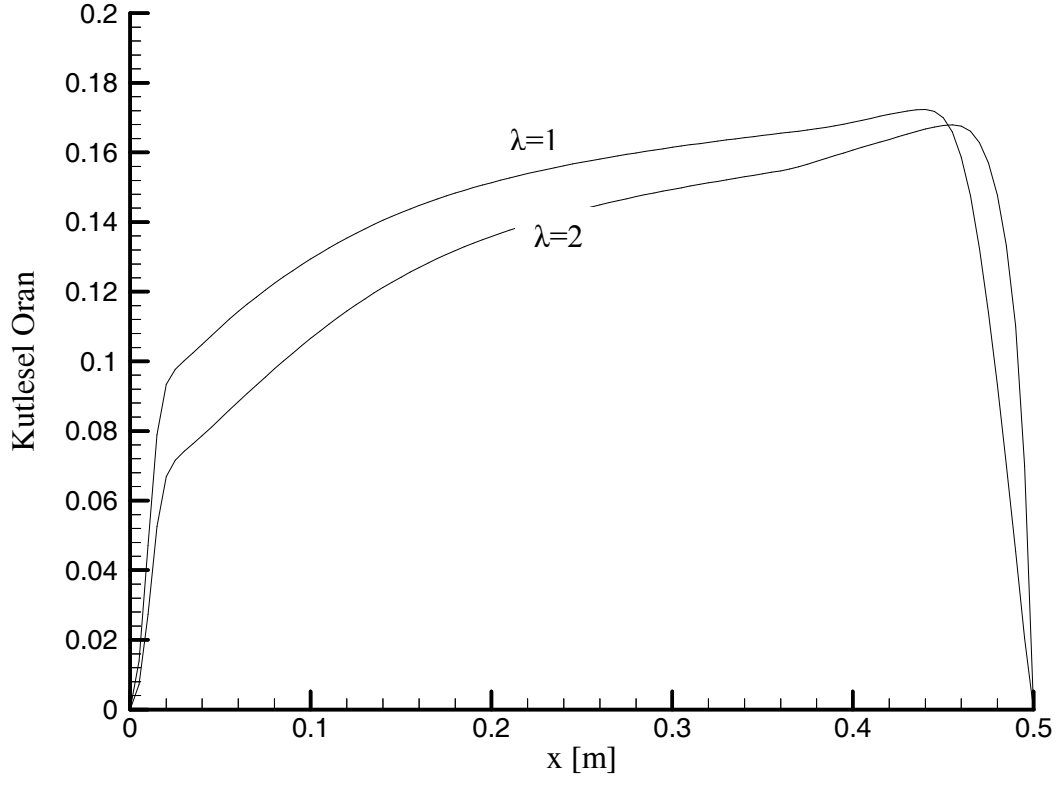
Şekil 4.31. CO_2 Kütlesel Oranı, ($Q=10\text{kW}$, $\lambda=2$ için)



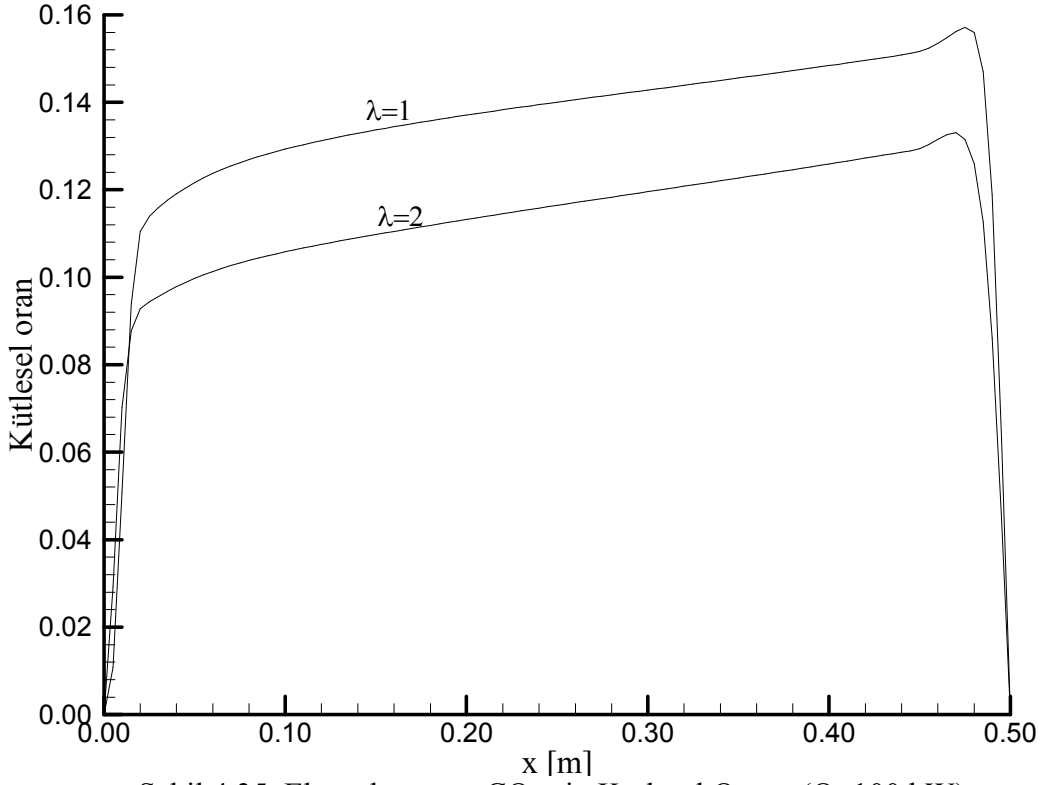
Şekil 4.32. CO₂ Kütlesel Oranı, ($Q=100\text{kW}$, $\lambda=1$ için)



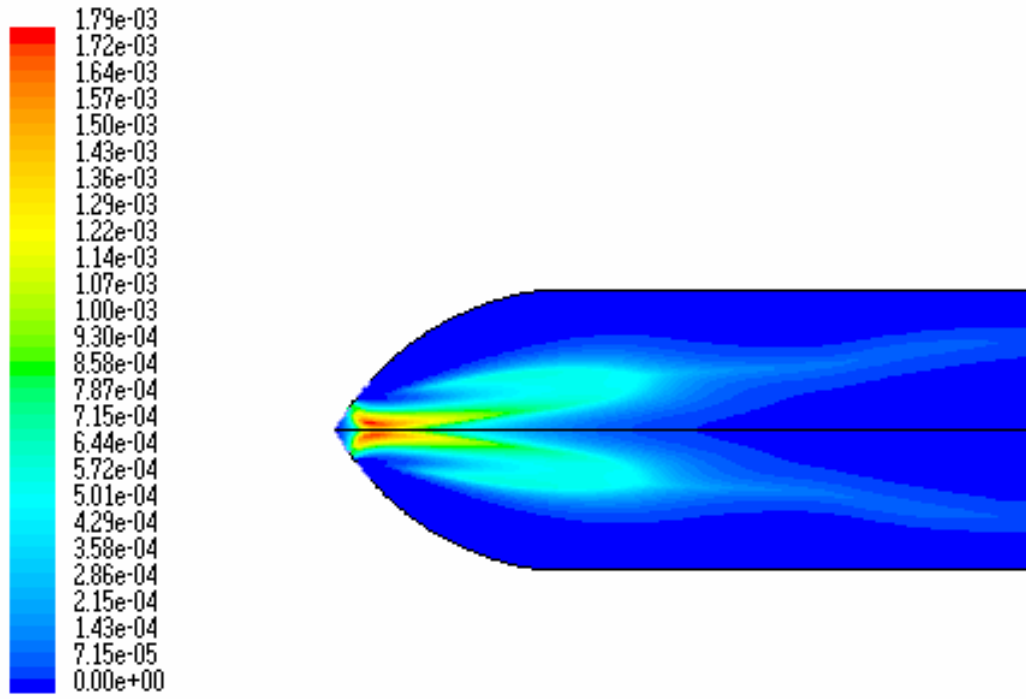
Şekil 4.33. CO₂ Kütlesel Oranı, ($Q=100\text{kW}$, $\lambda=2$ için)



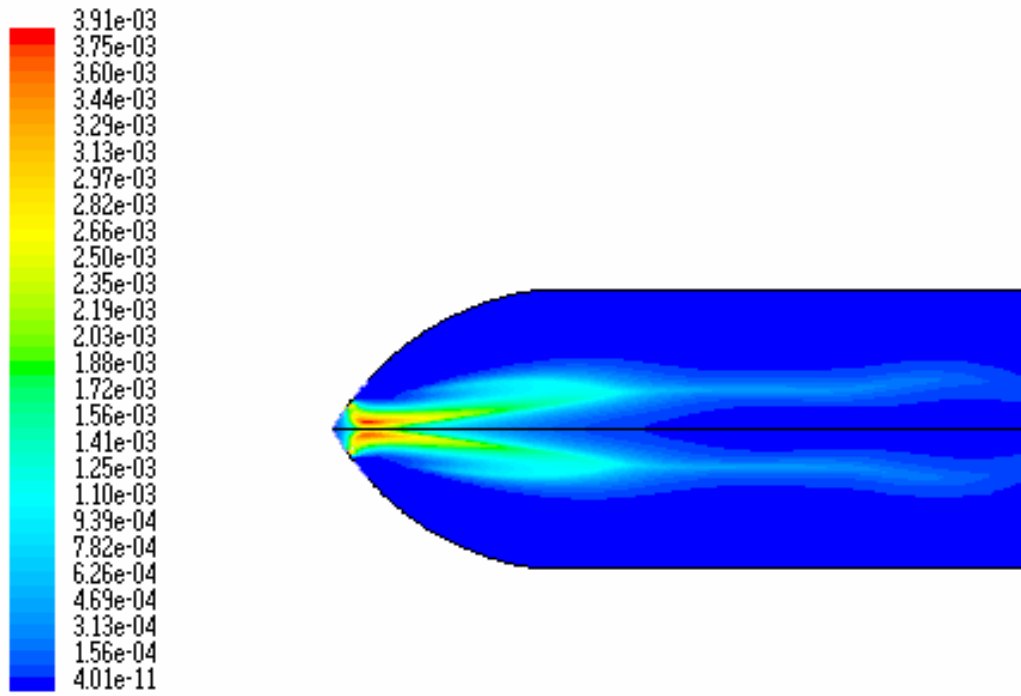
Şekil 4.34. Eksen boyunca CO_2 nin Kütlesel Oranı, ($Q=10$ kW)



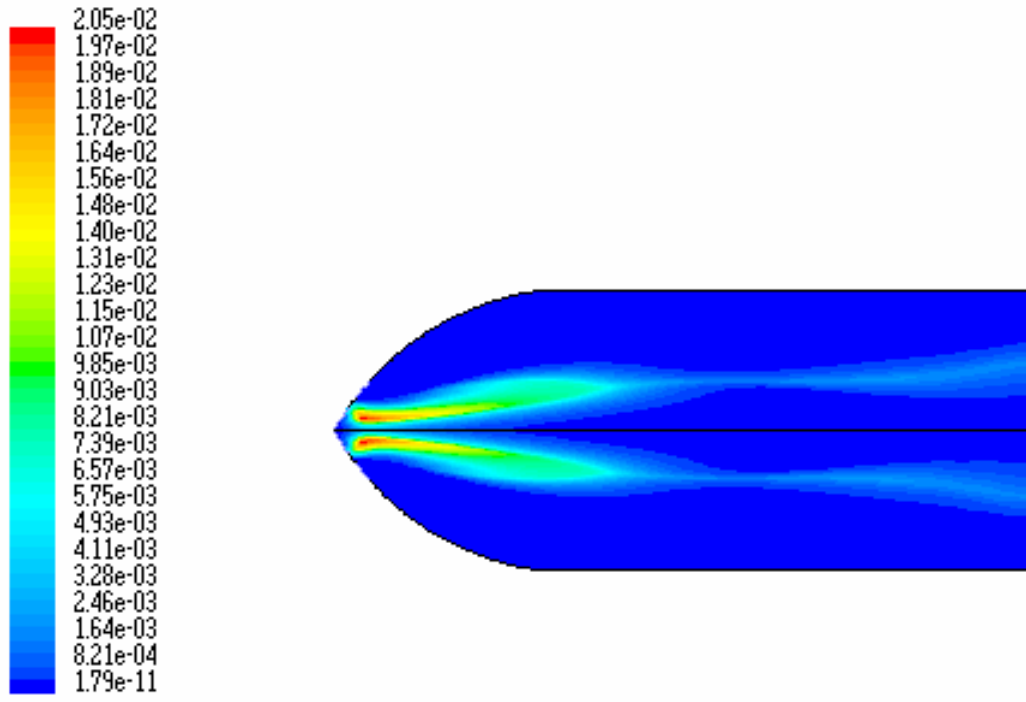
Şekil 4.35. Eksen boyunca CO_2 nin Kütlesel Oranı, ($Q=100$ kW)



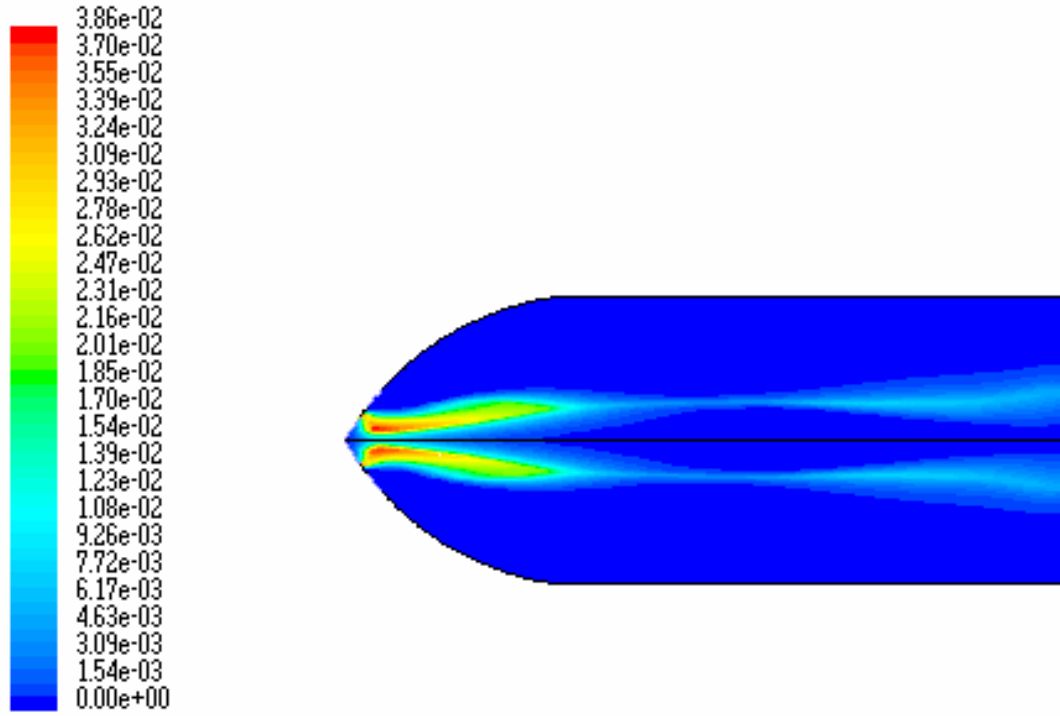
Şekil 4.36. Reaksiyon Oranı [$\text{kgmol/m}^3\text{s}$], ($Q=10\text{kW}$, $\lambda=1$ için)



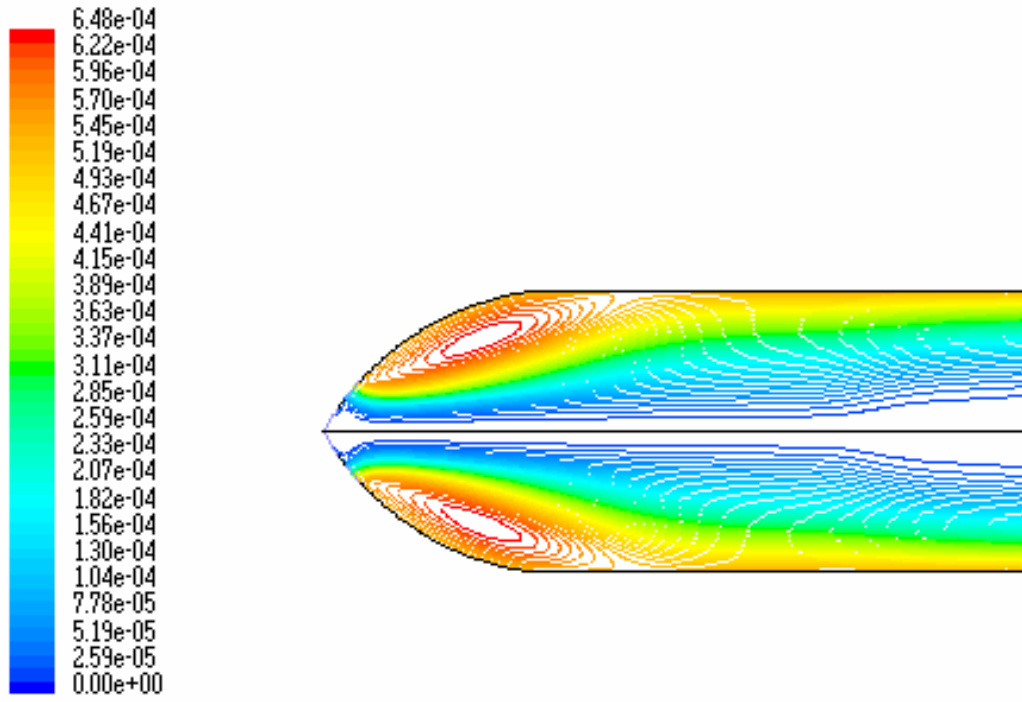
Şekil 4.37. Reaksiyon Oranı [$\text{kgmol/m}^3\text{s}$], ($Q=10\text{kW}$, $\lambda=2$ için)



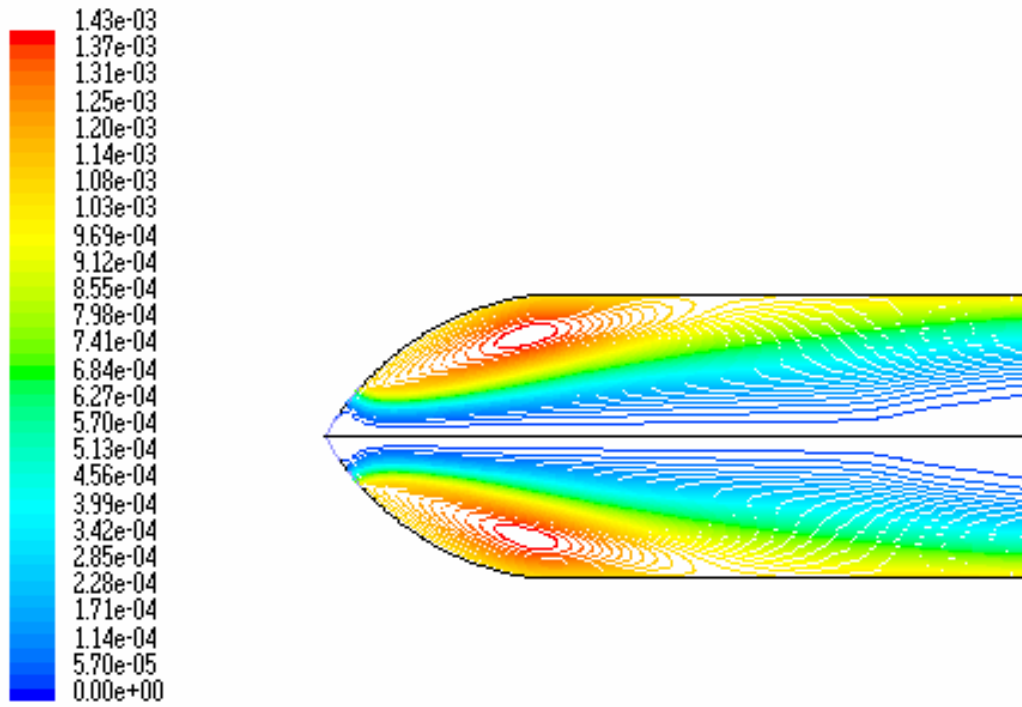
Şekil 4.38. Reaksiyon Oranı [$\text{kgmol/m}^3\text{s}$], ($Q=100\text{kW}$, $\lambda=1$ için)



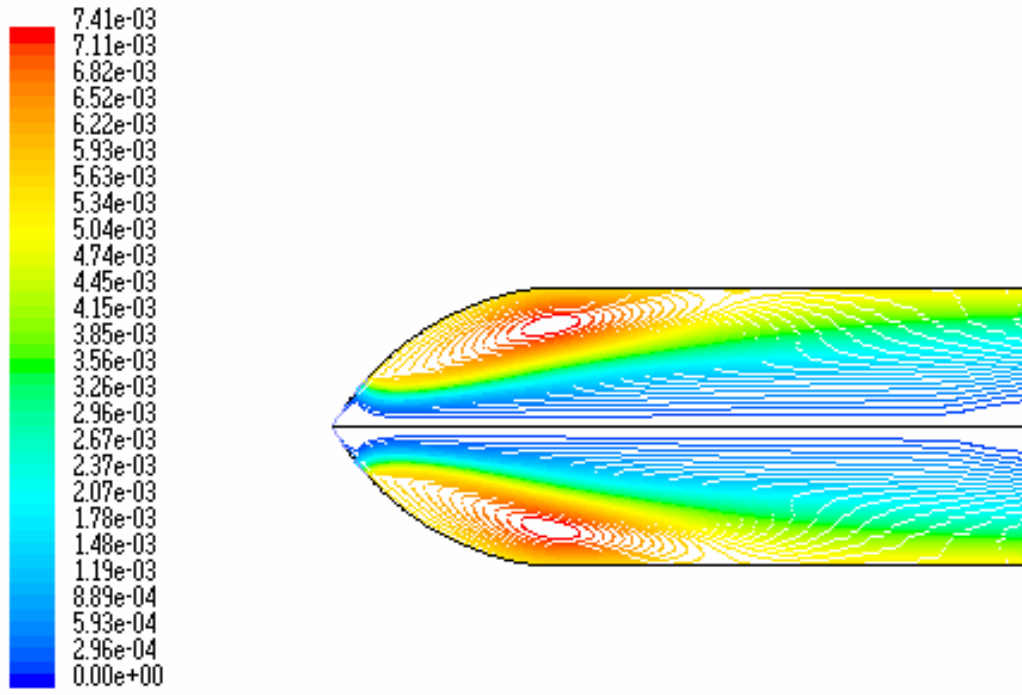
Şekil 4.39. Reaksiyon Oranı [$\text{kgmol/m}^3\text{s}$], ($Q=100\text{kW}$, $\lambda=2$ için)



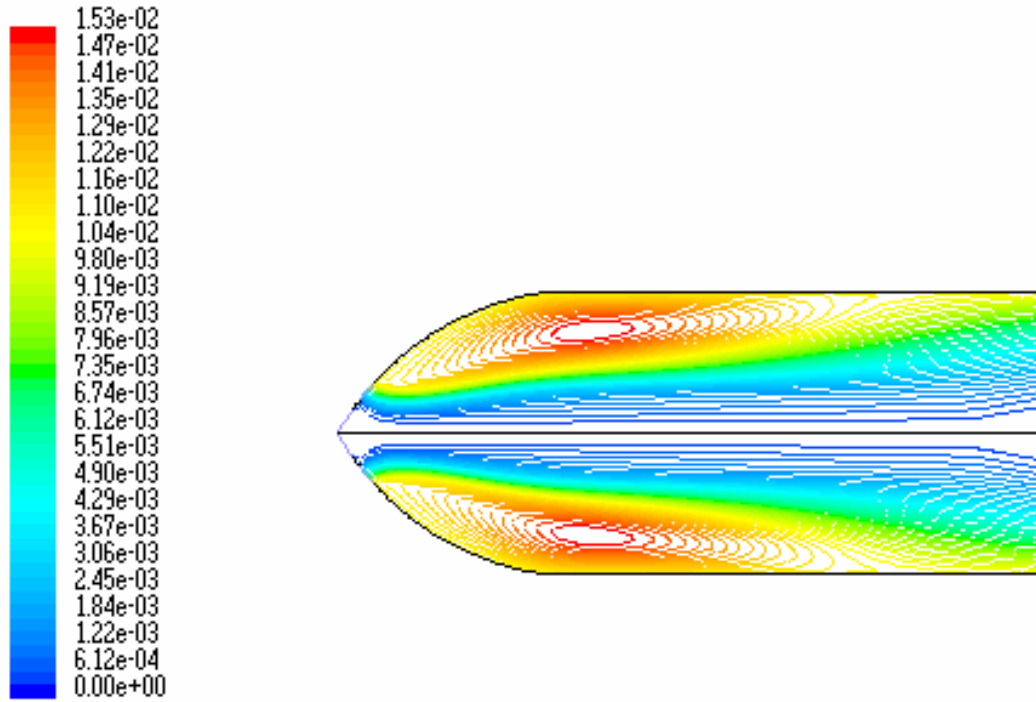
Şekil 4.40. Akım Çizgileri [kg/ s], ($Q=10\text{kW}$, $\lambda=1$ için)



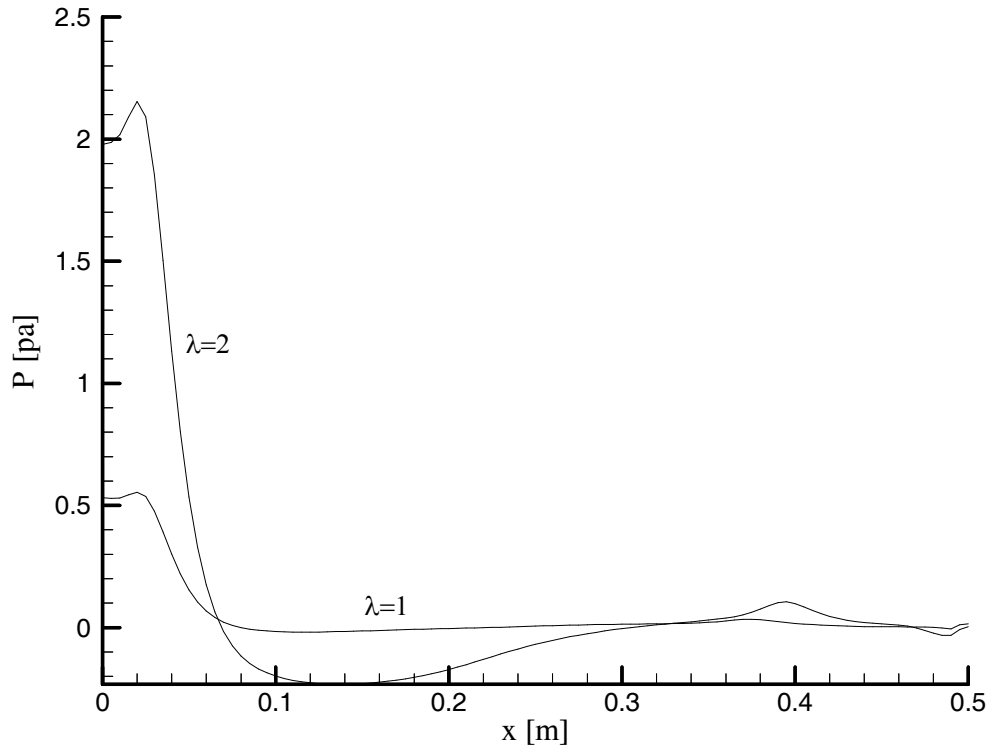
Şekil 4.41. Akım Çizgileri [kg/ s], ($Q=10\text{kW}$, $\lambda=2$ için)



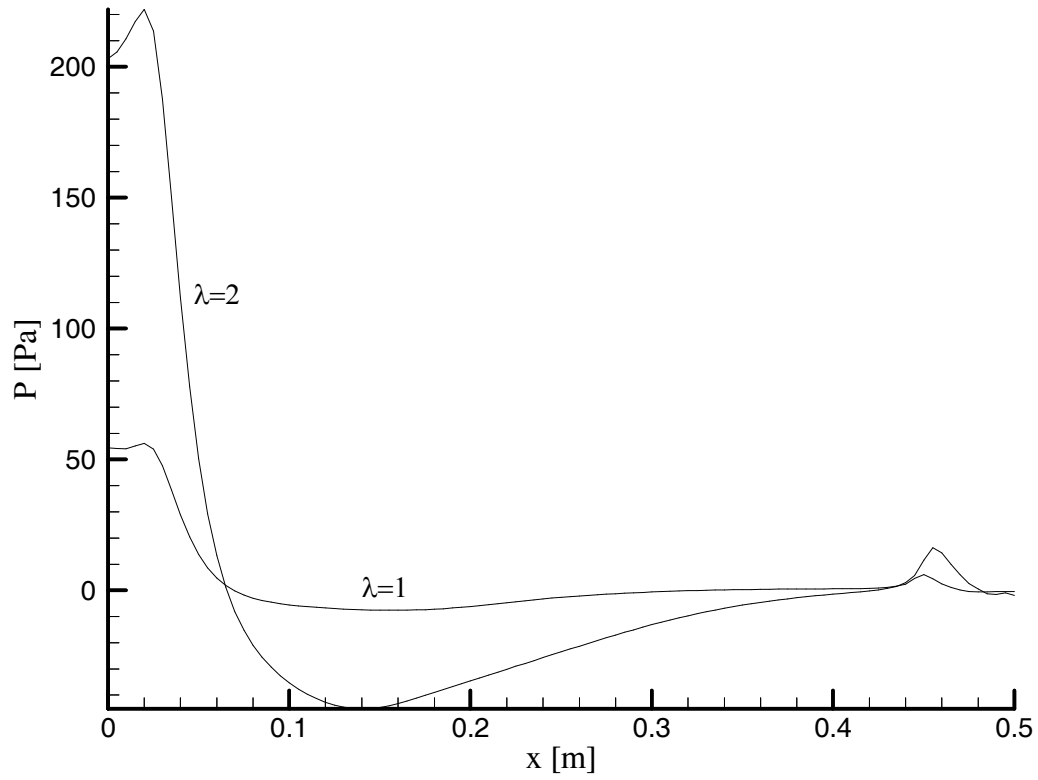
Şekil 4.42. Akım Çizgileri [kg/ s], ($Q=100\text{kW}$, $\lambda=1$ için)



Şekil 4.43. Akım Çizgileri [kg/ s], ($Q=100\text{kW}$, $\lambda=2$ için)



Şekil 4.44. Eksen boyunca Basınç dağılımı, ($Q=10$ kW)



Şekil 4.45. Eksen boyunca Basınç dağılımı, ($Q=100$ kW)

5. BÖLÜM

SONUÇLAR

5.1. Giriş

Bu tez çalışmasında, kerosen yakan bir gaz türbin yakıcısının modeli yapılarak yanması incelenmiştir. Sistemin modellenmesi bir CFD programı ile yapılmıştır. Standart k- ϵ model seçilerek hava fazlalık katsayısı 1 ve 2 için simülasyonlar yapılmıştır.

5.2. Sonuçlar

1. Sayısal simülasyonda yanma odası içerisinde en yüksek sıcaklık değerine ısıl gücün $Q=10\text{kW}$, $\lambda=2$ durumunda, ortalama en yüksek sıcaklık değerine $Q=10\text{kW}$, $\lambda=1$ simülasyonunda ulaşılmıştır.
2. $Q=10\text{kW}$ da yanma odası ortalama sıcaklık değeri $x= 0.45\text{m}$ mesafesinde en yüksek değere ulaşmaktadır. Bu mesafeden sonra azalmaktadır. $Q= 100\text{kW}$ ısıl güç değerinde alev genişliği sürekli artmaktadır. Bu sebeple $Q=100\text{kW}$ için yanma odası boyunun uzun olması yanmanın tamamlanabilmesi için daha iyi olacaktır.
3. $Q=100\text{ kW}$ da, $Q=10\text{ kW}$ 'a göre; alev bölgesinin daha uzun ve daha dar mesafede gerçekleştiği belirlenmiştir.
4. Aynı ısıl güç girişi için yakıtta $\lambda=1$ 'de $\lambda=2$ 'ye göre alev bölgesinin daha geniş ve uzun olduğu, $\lambda=2$ 'de alev bölgesinin daha küçük ve simetri eksenine yakınlaştığı belirlenmiştir. Hava fazlalık değeri $\lambda=1$ 'de $\lambda=2$ 'ye göre yanma odası çıkışında daha yüksek sıcaklık seviyeleri ancak alev bölgesinde daha düşük sıcaklık seviyeleri olduğu görülmüştür.

5. Yakıt karışımındaki ısı gücünün artması ile CO₂ emisyonunun azaldığı ve Hava fazlalık değerinin artması ile yanma odasına daha fazla miktarda hava girişinden dolayı oksijen miktarının arttığı anlaşılmaktadır.
6. Isıl gücün değişmediği fakat hava fazlalık katsayısının daha düşük olduğu simülasyonda hızlı ve çabuk yanmaya bağlı olarak alev boyunun kısmen daha kısa olduğu tespit edilmiştir.
7. Isıl gücünün artması ile yakma sistemine daha yüksek enerji girişinden dolayı sıcaklık seviyelerinde artma meydana gelmiştir.
8. Bütün işletme şartlarında eksenel hız alev bölgesinden yanma odası çıkışına ve yanma odası duvarlarına doğru kademeli olarak azaldığı görülmektedir.
10. Türbülans yoğunluğu tüm işletme şartlarında alev bölgesinde maksimum değerine ulaşmakta, yanma odası duvarlarına ve çıkışa doğru azalmaktadır. Türbülans yoğunluğu aynı işletme şartları için hava fazlalık değerlerinin artması ile daha fazla akış oranı ve daha az sıcaklıktan dolayı artmaktadır.

KAYNAKLAR

1. Witkowski, T. , White, S., Duenas, C.O., Strykowski, P., Simon, T., Characterizing the performance of the SR-30 Turbojet Engine, Proceeding of the 2003 American Society for Engineering Education Annual Conference and Exposition Copyright.
2. French, K. , Recycled Fuel Performance in the SR-30 gas turbine, Proceeding of the 2003 American Society for Engineering Education Annual Conference and Exposition Copyright.
3. Blanco, H.P. , Activities around the SR-30 minilab at PSU, Proceeding of the 2003 American Society for Engineering Education Annual Conference and Exposition Copyright.
4. Vakil, S.S, Thole, K.A. , Flow and thermal field measurements in a combustor simulator relevant to a gas turbine aeroengine, Journal Of Engineering For Gas Turbines And Power-Transactions Of The Asme 127 (2): 257-267 Apr 2005.
5. Sierra, F.Z. , Kubiak J. , Gonzalez, G. , Urquiza G, Prediction of temperature front in a gas turbine combustion chamber, Applied Thermal Engineering 25 (8-9): 1127-1140 Jun 2005.
6. Lee, J.G. , Santavicca DA, Experimental diagnostics for the study of combustion instabilities in lean premixed combustors, Journal Of Propulsion And Power 19 (5): 735-750 Sep-Oct 2003.
7. Sturgess, G.J. , Zelina J. , Shouse, D.T. , Roquemore, W.M. , Emissions reduction technologies for military gas turbine engines, Journal Of Propulsion And Power 21 (2): 193-217 Mar-Apr 2005.
8. Yılmaz, İ., Model bir yakıcıda hidrojen metan karışımının yanmasının deneysel ve sayısal incelenmesi, Doktora tezi, Erciyes Üniversitesi, Fen Bilimleri Üniversitesi, 2006
9. Sharma, N.Y. , Som, S.K. , Influence of fuel volatility on combustion and emission characteristics in a gas turbine combustor at different inlet pressures and swirl conditions, Proceedings Of The Institution Of Mechanical Engineers Part A-Journal Of Power And Energy 216 (A3): 257-268 2002.
10. Magnussen, B.F. , Hjertager, B.H., On Mathematical Modeling of Turbulent Combustion with Emphasis on Soot Formation and Combustion, 16 th Symposium (International) on Combustion, The Combustion Institute, 719-729, 1976.

11. Clifford Matthews, Aeronautical Engineer's Data Book, A member of the Reed Elsevier plc group First published 2002
12. Rolls-Royce plc, The Jet Engine, Reprinted 1996 with revisions.
13. Manoharan Thiagarajan, A Design Study of Single-Rotor Turbomachinery Cycles, August 2004.
14. Türk Hava Yolları Eğitim Merkezi Uçak Teknik Temel Motor kitabı.
15. FLUENT 6. Fluent incorporated. Vol. 2. 2002, LEI.
16. Choudhury, D., Introduction to the Renormalization Group Method and Turbulence Modeling. Fluent Inc. Technical Memorandum TM-107, 1993.
17. Versteeg, H. K., Malalasekera, W., Computational Fluid Dynamics, Longman, Scientific & Technical, London, 1995.
18. Magnussen, B.F., Hjertager, B.H., On Mathematical Modeling of Turbulent Combustion with Emphasis on Soot Formation and Combustion, 16 th Symposium (International) on Combustion, The Combustion Institute, 719-729, 1976.
19. Launder, B.E, Spalding, D., Lectures in Mathematical Models of Turbulence, Academic Press, Newyork , 1974.
20. Versteeg, H. K., Malalasekera, W., Computational Fluid Dynamics, Longman, Scientific & Technical, London, 1995.
21. Spalding, D. B., Mixing and Chemical Reaction in Steady Confined Turbulent Flames. In 13th. Symp. (Int'l.) on Combustion. The Combustion Institute, 1970

ÖZGEÇMİŞ

1976 yılında Samsunda doğdu. İlk, orta ve lise öğrenimini Samsunda tamamladı. 1995 yılında Erciyes Üniversitesi Mühendislik Fakültesi Makine bölümünü kazandı. 1999 yılında 3,5 senede Erciyes Üniversitesi Makine Mühendisliği Bölümü'nden mezun oldu. 2000-2001 yılları arasında askerlik görevini tamamladı. 2001- 2002 yılları arasında Mavi akım projesinde Sai-Pem Eni Group firmasında, 2002-2005 yılları arasında Samsun Büyük Şehir Belediyesinde mühendis olarak, 2005-2006 yılları arasında Erciyes Üniversitesi Sivil Havacılık Yüksek Okulunda okutman olarak çalıştı. 2006 yılında Çarşamba Şeker Fabrikasına Makine Mühendisi olarak girdi. Aynı yıl Erciyes Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Makine Mühendisliği Anabilim Dalı'nda yüksek lisans yapmaya başladı. Halen Çarşamba Şeker Fabrikasında mühendis olarak çalışmaktadır.

Adres:

Rasathane Mah. Aysu. Sokak D Bl.

No: 35/2 55050

Samsun