

**TOBB EKONOMİ VE TEKNOLOJİ ÜNİVERSİTESİ**  
**FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ**

**FARKLI TÜRBÜLANS, YANMA MODELLERİ VE REAKSİYON  
MEKANİZMALARININ, SÜPERSONİK YANMA ÜZERİNE ETKİSİNİN  
HESAPLAMALI AKIŞKANLAR DİNAMİĞİ İLE İNCELENMESİ**

**YÜKSEK LİSANS TEZİ**

**Tekin AKSU**

**Makine Mühendisliği Anabilim Dalı**

**Tez Danışmanı: Dr. Öğr. Üyesi Sıtkı USLU**

**NİSAN 2018**



Fen Bilimleri Enstitüsü Onayı

.....  
**Prof. Dr. Osman EROĞUL**  
Müdür

Bu tezin Yüksek Lisans derecesinin tüm gereksinimlerini sağladığını onaylarım.

.....  
**Doç. Dr. Murat Kadri AKTAŞ**  
Anabilim Dalı Başkanı

TOBB ETÜ, Fen Bilimleri Enstitüsü'nün 141511042 numaralı Yüksek Lisans Öğrencisi **Tekin AKSU**'nun ilgili yönetmeliklerin belirlediği gerekli tüm şartları yerine getirdikten sonra hazırladığı "**FARKLI TÜRBÜLANS, YANMA MODELLERİ VE REAKSİYON MEKANİZMALARININ, SÜPERSONİK YANMA ÜZERİNE ETKİSİNİN HESAPLAMALI AKIŞKANLAR DİNAMİĞİ İLE İNCELENMESİ**" başlıklı tezi **06.04.2018** tarihinde aşağıda imzaları olan jüri tarafından kabul edilmiştir.

**Tez Danışmanı :** **Dr. Öğr. Üyesi Sıtkı USLU** .....  
TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi

**Jüri Üyeleri :** **Prof. Dr. Zafer DURSUNKAYA (Başkan)** .....  
Orta Doğu Teknik Üniversitesi

**Prof. Dr. Selin ARADAĞ ÇELEBİOĞLU** .....  
TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi

**Prof. Dr. Ünver KAYNAK** .....  
Anadolu Üniversitesi

**Prof. Dr. Yusuf ÖZYÖRÜK** .....  
Orta Doğu Teknik Üniversitesi



## TEZ BİLDİRİMİ

Tez içindeki bütün bilgilerin etik davranış ve akademik kurallar çerçevesinde elde edilerek sunulduğunu, alıntı yapılan kaynaklara eksiksiz atıf yapıldığını, referansların tam olarak belirtildiğini ve ayrıca bu tezin TOBB ETÜ Fen Bilimleri Enstitüsü tez yazım kurallarına uygun olarak hazırlandığını bildiririm.

Tekin AKSU



## ÖZET

Yüksek Lisans Tezi

FARKLI TÜRBÜLANS, YANMA MODELLERİ VE REAKSİYON  
MEKANİZMALARININ, SÜPERSONİK YANMA ÜZERİNE ETKİSİNİN  
HESAPLAMALI AKIŞKANLAR DİNAMİĞİ İLE İNCELENMESİ

Tekin AKSU

TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi  
Fen Bilimleri Enstitüsü  
Makine Mühendisliği Anabilim Dalı

Danışman: Dr. Öğr. Üyesi Sıtkı USLU

Tarih: Nisan 2018

Scramjet, süpersonik koşullarda yanmanın gerçekleştiği motorlara verilen isimdir. Turbomakine parçalara sahip olmadan itki sağlar. Bu tez kapsamında iki farklı Scramjet yanma odasının, hesaplamalı akışkanlar dinamiği kullanılarak analizleri gerçekleştirilmiştir. İlk süpersonik yanma odası alev tutucu içeren hidrojen yakıtlı DLR (Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt) Scramjet yanma odasının ve ikinci olarak Virginia Üniversitesi çift modlu Scramjet yanma odası: configuration A'nın hesaplamalı akış analizleri gerçekleştirilmiştir.

Birinci kısımda, Reynolds-averaged Navier Stokes (RANS) yaklaşımı kullanılmıştır. Türbülanslı yanma bölgesini çözümlmek adına DLR Scramjet yanma odası farklı hidrojen-hava reaksiyon mekanizmaları, RANS temelli türbülans modelleri ve yanma modelleri kullanılarak analizler gerçekleştirilmiştir. Çalışma sonucunda analizler çözüm açısından başarılı bir şekilde bağımsızlaştırılmış, türbülans modeli, yanma modeli ve reaksiyon mekanizması çalışmaları çözüm ağı II kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Yanma modeli çalışması Flamelet Generated Manifold (FGM), Standart Flamelet Model (SLF) ve Arrhenius yaklaşımı (FRC) yanma modelleri

kullanılarak yapılmıştır. Türbülans modeli ve yanma modeli çalışmaları için tüm reaksiyonlar, Burke hidrojen-hava reaksiyon mekanizması kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Buna ek olarak FGM yanma modeli ile üç farklı hidrojen hava reaksiyon mekanizmasının etkileri incelenmiştir. Realizable  $k - \epsilon$  türbülans modeli FGM yanma modeli ve Burke hidrojen hava mekanizması analiz sonuçları, deney sonuçları ile karşılaştırdığında maksimum sapma %5'tir. Ayrıca farklı ilerleme değişkenleri kullanılarak parametrik bir çalışma gerçekleştirilmiştir.

İkinci kısımda, Virginia Üniversitesi çift modlu Scramjet yanma odası: configuration A analizleri mevcut CARS deney sonuçları üzerinden sıcaklık ve diğer türlerin dağılımı ile analiz sonuçlarını karşılaştırmak adına gerçekleştirilmiştir. Standart Flamelet (SLF) yanma modeli ve Large Eddy Simulation (LES) kullanılarak yapılan analizlerde Wall Adapting Local Eddy Viscosity (WALE) subgrid scale modeli kullanılmıştır. Analiz sonuçları Coherent anti-Stokes Raman scattering (CARS) ölçümleri, hidrojen oranı, oksijen oranı, azot oranı ve sıcaklık, ve duvar basınç ölçümleri ile kıyaslandığında SLF yanma modelinin ortalama alev sıcaklıkları ve karışım hızını deneyden %15 daha yüksek tahmin ettiği görülmektedir. Buna karşın sıcaklık dağılımları ölçüm sonuçları ile uyum göstermektedir.

**Anahtar Kelimeler:** Süpersonik yanma, Scramjet yanma odası, Flamelet-generated Manifold, Flamelet, Hesaplamalı akışkanlar dinamiği.



## **ABSTRACT**

Master of Science

### **THE EFFECTS OF TURBULENCE AND COMBUSTION MODELS ON SUPERSONIC COMBUSTION USING COMPUTATIONAL FLUID DYNAMICS**

Tekin AKSU

TOBB University of Economics and Technology  
Institute of Natural and Applied Sciences  
Mechanical Engineering Science Programme

Supervisor: Dr. Sitk1 USLU

Date: April 2018

Supersonic Ramjet (Scramjet) engines generate thrust without any turbomachinery parts. In Scramjet engines, combustion occurs in supersonic speeds. In this work, computational fluid dynamics (CFD) simulations are carried out on two different supersonic combustion ramjet (Scramjet) combustors. Present study is performed in two parts on two different combustors: first combustor is, wedge shaped, hydrogen fueled DLR Scramjet combustor. Second combustor is dual-mode, single ramp injected, hydrogen fueled Scramjet combustor, which is located at University of Virginia (UVa).

In Part I, Reynolds-averaged Navier Stokes (RANS) simulation technique is used on DLR Scramjet combustor. In order to predict turbulent reacting flow field on DLR Scramjet combustor, different hydrogen-air reaction mechanisms, RANS-based turbulence models and combustion models are compared. Grid independence is proven with three different hex-dominant computational grids. All studies are conducted with medium computational grid. Combustion model study is conducted with flamelet generated manifold (FGM), standard flamelet model (SLF) and laminar chemistry

(Arrhenius) combustion models. For both FGM and SLF flamelet tables are generated using Burke hydrogen-air reaction mechanism. Three different hydrogen-air reaction mechanisms are compared with FGM combustion model. Comparison with experimental data indicates, realizable  $k - \varepsilon$  turbulence model predicts axial velocity better and FGM combustion model shows maximum %5 deviation with experimental data. Additionally, parametric progress variable study is performed. Different combination of species is defined as progress variable. It is seen that different progress variables are affect the temperature field.

In Part II, in order to examine simulation results on species distribution, CFD simulations of UVA dual-mode Scramjet combustor: configuration A is carried out using SLF combustion model with LES. WALE subgrid scale model is used for LES. Simulation results are compared with experimental data that include distributions of  $H_2$ ,  $N_2$ ,  $O_2$  and temperature with Coherent anti-Stokes Raman scattering (CARS) and wall pressure distributions. SLF with LES over predicts average flame temperatures and mixing rate. Nonetheless, temperature distribution shows fair agreement with CARS data.

**Keywords:** Supersonic combustion, Scramjet, Flamelet-generated Manifold, Flamelet, Computational fluid dynamics.

## TEŞEKKÜR

Kendisiyle çalışma şansını bana veren, hem lisans hem de yüksek lisans eğitimim boyunca, katkılarıyla, sabrıyla, yardım ve yönlendirmeleriyle destek olan, bugün bu noktaya gelmemi sağlayan çok değerli hocam Dr. Sıtkı USLU'ya,

Makine mühendisliği lisans programında beraber çok şey öğrendiğimiz, birbirimize destek olarak bugünlere gelmemde çok büyük etkisi olan, büyük emeklerle AIAA Undergraduate Team Engine Design 2015 yarışmasında Dünya 1. si olduğumuz, kariyer başlangıcında adımlarımızı beraber attığımız, takım arkadaşlarım Bertan ÖZKAN, Fırat KIYICI ve Ozan Can KOCAMAN'a,

Hem bilgi birikimlerini paylaşarak hem de dostluklarıyla çalışmalarına destek olan, çalışma arkadaşından öte aile olduğumuzu hissettiğim, çok değerli TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi, Combustion System Lab. (CSL) üyeleri, Serhan DÖNMEZ, Mahmut DOĞRUDİL, Yücel SAYGIN, Bertan ÖZKAN, Ozan Can KOCAMAN, Tacettin Utku SÜER ve Burak CENİK'e,

TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi'nde Yüksek Lisans'a beraber başladığım, projelerde omuz omuza çalıştığımız, gecemizi gündüzümüzü beraber paylaştığımız, ailemizden, sevdiklerimizden çok vakit geçirdiğim çok değerli dostum, laboratuvar arkadaşım Ozan Can KOCAMAN'a,

Çok değerli bilgi ve tecrübelerinden yararlandığım TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi Makine Mühendisliği Öğretim Üyelerine,

Yüksek lisans eğitimim boyunca bana "Özel Başarı Bursu" veren TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesine,

Bu yolda bana destek olan değerli arkadaşlarım Mehmet Emre İNCEOĞLU, Selam Yiğit ÖZKAN, Alp PİRCİ ve Merve ÇELİK'e,

Virginia Üniversitesi Çift Modlu Scramjet Yanma Odası deney sonuçlarını bizimle paylaşan George Washington Üniversitesi'nden Profesör Andrew D. CUTLER'a,

Bu yaşa gelene kadar maddi ve manevi desteğini esirgemeyen, hayatlarını bana adayan çok değerli annem ve babama,

çok teşekkür ederim.



## İÇİNDEKİLER

Sayfa

<b>ÖZET</b> .....	<b>v</b>
<b>ABSTRACT</b> .....	<b>vii</b>
<b>TEŞEKKÜR</b> .....	<b>ix</b>
<b>İÇİNDEKİLER</b> .....	<b>ix</b>
<b>ŞEKİL LİSTESİ</b> .....	<b>xi</b>
<b>ÇİZELGE LİSTESİ</b> .....	<b>xv</b>
<b>KISALTMALAR</b> .....	<b>xvii</b>
<b>SEMBOL LİSTESİ</b> .....	<b>xv</b>
<b>1. GİRİŞ</b> .....	<b>1</b>
1.1. Genel Bilgiler .....	1
1.2. Literatür Özeti .....	3
1.3. Tezin Kapsamı ve Amacı .....	10
<b>2. HESAPLAMALI AKIŞKANLAR DİNAMİĞİ</b> .....	<b>11</b>
2.1. Temel Denklemler.....	11
2.2. Türbülansın Modellenmesi .....	12
2.2.1. RANS yaklaşımı .....	15
2.2.1.1. Standart $k-\varepsilon$ türbülans modeli.....	17
2.2.1.2. Realizable $k-\varepsilon$ türbülans modeli .....	18
2.2.1.3. Standart $k-\omega$ türbülans modeli .....	19
2.2.1.4. SST $k-\omega$ türbülans modeli .....	20
2.2.2. LES yaklaşımı .....	22
2.3. Yanma Reaksiyonlarının Modellenmesi .....	23
2.3.1. Laminer Finite-Rate (FRC) modeli.....	24
2.3.2. Flamelet (SLF) yanma modeli .....	24
2.3.3. Flamelet-generated manifold (FGM) yanma modeli .....	27
2.3.4. Reaksiyon mekanizmaları .....	29
<b>3. DLR SÜPERSONİK YANMA ODASI HESAPLAMALI AKIŞKANLAR DİNAMİĞİ ANALİZLERİ VE SONUÇLARI</b> .....	<b>31</b>
3.1. Çözüm Ağı Çalışması .....	33
3.2. Türbülans Modeli Çalışması .....	50
3.3. Yanma Modeli Çalışması.....	62
3.4. Reaksiyon Mekanizması Çalışması.....	76
3.5. İlerleme Değişkeni Çalışması .....	87
<b>4. VIRGINIA ÜNİVERSİTESİ ÇİFT-MODLU SÜPERSONİK RAMJET YANMA ODASI HESAPLAMALI AKIŞKANLAR DİNAMİĞİ ANALİZLERİ</b>	<b>97</b>
4.1. Çözüm ağı çalışması .....	99
4.2. Large Eddy Simulation Sonuçları ve Deney Karşılaştırmaları .....	108
<b>5. SONUÇLAR VE GELECEKTE YAPILACAK ÇALIŞMALAR</b> .....	<b>113</b>
5.1. Sonuçlar.....	113

5.2. Gelecekte Yapılması Planlanan Çalışmalar .....	115
<b>KAYNAKLAR</b> .....	<b>117</b>
<b>EKLER</b> .....	<b>123</b>
<b>ÖZGEÇMİŞ</b> .....	<b>127</b>



## ŞEKİL LİSTESİ

### Sayfa

Şekil 1.1: Şematik Scramjet motoru gösterimi. ....	1
Şekil 2.1: Dalga boyuna bağlı türbülans enerji spektrumu (logaritmik) grafiği. ....	14
Şekil 2.2: FGM tablosu oluşturulma aşamalarının şematik gösterimi. ....	28
Şekil 3.1: DLR süpersonik yanma odası geometrisi. ....	31
Şekil 3.2: DLR süpersonik yanma odası geometrik ölçüleri. ....	32
Şekil 3.3: DLR süpersonik yanma odası ölçüm alınan istasyonlar. ....	33
Şekil 3.4: Orta düzlem üzerinde çözüm ağı gösterimi. ....	33
Şekil 3.5: Çözüm ağı I, çözüm ağı II ve çözüm ağı III için 25 mm <sup>2</sup> alana sahip bölgenin görüntüleri. ....	34
Şekil 3.6: DLR süpersonik yanma odası içinde sıcaklık, aksenal hız ve basınç değerleri gözlemlenen noktalar. ....	34
Şekil 3.7: Gözlemlenen noktalardaki basınç değerlerinin iterasyona bağlı değişimi. ....	35
Şekil 3.8: Gözlemlenen noktalardaki sıcaklık değerlerinin iterasyona bağlı değişimi. ....	36
Şekil 3.9: Gözlemlenen noktalardaki aksenal hız değerlerinin iterasyona bağlı değişimi. ....	36
Şekil 3.10: Çözüm ağı I, çözüm ağı II ve çözüm ağı III için duvar üzerinde boyutsuz $y^+$ değerleri. ....	37
Şekil 3.11: DLR süpersonik yanma odası alt duvar üzerindeki boyutsuz duvar $y^+$ dağılımı. ....	38
Şekil 3.12: Çözüm ağı I, çözüm ağı II ve çözüm ağı III için orta düzlemde aksenal hız [m/s] konturları. ....	39
Şekil 3.13: Çözüm ağı I, çözüm ağı II ve çözüm ağı III için orta düzlemde Mach sayısı konturları. ....	39
Şekil 3.14: Farklı çözüm ağlarında elde edilen aksenal hız [m/s] profilleri. ....	40
Şekil 3.15: Farklı çözüm ağlarında elde edilen orta düzlem aksenal hız dağılımı. ....	41
Şekil 3.16: Farklı çözüm ağları için Hız Vektörleri [m/s]. ....	42
Şekil 3.17: Çözüm ağı I, çözüm ağı II ve çözüm ağı III için orta düzlemde sıcaklık [K] konturları. ....	43
Şekil 3.18: Farklı çözüm ağlarında elde edilen sıcaklık [K] profilleri. ....	44
Şekil 3.19: Çözüm ağı I, çözüm ağı II ve çözüm ağı III için orta düzlemde basınç [bar] konturları. ....	45
Şekil 3.20: Farklı çözüm ağlarında alt duvar basınç dağılımı. ....	46
Şekil 3.21: Çözüm ağı I, çözüm ağı II ve çözüm ağı III için orta düzlemde yoğunluk gradyeni konturları. ....	46
Şekil 3.22: Çözüm ağı I, çözüm ağı II ve çözüm ağı III için orta düzlemde karışım oranı (mixture fraction) konturları. ....	47
Şekil 3.23: Çözüm ağı I, çözüm ağı II ve çözüm ağı III için orta düzlemde kütleli hidrojen [H <sub>2</sub> ] oranı konturları. ....	47

Şekil 3.24: Çözüm ağı I, çözüm ağı II ve çözüm ağı III için orta düzlemde kütleli hidroksil [OH] oranı konturları.....	48
Şekil 3.25: Çözüm ağı I, çözüm ağı II ve çözüm ağı III için orta düzlemde kütleli su buharı [H <sub>2</sub> O] oranı konturları. ....	49
Şekil 3.26: Çözüm ağı I, çözüm ağı II ve çözüm ağı III için orta düzlemde kütleli hidroperoksil [HO <sub>2</sub> ] oranı konturları. ....	49
Şekil 3.27: Farklı türbülans modelleri için orta düzlemde eksenel hız [m/s] konturları. ....	51
Şekil 3.28: Farklı türbülans modelleri için orta düzlemde Mach sayısı konturları. ....	52
Şekil 3.29: Farklı türbülans modellerinde elde edilen eksenel hız [m/s] profilleri. ....	53
Şekil 3.30: Farklı türbülans modellerinde elde edilen orta düzlem eksenel hız dağılımı. ....	54
Şekil 3.31: Farklı türbülans modelleri için hız vektörleri [m/s]. ....	54
Şekil 3.32: Farklı türbülans modelleri için orta düzlemde sıcaklık [K] konturları. ....	55
Şekil 3.33: Farklı türbülans modellerinde elde edilen sıcaklık [K] profilleri. ....	57
Şekil 3.34: Farklı türbülans modelleri için orta düzlemde basınç [bar] konturları. ....	58
Şekil 3.35: Farklı türbülans modelleri için alt duvar basınç dağılımı. ....	58
Şekil 3.36: Farklı türbülans modelleri için orta düzlemde karışım oranı (mixture fraction) konturları.....	59
Şekil 3.37: Farklı türbülans modelleri için orta düzlemde kütleli hidrojen [H <sub>2</sub> ] oranı konturları.....	60
Şekil 3.38: Farklı türbülans modelleri için orta düzlemde kütleli hidroksil [OH] oranı konturları.....	60
Şekil 3.39: Farklı türbülans modelleri için orta düzlemde kütleli su buharı [H <sub>2</sub> O] oranı konturları. ....	61
Şekil 3.40: Farklı türbülans modelleri için orta düzlemde kütleli hidroperoksil [HO <sub>2</sub> ] oranı konturları. ....	62
Şekil 3.41: Farklı yanma modelleri için orta düzlemde eksenel hız [m/s] konturları.....	63
Şekil 3.42: Farklı yanma modelleri için orta düzlemde Mach sayısı konturları. ....	63
Şekil 3.43: Farklı yanma modellerinde elde edilen eksenel hız [m/s] profilleri. ....	64
Şekil 3.44: Farklı yanma modellerinde elde edilen orta düzlem eksenel hız dağılımı. ....	66
Şekil 3.45: Farklı yanma modelleri için hız vektörleri [m/s]. ....	67
Şekil 3.46: Farklı yanma modelleri için orta düzlemde sıcaklık [K] konturları. ....	68
Şekil 3.47: Farklı yanma modellerinde elde edilen sıcaklık [K] profilleri.....	70
Şekil 3.48: DLR Scramjet yanma odası türbülanslı Damköhler sayısı ve türbülanslı Reynolds sayısı saçılım grafiği. ....	71
Şekil 3.49: Türbülanslı Damköhler sayısı konturları. ....	71
Şekil 3.50: Alev tutucu arkasındaki bölgeye yakınlştırılmış türbülanslı Damköhler sayısı konturları. ....	72
Şekil 3.51: Farklı yanma modelleri için orta düzlemde basınç [bar] konturları. ....	73
Şekil 3.52: Farklı yanma modelleri için alt duvar basınç dağılımı. ....	73
Şekil 3.53: Farklı yanma modelleri için orta düzlemde kütleli hidrojen [H <sub>2</sub> ] oranı konturları.....	74
Şekil 3.54: Farklı yanma modelleri için orta düzlemde kütleli hidroksil [OH] oranı konturları.....	75
Şekil 3.55: Farklı yanma modelleri için orta düzlemde kütleli su buharı [H <sub>2</sub> O] oranı konturları.....	75



Şekil 3.56: Farklı yanma modelleri için orta düzlemde kütleli hidroperoksil [HO <sub>2</sub> ] oranı konturları. ....	76
Şekil 3.57: Farklı reaksiyon mekanizmaları için orta düzlemde aksel hız [m/s] konturları. ....	77
Şekil 3.58: Farklı reaksiyon mekanizmaları için orta düzlemde Mach sayısı konturları. ....	78
Şekil 3.59: Farklı reaksiyon mekanizmaları için elde edilen aksel hız [m/s] profilleri. ....	79
Şekil 3.60: Farklı reaksiyon mekanizmaları için elde edilen orta düzlem aksel hız dağılımı. ....	80
Şekil 3.61: Farklı reaksiyon mekanizmaları için hız vektörleri [m/s]. ....	81
Şekil 3.62: Farklı reaksiyon mekanizmaları için orta düzlemde sıcaklık [K] konturları. ....	81
Şekil 3.63: Farklı reaksiyon mekanizmaları için elde edilen sıcaklık [K] profilleri. ....	83
Şekil 3.64: Farklı reaksiyon mekanizmaları için orta düzlemde basınç [bar] konturları. ....	84
Şekil 3.65: Farklı reaksiyon mekanizmaları için alt duvar basınç dağılımı. ....	84
Şekil 3.66: Farklı türbülans modelleri için orta düzlemde karışım oranı (mixture fraction). ....	85
Şekil 3.67: Farklı reaksiyon mekanizmaları için orta düzlemde kütleli hidrojen [H <sub>2</sub> ] oranı konturları. ....	85
Şekil 3.68: Farklı reaksiyon mekanizmaları için orta düzlemde kütleli hidroksil [OH] oranı konturları. ....	86
Şekil 3.69: Farklı reaksiyon mekanizmaları için orta düzlemde kütleli su buharı [H <sub>2</sub> O] oranı konturları. ....	87
Şekil 3.70: Farklı reaksiyon mekanizmaları için orta düzlemde kütleli hidroperoksil [HO <sub>2</sub> ] oranı konturları. ....	87
Şekil 3.71: İlerleme değişkeni C <sub>1</sub> ve C <sub>2</sub> için orta düzlemde aksel hız [m/s] konturları. ....	88
Şekil 3.72: İlerleme değişkeni C <sub>1</sub> ve C <sub>2</sub> için orta düzlemde Mach sayısı konturları. ....	88
Şekil 3.73: Farklı ilerleme değişkenlerinde elde edilen aksel hız [m/s] profilleri. ....	90
Şekil 3.74: Farklı ilerleme değişkenlerinde elde edilen orta düzlem aksel hız dağılımı. ....	91
Şekil 3.75: Farklı ilerleme değişkenleri için hız vektörleri [m/s]. ....	91
Şekil 3.76: İlerleme değişkeni C <sub>1</sub> ve C <sub>2</sub> için orta düzlemde sıcaklık [K] konturları. ....	92
Şekil 3.77: Farklı ilerleme değişkenlerinde elde edilen sıcaklık [K] profilleri. ....	93
Şekil 3.78: İlerleme değişkeni C <sub>1</sub> ve C <sub>2</sub> için orta düzlemde basınç [bar] konturları. ....	94
Şekil 3.79: Farklı ilerleme değişkenleri için alt duvar basınç dağılımı. ....	94
Şekil 3.80: İlerleme değişkeni C <sub>1</sub> ve C <sub>2</sub> için orta düzlemde karışım oranı (mixture fraction) konturları. ....	95
Şekil 3.81: İlerleme değişkeni C <sub>1</sub> ve C <sub>2</sub> için orta düzlemde kütleli hidrojen [H <sub>2</sub> ] oranı konturları. ....	95
Şekil 3.82: İlerleme değişkeni C <sub>1</sub> ve C <sub>2</sub> için orta düzlemde kütleli hidroksil [OH] oranı konturları. ....	96
Şekil 3.83: İlerleme değişkeni C <sub>1</sub> ve C <sub>2</sub> için orta düzlemde kütleli su buharı [H <sub>2</sub> O] oranı konturları. ....	96
Şekil 4.1: Virginia Üniversitesi çift modlu Scramjet yanma odası geometrik detayları. ....	97
Şekil 4.2: Virginia Üniversitesi Scramjet yanma odası geometrisi. ....	98

Şekil 4.3: Virginia Üniversitesi Scramjet yanma odası CARS ölçüm düzlemleri. ....	99
Şekil 4.4: Orta düzlem üzerinde çözüm ağı I gösterimi. ....	99
Şekil 4.5: Virginia Üniversitesi çift modlu süpersonik yanma odası çözüm ağı I görüntüsü. ....	100
Şekil 4.6: Çözüm ağı I, çözüm ağı II ve çözüm ağı III için orta düzlemde aksenal hız [m/s] konturları. ....	101
Şekil 4.7: Çözüm ağı I, çözüm ağı II ve çözüm ağı III için orta düzlemde Mach sayısı konturları. ....	101
Şekil 4.8: Çözüm ağı I, çözüm ağı II ve çözüm ağı III için orta düzlemde yoğunluk gradyeni konturları. ....	101
Şekil 4.9: Farklı çözüm ağları için aksenal hız ve sıcaklık profili karşılaştırması yapılan dikey istasyonlar. ....	102
Şekil 4.10: Farklı çözüm ağlarında elde edilen aksenal hız [m/s] profilleri. ....	103
Şekil 4.11: Çözüm ağı I, çözüm ağı II ve çözüm ağı III için orta düzlemde sıcaklık [K] konturları. ....	104
Şekil 4.12: Çözüm ağı I, çözüm ağı II ve çözüm ağı III için orta düzlemde basınç [bar] konturları. ....	104
Şekil 4.13: Farklı çözüm ağlarında elde edilen sıcaklık [K] profilleri. ....	105
Şekil 4.14: Çözüm ağı I, çözüm ağı II ve çözüm ağı III için duvar üzerinde boyutsuz $y^+$ değerleri. ....	106
Şekil 4.15: Çözüm ağı I, çözüm ağı II ve çözüm ağı III için orta düzlemde kütlelesel hidrojen [H <sub>2</sub> ] oranı konturları. ....	106
Şekil 4.16: Çözüm ağı I, çözüm ağı II ve çözüm ağı III için orta düzlemde kütlelesel su buharı [H <sub>2</sub> O] oranı konturları. ....	107
Şekil 4.17: Çözüm ağı I, çözüm ağı II ve çözüm ağı III için orta düzlemde kütlelesel hidroksil [OH] oranı konturları. ....	107
Şekil 4.18: Çözüm ağı I, çözüm ağı II ve çözüm ağı III için orta düzlemde kütlelesel hidroperoksil [HO <sub>2</sub> ] oranı konturları. ....	108
Şekil 4.19: (a) Anlık LES, (b) zaman ortalamalı LES ve (c) RANS için orta düzlemde sıcaklık konturları. ....	108
Şekil 4.20: LES ve RANS sonuçlarının CARS sıcaklık ölçümleri ile karşılaştırması. ....	109
Şekil 4.21: LES ve RANS sonuçlarının CARS molar oksijen [O <sub>2</sub> ] oranı ölçümleri ile karşılaştırması. ....	110
Şekil 4.22: LES ve RANS sonuçlarının CARS molar hidrojen [H <sub>2</sub> ] oranı ölçümleri ile karşılaştırması. ....	111
Şekil 4.23: LES ve RANS sonuçlarının CARS molar azot [N <sub>2</sub> ] oranı ölçümleri ile karşılaştırması. ....	111
Şekil 4.24: Farklı çözüm ağları ve LES kullanılarak elde edilen Virginia Üniversitesi süpersonik yanma odası üst duvar üzerindeki basınç dağılımı. ....	112

## ÇİZELGE LİSTESİ

### Sayfa

Çizelge 2.1: Standart $k-\varepsilon$ modeline ait deneysel sabit değerleri. ....	18
Çizelge 2.2: Realizable $k-\varepsilon$ modeline ait deneysel sabit değerleri. ....	19
Çizelge 2.3: Standart $k-\omega$ modeline ait deneysel sabit değerleri. ....	20
Çizelge 2.4: Standart $k-\varepsilon$ modeline ait deneysel sabit değerleri. ....	21
Çizelge 2.5: Dönüştürülmüş $k-\varepsilon$ modeline ait deneysel sabit değerleri. ....	21
Çizelge 2.6: WALE modeline ait sabitlerin değerleri. ....	23
Çizelge 3.1: DLR süpersonik yanma odası giriş sınır koşulları. ....	32
Çizelge 3.2: Çözüm ağı hücrelerinin özellikleri. ....	34
Çizelge 4.1: Virginia Üniversitesi çift modlu Scramjet yanma odası sınır koşulları. ....	98
Çizelge 4.2: Çözüm ağı hücrelerinin özellikleri. ....	100



## KISALTMALAR

<b>YO</b>	: Yanma Odası
<b>HAD</b>	: Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği
<b>LES</b>	: Büyük Burgaç Benzetimi (Large Eddy Simulation)
<b>RANS</b>	: Reynolds Ortalamalı Navier-Stokes (Reynolds Averaged Navier-Stokes)
<b>HEBU</b>	: Hybrid Eddy Break-up
<b>DNS</b>	: Doğrudan Sayısal Benzeşim (Direct Numerical Simulation)
<b>RSM</b>	: Reynolds Gerilme Modeli (Reynolds Stress Model)
<b>SST</b>	: Kayma Gerilmesi Taşınımı (Shear Stress Transport)
<b>WALE</b>	: Wall Adapting Local Eddy Viscosity
<b>FGM</b>	: Flamelet-generated Manifold
<b>SLF</b>	: Standart Laminer Flamelet
<b>FRC</b>	: Finite Rate Chemistry
<b>FPV</b>	: Flamelet/Progress Variable



## SEMBOL LİSTESİ

Bu çalışmada kullanılmış olan simgeler açıklamaları ile birlikte aşağıda sunulmuştur.

Simgeler	Açıklama
$A_p$	Ön üstel faktör
$C$	Taşınım ısı akısı
$C_p$	Özgül ısı
$D$	Kütlesel yayılım terimi
$Da$	Damköhler sayısı
$D$	Mesafe
$E_A$	Aktivasyon enerjisi
$h$	Isı aktarımı katsayısı
$I$	Radyasyon yoğunluğu
$H$	Toplam entalpi
$K$	İletim ısı akısı
$K$	Türbülans kinetik enerjisi
$k_g$	Isıl iletim katsayısı
$M$	Mol ağırlığı
$P$	Türbülans kinetik enerjisi üretim hızı
$p$	Basınç
$Pr$	Prandtl sayısı
$q$	Isı akısı
$R$	İdeal gaz sabiti
$Re$	Reynolds sayısı
$S$	Kaynak terimi
$S_m$	Yön vektörü
$S_w$	Deformasyon
$S_{ij}$	Gerinim Hız Tensörü
$Sc$	Schmidt sayısı
$t$	Zaman
$T$	Sıcaklık
$u$	Hız vektörü
$V$	Hacim
$W_{ij}$	Girdap Tensörü
$x$	Yatay koordinat eksen
$y$	Dikey koordinat eksen
$\mu$	Dinamik viskozite
$\nu$	Kinematik viskozite
$\nu_k$	Kolmogorov hız ölçeği
$\omega$	Özgül türbülans yitimi
$\omega_r$	Reaksiyon hızı

$\rho$	Yoğunluk
$\psi$	Reaksiyon derecesi
$\kappa$	von Karman sabiti
$\varepsilon$	Türbülans yitim hızı
$\tau_{ij}$	Gerilme tensörü
$\tau_k$	Kolmogorov zaman ölçeği
H	Kolmogorov uzunluk ölçeği
$A_p$	Ön üstel faktör
C	Taşıma ısı akısı

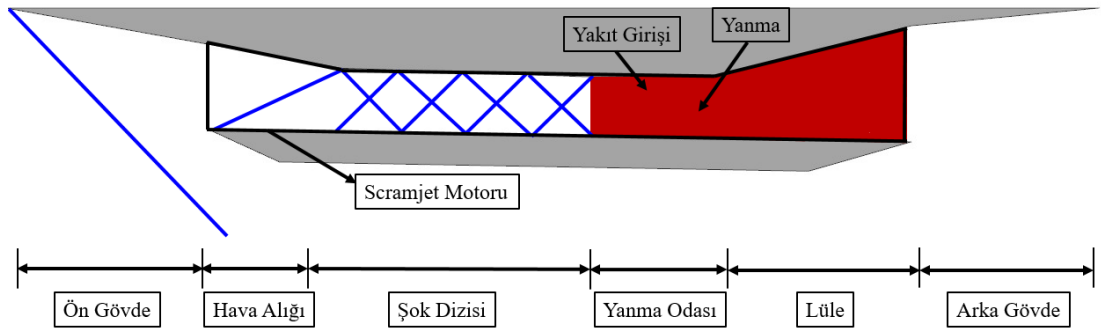




# 1. GİRİŞ

## 1.1. Genel Bilgiler

Scramjet temelde bir Ramjet motorudur. Şematik Scramjet motoru Şekil 1.1 ile gösterilmiştir. Hava alığı vasıtasıyla alınan hava, sıkıştırılarak yanma odasına süpersonik hızlarda aktarılır ve ıraksak lüle sayesinde itki elde edilir. Scramjet motorunda, herhangi bir turbomakine bileşen bulunmaması sebebiyle, motor havayı uçağın hızından kaynaklanan ram etkisini kullanarak sıkıştırır. Daha sonra süpersonik hızlarda devam eden sıkıştırılmış havaya yanma odasında yakıt püskürtülerek yanma gerçekleştirilir. Yanma odasında hava süpersonik hızlarda devam ettiği için, özellikle kalma süresi (residence time) çok düşüktür. Bu sebeple yanma odasında alev kalıcı bir şekilde devam ettirmek (flame stability) için alev tutucular kullanılır. Süpersonik hızda devam eden yanmış gazlar, ıraksak lülede genişleyerek itki üretilir.



Şekil 1.1: Şematik Scramjet motoru gösterimi.

Hipersonik hava solunmalı itki sistemleri üzerine aktif araştırmaların yapılması 1950'lerin sonunda başlamıştır. Bu araştırmaların odağı ise süpersonik yanmalı Ramjet ya da Scramjet olarak adlandırılan motorlarıdır. Hipersonik uçuşlar genellikle Mach sayısı 5 ve üzerinde uçulan uçuş olarak tanımlanır. Bu noktada subsonik hızlarda önem teşkil etmeyen, aerodinamik ısınma ve yüksek hızlar, problem haline gelmektedir. Hipersonik itki sistemleri için temelde iki farklı yöntem mevcuttur.

Bunlardan biri roket motorları diğeri ise hava solunmalı motorlardır. Hava solunmalı hipersonik hızda uçan motorlar için uçuş atmosferinde oksitleyiciyi motora doğru şekilde alıp yanmayı sağlamak oldukça zordur. Oksitleyici (Hava) bu uçuş koşullarında oldukça ince bir yapıya sahiptir bu sebeple verimli yanma sağlamak güçtür. Bu nokta özellikle Ramjet ya da Scramjet motorlarının tasarımını zorlaştırmaktadır. Roket motorlarında oksitleyicinin tanklarda taşındığı ve ağırlık olarak dezavantaj sağladığı göz önüne alındığında Ramjet veya Scramjet motorları tekrar kullanılabilirlik ve manevra kabiliyeti açısından (ağırlık avantajı) dikkat çekmektedir. Bunun yanı sıra Mach sayısının 6'yı geçtiği noktada havada başlayan ayrışma (dissociation) verimli yanmanın önüne geçmekte, ram etkisi yapısal anlamda motora yüksek kuvvetler uygulamaya başlamaktadır [1].

Dugger'ın [2] belirttiği üzere ram etkisinin, itki yaratmak için kullanılması ilk olarak 1913 yılında René Lorin tarafından keşfedilmiştir. Buna karşın yine kendisi motor performansının subsonik hızlar sebebiyle yetersiz kalacağı, ram basıncının bu hızlar için yeterli olmadığı Lorin tarafından beyan edilmiştir. Macar Albert Fono [3] ise 1928 yılında süpersonik uçuşlar için bir motor tasarlamış ve patentini almıştır. Fono'dan sonra Fransız René Leduc [4] 1935 yılında pilotlu bir hava aracı patenti almış olup, hava aracına bir Ramjet motoru yerleştirmiştir. Bununla beraber Leduc'un "Leduc 010" isimli çalışması Fransa'nın ikinci dünya savaşına dahil olması ile yarıda kalsa dahi 1949 itibarıyla Leduc 021 Mach sayısı 0.9 ile uçuş yapmayı başarmıştır. Leduc'un yaptıklarını gören Fransa'da bir havacılık firması Mach sayısı 2'ye kadar uçuş yapabilen bir proje başlatmışlardır. Mevcut turbo motorların subsonik hızlarda oldukça verimli çalıştığı göz önüne alındığında 1953 yılında Griffon II isimli Ramjet ve turbojet ortak çalışan bir turboramjet motoru üretilmiştir [5]. SNECMA Atar 101 E3 olarak isimlendirilmiş bu turboramjet motorunda Ramjet, turbojet motorunun etrafına konuşlandırılmıştır. Griffon II, Mach sayısı 2.1'e ve yaklaşık 18.6 km'ye kadar uçuş gerçekleştirebilmiş ve dünya hız rekorunu kırmıştır. Bu turboramjet motoru 24 Şubat 1959'da 1640 km/s hıza ulaşmıştır.

Mach sayısı 3.5-4 sınırını geçtikten sonra turbomakineli motorlar oldukça verimsiz hale gelmekle beraber bu noktadan sonra en verimli motorlar Ramjetler ve/veya Scramjet'lerdir. [6]. Ramjetler oldukça basit hiçbir turbomakineye ihtiyaç duymadan, yüksek sıcaklıklara karşı toleranslı motorlardır. Ek olarak uygun uçuş Mach

sayılarında itki başına düşen kütle diğer hava solunmalı motorlar ile kıyaslandığında minimumdur. Ramjet motorlarında ise uçuş koşulları üst sınırı Mach 6 ile sınırlıdır, bu limitin üstünde yanma odasına giren havanın yüksek olması sebebiyle yanma tamamlanamaz. Bu noktada kimyasal enerjinin tümü ayrışma (dissociation) reaksiyonlarına harcanmaktadır. Bu problemleri aşmak adına Scramjet motorları üzerine araştırmalar yapılmaya başlanmıştır. Yakıt süpersonik akışa karşı püskürtülerek hızlı karışım ve yanma sonucunda milisaniyeler içinde kimyasal reaksiyonlar tamamlanır. Süpersonik yanmalı Ramjet motorları hipersonik uçuş rejimi için tasarlanmıştır.

Mach sayısı arttıkça Ramjetlerin verimsiz olacağı kanaatine varıldıktan sonra süpersonik yanmalı Ramjet motorları üzerine çalışmalar başlamıştır. 1950'lerin sonundan, 1960'ların başına kadar analiz ve tasarım anlamında bir çok çalışma ve test gerçekleştirilmiştir [7]. Pek çok Scramjet motoru test düzeneği kurulmuş hem boru bağlantılı hem de serbest jet (freejet) olarak test edilmiştir. İlk olarak X-1 ile başlayan bu çalışmalar, devam ederek hipersonik uçuş için mihenk taşı haline gelmiştir. Yine bu kapsamda Amerika Birleşik Devletleri'nde ortak kurulan bir ekip vasıtasıyla farklı konseptlerin ve yaklaşımların tartışıldığı bir proje oluşturulmuştur [8]. Bu kapsamda rejeneratif soğutmalı, hafif, Scramjet motorlu bir araştırma uçağı (X-15A-2) tasarlanması hedeflenmiştir. Testler sonucunda uçak maksimum Mach sayısı 6.72'e (7273 km/s) kadar çıkabilmiştir. Yapılan testlerde oluşan kazalar ve hataların maddi olarak yük getirmesi üzerine X-15 programı 1968'de iptal edilmiştir [7]. İlk başarılı süpersonik yanmalı Ramjet motoru uçuş testi 1991'de Rus – Amerikan ortak yapımı hidrojen yakıtlı çift-modlu Scramjet motoru ile gerçekleşmiştir [9]. Daha sonra bu araştırmalar, HyShot, X-43A, HiFire ve X-51A Waverider Scramjet motoru çalışmaları ile devam etmiştir [10] [11].

## **1.2. Literatür Özeti**

Literatürde, Scramjet motoru yanma odaları üzerinde birçok analiz ve test gerçekleştirilmiş olup, bu çalışmalar reaktif akışkanlar dinamiği, türbülans kimya etkileşimi modellenmesi, yanma modelleri, türbülans modelleri gibi pek çok çalışmayı kapsamaktadır. Bu bölümde mevcut tez için yararlanılan ve araştırılan çalışmalar özetlenmiştir.

Çift modlu bir Scramjet yanma odasının Virginia Üniversitesi tarafından deneyleri gerçekleştirilmiştir. Bu kapsamda Mach 5 uçuş koşullarını modellemek adına yanma odası giriş hızı Mach 2, yakıt giriş hızı ise Mach 1.7'dir. Virginia Üniversitesi'nde deneyleri yapılan "configuration A" [12], [13] isimli çift modlu Scramajet yanma odası deneyleri bir çok deney tekniği kullanarak gerçekleştirilmiştir. Temel olarak sayısal analizlerin ve hesaplamalı akışkanlar dinamiği (HAD) çözücülerinin doğrulanması için yapılan bu testlerde Stereoscopic Particle Image Velocimetry (SPIV) [13], Coherent anti-Stokes Raman Spectroscopy (CARS) [14] ve Planar Laser Induced Fluorescence (PLIF) [15] kullanılarak, yoğunluk gradyeni, hız alanı, hidroksil radikal konsantrasyonu, sıcaklık ve türlerin mol oranları ölçülmüştür.

Chan ve Ihme [16], Virginia Üniversitesi çift modlu Scramjet yanma odası analizlerini 10 milyon sayısal ağ ile, Large Eddy Simulation (LES) ve Vreman Eddy Viscosity subgrid scale modeli kullanarak gerçekleştirmiştir. Reaktif akışın modellenmesi için flamelet/progress variable yanma modeli ve Burke [17] reaksiyon mekanizması kullanmıştır. Çalışmanın temelinde şok tespit şemasında temel değişiklikler yapılmış ve yanma odası içerisinde oluşan şok çözünürlüğü artırılmıştır. Çalışma sonucunda yapılan şok şemasındaki değişikliğin yakıt enjektörü ardında oluşan art çevirme bölgesindeki türbülanslı alanın çözünürlüğünün arttığı görülmektedir. Bu çalışmanın devamında yine Chan ve Ihme [18] bir önceki çalışmalarda kullanılan modelleri 20 milyon hücre ile hem Flamelet/Progress Variable hem de Arrhenius yaklaşımı laminar Finite Rate Chemistry yanma modeli ile gerçekleştirmiş ve bu iki modeli deney sonuçları ile kıyaslamıştır. Yapılan çalışma neticesinde lokal noktalar haricinde yanma odasının sonuna doğru ilerledikçe türbülans/kimya etkileşiminin ihmalinin mümkün olduğunu ve türbülansın kimya üzerindeki etkisinin giderek kaybolduğu tespit edilmiştir. Yapılan analizler sonucunda flamelet modelinin süpersonik yanmalı akışlar için doğrudan uygulanabilir olduğu kanısına varılmıştır.

Virginia Üniversitesinde gerçekleştirilen çift modlu Scramjet yanma odası testleri birden fazla konfigürasyonda gerçekleştirilmiştir. Fulton ve diğ. [19, 20], konfigürasyon A, B ve C için sayısal çalışmalar gerçekleştirmiştir. Yapılan testlere paralel olarak North Carolina State Üniversitesi'nde hibrit RANS/LES metodu kullanılarak, özel olarak süpersonik yanma alanında hizmet verecek bir HAD çözücüsü geliştirilmiştir. Jachimowski [21] reaksiyon mekanizması ve Finite Rate

Chemistry (FRC), Arrhenius yaklaşımı kullanılarak yapılan analizlerde maksimum yakıt denge katsayısı 0.39, minimum yakıt denge katsayısı 0.17 olarak iki farklı çalışma yapılmıştır. Yapılan analizler, yanma odası üst duvarı basınç test sonuçları ile karşılaştırıldığında maksimum sapma %5 olarak görülmüştür. Buna ek olarak hacimsel genişleme sebebiyle, alevin gerçekleştiği düşük momentuma sahip bölgedeki basınç artışı da sayısal analizlerde yakalanabilmiştir. Yapılan analizler için ortalama 50 milyon sayısal ağ kullanılmıştır.

Edwards ve diğ. [22], geliştirdikleri hibrit RANS/LES HAD çözücüsündeki ilerlemeleri, Burrows ve Kurkow, DLR Scramjet yanma odası ve Virginia Üniversitesi configuration A çift modlu Scramjet yanma odası üzerinde yaptığı analizler ile sunmuştur. Burrows ve Kurkow [23] deney düzeneği kullanılarak yapılan analizlerde Jachimowski [21] reaksiyon mekanizması üzerinden türetilen, 7 tür ve 9 tür içeren iki reaksiyon mekanizması için yapılan analizlerde deney sonuçları ile uyumlu sonuçlar elde edilmiştir. Yapılan analizlerde 28 milyon çözüm ağı kullanılmıştır. DLR Scramjet yanma odası üzerinde yapılan analizlerde ise 33 milyon çözüm ağı kullanılmış olup 15 enjektörün sadece 1 tanesi analizlere dahil edilmiştir. Analizlerde Hibrit RANS/LES metodolojisi kullanılmıştır. Enjektörün 11 mm sonrasında mevcut olan CARS ölçüm noktasındaki ani sıcaklık artışını tahmin edebilmek adına analizlerde hidrojen jeti için Synthetic Eddy Method (SEM) kullanılmıştır. Bu sayede hidrojen jeti için sentetik bir türbülans oluşturulup, erken yakıt-hava karışımı sonucunda yanma bölgesinin alev tutucuya yaklaştırılması planlanmıştır. Mevcut SEM metodunun uygulanması beklenildiği gibi alev tutucuya sıcaklık bölgesinin yaklaşmasına fayda sağlamamıştır. Tutuşma bölgesinin gecikmesinin sebebinin çözüm ağı topolojisi olabileceği sonucuna varılmıştır. Son olarak bu çalışma kapsamında Virginia Üniversitesi çift-modlu Scramjet yanma odası konfigürasyon A analizleri gerçekleştirilmiştir. Analizlerde hibrit RANS/LES metodolojisi ile birlikte 35 milyon çözüm ağı kullanılmıştır. Analizler 0.172 yakıt denge katsayısı için gerçekleştirilmiştir. İki farklı reaksiyon mekanizması [24], [21] karşılaştırılmıştır. Analiz sonuçları test sonuçları ile karşılaştırılmıştır. Analizlerde giriş sınır koşulu için testlerden elde edilen asimetric sıcaklık profili kullanılmıştır. O'Connaire reaksiyon mekanizması yanma odası üst duvarında devamlı bir sıcak bölge gösterirken, Jachimowski reaksiyon mekanizması kesik bir sıcaklık bölgesi göstermektedir. Test sonuçları ile karşılaştırıldığında, analizlerdeki sıcaklık konturlarının test sonuçlarından açıkça daha yüksek sıcaklıklar

tahmin ettiği görülmektedir. Jachimowski reaksiyon mekanizmasının teste daha yakın sonuç verdiği görülmektedir. Üst duvar basıncı test sonuçları, analizlerle karşılaştırıldığında O'Connaire reaksiyon mekanizmasının daha iyi sonuçlar gösterdiği gözlemlenmekle beraber, Jachimowski reaksiyon mekanizması basıncı değerlerini daha düşük tahmin etmektedir.

Waidmann ve diğ. [25, 26, 27], hipersonik itki sistemlerindeki gelişme neticesinde doğan ihtiyaçtan yola çıkarak, Mach 2 giriş hızı bulunan bir dizi Scramjet yanma odası testleri gerçekleştirmiştir. Mevcut testler Mach 5.5 uçuş koşullarından yola çıkarak gerçekleştirilmiş, deneylerde simetrik bir alev tutucu kullanılmıştır. Hava debisinin 1.0 kg/s'den 1.5 kg/s'e ve yakıt debisinin 1.5 g/s'den 4.0 g/s'e değiştiği bu test alt yapısında yakıt denge sayısı ise 0.034'den 0.136'ya değişmektedir. Test sırasında Laser Doppler Anemometry (LDV) ve Coherent anti-Stokes Raman Spectroscopy (CARS) kullanılarak sıcaklık ve eksenel hız ölçümleri gerçekleştirilmiştir. Bu ölçümlerin haricinde yanma odası alt duvar statik basıncı ölçümleri de deney sırasında llmştir.

Gao ve diğ. [28], DLR (Alman Uzay ve Havacılık Merkezi) Scramjet yanma odası ve JAXA (Japon Uzay Araştırma Ajansı) entegre Scramjet yanma odası analizlerini flamelet yanma modeli kullanarak gerçekleştirmiştir. On beş enjektöre sahip yanma odasının sadece üç enjektörlük kısmı analize dahil edilmiştir. Yaptıkları analizler sonucunda oluşturulan flamelet tablosundaki basıncı değişiminin sıcaklık üzerine etkisinin çok fazla olduğu tespit edilmiştir. Analizlerde yapısal bir çözüm ağı kullanılmış olup 7 tür 8 reaksiyon ve 9 tür 19 reaksiyondan oluşan iki farklı hidrojen-hava reaksiyon mekanizmasını kullanarak birbirleri arasında herhangi bir farkın olmadığını tespit etmişlerdir. Analizler sonucunda flamelet kütüphanesinden okunan sıcaklık değerinde sıkıştırılabilirlik etkileri dikkate alınmadığı için sonuçların en yüksek sıcaklığı(peak temperature) tahmin etmekten uzak olduğu fark edilmiştir.

Fureby ve diğ. [29], DLR Scramjet yanma odasının LES kullanarak analizlerini gerçekleştirmiştir. Analizlerde yapısal olmayan ağ yapısı kullanılmış olup reaksiyonları mekanizması için iki aşamalı ve yedi aşamalı hidrojen-hava yanma mekanizmaları kullanılmıştır. Ek olarak analiz süresini kısaltmak adına yapılan çalışmada 15 enjektör ve 3 enjektör kullanılarak analizler gerçekleştirilmiş olup, 3 enjektör kullanılarak yapılan analizlerin 15 enjektör kullanılarak yapılan analizlere

göre neredeyse aynı sonuçlar gösterdiği tespit edilmiştir. Türbülans-kimya arasındaki ilişkiyi modellemek için Partially Stirred Reactor (PaSR) ve Flamelet yanma modeli kullanılmıştır. Deneysel sonuçlarına en yakın sonucu LES ve PaSR yanma modeli ile birlikte kullanılan yedi aşamalı hidrojen-hava mekanizması vermiştir.

Genin ve Menon [30], DLR Scramjet yanma odası geometrisini sıkıştırılabilir türbülanslı karışım için yeni geliştirdikleri Localized Dynamic Subgrid Model kullanarak Large Eddy Simulation ile analizini gerçekleştirmişlerdir. On beş enjektöre sahip yanma odasının sadece bir enjektörlük kısmı analize dahil edilmiştir. Analizlerde 7 tür 7 reaksiyondan oluşan hidrojen-hava yanma mekanizması, Eddy Dissipation Concept yanma modeli ile birlikte kullanılmıştır. Yapılan analiz deneysel sonuçları ile karşılaştırıldığında sonuçların kabul edilebilir olduğu gözükülmektedir. Sonuçlar, zamana bağlı değişen şok dizisinin yakalanabildiğini göstermektedir.

Huang [31], DLR Scramjet yanma odasını RNG  $k-\varepsilon$  türbülans modeli kullanarak bir adımlı global hidrojen-hava yanma mekanizması kullanarak analiz etmiştir. On beş enjektöre sahip yanma odasının sadece bir enjektörlük kısmı analize dahil edilmiştir. DLR Scramjet yanma odasını analiz etmenin yanı sıra alev tutucu geometrisinin uç yarıçapını parametrik olarak değiştirerek sıcaklık ve hız dağılımı üzerindeki etkisine bakılmıştır. Analizlerde uç yarıçapının yanı sıra, alev tutucunun yanma odasına giriş mesafesinin, yanma verimi üzerindeki etkisine bakılmıştır. DLR süpersonik yanma odası alev tutucu geometrisinin yanma odası girişine olan uzaklığı 77 mm'dir. Yapılan analizlerde 62 mm ile 87 mm arasında değişen alev tutucu konumlarının analizi sonucunda en uygun mesafenin 67 mm olduğu tespit edilmiştir. Bu yarıçapta tasarlanan alev tutucunun yanma verimi %95'tir.

Mura ve Izard [32], yapısal olmayan ağ kullanarak DLR Scramjet yanma odası analizlerini gerçekleştirmişlerdir. On beş enjektöre sahip yanma odasının sadece bir enjektörlük kısmını kullanmışlardır. Yanma odası çözüm ağını yoğunluk gradyanı üzerinde optimize ederek yoğunluk gradyanının hızla değiştiği noktalarda daha ince bir çözüm ağı oluşturulmuştur. Çözüm için kullanılan hesaplamalı akışkanlar dinamiği (HAD) çözücüsü sonlu hacimler ve sonlu elemanlar yöntemini bütünleşik kullanarak sıkıştırılabilir Navier-Stokes denklemlerini çözmüştür. Jachimowski [21] reaksiyon mekanizması kullanılarak gerçekleştirilen analizlerde MIL (Intermittent Lagrangian Model) kullanılarak  $\beta$ -PDF (Probability Density Function) ile karışım oranı ve

ilerleme değişkeni üzerinden türbülanslı yanma alanı elde edilmiştir. Hesaplamalarda Standart  $k-\varepsilon$  türbülans modeli kullanılmıştır. Analiz sonuçları yakıtın hızlıca yayıldığını göstermekle beraber sıcaklık profillerinin deney sonuçlarına oldukça yakın olduğu tespit edilmiştir.

Oevermann [33], DLR Scramjet yanma odasını Standart  $k-\varepsilon$  türbülans modeli ve Standart Flamelet yanma modeli kullanarak analiz etmiştir. On beş enjektöre sahip yanma odasının sadece bir enjektörlük kısmı analize dahil edilmiştir. Türbülans-kimya etkileşimi ise  $\beta$ -PDF kullanılarak elde edilmiştir. Oksitleyici sınır koşulu olarak %0.5 türbülans yoğunluğu tanınmakla beraber hidrojen için %5 türbülans yoğunluğu tanımlanmıştır. Yoğunluk gradyeni kullanılarak iyileştirilen çözümler ile kabul edilebilir sıcaklık profilleri elde edilmiştir. Yazar tarafından Flamelet modelinin süpersonik yanma üzerinde kullanılabilirliğinin tartışmalı olduğu ifade edilmekle beraber sayısal verimlilik dikkate alındığında kullanılmasının uygun olacağı beyan edilmiştir.

Potturi ve Edwards [34], hibrit RANS/LES yaklaşımı ile hem reaktif olmayan hem de reaktif Scramjet yanma odası analizleri gerçekleştirmiştir. DLR Scramjet yanma odası hem Jachimowski [21] reaksiyon mekanizması hem de 7 türden oluşan hidrojen-hava [35], [36] mekanizması kullanılarak analiz edilmiştir. Arrhenius, Finite Rate Chemistry (FRC) kullanılan analizlerde türbülans-kimya etkileşimi dikkate alınmamıştır. Hibrit LES/RANS analizlerine ek olarak SST  $k-\omega$  türbülans modeliyle elde edilen sonuçlar test sonuçlarıyla karşılaştırıldığında alevin ötelendiği görülmüştür. yapılmıştır. RANS yaklaşımında en yüksek sıcaklıklar LES/RANS yaklaşımına göre daha düşük tahmin edilmiştir. Ölçüm sonuçlarıyla karşılaştırılan analizlerde, en iyi sonucu Jachimowski [21] reaksiyon mekanizması ve hibrit LES/RANS yaklaşımı vermiştir.

Bu çalışmanın devamı olarak Potturi ve Edwards [37] hibrit LES/RANS yaklaşımı kullanarak DLR Scramjet yanma odasını bu defa türbülans-kimya etkileşimini dikkate alarak PaSR (Partially Stirred Reactor) yanma modeli kullanarak gerçekleştirmiştir. Bu çalışmada, iki farklı reaksiyon mekanizması, PaSR ve FRC yanma modelleri ve yakıt enjeksiyonu için SEM (Synthetic Eddy Method) kullanılmıştır. Toplam on beş enjektöre sahip DLR süpersonik yanma odasının sadece beş enjektörü analiz edilmiştir. Analizlerde Jachimowski [21] ve O'Connaire [24] hidrojen-hava reaksiyon



mekanizmaları kullanılmıştır. Buna ek olarak iki farklı çözüm ağı topolojisi kullanılmıştır. Bunun sebebi, alev tutucu ardında hava-oksitleyicinin temas ettiği yüzeydeki yanma üzerine sayısal ağ topolojisinin etkisini tespit etmektir. SEM kullanılan analizlerde yakıtın daha hızlı karıştığı gözlemlenmiştir. Oksitleyici girişi için düzgün ve düzgün olmayan giriş koşulları modele dahil edilmiş ve düzgün olmayan giriş koşulları kullanıldığında eksenel hız profillerinin deneye daha yakın çıktığı tespit edilmiştir. Lüle çıkış hız ve sıcaklık profilinin bilinmemesi sebebiyle şok dizisi doğru tahmin edilememiştir. Yapılan sayısal ağ topoloji çalışmasının ise elde edilen profillerde maksimum %2 saptığı tespit edilmiştir. Bu doğrultuda yakıt-oksitleyici temas bölgesindeki erken reaksiyonlar tahmin edilememiştir.

Shin ve Sung [38], [39] IDDES (Improved-delayed Detached Eddy Simulation) ve SST  $k-\omega$  türbülans modeli kullanarak 15 enjektörlük DLR Scramjet yanma odasının tek enjektörlük, sektör, analizlerini gerçekleştirmiştir. İki farklı konvektif akı şeması, MUSCL ve WENO, kullanarak bu iki şemanın etkilerini IDDES ve SST  $k-\omega$  türbülans modelleri ile birlikte parametrik bir çalışma haline getirmiştir. Çözüm ağı 1.7 milyon hücreden oluşturulmuş olup O'Connaire [24] reaksiyon mekanizması kullanılarak analizler gerçekleştirilmiştir. Yanma reaksiyonlarının modellenmesi için Standart Flamelet yanma modeli kullanılmıştır. WENO şeması ve IDDES ile ortak yapılan analizlerin deney sonuçlarıyla daha uyumlu sonuçlar gösterdiği beyan edilmiştir.

Wang ve diğ. [40], FPV (Flamelet-Progress Variable) yanma modeli ve SST  $k-\omega$  bazlı IDDES yaklaşımını kullanarak DLR Scramjet yanma odası analizleri gerçekleştirilmiştir. FPV yanma modelinde Standart Flamelet modeline ek olarak tanımlanan ilerleme değişkeni (progress variable) kullanılarak reaksiyonlar gerçekleştirilmektedir. Analizlerde 0.3 milyonluk bir sayısal ağ kullanılmış ve deney sonuçlarıyla uyumlu sonuçlar elde edilmiştir.

Nordin-Bates ve Fureby [41], HyShot II Scramjet yanma odası analizlerini LES kullanarak gerçekleştirmiştir. Yanma modeli olarak, FRC yanma modeli kullanılmıştır. Reaksiyon hızları Arrhenius yaklaşımıyla hesaplanmakla birlikte, türbülans-kimya etkileşimi Partially Stirred Reactor (PaSR) kullanarak modellenmiştir. HAD analizlerinde CFL sayısı 0.5 olarak limitlenmiş ve OpenFOAM HAD çözücüsü kullanılmıştır. Ek olarak sayısal ağ olarak, 125 milyon blok çözüm ağı kullanılmıştır. Analizlerde yakıt-denge katsayısı 0.3 ve 0.41 olan iki farklı parametrik

çalışma yapılmış, Damköhler sayısının nasıl değiştiği incelenmiştir. İnceleme neticesinde Damköhler sayısının lokal olarak hem birin üstünde ve altında yer aldığı bölgeler tespit edilmekle beraber türbülans-kimya etkileşiminin modellenmesi oldukça kritik olduğu tespit edilmiştir.

### **1.3. Tezin Kapsamı ve Amacı**

Mevcut tez çalışmasının amacı, yüksek Reynolds sayılarına sahip, alev kalma süresinin 0.2 milisaniye mertebesinde gerçekleştiği, yetersiz oksitleyici-yanıcı karışımı, şok – sınır tabaka ilişkisinin mevcut olduğu Scramjet yanma odası analizlerinin farklı türbülans modelleri, yanma modelleri ve reaksiyon kinetikleri kullanarak gerçekleştirilmesidir.

Bu kapsamda Alman Havacılık ve Uzay Merkezi (DLR) tarafından deneyleri gerçekleştirilmiş olan DLR Scramjet yanma odası [25, 26, 27] ve Virginia Üniversitesi tarafından gerçekleştirilen çift-modlu Scramjet yanma odası [12], [13] analizleri gerçekleştirilmiştir.

İkinci bölümde hesaplamalı akışkanlar dinamiği analizlerinde kullanılan denklemler, modeller ve ayırıklaştırma yöntemleri açıklanmıştır.

Üçüncü bölümde belirtildiği üzere yapılan analizler kapsamında on beş enjektörden oluşan DLR Scramjet yanma odasının üç enjektörlük kısmı üzerinde çözüm ağı, türbülans modeli, yanma modeli, reaksiyon kinetiği ve progress variable (ilerleme değişkeni) çalışmaları gerçekleştirilmiştir. Bu kapsamda süpersonik türbülanslı reaktif akışa uygun modellerin tespit edilmesi amaçlanmıştır.

Buna ek olarak dördüncü bölümde türbülans modellenmesi için LES ve RANS yaklaşımlarının, Virginia Üniversitesi çift-modlu Scramjet yanma odası “configuration A” üzerindeki etkileri incelenmiştir. Bu kapsamda Standart Flamelet (SLF) yanma modeli kullanılmıştır.

Tüm analizler test sonuçları ile karşılaştırılmıştır. Tez kapsamında gerçekleştirilen tüm hesaplamalı akış analizleri (HAD) ticari bir çözücü olan STAR-CCM+ ile gerçekleştirilmiştir.

Beşinci bölümde ise tez çalışmasına yönelik sonuçlar irdelenmiş ve gelecekte yapılması planlanan çalışmalar tartışılmıştır.

## 2. HESAPLAMALI AKIŞKANLAR DİNAMIĞI

Bu tez kapsamında STAR-CCM+ ticari yazılımı kullanılarak, iki farklı Scramjet yanma odasının analizleri gerçekleştirilmiştir. Bölüm 2’de türbülanslı akışı ve yanmayı hesaplayabilmek için kullanılan modeller, çözülen denklemler ile birlikte ifade edilmiştir.

### 2.1. Temel Denklemler

Temel denklemler bölümünde gaz fazındaki akışı modellemek için kullanılan temel diferansiyel denklemler olan süreklilik, momentum, türlerin taşınımı ve enerji denklemleri ifade edilmiştir. Denklemler Kartezyen koordinatlarda ifade edilmiştir.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho u_j) = 0 \quad (2.1)$$

Denklem (2.1) ile ifade edilen süreklilik denkleminde  $\rho$  akışkanın yoğunluğunu,  $t$  zamanı,  $x_i$  i indisi ile belirtilen yöndeki konum vektörünü,  $u_j$  j indisi ile birlikte belirtilen hız vektörünü.

Denklem (2.2) ile verilen lineer momentum denkleminde  $p$  basıncı ve viskoz gerilme tensörü de  $\tau_{ij}$  ile ifade edilir. Viskoz gerilme terimi Denklem (2.3) ifade edilmektedir.

Bu denklemde belirtilen  $\mu$  terimi dinamik viskoziteyi tanımlar.

$$\frac{\partial (\rho u_i)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (u_j u_i) = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} \quad (2.2)$$

$$\tau_{ij} = \mu \left( \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \mu \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \quad (2.3)$$

Enerji denklemi Denklem (2.4) ile gösterilmiştir. Toplam entalpi  $H$  terimi ile ifade edilirken,  $k_g$  ısı iletkenlik katsayısını ifade eder. Özgül ısı  $C_p$  terimi ile gösterilmektedir. Kimyasal reaksiyonlar sonucu ortaya çıkan enerji  $S_H$  terimi ile ifade edilir.

$$\frac{\partial(\rho H)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_j H) = -\frac{\partial}{\partial x_j} \left( \frac{k_g}{C_p} \frac{\partial H}{\partial x_j} \right) + \frac{\partial}{\partial x_j} (u_i \tau_{ij}) + S_H \quad (2.4)$$

Son olarak yanma reaksiyonlarını çözümlmek için kullanılan türlerin taşınımı denklemi, Denklem (2.5) ile gösterilmiştir.

$$\frac{\partial(\rho Y_M)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_j Y_M) = -\frac{\partial}{\partial x_j} \left( \rho D \frac{\partial Y_M}{\partial x_j} \right) + S_C \quad (2.5)$$

M indisi ile gösterilen türün kütle oranı  $Y_M$  ile ifade edilmektedir.  $S_C$  kaynak terimi yanma reaksiyonlarının üretim veya tüketimini ve  $D$  kütle yayılım katsayısını ifade eder. Bu katsayı boyutsuz Schmidt sayısı ile hesaplanır. Schmidt sayısı Denklem (2.6) ile gösterilmiştir.

$$Sc = \frac{\mu}{\rho D} \quad (2.6)$$

Son olarak basınç bazlı çözülen akış denklemlerinde yoğunluk, ideal gaz denklemi kullanılarak, Denklem (2.7) ile hesaplanmaktadır.

$$P = \rho RT \quad (2.7)$$

Denklem (2.7) içinde yer alan  $P$  basıncı,  $R$  ideal gaz sabitini ve  $T$  ise sıcaklığı temsil etmektedir.

## 2.2. Türbülansın Modellenmesi

Scramjet yanma odası içerisinde hızlar süpersonik olduğu için türbülanslı bir karışım mevcuttur. Bu sebeple HAD analizinde türbülansın doğru çözümlenmesi ve

modellenmesi gerekmektedir. Tez kapsamında türbülans modeli çalışmaları gerçekleştirilmiştir. Doğru türbülans modelinin seçilmesi, türbülans-kimya etkileşimi ve şok-sınır tabaka ilişkileri açısından önem arz etmektedir. Türbülansın çözülebilmesi için farklı yaklaşımlar mevcuttur. Bu yaklaşımlar bu bölümde ifade edilmiştir.

Türbülanslı akış üç boyutlu ve bir döngü hareketiyle akış boyunca hareket eden burgaçlar (eddy) bütününden oluşur. Bu burgaçların sahip olduğu momentum ve kinetik enerji ile birlikte uzunluk ölçekleri ve farklı karakteristiklerle ifade edilir. Büyük burgaçlar geometri, sınır koşulları ve başlangıç koşulları ile ilişkilidir. Küçük burgaçlar ise izotropiktir ve sınır koşulu ve başlangıç koşullarından etkilenmez [42].

Kinetik enerjisi yüksek küçük burgaçlar viskoz etkiler ile en küçük burgaç oluşana kadar bölünmekle beraber, en küçük burgaç ise yayınır. Bu yaklaşım enerji kademesi (energy cascade) yaklaşımı ile ifade edilir [43]. Kolmogorov tarafından tanımlanan yayınımdan öncesi oluşabilecek en küçük burgacın uzunluk ölçeği Denklem (2.8) ile tanımlanmıştır. Bu uzunluk Kolmogorov uzunluk ölçeği,  $\eta_k$ , (Kolmogorov Length Scale) olarak ifade edilir [44].

$$\eta_k = \left( \frac{\nu^3}{\varepsilon} \right)^{1/4} \quad (2.8)$$

Burada  $\nu$  kinematik viskoziteyi,  $\varepsilon$  ise türbülans kinetik enerjisinin yitim oranını ifade eder. Ek olarak Kolmogorov yayınımdan önce küçük burgaçların sahip olduğu hız ve zaman ölçeklerini de sırasıyla ( $\nu$ ) ve ( $\tau_k$ ) ile Denklem (2.9) ve Denklem (2.10) ile tanımlar.

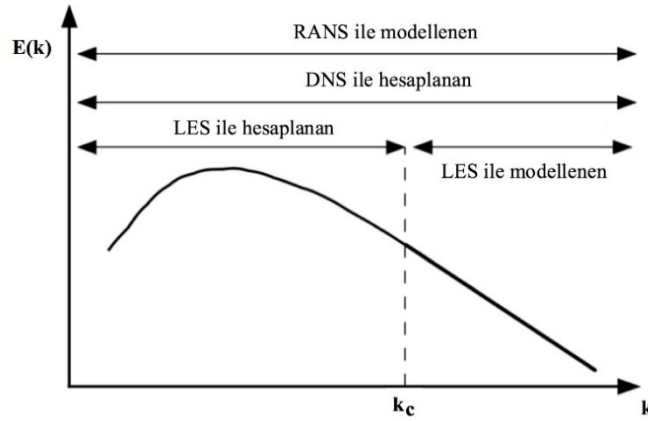
$$\tau_k = \left( \frac{\nu}{\varepsilon} \right)^{1/2} \quad (2.9)$$

$$\nu = (\nu\varepsilon)^{1/4} \quad (2.10)$$

Bu burgaçları ve türbülansı çözümlenebilmek için üç farklı yaklaşım mevcuttur. Bu yaklaşımlar Doğrudan Sayısal Benzeşim (Direct Numerical Simulation, DNS), Büyük Burgaç Benzetimi (Large Eddy Simulation, LES) ve Reynolds-Averaged Navier Stokes (RANS) olarak isimlendirilir.

DNS yaklaşımında herhangi bir ek modellenmeye ihtiyaç duymadan Bölüm 2.1 ile ifade edilen temel denklemler çözülür. Tüm burgaçları çözümlenmeyi amaçlayan bu yaklaşım için en küçük burgacın boyutu kadar ince sayısal hücreleri oluşturulması ve zaman adımı olarak oldukça küçük zaman adımlarına ihtiyaç duyulmaktadır. Bu yaklaşımda çözüm ağınlığının yoğunluğu Reynolds sayısı ile tanımlanabilmekte ve  $(Re^{9/4})$  kadar çözüm ağı olması gerektiği ifade edilmiştir [45]. Günümüz koşullarında süpersonik yanma için Reynolds sayısı oldukça yüksek olduğu için bilgisayar gücü göz önüne alındığında DNS yaklaşımını ile bu akışı çözümlenmek mümkün değildir.

Bir diğer yaklaşım olan LES için ise büyük burgaçlar çözümlenirken, küçük ölçekli burgaçlar modellenir. Bu model RANS yaklaşımını ile DNS arasında konumlandırılmaktadır. Bunun sebebi, burgaçları bir cut-off dalga boyu kullanarak kategorize etmesidir. Küçük dalga boyuna sahip büyük burgaçlar çözümlenirken, kalan burgaçlar bir subgrid scale (ağ-altı ölçek) kullanılarak modellenir [46]. Tez kapsamında Wall-adapting Local Eddy Viscosity (WALE) subgrid scale modeli kullanılmıştır. Çözüm ağı ne kadar yoğun olursa LES yaklaşımını kapsamında o kadar büyük burgaç çözümü elde edilmektedir. Dalga boyu  $k_c$  ile ifade edilmekte olup enerji spektrumuna bağlı logaritmik grafik Şekil 2.1 ile gösterilmiştir.



Şekil 2.1: Dalga boyuna bağlı türbülans enerji spektrumu (logaritmik) grafiği.

RANS yaklaşımını ise bilgisayar gücü açısından daha düşük gereksinime sahiptir. Bu yaklaşımda tüm burgaçlar modellenir. RANS ve LES yaklaşımlarına sırasıyla Bölüm 2.2.1 ve Bölüm 2.2.2’de detaylı olarak yer verilmiştir.

### 2.2.1. RANS yaklaşımı

Tüm burgaçların modellenerek çözümün elde edildiği RANS yaklaşımında skaler herhangi bir büyüklüğün ortalama değeri ve değişim miktarının ifadesi Denklem (2.11) ile elde edilir.

$$\phi = \bar{\phi} + \phi' \quad (2.11)$$

Skaler herhangi bir büyüklüğün zamana göre ortalaması  $\bar{\phi}$  terimi ile gösterilirken,  $\phi'$  terimi ise skalar büyüklüğün değişimini (sapmasını) ifade etmektedir. Bu terim Denklem (2.12) ile tanımlanmaktadır.

$$\bar{\phi} = \frac{1}{\Delta t} \int_t^{t+\Delta t} \phi dt \quad (2.12)$$

Süpersonik yanma problemlerinde yanmadan kaynaklı yoğunluk değişikliklerinin yanı sıra şok dizileri de ani yoğunluk değişiklikleri yaratmaktadır. Yoğunluk gradyanları ile değişim net olarak tez kapsamında gösterilmiştir. Bu nedenle reaktif akış çözümlerinde Favre ortalama yöntemi kullanılmaktadır. Favre ortalama yöntemi Denklem (2.13) ve Denklem (2.14) ile gösterilmektedir [47].

$$\phi = \bar{\phi} + \phi'' \quad (2.13)$$

$$\bar{\phi} = \frac{\int_t^{t+\Delta t} \rho \phi dt}{\int_t^{t+\Delta t} \rho dt} = \frac{\overline{\rho \phi}}{\bar{\rho}} \quad (2.14)$$

Favre ortalama yöntemi uygulandığında akışın temel denklemleri aşağıdaki gibi ifade edilmektedir.

$$\frac{\partial \bar{\rho}}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\rho} \tilde{u}_j) = 0 \quad (2.15)$$

$$\frac{\partial (\bar{\rho} \tilde{u}_i)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\bar{\rho} \tilde{u}_j \tilde{u}_i) = - \frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\tau}_{ij} + \overline{\rho u_j'' u_i''}) \quad (2.16)$$

$$\frac{\partial(\overline{\rho\tilde{H}})}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\overline{\rho\tilde{u}_j\tilde{H}}) = -\frac{\partial}{\partial x_j}\left(\overline{\rho\alpha\frac{\partial\tilde{H}}{\partial x_j}} + \overline{\rho u_j''H''}\right) + \overline{S_H} \quad (2.17)$$

$$\frac{\partial(\overline{\rho\tilde{Y}_M})}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\overline{\rho\tilde{u}_j\tilde{Y}_M}) = -\frac{\partial}{\partial x_j}\left(\overline{\rho D\frac{\partial\tilde{Y}_M}{\partial x_j}} + \overline{\rho u_j''Y_M''}\right) + \overline{S_C} \quad (2.18)$$

Isıl yayılım katsayısı  $\alpha$  terimi ile Denklem (2.19) ile gösterilmekte ve iletim ile ısı transferinin gaz fazının ısı depolamasına oranını temsil etmektedir.

$$\alpha = \frac{k}{\rho C_p} \quad (2.19)$$

Türbülansın çözülebilmesi için Favre ortalamalı akış denklemlerinin çözülmesi gerekmektedir. Bunun için ise türbülansa bağlı  $\overline{\rho u_j''u_i''}$ ,  $\overline{\rho u_j''H''}$  ve  $\overline{\rho u_j''Y_M''}$  terimlerinin modellenmesi gerekmektedir.

Reynolds gerilme tensörü,  $\overline{\rho u_j''u_i''}$ , terimindeki  $u_j''$  ve  $u_i''$  terimleri farklı yönlerdeki ortalama hızdan sapma değerlerini temsil etmektedir. Bu tensör, üç boyutta toplam dokuz bilinmeyen içermektedir. Reynolds gerilme tensörü toplam altı bağımsız denklemden oluşmaktadır. Bu çalışma kapsamında bu tensör Boussinesq yaklaşımı ile ifade edilmektedir. Bu yaklaşıma göre Reynolds gerilme tensörü Denklem (2.20) ile ifade edilmiştir.

$$\overline{\rho u_j''u_i''} = \mu_t \left( \frac{\partial \tilde{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \tilde{u}_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \mu_t \frac{\partial \tilde{u}_k}{\partial x_k} \delta_{ij} - \frac{2}{3} \overline{\rho k} \delta_{ij} \quad (2.20)$$

Bu denklemde  $\mu_t$  akışkanın türbülanslı viskozite terimini ifade etmektedir. Denklem (2.20) ile belirtilen denklemdeki son terim hipersonik rejimlerin altında ihmal edilebilir konumdadır [48].

Diğer iki terim ise Denklem (2.21) ve Denklem (2.22) ile gösterilmektedir.

$$\overline{\rho u_j''H''} = \frac{\mu_t}{Pr_t} \frac{\partial \tilde{H}}{\partial x_j} \quad (2.21)$$



$$\overline{\rho u_j Y_m} = \frac{\mu_t}{Sc_t} \frac{\partial \widetilde{Y}_m}{\partial x_j} \quad (2.22)$$

Türbülanslı Prandtl ve Schmidt sayısı Denklem (2.23) ve Denklem (2.24) ile tanımlanmaktadır.

$$Pr_t = \frac{\mu_t}{\rho \alpha_t} \quad (2.23)$$

$$Sc_t = \frac{\mu_t}{\rho D_t} \quad (2.24)$$

Denklem (2.23) ile gösterilen  $\alpha_t$  ısı yayılım katsayısını, Denklem (2.24) ile gösterilen  $D_t$  terimi ise kütle yayılım katsayısını ifade etmektedir. Türbülansın modellenmesi için gerekli türbülanslı viskozite terimi farklı türbülans modelleri kullanılarak modellenmektedir. Tez kapsamında kullanılan türbülans modelleri, denklemler halinde ifade edilmiştir.

### 2.2.1.1. Standart $k$ - $\varepsilon$ türbülans modeli

1972 yılında Jones ve Launder'ın [49] geliştirdiği Standart  $k$ - $\varepsilon$  modelinde türbülanslı viskozite değeri Denklem (2.25) ile hesaplanmaktadır.

$$\mu_t = \overline{\rho} C_\mu \frac{k^2}{\varepsilon} \quad (2.25)$$

Denklem (2.25)'te ifade edilen  $C_\mu$  değeri deneysel bir sabittir. Yine aynı denklemde  $k$ , türbülans kinetik enerjisini ve  $\varepsilon$ , türbülans kinetik enerjisinin yitim oranı, sırasıyla ve Denklem (2.27) ile gösterildiği üzere ifade eder.

$$\frac{\partial(\overline{\rho k})}{\partial t} + \frac{\partial(\overline{\rho u_j k})}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + P - \overline{\rho} \varepsilon \quad (2.26)$$

$$\frac{\partial(\overline{\rho \varepsilon})}{\partial t} + \frac{\partial(\overline{\rho u_j \varepsilon})}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right) + C_{\varepsilon 1} \frac{\varepsilon}{k} P - C_{\varepsilon 2} \overline{\rho} \frac{\varepsilon^2}{k} \quad (2.27)$$

Denklemlerde yer alan  $\sigma_k$ ,  $\sigma_\varepsilon$ ,  $C_{\varepsilon 1}$  ve  $C_{\varepsilon 2}$  katsayıları deneysel sabitlerdir. Değerleri Çizelge 2.1 ile gösterilmektedir.

Çizelge 2.1: Standart k-ε modeline ait deneysel sabit değerleri.

Deneysel Sabit	$C_\mu$	$\sigma_k$	$\sigma_\varepsilon$	$C_{\varepsilon 1}$	$C_{\varepsilon 2}$
Değer	0.09	1.0	1.3	1.44	1.92

Ek olarak  $P$  terimi türbülans kinetik enerjisinin üretimin hızını ifade eder ve Denklem (2.28) ile tanımlanmaktadır.

$$P = \mu_t \left( \frac{\partial \tilde{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \tilde{u}_j}{\partial x_i} \right) \frac{\partial \tilde{u}_i}{\partial x_j} \quad (2.28)$$

### 2.2.1.2. Realizable k-ε türbülans modeli

Standart k-ε modelinin yetersiz olduğu düşünülen akış türleri için Shih ve diğ. [50] Realizable k-ε modelini geliştirmiştir. Bu modelde standart k-ε modelinin aksine  $C_\mu$  ve  $C_{\varepsilon 1}$  terimleri aşağıdaki denklemler hesaplanmaktadır.

$$C_\mu = \left( A_0 + A_3 V^* \frac{k}{\varepsilon} \right)^{-1} \quad (2.29)$$

$$A_s = \sqrt{6} \cos \left( \frac{1}{3} \cos^{-1} \left( \frac{\sqrt{6} S_{ij} S_{jk} S_{ki}}{|S_{ij}|^3} \right) \right) \quad (2.30)$$

$$V^* = (S_{ij} S_{ij} + W_{ij} W_{ij})^{0.5} \quad (2.31)$$

$$S_{ij} = \frac{1}{2} \left( \frac{\partial \tilde{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \tilde{u}_j}{\partial x_i} \right) \quad (2.32)$$

$$W_{ij} = \frac{1}{2} \left( \frac{\partial \tilde{u}_i}{\partial x_j} - \frac{\partial \tilde{u}_j}{\partial x_i} \right) \quad (2.33)$$

$$C_{\varepsilon 1} = \max \left( 0.43, \frac{\eta_\varepsilon}{5 + \eta_\varepsilon} \right) \quad (2.34)$$

$$\eta_\varepsilon = \frac{|S_{ij}|k}{\varepsilon} \quad (2.35)$$

Denklem (2.29) ile gösterilen ifadede yer alan  $A_0$  deneysel bir sabittir. Sırasıyla Denklem (2.31) ve Denklem (2.35) ile tanımlanan,  $V^*$  ve  $\eta_\varepsilon$  değişken parametrelerdir.  $S_{ij}$  gerinim hızı tensörü,  $W_{ij}$  ise girdap tensörünü temsil eder. Bu modeldeki deneysel sabit değerleri Çizelge 2.2 ile gösterilmektedir.

Çizelge 2.2: Realizable k-ε modeline ait deneysel sabit değerleri.

Deneysel Sabit	$A_0$	$\sigma_k$	$\sigma_\varepsilon$	$C_{\varepsilon 2}$
Değer	4,0	1,0	1,2	1,9

### 2.2.1.3. Standart k-ω türbülans modeli

Kolmogorov tarafından geliştirilen, daha sonra Wilcox [51] tarafından sadeleştirilen bu modelde türbülans viskozitesi Denklem (2.36) ile hesaplanmaktadır.

$$\mu_t = \frac{\overline{\rho k}}{\tilde{\omega}} \quad (2.36)$$

$$\tilde{\omega} = \max \left[ \omega, 0.875 \left( \frac{2\overline{S_{ij}S_{ij}}}{\beta^*} \right)^{0.5} \right] \quad (2.37)$$

$$\overline{S_{ij}} = S_{ij} - \frac{1}{3} \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \quad (2.38)$$

Denklem (2.37) ile ifade edilen özgül türbülans yitimi  $\omega$  ile gösterilmektedir. Bu denklemlerde kullanılan  $\overline{S_{ij}}$  ortalama gerinim hızını,  $\beta^*$  türbülans model katsayısını temsil eder. Türbülans kinetik enerjisi,  $k$  ve özgül türbülans yitimi,  $\omega$  sırasıyla Denklem (2.39) ve Denklem(2.40) ile hesaplanır.

$$\frac{\partial(\overline{\rho k})}{\partial t} + \frac{\partial(\overline{\rho u_j k})}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left( (\mu + \sigma^* \mu_t) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + \overline{\rho \tau_{ij}} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \overline{\rho \beta^* \omega k} \quad (2.39)$$

$$\frac{\partial(\bar{\rho}\omega)}{\partial t} + \frac{\partial(\bar{\rho}\tilde{u}_j\omega)}{\partial x_j} = \alpha \frac{\omega}{k} \bar{\rho} \tau_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left( (\mu + \sigma\mu_t) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right) + \sigma_d \frac{\bar{\rho}}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j} - \bar{\rho}\beta\omega^2 \quad (2.40)$$

Özgül Reynolds gerilim tensörü,  $\tau_{ij}$  aşağıdaki gibi tanımlanmaktadır.

$$\tau_{ij} = 2 \frac{\mu_t}{\rho} S_{ij} - \frac{2}{3} \delta_{ij} \quad (2.41)$$

Standart  $k$ - $\omega$  denklemlerinde yer alan deneysel sabitler Çizelge 2.3 ile gösterilmektedir.

Çizelge 2.3: Standart  $k$ - $\omega$  modeline ait deneysel sabit değerleri.

Deneysel Sabit	$\alpha$	$\beta$	$\beta^*$	$\sigma^*$	$\sigma_d$	$\sigma$
Değer	0,52	0,07	0,09	0,6	0,125	0,5

#### 2.2.1.4. SST $k$ - $\omega$ türbülans modeli

Menter [52, 53] Standart  $k$ - $\omega$  modelinin ve yüksek Reynolds sayılı  $k$ - $\varepsilon$  türbülans modelini birleştirerek Shear Stress Transport (SST)  $k$ - $\omega$  türbülans modelini geliştirmiştir. Bu modelde türbülans kinetik enerjisi,  $k$  ve özgül türbülans yitimi,  $\omega$  Denklem (2.42) ve Denklem (2.43) ile hesaplanmaktadır.

$$\frac{\partial(\bar{\rho}k)}{\partial t} + \frac{\partial(\bar{\rho}\tilde{u}_j k)}{\partial x_j} = \tau_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \bar{\rho}\beta^* \omega k + \frac{\partial}{\partial x_j} \left( (\mu + \sigma_k \mu_t) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) \quad (2.42)$$

$$\frac{\partial(\bar{\rho}\omega)}{\partial t} + \frac{\partial(\bar{\rho}\tilde{u}_j \omega)}{\partial x_j} = \frac{\gamma}{\nu_t} \tau_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left( (\mu + \sigma_\omega \mu_t) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right) - \bar{\rho}\beta\omega^2 + 2(1-F_1)\sigma_{\omega 2} \frac{\bar{\rho}}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \quad (2.43)$$

$$\tau_{ij} = \mu_t \left( \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \right) - \frac{2}{3} \bar{\rho} k \delta_{ij} \quad (2.44)$$

$$\mu_t = \frac{\bar{\rho} a_1 k}{\max(a_1 \omega, \Omega F_2)} \quad (2.45)$$

Bu denklemlerde yer alan sabitleri standart  $k$ - $\omega$  modelinin ve dönüştürülmüş  $k$ - $\varepsilon$  modelinin sabitleriyle harmanlanarak aşağıdaki denklem ile ifade edilmektedir.

$$\phi = F_1\phi_1 + (1 - F_1)\phi_2 \quad (2.46)$$

Duvar kenarları ve üzerinde tanımlanan fonksiyon  $F_1$ , ile gösterilmekle beraber  $\phi_1$  Standart  $k-\omega$  modeline ait sabitleri,  $\phi_2$  ise dönüştürülmüş  $k-\varepsilon$  modeline ait sabitleri ifade eder.

$$F_1 = \tanh \left( \left( \min \left[ \max \left( \frac{\sqrt{k}}{\beta^* \omega y}, \frac{500\nu}{y^2 \omega}, \frac{4\bar{\rho}\sigma_{\omega 2} k}{CD_{k\omega} y^2} \right) \right] \right)^4 \right) \quad (2.47)$$

Bu denklemde yer alan  $y$ , duvara en yakın uzaklığı,  $CD_{k\omega}$  çapraz yayılım (cross diffusion) terimini temsil etmektedir ve aşağıdaki denklem ile hesaplanmaktadır.

$$CD_{k\omega} = \max \left( 2\bar{\rho}\sigma_{\omega 2} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j}, 10^{-20} \right) \quad (2.48)$$

$$F_1 = \tanh \left( \left( \max \left( 2 \frac{\sqrt{k}}{\beta^* \omega y}, \frac{500\nu}{y^2 \omega} \right) \right)^2 \right) \quad (2.49)$$

Standart  $k-\omega$  modeline ait sabitler,  $\phi_1$  ve dönüştürülmüş  $k-\varepsilon$  modeline ait sabitler,  $\phi_2$  aşağıdaki çizelgeler ile gösterilmiştir.

Çizelge 2.4: Standart  $k-\varepsilon$  modeline ait deneysel sabit değerleri.

Deneysel Sabit	$\sigma_{k1}$	$\sigma_{\omega 1}$	$\beta_1$	$a_1$	$\beta^*$	$\gamma_1$
Değer	0,85	0,5	0,075	0,31	0,09	0,533

Çizelge 2.5: Dönüştürülmüş  $k-\varepsilon$  modeline ait deneysel sabit değerleri.

Deneysel Sabit	$\sigma_{k2}$	$\sigma_{\omega 2}$	$\beta_2$	$a_1$	$\beta^*$	$\gamma_2$
Değer	1	0,856	0,828	0,31	0,09	0,44

### 2.2.2. LES yaklaşımı

LES yaklaşımında büyük ölçekteki burgaçlar (eddy) RANS denklemlerine bir filtreleme uygulanması ile doğrudan çözümlenir. Küçük ölçekteki burgaçlar ise subgrid scale modeller kullanılarak modellenir. Bu çalışma kapsamında küçük burgaçlar modellenirken çözümlenmesi gereken ağ altı (subgrid scale, SGS) stress teriminin modellenmesi için Wall Adapting Local Eddy Viscosity (WALE) [54] ağ altı stress modeli kullanılmıştır. Bu modelde türbülanslı burgaç viskozitesi Denklem (2.50) ile hesaplanmaktadır.

$$\mu_t = \bar{\rho} \Delta^2 S_w \quad (2.50)$$

Yukarıdaki denklemde  $\Delta$  uzunluk ölçeği olarak tanımlanır ve aşağıdaki denklemler ile hesaplanmaktadır.

$$\Delta = \min(\kappa d, C_w V^{1/3}) \quad (2.51)$$

Denklem (2.51)'de gösterilen,  $d$  duvara en yakın ağ mesafesini,  $V$  çözüm ağının hacmini,  $C_w$  deneysel sabiti ve  $\kappa$  von Karman sabitini temsil etmektedir. Denklem (2.50) içinde yer alan  $S_w$  ise deformasyon parametresi olarak tanımlanmaktadır ve Denklem (2.52) ile hesaplanır.

$$S_w = \frac{(S_{ij}^d S_{ij}^d)^{3/2}}{(S_{ij}^d S_{ij}^d)^{5/4} + (S_{ij} S_{ij})^{5/2}} \quad (2.52)$$

Denklem (2.52) ile belirtilen  $S_{ij}$  gerilim tensörü aşağıdaki şekilde gösterilmektedir.

$$S_{ij} = \frac{1}{2} \left( \frac{\partial \tilde{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \tilde{u}_j}{\partial x_i} \right) \quad (2.53)$$

$S_{ij}^d$  deformasyon tensörünü temsil etmektedir ve Denklem (2.54) ile ifade edilmektedir.

$$S_{ij}^d = \frac{1}{2} \left( \frac{\partial^2 \tilde{u}_i}{\partial x_j^2} + \frac{\partial^2 \tilde{u}_j}{\partial x_i^2} \right) - \frac{1}{3} \left( \frac{\partial^2 u_k}{\partial x_k^2} \right) \quad (2.54)$$

WALE modelinde ağ altı uzunluk ve zaman ölçeklerinin de hesaplanması gerekmektedir. Türbülanslı zaman ve uzunluk ölçeği Denklem (2.55) ve Denklem (2.56) kullanılarak hesaplanmaktadır.

$$t = \frac{C_t}{S} \quad (2.55)$$

$$l = \frac{C_t^{3/2} \mu_t^{1/2}}{S^{1/2} \rho^{1/2}} \quad (2.56)$$

Bu denklemlerde kullanılan  $C_t$  deneysel sabiti ifade edilmektedir. Bu modelde türbülans kinetik enerji ve yitim hızı sırasıyla Denklem (2.57) ve Denklem (2.58) ile ifade edilir.

$$k_{sgs} = \frac{C_t \mu_t S}{\rho} \quad (2.57)$$

$$\varepsilon_{sgs} = \frac{\mu_t S^2}{\rho} \quad (2.58)$$

WALE modeline ait deneysel sabitler Çizelge 2.6 ile gösterilmiştir.

Çizelge 2.6: WALE modeline ait sabitlerin değerleri.

Sabit	$\kappa$	$C_w$	$C_t$
Değer	0,41	0,325	3,5

### 2.3. Yanma Reaksiyonlarının Modellenmesi

Tez çalışması kapsamında yanma odasındaki reaksiyonlar, alev tutucu üzerinden yada ana akışa yakıt rampası üzerinden yakıt püskürtülerek gerçekleştirilir. Mevcut çalışılan yanma odasında reaksiyonlar ön karışimsız (non-premixed) olarak isimlendirilir.

Yanma reaksiyonları sonucu açığa çıkan enerji olarak ifade edilen  $S_H$  terimini hesaplamak adına reaksiyonlarının hızlarının ( $\omega_r$ ) belirlenmesi esastır. Bu hızları hesaplamak için farklı yanma modelleri mevcuttur. Reaksiyon hızları karışım oranı uzayına taşınan türler vasıtasıyla Flamelet denklemleri üzerinde hesaplanabildiği gibi iyi kimya (Finite Rate Chemistry) yaklaşımıyla da hesaplanabilmektedir.

Reaksiyon hızları belirlenirken türbülans ile yanma reaksiyonları arasındaki ilişkiyi incelemek adına boyutsuz Damköhler sayısı ifade edilmiştir. Damköhler sayısı Denklem (2.59) ile gösterilmektedir.

$$Da = \frac{\text{Karışım zaman ölçeği}}{\text{Kimyasal reaksiyonlar zaman ölçeği}} \quad (2.59)$$

Damköhler sayısının küçük olması ( $Da < 1$ ) durumunda yavaş kimya yaklaşımı kullanılmaktadır. Yüksek olması durumunda ( $Da > 1$ ) ise hızlı kimya yaklaşımı modellenmektedir.

### 2.3.1. Laminer Finite-Rate (FRC) modeli

Bu yaklaşım reaksiyon hızlarının, türbülanslı karışıma göre daha yavaş olduğu esasına dayanarak yanma reaksiyon hızlarını modeller. Bu doğrultuda reaksiyon hızları, kimyasal kinetik üzerinden hesaplanır ve türbülans-kimya etkileşimi ihmal edilir. Bu yaklaşım, düşük Damköhler sayıları için geçerlidir. Reaksiyon hızı Denklem (2.60) ile ifade edilmektedir.

$$\tilde{\omega}_r^{kin} = -A_p T^n \exp\left(-\frac{E_A}{RT}\right) \prod_m \left(\frac{\tilde{\rho} \tilde{Y}_m}{M_m}\right)^{\psi_m} \quad (2.60)$$

Bu denklemde yer alan  $E_A$  reaksiyonun aktivasyon enerjisini ve  $A_p$  deneysel ön üstel faktörü (pre-exponential factor), temsil etmektedir.  $M_m$  ve  $\psi_m$  ise sırasıyla m'inci molekülün mol ağırlığını ve molekülün reaksiyondaki reaksiyon üstelini (rate exponent) ifade eder.

### 2.3.2. Flamelet (SLF) yanma modeli

Flamelet modelinin türbülanslı alevler için kullanılmasındaki esas ölçeklerin ayrıştırılmasına dayanmaktadır. Eğer tüm kimyasal zaman ölçekleri en küçük türbülanslı zaman ölçeğinden hızlı ise yanma, türbülans zaman ölçeğine göre dengede (equilibrium) gerçekleşmektedir. Ek olarak alevin uzunluk ölçeği (characteristic length scale), en küçük türbülanslı burgaçtan (eddy) daha kısa ise alevin merkez bölgesinin türbülansstan etkilenmesi mümkün değildir. Peters [55], [56] tarafından önerilen bu



yanma modelinde tüm lokal alev yapısı bir boyutlu karışım oranı uzayına aktarılmaktadır. Karışım oranı denklem (2.61) ile tanımlanmıştır.

$$Z = \frac{Z_i - Z_{i,o}}{Z_{i,f} - Z_{i,o}} \quad (2.61)$$

Bu modelde özetle oksitleyici ve yanıcının ince ve tek boyutta reaksiyona girdiği varsayılmakla beraber bu küçük alev yapılarının (flamelet) birleşerek türbülanslı alevi oluşturduğu düşünülmektedir. Bu laminer küçük alev yapılarının kütleli türlerin oranı ve sıcaklık değerleri ön karışimsız olarak ince tabakalar halinde, yanıcı ve oksitleyicinin denklemleri çözülerek elde edilir. Çözülen bir boyutlu flamelet denklemleri denklem (2.62), (2.63) ve (2.64) ile gösterilmiştir.

$$\rho \frac{\partial Y_i}{\partial t} = \frac{1}{2} \rho \chi \frac{\partial^2 Y_i}{\partial Z^2} + S_i \quad (2.62)$$

$$\rho \frac{\partial T}{\partial t} = \frac{1}{2} \rho \chi \frac{\partial^2 T}{\partial Z^2} - \frac{1}{c_p} \sum_i H_i S_i + \frac{1}{2c_p} \rho \chi \left[ \frac{\partial c_p}{\partial Z} + \sum_i c_{p,i} \frac{\partial Y_i}{\partial Z} \right] \frac{\partial T}{\partial Z} \quad (2.63)$$

$$\chi = \frac{a_s}{4\pi} \frac{3 \left( \sqrt{\frac{\rho_\infty}{\rho}} + 1 \right)^2}{2 \sqrt{\frac{\rho_\infty}{\rho}} + 1} \exp \left[ -2(\operatorname{erfc}^{-1}(2Z))^2 \right] \quad (2.64)$$

Bu denklemlerde  $Y_i$ ,  $T$ ,  $\rho$  ve  $Z$  sırasıyla  $i$ . türün kütleli oranını, sıcaklığını, yoğunluğunu ve karışım oranını ifade etmektedir.  $S_i$ ,  $i$ . türün reaksiyon hızını  $c_{p,i}$  ise  $i$ . türün özgül ısısını tanımlar. Yitim oranı  $\chi$  ile ifade edilirken,  $\rho_\infty$  terimi ise oksitleyicinin yoğunluğunu ifade eder.  $a_s$  ise gerinim oranını ifade eder.

Bu kapsamda mevcut fiziği karışım oranı uzayına taşımak, CPU zamanı açısından oldukça vakit alan reaksiyon kimyası hesaplamalarından kurtulma anlamı taşımaktadır. Karışım oranı uzayında çözülen denklemler vasıtasıyla oluşturulan flamelet tabloları ile her bir iterasyon için değerler bu tablolardan elde edilir. Flamelet tablosu oluşturulurken, tablo farklı skaler yitim oranları ve gerinim hızları (strain rate) için genişletilir. Türbülanslı problemler için türlerin ortalama kütleli oranları PDF'ler (Probability Density Function) vasıtasıyla karışım oranı ve alevin gerinim hızı (strain

rate) üzerinden oluşturulan tablolar kullanılarak elde edilir. Mevcut flamelet modelinde anlık gerinim hızı değişimleri ihmal edilerek ortalama türbülanslı gerinim hızı kullanılarak hesaplamalar gerçekleştirilmektedir [57]. Herhangi bir skaler değişkenin ortalama değeri aşağıda belirtildiği üzere PDF-integrali üzerinden elde edilir. Bu çalışmada PDF şekli  $\beta$ -PDF şekli ile farz edilmiştir. Tüm flamelet hesaplamaları adyabatik olmayan durum için gerçekleştirilmiştir. Karışım oranı ve karışım oranının varyansının yanı sıra entalpi değişimi (enthalpy defect) dikkate alınarak yapılan flamelet hesaplarında entalpi değişimi: mevcut anlık entalpinin adyabatik entalpi ile arasındaki fark olarak tanımlanmaktadır. Herhangi bir ortalama skaler değişken, entalpi değişimi, karışım oranı ve skaler yitim oranı kullanılarak elde edilmektedir. Türbülanslı akışı elde etmek için gereken  $\beta$ -PDF fonksiyonları aşağıdaki gibi ifade edilir.

$$P(Z) = \frac{Z^{\alpha-1}(1-Z)^{\beta-1}}{\int Z^{\alpha-1}(1-Z)^{\beta-1} \partial Z} \quad (2.65)$$

$$\alpha = \tilde{Z} \left[ \frac{\tilde{Z}(1-\tilde{Z})}{\tilde{Z}^2} - 1 \right] \quad (2.66)$$

$$\beta = (1-\tilde{Z}) \left[ \frac{\tilde{Z}(1-\tilde{Z})}{\tilde{Z}^2} - 1 \right] \quad (2.67)$$

Burada  $P(Z)$  ifadesiyle akışkanın herhangi bir karışım oranında geçirdiği zaman dilimi ifade edilirken, karışım oranına bağlı elde edilen türün kütle oranı ve sıcaklığı, yoğunluk ortalamalı olarak denklem (2.68) ile bulunur.  $\zeta$  entalpi değişimi olarak tanımlanmaktadır. Entalpi denklem (2.71) üzerinden denklem (2.68)'de kullanılmak üzere elde edilir.

$$\tilde{\phi}_i = \iint \phi_i(Z, \chi, h) \tilde{P}(Z; \tilde{Z}; \tilde{Z}^2) \tilde{P}(\chi) \partial Z \partial \chi \quad (2.68)$$

Ortalama sıcaklık ve türlerin kütle oranını bulmak için tümlevi alınan,  $\tilde{\phi}_i$  için çözülen taşınım denklemleri denklem (2.69), (2.70) ve (2.71) ile gösterilmektedir.

$$\frac{\partial \bar{\rho} \tilde{Z}}{\partial t} + \frac{\partial \bar{\rho} \tilde{u}_j \tilde{Z}}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \bar{\rho} \tilde{D} + \frac{\mu_t}{Sc_t} \right) \frac{\partial \tilde{Z}}{\partial x_j} \right] \quad (2.69)$$

$$\frac{\partial \bar{\rho} \widetilde{Z}^2}{\partial t} + \frac{\partial \bar{\rho} \widetilde{u}_j \widetilde{Z}^2}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \bar{\rho} \widetilde{D} + \frac{\mu_t}{Sc_t} \right) \frac{\partial \widetilde{Z}^2}{\partial x_j} \right] - \left[ 2 \bar{\rho} \frac{\mu_t}{Sc_t} \left( \frac{\partial \widetilde{Z}}{\partial x_j} \right)^2 - \bar{\rho} \chi \right] \quad (2.70)$$

$$\zeta = \frac{h_{ad}(Z) - h}{h_{sens}(Z)} \quad (2.71)$$

Karışım oranı için farz edilen  $\beta$  şekli, adyabatik olmayan etkileri dikkate almak adına dahil edilen entalpi için dirac delta şeklinde farz edilir. Adyabatik olmayan birleşik PDF denklem (2.72) ile ifade edilir.

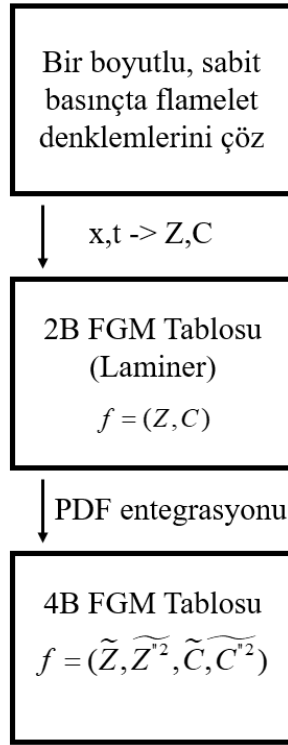
$$\widetilde{P}(Z, h) = \widetilde{P}(Z) \widetilde{P}(h) = \beta(Z; \widetilde{Z}; \widetilde{Z}^2) \delta(h) \quad (2.72)$$

### 2.3.3. Flamelet-generated manifold (FGM) yanma modeli

Detaylı, tüm türlerin denklemlere dahil edilip (transported) çözüldüğü yanma modelleri mevcut flamelet yaklaşımlarından daha doğru sonuçlar verebilir (laminer FRC, PaSR gibi) fakat CPU zamanı açısından oldukça masraflı oldukları açıktır. Büyük reaksiyon mekanizması setlerindeki reaksiyon hızlarının tek tek hesaplanması maliyeti oldukça arttırmaktadır. Bu noktada tablolananmış (tabulated) yanma modelleri karşımıza çıkmaktadır. Flamelet-generated manifold (FGM) yanma modeli, flamelet yaklaşımında olduğu gibi türleri karışım oranı uzayına taşımanın yanı sıra ek olarak ilerleme değişkeni (progress variable) uzayına da taşımaktadır. Standard flamelet modelinde olduğu gibi türlerin kütle oranı, sıcaklık ve yoğunluk gibi parametreler tablodan okunarak CPU zamanı açısından büyük kazanç sağlanmaktadır. Öncelikle karışımli (premixed) alevler için geliştirilen FGM yanma modeli [58], daha sonraları karışımatsız (non-premixed) alevler için genişletilmiştir [59]. FGM yanma modelinde Standard Flamelet modelinden farklı olarak yanma, ilerleme değişkeni üzerinde belirlenir ve alevin tamamıyla söndürülmesi (quench) mümkündür. Tablolar ise SLF modelinden farklı olarak gerinimli laminar flamelet (strained laminar flamelet) üzerinden hesaplanır;  $C=1$  iken sıfır gerilimde flamelet dengededir. Gerilim arttıkça flamelet dengeden uzaklaşarak ( $C<1$ ) söndürülme (extinction) noktasına kadar ulaşır.

SLF yanma modelinde belirtildiği üzere FGM yanma modelinde de bir boyutlu laminar flamelet denklemleri çözümlenerek tablo oluşturulur. Tablo sadece karışım oranı için değil ilerleme değişkeni uzayında da genişletilir. FGM tablosunun oluşturulması

ve türbülanslı ortalama skaler değişkenlerin nasıl elde edildiği ile ilgili açıklama Şekil 2.2 ile gösterilen şemada belirtilmektedir.



Şekil 2.2: FGM tablosu oluşturulma aşamalarının şematik gösterimi.

Tablo karışım oranı ve ilerleme değişkeni uzayında oluşturulduktan sonra tablodaki değerleri okumak için karışım oranı, karışım oranının varyansının yanı sıra ilerleme değişkeni de taşınım denklemi olarak çözülmektedir. Karışım oranı ve karışım oranının varyansının denklemi Bölüm 2.3.2’de belirtilmiştir. İlerleme değişkeninin taşınım denklemi, denklem (2.73) ile gösterilmiştir.

$$\frac{\partial \bar{\rho} \tilde{C}}{\partial t} + \frac{\partial \bar{\rho} \tilde{u}_j \tilde{C}}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \bar{\rho} \tilde{D} + \frac{\mu_t}{Sc_t} \right) \frac{\partial \tilde{C}}{\partial x_j} \right] + \tilde{\omega}_C \quad (2.73)$$

İlerleme değişkeni reaksiyon aşamalarını dengeli bir şekilde belirlemelidir. Bu değişken tekil olarak bir türün kütle oranı olarak belirlenebileceği gibi türlerin kütle oranının lineer kombinasyonu olarak da belirlenebilir [60]. Tez kapsamında iki farklı ilerleme değişkeni belirlenmiş ve parametrik çalışma olarak sunulmuştur. Aşağıda belirlenen ilerleme değişkenleri verilmiştir.

$$C_1 = Y_{H_2O} \quad (2.74)$$

$$C_2 = Y_{H_2O} + Y_{OH} \quad (2.75)$$

PDF fonksiyonları üzerinden  $\beta$  şeklinde farz edilen karışım oranı ve ilerleme değişkeni kullanılarak herhangi bir ortalama skaler değişken, aşağıdaki denklem üzerinden elde edilir.

$$\tilde{\phi}_i = \iint \phi_i(Z, C) \tilde{P}(Z; \tilde{Z}; \tilde{Z}^2) \tilde{P}(C; \tilde{C}; \tilde{C}^2) \partial Z \partial C \quad (2.76)$$

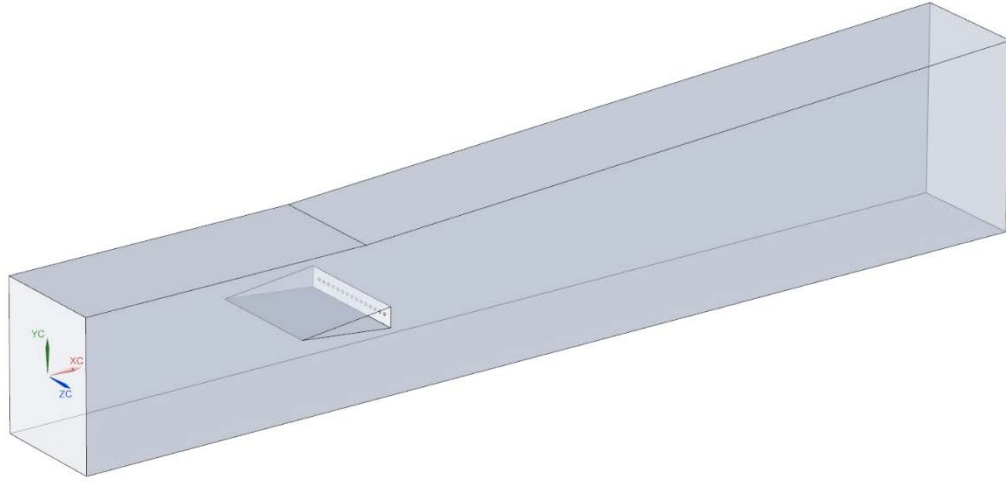
#### 2.3.4. Reaksiyon mekanizmaları

Mevcut tez çalışması kapsamında, Scramjet yanma odası için üç farklı hidrojen –hava reaksiyon mekanizması kullanılarak analizler gerçekleştirilmiştir. Jachimowski [21], O’Connaire [24] ve Burke [17] olarak isimlendirilen bu reaksiyon mekanizmalarının ön üstel faktörü ve aktivasyon enerjileri ile birlikte tüm özellikleri Ek-1 kısmında paylaşılmıştır.



### 3. DLR SÜPERSONİK YANMA ODASI HESAPLAMALI AKIŞKANLAR DİNAMIĞI ANALİZLERİ VE SONUÇLARI

Bu bölümde DLR (Alman Uzay ve Havacılık Merkezi) tarafından deneyleri gerçekleştirilmiş olan süpersonik bir yanma odasının analiz sonuçları sunulmuştur. Yanma odası deney sonuçları, deney yöntemi ve yanma odası geometrisi, Waidman vd. [25, 26, 27] tarafından paylaşılmıştır. DLR süpersonik yanma odasının üç boyutlu görünüşü Şekil 3.1 ile gösterilmiştir. Kararlı bir yanma için yanma odasında alev tutucu kullanılmıştır.



Şekil 3.1: DLR süpersonik yanma odası geometrisi.

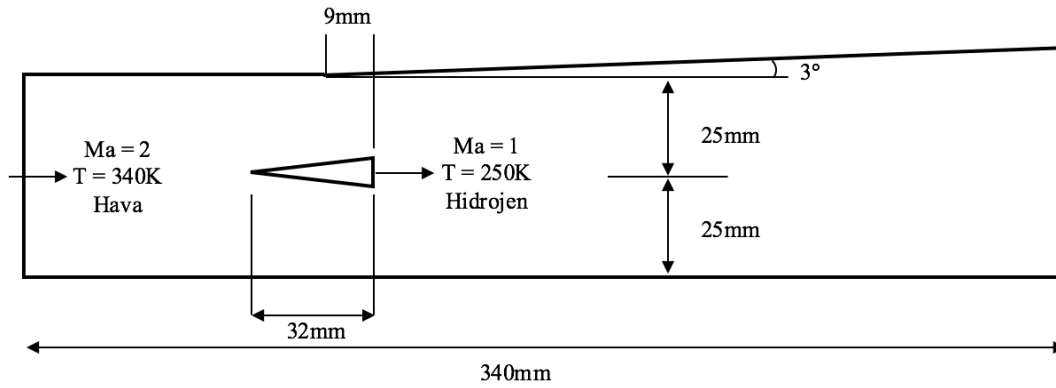
Gerçekleştirilen deneyde ana hava girişi koşullarını sağlamak için çürük (vitiated) hava kullanılmış olup içinde kütleli olarak oksijen ve azotun yanı sıra su buharı da bulunmaktadır. Yanma odası hava giriş ve yakıt giriş sınır koşulları Çizelge 3.1 ile gösterilmiştir.

Yanma odasının geometrik ölçüleri Şekil 3.2 ile gösterilmiştir. Hidrojen sonik koşullarda, 250K sıcaklıkta, 1 mm çaplı deliklerden püskürtülmektedir. Her enjektör deliğinin arasında 2.4 mm boşluk bulunmakta ve toplam on beş enjektör bulunmaktadır. Alev tutucunun uzunluğu 32 mm, yarım açısı  $6^\circ$  olup, alev tutucunun taban uzunluğu 12 mm'dir. Geometrinin eni ise 40 mm'dir.

Çizelge 3.1: DLR süpersonik yanma odası giriş sınır koşulları.

Sınır Koşulları		
	Hava	Yakıt
<b>u, m/s</b>	730	1200
<b>T, K</b>	340	250
<b>P, bar</b>	1.0	1.0
<b>Y<sub>N<sub>2</sub></sub></b>	0.736	0.0
<b>Y<sub>O<sub>2</sub></sub></b>	0.232	0.0
<b>Y<sub>H<sub>2</sub></sub></b>	0.0	1.0
<b>Y<sub>H<sub>2</sub>O</sub></b>	0.032	0.0

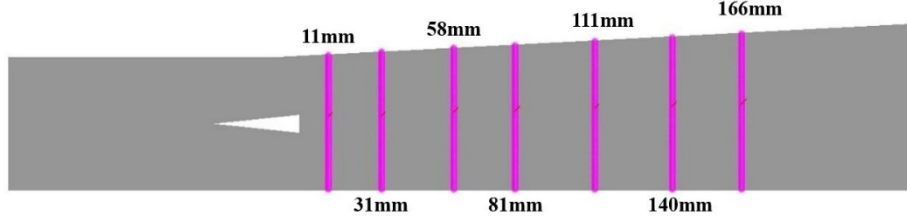
Hesaplama süresini düşürmek adına tez boyunca yapılan tüm analizlerde üç enjektörlük sektör geometri üzerine analizler gerçekleştirilmiştir. Çürük hava ise 730 m/s hızla, Mach sayısı 2 olacak şekilde 340 K sıcaklıkta yanma odasına giriş yapmaktadır. Tüm HAD analizlerinde duvar sınır koşulları adyabatik olarak tanımlanmıştır.



Şekil 3.2: DLR süpersonik yanma odası geometrik ölçüleri.

DLR tarafından gerçekleştirilen deneyde aksenal hız, sıcaklık ve basınç profilleri ölçülmüştür. Bu bölümde analiz sonuçlarının paylaşıldığı aksenal profillerin konumları Şekil 3.3 ile gösterilmiştir. Aksenal hız LDV (laser Doppler velocimetry) ile ölçülmüş olup, 11 mm, 58 mm ve 140 mm olarak gösterilen istasyonlarda mevcuttur. Tüm bir yanma odası boyunca karşılaştırma yapabilmek adına ölçüm istasyonlarına ek olarak, 31 mm, 81 mm ve 111 mm noktalarında da analiz sonuçları sunulmuştur.



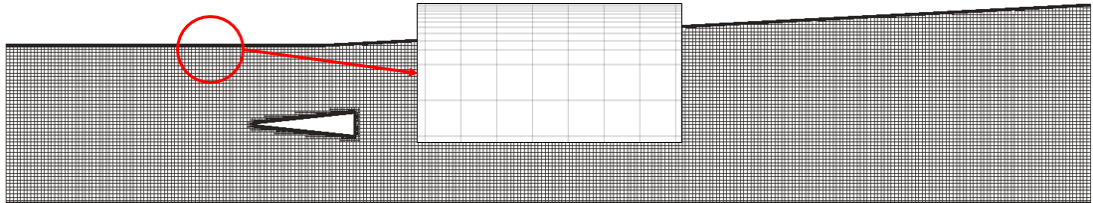


Şekil 3.3: DLR süpersonik yanma odası ölçüm alınan istasyonlar.

Eksenel hız ölçümleri ile beraber, 11 mm, 58 mm ve 166 mm olarak gösterilen istasyonlarda, CARS (coherent anti-Stokes Raman spectroscopy) yöntemi ile ölçülen sıcaklık profilleri mevcuttur. Ölçüm istasyonlarına ek olarak 31 mm, 81 mm ve 111 mm noktalarında da analiz sonuçları sunulmuştur. Ek olarak istasyon ölçümlerinin yanı sıra, yanma odası boyunca alt duvar basınç ve merkez düzlem üzerinde eksenel hız ölçümleri mevcuttur. Tüm analizlerde bu kıyaslamalar da paylaşılmıştır.

### 3.1. Çözüm Ağı Çalışması

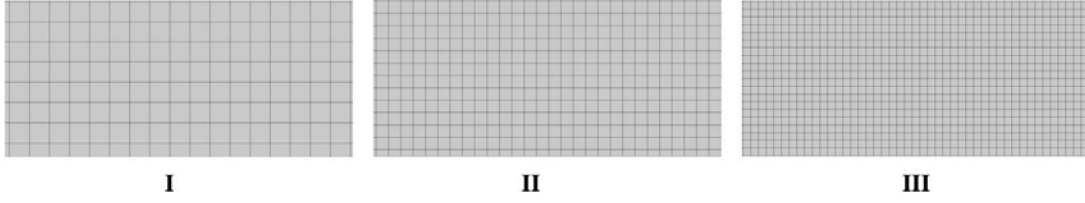
Üç enjektörden oluşan sektör DLR süpersonik yanma odası için çözüm ağı çalışması gerçekleştirilmiştir. Çözüm ağı çalışması kapsamında, üç farklı çözüm ağı oluşturulmuştur. Tez boyunca yapılan analizler için yapısal, altı yüzlü çözüm hücrelerinin dominant olduğu çözüm ağları kullanılmıştır. Çözüm ağı I, çözüm ağı II ve çözüm ağı III olarak adlandırılan bu sayısal ağlarda sırasıyla yaklaşık 2.5 milyon, 10 milyon ve 40 milyon hücre mevcuttur. Ek olarak duvar kenarlarını daha iyi çözümlenmek adına ek hücre katmanları oluşturulmaktadır. Çözüm ağı çalışması için SST  $k-\omega$  türbülans modeli kullanılmıştır.



Şekil 3.4: Orta düzlem üzerinde çözüm ağı gösterimi.

Orta düzlem üzerinde çözüm ağı Şekil 3.4 ile gösterilmiştir. Şekilde gösterilen sayısal ağ, çözüm ağı I ile kıyaslandığında en küçük hücre boyutundan üç kat daha büyük

hücrelere sahiptir. Çözüm ağı yapısının net görülmesi için, çözüm ağı I kabalaştırılıp gösterilmiştir. Ek olarak duvar kenarındaki hücre katmanları detaylı olarak gösterilmektedir.

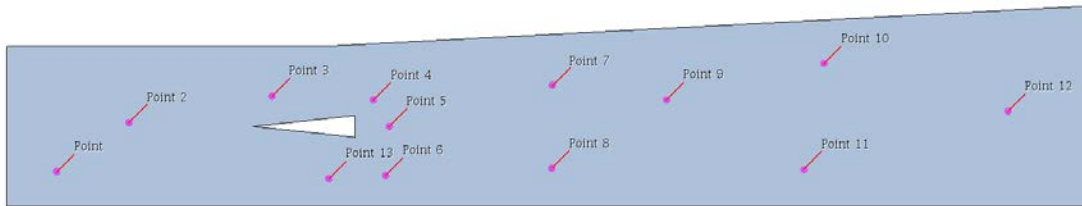


Şekil 3.5: Çözüm ağı I, çözüm ağı II ve çözüm ağı III için 25 mm<sup>2</sup> alana sahip bölgenin görüntüleri.

Çözüm ağı yoğunluğunun daha net gösterilmesi adına enjektör arkasındaki 25 mm<sup>2</sup> alana sahip bir bölgeden üç farklı çözüm ağı için görüntüler paylaşılmıştır. Sayısal ağların detaylı özellikleri Çizelge 3.2 ile gösterilmiştir.

Çizelge 3.2: Çözüm ağı hücrelerinin özellikleri.

Çözüm Ağı	Temel Hücre Boyutu [mm]	Hücre Sayısı (Milyon)	Sınır Tabaka Hücre Sayısı	Sınır Tabaka Kalınlığı [mm]
I	0.43	2.7	10	0.30
II	0.265	10.6	15	0.2
III	0.165	40.4	20	0.15

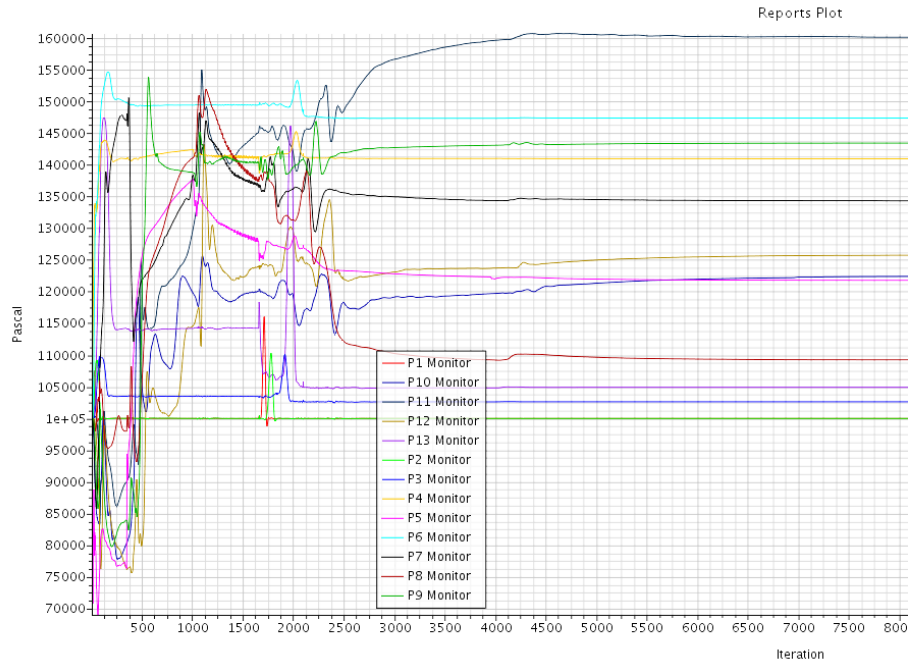


Şekil 3.6: DLR süpersonik yanma odası içinde sıcaklık, aksenal hız ve basınç değerleri gözlemlenen noktalar.

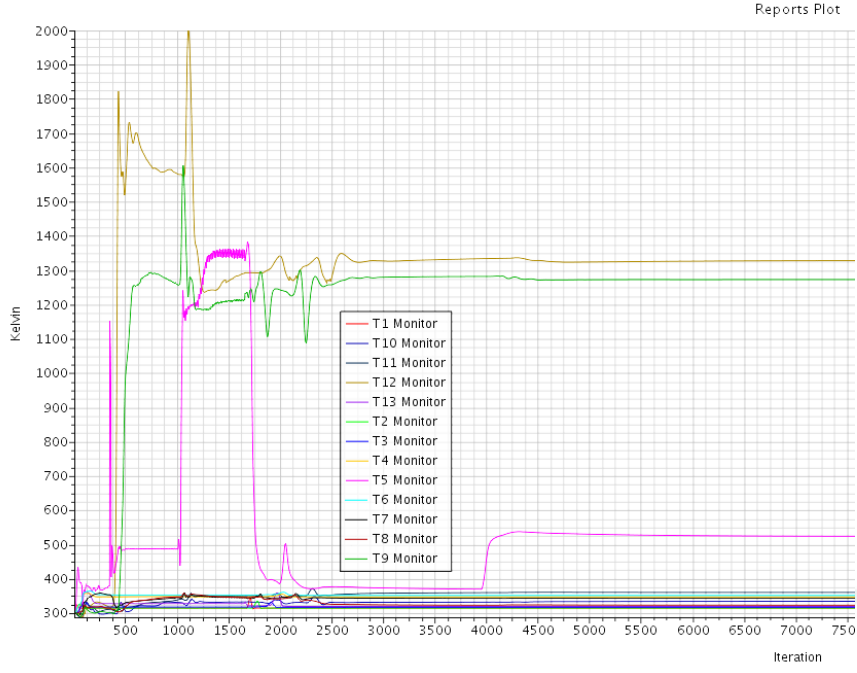
Analiz sonuçlarının yakınsayıp yakınsamadığını kontrol etmek adına DLR süpersonik yanma odasına on üç farklı nokta oluşturulmuştur. Oluşturulan noktalar Şekil 3.6 ile gösterilmektedir. Belirtilen noktalar üzerinde basınç, aksenal hız ve sıcaklık

değerlerinin iterasyona bağlı değişimi gözlemlenmiştir. Aşağıdaki grafikler örnek teşkil etmesi açısından Çözüm Ağı II için yapılan analizler üzerinden paylaşılmıştır.

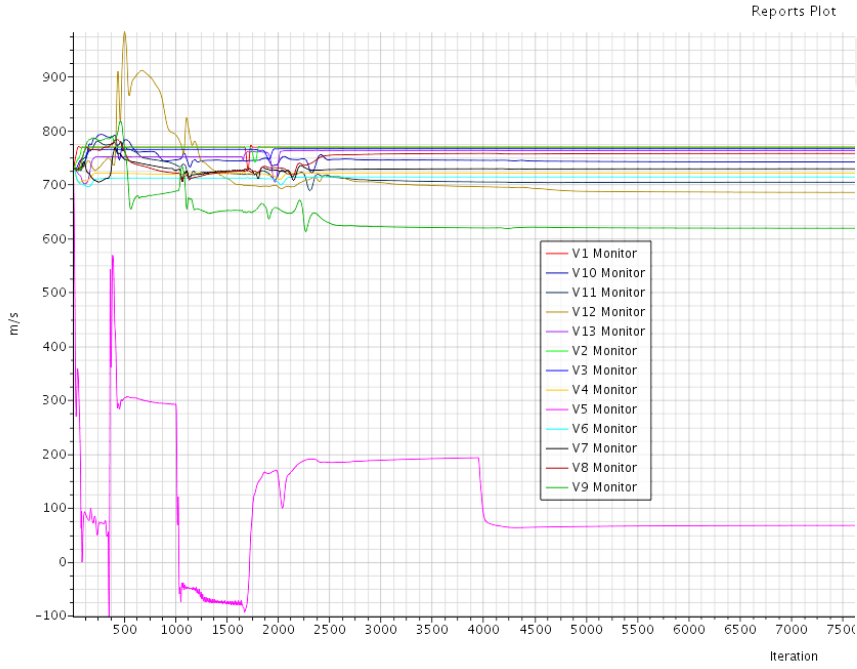
Belirlenen noktalar üzerinde oluşturulan basınç-iterasyon değişimi grafiği Şekil 3.7 ile, sıcaklık-iterasyon grafiği Şekil 3.8 ile ve eksenel hız-iterasyon değişimi grafiği Şekil 3.9 ile gösterilmektedir. Basınç-iterasyon grafiğine bakıldığında tüm değerlerin 7000 iterasyon sonra yakınsadığı gözlemlenmektedir. Sıcaklık-iterasyon grafiğine bakıldığında ise tüm değerler 4500 iterasyon sonra aynı değerleri göstermektedir. Eksenel hız-iterasyon değerlerine bakıldığında ise 5500 iterasyon sonrasında yakınsama tespit edilmiştir. Tez kapsamında yapılan tüm çalışmalarda bu grafiklere bakılarak yakınsama tespit edilmiş ve kontrol edilmiştir.



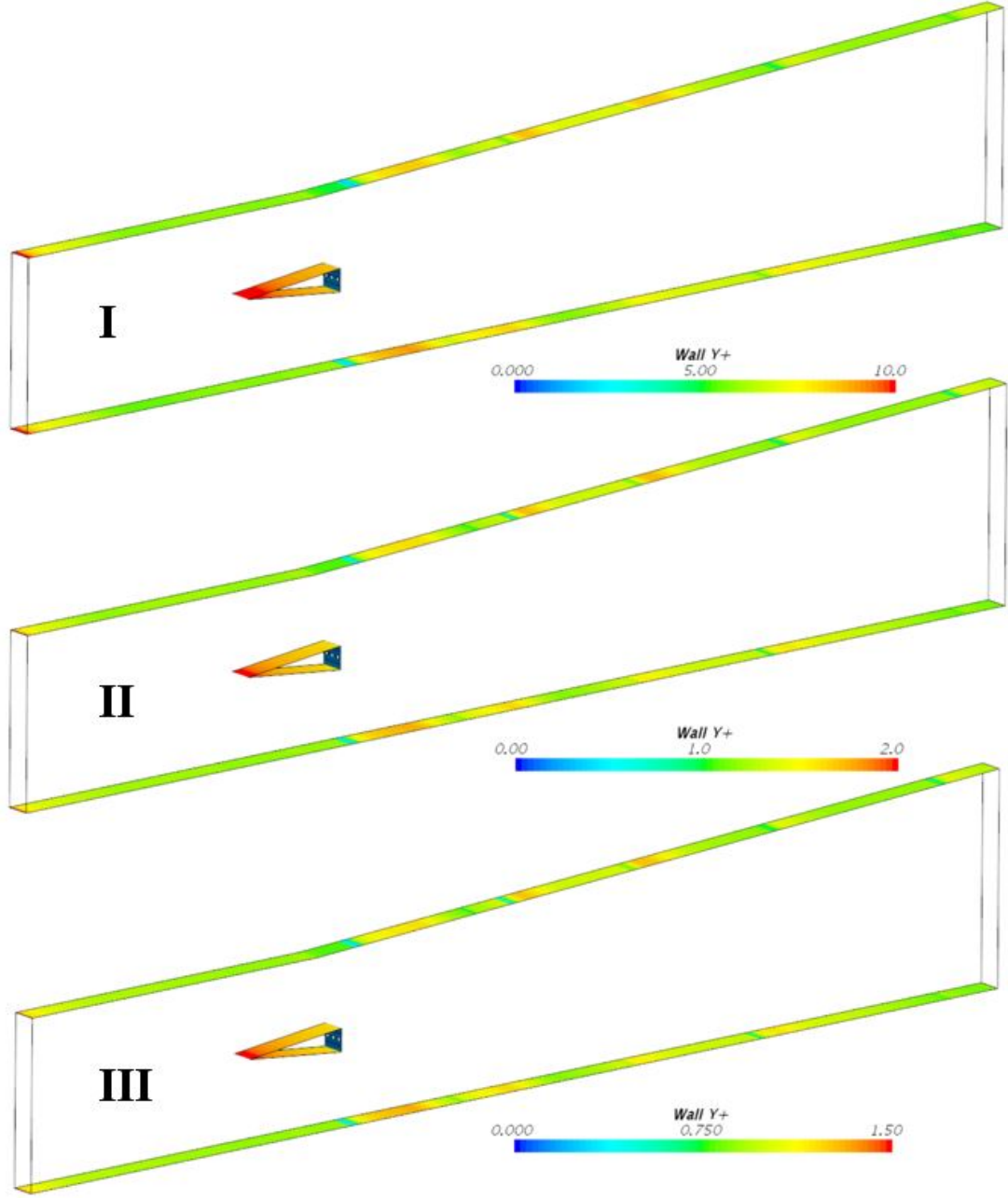
Şekil 3.7: Gözlemlenen noktalardaki basınç değerlerinin iterasyona bağlı değişimi.



Şekil 3.8: Gözlemlenen noktalardaki sıcaklık değerlerinin iterasyona bağlı değişimi.



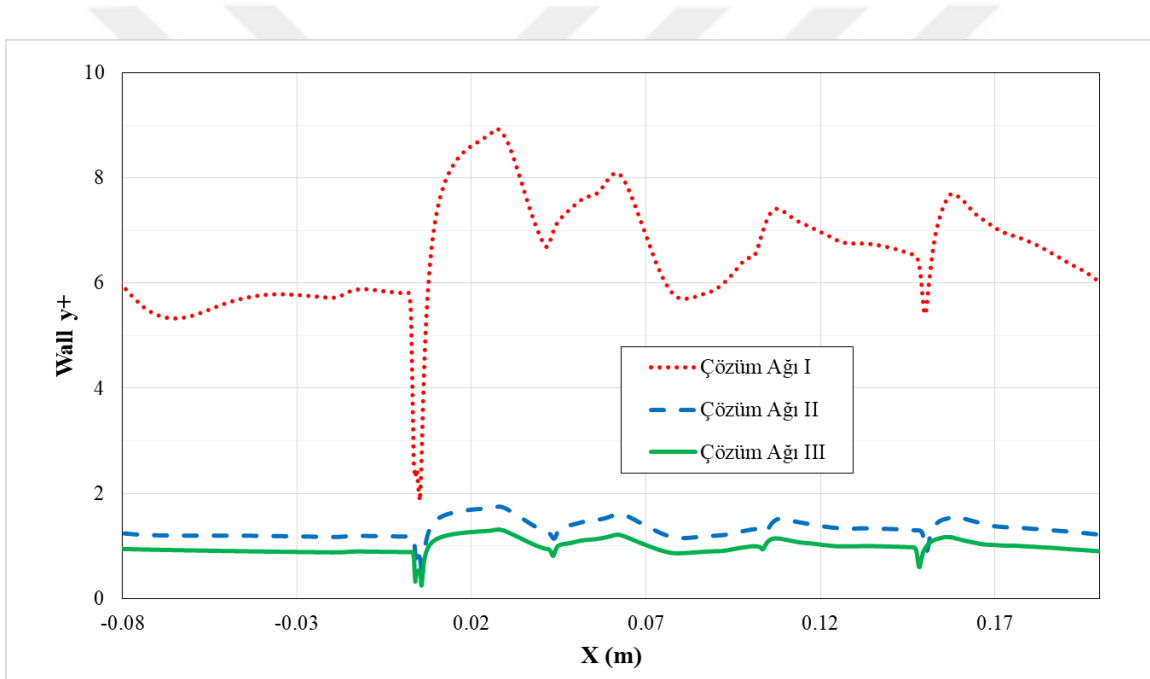
Şekil 3.9: Gözlemlenen noktalardaki aksel hız değerlerinin iterasyona bağlı değişimi.



Şekil 3.10: Çözüm ağı I, çözüm ağı II ve çözüm ağı III için duvar üzerinde boyutsuz  $y^+$  değerleri.

Tez çalışması kapsamında, çözüm ağı çalışması için duvar yakını boyutsuz  $y^+$  değerleri tanımlanmıştır. Sınır tabakanın çözümlenebilmesi için, sınır tabakada tanımlanan, viskoz alt tabaka, tampon tabaka, örtüşme tabakası ve türbülans tabakasının uygun bir sayısal ağ ile çözülmesi gerekmektedir. Viskoz alt tabaka, duvara en yakın viskoz etkilerin dominant olduğu bölge, tampon tabaka, türbülans etkilerinin de olduğu fakat viskoz etkilerin dominant olduğu bölge, örtüşme tabakası, türbülans etkilerinin dominant olmaya başladığı ama viskoz etkiler üstünde tamamıyla

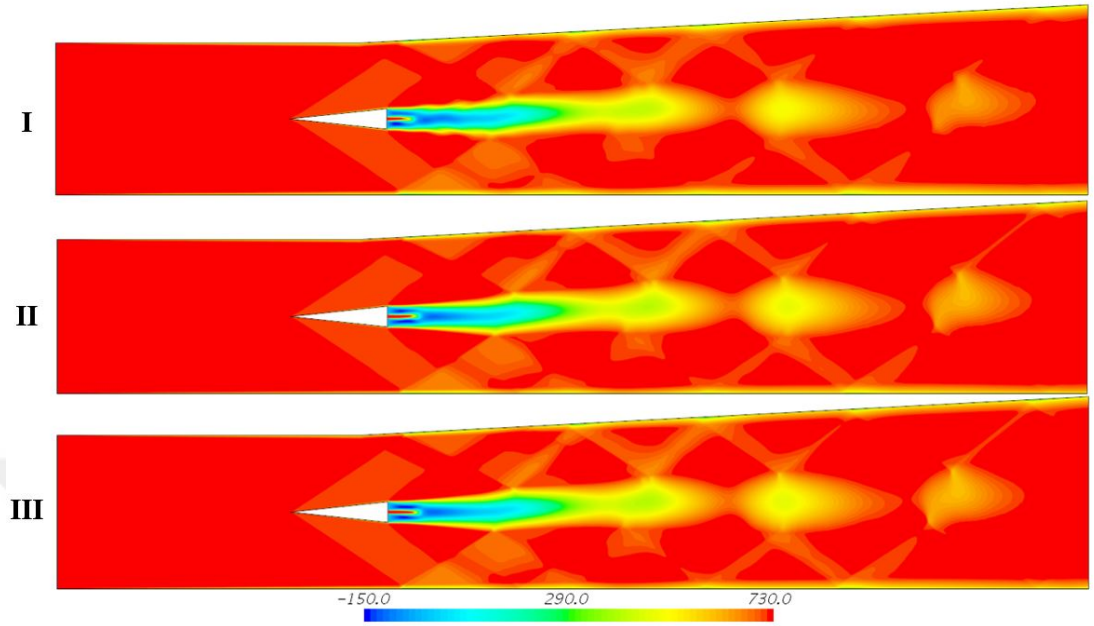
bir üstünlük kuramadığı bölge ve türbülans tabakası da türbülans etkilerinin viskoz etkilere göre baskın olduğu bölge olarak tanımlanır. Bu tabakaları tamamıyla çözülmesi için  $y^+$  değerinin 5 in altında olması beklenir [61]. Alt duvar üstündeki boyutsuz  $y^+$  değeri her bir çözüm ağı için Şekil 3.10 ile gösterilmektedir. Ek olarak farkların açık bir şekilde görülebilmesi için, Yanma odası alt duvar üstüne boyutsuz  $y^+$  değerlerinin grafiği Şekil 3.11 ile gösterilmektedir. Grafiğe bakıldığında çözüm ağı II ve çözüm ağı III'ün birbirine oldukça yakın sonuç verdiği görülmektedir. Her iki çözüm ağı için de  $y^+$  değerleri 2'nin altındadır. Çözüm ağı I için ise boyutsuz  $y^+$  değeri en az 2 en çok 9 değerini göstermektedir. Bu sonuçlara göre çözüm ağı II ve III için tüm tabakaların çözümlenebildiği, çözüm ağı I için ise tampon tabakaya kadar çözüm sağlanabildiği  $y^+$  değerine bakılarak söylenebilir.



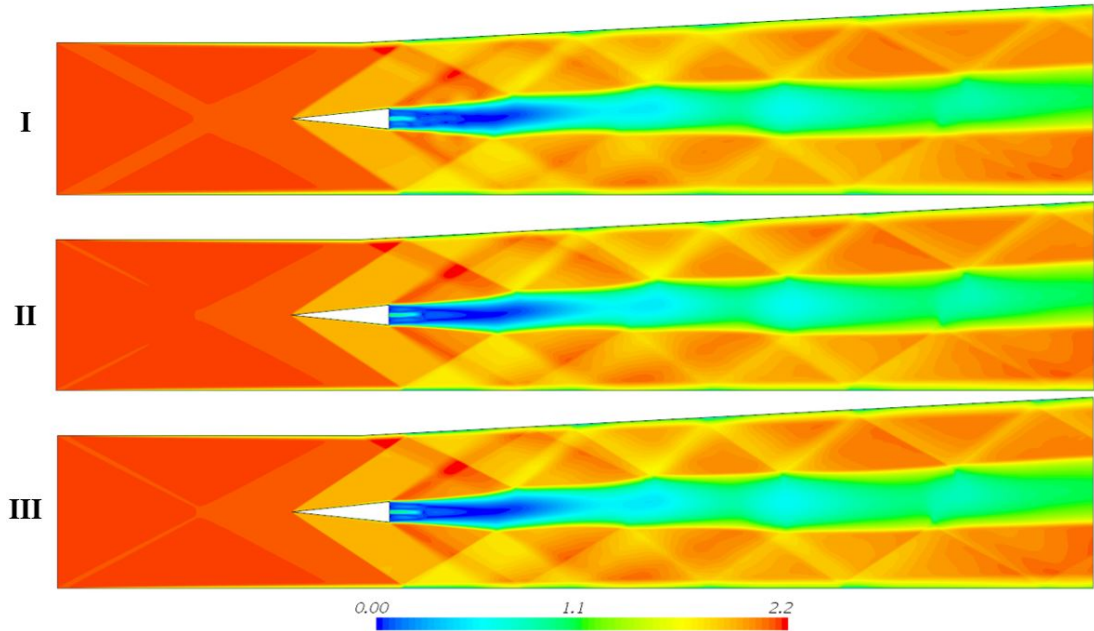
Şekil 3.11: DLR süpersonik yanma odası alt duvar üzerindeki boyutsuz duvar  $y^+$  dağılımı.

Belirtilen özelliklere sahip çözüm ağları aksenal hız, sıcaklık ve basınç cinsinden deney sonuçlarıyla birlikte kıyaslanmıştır. Çözüm ağı I, çözüm ağı II ve çözüm ağı III için orta düzlem aksenal hız [m/s] ve Mach sayısı konturları Şekil 3.12 ve Şekil 3.13 ile gösterilmiştir. Yakıt enjektörü çıkışında çözüm ağı I'de görülen aksenal hızlar çözüm ağı II ve çözüm ağı III ile kıyaslandığında daha düşük kalmaktadır. Mach sayısı konturlarına bakıldığında ise şok dizisi net bir şekilde gözlemlenmekte olup, çözüm ağı I'dan çözüm ağı III'e yaklaştıkça şokların keskinliği artmaktadır. Tüm çözüm ağı

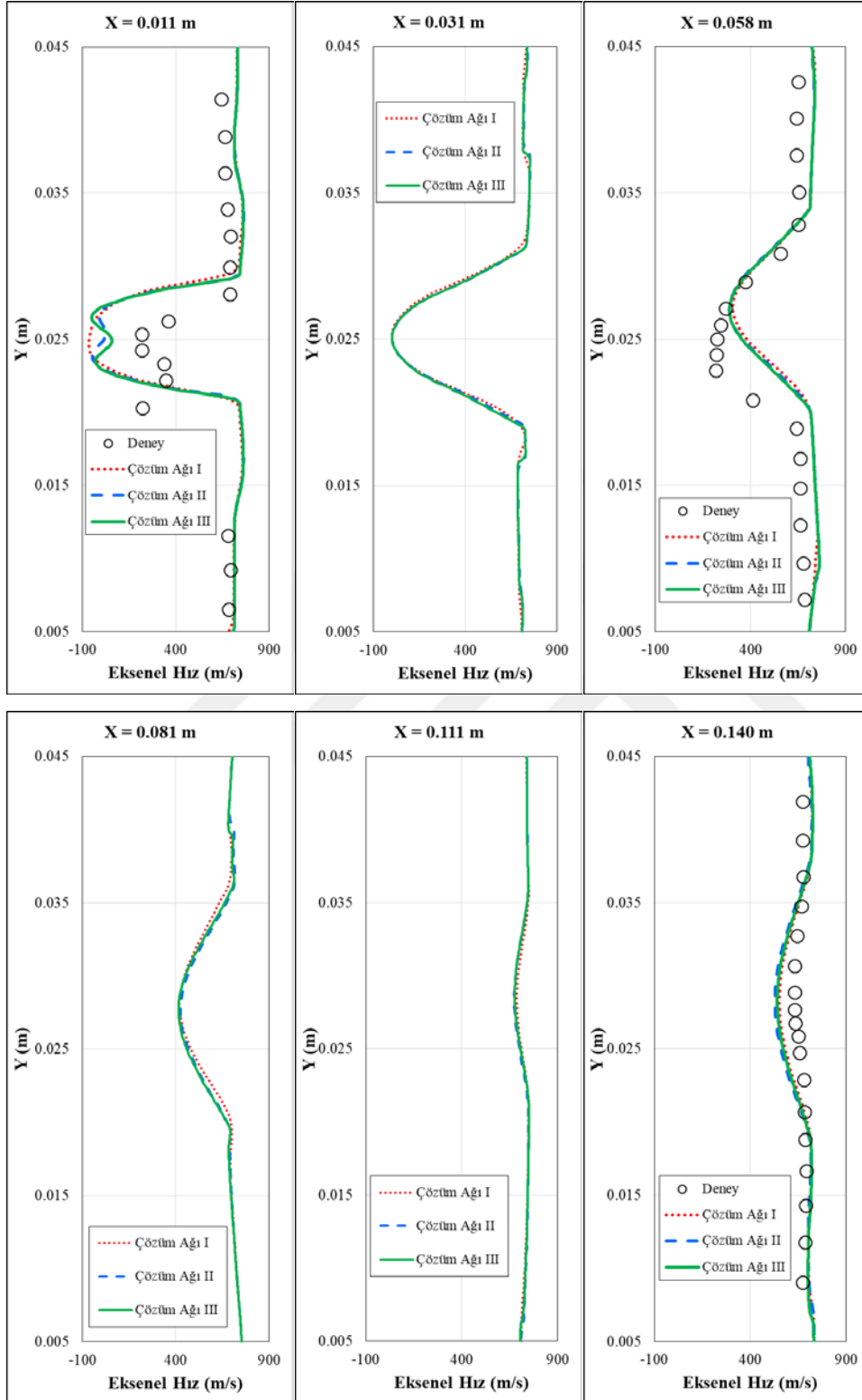
çalışması analizleri için Burke [17] hidrojen-hava reaksiyon mekanizması kullanılmıştır.



Şekil 3.12. Çözüm ağı I, çözüm ağı II ve çözüm ağı III için orta düzlemde aksenal hız [m/s] konturları.



Şekil 3.13: Çözüm ağı I, çözüm ağı II ve çözüm ağı III için orta düzlemde Mach sayısı konturları.

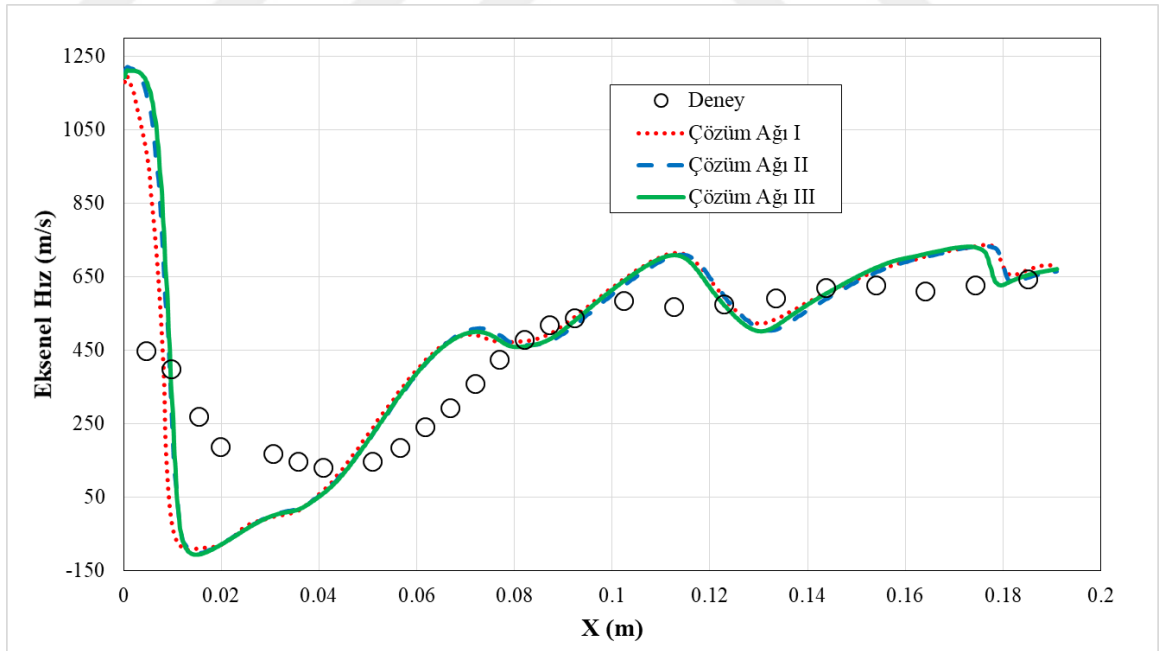


Şekil 3.14: Farklı çözüm ağlarında elde edilen eksenel hız [m/s] profilleri.



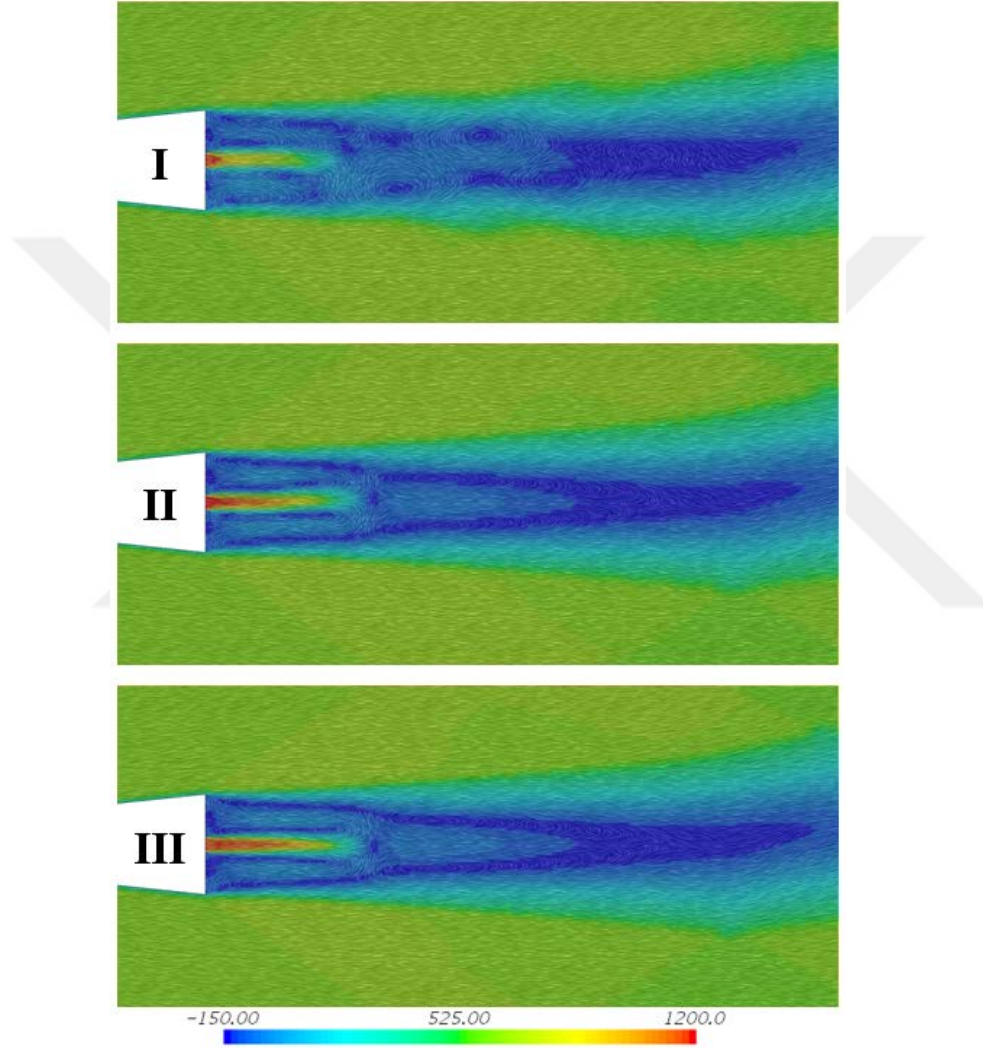
Çözüm ağı çalışması kapsamında daha önce Şekil 3.3 ile gösterilen istasyonlarda aksel hız karşılaştırılması yapılmıştır. Aksel hız profilleri deney sonuçları kıyaslanmış olup Şekil 3.14 ile gösterilmiştir. Altı farklı istasyona bakıldığında, çözüm ağı II ve çözüm ağı III'nin birbirine oldukça yakın sonuç verdikleri gözlemlenmiştir. Çözüm ağı I ise  $X=0.011$  m'de bulunan istasyon gözlemlendiğinde yakıt hızının çözüm ağı II ve çözüm ağı III ile kıyaslandığında sayısal yayınıma maruz kaldığı görülmektedir. Sayısal yayınıma sebebiyle çözüm ağı II ve çözüm ağı III daha hızlı yayılmaktadır.

Çözüm ağları yakıt enjektörünün çıkışından, yanma odası çıkışına kadar ölçülen deney sonuçları ile kıyaslanmıştır. Orta düzlemde aksel hız dağılımı Şekil 3.15 ile gösterilmiştir. Deney sonuçlarına bakıldığında çözüm ağı II ve çözüm ağı III benzer sonuçlar göstermektedir. Çözüm ağı I ise diğer iki sayısal ağa 0.02 m noktasına kadar %20 farklı sonuçlar göstermektedir Şok dizisi sebebiyle 0.05 m ile 0.15 m arasında ani yükselme ve düşüşler görülmektedir. 0.01 m noktasından sonra alev tutucu arkasında oluşan art çevirme bölgesi sebebiyle -100 m/s'e kadar düşmektedir, deney sonuçlarıyla görülen en büyük fark bu bölgede tespit edilmiştir.



Şekil 3.15: Farklı çözüm ağlarında elde edilen orta düzlem aksel hız dağılımı.

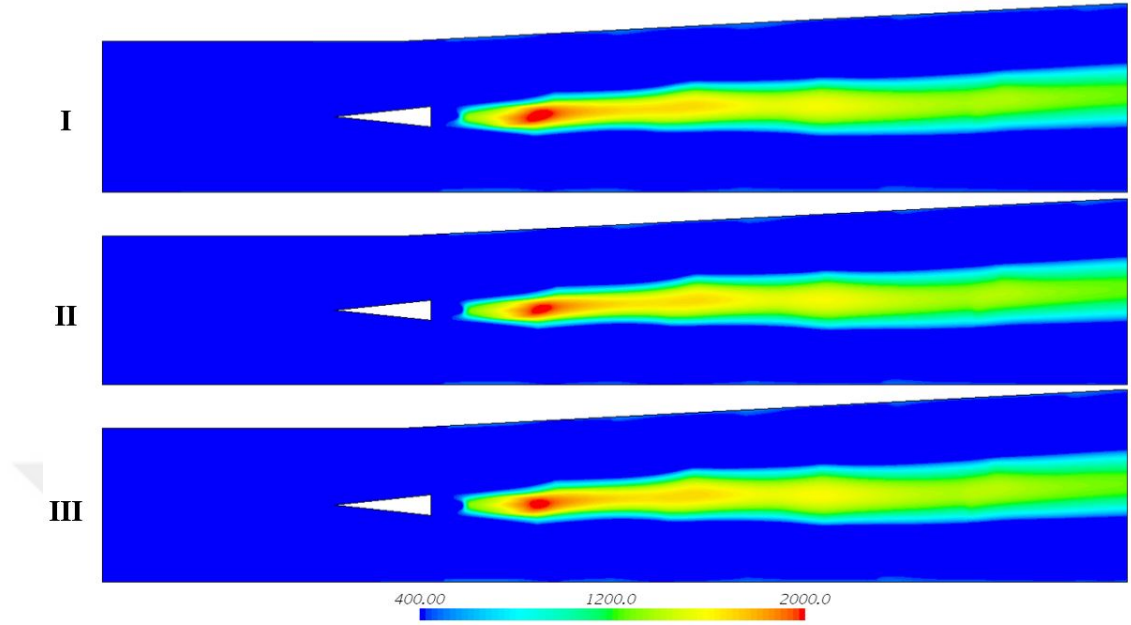
Farklı çözüm ağıları için hız vektörleri Şekil 3.16 ile gösterilmiştir. Hız vektörlerine bakıldığında çözüm ağı I için sayısal yayılım sebebiyle yakıt hava karışımının çok hızlı gerçekleştiği görülmektedir. Bu sebeple çözüm ağı II ve çözüm ağı III ile kıyaslandığında daha küçük ve sayıca daha fazla art çevirme bölgesi oluşmuştur. Çözüm ağı II ve çözüm ağı III'te ise aynı resikülasyon bölgeleri aynı şekilde oluşmuştur.



Şekil 3.16: Farklı çözüm ağıları için Hız Vektörleri [m/s].

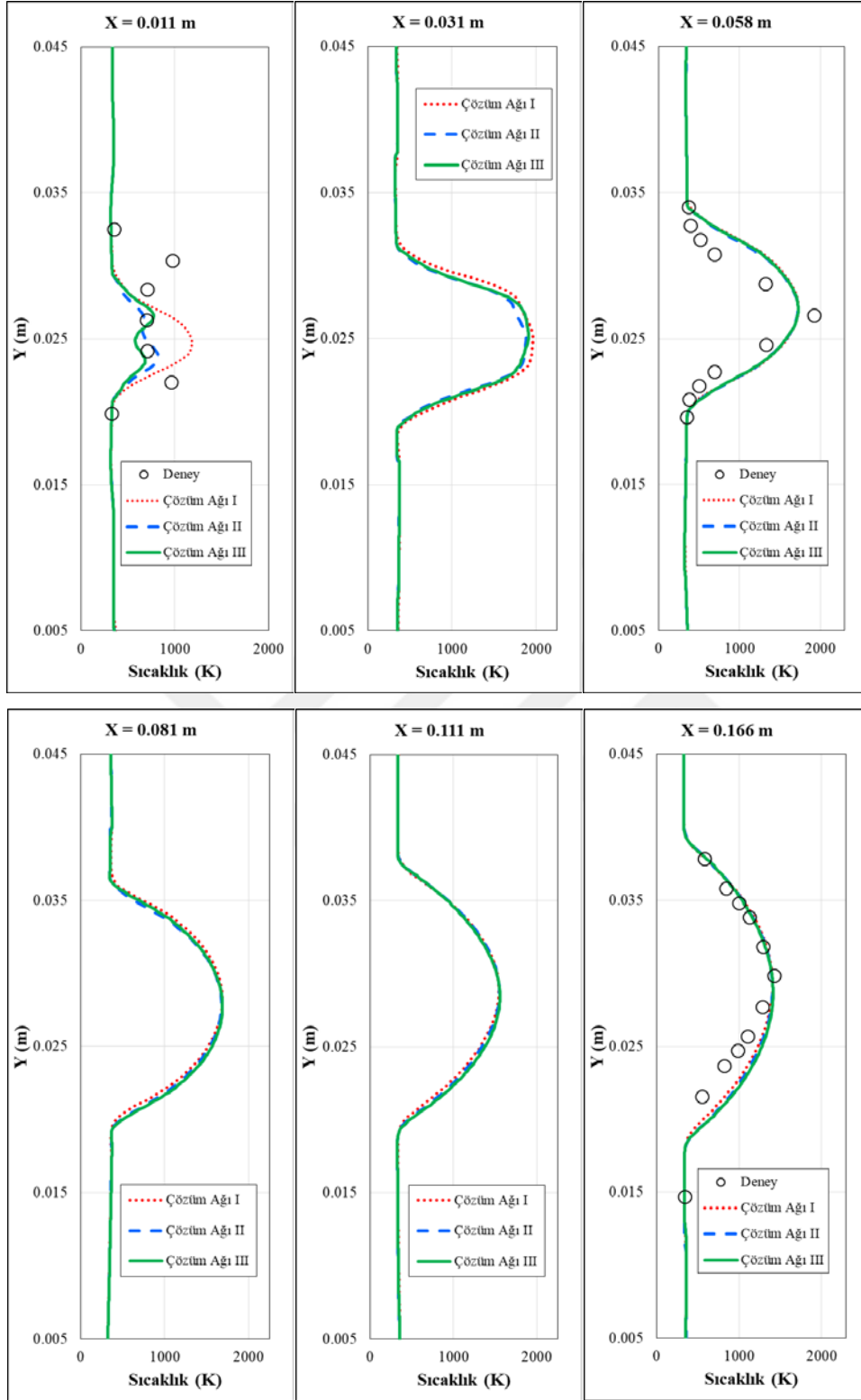
Çözüm ağı I, çözüm ağı II ve çözüm ağı III orta düzlem sıcaklık konturları Şekil 3.17 ile gösterilmektedir. Şekle bakıldığında tüm çözüm ağılarında sıcaklık konturlarının birbiriyle benzer olduğu görülmektedir. Alev, alev tutucunun ardında hızlı bir şekilde oluşmakta ve daha sonra hızla yayılmaktadır. Ek olarak Şekil 3.3 ile gösterilen istasyonlarda sıcaklık profilleri her bir çözüm ağı için deney sonuçları ile

kıyaslanmıştır. Sıcaklık profillerinin deney sonuçları ile karşılaştırılması Şekil 3.18 ile gösterilmektedir.



Şekil 3.17: Çözüm ağı I, çözüm ağı II ve çözüm ağı III için orta düzlemde sıcaklık [K] konturları.

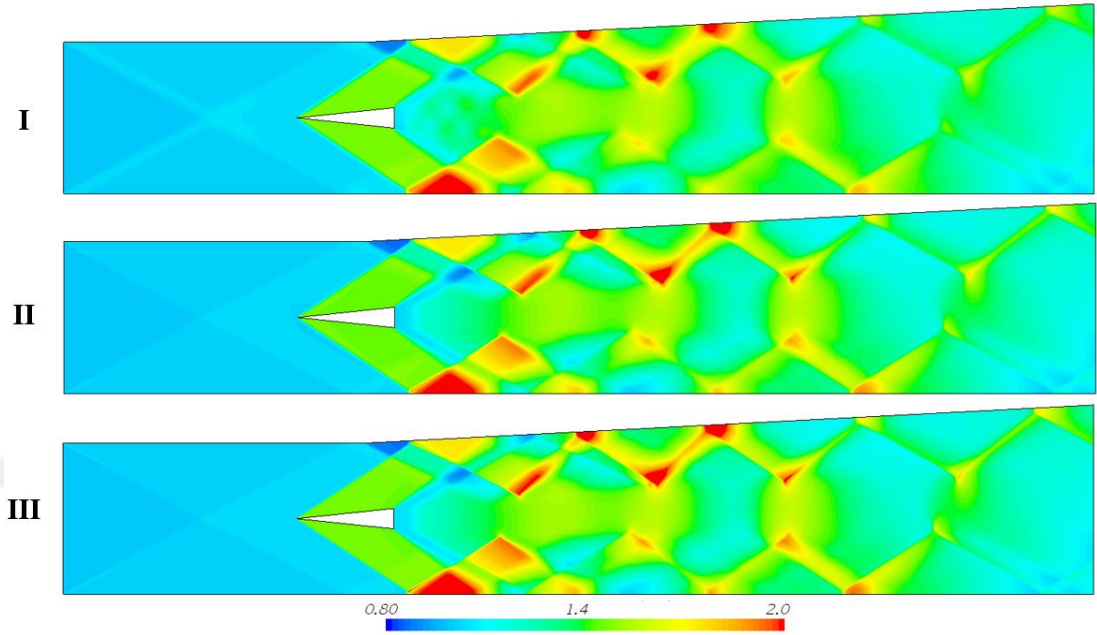
Öncelikle,  $X=0.011$  m olarak belirtilen istasyona bakıldığında çözüm ağı II ve çözüm ağı III'nin deney sonuçları ile aynı eğilimi gösterdiği görülmüştür. Deney sonuçlarına bakıldığında yakıt enjektörünün hemen ardından art çevirme bölgesi ile ana hava akışı arasındaki bölgede hızlı bir yanma gerçekleşmiş olup sıcaklıklar 1100 K mertebesine yükselmektedir. Analiz sonuçlarına bakıldığında ise SST  $k-\omega$  türbülans modeli ve FGM yanma modeli  $X=0.011$  m'de bulunan istasyonun hava ile yakıtın karışmaya başladığı kayma tabakası üstünde en yüksek 450 K gözlemlenmektedir. Çözüm ağları  $X=0.031$  m,  $X=0.081$  m ve  $X=0.111$  m'de bulunan istasyonlarda aynı sonuçları göstermektedir. Ek olarak analiz sonuçları,  $X=0.058$  m'de bulunan istasyonda deney sonuçlarına göre en yüksek sıcaklıkları 150 K düşük tahmin etmiştir. Buna karşın deney sonuçlarının bu istasyondaki eğilimi ile analiz sonuçlarının eğiliminin aynı olduğu görülmektedir.  $X=0.166$  m olarak gösterilen son istasyona bakıldığında ise y-yönündeki sıcaklık yayılımının, deney sonuçlarına göre daha fazla olduğu görülmektedir.



Şekil 3.18: Farklı çözüm ağlarında elde edilen sıcaklık [K] profilleri.

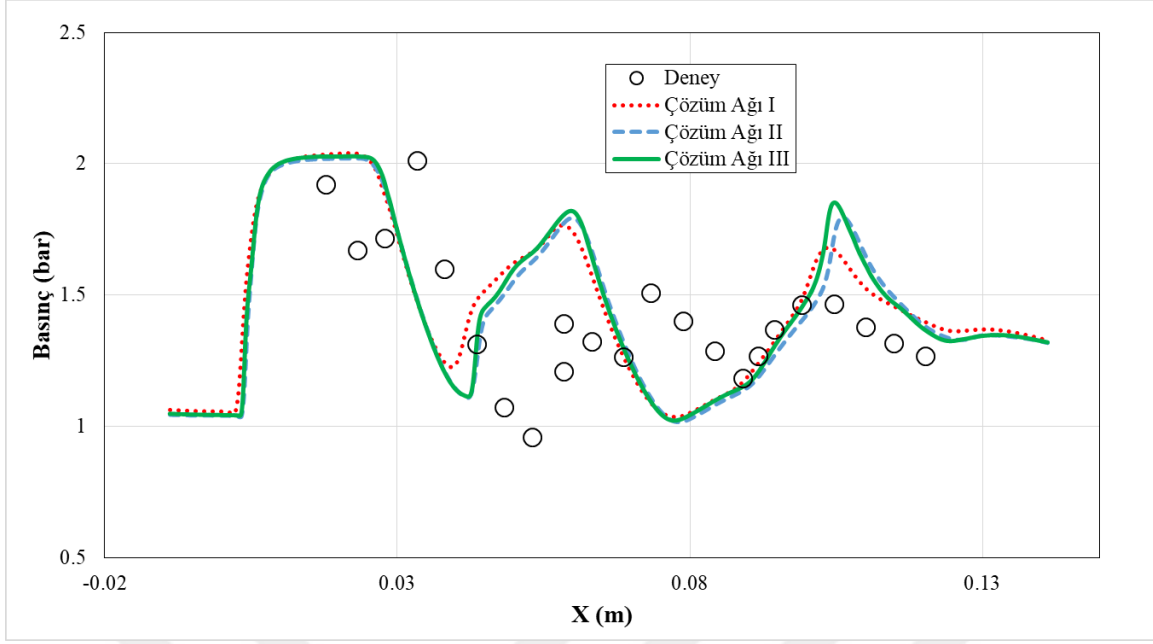
Çözüm ağı I, çözüm ağı II ve çözüm ağı III için orta düzlem basınç [bar] konturları Şekil 3.19 ile gösterilmektedir. Basınç konturlarına bakıldığında tüm çözüm ağlarının

aynı eğilimde olduğu gözlemlenmek ile beraber çözüm ağı kabadan, inceye doğru yöneldikçe şok dalgaları ve yansımaları daha keskin bir hal almaktadır.

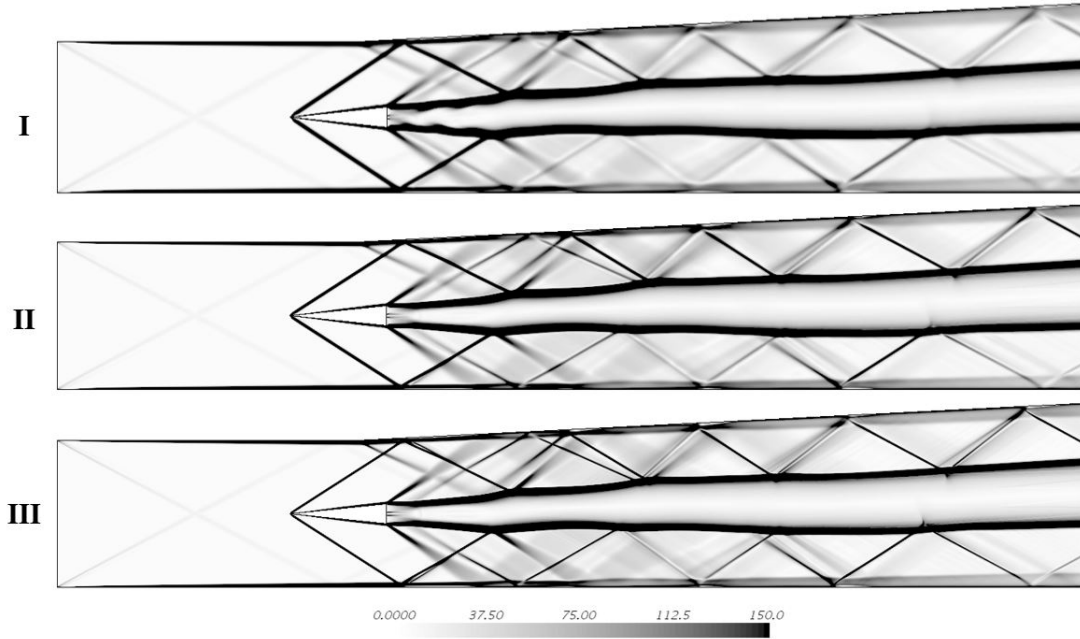


Şekil 3.19: Çözüm ağı I, çözüm ağı II ve çözüm ağı III için orta düzlemde basınç [bar] konturları.

Basınç konturlarına ek olarak, çözüm ağlarının sonuçları yanma odası alt duvarından ölçülen deney sonuçları ile kıyaslanmıştır. Farklı çözüm ağları için alt duvar basınç sonuçlarının kıyaslanması Şekil 3.20 ile gösterilmektedir. Deney ve analiz sonuçlarına bakıldığında 0.05 m ve 0.07 m arasında kalan bölgede deney sonuçlarına göre daha yüksek bir basınç değeri gözlemlenmiştir. Deney sonuçlarında en düşük 0.95 bar mertebesinde basınç değeri ölçülmesine rağmen analiz sonuçlarında o noktada en düşük 1.1 bar gözlemlenmiştir. Çözüm ağı I'in sonuçları diğer çözüm ağları ile kıyaslandığında, ani yükselme ve düşme noktalarında 0.1 bar mertebesinde sapmalar gerçekleştiği görülmektedir. Çözüm ağı II ve çözüm ağı III birbirine oldukça yakın sonuçlar vermektedir. Çözüm ağları yoğunluk gradyeni cinsinden kıyaslandığında şok dizisi açık bir şekilde gözükmemektedir. Yoğunluk gradyeni konturları farklı çözüm ağları için Şekil 3.21 ile gösterilmektedir.



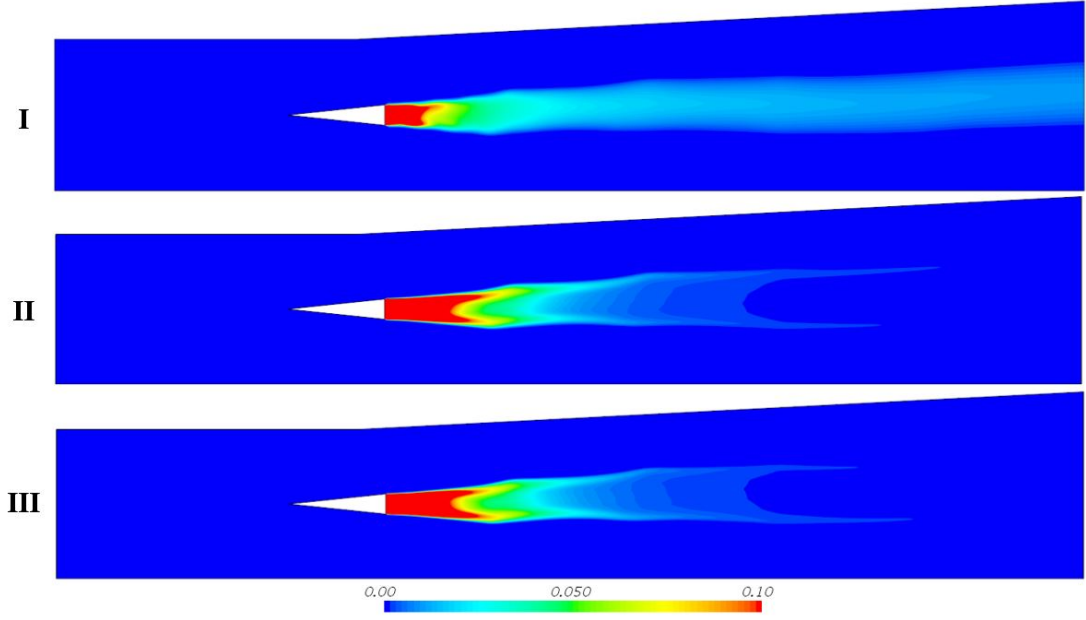
Şekil 3.20: Farklı çözüm ağlarında alt duvar basınç dağılımı.



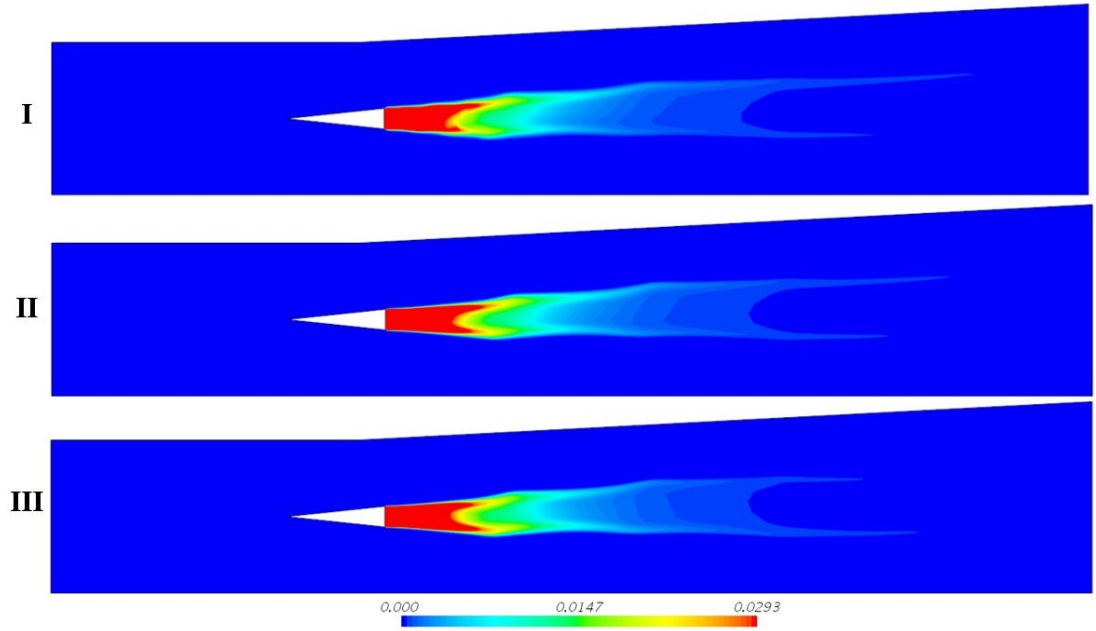
Şekil 3.21: Çözüm ağı I, çözüm ağı II ve çözüm ağı III için orta düzlemde yoğunluk gradyeni konturları.

Eksenel hız, sıcaklık ve basınç değerlerinin yanı sıra yanma odası için yakıt ve yanma sonucu ortaya çıkan ara türler de gösterilmektedir. Çözüm ağı I, çözüm ağı II ve çözüm ağı III için karışım oranı (mixture fraction) ve kütleli hidrojen oranı Şekil 3.22 ve Şekil 3.23 ile gösterilmektedir. Karışım oranı '1' değerini aldığı anda o noktada sadece yakıtın yani hidrojenin bulunduğu, '0' değerini aldığı anda ise sadece oksitleyici çürük

hava bulunmaktadır. Karışım oranına bakıldığında üç çözüm ağı da aynı eğilimi göstermektedir. Kütleli hidrojen oranına bakıldığında ise çözüm ağı I için hidrojenin diğer iki çözüm ağına göre daha geç tükendiği gözlemlenmektedir.



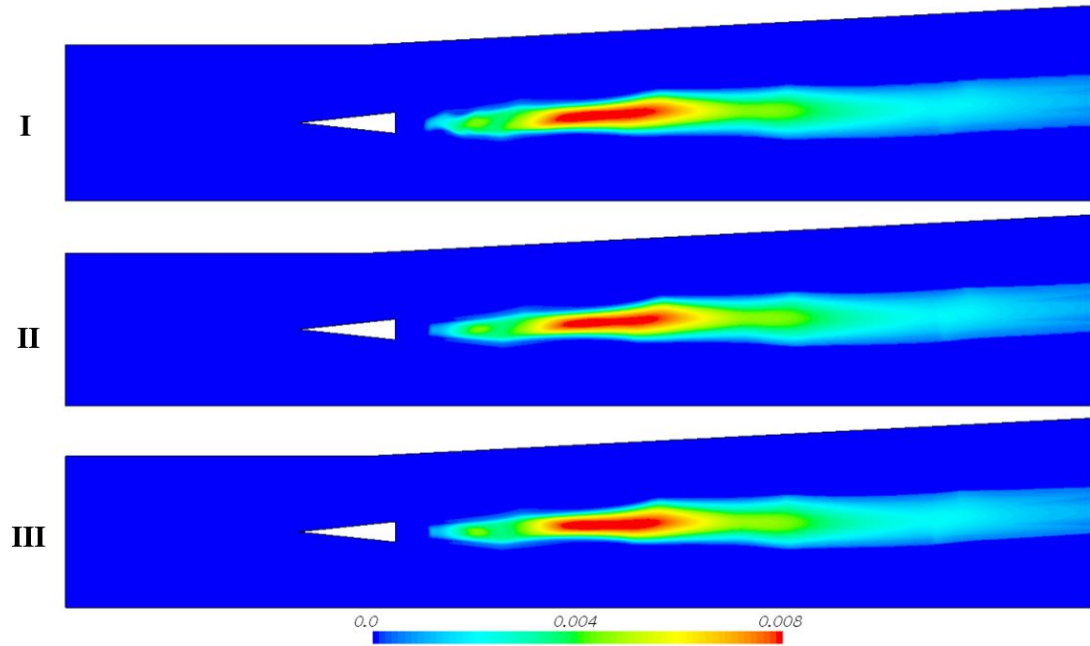
Şekil 3.22: Çözüm ağı I, çözüm ağı II ve çözüm ağı III için orta düzlemde karışım oranı (mixture fraction) konturları.



Şekil 3.23: Çözüm ağı I, çözüm ağı II ve çözüm ağı III için orta düzlemde kütleli hidrojen [H<sub>2</sub>] oranı konturları.

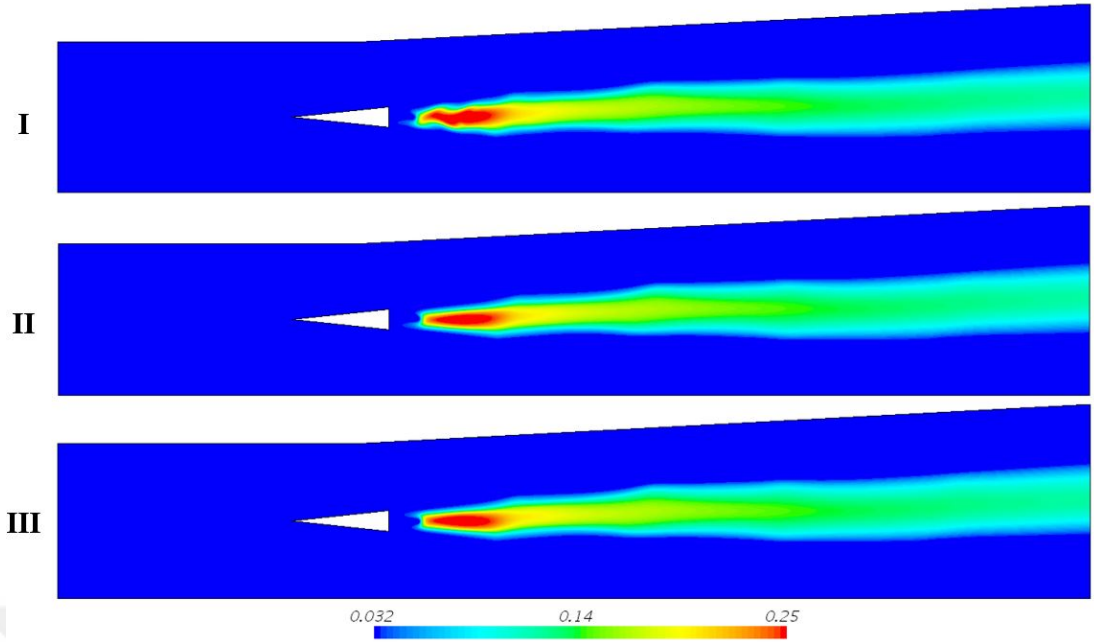
Yakıt ve karışım oranının yanı sıra tüm çözüm ağları için kütleli hidroksil ve su buharı konturları Şekil 3.24 ve Şekil 3.25 ile gösterilmiştir. Konturlara bakıldığında tüm çözüm ağları için hidroksil ve su buharı oluşan bölgeler aynı kalmaktadır. Alev tutucunun hemen ardında çözüm ağı I diğer iki çözüm ağına göre farklılık göstermektedir.

Ek olarak çözüm ağı I, çözüm ağı II ve çözüm ağı III için hidroperoksil konturları incelenmiştir. Hidroperoksil konturları her bir çözüm ağı için Şekil 3.26 ile gösterilmiştir. Hidroperoksil ara türünün oksitleyici ve yakıtın karıştığı ilk katmanda hızlıca oluşup yayıldığı gözlemlenmektedir. Tekrar su buharı ve hidroksilde görüldüğü gibi çözüm ağı I alev tutucunun hemen ardında diğer iki çözüm ağına göre farklı bir davranış göstermektedir. Çözüm ağı II ve çözüm ağı III ise birbirine yakın sonuçlar göstermektedir.

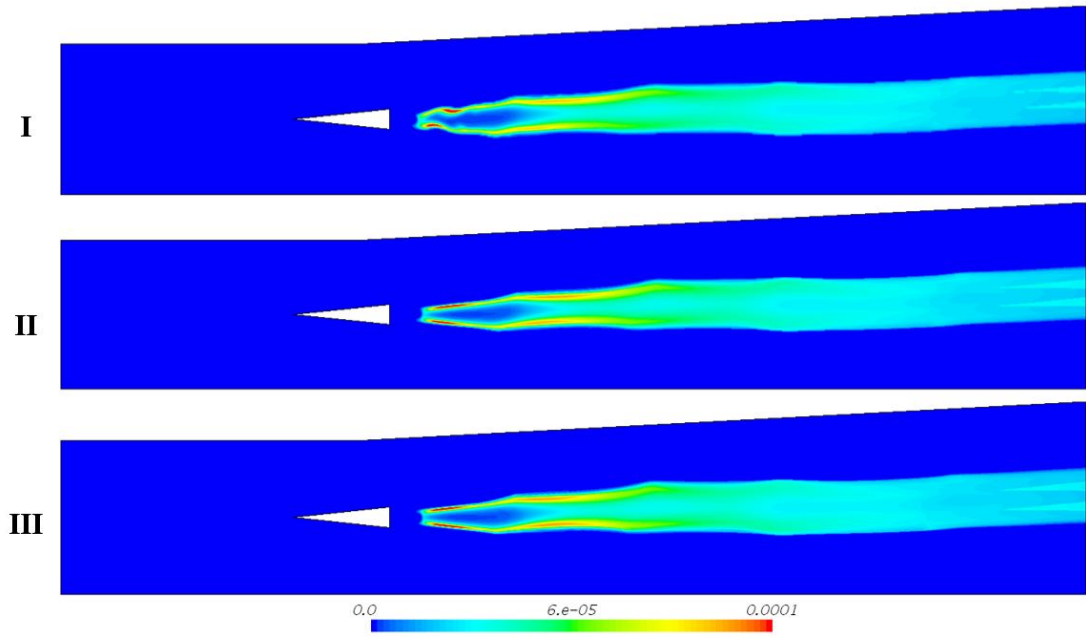


Şekil 3.24: Çözüm ağı I, çözüm ağı II ve çözüm ağı III için orta düzlemde kütleli hidroksil [OH] oranı konturları.





Şekil 3.25: Çözüm ağı I, çözüm ağı II ve çözüm ağı III için orta düzlemde kütleli su buharı [H<sub>2</sub>O] oranı konturları.



Şekil 3.26: Çözüm ağı I, çözüm ağı II ve çözüm ağı III için orta düzlemde kütleli hidroperoksil [HO<sub>2</sub>] oranı konturları.

Tüm bu çalışmalar incelendiğinde aksenal hız, sıcaklık ve basınç profilleri deney sonuçlarıyla karşılaştırıldığında, çözüm ağı II ve çözüm ağı III'ün birbirilerine yakın olduğu gözlemlenmiştir. Çözüm ağı I ise hız, sıcaklık ve basınç profillerinin yanı sıra ara türlerin paylaşıldığı konturlarda diğer iki çözüm ağından farklılıklar göstermiştir.

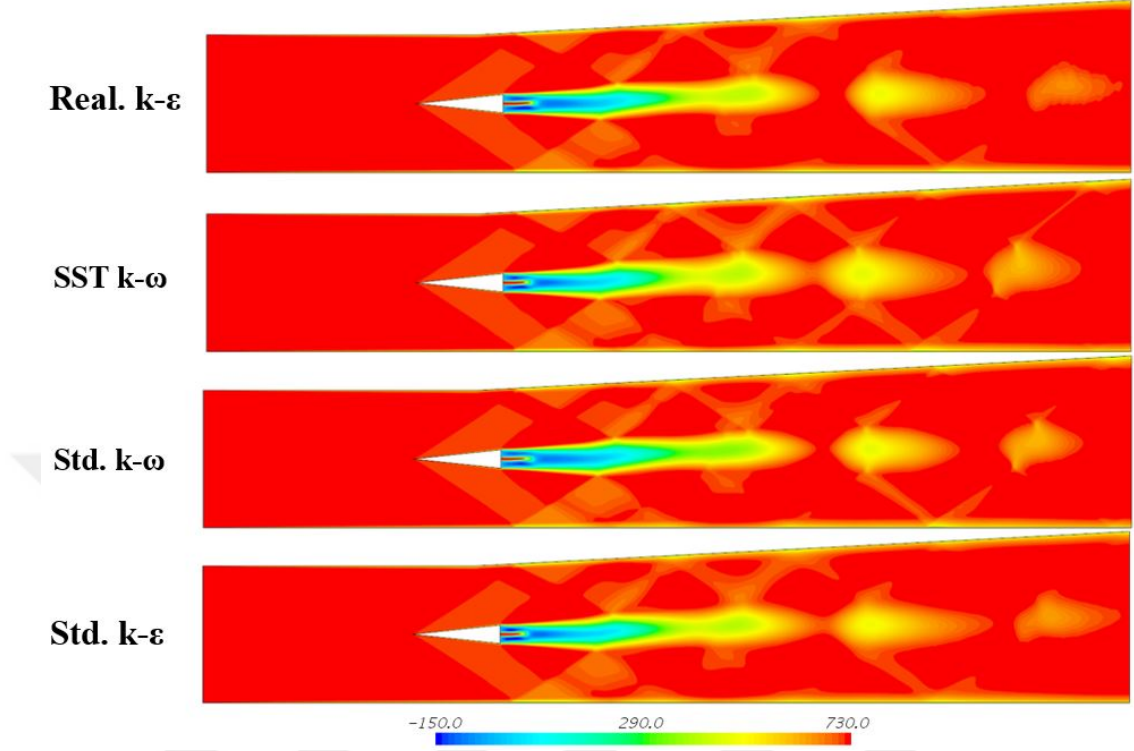
İki çözüm ağının analiz/CPU süreleri dikkate alındığında tez kapsamında yapılacak türbülans modeli, yanma modeli ve reaksiyon mekanizması çalışmaları için çözüm ağı II'nin kullanılmasına karar verilmiştir.

### 3.2. Türbülans Modeli Çalışması

Bu bölümde DLR süpersonik yanma odası üzerine türbülans modeli çalışması yapılmaktadır. Daha önceki bölümde analiz edilen ve sonuçları paylaşılan çözüm ağı çalışmasının tamamı SST  $k-\omega$  türbülans modeli ile gerçekleştirilmiştir. Bu bölümde mevcut fiziğe uygun türbülans modeline karar verilecektir. Türbülans modeline karar verildikten sonra yanma modeli çalışması ve reaksiyon mekanizması çalışması seçilen türbülans modeli ile gerçekleştirilecektir. Tüm analizler bir önceki bölümde karar verildiği üzere çözüm ağı II kullanılarak yapılmıştır. Türbülans modellerinin sonuçları aksel hız, sıcaklık ve basınç türünden deney sonuçları ile kıyaslanacaktır. Basınç için yanma odası alt duvarı üzerinde bir karşılaştırma yapılırken, sıcaklık ve aksel hız için Şekil 3.3 ile gösterilen istasyonlar üzerinden kıyaslama yapılacaktır. Bunun yanı sıra, yakıt ve ara türlerin konturları da türbülans modeli çalışmasına dahil edilecektir. Bu çalışma kapsamında Realizable  $k-\varepsilon$ , Standart  $k-\varepsilon$ , SST  $k-\omega$  ve Standart  $k-\omega$  karşılaştırması yapılacaktır. Şekiller üzerinde mevcut türbülans modelleri sırasıyla Real.  $k-\varepsilon$ , Std.  $k-\varepsilon$ , SST  $k-\omega$  ve Std.  $k-\omega$  olarak kısaltılmıştır. Farklı türbülans modelleri için süpersonik yanma odası orta düzlemi üzerinde aksel hız konturları ve Mach sayısı konturları sırasıyla Şekil 3.27 ve Şekil 3.28 ile gösterilmiştir. Aksel hız dağılımına bakıldığında yakıt enjektörü çıkışında yakıtın Realizable  $k-\varepsilon$  ve Standart  $k-\omega$  daha geç yayıldığı gözükmektedir. Aynı şekilde Mach sayısı konturlarına bakıldığında bu iki modelin oluşturduğu art çevirme bölgesinin daha geniş olduğu görülmüştür. Tüm türbülans modeli analizleri için Burke [17] hidrojen-hava reaksiyon mekanizması kullanılmıştır.

Türbülans modeli çalışması kapsamında Şekil 3.3 ile anlatılan istasyonlarda aksel hız profilleri deney sonuçları ile kıyaslanmıştır. Farklı türbülans modellerinde elde edilen aksel hız profilleri Şekil 3.29 ile gösterilmiştir. İlk olarak,  $X=0.011$  m'de bulunan istasyona bakıldığında deney sonuçlarındaki asimetric profil hiçbir türbülans modeli ile yakalanamamıştır. Bu istasyondaki deney sonuçlarına bakıldığında yakıt-hava karışımının aksel hızının 370 m/s olduğu görülmektedir. Analiz sonuçlarıyla

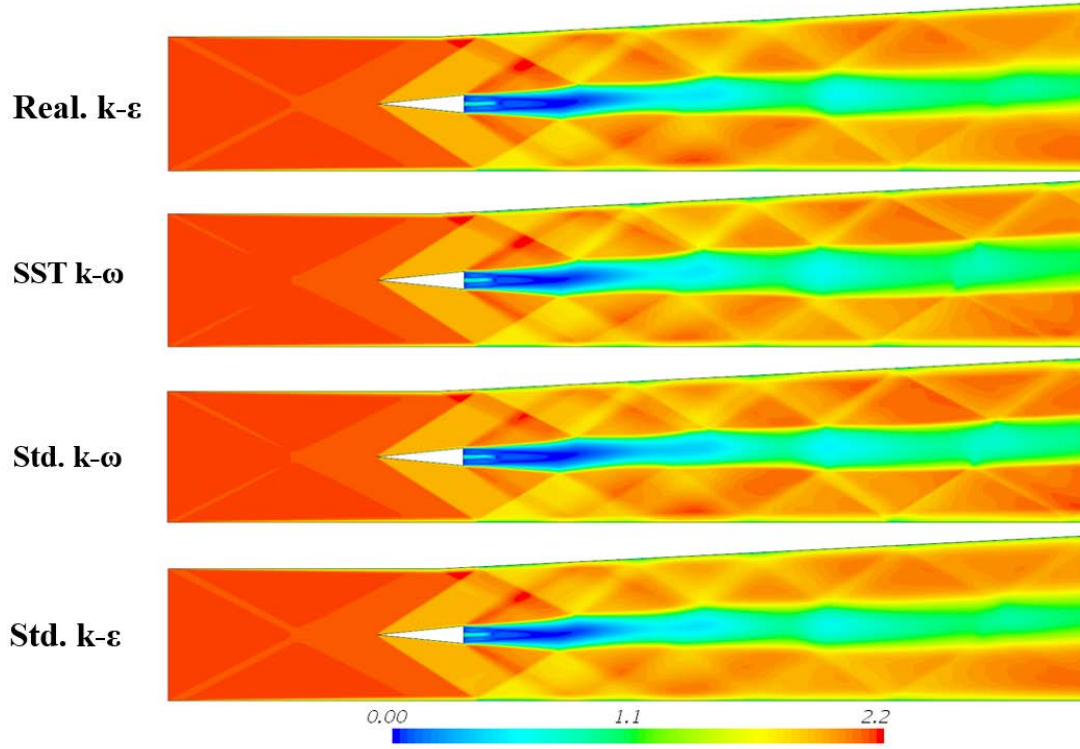
karşılaştırıldığında bu sonuca en çok yaklaşan iki türbülans modelinin Realizable  $k-\varepsilon$  ve Standart  $k-\omega$  olduğu görülmektedir.



Şekil 3.27: Farklı türbülans modelleri için orta düzlemde aksel hız [m/s] konturları.

Standart  $k-\varepsilon$  ve SST  $k-\omega$  türbülans modelinde yakıt hava karışımı sayısal yayılımı sebebiyle deney sonucundan %30 mertebesinde saptığı görülmektedir.  $X=0.031$  m'de tanımlanan istasyonda tüm türbülans modelleri aynı davranışta bulunmaktadır.  $X=0.058$  m'de bulunan deney sonuçlarının mevcut olduğu istasyonda ise tekrar deney sonuçlarındaki asimetric profil yakalamamıştır.  $X=0.081$  m ve  $X=0.111$  m'de bulunan iki istasyonda minör farklılıkların dışında tüm türbülans modelleri aynı davranışı göstermektedir.  $X=0.140$  m'de bulunan istasyonda ise tüm türbülans modelleri daha yavaş bir yayılma gösterip %10 deney sonucundan sapma göstermiştir.

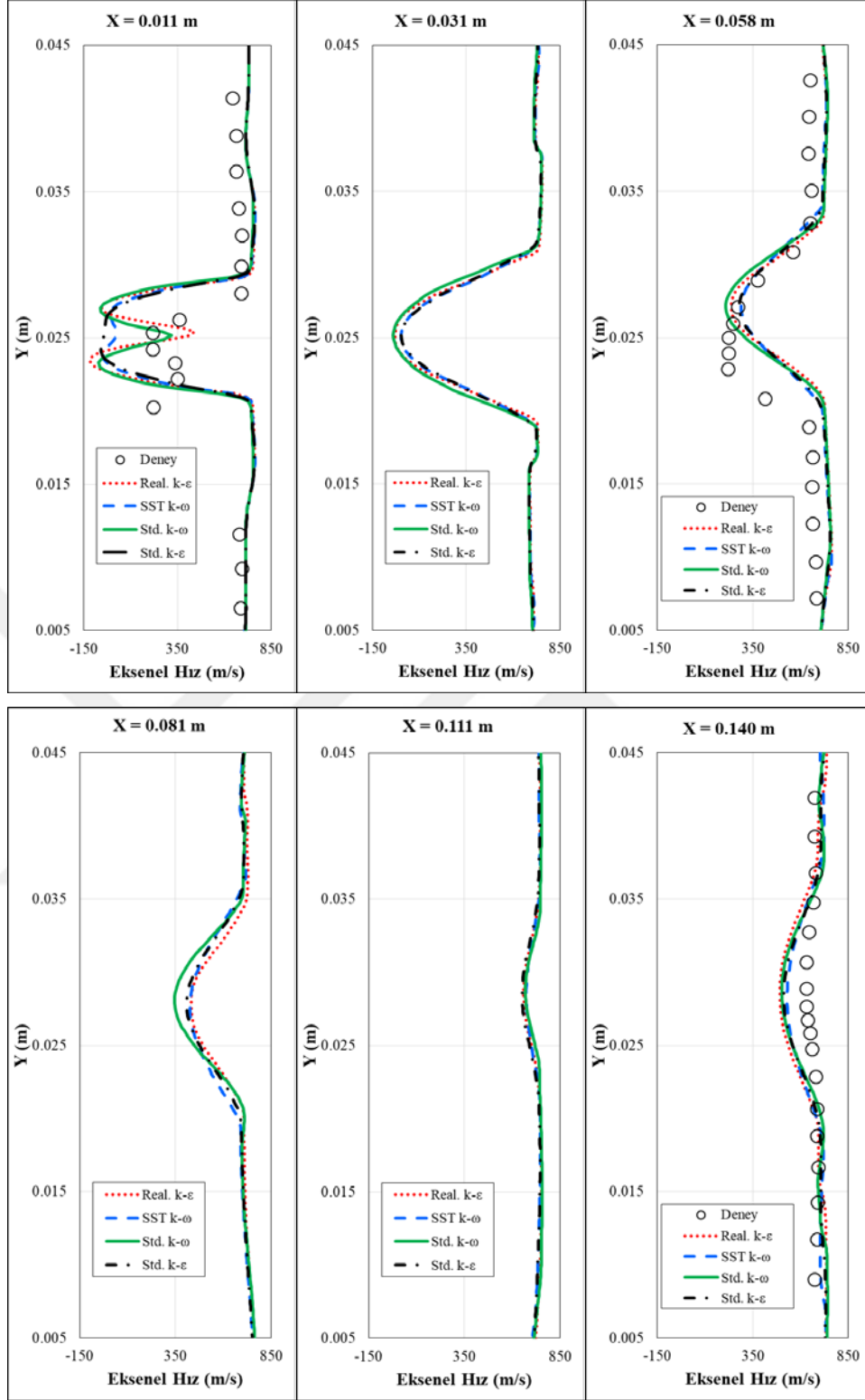
Eksenel hız profili dikey istasyonların haricinde alev tutucunun ardından itibaren yatay bir istasyon (centerline) üzerinde deney sonuçları ile kıyaslanmıştır. Farklı türbülans modellerinde elde edilen yatay orta düzlem aksel hız dağılımı Şekil 3.30 ile gösterilmektedir.



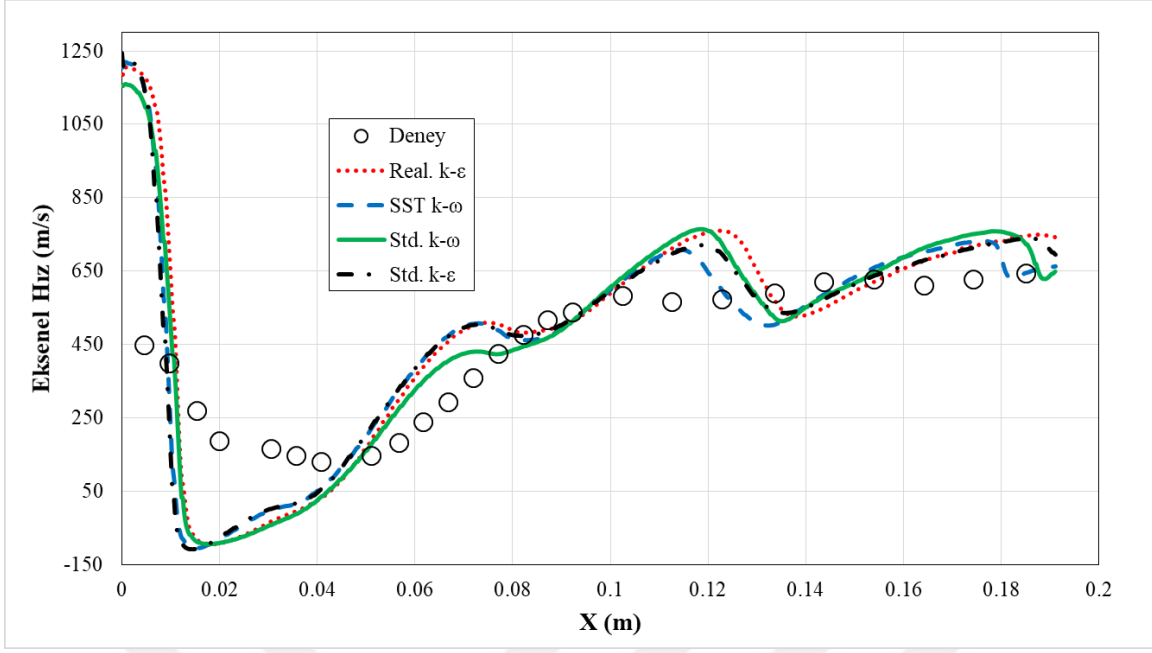
Şekil 3.28: Farklı türbülans modelleri için orta düzlemde Mach sayısı konturları.

Tüm türbülans modelleri aynı davranışı göstermekle beraber 0.01 m ve 0.03 m arasında deney sonuçlarında 220 m/s sapmıştır. Şok dizisi sebebiyle yanma odası çıkışına ilerlendikçe ani artma ve azalmalar meydana gelmiştir. Genel olarak sonuçların, deney sonuçlarıyla uyumlu olduğu görülmektedir.

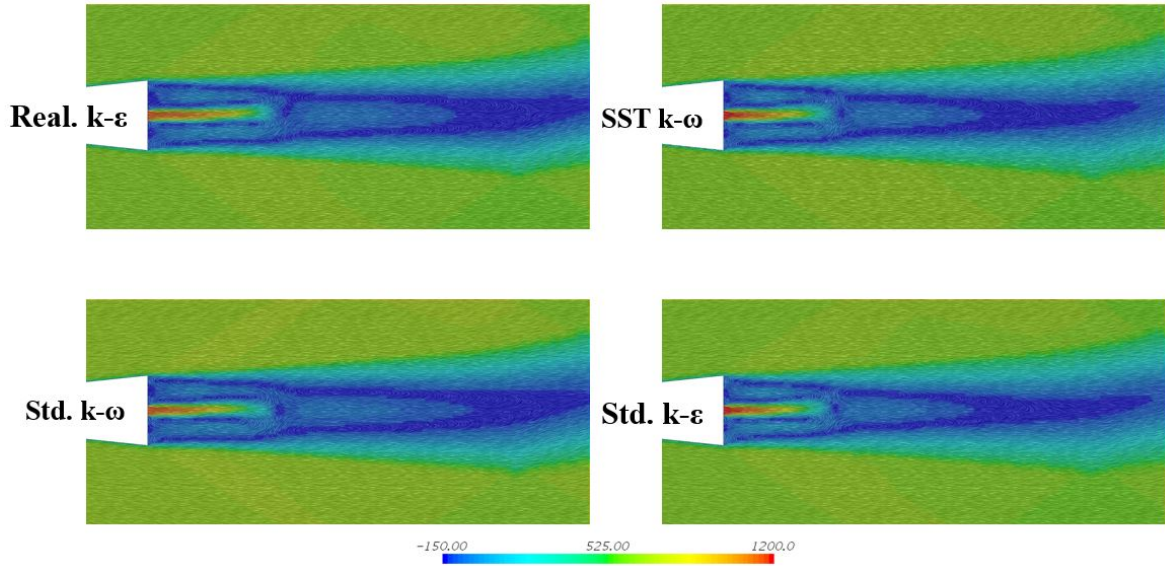
Farklı türbülans modelleri için hız vektörleri Şekil 3.31 ile gösterilmiştir. Realizable  $k-\epsilon$  ve Standart  $k-\omega$  türbülans modelleri hız vektörlerine bakıldığında aynı art çevirme girdaplarını öngörmektedir. Vektörlere bakıldığında bu iki modelin diğer iki modele kıyasla daha hacimli bir art çevirme bölgesi gösterdiği açıktır. Eksenel hız profillerinde bu iki modelin  $X=0.011$  m istasyonunda aynı profili göstermesinin sebebi art çevirme bölgesini aynı şekilde öngörmeleridir. Bu konturlara bakıldığında ek olarak, Standart  $k-\epsilon$  ve SST  $k-\omega$  türbülans modellerinin sayısal yayınıma daha çok maruz kaldığı görülmekte, oksitleyicinin yanma bölgesine olan nüfuzu Realizable  $k-\epsilon$  ve Standart  $k-\omega$  türbülans modellerinde daha sınırlı kalmaktadır.



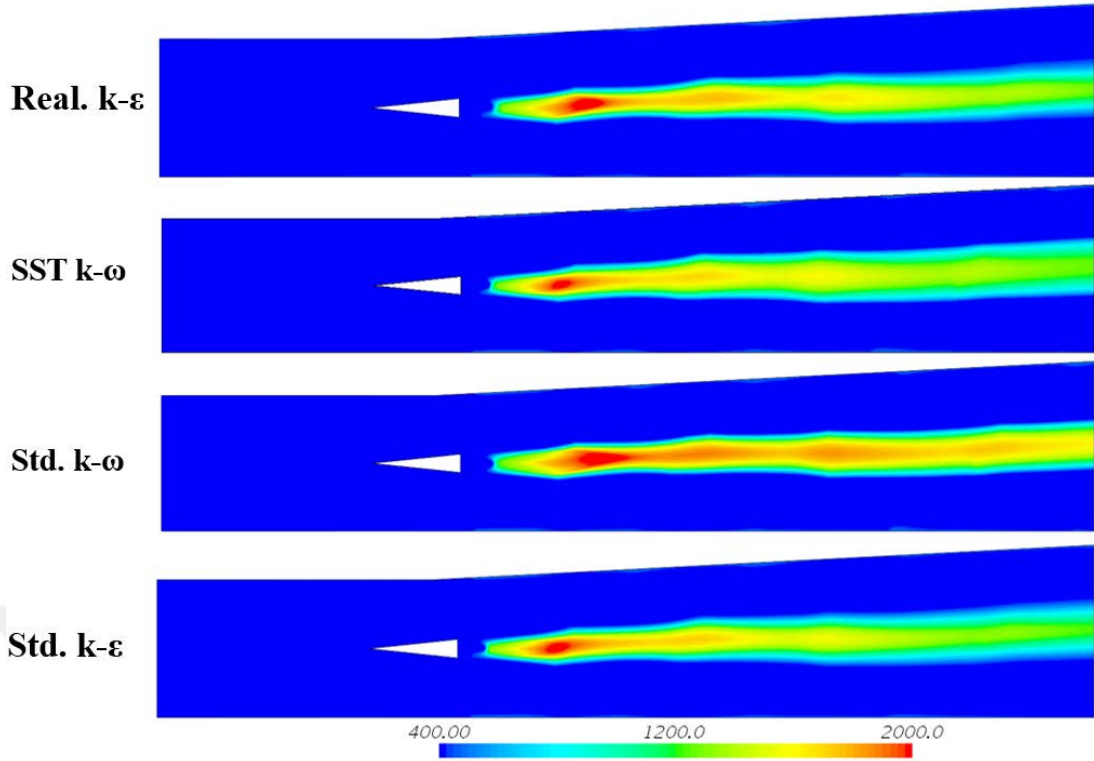
Şekil 3.29: Farklı türbülans modellerinde elde edilen eksenel hız [m/s] profilleri.



Şekil 3.30: Farklı türbülans modellerinde elde edilen orta düzlem aksenal hız dağılımı.



Şekil 3.31: Farklı türbülans modelleri için hız vektörleri [m/s].



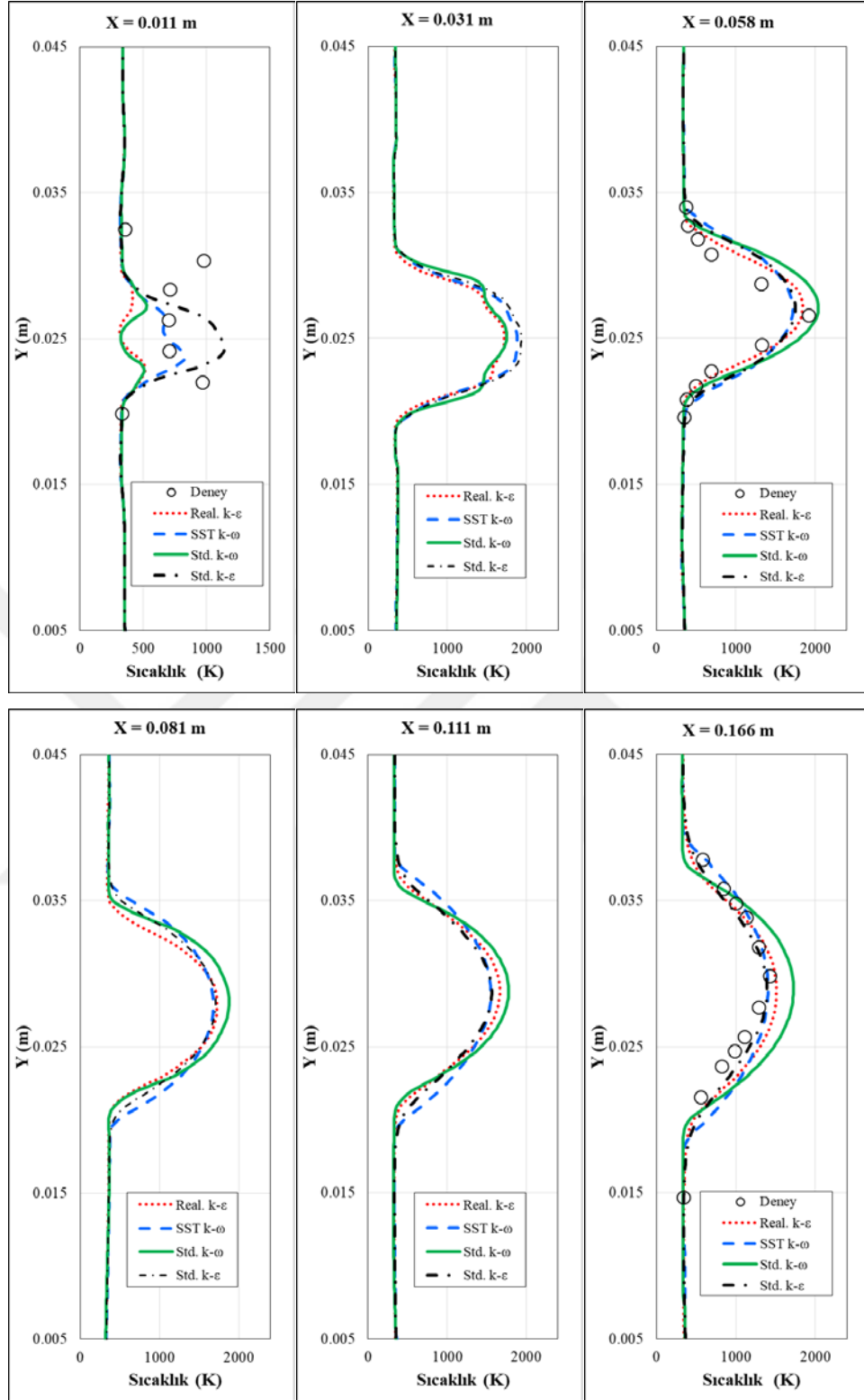
Şekil 3.32: Farklı türbülans modelleri için orta düzlemde sıcaklık [K] konturları.

Realizable  $k-\varepsilon$ , Standart  $k-\varepsilon$ , SST  $k-\omega$  ve Standart  $k-\omega$  türbülans modelleri sıcaklık konturları üzerinden incelenmiştir. Farklı türbülans modelleri için orta düzlemde sıcaklık konturları Şekil 3.32 ile gösterilmektedir. Sonuçlara bakıldığında Standart  $k-\omega$  türbülans modeli alev bölgesinin yanma odası çıkışına doğru uzadığı görülmektedir. Diğer türbülans modelleri ile kıyaslandığında en geniş alev bölgesi Standart  $k-\omega$  türbülans modelinde görülmektedir. Standart  $k-\varepsilon$  ve SST  $k-\omega$  türbülans modeline bakıldığında ise diğer iki türbülans modeline göre reaksiyonlar hızlı bir şekilde gerçekleşmektedir. Alev bölgesi alev tutucunun çıkışında oluşup 0.02 m sonra yayılmaktadır. Realizable  $k-\varepsilon$  türbülans modeline bakıldığında ise diğer üç türbülans modelinin davranışlarının ortalamasını gösterdiği söylenebilir. Alev tutucu ardından Standart  $k-\varepsilon$  ve SST  $k-\omega$  türbülans modeline göre daha geç fakat Standart  $k-\omega$  türbülans modeline göre daha erken reaksiyonlar gerçekleşmektedir. Alev bölgesi 0.2 m'ye kadar uzamış fakat daha sonra hızla yayılmaktadır. Tüm türbülans modelleri ek olarak Şekil 3.3 ile gösterilen istasyonlarda sıcaklık profilleri üzerinden kıyaslanmıştır. Farklı türbülans modellerinde elde edilen sıcaklık profilleri Şekil 3.33 ile gösterilmektedir.

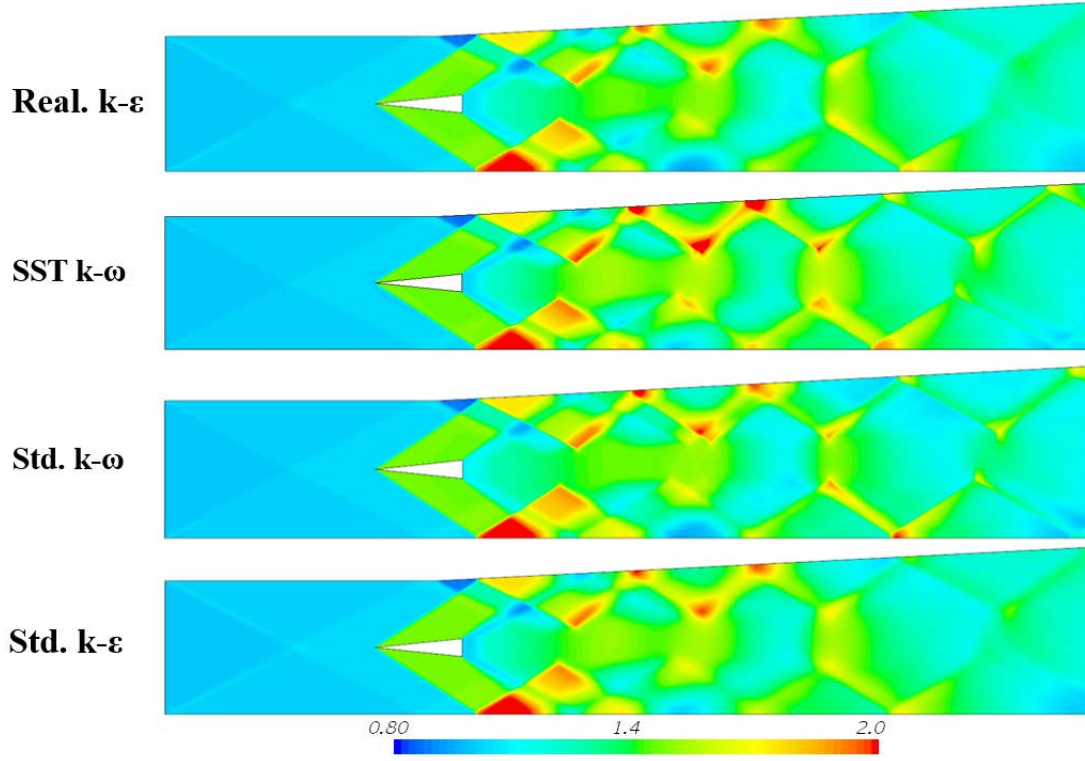
Sıcaklık profillerine bakıldığında, sıcaklık konturlarından da görüldüğü üzere Standart  $k-\varepsilon$  ve SST  $k-\omega$  türbülans modeli  $X=0.011$  m'de bulunan istasyona bakıldığında reaksiyonların gerçekleşmeye başladığı görülmektedir. Standart  $k-\varepsilon$  türbülans modelinde 1100 K mertebesinde bir sıcaklık gözlemlenmekle beraber SST  $k-\omega$  türbülans modelinde ise 700 K mertebesinde sıcaklık gözlemlenmiştir. Realizable  $k-\varepsilon$  ve Standart  $k-\omega$  türbülans modeli aynı davranışı göstermekle beraber deney sonuçlarındaki eğilimi yakalamıştır. Bunun yanı sıra deneyde ölçülen oksitleyici ve yanıcı kayma katmanında (shear layer) reaksiyonlar FGM yanma modelinde tahmin edilememiştir. Realizable  $k-\varepsilon$  ve Standart  $k-\omega$  türbülans modeli bu eğilimi göstermiş fakat deney sonuçlarından 500 K daha az sıcaklık göstermektedir.  $X=0.058$  m'de bulunan istasyonda tüm türbülans modelleri küçük sapmalar haricinde aynı davranışı göstermektedir. Realizable  $k-\varepsilon$  türbülans modeli deney sonuçları ile oldukça uyumlu bir profil göstermektedir. Standart  $k-\varepsilon$  ve SST  $k-\omega$  deney sonuçlarından %10 daha düşük sıcaklık göstermekle beraber Standart  $k-\omega$  türbülans modeli %5 yüksek sıcaklık göstermektedir.  $X=0.166$  m'de bulunan sıcaklık istasyonuna bakıldığında tekrar Realizable  $k-\varepsilon$  türbülans modelinin deney sonuçlarıyla oldukça uyumlu olduğu görülmektedir. Buna ek olarak Standart  $k-\varepsilon$  ve SST  $k-\omega$  türbülans modelleri 0.025m ve 0.03 m arasında en yüksek sıcaklığı (peak temperature) doğru göstermesine rağmen dikey yönde merkezden uzaklaştıkça deney sonuçları ile farklılık göstermektedir. Standart  $k-\omega$  türbülans modeli ise bu istasyonda %14 yüksek sıcaklık göstermektedir.

Eksenel hız ve sıcaklık profillerinin yanı sıra türbülans modelleri DLR süpersonik yanma odası alt duvar üzerindeki basınç ölçümleri ile de kıyaslanmıştır. Realizable  $k-\varepsilon$ , Standart  $k-\varepsilon$ , SST  $k-\omega$  ve Standart  $k-\omega$  türbülans modelleri basınç sonuçları ile kıyaslanarak Şekil 3.35 ile gösterilmektedir. Tüm türbülans modelleri aynı eğilimi göstermekle beraber Realizable  $k-\varepsilon$  türbülans modeli 0.05 m ile 0.07 m arasında deneye en yakın sonuç gösteren türbülans modelidir. Buna ek olarak 0.09 m ile 0.1 m arasında SST  $k-\omega$  türbülans modeli deneye oldukça uyumlu sonuçlar göstermektedir. 0.1 m ile 0.11 m arasında deneye en uyum gösteren türbülans modeli ise Standart  $k-\omega$  türbülans modelidir.

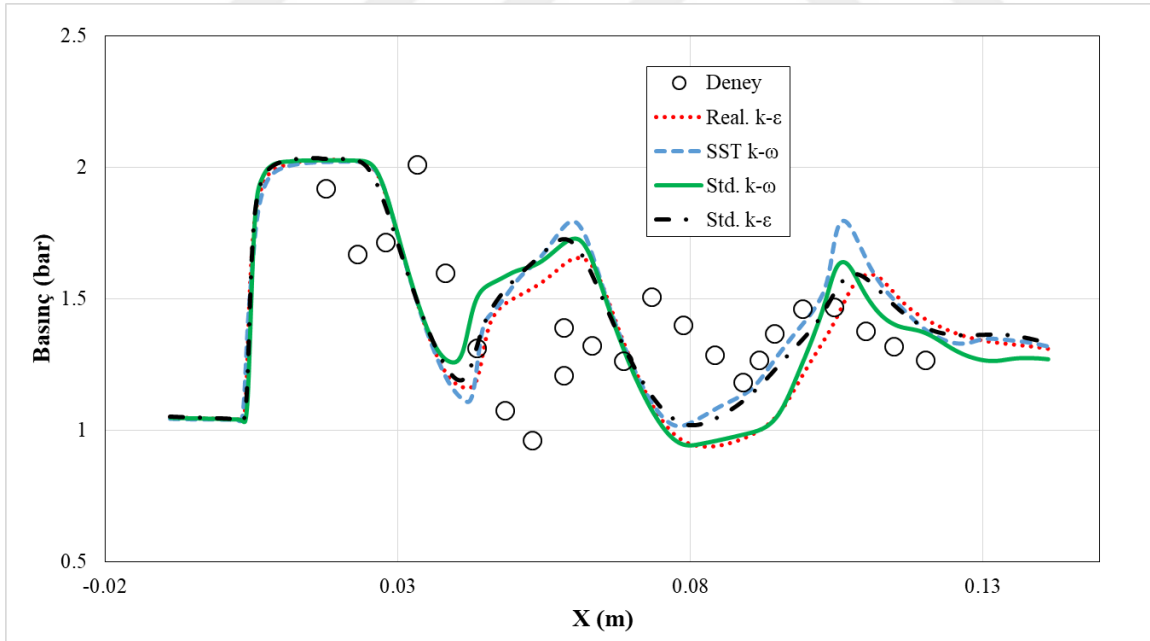




Şekil 3.33: Farklı türbülans modellerinde elde edilen sıcaklık [K] profilleri.



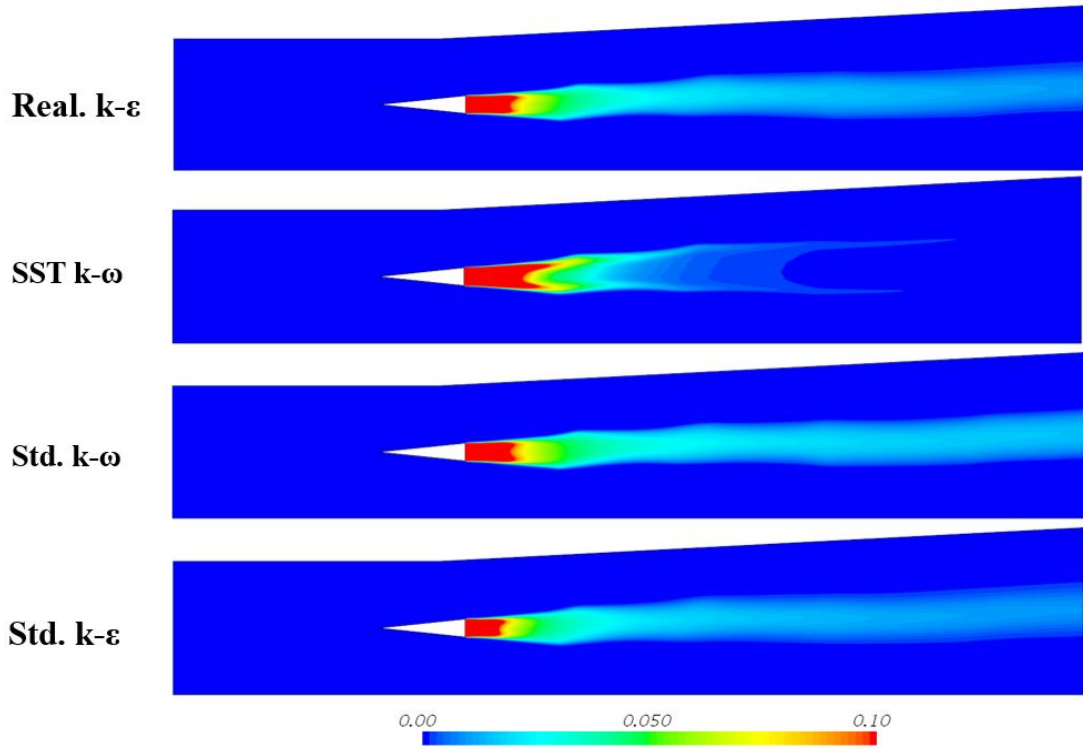
Şekil 3.34: Farklı türbülans modelleri için orta düzlemde basınç [bar] konturları.



Şekil 3.35: Farklı türbülans modelleri için alt duvar basınç dağılımı.

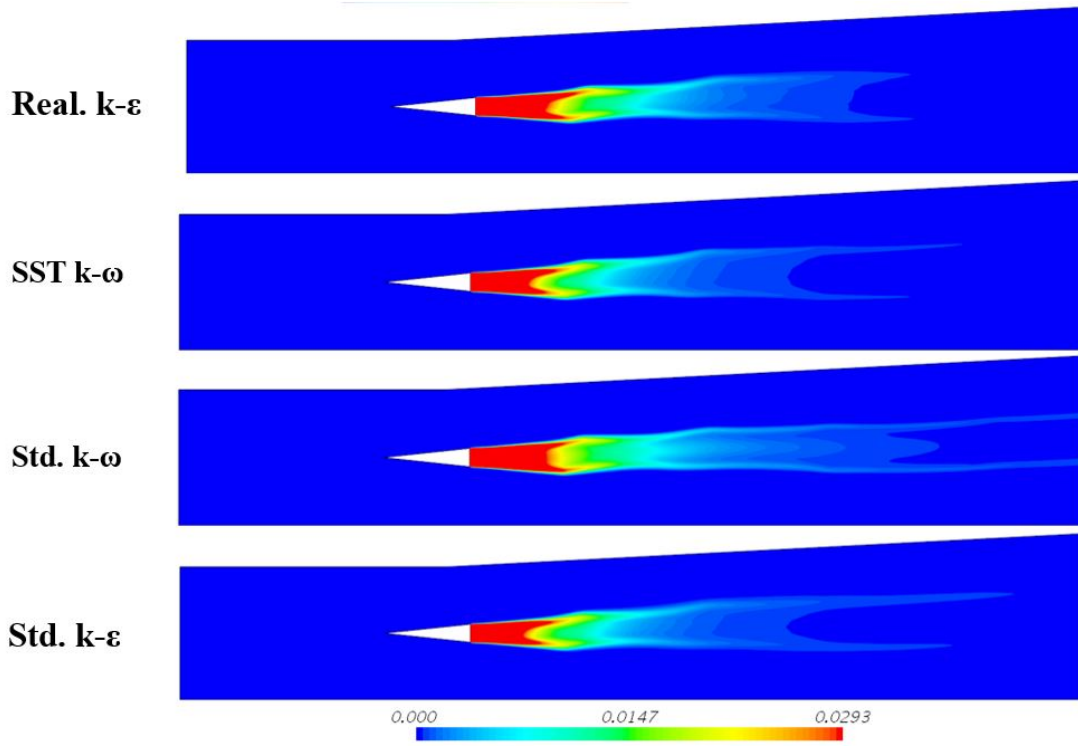
Eksenel hız, sıcaklık ve basınç değerlerinin yanı sıra yanma odası için yakıt ve yanma sonucu ortaya çıkan ara türler de gösterilmektedir. Realizable  $k-\epsilon$ , Standart  $k-\epsilon$ , SST  $k-\omega$  ve Standart  $k-\omega$  türbülans modellerinin karışım oranı ve kütleli hidrojen oranı

konturları Şekil 3.36 ve Şekil 3.37 ile gösterilmektedir. Kütleli hidrojen oranına bakıldığında Standart  $k-\omega$  türbülans modelinin yakıtı en geç tüketen türbülans modeli olduğu görülmektedir. Standart  $k-\varepsilon$  ve SST  $k-\omega$  türbülans modellerinin aynı davranışı gösterdiği tespit edilmiştir. Realizable  $k-\varepsilon$  türbülans modelinin ise Standart  $k-\varepsilon$  ve SST  $k-\omega$  türbülans modeli ile kıyaslandığında yakıtı daha geç tükettiği görülmekle beraber Standart  $k-\omega$  türbülans modeli ile kıyaslandığında daha erken reaksiyonların başladığı görülmektedir.

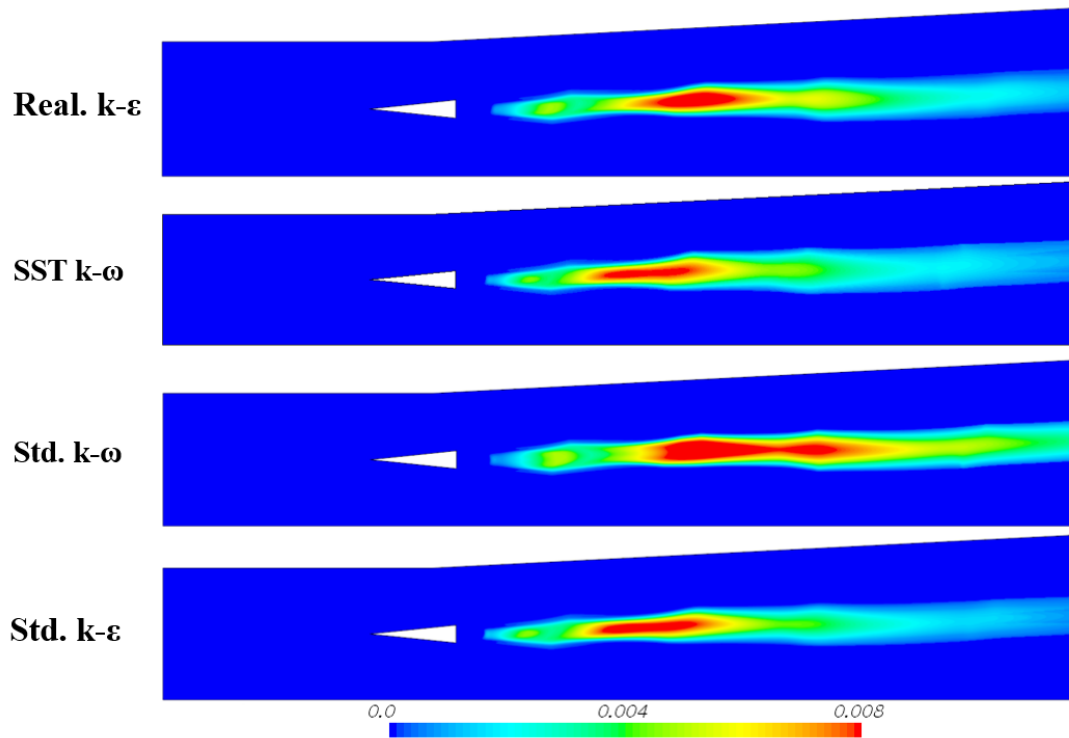


Şekil 3.36: Farklı türbülans modelleri için orta düzlemde karışım oranı (mixture fraction) konturları.

Yakıt ve karışım oranının yanı sıra tüm türbülans modelleri için kütleli hidroksil ve su buharı konturları Şekil 3.38 ve Şekil 3.39 ile gösterilmiştir. Konturlara bakıldığında hidroksil üretimi en erken Standart  $k-\varepsilon$  ve SST  $k-\omega$  türbülans modellerinde gözlemlenmektedir. Standart  $k-\omega$  türbülans modelinde ise hidroksil üretimi diğer modellere kıyasla gecikmekle beraber daha geniş bir bölgeye yayılmaktadır. Realizable  $k-\varepsilon$  türbülans modeli ise diğer konturlarda ve profillerde olduğu gibi reaksiyonları Standart  $k-\varepsilon$  ve SST  $k-\omega$  türbülans modellerine göre geç, Standart  $k-\omega$  türbülans modeline kıyasla erken tahmin etmektedir.



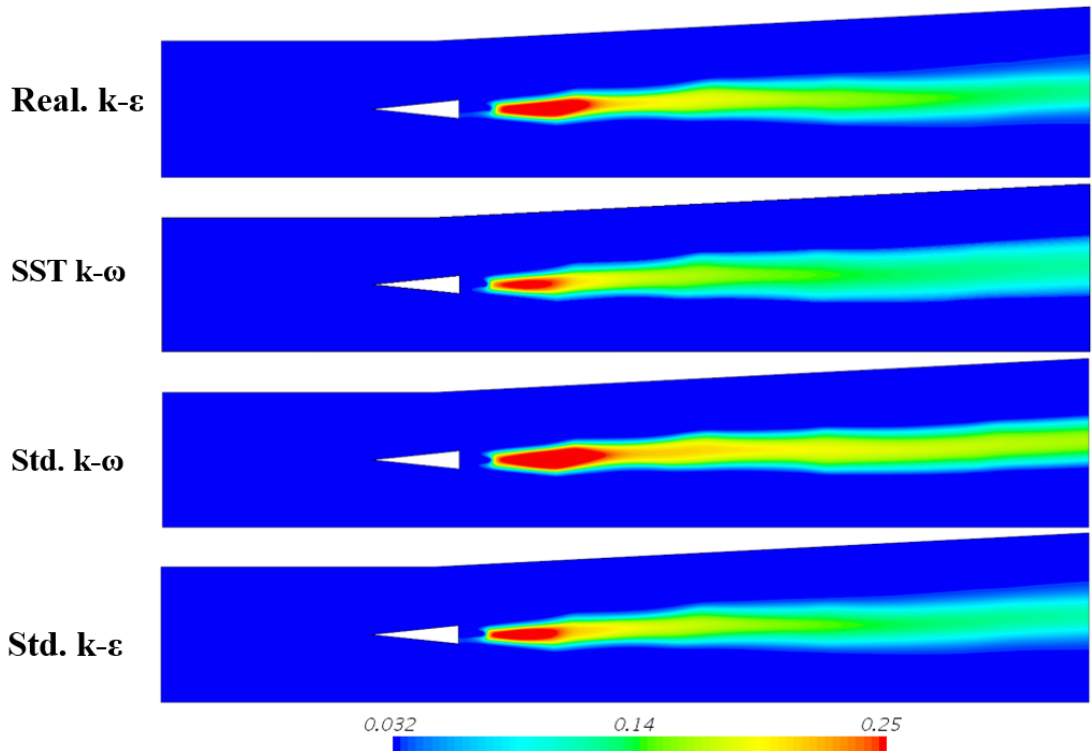
Şekil 3.37: Farklı türbülans modelleri için orta düzlemde kütleli hidrojen [H<sub>2</sub>] oranı konturları.



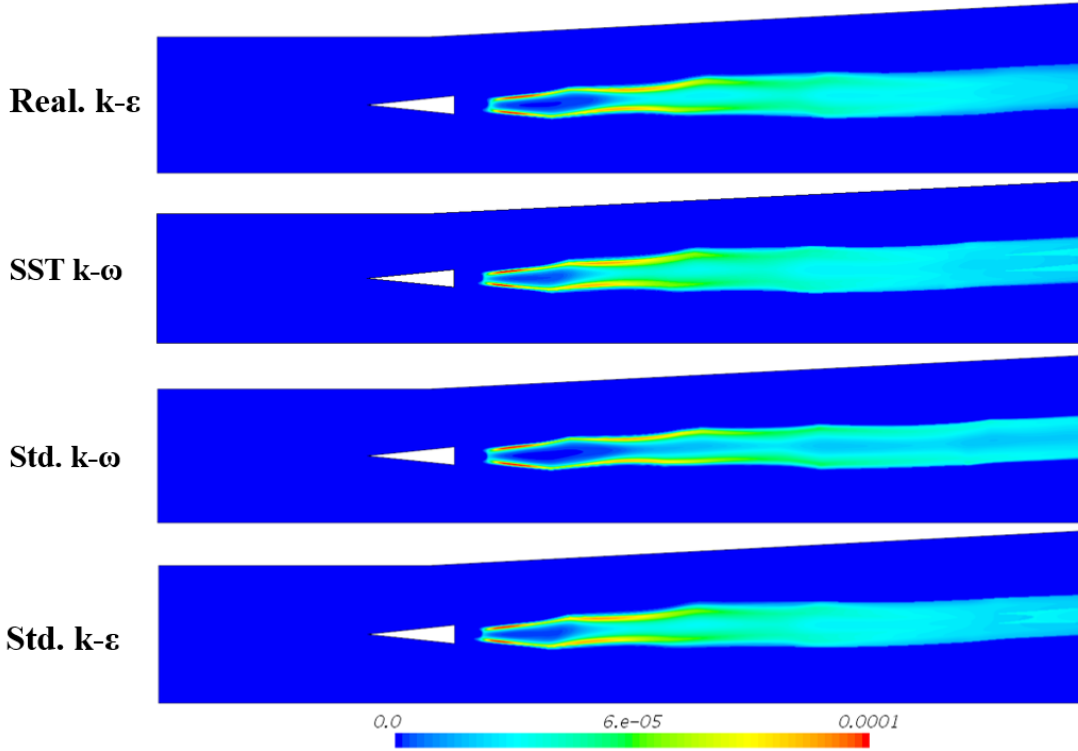
Şekil 3.38: Farklı türbülans modelleri için orta düzlemde kütleli hidroksil [OH] oranı konturları.

Türbülans modelleri su buharı konturları üzerinden incelendiğinde ise Standart  $k-\omega$  türbülans modeli diğer türbülans modellerine kıyasla daha büyük bir bölgede su buharı göstermektedir. Standart  $k-\varepsilon$  ve SST  $k-\omega$  türbülans modelleri kullanıldığında diğer türbülans modellerine göre reaksiyonlar daha hızlı gerçekleşmektedir. Bu iki türbülans modeli Realizable  $k-\varepsilon$  türbülans modeline göre daha küçük hacimli su buharı alanı göstermektedir. Farklı türbülans modelleri için orta düzlem kütleli hidroperoksil konturları Şekil 3.40 ile gösterilmektedir. Tüm türbülans modellerinin hidroperoksil konturlarına bakıldığında benzer sonuçlar verildiği gözlemlenmiştir.

Yapılan türbülans modeli çalışması sonucunda Realizable  $k-\varepsilon$  türbülans modelinin deney sonuçlarıyla diğer modellere kıyasla daha uyumlu sonuç gösterdiği tespit edilmiştir. Bu çalışma neticesinde yapılacak yanma modeli ve reaksiyon mekanizması çalışmalarında Realizable  $k-\varepsilon$  türbülans modeli kullanılması kararı verilmiş ve devamındaki tüm analizler bu türbülans modeli kullanılarak gerçekleştirilmiştir.



Şekil 3.39: Farklı türbülans modelleri için orta düzlemde kütleli su buharı  $[H_2O]$  oranı konturları.

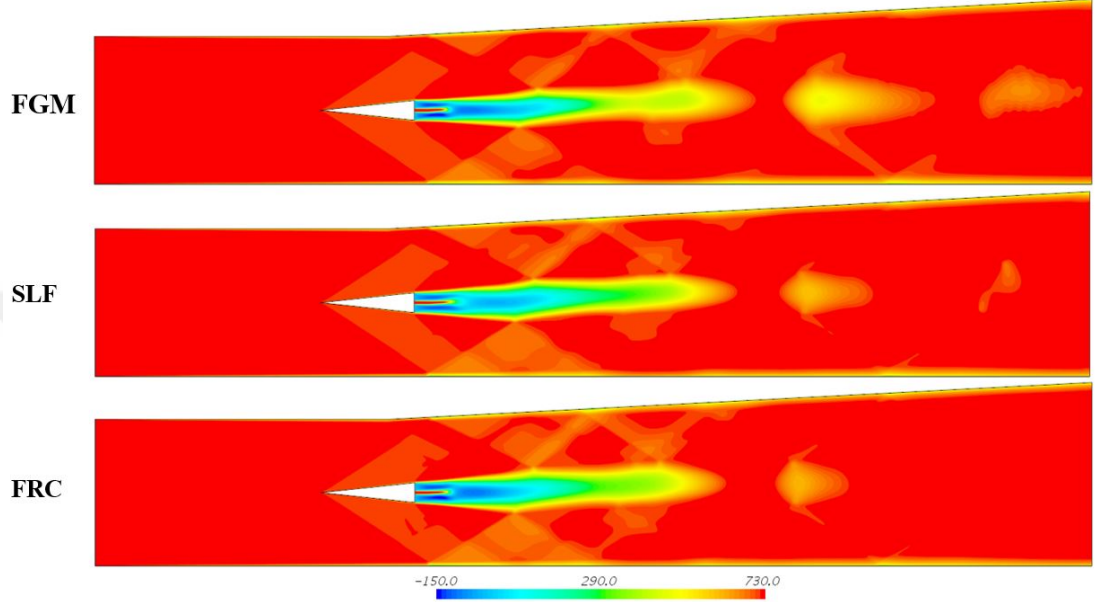


Şekil 3.40: Farklı türbülans modelleri için orta düzlemde kütleli hidroperoksil [HO<sub>2</sub>] oranı konturları.

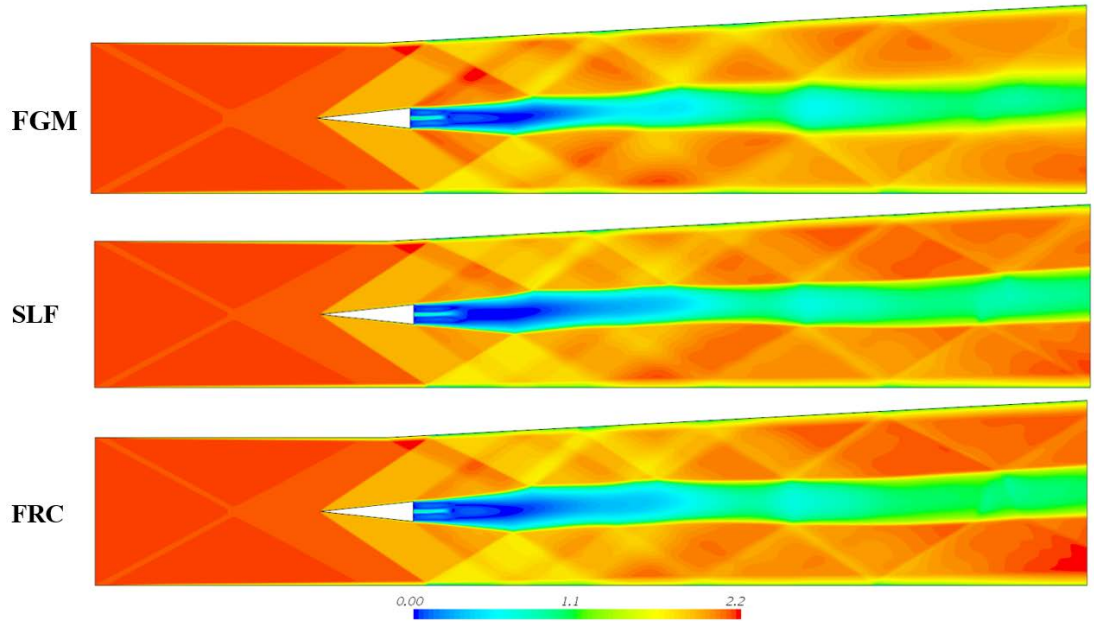
### 3.3. Yanma Modeli Çalışması

Bu bölümde uygun çözüm ağı ve türbülans modeline karar verildikten sonra, uygun yanma modeline karar verilecektir. Üç farklı yanma modelinin DLR süpersonik yanma odası üzerinde sonuçları paylaşılmıştır. Kullanılan yanma modelleri sırasıyla Flamelet-generated Manifold (FGM), Standart Flamelet (SLF) ve Arrhenius yaklaşımı ile Finite Rate Chemistry (FRC) modelleridir. Tüm yanma modelleri sıcaklık, aksenal hız ve basınç profilleri deney sonuçları ile kıyaslanmıştır. Deney sonuçları ile en uyumlu yanma modeline karar verilerek reaksiyon mekanizması çalışması bu yanma modeli ile gerçekleştirilecektir. Tüm analizler Realizable  $k-\epsilon$  türbülans modeli ve çözüm ağı II kullanılarak yapılmıştır. Dikey sıcaklık ve aksenal hız profilleri Şekil 3.3 ile gösterildiği üzere her biri altı farklı istasyonda incelenmiştir. Bunun yanı sıra alt duvar basınç sonuçları analiz sonuçları ile kıyaslanmıştır. Yanma odası yatay ekseni boyunca (centerline) aksenal hız deney sonuçları da analiz sonuçları ile kıyaslanmıştır. Yanma odası, yanma modeli çalışması analiz sonuçları orta düzlem aksenal hız ve Mach sayısı konturları için Şekil 3.41 ve Şekil 3.42 ile gösterilmektedir. Analiz sonuçlarına bakıldığında SLF yanma modelinin yakıt hızının FGM ve FRC modeli ile

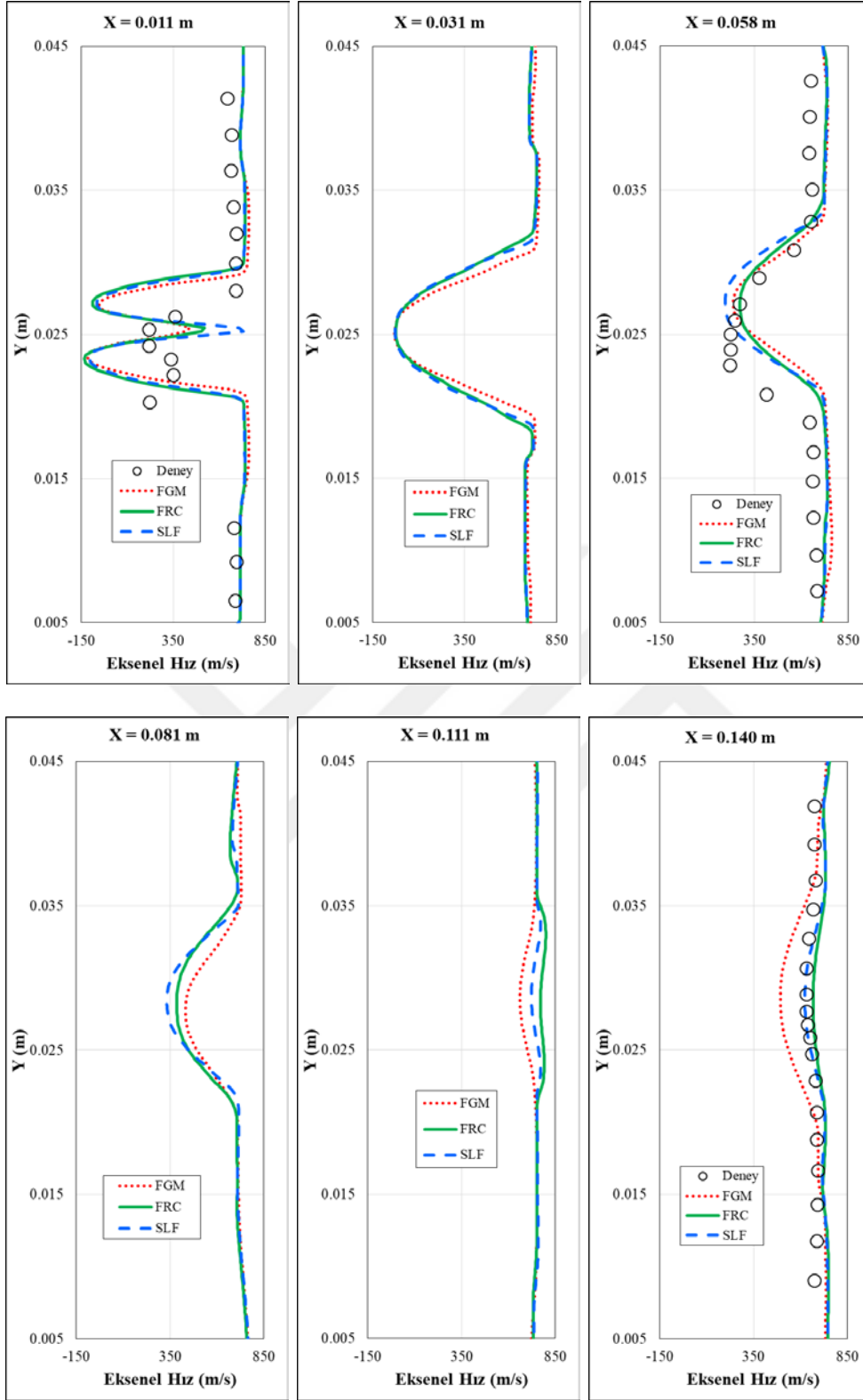
kıyaslandığında daha hızlı yayıldığı görülmektedir. Yakıt enjeksiyonunun yayılma hızı yanma modelinin reaksiyonları nerede başlattığına göre değişmekle beraber Mach sayısı konturlarından görüldüğü üzere SLF yanma modelindeki art çevirme bölgesi FGM ve FRC yanma modeline göre daha geniştir. Tüm yanma modeli analizleri için Burke [17] hidrojen-hava reaksiyon mekanizması kullanılmıştır.



Şekil 3.41: Farklı yanma modelleri için orta düzlemde aksel hız [m/s] konturları.



Şekil 3.42: Farklı yanma modelleri için orta düzlemde Mach sayısı konturları.



Şekil 3.43: Farklı yanma modellerinde elde edilen eksenel hız [m/s] profilleri.

Yanma modeli çalışması kapsamında altı istasyondan alınan eksenel hız profilleri deney sonuçları ile kıyaslanmıştır. Farklı yanma modellerinde elde edilen eksenel hız

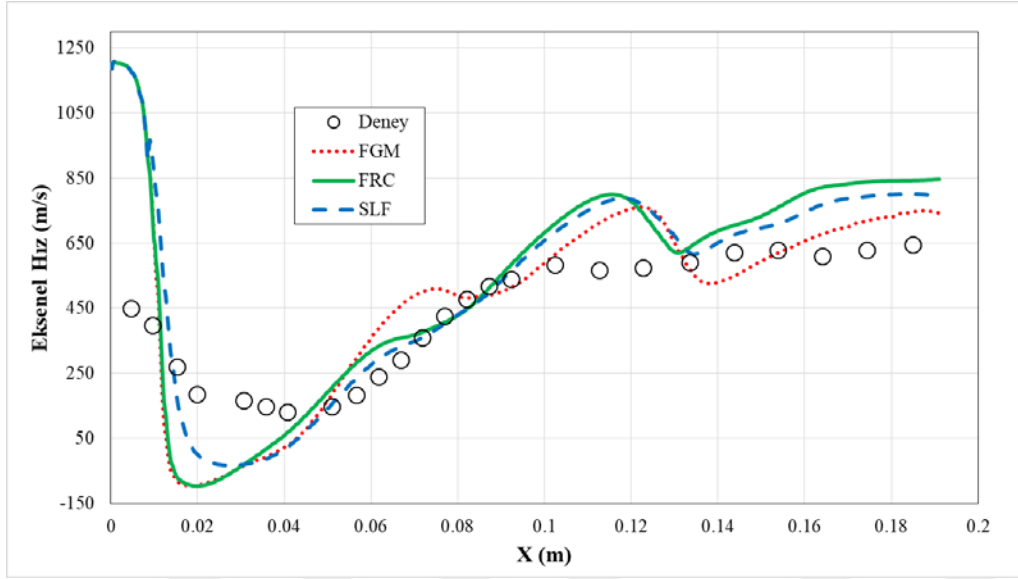


profilleri Şekil 3.43 ile gösterilmektedir.  $X=0.011$  m olarak belirtilen istasyona bakıldığında SLF modelinin merkez çizgi üzerinde en yüksek hızın 700 m/s mertebesinde görüldüğü ve deney sonuçları ile kıyaslandığında 300 m/s kadar yüksek tahmin ettiği görülmektedir. FGM ve FRC yanma modeli ise aynı istasyonda 370 m/s hız göstermekle beraber birbiri arasında uyumlu bir sonuç göstermektedir. Bu da, reaksiyon hızının hesaplanmasında daha çok kimyasal kinetiği dikkate alan FRC ve FGM yanma modellerinin deney sonuçlarına daha yakın sonuçlar üretmesini sağlamaktadır.

$X=0.031$  m olarak belirtilen istasyonda tüm yanma modellerinin birbiriyle uyumlu sonuçlar gösterdiği görülmektedir.  $X=0.058$  m olarak belirtilen istasyonda ise deney sonuçlarındaki mevcut asimetric profil yakalanamamıştır. Üç yanma modeli birbiriyle kıyaslandığında FGM yanma modelinin deney sonuçları ile daha uyumlu olduğu görülmektedir.  $X=0.081$  m ve  $X=0.111$  m olarak belirtilen istasyonlarda ise tüm yanma modelleri birbirleriyle yakın sonuçlar göstermektedir.  $X=0.140$  m olarak gösterilen istasyonda ise SLF yanma modeli deney sonuçlarıyla küçük farklar haricinde aynı sonucu göstermekle beraber, FGM yanma modeli aksenal hız profilini %13 daha düşük, FRC yanma modeli ise %6 daha yüksek göstermektedir. SLF yanma modelinde kayma tabakasında başlayan erken reaksiyonlar, havanın alev tutucu ardındaki art çevirme bölgesine müdahale etmesini geciktirmektedir.

Eksenal hız profilleri dikey istasyonlar haricinde, alev tutucu ardından yatay orta düzlem üzerinden de deney sonuçları ile kıyaslanmıştır. Farklı yanma modellerinde elde edilen orta düzlem aksenal hız dağılımı Şekil 3.44 ile gösterilmiştir. Deney sonuçlarına bakıldığında 0.01 m ile 0.03 m arasında SLF yanma modeli aksenal hız olarak diğer iki modele kıyasla daha farklı sonuçlar göstermiştir. 0.05 m sonrasında ise SLF ve FRC yanma modeli birbirine yakın sonuçlar göstermiş olup FGM yanma modeli farklılıklar göstermektedir. Tüm yanma modelleri deney sonuçlarına bakıldığında 0.01 m ile 0.03 m arasında aksenal hızı düşük tahmin etmesinin haricinde deney sonuçlarıyla uyumlu sonuçlar göstermiştir. SLF yanma modeli kayma tabakasında başlayan erken reaksiyonlarla birlikte başlayan reaksiyonlar art çevirme bölgesindeki girdap karakterini değiştirmiştir.

Farklı yanma modelleri için hız vektörleri Şekil 3.45 ile gösterilmektedir. Hız vektörlerine bakıldığında SLF yanma modelinde yakıt enjeksiyonunun iki yanında oluşan art çevirme bölgelerinin daha büyük bir alanı kapladığı gözlemlenmiştir. Oluşan art çevirme bölgeleri kıyaslanacak olursa, FRC yanma modelinde oluşan art çevirme bölgesi diğer iki modele göre daha küçük bir alanı kaplamaktadır. Flamelet modellerinde ise oluşan art çevirme bölgesinin hacmi benzer davranış göstermektedir.

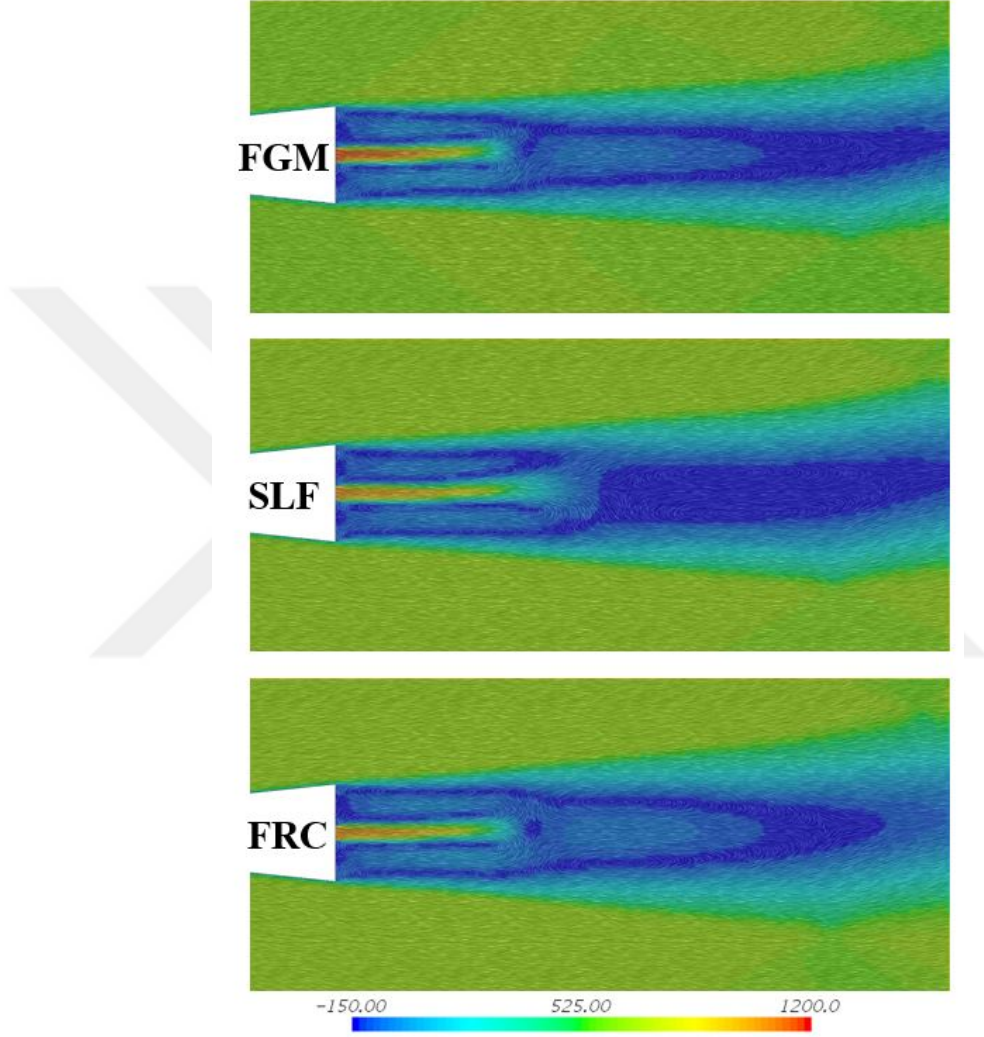


Şekil 3.44: Farklı yanma modellerinde elde edilen orta düzlem aksel hız dağılımı.

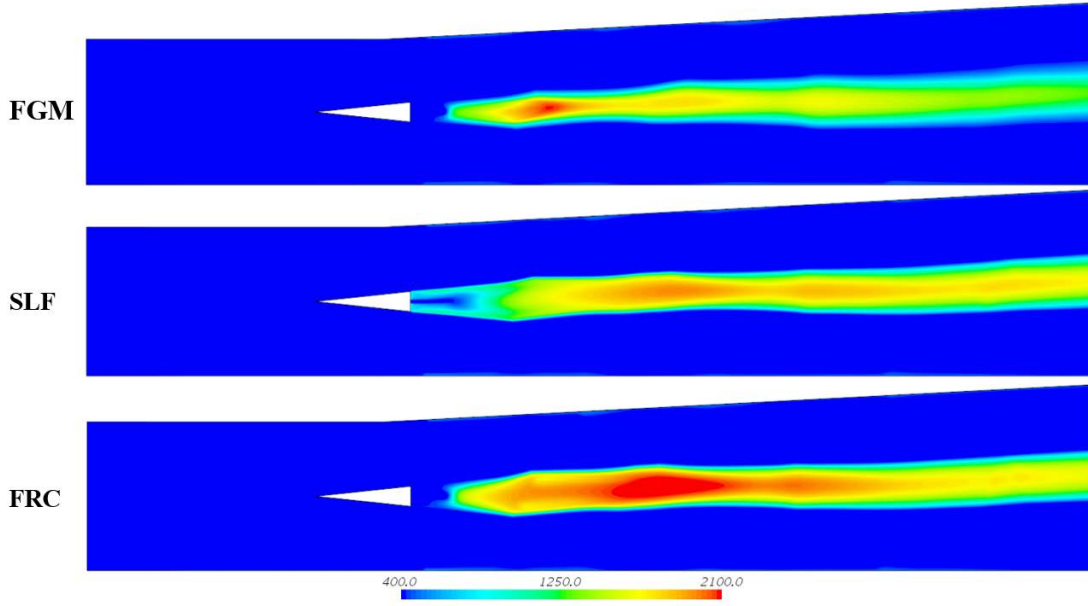
Eksenel hız profillerinin yanı sıra yanma odasında FGM, SLF ve FRC yanma modelleri için sıcaklık konturları gösterilmiştir. Sıcaklık konturları tüm yanma modelleri için Şekil 3.46 ile gösterilmektedir.

Sıcaklık konturlarına bakıldığında FGM yanma modeli SLF ve FRC yanma modellerine göre daha küçük hacimli bir alev göstermektedir. Alev bölgesi, alev tutucunun hemen ardında oluşmakla beraber, yanma odasının sonuna doğru hızlıca yayılmaktadır. FGM yanma modelinde alev tutucunun hemen ardından yanıcı ve oksitleyici arasında bulunan katmanda (shear layer) herhangi bir reaksiyon gözlemlenmemektedir. SLF yanma modeline bakıldığında ise bu katmanda reaksiyonlar hızlıca başlamaktadır. Bu reaksiyonların hızlıca başlaması, SLF modelindeki art çevirme bölgesinin büyümesine sebebiyet vermiş ve alev yanma odası çıkışına doğru büyük bir alana yayılmıştır. FGM modeline bakıldığında SLF modeline kıyasla daha yüksek alev sıcaklığı görülmektedir. FRC yanma modeline bakıldığında

ise FGM yanma modelinde olduğu gibi alev tutucu arkasındaki katmanda reaksiyon gözlemlenmemektedir. FRC modelinde SLF ve FGM modeline kıyasla daha büyük hacimde bir alev bölgesi görülmektedir. Tekrar FRC modelindeki en yüksek alev sıcaklıklarının, FGM ve SLF modeli ile kıyaslandığında daha yüksek olduğu görülmektedir.



Şekil 3.45: Farklı yanma modelleri için hız vektörleri [m/s].

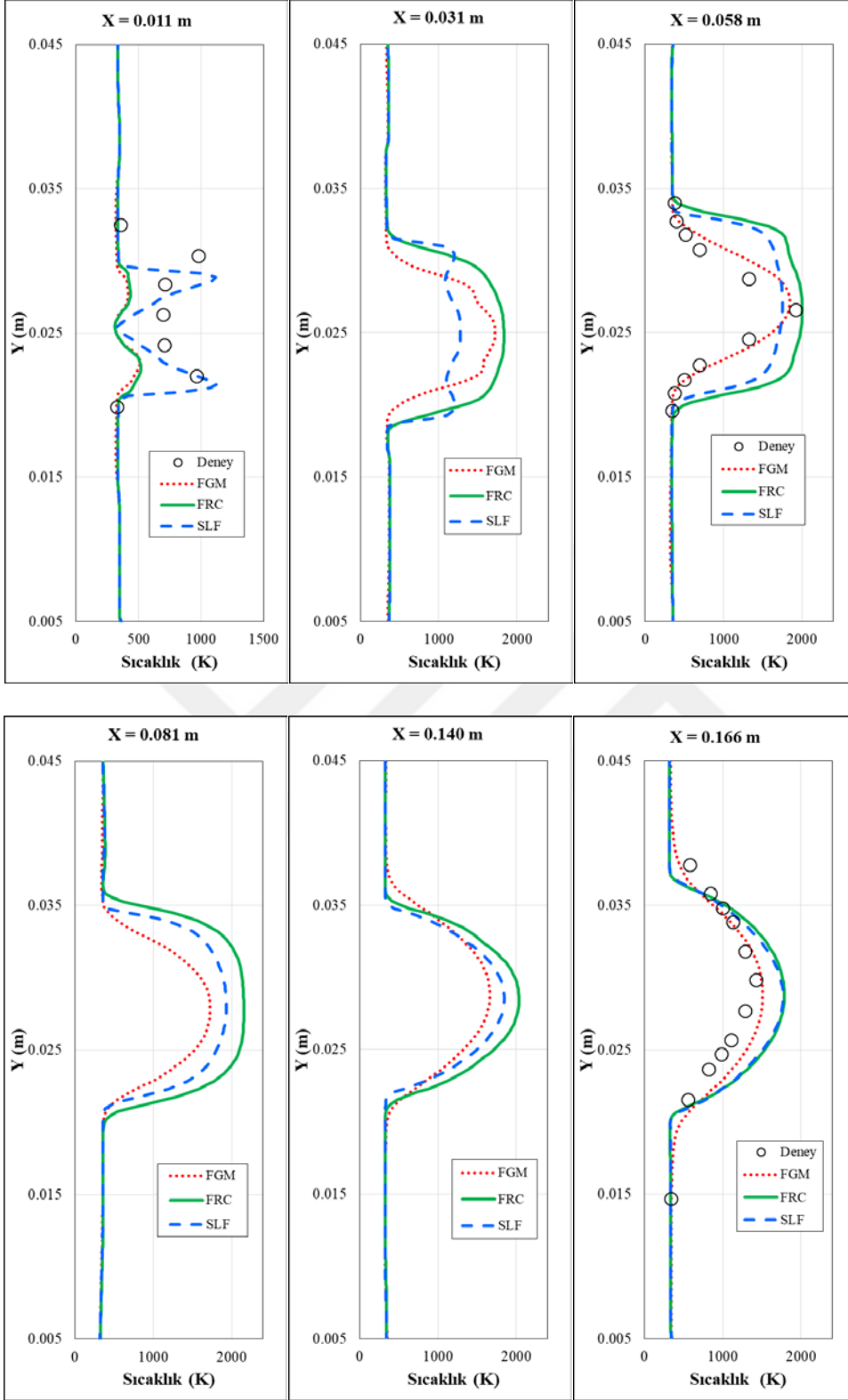


Şekil 3.46: Farklı yanma modelleri için orta düzlemde sıcaklık [K] konturları.

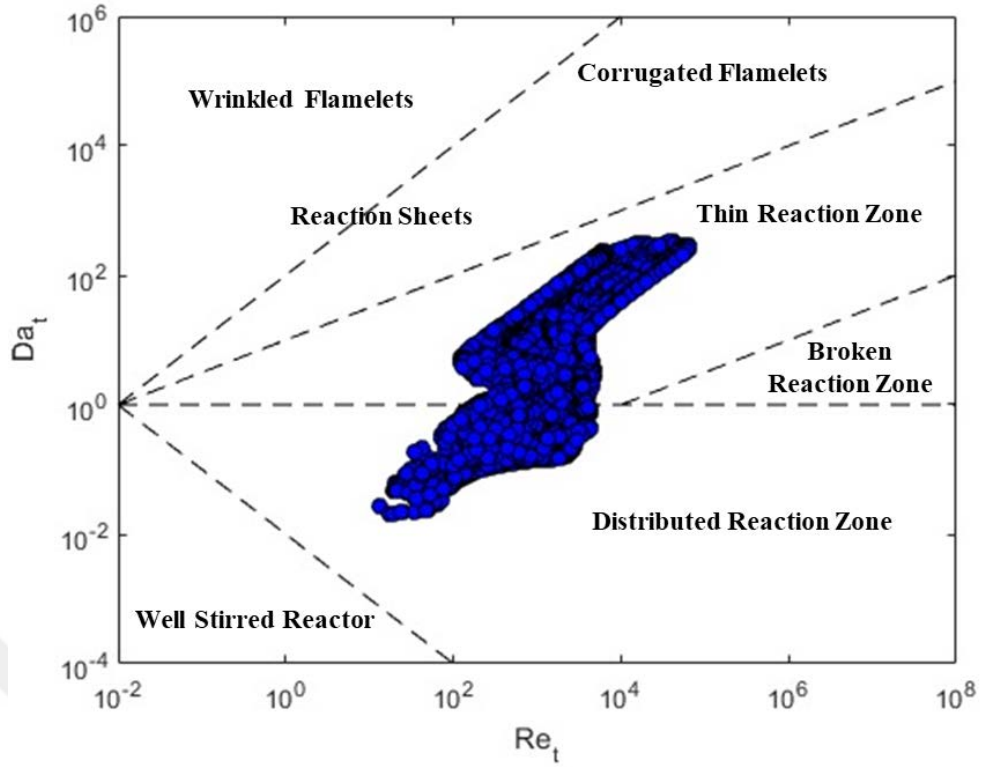
Sıcaklık konturlarının yanı sıra altı farklı istasyondan alınan sıcaklık profilleri farklı yanma modelleri için deney sonuçları ile kıyaslanmıştır. FGM, FRC ve SLF yanma modelleri için elde edilen sıcaklık profilleri Şekil 3.47 ile gösterilmektedir. Sıcaklık profillerine bakıldığında  $X=0.011$  m olarak gösterilen istasyonda SLF yanma modelinde oksitleyici ve yakıt arasındaki katmanda (shear layer) reaksiyonların hızlıca başladığı görülmektedir. Bu noktada deney sonuçlarıyla bu istasyon özelinde uyumlu sonuçlar verdiği görülmektedir. Bu istasyonda FRC ve FGM yanma modellerinin birbiriyle uyumlu sonuçlar tespit edilmiştir.  $X=0.031$  m olarak belirtilen istasyonda ise birbirinden oldukça farklı üç sıcaklık profili görülmektedir.  $X=0.058$  m olarak belirtilen istasyonda ise deney sonuçlarıyla en uyumlu sıcaklık profilini FGM yanma modeli göstermektedir. SLF ve FRC yanma modeli daha yayılmış bir sıcaklık profili göstermekle beraber, deney sonuçlarında gösterilen en yüksek sıcaklıkları doğru tahmin etmiştir.  $X=0.081$  m ve  $X=0.111$  m olarak gösterilen istasyonlarda ise sıcaklık profillerinde en düşük sıcaklığı FGM yanma modeli göstermiştir. En yüksek sıcaklıkları ise yine bu iki istasyonda FRC yanma modeli göstermektedir.  $X=0.166$  m olarak gösterilen istasyonda FGM yanma modeli deney sonuçlarıyla oldukça uyumludur. En yüksek sıcaklıkları doğru tahmin etmesinin yanı sıra sıcaklık profilinin yayılımı doğru tahmin edilmiştir. FRC ve SLF yanma modelinde ise profil daha dar bir yayılım göstermekle beraber çıkış sıcaklığını 150 K yüksek göstermektedir. Temel olarak mevcut yanma odası içerisinde türbülans kimya etkileşiminin çok kritik rol

oynadığı bilinmektedir. SLF yanma modeli kayma katmanında erken tahmin ettiği sıcaklık profili ile  $X=0.011$  m noktasında oldukça başarılı sonuçlar göstermesinin yanı sıra, kayma katmanının oksitleyici karışımını geciktirdiği görülmekte alev tutucu ardında oluşan hava-yakıt karışımı daha hızlı yayılmaktadır. Buna ek olarak FRC yanma modelinde alev açık bir şekilde yanma odası çıkışına doğru kaymıştır. Bunun sebebi ise FRC yanma modelinde türbülans-kimya etkileşiminin dikkate alınmamaktadır. FGM yanma modelinde ise hem ilerleme değişkeni üzerinde denge çözümü dışında daha gerçekçi bir sonuç elde edilmekle beraber, türbülans-kimya etkileşimini de dikkate alması ilk istasyon dışında diğer istasyonlarda oldukça başarılı sonuçlar elde edilmiştir. İstasyonlara bakıldığında  $X=0.058$  m noktasında, alev profilinin köşeli olmasının temel sebebi hem SLF hem de FRC yanma modelinde alevin çıkışa doğru uzamasıdır.

Yanma modeli çalışması kapsamında türbülanslı Damköhler sayısı ve türbülanslı Reynolds sayısı yanma bölgesinde Şekil 3.48 ile incelenmiştir. Türbülanslı Damköhler sayısı,  $Da_t = \tau_t / \tau_c$  ve türbülanslı Reynolds sayısı ise  $Re_t = k^2 / (\nu \varepsilon)$  ile ifade edilir. Burada,  $k$ , türbülans kinetik enerjisi,  $\varepsilon$  ise türbülans yitimini temsil etmektedir. Damköhler sayısı ise, türbülanslı zaman ölçeğinin, kimyasal zaman ölçeğine oranını ifade eder. Damköhler birden büyük olduğunda türbülansın reaksiyonlara olan etkisinin kimyaya göre daha baskın olduğunu ifade eder. Bu boyutsuz sayı birden küçük olduğunda ise reaksiyon kinetiğinin, türbülansa göre daha baskın olduğu bilinmektedir. Yanma bölgesinde hesaplanan  $Da_t$  ve  $Re_t$ , Williams [62] şeması üzerine yerleştirilmiştir. Her hücrede hesaplanan bu noktaların, türbülanslı yanma rejiminde hangi bölgede yer aldığı tespit edilmiştir. Zamandan bağımsız flamelet denklemlerinin

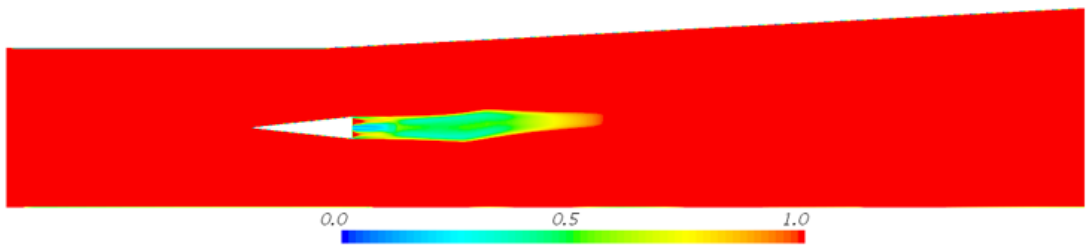


Şekil 3.47: Farklı yanma modellerinde elde edilen sıcaklık [K] profilleri.



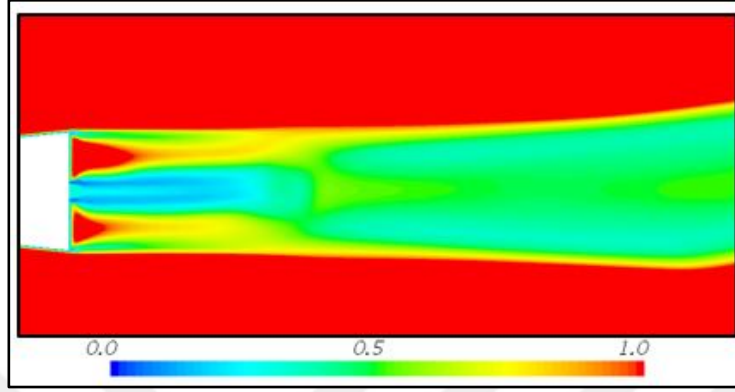
Şekil 3.48: DLR Scramjet yanma odası türbülanslı Damköhler sayısı ve türbülanslı Reynolds sayısı saçılım grafiği.

‘Wrinkled Flamelets’, ‘Corrugated Flamelets’ ve ‘Thin Reaction Zone’ bölgelerinde geçerli olduğu bilinmektedir. Genel dağılımın  $Da_t > 1$  olduğu görülmekte ve türbülansın etkisinin baskın olduğu tespit edilmiştir. Temel olarak noktaların  $Da_t \cong 1$  etrafında bulunması güçlü türbülans-kimya etkileşimini işaret etmektedir. FGM yanma modeli hem sönme durumunu dikkate aldığı hem de türbülans-kimya etkileşimini dikkate aldığı için deney sonuçları ile uyumlu bir davranış göstermektedir. FGM yanma modeli türbülanslı Damköhler sayısı konturları Şekil 3.49 ile gösterilmiştir.



Şekil 3.49: Türbülanslı Damköhler sayısı konturları.

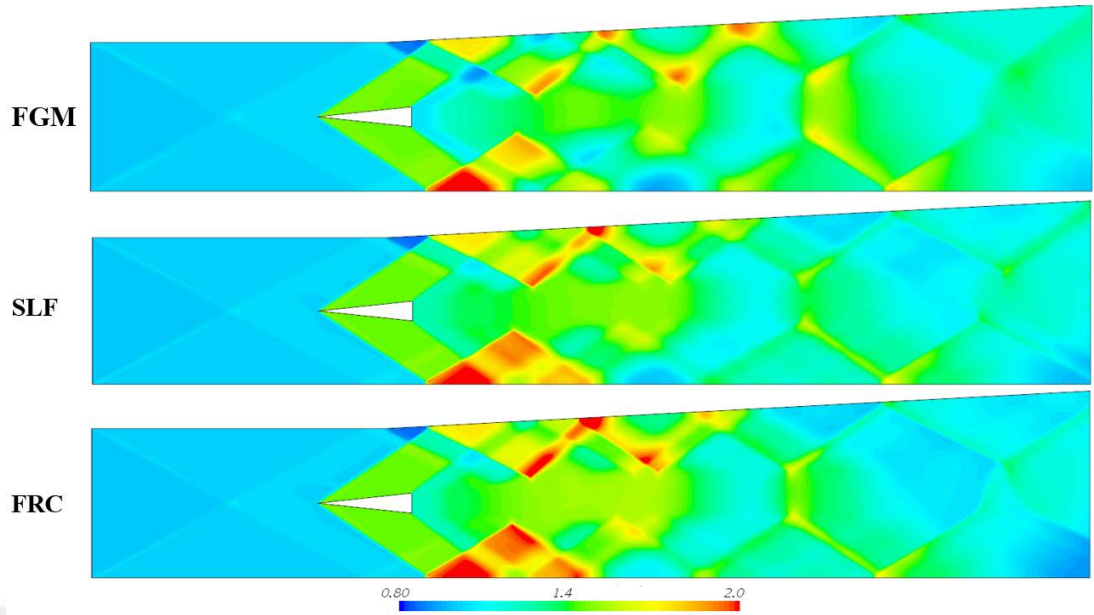
Türbülanslı Damköhler konturlarına bakıldığında, alev tutucu arkasındaki girdap bölgesinde  $Da_t > 1$  bulunan bölgelerin bulunması sebebiyle türbülans-kimya etkileşimi önemli bir rol oynamaktadır. Alev tutucu arkasındaki bölgeye yaklaştırılmış türbülanslı Damköhler sayısı konturları Şekil 3.50 ile gösterilmiştir.



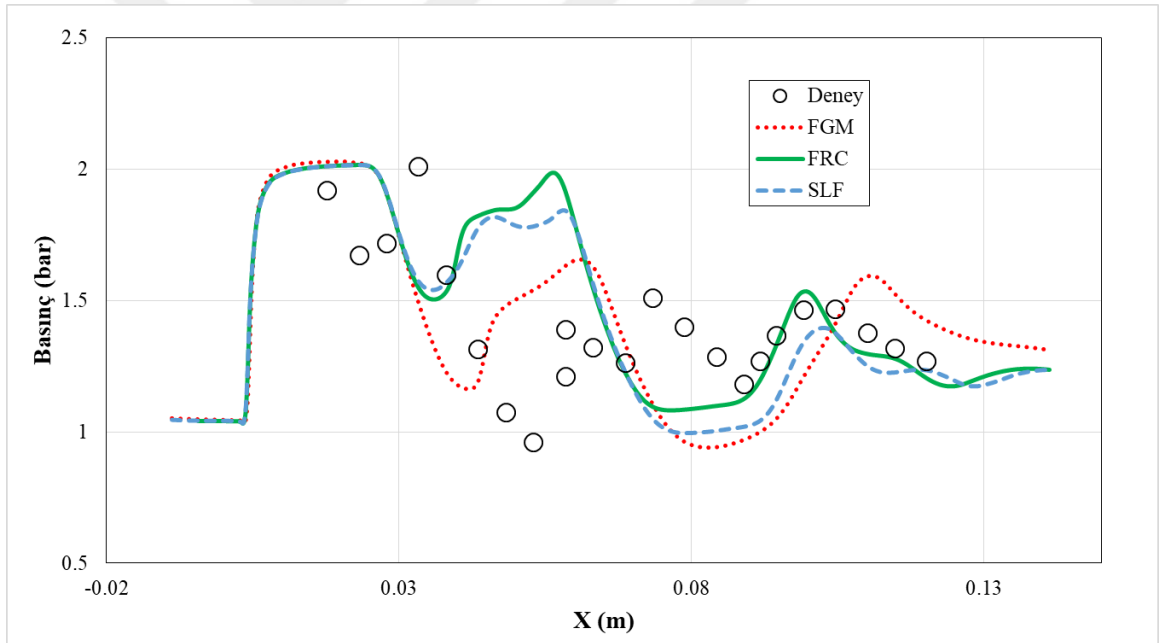
Şekil 3.50: Alev tutucu arkasındaki bölgeye yaklaştırılmış türbülanslı Damköhler sayısı konturları.

Yanma modelleri aksenal hız ve sıcaklık konturları ve aksenal hız ve sıcaklık profillerinin haricinde basınç konturları olarak da kıyaslanmıştır. Farklı yanma modelleri için orta düzlem üzerinde basınç konturları Şekil 3.51 ile gösterilmektedir. Basınç konturlarına bakıldığında alt duvar üzerinde FRC ve SLF yanma modelleri birbirine benzer sonuçlar göstermektedir. FGM yanma modelinde basınç değişimleri SLF ve FRC yanma modellerine göre daha az keskindir. FRC ve SLF yanma modelinde alev tutucu ardından oluşan basınç değerleri FGM modeline kıyasla daha yüksektir. Basınç konturunun yanı sıra FGM, SLF ve FRC yanma modelleri için alt duvar basınç değerleri deney sonuçları ile kıyaslanmıştır. Farklı yanma modelleri için alt duvar basınç dağılımı Şekil 3.52 ile gösterilmektedir. Basınç dağılımına bakıldığında 0.05 m ile 0.07 m arasında FRC ve SLF yanma modeli deney sonuçlarından ve FGM yanma modelinden daha farklı sonuç göstermektedir. Bu noktalar arasında FRC ve SLF yanma modeli basınç dağılımını daha yüksek tahmin etmektedir.





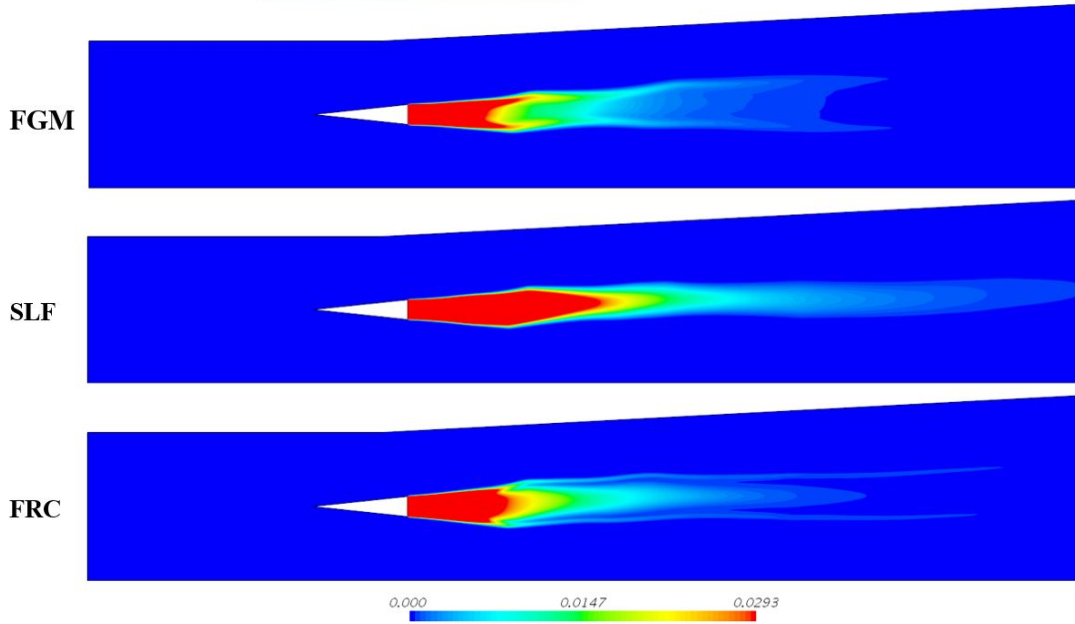
Şekil 3.51: Farklı yanma modelleri için orta düzlemde basınç [bar] konturları.



Şekil 3.52: Farklı yanma modelleri için alt duvar basınç dağılımı.

Eksenel hız, sıcaklık ve basınç değerlerinin yanı sıra yanma odası için yakıt ve yanma sonucu ortaya çıkan ara türler de gösterilmektedir. FGM, SLF ve FRC yanma modellerinin kütleli hidrojen ve kütleli hidroksil oranı konturları Şekil 3.53 ve Şekil 3.54 ile gösterilmektedir. Kütleli hidrojen oranına bakıldığında SLF yanma modelinin hidrojen tüketiminin FGM ve FRC yanma modeline göre daha geç olduğu görülmektedir. FRC ve FGM yanma modelleri aynı tüketim hızına sahip olsa da

kütlesel hidrojen oranı dağılımı farklılık göstermektedir. Kütlesel hidroksil oranına bakıldığında ise FRC yanma modelinin daha çok ve keskin hidroksil tahmin ettiği görülmektedir. FGM yanma modelinde ise kütlesel hidroksil oranı dağılımı yanma odasının orta bölgesinde en yüksek değeri alıp hızla yayılmaktadır.

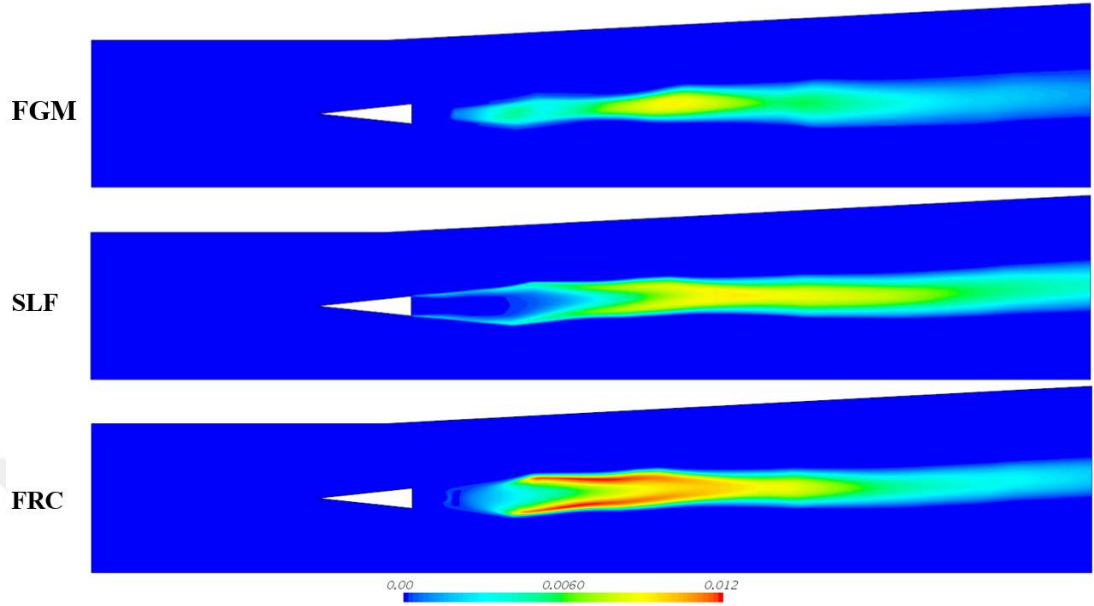


Şekil 3.53: Farklı yanma modelleri için orta düzlemde kütlesel hidrojen [H<sub>2</sub>] oranı konturları.

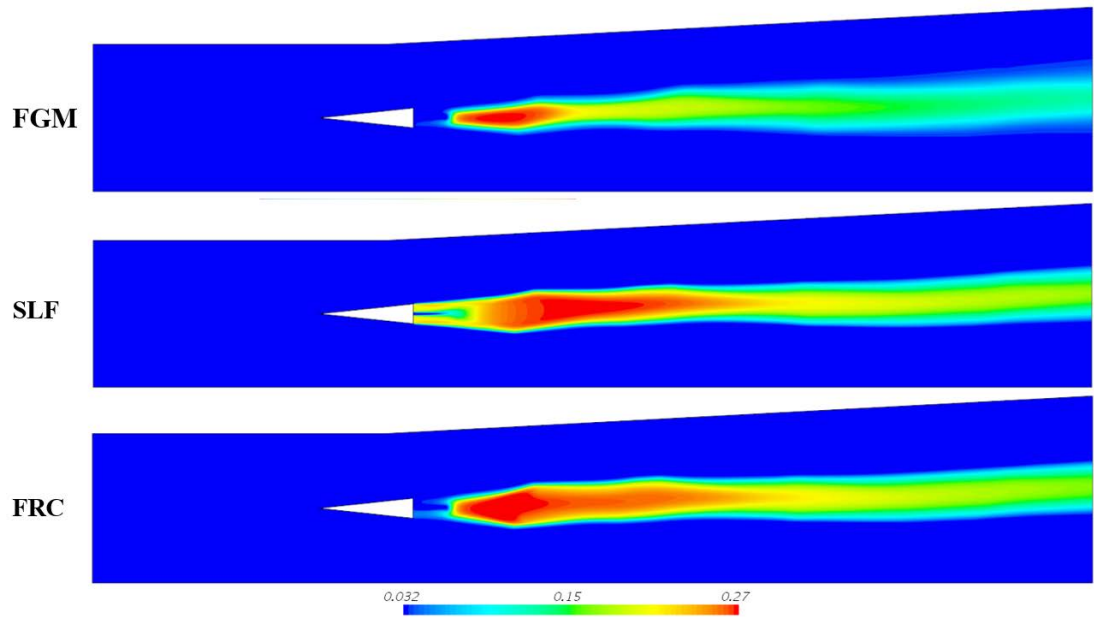
SLF yanma modelinde hidroksil konturuna bakıldığında art çevirme bölgesinde oksitleyici ile yakıt arasındaki karışımın FGM ve FRC modeline kıyasla daha az olduğu görülmüştür. Bunun sonucunda ise hidroksil dağılımı FGM ve FRC yanma modeline göre yanma odasının çıkışına doğru büyük bir bölgeye yayılmıştır.

FGM, SLF ve FRC yanma modelleri su buharı ve hidroperoksil konturları üzerinden de karşılaştırılmaktadır. Farklı yanma modelleri için orta düzlemde kütlesel su buharı ve kütlesel hidroksil konturları Şekil 3.55 ve Şekil 3.56 ile gösterilmiştir. Su buharı konturları incelendiğinde FGM yanma modelinin diğer iki modele göre daha hızlı su buharı ürettiği ve yayıldığı gösterilmiştir. SLF ve FRC yanma modellerine bakıldığında ise kütlesel su buharı konturları aynı dağılımı göstermektedir. Tüm ara ve ana türler bakıldığında reaksiyonların hepsinin tamamlandığı görülmektedir. Hiç bir analizde yanmamış yakıt kalmamaktadır. Kütlesel hidroperoksil oranına bakıldığında ise FRC yanma modelinde FGM ve SLF modeline göre 0.005

mertebesinde hidroperoksil üretildiği görülmektedir. SLF ve FGM yanma modelinde ise en yüksek ve en düşük değerler konturlara bakıldığında aynı eğilimdedir.



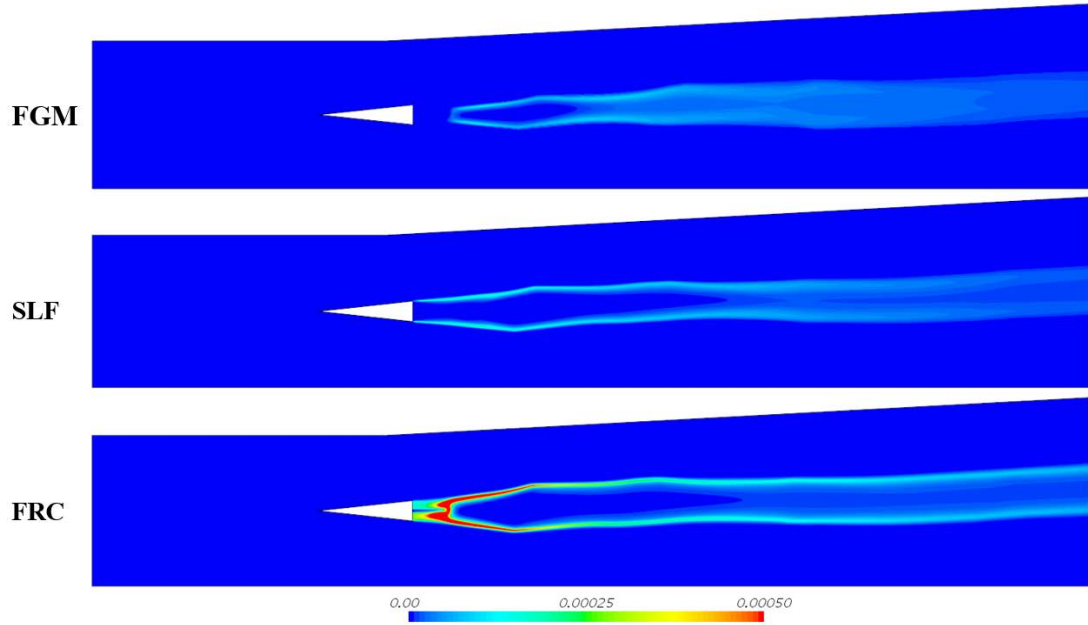
Şekil 3.54: Farklı yanma modelleri için orta düzlemde kütleli hidroksil [OH] oranı konturları.



Şekil 3.55: Farklı yanma modelleri için orta düzlemde kütleli su buharı [H<sub>2</sub>O] oranı konturları.

Yanma modeli çalışması sonucunda, çözüm ağı II ve Realizable  $k-\epsilon$  türbülans modeli kullanılarak yapılan analizlerde deney sonuçlarıyla en uyumlu yanma modelinin FGM

yanma modeli olduğuna karar verilmiştir. Tez kapsamında yapılan reaksiyon mekanizması çalışması FGM yanma modeli kullanarak yapılacaktır. Çözüm ağı, türbülans modeli ve yanma modeli çalışması kapsamında Burke [17] hidrojen-hava reaksiyon mekanizması kullanılmıştır.

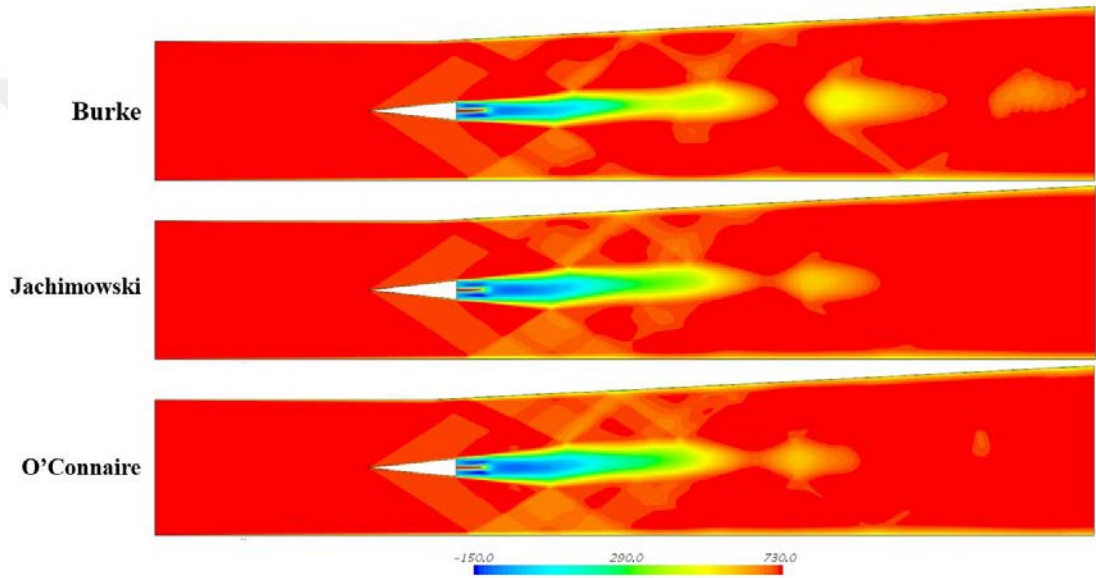


Şekil 3.56: Farklı yanma modelleri için orta düzlemde kütlelesel hidroperoksil [HO<sub>2</sub>] oranı konturları.

### 3.4. Reaksiyon Mekanizması Çalışması

Bu bölümde daha önceki bölümlerde gerçekleştirilen çözüm ağı, türbülans modeli ve yanma modeli çalışmalarına ek olarak üç farklı hidrojen-hava reaksiyon mekanizması karşılaştırılmıştır. Bu mekanizmalar Burke [17], Jachimowski [21] ve O'Connaire [24] hidrojen-hava reaksiyon mekanizmalarıdır. Reaksiyon mekanizmalarının tamamı doğrulanmış ve literatür tarafından süpersonik yanma alanında literatür özetinde belirtildiği üzere sıklıkla kullanılmaktadır. Tüm reaksiyon mekanizmaları yanma modeli çalışmasında karar verildiği üzere FGM yanma modeli ile gerçekleştirilmiştir. İlk kısımda çözüm ağı çalışması ve türbülans modeli çalışması neticesinde bu bölümdeki tüm analizler için çözüm ağı II, Realizable  $k-\epsilon$  türbülans modeli ile birlikte kullanılmıştır. Tüm reaksiyon mekanizmaları sıcaklık, aksenal hız ve basınç profilleri üzerinden deney sonuçları ile kıyaslanmıştır. Deney sonuçları ile en uyumlu reaksiyon mekanizmasına karar verilerek reaksiyon mekanizması çalışması bu yanma modeli ile

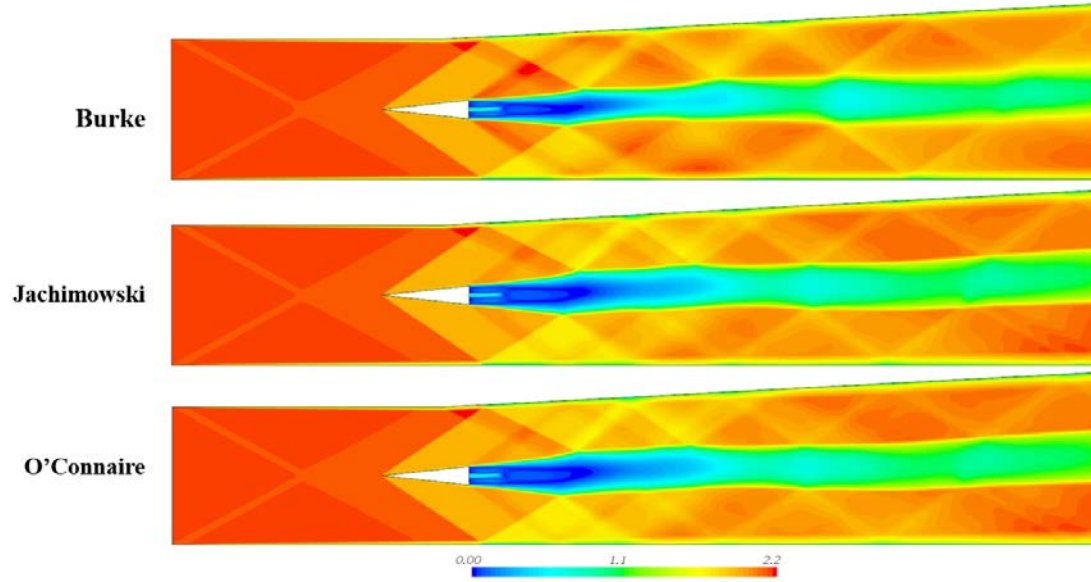
gerçekleştirilecektir. Dikey sıcaklık ve aksenal hız profilleri Şekil 3.3 ile gösterildiği üzere her biri altı farklı istasyonda incelenmiştir. Bunun yanı sıra alt duvar basınç sonuçları analiz sonuçları ile kıyaslanmıştır. Yanma odası yatay ekseni boyunca (centerline) aksenal hız deney sonuçları da analiz sonuçları ile kıyaslanmıştır. DLR süpersonik yanma odası, reaksiyon mekanizması çalışması analiz sonuçları orta düzlem aksenal hız ve Mach sayısı konturları için Şekil 3.57 ve Şekil 3.58 ile gösterilmektedir. Aksenal hız konturlarına bakıldığında tüm reaksiyon mekanizmalarının aynı davranışı gösterdiği görülmektedir. Mach sayısı konturlarına bakıldığında ise şok dizisi tüm reaksiyon mekanizmaları için benzerdir.



Şekil 3.57: Farklı reaksiyon mekanizmaları için orta düzlemde aksenal hız [m/s] konturları.

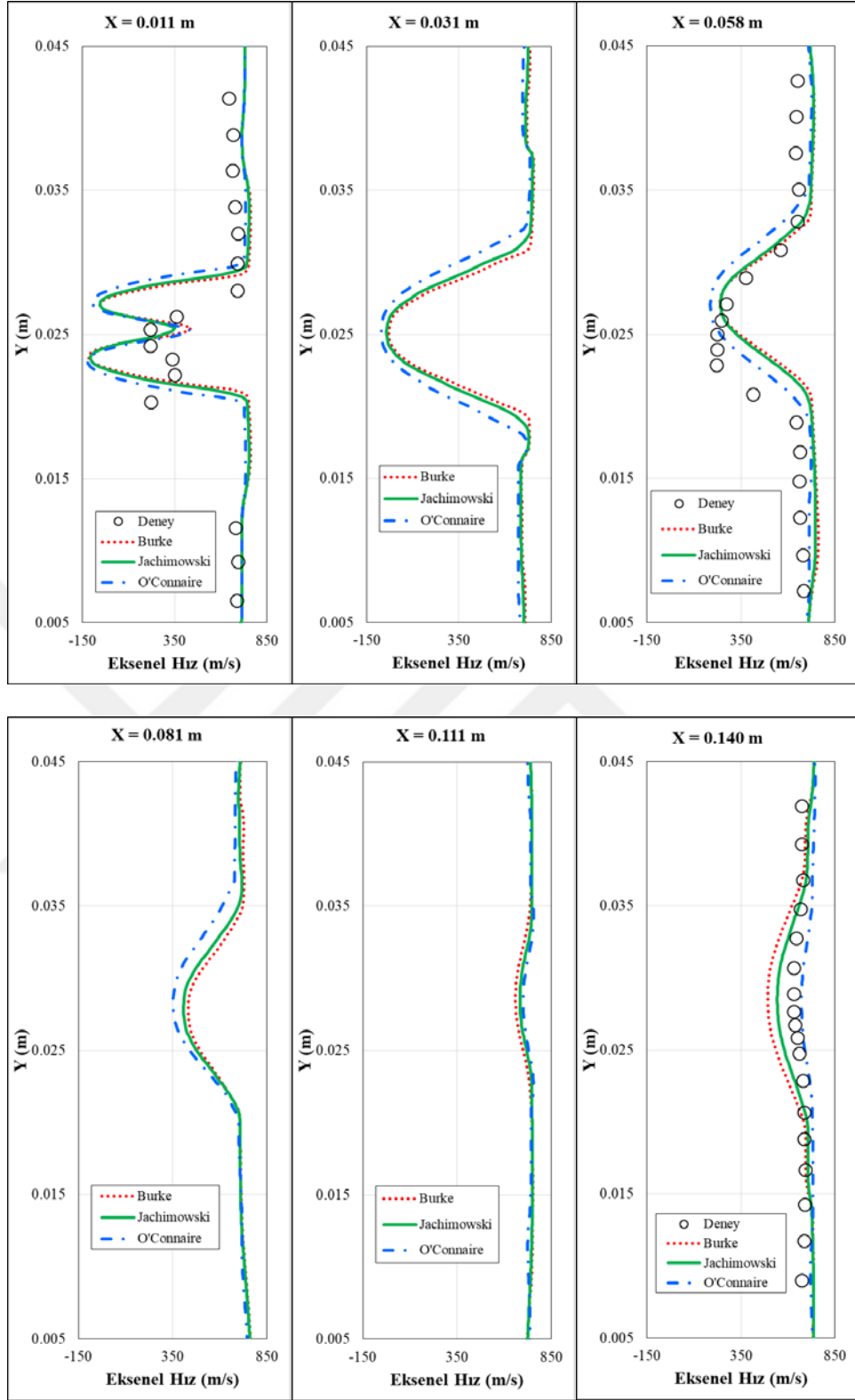
Reaksiyon mekanizmaları analizleri sonucunda dikey istasyonlarda aksenal hız profilleri için elde edilen aksenal hız profilleri Şekil 3.59 ile gösterilmektedir.  $X=0.011$  m'de bulunan istasyona bakıldığında Burke ve O'Connaire reaksiyon mekanizmalarının aynı davranışı gösterdiği, Jachimowski reaksiyon mekanizmasının ise diğer iki mekanizmaya göre daha yavaş yayıldığı görülmektedir.  $X=0.031$  m ve  $X=0.058$  m'de bulunan iki istasyonda ise Burke ve Jachimowski reaksiyon mekanizmaları birbirine yakın sonuç göstermekle beraber üç mekanizma da  $X=0.058$  m olarak gösterilen istasyonda deney sonucu asimetric profilini tahmin edememiştir. Bunun ana sebebi yanma odası girişinin düzgün (uniform) olarak analiz edilmesidir. Deney yapılan lüle çıkışındaki profilin bilinmemesi sebebiyle şok dizisi doğru tahmin

edilememekle beraber analizlerde zamana bağılı değişen şoklar tahmin edilememiştir.  $X=0.081$  m ve  $X=0.111$  m olarak gösterilen istasyonlarda ise üç reaksiyon mekanizması da aynı davranışı göstermektedir.  $X=0.140$  m olarak belirtilen istasyonda O'Connaire reaksiyon mekanizması deney sonuçlarına daha yakın olmakla beraber Jachimowski ve Burke reaksiyon mekanizmaları aynı davranışı sergilemektedir. Dikey istasyonların haricinde yanma odası boyunca yatay ekseninde (centerline) aksel hız analiz sonuçları, deney sonuçları ile karşılaştırılmıştır. Farklı reaksiyon mekanizmaları için elde edilen orta düzlem aksel hız dağılımı Şekil 3.60 ile gösterilmektedir. Tüm reaksiyon mekanizması analizleri neticesinde 0.13 m ile 0.14 m arasındaki kısım hariç analiz sonuçları, deney sonuçları ile uyum göstermekte ve kabul edilebilir seviyededir

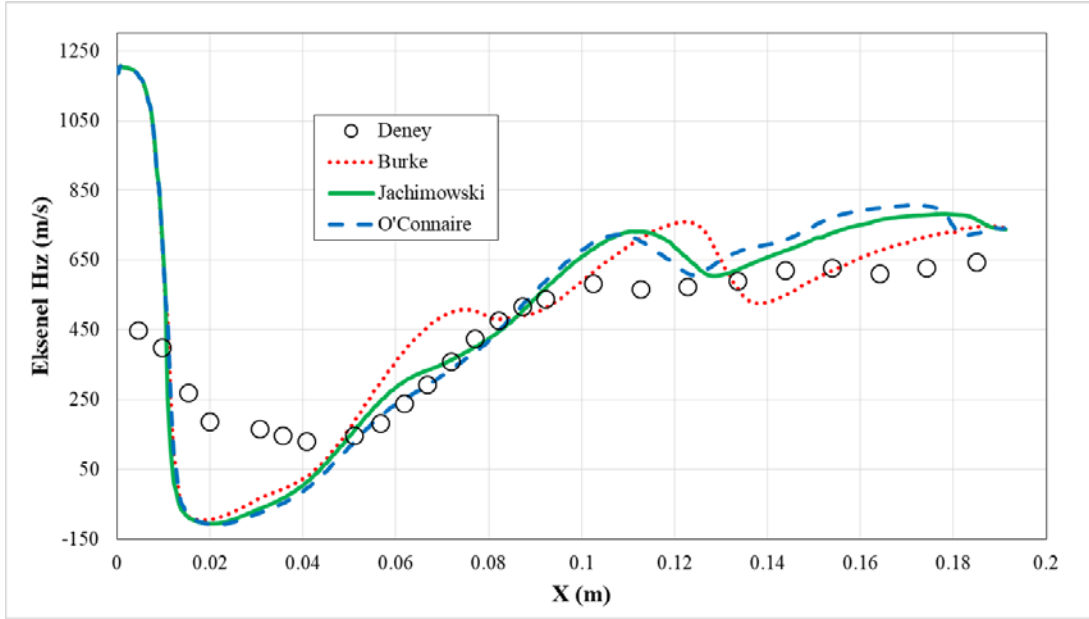


Şekil 3.58: Farklı reaksiyon mekanizmaları için orta düzlemde Mach sayısı konturları.

Farklı reaksiyon mekanizmaları için hız vektörleri Şekil 3.61 ile gösterilmektedir. Bu vektörler kıyaslandığında, Burke reaksiyon mekanizmasının oluşturduğu art çevirme bölgesi aksel yönde diğer iki mekanizmaya göre aksel yönde uzamakta, dikey ekseninde ise daha dar bir bölge oluşturmaktadır. Bunun yanı sıra Jachimowski ve O'Connaire reaksiyon mekanizmaları art çevirme bölgesi açısından küçük farklar haricinde aynı hız alanını öngörmektedir.



Şekil 3.59: Farklı reaksiyon mekanizmaları için elde edilen aksenal hız [m/s] profilleri.

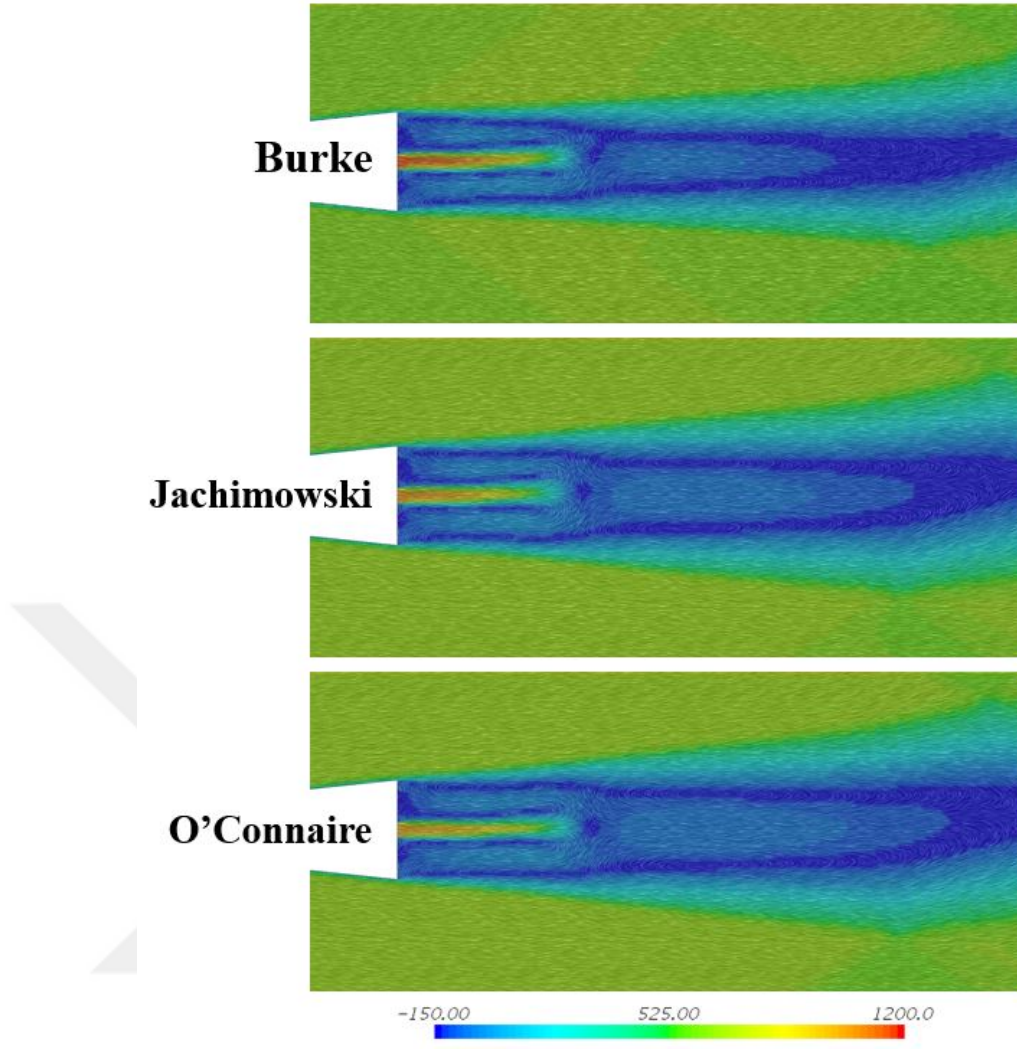


Şekil 3.60: Farklı reaksiyon mekanizmaları için elde edilen orta düzlem aksenal hız dağılımı.

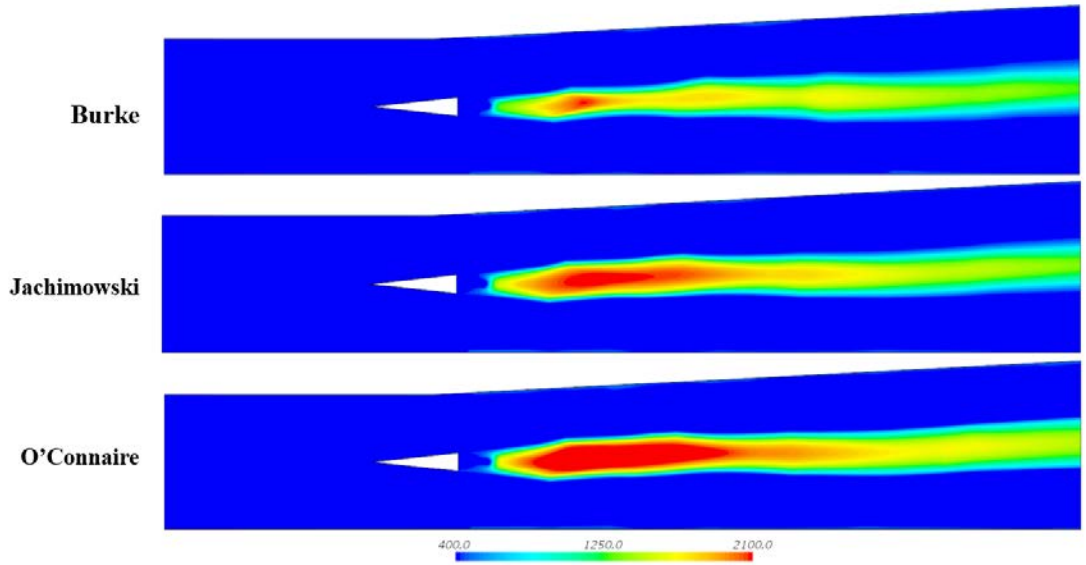
Eksenel hız profillerinin yanı sıra yanma odasında Burke, Jachimowski ve O'Connaire reaksiyon mekanizmaları için sıcaklık konturları gösterilmiştir. Sıcaklık konturları tüm reaksiyon mekanizmaları için Şekil 3.62 ile gösterilmektedir. Sıcaklık konturlarına bakıldığında Burke reaksiyon mekanizması daha küçük bir alev hacmi gösterirken, O'Connaire reaksiyon mekanizması büyük alev hacmine sahiptir. Farklı reaksiyon mekanizmaları için dikey istasyonlarda sıcaklık profilleri de deney sonuçları Şekil 3.63 ile kıyaslanmıştır. Sıcaklık profillerine bakıldığında,  $X=0.011$  m ile gösterilen istasyonda üç reaksiyon mekanizmasının da aynı davranışı gösterdiği tespit edilmiştir.

Bu istasyonda Jachimowski en yüksek sıcaklığı tahmin etmekle beraber üç reaksiyon mekanizması da FGM yanma modelinin oksitleyici ve yakıt art çevirme bölgesinde oluşan hızlı reaksiyonları tahmin edememesi sebebiyle deney sonuçlarıyla uyum göstermemektedir.





Şekil 3.61: Farklı reaksiyon mekanizmaları için hız vektörleri [m/s].

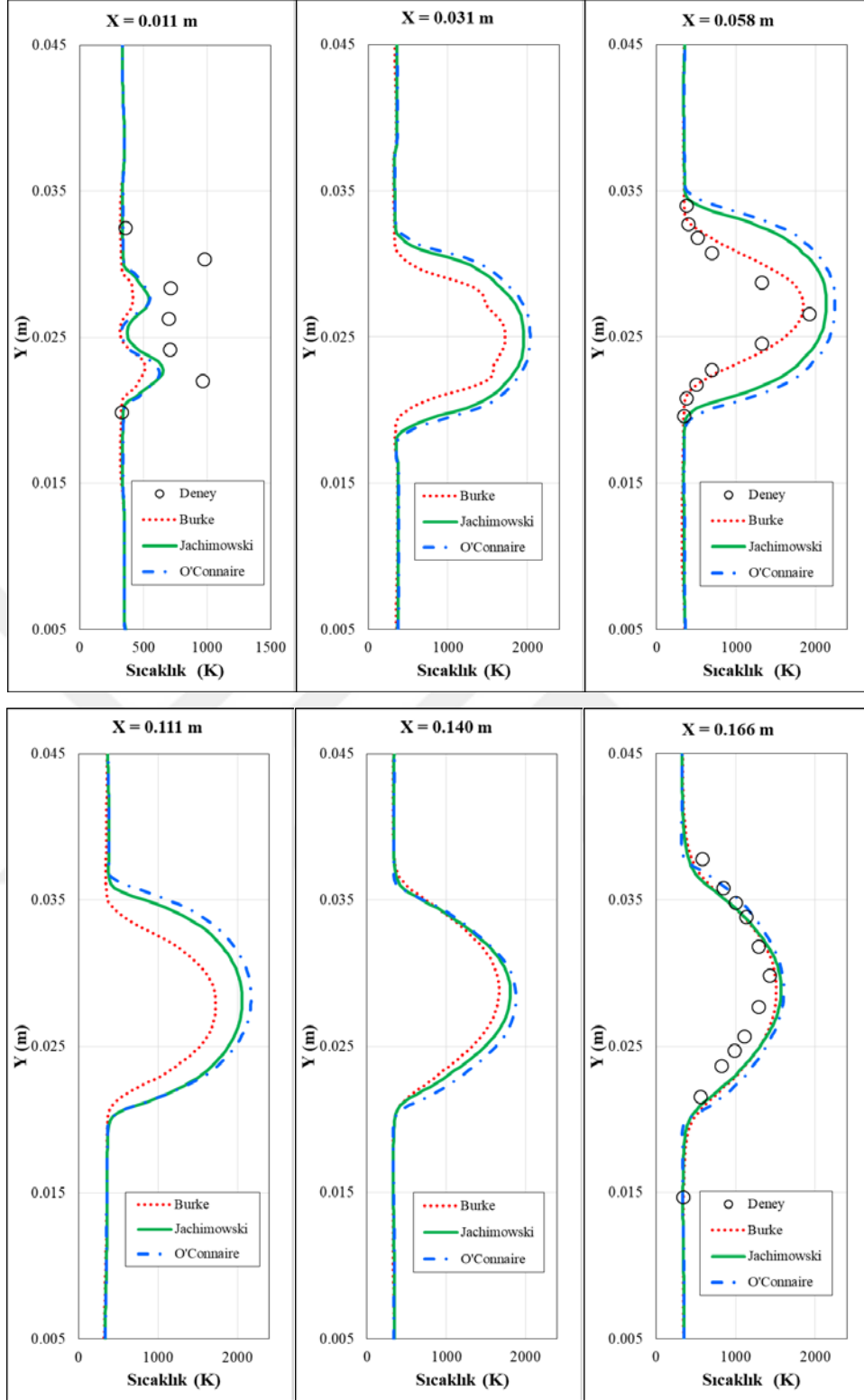


Şekil 3.62: Farklı reaksiyon mekanizmaları için orta düzlemde sıcaklık [K] konturları.

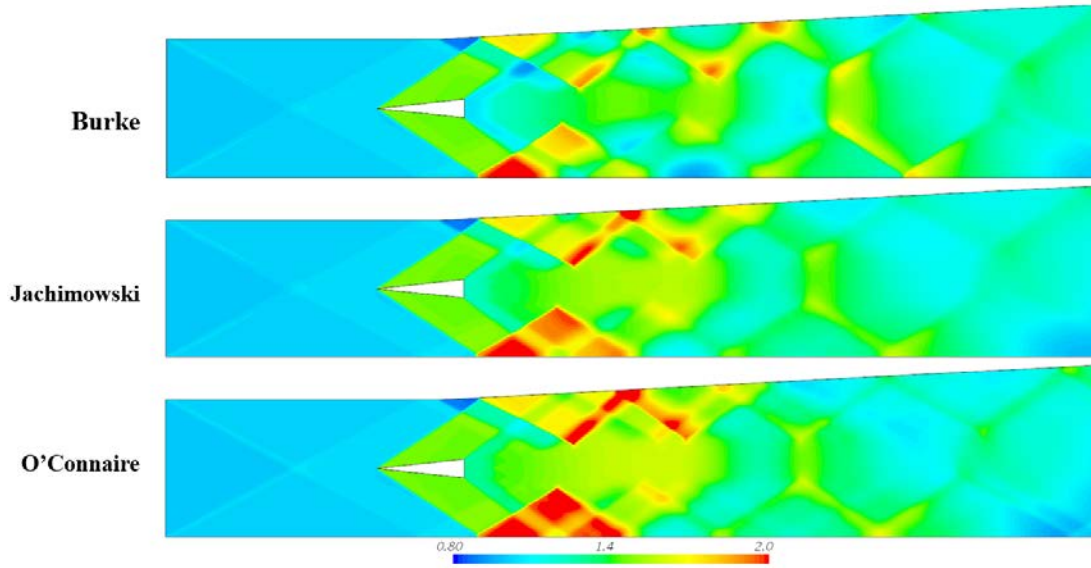
$X=0.031$  m ile gösterilen istasyonda Jachimowski ve O'Connaire reaksiyon mekanizması birbiriyle yakın sıcaklık profilleri göstermiş olup Burke reaksiyon mekanizmasına göre %11 daha yüksek sıcaklık göstermektedir.  $X=0.058$  m olarak belirtilen istasyonda ise Burke reaksiyon mekanizması deney sonuçları ile birebir uyum göstermektedir. Jachimowski ve O'Connaire reaksiyon mekanizmaları bu noktada %6 yüksek sıcaklık göstermektedir. Bu mekanizmaların alev hacmi daha geniş bir alana yayıldığı için sıcaklık profilinin yapısı deney sonuçları ile dikey eksen boyunca farklılık göstermektedir.  $X=0.081$  m ile gösterilen istasyonda Burke reaksiyon mekanizması en yüksek sıcaklık 1800 K olarak görülmekte, Jachimowski ve O'Connaire reaksiyon mekanizmaları bu istasyonda 250 K daha yüksek sıcaklık göstermektedir.  $X=0.111$  m olarak gösterilen istasyonda ise sıcaklık profilleri birbiriyle uyum göstermektedir.  $X=0.166$  m ile gösterilen son istasyonda ise tüm reaksiyon mekanizmaları aynı profili göstermekte ve deney sonuçlarıyla uyum göstermektedir.

Sıcaklık ve aksenal hız profillerinin yanı sıra basınç konturları gösterilmiş ve alt duvar basınç deney sonuçları Şekil 3.64 ile kıyaslanmıştır. Burke reaksiyon mekanizmasında basınç değişimi gradyeni daha düşük gözükmele beraber bu değişim Jachimowski reaksiyon mekanizmasında yüksek, O'Connaire reaksiyon mekanizmasında daha yüksektir.

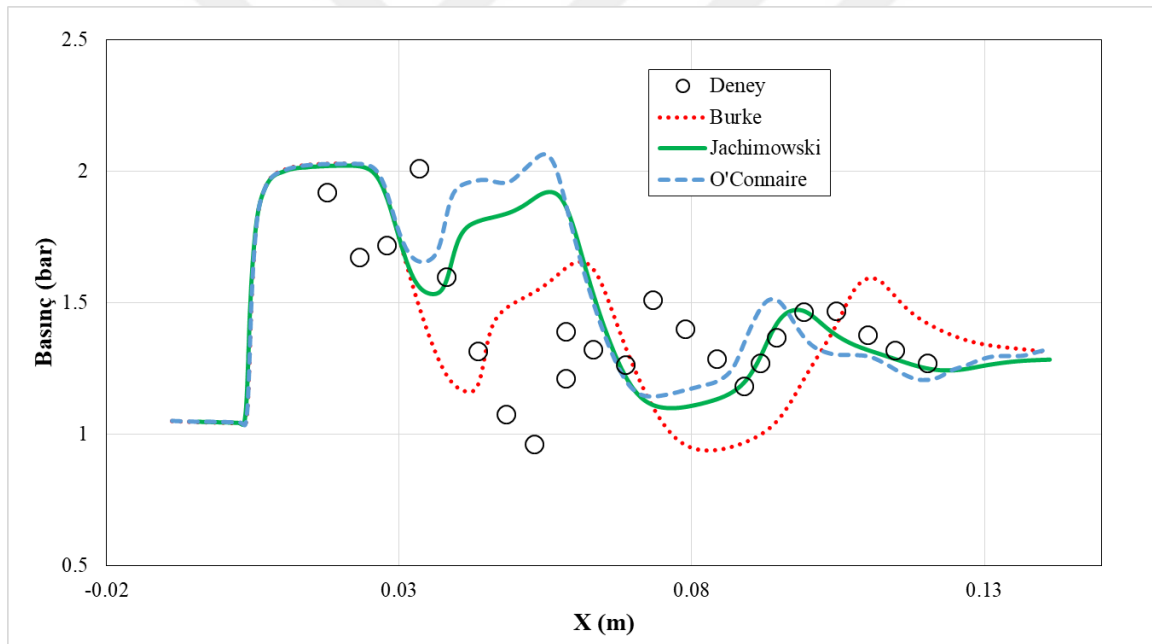
Farklı yanma modelleri için alt duvar basınç dağılımı Şekil 3.65 ile gösterilmektedir. Basınç dağılımına bakıldığında 0.04 m ile 0.06 m arasında O'Connaire ve Jachimowski reaksiyon mekanizmaları deney sonuçlarından ve Burke yanma modelinden daha farklı sonuç göstermektedir. Bu noktalar arasında O'Connaire ve Jachimowski reaksiyon mekanizmaları basınç dağılımını daha yüksek tahmin etmektedir. 0.11 m ile 0.12 m arasına bakıldığında ise Jachimowski reaksiyon mekanizması deney sonuçlarıyla oldukça uyumlu bir basınç dağılımı göstermektedir. Bu noktalar arasında O'Connaire reaksiyon mekanizması basınç değerlerini deney sonuçlarından yüksek, Burke reaksiyon mekanizması ise düşük tahmin etmektedir.



Şekil 3.63: Farklı reaksiyon mekanizmaları için elde edilen sıcaklık [K] profilleri.

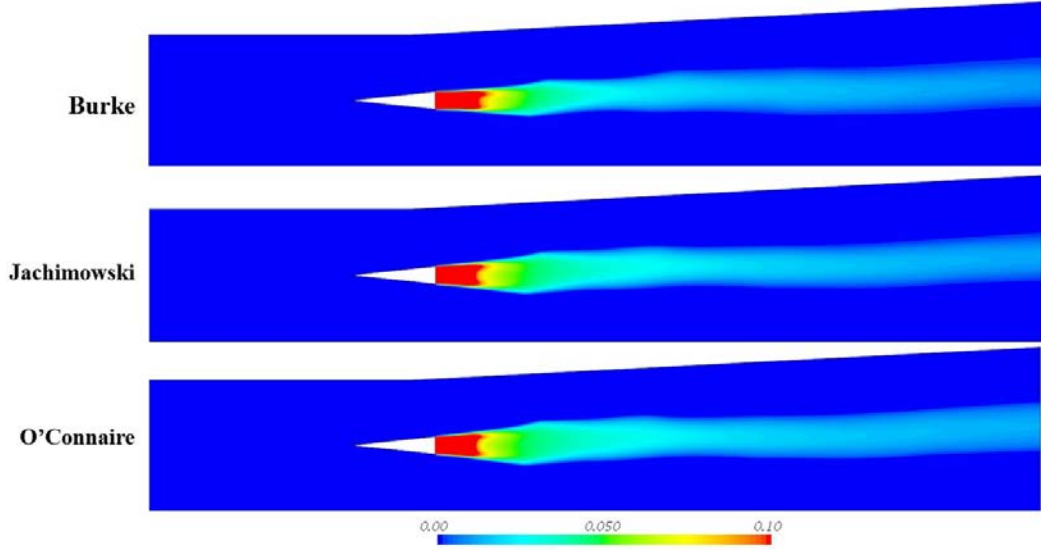


Şekil 3.64: Farklı reaksiyon mekanizmaları için orta düzlemde basınç [bar] konturları.

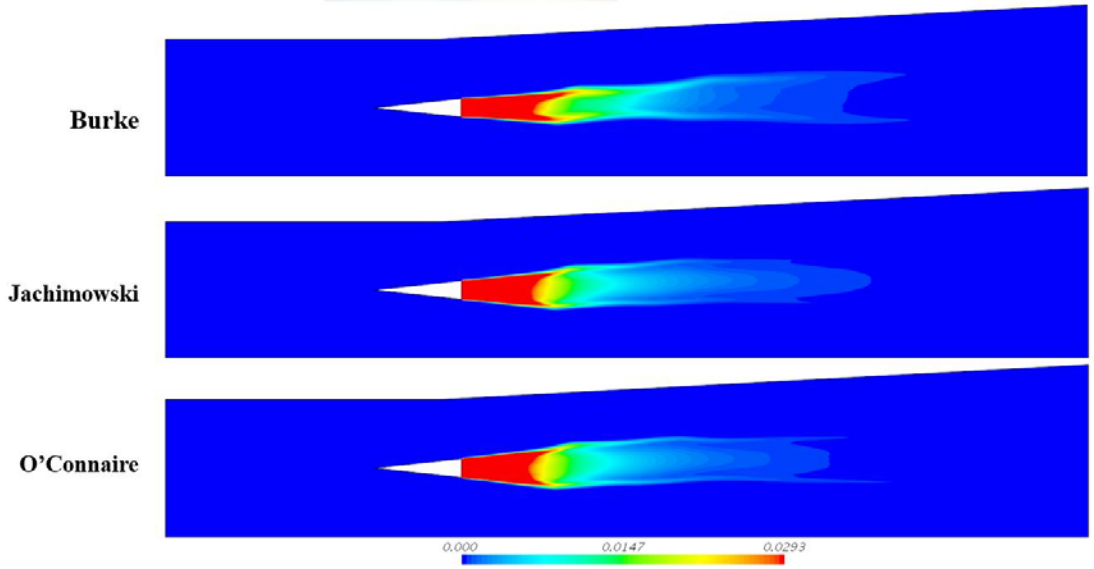


Şekil 3.65: Farklı reaksiyon mekanizmaları için alt duvar basınç dağılımı.

Burke, Jachimowski ve O'Connaire reaksiyon mekanizmaları için karışım oranı ve kütleli hidrojen oranı konturları Şekil 3.66 ve Şekil 3.67 ile gösterilmektedir. Karışım oranına bakıldığında üç reaksiyon mekanizması da aynı davranışı göstermektedir.



Şekil 3.66: Farklı türbülans modelleri için orta düzlemde karışım oranı (mixture fraction).



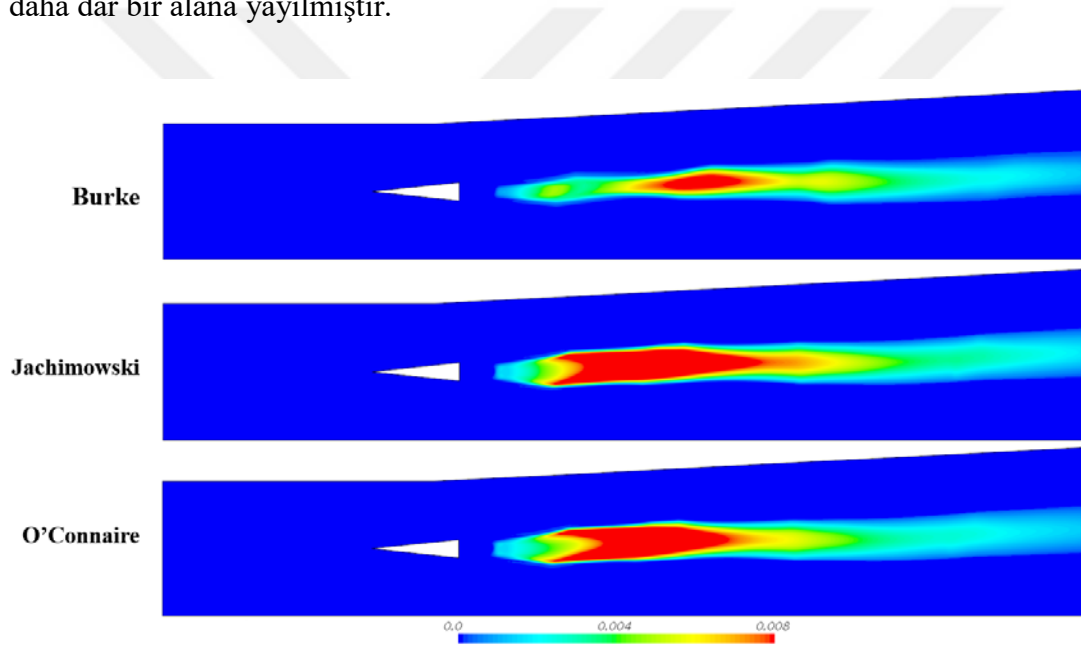
Şekil 3.67: Farklı reaksiyon mekanizmaları için orta düzlemde kütleli hidrojen [ $H_2$ ] oranı konturları.

Kütleli hidrojen oranına bakıldığında Jachimowski ve O'Connaire reaksiyon mekanizmalarının daha güçlü bir art çevirme bölgesi yaratarak az da olsa Burke reaksiyon mekanizmasına göre daha büyük bir alan kapladığı görülmektedir.

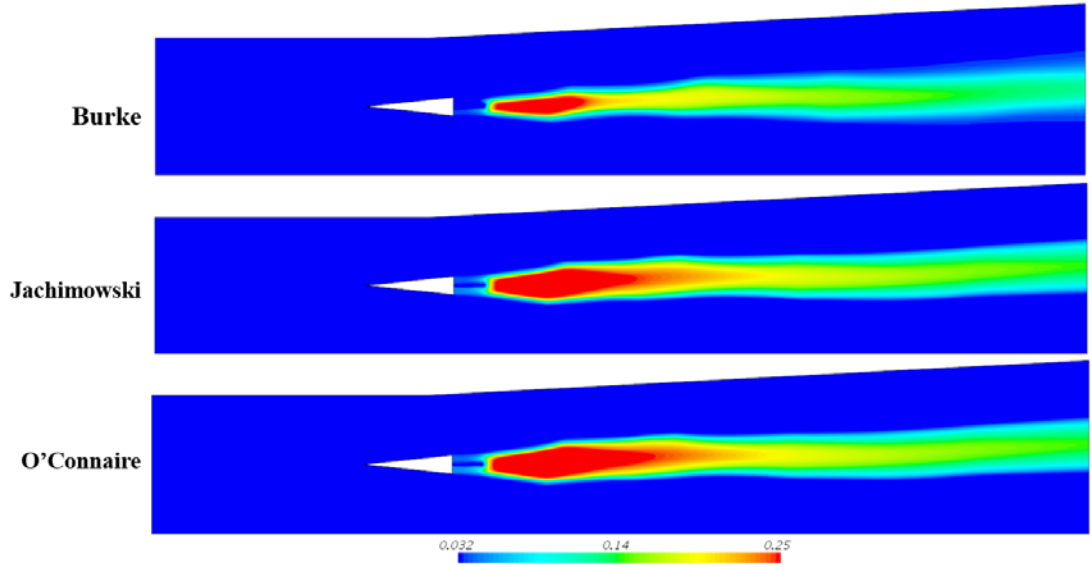
Farklı reaksiyon mekanizmaları için orta düzlemde kütleli hidroksil oranı konturları Şekil 3.68 ile gösterilmektedir. Burke reaksiyon mekanizması yanma odasının ortasına doğru oluşturduğu hidroksil ile küçük bir bölge oluşturmakta, Jachimowski ve

O'Connaire reaksiyon mekanizmaları ise çok bir hidroksil üretimi gerçekleştirmiş ve geniş bir alana yayılmıştır.

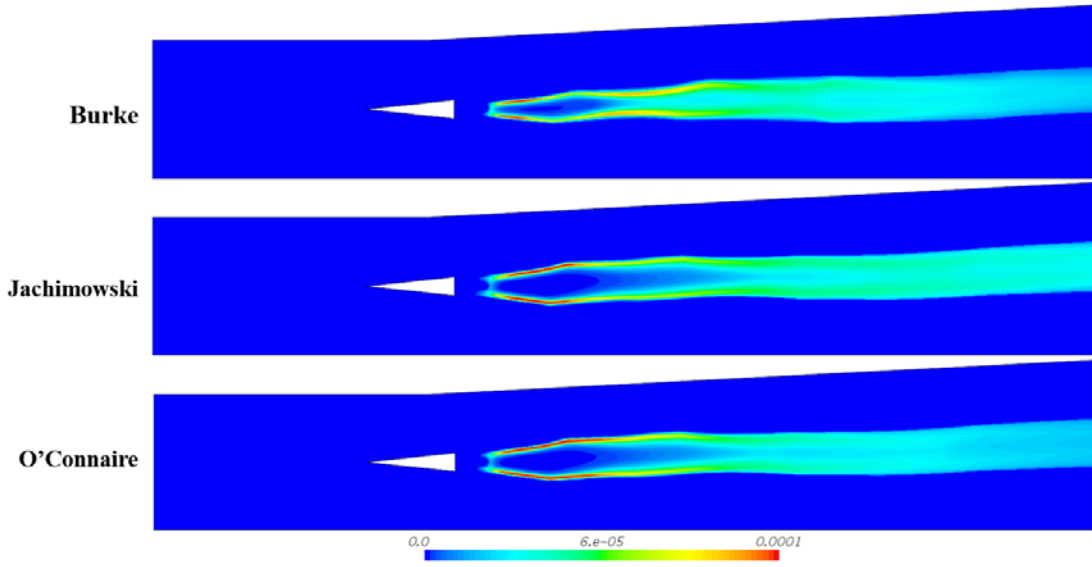
Kütlesel hidroksil ve hidrojen oranı konturlarının yanı sıra su buharı ve hidroperoksil konturları da gösterilmektedir. Farklı reaksiyon mekanizmaları için orta düzlemde kütlesel su buharı ve hidroperoksil oranı konturları sırasıyla Şekil 3.69 ve Şekil 3.70 ile gösterilmektedir. Su buharı konturlarına bakıldığında Burke reaksiyon mekanizmasının su buharı üretiminin Jachimowski ve O'Connaire reaksiyon mekanizmaları ile kıyaslandığında daha kısıtlı bir alanda üretilip yayıldığı görülmektedir. Hidroperoksil konturuna bakıldığında ise üretim aynı miktarda olup su buharı alanının kısıtlı kalması sebebiyle Burke reaksiyon mekanizması analizlerinde daha dar bir alana yayılmıştır.



Şekil 3.68: Farklı reaksiyon mekanizmaları için orta düzlemde kütlesel hidroksil [OH] oranı konturları.



Şekil 3.69: Farklı reaksiyon mekanizmaları için orta düzlemde kütleli su buharı  $[H_2O]$  oranı konturları.



Şekil 3.70: Farklı reaksiyon mekanizmaları için orta düzlemde kütleli hidroperoksil  $[HO_2]$  oranı konturları.

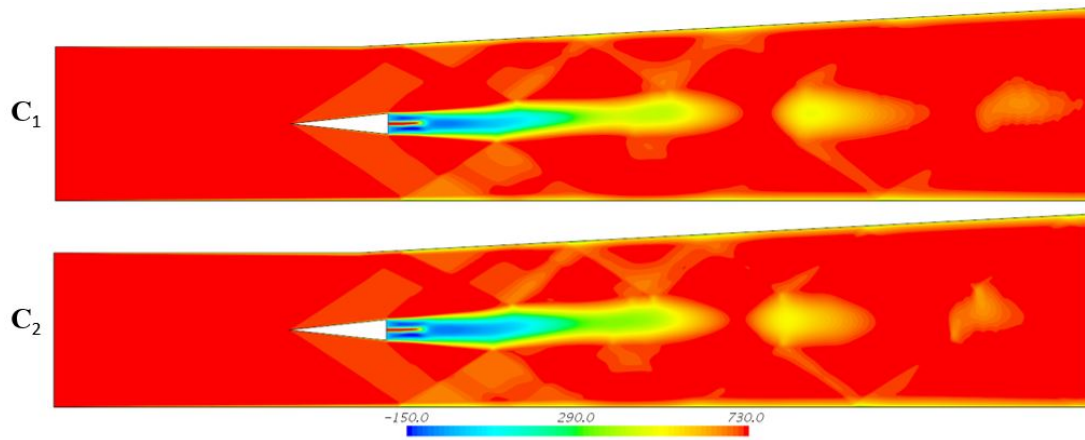
### 3.5. İlerleme Değişkeni Çalışması

Bu bölümde uygun çözüm ağı, türbülans modeli, yanma modeli ve reaksiyon mekanizmasına karar verildikten sonra, FGM yanma modeli için ilerleme değişkeni özelinde parametrik bir çalışma gerçekleştirilmiştir. Bölüm 2.3.3'te ifade edilen ilerleme değişkenleri aşağıda gösterilmektedir.

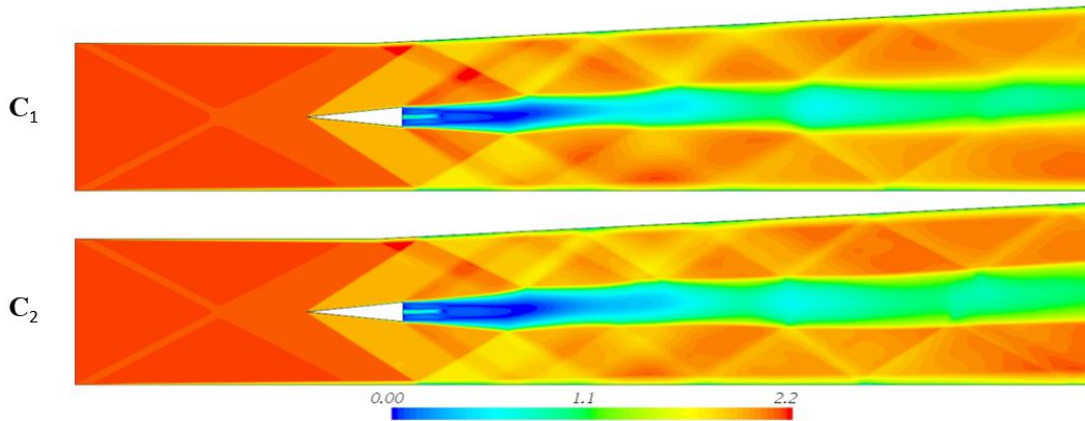
$$C_1 = Y_{H_2O}$$

$$C_2 = Y_{H_2O} + Y_{OH}$$

Kullanılan FGM yanma modelinde ilerleme değişkeni, bir türün kütlesel oranı olarak tanımlanabildiği gibi, farklı türlerin kombinasyonu olarak da tanımlanabilmektedir. Bu bölümdeki tüm analizlerde czm ağı II ve Realizable  $k-\varepsilon$  türbülans modeli kullanılmıştır. nceki bölümlerde belirtildiği üzere, analiz sonuçları deney sonuçları ile karşılaştırılmıştır. Tüm analizler için Burke [17] hidrojen-hava reaksiyon mekanizması kullanılmıştır.



şekil 3.71: İlerleme değişkeni  $C_1$  ve  $C_2$  için orta düzlemde eksenel hız [m/s] konturları.



şekil 3.72: İlerleme değişkeni  $C_1$  ve  $C_2$  için orta düzlemde Mach sayısı konturları.

Eksenel hız ve Mach sayısı konturları şekil 3.71 ve şekil 3.72 ile gösterilmiştir. Eksenel hız konturlarına bakıldığında ilerleme değişkeninin beklenildiği üzere hız



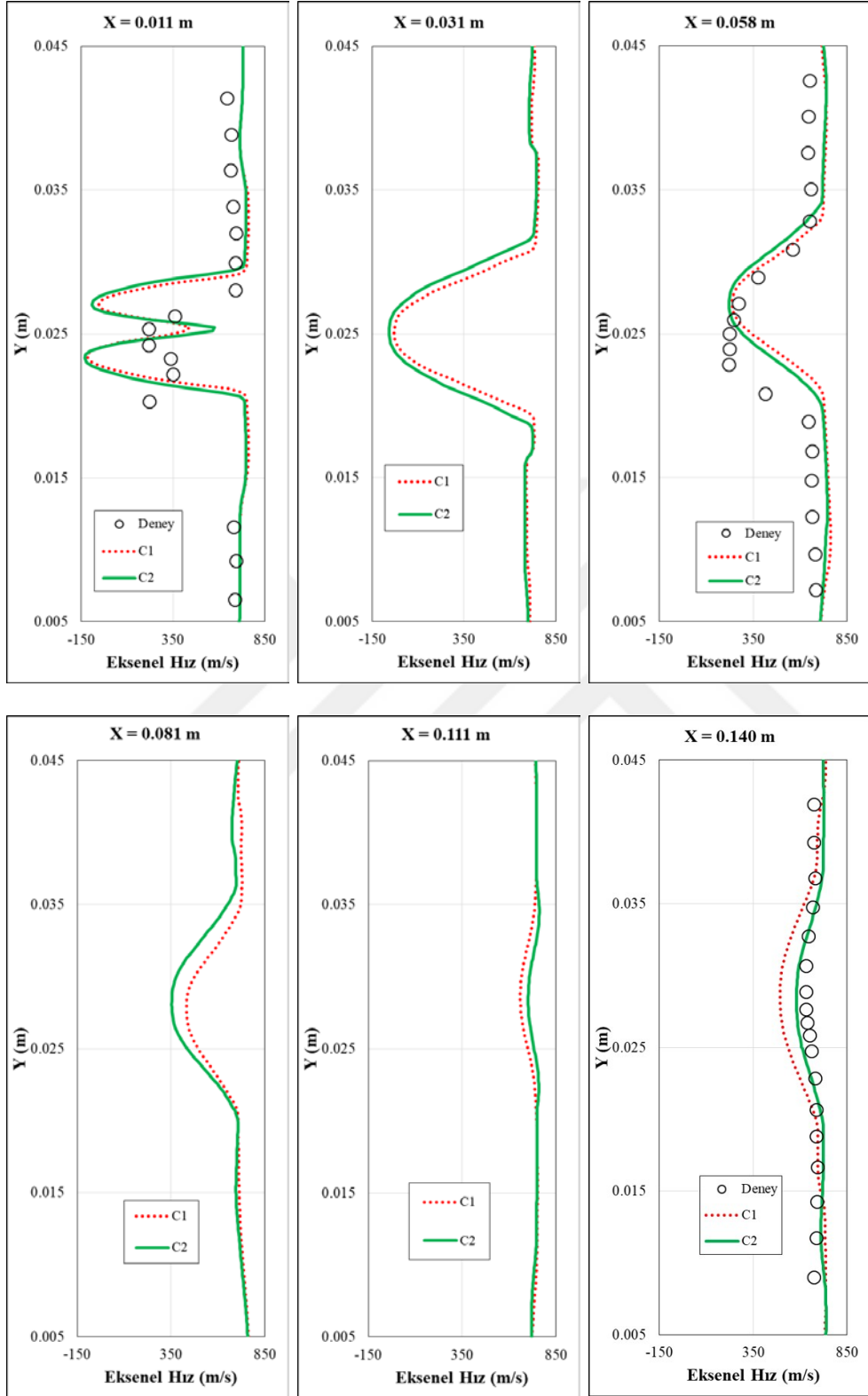
alanına doğrudan etkisi bulunmamaktadır. Bu sebeple oluşan art çevirme bölgesinin benzer olduğu ifade edilebilir.

İlerleme değişkeni parametrik çalışmasında Şekil 3.3'de belirtilen istasyonlardaki sonuçlar, deney sonuçları ile kıyaslanmıştır. Farklı ilerleme değişkenleri için hız profilleri Şekil 3.73 ile gösterilmektedir.  $X=0.011$  m ile gösterilen istasyonda hız profillerinin aynı davranışı göstermekte olduğu gözlemlenmektedir. Aynı davranış görülse dahi  $C_2$  ile isimlendirilen ilerleme değişkenlerinde, bu istasyonda,  $C_1$  ile karşılaştırıldığında maksimum hızda %7'lik bir fark mevcuttur.

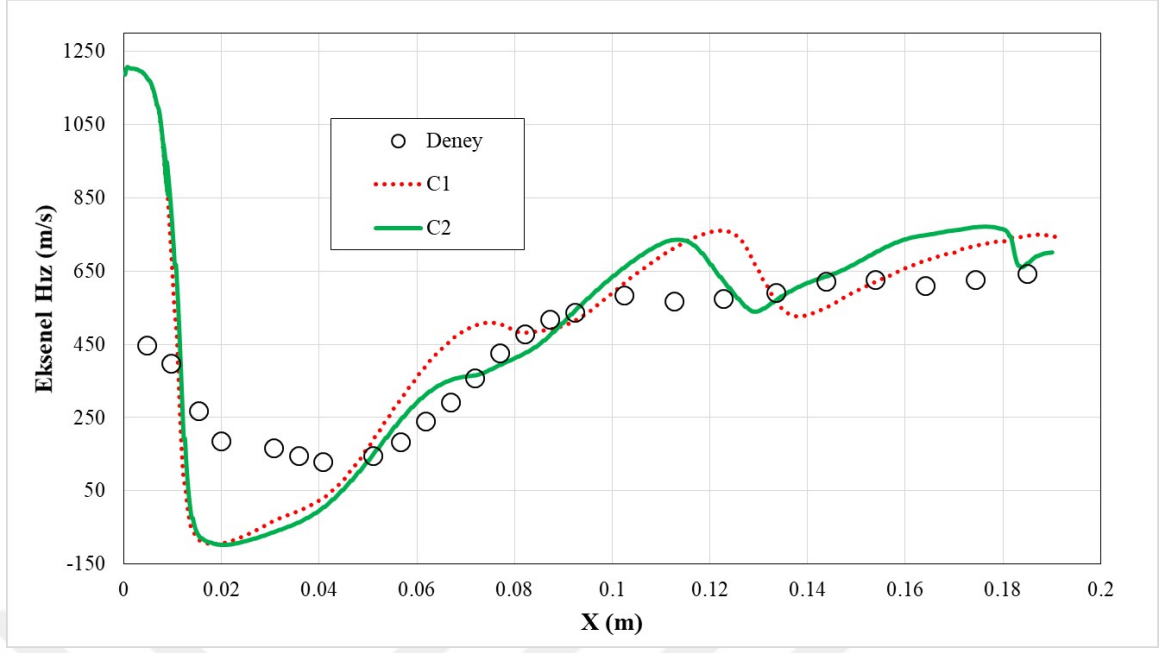
Bunun sebebi bu iki ilerleme değişkeninin sahip olduğu hidroksil (OH) radikalının hemen art çevirme bölgesinde küçük reaksiyonları başlatması olarak açıklanabilir. Diğer beş istasyona bakıldığında genel davranışın tüm hız profillerinde aynı olduğu gözlemlenmiştir.  $X=0.031$  m'de bulunan istasyona bakıldığında en yüksek sıcaklığı  $C_2$ 'nin yakaladığı görülmüştür.. Aynı şekilde en yüksek hız değerini  $X=0.058$  m'de  $C_2$  ile isimlendirilen ilerleme değişkeninin verildiği tespit edilmiştir.

Merkezi orta düzlemde aksenal hız değerleri deney sonuçları ile kıyaslandığında ise alev tutucudan 0.02 m'ye kadar tüm ilerleme değişkenleri aynı davranışı göstermektedir. Bu noktadan sonra ise  $C_1$  ilerleme değişkeni, gerçekleşen reaksiyonların, açığa çıkan türlerin ve sıcaklık bölgesinin farklı olması sebebiyle  $C_2$  ilerleme değişkeni hız dağılımlarından farklılık göstermektedir. Bu noktada oluşan farkın ilerleme değişkenine eklenen hidroksil (OH) türü olarak açıklanabilir.

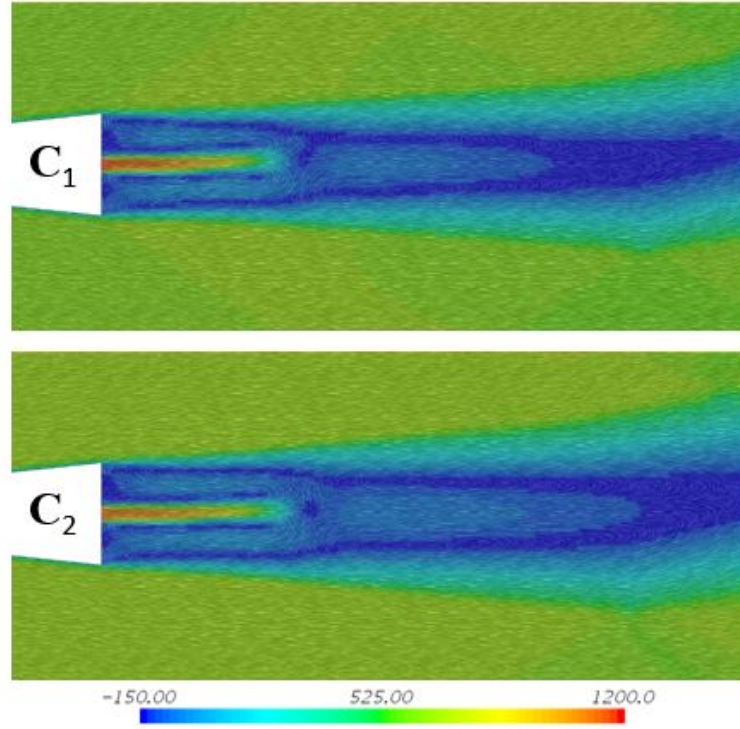
Farklı ilerleme değişkenleri için hız vektörleri Şekil 3.75 ile gösterilmektedir. Bu üç farklı ilerleme değişkeni hız vektörleri cinsinden kıyaslandığında ise  $X=0.011$  m istasyonunda olduğu gibi  $C_2$  ve  $C_3$  değişkenleri başlayan küçük (minör) reaksiyonlar sebebiyle aynı davranışı göstermektedir.  $C_1$  ilerleme değişkenine bakıldığında ise art çevirme bölgesi diğer iki ilerleme değişkenine göre daha dar bir alanı kaplamaktadır.



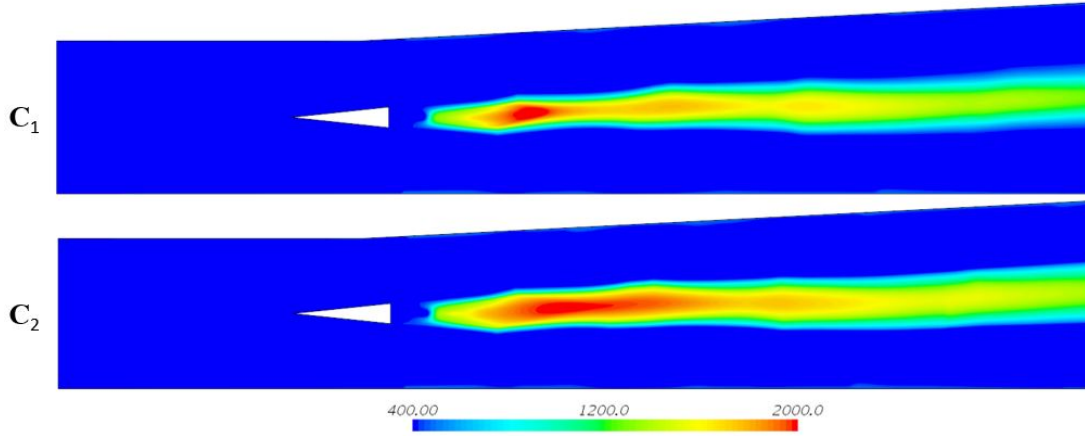
Şekil 3.73: Farklı ilerleme değişkenlerinde elde edilen eksenel hız [m/s] profilleri.



Şekil 3.74: Farklı ilerleme değişkenlerinde elde edilen orta düzlem eksenel hız dağılımı.



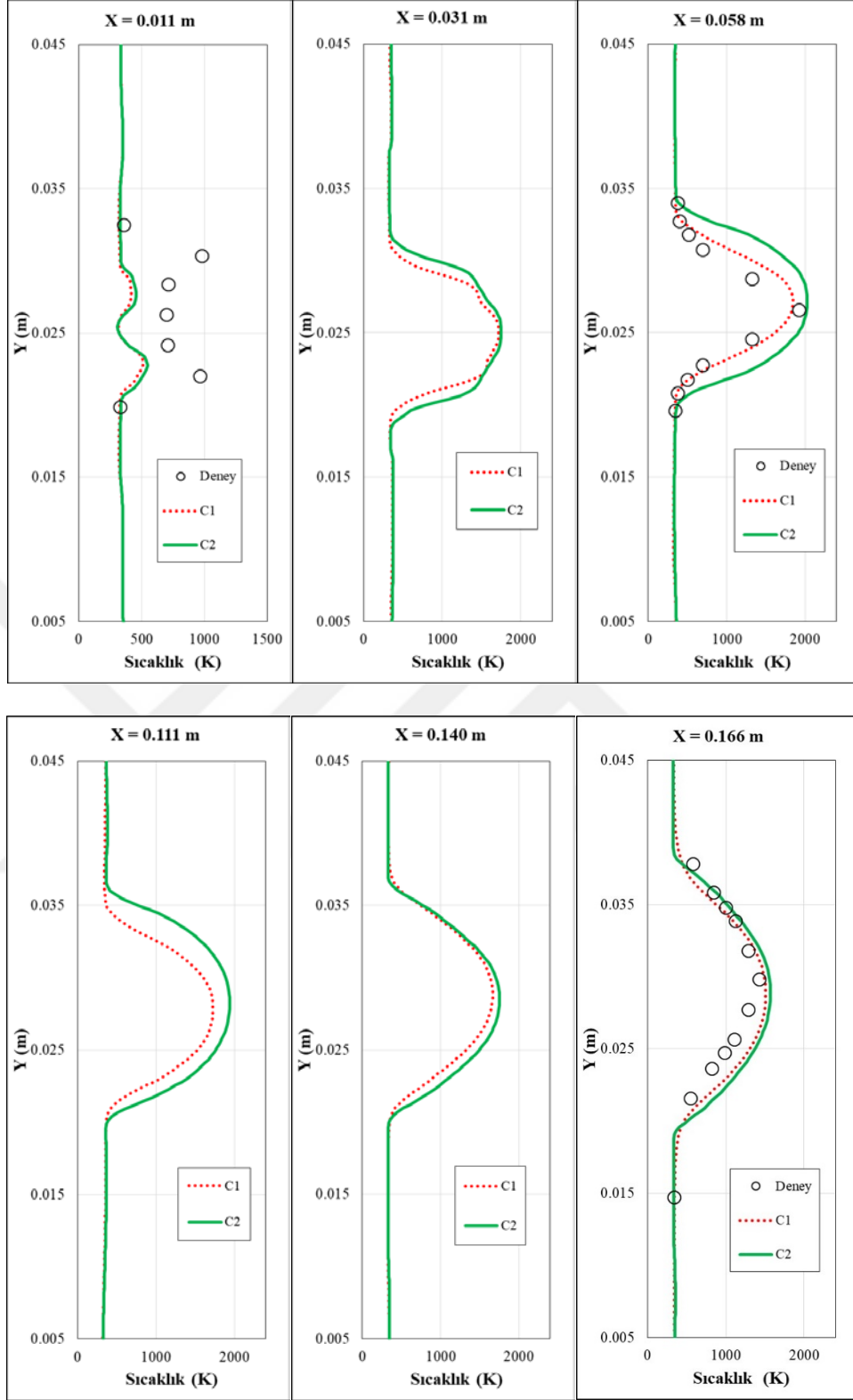
Şekil 3.75: Farklı ilerleme değişkenleri için hız vektörleri [m/s].



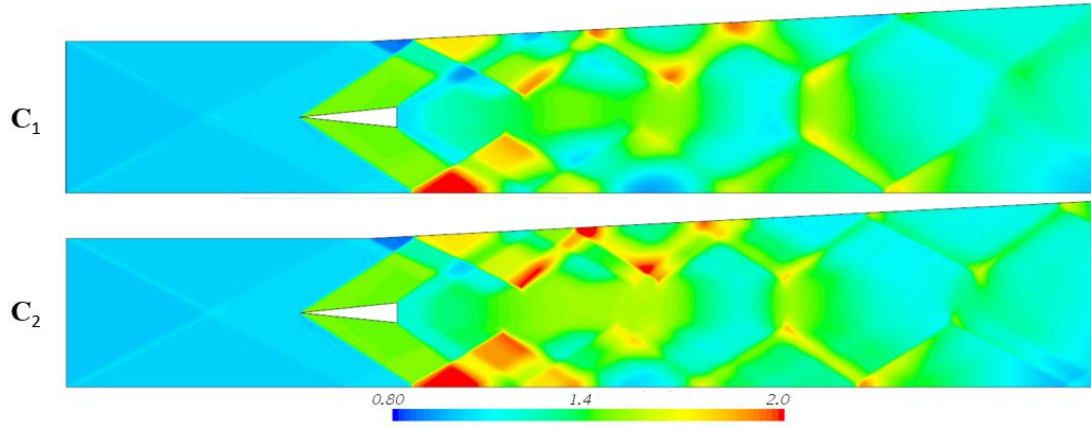
Şekil 3.76: İlerleme değişkeni  $C_1$  ve  $C_2$  için orta düzlemde sıcaklık [K] konturları.

İki farklı ilerleme değişkeni için orta düzlem sıcaklık konturları Şekil 3.76 ile gösterilmiştir. Sıcaklık dağılımına bakıldığında  $C_1$  ilerleme değişkeni için su buharı ( $H_2O$ ) üretilen nokta itibariyle sıcaklığın yükseldiği görülmektedir. Diğer ilerleme değişkeni için ise hidroksil ( $OH$ ) oluşumu ve su buharı ( $H_2O$ ) oluşumuyla alev bölge odası yanma odası çıkışına doğru uzamaktadır.

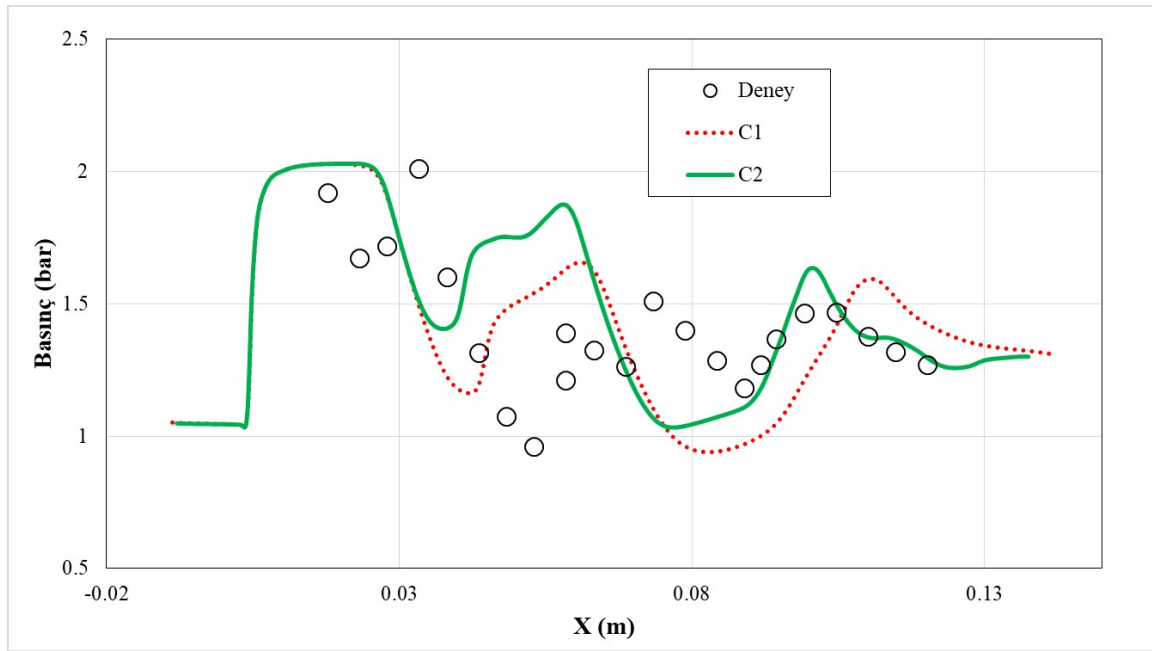
Farklı ilerleme değişkenleri için elde edilen dikey sıcaklık profilleri Şekil 3.77 ile gösterilmektedir.  $X=0.011$  m olarak gösterilen istasyonda tüm ilerleme değişkenlerinin aynı davranışı gösterdiği görülmekle beraber, FGM yanma modelinin oksitleyici ve yakıtın temas bölgesindeki reaksiyonları hiçbir şekilde öngöremediği açıktır.  $X=0.058$  m'ye bakıldığında ise  $C_2$  ilerleme değişkeninde en yüksek sıcaklıkların  $C_1$ 'e göre %4 arttığı gözlemlenmiştir. Bu sebeple en yüksek sıcaklıkları daha yakın öngörmüştür. Buna rağmen sıcaklık profili  $C_1$  noktasında deney sonuçlarıyla maksimum %5 sapmaktadır.  $X=0.166$  m olarak gösterilen istasyonda ise tüm sıcaklık profilleri birbiriyle aynı davranışı göstermektedir. Bu durum çıkış ortalama sıcaklığı tüm değişkenler için aynı olduğundan, normal karşılanmaktadır. İlerleme değişkeni mevcut reaksiyon mekanizmasındaki tüm türlerin lineer kombinasyonu olarak belirlenseydi SLF yanma modelindeki çözüm elde edilecekti. FGM yanma modeli bu noktada SLF yanma modelindeki çözüme yaklaştıkça deneyden uzaklaşmaktadır. Bu sebeple  $C_1$  değişkeni lokal sönme (extinction) durumunu daha iyi ön görmektedir.



Şekil 3.77: Farklı ilerleme değişkenlerinde elde edilen sıcaklık [K] profilleri.



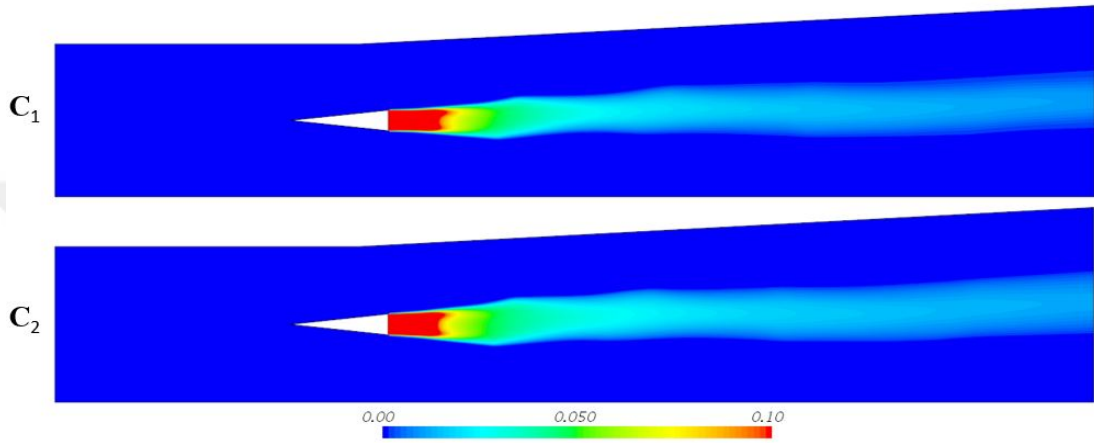
Şekil 3.78: İlerleme değişkeni  $C_1$  ve  $C_2$  için orta düzlemde basınç [bar] konturları.



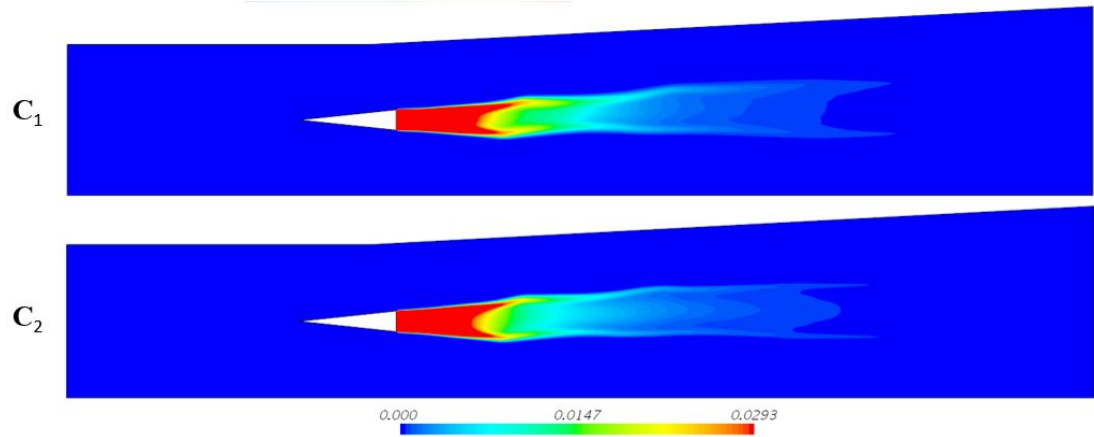
Şekil 3.79: Farklı ilerleme değişkenleri için alt duvar basınç dağılımı.

Farklı ilerleme değişkenleri için orta düzlem basınç konturları Şekil 3.78 ile gösterilmiştir. Bu grafiklere bakıldığında  $C_2$  ilerleme değişkeninin hidroksil (OH) türünün alev bölgesini değiştirmesi sebebiyle bu değişken için üst duvara yakın bölgedeki şok dizisi daha keskindir. Tekrar, farklı ilerleme değişkenleri için alt duvar basınç dağılımı deney sonuçları ile Şekil 3.79'da kıyaslanmaktadır. Basınç dağılımı  $C_2$  için aynı eğilimi göstermektedir.. Bu noktada  $X=0.05$  m'den sonraki bölge için deney sonuçlarıyla gösterilen uyumsuzluk,  $X=0.03$  m noktasındaki ani şok düşümünün analizlerde öngörülememesidir.

Eksenel hız, sıcaklık ve basınç değerlerinin yanı sıra yanma odası yakıt ve yanma sonucu ortaya çıkan ara türler de paylaşılmıştır. Farklı ilerleme değişkenleri için orta düzlemde karışım oranı ve kütleli hidrojen oranı konturları Şekil 3.80 ve Şekil 3.81 ile gösterilmektedir. Karışım oranı konturlarının benzer olduğu görülmekle beraber, kütleli hidrojen oranı konturuna bakıldığında,  $C_1$  ilerleme değişkeni için yakıtın diğer ilerleme değişkenine göre daha geç tükendiği gözlemlenmektedir. Diğer ilerleme değişkeni için ise oldukça benzer kütleli hidrojen oranı konturları mevcuttur.



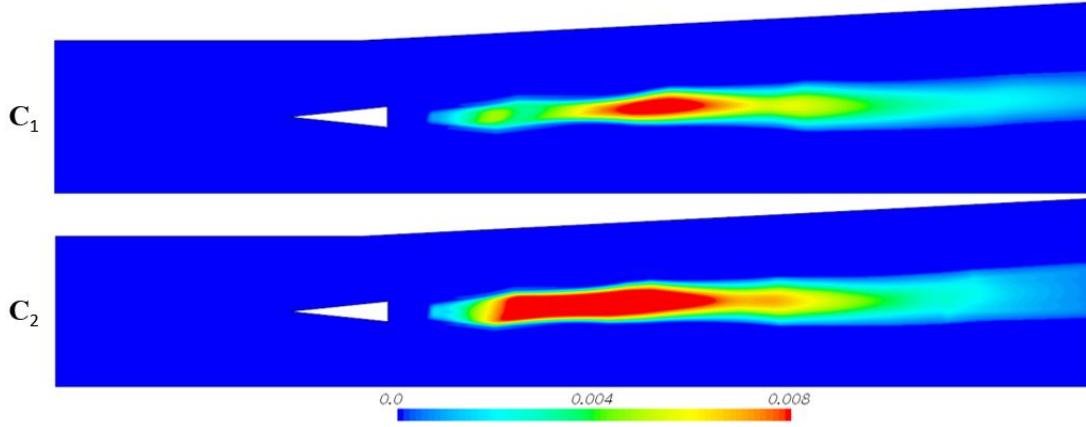
Şekil 3.80: İlerleme değişkeni  $C_1$  ve  $C_2$  için orta düzlemde karışım oranı (mixture fraction) konturları.



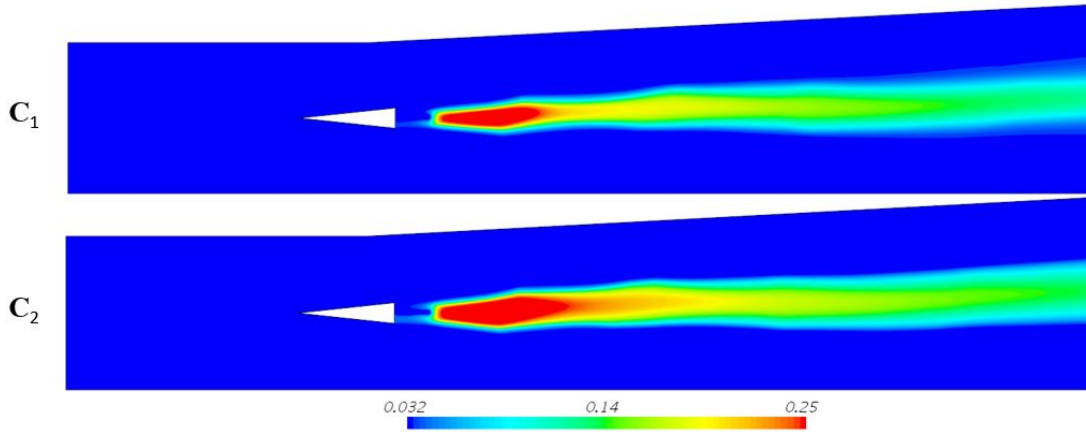
Şekil 3.81: İlerleme değişkeni  $C_1$  ve  $C_2$  için orta düzlemde kütleli hidrojen [ $H_2$ ] oranı konturları.

Bu doğrultuda hidroksil (OH) ve su buharı ( $H_2O$ ) konturları sırasıyla Şekil 3.82 ve Şekil 3.83 ile gösterilmektedir.  $C_1$  ilerleme değişkeni için hidroksil bölgesinin diğer ilerleme değişkenine göre daha küçük bir hacimde ve yanma odası çıkışına daha yakın

bir bölgede oluşmaktadır. İlerleme değişkeni parametresine eklenen OH ile beraber sıcaklık bölgesi OH ve H<sub>2</sub>O türlerini takip etmektedir.



Şekil 3.82: İlerleme değişkeni C<sub>1</sub> ve C<sub>2</sub> için orta düzlemde kütleli hidroksil [OH] oranı konturları.



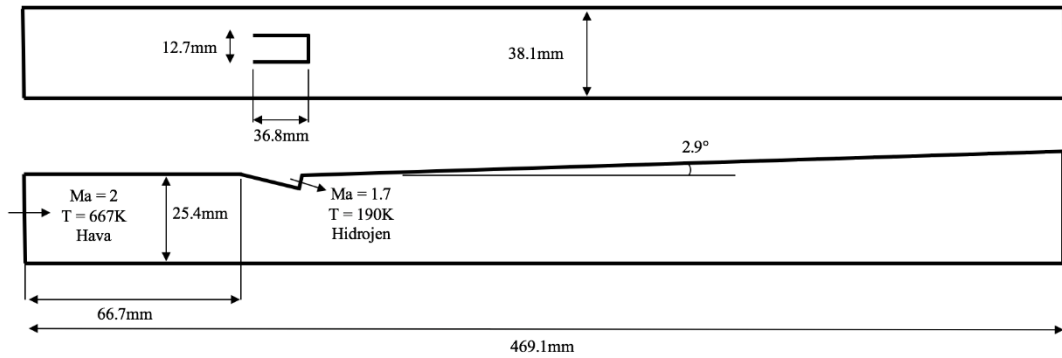
Şekil 3.83: İlerleme değişkeni C<sub>1</sub> ve C<sub>2</sub> için orta düzlemde kütleli su buharı [H<sub>2</sub>O] oranı konturları.

Su buharı konturlarına bakıldığında ise C<sub>1</sub> için su buharı bölgesinin diğer değişkene oranla daha küçük bir hacim kapladığı görülmektedir. Türlerin oluşumu ve tükenmesi ile ilgili ana değişikliği, ilerleme değişkeninin etki ettiği açık bir şekilde görülmekle beraber, OH türünün ilerleme değişkenine eklenmesi sıcaklık bölgesini hacim olarak büyütüştür.



#### 4. VIRGINIA ÜNİVERSİTESİ ÇİFT-MODLU SÜPERSONİK RAMJET YANMA ODASI HESAPLAMALI AKIŞKANLAR DİNAMİĞİ ANALİZLERİ

Bu bölümde Virginia Üniversitesi tarafından deneyleri gerçekleştirilmiş olan çift modlu Scramjet yanma odasının hesaplamalı akışkanlar dinamiği analiz sonuçları sunulmuştur. Virginia Üniversitesinde deneyleri yapılan “configuration A” [12], [13] isimli çift modlu Scramjet yanma odası deneyleri bir çok deney tekniği kullanarak gerçekleştirilmiştir. Sayısal analizlerin doğrulanması için yapılan bu testlerde Stereoscopic Particle Image Velocimetry (SPIV) [13], Coherent anti-Stokes Raman Spectroscopy (CARS) [14] ve Planar Laser Induced Fluorescence (PLIF) [15] kullanılarak, yoğunluk gradyeni, hız alanı, hidroksil radikal konsantrasyonu, sıcaklık ve türlerin mol oranları elde edilmiştir. Virginia Üniversitesi çift modlu Scramjet yanma odası geometrik detayları Şekil 4.1 ile gösterilmektedir. Bu bölümde gerçekleştirilen analiz sonuçları, CARS ölçümleri ve yanma odası üst duvar basınç ölçümleri ile karşılaştırılmıştır. CARS ölçümleri üç farklı dikey düzlemde sıcaklık, hidrojen mol oranı, oksijen mol oranı ve azot mol oranını kapsamaktadır.



Şekil 4.1: Virginia Üniversitesi çift modlu Scramjet yanma odası geometrik detayları.

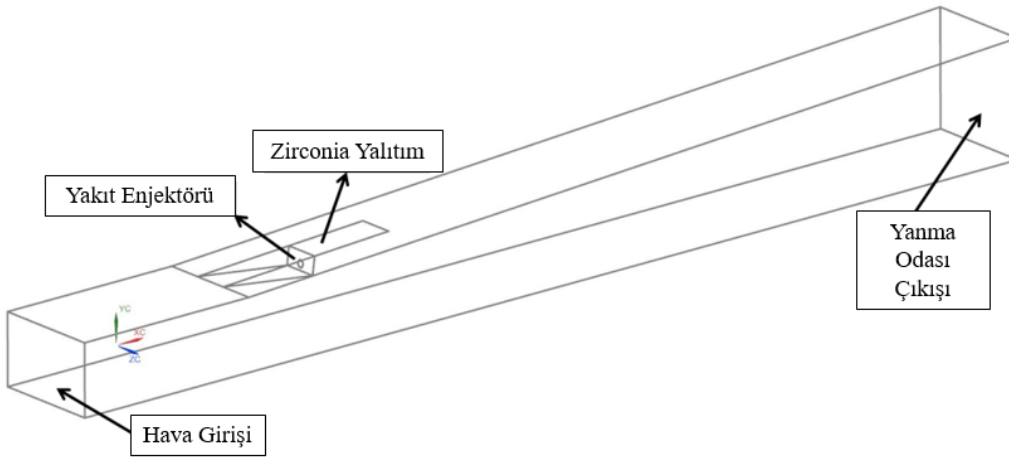
Virginia Üniversitesi çift modlu Scramjet yanma odası: configuration A sınır koşulları Çizelge 4.1 ile gösterilmektedir. Mevcut yanma odası hava giriş hızı 1035 m/s ve yakıt

giriş hızı ise 1783 m/s'dir. Yakıt 2.54 mm'lik dairesel enjektörden yanma odasına dahil olmaktadır. Yakıt denge katsayısı mevcut problem için 0.17'dir.

Çizelge 4.1: Virginia Üniversitesi çift modlu Scramjet yanma odası sınır koşulları

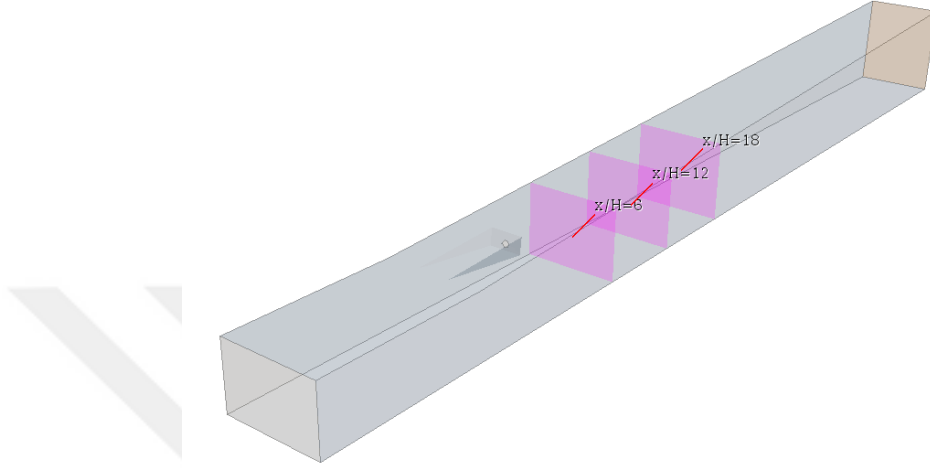
	Hava	Yakıt
<b>Toplam Basınç [kPa]</b>	300	465
<b>Toplam Sıcaklık [K]</b>	1200	300
<b>Mach Sayısı</b>	2.0	1.7
<b>Statik Basınç [kPa]</b>	38	94
<b>Statik Sıcaklık [K]</b>	667	190
<b>Yakıt Denge Katsayısı</b>	0.17	

Deney koşullarını birebir yansıtmak adına Cutler ve diğ. [14] belirttiği üzere Şekil 4.2 ile gösterildiği gibi Zirconia yalıtım olarak gösterilen kısım deneyde yalıtılmıştır. Deney koşullarını doğru yansıtmak adına Zirconia yalıtımın mevcut olduğu kısma sınır koşulu olarak duvar sıcaklığı 1000 K belirtilmiştir. Yanma odası analizlerinde kalan tüm duvarlar ise sınır koşulu olarak 600 K sabit sıcaklık olarak belirtilmiştir.



Şekil 4.2: Virginia Üniversitesi Scramjet yanma odası geometrisi.

Yapılan analizler Şekil 4.3 ile gösterildiği düzlemlerdeki CARS ölçümleri ile karşılaştırılmaktadır. Mevcut düzlemler yakıt enjektörü rampa yüksekliği ile boyutsuzlaştırılmış olup, rampa yüksekliği 6.35 mm'dir. Koordinat sisteminde orijin noktası yakıt enjektörü alındığında, ölçüm düzlemleri sırasıyla aksel koordinat olarak 38.1 mm, 76.2 mm ve 114.3 mm'de yer almaktadır.



Şekil 4.3: Virginia Üniversitesi Scramjet yanma odası CARS ölçüm düzlemleri.

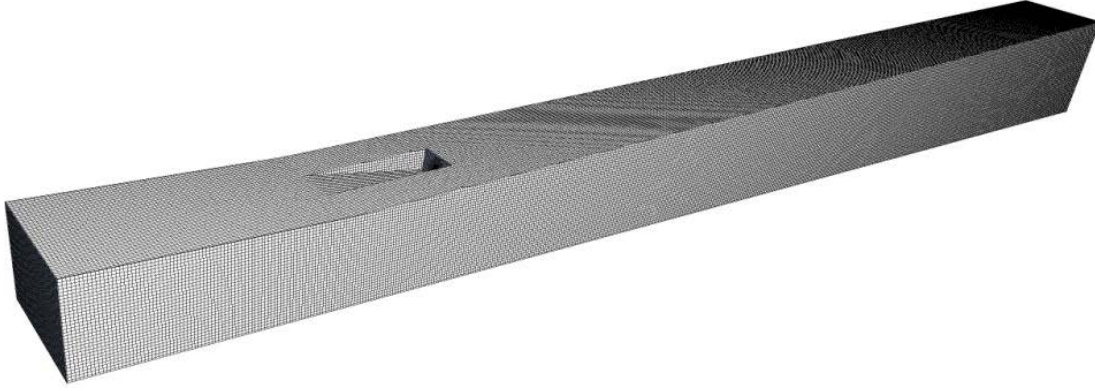
#### 4.1.Çözüm ağı çalışması

Virginia Üniversitesi çift modlu Scramjet yanma odası için çözüm ağı çalışması gerçekleştirilmiştir. Çözüm ağı çalışması kapsamında, üç farklı çözüm ağı oluşturulmuştur. DLR Scramjet yanma odası için de belirtildiği üzere analizler için yapısal, altı yüzlü çözüm hücrelerinin dominant olduğu çözüm ağları kullanılmıştır. Çözüm ağları, çözüm ağı I, çözüm ağı II ve çözüm ağı III olarak adlandırılmış olup sırasıyla 2.5 milyon, 10 milyon ve 37.8 milyon hücre içermektedir. Çözüm ağı çalışması için SST  $k-\omega$  türbülans modeli kullanılmıştır. Tüm çözüm ağı çalışmaları için Burke [17] hidrojen-hava reaksiyon mekanizması ve SLF yanma modeli kullanılmıştır.



Şekil 4.4: Orta düzlem üzerinde çözüm ağı I gösterimi.

Ek olarak yanma odası çözüm ağı I genel görünüşü Şekil 4.5 ile gösterilmiştir.



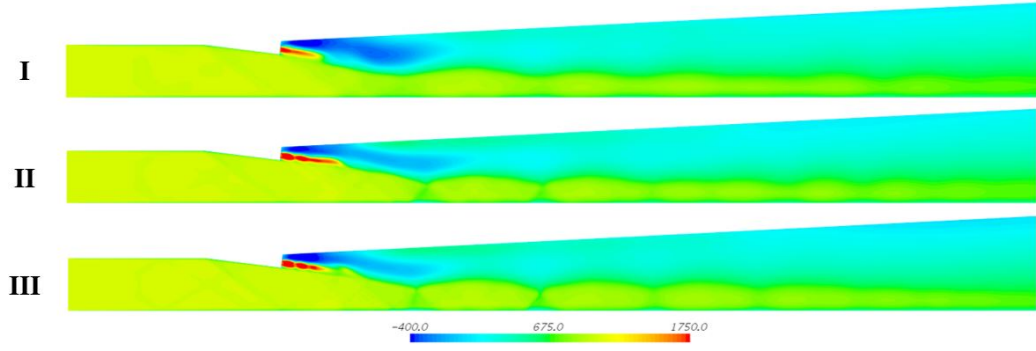
Şekil 4.5: Virginia Üniversitesi çift modlu süpersonik yanma odası çözüm ağı I görüntüsü.

Çözüm ağı I, çözüm ağı II ve çözüm ağı III için temel hücre boyutu sırasıyla 0.9 mm, 0.5 mm ve 0.3 mm'den oluşmaktadır. Çözüm ağlarının detaylı özellikleri Çizelge 4.2 ile gösterilmektedir.

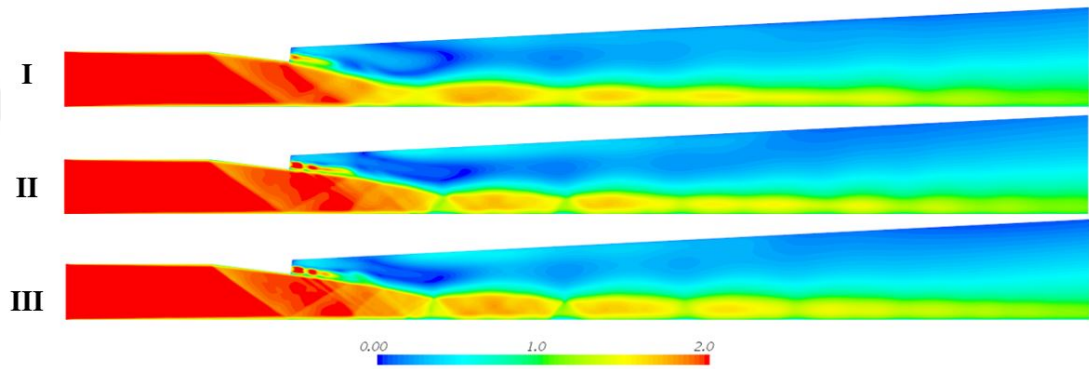
Çizelge 4.2: Çözüm ağı hücrelerinin özellikleri.

Çözüm Ağı	Temel Hücre Boyutu [mm]	Hücre Sayısı	Sınır Tabaka Hücre Sayısı	Sınır Tabaka Kalınlığı [mm]
I	0.9	2553064	10	0.72
II	0.5	10368018	15	0.4
III	0.3	37875461	20	0.24

Belirtilen özelliklere sahip çözüm ağları için aksel hız ve sıcaklık profilleri kendi içlerinde kıyaslanmaktadır. Tüm şekillerde çözüm ağı I, II ve III, (a), (b) ve (c) olarak isimlendirilmiştir. Çözüm ağı I, çözüm ağı II ve çözüm ağı III için orta düzel aksel hız konturları ve orta düzlem Mach sayısı konturları sırasıyla Şekil 4.6 ve Şekil 4.7 ile gösterilmektedir. Aksel hız konturlarına bakıldığında çözüm ağı I'de yakıt çıkışındaki hız profilleri çözüm ağı II ve çözüm ağı III ile farklılık göstermektedir. Ek olarak yakıtın verildiği rampanın arkasında oluşan art çevirme bölgesi çözüm ağı I'de diğer iki çözüm ağına göre farklılık göstermektedir. Mach sayısı konturlarına bakıldığında şok dizisinin çözüm ağı I'de tahmin edilemediği görülmekle beraber, çözüm ağı II için şok dizisi daha net görülmektedir. Çözüm ağı III için çözüm ağı çözünürlüğü arttığı için şok dizisi diğer iki çözüm ağına göre farklı bir davranış sergilemektedir.

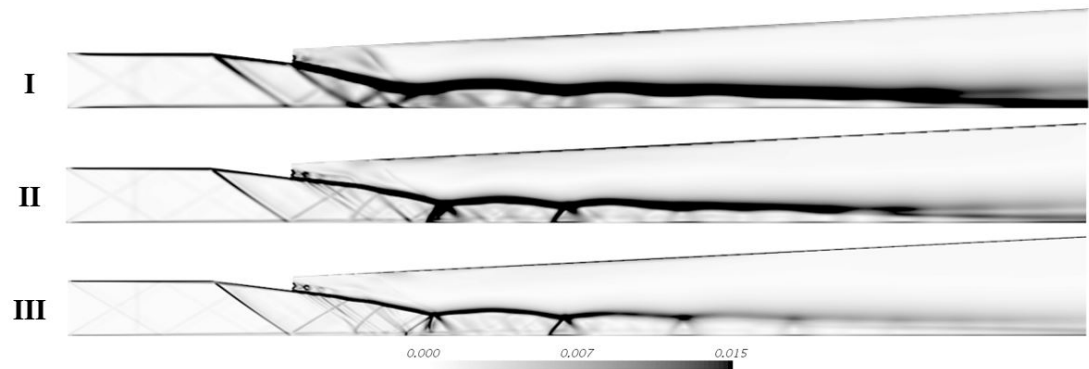


Şekil 4.6: Çözüm ağı I, çözüm ağı II ve çözüm ağı III için orta düzlemde aksenal hız [m/s] konturları.



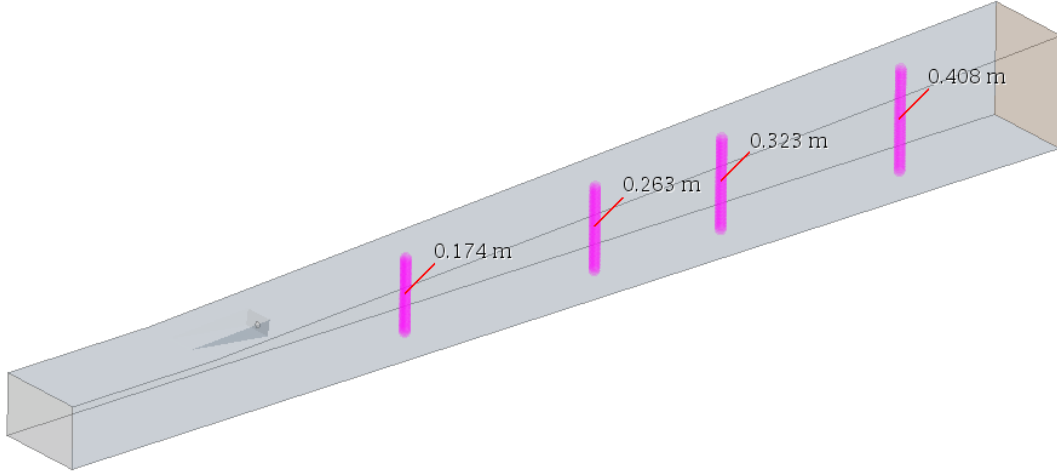
Şekil 4.7: Çözüm ağı I, çözüm ağı II ve çözüm ağı III için orta düzlemde Mach sayısı konturları.

Yoğunluk gradyeni konturları Şekil 4.8 ile gösterilmektedir. Çözüm ağı hücre sayısı arttıkça sıcaklık değişiminin sebep olduğu yoğunluk gradyeni keskinlik kazanmaktadır. Yanma odası yakıt rampası ile başlayan şok dizisi çözüm ağı III'de diğer iki çözüm ağına göre daha keskindir.



Şekil 4.8: Çözüm ağı I, çözüm ağı II ve çözüm ağı III için orta düzlemde yoğunluk gradyeni konturları.

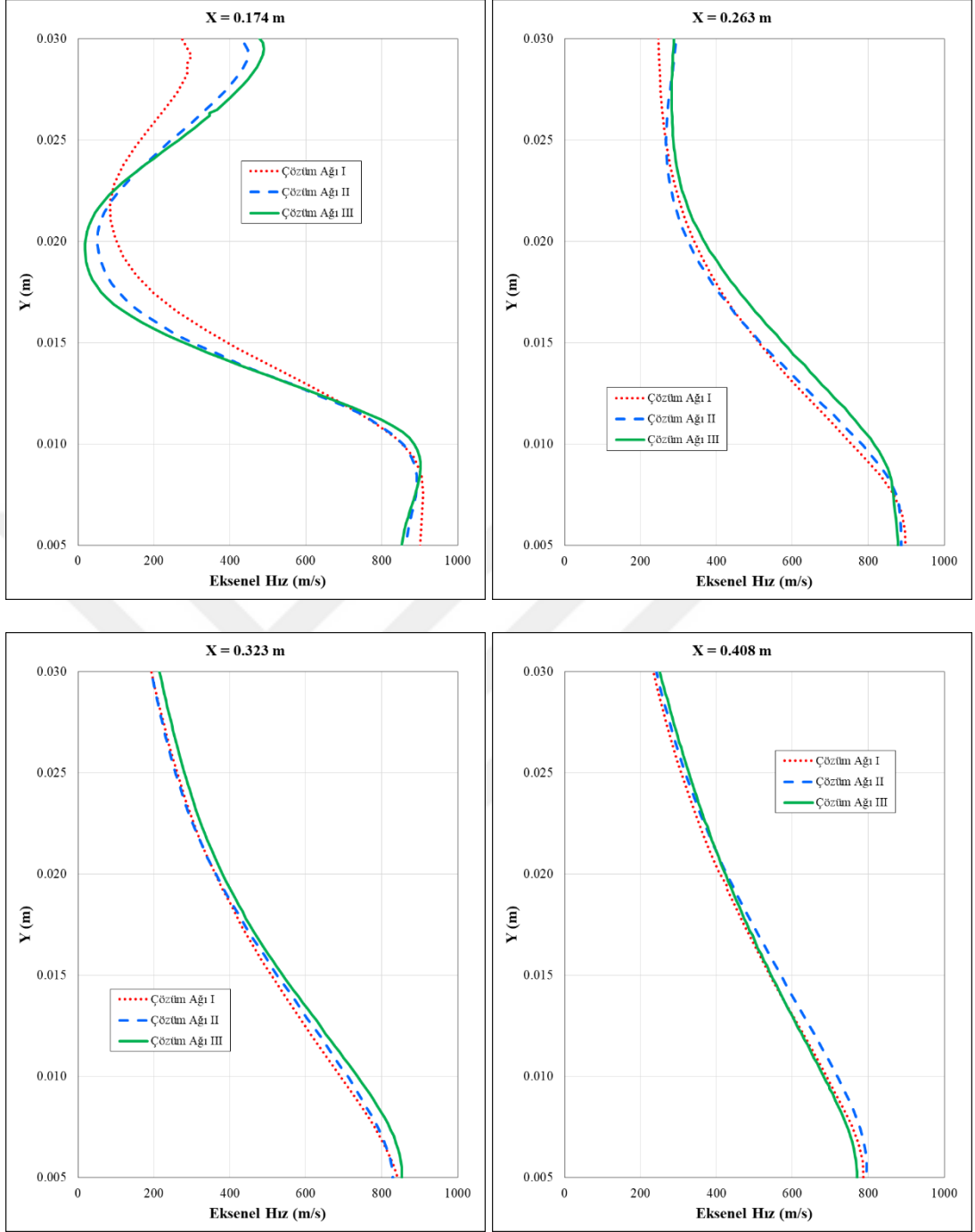
Çözüm ağları için aksel hız ve sıcaklık profilleri kıyaslanmaktadır. Profillerin alındığı dikey istasyonlar Şekil 4.9 ile gösterilmektedir. İstasyonların yanma odası girişine olan mesafeleri şekil üzerinde 0.174 m, 0.263 m, 0.323 m ve 0.408 m olarak gösterilmiştir.



Şekil 4.9: Farklı çözüm ağları için aksel hız ve sıcaklık profili karşılaştırması yapılan dikey istasyonlar.

Çözüm ağı kapsamında farklı çözüm ağlarında elde edilen aksel hız profilleri Şekil 4.10 ile gösterilmektedir. 0.174 m olarak gösterilen istasyonda çözüm ağları birbirinden farklı sonuç göstermekle birlikte çözüm ağı II ve çözüm ağı III arasındaki fark %5 den azdır. 0.263 m olarak gösterilen istasyonda ise çözüm ağı I ve çözüm ağı II uyum içinde iken çözüm ağı III aksel yönde 0.01 m ile 0.2 m arasında diğer iki çözüm ağından farklılık göstermektedir. 0.323 m ve 0.408 m olarak gösterilen istasyonlarda tüm çözüm ağları birbiriyle uyum içerisindedir. Aksel hız profilleri özelinde analiz edilirse, çözüm ağı II ile yapılan analizler CPU süresi dikkate alındığında daha verimlidir.

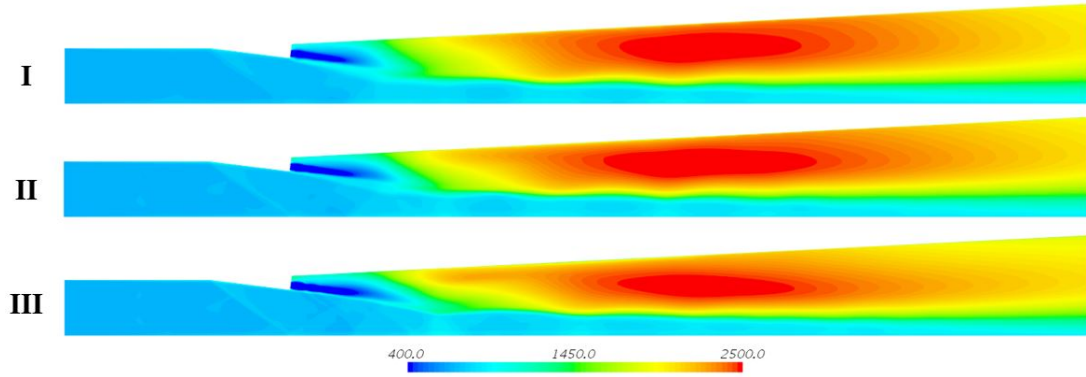
Çözüm ağı I, çözüm ağı II ve çözüm ağı III orta düzlem sıcaklık konturları Şekil 4.11 ile gösterilmektedir. Konturlara bakıldığında çözüm ağı II ve çözüm ağı III kendi içlerinde oldukça uyumlu olmakla beraber, aksel hız profillerinden görüldüğü üzere rampa arkasındaki art çevirme bölgesi çözüm ağı I için farklı tahmin edildiği için enjektör çıkışındaki alev profili bu çözüm ağında farklılık göstermektedir. Sıcaklık konturlarının yanı sıra çözüm ağları sıcaklık profilleri cinsinden de kıyaslanmıştır.



Şekil 4.10: Farklı çözüm ağlarında elde edilen aksnel hız [m/s] profilleri.

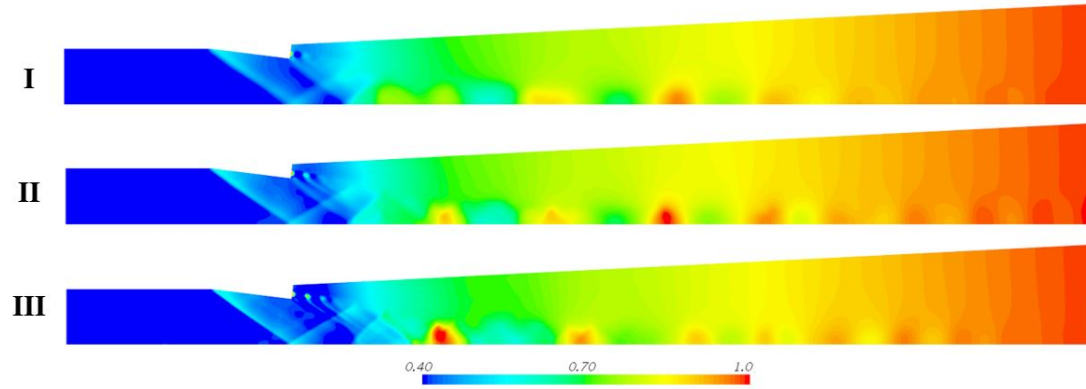
Farklı çözüm ağlarında elde edilen sıcaklık profilleri Şekil 4.13 ile gösterilmektedir. 0.174 m olarak gösterilen çözüm ağında monotonik bir değişim olduğunu söylemek mümkün değildir. Bunun sebebi ise her çözüm ağının özellikle çözüm ağı I için rampa arkasında tahmin edilen art çevirme bölgesinin değişiklik göstermesidir. 0.263 m, 0.323 m ve 0.408 m olarak gösterilen istasyonlarda ise üç çözüm ağı da birbiriyle aynı

çözümü vermektedir. Eksenel hız ve sıcaklık profilleri incelendiğinde, çözüm ağı II'nin mevcut problem için yeterli olduğu açıkça görülmektedir.



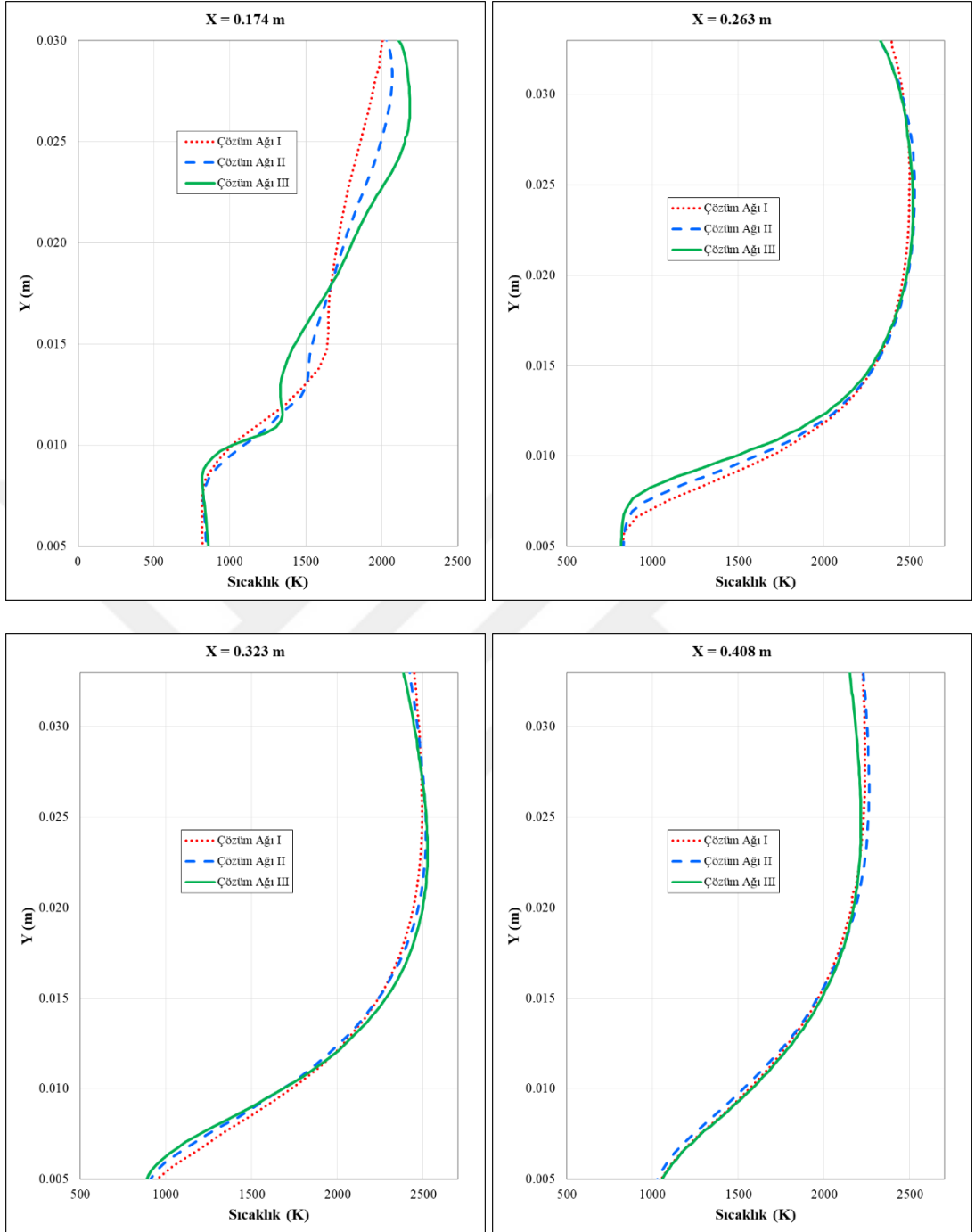
Şekil 4.11: Çözüm ağı I, çözüm ağı II ve çözüm ağı III için orta düzlemde sıcaklık [K] konturları.

Çözüm ağı I, çözüm ağı II ve çözüm ağı III için basınç konturları Şekil 4.12 ile gösterilmektedir. Basınç dağılımına bakıldığında rampa başlangıcından başlayan şok dizisinin alt duvar üstünde oluşturduğu lamda şok çözüm ağı II ve çözüm ağı III'de görülmektedir.



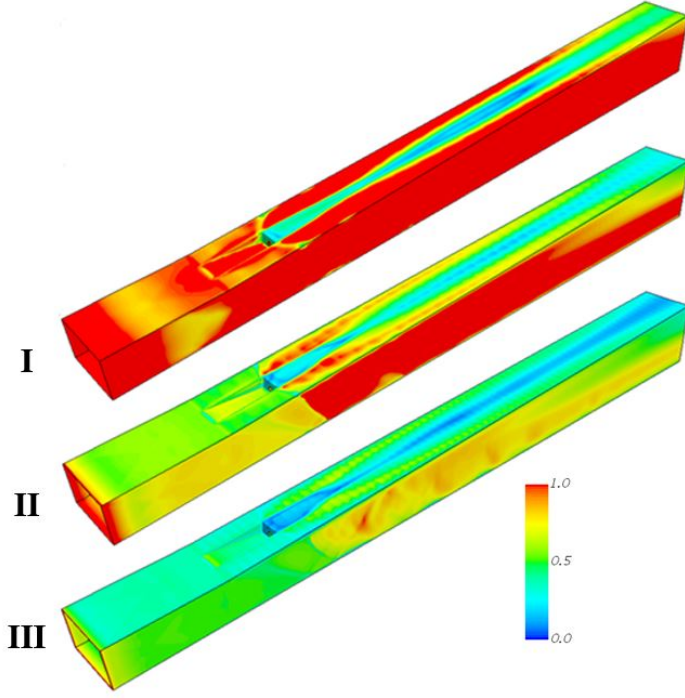
Şekil 4.12: Çözüm ağı I, çözüm ağı II ve çözüm ağı III için orta düzlemde basınç [bar] konturları.





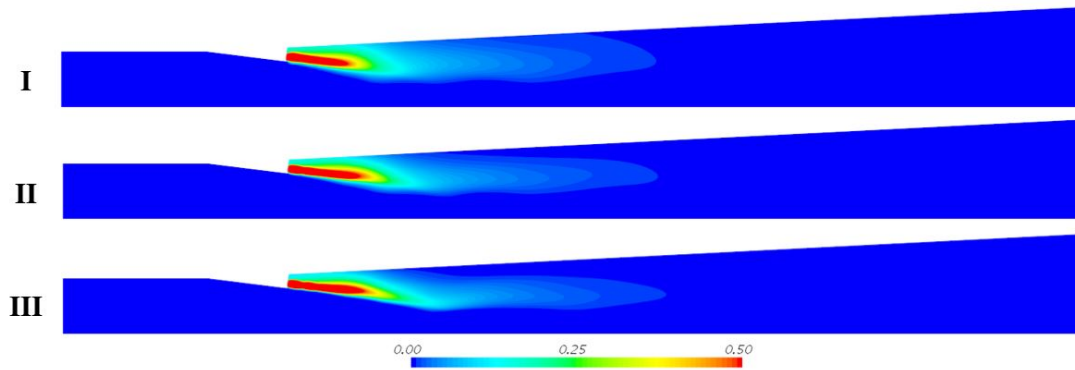
Şekil 4.13: Farklı çözüm ağlarında elde edilen sıcaklık [K] profilleri.

Çözüm ağı I, çözüm ağı II ve çözüm ağı III için duvar üzerindeki boyutsuz  $y^+$  değerleri Şekil 4.14 ile gösterilmektedir. Bölüm 3.1 ile anlatıldığı üzere mevcut boyutsuz  $y^+$  değeri çözüm ağı II ve çözüm ağı III için 5'in altında olduğu için viskoz tabakaya kadar çözüm elde edilebildiği söylenebilir.



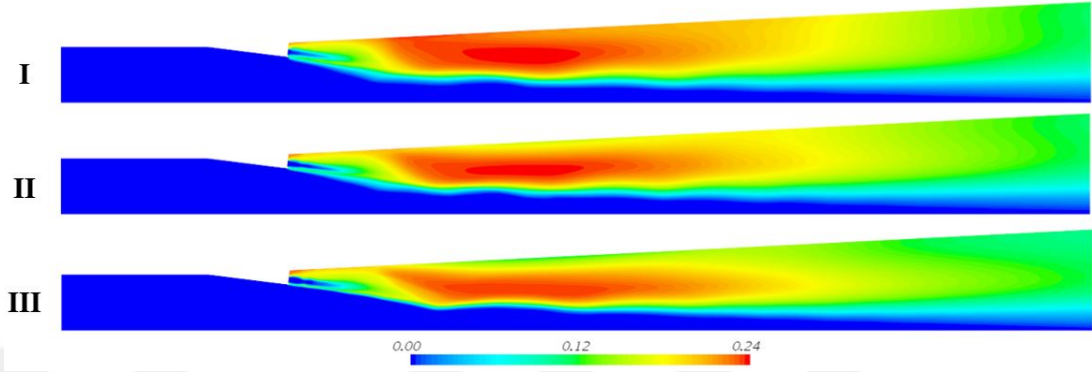
Şekil 4.14: Çözüm ağı I, çözüm ağı II ve çözüm ağı III için duvar üzerinde boyutsuz  $y^+$  değerleri.

Eksenel hız, sıcaklık ve basınç konturlarının yanı sıra yanma odası için yakıt ve yanma sonucu ortaya çıkan ara türler de sunulmuştur. Çözüm ağı I, çözüm ağı II ve çözüm ağı III için kütleli hidrojen oranı Şekil 4.15 ile gösterilmektedir. Konturlara bakıldığında çözüm ağı hücre sayısı arttıkça hidrojen-hava karışımı kötüye gitmekle beraber, çözüm ağı I için kütleli hidrojen oranı hacmi diğer iki çözüm ağına göre daha azdır. Bu da çözüm ağı I için yakıt hava karışımının daha hızlı gerçekleştiği söylenebilir.



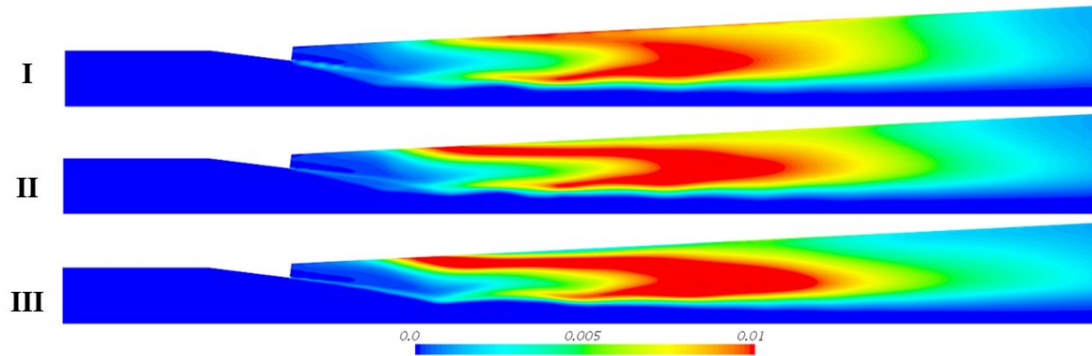
Şekil 4.15: Çözüm ağı I, çözüm ağı II ve çözüm ağı III için orta düzlemde kütleli hidrojen  $[H_2]$  oranı konturları.

Kütlesel hidrojen oranı ile birlikte tüm çözüm ağları için kütlesel su buharı oranı ve kütlesel hidroksil oranı konturları Şekil 4.16 ve Şekil 4.17 ile gösterilmektedir. Çözüm ağı II ve çözüm ağı III için su buharı konturları benzerdir. Çözüm ağı I için ise karışım sonucu ortaya çıkan erken reaksiyonlar su buharı üretimini etkilemektedir.

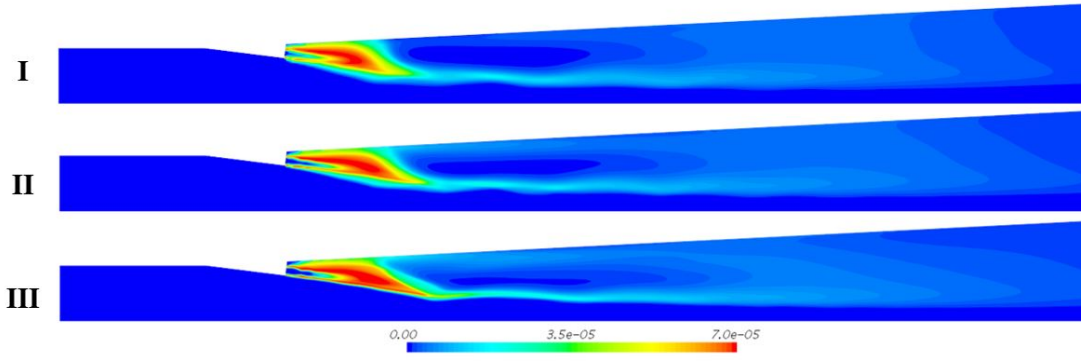


Şekil 4.16: Çözüm ağı I, çözüm ağı II ve çözüm ağı III için orta düzlemde kütlesel su buharı [H<sub>2</sub>O] oranı konturları.

Çözüm ağları için kütlesel hidroksil oranı konturuna bakıldığında ise çözüm ağı II ve çözüm ağı III aynı sonucu göstermektedir. Ek olarak kütlesel hidroperoksil oranı konturu Şekil 4.18 ile gösterilmektedir. Hidroperoksil radikali hidrojen-hava reaksiyon zincirinde ilk gerçekleşen reaksiyon olmakla beraber tutuşma tahminlerinde önemli rol oynamaktadır.



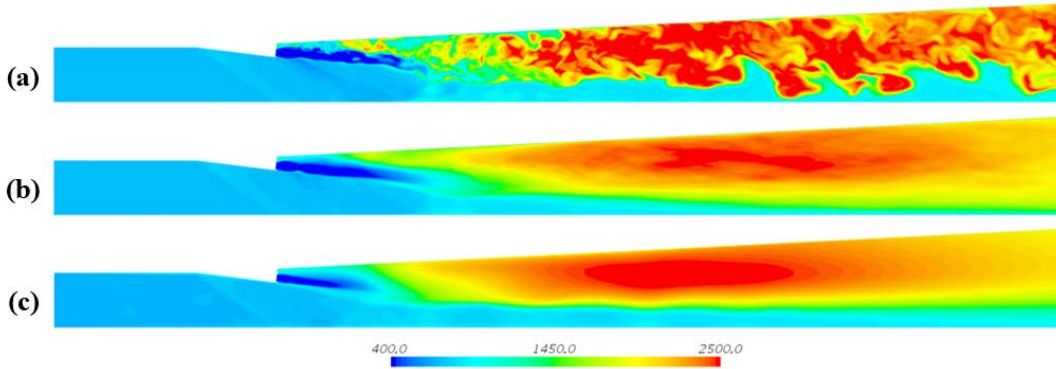
Şekil 4.17: Çözüm ağı I, çözüm ağı II ve çözüm ağı III için orta düzlemde kütlesel hidroksil [OH] oranı konturları.



Şekil 4.18: Çözüm ağı I, çözüm ağı II ve çözüm ağı III için orta düzlemde kütleli hidroperoksil [HO<sub>2</sub>] oranı konturları.

#### 4.2. Large Eddy Simulation Sonuçları ve Deneysel Karşılaştırmaları

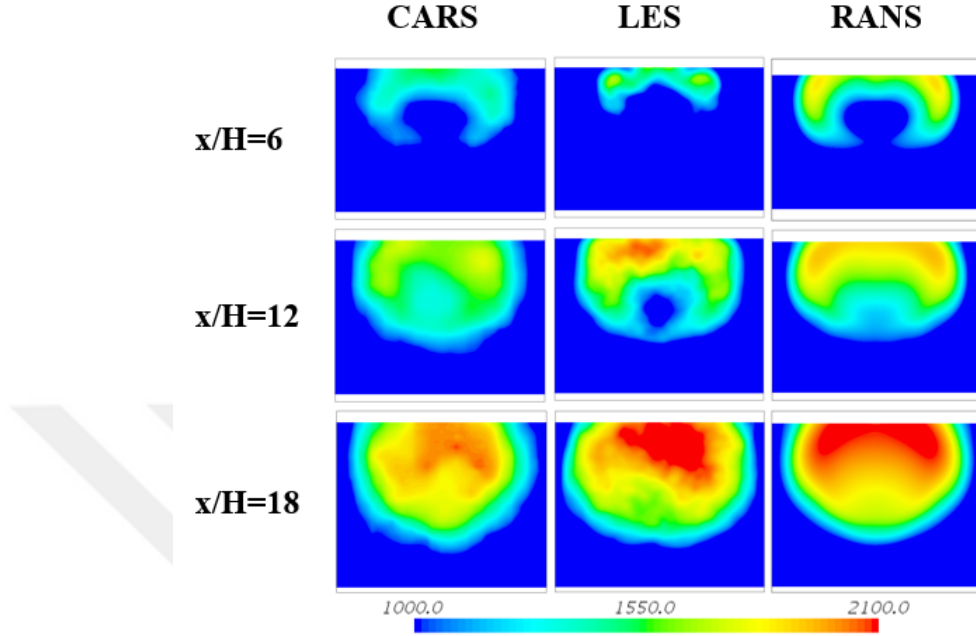
Bu bölümde çözüm ağı II kullanılarak yapılan Large Eddy Simulation (LES) sonuçları, deneysel sonuçları ve RANS sonuçlarıyla birlikte karşılaştırmalı olarak sunulmaktadır. LES analizleri WALE (Wall Adapting Local-eddy Viscosity) subgrid scale modeli kullanılarak gerçekleştirilmiştir. 0.21 ms olarak hesaplanan beş akış süresince alınan zaman ortalamalı sonuçlar sunulmaktadır. CARS sonuçlarıyla karşılaştırılacak analizler ek olarak yanma odası üst duvar basınç sonuçları ile de karşılaştırılmaktadır.



Şekil 4.19: (a) Anlık LES, (b) zaman ortalamalı LES ve (c) RANS için orta düzlemde sıcaklık konturları.

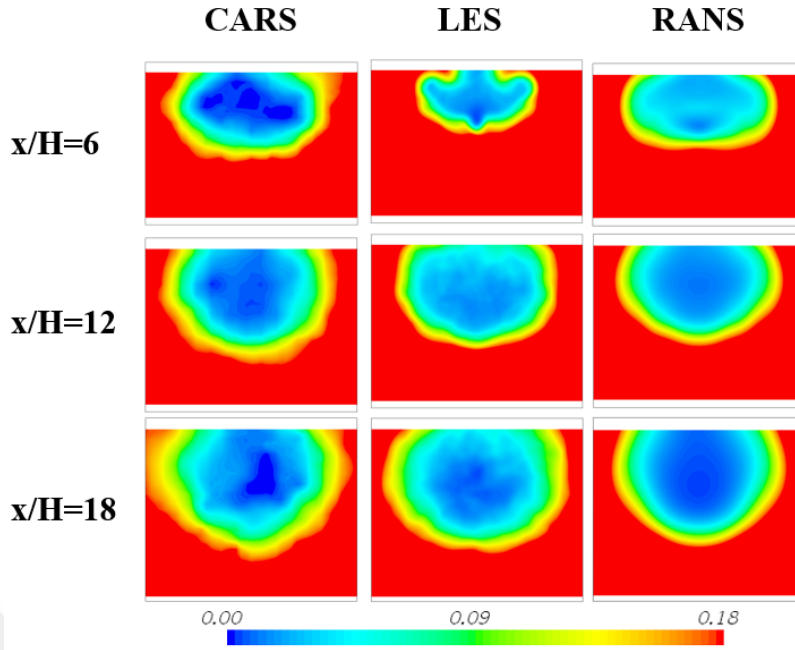
Zaman ortalamalı LES, anlık LES ve RANS için sıcaklık konturları Şekil 4.19 ile gösterilmektedir. Konturlara bakıldığında zaman ortalamalı LES ile RANS yaklaşımlarının en temel farkı reaksiyonların gecikmesi olarak gösterilebilir. LES yaklaşımı kullanılan analizlerde sıcaklık dağılımının RANS'a göre ötelendiği görülmektedir.

Şekil 4.3 ile gösterilen CARS ölçüm düzlemleri üzerine analiz sonuçları karşılaştırılmıştır. CARS ölçümleri sıcaklık, molar hidrojen oranı, molar azot oranı ve molar oksijen oranı için mevcuttur.



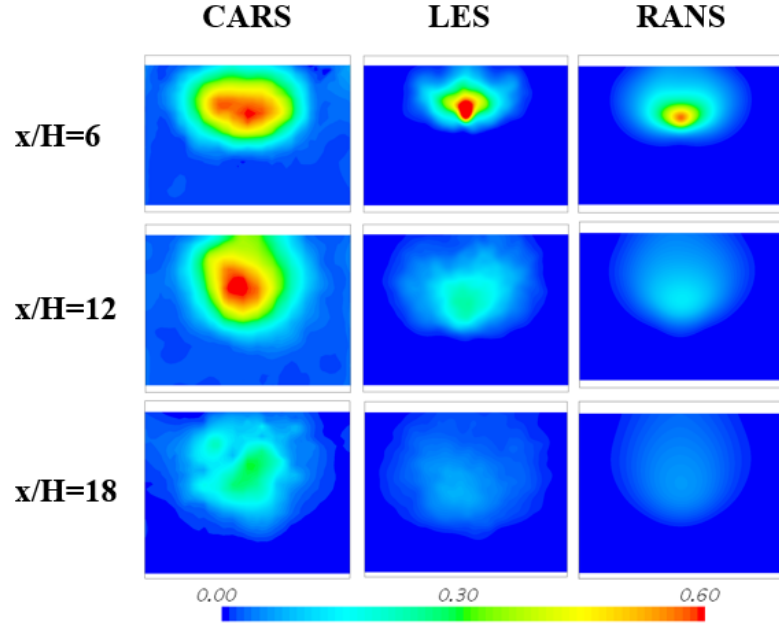
Şekil 4.20: LES ve RANS sonuçlarının CARS sıcaklık ölçümleri ile karşılaştırması.

LES ve RANS sonuçları CARS sıcaklık ölçümleri ile karşılaştırılmış, Şekil 4.20 ile gösterilmektedir. LES sonuçlarına bakıldığında,  $x/H=6$  için çözüm ağı çözünürlüğünün yeterli görünmediği ve subgrid scale model sebebiyle o düzlemdeki türbülanslı art çevirme bölgesini tahmin edilemediği görülmektedir. Aynı düzlemde RANS ve CARS ölçümleri sıcaklık dağılımı olarak aynı eğilimi göstermektedir. RANS yaklaşımı, en yüksek sıcaklığı daha yüksek elde etmektedir. Bunun sebebi SLF yanma modelinin erken başlattığı reaksiyon hızları olarak açıklanabilir.  $x/H=12$  düzlemine bakıldığında LES ve CARS sonuçlarının uyumlu olduğu fakat orta bölgede LES yaklaşımı ile elde edilen sonuçlarda yüksek sıcaklık bölgesi görülmemektedir.  $x/H=18$  düzlemine bakıldığında ise LES yaklaşımında deneyde elde edilen asimetrinin yakalandığı ve fakat en yüksek sıcaklıkların doğru tahmin edilemediği görülmektedir.

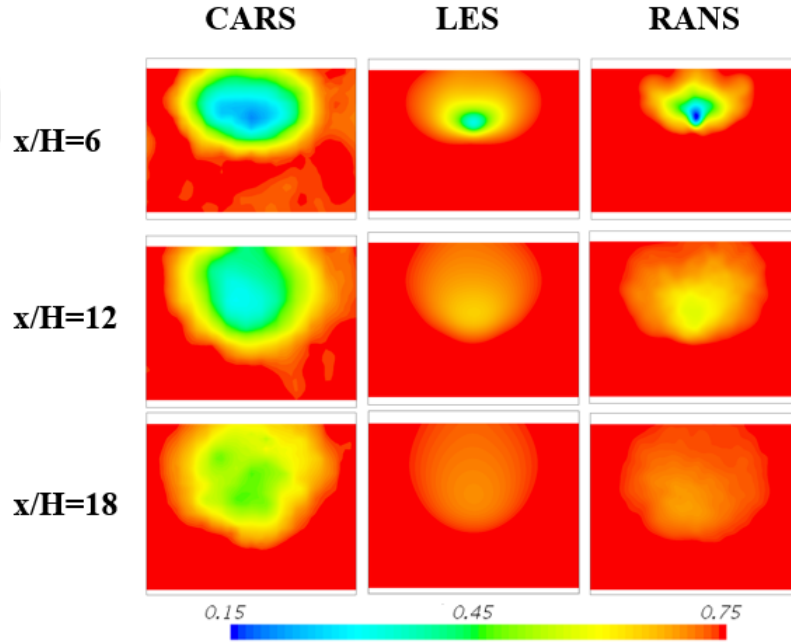


Şekil 4.21: LES ve RANS sonuçlarının CARS molar oksijen [O<sub>2</sub>] oranı ölçümleri ile karşılaştırması.

LES ve RANS sonuçları CARS molar oksijen oranı ölçümleri ile karşılaştırılmış, Şekil 4.21 ile gösterilmektedir. LES sonuçlarına bakıldığında,  $x/H=6$  iken bir önceki karşılaştırmada olduğu gibi çözüm ağı çözünürlüğü yeterli görünmemektedir. Onun dışında RANS ve LES sonuçları  $x/H=12$  ve  $x/H=18$  için CARS ölçümleriyle uyum göstermektedir. Analiz sonuçları molar oksijen oranı ve sıcaklık ölçümlerinin yanı sıra molar hidrojen oranı ölçümleri ile de kıyaslanmış olup, Şekil 4.22 ile gösterilmektedir. LES ve RANS analizleri deney sonuçları ile kıyaslandığında yakıtın hızlı bir şekilde tükendiği görülmektedir. Bunun sebebi bir önceki sıcaklık karşılaştırmalarında da belirtildiği üzere SLF yanma modelinin reaksiyonları hızlı bir şekilde gerçekleşmesidir. LES ve RANS analizleri molar azot oranı ile de karşılaştırılmakta ve Şekil 4.23 ile gösterilmektedir. Karşılaştırmalara bakıldığında CARS ölçümlerinde orta bölgede ara türlerin ve hidrojenin bulunması sebebiyle azot miktarı az görünmektedir. SLF yanma modeli reaksiyonları erken başlattığı için ise RANS ve LES sonuçlarında N<sub>2</sub> dağılımı homojen bir eğilim göstermektedir.



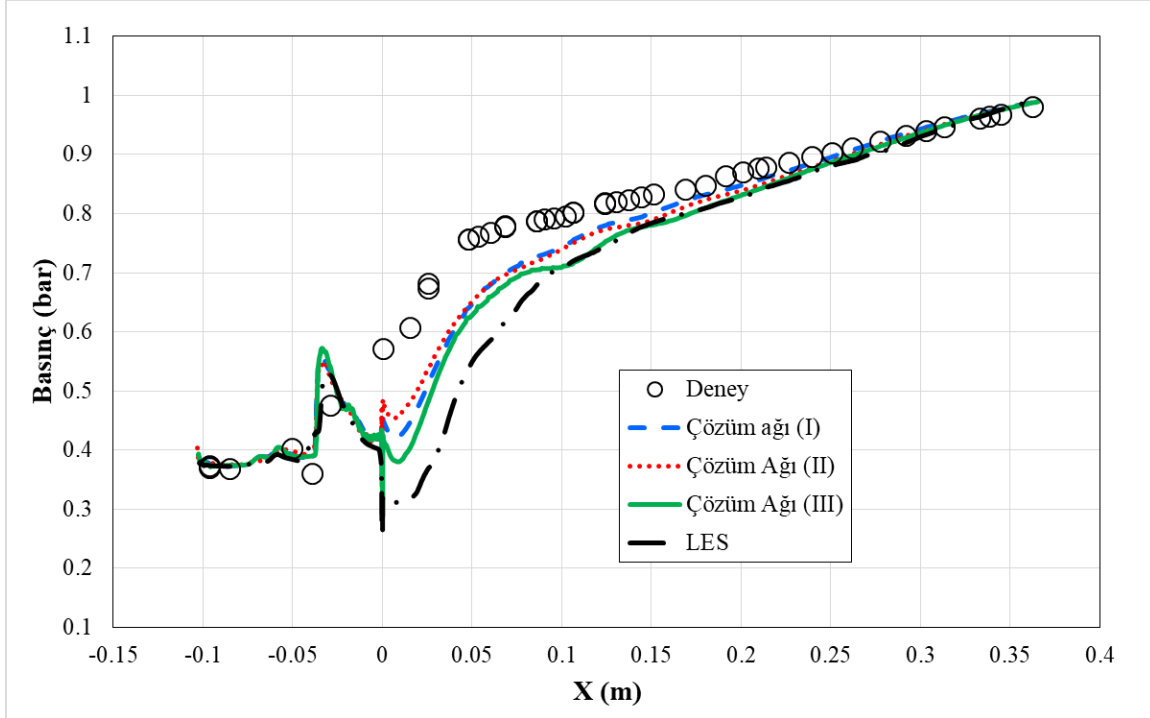
Şekil 4.22: LES ve RANS sonuçlarının CARS molar hidrojen  $[H_2]$  oranı ölçümleri ile karşılaştırması.



Şekil 4.23: LES ve RANS sonuçlarının CARS molar azot  $[N_2]$  oranı ölçümleri ile karşılaştırması.

Çözüm ağı I, çözüm ağı II ve çözüm ağı III ile elde edilen yanma odası üst duvar basınç değerleri deney sonuçları ile karşılaştırılmaktadır. Ek olarak LES yaklaşımı ile elde edilen sonuçlar da grafiğe eklenmektedir. “0” noktası yakıt enjektörünün bulunduğu nokta olarak belirlenmiştir. Rampa arkasında oluşan türbülans yayılımını doğru

tahmin edilememesi sebebiyle LES yaklaşımı ile elde edilen sonuç deney sonuçlarından daha düşük değerler sunmaktadır. Çözüm ağları ise kendi içlerinde tutarlı olmakla beraber deney sonuçlarıyla aynı eğilimi göstermektedir.



Şekil 4.24: Farklı çözüm ağları ve LES kullanılarak elde edilen Virginia Üniversitesi süpersonik yanma odası üst duvar üzerindeki basınç dağılımı.



## 5. SONUÇLAR VE GELECEKTE YAPILACAK ÇALIŞMALAR

### 5.1. Sonuçlar

Bu tez çalışması kapsamında DLR Scramjet yanma odası ve Virginia Üniversitesi çift modlu Scramjet yanma odası hesaplamalı akışkanlar dinamiği analizleri gerçekleştirilmiştir.

DLR Scramjet yanma odası üzerinde çözüm ağı, türbülans modeli yanma modeli ve reaksiyon mekanizması çalışmaları gerçekleştirilmiştir. Eksenel hız, sıcaklık ve basınç deney sonuçları mevcut olan bu yanma odası için tüm çalışmalar deney sonuçları ile karşılaştırılmıştır. Çalışmalar neticesinde çözüm ağından bağımsız sonuçlar elde edilmiş olup devamında yapılan türbülans modeli, yanma modeli ve reaksiyon mekanizması çalışmalarında kullanılmıştır. Üç farklı çözüm ağı oluşturulmuş ve sonuçları deney sonuçları ile karşılaştırılmıştır. 2.5 milyon, 10 milyon ve 40 milyon hücreden oluşan çözüm ağlarında, 10 milyon hücre içeren çözüm ağının başarılı sonuçlar verdiği tespit edilmiştir. Tüm çözüm ağı çalışmaları için FGM yanma modeli, Burke hidrojen-hava reaksiyon mekanizması ve SST  $k-\omega$  türbülans modeli kullanılmıştır. Çözüm ağı çalışmasının devamında yapılan tüm çalışmalarda çözüm ağı II kullanılmıştır. Türbülans modeli çalışması kapsamında Realizable  $k-\varepsilon$ , Standart  $k-\varepsilon$ , SST  $k-\omega$  ve Standart  $k-\omega$  türbülans modellerinin DLR Scramjet yanma odası üzerinde karşılaştırmaları yapılmıştır. FGM yanma modeli ve Burke hidrojen-hava reaksiyon mekanizması kullanılarak yapılan türbülans modeli çalışmasında deney sonuçları ile en uyumlu sonucu veren türbülans modelinin Realizable  $k-\varepsilon$  türbülans modeli olduğuna karar verilmiştir. Alev tutucu ardında oluşan art çevirme bölgesi her bir türbülans modelinde farklı çözümlenmiş ve sonuçlara etki etmiştir. Yanma modeli çalışması, çözüm ağı II ve Realizable  $k-\varepsilon$  türbülans modeli seçilerek gerçekleştirilmiştir. İki flamelet bazlı yanma modeli ile Arrhenius yaklaşımı (FRC) karşılaştırılarak, HAD sonuçları elde edilmiştir. Sonuçlar çerçevesinde FGM yanma modelinin deney sonuçları ile uyumlu olduğu tespit edilmiştir. İncelenen türbülanslı

Damköhler sayısı ve türbülanslı Reynolds sayısı nokta saçılım grafiğinde, güçlü bir türbülans-kimya etkileşiminin yanma odası içerisinde mevcut olduğu görülmüştür. Bu doğrultuda yanma odasının büyük bir kısmının flamelet rejimi içerisinde yer aldığı görülmekle beraber, alev tutucu arkasındaki bölgede sönme durumunu da modelleyebilmek adına kullanılan FGM yanma modeli deney sonuçlarından maksimum %5 sapma göstermiştir. Çözüm ağı, türbülans modeli ve yanma modeli çalışması neticesinde uygun modellere karar verilmiştir. Ek olarak farklı hidrojen-hava reaksiyon mekanizmaları ile analizler tekrarlanmıştır. Çözüm ağı, türbülans modeli ve yanma modeli çalışması Burke reaksiyon mekanizması ile gerçekleştirilmiştir. Bu mekanizmaya ek olarak Jachimowski ve O'Connaire reaksiyon mekanizmaları kullanılarak FGM yanma modeli ile analizler gerçekleştirilmiştir. FGM yanma modeline reaksiyon mekanizmasının etki etmesi için flamelet tablosu yeniden bu iki mekanizma için gerçekleştirilmiştir. Tüm analizler sonucunda DLR Scramjet yanma odası için deney sonuçları ile en uyumlu çözüm ağının, CPU zamanı da göz önüne alındığında çözüm ağı II olduğu tespit edilmiştir. Deney sonuçları ile en uyumlu türbülans modelinin Realizable  $k-\epsilon$ , yanma modelinin ise FGM yanma modeli olduğu görülmektedir. Reaksiyon mekanizması çalışmasına bakıldığında ise Burke reaksiyon mekanizması deney sonuçlarıyla uyum içerisindedir. Tüm bu çalışmalara ek olarak ilerleme değişkeni parametrik çalışması gerçekleştirilmiş olup iki farklı ilerleme değişkeni tanımlanmıştır. Bu doğrultuda ilerleme değişkeninin sıcaklık ve türlerin üretimi noktasında kesin bir öneme sahip olduğu fark edilmiştir. Yapılan çalışma neticesinde OH (hidroksil) türünün ilerleme değişkenine eklenmesiyle beraber alev ve sıcaklık bölgesi yanma odası çıkışına doğru uzamaktadır. Deney sonuçları ile kıyaslandığında ise en yüksek (peak) sıcaklıkları OH'a sahip olmayan ilerleme değişkeninin gösterdiği tespit edilmiştir.

DLR Scramjet yanma odası analizlerinin yanı sıra, Virginia Üniversitesi çift modlu süpersonik yanma odası analizleri gerçekleştirilmiştir. Bu analizleri gerçekleştirmenin temel nedeni DLR Scramjet yanma odası deney sonuçlarının sıcaklık ve eksenel hız ile kısıtlı kalmasıdır. Virginia Üniversitesi çift modlu süpersonik yanma odası deney sonuçları, üç farklı düzlemde CARS ölçümleri sonucunda sıcaklık, molar hidrojen oranı, molar azot oranı ve molar oksijen oranı olarak mevcuttur. Bu dağılımlar ile flamelet yanma modelinin davranışı HAD analizleri ile incelenmiştir. Bu analizler için

çözüm ağı çalışması gerçekleştirilmiş olup bu kısımdaki tüm analizler SLF (Standart Flamelet) yanma modeli, Burke reaksiyon mekanizması ve SST  $k-\omega$  türbülans modeli kullanılarak gerçekleştirilmiştir. RANS analizlerine ek olarak Large Eddy Simulation (LES) kullanarak da analizler gerçekleştirilmiştir. Analiz sonuçları deney sonuçları ile karşılaştırıldığında SLF yanma modelinin hidrojen-hava karışımını erken yakmaya başladığı gözlemlenmiştir. Bu sebeple deney sonuçları ile kıyaslandığında sıcaklık konturlarının dağılımları aynı olsa da en yüksek (peak) sıcaklıkları oldukça yüksek tahmin etmektedir. Molar azot oranı ve molar hidrojen oranına bakıldığında ise hidrojenin çok hızlı bir şekilde karışıp yanması sonucunda  $x/H=12$  ve  $x/H=18$  için analiz sonuçları, deney sonuçlarından oldukça düşük dağılım göstermektedir. Molar oksijen oranına bakıldığında ise analiz sonuçları deney sonuçları ile uyum göstermektedir. Virginia Üniversitesi Scramjet yanma odası üst duvar basınç deney sonuçları ile analiz sonuçları karşılaştırıldığında; enjektör rampası ardında kalan art çevirme bölgesi haricinde deney sonuçları ile oldukça uyumlu sonuçlar elde edilmiştir. Yanma odası giriş ve çıkış kısmında gösterilen maksimum hata %1 seviyesindedir.

## 5.2. Gelecekte Yapılması Planlanan Çalışmalar

Bu tez çalışması devamında mevcut elde edilen analiz sonuçlarını iyileştirilmesi amacıyla çalışmaların ilerletilmesi planlanmaktadır. Bu kapsamda DLR Scramjet yanma odası analizlerinin IDDES ve LES kullanılarak tekrarlanması ve deney sonuçları ile karşılaştırılması planlanmaktadır. Bu iki yaklaşımın alev tutucu ardındaki girdap ve art çevirme bölgesindeki türbülansı deney sonuçları ile daha yakın tahmin etmesi beklenilmektedir. Ek olarak türbülans – kimya etkileşimini çözümlmek adına flamelet modeli kullanılan mevcut analizlere ek olarak Arrhenius bazlı PaSR (Partially Stirred Reactor) ve EDC (Eddy-Dissipation Concept) yanma modellerinin analizlerde kullanılması planlanmaktadır. Bu çalışmalara ek olarak Virginia Üniversitesi çift-modlu Scramjet yanma odası için süpersonik mod için yapılan analizler yakıt denge katsayısı arttırılarak ram modu için tekrarlanacaktır. LES sonuçlarının rampa arkasındaki art çevirme bölgesinde deney sonuçlarıyla uyum göstermemesi sebebiyle bu yanma odası için IDDES ve farklı subgrid scale (Vreman Eddy Viscosity vs.) modellerin denenmesi planlanmaktadır.



## KAYNAKLAR

- [1] Heiser, W.H., Pratt, D.T., Daley, D.H. & Mehta, U.B., *Hypersonic Airbreathing Propulsion*, AIAA, 1994.
- [2] Dugger, G., *Ramjets*, cilt 6, New York: AIAA Selected Reprint Series, 1969.
- [3] Fono, D.-I. A., “German Patent Non. 554,906”. May 1928.
- [4] Leduc, R., “French Patent No. 439,805”. December 1935.
- [5] Heiser, W.H. & Pratt, D.T., *Hypersonic Airbreathing Propulsion*, Washington D.C.: AIAA Education Series, 1994.
- [6] Hill, P. & Peterson, C., *Mechanics and Thermodynamics of Propulsion*, cilt 2nd Edition, Pearson.
- [7] Hallion, R., “*The Hypersonic Revolution*,” Wright-Patterson AFB, OH, 1987.
- [8] Waltrup, P.J., Anderson, G.Y. & Stull, F.D., “Supersonic Combustion ramjet (Scramjet) Engine Development in the United States,” *The 3rd International Symposium on air Breathing Engines*, Munich, 1976.
- [9] Roudakov, A.S., Semenov, V.L., Kopchenov, V.I. & Hicks, J.W., “Future Flight Test Plans of an Axisymmetric Hydrogen-Fueled Scramjet Engine on the Hypersonic Flying Laboratory,” *7th International Spaceplanes and Hypersonics Systems & Technology Conference*, Norfolk, 1996.
- [10] Harsha, P., Keel, L., Castrogiovanni, A. & Sherrill R., “X-43A Vehicle Design and Manufacture,” *AIAA/CIRA 13th International Space Planes and Hypersonics Systems and Technologies Conference*, 2005.
- [11] Smart, M.K., Hass, N.E. & Paull A., “Flight Data Analysis of the HyShot 2 Scramjet Flight Experiment,” *AIAA Journal*, cilt 44, no. 10, pp. 2366-2375, 2006.
- [12] McDaniel, J. C., Chelliah, H., Goyne, C. P., Edwards, J. R., Givi, P., & Cutler, A. D., “US National Center for Hypersonic Combined Cycle Propulsion: An overview,” *16th AIAA/DLR/DGLR International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, Bremen, Germany, 2009.
- [13] Rockwell, R. D., J., Goyne, C. P., Rice, B. E., Kouchi, T., McDaniel, J. C., & Edwards, J. R., “Collaborative Experimental and Computational Study of a Dual-Mode Scramjet Combustor,” *Journal of Propulsion and Power*, cilt 30, no. 3, pp. 530-538, 2014.
- [14] Cutler, A. D., Magnotti, G., Cantu, L., Gallo, E., Rockwell, R. & Goyne, C., “Dual-Pump Coherent Anti-Stokes Raman Spectroscopy

- Measurements in the Dual-Mode Scramjet,” *Journal of Propulsion and Power*, cilt 30, no. 3, pp. 539-549, 2014.
- [15] **Johansen, C. T., McRae, C. D., Danehy, P. M., Gallo, E. C. A., Cantu, L. M. L., Magnotti, G., Cutler, A. D., Rockwell, R. D., J., Goynes, C. P., & McDaniel, J. C.**, “OH PLIF visualization of the UVa supersonic combustion experiment: configuration A,” *Journal of Visualization*, cilt 17, no. 2, pp. 131-141, 2014.
- [16] **Chan, W.C. & Ihme, M.**, “Large-Eddy Simulations of a Dual-Mode Scramjet Combustor: Operating Point "A" of University of Virginia's Scramjet Experiments,” *52nd Aerospace Sciences Meeting, AIAA SciTech*, Maryland, 2014.
- [17] **Burke, M. P., Chaos, M., Ju, Y., Dryer, F. L. & Klippenstein, S. J.**, “Comprehensive H<sub>2</sub>/O<sub>2</sub> kinetic model for high-pressure combustion,” *International Journal of Chemical Kinetics*, cilt 44, no. 7, pp. 444-472, 2012.
- [18] **Chan, W.C. & Ihme, M.**, “Analysis of Combustion Closure Assumptions in a Dual-Mode Scramjet Combustor,” *54th AIAA Aerospace Sciences Meeting, AIAA SciTech*, San Diego, 2016.
- [19] **Fulton, J.A., Edwards, J.R., Goynes, C.P., McDaniel, J.C. & Rockwell, R.**, “Numerical Simulation of Flow in a Dual-Mode Scramjet Combustor,” *41st AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit*, Honolulu, 2011.
- [20] **Fulton, J.**, “Numerical Simulation of a Dual-Mode Scramjet Using a RANS and Hybrid LES-RANS Approach,” North Carolina State University, Aerospace Engineering, PhD Thesis, North Carolina, 2013.
- [21] **Jachimowski, C. J.**, “An Analytical Study of the Hydrogen-Air Reaction Mechanism with Application to Scramjet Combustion,” NASA TP 2791, 1988.
- [22] **Edwards, J.R., Potturi A.S. & Fulton, J.A.**, “Large-Eddy/Reynolds-Averaged Navier-Stokes Simulations of Scramjet Combustor Flow Fields,” *48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, Atlanta, 2012.
- [23] **Burrows, M.C. & Kurkov, A.P.**, “Supersonic Combustion of Hydrogen in a Vitiated Air Stream using Stepped Wall Injection,” NASA-TM-X-67840, 1971.
- [24] **O’Connaire, M., Curran, H., Simmie, W. & Westbrook, C.**, “Comprehensive Modeling Study of Hydrogen Oxidation,” *International Journal of Chemical Kinetics*, cilt 36, no. 11, pp. 603-622, 2004.
- [25] **Waidmann, W., Alff, F., Brummund, U., Bohm, M., Clauss, W. & Oswald, M.**, “Supersonic Combustion of Hydrogen/Air in a Scramjet Combustion Chamber,” *Space Technology*, cilt 15, no. 6, pp. 421-431, 1995.
- [26] **Waidmann, W., Alff, F., Brummund, U., Bohm, M., Clauss, W. & Ohwald, M.**, “Experimental Investigation of the Combustion Process in a Supersonic Combustion Ramjet (SCRAMJET),” *Deutsche*

*Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt Annual Meeting TR*,  
Erlangen, Germany, 1994.

- [27] **Waidmann, W., Brummund, U. & Nuding, J.**, “Experimental Investigation of Supersonic Combustion Ramjet (SCRAMJET),” *Eighth Symposium on Transport Phenomena in Combustion*, pp. 1473-1484, July, 1995.
- [28] **Gao, Z., Wang, J., Jiang, C. & Lee, C.**, “Application and theoretical analysis of the flamelet model for supersonic turbulent combustion flows in the scramjet engine,” *Combustion Theory and Modelling*, cilt 18, no. 6, pp. 652-691, 2014.
- [29] **Fureby C., Fedina, E., Tegner, J.**, “A computational study of supersonic combustion behind a wedge-shaped flameholder,” *Shock Waves*, cilt 1, no. 24, pp. 41-50, 2014.
- [30] **Génin, F. & Menon, S.**, “Simulation of Turbulent Mixing Behind a Strut Injector in Supersonic Flow,” *AIAA Journal*, cilt 48, no. 3, pp. 526-539, 2010.
- [31] **Huang, W.**, “Investigation on the effect of strut configurations and locations on the combustion performance of a typical scramjet combustor,” *Journal of Mechanical Science and Technology*, cilt 29, no. 12, pp. 5485-5496, 2015.
- [32] **Mura, A. & Izard, J.F.**, “Numerical Simulation of Supersonic Nonpremixed Turbulent Combustion in a Scramjet Combustor Model,” *Journal of Propulsion and Power*, cilt 26, no. 4, pp. 858-868, 2010.
- [33] **Oevermann, M.**, “Numerical investigation of turbulent hydrogen combustion in a SCRAMJET using flamelet modeling,” *Aerospace Science Technology*, cilt 4, no. 7, pp. 463-480, 2000.
- [34] **Potturi, A.S. & Edwards, J.R.**, “LES/RANS Simulation of a Supersonic Combustion Experiment,” *50th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, Nashville, Tennessee, 2012.
- [35] **Eklund, D. R. & Stouffer, S. D.**, “A Numerical and Experimental Study of a Supersonic Combustor Employing Swept Ramp Fuel Injectors,” *30th Joint Propulsion Conference and Exhibit, Joint Propulsion Conferences*, Indianapolis, 1994.
- [36] **Drummond, J. P. & Rogers, R. C.**, “A Numerical Model for Supersonic Reacting Mixing Layers,” *Computer Methods for Applied Mechanics and Engineering*, cilt 64, no. 1-3, pp. 39-60, 1987.
- [37] **Potturi, A.S. & Edwards, J.R.**, “Hybrid Large-Eddy/Reynolds-Averaged Navier–Stokes Simulations of Flow Through a Model Scramjet,” *AIAA Journal*, cilt 52, no. 7, pp. 1417-1429, 2014.
- [38] **Shin, J. & Sung, H.**, “Numerical Simulation of Hydrogen Combustion in a Model SCRAMJET Combustor using IDDES framework,” *International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, Glasgow, 2015.
- [39] **Shin, J., Lee, J. & Sung, H.**, “IDDES of Supersonic Combustion of Hydrogen and Supercritical Kerosene Using Flamelet Approach,” *21st*

*AIAA International Space Planes and Hypersonics Technologies Conference*, Xiamen, China, 2017.

- [40] **Wang, H., Piao, Y. & Niu, J.**, “IDDES simulation of supersonic combustion using flamelet modeling,” *22nd AIAA Computational Fluid Dynamics Conference AIAA Aviation*, Dallas, TX, 2015.
- [41] **Nordin-Bates, K. & Fureby, C.**, “Understanding Scramjet Combustion using LES of the HyShot II Combustor: Stable Combustion and Incipient Thermal Choking,” *51st AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, Orlando, FL, 2015.
- [42] **Tenekkes H. & Lumley J.L.**, *A First Course in Turbulence*, The MIT Press, 1972.
- [43] **Richardson, L. F.**, *Weather Prediction by Numerical Process*, Cambridge, The University Press, 1922.
- [44] **Kolmogorov, A. N.**, “The Local Structure of Turbulence in Incompressible Viscous Fluid for Very Large Reynolds Number,” *Doklay Akademii Nauk SSSR*, cilt 30, pp. 299-303, 1941.
- [45] **Moser, R.D. & Moin, P.**, *Direct Numerical Simulation of Curved Turbulent Channel Flow*, Stanford University, 1984.
- [46] **Fureby, C.**, “Towards the Use of Large Eddy Simulation in Engineering,” *Progress in Aerospace Sciences*, cilt 44, no. 6, pp. 381-396, 2008.
- [47] **Warnatz, J., Maas, U., Dibble, R.W.**, *Combustion: Physical and Chemical Fundamentals, Modelling and Simulation, Experiments, Pollutant Formation*, Berlin: Springer, 2012.
- [48] **Wilcox, D. C.**, *Turbulence Modeling for CFD*, DCW Industries, Inc., 2006.
- [49] **Jones, W. P. & Launder, B.E.**, “The Prediction of Laminarization with a Two-Equation Model of Turbulence,” *International Journal of Heat and Mass Transfer*, cilt 15, 1972.
- [50] **Shih, T. H., Liou, W. W., Shabbir, A., Yang, Z., Zhu, J.**, “A New k- $\epsilon$  Eddy Viscosity Model for High Reynolds Number Turbulent Flows,” *Computers Fluids*, cilt 24, no. 3, pp. 227-238, 1995.
- [51] **Wilcox, D.**, *Turbulence Modelling for CFD*, California: DCW Industries Inc., 1998.
- [52] **Menter, F.**, “Zonal Two Equation k- $\omega$  Turbulence Models for Aerodynamic Flows,” *24th Fluid Dynamics Conference*, Orlando, 1993.
- [53] **Menter, F.**, “Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications,” *AIAA Journal*, cilt 32, no. 8, pp. 1598-1605, 1994.
- [54] **Nicoud, F. & Ducros, F.**, “Subgrid-Scale Stress Modelling Based on the Square of the Velocity Gradient Tensor Flow,” *Turbulence and Combustion*, cilt 62, no. 3, pp. 183-200, 199.
- [55] **Peters, N.**, “Laminar diffusion flamelet models in non-premixed turbulent combustion,” *Progress in Energy and Combustion Science*, cilt 10, no. 3, pp. 319-339, 1984.
- [56] **Peters, N.**, “Laminar flamelet concepts in turbulent combustion,” *International Symposium on Combustion*, cilt 21, no. 1, pp. 1231-1250, 1988.



- [57] **Bray, K.N.C. & Peters, N.**, “Laminar flamelets in turbulent flames,” *Turbulent Reacting Flows*, London, Academic Press, 1994.
- [58] **Oijen, J. van.**, “Flamelet-Generated Manifolds: Development and Application to Premixed Laminar Flames,” PhD Thesis, Eindhoven University of Technology, Combustion Technology, 2002.
- [59] **Ramaekers, W.**, “The application of flamelet generated manifolds in modelling of turbulent partially-premixed flames,” Master's Thesis, Eindhoven University of Technology, Combustion Technology, 2005.
- [60] **Ihme, M., Shunn, L. & Zhang, J.**, “Regularization of reaction progress variable for application to flamelet-based combustion models,” *Journal of Computational Physics*, cilt 231, pp. 7715-7721, 2012.
- [61] **Corpron, A., Moureau, V., Poinso, T., Duchaine, F., Mendez, S. & Nicoud, F.**, “Coupling Heat Transfer Solvers and Large Eddy Simulations for Combustion Applications,” *Center of Turbulence Research Proceedings of the Summer Program*, pp. 113-126, 2008.
- [62] **Libby, P.A. & Williams, F.A.**, “Turbulent Reacting Flows,” *ZAMM - Journal of Applied Mathematics and Mechanics*, cilt 62, p. 139, 1982.



## EKLER

### O'Connaire Reaksiyon Mekanizması

<i>Reaksiyon No.</i>	<i>Reaksiyon</i>	<i>A<sub>p</sub></i>	<i>n</i>	<i>E<sub>a</sub></i>
1	H <sub>2</sub> O + M ↔ H + OH + M	1.912 x 10 <sup>23</sup>	-1.83	1.185 x 10 <sup>5</sup>
2	H <sub>2</sub> + M ↔ H + H + M	4.577 x 10 <sup>19</sup>	-1.40	1.0438 x 10 <sup>5</sup>
3 <sup>0</sup>	H + O <sub>2</sub> + M ↔ HO <sub>2</sub> + M	3.482 x 10 <sup>16</sup>	-0.411	-1.1150 x 10 <sup>3</sup>
3 <sup>∞</sup>	H + O <sub>2</sub> ↔ HO <sub>2</sub>	1.475 x 10 <sup>12</sup>	0.6	0.0000
4 <sup>0</sup>	H <sub>2</sub> O <sub>2</sub> + M ↔ 2OH + M	1.202 x 10 <sup>17</sup>	0.00	45500.0
4 <sup>∞</sup>	H <sub>2</sub> O <sub>2</sub> ↔ 2OH	2.951 x 10 <sup>14</sup>	0.00	4.843 x 10 <sup>4</sup>
5	OH + M ↔ H + O + M	9.880 x 10 <sup>17</sup>	-0.74	1.021 x 10 <sup>5</sup>
6	O <sub>2</sub> + M ↔ O + O + M	4.515 x 10 <sup>17</sup>	-0.64	1.189 x 10 <sup>5</sup>
7	H + O <sub>2</sub> ↔ OH + O	1.915 x 10 <sup>14</sup>	0.00	1.644 x 10 <sup>4</sup>
8	OH + H <sub>2</sub> ↔ H <sub>2</sub> O + H	0.216 x 10 <sup>9</sup>	1.51	0.343 x 10 <sup>4</sup>
9	O + H <sub>2</sub> ↔ OH + H	0.508 x 10 <sup>5</sup>	2.67	0.629 x 10 <sup>4</sup>
10	H <sub>2</sub> O + O ↔ OH + OH	2.97 x 10 <sup>6</sup>	2.02	1.34 x 10 <sup>4</sup>
11	HO <sub>2</sub> + OH ↔ H <sub>2</sub> O + O <sub>2</sub>	2.89 x 10 <sup>13</sup>	0.00	-4.970 x 10 <sup>2</sup>
12	HO <sub>2</sub> + H ↔ OH + OH	7.079 x 10 <sup>13</sup>	0.00	2.95 x 10 <sup>2</sup>
13	HO <sub>2</sub> + O ↔ OH + O <sub>2</sub>	0.325 x 10 <sup>14</sup>	0.00	0.0
14 <sup>1</sup>	H <sub>2</sub> O <sub>2</sub> + O <sub>2</sub> ↔ HO <sub>2</sub> + HO <sub>2</sub>	4.634 x 10 <sup>16</sup>	-0.35	5.067 x 10 <sup>4</sup>
14 <sup>2</sup>	H <sub>2</sub> O <sub>2</sub> + O <sub>2</sub> ↔ HO <sub>2</sub> + HO <sub>2</sub>	1.434 x 10 <sup>13</sup>	-0.35	3.706 x 10 <sup>4</sup>
15	H <sub>2</sub> O <sub>2</sub> + H ↔ HO <sub>2</sub> + H	6.025 x 10 <sup>13</sup>	0.00	0.795 x 10 <sup>4</sup>
16 <sup>1</sup>	H <sub>2</sub> O <sub>2</sub> + OH ↔ HO <sub>2</sub> + H <sub>2</sub> O	1 x 10 <sup>12</sup>	0.00	0
16 <sup>2</sup>	H <sub>2</sub> O <sub>2</sub> + OH ↔ HO <sub>2</sub> + H <sub>2</sub> O	5.80 x 10 <sup>14</sup>	0.00	9.557 x 10 <sup>3</sup>
17	H <sub>2</sub> O <sub>2</sub> + H ↔ OH + H <sub>2</sub> O	0.241 x 10 <sup>14</sup>	0.00	0.397 x 10 <sup>4</sup>
18	H <sub>2</sub> O <sub>2</sub> + O ↔ OH + HO <sub>2</sub>	9.550 x 10 <sup>6</sup>	2.00	3.970 x 10 <sup>3</sup>
19	HO <sub>2</sub> + H ↔ H <sub>2</sub> + O <sub>2</sub>	1.66 x 10 <sup>13</sup>	0.0	0.823 x 10 <sup>3</sup>

## Jachimowski Reaksiyon Mekanizması

<i>Reaksiyon No.</i>	<i>Reaksiyon</i>	<i>A<sub>p</sub></i>	<i>n</i>	<i>E<sub>a</sub></i>
1	H <sub>2</sub> + O <sub>2</sub> ↔ HO <sub>2</sub> + H	7.00 x 10 <sup>13</sup>	0.00	5.68 x 10 <sup>4</sup>
2	H + O <sub>2</sub> ↔ OH + O	2.20 x 10 <sup>14</sup>	0.00	1.68 x 10 <sup>4</sup>
3	O + H <sub>2</sub> ↔ OH + H	5.06 x 10 <sup>4</sup>	2.67	6.29 x 10 <sup>3</sup>
4	OH + H <sub>2</sub> ↔ H <sub>2</sub> O + H	2.16 x 10 <sup>8</sup>	1.51	3.43 x 10 <sup>3</sup>
5	OH + OH ↔ H <sub>2</sub> O + O	1.5 x 10 <sup>9</sup>	1.14	0.0
6	H + OH + M ↔ H <sub>2</sub> O + M	8.62 x 10 <sup>21</sup>	-2.00	0.0
7	H + H + M ↔ H <sub>2</sub> + M	7.30 x 10 <sup>17</sup>	-1.00	0.0
8	H + O + M ↔ OH + M	2.60 x 10 <sup>16</sup>	-0.60	0.0
9	O + O + M ↔ O <sub>2</sub> + M	1.10 x 10 <sup>17</sup>	-1.00	0.0
10	H + O <sub>2</sub> + M ↔ HO <sub>2</sub> + M	2.30 x 10 <sup>18</sup>	-1.00	0.0
11	HO <sub>2</sub> + H ↔ OH + OH	1.50 x 10 <sup>14</sup>	0.00	1.0 x 10 <sup>3</sup>
12	HO <sub>2</sub> + O ↔ O <sub>2</sub> + OH	2.00 x 10 <sup>13</sup>	0.00	0.0
13	HO <sub>2</sub> + OH ↔ H <sub>2</sub> O + O <sub>2</sub>	2.00 x 10 <sup>13</sup>	0.00	0.0
14	HO <sub>2</sub> + HO <sub>2</sub> ↔ H <sub>2</sub> O <sub>2</sub> + O <sub>2</sub>	2.00 x 10 <sup>12</sup>	0.00	0.0
15	H + H <sub>2</sub> O <sub>2</sub> ↔ H <sub>2</sub> + HO <sub>2</sub>	1.70 x 10 <sup>12</sup>	0.00	3.78 x 10 <sup>3</sup>
16	H+ H <sub>2</sub> O <sub>2</sub> ↔ OH + H <sub>2</sub> O	1.00 x 10 <sup>13</sup>	0.00	3.58 x 10 <sup>3</sup>
17	O+ H <sub>2</sub> O <sub>2</sub> ↔ OH + HO <sub>2</sub>	2.80 x 10 <sup>13</sup>	0.00	6.4 x 10 <sup>3</sup>
18	OH+ H <sub>2</sub> O <sub>2</sub> ↔ OH + HO <sub>2</sub>	7.00 x 10 <sup>12</sup>	0.00	1.435 x 10 <sup>3</sup>
19	OH+ OH + M ↔ H <sub>2</sub> O <sub>2</sub> + M	1.60 x 10 <sup>22</sup>	-2.00	0.0

## Burke Reaksiyon Mekanizması

Reaksiyon No.	Reaksiyon		$A_p$	$n$	$E_a$
1	$H + O_2 \leftrightarrow O + OH$		$1.04 \times 10^{14}$	0.00	$1.531 \times 10^4$
2	(a) $O + H_2 \leftrightarrow H + OH$	Çift	$3.820 \times 10^{12}$	0.00	$7.948 \times 10^3$
	(b) $H_2 + OH \leftrightarrow H_2O + H$	Çift	$8.79 \times 10^{14}$	0.00	$1.917 \times 10^4$
3	$H_2 + OH \leftrightarrow H_2O + H$		$2.160 \times 10^8$	1.51	$3.43 \times 10^3$
4	$OH + OH \leftrightarrow O + H_2O$		$3.34 \times 10^4$	2.42	$-1.930 \times 10^3$
5	$H_2 + M \leftrightarrow H + H + M$		$4.58 \times 10^{19}$	- 1.40	$1.040 \times 10^5$
6	$O + O + M \leftrightarrow O_2 + M$		$6.16 \times 10^{15}$	- 0.50	0.0
7	$O + H + M \leftrightarrow OH + M$		$4.71 \times 10^{18}$	- 1.00	0.0
8	$H_2O + M \leftrightarrow H + OH + M$		$6.06 \times 10^{27}$	- 3.32	$1.208 \times 10^5$
9	(a) $H + O_2 + M \leftrightarrow HO_2 + M$	$k_{f,0}$	$6.37 \times 10^{20}$	- 1.72	$5.25 \times 10^2$
	(b) $H + O_2 \leftrightarrow HO_2$	$k_{f,\infty}$	$4.65 \times 10^{12}$	0.44	0.0
10	$HO_2 + H \leftrightarrow H_2 + O_2$		$2.75 \times 10^6$	2.09	$-1.451 \times 10^3$
11	$HO_2 + H \leftrightarrow OH + OH$		$7.08 \times 10^{13}$	0.00	$2.950 \times 10^2$
12	$HO_2 + O \leftrightarrow O_2 + OH$		$2.85 \times 10^{10}$	1.00	$-7.239 \times 10^2$
13	$HO_2 + OH \leftrightarrow H_2O + O_2$		$2.89 \times 10^{13}$	0.00	$-4.970 \times 10^2$
14	(a) $HO_2 + HO_2 \leftrightarrow H_2O_2 + O_2$	Çift	$4.20 \times 10^{14}$	0.00	$1.200 \times 10^4$
	(b) $H_2O_2 + O \leftrightarrow HO_2 + OH$	Çift	$1.30 \times 10^{11}$	0.00	$-1.630 \times 10^3$
15	(a) $H_2O_2 + M \leftrightarrow OH + OH + M$	$k_{f,0}$	$2.49 \times 10^{24}$	- 2.30	$4.875 \times 10^4$
	(b) $H_2O_2 + H \leftrightarrow OH + OH$	$k_{f,\infty}$	$2.00 \times 10^{12}$	0.90	$4.875 \times 10^4$
16	$H_2O_2 + H \leftrightarrow H_2O + OH$		$2.41 \times 10^{13}$	0.00	$3.970 \times 10^3$
17	$H_2O_2 + H \leftrightarrow HO_2 + H_2$		$4.82 \times 10^{13}$	0.00	$7.95 \times 10^3$
18	$H_2O_2 + O \leftrightarrow OH + HO_2$		$9.55 \times 10^6$	2.00	$3.970 \times 10^3$
19	(a) $H_2O_2 + OH \leftrightarrow HO_2 + H_2O$	Çift	$1.74 \times 10^{12}$	0.00	$3.180 \times 10^2$
	(b) $H_2O_2 + OH \leftrightarrow HO_2 + H_2O$	Çift	$7.59 \times 10^{13}$	0.00	$7.270 \times 10^3$



## ÖZGEÇMİŞ

**Ad-Soyad** : Tekin Aksu  
**Uyruğu** : T.C.  
**Doğum Tarihi ve Yeri** : 18.08.1993 Altındağ  
**E-posta** : aksutekin@gmail.com

### ÖĞRENİM DURUMU:

- **Lisans** : 2015, TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi, Mühendislik Fakültesi, Makine Mühendisliği

### MESLEKİ DENEYİM VE ÖDÜLLER:

Yıl	Yer	Görev
2015-2018	TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi Makine Mühendisliği Bölümü	Özel Başarı Burslu Yüksek Lisans Öğrencisi

**YABANCI DİL:** İngilizce

### TEZDEN TÜRETİLEN YAYINLAR, SUNUMLAR VE PATENTLER:

- **Aksu T.** and Uslu S., Large-Eddy Simulation of a Dual-Mode Scramjet Combustor Using non-Adiabatic Flamelet Modeling, 55th AIAA Aerospace Sciences Meeting, AIAA SciTech 2017, Grapevine TX, January 2017.

### DİĞER TÜRETİLEN YAYINLAR, SUNUMLAR VE PATENTLER:

- Kocaman O.C., **Aksu T.** and Uslu S, Large-Eddy Simulation of Full Annular RQL Combustion Chamber & Fuel Distribution Effects on the Combustor Exit Temperature Profile, 52nd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, Salt Lake City, UT, July 2016

- Kiyici F., **Aksu T.**, and S. Uslu, Design of a High Pressure Turbine Nozzle Guide Vane with Effective Film Cooling System on Leading Edge, 54th AIAA Aerospace Sciences Meeting, AIAA SciTech 2016, San Diego CA, January 2016.
- **Aksu T.**, Kiyici F., Kocaman O.C., Ozkan B., Uslu S., A Comparative Aerodynamic Study on Cascade Vanes for the Cold Stream Type Cascade Reverser Using Computational Fluid Dynamics(CFD), 8th Ankara International Aerospace Conference, Ankara, TR, September 2015

