

TOBB EKONOMİ VE TEKNOLOJİ ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

**TERS AKIŞLI BİR YANMA ODASINDA HESAPLAMALI AKIŞKANLAR
DİNAMİĞİ KULLANILARAK LARGE EDDY SIMULATION MODELİ İLE
TUTUŞMA KARAKTERİSTİĞİNİN BELİRLENMESİ**

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Serhan DÖNMEZ

Makine Mühendisliği Anabilim Dalı

Tez Danışmanı: Yrd. Doç Dr. Sıtkı USLU

MART 2016

Fen Bilimleri Enstitüsü Onayı

.....
Prof. Dr. Osman EROĞUL
Müdür

Bu tezin Yüksek Lisans derecesinin tüm gereksinimlerini sağladığını onaylarım.

.....
Doç. Dr. Murat Kadri AKTAŞ
Anabilimdalı Başkanı

TOBB ETÜ, Fen Bilimleri Enstitüsü'nün 121511141 numaralı Yüksek Lisans Öğrencisi **Serhan DÖNMEZ**'in ilgili yönetmeliklerin belirlediği gerekli tüm şartları yerine getirdikten sonra hazırladığı "**TERS AKIŞLI BİR YANMA ODASINDA HESAPLAMALI AKIŞKANLAR DİNAMİĞİ KULLANILARAK LARGE EDDY SIMULATION MODELİ İLE TUTUŞMA KARAKTERİSTİĞİNİN BELİRLENMESİ**" başlıklı tezi **23 Mart 2016** tarihinde aşağıda imzaları olan jüri tarafından kabul edilmiştir.

Tez Danışmanı : **Yrd. Doç. Dr. Sıtkı USLU**
TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi

Jüri Üyeleri : **Prof.Dr. Ünver KAYNAK (Başkan)**
TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi

Prof. Dr. Yusuf ÖZYÖRÜK
Orta Doğu Teknik Üniversitesi

Doç. Dr. Sinan EYİ
Orta Doğu Teknik Üniversitesi

Yrd. Doç. Dr. Nilay SEZER UZOL
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.



Serhan DÖNMEZ

ÖZET

Yüksek Lisans Tezi

TERS AKIŞLI BİR YANMA ODASINDA HESAPLAMALI AKIŞKANLAR DİNAMİĞİ KULLANILARAK LARGE EDDY SIMULATION MODELİ İLE TUTUŞMA KARAKTERİSTİĞİNİN BELİRLENMESİ

Serhan DÖNMEZ

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

Danışman: Yrd. Doç. Dr. Sıtkı USLU

Tarih: Mart 2016

Yanma odası tasarımlarında tutuşma karakteristiğinin belirlenmesi en önemli noktalardan birisidir. Bu tez çalışmasında, 2-5 kişi kapasiteli küçük bir uçağa ait, küçük boyutlardaki (160-180 kW) bir turboprop / turboshaft motorun ters akışlı yanma odası içerisindeki çift fazlı ve reaksiyonlu akış, Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD) yöntemi kullanılarak Büyük Burgaç Simülasyonu (Large Eddy Simulation, LES) yaklaşımı ile analiz edilmiştir. Yapılan analizlerde tutuşma, alev yayılımı ve yanma odası içerisindeki ısı transferi olayları incelenmiştir. Simülasyonlarda öncelikle, LES analizlerine referans olması amacıyla daha az hesaplama kaynağı gerektiren ve hesaplama süresi açısından daha kısa zamanda sonuçlar veren Reynolds-Averaged Navier-Stokes (RANS) yaklaşımı kullanılmış ve türbülanslı akış Realizable k- ϵ modeli ile analiz edilmiştir. Hesaplama maliyeti ve yakınsama kolaylığı nedeniyle RANS metodunun sağladığı izotropik türbülans yaklaşımından dolayı ilk analizler sektör geometri üzerinde gerçekleştirilmiştir. Sektör geometri, tam geometrinin 1/12'lik parçası olan 30 derecelik kısmını temsil etmektedir. Sektör geometri ile gerçekleştirilen analizlerde, ağ yapısı çalışmaları,

yanma modeli çalışmaları ve çift fazlı akış modeli çalışmaları tamamlanmıştır. Yanma modeli doğrulanması çalışmalarında Sandia laboratuvarlarında gerçekleştirilen Flame D pilot alev deneyi verileri kullanılmıştır. Çift fazlı akış karakteristiğinin belirlenebilmesi için LISA (Linearized Instability Sheet Analysis) birincil parçalanma modeli ve TAB ikincil parçalanma modelleri birlikte kullanılmıştır. Daha sonraki süreçte, Hibrit Eddy Break Up (HEBU) yanma modeliyle birlikte RANS yaklaşımı kullanılarak reaksiyonlu sektör geometri analizleri gerçekleştirilmiştir. Böylece, tam dairesel geometri ile yapılan analizlere daha az hesaplama gücü kullanılarak referans bilgi elde edilmiştir. Tam dairesel geometri ile yapılan analizler sonucunda, yanma odası çıkış sıcaklık dağılımı, hız dağılımı, Radyal Sıcaklık Dağılım Faktörü (RTDF), Genel Sıcaklık Dağılım Faktörü (OTDF) ve tutuşma parametreleri gibi temel performans parametreleri elde edilmiştir. Analizler süresince elde edilen sıcaklık konturları birleştirilerek videolar oluşturulmuş ve tutuşma, alev yayılımı gibi olaylar görsel olarak incelenmiştir. Sonuç olarak, ateşleyici ve yakıt enjekte edilme işlemi 3 ms zamanında etkinleştirilmiş ve yanmanın tamamlanıp alevin yanma odasına yayılma işlemi ise 63 ms civarında tamamlanmıştır. ıkış yüzeyinde elde edilen sıcaklık değerleri incelendiğinde RTDF değer i %5, OTDF değer i ise %29 olarak hesaplanmıştır.

Anahtar Kelimeler: Hesaplamalı akışkanlar dinamiği, Büyük burgaç simülasyonu, Yanma odası, Tutuşma karakteristiği, çift fazlı akış, Radyal sıcaklık dağılım faktörü, Genel sıcaklık dağılım faktörü.

ABSTRACT

Master of Science

COMPUTATIONAL FLUID DYNAMICS ANALYSIS OF IGNITION CHARACTERISTICS OF A REVERSED FLOW COMBUSTION CHAMBER WITH LARGE EDDY SIMULATION APPROACH

Serhan DÖNMEZ

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

Supervisor: Assist. Prof. Dr. Sitki USLU

Date: March 2016

Ignition characteristic is one of the most important issues in a gas turbine combustion chamber design. In this study, two-phase reacting flow through a reversed flow combustion chamber is analyzed using Computational Fluid Dynamics (CFD) with Large Eddy Simulation (LES) approach. The combustion chamber analyzed belongs to a small scale turboprop / turboshaft engine (160-180 kW) that will be used in 2-5 seats commuter aircraft. Analyses have been carried out for sector and full annular (FAnn) geometry. CFD analyses were focused on simulation of ignition, flame propagation and source of potential instabilities. The computations were performed to identify the thermo-fluid and heat transfer characteristics for the combustion chamber. First of all, reacting simulations with Reynolds Averaged Navier-Stokes (RANS) method are done in order to have a reference case to LES computations. Due to the steady-state approach, diffusive nature of the RANS method and the isotropic turbulence assumption of the employed turbulence model (Realizable $k-\epsilon$); it has been presumed that same thermo-flow field will be obtained with the RANS method at each combustor 1/12 sector. Therefore the RANS computations are carried out for one sector of the combustor in order to reduce the computational costs and have a faster convergence. During sector analysis, mesh, combustion model and two

phase flow characteristics studies have been carried out. In order to determine the two-phase flow characteristic LISA (Linearized Instability Sheet Analysis) break-up and TAB break-up models have been used. Sandia Flame-D test data have been used for combustion model validation studies. After that, reacting RANS calculations have been performed for a single sector as well. By this means, a methodology could be established as a reference to the FAnn simulations with less computation time. Combustor basic performance parameters such as outlet temperature distribution, velocity distribution, Radial Temperature Distribution Factor (RTDF), Overall Temperature Distribution Factor (OTDF) and ignition parameters were predicted. Time dependent temperature field images were gathered during simulation and these images were used to make movies which enables to understand ignition and flame propagation behaviors of the combustion chamber. As a result, fuel injection and ignitor has started 3 ms in flow time and flame propagation is completed around 63 ms. RTDF and OTDF are found as %5 and %29 respectively.

Keywords: Computational fluid dynamics, Large eddy simulation, Combustion chamber, Ignition, Two-phase flow, Radial temperature distribution factor, Overall temperature distribution factor.

TEŞEKKÜR

Çalışmalarım boyunca değerli katkıları ve desteğiyle beni akademik hayatımın her alanında yönlendiren akademik danışmanım Yrd. Doç. Dr. Sıtkı USLU'ya, proje boyunca beraber çalışmaktan memnuniyet duyduğum çalışma arkadaşlarım Ender ÇELİK ve Ozan Can KOCAMAN'a, yüksek lisans eğitimim boyunca her zaman destek olan kıymetli meslektaşlarım Mahmut DOĞRUDİL, Oğuzhan MÜLKOğLU, Ömer Faruk YALIM ve Çağlar YILMAZ'a, bütün çalışmalarım süresince sabrını ve emeğini hiçbir zaman esirgemeyen sevgili Nuriye ÇAM'a, yüksek lisans eğitimim boyunca tecrübelerini esirgemeyen TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi Makine Mühendisliği Bölümü öğretim görevlilerine öğrenim bursu sağlayarak çalışmalarıma destek olan TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi ve TÜBİTAK Bilim İnsanı Destekleme Daire Başkanlığı'na (BİDEB) ve yaşamım boyunca paha biçilemez tüm desteklerinden ötürü bugünkü konumumda olmamı sağlayan aileme çok teşekkür ederim.

İÇİNDEKİLER

	<u>Sayfa</u>
ÖZET	iv
ABSTRACT	vi
TEŞEKKÜR	viii
İÇİNDEKİLER	ix
ŞEKİL LİSTESİ	xi
ÇİZELGE LİSTESİ	xiii
KISALTMALAR	xiv
SEMBOL LİSTESİ	xv
1. GİRİŞ	1
1.1 Genel Bilgiler	1
1.1.1 Yanma odası.....	3
1.1.2 Yanma odası bölgeleri	6
1.1.3 Büyük Burgaç Simülasyonu.....	8
1.2 Literatür Özeti	9
1.3 Tezin Amacı	15
2. HESAPLAMALI AKIŞKANLAR DİNAMİĞİ YÖNTEMİ	17
2.1 Gaz Fazının Modellenmesinde Kullanılan Temel Denklemler	17
2.2 Türbülansın Modellenmesi.....	19
2.2.1 RANS yaklaşımı	21
2.2.1.1 Standart k-ε türbülans modeli	24
2.2.1.2 Realizable k-ε türbülans modeli.....	25
2.2.1.3 k- ω Türbülans modeli	26
2.2.2 LES Yaklaşımı	27
2.3 Sıvı Fazının Modellenmesi.....	28
2.3.1 Temel denklemler	29
2.3.2 LISA (Linearized Instability Sheet Analysis) modeli.....	31
2.3.3 TAB (Taylor Analogy Breakup) modeli	32
2.3.4 Spalding buharlaşma modeli	33
2.4 Yanma Reaksiyonunun Modellenmesi.....	35
2.4.1 Arrhenius sonlu reaksiyon hızı	36
2.4.2 Standart eddy break up yanma modeli	36
2.4.3 Hibrit eddy break up yanma modeli.....	37
2.4.4 Yakıt kimyası	37
2.5 Ayırıştırma Yöntemi ve Çözüm Algoritması	38
2.5.1 Ayırıştırma yöntemleri	38
2.5.2 SIMPLE Çözüm algoritması	40
3. HESAPLAMALI AKIŞKANLAR DİNAMİĞİ YANMA MODELİNİN DOĞRULANMASI	43

4. HESAPLAMALI AKIŞKANLAR DİNAMİĞİ ANALİZLERİ VE SONUÇLARI.....	47
4.1 Çözüm Ağı Çalışması.....	48
4.2 Sektör RANS Sprey Analizleri.....	54
4.3 Sektör RANS Yanma Analizleri	59
4.4 LES Tutuşma Analizleri	66
5. SONUÇLAR VE GELECEKTE YAPILACAK ÇALIŞMALAR	75
KAYNAKLAR.....	77
ÖZGEÇMİŞ.....	81



ŞEKİL LİSTESİ

	<u>Sayfa</u>
Şekil 1.1: Hero tarafından tasarlanan ilk jet motoru, Aeolipile.	1
Şekil 1.2: Frank Whittle tarafından geliştirilen ilk jet motoru.	2
Şekil 1.3: Hans von Ohain tarafından geliştirilen ilk turbojet motorlu uçak.	2
Şekil 1.4: Tipik bir turbojet motor diyagramı.	3
Şekil 1.5: Ters akışlı yanma odası şematik gösterimi.	4
Şekil 1.6: Boru tipi yanma odası.	5
Şekil 1.7: (a) Rolls-Royce Avon motoru boru-halka tipi yanma odası, (b) Rolls-Royce RB211 motoru halka tipi yanma odası.	6
Şekil 1.8: Yanma odası bölgeleri.	6
Şekil 1.9: Birincil bölgedeki CRV yapıları.	7
Şekil 2.1: Logaritmik ölçekte enerji yoğunluğu fonksiyonunun dalga sayısına bağlı değişimi.	20
Şekil 2.2: RANS ve URANS yaklaşımlarında ortalama değerler ve değişim miktarları.	21
Şekil 2.3: LES yaklaşımında kullanılan filtreler. (a) spektral uzayda cut-off filtre, (b) fiziksel uzayda kutu filtre, (c) fiziksel uzayda gauss filtre.	28
Şekil 2.4: Sıvı yakıtın atomizasyon ve buharlaşma aşamaları.	29
Şekil 2.5: TAB modeli damlacık deformasyonu.	32
Şekil 3.1: Flame D Pilot alev test düzeneği ve şematik gösterimi.	43
Şekil 3.2: Flame D Pilot alev test analizleri için oluşturulan 3 boyutlu çözüm ağı. ..	44
Şekil 3.3: Farklı yanma modelleri ile elde edilen sıcaklık değerlerinin deney sonuçları ile karşılaştırması.	45
Şekil 3.4: Farklı yanma modelleri ile elde edilen O ₂ derişimi değerlerinin deney sonuçları ile karşılaştırması.	45
Şekil 4.1: Yanma odası geometrisi.	47
Şekil 4.2: Sektör yanma odası geometrisi.	47
Şekil 4.3: Merkezi kesit üzerinde yanma odası bölümleri.	48
Şekil 4.4: Farklı sıklıktaki çözüm ağlarının merkezi kesit üzerindeki gösterimleri: (a) ~940,000 hücre, (b) ~3,200,000 hücre, (c) ~13,600,000 hücre.	49
Şekil 4.5: Çözüm ağı çalışmasında veri alınan radyal çizgiler.	50
Şekil 4.6: Farklı çözüm ağlarında elde edilen hız değerleri.	51
Şekil 4.7: Farklı çözüm ağlarında elde edilen sıcaklık değerleri.	51
Şekil 4.8: Farklı çözüm ağlarında merkezi kesit üzerinden alınan hız konturları.	52
Şekil 4.9: Farklı çözüm ağlarında merkezi kesit üzerinden alınan sıcaklık konturları (K).	53
Şekil 4.10: Enjektör çıkışında oluşan sıvı damlacık çap büyüklükleri (m).	54
Şekil 4.11: Yakınlaştırılmış sıvı damlacık çap konturları (m).	55
Şekil 4.12: Parçacık kalış süreleri (s).	56
Şekil 4.13: Enjektör çıkışında elde edilen DPM yoğunluk konturları (kg/m ³).	57
Şekil 4.14: Enjektör çıkışında radyal düzlem üzerindeki yakıt denge katsayısı konturları.	58
Şekil 4.15: Eksenel orta düzlemde yakıt denge katsayısı konturları.	59

Şekil 4.16: Eksenel orta düzlemde görüntülenen hız konturları (m/s).	60
Şekil 4.17: Eksenel orta düzlemde görüntülenen yakıt denge katsayısı konturları.	61
Şekil 4.18: Eksenel orta düzlemde görüntülenen ısı salınım oranı konturları (watt).	62
Şekil 4.19: Eksenel orta düzlemde görüntülenen sıcaklık konturları (K).	63
Şekil 4.20: Adyabatik duvar sıcaklığı konturları (K).	64
Şekil 4.21: Adyabatik duvar sıcaklığı konturları (K).	65
Şekil 4.22: Eksenel orta düzlemde görüntülenen ağ yapısı çözünürlük konturları.	66
Şekil 4.23: Akış doğrultusuna dik düzlemde görüntülenen sıcaklık konturları.	68
Şekil 4.24: Eksenel orta düzlemde görüntülenen sıcaklık konturları.	70
Şekil 4.25: Yanma odası çıkış yüzeyinden elde edilen sıcaklık konturları.	72
Şekil 4.26: Yanma odası çıkış yüzeyinde radyal sıcaklık dağılımı.	72



ÇİZELGE LİSTESİ

	<u>Sayfa</u>
Çizelge 2.1: Standart k-ε modeline ait deneysel sabitler	25
Çizelge 2.2: Realizable k-ε modeline ait deneysel sabitler	26
Çizelge 2.3: k-ω modeline ait deneysel sabitler	27
Çizelge 2.4: Sıvı fazının modellenmesinde kullanılan modeller	29
Çizelge 2.5: İkincil parçalanma şekilleri ve uygulanabilir modeller	32
Çizelge 2.6: Metan ve Jet-A kimyasal mekanizmaları için Arrhenius Parametreleri.....	38

KISALTMALAR

CRV	: Merkezi Resirkülasyon Bölgesi (Central Recirculation Zone)
DNS	: Doğrudan Sayısal Modelleme (Direct Numerical Simulation)
EBU	: Eddy Break Up
HAD	: Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği
HEBU	: Hibrit Eddy Break Up
KH-RT	: Kelvin Helmholtz - Rayleigh Taylor
LES	: Büyük Burgaç Simülasyonu (Large Eddy Simulation)
LHV	: Alt Isıl Değer (Lower Heating Value)
LISA	: Linearized Instability Sheet Analysis
NGV	: Türbin Giriş Kanatçığı (Nozzle Guide Vane)
OTDF	: Overall Temperature Distribution Factor
PDF	: Olasılık Yoğunluk Fonksiyonu (Probability Density Function)
RANS	: Reynolds Averaged Navier Stokes
RSM	: Reynolds Gerilme Modeli (Reynolds Stress Model)
RTDF	: Radial Temperature Distribution Factor
SMD	: Sauter Ortalama Çap (Sauter Mean Diameter)
SEBU	: Standart Eddy Break Up
TAB	: Taylor Analogy Break-Up
VOF	: Volume Of Fluid

SEMBOL LİSTESİ

Bu çalışmada kullanılmış olan simgeler açıklamaları ile birlikte aşağıda sunulmuştur.

Simgeler	Açıklama
A	Alan
A_p	Arrhenius önfaktörü
B	Spalding transfer sayısı
C_D	Debi katsayısı
C_p	Özgül ısı
D	Kütlesel yayılım katsayısı
Da	Damköhler sayısı
E_A	Aktivasyon enerjisi
F	Kuvvet
g^*	Kütlesel iletkenlik katsayısı
H	Toplam entalpi
h	Özgül entalpi
k	Türbülans kinetik enerjisi
k_g	Isıl iletim katsayısı
L	Buharlaşma entalpisi
M	Molekül ağırlığı
\dot{m}	Kütlesel debi
Ma	Mach sayısı
Nu	Nusselt sayısı
p	Basınç
Pr	Prandtl sayısı
Q	Isı Geçişi
R	Gaz sabiti
S	Kaynak
Sc	Schmidt sayısı
Sh	Sherwood sayısı
T	Sıcaklık
t	Zaman
u	Hız
V	Hacim
w	Vortisite
We	Weber sayısı
x	Konum
Y	Kütlesel oran
α	Isıl yayılım katsayısı
γ	Özgül ısı oranı
ε	Türbülans yayılım hızı
θ	Enjektör koni açısı

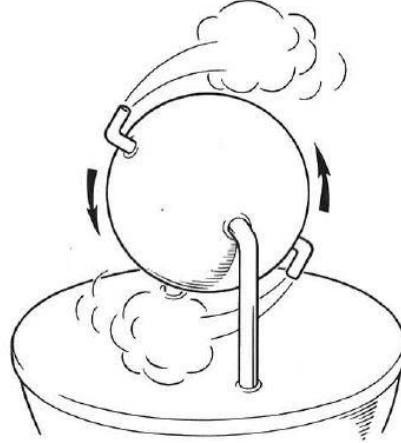
λ	Dalga boyu
μ	Dinamik viskozite
ρ	Özkütle
ς	Dalga sayısı
σ	Yüzey gerilimi
τ	Viskoz gerilme
ν	Mol oranı
Φ	Yakıt denge katsayısı
ω	Özgül türbülans yayını
ω_r	Reaksiyon hızı



1. GİRİŞ

1.1 Genel Bilgiler

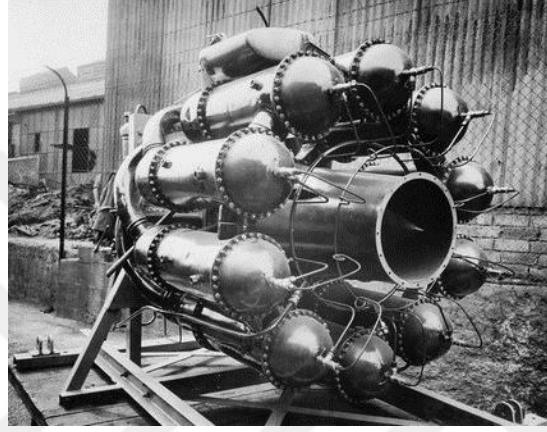
Jet motorlarının kökeni M.Ö. 120 yılına, Yunan filozof ve matematikçi Hero'nun Aeolipile adını verdiği icadına dayanır. Aeolipile, Şekil 1.1'de görüldüğü gibi üzerine zıt yönlerde lüleler yerleştirilmiş içi su dolu çelik bir küredür. Cihazın ısıtılmasıyla beraber içinde buharlaşan suyun lüleleri hızlı bir şekilde terk etmesiyle ortaya çıkan itki kuvveti, küre şeklindeki cihazın eksenini etrafında dönmesine sebep olur. Aeolipile'nin şimdiye kadar bilinen herhangi bir mekanik güç elde ettiği herhangi bir uygulamasına rastlanmamıştır. Bu nedenle, bir icat olmaktan daha çok bir oyuncak olarak nitelendirilmiştir [1].



Şekil 1.1: Hero tarafından tasarlanan ilk jet motoru, Aeolipile [1].

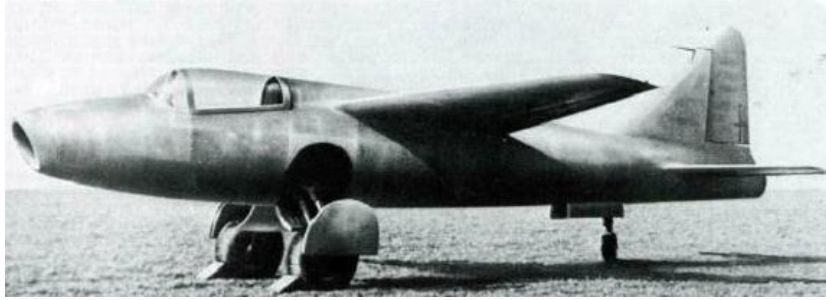
Jet tahrik sistemleri, barutun bulunması ile beraber yeni bir boyut kazanmıştır. Çinliler tarafından 13. yüzyılda barut ile çalışan roketin icadı bunun ilk örneklerindedir. İlk başta, havai fişek olarak gösteri amaçlı kullanılan bu icat daha sonraki yıllarda silah sektöründe roket olarak kullanılmaya başlanmıştır. Güçlü bir silah olmasına rağmen, makul uçuş hızlarında bile bu roketler oldukça verimsizdir ve savaşlarda istenilen sonuçların elde edilmesi için yeterli olmamıştır. Böylece, jet tahrik sistemleri teknolojisi birkaç yüzyıl daha askıya alınmıştır [2].

Bilinen anlamdaki ilk modern jet motorunun temelleri, 1928 yılında, İngiltere Kraliyet Hava Kuvvetleri Koleji'nde öğrenci olan Frank Whittle tarafından atılmıştır. O yıllarda başlangıç olarak fikrini üstlerine bildirmiş ve bundan bir yıl sonra fikrini daha da geliştirerek 16 Ocak 1930 tarihinde patent başvurusunu yapmış ve 1932 yılında başvurusu onaylanmıştır. Frank Whittle, 1937 yılında, Şekil 1.2'de gösterilen ve W1 olarak isimlendirdiği motorun prototipini üretmiş ve Nisan ayında motor ilk defa çalıştırılmıştır. W1, testi başarıyla geçmiş olsa da hükümetin ilgisini yeterince çekmeyi başaramamıştır [3].



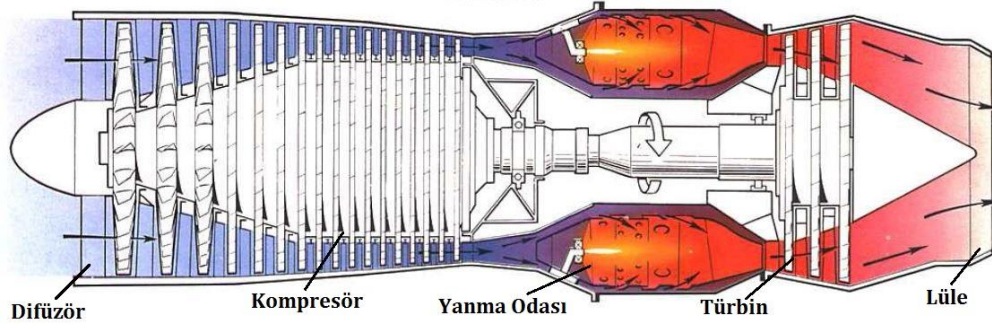
Şekil 1.2: Frank Whittle tarafından geliştirilen ilk jet motoru [1].

1935 yılında Hans von Ohain, İngiltere'de gerçekleşen olaylardan haberi olmadan benzer bir tasarım üzerine Almanya'da çalışmaya başlamıştır. Şekil 1.3'te gösterilen 1939 yılında uçan ilk jet motorlu araç olan He 178, Ohain'in eseri olan He S.8 motoru ile bu başarıya imza atmıştır [4].



Şekil 1.3: Hans von Ohain tarafından geliştirilen ilk turbojet motorlu uçak, He 178 [4].

Günümüz jet motorları, temel çalışma prensibi olarak W1 ya da He S.8 ile oldukça benzerdir. Bir turbojet motor, temel olarak 5 ana kısımdan oluşmaktadır. Bu kısımlar, difüzör, kompresör, yanma odası, türbin ve lüle olarak adlandırılmaktadır. Tipik bir turbojet motorunun yapısı şematik olarak Şekil 1.4'te gösterilmiştir.



Şekil 1.4: Tipik bir turbojet motor diyagramı [1].

Turbojet motor, Brayton çevrimi prensibine göre çalışmaktadır. Hava, difüzörden içeri girer ve kompresörde sıkıştırılır. Kompresörde basıncı artırılan hava yanma odasına girerek yakıt ile karışır ve yanma gerçekleşir. Yanma sonucu ortaya çıkan sıcak gazlar, türbin kanatlarını döndürerek kompresörün çalışmasını sağlayan mekanik işin üretilmesini sağlar. Türbinden çıkan sıcak gazlar ise lüle vasıtasıyla motoru terk eder. Bu işlem esnasında havanın hızında artış meydana gelir ve Newton'un 3. hareket yasasına uygun olarak, uçağın hareket edebilmesi için ihtiyacı olan itki kuvveti sağlanmış olur [5].

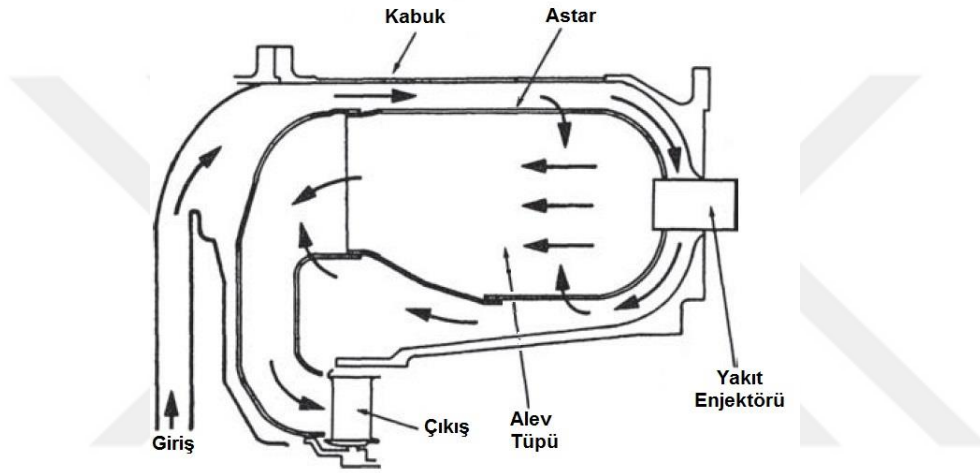
1.1.1 Yanma odası

Yanma odası, jet motorların en karmaşık kısımlarından biridir. Tasarım aşamasında akışkanlar dinamiği, yanma ve mekanik hesaplamalar gibi farklı disiplinlerin dikkate alınması gerekmektedir. Geçmiş yıllarda yanma odası tasarımında deneme-yanılma yöntemi sıkça kullanılırken, Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD) analizlerinin artmasıyla beraber günümüzde akış karakteristiği, hem daha az maliyet ile hem de daha kapsamlı bir şekilde incelenebilmektedir.

Gaz türbini tasarımının yaygınlaşmaya başladığı zamanlarda, özellikle yanma odası tasarımında aranan temel özellikler; yüksek yanma verimi ve ortaya çıkan dumanın azaltılmasıydı. 1970'li yıllarda bu hedeflerde başarıya ulaşılmıştır. Bu kriterlerin yanı sıra, motorun sorunsuz çalışabilmesi için yanma odası içerisinde kararlı bir alev, metal yapısının değişmemesi için uygun metal sıcaklıkları, uygun basınç kayıpları ve yanma odası çıkışında düzgün bir sıcaklık dağılımı gerekmektedir. Ticari ve askeri uçakların sayısındaki artış ile birlikte, nitrojen oksit (NO_x) emisyonları ciddi bir sorun olmaya başlamış ve konu ile ilgili tüm dünyada emisyonlar ile ilgili kısıtlama kararı alınmıştır. Böylece, kimyasal emisyon değerlerinin de tasarım aşamasında dikkate alınması zorunlu hale gelmiştir [5].

2. Dünya Savaşı döneminde, ülkelerin üzerindeki baskılar ve tasarımcıların tecrübesizliğinden dolayı farklı boyutlarda, geometrilerde ve farklı yakıt enjeksiyon sistemlerine sahip yanma odaları ortaya çıkmıştır. Savaşın sonlanması ile birlikte, yapılan araştırmalar ve taraflar arasındaki bilgi paylaşımı sayesinde, yanma odası tasarım kriterleri evrensel bir yapıya ulaşmaya başlamıştır. 1950'li yılların ortalarında ise, günümüzde kullanılan konvansiyonel bir yanma odasına ait temel özelliklerin büyük bir bölümü ortaya çıkmıştır [6].

Ters akışlı bir yanma odasının şematik görünümü ve bileşenleri Şekil 1.5'te gösterilmiştir.

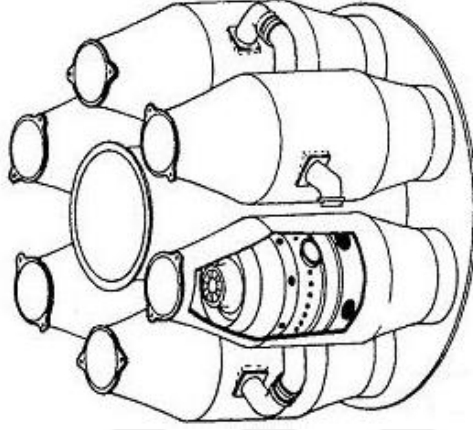


Şekil 1.5: Ters akışlı yanma odası şematik gösterimi [6].

Kompresörde sıkıştırılan hava, düzenli bir akış profili elde edildikten sonra yanma odasına gönderilir. Yanma odasına yönlendirilen havanın bir kısmı döngü yaratıcısına girerken, kalan hava ise kabuk ve astar arasındaki bölgeye geçer. Döngü yaratıcısına giren hava, yakıt enjektöründen gelen yakıtla karışarak alev tüpüne gönderilir. İkincil hava kanallarına giden hava ise, astar deliklerinden alev tüpü içine gönderilir ve yanmanın tamamlanması için gerekli olan ek havayı sağlar. Ayrıca, astar deliklerinden gönderilen hava, yanma sonucu oluşan gazların sıcaklıklarını ve dolayısıyla yanma odası duvar sıcaklıklarını düşürmeye yarar. Yanma sonucu ortaya çıkan gazlar ise yanma odasını terk ederek türbine gönderilir [6].

Yanma odası içerisindeki akış, oldukça düzensiz bir davranış göstermektedir. Bu düzensizlik, temel olarak yanma odasının geometrik yapısının karmaşıklığından kaynaklanmaktadır. Geçmişten bu yana, hem endüstriyel hem de havacılık alanında kullanılan gaz türbinlerinin yanma odalarında farklı geometrilere sahip yanma odaları tasarlanmıştır. Temel olarak yanma odası geometrileri üç kategori altında

incelenebilir. Bu kategoriler; boru tipi (tubular) yanma odası (Şekil 1.6), halka tipi (annular veya cannular) yanma odası (Şekil 1.7a) ve boru-halka tipi (tubo-annular) yanma odası (Şekil 1.7b) olarak adlandırılmaktadır [5].

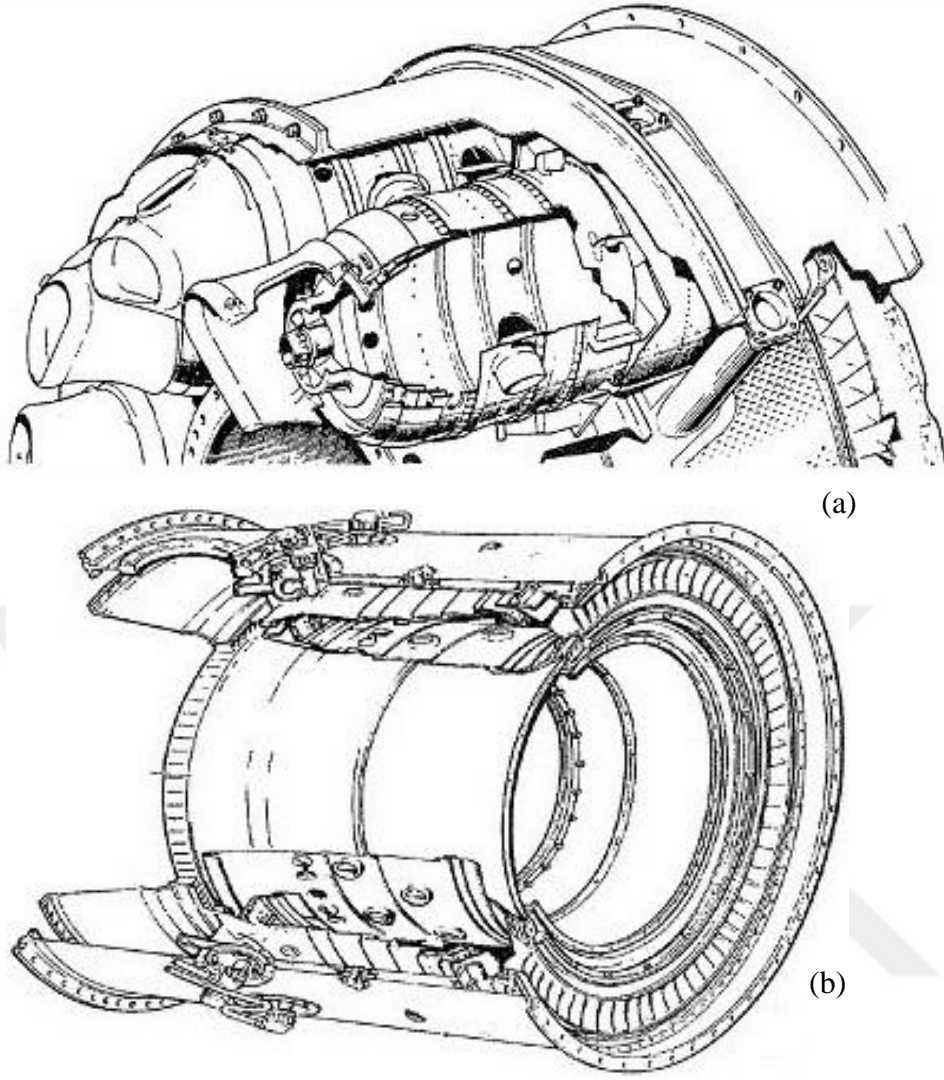


Şekil 1.6: Boru tipi yanma odası [6].

Boru tipi yanma odasında, iç kabuk etrafına yerleştirilmiş birden fazla silindirik alev tüpü bulunmaktadır. Kompresörden gelen hava, ayrı ayrı alev tüplerine birbirinden bağımsız olarak dağıtılır. Bu tür yanma odaları, yüksek yüzey alanı/hacim oranlarına sahiptir. Bunun yanı sıra, açılal yönde daha düzenli bir akış profili oluştururlar ve mekanik açıdan daha dayanıklıdırlar. Üretim sonrası testlerin tek bir tüp üzerinde yapılmasından dolayı da ucuz ve hızlı bir şekilde geliştirilebilmektedir. Bu tür yanma odalarının en büyük dezavantajı ise, uzun ve ağır olmalarıdır. Erken dönem jet motorlarında yaygın olarak kullanılsa da, ağırlık engelinden dolayı günümüzde sadece endüstriyel gaz türbinlerinde kullanılmaktadır [6].

Boru-halka tipi yanma odalarında, boru tipi yanma odalarına benzer olarak iç kabuk etrafına belirli aralıklarla yerleştirilmiş silindirik alev tüpleri bulunmaktadır fakat alev tüpleri ortak bir ikincil hava kanalını paylaşmaktadır. Buradaki amaç ise basınç kaybını azaltmak ve daha kompakt bir yanma odası geometrisi oluşturmaktır [6].

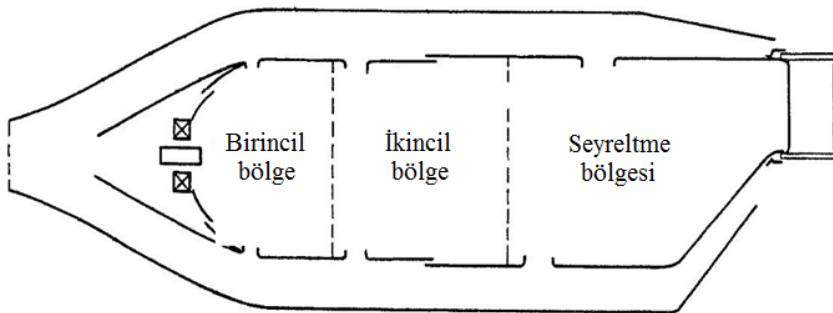
Halka tipi yanma odalarında ise tek bir alev tüpü bulunur. Halka biçimindeki alev tüpü, yine halka biçimindeki kabuğun içine yerleştirilmiştir. Uçak motorları için tasarlanan en verimli yanma odaları, halka tipi yanma odalarıdır. Aerodinamik yapısı ve düşük yüzey alanı/hacim oranına sahip olmasından dolayı diğer tip yanma odaları ile kıyaslandığında daha hafif, daha az yer kaplamakta ve daha az basınç kaybına neden olmaktadır. Günümüzde yeni tasarlanan uçak motorlarının neredeyse tümünde halka tipi yanma odası kullanılmaktadır [6].



Şekil 1.7: (a) Rolls-Royce Avon motoru boru-halka tipi yanma odası, (b) Rolls-Royce RB211 motoru halka tipi yanma odası [6].

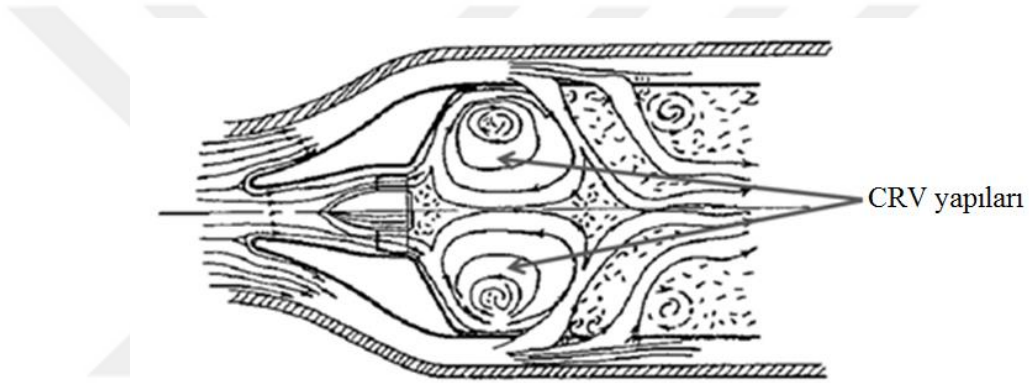
1.1.2 Yanma odası bölgeleri

Yanma odası, temel olarak üç bölgeden oluşmaktadır. Bu bölgeler birincil (primary), ikincil (secondary) ve seyreltme (dilution) bölgeleri olarak adlandırılır. Bir yanma odasına ait bölgelerin şematik gösterimi Şekil 1.8’de sunulmuştur.



Şekil 1.8: Yanma odası bölgeleri [6].

Birincil bölgenin asıl fonksiyonu, alev tutmak ve yanmanın tamamlanabilmesi için yeterli zamanı, sıcaklığı ve türbülansı sağlamaktır. Eğer mümkün ise, yakıt hava karışımının önemli oranda bu bölgede yakılması istenmektedir. Bu nedenle, yanma odalarının büyük çoğunluğunda resirkülasyon bölgeleri (Central Recirculation Vortex, CRV) oluşturmaya yarayan döngü yaratıcılar (swirlers) kullanılmaktadır. Döngü yaratıcısından çıkan hava, astara doğru yönelir ve CRV sonucu oluşan düşük basınçlı girdap merkezine çekilir. Böylece, yanmamış yakıt molekülleri birincil bölgede daha uzun süre tutularak yanmaları sağlanır ve daha belirli bir akış yapısı yakalanmış olur. Bu konuda, Lucas yanma grubu tarafından Whittle W2B ve Welland motorlarının yanma odalarında kullanılan model öncü rol oynar. Lucas birincil bölge akış modeli Şekil 1.9'da gösterilmiştir [6].



Şekil 1.9: Birincil bölgedeki CRV yapıları [6].

Birincil bölgedeki gaz sıcaklıklarının 2000 K'den yüksek olması durumunda, ayrışma reaksiyonları başlar ve böylece ortamda, yüksek miktarda CO ve H₂ ortaya çıkar. Bu gazların direkt olarak seyreltme bölgesine gönderildiği durumlarda, ikincil hava kanalından gelen ek hava ile ani bir soğuma gerçekleşecek ve yanmadan dışarı atılacaktır. Yanmadan dışarı atılan CO, hem çevre kirletici etkiye sahip hem de yanma veriminin düşmesine neden olmaktadır. Bu sebeple, yanma odasının ikincil bölge adı verilen kısmında, alev tüpüne ikincil hava gönderilerek gaz sıcaklıklarının düşürülmesi sağlanır. Böylece, hem ortamdaki is (soot) oluşumu engellenirken hem de yanmamış CO ve diğer hidrokarbonların yanması sağlanmış olur [6].

Yanma odasının son bölümü olan seyreltme bölgesi, yanma sonucu ortaya çıkan sıcak gazların sıcaklıklarının azaltıldığı bölümdür. Bu işlem, yanma odasından çıkan gazların türbin kanatçıklarına zarar vermemesi için gerçekleştirilmektedir. Bundan dolayı, yanma odası çıkışındaki sıcaklık profili büyük önem teşkil etmektedir. Seyreltme bölgesinde alev tüpüne gönderilen hava miktarı, yanma odasına

gönderilen toplam havanın tipik olarak %20 ile %40'ı arasındadır. Bu hava, astar üzerinde bulunan deliklerden gönderilmektedir ve çıkıştaki sıcaklık profilini büyük ölçüde belirleyici role sahiptir. Yanma odası çıkışında, açısal yönde homojen bir dağılım elde edilmek istenir. Bunun yanında, radyal yönde ise orta kısımlara oranla, alt ve üst kısımlarda daha düşük sıcaklıklar görülmesi gerekmektedir. Bunun sebebi ise, her türbin kanatçığının (Nozzle Guide Vane, NGV) aynı sıcaklıklara maruz kalarak kanatçıkların mekanik anlamda daha kritik olan kök ve uç kısımlarının daha soğuk kalmasının istenmesidir [6].

1.1.3 Büyük Burgaç Simülasyonu

Gaz türbinleri ve içten yanmalı motorların tasarımında, türbülans ve yanma reaksiyonlarının davranışlarının belirlenebilmesi en büyük gereksinimlerden biridir. Bu konudaki ihtiyacın giderilmesi için Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD) yaygın olarak kullanılmaktadır. Türbülanslı akış davranışının incelenmesi için kullanılan metotların başında Reynolds Ortalamalı Navier-Stokes (Reynolds Averaged Navier-Stokes, RANS) denklemlerinin çözümü gelmektedir. RANS yaklaşımı ile günümüze kadar çok sayıda analiz yapılmış ve başarılı sonuçlar elde edilmiştir.

Gelişen teknoloji ile birlikte, Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği ile yapılan analizlerden beklentiler artmıştır. RANS yaklaşımının ihtiyacı karşılamadığı durumlar için Büyük Burgaç Simülasyonu (Large Eddy Simulation, LES) metodu kullanılmaya başlanmıştır. LES metodu, RANS yaklaşımının getirdiği bir takım eksiklikleri de inceleme imkânı sunmuştur.

LES metodu, günümüzde kullanılan metotlarla kıyaslandığında yüksek hesaplama masrafı gerektiriyor olmasına rağmen oldukça hızlı şekilde yaygınlaşan yeni bir alternatif metot haline gelmiştir. Bu gelişim ardındaki sebep, LES metodunun büyük ölçekli zamana bağlı akış fiziğini çözüm ağı içerisinde direkt çözebilmesidir. Böylece, türbülans, reaksiyonlar ve çok fazlı akış sürecinin modellenmesi daha kolay bir hale gelmektedir ve küçük ölçekli basınç salınımlarının incelenmesi öncelikli önem kazanmaktadır.

Günümüzde en yaygın kullanılan HAD metodu olan RANS ile karşılaştırıldığında, LES metodu özellikle daha karmaşık konfigürasyonlarda ve aşırı akış koşullarında, doğruluk, güvenilirlik ve çok yönlülük açısından daha fazla imkân sunmaktadır.

Buna karşın, daha fazla hesaplama maliyeti olmasından dolayı, her iki yöntemi de kapsayan LES/RANS hibrit yaklaşımları söz konusudur. Bu konuda, Ayrık Burgaç Simülasyonu (Detached Eddy Simulation, DES) en iyi bilinen yaklaşımdır. DES yaklaşımında bağlı burgaçlar RANS ile çözümlenirken ayrık burgaçlar ise LES yaklaşımı ile çözümlenmektedir [7].

1.2 Literatür Özeti

Yanma odası içerisindeki akış, türbülans, yanma ve çok fazlılık gibi kompleks olgular içermektedir. Bu bölümde tez kapsamında yer alan kriterler çerçevesinde yapılan literatür çalışmalarından örneklere yer verilecektir.

Deardorff [8], 1970 yılında ilk defa türbülanslı kanal akışı konusunda LES kullanarak HAD analizi yapmıştır. Çalışmasında, yüksek Reynolds sayısına sahip kanal akışında türbülansı incelemiştir. Bu çalışma sonucunda, bilgisayar kapasitesinin artması ile birlikte, simülasyonlarda daha başarılı ve doğru sonuçlar elde edebileceği fikrini ortaya koymuştur.

Fureby [9], mühendislik problemlerinin LES metodu ile incelenmesi konusunda çeşitli çalışmalar yapmıştır. Bu çalışmalar esnasında, sıkıştırılabilir, sıkıştırılamaz ve reaktif çok fazlı akışlarda HAD analizleri yapmıştır. Analizler hem basit hem de karmaşık geometriler üzerinde denenmiştir. Yapılan çalışmalar sonucunda, çeşitli endüstriyel uygulamalarda LES yaklaşımı ile sonuçlar elde edilmiş ve gelecek 5-10 yıl gibi bir sürede bu yaklaşımın daha pratik bir hale geleceğini belirtmişlerdir.

Wang ve diğ. [10], Laser Doppler Velocimetry (LDV) ölçüm yöntemi LES yaklaşımı kullanarak model bir boşaltma tipi yanma odası içerisindeki izotermal türbülanslı döngü akışını incelemiştir. Bu çalışmanın amacı, akış ve türbülans konusunda daha fazla bilgi edinmek ve LES yaklaşımının ne kadar doğru sonuç verdiğinin belirlenmesidir. Duvara yakın bölgelerde, refraktif indeks eşleştirme metodu kullanılarak LDV ölçümlerinin kalitesi artırılmıştır. HAD analizlerinde de farklı çözüm ağı sayıları ve sınır koşulları kullanılmıştır. Ölçüm ve numerik sonuçların her ikisinde de boşaltma tipi yanma odasında, ani genişleme ve resirkülasyon bölgesindeki türbülansın oldukça anizotropik olduğu görülmüştür. Bu çalışma sonucunda LES yaklaşımının, deneysel ölçüm ile elde edilen hız ve Reynolds kayma gerilmesi değerlerini tamamen başarıyla elde ettiği vurgulanmıştır.

Literatürde, LES ile yanma odası analizi hakkında çok sayıda araştırma yer almaktadır. Bu bölümde, çeşitli yanma odalarında yapılan yanma analizlerine yer verilecektir.

Paul ve diğ. [11], silindirik bir yanma odası içerisinde ön-karışimsız (non-premixed) propan-hava kullanarak yanma reaksiyonunun LES simülasyonunu yapmışlardır. Bu çalışma esnasında, türbülanslı akış ve moleküllerin (species) sıcaklığa bağlı konsantrasyonları incelenebilmiştir. Elde edilen analiz sonuçları Nishida ve Mukohara [12] tarafından yapılan deneysel sonuçlarla karşılaştırılmış ve yakın sonuçlar elde edilmiştir. Yapılan çalışma sırasında, yakıt denge katsayısı (equivalence ratio) değeri olarak 1.67 kullanılmış ve bunun sonucu olarak yanma ürünleri arasında yanmamış hidrokarbonlara rastlanmıştır. Bu ürünler arasında, katı karbon parçacıkları ve katı emisyonları, is, (soot) oluşumunun başlamasına ve çoğalmasına sebep olan asetilene, C_2H_2 , bulunmuştur. Paul vd., bu problemin çözümü için is kütle oranını (soot mass fraction) ve is parçacık yoğunluğu (soot particle density) denklemlerinin yapılan çalışmaya dahil edilmesi gerektiğini sunmuşlardır.

Branley ve Jones [13], türbülanslı ve yanma içeren akışlar için LES çalışması yapmışlardır. Çalışmalarında lineer olmayan kimyasal kaynak terimlerinde (chemical source terms) LES yaklaşımının, yanma reaksiyonu içeren türbülanslı karışım akışlarında oldukça başarılı sonuçlar elde ettikleri vurgulanmıştır. Bu çalışmalarını esnasında Direkt Numerik Simülasyon (Direct Numerical Simulation, DNS) ile LES yaklaşımını da teorik açıdan karşılaştırmışlar ve DNS yaklaşımının çok büyük gereksinimlere ihtiyacı olduğu için yakın gelecekte LES yaklaşımının en yaygın ve ihtiyaçları karşılayan metot olduğunu savunmuşlardır. Bu çalışma sonucunda, LES yaklaşımı ile ön-karışimsız yanma analizinde meydana çıkan alev karakteristiğinin incelenebildiği görülmüştür.

Nanduri ve diğ. [14], farklı Reynolds Ortalamalı Navier-Stokes (Reynolds Averaged Navier-Stokes, RANS) tabanlı türbülans modellerinin, yanma simülasyonlarındaki performanslarını incelemişlerdir. Çalışmada, Standart EBU yanma modeli ile birlikte Standart k- ϵ , RNG k- ϵ , Realizable k- ϵ ve k- ω türbülans modelleri kullanılmıştır. Yüksek döngülü ve reaksiyonlu akışın simüle edildiği çalışma neticesinde, türbülanslı lokal izotropik olarak kabul etmelerine rağmen, Realizable k- ϵ ve RNG k- ϵ

modellerinin, anizotropik türbülanslı akışları daha doğru tahmin ettiği ve deneysel değerlere daha yakın sonuçlar verdiği gözlemlenmiştir.

Fureby [15], bir diğer çalışmada, çok brülörlü halka tipi gaz türbini yanma odasında LES yaklaşımı ile yanma analizleri yapmıştır. Bu çalışmada Eddy Dissipation Concept (EDC) yanma modeli kullanarak yavaş kimya (finite rate chemistry) etkilerini LES yaklaşımı ile incelemiştir. Yapılan bu çalışmaya ait birebir deneysel veri elde olmamasına rağmen, benzer araştırmalar(referans [16] ve [17]) sonucu elde edilen deneysel veriler ile kıyaslanmış ve doğruluğu gösterilmiştir.

Bulat ve diğ. [18], 3 bar basınç ortamında çalışan ön-karışimli (premixed) endüstriyel bir gaz türbini yanma odasının LES metodu ile HAD analizini yapmışlardır. Bu çalışma esnasında, ağ-altı (Sub-Grid Scale, SGS) türbülans modelleri ve PDF(Probability Density Function) modelleri birlikte kullanılmıştır. Ağ-altı modeli olarak dinamik Smagorinsky modeli denenmiştir. Buna ek olarak, Eulerian Olasılıksal Alan Çözüm (Eulerian Stochastic Field Solution) metodu SGS-PDF yaklaşımı ile iç içe kullanılmıştır. Yanma reaksiyonu için 15 basamaklı ve 19 molekül (species) içeren bir kimyasal mekanizma seçilmiştir. Yapılan çalışma sonucunda, numerik değerler ile deneysel değerler [19] karşılaştırılmış ve geometrinin numerik açıdan doğru modellendiği ve dinamik Smagorinsky modelinin uygun bir ağ-altı modeli olduğu görülmüştür.

di Mare ve diğ [20], yaptıkları çalışmada, jenerik bir yanma odası içerisindeki akışı, LES metodunu kullanarak modellemiştir. Simülasyonlarda, Smagorinsky-Lilly türbülans modeli ve β -PDF Flamelet yanma modeli kullanılmıştır. HAD analizlerinden elde edilen sıcaklık ve karışım oranı (mixture fraction) değerleri deneylerden elde edilen verilerle oldukça uyum göstermektedir. Hesaplamalar, yaklaşık 1,000,000 hücreden oluşan yapısal çözüm ağı üzerinde gerçekleştirilmiş ve akışın 10 ms'lik bir kısmı simüle edilmiştir. 64 işlemcili bir öbek bilgisayarla yapılan simülasyonlar, toplam 413 saat sürmüştür.

Boudier ve diğ. [21], 2008 yılında yaptıkları çalışmada, reaksiyonlu LES analizlerinin çözüm ağı sıklığına bağımlılığını incelemiştir. Bir helikopter motorunun yanma odasının modellendiği çalışmada, 1,242,086, 10,620,245 ve 43,940,682 hücre içeren üç farklı dört yüzlü (tetrahedral) ağ yapısı kullanılmıştır. Çalışma sonucunda, sıcaklık ve karışım oranı değerlerinin zamana göre

ortalamasının çözüm ağı sıklığından bağımsız olduğu gözlemlenmiş, bu değerlerin çalkantı (fluctuation) miktarlarının ise hücre sayısının artmasıyla oldukça arttığı belirtilmiştir. Akışın 10 ms'lik bir kısmı, en büyük çözüm ağındaki, 4096 işlemcili bir öbek bilgisayarla, yaklaşık 8 saatte simüle edilmiştir.

Malalasekera ve diğ. [22], ön-karışimsız ve ön-karışimli durumlar için LES metodu ile yanma analizleri yapmışlardır. Yapılan bu çalışmada, ön-karışimsız analiz için kompleks bir fenomen olan, döngülü alev (swirl flame) üzerine çalışmışlardır. Elde edilen sonuçlar incelendiğinde, LES yaklaşımı ile elde edilen sonuçların, bu tür kompleks olaylar için oldukça başarılı olduğu görülmüştür. Ön-karışimli analiz için ise, alev yayılımı (flame propagation) konusu incelenmiş ve bir takım engeller üzerinde alevin nasıl hareket ettiği incelenmiştir. Bu çalışma sırasında yeni bir metod olan Dinamik Alev Yüzey Yoğunluğu (Dynamic Flame Surface Density, DFSD) yaklaşımı LES metodu ile iç içe kullanılmıştır. Ön-karışimli analiz sonucu elde edilen veriler deneysel sonuçlar ile karşılaştırıldığında çok yakın sonuçlar elde edilmiş ve LES metodunun ön-karışimsız ve ön-karışimli yanma modellemesinde oldukça kullanışlı bir yaklaşım olduğu vurgulanmıştır.

Jones ve Prasad [23], Sandia Laboratuvarları tarafından gerçekleştirilen Flame D ön-karışimsız alev deneyinin [24] LES metodu ile HAD simülasyonunu yapmıştır. Bu çalışmada LES metoduna ek olarak Smagorinsky sub-grid scale (SGS) ve Eulerian Stochastic Alan çözüm tekniği kullanılmıştır. Analiz sonucunda elde edilen, CO, CO₂, O₂, H₂O, CH₄ ve H₂ moleküllerinin kütle oranları ölçüm sonuçları ile kıyaslandığında doğru sonuçlar elde edildiği gözlemlenmiştir. Bu çalışma sonucunda, yerel alev sönmesi ve yeniden ateşleme olaylarında LES-sgs yaklaşımının yüksek doğruluk oranı ile sonuca ulaştığı vurgulanmıştır.

Janicka ve Sadiki [25], tek-fazlı yanma sistemleri üzerine LES metodu ile çalışmalar yapmıştır. Bu çalışmada, ön-karışimsız yanma için Flamelet yanma modeli kullanılmış ve RANS tabanlı çalışmalara kıyasla daha doğru sonuçlar elde edildiği görülmüştür. Janicka ve Sadiki yaptıkları çalışma sonucunda elde edilen verileri Sydney laboratuvarında yapılan alev deneyi [26] ile kıyasladıklarında oldukça iyi sonuçlar elde ettikleri görülmektedir. Ayrıca, yaptıkları bu çalışma sonucunda, ön-karışimli yanma modellerinde henüz deneysel verilerin yaygın olarak bulunmamasından dolayı LES yaklaşımının doğruluğu konusunda kesin bilgiler verilemediği vurgulanmıştır.

Jones ve diğ. [27], döngü içeren sıvı kerosen sprey üzerine ön-karışimsız LES analizleri ile HAD çalışmaları yapmıştır. Bu çalışma esnasında, kararlı ve kararsız olmak üzere iki farklı alev incelenmiştir. Kararsız alev, düşük yakıt-hava oranına sahip olup blow-off limitine yakındır. Bu çalışma yapılırken, LES-sprey-pdf metodolojisi kullanılmış ve elde edilen veriler deneysel ölçümler sonucu elde edilen sıcaklık ve molekül konsantrasyonu değerleri ile karşılaştırılmıştır. Bu çalışma sonucunda, Jones vd. LES metodu ile çok fazlılık ve yanma içerecek kompleks akışların modellenilebildiğini belirtmişlerdir.

Gaz türbini yanma odalarında, tutuşma (ignition) kriterleri, önemli tasarım parametrelerindedir. Yüksek irtifa uçuşlarında bile, alev sönmesi durumunda yeniden tutuşmanın (relight) mümkün olması gerekmektedir. Dağlarda yapılan arama kurtarma çalışmalarında kullanılan helikopterlerde de, soğuk hava şartlarına rağmen motorun çalışabilmesi önem taşımaktadır. 6000 metreden yüksek bölgelerde, havanın yoğunluğu 0.5 bar değerinin altındadır ve motor parçaları ve yakıt sıcaklığı da 233 K değerlerine kadar düşebilmektedir. Bundan dolayı, tutuşma olayı ve dolayısıyla tutuşma analizleri büyük önem taşımaktadır. Literatürde bu konu ile ilgili yapılan çalışmalara bu bölümde yer verilecektir.

Linassier ve diğ. [28], yanma odalarında tutuşma performansını arttırmak amacıyla çalışma yapmıştır. Bu çalışmada, küresel tutuşma çekirdeğinin (ignition kernel) ortaya çıkması anından itibaren, iki-fazlı yakıt davranışı ve tutuşma karakteristiği incelenmiştir. Sıvı fazın modellenmesi için öncelikle RANS ve LES metotları ile yakıtın davranışı incelenmiş ve deneysel veriler ile kıyaslanmıştır. RANS metodu ile tutuşma haritası ve alev yayılımı test edilmiş ve deneysel verilerle oldukça yakın sonuçlar elde edilmiştir. Aynı şekilde LES metodu ile tutuşma analizleri de yapılmış ve RANS metoduna göre doğruluk oranı daha yüksek değerler elde edilmiştir.

Barré ve diğ. [29], çok enjektörlü bir yanma odasında, enjektörler arası mesafenin tutuşma sürecine ve alev yayılımına etkisini incelemek amacıyla deneysel ölçümler ve LES metodu ile HAD çalışmaları gerçekleştirmiştir. Bu çalışmalar sırasında, birbirini takip eden iki enjektör arasındaki mesafenin 150 mm'den az olduğu durumlarda alev yayılımının enlemesine, hızlı ve güvenli bir şekilde gerçekleştiği görülmüştür. Enjektörler arası kritik mesafenin 160 mm olduğu ve bu değer aşılmasıyla beraber alev yayılım mekanizmasının değişmeye başladığı görülmüştür. Bu limit değerinin artmasıyla beraber, alev yayılımının, hem enine hem de aksel yönde gerçekleştiği

görülmüştür. Enjektörler arası mesafe daha da arttığında, alev yayılımının sadece eksenel yönde gerçekleştiği ve tutuşmanın tamamen geciktiği ya da hiç başlamadığı görülmüştür.

Jones ve Tyliczszak [30], LES metodu kullanarak gaz türbini yanma odasında kıvılcım ateşlemeli (spark ignition) tutuşma üzerine çalışma yapmıştır. Bu çalışma esnasında, LES metodu ile beraber PDF denklemleri yaklaşımını kullanmıştır. Yanma odası içerisinde gerçekleşen akışta, sıvı faz için Lagrangian yaklaşımı kullanılırken gaz fazı için Eulerian yaklaşımı kullanılmıştır. Yakıt olarak sıvı kerosen kullanılan çalışma sonucu, kıvılcım (spark) boyutunun, tutuşma karakteristiğinde önemli bir parametre olduğu sonucunu vurgulamışlardır.

Boileau ve diğ. [31], 360°'lik tam bir yanma odası geometrisi üzerinde tutuşma karakteristiği ve alev yayılımı konusunda LES metodu ile HAD analizleri yapmıştır. Bu çalışmalar öncesinde, tutuşmanın bir enjektörde başladıktan sonra, alevin o enjektörden diğerlerine sırayla yayılmasından dolayı tam geometri üzerinde zamana bağlı HAD analizleri yapılması gerektiği vurgulanmıştır. Böyle bir çalışma için, yüksek güçlü bir paralel hesaplama bilgisayarı olan 700 işlemcili Cray XT3 bilgisayarı kullanılmıştır. Bu çalışma sonucunda, yakıt enjeksiyonunun tutuşma zamanı ve davranışı üzerinde büyük etkiye sahip olduğu ortaya çıkmıştır. Ayrıca, alevin bir enjektörden diğerine yayılma oranının da ısıl genleşmelerden dolayı türbülanslı alev hızından (turbulent flame speed) çok daha fazla olduğu vurgulanmıştır. Son olarak, alev hızının, enjektörün aerodinamik yapısından kaynaklanan döngüden dolayı değiştiği vurgulanmıştır.

Cuenot ve diğ. [32], çok fazlı yakıt ile gerçekleşen yanma reaksiyonlarının LES metodu ile analizi konusunda HAD çalışmaları gerçekleştirmişlerdir. Bu çalışmaya öncelikle sektör geometri ile başlanmış ve çift-fazlı yakıt karakteristiği incelenmiştir. Sıvı fazda püskürtülen yakıtın parçalanarak buharlaşması ve daha sonra tutuşmanın gerçekleşmesi simüle edilmiş ve başarılı sonuçlara ulaşılmıştır. Sektör analizlerinin tamamlanmasıyla beraber 360°'lik tam geometri kullanılarak tutuşma analizleri gerçekleştirilmiştir. Çalışmanın bu kısmında, hesaplama maliyetinin yüksek oluşu sebebi ile yakıt, gaz fazında enjekte edilmiştir.

1.3 Tezin Amacı

Mevcut çalışmanın amacı; 2-5 koltuklu ticari bir hava aracı için geliştirilecek olan, küçük boyutlardaki turboprop/turboshaft motor için hava parçalı yakıt hava püskürtücüsü (atomizer) içeren ters akışlı (reverse flow) yanma odası konfigürasyonunun, HAD analizlerinin gerçekleştirilmesidir. Turbo motor yanma odası çalışmaları; Avrupa Birliği 7'nci çerçeve programı tarafından yürütülen "Efficient Systems and Propulsion for Small Aircraft (ESPOSA)" projesi kapsamında 160 ile 180 kW güç aralığında turboprop/turboshaft motorların çekirdek kısmı için teknoloji geliştirilmesi amacıyla yapılmaktadır.

Çalışmada tasarım kriterleri ve bir boyutlu parametrelere bağlı ortaya çıkan üç boyutlu yanma odası geometrilerinin HAD analizleri, Star-CCM+ ve ANSYS-Fluent programları kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Gerçekleştirilen analizler sonucunda, yanma odaları için yanma odalarında gerçekleşen yanma olayı incelemeye ve tutuşma karakteristikleri belirlenmeye çalışılmıştır.



2. HESAPLAMALI AKIŞKANLAR DİNAMİĞİ YÖNTEMİ

Bu bölümde, yanma odası içerisindeki çift fazlı ve reaksiyonlu akışın Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği analizleri sırasında kullanılan denklemler, modeller ve çözüm algoritmaları açıklanmıştır. HAD analizleri, StarCCM+ ve Fluent yazılımları kullanılarak gerçekleştirilmiştir.

2.1 Gaz Fazının Modellenmesinde Kullanılan Temel Denklemler

Bu bölümde, gaz fazda gerçekleşen akışı tanımlayan zamana bağlı, 3 boyutlu, temel diferansiyel denklemler açıklanmıştır.

Temel denklemlerden birincisi, Denklem (2.1)'de gösterilen kütle korunumundan kaynaklanan süreklilik denklemdir.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho u_j) = S_M \quad (2.1)$$

Süreklilik denkleminde, ρ özkütleyi, t zamanı, x konum vektörünü ve u hız vektörünü ifade etmektedir. S_M ise buharlaşan sıvı fazdaki kütlelerin meydana getirdiği gaz fazındaki kütle artışını gösteren kaynak terimidir.

Momentum korunum denklemi ise Denklem (2.2)'de gösterilmiştir.

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

Bu denklemde ilk denkleme ilave olarak, p basıncı, $S_{F,i}$ ise gaz fazının sıvı damlacıklarıyla olan etkileşimi sonucu ortaya çıkan kuvvetleri temsil eden kaynak terimidir. τ_{ij} terimi ise viskoz gerilme tensörünü temsil etmektedir ve Denklem (2.3)'te gösterildiği şekilde gösterilmektedir.

$$\tau_{ij} = \mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \quad (2.3)$$

Denklem (2.3)'te bulunan μ terimi dinamik viskoziteyi ifade etmektedir.

Bir diğer temel denklem ise enerji korunum denklemidir. Akışın reaksiyonlu olması sebebiyle bu denklem, taşınma değişkeni entalpi olacak şekilde düzenlenmiş ve Denklem (2.4)'te gösterildiği şekilde kullanılmıştır.

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

Bu eşitlikte, basınç ve viskoz ısınma terimleri yanma reaksiyonu açığa çıkan enerji ile kıyaslandığında oldukça küçük olmasından dolayı denkleme dâhil edilmemiştir. Denklem (2.4)'te yer alan H , gazların toplam entalpisini, k_g , ısı iletim katsayısını, C_p , özgül ısıyı, S_H , kimyasal reaksiyonlar sonucu açığa çıkan ısıyı temsil eden kaynak terimini, S_E ise sıvı ve gaz fazı arasında gerçekleşen ısı transferini temsil eden kaynak terimini ifade etmektedir.

Denklem (2.4)'teki S_H terimi aşağıdaki şekilde elde edilmektedir.

$$S_H = \sum_n \sum_m \omega_{r,n} h_{f,m}^0 (v_{m,n}'' - v_{m,n}') \quad (2.5)$$

Burada, $\omega_{r,n}$ n'inci reaksiyonun hızını, $v_{m,n}''$ ve $v_{m,n}'$ sırasıyla n'inci reaksiyondaki m'inci molekülün mol oranını ifade etmektedir. Toplam entalpi ise Denklem (2.6)'da gösterilmiştir.

$$H = h + \frac{|u_j|^2}{2} \quad (2.6)$$

Burada, h özgül entalpiyi ifade etmektedir ve Denklem (2.7)'de gösterilen şekilde hesaplanmaktadır.

$$h = \sum_m Y_m \left(h_{f,m}^0 (T_{ref}) + \int_{T_{ref}}^T C_{p,m} dT \right) \quad (2.7)$$

Bu eşitlikte, Y_m m'inci molekülün kütle oranını, $h_{f,m}^0$ m'inci molekülün oluşum entalpisini, T ve T_{ref} ise sırasıyla sıcaklığı ve referans sıcaklığı ifade etmektedir.

Gaz fazındaki akışı tanımlayan son temel denklem ise molekül taşınma (species transport) denklemidir ve Denklem (2.8)'de gösterilmiştir.

$$\frac{\partial(\rho Y_m)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_j Y_m)}{\partial x_j} = -\frac{\partial}{\partial x_j} \left(\rho D \frac{\partial Y_m}{\partial x_j} \right) + S_C + S_M \quad (2.8)$$

Bu eşitlikte, D terimi kütlelesel yayınım katsayısını, S_C terimi ise kimyasal reaksiyonlar sonucu molekülün üretim ya da tüketiminden meydana çıkan kaynak terimini ifade etmektedir.

S_M , $S_{F,i}$ ve S_E ve ω_n terimlerinin hesaplanması sıvı fazının modellenmesi ve yanma reaksiyonun modellenmesi kısımlarında verilmiştir.

Isıl iletim katsayısı ve dinamik viskozite değerleri, karışımı oluşturan bileşenlerin hacimsel oranlarına göre; özgül ısı değeri ise bileşenlerin kütlelesel oranlarına göre ortalama alınarak hesaplanmıştır. Kütlelesel yayınım katsayısı ise boyutsuz Schmidt sayısı ile Denklem (2.9)'da gösterilen şekilde hesaplanmaktadır;

$$Sc = \frac{\mu}{\rho D} \quad (2.9)$$

2.2 Türbülansın Modellenmesi

Yanma odası içerisinde ulaşılan yüksek hızlar ve karmaşık geometrik yapı, türbülanslı bir akışın oluşmasına sebep olmaktadır. Bundan dolayı, akış karakteristiğinin, Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği analizleri kapsamında doğru bir şekilde anlaşılabilmesi için, türbülansın doğru yaklaşımlarla modellenmesi gerekmektedir.

Akışın türbülanslı olmasına, burgaç adı verilen, farklı uzunluk ölçeklerinde, üç boyutlu ve kaotik bir davranış gösteren dönülü akış yapıları sebep olmaktadır. Burgaçların uzunluk ölçekleri yüksek mertebelerden oldukça düşük mertebelere kadar çeşitlilik göstermektedir. Küçük burgaçların karakteristikleri, geometri, sınır ve başlangıç koşulları gibi parametrelerden bağımsızdır ve izotropik bir davranış sergilemektedir. Büyük burgaçlar ise bahsedilen bu parametrelere bağımlı olup anizotropik bir davranış sergilerler [33].

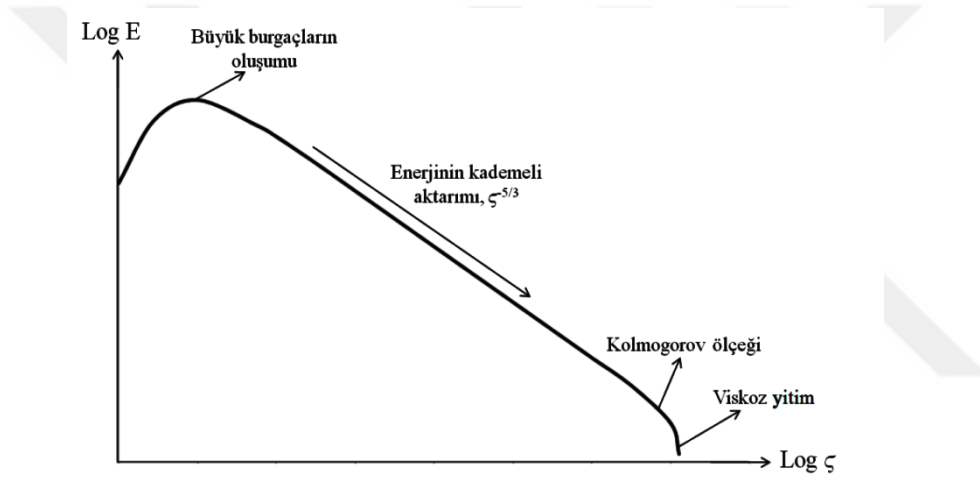
Richardson [34], burgaçlar arasındaki enerji aktarımını ifade etmek amacıyla, enerji kademesi yaklaşımını öne sürmüştür. Bu yaklaşıma göre, kinetik enerji, türbülanslı yapıya büyük burgaçların oluşumuyla birlikte dâhil olur. Sonrasında, enerjilerini aktaran büyük burgaçlar bölünerek küçük burgaçlara dönüşür.

1941 yılında Kolmogorov [35] farklı ölçeklerdeki burgaçların kinetik enerji dağılımlarını ifade etmek amacıyla türbülans kinetik enerjisi spektrum fonksiyonunu tanımlamıştır ve Denklem (2.10)'da gösterilmiştir.

$$E(\zeta) = C\varepsilon^{2/3}\zeta^{-5/3} \quad (2.10)$$

Denklem (2.10)'da, E dalga sayısı başına düşen enerji yoğunluğunu, C evrensel bir sabiti, ε türbülans kinetik enerjisinin yayılım hızını, ζ ise dalga sayısını, ifade etmektedir.

Kolmogorov'un ifade ettiği enerji yoğunluğu fonksiyonunun, dalga sayısına bağlı değişimi Şekil 2.1'de gösterilmiştir.



Şekil 2.1: Logaritmik ölçekte enerji yoğunluğu fonksiyonunun dalga sayısına bağlı değişimi [35].

Kolmogorov yaptığı çalışmalar sonucunda, burgaçların belirli uzunluk, zaman ve hız ölçeklerine sahip olduğunu belirtmiştir. Bahsedilen bu ölçeklerden daha küçük ölçeklere varılamayacağını ve bu ölçeklere gelindiğinde viskoz etkilerden ötürü burgaçların yitime uğrayacağını belirtmiştir [35]. Bahsedilen bu ölçekler sırasıyla Denklem (2.11), Denklem (2.12) ve Denklem (2.13)'te gösterilmiştir.

$$\eta_K = \left(\frac{\nu^3}{\varepsilon}\right)^{1/4} \quad (2.11)$$

$$\tau_K = \left(\frac{\nu}{\varepsilon}\right)^{1/2} \quad (2.12)$$

$$\nu_K = (\nu\varepsilon)^{1/4} \quad (2.13)$$

Verilen denklemlerde, η_K Kolmogorov uzunluk ölçeğini, τ_K Kolmogorov zaman ölçeğini, ν_K Kolmogorov hız ölçeğini, ν ise kinematik viskoziteyi göstermektedir.

Kolmogorov ölçekleri üzerinden hesaplanan Re_K (Kolmogorov Reynolds Sayısı) 1'e eşittir. Bundan dolayı, Kolmogorov ölçekleri kinetik enerji içermeyen viskoz yitim büyüklüklerine karşılık gelmektedir.

2.2.1 RANS yaklaşımı

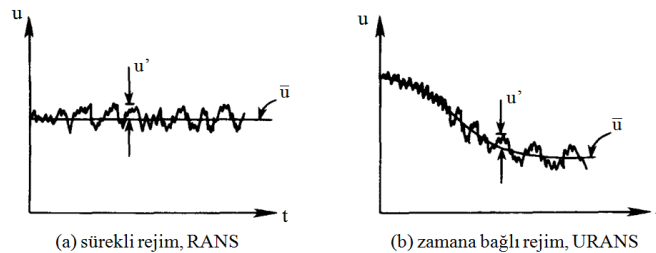
RANS yönteminde büyük ya da küçük ayırt etmeksizin tüm ölçeklerdeki burgaçlar modellenir. Bu yöntemde akışa ait herhangi bir skaler büyüklüğün o anki değeri, ortalama değer ve değişim miktarı olmak üzere Denklem (2.14)'te gösterildiği gibi iki bileşene ayrılır.

$$\phi = \bar{\phi} + \phi' \quad (2.14)$$

Denklem (2.14)'te bulunan $\bar{\phi}$ terimi, skaler büyüklüğün zamana göre ortalamasını, ϕ' terimi ise skaler büyüklüğün ortalama değer etrafındaki salınımını ifade etmektedir ve Denklem (2.15)'te gösterilmiştir.

$$\bar{\phi} = \frac{1}{\Delta t} \int_t^{t+\Delta t} \phi dt \quad (2.15)$$

Denklem (2.15)'te görüldüğü gibi tüm simülasyon süresi için ortalama alınmaktadır. Denklemde paydada görülen Δt terimi ise sonsuza yaklaştıkça, Şekil 2.2'de görüldüğü gibi, akış sürekli rejimde çözülmüş olur ve zamandan bağımsız bir hal alır. Δt 'nin sonlu bir değer alması durumunda ise, ortalama akışın zamana bağlı davranışları çözümlenebilmektedir. Bu yaklaşıma ise Zamana Bağlı Reynolds Ortalamalı Navier Stokes (Unsteady Reynolds Averaged Navier-Stokes, URANS) adı verilmektedir [36].



Şekil 2.2: RANS ve URANS yaklaşımlarında ortalama değerler ve değişim miktarları [36].

Yanma reaksiyonu içeren analizlerde, yoğunluk değişimleri oldukça önemli miktarda gerçekleşmektedir. Bu tür problemlerde yoğunluk ağırlıklı ortalama yöntemi (Density Weighted Ensemble Average, DWEA), ya da farklı bir tanım ile Favre ortalama yöntemi tercih edilmektedir ve Denklem (2.16) ve (2.17)'de gösterilmektedir [37].

$$\phi = \tilde{\phi} + \phi'' \quad (2.16)$$

$$\tilde{\phi} = \frac{\int_t^{t+\Delta t} \rho \phi dt}{\int_t^{t+\Delta t} \rho dt} = \frac{\overline{\rho \phi}}{\bar{\rho}} \quad (2.17)$$

Favre ortalama yönteminin tercih edildiği durumlarda, temel denklemlerde de bir takım değişiklikler yapılması gerekmektedir. Favre ortalama yöntemi uygulanan süreklilik, momentum, enerji ve molekül taşınım denklemleri sırasıyla Denklem (2.18), (2.19), (2.20) ve (2.21)'de gösterilmiştir.

$$\frac{\partial \bar{\rho}}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\rho} \tilde{u}_j) = \bar{S}_M \quad (2.18)$$

$$\frac{\partial (\bar{\rho} \tilde{u}_i)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\rho} \tilde{u}_j \tilde{u}_i) = -\frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\bar{\tau}_{ij} + \overline{\bar{\rho} u_j'' u_i''} \right) + \bar{S}_{F,i} \quad (2.19)$$

$$\frac{\partial (\bar{\rho} \tilde{H})}{\partial t} + \frac{\partial (\bar{\rho} \tilde{u}_j \tilde{H})}{\partial x_j} = -\frac{\partial}{\partial x_j} \left(\bar{\rho} \alpha \frac{\partial \tilde{H}}{\partial x_j} + \overline{\bar{\rho} u_j'' H''} \right) + \bar{S}_H + \bar{S}_E \quad (2.20)$$

$$\frac{\partial (\bar{\rho} \tilde{Y}_m)}{\partial t} + \frac{\partial (\bar{\rho} \tilde{u}_j \tilde{Y}_m)}{\partial x_j} = -\frac{\partial}{\partial x_j} \left(\bar{\rho} D \frac{\partial \tilde{Y}_m}{\partial x_j} + \overline{\bar{\rho} u_j'' Y_m''} \right) + \bar{S}_C + \bar{S}_M \quad (2.21)$$

Denklem (2.19)'da verilen τ terimi newtonyen ve sıkıştırılmaz akışlar için viskoz gerilme tensörünü ifade etmektedir ve Denklem (2.22)'de gösterilmektedir.

$$\tau_{ij} = \mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \quad (2.22)$$

Denklem (2.20)'de yer alan, α ise gaz fazının ısı yayılım katsayısını ifade etmektedir ve Denklem (2.23)'te gösterilen şekilde hesaplanmaktadır.

$$\alpha = \frac{k}{\bar{\rho} C_p} \quad (2.23)$$

Elde edilen yeni matematiksel sistemin çözülebilmesi için, Denklem (2.19), Denklem (2.20) ve Denklem (2.21)'de yer alan, türbülansa bağlı $\overline{\rho u_j u_i}$, $\overline{\rho u_j H}$, $\overline{\rho u_j Y_m}$ terimlerinin çözülmesi gerekmektedir. RANS yaklaşımında yukarıdaki bahsi geçen terimlerin çözümlenmesi mümkün olmadığı için çeşitli yaklaşımlar ile modellenmesi gerekmektedir.

Denklem (2.19)'da yer alan $\overline{\rho u_j u_i}$ terimi, Reynolds gerilme tensörü olarak adlandırılmaktadır. Reynolds gerilme tensörünü oluşturan u_j ve u_i terimleri sırasıyla y ve x yönlerindeki ortalama hızdan sapma miktarını göstermektedir. Bu tensörün hesaplanabilmesi için iki ana yaklaşım geliştirilmiştir ve bu yaklaşımlar Reynolds Gerilme Modeli (Reynolds Stress Model, RSM) ve Boussinesq yaklaşımıdır. RSM yaklaşımında simetrik bir tensör olan Reynolds gerilme tensörünün altı elemanının her biri ayrı bir denklemle hesaplanmaktadır. Her elemanın ayrı bir denklemle hesaplanmasından dolayı bu yaklaşımı yakınsamayı geciktirmekte ve hesaplama yükünü arttırmaktadır.

Boussinesq yaklaşımında ise, tensörün tüm elemanlarının birbirine eşit olduğu izotropi durumu kabul edilmekte ve Reynolds gerilme tensörü, viskoz gerilme tensöründe olduğu gibi Denklem (2.24)'te verilen şekilde hesaplanmaktadır [36].

$$\overline{\rho u_j u_i} = \mu_t \left(\frac{\partial \tilde{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \tilde{u}_j}{\partial x_i} \right) \quad (2.24)$$

Denklem (2.24)'te yer alan μ_t , türbülanslı viskozite terimidir.

Denklem (2.20) ve Denklem (2.21)'de yer alan türbülansa bağlı diğer terimler ise Denklem (2.25) ve (2.26)'da gösterilen şekilde hesaplanmaktadır.

$$\overline{\rho u_j H} = \frac{\mu_t}{Pr_t} \frac{\partial \tilde{H}}{\partial x_j} \quad (2.25)$$

$$\overline{\rho u_j Y_m} = \frac{\mu_t}{Sc_t} \frac{\partial \tilde{Y}_m}{\partial x_j} \quad (2.26)$$

Denklem (2.25)'te yer alan Pr_t terimi türbülanslı Prandtl sayısını ifade etmektedir. Türbülanslı Prandtl sayısı Denklem (2.27)'de gösterilen şekilde hesaplanmaktadır.

$$Pr_t = \frac{\mu_t}{\bar{\rho}\alpha_t} \quad (2.27)$$

Denklem (2.27)'de yer alan α_t terimi türbülansa bağlı ısı yayılım katsayısını ifade etmektedir.

Denklem (2.26)'da yer alan Sc_t terimi ise türbülanslı Schmidt sayısını ifade etmektedir. Türbülanslı Schmidt sayısı Denklem (2.28)'de gösterilen şekilde hesaplanmaktadır.

$$Sc_t = \frac{\mu_t}{\bar{\rho}D_t} \quad (2.28)$$

Denklem (2.28)'de yer alan, D_t , türbülansa bağlı kütle yayılım katsayısını ifade etmektedir.

Türbülanslı viskozitenin hesaplanması amacıyla, farklı modeller geliştirilmiştir. Mevcut tez çalışmasında kullanılan başlıca türbülans modelleri; Standart k- ε , Realizable k- ε ve k- ω modelleridir.

2.2.1.1 Standart k- ε türbülans modeli

Jones ve Launder'ın [38] geliştirdiği Standart k- ε modelinde, türbülanslı viskozite değeri, Denklem (2.29)'da gösterildiği gibi hesaplanmaktadır.

$$\mu_t = \bar{\rho}C_\mu \frac{k^2}{\varepsilon} \quad (2.29)$$

Denklem (2.29)'da yer alan C_μ terimi, deneysel bir sabittir. Aynı denklemde yer alan türbülans kinetik enerjisi, k ve türbülans kinetik enerjisinin yitim hızı, ε , sırasıyla Denklem (2.30) ve Denklem (2.31)'de verilen taşınma denklemlerinin yardımıyla hesaplanmaktadır.

$$\frac{\partial(\bar{\rho}k)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\bar{\rho}\tilde{u}_j k) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + P - \bar{\rho}\varepsilon \quad (2.30)$$

$$\frac{\partial(\bar{\rho}\varepsilon)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\bar{\rho}\tilde{u}_j \varepsilon) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right) + C_{\varepsilon 1} \frac{\varepsilon}{k} P - C_{\varepsilon 2} \bar{\rho} \frac{\varepsilon^2}{k} \quad (2.31)$$

Denklem (2.30)'da yer alan σ_k , ve σ_ε terimleri Standart k- ε modeline ait deneysel sabitleri ifade etmektedir. Denklem (2.31)'de yer alan $C_{\varepsilon 1}$ ve $C_{\varepsilon 2}$ terimleri de aynı şekilde modele ait deneysel sabitleri temsil etmektedir.

Denklem (2.30) ve Denklem (2.31)'de yer alan P terimi, türbülans kinetik enerjisinin üretim hızını ifade etmektedir ve Denklem (2.32)'de gösterilen şekilde hesaplanmaktadır.

$$P = \mu_t \left(\frac{\partial \tilde{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \tilde{u}_j}{\partial x_i} \right) \frac{\partial \tilde{u}_i}{\partial x_j} \quad (2.32)$$

Standart k-ε modeline ait deneysel sabitler Çizelge 2.1'de verilmiştir.

Çizelge 2.1. Standart k-ε modeline ait deneysel sabitler.

Parametre	$C_{\varepsilon 1}$	$C_{\varepsilon 2}$	C_μ	σ_k	σ_ε
Değer	1.44	1.92	0.09	1.0	1.3

2.2.1.2 Realizable k-ε türbülans modeli

Shih ve diğ.'nin [39] Standart k-ε modelini geliştirerek ortaya çıkardığı Realizable k-ε modelinde, C_μ ve $C_{\varepsilon 1}$ terimleri Standart k-ε modelinden farklı olarak sabit değildir. Bu terimler, gerinim hızı ve vortisite tensörlerine bağlı olarak dinamik bir biçimde aşağıda gösterilen şekilde hesaplanmaktadır.

$$C_\mu = \left(A_0 + A_s V^* \frac{k}{\varepsilon} \right)^{-1} \quad (2.33)$$

$$A_s = \sqrt{6} \cos \left(\frac{1}{3} \cos^{-1} \left(\sqrt{6} \frac{S_{ij} S_{jk} S_{ki}}{|S_{ij}|^3} \right) \right) \quad (2.34)$$

$$V^* = \left(S_{ij} S_{ij} + W_{ij} W_{ij} \right)^{0.5} \quad (2.35)$$

$$S_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial \tilde{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \tilde{u}_j}{\partial x_i} \right) \quad (2.36)$$

$$W_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial \tilde{u}_i}{\partial x_j} - \frac{\partial \tilde{u}_j}{\partial x_i} \right) \quad (2.37)$$

$$C_{\varepsilon 1} = \max \left(0.43, \frac{\eta_\varepsilon}{5 + \eta_\varepsilon} \right) \quad (2.38)$$

$$\eta_\varepsilon = \frac{|S_{ij}| k}{\varepsilon} \quad (2.39)$$

Denklem (2.33)'te yer alan A_0 terimi deneysel bir sabit A_s , V^* terimleri ve Denklem (2.38)'de yer alan η_ε terimi Realizable k-ε modeline ait değişken parametrelerdir.

Denklem (2.34) ve Denklem (2.35)'te yer alan S_{ij} ve W_{ij} terimleri ise sırasıyla gerinim hızı tensörünü ve vortisite tensörünü ifade etmektedir.

Shih ve diğ. [39], yaptığı çalışmalar sonucunda, Realizable k-ε modelinin ayrılmış bölgelerdeki akış fiziğini, Standart k-ε modeline kıyasla daha iyi çözümlendiğini belirtmişlerdir.

Realizable k-ε modeline ait deneysel sabitler Çizelge 2.2'de gösterilmiştir.

Çizelge 2.2. Realizable k-ε modeline ait deneysel sabitler.

Parametre	$C_{\epsilon 2}$	σ_k	σ_ϵ	A_0
Değer	1.9	1.0	1.2	4.0

2.2.1.3 k- ω Türbülans modeli

Wilcox'un [40] geliştirdiği k-ω modelinde türbülans viskozitesi, μ_t , Denklem (2.40)'ta gösterilen şekilde hesaplanmaktadır;

$$\mu_t = \rho k \frac{\alpha^*}{\omega} \quad (2.40)$$

Denklem (2.40)'ta ω terimi, özgül türbülans yitimini, α^* ise deneysel bir sabiti ifade etmektedir.

k-ω modelinde k ve ω terimleri, Denklem (2.41) ve Denklem (2.42)'de gösterilen taşınma denklemleriyle hesaplanmaktadır;

$$\frac{\partial(\bar{\rho}k)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\bar{\rho}\tilde{u}_j k) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k^\omega} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + P_k - \bar{\rho}\beta^* \omega k \quad (2.41)$$

$$\frac{\partial(\bar{\rho}\omega)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\bar{\rho}\tilde{u}_j \omega) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\omega} \right) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right) + P_\omega - \bar{\rho}\beta^{**} \omega^2 \quad (2.42)$$

Denklem (2.41) ve (2.42)'de yer alan σ_k^ω , σ_ω , β^* ve β^{**} , deneysel sabitleri ifade etmektedir ve P_k ve P_ω terimleri, sıkıştırılabilirlik etkileri ihmal edildiğinde Denklem (2.43) ve Denklem (2.44)'te gösterilen şekilde hesaplanmaktadır.

$$P_k = \mu_t |S_{ij}|^2 \quad (2.43)$$

$$P_\omega = \rho_t \alpha^{**} |S_{ij}|^2 \quad (2.44)$$

Denklem (2.44)'te yer alan α^{**} terimi modele ait deneysel bir sabit olup. k- ω modeline ait deneysel sabitler Çizelge 2.3'te verilmiştir;

Çizelge 2.3. k- ω modeline ait deneysel sabitler.

Parametre	σ_k^ω	σ_ω	β^*	β^{**}	α^*	α^{**}
Değer	0.5	0.5	0.09	0.07	1.02	0.52

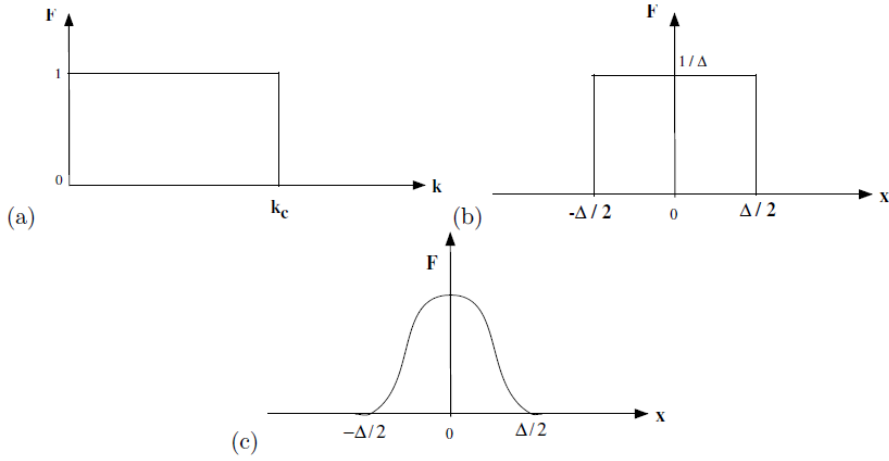
2.2.2 LES Yaklaşımı

Şekil 2.1'de, lineer bir davranış gösteren kademeli enerji aktarımı aralığındaki burgaçlar, daha önce de bahsedildiği gibi izotropik ve geometriden bağımsız, bir davranış sergiler. Büyük Burgaç Simülasyonu (Large Eddy Simulation, LES) yaklaşımında da bu durumdan yararlanılarak davranışları göreceli olarak daha rastgele olmayan olan küçük ölçekteki burgaçlar ağ-altı (Sub-Grid Scale, SGS) türbülans modelleriyle modellenirken, büyük ölçekteki burgaçlar bir filtreleme yöntemleri kullanılarak doğrudan çözümlenir.

LES yaklaşımında dikkat edilmesi gereken en önemli nokta, kullanılan çözüm ağının büyük burgaçları çözümleyebilecek sıklıkta olmasıdır [41]. Yüksek Reynolds sayıları içeren akışlarda, ağın sıklık seviyesinin de artırılması gerekmektedir. Bu durum her zaman hesaplama kaynağı ihtiyacını da artırmaktadır.

LES yaklaşımında değişkenler spektral uzay ya da fiziksel uzayda filtrelenmektedir. En yaygın kullanılan filtreler Şekil 2.3'te gösterilen;

- Cut-off filtre,
- Kutu filtre,
- Gauss filtredir.



Şekil 2.3: LES yaklaşımında kullanılan filtreler. (a) spektral uzayda cut-off filtre, (b) fiziksel uzayda kutu filtre, (c) fiziksel uzayda gauss filtre [7].

Bu çalışmada Favre ortalamalı Navier-Stokes denklemlerine kutu filtre metodu uygulanmıştır. Temel korunum denklemlerinde bulunan türbülanslı difüzyon terimleri sadece ağ-altı ölçeklerde Smagorinsky eddy-viskozite modeli ile çözülmüştür ve aşağıdaki dönüşümler gerçekleştirilmiştir [7];

$$\overline{\rho u_j u_i} \rightarrow \tau^{sgs} = -2\nu_t \tilde{S}_{ij} + \frac{1}{3} \delta_{ij} \tau_{kk} \quad (2.45)$$

$$\overline{\rho u_j H} \rightarrow H^{sgs} = \frac{\bar{\rho} \nu_t}{Pr_t} \frac{\partial \tilde{H}}{\partial x_j} \quad (2.46)$$

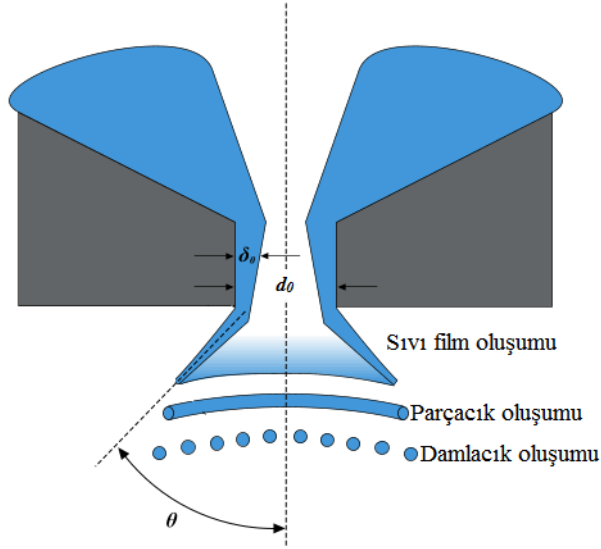
$$\overline{\rho u_j Y_m} \rightarrow Y_m^{sgs} = \frac{\bar{\rho} \nu_t}{Sc_t} \frac{\partial \tilde{Y}_m}{\partial x_j} \quad (2.47)$$

Ağ-altı ölçeklerde kullanılan Smagorinsky SGS modeli Denklem (2.48)'de gösterilmektedir.

$$\nu_t = (C_s \Delta)^2 (2\tilde{S}_{ij} \tilde{S}_{ij})^{0.5} \quad (2.48)$$

2.3 Sıvı Fazının Modellenmesi

Sıvı yakıtın yanma reaksiyonu oluşturabilmesi için atomizasyona uğraması ve ardından buharlaşma sürecinin tamamlanması gerekmektedir. Sıvı yakıtın atomizasyon ve buharlaşma aşamaları Şekil 2.4'te gösterilmektedir.



Şekil 2.4: Sıvı yakıtın atomizasyon ve buharlaşma aşamaları [42].

Yakıt ilk olarak içi boş konik bir formda basınç atomizerinden püskürtülmektedir. Birincil parçalanmaya uğrayan yakıt sıvı parçacıkları (ligament) oluşturmaktadır. Parçacıklar ikincil parçalanma işlemine uğrayarak daha küçük damlacıklar oluşturmaktadır. Oluşan damlacıklar yüzey alanının artması ve sıcak bölgeye girmesi nedeniyle buharlaşmaktadır.

Yukarıda bahsi geçen aşamalar HAD simülasyonlarında Çizelge 2.4'te verilen modeller ile simüle edilmiştir.

Çizelge 2.4. Sıvı fazının modellenmesinde kullanılan modeller.

Aşama	Kullanılan Model
Birincil Parçalanma ve Parçacık Oluşumu	LISA (Linearized Instability Sheet Analysis)
İkincil Parçalanma	TAB (Taylor Analogy Breakup)
Buharlaşma	Spalding Buharlaşma Modeli

2.3.1 Temel denklemler

Damlacıkların akışı, Lagrange yaklaşımıyla modellenmiştir. Lagrange yaklaşımında, damlacıkların hareketini ve kütle dengesini tanımlayan denklemler Denklem (2.49) ve Denklem (2.50)'de gösterilen şekilde yazılmaktadır.

$$\frac{d\vec{r}_p}{dt} = \vec{u}_p \quad (2.49)$$

$$\frac{dm_p}{dt} = \dot{m}_p \quad (2.50)$$

Denklem (2.49)'da yer alan \vec{r}_p terimi damlacığın konum vektörünü, \vec{u}_p terimi ise hız vektörünü ifade etmektedir. Denklem (2.50)'de yer alan m_p ve \dot{m}_p terimleri ise sırasıyla damlacık kütlesi ve damlacık kütlesindeki değişim hızını ifade etmektedir.

Denklem (2.1)'de yer alan, damlacıkların buharlaşmasına bağlı S_M terimi Denklem (2.51)'de gösterilen şekilde ifade edilmektedir.

$$S_M V = -\frac{1}{\Delta t} \sum_P \int_t^{t+\Delta t} \dot{m}_p dt \quad (2.51)$$

Denklem (2.51)'de yer alan V terimi kontrol hacmini temsil etmektedir.

Damlacıkların momentum dengesi, Denklem (2.52)'de gösterilen şekilde ifade edilmektedir.

$$m_p \frac{d\vec{u}_p}{dt} = \vec{F}_D + \vec{F}_{pr} \quad (2.52)$$

Denklem (2.52)'de yer alan \vec{F}_D ve \vec{F}_{pr} terimleri sırasıyla damlacık üzerindeki sürüklenme ve basınç kuvvetlerini ifade etmektedir. Bahsi geçen terimler, Denklem (2.53) ve Denklem (2.54)'te gösterilen şekilde hesaplanmaktadır.

$$\vec{F}_D = \frac{1}{2} C_d \rho A_p |\vec{u}_s| \vec{u}_s \quad (2.53)$$

$$\vec{F}_{pr} = -V_p \nabla p \quad (2.54)$$

Denklem (2.53)'te yer alan C_d terimi sürüklenme katsayısını, A_p terimi damlacığın yüzey alanını, \vec{u}_s terimi ise gaz fazındaki hız değeriyle damlacık hızı arasındaki farkı ifade etmektedir. Denklem (2.54)'te yer alan V_p ve ∇p terimleri sırasıyla damlacığın hacmini ve damlacığın içinde bulunduğu hücredeki statik basınç gradyanını ifade etmektedir.

Denklem (2.2)'de yer alan ve momentum kaynak terimini ifade eden \vec{S}_F terimi Denklem (2.55)'te gösterilen şekilde hesaplanmaktadır;

$$\vec{S}_F V = -\frac{1}{\Delta t} \sum_P \int_t^{t+\Delta t} (\vec{F}_D + \vec{F}_{pr} + \dot{m}_p \vec{u}_p) dt \quad (2.55)$$

Damlacıklar için enerji dengesi denklemi Denklem (2.56)'da verilmiştir.

$$m_p C_p \frac{dT_P}{dt} = \dot{Q}_{conv} + \dot{Q}_{evap} \quad (2.56)$$

Denklem (2.56)'da yer alan C_p terimi damlacık özgül ısısı, T_P terimi damlacık sıcaklığı, \dot{Q}_{conv} terimi gaz fazından damlacığa taşınım ile geçen ısı, \dot{Q}_{evap} terimi ise damlacığın buharlaşırken gaz fazından aldığı ısıyı temsil etmektedir.

Denklem (2.4)'te yer alan S_E terimi Denklem (2.57)'de gösterilen şekilde hesaplanmaktadır.

$$S_E V = -\frac{1}{\Delta t} \sum_P \int_t^{t+\Delta t} (\dot{Q}_{conv} + \dot{m}_p H_p) dt \quad (2.57)$$

Denklem (2.57)'de yer alan H_p terimi sıvı damlacığının toplam entalpisini ifade etmektedir.

2.3.2 LISA (Linearized Instability Sheet Analysis) modeli

Sıvı parçacık oluşumunun modellenmesi için literatürde en etkili yöntemlerden biri olarak kabul edilen hidrodinamik kararlılık analizi temelli LISA (Linearized Instability Sheet Analysis) modeli kullanılmaktadır [43].

LISA modeli ile, Şekil 2.4'te gösterildiği gibi, içi boş konik formdaki sıvı tabakadan, parçacıkların kopması, sonrasında sıvı damlacıklarının oluşması modellenmektedir. LISA yaklaşımı ile oluşan sıvı damlacıkların çap ve hız değerleri simüle edilmektedir.

LISA modelinde, sıvı tabakasından kopan tüm damlacıklar için ortalama bir damlacık çapı hesaplanmaktadır. Enjektörden çıkan sıvı tabakanın kalınlığı δ_0 ile ifade edilmektedir ve Denklem (2.58)'de gösterilen şekilde hesaplanmaktadır.

$$\dot{m}_{sh} = \pi \rho u_{1,sh} \delta_0 (d_0 - \delta_0) \quad (2.58)$$

Denklem (2.58)'de yer alan \dot{m}_{sh} sıvının kütleli debisini, ρ terimi sıvı fazının özkütlesini, d_0 terimi enjektör çıkış çapını, $u_{1,sh}$ terimi ise sıvı tabakanın aksel hızını ifade etmektedir.

$u_{1,sh}$ teriminin hesaplanması Denklem (2.59)'da gösterilmektedir.






$$u_{1,sh} = |\vec{u}_{sh}| \cos \theta \quad (2.59)$$

Denklem (2.59)'da yer alan θ , Şekil 2.4'te gösterildiği gibi koni açısını, $|\vec{u}_{sh}|$ ise sıvı tabakasının hız büyüklüğünü ifade etmektedir.

2.3.3 TAB (Taylor Analogy Breakup) modeli

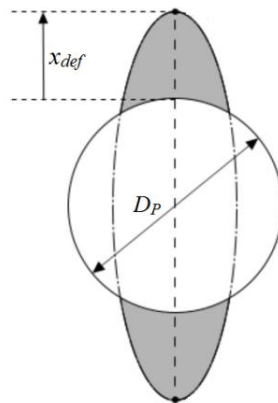
Damlacıklarda Weber sayılarına bağlı olarak farklı şekilde ikincil parçalanmalar meydana gelmektedir. Mevcut çalışmada, damlacık Weber sayılarının 12'den küçük olmasından dolayı, ikincil parçalanma için TAB (Taylor Analogy Breakup) modeli kullanılmıştır [44]. Düşük Ohnesorge sayılarında, Steisch [45] tarafından öne sürülen bir sınıflandırma Çizelge 2.5'te gösterilmektedir.

Çizelge 2.5. İkincil parçalanma şekilleri ve uygulanabilir modeller [45].

Sınıflandırma	Parçalanma Şeması	Weber Sayısı	Önerilen Model
Titreşimsel parçalanma		<12	TAB
Torba tipi parçalanma		<20	KH-RT
Torba-huzme tipi parçalanma		<50	KH-RT
Soyulma tipi parçalanma		<100	KH-RT ya da Reitz-Diwakar
Katastrofik parçalanma		>100	Reitz-Diwakar

TAB modelinde, damlacıklar öncelikle Şekil 2.5'te görüldüğü gibi uzayarak deforme oldmaktadır. Deformasyon süresince belirli koşullar sağlandığında damlacıklar parçalanmaktadır.

Şekil 2.5'te gösterilen damlacık deformasyon miktarı, x_{def} olarak gösterilmektedir.



Şekil 2.5: TAB modeli damlacık deformasyonu [46].

Hesaplamaların kolaylaştırılması amacıyla Denklem (2.60)'da gösterilen şekilde boyutsuzlaştırılmıştır.

$$y_{def} = \frac{2x_{def}}{C_b D_p} \quad (2.60)$$

Denklem (2.60)'da yer alan D_p , damlacık deformasyonu, C_b ise 0.5 değerini alan deneysel bir sabiti ifade etmektedir.

TAB modelinde parçalanmanın gerçekleşmesi için y_{def} değerinin 1'e ulaşması gerekmektedir [44]. Parçalanmış damlacıkların Sauter ortalama çapları (Sauter Mean Diameter, SMD), D_{32} terimi ile ifade edilir ve (2.61)'de gösterilen şekilde hesaplanmaktadır.

$$\frac{D_p}{D_{32}} = 1 + \frac{2}{3} C_b^2 C_k + 0.5 \frac{C_b^2 m_p}{4\sigma\pi} \dot{y}_{def}^2 \quad (2.61)$$

Ana damlacıktan ayrılıp parçalanmış damlacıklar, hareket yönüne dik yönde hızlanırlar ve bu hız bileşeninin değeri Denklem (2.62)'de gösterilen şekilde hesaplanmaktadır.

$$u_{\perp} = 0.5 C_b D_p \dot{y}_{def,b} \quad (2.62)$$

Denklem (2.62)'de yer alan $\dot{y}_{def,b}$ terimi, parçalanma anındaki deformasyon hızını ifade etmektedir.

TAB modelinde, damlacıkların sürüklenme katsayılarının da hesaplama katılması gerekmektedir. Bu nedenle sürüklenme katsayılarının belirlenmesi için damlacık deformasyonunu da hesaba katan Liu [47] sürüklenme katsayısı yaklaşımı kullanılmaktadır.

2.3.4 Spalding buharlaşma modeli

Spalding [48] 1960 yılında yaptığı çalışmalar sonucunda damlacık buharlaşma modelini ortaya çıkarmıştır. Spalding Buharlaşma Modeline göre, buharlaşmadan kaynaklı damlacık kütleindeki değişim Denklem (2.63)'te gösterilen şekilde açıklanmıştır.

$$\dot{m}_p = -g^* A_p \ln(1+B) \quad (2.63)$$

Denklem (2.63)'te yer alan g^* ve A_p terimleri sırasıyla kütleli iletkenlik katsayısını ve damlacığın yüzey alanını ifade etmektedir. B terimi ise Spalding transfer sayısı olarak ifade edilmektedir.

Spalding'e göre [48] buharlaşma üç farklı alternatif sonucu gerçekleştirmektedir. İlk alternatif, damlacık sıcaklığının kritik sıcaklığın üzerine çıkmasıyla hemen buharlaşmanın gerçekleşmesidir.

İkinci alternatif, damlacık yüzey basıncının doymuş duruma ulaşmış olmasıdır ($p_{sat}/p_p > 1$). Bu durumda buharlaşma hızı, damlacık yüzeyindeki yakıt buharından damlacığa aktarılan ısı ile damlacığın buharlaşma entalpisi arasındaki denge tarafından belirlenmektedir. İkinci alternatif için g^* ve B değerleri Denklem (2.64) ve Denklem (2.65)'te gösterilen şekilde hesaplanmaktadır.

$$B = \frac{C_p(T - T_p)}{L_p} \quad (2.64)$$

$$g^* = \frac{k_p Nu_p}{C_p D_p} \quad (2.65)$$

Denklem (2.64)'te yer alan T terimi gaz fazı sıcaklığını, L_p terimi damlacığın buharlaşma entalpisini ifade etmektedir. Denklem (2.65)'te yer alan k_p ve Nu_p terimleri ise sırasıyla damlacığın ısı iletkenlik katsayısını ve damlacık Nusselt sayısını ifade etmektedir.

Üçüncü alternatif, damlacık yüzey basıncının doymamış durumda olmasıdır ($p_{sat}/p_p < 1$). Bu durumda buharlaşma hızı, damlacık yüzeyindeki yakıt buharının yayılım hızı tarafından belirlenmektedir. Üçüncü alternatif için g^* ve B değerleri Denklem (2.66) ve Denklem (2.67)'de gösterilen şekilde hesaplanmaktadır.

$$B = \frac{Y_{v,s} - Y_v}{1 - Y_{v,s}} \quad (2.66)$$

$$g^* = \frac{\rho D_v Sh_p}{D_p} \quad (2.67)$$

Denklem (2.66)'da yer alan $Y_{v,s}$ terimi damlacık yüzeyindeki yakıt buharının kütleli oranını, Y_v terimi ise damlacığın içinde bulunduğu kontrol hacimdeki yakıt buharının kütleli oranını ifade etmektedir. Denklem (2.67)'de yer alan D_v ve Sh_p terimleri ise

sırasıyla yakıt buharının kütleli yayılım katsayısını ve damlacık Sherwood sayısını ifade etmektedir.

Denklem (2.65) ve (2.67)'de yer alan boyutsuz Nu_p ve Sh_p sayılarının hesaplanması için Ranz-Marshall korelasyonu [49] kullanılmıştır.

2.4 Yanma Reaksiyonunun Modellenmesi

Yanma problemleri, yakıt ve havanın karışım zamanlarına göre çeşitlilik göstermektedir. Yakıt ve havanın yanma odasına gelmeden önce karıştırıldığı durumlar, karışimli rejim diye adlandırılmaktadır. Yakıt ve hava, yanma odasına kadar ayrı gelip yanma esnasında karışıyor ise bu tür durumlar ön-karışimsız rejim diye adlandırılmaktadır. Mevcut tez çalışmasında, problemin doğası gereği, ön-karışimsız yanma problemi simüle edilmiştir.

Denklem (2.4)'te verilen enerji korunum denkleminde yer alan S_H teriminin hesaplanmasında kullanılan ω_r terimi yanma reaksiyonlarının hızını ifade eden terimdir. ω_r teriminin hesaplanması için literatürde, yavaş kimya ve hızlı kimya olmak üzere iki temel model geliştirilmiştir [50]. Yavaş kimya yaklaşımında, reaksiyon hızları, yakıt ve havanın türbülanslı karışım hızından daha yavaş gerçekleşmektedir. Reaksiyon hızları, türbülanslı akış büyüklükleri cinsinden ifade edilmektedir. Kimyasal reaksiyonların sonsuz hızla gerçekleştiği kabul edilerek türbülanslı karışım hızı reaksiyonların hızını belirlemektedir. Hızlı kimya yaklaşımında ise reaksiyon hızları, kimyasal kinetik ve türbülanslı karışım hızı açısından ifade etmek amacıyla, Gerard Damköhler tarafından öne sürülen boyutsuz Damköhler sayısı (Da) kullanılmaktadır

Damköhler sayısının hesaplanması Denklem (2.68)'de gösterilmiştir [51].

$$Da = \frac{\text{Türbülanslı karışım zaman ölçeği}}{\text{Kimyasal reaksiyon zaman ölçeği}} \quad (2.68)$$

Yanma problemlerinde hesaplanan Damköhler sayılarının yüksek olması durumunda, hızlı kimya yaklaşımı; düşük olması durumunda ise yavaş kimya yaklaşımı kullanılmaktadır [50]. Yanma reaksiyonlarında farklı bölgelerde farklı Damköhler sayılarının elde edildiği durumlarda simülasyonların gerçekleştirilebilmesi amacıyla hibrit yaklaşım modelleri geliştirilmiştir.

2.4.1 Arrhenius sonlu reaksiyon hızı

Reaksiyon hızlarının sadece kimyasal kinetik tarafından belirlendiği bir yavaş kimya yanma modeli olan Arrhenius yaklaşımı, düşük Damköhler sayılarında kullanılmaktadır [52]. Arrhenius tipi kimyasal bir reaksiyonun hızı Denklem (2.69)'da gösterilen şekilde hesaplanmaktadır.

$$\tilde{\omega}_r^{kin} = -A_p \exp\left(-\frac{E_A}{RT}\right) \prod_m \left(\frac{\bar{\rho} \tilde{Y}_m}{M_m}\right)^{\psi_m} \quad (2.69)$$

Denklem (2.69)'da yer alan A_p ve E_A , sırasıyla reaksiyonun ön üstel faktörünü ve reaksiyonun aktivasyon enerjisini ifade etmektedir. Aynı denklemde yer alan M_m ve ψ_m ise sırasıyla m'inci molekülün mol ağırlığını ve m'inci molekülün mevcut reaksiyondaki hız faktörünü ifade etmektedir.

2.4.2 Standart eddy break up yanma modeli

Reaksiyon hızlarının kimyasal kinetik ve türbülanslı karışım hızı açısından ifade ederken kullanılan Damköhler sayısının yüksek olduğu durumlarda 1970 yılında Spalding [53] tarafından ortaya çıkarılan Standart Eddy Break Up Yanma modeli kullanılmaktadır. Standart eddy break up yanma modelinde, yakıt hava karışımı içeren burgaçların yanma işlemini tamamlamadan önce türbülans dolaylı daha küçük parçalara ayrıldığı ve bu küçük parçaların daha önceden yanmış, yüksek sıcaklıktaki gazlar ile temas haline geçip yanma olayını tamamladığı kabul edilmektedir. Bu yanma modelinde kimyasal bir reaksiyonun hızı Denklem (2.70)'te gösterilen şekilde hesaplanmaktadır.

$$\tilde{\omega}_r^{mix} = -\frac{\bar{\rho}}{M_F} \frac{\varepsilon}{k} A_{EBU} \min\left(\tilde{y}_F, \frac{\tilde{y}_O}{s_O}\right) \quad (2.70)$$

Denklem (2.70)'te yer alan M_F , yanma reaksiyonuna giren oksidantın mol ağırlığını, A_{EBU} , modele ait deneysel bir sabiti, \tilde{y}_F yanma reaksiyonuna giren oksidantın mol oranını, \tilde{y}_O ise, oksitleyicinin mol oranını ifade etmektedir. Yanma reaksiyon hızının hesaplanmasında kullanılan s_O terimi ise Denklem (2.71)'de gösterilen şekilde elde edilmektedir.

$$s_o = \frac{\nu_o M_o}{\nu_f M_f} \quad (2.71)$$

Denklem (2.71)'de yer alan ν_o ve M_o terimleri sırasıyla oksitleyicinin stokiyometrik katsayısı ve mol ağırlığını; ν_f ve M_f terimleri ise oksidantın stokiyometrik katsayısı ve mol ağırlığını ifade etmektedir.

2.4.3 Hibrit eddy break up yanma modeli

Yanma reaksiyonlarının hızının hem türbülanslı karışım hem de kimyasal reaksiyon hızları tarafından belirlendiği durumlarda son reaksiyon hızı daha yavaş olan reaksiyon tarafından belirlenmektedir. Reaksiyon hızlarının bu şekilde hesaplandığı model, hibrit yanma modeli olarak adlandırılmakta ve reaksiyon hızı Denklem (2.72)'de gösterilen şekilde ifade edilmektedir.

$$\tilde{\omega}_r = \min(\tilde{\omega}_r^{kin}, \tilde{\omega}_r^{mix}) \quad (2.72)$$

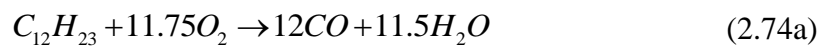
2.4.4 Yakıt kimyası

Tez çalışmaları kapsamında, Bölüm 4'te sunulan Sandia Flame D simülasyonlarında metan (CH_4) ve hava, analizi yapılan yanma odası simülasyonlarında ise, Jet-A ($C_{12}H_{23}$) ve hava kullanılmıştır. Metan ve Jet-A gibi hidrokarbon temelli yakıtların hava ile gerçekleştirdiği reaksiyonlarda kimyasal mekanizmaları çok sayıda reaksiyondan meydana gelmektedir. HAD analizlerinde, hesaplama yükünün azaltılması amacıyla, sadece temel molekül ve reaksiyonları içeren indirgenmiş kimyasal mekanizmalar kullanılmaktadır [54].

Metan için, Westbrook ve Dryer [55] tarafından Denklem (2.73)'te gösterilen indirgenmiş, iki aşamalı bir mekanizma kullanılmıştır



Jet-A için ise, Yungster ve Breisacher [56] tarafından düzenlenen 46 aşamalı mekanizmanın Meredith ve Black [57] tarafından Denklem (2.74)'te gösterilen indirgenmiş, iki aşamalı hali kullanılmıştır.



Metan ve Jet-A'ya ait Arrhenius parametreleri Çizelge 2.6'da gösterilmiştir.

Çizelge 2.6. Metan ve Jet-A kimyasal mekanizmaları için Arrhenius Parametreleri.^{†,††}

Reaksiyonlar	Arrhenius Parametreleri		
Denklem 2.73.a	Ön faktör		1.26E08
	Aktivasyon enerjisi		1.50E10
	Hız faktörü	CH_4	-0.30
		O_2	1.30
Denklem 2.73.b	Ön faktör		7.08E09
	Aktivasyon enerjisi		1.67E08
	Hız faktörü	CO	1.00
		O_2	0.25
		H_2O	0.50
Denklem 2.74.a	Ön faktör		4.05E11
	Aktivasyon enerjisi		30
	Hız faktörü	$C_{12}H_{23}$	0.25
		O_2	1.5
Denklem 2.74.b	Ön faktör		3.98E14
	Aktivasyon enerjisi		40
	Hız faktörü	H_2O	0.50
		CO	1.00
		O_2	0.25

[†] Reaksiyonlarda yer alan fakat hız faktörü sıfır olan moleküllere Çizelge 2.6'da yer verilmemiştir.

^{††} Çizelgede yer alan parametreler [kcal mol⁻¹ cm³ s⁻¹ K] birim sisteminde verilmiştir.

2.5 Ayrıştırma Yöntemi ve Çözüm Algoritması

2.5.1 Ayrıştırma yöntemleri

Akış alanında türetilen gaz fazına ait denklemler sonlu hacimler yöntemiyle çözülmektedir.

Genel taşınma denklemlerinin, çözülebilmesi için sonlu hacimler yöntemiyle uyumlu olan integral formunda kullanılması gerekmektedir. Yukarıda verilen diferansiyel formdaki denklemler genel olarak integral formunda Denklem (2.75)'te gösterilen şekilde yazılmaktadır.

$$\underbrace{\int_V \frac{\partial \rho \phi}{\partial t} dV}_{\text{Zamana bağlı terim}} + \underbrace{\oint_A \rho \phi \vec{u} \cdot d\vec{A}}_{\text{Taşınım terimi}} = \underbrace{\oint_A \Gamma_\phi \vec{\nabla} \phi \cdot d\vec{A}}_{\text{Yayılım terimi}} + \underbrace{\int_V S_\phi dV}_{\text{Kaynak terimi}} \quad (2.75)$$

Denklem (2.75)'te yer alan ϕ terimi, akışa ait skaler bir büyüklüğü, \vec{u} terimi, hız vektörünü, Γ_ϕ terimi skaler büyüklüğün yayılım katsayısını ve S_ϕ terimi ise skaler büyüklüğün oluşum hızını ifade etmektedir.

Denklem (2.75)'in sonlu hacimler yöntemine göre ayrıştırılmış hali Denklem (2.76)'da gösterilmiştir.

$$\frac{d}{dt}(\rho \phi V)_0 + \sum_f (\rho \phi \vec{u} \cdot \vec{A})_f = \sum_f (\Gamma_\phi \vec{\nabla} \phi \cdot \vec{A})_f + (S_\phi V)_0 \quad (2.76)$$

Denklem (2.76)'da yer alan f terimi hesaplama hücrelerinin yüzey indisini ifade etmektedir.

Denklem (2.76)'da yer alan zamana bağlı terim, Denklem (2.77)'de gösterilen şekilde birinci dereceden ileri fark yöntemiyle ayrıştırılmaktadır.

$$\frac{d}{dt}(\rho \phi V)_0 = \frac{(\rho_0 \phi_0)^{n+1} - (\rho_0 \phi_0)^n}{\Delta t} V_0 \quad (2.77)$$

Denklem (2.77)'de yer alan n ve $n+1$, eski ve yeni zaman seviyesini, Δt ise mevcut zaman adımını ifade etmektedir.

Denklem (2.76)'da yer alan taşınım terimi ise merkezi fark yöntemiyle Denklem (2.78)'de gösterilen şekilde ayrıştırılmıştır.

$$(\rho \phi \vec{u} \cdot \vec{A})_f = (\rho \vec{u} \cdot \vec{A})_f (f^* \phi_0 + (1-f^*) \phi_1) \quad (2.78)$$

Denklem (2.78)'de yer alan f^* terimi ağırlık faktörünü, 1 alt indisini ise komşu hücreyi ifade etmektedir.

Denklem (2.76)'da yer alan yayılım terimi ise merkezi fark yöntemiyle Denklem (2.79)'da gösterilen şekilde ayrıştırılmıştır.

$$(\Gamma_\phi \vec{\nabla} \phi \cdot \vec{A})_f = \Gamma_f \left((\phi_1 - \phi_0) \vec{\gamma} \cdot \vec{A} + \overline{\nabla \phi} \cdot \vec{A} - (\overline{\nabla \phi} \cdot d\vec{s}) \vec{\gamma} \cdot \vec{A} \right) \quad (2.79)$$

Denklem (2.79)'da yer alan Γ_f terimi komşu hücrelerin yayılım katsayısının ortalamasını ifade etmektedir.

2.5.2 SIMPLE Çözüm algoritması

Yanma odası analizlerinde basınç-hız bağılaşımı için SIMPLE algoritması kullanılmıştır. SIMPLE algoritmasında momentum denklemi çözümlenerek hız alanı elde edilmektedir. Daha sonra, elde edilen hız alanı kullanılarak hücre yüzeylerindeki kütle akıları Denklem (2.80)'de gösterilen şekilde hesaplanmaktadır [58].

$$\dot{m}_f^* = \rho_f \left(\frac{\vec{u}_0^{**} + \vec{u}_1^{**}}{2} \cdot \vec{A} \right) - \Lambda_f \quad (2.80)$$

Denklem (2.80)'de yer alan Λ_f , Rhie ve Chow tipi yüzey yayınımlarını ifade etmektedir [59]. Hücre yüzeylerindeki kütle akılarının hesaplanmasının ardından Denklem (2.81)'de gösterilen basınç düzeltme denklemi çözümlenmektedir.

$$a_p p' + \sum_{nb} a_{nb} p'_{nb} = r \quad (2.81)$$

Denklem (2.81)'de yer alan a_p ve a_{nb} sırasıyla hesaplama yapılan hücre ve komşu hücreler için lineerize edilmiş katsayılar, p' ve p'_{nb} ise sırasıyla hesaplama yapılan hücre ve komşu hücreler için basınç düzeltme terimlerini, r ise artık kütle debisini temsil etmektedir.

Basınç düzeltme değerlerinin elde edilmesinin ardından, elde edilen düzeltme değerleri Denklem (2.82)'de gösterilen basınç alanı güncelleme denklemleri çözümlenmektedir.

$$p = p^* + \lambda_p p' \quad (2.82)$$

Denklem (2.82)'de yer alan λ_p , basınç rahatlatma (under-relaxation) katsayısını ifade etmektedir.

SIMPLE algoritmasında son olarak, elde edilen düzeltilmiş basınç değerleri kullanılarak hücre yüzeylerindeki kütle akıları ve hız alanı Denklem (2.83) ve Denklem (2.84)'te gösterilen şekilde güncellenmektedir.

$$\dot{m}_f = \dot{m}_f^* + \dot{m}_f' \quad (2.83)$$

$$u = u^{**} - \frac{V \nabla p'}{A_p^u} \quad (2.84)$$

SIMPLE algoritmasından denklemler iki aşamada çözülmektedir. İlk olarak süreklilik ve momentum denklemleri çözüldükten sonra enerji ve molekül taşınma denklemleri, türbülans modeline ait denklemler ve sıvı fazı denklemleri eş zamanlı olarak çözülmektedir. Bahsi geçen tüm denklemler çözüldükten sonra bir iç iterasyon tamamlanmaktadır. İç iterasyonlardaki kriterleri sağlandıktan sonra dış iterasyon tamamlanmış olur ve bir sonraki zaman adımına geçilmektedir.

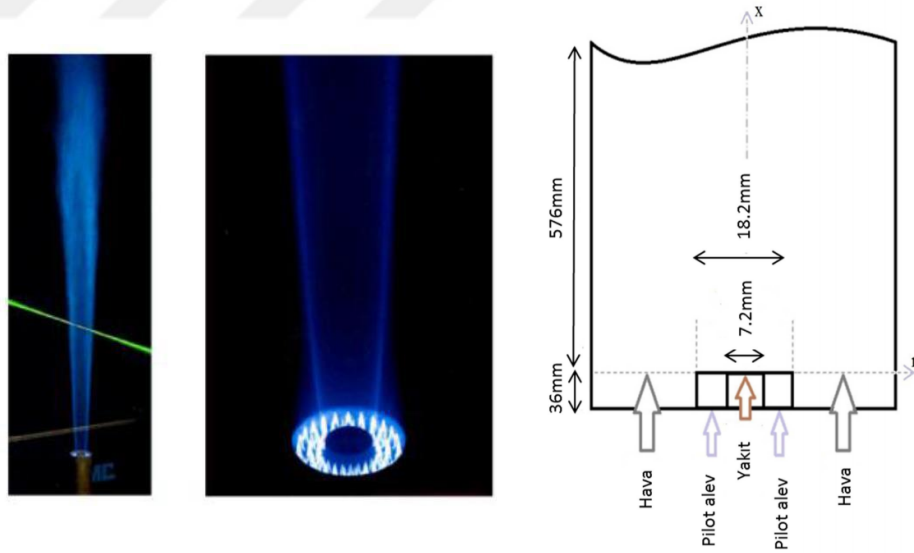




3. HESAPLAMALI AKIŞKANLAR DİNAMİĞİ YANMA MODELİNİN DOĞRULANMASI

Bu bölümde, HAD analizlerinde kullanılacak olan yanma modelinin doğrulanması amacıyla farklı yanma modelleri ile deneysel ölçüm verilerinin karşılaştırılması gerçekleştirilmiştir.

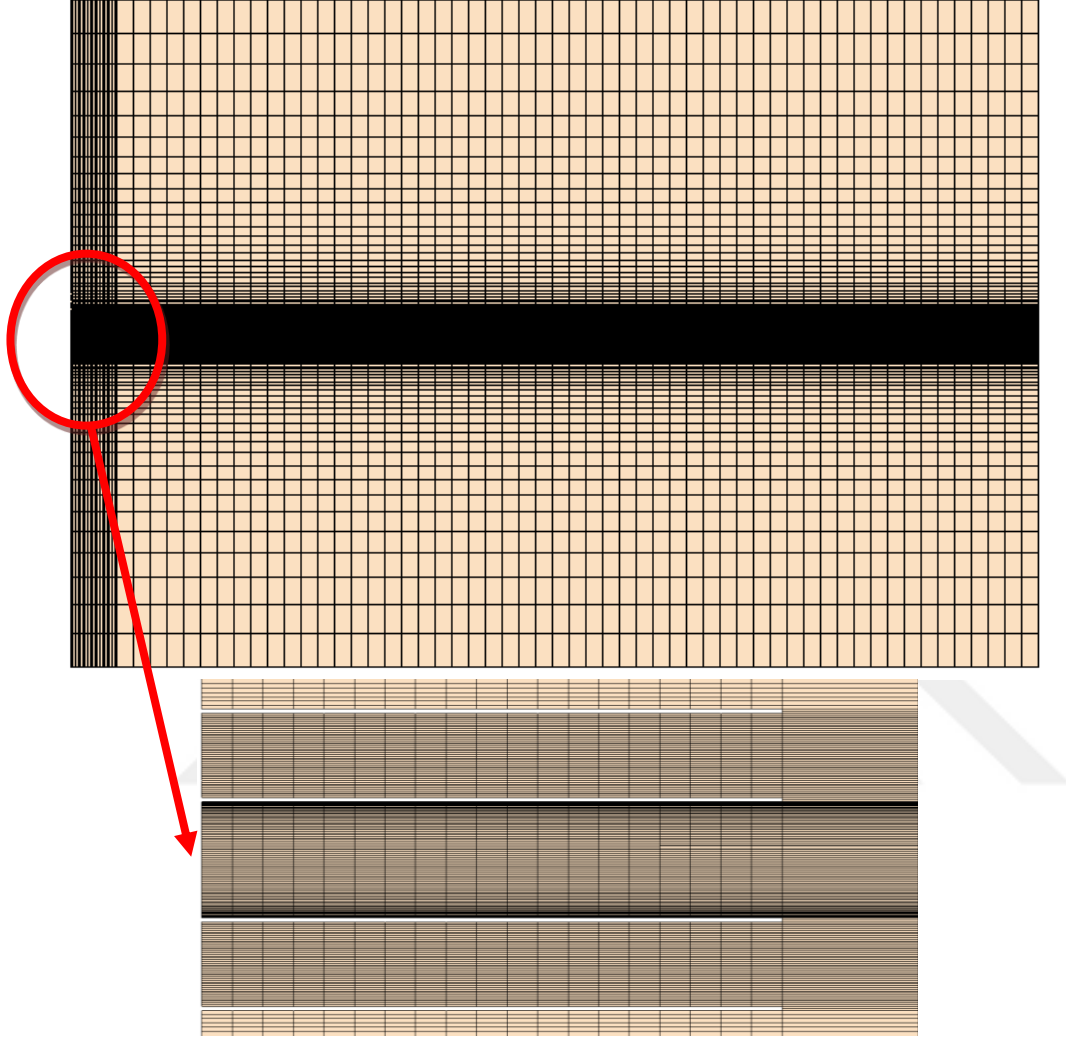
Deneysel veriler, Sandia Laboratuvarlarında gerçekleştirilen ön karışimsız Flame-D pilot alev deneylerinden alınmıştır. Gerçekleştirilen deneyde yanma odasının merkezinden 7.2 mm çap değerine sahip kısımdan hacimsel olarak %25 metan (CH_4) ve %75 kuru hava içeren yakıt gönderilmektedir. Yakıt yüzeyini çevreleyen 18.2 mm'lik çap değerine sahip dairesel yüzeyden de pilot alev yanma odası içerisine girmektedir. Pilot alev yüzeyini çevreleyen kısımdan ise yanma odasına hava girişi sağlanmaktadır. Flame D pilot alev deney düzeneği ve şematik gösterimi Şekil 3.1'de verilmektedir.



Şekil 3.1: Flame D Pilot alev test düzeneği ve şematik gösterimi.

Yanma odası içerisine gönderilen yakıt, pilot alev ve hava hızları sırasıyla 49.6 m/s, 11.4 m/s ve 0.9 m/s olarak ölçülmüştür. Yakıt ve hava sıcaklığı 294 K, pilot alev sıcaklığı ise 1880 K'dir. Pilot alev kompozisyonu N_2 , O_2 , H_2O , CO_2 ve OH'dan oluşmaktadır ve sırasıyla 0.734, 0.056, 0.092, 0.110 ve 0.0022 kütle oran değerlerine sahiptir.

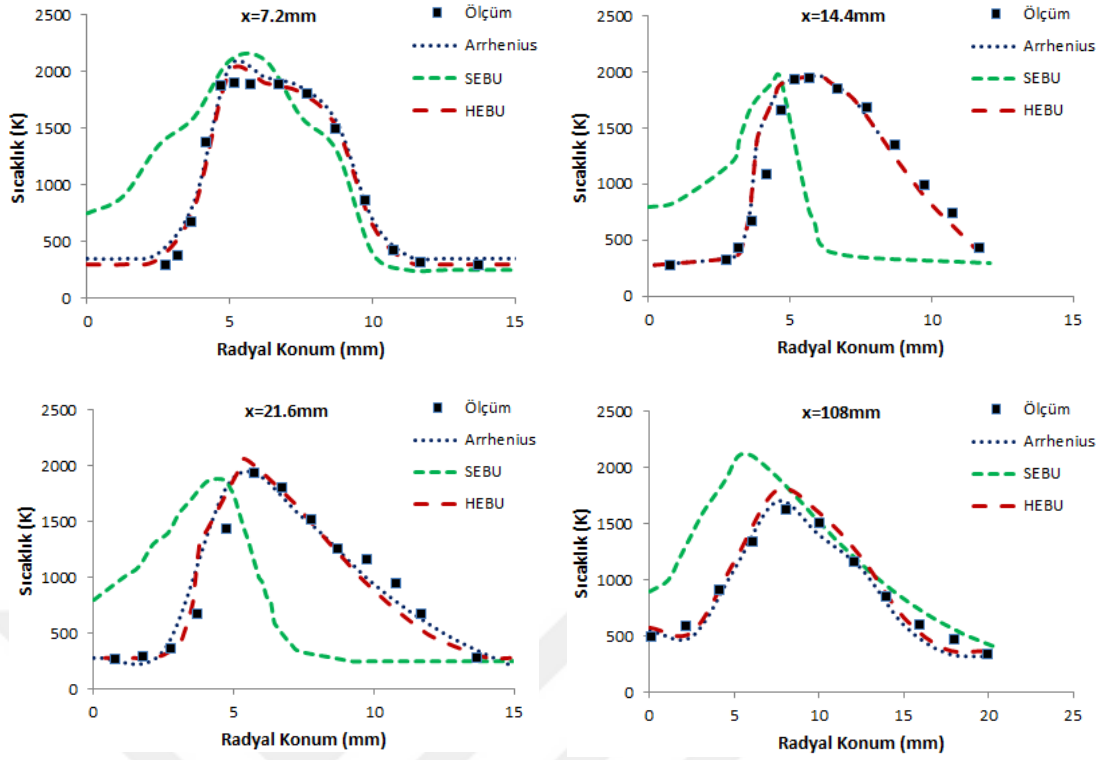
Flame D pilot alev testinin HAD analizleri için Şekil 3.2’de gösterilen yaklaşık 2 milyon hücreye sahip çözüm ağı ile 3 boyutlu LES simülasyonları gerçekleştirilmiştir.



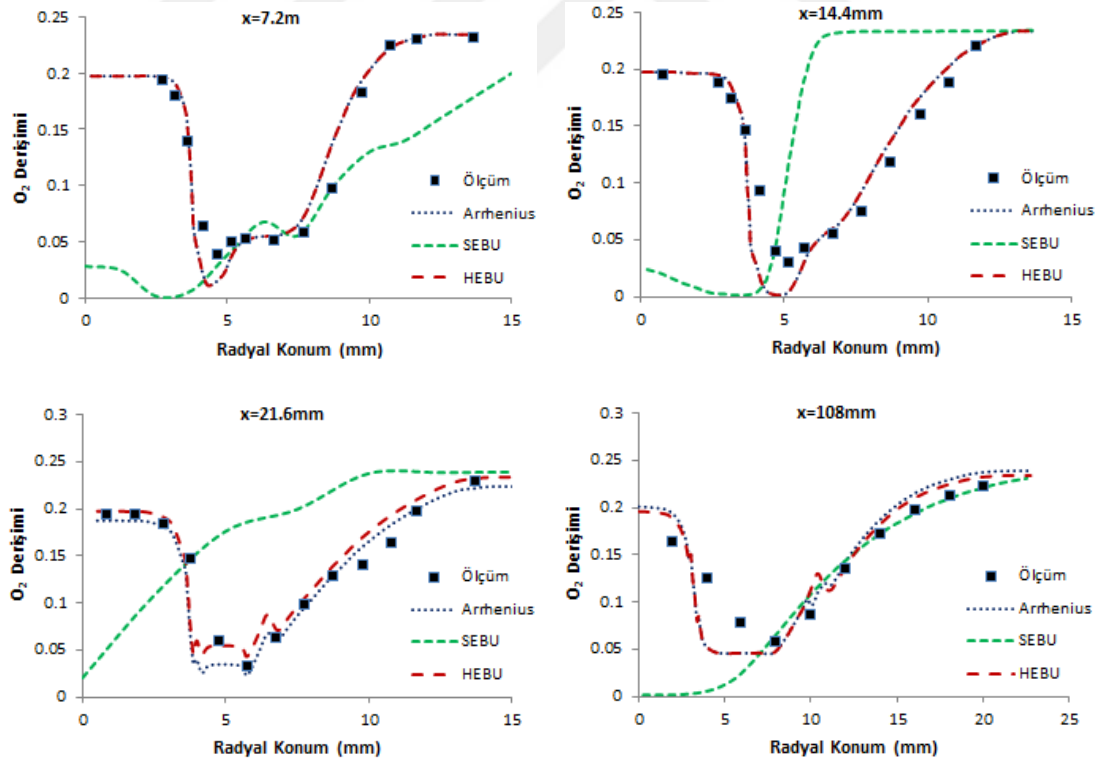
Şekil 3.2: Flame D Pilot alev test analizleri için oluşturulan 3 boyutlu çözüm ağı.

HAD analizlerinde sırasıyla Arrhenius, Standart Eddy Break Up (SEBU) ve Hibrit Eddy Break Up (HEBU) yanma modellerinin O_2 derişimi ve sıcaklık değerleri üzerinden karşılaştırılmalar yapılmıştır. HAD analizlerinin karşılaştırılmasında kullanılacak olan veriler deney ölçüm noktaları olan aksenal yönde 7.2, 14.4, 21.6 ve 108 mm’de bulunana radyal çizgiler üzerinden alınmıştır.

Analizler sonucunda elde edilen sıcaklık değerleri Şekil 3.3’te ve O_2 derişim değerleri ise Şekil 3.4’te gösterilmektedir.



Şekil 3.3: Farklı yanma modelleri ile elde edilen sıcaklık değerlerinin deney sonuçları ile karşılaştırması.

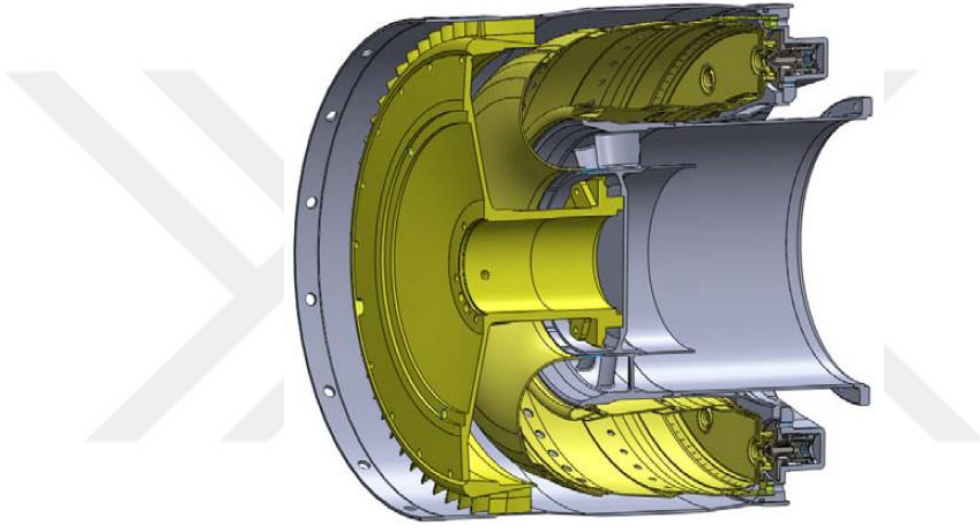


Şekil 3.4: Farklı yanma modelleri ile elde edilen O_2 derişimi değerlerinin deney sonuçları ile karşılaştırması.

Şekil 3.3 ve Şekil 3.4'te elde edilen sonuçlar incelendiğinde, reaksiyon hızlarının belirlenmesinde kimyasal kinetiğin büyük rol oynadığı görülmektedir. Yavaş kimya yaklaşımının temel alındığı Arrhenius yaklaşımı ve hibrit bir yanma modeli olan Hibrit Eddy Break Up yanma modelinin deney sonuçlarına oldukça yakın sonuç verdiği görülmektedir. Standart Eddy Break Up modeli ile elde edilen sonuçlar incelendiğinde yanma reaksiyonlarının deneysel sonuçlardan oldukça farklı noktalarda gerçekleştiği ve buna olarak O₂ derişimlerinde de büyük farklılıklar ortaya çıktığı görülmektedir. Hibrit Eddy Break Up yanma modelinin ise deneysel verilerle sıcaklık ve O₂ derişimi açısından özellikle giriş bölegelerinde en yakın sonuçları elde ettiği, giriş bölgesinden uzaklaştıkça da yakın sonuçlar sağladığı görülmektedir. Bundan dolayı tez çalışmasında Hibrit Eddy Break Up yanma modeli kullanılmıştır.

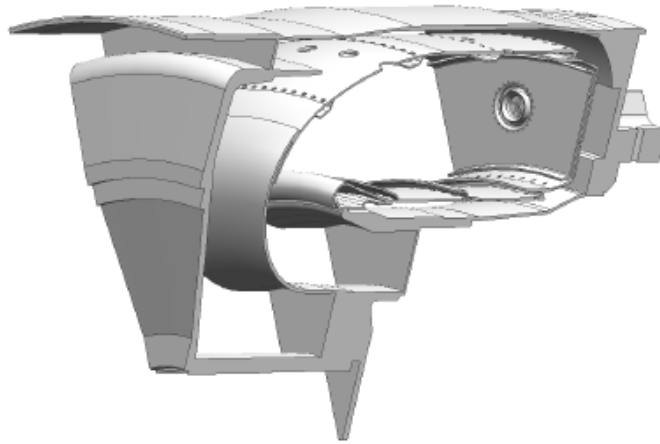
4. HESAPLAMALI AKIŞKANLAR DİNAMİĞİ ANALİZLERİ VE SONUÇLARI

Bu bölümde, daha önceki bölümlerde bahsedilen matematiksel modeller ve doğrulama analizleri sonucu elde edilen bilgilerle analizi gerçekleştirilen HAD sonuçları sunulmuştur. HAD analizleri gerçekleştirilen yanma odası kesit geometrisi Şekil 4.1’de gösterilmektedir.



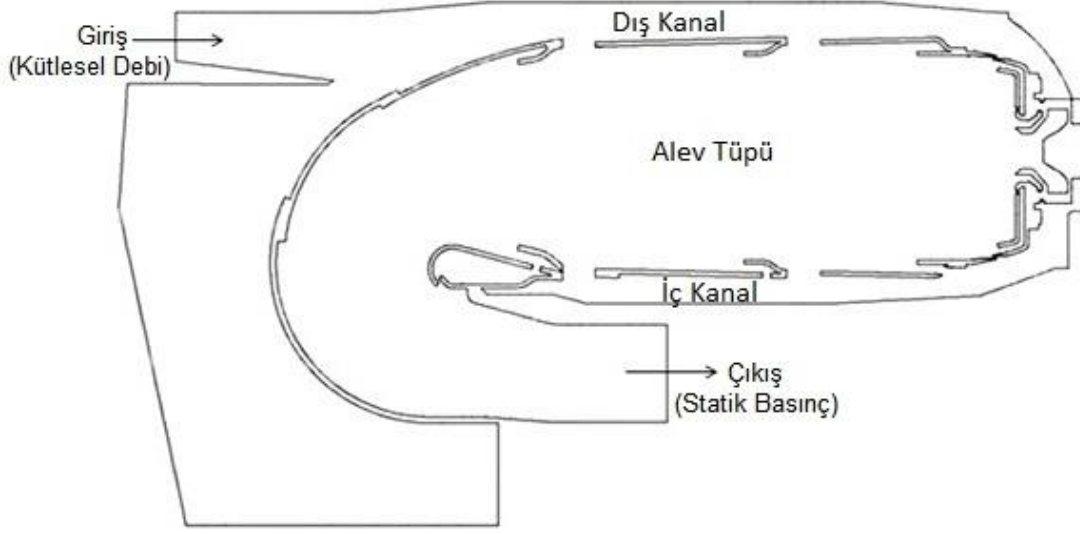
Şekil 4.1: Yanma odası geometrisi.

Sektör analizlerin gerçekleştirildiği yanma odasının bir atomizeri kapsayan on ikide birlik kısmı ise Şekil 4.2’de gösterilmektedir.



Şekil 4.2: Sektör yanma odası geometrisi.

Tez çalışmasında analizleri gerçekleştirilen yanma odasının merkezi kesiti ve yanma odası bölümleri Şekil 4.3'te gösterilmektedir.



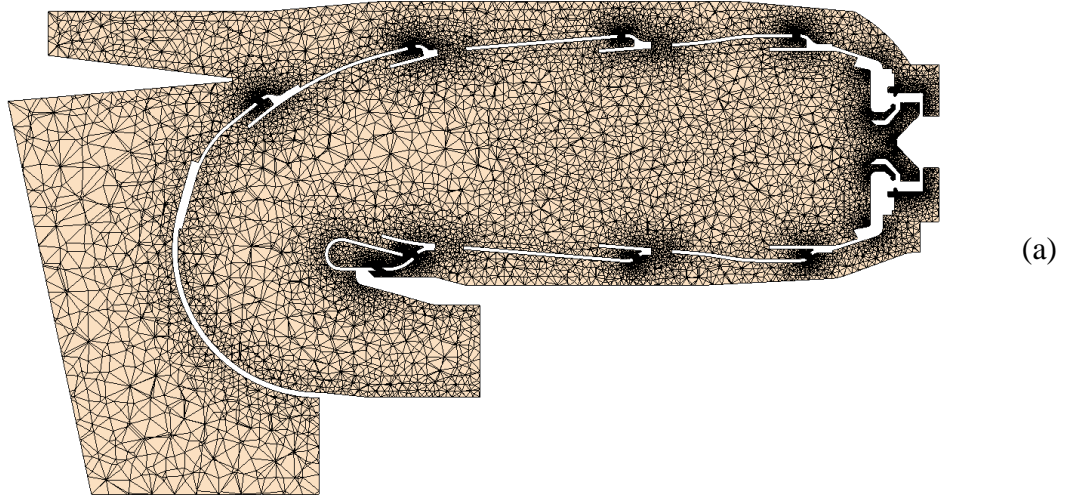
Şekil 4.3: Merkezi kesit üzerinde yanma odası bölümleri.

4.1 Çözüm Ağı Çalışması

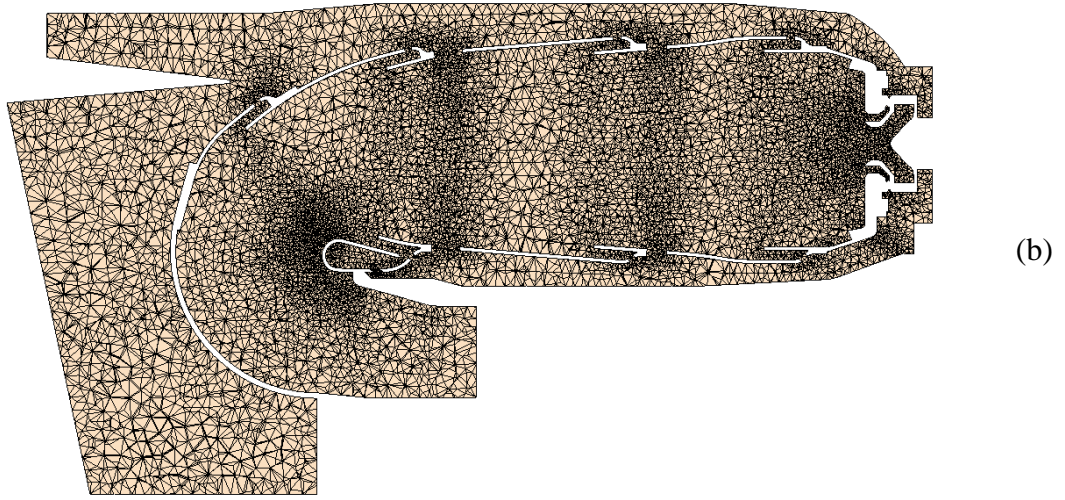
HAD sonuçlarının sayısal çözüm açısından bağımsız olduğunu göstermek için 3 farklı sayısal çözüm ağı çalışması gerçekleştirilmiştir. Bu nedenle, Şekil 4.2'de verilen geometri üzerinde tetrahedral hücrelere sahip farklı sıklıkta çözüm ağı kullanılmıştır. Kullanılan çözüm ağları Şekil 4.4'te gösterilmektedir.

Analizler LES yaklaşımı ile modellenmiş ve zaman adımı olarak 5×10^{-6} s kullanılmıştır. Tüm analizlerden alınan değerler ve konturlar $t=65$ ms anında elde edilmiştir.

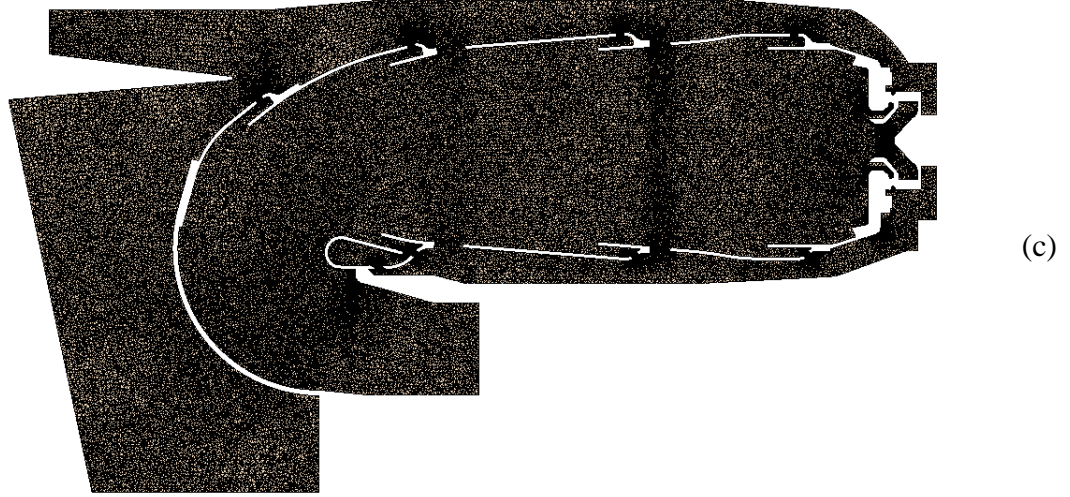
Şekil 4.4'te gösterilen çözüm ağlarında gerçekleştirilen analizlerden elde edilen sonuçları karşılaştırmak için kısıtlı hesaplama kaynaklarının verimli kullanılması amacıyla periyodik sınır şartları kullanılmıştır. Gerçekleştirilen analizler sonucunda Şekil 4.5'te verilen radyal çizgilerden ve merkezi kesit üzerinden alınan hız ve sıcaklık değerleri karşılaştırılmıştır.



(a)



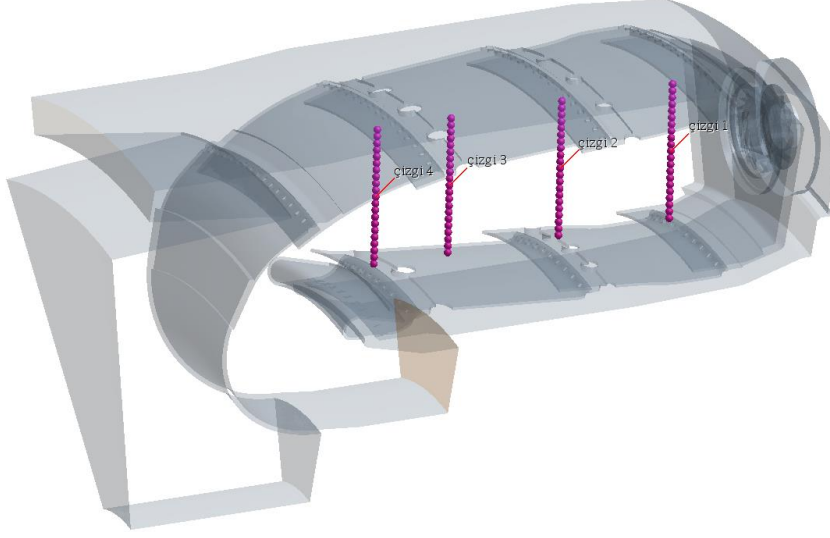
(b)



(c)

Şekil 4.4: Farklı sıklıktaki çözüm ağlarının merkezi kesit üzerindeki gösterimleri: (a) ~940,000 hücre, (b) ~3,200,000 hücre, (c) ~13,600,000 hücre.

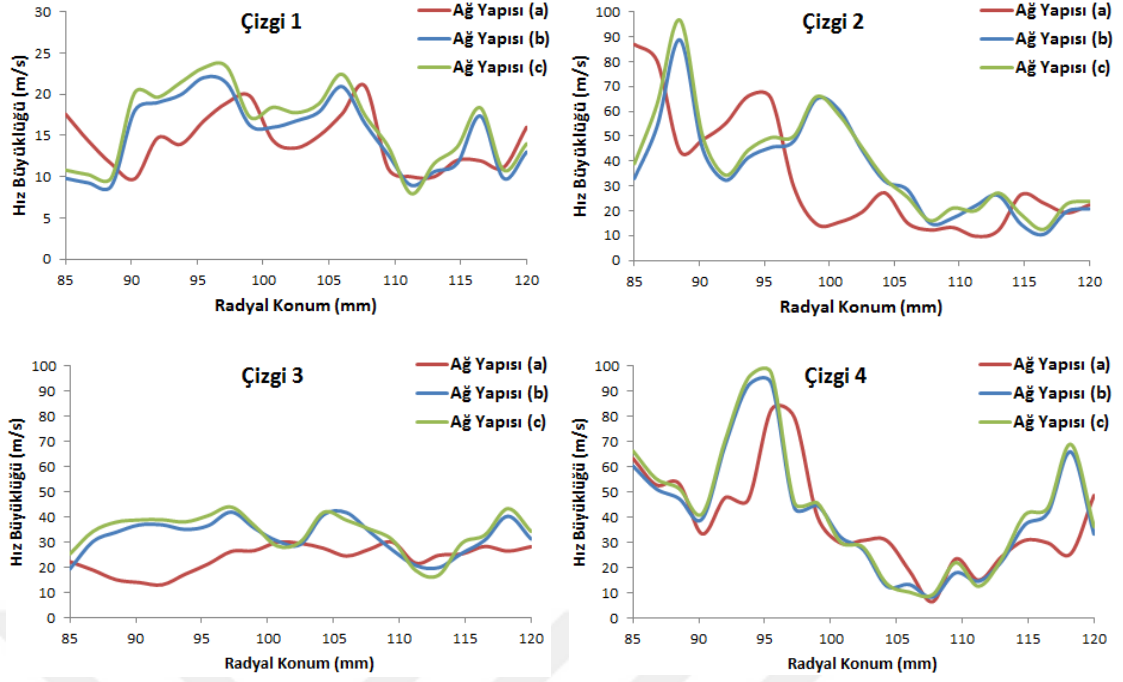
Ağ yapısı çalışmaları gerçekleştirilirken 3 farklı ağ için kullanılan temel uzunluk ölçüleri değiştirilmiştir. Ağ yapıları için temel uzunluk ölçüleri sırasıyla 2,5 mm, 1,5 mm ve 0,7 mm alınmıştır.



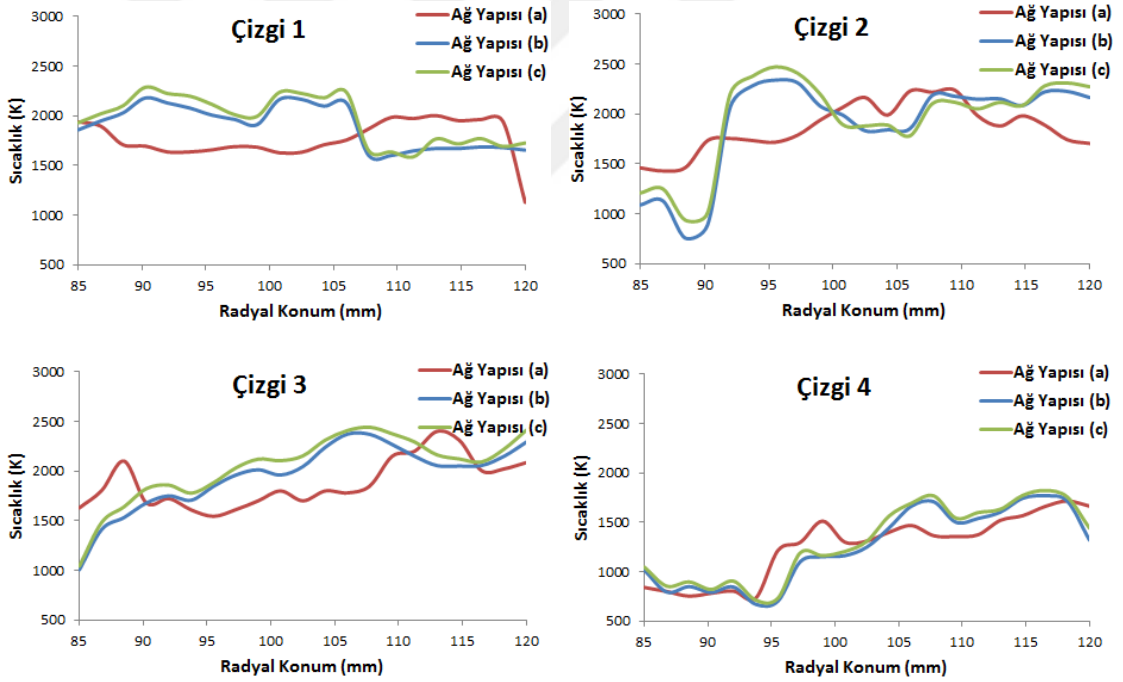
Şekil 4.5: Çözüm ağı çalışmasında veri alınan radyal çizgiler.

Şekil 4.5'te gösterilen ölçüm çizgilerinden alınan hız değerleri Şekil 4.6'da, sıcaklık değerleri ise Şekil 4.7'de gösterilmektedir.

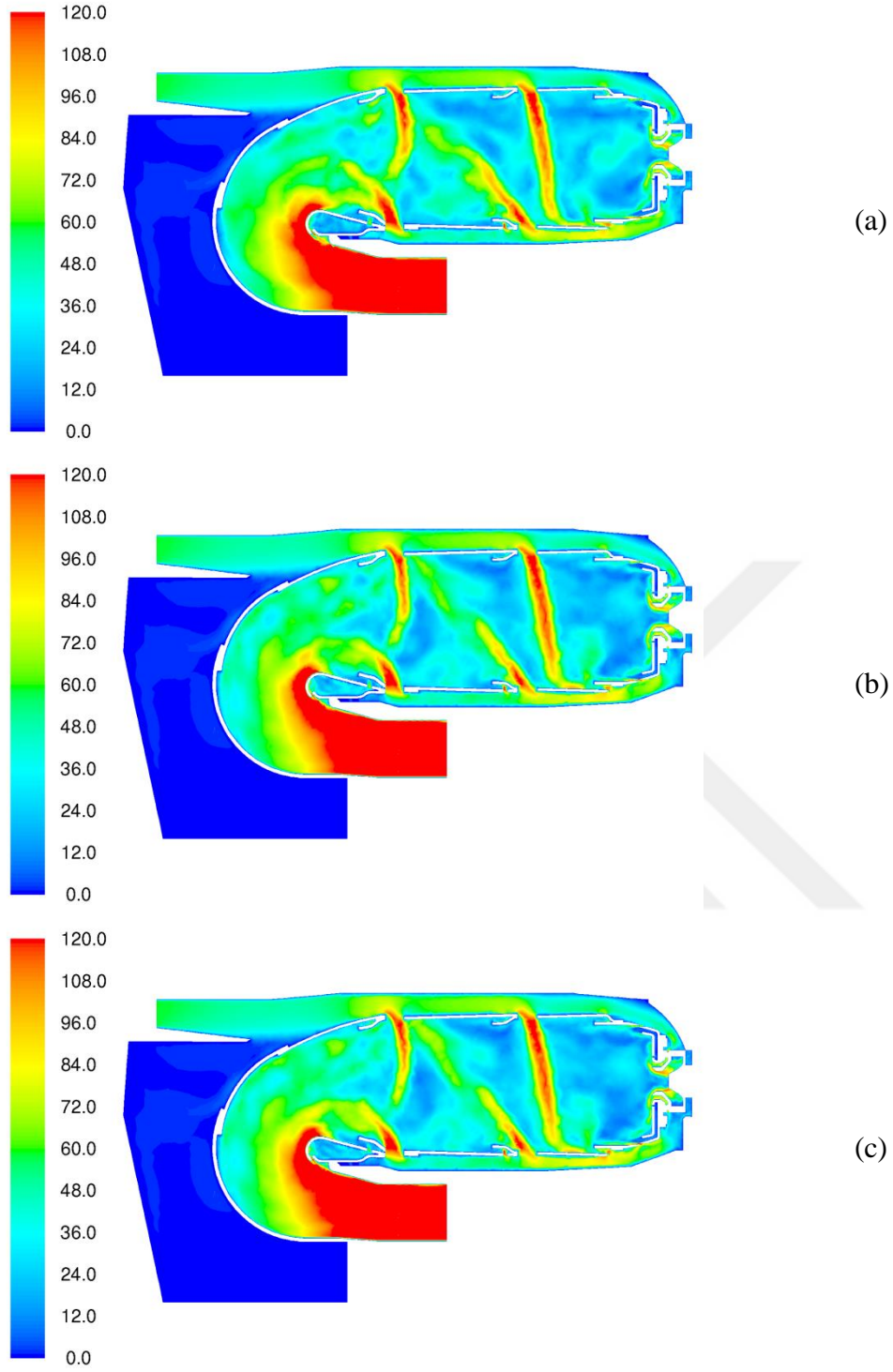
Şekil 4.6 ve Şekil 4.7.'de gösterilen grafikler incelendiğinde, 940,000 hücrelik çözüm ağının diğer iki çözüm ağından farklı sonuçlar verdiği görülmektedir. Şekil 4.8'de ve Şekil 4.9'da verilen hız ve sıcaklık konturları incelendiğinde de özellikle jet penetrasyon çözümlerinde 940,000 hücrelik çözüm ağının yetersiz olduğu görülmektedir. Elde edilen sonuçlara göre 3,200,000 hücrelik ve 13,600,000 hücrelik çözüm ağlarının birbirlerine yakın sonuçlar verdiği görülmektedir. Bundan dolayı, bu mertebelerden sonraki sayılarda, çözüm ağlarından bağımsız sonuçlar elde edilebildiği görülmektedir. Hesaplama kaynakları ve HAD analiz süreleri dikkate alındığında gerçekleştirilen analizlerde sektör geometri için 3,200,000 hücre, tam geometri için ise 36,600,000 hücre sayılı çözüm ağının kullanılmasına karar verilmiştir.



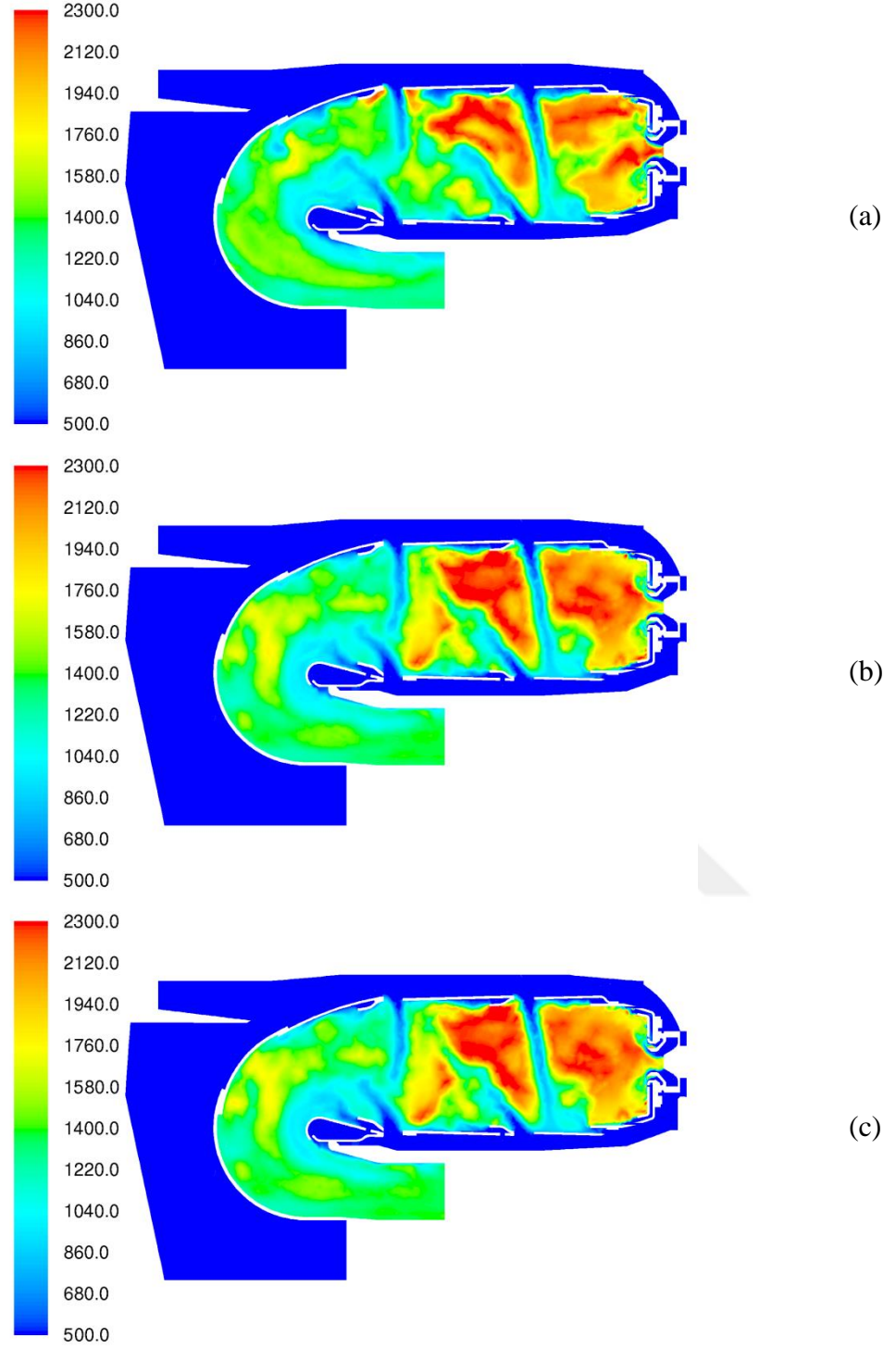
Şekil 4.6: Farklı çözüm ağlarında elde edilen hız değerleri.



Şekil 4.7: Farklı çözüm ağlarında elde edilen sıcaklık değerleri.



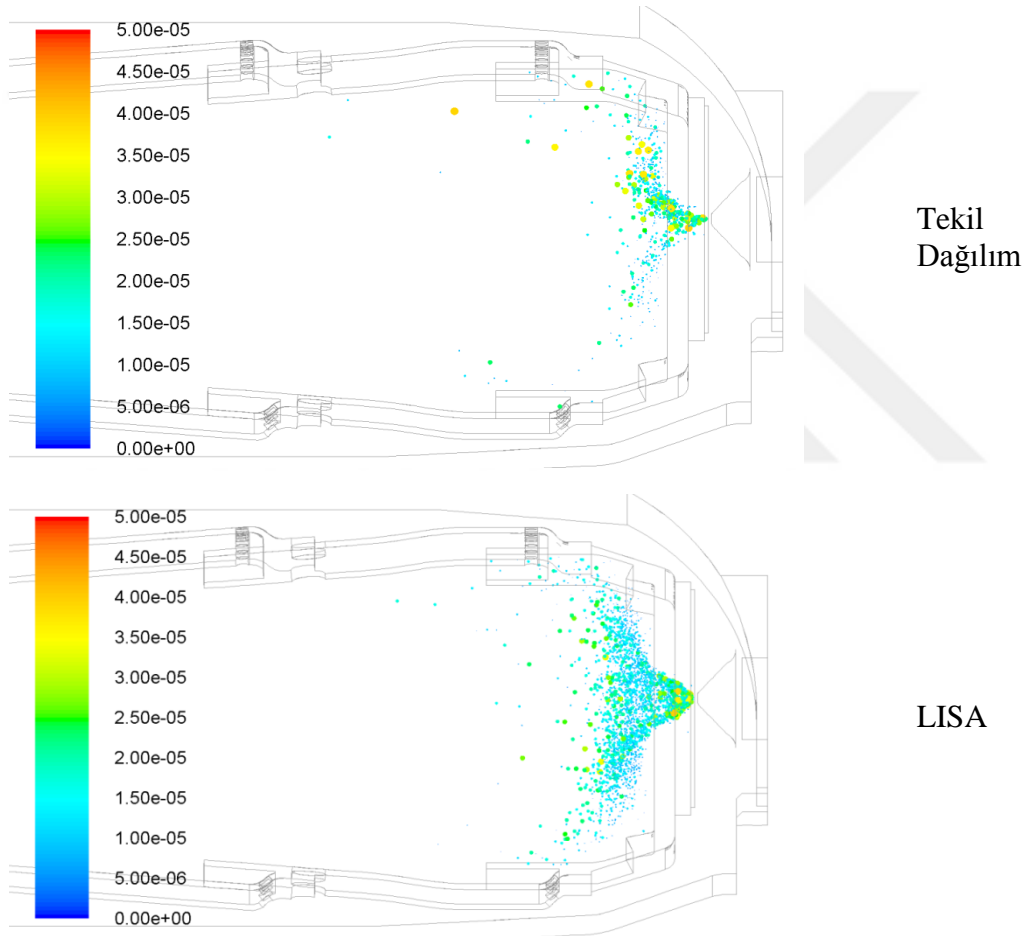
Şekil 4.8: Farklı çözüm ağlarında merkezi kesit üzerinden alınan hız konturları (m/s).



Şekil 4.9: Farklı çözüm ağlarında merkezi kesit üzerinden alınan sıcaklık konturları (K).

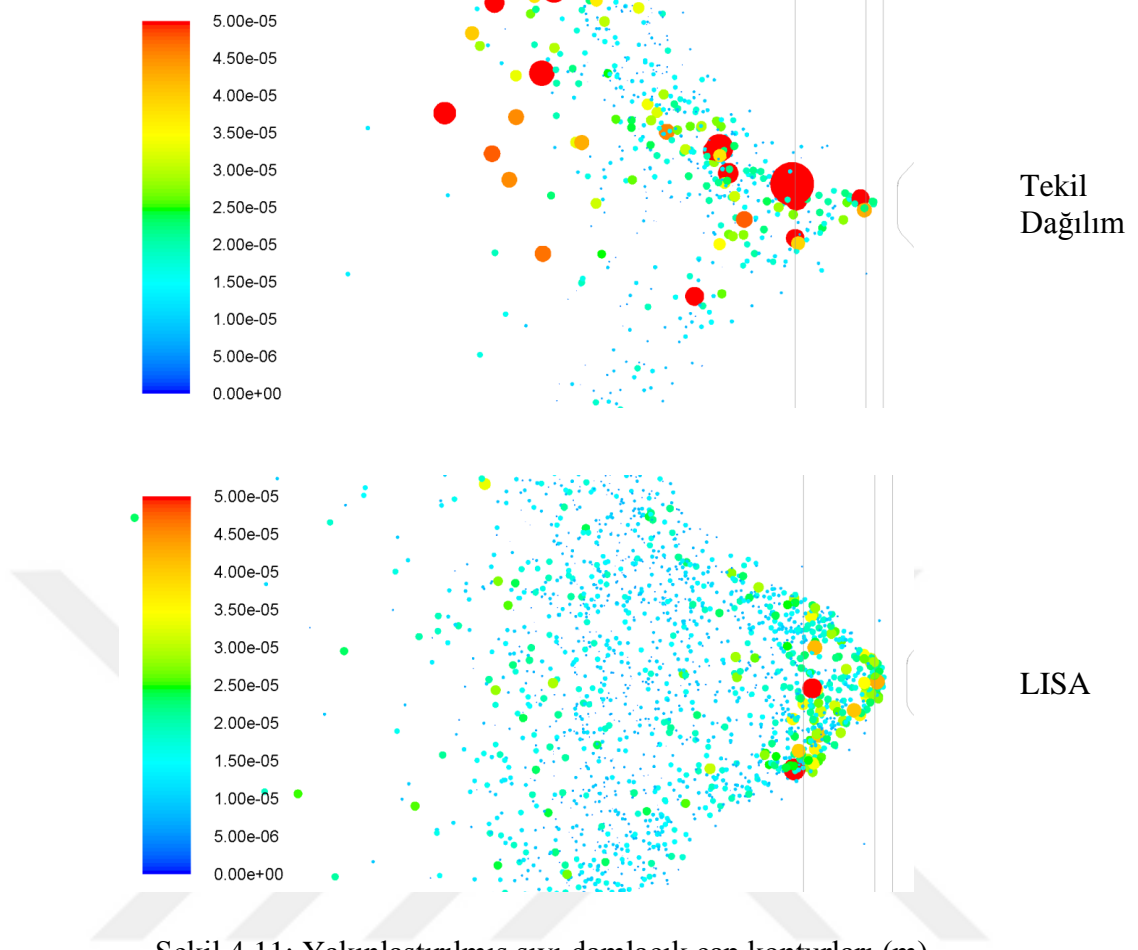
4.2 Sektör RANS Sprey Analizleri

Bu bölümde, enjektörden çıkan damlacıkların parçalanarak atomizasyon işleminin tamamlanmasına kadar gerçekleşen işlemler simüle edilmiş ve tam geometri analizinde sınır şartı olarak kullanılacak damlacık parametreleri hesaplanmıştır. Sprey analizleri süresince iki farklı sprej modeli incelenmiştir. Bölüm 2’de açıklanan LISA modeli ve hesaplama kaynağı açısından oldukça ekonomik olan tekil dağılım modeli analizleri gerçekleştirilmiştir. Her iki modele ait damlacık çapı büyüklükleri Şekil 4.10’da gösterilmiştir.



Şekil 4.10: Enjektör çıkışında oluşan sıvı damlacık çap büyüklükleri (m).

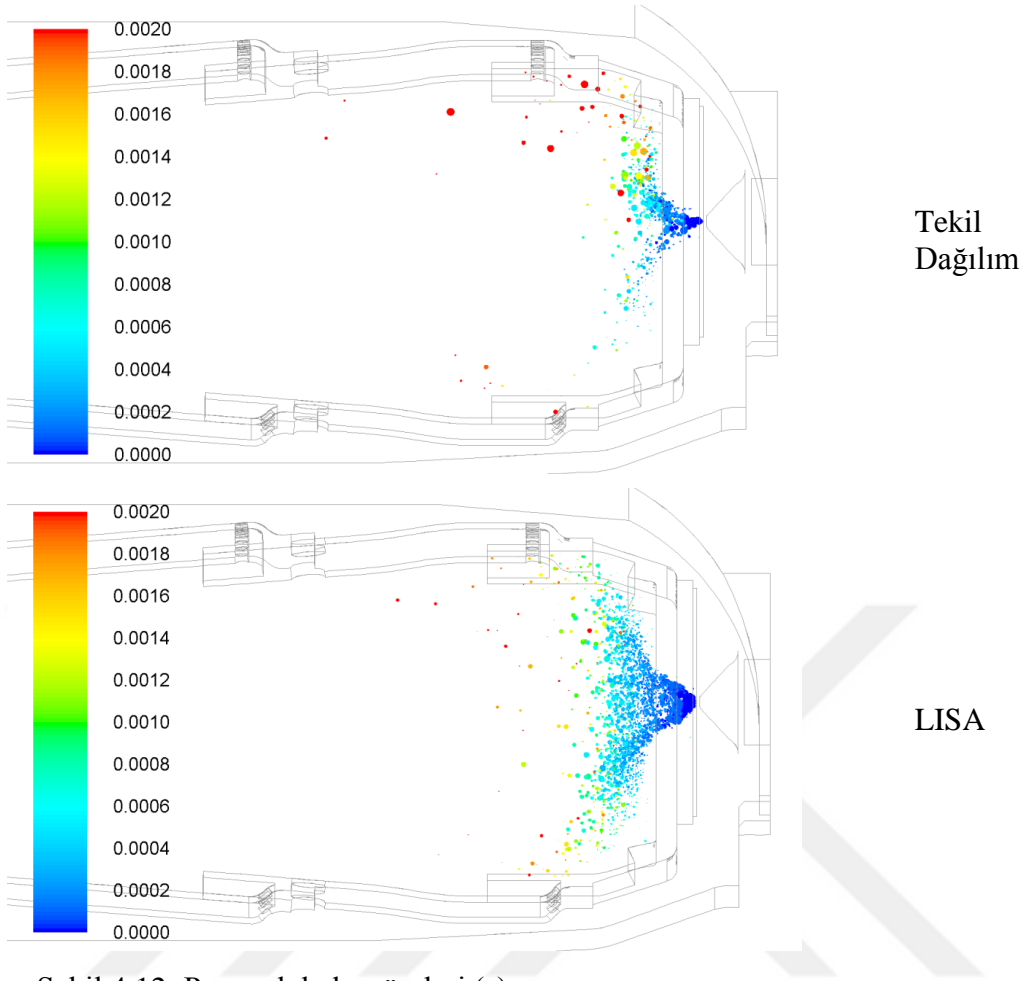
Her iki modele ait yakınlaştırılmış damlacık çap konturları ise Şekil 4.11’de gösterilmektedir.



Şekil 4.11: Yakınlaştırılmış sıvı damlacık çap konturları (m).

Şekil 4.10 ve Şekil 4.11 incelendiğinde kullanılan sıvı modellerinin oldukça farklı damlacık dağılımı verdiği görülmektedir. Tekil dağılım yaklaşımında, yakıt spreyi içerisinde oldukça büyük damlacıklara rastlanmaktadır ve bu durum gerçekçi sonuçlar vermemektedir. LISA yaklaşımında ise bu tür bir problem görülmemektedir. Büyük çap değerine sahip damlacıklar hesaplamalar sonucu parçalanmış ve daha küçük damlacıklara dönüşmüştür.

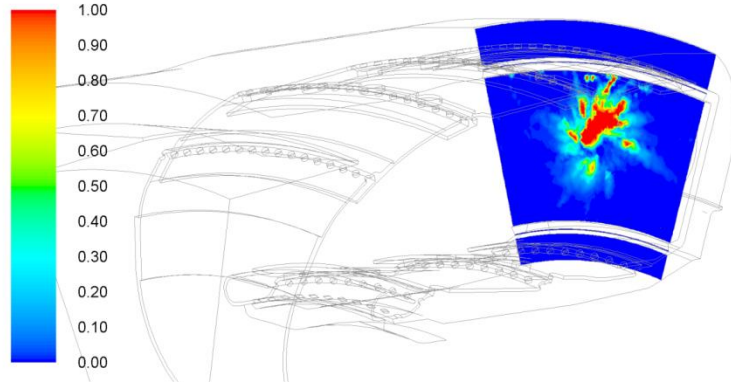
Enjektörden çıkan damlacıkların kalma süreleri Şekil 4.12’de gösterilmektedir.



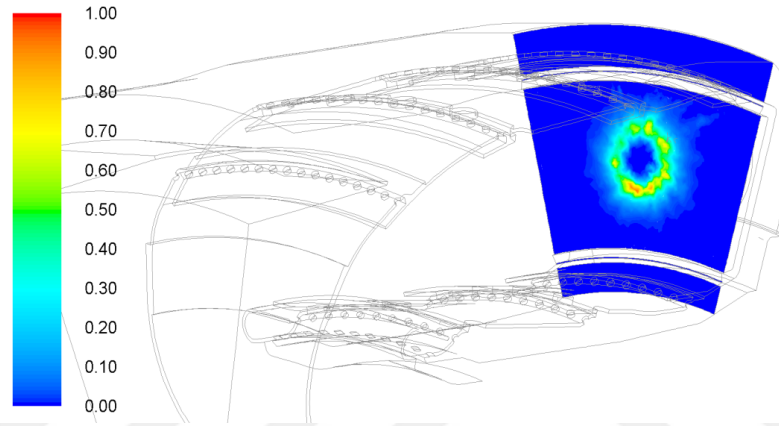
Şekil 4.12: Parçacık kalış süreleri (s).

Şekil 4.12 incelendiğinde, sprej kalış süresinin her iki yaklaşım için 2 ms civarında olduğu görülmektedir. LISA yaklaşımında tekil dağılım yaklaşımına göre damlacıkların büyük bölümünün buharlaşmayı daha önce tamamladığı görülmektedir. Bu nedenle yanma odası içerisinde elde edilen yakıt denge katsayılarının farklı olması beklenmektedir.

Enjektör çıkışında görülen DPM yoğunluk konturları Şekil 4.13'te enjektöre dik düzlem üzerinde gösterilmektedir.



Tekil
Dağılım

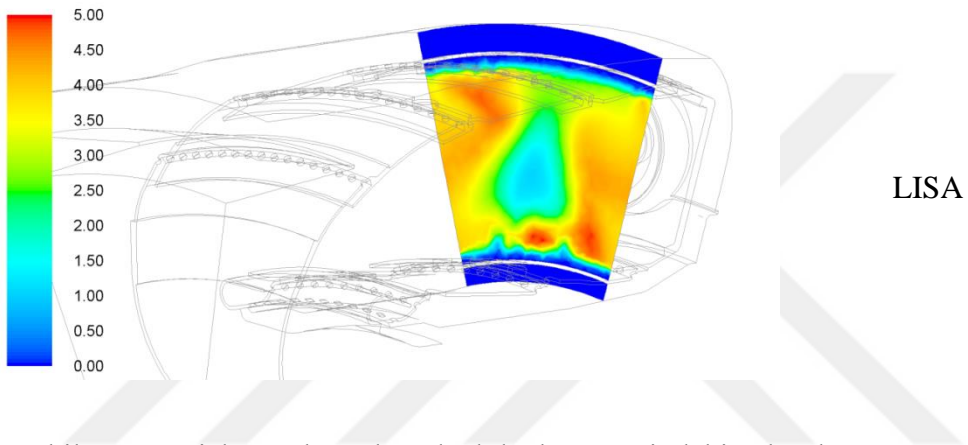
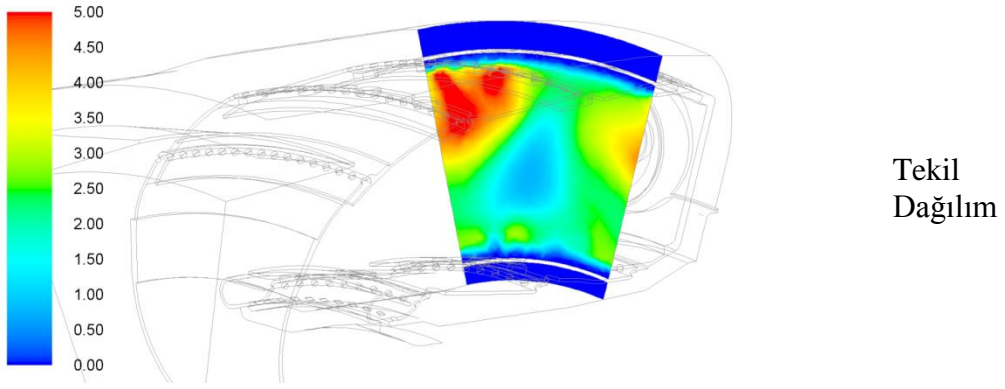


LISA

Şekil 4.13: Enjektör çıkışında elde edilen DPM yoğunluk konturları (kg/m^3).

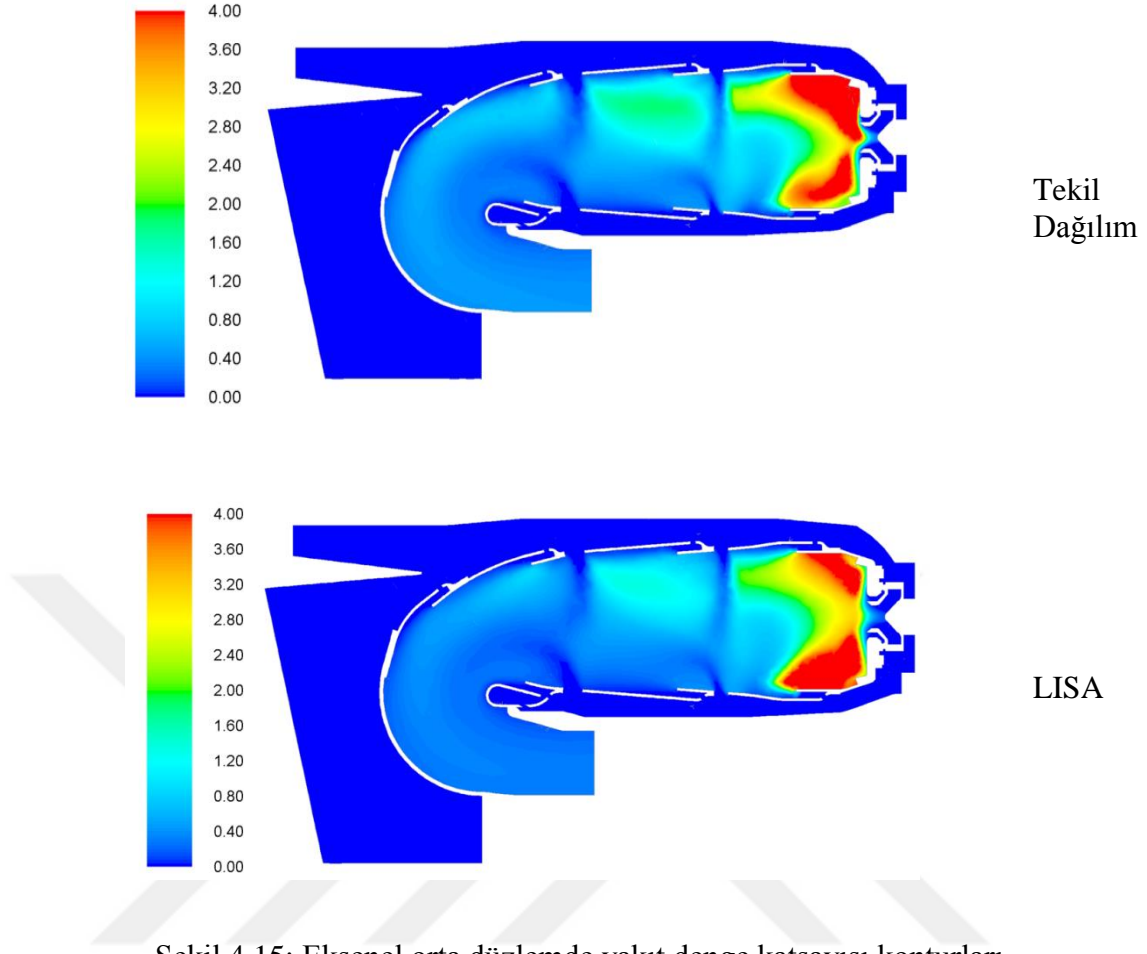
Şekil 4.13 incelendiğinde LISA parçalanma modelinin daha düzenli bir dağılım elde ettiği görülmektedir.

Birincil parçalanmanın hesaplamaya dahil edilmesinden dolayı aralarında farklılıklar olması beklenen yakıt denge katsayısı konturları Şekil 4.14 ve Şekil 4.15'te gösterilmektedir.



Şekil 4.14: Enjektör çıkışında radyal düzlem üzerindeki yakıt denge katsayısı konturları.

Şekil 4.14 ve Şekil 4.15 incelendiğinde, birincil parçalanmanın hesaplamaaya dahil edilmesiyle ortaya çıkan farklılıklardan dolayı yakıt denge katsayılarında da farklılıklar görülmektedir. Radyal düzlem üzerindeki yakıt denge katsayıları kıyaslandığında, tekil dağılım yaklaşımının düzensiz bir dağılım ortaya çıkardığı ve radyal yönde yakıt yoğunluğunun çok fazla olduğu görülmektedir.



Şekil 4.15: Aksenal orta düzlemde yakıt denge katsayısı konturları.

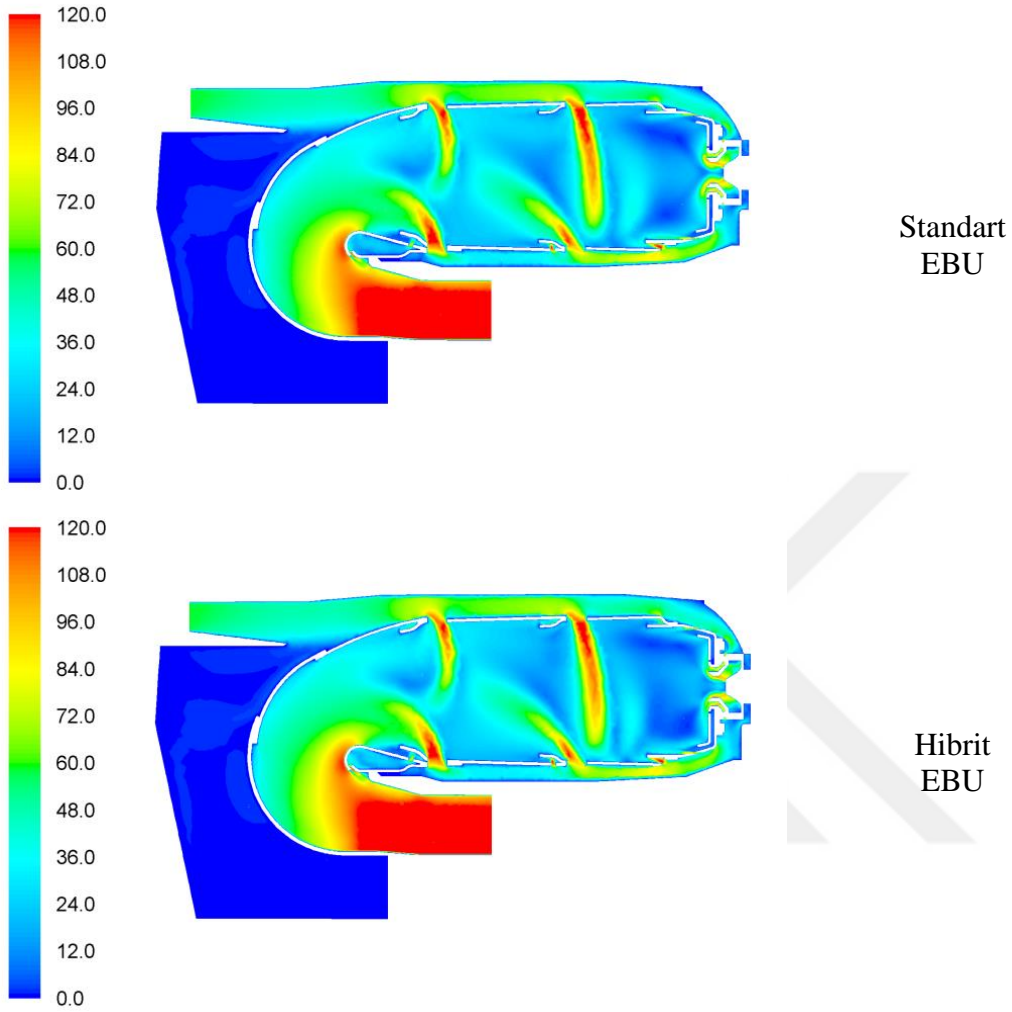
Şekil 4.15'te yer alan aksenal düzlem üzerindeki yakıt denge katsayısı konturları incelendiğinde ise tekil dağılım yaklaşımında buharlaşmamış sıvı damlacıkların yanma odasının ikinci bölgesine kadar ilerlediği görülmektedir. LISA yaklaşımında ise damlacıklar buharlaşma işlemini birinci bölgede tamamlamıştır.

Yukarıdaki bilgiler değerlendirildiğinde, LISA yaklaşımı ile elde edilen sonuçların daha gerçekçi olduğu sonucuna varılmaktadır ve elde edilen sonuçlar tam geometri LES analizlerinde kullanılacak olan enjeksiyon parametrelerine bilgi sağlamaktadır.

4.3 Sektör RANS Yanma Analizleri

Bu bölümde sektör geometri üzerinde gerçekleştirilen RANS yanma analiz sonuçları sunulmaktadır. Gerçekleştirilen yanma analizlerinde Standart Eddy Break Up ve Hibrit Eddy Break Up yanma modelleri kullanılmıştır.

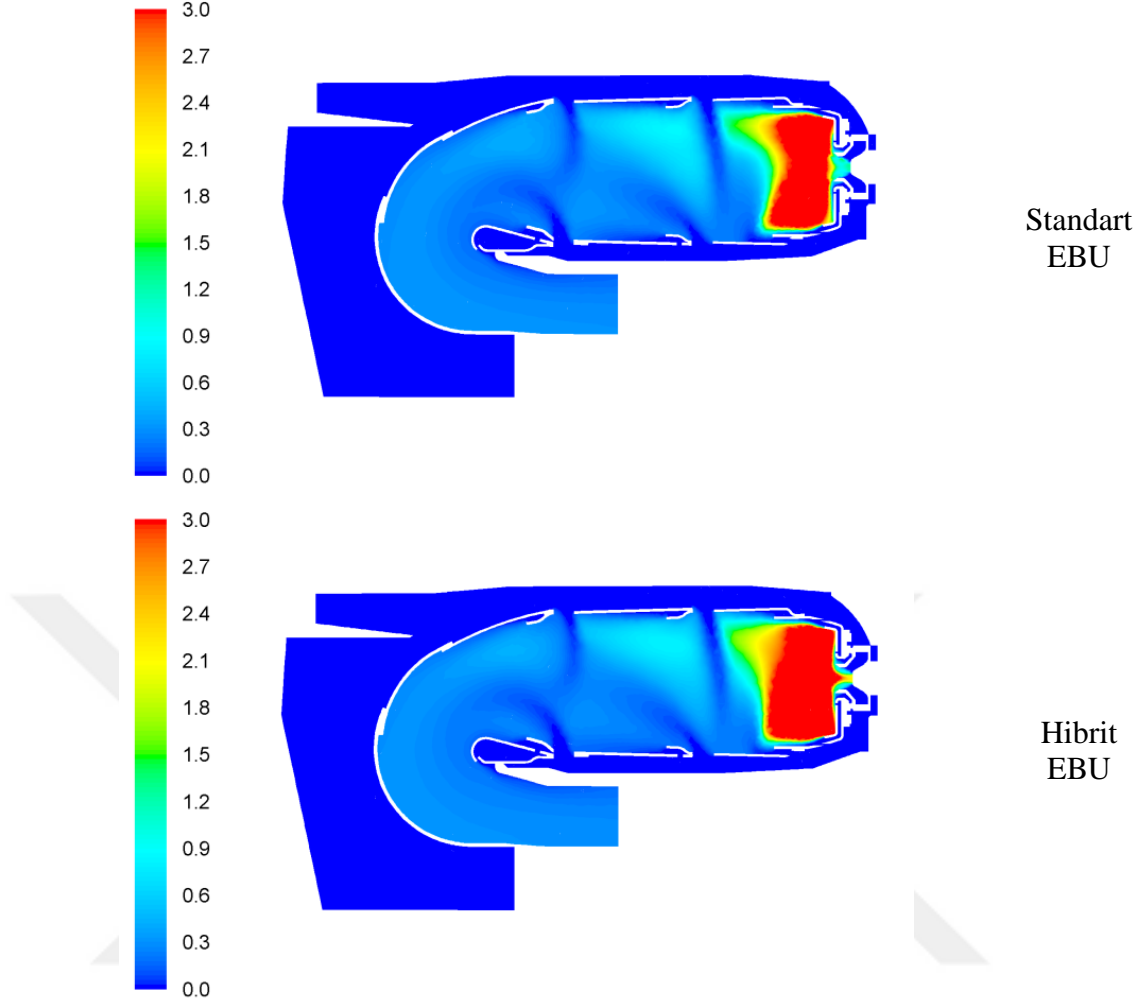
Her iki yanma modeline ait analizlerden elde edilen orta aksel düzlemdeki hız konturları Şekil 4.16’da gösterilmektedir.



Şekil 4.16: Eksenel orta düzlemde görüntülenen hız konturları (m/s).

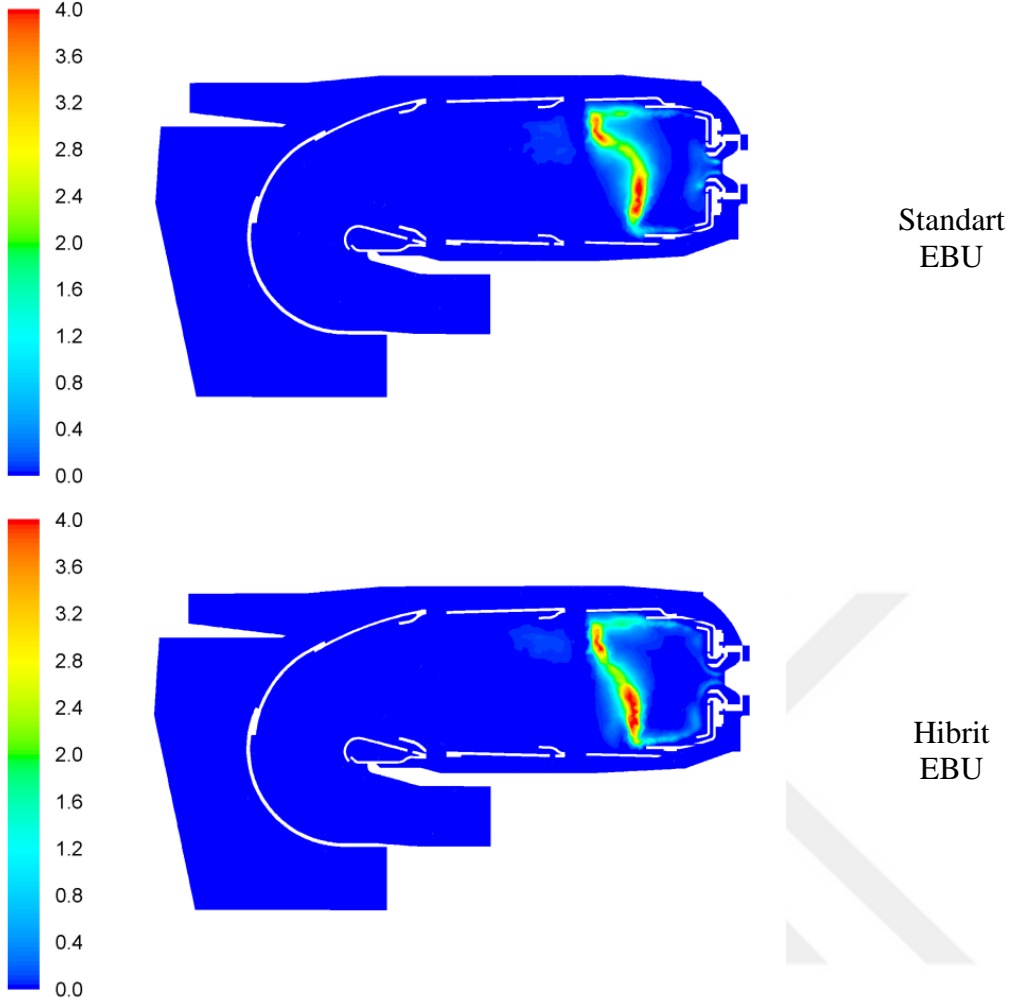
Yukarıdaki şekiller incelendiğinde her iki yanma modeline ait elde edilen hız konturlarının oldukça benzer olduğu görülmektedir. Ayrıca dış kanalda oluşan birincil hava jetinin de oldukça güçlü olduğu ve yanmanın büyük bölümünün gerçekleştiği ilk bölgede yanma kararsızlıklarına yol açabileceği görülmektedir.

Şekil 4.17’de aksel orta düzlemde yakıt denge katsayısı konturları sunulmuştur. Yakıt denge katsayısı konturları incelendiğinde, her iki yanma modelinde de benzer bir dağılım elde edildiği görülmektedir. Yakıt açısından zengin alanların birinci bölgede oluştuğu ve ikinci bölgede fakir bir alan oluştuğu sonucuna varılmaktadır.



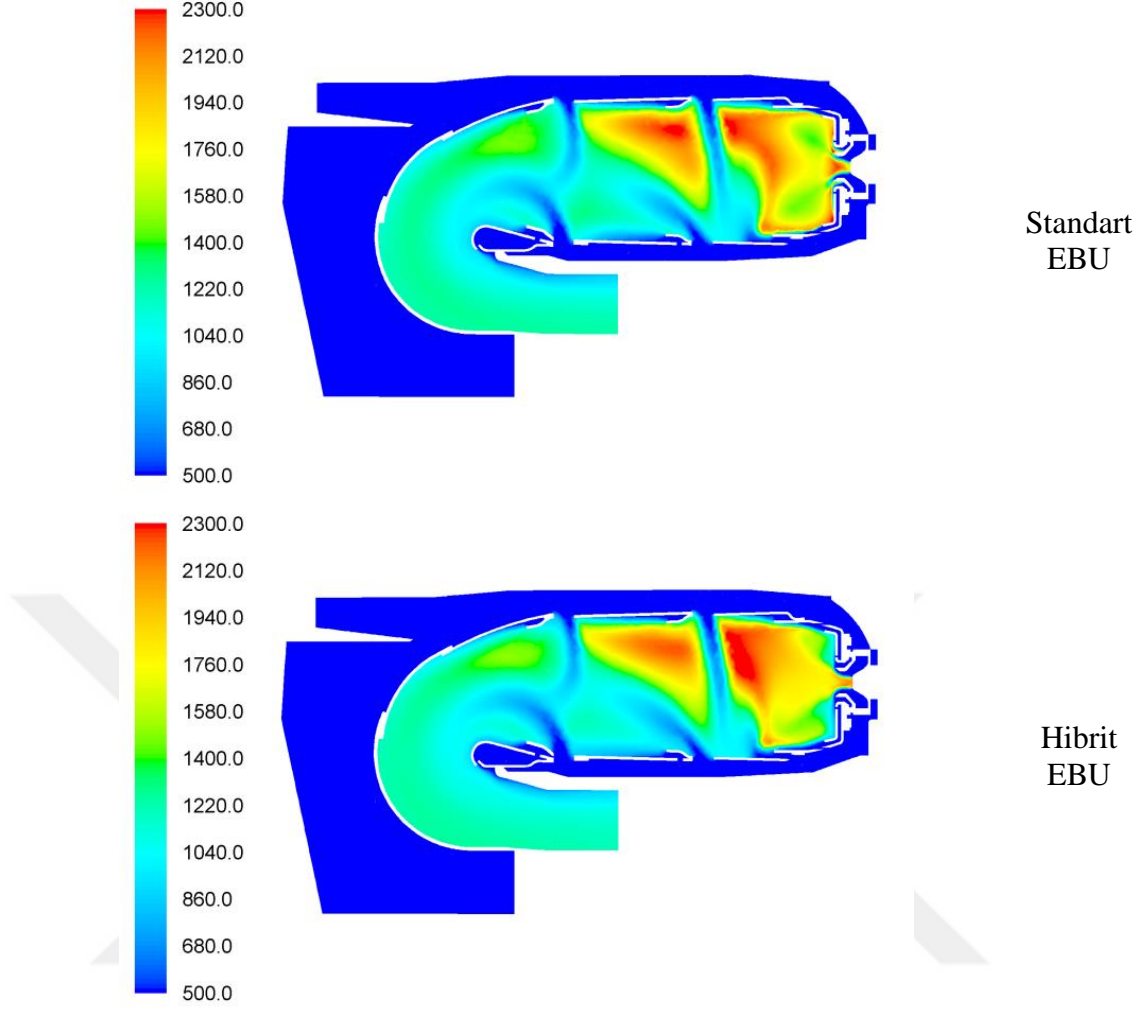
Şekil 4.17: Aksel orta düzleminde görüntülenen yakıt denge katsayısı konturları.

Şekil 4.18’de ise kimyasal ısı salınım oranları görülmektedir. Her iki yanma modelinde de en yüksek değerlerin birincil bölgenin sonunda ortaya çıktığı görülmektedir. Bu durumun nedeni, Şekil 4.17’de görülen yakıt denge katsayılarının birincil bölgenin sonunda stokiyometrik değerlere ulaşmasıdır.



Şekil 4.18: Eksenel orta düzlemde görüntülenen ısı salınım oranı konturları (watt).

Yanma odası içerisinde gerçekleşen yanma reaksiyonları sonucunda elde edilen sıcaklık konturları Şekil 4.19'da gösterilmektedir.

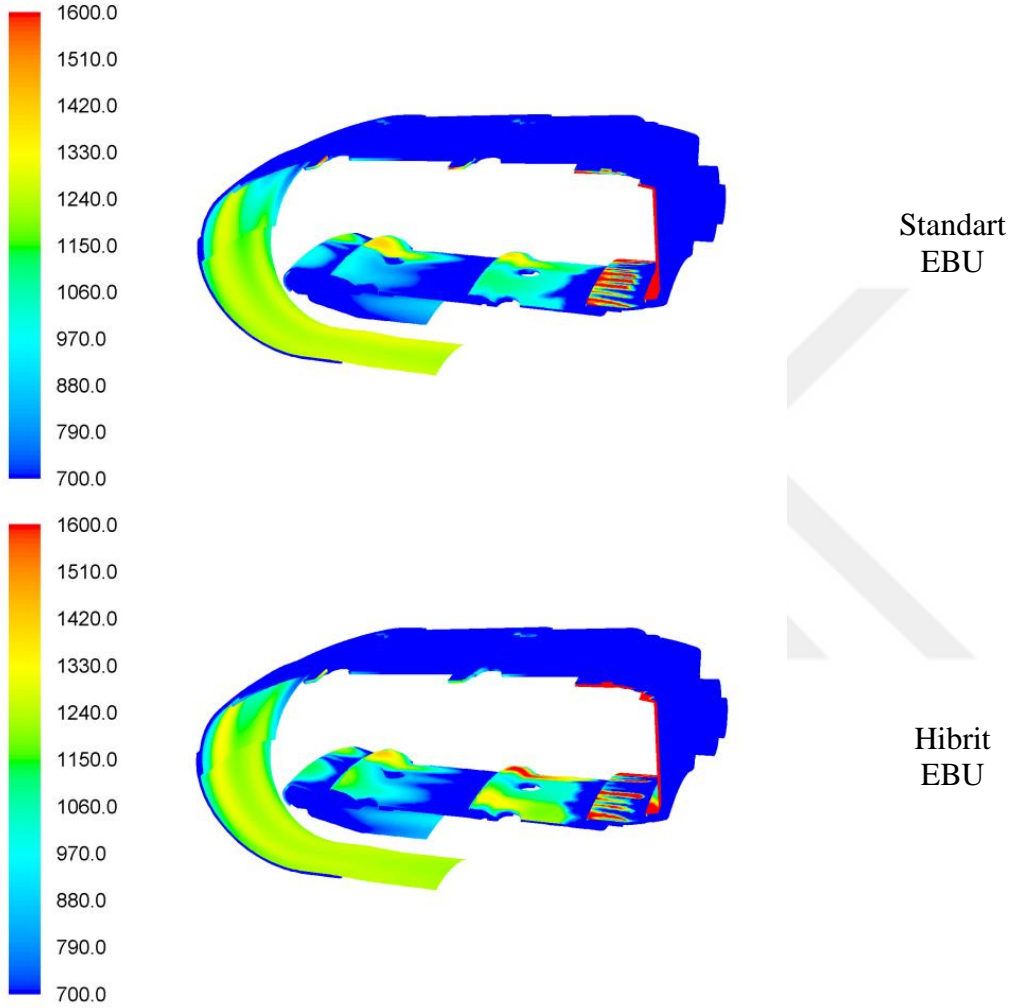


Şekil 4.19: Eksenel orta düzlemde görüntülenen sıcaklık konturları (K).

Yukarıda verilen konturlar incelendiğinde Standart Eddy Break Up ve Hibrit Eddy Break Up yanma modelleri ile gerçekleşen reaksiyonlar sonucu elde edilen sıcaklık değerleri arasında oldukça fark olduğu görülmektedir. Hibrit Eddy Break Up yanma modelinde elde edilen sıcaklıklar istenilen şekilde birinci bölgede yüksek değerlere ulaşırken Standart Eddy Break Up yanma modelinde görülen sıcaklıkların yanma odasının ikincil bölgesinde daha yüksek olduğu görülmektedir. Bunun sebebi olarak Standart Eddy Break Up modeli ile gerçekleşen reaksiyonların enjektöre çok yakın bölgelerde başladığı ve sıcak gazların aksel yönde hızla hareketi ve yanma odasının iç ve dış astara yakın bölgelere ötelenmesidir. İki yanma odası arasında ortaya çıkan bu farkın hızlı kimya etkilerinden kaynaklandığı sonucuna varılmaktadır.

Şekil 4.19 incelendiğinde önce çıkan bir diğer sonuç ise soğutma filmlerinin oldukça verimli bir şekilde yanma odası astarını soğuturken sıcak gazların ve alevin etkisini astardan uzak tutmasıdır.

Yanma odası astar sıcaklığını incelemek için alınan duvara yakın bölgelerdeki sıcaklık konturları Şekil 4.20 ve Şekil 4.21’de gösterilmektedir.

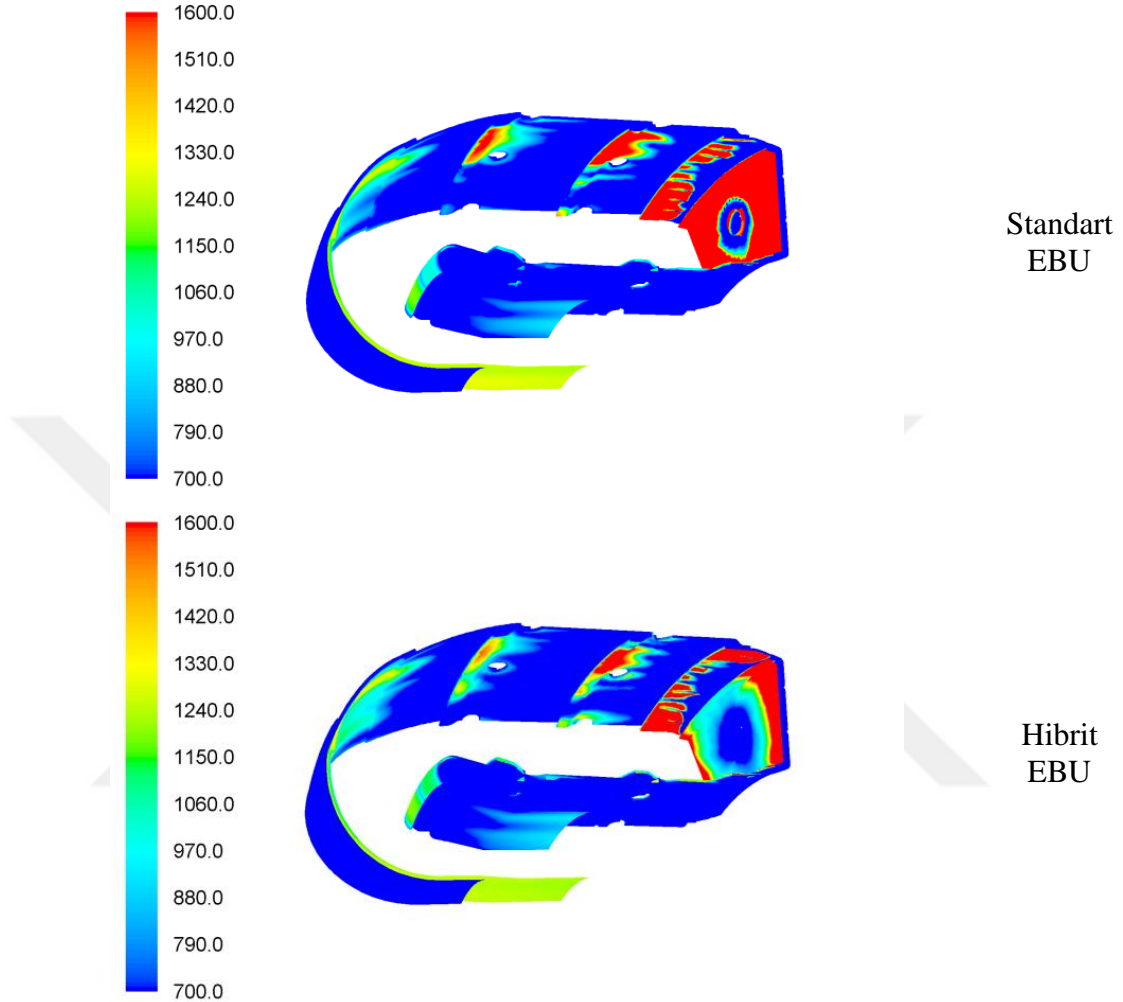


Şekil 4.20: Adyabatik duvar sıcaklığı konturları (K).

Şekil 4.20 incelendiğinde iç astar ve deflektöre yakın bölgelerdeki sıcaklığın uygun aralıklarda olduğu ve duvarların istenilen şekilde soğutulduğu görülmektedir.

İç astar ve deflektörde kısmında elde edilen uygun soğutmanın Şekil 4.21 incelendiğinde dış astar ve yanma odasının kafa tarafındaki ısı kalkanında elde edilemediği görülmektedir. Dış astarda görülen sıcak bölgelerin o kısımlarda bulunan soğutma filmlerinin efektif olarak çalışmamasından kaynaklandığı sonucuna varılmaktadır. İki yanma modeli arasında ortaya çıkan giriş astar sıcaklık farkının ise

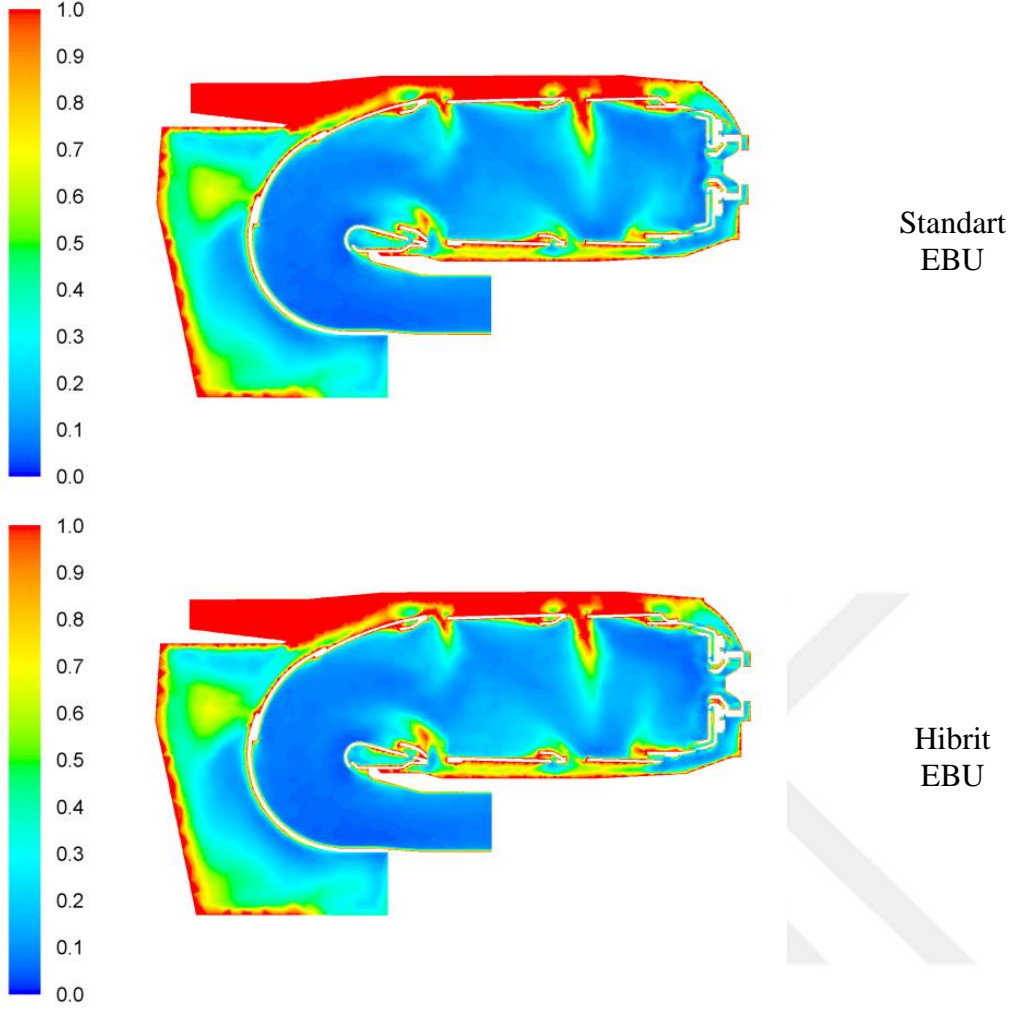
Standart Eddy Break Up modelinde hızlı kimya yaklaşımından dolayı gerçekleşen yakıtın enjektörden çıkar çıkmaz ani yanma reaksiyonuna uğramasından kaynaklandığı görülmektedir.



Şekil 4.21: Adyabatik duvar sıcaklığı konturları (K).

Ağ yapısı çözünürlük faktörü, hesaplama hücresinin büyüklüğünün Kolmogorov uzunluk ölçeğine oranı olarak tanımlanmaktadır ve Gant tarafından gerçekleştirilen çalışmalar sonucunda LES analizleri için ağ yapısı çözünürlük değerinin 0.1 mertebelerinde olması gerektiğini belirtmiştir [60].

RANS yaklaşımı ile elde edilen türbülans karakteristiğinin incelenmesi için elde edilen ağ yapısı çözünürlük faktörü konturları Şekil 4.22’de gösterilmektedir.



Şekil 4.22: Eksenel orta düzlemde görüntülenen ağ yapısı çözünürlük konturları.

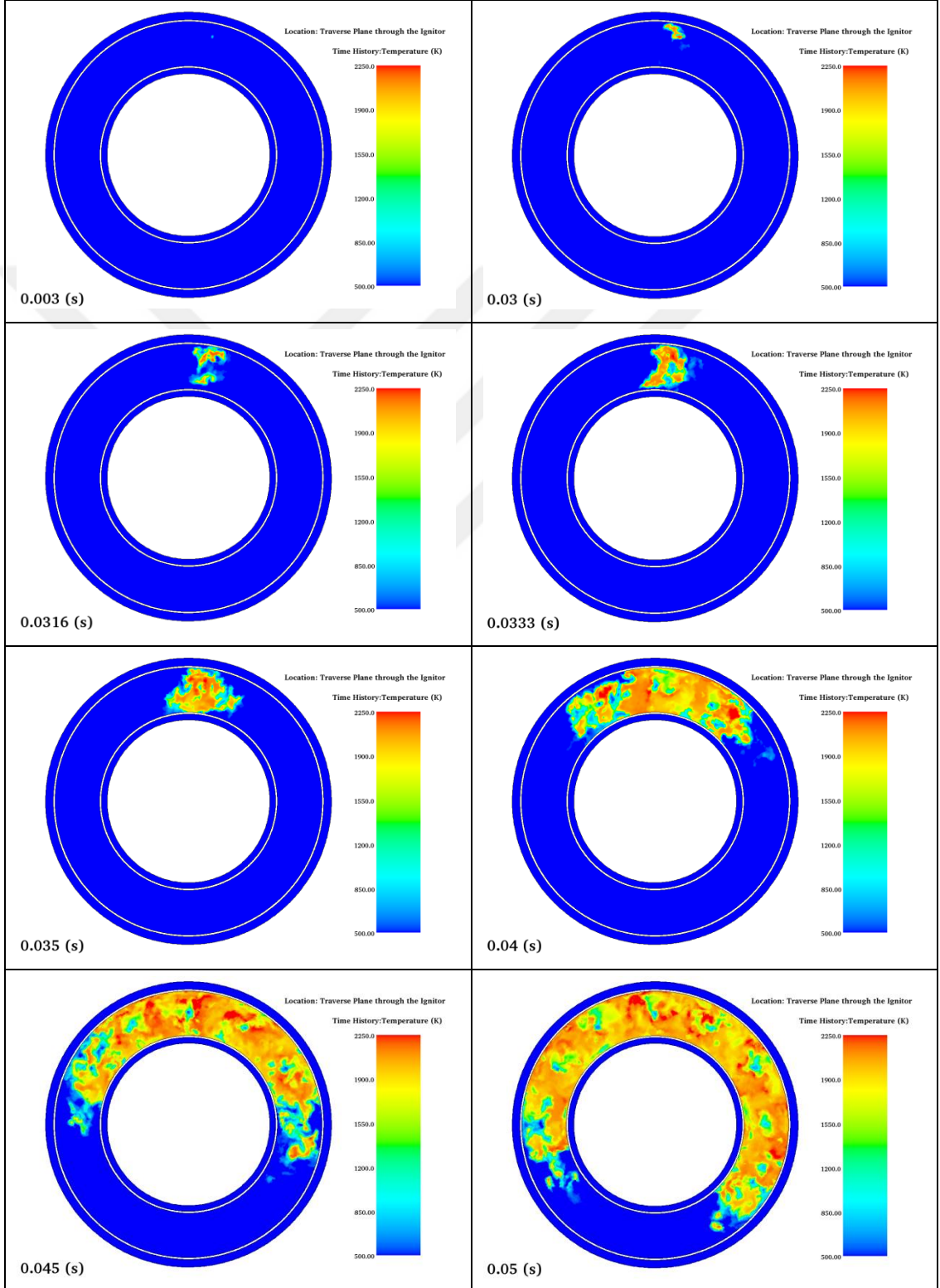
Şekil 4.22 incelendiğinde özellikle alev tüpü içerisinde çözünürlük değerlerinin 0.1 mertebesinde olduğu görülmektedir. Bu nedenle kullanılan ağ yapısının LES hesaplamaları için uygun olduğu sonucuna varılmaktadır.

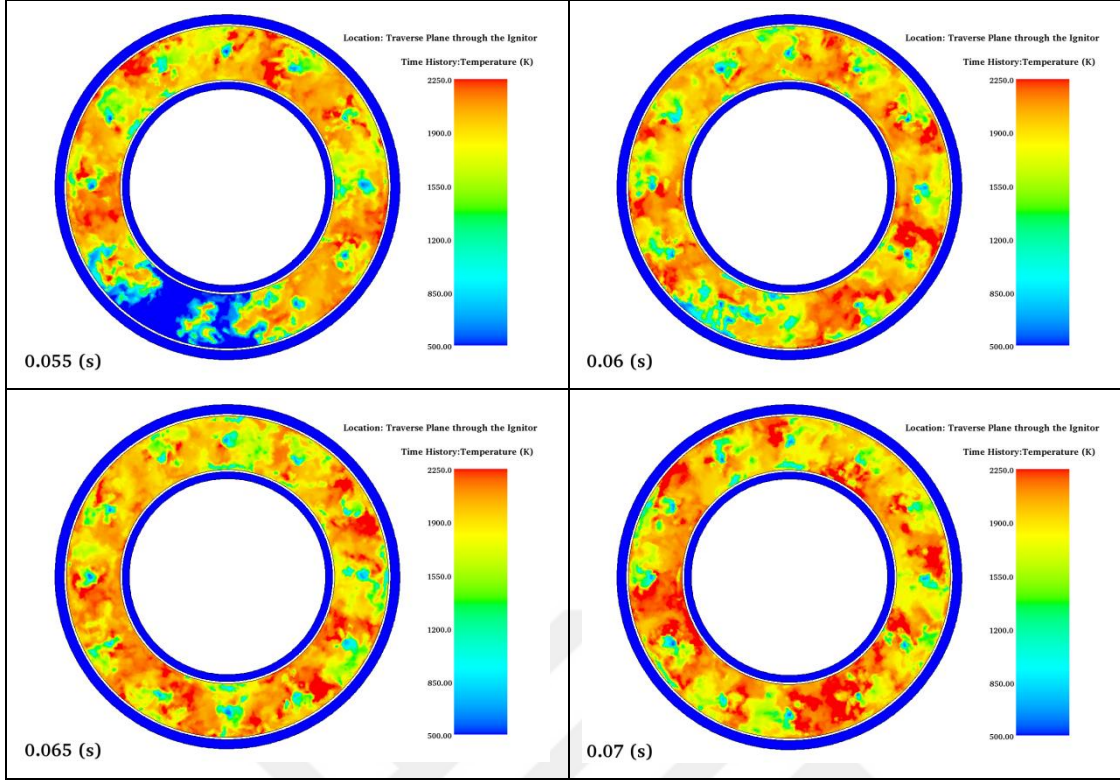
4.4 LES Tutuşma Analizleri

Bu bölümde, 36,600,000 hesaplamalı hücreye sahip tam geometri ile gerçekleştirilen LES tutuşma analizlerinin sonuçları sunulmuştur. Analizler esnasında, iki enjektör arasına yerleştirilmiş ateşleyici kullanılmıştır. Analizlerin ilk 3 ms'lik süresinde yanma odası içerisine yakıt enjekte edilmemiş ve analizler izotermal olarak gerçekleştirilmiştir.

İzotermal analizlerin yakınsamasının ardından 2200K sıcaklığında sabit sıcaklık ateşleyicisi ve yakıt enjeksiyonu aynı anda başlatılmıştır. Analizlerde gerçekleşen

yanma reaksiyonu, daha önceki bölümlerde alınan sonuçlarda daha doğru tahminlerde bulunduğu için Hibrit Eddy Break Up yanma modeli ile modellenmiştir. Ateşleyicinin bulunduğu konumda akış doğrultusuna dik düzlemde farklı anlarda alınan sıcaklık konturları Şekil 4.23'te gösterilmiştir.

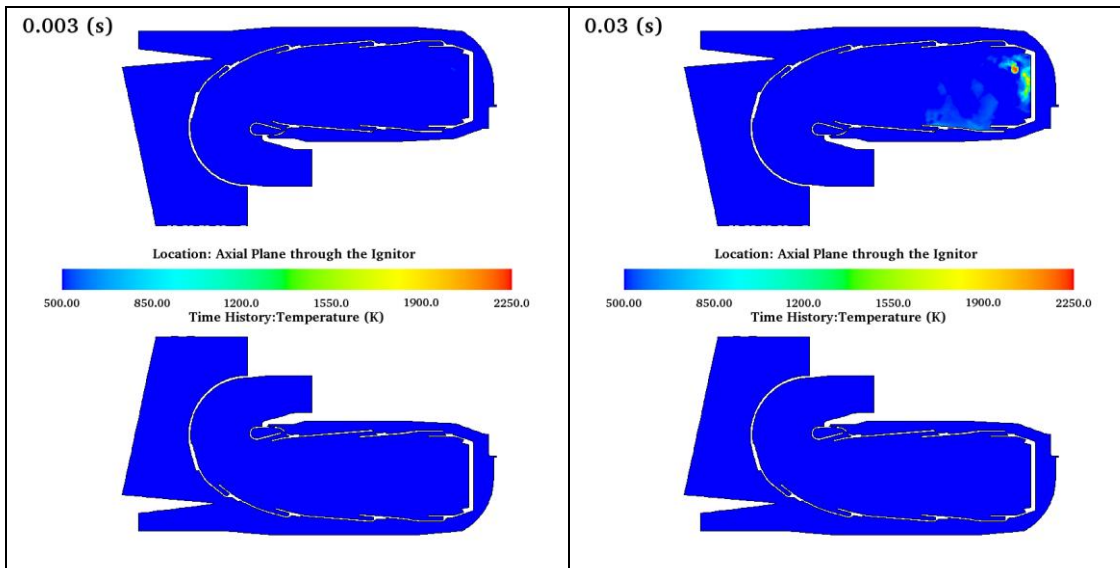


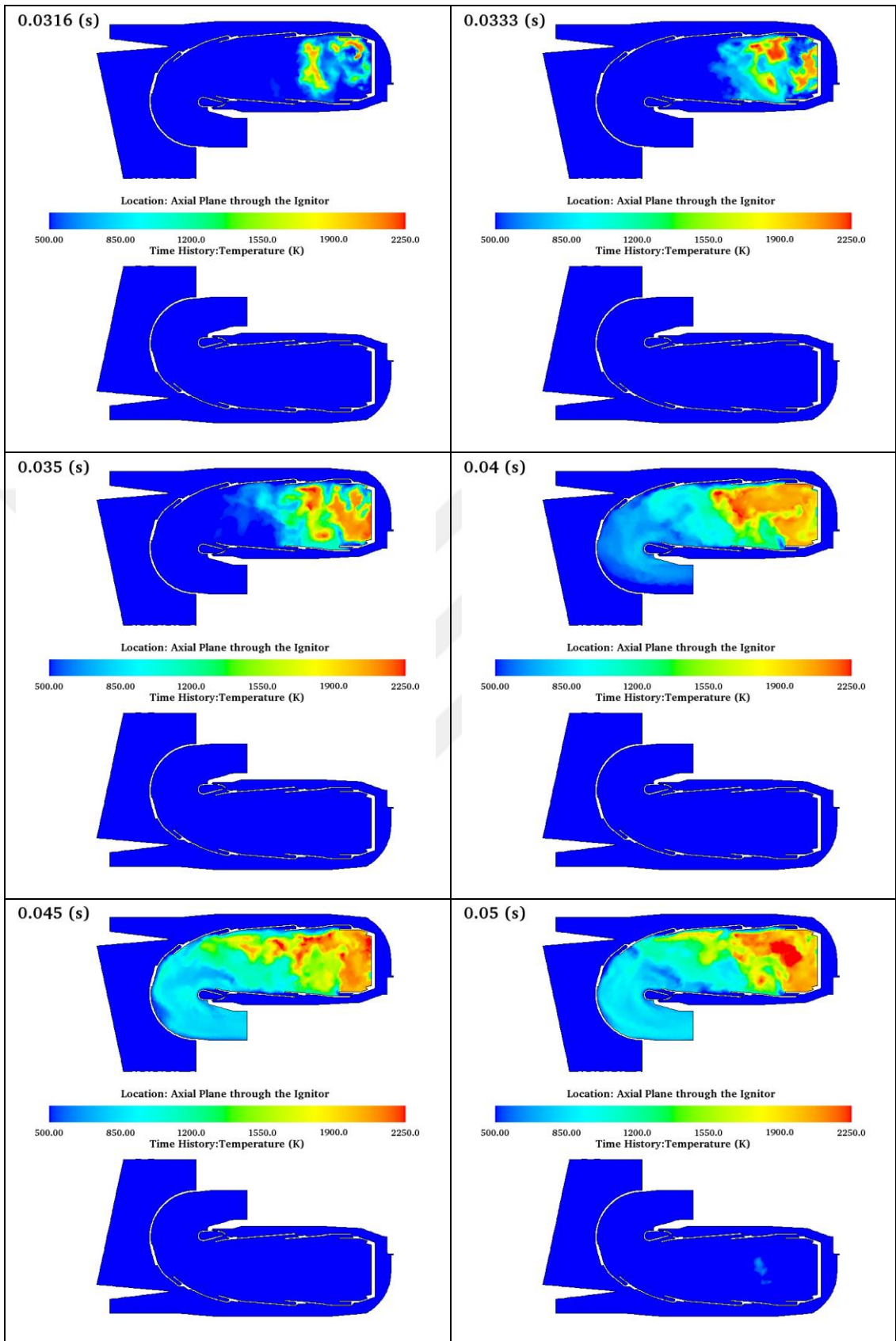


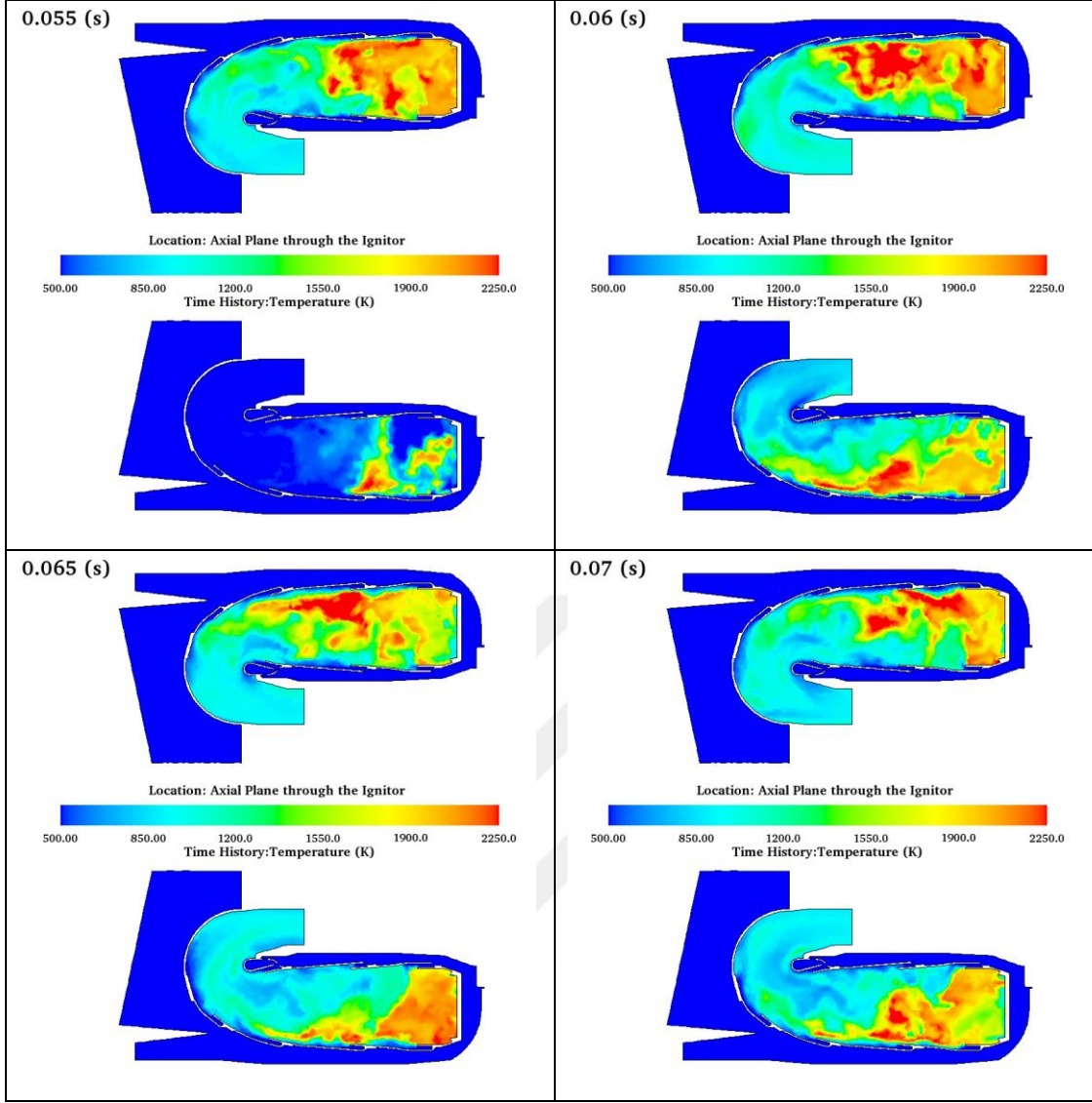
Şekil 4.23: Akış doğrultusuna dik düzlemde görüntülenen sıcaklık konturları.

Şekil 4.23 incelendiğinde, yanma odası içerisinde tutuşmanın ve alev oluşumunun gerçekleştiği açıkça görülmektedir. Tutuşma ve alev oluşumu 30 ms civarında, yanma odası içerisine alevin tamamen yayılması ise 65 ms civarında tamamlanmıştır.

Alev yayılım davranışının aksel düzlemde incelenebilmesi için merkezi düzlemde aynı anlarda alınan sıcaklık konturları Şekil 4.24'te gösterilmiştir.



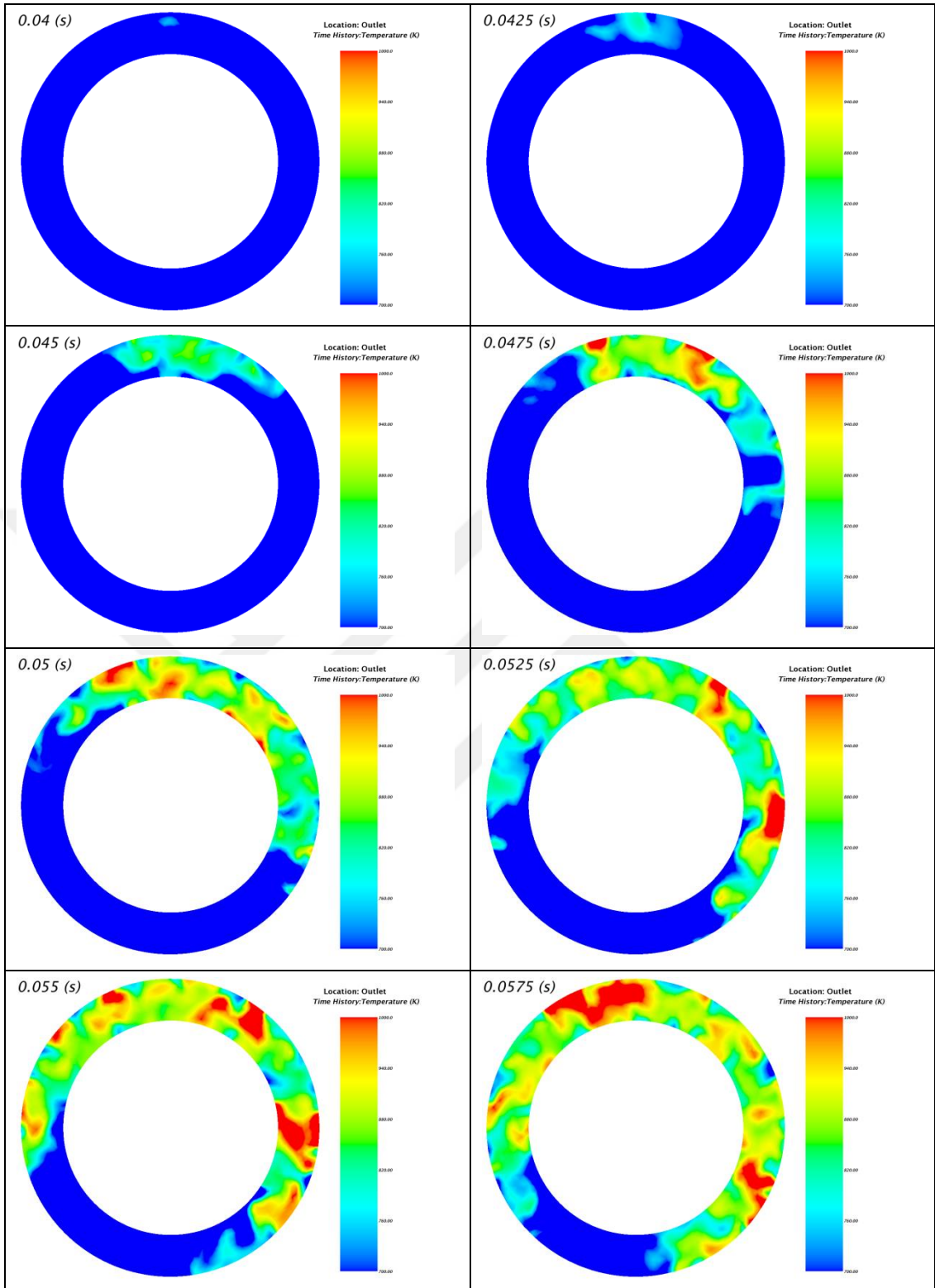


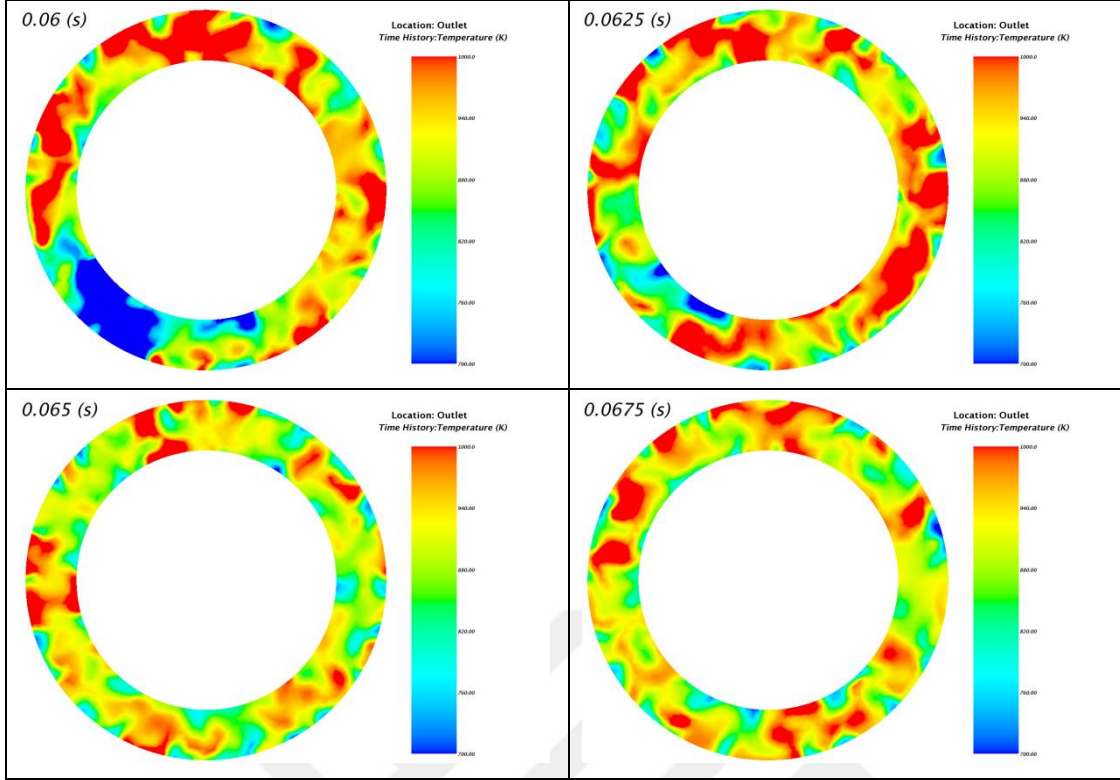


Şekil 4.24: Eksenel orta düzlemde görüntülenen sıcaklık konturları.

Şekil 4.24 incelendiğinde ise, alevin eksenel yönde yayılma hızının radyal yönde yayılma hızına kıyasla daha hızlı olduğu görülmektedir. Alevin eksenel yönde 50 ms civarında yanma odası içine yayılması tamamlanırken radyal yönde 180° konumuna ulaşması bu anda başlamaktadır. Bu durum, eksenel yönde radyal yöne kıyasla daha güçlü bir taşınım gerçekleşmesi ile açıklanmaktadır.

Yanma odası çıkış yüzeyinden farklı anlarda elde edilen sıcaklık konturları Şekil 4.25'te gösterilmektedir.

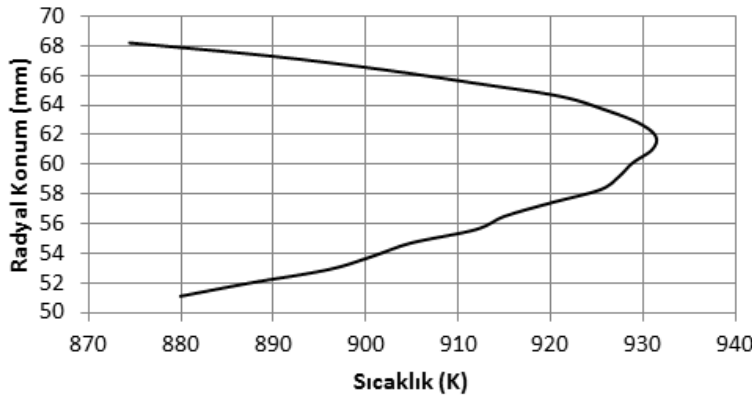




Şekil 4.25: Yanma odası çıkış yüzeyinden elde edilen sıcaklık konturları.

Şekil 4.25 incelendiğinde, alevin yanma odası içerisine tamamen yayılımının 65 ms civarında gerçekleştiği görülmektedir.

Yanma odası çıkış yüzeyinde çeşitli kısımlarda sıcak bölgelere rastlandığı görülmektedir. Türbin kanatçıklarının üst kısımları oldukça ince bir yapıya sahip olduğundan dolayı ve alt kısımlarda da mekanik gerilmelerin çokluğundan dolayı bu bölgelerde mümkün oldukça yüksek sıcaklıklardan kaçınılması gerekmektedir. Özellikle alt ve üst noktalarda görülen sıcak bölgelerde, türbin kanatçıklarına zarar vermemesi için sıcaklığın daha da düşürülmesine ihtiyaç duyulmaktadır. Çıkış yüzeyinde elde edilen sıcaklık dağılım profili Şekil 4.26'da gösterilmektedir.



Şekil 4.26: Yanma odası çıkış yüzeyinde radyal sıcaklık dağılımı

Şekil 4.26 incelendiğinde, ortalama sıcaklık dağılımının istenilen şekilde alt ve üst kısımlarda düşük ortalarda ise yüksek olduğu görülmektedir.

Radyal ve genel yöndeki sıcaklık dağılımını hesaplayabilmek amacıyla literatürde boyutsuzlaştırılmış Radyal Sıcaklık Dağılım Faktörü (Radial Temperature Distribution Factor, RTDF) ve Genel Sıcaklık Dağılım Faktörü (Overall Temperature Distribution Factor, OTDF) olarak isimlendirilmiş parametreler bulunmaktadır. RTDF ve OTDF parametreleri Denklem 5.1 ve Denklem 5.2’de gösterilen şekilde hesaplanmaktadır.

$$RTDF = \frac{T_{mr,4} - T_4}{T_4 - T_3} \quad (5.1)$$

$$OTDF = \frac{T_{max,4} - T_4}{T_4 - T_3} \quad (5.2)$$

Yukarıdaki denklemlerde yer alan $T_{mr,4}$ yanma odası çıkışındaki radyal yönde her yarıçaptaki ortalama sıcaklıkların en büyüğünü, $T_{max,4}$ ise en yüksek çıkış sıcaklığını ifade etmektedir. 3 ve 4 alt indisleri ise sırasıyla yanma odası giriş ve çıkışını ifade etmektedir [61].

Çıkış yüzeyinde oluşturulan ölçüm noktaları aracılığıyla hesaplanan RTDF ve OTDF değerleri sırasıyla %5 ve %29 olarak bulunmuştur. Bu parametreler için izin verilen maksimum değerler sırasıyla %15 ve %30 olduğundan dolayı tasarım kabul edilebilir aralıklarda bulunmaktadır.



5. SONUÇLAR VE GELECEKTE YAPILACAK ÇALIŞMALAR

Mevcut tez çalışmalarında, 2-5 koltuk kapasiteli bir hava aracına ait, küçük boyutlardaki (160-180 kW) bir turboprop / turboshaft motorun ters akışlı yanma odası içerisindeki çift fazlı ve reaksiyonlu akış, HAD analizleri gerçekleştirilerek incelenmiştir.

Yanma odası HAD analizlerinde, elde edilen sonuçların çözüm açısından bağımsız olduğunu kanıtlamak amacıyla, üç farklı sıklıkta çözüm ağı yapısı kullanılmıştır ve bu ağ yapılarının analizleri gerçekleştirilmiştir. Elde edilen analiz sonuçları, merkezi kesit üzerinde 4 farklı radyal çizgiler üzerindeki hız ve sıcaklık değerleri ve merkezi kesit üzerindeki hız ve sıcaklık konturları ile karşılaştırılmıştır. Yapılan karşılaştırmalar sonucunda 1/12'lik sektör geometri için 3 milyon polihedral çözüm ağı mertebelerinde elde edilen sonuçların çözüm açısından bağımsız olduğu görülmüştür. Mevcut çalışmanın asıl amacı olan tutuşma karakteristiğinin incelenmesi analizlerinde sektör geometri için bahsi geçen sayıda orta sıklıktaki ağ yapısı kullanılmış, tam geometri için ise bahsi geçen sayının 12 misli olan 36 milyon mertebesinde ağ yapısı kullanılmıştır.

LES çalışmalarına girdi oluşturması amacıyla 1/12'lik sektör geometri kullanılarak RANS yaklaşımı ile analizler gerçekleştirilmiştir. Sprey oluşumu ve dağılımının tutuşma karakteristiği ve alev yayılımı üzerindeki etkilerinin incelenmesi amacıyla tekil dağılım ve LISA sprey modelleri karşılaştırılmıştır. Gerçekleştirilen analizler sonucunda LISA modelinin daha gerçekçi ve düzenli bir sprey dağılımı oluşturduğu görülmüştür. Ayrıca, LISA modeli kullanıldığında damlacıkların buharlaşmasının daha iyi çözümlendiği ve yanma odası içerisinde daha düzenli bir yakıt denge katsayısı dağılımı elde edildiği görülmüştür.

LES çalışmalarında kullanılacak olan yanma modelinin seçilmesinde iki farklı çalışma gerçekleştirilmiştir. İlk olarak Sandia Laboratuvarlarında gerçekleştirilen ön karışimsız Flame-D pilot alev deneyi simüle edilmiş ve elde edilen sonuçlar deneysel veriler ile karşılaştırılmıştır. Bu analizler sonucunda Hibrit Eddy Break Up yanma modelinin problemin doğası gereği daha doğru sonuçlar verdiği görülmüştür. Diğer

bir yanma modeli çalışması olarak ise tez çalışması kapsamında analizleri gerçekleştirilen yanma odası kullanılarak Hibrit Eddy Break Up ve Standart Eddy Break Up yanma modelleri karşılaştırılmıştır. Bu kısımda da Hibrit Eddy Break Up yanma modeli ile daha geçerli sonuçlar elde edildiği görülmüştür ve LES çalışmalarında da bahsi geçen yanma modeli kullanılmıştır.

Yanma odası içerisindeki akış, sprey ve tutuşma karakteristiklerinin detaylı incelemeleri LES yaklaşımı ile analiz edilmiştir. Gerçekleştirilen çalışmalar sonucunda yanma odası içerisinde tutuşmanın meydana geldiği ve alevin tüm yanma odası içerisine yayıldığı görülmüştür. Ateşleyici ve yakıt enjekte edilme işlemi 3 ms zamanında etkinleştirilmiş ve yanmanın tamamlanıp alevin yanma odasına yayılma işlemi ise 63 ms civarında tamamlanmıştır. Çıkış yüzeyinde elde edilen sıcaklık değerleri incelendiğinde RTDF değeri %5, OTDF değeri ise %29 olarak hesaplanmıştır.

İlerleyen dönemlerde yapılacak reaksiyonlu HAD simülasyonlarında, enjektörlerde meydana gelen düzensiz yakıt dağılımı da dikkate alınarak düzgün olmayan yakıt dağılımı analizleri gerçekleştirilecektir. Bu analizlerde tam geometri kullanılarak her enjektöre gitmesi planlanan yakıt oranı ayrı ayrı tanımlanmalı ve yanma odası içerisindeki etkilerin incelenmesi gerekmektedir.

Yapılması planlanan analizlerde, yanma odası astarı ve diğer katı kısımlar da modele dâhil edilerek, akış alanı ve katı yüzey arasında taşınım ve reaksiyon ile gerçekleşen ısı transferi hesaplanacak ve duvar sıcaklıkları tahmin edilmeye çalışılacaktır. Bu işlem sırasında is (soot) oluşumunun da etkileri analizlere dâhil edilerek radyasyon ile gerçekleşen ısı transferinin duvar sıcaklığı üzerindeki etkileri tahmin edilmeye çalışılacaktır.

Mevcut CPU kaynakları düşünülerek tam geometri LES analizlerine dâhil edilmeyen sıvı damlacık oluşumu ve buharlaşma modellerinin, daha sonraki analizlere dâhil edilerek tüm etkilerin görülmesi planlanmaktadır. Yine CPU kaynakları dikkate alınarak kullanılmayan Flamelet modelinin, yanma kimyasını ve alev topolojisini daha detaylı bir şekilde ele almasından dolayı gelecekte yapılması planlanan yanma analizlerinde LES yaklaşımı ile birlikte kullanılması planlanmaktadır.

KAYNAKLAR

- [1] **Rolls-Royce**, *The Jet Engine*, Rolls-Royce PLC: Derby, (1996).
- [2] **MSFC History Office**, *Rockets in Ancient Times (100 B.C. to 17th Century), A Timeline of Rocket History (NASA)*, (2009).
- [3] **James, I.**, *Remarkable Engineers: From Riquet to Shannon*, Cambridge University Press, New York, (2010).
- [4] **Neufeld, J., Watson, G.M.Jr ve Chenoweth, D.**, *Technology and the Air Force: A Retrospective Assessment*, DIANE Publishing, (1997).
- [5] **Saravanamuttoo, H.I.H., Rogers, G.F.C, Cohen, H. ve Straznicky, P.V.**, *Gas Turbine Theory*, Pearson Education Limited, Essex, (2009).
- [6] **Lefebvre, A.H.**, *Gas Turbine Combustion*, Pearson Education Limited, New York, (1999).
- [7] **Poinsot, T. ve Veynante, D.**, *Theoretical and Numerical Combustion*, R.T. Edwards Inc., Toulouse, (2005).
- [8] **Deardorff, J.W.**, (1970). A Numerical Study of Three-Dimensional Turbulent Channel Flow at Large Reynolds Numbers, *Journal of Fluid Mechanics*, 41 (2), 453-480.
- [9] **Fureby, C.**, (2008). Towards the Use of Large Eddy Simulation in Engineering, *Progress in Aerospace Sciences*, 44, 381-396.
- [10] **Wang, P., Bai, S., Wessman, M. ve Klingmann, J.**, (2004). Large Eddy Simulation and Experimental Studies of a Confined Turbulent Swirling Flow, *Physics of Fluids*, 16, 3306-3324.
- [11] **Paul, S.C., Paul, M.C. ve Jones, W.P.**, (2010). Large Eddy Simulation for Turbulent Combustion in a Cylindrical Combustor, *Computers and Fluids*, 39 (10), 1832-1847.
- [12] **Nishida, O. ve Mukohar, S.**, (1982). Characteristics Of Soot Formation and Decomposition in Turbulent Diffusion Flames, *Combustion and Flame*, 47, 269-279.
- [13] **Branley, N. ve Jones, W.P.**, (2000). Large Eddy Simulation of Turbulent Flames, *European Congress on Computational Methods in Applied Sciences and Engineering*, Barcelona, Eylül.
- [14] **Nanduri, J.R., Parsons, D.R., Celik, I.B. ve Strakey, P.A.**, (2008) Analysis of the Emission Prediction Capabilities of RANS Based Turbulent Combustion Models for Lean Premixed Combustion of Methane, *International ANSYS Conference*, Pittsburgh, Ağustos.
- [15] **Fureby, C.**, (2009). Large Eddy Simulation Modelling of Combustion for Propulsion Applications, *Phil. Trans. R. Soc. A.*, 367, 2957-2969.
- [16] **Fureby, C., Grinstein, F. F., Li, G. ve Gutmark, E.**, (2006). An Experimental and Computational Study of a Multi-swirl Gas Turbine Combustor, *31st Int. Symp. on Combustion*, 3107, Seoul, Ağustos.

- [17] **George, E., Sabel'nikov, V. ve Magre, P.**, (2007). Large Eddy Simulations and Experimental Study of Self-ignition of Supersonic Hydrogen and Methane–Hydrogen Jets in a Vitiated Confined Supersonic Air Stream, *Computational Combustion*, Delft, Hollanda, Temmuz.
- [18] **Bulat, G., Jones, W.P., Marquis, A., Sanderson, V. ve Stopper, U.**, (2011). Large Eddy Simulation Of A Gas Turbine Combustion Chamber, *Chia Laguna*, 11-15, Cagliari, İtalya, Eylül.
- [19] **Stopper, U., Aigner, M., Ax, H., Meier, W., Sadanandan, R., Stör, M. ve Bonaldo, A.**, (2010). PIV, 2D-LIF, and 1-D Raman Measurements Of Flow Field, Composition And Temperature In Pre-Mixed Gas Turbine Flames, *Experimental Thermal And Fluid Science*, 34, 3.
- [20] **di Mare, F., Jones, W.P. ve Menzies, K.R.**, (2004). Large Eddy Simulation of a Model Gas Turbine Combustor, *Combustion and Flame*, 137, 278–294.
- [21] **Boudier, G., Gicquel, L.Y.M., Poinso, T., Bissieres, D. ve Berat, C.**, (2007). Comparison of LES, RANS and Experiments in an Aeronautical Gas Turbine Combustion Chamber, *Proceedings of the Combustion Institute*, 31, 3075–3082.
- [22] **Malalasekera, W., Ibrahim, S.S., Masri, A.R., Sadasivuni, S.K. ve Gubba, S.R.**, (2010). Large Eddy Simulation of Premixed and Non-Premixed Combustion, *37th National & 4th International Conference on Fluid Mechanics and Fluid Power Conference*, IIT Madras, Chennai, Hindistan.
- [23] **Jones, W.P. ve Prasad, V.N.**, (2010). Large Eddy Simulation of the Sandia Flame Series (D,E, and F) using the Eulerian Stochastic Field Method, *Combustion and Flame*, 157, 1621-1636.
- [24] **Barlow, R.S. ve Frank, J.H.**, (1998). Effects of Turbulence on Species Mass Fractions in Methane/Air Jet Flames, *Proceedings of the Combustion Institute*, 27, 1087-1095.
- [25] **Janicka, J. ve Sadiki, A.**, (2005). Large Eddy Simulation of Turbulent Combustion Systems, *Proceedings of the Combustion Institute*, 30, 537-547.
- [26] **Masri, A.R., Dibble, R.W. ve Barlow, R.S.**, (1997). The Structure of Turbulent Nonpremixed Flames Revealed by Raman-Rayleigh-LIF Measurements, *Energy Combust. Sci.*, 22, 307-362.
- [27] **Jones, W.P., Lyra, S. ve Navarro-Martinez, S.**, (2012). Numerical Investigation of Swirling Kerosene Spray Flames Using Large Eddy Simulation, *Combustion and Flame*, 159, 1539-1561.
- [28] **Linassier, G., Bruyat, A., Villedieu, P., Bertier, N., Laurent, C., Rouzaud, O., Lecourt, R., Verdier, H. ve Lavergne, G.**, (2013). Application of Numerical Simulations to Predict Aircraft Combustor Ignition, *Comptes Rendus Mecanique*, 341, 201-210.
- [29] **Barré, D., Esclapez, L., Cordier, M., Riber, E., Cuenot, B., Staffelbach, G., Renou, B., Vandel, A., Gicquel, L.Y.M. ve Cabot, G.**, (2014). Flame Propagation in Aeronautical Swirled Multi-burners: Experimental and Numerical Investigation, *Comb. and Flame*

- [30] Jones, W.P. ve Tyliczszak, A., (2010). Large Eddy Simulation of Spark Ignition in a Gas Turbine Combustor, *Flow Turbulence Combustion*, 85, 711-734.
- [31] Boileau, M., Staffelbach, G., Cuenot, B., Poinso, T. ve Berat, C., (2008). LES of an Ignition Sequence in a Gas Turbine Engine, *Combustion and Flame*, 154, 2-22.
- [32] Cuenot, B., Boileau M., Pascaud, S., Mossa, J.B., Riber, E., Poinso, T. ve Berat, C., (2006). Large Eddy Simulation of Two-Phase Reacting Flows, *European Congress on Computational Methods in Applied Sciences and Engineering*, Lizbon, Portekiz.
- [33] Tennekes, H. ve Lumley, J.L., *A First Course in Turbulence*, The MIT Press: Boston, (1972).
- [34] Richardson, L.F., *Weather Prediction by Numerical Process*, Cambridge University Press: Cambridge, (1922).
- [35] Kolmogorov, A.N., (1941). The Local Structure of Turbulence in Incompressible Viscous Fluid for Very Large Reynolds Numbers, *Doklady Akademii Nauk SSSR*, 30, 299–303.
- [36] Versteeg, H. ve Malalasekera, W., *An Introduction to Computational Fluid Dynamics: The Finite Volume Method*, Prentice Hall: New Jersey, 2007.
- [37] Warnatz, J., Maas, U. ve Dibble, R.W., *Combustion: Physical and Chemical Fundamentals, Modelling and Simulation, Experiments, Pollutant Formation*, Springer, Berlin, 2012.
- [38] Jones, W.P. ve Launder, B.E., (1972). The Prediction of Laminarization with a Two-Equation Model of Turbulence, *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 15, 301-314.
- [39] Shih, T.H., Liou, W.W., Shabbir, A., Yang, Z. ve Zhu, J., (1994). A New k- ϵ Eddy Viscosity Model for High Reynolds Number Turbulent Flows, NASA TM 106721.
- [40] Wilcox, D.C., *Turbulence Modeling for CFD*, DCW Industries Inc: California, (1998).
- [41] Sagaut, P. ve Germano, M., *Large Eddy Simulation for Incompressible Flows*, Springer: Berlin, (2004).
- [42] Çelik, E., Uslu, S., Topal, A. ve Battaloğlu, H., (2013). Reacting CFD Simulations Through a Small Turbojet Combustor with Pre-Filming Air-Blast Atomizer, *21st ISABE Conference*, Busan, Kore, Eylül.
- [43] Schmidt, D.P., Nouar, I., Senecal, P.K., Rutland, C.J., Martin, J.K., Reitz, R.D. ve Hoffman, J.A., (1999). Pressure-Swirl Atomization in the Near Field, SAE Paper 990149.
- [44] O'Rourke, P.J. ve Amsden, A.A., (1987). The TAB Method for Numerical Calculation of Spray Droplet Breakup, SAE Paper 872089.
- [45] Stiesch, G., *Modeling Engine Spray and Combustion Processes*, Springer: Berlin, (2003).
- [46] Star-CCM+ v10.06.010 User's Manual.

- [47] **Liu, A.B., Mather, D. ve Reitz, R.D.**, (1993). Modelling the Effects of Drop Drag and Breakup on Fuel Sprays, SAE Paper 930072.
- [48] **Spalding, D.B.**, (1960). A Standard Formulation of th Steady Convective Mass Transfer Problem, *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 1, 192-207.
- [49] **Ranz, W.E. ve Marshall, W.R.**, (1952). Evaporation from Drops Parts I and II, *Chemical Engineering Progress*, 48, 141.
- [50] **Lee, Y.Y. ve Pope, S.B.**, (1995). Nonpremixed Turbulent Reacting Flow Near Extinction, *Combustion and Flame*, 501-528.
- [51] **Turns, S.**, *An Introduction to Combustion: Concepts and Applications*, McGraw-Hill, Columbus, (2011).
- [52] **Laidler, K.J.**, *The World of Physical Chemistry*, Oxford University Press, Oxford, (1993).
- [53] **Spalding, D.B.**, (1970). Mixing and Chemical Reaction in Steady Confined Turbulent Flames, *13th Symposium on Combustion of the Combustion Institute*, Pittsburgh, USA.
- [54] **Kuo, K.K.**, *Principles of Combustion*, Wiley International, New Jersey, (2005).
- [55] **Westbrook, C.K. ve Dryer, F.L.**, (1981). Simplified Reaction Mechanisms for the Oxidation of Hydrocarbon Fuels in Flames, *Combustion Science and Technology*, 27, 31-43.
- [56] **Yungster S. ve Breisacher K.J.**, (2005). Study of NOX Formation in Hydrocarbon-fueled Pulse Detonation Engines, *41st AIAA Joint Propulsion Conference & Exhibit*, Tucson, Arizona, Temmuz.
- [57] **Meredith K.V. ve Black D.L.**, (2006). Automated Global Mechanism Generation for use in CFD Simulations, *44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Reno, Nevada, Ocak.
- [58] **Patankar, S.**, *Numerical Heat and Fluid Flow*, Taylor & Francis: New York, (1980).
- [59] **Rhie, C.M. ve Chow, W.L.**, (1983). Numerical Study of the Turbulent Flow Past an Airfoil with Trailing Edge Separation, *AIAA Journal*, 21, 1525-1532.
- [60] **Gant, E. S.**, (2010). Reliability Issues of LES Related Approaches in an Industrial Context, *Flow, Turbulence and Combustion*, 84, 325-335.
- [61] **Hill, P. ve Peterson, C.**, *Mechanics and Thermodynamics of Propulsion*, Prentice Hall: New Jersey, (1991).

ÖZGEÇMİŞ

Ad-Soyad : Serhan DÖNMEZ
Uyruğu : T.C.
Doğum Tarihi ve Yeri : 05.01.1991
E-posta : serhandonmez@gmail.com

ÖĞRENİM DURUMU:

- **Lisans** : 2013, TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi, Mühendislik Fakültesi, Makine Mühendisliği Bölümü

MESLEKİ DENEYİM VE ÖDÜLLER:

Yıl	Yer	Görev
2013-2015	TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi Makine Mühendisliği Bölümü	Burslu Yüksek Lisans Öğrencisi
2015-	Roketsan Roket San. ve Tic. A.Ş.	Tasarım Mühendisi

YABANCI DİL: İngilizce, Almanca

TEZDEN TÜRETİLEN YAYINLAR, SUNUMLAR VE PATENTLER:

- **Dönmez, S., Çelik, E. ve Uslu, S., 2015.** Full Annular CFD Simulation of the Ignition Process Inside the RQL Combustor with Large Eddy Simulation, Ankara International Aerospace Conference, 10-12 Eylül, Ankara, Türkiye.