

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

**BİR GAZ TÜRBİNLİ MOTOR YANMA ODASI İÇİN PİLOT ATEŞLEME
SİSTEMİ GELİŞTİRİLMESİ**

YÜKSEK LİSANS TEZİ

İsa Koca

Makina Mühendisliği Anabilim Dalı

Isı Akışkan Programı

HAZİRAN 2013

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

**BİR GAZ TÜRBİNLİ MOTOR YANMA ODASI İÇİN PİLOT ATEŞLEME
SİSTEMİ GELİŞTİRİLMESİ**

YÜKSEK LİSANS TEZİ

**İsa KOCA
(503091179)**

Makina Mühendisliği Anabilim Dalı

Isı Akışkan Programı

Tez Danışmanı: Prof. Dr. I. Cem Parmaksızoğlu

HAZİRAN 2013

İTÜ, Fen Bilimleri Enstitüsü'nün 503091179 numaralı Yüksek Lisans Öğrencisi **İsa KOCA**, ilgili yönetmeliklerin belirlediği gerekli tüm şartları yerine getirdikten sonra hazırladığı “**BİR GAZ TÜRBİNLİ MOTOR YANMA ODASI İÇİN PİLOT ATEŞLEME SİSTEMİ GELİŞTİRİLMESİ**” başlıklı tezini aşağıda imzaları olan jüri önünde başarı ile sunmuştur.

Tez Danışmanı : **Prof. Dr. I. Cem PARMAKSIZOĞLU**
İstanbul Teknik Üniversitesi

Jüri Üyeleri : **Prof.Dr. Seyhan Uygur ONBAŞIOĞLU**
İstanbul Teknik Üniversitesi

Prof. Dr. Saim ÖZÇELEBİ
İstanbul Üniversitesi

Teslim Tarihi : **03 Mayıs 2013**
Savunma Tarihi : **07 Haziran 2013**

Biricik babama,

ÖNSÖZ

Tez çalışmalarım boyunca desteğini esirgemeyen değerli hocam Prof. Dr. I. Cem Parmaksızoğlu'na, tez çalışma süresince maddi ve manevi katkılarından ötürü değerli Tusaş Motor Sanayi A.Ş. firmasına ve onun değerli Ar-Ge Prototip Atölyesi çalışanlarına ve beni bugünlere taşıyan her zaman her türlü koşulda yanımda olan çok kıymetli ailem ve biricik babama teşekkürlerimi sunarım.

Mayıs 2013

İsa KOCA
(Makina Mühendisi)

İÇİNDEKİLER

Sayfa

ÖNSÖZ.....	vii
İÇİNDEKİLER.....	ix
ÇİZEL GELİSTESİ.....	xi
ŞEKİL LİSTESİ.....	xiii
ÖZET.....	xv
SUMMARY.....	xix
1. GİRİŞ.....	1
1.1 Tezin Amacı.....	2
1.2 Literatür Araştırması.....	3
1.2.1 Yakıt enjektörleri.....	11
1.2.2 Ateşleyici.....	13
1.2.3 Yüksek enerjili ateşleme ünitesi.....	18
2. YANMA REAKSİYONU.....	19
2.1 Kullanılacak Yakıt.....	20
2.2 Stokiyometrik Oran.....	22
2.3 Ekivalans Oranı.....	23
2.4 Fakir Karışım.....	23
2.5 Zengin Karışım.....	23
2.6 Kimyasal Denklem Çözümü ve Reaksiyon Enerji Değeri.....	24
2.6.1 Kerosen (JP8) yakıtı kimyasal formülasyonu.....	24
2.6.2 Kerosen yakıtı enerji değeri.....	28
3. PİLOT ATEŞLEME TASARIMI.....	37
3.1 Yakıt Enjeksiyon Parametreleri.....	37
3.1.1 Enjektör tipi.....	38
3.1.2 Debi.....	43
3.1.3 Tanecik boyutu.....	43
3.1.4 Konik açısı ve sprej dağılımı.....	45
3.1.5 Enjektör modeli.....	46
3.2 Ateşleme Parametreleri.....	46
3.2.1 Ateşleme tipi.....	46
3.2.2 Ateşleme enerjisi.....	48
3.2.3 Ateşleme süresi.....	48
3.2.4 Ateşleme oranı.....	49
3.2.5 Ateşleme trafosu.....	49
3.2.6 Trafo-buji-kablo sistemi.....	50
3.3 Enjeksiyon-Ateşleme Konumu.....	51
4. PİLOT ATEŞLEME NÜMERİK ANALİZİ.....	55
4.1 Yanma Modeli.....	55
4.2 Analiz Sonuçları.....	58
5. PİLOT ATEŞLEME TEST DÜZENEĞİ.....	75

5.1 Ateşleyici-Enjektör Konumu.....	77
5.2 Enstürmantasyon.....	77
5.3 Test Sonuçları.....	78
6. SONUÇ ve DEĞERLENDİRMELER.....	85
KAYNAKLAR.....	89
ÖZGEÇMİŞ.....	91

ÇİZELGE LİSTESİ

Sayfa

Çizelge 2.1 : Havacılık yakıtları.....	21
Çizelge 2.2 : Havacılık yakıtları teknik özellikleri.....	22
Çizelge 2.3 : Yakıt Oranı.....	25
Çizelge 2.4 : Ekivalans oranına bağlı yakıt/hava oranları (ağırlığa dayalı oran).....	27
Çizelge 2.5 : Kerosen yakıtı enerji değeri	28
Çizelge 2.6 : Genel reaksiyon katsayıları.....	29
Çizelge 2.7 : $x=1$ için oluşan denklemler.....	29
Çizelge 2.8 : $\phi=0.5$ için oluşan denklemler.....	29
Çizelge 2.9 : $\phi=0.6$ için oluşan denklemler.....	29
Çizelge 2.10 : $\phi=0.7$ için oluşan denklemler.....	30
Çizelge 2.11 : $\phi=0.8$ için oluşan denklemler.....	30
Çizelge 2.12 : $\phi=0.9$ için oluşan denklemler.....	30
Çizelge 2.13 : $\phi=1.0$ için oluşan denklemler.....	30
Çizelge 2.14 : $\phi=1.1$ için oluşan denklemler.....	30
Çizelge 2.15 : $\phi=1.2$ için oluşan denklemler.....	31
Çizelge 2.16 : $\phi=1.3$ için oluşan denklemler.....	31
Çizelge 2.17 : $\phi=1.4$ için oluşan denklemler.....	31
Çizelge 2.18 : $\phi=1.5$ için oluşan denklemler.....	31
Çizelge 2.19 : Ekivalans değerlerine göre oluşan denklem katsayıları.....	32
Çizelge 2.20 : Ekivalans değerlerine göre açığa çıkan enerji değerleri.....	33
Çizelge 2.21 : Kerosen yakıtının farklı ekivalans oranlarına göre açığa çıkan enerji değerleri.....	36
Çizelge 4.1 : Ekivalans değerlerine göre ortaya çıkarılan kimyasal formülasyonlar..	57
Çizelge 4.2 : Ekivalans değerlerine göre hesaplanan hava/yakıt debileri.....	58
Çizelge 5.1 : Test sırasında ekivalans değerlerine göre ayarlanan hava/yakıt debileri.....	79

ŞEKİL LİSTESİ

Sayfa

Şekil 1.1: Örnek bit turbojet motoru.....	3
Şekil 1.2 : Pilot ateşleme test düzeneği.....	5
Şekil 1.3 : Motor dmüş hızına göre yakıt tanecik ortalama çapı (SMD).....	6
Şekil 1.4 : Şaft hızına göre egzoz gazı sıcaklık değişimi.....	6
Şekil 1.5 : Şaft hızına göre yanma verimi değişimi.....	7
Şekil 1.6 : İrtifa ve seyir hızına göre motor ateşleme performansı.....	8
Şekil 1.7 : Farklı yakıt sıcaklığına bağlı olarak uçak motorunun ateşlenebildiği irtifa değerleri.....	9
Şekil 1.8 : Ateşleme bujisinin yakıt enjektörü içerisindeki farklı konumları	10
Şekil 1.9 : Uçuş hız ve irtifasına bağlı olarak enjektör konumunun ateşleme performansına etkisi.....	10
Şekil 1.10 : Yakıt sprey dağılımları.....	12
Şekil 1.11 : Konik açılı yakıt dağılımları.....	12
Şekil 1.12 : Spark Tipi Ateşleyici Anatomisi.....	14
Şekil 1.13 : Ateşleyici-Enjektör çalışması.....	15
Şekil 1.14 : Glow-plug Tipi Ateşleyici.....	16
Şekil 1.15 : Hot-Surface Tipi Ateşleyici.....	16
Şekil 1.16 : Plazma-Jet Ateşleyici.....	17
Şekil 1.17 : Lazer Ateşleyici Sistem.....	18
Şekil 2.1 : Yanma reaksiyonu anatomisi.....	19
Şekil 2.2 : Yanma odası yakıt-hava karışımı.....	20
Şekil 2.3 : Ekivalans oranına bağlı yakıt/hava değişimi.....	28
Şekil 2.4 : Reaksiyon ortam koşulları.....	33
Şekil 2.5 : Ekivalans değerlerine göre açığa çıkan enerji değişimleri.....	35
Şekil 3.1 : Yakıt atomizasyon görünümü.....	39
Şekil 3.2 : Yakıt enjektör anatomisi	42
Şekil 3.3 : Yakıt taneciği boyut histogramı.....	44
Şekil 3.4 : 80° açı ile atomize edilmiş yakıt dağılımı.....	45
Şekil 3.5 : Katı Konik spreyinin önden ve üstten görünümü.....	45
Şekil 3.6 : HAD analizinde kullanılacak yakıt enjektör modeli.....	46
Şekil 3.7 : HAD analizinde kullanılacak ark ateşleyici modeli.....	47
Şekil 3.8 : Test sisteminde oluşan yüksek kalitedeki elektrik arkı.....	48
Şekil 3.9 : Ateşleme ünite şeması.....	49
Şekil 3.10: Ateşleme ünitesi kesit görünümü.....	50
Şekil 3.11 : Ateşleme sistemi elektriksel düzenek.....	51
Şekil 3.12 : Pilot ateşlemenin gerçekleştirileceği test modeli.....	52
Şekil 3.13 : Enjektör-Buji konumu.....	53
Şekil 4.1 : Pilot ateşleme sistem modeli.....	56
Şekil 4.2 : HAD programında oluşan yakıt atomizasyonu.....	59
Şekil 4.3 : $\phi = 0.35$ için yapılan analiz sonucu.....	60
Şekil 4.4 : $\phi = 0.35$ için yapılan analiz sonucu.....	60

Şekil 4.5 : $\phi = 0.40$ için yapılan analiz sonucu.....	61
Şekil 4.6 : $\phi = 0.40$ için yapılan analiz sonucu.....	61
Şekil 4.7 : $\phi = 0.45$ için yapılan analiz sonucu.....	62
Şekil 4.8 : $\phi = 0.45$ için yapılan analiz sonucu.....	62
Şekil 4.9 : $\phi = 0.5$ için yapılan analiz sonucu.....	63
Şekil 4.10 : $\phi = 0.5$ için yapılan analiz sonucu.....	63
Şekil 4.11 : $\phi = 0.6$ için yapılan analiz sonucu.....	64
Şekil 4.12 : $\phi = 0.6$ için yapılan analiz sonucu.....	64
Şekil 4.13 : $\phi = 0.7$ için yapılan analiz sonucu.....	65
Şekil 4.14 : $\phi = 0.7$ için yapılan analiz sonucu.....	65
Şekil 4.15 : $\phi = 0.8$ için yapılan analiz sonucu.....	66
Şekil 4.16 : $\phi = 0.8$ için yapılan analiz sonucu.....	66
Şekil 4.17 : $\phi = 0.9$ için yapılan analiz sonucu.....	67
Şekil 4.18 : $\phi = 0.9$ için yapılan analiz sonucu.....	67
Şekil 4.19 : $\phi = 1.0$ için yapılan analiz sonucu.....	68
Şekil 4.20 : $\phi = 1.0$ için yapılan analiz sonucu.....	68
Şekil 4.21 : $\phi = 1.1$ için yapılan analiz sonucu.....	69
Şekil 4.22 : $\phi = 1.1$ için yapılan analiz sonucu.....	69
Şekil 4.23 : $\phi = 1.2$ için yapılan analiz sonucu.....	70
Şekil 4.24 : $\phi = 1.2$ için yapılan analiz sonucu.....	70
Şekil 4.25 : $\phi = 1.3$ için yapılan analiz sonucu.....	71
Şekil 4.26 : $\phi = 1.3$ için yapılan analiz sonucu.....	71
Şekil 4.27 : $\phi = 1.4$ için yapılan analiz sonucu.....	72
Şekil 4.28 : $\phi = 1.4$ için yapılan analiz sonucu.....	72
Şekil 4.29 : $\phi = 1.5$ için yapılan analiz sonucu.....	73
Şekil 4.30 : $\phi = 1.5$ için yapılan analiz sonucu.....	73
Şekil 5.1 : Pilot ateşleme test düzeneği.....	75
Şekil 5.2 : Test düzeneğinden bir kesit fotoğrafı.....	76
Şekil 5.3 : Enjektör-buji sisteminin test öncesi fotoğrafı.....	77
Şekil 5.4 : Sıcaklık değerlerinin toplanması için sistem üzerine kurulmuş enstürmantasyon görüntüsü.....	78
Şekil 5.5 : 1 nolu test sonrası termal kameradan alınan sıcaklık dağılım görüntüsü.....	79
Şekil 5.6 : 1 nolu test sonrası termal kameradan alınan sıcaklık sonuçlarının MS Excel programında renk tonuna göre dağılım görüntüsü.....	80
Şekil 5.7 : Şekil 5.6'daki kare kutucuğun çok büyük hali.....	80
Şekil 5.8 : 2 nolu testin termal kamera görüntüsü.....	81
Şekil 5.9 : 2 nolu testin termal kamera MS Excel görüntüsü.....	81
Şekil 5.10 : 3 nolu testin termal kamera görüntüsü.....	82
Şekil 5.11 : 3 nolu testin termal kamera MS Excel görüntüsü.....	82
Şekil 5.12 : Ateşleme arkının test görüntüsü.....	83
Şekil 5.13 : Pilot ateşleme anı ve alevin tutunması.....	83
Şekil 5.14 : Alevin tutunması sonucu oluşan mavi alev.....	84

BİR GAZ TÜRBİNLİ MOTOR YANMA ODASI İÇİN PİLOT ATEŞLEME SİSTEMİ GELİŞTİRİLMESİ

ÖZET

Yürütülen çalışmalarda bir gaz türbinli motorun yanma odası için pilot ateşleme yapabilen bir sistem geliştirilmeye çalışılmıştır. Gaz türbinli bir motorda yanma odası, sistem performansı ve verimi açısından büyük bir önem teşkil etmektedir. Motora verilen yakıtla ilgili olarak yüksek düzeyde verimin sağlanması, motor yanma odasına gönderilen yakıtın enerji kapasitesinden maksimum düzeyde faydalanılabilmesi uçak motorunun genel tasarımı dışında, özellikle yanma odasından alınan optimum verime bağlı olarak değişmektedir. Bu bağlamda yakıtın sahip olduğu kimyasal enerjinin çok verimli bir şekilde ısı enerjisine çevrilmesi yanma odası performansı ile sınırlı kalabilmektedir.

Tez kapsamında yürütülen çalışmalarda ise, yakıtın gaz türbinli motor yanma odasında verimli bir şekilde yakılmasının haricinde motorun zorlu ortam koşullarında da çalışabilmesini sağlamak amaçlanmıştır. Motor yanma odasının her koşulda ateşleme yapabilmesini sağlamak çalışmaların ana kapsamını oluşturmuştur.

Gaz türbinli motor kullanan helikopterler incelendiğinde, yüksek irtifalara çıkılması durumunda hava basıncının düştüğü, ortam sıcaklığının önemli derecede düşük mertebelere ulaştığı ve oksijen miktarının azaldığı gözlenebilmektedir. Bu durumda motor yanma odasında yakıt ateşlenebilme performansı, atmosferik koşullarda meydana gelen ateşleme performansına göre önemli miktarda düşüklük gösterebilmektedir.

Seyir hızının çok yüksek olduğu durumda, hızlanmaya bağlı olarak ortam koşullarının zorlaşması, yanma odasına gelen hava hızının artması ani bir şekilde motor yanma odasında gerçekleşen yanmayı söndürebilmekte ve bu zorlu şartlarda motorun tekrar ateşlenebilmesi çok zor olduğu için ölümcül kazalara sebebiyet verebilmektedir.

Benzer bir şekilde, yüksek seyir hızında hareket ederken yapılan ani manevralarda, ortam şartlarının ani değişimi sonucunda meydana gelen motor yanma odası sönümü ve tekrar ateşlenememe durumunda büyük kazalar meydana gelebilmektedir.

Yanma odası pilot ateşleme sistemi geliştirilmesi çalışmasının da ana konusu, sebep her ne olursa olsun motorun yanma odasının aniden sönmesi durumunda tekrar ve çok hızlı bir şekilde yanmayı başlatabilmektir. Bu bağlamda çok zorlu şartlarda dahi ateşlemeyi sağlayabilecek yüksek enerjili ateşleyici, yanma odasına ani olarak çok zengin karışım püskürtebilecek bir enjektör ve bu iki sistemin birbirine göre optimum konumunun ayarlanması sağlanmaya çalışılmıştır.

Literatüre bakılarak pilot ateşleme sistemi çalışmaları incelenmiş olup, geçmişte yapılan çalışmaların ışığında tasarım kriterleri ortaya çıkarılmaya çalışılmıştır. Bir gaz türbinli motor yanma odası pilot ateşleme sisteminin oluşturulması için sırası ile tasarım, analiz, üretim ve test faaliyetleri gerçekleştirilmiştir. Testi yapılacak sistemde, ateşleyicide yüksek enerjili ark, enjektörde ise çok zengin karışımlı ve çok iyi bir şekilde atomize edilmiş yakıt-hava karışımının oluşması sağlanmıştır. Ateşlenebilmenin çok verimli bir şekilde gerçekleşmesi için de bu iki sistemin birbirine göre optimum mesafesi saptanmaya çalışılmıştır.

Çalışmalar ışığında enjektör-ateşleyici tasarımları ve iki sistemin birbirlerine göre olan konumlarına göre bilgisayar ortamında modellemeler oluşturulmuştur. Ortaya çıkarılan modellerin daha sonra yine bilgisayar ortamında HAD (Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği) analizleri ile yanma performansları ortaya çıkarılmıştır. Başarılı olarak gerçekleştirilen tasarım ve analiz faaliyetleri sonrasında, tasarımları oluşturulan modellerin imalat faaliyetleri gerçekleştirilerek ateşleyici, enjektör ve testin gerçekleştirileceği gaz türbinli motor yanma odası şartlarının simule edildiği test düzeneğinin üretimleri tamamlanmıştır.

Tasarıma uygun olarak imalatı gerçekleştirilen bir gaz türbinli motor yanma odası pilot ateşleme sistemi için test düzeneğinde sistemin çalıştırılması ile birlikte test faaliyetleri de gerçekleştirilmiştir. Başarılı bir şekilde gerçekleşen testlerde daha önce HAD analizlerinden alınan sonuçlara yakın değerler toplanmıştır. Bu sonuçlar da göstermiştir ki yürütülen tasarım çalışmaları ile gerçekleştirilen testler birbirini tutmakta ve çalışmalar kapsamında hedeflenmiş olan, bir gaz türbinli motor yanma odası için pilot ateşleme yapabilen sistem başarılı bir şekilde gerçekleştirilmiştir.

Başarılı bir şekilde gerçekleştirilen gaz türbinli motor yanma odası pilot ateşleme sisteminin geliştirilmesi çalışmaları sayesinde, helikopter ve uçaklarda kullanılan motorlara adapte edilebilmesi sayesinde çok zorlu doğa koşullarında, yüksek irtifalarda, helikopter ya da uçağın çok yüksek hızlarda ve ani manevralarında seyir halindeyken aniden sönmesi durumunda tekrardan ve çok hızlı bir şekilde motor yanma odasında ateşleme sürdürülerek sistemin çalışması sağlanabilecektir. Bu sayede hem cam hem de mal kayıplarının ve hayati tehlikesi yüksek olan kazaların önüne geçilmiş olunabilecektir.

Yürütülen bu çalışma, ülkemiz çapında bir gaz türbinli motor yanma odası pilot ateşleme sisteminin geliştirilmesi kapsamında öncü bir çalışma olması yönüyle ayrı bir değere sahip olmakla birlikte, sonuçları itibarı ile de motorun bir bölümünde aktif olarak kullanılabilecek olması büyük bir önem arz etmektedir.

THE DEVELOPMENT OF A PILOT BURNER SYSTEM FOR A GAS TURBINE ENGINE COMBUSTION CHAMBER

SUMMARY

In this study, the development of a pilot burner system which can relight the combustion chamber of a gas turbine engine in an effective way is aimed. The combustion chamber module in a gas turbine engine is so important for the general system performance and system efficiency as a whole. To provide so high system efficiency depending on the amount of the fuel that is consumed in the engine, and to exploit the energy capacity of the fuel, which is sent in the combustion chamber, in a maximum level, change especially according to the optimum energy amount provided from the combustion chamber module of a gas turbine engine, other than general system design of the gas turbine engine. In this way of thinking, the converting of the chemical energy of the engine fuel to the heat energy of the system, for power, in so efficient way can be limited with the combustion chamber performance of the gas turbine engine.

In the studies followed for thesis concept, other than the combusting the fuel in the gas turbine in the combustion chamber, to provide the functioning of the engine at tough atmospheric conditions is aimed. Providing the burning of the combustion chamber at all tough conditions constitutes the main objective of the studies.

When a helicopter containing a gas turbine engine analyzed, the decreasing of the air pressure, sudden decrease of ambient temperature and decrement of the oxygen amount, as increasing the altitude while flying in the air, can be observed. In these situations, the lighting performance of the combustion chamber can be so low when compared to the lighting performance occurred at the atmospherical conditions.

If the flying speed is so high, occurrence of especially so hard atmospherical conditions due to the high speed-up, and the air speed that is suddenly coming up to the combustion chamber can cause flame-out in the chamber. Since relighting of the engine is so hard in this type of situation, that can cause hazardous accidents.

In the same manner, the sudden movements in the air, can cause also abrupt changes in the ambient conditions, so this causes flame-out in the combustion chamber by risking of dangerous accidents if the chamber can not be relighted again.

The main subject of the development of the combustion chamber pilot burner system is that, whatever the reason, if the combustion chamber is suddenly flaming-out, it is very essential to relight it again in a so small time interval. Because of those reasons, a high energy level spark plug maintaining relight so fastly, an injector injecting so much more rich fuel-air mixture to the ambient with high atomization, and finally the position of these two systems according to the each other are designed to overcome relight problems.

By scanning some literature articles those are about the pilot burner systems, design criterias for relighting system are specified. Design, analysis, manufacturing, and test actions are followed respectively, to create a pilot burner system for a gas turbine combustion chamber. In the test system, high energy level spark plug, injector injecting better atomized rich fuel-air mixture are aimed to design. Also, the positioning of these two system according to each other affects the combustion efficiency, the optimum spark plug-injector gap is also tried to specify.

The design models of the spark plug, injector, and positioning are created in the computer in the way of previously specified design criterias. After created the design models, the combustion performances of the design models are analyzed in the computer software by using CFD (Computational Fluid Dynamics). By the successive iteration actions of the design and analysis, the manufacturing of the designed models (spark plug, injector, simulated gas turbine combustion chamber ambient conditions) are followed carefully.

The test actions are performed, after the manufacturing of the pilot burner system for a gas turbine engine is done according to the designed models. Approximately same data values are collected in the successive tests with the previously performed analysis results. These results shows that test and analysis results are so close, so the aimed purpose of the pilot burner system is nearly realized.

By the help of this successive pilot burner system for a gas turbine engine, the pilot burner system can be adapted in the engines of helicopter or aircraft, and the system

can provide them relighting of the combustion chamber for tough ambient conditions, high altitudes , high speed-ups, and sudden accelerations while in the air. By this way, the hazardous accidents in the air due to the flame-out in the combustion chamber can be overcome.

This study has a very special value to be a pioneer practice for the development of a pilot burner system for a gas turbine engine, in the country-wide. Since it can take an active role in the engine for relighting of the gas turbine combustion chamber, this condition ascribes a different importance to the study.

1. GİRİŞ

Havacılık tarihine bakıldığında insanoğlunun kuşlar gibi özgür bir şekilde uçabilmek uğruna ne denli uğraş verdiği ve emek harcadığı çok açık bir şekilde anlaşılmaktadır. İnsanlığın ilkel tarihinden günümüz teknolojisine geline nokta gerçek manada azmin zaferinin açık bir göstergesidir. Kanatları vasıtasıyla uçuş kabiliyetine sahip olan “kuşlar” insanoğlunu kendisine hayran bırakmış ve ilkel anlamda ilk uçuş denemeleri, insanın kendisine kuşun kanadına benzer yapıları takmasıyla birlikte süratli bir şekilde yüksek bir mertebeden alçak bir mevkiye atlama suretiyle gerçekleştirilmiştir. Türk havacılık tarihine de bakıldığında zaman Hezarfen Ahmet Çelebi’nin kuş kanatlarından esinlenerek oluşturduğu yapay kanatlarla Galata kulesinden yaptığı atlama ile boğazın karşı kıyısına ulaştığı efsanesi hafızalara gelmektedir. Sayısız defa gerçekleştirilen uçuş denemelerinde kısmi olarak uçuş sağlanabilmişse de yapılan denemelerin büyük bir çoğunluğu başarısızlıkla sonuçlanmış fakat bu olumsuz sonuçlar insanoğlunu yıldırmamış, tam tersine uçuş yetisini kazanabilmek uğruna daha da hırslandırmıştır.

Zaman içinde yapılan çalışmalar sonucunda ilk olarak havanın kaldırma kuvvetinin kullanılmasıyla uçabilen balon benzeri icatlar ortaya çıkarılmış ve insanlık uçuş kabiliyetini bir noktaya taşıyabilmiştir. Daha sonrasında ise ortaya çıkan bu icat geliştirilerek hava içinde yavaş gitse de yönlendirilebilme kabiliyetine sahip olan zeplinler geliştirilmeye çalışılmıştır. Hava taşımacılığı adına bir adım atılmıştır.

Fakat geliştirilen bu cihazlar insanoğlunun uçabilme hedefleri için yeterli değildi. Çünkü insanlık daha hızlı hareket edebilen menzili yüksek ve güçlü cihazlara ihtiyaç duymaktaydı. Bu bağlamda ilk adım Amerikalı bilim adamları Wright Kardeşler tarafından atıldı. Tasarlamış oldukları uçak motorunu uçağa monte ederek uçuşu başaramışlar ve bu adım havacılık tarihi için bir merteye teşkil etmiştir. 19. yüzyıldan günümüze kadar olan süreçte farklı ihtiyaçlara göre geliştirilen motor konseptlerine uygun olarak uçaklar imal edilmekte ve bu uçaklar insanlığın taşımacılık, araştırma, seyahat, askeri vb. ihtiyaçları doğrultusunda kullanılmaya devam edilmektedir.

Farklı kullanım alanlarına uygun olarak farklı yapıda motorlar geliştirilmiştir. Hareket kabiliyetinin çok arttırılması, çok ağır yüklerin taşınabilmesi, yüksek irtifa yapabilme, ani hızlanabilme özelliklerine göre farklı teknik özelliklere sahip motor grupları bulunmaktadır. 20. yüzyıldan günümüze değin mevcut olan havacılık motor tipleri arasında ise turbojet motorlar, turboşaft motorlar, turboprop motorlar, turbofan motorlar, termojet motorlar, pistonlu (2-zamanlı,4-zamanlı, Wankel, düz ve yıldız motorlar) motorlar gösterilebilir.

1.1 Tezin Amacı

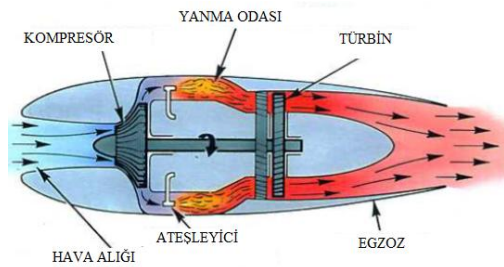
Havacılık sektöründe faaliyet gösteren ve ülkemizin sayılı firmalarından biri olan TUSAŞ MOTOR SANAYİ A.Ş. (TEİ) Tasarım Mühendisliği Müdürlüğü'nde yürütülmekte olan Çekirdek Motor Teknoloji Geliştirme ve Gösterimi Projesi kapsamında tasarımı devam eden motor için bir pilot ateşleme sisteminin geliştirilmesi tez çalışmasının temelini teşkil etmektedir. Proje kapsamında tasarım, imalat ve testi yapılacak olan motor bir gaz türbinli motordur. Motorun hareketini sağlayan yüksek ısılı enerjinin açığa çıktığı kısım yanma odasıdır. Yanma odasına gönderilen hava ve yakıt karışımının ne denli etkin bir şekilde reaksiyona girmesi sağlanır ve ortaya çıkan enerji maksimum itki oluşturacak şekilde motor egzozuna gönderilirse, üzerinde çalışılan tasarım o kadar başarılı olmuş demektir. Bu bağlamda yanma odasında yanma reaksiyonunu başlatacak olan ateşleme sistemi ön plana çıkmaktadır. Tez kapsamında yürütülen “Pilot Ateşleme Sistemi” çalışması gerçek tasarım, imalat, testi yapılacak olan motorun ateşleme sisteminin bir alt sistem çalışması olacak ve gerçek tasarımda nasıl bir yol izlenmesi gerektiği hakkında proje ekibine bir fikir verecektir. Pilot ateşleme sistemi geliştirilmesi anlamında tasarım kriterleri belirlenen motor ateşlemesinin tasarım modelleri oluşturulacak, ortaya çıkarılan CAD (Computer Aided Design – Bilgisayar Destekli Tasarım) modellerinin HAD (Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği) yazılımı kullanılarak analiz işlemi gerçekleştirilecektir. Analiz sonuçları ile tasarım kriterleri birbirini tuttuğu anda ateşleme sistemi modelleri son halini alarak test ortamında sonuçlarının gözlemlenebilmesi için imalat işlemleri tamamlanacaktır. Modellerin imalat işlemlerinin de gerçekleştirilmesi ile birlikte test ortamında pilot ateşleme sistemi düzeneği kurulacaktır. Test sırasında sisteme bağlı parametrik değerlerin toplanabilmesi için parçalar üzerinde gerekli enstrümantasyon işlemleri yapılacak. Pilot ateşleme sistemi

test düzeneğinde toplanan parametrik değerler ile HAD programında gerçekleştirilen analiz sonucu çıkan değerlerin karşılaştırılması yapılarak Ar-Ge projesi kapsamında tasarımı yapılacak olan gerçek pilot ateşleme sistemi öncesinde; üzerinde çalışılan alt sistem çalışmasının ne kadar başarılı olduğu, gerçek tasarımda hangi konulara dikkat edilmesi gerektiği ile ilgili projeye ve proje çalışanlarına olumlu bir katkısı olacaktır. Ayrıca ülke çapında düşünüldüğünde, yürütülen bu çalışma, pilot ateşleme sistemi geliştirilmesi anlamında öncü bir çalışma olmasından dolayı çalışmalar süresince ilave bir heyecan ve gayret kazanılmış olup, bu doğrultuda güzel sonuçlar elde edilmiştir.

1.2 Literatür Araştırması

Havacılık motorları genel olarak motor girişi, kompresör, yanma odası, türbin ve egzoz olmak üzere 5 ana modülden oluşur. Havanın motor içerisindeki akışı ise şu şekilde özetlenebilir;

- düşük enerjili atmosferik hava öncelikle motor girişine yönlendirilir,
- kompresör modülünün oluşturduğu basınç farkı ve sıkıştırma oranı ile gelen hava basınçlandırılır,
- sıkıştırılan hava, yakıt ile reaksiyona girmek üzere yanma odasına doğru akar,
- yanma sonrası ortaya çıkan yüksek enerjili gaz karışımı, türbin modülüne hareket vermek üzere akışına devam eder,
- türbindeki hareketi sonrası motora istenilen itkiyi sağlayan gaz karışımı motor içerisindeki çevrimini tamamlayarak motor egzoz kısmından atmosfere gönderilir.



Şekil 1.1 Örnek bir turbojet motoru [1].

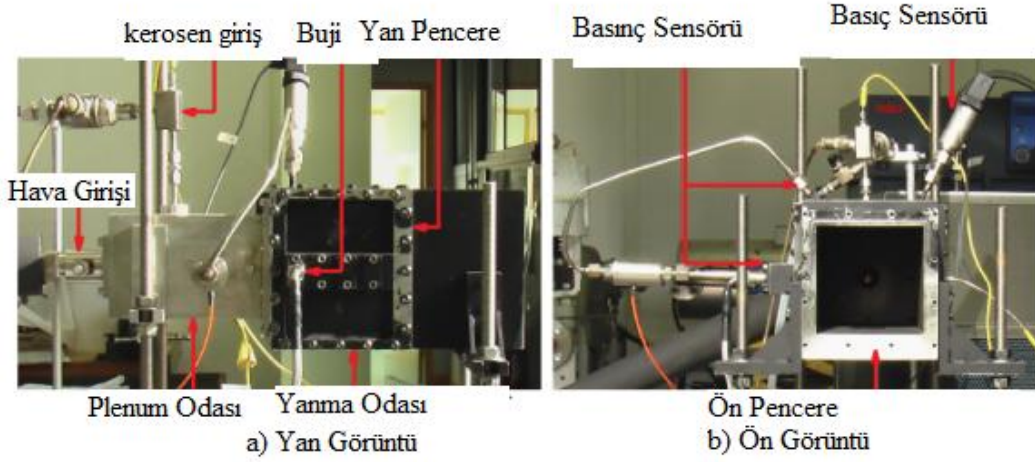
Havacılık motorlarını oluşturan tüm modüller incelendiğinde herbirinin tasarımı ayrı öneme sahip oldukları görülebilir, fakat detaylı olarak incelendiğinde motor yanma odasının ve yanmayı gerçekleştirecek olan ateşleme sisteminin tüm modüller içerisinde çok daha önemli olduğu anlaşılabılır. Çünkü motora verilen enerji ve itki miktarı yanma odasında ateşlenebilen ve maksimum seviyede verimli bir şekilde yakılan yakıt ile doğru orantılı olarak değişim göstermektedir. Üzerinde çalışılan gaz türbinli çekirdek motorun farklı koşullar altında zorlanmadan ateşleme yapabilmesi için pilot ateşleme tasarımı üzerinde çalışmalar yapılacaktır. Literatüre bakıldığında havacılık motorlarının bu problemlerine çözüm üretebilmek ülkeler ve firmalar açısından çok önemli olmaları sebebiyle, son derece gizli yürütülen bu tür çalışmalar hakkında sayılı sayede teknik makaleler tespit edilmiştir.

Pilot ateşleme; motorun asıl ateşlenmesi öncesinde zengin hava-yakıt karışımı, son derece küçük atomize edilmiş yakıt ve yüksek voltajlı buji sistemi sayesinde hızlı bir şekilde yanmayı başlatacaktır. Motor yanma odasının yüksek irtifalara çıkıldığında, soğuk doğa koşullarında ya da uçağın ani manevralarında sönmesi durumunda yanma pilot ateşleme sayesinde hızlı bir şekilde sürdürülecektir. Çünkü deniz seviyesinden 6000m gibi yüksek irtifalarda hava sıcaklığı -40°C 'ye kadar düşmekte [2], uçağın sert manevralarında motor yanma odası ani bir şekilde sönebilmektedir. Bu gibi sebeplerden dolayı pilot ateşlemenin devreye girmesi hayati önem arz etmektedir.

Yüksek irtifalı turbojet ateşlemesinin sayısal analizinin incelenmesi için kurulan test düzeneğinde, elektrik enerjisini çok kısa sürede ve çok küçük hacimde yüksek ısı enerjisine çevirmesi sebebiyle havacılık motorları için son derece güvenilir ve uygun bir yöntem olan yüksek voltajlı elektrikli bujiler kullanılmıştır [2]. Yürütülen pilot ateşleme sistemi çalışmasında ateşlemenin çok kısa sürede ve son derece etkin bir şekilde gerçekleşmesi çok önemlidir, bu yüzden gaz türbinli çekirdek motor ateşleme sistemi tasarımında yüksek voltaja sahip elektrikli ark oluşturacak bujiler kullanılacaktır.

Linassier, Lecourt, Villedieu, Lavergne ve Verdier (2011) [2], birlikte yürütmüş oldukları çalışmada yüksek irtifalı turbojet ateşleme sisteminin sayısal olarak analizlerini incelemeye çalışmışlardır. Bu bağlamda yüksek irtifa hava şartlarını sağlayabilen test sistemlerinde sadece ateşleme buji konumunu, yakıt enjektör

konumunu ve ekivalans oranını değiştirerek yanma reaksiyonunun sonuçlarını gözlemlemişlerdir.



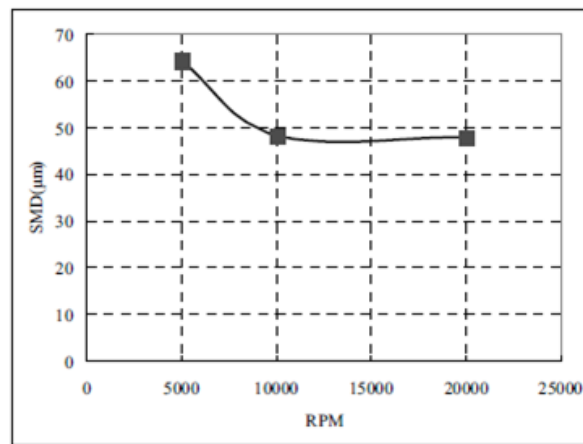
şekil 1.2 Pilot ateşleme test düzeneği [2].

H. Foster ve M. Straight (1954) [3], ateşleme tasarımı ve ateşleyici ark aralığının turbojet yanma odası ateşlemesine etkisi üzerine araştırma yapmışlardır. Yaptıkları çalışmalarda minimum düzeyde ateşleme için gerekli enerji miktarını olumlu ya da olumsuz yönde etkileyen faktörler hakkında detaylı teknik bilgilere ulaşmışlardır. Araştırmalarında genel olarak ateşleyici arkı muhafazasının, yakıt sıcaklığının, ark aralığının, ateşleyici arkın yakıt enjektörü kon açısının içindeki konumunun, yakıt uçuculuğunun, birim zamandaki ark oluşum oranının, yakıt enjektörü basınç farkının ateşleme için gerekli olan ateşleme minimum enerji miktarına (AMEM) olan etkileri üzerinde durulmuştur. Gerçekleştirilen detaylı çalışma sonucunda çıkan sonuçlar ise şu şekilde özetlenebilir;

- ateşleyici arkını muhafaza etmek AMEM'e olumlu etki etmiştir,
- yakıt sıcaklığının yüksek olması ateşlemeyi kolaylaştırmış ve AMEM'i dşrmştir,
- ark aralığının yüksek olması ateşlemeyi zorlaştırarak AMEM'i yükseltmiştir,
- ateşleyici arkının enjektör kon açısının içinde kalması AMEM'e olumlu etki etmiş,
- yakıt uçuculuğunun yüksek olması ateşlemeyi kolaylaştırmış,
- birim zamandaki ark oluşumunun yüksek olması AMEM'e olumlu etki etmiş,

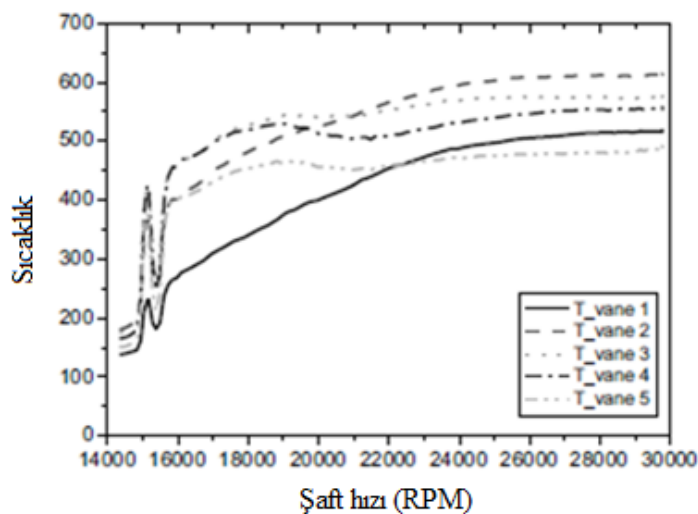
- yakıt enjektörü basınç farkının azalması ise yakıtın tanecik boyutunun yükselmesine sebep olması nedeniyle ateşleme zorlaşmış ve AMEM'i arttırdığı için ateşlemeye olumsuz etki ettiği gözlenmiştir.

Choi, Lee ve Park (2007) [4], yakıt püskürtmesinin yanma odası ateşleme karakteristiğine olan etkisine bağlı bir çalışma gerçekleştirmişlerdir. Yaptıkları çalışmada hava debisinin ve yakıt enjektöründen çıkan yakıt tanecik boyutunun ateşleme ve yanma performansına olan etkileri irdelenmiştir. Sabit yakıt debisinde hava debisi zamana bağlı olarak arttırılmış ve artan hava debisine bağlı olarak yakıt tanecik boyutunun belli bir değere kadar küçüldüğü test ortamında gözlenmiştir.

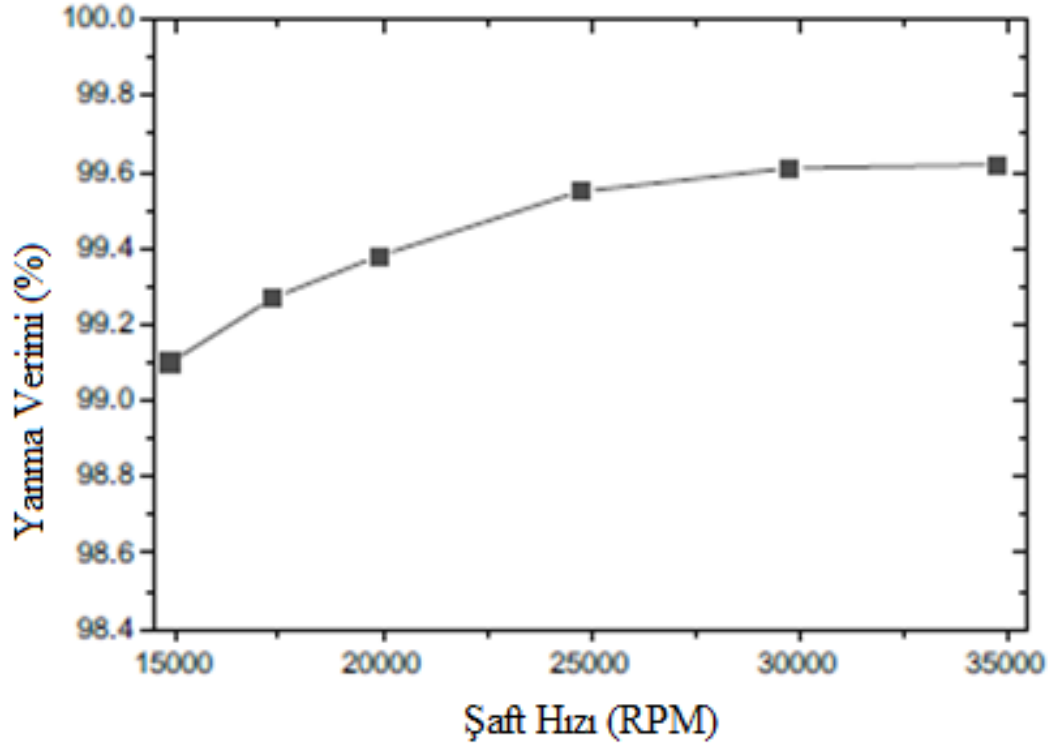


Şekil 1.3 Motor dönüş hızına göre yakıt tanecik ortalama çapı (SMD) [4].

Yakıt tanecik boyutunun küçülmesi ile birlikte yakıtın yanma, ateşleme verimi ve yanma odası gaz çıkış sıcaklığının yükseldiği tespit edilmiştir.



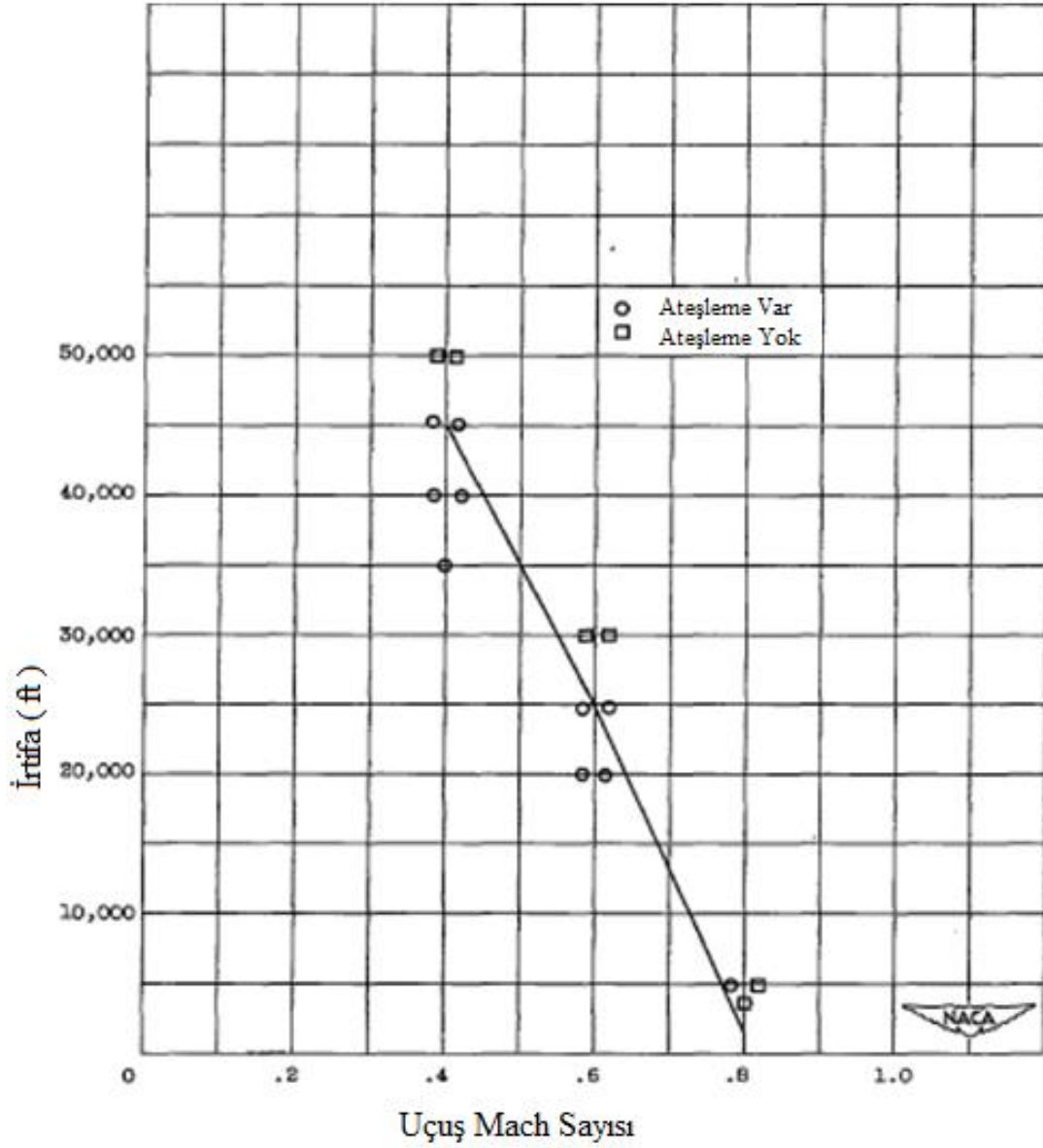
Şekil 1.4 Şaft hızına göre egzoz gazı sıcaklık değişimi [4].



Şekil 1.5 Şaft hızına göre yanma verimi değişimi [4].

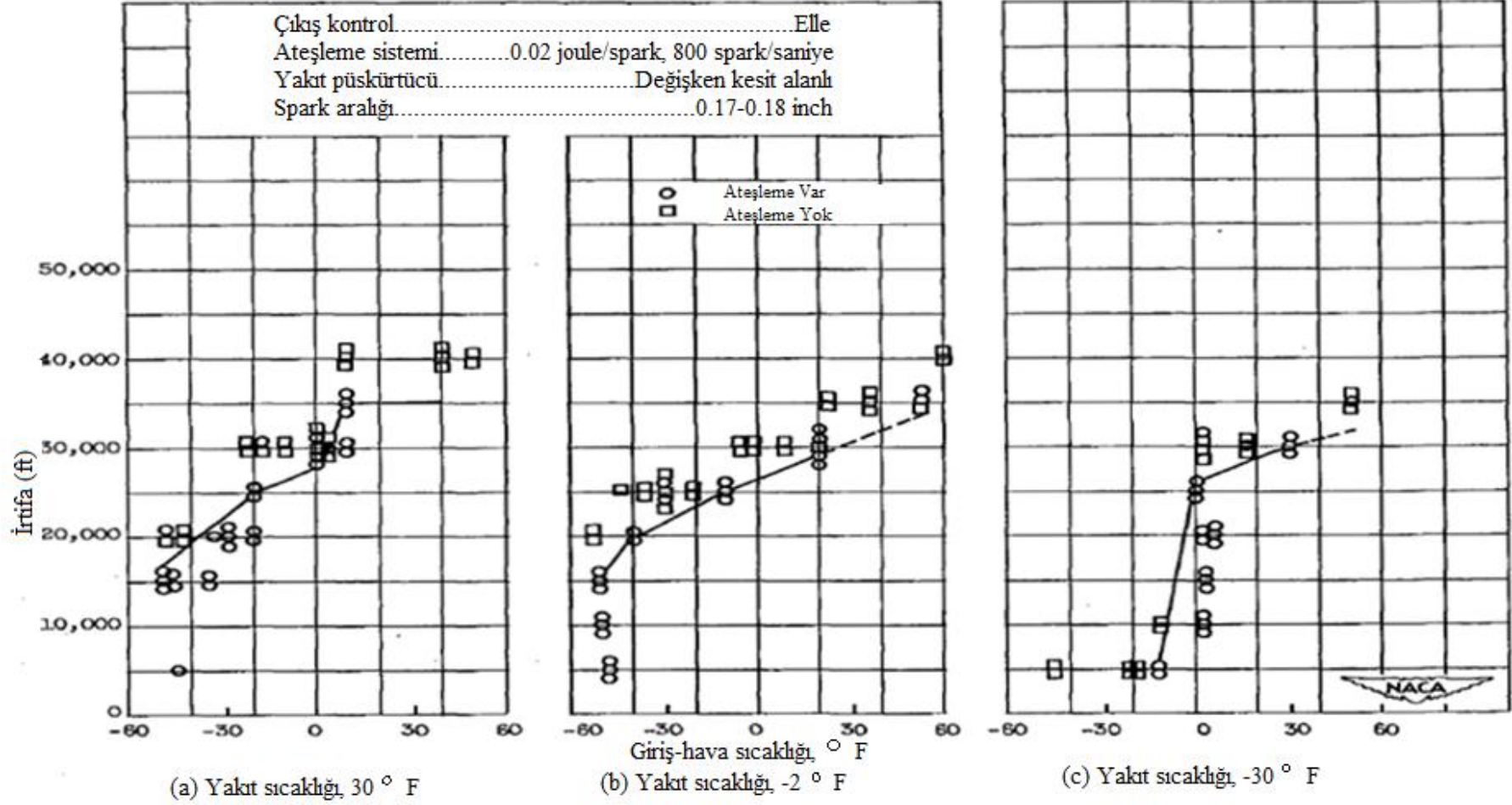
S. Wilsted ve C. Armstrong (1951) [5], tarafından yürütülmekte olan çalışmalarda yüksek irtifalarda seyreden turbojet uçak motoru ateşleme sisteminin performansını gözlemlemek üzerine, yere yüksek irtifa koşullarını sağlayacak olan yüksek irtifa test düzeneği kurulmuştur. Yere kurulan yüksek irtifa test düzeneğinde hava basıncı, sıcaklığı ve yakıt sıcaklığı ile oynanarak farklı irtifalara dayalı motorun ateşleme performansına ve ateşleme performansını etkileyen faktörlere bağlı bulgular tespit edilmeye çalışılmıştır. Yüksek irtifalarda hava sıcaklığının 0 °C'nin altına düşmesi, savaş uçaklarının süratli manevralarında aniden motorun sönmesi sebebiyle bu çalışmalar hayati önem taşımaktadır.

Yürütülen çalışmalarda 14000 m ve 0.4 Mach hızında motorun ateşleme yapabildiği görülürken seyir hızının 0.8 Mach'a kadar çıkarılması durumunda motorun maksimum ateşlenebilme irtifasının 1500 m'ye kadar düştüğü gözlenebilmektedir [5].



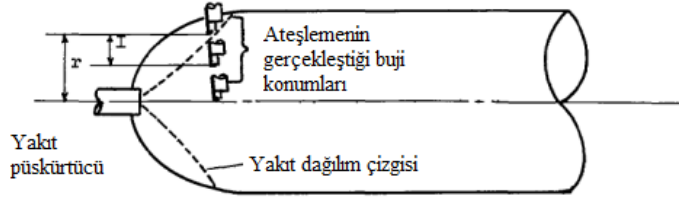
Şekil 1.6 İrtifa ve seyir hızına göre motor ateşleme performansı [5].

Uçuculuğu yüksek yakıt yerine daha yoğun bir yakıt kullanıldığında motorun tekrar ateşlenebilme irtifasının önemli derecede düştüğü tespit edilmiştir. Yakıt sıcaklığına bağlı olarak gerçekleştirilen testlerde ise motor seyir hızı 0.6 Mach, yakıt sıcaklık değerleri ise sırasıyla 30°F, -2°F ve -30°F olarak seçilmişlerdir. Yakıt sıcaklığına bağlı olarak motorun ateşlenebilme irtifasının 35000ft, 30000ft ve 5000ft şeklinde kademeli olarak düştüğü gözlenmiş fakat yakıt sıcaklığının -30 °F'ye kadar düşmesi motor ateşlenebilme irtifasını ciddi bir şekilde düşürmüştür [5].

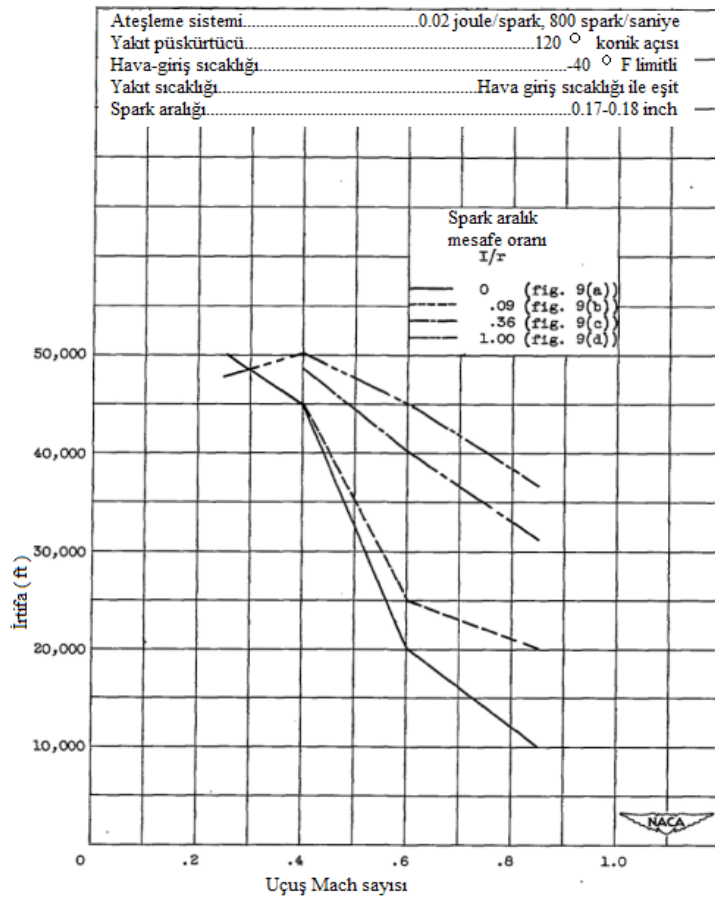


Şekil 1.7 Farklı yakıt sıcaklığına bağlı olarak uçak motorunun ateşlenebildiği irtifa değerleri [5].

Ateşleyici ark, yakıt kon açısının ne kadar içerisine yaklaştırılırsa o kadar motor ateşleme performansının arttığı tespit edilirken, ateşleyici elektodlarının yakıt spreyinden uzak tutulması durumunda ateşleme performansının düştüğü kaydedilmiştir. Ateşleme elektrodları mümkün olduğu kadar yakıt spreyi içerisinde ve enjektöre optimum mesafede konumlandırılmalıdır ki yüksek irtifalarda ateşleme performansı yüksek düzeyde tutulsun [5].



Şekil 1.8 Ateşleme bujisinin yakıt enjektörü içerisindeki farklı konumları [5].



Şekil 1.9 Uçuş hız ve irtifasına bağlı olarak enjektör konumunun ateşleme performansına etkisi [5].

Literatürde yapılan araştırmaların ışığında, bir gaz türbinli çekirdek motor pilot ateşleme sisteminde ateşlemeyi sağlayacak olan yakıt enjektörü, spark plug ve elektronik kontrol ünitesi detaylı olarak incelenecektir. Pilot alev ve ateşleme; üç modülün birlikte verimli bir şekilde çalışması sonucu sağlanması sebebiyle tasarım kriterleri, sistem için büyük bir önem arz etmektedir.

1.2.1 Yakıt enjektörleri

Yakıtın yanma performansına direk etki etmesi sebebiyle yakıt-enjektör sistem tasarımı çok önemlidir. İyi bir şekilde atomize edilmiş hava-yakıt karışımında, yakıt taneciklerinin yüzey/hacim oranının yüksek olması sayesinde motor yanma odasında ateşleme işlemi çok daha kısa sürede gerçekleşebilmektedir. Enjektörlerin temel prensipleri yakıtın son derece kısa zaman diliminde ateşlenebilmesini sağlamak olduğu için yakıtın mümkün olabildiği kadar küçük taneciklere ayrılması sağlanmaktadır [6].

İdeal bir yakıt enjektörünün şu gereksinimleri karşılaması gerekmektedir [6];

- değişik yakıt debileri için iyi bir atomizasyon sağlamalı,
- debi değişikliklerine hızlı bir şekilde cevap verebilmeli,
- yakıt akışı kararsızlıklarını sönümleyebilmeli,
- enjektör ağzındaki kirlenme ve karbon oluşumlarından çok zor etkilenmeli,
- farklı tasarımlara göre kolayca uyum sağlayabilmeli,
- düşük maliyet, düşük ağırlık, kolay imal edilebilme özelliklerine sahip olmalı,
- imalatı ya da söküm işlemleri sırasında mümkün olduğu kadar az zarar görmeli,
- oldukça düzgün bir hava-yakıt karışımı sağlamalı,
- motor verimliliğini arttırmalı,
- yakıt debisine göre değişiklik göstermeyen düzgün bir gaz sıcaklık dağılımı sağlamalıdır.

Tasarımsal yönüyle incelenildiğinde yakıt enjektörü doğrudan yanma performansını etkilemesi sebebiyle enjektör seçimi yapılırken şu özellikler göz önünde tutulmalıdır;

- Ortalama Tane Hacmi

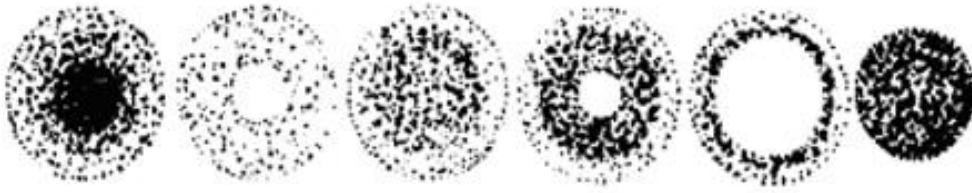
Ortalama tanecik hacmi yakıtın buharlaşmasına doğrudan etki etmesi yönüyle önemlidir.

- Tane Hacim Dağılımı

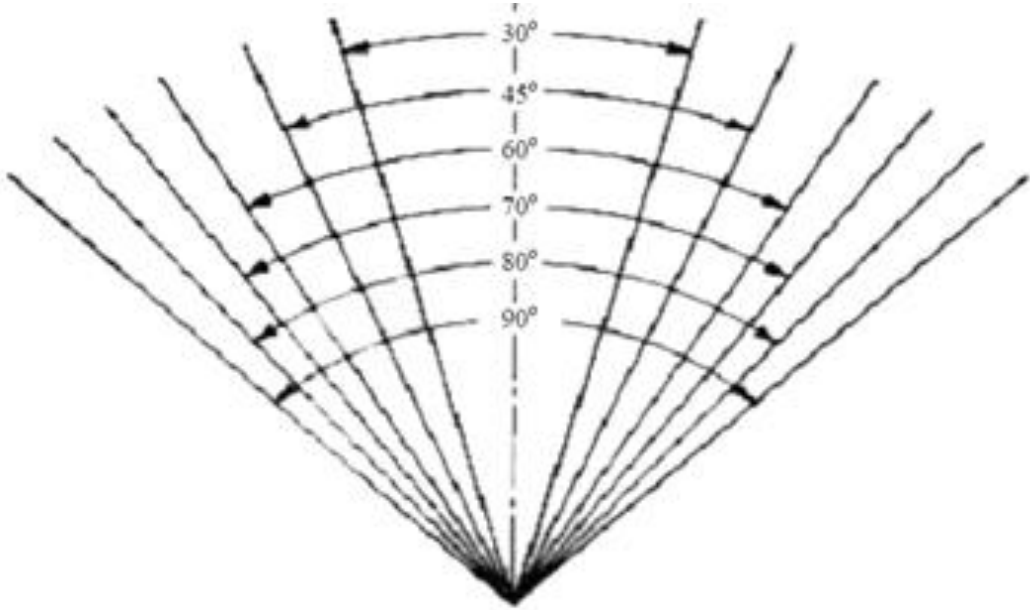
Teorik ve deneysel olarak hesabı oldukça zordur, fakat yanmaya olan etkisi sebebiyle önemli bir parametredir.

- Sprey Dağılımı ve Kon Açısı

Yakıtın enjektörden çıkışı sonrası oluşan koniksel dağılım yakıtın spreynin dağılımını ve kon açısını ifade eder. Yakıtın püskürtüldüğü haldeki bu dağılım ne kadar homojen ve geniş açılı olursa ateşleme ve yakıtın yanması bir o kadar stabil olmaktadır.



Şekil 1.10 Yakıt spreynin dağılımları [7].



Şekil 1.11 Konik açılı yakıt dağılımları [7].

- Solid Kon

Yakıtın enjektörden konik olarak hacimsel bir şekilde püskürtüldüğü enjektör tipi.

- Hollow Kon

Yakıtın enjektörden hacimsel olarak değil konik bir kabuk şeklinde püskürtüldüğü enjektör tipi.

1.2.2 Ateşleyici

Havacılık alanında uçak motorlarının tüm kötü hava şartlarında ateşleme yapabilmesi hayati önem taşır. Çok soğuk havada, ortam sıcaklığının -30°C 'ye kadar düşebildiği yüksek irtifalarda ya da uçağın yüksek hızla seyrederken ani manevralarında motorun alevi sönebilmektedir. Bu gibi durumlarda motorun tekrar çalışabilmesi için yakıtın hızlı bir şekilde ateşlenerek yanmayı sürdürmesi gerekmektedir.

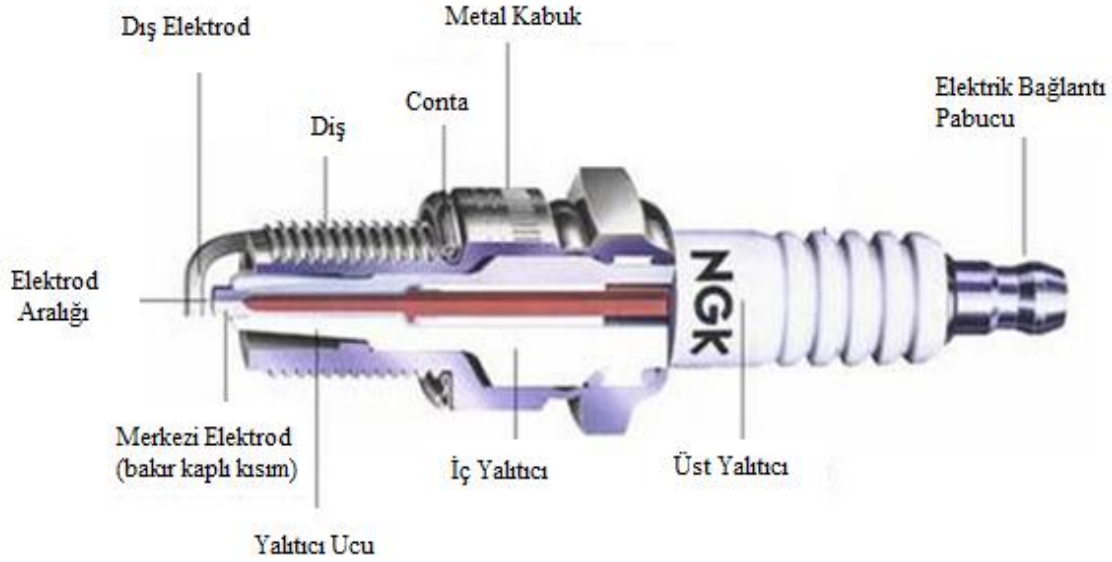
Tez çalışmaları kapsamında motorun bu problemini çözmek için yapılan araştırmalarda, literatürde kullanılabilen ve gaz türbinli çekirdek motorda kullanılabilecek belirli sayıda ateşleyici tipinin olduğu görülür. Bunlar sırasıyla [8];

- Spark (kıvılcım) ateşleyici,
- Torch (meşale) ateşleyici,
- Glow-plug (kızdırmalı) ateşleyici,
- Hot-surface (kızgın-yüzeyle) ateşleyici,
- Plazma-jet ateşleyici,
- Lazer ateşleyici,
- Kimyasal reaksiyon sonucu ateşleme.

Spark (kıvılcım) ateşleyici

Spark tipi ateşleyici kullanarak ateşleme işleminin gerçekleştirildiği sistemler geçmişten günümüze havacılık motorlarında kullanılan en uygun olan yöntemdir. Bu sistemde yüksek enerjiye sahip elektrik arkı çok kısa bir süre içerisinde ve çok küçük bir hacimde ısı enerjisine dönüşerek motorun ateşlenmesini sağlamaktadır. Spark tipi ateşleyiciler ilk olarak Surface Discharge Plug (SDP:Yüzeysel Ark Tipi Ateşleyici)

olarak 1940'lı yılların sonlarına doğru İngiltere'nin Farnborough kasabasında bulunan ve İngiltere Kraliyetine bağlı olarak havacılık alanında çalışmalar yapan Royal Aircraft Establishment (Kraliyet Uçak Kuruluşu) enstitüsünde icat edilmiş ve o günden günümüze kadar gelen süreçte bu sistem havacılık motorları için standart bir parça haline gelmiştir [8].



Şekil 1.12 Spark Tipi Ateşleyici Anatomisi [9].

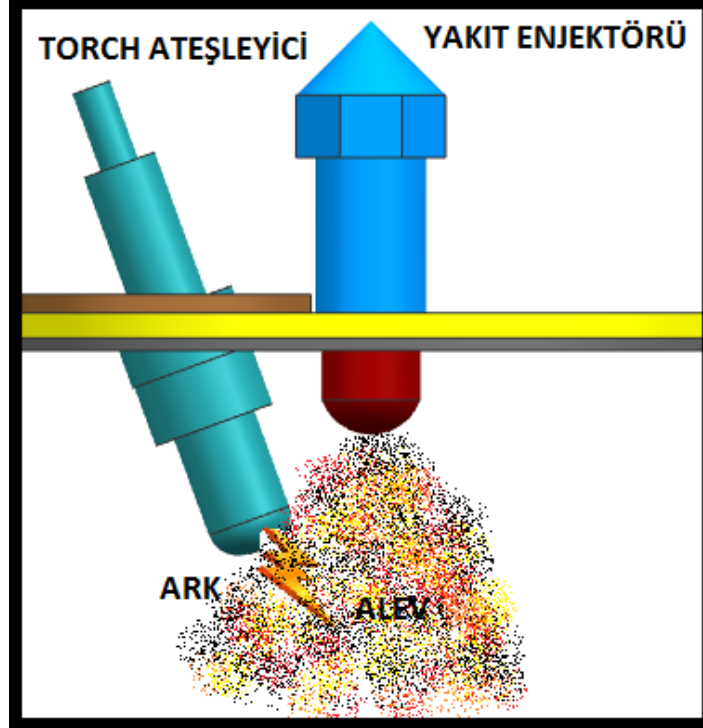
Şekil 1.12'de görülen spark tipi ateşleyici ucuna gönderilen enerji ateşleme için ateşleme trafo ünitesinde üretilen enerjinin yaklaşık $\frac{1}{4}$ 'ünü teşkil etmektedir. Dörtte üç oranında trafoda üretilen güç ise ateşleyici ucuna gelene kadar enerji kaybı olarak ateşleme sistemi içerisinde boşa gitmektedir [8].

Watson [10] tarafından yapılan araştırmalarda ise $\frac{1}{4}$ oranında ateşleyici ucuna erişebilen enerjinin de yaklaşık olarak sadece %35'inin doğrudan hava-yakıt karışımını ateşlediği deneysel olarak tespit edilmiştir. Ayrıca Watson yaptığı bu araştırmada meydana gelen büyük orandaki enerji kaybının, enerjinin fiziksel iletimi, radyasyon ve ses dalgaları şeklinde olduğunu gözlemlemiştir.

Ateşleme trafosundan ateşleyici ucuna kadar gelen enerjide büyük miktarda kayıp olmasına rağmen geriye kalan düşük orandaki enerjinin ateşlemeyi başarılı bir şekilde yapabilmesi spark tipi ateşlemenin ne kadar etken olduğunu ve havacılık alanında neden bu kadar yaygın olarak kullanıldığını göstermektedir.

Torch (meşale) ateşleyici

Bu tip ateşleme sisteminde spark tipi ateşleyici ve yakıt jeti belirli bir koruma haznesi içerisinde konumlandırılarak ateşleme işlemi gerçekleştirilmeye çalışılır.



Şekil 1.13 Ateşleyici-Enjektör çalışması.

Ateşleyici enjektöre yakın bir yere konumlanacağı için zamanla enjektör üzerinde koklaşma olmaktadır ve bu durum ateşleyici performansını ve ömrünü olumsuz olarak etkilemektedir. Tez çalışması kapsamında pilot ateşleme test düzeneğinde Şekil 1.13’tekine benzer bir uygulama yapılacaktır.

Glow-plug (kızdırmalı) ateşleyici

Bu tarz bir ateşleyici, ani bir şekilde oluşan düşük yakıt içeriği ya da yüksek oranda yanma ortamında bulunan su-buz içeriği sonucu alevin sönmesi durumunda motorun tekrar ve hızlı bir şekilde ateşlenebilmesi için kullanılır. Genel olarak ortalama 15mm dış çapında ve 25mm boyunda olan boru tipi silindirik bir geometriye sahiptir [8].

Glow-plug tipli ateşleyicilerin malzeme içeriği yüksek özısıllı, yoğunluklu ve ısı iletimi yüksek olmalıdır. Aynı zamanda oksitlenmeye ve ısıl şoklara da yüksek oranda direnç gösterebilmelidir. Bu bağlamda “platin” üzerinde yapılan testler çok

olumlu sonuçlar vermesine rağmen yüksek maliyeti sebebiyle çok kullanışlı olamamıştır [8].



Şekil 1.14 Glow-plug Tipi Ateşleyici [11].

Çalışma sırasında bazı parçaların kopma ve motorun türbin palelerine zarar verme ihtimali sebebiyle çok yaygın olarak kullanılmamaktadır [8].

Hot-surface (Kızgın yüzeyli) ateşleyici

Metal yüzeyinin rezistans teli ile yüksek oranda ısıtılması sonucu ateşleme yapabilen bir sistemdir. Şekil 1.15'te gösterildiği gibi teknik olarak kızgın metal yüzeyi ile yakıt spreylerinin ateşlenebilmesi mümkün olarak gözükse de yakıtın buharlaştırılması ve buharlaşan yakıtın ateşlenebilmesi için çok yüksek miktarda ısı transferine ihtiyaç duyulması sebebiyle, bu tipte bir ateşleyiciyi pilot ateşleme sisteminde kullanmak çok da pratik değildir [8].



Şekil 1.15 Hot-Surface Tipi Ateşleyici [12].

Plazma-jet ateşleyici

Warris ve Weinberg [14], adında iki bilim adamının plazma-jet ateşlemesi ile yapmış olduğu çalışmalarda ılık bir gaz katmanı içerisinde noktasal yüksek sıcaklıklığa sahip ateşleme sistemi geliştirilmiştir. Ortaya çıkardıkları bu ürün havacılık motorlarında kullanılan spark-tipi ateşleme sistemlerinin yerine kullanıldığı için ticari olarak son derece kullanışlı olabilmektedir. Aynı zamanda yapmış oldukları çalışmalarda yakıt oranının düşük olduğu durumlarda motoru ateşleyebildiğini tespit etmişlerdir, fakat sitokiyometrik oranın çok düşük olduğu durumlarda net olarak bir sonuç alınamadığı için pilot ateşleme sistemi için çok verimli olabileceği Warris ve Weinberg'in [14] çalışmalarına göre kesin değildir.

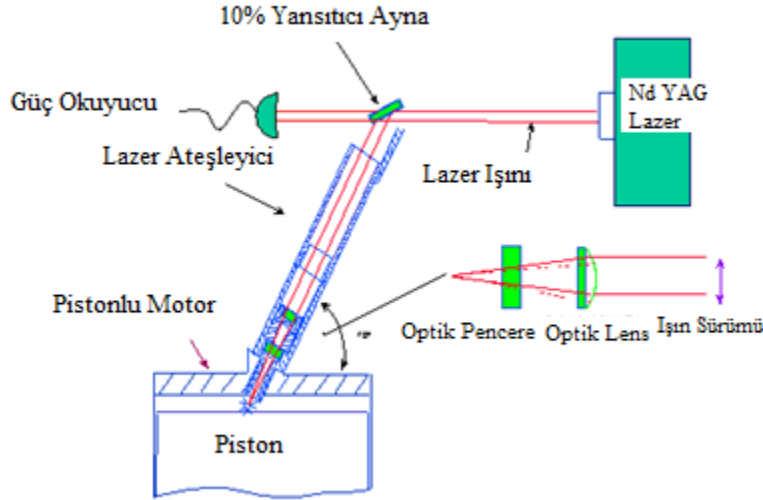


Şekil 1.16 Plazma-Jet Ateşleyici [13].

Lazer ateşleyici

Literatürde yapılan araştırmalar ışığında uzunca bir süredir, lazer ışını belli bir noktaya odaklayarak gaz partiküllerinin ateşlenebilmesi üzerine bilim adamları çalışmalar yürütmektedir. Bu çalışmalar lazer ateşleme sistemi sayesinde ateşleme sırasında gereksiz ısı kaybının önüne geçmek ve lazer ışını belli bir pozisyona odaklayarak yanmanın kontrollü olarak gerçekleşmesini sağlayacak olması yönüyle önemlidir. Ayrıca bu sistemin çok düşük oranda yakıt içeren fakir hava-yakıt karışımlarını da ateşleyebilir olması, bu tip ateşleme sistemine üstünlük kazandırmaktadır.

Greenhalgh ve Gallagher [15], bilim adamlarının yapmış olduğu çalışmalar ışığında, lazer tipi ateşleyicilerinin aktif olarak kullanılması için ateşleme sistemine dair bazı sıkıntıların çözüme kavuşturulması gerektiği ortaya çıkmaktadır.



Şekil 1.17 Lazer Ateşleyici Sistem [16].

Kimyasal reaksiyon sonucu ateşleme

Kimyasal maddenin hava ile teması sonucu oluşan reaksiyon sonrası ortama yüksek miktarda enerjinin verildiği ateşleme tipidir. Kullanılan kimyasal maddeler piroforik (pyrophoric) yakıtlar olarak tabir edilir. İnsan sağlığına olan olumsuz etkileri sebebi ile çok dikkatli bir şekilde kullanılmalıdır. Yakıtın çok düşük miktarda (yaklaşık 2cc) ortama verilmesi reaksiyon için gayet yeterli olmaktadır ve yakıt metal tüp vasıtası ile reaksiyona sokulmaktadır [8].

Çok güçlü ateşleme yapabilmesine rağmen depolama ve enjeksiyona bağlı sistematik sıkıntıların olması ve herhangi bir kaza halinde ciddi anlamda insan hayatını tehlikeye sokması sebebiyle çok nadir olarak kullanılmaktadır [8].

1.2.3 Yüksek enerjili ateşleme ünitesi

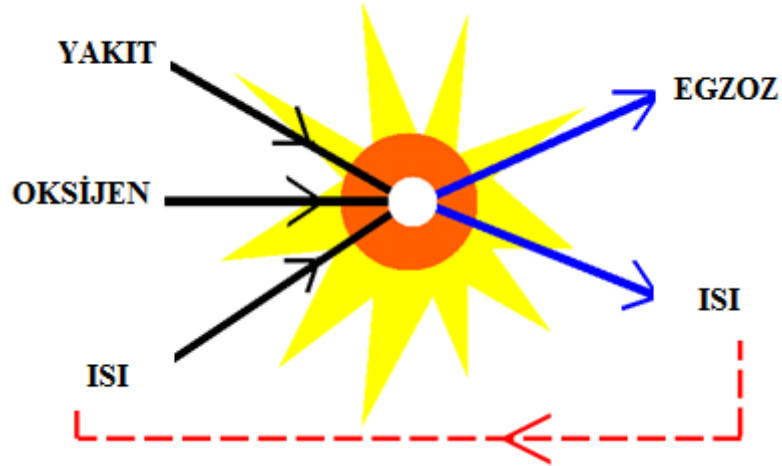
Pilot ateşleme sisteminde enjektör ve ateşleyici konumlandırıldıktan sonra sistemde yapılması gereken ateşleyiciye enerji sağlayacak olan kablolanmanın yapılması ve ateşleme trafosunun kurulması olacaktır. Ateşleme trafosu sayesinde elektrik prizinden alınan 220 voltluk alternatif akımlı şebeke elektriği ateşleme bujisinin kullanabileceği 24 voltluk doğru akım olarak ayarlanacaktır. Sistem doğru akıma döndükten sonra ateşleme trafosu içerisinde bulunan indüksiyon bobini sayesinde düşük voltajlı elektrik akımı yüksek voltaja çevrilerek ateşleme bujisinin oluşturacağı elektrik arkı için gerekli düzenleme sağlanmış olacaktır.

2. YANMA REAKSİYONU

Havacılık sektöründe uçak, helikopter ya da roket benzeri sistemlerin hareketini sağlayabilmesi bir tahrik sistemi ile mümkün olmaktadır. Farklı uçak tipleri birbirinden farklı tahrik sistemi kullanırlar fakat hareketi sağlayacak olan gücün oluşturulduğu “motor”, sistemin temelini teşkil etmektedir. Roket motorları, içten yanmalı motorlar ve jet motorlarının çalışması motora gönderilen yakıtın yanması sonucu üretilen güce bağlıdır. Yanma, yakıtın kimyasal bir süreç içerisinde oksijen ile belli ısı eşliğinde hızlı bir şekilde reaksiyona girmesidir. Reaksiyona giren yanıcı madde “yakıt”, reaksiyonu başlatan oksijen ise “oksitleyici” olarak adlandırılır [17].

Motorda yanma işleminin gerçekleşmesi 3 ana unsura bağlıdır;

- Yakıt,
- Oksijen (atmosferik hava),
- Reaksiyon için gerekli miktar ısı.

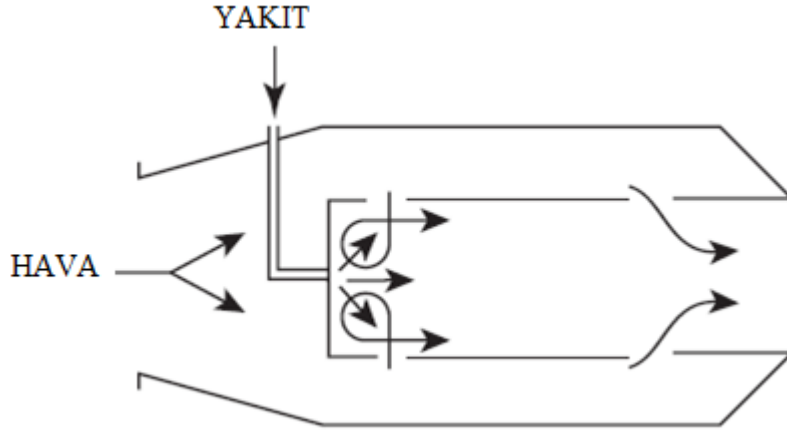


Şekil 2.1 Yanma reaksiyonu anatomisi [17].

Yakıt ve oksijen yanma reaksiyonu sonucu egzoz ürünlerine dönüşmektedir. Reaksiyon sürecinde oluşan yüksek ısı ile egzoz partikülleri motorun egzoz kısmından atmosfere gönderilerek motorun hareketi için gerekli olan itkiyi oluşturur.

Reaksiyona giren yakıt, hava ve ısı miktarları ayarlanarak yanma süreci kontrol altında tutulabilir [17].

Yanma odası yakıt-hava karışımının basit şematik görünümü Şekil 2.2'deki gibi gösterilebilir.



Şekil 2.2 Yanma odası yakıt-hava karışımı [8].

2.1 Kullanılacak Yakıt

Yanma sistemlerinde ateşleme performansı yakıtın ateşleyici etrafında buhar şeklinde yoğunlaşabilmesine bağlı olarak farklılık gösterebilmektedir. Yakıtın buharlaşabilme özelliği ise temel olarak 2 ana unsura bağlıdır [8];

- Yakıt uçuculuğu,
- Toplam yakıt sprey yüzey hacmi (SMD : Sauter Ortalama Çapı).

Havacılık motorlarında kullanılacak yakıtlar [18];

- zorlu doğa koşullarına rağmen yanma performansını aynı kararlılıkta sürdürmeli,
- ani manevra hareketlerinde yanma özelliklerini muhafaza etmeli,
- yüksek irtifalarda donmamalı,
- atmosfere sıcaklıklarda (10°C-30°C vb.) kolayca parlamamalıdır.

Ayrıca havacılık yakıtları incelendiğinde yakıtın termal ve depolanma stabilitesi, yağlama özelliği, akışkanlığı (viskozite ve donma noktası), uçuculuğu, korozyon özelliği, temizliği, güvenilirliği (parlama noktası ve elektriksel iletkenliği) gibi farklı

özellikleri gözönünde bulundurulmalıdır. Bahsi geçen bu özellikler ışığında “KEROSEN” tipi yakıtlar havacılık sektöründe ön plana çıkmaktadır. 1950’li yıllardan bu yana yapılan çalışmalar sonucu ortaya çıkarılan belli başlı kerosen tipi yakıtlar sırasıyla JP1, JP2, JP3, JP4, JP5, JP6, JPTS, JP7, JP8 ve JP8+100’dür. Bu yakıtların donma ve parlama sıcaklıklarına bağlı parametrik değerleri Çizelge 2.1’te gösterildiği gibidir.

Çizelge 2.1 Havacılık yakıtları [18].

Yakıt	Ortaya Çıktığı Yıl	Tür	Donma Noktası °C Maksimum	Tutuşma Noktası °C Maksimum	Yorum
JP-1	1944	Kerosen	-60	43	Eski versiyon
JP-2	1945	Wide-Cut	-60		Eski versiyon
JP-3	1947	Wide-Cut	-60		Eski versiyon
JP-4	1951	Wide-Cut	-72		Birleşik Devletler, Hava Kuvvetleri yakıtı
JP-5	1952	Kerosen	-46	60	Birleşik Devletler, Donanma yakıtı
JP-6	1956	Kerosen	-54		XB-70 programı, eski versiyon
JPTS	1956	Kerosen	-53	43	Çok yüksek sıcaklık stabilizasyonu
JP-7	1960	Kerosen	-43	60	Çok düşük uçuculuk, yüksek sıcaklık stabilitesi
JP-8	1979	Kerosen	-47	38	Birleşik Devletler, Hava Kuvvetleri yakıtı
JP+100	1998	Kerosen	-47	38	Birleşik Devletler, Hava Kuvvetleri yakıtı (yüksek sıcaklık stabilizasyonu sağlayan katkı maddesi içerikli)

Günümüz havacılık sanayi incelendiğinde ise JP8’e çok benzer olan JET A-1 ile JET A yakıtlarının havacılık motorlarında aktif olarak kullanıldıkları görülür. JET A-1 yakıtı ise düşük donma noktası sıcaklığı ile JET A yakıtından daha üstün ve pahalıdır. Havacılık sanayinde yakıt güvenilirliğinin ön planda olması sebebiyle Amerika haricinde uluslararası hava taşımacılığında JET A-1 yakıtı aktif olarak kullanılmaktadır [18].

JET A-1 ve diğer günümüz havacılık yakıtlarının teknik özellikleri Çizelge 2.2’te gösterilmiştir.

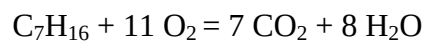
Çizelge 2.2 Havacılık yakıtları teknik özellikleri [18].

Yakıt	Jet A	Jet A-1	TS-1	Jet B
Özellikler	ASTM D 1655	DEF STAN 91-91	GOST 10227	CGSB-3.22
Asidite, mg KOH/g	0.1	0.015	0.7 (mg KOH/100ml)	0.1
Karışım, % hacim, maks.	25	25	22 (% kütle)	25
Sülfür, kütle %	0.3	0.3	0.25	0.4
Sülfür, merkaptan, kütle %	0.003	0.003	0.005	0.003
Buhar basıncı, kPa, maks.	–	–	–	21
Parlama sıcaklık noktası, °C min.	38	38	28	–
Yoğunluk, 15 °C, kg/m³	775-840	775-840	min. 774 @ 20°C	750-801
Donma sıcaklık noktası, °C maks.	-40	-47	-50	-51
Viskozite -20°C, mm²/saniye, maks.	8	8	8 @ -40°C	–
Yanma reaksiyonu net enerji değeri, MJ/kg min.	42.8	42.8	42.9	42.8

JET A-1 yakıtının günümüz jet motorlarının ana yakıtı olması ve daha güvenilir özelliği sebebiyle, bu yakıtı çok benzer özelliklere sahip JP-8 yakıtı tez çalışmaları süresince kullanılacaktır.

2.2 Stokiyometrik Oran

Yanma reaksiyonunun tam olarak gerçekleşmesi ve yakıtın tam olarak CO₂ ve H₂O olarak ayrışması için ortamda yeterince havanın bulunması gerekmektedir. Reaksiyona giren hava/yakıt karışım oranı stokiyometrik karışım oranını vermektedir. Havada bulunan hacmin %21'ini oksijen gazının oluşturduğu bilindiği için reaksiyon içerisindeki stokiyometrik oran kimyasal denklem çözümü sonucu ortaya çıkacaktır. Örnek olarak 1 mol C₇H₁₆ bileşeninin tam yanması için 11 mol O₂ gazına ihtiyaç duyacaktır;



Atom ağırlıkları denkleme yerleştirildiğinde (C=12, H=1, O=16),

$$100 \text{ g} + 352 \text{ g} = 308 \text{ g} + 144 \text{ g}.$$

Denklem çözümü sadeleştirildiğinde 1 g yakıt için 3.52 g oksijenin kullanıldığı görülmektedir. Havanın ağırlık olarak %23 oksijen olduğu için 1 g yakıt için $3.52/23 \times 100 = 15.304$ g havaya ihtiyaç duyulduğu hesaplanır. Yapılan hesap sonucu C_7H_{16} yakıt bileşeninin stokiyometrik HYO (Hava/Yakıt Oranı) karışımının $15.304/1 = 15.304$ olduğu görülür. Bazı durumlarda bu oran stokiyometrik YHO (Yakıt/Hava Oranı) $1/15.304 = 0.0653$ olarak ifade edilebilir.

Stokiyometrik karışımlarda yanmanın tam gerçekleşmesi için ortamda yeterince oksijen bulunmalıdır. Stokiyometrik HYO, yakıtın tüm ısı enerjisinin ortaya çıkmasını sağlar. Eğer yakıt sayısal olarak daha küçük bir stokiyometrik değer ile gerçekleşirse yakıt tam olarak yanmaz ve reaksiyon sonucunda ortaya tam yanmamış hidrokarbon bileşenleri ile karbonmonooksit gazı açığa çıkar. Bu sebeple stokiyometrik değer bize yanma reaksiyonu ile ilgili doğrudan bilgi vermektedir [8].

2.3 Ekivalans Oranı

Farklı yakıtların yanma karakteristiğini ve yanma mukavemetini ifade eden yöntem karışımın ekivalans oranıdır. Ekivalans oranı reaksiyona giren gerçek yakıt/hava karışımının stokiyometrik yakıt/hava karışımına oranının ifadesidir. Tüm yakıtlar için $\phi = 1$ değeri, stokiyometrik karışım anlamına gelir [8].

$$\phi = \frac{\left(\frac{\text{Yakıt}}{\text{Hava}}\right)_{\text{gerçek}}}{\left(\frac{\text{Yakıt}}{\text{Hava}}\right)_{\text{stkmk.}}}$$

2.4 Fakir Karışım

Yanma reaksiyonu boyunca ekivalans oranın 1'den küçük olduğu karışımlardır.

$$\phi < 1$$

2.5 Zengin Karışım

Yanma reaksiyonu boyunca ekivalans oranının 1'den büyük olduğu karışımlardır.

$$\phi > 1$$

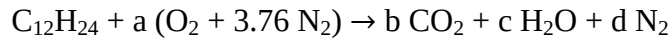
2.6 Kimyasal denklem çözümü ve reaksiyon enerji değeri

Pilot ateşleme test sisteminde kullanılacak olan yakıtın teorik olarak kimyasal reaksiyon formülleri hesap edilecek ve farklı $\frac{yakıt}{hava}$ oranlarına bağlı olarak reaksiyon enerji değerlerinin detaylı olarak hesabı yapılacaktır.

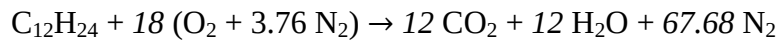
2.6.1 Kerosen (JP8) yakıtı kimyasal formülasyonu

Tasarım ve testi yapılacak olan pilot ateşleme sisteminde yakıt olarak kerosen (JP8) yakıtı kullanılacaktır.

Kerosen kimyasal formülü : $C_{12}H_{24}$



$$b = 12, c = 12, a = 18, d = 67.68$$



Yukarıdaki denklem sitokiyometrik karışımın kimyasal denklemidir. Denklem sayesinde hava/yakıt karışımı hesaplanacaktır.

Element molekül ağırlıkları sırasıyla;

C=12 g/mol, H=1 g/mol, O=16 g/mol, N=14 g/mol, Hava=28.97 g/mol [19] .

$$C_{12}H_{24} = 12 \times 12 + 24 \times 1 = 168 \text{ g/mol}$$

$$\text{Hava}(O_2 + 3.76 N_2) = 28.97 \text{ g/mol}$$

Sitokiyometrik denkleme göre 1 mol $C_{12}H_{24}$ yakıtı için $(18 + 18 \times 3.76) = 85.68$ mol hava gerekmektedir.

Buna bağlı olarak;

$$\frac{H}{Y} = \frac{85.68 \times 28.97 \left(\frac{g}{mol}\right)}{168 \left(\frac{g}{mol}\right)} = 14.774$$

$$\frac{Y}{H} = \frac{1}{14.774} = 0.0676$$

Pilot ateşleme sisteminin performansını gözlemlemek amacıyla seçilen farklı ekivalans oranlarına bağlı olarak testler gerçekleştirilecektir.

Yapılan hesaplamalar sonucunda ekivalans oranının $\phi=1$ olduğu durumda, stokiyometrik $\frac{yakıt}{hava}$ ve $\frac{hava}{yakıt}$ oranları aşağıdaki gibi olacaktır.

Çizelge 2.3 Yakıt Oranı

Ekivalans Oranı	Y/H	H/Y
1	0.06769	14.773
Ağırlık Oranı Cinsinden		

Pilot ateşleme test sisteminde farklı ekivalans oranlarına göre analiz ve test yapılacağı için, ekivalans oranının $\phi = 0.5, 0.6, 0.7, 0.8, 0.9, 1, 1.1, 1.2, 1.3, 1.4, 1.5$ olduğu durumlardaki yakıt/hava debileri hesaplanacaktır.

$$\phi = \frac{\left(\frac{Yakıt}{Hava}\right)_{gerçek}}{\left(\frac{Yakıt}{Hava}\right)_{stkmk.}}$$

$\phi : 0.5$ için;

$$0.5 = \frac{\left(\frac{Yakıt}{Hava}\right)_{gerçek}}{0.06769}$$

$$\left(\frac{Yakıt}{Hava}\right)_{\phi=0.5} = 0.0338$$

$\phi : 0.6$ için;

$$0.6 = \frac{\left(\frac{Yakıt}{Hava}\right)_{gerçek}}{0.06769}$$

$$\left(\frac{Yakıt}{Hava}\right)_{\phi=0.6} = 0.0406$$

$\phi : 0.7$ için;

$$0.7 = \frac{\left(\frac{Yakıt}{Hava}\right)_{gerçek}}{0.06769}$$

$$\left(\frac{\text{Yakıt}}{\text{Hava}}\right)_{\phi=0.7} = 0.0474$$

$\phi : 0.8$ için;

$$0.8 = \frac{\left(\frac{\text{Yakıt}}{\text{Hava}}\right)_{\text{gerçek}}}{0.06769}$$

$$\left(\frac{\text{Yakıt}}{\text{Hava}}\right)_{\phi=0.8} = 0.0542$$

$\phi : 0.9$ için;

$$0.9 = \frac{\left(\frac{\text{Yakıt}}{\text{Hava}}\right)_{\text{gerçek}}}{0.06769}$$

$$\left(\frac{\text{Yakıt}}{\text{Hava}}\right)_{\phi=0.9} = 0.0609$$

$\phi : 1.1$ için;

$$1.1 = \frac{\left(\frac{\text{Yakıt}}{\text{Hava}}\right)_{\text{gerçek}}}{0.06769}$$

$$\left(\frac{\text{Yakıt}}{\text{Hava}}\right)_{\phi=1.1} = 0.0745$$

$\phi : 1.2$ için;

$$1.2 = \frac{\left(\frac{\text{Yakıt}}{\text{Hava}}\right)_{\text{gerçek}}}{0.06769}$$

$$\left(\frac{\text{Yakıt}}{\text{Hava}}\right)_{\phi=1.2} = 0.0812$$

$\phi : 1.3$ için;

$$1.3 = \frac{\left(\frac{\text{Yakıt}}{\text{Hava}}\right)_{\text{gerçek}}}{0.06769}$$

$$\left(\frac{\text{Yakıt}}{\text{Hava}}\right)_{\phi=1.3} = 0.0880$$

ϕ : 1.4 için;

$$1.4 = \frac{\left(\frac{\text{Yakıt}}{\text{Hava}}\right)_{\text{gerçek}}}{0.06769}$$

$$\left(\frac{\text{Yakıt}}{\text{Hava}}\right)_{\phi=1.4} = 0.0948$$

ϕ : 1.5 için;

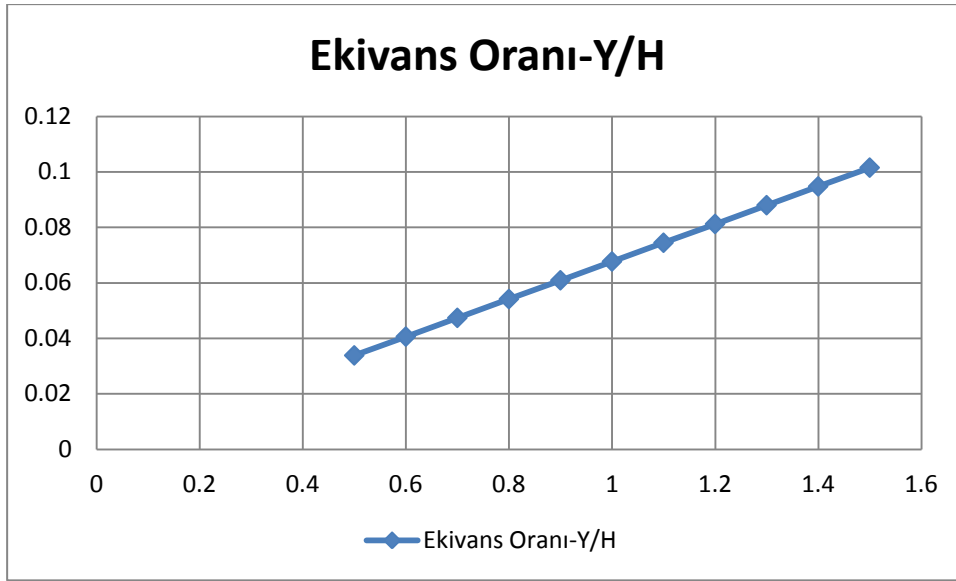
$$1.5 = \frac{\left(\frac{\text{Yakıt}}{\text{Hava}}\right)_{\text{gerçek}}}{0.06769}$$

$$\left(\frac{\text{Yakıt}}{\text{Hava}}\right)_{\phi=1.5} = 0.1015$$

Yapılan hesaplamalar sonucunda $\frac{\text{yakıt}}{\text{hava}}$ karışımının ekivalans oranına göre dağılım tablosu ve grafiği sırasıyla Çizelge 2.4 ve Şekil 2.3'te gösterildiği gibidir.

Çizelge 2.4 Ekivalans oranına bağlı yakıt/hava oranları (ağırlığa dayalı oran).

Ekivalans Oranı	Y/H
0.5	0.033845
0.6	0.040614
0.7	0.047383
0.8	0.054152
0.9	0.060921
1	0.06769
1.1	0.074459
1.2	0.081228
1.3	0.087997
1.4	0.094766
1.5	0.101535



Şekil 2.3 Ekivalans oranına bağlı yakıt/hava değişimi.

2.6.2 Kerosen yakıtı enerji değeri

Ekivalans oranlarına göre analizi yapılacak olan farklı $\frac{yakıt}{hava}$ karışımlarında hava debisi sabit tutularak reaksiyon başına açığa çıkması gereken enerji miktarı teorik olarak hesaplanacaktır.

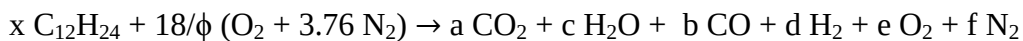
Kerosen yakıtının 25°C sıcaklık ve 1 atm basınç koşulları altında oluşum entalpi değeri;

Çizelge 2.5 Kerosen yakıtı enerji değeri [20].

Yakıt	Entalpi Değeri (kcal/mol)	Entalpi Değeri (kj/mol)
Kerosen(JP8)	-92.2	-385.4
1 atm, 298 K		

2.6.1’de hesap edilen ekivalans oranına bağlı $\frac{yakıt}{hava}$ karışımları hesabı doğrultusunda ilk olarak fakir karışımdan zengin karışıma doğru giderken kimyasal denklemin formülasyonları bazı katsayı kabulleri ile oluşturulacak ve meydana çıkan formülasyonlar doğrultusunda yakıt-mol değerine bağlı olarak reaksiyonların enerji değerleri hesap edilecektir.

Bu aşamada kerosen yakıtının genel yanma denklemi aşağıdaki gibi kabul edilecektir.



Çizelge 2.6 Genel reaksiyon katsayıları.

Kimyasal Bileşikler	C ₁₂ H ₂₄	(O ₂ +3.76N ₂)	CO ₂	H ₂ O	CO	H ₂	O ₂	N ₂
Bileşik Katsayıları	x	18/ φ	a	c	b	d	e	f

$$12 x = a + b$$

$$24 x = 2 c + 2 d$$

$$36/\phi = 2 a + c + b + 2 e$$

$$67,68/\phi = f$$

Çizelge 2.7 x=1 için oluşan denklemler.

12 x = a + b	→	12 = a + b
24 x = 2 c + 2 d		12 = c + d
36/φ = 2 a + c + b + 2 e		36/φ = 2 a + c + b + 2 e
67,68/φ = f		67.68/φ = f

Bu bilgiler doğrultusunda ekivalans oranı φ=0.5,0.6,0.7,0.8,0.9,1,1.1,1.2,1.3,1.4 ve 1.5 için ayrı ayrı bileşik katsayıları hesap edilecektir.

Çizelge 2.8 φ=0.5 için oluşan denklemler.

12 = a + b	Sadeleştirme → Sonrası	12 = a + b	a=12 → c=12	b = 0
24 = 2 c + 2 d		12 = c + d		d = 0
36/0,5 = 2 a + c + b + 2 e		72 = 2 a + c + b + 2 e		e=18
67,68/0,5 = f		135.4 = f		f=135.4

Çizelge 2.9 φ=0.6 için oluşan denklemler.

12 = a + b	Sadeleştirme → Sonrası	12 = a + b	a=12 → c=12	b = 0
24 = 2 c + 2 d		12 = c + d		d = 0
36/0,6 = 2 a + c + b + 2 e		60 = 2 a + c + b + 2 e		e=12
67,68/0,6 = f		112.8 = f		f=112.8

Çizelge 2.10 $\phi=0.7$ için oluşan denklemler.

$12 = a + b$	Sadeleştirme → Sonrası	$12 = a + b$	$a=12$ → $c=12$	$b = 0$
$24 = 2 c + 2 d$		$12 = c + d$		$d = 0$
$36/0,7 = 2 a + c + b + 2 e$		$51.4 = 2 a + c + b + 2 e$		$e=7.7$
$67,68/0,7 = f$		$96.7 = f$		$f=96.7$

Çizelge 2.11 $\phi=0.8$ için oluşan denklemler.

$12 = a + b$	Sadeleştirme → Sonrası	$12 = a + b$	$a=12$ → $c=12$	$b = 0$
$24 = 2 c + 2 d$		$12 = c + d$		$d = 0$
$36/0,8 = 2 a + c + b + 2 e$		$45 = 2 a + c + b + 2 e$		$e= 4.5$
$67,68/0,8 = f$		$84.6 = f$		$f= 84.6$

Çizelge 2.12 $\phi=0.9$ için oluşan denklemler.

$12 = a + b$	Sadeleştirme → Sonrası	$12 = a + b$	$a=12$ → $c=12$	$b = 0$
$24 = 2 c + 2 d$		$12 = c + d$		$d = 0$
$36/0,9 = 2 a + c + b + 2 e$		$40 = 2 a + c + b + 2 e$		$e= 2$
$67,68/0,9 = f$		$75.2 = f$		$f= 75.2$

Çizelge 2.13 $\phi=1.0$ için oluşan denklemler.

$12 = a + b$	Sadeleştirme → Sonrası	$12 = a + b$	$a=12$ → $c=12$	$b = 0$
$24 = 2 c + 2 d$		$12 = c + d$		$d = 0$
$36/1 = 2 a + c + b + 2 e$		$36 = 2 a + c + b + 2 e$		$e= 0$
$67,68/1 = f$		$67.68 = f$		$f= 67.7$

Çizelge 2.14 $\phi=1.1$ için oluşan denklemler.

$12 = a + b$	Sadeleştirme → Sonrası	$12 = a + b$	KABUL → $a=10, c=10$	$b = 2$
$24 = 2 c + 2 d$		$12 = c + d$		$d = 2$
$36/1.1 = 2 a + c + b + 2 e$		$32.7 = 2 a + c + b + 2 e$		$e= 0.36$
$67,68/1.1 = f$		$61.5 = f$		$f= 61.5$

Çizelge 2.15 $\phi=1.2$ için oluşan denklemler.

$12 = a + b$	Sadeleştirme → Sonrası	$12 = a + b$	KABUL → $a=8.5, c=8.5$	$b = 3.5$
$24 = 2 c + 2 d$		$12 = c + d$		$d = 3.5$
$36/1.2 = 2 a + c + b + 2 e$		$30 = 2 a + c + b + 2 e$		$e = 0.5$
$67,68/1.2 = f$		$56.4 = f$		$f = 56.4$

Çizelge 2.16 $\phi=1.3$ için oluşan denklemler.

$12 = a + b$	Sadeleştirme → Sonrası	$12 = a + b$	KABUL → $a=7, c=7$	$b = 5$
$24 = 2 c + 2 d$		$12 = c + d$		$d = 5$
$36/1.3 = 2 a + c + b + 2 e$		$27.7 = 2 a + c + b + 2 e$		$e = 0.85$
$67,68/1.3 = f$		$52.1 = f$		$f = 52.1$

Çizelge 2.17 $\phi=1.4$ için oluşan denklemler.

$12 = a + b$	Sadeleştirme → Sonrası	$12 = a + b$	KABUL → $a=6, c=6$	$b = 6$
$24 = 2 c + 2 d$		$12 = c + d$		$d = 6$
$36/1.4 = 2 a + c + b + 2 e$		$25.7 = 2 a + c + b + 2 e$		$e = 0.86$
$67,68/1.4 = f$		$48.3 = f$		$f = 48.3$

Çizelge 2.18 $\phi=1.5$ için oluşan denklemler.

$12 = a + b$	Sadeleştirme → Sonrası	$12 = a + b$	KABUL → $a=5, c=5$	$b = 7$
$24 = 2 c + 2 d$		$12 = c + d$		$d = 7$
$36/1.5 = 2 a + c + b + 2 e$		$24 = 2 a + c + b + 2 e$		$e = 1$
$67,68/1.5 = f$		$45.1 = f$		$f = 45.1$

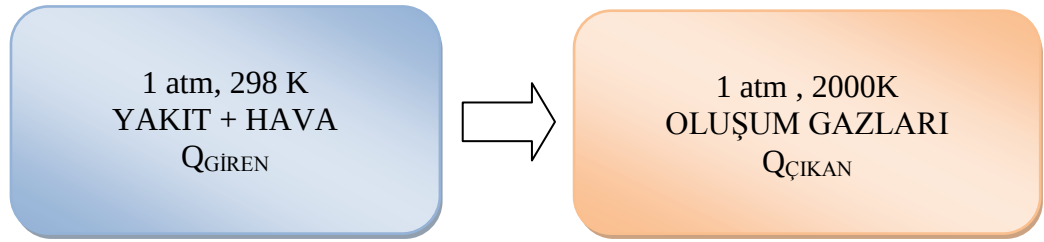
Yapılan hesaplamalar sonucunda farklı ekivalans oranlarına tekabül eden bileşik katsayıları Çizelge 2.19’de gösterildiği gibidir.

Çizelge 2.19 Ekiyalans değlerlerine göre oluşan denklem katsayıları.

		Kimyasal Bileşikler	$C_{12}H_{24}$	$(O_2+3.76N_2)$	CO_2	H_2O	CO	H_2	O_2	N_2
		Bileşik Katsayıları	x	$18 / \phi$	a	c	b	d	e	f
Ekiyalans Oranı	0.5	Fakir Karışım	1	36.0	12	12	0	0	18.0	135.4
	0.6		1	30.0	12	12	0	0	12.0	112.8
	0.7		1	25.7	12	12	0	0	7.7	96.7
	0.8		1	22.5	12	12	0	0	4.5	84.6
	0.9		1	20.0	12	12	0	0	2.0	75.2
	1	Stokiyometrik Karışım	1	18.0	12	12	0	0	0	67.68
	1.1	Zengin Karışım	1	16.4	10	10	2	2	0.36	61.5
	1.2		1	15.0	8.5	8.5	3.5	3.5	0.50	56.4
	1.3		1	13.8	7	7	5	5	0.85	52.1
	1.4		1	12.9	6	6	6	6	0.86	48.3
	1.5		1	12.0	5	5	7	7	1.00	45.1

Bütün bu hesaplamalar sonucunda belli kabuller doğrultusunda reaksiyonların enerji değerlerini bulabileceğiz. Yanma reaksiyonun 25°C sıcaklığı ve 1 atm basınç altında gerçekleştiği kabul edilecektir. Kerosen yakıtı için Şekil 2.6’da kabul edilen oluşum entalpisi kullanılacaktır. (Kerosen_{entalpi,298K,1atm} = -385400 kJ/kmol)

Ayrıca reaksiyon ürünlerinin entalpi değerleri 2000K sıcaklığına göre hesap edilecektir.

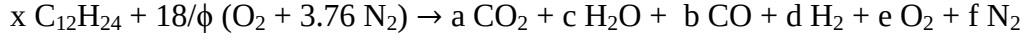


Şekil 2.4 Reaksiyon ortam koşulları.

Çizelge 2.20 Oluşum Entalpisi ve Yanma Entalpisi [21].

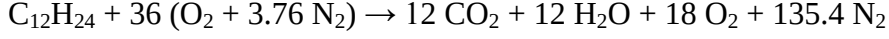
Madde	h_f° kJ/kmol	h_{298K} kJ/kmol	h_{2000K} kJ/kmol
$C_{12}H_{24}(SIVI)$	-385400	-	-
O_2	0	8682	67881
N_2	0	8669	64810
CO_2	-393520	9364	100804
CO	-110530	8669	65408
H_2O	-241820	9904	82593
H_2	0	8468	61400

$$Q_{\text{ÇIKAN},2000\text{K}} - Q_{\text{GİREN},298\text{K}} = Q_{\text{YAKIT}}$$



$\phi = 0.5$ için;

Reaksiyon denklemi :



$$Q_{\text{YAKIT},\phi=0.5} = Q_{\text{ÇIKAN},2000\text{K}} - Q_{\text{GİREN},298\text{K}}$$

$$Q_{\phi} = \sum n_{\text{ç}} (h_{f^{\circ}} + h_{2000\text{K}} - h_{298\text{K}})_{\text{ç}} - \sum n_{\text{g}} (h_{f^{\circ}} + h_{2000\text{K}} - h_{298\text{K}})_{\text{g}}$$

$$Q_{\phi=0.5} = (12 \text{ kmol CO}_2) [(-393520+100804-9364) \text{ kJ/kmol CO}_2] + (12 \text{ kmol H}_2\text{O}) [(-241820+82593-9904) \text{ kJ/kmol H}_2\text{O}] + (18 \text{ kmol O}_2) [(67881-8682) \text{ kJ/kmol O}_2] + (135.4 \text{ kmol N}_2) [(64810-8669) \text{ kJ/kmol N}_2] - (1 \text{ kmol C}_{12}\text{H}_{24}) [(-385400) \text{ kJ/kmol C}_{12}\text{H}_{24}]$$

$$Q_{\phi=0.5} = 3395695 \text{ kJ/kmol}$$

olarak bulunur.

Kerosen ($\text{C}_{12}\text{H}_{24}$) yakıtının molekül ağırlığı, $M_{\text{C}_{12}\text{H}_{24}} = 169 \text{ kg/kmol}$ 'dur. Buna bağlı olarak;

$$Q_{\phi=0.5} = 3395695 \text{ kJ/kmol}$$

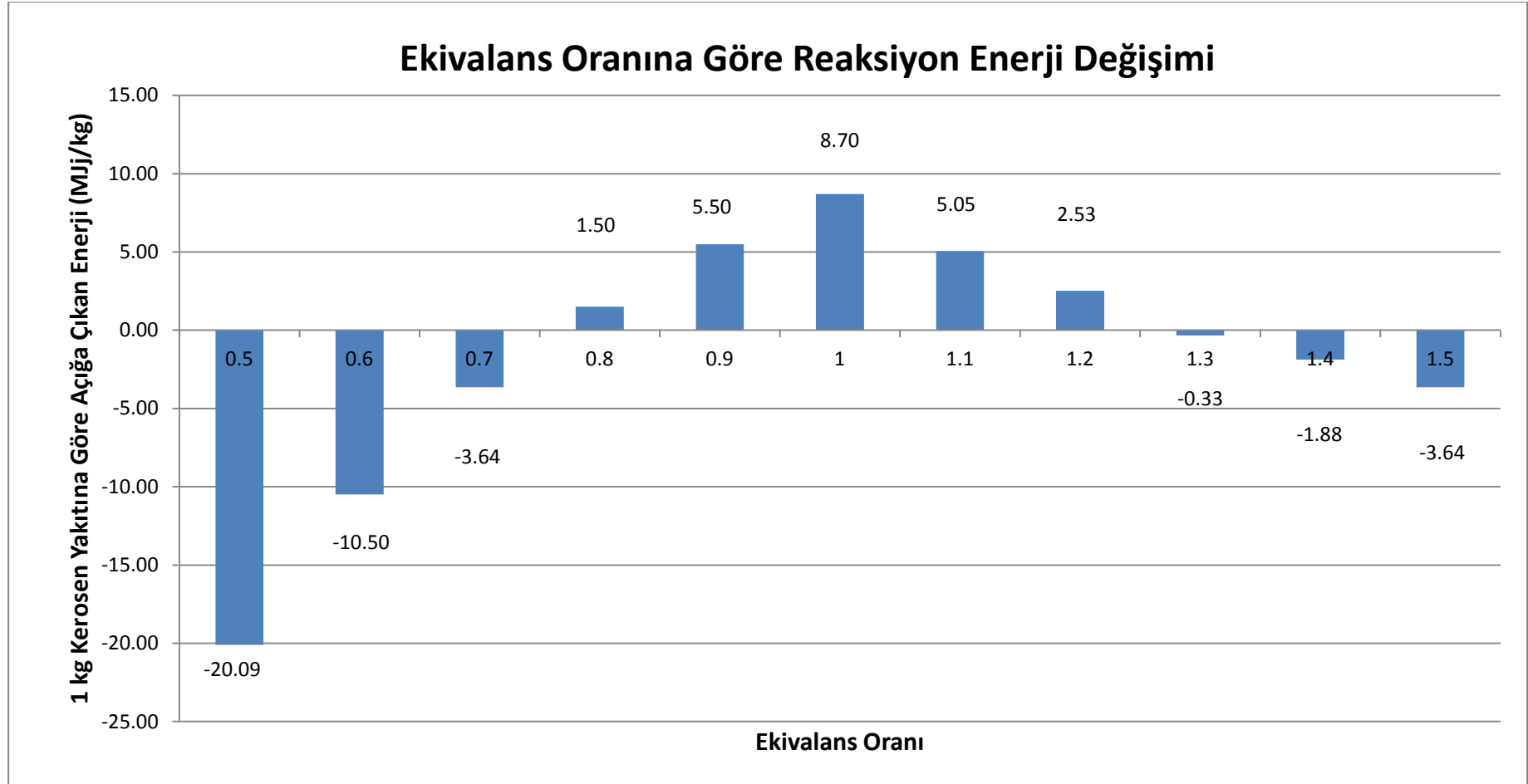
$$Q_{\phi=0.5} = 3395695 \text{ kJ/kmol} \times 1 \text{ kmol} / 169 \text{ kg}$$

$$Q_{\phi=0.5} = 20093 \text{ kJ/kg-yakıt}$$

$$Q_{\phi=0.5} = 20.093 \text{ MJ/kg-yakıt}$$

$\phi = 0.5$ ekivalans oranı için 2000K reaksiyon çıkış sıcaklığında sistem enerji değerinin yaklaşık 20 MJ/ kg-yakıt olduğu hesaplanmıştır ki bu değer sistemin enerji soğurduğu anlamına gelmektedir.

Diğer karışım oranları için yukarıda yapılan hesaplamalar tekrar edildiğinde farklı ekivalans değerlerine göre ortaya çıkan enerji dağılımı Şekil 2.5 ve Çizelge 2.21'de gösterildiği gibidir.



Şekil 2.5 Ekivalans değerlerine göre açığa çıkan enerji değişimleri.

Çizelge 2.21 Kerosen yakıtının farklı ekivalans oranlarına göre açığa çıkan enerji değerleri.

Ekivalans Oranı	Açığa Çıkan Enerji (MJ/kg)	Reaksiyon Tipi
0.5	20.093	Endotermik
0.6	10.497	Endotermik
0.7	3.642	Endotermik
0.8	-1.498	Ekzotermik
0.9	-5.497	Ekzotermik
1	-8.695	Ekzotermik
1.1	-5.046	Ekzotermik
1.2	-2.526	Ekzotermik
1.3	0.328	Endotermik
1.4	1.880	Endotermik
1.5	3.643	Endotermik

3. PİLOT ATEŞLEME TASARIMI

Mensubu olduğum TEI firmasının Tasarım Mühendisliği Müdürlüğü bölümünde bir gaz türbinli çekirdek motor geliştirme projesi yürütülmektedir. Proje kapsamında gerçek tasarım öncesi motorun tüm bölümleri için ön tasarım faaliyetleri sürdürülmektedir. Bu faaliyetler kapsamında motorun en önemli bölümlerinden biri olan yanma odasının, hızlı ve etkin bir şekilde ateşlenebilmesi için pilot ateşleme sistemi öne çıkmaktadır. Ön tasarımı gerçekleştirilerek yanma odası rig test düzeneğinde testi gerçekleştirilecek bu sistemin çalışması gerçek motor tasarımı için önemli bir yol gösterici olacaktır. Bu konseptte bir çalışma yalnız mensubu olunan firmada değil aynı zamanda ülkemiz çapında pilot ateşleme sisteminin hem tasarımının yapılması ve hem de yapılacak olan test düzeneği ile somut verilerin toplanması adına öncü bir çalışma olması yönüyle büyük bir önem arz etmektedir.

Pilot ateşleme sistem tasarımı 2 ana unsurdan oluşacaktır. Bunlar sırasıyla;

- yakıt enjeksiyon parametreleri,
- ateşleme parametreleridir.

Bu 2 unsur sistem çalışmasına ve performansına direk olarak etki etmesi yönüyle çok dikkatli irdelenecektir. Yakıt-hava debisinin değişimine, farklı modeldeki ateşleyici konumlarına bağlı olarak farklı tasarımlar çalışmalar boyunca incelenecektir.

Sistem tasarımının ilk aşamasında yakıt enjeksiyonu ve ateşleme için tasarım kriterleri belli edilecektir.

3.1 Yakıt Enjeksiyon Parametreleri

Yakıt enjeksiyon sistemi motor yanma performansında önemli bir rol teşkil etmektedir. Püskürtülen yakıt ne kadar atomize hale gelirse motorun yanma performansı da o derece artacaktır. Yakıtın iyi bir şekilde atomize edilmiş olması yakıtın yüzey/hacim oranını arttırması sebebiyle yanma işlemi çok daha kısa sürede

ve verimli bir şekilde gerçekleşmiş olacaktır. Bu bağlamda yakıt enjeksiyon parametreleri incelenirken sırasıyla;

- enjektör tipi,
- debi,
- tanecik boyutu,
- enjektör kon açısı

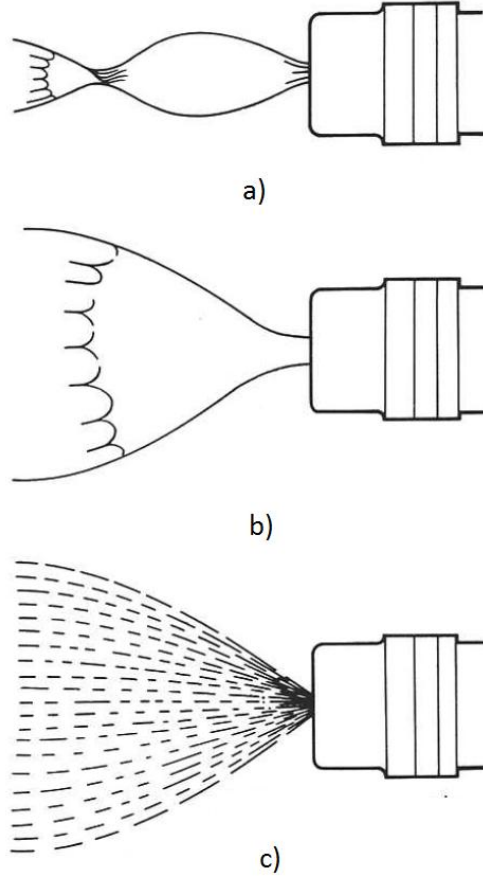
üzerinde durulacaktır.

3.1.1 Enjektör tipi

Yakıt enjektörü, enjeksiyon sisteminde yakıtın dağılımını sağlayacak modül olması yönüyle önemlidir. Pilot ateşleme sistemi için seçilecek enjektörün şu özellikleri mümkün olduğu kadar sağlayabilmesi gerekmektedir [6];

- farklı yakıt debisine bağlı olarak iyi bir atomizasyon sağlamalı,
- yakıt debisindeki ani değişimlere anında cevap verebilmeli,
- yakıt akış bozukluklarından çok fazla etkilenmemeli,
- yakıt içindeki kirliliklerde karşı dirençli olmalı,
- atomize edilmiş yakıt taneciklerini radyal olarak homojen bir şekilde dağıtmalıdır.

Enjektör, yakıtı iyi bir şekilde atomize edebildiği kadar başarılıdır. Akışkanın enjektör içerisindeki kesit, debi ve basınç değişimine bağlı olarak sergilediği fiziksel davranışlar yakıt enjektörünün çalışma mantığını oluşturur ve enjektör tasarımı yapılırken tüm bu fiziksel parametreler gözönünde tutulur. Debi basınç farkı ne kadar fazla olur ve buna karşılık akışkan miktarı ne kadar az olursa Şekil 3.1’de de gösterildiği gibi sıvı yakıt, enjektör çıkışında o kadar iyi bir şekilde atomize olur.



Şekil 3.1 Yakıt atomizasyon görünümü [1].

Akışkanın enjektör içindeki hareketinin nasıl olduğu ile ilgili detaylı bilgileri Akışkanlar Dinamiği'nden hatırladığımız Navier-Stoke denklemleri ile hesap edebiliriz.

Navier-Stoke denklemleri akışkanın kütle ve momentumunun korunumuna bağlı olarak hesap edilir. Teorik olarak irdelediğimizde;

t :zaman

m :yakıt tanecek kütlesi

ρ :yakıt tanecik yoğunluğu

V :yakıt kontrol hacmi

$R(t)$:zamana bağlı yakıt taneciği ortalama yarıçapı

v :tanecik hızı

A :akış kesiti

$$m = \rho \cdot v \cdot A$$

$$m = \int_{R(t)} \rho \, dV \quad (3.1)$$

Matematiksel olarak hesap edildiğinde;

$$\frac{dm}{dt} = \frac{d}{dt} \int_{R(t)} \rho \, dV = 0 \quad (3.2)$$

$$\int_{R(t)} \frac{d\rho}{dt} dV + \int_{S(t)} \rho U \cdot n \, dA = 0 \quad (3.3)$$

Gauss teoremi yardımıyla;

$$\int_{S(t)} \rho U \cdot n \, dA = \int_{R(t)} \Delta \cdot \rho U \, dV \quad (3.4)$$

hesap edilir. Bu denklem yukarıda hesaplanan 3 nolu denklem içinde kullanılırsa;

$$\int_{R(t)} \frac{d\rho}{dt} + \nabla \cdot \rho U \, dV = 0 \quad (3.5)$$

R(t)'nin çok küçük kabul edildiği durumda 4 nolu süreklilik denkleminin diferansiyel formu aşağıdaki gibi olacaktır;

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot \rho U = 0 \quad (3.6)$$

Yapılan hesaplamalarda akış sıkıştırılamaz olarak düşünüldüğü için;

$\nabla \cdot \rho U = 0$ olarak hesap edilir ve 3 boyutlu olarak atomize edilen sıkıştırılamaz yakıt taneciğinin zamandan bağımsız kütle korunumuna dayalı süreklilik denklemi;

$$u_x + v_y + w_z = 0 \quad (3.7)$$

olur. Hesaplamalar sonucunda Navier-Stoke denklemleri için sıkıştırılamaz yakıt için kütle korunumuna dayalı denklem ortaya çıkarılmıştır. Bundan sonra yapılacak işlemlerde sıkıştırılamaz yakıt taneciğinin momentumunun korunmasına dayalı teorik hesaplamalar gerçekleştirilecektir. Kabaca düşünüldüğünde bu prensibin temelinde yatan teoremin Newton'un 2. kanunu olarak tabir edilen;

$$F = m \cdot a \quad (3.8)$$

formülünün olduğu görülür.

Momentumun korunumuna detaylı olarak bakıldığında ise;

$$\left(\frac{\text{Yakıt hütlesine birim}}{\text{zamanda etkiyen momentum}} \right) = \left(\frac{\text{Yakıt kütlesine etkiyen}}{\text{toplam kuvvetler}} \right) \quad (3.9)$$

Birim zamanda yakıt kütlesine etkiyen momentum;

$$\frac{D}{Dt} \int_{R(t)} \rho U dV = \left(\frac{\text{Yakıt hütlesine birim}}{\text{zamanda etkiyen momentum}} \right) \quad (3.10)$$

olarak ifade edilir.

Yakıt kütlesine etkiyen kuvvetler sırasıyla;

- cisimsel kuvvet,

$$\int_{R(t)} F_b \cdot dV \quad (3.11)$$

- yüzeysel kuvvetler (basınç ve viskoz kuvvetler)

$$\int_{S(t)} F_s \cdot dA \quad (3.12)$$

Navier-Stoke momentum denklemi genel olarak;

$$\frac{D}{Dt} \int_{R(t)} \rho U dV = \int_{R(t)} F_b \cdot dV + \int_{S(t)} F_s \cdot dA \quad (3.13)$$

ifade edilebilir. (3.13) nolu denklem çözüldüğünde [22];

$$\rho \cdot \frac{dV}{dt} = \rho g - \nabla P + \nabla \tau_{ij} \quad (3.14)$$

halini alır.

$\rho \cdot \frac{dV}{dt}$: ivmelenmeden kaynaklanan momentum

ρg : cisimsel kuvvetten kaynaklanan momentum

∇P : basınç tan kaynaklanan momentum

$\nabla \tau_{ij}$: viskoziteden kaynaklanan momentum

Atomize edilmiş yakıt parçacığının 3 boyutlu ortamdaki davranışı;

- sıkıştırılamaz akışkanların kütle korunumuna dayalı süreklilik denklemi;

$$u_x + v_y + w_z = 0 \quad (3.15)$$

- sıkıştırılmaz akışkanların momentumlarının korunum denklemi;

$$\rho \cdot \frac{dV}{dt} = \rho g - \nabla P + \nabla \tau_{ij} \quad (3.16)$$

x yönündeki momentum için:

$$u_t + uu_x + vu_y + wu_z = -\frac{1}{\rho} p_x + \nu \Delta u + \frac{1}{\rho} F_{B,x}, \quad (3.17)$$

y yönündeki momentum için:

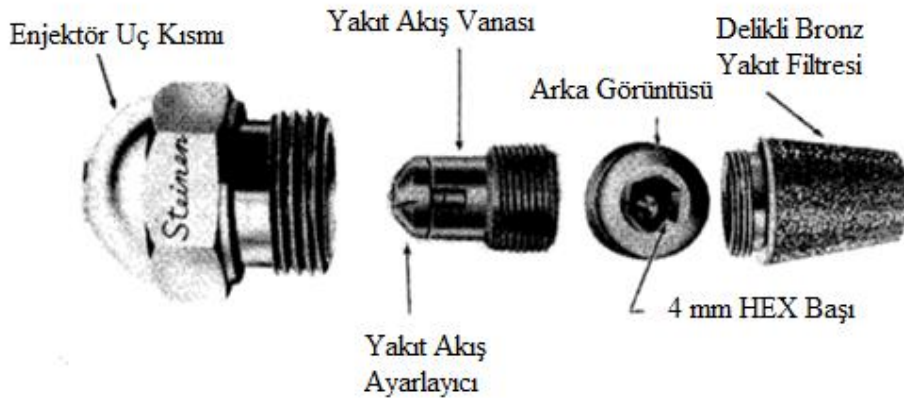
$$v_t + uv_x + vv_y + wv_z = -\frac{1}{\rho} p_y + \nu \Delta v + \frac{1}{\rho} F_{B,y}, \quad (3.18)$$

z yönündeki momentum için:

$$w_t + uw_x + vw_y + ww_z = -\frac{1}{\rho} p_z + \nu \Delta w + \frac{1}{\rho} F_{B,z}, \quad (3.19)$$

hesap edilen 4 farklı (3.15), (3.17), (3.18) ve (3.19) denklemleri ile 4 farklı u,v,w,p bağımsız bilinmeyenler hesap edilerek yakıt enjektör tasarımı ortaya koyulur.

Tez kapsamında yapılan çalışmalar doğrultusunda yukarıdaki bilgiler ışığında mümkün olduğu kadar ifade edilen özelliklere yakın olmak suretiyle ve yurtiçinden de çok hızlı bir şekilde temin edilebilen STEINEN marka yakıt enjektörü test siteminde kullanılmak üzere seçilmiştir.



Şekil 3.2 Yakıt enjektör anatomisi [6].

Şekil 3.2’de görülen enjektör, yakıt debisine bağlı olarak enjeksiyon yapabilen bir enjektör tipidir.

3.1.2 Debi

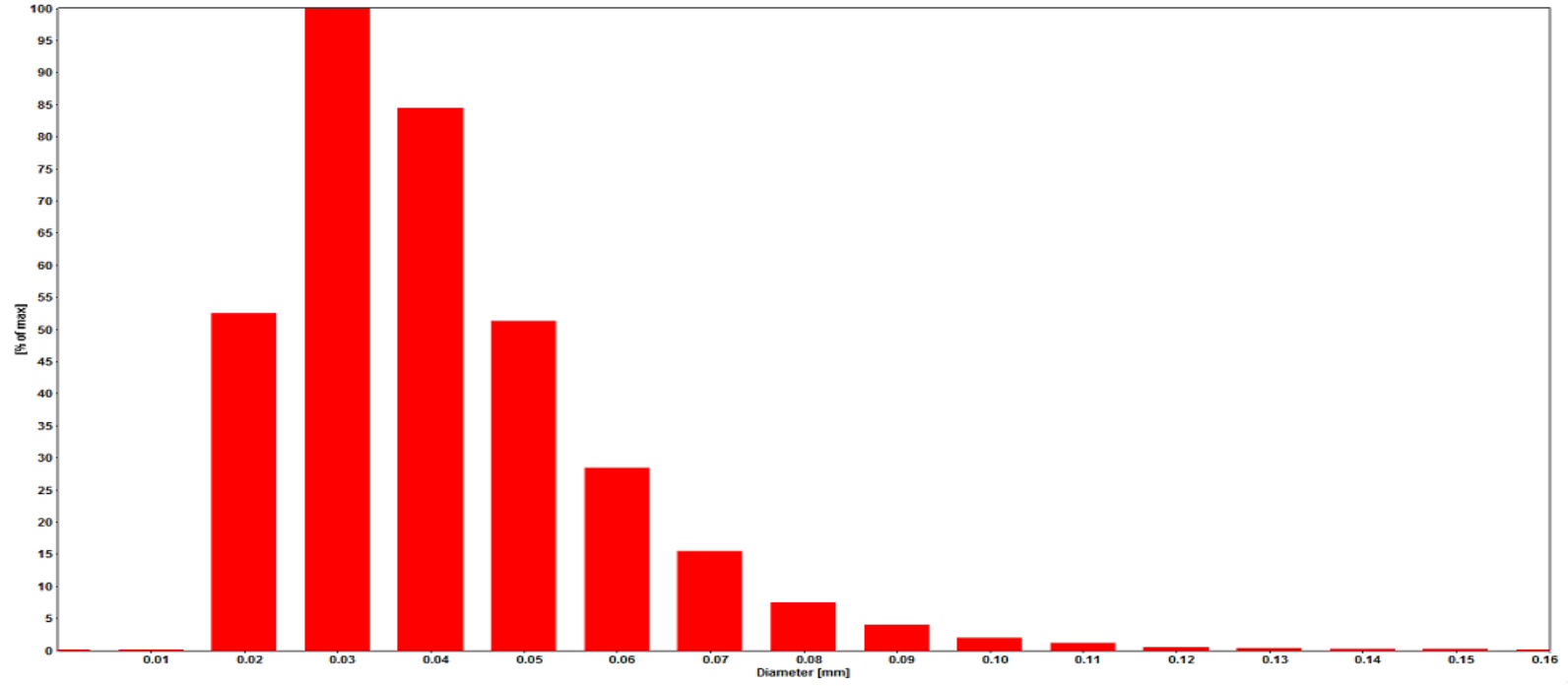
Çekirdek motor tasarımında enjektörlere gidecek olan toplam yakıt debisi yaklaşık olarak 4-6 galon/saat mertebelerinde olacaktır. Pilot ateşleme haricinde 10 adet enjektör motorun normal çalışması süresince faaliyetini sürdürecektir. 10 adet enjektörü besleyen toplam yakıt debisi yüksek irtifa ya da ani manevralarda motorun sönmesi durumunda yalnızca motorda 1 ya da 2 adet olarak konumlandırılacak olan pilot ateşleme sisteminin enjektörünü besleyecek ve yüksek orandaki debi ve sitokiyometrik oranlı hava yakıt karışımı motorun tekrar yanmasını başlatarak çalışmasını sağlayacaktır. Yüksek debi oranı ile enjektöre gönderilen yüksek sitokiyometrik oranlı zengin karışım motorun kısa sürede ve verimli bir şekilde yanmasını sağlayacaktır.

Tüm bu bilgiler ışığında pilot ateşleme test düzeneğinde kullanılacak olan STEINEN marka yakıt enjektörünün debi kapasitesi maksimum 2 galon/saat (6 kg/saat) olarak seçilmiştir.

$$YED(\text{Yakıt Enjektör Debisi}) = 2 \frac{\text{gal}}{\text{saat}} = 6 \frac{\text{kg}}{\text{saat}}$$

3.1.3 Tanecik boyutu

Pilot ateşleme işleminde enjektörden püskürtülen yakıtın toplam tanecik yüzey/hacim oranı ne kadar büyük olursa yakıtın ateşlenebilme kabiliyeti o kadar yüksek olacak ve istenilen pilot ateşleme çok kısa bir sürede etkili bir şekilde gerçekleşecektir. Test sisteminde bulunan lazer ölçüm cihazı sayesinde enjektörden çıkan tanecik boyutu gözlenebilmiştir. Yapılan ölçümlerde enjektörün 5 mm önünde yakıt tanecik çapının 40 mikron olduğu gözlenmiştir.



Şekil 3.3 Yakıt taneciği boyut histogramı.

$$D_o^{yakıt} = 40 \mu$$

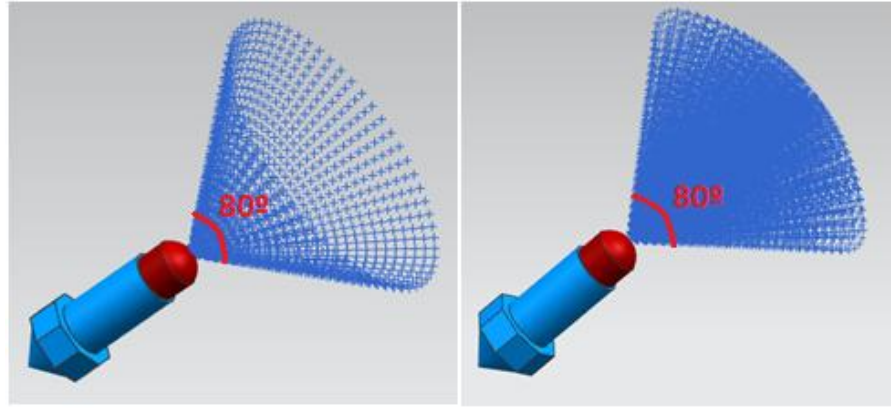
Genel olarak tanecik boyutu ise 20 ile 100 μ arasında değişiklik göstermektedir. Ortalama yakıt taneciği ise 40 μ civarındadır.

3.1.4 Konik açısı ve spre yayılımı

Yakıtın enjektörden çıktığı andaki boyutu kadar yakıt taneciklerinin dağılımı da ateşleme performansını büyük oranda etkilemektedir.

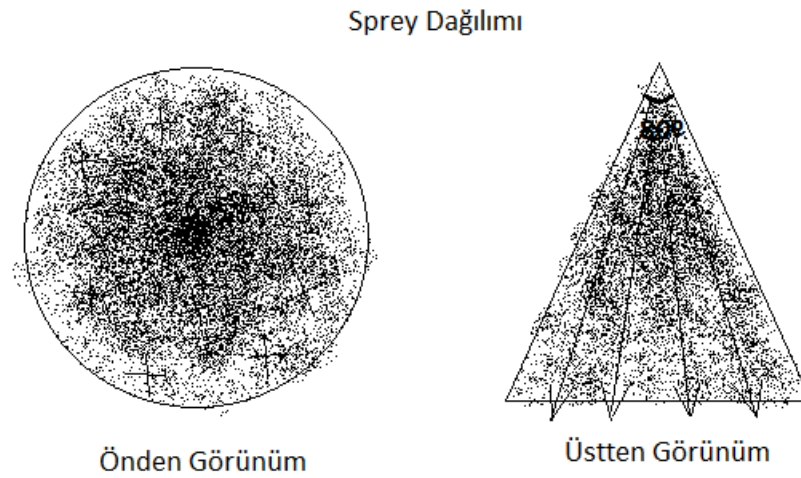
Enjektörden çıkan yakıtın mümkün olduğu kadar homojen ve geniş açı ile dağılması beklenir. Yakıtın düzgün dağılımı ateşlenebilmeyi kolaylaştırırken, enjektörden çıkan yakıtın büyük açı ile geniş alana yayılması atomize olma miktarını arttıracak ve bu durum pilot ateşleme sistemine olumlu yönde etki edecektir [6].

Literatüre bakıldığında enjektörün konik açısına bağlı 2 farklı tür göze çarpmakta ve bunlar sırasıyla kabuk ve katı konik çıkışlı enjektörlerdir.



Şekil 3.4 80° açı ile atomize edilmiş yakıt dağılımı (Soldan sağa Kabuk konik, Katı konik).

Pilot ateşleme test sisteminde Şekil 3.4'te sağ tarafta görülen 80° açı ile püskürtme yapabilen Katı Konik tipi enjektör modeli kullanılarak enjeksiyon yapılacaktır.

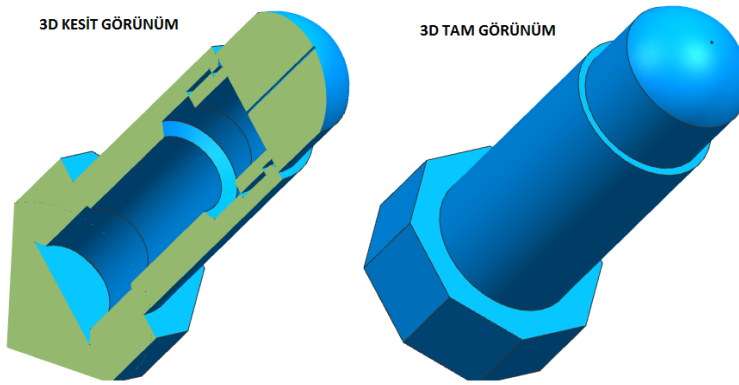


Şekil 3.5 Katı Konik spre yayılımının önden ve üstten görünümü.

3.1.5 Enjektör modeli

Yukarıda detaylı olarak aktarılan bilgiler ışığında pilot ateşleme test sisteminde kullanılmadan önce HAD programında kullanılmak üzere CAD modelleme programı kullanılarak oluşturulan yakıt enjektör modeli Şekil 3.6’da gösterildiği gibidir.

Tasarımı yapılan bu model 3 kg/saat yakıt debisine sahip olup enjeksiyon sırasında yakıtı ortalama 40μ çapına kadar atomize etmekte ve yakıt 80° konik açı ile homojen bir dağılım göstermektedir.



Şekil 3.6 HAD analizinde kullanılacak yakıt enjektör modeli.

3.2 Ateşleme Parametreleri

Yürütülen pilot ateşleme sistemi çalışması kapsamında yakıt enjeksiyon sistemi sonrası ateşleme performansını etkileyen ikinci temel faktör ateşleme sistemi parametreleridir. Ateşleme parametreleri kapsamında ne türde bir ateşlemenin yapılacağı, buji enerji değeri, süresi ve birim zamanda kaç kere tekrar etmesi ve ateşleme trafosu ile ilgili detaylar irdelenecektir.

3.2.1 Ateşleme tipi

Pilot ateşleme sisteminde kullanılabilecek ateşleyici türleri düşünüldüğünde daha önce detaylı olarak açıklamaları yapılan 7 farklı ateşleyici türü göze çarpmaktadır. Bu ateşleyici türlerinin olumlu ve olumsuz yönleri düşünüldüğünde Spark-Torch Tipi ateşleyicilerin yapılacak olan test sistemi için hızlı bir şekilde temin edilebilir, uygun maliyetli, kısa sürede ve verimli bir şekilde ateşleme yapabiliyor olması sebebiyle uygun olduğuna karar verilmiştir.

Glow-plug tipi ateşleyici, aktif olarak motorda çalışırken kopan parçalarının türbin palelerine zarar verme, sitokiyometrik oranın çok düşük olduğu fakir karışımlarda ve soğuk havalarda kızma süresinin uzun olabilme riskleri sebebiyle uygun değildir.

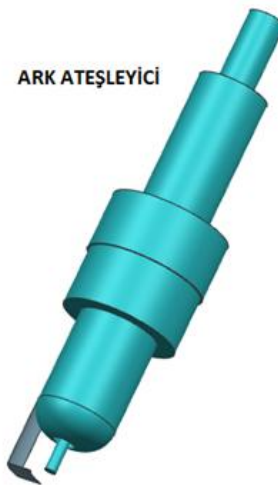
Lazer ve plazma-jet tipi ateşleyiciler aktif olarak havacılık alanında kullanılmama, teknolojik olgunluğa ulaşmamış olması, yüksek maliyet ve geç temin edilebilme özelliklerinden dolayı uygun görülmemiştir.

Yüksek ısı transfer ihtiyacı ve geç ısınma sorunları sebebiyle de Hot-Surface tipi ateşleyici uygun değildir.

Düşük miktarda yakıt ile yüksek miktarda enerji açığa çıkarmasına rağmen depolama, aktarım için teknolojik yetersizliğin olması, herhangi kaza halinde insan hayatı için büyük risk oluşturması ve test sırasında kullanırken insan sağlığına büyük oranda olumsuz olarak etki edecek olması yönüyle kimyasal reaksiyon ile ateşleme yapan sistem pilot ateşleme test sistemi için uygun değildir.

Tüm bu bilgiler doğrultusunda Spark-Torch tipi ateşleyici sistemi çok kısa sürede, çok düşük sıcaklıklarda verimli bir şekilde ateşleme yapabiliyor olmaları, havacılık sektöründe aktif olarak kullanıldıkları için hızlı bir şekilde temin edilebildikleri, ucuz maliyeti, ateşleme frekansı, enerjisi ve oranı ile oynanarak ateşlemenin kontrol altında tutulabilmesi sebebiyle üzerinde çalışması yapılan pilot ateşleme test sistemi için son derece uygun olduğuna karar verilmiştir.

HAD programında kullanılmak üzere CAD modelleme programı kullanılarak oluşturulan ateşleyici modeli Şekil 3.7’de gösterildiği gibidir.



Şekil 3.7 HAD analizinde kullanılacak ark ateşleyici modeli.

3.2.2 Ateşleme enerjisi

Ateşlemede kullanılan Spark tipi bujinin elektrod aralığı ne kadar fazla olursa arkın atlaması gereken direnç de o kadar yüksek olacak ve sonuçta daha da yüksek enerjiye sahip elektrik arkları meydana gelecektir. Aynı zamanda elektrod aralığından geçen havanın da hızının artması elektrik arkını uzatacağı için ateşleme trafosunun kondensör deşarj bölümünden aktarılabacak olan elektrik enerjisi yüksek olacaktır [8].

Buna bağılı olarak ateşleme sisteminde kullanılan buji elektrod aralığı optimum düzeyde yüksek tutulacaktır ve ortama verilecek olan hava Şekil 3.8’de de görüldüğü gibi doğrudan arkı uzatacak şekilde modellenerek test sisteminde uygulanacaktır.



Şekil 3.8 Test sisteminde oluşan yüksek kalitedeki elektrik arkı.

3.2.3 Ateşleme süresi

Ateşleme trafosu kondensör bölümünde üretilen enerjinin büyük bir kısmı elektrik arkını oluşturma kadar kayıp olarak sisteme yansımaktadır. Kondensörden oluşturulan arkın deşarj süresi ne kadar kısa olursa sistem içerisindeki elektrik kaybı o kadar fazla olabilmektedir. Paralel bir şekilde anlık ark deşarj süresinin çok fazla olması durumunda enerji geniş alana yayılacağından sistem içerisindeki kayıp da fazla olma eğilimi gösterecektir.

Bu bağlamda Swett [23] adlı bilim adamının ateşleme enerjisi ile alakalı yapmış olduğu çalışmalarda kondensörde oluşturulan ark deşarjı için optimum bir sürenin

olduğunu tespit etmiş ve bu değerin ortalama olarak $100\mu s$ olduğunu öne sürmüştür. Benzer bir şekilde Watson [10] tarafından yapılan araştırmada bu optimum sürenin en az $100\mu s$ olarak ayarlanmasının gerektiği sonucu ortaya çıkmıştır.

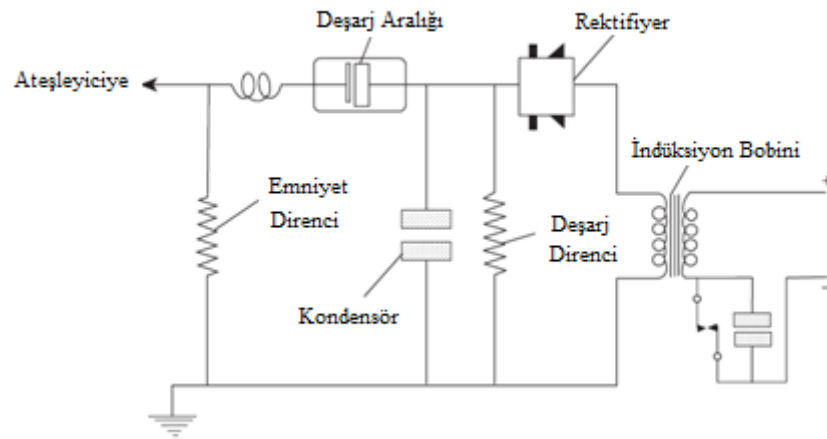
Bu bilgiler ışığında pilot ateşleme test sistemi için kullanılacak ateşleme trafosu kondensör ünitesinde ark oluşum süresinin $100\mu s$ 'nin üstünde tutulması gözönünde bulundurulacaktır.

3.2.4 Ateşleme oranı

Ateşleme oranı buji ucunda saniye başına oluşan ark sayısını ifade eden frekanstır. Literatürde yapılan araştırmalar ark frekansının yüksek olmasının ateşleme performansına olumlu etki ettiği tespit edilmiş olsa da ateşleme trafo ünitesi için saniye başına 1 ya da 2 ark oluşumunun daha düşük güç tüketmesine bağlı olarak sistem için daha verimli olduğu görülmüştür [8].

3.2.5 Ateşleme trafosu

Ateşleme sistemi içerisinde buji ucunda elektrik arkının oluşması için gerekli yüksek voltaja sahip elektriğin üretildiği kısım ateşleme ünitesini oluşturan ateşleme trafosudur. Şekil 3.9'da şematik görüntüsü verilen ünite içerisinde bulunan indüksiyon bobini ve kondensör birimleri ile düşük voltajlı elektrik akımını yüksek voltaja sahip arka dönüştürülmektedir.



Şekil 3.9 Ateşleme ünite şeması [8].

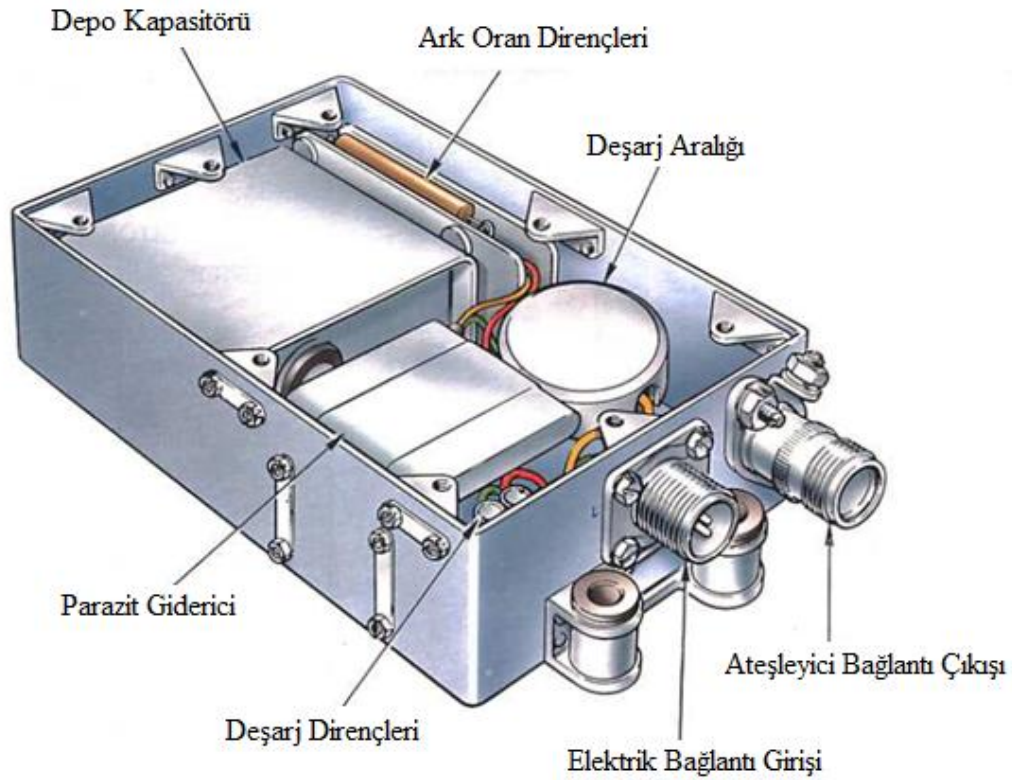
Rektifiyer : Alternatif akımı doğru akıma dönüştüren elektrik birimi.

İndüksiyon Bobini :Düşük voltajlı elektriği yüksek voltaja çıkaran bobin.

Kondensör(Kapasitör) :Yüksek voltajlı elektriğin dolduğu ve boşaldığı elektrik birimi.

Deşarj aralığı : Yüksek voltajlı elektrikte arkın atlaması gerektiği elektrod aralığı.

Tüm bu bilgiler ışığında Şekil 3.10’da üç boyutlu kesiti gösterilen 12000 Volt ve 60 Watt gücünde elektrik arkı üretebilen bir ateşleme ünitesi pilot ateşleme test sisteminde kullanılacaktır.

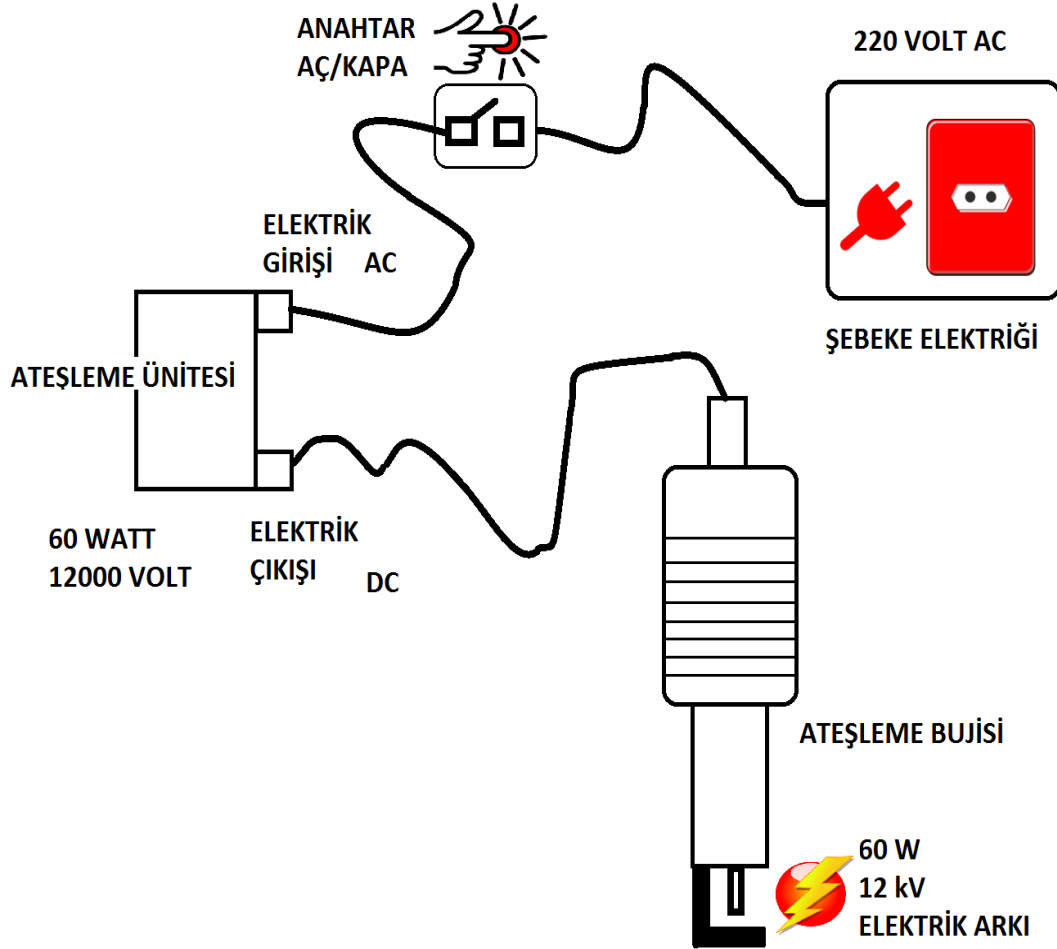


Şekil 3.10 Ateşleme ünitesi kesit görünümü [1].

3.2.6 Trafo-buji-kablo sistemi

Pilot ateşleme test sistemi için ihtiyaç duyulan yakıt enjektörü, ateşleme bujisi ve ateşleme ünitesinin seçilmesinin ardından yapılacak işlem, buji ile ateşleme ünitesinin elektriksel bağlantısını sağlamak olacaktır. Test sistemi içerisinde elektrik ark kontrolü manuel olarak sağlanacaktır. Yaklaşık 1 metre uzunluğunda olan ateşleme ünitesi kablosu ateşleme bujisi kutup kısmına bağlanacaktır. Daha sonra ateşleme trafosunun üzerinde bulunan buji giriş soketine bağlantı gerçekleştirilecektir. Bujinin trafoya montajının gerçekleşmesinin ardından trafonun

elektrik ihtiyacını besleyecek olan başka bir elektrik çıkışı şebeke elektriğine bağlanacaktır. Manuel olarak buji ateşlemesini gerçekleştirecek olan elektrik hattına açma/kapama anahtarı yerleştirilerek ateşleme ünitesinin manuel olarak açılıp kapatılması sağlanacaktır. Bu sayede ateşlemenin başlamasına kadar olan süreç kontrol altında tutulacak ve ateşlemenin olduğu anda elektrik anahtarı kapatılacaktır.

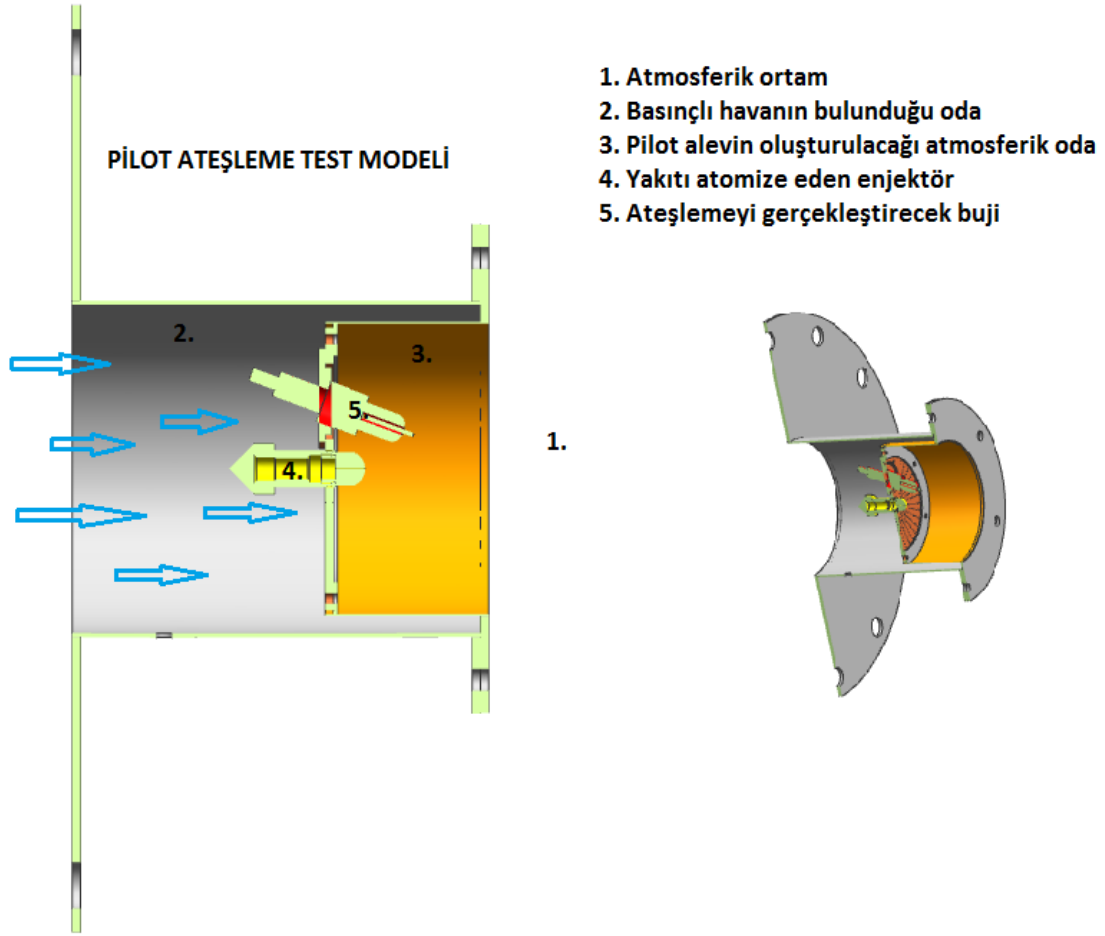


Şekil 3.11 Ateşleme sistemi elektriksiz düzenek.

3.3 Enjeksiyon-Ateşleme Konumu

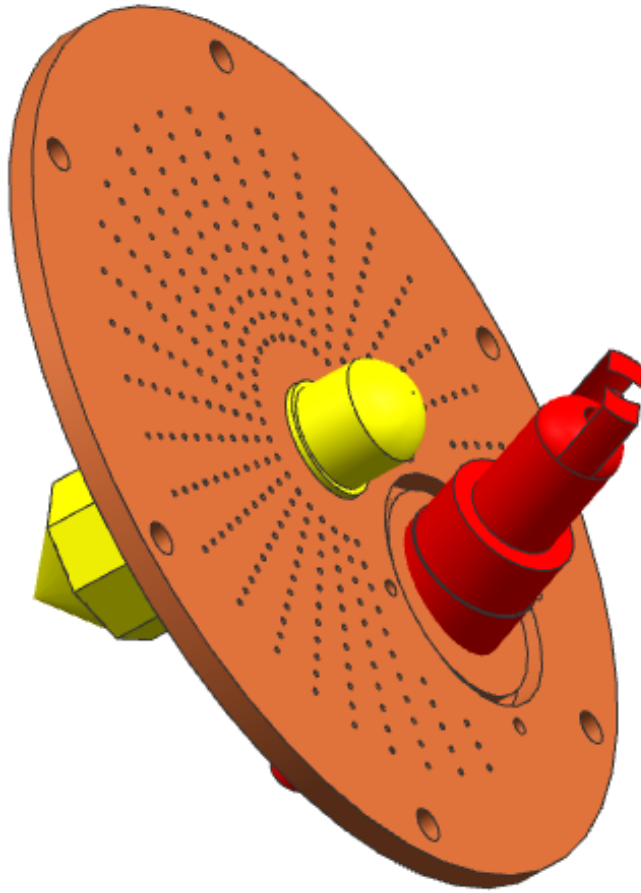
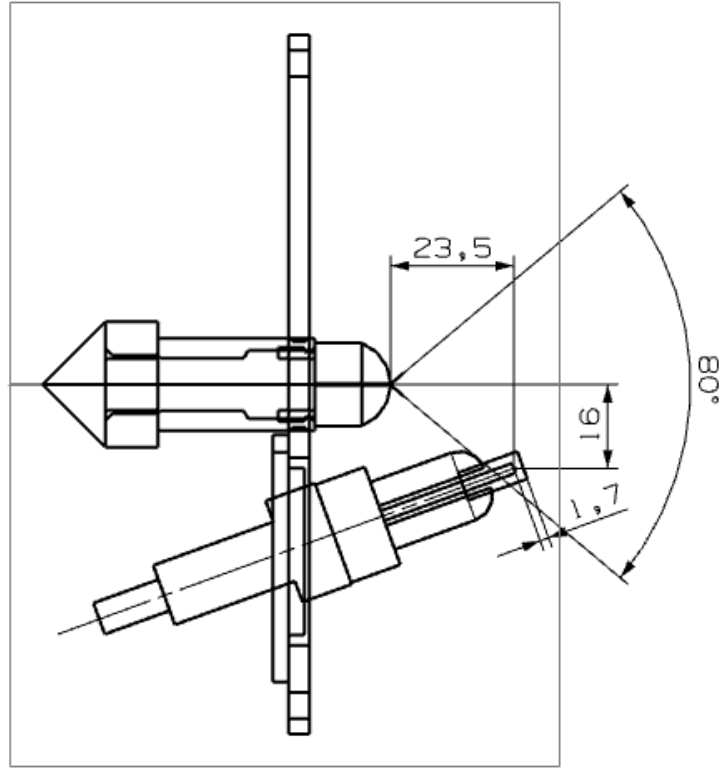
Ateşleme bujisi, yakıt enjektörü seçimi yapıldıktan ve ateşleme bujisine elektrik arkını sağlayacak gerekli elektriksiz düzenek kurulduktan sonra artık pilot ateşleme test düzeneğinde testi gerçekleştirilecek olan buji ve enjektör sistemi konumunun ayarlanması işlemlerinin yapılması gerekecektir. Gerçek motor tasarımında buji ve enjektör, motor yanma odası içerisinde konumlandırıldığı için pilot ateşleme test düzeneğinde yaklaşık olarak benzer bir ortamı simule edecek sistem kurulmaya

çalışılacaktır. Test düzeneğinin ve gerçek motor yanma odasının geometrik özellikleri ışığında pilot ateşleme sistemi için buji-enjektör çalışma konumu CAD yazılımı kullanarak üç boyutlu sistem tasarım ve modellemesi yapılmıştır.



Şekil 3.12 Pilot ateşlemenin gerçekleştirileceği test modeli.

Ateşleme bujisinin elektrik arkını oluşturduğu ucu, 80° açı ile yakıt püskürten yakıt enjektörünün spray konik açısı iç bölgesinde kalacak şekilde tasarlanarak modele yansıtılmış ve test sisteminde de kullanılmak üzere bu şekilde ilgili parçaların imalatları gerçekleştirilmiştir. Şekil 3.13'te de görüleceği üzere yakıt enjektörü ve buji arasındaki ölçüler yatayda 23.50mm, düşeyde ise 16mm olarak ayarlanırken, buji uç noktası yakıt ile temas edebilmesi ve ateşlemeyi gerçekleştirmesi için 80° yakıt sprayi dağılım açısı içerisinde tutulmuştur.



Şekil 3.13 Enjektör-Buji konumu.

4. PİLOT ATEŞLEME NÜMERİK ANALİZİ

Bir gaz türbinli çekirdek motor yanma odası pilot ateşleme alt sistem çalışmaları kapsamında literatürde daha önce yapılmış çalışmalar ışığında pilot ateşleme tasarım kriterleri belirlenmiş ve belirlenen kriterlere bağlı olarak sistem parçalarının tasarım ve modelleme işlemleri CAD yazılımı kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Üç boyutlu olarak modellenen yakıt-enjeksiyon sisteminin pilot ateşleme sırasında birbirine göre nasıl konumlandırılacağı geometrik olarak ayarlandıktan sonra pilot ateşleme sisteminin gerçek testi öncesinde belirlenen parametrik değerler doğrultusunda HAD analiz programı kullanılarak sistemin nasıl davranacağı ,yakıtın yanma performansının nasıl olacağı ve test ortamında ne gibi bir durum ile karşılaşılacağı simüle edilmeye çalışılmıştır.

4.1 Yanma Modeli

2.6.1 ve 2.6.2 nolu bölümlerinde yanma reaksiyonlarının kimyasal formülasyonlarının teorik hesaplamaları ve 3. nolu bölümde ateşleme ve enjeksiyon sistemlerine dair detaylı olarak sunulan tasarım kriterleri doğrultusunda Şekil 4.1’de gösterilen üç boyutlu model üzerinde pilot ateşleme sistemi analizleri gerçekleştirilmeye çalışılmıştır.

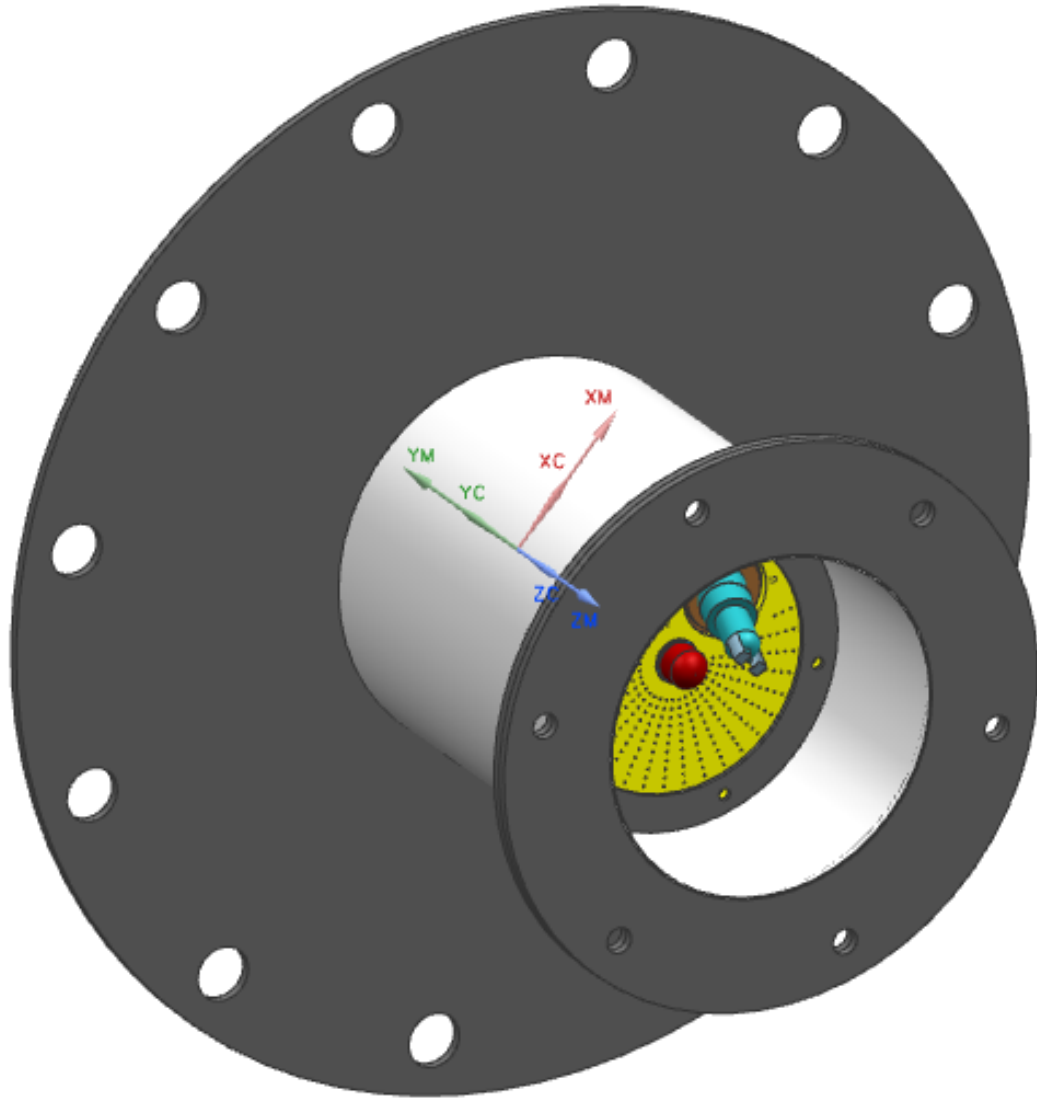
Analizde kullanılacak yakıt olarak kerosen (JP8) seçilmiştir. Genel kimyasal formülü ise $C_{12}H_{24}$ olarak alınmıştır.

Yanma reaksiyonu için atmosferik koşullar (25°C sıcaklık ve 1 atm basınç) gözönünde tutularak, yakıtın 80° katı konik dağılım açısı ile 45 μ ’luk tanecikler oluşturabilecek şekilde enjeksiyonu sağlanmıştır.

HAD analiz programında akış sistemi için Standart k-epsilon türbülans modeli seçilmiştir. Yanma modeli için ise Adiyabatik Flamelet Modeli kullanılmıştır.

Pilot ateşleme sistem analizinde hava debisi sabit tutularak farklı ekivalans oranlarında ($\phi = 0.5-1.5$) farklı yakıt debileri kullanılarak yanma performansı incelenecektir.

Farklı ekivalans oranlarında karışım fakir halden zengin hale geçerken kimyasal reaksiyon denklemi de değişiklik gösterecek. Yanma analizi için 2.6.2 nolu bölümde ortaya çıkarılan Çizelge 4.1’de gösterilen farmülasyonlar kullanılacaktır.



Şekil 4.1 Pilot ateşleme sistem modeli.

Çizelge 4.1 Ekvivalans değerlerine göre ortaya çıkarılan kimyasal formülasyonlar.

			Kimyasal Formül	
Ekivalans Oranı	0.5	Fakir Karışım	$C_{12}H_{24} + 36 (O_2 + 3.76 N_2)$	$12 CO_2 + 12 H_2O + 18 O_2 + 135.4 N_2$
	0.6		$C_{12}H_{24} + 30 (O_2 + 3.76 N_2)$	$12CO_2 + 12H_2O + 12O_2 + 112.8N_2$
	0.7		$C_{12}H_{24} + 25.7 (O_2 + 3.76 N_2)$	$12CO_2 + 12H_2O + 7.7O_2 + 96.7 N_2$
	0.8		$C_{12}H_{24} + 22.5 (O_2 + 3.76 N_2)$	$12CO_2 + 12H_2O + 4.5O_2 + 84.6N_2$
	0.9		$C_{12}H_{24} + 20 (O_2 + 3.76 N_2)$	$12CO_2 + 12H_2O + 2O_2 + 75.2 N_2$
	1	Stoki. Karışım	$C_{12}H_{24} + 18 (O_2 + 3.76 N_2)$	$12 CO_2 + 12 H_2O + 67.7 N_2$
	1.1	Zengin Karışım	$C_{12}H_{24} + 16.4 (O_2 + 3.76 N_2)$	$10CO_2 + 10H_2O + 2 CO + 2H_2 + 0.36O_2 + 61.5N_2$
	1.2		$C_{12}H_{24} + 15 (O_2 + 3.76 N_2)$	$8.5CO_2 + 8.5H_2O + 3.5CO + 3.5H_2 + 0.5O_2 + 56.4N_2$
	1.3		$C_{12}H_{24} + 13.8 (O_2 + 3.76 N_2)$	$7 CO_2 + 7 H_2O + 5CO + 5H_2 + 0.85O_2 + 52.1N_2$
	1.4		$C_{12}H_{24} + 12.9 (O_2 + 3.76 N_2)$	$6 CO_2 + 6 H_2O + 6CO + 6H_2 + 0.86O_2 + 48.3N_2$
	1.5		$C_{12}H_{24} + 12 (O_2 + 3.76 N_2)$	$5 CO_2 + 5 H_2O + 7CO + 7H_2 + 1.0O_2 + 45.1N_2$

Standart hava debisi olarak $m_{\text{hava}} = 0.018\text{kg/s}$ alınmıştır.

4.2 Analiz Sonuçları

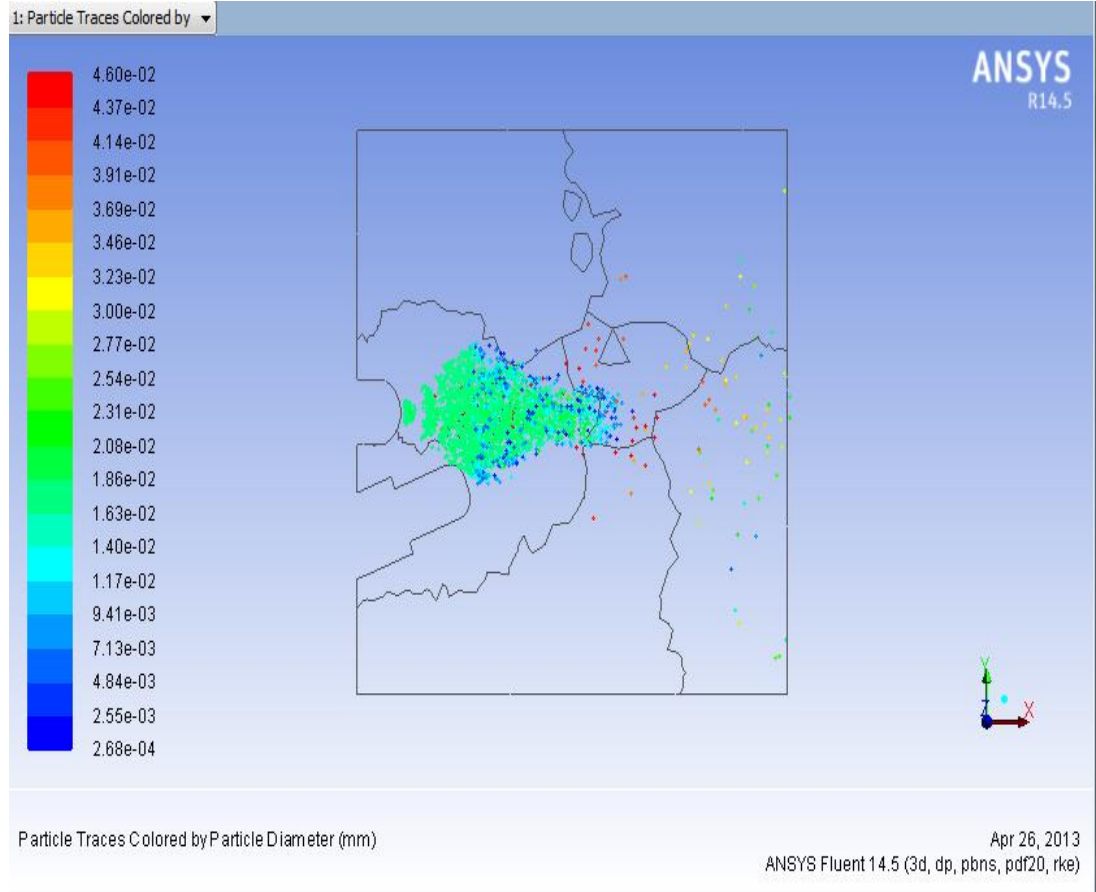
4.1’de ifade edilen analiz parametreleri doğrultusunda stokiyometrik oranın 0.5’den başlayarak 1.5’e gelene kadar olan aralıkta 11 farklı analiz yürütülmüştür. Yapılan analizler stokiyometrik oranlar doğrultusunda yakıt ve hava debisine bağlı olarak sırasıyla aşağıda gösterilmiştir.

Hava debisi sabit tutulacağı için değişen stokiyometriye bağlı olarak yakıt debisi her iterasyonda değiştirilecektir. Farklı stokiyometrik oranlara bağlı olarak değişen yakıt debisi Çizelge 4.2’de gösterildiği gibi olacaktır.

Çizelge 4.2 Ekivalans değerlerine göre hesaplanan hava/yakıt debileri.

Stokiyometrik Oran	Hava Debisi(kg/s)	Yakıt Debisi(kg/s)
0.5	0.018	0.0006102
0.6	0.018	0.00073224
0.7	0.018	0.00085428
0.8	0.018	0.00097632
0.9	0.018	0.00109836
1	0.018	0.0012204
1.1	0.018	0.00134244
1.2	0.018	0.00146448
1.3	0.018	0.00158652
1.4	0.018	0.00170856
1.5	0.018	0.0018306

Analiz ortamında 80° konik açı ile yakıt enjektöründen atomizasyonu yapılmış yakıt taneciklerinin çaplarına göre ortalama dağılım değerleri Şekil 4.2’de gösterildiği gibi olmaktadır. Farklı stokiyometrik değerlere göre ortalama yakıt taneciği çapı 45 μ olarak kabul edilmiştir.



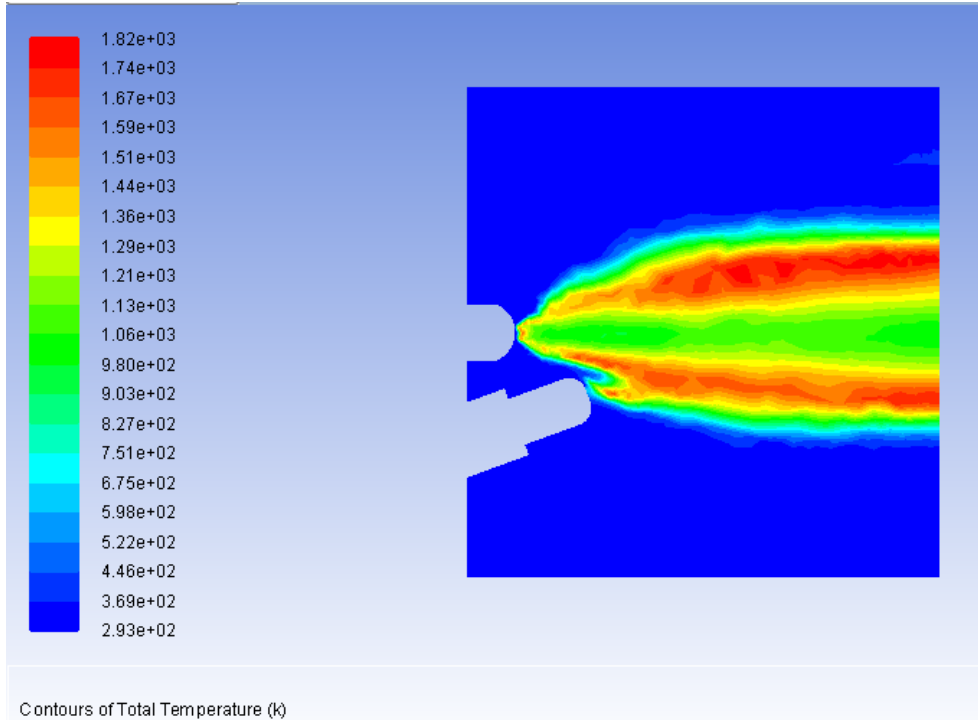
Şekil 4.2 HAD programında oluşan yakıt atomizasyonu.

Çizelge 4.2’de gösterilen stokiyometrik değer ve yakıt-hava debilerine göre analiz sonuçları sırasıyla aşağıda sunulmaktadır. Stokiyometrik değer $\phi = 0.5$ ’den başlatılarak $\phi = 1.5$ değerine ulaşıncaya kadar 11 farklı analiz sonucu ardışık olarak alınmaya çalışılmıştır.

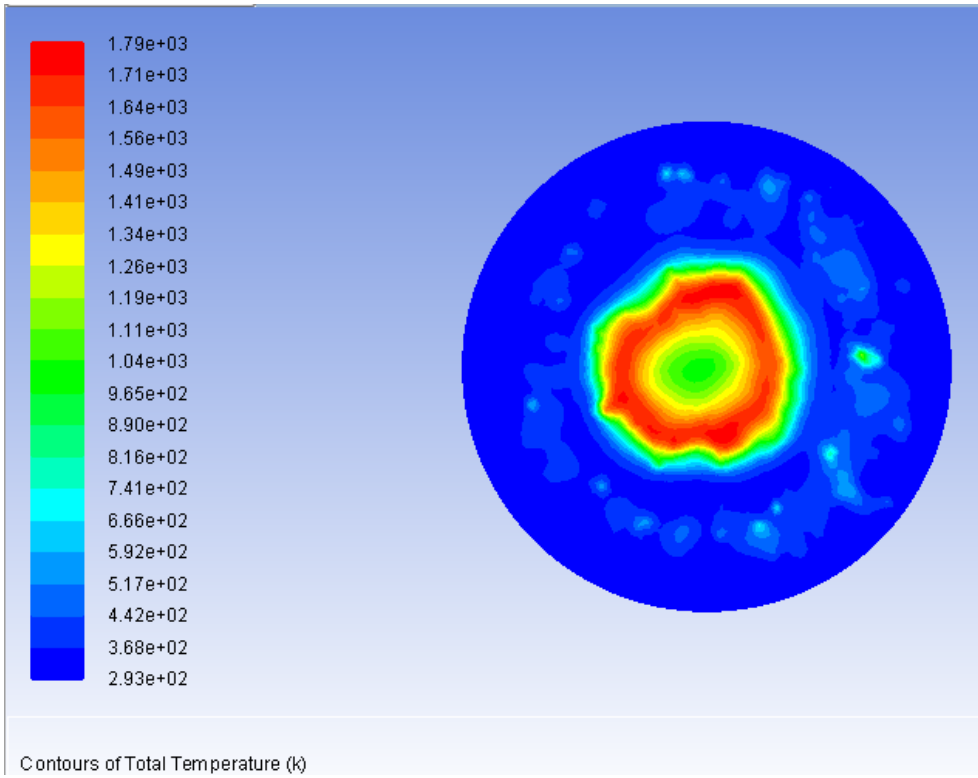
Çizelge 4.2’de gösterilmediği halde test sırasındaki elektronik bir arıza sebebiyle ekivalans oranları $\phi = 0.5$ -1.5 aralığında hesap edilememiş olup yalnızca ekivalans değerlerinin $\phi = 0.45$, 0.40 ve 0.35 olduğu aralıklarda test işlemi gerçekleştirilmiştir. Bu değerlere göre de analiz faaliyetleri yürütülerek, 3 farklı durum için yakıt-hava kütleli debileri Çizelge 5.1’deki gibi alınmıştır.

$\phi = 0.35$ için,

$m_{\text{hava}} = 0.3517295 \text{ kg/s}$, $m_{\text{kerosen}} = 0.008333 \text{ kg/s}$



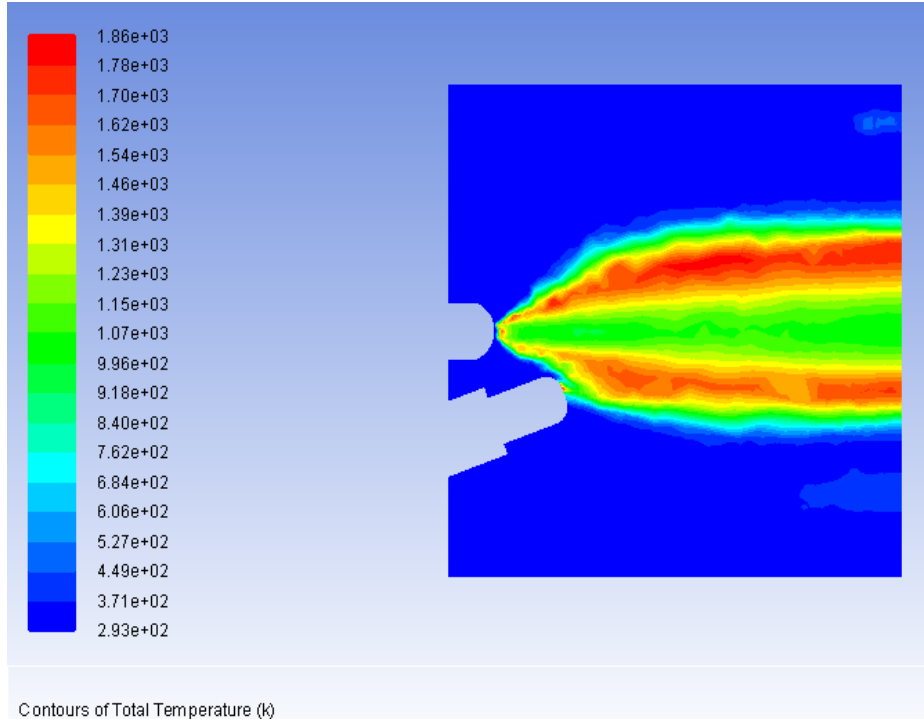
Şekil 4.3 $\phi = 0.35$ için yapılan analiz sonucu.



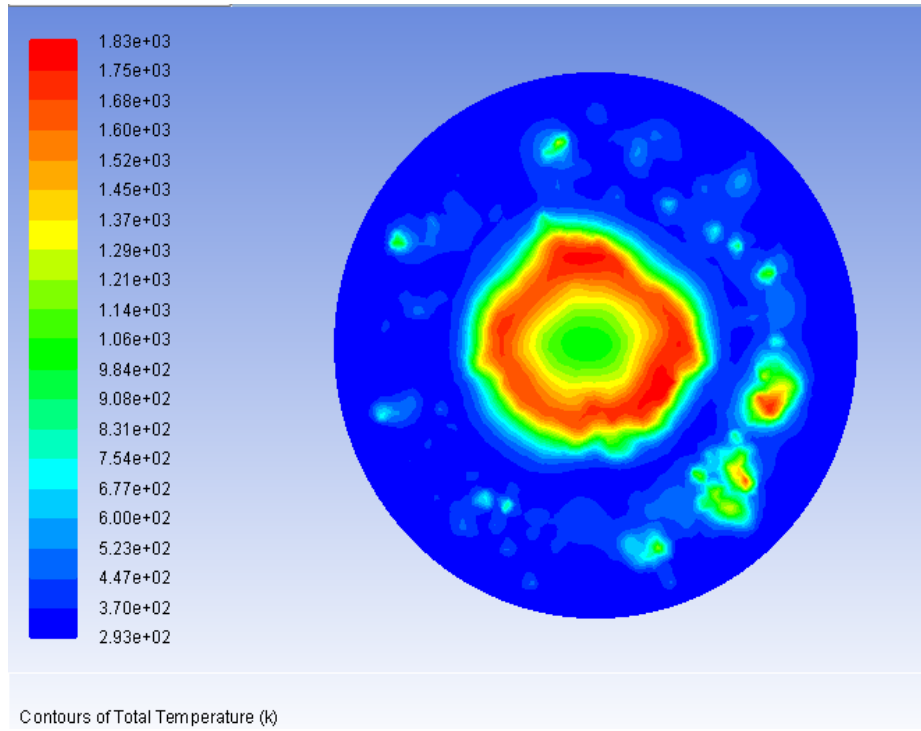
Şekil 4.4 $\phi = 0.35$ için yapılan analiz sonucu.

$\phi = 0.40$ için,

$m_{\text{hava}} = 0.3077633\text{kg/s}$, $m_{\text{kerosen}} = 0.008333\text{kg/s}$



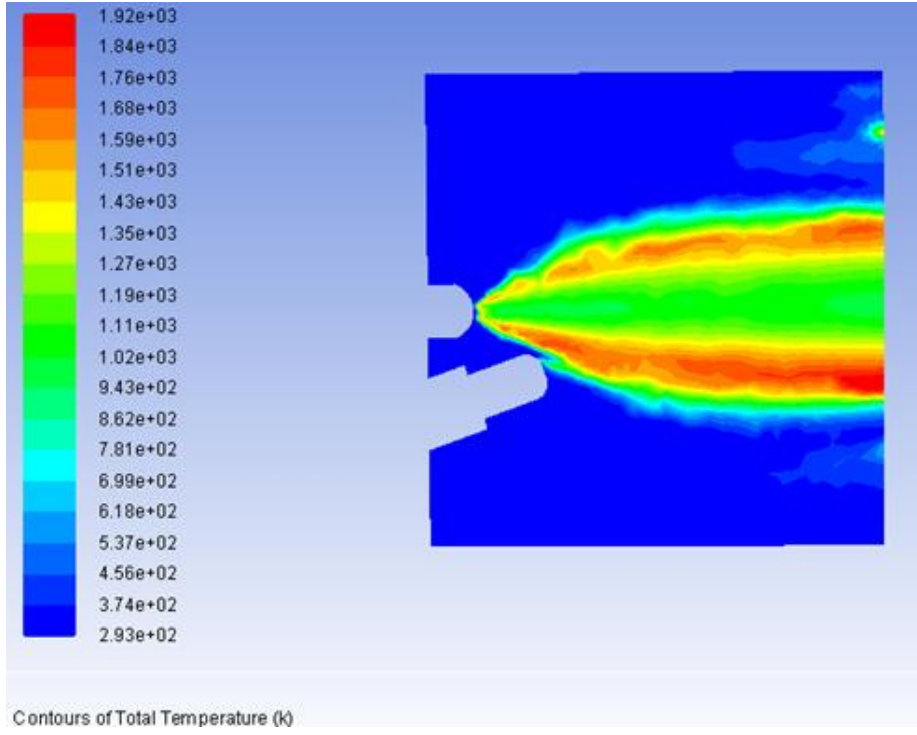
Şekil 4.5 $\phi = 0.40$ için yapılan analiz sonucu.



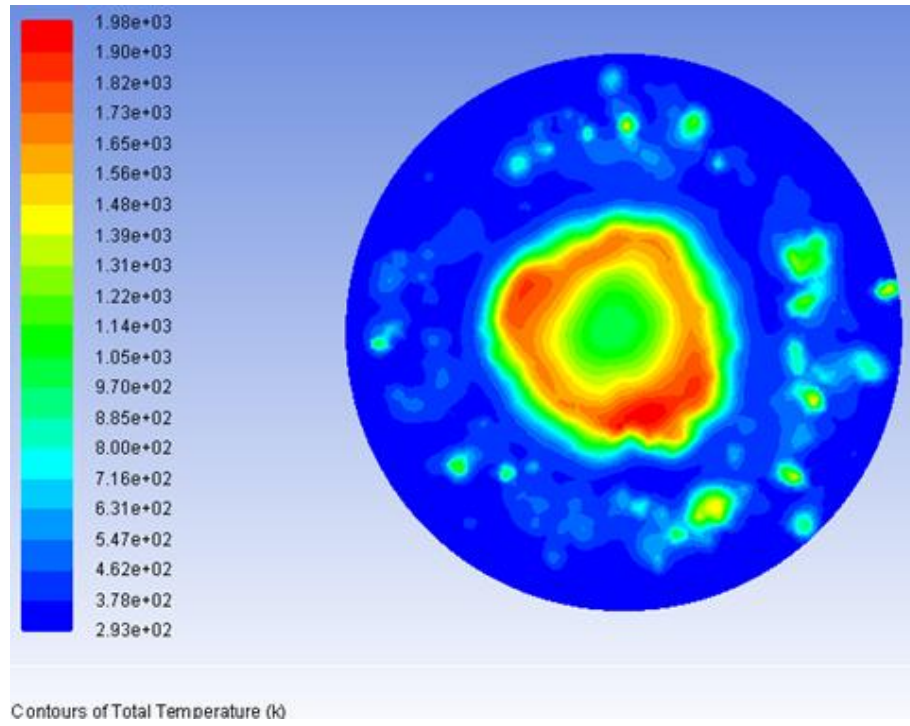
Şekil 4.6 $\phi = 0.40$ için yapılan analiz sonucu.

$\phi = 0.45$ için,

$m_{\text{hava}} = 0.2735674 \text{ kg/s}$, $m_{\text{kerosen}} = 0.008333 \text{ kg/s}$



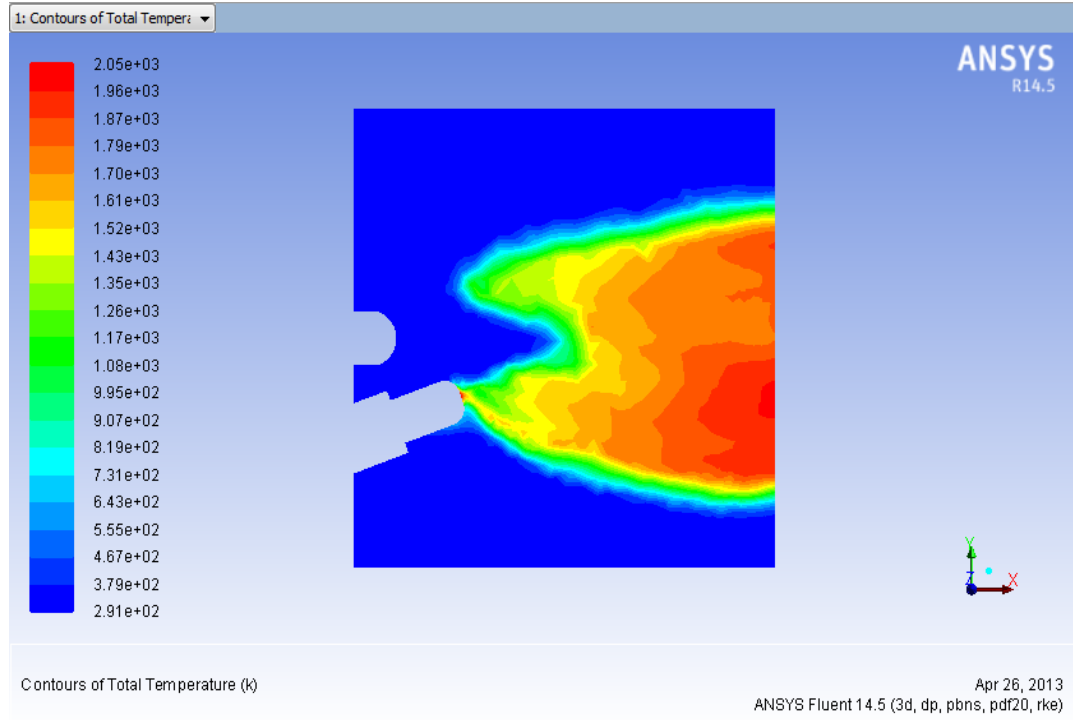
Şekil 4.7 $\phi = 0.45$ için yapılan analiz sonucu.



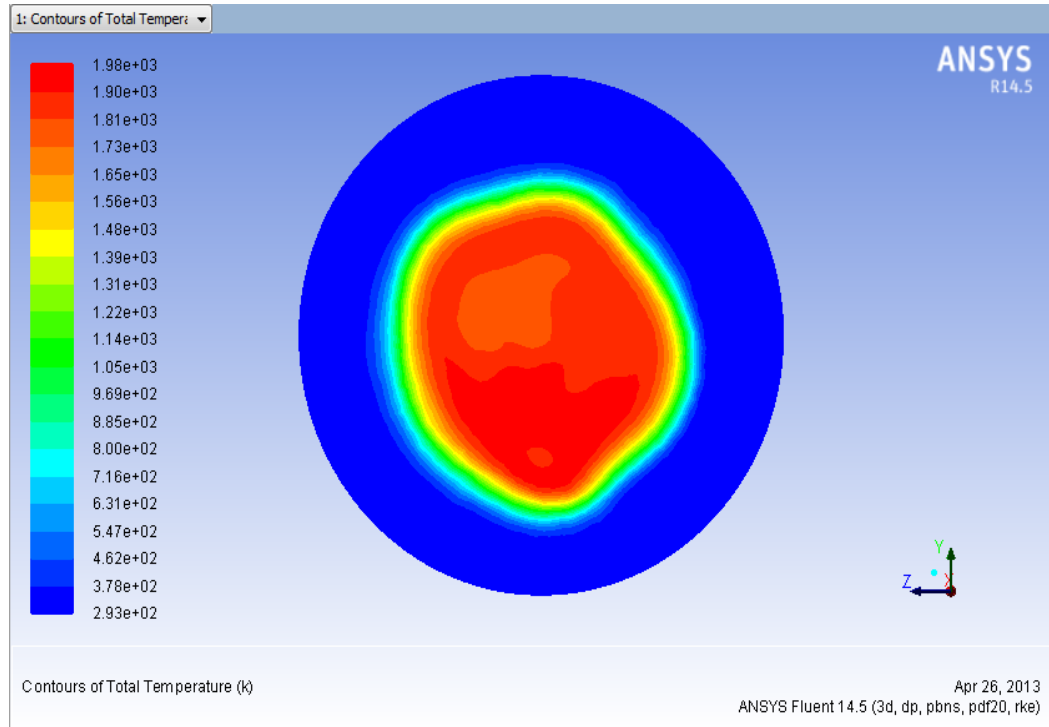
Şekil 4.8 $\phi = 0.45$ için yapılan analiz sonucu.

$\phi = 0.5$ için,

$m_{hava} = 0.018 \text{ kg/s}$, $m_{kerosen} = 0.0006102 \text{ kg/s}$



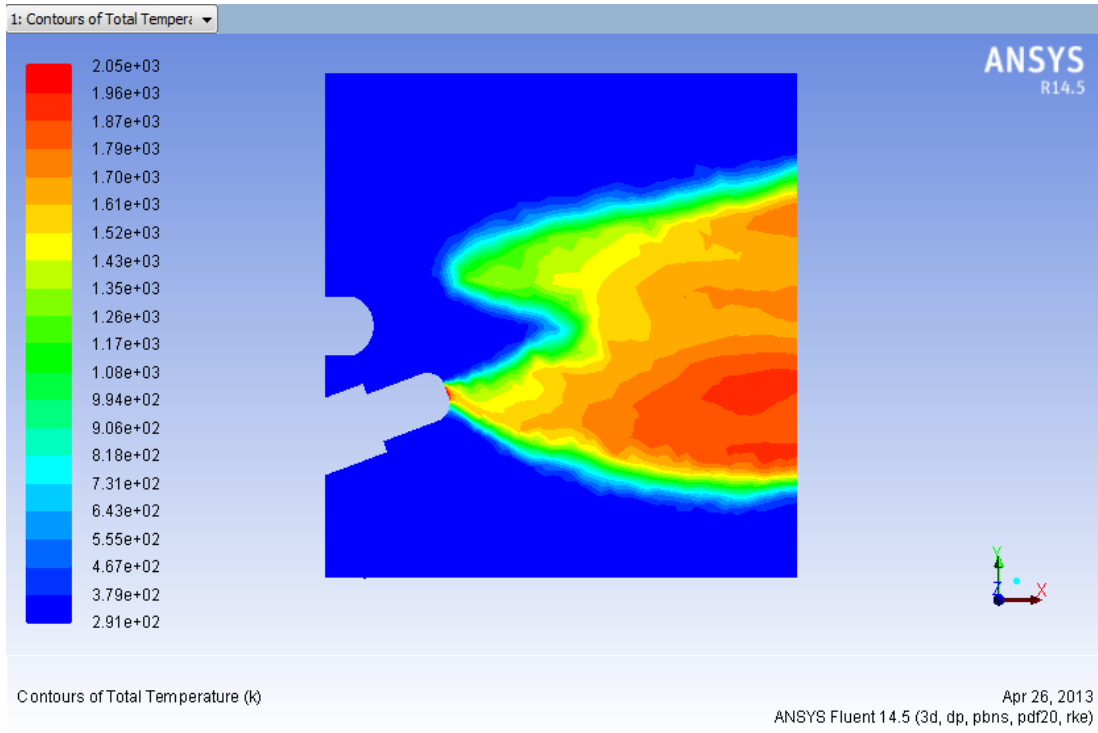
Şekil 4.9 $\phi = 0.5$ için yapılan analiz sonucu.



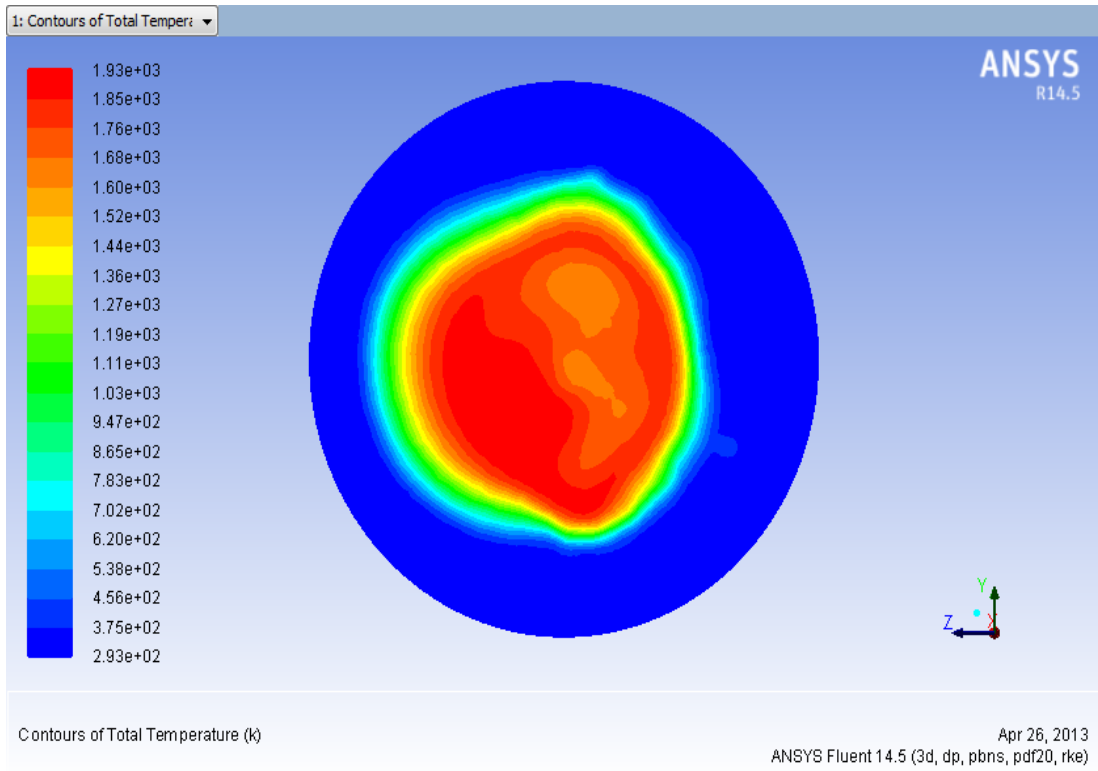
Şekil 4.10 $\phi = 0.5$ için yapılan analiz sonucu.

$\phi = 0.6$ için,

$m_{\text{hava}} = 0.018 \text{ kg/s}$, $m_{\text{kerosen}} = 0.00073224 \text{ kg/s}$



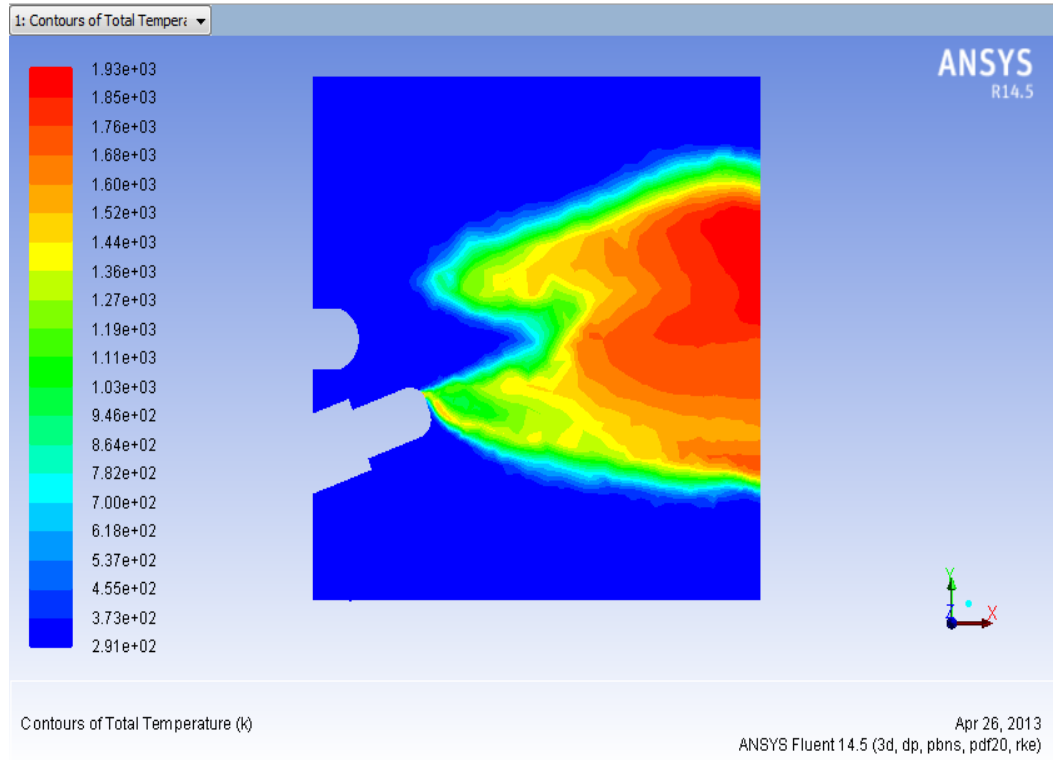
Şekil 4.11 $\phi = 0.6$ için yapılan analiz sonucu.



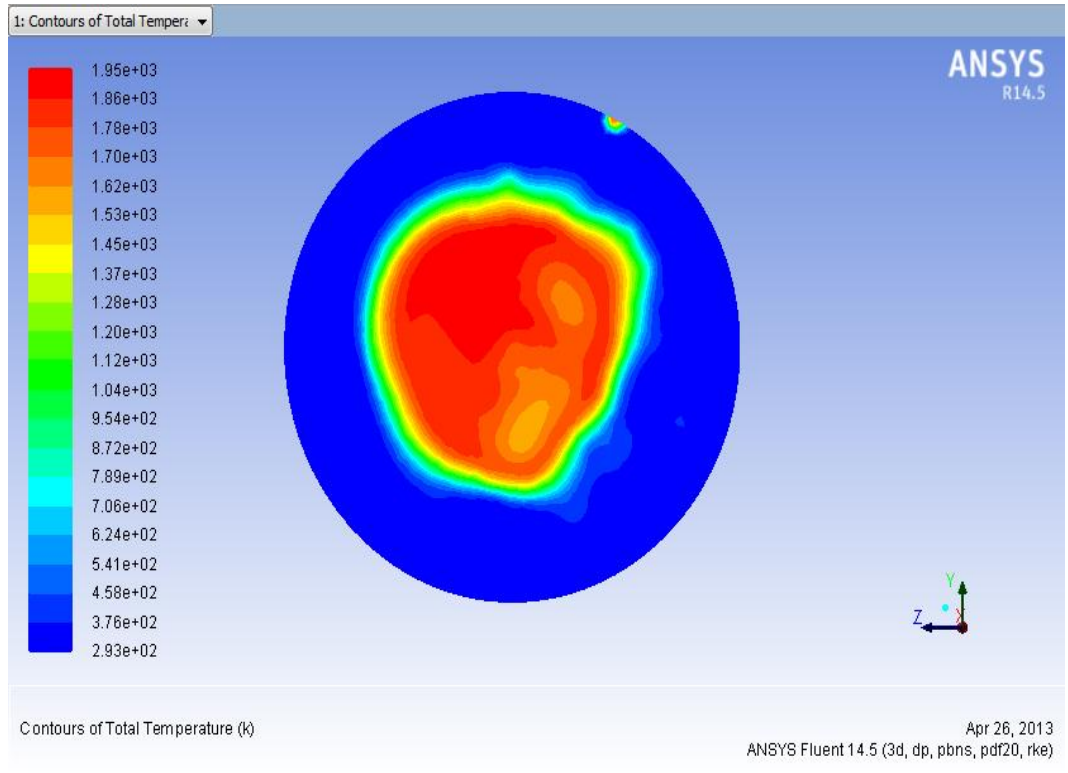
Şekil 4.12 $\phi = 0.6$ için yapılan analiz sonucu.

$\phi = 0.7$ için,

$m_{\text{hava}} = 0.018 \text{ kg/s}$, $m_{\text{kerosen}} = 0.00085428 \text{ kg/s}$



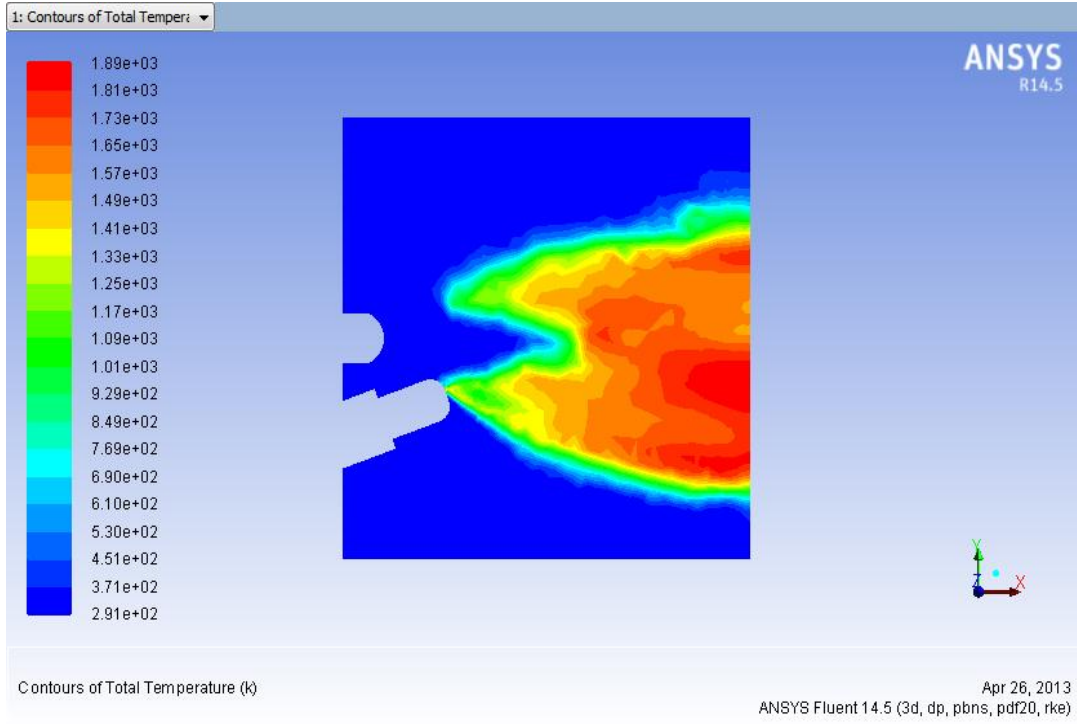
Şekil 4.13 $\phi = 0.7$ için yapılan analiz sonucu.



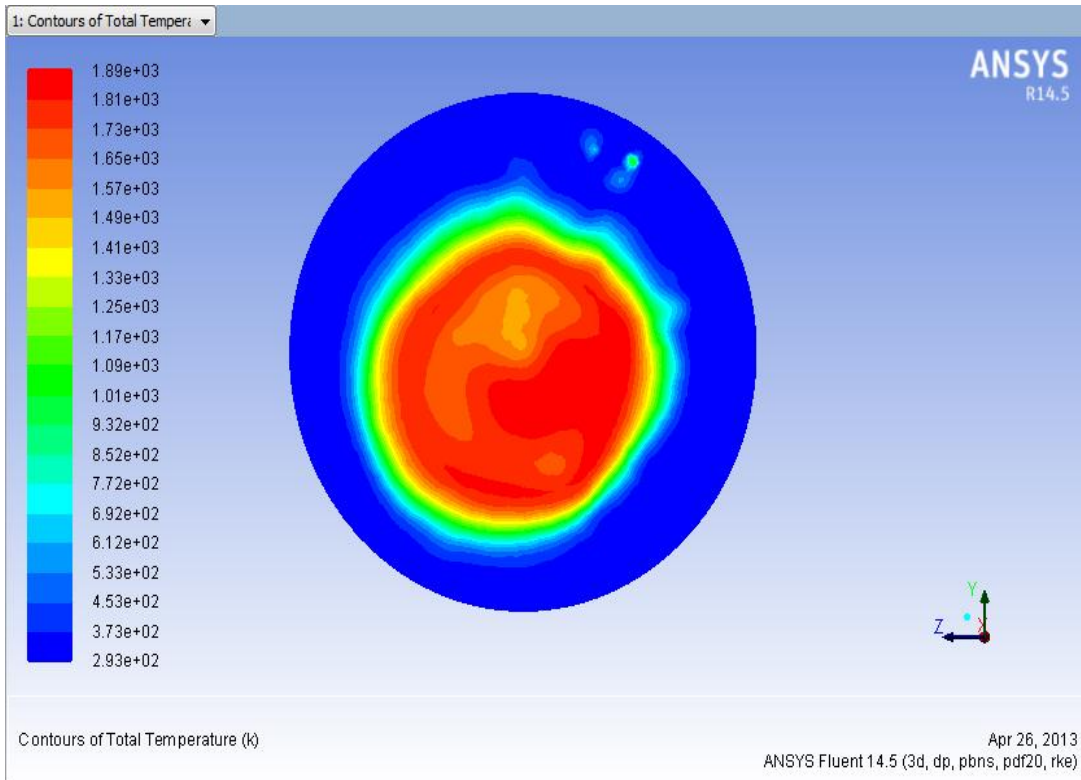
Şekil 4.14 $\phi = 0.7$ için yapılan analiz sonucu.

$\phi = 0.8$ için,

$m_{\text{hava}} = 0.018 \text{ kg/s}$, $m_{\text{kerosen}} = 0.00097632 \text{ kg/s}$



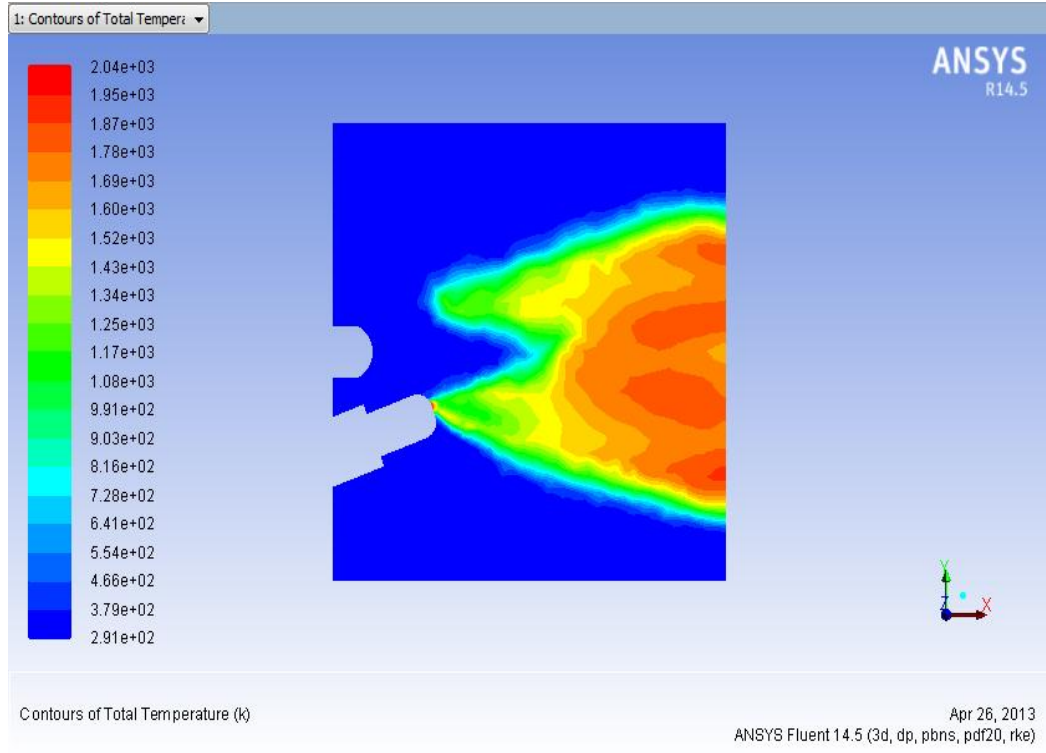
Şekil 4.15 $\phi = 0.8$ için yapılan analiz sonucu.



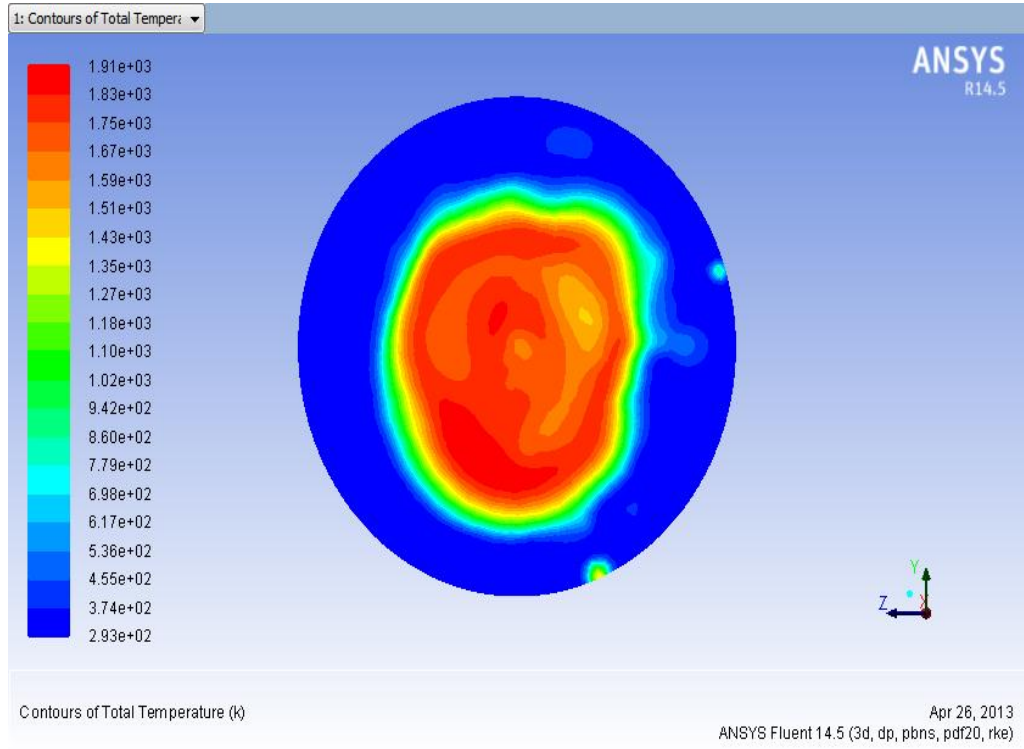
Şekil 4.16 $\phi = 0.8$ için yapılan analiz sonucu.

$\phi = 0.9$ için,

$m_{\text{hava}} = 0.018 \text{ kg/s}$, $m_{\text{kerosen}} = 0.00109836 \text{ kg/s}$



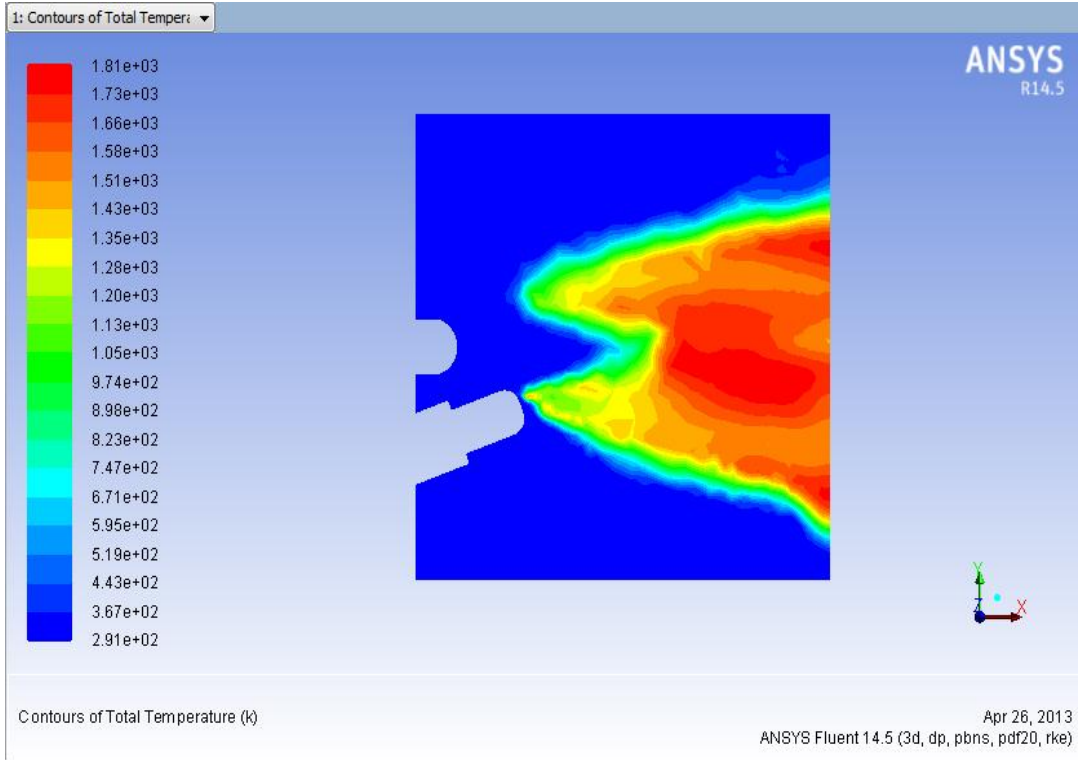
Şekil 4.17 $\phi = 0.9$ için yapılan analiz sonucu.



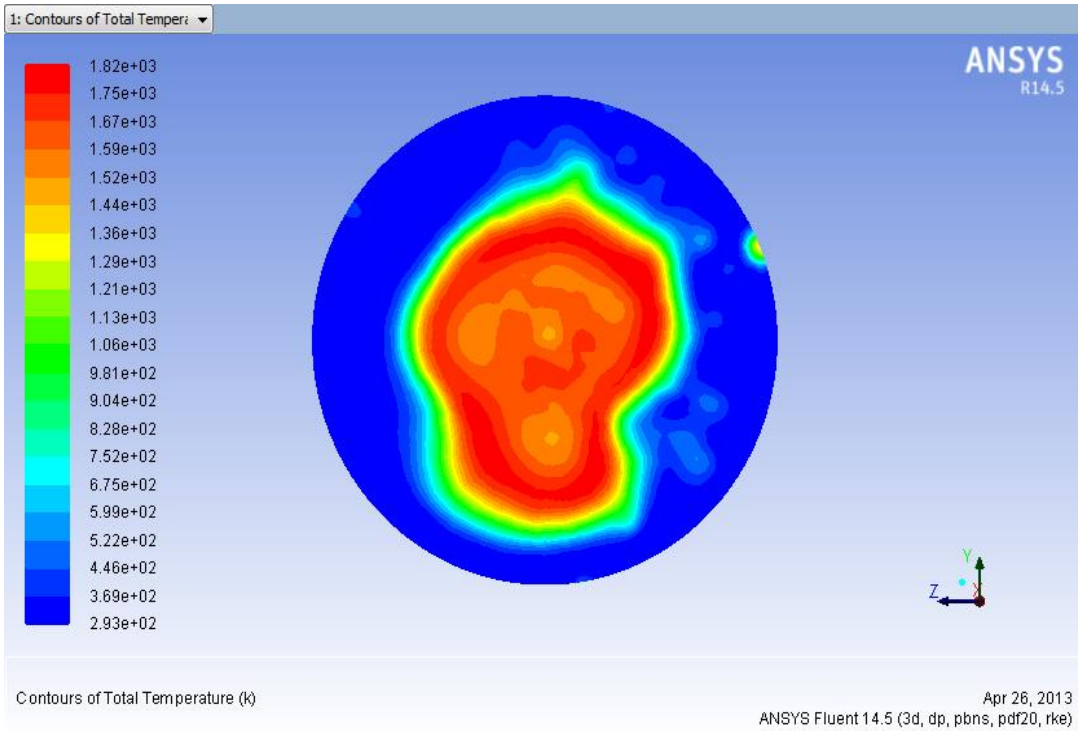
Şekil 4.18 $\phi = 0.9$ için yapılan analiz sonucu.

$\phi = 1.0$ için,

$m_{\text{hava}} = 0.018 \text{ kg/s}$, $m_{\text{kerosen}} = 0.0012204 \text{ kg/s}$



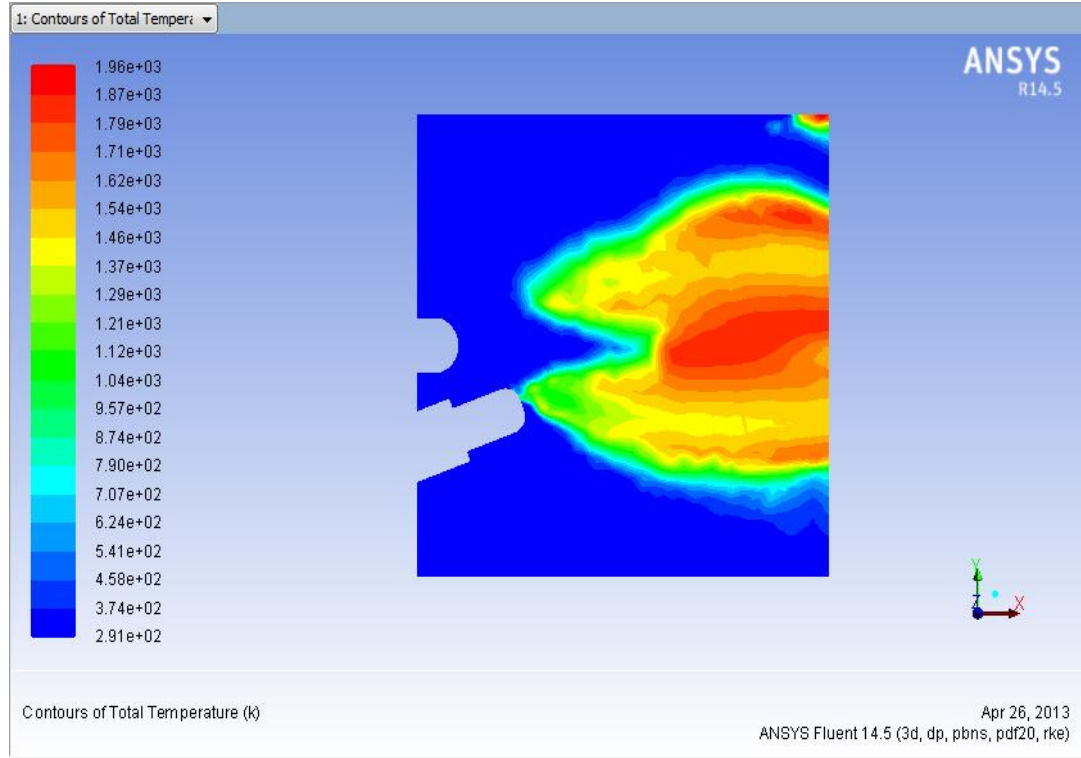
Şekil 4.19 $\phi = 1.0$ için yapılan analiz sonucu.



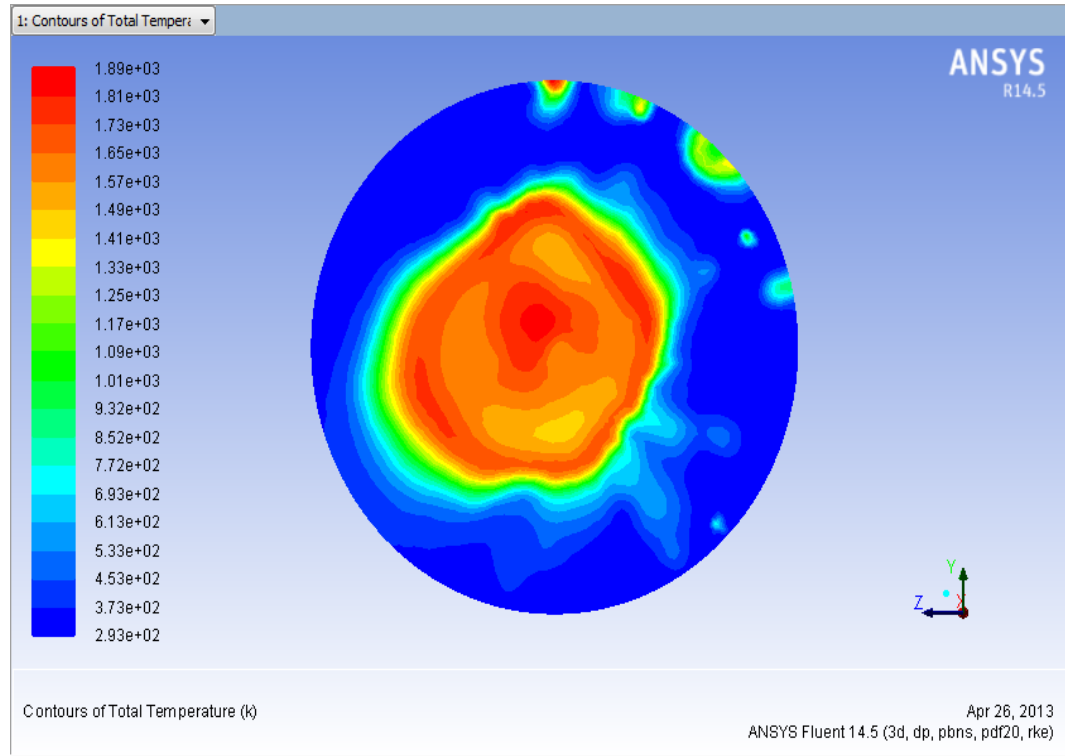
Şekil 4.20 $\phi = 1.0$ için yapılan analiz sonucu.

$\phi = 1.1$ için,

$m_{\text{hava}} = 0.018 \text{ kg/s}$, $m_{\text{kerosen}} = 0.00134244 \text{ kg/s}$



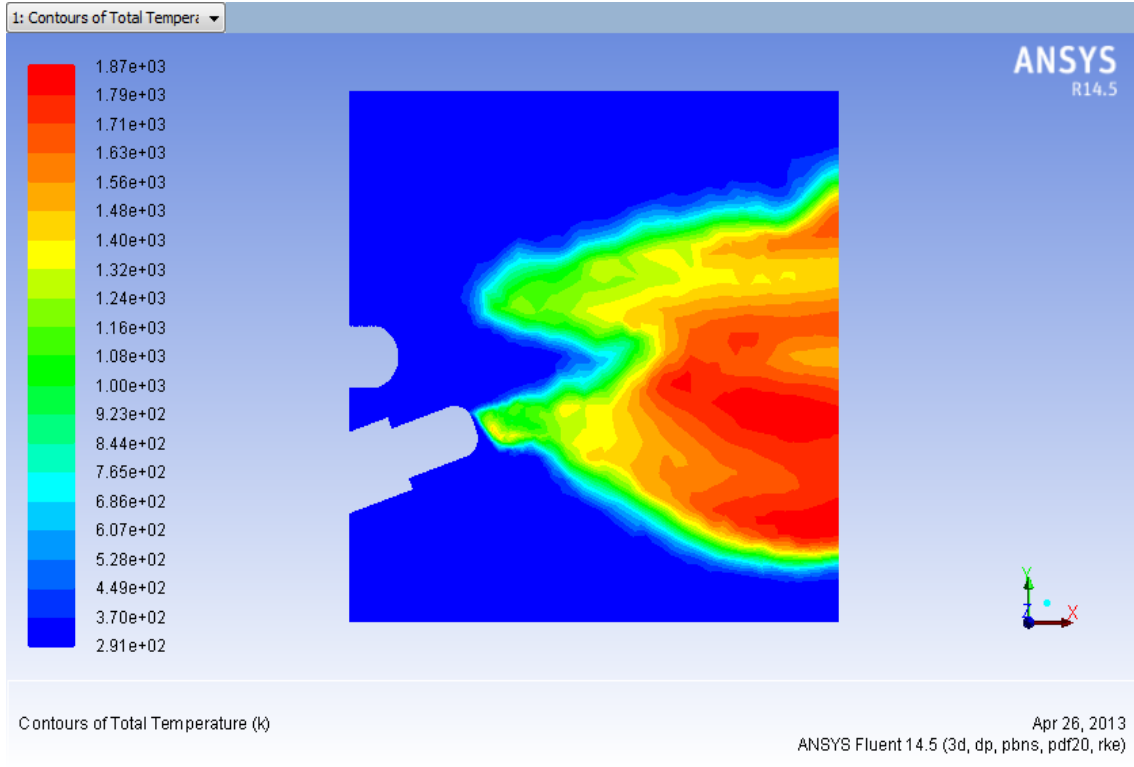
Şekil 4.21 $\phi = 1.1$ için yapılan analiz sonucu.



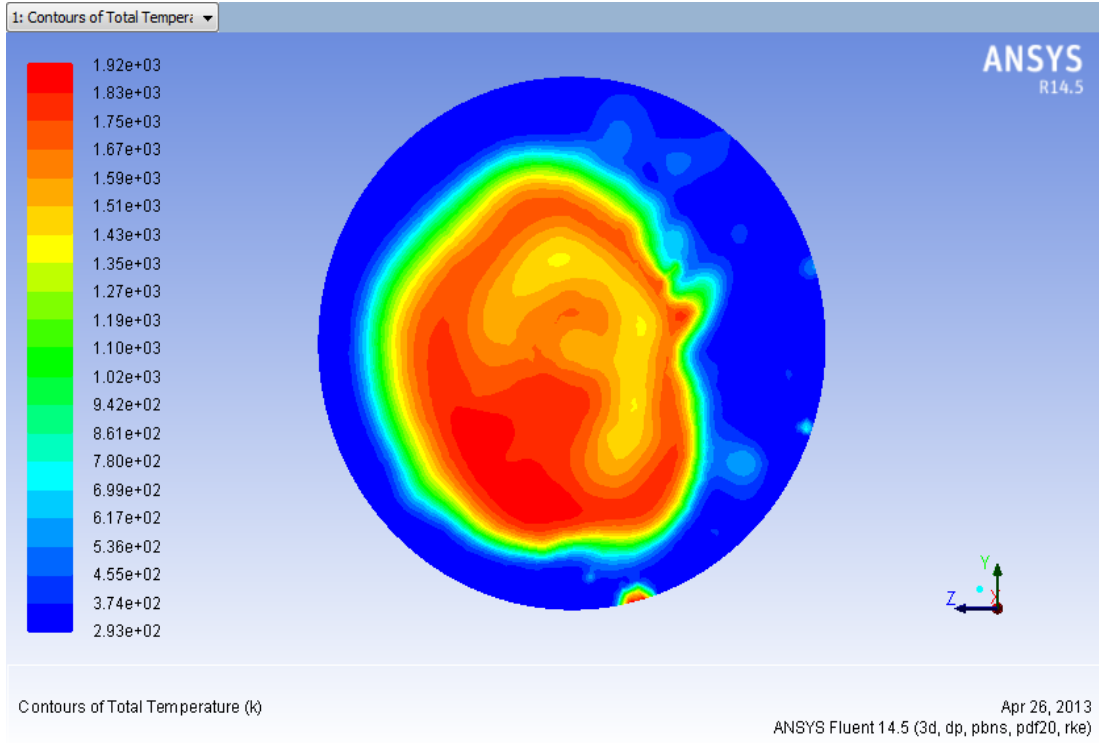
Şekil 4.22 $\phi = 1.1$ için yapılan analiz sonucu.

$\phi = 1.2$ için,

$m_{\text{hava}} = 0.018 \text{ kg/s}$, $m_{\text{kerosen}} = 0.00146448 \text{ kg/s}$



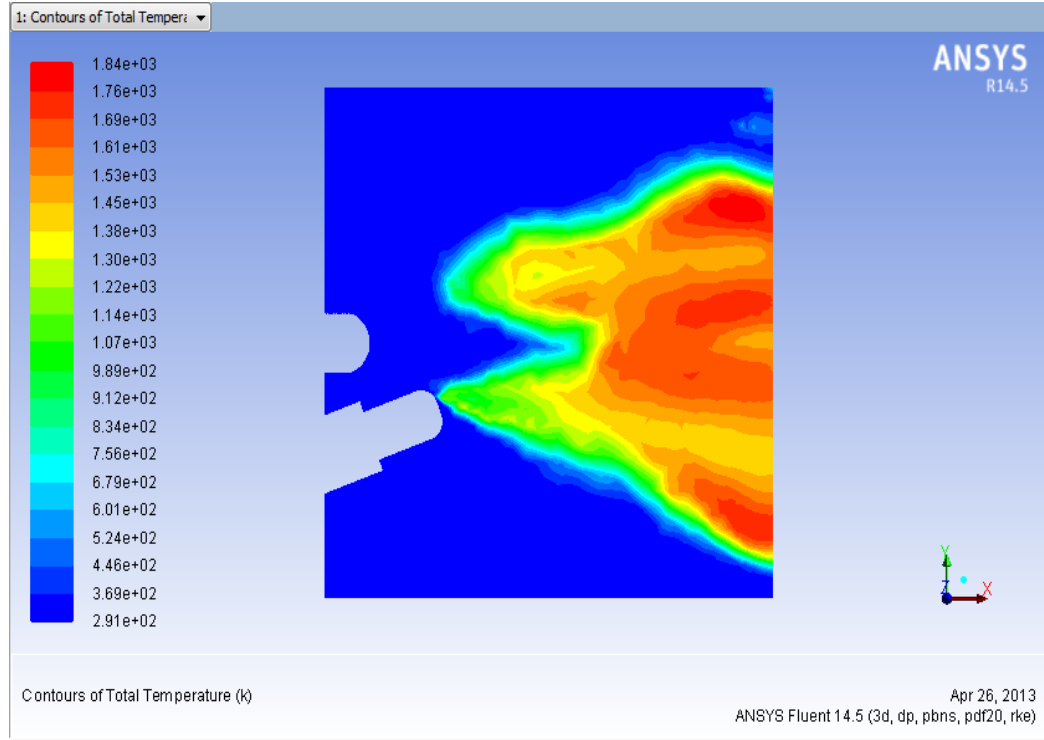
Şekil 4.23 $\phi = 1.2$ için yapılan analiz sonucu.



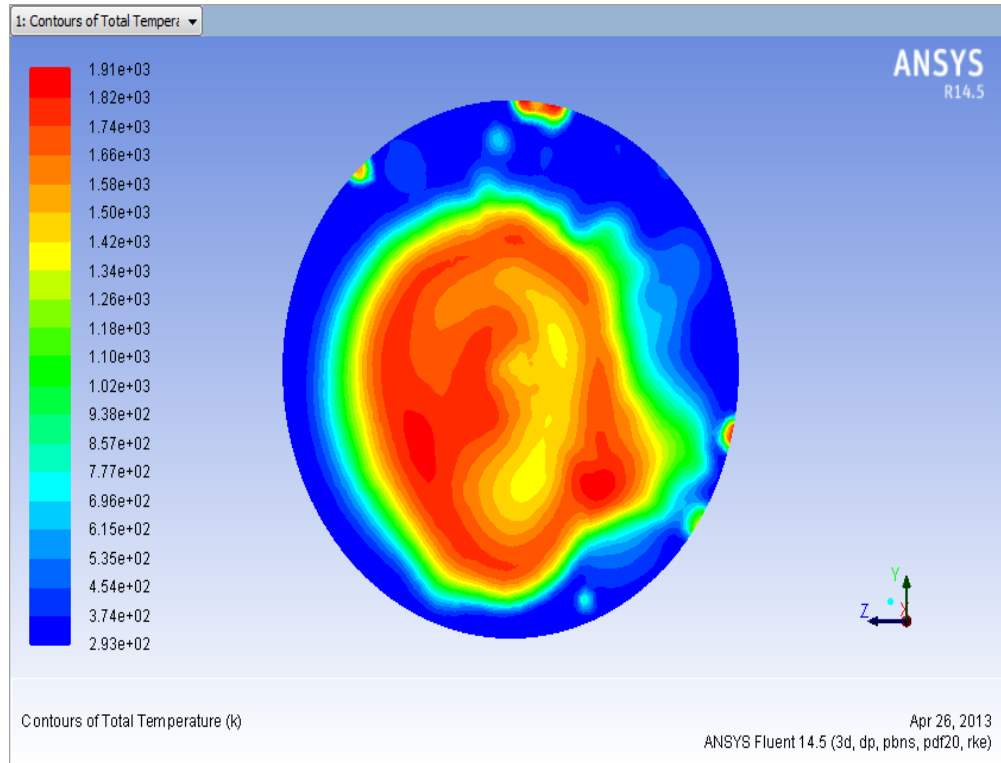
Şekil 4.24 $\phi = 1.2$ için yapılan analiz sonucu.

$\phi = 1.3$ için,

$m_{\text{hava}} = 0.018 \text{ kg/s}$, $m_{\text{kerosen}} = 0.00158652 \text{ kg/s}$



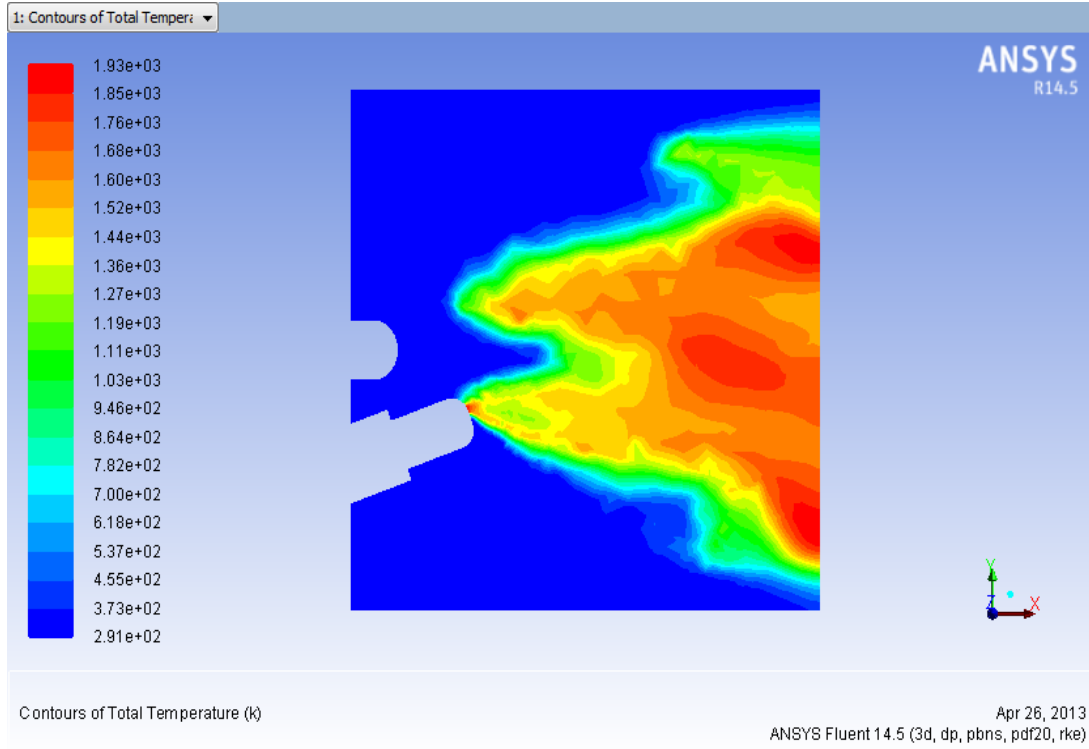
Şekil 4.25 $\phi = 1.3$ için yapılan analiz sonucu.



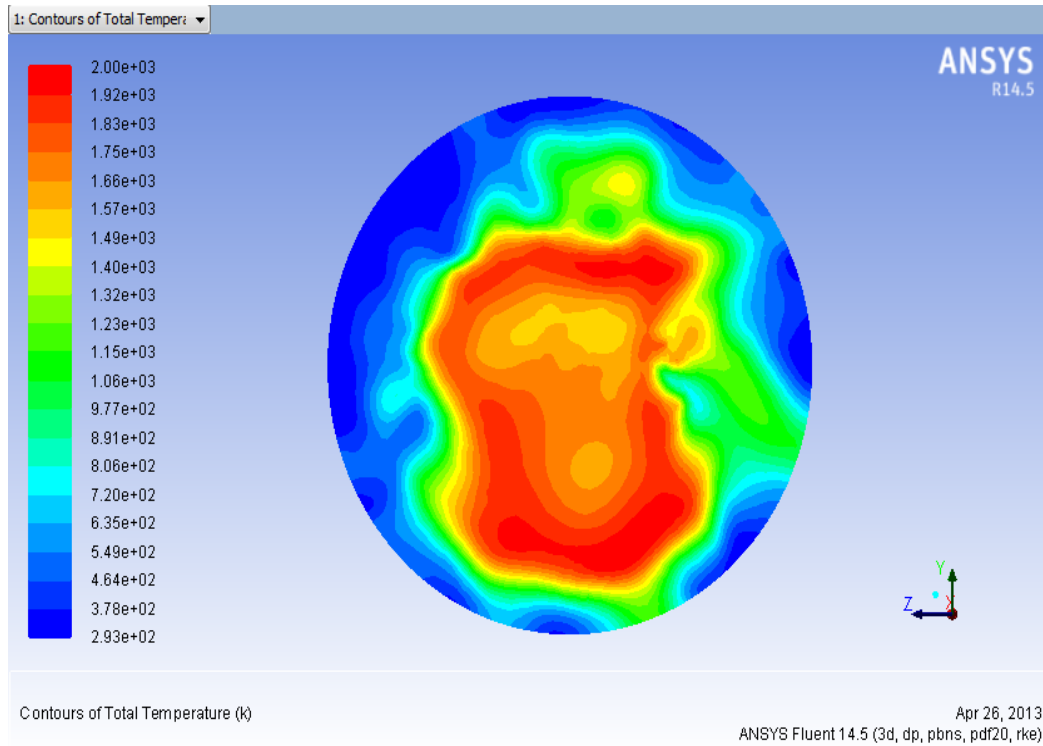
Şekil 4.26 $\phi = 1.3$ için yapılan analiz sonucu.

$\phi = 1.4$ için,

$m_{\text{hava}} = 0.018 \text{ kg/s}$, $m_{\text{kerosen}} = 0.00170856 \text{ kg/s}$



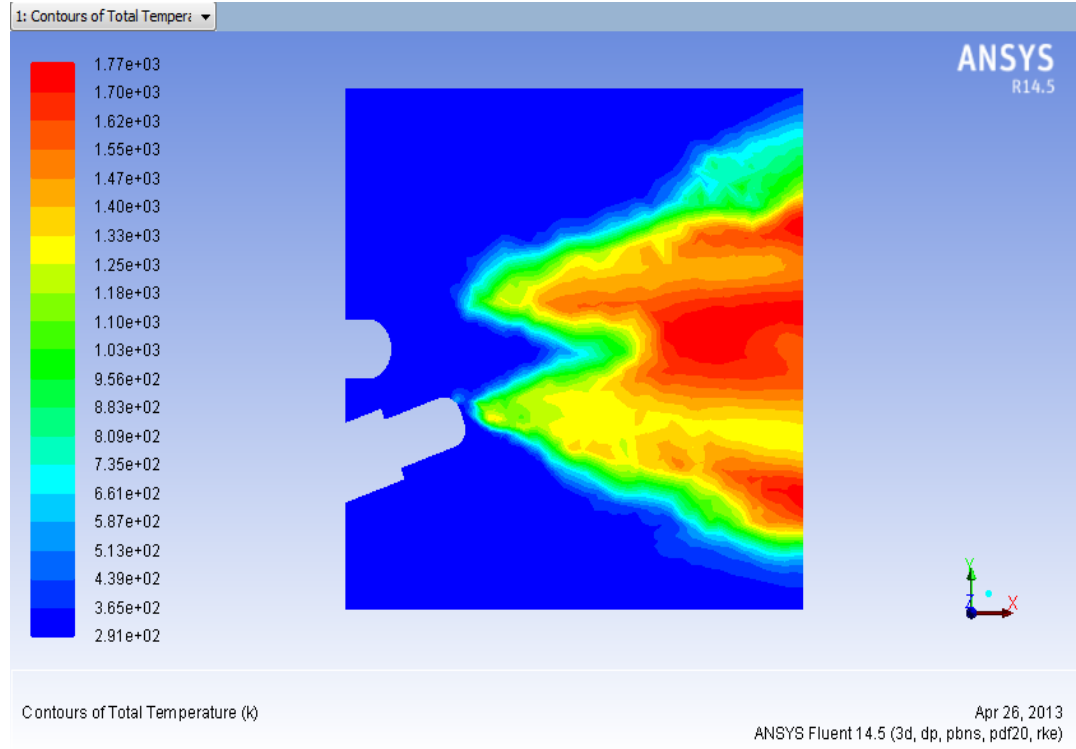
Şekil 4.27 $\phi = 1.4$ için yapılan analiz sonucu.



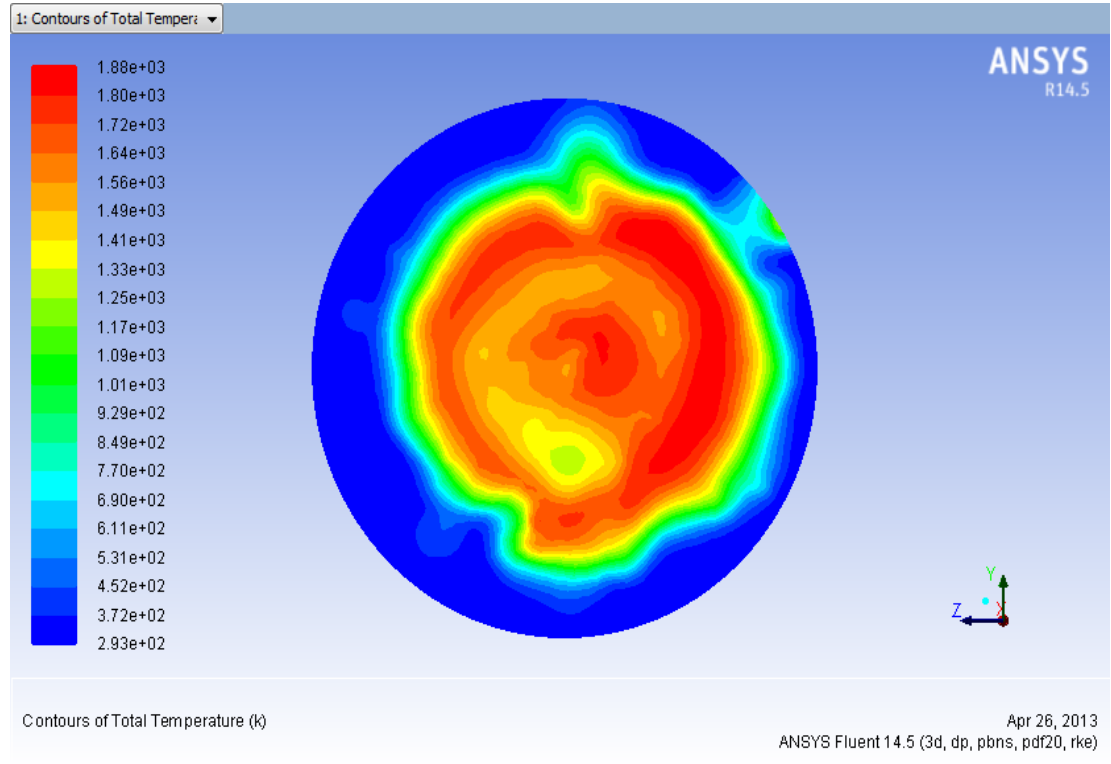
Şekil 4.28 $\phi = 1.4$ için yapılan analiz sonucu.

$\phi = 1.5$ için,

$m_{hava} = 0.018 \text{ kg/s}$, $m_{kerosen} = 0.0018306 \text{ kg/s}$



Şekil 4.29 $\phi = 1.5$ için yapılan analiz sonucu.



Şekil 4.30 $\phi = 1.5$ için yapılan analiz sonucu.

Analiz ortamında yürütülen simulasyon işlemleri sonucunda stokiyometrik oranın çok düşük olduğu ($\phi = 0.5$) durumdan sokiyometrik oranın ($\phi = 1.5$) olduğu kabul kriterleri sonucunda yapılan 11 farklı analiz sürecinin hepsinde pilot ateşlemenin başarı ile gerçekleştiği gözlenmiştir. Test ortamında 11 farklı ekivalans değerinin sağlanamaması üzerine ekivalans değerlerinin ayarlanabildiği $\phi = 0.45, 0.40$ ve 0.35 değerleri için de analizler yürütülmüştür. Yakıt-hava karışımı son derece fakir olmasına rağmen 3 farklı durum için uygulanan başarılı pilot ateşleme testlerinden sonra gerçekleştirilen analizlerde de yanma reaksiyonunun başarılı bir şekilde meydana geldiği ortaya çıkarılmıştır. Yürütülen tüm analizler incelendiğinde yakıt debisinin düşük olduğu en fakir karışımdan ($\phi = 0.35$) debinin en yüksek olduğu ($\phi = 1.5$) bölgeye geçerken sıcaklığın test sistemi çıkışında daha da yayıldığı tespit edilmiştir. Stokiyometrik yakıt debisinin artmasına paralel olarak sıcaklık değeri artış gösterirken, sıcaklığın yayıldığı yüzey hacmi fakir karışım oranlarına göre kıyas yapıldığında kademeli olarak yükselmekte olan, belirgin bir fark göze çarpmaktadır. Yakıt miktarının artmasına bağlı olarak bu farkın oluşması sistemin analiz ortamında beklendiği gibi çalıştığını göstermiştir.

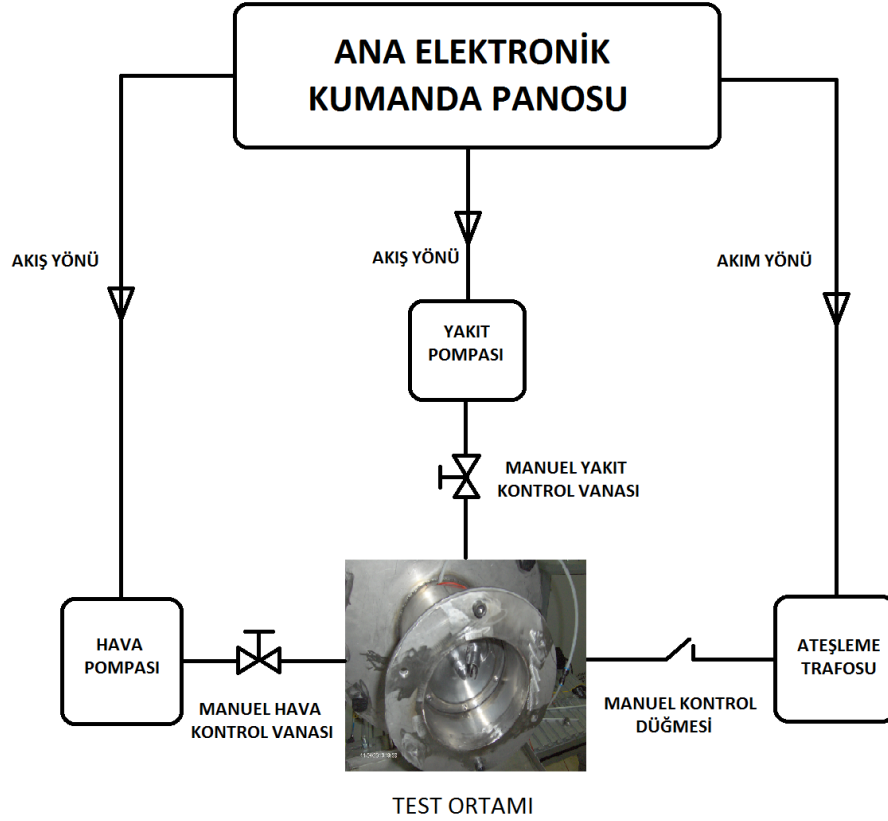
Göze çarpan bir başka nokta ise stokiyometrik oranın $\phi = 1.5$ değerine giderken yakıt debisinin artmasına paralel olarak yüksek basınç farkı oluşan enjektörden, çok daha iyi bir şekilde atomize edilen yakıt partikülleri, test sisteminin merkezinden çok 80° açı ile çıkış yaptığı enjektörün konik açısı etrafında yayılma gösterdiği için gaz sıcaklığı tam merkezde düşük dağılım gösterirken sistem merkezine yakın dairesel bölümde daha yüksek değerlere ulaşmıştır.

Stokiyometrik oran $\phi = 0.5$ 'den $\phi = 1$ değerine giderken ise yürütülen 5 ayrı analizin sonuçları hemen hemen aynı dağılımı göstermiştir. Yakıt debisi ne kadar düşük olursa gaz sıcaklığı o derecede test sisteminin tam merkezinde yoğunlaşma eğilimi göstermiştir.

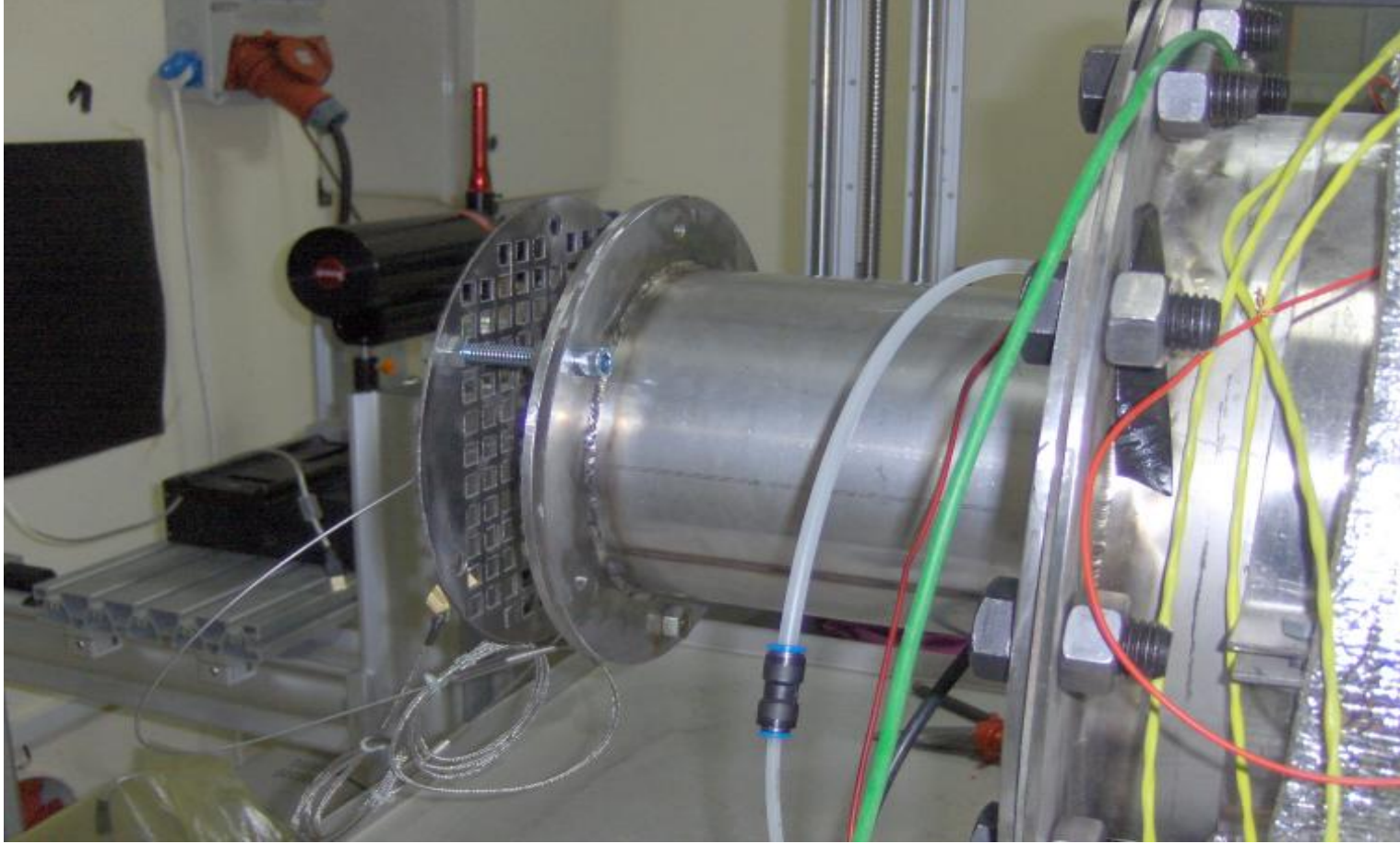
Genel olarak ise stokiyometrik değer arttıkça sıcaklık yoğunluğu, yakıtın 80° konik olarak çok iyi bir şekilde atomize edilmiş olması sebebiyle sistem merkezinde değil merkez etrafında yayılım göstermiştir. Fakir karışımda da zengin karışımda da pilot ateşleme sistemi etken bir şekilde yanmayı gerçekleştirmiştir ve bu durum analiz sonuçları itibari ile olumlu olarak değerlendirilmektedir.

5. PİLOT ATEŞLEME TEST DÜZENEGİ

Pilot ateşleme sistemi için gerekli teorik hesaplamalar ve modelleme işlemleri gerçekleştirildikten sonra ortaya çıkarılan modellerin nasıl bir davranış gösterdiği sanal ortamda belli kabuller dahilinde analiz edilmiştir. Gerçekleştirilen analizlerin olumlu sonuçları itibarıyla tasarım modelleri son halini almış ve gerçek test sisteminde somut olarak test edilmek üzere sistem parçalarının imalat işlemleri gerçekleştirilmiştir. İmalatı gerçekleştirilen parçaların montaj işlemleri de gerçekleştirilerek pilot ateşleme sistemi ilk verileri toplamak üzere hazır hale getirilmiştir. Testin yapılacağı düzeneğin şematik görünümü Şekil 5.1’de gösterildiği gibidir.



Şekil 5.1 Pilot ateşleme test düzeneği.



Şekil 5.2 Test düzeneğinden bir kesit fotoğrafı.

Test düzeneğinde pilot ateşleme sistem testinin yapılacağı kısım belli miktar Şekil 5.2’de gösterilmektedir.

5.1 Ateşleyici-Enjektör Konumu

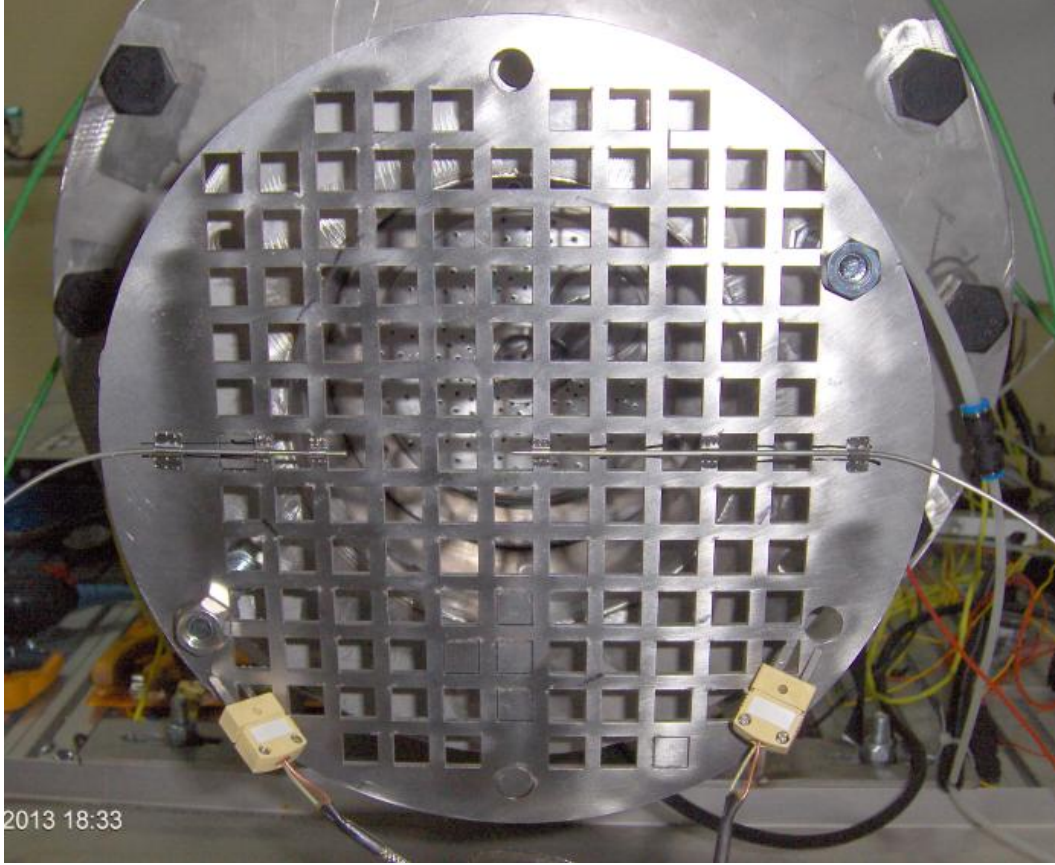
Tüm düzenek için gerekli imalat işlemleri tamamlandıktan sonra pilot ateşleme sistemi için son derece önemli bir parametre teşkil edecek olan sistem ateşleyicisinin ve yakıt enjektörünün birbirlerine göre konumlarının ayarlanması işlemi kalmıştır. Daha önce yapılmış olan hesaplamalar ve kabuller doğrultusunda enjektör ve bujinin konumları 3.3 nolu konu başlığı adı altında Şekil 3.12’te belirtildiği gibi test sistemi üzerinde ayarlanmıştır. Sistem üzerinde buji ve enjektörün görünümü Şekil 5.3’te gözüktüğü gibidir.



Şekil 5.3 Enjektör-buji sisteminin test öncesi fotoğrafı.

5.2 Enstürmantasyon

Pilot ateşleme sistem testi yapılmadan önce ateşlemenin gerçekleşeceği bölümün hemen ağız kısmına test sıcaklık değerlerini toplayabilmek için enstürmantasyon işlemi yapılmıştır. Gaz sıcaklık değerleri termal kamera cihazı ile yapılacağı için pilot ateşleme test düzeneğinin 30mm uzaklığına Şekil 5.4’te görüldüğü gibi yüksek sıcaklığa dayanıklı kare gözenekli tel kafes yerleştirilmiştir.



Şekil 5.4 Sıcaklık değerlerinin toplanması için sistem üzerine kurulmuş enstürmantasyon görüntüsü.

Termal kamera direk olarak gaz sıcaklığını okuyamaz, bu sebeple alevin oluşacağı bölgenin hemen önüne kare gözenekli kafes konularak metal yüzeyin ısıtılması sağlanmıştır. Belli süre sonunda yaklaşık olarak gaz sıcaklığına yakın olan metalin yüzey sıcaklık dağılımı termal kamera ile okunarak gaz sıcaklık değerleri kaydedilmeye çalışılmıştır.

5.3 Test Sonuçları

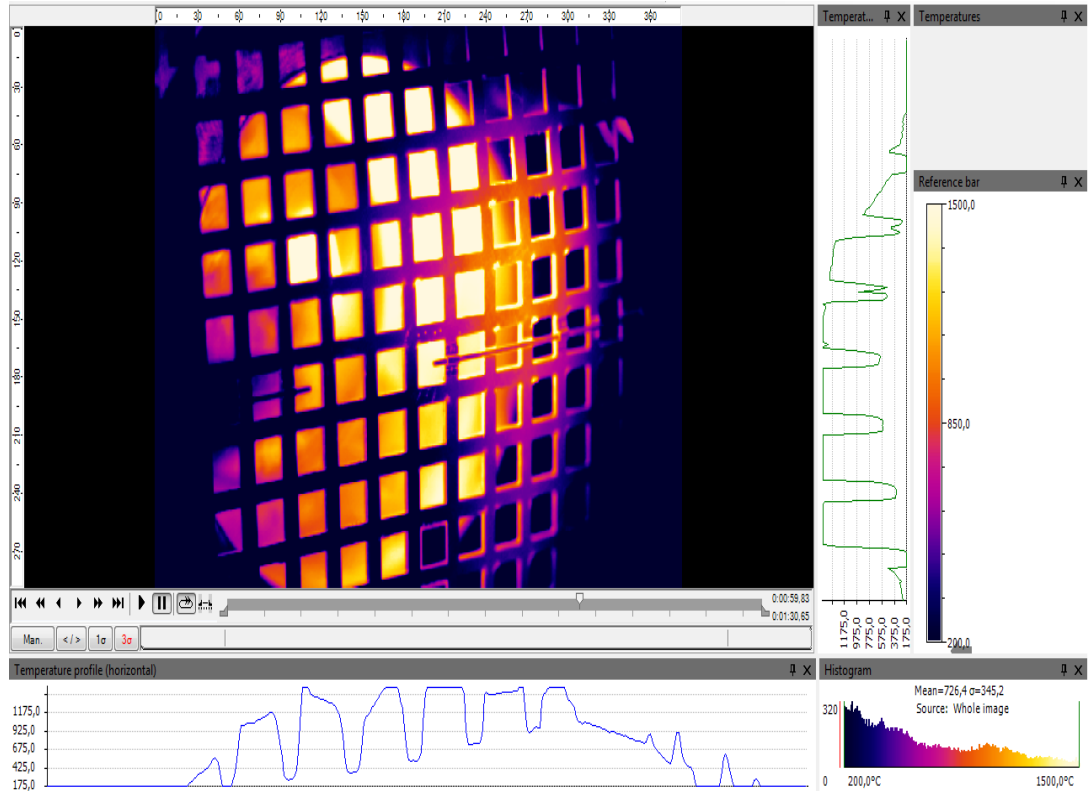
Test işlemleri sırasında analiz ortamında denenen farklı stokiyometrik oranları tutturulmaya çalışılmıştır. Fakat yakıt ve hava debisinin ayarlandığı kontrol sistemindeki teknik bir arıza sebebiyle analizde kullanılan stokiyometrik değerlerden farklı oranlarda 3 ayrı test işlemi gerçekleştirilmiştir. Elektronik kontrol panosunda yakıt debisi değiştirilemediği için 3 ayrı test için yakıt debisi sabit tutulup hava debisinin değişebileceği aralıklar teste tabii tutulmuştur. Test sırasında yakıt debisi $m_{\text{kerosen}} = 0.008333\text{kg/s}$ akış hızında sabit olarak tutulurken hava debisi sırasıyla

$m_{\text{hava},1} = 0.2735674\text{kg/s}$, $m_{\text{hava},2} = 0.3077633\text{kg/s}$ ve $m_{\text{hava},3} = 0.3517295\text{kg/s}$ olarak Çizelge 5.1’de belirtilen ekivalans oranlarında ayarlanmıştır.

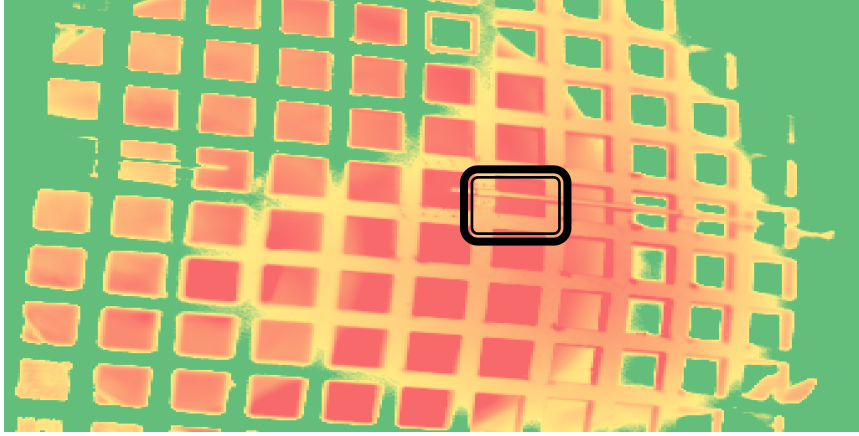
Çizelge 5.1 Test sırasında ekivalans değerlerine göre ayarlanan hava/yakıt debileri.

Test	Ekivalans Oranı	Hava Debisi(kg/s)	Yakıt Debisi(kg/s)	H/Y Oranı
1	0.45	0.2735674	0.008333	32.8
2	0.4	0.3077633	0.008333	36.9
3	0.35	0.3517295	0.008333	42.2

1 nolu test için ekivalans oranına bağlı parametreler ayarlandıktan sonra yapılan test başarılı bir şekilde gerçekleşmiş olup yaklaşık 30 saniye süre sonunda termal kameradan sıcaklık dağılım görüntüleri toplanmıştır. 1. test için alınan ilk termal kamera görünüşü Şekil 5.5’te gösterildiği gibidir.



Şekil 5.5 1 nolu test sonrası termal kameradan alınan sıcaklık dağılım görüntüsü.



Şekil 5.6 1 nolu test sonrası termal kameradan alınan sıcaklık sonuçlarının MS Excel programında renk tonuna göre dağılım görüntüsü.

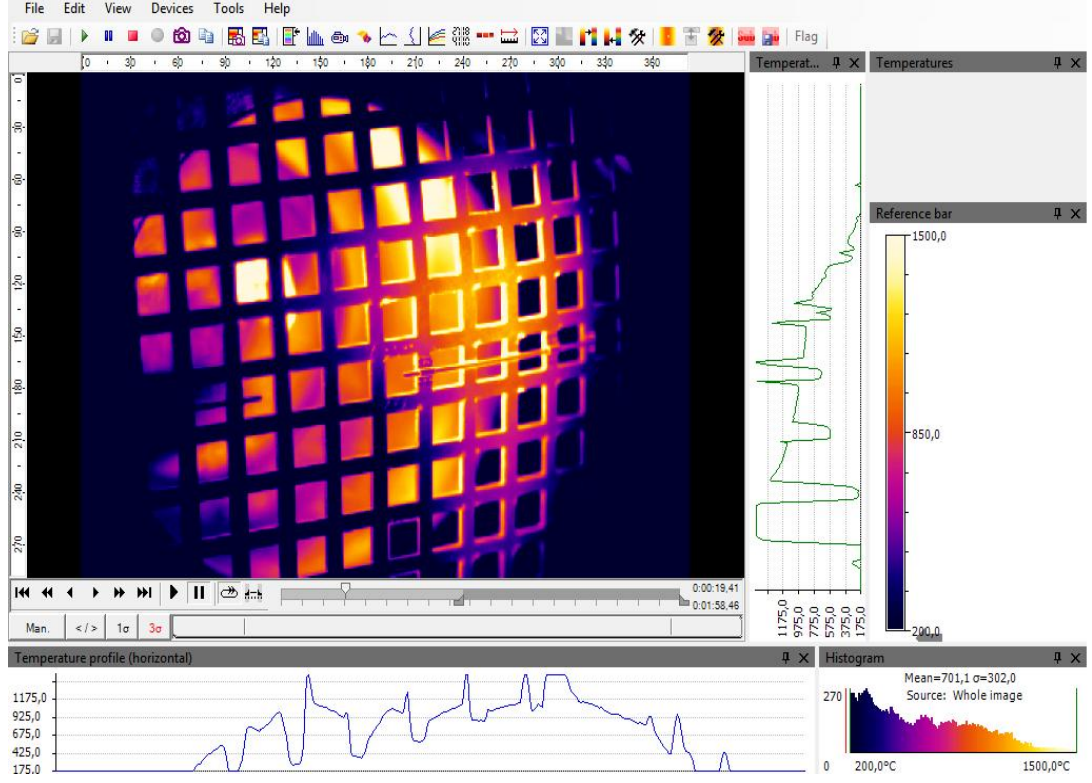
Termal kameradan MS EXCEL programına aktarılan sıcaklık değerlerinin oluşturduğu görüntü Şekil 5.6’da gösterilmiştir. Bu resimde görülen kare kutucuk içine alınmış bölge büyütüldüğü zaman işaretli bölgeye ait sıcaklık değerleri Şekil 5.7’de gösterildiği gibi okunabilmektedir. Bu bilgiler ışığında gerçekleştirilen 1 nolu test işleminde maksimum 1525°C (1800K) değeri okunmuştur. Fakat testte kullanılan termal kameranın maksimum ölçebileceği değer bu olduğu için test sırasında gerçekleşen asıl sıcaklık değerleri yaklaşık 150-200°C daha da yüksek olduğu tahmin edilmektedir ki daha önce yapılan analiz işlemlerinde bu değer görülmüş ve teorik olarak yanma reaksiyonları da 2000K değeri gözetilerek gerçekleştirilmiştir.

1505.5	1505.5	1489.5	1525	1510.7	1503.7	1484.3	1455.9	1416.7	1346.7	1252	1049.4	856.5	598.1	515.9	510.5	507.7	510.5
1496.6	1486	1478.9	1482.5	1480.8	1480.8	1484.3	1509	1525	1525	1525	1344.9	963.5	563.1	529.2	532	532	532
1487.8	1486	1477.2	1471.8	1468.3	1464.7	1448.8	1438.1	1443.4	1436.3	1441.7	1325	1241	1091.5	595.6	539.7	523.9	532
1480.8	1478.9	1477.2	1471.8	1463	1468.3	1459.5	1443.4	1434.6	1429.2	1427.4	1391.7	1294.1	1032.1	681	560.4	563.1	547.7
1484.3	1478.9	1475.4	1477.2	1475.4	1470.1	1463	1454.1	1445.3	1443.4	1432.7	1475.4	1330.5	1026.2	622.5	491.2	513.1	555.3
1487.8	1484.3	1480.8	1473.7	1473.7	1473.7	1470.1	1459.5	1455.9	1447	1441.7	1461.2	1337.7	929.8	499.6	471.5	499.6	477.2
1482.5	1478.9	1478.9	1477.2	1470.1	1473.7	1478.9	1470.1	1459.5	1457.6	1452.4	1478.9	1395.3	901.6	627.3	479.9	474.2	521.3
1489.5	1478.9	1478.9	1477.2	1475.4	1475.4	1473.7	1477.2	1468.3	1463	1454.1	1525	1389.8	959.6	852.4	588.3	521.3	844.1
1478.9	1484.3	1478.9	1473.7	1471.8	1468.3	1463	1464.7	1473.7	1466.6	1450.5	1507.2	1391.7	903.5	552.8	494.1	518.5	785
1480.8	1482.5	1480.8	1463	1290.5	1101.1	1135.1	1233.6	1299.5	1362.9	1438.1	1461.2	1377.3	1022.3	780.8	639.1	593.2	558
1486	1486	1477.2	1413.2	1047.5	697	653.2	639.1	653.2	697	787.1	870.9	915.6	985.3	1270.4	724	743.8	780.8
1489.5	1491.4	1489.5	1441.7	1168.8	846.1	701.6	660.3	624.8	620	629.6	643.8	648.5	665	913.7	600.5	529.2	515.9
1498.4	1496.6	1496.6	1489.5	1480.8	1487.8	1454.1	1380.9	1283.2	1144.4	1020.5	868.9	767.8	743.8	1047.5	560.4	515.9	513.1
1505.5	1503.7	1507.2	1514.3	1517.8	1514.3	1512.6	1523.1	1514.3	1519.6	1525	1525	1448.8	1357.5	1404.2	701.6	615.1	573.2
1507.2	1512.6	1517.8	1519.6	1525	1525	1525	1525	1525	1525	1521.3	1525	1438.1	1155.7	1030.1	1028.2	1095.3	1074.4
1512.6	1519.6	1523.1	1525	1525	1525	1525	1525	1525	1525	1525	1525	1443.4	889.4	660.3	653.2	660.3	669.6
1525	1525	1525	1525	1525	1525	1525	1525	1525	1525	1525	1525	1525	1503.7	893.4	636.8	570.6	583.3
1525	1525	1525	1525	1525	1525	1525	1525	1525	1525	1525	1525	1525	1491.4	901.6	728.4	563.1	660.3
1525	1525	1525	1525	1525	1525	1525	1525	1525	1525	1525	1525	1525	1450.5	875	600.5	555.3	607.9
1525	1525	1525	1525	1525	1525	1525	1525	1525	1525	1525	1525	1525	1432.7	987.2	622.5	573.2	708.2
1525	1525	1525	1525	1525	1525	1525	1525	1525	1525	1525	1525	1525	1411.3	957.7	895.4	763.5	748.1
1120	1498.4	1348.5	1414.9	1486	1525	1525	1525	1525	1525	1525	1525	1398.9	860.7	737.3	708.2	724	721.7
683.4	837.8	741.7	756.9	808.4	909.6	1024.3	1150.1	1279.6	1373.7	1457.6	1484.3	1348.5	827.4	708.2	703.7	701.6	681
603.1	620	627.3	648.5	671.8	662.5	692.5	719.5	759.1	772.1	810.6	841.9	868.9	743.8	697	697	688	683.4
583.3	603.1	610.3	603.1	648.5	634.3	643.8	657.9	681	694.7	697	712.7	715	708.2	703.7	690.1	701.6	690.1

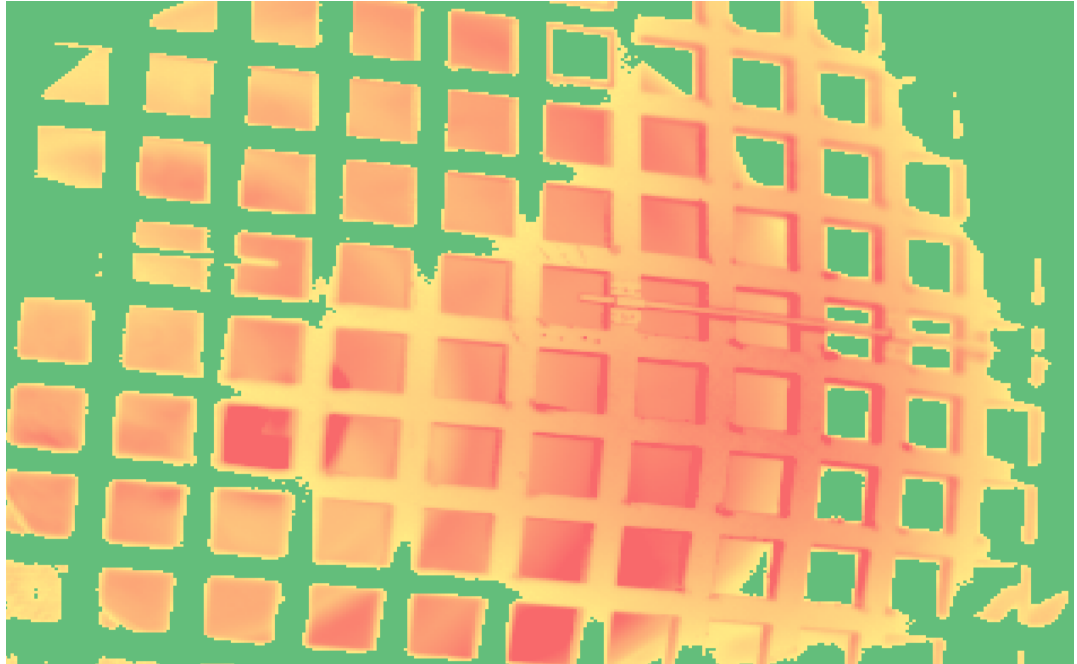
Şekil 5.7 Şekil 5.6’daki kare kutucuğun çok büyük hali.

Gerçekleştirilen diğer iki test için alınan termal kamera görüntüleri ve sıcaklık dağılımları aşağıda sırasıyla gösterilmektedir.

2 nolu test sonuçları;

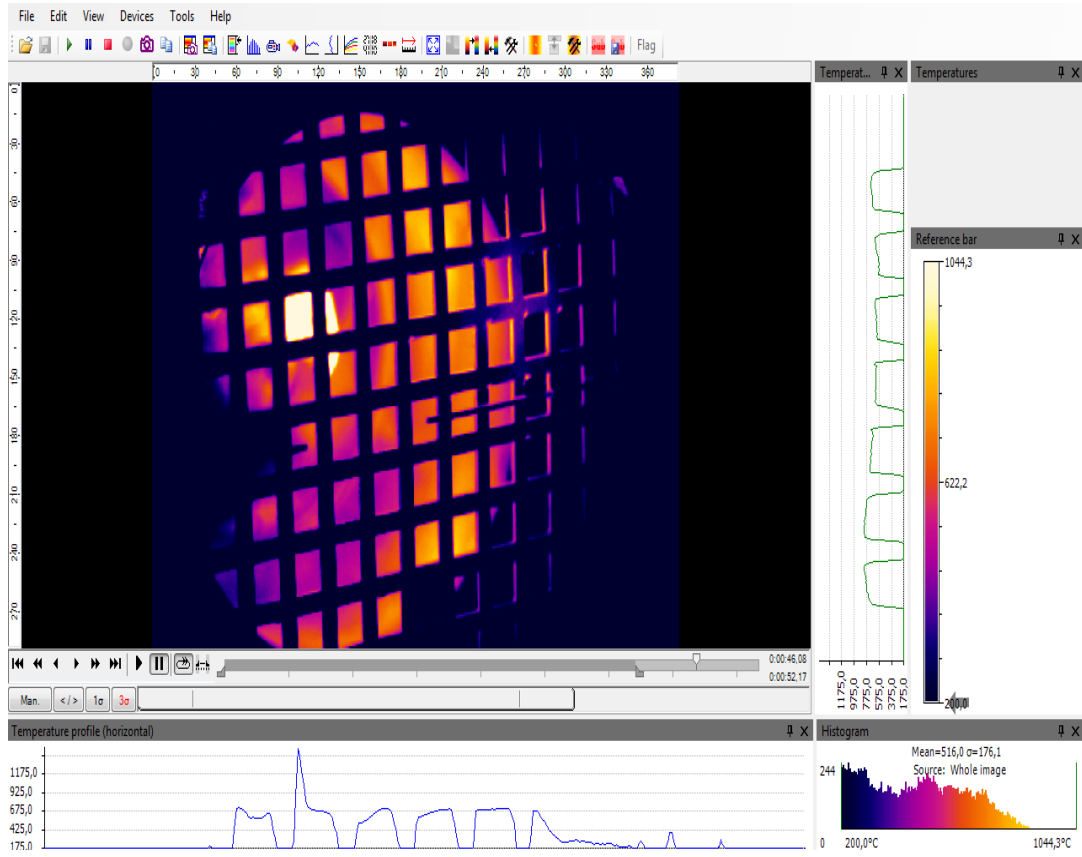


Şekil 5.8 2 nolu testin termal kamera görüntüsü.

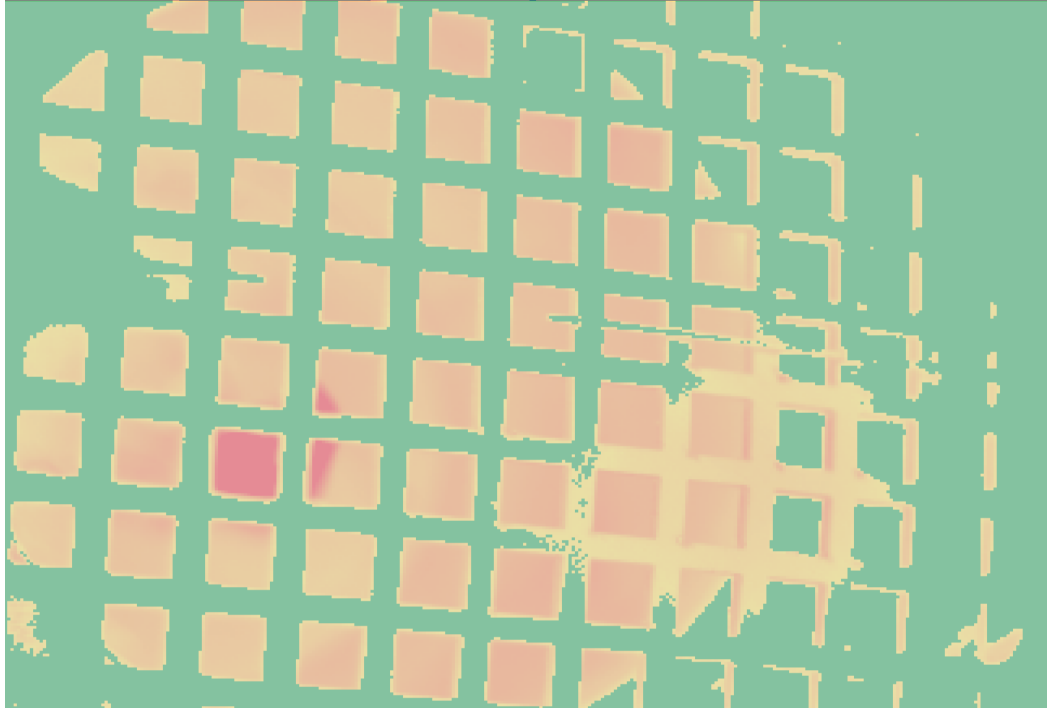


Şekil 5.9 2 nolu testin termal kamera MS Excel görüntüsü.

3 nolu test sonuçları;

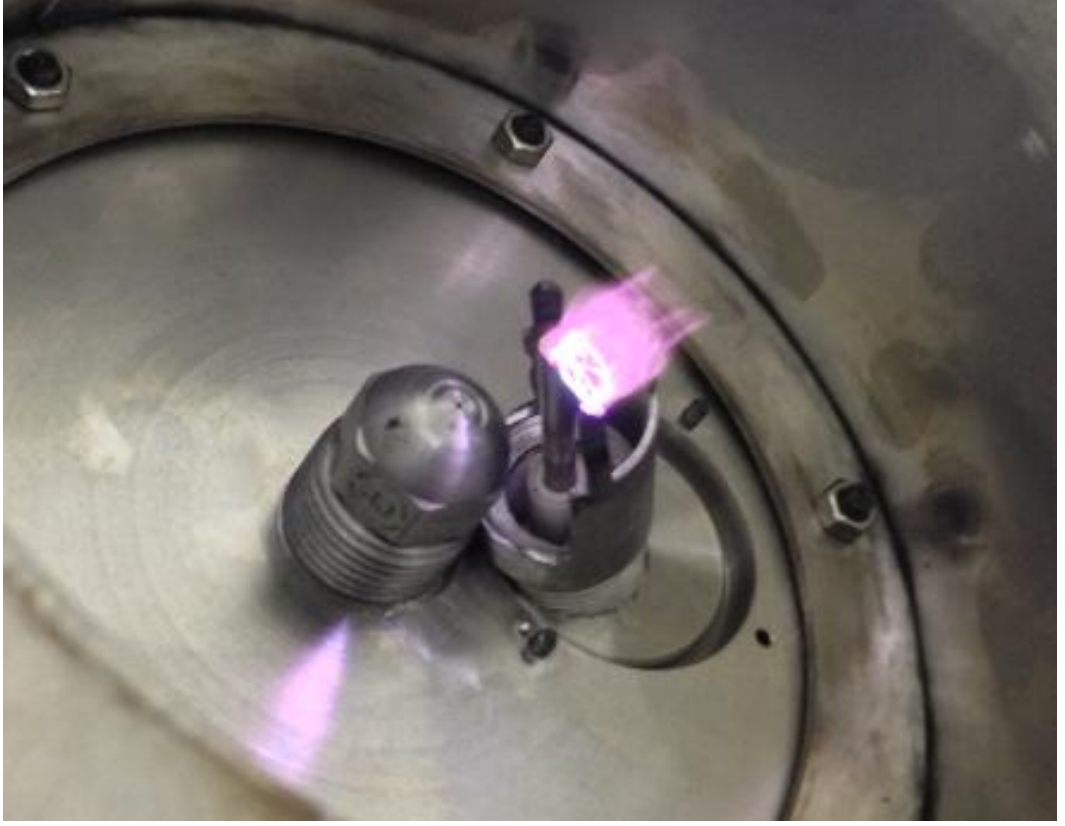


Şekil 5.10 3 nolu testin termal kamera görüntüsü.

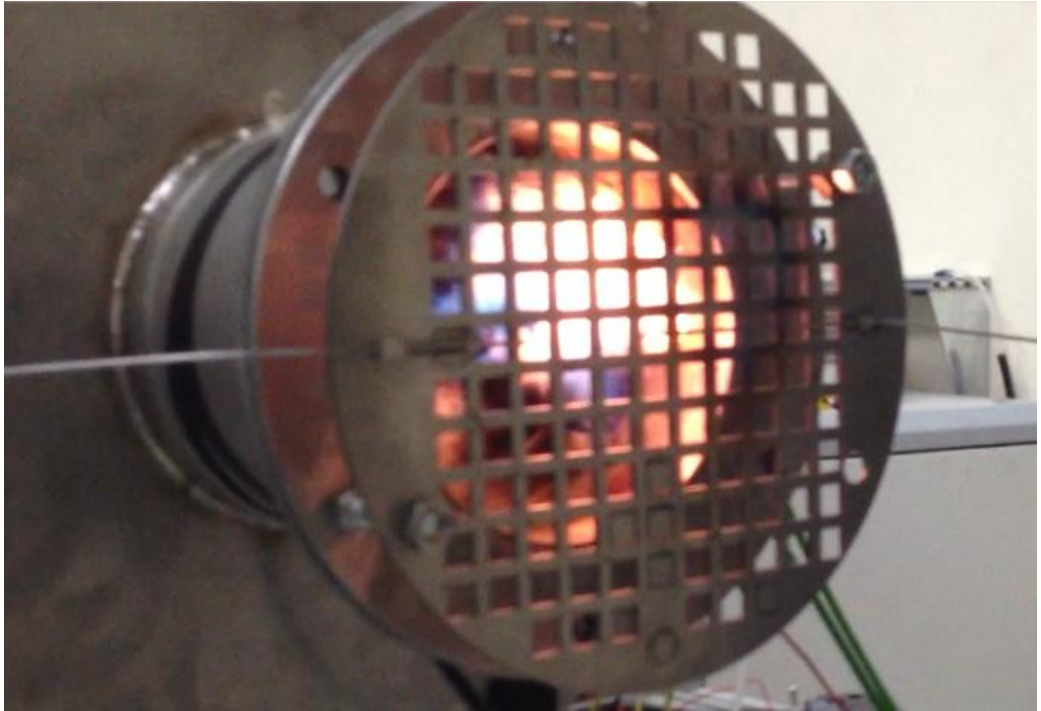


Şekil 5.11 3 nolu testin termal kamera MS Excel görüntüsü.

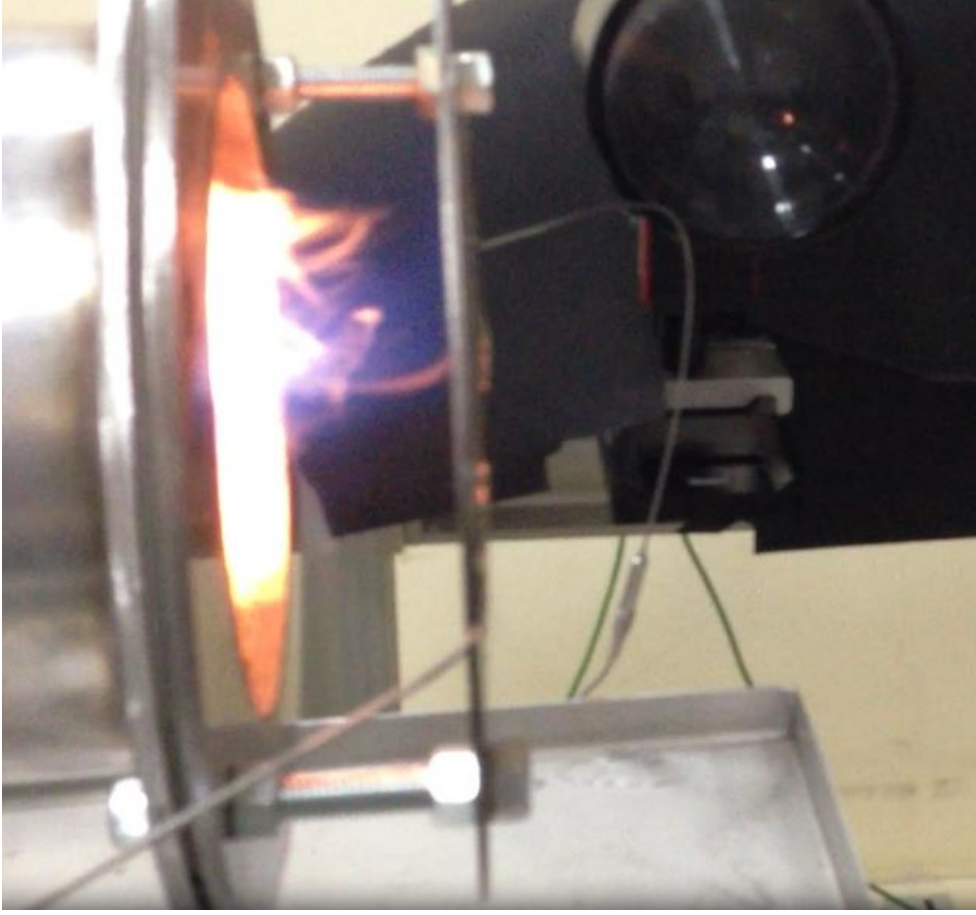
1. nolu test sırasında çekilen videodan alınan bir kaç görüntü ise aşağıda gösterilmektedir.



Şekil 5.12 Ateşleme arkının test görüntüsü.



Şekil 5.13 Pilot ateşleme anı ve alevin tutunması.



Şekil 5.14 Alevin tutunması sonucu oluşan mavi alev.

Gerçekleştirilen bu testlerde alevin oluşumu, etkin bir şekilde yanması ve sistemin başarılı bir şekilde gerçekleştirildiği somut olarak da gözlenmiştir. Şekil 5.14'te ise konumu ayarlanan buji ve enjektörün ateşleme arkının oluşturduğu andaki görüntüsü yakalanmış olup ateşleyici sistemin ne derece etken çalıştığı gösterilmiştir.

6. SONUÇ ve DEĞERLENDİRMELER

Halen çalışmakta olduğum Tusaş Motor Sanayi A.Ş. firmasında Çekirdek Motor Teknoloji Geliştirme ve Gösterimi Projesi kapsamında tasarım faaliyetleri sürdürülmektedir. Tasarım faaliyetleri devam eden bu motorun en önemli modüllerden biri olan yanma odası ateşleme birimi tez çalışmalarımın içeriğini oluşturmaktadır. Seyir halindeki motorun ani manevralarında, yüksek irtifalara çıkıldığı zaman ortam sıcaklığının çok düşük mertebelere ulaşması ve düşük basınca paralel olarak yakıt enjeksiyonunun çok iyi yapılamadığı ve kışın çok sert olduğu zamanlarda motorun yanma odası bölümünde yakıtın yanma performansı çok hızlı bir şekilde düşebilmektedir. Bu doğrultuda yapılan çalışmalarda amaç, motorun yanma odasında alev sönmesi anında, ortama çok iyi bir şekilde atomize edilmiş zengin hava yakıt karışımı sağlayarak etkili bir ateşleme sistemi ile anlık olarak yanmayı tekrar başlatarak yanma odası için gerekli pilot alevin oluşmasını sağlamaktır. Bu bağlamda yanma odası pilot ateşleme sistem çalışmaları yürütülmüştür. Yakıt enjeksiyonunun çok iyi bir şekilde sağlanması ve ateşleyici sistemin çok etkili olması çalışmaların iki önemli konusu olmuştur. Literatürde daha önce yapılmış ya da bu alanda yazılmış makaleler de incelenerek sistem için kabul kriterleri aşama aşama ortaya çıkarılmıştır. Yanma reaksiyonuna bağlı olarak farklı stokiyometrik oranlara göre belli kabuller dahilinde reaksiyon denklemleri oluşturulmuş ve ortaya çıkarılan bu denklemler sayesinde yanma reaksiyonu enerji değerleri teorik olarak hesaplanmıştır. Şekil 2.5'te çıkan sonuçlarda stokiyometrik reaksiyon sırasında ekivalans oranının $\phi=1$ olduğu durumda ortaya çıkan enerjinin maksimum olduğu gözlenirken, ekivalans oranının 1'den küçülürken ya da 1'den büyürken kademeli olarak reaksiyon enerji değerinin düştüğü gözlenmiştir. Bu durum stokiyometrik reaksiyonun en verimli yanmayı gerçekleştirdiğini bize göstermiştir. Yapılan bu hesaplamalar ve motor yanma odasının çalışma kriterleri ışığında CAD programı kullanılarak sistem modellemesi yapılmış ve HAD programında analiz işlemleri gerçekleştirilmiştir. Yapılan analiz işlemleri sonunda

stokiyometrik oranın çok düşük olduğu ($\phi=0.35$) ve çok yüksek olduğu ($\phi=1.5$) durumlarda yanma işleminin başarılı bir şekilde gerçekleştiği simule edilmiştir. Yapılan analizlerde düşük oranlı yakıt içeren fakir karışımlarda yakıt enjeksiyon işlemi çok etkili bir şekilde gerçekleşmediği için gaz sıcaklık dağılım sistem merkezinde yoğunlaşmıştır, fakat yakıt debisi arttırıldıkça oluşan zengin karışıma paralel olarak yakıt tanecikleri daha iyi bir şekilde atomize edilmiş ve bu durum yanma odası sıcaklığını sadece sistem merkezinde değil merkez etrafında homojen olarak dağılmasını sağlamıştır. Pilot ateşleme sistem çalışmalarında yanma odasında zengin yakıt karışımı sağlanacağı için bu sonuç motorun etkili bir şekilde çalışabilmesi yönüyle önemlidir. Gerçekleştirilen analiz çalışmaları sonucunda test işleminin yapılabilmesi için sistem parçalarının imalatı gerçekleştirilmiş ve test sırasında sıcaklık değerlerini de toplayabilmek için enstürmantasyon işlemleri yapılarak test düzeneği pilot ateşleme test sistemi için hazır hale getirilmiştir. Gerekli hazırlıkların tamamlanmasının ardından yakıt ve hava debi kontrollerinin daha önce analizleri yürütülen aralıklara gelemediği ve elektronik olarak bir arıza olduğu farkedilmiştir. Yakıt debisi hiç değişmezken hava debisi küçük bir aralık içinde ayarlanabilmiştir. Yakıt debisinin sabit tutulduğu ve sadece hava debisinin değiştirildiği duruma göre 3 ayrı test işlemi gerçekleştirilmiştir. Gerçekleştirilen 3 farklı test, yakıt oranının çok düşük olduğu (sırasıyla $\phi=0.45, 0.40, 0.35$) durumlara göre gerçekleştirilmiştir. Pilot ateşleme sistemi testi öncesinde, test sisteminde oluşan arızanın tahmin edilememesi sebebiyle 3 farklı ekivalans oranı için yakıt-hava kütleli debilerine göre analizler test sonrası gerçekleştirilmiştir. Fakat test sırasında termal kameradan alınan sıcaklık değerleri ile analiz ortamında alınan ve gerçekleşen yanma reaksiyonlarının son derece uyumlu bir şekilde gerçekleştiği gözlenmiştir. Yakıt debisinin çok düşük olmasına bağlı olarak gaz sıcaklığı sistem merkezinde yoğunlaşmıştır. Yapılan 3 testte yakıt debisi çok düşük olmasına rağmen başarılı ateşleme sağlanmış ve yanma sırasında mavi alevlerin oluştuğu gözlenmiştir. Yanma odasında oluşan mavi alevler yanmanın etkili bir şekilde gerçekleştiğini ifade etmektedir. Buradan, yakıt debi oranının yüksek olduğu durumda sistem ateşlemesinin ve pilot alev oluşumunun daha etkili bir şekilde oluşacağı yorumunu yapmak zor olmayacaktır. Pilot ateşlemenin, fakir yakıt karışım oranına rağmen du derece verimli bir şekilde gerçekleşmesi kurulan yakıt enjeksiyon ve ateşleme sisteminin ne kadar doğru olarak tasarlandığını göstermektedir.

Çekirdek motor tasarımında kullanılmak üzere pilot ateşleme sistemi tasarım, analiz, imalat ve test faaliyetleri yürütülen bu çalışma ile bir gaz türbinli çekirdek motor için ülkemiz çapında öncü olması sebebiyle büyük bir önem taşımaktadır. Bütün uğraşların bu bilinç ile yürütülmüş olması, çalışmaların tüm safhalarında ekstra konsantrasyon ve motivasyon sağlamıştır.

KAYNAKLAR

- [1] Rolls Royce (1996). The Jet Engine.
- [2] G. Linassier, R. Lecourt, P. Villedieu, G. Lavergne ve H. Verdier, (2011). Experimental Data Base On High Altitude Turbojet Ignition For Numerical Simulation Validation, ILASS – Europe 2011, 24th European Conference on Liquid Atomization and Spray Systems, Estoril, Portugal, September 2011.
- [3] Hampton H. Foster and David M. Straight, (1954). Effect of Ignitor Design and Ignitor Spark-Gap Environment on Ignition in a Turbojet Combustor, National Advisory Committee For Aeronautics.
- [4] Seongman Choi, Donghun Lee and Jeongbae Park, (2007). Ignition and combustion characteristics of the gas turbine slinger combustor, Journal of Mechanical Science and Technology.
- [5] H. D. Wilsted and J. C. Armstrong, (1951). Preliminary Results of Turbojet-Engine Altitude-Starting Investigation, Lewis Flight Propulsion Laboratory, Cleveland, Ohio.
- [6] Mohammad Nazri Mohd Jaafar, (1998). Development of Low NOx Liquid Fuel Burner, Universiti Teknologi Malaysia.
- [7] Hoe, Y.M. (2000). Fuel Injection Design and Development for a Combustor, Universiti Teknologi Malaysia. B. Eng.
- [8] Arthur H. Lefebvre and Dilip R. Ballal, (2010). Gas Turbine Combustion, Alternative Fuels and Emissions, Third Edition.
- [9] Url-1 <<http://www.ngk.com.au/spark-plugs/technical-information/spark-plug-anatomy-construction>>, alındığı tarih: 03.04.2013.
- [10] Watson, E. A., Ignition Research Work Carried Out by the Lucas Organization

with Special Reference to High Altitude Problems, Report L5988, Lucas Aerospace, Ltd., Hempstead, UK, 1954.

[11] Url-2 <<http://www.zenithglowplugs.com/plugs.html>>, alındığı tarih: 03.04.2013.

[12] Url-3 <<http://accurateheating.com/tag/hsi/>>, alındığı tarih: 03.04.2013.

[13] Url-4 <<http://www.plasmajetignition.com/>>, alındığı tarih: 08.04.2013.

[14] Warris, A. M., and Weinberg, F. J., (1984). Ignition and Flame Stabilization by Plasma Jets in Fast Gas Streams, Twentieth Symposium (International) on Combustion, pp. 1825–31, Combustion Institute, Pittsburgh.

[15] Greenhalgh, D., and Gallagher, D., (1997). Laser Ignition: Development and Application to Gas Turbine Combustors—A Literature Review, unpublished work, Cranfield University, UK.

[16] Url-5 <<http://www.netl.doe.gov/publications/newsroom/backgrounders/mb-0006.html>>, alındığı tarih: 08.04.2013.

[17] Url-6 <<http://www.grc.nasa.gov/WWW/k-12/airplane/combst1.html>>, alındığı tarih: 22.04.2013.

[18] Aviation Fuels Technical Review (2006), Chevron Corporation.

[19] Ahmet Rasim Büyüktür, (1995). Termodinamiğin Temel Esasları, Termodinamik Cilt 1, Birsen Yayınevi, dördüncü basım Nisan 1995.

[20] Ten-See Wang, (2000). Thermophysics Characterization of Kerosene Combustion, NASA Marshall Space Flight Center, Huntsville, Alabama.

[21] Dr. Yunus A. Çengel, Dr. Michael A. Boles. Mühendislik Yaklaşımıyla TERMODİNAMİK.

[22] Frank M. White, Fluid Mechanics, Fourth Edition, University of Rhode Island.

[23] Swett, C. C., (1949). Effect of Gas Stream Parameters on the Energy and Power Dissipated in a Spark and on Ignition, Third Symposium on Combustion Flame and Explosion Phenomena, pp. 353–61, Williams and Wilkins, Baltimore.

ÖZGEÇMİŞ

Ad Soyad: İsa KOCA

Doğum Yeri ve Tarihi: Nevşehir – 01.01.1986

E-Posta: mmisakoca@gmail.com

Lisans: Ortadoğu Teknik Üniversitesi, Makina Mühendisliği Bölümü

Mesleki Deneyim ve Ödüller:

- An Exercise Machine for Parapilegics, 2009 (Lisans Bitirme Tezi)
- Ortadoğu Teknik Üniversitesi Makina Mühendisliği Bölümü 2009-2010 öğretim yılı onur derecesi.