

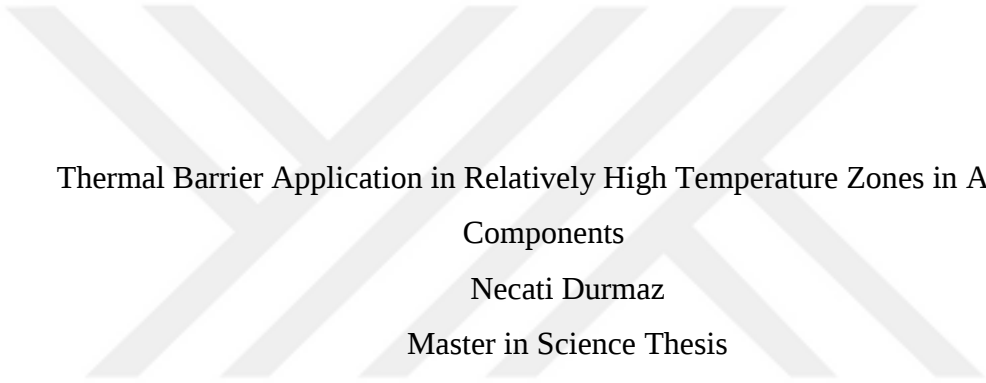
Yüksek Sıcaklık Bölgesindeki Havacılık Komponentlerinde Termal Bariyer Uygulaması

Necati Durmaz

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Makine Mühendisliği Anabilim Dalı

Mayıs 2019



Thermal Barrier Application in Relatively High Temperature Zones in Aviation

Components

Necati Durmaz

Master in Science Thesis

Mechanical Engineering Department

May 2019

Yüksek Sıcaklık Bölgesindeki Havacılık Komponentlerinde Termal Bariyer Uygulaması

Necati Durmaz

Eskişehir Osmangazi Üniversitesi
Fen Bilimleri Enstitüsü
Lisansüstü Yönetmeliği Uyarınca
Makine Mühendisliği Anabilim Dalı
Enerji ve Termodinamik Bilim Dalında
YÜKSEK LİSANS TEZİ
Olarak Hazırlanmıştır

Danışman: Prof. Dr. Haydar Aras

Mayıs 2019

ONAY

Makine Mühendisliği Anabilim Dalı Yüksek Lisans öğrencisi Necati Durmaz'ın YÜKSEK LİSANS TEZİ olarak hazırladığı "Yüksek Sıcaklık Bölgesindeki Havacılık Komponentlerinde Termal Bariyer Uygulaması" başlıklı bu çalışma, jürimizce lisansüstü yönetmeliğin ilgili maddeleri uyarınca değerlendirilerek oy birliği ile kabul edilmiştir.

Danışman : Prof. Dr. Haydar Aras

Yüksek Lisans Tez Savunma Jürisi:

Üye : Prof. Dr. L. Berrin Erbay

Üye : Doç. Dr. Hasan Yamık

Fen Bilimleri Enstitüsü Yönetim Kurulu'nuntarih ve sayılı kararıyla onaylanmıştır.

Prof. Dr. Hürriyet ERŞAHAN
Enstitü Müdürü

ETİK BEYAN

Eskişehir Osmangazi Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, tez yazım kılavuzuna göre, Prof. Dr. Haydar Aras danışmanlığında hazırlamış olduğum “Havacılıkta Kullanılan Termal Yalıtım Uygulamaları başlıklı tezimin özgün bir çalışma olduğunu; tez çalışmamın tüm aşamalarında bilimsel etik ilke ve kurallara uygun davrandığımı; tezimde verdiğim bilgileri, verileri akademik ve bilimsel etik ilke ve kurallara uygun olarak elde ettiğimi; tez çalışmamda yararlandığım eserlerin tümüne atıf yaptığımı ve kaynak gösterdiğimi ve bilgi, belge ve sonuçları bilimsel etik ilke ve kurallara göre sunduğumu beyan ederim.



21/05/2019

Necati DURMAZ

ÖZET

Bilindiği üzere günümüzde havacılık başta olmak üzere gaz türbinli motorların çok geniş kullanım alanları bulunmaktadır. Özellikle enerji üretiminde yüksek güç ihtiyaçlarının sağlanmasında gaz türbinli motorların büyük üstünlüğü bulunmaktadır. Gaz türbinli motorların yakıt tüketimi, termal verimliliği, yatırım bakım maliyeti gibi konularda literatürde oldukça fazla bilimsel ve sanayi kaynaklı çalışmalar mevcuttur.

Gaz türbinli motorlarda yüksek güç kapasitesini limitleyen etmenlerden birisi yüksek yanma odası çıkış sıcaklıkları nedeniyle malzeme sıcaklık dayanım değerlerinin kısıtlı olmasıdır. Yanma odası çıkışında bulunan türbin ekipmanlarının sıcaklık değerlerinin artırılması ile ilgili soğutma ve malzeme çalışmaları her gün daha da detaylanmakta ve teknolojik gelişmeler bu alandaki limitleri kaldırmaya yönelik olarak hızla ilerlemektedir.

Yanma odası ardında bulunan motor bölümlerindeki (Türbin muhafazası, egzoz lülesi) yüksek yüzey sıcaklıkları aynı zamanda havacılık uygulamalarında motor kompartımanında bulunan hassas ekipmanlar için de kritik önem arz etmektedir. Özellikle İHA uygulamalarında küçük boyut ve hafiflik nedeniyle itki sistemlerine ayrılan alanlar azalmış ve bu bölgelere elektronik, hidrolik, pnömatik sistemler eklenmiştir. Elektronik, hidrolik, pnömatik sistemlerin yüksek egzoz sıcaklıklarından etkilenmemesi için termal yalıtım uygulamalarının önemi de artmıştır. Termal yalıtım sayesinde türbinde yanma sonrası gazların sıcaklıklarında önemli düşüşler görülmektedir.

Bu tez çalışmasında havacılıkta kullanılan bir turbojet motorda uygulanan termal yalıtımın nihai yüzey sıcaklıklarına olan etkisi hesaplanmış, testlerle doğrulanmış ve basit bir hesaplama aracı oluşturularak sonuçlar tartışılmıştır.

Anahtar Kelimeler: Gaz Türbinli Motorlar, Yüksek Sıcaklık, Termal Yalıtım

SUMMARY

As is known, gas turbine engines, especially in aviation, have a wide range of applications. Gas turbine engines have a great advantage especially in providing high power needs in energy production. There are many scientific and industrial studies in the literature on fuel consumption, thermal efficiency, investment maintenance cost of gas turbine engines.

One of the factors that limit the high power capacity in gas turbine engines is that the material temperature resistance values are limited due to high combustion chamber outlet temperatures. The cooling and material work on increasing the temperature values of the turbine equipment at the output of the combustion chamber is further elaborated every day and the technological developments are rapidly progressing to remove the limits in this area.

High surface temperatures in the engine compartments behind the combustion chamber (turbine housing, exhaust nozzle) are also critical for precision equipment in the engine compartment in aerospace applications. Especially in UAV applications, due to the small size and lightness, the areas allocated to propulsion systems have been reduced and electronic, hydraulic and pneumatic systems have been added to these areas. The importance of thermal insulation applications has increased in order not to be affected by high exhaust temperatures of electronic, hydraulic and pneumatic systems. Due to the thermal insulation, significant decreases in the temperature of the combustion gases are observed in the turbine.

In this thesis, the effect of thermal insulation applied on a turbojet engine in aerospace to final surface temperatures was calculated, validated by tests and a simple calculation tool was formed and the results were discussed.

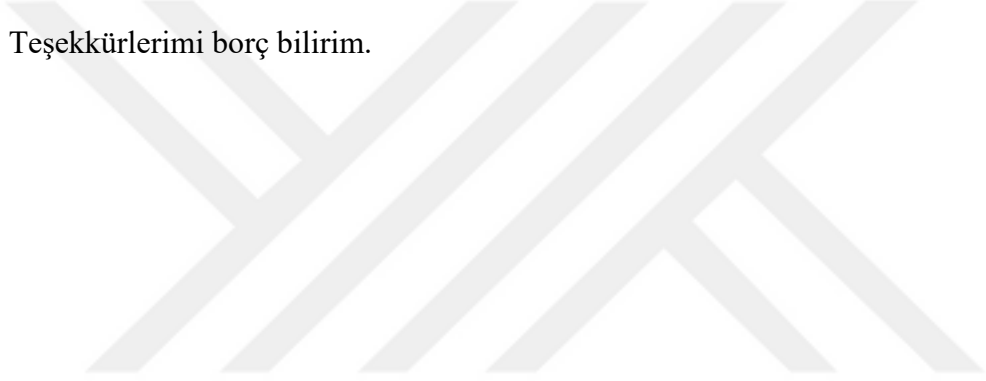
Keywords : Gas Turbine Engines, High Temperature , Thermal Insulation

TEŞEKKÜR

Öncelikle enerji termodinamik alanındakiengin bilgisiyle, aynı zamanda hem profesyonel hem de son derece yapıcı yaklaşımlarıyla tez yazım sürecim boyunca yardımcı olan Sayın Prof. Dr.Haydar Aras hocama,

Testler esnasında yardımlarını esirgemeyen tüm çalışma arkadaşlarıma ve en önemlisi tez yazım sürecimde desteğini sürekli hissettiğim, zorlu dönemlerde yanımda olan sevgili eşime,

Teşekkürlerimi borç bilirim.



İÇİNDEKİLER

ÖZET	vii
SUMMARY	viii
TEŞEKKÜR	ix
İÇİNDEKİLER	x
ŞEKİLLER DİZİNİ	xii
ÇİZELGELER DİZİNİ	xvi
SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ	xvii
1. GİRİŞ VE AMAÇ	1
2. LİTERATÜR ARAŞTIRMASI	2
3. TERMAL YALITIMIN GEREKLİ OLDUĞU HAVACILIK ARAÇLARI	4
3.1. Jet Motor Çalışma Prensipleri	4
3.2. Jet Motor Tarihçesi	5
3.3. Turbo Jet Motor Bileşenleri	11
3.3.1. Hava giriş alığı	11
3.3.2. Kompresör	11
3.3.3. Yanma odası	14
3.3.4. Türbin	18
3.3.5. Egzoz lülesi	20
4. TERMAL YALITIM İÇİN KULLANILAN KOMPONENTLER	24
4.1. Malzeme Seçimi	27
4.2. Alaşım Seçimi	30
4.3. Isı Kalkanı Tasarımı	31
4.3.1. Tek kabuklu ısı kalkanları (yalıtılmamış)	31
4.3.2. Çift kabuklu ısı kalkanları (yalıtılmamış)	32
4.3.3. Sandviç Isı Kalkanları	32
4.4. Montaj Teknikleri	35
5. AEROGEL TİCARİ ÜRÜN BİLGİLERİ	37
5.1. Superwool	37
5.2. Pyrogel XT	38
6. TERMAL YALITIM İLE İLGİLİ ANALİTİK HESAPLAMALAR	42
6.1. Isı iletim Mekanizması	42

İÇİNDEKİLER (Devam)

6.2.	Genel İletim Denklemi	42
6.3.	Duvar boyunca ısı iletimi	44
6.4.	Seri Bağlı Kompozit Duvarlarda Isı İletimi	45
6.5.	Toplam ısı transfer katsayısı.....	46
6.6.	Silindirik yüzeylerden ısı transferi	47
6.7.	Silindirik yüzeylerde toplam ısı transfer katsayısı	48
7.	MATERYAL VE METOD.....	50
7.1.	Deneysel Çalışma	50
7.1.1.	Deneyin Amacı.....	50
7.1.2.	Deney aşamasında kullanılan ekipmanlar	50
8.	BULGULAR VE TARTIŞMA	52
8.1.	Deney Hazırlık Aşamaları	52
8.1.1.	Motora Enstrümantasyon Uygulanması	58
8.1.2.	Termal Kamera Testleri	61
8.1.3.	Termal Kamera Program Arayüzü	62
8.1.4.	Zamana Bağlı Termal Kamera Test Sonuçları	64
8.1.5.	Zamana Bağlı Termal Kamera 2. Test Sonuçları	73
8.2.	Test Sonuçları Değerlendirme , Hesaplamalar ile Karşılaştırma	79
8.3.	Analitik Hesaplama Aracı Ekranları	80
8.3.1.	Akışkan fiziksel özellikleri girişi	80
8.3.2.	Yalıtım malzemesi fiziksel özelliklerinin girilmesi	83
8.3.3.	Sonuç Ekranı	86
9.	SONUÇ VE ÖNERİLER.....	89
	KAYNAKLAR DİZİNİ.....	90

ŞEKİLLER DİZİNİ

<u>Sekil</u>	<u>Sayfa</u>
3.1. İtici üreten makine kuvvet bileşenleri.....	4
3.2. Türbinden çıkan yüksek sıcaklık ve basınçtaki gazların bir lülede ivmelendirilmesi (Çengel,2006)	5
3.3. Gloster-Whittle E28/39 (James, D, 1987)	6
3.4. Heinkel He118 (Koehler,Dieter H., 1999).....	6
3.5. Turboprop, Turbojet Kesitleri (Rolls-Royce plc, 2005)	7
3.6. Turboprop motor uygulaması (Anonim , 2019).....	8
3.7. Brayton Çevrimi P-v, T-s diyagramı	9
3.8. Sıkıştırma (a) ve genleşme (b) adımlarında ideal ve gerçek T-S diyagramı (W. Bathie, William. (1996)	10
3.9. Sürtünmenin dahil edildiği bir gaz türbin çevrimi T-s diyagramı (W. Bathie, William, 1996).....	10
3.10. Turbo Jet Motor Kesiti (Rolls-Royce plc,1996)	11
3.12. Merkezkaç Akımlı Kompresör (MEGEP, 2012)	12
3.13. Eksenel Akımlı Kompresör (Japikse,D.,1996)	13
3.14. Türbin Şaftını Çevreleyen Yanma Odası Hücreleri (Rolls-Royce plc,1996)	14
3.15. İzole edilmiş Yanma Odası Hücresi (Rolls-Royce plc,1996).....	15
3.16. Annular Tip Yanma Odası Bölümleri (MEGEP,2012).....	16
3.17. Yanma odasında primary ve secondary hava akımı (Rolls-Royce plc,1996)	17
3.18. Eksenel Türbin (MEGEP,2012).....	18
3.19. Eksenel Türbin Bağlantısı.....	19
3.20. Eksenel türbinde hava akışı (MEGEP,2012)	19
3.21. İtme ve Tepki Kanat Yerleşimi (Rolls-Royce plc., 1996)	20
3.22. Turbo Jet Motor Egzoz Lülesi (Rolls-Royce plc., 1996).....	20
3.23. Bir Noktada Birleşen Egzoz Lülesi (Rolls-Royce plc., 1996).....	21
3.24. Egzozdan Atılan Gazın Dinamikleri (Rolls-Royce plc., 1996)	21
3.25. Turbo Jet Motor Boyunca Sıcaklık, Hız ve Basınç Değişimleri.....	22
4.1. Egzoz sistemi yalıtım parçaları (MEGEP,2011).....	24
4.2. Yüksek sıcaklıktan etkilenebilecek yardımcı ekipmanlar ve yalıtım örneği (MEGEP,2011)	25

ŞEKİLLER DİZİNİ (Devamı)

<u>Sekil</u>	<u>Sayfa</u>
4.3. Yüksek ısı kaynağı yakınında bulunan hassas komponentleri engellemek için yapılan uygulama (Anonim,2019).....	25
4.4. Isı kalkanı (Anonim,2019).....	26
4.5. Komponente özel üretilmiş ısı kalkanı (Anonim,2019).....	26
4.6. Egzoz manifoldu üzerine sandviç kompozit panel uygulaması (Anonim,2018)	27
4.7. Sıcaklığa bağlı hazır ticari sandviç panel uygulamaları (Anonim,2018).....	27
4.8. Uygulamaya göre kalıpla şekillendirilmiş alüminyum ısı kalkanları (Anonim,2018).....	28
4.9. Isı kalkanı montaj bileşenlerinde oluşan korozyon (Anonim,2018).....	29
4.10. Kalıpla şekillendirilmiş ısı kalkanı malzemesi (Anonim,2019).....	30
4.11. Tek kabuklu ısı kalkanı (Anonim,2018).....	31
4.12. Gofrajlı Sac (Anonim,2019)	32
4.13. Sandviç Panel Örneği (Anonim,2019).....	33
4.14. Yüzey sıcaklığına bağlı olarak ısı kalkanı seçimi (Anonim,2018)	33
4.15. Ses yalıtımı için kullanılan akustik kalkan tipleri (Anonim,2018)	34
4.16. Viskoelastik tabakaya sahip akustik sönümleyici kalkan (Anonim,2018)	34
4.17. Rondela ve somun kullanımı (Anonim,2019).....	35
4.18. Kaynaklı civata üzerine montajı yapılan ısı kalkanı uygulaması (Anonim,2019).....	36
4.19. Telle bağlama yöntemi ile yapılan montaj (Anonim,2019).....	36
5.1. Superwool Battaniye Formu (Morgan Advanced,2018).....	37
5.2. Farklı yalıtım malzemelerinin kalınlık açısından değerlendirilmesi (Aerogel TM,2018) 40	
5.3. Aerojel battaniye formunun ortalama termal iletkenlik katsayısı (mW/m.K) (Fesmire, J. 2015).....	41
5.4. Aerojel battaniye formunun ortalama termal direnç katsayısı (Fesmire, J. 2015).....	41
6.1. Çeper boyunca ısı iletimi	42
6.2. Üç boyutlu iletim denkleminin türetilmesi için kontrol hacmi	42
6-3. Rejim halindeki düz duvarda sıcaklık dağılımı	44
6.4 Elektriksel Benzetim Yöntemi.....	44
6.5. Seri Bağlı Kompozit Duvarlarda Isı İletimi.....	45

ŞEKİLLER DİZİNİ (Devamı)

<u>Sekil</u>	<u>Sayfa</u>
6.6. İletim ve taşınım ile toplam ısı transfer katsayısı	46
6.7. Silindirik yüzeyden ısı transferi	47
6.8. Silindirik yüzeyden taşınım ile ısı akışı	48
7.1 K tipi thermocouple (Omega, 2019)	50
7.2. Termal Görüntüleme Kamerası (FLIR, 2019)	51
7.3. Termal Kamera Ölçüm ve Analiz Kapasite Değerleri (FLIR, 2019)	52
8.1. Aerogel battaniyenin patrona göre kesilmesi	52
8.2 10 mm kalınlıktaki aerogel battaniyenin kesilmiş durumu	53
8.3 10 mm ve 5 mm kalınlıklı battaniyelerin hazırlanması	54
8.4 10 mm ve 5 mm kalınlıklı battaniyelerin hazırlanması	54
8.5. 10 mm kalınlıktaki aerogel katmanının dijital kumpasla ölçümü	55
8.6. 10 mm kalınlıktaki aerogel katmanının dijital kumpasla ölçümü	55
8.7. Egzoz Lülesi etrafında ölçünün doğrulanması	56
8.8. Egzoz Lülesi etrafında ölçünün doğrulanması	56
8.9. Sandviç panelin hazırlanması	57
8.10. Sandviç panelin hazırlanması	57
8.11. Sandviç panelin tamamlanmış hali	57
8.12. 10 mm kalınlıklı aerogel tabakalı sandviç panelin toplam kalınlığı	58
8.13. Termocouple yüzey sıcaklık ölçüm leri (Omega, 2019)	58
8.14. Termal Yalıtımsız Motor Enstrümantasyonu	59
8.15. Termal Yalıtımlı Motor soldan görünüş	60
8.16. Termal Yalıtımlı Motor sağdan görünüş	60
8.17. Motor çalışma esnasında termal kameranın genel görünüşü	61
8.18. Termal Kamera Sıcaklık Ölçüm Bölgeleri	62
8.19. Termal kamera üzerinden alınan nokta ve motor boyunca kabul edilen çizgi	63
8.20. FLIR program arayüz gösterimi	63
8.21. Test 1 Termal Kamera Sonuçları (Dakika 1)	64
8.22. Test 1 Termal Kamera Sonuçları (Dakika 2)	65
8.23. Test 1 Termal Kamera Sonuçları (Dakika 3)	65
8.24. Test 1 Termal Kamera Sonuçları (Dakika 4)	66

ŞEKİLLER DİZİNİ (Devamı)

<u>Sekil</u>	<u>Sayfa</u>
8.25. Test 1 Termal Kamera Sonuçları (Dakika 5).....	66
8.26. Test 1 Termal Kamera Sonuçları (Dakika 6).....	67
8.27. Test 1 Termal Kamera Sonuçları (Dakika 7).....	67
8.28. Test 1 Termal Kamera Sonuçları (Dakika 8).....	68
8.29. Test 1 Termal Kamera Sonuçları (Dakika 9).....	68
8.30. Test 1 Termal Kamera Sonuçları (Dakika 10).....	69
8.31. Test 1 Termal Kamera Sonuçları (Dakika 11).....	69
8.32. Test 1 Termal Kamera Sonuçları (Dakika 12).....	70
8.33. Test 1 Termal Kamera Sonuçları (Dakika 13).....	70
8.34. Test 1 Termal Kamera Sonuçları (Dakika 14).....	71
8.35. Test 1 Termal Kamera Sonuçları (Dakika 15).....	71
8.36. Test 1 Termal Kamera Sonuçları (Dakika 16).....	72
8.37. Test 1 Termal Kamera Sonuçları (Dakika 17).....	72
8.38. Test 2 Termal Kamera Sonuçları (Dakika 1).....	73
8.39. Test 2 Termal Kamera Sonuçları (Dakika 2).....	74
8.40. Test 2 Termal Kamera Sonuçları (Dakika 3).....	74
8.41. Test 2 Termal Kamera Sonuçları (Dakika 4).....	75
8.42. Test 2 Termal Kamera Sonuçları (Dakika 5).....	75
8.43. Test 2 Termal Kamera Sonuçları (Dakika 6).....	76
8.44. Test 2 Termal Kamera Sonuçları (Dakika 7).....	76
8.45. Test 2 Termal Kamera Sonuçları (Dakika 8).....	77
8.46. Test 2 Termal Kamera Sonuçları (Dakika 9).....	77
8.47. Test 2 Termal Kamera Sonuçları (Dakika 10).....	78
8.48. Test 2 Termal Kamera Sonuçları (Dakika 11).....	78
8.49. Termal Kamera Ölçüm Bölgeleri	79
8.50. Sonuç Ekranı.....	86

ÇİZELGELER DİZİNİ

Cizelge

Sayfa

5.1. Superwool termal ve fiziksel özellikleri (Morgan Advanced,2018).....	37
5.2. Pyrogel ürün çeşitleri, kalınlık ve kullanım alanları (Aerogel TM,2018)	38
5.3. Pyrogel termal iletkenlik değerinin sıcaklığa bağlı değişim grafiği (Aerogel TM,2018) .	38
5.4. Üretici firma tarafından önerilen boru çapı / kalınlık bilgileri (Aerogel TM,2018)	39
8.1. Akışkan (Hava) Literatür Bilgileri.....	80
8.2. Akışkan Fiziksel Özellikleri için 4. Derece polinom oluşturma.....	81
8.3. Akışkanın Hesaplanan Fiziksel Özellikleri.....	82
8.4. Karbon Çeliği Termal İletkenliği.....	83
8.5. Aerogel Termal İletkenliği.....	83
8.6. Aerogel Termal İletkenliği.....	83
8.7. Karbon Çeliği Termal İletkenliği Polinom Çıkarımı	84
8.8. Aerogel Termal İletkenliği Polinom Çıkarımı.....	84
8.9. Alüminyum Sac Levha Termal İletkenliği Polinom Çıkarımı.....	84
8.10. Karbon Çeliği Hesaplanan Termal İletkenliği	85
8.11. Aerogel Hesaplanan Termal İletkenliği	85
8.12. Alüminyum Sac Levha Hesaplanan Termal İletkenliği.....	85
8.13. Yalıtımlı motorda 600°C akışkan sıcaklığı için hesaplama ekranı	87
8.14. Yalıtımsız motorda 600°C akışkan sıcaklığı için hesaplama ekranı	88

SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ

Termal İletkenlik	k
Viskozite	μ
Prandtl Sayısı	Pr
Genleşme Katsayısı	β
Akışkan Yoğunluğu	ρ
Kinematik Viskozite	ν
Özgül Isı	C_p
alpha	α
Reynold's Sayısı	Re
Rayleigh Sayısı	Ra

1 GİRİŞ VE AMAÇ

Gaz türbinli motor tasarımlarında birincil hedef, talep edilen güç çıktısının elde edilmesidir. Bu güç çıktısı, motor ve uygulama türüne göre, şaft gücü ya da itki gücü olabilir. Bu güç çıktıları motorun termal veriminden direk olarak etkilenir. Bu nedenle gaz türbinli motorlarda yanma verimi ve ulaşılabilir maksimum yanma odası çıkış sıcaklığı tasarım limitlerini belirler. Egzoz lülesi ve türbin muhafazası bölgesinde gaz sıcaklıkları en yüksek seviyelerde olmaktadır.

Problemin Tanımı

Türbin muhafazası ve egzoz lülesi bölgesinde oluşan yüksek sıcaklıklar özellikle havacılık uygulamalarında motor etrafındaki bileşenlere zarar verecek seviyelerdedir. Motor kompartmanı (engine bay) içerisinde bulunan elektronik ve hidrolik malzemelerin bu yüksek sıcaklıklardan (900 – 1000°C egzoz yüzeyi) etkilenmemesi gerekmektedir. Platform üreticileri tarafından talep edilen dış yüzey sıcaklıklarına ulaşılması amaçlanmaktadır. Bu amaçla termal yalıtım uygulaması yapılmaktadır. Havacılık sanayiinde kullanılan motorlarında yalıtım uygulamaları için 4 temel kısıt bulunmaktadır. Bu kısıtlar sırasıyla;

- Ağırlık kriteri (uçak motorlarında minimum yakıt sarfıyatı için hafif olmalı)
- Kalınlık kriteri (çevreleyen ekipmanlara ayrılan alanı kısıtlamamalı)
- Yüksek sıcaklık kriteri (minimum 650°C sıcaklıkları yalıtma kapasitesi olmalı)
- Mekanik dayanıklılık (ezilme , yırtılma , korozyon direncine sahip olmalı)

Şeklindedir.

Bu 4 temel kısıt göz önüne alındığında, taş yünü, cam yünü vb. gibi uygulamaların kullanımı uygun değildir. Bu nedenle havacılık endüstrisinde Aerogel türevi yalıtım çalışmaları tercih edilmektedir. Bu sayede hem kalınlık, hem ağırlık hem de yüksek sıcaklık gibi kriterler karşılanabilmektedir. Bu özelliklere ilave olarak oluşabilecek ezilmeler karşısında da termal yalıtım görevini yerine getirebilmesi de Aereogel türevi yalıtım malzemelerinin avantajlarından.

2 LİTERATÜR ARAŞTIRMASI

Literatürde gaz türbinli motorlar için yapılan termal yalıtım uygulamaları genel olarak patent düzeyinde olduğu için, bu çalışmada daha ziyade Aerogel üzerine yapılan çalışmalarından yararlanılmıştır. Gaz türbinli motorların yalıtım uygulamasından ne kadar etkilendiği gibi konular firmaların gizlilik prosedürlerinde olduğundan bu çalışmalar literatüre yansıtılamamıştır.

- Park ve Park (2013) mikro gaz türbinli motorda jeneratör ve kompresör bölgesinde yalıtım uygulamış ve bu yalıtımın kompresör, jeneratör verimine etkisini incelemiştir. İncelenen makalede yalıtım çeşidi olarak termal iletkenliği daha az olan malzemeler kullanılmış olup harici bir yalıtım uygulanmamıştır. Verime olan etkisinin de gözetilmesi gerektiği farkedilmiştir.
- Ya-Ling (2014) aerogel malzemelerin ısı iletkenlik katsayılarını incelemiştir. Öncelikle malzeme bazında , ardından nano ölçeekte iletkenlik değerleri çıkarılmış, pratikteki uygulamalarda kullanımı değerlendirilmiştir.
- Hosseini (2016) uniform basınç altında aerogel yalıtım malzemesinin ısı direnç değışikliğı üzerine çalışılmıştır. Bu çalışma özellikle kalıpla basılan sandviç panellerde oluşan sıkışmanın ısı iletkenlik değeri için girdide bulunmuştur. Farklı ticari ürünler ile deneme yapılan bu çalışma, kalınlık azalması durumundaki hesaplamaları yönlendirmiştir.
- Ji (2014) hipersonik araçlara aerodinamik kuvvetlerden kaynaklı sıcaklık artışının çok tabakalı yalıtım ile çözümü üzerine çalışmıştır. Farklı malzeme çiftlerinden elde edilen paralel yalıtım katsayıları için bu çalışma yol gösterici olmuştur.

- Cüce (2014) aerogel bazlı yalıtımların binalarda kullanımında optimum yalıtım kalınlık değerleri üzerine çalışılmıştır. Bu çalışmadan , kullanılan farklı kalınlıktaki malzemelerin yalıtıma etkisi ve hesaplama yöntemleri açısından yararlanılmıştır.
- Keller (2016) atmosfere giriş araçları için kullanılan yüksek sıcaklık yalıtım malzemeleri hakkında araştırma yapmış, 40 mm ve 80 mm lik farklı malzemelerin iç ve dış yüzey sıcaklıkları üzerine etkisini testlerle doğrulamıştır. Bu çalışmadan 1000 ° C ‘ye kadar ve 1000°C den sonra kullanılabilen yalıtım malzemeleri hakkında ve test doğrulama açısından yararlanılmıştır.
- Roach (2016) araştırmasında motor komponentleri üzerine uygulanabilecek 1.2 mm’den 7.5 mm ‘ye kadar olan aerogel bazlı termal yalıtım uygulamalarını patentlemiştir. Bu çalışmada aerogel yalıtım uygulamalarının termal iletim, mekanik dayanıklılık ve ağırlık açısından havacılıkta kullanılan motorlara uygunluğu çıkarılmıştır.
- CCJ, Team (2014) endüstriyel gaz türbinlerinde yapılan saha uygulamaları incelenmiştir. Elektrik enerjisi üretimi için kullanılan gaz türbinli motorlarda muhafazalardan yüksek ısı transferinin engellenmesi için termal yalıtım uygulamaları yapılmış, termal kameralar ile sonuçlar elde edilip uygulama sonuçları valide edilmiştir.

Bütün bu çıkarımlar sonucunda, bu tez çalışmasında egzoz bölgesi başta olmak üzere talep edilen düşük yüzey sıcaklıklarını elde etmek için bir turbojet motorunda termal yalıtım uygulaması yapılmış, analitik hesaplamalar deneysel sonuçlar ile doğrulanmış. Kalınlık ve malzeme belirlenmesi için basit hesaplama aracı geliştirilmiştir.

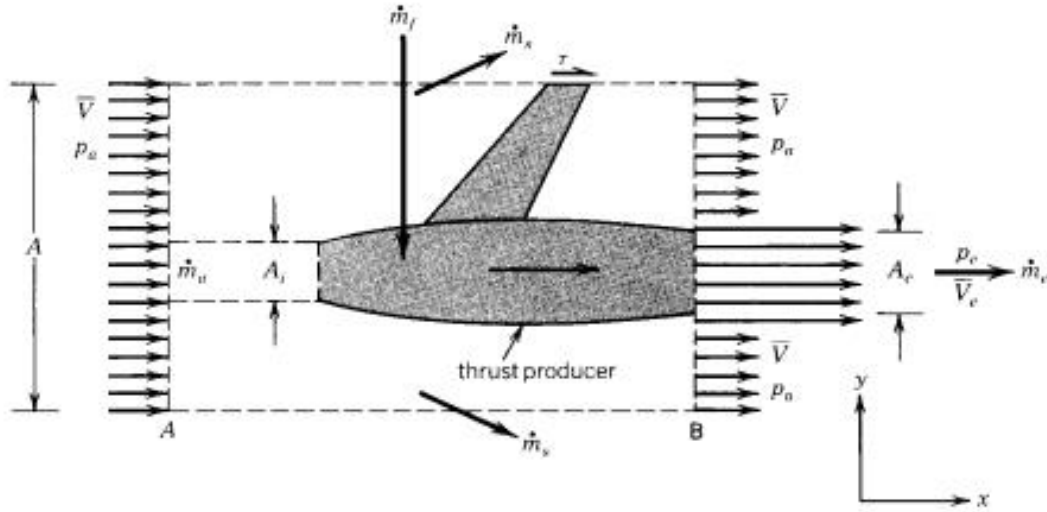
3 TERMAL YALITIMIN GEREKLİ OLDUĞU HAVACILIK ARAÇLARI

3.1 Jet Motor Çalışma Prensipleri

Turbojet motoru jet nozuldan çıkan yüksek hızlı gazların üretilmesi amacıyla dizayn edilmiş bir makinedir. İçinde değişik elemanları vardır ancak dışarıdan bakıldığında iki ucu açık boru gibi görülür. Bu borunun bir ucu havanın girdiği inlet (alık), diğer ucu ise tepkiyi oluşturacak, giren havanın hızına kıyasla daha hızlı havanın çıktığı nozul (lüle=orifis)dur. Tepkinin giren ve çıkan havanın hız farkına bağlı olduğu dikkate alınmalıdır.

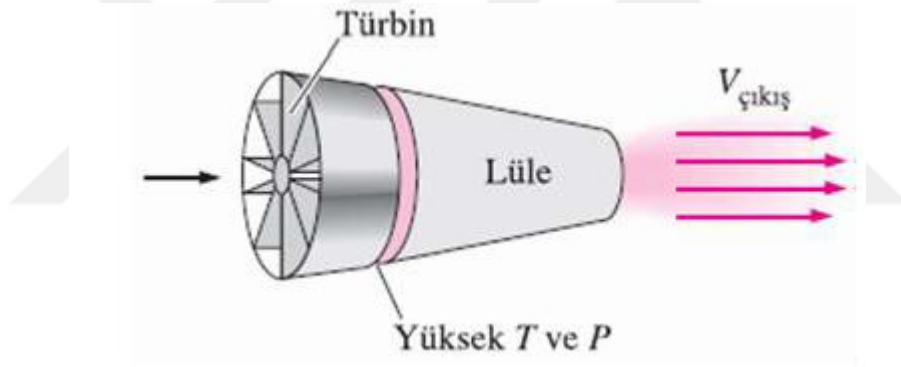
Kesikli çizgi ile gösterilen alan kontrol yüzeyidir. A yüzeyi boyunca basınç ve hız değerleri uniform olarak kabul edilebilir. B yüzeyi ise itki üreten makinenin çıkış bölgesidir.

Hava debisi $\dot{m}_a$, motor giriş alanı olan A_i 'dan giriş yapar, yanma sonrası oluşan gazlar A_e alanından, V_e hızı, $\dot{m}_e$ debisi ve p_e basıncı ile motoru terk eder. (Bathie, W. , 2019)



Şekil 3.1. İtki üreten makine kuvvet bileşenleri

Gaz türbinleri, hafif ve küçük ve güç/ağırlık oranları yüksek olduğundan, uçaklarda kullanılmaktadır. Uçaklarda kullanılan gaz türbinleri, tepkili çevrim adıyla bilinen açık Çevrime göre çalışır. İdeal tepkili çevrim, basit ideal Brayton çevrimine benzer bir çevrimdir. Ancak tepkili çevrimde gazlar, türbinde çevre basıncına kadar genişletilmezler. Bunun yerine türbindeki genişleme, sadece kompresörü ve diğer yardımcı donanımlara yetecek gücü sağlayacak basınca kadar yapılır. Tepkili çevrimin net işi sıfırdır. Şekil 1.2’da görüldüğü gibi türbinden çıkan yüksek basınçlı gazlar bir lülede genişleyerek hız kazanır ve uçağı itecek tepkiyi sağlar. Uçağın hareketi; akışkanın, uçağın gidiş yönüne ters yönde ivmelendirilmesiyle sağlanır. Bu işlem, büyük bir akışkan kütleinin yavaş bir şekilde ivmelendirilmesiyle (pervaneli motor) veya az bir akışkan kütleine büyük bir ivme kazandırılmasıyla (turbojet motor) olabildiği gibi, her iki yöntemin birlikte uygulanmasıyla (turboprop motor) da olabilir.

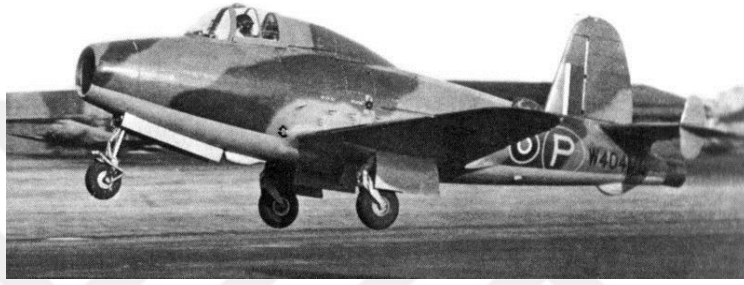


Şekil 3.2. Türbinden çıkan yüksek sıcaklık ve basınçtaki gazların bir lülede ivmelendirilmesi (Çengel,2006)

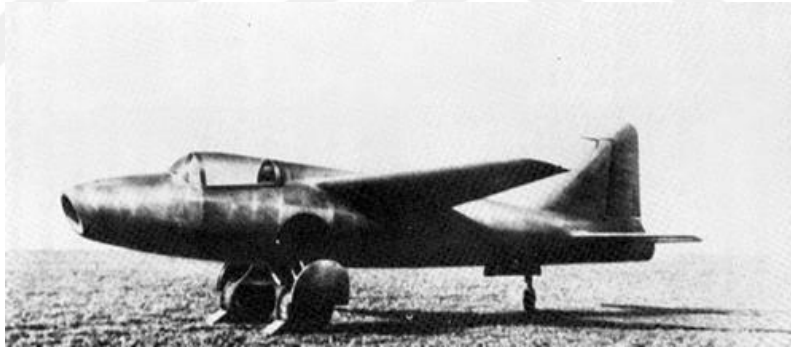
3.2 Jet Motor Tarihçesi

Jet motorları, yakın zamanlarda birbirinden bağımsız iki akademisyenin çalışmaları sonucu ortaya çıkmıştır. İngiliz Frank Whittle önemli bir tasarım yaparak jet motoru icat eden insan olmuştur. Whittle; 1928 yılında yayımladığı bir makalesinde, uçakların içten yanmalı pervaneli motorları kullanmak yerine gaz türbini ve jet itkisi gibi sistemleri kullanılabileceğine değindi. Makalenin yayımlanmasından yaklaşık bir yıl sonra gaz türbini

ve jet itkisi fikirlerini birleştirerek ilk jet motorunu geliştirdi ve patent başvurusu 1931 yılında onaylandı. Ancak ilk prototip 1937’de üretildi ve 1941 yılında Gloster-Whittle E28/39, ilk uçuşunu gerçekleştirdi (James, D, 1987) . Yakın zamanlarda Almanya’da da Hans Von Ohain, jet motorları üzerindeki çalışmalarını sürdürüyordu. 1934 yılında geliştirdiği motor için patent aldı ve 1939 yılında da Heinkel He118’in ilk jet motorlu uçuşu gerçekleştirildi (Koehler, Dieter H., 1999) Birbirlerinden bağımsız olarak geliştirdikleri motorlarla ilgili çalışmalarına Amerika’da devam eden bilim adamları bugünkü havacılığa yön vermişlerdir.

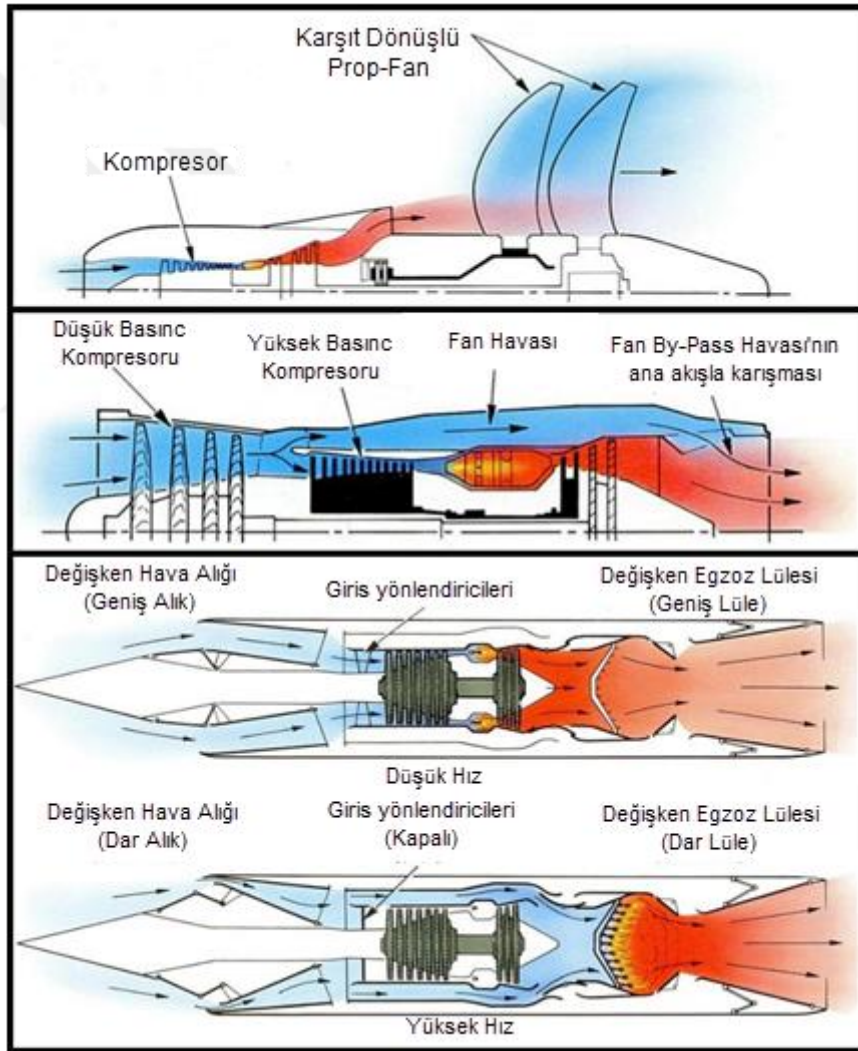


şekil 3.3. Gloster-Whittle E28/39 (James, D, 1987)



şekil 3.4. Heinkel He118 (Koehler,Dieter H., 1999)

Günümüzdeki jet motorları daha hafif, daha verimli (yakıt tüketimi açısından), daha sessiz, daha az kirletici salınımlı ve daha az maliyetli olacak şekilde geliştirilmektedir. Genel olarak jet motor çeşitleri turboprop, turboşaft, turbojet, ramjet şeklinde kategorize edilebilir. Turbojet motorları, içten yanmalı motorlara göre daha fazla itki üretebilmekte, daha düşük titreşim değerleri elde edebilmekte ve daha az aşınma etkisine maruz kalmaktadır. Bu nedenle içten yanmalı motorların kısıtlı devir limitlerine karşı da üstünlük sağlamaktadırlar. Turboprop motorların ise verimi çekirdek motor verimine ek olarak pervane performansına daha çok bağlıdır.



Şekil 3.5. Turboprop, Turbojet Kesitleri (Rolls-Royce plc, 2005)

Turboprop motorlar pervane kullanımı yüzünden diğer motor tiplerine nazaran daha düşük irtifada ve daha düşük hızlarda uçarlar. Bu motorlar genelde kargo, lojistik ve bombardıman tipi uçaklarda kullanılmaktadır.

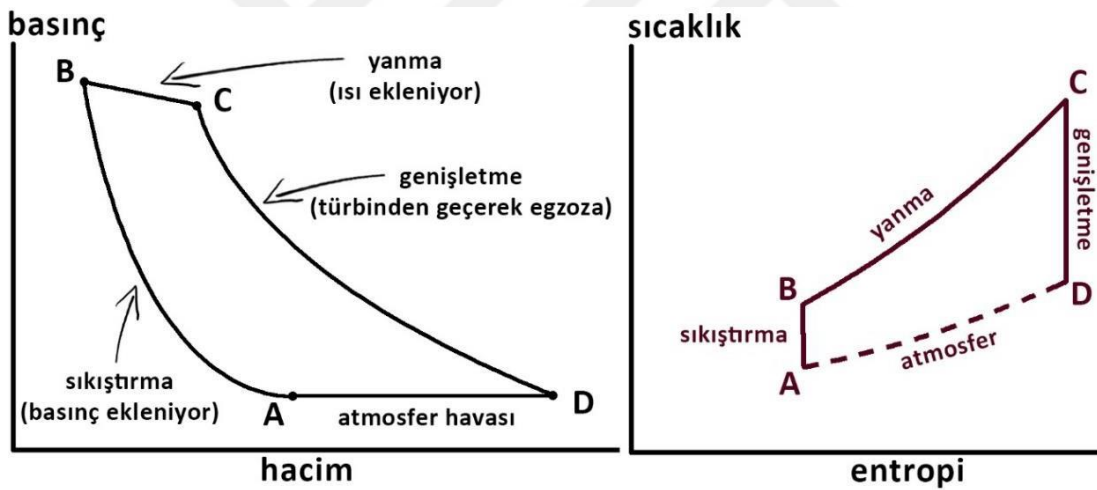


Şekil 3.6. Turboprop motor uygulaması (Anonim , 2019)

Ramjet ve pulsejet olarak adlandırılan motorlar yüksek performans gerektiren füzelerde ve deneysel amaçlarla kullanılmaktadır. Motorda kompresör ve türbin bileşenleri bulunmamaktadır ve giriş alığına çarpan havanın yarattığı baskıyı kullanarak yanma odasını basınçlandırır. Ramjet giriş alığı genişliği düşük hızlarda açık kalırken yüksek hızlarda kısılır. Egzoz lülesinden çıkan havanın türbinler üzerinden bir emme etkisi yaparak yanma odasındaki basıncı düşürür ve motorun giriş alığından hava emmesini sağlar.

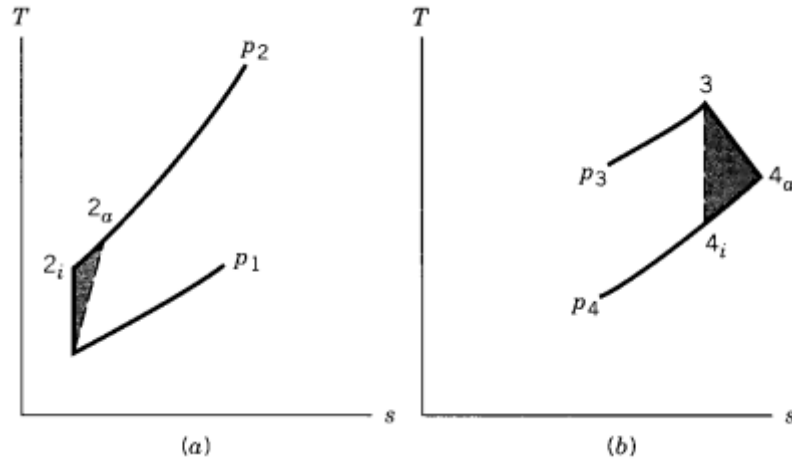
Günümüzde, özgül yakıt tüketimini azaltmak adına sivil ve askeri uçakların büyük kısmında turbo jet veya turbo fan motorlar kullanılmaktadır. Turbo Jet motoru atmosferden aldığı havayı sıkıştırıp yakıtla patlatarak ısıtan ve ısınan gazları egzoz lülesinden püskürterek itki yaratan bir ısı motorudur. İtki; motordan çıkan havanın hızı, motora giren havanın hızından yüksekse sağlanır. Jet motoru, Newton'un 3. fizik prensibi olan “Her etkiye karşılık eşit ve zıt bir tepki vardır” yasasının bir uygulamasıdır. Yasa motora giren havanın hızlandırılarak dışarı atılması ve zıt yönde bir itiş kazanılması ile uygulanmış olur.

Gazın hızlandırılması için havanın kinetik enerjisinin artırılması gerekir. Bu enerji iki adımda artırılır. İlk olarak hızla dönen kompresörler havanın basınç enerjisini artırır. İkinci olarak da yanma odasında yakıt tutuşturulması ile açığa çıkan ısı enerjisi gaza kazandırılır. Sonra yüksek enerjili yüksek miktarda gaz büyük bir hızla egzozdan motoru terk eder. Havaya uygulanmış kuvvet motor için aksi yönde bir kuvvetle sonuçlanarak motora gereken itiş kazandırır. Jet motorunun çalışma döngüsü en basit şekliyle bir hacim-basınç diyagramıyla (Brayton termodinamik döngüsü) gösterilebilir. A noktası normal atmosfer basıncındaki havayı temsil eder. Havanın, B noktasına doğru kompresörlerde sıkıştırarak basıncı artar ve hacmi azalır. Yanma esnasında sabit basınçta ısı eklenir ve hacim artar (ideal olmayan durum için basınçta azalma gösterilmiştir). Isısı yükselen hava türbinlerden geçtikten sonra egzozdan atılır. Bu esnada hacmi artar ve basıncı azalarak atmosferik basınca (D noktası) düşer.



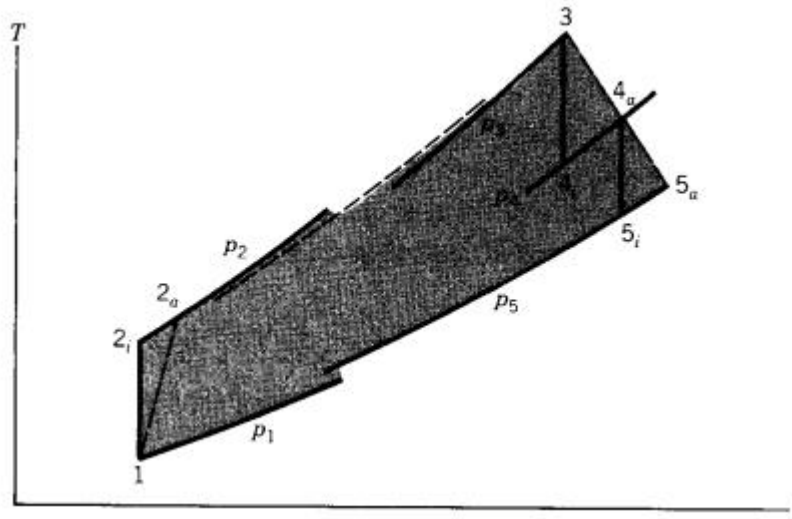
Şekil 3.7. Brayton Çevrimi P-v, T-s diyagramı

Fakat gaz türbinli motorlar verim kayıpları nedeniyle ideal çevrim uyarınca çalışmaz, sıkıştırma ve genleşme kısımlarına dâhil edilen verimsizlikler aşağıdaki şekilde etki edecektir.



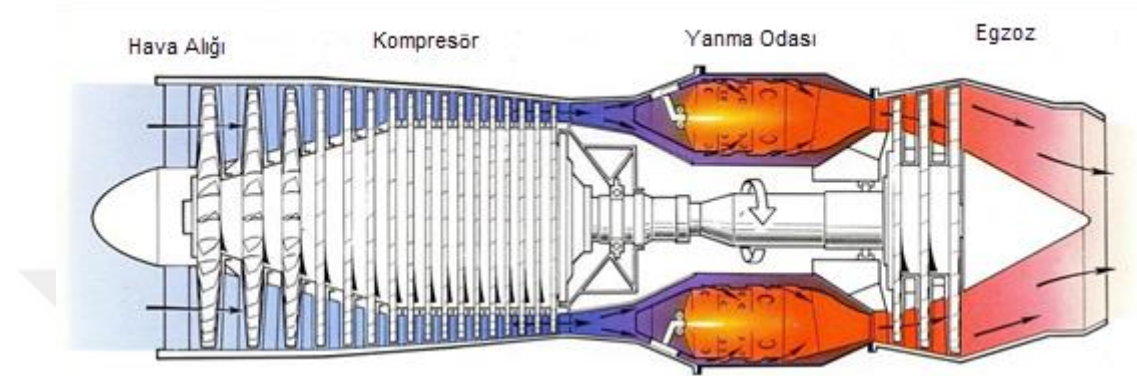
Şekil 3.8. Sıkıştırma (a) ve genleşme (b) adımlarında ideal ve gerçek T-S diyagramı (W. Bathie, William. (1996)

Verim kayıplarına istinaden Brayton Çevrimi aşağıdaki halini almaktadır.



Şekil 3.9. Sürtünmenin dahil edildiği bir gaz türbin çevrimi T-s diyagramı (W. Bathie, William, 1996).

Bu süreçte hava alındıktan sonra 4 temel kademededen geçer. Alınan hava kompresörlerde sıkıştırılır. Yanma odasında yakıt püskürtülüp tutuşturularak yanma sağlanır. Hava türbinlerden geçerek enerjisinin küçük bir kısmını türbinlerin dönmesine harcar. Son olarak yüksek enerjili hava egzozla atılarak itiş sağlanır. Turbo Jet motorların bu bileşenleri incelenerek jet motoru çalışma prensibi anlaşılabilir.



Şekil 3.10. Turbo Jet Motor Kesiti (Rolls-Royce plc,1996)

3.3 Turbo Jet Motor Bileşenleri

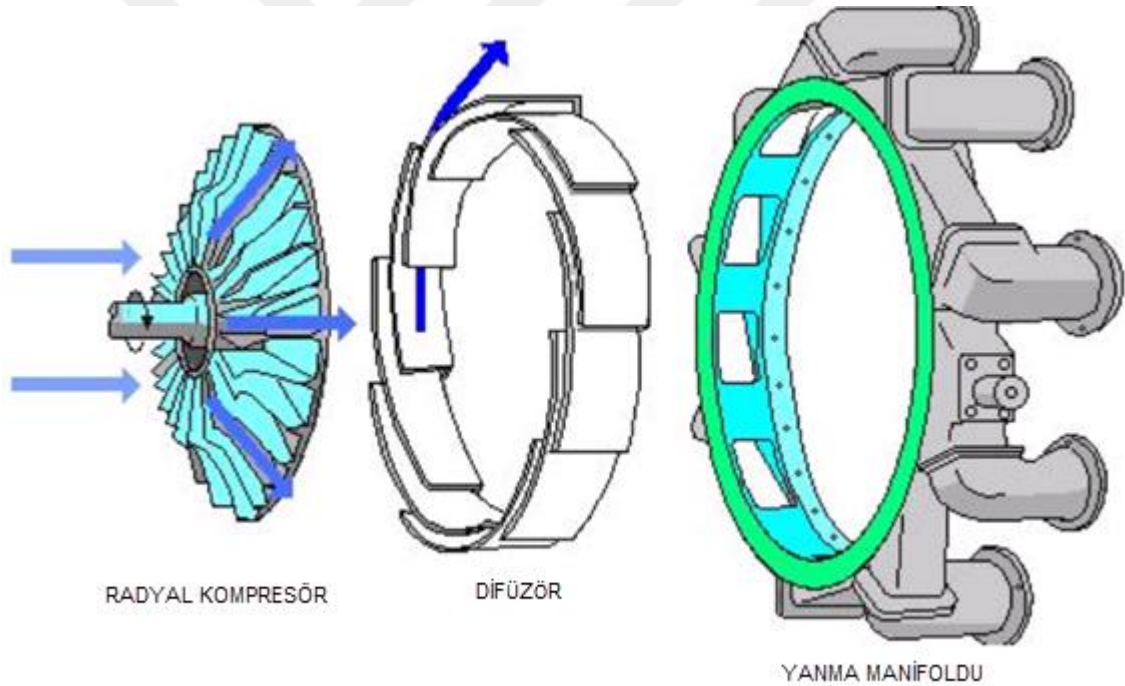
3.3.1 Hava giriş alığı

Turbo jet motorlarda atmosferdeki hava, hava giriş alığından geçerek kompresöre ulaşır. Jet motorun sahip olduğu hız ve atmosferin anlık özellikleri, kompresör girişindeki havanın niteliklerini değiştirir. Aynı zamanda hava alığının aerodinamik tasarımı da verimini belirler.

3.3.2 Kompresör

Gaz türbinli motorlarda verimli ve güçlü bir yanma için basınçlı havaya gereksinim vardır. Gaz türbinli motorlarda basınçlı hava elde etmek için iki yol vardır. Bunlar, piston vasıtasıyla silindir içinde vakum meydana getirerek hacmi azaltmak veya gaz türbinli motorlarda olduğu gibi kompresör kullanmaktır. Kompresör, yanma odasına sürekli hava akışı sağlar. İki ana komponenti vardır. Bunlar aksiyal akışlı (axial flow) kompresör ve

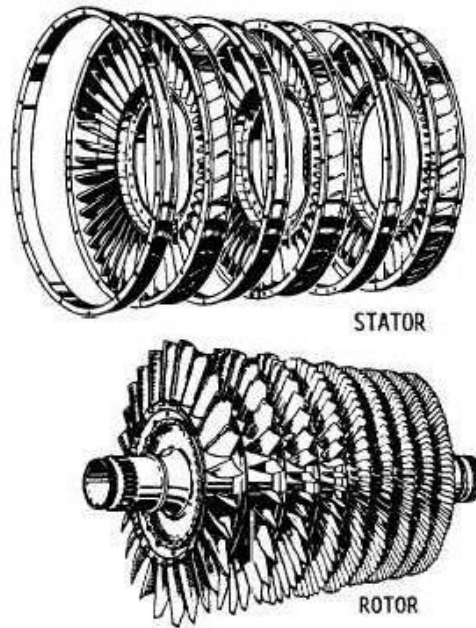
santrifüj akışlı (centrifugal flow) kompresörlerdir. Her iki tip kompresörde hareketini shaft vasıtasıyla türbinden alır ve genellikle türbin shaftına direkt bağlıdır. Santrifüj akışlı (centrifugal flow) kompresör bir veya iki kademe havayı hızlandıran impeller ve bu hızlandırılmış havayı gerekli basınca çıkartan diffuser'den oluşur. Aksiyal akışlı (axial flow) kompresör birçok kademe rotor ve statordan oluşmuştur. Bunlar da havayı gerekli basınca yükseltir. Rotor pallerine “blade”, stator pallerine ise “vane” denir. Rotor blade'leri dönerek havayı kompresör çıkışına doğru iter. Hava akış enerjisini artırır. Stator sabittir. Stator vane'leri hava akışını yönlendirir ve yavaşlatarak basıncın artmasına neden olur. Bir sıra rotor ve stator kombinasyonu kompresör kademesini oluşturur. Rotor blade'leri kademenin önünde yer alır. Stator vane'leri ise kademenin arka kısmını oluşturur. Örneğin motorda 3. kademe kompresör vane setinin önünde 3. kademe blade seti yer alır. (MEGEP, 2012)



Şekil 3.11. Merkezkaç Akımlı Kompresör (MEGEP, 2012)

Hava akışı yatay eksen boyuncadır. Genellikle kademe sayısı birden fazladır. Aerodinamik şekilli blade ve vane grupları, kompresör kademelerinden geçişte düzgün hava akışı sağlar. Santrifüj kompresöre benzer şekilde basınç artışı iki hareket sonucu oluşur. Rotor hareketi (blade'ler) akış hızını artırır. Artan bu enerji, statik basınca

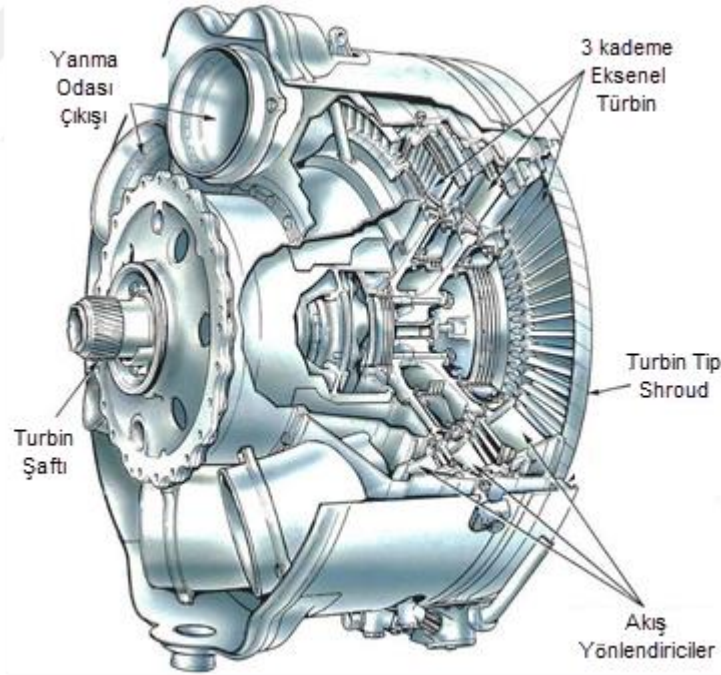
dönüşür. Bu basıncı sağlayan, stator vane'leri arasında oluşan difüzör'e benzeyen kanallardır. Her kademedede oluşan basınç oranı yaklaşık (1,3:1)dir. Örneğin, bir kademeye girişteki basınç 10 PSI ise aynı kademe çıkışındaki basınç 13 PSI olur. Her kademedeki basınç artışının çok küçük olması nedeniyle gerekli yüksek basınç değerlerine ulaşmak için çok kademeye gereksinim vardır. Kompresör içinde havanın basıncı arttıkça yoğunluğu da artar. Sonuçta, havanın gereksinimi olan hacim azalır. Bu durumda, akış hızının sabit kalmasını sağlamak için kompresör içindeki hava akış aralığı, önden arkaya doğru daralan bir kesitte tasarlanır. Modern gaz türbin motorlarında her iki tip kompresör de kullanılmaktadır. Hatta bir motor içinde her iki tipin de mevcut olduğu uygulamalar vardır. Axial flow kompresörler bir veya birkaç rotordan oluşur. Bu rotorlar, üzerinde blade'leri taşır. Ayrıca bunlar stator case'in içine yerleştirilmiş yataklar arasında bulunmaktadır. Kompresörler yüksek basınç üretebilmek için birçok kademededen oluşur ve her kademe de birbiri ardı sıra dizilmiş bladelere oluşur.



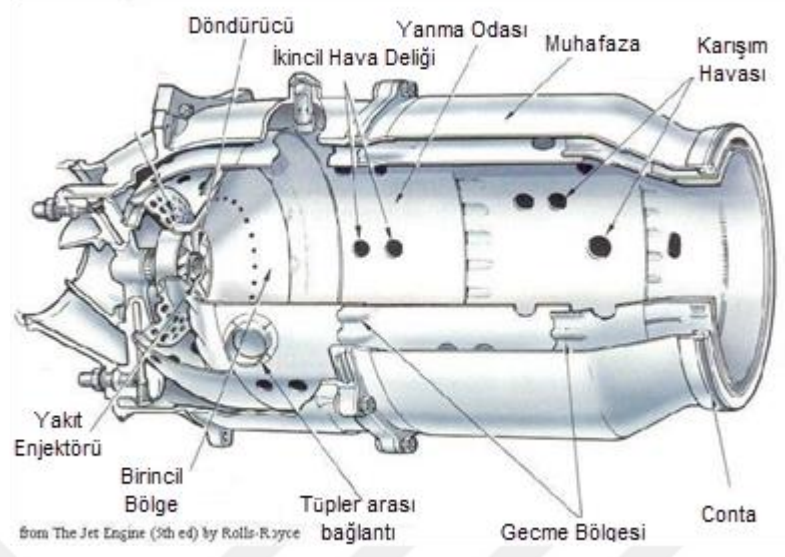
Şekil 3.12. Eksenel Akımlı Kompresör (Japikse,D.,1996)

3.3.3 Yanma odası

Yanma odası, türbin ve jet nozulu için sıcak gaz akımı üretir. Bunu yakıt hava karışımının sürekli yanması sağlar. Birçok olumsuz faktör ve sağlanması gereken koşul (büyük miktardaki yakıtın tutuşturulması, türbinin her çalışma koşulunda kompresör tarafından gönderilen havanın genişletilmesi, hız kazandırılması ve bu havanın düzgün bir akımla burayı terk edip türbine gitmesi vb.) nedeniyle zor bir işlemdir. Bu belirlenen limitler içinde minimum basınç kaybı ve maksimum güvenli sıcaklık elde edilir. Hava içine karıştırılacak yakıt miktarı, combustion chamber, türbine nozzle guide vane, türbine blade-vane'lerinin yapıldığı metallerin dayanabileceği sıcaklık limitlerine uygun olmalıdır. Bu da 700-1200°C arası olabilir. Combustion chamber'ın çalışabilmesi için 500- 600 °C'ye ihtiyacı vardır. Örneğin, turboprop bir motorun uzun çalışma limitleri arasında combustion verimi sabit tutulmalıdır. (MEGEP, 2012)

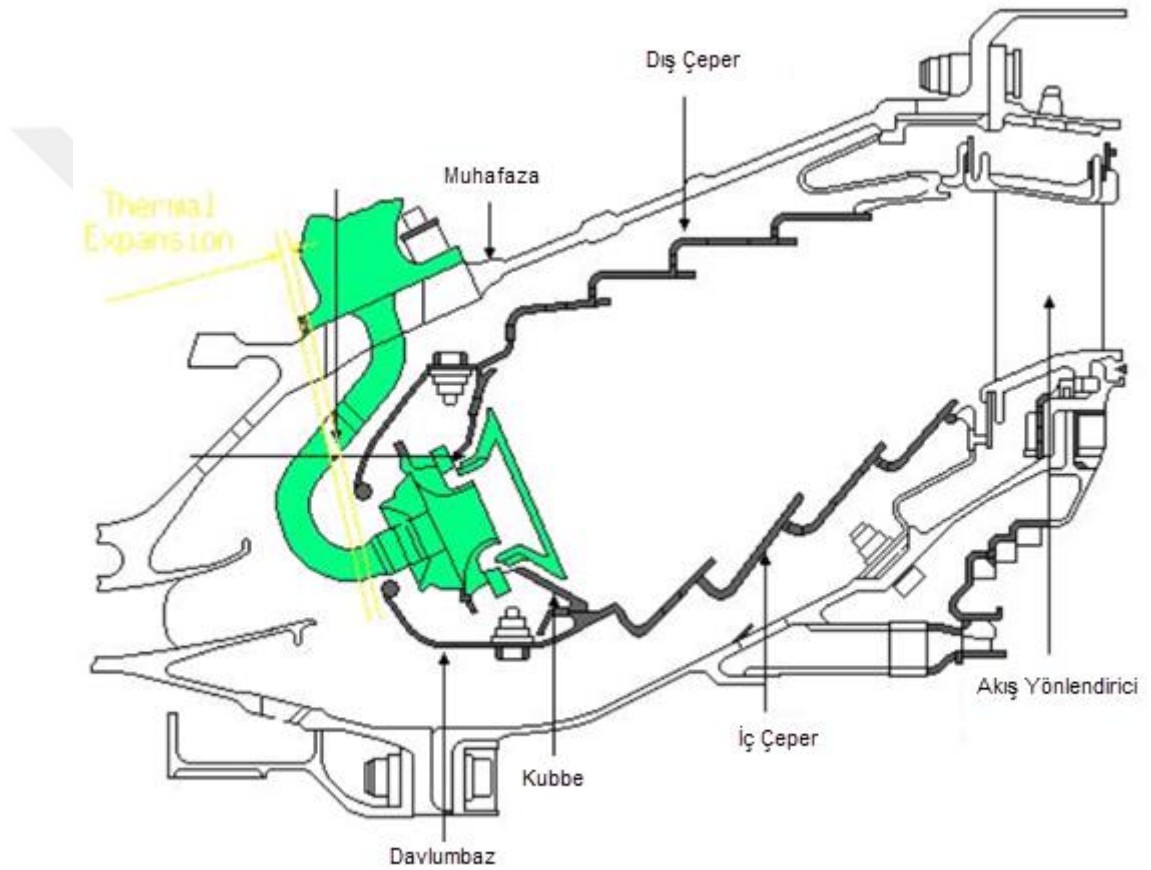


Şekil 3.13. Türbin Şaftını Çevreleyen Yanma Odası Hücreleri (Rolls-Royce plc,1996)



Şekil 3.14. İzole edilmiş Yanma Odası Hücresi (Rolls-Royce plc,1996)

Kompresörden gelen hava saniyede 150 metreye kadar hıza ulaşabilir. Bu hız yanma için fazla olduğu için ilk olarak kısmen yavaşlatılır ve statik basıncı artırılır. Yakıt hava karışımı genelde yüzde 1-2 civarlarındadır ancak yakıt çeşidine göre değişiklik gösterir. Kerosen yakıtın en verimli yanması için havada yüzde 6,6 civarında bulunması gerektiğinden, yakıt giren havanın tamamı ile değil bir kısmı ile yakılır. Bu hava, liner ile oranlı bir şekilde dağıtılır. Yakıtın havaya karıştırılması iki farklı şekilde yapılabilir. Sıklıkla kullanılan metot yakıtın enjektörler tarafından püskürtülmesidir.

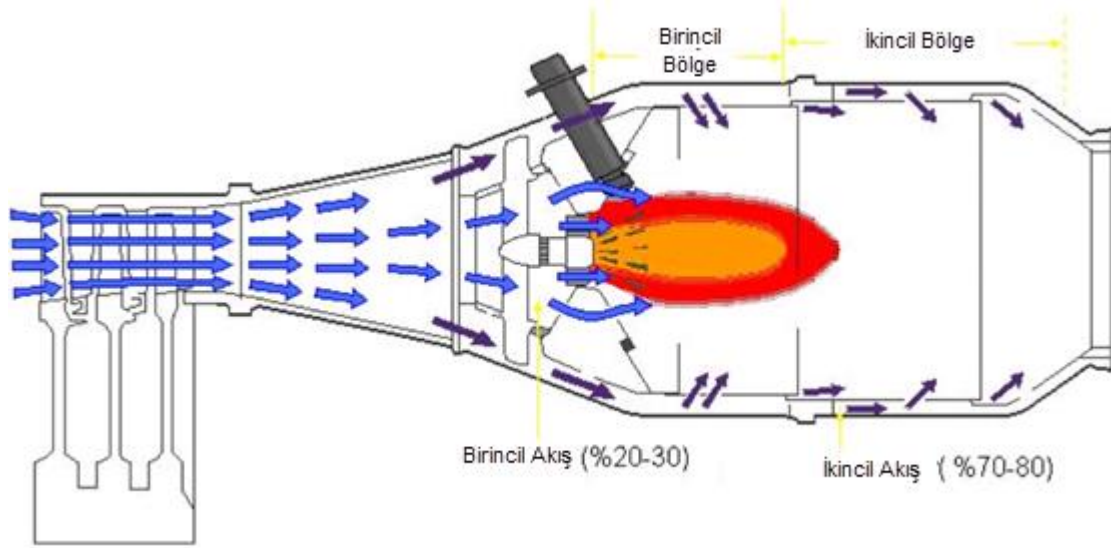


Şekil 3.15. Annular Tip Yanma Odası Bölümleri (MEGEP,2012)

Diğer metot ise yakıtın önce buharlaştırılarak havaya salınmasıdır. Havanın tutuşturulması hava gaz karışımının minimum tutuşturulma enerjisi sağlanarak yapılır. Çoğu motorda bu bir kapasitöre yüklenmiş yükün bir kıvılcımla boşalması ile yapılır. Yanan, ısısı ve hacmi yükselen hava türbinden geçerek türbinin dönmesini sağlar.

Primer akış, yanma işlemi için kullanılır. Kompresörden gelen havanın % 20-30'udur. Sekonder akış, yanma odasının primer bölgesinden bypass olup sekonder

(dilution) bölgesinde sıcak gaz ile karışır. Bu, kompresörden gelen havanın = % 70-80'indir. Primer bölge, alevin stabil (kararlı) olduğu yerdir.



Şekil 3.16. Yanma odasında primary ve secondary hava akımı (Rolls-Royce plc,1996)

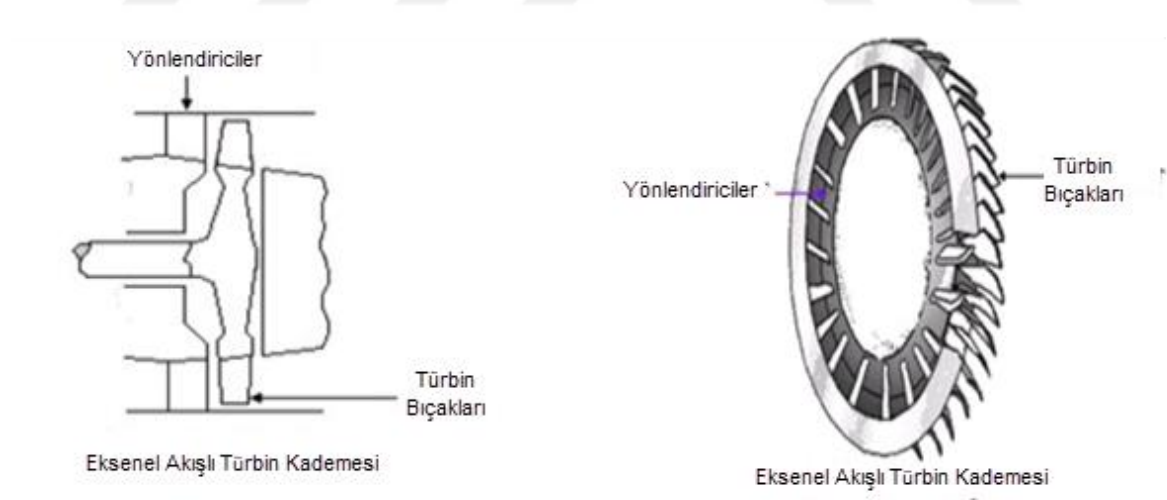
Sekonder havasının bir kısmı primer bölgede alevi yanma odası duvarlarından (iç çeperinden) uzak tutmak için kullanılır.(Şekil 3.16) Alev sıcaklığının yaklaşık 2000 °C'ye ulaştığı bu bölgede soğuk hava ile bir film (yastık) soğutma tabakası oluşturulur. Sekonder havanın büyük bir kısmı, yanma odası malzemesinin yüksek sıcaklıklardan etkilenmemesi için soğutma görevi yapar. Yine bu havanın büyük bir kısmı karışım deliklerinden sekonder (dilution) bölgesine girer. Yanma odası girişinde bir difüzör bulunur. Görevi, kompresörden gelen havanın hızını azaltmaktır.

Gaz türbinli motorlar sabit basınç altında çalışır. Çalışma sırasındaki kayıplar minimuma indirilmeli ve bu seviyede tutulmalıdır. Toplam basınç kaybı yanma odasına giren basıncın % 5-10'u olabilir. Yanma odasından çıkan ısı yanma odasının alanına bağlıdır. Gerekli olan yüksek çıkış gücü için gaz türbinli motorlarda yanma odası küçük, çıkan ısı büyük olmalıdır.

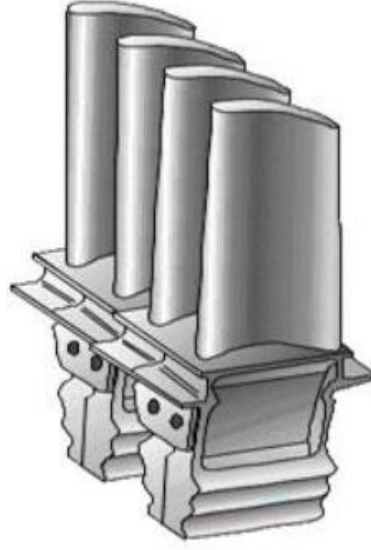
3.3.4 Türbin

Yanma odasından çıkan gaz, türbinden geçerek enerjisinin bir kısmını türbini döndürmeye harcar. Türbinin asıl görevi kompresörün döndürmektir bunun yanı sıra alternatör, dişli kutusu, fan gibi diğer enerji gereksinimi olan parçalara da dönme hareket enerjisi sağlamaktır.

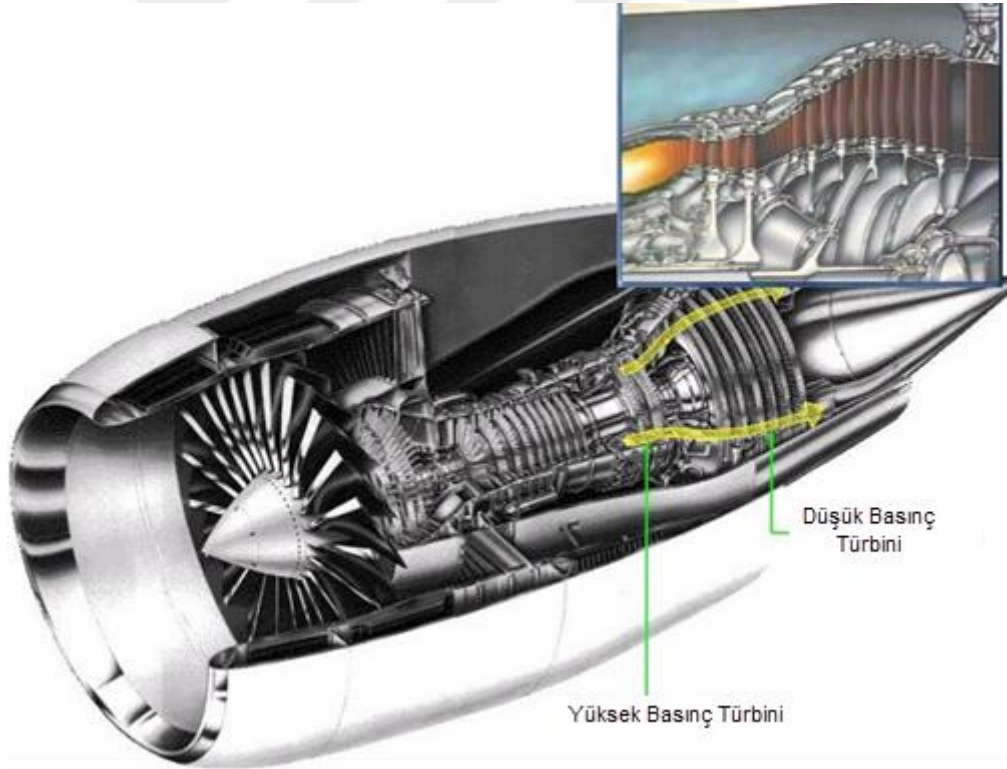
Türbinin görevi kompresör ve yardımcı elemanlarını döndürmek, pervane ya da rotor için şaft gücünü sağlamaktır. Türbin bu görevi yanma sisteminden bırakılan sıcak gazlardan enerji elde ederek yapar ve bu gazları daha düşük bir basınç ve sıcaklığa genişletir. Yüksek gerilmeler bu işlemle ilgilidir ve uygun çalışma için türbin palleri saniyede 13 feet'lik hızlarda dönebilir. Türbin girişine yanma sisteminden bırakılan sürekli gaz akışı, 700 –1200 °C arasında bir giriş sıcaklığına sahiptir. Türbin kademelerinde bu gazların hızı saniyede 2000 feet'e ulaşabilir. Döndürme torkunu üretmek için türbin çeşitli kademelerden oluşabilir. Kademelerin sayısı motorun bir ya da iki şaftının olup olmadığına ve türbin tip çapının izin verdiği dönme hızı ile gaz akımında ihtiyaç duyulan güç arasındaki ilişkiye bağlıdır.



Şekil 3.17. Eksenel Türbin (MEGEP,2012)



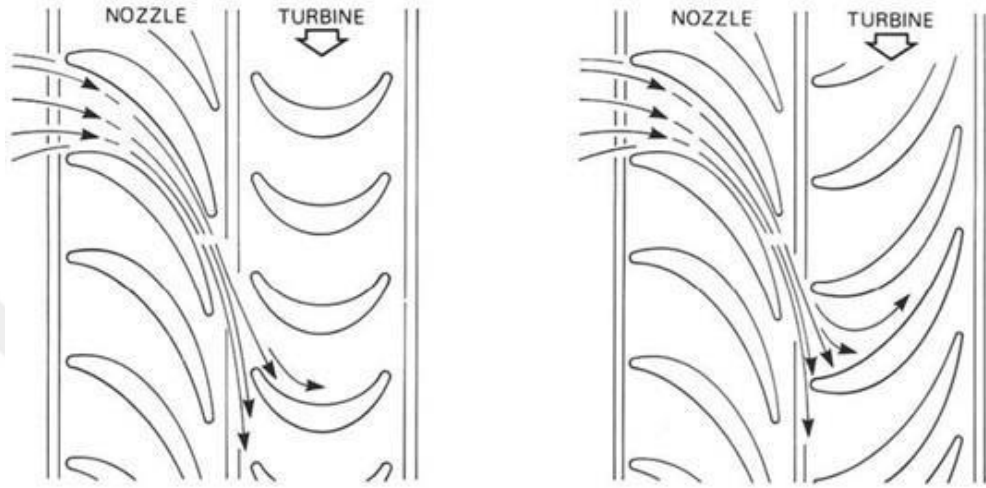
Şekil 3.18. Eksenel Türbin Bağlantısı



Şekil 3.19. Eksenel türbinde hava akışı (MEGEP,2012)

Türbin kademe sayısı motordan motora değişebilir. Yüksek sıkıştırma oranına sahip motorlar genelde yüksek ve alçak basınçlı kompresörleri ayrı olarak süren iki şaftlı türbin

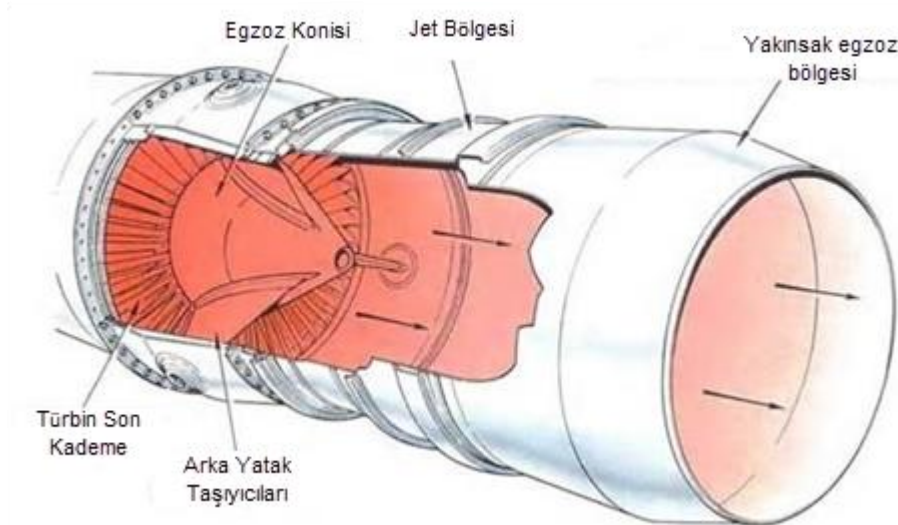
sistemi kullanır. Türbin enerjisini gaz türbin arası enerji transferinden alır. Termodinamik ve mekanik kayıplar sebebiyle bu transfer %100 verim ile olmaz. Yanma odasından gelen havanın, türbinlerden geçerek, egzoz lülesinden dışarı çıkarken rokete itiş sağlayışı aşağıdaki şekildeki gibi olur.



Şekil 3.20. İtme ve Tepki Kanat Yerleşimi (Rolls-Royce plc., 1996)

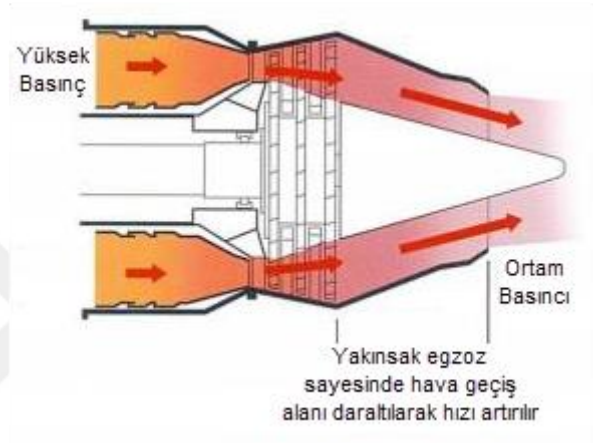
3.3.5 Egzoz lülesi

Turbo jet motorlar; türbinden geçen yüksek hızlı, yüksek hacimli ve yüksek sıcaklıklı havanın boşaltılarak ve itişin sağlandığı bir egzoz sistemine sahiptir.

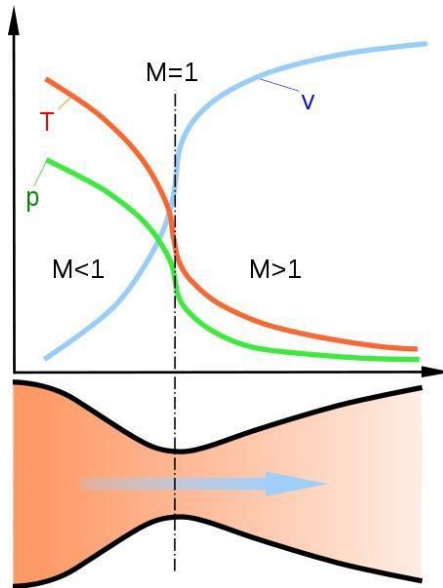


Şekil 3.21. Turbo Jet Motor Egzoz Lülesi (Rolls-Royce plc., 1996)

Türbinde gazın azalan enerjisi; sadece kompresörü sürmek, pompalara ve jeneratöre hareket enerjisi sağlayacak kadardır. Yani gaz enerjisinin büyük kısmı egzozda itiş sağlamak üzere muhafaza edilmiştir. Egzoz sisteminin görevi gazdaki potansiyel enerjiyi kinetik enerjiye çevirmektir. Bunu başaran şey egzoz sisteminin değişken kesit geometrisine sahip silindirik şeklidir. (Şekil 3.22)

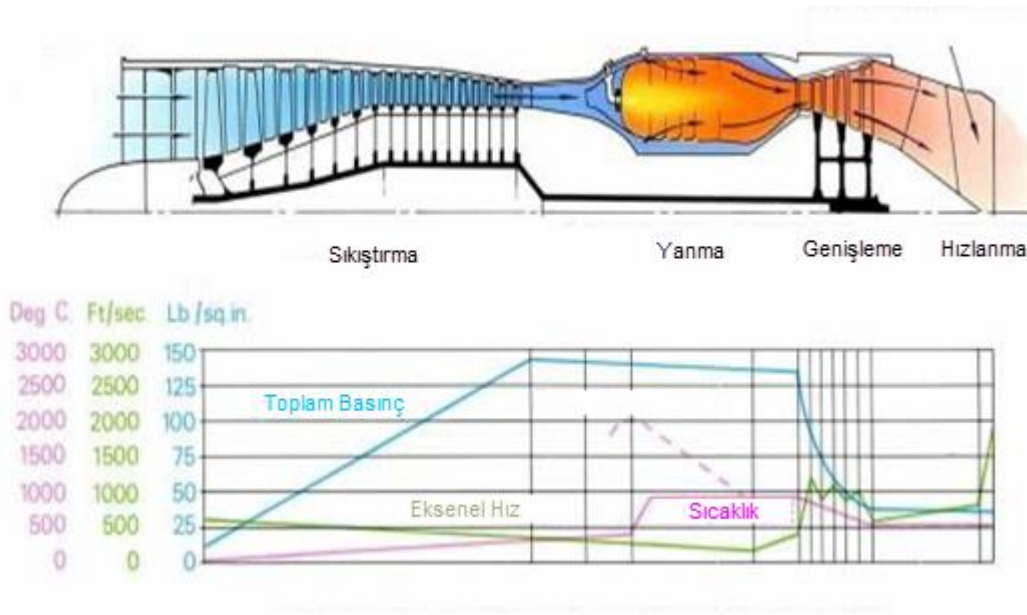


Şekil 3.22. Bir Noktada Birleşen Egzoz Lülesi (Rolls-Royce plc., 1996)



Şekil 3.23. Egzozdan Atılan Gazın Dinamikleri (Rolls-Royce plc., 1996)

Tasarımı Laval Nozzle olarak adlandırılan egzoz lülesi kesitinin verildiği diyagramda; gaz akışı hızının(v), akış yönünde hızlandığı görülmektedir. Gaz akışının Mach hızına ulaştığı an akışın basıncı(p)ve sıcaklığı(T)dramatik bir şekilde azalmıştır. Gaz akış hızının ses hızını aştığı egzoz boğazından itibaren, gazın sahip olduğu termodinamik özelliklerin atmosferdeki seviyelerine inmesi Brayton Termodinamik Döngüsü'nün D noktasına tekabül etmektedir.



Şekil 3.24. Turbo Jet Motor Boyunca Sıcaklık, Hız ve Basıncı Değişimleri

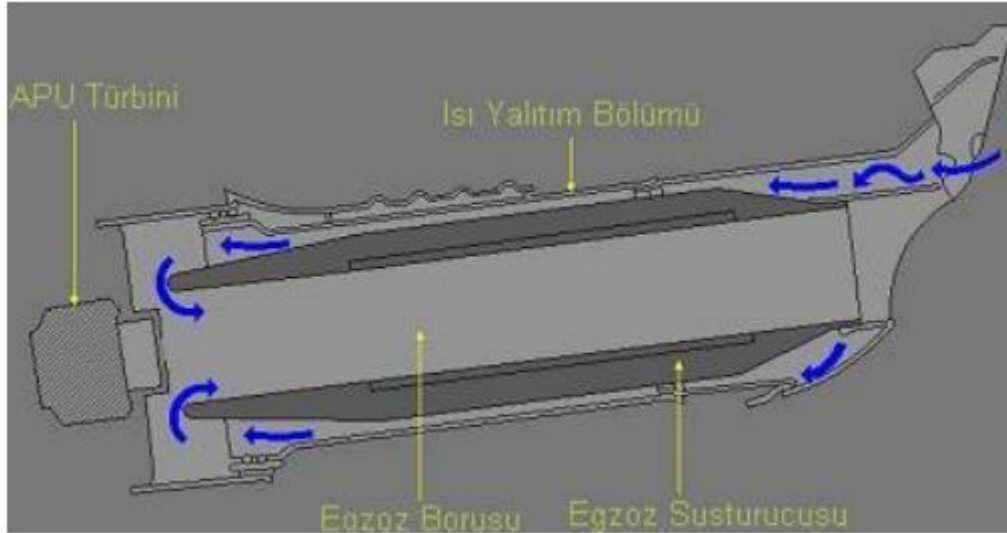
Turbo Jet motorun kesiti gösterilmiş ve hava alğından egzoz lülesine kadar motor boyunca değişen sıcaklık, eksenel hız ve basıncın değişimi görülmektedir. Toplam basınç değerleri göz önüne alındığında Brayton Termodinamik Döngüsü görülebilmektedir. Kompresöre giren hava atmosfer basıncından maksimum değerine çıkarılır, ardından yanma odasının içinde yanarak hacmi arttırılır ve bu sebeple basınç değerinde kayıp oluşur. Yanma odasından çıkan gaz türbin ve egzoz lülesi aracılığıyla dışarı atılırken basıncında radikal bir düşüş olur. Bir noktada birleşen egzoz lülesi tasarımı sayesinde dışarı akan gazın hızı, basıncı azalırken artmaya başlar. Basıncı değerindeki bu kayıp ve gazın dışarı çok yüksek hızlarla atılabilmesi motora itki sağlar. Yüksek hız ve düşük basınçta egzoz lülesinden atmosfere atılan gaz, atmosfer basıncına ve normal hacmine geri döner ve döngü tamamlanmış olur.

Türbülans ve türbin arka kademesinde oluşacak ters akışı önler. Bazı jet motor egzoz sistemleri ‘egzoz duct’ veya ‘ tail pipe’ olarak da adlandırılır ve uzun bir borudan meydana gelir. Bu konik duct türbin egzoz case’ine bağlıdır, arka kısmındaki egzoz nozul motordan çıkan egzoz gazlarına hız kazandırır. Bu uzun tip egzoz duct’ları, eski uçaklarda kanat altına takılı motorlarda kullanılır. Egzoz sistemine giren gazların sıcaklığı, motorun tipine göre 550 °C – 850 °C arasındadır. Turboprop ve bypass motorlar en soğuk gaz akımına sahiptir. Afterburner’lı motorlarda jet borusundaki sıcaklık 1500 °C’den yüksektir. Yüksek sıcaklığın bütün etkisi hissedildiğinde şekil değişimine ya da kırılmaya dayanacak yapı özelliği taşıyan madde kullanmak gerekir.

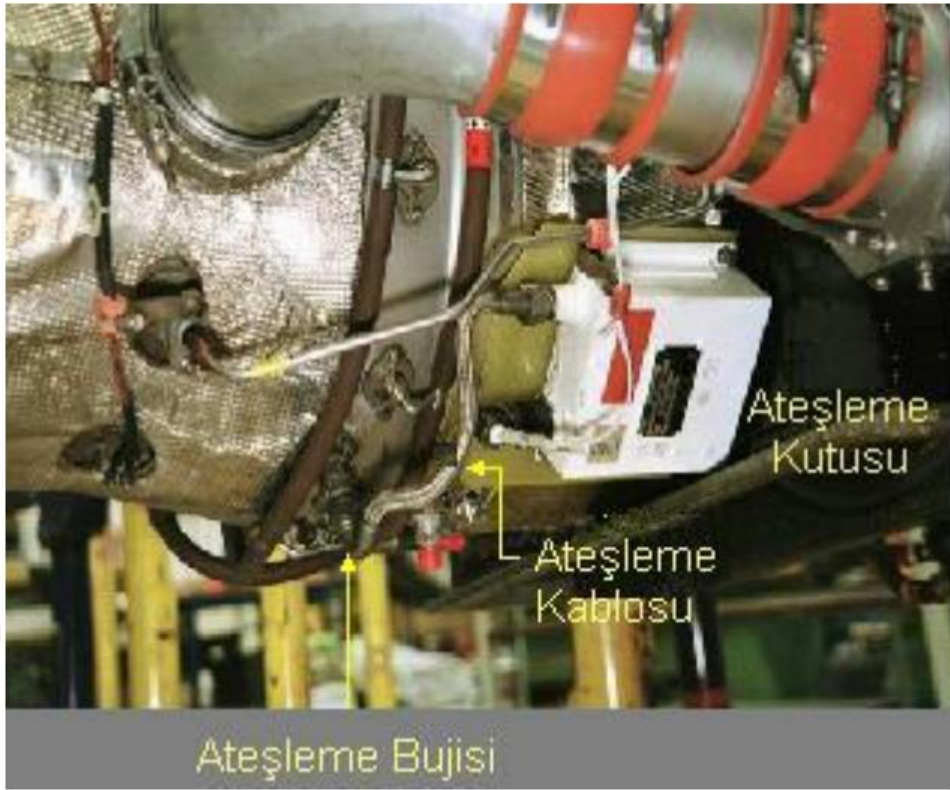


4 TERMAL YALITIM İÇİN KULLANILAN KOMPONENTLER

Isı kalkanları, bir parçayı aşırı ısıyı emmekten korumak, ya ısıyı yayarak, yansıtarak ya da basitçe emerek tasarlanmıştır (Şekil 4.1). İçten yanmalı bir motorla çalışan bir otomobilde, motor egzoz manifoldundan egzoz borusuna giden egzoz sistemi motorun kendisinden sonra en büyük ısı üreticisidir. Egzoz ve yanma odası gibi parçaların yüzeyleri, 900 - 1000 ° C'ye kadar olan sıcaklıklara ulaşabilir. Egzozların etrafında termal olarak hassas bileşenler bulunmaktadır. Bu hassas parçaları ve modülleri ısıya maruz bırakmaktan korumak, aynı zamanda motor kompartmanının aşırı ısınmasını engellemek amacıyla ısı kalkanları kullanılır.(Şekil 4.2 ve 4.3)



Şekil 4.1. Egzoz sistemi yalıtım parçaları (MEGEP,2011)

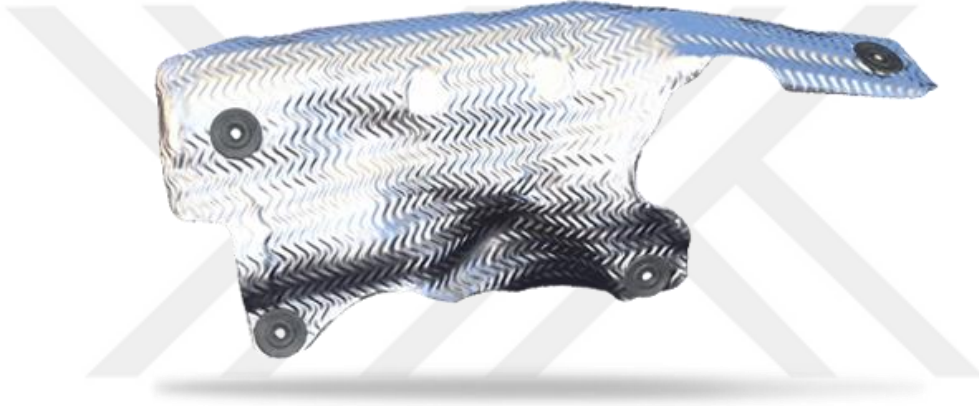


Şekil 4.2. Yüksek sıcaklıktan etkilenebilecek yardımcı ekipmanlar ve yalıtım örneği
(MEGEP,2011)



Şekil 4.3. Yüksek ısı kaynağı yakınında bulunan hassas komponentleri engellemek için yapılan uygulama (Anonim,2019)

Isı kalkanları , maliyet etkinliği ve takma kolaylığı nedeniyle en yaygın kullanılan ısı yönetimi seçeneğinden biridir. Geçmişte, ısı kalkanları genellikle alüminize çelikten yapılmıştır. Bununla birlikte, günümüzde genellikle alüminyum levhalar (Şekil 4.4) ve folyolar (Şekil 4.5) kullanılır, bunlar genellikle seramik termal bariyer kaplamaları veya yalıtım malzemeleri matlarıyla birleştirilir. Tek veya çok katmanlı yapıdaki (Şekil 4-6) alüminyum ısı kalkanları oldukça yüksek sıcaklıklara karşı koruma sağlayabilir. Çelik Alaşımlı saclar ve Nikel alaşımlı (Şekil 4.7) saclar sadece en yüksek sıcaklık aralığında ısı koruması için gereklidir.



Şekil 4.4. Isı kalkanı (Anonim,2019)



Şekil 4.5. Komponente özel üretilmiş ısı kalkanı (Anonim,2019)



Şekil 4.6. Egzoz manifoldu üzerine sandviç kompozit panel uygulaması
(Anonim,2018)

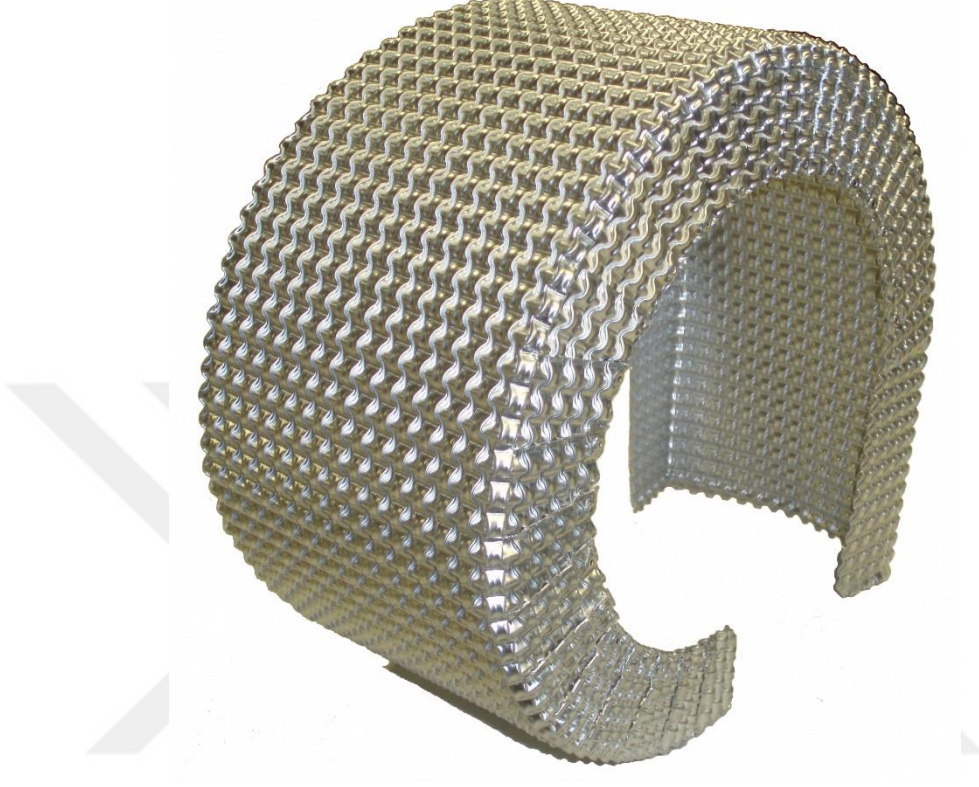


Şekil 4.7. Sıcaklığa bağlı hazır ticari sandviç panel uygulamaları (Anonim,2018)

4.1 Malzeme Seçimi

Alüminyumun fiziksel özellikleri (yansıtma , yayma, ısı iletkenlik ve özel ısı kapasitesi) onu ısı kalkanlarının imalatı için ideal malzemeye dönüştürür. Alüminyum yüzeyinin yüksek yansıtıcılığı ve düşük emisyonu alüminyumun kızılötesi radyasyonu yansıtmasını sağlar. Alüminyumun yüksek termal iletkenliği, ısının, ısı kalkanındaki olası sıcak noktalardan hızla uzaklaştırılmasını sağlar.

Alüminyum ayrıca yüksek bir özgül ısı kapasitesine sahiptir. Bu, belirli bir miktarda ısı enerjisi emildikten sonra sıcaklık artışının diğer birçok malzemeye göre daha düşük olduğu anlamına gelir.



Şekil 4.8. Uygulamaya göre kalıpla şekillendirilmiş alüminyum ısı kalkanları
(Anonim,2018)

Bir diğer önemli gereksinim, mükemmel bir korozyon direncidir. Havacılıkta genel olarak talep edilen , Tuzlu su , kum , aşırı yüksek ve düşük sıcaklık koşulları ve uzun raf ömrü gibi isterler korozyon oluşumunu destekler niteliktedir. Bunu yanında diğer bir önemli husus galvanik korozyonun önlenmesidir. Alüminyum ısı levhaları genellikle çelik bileşenlere takılıyken, çalışma ve saklama koşullarında galvanik korozyon riski oluşmaktadır. Bu nedenle parçalar seçilirken galvanik korozyon eşleşmesi kontrol edilmelidir. Aynı zamanda riski en aza indirmek için için uygun montaj yöntemleri kullanılmalıdır.



Şekil 4.9. Isı kalkanı montaj bileşenlerinde oluşan korozyon (Anonim,2018)

Ek olarak, ısı kalkanı malzemesi hem motorun bileşenlerini (egzoz,yanma odası vb.) hem de kendi bütünlüğünü koruyabilmek için ezilmeye , yırtılmaya ve kırılmaya karşı yeterli direnç sağlamalıdır. Motor imalat, bakım ve taşıma esnasında meydana gelebilecek hasarlara karşı uygun kalınlık değerleri de göz önünde bulundurulmalıdır.

4.2 Alaşım Seçimi

Günümüzde standart ısı kalkanı malzemesi yumuşak tavlama da EN AW-1050A alüminyum alaşımıdır. Özellikleri - diğ erleri arasında mükemmel korozyon direnci, iyi soğ uk şek illendirilebilirlik, yeterli gerilme mukavemeti, yırtılmadan önce mükemmel enerji emilimi (darbe dayanımı) - hem imalat kolaylığı hem de servis performansı açısından tercih edilen malzemedir.

EN AW-1050A dışında, EN AW-3003, EN AW-5052 ve EN AW-5182 gibi daha yüksek dayanımlı alaşımlar da kullanılır. Daha yüksek mukavemetli alaşımlardan yapılan ısı kalkanları, hasara karşı daha toleranslı olabilir. Bununla birlikte, bu alaşımların düşük soğ uk şek illendirilebilirliği, birçok ısı kalkanı türünün karmaşık geometrisi nedeniyle uygulamalarını sınırlandırır.



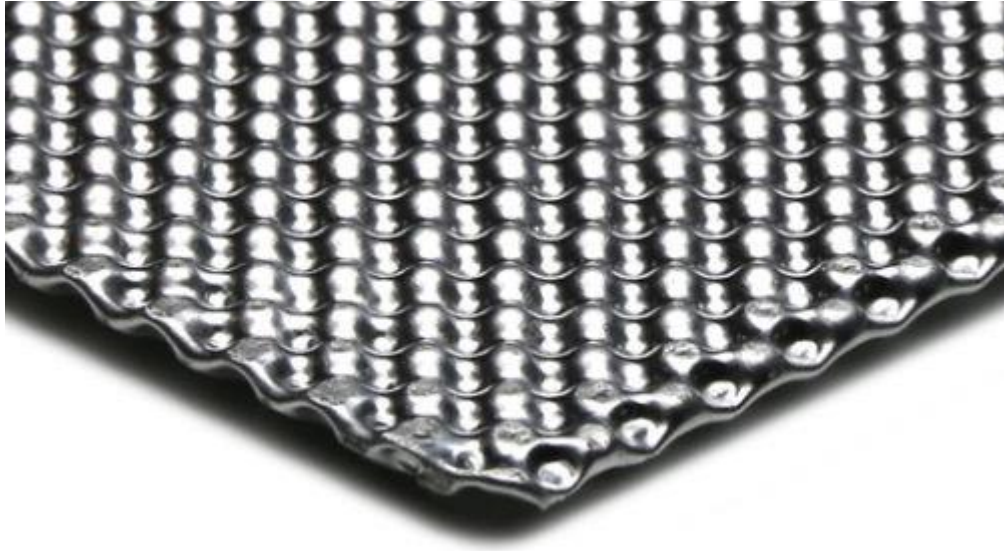
Şekil 4.10. Kalıpla şek illendirilmiş ısı kalkanı malzemesi (Anonim,2019)

4.3 Isı Kalkanı Tasarımı

Motor çeşidine göre değişmekle beraber , ısı kalkanları 600 ila 1000 ° C'ye kadar olan yüzey sıcaklıklarını, çevresindeki komponentlere aktarmamak için tasarlanmaktadır. Özellikle egzoz bölgelerinde aşılal sıcaklık farkları (hot spot) oluşabilir, bu lokasyonlarda sıcaklık yukarıda belirtilen değlereri aşabilir. Tasarım bu limit koşullar göz önünde bulundurularak yapılmalıdır. Sıcaklık ne kadar yüksekse ve ısı kaynağı ile hassas bileşenler arasındaki mesafe o kadar yakınsa, ısı kalkanının o kadar karmaşık tasarımı gerekir. Temel olarak üç tip ısı kalkanı vardır:

4.3.1 Tek kabuklu ısı kalkanları (yalıtılmamış)

Tek kabuklu ısı kalkanları, özellikle yeterli boş alan olduğunda, nispeten düşük sıcaklıktaki ısı kaynaklarına karşı koruma sağlamak için kullanılır. Genellikle ışınlım etkisini engellemek amacıyla kullanılırlar.



Şekil 4.11. Tek kabuklu ısı kalkanı (Anonim,2018)

4.3.2 Çift kabuklu ısı kalkanları (yalıtılmamış)

İki alüminyum levhadan yapılan bu ısı kalkanları orta sıcaklıklar ve sınırlı paket kısıtlamaları için kullanılır. Tek ve çift kabuklu ısı kalkanları için 0,3 - 1,0 mm kalınlığında alüminyum levhalar kullanılır. Levhalar ayrıca sertliği arttırmak için kabartılabilir. Bu kabartma işlemine Gofraj adı verilmektedir.



Şekil 4.12. Gofrajlı Sac (Anonim,2019)

4.3.3 Sandviç Isı Kalkanları

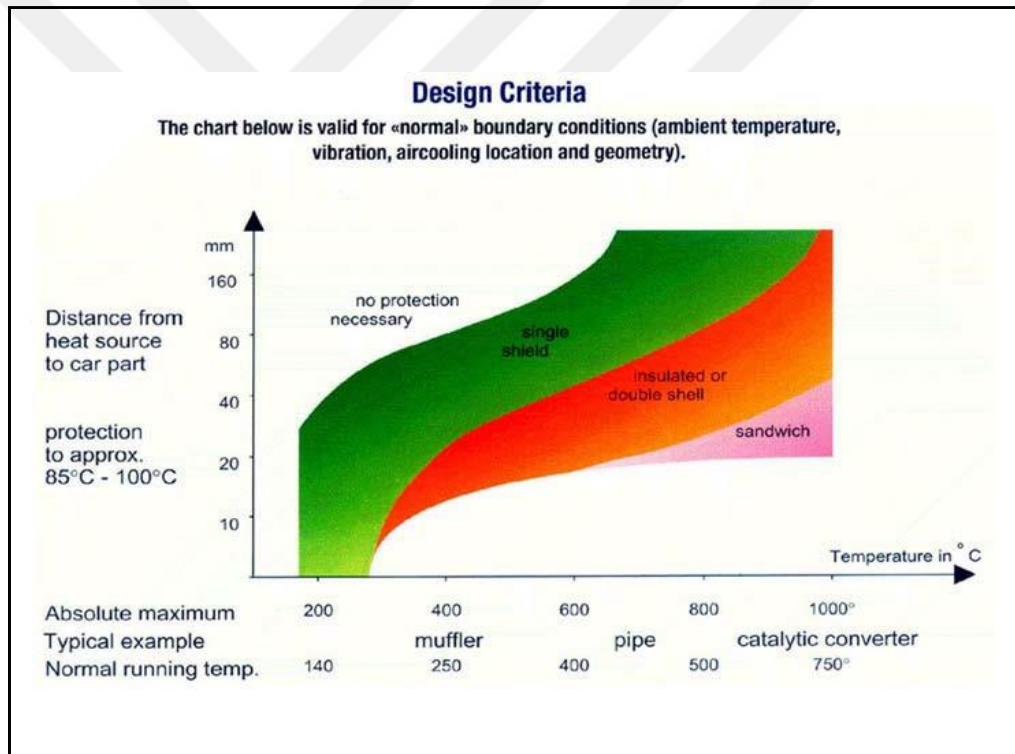
En yüksek sıcaklıklara karşı ve şiddetli alan sınırlamalarına karşı koruma için, sandviç tasarımlarında ısı kalkanları kullanılmaktadır. Sandviç ısı kalkanları genellikle

- Taşıyıcı tabaka (0.3 - 1.0 mm kalınlığında alüminyum),
- Yalıtkan bir çekirdek tabaka
- Kapak tabaka (0.03 ila 0.1 mm alüminyum folyo veya 0.2 ila 0.5 mm alüminyum sac) oluşur.

Yalıtkan çekirdek, birkaç kabartma alüminyum folyo katmanından (0.03 - 0.05 mm kalınlığında) oluşturulabilir. Ayrıca yalıtkan bir keçe (seramik ;cam elyaf keçe) olabilir. Sıcaklık aralığına bağlı olarak, diğer elyaf türleri de (Superwool, Aerogel vb.) kullanılabilir.



Şekil 4.13. Sandviç Panel Örneği (Anonim,2019)

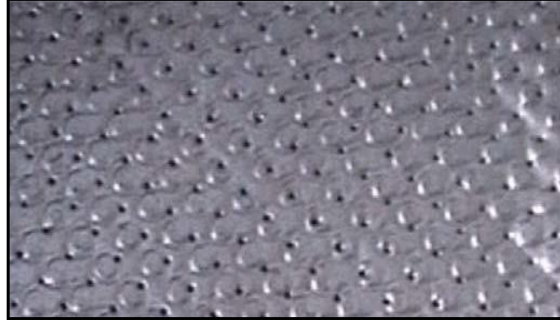


Şekil 4.14. Yüzey sıcaklığına bağlı olarak ısı kalkanı seçimi (Anonim,2018)

Termal yönetimin yanı sıra, sandviç tipi ısı kalkanları gürültü yönetimi için ve çevreye gelen gürültü emisyonlarını azaltmak için kullanışlıdır. Gürültü emen sandviç ısı kalkanları şunlardan oluşur:

- Kısmi delikli taşıyıcı tabaka,
- Membran folyo, 0.03 - 0.05 mm kalınlığında alüminyum,

- Yalıtım katmanı
- Kapak tabakası



Şekil 4.15. Ses yalıtımı için kullanılan akustik kalkan tipleri (Anonim,2018)



Şekil 4.16. Viskoelastik tabakaya sahip akustik sönümleyici kalkan (Anonim,2018)

4.4 Montaj Teknikleri

Montaj tekniği aşağıdaki maddeleri karşılayacak şekilde seçilmelidir.

- katılık ve dayanıklılık,
- demontaj uygunluğu
- korozyon dayanıklılığı

Perçinlerin ve vidaların (korozyona karşı koruma için elektrolitik olarak galvanize edilmiş) kullanılması dışında, alüminyum ısı kalkanları genellikle çelik gövdelere somunlar ve tek kullanımlık rondelalar ile bağlanır.



Şekil 4.17. Rondela ve somun kullanımı (Anonim,2019)

Bağlantı noktalarında, ısı kalkanına tek kullanımlık rondelalar (yaklaşık 2 mm kalınlığında alüminyum disk) entegre edilmiştir. Isı kalkanı daha sonra gövdeye kaynaklı vida cıvatalarının somunları ile sabitlenir. Rondela, bir yay ile (çelik) gövdeye bastırılır ve hizmet ömrü boyunca paslanır, bu nedenle tek kullanımlık anlamına gelir. Bu sistem, montaj noktalarının gövdeye temas ettiği yerde, ısı kalkanının korozyonunu önler. Tipik olarak, yay ve somun galvanizli bir yüzeye sahiptir.



Şekil 4.18. Kaynaklı civata üzerine montajı yapılan ısı kalkanı uygulaması
(Anonim,2019)



Şekil 4.19. Telle bağlama yöntemi ile yapılan montaj (Anonim,2019)

5 AEROGEL TİCARİ ÜRÜN BİLGİLERİ

Ticari olarak hazır temin edilebilen yalıtımların fiziksel ve termal özellikleri araştırılmıştır. Analitik hesaplamalarda firmalardan elde edilen termal iletkenlik katsayısı değerleri kullanılacaktır.

5.1 Superwool

Morgan Advanced Materials Superwool® Blanket



Şekil 5.1. Superwool Battaniye Formu (Morgan Advanced,2018)

Çizelge 5.1. Superwool termal ve fiziksel özellikleri (Morgan Advanced,2018)

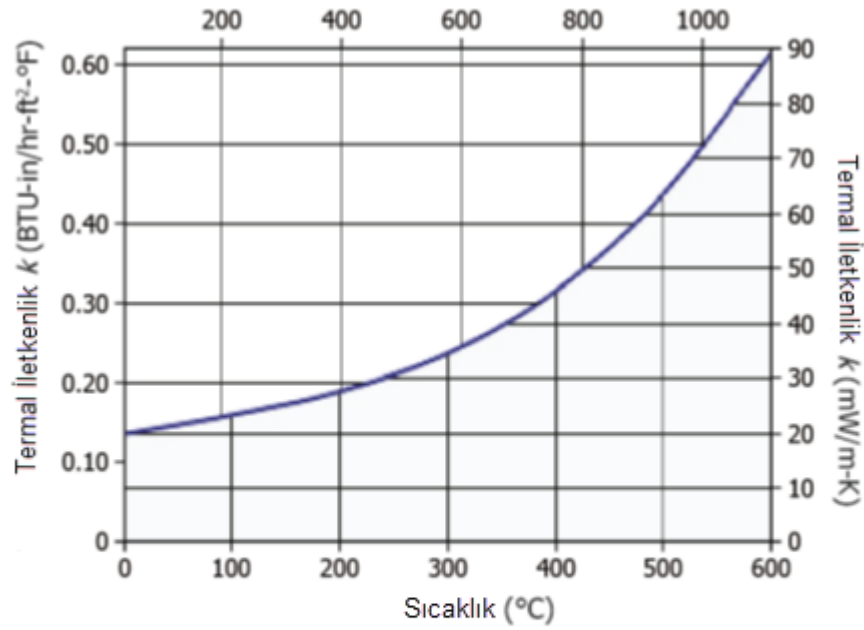
	Superwool Plus blanket					Superwool HT blanket			
Classification temperature, °C (Sıcaklık)	1200					1300			
Colour (Renk)	White (Beyaz)					White (Beyaz)			
Density, kg/m³ (Yoğunluk)	64	80	96	128	160	64	96	128	160
Thermal conductivity, ASTM C-201, W/m K (Termal iletkenlik)									
@200°C	0.06	0.06	0.05	0.05	0.04	-	0.05	0.04	-
@400°C	0.11	0.09	0.09	0.08	0.07	-	0.10	0.08	-
@600°C	0.18	0.15	0.14	0.12	0.11	-	0.19	0.14	-
@800°C	0.29	0.24	0.21	0.18	0.16	-	0.32	0.23	-
@1000°C	0.42	0.36	0.29	0.25	0.23	-	0.48	0.34	-
@1200°C	-	-	-	-	-	-	0.69	0.48	-

5.2 Pyrogel XT

Çizelge 5.2. Pyrogel ürün çeşitleri, kalınlık ve kullanım alanları (Aerogel TM,2018)

Ürün	Pyrogel XTE	Pyrogel HPS	Pyrogel XTF
Maksimum Sıcaklık Dayanımı	650°C	650°C	650°C
Kullanım Alanı	Termal Yalıtım Akustik Yalıtım	Termal Yalıtım Yüksek Sıcaklık Uygulamalarında daha düşük Isıl İletkenlik	Termal Yalıtım Pasif Yangın Koruma Akustik Yalıtım
Renk	Kahverengi	Gri	Gri
Yoğunluk	0.20 g/cc	0.20 g/cc	0.20 g/cc
Kalınlık	5 mm / 10 mm	10 mm	10 mm

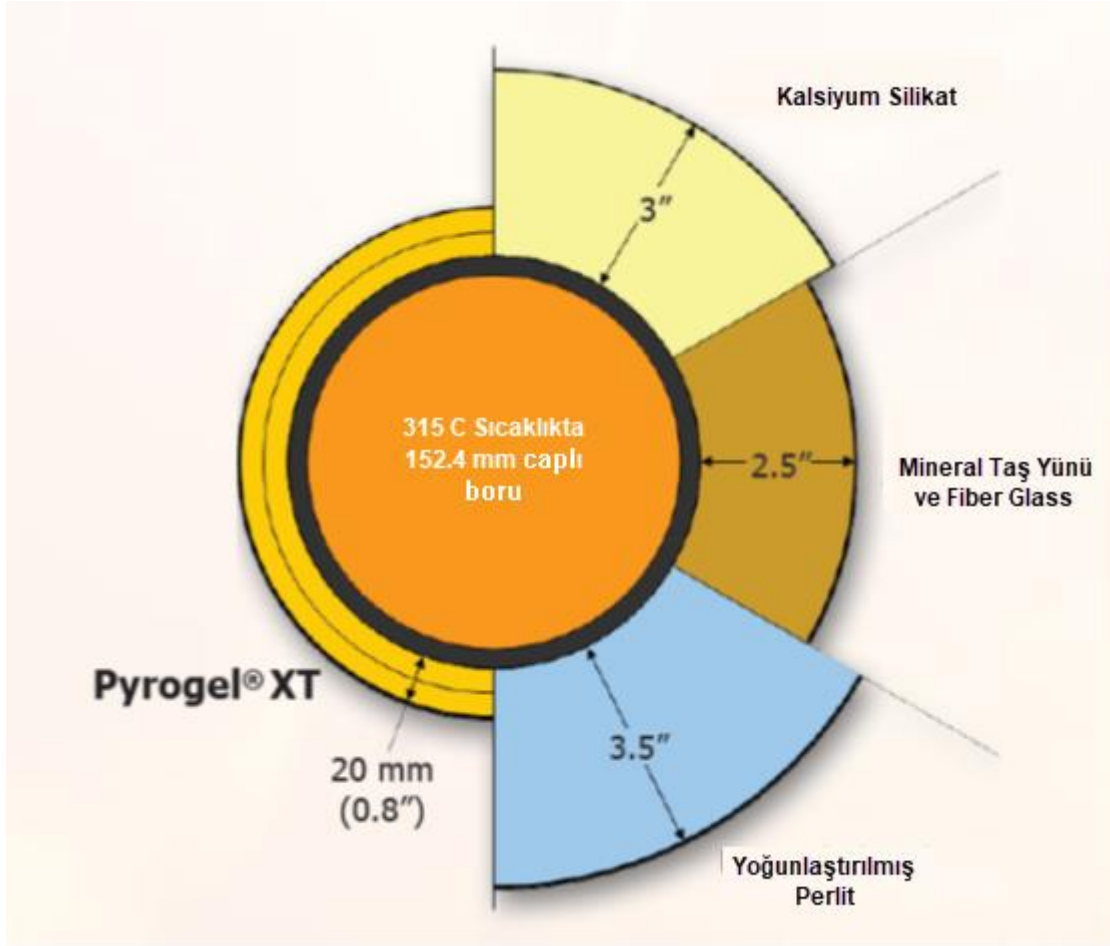
Çizelge 5.3. Pyrogel termal iletkenlik değerinin sıcaklığa bağlı değişim grafiği (Aerogel TM,2018)



Sıcaklık	°C	0	100	200	300	400	500	600
	°F	32	212	392	572	752	932	1112
k	mW/m-K	20	23	28	35	46	64	89
	BTU-in/hr-ft²-°F	0.14	0.16	0.19	0.24	0.32	0.44	0.62

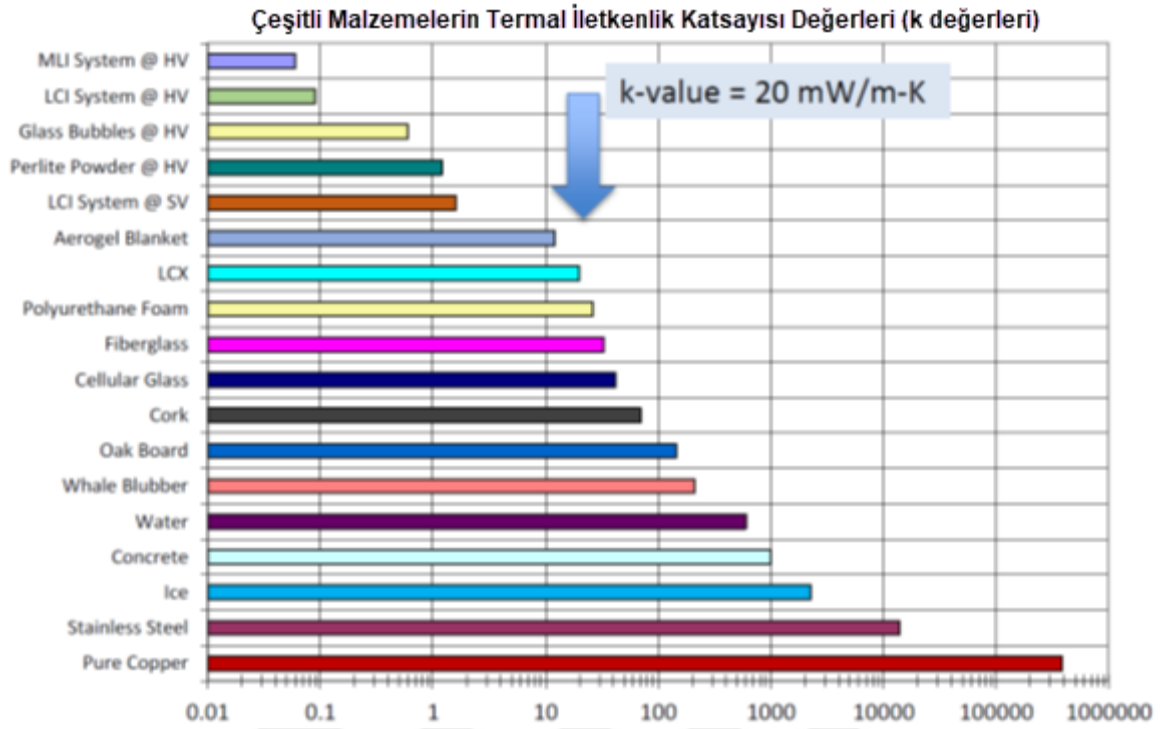
Çizelge 5.4. Üretici firma tarafından önerilen boru çapı / kalınlık bilgileri (Aerogel TM,2018)

Pyrogel XT Plus Kalınlık (mm) / Akışkan Sıcaklık ve Nominal Boru Çapları												
NPS In (mm)	100°C (210°F)	150°C (300°F)	200°C (390°F)	250°C (480°F)	300°C (570°F)	350°C (660°F)	400°C (750°F)	450°C (840°F)	500°C (930°F)	550°C (1020°F)	600°C (1110°F)	650°C (1200°F)
0.5 (15)	5	5	5	10	10	15	15	20	20	25	30	40
0.75 (20)	5	5	5	10	10	15	15	20	25	30	35	45
1 (25)	5	5	10	10	15	15	20	25	30	35	40	50
1.5 (40)	5	5	10	10	15	20	20	25	30	40	45	55
2 (50)	5	5	10	15	15	20	25	30	35	40	50	60
3 (80)	5	10	10	15	20	25	30	35	40	50	60	70
4 (100)	5	10	10	15	20	25	30	35	45	55	65	75
6 (150)	5	10	15	20	25	30	35	45	50	60	75	85
8 (200)	5	10	15	20	25	30	40	45	55	70	80	95
10 (250)	5	10	15	20	25	35	40	50	60	75	85	105
12 (300)	5	10	15	20	30	35	45	55	65	75	90	110
14 (350)	5	10	15	25	30	35	45	55	65	80	95	110
16 (400)	5	10	15	25	30	40	45	55	70	80	100	115
18 (450)	5	10	20	25	30	40	50	60	70	85	100	120
20 (500)	5	10	20	25	30	40	50	60	75	90	105	125
24 (600)	5	15	20	25	35	40	50	65	75	90	110	130
28 (700)	5	15	20	25	35	45	55	65	80	95	115	135
30 (750)	5	15	20	25	35	45	55	65	80	95	115	140
36 (900)	5	15	20	30	35	45	55	70	85	100	120	145
48 (1200)	10	15	20	30	40	50	60	75	90	105	130	150
Flat	10	15	20	35	45	50	65	80	100	125	150	175

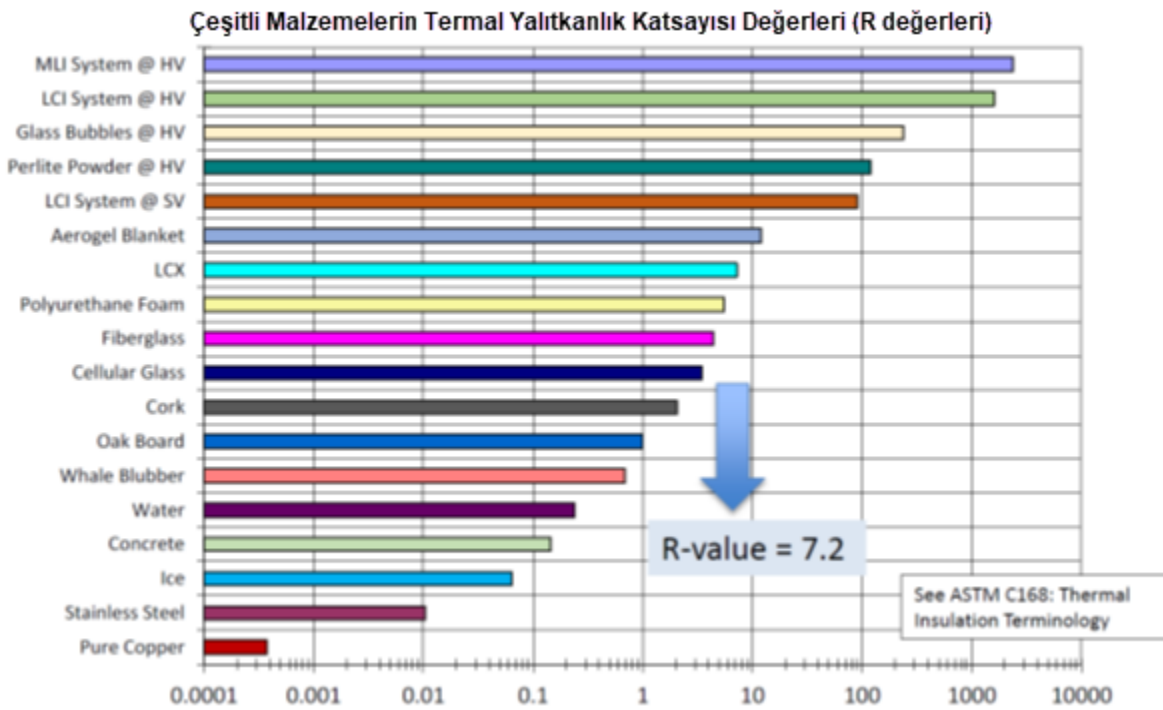


Şekil 5.2. Farklı yalıtım malzemelerinin kalınlık açısından değerlendirilmesi (Aerogel TM,2018)

Geleneksel buhar borusu yalıtım sistemlerinde, mineral yün, cam elyafı, kalsiyum silikat, perlit veya çeşitli köpükler kullanılır. Tipik olarak sert kabuk yapısında uygulanırlar, daha sonra hava koşullarından ve aşınmadan korumak için metal levha ile kaplanırlar. Aerogel bazlı boru yalıtımı benzer bir işlevi yerine getirir, ancak hidrofobik bir malzeme olduğundan diğerlerine göre avantaj sağlamaktadır. Aerogel, ısı iletkenliği çok düşüktür ve son işlem prosesleri, battaniye formunda ekonomik üretimine izin vermektedir. Aerogel yalıtımının en dikkat çekici özelliği, aynı termal işlevi gerçekleştirmek için gereken malzeme miktarını önemli ölçüde azaltmasıdır. (Aerogel TM,2018)



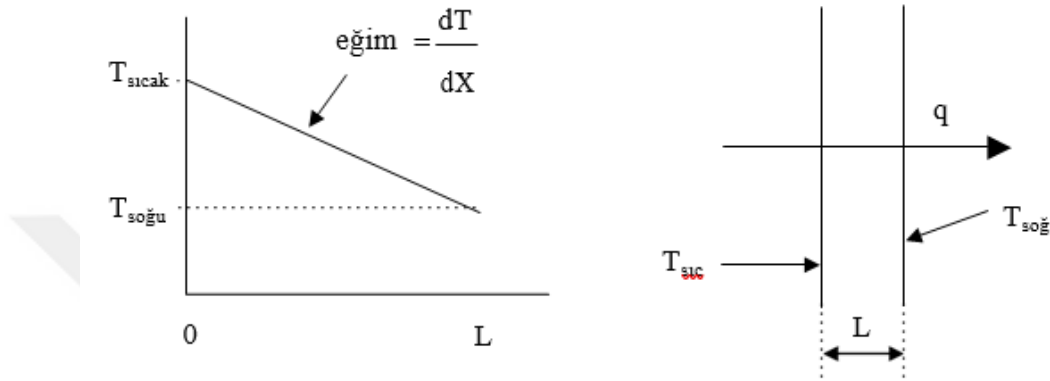
Şekil 5.3. Aerojel battaniye formunun ortalama termal iletkenlik katsayısı (mW/m.K)
(Fesmire, J. 2015)



Şekil 5.4. Aerojel battaniye formunun ortalama termal direnç katsayısı (Fesmire, J. 2015)

6 TERMAL YALITIM İLE İLGİLİ ANALİTİK HESAPLAMALAR

6.1 Isı iletim Mekanizması



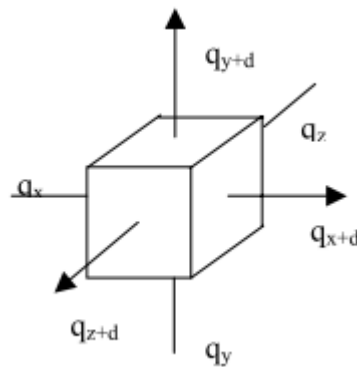
Şekil 6.1. Çeper boyunca ısı iletimi

Isı akış yönüne göre, sıcaklık akış çizgisinin eğimi, ısı akış yönü ile sıcaklık azaldıkça negatiftir. Bu nedenle, ilişki şöyle yazılabilir.

$$q_x = -k.A.\frac{\partial T}{\partial x} \quad (6.1)$$

Bu denklem Fourier ısı iletim katsayısı olarak adlandırılır.

6.2 Genel İletim Denklemi



Şekil 6.2. Üç boyutlu iletim denkleminin türetilmesi için kontrol hacmi

Sisteme giren enerji

$$q_x = -k.dy.dz.\frac{\partial T}{\partial x}, q_y = -k.dx.dz.\frac{\partial T}{\partial y}, q_z = -k.dy.dx.\frac{\partial T}{\partial z} \quad (6.2)$$

Sistemden atılan enerji:

$$q_{x+dx} = q_x + \frac{\partial q_x}{\partial x}.d_x, q_{y+dy} = q_y + \frac{\partial q_y}{\partial y}.d_y, q_{z+dz} = q_z + \frac{\partial q_z}{\partial z}.d_z \quad (6.3)$$

Sistem tarafından üretilen enerji:

$$q_{\text{üretilen}} = q'' .dx.dy.dz \quad (6.4)$$

Sistem tarafından tutulan enerji:

$$q_{\text{sys}} = C.\rho.dx.dy.dz.\frac{\partial T}{\partial t} \quad (6.5)$$

Formülleri birleştirdiğimizde;

$$q'' = -k.\left(\frac{\partial^2 T}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 T}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 T}{\partial z^2}\right) + \frac{1}{\alpha} \frac{\partial T}{\partial t} \quad (6.6)$$

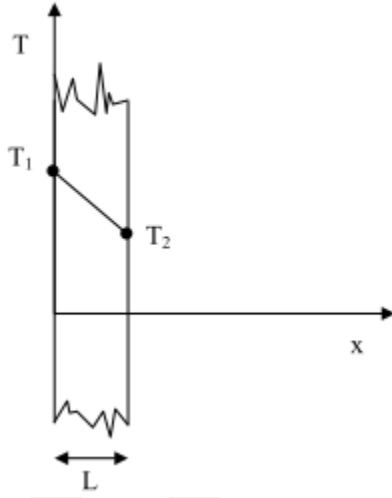
Buradan termal yayıcılık katsayısı α (m²/sn):

$$\alpha = \frac{k}{\rho.C} \quad (6.7)$$

şeklinde tanımlanabilir.

Isı iletkenliği (k) bir malzemenin ısıyı ne kadar iyi ilettiğini ve ısı kapasitesi (p.C) bir malzemenin birim hacim başına ne kadar enerji depoladığını gösterir. Yayınım ne kadar büyükse, ısıнын ortama yayılması o kadar hızlı olur. Küçük bir ısı yayılma değeri, ısıнын çoğunlukla malzeme tarafından absorbe edildiği anlamına gelir.

6.3. Duvar boyunca ısı iletimi



Şekil 6.3. Rejim halindeki düz duvarda sıcaklık dağılımı

Rejim halinde iç ısı üretimi olmayan bir boyutlu iletim için formül 6.6 aşağıdaki şekilde sadeleştirilebilir.

$$\frac{\partial^2 T}{\partial x^2} = 0 \quad (6.8)$$

Formül 6.8'in integrali alındığında :

$$\begin{aligned} \frac{dT}{dx} &= C_1 \\ T &= C_1 \cdot x + C_2 \end{aligned} \quad (6.9)$$

$x=0$, $T=T_1$ ve $x=L$, $T=T_2$ durumları için ;

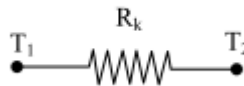
$$T_x = (T_2 - T_1) \cdot \frac{x}{L} + T_1 \quad (6.10)$$

Fourier Kanunu'na göre duvar boyunca ısı transfer oranı aşağıdaki formülden elde edilebilir.

$$q_x = -k \cdot A \cdot \frac{T_2 - T_1}{L} \quad (6.11)$$

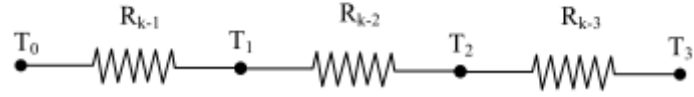
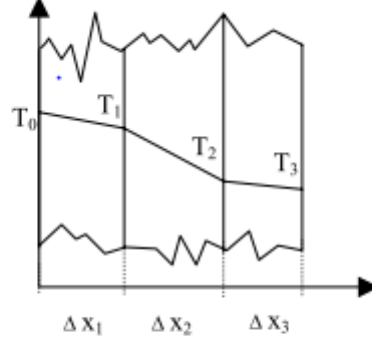
Termal direnç katsayısı:

$$R_k = \frac{L}{k \cdot A} \quad (6.12)$$



Şekil 6.4 Elektriksel Benzetim Yöntemi

6.4. Seri Bağlı Kompozit Duvarlarda Isı İletimi



Şekil 6.5. Seri Bağlı Kompozit Duvarlarda Isı İletimi

Elektriksel benzetim yöntemine göre bir malzeme tabakasından ısı transfer oranı:

$$q_1 = \frac{k_1 \cdot A}{\Delta x_1} \cdot (T_0 - T_1) = \frac{(T_0 - T_1)}{R_{k-1}} \quad (6.13)$$

Kontrol hacmi rejim halinde ve iç ısı üretimi olmadığında toplam direnç aşağıdaki şekilde bulunabilir.

$$q_x = \frac{(T_0 - T_3)}{R_{k-1} + R_{k-2} + R_{k-3}} = \frac{(T_0 - T_3)}{R_{k-3}} \quad (6.14)$$

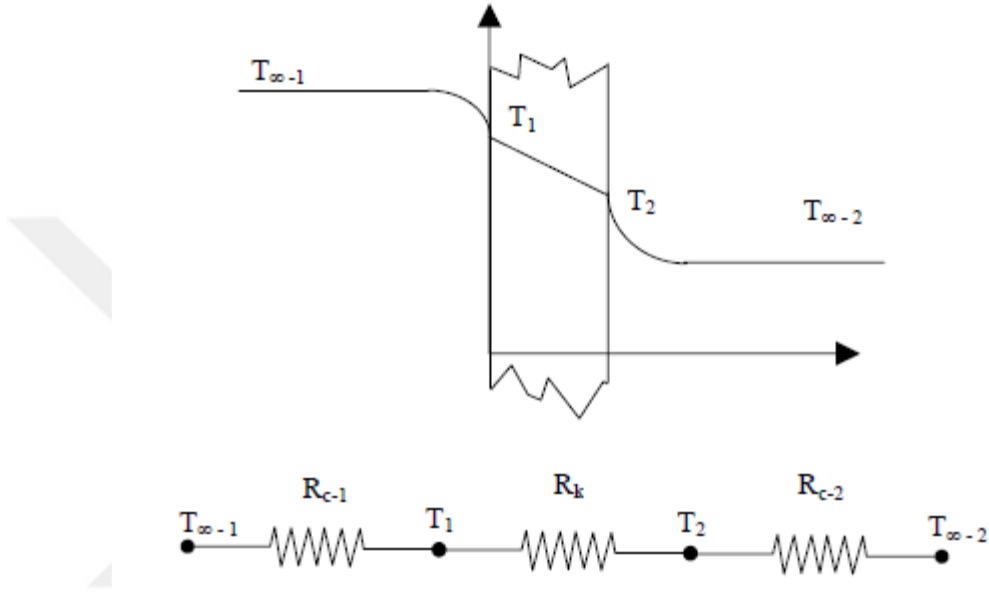
6.5. Toplam ısı transfer katsayısı

Duvar ile akışkan arası taşınım ile ısı transfer katsayısı aşağıdaki gibi bulunur.

$$q = \bar{h}_c \cdot A \cdot (T_w - T_\infty) \quad (6.15)$$

Taşınım direnç katsayısı da aşağıdaki gibidir.

$$R_c = \frac{1}{\bar{h}_c \cdot A} \quad (6.16)$$



Şekil 6.6. İletim ve taşınım ile toplam ısı transfer katsayısı

Akışkan sıcaklıklarına bağlı duvar boyunca ısı transferi,

$$q = \frac{T_{\infty-1} - T_{\infty-2}}{\frac{1}{\bar{h}_{c-1} \cdot A} + \frac{\Delta x}{k \cdot A} + \frac{1}{\bar{h}_{c-2} \cdot A}} \quad (6.17)$$

$$= \frac{T_{\infty-1} - T_{\infty-2}}{R_{c-1} + R_k + R_{c-2}} \quad (6.18)$$

Isı iletimini, hem iletkenlik hem de konveksiyon dirençlerini kapsayan tek bir değerle ifade edersek,

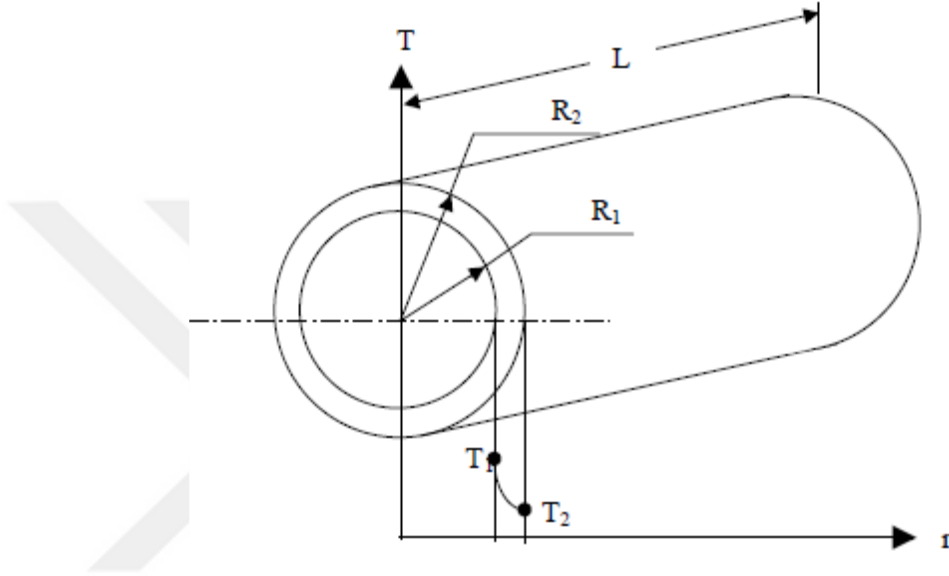
$$q = U \cdot A \cdot (T_{\infty-1} - T_{\infty-2}) \quad (6.19)$$

U bileşeni toplam ısı transfer katsayısı olarak alınırsa,

$$U = \frac{1}{\frac{1}{\bar{h}_{c-1}} + \frac{\Delta x}{k} + \frac{1}{\bar{h}_{c-2}}} = \frac{1}{A(R_{c-1} + R_k + R_{c-2})} \quad (6.20)$$

$$U.A = \frac{1}{\sum R_c + \sum R_k} \quad (6.21)$$

6.6. Silindirik yüzeylerden ısı transferi



Şekil 6.7. Silindirik yüzeyden ısı transferi

Rejim halinde , iç ısı üretimi olmayan bir transfer mekanizmasında sıcaklık sadece çap ile değişir.

$R_1 < r < R_2$ yarıçapındaki sıcaklık ısı transferi ;

$$q_r = -k.(2.\pi.r.L)\left[\frac{1}{r} \frac{T_1 - T_2}{\ln(R_1 - R_2)}\right] \quad (6.22)$$

$$q_r = \frac{2.\pi.k.L}{\ln(R_1 - R_2)}.(T_1 - T_2) \quad (6.23)$$

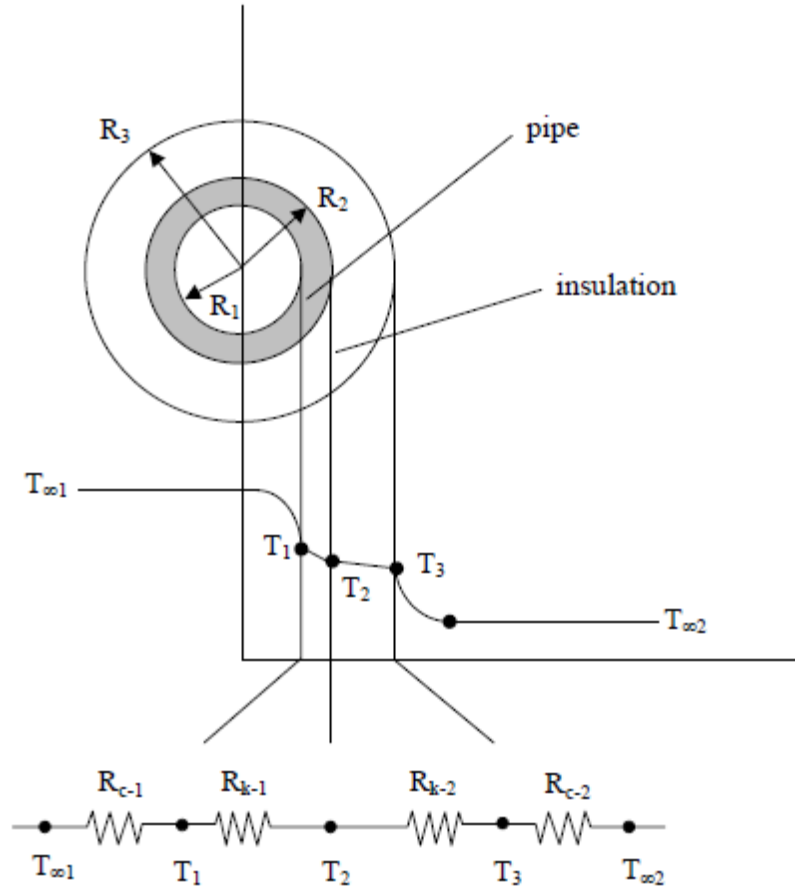
$$= \frac{(T_1 - T_2)}{R_k} \quad (6.24)$$

Isıl direnç değeri ise;

$$R_k = \frac{\ln(R_1 - R_2)}{2.\pi.k.L} \quad (6.25)$$

Formülüyle hesaplanabilir.

6.7. Silindirik yüzeylerde toplam ısı transfer katsayısı



Şekil 6.8. Silindirik yüzeyden taşımimla ısı akışı

Şekilde verilen silindirik yüzeydeki ısı direnç formülleri sırasıyla,

$$R_{c-1} = \frac{1}{\bar{h}_{c-1} \cdot 2\pi \cdot R_1 \cdot L} \quad (6.26)$$

$$R_{c-2} = \frac{1}{\bar{h}_{c-2} \cdot 2\pi \cdot R_2 \cdot L} \quad (6.27)$$

$$R_{k-1} = \frac{\ln(R_2 / R_1)}{2\pi \cdot k_1 \cdot L} \quad (6.28)$$

$$R_{k-1} = \frac{\ln(R_2 / R_1)}{2 \cdot \pi \cdot k_1 \cdot L} \quad (6.29)$$

İç yüzey baz alındığında ısı transferi;

$$q_r = U_1 \cdot (2 \cdot \pi \cdot R_1 \cdot L) (T_{\infty-1} - T_{\infty-2}) \quad (6.30)$$

İç yüzey baz alındığında toplam ısı transfer katsayısı ;

$$U_1 = \frac{1}{\frac{1}{\bar{h}_{c-1}} + \frac{R_1 \ln(R_2 / R_1)}{k_1} + \frac{R_1 \ln(R_3 / R_2)}{k_2} + \frac{R_1}{R_3 \cdot \bar{h}_{c-2}}} \quad (6.31)$$

Dış yüzey baz alındığında ısı transferi;

$$q_r = U_2 \cdot (2 \cdot \pi \cdot R_3 \cdot L) (T_{\infty-1} - T_{\infty-2}) \quad (6.32)$$

Dış yüzey baz alındığında toplam ısı transfer katsayısı ;

$$U_1 = \frac{1}{\frac{R_3}{R_1 \cdot \bar{h}_{c-1}} + \frac{1}{\bar{h}_{c-2}} + \frac{R_3 \ln(R_2 / R_1)}{k_1} + \frac{R_3 \ln(R_3 / R_2)}{k_2}} \quad (6.33)$$

7 MATERYAL VE METOD

7.1. Deneyel Çalışma

7.1.1 Deneyin Amacı

Egzoz lülesi başta olmak üzere motorun sıcak ekipmanlarından ısı kaçıışı analitik hesaplamalarının testler ile doğrulanması amaçlanmıştır.

Bu amaçla bir turbojet motoru üzerinden önce yalıtımlı daha sonra yalıtım yapılmış halde sıcaklık dataları alınmış. Sıcaklık düşüşleri yapılan analitik hesaplamalara göre karşılaştırılmıştır.

Hesaplama aracında, farklı kalınlık ve termal iletkenlik katsayısındaki malzemeleri hızlıca değerlendirilebilecek basit bir uygulama yapılmıştır.

7.1.2 Deney aşamasında kullanılan ekipmanlar

Motor Enstrümantasyon için;

- K tipi termocouple (Şekil 7.1.)
- Bağlantı elemanları



Şekil 7.1 K tipi thermocouple (Omega, 2019)

Aerogel battaniye hazırlıkları için;

- Kişisel koruyucu ekipmanlar
- Yüz maskesi
- Egzoz bölgesi için çıkarılan 1:1 ölçekli patron
- Bistüri

Sandviç Panel hazırlıkları için;

- Egzoz bölgesi için çıkarılan 1:1 ölçekli patron
- 0.2 mm kalınlıklı alüminyum sac levha
- 0.1 mm kalınlıklı alüminyum termal bant
- Bistüri

Termal Yalıtım sıcaklık ölçüm testleri için;

- Motor test bremzesi
- FLIR Termal Kamera (Şekil 7.2 ve Şekil 7.3)
- FLIR Termal Kamera uygulaması olan notebook



Şekil 7.2. Termal Görüntüleme Kamerası (FLIR,2019)

MEASUREMENT & ANALYSIS

Accuracy	$\pm 2^{\circ}\text{C}$ ($\pm 3.6^{\circ}\text{F}$) or $\pm 2\%$ of reading for ambient temperature 15°C to 35°C (59°F to 95°F) and object temperature above 0°C (32°F)
Area	1 in live mode
Area measurement information	No
Measurement Corrections	Yes
Measurement Presets	No measurement, center spot, hot spot, cold spot, User Preset 1, User Preset 2
Object Temperature Range	$\bullet -20$ to $+120^{\circ}\text{C}$ (-4 to 248°F) $\bullet 0$ – 650°C (32 – 1200°F) $\bullet$ Optional 300 – 1000°C (572 – 1830°F)
Reference Temperature	Yes
Spot Meter	3 in live mode
Thermal Sensitivity/NETD	<40 mK, 24° @ $+30^{\circ}\text{C}$ ($+86^{\circ}\text{F}$)
Laser Distance Measurement	Yes, on-screen
Automatic hot & cold detection	Auto-maximum/minimum markers within area

Şekil 7.3. Termal Kamera Ölçüm ve Analiz Kapasite Değerleri (FLIR ,2019)

8 BULGULAR VE TARTIŞMA

8.1 Deney Hazırlık Aşamaları

Egzoz lülesi tarafında motor için alınan ölçüye göre çıkarılan patron ile aerogel battaniye kesimi yapılmıştır (Sırasıyla Şekil 7.4 . 7.11). Kesim esnasında nano aerogel partikülleri solunum açısından tehlikeli olduğundan maske kullanılmasına dikkat edilmiştir. Kesimi tamamlanan aerogel yalıtım battaniyeleri alüminyum saclar arasına eklenerek sandviç panel oluşturulmuştur. (Sırasıyla Şekil 7.12 . 7.15)

Aşama 1

Sargı halinde temin edilen termal battaniye , motor ölçülerine göre çıkartılan patron ile Şekil 8.1. ‘teki gibi kesilmiştir.



Şekil 8.1. Aerogel battaniyenin patrona göre kesilmesi

Aşama 2

şekil 8.2 , 8.3 8.4. 'de görüldüğü gibi farklı kalınlıklardaki termal battaniye egzoz lüle geometrisine uygun şekilde hazırlanmıştır.



şekil 8.2 10 mm kalınlıktaki aerogel battaniyenin kesilmiş durumu



Şekil 8.3 10 mm ve 5 mm kalınlıklı battanilerin hazırlanması



Şekil 8.4 10 mm ve 5 mm kalınlıklı battanilerin hazırlanması

Aşama 3

Şekil 7.8 ve 7.9’da battaniye malzemesinin kalınlıkları ölçülmüştür.



Şekil 8.5. 10 mm kalınlıktaki aerogel katmanının dijital kumpasla ölçümü



Şekil 8.6. 10 mm kalınlıktaki aerogel katmanının dijital kumpasla ölçümü

Aşama 3

Şekil 8.7. ve 8.9 ‘de egzoz üzerine yerleşim muayenesi yapılmıştır.



Şekil 8.7. Egzoz Lülesi etrafında ölçünün doğrulanması



Şekil 8.8. Egzoz Lülesi etrafında ölçünün doğrulanması

Aşama 3

Şekil 8.9, 8.10. ve 8.11 ‘de alüminyum sac levha ve alüminyum termal bantlar ile sandviç yalıtım malzemesi hazırlanması gösterilmiştir.



Şekil 8.9. Sandviç panelin hazırlanması



Şekil 8.10. Sandviç panelin hazırlanması



Şekil 8.11. Sandviç panelin tamamlanmış hali

Şekil 8.12’te sandviç panelin nihai kalınlığı 10.59 mm olarak ölçülmüştür.



Şekil 8.12. 10 mm kalınlıklı aerogel tabakalı sandviç panelin toplam kalınlığı

8.1.1 Motora Enstrümantasyon Uygulanması

Motor egzoz lülesi bölgesine termal yalıtımlı ve yalıtımsız değerleri elde etmek için yüzey sıcaklığı ölçülebilecek K tipi termocouple enstrümantasyonu yapılmıştır.

Enstrümantasyon uygulaması lüle üzerine nokta kaynakları ile yapılan thermocouple ile yapılmıştır. Şekil 8.13'te görüldüğü üzere ucu açık seçilen ısıl çift yüzey üzerine sürekli kontak halini koruyabilmektedir. Dokunma ile ölçüm yapan thermocouple'lara nazaran daha net sonuç veren bu uygulamada enstrümantasyon süresi ve işçilik maliyeti yüksek olsa da çalışma esnasında temassızlık ve yanlış ölçüm gibi riskler ortadan kalkmaktadır.



Şekil 8.13. Termocouple yüzey sıcaklık ölçüm şekilleri(Omega,2019)

Yapılan thermocouple enstrümantasyonu (Şekil 8.14) sayesinde motorun yalıtımsız halindeki yüzey sıcaklık değerleri görev boyunca kaydedilmiş ve gözlenmiştir. Alınan test dataları hesaplamalarda lüle yüzey sıcaklığı olarak girdi yapılmıştır. Hesaplamalarının ardından , yalıtım üzeri oluşan sıcaklıklar ile termal kamera ölçümleri karşılaştırılmıştır.



Şekil 8.14. Termal Yalıtımsız Motor Enstrümantasyonu

Bir önceki bölümde hazırlanma aşamaları gösterilen yalıtım ekipmanlarının motor üzerine montajı yapılmıştır. Şekil 8.15 ve Şekil 8.16 yalıtım uygulanan motorları göstermektedir.



Şekil 8.15. Termal Yalıtımlı Motor soldan görünüş

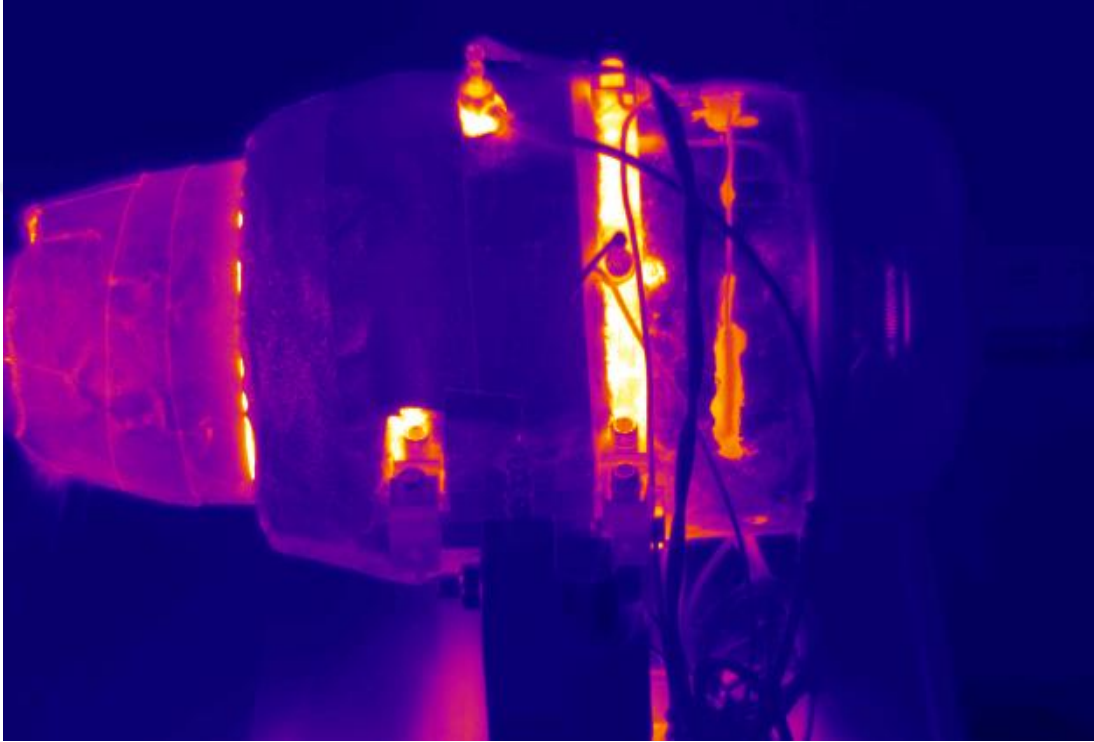


Şekil 8.16. Termal Yalıtımlı Motor sağdan görünüş

8.1.2 Termal Kamera Testleri

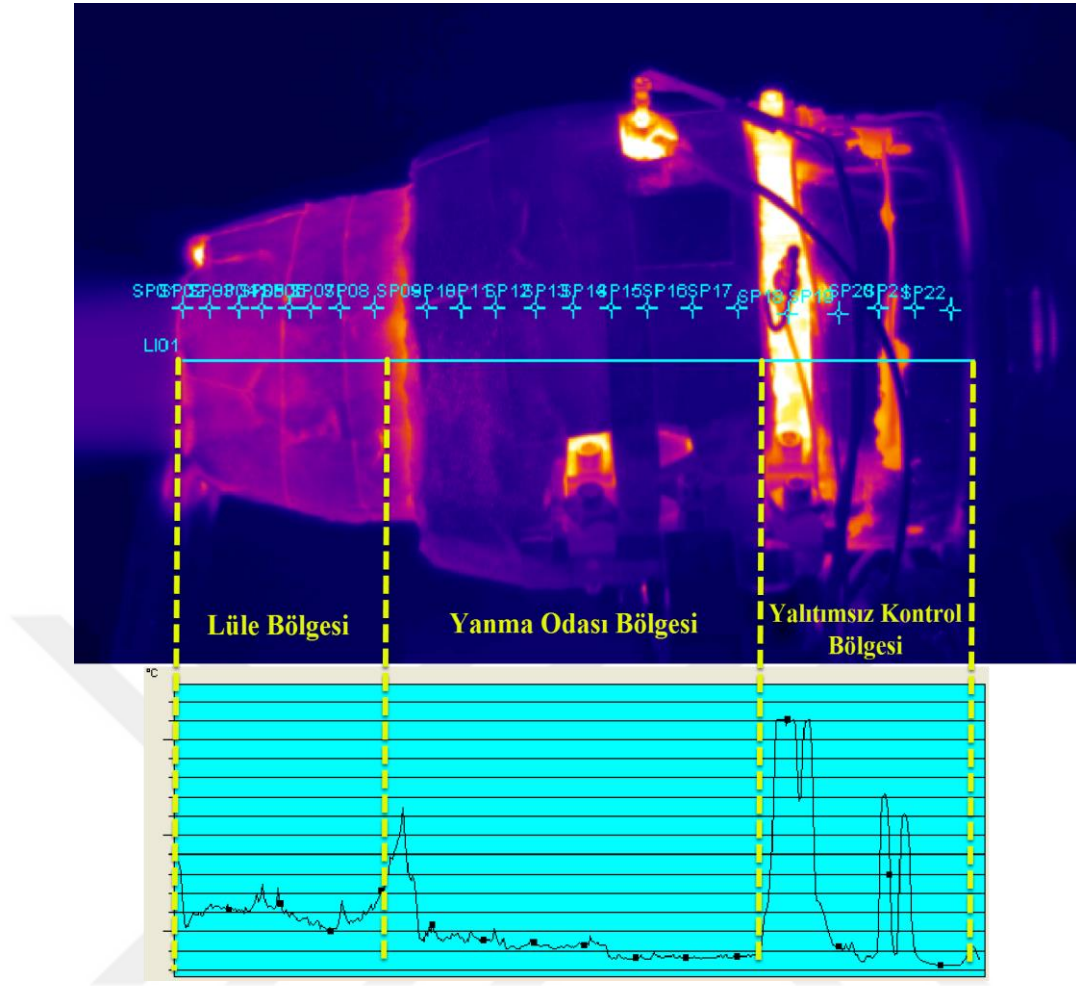
Termal kamera kalibrasyonu her testten önce yüzey soğurganlık değeri bilinen master malzemesi ile yapılmış olup testlerde kalibrasyonlu olarak tamamlanmıştır.

Termal kamera ile motor çalışması boyunca ölçümler alınmıştır (Şekil 8.17). Aynı zamanda lüle üzeri thermocouple enstrümantasyonu sayesinde yalıtım altı yüzey sıcaklık değerleri de elde edilmiştir.



Şekil 8.17. Motor çalışma esnasında termal kameranın genel görünüşü

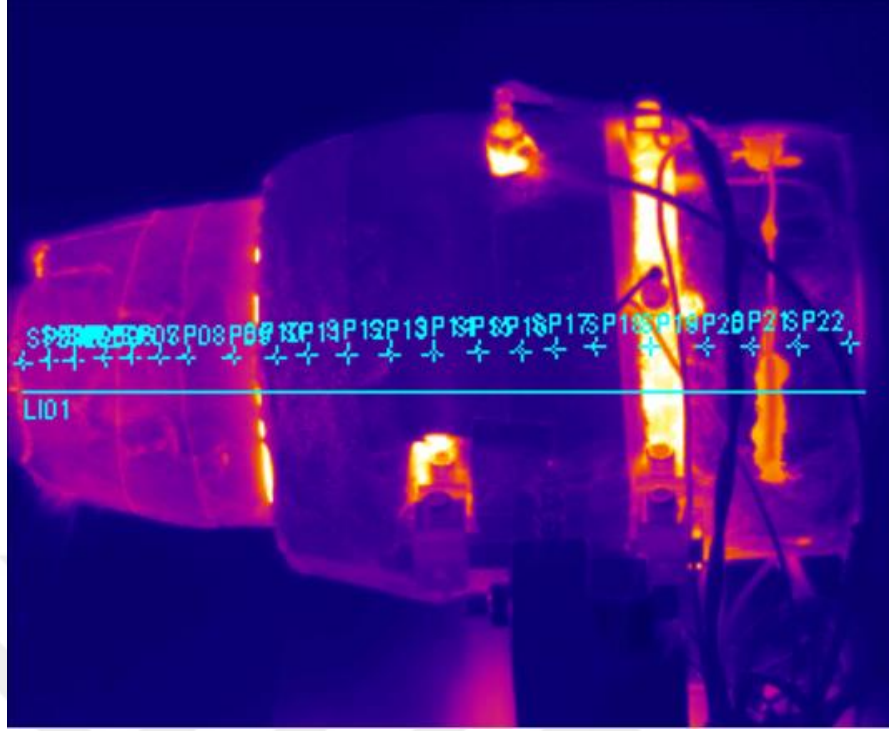
Çizgi histogramında “Yalıtımsız Kontrol Bölgesi” ‘nde görülen pik sıcaklık değerleri motorda daha önceki yıllarda yapılan test yüzey sıcaklık sonuçları ile karşılaştırılmış ve termal kameranın sonuç doğruluğu kabul edilmiştir. (Şekil 8.18)



Şekil 8.18. Termal Kamera Sıcaklık Ölçüm Bölgeleri

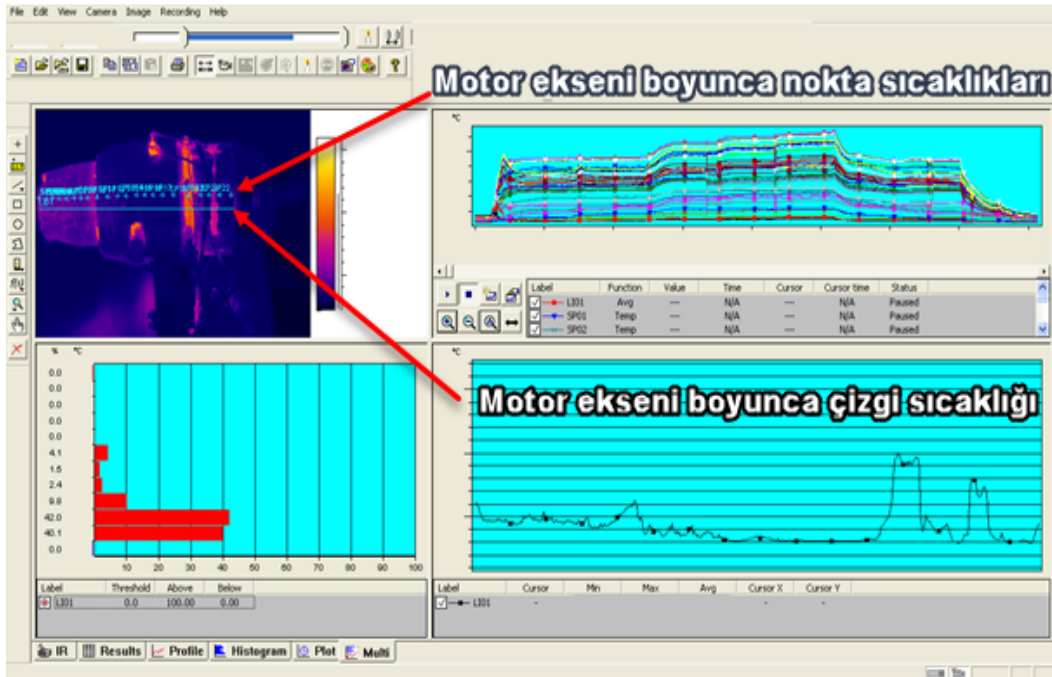
8.1.3 Termal Kamera Program Arayüzü

Termal kamera görüntülerini anlamlı hale getirilebilmek için kullanılan program arayüzünde nokta ve çizgiler oluşturulmuştur. Yapılacak tüm termal ölçümler bu noktalar üzerinden alınmış ve rejim koşuluna oturana kadar bu sıcaklık değerleri izlenmiştir. (Şekil 8.19)



Şekil 8.19. Termal kamera üzerinden alınan nokta ve motor boyunca kabul edilen çizgi

Program arayüzünde atanan çizgi ve noktaların zamana bağlı sıcaklık değerleri ölçülmektedir. Çizgi motor eksenal boyunca devam etmekte ve sürekli bir grafik gözlenmekte, noktalar da o bölgenin sıcaklığını anlık olarak vermektedir. (Şekil 8.20)

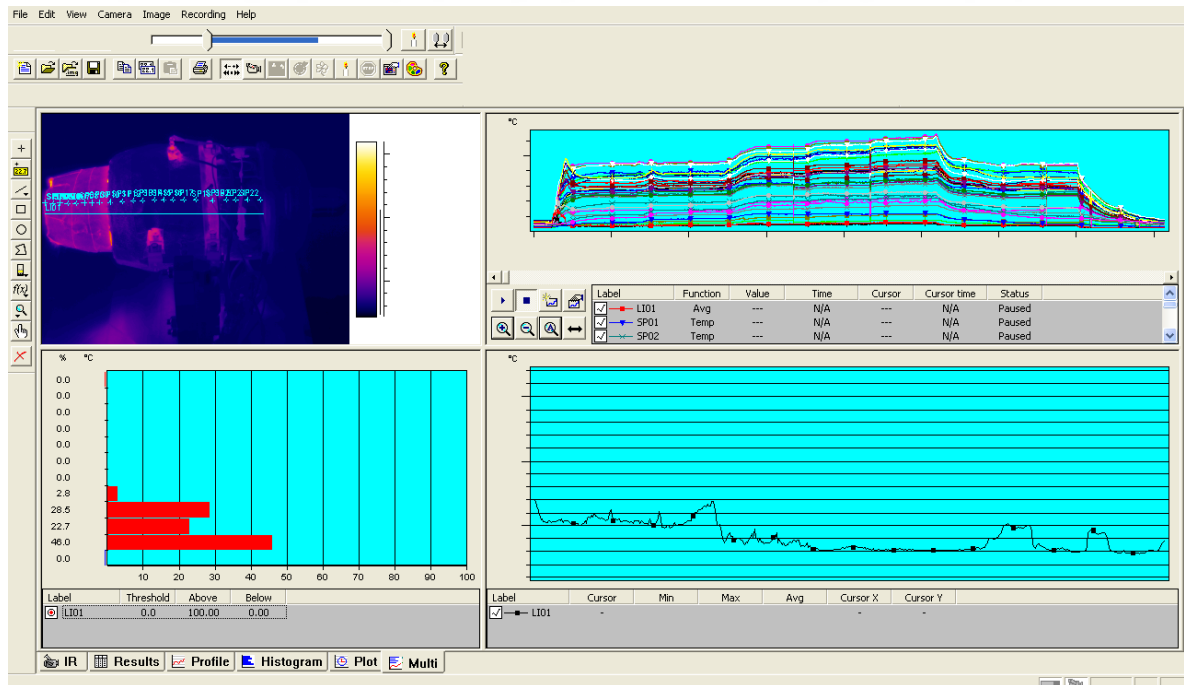


Şekil 8.20. FLIR program arayüz gösterimi

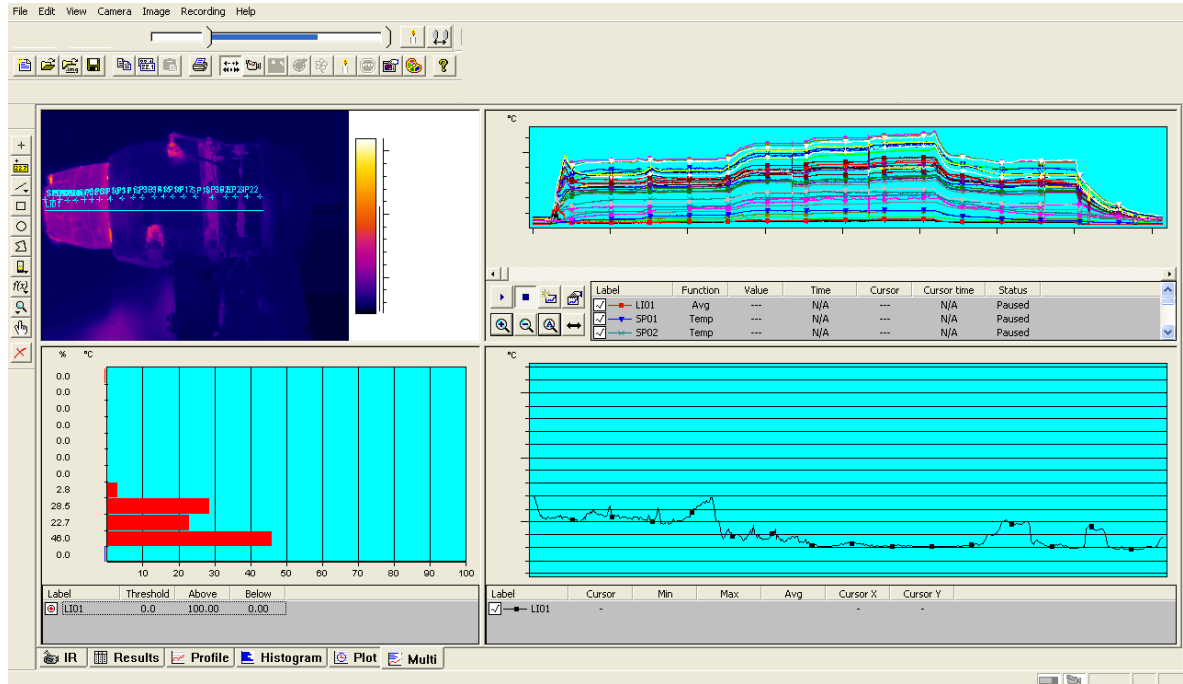
8.1.4 Zamana Bağlı Termal Kamera Test Sonuçları

Test sonuçları program arayüzünden zamana bağlı olarak çekilmiştir. Sonuçlar aşağıda dakika bazında sırasıyla şekillerde belirtilmiştir. Sonuçların mantıklı olması adına motorun termal rejim durumuna oturması beklenmiştir. Metal sıcaklıklarının rejim sıcaklığa oturma saniyesi motorda yapılan daha önceki testler referans olarak belirlenmiştir. Daha önce belirlenen motor devirlerinde beklenerek termal kaynaklı çarpılmaların önüne geçilmiştir. Çarpılma olması halinde motor üzerindeki enstrümantasyon zarar görmekte, yalıtım altından sıcaklık değeri okumak imkansız hale gelmektedir. Test 16 dakika sürmüş, her 1 dakikalık periyotlarla sıcaklık ölçüm görüntüleri alınmıştır. Hesaplama doğrulaması için yapılan testlerin son 3 dakikalık bölümü ele alınmış, bu bölümün ortalama sıcaklık değerleri ile analitik hesaplamaları karşılaştırılmıştır. Analitik hesaplama sonuçları Şekil 8.18 de gösterilen egzoz bölgesi esas alınarak yapılmıştır.

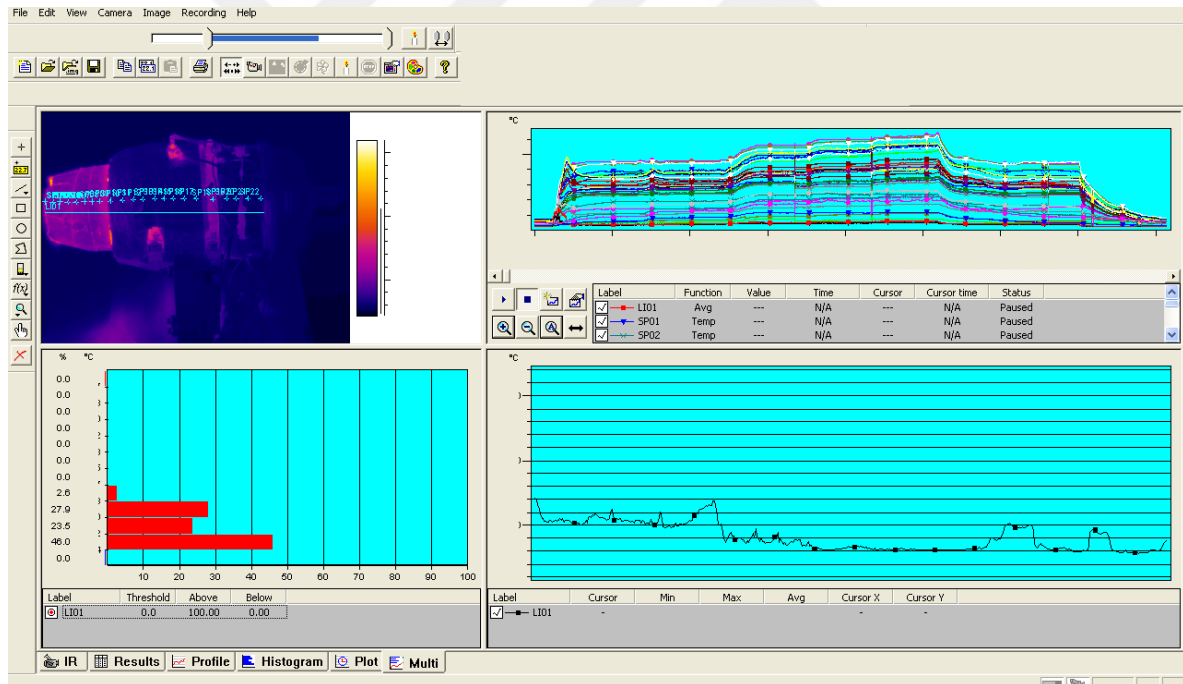
Şekil 8.21 den 8.25' e kadar sağ alt köşede gösterilen çizgi sıcaklık histogramına göre sıcaklık değerleri motorun her bölgesinde benzerlik göstermekte ve düşük sıcaklık trendi izlemektedir. Egzoz bölgesindeki sıcaklık zamana bağlı olarak incelenecektir.



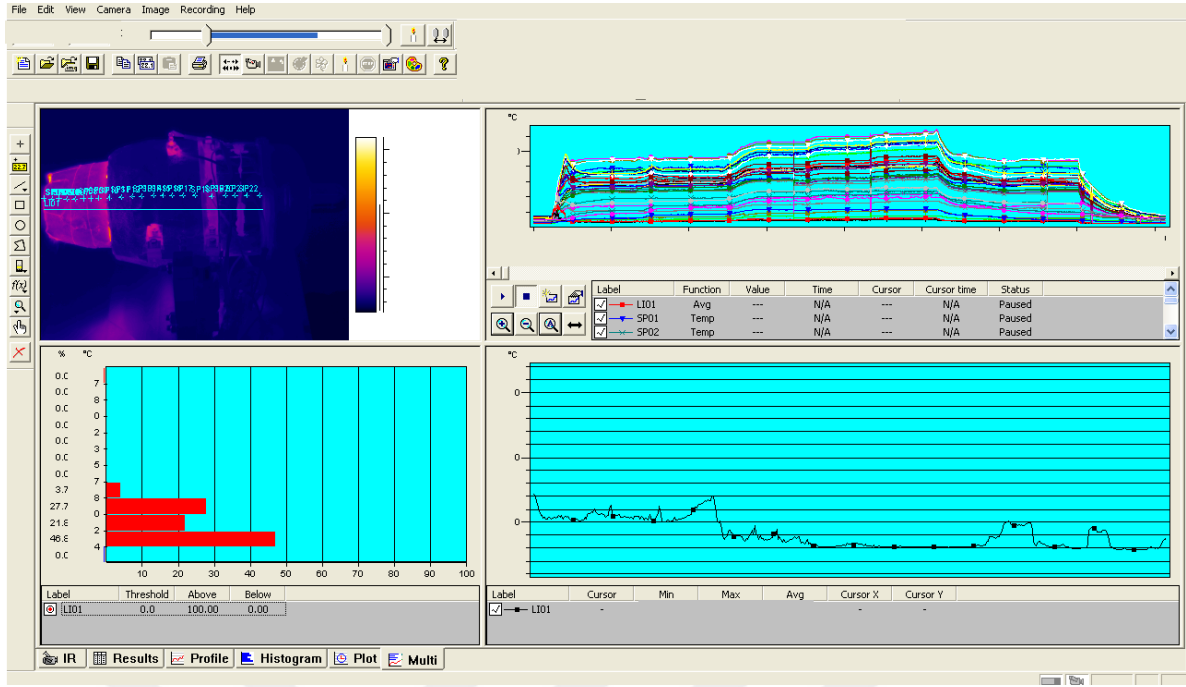
Şekil 8.21. Test 1 Termal Kamera Sonuçları (Dakika 1)



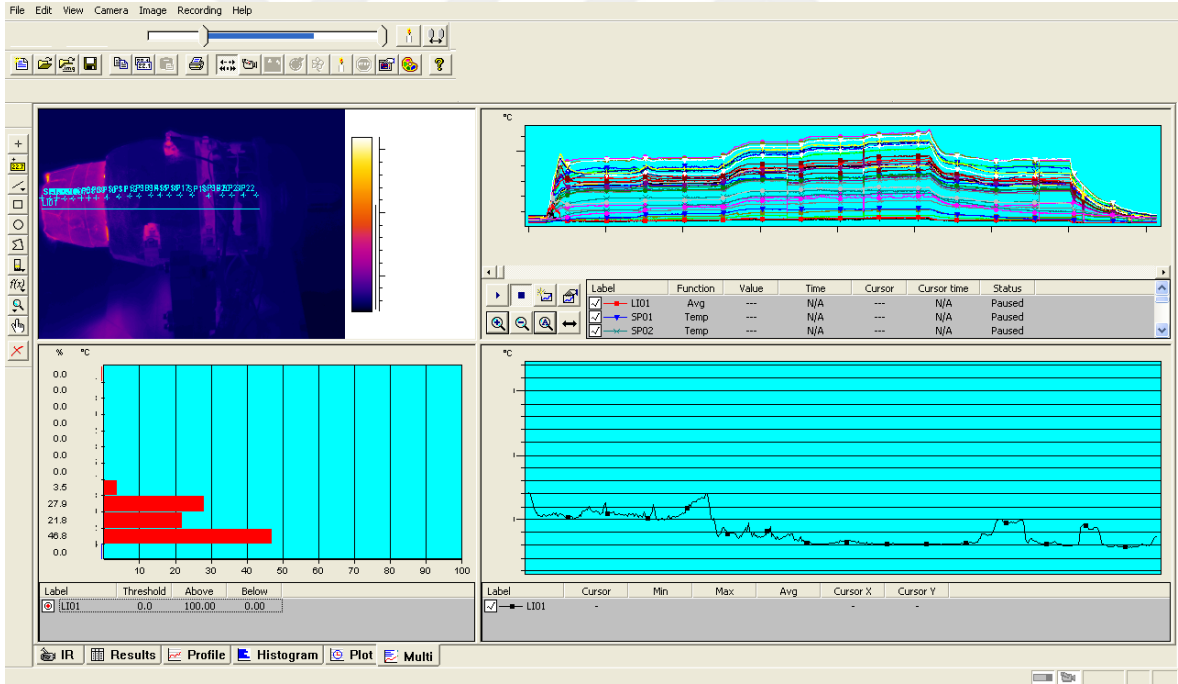
Şekil 8.22. Test 1 Termal Kamera Sonuçları (Dakika 2)



Şekil 8.23. Test 1 Termal Kamera Sonuçları (Dakika 3)

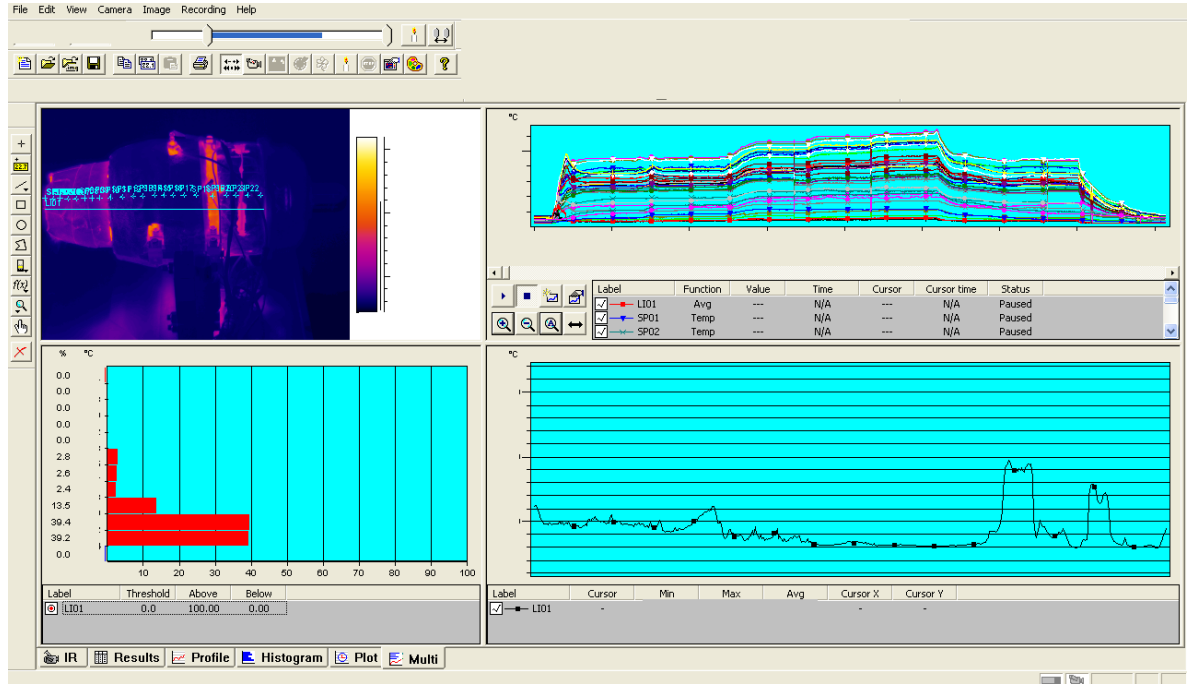


Şekil 8.24. Test 1 Termal Kamera Sonuçları (Dakika 4)

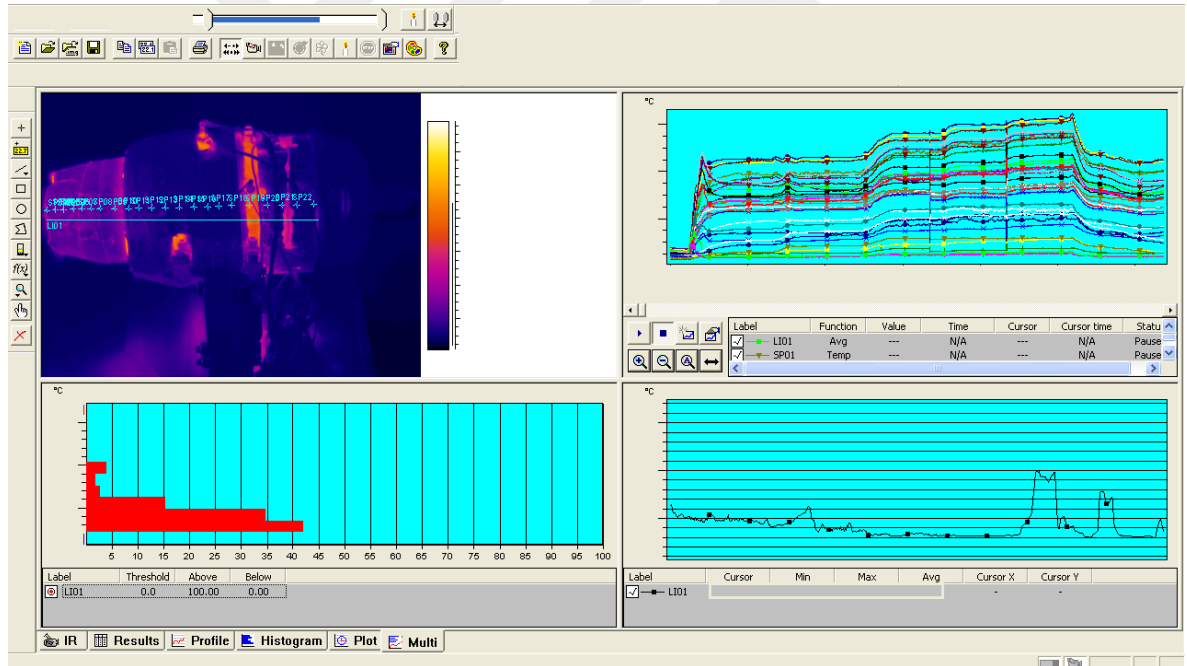


Şekil 8.25 Test 1 Termal Kamera Sonuçları (Dakika 5)

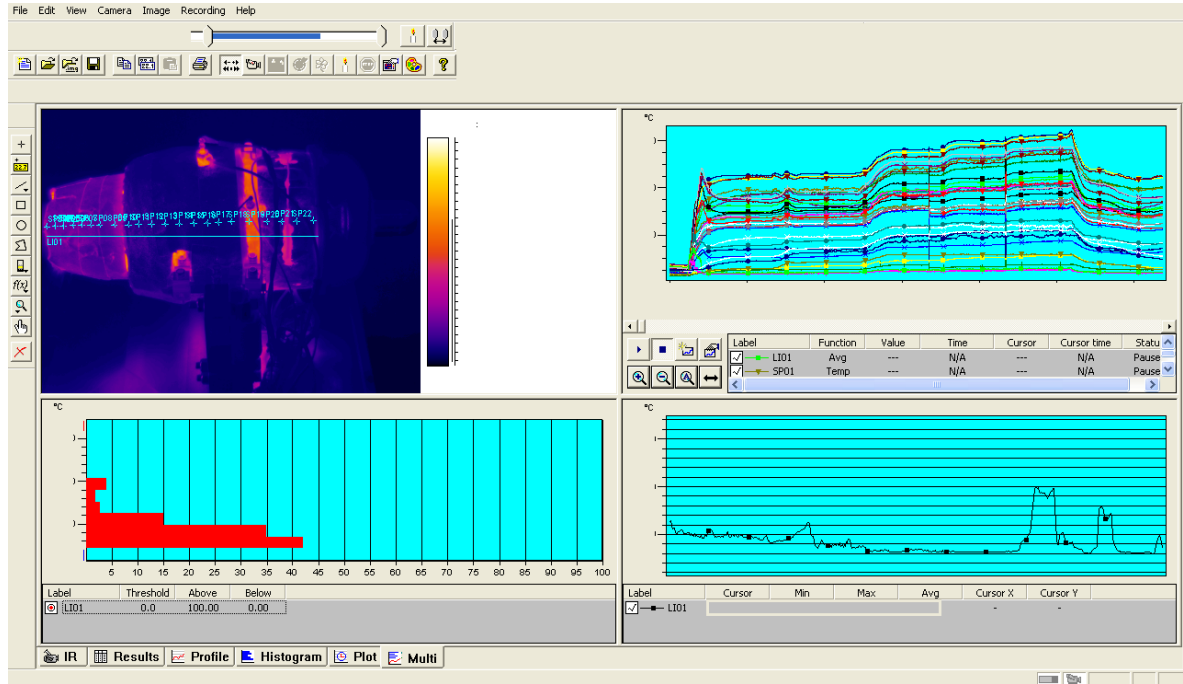
Şekil 8.26 ile 8.30 arasında altıncı ve onuncu dakikalar arasındaki sıcaklık değerlerinde değişiklik görülmektedir. Bu değişiklik özellikle şekil 8.18’de verilen kontrol bölgesinin sıcaklıklarında artışı belirtmektedir. Rejim haline oturduğunda bu bölgeden sıcaklıklar alınıp ,egzoz bölgesinin sıcaklıkları doğrulanacaktır.



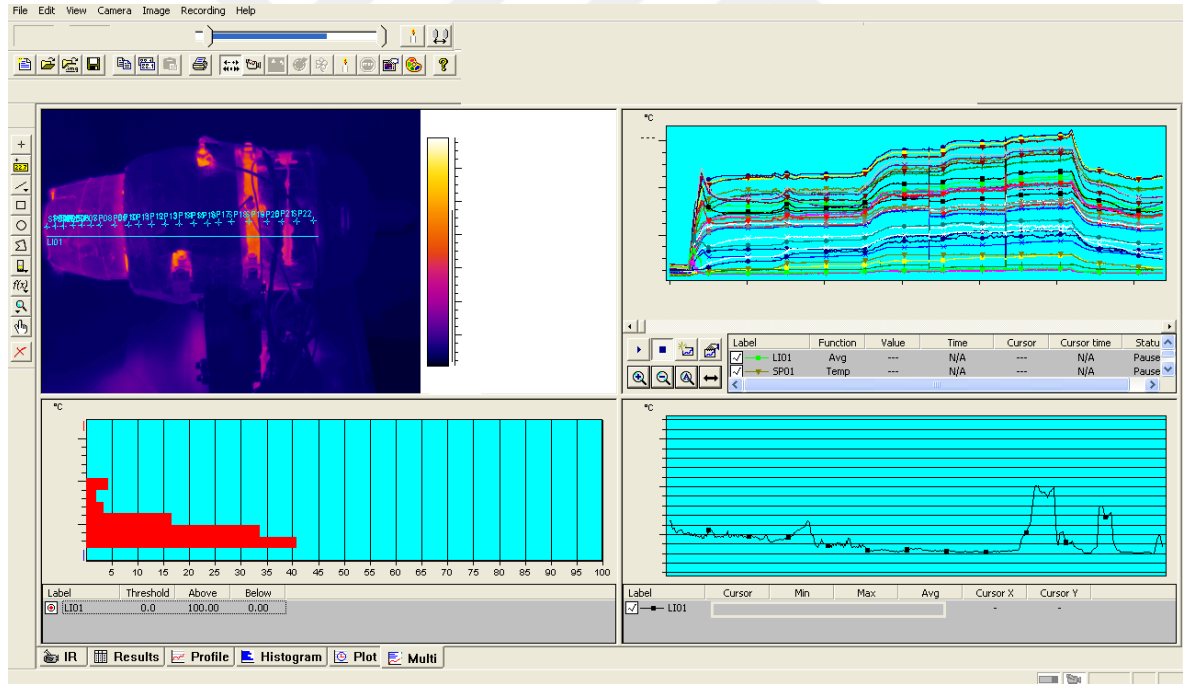
Şekil 8.26. Test 1 Termal Kamera Sonuçları (Dakika 6)



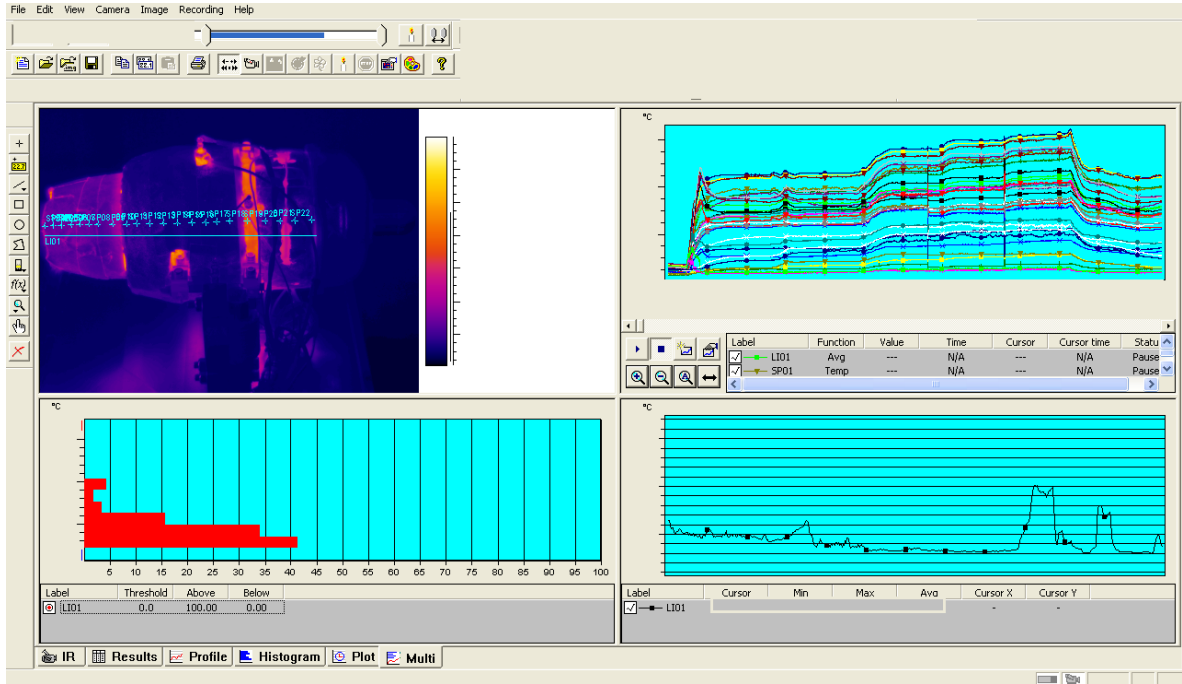
Şekil 8.27. Test 1 Termal Kamera Sonuçları (Dakika 7)



Şekil 8.28. Test 1 Termal Kamera Sonuçları (Dakika 8)

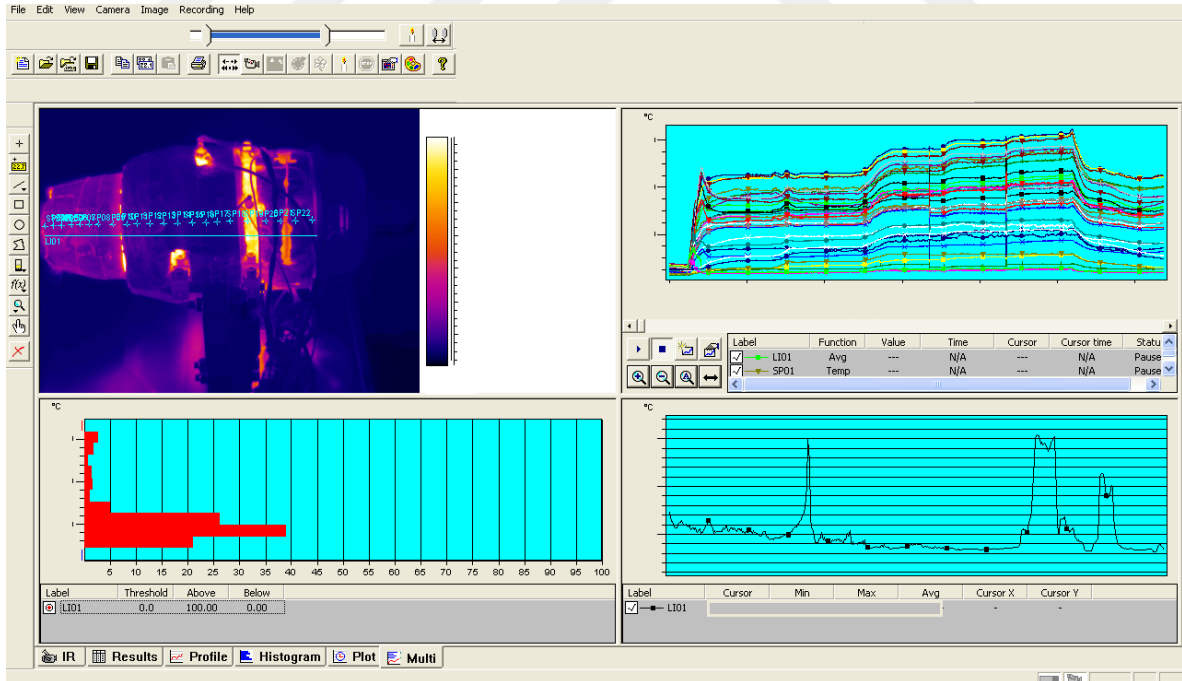


Şekil 8.29. Test 1 Termal Kamera Sonuçları (Dakika 9)

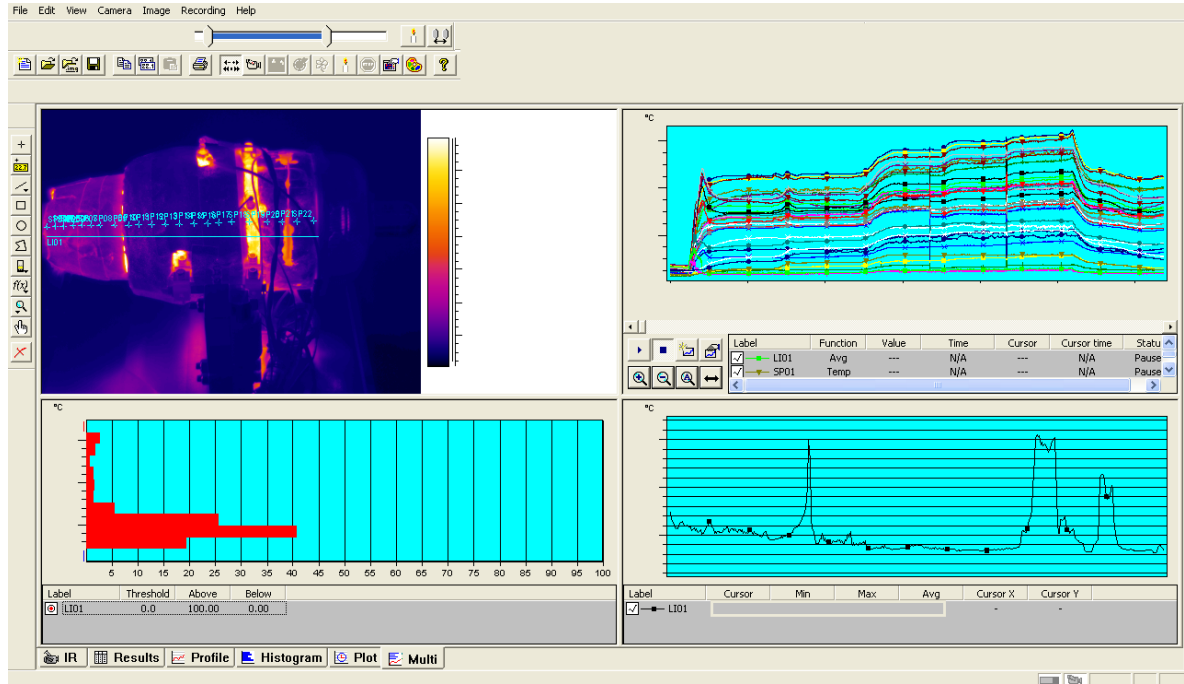


Şekil 8.30. Test 1 Termal Kamera Sonuçları (Dakika 10)

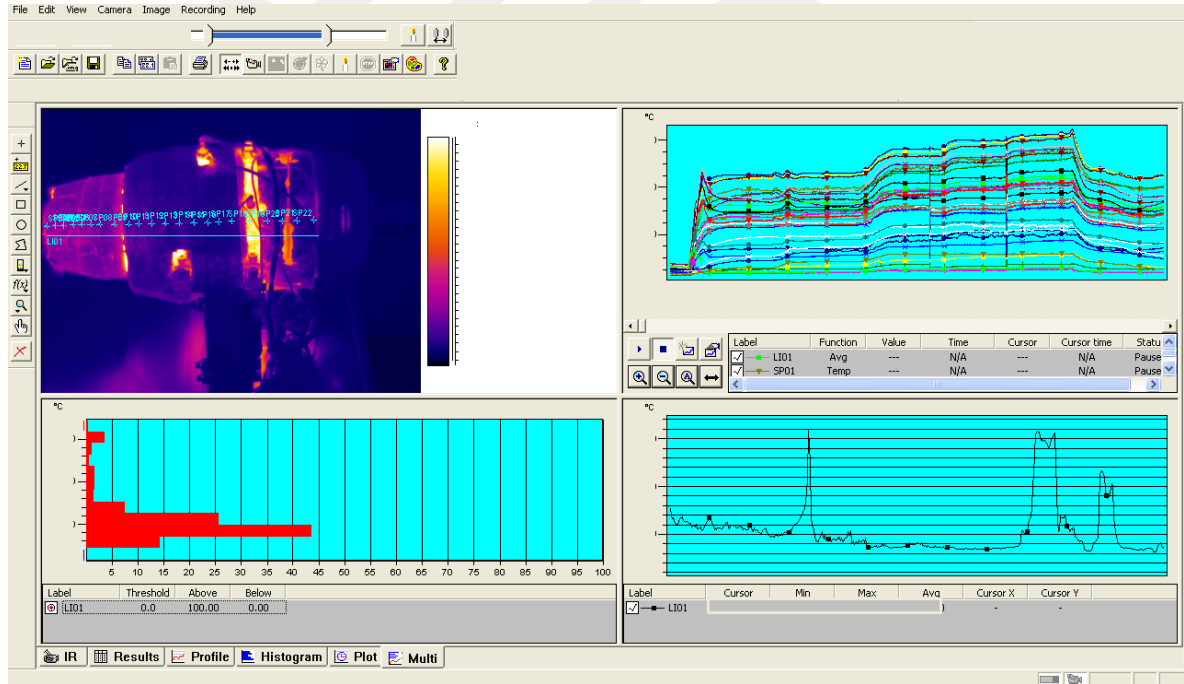
Şekil 8.31 ile 8.34 arasında egzoz bölgesinde yalıtımın kaplanamadığı alanda bir pik sıcaklık değeri görülmüştür. Fakat bu bölge motor üzerine kalıpla imal edilecek olan termal yalıtım uygulamasında olmayacağı için bu pik değeri ihmal edilmiştir.



Şekil 8.31. Test 1 Termal Kamera Sonuçları (Dakika 11)

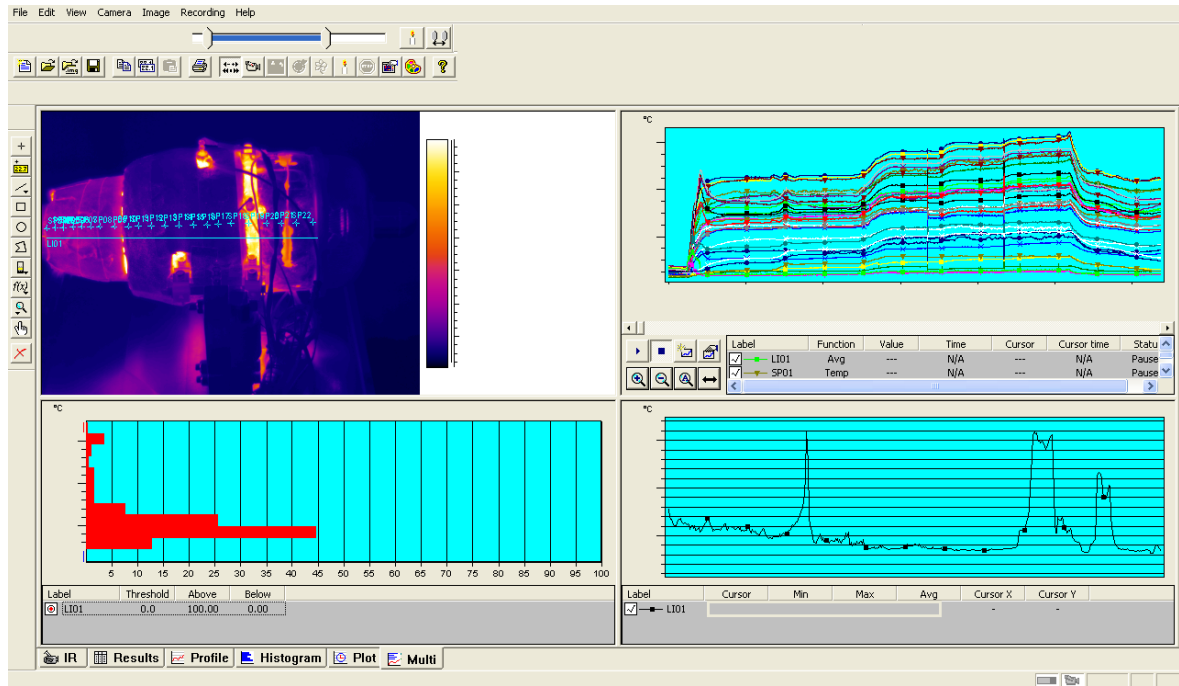


Şekil 8.32. Test 1 Termal Kamera Sonuçları (Dakika 12)



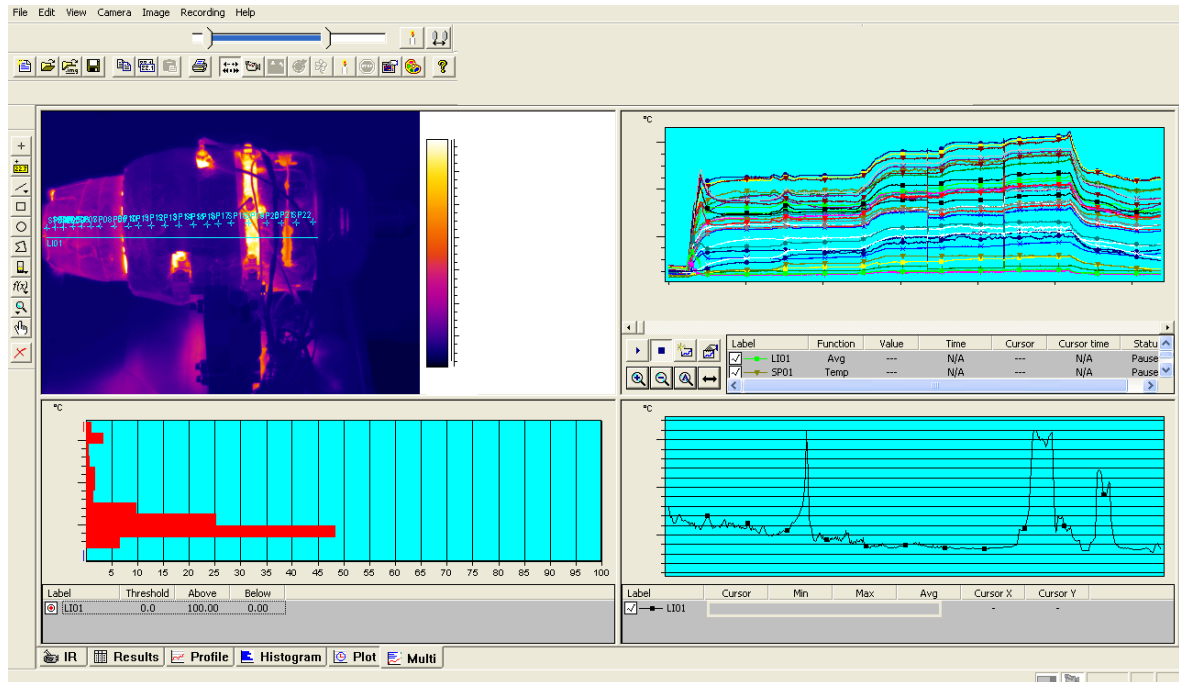
Şekil 8.33. Test 1 Termal Kamera Sonuçları (Dakika 13)

9

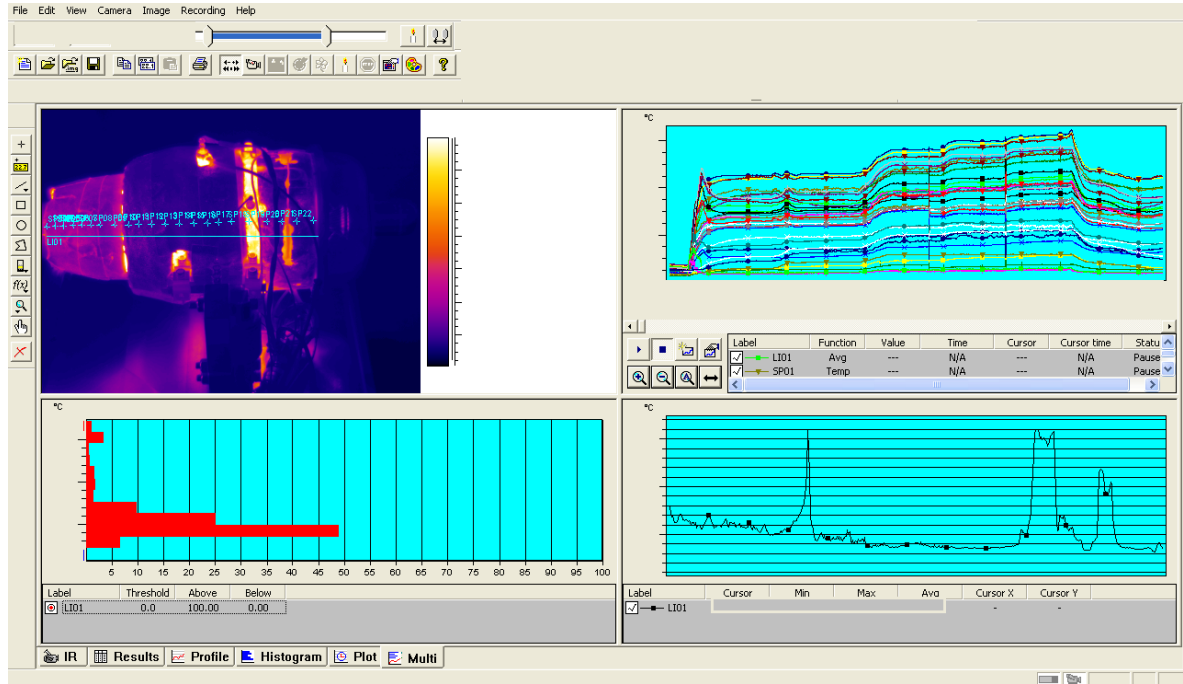


Şekil 8.34. Test 1 Termal Kamera Sonuçları (Dakika 14)

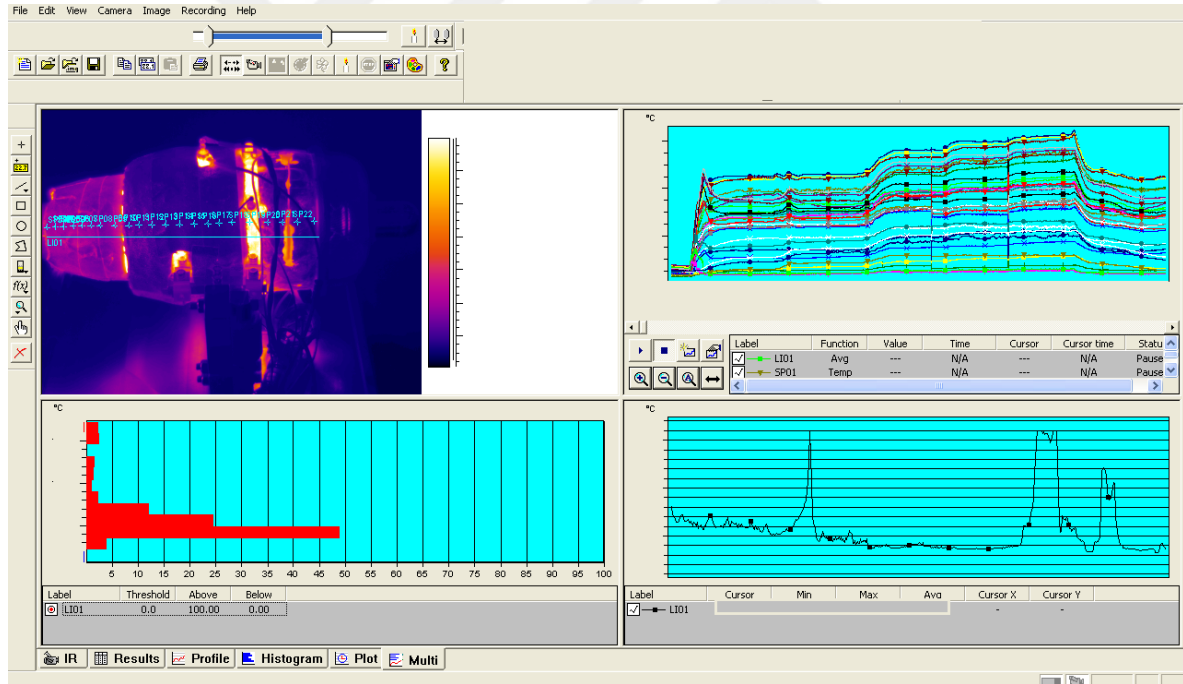
Şekil 8.35 ile 8.37 arası egzoz sıcaklıkları 3. Dakikalık periyodun ortalama değerleri alınarak hesaplamalarla karşılaştırılmıştır. Egzoz bölgesindeki sıcaklıklar çizgi histogramının Şekil 7.21’de belirtilen bölgesinden alınmıştır.



Şekil 8.35. Test 1 Termal Kamera Sonuçları (Dakika 15)



Şekil 8.36. Test 1 Termal Kamera Sonuçları (Dakika 16)

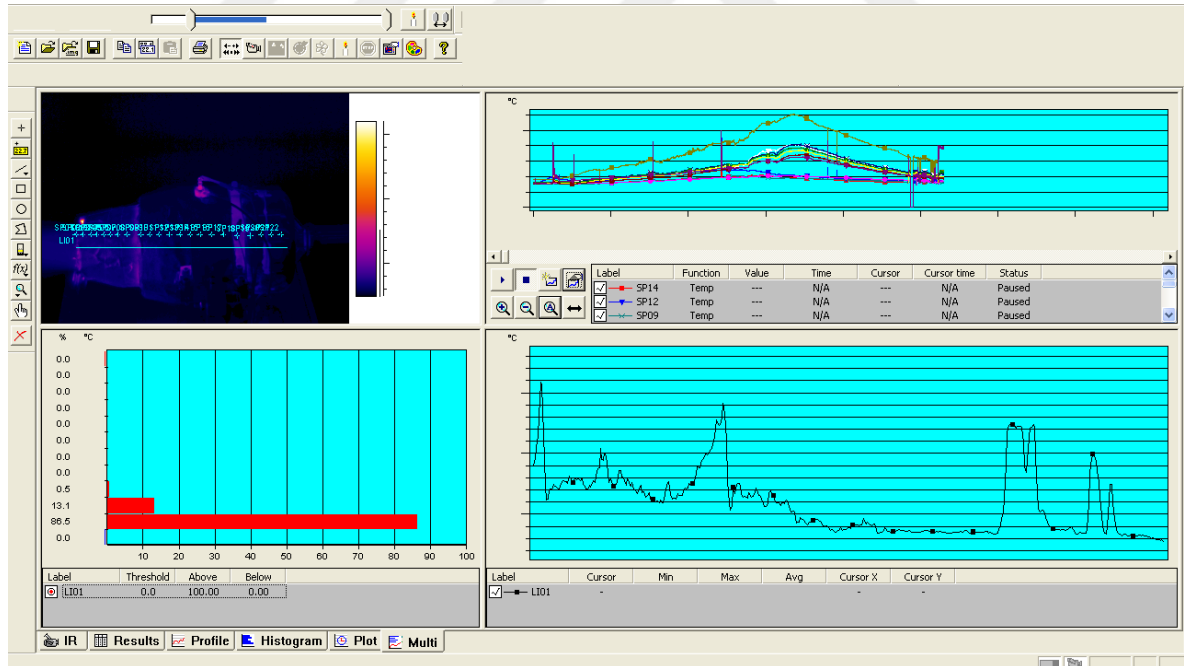


Şekil 8.37. Test 1 Termal Kamera Sonuçları (Dakika 17)

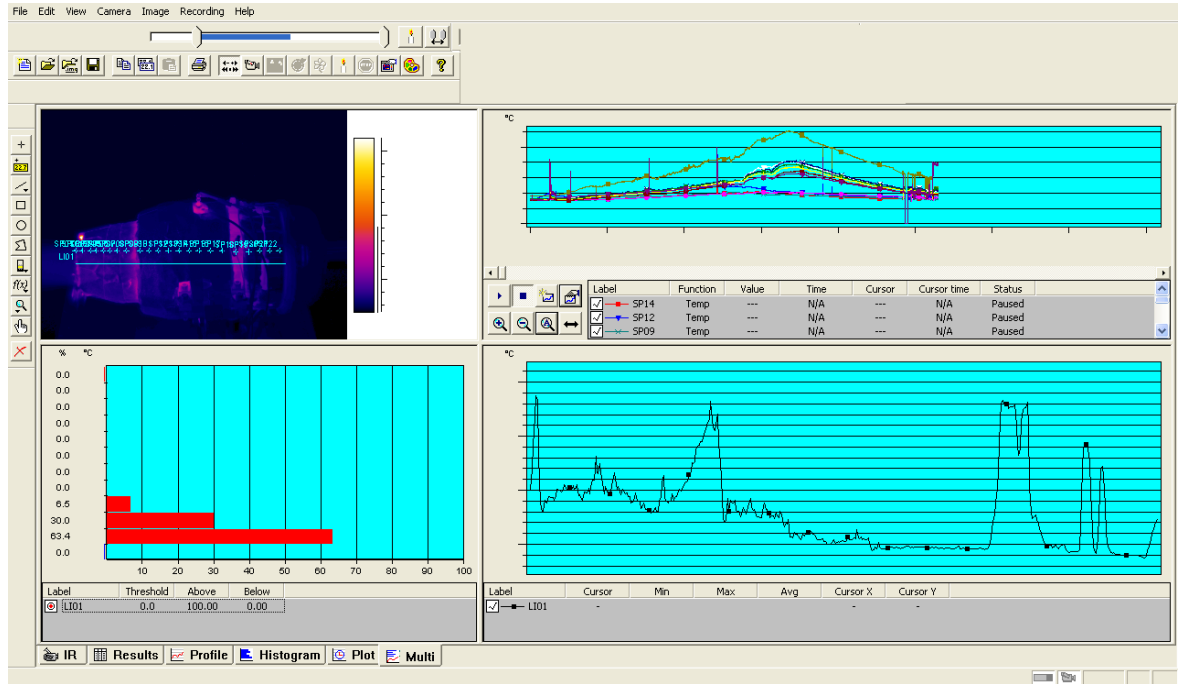
8.1.5 Zamana Bağlı Termal Kamera 2. Test Sonuçları

Testlerin doğrulanabilmesi için ilk testten 10 gün sonra tekrar test yapılmıştır. Bu testte ölçümlerin tekrarlanabilirliği gözlemlenmiş, elde edilen sonuçlara göre yüzey sıcaklık değerleri %4 ila %6 mertebelerinde benzer çıkmıştır. Hesaplama hassasiyetinde %10 luk bir pay olduğu göz önünde bulundurularak elde edilen değerlerin uygunluğu kabul edilmiştir. Yapılan 2. Test 11 dakika sürmüş olup dakika bazında sıcaklık değerleri sırasıyla aşağıdaki şekillerde verilmiştir. Hesaplama doğrulaması için yapılan testlerin son 3 dakikalık bölümü ele alınmış, bu bölümün ortalama sıcaklık değerleri ile analitik hesaplamaları karşılaştırılmıştır.

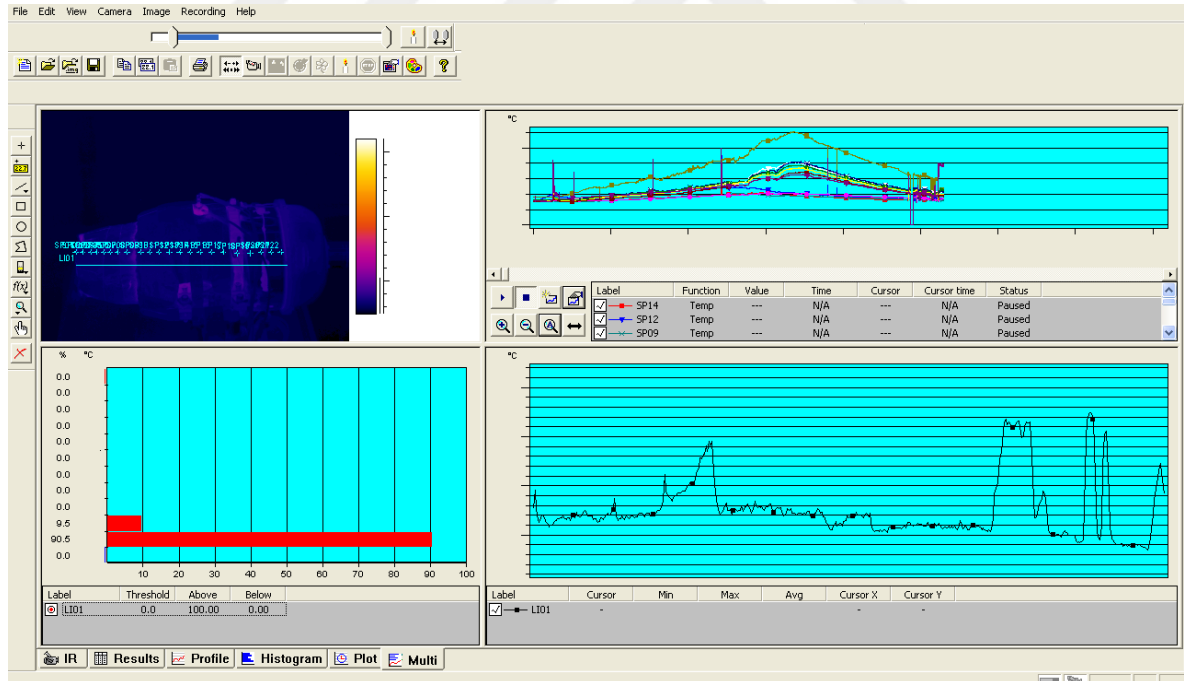
Şekil 8.38, 8.39, 8.40 ‘ta sağ alt köşede gösterilen çizgi sıcaklık histogramına göre sıcaklık değerleri göreceli olarak düşük olduğundan özellikle egzoz bölgesinde grafikte sıçramalar gözükmemektedir. Bu sıçramalar egzoz ve kontrol bölgesindeki sıcaklıkların artmasıyla motorun her bölgesinde benzerlik gösterecektir. Egzoz bölgesindeki sıcaklık zamana bağlı olarak incelenecektir.



Şekil 8.38. Test 2 Termal Kamera Sonuçları (Dakika 1)

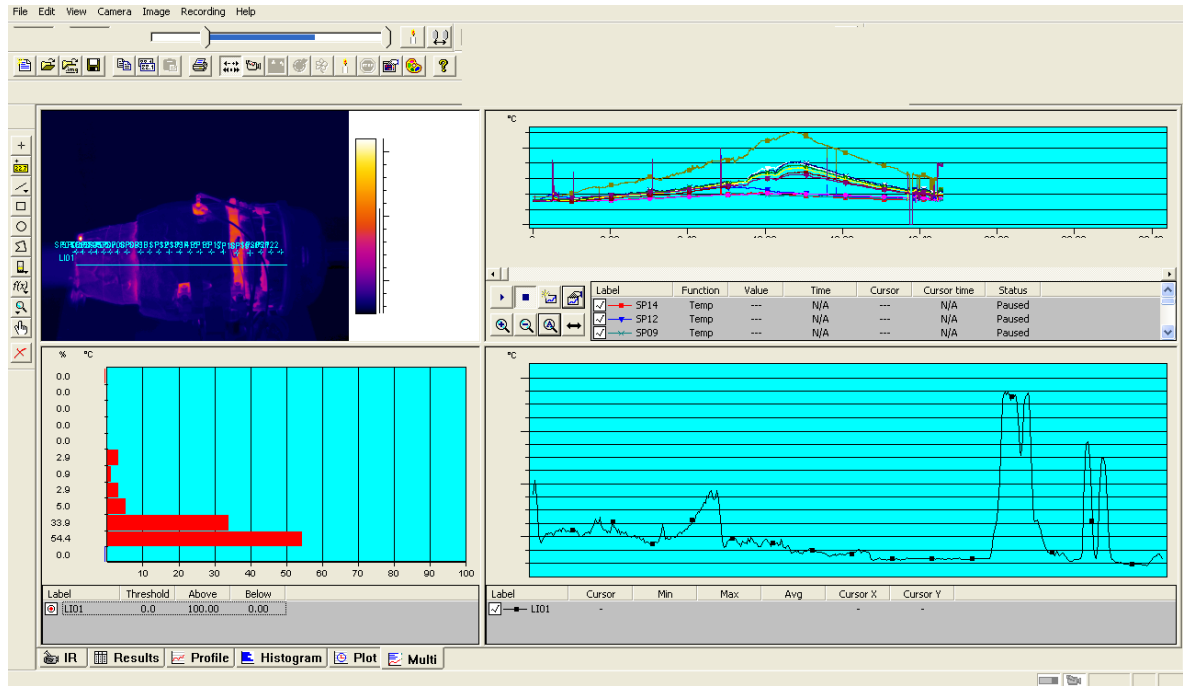


Şekil 8.39 Test 2 Termal Kamera Sonuçları (Dakika 2)

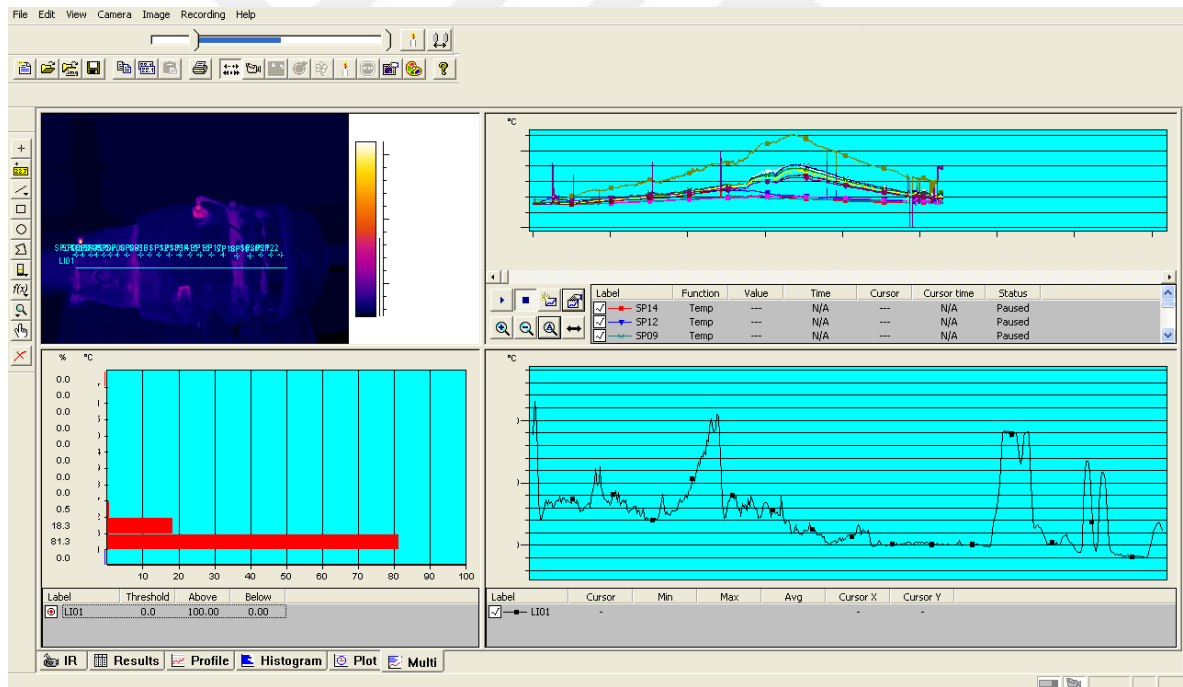


Şekil 8.40. Test 2 Termal Kamera Sonuçları (Dakika 3)

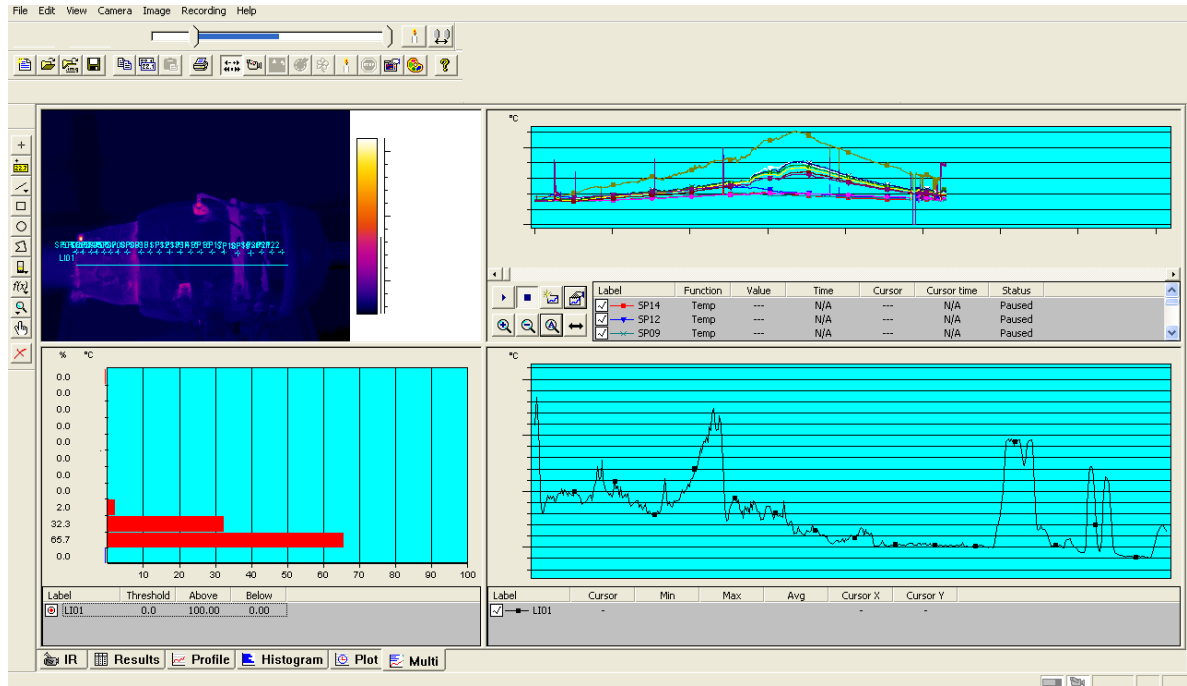
Şekil 8.41 ile 8.45 arasında egzoz bölgesinde yalıtımın kaplanamadığı alanda Test 1 de görülen pik sıcaklık değeri görülmüştür. Bu bölge yine ihmal edilecek olup , kontrol bölgesindeki sıcaklık değerleri Test 1 ile paralel değerlerde gözlemlenmiştir.



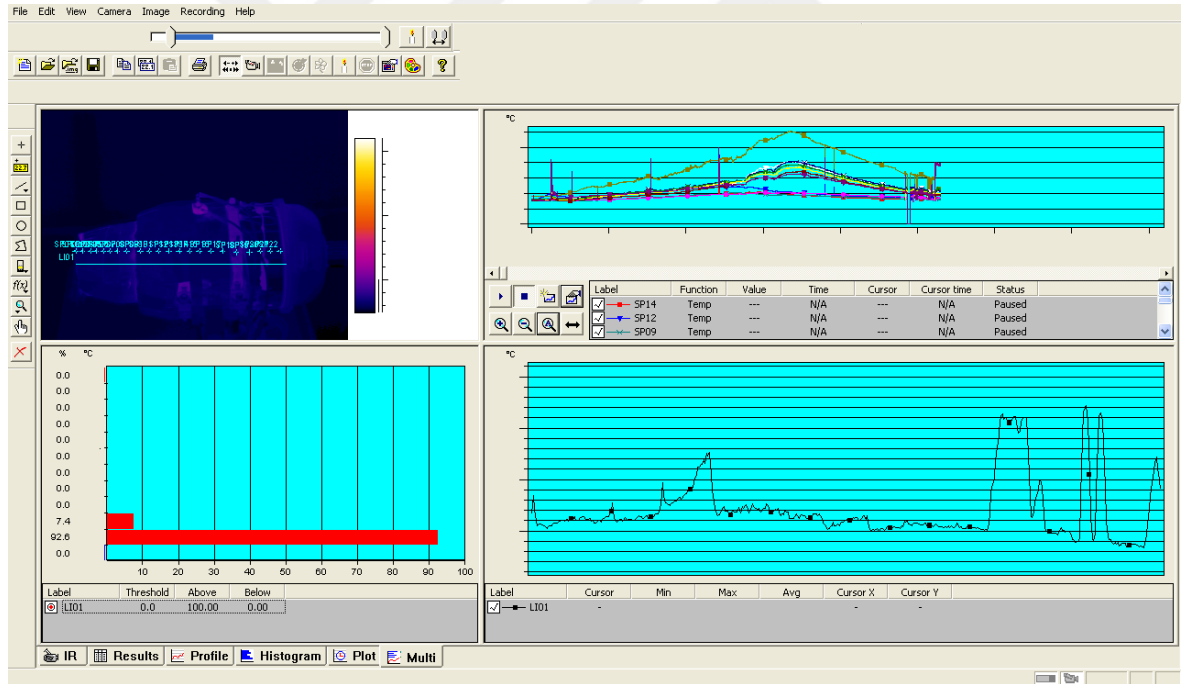
Şekil 8.41. Test 2 Termal Kamera Sonuçları (Dakika 4)



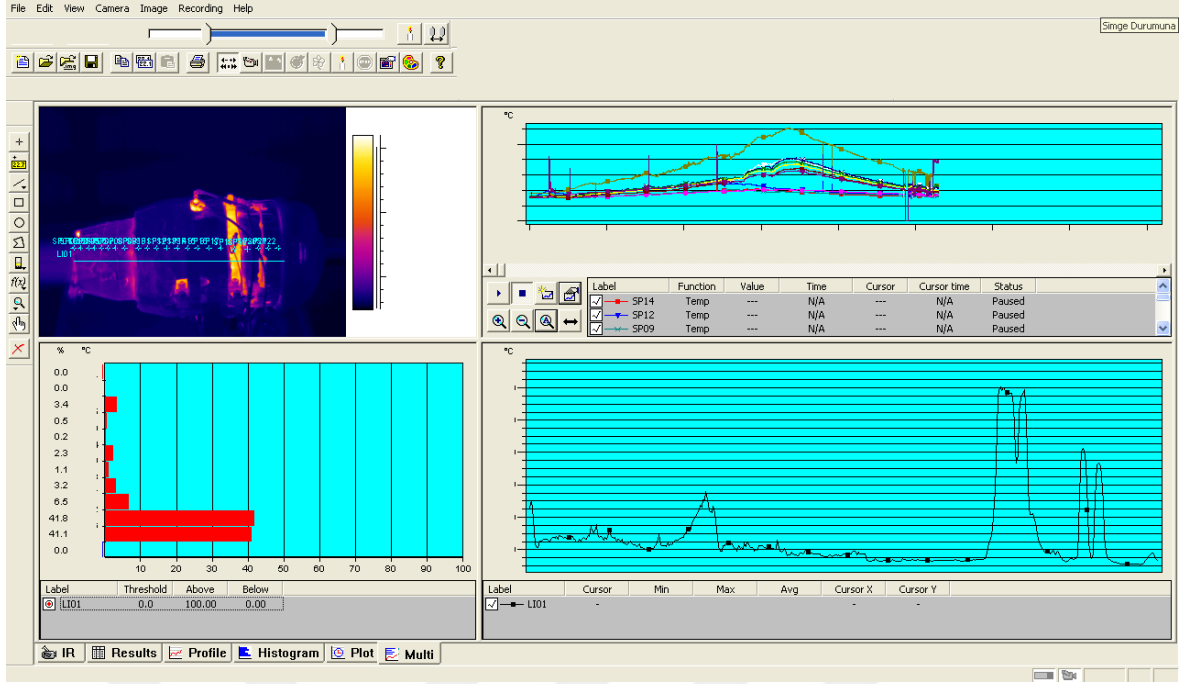
Şekil 8.42. Test 2 Termal Kamera Sonuçları (Dakika 5)



Şekil 8.43. Test 2 Termal Kamera Sonuçları (Dakika 6)

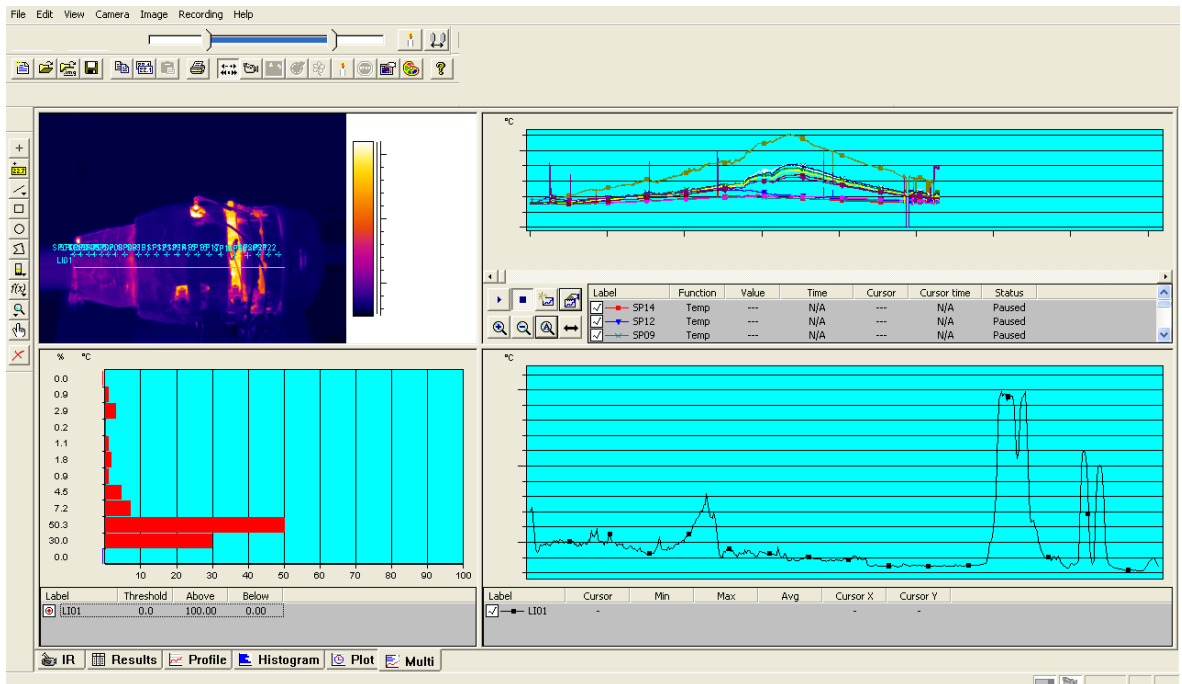


Şekil 8.44. Test 2 Termal Kamera Sonuçları (Dakika 7)

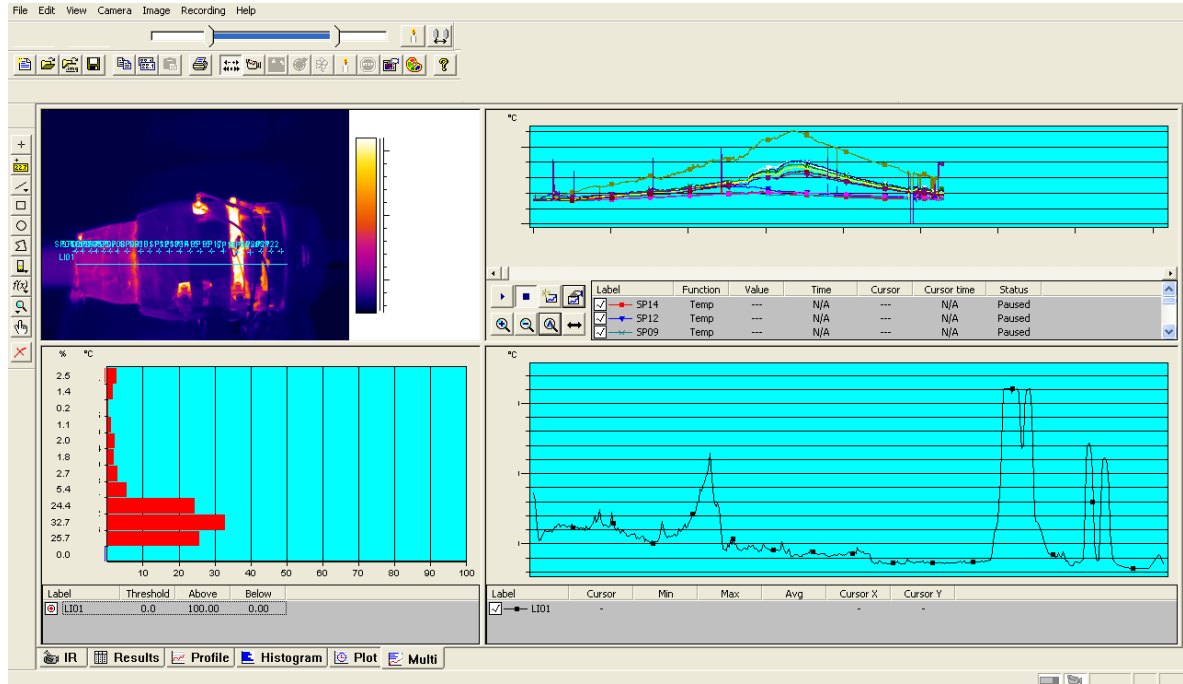


Şekil 8.45. Test 2 Termal Kamera Sonuçları (Dakika 8)

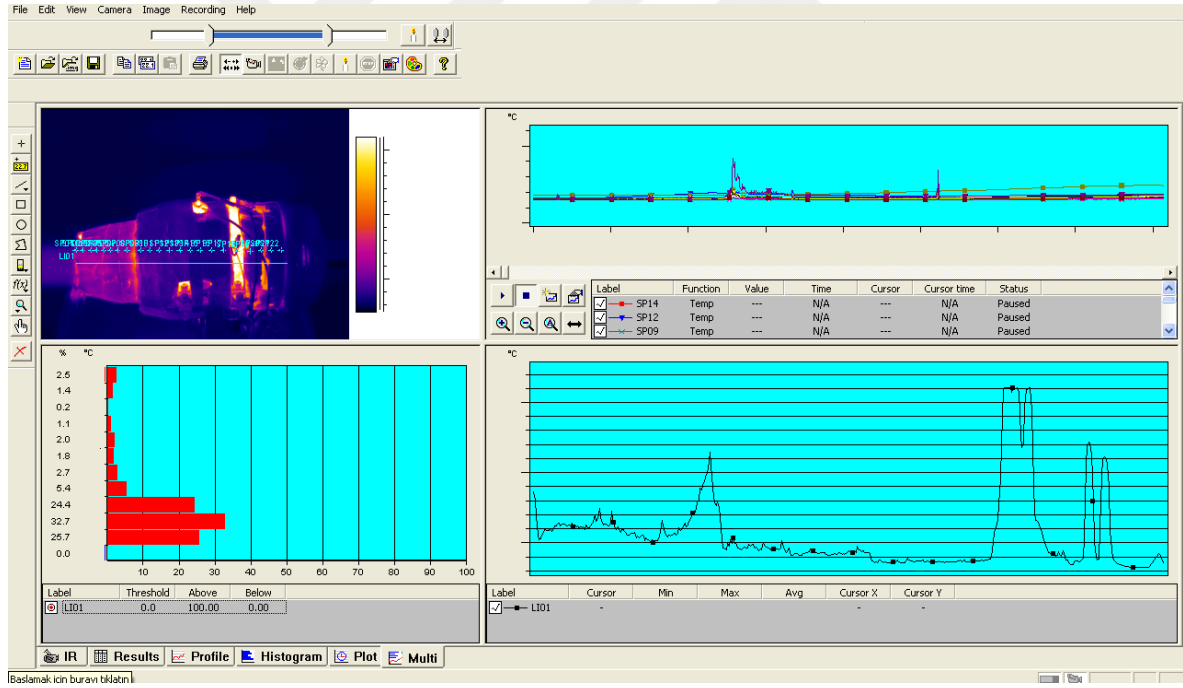
Şekil 8. 46 ila 8.48 arası egzoz sıcaklıkları 3. Dakikalık periyodun ortalama değerleri alınarak hesaplamalarla karşılaştırılmıştır. Egzoz bölgesindeki sıcaklıklar çizgi histogramının Şekil 8.18’de belirtilen bölgesinden alınmıştır. Test 1’de elde edilen sıcaklıklar ile paralel sıcaklıklar elde edilmiş olup herhangi bir kalibrasyon ihtiyacı oluşmamıştır.



Şekil 8.46. Test 2 Termal Kamera Sonuçları (Dakika 9)



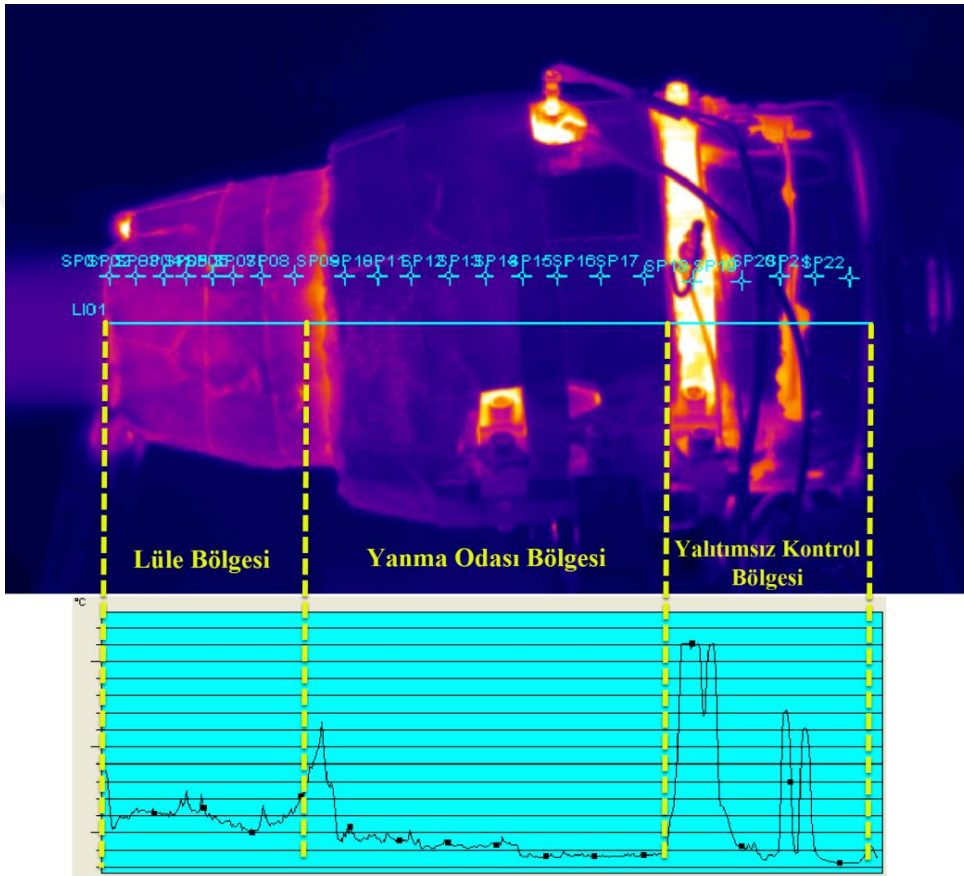
Şekil 8.47. Test 2 Termal Kamera Sonuçları (Dakika 10)



Şekil 8.48. Test 2 Termal Kamera Sonuçları (Dakika 11)

8.2 Test Sonuçları Değerlendirme , Hesaplamalar ile Karşılaştırma

Test sonuçları yukarıda belirtildiği üzere termal kamera programı üzerinden sıcaklık ölçümü ile tamamlanmıştır. Test sonuçları , analitik hesaplamanın yapıldığı lüle bölgesi için değerlendirilmiştir (Şekil 8.49)



Şekil 8.49. Termal Kamera Ölçüm Bölgeleri

Alınan sıcaklık değerleri yalıtım kalınlığı , malzemesi ve termal iletim katsayısı girdileri ile yapılan hesaplama ile karşılaştırılmıştır .

Termal Yalıtım kalınlığı için bir boyutlu kalınlık hesaplamasında kullanılacak olan hesaplama aracı geliştirilmiştir. Hesaplama aracı HAD Analizi ve testler yardımıyla valide edilmiştir. Bundan sonra yapılacak uygulamalarda yalıtım kalınlıkları için ilgili hesaplama aracı kullanılabilir. Elde edilen ampirik değerlere göre hesaplama aracına düzeltme katsayısı da eklenmiştir.

8.3 Analitik Hesaplama Aracı Ekranları

8.3.1 Akışkan fiziksel özellikleri girişi

Çizelge 8.1. ‘de literatürden elde edilen akışkan (hava) değerleri verilmiştir.

Çizelge 8.1. Akışkan (Hava) Literatür Bilgileri

T	Literatür Bilgileri*					
	Cp	$\mu \cdot 10^7$	$\nu \cdot 10^6$	$k \cdot 10^3$	$\alpha \cdot 10^6$	Pr
K	kJ/Kg.K	N.s/m ²	m ² /s	w/m.K	m ² /s	
100	1.032	71.1	2.00	9.34	2.54	0.786
150	1.012	103.4	4.43	13.80	5.84	0.758
200	1.007	132.5	7.59	18.10	10.30	0.737
250	1.006	159.6	11.44	22.30	15.90	0.720
300	1.007	184.6	15.89	26.30	22.50	0.707
350	1.009	208.2	20.92	30.00	29.90	0.700
400	1.014	230.1	26.41	33.80	38.30	0.690
450	1.021	250.7	32.39	37.30	47.20	0.686
500	1.030	270.1	38.79	40.70	56.70	0.684
550	1.040	288.4	45.57	43.90	66.70	0.683
600	1.051	305.8	52.69	46.90	76.90	0.685
650	1.063	322.5	60.21	49.70	87.30	0.690
700	1.075	338.8	68.10	52.40	98.00	0.695
750	1.087	354.6	76.37	54.90	109.00	0.702
800	1.099	369.8	84.93	57.30	120.00	0.709
850	1.110	384.3	93.80	59.60	131.00	0.716
900	1.121	398.1	102.90	62.00	143.00	0.720
950	1.131	411.3	112.20	64.30	155.00	0.723
1000	1.141	424.4	121.90	66.70	168.00	0.726

Çizelge 8.1'deki değerler kullanılarak ilgili parametreler için 4. Dereceden polinom oluşturulmuştur. (Çizelge 8.2.)

Çizelge 8.2. Akışkan Fiziksel Özellikleri için 4. Derece polinom oluşturma

4. Dereceden Denklem Oluşturma

Özgül Isı Polinom Oluşturma				
C1.T ⁴	C2.T ³	C3.T ²	C4.T	C5
3.03724E-13	-1.1132E-09	1.44382E-06	-0.000565339	1.07223839
1.01014E-13	2.23484E-10	1.68706E-07	4.98942E-05	0.004670362
0.999042213	0.001637133	#N/A	#N/A	#N/A

Viskozite Polinom Oluşturma				
C1.T ⁴	C2.T ³	C3.T ²	C4.T	C5
-1.586E-10	5.115E-07	-7.246E-04	7.978E-01	-1.850E+00
1.05418E-11	2.33229E-08	1.76062E-05	0.005206986	0.487401039
0.99999806	0.170851955	#N/A	#N/A	#N/A

Kinematik Viskozite Polinom Oluşturma				
C1.T ⁴	C2.T ³	C3.T ²	C4.T	C5
2.25852E-11	-8.32093E-08	0.000172673	0.01063728	-0.76108359
3.43228E-12	7.59362E-09	5.73236E-06	0.001695326	0.158691377
0.999998381	0.055627153	#N/A	#N/A	#N/A

Isıl İletkenlik Polinom Oluşturma				
C1.T ⁴	C2.T ³	C3.T ²	C4.T	C5
3.17176E-11	-5.90229E-08	4.58531E-06	0.088867888	0.520072239
3.72213E-12	8.23487E-09	6.21643E-06	0.001838491	0.172092305
0.99999108	0.06032467	#N/A	#N/A	#N/A

Termal Genleşme Polinom Oluşturma				
C1.T ⁴	C2.T ³	C3.T ²	C4.T	C5
1.35569E-10	-3.80588E-07	0.000446483	-0.035935528	2.254489164
1.17514E-11	2.5999E-08	1.96264E-05	0.005804457	0.543327435
0.999990161	0.19045621	#N/A	#N/A	#N/A

Prandtl Sayısı Polinom Oluşturma				
C1.T ⁴	C2.T ³	C3.T ²	C4.T	C5
-2.08438E-13	-1.72787E-11	8.00624E-07	-0.000694606	0.845781218
8.63129E-14	1.9096E-10	1.44154E-07	4.2633E-05	0.003990671
0.99793029	0.001398877	#N/A	#N/A	#N/A

Çizelge 8.2’de oluşturulan polinomda elde edilen değerler tablolaştırılmış, “Hesaplanan Değerler” olarak yeni bir tablo oluşturulmuştur. Yalıtım hesaplamalarında akışkan için bu tablodaki (Çizelge 8.3) değerler kullanılacaktır.

Çizelge 8.3.Akışkanın Hesaplanan Fiziksel Özellikleri

Hesaplanan Değerler					
Cp	$\mu \cdot 10^7$	$\nu \cdot 10^6$	$k \cdot 10^3$	$\alpha \cdot 10^6$	Pr
KJ/Kg.K	N.s/m ²	m ² /s	w/m.K	m ² /s	
1.029	71.2	1.95	9.40	2.76	0.784
1.016	103.2	4.45	13.77	5.69	0.759
1.009	132.6	7.64	18.06	10.10	0.738
1.005	159.7	11.48	22.23	15.76	0.721
1.005	184.8	15.91	26.26	22.48	0.707
1.008	208.2	20.89	30.13	30.09	0.697
1.014	230.0	26.37	33.84	38.43	0.690
1.021	250.5	32.34	37.36	47.37	0.685
1.030	269.9	38.74	40.70	56.81	0.683
1.041	288.4	45.55	43.87	66.64	0.684
1.052	305.9	52.74	46.85	76.79	0.686
1.063	322.8	60.29	49.67	87.22	0.691
1.075	338.9	68.18	52.34	97.88	0.696
1.087	354.5	76.39	54.89	108.78	0.702
1.098	369.6	84.91	57.32	119.92	0.708
1.110	384.1	93.73	59.68	131.33	0.714
1.121	398.1	102.84	62.00	143.06	0.720
1.131	411.5	112.24	64.31	155.18	0.724
1.141	424.3	121.93	66.67	167.78	0.726

8.3.2 Yalıtım malzemesi fiziksel özelliklerinin girilmesi

Çizelge 8.4. , 8.5. , 8.6. da sırasıyla lüle malzemesi , yalıtım malzemesi ve sandviç panel yapımında kullanılan alüminyum sac malzemesinin literatürden elde edilen fiziksel değerleri verilmiştir.

Çizelge 8.4. Karbon Çeliği Termal İletkenliği

Karbon Çeliği Termal İletkenliği	
T	K
K	W/m.K
400	58.7
600	48.8
800	39.2
1000	30.0

Çizelge 8.5. Aerogel Termal İletkenliği

Aerogel Termal İletkenliği	
T	K
K	W/m.K
373	0.023
473	0.028
573	0.035
673	0.046
773	0.064
873	0.089

Çizelge 8.6. Aerogel Termal İletkenliği

Alüminyum Sac Levha Termal İletkenliği	
T	K
K	W/m.K
273	236
350	240
400	240
600	232
700	226
800	220

Hava için yapıldığı gibi bu literatür bilgileri de polinoma oturtulup “Hesaplanan Değerler” olarak tablolastırılmıştır. Çizelge 7 , 8 ve 9 ‘ da sırasıyla lüle malzemesi , yalıtım malzemesi ve sandviç panel yapımında kullanılan alüminyum sac malzemesinin polinom hesaplamaları verilmiştir.

Çizelge 8.7. Karbon Çeliği Termal İletkenliği Polinom Çıkarımı

3. Dereceden Denklem Oluşturma			
C1.T ³	C2.T ²	C3.T	C4
2.08E-09	3.67E-19	-5.11E-02	79
0	0	0	0
1	0	#N/A	#N/A

Çizelge 8.8. Aerogel Termal İletkenliği Polinom Çıkarımı

4. Dereceden Denklem Oluşturma				
C1.T ⁴	C2.T ³	C3.T ²	C4.T	C5
-4.1667E-13	1.4E-09	-1.273E-06	0.000526	-0.05834189
2.77778E-13	6.9E-10	6.3076E-07	0.000248	0.035323122
0.999979738	0.00025	#N/A	#N/A	#N/A

Çizelge 8.9. Alüminyum Sac Levha Termal İletkenliği Polinom Çıkarımı

4. Dereceden Denklem Oluşturma				
C1.T ⁴	C2.T ³	C3.T ²	C4.T	C5
-4.6614E-10	1.3E-06	-0.0013622	0.575614	156.5387471
1.74672E-10	3.7E-07	0.00028018	0.089576	10.20943936
0.999905206	0.17507	#N/A	#N/A	#N/A

Elde edilen sonuçlara göre termal direnci oluşturan parçaların termal iletkenlik değerleri “Hesaplanan Değerler” kolonu olarak eklenmiştir. Yalıtım hesaplamalarında bu değerler kullanılacaktır.

Çizelge 8.10. Karbon Çeliği Hesaplanan Termal İletkenliği

Karbon Çeliği Termal İletkenliği		
T	K literatür	K Hesaplanan
K	W/m.K	W/m.K
400	58.7	58.70
600	48.8	48.80
800	39.2	39.20
1000	30.0	30.00

Çizelge 8.11. Aerogel Hesaplanan Termal İletkenliği

Aerogel Termal İletkenliği		
T	K literatür	K Hesaplanan
K	W/m.K	W/m.K
373	0.023	0.0230
473	0.028	0.0281
573	0.035	0.0348
673	0.046	0.0462
773	0.064	0.0639
873	0.089	0.0890

Çizelge 8.12. Alüminyum Sac Levha Hesaplanan Termal İletkenliği

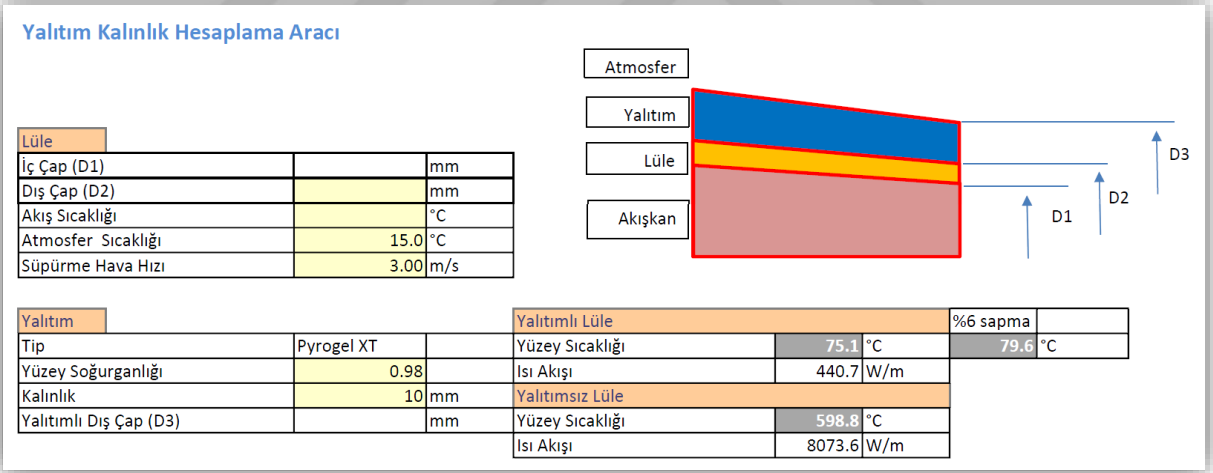
Alüminyum Sac Levha Termal İletkenliği		
T	K literatür	K Hesaplanan
K	W/m.K	W/m.K
273	236	236.0240
350	240	239.8863
400	240	240.1131
600	232	231.9473
700	226	226.0385
800	220	219.9909

8.3.3 Sonuç Ekranı

Bu ekranda geometrik girdiler yapılabilmekte ve aynı ekranda yalıtımlı ve yalıtımsız yüzey sıcaklık değerleri alınabilmektedir. (Şekil 8.50)

Değiştirilebilen girdiler ;

- Lüle iç çapı
- Lüle dış çapı (iç çap + et kalınlığı)
- Lüle yüzey sıcaklığı
- Atmosfer sıcaklığı
- Yüzey üzerinden süpürme hava hızı
- Lüle yüzey yayıcılık katsayısı
- Yalıtım yüzey yayıcılık katsayısı
- Yalıtım Kalınlığı



Şekil 8.50. Sonuç Ekranı

Bu ekranın altında hesaplamaların yapıldığı bölüm bulunmaktadır. Elde edilen polinomlardaki değerleri doğru oturtabilmek adına 5 iterasyonlu bir hesaplama sistemi kullanılmıştır. Nihai değerler 5. İterasyon sonucundaki değerler olarak kabul edilmiş ve bunlar girdi olarak kullanılmıştır.

Toplam Direnç Hesaplanması

Çizelge 17 'de örnek olarak 600° C bir akışkan için hesaplamalar verilmiştir.

Çizelge 8.13.Yalıtımlı motorda 600°C akışkan sıcaklığı için hesaplama ekranı

Yalıtımlı Lüle Hesaplamaları			Iterations					
			1	2	3	4	5	
Yüzey Sıcaklığı	t_surface	°C	16	73.85	75.04	75.06	75.06	75.06
Arayüz Sıcaklığı	t_interface	°C	599.0	599.94	599.93	599.93	599.93	599.93
Akış Özellikleri								
Ortalama Film Sıcaklığı	t_average	°C	15.5	44.43	45.02	45.03	45.03	45.03
		°K	288.65	317.58	318.17	318.18	318.18	318.18
Termal İletkenlik	k	W/m.K	0.0254	0.0276	0.0277	0.0277	0.0277	0.0277
Viskozite	μ	N/s.m ²	1.79E-05	1.93E-05	1.93E-05	1.93E-05	1.93E-05	1.93E-05
Prandtl Sayısı	Pr		0.710	0.703	0.703	0.703	0.703	0.703
Genleşme Katsayısı	β	1/K	0.003464	0.003149	0.003143	0.003143	0.003143	0.003143
Akışkan Yoğunluğu	ρ	Kg/m ³	1.2244	1.1128	1.1108	1.1107	1.1107	1.1107
Kinematik Viskozite	ν	m ² /s	1.49E-05	1.76E-05	1.77E-05	1.77E-05	1.77E-05	1.77E-05
Özgül Isı	Cp	kJ/Kg.K	1.00	1.01	1.01	1.01	1.01	1.01
alpha	α	m ² /s	2.09E-05	2.51E-05	2.52E-05	2.52E-05	2.52E-05	2.52E-05
Reynold's Sayısı	Re		16160	13639	13594	13593	13593	13593
Rayleigh Sayısı	Ra		56139	2110685	2134643	2134998	2135004	2135004
Film Direnç Değeri								
Radyasyon	h_radiation	W/m ² .K	5.35	7.18	7.22	7.22	7.22	7.22
Taşınım								
Zorlanmış Taşınım	Nu_forced		70.2	63.5	63.4	63.4	63.4	63.4
	h_forced	W/m ² .K	22.24	21.94	21.94	21.94	21.94	21.94
Doğal Taşınım	Nu_free		6.70	17.94	18.00	18.00	18.00	18.00
	h_free	W/m ² .K	2.12	6.20	6.23	6.23	6.23	6.23
Toplam Taşınım	Nu_Combined		70.2	63.6	63.5	63.5	63.5	63.5
	h_convection	W/m ² .K	22.24	21.98	21.97	21.97	21.97	21.97
Akış Tarafı Toplam HTC	h_air	W/m ² .K	27.59	29.16	29.20	29.20	29.20	29.20
Lüle Direnç Değeri								
Lüle Isıl İletkenlik	k_pipe	W/m.K	35.78	35.78	35.78	35.78	35.78	35.78
Lüle Isıl Direnç	r_pipe	m ² .K/W	0.00004	0.00004	0.00004	0.00004	0.00004	0.00004
Alüminyum Sac Direnç Değeri								
Alüminyum Isıl İletkenlik	k_pipe	W/m.K	0.07	0.07	0.07	0.07	0.07	0.07
Alüminyum Isıl Direnç	r_pipe	m ² .K/W	0.02019	0.02017	0.02013	0.02013	0.02013	0.02013
Yalıtım Direnci								
Ortalama Yalıtım Sıcaklığı		°K	580.65	610.0451	610.638	610.6469	610.647	610.647
Yalıtım Termal İletkenlik	k_insulation	W/m.K	0.03552	0.03838	0.03844	0.03844	0.03844	0.03844
Yalıtım Direnci	r_insulation	m ² .K/W	0.32	0.30	0.30	0.30	0.30	0.30
Toplam Direnç								
Isı Akışı	Q	W/m ²	1623.71	1750.67	1753.46	1753.50	1753.50	1753.50
Arayüz Sıcaklığı	T_interface	°C	599.9	599.9	599.9	599.9	599.9	599.9
Yüzey Sıcaklığı	T_surface	°C	73.85	75.04	75.06	75.06	75.06	75.06
Birim uzunlukta ısı kaybı		W/m	408.08	439.99	440.69	440.70	440.70	440.70

Buna ek olarak yalıtımsız egzoz yüzey sıcaklık değerlerini görmek amacıyla yalıtımın dahil edilmediği hesaplama da araca dahil edilmiştir. (Çizelge 14) Yalıtımlı ve yalıtımsız yüzey sıcaklıkları sonuç ekranından (Şekil 8.50) karşılaştırılabilmektedir.

Çizelge 8.14. Yalıtımsız motorda 600°C akışkan sıcaklığı için hesaplama ekranı

Yalıtımsız Lüle Hesaplaması									
			Iterations		1	2	3	4	5
Yüzey Sıcaklığı			t_surface	°C	16.0	599.5	598.8	598.8	598.8
Yüzey Soğurganlığı					0.9	0.9	0.9	0.9	0.9
Akış Özellikleri									
Ortalama Film Sıcaklığı			t_average	°C	15.5	307.25	306.89	306.89	306.89
				°K	288.65	580.40	580.04	580.04	580.04
Termal İletkenlik			k	W/m.K	0.0254	0.0457	0.0457	0.0457	0.0457
Viskozite			μ	N/s.m²	1.79E-05	2.99E-05	2.99E-05	2.99E-05	2.99E-05
Prandtl Sayısı			Pr		0.710	0.685	0.685	0.685	0.685
Genleşme Katsayısı			β	1/K	0.003464	0.001723	0.001724	0.001724	0.001724
Akışkan Yoğunluğu			ρ	Kg/m3	1.2244	0.6089	0.6093	0.6093	0.6093
Kinematik Viskozite			ν	m²/s	1.49E-05	4.99E-05	4.98E-05	4.98E-05	4.98E-05
Özgül Isı			Cp	kJ/Kg.K	1.00	1.05	1.05	1.05	1.05
alpha			α	m²/s	2.09E-05	7.28E-05	7.27E-05	7.27E-05	7.27E-05
Reynold's Sayısı			Re		12120	3609	3613	3613	3613
Rayleigh Sayısı			Ra		23683	587927	588773	588771	588771
Film Direnç Değeri									
Radyasyon			h_radiation	W/m².K	4.91	50.03	49.93	49.93	49.93
Taşınım									
Zorlanmış Taşınım			Nu_forced		59.7	30.6	30.6	30.6	30.6
			h_forced	W/m².K	25.22	23.28	23.28	23.28	23.28
Doğal Taşınım			Nu_free		5.39	12.48	12.48	12.48	12.48
			h_free	W/m².K	2.28	9.50	9.50	9.50	9.50
Toplam Taşınım			Nu_Combined		59.7	30.8	30.8	30.8	30.8
			h_convection	W/m².K	25.22	23.44	23.44	23.44	23.44
Akış Tarafı Toplam HTC			h_air	W/m².K	30.13	73.47	73.37	73.37	73.37
Lüle Direnç Değeri									
Lüle Isıl İletkenlik			k_pipe	W/m.K	35.78	35.78	35.78	35.78	35.78
Lüle Isıl Direnç			r_pipe	m².K/W	0.00003	0.00003	0.00003	0.00003	0.00003
Toplam Direnç			r_overall	m².K/W	0.033	0.014	0.014	0.014	0.014
Isı Akışı			Q	W/m²	17609.51	42892.10	42831.72	42831.86	42831.86
Arayüz Sıcaklığı			T_interface	°C	599.5	598.8	598.8	598.8	598.8
Birim uzunlukta ısı kaybı				W/m	3319.31	8084.97	8073.59	8073.62	8073.62

9. SONUÇ VE ÖNERİLER

Çalışmada “Havacılıkta kullanılan termal yalıtım uygulamaları” tezi hazırlanmış olup aşağıdaki sonuçlara erişilmiştir.

- Çalışmanın ilk bölümünde turbojet motorlar tanıtılmış ve literatür araştırmaları taranmıştır. Yapılan araştırmalarda gas türbinli motorlarda aerogel yalıtım başlığı altında detaylı çalışmalar bulunamamıştır.
- İkinci bölümde ısı kalkanlarının uygulama esasları ele alınmış , kısıtlar ve avantajlar bu bölümde değerlendirilmiştir. Malzeme seçimi konusunda bu kısımdan yola çıkarak deneysel çalışmalar yapılmıştır.
- Üçüncü bölümde ticari firmalardan elde edilen termal ve fiziksel özellikler alınmış, aynı zamanda havacılık uygulamalarındaki kısıtlara istinaden farklı malzemelerin kalınlık ihtiyacı karşılaştırması da yapılmıştır. bu opsiyonlardan havacılık uygulamalarına en uygun seçeneğin aerogel bazlı yalıtım olduğu gözlenmiştir.
- Ticari firmalardan elde edilen aerogel ısı iletkenlik katsayıları analitik hesaplama yöntemlerine dahil edilmiş, girilen katsayılar ile yapılan hesaplamalar sonucunda testle doğrulanabilen sonuçlar elde edilmiştir.
- Yapılan analitik hesaplamaların ardından test ile doğrulama imkanı bulunmuş ve seçilen malzemeler atölye ortamında hazırlanmıştır. Ardından test işlemleri gerçekleştirilip yalıtım altı ve üstü sıcaklık değerleri elde edilmiş ve karşılaştırılmıştır.
- Analitik hesaplamalar yapılırken değişkenlerin etkisini görebilmek (kalınlık, iletim katsayısı, sıcaklık ve lüle çapı) için basit bir hesaplama aracı yapılmıştır.
- Çalışmanın sonucu olarak doğrulanmış bir hesap metodu elde edilmiştir.

KAYNAKLAR DİZİNİ

Alireza Bahadori, Chapter One - Design and Application of Thermal Insulation, Editor(s): Alireza Bahadori, Thermal Insulation Handbook for the Oil, Gas, and Petrochemical Industries, Gulf Professional Publishing, 2014, Pages 1-142, ISBN 9780128000106,

Alireza Bahadori, Chapter Two - Thermal Insulation Installations, Editor(s): Alireza Bahadori, Thermal Insulation Handbook for the Oil, Gas, and Petrochemical Industries, Gulf Professional Publishing, 2014, Pages 143-238, ISBN 9780128000106,

Alireza Bahadori, Chapter Two - Definitions and Terminology, Editor(s): Alireza Bahadori, Thermal Insulation Handbook for the Oil, Gas, and Petrochemical Industries, Gulf Professional Publishing, 2014, Pages 355-368, ISBN 9780128000106,

Alireza Bahadori, Chapter Three - Material Selection for Thermal Insulation, Editor(s): Alireza Bahadori, Thermal Insulation Handbook for the Oil, Gas, and Petrochemical Industries, Gulf Professional Publishing, 2014, Pages 239-301, ISBN 9780128000106,

(Anonim, 2018) Aerogel-Based Insulation for Industrial Steam Distribution Systems, US Department of Energy / https://www1.eere.energy.gov/manufacturing/industries_technologies/imf/pdfs/aerogel.pdf (Erişim tarihi : 08.10.2018)

Anonim , 2019) <https://www.rolls-royce.com/products-and-services/defence/aerospace/transport-tanker-patrol-and-tactical/tp400-d6.aspx#section-overview>

(Anonim . 2019) <https://www.eptuning.co.uk/products/show/8/129/alternator-heat-shield/> (Erişim tarihi : 20.02.2019)

(Anonim . 2019) <http://www.dana.com/light-vehicles/products/both-transmission-and-engine-technologies/heat-shields/aluminum> (Erişim tarihi : 24.06.2018)

Kaynaklar Dizini (Devam)

(Anonim,2019)http://www.sstubetechnology.com/products/?doing_wp_cron=1557083612.9054019451141357421875 (Erişim tarihi : 16.01.2019)

(Anonim . 2019)_<https://www.heatshieldproducts.com/automotive/exhaust-heat-shield-insulation> (Erişim tarihi : 16.01.2019)

(Anonim . 2019)
<https://www.heatshieldproducts.com/automotive/exhaust-heat-shield-insulation> (Erişim tarihi : 16.01.2019)

(Anonim . 2019) _<https://www.nimbusmotorsport.com/products/view-product/nimbus-gii-heat-shield/>(Erişim tarihi : 16.01.2019)

(Anonim . 2019) _https://www.fordwiki.co.uk/index.php/Exhaust_Heatshield_Fixing_When_Loose_Due_To_Corrosion (Erişim tarihi : 16.01.2019)

(Anonim . 2018) _https://www.happich.de/cn/produkte-hs_4.1.fahrzeug-und-maschinenbau.php (Erişim tarihi : 08.10.2018)

(Anonim . 2018) <https://www.carbuilders.com.au/aluminium-embossed-heat-shield> (Erişim tarihi : 08.10.2018)

(Anonim . 2018)
<https://www.ankarametal.com.tr/urunlerimiz/aluminyum/aluminyum-cesitleri/gofrajli-aluminyum/> (Erişim tarihi : 08.10.2018)

(Anonim . 2018)_<https://www.bestmaterials.com/detail.aspx?ID=23988> (Erişim tarihi : 08.10.2018)

(Anonim . 2018)_<https://www.european-aluminium.eu/media/1581/aam-applications-power-train-6-heat-shields.pdf> (Erişim tarihi : 24.06.2018)

(Anonim . 2019) <https://www.heatshieldproducts.com/hp-tie-wire> (Erişim tarihi : 20.02.2019)

Kaynaklar Dizini (Devam)

- (Anonim . 2018) http://www.morganthermalceramics.com/media/1814/sw_blanket_data_sheet_english_1.pdf (Erişim tarihi : 08.10.2018)
- (Anonim . 2018) https://www.aerogel.com/_resources/common/userfiles/file/Data%20Sheets/Pyrogel-XTE-Datasheet.pdf (Erişim tarihi : 08.10.2018)
- (Anonim . 2018) Aspen Aerogels, Inc. and NASA Kennedy Space Center, <https://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=20150018118> (Erişim tarihi : 08.10.2018)
- Atiyeh Hoseini, Ali Malekian, Majid Bahrami, Deformation and thermal resistance study of aerogel blanket insulation material under uniaxial compression, *Energy and Buildings*, Volume 130, 2016, Pages 228-237, ISSN 0378-7788,
- CCJ, Team (2014) Replacing gas-turbine insulation promotes safety, speeds maintenance, <http://www.ccj-online.com/replacing-gas-turbine-insulation-promotes-safety-speeds-maintenance/>
- Erdem Cuce, Pinar Mert Cuce, Christopher J. Wood, Saffa B. Riffat, Optimizing insulation thickness and analysing environmental impacts of aerogel-based thermal superinsulation in buildings, *Energy and Buildings*, Volume 77, 2014, Pages 28-39, ISSN 0378-7788,
- Fesmire, James. (2015). Layered Thermal Insulation Systems for Industrial and Commercial Applications.
- James, Derek N., (1987) Gloster Aircraft since 1917. London: Putnam, 1987
- Japikse, David, (1996), Centrifugal Compressor Design and Performance. Concepts ETI
- Jun Su Park, Sehjin Park, Kyung Min Kim, Beom Seok Choi, Hyung Hee Cho, Effect of the thermal insulation on generator and micro gas turbine system, *Energy*, Volume 59, 2013, Pages 581-589, ISSN 0360-5442,

Kaynaklar Dizini (Devam)

- Keller, K & Pfeiffer, E & Handrick, Karin & Weiland, S & Ullmann, Thomas & Ritter, H. (2006). Advanced High Temperature Insulations.
- Koehler, Dieter H., (1999), Ernst Heinkel – Pionier der Schnellflugzeuge, Bonn: Bernhard & Graefe
- MEGEP, (2011) , YARDIMCI GÜÇ ÜNİTESİ (APU) T.C Milli Eğitim Bakanlığı Yayın No : 525MTO049
- MEGEP, (2012) , Uçak Bakım Motor Kısımları T.C Milli Eğitim Bakanlığı Yayın No : 525MT0034
- Moran N. ve Shapiro J., (2010) "Fundamentals of Engineering Thermodynamics"
- Roach, M.A. , Calder , D.P. , Howarth , G.F. , Thermal insulation blanket and thermal insulation blanket assembly CA2968994A1 Canada Patent Application
- Rolls-Royce plc (1996). The Jet Engine. Rolls Royce Technical Publications; 5th ed. edition
- Rolls-Royce plc, (2005)- The Jet Engine - Ed. 1996 & 2005
- Sisman N, Kahya E, Aras N, Aras H. Determination of optimum insulation thicknesses of the external walls and roof (ceiling) for Turkey's different degree-day regions. Energy Policy 2007;35:5151–5156.
- Tingwu Ji, Ruiping Zhang, Bengt Sunden, Gongnan Xie, Investigation on thermal performance of high temperature multilayer insulations for hypersonic vehicles under aerodynamic heating condition, Applied Thermal Engineering, Volume 70, Issue 1, 2014, Pages 957-965, ISSN 1359-4311,
- W. Bathie, William. (1996). Fundamentals of gas turbines / William W. Bathie. SERBIULA (sistema Librum 2.0).

Kaynaklar Dizini (Devam)

Ya-Ling He, Tao Xie, Advances of thermal conductivity models of nanoscale silica aerogel insulation material, Applied Thermal Engineering, Volume 81, 2015, Pages 28-50, ISSN 1359-4311,

