

TOBB EKONOMİ VE TEKNOLOJİ ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

**AERODİNAMİK ISINMANIN VE ISIL KORUMA SİSTEMLERİNİN
AERODİNAMİK ISINMAYA BAĞLI TERMO-KİMYASAL AŞINMASININ
İNCELENMESİ**

DOKTORA TEZİ

Buğra ŞİMŞEK

Makine Mühendisliği Anabilim Dalı

Tez Danışmanı: Dr. Öğr. Üyesi Sıtkı USLU

ARALIK 2019

Fen Bilimleri Enstitüsü Onayı

.....
Prof. Dr. Osman EROĞUL
Müdür

Bu tezin Doktora derecesinin tüm gereksinimlerini sağladığını onaylarım.

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

TOBB ETÜ, Fen Bilimleri Enstitüsü'nün 131517001 numaralı Doktora Öğrencisi **Buğra ŞİMŞEK**'in ilgili yönetmeliklerin belirlediği gerekli tüm şartları yerine getirdikten sonra hazırladığı “**AERODİNAMİK ISINMANIN VE ISIL KORUMA SİSTEMLERİNİN AERODİNAMİK ISINMAYA BAĞLI TERMO-KİMYASAL AŞINMASININ İNCELENMESİ**” başlıklı tezi **12.12.2019** tarihinde aşağıda imzaları olan jüri tarafından kabul edilmiştir.

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

Jüri Üyeleri : **Prof. Dr. Selin ARADAĞ ÇELEBİOĞLU (Başkan)**
TED Üniversitesi

Prof. Dr. Sinan EYİ
Orta Doğu Teknik Üniversitesi

Doç. Dr. Murat Kadri AKTAŞ
TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi

Doç. Dr. Cüneyt SERT
Orta Doğu Teknik Üniversitesi

TEZ BİLDİRİMİ

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

Buğra Şimşek

ÖZET

Doktora Tezi

AERODİNAMİK ISINMANIN VE ISIL KORUMA SİSTEMLERİNİN AERODİNAMİK ISINMAYA BAĞLI TERMO-KİMYASAL AŞINMASININ İNCELENMESİ

Buğra Şimşek

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

Danışman: Dr. Öğr. Üyesi Sıtkı Uslu

Tarih: Aralık 2019

Bu tez çalışmasında, yüksek hızlı füzelerin aerodinamik ısınma kestirimi ve aerodinamik ısınma altında ısı koruma sistemlerinde oluşan aşınmanın incelenmesi amaçlanmıştır. Bu süreçte bir boyutlu *AeroheataBS* (Aerodynamic Heating and Ablation Simulation) adıyla bir çözücü geliştirilmiştir. Aerodinamik ısınma analizleri için füzeye ait zamana bağlı uçuş hızı, irtifa ve hücum açısı girdi olarak kullanılmıştır. Atmosferik özellikler irtifaya bağlı bir şekilde standart atmosfer modeli kullanılarak çözüme yansıtılmıştır. Aerodinamik ısınmanın hesaplanmasında dış akış bağıntılarından yararlanılmış, yüksek hızlardaki sıkıştırılabilirlik etkileri Eckert Referans Sıcaklık yöntemiyle dikkate alınmıştır. Sınır tabaka kenar çizgisi üzerindeki akış özellikleri şok bağıntılarıyla, yüzey basıncı ise değiştirilmiş Newton kuramı kullanılarak hesaplanmıştır. Malzemenin termo-kimyasal bozunması Arrhenius denklemiyle modellenmiştir. Yüzey aşınması malzemenin etkin bozunma ısısı kullanılarak çözücüye eklenmiştir. Sınır tabakaya salınan bozunma reaksiyonu ürünlerinin, taşınım ısı geçişine etkisi matematiksel olarak modellenmiştir.

Bünye denklemleri açık sonlu fark yaklaşımıyla ayrıklaştırılmış ve çözülmüştür. Gövde ve yalıtım üzerinde oluşturulan çözüm ağının her bir düğüm noktasında

zamana bağılı sıcaklık hesaplanmıştır. Malzeme özellikleri sıcaklığa bağımlı olarak kullanılmıştır. Çözücünün doğrulama çalışmaları analitik çözümler, uçuşlu test verileri, yer testi ölçümleri ve HAD (Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği) analizleri ile gerçekleştirilmiştir. X-15, HIFiRE-5 sistemlerinin uçuşlu test verilerine ilaveten ısıl tasarımı yapılan bir füzeyle ait gövde ile kanard sıcaklıkları da kullanılmıştır. Kıyaslamalarda gövde içerisinden ölçülen ve telemetre ile yer istasyonuna indirilen sıcaklık verileri kullanılmıştır. Açık erişim yayınlarından ulaşılan ve sözü geçen alanda güvenilirliği kanıtlanmış FIAT yazılımına ait sonuçlarla da kıyaslamalı değerlendirmeler yapılmıştır. Sabit aşınma hızı altındaki doğrulama çalışmalarında MSC MARC yazılımı kullanılmıştır. Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği analizleri küt burunlu bir geometri kullanılarak Eşlenik Isı Transferi yöntemiyle yürütülmüştür. HAD ve *AeroHeataBS* analizleriyle elde edilen, konik ve silindirik bölgelere ait sıcaklık değerlerinin birbiriyle oldukça uyumlu olduğu gözlemlenmiştir.

Geliştirilen yöntem ile laminer rejimden türbülanslı rejime geçiş için kullanılan cebirsel bir modele ait katsayılar türetilmiş ve elde edilen geçiş modeli uçuşlu teste ait gövde sıcaklık verileri ile doğrulanmıştır. Tez kapsamında oksii-asetilen test düzeneği kullanılarak yüksek ısı akısı altında iki farklı ablatif malzemenin karakterizasyonu yapılmıştır. Testlerde numune yüzeyinden ve numune içerisinden termal kamera ve ısılıçift kullanılarak sıcaklık ölçülmüştür. Numunelerin gösterdiği ağırlık kayıpları kullanılarak malzemeye ait etkin bozunma ısısı elde edilmiş, ölçüm sonuçları *AeroheataBS* analizlerinde kullanılmıştır.

Sonuç olarak, geliştirilen yöntemin yüksek hızlı füze ve fırlatma araçlarının aerodinamik ısınma altında yörüngeye, geometriye ve malzemeye bağılı parametrik ısıl tasarımında kullanılabileceği görülmüştür. Dakikalar mertebesinde süren analizler ile uçuş yörüngesine bağılı sıcaklığın, ısıl aşınmanın ve aerodinamik ısınmanın yüksek doğrulukta kestirimi tasarım sürecinde kayda değer seviyede zaman kazancı sağlamaktadır.

Anahtar Kelimeler: Aerodinamik ısınma, Isıl koruma sistemleri, Ablatif malzemeler, Isıl aşınma, Laminer rejimden türbülanslı rejime geçiş, Eşlenik ısı transferi, Füze ısıl tasarımı, Oksiiasetilen testi.

ABSTRACT

Doctor of Philosophy

INVESTIGATION OF AERODYNAMIC HEATING AND ABLATION OF THERMAL PROTECTION SYSTEMS

Buğra Şimşek

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

Supervisor: Dr. Sıtkı Uslu

Date: December 2019

The purpose of this thesis is investigation of aerodynamic heating and ablation of thermal protection systems for high speed missiles. A one-dimensional solver called *AeroheataBS* (Aerodynamic Heating and Ablation Simulation) has been developed for this purpose. Time dependent mission profile of a missile, flight velocity, altitude and angle of attack, is used as an input for the aerodynamic heating analysis. Atmospheric properties are used as a function of altitude for the computations. Convective heating is calculated using external flow correlations and compressibility effects are included through Eckert Reference Temperature method. The flow properties at the boundary-layer edge are computed from shock relations and the surface pressure is evaluated using Modified Newton Theory. The Arrhenius equation is used for the calculation of thermo-chemical decomposition of the insulation material. Effective heat of ablation of the material is used for the surface recession rate. The reduction of convective heating due to injection of the ablation products into the boundary layer is included in the mathematical model.

The explicit finite difference method is used for the temporal discretization of the governing equations. Temperature distribution along the nodal points in the body and insulation material is evaluated at each time point. The material properties are

computed as a function of temperature. Validation of the methodology developed in the present study is performed through analytical methods where available, flight telemetry data, ground testing and CFD (Computational Fluid Dynamics). The flight data obtained from X-15 and HIFiRE-5 are used for validation but as well as the telemetry data taken from a newly developed missile where the thermal design was carried out by the present methodology, *AeroHeataBS*. The present predictions are compared with the data that is obtained from the inner surfaces of the missile by the telemetry. The predictions are compared with the published results of the FIAT computer code, which is well known and established software in the field. The predictions under the constant ablation rate are verified by the results obtained using the MSC MARC software. The results of the *AeroHeataBS* are additionally compared with the results of the CFD CHT (Conjugate Heat Transfer) computations on a generic test case. The results obtained for the conical and cylindrical regions are found in good agreement.

Some very important model coefficients for an engineering correlation that account for transition from laminar flow to turbulent flow are derived and validated based on the flight test results. The ablative material characterization was performed using the results obtained from the oxyacetylene torch testing. Surface and in-depth temperature histories are measured using infrared thermal camera and thermocouples. Effective heat of ablation is calculated by use of mass loss data of specimens under the applied heat flux and is used as an input in the *AeroheataBS* simulations.

As a result, it has been found that the developed methodology can be used in parametric thermal design of high speed missiles and launch vehicles depending on trajectory, geometry and material under aerodynamic heating. High accuracy computation of trajectory-dependent aerodynamic heating, temperature history and ablation within minutes of CPU time saves significant efforts in the design process.

Keywords: Aerodynamic heating, Thermal protection systems, Ablative materials, Ablation, Laminar to turbulent transition, Conjugate heat transfer, Missile thermal design, Oxyacetylene torch testing.

TEŞEKKÜR

Çalışmalarım boyunca kıymetli tecrübelerinden ve derin bilgisinden faydalandığım, değerli yardım ve katkılarıyla bana yol gösteren, desteğini hiçbir koşulda esirgemeyen, çalışmalarımın zorlu anlarında beni cesaretlendiren saygıdeğer hocam Sıtkı USLU'ya en içten teşekkürlerimi sunarım.

Okul öncesinden bugünlere, hayatımın her aşamasında maddi ve manevi desteklerini, dualarını benden esirgemeyen, sonsuz anlayış ve fedakârlık gösteren annem Nazan ŞİMŞEK'e, babam Ömer ŞİMŞEK'e ve ağabeyim Bora ŞİMŞEK'e en derin teşekkürlerimi sunarım.

Biricik eşim Merve YALÇIN ŞİMŞEK, gerek tez çalışmalarımında, gerek iş ve özel hayatımda, her konuda beni yüreklendirdiğin ve desteklediğin için sana minnettarım. Sen olmasan bu tez olmazdı.

Ayrıca bitmeyen destekleri için eşimin ailesine de teşekkürü bir borç bilirim.

Doktora eğitimim boyunca bana araştırma bursu sağladığı için TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi'ne teşekkür ederim. Ayrıca Makine Mühendisliği öğretim üyesi hocalarıma öğrettikleri değerli bilgiler için teşekkür ederim.

Ülkemizin gururu ROKETSAN'a, mesleğimi en iyi şekilde yapmamı sağladığı, sunduğu imkânları, akademik çalışmalara verdiği desteği ve yaptığı yatırımları için teşekkür ederim. Çalışma arkadaşlarımdan ve yöneticilerimden; termal kamera ölçümleri için Botan ELVEREN'e, yalıtım numuneleri için Yasemin ALTUN'a, telemetre verileri için Alparslan ARASAN, Necip KIRMAN ve Muhittin AKTAŞ'a, profesyonellikleri ile bana her zaman örnek olan ve çalışmalarına desteklerini esirgemeyen Bayındır KURAN'a, Mehmet Ali AK'a, bu yolda attığım ilk adım için beni teşvik eden Bülent ACAR'a sonsuz teşekkür ederim.

Tezimi bütün eğitim hayatım boyunca sahip olduğum meziyetlerin temelini atan, okuyan ve araştıran bir insan olmamı sağlayan öğretmenlerime adıyorum...

İÇİNDEKİLER

	<u>Sayfa</u>
ÖZET	iv
ABSTRACT	vi
TEŞEKKÜR	viii
İÇİNDEKİLER	ix
ŞEKİL LİSTESİ	xi
ÇİZELGE LİSTESİ	xiv
KISALTMALAR	xv
SEMBOL LİSTESİ	xvi
RESİM LİSTESİ	xviii
1. GİRİŞ	1
1.1 Aerodinamik Isınma ve Isıl Koruma Sistemleri	1
1.2 Aerodinamik Isınma ve Isıl Koruma Sistemleri Üzerine Çalışmalar.....	7
1.3 Aerodinamik Isınma ve Isıl Aşınma Kodları Literatür Araştırması.....	16
1.3.1 Aeroprediction Code 2005	17
1.3.2 BLUNTY	18
1.3.3 SODDIT	19
1.3.4 MINIVER.....	20
1.3.5 ATAC.....	21
1.3.6 CMA.....	22
1.3.7 CHAR.....	23
1.4 Tezin Amacı ve Hedefi	25
2. MATEMATİKSEL MODEL	27
2.1 Aerodinamik Isınmanın Analitik Çözümü	27
2.2 Aerodinamik Isınma Geri Kazanım Faktörü.....	31
2.3 Eckert'in Referans Sıcaklık Yöntemi	33
2.4 Konik Yüzeylerde Aerodinamik Isınma	34
2.5 Isıl Aşınma ve Isıl Aşınmanın Aerodinamik Isınmaya Olan Etkisi.....	36
2.6 Sınır Tabaka Kenar Çizgisi Akış Özellikleri	38
2.7 Sınır Tabaka Geçiş Kıstası	42
3. SAYISAL ANALİZ YÖNTEMİ	43
3.1 Matematiksel Arka Plan	43
3.2 Sayısal Çözüm Doğrulama Çalışmaları	47
3.2.1 Geçici rejimde ısı iletimi	47
3.2.2 Geçici rejimde taşınım ile ısı geçişi	50
3.2.3 Sıcaklığa bağlı özellikler altında geçici rejimde ısı iletimi.....	51
3.2.4 Sabit aşınma hızı altında geçici rejimde ısı iletimi	52
3.3 <i>AeroheataBS</i> Akış Şeması	54
4. TEST VERİLERİ İLE <i>AeroheataBS</i> DOĞRULAMA ÇALIŞMALARI ..	57
4.1 HIFiRE-5 Verileri ile Doğrulama Çalışmaları	57
4.2 X-15 Verileri ile Doğrulama Çalışmaları.....	60
4.3 NQLDW019 Yazılımı ile Kıyaslamalı Doğrulama Çalışmaları	65

4.4 Açık Kaynak Uçuş Verisi ve HAD Analiz Sonuçları ile Doğrulama Çalışması.....	68
4.5 Uçuş Verileri ile Doğrulama Çalışmaları.....	71
4.6 FIAT ile <i>AeroheataBS</i> Sonuçlarının Kıyaslanması.....	75
4.7 Yer Testleri ile <i>AeroheataBS</i> Sonuçlarının Kıyaslanması	80
5. HESAPLAMALI AKIŞKANLAR DİNAMİĞİ ANALİZLERİYLE <i>AeroheataBS</i> DOĞRULAMA ÇALIŞMALARI	83
5.1 Analiz Modeli ve Sınır Şartları	83
5.2 Çözüm Ağı Hassasiyet Çalışması	86
5.3 Akış Analizi Çözüm Ağı, Isı Transfer Katsayısı ve Türbülans Modeli	90
5.4 HAD Sonuçları ve Sonuçların <i>AeroheataBS</i> ile Kıyaslanması	94
6. CEBİRSEL TÜRBÜLANS MODELİ KATSAYILARININ ELDE EDİLMESİ	99
6.1 Cebirsel Geçiş Modellerine Genel Bakış	99
6.2 Uçuş Verisi.....	103
6.3 Sınır Tabaka Momentum Kalınlığı	104
6.4 Cebirsel Model Katsayılarının Elde Edilmesi.....	105
6.5 Cebirsel Model Katsayılarının Doğrulanması.....	109
7. MALZEME KARAKTERİZASYON ÇALIŞMALARI	111
7.1 Silika-fenolik Karakterizasyon Çalışmaları	111
7.2 Gövde Yalıtımı Karakterizasyon Çalışmaları	120
8. SONUÇ VE DEĞERLENDİRME.....	125
8.1 Genel Değerlendirme	125
8.2 Gelecek Çalışmaları için Öneriler	128
KAYNAKLAR.....	129
ÖZGEÇMİŞ.....	137

ŞEKİL LİSTESİ

Sayfa

Şekil 1.1 : Yüksek sıcaklık alanlarının şematik gösterimi.	1
Şekil 1.2 : Pasif ısı koruma sistemlerinin şematik gösterimi.	2
Şekil 1.3: Aktif ısı koruma sistemlerinin şematik gösterimi.	5
Şekil 1.4 : Sıcaklığa ve ısı akısına bağlı ısı koruma sistemi alternatifleri.	5
Şekil 1.5 : AP05 hesaplama yöntemine uygun geometri örnekleri.	17
Şekil 1.6 : BLUNTY aerodinamik ısınma değişkenleri.	18
Şekil 1.7 : SODDIT ile modellenebilen geometrilerin şematik gösterimi.	19
Şekil 1.8 : MINIVER akış şeması.	21
Şekil 1.9 : ATAC aerotermal analiz örnekleri.	22
Şekil 1.10 : CHAR yazılımının bütünü oluşturulan bileşenler.	24
Şekil 2.1 : Adyabatik yüzeye sahip düz bir plakanın şematik gösterimi.	27
Şekil 2.2 : Sınır tabaka sıcaklık dağılımının şematik gösterimi.	31
Şekil 2.3 : Özgül ısının sıcaklığa bağlı değişimi.	34
Şekil 2.4: Konik bir yapı üzerindeki akış ve geometrik parametreler.	35
Şekil 2.5 : Küt burunlu cisim için şok dalgası ve sınır tabakanın şematik gösterimi.	38
Şekil 2.6 : Newton'un akışa ait darbe kuramının şematik gösterimi.	40
Şekil 2.7 : Basınç katsayısının dağılımının şematik gösterimi.	41
Şekil 3.1 : <i>AeroheataBS</i> çözüm yüzeyi ve sınır koşullarının şematik gösterimi.	43
Şekil 3.2 : Çözüm ağının genel görünümü.	44
Şekil 3.3 : Aşınma ile çözüm ağının güncellemesinin şematik gösterimi.	45
Şekil 3.4 : Geçici rejimde ısı iletimi probleminde 4. ve 40. saniyede ulaşılan kalınlık boyunca sıcaklık dağılımlarının kıyaslanması.	48
Şekil 3.5 : Çözüm ağı boyutunun, 40. saniyedeki kalınlık boyunca sıcaklık dağılımına olan etkisi.	49
Şekil 3.6 : Zaman adımının, 40. Saniyede oluşan kalınlık boyunca sıcaklık dağılımına olan etkisi.	49
Şekil 3.7 : Geçici rejimde taşınım problemi analizinde ikinci ve yirminci saniyedeki kalınlık boyunca sıcaklık dağılımlarının kıyaslanması.	50
Şekil 3.8 : Sıcaklığa bağlı malzeme özelliklerinin kullanıldığı durumda 4. ve 40. saniyedeki kalınlık boyunca sıcaklık dağılımlarının kıyaslanması.	51
Şekil 3.9 : MSC MARC sonlu elemanlar analiz modelinin genel görünümü.	52
Şekil 3.10 : MSC MARC ile bulunan 50. saniyedeki sıcaklık dağılımı (K).	53
Şekil 3.11 : <i>AeroheataBS</i> ve MSC MARC ile hesaplanan alt ve üst yüzey sıcaklıklarının kıyaslanması.	53
Şekil 3.12 : <i>AeroheataBS</i> akış şeması.	55
Şekil 4.1 : HIFiRE-5 Genel Görünümü ve Faydalı Yük Ölçüleri.	58
Şekil 4.2 : HIFiRE-5 uçuş profili, irtifa ve Mach sayısı.	58
Şekil 4.3 : <i>AeroheataBS</i> sonuçları ile uçuşlu test ölçümlerinin kıyaslanması.	59
Şekil 4.4 : HIFiRE-5 sistemi, burundan 300 mm gerideki konum için hesaplanan aerodinamik ısınmanın zamana bağlı değişimi.	59

Şekil 4.5 : <i>AeroheataBS</i> ile uçuş verilerinin kıyaslanması, $x=830$ mm.	60
Şekil 4.6 : X-15 uçuş yörüngesi ve uçuş Mach sayısının zamana bağlı değişimi.....	62
Şekil 4.7 : X-15 hücum açısının zamana bağlı değişimi.	62
Şekil 4.8 : X-15 kanat kesitinin genel görünümü.....	63
Şekil 4.9 : %4 veter konumu için hesaplanan sonuçların uçuş verisi ve referans analiz çalışması ile olan kıyaslaması.....	63
Şekil 4.10 : %20 veter konumu için hesaplanan sonuçların uçuş verisi ve referans analiz çalışması ile kıyaslaması.	64
Şekil 4.11 : Laminer rejim altında <i>AeroheataBS</i> sonuçlarının referans alınan HAD sonuçları ile olan kıyaslaması.	65
Şekil 4.12 : NQLDW019 yazılımı geometrik girdileri.	66
Şekil 4.13 : Sistem boyutları ve ölçüm konumunun şematik gösterimi.	67
Şekil 4.14 : Kullanılan yörünge ve uçuş hızının zamana bağlı değişimi.	67
Şekil 4.15 : <i>AeroheatBS</i> sonuçlarının uçuş verisi ve NQLDW019 sonuçlarıyla kıyaslanması.	68
Şekil 4.16 : Roket boyutları ve ölçüm noktalarının genel görünümü.	69
Şekil 4.17 : Uçuş hızı ve yörüngesinin zamana bağlı değişimi.....	69
Şekil 4.18 : Hesaplama sonuçlarının ölçüm verisi ve HAD sonuçları ile kıyaslanması.	70
Şekil 4.19 : Kanard genel görünümü.....	71
Şekil 4.20 : Gövde iç yüzeyi ve kanard içerisindeki sensör konumlarının şematik gösterimi.	72
Şekil 4.21 : Boyutsuz uçuş profili.	72
Şekil 4.22 : Uçuşlu test doğrulama modeli ısı yalıtım özellikleri.	73
Şekil 4.23 : Gövde sıcaklığının <i>AeroheataBS</i> ile kıyaslaması.	74
Şekil 4.24 : Ölçülen kanard sıcaklıklarının <i>AeroheataBS</i> sonuçları ile kıyaslaması.	74
Şekil 4.25 : Yalıtım kalınlıklarının zamana bağlı değişimi.....	75
Şekil 4.26 : PICA ısı özellikleri.	77
Şekil 4.27 : PICA etkin bozunma ısısı 78	78
Şekil 4.28 : 15.saniyede kesit boyunca sıcaklık ve yoğunluk değişimi.	78
Şekil 4.29 : <i>AeroheataBS</i> sonuçlarının test ve FIAT sonuçları ile kıyaslanması.	79
Şekil 4.30 : Test yapılandırmasının ölçeksiz şematik görünümü.	80
Şekil 4.31 : Silika-fenolik malzemesi ısı özellikleri.	80
Şekil 4.32 : Termal kamera ölçüm sonucunun genel görünümü.....	81
Şekil 4.33 : Hesaplanan yüzey sıcaklığının termal kamera verisi ile kıyaslanması.	81
Şekil 4.34 : Numune yüzeyinden 10 mm derinlikteki nokta için ölçüm ve analiz sonuçlarının kıyaslanması.	82
Şekil 5.1 : Gevşek bağlaşımlı analiz yönteminin şematik gösterimi.....	83
Şekil 5.2 : Katı modelin boyutları ve genel görünümü.	84
Şekil 5.3 : Akış alanı sınır şartları.	85
Şekil 5.4 : Uçuş hızının zamana bağlı değişimi.	86
Şekil 5.5 : Logaritmik duvar kanunu.....	87
Şekil 5.6 : Sınır tabaka çözümlemesine yönelik farklı çözüm ağı yaklaşımları.....	88
Şekil 5.7 : Farklı y^+ değerleri için ısı akısının konuma bağlı değişimi.	89
Şekil 5.8 : Akış analiz modeli çözüm ağının genel görünümü.....	90
Şekil 5.9 : Katı analiz modeli çözüm ağının genel görünümü.	90
Şekil 5.10 : $M_\infty=2.5$ için a) sıcaklık dağılımı b) Mach sayısı dağılımı.	94
Şekil 5.11 : $M_\infty=6.0$ için a) sıcaklık dağılımı b) Mach sayısı dağılımı.	95
Şekil 5.12 : 1., 4., 6. ve 9. saniyede katı model üzerinde oluşan sıcaklık dağılımı....	96
Şekil 5.13 : Farklı hızlarda gövde üzerindeki sıcaklık dağılımı.....	96

Şekil 5.14 : Kıyaslama noktalarının gövde konumlarının şematik gösterimi.	97
Şekil 5.15 : 1 ve 2 numaralı noktalardaki sonuçların zamana bağlı karşılaştırılması.	97
Şekil 6.1 : Ölçüm noktalarının şematik gösterimi.	103
Şekil 6.2 : Boyutsuz uçuş yörüngesi.	104
Şekil 6.3 : Uçuş esnasında aerodinamik ısınma rejimlerinin zamana bağlı değişiminin şematik gösterimi.	105
Şekil 6.4 : Laminer rejimden türbülansa geçiş anında momentum kalınlığı Reynolds sayısının yerel Mach sayısına bağlı değişimi ve eğri uydurma sonrası elde edilen matematiksel ifade.	106
Şekil 6.5 : Geçiş ve relaminarizasyon için eğri uydurma yöntemiyle oluşturulmuş değişim grafiği.	107
Şekil 6.6 : Küt ve sivri burunlu konik araçlar için tipik geçiş eğrileri.	108
Şekil 6.7 : Elde edilen geçiş modeli eğrisinin Re_{θ}/M_e oranının 100 ve 1000 olduğu eğriler ile olan kıyaslaması.	108
Şekil 6.8 : Doğrulama modeline ait boyutsuzlaştırılmış uçuş profili.	109
Şekil 6.9 : Türbülans modelinin türetilen katsayıları kullanılarak elde edilen sıcaklıklar ile uçuş verisinin karşılaştırılması.	109
Şekil 7.1 : Şaloma numune arası mesafeye bağlı hesaplanan ısı akılarının test sürelerine bağlı değişimi.	114
Şekil 7.2 : S1-S10 ve S42 numunelerinin yüzey sıcaklığının zamana bağlı değişimi.	115
Şekil 7.3 : S11-S20 numunelerinin yüzey sıcaklığının zamana bağlı değişimi.	115
Şekil 7.4 : S4 ve S14 numaralı numunelerin yüzey sıcaklıklarının zamana bağlı değişimi.	116
Şekil 7.5 : S21-S30 numunelerinin yüzey sıcaklığının zamana bağlı değişimi.	117
Şekil 7.6 : S31-S41 numunelerinin yüzey sıcaklığının zamana bağlı değişimi.	117
Şekil 7.7 : S26 ve S36 numunelerinin yüzey sıcaklıklarının zamana bağlı değişimi.	118
Şekil 7.8 : S6 ve S26 numunelerinin yüzey sıcaklıklarının zamana bağlı değişimi.	118
Şekil 7.9 : Kütle kaybının test süresi ve şaloma mesafesine bağlı değişimi.	119
Şekil 7.10 : Etkin bozunma ısısının zamana bağlı değişimi.	120
Şekil 7.11 : Yüzey sıcaklıklarının zamana bağlı değişimi.	122
Şekil 7.12 : 10 saniyelik test süresi için plaka arka yüzeyinden ölçülen sıcaklıkların zamana bağlı değişimi.	122
Şekil 7.13 : 80 mm çapındaki çelik dairesel plaka üzerindeki ısı akısı dağılımı.	123
Şekil 7.14 : Yalıtım için hesaplanan etkin bozunma ısısı.	124

ÇİZELGE LİSTESİ

Sayfa

Çizelge 1.1 : Isıl aşınma yazılımları ve geliştiren kurumlar .	25
Çizelge 2.1 : Laminer rejim için geri kazanım faktörü .	32
Çizelge 2.2 : Türbülanslı rejim için geri kazanım faktörü .	32
Çizelge 2.3 : Önerilen geçiş parametreleri .	42
Çizelge 3.1 : Geçici rejimde ısı iletimi problem parametreleri.	47
Çizelge 3.2 : Geçici rejimde taşınım ile ısı transferi probleminin parametreleri.	50
Çizelge 3.3 : Doğrulama probleminde kullanılan malzeme özelliklerinin sıcaklığa bağlı değişimi.	51
Çizelge 3.4 : Tekrar çözüm ağı oluşturma probleminin çözüm değişkenleri.	52
Çizelge 3.5 : Doğrulama problemi malzeme özellikleri.	52
Çizelge 4.1 : Inconel-X ısı özellikleri .	62
Çizelge 4.2 : Uçuşlu test doğrulama modeli malzeme özellikleri.	73
Çizelge 4.3 : Ark-jet test koşulları .	75
Çizelge 4.4 : PICA malzemesine ait Arrhenius denklemi katsayıları.	78
Çizelge 4.5 : Aşınma sonuçlarının kıyaslanması.	79
Çizelge 4.6 : Silika-fenolik için kullanılan termo-kimyasal özellikler.	81
Çizelge 5.1 : Gövde malzemesi özellikleri.	85
Çizelge 5.2 : Sınır tabaka bölgelerinin y^+ değerine bağlı değişimi.	87
Çizelge 5.3 : Çözüm ağı hassasiyet çalışması y^+ ve ilk hücre yükseklik değerleri.	89
Çizelge 5.4 : Çözüm ağı detayları.	90
Çizelge 6.1 : Geçiş kıstası katsayıları.	101
Çizelge 6.2 : Ölçüm noktalarının burundan mesafeleri.	103
Çizelge 6.3 : Türbülansa geçiş ve relaminarizasyon anlarında yerel Mach sayısı ve sınır tabaka momentum kalınlığı Reynolds sayısı.	106
Çizelge 6.4 : Geçiş kıstası katsayıları.	107
Çizelge 7.1 : Silika-fenolik malzemesine ait test koşulları.	113
Çizelge 7.2 : Teflon testleri ölçüm sonuçları ve hesaplanan ısı akıları.	114
Çizelge 7.3 : Ortalama ısı akısı değerleri.	114
Çizelge 7.4 : Teorik radyasyon denge sıcaklıkları.	119
Çizelge 7.5 : Gövde yalıtımı test koşulları.	121
Çizelge 7.6 : Test sonrası ölçülen kütle kayıpları.	123

KISALTMALAR

ACE	: The Aerotherm Chemical Equilibrium Software Program
<i>AeroheataBS</i>	: Aerodynamic Heating and Ablation Simulation Software
ATAC	: The Aeroheating And Thermal Analysis Code
CHAR	: Charring Material Response Computer Program
CMA	: Charring Material Thermal Response and Ablation Code
DNS	: Direct Numerical Simulation
DOE	: Design of Experiment
EST	: The Equilibrium Surface Thermochemistry Computer Program
HAD	: Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği
HIFiRE	: Hypersonic International Flight Research Experiment
HYFLEX	: Hypersonic Flight Experiment
IHF	: Interaction Heating Facility
MASCC	: Maneuvering Aerotherm Shape Change Code
MINIVER	: A Miniature Version of The JA70 Aerodynamic Heating Code
MSL	: Mars Science Laboratory
PICA	: Phenolic Impregnated Carbon Ablator
RTD	: Resistance Temperature Detector
SEY	: Sonlu Elemanlar Yöntemi
SODDIT	: The Sandia One-Dimensional Direct and Inverse Thermal Code
SSCB	: Sovyet Sosyalist Cumhuriyetler Birliği
SST	: Kayma Gerilmesi Taşınımı (Shear Stress Transport)

SEMBOL LİSTESİ

Bu çalışmada kullanılmış olan simgeler açıklamaları ile birlikte aşağıda sunulmuştur.

Simgeler	Açıklama
A	Alan
B_i	i. bileşene ait Arrhenius denklemi ön katsayısı
Bi	Biot sayısı
c_p	Sabit basınçta özgül ısı
c_p^*	Referans sıcaklıkta özgül ısı
c_v	Sabit hacimde özgül ısı
C_p	Basınç katsayısı
E	Birim kütledeki toplam enerji
$E_{a,i}$	i. bileşene ait aktivasyon enerjisi
\dot{E}_g	Birim zamanda enerji girişi
$\dot{E}_ç$	Birim zamanda enerji çıkışı
\dot{E}_d	Birim zamanda depolanan enerji
f_b	Bünye kuvveti
F	Kuvvet
g	Yer çekimi ivmesi
h	Isı transferi katsayısı
h_e	Yerel entalpi
h_w	Duvardaki entalpi
H_{tot}	Toplam entalpi
i	Reçine bileşeni / düğüm numarası
k	Isı iletim katsayısı / türbülans kinetik enerjisi
k^*	Referans sıcaklıkta ısı iletim katsayısı
\dot{m}	Sınır tabakaya gaz salınımının kütle debisi
M	Mach sayısı
M_e	Yerel Mach sayısı
M_∞	Serbest akış Mach sayısı
n	Zaman noktası
N	Toplam düğüm sayısı
Nu	Nusselt sayısı
Nu_x	x konumunda Nusselt sayısı
p	Basınç
p_e	Yerel basınç
Pr	Prandtl sayısı
Re	Reynolds sayısı
Re_x	x konumunda Reynolds sayısı
Re_θ	Sınır tabaka momentum kalınlığı Reynolds sayısı
q''	Isı akısı
q_{hw}''	Sıcak duvar ısı akısı
q_{cw}''	Soğuk duvar ısı akısı

Q^*	Etkin bozunma ısısı
r	Geri kazanım faktörü
\dot{s}	Aşınma hızı
S_E	Birim hacimdeki enerji üretimi
St	Stanton sayısı
t	Zaman
T	Sıcaklık
T_c	Duvar üzeri ilk çözüm elemanı merkez noktası sıcaklığı
T_e	Yerel sıcaklık
T_w	Duvar sıcaklığı
T_i	Başlangıç anı sıcaklığı
T^+	Boyutsuz sıcaklık
u_e	Yerel akış hızı
u_∞	Serbest akış hızı
v	Kinematik viskozite
V	Hacim
x, y, z	Kartezyen koordinat doğrultuları
y^+	Boyutsuz duvara dik uzaklık
α	Isıl yayılım katsayısı
Γ	Reçine hacim oranı
γ	Özgül ısıların oranı
Δy	Çözüm ağı boyutu
Δt	Zaman adımı
δ	Kalınlık / Sınır tabaka kalınlığı
$\delta_{gövde}$	Gövde kalınlığı
$\delta_{yalıtım}$	Yalıtım kalınlığı
ε	Işınım katsayısı
η	Isı transferi katsayısı azaltma faktörü
θ	Sınır tabaka momentum kalınlığı
μ	Viskozite
μ_e	Yerel viskozite
μ_t	Türbülans vizkositesi
ρ	Yoğunluk
ρ_i	i. bileşenin yoğunluğu
$\rho_{0,i}$	i. bileşenin başlangıç yoğunluğu
$\rho_{r,i}$	i. bileşenin bozunma sonrası kalıntı yoğunluğu
ρ_e	Yerel yoğunluk
ρ_w	Yüzey yoğunluğu
σ	Stefan-Boltzman sabiti / Gerilme tensörü
Ψ	Arrhenius üssel faktörü
ω	Türbülans frekansı

RESİM LİSTESİ

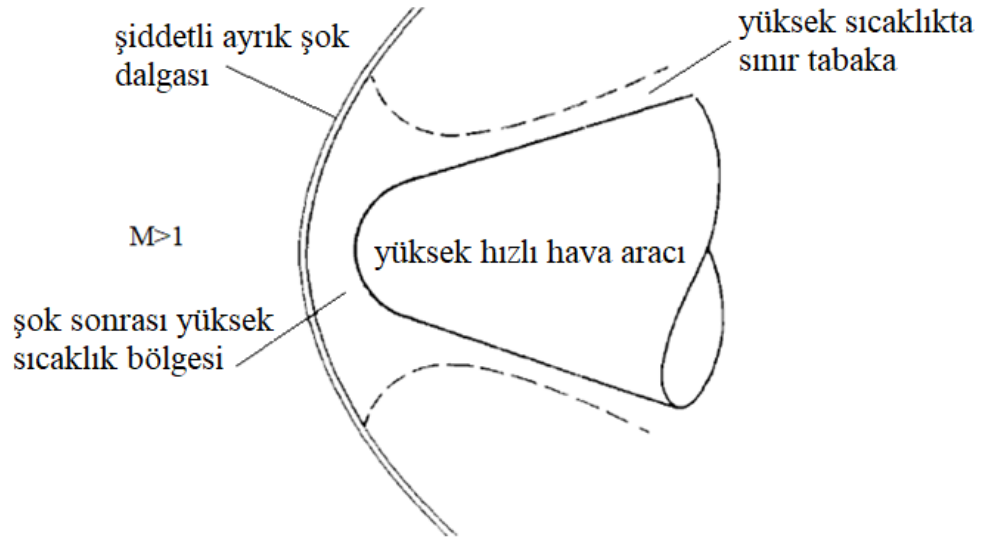
Sayfa

Resim 1.1 : Uzay mekiği ısı koruma sistemlerinin genel görünümü	3
Resim 1.2 : ARD ve Stardust sistemlerinin uçuş sonrası genel görünümü	4
Resim 4.1 : X-15 sisteminin genel görünümü	61
Resim 4.2 : Test füzesinin şematik görünümü	71
Resim 4.3 : a) IHF şematik gösterimi b) Düzeneğe ait genel görünüm c)Test numunesi genel görünümü	76
Resim 4.4 : MSL uzay aracında PICA malzemesi genel görünümü.....	77
Resim 7.1 : Test düzeneği genel görünümü.....	111
Resim 7.2 : Silika-fenolik test numunelerinin genel görünümü.....	112
Resim 7.3 : Test düzeneğinde konumlandırılmış numunenin genel görünümü.....	112
Resim 7.4 : Kamera görüş açısı ve örnek bir ölçüm sonucu.....	115
Resim 7.5 : Gövde yalıtımı numuneleri genel görünümü.....	120
Resim 7.6 : Numunenin test düzeneğindeki genel görünümü.....	121
Resim 7.7 : Yalıtım testi termal kamera görüntüsü.....	122
Resim 7.8 : 2 nolu numunenin test sonrası genel görünümü.....	124

1. GİRİŞ

1.1 Aerodinamik Isınma ve Isıl Koruma Sistemleri

Yüksek hızlı hava aracı tasarımında dikkate alınması gereken en önemli problemlerin başında aerodinamik ısınma gelmektedir. Akışın, durma noktasında oluşan şok dalgasının arkasında sıkışması ve sınır tabaka içerisindeki viskoz etkiler kinetik enerjinin iç enerjiye dönmesine yol açarak hava sıcaklığının yükselmesine neden olmaktadır. Yüksek sıcaklıktaki akıştan daha düşük sıcaklıktaki gövdeye olan ısı geçişi aerodinamik ısınma olarak adlandırılmaktadır. Şok dalgasının ve arkasında oluşan yüksek sıcaklıktaki akış alanının hava aracının çevresindeki şematik gösterimi Şekil 1.1’de verilmiştir.



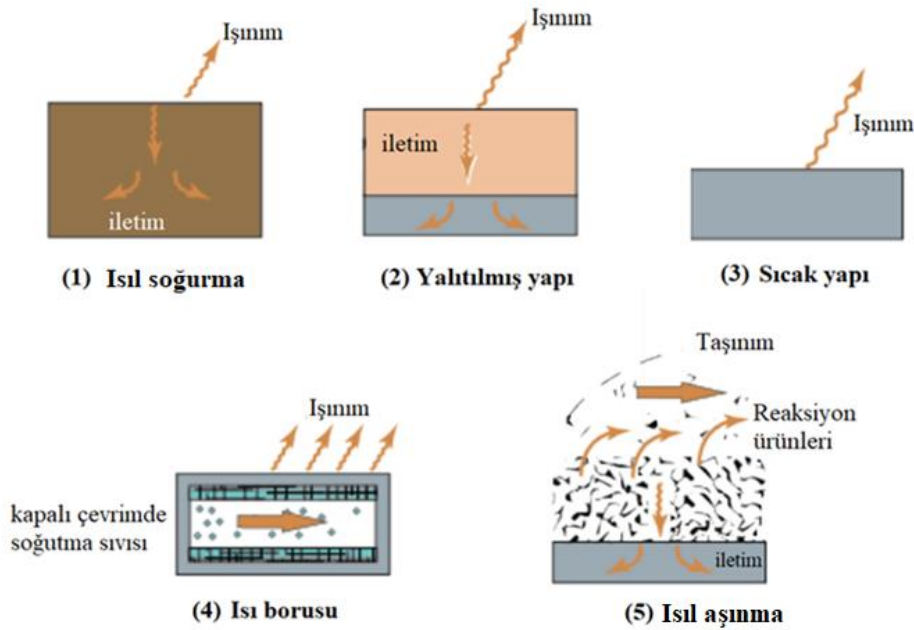
Şekil 1.1 : Yüksek sıcaklık alanlarının şematik gösterimi [1].

Aerodinamik ısınma neticesinde oluşan sıcaklık artışı yapısal malzemelerde mukavemet ve direngenlik kaybına yol açtığından, aracın yapısal bütünlüğü üzerinde risk teşkil etmektedir. Maruz kalınan sıcaklık seviyelerine örnek vermek gerekirse, Apollo 11 mekiğinin atmosfere girişinde maruz kaldığı akış sıcaklığı 11600 K civarındadır [1]. ABD Uzay Mekiği (U.S Space Shuttle) ise 120 km irtifada 28 Mach hızında seyretmekte ve bu koşulda şok dalgası arkasında 7000 K

mertebesinde sıcaklık oluşmaktadır [2]. Ortam basıncının ve yoğunluğunun yüksek olduğu düşük irtifalarda şok ve viskoz etkiler daha şiddetlidir. Örneğin 6 Mach hızında 120 km irtifada şok arkasında oluşan sıcaklık 1300 K, 10 km irtifada oluşan sıcaklık ise 2300 K olmaktadır. Aerodinamik ısınmanın şiddetini belirleyen unsurların başında uçuş hızı, irtifa, hücum açısı, araç geometrisi, yüzey özellikleri ve akış rejimi gelmektedir.

Yüksek hızlı hava aracının görev başarısı aerodinamik ısınma altında yapısal bütünlüğünü korumasına bağlıdır. Isıl koruma sistemi, aerodinamik ısınma altında yapısal parçaların limit sıcaklıklara ulaşmasını engelleyen teknolojidir. Kullanım alanları ve görev yeteneklerine göre farklı tipte ısıl koruma yöntemleri mevcut olup temelde aktif ve pasif olmak üzere sınıflandırılmaktadır.

Pasif yöntemlerde harici bir sistem ile dolaştırılan soğutucu kullanılmamaktadır. Maruz kalınan aerodinamik ısınma altında oluşan sıcaklık artışı ısı iletim ve ışıınım yoluyla kontrol altına alınmaktadır. Beş farklı pasif ısıl koruma sisteminin şematik gösterimi Şekil 1.2’de verilmiştir.



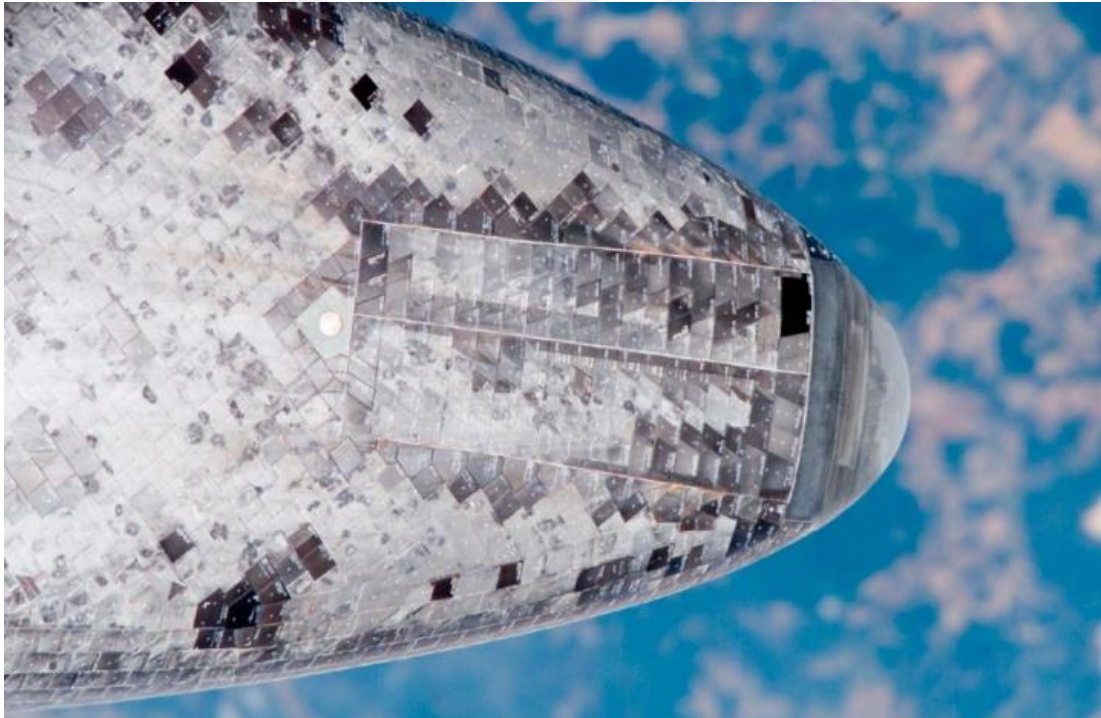
Şekil 1.2 : Pasif ısıl koruma sistemlerinin şematik gösterimi [3].

Isıl soğurma yönteminde malzemenin yüksek ısı iletim katsayısı ve yüksek ısı kapasitesi özelliğinden yararlanılmaktadır. Yüksek ısı iletim katsayısı sıcaklık dağılımının düzgün olmasında ve ısının hızlı bir şekilde yapıdan uzaklaştırılmasında, yüksek ısı kapasitesi ise ısının sebep olduğu sıcaklık artışının azaltılmasında rol

almaktadır. Bu yöntemin getirisi kolay uygulanabilir olması, götürüsü ise yüksek ağırlığa sahip olmasıdır. Bakır ve berilyum ısı soğurma yönteminde kullanılan malzemelere örnektir.

Yalıtım yöntemi, düşük ısı iletim katsayısına sahip bir malzemenin gövde üzerine uygulanmasıdır. Kullanılan malzemenin yapısal bütünlüğü yüksek sıcaklıkta bozulmamakta, bu sayede görev sonrası malzeme tekrar kullanılabilir olmaktadır. ABD Uzay Mekiği'nin gövdesinde kullanılan seramik kaplamalar bu uygulamaya örnektir.

Sıcak yapı yönteminde soğuma sadece ışıyım ile sağlanmaktadır. Aerodinamik ısınma altında ışıyım denge sıcaklığına ulaşılmaktadır. Bu sistemi kısıtlayan en önemli faktör, yüzey malzemesinin dayanım sıcaklığıdır. ABD Uzay Mekiğinin burun konisinde kullanılan güçlendirilmiş karbon/karbon malzemesi sıcak yapı yöntemine örnektir. Belirtilen sistemin gövdesinde kullanılan seramik kaplamaların ve burun konisinde yer alan güçlendirilmiş karbon/karbon malzemesinin genel görünümü Resim 1.1'de verilmiştir.

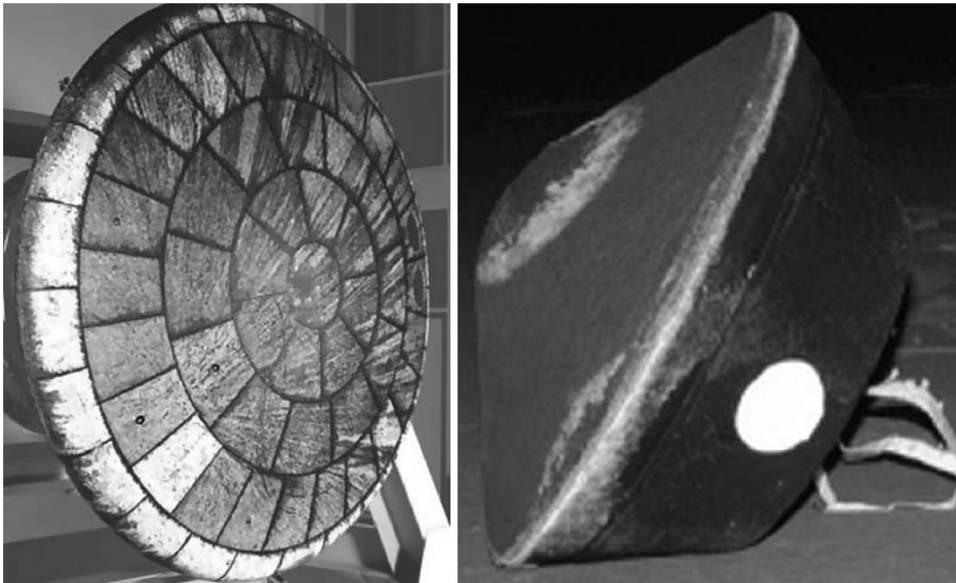


Resim 1.1 : Uzay mekiği ısı koruma sistemlerinin genel görünümü [4].

Isı borusunda malzemenin faz değişim ısısı kullanılarak soğutma sağlanmaktadır. Bu yöntemde ısı, içinde kimyasal madde olan bir boru aracılığıyla soğutma yapılacak noktaya iletilir. Isı borusu, soğutucunun ısıdan dolayı buharlaşması ve karşı tarafta

soğutulup tekrar yoğunlaşarak kılcal etkiyle ısı emilimi için baştaki konumuna dönmesi prensibiyle çalışır. Yüksek hızlı sistemlerin kanat hücum kenarlarında tercih edilmektedir. Bu yöntem ablatif yöntemle beraber yarı-pasif ısıl koruma sistemi olarak da sınıflandırılmaktadır.

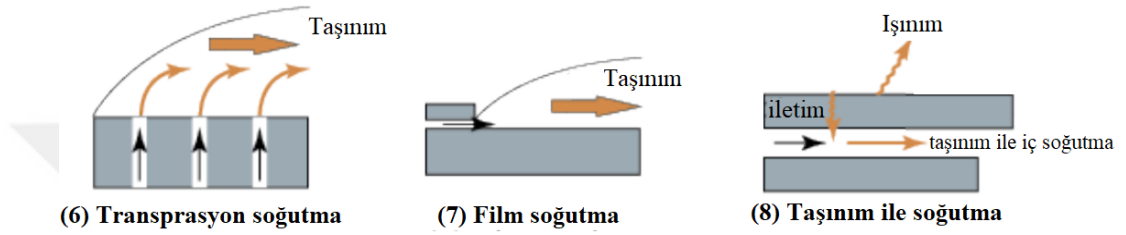
Isıl aşınma yöntemi maruz kalınan ısının ablatif malzemenin kaybıyla kontrol altına alındığı bir yalıtım mekanizmasıdır. Oldukça yüksek aerodinamik ısınmaya maruz kalan hipersonik sistemlerin ısıl koruma sisteminde ablatif malzemeler kullanılmaktadır. Maruz kalınan aerodinamik ısınma altında malzeme sıcaklığı termo-kimyasal tepkimelerin başlayacağı seviyeye kadar artmaktadır. Bu sıcaklık seviyesine ulaşıldığında termo-kimyasal bozunma oluşmakta ve sonucunda gaz fazında reaksiyon ürünleri (piroliz) açığa çıkmaktadır. Reaksiyon ürünlerinin sınır tabakaya salınımı blok etkisi yaratmakta ve bu durum aerodinamik ısınmayı azaltmaktadır. Bununla beraber termo-kimyasal bozunma ile de ısı emilimi sağlanmaktadır. Bu yöntemde malzeme yapısında geri dönülmez değişimler oluşmakta ve yüzey aşınması gözlemlenmektedir. Yukarıda açıklaması yapılan söz konusu pasif yöntemler içerisinde en yüksek seviyede ısı akısına dayanabilen malzemeler ablatiflerdir. Isıl aşınma, 1950li yıllardan beri yüksek hızlı füzelerde en çok tercih edilen ısıl koruma yöntemidir. Örnek olması açısından ARD ve Stardust kapsüllerinde ısıl korumayı sağlayan ablatif malzemenin uçuş sonrası görünümü Resim 1.2’de verilmiştir.



Resim 1.2 : ARD ve Stardust sistemlerinin uçuş sonrası genel görünümü [5].

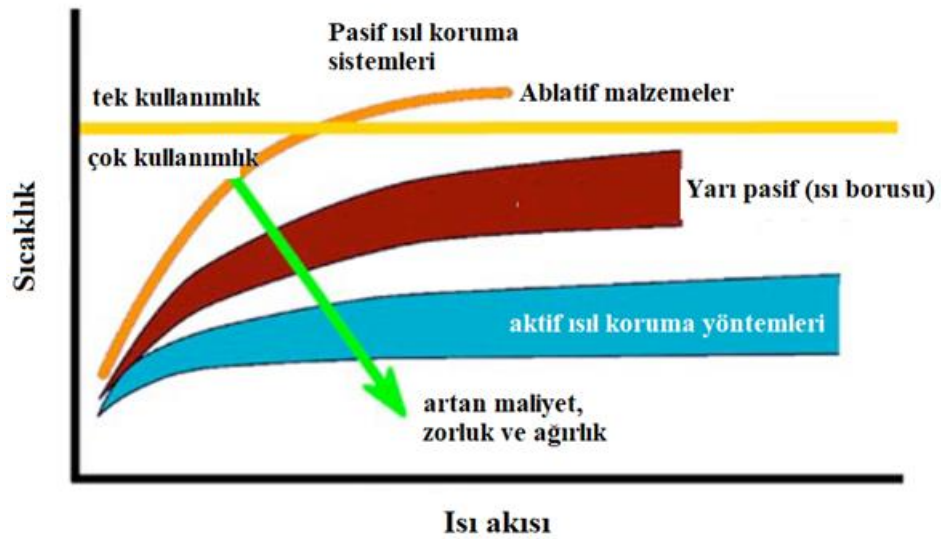
Aktif ısı koruma sistemlerinde bir boru sistemindeki sıvı veya gazlar çoğunlukla dışarıdan enerji sağlanarak ısı soğurucu olarak kullanılmaktadır. Transprasyon, silm soğutma ve taşınım olmak üzere üç farklı aktif ısı koruma sistemi vardır.

Transprasyon soğutma yönteminde, soğutucu yüzeye dik bir şekilde, film soğutma yönteminde ise yüzeye paralel bir şekilde sınır tabakaya püskürtülmektedir. Taşınım ile soğutma yönteminde ise aerodinamik ısınmaya maruz kalan yapının alt yüzeyinde soğutma yapılmaktadır. Aktif ısı koruma sistemlerinin şematik gösterimi Şekil 1.3'te verilmiştir. Bu sistemlerin maliyeti pasif sistemlere göre daha yüksektir.



Şekil 1.3: Aktif ısı koruma sistemlerinin şematik gösterimi [3].

Isıl koruma sistemlerinin kullanım alanı ve maliyeti birbirinden farklı olup uygun olanın seçilmesi ısı tasarım mühendisinin görevidir. Isıl koruma sisteminin seçilmesinde dikkate alınan parametreler başlıca maruz kalınan ısı akısı, toplam ısı yükü, uçuş süresi, dinamik basınç, uygulanabilirlik ve maliyet şeklindedir. Sıcaklık ve ısı akısına bağlı olarak tercih edilen yöntemlerin şematik gösterimi Şekil 1.4'te verilmiştir.



Şekil 1.4 : Sıcaklığa ve ısı akısına bağlı ısı koruma sistemi alternatifleri [6].

Uygun ısı koruma sisteminin seçilmesi aerodinamik ısınma mertebesinin doğru bir şekilde öngörülmesine bağlıdır. Hatalı öngörü zayıf tasarıma, sonucunda da sistem başarısızlığına yol açar. Bu durumun en önemli örneklerden birini Columbia Uzay Mekiği oluşturmaktadır. Isıl koruma sistemindeki yapısal bir hata, atmosfere tekrar girişi sonrası oluşan yüksek aerodinamik ısınma altında Columbia Uzay Mekiği'nin trajik bir şekilde havada parçalanmasına neden olmuştur [7]. Söz konusu trajedi ısı koruma sistemlerinin önemini bir kez daha gözler önüne sermektedir.

Aerodinamik ısınmanın hesaplanması, temel olarak üç farklı yöntemle yapılmaktadır. Bunlar yer testleri, HAD analizleri ve yarı-deneysel mühendislik yaklaşımlarıdır. İlk yöntem olan yer testleri, rüzgâr tünellerini ve ark-jet düzeneklerini içermektedir. Bu testlerde laboratuvar ortamında yüksek hızlı akış ya da plazma oluşturularak aerodinamik ısınmanın ölçeklendirilmiş sistem üzerindeki etkileri incelenmektedir. Testler esnasında toplanan sıcaklık, basınç gibi verilerin ve termal kamera görüntülerinin ışığında aerodinamik ısınmanın değeri kestirilmektedir. Testlerde genelde gerçek uçuş koşulu oluşturulamamakta ve test maliyetleri görece yüksek olmaktadır. İkinci yöntem olan Hesaplama Akışkanlar Dinamiği analizleri, aerodinamik ısınmanın hesaplanması için en iyi yöntemdir. Bu yöntemde, bilgisayar teknolojisindeki ilerlemeler ile paralel işlem yeteneği oldukça karmaşık geometrilerin ve uçuş koşullarının sayısal olarak çözülmesini sağlamaktadır. Ancak bu yöntem doğruluk düzeyinin artırılması için yoğun modelleme çalışmalarını gerektirmekte ve aerodinamik ısınmanın zamana bağlı çıkartılabilmesi için mevcut bilgisayar teknolojisine rağmen günler, haftalar ve hatta aylar mertebesinde hesaplama sürecine ihtiyaç duyulabilmektedir. Bu sebeple, HAD analizleri tasarımın ilk aşamalarında tasarım alternatiflerinin oluşturulması için ihtiyaç duyulan parametrik çalışmalara uygun olmamaktadır. Dolayısıyla, tasarımın ilk aşamalarında daha hızlı sonuç veren yöntemlere başvurulmaktadır. Üçüncü yöntem olan yarı-deneysel mühendislik yaklaşımları kabul edilebilir doğruluk seviyeleri ve oldukça kısa sürede sonuç vermeleri nedeniyle ısı tasarım aşamalarında tercih edilen yöntemdir.

Aerodinamik ısınmanın hesabında laminer rejimden türbülanslı rejime geçiş dikkate alınması gereken konuların başında gelmektedir. Türbülanslı bir rejimde aerodinamik ısınma laminer rejime göre ciddi oranda artarak daha yüksek sıcaklıklara ulaşılmasına neden olmaktadır. Tüm uçuş boyunca türbülanslı rejime göre yapılan

ısıtım tasarımı yalıtım kalınlıklarının gereğinden fazla olmasına, dolayısıyla ağırlığın ve maliyetin artmasına yol açmaktadır.

Ablatif malzemelerin aerodinamik ısınma altında davranışının modellenmesi oldukça karmaşık bir problemdir. Termo-kimyasal bozunmanın modellenmesi için çok sayıda malzeme ve sınır koşulu verisine ihtiyaç duyulmaktadır. Özellikle yüzeydeki akış ve malzemeye ait bileşenlerin kimyasal özelliklerinin ve oluşan piroliz gazların entalpilerinin hesaplanması için ayrı bir kimyasal çözücüye ihtiyaç duyulmaktadır. Bu kimyasal çözücülerin de kendine has geniş girdi yelpazesi bulunmaktadır. Bu amaçla kullanılan ve ticari olarak elde edilemeyen Multicomponent Ablation Thermochemistry (MAT) yazılımına ait detay bilgiler 8 nolu kaynakta yer almaktadır. ACE ve EST bu amaçla kullanılan diğer termo-kimyasal çözücülerdir. Yüksek doğrulukta termo-kimyasal girdilerin elde edilemediği durumlarda ısıtım aşınmanın mühendislik yaklaşımları ile modellenmesi tercih edilmektedir. Bu yaklaşımlar ısıtım aşınmayı kararlı rejimde varsaymakta ve malzemeye ait etkin bozunma ısısını, Q^* dikkate almaktadır [9]. Ön tasarım aşamasında takribi aşınmaların belirlenmesinde ve parametrik olarak yapılan malzeme kıyaslama çalışmalarının yapılmasında bu yaklaşımlar kullanılmaktadır. Söz konusu yöntemler, yer testleri ile doğrulanmaları durumunda detay tasarımda da kullanılırlar.

Yüksek hızlı hava araçlarının ısıtım tasarımı ve ablatif malzemelerin ısıtım akışı altındaki davranışlarının incelenmesi için farklı kabiliyetlerde ve hassasiyetlerde hesaplama araçları geliştirilmiştir. Bu araçların detaylarına ilerleyen başlıklar altında yer verilmiştir. Bu araçlar şirket içi kullanımlara sahip olup ihracat kontrolüne tabidir. Bu sebeple yüksek hızlı sistemlerin ısıtım tasarımında kullanılması için bir hesaplama aracının geliştirilmesi önem arz etmektedir.

1.2 Aerodinamik Isınma ve Isıtım Koruma Sistemleri Üzerine Çalışmalar

Hipersonik hızların ulaşılmaya başlandığı 1950li yılların ortasından günümüze kadar aerodinamik ısınma ve ısıtım koruma sistemleri üzerine ayrıntılı çalışmalar yapılmıştır. Yapılan çalışmaların başlangıç noktası Amerika'da yapılan balistik füze geliştirme çalışmalarıdır. ATLAS kıtalar arası balistik füzelerinin aerodinamik ısınma neticesinde başarısız olması ısıtım koruma sisteminin gerekliliğini ortaya çıkarmıştır [10]. Önceki yıllarda Almanlar V-2 isimli balistik füzelerinde çelik kullanımıyla ısınma problemini aşmışlardı. Takip eden yıllarda SSCB, İngiltere ve Fransa da bu alanda

çalışmalar yapmıştır. 1960lı yılların sonuna kadar ısı koruma sistemleri üzerine yapılan çalışmaların temelinde deneysel çalışmalar yer almaktadır. Bu çalışmalar rüzgâr tünellerinin kurulumundan, ark-jet düzeneklerinin geliştirilmesinden ve uçuşlu testlerden oluşmaktadır. Modelleme çabasının yoğun olmasına rağmen bilgisayar gücündeki ve sayısal yöntemlerdeki kısıtlı kaynaklar nedeniyle, bu alandaki gelişmeler için 1970li yılların sonuna dek beklenmesi gerekiyordu. 2000li yıllar ile birlikte sayısal yöntemlerdeki gelişmeler ve bilgisayar gücündeki artış, sayısal yöntemleri tasarım sürecinin merkezine getirmiştir. Geliştirilen yöntemlerin doğrulanması ve malzeme karakterizasyonu gibi nedenlerle de yer testleri hala yoğun bir şekilde sürdürülmektedir. Aerodinamik ısınma ve ısı koruma sistemlerinin iyi bir tarihçesi 10 nolu kaynakta ayrıntılı bir şekilde yer almaktadır. Bu sistemler üzerine yapılan çalışmaların literatürde geniş bir alan kapladığı görülmektedir. Çalışmaları, aerodinamik ısınmanın kestirimi, aerodinamik ısınmanın sayısal modellenmesi, uçuşlu testler, ısı koruma sistemlerinin modellenmesi ve yalıtım malzemelerinin karakterizasyonu şeklinde sınıflandırmak mümkündür.

Süpersonik ve hipersonik hızlar altında bir hava aracının maruz kaldığı zamana bağlı aerodinamik ısınmanın ve gövde üzerinde oluşan sıcaklıkların hesaplanmasına yönelik bir yöntem 11 nolu kaynakta anlatılmıştır. Geliştirilen yöntem TPATH ismiyle bir yazılım haline getirilmiştir. Girdi olarak uçuş yörüngesi kullanılmakta olup yarı-deneysel kuramlar ile laminer rejim ve türbülanslı rejime ait ısı transfer katsayıları hesaplanmaktadır. Laminer rejimden türbülanslı rejime geçiş kıstası da çalışma kapsamında sunulmuştur. Yöntemin doğruluğu X-15 uçağının, YF-12 uçağının ve ABD Uzay Mekiği'nin uçuşlu test verileri kullanılarak incelenmiştir. Yapılan karşılaştırmalar ışığında TPATH kullanılarak öngörülen değerlerin ölçülen yüzey sıcaklıkları ve ısı transfer katsayıları ile oldukça uyumlu olduğu görülmüştür.

Zamana bağlı uçuş hızı, irtifa ve hücum açısının kullanımıyla bir hava aracının maruz kaldığı aerodinamik ısınmanın hesaplanmasına yönelik bir yöntem 12 nolu kaynakta anlatılmıştır. İnce cidarlı gövde varsayımı yapılarak enerji denklemi kullanılarak sıcaklık hesaplanmıştır. Yüzeyden ortama olan ışıyım ile ısı geçişi de hesaplamalara dâhil edilmiştir. Yüzey basınç dağılımı için değiştirilmiş Newton teorisi, sıkıştırılabilirlik etkileri için de referans sıcaklık yönteminden yararlanılmıştır. Yöntemin doğrulanması uçuşlu test verisi kullanılarak yapılmıştır.

Yüksek hızlardaki yüzey sürtünmesi ve aerodinamik ısınma kestirimi için kullanılan mühendislik yaklaşımlarının detayları ve doğruluk seviyeleri HAD analizleri ile kıyaslamalı olarak 13 nolu kaynakta sunulmuştur. Basınç değişimi içermeyen akış problemleri için kullanılabilen van Driest, Eckert ve Spalding & Chi bağıntıları hesaplamalarda kullanılmıştır. Düz plaka, konik ve kama şeklindeki geometriler üzerindeki yüksek hızlı akışlar belirtilen çalışma kapsamında incelenmiştir. Laminer ve türbülanslı rejimler için hesaplamalar yapılmış olup akışın laminerden türbülanslı hale geçişi dikkate alınmamıştır.

Farklı geometriler ve akış hızlarının yer aldığı beş farklı durumun deneysel verileri ve HAD analiz sonuçları kıyaslanmıştır. Kıyaslama sonuçlarına göre laminer rejimde mühendislik yaklaşımlarının HAD analiz sonuçları ve deneysel veriler ile uyumlu oldukları görülmüştür. Türbülanslı rejimde kıyaslama yapılan durumların çoğunda uyum gözlemlenmekle birlikte van Driest ve Eckert bağıntılarının soğuk duvarlar üzerinde ısı transfer katsayısını HAD analizlerinin sonuçlarına kıyasla yüksek tahmin ettiği gözlemlenmiştir.

X-34 uzay aracının ısı koruma sisteminin tasarımı için yürütülen mühendislik yaklaşımlarına 14 nolu kaynakta yer verilmiştir. Ön tasarım aracı olan ve mühendislik yaklaşımlarına dayanan MINIVER, LAURA ve LATCH yazılımları kullanılarak hesaplanan ısı akıları deneysel veriler ile kıyaslanmış ve oldukça uyumlu sonuçlar gözlemlenmiştir. Gövde üzerinde belirlenen kritik noktalar için sıcaklık hesaplanmış ve kullanılan seramik yalıtımların limit sıcaklıkları ile kıyaslanmıştır. Çalışmada mühendislik yaklaşımları kullanılarak yapılan çalışmaların yalıtım kalınlıklarının belirlenmesinde hızlı ve etkili bir çözüm olduğu vurgulanmıştır.

Süpersonik hızlarda seyreden bir roket için mühendislik yaklaşımlarıyla aerodinamik ısınma ve aerodinamik ısınmaya bağlı yüzey sıcaklıkları 15 nolu kaynakta hesaplanmıştır. Laminer rejimden türbülanslı rejime geçiş dikkate alınmış olup sıkıştırılabilirlik etkisi Eckert'in referans sıcaklık yöntemi ile modellenmiştir. Roket üzerindeki üç nokta için sonuçlar uçuşlu test verisi ve MINIVER yazılımı sonuçları ile kıyaslanmıştır. Kıyaslama sonuçlarına göre hesaplanan sıcaklıkların, uçuşlu test verisinin ve analiz sonucunun oldukça uyumlu olduğu gözlemlenmiştir.

Süpersonik hızlara ulaşan bir roketin HAD analizleri 16 nolu kaynakta sunulmuştur. Zamana bağlı uçuş yörüngesi sınır koşulu olarak kullanılmış olup ekstenel simetrik model kullanılmıştır. Harp başlığında yer alan TNT patlayıcısının sıcaklıkları incelenmiştir. İki farklı yörüngede, yalıtımlı ve yalıtımsız gövde olmak üzere toplam 4 farklı analiz FLUENT ticari yazılımı kullanılarak yapılmıştır. Yapılan analizlere göre belirtilen yörüngelerde yalıtımlı durumda dahi patlayıcının erime sıcaklığına ulaştığı gözlemlenmiştir.

Hipersonik bir füze üzerindeki parametrik aerodinamik ısınma analiz sonuçları 17 nolu kaynakta sunulmuştur. Geliştirilen bir akış çözücüsünde farklı irtifa koşullarında 4 ve 8 Mach aralığında uçuş hızları modellenmiştir. Yüzey sıcaklığının ve türbülanslı rejime geçişin ısı transfer katsayılarına olan etkileri incelenmiştir. Türbülans modeli olarak Spalart-Allmaras ve Baldwin-Lomax kullanılmıştır. Çözüm ağı hassasiyet çalışması da yapılmış olup sayısal yöntemin geçerliği 1/20 ölçekli modelin rüzgâr tüneli test sonuçları kullanılarak yapılmıştır. Türbülanslı rejimde konik ve küresel bölgede Baldwin-Lomax sonuçlarının deneysel veri ile görece daha iyi örtüştüğü gözlemlenmiştir.

SHEFEX I sisteminin HAD analizlerinin detayları 18 nolu kaynakta yer almaktadır. Yanal açılar, hücum kenarlarındaki aşınmanın ve kullanılan atmosfer modellerinin sistem üzerindeki ısı akısı dağılımına olan etkisi incelenmiştir. Analizler neticesinde yüzeyin ışıyım denge sıcaklığında kaldığı kabulünün geçerli olmadığı sonucuna ulaşılmıştır. Hata kaynaklarının parametrik incelenmesiyle analiz sonuçları ile test verisinin tutarlı olduğu gözlemlenmiştir.

SHEFEX-II sisteminin aerotermal analizleri ise 19 nolu kaynakta ayrıntılı bir şekilde irdelenmiştir. Mach sayısının 10'a kadar ulaştığı uçuş esnasında ölçülen yüzey basıncı ve ısı akısı çalışma kapsamında sunulmuştur. Hücum açısı ile ölçüm verileri arasında bir ilişki olduğu gözlemlenmiştir. Hesaplanan ile ölçülen ısı akıları arasında tutarlılık bulunmaktadır. Laminer rejimden türbülanslı rejime geçişin, sınır tabaka kenar çizgisindeki Reynolds sayısının 3×10^6 olduğunda meydana geldiği belirtilmiştir. Ölçüm verileri kullanılarak, geliştirilen yarı analitik yarı sayısal aerodinamik ısınma hesaplama yönteminin doğrulaması da yapılmıştır.

HYFLEX aracına ait Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği analizleri ise 20 nolu kaynakta paylaşılmıştır. Bu çalışmada burun konisinin zamana bağlı sıcaklığı HAD

ve sonlu elemanlar analizinin eşlenik çözümü ile bulunmuştur. Türbülans modeli olarak Baldwin-Lomax kullanılmıştır. Uçuşun iniş fazında karbon/karbon burun konisinde maksimum 1450 °C sıcaklık görülmüştür. Analiz sonuçları ile uçuşlu test verilerinin uyumlu olduğu gözlemlenmiştir. Çalışma kapsamında rüzgâr tüneli test sonuçlarına da yer verilmiştir.

Yüksek hızlı bir füze için ticari bir yazılım kullanılarak yapılan eşlenik aerodinamik ısınma analizleri 21 nolu kaynakta ayrıntılı bir şekilde ele alınmıştır. Analiz yönteminin doğrulaması laminer ve türbülanslı rejimler için elde bulunan 2 ayrı test verisi ile yapılmıştır. Füze modelinde burun konisi çelik, gövde malzemesi ise titanyumdur. Burundan 480 mm gerideki nokta için hesaplanan zamana bağlı sıcaklıklar boyutsuz olarak uçuşlu test verisi ile kıyaslanmış ve kabul edilebilir seviyede tutarlı oldukları gözlemlenmiştir. Analizlerde kullanılan yörünge maksimum hızı 4.59 Mach'tır. Hücum açısının etkisi analizlere dâhil edilmemiştir. Sayısal modelde sınır tabakanın çözümlenmesi için y^+ değeri 1 civarında tutulmuş olup türbülans modeli olarak Menter'in SST $k-\omega$ modeli kullanılmıştır.

Üç kademeli TATER sonda roketinin aerotermal analiz sonuçlarına ve ısı yalıtım kalınlığı belirleme çalışmalarının ayrıntılarına 22 nolu kaynakta yer verilmiştir. Çalışmada dört farklı yazılım birbiri ile eş zamanlı olarak kullanılmıştır. NAFF yazılımı kullanılarak şok dalgasının konumu ve sistem üzerindeki basınç dağılımı, BLUNTY yazılımı kullanılarak da aerodinamik ısınma hesaplanmıştır. Yalıtımın termo-kimyasal bozunması CMA yazılımıyla, kalınlık boyunca sıcaklık dağılımı ise ASTHMA ile bulunmuştur. Sistemin maksimum hızı yaklaşık 3350 m/s'dir. Oldukça yüksek aerodinamik ısınmanın olduğu burun konisi ve kanat hücum kenarı için sıcaklıklar hesaplanmıştır. Burun konisi için hesaplanan aşınma değerleri uçuş esnasında akustik duyurğa ile ölçülen aşınma değerleri ile kıyaslanmış ve uyumlu sonuçlar gözlemlenmiştir. Kanat hücum kenarı için de ölçüm verilerinin analiz sonuçları ile uyumlu oldukları belirtilmiştir.

Yüksek hızlara ulaşan bir füze için bir boyutlu uzayda aerodinamik ısınmaya bağlı yüzey aşınması 23 nolu kaynakta hesaplanmıştır. Aerodinamik ısınma değerleri FLUENT yazılımı kullanılarak yapılan daimi rejimde HAD analizleri ile bulunmuştur. Tüm analizlerde çözüm ağı sınır tabakanın çözümlenmesi için y^+ değeri 5'ten küçük olacak şekilde oluşturulmuştur. Isıl aşınma hesaplamaları geliştirilen bir kod ile yapılmıştır. Hesaplamalar yörünge boyunca seçilen farklı

irtifalarda ve hızlardaki üç kritik an için yapılmıştır. Gövde malzemesi olarak ZrB_2 kullanılmıştır. Yüzey aşınmasının modellenmesinde Landau dönüşümü kullanılmıştır. Aşınma modelinin doğruluğu literatürden alınan sonuçlar kullanılarak denetlenmiştir. Burun konisinin şekil değişimi zamana bağlı şekilde elde edilmiştir. Belirtilen çalışma, hipersonik araçların aerodinamik ısınma ve ısıl aşınma analizlerinde kullanılabilecek bir yöntem ortaya koymuştur.

Kıtalararası balistik füze test aracı olan AMRAD için uçuş yörüngesine bağlı hesaplanmış yüzey sıcaklıkları ve aşınma değerleri sunulmuştur [24]. Aerodinamik ısınma gerçek gaz etkileri dikkate alınarak Fay & Riddell yaklaşımı ile hesaplanmıştır. Aşınma ve basınç dağılımı için kullanılan yaklaşımlar da çalışma kapsamında sunulmuştur. Uçuş sonrası kurtarılan burun bölgesinin yapısal malzemesi olan alüminyum için limit sıcaklık $100\text{ }^\circ\text{C}$ olarak belirlenmiş ve bu değere göre gerekli olan yalıtım kalınlığı belirlenmiştir. Hesaplamalarda hücum açısının etkisi ihmal edilmiştir. Kullanılan yalıtım malzemesi olan silika fenolik için yaklaşık 1600 K değeri aşınma sıcaklığı olarak kullanılmıştır.

Üç kademeli bir roketin Mach sayısı 7'ye ulaştığı uçuşuna ait toplam 9 noktadaki sıcaklık ölçümleri 25 nolu kaynakta sunulmuştur. Laminer rejim, geçiş rejimi ve türbülanslı rejime ait ısı transfer katsayıları ölçülmüş olup ölçülen değerlerin analitik olarak hesaplanan değerler ile uyumlu oldukları gözlemlenmiştir. İnce duvar varsayımı yapılarak analitik olarak gövde sıcaklıkları hesaplanmış ve ölçüm sonuçları ile kıyaslanmıştır. Isı transfer katsayılarının değişiminden laminer rejimden türbülanslı rejime Reynolds sayısı geçiş kistası belirlenmiş olup bu değer 14.2×10^6 ile 30.3×10^6 arasında değişiklik göstermiştir. Belirtilen çalışma, uçuş yörüngesi, gövde malzemesi, malzeme özellikleri ve ölçüm konumları ile birlikte sonuçlarını da içermesi açısından aerodinamik ısınma doğrulama çalışmalarında kıyaslama amacıyla kullanılabilecek önemli bir kaynaktır.

Hipersonik ve süpersonik hızlarda, laminer rejimden türbülanslı rejime geçiş için literatürde bulunan uçuş verileri 26 nolu kaynakta incelenmiştir. Kullanılan test verilerinde ısıl aşınmanın geçiş üzerine etkileri ihmal edilmiştir. Derlenen test verilerinin sınır tabaka geçiş modeli için yürütülecek modelleme çalışmalarında kullanılabilecek bir referans olması amaçlanmıştır.

Sayısal modelleme çalışmalarının başarıyla yapılabilmesi için yalıtım malzemelerinin yüksek ısı akısı altında gösterdiği aşınma davranışının da karakterize edilmesi gerekmektedir. Mars atmosferine girişi esnasında maruz kalacağı yüksek aerodinamik ısınma nedeniyle, Curiosity isimli uzay aracında kullanılacak yalıtım malzemesine karakterizasyon testleri yapılmıştır [27]. İlk etapta kullanılması planlanan SLA-561V malzemesinin kayma gerilmesi altındaki dayanımının düşük olması nedeniyle fırlatma tarihinden iki yıl önce malzemenin PICA olmasına karar verilmiştir. Bu karar ile birlikte yalıtımın gövde üzerinde yekpare bir şekilde bulunmasından ziyade karo şeklinde gövdeye yapıştırılması gerekmiştir. Farklı ısı akıları altında farklı fiber açılara sahip numuneler plazma altında test edilmiştir. Aşınma hızının uygulanan ısı akısına bağlı değişimi ve ölçüm sıcaklıklarının beklenen sonuçlar ile kıyaslaması çalışma kapsamında sunulmuştur. Yapılan testler neticesinde uçuş gereksinimlerini sağladığı gözlemlenen malzemenin araç üzerinde kullanımına karar verilmiş ve araç görevini 2012 yılında başarıyla gerçekleştirmiştir.

Orion isimli uzay aracında kullanımı planlanan PICA v3.3 malzemesinin ark-jet test faaliyetleri 28 nolu kaynakta sunulmuştur. Malzemenin yoğunluk, ısıl iletim katsayısı ve özgül ısı ölçümleri de gerçekleştirilmiştir. Gizlilik kuralları nedeniyle malzeme özelliklerinin sayısal değerleri çalışmada paylaşılmamıştır. Ark-jet testleri 18 farklı koşulda gerçekleştirilmiştir. Numune dış yüzeyinden termal kamera ile iç bölgesinden de ısı çiftleri kullanılarak sıcaklık ölçümü alınmıştır. DPLR Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği çözücüsü ve FIAT ısıl aşınma çözücüsü birleştirilerek test senaryoları analiz edilmiştir. Test ve analiz sonuçlarının kıyaslanması çalışma kapsamında sunulmuştur. Yüzey aşınması, yüzey sıcaklığı, derinlik boyunca sıcaklık dağılımı ve kömürleşme oranlarının oldukça tutarlı olduğu gözlemlenmiştir.

Belçika'da bulunan von-Karman Enstitüsü'nde yer alan ark-jet plazma testi alt yapılarının ayrıntıları 29 nolu kaynakta sunulmuştur. Plazmatron alt yapısında 10 MW/m^2 mertebelerinde ısı akısı elde edilmektedir. Isı akısının ölçümünde su soğutmalı duyarga kullanılmaktadır. Numune ile aynı ölçülerde olan duyarganın içindeki suyun giriş ve çıkış sıcaklıklarının farkından ısı akısı hesaplanmaktadır. Uzay uygulamalarında yalıtım amaçlı kullanılan mantar ve grafit malzemelere ait maksimum 6.8 MW/m^2 ısı akısı altındaki test sonuçları da çalışma kapsamında paylaşılmıştır.

VSB-30 sonda roketinin gövde yalıtımı için yürütülen ısı analiz faaliyetleri 30 nolu kaynakta sunulmuştur. Kolay uygulanabilirlik, elde edilebilirlik, düşük yoğunluk ve düşük maliyet gibi kıstaslar ışığında mantar tabanlı bir yalıtım malzemesi seçilmiştir. Malzemenin aerodinamik ısınma altında termo-kimyasal bozunması ticari bir yazılım olan AMARYLLIS ile modellenmiştir. Yörüngeye bağlı aerodinamik ısınma verisi yüzey sınır koşulu olarak uygulanmıştır. Yüzey aşınması sıcaklığın bir fonksiyonu olarak atanmıştır. Farklı kalınlıklardaki yalıtımın gövde sıcaklıkları üzerine olan etkisi incelenmiştir. Çalışma kapsamında MAPHEUS-6 sonda roketinin uçuşlu testinde ölçülen gövde sıcaklıklarına ve ölçüm verilerinin analiz sonuçlarıyla kıyaslamasına da yer verilmiştir.

Hipersonik araçların en uygun yalıtım kalınlığının belirlenmesine yönelik bir çalışma 31 nolu kaynakta yer almaktadır. Çalışma kapsamında geliştirilen sayısal yöntem Stardust isimli uzay aracına uygulanmıştır. Yalıtım malzemesi olarak PICA kullanılmış ve malzeme özellikleri çalışma kapsamında açıklanmıştır. Termo-kimyasal bozunma ve yüzey aşınmasına yönelik ayrıntılı bilgilere yer verilmiştir. Aerodinamik ısınma eş zamanlı olarak hesaplanmamış olup girdi olarak tanımlanmıştır. Yüzey aşınması için etkin bozunma ısısı yöntemi kullanılmıştır. Sayısal çözüm için ANSYS sonlu elemanlar yazılımı kullanılmıştır. Yapılan eniyileme ile yalıtım hacminde %46 azalma sağlanmıştır.

Yalıtım aşınmasının mühendislik yaklaşımı ile modellenmesine yönelik önemli bir çalışma da 9 numaralı kaynakta sunulmuştur. Çalışma kapsamında giriş aracı ablatif ısı koruma sistemlerinin boyutlandırılması için bir bilgisayar aracı geliştirilmiştir. Malzemenin termo-kimyasal bozunmasının modellenmesi için iki farklı seçenek sunulmuştur. Birinci seçenekte CMA termo-kimyasal bozunma ve ısı aşınma çözücüsü yazılımına entegre edilmiş, sıcaklık ve aşınma CMA kullanılarak hesaplanmıştır. İkinci seçenekte yüzey aşınması için etkin bozunma ısısı yöntemi kullanılmış ve sıcaklık dağılımı sonlu farklar yöntemi ile çözülmüştür. Aerodinamik ısınmanın hesaplanması için mühendislik yaklaşımları kullanılmıştır. Yöntemin doğrulaması Pathfinder ve Stardust uzay araçları için yürütülen analiz sonuçları ile yapılmıştır. Doğrulanmış yöntem kullanılarak yapılan Apollo aracının ısı analizleri de çalışma kapsamında sunulmuştur. Kullanılan yöntemin özellikle aşınmanın fazla beklenmediği durumlarda oldukça iyi sonuçlar verdiği vurgulanmıştır. Aşınmanın

fazla olduğu durumlarda ise aşınmanın başladığı sıcaklığın tanımlanmasıyla hata payının azaltılabileceği belirtilmiştir.

Ablatif malzemelerin termo-kimyasal bozunmasının sayısal modellenmesine yönelik çalışma 32 nolu kaynakta yayınlanmıştır. Bünye denklemleri belirlenmiş ve çözüm için sonlu farklar yöntemi kullanılmıştır. Çözümler bir boyutlu uzayda yapılmıştır. Stardust uzay aracının aerodinamik ısınma verisi kullanılarak yalıtım kalınlığı belirlenmiştir. Yöntemin doğrulama çalışmaları benzer problemin FIAT yazılımı ile bulunan sonuçları ile kıyaslanarak yapılmıştır.

Farklı uygulama alanları için, ısıl aşınmanın sayısal modellenmesine yönelik kapsamlı bir literatür araştırmasına 33 nolu kaynakta yer verilmiştir. Yapılan araştırmalar füze sistemleri, fırlatma araçları, motor içi yalıtımları ve motor lüle kompleleri olmak üzere dört ana başlık altında gruplandırılmıştır. Ulaşılan sonuçlar neticesinde ısıl aşınmanın modellenmesi için HAD yazılımlarının termo-kimyasal çözücüler ile birleştirildiği, motor içi yalıtımlarının modellenmesi için kısıtlı sayıda çalışmalar yapıldığı, lülenin aşınmasının modellenmesi için ileri seviye HAD analiz araçlarının geliştirilmesine yönelik faaliyetlerin yürütüldüğü belirtilmiştir.

Minuteman isimli kıtalararası balistik füzesinin gövde yalıtımının mühendislik yaklaşımlarıyla yapılan ısıl aşınma hesaplamaları 34 nolu kaynakta yer almaktadır. Yer testleri ile ulaşılan etkin bozunma ısısı kullanılarak aerodinamik ısınma ve fırlatma anında rampadan yansıyıp sisteme etkileyen yüksek sıcaklıktaki motor gazı altında yalıtım kalınlığının uygunluğu değerlendirilmiştir. *AeroheataBS* içerisinde de yer alan ısıl aşınma yaklaşımı kullanılmıştır. Füzenin çeşitli noktalarından ölçülen uçuşlu test verisinin hesaplama sonuçları ile olan kıyaslaması da çalışma kapsamında sunulmuştur. Yapılan çalışmalar neticesinde kullanılan yaklaşımın güvenli tarafta kalması açısından uygun olduğu, uçuşlu testlerde yer testlerinden daha az ısıl aşınma oluştuğu belirtilmiştir.

Vekil modeller kullanarak ısıl koruma sisteminin kütle tahmini için çalışmalar yapılmıştır [35]. Aerodinamik ısınma, mühendislik yaklaşımları ile hesaplanmış olup ısıl aşınma analizleri FIAT yazılımıyla yürütülmüştür. Toplam 840 farklı uçuş yörüngesi kullanılarak 6 farklı yalıtım için toplam ısı yüküne bağlı olması gereken yalıtım kalınlığı bağıntıları eğri oturtma yöntemi ile elde edilmiştir. Çalışmanın amacı tasarımın erken aşamasında gerekli olan yalıtım kütesinin hızlı kestirimidir.

Boyutlandırma çalışmalarında kullanmak amacıyla türetilen denklemler M-SAPE yazılımına bütünleştirilmiştir.

Türbülans modellerinin ve y^+ değerinin aerodinamik ısınmaya olan etkisi HAD analizleri ile 36 nolu kaynakta irdelenmiştir. Test verisi ile yapılan kıyaslamaya dayanılarak SST k- ω türbülans modelinin daha doğru sonuç verdiği belirtilmiştir. Yürütülen y^+ hassasiyet çalışmasında, y^+ değerinin 0,4 ile 6,5 arasında değişmesinin durma noktası ısı akısında kayda değer değişiklik yaratmadığı, ancak daha yüksek y^+ değerlerinde ısı akısının ciddi şekilde düştüğü belirtilmiştir.

Aerodinamik ısınma ve ısı koruma sistemlerinin tasarımında kullanmak için MASIV isimli bir tasarım aracı geliştirilmiştir [37]. Aktif ve pasif ısı koruma sistemlerinin tasarımı bu araç ile mümkündür. Aerodinamik ısınma hesaplamasında *AeroheataBS* yaklaşıma benzer şekilde Eckert'in referans sıcaklık yöntemi kullanılmıştır. Modelde ısı aşınma mevcut olmayıp yalıtılmış yapı tipindeki ısı koruma sistemleri dikkate alınmıştır. HAD analizlerinin zaman almasından dolayı eniyileme çalışmaları için MASIV benzeri hızlı kestirim araçlarının önemi çalışma kapsamında vurgulanmıştır. Scramjet motorlu MAX-1 aracının, Mach sayısının 7'ye ulaştığı yörüngesi kullanılarak yapılan ısı hesaplamaları da çalışma kapsamında sunulmuştur.

Süpersonik hızlara ulaşan bir füzenin ısı yalıtımı için güvenilirlik çalışması 38 nolu kaynakta yürütülmüştür. Malzeme özelliklerindeki, aerodinamik ısınmadaki ve gövde kalınlığındaki belirsizlikler çalışmada dikkate alınmıştır. Analizler aksel simetrik model ile sonlu elemanlar yazılımı kullanılarak yürütülmüştür. İki farklı noktadaki sıcaklık değeri ve burun aşınması için limit belirlenmiş olup, bu limitleri sağlayan koşullar arasından Monte Carlo analizi yapılarak cevap yüzeyi elde edilmiştir. Güvenilirlik üzerine en baskın olan parametreler çalışma sonunda belirlenmiştir.

1.3 Aerodinamik Isınma ve Isıl Aşınma Kodları Literatür Araştırması

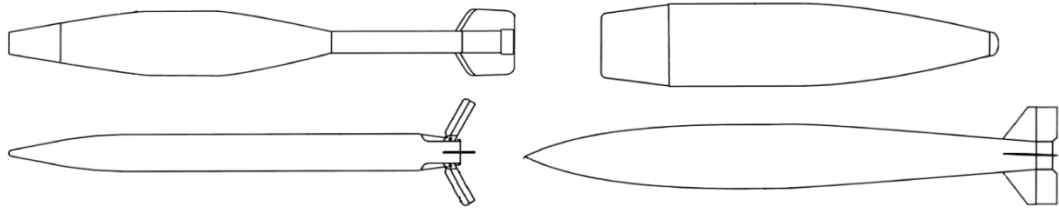
Literatür araştırması yapılarak literatürde bulunan aerodinamik ısınma ve ısı aşınma kodlarının bir değerlendirmesi yapılmıştır. Bu kodların çoğu çok özel uygulamalar için geliştirilmiş olup ticari olarak elde edilebilir değildir. Analitik ve yarı-deneysel yaklaşımlara dayalı olanlar olduğu gibi Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği içeren

yaklaşım da mevcuttur. Bu başlık altında bu kodlar hakkında gelen bilgilendirme yapılmış olup *AeroheataBS* ile olan benzerlikleri ve farklılıkları incelenmiştir.

1.3.1 Aeroprediction Code 2005

Aeroprediction 2005 (AP05), ABD Deniz Kuvvetleri Harp Merkezi'nin Dahlgren Bölümü (NSWCDD) tarafından ilk olarak 1972 yılında geliştirilmiştir. Kodun geliştirilme amacı füze, roket ve bombaların düşük hücum açıları ve Mach sayısının 3'ten daha az olduğu uçuş hızlarındaki aerodinamik karakteristiklerinin belirlenmesidir. Kodun kabiliyetleri devam eden yıllarda yeni kodların eklenmesiyle artırılmıştır.

Günümüz sürümünde 0° - 20° hücum açısı aralığında ve Mach sayısının 20 olduğu hıza kadar birçok farklı uçuş yörüngesinde aerodinamik veri tabanı yarı-deneysel yöntemler kullanarak oluşturulmaktadır. Yazılımın aerodinamik ısınma kabiliyeti kısıtlı olup standart bağıntıların kullanımıyla belirlenen konumlar için adyabatik duvar sıcaklığı, ısı transfer katsayısı ve durma noktası ısı akısı hesaplanmaktadır. Hesaplamalar için uçuş yörüngesinin, hızının, geometrinin ve yüzey sıcaklığının programa girilmesi gerekmektedir. Kod yüzey sıcaklığını eş zamanlı olarak hesaplayamamaktadır. Laminer rejimden türbülanslı rejime geçiş kıstası kullanıcı tarafından kritik Reynolds sayısının tanımlanmasıyla yapılmaktadır. Program hakkında detay teorik bilgiler 39 ve 40 nolu kaynaklarda yer almaktadır. Yazılım içerisinde modellenebilen geometrilerin şematik gösterimi Şekil 1.5'te verilmiştir.

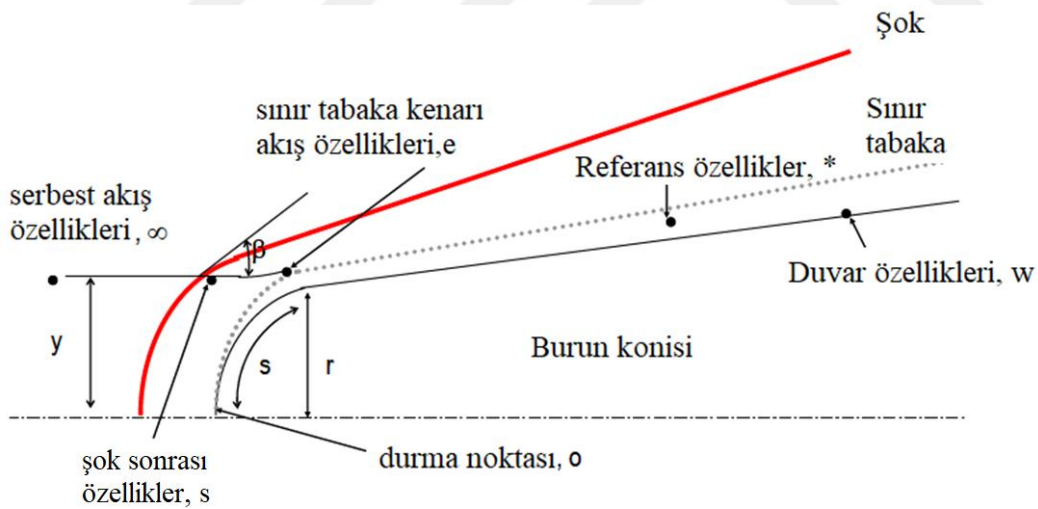


Şekil 1.5 : AP05 hesaplama yöntemine uygun geometri örnekleri.

AP05, belirli bir uçuş koşulu için hesaplanan ısı transfer katsayısını ve adyabatik duvar sıcaklığını, vücudun ekseni boyunca tanımlanan tüm konumlarda hesaplayabilmektedir.

1.3.2 BLUNTY

BLUNTY 1960lı yılların sonunda ABD Ulusal Nükleer Güvenlik İdaresi'nin araştırma ve geliştirme laboratuvarlarından biri olan Sandia Ulusal Laboratuvarı'nda yüksek hızlı araçların maruz kaldığı aerodinamik ısınmanın hesaplanması için geliştirilmiş bir yazılımdır. Şok dalgasının şekli ve arkasında oluşan basınç dağılımının bulunması için farklı koniklik açıları için NASA AMES Akış Alanı (NAFF) yazılımı ile oluşturulmuş tablolar kullanılmaktadır. Tablo verileri Mach sayısının 2, 4, 6, 8, 10, 15, 20, 25 ve 30 olduğu hızlar için oluşturulmuştur. Sınır tabaka kenar çizgisi üzerindeki akış özellikleri viskoz olmayan akış çözümlemesi ile sınır tabaka kütle akısı bağıntısının birleştirilmesiyle oluşturulan özel bir teknik (*stream-tube mass balancing*) kullanılarak hesaplanmaktadır. İdeal gaz ve termodinamik denge modellerinin her ikisi de yazılımda yer almaktadır. Durma noktası ısı akısı için Fay & Riddell bağıntısı, laminar rejim ısı akıları için Kemp, Rose ve Detra yaklaşımları, türbülanslı akışlar için ise düzeltilmiş Rose, Probstein ve Adams yaklaşımları kullanılmaktadır. Yazılımda kullanılan terminolojinin genel görünümü Şekil 1.6'da gösterilmiştir.



Şekil 1.6 : BLUNTY aerodinamik ısınma değişkenleri [41].

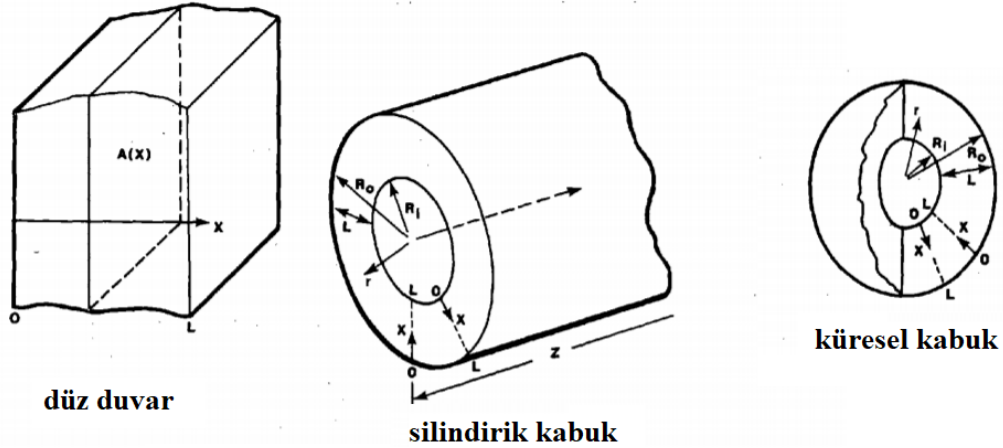
Serbest akış özellikleri için 1962 ABD standart atmosfer modeli kullanılmaktadır. Şok arkasındaki akış özellikleri ise tablolardan çekilmektedir. Viskozite için Cohen denklemi kullanılmaktadır. Aerodinamik ısınmanın hesaplanmasından önce akış rejiminin belirlenmesi gerekmektedir.

BLUNTY, akış rejimi için momentum kalınlığı Reynolds sayısına bağlı geçiş kıstası kullanılmaktadır. Bu özelliği ile *AeroheataBS* ile benzerlik taşımaktadır.

Hesaplamalarda kullanılan yaklaşımların ayrıntıları 41 nolu kaynakta bulunmaktadır. Belirtilen yaklaşımları kullanarak BLUNTY gövde üzerinde tanımlanan her nokta için geri kazanım sıcaklığını, soğuk duvar ısı akısını, ısı transfer katsayısını, sınır tabaka kenarındaki akış özelliklerini yörünge için her bir noktası için hesaplamaktadır. Yüzey sıcaklığını *AeroheataBS*'in aksine eş zamanlı olarak hesaplayamamaktadır.

1.3.3 SODDIT

SODDIT, yüksek hızlı sistemlerde aerodinamik ısınma altında oluşan sıcaklık dağılımı ve ısıl aşınmayı hesaplamak için ilk olarak 1972 yılında geliştirilmiş bir yazılımdır. Günümüzde hala geliştirilme çalışmaları devam etmektedir. Isıl aşınma çalışmaları için kullanılan CMA yazılımına alternatif olması planlanmıştır. Farklı yazılımlar ile hesaplanmış aerodinamik ısınma sınır koşulu olarak SODDIT yazılımına tanımlanmaktadır. Bu suretle aerodinamik ısınma ve yüzey sıcaklığı eş zamanlı olarak hesaplanamamaktadır. Oluşturulan çözüm ağı kullanılarak gövde üzerinde oluşan sıcaklık dağılımı sonlu farklar yöntemi ile bulunmaktadır. Düz, kavisli ve küresel olmak üzere Şekil 1.7'deki üç farklı geometri tipi için hesaplama yapmak mümkündür.



Şekil 1.7 : SODDIT ile modellenebilen geometrilerin şematik gösterimi [42].

Yazılım ısı iletimi ters problemlerinin çözümünde de kullanılabilir. İç yüzey ölçüm sıcaklıklarından yola çıkarak dış yüzeydeki ısı akısının ve yüzey sıcaklığının kestirimi mümkündür. Isıl aşınmanın hesaplanmasında etkin bozunma ısısı, Q^* yöntemi kullanılmaktadır. Bu yaklaşımla *AeroheataBS* ile benzerlik göstermektedir. Yazılım hakkında ayrıntılı bilgi 42 nolu kaynakta yer almaktadır.

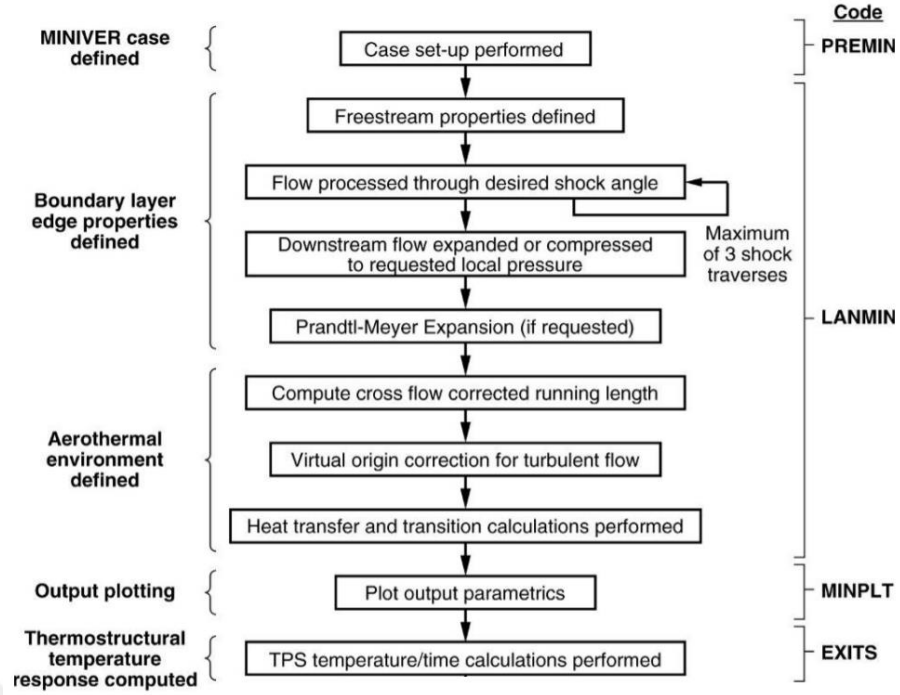
1.3.4 MINIVER

MINIVER, 1960lı yıllarda NASA tarafından geliştirilmesine başlanan ve günümüzde hala kullanılan aerodinamik ısınma hesaplama yazılımıdır. Temel olarak teorik ve deneysel bağıntıları, yörüngeyi ve geometrik bilgileri kullanarak gövde üzerindeki akış özelliklerini hesaplamakta ve bu özelliklerin yardımıyla yüzeydeki ısı yükleri hesaplanmaktadır. HAD analizlerinin aksine, daha kısa sürede kabul edilebilir doğrulukta sonuç verdiği için tasarımın ilk aşamasında alternatif tasarımların parametrik çalışmalarla elde edilmesinde ve birbirleri ile kıyaslanmasında kullanılmaktadır. Yıllardır yürütülen geliştirme çalışmaları sonunda günümüzde NASA tarafından en sık kullanılan aerodinamik ısınma hesaplama araçlarından biridir. Geliştirilmesine günümüzde Langley Araştırma Merkezi'nde devam edilmektedir.

Hesaplamalarda şok dalgaları, durma noktası akışı, düz ve silindirik yapılar, laminer ve türbülanslı akışlar ideal veya gerçek gaz modelleriyle dikkate alınabilmektedir. Tüm uçuş süresi boyunca irtifa, hız ve hücum açısı hesaplamalarda girdi olarak kullanılmaktadır. Bu yönüyle *AeroheataBS* ile benzerlik göstermektedir. Aerodinamik ısınma ve yüzey sıcaklığı *AeroheataBS*'de olduğu gibi eş zamanlı olarak hesaplanmaktadır. Başta Space Shuttle Orbiter uzay mekiği olmak üzere HL-20, X-33, X-34, X-37, X-43 hava araçlarının tasarımında MINIVER kullanılmıştır [43].

Yazılım dört alt programdan oluşmaktadır. PREMIN girdilerin oluşturulduğu kısımdır. Yörünge, geometrik bilgiler ve atmosfer modeli gibi çözüm parametreleri bu kısımda tanımlanmaktadır. LANMIN içerisinde barındırdığı algoritmalar ile farklı ısı aktarım metodlarını, laminer rejimden türbülanslı rejime geçiş kriterlerini ve atmosfer modellerini kullanıcıya seçme imkânı vermektedir. Akış özellikleri de LAMNIN ile hesaplanmaktadır. EXITS ise gövde üzerindeki sıcaklık dağılımını hesaplamaktadır. Yazılım içerisinde sıkça kullanılan ısı koruma sistemlerinin özelliklerini barındıran bir kütüphane de bulunmaktadır. MINPLT ise çözümlerin ekrana yansıtılmasını sağlamaktadır.

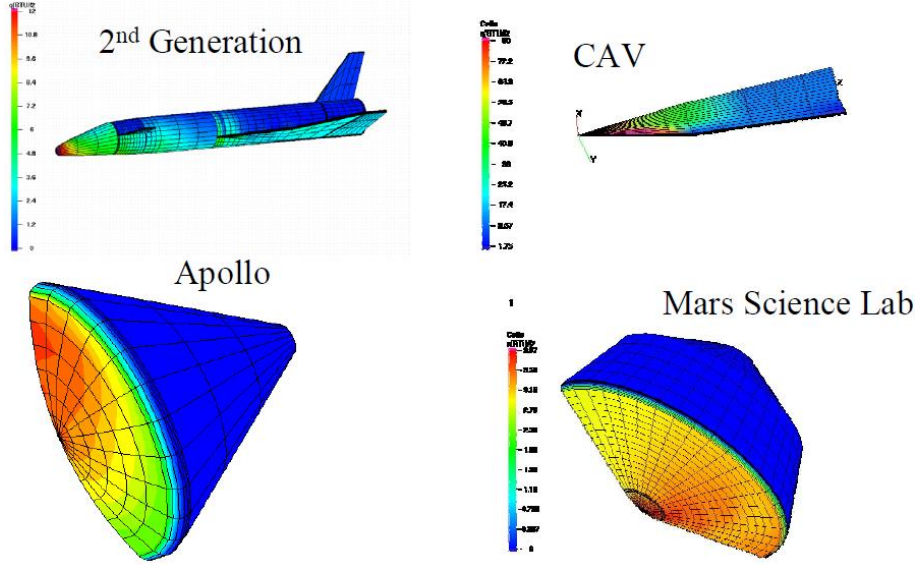
MINIVER, Amerika Birleşik Devletleri'nin savunma projelerinde de kullanılmakta olup ticari olarak elde edilebilir değildir. Yazılımın geliştirilmesine yönelik yapılan eklemeler 45 nolu kaynakta ayrıntılı bir şekilde açıklanmıştır. Programa ait akış şeması ve alt programların yazılım içerisindeki görevleri Şekil 1.8'de verilmiştir.



Şekil 1.8 : MINIVER akış şeması [44].

1.3.5 ATAC

ATAC, havacılık ve uzay alanında ısıl koruma sistemlerinin tasarımında, yapısal analizler için basınç ve ısı akısı sınır koşullarının çıkarımında ve IR izi analizlerinde kullanılabilen aerodinamik ısınma ve gövde sıcaklığı hesaplama aracıdır. MASCC ile CMA yazılımlarının birleştirilmesiyle oluşturulmuştur. Akış çizgileri boyunca sınır tabaka integral momentum ve enerji denklemlerinin eş zamanlı çözümüyle gövde çevresindeki zamana bağlı aerothermal sınır koşullarını hesaplamaktadır. HAD yazılımları ile birleştirilmesine yönelik çalışmalar devam etmektedir. Modelleme kabiliyetleri arasında üç boyutlu geometri tanımlanması, yörüngeye bağlı serbest akış özelliklerinin bulunması, viskoz olmayan yaklaşımla yüzey basınç dağılımının ve şok şeklinin hesaplanması, sınır tabaka içerisindeki sıcaklıkların hesaplanması ve ısıl aşınma yer almaktadır. Parçacık çarpmasına bağlı mekanik aşınma da hesaplama yetenekleri arasında yer almaktadır. Yörüngeye bağlı uçuş modülüne ilave olarak rüzgâr tüneli ve plazmatron testlerine yönelik modülleri de bulunmaktadır. Malzeme davranışını Arrhenius denklemiyle modellemektedir. Bu haliyle *AeroheataBS* ile benzerlik göstermektedir. ATAC kullanılarak aerodinamik ısınma kestirimi yapılan sistem örnekleri Şekil 1.9'da verilmiştir. ATAC yazılımı hakkında ayrıntılı bilgiler 46 ve 47 nolu kaynaklarda yer almaktadır.



Şekil 1.9 : ATAC aerothermal analiz örnekleri [46].

1.3.6 CMA

CMA, Aerotherm firması tarafından 1960lı yıllarda geliştirilen ve günümüzde havacılık ve uzay çalışmalarında en sık kullanılan ısıl aşınma yazılımıdır. Bir boyutlu düzlemde zamana bağlı olarak ısınmaya bağlı kimyasal bozunmayı ve yüzey aşınmasını hesaplamaktadır. Üç farklı tipte yüzey sınır koşulu seçeneğini barındırmaktadır. Birinci seçenekte taşınım ve ışıınım sınır koşulu altında termo-kimyasal bozunma modellenmektedir. İkinci seçenekte yüzey sıcaklığı ve aşınma kullanıcı tarafından tanımlanmaktadır. Üçüncü seçenekte ise zamana bağlı ışıınım aşınmayan sabit bir yüzeye tanımlanabilmektedir. Birinci seçenek kullanıldığında malzemeye ait karmaşık termo-kimyasal girdilerin tablo olarak girilmesi gerekmektedir. EST bu amaçla geliştirilmiş bir yazılımdır. Bu yazılım vasıtasıyla yüzey basıncına bağlı boyutsuz piroliz gaz oranı B'_g ve boyutsuz kömürleşme oranı B'_c hesaplanmaktadır. Yüzeydeki kütle transferi Stanton sayısı (C_M) ve sınır tabaka kenarındaki akış yoğunluğu ile akış hızına bağlı oranlar Eşitlik (1.1) ve Eşitlik (1.2)'de verilmiştir.

$$B'_g = \frac{\dot{m}_g''}{\rho_e u_e C_M} \quad (1.1)$$

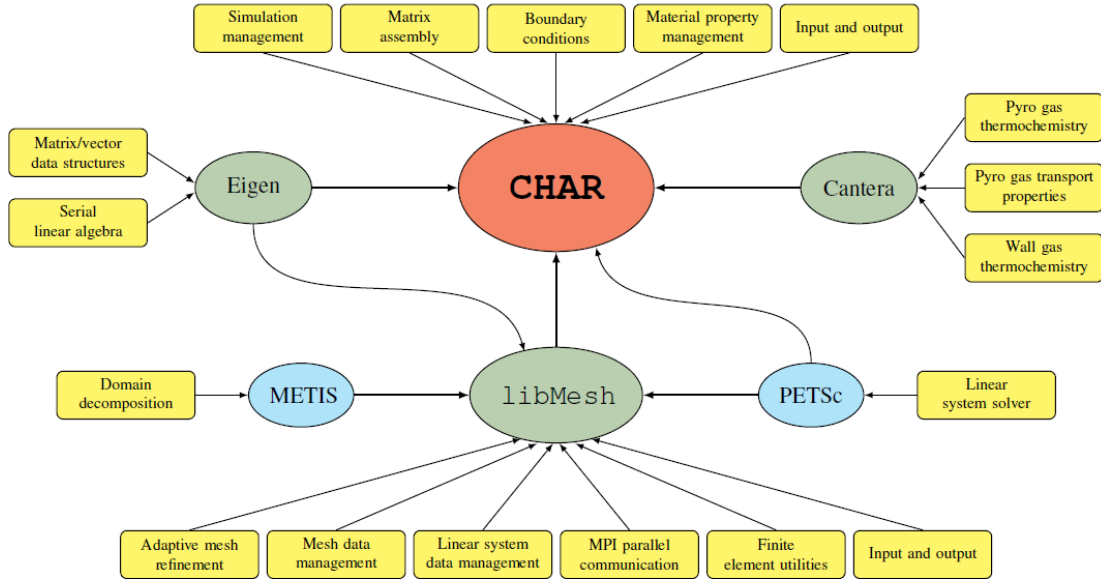
$$B'_c = \frac{\dot{m}_c''}{\rho_e u_e C_M} \quad (1.2)$$

Tanımlanan sınır koşulları ve termo-kimyasal bozunmaya bağlı tepkime ürünlerinin entalpi değerleri kullanılarak yüzeyde enerji dengesi kurulmaktadır. Malzemenin termo-kimyasal bozunması Arrhenius yaklaşımıyla modellenmektedir. Bu haliyle *AeroheataBS* ile benzerlik göstermektedir. Aerodinamik ısınma eş zamanlı olarak hesaplanmamaktadır, bu açıdan ise *AeroheataBS*'ten farklılık göstermektedir. Yazılım yeteneklerine ait ayrıntılı bilgiler 48 nolu kaynakta yer almaktadır.

1.3.7 CHAR

CHAR, bir, iki ve üç boyutlu uzayda ısı transferi ve ısı aşınma çözümü yapabilen bir programdır. Hesaplamalarda sonlu elemanlar yöntemini kullanmaktadır. Isıl genişlemeye ve dış yüzeye etkiyen yapısal yüklere bağlı oluşan gerilmelerin hesabı da bu program ile mümkündür. Program, bünyesinde daha önce farklı problemler için geliştirilmiş modelleme ve çözücü araçlarını içermektedir. Programda Galerkin sonlu elemanlar yöntemi kullanılmış olup çözüm kapalı (*implicit*) olarak yapılmaktadır. Bir boyutlu analizlerde 2 serbestlik derecesine sahip bar elemanlar, iki boyutlu analizlerde 3 ve 4 serbestlik derecesine sahip dörtgen ve üçgen elemanlar, üç boyutlu analizlerde ise 8 serbestlik dereceli hegzagonal, 4 serbestlik dereceli tetragonal, 6 serbestlik dereceli prizmatik ve 5 serbestlik dereceli piramit elemanlar ayrıklaştırma için kullanılabilir. CHAR, bir, iki ve üç boyutlu uzayda ısı transferi ve ısı aşınma çözümü yapabilen bir programdır. Hesaplamalarda sonlu elemanlar yöntemini kullanmaktadır. Isıl genişlemeye ve dış yüzeye etkiyen yapısal yüklere bağlı oluşan gerilmelerin hesabı da bu program ile mümkündür. Program, bünyesinde daha önce farklı problemler için geliştirilmiş modelleme ve çözücü araçlarını içermektedir. Programda Galerkin sonlu elemanlar yöntemi kullanılmış olup çözüm kapalı (*implicit*) olarak yapılmaktadır. Bir boyutlu analizlerde 2 serbestlik derecesine sahip bar elemanlar, iki boyutlu analizlerde 3 ve 4 serbestlik derecesine sahip dörtgen ve üçgen elemanlar, üç boyutlu analizlerde ise 8 serbestlik dereceli hegzagonal, 4 serbestlik dereceli tetragonal, 6 serbestlik dereceli prizmatik ve 5 serbestlik dereceli piramit elemanlar ayrıklaştırma için kullanılabilir.

Sonlu elemanlar yöntemine yönelik modelin hazırlanması libMesh yazılımı ile yapılmaktadır. libMesh ile hazırlanan model CHAR için girdi olmaktadır. Isıl aşınma sonrası çözüm ağının güncellenmesi de libMesh ile yapılmaktadır. Kullanıcı arayüzüne sahiptir. Cantera yazılımı piroliz gazlara ait termo-kimyasal özelliklerin bulunmasında, Eigen yazılımı ise doğrusal denklem sistemlerinin çözümünde kullanılmaktadır. Termo-kimyasal özelliklerin bulunmasında kimyasal denge varsayımı yapılmaktadır. Program ısı iletimi ve termo-kimyasal bozunmaya uğrayan gözenekli yapı içerisindeki gaz hareketini modelleyen denklemleri üç boyutta da çözebilmektedir. Çözüm esnasında kullanılan denklemlerin türetilmesinde kütle, momentum ve enerjinin korunum yasalarından faydalanılmıştır. Yüzey pürüzlülüğünün duvar kayma gerilmesine olan etkisi ve malzemeler arası ısı temas direnci de yazılım içerisinde modellenmiştir. CHAR'ın yapısını oluşturan yazılımlar ve birbiri ile olan etkileşimleri Şekil 1.10'da verilmiştir.



Şekil 1.10 : CHAR yazılımının bütünü oluşturulan bileşenler [49].

Mühendislik yaklaşımları için yapılan başlıca kabuller şu şekildedir:

- Termo-kimyasal bozunma sonucu oluşan piroliz gazlar katı bölgeler ile tekrar bir kimyasal reaksiyona girmemektedir.
- Katı ve gaz ürünler arasında sıcaklık farkı bulunmamaktadır.
- Piroliz gazlar kimyasal dengedeki ideal gazların karışımından oluşmaktadır.
- Yüzeydeki akış katı içerisine yayılım göstermemektedir.

Malzemenin termo-kimyasal bozunması Arrhenius yaklaşımı ile modellenmektedir. Bu açıdan *AeroheataBS* ile benzerlik göstermektedir. Ayrıca piroliz gazların aerodinamik ısınmaya olan azaltıcı etkisi için kullanılan yaklaşım da *AeroheataBS*'te kullanılan yaklaşım ile aynıdır. Aerodinamik ısınma eş zamanlı olarak hesaplanamamakta, aerodinamik ısınmanın yüzeye sınır koşulu olarak tanımlanması gerekmektedir. Yazılıma ait detay bilgiler ve doğrulama çalışmaları 49 nolu kaynakta yer almaktadır.

Isıl aşınmayı modelleyen yazılımlar yukarıda anlatılanlar ile sınırlı olmamakla birlikte 50 nolu kaynakta yazılımlar hakkında ayrıntılı bilgiler ve karşılaştırmalar verilmiştir. Kıyaslanan yazılımların listesi ve geliştiricileri Çizelge 1.1'de verilmiştir. Yazılımların birbiri ile olan kıyaslaması da 50 nolu kaynakta yer almaktadır.

Çizelge 1.1 : Isıl aşınma yazılımları ve geliştiren kurumlar [50].

Yazılım ismi	Geliştiren Kuruluş	Yazılım ismi	Geliştiren Kuruluş
Amaryllis	Samtech, Belçika	HERO	NASA, ABD
CAMAC	CSIST, Tayvan	ITARC	NASA, ABD
CAT	NASA, ABD	libAblation	Tex. Aust. Üniv., ABD
CHALEUR	SNL, ABD	MIG	Florida Üniv., ABD
CHAP	Boeing, ABD	MOPAR	Michigan Üniv., ABD
CMA	Aerotherm, ABD	NEQAP	N. Carol. St. Üniv., ABD
CMA/SCMA	Tokyo Üniv., Japonya	NIDA	Alab. Birm. Üniv., ABD
CMA/KCMA	ISA, Fransa	PATO	NASA, ABD
CODE-JSC	NASA, ABD	STAB	NASA, ABD
CODE-LaRC	NASA, ABD	TITAN	NASA, ABD
FABL	Fluid Grav., İngiltere	TMU	T. Modares Üniv., İran
FIAT/3DFIAT	NASA, ABD	US3D	Minn. Üniv., ABD

1.4 Tezin Amacı ve Hedefi

Hava araçlarının ağırlığı, uçuş performansını ve sistem tasarımını etkileyen en önemli unsurların başında gelmektedir. Isıl koruma sistemleri de maruz kalınan ısı yüküne bağlı olarak sistemin toplam ağırlığı içerisinde kayda değer bir paya sahiptir.

Sistem ağırlığı arttıkça, istenen yörüngeyi sağlayabilmek için itki ihtiyacı da artmakta, bu durumun ilave yakıt gerektirmesinden dolayı motor boyu ve çapı değişmektedir. Geometrideki değişim sistem aerodinamiğini de etkilediğinden tüm tasarım döngüsü başa dönmektedir. Ablatif ısı koruma sistemi kullanıldığı durumda ısı aşınmaya bağlı olarak sistem ağırlığı, dış geometri ve ağırlık merkezinin konumu uçuş esnasında değişmektedir. Bu durum sistem kararlılığı ve otopilot tasarımı için önem arz ettiğinden uçuş öncesinde yalıtım aşınmasının dikkate alınması gerekmektedir.

Aerodinamik ısınma gövde malzemelerinin seçimini etkileyen en önemli unsurdur. Isıl yüklerin yüksek olduğu durumlarda gövde malzemesi olarak çelik kullanılabilirken, yeterli kalınlıkta yalıtım uygulanması durumunda daha hafif olan alüminyum ve magnezyum da tercih edilebilmektedir. Ayrıca füze içerisinde yer alan elektronik üniteler kısıtlı bir sıcaklık aralığında işlevsel olduğundan tüm uçuş boyunca gövde sıcaklıklarının belirli bir seviyeyi geçmemesi gerekmektedir. Bundan dolayı elektronik ünitelerin füze içerisine konumlandırılmasında, gövde sıcaklık dağılımlarının dikkate alınması gerekmektedir.

Gövde sıcaklıklarının hatalı öngörülmesinde olabilecek bazı hata durumları, harp başlığının havada infilak etmesi, elektronik ünitelerin işlevselliğini kaybetmesi ve

gövde malzemelerinin mukavemetinin düşmesine bağlı olarak yapısal bütünlüğünü kaybetmesidir.

Tasarımın ilk aşamalarında yörünge alternatiflerinin, malzeme seçeneklerinin ve kalınlıklarının belirlenmesi için doğru ve hızlı bir şekilde aerodinamik ısınmanın ve yalıtım aşınmasının hesaplanması gerekmektedir. Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği analizleri bu aşamada oldukça maliyetli ve zaman alıcı bir yöntem olduğundan mühendislik yaklaşımları ile ön tasarımın şekillendirilmesi gerekmektedir. Literatüre baktığımızda da bu yöntem için geliştirilmiş ve farklı yetenekleri olan yazılımların olduğu görülmektedir. Bu yazılımlar füze teknolojileri için geliştirildiklerinden ihraç lisansına tabi tutulurlar ve ticari olarak elde edilebilir değillerdir. Bu yazılımların örnekleri önceki başlıklar altında verilmiştir.

Tez kapsamında, yörüngeye bağlı bir şekilde aerodinamik ısınmanın, kalınlık boyunca sıcaklık dağılımlarının ve yalıtım aşınmasının hızlı bir şekilde kestirimine yönelik bir ısı tasarım aracı, *AeroheataBS* geliştirilmiştir. *AeroheataBS* ile tasarımın ilk aşamasında yalıtım kalınlıkları ve malzeme çeşitleri belirlenmekte bu sayede tasarım döngüsü bu açıdan oldukça olgun bir model ile başlamaktadır. Füzeyi oluşturan alt sistemlere tanımlanacak ısı gereksinimleri de *AeroheataBS* ile belirlenebilmektedir.

AeroheataBS ile laminer rejimden türbülanslı rejime geçiş için kullanılan cebirsel bir modele ait katsayılar da türetilmiş ve gövde sıcaklıklarının akış rejimini de dikkate alacak şekilde daha hassas hesaplanması sağlanmıştır. Malzeme karakterizasyon faaliyetleri de tez kapsamında sunulmuştur.

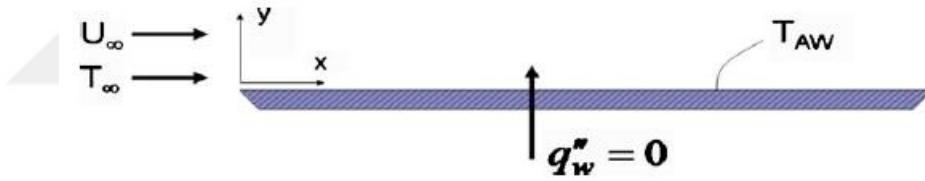
AeroheataBS'in yüksek hızlı sistemlerin ısı tasarımında kullanılabilecek bir tasarım aracı olması hedeflenmiştir. Literatürde birebir aynı yaklaşımı kullanan ticari bir yazılım mevcut değildir. Aerodinamik ısınmayı ve ısı aşınmayı aynı anda dikkate alarak eşlenik bir çözüm yapması *AeroheataBS*'in öne çıkan özelliğidir.

Aerodinamik ısınmanın ve gövde sıcaklığının tasarım sürecinde oldukça kısa sürelerde ve yüksek doğrulukta hesaplanması kayda değer seviyede zaman kazancı sağlamaktadır. Ayrıca hâlihazırda uzun olan sistem tasarımı süreçlerini kısaltıp farklı tasarım alternatiflerinin incelenmesine olanak sağlamaktadır. Bu sayede *AeroheataBS*'in endüstriyel ortamda kullanılabilecek iyi bir seçenek olduğu değerlendirilmektedir.

2. MATEMATİKSEL MODEL

2.1 Aerodinamik Isınmanın Analitik Çözümü

Aerodinamik ısınma karmaşık geometriler için HAD analizleri ve deneysel veriye dayalı mühendislik yaklaşımları ile hesaplanabilmektedir. Aerodinamik ısınmanın analitik çözümü ise temel varsayımlar kullanılarak basitleştirilmiş geometri ve sınır koşulları altında mümkün olmaktadır. Süreklilik, momentum ve enerji denklemlerinin eş zamanlı çözümü ile ısı transferi katsayısı elde edilmektedir [51]. Bu bölümde şematik olarak Şekil 2.1’de verilen adyabatik duvar sıcaklığındaki düz bir plakaya etkiyen aerodinamik ısınma, 51 nolu kaynakta belirtildiği şekilde analitik olarak elde edilmiştir. İdeal gaz varsayımı ve sabit viskozite, özgül ısı ve ısıl iletim katsayısı altında korunum denklemleri Eşitlik (2.1-2.3) ile belirtilmiştir.



Şekil 2.1 : Adyabatik yüzeye sahip düz bir plakanın şematik gösterimi [51].

Süreklilik denklemi:

$$\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} = 0 \quad (2.1)$$

Momentum denklemi:

$$u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} = g + \nu \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} \quad (2.2)$$

Enerji denklemi:

$$u \frac{\partial T}{\partial x} + v \frac{\partial T}{\partial y} = \frac{u}{\rho c_p} \frac{\partial p}{\partial x} + \alpha \frac{\partial^2 T}{\partial y^2} + \frac{\nu}{c_p} \left(\frac{\partial u}{\partial y} \right)^2 \quad (2.3)$$

Modele ait sınır koşulları Eşitlik (2.4-2.6) ile belirtilmiştir.

$$T(x = 0) = T_{\infty} \quad (2.4)$$

$$\left(\frac{\partial T}{\partial y}\right)_{y=0} = 0 \quad (2.5)$$

$$T(y \rightarrow \infty) = T_{\infty} \quad (2.6)$$

Eşitlik (2.3) ile belirtilen ifadenin, benzerlik değişkenlerinin yardımıyla analitik olarak çözülebilir bir hale getirilmesi gerekmektedir. Eşitlik (2.7-2.9) ile belirtilen benzerlik değişkenleri kullanılarak Eşitlik (2.3), Eşitlik (2.10)'da verilen denkleme dönüşmektedir.

$$\eta = y \sqrt{\frac{u_{\infty}}{\nu x}} \quad (2.7)$$

$$\psi(x, y) = f(\eta) \sqrt{u_{\infty} \nu x} \quad (2.8)$$

$$\theta = \frac{(T - T_{\infty})}{\left(\frac{u_{\infty}^2}{2c_p}\right)} \quad (2.9)$$

$$\theta'' + \frac{Pr}{2} f \theta' + 2Pr(f'')^2 = 0 \quad (2.10)$$

Eşitlik (2.10) ile gösterilen ifadenin analitik olarak çözülebilmesi için bir dönüşüm daha yapılması gerekmektedir. Eşitlik (2.11)'de verilen benzerlik değişkeni kullanılarak Eşitlik (2.12) ile gösterilen değişken katsayılı birinci dereceden doğrusal adi diferansiyel denkleme ulaşılmaktadır.

$$\zeta = \theta' \quad (2.11)$$

$$\zeta' = -\frac{Pr}{2} f \zeta - 2Pr(f'')^2 \quad (2.12)$$

Eşitlik (2.12), $y(x)=f_1(x)f_2(x)$ şeklinde bir çözüme sahip olduğu varsayılp sınır koşulları ile gerekli düzenlemeler yapıldığında Eşitlik (2.13) elde edilmektedir.

$$\theta = 2Pr \int_{\eta}^{\infty} (f'')^{Pr} \left[\int_0^{\beta} (f'')^{2-Pr} d\xi \right] d\beta \quad (2.13)$$

Plaka yüzeyi adyabatik olarak kabul edildiği için yüzey sıcaklığı adyabatik duvar sıcaklığındadır. Bu durumda $\eta=0$ değeri Eşitlik (2.13)'te yerine yazıldığında geri kazanım faktörü (*recovery factor*) olarak isimlendirilen değişkene ulaşılmaktadır. Değişkenin matematiksel ifadesi Eşitlik (2.14)'te verilmiştir.

$$\theta(0) = \frac{T_{aw} - T_{\infty}}{u_{\infty}^2/2c_p} = 2Pr \int_0^{\infty} (f'')^{Pr} \left[\int_0^{\beta} (f'')^{2-Pr} d\xi \right] d\beta = r \quad (2.14)$$

Adyabatik duvar sıcaklığının geri kazanım faktörüne bağlı değişimi ise Eşitlik (2.15)'te verilmiştir.

$$T_{aw} = T_{\infty} + r \frac{u_{\infty}^2}{2c_p} \quad (2.15)$$

İdeal gaz yaklaşımı ile durma noktası sıcaklığı ise Eşitlik (2.16) ile ifade edilmektedir.

$$T_0 = T_{\infty} + \frac{u_{\infty}^2}{2c_p} \quad (2.16)$$

Eşitlik (2.16), Eşitlik (2.9)'da yerine yazıldığında Eşitlik (2.17)'ye ulaşılmaktadır.

$$\theta = \frac{(T - T_{\infty})}{(T_0 - T_{\infty})} \quad (2.17)$$

Eşitlik (2.18) ile belirtilen θ parametresi Eşitlik (2.17) ve Eşitlik (2.15) ile sınır koşulları dikkate alınarak birleştirildiğinde Eşitlik (2.19)'a ulaşılmaktadır.

$$\theta = \frac{T - T_{\infty}}{T_w - T_{\infty}} \quad (2.18)$$

$$(T - T_{\infty}) = (T_w - T_{aw})\theta(\eta) + \left(\frac{u_{\infty}^2}{2c_p} \right) \theta(\eta) \quad (2.19)$$

Fourier'in ısı iletim denklemi dikkate alınır, yüzeydeki ısı transferinin ifadesi Eşitlik (2.20)'de belirtildiği şekilde olmaktadır.

$$q = -kA \left(\frac{\partial T}{\partial y} \right)_{y=0} = -kA \sqrt{\frac{u_{\infty}}{\nu x}} \left(\frac{\partial T}{\partial \eta} \right)_{\eta=0} = -kA \sqrt{\frac{u_{\infty}}{\nu x}} (T_w - T_{aw}) \theta'(0) \quad (2.20)$$

Aerodinamik ısınma problemi için taşınım ile ısı transferinin ifadesi Eşitlik (2.21)'de gösterildiği gibi tanımlanırsa Eşitlik (2.20) yardımıyla Eşitlik (2.22)'ye ulaşılmaktadır. Bu eşitlik sürtünmesiz ısınma problemi için de geçerli olduğu için Eşitlik (2.21) ifadesi taşınım ile gerçekleşen aerodinamik ısınmanın temel denklemi olarak kabul edilmektedir.

$$q = hA(T_w - T_{aw}) \quad (2.21)$$

Bu ifadede h, ısı transferi katsayısı olup Reynolds ve Prandtl sayılarına, akışkanın ısı iletim katsayısına, yüzeydeki konumuna ve akış rejimine bağlı olarak değişmektedir.

$$\frac{Nu_x}{\sqrt{Re_x}} = -\theta'(0) \quad (2.22)$$

Laminer ve türbülanslı akışlarda düz bir plaka için Nusselt sayısının ifadesi Eşitlik (2.23) ve Eşitlik (2.24)'te verilmiştir [52].

$$Nu_x = 0.332\sqrt{Re_x}(Pr)^{1/3} \quad (2.23)$$

$$Nu_x = 0.0291(Re_x)^{4/5}(Pr)^{1/3} \quad (2.24)$$

Eşitlik (2.15) ile ifade edilen adyabatik duvar sıcaklığı, Eşitlik (2.25) ve Eşitlik (2.26) ifadeleri ile tekrar düzenlenirse adyabatik duvar sıcaklığının bir başka ismiyle de geri kazanım sıcaklığının matematiksel ifadesine Eşitlik (2.27)'de belirtildiği şekilde ulaşılır. Durma noktası sıcaklığı ise Eşitlik (2.28)'de verilmiştir.

$$u_\infty^2 = M_\infty^2 \gamma R T_\infty \quad (2.25)$$

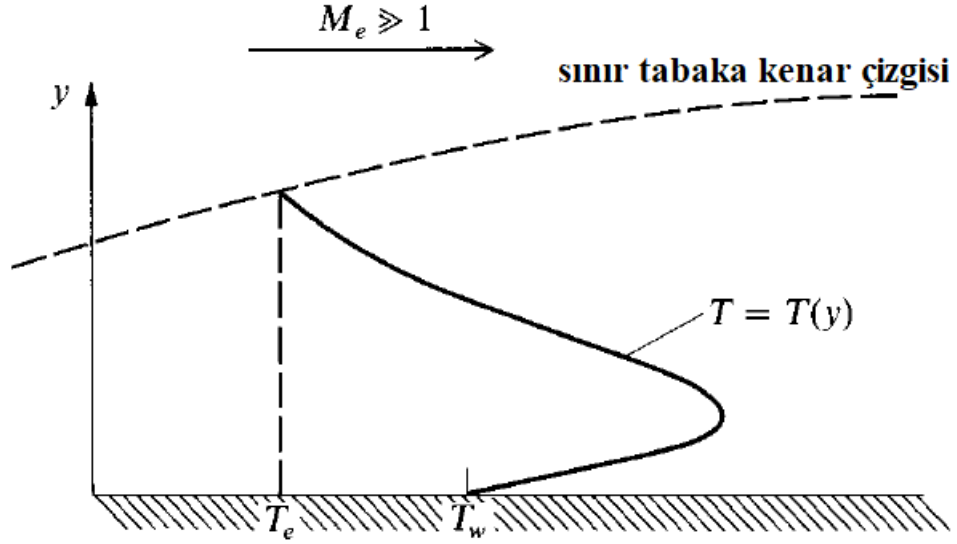
$$\gamma = \frac{c_p}{c_v} = \frac{R + c_v}{c_v} \quad (2.26)$$

$$T_r = T_\infty \left(1 + r \frac{\gamma - 1}{2} M_\infty^2 \right) \quad (2.27)$$

$$T_0 = T_\infty \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_\infty^2 \right) \quad (2.28)$$

Sınır tabaka içerisinde, akışın ulaştığı en yüksek sıcaklık seviyesi geri kazanım sıcaklığı olmaktadır. Bu bölgedeki sıcaklık dağılımının şematik gösterimi Şekil 2.2'de verilmiştir. Geri kazanım sıcaklığının duvar sıcaklığından yüksek olması

durumunda aerodinamik ısınma oluşmaktadır. Duvar sıcaklığının daha yüksek olması durumunda ise yüzeyden akışa ısı aktarımı olmakta ve sonucunda yüzeyde soğuma gerçekleşmektedir.



Şekil 2.2 : Sınır tabaka sıcaklık dağılımının şematik gösterimi [2].

2.2 Aerodinamik Isınma Geri Kazanım Faktörü

Eşitlik (2.14) ile belirtilen geri kazanım faktörünün fiziksel olarak anlamı sınır tabaka içerisindeki sıcaklık artışının, adyabatik durumdaki sıcaklık artışına olan oranı olup matematiksel ifadesi Eşitlik (2.29) ile verilmiştir.

$$r = \frac{T_{aw} - T_\infty}{T_0 - T_\infty} \quad (2.29)$$

Mühendislik yaklaşımlarında, geri kazanım faktörü laminar rejimde Eşitlik (2.30)'da türbülanslı rejimde ise Eşitlik (2.31)'de ifade edildiği gibi kabul edilmektedir. Prandtl sayısının 0.7 olduğu durumda ise yaklaşık değerleri eşitliklerin içerisinde belirtilmiştir.

$$r = \sqrt{Pr} \approx 0.84 \quad (2.30)$$

$$r = \sqrt[3]{Pr} \approx 0.89 \quad (2.31)$$

Değişik geometrilerde ve farklı Reynolds sayılarında deneysel olarak bulunmuş geri kazanım faktörleri Çizelge 2.1 ve Çizelge 2.2'de verilmiştir.

Çizelge 2.1 : Laminer rejim için geri kazanım faktörü [53].

Yazar	Tarih	Model	Reynolds Sayısı	Mach Sayısı	r
Wimbrow	1949	Konik Paraboloid	2.7×10^6 4.8×10^6	2.0	0.855 ± 0.008
				1.5	0.855 ± 0.008
				2.0	0.855 ± 0.008
Staider, Rubesin, Tendeland	1950	Düz plaka	$0.2-1.0 \times 10^6$	2.4	0.881 ± 0.007
Eber	1952	Konik ($10^\circ - 80^\circ$) Konik-silindir	6×10^3	0.88 - 4.65	0.845 ± 0.008
des Clers and Sternberg	1952	Konik	$0.1-1.3 \times 10^6$	2.18	0.851 ± 0.007
Slack	1952	Düz plaka	$0.15-3.0 \times 10^6$	2.4	0.884 ± 0.006
Stine and Scherrer	1952	Konik	$0.2-1.3 \times 10^6$	2.0	0.845

Çizelge 2.2 : Türbülanslı rejim için geri kazanım faktörü [53].

Yazar	Tarih	Model	Reynolds Sayısı	Mach Sayısı	r
Wimbrow	1949	Konik Paraboloid	2.7×10^6 4.8×10^6	2.0	0.885 ± 0.008
				1.5	0.902 ± 0.005
				2.0	0.894 ± 0.008
Staider, Rubesin, Tendeland	1950	Düz plaka	7×10^6	2.4	0.884 0.897 ± 0.007
Hilton	1951	Düz plaka	10×10^6	2.0	0.880 ± 0.004
Eber	1952	Konik Konik-silindir	1×10^6 0.25×10^6	2.87 4.25	0.92 0.97
des Clers	1952	Konik Konik-silindir	7×10^6	2.0 3.4	0.882 ± 0.007
Slack	1952	Düz plaka	3×10^6	2.4	0.884 ± 0.006
Stine	1952	10° konik 40° konik- silindir	$0.4-4.0 \times 10^6$ $0.3-1.0 \times 10^6$	1.97	0.882 ± 0.008 0.885 ± 0.011
				3.77	
				3.10	
				3.77	

2.3 Eckert'in Referans Sıcaklık Yöntemi

1950li yıllardan günümüze kadar sınır tabaka denklemlerinin analitik çözümlerinden akışın sıkıştırılabilirlik etkilerini de dikkate alacak şekilde birçok mühendislik yaklaşımları türetilmiş olup bunlardan en yaygın olarak kullanılanı Eckert'in referans sıcaklık yöntemidir. Bu yöntemde ısı transfer katsayısı sıkıştırılamaz akışlara ait matematiksel ifadeler kullanılarak hesaplanmakta ancak akış özellikleri belirlenen bir referans sıcaklıkta alınmaktadır [2]. Referans sıcaklık yöntemi sadeliği nedeniyle mühendislik odaklı aerodinamik ısınma hesaplamalarında sıklıkla kullanılmaktadır. Geniş bir Mach ve sıcaklık aralığında laminar rejim ve türbülanslı rejim için Eckert'in önerdiği referans sıcaklığın matematiksel ifadesi Eşitlik (2.32)'de verilmiştir [54]. Isı transferi katsayısının hesaplanması için gerekli olan akışa ait yoğunluk, viskozite, ısı iletim katsayısı ve özgül ısı değeri referans sıcaklıkta hesaplanmaktadır. Bu durumda Reynolds sayısı ve Prandtl sayısının matematiksel ifadesi Eşitlik (2.33) ve Eşitlik (2.34)'te verilmiştir.

$$T^* = T_e + 0.5(T_w - T_e) + 0.22(T_{aw} - T_e) \quad (2.32)$$

$$Re_x^* = \frac{\rho^* u_e x}{\mu^*} \quad (2.33)$$

$$Pr^* = \frac{\mu^* c_p^*}{k^*} \quad (2.34)$$

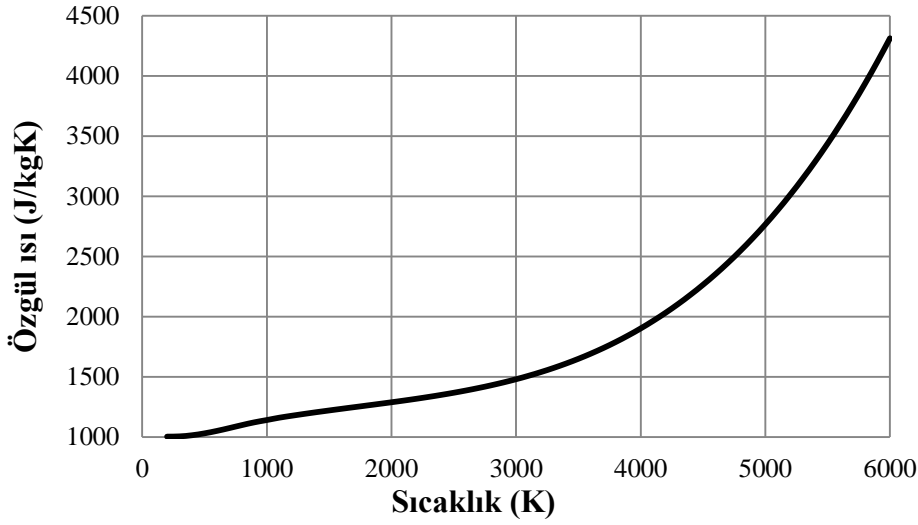
AeroheataBS içerisinde viskozite ve ısı iletim katsayılarının hesaplanmasında Eşitlik (2.35) ve Eşitlik (2.36)'da verilen Sutherland denklemleri kullanılmıştır. Belirtilen denklemlerde sıcaklık birimi K, viskozite birimi kg/s m ve ısı iletim katsayısı birimi W/m K'dir.

$$\mu^* = 1.458 \times 10^{-6} \frac{(T^*)^{1.5}}{T^* + 110.4} \quad (2.35)$$

$$k^* = 1.993 \times 10^{-3} \frac{(T^*)^{1.5}}{T^* + 112} \quad (2.36)$$

Eckert'in referans sıcaklığında yoğunluğun yerel basınca bağlı değişimi Eşitlik (2.37)'de verilmiştir. Özgül ısının sıcaklığa bağlı değişimi ise Şekil 2.3'te verilmiştir.

$$\rho^* = \frac{P_e}{RT^*} \quad (2.37)$$



Şekil 2.3 : Özgül ısının sıcaklığa bağlı değişimi.

Literatürde bulunan çalışmalar incelendiğinde Meador-Smart referans sıcaklığının da birçok mühendislik yaklaşımında kullanıldığı görülmektedir [2]. Bu yaklaşımda laminer rejim için Eşitlik (2.38), türbülanslı rejim için ise Eşitlik (2.39) önerilmiştir.

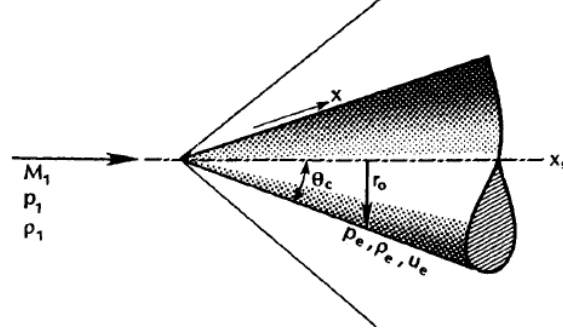
$$\frac{T^*}{T_e} = 0.45 + 0.55 \frac{T_w}{T_e} + 0.16r \left(\frac{\gamma - 1}{2} \right) M_e^2 \quad (2.38)$$

$$\frac{T^*}{T_e} = 0.5 \left(1 + \frac{T_w}{T_e} \right) + 0.16r \left(\frac{\gamma - 1}{2} \right) M_e^2 \quad (2.39)$$

Meador-Smart'in referans sıcaklık yöntemi Eckert'in referans sıcaklığı ile oldukça yakın sonuçlar vermektedir [2]. Bu yöntem, genel olarak referans sıcaklık yönteminin uygulanabilirliğinin yeni bir pekiştirmesidir. *AeroheataBS* yazılımında Eckert'in referans sıcaklık yöntemi kullanılmaktadır.

2.4 Konik Yüzeylerde Aerodinamik Isınma

Konik yüzeylerde aerodinamik ısınmanın hesaplanmasında aksel simetrik Navier-Stokes eşitlikleri Lees-Dorodnitsyn dönüşüm bağıntıları kullanılarak analitik olarak çözülebilir hale getirilmektedir [55]. Şematik olarak Şekil 2.4'te verilen konik bir yüzey için tanımlanan benzerlik parametreleri Eşitlik (2.40) ve Eşitlik (2.41)'de verilmiştir. İki boyutlu akışlarda k değeri 0, aksel simetrik akışlarda ise 1 alınmaktadır.



Şekil 2.4: Konik bir yapı üzerindeki akış ve geometrik parametreler [55].

$$\eta = \frac{\rho_e u_e r^k}{(2\xi)^{0.5}} \int \frac{\rho}{\rho_e} dy \quad (2.40)$$

$$\xi = \int \rho_e \mu_e u_e r^{2k} dx \quad (2.41)$$

Duvardaki ısı akısının matematiksel ifadesi Fourier yasası kullanılarak Eşitlik (2.42)'de belirtildiği şekilde elde edilmektedir.

$$q'' = k_w \left(\frac{\partial T}{\partial y} \right)_{y=0} = \frac{k_w}{c_{p,w}} \left(\frac{\partial h}{\partial y} \right)_{y=0} \quad (2.42)$$

Duvar üzerinde entalpinin y doğrultusundaki türevi Eşitlik (2.43)'te belirtildiği gibi tanımlanıp, belirtilen bir g parametresi ile yeniden düzenlenirse duvardaki ısı akısı için Eşitlik (2.44) elde edilmektedir.

$$\frac{\partial h}{\partial y} = \frac{\partial H}{\partial y} - u \frac{\partial u}{\partial y} = \frac{\partial H}{\partial y} \quad (\text{duvarda } u = 0,) \quad \& \quad g = \frac{H}{H_e} \quad (2.43)$$

$$q'' = \frac{k_w H_e}{c_{p,w}} \left(\frac{\partial \eta}{\partial y} \right)_w \left(\frac{\partial g}{\partial \eta} \right)_w \quad (2.44)$$

Şekil 2.4'te verilen geometride, ince sınır tabaka kabulüyle, $r \sim x \sin \theta_c$ ifadesi Eşitlik (2.41)'de yerine yazılırsa Eşitlik (2.45) ve Eşitlik (2.46) elde edilmektedir.

$$\xi = \rho_e \mu_e u_e \left(\frac{x^3}{3} \sin^2 \theta_c \right) \quad (2.45)$$

$$q''_{konik} = \frac{k_w H_e}{c_{p,w}} \frac{u_e x \sin \theta_c \rho_w}{\left[2 \rho_e \mu_e u_e \frac{x^3}{3} \sin^2 \theta_c \right]^{0.5}} g'(0) \quad (2.46)$$

Eşitlik (2.46)'da $g'(0)$ ifadesi duvar üzerinde g teriminin η 'e göre türevini ifade etmektedir. Konik olmayan düz bir plaka için $k=0$ alındığında benzer yaklaşım yapılarak düz bir yüzey için Eşitlik (2.48)'e ulaşılmaktadır.

$$\xi = \rho_e \mu_e u_e x \quad (2.47)$$

$$q''_{\text{düz plaka}} = \frac{k_w H_e}{c_{p,w}} \frac{u_e \rho_w}{[2\rho_e \mu_e u_e x]^{0.5}} g'(0) \quad (2.48)$$

Gerekli sadeleştirmeler yapıp oranlanırsa laminar rejimde aynı akış özellikleri altında konik bir yüzeyde oluşan ısı transferinin düz bir yüzeyde oluşan ısı transferine olan oranı Eşitlik (2.49)'da verilmiştir. Bu ifadenin analitik çözümü 56 nolu kaynakta da elde edilmiştir.

$$q''_{\text{konik}} = \sqrt{3} q''_{\text{düz plaka}} \quad (2.49)$$

Türbülanslı rejim için ise van Driest ve A.D. Young'ın birbirinden bağımsız yaptıkları çalışmalarda ulaştıkları oran Eşitlik (2.50)'de verilmiştir [57].

$$q''_{\text{konik}} = 1.15 q''_{\text{düz plaka}} \quad (2.50)$$

AeroheataBS çözümünde, hesaplama yapılan nokta konik bir yüzeyde yer alıyorsa akışın laminar ya da türbülanslı olmasına bağlı olarak, hesaplanan ısı transferi katsayısı Eşitlik (2.49) veya Eşitlik (2.50)'de verilen değerler ile çarpılmaktadır.

2.5 Isıl Aşınma ve Isıl Aşınmanın Aerodinamik Isınmaya Olan Etkisi

Ablatif malzemeler çoğunlukla matris ve organik bağlayıcıdan oluşan kompozit malzemelerdir [58]. Matris ya da güçlendirici yapıyı oluşturan malzeme görece yüksek mukavemet ve erime sıcaklığına sahipken organik bağlayıcı olarak kullanılan malzemeler düşük ısı iletkenlik katsayısına ve erime sıcaklığına sahiptir. Reçineler genelde bu maksatla kullanılmaktadır. Malzemeye ait ortalama yoğunluk değeri, matris ve bağlayıcı yoğunlukları ile hacimsel karışım oranları kullanılarak elde edilir. Örnek olması açısından 2 tip reçine (A ve B) ve tek tip güçlendirici (C) içeren kompozit bir yapı için yoğunluğun ifadesi Eşitlik (2.51)'de verilmiştir [31].

$$\rho = \Gamma(\rho_A + \rho_B) + (1 - \Gamma)\rho_C \quad (2.51)$$

Aerodinamik ısınmayla birlikte yalıtım sıcaklığında artış olur ve bu aşamada sadece iletim ile iç bölgelere ısı aktarımı vardır. Reaksiyon sıcaklığına ulaşıldığında yüzeyde kimyasal reaksiyonlar başlamaktadır. Gerçekleşen reaksiyonların tipi yalıtım malzemesinin karakteristiğine bağlıdır. Malzemenin tipine göre süblimleşme, erime ya da kömürleşme (*charring*) reaksiyonları meydana gelmektedir [58]. Termo-kimyasal reaksiyonların meydana geldiği malzeme bölgesi “reaksiyon bölgesi” olarak adlandırılmaktadır. Orijinal malzemedeki ayrışma reaksiyonu meydana geldiğinde reaksiyon ürünü olarak gazlar oluşmakta ve yüzeye doğru ilerlemektedir. Geriye kalan gözenekli yapıya ise kömür ve bu bölgeye “kömürleşmiş bölge” denilmektedir. Sıcaklık arttıkça ayrışma bölgesi yüzeyden iç bölgelere doğru ilerleyerek kömürleşmiş bölge kalınlığını artırmaktadır.

AeroheataBS analizlerinde malzeme yoğunluğunun termo-kimyasal reaksiyonlar neticesindeki değişimi Arrhenius denklemi ile modellenmekte olup malzeme yoğunluğunun zamana ve sıcaklığa bağlı değişimi Eşitlik (2.52)’de verilmiştir [31].

$$\frac{\partial \rho_i}{\partial t} = - \left(B_i e^{\frac{-E_i}{RT}} \right) \rho_{oi} \left(\frac{\rho_i - \rho_{ri}}{\rho_{oi}} \right)^{\psi_i} \quad i = A, B, C \quad (2.52)$$

Reaksiyon ürünleri yüzeydeki sınır tabakaya ulaştığında, sınır tabaka kalınlığını artırmakta ve böylelikle taşınım ile malzemeye aktarılan ısı akısını azaltmaktadır. Isı transfer katsayısındaki azalma katsayısının matematiksel ifadesi Eşitlik (2.53)’te verilmiştir [59]. Bu ifade de geçen Φ ifadesinin matematiksel ifadesi Eşitlik (2.54)’te verilmiştir.

$$\eta = \frac{h}{h_0} = \frac{\Phi}{e^\Phi - 1} \quad (2.53)$$

$$\Phi = \frac{2K\dot{m}}{\rho_e u_e S t_0} \quad (2.54)$$

Bu eşitlikte K akış rejiminin laminer ya da türbülanslı olmasına ve piroliz gazların molekül kütlelerine bağlı olarak değişen deneysel veriye dayanan bir katsayıdır. Çoğu ablatif yalıtım malzemeleri için 0.33 ile 0.6 arasında bir değerdedir [60]. Genel mühendislik yaklaşımlarında laminer akışlar için 0.5 türbülanslı akışlar için 0.4 olarak kabul edilmektedir [59]. Sınır tabakaya geçiş yapan toplam kütleli debi ise reaksiyon ürünü gazların kütleli debi miktarı ile yüzeyden ayrılan kömürleşmiş

malzeme kütleli debisinin toplamından oluşmaktadır. Hesaplama yöntemi Eşitlik (2.55)'te verilmiştir.

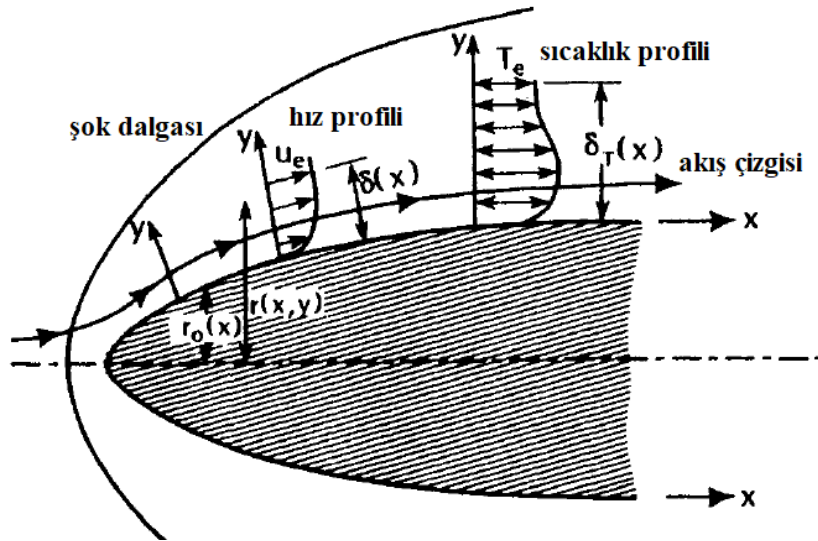
$$\dot{m} = \dot{m}_c + \dot{m}_g \quad (2.55)$$

Hesaplanan kütle kaybı tüm sistem ağırlığını değiştirdiği için yörünge hesaplamalarında dikkate alınması gereken önemli bir unsurdur. Etkin bozunma ısısının kullanıldığı yöntemde, ısıl aşınmanın matematiksel ifadesi Eşitlik (2.56)'da verilmiştir [9, 31, 34].

$$\dot{s} = \frac{q_{hw}''}{\rho_w Q^*} \quad (2.56)$$

2.6 Sınır Tabaka Kenar Çizgisi Akış Özellikleri

Aerodinamik ısınmayı belirleyen en önemli unsur sınır tabaka geri kazanım sıcaklığıdır. Küt burunlu sistemlerde burunda oluşan ayırık şok dalgası akış özelliklerini değiştirmektedir. Bu sebeple sınır tabakanın kenar çizgisi üzerindeki akış özellikleri serbest akış özelliklerinden farklıdır. Oluşan şok dalgası ve sınır tabakanın şematik gösterimi Şekil 2.5'te verilmiştir.



Şekil 2.5 : Küt burunlu cisim için şok dalgası ve sınır tabakanın şematik gösterimi.

Şekil 2.5'te de görüldüğü üzere sınır tabaka kenarındaki akış özellikleri burunda oluşan şoktan etkilenmektedir. Bu sebeple aerodinamik ısınma hesaplamalarında

sınır tabaka kenarındaki özelliklerin dikkate alınması gerekmektedir. Geri kazanım sıcaklığının yerel özelliklere bağlı ifadesi Eşitlik (2.57)'de verilmiştir [61].

$$T_r = T_e \left(1 + r \frac{\gamma - 1}{2} M_e^2 \right) \quad (2.57)$$

Sınır tabaka kenarındaki akış hızı yerel statik ve toplam basınca bağlıdır. Akış hızının basınca bağlı değişimi Eşitlik (2.58)'de verilmiştir [61].

$$M_e = \sqrt{\left[\left(\frac{P_{0e}}{P_e} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right] \frac{2}{\gamma-1}} \quad (2.58)$$

Sistem uçuş hızının ses üstü ya da ses altı olması yerel toplam basıncın değerini değiştirmektedir. Ses altı hızlar için yerel toplam basınç Eşitlik (2.59)'da, ses üstü hızlar için ise şok sonrası toplam basınç Eşitlik (2.60)'da verilmiştir [62].

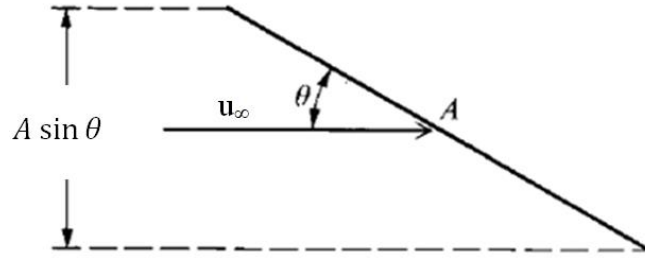
$$P_{0e} = P_e \left[1 + \frac{\gamma-1}{2} M_\infty^2 \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (2.59)$$

$$P_{0e} = P_{0\infty} \left[\frac{\frac{\gamma+1}{2} M_\infty^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_\infty^2} \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \left[\frac{2\gamma}{\gamma+1} M_\infty^2 - \frac{\gamma-1}{\gamma+1} \right]^{\frac{1}{1-\gamma}} \quad (2.60)$$

Yukarıdaki ifadede yer alan serbest akış toplam basıncı ise matematiksel olarak Eşitlik (2.61)'de verilmiştir.

$$P_{0\infty} = P_\infty \left[1 + \frac{\gamma-1}{2} M_\infty^2 \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (2.61)$$

AeroheataBS, sınır tabaka kenarındaki akış basıncının bulunmasında değiştirilmiş Newton kuramını kullanmaktadır. 1687 yılında yayınladığı *Principia*'da Newton, akışı bir av tüfeğinden ateşlenen saçmalara benzeterek düz çizgiler doğrultusunda hareket eden parçacıklar olarak modellemiştir [2]. Bu durumda eğimli bir yüzeye çarpan akışın, yüzeye dik momentumun kaybolacağını, yüzeye paralel momentumun ise korunacağını belirtmiştir. Şekil 2.6'da verilen, yüzey alanı A olan bir plaka için yüzeye dik yönde kaybolan momentumun hız ve kütle sel debinin çarpımıyla elde edilişi Eşitlik (2.61)'de verilmiştir. Basınç ise Eşitlik (2.63)'te verilmiştir.



Şekil 2.6 : Newton'un akışa ait darbe kuramının şematik gösterimi.

$$F = (u_{\infty} \sin \theta)(u_{\infty} \sin \theta \rho_{\infty} A) = \rho_{\infty} u_{\infty}^2 A \sin^2 \theta \quad (2.62)$$

$$\frac{F}{A} = \rho_{\infty} u_{\infty}^2 \sin^2 \theta \quad (2.63)$$

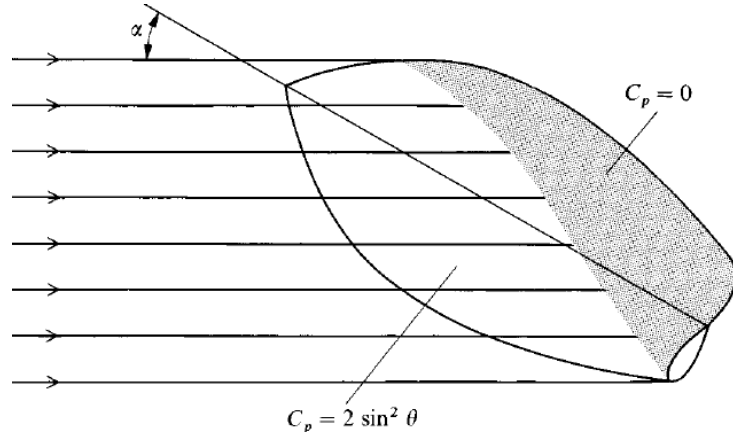
Eşitlik (2.63)'ün yorumlanması gerekmektedir. Newton, geliştirdiği kuramda akışın düz çizgiler boyunca birbiri ile etkileşime girmeyen ve rastgele harekete sahip olmayan parçacıklardan oluştuğunu kabul etmiştir. Rastgele hareketin olmayışı, kuvvetin tamamen doğrusal hareketten kaynaklanmasını sağlamaktadır. Öte yandan, modern bilimde bir akışın statik basıncının Newton'un modelinde yer almayan moleküllerin rastgele hareketinden kaynaklandığı bilinmektedir [2]. Bu sebeple Eşitlik (2.63)'te verilen basınç değerinin akış basıncı ile ortam basıncı arasındaki farktan kaynaklandığı kabul edilmekte ve bu kabul sonrası Eşitlik (2.64)'te verilen ifadeye ulaşılmaktadır [2].

$$\frac{F}{A} = P - P_{\infty} = \rho_{\infty} u_{\infty}^2 \sin^2 \theta \quad (2.64)$$

Aerodinamik tasarım çalışmalarında hava araçlarının etrafındaki basınç dağılımının mutlak değeri yerine bir katsayı şeklindeki ifadesinden yararlanılmaktadır. Tanımlanan basınç katsayısının C_p , Eşitlik (2.63) ile birlikte ifade edilmiş hali Eşitlik (2.65)'te verilmiştir. Bu eşitlik, Newton'un basınç katsayısının sinüs kareli yasası olarak bilinmektedir [2].

$$C_p = \frac{P - P_{\infty}}{\frac{1}{2} \rho_{\infty} u_{\infty}^2} = 2 \sin^2 \theta \quad (2.65)$$

Newton akış modelinde, serbest akıştaki parçacıklar hava aracının yalnızca ön bölgesine etki eder; cismin etrafında kıvrılamaz ve arka yüzeye etki edemezler. Bu durumun şematik gösterimi Şekil 2.7'de verilmiştir. Gölgede kalan yüzeylerde basınç katsayısı 0 kabul edilmektedir.



Şekil 2.7 : Basınç katsayısının dağılımının şematik gösterimi [2].

Lester Lee, Newton'un sinüs kareli yasağını değiştirmiş ve Eşitlik (2.66) ile belirtilen ifadeyi önermiştir [2].

$$C_p = C_{p,max} \sin^2 \theta \quad (2.66)$$

Bu ifade, $C_{p,max}$ durma noktasında hesaplanan basınç katsayısının ulaştığı en yüksek değer olup matematiksel ifadesi Eşitlik (2.67)'de verilmiştir. Bu ifade değiştirilmiş Newton kuramı olarak bilinmektedir.

$$C_{p,max} = \frac{P_{0,e} - P_\infty}{\frac{1}{2} \rho_\infty U_\infty^2} \quad (2.67)$$

Küt burunlu sistemler üzerindeki basınç dağılımının kestiriminde değiştirilmiş Newton kuramının daha doğru sonuçlar verdiği bilinmektedir [2]. Son durumda sınır tabaka kenar çizgisi üzerindeki basınç değeri Eşitlik (2.68)'de verilmiştir.

$$P_e = C_{p,max} \sin^2 \theta \frac{1}{2} \rho_\infty u_\infty^2 + P_\infty \quad (2.68)$$

AeroheataBS hücum açısının ve koniklik açısının aerodinamik ısınmaya olan etkisini değiştirilmiş Newton kuramını kullanarak dikkate almaktadır. Bu sebeple çözüm öncesinde konik açısının ve zamana bağlı hücum açısının diğer girdiler ile birlikte programa tanıtılması gerekmektedir. Sınır tabaka kenar çizgisi üzerindeki akış sıcaklığı ise Eşitlik (2.69)'da verildiği gibi hesaplanmaktadır. Sınır tabaka kenar çizgisi üzerindeki yoğunluk değeri ise basınç ve sıcaklık dikkate alınarak hâl denklemi ile hesaplanmaktadır.

$$T_e = \frac{T_0}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_e^2} \quad (2.69)$$

2.7 Sınır Tabaka Geçiş Kıstası

Laminer rejimden türbülansa geçiş, yüksek hızlı hava araçlarının yüzey sürtünmesini ve maruz kaldığı aerodinamik ısınmayı etkilediğinden büyük öneme sahiptir. Geçiş kıstası ve akış rejimine bağlı olarak aerotermodinamik parametrelerin değişimi, gelecek nesil yüksek hızlı hava araçlarının performansını iyileştirmek için çalışılması gereken kilit konulardan biridir ve yaklaşık 100 yıldır üzerinde çalışılmaktadır [11].

AeroheataBS, sınır tabaka geçişini etkileyen iki faktör olan Reynolds sayısı ve yerel uçuş hızını kullanan Eşitlik (2.70)'i geçiş kıstası olarak kullanmaktadır.

$$\log Re_e > (\log Re_t + C_m M_e) \quad (2.70)$$

Bu ifadeye dayalı olarak, hesaplama yapılan nokta için yerel koşullar altında hesaplanmış Reynolds sayısının logaritması, yerel geçiş Reynolds sayısının logaritması ile Mach sayısı geçiş katsayısı (C_m) ile yerel Mach sayısının çarpımının toplamından büyük ise *AeroheataBS* aerodinamik ısınma parametrelerini türbülanslı rejim için hesaplamaktadır. Yerel Reynolds sayısının logaritması daha küçük ise laminer rejime ait aerodinamik ısınma hesaplanmaktadır. Sistemi oluşturan farklı alt komponentler için önerilen katsayılar Çizelge 2.3'te verilmiştir.

Çizelge 2.3 : Önerilen geçiş parametreleri [11].

Komponent	$\log Re_t$	C_m
Gövde	5.5	0.2
Kanat (süpürme açısız)	5.5	0.2
Kanat (süpürme açılı)	5.5	0.1

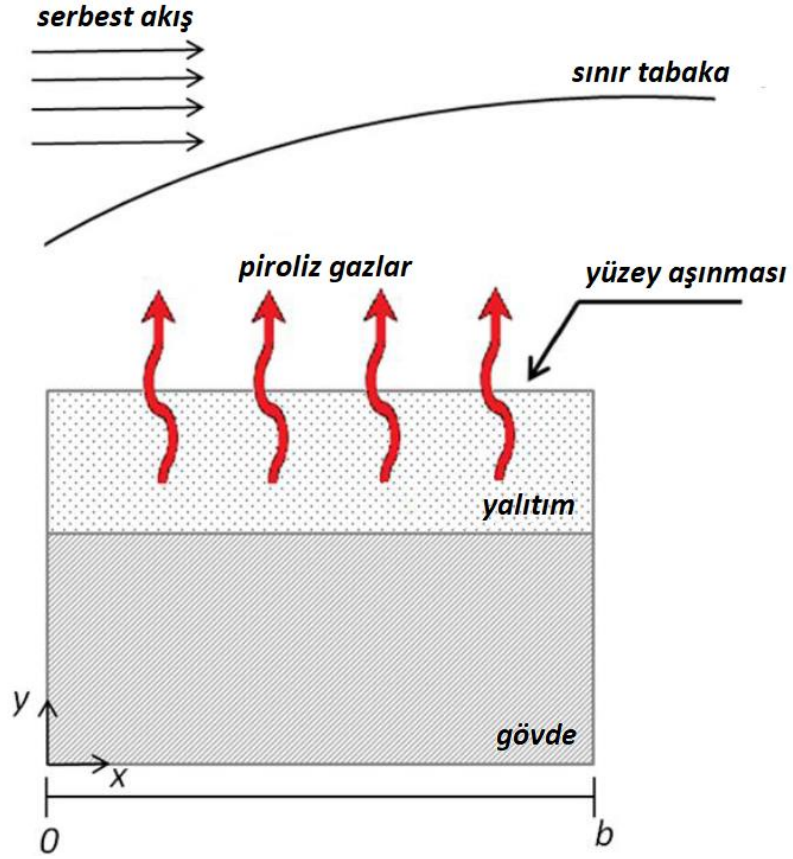
Çizelge 2.3'te önerilen katsayılar, belirli bir bilginin mevcut olması durumunda değişime açıktır. Yüzey pürüzlülüğü, şok etkileşimi, yüzey sıcaklığı, akışa yüzeyden gaz salınımı geçişi etkileyen faktörlerin başında gelmektedir [11].

AeroheataBS kullanılarak uçuşlu test verileri yardımıyla konik burunlu füzeler için kullanılabilir bir geçiş kıstasına ait katsayılar türetilmiştir. Çalışma ayrıntıları 6. Bölümde verilmiştir. *AeroheataBS*, çözümleri tamamen türbülanslı rejim veya tamamen laminer rejim için yapabildiği gibi tanımlanan bir Reynolds sayısının geçiş kıstası olarak kullanıldığı durum için de yapabilmektedir.

3. SAYISAL ANALİZ YÖNTEMİ

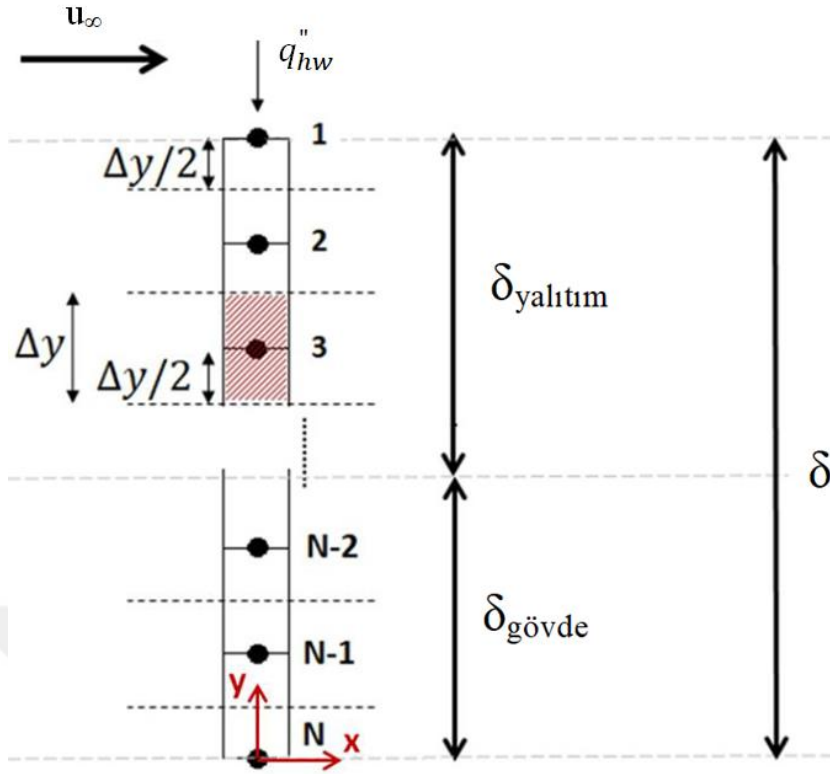
3.1 Matematiksel Arka Plan

AeroheataBS, 2. bölümde belirtilen bünye denklemlerini ayrıştırmak suretiyle çözmektedir. Bir boyutlu uzayda modellenen yalıtım ve gövdeden oluşan yapının şematik gösterimi Şekil 3.1’de verilmiştir. Bünye denklemlerinin sayısal olarak çözülmesinde sonlu farklar yöntemi kullanılmıştır. Gövde ve yalıtım kullanıcı tarafından tanımlanan sabit bir çözüm ağı boyutu kullanılarak ayrıklaştırılmaktadır.



Şekil 3.1 : *AeroheataBS* çözüm yüzeyi ve sınır koşullarının şematik gösterimi.

Şekil 3.1 ile gösterilen bir yapı üzerinde toplam N adet düğüm noktasının kullanımıyla oluşturulan çözüm ağının şematik gösterimi Şekil 3.2’de verilmiştir.



Şekil 3.2 : Çözüm ağının genel görünümü.

Her bir düğüm noktası, genişliği Δy kadar olan çözüm elemanının merkezinde yer almaktadır. Sıcaklık dağılımının hesaplanmasında kullanılan denklemler Eşitlik (3.1)'de verilen, ısı üretiminin olmadığı durum için geçerli olan birim zamandaki enerjinin korunumu ilkesi kullanılarak türetilmiştir.

$$\dot{E}_g - \dot{E}_ç = \dot{E}_d \quad (3.1)$$

Eşitlik (3.2)'de belirtilen Fourier'in ısı iletim yasası çözüm elemanlarının giriş ve çıkış terimlerinde yerine yazılıp, Eşitlik (3.3) ile gösterilen birim zamandaki enerji depolama ifadesi Eşitlik (3.1)'in sağ tarafına yazıldığında her bir düğüm noktası için geçerli genel ifadeye ulaşılmaktadır.

$$q'' = -k \left(\frac{\partial T}{\partial y} \right) \quad (3.2)$$

$$\dot{E}_d = V \rho c_p \left(\frac{\partial T}{\partial t} \right) \quad (3.3)$$

İleri fark yöntemi kullanılarak açık (explicit) olarak ayrıklaştırılan enerjinin korunum ifadesi Eşitlik (3.4)'te verilmiştir. Her bir düğüm noktası için oluşturulan enerji

denklemleri eş zamanlı bir şekilde çözülerek sıcaklık değerleri bütün düğüm noktaları için hesaplanmaktadır. Yalıtıma ait ısı iletim katsayısı, yoğunluk ve özgül ısı sıcaklığa bağlı olarak kullanılmaktadır.

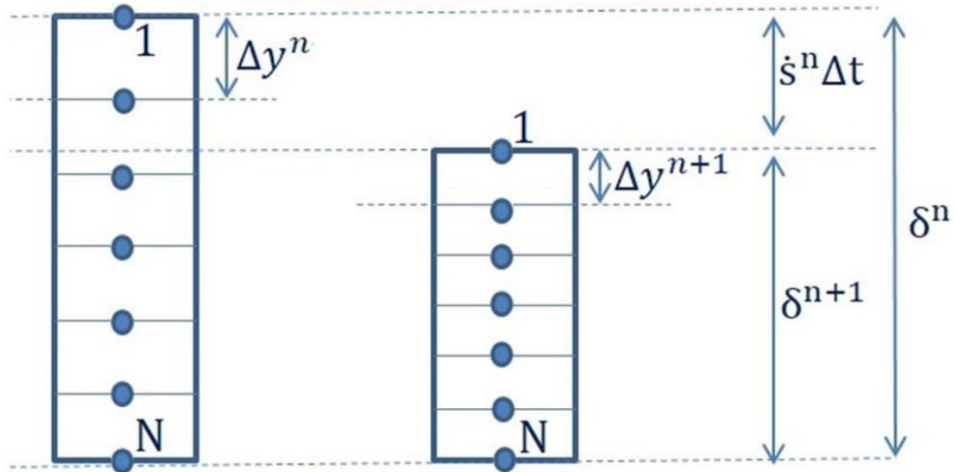
$$\left(-k_{i-1}(T_{i-1}) \frac{T_i^n - T_{i-1}^n}{\Delta y^n}\right) - \left(-k_i(T_i) \frac{T_{i+1}^n - T_i^n}{\Delta y^n}\right) = \Delta y^n \rho_i(T_i) c_{p,i}(T_i) \frac{T_i^{n+1} - T_i^n}{\Delta t} \quad (3.4)$$

$i = 2, 3, \dots, N - 1$

Isıl aşınma neticesinde güncellenen yalıtım kalınlığının ve ağ boyutunun sayısal ifadesi sırasıyla Eşitlik (3.5) ve Eşitlik (3.6)'da verilmiştir. Isıl aşınmanın şematik gösterimi ise Şekil 3.3'te verilmiştir.

$$\delta^{n+1} = \delta^n - \dot{s}^n \Delta t \quad (3.5)$$

$$\Delta y^{n+1} = \frac{\delta^{n+1}}{N - 1} \quad (3.6)$$



Şekil 3.3 : Aşınma ile çözüm ağının güncellenmesinin şematik gösterimi.

Dış yüzey ve adyabatik kabul edilen iç yüzey için uygulanan sınır şartları Eşitlik (3.7) ve Eşitlik (3.8)'de verilmiştir. Eşitlik (3.7)'de yer alan η , Eşitlik (2.53)'te belirtilen, ısı aşınma kaynaklı ısı transferi katsayısındaki azalma oranıdır.

$$q''_{hw} = -k \left(\frac{\partial T}{\partial y} \right)_{y=\delta} = \eta h (T_r - T_w) - \sigma \varepsilon (T_w^4 - T_\infty^4) \quad (3.7)$$

$$q'' = -k \left(\frac{\partial T}{\partial y} \right)_{y=0} = 0 \quad (3.8)$$

Dış yüzeyde yer alan 1 nolu düğüm noktası için sınır şartı, Eşitlik (3.1) ile belirtilen enerji denkleminde yerine yazılırsa Eşitlik (3.9)'a ulaşılmaktadır. Tekrar düzenleme sonrası ulaşılan sıcaklık denklemi Eşitlik (3.10)'da verilmiştir.

$$q''_{hw} - \left(-k_1(T_1) \frac{T_2^n - T_1^n}{\Delta y^n} \right) = \frac{\Delta y^n}{2} \rho_1(T_1) c_{p,1}(T_1) \frac{T_1^{n+1} - T_1^n}{\Delta t} \quad (3.9)$$

$$T_1^{n+1} = T_1^n + \frac{2q''_{hw}\Delta t}{\Delta y^n \rho_1(T_1) c_{p,1}(T_1)} - 2 \frac{k_1(T_1)\Delta t}{\rho_1(T_1) c_{p,1}(T_1) (\Delta y^n)^2} (T_1^n - T_2^n) \quad (3.10)$$

Adyabatik olarak kabul edilen gövdenin alt yüzeyinde yer alan N numaralı düğüm noktası için kullanılan denklem ise Eşitlik (3.11)'de verilmiştir.

$$\left(-k_N(T_N) \frac{T_N^n - T_{N-1}^n}{\Delta y^n} \right) = \frac{\Delta y^n}{2} \rho_N(T_N) c_{p,N}(T_N) \frac{T_N^{n+1} - T_N^n}{\Delta t} \quad (3.11)$$

Eşitlik (3.11) tekrar düzenlenirse, N numaralı düğüm noktası için ulaşılan sıcaklık denklemi Eşitlik (3.12)'de verilmiştir.

$$T_N^{n+1} = T_N^n - 2 \frac{k_N(T_N)\Delta t}{\rho_N(T_N) c_{p,N}(T_N) (\Delta y^n)^2} (T_N^n - T_{N-1}^n) \quad (3.12)$$

Açık ayrıklaştırmanın en önemli özelliklerinden bir tanesi bu yöntemin şartlı olarak kararlı olmasıdır. Çözüm ağı boyutu ve zaman adımı arasındaki gerekli koşulun sağlanmaması durumunda kararsız bir çözüm elde edilmektedir. Koşulun türetilmesi için sabit özellikler altında Eşitlik (3.4) tekrar düzenlenirse Eşitlik (3.13)'e ulaşılmaktadır. Bu ifadede yer alan Fourier sayısının matematiksel ifadesi Eşitlik (3.14)'te verilmiştir.

$$T_i^{n+1} = T_i^n (1 - 2Fo) + Fo(T_{i-1}^n + T_{i+1}^n) \quad i = 2, 3, \dots, N - 1 \quad (3.13)$$

$$Fo = \frac{k\Delta t}{\rho C_p \Delta y^2} \quad (3.14)$$

Eşitlik (3.13) ile bir çözüm elde edilebilmesi için iç katmanda yer alan düğüm noktaları için Eşitlik (3.15)'in, taşınım maruz kalan dış yüzey düğüm noktası için ise Eşitlik (3.16)'ün sağlanması gerekmektedir [63].

$$(1 - 2Fo) \geq 0 \quad (3.15)$$

$$Fo(1 + Bi) \leq 0.5 \quad (3.16)$$

Burada Bi ifadesi Biot sayısını göstermektedir ve Eşitlik (3.17)'de verildiği şekilde tanımlanmaktadır.

$$Bi = \frac{h\Delta y}{k} \quad (3.17)$$

AeroheataBS çözüm esnasında kararlılık koşulunu her adımda kontrol etmekte ve koşulun sağlanmadığı durumda çözümü durdurmaktadır.

3.2 Sayısal Çözüm Doğrulama Çalışmaları

AeroheataBS'in mühendislik uygulamalarında kullanımından önce sayısal çözüm yönteminin doğrulama faaliyetleri yürütülmüştür. Doğrulama çalışmaları analitik çözümler ile olan olası farkların ayırt edilmesini ve çözücü hatalarının düzeltilmesini sağlamaktadır. Analitik sonuçlarla uyumlu olması, modellenen fiziksel durumun doğru denklemlerle ifade edildiğini kanıtlamaz. Bu sebeple geliştirilen çözücünün deneysel sonuçlarla da kıyaslanması gerekmektedir. Toplam 4 farklı problem kullanılarak çözücünün matematiksel olarak istenen seviyede doğru sonuçlar verdiği kontrol edilmiştir.

3.2.1 Geçici rejimde ısı iletimi

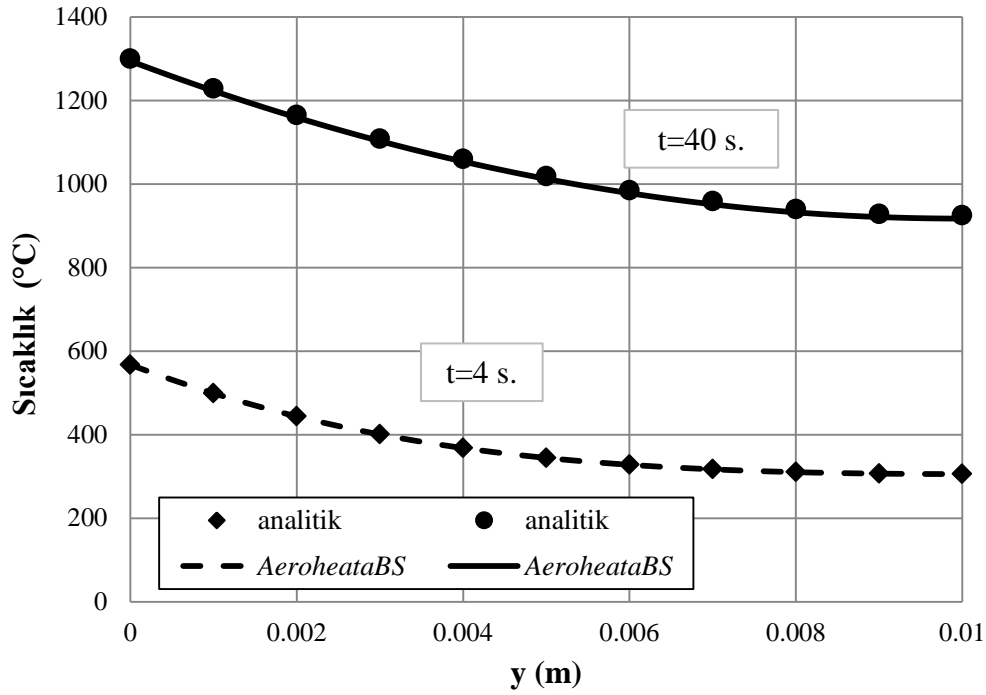
Bu problemde katı içerisinde sıcaklık dağılımının bulunmasına yönelik uygulanan sonlu farklar yönteminin doğruluğunun kontrol edilmesi amaçlanmıştır. Sabit malzeme özellikleri altında bir boyutlu levhanın üst yüzeyine sabit ısı akısı uygulanmış ve alt yüzey adyabatik kabul edilmiştir. Probleme ait girdiler Çizelge 3.1'de verilmiştir. Çözüm ağı boyutu 0.1 mm ve zaman adımı 1 ms olarak kullanılmıştır. Probleme ait analitik çözüm Eşitlik (3.18)'de verilmiştir [64] .

Çizelge 3.1 : Geçici rejimde ısı iletimi problem parametreleri.

Parametre	Değer
T_i (K)	300
q_w (W/m ²)	7.5×10^5
δ (m)	0.01
ρ (kg/m ³)	8000
c_p (J/kgK)	500
k (W/mK)	10

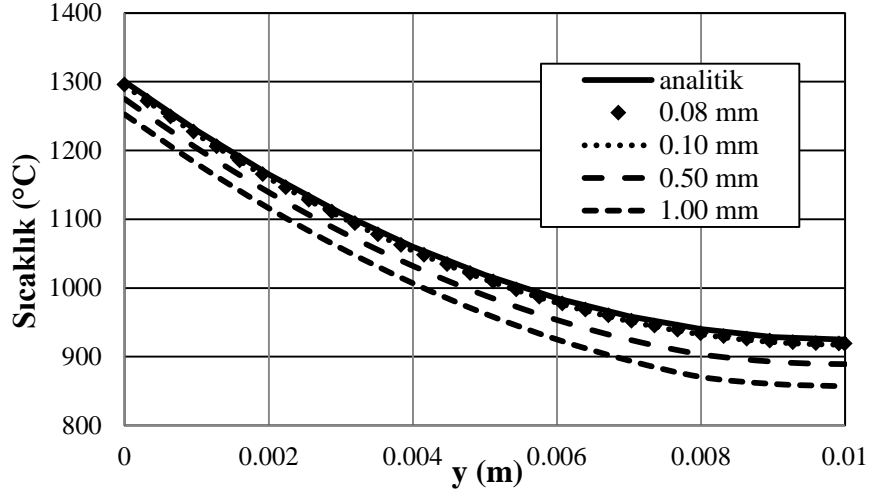
$$\frac{T(y, t) - T_i}{\frac{q'' \delta}{k}} = \frac{\alpha t}{\delta^2} + \frac{1}{3} - \frac{y}{\delta} + \frac{1}{2} \left(\frac{y}{\delta} \right)^2 - \frac{2}{\pi^2} \sum_{n=1}^{\infty} \frac{1}{n^2} \exp\left(-n^2 \pi^2 \frac{\alpha t}{\delta^2}\right) \cos\left(n\pi \frac{y}{\delta}\right) \quad (3.18)$$

Eşitlik (3.18)'de verilen sonsuz serinin çözümünde, sonuç üzerinde ilk üç terim baskın olduğu için analitik çözümlerde ilk üç terim kullanılmıştır. Şekil 3.4'te verilen kıyaslama sonuçları incelendiğinde *AeroheataBS*'in sabit özellikler altında geçici rejimde ısı iletimini doğru bir şekilde çözdüğü değerlendirilmiştir.



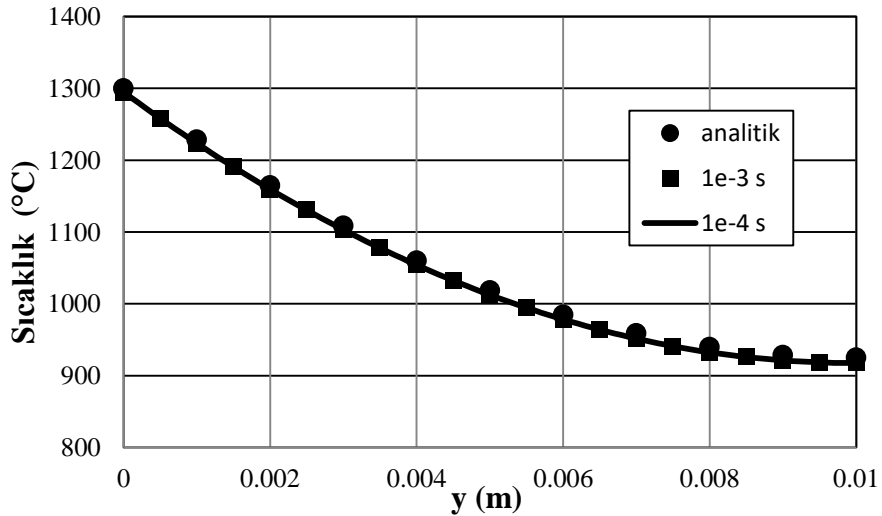
Şekil 3.4 : Geçici rejimde ısı iletimi probleminde 4. ve 40. saniyede ulaşılan kalınlık boyunca sıcaklık dağılımlarının kıyaslanması.

Elde edilen sonuçların çözüm ağı boyutundan bağımsız olduğunu göstermek amacıyla farklı çözüm ağı boyutları altında hesaplamalar tekrarlanmıştır. Dört farklı çözüm ağı boyutu altında ulaşılan sonuçların analitik çözüm ile kıyaslanması 40. saniye için Şekil 3.5'te verilmiştir. Çözüm ağı hassasiyet analizi sonuçları incelendiğinde 0.1 mm çözüm ağı boyutunun analitik çözümü yakalamak için yeterli olduğu değerlendirilmiştir. Hassasiyet analizinde zaman adımı 1 ms'dir. Fourier sayısı en küçük çözüm ağı boyutu için 0.39'dur. Fourier sayısının matematiksel ifadesi Eşitlik (3.14)'te verilmişti.



Şekil 3.5 : Çözüm ağı boyutunun, 40. saniyedeki kalınlık boyunca sıcaklık dağılımına olan etkisi.

Zaman adımının çözüm üzerindeki etkisini incelemek için de hassasiyet analiz çalışması yürütülmüştür. Gereğinden büyük zaman adımı çözümde kararsızlığa sebep olabileceği gibi, gereğinden küçük zaman adımı da çözüm sürelerinin oldukça uzamasına neden olabilecektir. Bu sebeple istenen doğruluk seviyesinin yakalanması için en uygun zaman adımının tercih edilmesi önemlidir. İki farklı zaman adımının sonuçlara olan etkisi Şekil 3.6'da verilmiştir. Kararsızlık koşulundan dolayı zaman adımı daha fazla artırılamamıştır. Hassasiyet analizinde çözüm ağı boyutu 0.1 mm olarak kullanılmıştır. Sonuçlar incelendiğinde 1 ms zaman adımının yeterli doğrulukta analitik sonucu yakaladığı değerlendirilmiştir. Bu zaman adımı için Fourier sayısı 0.25'tir.



Şekil 3.6 : Zaman adımının, 40. Saniyede oluşan kalınlık boyunca sıcaklık dağılımına olan etkisi.

3.2.2 Geçici rejimde taşınım ile ısı geçişi

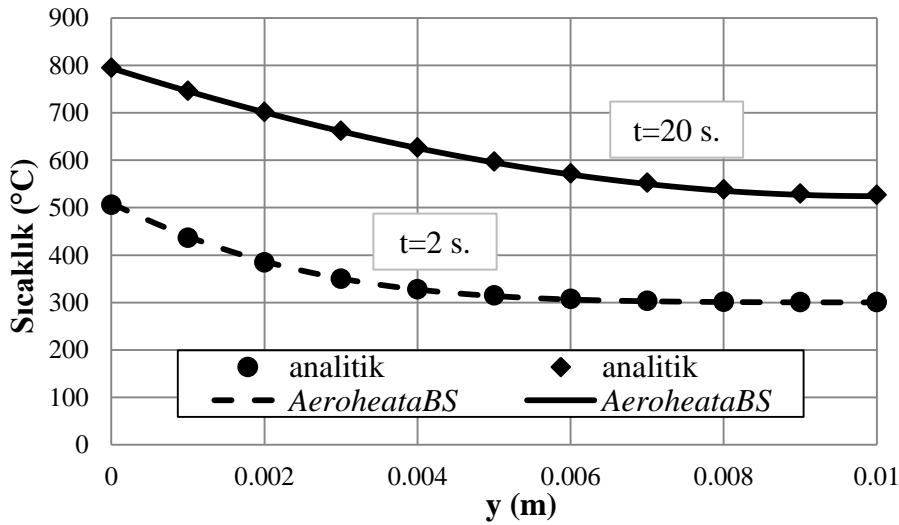
Bu doğrulama probleminde taşınımın sınır koşul olduğu analiz gerçekleştirilmiştir. Yüzey sınır koşulu dışındaki diğer tüm parametreler geçici rejimde ısı iletimi problemi ile aynı alınmış olup parametreler Çizelge 3.2’de verilmiştir. Hesaplamalarda çözüm ağı boyutu 0.1 mm, zaman adımı 1 ms’dir. Probleme ait analitik denklem Eşitlik (3.19)’da verilmiştir [64]. Probleme ait özdeğerlerin matematiksel ifadesi ise Eşitlik (3.20)’de verilmiştir. İkinci ve yirminci saniyelerdeki sıcaklık dağılımlarının analitik sonuçla kıyaslanması Şekil 3.7’de verilmiştir.

Çizelge 3.2 : Geçici rejimde taşınım ile ısı transferi probleminin parametreleri.

Parametre	Değer
T_i (K)	300
h (W/m ² K)	1000
T_∞ (K)	1300
δ (m)	0.01
ρ (kg/m ³)	8000
c_p (J/kgK)	500
k (W/mK)	10

$$\frac{T(y, t) - T_\infty}{T_i - T_\infty} = 2 \sum_{n=1}^{\infty} \left(\frac{\sin v_n}{v_n + \sin v_n \cos v_n} \right) \exp(-v_n^2 Fo) \cos\left(\frac{v_n y}{\delta}\right) \quad (3.19)$$

$$v_n \sin v_n = Bi \cos v_n \quad (3.20)$$



Şekil 3.7 : Geçici rejimde taşınım problemi analizinde ikinci ve yirminci saniyedeki kalınlık boyunca sıcaklık dağılımlarının kıyaslanması.

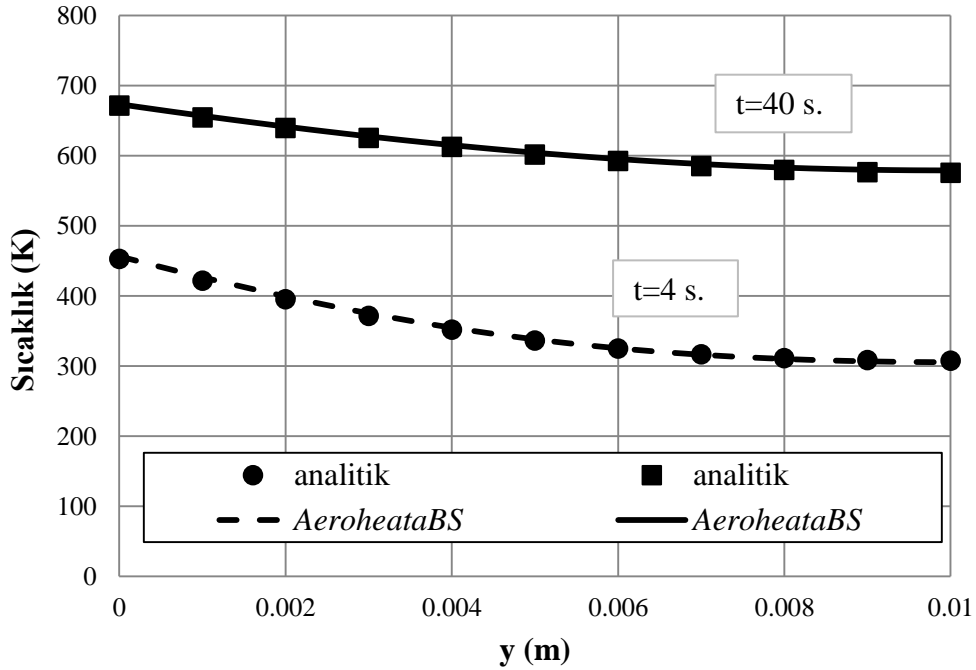
Kıyaslama sonucu incelendiğinde *AeroheataBS* çözümünün yeterli doğrulukta olduğu değerlendirilmiştir.

3.2.3 Sıcaklığa bağlı özellikler altında geçici rejimde ısı iletimi

Bu doğrulama probleminde geçici rejimde ısı iletimi problemi sıcaklığa bağlı malzeme özellikleri kullanılarak çözülmüş ve sonuçlar analitik çözüm ile kıyaslanmıştır. Bu problemdeki amaç, *AeroheataBS* içerisinde sıcaklığa bağlı malzeme özelliklerinin bulunması için kullanılan ara değer kestirim yönteminin doğrulanmasıdır. Probleme ait analitik çözüm 64 numaralı referansta verilmiştir. Isıl iletim katsayısı ve özgül ısı dışındaki parametreler Çizelge 3.1’de verilmiştir. Kullanılan malzeme özellikleri ise Çizelge 3.3’te verilmiştir. Ulaşılan sonuçların analitik sonuçlar ile karşılaştırılmış hali Şekil 3.8’de verilmiştir. Sonuçlar incelendiğinde sıcaklığa bağlı değişen malzeme özellikleri için uygulanan yöntemin yeterli doğrulukta olduğu değerlendirilmiştir.

Çizelge 3.3 : Doğrulama probleminde kullanılan malzeme özelliklerinin sıcaklığa bağlı değişimi.

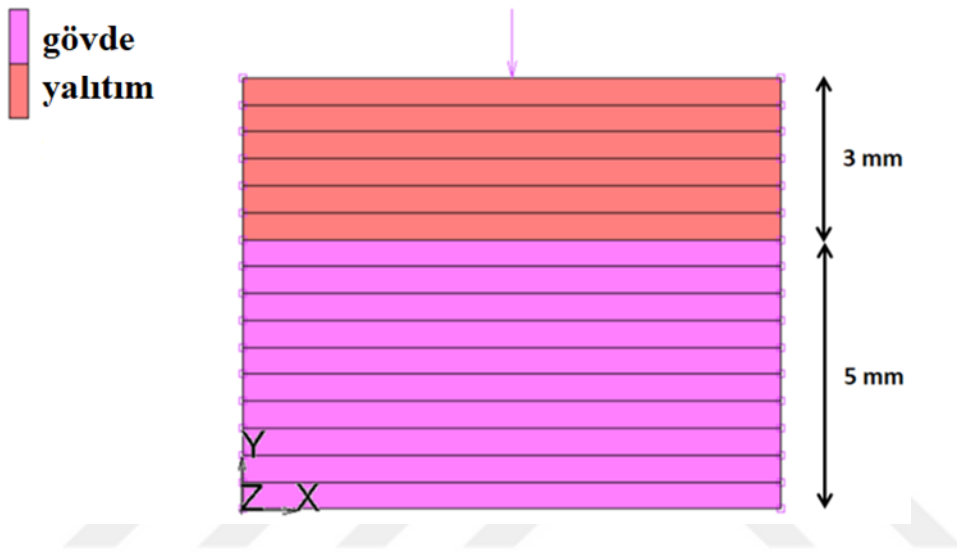
T (K)	k (W/mK)	c_p (J/kgK)
300	10	500
1300	100	5000



Şekil 3.8 : Sıcaklığa bağlı malzeme özelliklerinin kullanıldığı durumda 4. ve 40. saniyedeki kalınlık boyunca sıcaklık dağılımlarının kıyaslanması.

3.2.4 Sabit aşınma hızı altında geçici rejimde ısı iletimi

Yinelenen çözüm ağı oluşturma (remeshing) yönteminin doğrulaması için yüzey aşınma hızı ve ısı akısı altında 3 mm yalıtım ve 5 mm kalınlığındaki bir gövde için sıcaklık dağılımı hesaplanmıştır. Hesaplama sonuçları ticari bir yazılım olan MSC MARC sonuçları ile kıyaslanmıştır. MSC MARC yazılımında oluşturulan çözüm ağının genel görünümü Şekil 3.9’da verilmiştir. Problemden kullanılan parametreler Çizelge 3.4’te verilmiştir.



Şekil 3.9 : MSC MARC sonlu elemanlar analiz modelinin genel görünümü.

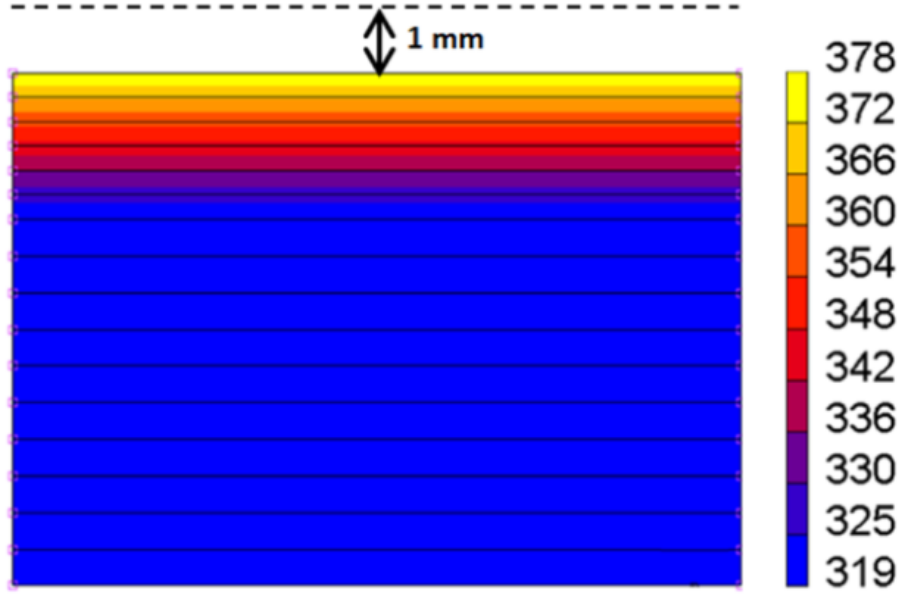
Analiz modelinde 0.1 mm aşınma sonrası tekrar bir çözüm ağı oluşturma şartı tanımlanmıştır. Yazılımın teorik alt yapısı 65 nolu kaynakta yer almaktadır. Analizde zaman adımı 1 ms, modeldeki düğüm sayısı ise 17’dir. Toplam analiz süresi 50 saniyedir. Kullanılan malzeme özellikleri Çizelge 3.5’te verilmiştir. 50 saniye sonunda oluşan sıcaklık dağılımı ve aşınma durumu Şekil 3.10’da verilmiştir.

Çizelge 3.4 : Tekrar çözüm ağı oluşturma probleminin çözüm değişkenleri.

Parametre	Değer
T_i (K)	300
q_w (W/m ²)	10×10^3
δ (mm)	8
\dot{s} (mm/s)	0.02

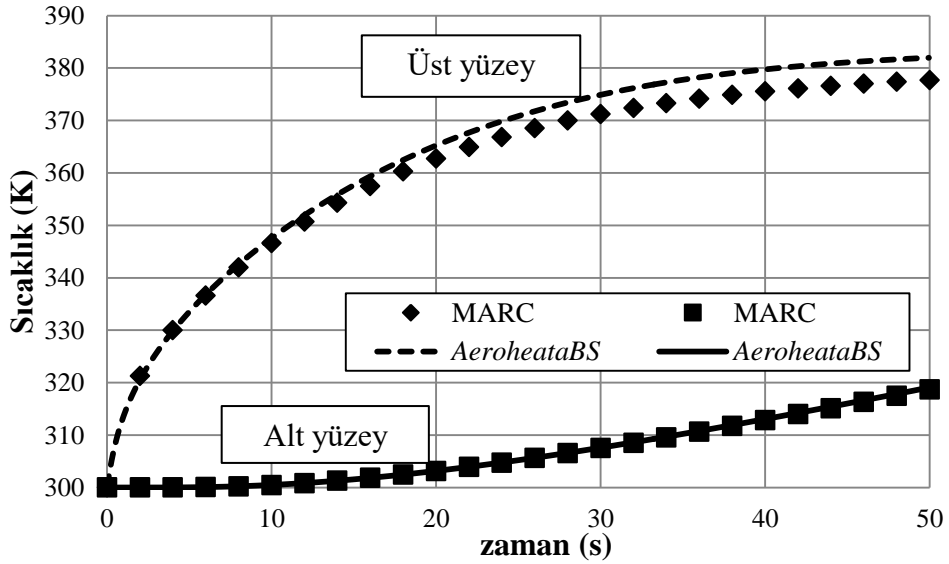
Çizelge 3.5 : Doğrulama problemi malzeme özellikleri.

	k (W/mK)	c_p (J/kgK)	ρ (kg/m ³)
Yalıtım	0.3	1500	1200
Gövde	126	950	2660



Şekil 3.10 : MSC MARC ile bulunan 50. saniyedeki sıcaklık dağılımı (K).

AeroheataBS sonuçları ile yapılan karşılaştırma sonuçları Şekil 3.11’de verilmiştir. Sonuçlar incelendiğinde *AeroheataBS*’in sabit aşınma hızı altında iki farklı malzemeden oluşan bir yapı üzerindeki sıcaklık dağılımını yeterli doğrulukta hesapladığı görülmektedir. Üst yüzey için hesaplanan sıcaklıklar arasındaki fark %1’den daha azdır.



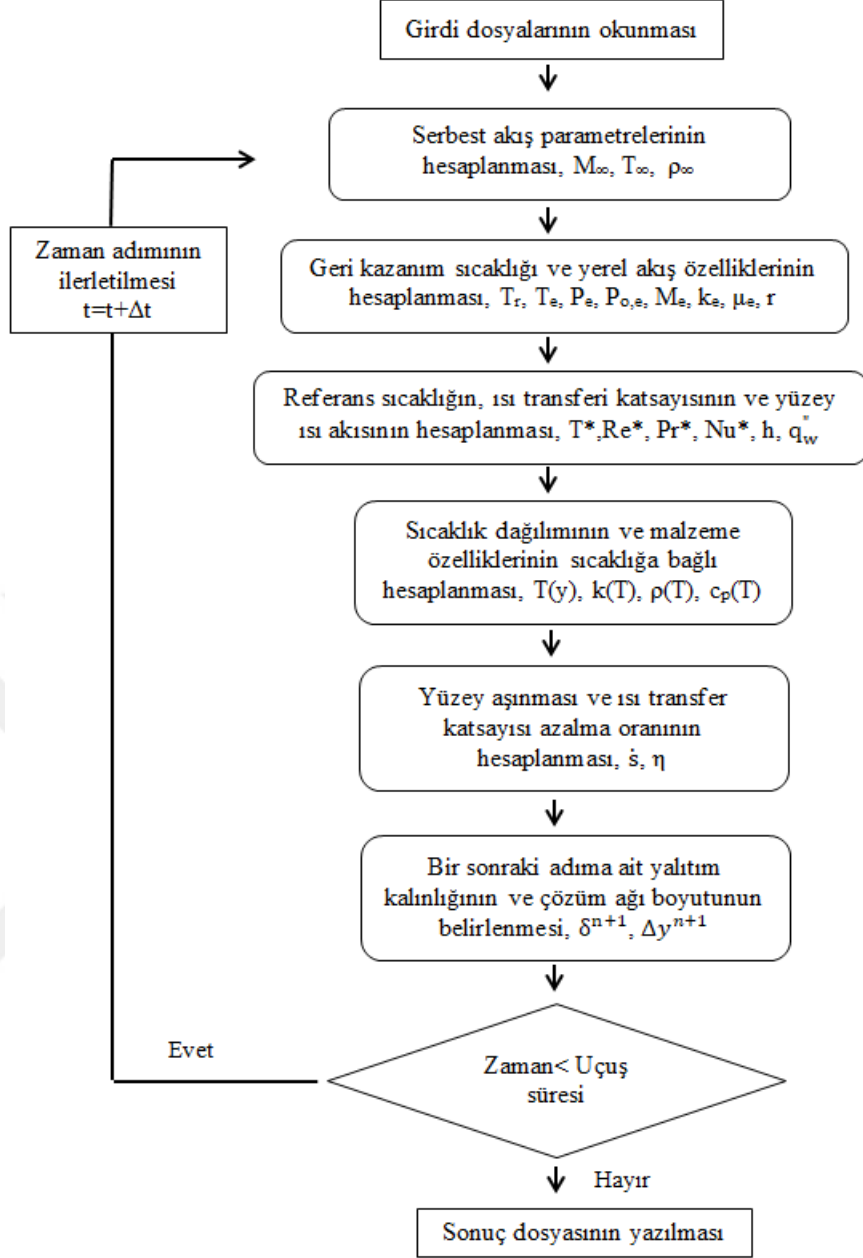
Şekil 3.11: *AeroheataBS* ve MSC MARC ile hesaplanan alt ve üst yüzey sıcaklıklarının kıyaslanması.

Yürütülen dört farklı doğrulama çalışması ile *AeroheataBS* içinde kullanılan sonlu farklar yönteminin aerodinamik ısınma problemlerinin çözümü için gerekli olan sınır

koşulları altında doğru bir şekilde çözüm ürettiği gözlemlenmiştir. Sayısal yöntemin doğrulanmasının ardından mühendislik problemlerinde kullanımı değerlendirilmiş ve bu problemler altındaki doğrulaması ilerleyen başlıklar altında sunulmuştur.

3.3 *AeroheataBS* Akış Şeması

Teorik arka planı verilen aerodinamik ısınma ve ısı aşınma problemleri için matematiksel ifadeler MATLAB ortamında kodlanmıştır. Yazılım temelde altı bölümden oluşmaktadır. İlk bölümde zamana bağlı uçuş verisi, standart atmosfer tablosu, başlangıç sıcaklığı ve geometrik özellikler ilgili dosyalardan okunmaktadır. Bu bölümde çözüm ağı boyutu ve zaman adımı da tanımlanmaktadır. İkinci bölümde atmosfer tablosu kullanılarak serbest akış parametreleri hesaplanmaktadır. Bu parametreler sıcaklık, basınç ve yoğunluktur. Sınır tabaka kenar çizgisi üzerindeki akış özellikleri, geri kazanım sıcaklığı, dinamik basınç bu bölümde hesaplanmaktadır. Üçüncü bölümde Eckert'in referans sıcaklığı ve bu sıcaklıktaki akış özellikleri hesaplanmaktadır. Sınır tabaka geçiş kıstasıyla hesaplanan Reynolds sayısı mukayese edilerek karşılık gelen ısı transfer katsayısı ve oluşan ısı akısı bu bölümde hesaplanmaktadır. Dördüncü bölümde düğüm noktalarındaki sıcaklıklar sonlu farklar yöntemi ile hesaplanmaktadır. Çözüm esnasında kararlılık kontrol edilmekte, olası bir ıraksamada uyarı mesajı ekrana yansıtılmaktadır. Beşinci bölümde ısı aşınma parametreleri olan yüzey aşınması ve ısı transfer katsayısı azalma oranı hesaplanmaktadır. Aşınma oranı kullanılarak yalıtım kalınlığı bu bölümde azaltılmaktadır. Hesaplamalar toplam uçuş süresine ulaşılan dek devam etmektedir. Altıncı bölümde uçuş süresine ulaşılmasıyla çıktı dosyaları yazılmakta ve ekrana zamana bağlı dış ve iç yüzey sıcaklıkları grafik olarak yansıtılmaktadır. Çıktı dosyasına hesaplamalarda kullanılan tüm değişkenler ve sonuçlar yazılabilmektedir. Sonuç dosyasının boyutunu küçültmek için sonuç dosyalarına yazılan parametrelerin zaman adımı istenen seviyede artırılabilir. Örneğin 1 ms aralıklarla yapılan çözümün sonuç dosyası 1 saniye aralıklarla yazılabilmektedir. *AeroheataBS* akış şeması Şekil 3.12'de verilmiştir.



Şekil 3.12 : AeroheataBS akış şeması.



4. TEST VERİLERİ İLE *AeroheataBS* DOĞRULAMA ÇALIŞMALARI

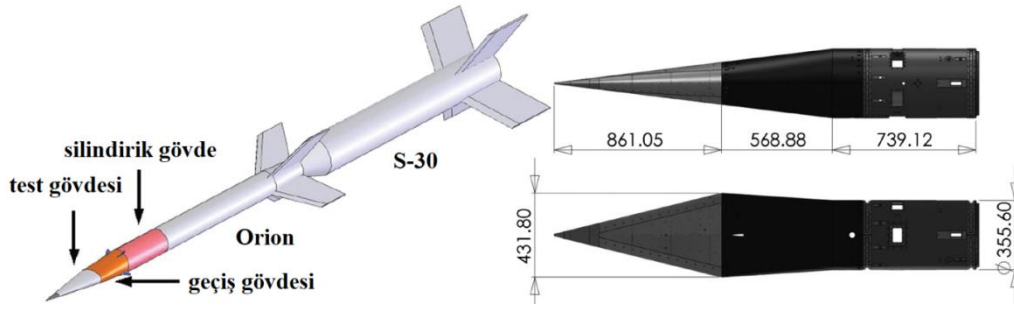
AeroheataBS doğrulama çalışmaları kapsamında açık kaynaklardan elde edilen veriler, Roketsan uçuşlu test verileri ve yer testleri kullanılarak kıyaslama çalışmaları yürütülmüştür. Bu çalışmalardaki amaç, aerodinamik ısınma ve ısıl aşınma modelleme yaklaşımlarının doğruluğunun sınanmasıdır.

4.1 HIFiRE-5 Verileri ile Doğrulama Çalışmaları

HIFiRE-5, aerodinamik ısınma çalışmaları için tasarlanmış olup hipersonik hızlara ulaşan bir test aracıdır. Amacı, yeni nesil hipersonik sistemler için kritik olan teknolojileri geliştirmek ve doğrulamaktır.

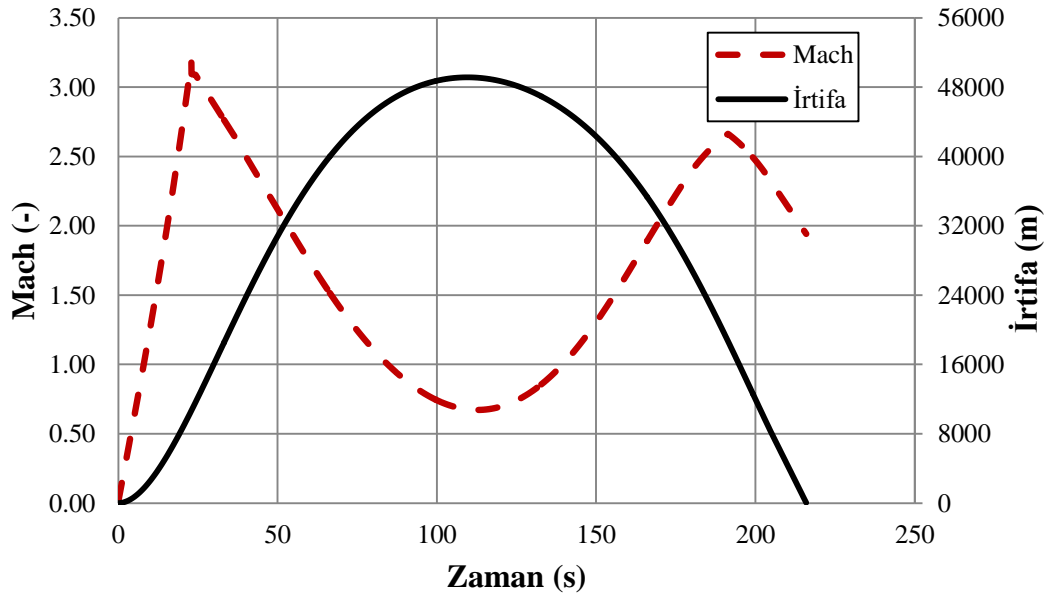
Projenin teknoloji alanları, sınırlandırıcı olmamakla birlikte itki sistemleri, aerodinamik, aerotermodinamik, yüksek sıcaklığa dayanıklı malzeme teknolojileri, ısıl tasarım, güdüm kontrol teknolojileri, ölçüm teknolojileri ve aviyonik sistem teknolojileridir [66]. HIFiRE programının felsefesi hipersonik uçuştaki belirli teknoloji boşluklarını tespit etmek ve bunları irdelemek olmuştur. Proje kapsamında hesaplamalı olarak analiz edilmesi zor olan ya da yer testleri ile değerlendirilemeyen problemlerin çalışılması tercih edilmiştir.

HIFiRE-5 iki kademedен oluşmaktadır. S-30 ilk kademeyi, Orion ikinci kademeyi oluşturmaktadır. Kademe ayırma sadece S-30 için yapılmakta olup Orion uçuş boyunca faydalı yük ile birlikte hareket etmektedir. Faydalı yük kısmı küt burunlu olup elips şekilli ve silindirik gövdelerden oluşmaktadır. Elips şekilli gövdenin yarı-açısı, küçük eksen düzleminde 7.0° , ana eksen düzleminde 13.8° ve burun yarı çap değeri 2.5 mm'dir. Sistemin genel şematik gösterimi ve faydalı yük boyutları Şekil 4.1'de verilmiştir.



Şekil 4.1 : HIFiRE-5 Genel Görünümü ve Faydalı Yük Ölçüleri [67].

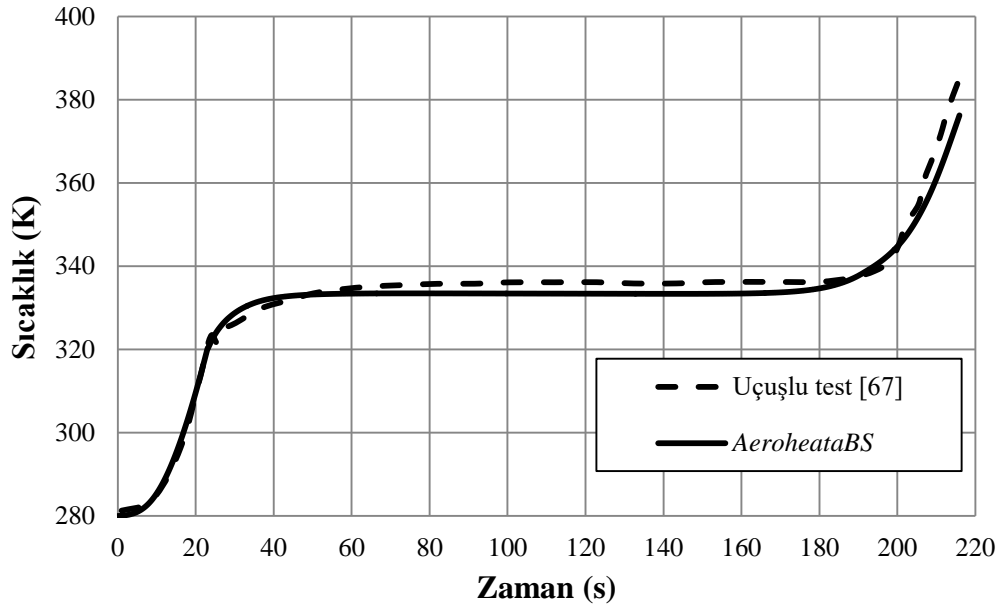
Burun kısmı iridyum kaplamalı titanyum-zirkonyum-molybdenum (TZM) alaşımından oluşmaktadır. Burun kısmını çelik ve alüminyum gövdeler takip etmektedir [67]. Doğrulama çalışmaları kapsamında 20 mm kalınlığında 6061 serisi alüminyumdan oluşan test gövdesinin burundan 300 mm geride yer alan dış yüzey sıcaklığı kullanılmıştır. Nisan 2012 tarihinde gerçekleştirilen uçuşlu teste ikinci kademenin ateşlenememesi nedeniyle hedeflenen maksimum hız olan 7 Mach yerine 3 Mach'a ulaşılmıştır [67]. Gerçekleşen ve *AeroheataBS* hesaplamalarda kullanılan uçuş yörüngesi Şekil 4.2'de verilmiştir. Hücüm açısı sıfır etrafında salınım yaptığı için ihmal edilmiş olup ışınlım da hesaplamalarda dikkate alınmamıştır.



Şekil 4.2 : HIFiRE-5 uçuş profili, irtifa ve Mach sayısı [67].

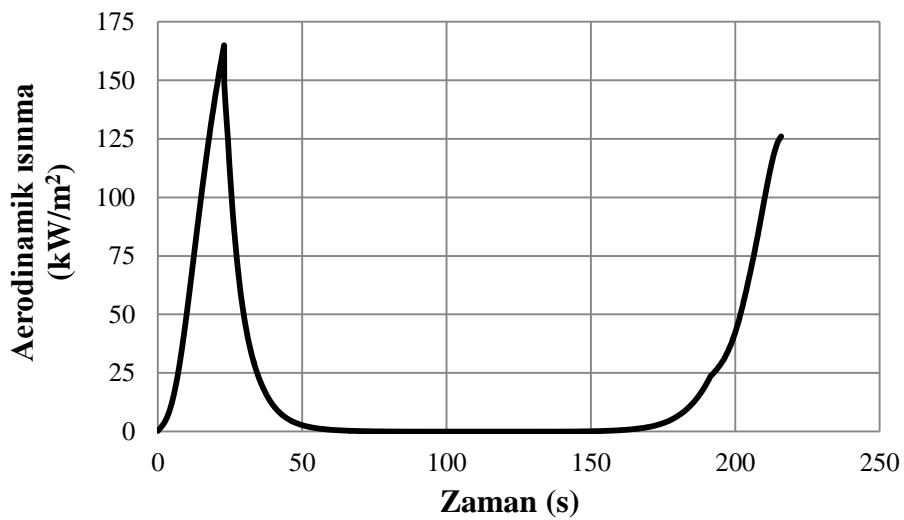
Burundan 300 mm gerideki nokta için, hesaplanan ve ölçülen dış yüzey sıcaklıklarının kıyaslaması Şekil 4.3'te verilmiştir. Kıyaslama sonuçları incelendiğinde sonuçların birbiri ile oldukça uyumlu olduğu gözlemlenmiştir.

Sonuçlar arasında oluşan farkın nedenleri arasında malzeme özelliklerinin ve ihmal edilen eksenel ısı transferinin olabileceği değerlendirilmiştir.



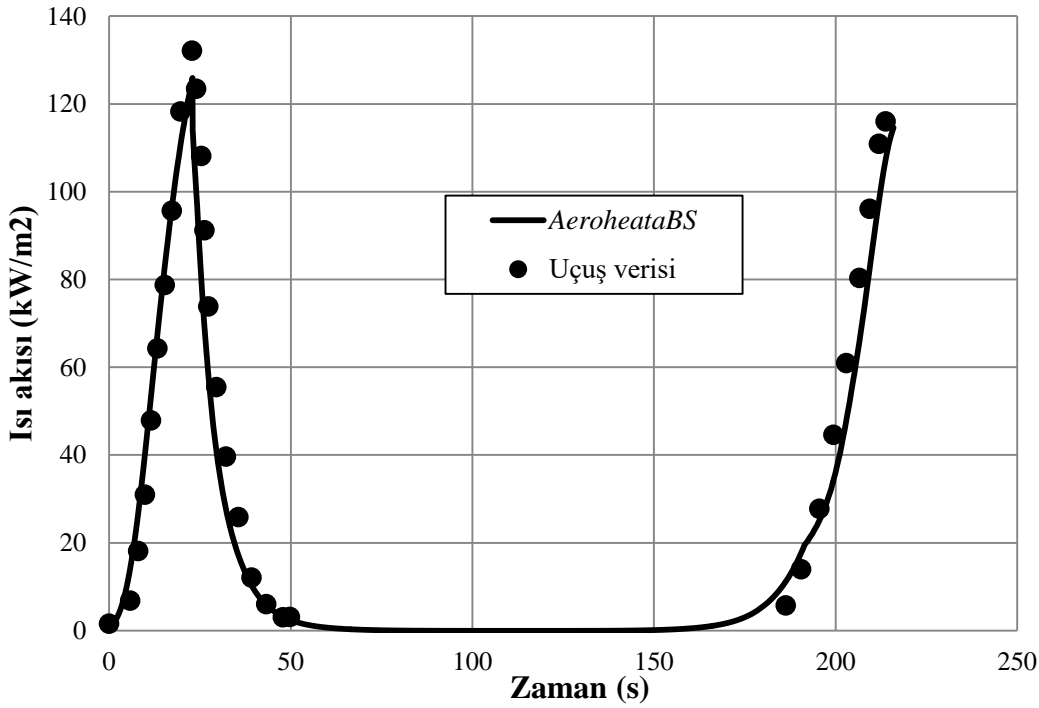
Şekil 4.3 : AeroheataBS sonuçları ile uçuşlu test ölçümlerinin kıyaslanması.

Yüzeye etki eden aerodinamik ısınmanın zamana bağlı değişimi ise Şekil 4.4'te verilmiştir. Grafik incelendiğinde uçuş hızının artmasıyla aerodinamik ısınmanın arttığı, yüksek irtifalarda ise azalan atmosferik yoğunluğa bağlı olarak aerodinamik ısınmanın oldukça düştüğü görülmektedir. Düşük irtifalarda artan uçuş hızına bağlı olarak uçuşun sonlarında aerodinamik ısınma tekrardan artmaktadır.



Şekil 4.4 : HIFiRE-5 sistemi, burundan 300 mm gerideki konum için hesaplanan aerodinamik ısınmanın zamana bağlı değişimi.

Benzer bir kıyaslama $x=830$ mm noktası için de gerçekleştirilmiştir. Ölçüm verilerinden hesaplanan ısı akıları ile [67] *AeroheataBS* ile hesaplanan ısı akılarının kıyaslaması Şekil 4.5'te verilmiştir. Kıyaslama sonuçları incelendiğinde hesaplanan değerlerin ölçüm verilerinden türetilen akı değerleri ile oldukça tutarlı olduğu görülmektedir. Uçuş esnasında söz konusu kıyaslama bölgesinin tüm uçuş boyunca türbülanslı rejimde olduğu belirtildiğinden hesaplamalar türbülanslı aerodinamik ısınma gözetilerek yapılmıştır. Şekil 4.5, Şekil 4.2'de verilen uçuş profili ile birlikte değerlendirildiğinde yüksek irtifalarda uçuş Mach sayısı 2'nin altında ise aerodinamik ısınmanın kayda değer olmadığı görülmektedir.



Şekil 4.5 : *AeroheataBS* ile uçuş verilerinin kıyaslanması, $x=830$ mm.

4.2 X-15 Verileri ile Doğrulama Çalışmaları

X-15, 15 metre uzunluğunda 6.7 metre kanat açıklığına sahip roket motorlu hipersonik hızlara ulaşan bir araştırma uçağıdır. Sistemin geliştirilme amaçları arasında aerodinamik tasarım çalışmalarına bilgi sağlamak, yapısal ve aerotermodinamik tasarıma yönelik uçuş verisi toplamak ve toplanan verilerin gelecek projelere rehberlik etmesini sağlamaktır [68]. X-15 programının temel amaçlarından bir tanesi de uçuş esnasında oluşan aerodinamik ısınmanın ölçümü ve sonuçların analiz edilmesidir. Toplanan sıcaklık verileri hesaplama araçlarının ve yer testleri sonuçlarının doğrulanması için kullanılmıştır. X-15 programı kapsamında

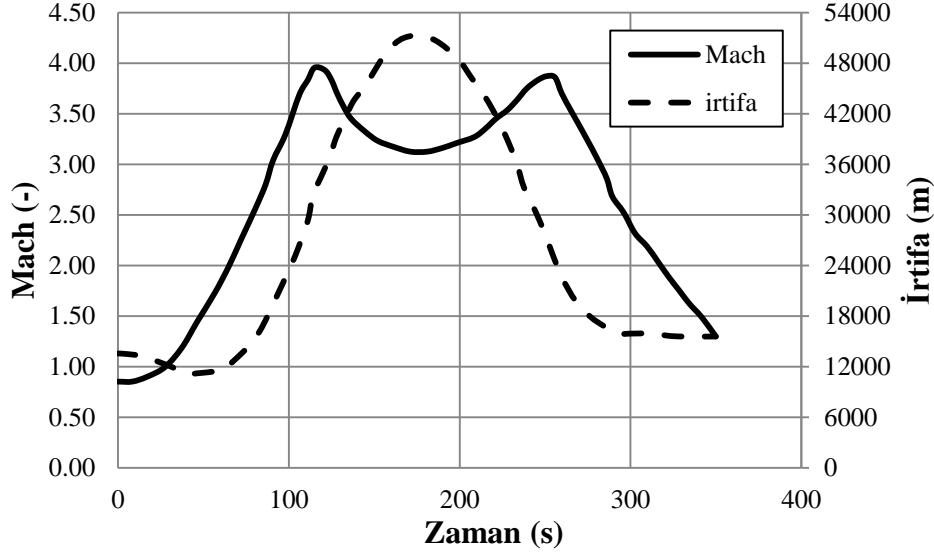
Haziran 1959 tarihinden Ekim 1968 tarihine kadar geçen yaklaşık 10 yıllık süre boyunca toplam 199 uçuş gerçekleştirilmiş olup maksimum uçuş Mach sayısı olan 6.7 ile insanlı uçuş hız rekoru kırılmıştır [69]. Oldukça başarılı olan X-15 programından elde edilen bilgiler Merkür, Gemini ve Apollo araçlarının uzay uçuşu programlarının ve Uzay Mekiği programlarının geliştirilmesine katkıda bulunmuştur. X-15'e ait genel görünüm Resim 4.1'de verilmiştir.



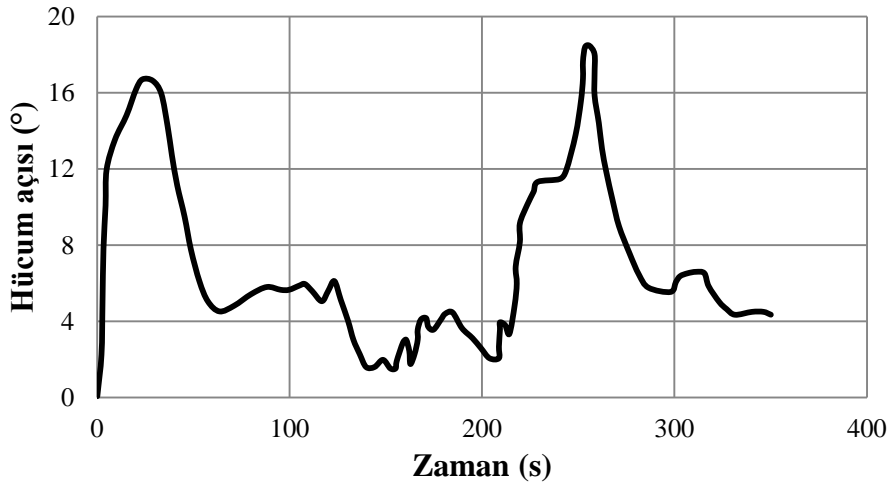
Resim 4.1 : X-15 sisteminin genel görünümü [69].

Aerodinamik ısınma etkilerinin azaltılabilmesi için uçak burnu 300 mm çapında küresel bir şekle sahiptir ve Inconel-X'ten imal edilmiştir. Inconel-X sistemin geriye kalan dış gövdesinde de aerodinamik ısınmaya dayanıklı olmasından dolayı tercih edilmiştir. %72.5 nikel, %15 krom, %1 kolombiyum ve %11.5 demir bileşenlerinden oluşan Inconel-X alaşımı, 1000 °C mertebelerinde dahi mukavemetini korumaktadır. Dış gövdenin içerisinde de destekleyici parça olarak çoğunlukla titanyum kullanılmıştır [68].

AeroheataBS doğrulama çalışmaları kapsamında yüksek irtifa uçuşuna ait kanat sıcaklıkları hesaplanmış ve ölçüm sonuçları ile kıyaslanmıştır. Hesaplamalarda kullanılan yörüngenin ve uçuş hızının zamana bağlı değişimi Şekil 4.6'da, hücum açısının zamana bağlı değişimi ise Şekil 4.7'de verilmiştir.



Şekil 4.6 : X-15 uçuş yörüngesi ve uçuş Mach sayısının zamana bağlı değişimi [70].



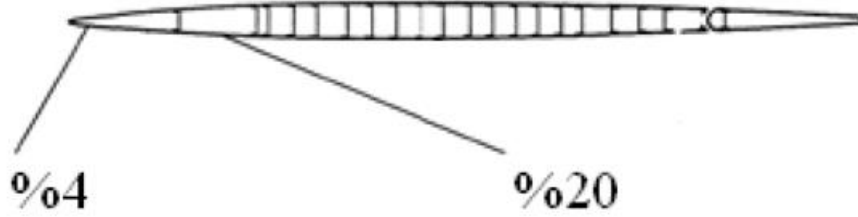
Şekil 4.7 : X-15 hücum açısının zamana bağlı değişimi [70].

Hesaplamalar kanat orta veter uzunluğunun %4 ve %20'sine karşılık gelen konumlar için yapılmıştır. Kanada ait geometrik özellikler 71 nolu kaynaktan alınmış olup orta veter uzunluğu 2.726 metredir. Kanat malzemesi olarak 1.44 mm kalınlığında Inconel-X kullanılmıştır. Kullanılan malzeme özellikleri Çizelge 4.1'de verilmiştir.

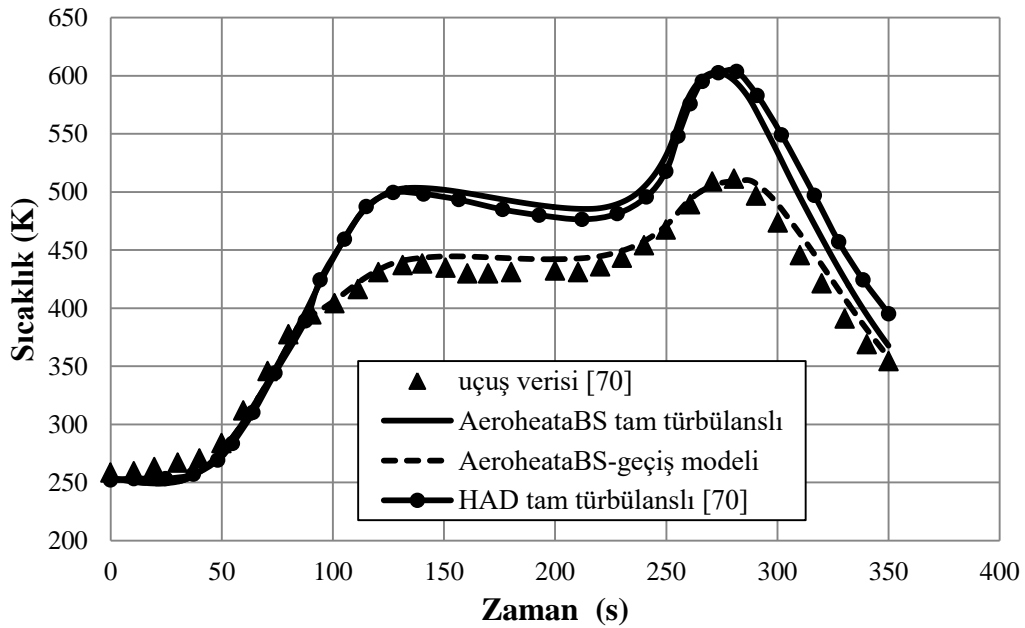
Çizelge 4.1 : Inconel-X ısı özellikleri [70].

Özellik	Değer
Isıl iletim katsayısı (W/mK)	12
Özgül ısı (J/kgK)	431
Yoğunluk (kg/m ³)	8280
Yüzey ışınlım katsayısı (-)	0.76

Kıyaslama çalışması yapılırken 70 nolu kaynakta sunulan Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği sonuçları da dikkate alınmıştır. Söz konusu HAD çalışmasında zamana bağlı olarak katı-akışkan etkileşimli aerodinamik ısınma analizleri yürütülerek kanat sıcaklıkları hesaplanmıştır. Analizlerde Spalart-Allmaras türbülans modeli kullanılmış olup y^+ değeri 5'ten küçük olacak şekilde çözüm ağı oluşturulmuştur. Çalışmada kullanılan geometrinin şematik gösterimi Şekil 4.8'de verilmiştir. Belirtilen çalışmada laminer ve türbülanslı rejimler için analiz çalışmaları yürütülmüş ve sonuçlar kıyaslamalı olarak verilmiştir. *AeroheataBS* çözümleri de laminer ve türbülanslı rejimler için ayrı ayrı elde edilmiş olup sonuçlar birbiri ile kıyaslanmıştır. Ayrıca *AeroheataBS* içinde bulunan laminer rejimden türbülanslı rejime geçiş kıstası kullanılarak da sonuçlar elde edilmiştir. %4 veter konumu için sonuçların kıyaslaması Şekil 4.9'da verilmiştir.

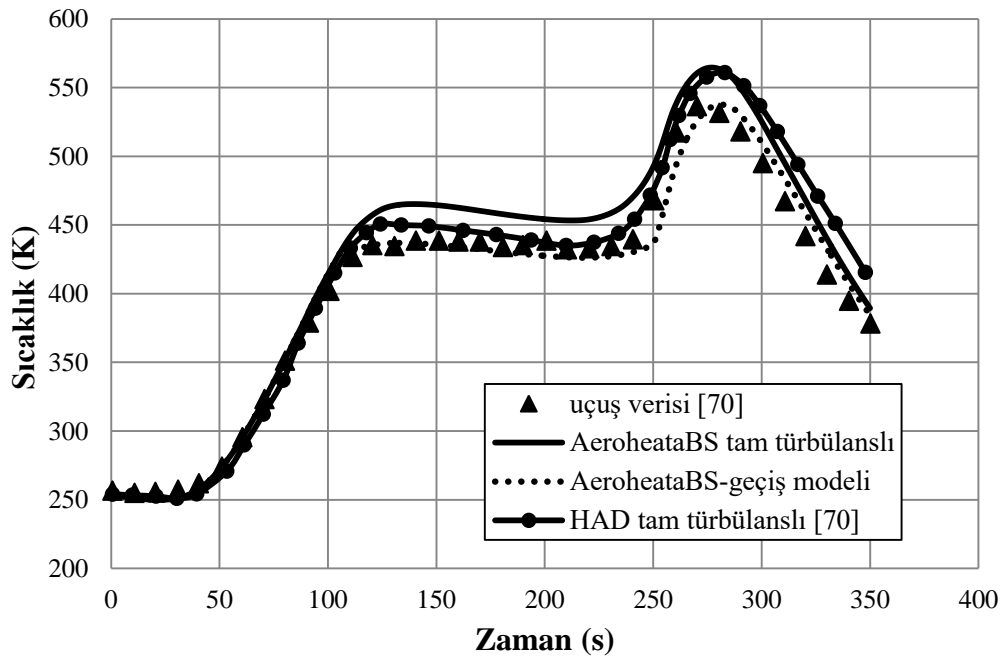


Şekil 4.8 : X-15 kanat kesitinin genel görünümü [70].



Şekil 4.9 : %4 veter konumu için hesaplanan sonuçların uçuş verisi ve referans analiz çalışması ile olan kıyaslaması.

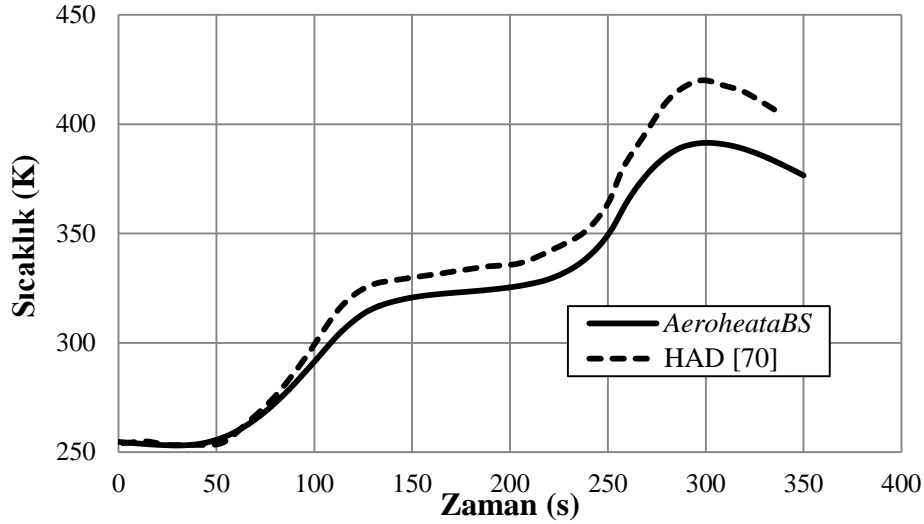
Sonuçlar incelendiğinde kıyaslama yapılan nokta için, tamamıyla türbülanslı olarak çözülen *AeroheataBS* sonuçları ve Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği analizleri ile ulaşılan sıcaklıkların birbiri ile oldukça uyumlu olduğu görülmektedir. Aradaki fark %1'den azdır. Ayrıca laminer rejimden türbülanslı rejime geçiş kistasının kullanıldığı *AeroheataBS* çözümü ile uçuşlu test verisinin de oldukça uyumlu olduğu gözlemlenmektedir. Tamamıyla türbülanslı çözüm uçuş verisini görece yüksek tahmin ettiği için uçuşta yeniden laminer rejime geçişin gerçekleştiği değerlendirilmektedir. %20 veter konumu için sonuçların kıyaslaması ise Şekil 4.10'da verilmiştir.



Şekil 4.10 : %20 veter konumu için hesaplanan sonuçların uçuş verisi ve referans analiz çalışması ile kıyaslaması.

Kıyaslama sonuçları incelendiğinde geçiş modelinin kullanıldığı *AeroheataBS* sonuçları ile uçuş verisinin oldukça tutarlı olduğu görülmektedir. Türbülanslı model ile HAD analiz sonuçları da birbiri ile oldukça uyumlu olup sonuçlar arasındaki fark %3'ten daha azdır. Uçuşlu test verisi ile hesaplanan sıcaklıklar arasında gözlemlenen farkın olası nedenleri arasında malzeme özelliklerinin sıcaklıkla değişiminin ihmal edilmesinin olabileceği değerlendirilmiştir. HAD analiz sonuçları ile *AeroheataBS* sonuçları arasında görülen farkın nedenleri arasında HAD analizlerinde kullanılan türbülans modeli, zaman adımı, çözüm ağı boyutu gibi analiz girdilerinin olabileceği değerlendirilmiştir.

AeroheataBS'in laminer rejim altında yaptığı aerodinamik ısınma hesaplamaları laminer rejimde yürütülen HAD sonuçları [70] ile de karşılaştırılmıştır. %20 veter konumu için laminer rejim altında hesaplanan sıcaklıkların HAD sonuçları ile kıyaslaması Şekil 4.11'de verilmiştir.



Şekil 4.11 : Laminer rejim altında *AeroheataBS* sonuçlarının referans alınan HAD sonuçları ile olan kıyaslaması.

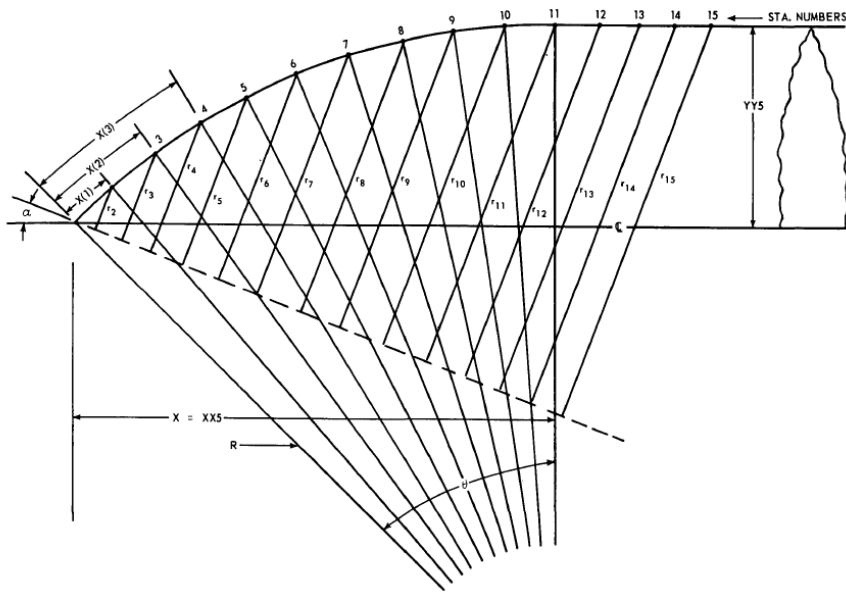
Kıyaslama sonuçları incelendiğinde laminer rejim altında *AeroheataBS* sonuçlarının 70 nolu kaynaktan alınan HAD sonuçları ile oldukça uyumlu olduğu ve aradaki farkın maksimum %6 civarında olduğu görülmektedir. Aradaki farkın sebebinin HAD analizlerinin iki boyutlu yapılmasından kaynaklı, hücum kenarından arkaya doğru gerçekleşen ısı aktarımının olabileceği ve çözüm ağı ile zaman adımı gibi analiz girdilerinden kaynaklanabileceği değerlendirilmiştir. *AeroheataBS* belirtildiği gibi bir boyutlu düzlemde hesaplama yapmaktadır. Bu sebeple eksenel ısı aktarımının etkileri çözüme yansıtılmamaktadır.

AeroheataBS hesaplamalarının yaklaşık 2 dakika, HAD analizlerinin de 100 saat civarında [70] sürdüğü düşünüldüğünde aerodinamik ısınmanın oldukça yüksek doğrulukta ve kısa sürede *AeroheataBS* ile hesaplandığı gözlemlenmektedir.

4.3 NQLDW019 Yazılımı ile Kıyaslamalı Doğrulama Çalışmaları

NQLDW019 eğri burunlu roketlerin maruz kaldığı aerodinamik ısınmanın hesaplanması için 1971 yılında geliştirilmiş Fortran IV dilinde bir bilgisayar programıdır [72]. Yazılımda analitik çözümler bazı varsayımlar ile birleştirilmiştir.

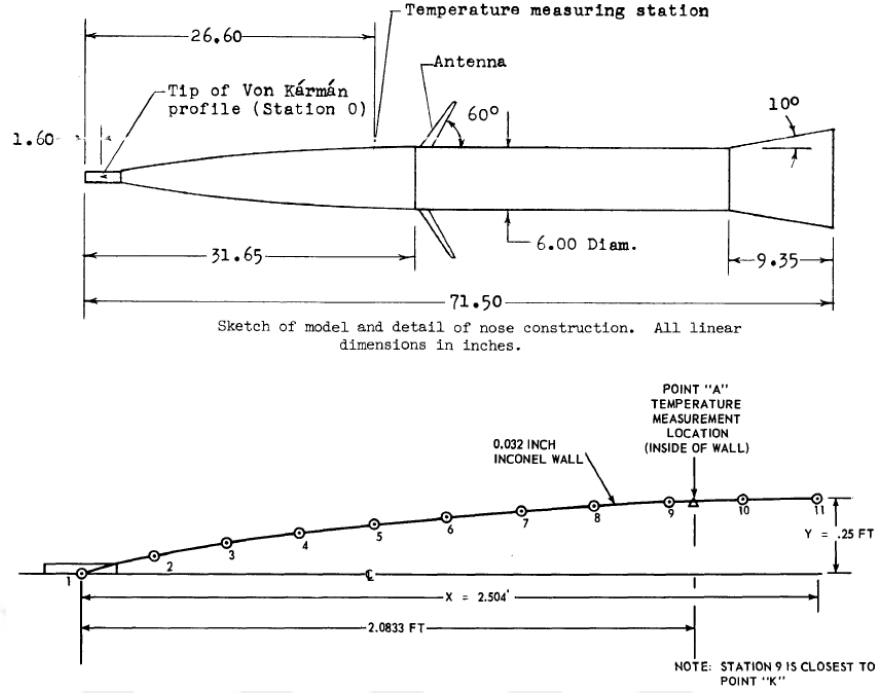
Zamana bağılı uçuş yörüngesi, hızı ve hücum açısı girdi olarak kullanılmaktadır. Kullanıcı istediğinde gövde üzerindeki basınç dağılımını da programa hesaplatmak yerine girdi olarak tanımlayabilmektedir. Geometriyi tanımlamak için ise Şekil 4.12’de gösterilen XX, YY ve α değerleri kullanılmaktadır. Gövde üzeri sıcaklık dağılımının hesaplanması NQLDW112 isimli program aracılığıyla yapılmaktadır. Eş zamanlı olarak aerodinamik ısınmanın ve gövde sıcaklıklarının hesaplanması bu program ile mümkün değildir. *AeroheatBS* programının aerodinamik ısınmayı ve gövde sıcaklıklarını eş zamanlı hesaplama kabiliyeti düşünüldüğünde, *AeroheataBS*’in bu açıdan daha ileri bir hesaplama yöntemine sahip olduğu açıktır.



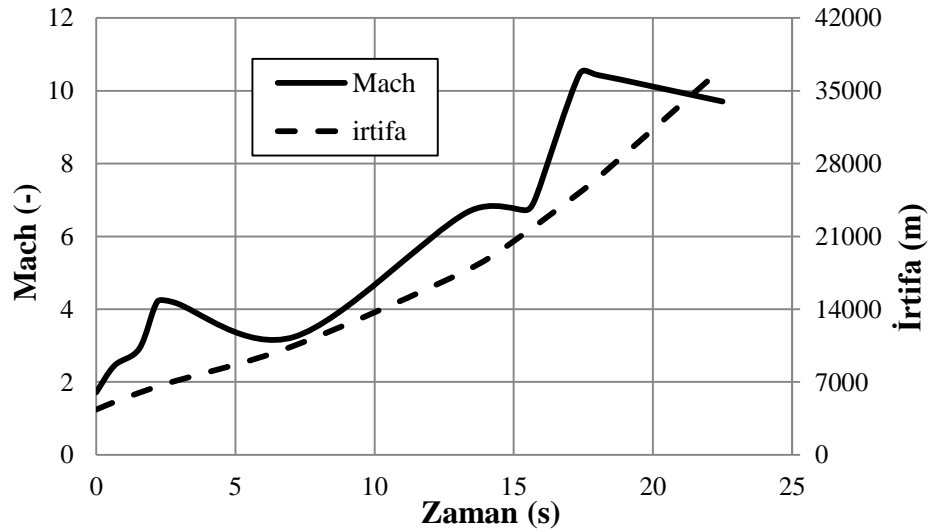
Şekil 4.12 : NQLDW019 yazılımı geometrik girdileri [72].

AeroheataBS ile NQLDW019 programının kıyaslaması için 73 nolu kaynakta yer alan uçuşlu test verisi kullanılmıştır. NQLDW019 sonuçları da belirtilen kaynaktan alınmıştır. Referans alınan çalışmada kullanılan girdiler *AeroheataBS*’e de tanımlanmış ve zamana bağılı olarak gövde sıcaklıkları hesaplanmıştır.

Uçuşlu test verisinin kullanıldığı sistem çift kademe motorlu von Karman şeklinde burna sahip bir roketir. Ölçüm noktasının sistem üzerindeki konumu ve sisteme ait genel bilgiler Şekil 4.13’te verilmiştir. Hesaplamalarda kullanılan yörünge ve uçuş hızı ise zamana bağılı olarak Şekil 4.14’te verilmiştir.



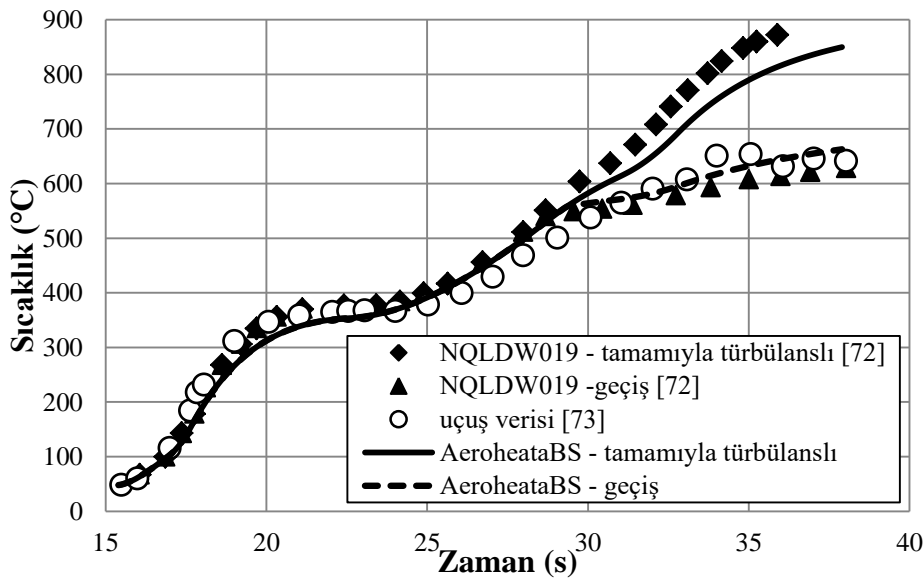
Şekil 4.13 : Sistem boyutları ve ölçüm konumunun şematik gösterimi [72,73].



Şekil 4.14 : Kullanılan yörünge ve uçuş hızının zamana bağlı değişimi [72].

Inconel malzemeden yapılmış 0.81 mm kalınlıktaki bir gövdenin, burundan aksinel olarak yaklaşık 0.64 metre gerideki noktası için 1 ms zaman adımı ve 0.1 mm çözüm ağı kullanılarak aerodinamik ısınma hesaplanmış ve ulaşılan sıcaklıklar referans alınan sonuçlar ile kıyaslanmıştır. Çözümlerde farklı geçiş kistası ve tamamıyla türbülanslı sonuçlar elde edilmiş ve kıyaslamaya dâhil edilmiştir. Kıyaslama sonuçları Şekil 4.15'te verilmiştir. Grafik incelendiğinde sonuçların birbiri ile oldukça uyumlu olduğu görülmektedir. En fazla hata oranı yaklaşık %6'dır. Hatanın

olası sebepler arasında NQLDW019 programının aerodinamik ısınmayı artıran çapraz akışların (*crossflow*) hesaplamalara dâhil etmesinin olabileceği değerlendirilmiştir. Kullanılan atmosfer modeli ve malzeme özellikleri de sonuçlar arasındaki farkta birer etmendir. Laminer rejimden türbülanslı rejime geçiş kıstasının, $Re_{tr} 1 \times 10^7$ olması durumunda da hesaplama sonuçları uçuşlu test verisine oldukça benzerdir. Testte kullanılan sistemin dış yüzeyinin oldukça pürüzsüz (*polished*) metal yüzeye sahip olması geçiş kıstasının yüksek olmasını sağlamıştır. *AeroheatBS* programına eklenen kullanıcı tanımlı geçiş kıstasının doğrulanması da bu veriler ile gerçekleştirilmiştir.

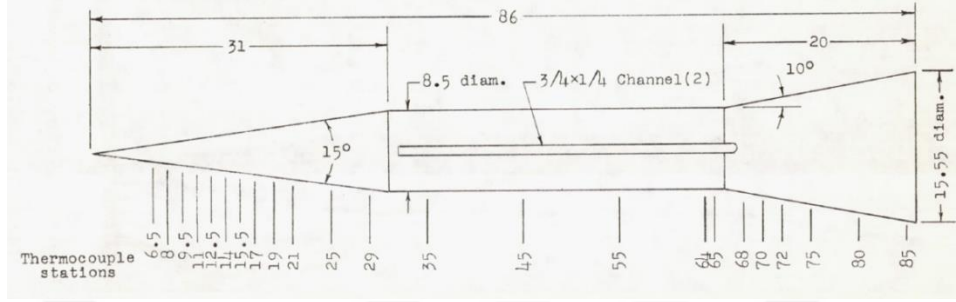


Şekil 4.15 : *AeroheatBS* sonuçlarının uçuş verisi ve NQLDW019 sonuçlarıyla kıyaslanması.

4.4 Açık Kaynak Uçuş Verisi ve HAD Analiz Sonuçları ile Doğrulama Çalışması

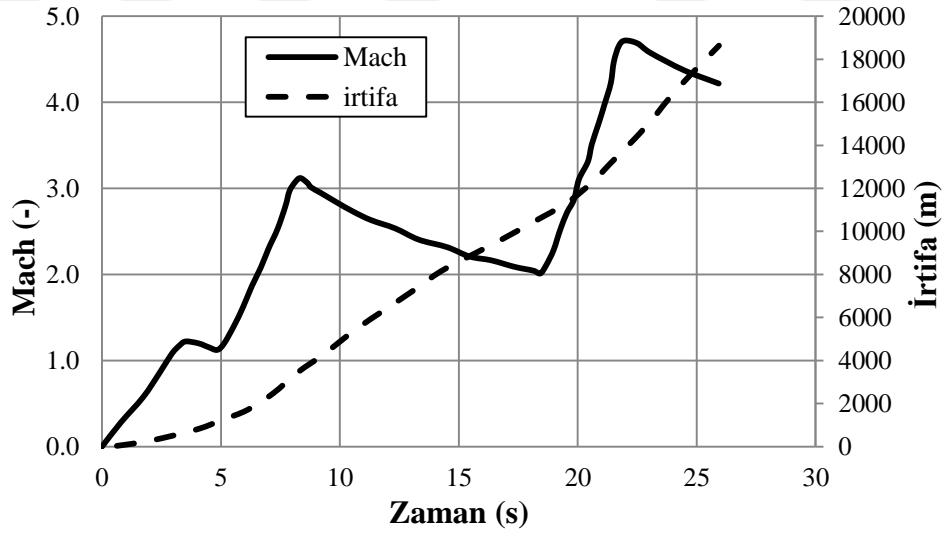
Bu doğrulama çalışmasında konik, silindirik ve arka kısımda da etekten oluşan bir sisteme ait açık kaynaklardan elde edilen uçuşlu test verisi ve bu sistem için yapılan HAD analiz sonuçları kullanılmıştır. Hava aracının konik bölge uzunluğu 787.4 mm (31 inç), silindirik bölge uzunluğu 889 mm (35 inç) ve silindirik bölge çapı 215.9 mm (8.5 inç)'dir [74]. Burun bölümü toplam koniklik açısı 15°'dir. Aerodinamik kararlılık sağlayan etek bölümü 10° koniklik yarım açısına ve 394.97 mm (15.55 inç) taban çapına sahiptir [74]. Modelin toplam uzunluğu 2184.4 mm (86 inç)'dir. Gövdenin iç yüzeyinde 23 noktadan sıcaklık ölçümü alınmış ve sonuçlar 74 nolu

kaynakta uçuşun ilk 26 saniyesi için paylaşılmıştır. Doğrulama çalışması kapsamında konik bölgeye denk gelen, burundan 355.6 mm (14 inç) mesafede yer alan ölçüm noktası seçilmiştir. Roket ölçülerinin ve sıcaklık ölçümü alınan noktaların şematik gösterimi Şekil 4.16’da verilmiştir. Gövde malzemesi Inconel olup kalınlığı 0.762 mm (0.03 inç)’dir [74].



Şekil 4.16 : Roket boyutları ve ölçüm noktalarının genel görünümü [74].

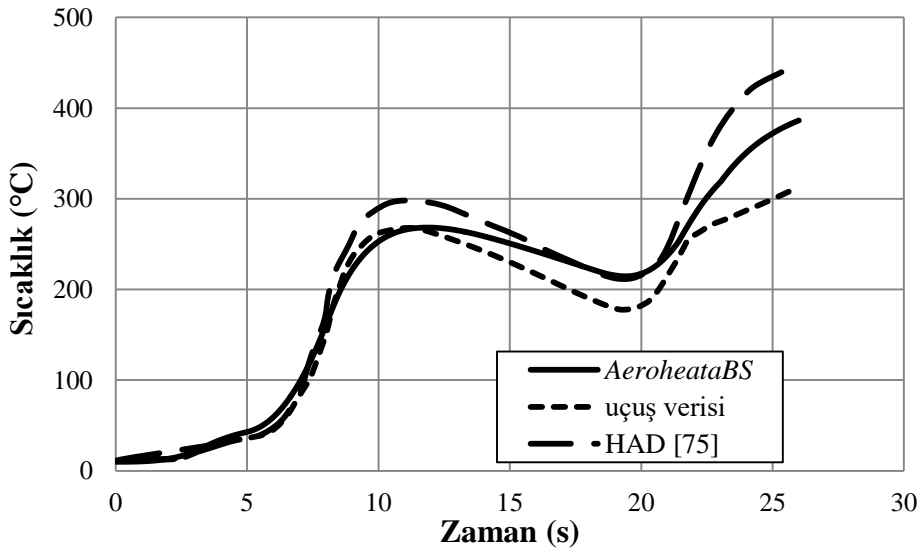
Roketin uçuş esnasında ulaştığı en yüksek Mach sayısı 4.7’dir. İlk 26 saniye için sisteme ait uçuş hızı ve yörünge Şekil 4.17’de verilmiştir. Grafik incelendiğinde uçuş hızının 3 farklı zaman aralığında arttığı görülmektedir. Bu durumun sebebi sistemin 3 adet alt kademe motoruna sahip olmasıdır.



Şekil 4.17 : Uçuş hızı ve yörüngesinin zamana bağlı değişimi [74].

Belirtilen sisteme ait aksel simetrik olarak zamana bağlı HAD analizleri yapılmış olup hesaplanan gövde sıcaklıkları ayrıntılı bir şekilde 75 nolu kaynakta sunulmuştur. HAD analizlerinde sonuçlar üzerindeki etkilerini değerlendirebilmek için 5 farklı türbülans modeli ve 3 farklı zaman adımı kullanılmıştır. AeroheataBS sonuçlarıyla yapılan kıyaslamada laminar rejimden türbülanslı rejime geçiş SST

türbülans modeliyle elde edilen analiz sonuçları ölçümlere daha yakın bulunduğu için dikkate alınmıştır. Referans alınan HAD çalışmasında toplam 67500 eleman bulunmakta olup analizler ticari bir yazılım olan FLUENT kullanılarak yapılmıştır. Hava ideal gaz olarak modellenmiş olup viskozite değeri için Sutherland yaklaşımı kullanılmıştır. Yapılan çalışmanın ayrıntıları 75 nolu kaynakta yer almaktadır. On dört numaralı ölçüm noktası için *AeroheataBS* sonuçları ile HAD ve uçuş verisinin kıyaslaması Şekil 4.18’de verilmiştir.



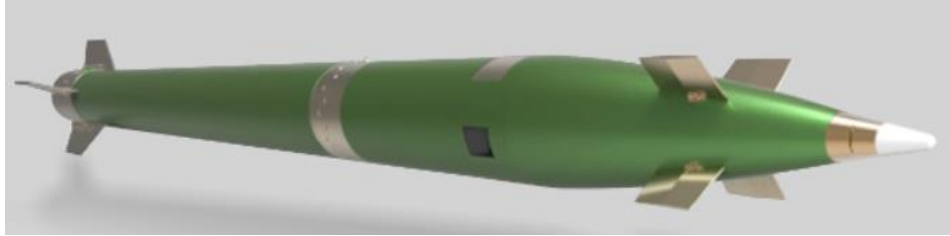
Şekil 4.18 : Hesaplama sonuçlarının ölçüm verisi ve HAD sonuçları ile kıyaslanması.

Şekil 4.18’de görüldüğü üzere, hesaplanan sıcaklık eğrisi ile uçuşlu test sonuçları özellikle uçuşun ilk 22 saniyesinde tatmin edici bir şekilde uyumaktadır. Uçuşun bu zarfında *AeroheataBS* sonuçları ile ölçüm verileri arasında maksimum 30 °C fark bulunmaktadır. Uçuşun ilk 12 saniyesinde mükemmel bir uyum görülmektedir. Hesaplamalarda ışınımın dikkate alınmamış olmasının uçuşlu test verisine göre daha yüksek sıcaklıkların elde edilmesinin nedenlerinden biri olabileceği değerlendirilmiştir. Işınım etkileri yüksek sıcaklıklarda düşük sıcaklıklara göre daha etkin olmaktadır. HAD analizlerinin iki boyutlu yapılarak aksel yönde gerçekleşen ısı aktarımını da dikkate alması *AeroheataBS*’e göre daha yüksek sıcaklıklar hesaplamasında bir neden olabilecektir. Ölçüm verisinde 22. saniyede görülen ani düşmenin sebebinin akış rejiminin türbülanslı rejimden laminar rejime geçişi olduğu değerlendirilmiştir [74]. *AeroheataBS* ile hesaplanan sıcaklık değişiminin HAD sonuçlarıyla uyumlu olduğu görülmektedir. Zaman adımının küçültülmesi ile

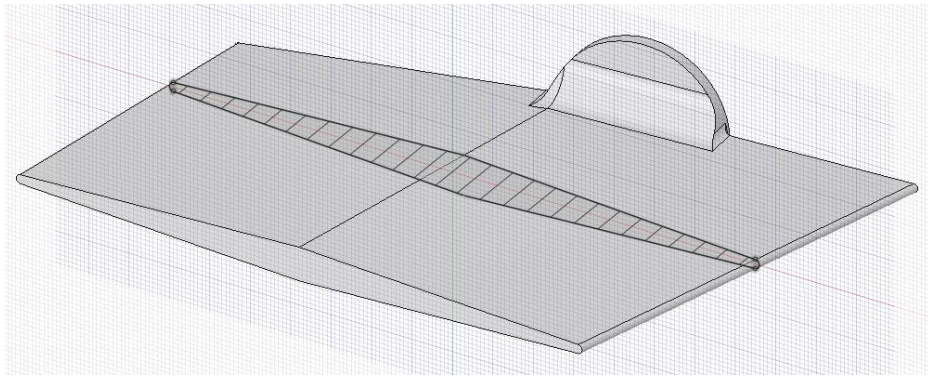
doğruluğun artırılabilceği belirtilen kaynakta önerilmiştir. Referans alınan çalışmada HAD analizinin toplam süresi 130 saat olmakla birlikte *AeroheataBS*'in çözüm süresi yaklaşık 2 dakikadır. HAD analizleri ile karşılaştırıldığında *AeroheataBS*'in zaman kazandırması, özellikle karmaşık sayısal çözümlerin gerekli olmadığı ön tasarım aşamalarında oldukça önem arz etmektedir.

4.5 Uçuş Verileri ile Doğrulama Çalışmaları

Süpersonik hızlara ulaşan bir test füzesinin gövde ve kanard iç bölgelerinden telemetre yardımıyla ölçülen zamana bağlı sıcaklık verileri ile *AeroheataBS* sonuçları kıyaslanmıştır. Gövde iç yüzey sıcaklığı için burun konisinin arkasında yer alan konik gövdeye yerleştirilen sensörün verisi kullanılmıştır. Füzedeki bulunan dört farklı kanardın her birinin iç bölgesinden alınan ölçümler de kıyaslama çalışmasında kullanılmıştır. Sensörler kanard köküne açılan bir deliğin içerisine dış yüzeyden yaklaşık 3.6 mm derinde olacak şekilde yerleştirilmiştir. Kanardlar arasında uçuş esnasında açı farkı bulunmamaktadır. Tüm ölçümlerde RTD tipi sıcaklık sensörü kullanılmıştır. Veri toplama hızı 100 Hz'dir. Aerodinamik ısınma verileri kullanılan füzeyle ait genel görünüm Resim 4.2'de, kanardın şematik görünümü ise Şekil 4.19'da verilmiştir.

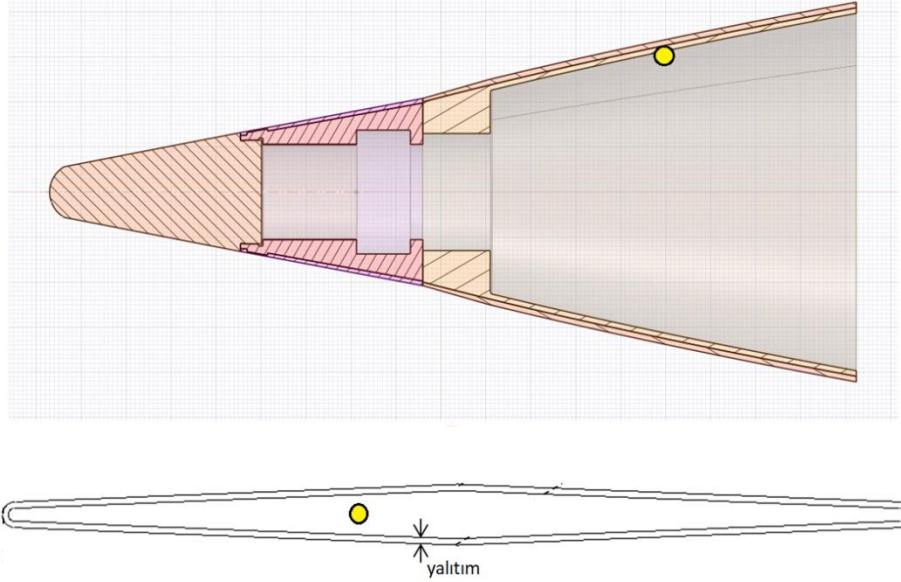


Resim 4.2 : Test füzesinin şematik görünümü [76].



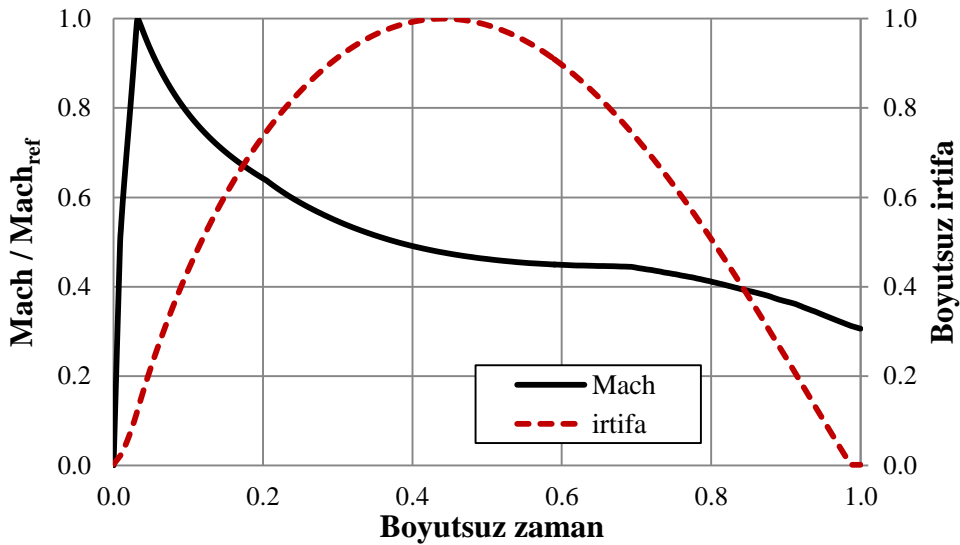
Şekil 4.19 : Kanard genel görünümü.

Gövde iç yüzeyinde yer alan sıcaklık sensörünün burundan aksenal mesafesi yaklaşık 300 mm, kanat içerisinde yer alan sıcaklık sensörünün ise hücum kenarından aksenal mesafesi yaklaşık 55 mm'dir. Gövde ve kanard üzerinde ısı yalıtım yer almaktadır. Gövde iç yüzeyindeki ve kanard içerisindeki ölçüm noktalarının şematik gösterimleri Şekil 4.20'de verilmiştir.



Şekil 4.20 : Gövde iç yüzeyi ve kanard içerisindeki sensör konumlarının şematik gösterimi.

Füzeye ait uçuş yörüngesinin boyutsuz haldeki gösterimi Şekil 4.21'de verilmiştir. Toplam uçuş süresi dakikalar mertebesinde olup maksimum uçuş hızı da ses-üstü seviyelerdedir. Uçuş boyunca hücum açısı sıfırdır.

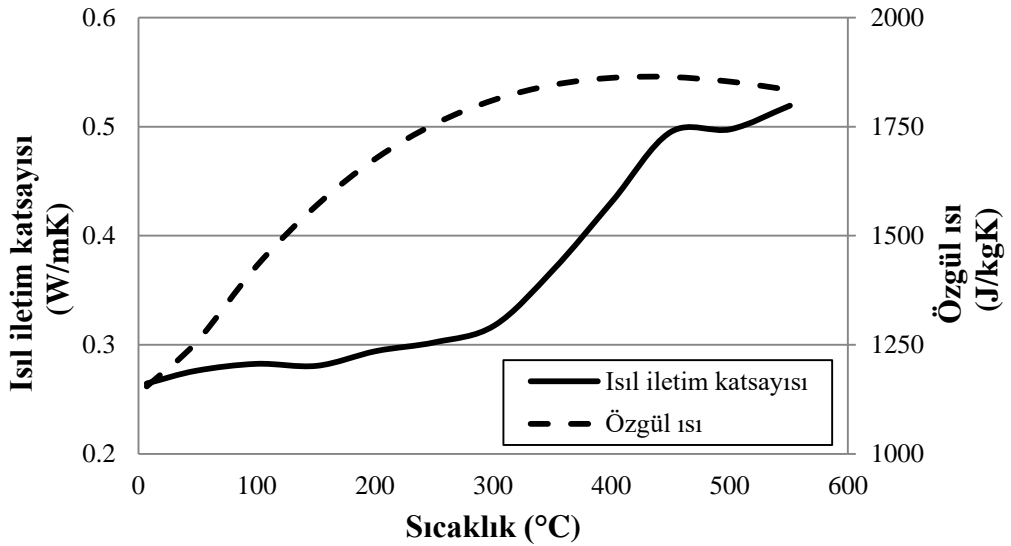


Şekil 4.21 : Boyutsuz uçuş profili.

Sisteme ait uçuş yörüngesi ve uçuş hızı kullanılarak *AeroheataBS* ile zamana bağlı iç yüzey sıcaklığı ve ısı yalıtımın aşınma değeri hesaplanmıştır. Hesaplamalarda zaman adımı 1 ms çözüm ağı 0.2 mm olarak kullanılmıştır. Gövde ve kanard malzemesi çeliktir. Kullanılan malzeme özellikleri Çizelge 4.2’de verilmiştir. Metal malzeme özelliklerinin sıcaklık ile değişimi ihmal edilmiştir. Isıl yalıtım için kullanılan k ve c_p değerleri ise Şekil 4.22’de verilmiştir.

Çizelge 4.2 : Uçuşlu test doğrulama modeli malzeme özellikleri.

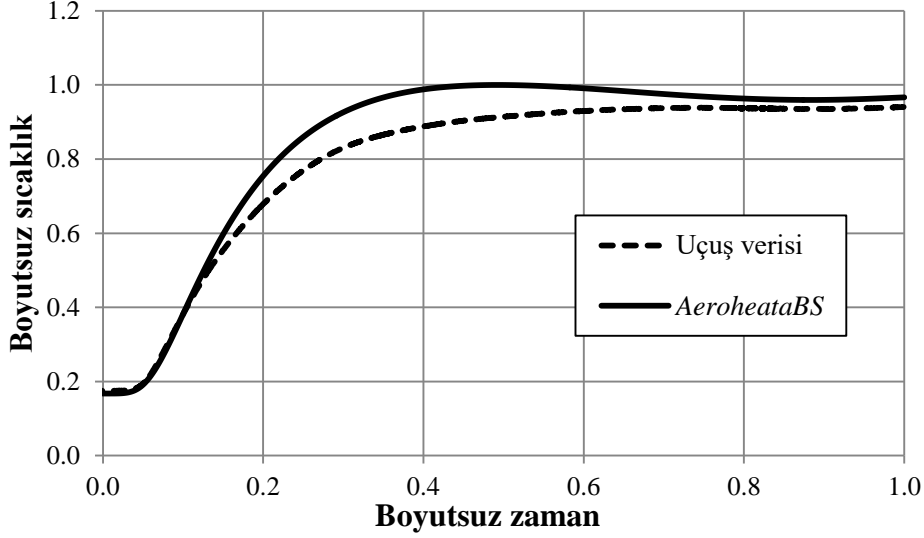
Parametre	Gövde	Kanard	Yalıtım
k (W/mK)	51	25	Şekil 4.22
c_p (J/kgK)	486	460	Şekil 4.22
ρ (kg/m ³)	7850	7800	1400
Q^* (kJ/kg)	-	-	95
ε (-)	-	-	0.9



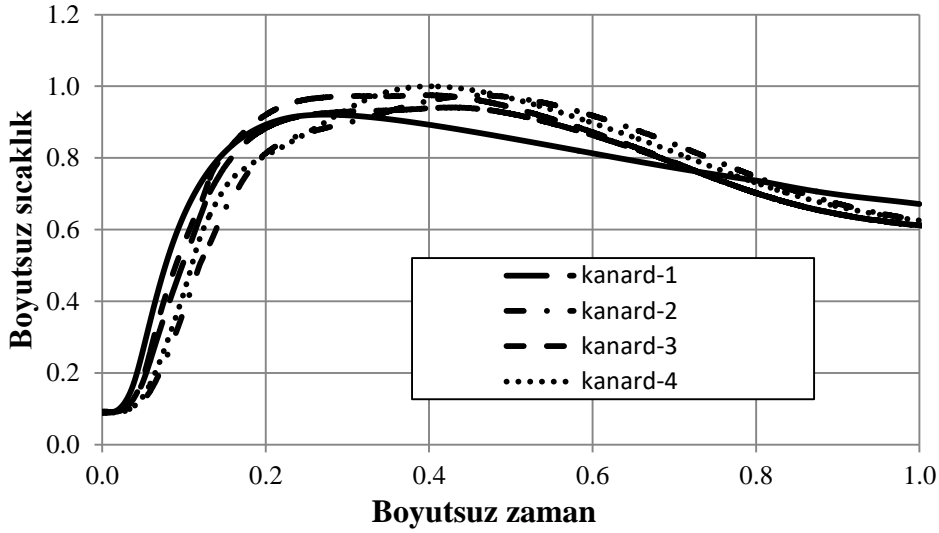
Şekil 4.22 : Uçuşlu test doğrulama modeli ısıl yalıtım özellikleri.

Gövde iç yüzey ve kanard içi sıcaklıkların *AeroheataBS* sonuçları ile kıyaslamaları boyutsuz olarak Şekil 4.23 ve Şekil 4.24’te verilmiştir. Kıyaslamaya kanardlardan alınan ölçümler de dâhil edilmiştir. Şekil 4.23 incelendiğinde *AeroheataBS* sonuçlarının ölçüm verisi ile oldukça uyumlu olduğu görülmektedir. Maksimum hata

%10'dan daha azdır. Yalıtım ile gövde arasındaki ısıl temas direnci, kullanılan geçiş kıstası ve malzeme özelliklerinin aradaki farkın nedeni olabileceği değerlendirilmiştir. Ayrıca sıcaklık sensörü ile gövde arasında oluşan ısıl temas direncinin de ölçüm sonuçlarının daha düşük olmasında bir etken olabileceği düşünülmektedir.



Şekil 4.23 : Gövde sıcaklığının *AeroheataBS* ile kıyaslaması.

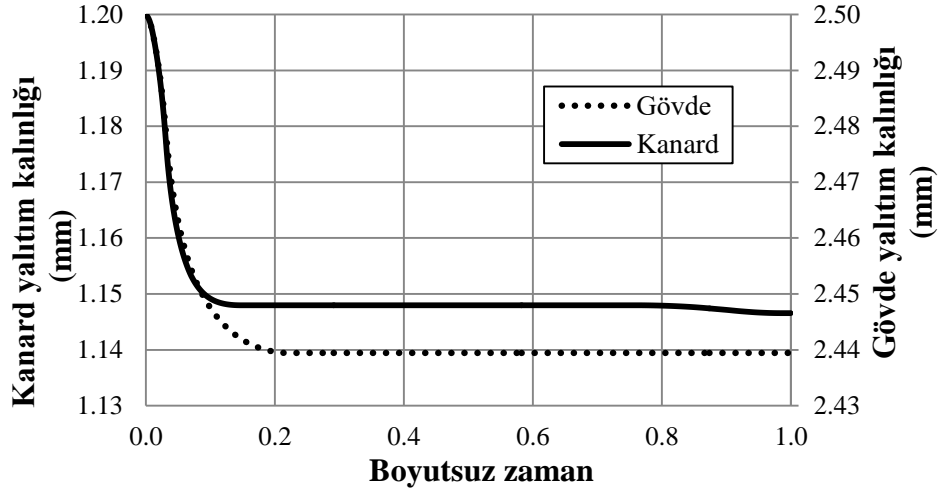


Şekil 4.24 : Ölçülen kanard sıcaklıklarının *AeroheataBS* sonuçları ile kıyaslaması.

Şekil 4.24 incelendiğinde kestirim sonuçları ile ölçüm sonuçları yönelim olarak oldukça uyumludur. Birbiri ile simetrik olmasına rağmen farklı sıcaklık ölçümlerinin elde edilmiş olması kanardlar arasında tolerans ve üretim kaynaklı farklılıkların olabileceğini akla getirmektedir. Kıyaslama sonucunda *AeroheataBS*'in sadece füze

gövdesi için değil kanard sıcaklıklarının da kestiriminde kullanılabileceği değerlendirilmiştir.

Hesaplanan aşınma miktarlarının zamana bağlı değişimleri ise Şekil 4.25'te verilmiştir. Grafik incelendiğinde aerodinamik ısınmanın yüksek olduğu uçuş zarfında ısıl aşınma artmaktadır. Daha yüksek aerodinamik ısınmaya maruz kalan kanard bölgesinde ısıl aşınma da fazla olmaktadır.



Şekil 4.25 : Yalıtım kalınlıklarının zamana bağlı değişimi.

4.6 FIAT ile AeroheataBS Sonuçlarının Kıyaslanması

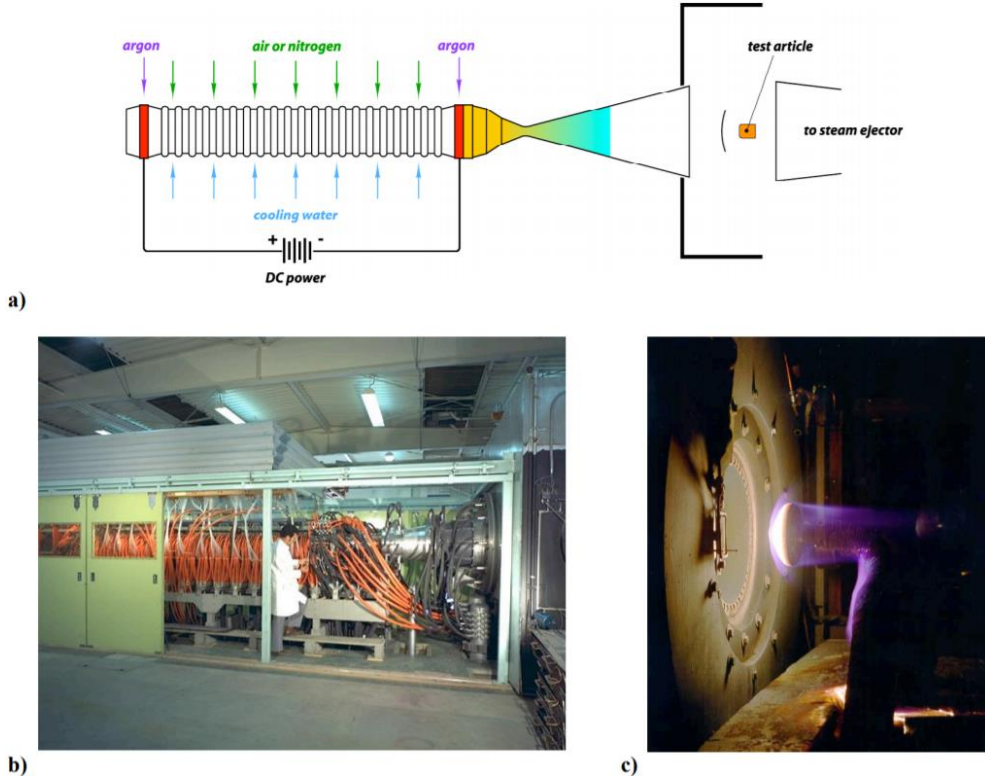
Uzaydan toz toplamak için NASA tarafından geliştirilen Stardust uzay aracının ısıl koruma sistemi olan PICA malzemesinin açık kaynaktan bulunan ark-jet test sonuçları ve aynı testin FIAT yazılımında hesaplanmış verileri kullanılarak bir kıyaslama çalışması yapılmıştır. PICA malzemesine ait özellikler 77 nolu kaynaktan test verileri ve FIAT sonuçları ise 78 nolu kaynaktan alınmıştır. Kıyaslama için dikkate alınan test koşulları Çizelge 4.3'te verilmiştir.

Çizelge 4.3 : Ark-jet test koşulları [77].

q_{cw}'' (MW/m ²)	p (atm)	H _{tot} (MJ/kg)	t _{max} (s)
5.8	0.45	29.5	15

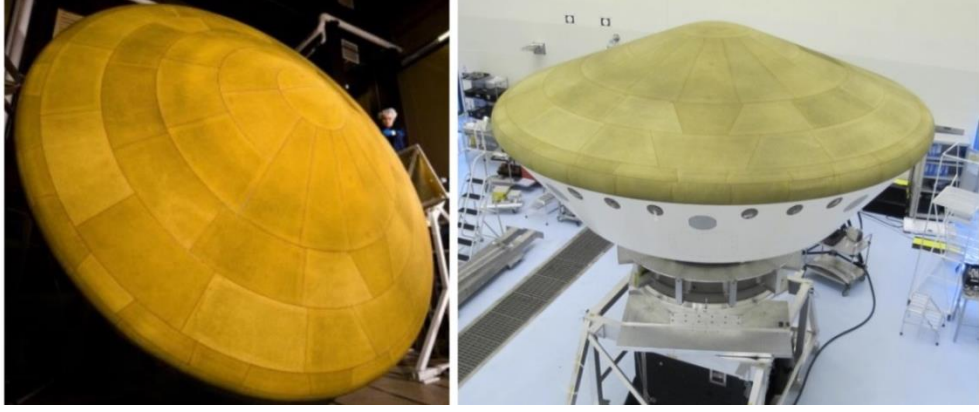
Ark-jet test düzeneği, iki elektrot arasındaki bir elektrik arkıyla gaz sıcaklıklarının çok yüksek seviyelere çıkartıldığı ve ses üstü hızlara genişletildiği bir test düzeneğidir. Bir lüle içerisinden numuneye doğru hareketlendirilen gazın numune yüzeyinde yüksek sıcaklık ve basınç oluşturulmasıyla aerodinamik ısınma yapay

olarak elde edilmektedir. NASA'nın sahip olduğu en yüksek kapasiteli ark-jet test düzeneği 60 MW kapasitesiyle IHF'dir. Uzay mekiklerinin atmosfere tekrar girişleri sonrası maruz kaldıkları en yüksek aerodinamik ısınmayı modellemek amacıyla geliştirilmiştir. Düzenekte hava ve argon gazlarının karışımı kullanılmaktadır. 1 bar ile 10 bar basınç aralığında ve 7 MJ/kg ile 46 MJ/kg toplam entalpi aralığında çalışmaktadır. Düzeneğe ait şematik ve genel görünüm Resim 4.3'te verilmiştir.



Resim 4.3 : a) IHF şematik gösterimi b) Düzeneğe ait genel görünüm c) Test numunesi genel görünümü [79].

PICA düşük yoğunluklu ve ısıl aşınma özelliği gösteren bir yalıtım malzemesidir. Karbon elyafların fenolik reçine ile birlikte kullanılmasıyla elde edilmektedir. Stardust uzay aracının Dünya'ya geri dönüşü esnasında maksimum 10 MW/m^2 ısı akısına ve 28 kPa durma basıncına maruz kalmıştır [80]. Ayrıca yapılan ark-jet testleri ile malzemenin 16 MW/m^2 ısı akısına ve 130 kPa durma basıncına dayanıklı olduğu gözlemlenmiştir [81]. Bu kabiliyeti ile NASA'nın gezegenler arası yolculuk yapan yüksek hızlı sistemlerinde ısıl koruma sistemi olarak kullanılmaktadır. Curiosity keşif aracını Mars'a ulaştıran MSL uzay aracında kullanılan PICA malzemesinin genel görünümü Resim 4.4'te verilmiştir.

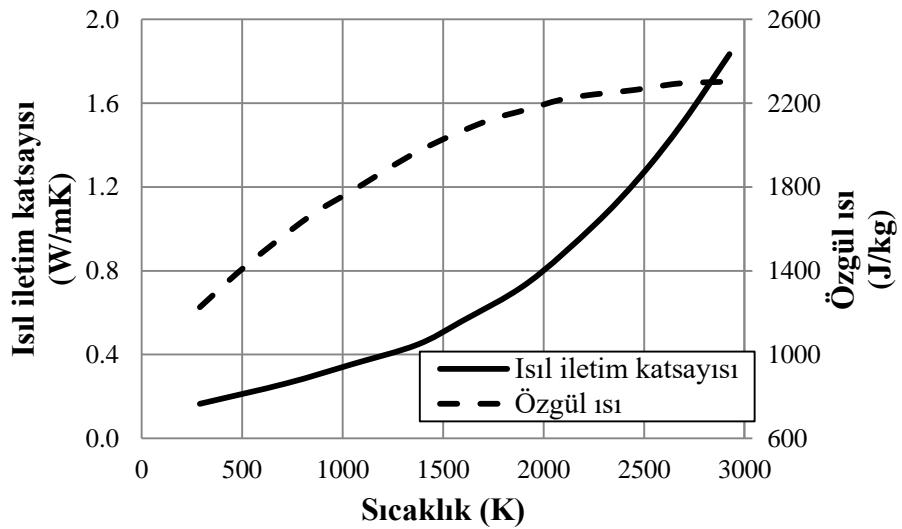


Resim 4.4 : MSL uzay aracında PICA malzemesi genel görünümü [82].

Doğrulama çalışması kapsamında *AeroheataBS* tarafından kullanılan yüzey ısı akısı ark-jet test koşulları için geçerli olan Eşitlik (4.1)'de verilen matematiksel ifade ile modellenmiştir.

$$q''_{hw} = -k \left(\frac{\partial T}{\partial y} \right)_{y=\delta} = \eta q''_{cw} \left(1 - \frac{c_p T_w}{H_{tot}} \right) - \sigma \varepsilon (T_w^4 - T_\infty^4) \quad (4.1)$$

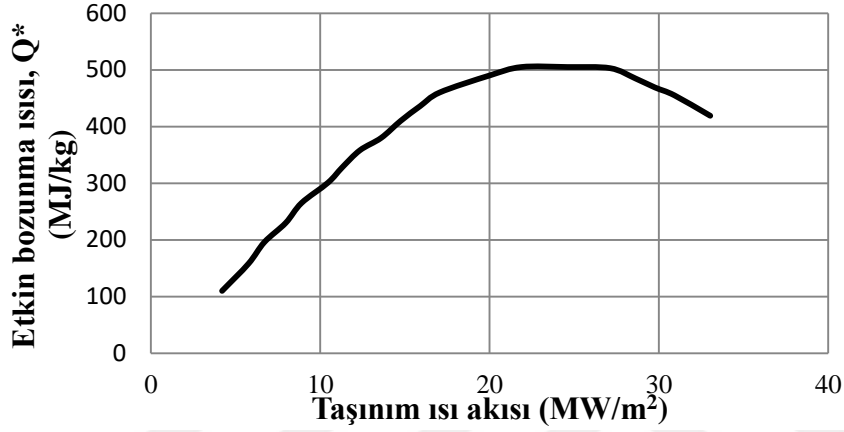
Hesaplamalar bir boyutlu olarak yapılmış olup alt yüzey adyabatik kabul edilmiştir. PICA için özgül ısı ve ısı iletim katsayısının sıcaklığa bağlı değişimi Şekil 4.26'da verilmiştir. Malzeme yoğunluğu Eşitlik (2.52)'de verilen Arrhenius bağıntısından hesaplanmakta olup kullanılan katsayıları Çizelge 4.4'te verilmiştir. Yüzey ışıma katsayısı olarak 0.9 kullanılmıştır. Kullanılan efektif bozunma ısısının sıcak duvar ısı akısına bağlı değişimi Şekil 4.27'de verilmiştir. Numunenin başlangıç sıcaklığı 300 K olup ilk boyu 27.4 mm'dir.



Şekil 4.26 : PICA ısı özellikleri [77].

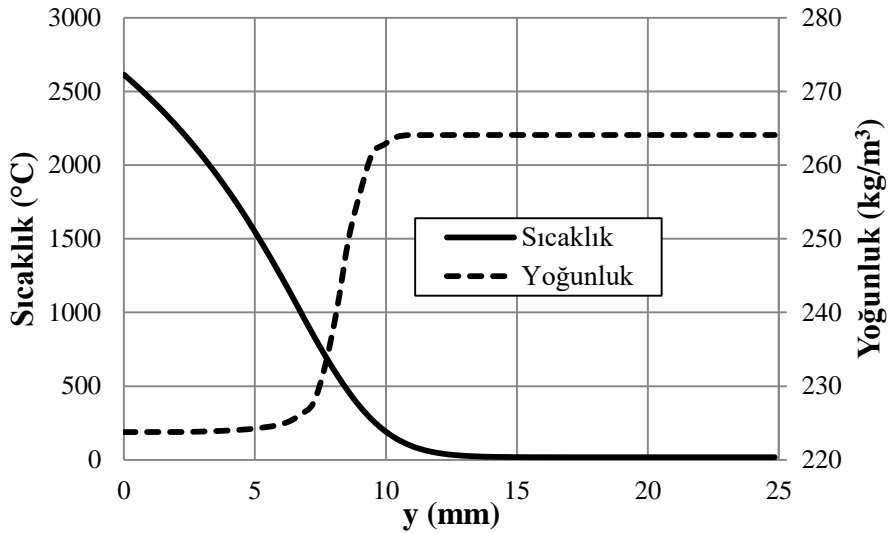
Çizelge 4.4 : PICA malzemesine ait Arrhenius denklemleri katsayıları [77].

Bileşen	B (1/s)	Ψ (-)	E/R (K)	ρ_0 (kg/m ³)	ρ_c (kg/m ³)
1 (reçine bileşeni)	1.40×10^4	3	8555.6	229	0
2 (reçine bileşeni)	4.48×10^9	3	20444.4	972	792
3 (karbon fiber)	0	0	0	160	160



Şekil 4.27 : PICA etkin bozunma ısısı [77].

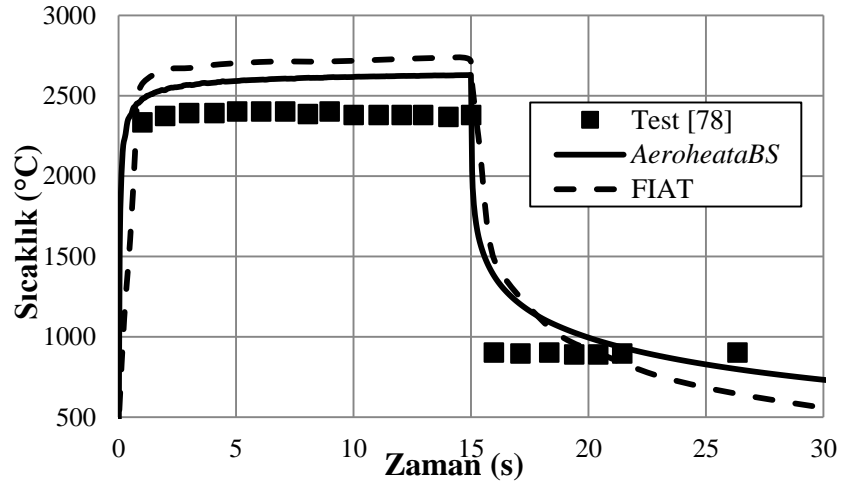
AeroheataBS ile hesaplanmış 15. saniyeye ait kalınlık boyunca sıcaklık ve yoğunluk değişimi Şekil 4.28'de verilmiştir.



Şekil 4.28 : 15.saniyede kesit boyunca sıcaklık ve yoğunluk değişimi.

Test ölçümü, FIAT ve *AeroheataBS* ile hesaplanan yüzey sıcaklığının zamana bağlı değişimi Şekil 4.29'da verilmiştir. Ölçüm ve FIAT sonuçları 78 nolu kaynaktan

alınmıştır. Sonuçlar incelendiğinde *AeroheataBS* sonuçları ile FIAT sonuçlarının oldukça uyumlu olduğu gözlemlenmektedir. Her iki çözücü de yüzey sıcaklığını yüksek tahmin etmektedir. İki yazılım sonucu arasındaki fark %5'ten azdır. 78 nolu kaynakta FIAT ortamında girdi olarak kullanılmış malzeme özellikleri belirtilmemiştir. Bu sebeple iki çözücü arasındaki farkın sebebi tartışmaya açıktır. Yüksek sıcaklığa dayanıklı ablatif malzemelerin ısıl özellikleri gizlilik nedeniyle açık kaynaklarda yer almadığı için çözücüler arasında kıyaslamalı bir çalışma yapmak her zaman zor bir iştir. Hesaplanan yüzey sıcaklığı ile ölçüm verisi arasındaki fark maksimum %10'dur. İki boyutlu etkilerin dikkate alınmaması, reaksiyon ürünü gazların yüzey doğru olan hareketleri sırasında enerji soğurması ve termo-kimyasal etkilerin farkın sebebi olduğu düşünülmektedir. Hesaplanan ısıl aşınma ile ölçüm verisinin kıyaslanması ise Çizelge 4.5'te verilmiştir. Isıl aşınma açısından da sonuçların kabul edilebilir seviyede yakın olduğu görülmektedir. Kıyaslama sonuçları incelendiğinde termo-kimyasal bozunma yaklaşımının ön tasarım aşaması için gerekli olan hassasiyette kestirim yapabildiği değerlendirilmiştir.



Şekil 4.29 : *AeroheataBS* sonuçlarının test ve FIAT sonuçları ile kıyaslanması.

Çizelge 4.5 : Aşınma sonuçlarının kıyaslanması.

Deneysel ısıl aşınma (mm)	Hesaplanan ısıl aşınma (mm)	Yüzde fark (-)
2.70	2.56	-5.2%

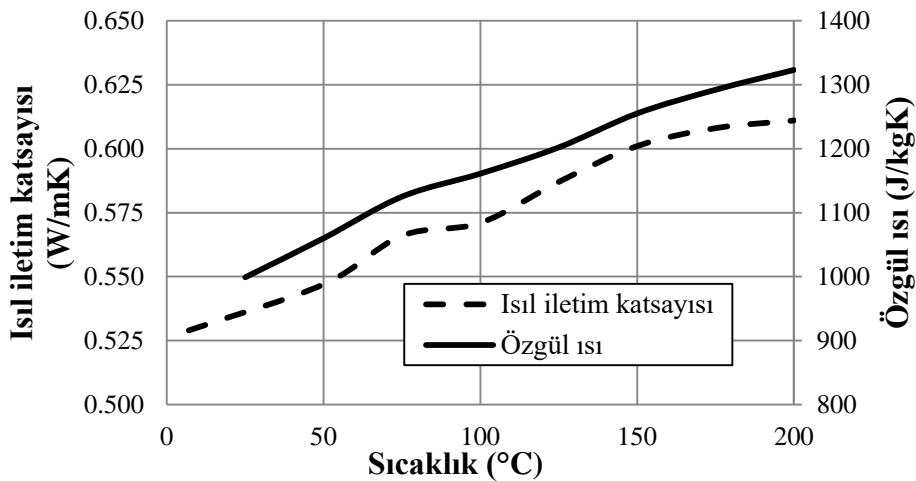
4.7 Yer Testleri ile AeroheataBS Sonuçlarının Kıyaslanması

Kullanılan termo-kimyasal aşınma yaklaşımının doğrulanması için yüksek ısı akısı altında testler gerçekleştirilmiştir. Bu testlerde silindirik şekle sahip ablatif bir malzemeye yüksek seviyede ısı akısı uygulanmış olup malzeme dış yüzeyinden termal kamera ile, malzeme yüzeyinden 10 mm derinlikten ise K tipi ısılıçift ile sıcaklık ölçümü alınmıştır. Toplam ısı akısının uygulama süresi 14 saniye olup soğuk duvar ısı akısı 4.52 MW/m^2 değerindedir. Toplam numune uzunluğu 30 mm numune çapı ise 32 mm'dir. Test yapılandırmasının ve sıcaklık ölçüm noktalarının şematik gösterimi Şekil 4.30'da verilmiştir.



Şekil 4.30 : Test yapılandırmasının ölçeksiz şematik görünümü.

Test numunesi matris malzemesi fenolik reçine, takviye malzemesi de silika fiber olan silika-fenolik malzemedir. Analizlerde kullanılan ısıl özellikler Şekil 4.31'de, termo-kimyasal özellikler ise Çizelge 4.6'da verilmiştir.



Şekil 4.31 : Silika-fenolik malzemesi ısıl özellikleri.

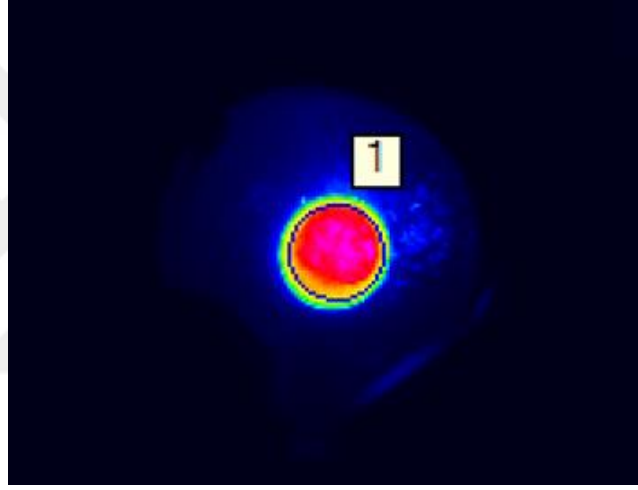
Silika-fenolik için yoğunluk değişimi Eşitlik (4.2)'de [83] verildiği şekilde modellenmiş olup kullanılan katsayılar Çizelge 4.6'da verilmiştir.

$$\frac{d\rho}{dt} = -A_0\rho^n \exp\left(-\frac{E_a}{RT}\right) \quad (4.2)$$

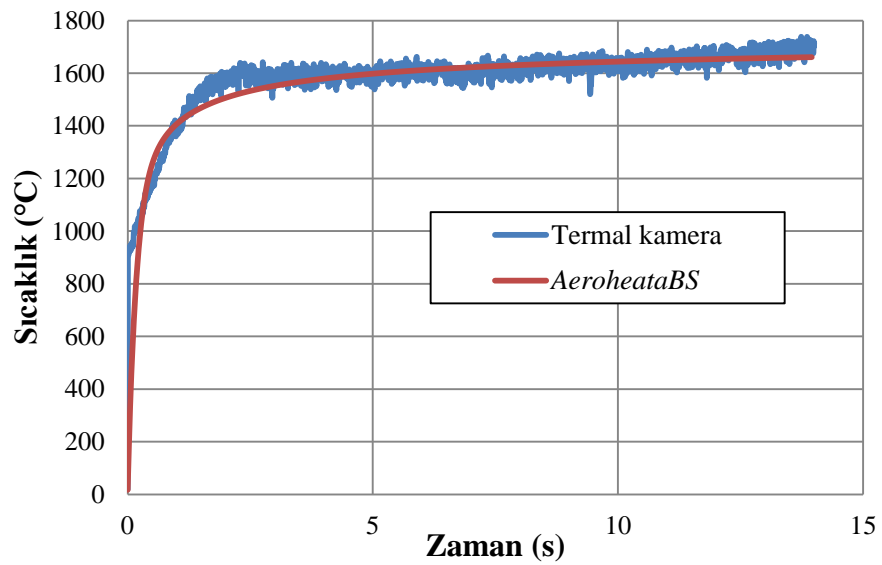
Çizelge 4.6 : Silika-fenolik için kullanılan termo-kimyasal özellikler [83].

Malzeme	A_0 ($\text{kg/m}^3 \text{ s}$)	n (-)	E_a (J/mol)
Silika-fenolik	1.94×10^5	1	7.9×10^4

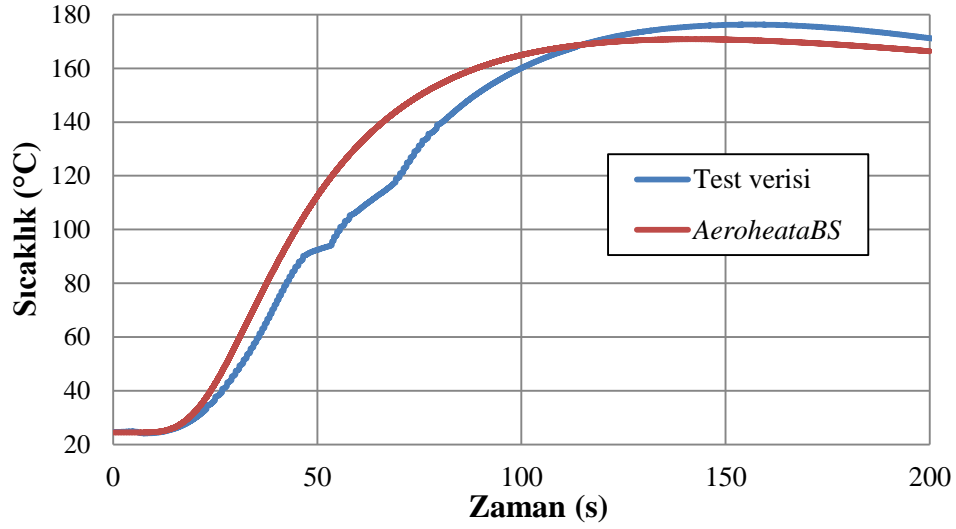
Test esnasında termal kamera ile alınan sıcaklık dağılımının genel görünümü Şekil 4.32’de verilmiştir. Hesaplanan ile ölçülen değerlerin kıyaslaması ise Şekil 4.33 ve Şekil 4.34’te verilmiştir.



Şekil 4.32 : Termal kamera ölçüm sonucunun genel görünümü.



Şekil 4.33 : Hesaplanan yüzey sıcaklığının termal kamera verisi ile kıyaslanması.



Şekil 4.34 : Numune yüzeyinden 10 mm derinlikteki nokta için ölçüm ve analiz sonuçlarının kıyaslanması.

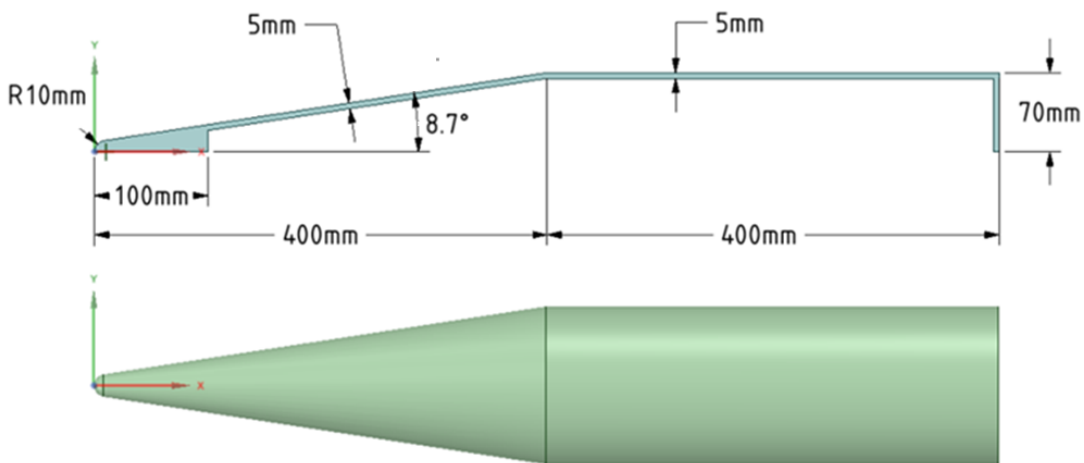
Kıyaslama sonuçları incelendiğinde yüzey sıcaklıklarının birbiri ile oldukça uyumlu oldukları görülmektedir. Numune içerisindeki ölçüm noktası için yapılan kıyaslamada görülen maksimum 15 °C olan farkın sebepleri arasında hesaplamaların bir boyutlu yapılması ve dikkate alınmayan ısıçift ile yüzey arasındaki temas direncinin olabileceği değerlendirilmiştir.

Sonuç olarak silika-fenolik malzemenin termo-kimyasal özellikleri kullanılarak yer testi koşulları *AeroheataBS* ortamında modellenmiş ve ulaşılan sonuçların test sonuçları ile kabul edilebilir seviyede tutarlı olduğu görülmüştür.

Belirtilen analiz yönteminde izlenen yollar şu şekildedir:

- Kaymazlık duvar sınır koşulunun uygulandığı yüzeye, başlangıç koşulu sıcaklık değeri tanımlanmaktadır.
- Tanımlanan yüzey sıcaklığı ve serbest akış özellikleriyle duvar boyunca ısı akısı dağılımı daimi rejimde yürütülen akış analizleri ile elde edilmektedir.
- Isı transferi katsayısı ve karşılık gelen referans sıcaklık katı analiz modeline aktarılarak dış yüzeye taşınım sınır şartı olarak tanımlanmaktadır.
- t_0 anından $t_0 + \Delta t_c$ anına kadar sonlu elemanlar yöntemiyle ısı analiz yürütülerek t_1 anında gövde üzerinde oluşan sıcaklık dağılımı bulunmaktadır.
- t_1 anındaki dış yüzey sıcaklık dağılımı, akış analiz modeline aktarılarak kaymazlık duvar sınır koşulunun uygulandığı yüzeye tanımlanmaktadır. Tanımlanan yüzey sıcaklığı ve serbest akış koşullarıyla duvar boyunca ısı akısı dağılımı daimi rejimde yürütülen analizler ile hesaplanmaktadır.
- Isı transferi katsayısı ve karşılık gelen referans sıcaklık katı analiz modeline aktarılarak dış yüzeye taşınım sınır şartı olarak tanımlanmaktadır.
- Bu adımlar toplam uçuş süresi erişilene dek devam etmektedir.

Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği analizlerinde örnek bir model kullanılmıştır. Kullanılan modelin burun kütlük yarıçapı 10 mm, toplam uzunluğu 800 mm, duvar kalınlığı 5 mm'dir. Koniklik açısı 8.7° , çap 140 mm'dir. Kullanılan modelin boyutları ve genel görünümü Şekil 5.2'de verilmiştir.



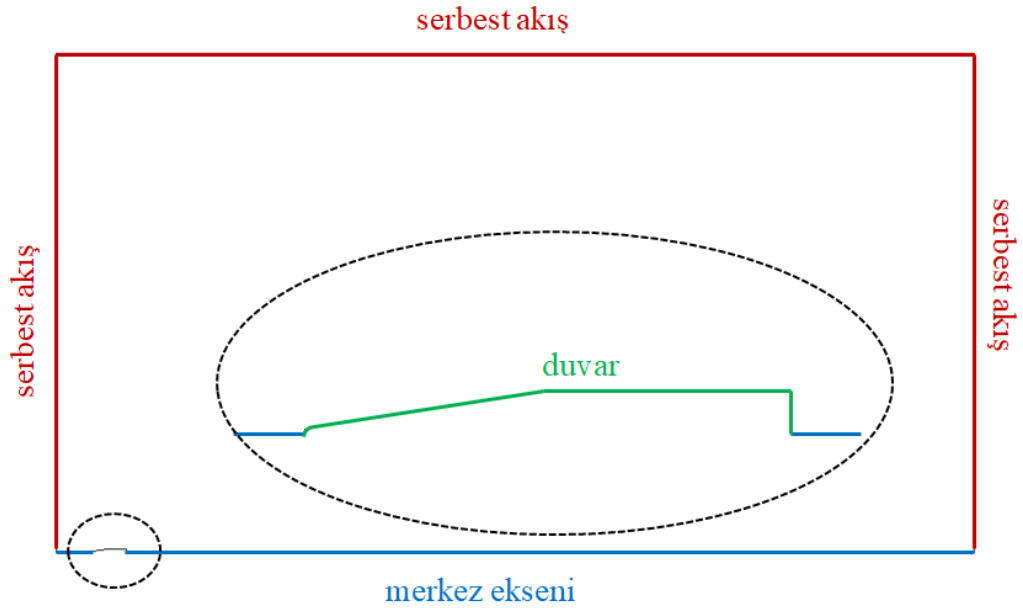
Şekil 5.2 : Katı modelin boyutları ve genel görünümü.

Malzeme olarak alüminyum kullanılmış olup özellikleri Çizelge 5.1’de verilmiştir. Malzeme özellikleri kullanılan yazılımın veri tabanından çekilmiştir.

Çizelge 5.1 : Gövde malzemesi özellikleri.

k (W/m K)	c_p (J/kg K)	ρ (kg/m ³)
237	903	2702

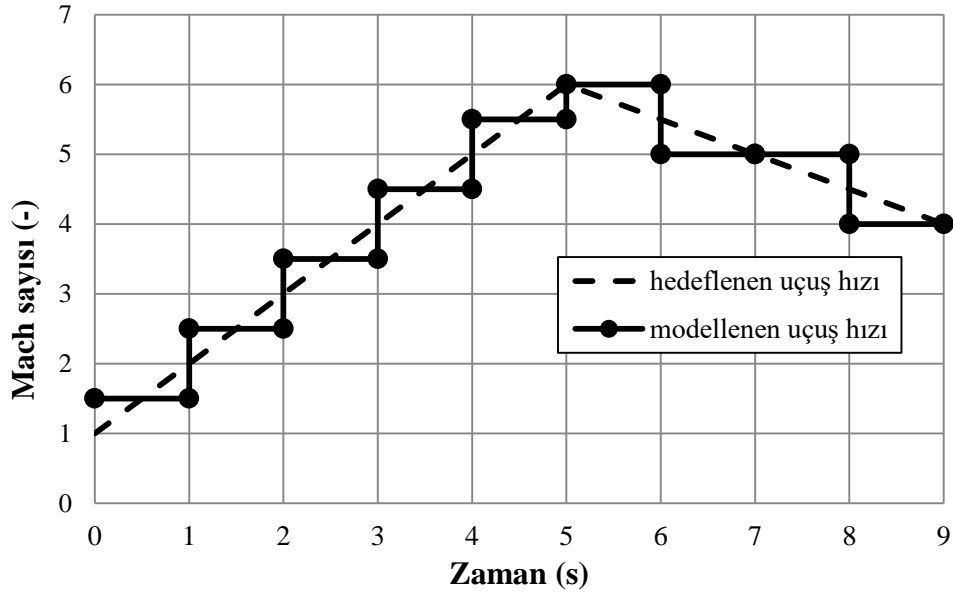
Akış analizinde, katı modelin akış ile temas eden dış yüzeyine kaymazlık duvar şartı atanmıştır. Modelin boyu L olarak alındığında, modelin ön tarafında 1 L kadar, arkasında ise 10 L kadar bir mesafe analize dâhil edilmiştir. Üst sınırın merkez eksenine olan uzaklığı ise 12 L kadardır. Serbest akış sınır şartı içerisine Mach sayısı, sıcaklık ve basınç bilgisi atanmıştır. Serbest akış sıcaklığı sabit 300 K, basıncı ise sabit 101325 Pa olarak alınmıştır. Merkez eksenine, eksen sınır şartı tanımlanmıştır. Akış modelinde kullanılan sınır koşulları şematik olarak Şekil 5.3’te verilmiştir.



Şekil 5.3 : Akış alanı sınır şartları.

Akış analizlerinde zamana bağlı yörüngenin değiştiği durumlarda analiz edilen duruma ait uçuş hızının ve bulunulan irtifaya denk gelen serbest akış özelliklerinin kullanılması gerekmektedir. Yürütülen analizlerde zamana bağlı olarak değişen uçuş hızı kullanılmıştır. Daimi rejim akış analizlerinde kullanmak üzere, uçuş hızı 1 saniye zaman adımıyla ayırıştırılmıştır. Hedeflenen ve analizlerde modellenen uçuş hızlarının kıyaslaması Şekil 5.4’te verilmiştir. Dokuz saniyelik uçuşun

modellenmesi için 9 farklı koşul altında daimi rejimde akış analizleri gerçekleştirilmiştir.



Şekil 5.4 : Uçuş hızının zamana bağlı değişimi.

5.2 Çözüm Ağı Hassasiyet Çalışması

Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği analizleri ile aerodinamik ısınmanın hesaplanması her zaman oldukça zor bir konu olmuştur [36]. Hesaplama sonuçlarını etkileyen en önemli faktörlerin başında akış alanında duvar üzerinde yer alan çözüm ağının ilk hücre yüksekliği gelmektedir [36]. Gereğinden fazla sayıda çözüm ağının kullanıldığı analizlerde çözüm süresi uzayacak, gereğinden az sayıda çözüm ağı kullanıldığı analizlerde ise sonuçların doğruluk seviyesi düşecektir. Bu sebeple çözüm süresi de gözetilerek en uygun çözüm ağının kullanılması önem arz etmektedir.

Türbülanslı sınır tabaka, farklı türbülans özellikleri gösteren birkaç bölgeden oluşmaktadır. Türbülanslı sınır tabakanın içerisinde duvar yakınında çok küçük kalınlıkta viskoz alt tabaka bulunmaktadır. Sınır tabaka içerisinde akışın türbülanslı olduğu bölge ise tam türbülanslı bölge olarak adlandırılmaktadır. Bu iki bölgeyi birbirine bağlayan bölge ise ara bölgedir. Sınır tabaka içerisinde bulunan bölgelerin belirlenmesinde kullanılan boyutsuz hız ve duvara dik boyutsuz uzaklığın matematiksel ifadeleri Eşitlik (5.1) ve Eşitlik (5.2)'de verilmiştir.

$$u^+ = \frac{u}{u_r} \quad (5.1)$$

$$y^+ = y \frac{u_r}{\nu} \quad (5.2)$$

Yüzey kayma gerilmesinin yoğunluğa olan oranı olan sürtünme hızının matematiksel ifadesi ise Eşitlik (5.3)'te verilmiştir.

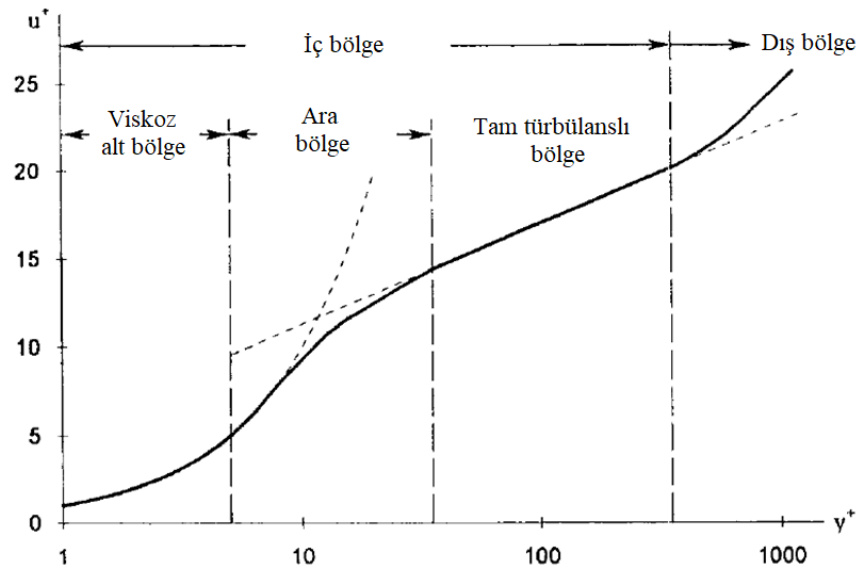
$$u_r = \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}} \quad (5.3)$$

Sınır tabaka içerisindeki bölgelerin duvara dik boyutsuz mesafeye bağlı değişimleri Çizelge 5.2'de verilmiştir. y^+ değerinin 500'ten büyük olduğu bölgeler dış bölge, küçük olduğu bölgeler ise iç bölge olarak da isimlendirilmektedir.

Çizelge 5.2 : Sınır tabaka bölgelerinin y^+ değerine bağlı değişimi [85].

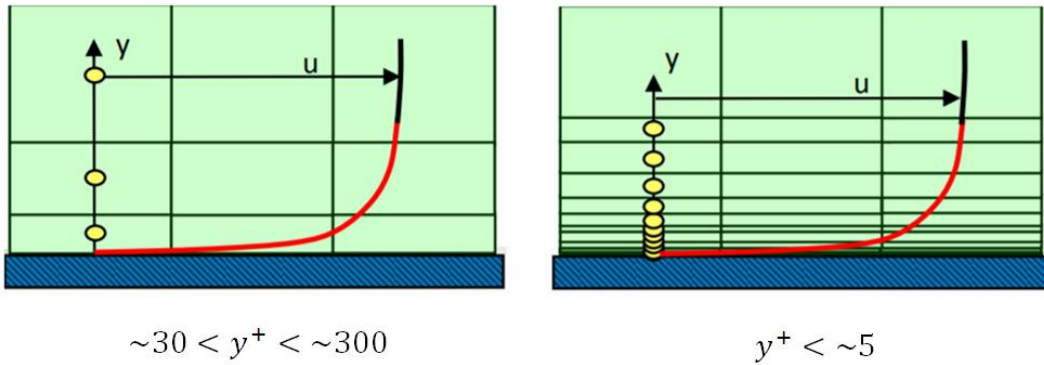
Koşul	Matematiksel ifade	Bölge
$y^+ < 2\sim 8$	$u^+ = y^+$	Viskoz alt bölge
$2\sim 8 < y^+ < 2\sim 50$	$u^+ = 5.0 \ln y^+ - 3.05$	Ara bölge
$y^+ > \sim 50$	$u^+ = 2.5 \ln y^+ + 5.5$	Tam türbülanslı bölge

Türbülanslı sınır tabaka içerisindeki bölgeler ile boyutsuz hız ve duvara dik boyutsuz mesafenin arasındaki ilişkiyi tanımlayan logaritmik duvar kanunun şematik olarak gösterimi Şekil 5.5'te verilmiştir [85].



Şekil 5.5 : Logaritmik duvar kanunu.

Aerodinamik ısınma sınır tabaka içerisinde duvara dik doğrultudaki sıcaklık gradyanına doğrudan bağlı olduğu için oluşturulan çözüm ağının sınır tabaka içerisindeki sıcaklık değişimlerini yakalayacak şekilde oluşturulması gerekmektedir. Ayrıca türbülans vizkozitesi hız ölçeğinin ve uzunluk ölçeğinin tahmin metotları türbülans modellerinde farklılık gösterdiği için kullanılan türbülans modeline uygun y^+ değerinin kullanılması gerekmektedir [36]. Bu sebeple aerodinamik ısınmanın hesaplanmasında türbülans modeli ile beraber seçilen modele uygun y^+ değerini sağlayacak çözüm ağının elde edilmesi önemlidir [36]. Tek başına hiçbir türbülans modeli, bütün akış problemleri için evrensel olarak üstün kabul edilmemiştir. Türbülans modeli seçimi, akışın kapsadığı fizik ve bu fiziğe özgü uygulamalar, istenilen doğruluğun seviyesi, hâlihazırdaki hesaplama kaynakları ve analiz için eldeki zaman gibi birtakım faktörlere bağlıdır. Sınır tabakanın tamamen çözümlenmesi hedeflendiğinde y^+ değerinin 5'ten küçük olması, duvar fonksiyonları yardımıyla modellendiği durumlarda ise y^+ değerinin 30'dan fazla olması önerilmektedir. Ara bölgeye denk gelen bir y^+ değerinin kullanımı tavsiye edilmemektedir [86]. Viskoz alt tabakanın çözümlendiği düşük Reynolds sayılı duvar yakını sayısal ağ ve yüksek Reynolds sayılı duvara yakın çözüm için uygun sayısal ağların şematik gösterimi Şekil 5.6'da verilmiştir.

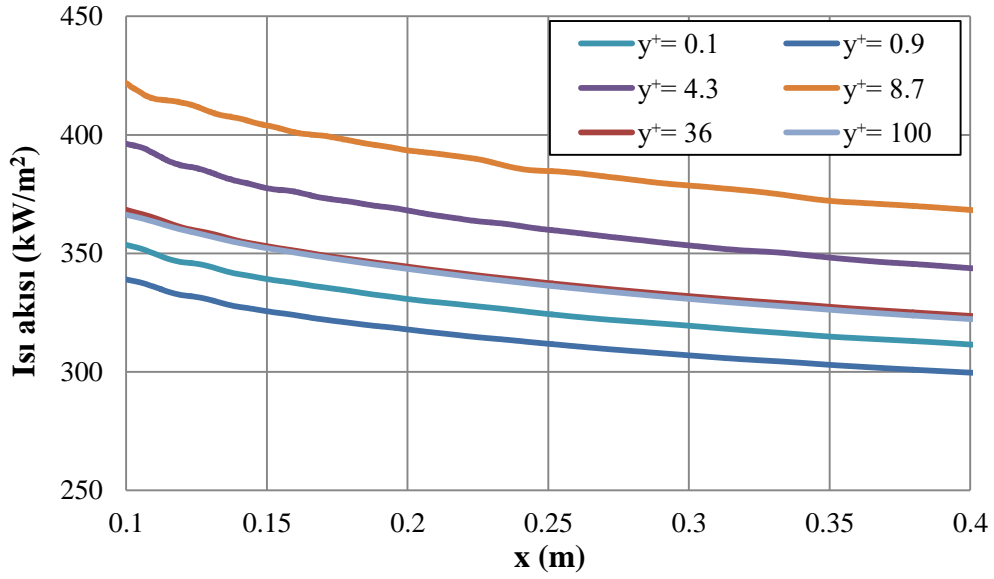


Şekil 5.6 : Sınır tabaka çözümlemesine yönelik farklı çözüm ağı yaklaşımları.

Farklı y^+ değerlerinin aerodinamik ısınmanın yüzey boyunca değişimine olan etkisini inceleyebilmek için çözüm ağı hassasiyet çalışması yürütülmüştür. Çalışma kapsamında modelin konik kısmı kullanılmış olup uçuş hızı Mach sayısının 2 ve duvar sıcaklığının 300 K olduğu durum altında daimi rejimde HAD analizleri yapılmıştır. Kullanılan y^+ değerleri Çizelge 5.3'te verilmiştir. Analizler neticesinde elde edilen ısı akısı dağılımları ise Şekil 5.7'de verilmiştir.

Çizelge 5.3 : Çözüm ağı hassasiyet çalışması y^+ ve ilk hücre yükseklik değerleri.

Analiz no	y^+	İlk hücre yüksekliği (m)	Analiz no	y^+	İlk hücre yüksekliği (m)
1	~0.1	1×10^7	4	~8.7	1×10^5
2	~0.9	1×10^6	5	~36	5×10^5
3	~4.3	5×10^6	6	~100	1.5×10^4

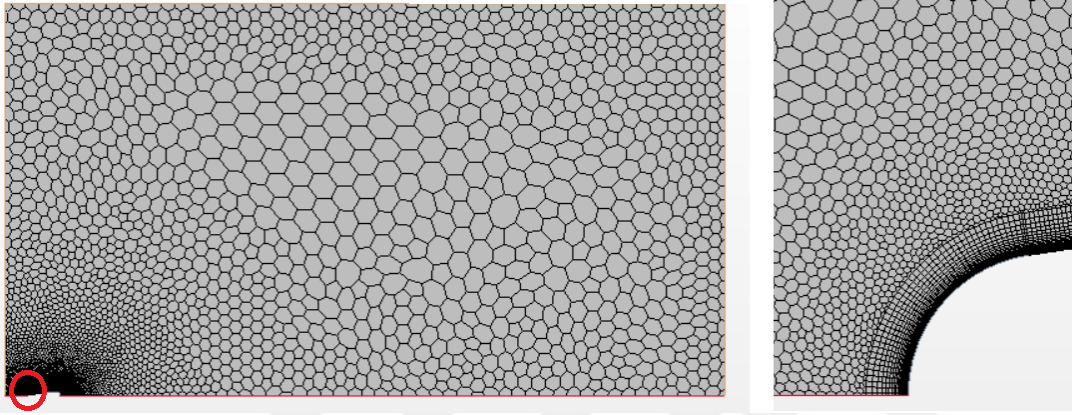


Şekil 5.7 : Farklı y^+ değerleri için ısı akısının konuma bağlı değişimi.

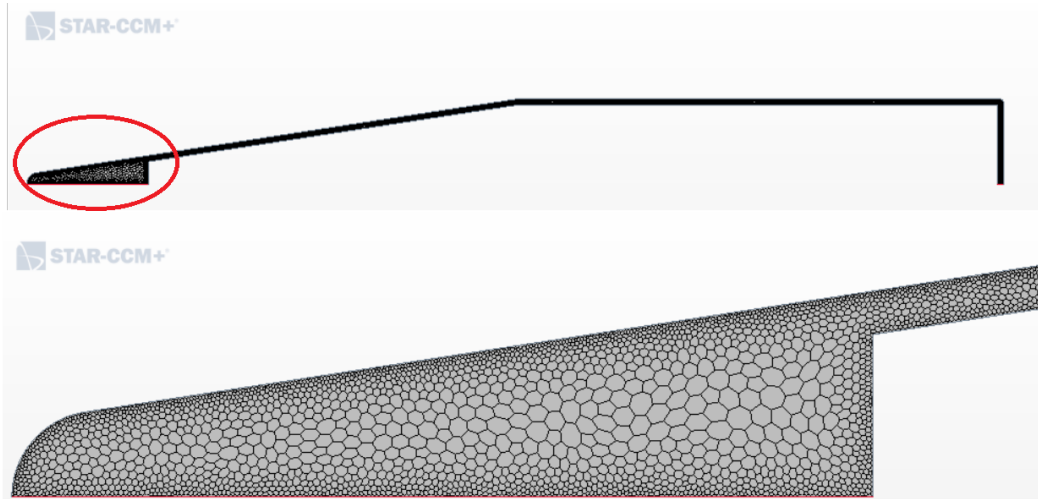
Şekil 5.7 incelendiğinde, y^+ değerinin 0.9 ve 0.1 olduğu analiz sonuçları arasında en fazla %3'lük bir fark görülmektedir. Bu koşullarda sınır tabaka tamamen çözümlenmiş olup duvar fonksiyonu kullanılmamıştır. Duvar fonksiyonlarının kullanıldığı ve tam türbülanslı bölgeye denk gelen, y^+ değerinin 36 ve 100 olduğu analizlerin sonuçları birbiri ile neredeyse aynıdır. Bu analiz sonuçları ile y^+ değerinin 0.1 olduğu analiz sonucu arasında en fazla %4 civarında bir fark görülmektedir. Bu durum tam türbülanslı bölgeye denk gelen y^+ kullanımında duvar fonksiyonları ile sınır tabakanın çözümlendiği sonuçlara yaklaşılabilmesini göstermektedir. Ara bölgeye denk gelen y^+ değerinin kullanıldığı analizlerde ise fark %23 seviyelerine kadar artmaktadır. Bu durum 88 nolu kaynakta bahsedilen ara bölgeden kaçınma önerisini desteklemektedir.

5.3 Akış Analizi Çözüm Ağı, Isı Transfer Katsayısı ve Türbülans Modeli

Akış alanı için çözüm ağı oluşturulurken gövde üzerinde belirli bir mesafe boyunca dörtgen elemanlar, sonrasında ise çokyüzlü (*polyhedral*) elemanlar kullanılmıştır. Katı analiz modelinde de çokyüzlü elemanlar kullanılmıştır. Çözüm ağlarının genel görünümü Şekil 5.8 ve Şekil 5.9’da verilmiştir. Çözüm ağlarına ait diğer detaylar ise Çizelge 5.4’te verilmiştir. Çözüm ağı oluşturulurken tüm yörünge boyunca gövde üzerinde y^+ değerinin 2’den küçük olması sağlanmıştır.



Şekil 5.8 : Akış analiz modeli çözüm ağının genel görünümü.



Şekil 5.9 : Katı analiz modeli çözüm ağının genel görünümü.

Çizelge 5.4 : Çözüm ağı detayları.

Bölge	Prizma katmanı toplam kalınlığı (mm)	Prizmatik katman sayısı	İlk hücre genişliği (μm)	Toplam eleman sayısı
Akış	3	60	40	202415
Katı	-	-	-	18677

Katı üzerinde ısı analiz yürütmek için Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği analizleri ile bulunmuş ısı transfer katsayısının ve referans sıcaklığının katı modele aktarılması gerekmektedir. Star CCM+ yazılımında dört farklı ısı transfer katsayısı yer almaktadır. Bunlar:

- Yerel ısı transfer katsayısı (*local heat transfer coefficient*).
- Tanımlanmış y^+ ısı transfer katsayısı (*specified y^+ heat transfer coefficient*).
- Isı transfer katsayısı (*heat transfer coefficient*).
- Sanal yerel ısı transfer katsayısı (*virtual local heat transfer coefficient*).

Seçilen ısı transferi katsayısının tipi akış çözümlerini etkilememektedir, ancak gevşek bağlaşımlı analizlerdeki gibi dışa aktarılan ısı transfer katsayısının uygun bir şekilde seçilmesi katı modelde hesaplanan sıcaklıkların doğruluğu için önem arz etmektedir.

Isı transferi katsayısının hesaplanmasında yüzeyde oluşan ısı akısı kullanılmaktadır. Kullanılan yazılımda yüzeydeki ısı akısı Eşitlik (5.4)'te belirtildiği şekilde hesaplanmaktadır [87].

$$q_w'' = h(T_w - T_{ref}) = \frac{\rho(y_c)c_p(y_c)u_r}{T^+(y^+(y_c))} (T_w - T_c) \quad (5.4)$$

Yerel ısı transfer katsayısının ve karşılık gelen referans sıcaklığın matematiksel ifadeleri Eşitlik (5.5) ve Eşitlik (5.6)'da verilmiştir. Belirtilen denklemlerde y_c , duvar üzerindeki ilk çözüm ağının merkez noktasının duvara olan dik mesafesidir. Hesaplamalarda akış özellikleri bu merkez noktasında hesaplanmaktadır [85].

$$h_1 = \frac{\rho_f(y_c)c_{p,f}(y_c)u_r}{T^+(y^+(y_c))} \quad (5.5)$$

$$T_{ref,1} = T_c \quad (5.6)$$

Duvar üzerindeki ilk elemanın merkez noktası yerine, tanımlanmış bir y^+ noktasındaki akış parametreleri dikkate alınarak hesaplanan ısı transfer katsayısının ve karşılık gelen referans sıcaklık değerinin matematiksel ifadesi Eşitlik (5.7) ve Eşitlik (5.8)'te verilmiştir.

$$h_2 = \frac{\rho(y_c)c_p(y_c)u_r}{T^+(y^+_{tanımlanan})} \quad (5.7)$$

$$T_{ref,2} = T_w - \frac{q_w''}{h_2} \quad (5.8)$$

Isı transfer katsayısı seçeneğinde, kullanıcı tarafından tanımlanan bir referans sıcaklık dikkate alınarak ısı transfer katsayısı hesaplanmaktadır. Bu seçeneğe ait matematiksel ifade Eşitlik (5.9)'da verilmiştir.

$$h_3 = \frac{q_w''}{T_w - T_{tanımlanan}} \quad (5.9)$$

Sanal yerel ısı transfer katsayısının hesaplanması için ısı akısının eş zamanlı bilinmesine gerek duyulmamaktadır. Eşitlik (5.4)'te belirtilen akış özellikleri kullanıcı tarafından belirtilerek sanal bir değer hesaplanmaktadır.

Doğruluk ve sayısal kararlılık nedenlerinden dolayı gevşek bağlaşımlı ısı transferi analizlerinde *tanımlanmış* y^+ ısı transfer katsayısı ve *tanımlanmış* y^+ referans sıcaklıklarının kullanımı STAR CCM+ tarafından tavsiye edilmektedir [87]. Önerilen y^+ değeri 100'dür [87]. Bu sebeple yürütülen analizlerde *tanımlanan* y^+ ısı transfer katsayısı ve *tanımlanan* y^+ ısı transferi referans sıcaklığı parametreleri konuma bağlı olarak dışa alınmış ve katı analizlerinde aerodinamik ısınma sınır koşulu olarak uygulanmıştır.

Akış analizlerinde akışkan olarak hava kullanılmıştır. İdeal gaz varsayımı yapılmıştır. Viskozite ve ısıl iletim katsayılarının sıcaklıkla değişimi için Eşitlik (5.10) ve Eşitlik (5.11)'de belirtilen Sutherland formülleri kullanılmıştır. Özgül ısının sıcaklığa bağlı matematiksel ifadesi ise Eşitlik (5.12)'de verilmiştir.

$$\mu = 1.716 \times 10^{-5} \left(\frac{T}{273.15} \right)^{\frac{3}{2}} \left(\frac{273.15 + 111}{T + 111} \right) \quad (5.10)$$

$$k = 0.02614 \left(\frac{T}{273.15} \right)^{\frac{3}{2}} \left(\frac{273.15 + 194}{T + 194} \right) \quad (5.11)$$

$$c_p(T) = 909.5 + 0.327T - 1.027 \times 10^{-4}T^2 + 1.5 \times 10^{-8}T^3 - 8.023 \times 10^{-13}T^4 \quad (5.12)$$

STAR-CCM+ yazılımı kütle, momentum ve enerjinin sakınım denklemlerini sıkıştırılabilir ve sıkıştırılamaz akışlar için eş zamanlı çözmektedir. Çözülen

denklemlerin en genel halleri sırasıyla Eşitlik (5.13), Eşitlik (5.14) ve Eşitlik (5.15)'te verilmiştir [87].

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla(\rho v) = 0 \quad (5.13)$$

$$\frac{\partial(\rho v)}{\partial t} + \nabla(\rho v \otimes v) = \nabla \cdot \sigma + f_b \quad (5.14)$$

$$\frac{\partial(\rho E)}{\partial t} + \nabla(\rho E v) = f_b v + \nabla(v \cdot \sigma) - \nabla \cdot q'' + S_E \quad (5.15)$$

Yukarıda verilen denklemlerin doğrudan çözümü mümkün olmadığından Reynolds Ortalamalı Navier-Stokes (RANS) yaklaşımıyla ortaya çıkan Reynolds gerilmelerinin modellenmesi gerekmektedir. Bu modelleme için Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği alanında farklı türbülans modelleri kullanılmaktadır. Bu modellerden birisi olan SST k- ω türbülans modeli yürütülen analizlerde kullanılmıştır.

Standart k- ω modeli türbülans viskozitesini türbülans kinetik enerji, k ve türbülans frekansı, ω ile ilişkilendirerek Eşitlik (5.16)'da gösterildiği gibi modellemiştir.

$$\mu_t = \rho \frac{k}{\omega} \quad (5.16)$$

Türbülans kinetik enerjisi ve türbülans frekansı için iki ayrı denklemin çözümü gerekmektedir. Türbülans kinetik enerjisi denklemi Eşitlik (5.17)'de, türbülans frekans denklemi ise Eşitlik (5.18)'de verilmiştir [87].

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_j k)}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu + \sigma_k \mu_t) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + P_k - \beta^* \rho \omega k \quad (5.17)$$

$$\frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_j \omega)}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu + \sigma_\omega \mu_t) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + P_\omega - \beta \rho \omega^2 \quad (5.18)$$

Yukarıda verilen ifadelerde P_k ve P_ω üretim terimleri olup standart k- ω ve SST k- ω modellerinde farklılık göstermektedir. Menter, standart k- ω modelinin ve yüksek Reynolds sayılı k- ϵ türbülans modelini birleştirerek SST k- ω türbülans modelini geliştirmiştir [86]. SST k- ω türbülans modeli, duvara yakın bölgelerde k- ω modelini, tamamen türbülanslı bölgelerde k- ϵ modelinin kullanıldığı bir yaklaşımdır. Menter tarafından türbülanslı kinematik viskozite için önerilen ifade Eşitlik (5.19)'da verilmiştir [86].

$$v_t = \frac{\mu_t}{\rho} = \frac{a_1 k}{\max(a_1 \omega, \Omega F_2)} \quad (5.19)$$

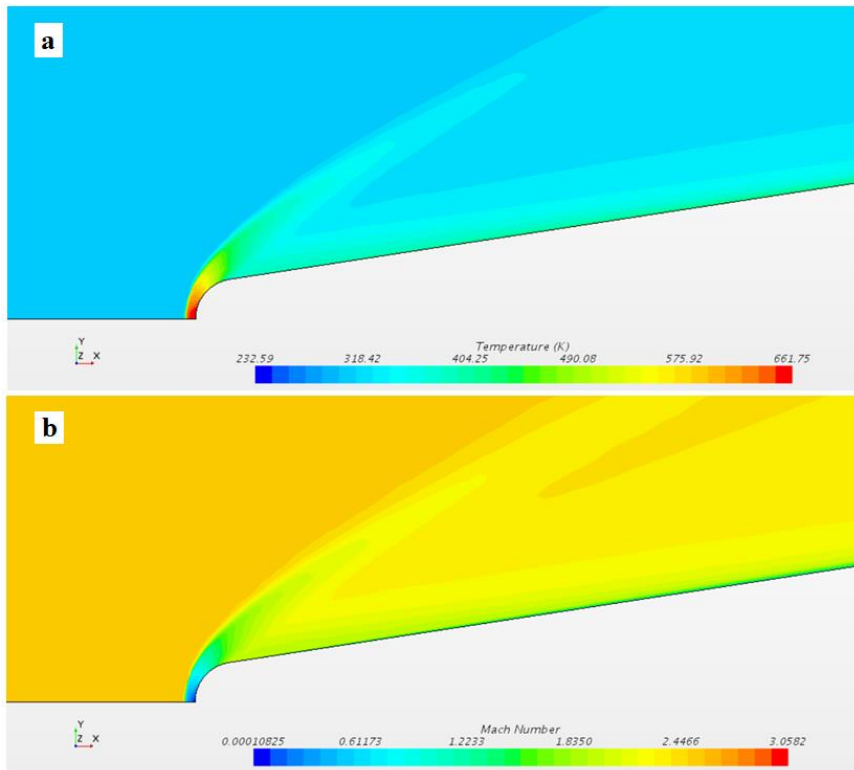
Burada Ω akış girdabının şiddetidir. Denklemden yer alan a_1 katsayısının değeri 0.31'dir. F_2 ifadesi harmanlama fonksiyonu olup matematiksel ifadesi Eşitlik (5.20)'de verilmiştir.

$$F_2 = \tanh \left[\left(\max \left(\frac{2\sqrt{k}}{\beta^* \omega y}, \frac{500v}{y^2 \omega} \right) \right)^2 \right] \quad (5.20)$$

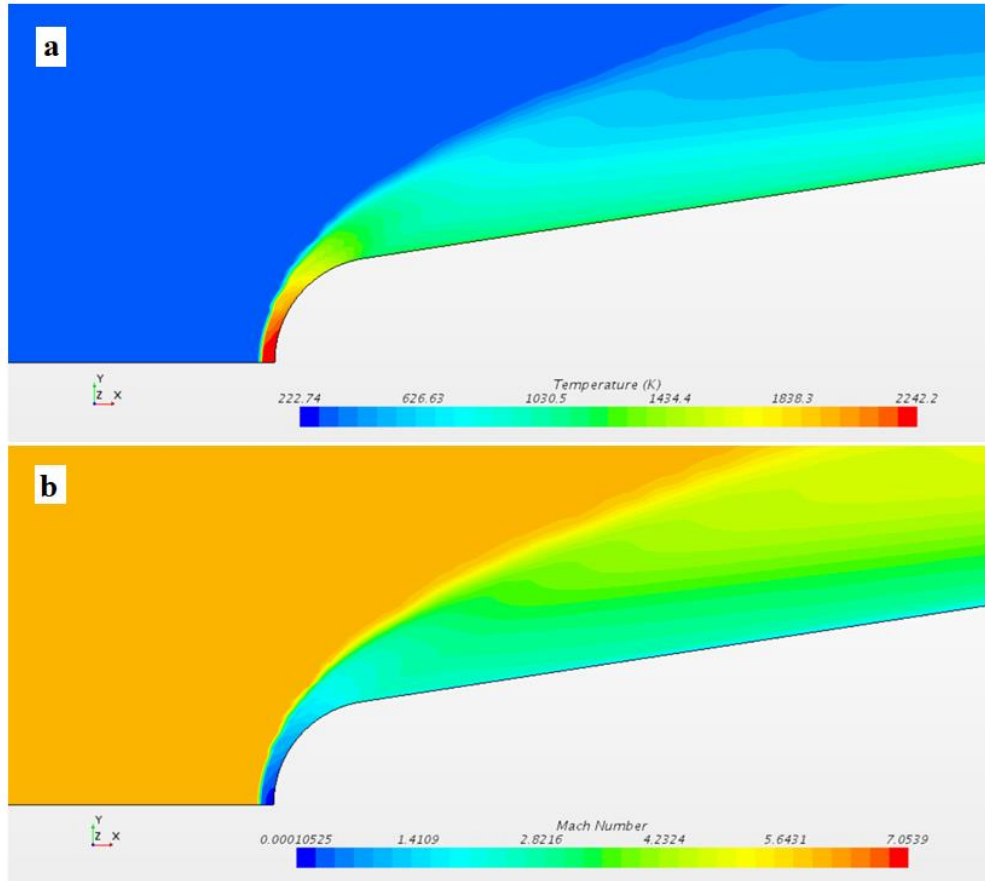
Dört farklı türbülans modeli arasından SST k- ω modelinin yüksek hızlı aerodinamik ısınma probleminde daha doğru sonuç verdiği 36 nolu kaynakta incelenmiştir. SST k- ω türbülans modelinin ayrıntıları ve model katsayıları ise 86 nolu kaynakta yer almaktadır.

5.4 HAD Sonuçları ve Sonuçların *AeroheataBS* ile Kıyaslanması

Akış analizleri ile bulunan sonuçlardan serbest akış Mach sayısının 2.5 M ve 6 M olduğu koşullara ait Mach sayısı ve sıcaklık dağılımları Şekil 5.10 ve Şekil 5.11'de verilmiştir.



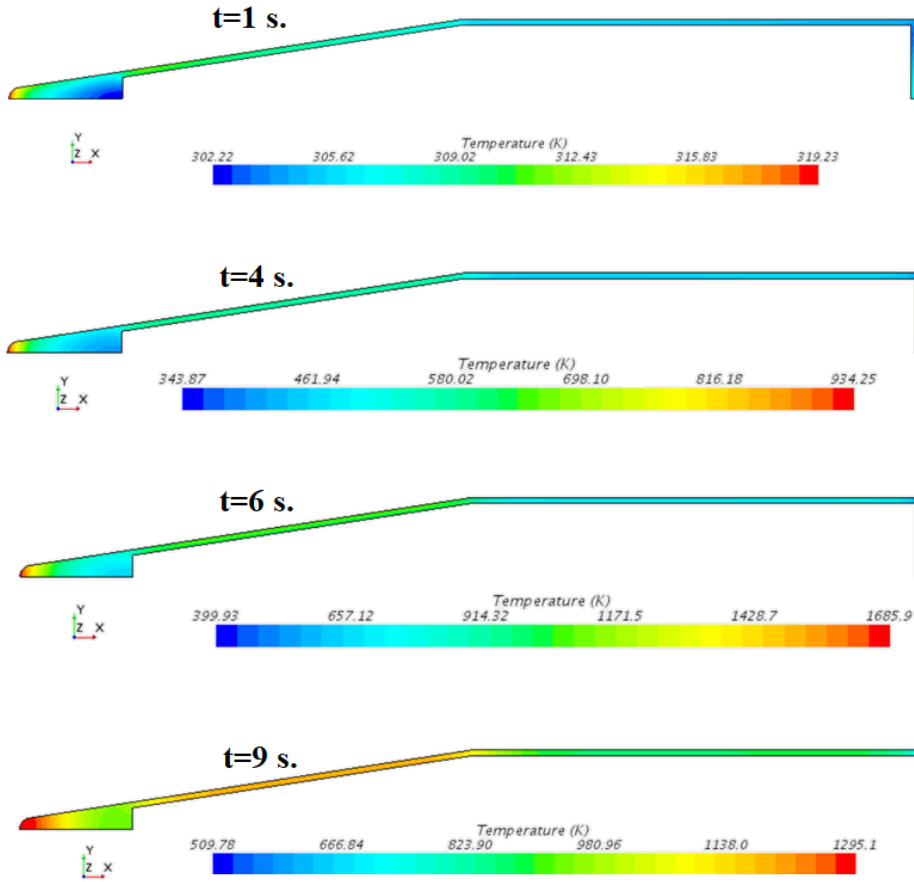
Şekil 5.10 : $M_\infty=2.5$ için a) sıcaklık dağılımı b) Mach sayısı dağılımı.



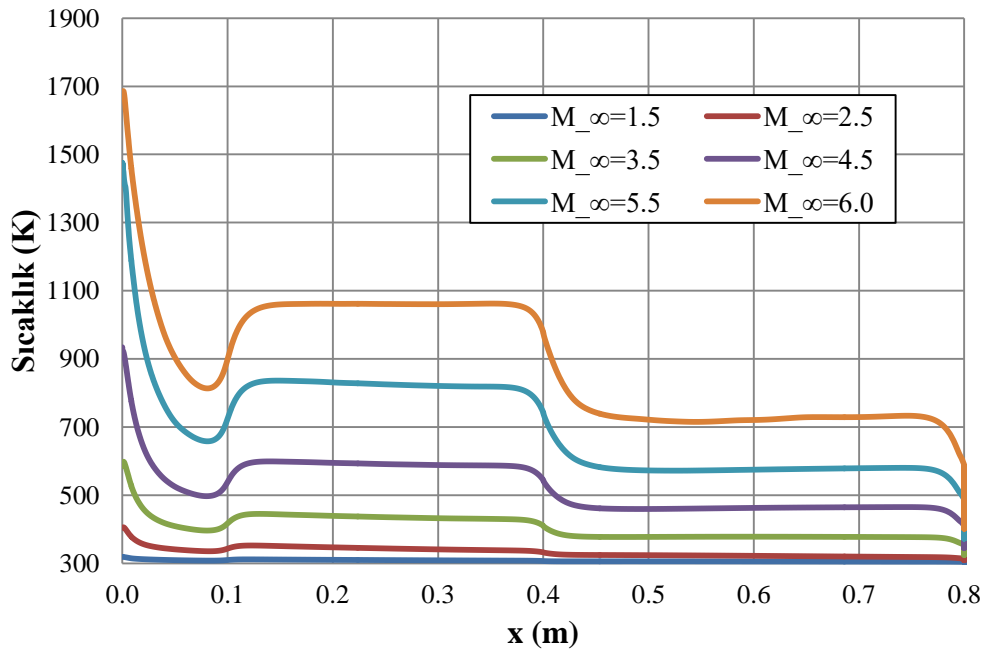
Şekil 5.11 : $M_{\infty}= 6.0$ için a) sıcaklık dağılımı b) Mach sayısı dağılımı.

Aerodinamik ısınma neticesinde katı analiz modeli üzerindeki oluşan sıcaklık dağılımı sonlu elemanlar yöntemiyle STAR-CCM+ yazılımı kullanılarak hesaplanmıştır. Dokuz farklı analiz gerçekleştirilmiştir. Daha önce de belirtildiği gibi Şekil 5.4'te gösterilen sabit hızlar altında analizler yapılmıştır. Her bir analizin toplam süresi 1 saniye olup çözüm esnasında kullanılan zaman adımı 0.05 saniyedir. Uçuşun 4. 6. ve 9. saniyelerine karşılık gelen sıcaklık dağılımları Şekil 5.12'de verilmiştir. Sıcaklık dağılımları incelendiğinde en yüksek sıcaklıklara burun bölgesinin ulaştığı gözlemlenmektedir. Ön kısımda oluşan şok dalgası bu bölgenin arka kısımlara göre daha yüksek sıcaklıklara ulaşmasına neden olmaktadır. Isının yayınımına bağlı olarak zaman ilerledikçe iç bölgelerde de sıcaklık artışı görülmektedir. Konik bölgede silindirik bölgeye göre sıcaklık seviyeleri beklendiği üzere daha yüksektir.

Farklı uçuş hızlarında gövde yüzeyinde oluşan sıcaklık dağılımının burundan mesafeye bağlı değişimi Şekil 5.13'te verilmiştir. Beklendiği üzere yüzey sıcaklığı burundan arkaya doğru gittikçe azalmakta ve duvar kalınlığı azaldıkça artmaktadır.

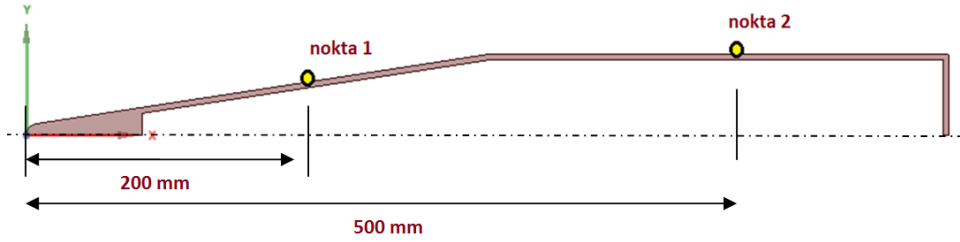


Şekil 5.12 : 1., 4., 6. ve 9. saniyede katı model üzerinde oluşan sıcaklık dağılımı.



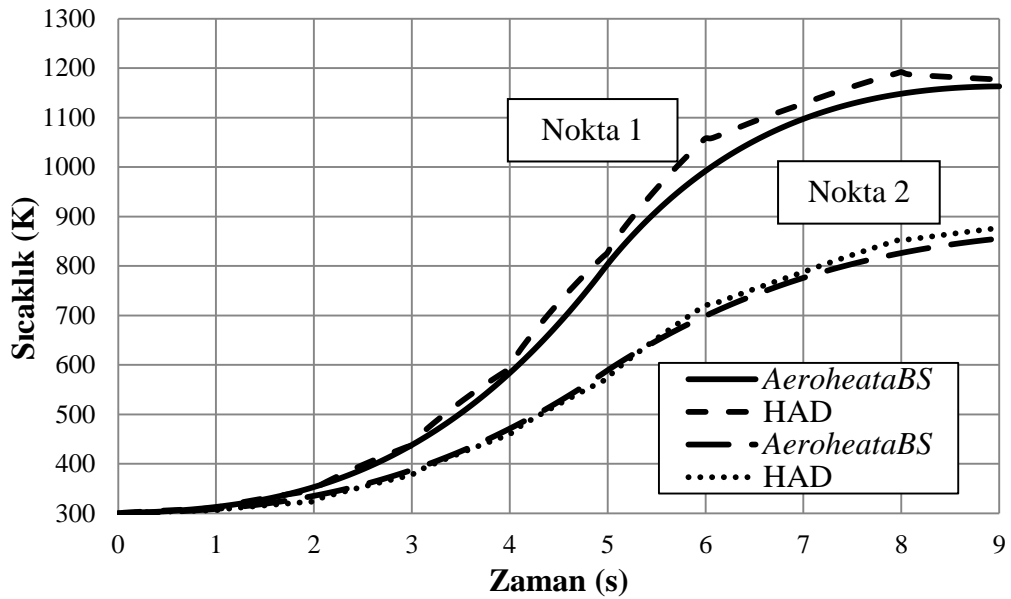
Şekil 5.13 : Farklı hızlarda gövde üzerindeki sıcaklık dağılımı.

Konik ve silindirik bölgelerde yer alan iki nokta belirlenerek *AeroheataBS* sonuçları ile kıyaslama yapılmıştır. *AeroheataBS* analizlerinde aynı uçuş koşulları ve malzeme özellikleri kullanılmıştır. Kıyaslama yapılan noktaların gövde üzerindeki konumları Şekil 5.14’te verilmiştir.



Şekil 5.14 : Kıyaslama noktalarının gövde konumlarının şematik gösterimi.

Nokta-1 ve nokta-2 için *AeroheataBS* ile hesaplanan sıcaklıkların HAD analizleri ile bulunmuş sıcaklıklar ile kıyaslanması Şekil 5.15’te verilmiştir.



Şekil 5.15 : 1 ve 2 numaralı noktalarındaki sonuçların zamana bağlı karşılaştırılması.

Şekil 5.15’te verilen kıyaslama sonuçları incelendiğinde *AeroheataBS* sonuçları ile HAD analiz sonuçlarının oldukça uyumlu olduğu görülmektedir. Mevcut çalışmada $k-\omega$ SST türbülans modelinin yanında Spalart-Allmaras modeli de kullanılmış olup sonuçlar arasında en yüksek farkın %4 mertebesinde olduğu belirlenmiştir.



6. CEBİRSEL TÜRBÜLANS MODELİ KATSAYILARININ ELDE EDİLMESİ

6.1 Cebirsel Geçiş Modellerine Genel Bakış

Laminer rejimden türbülanslı rejime geçiş uzun zamandır üzerinde çalışılan bir konu olmasına rağmen hakkında oldukça kısıtlı bilgiler mevcuttur ve bilinen kesin tek şey yeterince yüksek Reynolds sayısında gerçekleştiğidir [89]. Geçiş problemi uygulamalı aerodinamik alanında henüz çözülememiş en önemli problem olmaya devam etmektedir [90].

Doğrusal kararlılık kuramı ve kararsız Navier-Stokes denklemlerinin çözüldüğü DNS yöntemiyle geçiş fiziğinin anlaşılması konusunda önemli ilerlemeler kaydedilmesine rağmen mühendislik yaklaşımlarında basit bağıntılar hala kullanılmaktadır [90]. Geçiş probleminin doğasının çok değişkenli olması temel mühendislik bağıntılarının önemli belirsizlikler içermesine neden olmaktadır. Belirtilen bu belirsizliklerden dolayı, geçiş modeli yerine tamamıyla türbülanslı model tercih edildiğinde de ısı transferi gerçek durumdan daha yüksek seviyede hesaplandığı için ısı koruma sistemlerine ilave ağırlık ve maliyet gelmektedir.

Geçiş probleminin çok değişkenli olması da (sıkıştırma etkileri, yüzey pürüzlülüğü, burun kütlüğü, hücum açısı, yüzey sıcaklığı, yüzeyde oluşan termo-kimyasal reaksiyonlar, basınç eğimi vb.) bütün değişkenlerin tek bir modelde dikkate alınmasının önüne geçmektedir. Tüm bu faktörlerin geçiş problemine olan etkisi 89 nolu kaynakta detaylı bir şekilde ele alınmıştır. Geçiş modeli için kullanılan yöntemler aşağıda listelenmiştir.

- Doğrusal kararlılık teorisi (*linear stability theory*).
- DNS (*direct numerical simulation*).
- Deneysel cebirsel yaklaşımlar.
- RANS çözümleri (örn: γ - Re_θ).

Geçiş kıstaslarının hepsi ciddi sınırlamaları ve yetersizliği de kendi içinde barındırmaktadır [90]. Bu sebeple bütün problemleri çözen genel bir kıstasın belirlenmesi mümkün değildir. Örnek vermek gerekirse oldukça yaygın kullanımı olan γ - Re_θ modelinin bile süpersonik hızlarda kullanımında kısıtlamalar mevcut olup bu kısıtlamaları azaltmaya yönelik yaklaşımlar geliştirilmektedir [90].

Deneysel veriye dayalı cebirsel yaklaşımlar iki farklı türden oluşmaktadır. İlk tür yaklaşımda geçişin başladığı nokta bulunurken, diğer türde geçiş bölgesi bir nokta yerine bir alan olarak ele alınmaktadır. Bu iki tür, birbiri ile harmanlanarak kullanılabilirdiği gibi ayrı ayrı olarak da çözüme dâhil edilmektedir.

Geçiş başlangıç noktasının kestirimi için literatürde birçok cebirsel yaklaşım yer almaktadır. Bu bağıntılar genel olarak belirli bir mühendislik yaklaşımı için geliştirilmiştir. Akış kararsızlığını ve karışıklığını dikkate almaya yönelik yeterli fiziksel model içermemelerine rağmen mühendislik uygulamalarında yaygın olarak kullanılmaktadırlar. Tüm bu yaklaşımlar deneysel bir veriye sahip olup bu veriler yer testleri ya da uçuşlu testler ile sağlanmıştır. Bu yöntemlerin deneysel bir tabana oturması geniş bir yelpaze altında birçok problemi kapsayacak şekilde uygulanabilir olmasına engel olmaktadır. Genellikle bu yaklaşımlar yerel sınır tabaka kalınlığı ve akış özelliklerine bağlı türetilmiş olup “ayar” katsayılarına sahiptirler [90]. Bağıntıların sadece integral sınır tabakaya ve sınır tabaka kenar özelliklerine bağlı elde edilmesi, türbülansın gelişimini etkileyen küçük, orta ve büyük şiddetli bozucu etkilerin dikkate alınmadığını göstermektedir. Cebirsel yaklaşımların içerdiği parametreler genel olarak şu şekildedir:

- Sınır tabaka kenar çizgisi akış özellikleri; u_e , M_e , P_e , T_e vb.,
- Yüzeydeki akış özellikleri; T_w , μ_w , ρ_w vb.,
- Sınır tabaka momentum kalınlığı, θ ;
$$\theta = \int_0^\delta \frac{u}{u_e} \left(1 - \frac{\rho u}{\rho_e u_e}\right) dy$$
- Geçiş tetikleyen ya da etkileyen duruma ait parametreler, duvar pürüzlülük etkin değeri k_w ,
- Serbest akış türbülans seviyesi Tu ,
$$Tu = \sqrt{\frac{u'^2 + v'^2 + w'^2}{3u_\infty^2}}$$

Pürüzsüz bir yüzey için kullanılabilen, geçişin başlangıç noktasına ait momentum kalınlığı Reynolds sayısına ait tipik bir bağıntı Eşitlik (6.1)'de verilmiştir [90].

$$Re_{\theta,tr} = Aexp(\beta M_e); \quad Re_{\theta} = \frac{\rho_e U_e \theta}{\mu_e} \quad (6.1)$$

A ve β katsayıları için farklı kaynakların önerdiği değerler Çizelge 6.1’de verilmiştir. Katsayılar arasındaki farklılığın sebebi deneysel verilerdeki türbülans seviyelerinin farklı olması ve bağıntıda dikkate alınmayan birçok parametrenin daha bulunmasıdır.

Çizelge 6.1 : Geçiş kıstası katsayıları.

Kaynak	A	β
[91]	200	0.200
[92]	200	0.187
[93]	275	0.134

Uzay mekiklerinin ısıl tasarımında kullanılan benzer bir bağıntı Eşitlik (6.2)’de verilmiştir. Bu bağıntı rüzgârtalı (*windward*) bölgelerdeki geçiş noktalarının kestirimi için kullanılmıştır [94].

$$\frac{Re_{\theta,tr}}{M_e} = \text{sabit} \quad (6.2)$$

Eşitlik (6.2) de benzer kısıtlara sahip olup, tek tip bir aracın (ABD Uzay Mekiği) tasarımında kullanılması için geliştirilmiş olsa da farklı tiplerde birçok atmosfere yeniden giriş araçlarının tasarımında başarıyla kullanıldığı görülmüştür [90]. Küt burunlu araçlarda sabit değer olarak 270 kullanılmış olup sivri uçlu araçlarda bu değer 100 olarak alınmıştır.

Geçiş Reynolds sayısı için kullanılabilen bir diğer bağıntı Eşitlik (6.3)’te verilmiştir [90]. Yüzey pürüzlülüğü için düzeltme faktörü olan Z parametresinin matematiksel ifadesi ise Eşitlik (6.4)’te verilmiştir. Bu bağıntı keskin ya da küt burunlu araçların hücum açısı içermeyen uçuş koşullarında kullanılmaktadır. Eşitlik (6.3) ve Eşitlik (6.4)’te verilen δ^* ve θ sırasıyla sınır tabaka yer değiştirme ve momentum kalınlığını göstermektedir.

$$Re_{\theta,tr} = 10.7 \left(\frac{\delta^*}{\theta} \right)^{0.34} \frac{Re_{\infty}^{0.2}}{Z^{0.7}} \quad (6.3)$$

$$Z = \max\{1, k_w h_e / (\theta h_w)\} \quad (6.4)$$

Konik yüzeyler için kullanılan bir diğer bağıntı ise Eşitlik (6.5)’te verilmiştir. Eşitlik (6.6)’da verilen A_1 katsayısının değeri rüzgâr tüneli koşullarına bağlı olarak 1400 ile

1500 arasında değişebilen sabit bir değer olarak alınmaktadır. Bağıntı duvar sıcaklığı ile toplam sıcaklık oranını kullanarak durma noktası sıcaklığının geğişe olan etkisini de dikkate almaktadır. Ayrıca sınır tabaka kenar çizgisindeki Mach sayısının kullanımıyla da geğiş noktasının monoton olmayan karakteri modellenmektedir. Bu bağıntının kullanımı Mach sayısının 8'den daha dūřuk olduğu hızlar için önerilmektedir [95].

$$Re_{\theta,tr} = A \left(1 + \frac{k_w}{\theta}\right)^{-0.65} \left(\frac{T_w}{T_0}\right)^{-0.7} \exp[0.114(M_e - 3.3)^2] \quad (6.5)$$

$$A = \frac{A_1}{M_\infty^{0.8}} \quad (6.6)$$

Sivri uçlu konik araçlar için rüzgâr tüneli ve uğuşlu testlerden elde edilen veriler kullanılarak türetilen bir diğer bağıntı Eşitlik (6.7)'de verilmiştir [96]. Bağıntı C, D ve n şeklinde deneysel katsayılar içermektedir. İfadede yer alan s değeri ise Eşitlik (6.8)'de verilmiştir.

$$Re_{\theta,tr} = Re_\infty^n 10^{C+Ds+Es^2} \quad (6.7)$$

$$s = M_e \left(\frac{h_w}{h_e}\right)^{0.7 \exp(-0.05M_e^2)} \quad (6.8)$$

Keskin konik araçlar için kullanılan en basit bağıntılardan bir tanesi de Eşitlik (6.9) ve Eşitlik (6.10)'da verilmiştir [90].

$$Re_{tr} = 5 \times 10^5, \quad M_e < 1.4 \quad (6.9)$$

$$Re_{tr} = 2.42 \times 10^5 M_e^{1.915}, \quad M_e \geq 1.4 \quad (6.10)$$

Türbölanslı rejime geğiş bölgesinin modellenmesi için çeşitli matematiksel yaklaşımlar kullanılmaktadır. Bunlardan en yaygın olarak kullanılan doğrusal birleşim modelinde, zaman ortalamalı akış alanı laminer ve tam türbölanslı rejimin birleşiminden oluşmaktadır. Birleşim oranlarını γ , aralık faktörü (intermittency factor) belirlemektedir. Örneğin geğiş bölgesinde ısı akısı Eşitlik (6.11)'de belirtildiği gibi hesaplanmaktadır.

$$q_w'' = q_{w,laminer}''(1 - \gamma) + q_{w,türbölanslı}''\gamma \quad (6.11)$$

Aralık faktörü için matematiksel değerler Eşitlik (6.12-6.15)'te verilmiştir [90].

$$\gamma = 0 \quad Z \leq 0; \quad (6.12)$$

$$\gamma = 2Z^2 \quad 0 < Z \leq 0.5; \quad (6.13)$$

$$\gamma = 1 - 2(Z - 1)^2 \quad 0.5 < Z \leq 1; \quad (6.14)$$

$$\gamma = 1 \quad Z > 1 \quad (6.15)$$

Bu bağıntılarda yer alan Z değeri Eşitlik (6.16)'da belirtildiği gibi hesaplanabilmektedir. Bu ifade de Re_{θ}^+ ve Re_{θ}^- geçişin başladığı ve bittiği noktadaki momentum kalınlığı Reynolds sayısını ifade etmektedir.

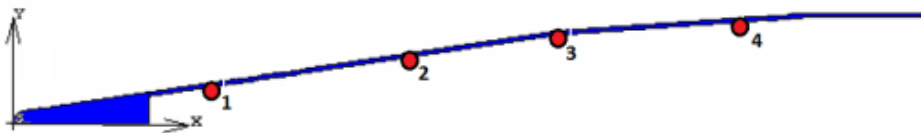
$$Z = \frac{Re_{\theta} - Re_{\theta}^-}{Re_{\theta}^+ - Re_{\theta}^-}; \quad Re_{\theta}^+ \sim \sqrt{2}Re_{\theta}^- \quad (6.16)$$

Belirtilen yaklaşım dışında γ için önerilen diğer bağıntılar 97 ve 98 nolu kaynaklarda belirtilmiştir. Süpersonik ve hipersonik hızlar altında elde bulunan test verileri kullanılarak türetilen cebirsel geçiş kistasları ise 99 nolu kaynakta yer almaktadır.

AeroheataBS ile uçuşlu test verileri yardımıyla küt burunlu konik bir sistem için Eşitlik (6.1)'de verilen bağıntının katsayıları elde edilmiştir.

6.2 Uçuş Verisi

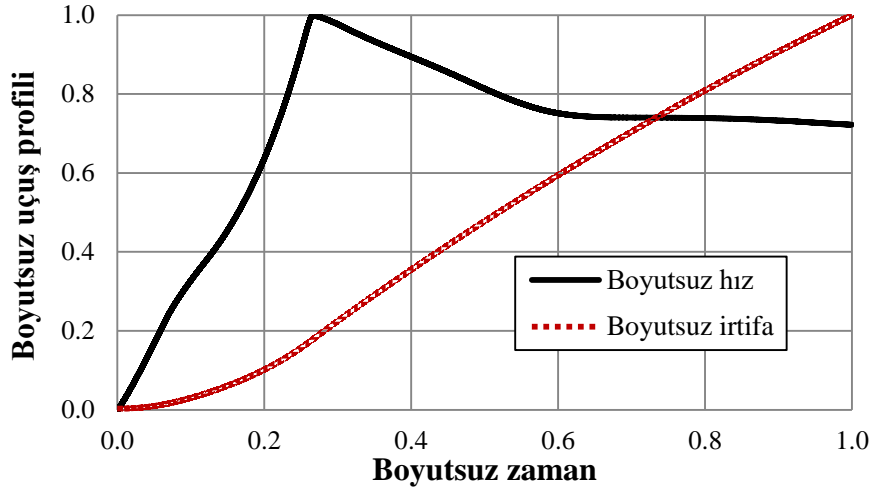
Süpersonik hızlarda seyreden bir cismin konik gövdesinde yer alan dört farklı konuma ait duvar sıcaklığı ölçümleri cebirsel geçiş modelinin katsayılarının elde edilmesinde kullanılmıştır. Ölçüm noktalarının sistem üzerindeki konumlarının şematik gösterimi Şekil 6.1'de verilmiştir. Ölçüm noktalarının burundan mesafeleri ise Çizelge 6.2'de verilmiştir. Ölçümlerde RTD tipi sıcaklık ölçeri kullanılmıştır. Kullanılan uçuş yörüngesinin boyutsuz hali Şekil 6.2'de verilmiştir. Uçuşun toplam süresi dakika mertebesinde olup uçuş boyunca hücum açısı yaklaşık sıfırdır.



Şekil 6.1 : Ölçüm noktalarının şematik gösterimi.

Çizelge 6.2 : Ölçüm noktalarının burundan mesafeleri.

Nokta	1	2	3	4
x (mm)	411	806	1100	1433



Şekil 6.2 : Boyutsuz uçuş yörüngesi.

6.3 Sınır Tabaka Momentum Kalınlığı

Düz plaka üzerinden paralel akış problemlerinde sınır tabaka momentum kalınlığının hesaplanmasında laminar rejim için Eşitlik (6.15)'te verilen ifade, türbülanslı rejim için ise Eşitlik (6.16)'da belirtilen ifade kullanılmıştır [11,100]. Bağlantı içerisinde yer alan akış özellikleri Eckert'in referans sıcaklığında (T^*) hesaplanarak sıkıştırılabilirlik etkileri dikkate alınmıştır.

$$\theta = 0.664 \frac{x}{\sqrt{Re_x^*}} \quad (6.15)$$

$$\theta = \frac{[c_2 u_e \rho^* (\mu^*)^m x]^{c_4}}{\rho^* u_e} \quad (6.16)$$

Eşitlik (6.16)'da belirtilen katsayılar ise Eşitlik (6.17-6.22)'de verilmiştir.

$$m = \frac{2}{N + 1} \quad (6.17)$$

$$c_1 = \left(\frac{1}{c_5} \right)^{\frac{2N}{(N+1)}} \left[\frac{N}{(N+1)(N+2)} \right]^m \quad (6.18)$$

$$c_2 = (1 + m)c_1 \quad (6.19)$$

$$c_3 = (1 + m) \quad (6.20)$$

$$c_4 = \frac{1}{c_3} \quad (6.21)$$

$$c_5 = 2.243 + 0.93N \quad (6.22)$$

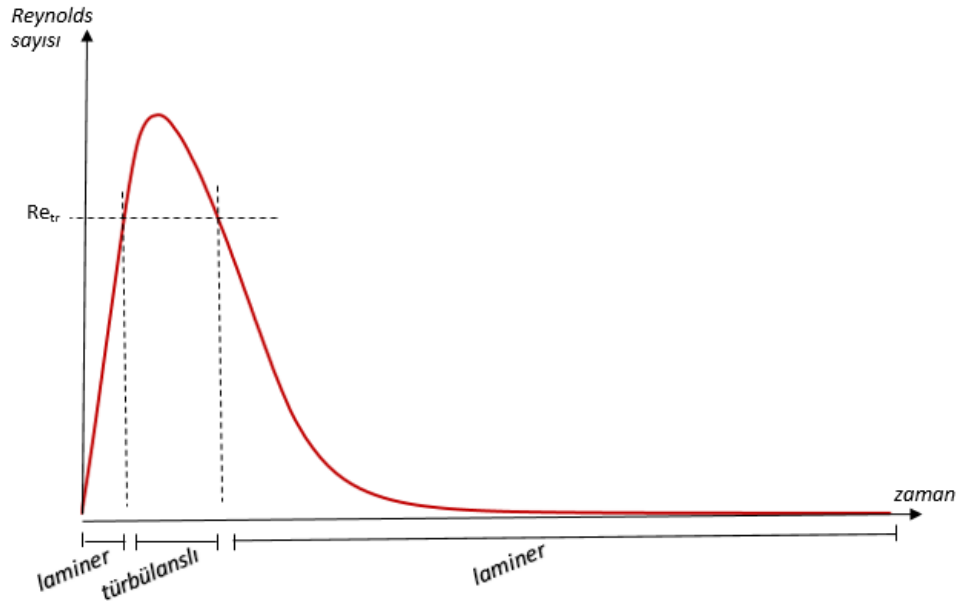
Belirtilen katsayılar da yer alan N ifadesi hız profili üssel faktörü olup 7 olarak kabul edilmiştir [11]. Sınır tabaka momentum kalınlıklarının hesaplanmasından sonra sınır tabaka kalınlığı laminer rejim için Eşitlik (6.23) türbülanslı rejim için ise Eşitlik (6.24)'te belirtildiği üzere hesaplanmaktadır [11].

$$\frac{\delta}{\theta} = 7.50 \quad (6.23)$$

$$\frac{\delta}{\theta} = N + 1 + \left[\left(\frac{N + 2 h_w}{N h_r} + 1.4 \right) \left(1 + 1.29 (Pr_w)^{0.33} \frac{u_e^2}{2 h_e} \right) \right] \quad (6.24)$$

6.4 Cebirsel Model Katsayılarının Elde Edilmesi

Belirtilen 4 nokta için uçuş yörüngesi, hızı ve gövde malzemesinin özellikleri girdi olarak kullanılarak farklı Re_{tr} parametreleri altında *AeroheataBS* ile analizler yürütülmüştür. Re_{tr} değeri her bir analizde değiştirilerek deneme yanılma yoluyla ölçüm verileri ile *AeroheataBS* sonuçlarının örtüştüğü değer bulunmuştur. Yerel Reynolds sayısının tanımlanan kıstastan düşük olduğu zaman adımlarında laminer, büyük olduğu zaman adımlarında ise tamamıyla türbülanslı aerodinamik ısınma hesaplanmıştır. Belirlenen kıstasa uçuşun iki farklı anında ulaşıldığı için ilk ulaşma anı laminer rejimden türbülansa geçiş, ikinci ulaşma anı ise türbülanslı laminer rejime geçiş, relaminarizasyon noktası olarak alınmıştır. Uçuş boyunca görülen rejimler şematik olarak Şekil 6.3'te verilmiştir.



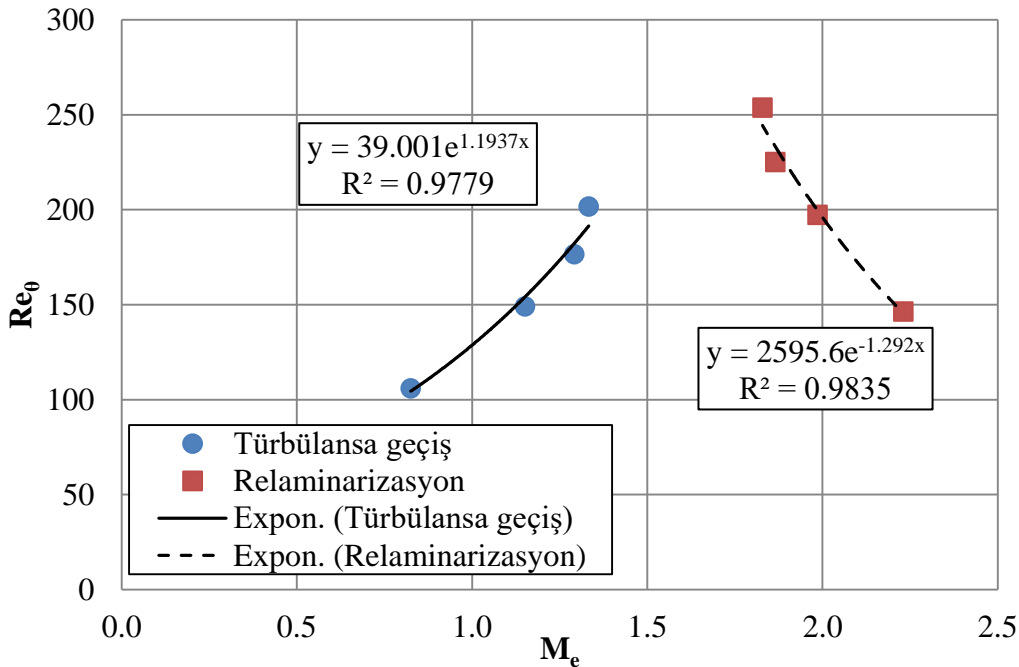
Şekil 6.3 : Uçuş esnasında aerodinamik ısınma rejimlerinin zamana bağlı değişiminin şematik gösterimi.

Ölçüm verileri ile *AeroheataBS* sonuçlarının örtüştüğü durumda dört konum için hesaplanmış değerler Çizelge 6.3'te verilmiştir. Burundan arkaya doğru gidildikçe daha yüksek geçiş kıstasları altında sonuçların tutması, arka bölgelerde türbülanslı akıştan ziyade daha uzun süre laminer akışın görüldüğünü göstermektedir.

Çizelge 6.3 : Türbülansa geçiş ve relaminarizasyon anlarında yerel Mach sayısı ve sınır tabaka momentum kalınlığı Reynolds sayıları.

	Nokta 1	Nokta 2	Nokta 3	Nokta 4
Re_{e_tr}	8×10^6	20×10^7	30×10^7	40×10^7
$Re_{\theta, \text{geçiş}}$	106	149	177	201
$M_{e, \text{geçiş}}$	0.83	1.15	1.29	1.33
$Re_{\theta, \text{relaminarizasyon}}$	146	197	225	254
$M_{e, \text{relaminarizasyon}}$	2.23	1.99	1.87	1.83

Çizelge 6.3'te verilen geçiş değerlere eğri uydurulduğunda ulaşılan katsayılar Şekil 6.4'te verilmiştir. Denklem incelendiğinde daha önce ifade edilen küt burunlu konik cisimlere ait tipik cebirsel ifadenin birebir elde edildiği görülmektedir. Elde edilen katsayıların Çizelge 6.1'de verilen katsayılar ile kıyaslaması ise Çizelge 6.4'te verilmiştir.

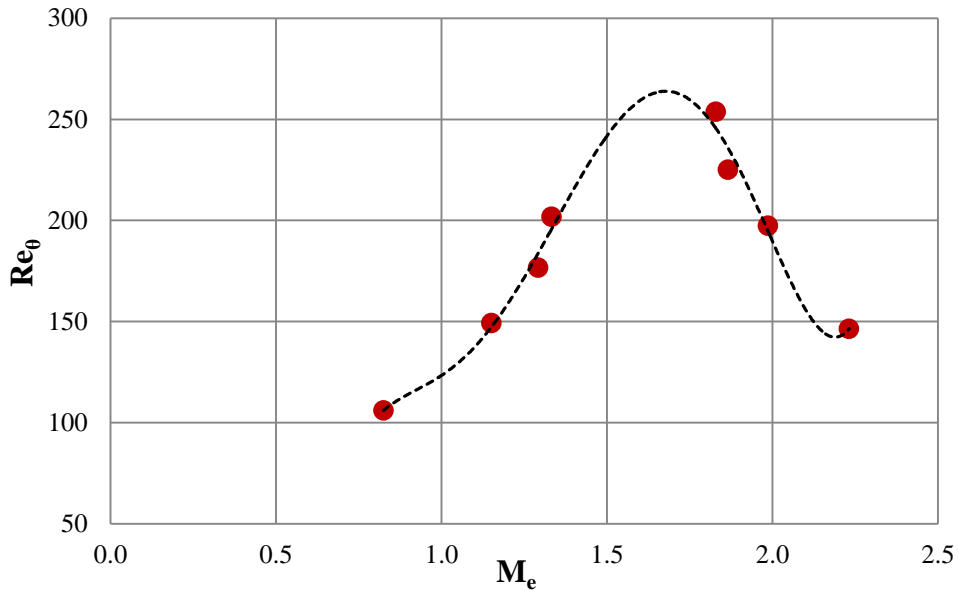


Şekil 6.4 : Laminer rejimden türbülansa geçiş anında momentum kalınlığı Reynolds sayısının yerel Mach sayısına bağlı değişimi ve eğri uydurma sonrası elde edilen matematiksel ifade.

Çizelge 6.4 : Geçiş kıstası katsayıları.

Kaynak	A	β
[91]	200	0.200
[92]	200	0.187
[93]	275	0.134
Mevcut çalışma	39	1.194

Laminer rejimden türbülansa geçiş ve türbülanslı rejimden laminer rejime geçiş eğrileri, 5. dereceden bir denklem kullanılarak birleştirildiğinde oluşan grafik Şekil 6.5'te verilmiştir. Eğrinin alt bölgesi laminer üst bölgesi ise türbülanslı rejimin görüldüğü durumu ifade etmektedir.



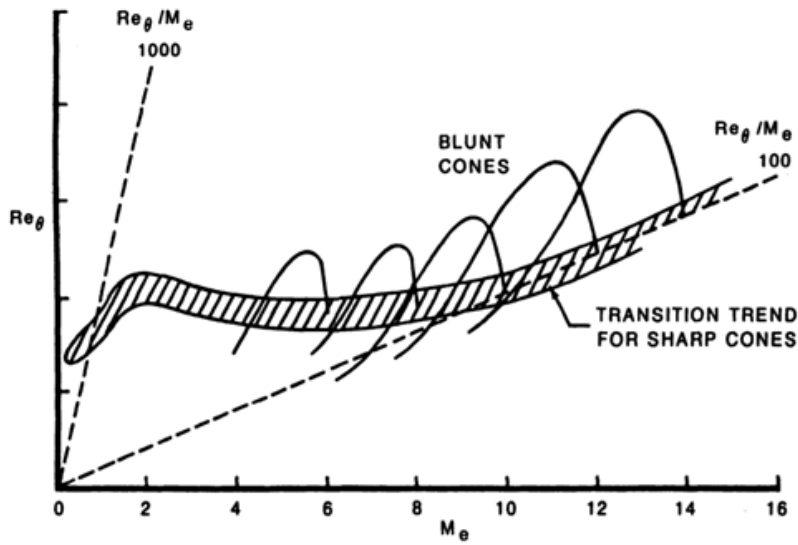
Şekil 6.5 : Geçiş ve relaminarizasyon için eğri uydurma yöntemiyle oluşturulmuş değişim grafiği.

Şekil 6.5'te verilen sonuçlara, güvenilirlik katsayısı (*coefficient of determination*) R^2 , 0.98 olan 5. dereceden bir polinom uydurulmasıyla ulaşılan matematiksel denklem Eşitlik (6.25)'te verilmiştir.

$$Re_\theta = 999.2M_e^5 - 7087.4M_e^4 + 19146.6M_e^3 - 24647M_e^2 + 15315.8M_e - 3603.9 \quad (6.25)$$

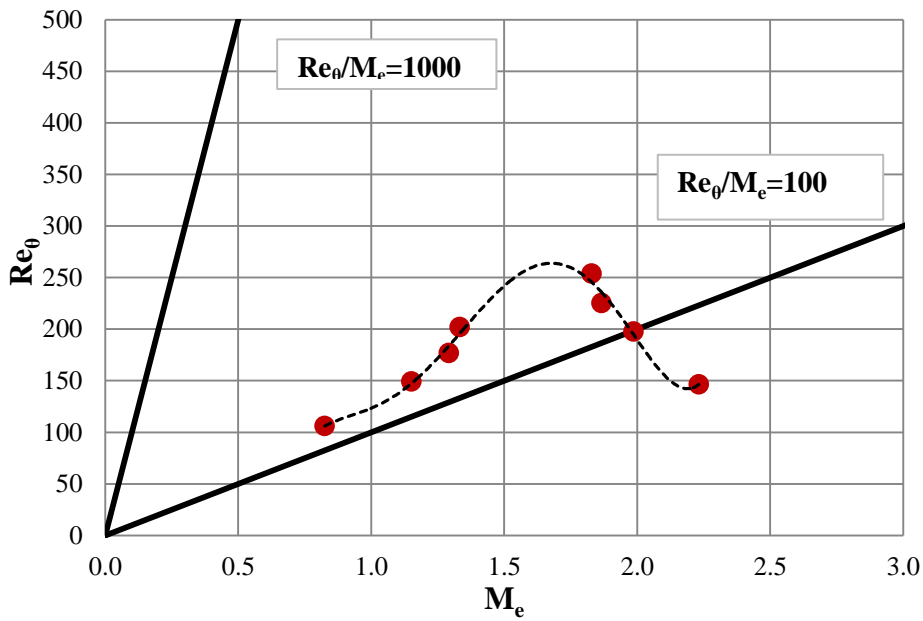
Şekil 6.5 incelendiğinde geçiş ve relaminarizasyon kıstaslarının birleşimiyle oluşturulmuş çan eğrisi görünümü grafiğin genel davranışının Şekil 6.6'da verilen [89] tipik geçiş eğrisine oldukça benzer olduğu görülmüştür. Yerel akış hızı Mach

sayısının 3'ten daha yüksek olduğu koşullarda test verisi elde edilmesi durumunda bu hızlar için de geçiş kıstası elde edilebilecektir.



Şekil 6.6 : Küt ve sivri burunlu konik araçlar için tipik geçiş eğrileri [89].

Şekil 6.6'da verilen sınır tabaka momentum kalınlığının yerel Mach sayısına olan oranının 100 ve 1000 olduğu eğriler ile birlikte gösterimi Şekil 6.7'de verilmiştir.

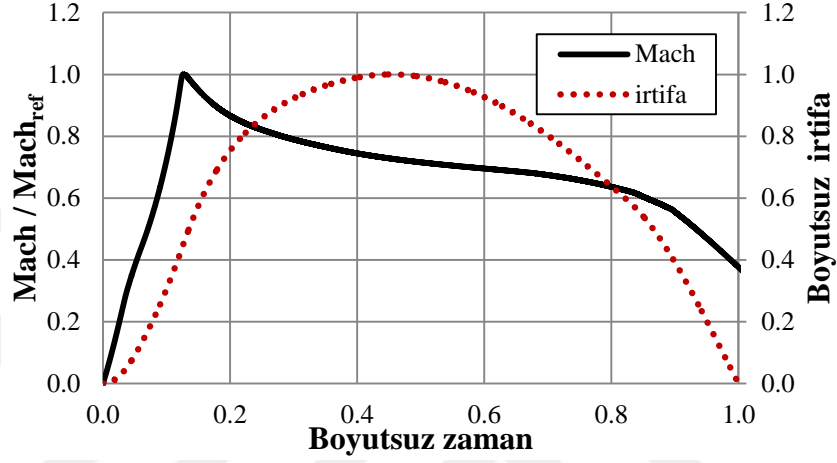


Şekil 6.7 : Elde edilen geçiş modeli eğrisinin Re_θ/M_e oranının 100 ve 1000 olduğu eğriler ile olan kıyaslaması.

Şekil 6.7 incelendiğinde elde edilen grafiğin, Şekil 6.6'da verilen tipik eğrilere oldukça benzediği ve genel trende uyduğu görülmektedir.

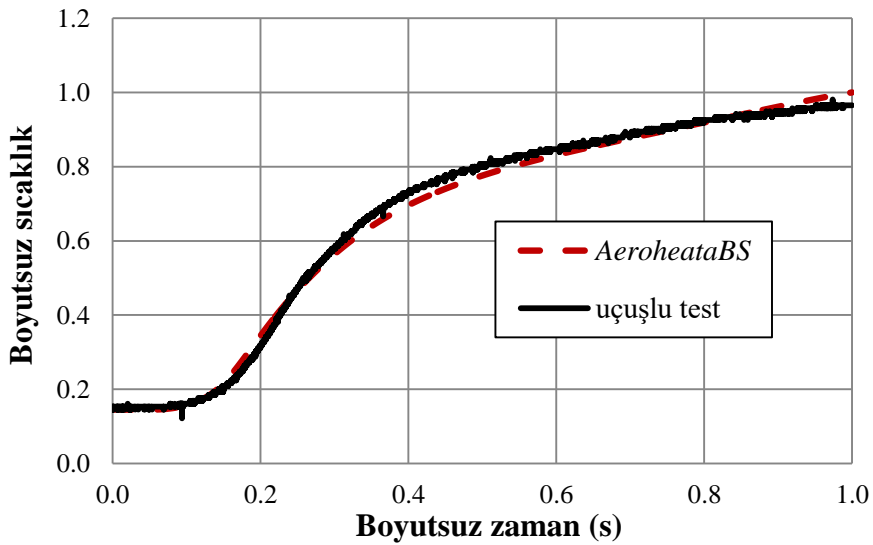
6.5 Cebirsel Model Katsayılarının Doğrulaması

Cebirsel modelin elde edilen katsayılarını doğrulamak için geometrik olarak Şekil 6.1’de verilen sistem ile aynı ancak uçuş profili farklı bir sistemin uçuşlu test verisi ile *AeroheataBS* sonuçları kıyaslanmıştır. Sistemin maksimum uçuş hızı ve uçuş süresi kullanılarak boyutsuzlaştırılmış uçuş profili Şekil 6.8’de verilmiştir. Ölçüm noktasında gövde kalınlığı 5 mm ve yalıtım kalınlığı 3 mm’dir.



Şekil 6.8 : Doğrulama modeline ait boyutsuzlaştırılmış uçuş profili.

Grafik incelendiğinde, cebirsel modelin elde edilen katsayıları kullanılarak türbülansa geçiş modellendiğinde, uçuşlu test verisi ile oldukça uyumlu sonuçlar elde edilmiştir. Fırlatma anından 1.2 saniye sonra türbülansa geçiş gözlemlenmiş olup yalıtımda hesaplanan toplam ısıl aşınma 0.18 mm’dir.



Şekil 6.9 : Türbülans modelinin türetilen katsayıları kullanılarak elde edilen sıcaklıklar ile uçuş verisinin karşılaştırılması.

Tahmin edilen sıcaklıklar ile ölçüm sonuçları arasındaki tutarlık dikkate alındığında cebirsel model için türetilen katsayıların ısı tasarım sürecinde kullanılabileceği değerlendirilmiştir.

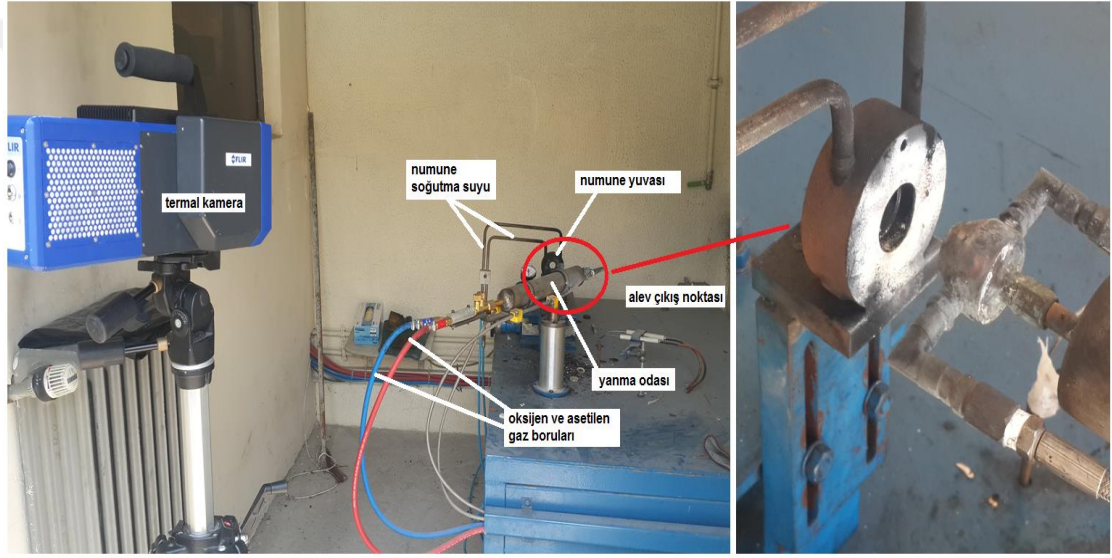
Laminer rejimden türbülansa geçiş problemi yaklaşık 100 yıl boyunca üzerinde çalışılan ve hala bazı yönleri anlaşılammış karmaşık bir olaydır. Literatürde, geliştirilen birçok sistem için yüksek hızlı rüzgâr tüneli testleri kullanılarak elde edilmiş mühendislik yaklaşımları mevcuttur. Ülkemizde bu kapasitede bir test alt yapısı mevcut olmadığı için uçuşlu test verilerini bu kapsamda yorumlamak büyük önem taşımaktadır.

AeroheataBS ile süpersonik hızlardaki uçuşlu bir testin ölçüm sıcaklıkları kullanılarak yerel Mach sayısı ile momentum kalınlığı Reynolds sayısı arasında bir ilişki elde edilmiş ve bu ilişkinin literatürde yer alan denklemler ile cebirsel anlamda oldukça benzer olduğu görülmüştür. Elde edilen yaklaşım *AeroheataBS* içerisine gömülmüş ve farklı bir sistemin sıcaklıkları hesaplanarak eldeki test verisi ile kıyaslanmıştır. Yapılan kıyaslama sonrası hesaplanan ile ölçülen sıcaklıkların birbiri ile oldukça uyumlu olduğu gözlemlenmiştir.

Geliştirilen model tüm uçuş süresi boyunca tam türbülanslı bir yaklaşım yapmak yerine geçiş durumunu da dikkate alınmasını sağladığından, gereğinden fazla belirlenen yalıtım kalınlıklarını azaltarak maliyet ve ağırlık anlamında da iyileşme sağlayacağı değerlendirilmektedir.

7. MALZEME KARAKTERİZASYON ÇALIŞMALARI

Ablatif malzeme karakterizasyon çalışmaları kapsamında iki farklı malzemenin yüksek ısı akısı altında test faaliyetleri yürütülmüştür. Testlerde oksiasetlen düzeneği kullanılmıştır. Termal kamera kullanılarak numunelerin dış yüzeyinden ısı çifti kullanılarak da iç bölgesinden sıcaklık ölçümü gerçekleştirilmiştir. Test düzeneğinin genel görünümü Resim 7.1’de verilmiştir.



Resim 7.1 : Test düzeneği genel görünümü.

7.1 Silika-fenolik Karakterizasyon Çalışmaları

Silika-fenolik malzemeler ağırlıkça %95-100 arasında silisyum dioksit (SiO_2) içeriğine sahip takviye ile fenolik reçinenin birleşiminden oluşan kompozit bir malzemedir. İlk olarak 1961 yılında NASA tarafından Apollo uzay mekiği için ablatif ısı kalkanı malzemesi olarak geliştirilen silika-fenolik malzemeler, sahip oldukları üstün ısıl ve yapısal özellikler nedeniyle günümüzde havacılık, savunma gibi değişik sektörlerle ilişkin farklı uygulama alanlarında kullanılmaktadır [101]. Sahip olduğu ısıl yalıtım ve aşınma direnci niteliklerinden ötürü savunma alanında motor lülelerinde, aerodinamik ısınmaya maruz kalan gövdelerde, burun konilerinde ve kanat hücum kenarlarında kullanılmaktadır.

Tez kapsamında ablatif davranışının belirlenmesi için oksiasetlen test düzeneğinde 42 adet numuneye ısınma testi gerçekleştirilmiş ve kütle kayıplarından yola çıkılarak *AeroheataBS* analizlerinde girdi olarak kullanmak üzere etkin bozunma ısısı elde edilmiştir. Kullanılan test numunelerinin genel görünümü Resim 7.2 ve Resim 7.3'te verilmiştir.



Resim 7.2 : Silika-fenolik test numunelerinin genel görünümü.



Resim 7.3 : Test düzeneğinde konumlandırılmış numunenin genel görünümü.

Farklı ısı akıları uygulamak amacıyla şaloma ile numune arasındaki mesafe 10 mm ve 30 mm olacak şekilde ayarlanmıştır. Test koşulları Çizelge 7.1’de verilmiştir.

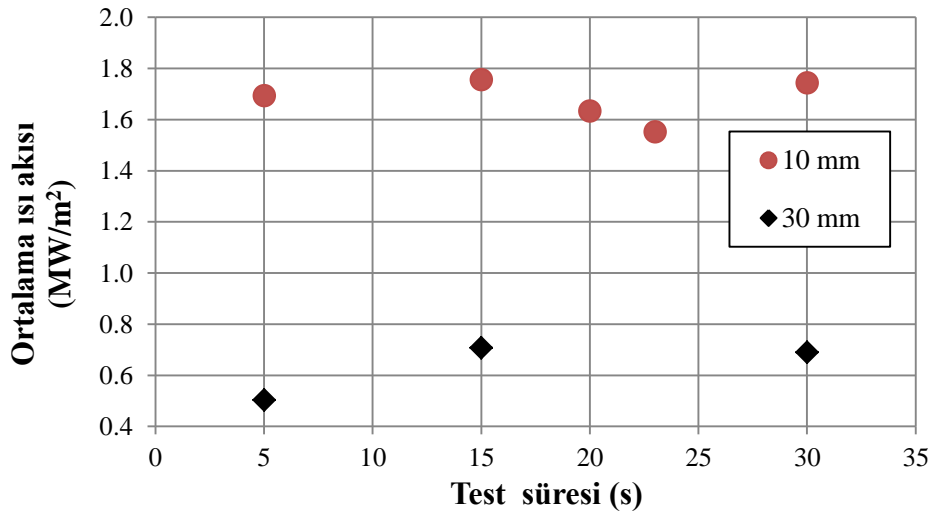
Çizelge 7.1 : Silika-fenolik malzemesine ait test koşulları.

Numune numarası	Şaloma-numune mesafesi (mm)	Test süresi (s)	Numune numarası	Şaloma-numune mesafesi (mm)	Test süresi (s)
S1	10	10	S22	30	20
S2	10	20	S23	30	30
S3	10	30	S24	30	50
S4	10	50	S25	30	80
S5	10	80	S26	30	100
S6	10	100	S27	30	120
S7	10	120	S28	30	150
S8	10	150	S29	30	180
S9	10	180	S30	30	200
S10	10	200	S31	30	10
S11	10	10	S32	30	20
S12	10	20	S33	30	30
S13	10	30	S34	30	50
S14	10	50	S35	30	80
S15	10	80	S36	30	100
S16	10	100	S37	30	120
S17	10	120	S38	30	150
S18	10	150	S39	30	180
S19	10	180	S40	30	200
S20	10	200	S41	30	350
S21	30	10	S42	10	350

Testler esnasında numune yüzeyinde oluşan ısı akısını öngörebilmek için Teflon numuneler kullanılmıştır. Ayrıntıları 102 nolu yüksek lisans çalışmasında verildiği üzere Teflon malzemesinin oksiasetlenen test düzeneğinde gösterdiği aşınma oranı ile ısı akısı arasında matematiksel bir ilişki bulunmuştur. Bu yaklaşım aleve maruz bırakılan ve üzerinden sıcaklık ölçümü alınan bir çelik silindirin ölçüm verileri ile doğrulanmıştır [102]. Teflon testleri sonunda ölçülen ağırlık kayıpları ve bu testlerden yola çıkılarak hesaplanan ısı akıları Çizelge 7.2’de verilmiştir. Isı akılarının test süresine bağlı değişimi ise Şekil 7.1’de verilmiştir. Isı akısının mesafeye bağlı ortalama değerleri Çizelge 7.3’te verilmiştir.

Çizelge 7.2 : Teflon testleri ölçüm sonuçları ve hesaplanan ısı akıları.

Numune	Mesafe (mm)	Test süresi (s)	İlk ağırlık (gr)	Son ağırlık (gr)	Ağırlık değişimi (gr)	Ortalama kalınlık (mm)	Ortalama aşınma hızı (mm/s)	Ortalama aşınma miktarı (mm)	Hesaplanan ısı akısı (MW/m ²)
T1	10	5	15.179	14.266	0.913	9.908	0.120	0.599	1.70
T2	10	15	15.178	12.338	2.841	9.836	0.124	1.865	1.76
T3	10	23	15.180	11.331	3.849	9.846	0.110	2.527	1.55
T4	30	5	15.341	15.070	0.272	9.862	0.036	0.178	0.50
T5	30	15	15.151	14.007	1.143	9.829	0.050	0.751	0.71
T6	30	30	15.157	12.925	2.232	9.887	0.049	1.466	0.69
T7	10	30	15.174	9.534	5.641	9.922	0.123	3.703	1.75
T8	10	20	15.318	11.796	3.523	9.864	0.116	2.312	1.64



Şekil 7.1 : Şaloma numune arası mesafeye bağlı hesaplanan ısı akılarının test sürelerine bağlı değişimi.

Çizelge 7.3 : Ortalama ısı akısı değerleri.

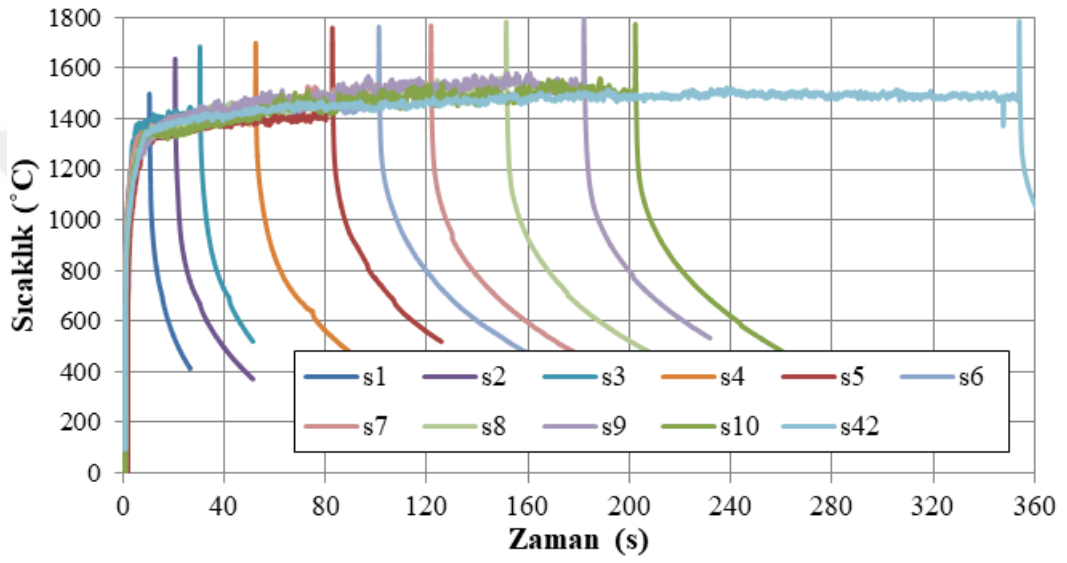
Şaloma - numune mesafesi (mm)	Ortalama Isı Akısı (W/m ²)
10	1.677x10 ⁶
30	6.341x10 ⁵

Kamera görüş açısı testler esnasında numunenin alev maruz kalan kısmına çevrilmiş ve alevin numuneye çarptığı süre boyunca ve alev sonrası soğuma sürecinde ölçüm alınmıştır. Malzemenin yüzey ışıyım katsayısı 0.95 olarak kabul edilmiştir. Kameranın alev maruz kalma ve soğuma anlarındaki görüş açıları Resim 7.4'te verilmiştir. Numune üzerine çizilen daire içinde kalan alandaki maksimum sıcaklık

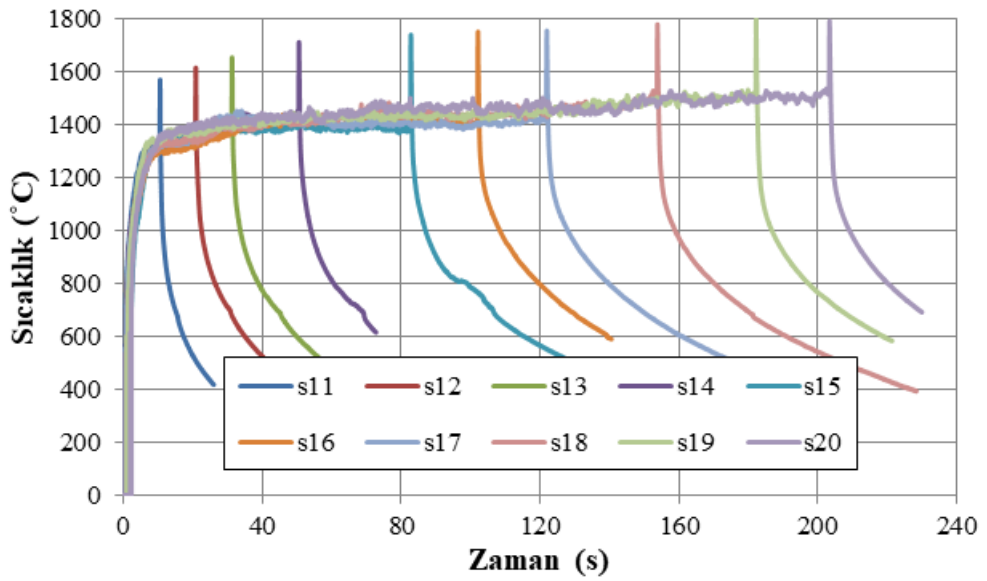
değerleri grafiklere yansıtılmıştır. Şalomaya 10 mm mesafeden ısı akısına maruz bırakılan numunelere ait yüzey sıcaklığı ölçüm sonuçları Şekil 7.2 ve Şekil 7.3'te verilmiştir.



Resim 7.4 : Kamera görüş açısı ve örnek bir ölçüm sonucu.



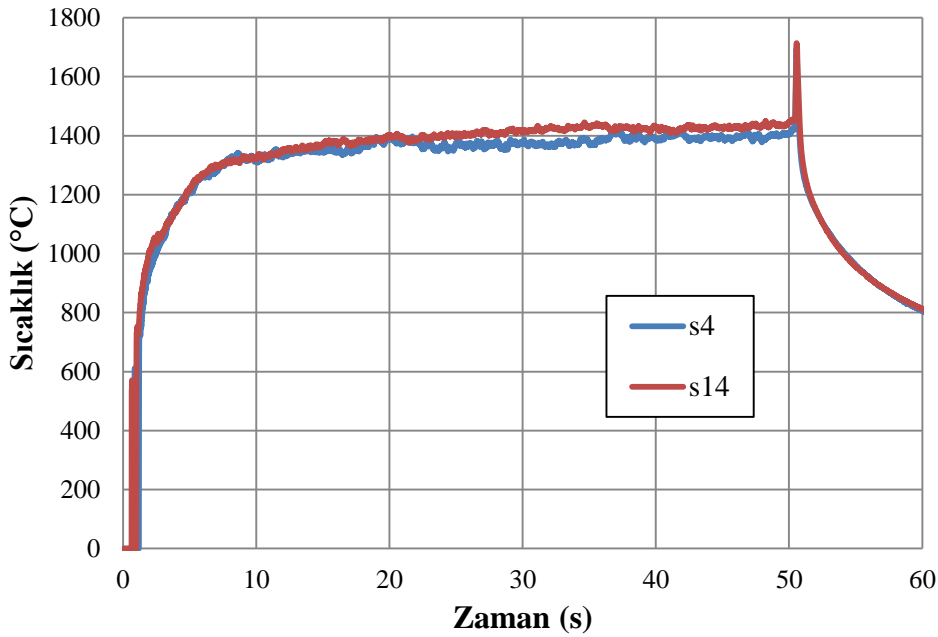
Şekil 7.2 : S1-S10 ve S42 numunelerinin yüzey sıcaklığının zamana bağlı değişimi.



Şekil 7.3 : S11-S20 numunelerinin yüzey sıcaklığının zamana bağlı değişimi.

Şekil 7.2 ve Şekil 7.3 incelendiğinde test esnasında şalomanın numunenin merkez noktasını kameranın görüş açısından çıkardığı görülmektedir. Teorik olarak kamera numuneye tam karşıdan bakamayacağı için bu husus beklenen bir durumdur. Testin sonlanmasıyla birlikte, şalomanın başlangıç pozisyonuna gelmesi numune merkez noktasının kamera görüş açısına girmesini sağlamıştır. Bu durumda sıcaklık ölçümüne devam edilerek testin bittiği anda numune yüzeyinin merkez sıcaklığı ölçülebilmektedir. Bu husus testin bittiği anda ölçüm sonuçlarında görülen ani sıcaklık yükselmesi açıklamaktadır.

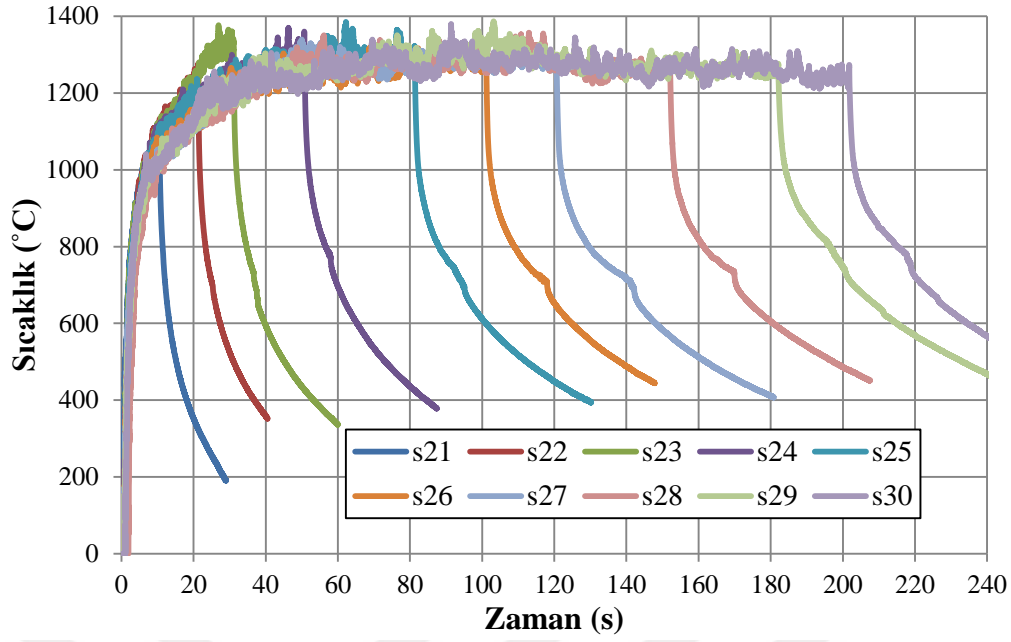
Ölçüm sonuçlarının tutarlılığını kontrol etmek için aynı koşullarda ve eşit sürede aleve maruz bırakılan numunelerin bazılarında ait ölçüm sonuçları kıyaslanmıştır. Örnek olması açısından 50 saniye aleve maruz kalan numunelerin ölçüm sonuçlarının kıyaslamaları Şekil 7.4'te verilmiştir.



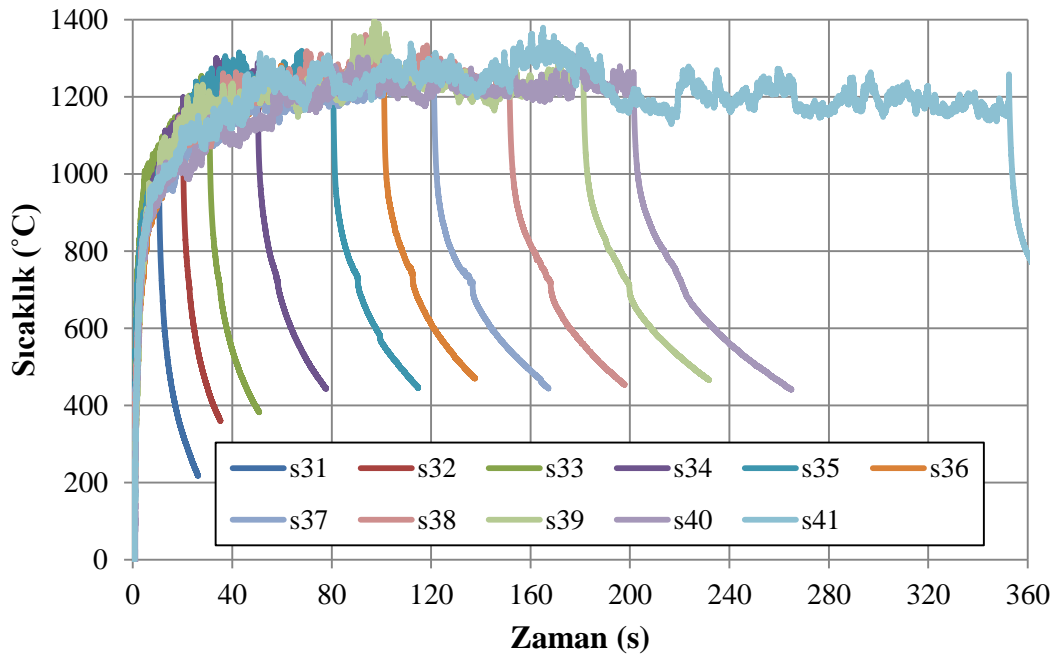
Şekil 7.4 : S4 ve S14 numaralı numunelerin yüzey sıcaklıklarının zamana bağlı değişimi.

Şekil 7.4'te verilen ölçüm sonuçları incelendiğinde aynı koşullarda yürütülen testlerde birbiri ile uyumlu yüzey sıcaklıklarının ölçüldüğü gözlemlenmiştir.

Şalomaya 30 mm mesafeden test edilen numunelere ait yüzey sıcaklığı ölçüm sonuçları Şekil 7.5 ve Şekil 7.6'da verilmiştir. Grafikler incelendiğinde yüzey sıcaklıklarının test süresinden bağımsız olarak belirli bir değerde yaklaşık olarak sabit kaldığı görülmektedir. .

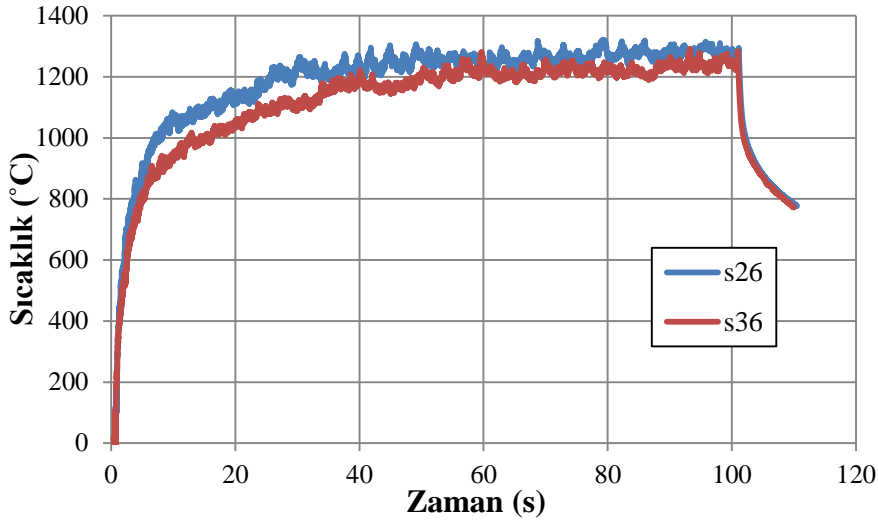


Şekil 7.5 : S21-S30 numunelerinin yüzey sıcaklığının zamana bağlı değişimi.



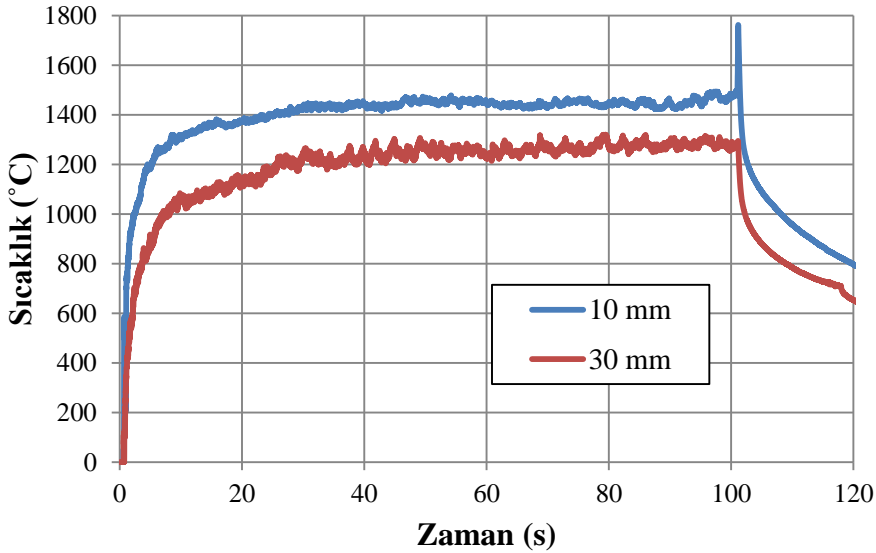
Şekil 7.6 : S31-S41 numunelerinin yüzey sıcaklığının zamana bağlı değişimi.

Ölçüm sonuçlarının tutarlılığını kontrol etmek için aynı koşullarda ve eşit sürede ısı akısına maruz bırakılan numunelerin bazılarında ait ölçüm sonuçları kıyaslanmıştır. Örnek olması açısından 100 saniye aleve maruz kalan numunelerin ölçüm sonuçlarının kıyaslamaları Şekil 7.7’de verilmiştir.



Şekil 7.7 : S26 ve S36 numunelerinin yüzey sıcaklıklarının zamana bağlı değişimi.

Şekil 7.7’de verilen ölçüm sonuçları incelendiğinde aynı koşullar altında yürütülen testlerde birbirine oldukça yakın yüzey sıcaklıkları gözlemlenmiştir. Şalomanın numune yüzeyine olan mesafesinin sıcaklıklar üzerindeki etkisini inceleyebilmek için yapılan kıyaslamalar ise 100 saniye boyunca ısıya maruz kalan numuneler için Şekil 7.8’de verilmiştir.



Şekil 7.8 : S6 ve S26 numunelerinin yüzey sıcaklıklarının zamana bağlı değişimi.

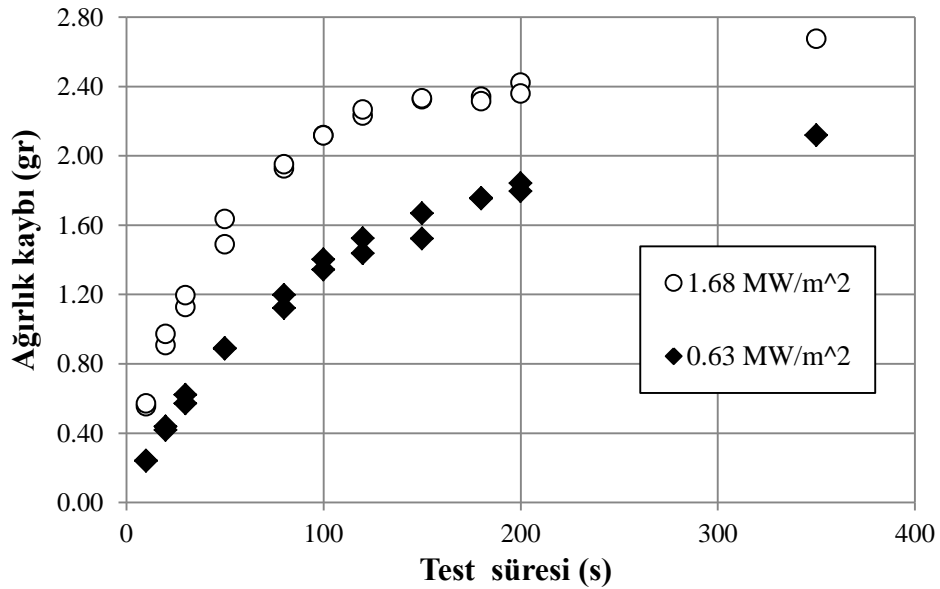
Şekil 7.8 incelendiğinde artan mesafeye bağlı olarak maruz kalınan ısı akısı azaldığı için yüzey sıcaklıklarının düştüğü gözlemlenmektedir. Isı akısı altında beklenen ışıyım denge sıcaklıkları Çizelge 7.4’te verilmiştir. Testlerde teorik denge

sıcaklığından daha düşük yüzey sıcaklıklarına ulaşılmasının sebebi numunenin yüzeyinden iç kısma olan iletimle ısı aktarımıdır.

Çizelge 7.4 : Teorik radyasyon denge sıcaklıkları.

Şaloma numune arası mesafe (mm)	Ortalama ısı akısı (W/m ²)	Radyasyon denge sıcaklığı (°C)
10	1.677x10 ⁶	2085.6
30	0.634x10 ⁶	1579.3

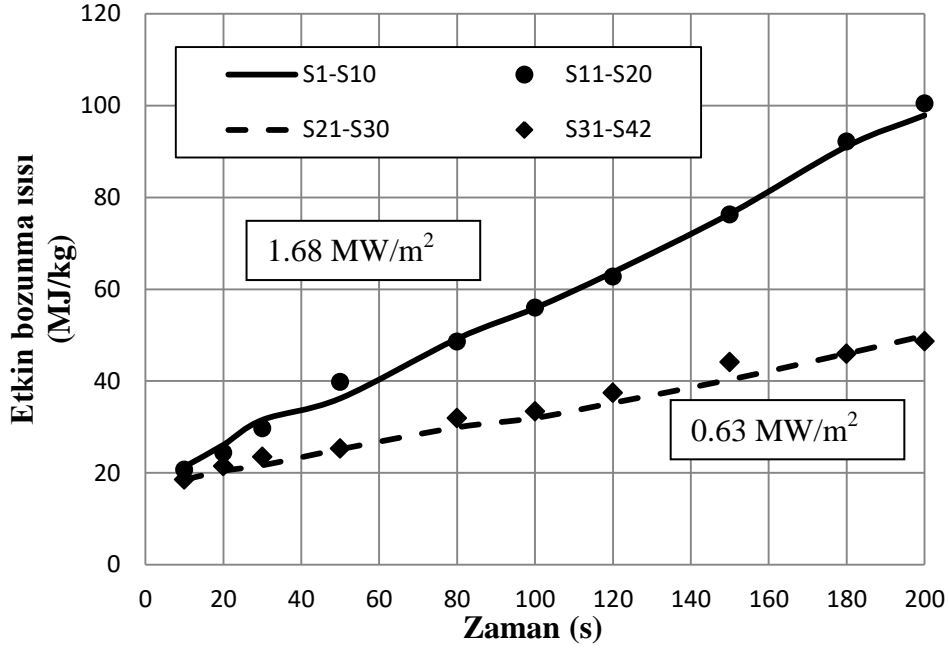
Numunelerin kütle kayıplarının zamana ve ortalama ısı akısına bağlı değişimi Şekil 7.9'da verilmiştir. Artan test süresine bağlı olarak numune içerisindeki reçine oranı azaldığından kütle kaybı hızı zamanla düşmektedir.



Şekil 7.9 : Kütle kaybının test süresi ve şaloma mesafesine bağlı değişimi.

Ağırlık değişimlerinden yola çıkılarak malzemenin etkin bozunma ısısı Eşitlik (7.1) kullanılarak hesaplanmıştır. 10 mm ve 30 mm mesafeden, eşit sürede ısı akısına maruz kalan ikişer numune bulunduğu için etkin bozunma ısısı ayrı ayrı hesaplanmıştır. Test süresinin artmasına bağlı olarak kütle kaybı azaldığından etkin bozunma ısısı artmaktadır. Etkin bozunma ısısı değerlerinin test süresine bağlı değişimi Şekil 7.10'da verilmiştir.

$$Q^* = \frac{\dot{Q}_w}{\dot{m}} \quad (7.1)$$



Şekil 7.10 : Etkin bozunma ısısının zamana bağlı değişimi.

7.2 Gövde Yalıtımı Karakterizasyon Çalışmaları

Gövde yalıtımı için kullanılan ablatif bir malzemenin yüksek ısı akısı altındaki ısı aşınma davranışının incelenmesine yönelik de oksiasetilen testleri yürütülmüştür. Testler için 80 mm çapındaki metal plakalar üzerine 2,3 ve 4 mm kalınlıklarda yalıtım uygulanmış olup toplam 6 adet numuneye test gerçekleştirilmiştir. Test numunelerinin genel görünümü Resim 7.5'te, test düzeneğindeki genel görünümü ise Resim 7.6'da verilmiştir.



Resim 7.5 : Gövde yalıtımı numuneleri genel görünümü.



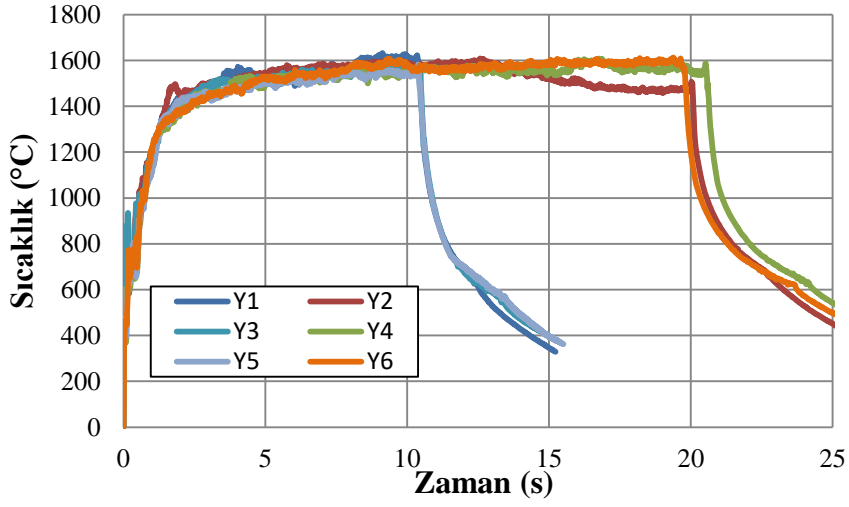
Resim 7.6 : Numunenin test düzeneğindeki genel görünümü.

Şaloma ile numune arasındaki mesafe 10 mm olacak şekilde ayarlanmış olup test süreleri 10 ve 20 saniyedir. Test koşulları Çizelge 7.5’te verilmiştir.

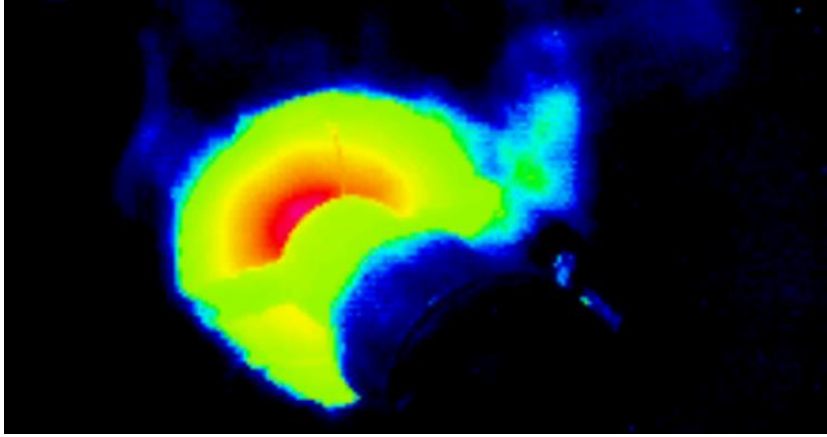
Çizelge 7.5 : Gövde yalıtımı test koşulları.

Numune numarası	Şaloma-numune mesafesi (mm)	Yalıtım kalınlığı (mm)	Test süresi (s)
Y1	10	2	10
Y2	10	2	20
Y3	10	3	10
Y4	10	3	20
Y5	10	4	10
Y6	10	4	20

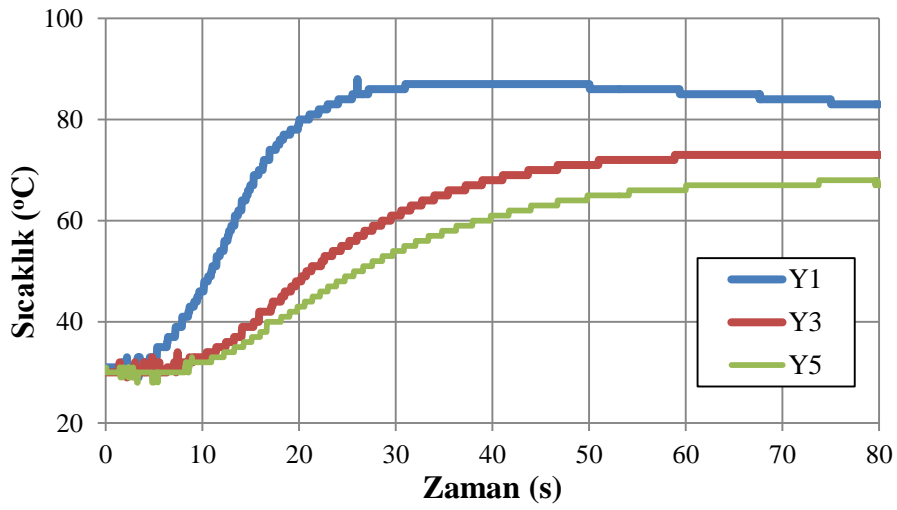
Testler esnasında numunelerin ön yüzeyinden termal kamera ile arka yüzeyinden ise ısılıçift ile sıcaklık ölçümü alınmıştır. Ölçümlerde K tipi ısılıçift kullanılmıştır. Termal kamera ölçüm sonuçları Şekil 7.11’de verilmiştir. Ölçüm sonuçları incelendiğinde test süresinden bağımsız olarak yüzey sıcaklığının yaklaşık sabit kaldığı görülmektedir. Örnek bir termal kamera görüntüsü ise Resim 7.7’de verilmiştir. Plaka arka yüzey sıcaklıklarının zamana bağlı değişimi Şekil 7.12’de verilmiştir. Şekil 7.12 incelendiğinde yalıtım kalınlığı arttıkça arka yüzey sıcaklıklarının düştüğü gözlemlenmektedir. Ölçülen kütle kayıpları Çizelge 7.6’da verilmiştir.



Şekil 7.11 : Yüzey sıcaklıklarının zamana bağlı değişimi.



Resim 7.7 : Yalıtım testi termal kamera görüntüsü.

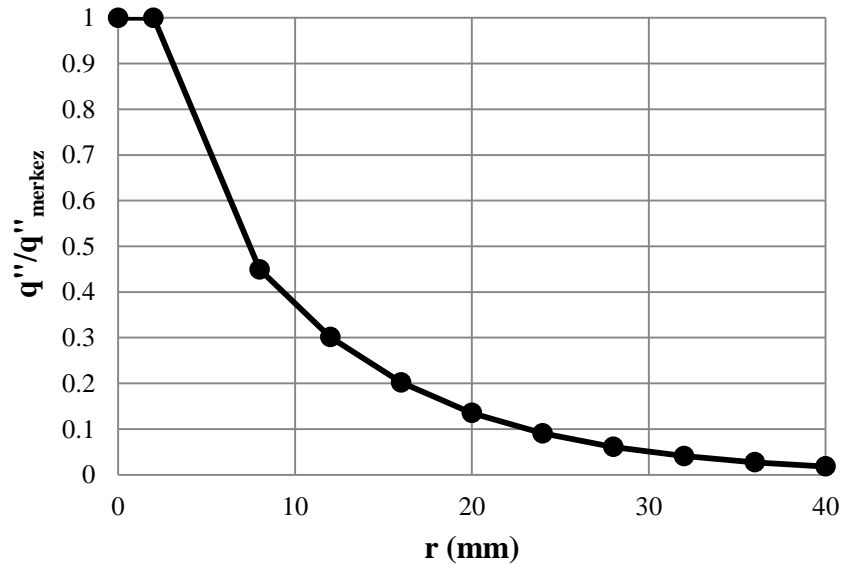


Şekil 7.12 : 10 saniyelik test süresi için plaka arka yüzeyinden ölçülen sıcaklıkların zamana bağlı değişimi.

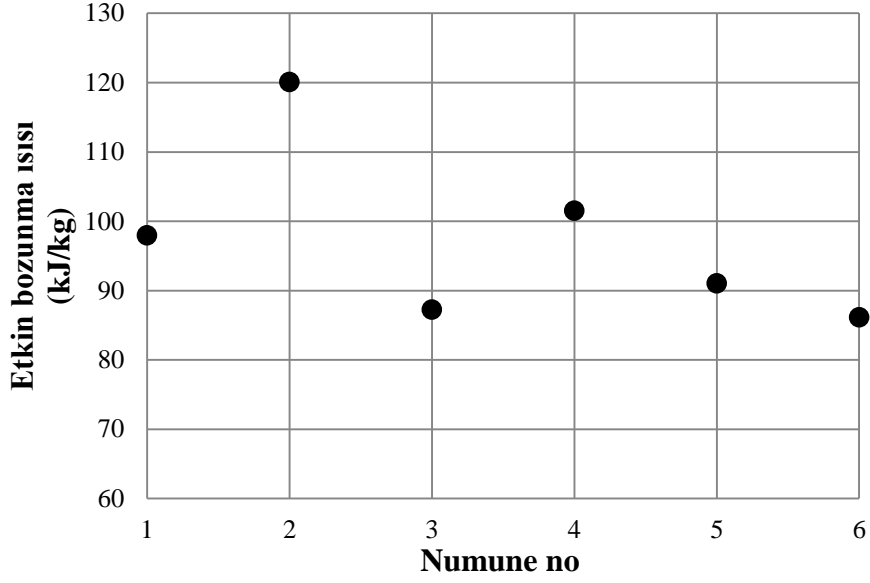
Çizelge 7.6 : Test sonrası ölçülen kütle kayıpları.

Numune numarası	Kütle kaybı (gr)	Numune numarası	Kütle kaybı (gr)
Y1	1.71	Y4	3.30
Y2	2.79	Y5	1.84
Y3	1.92	Y6	3.89

Etkin bozunma ısısının hesaplanabilmesi için 80 mm çapındaki numune üzerindeki ısı akısı dağılımının bilinmesi gerekmektedir. Dağılımın bulunması için 80 mm çapında 5 mm kalınlığında 4140 türünde çelik bir disk ısı akısına maruz bırakılmış ve arka yüzeyinde yer alan iki noktadan zamana bağlı sıcaklık ölçülmüştür. Test koşulları, farklı ısı akısı dağılımları altında MSC MARC yazılımı kullanılarak modellenmiş ve hesaplanan sıcaklık değerleri test sonuçları ile kıyaslanmıştır. Şekil 7.13'te verilen merkez noktasına göre boyutsuzlaştırılmış ısı akısı dağılımı altında bulunan analiz sonuçları ile test sonuçlarının birbiri ile uyumlu olduğu görülmüştür. Bu sebeple etkin bozunma ısısının hesaplanması için gerekli olan ortalama ısı akısının hesaplanmasında belirtilen dağılım kullanılmıştır. Merkez noktasındaki ısı akısının değeri detayları 102 nolu çalışmada belirtilen Teflon testleri ile bulunmuş olup değeri 1.807 MW/m^2 'dir. Belirtilen girdiler altında malzeme için hesaplanan etkin bozunma ısısı değerleri Şekil 7.14'te verilmiştir.



Şekil 7.13 : 80 mm çapındaki çelik dairesel plaka üzerindeki ısı akısı dağılımı.



Şekil 7.14 : Yalıtım için hesaplanan etkin bozunma ısısı.

İki numaralı numunede yalıtım daha ince olmasından dolayı, uzun süre ısı akısına maruz kaldığında tamamen aşınmıştır. Bu sebeple hesaplanan etkin bozunma ısısı diğer numunelere göre daha yüksektir. Numuneye ait test sonrası genel görünüm Resim 7.8’de verilmiştir. Termo-kimyasal bozunma sonrası malzeme kömürleşerek (*charring*) siyah bir renge bürünmektedir.



Resim 7.8 : 2 nolu numunenin test sonrası genel görünümü.

8. SONUÇ VE DEĞERLENDİRME

8.1 Genel Değerlendirme

Aerodinamik ısınma yüksek hızlı sistemlerin tasarımında göz önünde bulundurulması gereken en önemli uçuş yüklerinin başında gelmektedir. Aerodinamik ısınma neticesinde oluşan sıcaklık artışı; yapısal parçalarda mukavemet kaybına, direngenlik düşüşüne ve ısıl genleşmeye bağlı ısıl gerilmeye yol açtığından yapısal bütün için risk teşkil etmektedir. Yapısal parçalara ilaveten harp başlığı içerisinde yer alan patlayıcı, kademe motorlarındaki yakıt, gövde üzerindeki antenler, otopilot ile güdüm algoritmalarının düzgün bir şekilde çalışmasını sağlayan elektronik üniteler gibi birçok alt sistem için de sıcaklık artışı problem yaratmaktadır. Örnek vermek gerekirse 20 km irtifada uçuş Mach sayısının 4 olduğu durumda yaklaşık 680 °C akış sıcaklığına maruz kalan bir hava aracının harp başlığında yer alan patlayıcı için limit sıcaklık yaklaşık 80 °C'dir.

Bir füzenin aerodinamik ısınma altında görevini başarıyla yerine getirmesi, tasarım aşamasında aerodinamik ısınmanın doğru bir şekilde hesaplanmasına ve uygun olan ısıl koruma sisteminin seçilmesine bağlıdır. Hatalı öngörü hatalı tasarıma, hatalı tasarım ise görev başarısızlığına yol açar.

Tasarımın ilk aşamasında sistemin yapısal malzemelerinin, kalınlıklarının ve yörünge alternatiflerinin hızlı bir şekilde değerlendirilmesi, kritik olanların elenmesi ve uygun görülenler ile tasarıma devam edilmesi gerekmektedir. Bazı durumlarda mevcut malzeme teknolojisi sınırlı olduğundan eldeki malzemeye uygun yörünge belirlenmesi gerekmektedir. Böyle durumlarda onlarca yörünge alternatifinin her biri için aerodinamik ısınma hesaplanarak, mevcut malzeme üzerinde en düşük sıcaklığı oluşturan yörünge belirlenmektedir.

Belirtilen nedenlerden dolayı aerodinamik ısınmanın tasarım aşamasında hızlı ve doğru bir şekilde öngörülmesi zaman ve işgücü kazancı açısından oldukça önemlidir. Bu amaç için mühendislik yaklaşımlarını temel alan farklı kabiliyetlerde yazılımlar

geliştirilmiştir. Bu yazılımlar füze teknolojilerine özelleşmiş yazılımlar olduklarından ihraç lisanslarına tabi tutulurlar ve ticari olarak elde edilebilir değildir.

Tez kapsamında ön tasarım ve detay tasarım aşamasında aerodinamik ısınma ve ısı aşınma kestirim aracı geliştirilmiştir. *AeroheataBS* ismi verilen yazılım ile yörüngeye ve zamana bağlı bir şekilde gövde sıcaklıkları ve yüzey aşınması hesaplanmaktadır. Hesaplama için kullanılan matematiksel arka plan ve sayısal analiz yöntemi tez kapsamında sunulmuştur. *AeroheataBS* kullanılarak yüksek hızlı bir füze sistemi için laminar rejimden türbülanslı rejime geçiş cebirsel modeline ait katsayılar da türetilmiş ve türetilen model uçuşlu test verisi ile doğrulanmıştır. Ülkemizde yüksek hızlı rüzgâr tüneli bulunmadığından test verisinin bu amaçla kullanılması bu konuda yapılan ender çalışmalardan bir tanesi olmuştur.

Yazılımda kullanılan sayısal çözüm yöntemi, analitik çözümü bilinen problemlerin ve SEY kullanan bir yazılımın sonuçlarıyla kıyaslama yapılarak doğrulanmıştır. Bu doğrulama çalışmaları bünye denklemlerinin ayırıklaştırma işleminin, tekrar çözüm ağı oluşturma yaklaşımının ve sıcaklığa bağlı malzeme özellikleri için kullanılan ara değer kestirim yönteminin doğru bir şekilde modellendiğini göstermektedir. Bir yazılımın sayısal çözüm yönteminin doğrulanması, o yazılımın istenen mühendislik problemi için uygunluğunu kanıtlamamaktadır. Bu sebeple *AeroheataBS*'in aerodinamik ısınma problemlerine ait uçuşlu test ve yer testi verileri ile doğrulama çalışması 4. Bölümde detaylandırılmıştır.

Farklı sistemlere ait uçuşlu test verilerinin ve yer testi ölçümlerinin kullanıldığı yedi farklı doğrulama çalışması yürütülmüştür. Her bir doğrulama probleminin yazılımın farklı yönlerini test etmesi amaçlanmıştır. *AeroheataBS* sonuçları ile test verilerinin ve HAD analiz sonuçlarının oldukça uyumlu olduğu gözlemlenmiştir. *AeroheataBS* çözümünün füzelerin hem gövde hem de kanat kısımları için kullanılabilir olduğu gösterilmiştir. Yüksek ısı akısı altında gerçekleştirilen bir test sonucu da doğrulama kapsamında kullanılmıştır. Termal kamera ve ısılıçift ile ölçülen sıcaklıklar *AeroheataBS* sonuçları ile kıyaslanmış ve birbiri ile oldukça uyumlu sonuçlar gözlemlenmiştir. Bir füzenin gövde iç yüzeyine ve kanard içerisinde yerleştirilen RTD tipi sıcaklık sensörleri ile de uçuş esnasında telemetre ile veri toplanmış ve ölçüm sonuçları *AeroheataBS* sonuçları ile boyutsuz bir şekilde kıyaslanmıştır. Kıyaslama sonucunda *AeroheataBS*'in ön tasarım aşamasının yanı sıra detay tasarım

aşamasında da kullanılabilceği değeriendirilmiş ve uçuşlu test seviyesinde doğrulaması yapılmıştır.

Küt burunlu jenerik bir model kullanılarak sabit serbest akış sıcaklığı, sabit serbest akış basıncı ve zamana bağılı değışen uçuş hızı altında Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiğı analizleri yürütölmüştür. Analizlerde gevşek eşlenik yöntem kullanılmıştır. Gövdenin konik ve silindirik kısımlarına denk gelen birer noktasının zamana bağılı sıcaklığı *AeroheataBS* sonuçları ile kıyaslanmış ve oldukça uyumlu sonuçlar gözlemlenmiştir. HAD analizleri ile y^+ değeriinin aerodinamik ısınma dağılımına olan etkisi de incelenmiş, türbölanslı sınır tabakanın ara bölgesine denk gelen bir y^+ değeriinin analiz sonuçları üzerinde ciddi hataya sebep olabileceğı çözümlü ağı hassasiyet çalışmasıyla gösterilmiştir.

Akış rejimi aerodinamik ısınmanın mertebesini etkileyen en önemli unsurlardan bir tanesidir. Türbölanslı rejimde aerodinamik ısınmanın mertebesi laminer rejimdekine göre oldukça yüksektir. Hesaplamaların tamamen türbölanslı rejim için yapılması aerodinamik ısınmayı gereğinden fazla hesaplayacağından, yalıtım kalınlıklarının gereksiz artışına, bu durum da ağırlık ve maliyet artışına yol açacaktır. Laminer rejimden türbölanslı rejime geçiş cebirsel modeline ait katsayılar uçuşlu test verileri kullanılarak *AeroheataBS* analizleri ile türetilmiş ve modelin doğrulaması başka bir sistemin uçuşlu test verisi ile yapılmıştır.

Tez kapsamında ablatif iki farklı malzemenin etkin bozunma ısısının bulunmasına yönelik de çalışmalar yürütölmüştür. Testlerde numunelerin üst yüzeyinden termal kamera ile sıcaklık ölçümü alınmıştır. Malzemelerin gösterdiği ağırlık kayıplarından etkin bozunma ısıları hesaplanmış ve *AeroheataBS* kütüphanesine girdi sağlamıştır.

AeroheataBS yüksek hızlarda sınır tabaka içerisinde viskoz etkiler kaynaklı oluşan aerodinamik ısınmayı hesaplamaktadır. Bu sebeple sınır tabakayı bozucu etkilerin oluştuğı durumlarda yöntemde yapılan kabullerden dolayı *AeroheataBS*'in kullanımı uygun değildir. Sözü geçen etkiler şu şekilde sıralanabilir: Şok dalgası ile sınır tabakanın etkileşimi, akış ayrılması, çapraz akış ve aracın arka kısımlarında oluşan girdapların sebep olduğu ısınma.

8.2 Gelecek Çalışmaları için Öneriler

İleriki aşamada gerçekleştirilecek çalışmalarda *AeroheataBS* kabiliyetlerinin farklı yönlerden artırılması mümkündür. Olası kabiliyet geliştirme alanları aşağıda verilmiştir.

- Oldukça yüksek hipersonik hızlarda oluşan havanın gerçek gaz etkileri kimyasal reaksiyonların modellenmesiyle yazılım içerisine eklenebilir. Belirtilen hız seviyelerinde oluşan sıcaklıklar altında, hava moleküllerinin ayrışması ve iyonlaşması akış özelliklerini değiştirecek ve hava modelini ideal gaz yaklaşımından uzaklaştıracaktır.
- Uydu fırlatma araçları için kritik olan yüksek irtifalarda gözlemlenen serbest moleküler ısınma yazılım içerisine eklenebilir.
- Hesaplanan gövde iç yüzeyi sıcaklıklarına bağlı bir şekilde ortam sıcaklığının hesaplanması da yazılım kabiliyetlerine eklenebilir. Bu sayede füze içerisinde yer alan donanımların buldukları ortama ait hava sıcaklığı da yörüngeye bağlı bir şekilde hesaplanabilecektir.
- Kullanılan termo-kimyasal bozunma yaklaşımı farklı ablatif malzemeler için eklenebilecek kimyasal reaksiyon denklemleri ile geliştirilmeye açıktır.
- Durma noktalarında oluşan ısı akısının hesaplanması için kullanılan mühendislik yaklaşımlarının *AeroheataBS* içerisine eklenmesiyle burun kütlük yarıçapının belirlenmesi mümkün olacaktır. Benzer şekilde kanat hücum kenarı kütlüğünün ve süpürme açısının aerodinamik ısınmaya olan etkisinin de modellenmesiyle *AeroheataBS* kanat tasarım aracı olarak da kullanılabilir.
- Üretim toleranslarının ve tasarım girdilerindeki belirsizliklerin ışığında malzeme özellikleri, gövde ile yalıtım kalınlıkları, uçuş hızı ve uçuş irtifası alt ve üst değerleri arasında tanımlanarak *AeroheataBS*'in güvenilirlik çalışmalarında da kullanımı mümkün hale gelebilir.
- Laminer rejimden türbülanslı rejime geçişi modelleyen farklı cebirsel yaklaşımlar *AeroheataBS*'e eklenebilir.

KAYNAKLAR

- [1] **Anderson J. D.**, (1992), “*Aerothermodynamics: A tutorial discussion,*” In Thermal structures and materials for high-speed flight, E. A. Thornton (Ed.), Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol.140, (Sf.3), Washington DC, AIAA Inc.
- [2] **Anderson J.D.**, (1989), “*Hypersonic and high temperature gas dynamics,*” McGraw - Hill, New York.
- [3] **Kasen S. D.**, (2013), “Thermal Management of Hypersonic Leading Edges,” *Ph.D. thesis*, The University of Virginia, Virginia, USA.
- [4] **NASA**, (2006), “Orbiter Thermal Protection System”, FS-2004-09-014-KSC.
- [5] **Duffa G.**, (2013), “*Ablative Thermal Protection Modeling,*” AIAA Education Series.
- [6] **Glass, D.E.**, (2008), “Ceramic Matrix Composite (CMC) Thermal Protection Systems (TPS) and Hot Structures for Hypersonic Vehicles,” *15th AIAA Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, Dayton, Ohio, USA, April 28-May 01.
- [7] **NASA**, (2003), “*Columbia Accident Investigation Board,*” Report Volume 1, Washington DC, USA.
- [8] **Milos F.S., Chen Y.K.**, (2013), “Ablation, Thermal Response, and Chemistry Program for Analysis of Thermal Protection Systems,” *Journal of Spacecrafts and Rockets*, Vol. 50 No.1.
- [9] **Dec, J.A., Braun R.D.**, (2006), “An Approximate Ablative Thermal Protection System Sizing Tool for Entry System Design,” AIAA Paper No. 2006-780.
- [10] **Heppenheimer T.A.**, (2007), “*Facing the Heat Barrier: A History of Hypersonics,*” NASA-SP-2007-4232, NASA.
- [11] **Quinn R.D., Gong L.**, (2000), “A Method for Calculating Transient Surface Temperatures and Surface Heating Rates for High-Speed Aircraft,” NASA/TP-2000-209034.
- [12] **Cummings M.L.**, (1994), “A Computer Code (SKINTEMP) for Predicting Transient Missile and Aircraft Heat Transfer Characteristics,” *M.Sc. thesis*, Naval Postgraduate School, AD-A286 044, Monterey.
- [13] **Higgins K.**, (2008), “Comparison of Engineering Correlations for Predicting Heat Transfer in Zero-pressure-gradient Compressible Boundary Layers with CFD and Experimental Data,” DSTO- TR-2159.
- [14] **Wurster K.E., Riley C.J., Zoby E.V.**, (1999), “Engineering Aerothermal Analysis for X-3 Thermal Protection System Design,” *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol.36, No.2.

- [15] **Kang, K.T.**, (2008), “Aerodynamic Heating Analysis of Supersonic Missile Body and Fin” *Journal of the Korea Institute of Military Science and Technology*. No 11.
- [16] **Charubhun W., Chusilp P.**, (2017), “Application of thermal-solid interface CFD on thermal protection study for rocket warhead,” *4th Asian Conference on Defense Technology*, Tokyo, JAPAN, Nov 29- Dec 01.
- [17] **Mifsud M., Samper D.E., MacManus D.**, (2012), “A Case Study on the Aerodynamic Heating of a Hypersonic Vehicle,” *The Aeronautical Journal*, Vol. 116, No. 1183.
- [18] **Barth T.**, (2008), “Aero and Thermodynamic Analysis of Shefex I,” *Engineering Applications of Computational Fluid Mechanics*, Vol. 2, No.1, pp. 76-84.
- [19] **Gülhan, A., Neeb, D., Thiele T., Siebe, F.**, (2015), “Aerothermal Postflight Analysis of the Sharp Edge Flight Experiment-II” *Journal of Spacecraft and Rockets*. Vol. 53, No.1, pp. 153-177.
- [20] **Murakami K., Yamamoto Y., Rouzand O.**, (2004), “CFD Analysis of Aerodynamic Heating for Hyflex High Enthalpy Flow Tests and Flight Conditions,” *24th International Congress of the Aeronautical Sciences*, Yokohama, Japan, Aug 29 - Sep 3.
- [21] **Murthy C., Manna, P. Chakraborty D.**, (2013), “Conjugate heat transfer analysis in high speed flows,” *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*. Vol. 227, pp. 1672-1681.
- [22] **Samuel M. Jr., Maydew R.C.**, (1985), “Aerothermodynamic Design of High Speed Rockets,” *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol.22, No.3, pp.309-315.
- [23] **Candane S.R., Balaji, Venkateshan, S. P.**, (2007), “Ablation and Aerothermodynamic Studies on Thermal Protection Systems of Sharp-Nosed Re-entry Vehicles, *Journal of Heat Transfer*, Vol.129, Issue 7, pp. 912-916.
- [24] **Burleson W.G., Reynald R.A.**, (1965), “Theoretical Effects of Reentry Aerodynamic Heating on the External Skin Structure of AMRAD Experiment Number One,” Report No:RS-TR-65-3, US Army Missile Command, USA.
- [25] **Charles B.R., Dorothy B.L.**, (1961), “Measurements of Aerodynamic Heat Transfer and Boundary-Layer Transition on a 15° Cone in Free Flight at Supersonic Mach Numbers Up to 5.2,” NACA Report No: RM L56F26.
- [26] **Schneider S.P.**, (1999), “Flight Data for Boundary-Layer Transition at Hypersonic and Supersonic Speeds,” *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 36, No.1, pp. 8-20.
- [27] **Beck R.A.S., Driver D.M., Wright M.J., Hwang H.H., Edquist K.T., Sepka S.A.**, (2014), “Development of the MARS Science Laboratory Heatshield Thermal Protection System,” *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol.51, No.4, pp.1139-1150.

- [28] **Milos F.S., Chen Y.K.**, (2009), “Ablation and Thermal Response Property Model Validation for Phenolic Impregnated Carbon Ablator,” AIAA Paper No. 2009-262.
- [29] **Erzincanlı B., Aşma C.O., Chazot O.**, (2010), “Ablative Material Testing at VKI Plasmatron Facility,” AIAA Paper No. 2010-4511.
- [30] **Drescher O., Hörschgen-Eggers M., Pinaud G., Podeur M.**, (2017), “Cork Based Thermal Protection System for Sounding Rocket Applications – Development and Flight Testing,”
- [31] **Riccio A., Francesco R., Sellitto A., Carandente, V.,mScigliano R., Tescione D.**, (2017), “Optimum Design of Ablative Thermal Protection Systems for Atmospheric Entry Vehicles,” *Journal of Applied Thermal Engineering*, Vol. 119, No.5, pp. 541-552.
- [32] **Mazzaracchio A.**, (2018), “One-Dimensional Thermal Analysis Model for Charring Ablative Materials,” *Journal of Aerospace Technology and Management*, Vol. 10.
- [33] **Koo J.H., Ho D.W.H., Ezekoye O.A.**, (2006), “A review of Numerical and Experimental Characterization of Thermal Protection Materials-Part I. Numerical Modeling,” AIAA Paper No. 2006-4936.
- [34] **Herold L.M., Diamant E.S.**, (1965), “Thermal Performance of Cork Insulation on Minuteman Missiles,” AIAA Paper No.65-117.
- [35] **Sepka S.A., Samareh J.A.**, (2015), “Thermal Protection System Mass Estimating Relationships for Blunt-Body, Earth Entry Spacecraft,” AIAA Paper No. 2015-2507.
- [36] **Nie T., Liu W.**, (2013), “CFD Turbulent Model and Grid Dependency of Hypersonic Aerodynamic Heating Calculation Accuracy,” *Applied Mechanics and Materials*, Vol. 291-294, pp 1636-1639.
- [37] **Marley C.D., Driscoll J.F.**, (2017), “Modeling an Active and Passive Thermal Protection System for a Hypersonic Vehicle,” AIAA Paper No. 2017-0118.
- [38] **Simsek B., Kuran B., Tunc T., Yüncü H.**, (2011), “Thermal Reliability Prediction of External Insulation System in Supersonic Speeds Using Surrogate Models,” AIAA Paper No. 2011-2038.
- [39] **Moore F.G., Moore L.Y.**, (2008), “2009 Version of the Aeroprediction Code: AP09,” *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol.45, No.4.
- [40] **Moore F.G., Moore L.Y.**, (2008), “The 2009 Version of the Aeroprediction Code: AP09,” API Report No.3, Aeroprediction Inc.,USA.
- [41] **Hochrein, G. J.**, (1969), “A Procedure for Computing Aerodynamic Heating on Sphere-Cones – Program BLUNTY, Volume 1: Concept and Results,” Sandia National Laboratories, Albuquerque, New Mexico, SC-DR-69-243, CFRD.
- [42] **Blackwell B.F., Douglass R.W., Wolf H.**, (1987), “A User’s Manual for the Sandia One-Dimensional Direct and Inverse Thermal (SODDIT) Code,” Sandia National Laboratories, Albuquerque, New Mexico, SAND85-2478.

- [43] **Bhungalia A.A., Clewett Lt C., Croop H.,Brown D.A.,** (2004), “Thermal Protection System (TPS) Optimization,” AIAA Paper No.2004-5826.
- [44] **Bhungalia A.A., Fry T, Sponable J., Tejtel D.,** (2005), “Thermal Protection System (TPS) Design and Optimization-A Case Study,” AIAA Paper No. 2005-6809.
- [45] **Louderback P.M.,** (2008), “A Software Upgrade of the NASA Aeroheating Code MINIVER,” MSc Thesis, Florida Institute of Technology, Melbourne, Florida.
- [46] **Murray A., Strobel F.,** (2005), “Improvements to the Aeroheating and Thermal Analysis Code (ATAC),” Thermal & Fluid Analysis Workshop (TFAWS 2005).
- [47] **Murray, A. L.,** (2005), “User’s Manual for the Aeroheating and Thermal Analysis Code (ATAC05),” ITT Industries, Huntsville, AL.
- [48] **Aerotherm Corporation,** (1970), “User’s Manual Aerotherm Charring Material Thermal Response and Ablation Program Version 3,” AFRPL-TR-70-92.
- [49] **Amar A.J., Oliver B., Kirk B.S., Salazar G.,** (2016), “Overview of the Charring Ablator Response (CHAR) Code,” AIAA Paper No. 2016-3385.
- [50] **Lachaud, J., Magin,T.E., Cozmuta, I., Mansour, N.N.,** (2011), “A Short Review of Ablative Material Response Models and Simulation Tools,” 7th European Symposium on the Aerothermodynamics, Brugge, Belgium, May 9-12.
- [51] **Arnas, A. Ö., Daisie, D. B., Gunnar, T., Seth, A.N., Jason, R.W., Michael, J. B., Bret, P. V.,** (2010), “On the Analysis of the Aerodynamic Heating Problem,” *Journal of Heat Transfer*, Vol 132, Issue 12.
- [52] **Mills, A. F.,** (1999), “*Basic Heat and Mass Transfer*,” Prentice-Hall, Upper Saddle River, NJ.
- [53] **Besserer C.W.,** (1958), “*Missile Engineering Handbook*,” D. Van Nostrand Company, INC., Toronto, Canada.
- [54] **Eckert, E.R.G.,** (1955), “Engineering Relations for Friction and Heat Transfer to Surfaces in High Velocity Flow”, *Journal of Aeronautical Sciences*, Vol.22, No.8, pp.585-587.
- [55] **Bertin J.J.,** (1994), “*Hypersonic Aerothermodynamics*,” AIAA Education Series.
- [56] **Hantzsche, W., and Wendt, H.,** (1947), “The Laminar Boundary Layer on a Cone in a Supersonic Air Stream at Zero Angle of Attack,” Jahrbuch 1941 der Deutschen Luftfahrtforschung. Also available as Translation No. RAT-6, Project RAND.
- [57] **Crabtree, L. F.,Woodley, J. G., and Dommett, R. L.,** (1970), “Estimation of Heat Transfer to Flat Plates, Cones and Blunt Bodies,” Ministry of Technology, Aeronautical Research Council, Rept. and Memoranda No. 3637, London.

- [58] **Aykan F.S., Dursunkaya Z.**, (2008), “İki boyutlu Dış Yüzeylerde Isıl Aşınma Sayısal Analizi,” *Isı Bilimi ve Tekniği Dergisi*, 28,1,43-49.
- [59] **Bianchi D.**, (2007), “Modeling of Ablation Phenomena in Space Applications,” *Ph.D. thesis*, University of Roma, Roma, Italy.
- [60] **Camberos J.A., Roberts L.**, (1989), “Analysis of International Ablation for the Thermal Control of Aerospace Vehicles,” Joint Institute for Aeronautics and Acoustics, Report No: JIAA TR-94.
- [61] **Duarte G.F.R., Silva M.G., Castro B.M.**, (2009), “Aerodynamic Heating of Missile/Rocket-Conceptual Design Phase,” *20th International Congress of Mechanical Engineering*, Gramado, Brazil.
- [62] **Zucker, R.D.**, (1977), “*Fundamentals of Gas Dynamics*”, Matrix Publishers, Inc., Chesterland, Ohio, pp. 83-200.
- [63] **Incropera F.P., Dewitt D.P., Bergman T.L., Lavine A.S.**, (2007), “Fundamentals of Heat and Mass Transfer,” John Wiley&Sons, 6th Edition.
- [64] **Amar A. J.**, (2006), “Modeling of One-Dimensional Ablation with Porous Flow Using Finite Control Volume Procedure, *M.Sc. thesis*, North Carolina State University, USA.
- [65] **MSC Marc**, (2008), “Volume A, Theory and User Information,” MSC Software Corporation, CA 92707.
- [66] **Kimmel R.L., Adamczak D., Berger K., Choudhari M.**, (2010), “HIFiRE-5 Flight Vehicle Design,” AIAA Paper No. 2010-4985.
- [67] **Juliano T.J., Adamczak D., Kimmel R.L.**, (2015), “HIFiRE-5 Flight Test Results,” *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol.52, No.3.
- [68] **Anderson J., Passman R.**, (2014), “X-15; The World’s Fastest Rocket Plane and the Pilots who Ushered in the Space Age,” Zenith Press, Minneapolis, MN, 55401 USA.
- [69] **NASA**, (2019), <https://www.nasa.gov/centers/dryden/multimedia/imagegallery/X-15/E-5251.html>, alındığı tarih 13 Kasım 2019.
- [70] **Hussain M., Qureshi M.N.**, (2013), “Prediction of transient skin temperature of high speed vehicles through CFD,” *6th International Conference on Recent Advances in Space Technologies*, İstanbul, Turkey, Jun 12-14.
- [71] **Jenkins D.R.**, (2012), “*X-15: Extending the Frontiers of Flight*,” NASA.
- [72] **Wing L.D.**, (1971), “Tangent Ogive Nose Aerodynamic Heating Program: NQLDW019T,” NASA-TM-X-65540.
- [73] **Bland W.M., Collie K.A.**, (1961), “Free-flight Aerodynamic Heating Data to Mach Number 10.4 for a Modified Von Karman Nose Shape,” NASA TN D-889.
- [74] **Rumsey C.B., Lee D.B.**, (1958), “Measurements of Aerodynamic Heat Transfer on a 15° Cone-Cylinder-Flare Configuration in Free Flight at Mach Numbers up to 4.7.,” NACA RM LJ57J10.

- [75] **Charubhun W., Chusilp P.**, (2017), “Aerodynamic Heat Prediction on a 15 Degree Cone-Cylinder-Flare Configuration Using 2D Axisymmetric Viscous Transient CFD,” 3rd Asian Conference on Defence Technology, Phuket, Thailand, Jan 18-20.
- [76] **ROKETSAN**, (2019), www.Roketsan.com.tr, alındığı tarih: 17 Mart 2019.
- [77] **Carandente V., Scigliano R., Simone V.D., Vecchio A.D., Gardi R.**, (2015), “A Finite Element Approach for the Design of Innovative Ablative Materials for Space Applications,” 6th European Conference for Aeronautics and Space Applications, Krakow, Poland, Jun 29- July 3.
- [78] **Covington, M.A.**, (2004), “Performance of a Light-Weight ablative thermal protection material for the Stardust Mission sample return capsule,” 2nd International Planetary Probe Workshop, Moffett Field, California, Aug 23-27.
- [79] **Grinstead J.H., Stewart D.A., Smith C.A.**, (2005), “High Entalpy Test Methodologies for Thermal Protection Systems Development at NASA Ames Research Center,” AIAA Paper No.2005-3326.
- [80] **Trumble, K. A., Ioana, C., Sepka, S., Jenniskens, P., and Winter, M.**, (2010), “Postflight Aerothermal Analysis of the Stardust Sample Return Capsule,” *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 47, No.5, pp. 765-774.
- [81] **Beerman, A. and Stackpoole, M.**, (2014), “Recent Arc-Jet Testing of Phenolic Impregnated Carbon Ablator (PICA) – Paving the Way for New Mission Possibilities,” 38th Annual Conference on Composites, Materials, and Structures by the Ceramic, Metal and Carbon Composites Committee, Cocoa Beach, FL.
- [82] **NASA**, (2019), https://nasa.gov/centers/ames/research/msl_heatshield.html, alındığı tarih: 18 Kasım 2019.
- [83] **Shi S., Liang J., Lin G., Fang G.**, (2013), “High Temperature Thermochemical Behavior of Silica-Phenolic Composite Exposed to Heat Flux Environments,” *Composites Science and Technology*, 87, 204-209.
- [84] **Chen F., Zhang S., Liu H.**, (2018), “Modeling and Analysis of Fluid-Thermal-Structure Coupling Problems for Hypersonic Vehicles,” *Advances in Some Hypersonic Vehicles Technologies*, Chapter 5.
- [85] **Hoffman K.A., Chiang S.T.**, (2000), “*Computational Fluid Dynamics Volume III*,” Fourth Edition, Engineering Education System, Wichita, Kansas, USA.
- [86] **Salim S.M., Cheah S.C.**, (2009), “Wall y^+ Strategy for Dealing with Wall-bounded Turbulent Flows,” *Proceedings of the International Multi Conference of Engineers and Computer Scientists*, Vol II, Hong Kong.
- [87] **SIEMENS**, (2016), Star CCM+ Documentation.
- [88] **Menter F.R.**, (1994), “Two Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications,” *AIAA Journal*, Vol.32, No.8.
- [89] **Bertin J.J., Periaux J., Ballman J.**, (1992), “*Advances in Hypersonics Volume I*,” Springer Science.

- [90] **Koyalev R.V.**, (2015), “On modeling of laminar-turbulent transition in supersonic flows with engineering correlations and Reynolds-averaged Navier-Stokes equations,” *Progress in Flight Physics Vol.7*, pp. 525-548.
- [91] **Chen K.K., Thyson, N.A.**, (1971), “Extension of the Emmon’s spot theory to flows on blunt bodies.” *AIAA J.* 9(5):821-825.
- [92] **Hirshel, E.H.**, (2005), “*Basics of Aerothermodynamics*,” Berlin-Heidelberg: Springer, 426 p.
- [93] **Hall, D.W., Harris T.B., Murray A. L., Wolf C.J.**, (1982), “Maneuvering Aerothermal Technology (MAT) Program: A Method For Coupled Three-Dimensional Inviscid and Integral Boundary Layer Calculations,” BMO TR-82-37.
- [94] **Goodrich W.D., Derry S.M.**, (1983), “Shuttle Orbiter Boundary-Layer Transition : A Comparison of Flight and Wind Tunnel Data,” AIAA Paper No. 83-0485.
- [95] **Kozlovsky, V.A., Zemlyansky B. A., Kudryavtsev V.V., Shmanenkov V.N.**, (2011), “Investigation Of Boundary Layer Transition in Three-Dimensional Supersonic Flow Over Sharp Cone,” 7th European Symposium on Aerothermodynamics Proceedings, Brugge, Belgium, ESA CP-692.
- [96] **Beckwith, I.E., Bertram M.H.**, (1972), “A Survey Of NASA Langley Studies on High-Speed Transition and the Quiet Tunnel,” NASA TM X-2566.
- [97] **Dey J., Narasimha R.**, (1990), “Integral Method for the Calculation of Incompressible Two-Dimensional Transitional Boundary Layers,” *Journal of Aircraft*, Vol.27.
- [98] **Arnal D.**, (1988), “Laminar-Turbulent Transition Problems in Supersonic And Hypersonic Flows,” AGARD-FDP-VKI.
- [99] **Simeonides G.A.**, (2004), “Laminar-Turbulent Transition Correlations in Supersonic/Hypersonic Flat Plate Flow,” 24th International Congress of the Aeronautical Sciences, Yokohama, Japan.
- [100] **van Driest, E. R.**, (1956), “The Problem of Aerodynamic Heating,” *Aeronautical Engineering Review*, Vol. 15, No. 10, pp. 26–41.
- [101] **Güney Ö.**, (2016), “Silika-fenolik Kompozitlerin Üretimi ve Karakterizasyonu,” Doktora Tezi, İstanbul Teknik Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü.
- [102] **Şimşek B.**, (2013), “Ablation Modeling of Thermal Protection Systems of Blunt-Nosed Bodies at Supersonic Flight Speeds,” Yüksek Lisans Tezi, Orta Doğu Teknik Üniversitesi.



ÖZGEÇMİŞ

Ad-Soyad : Buğra ŞİMŞEK
Uyruğu : T.C.
Doğum Tarihi ve Yeri : 1985 Ladik (SAMSUN)
E-posta : bgrsimsek@gmail.com

ÖĞRENİM DURUMU:

- **Lisans** : 2009, Orta Doğu Teknik Üniversitesi,
Makine Mühendisliği Bölümü (*Anadal*)
Metalurji ve Malzeme Mühendisliği Bölümü (*Yandal*)
- **Yüksek lisans** : 2013, Orta Doğu Teknik Üniversitesi,
Makine Mühendisliği Bölümü
- **Doktora** : 2019, TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi,
Makine Mühendisliği Bölümü

MESLEKİ DENEYİM VE ÖDÜLLER:

Yıl	Yer	Görev
2009-2013	ROKETSAN AŞ.	Yapısal-termal analiz ve test mühendisi
2013-2015	ROKETSAN AŞ.	Yapısal-termal analiz ve test uzman mühendisi
2015-2018	ROKETSAN AŞ.	Yapısal tasarım kıdemli uzman mühendisi
2018-	ROKETSAN AŞ.	Lider mühendis

YABANCI DİL: İngilizce

TEZDEN TÜRETİLEN YAYINLAR, SUNUMLAR VE PATENTLER:

- **Simsek B., Uslu S., Kuran B., Ak M.A.,** (2016), Aerodynamic Heating Prediction Tool for a Supersonic Vehicle for Conceptual Design Phase, *46th AIAA Thermophysics Conference*, June 13-17, Washington, D.C., USA.
- **Simsek B., Uslu S., Kuran B., Ak M.A.,** (2017), Implementation of Approximate Ablation Model in Aerodynamic Heating Prediction Tool, *7th European Conference for Aeronautics and Space Sciences (EUCASS)*, July 3-6, Milan, Italy.

- **Simsek B.**, Uslu S., (2019), One-Dimensional Aerodynamic Heating and Ablation Prediction, *Journal of Aerospace Engineering*, Volume 32, Issue 4.
- **Simsek B.**, Uslu S., (2019), Validation of Aerodynamic Heating Prediction Tool, *Isı Bilimi ve Tekniği Dergisi*, (yayın aşamasında).

DİĞER YAYINLAR, SUNUMLAR VE PATENTLER:

- **Simsek B.**, Kuran B., Tunc T., Yüncü H., (2011), Thermal Reliability Prediction of External Insulation System in Supersonic Speeds Using Surrogate Models, 52nd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, April 4-7, Denver, USA.
- **Simsek B.**, Acar B., Kuran B., (2013), Ablation Modeling of Subliming Ablator of a Blunt-Nosed Body Under Aerodynamic Heating, 6th International Conference on Recent Advances in Space Technologies (RAST), June 12-14, Istanbul, Turkey.

TEKNİK OLMAYAN YAYINLAR:

- **Simsek B.**, (2013), Aerodinamik ısınma ve termal koruma sistemleri, FİGES ARGE Dergisi, Sayı 2, Sayfa 12-15.
- **Simsek B.**, Acar B., (2015), Füze sistemlerinde termal analizin önemi ve termal analiz uygulamaları, Roketsan Dergisi Sayı 6, Sayfa 27-28.