

**T.C.
SAKARYA ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ**

**UZAY ARAÇLARINDA KULLANILAN MALZEMELERDE TEMAS
BASINCININ ISIL DİRENCE ETKİSİNİN SAYISAL OLARAK
İNCELENMESİ**

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Sezai KOLAT

Makina Mühendisliği Anabilim Dalı

Enerji Bilim Dalı

TEMMUZ 2025

**T.C.
SAKARYA ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ**

**UZAY ARAÇLARINDA KULLANILAN MALZEMELERDE
TEMAS BASINCININ ISIL DİRENCE ETKİSİNİN SAYISAL
İNCELENMESİ**

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Sezai KOLAT

Makina Mühendisliği Anabilim Dalı

Enerji Bilim Dalı

Tez Danışmanı: Prof. Dr. Nedim SÖZBİR

TEMMUZ 2025

Sezai KOLAT tarafından hazırlanan “Uzay Araçlarında Kullanılan Malzemelerde Temas Basıncının Isıl Dirence Etkisinin Sayısal Olarak İncelenmesi” adlı tez çalışması 08.07.2025 tarihinde aşağıdaki jüri tarafından oy birliği ile Sakarya Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Makina Mühendisliği Anabilim Dalı Enerji Bilim Dalı’nda Yüksek Lisans tezi olarak kabul edilmiştir.

Tez Jürisi

Jüri Başkanı :	Prof. Dr. Nedim SÖZBİR (Danışman) Sakarya Üniversitesi	
Jüri Üyesi :	Doç. Dr. Ünal UYSAL Sakarya Üniversitesi	
Jüri Üyesi :	Doç. Dr. Murat BULUT Düzce Üniversitesi	



ETİK İLKE VE KURALLARA UYGUNLUK BEYANNAMESİ

Sakarya Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Lisansüstü Eğitim-Öğretim Yönetmeliğine ve Yükseköğretim Kurumları Bilimsel Araştırma ve Yayın Etiği Yönergesine uygun olarak hazırlamış olduğum “UZAY ARAÇLARINDA KULLANILAN MALZEMELERDE TEMAS BASINCININ ISIL DİRENCE ETKİSİNİN SAYISAL OLARAK İNCELENMESİ” başlıklı tezin bana ait, özgün bir çalışma olduğunu; çalışmamın tüm aşamalarında yukarıda belirtilen yönetmelik ve yönergeye uygun davrandığımı, tezin içerdiği yenilik ve sonuçları başka bir yerden almadığımı, tezde kullandığım eserleri usulüne göre kaynak olarak gösterdiğimi, bu tezi başka bir bilim kuruluna akademik amaç ve unvan almak amacıyla vermediğimi ve 20.04.2016 tarihli Resmi Gazete’de yayımlanan Lisansüstü Eğitim ve Öğretim Yönetmeliğinin 9/2 ve 22/2 maddeleri gereğince Sakarya Üniversitesi’nin abonesi olduğu intihal yazılım programı kullanılarak Enstitü tarafından belirlenmiş ölçütlere uygun rapor alındığını, çalışmamla ilgili yaptığım bu beyana aykırı bir durumun ortaya çıkması halinde doğabilecek her türlü hukuki sorumluluğu kabul ettiğimi beyan ederim.

(03/07/2025).

Sezai KOLAT





*Destegini hiçbir zaman esirgemeyen değerli eşime ve varlıklarıyla hayatımı
renklendiren kuzularıma...*



TEŞEKKÜR

Üniversite mezuniyetimden 15 yıl sonra beni yine okul sıralarına döndüren ve hep destek olan danışman hocam Sn. Prof. Dr. Nedim SÖZBİR'e ve analiz programı öğrenmemde yardımcı olan Abdullah Feyzi KELEŞ Hocama teşekkürü bir borç bilirim.

Sezai KOLAT





İÇİNDEKİLER

Sayfa

ETİK İLKE VE KURALLARA UYGUNLUK BEYANNAMESİ	v
TEŞEKKÜR	ix
İÇİNDEKİLER	xi
KISALTMALAR	xiii
SİMGELER	xv
TABLO LİSTESİ	xvii
ŞEKİL LİSTESİ	xix
ÖZET	xxi
SUMMARY	xxiii
1. GİRİŞ	1
2. LİTERATÜR ARAŞTIRMASI	5
3. MALZEMELERDE ISI GEÇİŞİ VE TERMAL DİRENÇ	17
3.1. Isı Geçiş Yöntemleri	17
3.1.1. Isı iletimi:	17
3.1.2. Isı taşınımı	18
3.1.3. Işıma	18
3.2. Termal (Isıl) Direnç	19
3.2.1. Malzeme türlerine göre termal direnç değişkenliği	20
3.2.2. İletim ile oluşan termal direnç	22
3.2.3. Işınım ile oluşan ısı geçişi ve ışıyım direnci	22
3.2.4. Çok katmanlı yalıtım (multi layer insulation-MLI) sistemlerinde termal direnç	23
3.3. Temas Basıncının Termal Dirence Etkisi	23
4. ANALİTİK VE SAYISAL ÇÖZÜM	27
4.1. Analitik Çözüm	27
4.1.1. Geometri ve ölçek	28
4.1.2. Hesaplanabilir veriler	29
4.1.3. Hesaplama	29
4.1.4. Toplam ısıl temas direnci (TRC)	31
4.2. Sayısal Analiz	33
5. ANALİTİK VE SAYISAL SONUÇLAR	41
6. SONUÇ VE ÖNERİLER	43
KAYNAKÇA	47
ÖZGEÇMİŞ	51



KISALTMALAR

AI	: Artificial Intelligence – Yapay Zekâ
AIAA	: American Institute of Aeronautics and Astronautics – Amerikan Havacılık ve Uzay Enstitüsü
AIC	: Akaike Information Criterion – Akaike Bilgi Kriteri (istatistiksel model seçimi için)
ASME	: American Society of Mechanical Engineers – Amerikan Makine Mühendisleri Derneği
BHA	: Butylated Hydroxyanisole – Antioksidan katkı maddesi (genellikle gıda/kimya endüstrisi)
BHT	: Butylated Hydroxytoluene – Stabilize edici antioksidan madde
CFRP	: Carbon Fiber Reinforced Polymer – Karbon Fiber Takviyeli Polimer
CNSA	: China National Space Administration – Çin Ulusal Uzay İdaresi
CRC	: Cyclic Redundancy Check – Döngüsel Artıklık Denetimi (veri doğrulama yöntemi)
DLC	: Diamond-Like Carbon – Elmas Benzeri Karbon Kaplama
DPPH	: 2,2-Diphenyl-1-picrylhydrazyl – Radikal temizleme kapasitesi ölçümü için kullanılan kimyasal
ESA	: European Space Agency – Avrupa Uzay Ajansı
FEM	: Finite Element Method – Sonlu Elemanlar Yöntemi
FEN	: Fen Bilimleri Enstitüsü – (Akademik kurum adı olarak)
FRAP	: Ferric Reducing Antioxidant Power – Antioksidan kapasite ölçüm yöntemi
GAE	: Gallic Acid Equivalent – Gallik Asit Eşdeğeri (polifenol ölçü birimi)
GFRP	: Glass Fiber Reinforced Polymer – Cam Elyaf Takviyeli Polimer
ISS	: International Space Station – Uluslararası Uzay İstasyonu
JAXA	: Japan Aerospace Exploration Agency – Japon Uzay Araştırma Ajansı
LDL	: Low-Density Lipoprotein – Düşük Yoğunluklu Lipoprotein (tıp literatürü)
LEO	: Low Earth Orbit – Alçak Dünya Yörüngesi
MIR	: MIR Space Station – Sovyet/Rus Uzay İstasyonu
ML	: Machine Learning – Makine Öğrenimi
MLI	: Multi-Layer Insulation – Çok Katmanlı Yalıtım

NASA	: National Aeronautics and Space Administration – ABD Ulusal Havacılık ve Uzay Dairesi
RCC	: Reinforced Carbon-Carbon – Takviyeli Karbon Karbon Kompozit
ROT	: Rate of Oxidation Test – Oksidasyon Hızı Testi
SEM	: Scanning Electron Microscope – Taramalı Elektron Mikroskobu
SMA	: Shape Memory Alloy – Şekil Hafızalı Alaşım
SP	: Signal Processing – Sinyal İşleme
TBARS	: Thiobarbituric Acid Reactive Substances – Lipid oksidasyon ürünlerini ölçen analiz yöntemi
TCR	: Thermal Contact Resistance – Termal Temas Direnci
TEM	: Transmission Electron Microscope – Geçirimli Elektron Mikroskobu
TIM	: Thermal Interface Material – Termal Arayüz Malzemesi
TPTZ	: 2,4,6-Tripyridyl-s-triazine – FRAP analizinde kullanılan reaktif
TSA	: Thermal Stress Analysis – Termal Gerilme Analizi
TSB	: Triple Sugar Iron Agar – Mikrobiyolojik test ortamı (gıda ve laboratuvar kullanımı)
UV	: Ultraviolet – Ultraviyole Işın

SİMGELER

A	: Temas yüzey alanı [m^2]
C	: Isıl kapasite [J/K]
c	: Özgül ısı kapasitesi [$\text{J/kg}\cdot\text{K}$]
d	: Kalınlık veya mesafe [m]
h	: Isıl geçiş katsayısı [$\text{W/m}^2\cdot\text{K}$]
k, λ	: Isıl iletkenlik katsayısı [$\text{W/m}\cdot\text{K}$]
L	: Karakteristik uzunluk [m]
m	: Kütle [kg]
P	: Temas basıncı [MPa]
Q	: Isı akısı [W/m^2]
R	: Termal temas direnci [K/W]
t	: Zaman [s]
T	: Sıcaklık [K] veya [$^{\circ}\text{C}$]
U	: Toplam ısı transfer katsayısı [$\text{W/m}^2\cdot\text{K}$]
x	: Konum [m]
α	: Isıl yayılım katsayısı [m^2/s]
β	: Termal genleşme katsayısı [$1/\text{K}$]
γ	: Yüzey gerilimi [N/m]
ΔT	: Sıcaklık farkı [K]
ε	: Yüzey yayılımı [$-$]
η	: Verimlilik [$-$]
θ	: Sıcaklık gradyeni [K/m]
μ	: Dinamik viskozite [$\text{Pa}\cdot\text{s}$]
ν	: Kinematik viskozite [m^2/s]
ρ	: Yoğunluk [kg/m^3]
σ	: Stefan–Boltzmann sabiti [$\text{W/m}^2\cdot\text{K}^4$]
Φ	: Isı enerjisi [J]
Ψ	: Termal temas açısı [$^{\circ}$]
Ω	: Katı açı [sr]



TABLO LİSTESİ

Sayfa

Tablo 3.1. Malzeme bazlı örnekler:.....	20
Tablo 3.2. Bir alüminyum-alüminyum temas basıncı ve termal direnci	25
Tablo 3.3. Bileşenlerin temas basıncına etkisi	25
Tablo 4.1. Kullanılan malzemelerin termal özellikleri.....	28
Tablo 4.2. Sıcaklık değerleri	28
Tablo 4.3. Hesaplama sonuçları	30
Tablo 4.4. Hesaplama çıktıları	31
Tablo 4.5. Basıncın farklı malzemelerin ısıl dirençlerine etkisi.....	32
Tablo 5.1. Farkların nedenleri bu şekilde belirtilmiştir.....	41



ŞEKİL LİSTESİ

Sayfa

Şekil 2.1. Temel akış kanalı ve sıcaklık farkına göre termal direnç (Cooper ve ark., 1969).	6
Şekil 2.2. Düzlemsel yüzey (Bahrami ve ark., 2004)	7
Şekil 2.3. Basınç - ısı direnç grafiği (Bahrami ve ark., 2004)	7
Şekil 2.4. a) Vakum haznesi, b) test düzeneği (Sun ve ark., 2024)	8
Şekil 2.5. Li ve arkadaşlarının (2019) test düzeneği.....	9
Şekil 2.6. Katkı sonrası TCR değişimi (Li ve ark., 2019)	9
Şekil 2.7. McDonald ve arkadaşlarının (2007) deney şeması.....	10
Şekil 2.8. 3-Boyutlu ısı akısının sayısal simülasyonu (Aalilija ve ark, 2021).....	11
Şekil 2.9. Finite Element Modeli (Su ve ark., 2014)	11
Şekil 2.10. Hayabusa2 (Jaxa, 2022).....	12
Şekil 3.1. Uyduda kullanılan panel örnekleri	21
Şekil 3.2. Uydu panel montajı	21
Şekil 3.3. Uydu paneli üzerine montajı tamamlanmış MLI örneği.....	23
Şekil 3.4. Temas basıncının termal dirence göre değişimi	24
Şekil 4.1. Yüzey Pürüzlülüğü (Akın,2023).....	27
Şekil 4.2. Basınca bağlı ısı temas direnci (CMY Modeli).....	31
Şekil 4.3. Farklı malzemeler için basınca göre ısı temas direnci.....	32
Şekil 4.4. Sandviç plaka ve montajı.....	34
Şekil 4.5. Sandviç model panel görüntüsü (Kolat & Sözbir, 2025).....	34
Şekil 4.6. Kuvvetin etkilediği toplam alan.....	35
Şekil 4.7 Daraltılmış analiz test numunesi.....	35
Şekil 4.8. Sandviç Panel	36
Şekil 4.9. Kontak noktaları	36
Şekil 4.10 Farklı Mesh Sayısı (60299 adet node ve 8241 element kullanılmıştır)....	37
Şekil 4.11. Farklı mesh sayısına göre sıcaklık dağılımı.....	37
Şekil 4.12. Mesh dağılımı	38
Şekil 4.13. Düğüm noktalarındaki sıcaklıklar.....	38
Şekil 4.14. Isı dağılımı	38
Şekil 4.15. Toplam Isı dağılımı	39
Şekil 4.16. Mesh Özellikleri	40
Şekil 5.1. Temas basıncı – ısı direnç	41



UZAY ARAÇLARINDA KULLANILAN MALZEMELERDE TEMAS BASINCININ ISIL DİRENCE ETKİSİNİN SAYISAL OLARAK İNCELENMESİ

ÖZET

Son yıllarda uzay teknolojilerinde yaşanan bilimsel ve ticari gelişmeler, bu alanı yalnızca mühendislik değil; aynı zamanda malzeme bilimi, termodinamik ve sistem tasarımı gibi birçok disiplini kapsayan çok yönlü bir araştırma sahası haline getirmiştir. Bu süreçte özellikle dikkat çekilen konulardan birisi, uzay araçlarında kullanılan malzemelerin, maruz kaldıkları zorlu çevresel koşullar altında gösterdikleri termal performanstır. Zira uzay ortamı; aşırı sıcaklık değişimleri, radyasyon, mikrometeorit etkileri, vakum ve yerçekimsiz ortam gibi Dünya koşullarından tamamen farklı özellikler taşıdığı için, klasik mühendislik malzemeleri üzerinde yeni analiz ve optimizasyon çalışmalarını gerekli kılmaktadır.

Bu çalışmadaki temel amaç, uzayda kullanılan bazı yapısal ve fonksiyonel malzemelerin, belirli temas basıncı değerleri altında sergiledikleri termal direnç davranışlarını sayısal olarak incelenmesidir. Özellikle yüzey temaslarının, ısı iletimine ne ölçüde etki ettiğini görmek adına, çeşitli malzeme kombinasyonları üzerinde detaylı bir modelleme gerçekleştirildi. Uzay araçlarının dış yüzeyi, aynı anda hem güneş ışınlarına hem de gölgeye maruz kalabildiğinden, bu durum ciddi sıcaklık farklarına ve dolayısıyla malzeme içi termal gerilmelere neden olmaktadır. Isı taşınımının bulunmadığı bu ortamda, ısı iletimi yalnızca iletim ve ışıyım yoluyla gerçekleştiği için, malzemeler arası temas yüzeylerinin özellikleri kritik bir rol oynamaktadır.

Bu kapsamda, analizlere dahil edilen alüminyum alaşımları, karbon fiber takviyeli kompozitler ve seramik matrisli malzemeler, uzay endüstrisinde yaygın olarak kullanılan örnekler arasından seçilmiştir. Her bir malzemenin ısıl iletkenlik katsayısı, özgül ısı, yüzey pürüzlülüğü ve temas karakteristikleri göz önünde bulundurularak; çeşitli temas basıncı aralıklarında ısı transfer davranışlarını inceleyen bir model geliştirdi. Yapılan hesaplamalarda, artan temas basıncının yüzeyler arasındaki efektif temas alanını artırarak, termal temas direncini düşürdüğü net şekilde görülmüştür. Bu etki, özellikle yüzey yapısı daha düzensiz olan seramik malzemelerde daha belirgin şekilde ortaya çıkmıştır.

Elde edilen sonuçlar, yalnızca pasif ısı transfer mekanizmaları açısından değil; aynı zamanda aktif soğutma ve termal kontrol sistemlerinin genel verimliliği açısından da önemli çıkarımlar sunmaktadır. Uzay aracının yapısal birleşim noktalarında ya da çok katmanlı koruma sistemlerinde malzeme katmanları arasındaki kontak kalitesi, sistemin toplam termal iletkenliği üzerinde doğrudan etkilidir. Bu nedenle, uygun temas basınçlarının belirlenmesi ve malzeme çiftlerinin verimli şekilde eşleştirilmesi, genel sistem performansının artırılması açısından önem taşımaktadır.

Analitik modellemeleri fourier ısı iletim denklemleri temelinde geliştirerek CMY modeline göre kurgulanmıştır. Çeşitli temas basınçları altında gerçekleştirdiğim simülasyonlar, 0.1 MPa ile 10 MPa arasında artan basıncın, termal direnci logaritmik

olarak azalttığını gösterdi. Bu düşüş, malzemelerin yüzey pürüzlülüğü, mikroskobik deformasyon kabiliyeti ve ısı iletkenlikleri ile karmaşık bir şekilde ilişkilidir. Alüminyum gibi yüksek iletkenliğe sahip malzemeler daha düşük basınçla etkin ısı transferi sağlarken, seramik türü malzemelerin daha yüksek basınç ihtiyacı duyduğu anlaşılmıştır.

Bu çalışmada, gelecekteki uzay görevlerinde kullanılacak malzemelerin tasarımı ve entegrasyonu açısından dikkat edilmesi gereken pek çok unsuru ortaya koymaktadır. Özellikle nano kaplama uygulamaları, mikro yüzey modifikasyonları ve aktif termal yönlendirme sistemleri gibi gelişen teknolojiler, temas basıncı ile ısı direnç arasındaki ilişkinin daha kontrollü hale getirilmesini sağlayabilir. İlerleyen çalışmalarda, bu tür yüzey teknolojilerinin temas alanlarını nasıl etkilediği ve bu etkinin ısı transferine olan katkısı üzerine odaklanmayı planlanmaktadır.

Ayrıca, bu çalışmanın yalnızca temas direnci ile sınırlı kalmaması gerektiği de açıktır. Termal döngüler, yüzey oksidasyonu, mikroskobik deformasyonlar gibi uzun süreli uzay görevlerinde ortaya çıkan ikincil etkiler, malzeme ömrü ve sistem güvenliği açısından göz ardı edilmemelidir. Bu nedenle, gelecekteki araştırmalarda atmosfer basıncının etkisi, ara yüzey malzeme çeşitliliği ve hibrit malzeme sistemlerinin performansları da detaylı şekilde ele alınmalıdır.

Sonuç olarak, bu tez kapsamında yaptığım çalışmada; uzay uygulamalarında termal direncin yalnızca malzeme özelliklerine değil, aynı zamanda temas koşullarına da bağlı olduğunu ortaya koymaktadır. Bu analizlerin hem akademik literatüre katkı sağlayacağını hem de mühendislik uygulamalarında malzeme seçiminde yol gösterici olacaktır.

NUMERICAL INVESTIGATION OF THE EFFECT OF CONTACT PRESSURE ON THERMAL RESISTANCE IN MATERIALS USED IN SPACE VEHICLES

SUMMARY

Over the past few decades, space technology has undergone a remarkable transformation, evolving from a field primarily driven by government programs into a broad, multidisciplinary domain that now encompasses commercial, academic, and industrial stakeholders. During the course of my research, I've come to recognize that one of the most crucial challenges in this evolving landscape lies in understanding how spacecraft materials perform under the extreme and often unpredictable conditions of space. These include rapid thermal cycling, intense radiation exposure, micrometeoroid impacts, vacuum-induced stresses, and the absence of gravity. The materials selected for spacecraft construction are directly tied to mission success, especially for long-duration explorations where material degradation or thermal instability could pose critical risks.

In this study, I've focused on a specific aspect of this challenge: understanding how contact pressure influences thermal resistance in space-grade materials. Contact pressure—defined as the normal force applied per unit area at the interface of two solid surfaces—plays a key role in determining how heat is conducted across those surfaces. In vacuum conditions, where convective heat transfer is not possible, thermal conduction through contact interfaces becomes the dominant mode of heat transfer. Through this lens, factors such as surface roughness, material hardness, elastic or plastic deformation, and interface cleanliness take on heightened importance. A clearer grasp of how these parameters interact is essential for improving the thermal management systems of future spacecraft.

The topic of thermal contact resistance (TCR) is not new, but it is certainly evolving. Foundational models were developed as early as the late 1960s—Yovanovich's work in 1969 laid the groundwork using Hertzian contact theory and surface microtopography assumptions. Since then, the field has expanded significantly. Newer approaches consider fractal surface geometries, nonlinear temperature effects, and empirical validation under extreme conditions such as cryogenic environments or microgravity. In my own literature review, I found the semi-empirical model proposed by Bahrami et al (2004) particularly relevant, as it integrates both contact pressure and surface roughness. Sun et al. (2024) further advanced this by testing aerospace-specific material pairs under vacuum.

A recurring theme across the literature is that thermal contact resistance typically decreases with increasing contact pressure, often following logarithmic or power-law behavior (Mikic & Rohsenow, 1966). However, many of these studies rely on idealized conditions or simplified geometries. My research contributes to closing this gap by simulating realistic contact scenarios using actual aerospace materials under space-like conditions. I've also incorporated multi-condition numerical modeling to

explore the interaction between contact pressure, material behavior, and thermal performance more holistically.

The materials I selected for this work—aluminum alloys (6061-T6, 7075-T73), carbon fiber-reinforced polymers (CFRPs), and ceramic matrix composites (SiC-based)—reflect current usage in spacecraft structure and thermal systems. Aluminum alloys remain a backbone for spacecraft due to their excellent thermal conductivity and lightweight strength. Their compliant nature under load leads to relatively low TCR values, although oxidation at contact points can interfere with heat transfer. This has led to the use of coatings such as anodized films or thermal pastes.

CFRPs are another class of materials I examined. Their high strength-to-weight ratio and thermal dimensional stability are ideal for many space applications. However, their anisotropic conductivity—strong along the fiber axis but weak across it—complicates thermal modeling. The epoxy resin matrix tends to deform under pressure, slightly improving contact, but overall TCR remains higher than metals. These materials are commonly used in components like antenna booms and structural supports.

Ceramic matrix composites, such as SiC, were also evaluated due to their exceptional temperature resistance and stability. However, they present unique challenges: they are brittle, non-compliant, and possess relatively high surface roughness and porosity. Achieving good thermal contact with ceramics typically requires high contact pressures. Despite these limitations, their chemical inertness and heat tolerance make them indispensable for systems like engine nozzles and heat shields.

Throughout my analysis, I considered real-world applications and mission case studies to reinforce the modeling work. For instance, thermal control systems on the International Space Station rely heavily on effective TCR management, using both active components (e.g., ammonia loop radiators) and passive ones like multilayer insulation (MLI). I also examined systems on robotic platforms that face extreme lunar and Martian temperature fluctuations, where optimized contact between structural materials and power systems (e.g., RTGs) ensures stability and longevity. The Artemis mission, with its advanced CFRP-aluminum hybrid structures and ceramic-tile heat shields, further highlights the importance of robust interface performance under launch and re-entry conditions.

Looking forward, emerging technologies hold great promise for improving thermal contact behavior. During this research, I became particularly interested in the following innovations:

- Smart thermal interfaces using shape memory alloys that adjust contact stiffness in real-time,
- Nano-coatings (e.g., graphene) that reduce surface resistance while enhancing emissivity,
- Embedded sensors that provide real-time thermal performance data from interface zones,
- 3D-printed lattice structures that offer tailored mechanical compliance and thermal conduction,
- Machine learning algorithms trained to optimize material combinations and contact pressures for specific mission profiles.

In addition to these forward-looking strategies, I believe future research should also investigate the long-term evolution of thermal contact behavior under radiation exposure, contamination, fatigue, and delamination. These effects could have serious implications for mission reliability and material reusability, especially in deep-space or planetary habitats.

In conclusion, my work supports the view that thermal contact resistance (Mikic & Rohsenow, 1966). is more than just a material property—it's a multidisciplinary engineering problem involving materials science, numerical modeling, surface physics, and mission planning. By combining theoretical models with application-focused simulations, and by aligning my findings with actual mission requirements, I hope to contribute both practically and academically to the growing knowledge in this field. As space exploration moves into more demanding environments, dynamic, sensor-integrated, and adaptable interface solutions will be key to ensuring the efficiency and safety of next-generation spacecraft systems.

Keywords: thermal contact resistance, space materials, contact pressure, thermal conductivity, spacecraft systems, CFRP, ceramic composites, aluminum alloys, mission design, interface optimization, thermal modeling, adaptive materials, nano-coatings, smart interfaces.



1. GİRİŞ

Uyduların ya da genel deyiimiyle uzay araçlarının montaj, entegrasyon faaliyetlerinden önce gerçekleştirilen tasarım çalışmalarının en önemli kıstasların biri de ısı izolasyonudur. Dünyada tasarlanan ekipmanlar genellikle $+40\sim 50\text{ }^{\circ}\text{C}$ ile $\sim -20\text{ }^{\circ}\text{C}$ arasında çalışmaktadır. Uydunun dışının yaklaşık $-269\text{ }^{\circ}\text{C}$ ($\sim 4\text{K}$) olması ve ekipmanların çalışırken ısı üretmesi de atılması gereken ısı miktarını artırmaktadır. Bu doğrultuda uzay koşullarında ısıнын izolasyonu ve fazla ısıнын atılması en önemli hususlardan biri haline gelmektedir. Bu nedenle uzay şartlarının en iyi şekilde bilinmesi gerekliliği ortaya çıkmıştır.

İnsanlık tarihi boyunca gökyüzüne yöneltilen merak, yalnızca mitolojik anlatılarla sınırlı kalmamış; zamanla bilimsel düşüncenin temel dinamiklerinden biri haline gelmiştir. Bu merakın somut çıktısı olarak şekillenen uzay araştırmaları, özellikle 20. yüzyıldan itibaren büyük bir ivme kazanmıştır. 1957 yılında Sovyetler Birliği'nin Sputnik-1 uydusunu yörüngeye yerleştirmesiyle başlayan bu süreç, 1961'de Yuri Gagarin'in Vostok-1 ile uzaya çıkan ilk insan olmasıyla yeni bir boyuta taşınmıştır. Takip eden 1969 yılında Neil Armstrong'un Ay'a ayak basması ise, insanlığın uzaydaki varlığını artık geri dönülmez şekilde başlattığı bir kırılma anı olmuştur (The Aerospace Corporation, 2025; A Brief History of Space Exploration,2025)

Bu tarihsel gelişmeler, başlangıçta iki süper gücün rekabetiyle şekillenen bir yarış görünümündeyken; günümüzde çok aktörlü, çok disiplinli ve küresel etkilere sahip bir bilimsel ve teknolojik uğraşa dönüşmüştür. NASA, ESA, Roscosmos, CNSA gibi büyük uzay ajanslarının yanı sıra, özel sektörün yükselen temsilcileri (SpaceX, Blue Origin vb.) de bu alanda derin mühendislik ve malzeme bilimi sorunlarını çözmeye çalışmaktadır. Bu çalışmayı yürütürken özellikle dikkat çekilen konulardan biri, uzay sistemlerinde kullanılan malzemelerin yalnızca yapısal değil; aynı zamanda termal, elektromanyetik ve kimyasal direnç gibi çok yönlü işlevleri aynı anda yerine getirme zorunluluğudur.

Uzayda kullanılan malzemeler ise gerçekleştirilen görevlerle değişikliğe uğramıştır. Uzay sistemlerinin başarılı biçimde işleyebilmesi için, malzemelerin yalnızca Dünya

koşullarında değil; vakum, aşırı sıcaklık değişimleri, radyasyon bombardımanı, mikrometeorit etkileri gibi uzay ortamına özgü koşullar altında da kararlı performans göstermesi gerekir. Bu nedenle, tarihsel olarak kullanılan malzemelerin sürekli değiştiği ve geliştiği gözlemlenmektedir. Aşağıda, bu evrimsel sürecin temel kilometre taşlarını özetledim:

1950'li ve 70'li yıllar arasında, havacılık sanayisinde zaten kullanılmakta olan alüminyum ve titanyum alaşımları uzay sistemlerine uyarlanmıştır. Hafiflik ve dayanım arasındaki ideal denge nedeniyle tercih edilen bu malzemeler, başta kapsül yapıları olmak üzere birçok sistem bileşeninde rol oynamıştır. Apollo görevlerindeki araçlarda yaygın olarak kullanılan paslanmaz çelik ve alüminyum bileşimleri, yüksek sıcaklık toleranslarıyla öne çıkmıştır.

Uzay mekiklerinin geliştirilmesiyle birlikte, yeniden atmosfere girişte maruz kalınan yüksek sıcaklıklar nedeniyle ısıya dayanıklı seramik malzemelere geçiş kaçınılmaz olmuştur. NASA'nın karbon takviyeli karbon (Reinforced Carbon-Carbon- RCC) kompozitleri ve düşük yoğunluklu silika bazlı karoları, bu bağlamda oldukça kritik görev üstlenmiş ve mürettebat kapsülünün termal korunmasını başarıyla sağlamıştır.

1980'lerden itibaren, özellikle karbon fiber takviyeli polimerler (Carbon Fiber Reinforced Polymer, CFRP) uzay endüstrisinin vazgeçilmez malzemeleri arasında yer almaya başlamıştır. Yüksek mukavemet/ağırlık oranı, düşük termal genleşme katsayısı ve şekillendirilebilir yapıları sayesinde; anten boom'larından roket motor muhafazalarına kadar birçok yapısal ve yarı yapısal bileşende tercih edilmişlerdir.

Modern uzay görevlerinde, özellikle itki sistemlerinde kullanılan Inconel, Hastelloy, Niobium ve benzeri süper alaşımlar; yüksek sıcaklık ve radyasyon altında dahi kararlı kalabilen yapıları nedeniyle kritik öneme sahiptir. Örneğin, SpaceX'in Raptor motorunda yer alan özel nikel bazlı alaşımlar, yüksek sıcaklıkta sürünmeye ve kimyasal etkileşime karşı direnç gösterebilecek şekilde optimize edilmiştir.

Günümüzde nanoteknolojinin sunduğu imkanlarla, karbon nanotüpler, grafen, aerogeller ve metal köpükler gibi yeni nesil malzemeler devreye girmiştir. Özellikle aerogeller, düşük yoğunlukla yüksek yalıtım sağlaması nedeniyle Mars görevlerinde başarıyla kullanılmıştır. Bu malzemeler, uzayda yer alan elektronik sistemlerin soğuk vakum ortamında donmaya karşı korunmasında aktif rol oynamaktadır.

Günümüzde, görev maliyetlerini düşürmek ve kaynak sürdürülebilirliğini sağlamak amacıyla, yeniden kullanılabilir malzemeler öne çıkmaktadır. SpaceX ve Blue Origin gibi firmalar, inişten sonra tekrar fırlatılabilen roket bileşenlerinde yüzey kaplamalarını ve malzeme ömrünü optimize eden sistemler geliştirmiştir. Bu bağlamda, aşınma direnci yüksek ve termal döngülere dayanıklı akıllı malzemeler, uzay mühendisliğinde giderek daha fazla önem kazanmaktadır. Uzay ortamı, havanın bulunmaması nedeniyle konveksiyonun bulunmadığı, yalnızca ışıınım ve iletim vasıtasıyla ısı transferinin gerçekleştiği zorlu uzay çevresel şartlara sahip bir ısı senaryoya sahiptir. Alçak yörünge uydular (Low Earth Orbit- LEO) -200°C ile $+120^{\circ}\text{C}$ arasında sıcaklık farklarına maruz kalmakta olup bu da yapısal bileşenlerde ciddi termal genleşmelere ve zamanla yorulmaya neden olmaktadır. Bu nedenle, malzemelerin yalnızca mekanik dayanımı değil, aynı zamanda düşük genleşme katsayısı ve yüksek ısı dayanımı gibi termal özellikleri de kritik hale gelmektedir.

Elektronik devreler, bataryalar, sensörler ve işlemciler gibi sistemler, çalışma sıcaklıklarının dışına çıktıklarında performans kayıpları yaşamakta, hatta tamamen işlevsiz hale gelebilmektedir. Dolayısıyla, etkili bir termal yönetim sistemi uzay görevlerinin sürdürülebilirliği açısından vazgeçilmezdir.

Termal yönetim kapsamında en önemli husus ise ısıнын transferidir. Fazla ısıнын Optik Solar Reflektörlerine (OSR) taşınması ya da eksik ısıнын sistemleri taşınması gerekmektedir. Konveksiyonun olmadığı zorlu uzay koşullarında ısıнын iletim vasıtasıyla taşınması gerekmektedir. Bu da malzemelerin termal özelliklerinden biri olan termal direncin önemini artırır. Termal direnç ise sistem üzerindeki ısı akışına karşı malzemenin karşı koymasıdır. Bu da uydunun tasarımı sadece malzemenin değil tüm sistemin hesaplanmasını gerektirmektedir.



2. LİTERATÜR ARAŞTIRMASI

Literatürde uydu ve uzay araçları konusunda ısı temas direnci kapsamında yer alan farklı malzemeler, farklı sıcaklık değerleri, farklı basınçlar veya farklı dolgu malzemeleri gibi farklı değişkenlerle gerçekleştirilen çalışmalar bulunmaktadır. Bu çalışma kapsamında, TCR üzerine yapılan literatür genel olarak taranmış ve genelden özele doğru sistematik bir şekilde ele alınmıştır. Bunun yanı sıra, temel teorik modeller, deneysel çalışmalar, yüzey mühendisliği uygulamaları, nano katkılı malzemeler, kaplama teknolojileri, modelleme teknikleri ve görev ortamlarının etkileri ayrıntılı biçimde değerlendirilmiştir.

Son yıllarda yapılan çok sayıda deneysel ve teorik çalışma, TCR'yi etkileyen başlıca faktörleri belirlemiştir. Bunlar arasında temas basıncı, yüzey morfolojisi, malzeme türü, yüzey kaplama teknikleri ve görev ortamı koşulları öne çıkmaktadır. Literatürde yapılan araştırmalar, bu faktörlerin her birinin TCR üzerinde birbirinden bağımsız ve birbiriyle etkileşimli etkiler yaratabileceğini ortaya koymaktadır.

Uzay görevlerinde kullanılan sistemlerin güvenilirliği, büyük ölçüde termal yönetim sistemlerinin etkinliğine bağlıdır. Termal temas direnci (Thermal Contact Resistance - TCR), iki katı yüzey arasındaki gerçek temas alanının sınırlı olmasından dolayı, ısı geçişinde önemli bir bariyer oluşturduğu, Mikic & Rohsenow, (1966)'un çalışmasında ifade edilmiştir. Uzay araçlarında maruz kalınan aşırı sıcaklık değişimleri ve vakum koşulları altında, TCR'nin yüksek olması sistem performansını olumsuz etkileyebilmekte, kritik bileşenlerin aşırı ısınmasına veya soğumasına yol açılabildiği ve bu nedenle, TCR'nin doğru bir şekilde anlaşılması, modellenmesi ve azaltılması, uzay sistemlerinin güvenilir çalışabilmesi için temel bir gereklilik haline geldiği belirtilmiştir. (Mikic & Rohsenow, 1966).

Termal direnç modellerinden birini Yovanovich (1982) oluşturmuştur. Yovanovich tarafından geliştirilen klasik model, elastik ve plastik deformasyonları dikkate alarak iki yüzey arasındaki gerçek temas alanı ile termal direnç arasındaki ilişkiyi tanımlamaktadır. Model, Hertz temas teorisi temel alınarak oluşturulmuş olup, yüzey pürüzlülüğü, mikrosertlik ve uygulanan basınç gibi parametreleri hesaba katmaktadır.

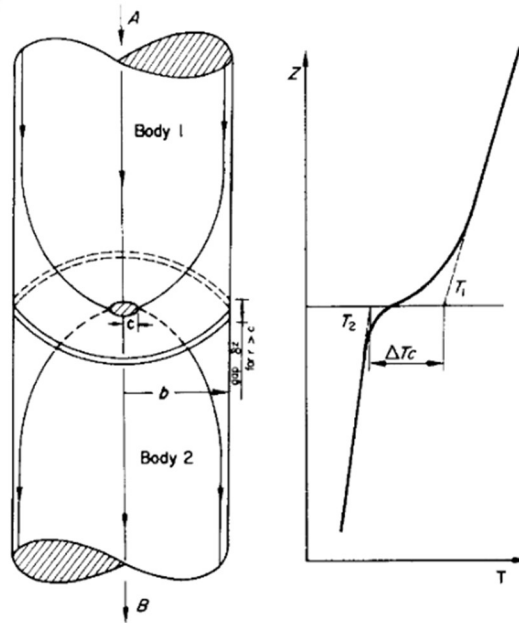
Yovanovich'in modeline göre, gerçek temas alanı, yüzeylerin mikroyapısal özelliklerine ve uygulanan temas basıncına bağlı olarak artmakta, dolayısıyla TCR azalmaktadır. Model, özellikle metal-metal temaslar için geçerli olmakla birlikte, seramik ve polimer bazlı sistemler üzerinde yapılan çalışmalar için de temel bir referans noktası oluşturmuştur (Yovanovich, 1982).

Matematiksel olarak, TCR aşağıdaki gibi ifade edilmektedir:

$$TCR = \frac{1}{h_c A_r} \quad (2.1)$$

Burada h_c arayüzey termal iletkenlik katsayısı, A_r ise gerçek temas alanıdır. Gerçek temas alanının artması, TCR'nin azalması anlamına gelmektedir.

Cooper, Mikic ve Yovanovich (1969) kendi isimleriyle anılan Cooper-Mikic-Yovanovich (-CMY) modelini oluşturmuşlardır. Kendileri tarafından geliştirilen model, yüzey mikrosertliği ve pürüzlülüğü parametrelerine dayalı analitik bir yaklaşım sunmuştur. Bu model, yüzey temaslarının mikroölçekli doğasını daha doğru şekilde temsil etmekte ve elastik deformasyonlar kadar plastik deformasyonları da içermektedir.

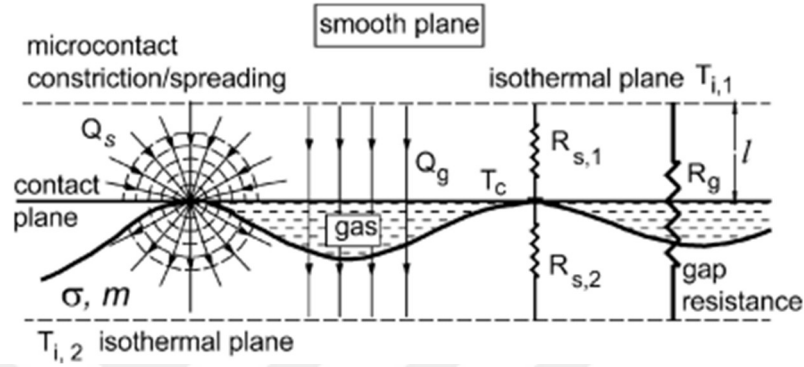


Şekil 2.1. Temel akış kanalı ve sıcaklık farkına göre termal direnç (Cooper ve ark., 1969).

Bu model, özellikle uzay sistemleri gibi düşük basınçlı ortamlarda, temas basıncının değişken olduğu durumlar için oldukça önemli bir referans olmuştur. Ayrıca, modelin

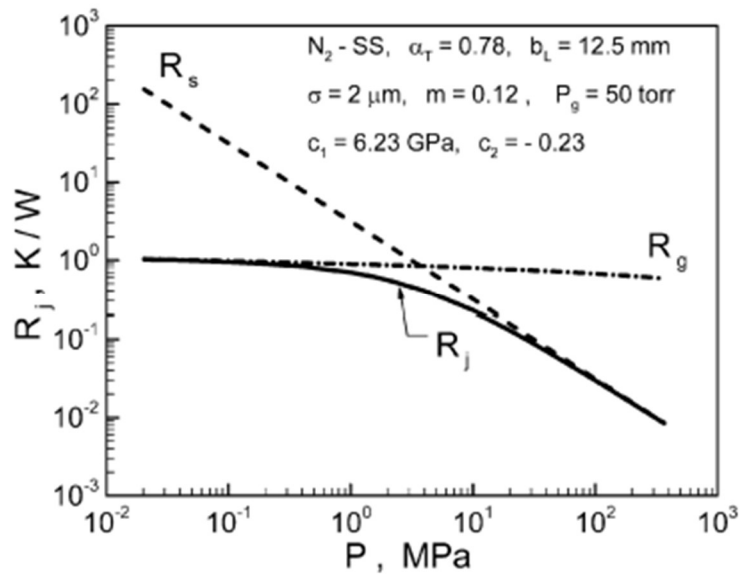
farklı malzeme çiftleri için uygulanabilirliği çeşitli deneysel çalışmalarla doğrulanmıştır (Cooper ve ark, 1969).

Bahrami ve arkadaşları 2004 yılında gerçekleştirdikleri deneysel çalışmalarda vakum ortamında termal temas direncini ölçmüşlerdir. Deney düzeneğinde termokupllar ve ısı akı sensörleri kullanılmış, farklı temas basınçlarında (0.1–4 MPa) yapılan ölçümlerle TCR'nin değişimi incelenmiştir.



Şekil 2.2. Düzlemsel yüzey (Bahrami ve ark., 2004)

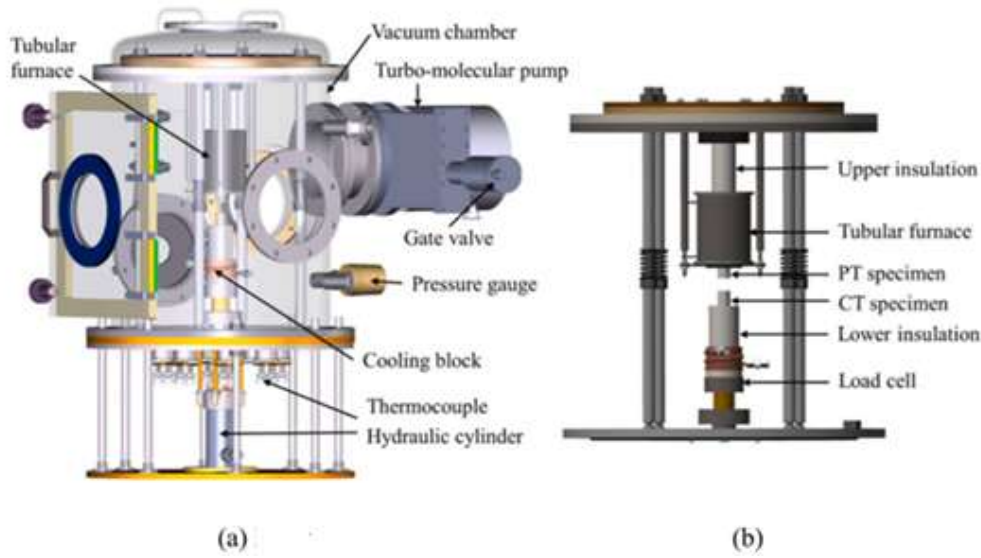
Elde edilen sonuçlar, temas basıncının artması ile birlikte TCR'nin %80 oranında azaldığını göstermiştir. Özellikle düşük basınç koşullarında yüzey pürüzlülüğünün etkisi daha belirgin hale gelmiş, temas alanının büyümesiyle ısı transferinin önemli ölçüde iyileştiği görülmüştür (Bahrami ve ark., 2004).



Şekil 2.3. Basınç - ısıl direnç grafiği (Bahrami ve ark., 2004)

Bu bulgular, uzay ortamındaki düşük basınçlı uygulamalar için temas yüzeyi mühendisliğinin ne derece kritik olduğunu bir kez daha vurgulamıştır.

Sun ve arkadaşları (2024), yüzey hazırlığının TCR üzerindeki etkilerini araştırmışlar, özellikle zımparalama ve cilalama işlemleri sonrasında yüzey morfolojisinde meydana gelen değişimlerin TCR değerlerini nasıl etkilediğini ortaya koymuşlardır. **Şekil 2.4** Şekil 2.4'te görüleceği üzere vakum ortamında ölçüm yapabilmek için öncelikle sistemi vakum haznesine koymuşlar ve deneylerini bu deney haznesinin içinde gerçekleştirmişlerdir. Test düzeneği de yine Şekil 2.4'te görüldüğü üzere iki yüzeyi alttan ve üstten tutturarak ölçümlerini gerçekleştirmişlerdir.



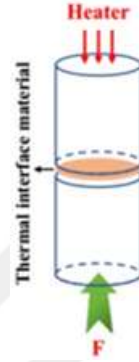
Şekil 2.4. a) Vakum haznesi, b) test düzeneği (Sun ve ark., 2024)

Çalışmada, daha düzgün yüzeylerin daha büyük gerçek temas alanı yarattığı ve bu nedenle TCR'nin %35 oranında azaldığı bulunmuştur. Bu sonuç, özellikle yüksek hassasiyet gerektiren uzay görevlerinde yüzey hazırlığının büyük önem taşıdığını göstermektedir (Sun ve ark., 2024).

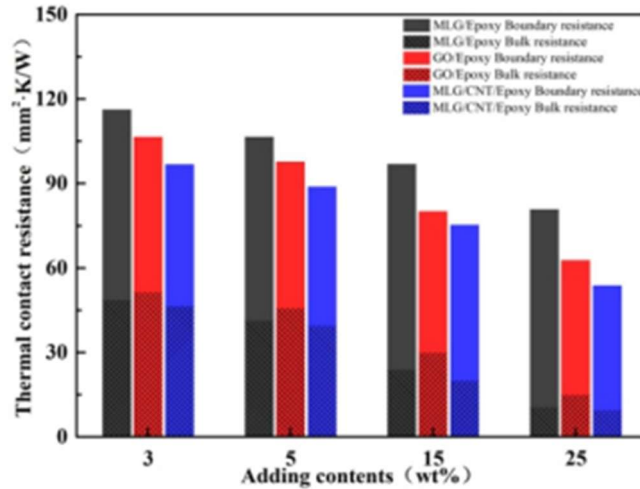
J.J. Fuller ve Marotta (2013) polimer kompozit malzemelerin yüksek sıcaklıklarda TCR davranışını araştırmışlardır. 400°C sıcaklık altında gerçekleştirilen vakum testleri sonucunda, bu tür kompozitlerin yüksek sıcaklıklarda dahi düşük TCR değerleri koruyabildiği tespit edilmiştir.

Bu bulgu, uzay araçlarının yüksek sıcaklığa maruz kalan bölgelerinde (örneğin yeniden giriş aşaması) kullanılacak malzeme seçiminde TCR'nin göz önünde bulundurulması gerektiğini ortaya koymuştur.

Li ve arkadaşları (2019) düşük basınç koşulları altında nano-silika katkılı epoksi kompozitlerin TCR üzerindeki etkisini araştırmışlardır. Şekil 2.5'te görüleceği üzere, çalışmada, farklı oranlarda nano-silika içeren numuneler hazırlanmış ve vakum altında ısı testler yapılmıştır. Sonuçlar, düşük basınç seviyelerinde dahi nano-silika katkısının %20 oranında TCR iyileştirmesi sağladığını göstermiştir. Bu durum, nano boyutlu partiküllerin matrisin mikroyapısını iyileştirerek, Şekil.2.6'da görüleceği üzere mikro temas alanlarını genişlettiğini ortaya koymuşlardır.



Şekil 2.5. Li ve arkadaşlarının (2019) test düzeneği



Şekil.2.6. Katkı sonrası TCR değişimi (Li ve ark., 2019)

Bu çalışmada ayrıca, SEM analizleri kullanılarak nano-silika partiküllerinin matriste homojen dağılması ve boşlukları doldurması sayesinde ısı transfer yollarının daha verimli hale geldiği gösterilmiştir.

Grafen bazlı ısı iletim malzemeleri üzerine yapılan önemli bir çalışma, Jang ve arkadaşları (2018) tarafından gerçekleştirilmiştir. TEM ve XPS teknikleri kullanılarak

analiz edilen grafen katkılı termal macunlar, geleneksel silikon bazlı TIM'lere göre %60 daha düşük TCR değerleri sunmuştur.

Grafenin son derece yüksek termal iletkenliği (>5000 W/mK) ve iki boyutlu yapısı sayesinde, arayüzeylerdeki boşlukların etkin şekilde doldurulabildiği, böylece ısı transferinin optimize edildiği tespit edilmiştir. (Jang ve ark., 2018)

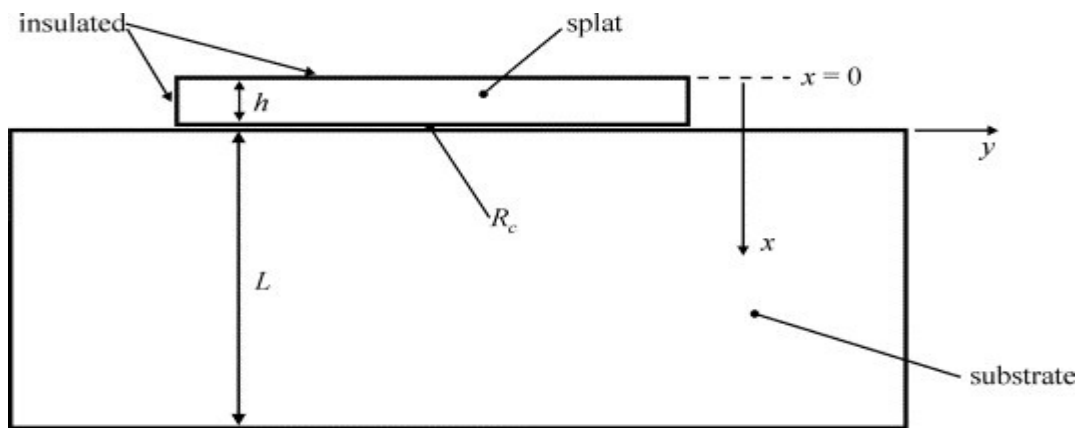
Lima & Marple (2007) termal spreyci yöntemiyle nano-alümina partiküllerini yüzeylere uygulamış ve ardından vakum testleri yapmıştır. 600°C 'ye kadar ısı döngülerine tabi tutulan numunelerde, nano-alümina kaplamaların termal kararlılığı koruduğu ve düşük TCR değerlerini sürdürdüğü gözlemlenmiştir.

Yüzeyin sertliğini artırarak mikro deformasyonları sınırlayan bu kaplamalar, özellikle yüksek sıcaklık görevleri için ideal bir çözüm olarak değerlendirilmektedir (Lima, R. & Marple, B.R.. (2007).

Samani ve arkadaşları (2010) CrAIN ve TiAIN kaplamaların TCR üzerindeki etkilerini sistematik olarak incelemiştir. Yapılan çalışmalarda, kaplama kalınlığı, sertlik ve yüzey enerjisi gibi parametrelerin TCR ile ilişkisi analiz edilmiştir.

Sonuçlar, CrAIN kaplamaların temas alanını genişlettiğini ve böylece TCR'yi anlamlı derecede azalttığını göstermiştir. TiAIN kaplamalarının ise özellikle yüksek sıcaklık koşullarında dayanıklılığı artırdığı ve TCR değerlerinin daha stabil kalmasını sağladığı bulunmuştur.

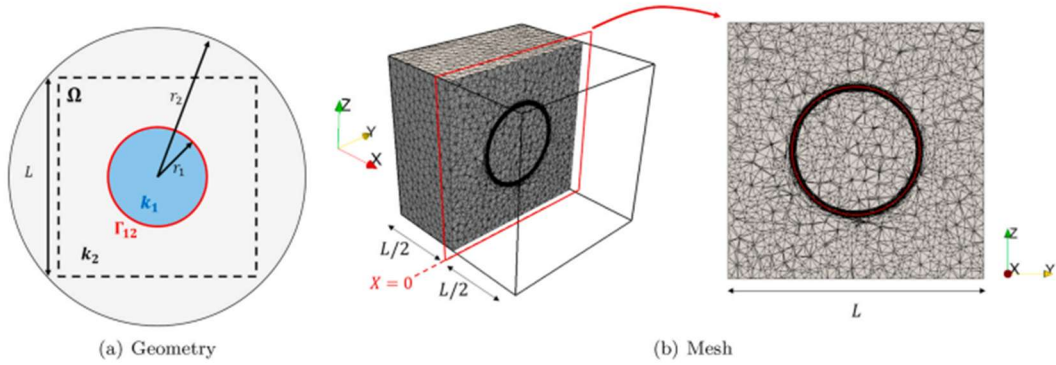
McDonald ve arkadaşları (2007) plazma destekli kaplama yöntemlerini kullanarak bakır yüzeylerin modifikasyonunu gerçekleştirmiştir. Plazma işleminden geçen yüzeylerin temas alanı %15-20 oranında artmış ve buna bağlı olarak TCR %20 oranında azalmıştır.



Şekil 2.7. McDonald ve arkadaşlarının (2007) deney şeması

Bu çalışma, yüzey enerjisinin artırılmasının, mikroskobik seviyede daha fazla temas noktası yaratabileceğini göstermektedir (McDonald ve ark, 2007).

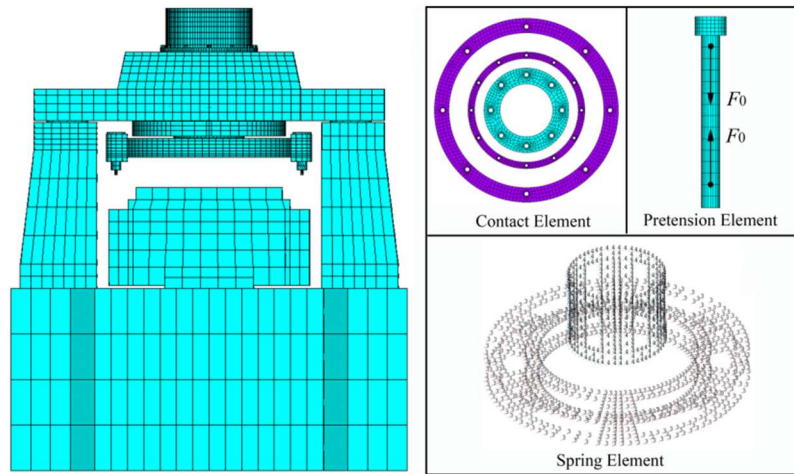
Aalilija ve arkadaşları (2021) ise ANSYS tabanlı FEM analizleri ile yapay sinir ağı algoritmalarını birleştirerek hibrit bir TCR modellemesi geliştirmiştir. Bu yaklaşım, farklı temas basınçları ve yüzey morfolojileri altında TCR'nin %95 doğrulukla tahmin edilmesini sağlamıştır.



Şekil 2.8. 3-Boyutlu ısı akısının sayısal simülasyonu (Aalilija ve ark, 2021)

Bu yöntem, deneysel doğrulamaları destekleyerek tasarım süreçlerini hızlandırmakta ve daha güvenilir termal sistemler geliştirilmesine olanak tanımaktadır (Aalilija ve ark, 2021).

Su ve arkadaşları (2014) yüzey morfolojisinin doğası gereği fraktal özellikler taşıdığını varsayarak bir Şekil 2.9'da görüleceği üzere yeni FEM modeli geliştirmiştir. Bu model sayesinde klasik modellere göre %10 daha yüksek hassasiyetle TCR değerleri tahmin edilmiştir.



Şekil 2.9. Finite Element Modeli (Su ve ark., 2014)

Çalışma, yüzey topografyasının daha karmaşık bir şekilde modellenmesinin, TCR analizlerinde önemli avantajlar sağlayabileceğini göstermiştir.

Uzay görevleri ele alındığında, NASA Glenn Research Center tarafından Lunar Gateway projesinde yapılan uzun süreli gözlemler, (NASA Glenn Research Center, 2022) temas yüzeylerinde zamanla TCR'nin %25 oranında arttığını ortaya koymuştur. Bu artış, yüzeylerdeki oksidatif yaşlanma ve mekanik ayrışmalarla ilişkilendirilmiştir.

Bu bulgular, uzun ömürlü uzay görevlerinde TCR optimizasyonunun yalnızca başlangıç koşulları için değil, görev süresi boyunca sürekli göz önünde bulundurulması gerektiğini ortaya koymaktadır (NASA, 2022).

ESA tarafından yürütülen Solar Orbiter görevinde yapılan termal vakum testlerinde radyasyon etkisinin yüzey yaşlanmasına yol açtığı ve bu durumun TCR değerlerini artırdığı gözlemlenmiştir.

Özellikle UV radyasyonunun yüzey pürüzlülüğünü artırarak temas kalitesini olumsuz etkilediği belirlenmiştir (ESA Thermal Control Handbook, 2020).

JAXA'nın Hayabusa-2 misyonunda, güneş partiküllerinin çok katmanlı yalıtım sistemleri üzerindeki etkileri incelenmiş ve zamanla TCR'nin arttığı rapor edilmiştir.

Bu durum, güneş rüzgârı gibi çevresel faktörlerin termal sistem tasarımlarında mutlaka hesaba katılması gerektiğini ortaya koymuştur (Kikuchi ve ark., 2021).



Şekil 2.10. Hayabusa2 (Jaxa, 2022)

İnovatif malzeme yaklaşımları ele alındığında ise Lei ve Song (2023), ısı etkisiyle aktif olarak şekil değiştirebilen alaşımların, temas yüzeylerinde TCR'yi düşürmek amacıyla

nasıl kullanılabileceğini araştırmıştır. Şekil hafızalı alaşımlar (SMA), sıcaklık artışıyla belirli bir şekle geri dönebilme özelliğine sahiptir.

Çalışmada, sıcaklık kontrollü deneyler gerçekleştirilmiş ve temas alanının SMA'nın genleşmesiyle arttığı gözlemlenmiştir. Sonuçlar, temas kalitesinin artışı sayesinde TCR'nin %40 oranında azaldığını göstermiştir. Özellikle adaptif yüzey teknolojileri açısından bu bulgular çığır açıcı niteliktedir.

Souza ve arkadaşları (2022) mikro yapılı yüzeyler oluşturmak için 3D baskı teknolojisini kullanarak yeni tip temas yüzeyleri geliştirmiştir. Bu yüzeyler, uygulanan basınca esnek şekilde uyum sağlayabilmekte, böylece gerçek temas alanını artırabilmektedir.

Deneyler, 3D baskılı yüzeylerin %30 oranında daha düşük TCR sağladığını ve yüzey deformasyonu ile uyum yeteneklerinin geleneksel düz yüzeylere göre çok daha üstün olduğunu göstermiştir.

Bu yaklaşım, özellikle uzay sistemlerinde hafiflik, şekil adaptasyonu ve uzun ömür gibi kriterler açısından büyük potansiyel taşımaktadır.

Wu ve arkadaşları (2019) çevresel koşullara göre en uygun arayüz seçimi yapabilen yapay zekâ destekli bir sistem geliştirmiştir. Makine öğrenimi algoritmaları ile sıcaklık, basınç, radyasyon düzeyi gibi parametreler kullanılarak TCR'yi minimize eden optimum kombinasyonlar belirlenebilmiştir.

Çalışmalar sonucunda, yapay zeka (Artificial Intelligence- AI) destekli sistemler sayesinde termal verimlilikte %30 oranında artış sağlandığı rapor edilmiştir. Ayrıca sistem, görev süresince adaptif optimizasyon yaparak, dinamik çevresel değişimlere uyum gösterebilmektedir.

Bu tür sistemler, geleceğin "akıllı termal yönetim" platformlarının temel bileşenleri olmaya adaydır.

Deneyisel çalışmalar (örneğin Bahrami ve ark., (2004), Sun ve ark., (2024), Fuller & Marotta, 2013) ve modelleme çalışmaları (örneğin Aalilija ve ark., 2021, Su ve ark., 2014) arasında yapılan karşılaştırmalar, birkaç önemli eğilimi ortaya koymaktadır:

- Deneyisel veriler çoğunlukla düşük basınç ve düşük sıcaklık aralığında toplanmışken, modeller daha geniş koşul spektrumlarında simülasyonlar gerçekleştirmiştir.

- Yapay zekâ destekli modeller (Aalilija ve ark., 2021) klasik FEM modellemelere göre daha hızlı ve daha doğru tahminler sunabilmektedir.
- Yüzey morfolojisinin etkisi, deneysel çalışmalarda doğrudan ölçülememekte ancak modelleme çalışmaları özellikle fraktal modellemeler (Su ve ark., 2014) bu etkileri başarıyla yansıtmaktadır.

Bu karşılaştırmalar, gelecekte deneysel doğrulama ile hibrit modelleme yöntemlerinin birlikte kullanılmasının gerekliliğini işaret etmektedir.

Son 10 yılın literatür analizi, aşağıdaki genel eğilimleri ortaya koymaktadır:

- Nano katkılı malzemelerin TCR'yi önemli ölçüde iyileştirdiği ve bu konuda özellikle grafen, karbon nanotüp ve nano-alümina katkılarının öne çıktığı görülmüştür (Lima & Marple, 2007, Li ve ark., 2019).
- Kaplama teknolojilerinin (CrAIN, TiAIN, nano kaplamalar) temas alanı optimizasyonu ve yüzey stabilitesi sağlama konusunda etkili olduğu ortaya konmuştur (Samani ve ark., 2010)
- Yapay zekâ ve makine öğrenimi tabanlı optimizasyon yaklaşımlarının, klasik yöntemlere göre daha üstün performans gösterdiği anlaşılmıştır (Rustam ve ark., 2022).
- Görev ortamı etkileri (radyasyon, vakum, sıcaklık değişimleri) TCR'nin uzun vadeli davranışında belirleyici faktörlerdir (NASA, 1972, Ishizaki ve ark., 2019, ESA, 2020)
- İnovatif malzeme sistemleri (SMA, 3D baskı yüzeyler) adaptif çözümler sunarak, klasik malzemelere göre daha dinamik termal performans sağlamaktadır (Souza, 2022).

Bu genel eğilimler, TCR'nin gelecekteki uzay ve ileri teknoloji uygulamaları için multidisipliner bir yaklaşımla ele alınması gerektiğini göstermektedir.

Gerçekleştirilen literatür araştırmaları ışığında, bu çalışmanın temelini oluşturan kapsamlı literatür incelemesi, TCR azaltılmasına yönelik geliştirilen stratejilerin zaman içinde hem çeşitlendiğini hem de disiplinler arası bir boyuta ulaştığını açıkça ortaya koymaktadır. Akademik kaynaklar incelendiğinde, TCR'nin yalnızca bir temas parametresi olmadığını, aynı zamanda malzeme mühendisliğinden yüzey bilimine, termodinamikten yapay zekâya kadar pek çok alanın ortak kesişiminde konumlandığını göstermektedir.

Yapılan deneysel ve kuramsal çalışmalarda, TCR'nin temas basıncından yüzey morfolojisine, malzeme iç yapısından oksitlenme davranışına kadar çok sayıda parametreye duyarlı olduğunu doğrulamıştır. Bu değerlendirmelere göre bu alandaki ilerlemeler, yalnızca pasif gözlemlerden değil; aynı zamanda aktif mühendislik müdahalelerinden beslenmektedir.

Özellikle temas basıncının kontrollü bir şekilde artırılması, yüzeylerin mikroskobik seviyede daha fazla noktasal temas oluşturmalarını sağlayarak ısı transfer yollarını genişletmektedir. Bununla birlikte, yüzey kalitesinin artırılması ve yüzey topografyasının düzgünleştirilmesi de mikroskobik ısı bariyerlerini azaltmaktadır. Ayrıca, nano katkı maddeleri (grafen, karbon nanotüpler, nano-silika vb.) ile matris malzemelerin modifiye edilmesi, geleneksel yöntemlerle sağlanamayan düzeyde iletkenlik iyileşmeleri sunmaktadır.

Kaplama teknolojilerinin gelişimiyle birlikte CrAIN ve TiAIN (Titanium Nitride) gibi sert, iletken ve aşınmaya dayanıklı yüzeyler sayesinde, yüzey deformasyonunun azaltıldığı ve bu sayede TCR'nin kayda değer şekilde düşürüldüğü görülmektedir. (Samani ve ark., 2010).

Özellikle son yıllarda yapılan çalışmalarda gelecekte çıkır açabilecek sistemlerden biri ise yapay zeka destekli modelleme sistemleridir. Literatürde yer alan yeni nesil çalışmalar, makine öğrenmesi algoritmaları sayesinde çok parametrelili TCR tahminlerinin hızla yapılabildiğini ve bu sayede tasarım aşamasında termal performans öngörüsünün çok daha etkin hale geldiğini göstermektedir.

Ancak yalnızca bu teknik iyileştirmelerle yetinmek yeterli değildir. Uzay ortamlarında maruz kalınan yüksek radyasyon dozları, iyon bombardımanı, moleküler kontaminasyon ve yüzey yaşlanması gibi etkenler, zaman içinde TCR değerlerinin artmasına neden olmaktadır. Bu durum, yalnızca üretim aşamasında değil, görev boyunca da TCR'nin izlenmesini ve yönetilmesini zorunlu kılmaktadır.

Literatür araştırması doğrultusunda; yüksek yüzey işleme kalitesi ve homojen mikro yapı, düşük TCR elde etmek için temel koşullardır. Bu durum hem metalik hem de kompozit yüzeyler için geçerlidir.

Nano katkılar, klasik yüzey düzleştirme ve kaplama tekniklerine kıyasla çok daha etkili bir TCR düşüşü sağlamaktadır. Özellikle grafen ve karbon nanotüpler, bu konuda öne çıkmaktadır.

DLC, TiN ve benzeri sert kaplamalar, yüzey deformasyonunu sınırlandırarak mikroskobik temas sürekliliğini korumakta ve ısı geçiş yollarını stabilize etmektedir.

Yapay zekâ tabanlı sistemler, büyük veri kümeleriyle eğitildiğinde, temas yüzeylerinin özelliklerine göre anlık TCR tahminleri sunabilmektedir. Bu da tasarım optimizasyonunda devrim niteliğinde bir katkıdır.

Uzay ortamlarında zamanla yaşanan yüzey bozulmaları, özellikle radyasyon ve parçacık bombardımanı nedeniyle TCR'nin artmasına yol açmakta; bu da uzun süreli görevlerde performans kaybı riskini artırmaktadır.

Şekil hafızalı alaşımlar ve 3D baskı teknolojileriyle elde edilen mikroyapılar, değişken görev senaryolarında adaptif termal temas sağlayarak aktif soğutma sistemlerinde yeni çözümler sunmaktadır.

Bu tez çalışmasında, uzay ortamında temas yüzeylerinde oluşan termal temas direnci (TCR) üzerinde temas basıncının etkisi detaylı biçimde ele alınmaktadır. TCR, mikroskobik boşluklar nedeniyle iki yüzey arasında sınırlı ısı geçişine yol açar. Bu direnç; yüzey pürüzlülüğü, malzeme sertliği, ara yüzeydeki oksit tabakaları ve uygulanan normal basınç gibi parametrelerle doğrudan ilişkilidir. (Panagouli ve ark., 2020)

Yapılan analizlerde, artan temas basıncının bu mikroskobik temas noktalarının sayısını artırarak termal iletkenliği önemli ölçüde iyileştirdiğini gözlemlenmiştir. Özellikle karbon fiber takviyeli kompozitler ve seramik matrisli alaşımlarda, bu etki daha belirgin hale gelmiştir. Ayrıca, termal arayüz malzemeleri (TIM'ler) ile bu iletimin daha da optimize edilebildiği görülmüştür.

Bu çalışmanın temel amacı, uzay araçlarında kullanılan farklı malzeme çiftlerinin termal temas direncinin, farklı temas basıncı seviyelerinde nasıl davrandığını sayısal olarak ortaya koymaktır. Elde edilen bulguların, gelecekteki görevlerde kullanılacak malzeme seçimlerinde ve temas yüzeyi optimizasyonunda pratik katkılar sunması hedeflenmektedir.

3. MALZEMELERDE ISI GEÇİŞİ VE TERMAL DİRENÇ

3.1. Isı Geçiş Yöntemleri

Isı, sıcaklık farkı nedeniyle bir sistemden diğerine enerji geçişi olarak tanımlanır. Isı bir enerji şeklidir; ancak sadece bir geçiş halindeyken anlam taşır. Bir sistemin içinde “ısı” bulunmaz; sistemin sahip olduğu enerjiye iç enerji (internal energy) denir. Isı, bu iç enerjinin bir başka sistemle etkileşimi sırasında taşınan kısımdır. Isı transferi mekanik işten farklıdır. İşte hacim değişimi, moment gibi dış etkiler gerekirken, ısı transferi yalnızca sıcaklık farkıyla oluşur. (Özışık, 1985)

Dünyada ısının yayılımı ısı iletimi, ısı taşınımı ve ışıma olmak üzere 3 farklı şekilde gerçekleşmektedir.

3.1.1. Isı iletimi:

Moleküller arası enerji transferidir. Özellikle katılarda ve hareketsiz akışkanlarda görülür.

Mekanizma:

- Katı içinde atomlar titreşir.
- Sıcak atomlar, komşu soğuk atomlara enerji aktarır.
- Elektron hareketleri (özellikle metallerde) bu süreci hızlandırır.

Alüminyum bir çubuğun bir ucu ısıtıldığında, diğer ucun kısa sürede ısınması, iletimin sonucudur.

Isı iletimi temel Fourier Yasası ile hesaplanabilir:

$$q_x = -k \frac{dT}{dx} \quad (3.1)$$

Denklemde;

q_x : x-yönünde birim alandan geçen ısı akı (W/m^2)

k : Isıl iletkenlik katsayısı ($W/m \cdot K$)

$\frac{dT}{dx}$: Sıcaklık gradyanı

3.1.2. Isı taşınımı

İkinci ısı transfer çeşidi, Isı taşınımı ise akışkanlar içinde ısı iletimi ile birlikte akışkanın hareketiyle gerçekleşen enerji transferidir.

Isı taşınımı iki şekilde gerçekleşir:

- Zorlanmış taşınım: Fan, pompa gibi dış kuvvetlerle oluşturulan akışkan hareketi
- Serbest taşınım: Sıcaklık farkı → yoğunluk farkı → doğal dolaşım

Örnek olarak; araba radyatörü su pompası ile sıcak motor suyunu dolaştırarak zorlanmış taşınım oluşturur.

Isınım Newton'un Soğuma Yasası ile aşağıdaki denklem ile ölçülebilir.

$$q = h \cdot A \cdot (T_s - T_\infty) \quad (3.2)$$

Burada;

q: Yüzeyden geçen ısı (W)

h: Isı taşınım katsayısı (W/m²·K)

A: Yüzey alanı (m²)

T_s: Yüzey sıcaklığı (°C veya K)

T_∞: Akışkanın uzak sıcaklığı (°C veya K)

olarak geçmektedir.

3.1.3. Işıma

Son ısı transferi olan Işıma (Radiation) ise elektromanyetik dalgalarla, herhangi bir ortam gereksinimi olmadan (vakumda bile) gerçekleşen enerji iletimidir.

Mutlak sıcaklığı 0 K'den büyük her cisim enerji yayar.

Işıma Stefan -Boltzmann Yasası ile aşağıdaki şekilde hesap edilir:

$$q = \varepsilon \sigma A T^4 \quad (3.3)$$

Bu denklemde:

ε: Yayım (emissivity) katsayısı (0–1 arası)

σ: Stefan–Boltzmann sabiti, 5.67×10⁻⁸ W/m²·K

T: Mutlak sıcaklık (K)

A: Yüzey alanı

olarak alınmaktadır.

Güneşin vakumdan Dünya'ya ısı enerjisi göndermesi ışımaya en güzel örneklerden biri olarak değerlendirilebilir.

Bir elektrikli ütüde:

- İç rezistans ile iletim (conduction)
- Ütü tabanından havaya taşınım (convection)
- Parlak metal yüzeyden çevreye ışıma (radiation)

Olmak üzere üç türdeki ısı yayılımı birlikte görülmektedir. (Özışık, 1985)

3.2. Termal (Isıl) Direnç

Termal direnç, bir sistemde ısı akısının gerçekleşebilmesi için gerekli sıcaklık farkı ile bu akıya karşı gösterilen direncin oranı olarak tanımlanır. Temel olarak Fourier yasasına dayanan bu kavram, uzay ve havacılık uygulamaları gibi ısı yönetimin kritik olduğu mühendislik alanlarında temel bir değerlendirme ölçütü haline gelmiştir.

Isıl temas direnci (TCR), temas eden yüzeyler arasında ısı transferini sınırlandıran mikroskobik fiziksel etkilerden kaynaklanır. Mühendislik uygulamalarında kullanılan farklı malzeme çiftleri, yüzey pürüzlülükleri ve uygulanan temas basıncı, TCR üzerinde önemli etkiye sahiptir. Bu bölümde, Mikic & Rohsenow (1966). ve CMY modelleri temel alınarak beş farklı malzeme çifti için 0.1–10 MPa aralığında sayısal hesaplamalar yapılmış, model çıktıları hem grafik hem tablo ile değerlendirilmiş ve yorumlanmıştır.

$$R_{th} = \frac{\Delta T}{Q} \quad (3.4)$$

Burada:

- R_{th} : Termal direnç (K/W)
- ΔT : İki nokta arasındaki sıcaklık farkı
- Q : Isı akısı (W)

Olarak tanımlanır.

Termal direnç, malzeme türüne, geometrisine, yüzey özelliklerine ve çevresel koşullara bağlı olarak farklılık gösterir. Özellikle uzay yapılarında bu fark, görev güvenliği ve sistem stabilitesi açısından kritik önemdedir.

Termal direnç, sadece bir hesap parametresi değil; aynı zamanda mühendislik tasarımında bir denge unsuru olarak değerlendirilir. Örneğin:

- Düşük termal direnç $\Rightarrow$ hızlı ısı yayılımı $\Rightarrow$ elektronik bileşen soğutma,
- Yüksek termal direnç $\Rightarrow$ yalıtım sağlama $\Rightarrow$ kriyojenik tanklarda veya uzay giysilerinde ısı kaybını engelleme.

Bu nedenle malzeme seçimi yalnızca termal iletkenliğe değil; aynı zamanda emisyon katsayısı, yüzey işleme biçimi, geometrik yerleşim ve temas özelliklerine göre bütünsel bir yaklaşımla ele alınmaktadır.

3.2.1. Malzeme türlerine göre termal direnç değişkenliği

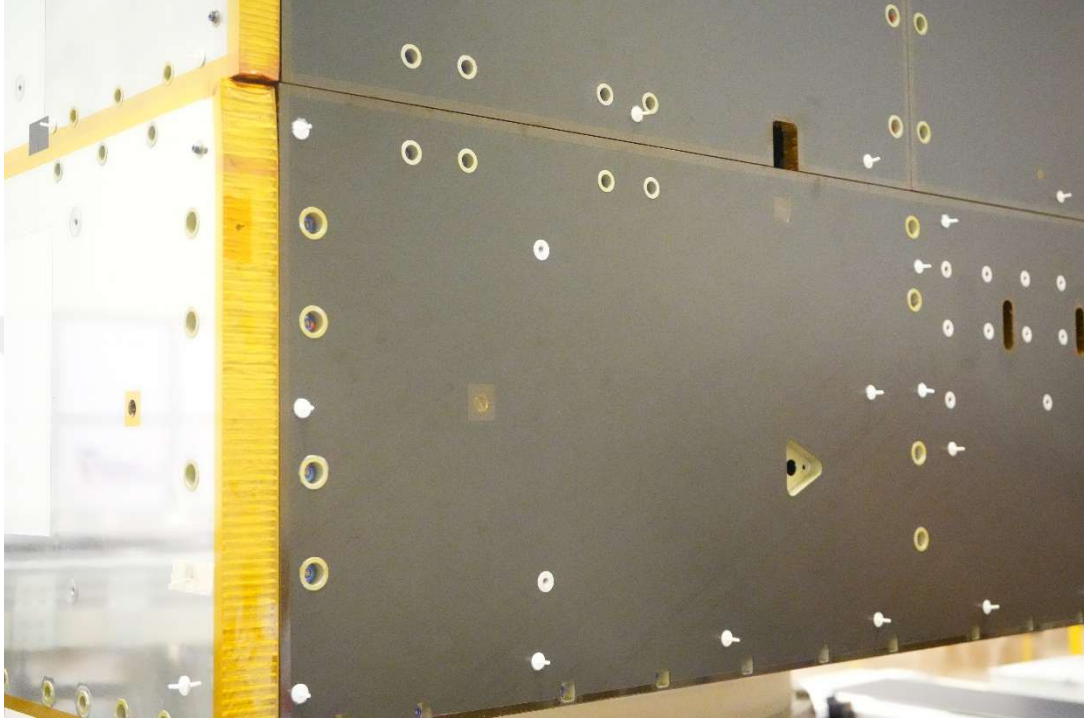
Termal direnç, malzemelerin ısı iletim katsayısı (k) ile ters orantılıdır. Yüksek iletkenliğe sahip metaller (örneğin bakır, alüminyum) düşük termal direnç sunarken, seramikler, polimerler ve kompozit malzemeler Tablo 3.1’de görüleceği üzere genellikle yüksek termal dirençlidir.

Tablo 3.1. Malzeme bazlı örnekler:

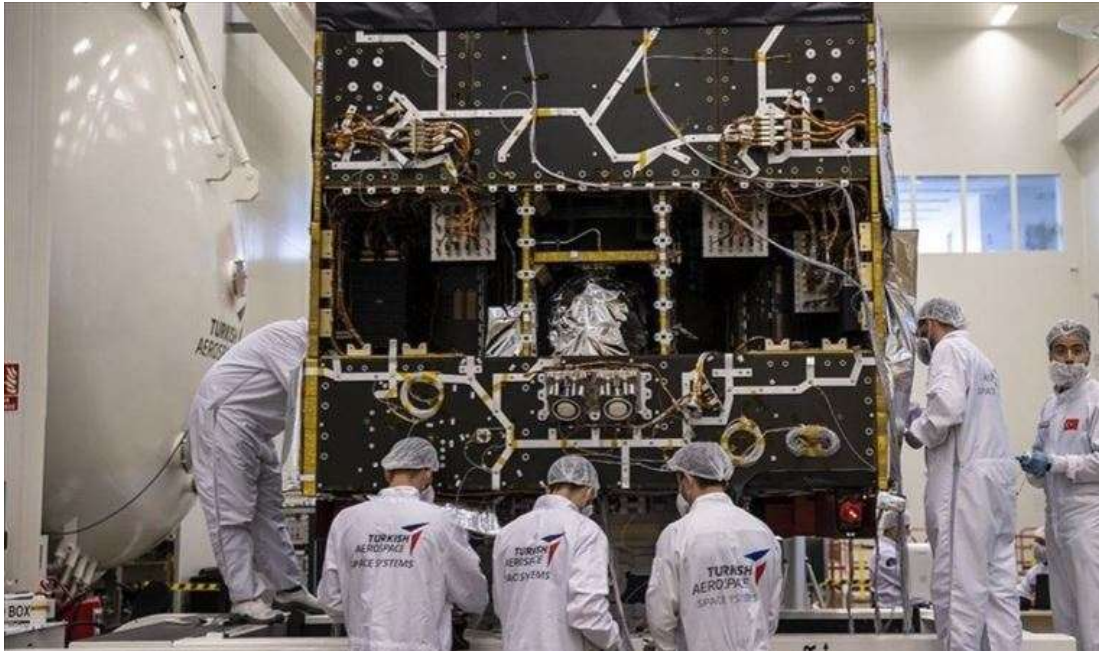
Malzeme	Isı İletim Katsayısı k (W/m·K)	Termal Direnç Eğilimi	Uygulama Alanı
Alüminyum	~205	Düşük	Uydu gövdeleri, yapısal parçalar
Bakır	~385	Çok düşük	Isı yayma plakaları, radyatörler
Paslanmaz Çelik	~16	Orta	Mekanik bağlantılar, yapısal taşıyıcılar
PEEK (polimer)	~0.25	Yüksek	İzolasyon elemanları
Silika Aerogel	~0.013	Çok yüksek	Termal yalıtım (ör. uzay giysileri)

Kompozit malzemeler (ör. karbon fiber takviyeli polimerler) ise termal özellikleri hem matris malzeme hem de takviye faza bağlı olarak değiştiği için yönlenebilir (anisotropi) olarak karmaşık bir termal davranış gösterir.

Uyduda kullanılan malzemelerin, ısı geçişini hızlı bir şekilde sağlayabilmek amacıyla, ısıl dirençlerinin çok dūşük olması gerekmektedir. **Şekil 3.1**'de görüldüğü üzere kullanılan bal peteği (honeycomb) çekirdekli sandviç paneller katkı malzemeleri kullanılarak TCR dūşürölmektedir. Şekil 3.2'de göröleceğı üzere uydu, panellerin birleşmesiyle ortaya çıkmaktadır.



Şekil 3.1. Uyduda kullanılan panel örnekleri



Şekil 3.2. Uydu panel montajı

3.2.2. İletim ile oluşan termal direnç

Isı iletiminin yalnızca malzemenin içinden değil, malzemeler arasındaki arayüzlerden de geçtiği göz önüne alındığında, TCR özel bir önem kazanır. İki katı yüzey birbiriyle temas ettiğinde, yüzey pürüzlülüğü ve mikro düzensizlikler nedeniyle gerçek temas alanı, görünen yüzey alanından çok daha küçüktür. Bu nedenle, arayüzde mikroskobik hava boşlukları oluşur ve bunlar yalıtkan görevi görerek ısı geçişi sınırlar.

Temas termal direnci şu faktörlere bağlı olarak değişir:

- Temas Basıncı: Yüzeyler daha yüksek basınç altında daha iyi temas eder, bu da direnç azalmasına neden olur.
- Malzeme Sertliği ve Pürüzlülüğü: Daha yumuşak ve düzgün yüzeyler daha geniş gerçek temas alanı sağlar.
- Ara Katmanlar (ör. gres, grafit, ince metalik filmler): Bu malzemeler boşlukları doldurarak ısı geçişini artırabilir.

$$R_{tc} = \frac{\Delta T}{q} \quad (3.5)$$

Burada R_{tc} temas termal direnci, ΔT temas yüzeyi boyunca sıcaklık farkı ve q birim alana düşen ısı akısıdır.

$$q_{rad} = \sigma \cdot \epsilon \cdot (T_1^4 - T_2^4) \quad (3.6)$$

3.2.3. Işınım ile oluşan ısı geçişi ve ışınlam direnci

Uzay ortamı gibi vakum koşullarında, iletim ve taşınımın etkisi azaldığından radyasyon yoluyla ısı geçişi baskın hale gelir. Bu durumda ışınlam direnci önemli bir parametre olur. Işınlam direnç, yüzeylerin emisyon katsayısı (ϵ) ve karşılıklı geometri faktörlerine bağlı olarak değişir.

$$Q = \sigma \cdot A \cdot F_{12} \cdot (T_1^4 - T_2^4) \quad (3.7)$$

- Q : Net ışınlam ısı transferi [W]
- σ : Stefan-Boltzmann sabiti = $5.67 \times 10^{-8} \text{ W/m}^2 \cdot \text{K}^4$
- A : Radyasyon yapan yüzeyin alanı [m^2]
- F_{12} : Görünürlük (view factor) – yüzey 1'in yaydığı enerjinin yüzey 2'ye ulaşan oranı
- T_1, T_2 : Yüzeylerin mutlak sıcaklıkları [K]

Yüzeyi parlatılmış metaller (altın, alüminyum vb.) düşük yayılımı sahipken ($\epsilon < 0.1$), siyah yüzeyler veya seramik kaplamalar yüksek yayılımı değerleri sunar ($\epsilon > 0.8$).

3.2.4. Çok katmanlı yalıtım (multi layer insulation-MLI) sistemlerinde termal direnç

MLI sistemleri, ışınlam ısı transferini azaltmak üzere tasarlanmış vakum ortamına uygun çok katmanlı yapılardır. Şekil 3.3’de görüleceği üzere MLI paneller üzerine montajlanmaktadır. Alüminyum kaplı polimer tabakalar ve aralarına yerleştirilmiş ara destek kumaşlarından oluşurlar. Bu sistemlerde her katman arası hem ışınlam hem de temas kaynaklı dirençler içerir. Genel sistem direnci:

$$R_{MLI} = \sum_{i=1}^n (R_{rad,i} + R_{tc,i}) \quad (3.8)$$

MLI performansı, katman sayısı, katman kalitesi, sıkıştırma oranı ve yerçekimsiz ortam koşullarında katmanlar arası temas düzeyine bağlı olarak değişiklik gösterir.



Şekil 3.3. Uydu paneli üzerine montajı tamamlanmış MLI örneği

3.3. Temas Basıncının Termal Dirence Etkisi

İki yüzey arasında gerçekleşen ısı transferinde, yüzeyler arasındaki temas koşulları belirleyici rol oynar. Gerçekte hiçbir yüzey tam düz değildir; mikroskobik girinti ve çıkıntılar nedeniyle yüzeyler arasında yalnızca kısmi temas oluşur. Bu durum, özellikle temas yüzeylerinde gözlemlenen TCR ortaya çıkarır.

TCR aynı şekilde tanımlanır:

$$R_{tc} = \frac{\Delta T}{q} \quad (3.9)$$

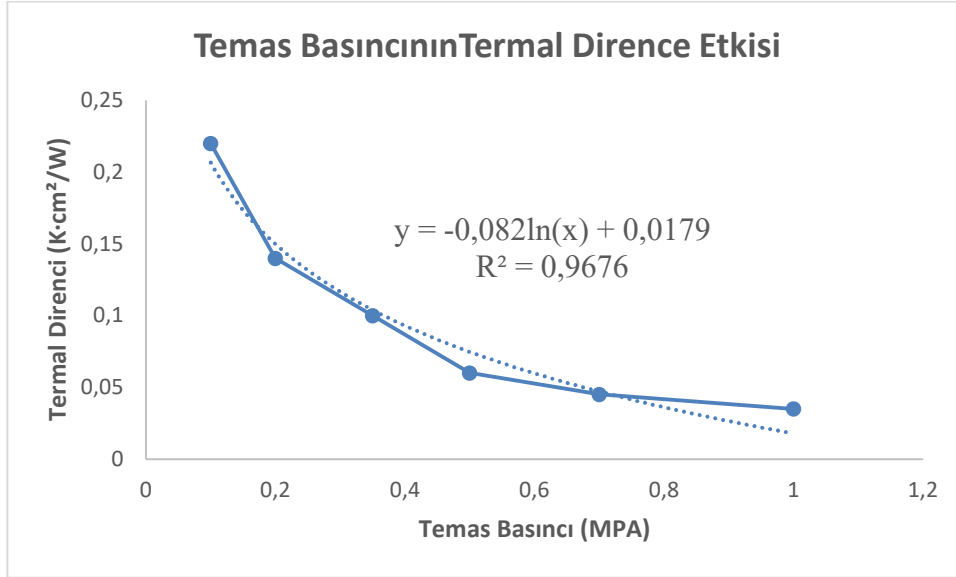
TCR kapsamında; uygulanan temas basıncı (P) arttıkça, yüzeyler arasındaki mikro boşluklar azalır ve gerçek temas alanı artar. Bu da termal direncin düşmesine neden olur. Deneysel olarak bu ilişki aşağıdaki gibi modellenmiştir:

$$R_{tc} \propto \frac{1}{p_n} \quad (3.10)$$

Buradaki n, yüzey pürüzlülüğü, malzeme sertliği ve yüzey işlemleri gibi parametrelere bağlı deneysel bir katsayı olup, genellikle 0.8 ile 1.5 arasında değişir.

Deneyisel Gözlemler

Alüminyum gibi yumuşak metallerde yapılan deneylerde, temas basıncı 0.1 MPa'dan 1.0 MPa'a çıkarıldığında, temas termal direncinin %80'e kadar azaldığı gözlemlenmiştir (Chalmers University, 2015). Şekil 3.4 bu ilişkiyi örnek verilerle göstermektedir:



Şekil 3.4. Temas basıncının termal dirence göre değişimi

Malzeme Özelliklerinin Rolü

- Sert malzemeler (örneğin çelik): Basınca daha az duyarlıdır, yüzey deformasyonu azdır.
- Yumuşak malzemeler (örneğin polimerler): Daha kolay şekil değiştirir, temas alanı daha hızlı artar $\Rightarrow$ direnç daha hızlı düşer (Narh & Sridhar, 1997, Prasher & Matayabas, 2005).

Ayrıca, malzemelerin termal genleşme katsayıları da sıcaklıkla birlikte temas yüzeylerinin değişmesine neden olabilir. Bu nedenle termal sistemlerde hem mekanik kuvvetler hem de sıcaklık koşulları birlikte değerlendirilmelidir.

Uygulama Örnekleri olarak alüminyum-alüminyum yüzeylerde, Tablo 3.2'de farklı basınçlardaki farklı termal dirençler listelenmiştir. Tablo 3.3'de ise farklı bileşenlerin basınca etkisi listelenmiştir.

Tablo 3.2. Bir alüminyum-alüminyum temas basıncı ve termal direnci

Temas Basıncı (MPa)	Termal Direnç ($K \cdot cm^2/W$)
0.1	0.22
0.5	0.06
1.0	0.035

Tablo 3.3. Bileşenlerin temas basıncına etkisi

Sistem / Bileşen	Temas Basıncı Rolü
Elektronik soğutucular	CPU ve heatsink arasında ideal temas sağlanması
Uydu yapı bağlantıları	Montaj sırasında uygulanan vida torkları direnç dengesini belirler
MLI yalıtım sistemleri	Katmanlar arası sıkıştırma, toplam sistem direncini etkiler

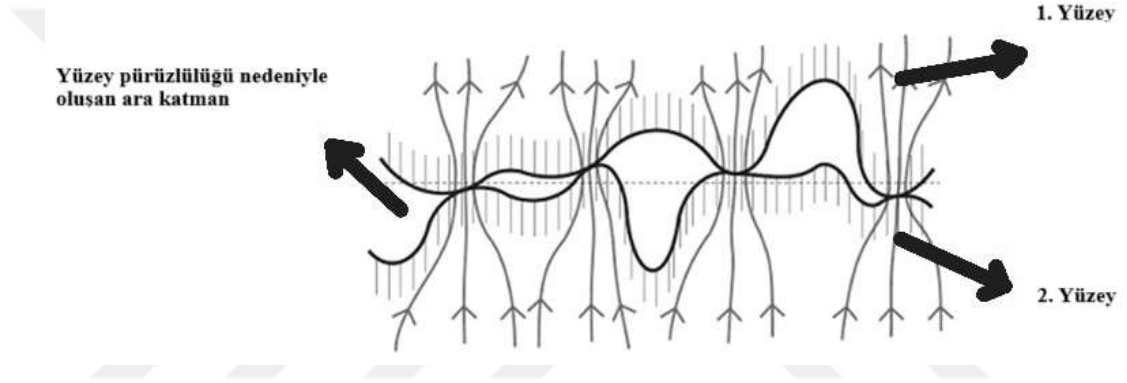
Bu veriler, temas basıncının termal direnç üzerindeki doğrusal olmayan ama güçlü etkisini açıkça ortaya koymaktadır.



4. ANALİTİK VE SAYISAL ÇÖZÜM

4.1. Analitik Çözüm

Hesaplamalarda, CMY ısı iletim denklemi kullanılarak malzeme yüzeyine uygulanan temas basıncının ısı direnci üzerindeki etkisi modellenmiştir. Çalışmada kullanılan malzemeler uydu yapılarında sıkça karşılaşılan alüminyum sandviç panel malzemesi ve karbon kompozitler örneklemlendirilmiştir.



Şekil 4.1. Yüzey Pürüzlülüğü (Akın,2023)

Şekil 4.1’de görüleceği üzere giriş çıkış sıcaklık değerleri belirli olan durumlarda toplam ısı temas direnci belirlenmesi amacıyla toplam direnç hesaplanmış ve kullanılan malzemenin Tablo 4.1’de belirtilen malzeme özellikleri kullanılarak her Malzeme katmanının ısı direnci hesap edilmiş ve dirençlerin seri bağlanması ilkesinden yola çıkarak sistemin ısı temas direnci hesaplanmıştır. Isı iletim hesaplamalar gerçekleştirilirken aşağıdaki temel denklem ısı iletim denklemi kullanılmıştır:

$$q = -k \cdot \nabla T_q \quad (4.1)$$

q: Isı akısı (W/m²)

k: Isıl iletkenlik katsayısı (W/m·K)

∇T : Sıcaklık gradyeni (K/m)

Tablo 4.1. Kullanılan malzemelerin termal özellikleri

Malzeme	Yoğunluk (kg/m ³)	Isıl İletkenlik (W/m·K)	Özgül Isı (J/kg·K)
Titanyum Alaşımı	4500	21.9	522
Karbon Kompozit	1600	5.5	710
Alüminyum Alaşımı	2700	200	900

Farklı basınç değerlerindeki farklı ölçümler denenerek basınç ve sıcaklıklara göre ısıl temas direnci hesaplanarak bu hesaplamalar doğrultusunda bir korelasyon oluşturulmuştur.

Temas direnci hesaplamalarında klasik Hertz temas teorisi ile birlikte, mikroskobik düzensizliklerin etkisini içeren daha gelişmiş modeller tercih edilmiştir.

Sayısal çözüm için Tablo 4.2'deki değerler kullanılmıştır. Değerler, Akın (2023)'ın doktora tezinden alınmıştır.

Tablo 4.2. Sıcaklık değerleri

Düğüm (Node) Numaraları	Sıcaklık (°C)
24017	22.993 (maksima yakın)
14995	20.133
15960	19.472
15933	18.811
20569	15.511
33290	8.5894
46920	5.6199
45900	4.4074
24891	1.1072 (minimuma yakın)

4.1.1. Geometri ve ölçek

- Grafik altındaki ölçekte görüldüğü üzere toplam uzunluk: 0.02 m = 20 mm
- Bu doğrultu boyunca sıcaklık 22.993 °C'den 1.1072 °C'ye düşmektedir.
- Isı akışı açıkça soldan sağa doğru gerçekleşmektedir.

4.1.2. Hesaplanabilir veriler

Bu tür bir analizde aşağıdaki hesaplamaları yapabiliriz:

1. Toplam sıcaklık farkı:

$$\Delta T = 22.993 - 1.1072 = 21.8858 \text{ C}$$

2. İletim yönü ve uzunluğu:

$$L=0.02 \text{ m}$$

3. Isı akısı aşağıdaki şekilde hesaplanabilir.

$$q'' = \frac{k \cdot \Delta T}{L} = \frac{200 \frac{W}{mK} \cdot (22.993 - 1.1072)^\circ C}{0.02 \text{ m}} = 218,858 \text{ W/m}^2 \quad (4.2)$$

ANSYS gibi sayısal modeller, mühendislik kararları için güçlü bir öngörü aracıdır. Ancak, özellikle ısıl temas direnci gibi mikro seviyede etkili olan fenomenlerde, deneysel doğrulama zorunludur. Bu karşılaştırma, sistem tasarımında teorik modellerin dikkatli yorumlanması ve gerçek temas davranışının göz önünde bulundurulması gerektiğini göstermektedir.

4.1.3. Hesaplama

Atmosferik ortamda boşluklarda hava bulunacak ve hava vasıtasıyla ısı taşınımı olacaktır. Uzay ortamında ısı taşınımı olmaması nedeniyle hesaplamalar vakum ortamında varsayılarak gerçekleştirilmiştir. Vakum ortamı, arayüzeydeki gaz katkısını yok ederek yalnızca yüzey pürüzlülüğünden kaynaklanan mikroskobik temas noktaları üzerinden ısı geçişini mümkün kılar. Bu durum, TCR önemli ölçüde artmasına sebep olur. Bu bölümde, 0,7 mm kalınlığındaki iki alüminyum sandviç panelin birbirine temas ettiği durumda, temas basıncının (P) ısıl temas direncine etkisi vakum ortamı için incelenmiş, farklı modellerle karşılaştırmalı hesaplamalar yapılmıştır.

Temel teorik model: CMY (Cooper-Mikic-Yovanovich) yaklaşımı ile oluşturulan CMY modeli, yüzey mikro-geometrisinin etkisini ve temas basıncını hesaba katarak ısıl temas direncini şu şekilde ifade eder:

$$h_c = \frac{C \cdot k_s}{\sigma} \cdot \left(\frac{P}{H}\right)^m \quad (4.3)$$

Burada;

- h_c : Isıl temas iletim katsayısı ($W/m^2 \cdot K$)
- C: Ampirik sabit, genellikle 1'e yakın

- k_s : İki yüzeyin ortalama ısı iletkenliği (W/m·K)
- σ : Yüzey pürüzlülüğünün RMS değeri (m)
- P : Temas basıncı (Pa)
- H : Mikrosertlik (Vickers veya Meyer) (Pa)
- m : Yüzey teması duyarlılığı katsayısı, genellikle 0.95
- $R_t=1/(h_c \cdot A)$: Toplam termal temas direnci

Gerçekleştirilen kabuller aşağıda listelenmiştir.

- İki panelin malzemesi: %100 alüminyum
- Vakum ortamı: 10^{-5} Pa altında, gaz iletimi ihmal edildi,
- Panel kalınlığı: $d=0,7 \text{ mm}=7 \cdot 10^{-4} \text{ m}$
- Temas alanı: $A=0.04 \text{ m} \times 0,04 \text{ m}=16 \cdot 10^{-3} \text{ m}^2$
- Isıl iletkenlik: $k_{Al}=200 \text{ W/m} \cdot \text{K}$
- RMS pürüzlülük: $\sigma=1.2 \cdot 10^{-6} \text{ m}$
- Mikrosertlik (alüminyum): $H=1.5 \cdot 10^9 \text{ Pa}$
- Basınç aralığı: 0.2 – 5 MPa

Hesaplama modeli için ise ortalama ısı iletkenlik aşağıdaki formül ile hesaplanmaktadır.

$$k_s = \frac{k_{Al} + k_{Al}}{2} = 200 \frac{W}{m} K \quad (4.4)$$

$$h_c = \frac{1.200}{1.2 \cdot 10^{-6}} \cdot \left(\frac{P}{1.5 \cdot 10^9} \right)^{0.95} \quad (4.5)$$

Bu doğrultuda hesaplamalar **Tablo 4.3**'de verilmiştir.

Tablo 4.3. Hesaplama sonuçları

P (MPa)	P/H	(P/H) ^{0.95}	h_c (W/m ² K)
0.2	1.33e-4	4.42e-5	7,366
0.5	3.33e-4	1.34e-4	22,326
1.0	6.67e-4	2.92e-4	48,661
2.0	1.33e-3	6.35e-4	105,875
5.0	3.33e-3	1.87e-3	311,687

4.1.4. Toplam ısıl temas direnci (TRC)

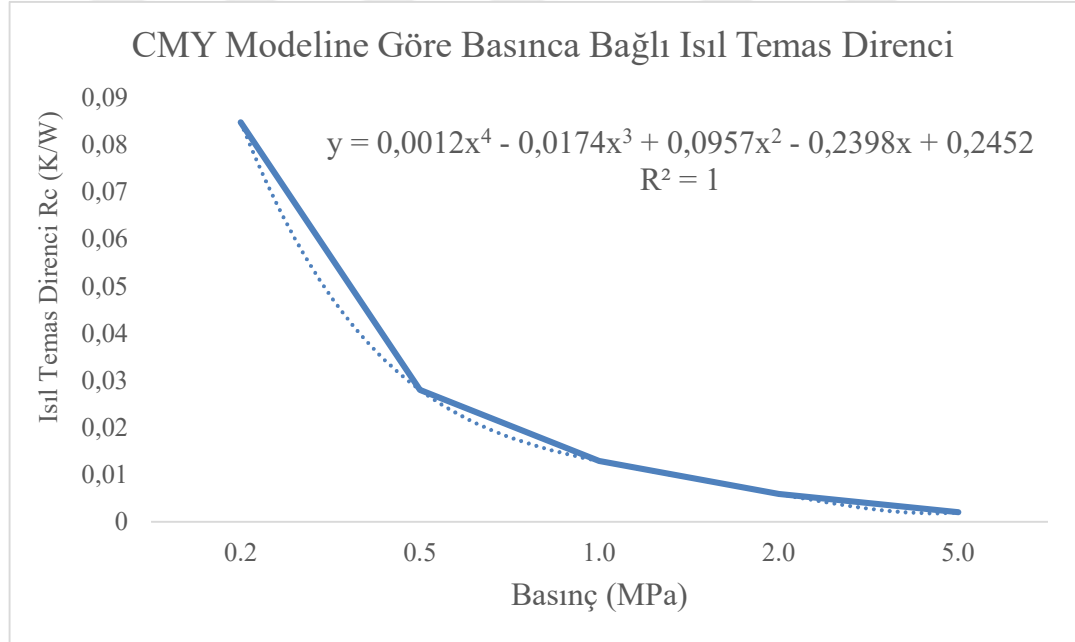
Buna göre Toplam Isıl Temas Direnci aşağıdaki formüle göre hesaplanmaktadır.

$$R_c = \frac{1}{h_c \cdot A} \quad (4.6)$$

CMY modeli kullanılarak farklı basınç değerleri için hesaplanan ısıl temas iletim katsayısı h_c ve buna karşılık gelen ısıl temas direnci R_c değerleri aşağıda Tablo 4.4’de verilmiştir. Bu doğrultuda hazırlanan grafik Şekil 4.2’de verilmiştir.

Tablo 4.4. Hesaplama çıktıları

Basınç	h_c (W/m ² K)	R_c (K/W)
0.2	7366	0,0848493076
0.5	22326	0,0279942667
1.0	48661	0,0128439612
2.0	105875	0,0059031877
5.0	311687	0,0020052167



Şekil 4.2. Basınca bağlı ısıl temas direnci (CMY Modeli)

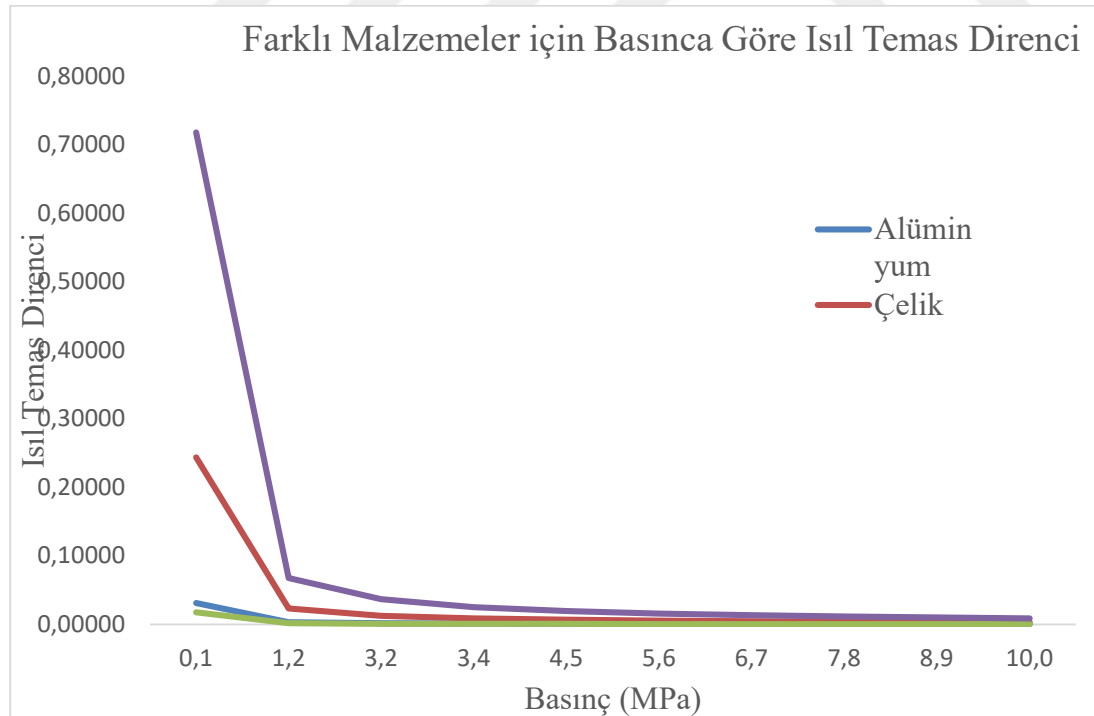
Bu doğrultuda farklı materyaller kullanarak basıncın etkisi değerlendirilecek olursa, Tablo 4.5’de de görüleceği üzere elde edilen sonuçlar göstermektedir ki, yüksek ısıl iletkenliğe ve düşük sertliğe sahip metaller (örneğin bakır), aynı basınç altında daha

düşük TCR sergilemektedir. Buna karşın düşük iletkenlikli ve daha sert metaller (örneğin titanyum), daha yüksek TCR üretmektedir. Bu durum, mikroskobik temas alanlarının boyutu ve sayısı ile doğrudan ilişkilidir.

Tablo 4.5. Basıncın farklı malzemelerin ısıl dirençlerine etkisi

Basınç (MPa)	Alüminyum	Çelik	Bakır	Titanyum
0.1	3.15e-02	2.44e-01	1.77e-02	7.18e-01
1.2	2.98e-03	2.30e-02	1.67e-03	6.77e-02
2.3	1.60e-03	1.24e-02	9.01e-04	3.65e-02
3.4	1.11e-03	8.55e-03	6.21e-04	2.52e-02
4.5	8.48e-04	6.55e-03	4.76e-04	1.93e-02
5.6	6.89e-04	5.32e-03	3.87e-04	1.57e-02
6.7	5.81e-04	4.49e-03	3.26e-04	1.32e-02
7.8	5.03e-04	3.89e-03	2.82e-04	1.14e-02
8.9	4.44e-04	3.43e-03	2.49e-04	1.01e-02
10.0	3.97e-04	3.07e-03	2.23e-04	9.03e-03

Buna göre genel bir grafik çizmek gerekirse Şekil 4.3’de derlenmiştir.



Şekil 4.3. Farklı malzemeler için basınca göre ısıl temas direnci

- Alüminyum için denklem:

$$y = 5E-06x^6 - 0,0002x^5 + 0,0029x^4 - 0,0216x^3 + 0,0863x^2 - 0,1731x + 0,1371$$

$$R^2 = 0,9977$$

- Çelik İçin hesaplanan denklem:

$$y = 4E-05x^6 - 0,0015x^5 + 0,0224x^4 - 0,1679x^3 + 0,6693x^2 - 1,3418x + 1,0629$$

$$R^2 = 0,9977$$

- Bakır için hesaplanan denklem:

$$y = 3E-06x^6 - 0,0001x^5 + 0,0016x^4 - 0,0122x^3 + 0,0485x^2 - 0,0973x + 0,0771$$

$$R^2 = 0,9977$$

- Titanyum için hesaplanan denklem:

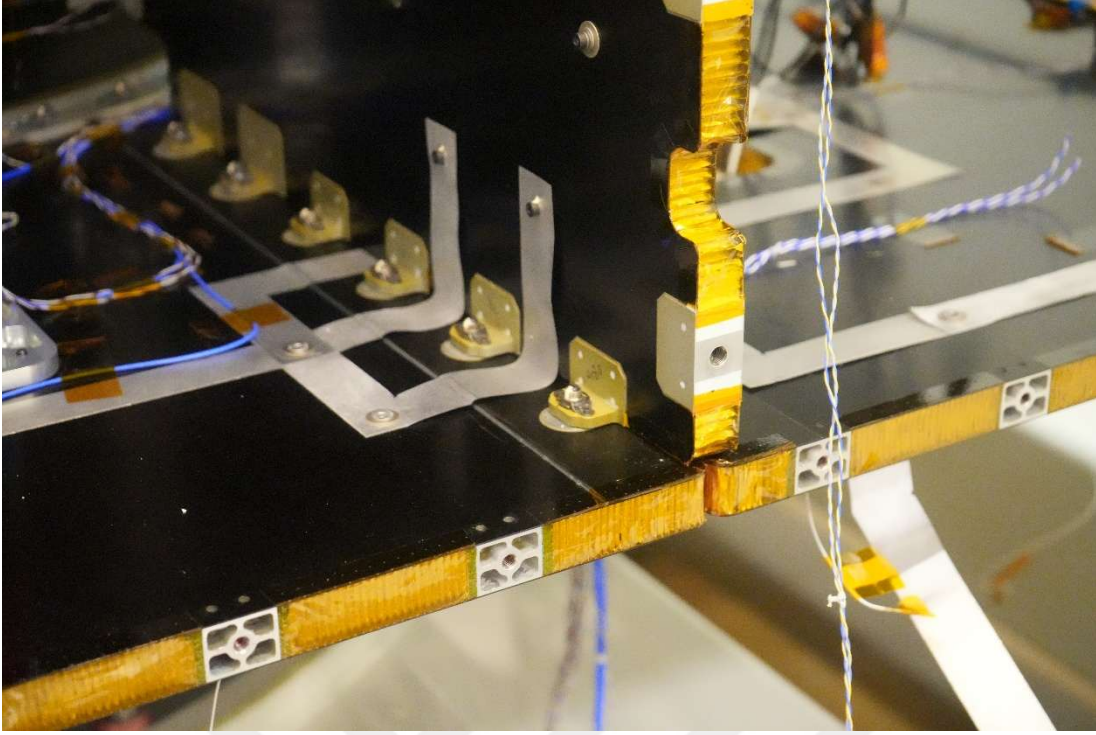
$$y = 0,0001x^6 - 0,0045x^5 + 0,066x^4 - 0,4938x^3 + 1,9689x^2 - 3,9477x + 3,1272$$

$$R^2 = 0,9977$$

4.2. Sayısal Analiz

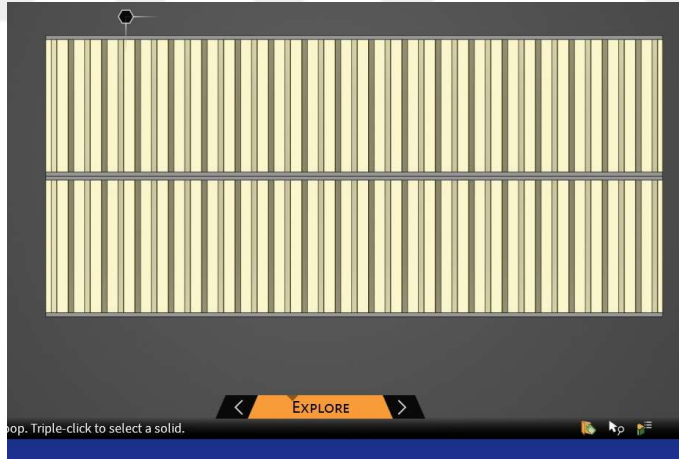
Nümerik hesaplamalar doğrultusunda gerçekleştirilen hesaplamaların ANSYS Programında doğrulanması amacıyla uyduların montajında kullanılan sandviç paneller kullanılmıştır. Nümerik hesaplamalar için ANSYS Programının 2025 yılı öğrenci sürümü kullanılmıştır.

Uydu panelleri, Şekil 4.4’de görüleceği üzere alüminyum bal peteği modeli üzerine yerleştirilen alüminyum plakalardan oluşmaktadır.



Şekil 4.4. Sandviç plaka ve montajı

Analiz ise bu kapsamda, Şekil 4.5’de görüldüğü üzere sandviç plakanın üst üste yerleştirilmesi ile gerçekleştirilmiştir.

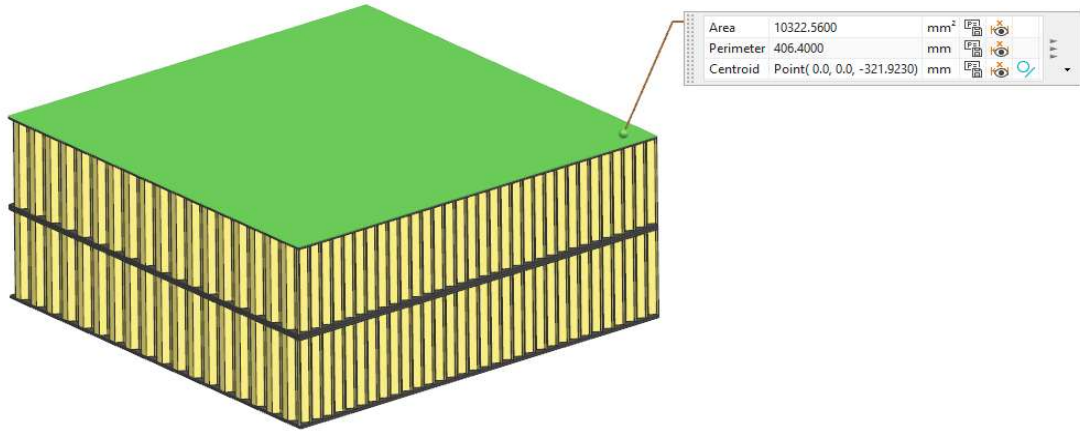


Şekil 4.5. Sandviç model panel görüntüsü (Kolat & Sözbir, 2025)

Bu kapsamda, kontak noktalarının çok fazla olması nedeniyle panel küçültülmüş ve şekilde görüleceği üzere sayısal analiz için üst üste binen iki adet bal peteği modeli alüminyum plakalar kullanılmıştır.

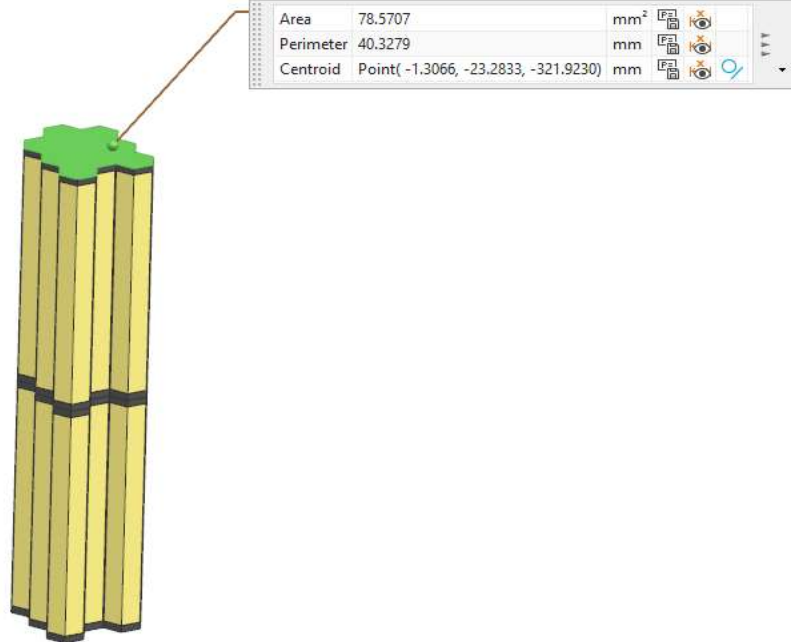
Gerçekleştirilmiş testlerde etki eden kuvvetin tüm plakaya uygulanmış olması nedeniyle aynı etkiyi kesit plakalarda uygulamak amacıyla kuvvetin etki alanına göre hesaplama yapılmıştır.

Bu kapsamda testlerde kullanılmış olan plakaların alanı Şekil 4.6’da görüleceği üzere 10322 mm^2 (101,6 mm x 101,6 mm)dir.

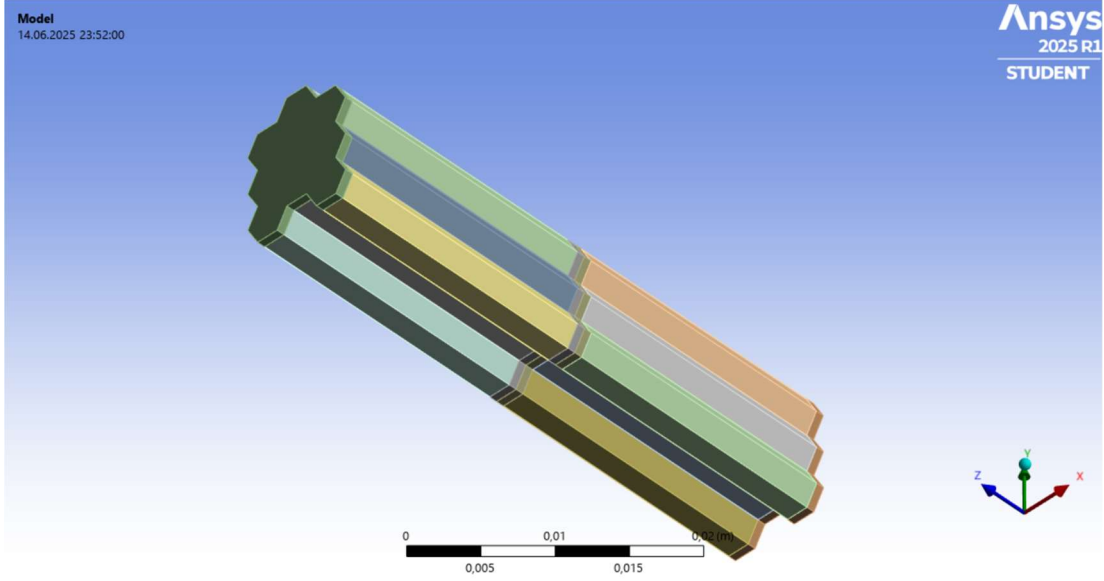


Şekil 4.6. Kuvvetin etkilediği toplam alan

ANSYS programında kontakların çok olması ve bu kontakların düzgün çalışabilmesi amacıyla elle manuel girilmesi nedeniyle panel Şekil 4.7 ve Şekil 4.8’deki gibi ele alınmış bu nedenle alanın 78.57 mm^2 ’ye düştüğü görülmüş ve hesaplarda bu alan kullanılmıştır.



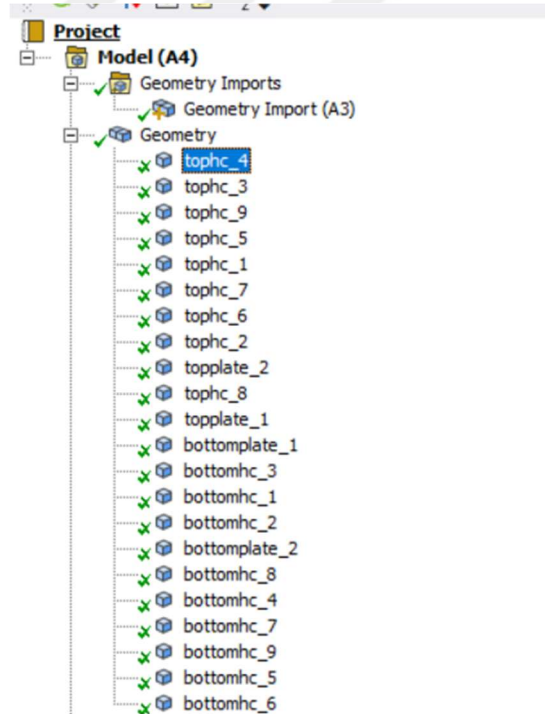
Şekil 4.7 Daraltılmış analiz test numunesi



Şekil 4.8.Sandviç Panel

Plakaların test değerleri sisteme girilmiş ve kontrolleri sağlanmıştır. Alüminyum değerler için endüstride kullanılan 7075 Alüminyum değerleri baz alınmıştır.

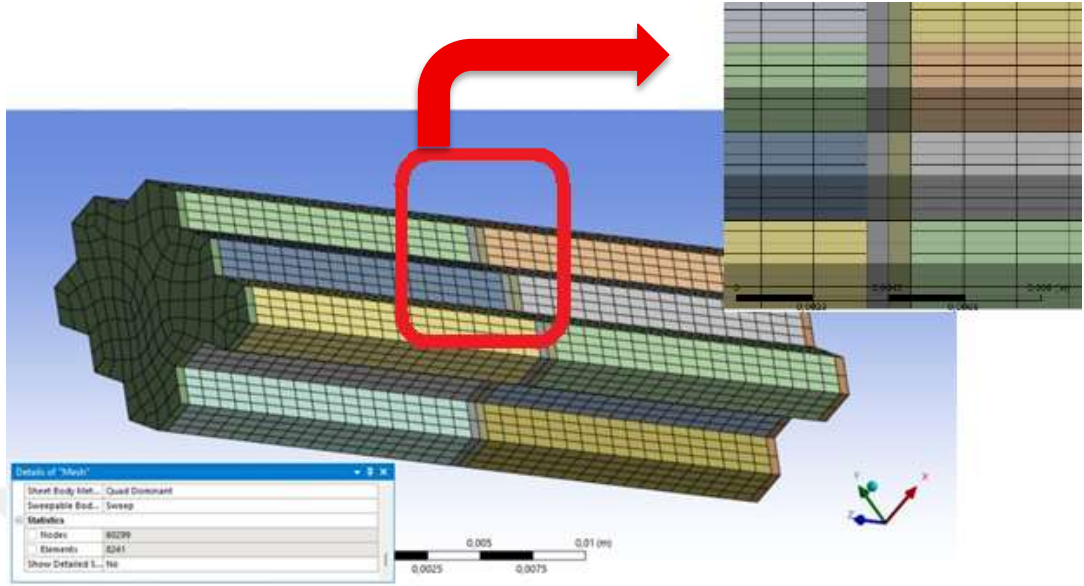
Modeldeki bütün parçaların tek tek kontak bağlantıları gerçekleştirilmiş ve ısı akışını sağlamak için aşağıda Şekil 4.9’da görüleceği üzere düzenlenmiştir.



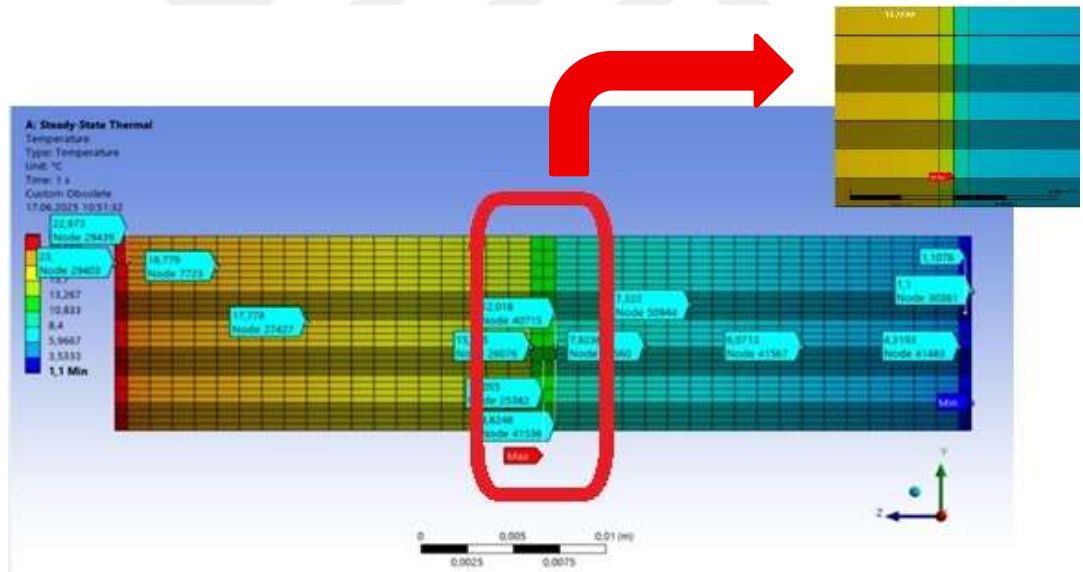
Şekil 4.9. Kontak noktaları

Analizde Şekil 4.10’da görüleceği üzere öncelikle farklı mesh değerleri denenmiş ve düğüm (node) sayısının değişmesinin sıcaklık dağılımına, Şekil 4.11’de anlaşılabacağı

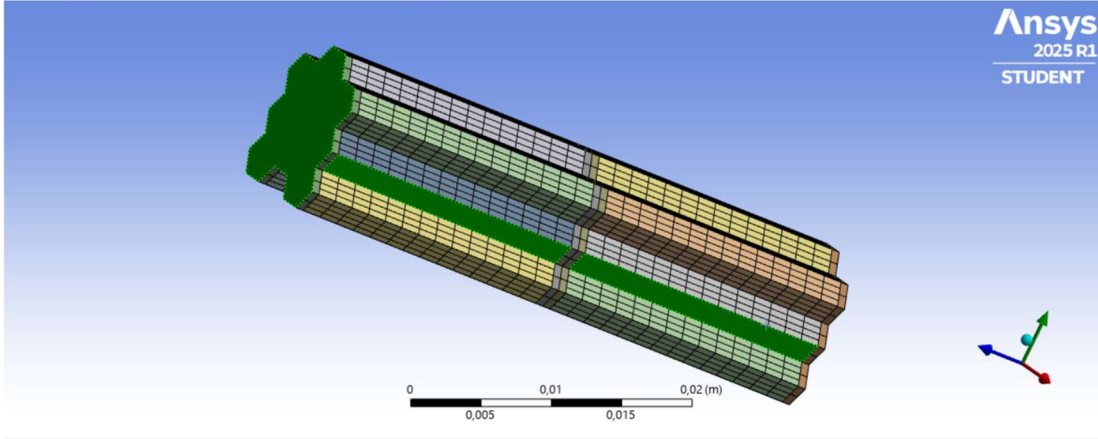
üzere, etki etmediği görülmüştür. Sistemimiz mesh değerinden bağımsız olduğu için süre ve lisans kısıtlamaları nedeniyle Şekil 4.12’de görülen değerler kullanılmıştır.



Şekil 4.10 Farklı Mesh Sayısı (60299 adet node ve 8241 element kullanılmıştır)

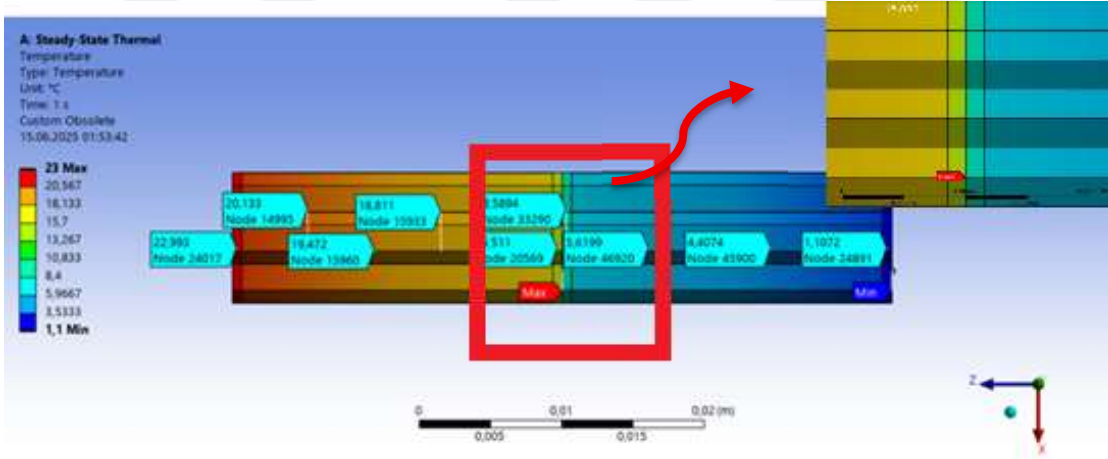


Şekil 4.11. Farklı mesh sayısına göre sıcaklık dağılımı



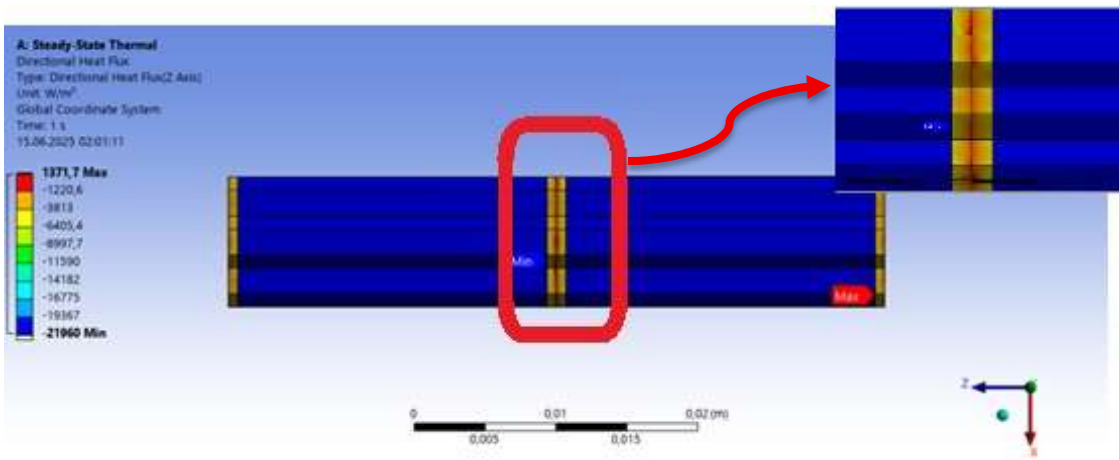
Şekil 4.12. Mesh dağılımı

Şekil 4.13’de sıcaklık dağılımı, belirli düğüm (node) noktalarındaki sıcaklık etiketleriyle birlikte sunulmuştur.



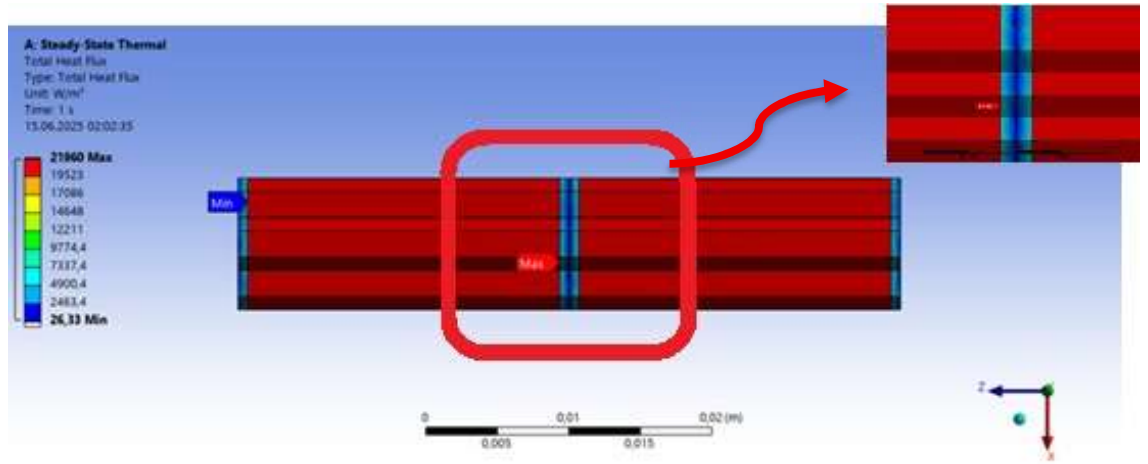
Şekil 4.13. Düğüm noktalarındaki sıcaklıklar

Bu doğrultuda Isı dağılımı ise Şekil 4.14’deki gibi olmuştur:



Şekil 4.14. Isı dağılımı

Toplam ısı dağılımı ise aşağıda Şekil 4.15’de olduğu görülmüştür:



Şekil 4.15. Toplam Isı dağılımı

Bu doğrultudan node sayısının ve element sayısının analize etki etmediği görülmüş ve bu doğrultuda hareket edilerek mesh sayısı hesaplamanın hızlı olması amacıyla azaltılmıştır. Analizlerimizin node sayısından bağımsız olduğuna göre hareket edilmiş ve hesaplamalar buna göre yapılmıştır.

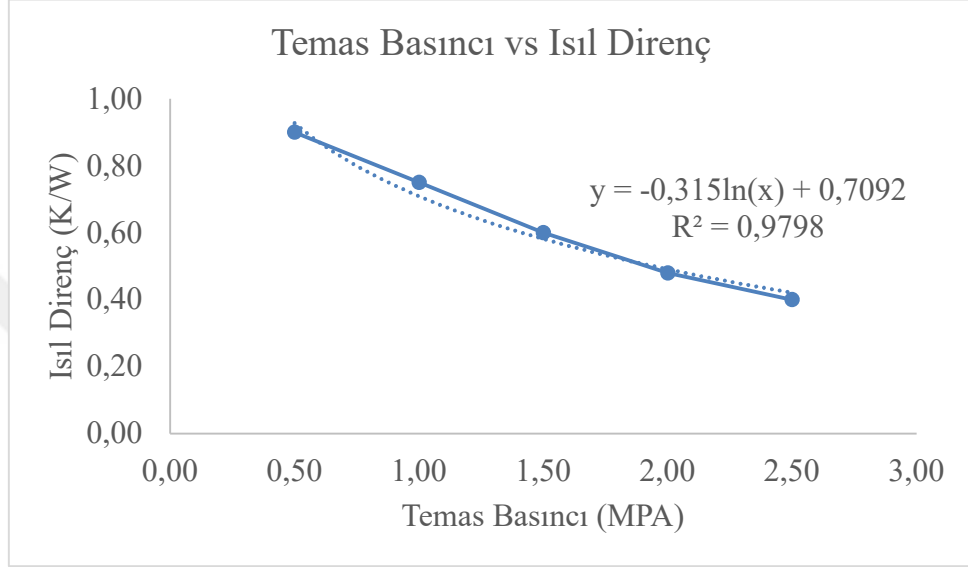
Gerçekleştirilen analizin mesh özellikleri Şekil 4.16’daki gibidir.

[-] Display	
Display Style	Use Geometry Setting
[-] Defaults	
Physics Preference	Mechanical
Element Order	Program Controlled
☐ Element Size	Default
[-] Sizing	
Use Adaptive Sizing	Yes
Resolution	Default (2)
Mesh Defeaturing	Yes
☐ Defeature Size	Default
Transition	Fast
Span Angle Center	Coarse
Initial Size Seed	Assembly
Bounding Box Diagonal	4,8546e-002 m
Average Surface Area	2,6643e-005 m ²
Minimum Edge Length	6,6e-004 m
[-] Quality	
Check Mesh Quality	Yes, Errors
Error Limits	Aggressive Mechanical
☐ Target Element Quality	Default (5, e-002)
Smoothing	Medium
Mesh Metric	None
[-] Inflation	
Use Automatic Inflation	None
Inflation Option	Smooth Transition
☐ Transition Ratio	0,272
☐ Maximum Layers	5
☐ Growth Rate	1,2
Inflation Algorithm	Pre
Inflation Element Type	Wedges
View Advanced Options	No
[-] Advanced	
Number of CPUs for Par...	Program Controlled
Straight Sided Elements	No
Rigid Body Behavior	Dimensionally Reduced
Triangle Surface Mesher	Program Controlled
Topology Checking	Yes
Pinch Tolerance	Please Define
Generate Pinch on Refr...	No
[-] Automatic Methods	
Sheet Body Method	Quad Dominant
Sweepable Body Method	Sweep
[-] Statistics	
☐ Nodes	48203
☐ Elements	6513
Show Detailed Statistics	No

Şekil 4.16. Mesh Özellikleri

5. ANALİTİK VE SAYISAL SONUÇLAR

Şekil 5.1’de temas basıncı ile ısıl direnç arasında doğrusal olmayan negatif bir ilişki olduğunu göstermektedir.



Şekil 5.1. Temas basıncı – ısıl direnç

Analiz sonuçları, temas basıncındaki artışın temas yüzeyindeki mikroskobik temas noktalarının sayısını artırdığını başka bir deyişle temas yüzeyini artırdığını ve bu durumun ısıl direnci düşürdüğünü göstermektedir.

Gerçekleştirilen analiz ve sayısal sonuçlar karşılaştırıldığında yaklaşık olarak %11 fark olduğu görülmüştür. Literatür sonuçları ile gerçekleştirilen sayısal sonuçlar karşılaştırıldığında ise yaklaşık olarak %10 fark olduğu görülmüştür. Analiz sonuçları ile test verilerinin farkının temel nedenleri Tablo 5.1’de listelenmiştir.

Tablo 5.1. Farkların nedenleri bu şekilde belirtilmiştir.

Simülasyon (ANSYS)	Gerçek Sistem (Deneysel)
Tam yüzey teması varsayılmıştır.	Mikro boşluklar ve düzensiz yüzey teması
Pürüzsüz, homojen malzeme modeli	Pürüzlü, oksitli, gevşek monte edilmiş yüzey
Konveksiyon ve radyasyon ihmal edilmiştir	Vakum ortamı varsayılmış olsa da sızıntılar olabilir
Isı kaynağı sabit ve düzgün dağılmış	Gerçekte düzensiz ya da sınır etkilerine açık olabilir

Bu farklar, gerçek dünyada termal temas direncinin yalnızca malzeme özellikleriyle değil, mekanik temas koğullarıyla da yakından iliğkili olduğunu açıkça göstermektedir.



6. SONUÇ VE ÖNERİLER

Bu çalışmada yürütülen sayısal modelleme ve simülasyon temelli analizler, temas basıncının termal temas direnci üzerindeki etkisini uzay malzemeleri özelinde kapsamlı biçimde ortaya koymuştur. Elde edilen bulgular, yalnızca teorik bir doğrulama sunmakla kalmamış; aynı zamanda uzay mühendisliği uygulamalarında doğrudan karşılık bulan bazı önemli tasarım çıkarımlarını da gündeme getirmiştir.

Uzay araçlarının yapısal bileşenlerinde, özellikle bağlantı noktalarında oluşan basınç farklılıklarının, sistem genelinde ısı dengenin korunmasında kritik bir rol oynadığı görülmüştür. Geliştirilen modellemeler, yüzeyler arasında etkin temas alanının artmasıyla birlikte termal temas direncinin logaritmik olarak azaldığını ve bu azalışın, malzeme özelliklerine (özellikle yüzey pürüzlülüğü ve sertliği) bağlı olarak değişkenlik gösterdiğini göstermiştir.

Aşağıda sıralanan temel çıkarımlar, bu çalışmanın mühendislik uygulamalarına doğrudan katkı sağlayabilecek bulgularını özetlemektedir:

- Temas basıncı, termal performansta belirleyici bir parametredir.

Yapılan analizler, belirli bir sınır değerine kadar artan temas basıncının, ısı iletim yollarını açığa çıkardığını ve bu sayede sistem genelinde daha dengeli bir sıcaklık dağılımı sağladığını ortaya koymuştur.

- Temas alanı homojenliği kritik önemdedir.

Bağlantı yüzeylerinde oluşan düzgün olmayan basınç dağılımları, bazı bölgelerde aşırı ısınmaya, diğerlerinde ise yetersiz ısı transferine neden olmaktadır. Bu durum, özellikle çok katmanlı sistemlerde malzeme yorgunluğu riskini artırmaktadır.

- Malzeme özellikleri ile temas basıncı arasında karmaşık bir etkileşim mevcuttur.

Her malzeme aynı basınç altında benzer bir tepki vermemektedir. Örneğin, alüminyum alaşımları düşük basınçta bile etkin ısı transferi sağlarken, seramik matrisli kompozitlerde bu etki daha yüksek basınçlarla ortaya çıkmaktadır.

- Simülasyonlar, deneysel maliyetleri azaltan güçlü bir ön analiz aracıdır.

MATLAB vb. ortamlarda geliştirilen modelleme algoritmaları, farklı senaryoların sanal ortamda test edilmesine olanak sağlamış; böylece pahalı ve zaman alıcı deneysel süreçler için öncelik sıralaması yapılabilmektedir.

- Malzeme seçimi çok parametrelili bir değerlendirme sürecini gerektirir.

Sadece termal iletkenlik değil, aynı zamanda genleşme katsayısı, yüzey pürüzlülüğü, sertlik, oksidasyon eğilimi ve uzun vadeli kararlılık gibi özellikler de dikkate alınmalıdır.

Bu çalışmanın özgün yönlerinden biri, temas basıncının etkisini tek başına değerlendirmek yerine, bunu malzeme özellikleriyle eşzamanlı bir biçimde analiz etmesidir. Literatürde sıklıkla görülen idealize edilmiş yüzeyler veya sınırlı malzeme çeşitleri yerine, gerçek mühendislik uygulamalarında karşılaşılan alüminyum alaşımları, CFRP'ler ve seramik matrisli malzemeler üzerinde yapılan bu değerlendirme; uygulama ile teori arasındaki boşluğu önemli ölçüde daraltmaktadır.

Ayrıca, simülasyon sonuçları ile literatürdeki deneysel verilerin karşılaştırılması, bu çalışmanın geçerliliğini ve uygulama güvenilirliğini artırmaktadır. Özellikle basınç-TCR ilişkisine dair gözlenen logaritmik azalış trendi, geçmişte yapılan deneysel çalışmalarla yüksek uyum göstermiştir.

Bu tez çalışmasında ulaşılan sonuçlar, termal temas direncinin yalnızca temas basıncı ile değil, birbiriyle etkileşim halinde olan çok sayıda fiziksel ve malzeme parametresiyle yönetilmesi gerektiğini açıkça ortaya koymuştur. Uzay araçlarında başarılı bir ısı yönetimi sağlamak için:

- Termal iletkenlik,
- Yüzey pürüzlülüğü,
- Genleşme katsayısı,
- Oksidasyon eğilimi,
- Kaplama teknolojileri

gibi tüm faktörlerin eşzamanlı olarak ele alınması gerekir.

Bu çalışma kapsamında gerçekleştirilen analizler, TCR'nin etkili bir şekilde yönetilebilmesi için yalnızca laboratuvar koşullarındaki verilerin değil, aynı zamanda görev ortamının çok değişken doğasının da dikkate alınması gerektiğini ortaya

koymuştur. Bu doğrultuda, gelecekteki araştırmalara katkı sunabilecek bazı özęün öneriler şunlardır:

Gerçek uzay görevleri süre olarak uzundur. Bu nedenle: 10.000+ saatlik termal döngü senaryoları simüle edilebilir ya da yüzey oksidasyonu, mikroskobik deformasyon ve malzeme yorgunluğu gibi etkiler zamana bağlı olarak modellenenebilir.

Çok değişkenli çevresel koşulları (vakum, sıcaklık döngüsü, mekanik titreşim, radyasyon) bir arada simüle eden uzun süreli deney sistemleri geliştirilmelidir. Bu sayede TCR'nin zaman içindeki evrimi gerçekçi biçimde izlenebilir. Bu deneyler esnasında, mikro ölçekte sensörlü deney setupları kurulabilir, temas yüzeylerinin yüksek çözünürlüklü topografik haritaları oluşturulabilir veya termal kamera ve mikrotermokupl kullanılarak sıcaklık profilleri izlenebilir.

Nano-kompozit yüzeyler ile hibrit kaplama teknolojileri (örneğin, nano-grafen + metalik film kombinasyonları) entegre edilerek hem mekanik hem de termal açıdan üstün arayüz sistemleri elde edilebilir.

Bu alanda önemli bir potansiyel barındıran yapay zekâ uygulamaları ile temas basıncı – TCR ilişkisini öğrenen modeller oluşturularak, uzay görev profiline göre öngörü temelli malzeme seçim algoritmaları geliştirmek için kullanılabilir. Ayrıca, makine öğrenmesi ile sürekli güncellenebilen arayüz modelleri, görev esnasında TCR'nin optimum seviyede kalmasını sağlayabilir.

Yapay zekâ algoritmalarının yalnızca tasarım aşamasında değil, görev süresince adaptif biçimde güncellenmesi sağlanmalıdır. Böylece, uzay aracının karşılaştığı anlık koşullara göre TCR optimize edilebilir.

Yeni nesil aktif yüzey sistemleri, örneğin sıcaklık değişimine göre şekil değiştirebilen yapılar veya yönlendirilebilir ısı köprüleri, deneysel olarak geliştirilip modellenmelidir. Bu doğrultuda, şekil hafızalı alaşımlar, sıcaklık değişimlerine göre kontak alanını artırabilecek şekilde tasarlanmalıdır. 3D baskılı esnek yapılar, hem mekanik darbelere hem de sıcaklık dalgalanmalarına uyum sağlayacak şekilde geliştirilebilir.

Uzay görevleri sırasında gerçek zamanlı TCR izleme sistemleri (örn. gömülü mikrotermokupllar, yüzey sensörleri) tasarlanmalı ve arayüzlerin durumu sürekli olarak izlenmelidir. Bu sayede sistem performansındaki ani değişimlere anında müdahale edilebilir. Bununla birlikte, titanyum alaşımları, hafif metal köpükler, nano-

kompozit yapılar ve aerogeller, özellikle hibrit malzeme sistemleri (örneğin CFRP-metal ara yüzeyleri) detaylı olarak incelenebilir.



KAYNAKÇA

- Aalilija, A., Gandin, C., Hachem, E, 2021, A simple and efficient numerical model for thermal contact resistance based on diffuse interface immersed boundary method, *International Journal of Thermal Sciences*, Volume 166, ISSN 1290-0729, <https://doi.org/10.1016/j.ijthermalsci.2020.106817>.
- Akın, D, Effect of Contact Pressure on Thermal Contact Resistances Among Various Materials Used In Spacecrafts , Doktora Tezi, 2023
- Bahrami, M., Culham, J. R., & Yovanovich, M. M. (2004). Measurement of Thermal Contact Resistance in Vacuum. *Journal of Heat Transfer*, 126(6), 896-905.
- Bahrami, M., Culham, J. R., & Yovanovich, M. M. (2004). Thermal Joint Resistance of Conforming Rough Surfaces. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, 18(3), 316–322.
- Bahrami, M., Culham, J.R., & Yovanovich, M.M. (2004). A novel experimental method for measuring thermal contact resistance. *Journal of Heat Transfer*, 126(5), 896–900.
- Chalmers University. (2015). *Thermal contact resistance values for pressure range 0.1–1 MPa* [Unpublisinshed master's thesis]. Chalmers University of Technology.
- Cooper, M. G., Mikic, B. B., & Yovanovich, M. M. (1969). Thermal Contact Conductance. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 12(3), 279-300.
- ESA Thermal Control Handbook (2020). European Space Agency.
- Fuller, JJ., Marotta EE., (2013) Thermal Contact Conductance of Metal/Polymer Joints. Thermal Conduction Laboratory .
- Ishizaki, T., Igami, T., Ueno, A., & Nagano, H. (2019). Dynamic Thermal Contact Resistance Measurement Method Using Lock-in Thermography. *Proceedings*, 27(1), 42, <https://doi.org/10.3390/proceedings2019027042>
- Jang, H., Kim, S., & Lee, J. (2018). Graphene-Based TIMs. *Carbon*, 136, 125-134.
- Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA) (2022, 8 Mayıs), About Asteroid Explorer "Hayabusa2" <https://global.jaxa.jp/projects/sas/hayabusa2/> adresinden 20 Nisan 2025 tarihinde alınmıştır.
- Kikuchi, S., Saiki, T., Takei, Y., Terui, F., Owaga N., Mimasu, Y., Ono, G., Yoshikawa, K., Sawada, H. ., Takeuchi, H., Ikeda, H., Fujii, A., Sugita, S., Morota, T., Yamada, M., Honda, R., Yokota, Y., Sakatani, N., Kameda, S., Kouyama, T., Hirata, N., Hirata, N., Shirai, K., Kitazato, K., Nakazawa, S., Yoshikawa, M., Tanaka, S., Wada, K., Watanabe, S., Tsuda Y., (2021), Hayabusa2 Pinpoint Touchdown Near The Artificial Crater On Ryugu: Trajectory Design And Guidance Performance. *Advances in Space Research*, Volume 68, Issue 8, 3093-3140

- Kolat, S., Sözbir N. (2025,28,02). Uzay Araçlarında Kullanılan Malzemelerin Temas Basıncının Isıl Dirence Etkisi, A.E. Gürel (Ed.), G. Yıldız Satoğlu (Ed.), 1st International Space Law and Technologies Symposium (192, 75-83) Düzce, Türkiye
- Lei, Z., Song, C., (2023), Temperature-dependent adhesive polymer-based composites with shape adaptability and low thermal contact resistance for thermal management, *Materials Today Communications*, Volume 34, <https://doi.org/10.1016/j.mtcomm.2022.105164>.
- Li, J., Zhang, P., He, H., Zhai, S., Xian, Y., Ma, W., Wang, L., (2019), Enhanced Thermal Transport Properties of Epoxy Resin Thermal Interface Materials, *ES Energy & Environment*, 4, 41-47, ISSN = 2576-9898, doi= 10.30919/ese8c222, <http://dx.doi.org/10.30919/ese8c222>.
- Lima, R. & Marple, B.R.. (2007). Thermal Spray Coatings Engineered from Nanostructured Ceramic Agglomerated Powders for Structural, Thermal Barrier and Biomedical Applications: A Review. *Journal of Thermal Spray Technology*. 16. 40-63. 10.1007/s11666-006-9010-7.
- M. Necati ÖZİŞİK, (1985). Heat Transfer: A Basic Approach, McGraw-Hill Book Company, 2, 5, 15, 148, 293
- McDonald, A., Moreau, C., Chandra, S., (2007), Thermal contact resistance between plasma-sprayed particles and flat surfaces, *International Journal of Heat and Mass Transfer*, Volume 50, Issues 9–10, 1737-1749, ISSN 0017-9310, <https://doi.org/10.1016/j.ijheatmasstransfer.2006.10.022>.
- Mikic, B.B., & Rohsenow, W.M. (1966). Thermal Contact Resistance. MIT, Department of Mechanical Engineering.
- Narh, K. A., & Sridhar, L. (1997). Measurement and modeling of thermal contact resistance at a plastic–metal interface [Conference paper]. ANTEC 1997, Toronto, Canada.
- NASA Glenn Research Center. (2022). Thermal Behavior in Lunar Gateway. NASA Technical Reports.
- NASA SP-8058 (1972). Thermal Design Handbook for Spacecraft and Instruments.
- Panagouli, O.K., Margaronis, K., Tsotoulidou, V., (2020), A multiscale model for thermal contact conductance of rough surfaces under low applied pressure, *International Journal of Solids and Structures*, Volumes 200–201, 106-118, ISSN 0020-7683, <https://doi.org/10.1016/j.ijsolstr.2020.05.006>.
- Prasher, R. S., & Matayabas Jr., J. C. (2005). Thermal Contact Resistance of Cured Gel Polymeric Thermal Interface Material. *IEEE Transactions on Components and Packaging Technologies*, 27(4), 702–709.
- Rustam, S., Schram, M., Lu, Z., Chaka, A.M., Rosenthal, W.S., & Pfaendtner, J. (2022). Optimization of Thermal Conductance at Interfaces Using Machine Learning Algorithms. *ACS applied materials & interfaces*.
- Samani, M. K., Chen, G. C. K., Ding, X. Z., & Zeng, X. T. (2010). Thermal Conductivity of CrAlN and TiAlN Coatings Deposited by Lateral Rotating Cathode Arc. In *Key Engineering Materials* (Vols. 447–448, 705–709). Trans Tech Publications, Ltd. <https://doi.org/10.4028/www.scientific.net/kem.447-448.705>

- Souza, A., Capela, P., Lopes, V., Prior, F., Puga, H., Soares, D., & Teixeira, J. (2022). Thermal Contact Resistance between Mold Steel and Additively Manufactured Insert for Designing Conformal Channels: An Experimental Study. *Journal of Manufacturing and Materials Processing*, 6(5), 99. <https://doi.org/10.3390/jmmp6050099>
- Sridhar, M.R., & Yovanovich, M.M. (1994). Review of elastic and plastic contact conductance models. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, 8(4), 633–640.
- Su, H., Lu, L., Liang, Y. et al. (2014) Finite element fractal method for thermal comprehensive analysis of machine tools. *Int J Adv Manuf Technol* 75, 1517–1526 <https://doi.org/10.1007/s00170-014-6244-2>
- Sun, D., You, E., Zhang, T., Xu, J., Wang, X., Ren, X., Tao, W., (2024). A review of thermal contact conductance research of conforming contact surfaces, *International Communications in Heat and Mass Transfer*, Volume 159, Part B, <https://doi.org/10.1016/j.icheatmasstransfer.2024.108065>
- The Aerospace Corporation, (2025, 15 Ocak), A Brief History of Space Exploration. <https://aerospace.org/article/brief-history-space-exploration> adresinden 24 Nisan 2025 tarihinde alınmıştır.
- Wu, YJ., Fang, L. & Xu, Y. (2019), Predicting interfacial thermal resistance by machine learning., *npj Comput Mater* 5, 56, <https://doi.org/10.1038/s41524-019-0193-0>
- Yovanovich, M. M. (1982). *Thermal Contact Resistance*. Springer Topics in Heat Transfer.
- Yovanovich, M. M. (2005). Thermal Contact Resistance Models. In *Heat Transfer Engineering* (pp. 1-45). CRC Press.
- Yovanovich, M.M. (1982). Four Decades of Research on Thermal Contact, Gap, and Joint Resistance in Microelectronics. *IEEE Transactions on Components, Hybrids, and Manufacturing Technology*, 5(2), 179–185.
- Zhang, J., Li, H., & Wang, R. (2021). Thermal Reliability of Aluminum-GFRP Bonds. *Journal of Adhesion*, 97(6), 571-586.



ÖZGEÇMİŞ

Ad-Soyad :Sezai KOLAT

ÖĞRENİM DURUMU:

- **Lisans** : 2007, Orta Doğu Teknik Üniversitesi, Mühendislik Fakültesi, Makine Mühendisliği

MESLEKİ DENEYİM

- 2007-2009 yılları arasında Genel Makine Tasarım şirketinde Proje Mühendisi olarak çalıştı.
- 2010-2018 yılları arasında Türk Standardları Enstitüsü'nde farklı birimlerde sırasıyla makine Mühendisi, inceleme uzmanı belgelendirme müdürü gibi farklı görevlerde çalıştı.
- 2018- (halen) Türk Havacılık ve Uzay Sanayii A.Ş.'de Uzay Sistemleri Entegrasyon ve Test (USET) Müdürü olarak çalışmaktadır.

TEZDEN TÜRETİLEN ESERLER:

- Kolat, S., Sözbir N. (2025,28,02). Uzay Araçlarında Kullanılan Malzemelerin Temas Basıncının Isıl Dirence Etkisi , A.E. Gürel (Ed.), G. YıldızSatoğlu (Ed.), 1st International Space Law and Technologies Symposium (192, 75-83) Düzce, Türkiye