



**BİR YER GÖZLEM UYDUSUNUN DETAYLI ISIL TASARIMI VE
ANALİZİ**

Hilmi SUNDU

**YÜKSEK LİSANS TEZİ
MAKİNA MÜHENDİSLİĞİ ANA BİLİM DALI**

**GAZİ ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ**

ARALIK 2020

Hilmi SUNDU tarafından hazırlanan “BİR YER GÖZLEM UYDUSUNUN DETAYLI ISIL TASARIMI VE ANALİZİ” adlı tez çalışması aşağıdaki jüri tarafından OY BİRLİĞİ ile Gazi Üniversitesi Makina Mühendisliği Ana Bilim Dalında YÜKSEK LİSANS TEZİ olarak kabul edilmiştir.

Danışman: Doç. Dr. Nimeti DÖNER

Makina Mühendisliği Ana Bilim Dalı, Gazi Üniversitesi

Bu tezin, kapsam ve kalite olarak Yüksek Lisans Tezi olduğunu onaylıyorum.

.....

Başkan: Prof. Dr. Murat KÖKSAL

Makina Mühendisliği Ana Bilim Dalı, Hacettepe Üniversitesi

Bu tezin, kapsam ve kalite olarak Yüksek Lisans Tezi olduğunu onaylıyorum.

.....

Üye: Doç. Dr. Serhat KARYEYEN

Enerji Sistemleri Mühendisliği Ana Bilim Dalı, Gazi Üniversitesi

Bu tezin, kapsam ve kalite olarak Yüksek Lisans Tezi olduğunu onaylıyorum.

.....

Tez Savunma Tarihi: 02/12/2020

Jüri tarafından kabul edilen bu tezin Yüksek Lisans Tezi olması için gerekli şartları yerine getirdiğini onaylıyorum.

.....

Prof. Dr. Cevriye GENCER
Fen Bilimleri Enstitüsü Müdürü

ETİK BEYAN

Gazi Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Tez Yazım Kurallarına uygun olarak hazırladığım bu tez çalışmada;

- Tez içinde sunduğum verileri, bilgileri ve dokümanları akademik ve etik kurallar çerçevesinde elde ettiğimi,
- Tüm bilgi, belge, değerlendirme ve sonuçları bilimsel etik ve ahlak kurallarına uygun olarak sunduğumu,
- Tez çalışmada yararlandığım eserlerin tümüne uygun atıfta bulunarak kaynak gösterdiğimi,
- Kullanılan verilerde herhangi bir değişiklik yapmadığımı,
- Bu tezde sunduğum çalışmanın özgün olduğunu,

bildirir, aksi bir durumda aleyhime doğabilecek tüm hak kayıplarını kabullendiğimi beyan ederim.

Hilmi SUNDU

02/12/2020

BİR YER GÖZLEM UYDUSUNUN DETAYLI ISIL TASARIMI VE ANALİZİ
(Yüksek Lisans Tezi)

Hilmi SUNDU

GAZİ ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

Aralık 2020

ÖZET

Uydular uzay ortamında zorlu ısı yüklerine maruz kalmaktadır. Isıl kontrol alt sistemi, uydu ve ekipmanlarının görev ömrü boyunca istenilen asgari ve azami çalışma sıcaklık aralığında tutmakla görevlidir. Bu çalışmada 840 km irtifada bulunmak üzere bir yer gözlem uydusunun detaylı ısı tasarımı ve ısı analiz çalışmaları gerçekleştirilmiştir. Uydunun ısı matematiksel modeli ve ısı analizleri yörünge ısıtım programı olan Thermica v.4.8.P1 programı aracılığıyla yapılmıştır. En kötü sıcak durum analizleri sonucu uydunun radyatör yeri ve alanları belirlenmiştir. Paneller ile ekipmanlar arasına ısı iletim katsayıları yüksek ısı arayüz malzemeleri kullanılmıştır. Uydu panelleri üzerinde toplamda 15 adet radyatör açıklığı ve 0,67489 m² radyatör alanı, ortaya çıkan çok katmanlı yalıtım battaniye (ÇKYB) alanı ve ısı arayüz malzemeleri ekipmanların azami sıcaklıkları aşmasına izin vermemiştir. En kötü soğuk durum analizleri sonucunda ise çeşitli çalışma yüzdelerine sahip, termostatik kontrollü toplamda 47,26 W'lık ısıtıcı gücü uydu ekipmanlarının asgari sıcaklıklar altına düşmesini engellemiştir. Ayrıca yapılan ısı tasarım sonucu elde edilen ekipman sıcaklıkları uzayda görev yapan bir yer gözlem uydusundan alınan sıcaklık verileri ile karşılaştırılıp sonuçların uyumlu olduğu gözlenmiştir.

Bilim Kodu : 91412
Anahtar : Observation satellite, thermal design, thermal control, thermal
Kelimeler : network method, radiative heat transfer
Sayfa Adedi : 163
Danışman : Doç. Dr. Nimeti DÖNER

DETAILED THERMAL DESIGN AND ANALYSIS OF AN OBSERVATION
SATELLITE IN LOW EARTH ORBIT

(M. Sc. Thesis)

Hilmi SUNDU

GAZİ UNIVERSITY
GRADUATE SCHOOL OF NATURAL AND APPLIED SCIENCES

December 2020

ABSTRACT

Satellites get exposed to severe thermal loads in the space environment. The thermal control subsystem is responsible for keeping the satellites and equipment in desired minimum and maximum operating temperature range throughout their service life. In this study, detailed thermal design and analysis of an observation satellite to be located at an altitude of 840 km were carried out. The thermal mathematical model and thermal analysis of the satellite were carried out using the orbital radiation software Thermica v.4.8.P1. Radiator locations and areas were determined as a result of the worst hot situation analysis. Thermal interface materials with high thermal conductivity have been used between panels and equipments. A total of 15 radiator openings on the satellite panels and a radiator area of 0,67489 m², resulting Multi Layer Insulation (MLI) and thermal interface materials did not allow the equipment to exceed the allowable maximum temperature. As a result of the worst cold case analysis, the heaters power of 47,26 W in total, thermostatically controlled with various duty cycle percentages, prevented the satellite equipment from falling below the minimum temperatures. In addition, the equipment temperatures obtained as a result of the thermal design were compared with the temperature data obtained from observation satellite operating in space and also it was observed that the results were consistent.

Bilim Kodu : 91412

Anahtar : Observation satellite, thermal design, thermal control, thermal
Kelimeler : network method, radiative heat transfer

Sayfa Adedi : 163

Danışman : Doç. Dr. Nimeti DÖNER

TEŞEKKÜR

Çalışmalarım boyunca değerli yardım ve katkılarıyla beni yönlendiren motive eden tez danışmanım değerli hocam Sayın Doç. Dr. Nimeti DÖNER'e teşekkürlerimi sunarım. Bu çalışmadaki sistem modellemesinde ve nümerik simülasyonlarda Thermica v.4.8.P1 programını kullanmamı sağlayan değerli yöneticim Sayın Altuğ OKAN'a ve kurumum TÜBİTAK UZAY Teknolojileri Araştırma Enstitüsü'ne teşekkür etmeyi borç bilirim. Ayrıca hayatım boyunca maddi ve manevi hiçbir desteğini esirgemeyen, beni bu günlere getiren ve her daim bana güvenen başta annem Emine SUNDU olmak üzere aileme sonsuz teşekkür ederim. Yalnızca tez döneminde değil hayatımın her anında bana olan inancını ve desteğini yanımda hissettiğim sevgili eşim Özge SUNDU'ya sonsuz teşekkür ederim.

İÇİNDEKİLER

	Sayfa
ÖZET	iv
ABSTRACT.....	v
TEŞEKKÜR.....	vi
İÇİNDEKİLER	vii
ÇİZELGELERİN LİSTESİ.....	xi
ŞEKİLLERİN LİSTESİ.....	xiv
RESİMLERİN LİSTESİ	xvii
SİMGELER VE KISALTMALAR.....	xviii
1. GİRİŞ.....	1
2. LİTERATÜR ARAŞTIRMASI VE YAPILAN ÇALIŞMALAR.....	5
3. UYDU ISIL ORTAMI	9
3.1. Direk Güneş Işınımı	9
3.2. Albedo Işınımı.....	10
3.3. Dünya Kızılötesi (IR) Işınımı.....	11
4. UYDU ISIL KONTROL SİSTEMİ.....	13
4.1. Pasif Isıl Kontrol Sistemi	13
4.1.1. Çok katmanlı yalıtım battaniyesi (ÇKYB)	13
4.1.2. Isıl yüzey kaplama malzemeleri	15
4.1.3. Radyatörler	17
4.1.4. Isı boruları	17
4.1.5. Isıl arayüz malzemeleri.....	18
4.2. Aktif Isıl Kontrol Sistemi.....	18
4.2.1. Isıtıcılar.....	19
4.2.2. Sıcaklık algılayıcılar (Termistörler)	20

	Sayfa
4.2.3. Termo-elektrik soğutma	20
5. ISI TRANSFERİ YÖNTEMLERİ.....	23
5.1. Taşınım İle Isı Transferi.....	23
5.2. İletim İle Isı Transferi	23
5.3. Işınım İle Isı Transferi.....	23
5.3.1 Işınım değişim faktörünün hesaplanması	24
6. ISIL MATEMATİKSEL MODEL KAVRAMI VE TEMELLERİ.....	29
6.1. Isıl Ağ Çözümü	29
6.2. Isıl Düğümler	29
6.3. Isıl Düğüm Türleri.....	30
6.4. Kondüktör	31
7. UYDU ISIL ANALİZLERİ İÇİN NÜMERİK SİMÜLASYONLARIN UYGULANMASI	35
7.1. Uydu Işıma Durumunun Nümerik Çözümü: Monte Carlo Metodu	40
7.2. Thermica Programının Deneysel Çalışmalarla Doğrulanması.....	41
8. ISIL TASARIM AŞAMALARI	47
8.1. Ön Isıl Tasarım Aşaması.....	47
8.1.1. Zamandan bağımsız kararlı durum uydu sıcaklıklarının analitik olarak hesaplanması	47
8.1.2. Isı atım kapasitesinin hesaplanması ve radyatör alanı yeterliliğinin incelenmesi.....	52
8.2. Detaylı Isıl Tasarım Aşaması	59
8.2.1. Uydu yörünge parametrelerinin belirlenmesi	59
8.2.2. Geometrik matematiksel modelin (GMM) oluşturulması	64
8.2.3. Isıl matematiksel modelin (IMM) oluşturulması.....	69
8.2.4. Temas iletim değerlerinin hesaplanması	72
8.2.5. Sıcaklık gereksinimleri.....	75

Sayfa

9. ISIL ANALİZ SENARYOLARI.....	79
9.1. En Kötü Sıcak Durum Senaryosu Isıl Analizleri	79
9.1.1. Uydu ısı kontrolü olmadan ısı analizinin gerçekleştirilmesi (Durum 1).....	81
9.1.2. Çok katmanlı yalıtım battaniyesi ile ısı analizinin gerçekleştirilmesi (Durum 2).....	84
9.1.3. (+X) paneli radyatör alanı çalışmaları (Durum 3).....	86
9.1.4. (-X) paneli radyatör alanı çalışmaları (Durum 4).....	91
9.1.5. (+Y) paneli radyatör alanı çalışmaları (Durum 5).....	95
9.1.6. (-Y) paneli radyatör alanı çalışmaları (Durum 6).....	96
9.1.7. En kötü sıcak durum senaryosu ısı analiz sonuçlarının değerlendirilmesi.	98
9.1.8. Yapılan simülasyonun düğüm ve ışıın sayısından bağımsızlığının kontrol edilmesi	107
9.2. En Kötü Soğuk Durum Senaryosu Isıl Analizleri	109
9.2.1. En kötü soğuk durum senaryosu (Durum-1 Isıtıcısız).....	110
9.2.2. En kötü soğuk durum senaryosu (Durum-2 pil ısıtıcı çalışması)	111
9.2.3. En kötü soğuk durum ısı analiz sonuçlarının değerlendirilmesi	119
10. SONUÇLAR VE ÖNERİLER.....	125
KAYNAKLAR	129
EKLER.....	135
EK-1. Thermica’da panellere düşen ortalama ısı yüklerinin gösterimi	136
EK-2. GMM’de kullanılan bal peteği yapısının teknik özellikleri	139
EK-3. Seçilen izolasyon malzemesinin sıcaklık aralıkları.....	140
EK-4. Seçilen radyatör kaplamasının teknik özellikleri	141
EK-5. IMM’de Thermica programına verilerin tanımlanması	142
EK-6. Isıtıcı ve termostatların Thermica’da tanımlanan kullanıcı dosyası.....	157
EK-7. Isıl kontrolde seçilen ısıtıcıların teknik özellikleri.....	159
EK-8. Isıtıcı kontrolünde kullanılan uzay uyumlu termistör	161

Sayfa

EK-9. TÜBİTAK Uzay Teknolojileri Araştırma Enstitüsü tarafından üretilen bir yer gözlem uydusunun üç günlük ekipman sıcaklık değerleri.....	162
ÖZGEÇMİŞ	163

ÇİZELGELERİN LİSTESİ

Çizelge	Sayfa
Çizelge 7.1. Deneysel sonuçların Thermica modeli sonuçlarıyla karşılaştırılması-1.....	43
Çizelge 7.2. Deneysel sonuçların Thermica modeli sonuçlarıyla karşılaştırılması-2.....	44
Çizelge 7.3. Gölgeleme faktörünün iki çalışma arasındaki sıcaklıklarının karşılaştırılması	45
Çizelge 8.1. Uydu analitik çözümü için kullanılan sayısal veriler	50
Çizelge 8.2. Uydu sıcaklıklarının farklı yüzey özelliklerine göre karşılaştırılması.....	51
Çizelge 8.3. Uydu panellerine gelen ortalama dış yüklerin hesaplanması	53
Çizelge 8.4. Yaygın olarak kullanılan radyatör malzemeleri ve termo-optik özellikleri.....	54
Çizelge 8.5. Uydu panellerinde yer alan ekipmanların ısı yayılımı.....	56
Çizelge 8.6. Radyatör sıcaklıklarına bağlı olarak uydu paneli ısı atım kapasiteleri	57
Çizelge 8.7. Radyatör sıcaklığına bağlı olarak gerekli radyatör alanları	58
Çizelge 8.8. Uydu tasarım yörünge parametreleri	60
Çizelge 8.9. Uydu komponentlerinin termo-fiziksel ve termo-optik özellikleri.....	67
Çizelge 8.10. Uydu panel ve ekipmanlarının düğüm numaraları ve kütleleri	70
Çizelge 8.11. Bağlantı elemanlarının temas iletim değerleri.....	74
Çizelge 8.12. Temas iletim değerlerinin tanıtılması	75
Çizelge 8.13. Tipik uydu ekipmanlarının yeterlilik ve tasarım sıcaklıkları.....	77
Çizelge 9.1. En kötü sıcak durum senaryoları ısıl analiz parametreleri.....	79
Çizelge 9.2. Uydu içi ekipmanların en yüksek güç tüketimleri.....	80
Çizelge 9.3. (+X) paneli radyatör alanı miktarı ve yerleşimi (Durum 3-1)	86
Çizelge 9.4. (+X) paneli radyatör alanı miktarı ve yerleşimi (Durum 3-2)	87
Çizelge 9.5. (+X) paneli radyatör alanı miktarı ve yerleşimi (Durum 3-3)	87
Çizelge 9.6. (+X) paneli radyatör alanı miktarı ve yerleşimi (Durum 3-4)	87
Çizelge 9.7. (+X) paneli radyatör alanı yerleşim çalışması ve ekipmanların sıcaklıkları	88

Çizelge	Sayfa
Çizelge 9.8. (+X) paneli ekipmanlarının kuru temas halinde temas iletim değerleri	89
Çizelge 9.9. (+X) paneli CV-2943 kullanıldığında temas iletim değerleri (Durum 3-3)	90
Çizelge 9.10. (+X) paneli RTV-A1 kullanıldığında temas iletim değerleri (Durum 3-4)	90
Çizelge 9.11. (-X) paneli radyatör alanı miktarı ve yerleşimi (Durum 4-1)	91
Çizelge 9.12. (-X) paneli radyatör alanı miktarı ve yerleşimi (Durum 4-2)	91
Çizelge 9.13. (-X) paneli radyatör alanı miktarı ve yerleşimi (Durum 4-3)	92
Çizelge 9.14. (-X) paneli kuru temas (Durum 4-1) halinde temas iletim değerleri	93
Çizelge 9.15. (-X) paneli ekipmanlarının (Durum 4-2) halinde temas iletim değerleri .	93
Çizelge 9.16. (-X) paneli ekipmanlarının (Durum 4-3) halinde temas iletim değerleri .	94
Çizelge 9.17. (-X) Paneli radyatör alanı yerleşim çalışması ve ekipmanların sıcaklıkları	94
Çizelge 9.18. (+Y) paneli radyatör alanı yerleşimi	95
Çizelge 9.19. (+Y) gövde paneli temas iletim değerleri	96
Çizelge 9.20. (-Y) paneli radyatör alanı ve yerleşimi (Durum 6-1)	96
Çizelge 9.21. (-Y) paneli radyatör alanı ve yerleşimi (Durum 6-2)	96
Çizelge 9.22. (-Y) gövde paneli temas iletim değerleri	97
Çizelge 9.23. En kötü sıcak durum senaryosu sıcaklık sonuçları	100
Çizelge 9.24. Paneller üzerinde düğüm sayılarının arttırılması	107
Çizelge 9.25. Düğüm ve ısı sayılarının artırılması durumunda uydu ekipmanları sıcaklık sonuçları	108
Çizelge 9.26. En kötü soğuk durum senaryoları ısı analiz parametreleri	109
Çizelge 9.27. Uydu içi ekipmanların en düşük güç tüketimleri	110
Çizelge 9.28. Durum 2-1 ısıtıcı gücü ve çalışma yüzdeleri	111
Çizelge 9.29. Durum 2-2 ısıtıcı gücü ve çalışma yüzdeleri	114
Çizelge 9.30. Durum 2-3 ısıtıcı gücü ve çalışma yüzdeleri	114
Çizelge 9.31. Durum 2-4 ısıtıcı gücü ve çalışma yüzdeleri	116

Çizelge	Sayfa
Çizelge 9.32. Durum 2-4 ısıtıcı gücü ve çalışma yüzdeleri	116
Çizelge 9.33. Pil sıcaklıkları ve termistörlerin sıcaklık kontrolü.....	118
Çizelge 9.34. En kötü soğuk durum senaryosu sıcaklık sonuçları.....	121

ŞEKİLLERİN LİSTESİ

Şekil	Sayfa
Şekil 3.1. Uyduya gelen çevresel ısı yüklerin gösterimi.....	9
Şekil 3.2. KYK’de dünyanın mevsimsel olarak güneşe göre konumları.....	10
Şekil 4.1. Tipik bir ÇKYB'nin iç yapısının gösterilmesi	14
Şekil 4.2. Yaygın kullanılan uydu ısı yüzey kaplamalarının termo-optik özellikleri	16
Şekil 4.3. Isı borusu şematik gösterimi.....	18
Şekil 4.4. Uzay uygulamalarında kullanılan çeşitli ısıtıcı tipleri.....	19
Şekil 4.5. Termo elektrik soğutma (TEC) ve peltier etkisi	21
Şekil 4.6. Uydu ısı kontrol ekipmanları ve ısı atım mimarisinin şematik olarak gösterimi	21
Şekil 6.1. Elektriksel–ısı direnç benzetimi	29
Şekil 6.2. Sistemi alt hacimlerine ayrıştırma ve düğümlerin gösterimi	30
Şekil 6.3. Isıl matematiksel modelde kullanılan düğüm çeşitleri	31
Şekil 6.4. Düğümler arasında iletimle ısı transferinin gösterimi	32
Şekil 6.5. Düğümler arasında ışıma ile ısı transferinin gösterimi.....	32
Şekil 6.6. Birden fazla düğümün seri olarak ısı iletiminin ısı benzetimi.....	33
Şekil 6.7. Birden fazla düğümün paralel olarak ısı iletiminin ısı benzetimi.....	34
Şekil 7.1. Bir boyutlu sonlu fark gösterimi.....	36
Şekil 7.2. Uydu düğümleri ve uzay düğümü ışıma bağlantılarının gösterimi	38
Şekil 7.3. Deney düzeneğinin Thermica programında modellenmesi	42
Şekil 7.4. Deney düzeneğinin Thermicada modellenmesi.....	43
Şekil 7.5. Gölgeleme faktörünün Thermica programında modellenmesi	44
Şekil 8.1. Uydu alanının bir küre olarak modellenmesi.....	48
Şekil 8.2. Termo-optik özelliklere göre uydu ortalama sıcaklıklar	52
Şekil 8.3. 25°C’de radyatör malzemelerinin ısı atım kapasitelerinin karşılaştırılması...	55
Şekil 8.4. Farklı radyatör malzemeleri için uydu panelleri radyatör alanı miktarları.....	56

Şekil	Sayfa
Şekil 8.5. Radyatör sıcaklığına bağlı olarak gerekli radyatör alanları	58
Şekil 8.6. Uydu ısıt tasarım ve kontrol süreci	59
Şekil 8.7. Deklinasyon açısının güneşin konumuna göre değişimi	63
Şekil 8.8. Uyduya gelen güneş deklinasyon açısının aylara göre değişimi	64
Şekil 8.9. Uydu dış panellerinin gösterimi.....	65
Şekil 8.10. Uydu içi ekipmanların yerleşimi	67
Şekil 8.11. Bal peteği yapısının önden ve yandan görünüşü	68
Şekil 8.12. Uydu ekipmanlarının düğüm numaralarına göre yerleşiminin gösterimi.....	72
Şekil 8.13. Isıl kontrol sistemi sıcaklık aralıklarının gösterimi	76
Şekil 9.1. En kötü sıcak durum yörünge parametrelerinin tanımlanması	80
Şekil 9.2. (+X) gövde paneli sıcaklık dağılımı	82
Şekil 9.3. (+Y) gövde paneli sıcaklık dağılımı	82
Şekil 9.4. (-Y) gövde paneli sıcaklık dağılımı	83
Şekil 9.5. (+Y) paneli üzerinden seçilen üç düğümün sıcaklıklarının gösterimi	84
Şekil 9.6. Gövde panelleri ÇKYB uygulaması	85
Şekil 9.7. Uydu ÇKYB'si sıcaklık dağılımı.....	85
Şekil 9.8. (+X) gövde paneli radyatör alanları ve yerleşimi	88
Şekil 9.9. (-X) gövde paneli radyatör alanları ve yerleşimi	92
Şekil 9.10. (+Y) gövde paneli radyatör alanları ve yerleşimi	95
Şekil 9.11. (-Y) gövde paneli radyatör alanları ve yerleşimi	97
Şekil 9.12. (+X) paneli ekipmanları sıcaklık dağılımı.....	101
Şekil 9.13. (-X) paneli ekipmanları sıcaklık dağılımı.....	101
Şekil 9.14. (+Y) paneli ekipmanları sıcaklık dağılımı.....	102
Şekil 9.15. (-Y) paneli ekipmanları sıcaklık dağılımı.....	102
Şekil 9.16. Antenlerin sıcaklık dağılımı	103
Şekil 9.17. Kamera (optik) sıcaklık dağılımı	103

Şekil	Sayfa
Şekil 9.18. Ekipmanların en sıcak durumda sıcaklık sonuçları ve sıcaklık gereksinimleri	104
Şekil 9.19. Uydu yörünge anlık sıcaklık dağılımı ve radyatörlerin etkisi-1	104
Şekil 9.20. Uydu yörünge anlık sıcaklık dağılımı ve radyatörlerin etkisi-2	105
Şekil 9.21. Uydu Türkiye üzerinden geçerken anlık sıcaklık dağılımı.....	105
Şekil 9.22. Uydu içi ekipmanların sıcaklık dağılımı-1	106
Şekil 9.23. Uydu içi ekipmanların sıcaklık dağılımı-2	106
Şekil 9.24. Paneller üzerinde düğüm sayılarının arttırılması.....	108
Şekil 9.25. Isıtıcı olmadan pillerin sıcaklık dağılımı	111
Şekil 9.26. Pil-1 üzerinde yer alan ısıtıcı ve termistörlerin yerleşimi.....	112
Şekil 9.27. Termistör ısıtıcı kontrolü akış şemasının gösterimi.....	113
Şekil 9.28. Pil-1 ısıtıcı-1 yörünge çalışma yüzdesi (%64,5).....	115
Şekil 9.29. Pil-1 ısıtıcı-2 yörünge çalışma yüzdesi (%14,46).....	115
Şekil 9.30. Pil-2 ısıtıcı-1 yörünge çalışma yüzdesi (%37,6).....	117
Şekil 9.31. Pil-2 ısıtıcı-2 yörünge çalışma yüzdesi (%20,8).....	117
Şekil 9.32. Pil-2 ve termistör sıcaklıkları.....	121
Şekil 9.33. Ekipmanların en soğuk durumda sıcaklık sonuçları ve sıcaklık gereksinimleri	122
Şekil 9.34. En kötü soğuk durum ısıtıcı kontrolü ve bölgesel etkisi.....	123
Şekil 9.35. En kötü soğuk durum ekipmanların sıcaklıkları	123
Şekil 9.36. En soğuk durumda uydu içi ekipman sıcaklıkları.....	124

RESİMLERİN LİSTESİ

Resim	Sayfa
Resim 1.1. Uzaya gönderilen ilk yapay uydu Sputnik-1	1
Resim 1.2. Türkiye’de tasarlanıp üretilen ilk yer gözlem uydusu RASAT	2
Resim 1.3. Türkiye’de üretilen ilk yüksek çözünürlüklü yer gözlem uydusu GÖKTÜRK-2	2
Resim 1.4. Isıl vakum odasının gösterimi	4
Resim 4.1. Uzay uygulamalarında kullanılan radyatör malzemelesi	17
Resim 4.2. Minco Product.Inc firmasına ait örnek bir ısıtıcı modeli	19
Resim 4.3. NTC tipi termistör	20

SİMGELER VE KISALTMALAR

Bu çalışmada kullanılmış simgeler ve kısaltmalar, açıklamaları ile birlikte aşağıda sunulmuştur.

Simgeler	Açıklamalar
a	Albedo katsayısı
A	Alan
A_{rad}	Radyatör alanı
C	Isıl kapasitans
C_p	Özgül ısı
F	Görüş faktörü
Q_{güneş}	Güneş ışıyım miktarı
q'''	Birim hacimdeki üretilen güç miktarı
G_{eş}	Eşdeğer kondüktör
GL	İletim kondüktörü
GR	İşınım kondüktörü
h	Film katsayısı
H_{irtifa}	Uydu irtifası
i	Akım
k	Isıl iletkenlik katsayısı
k_x	X yönünde ısı iletkenlik katsayısı
k_y	Y yönünde ısı iletkenlik katsayısı
k_z	Z yönünde ısı iletkenlik katsayısı
K_a	Albedo faktörü
K_{eff}	Efektif ısı iletkenlik katsayısı
[K]	İletim matrisi
L	Uzunluk
m	Kütle
M_{dünya}	Dünyanın kütlesi
[M]	Kütle matrisi
n	Gün sayısı
N	ÇKYB katman sayısı
N_{uydu}	Uydu tur sayısı

P	Güç
$\dot{Q}_{\text{albedo}}$	Toplam albedo ışıınım miktarı
$\dot{Q}_{\text{dünya}}$	Toplam dünya kızılötesi ışıınım miktarı
$\dot{Q}_{\text{Ekipman}}$	Ekipmanın ısı yayınıımı
$\dot{Q}_{\text{güneş}}$	Toplam güneş ışıınım miktarı
r	Yarıçap
R	Direnç
$R_{\text{dünya}}$	Dünyanın yarıçapı
[R]	İşınım Matrisi
s	Hücre ebatı
t	Zaman
tekrips	Eklips süresi
$t_{\text{yörünge}}$	Yörünge süresi
T	Sıcaklık
T_E	Dünyanın sıcaklığı
T_H	Yüksek sıcaklık
T_L	Düşük sıcaklık
T_0	Sınır başlangıç sıcaklığı
T_{uzay}	Uzayın sıcaklığı
v_{uydu}	Uydunun hızı
V	Volt
W	Watt
α	Soğurganlık değeri
α^s	Yüzey soğurganlığı
β	Beta açısı
ρ	Açısal yarıçap
δ	Deklinasyon açısı
Δt	Zaman farkı
ε	Yayıcılık değeri
ε^*	Efektif yayıcılık
Ω	Direnç
μ	Standart kütle çekim parametresi
σ	Stefan Boltzmann katsayısı

$\mathfrak{F}$	Işınım değişim faktörü
η	Verimlilik
γ	Evrensel yer çekim sabiti

Kısaltmalar

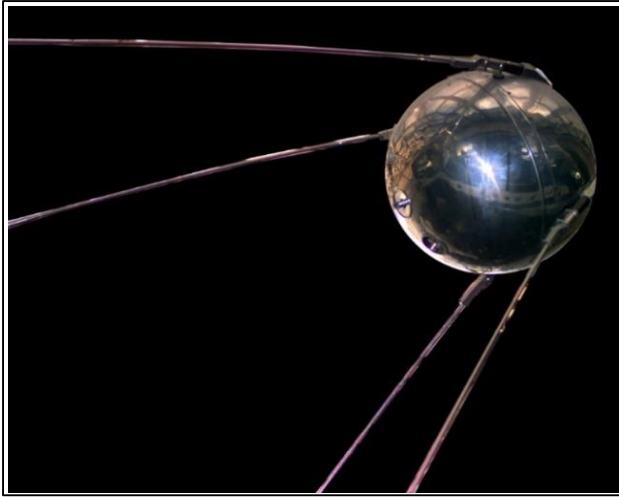
Açıklamalar

Al	Alüminyum
CV	Controlled Volatility
ÇKYB	Çok Katmanlı Yalıtım Battaniyesi
ESA	European Space Agency
ESCC	European Space Components Coordination
GMM	Geometrik Matematiksel Model
HSP	Heat Storage Panel
IMM	Isıl Matematiksel Model
JPL	Jet Propulsion Laboratory
KYK	Kuzey Yarım Küre
NASA	National Aeronautics and Space Administration
NTC	Negative Temperature Coefficient
OSR	Optical Solar Reflector
PTC	Positive Temperature Coefficient
RTV	Room Temperature Vulcanizing
TEC	Termo Electric Cooler

1. GİRİŞ

İnsanlık tarih boyunca uzayın bilinmezliğine karşı her zaman büyük ilgi ve merak içindedir. Bu merak zamanla insanların uzay çalışmalarına yönelmesine neden olmuştur. Uzay çalışmaları bir gezegen etrafında belirli bir amaçla dönen uydu adı verilen nesneler ile başlamıştır.

4 Ekim 1957 yılında Ruslar tarafından Sputnik-1 uydusu uzaya fırlatılmıştır. Resim 1.1’de görülen yaklaşık 58 cm çapında ve 83 kg ağırlığında metal bir küre olan uydunun yörüngeye yerleşmesi, uzay yarışının başlangıcı olarak kabul edilmektedir [1]. Sputnik-1 uydusu yaklaşık 21 gün uzayda kalarak Dünya’ya değişik zaman aralıklarıyla sinyaller göndermeyi başarmıştır.



Resim 1.1. Uzaya gönderilen ilk yapay uydu Sputnik-1 [1]

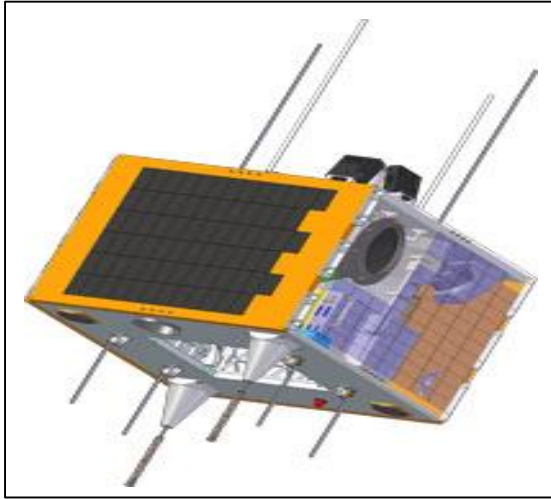
Geçtiğimiz 60 yıldan bugüne Sputnik-1 ile başlayan bu yolculuk çok sayıda uydu çalışmasının gerçekleşmesiyle devam etmiştir. Uydular görevlerine göre çeşitli amaçlar için uzaya fırlatılmaktadır. Görevlerine göre başlıca uydular; yer gözlem uyduları, haberleşme uyduları, meteoroloji uyduları, bilimsel uydular ve konumlama uyduları olarak sınıflandırılabilir.

Yer Gözlem (Uzaktan Algılama) Uyduları

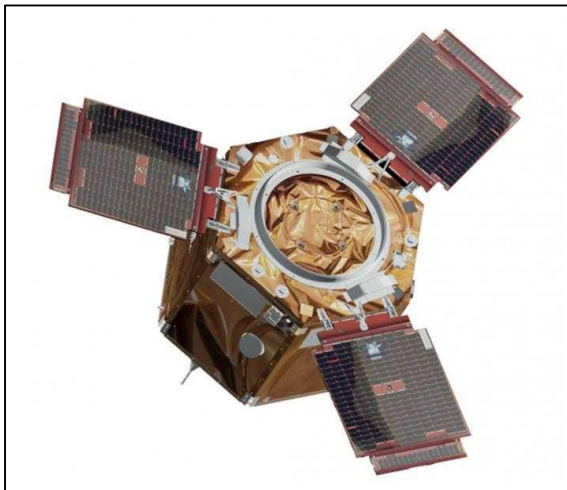
Uzaktan algılama uyduları yörünge görev ömrü boyunca dünyanın görüntüsünü çekerler. Uyduların gelişmişliği görüntü kalitesiyle doğru orantılı olarak değişmektedir. Bu uydular

başta istihbarat ve güvenlik amaçlı olmak üzere çeşitli amaçlarla kullanılmaktadır. Doğal afetlerin izlenmesi, deprem sonrası hasar tespiti, afet yönetimi, şehircilik haritalarının oluşturulması, hassas tarımın sağlanması, maden yataklarının tespiti başlıca kullanım alanlarıdır [2]. Yer Gözlem uyduları, güneş eş zamanlı alçak irtifa yörüngeye yerleşirler. Alçak irtifa yörüngeleri dünyadan 500 km ile 1500 km yukarıda yer almaktadır [3].

Resim 1.2’de Türkiye’de TÜBİTAK UZAY Teknolojileri Araştırma Enstitüsü tarafından geliştirilen ilk gözlem uydusu RASAT ve Resim 1.3’de ilk yüksek çözünürlüklü gözlem uydusu GÖKTÜRK-2 görülmektedir.



Resim 1.2. Türkiye’de tasarlanıp üretilen ilk yer gözlem uydusu RASAT [4]



Resim 1.3. Türkiye’de üretilen ilk yüksek çözünürlüklü yer gözlem uydusu GÖKTÜRK-2 [5]

Uydular elektronik ekipmanların bulunduğu kompleks bir yapıdır. Her ekipman bağlı olduğu alt sistemde farklı görevleri yerine getirmek adına yer alır. Bu alt sistemler aşağıdaki gibi sıralanabilir.

-Yapısal Alt Sistemi: Uydu iskeletini ve ekipmanlarının güvenliğini, en yüksek yapısal yükler altında dahi muhafaza eder.

-Güç Alt Sistemi: Uydu ekipmanlarının ihtiyaç duyduğu gücü, güneş panelleri ve piller vasıtasıyla sağlamakla görevlidir.

-Haberleşme Alt Sistemi: Antenler, X bant, S bant gibi haberleşme ekipmanları sayesinde uydu ile yer istasyonu arasında iletişimi sağlar.

-Yörünge Yönelim Alt Sistemi: Uydunun yörüngede kontrolünü sağlayan ve istenilen yönelimi yapmasına olanak veren alt sistemdir.

-Faydalı Yük Alt Sistemi: Uydunun Dünya üzerinde istenilen zamanda ve sağlıklı bir şekilde görüntü almasını sağlar.

-Isıl Kontrol Alt Sistemi: Uydu ekipmanlarının uzay ortamında, en kötü şartlarda dahi belirlenen asgari ve azami sıcaklık limitlerinde tutar.

Bütün bu alt sistemler uydunun yörüngede sağlıklı bir şekilde çalışmasını sağlamakla görevlidir. Dolayısıyla uydunun başarıyla görevini icra edebilmesindeki esas unsur, alt sistemlerin doğru şekilde tasarlanmasından geçmektedir.

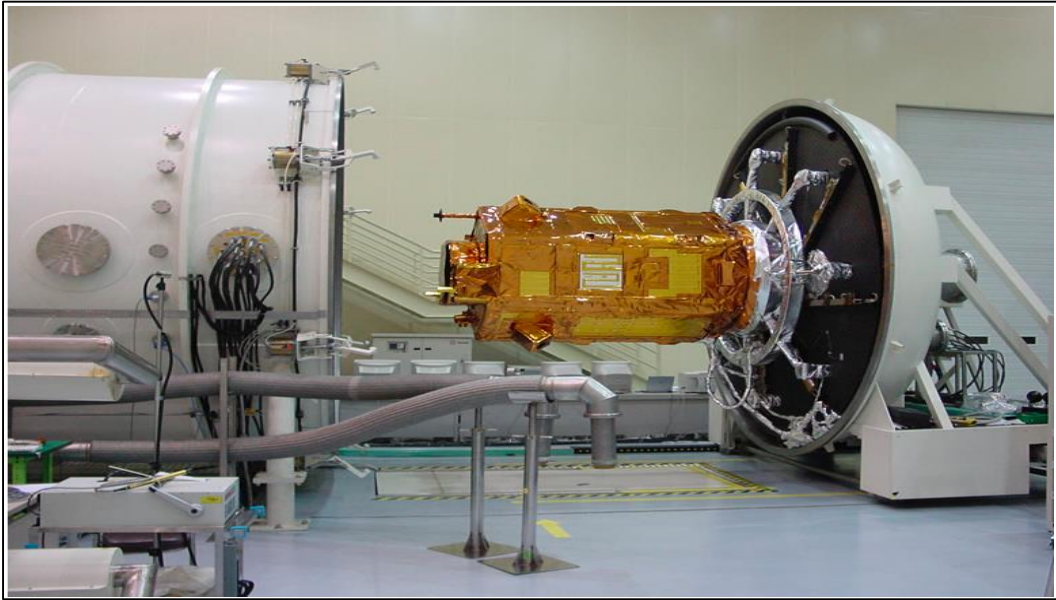
Bu tez çalışmasında, uydunun en kritik alt sistemlerden biri olan ısı kontrol alt sistemi detaylı bir şekilde dizayn edilerek, ısı analizleri ayrıntılı ele alınmıştır.

Tezin Amacı

Bu çalışmanın amacı, model bir yer gözlem uydusunun detaylı ısı tasarımının ve kontrolünün gerçekleştirilmesidir. Bu amaçla oluşturulan uydu ısı matematiksel modeli üzerinde çeşitli yörünge ısı analizleri gerçekleştirilip uydu ekipmanlarının görev ömrü boyunca istenilen sıcaklık aralığında tutabilecek ısı kontrolünün sağlanmasıdır.

Sınırlılıklar

Uyduların ön ısı tasarım sürecinde, enerji korunumuna dayalı analitik metotlardan yararlanılsa dahi, detaylı bir ısı tasarım ve kontrolün gerçekleşmesi için nümerik simülasyonlardan faydalanılmaktadır[6]. Uydunun ısı matematiksel modelinin korelasyonunu sağlamak adına uydular uzay ortamının simule edildiği, Resim 1.4’de görülen ısı vakum odalarında test edilirler [7]. Bu ısı vakum odaları uzayın çetin şartlarını sağlar. Bir yer gözlem uydusu ancak kamu ve özel sektörün büyük yatırımları sonucu üretilip, uydunun ısı testleri gerçekleştirilir.



Resim 1.4. Isı vakum odasının gösterimi [8]

Bu çalışmada bir yer gözlem uydusunun üretilip, ısı vakum odasında testlerinin gerçekleştirilme imkanı mümkün olmadığından, yörünge ısı analiz programı Thermica v.4.8.P1 kullanılarak, model uydunun yörüngede maruz kalacağı ısı senaryolarına göre ısı analizleri gerçekleştirilerek, en kötü şartlara göre tasarlanmıştır. En doğru sonuca ulaşmak adına ısı tasarım sürecinde, literatürdeki deneysel ya da nümerik çalışmaların sayısal değerleri alınmıştır. Uydunun malzemeleri ve termo-optik özellikleri, gerçeğe uygun şekilde, deneysel olarak doğrulanmış uzay malzemesi üretici kataloglarından seçilmiştir. Ayrıca bu tezdeki simülasyonlar, Airbus Defense SAS şirketinin lisanslı yazılımı olan ve aynı zamanda uydu ısı analizlerinde en yaygın olarak kullanılan, güvenilirliği defalarca kanıtlanmış Thermica v.4.8.P1 programında gerçekleştirilmiştir [9].

2. LİTERATÜR ARAŞTIRMASI VE YAPILAN ÇALIŞMALAR

Literatürde uydular üzerinde yapılan ısı tasarım çalışmalarının çok büyük bir kısmı küp uydu ve nano uydulardan meydana gelmektedir. Bu durumun en önemli nedeni küp ve nano uyduların boyut olarak oldukça küçük, test edilebilir, maliyeti ucuz ve karmaşık uydular olmayışından kaynaklanmasıdır. Bu sebeple bu uydular üniversite ve kurumlar arası işbirliği dahil olmak üzere üretimi gerçekleştirilip bilimsel araştırma amacıyla uzayda kullanılırlar.

Bu bölümde literatürde yer alan çalışmalar ve elde edilen sonuçlar özetlenmiştir. Fauzi [10] çalışmasında küp uydu üzerinde meydana gelen ortalama sıcaklık değerlerini hesaplamıştır. Alüminyum 7075-T651 malzemeden hazırlanan ve içinde elektronik ekipmanlar bulunmayan basit bir küp uydu için, 400 km'den 700 km'ye farklı irtifalardaki sıcaklık analizleri gerçekleştirilmiştir. Enerji korunumuna dayalı bir boyutlu basitleştirilmiş hesaplar sonucunda bazı durumlarda aktif kontrolün gerekliliğini göstermiş olup aynı zamanda irtifa arttıkça uydu ortalama sıcaklığında düşüş meydana geldiğini göstermiştir.

Wallace ve diğerleri [11] çeşitli üniversitelerin işbirliğiyle geliştirilen EIRSAT-1 küp uydusunun ön tasarım aşamasında ısıl modellemesini yapmışlardır. Bu çalışmada analizler, Autocad tabanlı Thermal Desktop yörünge ısıtım programında gerçekleştirilmiştir. Çalışmada 400 km irtifada yer alacak bir küp uydunun sürekli güneşe yönelim, Dünya'ya yönelim ve açılı pozisyon gibi farklı yönelim durumlarında dış panellerinin sıcaklık dağılımı hesaplanmıştır. Analizler sonucu, uydu içi ısı yayılımının çok düşük olduğu ve yüzey kaplama özellikleri yardımıyla pasif kontrolün yeterli olacağı sonucuna ulaşılmıştır.

Dinh [12], 300 km ve 400 km irtifadaki bir nano uydunun ısıl performans analizlerini gerçekleştirmiştir. Bu çalışmada kullanılan uydu 1 W'tan düşük güç tüketimi olan ve 30 gram'dan daha hafif bir uydudur. Thermal Desktop programı kullanılarak pasif kontrol ile tasarım test edilmiştir.

Coker [13] çalışmasında 1,5 Küp uydu modelleme ve ısı analizlerini Thermal Desktop aracılığıyla gerçekleştirmiştir. Tsai [14] çalışmasında uydu modeli üzerinde analitik çözümler gerçekleştirmiştir.

Mishra [15], 580 km irtifada çalışacak küp uydu için pasif ısı kontrol ile sistemin ısı analizlerini yapıp, pasif kontrolün avantaj ve dezavantajlarını irdelemiştir.

Das ve diğerleri [16] mikro ve nano uydular üzerinde ısı tasarım metodolojisi üzerine bir çalışma gerçekleştirdiler. 500 km irtifada 97.4° yörünge eğiminde açılabilir güneş paneline sahip, ebatları 50 cm x 50 cm olan bir küp uydu modellediler. Açılabilir güneş panellerinin böylesi küçük uydularda bulunması hem ekstra zorluk hem de tasarımı karmaşık hale getirmektedir. Bu karmaşa nedeniyle, iki ve üç düğümlü olan güneş panellerinin ısı kapasitansını uyduya ekleyerek analitik çözümleri kolaylaştırdılar. Eşitlikler üzerinden panellerin termo-optik özellikleriyle ilgili parametrik çalışma yaptılar. Güneş panellerinin ana panel üzerinde gölgeleme faktörünün önemini ve bu faktörün hesaba katılması gerekliliğini gösterdiler.

Dudziak ve diğerleri [17] çalışmalarında nano ve mikro uydular üzerindeki mevcut platformun en çok ısı tüketen bölgesine termal kayış (strap) entegre ederek o bölgedeki ısı miktarının azaltılmasını hedeflediler. Bu sayede pasif sistem aracılığıyla güç harcamadan sistemin ısını bölgesel olarak uzaklaştırmış oldular. Ten-Koh mikro uydusu uçuş modeli üzerinde denedikleri bu yöntem deneysel açıdan başarılı olmuştur. Ağırlık olarak dezavantaj sağlasa da bu çalışma özelinde yüksek ısıyı uzaklaştırmak konusunda daha ağır basmıştır.

Garzon [18] çalışmasında $10 \times 10 \times 30 \text{ cm}^3$ boyutlarında 300 km'de görev alacak OSIRIS-3U küp uydusu ısı tasarımını üzerine çalışmıştır. Uyduyu tek düğümlü olarak ele alarak analitik yöntem kullanıp uydu ortalama sıcaklıklarını hesaplamıştır. COMSOL sonlu eleman programı aracılığıyla nümerik analizler gerçekleştirmiştir. Ayrıca çeşitli termo elektrikli soğutucular için analiz yapıp, bu soğutucular %1'in altında bir verim sağladığından maliyet, kütle ve yer probleminden dolayı küp uyduda kullanılmasının mevcut teknolojiyle uygun olmadığı sonucuna ulaşmıştır.

Williams ve Palo [19] çalışmasında uyduda farklı ısı tasarım felsefelerini değerlendirdiler. Çalışmalarında her bir alt sistemi birbirinden izole halde, değişken ısı tasarım mimarisi şeklinde ele almışlardır. Değişken ısı tasarım mimarisinde, değişken yayıcılık (emissivity) değerine sahip radyatör tasarımını esas almaktır ve sistem ihtiyacından daha büyük boyuta sahip radyatör alanı tasarlamaktır.

Yamada ve diğerkleri [20] çalışmasında nano ve mikro uydular üzerinde yeni bir ısı kontrol ekipmanı üzerinde çalışmışlardır. Bu ekipman ısı depolama paneli (HSP) adı verilen içeriğinde faz değıştiren malzeme ve yüksek iletkenlikli karbon fiberden panel oluşturmaktır. Burada, faz değıştiren malzeme görünür ısı kapasitesini artırmak için kullanılır. Yüksek ısıl iletkenlikli kompozit panel ısı yayılımını hızlandırmakta başka bir deyişle ısı depolayan panel faz değıştiren malzemenin faz değışim noktasında hem ısıyı soğurup hem de ısıtıcı görevi görmektedir. Bu sayede fazla ısıyı uzaklaştırdığı gibi aşırı soğumayı da bölgesel olarak çözebildiğini göstermiştir.

Berggren [21] yüksek lisans çalışmasında $10 \times 10 \times 30 \text{ cm}^3$ ebatlarındaki bir uydunun ısıl tasarımı ve kontrolünü simülasyonlar ile çalışmıştır. Isıl ekipmanları detaylı bir şekilde modelleyememiştir. Tezinin sonunda, aktif ekipman olan ısıtıcıların modellenmesi gerektiği sonucuna ulaşmıştır.

Czernik [22] $10 \times 10 \times 10 \text{ cm}^3$ küp uyduda üzerinde çalışmıştır. Her bir paneli birer düğüm ile ifade ederek enerji korunumuna dayalı analitik çözümler yapmıştır. Paneller üzerinde farklı yüzdelere sahip termo-optik özellikler ile panel sıcaklıklarını hesaplamış ve bu farklı oranda termo-optik özelliklerin sıcaklıklar üzerinde etkisini kıyaslamıştır.

Elliott [23] yüksek lisans çalışmasında sonlu farklar metodunu kullanan paket program yardımıyla uyduda sıcaklık analizlerini gerçekleştirmiştir. Küp uydular ve nano uydular boyut ve ekonomiklik avantajlarından dolayı testleri de yer gözlem uydularına kıyasla oldukça kolay olmaktadır. Böylelikle ısıl simülasyonlarda tasarıma daha çok önem verilmesi gerektiği sonucuna ulaşmıştır.

Moffitt [24] çalışmasında Combat Sentinel Satellite (CSSAT) adlı küçük uyduda için ısıl analiz ve test çalışması yapmıştır. Isıl analizleri ve basitleştirilmiş ısıl modeli SDRC –I deas TMG arayüzünde gerçekleştirmiştir. Çalışma nümerik sonuçların oldukça başarılı olduğunu göstermiştir.

Nazari ve Emami [25] çalışmalarında yer gözlem uydularında farklı tip sensör çeşitleri için karşılaştırmalar yapmışlardır. Burada pasif sistem daha hafif, güvenilir ve ucuz olduğu için tercih edilmiştir.

Kim ve diğerkleri [26] çalışmasında yer gözlem uydularında düğüm bazlı radyatör tasarımı optimizasyonu üzerine çalışmıştır. Burada tasarım değişkenleri olan düğümleri radyatör düğümü olup olmadığını belirtmek için düğümler 0 ya da 1 bit olarak atanmıştır. Her bir sistemi düğümlere ayırıp en yüksek sıcaklıklara sahip düğümleri arayüz olarak programa tanımlanır. Genetik algoritma denilen bu metot sayesinde daha hassas bir çözüm elde edilmeye çalışılmıştır.

Bulut [27] çalışmasında uzay araçlarında kullanılan çeşitli ısı analiz programlarını analiz süresi ve sıcaklık sonuçları bakımından karşılaştırmıştır. Bu çalışma için 7 düğümlü basit bir model üzerinden excell tabanlı bir ısı analiz gerçekleştirmiştir ve bunun sonucunda oluşturulan simülasyonun Thermal Desktop, Thermica ve Esatan –TMS programlarından oldukça yavaş olduğu ve detaylı modeller üzerinde nümerik çalışmaların gerçekleşmesi sonucuna varılmıştır.

Aslantürk [28] çalışmasında uzay radyatörleri üzerine çalışmıştır. Radyatör üzerine birim zamanda meydana gelen ısı transferini arttırmak ve optimum boyutlandırma yapmak için çeşitli korelasyon denklemlerinin etkisi üzerine çalışmıştır.

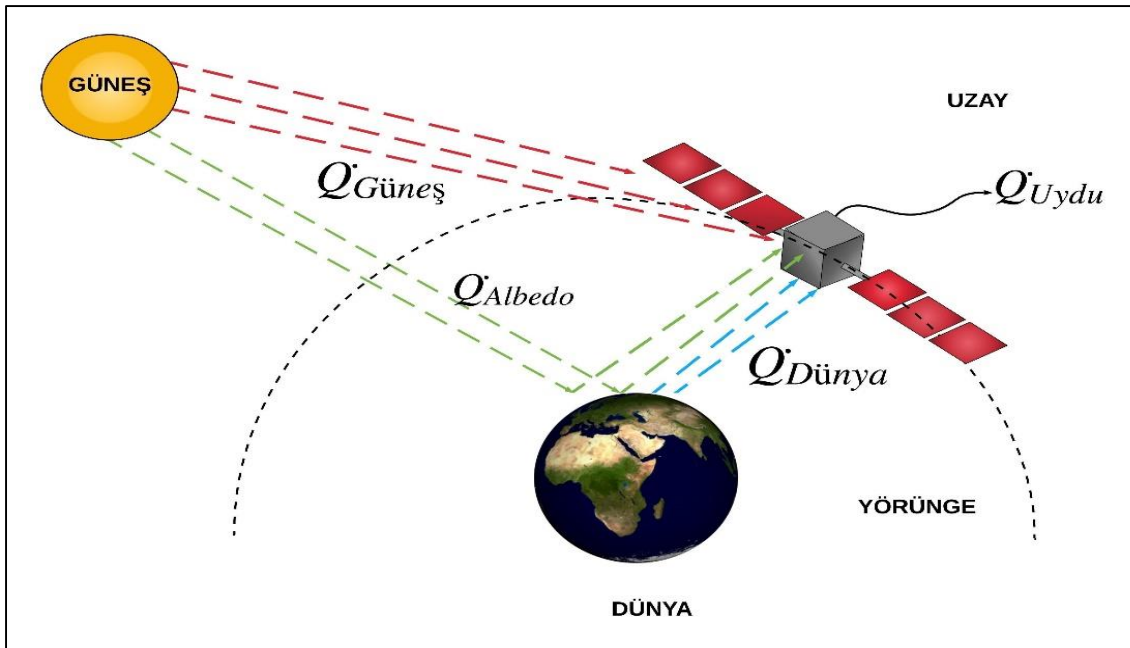
Yer gözlem uydularının ısı tasarım ve ekonomiklik açısından diğerk nano ölçekteki uydulara göre önemli zorlukları bulunmaktadır. Bu uyduların uydu içi elektronik ekipmanlarının sayısının daha fazla olması, uydu ebatlarının büyük olması ve uydu içi güç tüketiminin çok yüksek olması nedeniyle, ısı tasarımının daha detaylı, ısı kontrolünün daha hassas yapılması gerekmektedir.

Bu tezde bir yer gözlem uydusunun detaylı ısı tasarımı, yörünge ısı analizleri ve ısı kontrol ekipmanları vasıtasıyla uydu ekipmanlarının yörünge görev ömrü boyunca istenilen sıcaklık aralığında çalışması hedeflenmiştir.

3. UYDU ISIL ORTAMI

Uzay ortamında gaz yoğunluğu oldukça düşük olduğundan, taşınım ile ısı transferi yok sayılabilecek mertebededir. Bundan dolayı uzay ortamında bir uyduda etkin olan ısı transferleri ışıınım ve iletim ile gerçekleşir. Işıınım ile ısı transferi uydu probleminde oldukça önemlidir çünkü çevresel yüklerin uyduya ulaşması ve uydudan ısı atımı ışıınımla ısı transferi şeklindedir. İletim ile ısı transferi yalnızca uydu ekipmanları ile uydu panelleri arasında temas halindeyken gerçekleşmektedir [29].

Uyduya uzay çevresinden ulaşan üç temel ışıınım kaynağı sözkonusudur. Bunlar güneşten gelen ışıınım, albedodan kaynaklı ışıınım ve dünyadan gelen ışıınımdır [30]. Şekil 3.1’de uyduya gelen çevresel yükler gösterilmiştir.

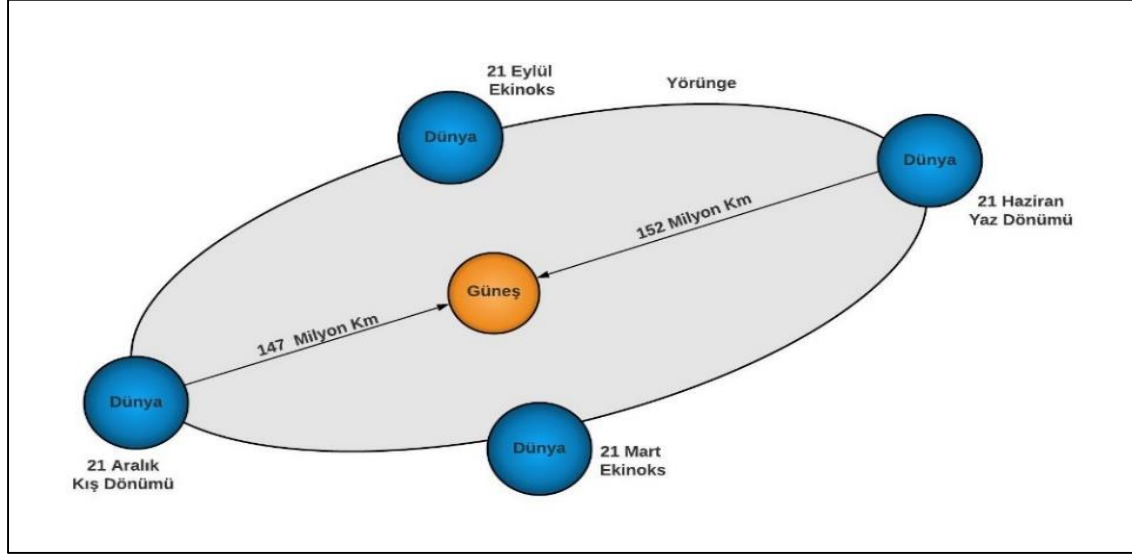


Şekil 3.1. Uyduya gelen çevresel ısı yüklerinin gösterimi

3.1. Direk Güneş Işıınımı

Uydunun ısı tasarımını ve kontrolünü etkileyen en büyük ısı yük kaynağı güneşten gelen ışıınımdır. Çünkü mertebe olarak diğer çevresel yüklere kıyasla oldukça büyüktür. Bu sebepten ısı tasarımı yönlendiren en önemli parametredir. Dünya'nın eliptik yörüngesinden dolayı, güneşten uyduya ulaşan ışıınım miktarı mevsimsel olarak değişmektedir. Kuzey Yarım Küre’de Dünyanın Güneşe en yakın olduğu zaman dilimi 21 Aralık Kış Gündönümü

olup, güneşten gelen ışınlm miktarı $1414 \pm 5 \text{ W/m}^2$ ile en yüksek değerine ulaşır. Benzer şekilde dünyanın uyduya en uzak olduğu zaman ise 21 Haziran Yaz Gündönümü olup güneşten gelen ışınlm miktarı $1317 \pm 5 \text{ W/m}^2$ 'dir [31]. Şekil 3.2'de dünyanın güneşe göre mevsimsel konumları gösterilmektedir.



Şekil 3.2. KYK'de dünyanın mevsimsel olarak güneşe göre konumları

Uydu yüzeylerine gelen toplam güneş ışınlm miktarı Eşitlik 3.1'de ifade edilen formül ile hesaplanabilir.

$$\dot{Q}_{\text{güneş}} = \alpha^s * A^s * F * q_{\text{güneş}} * \cos(\theta) \quad (3.1)$$

Burada, uydu yüzey malzemesinin soğurganlık katsayısı (α^s), A^s güneş ışınlımına maruz kalan yüzey alanı (m^2), $q_{\text{güneş}}$ güneşten gelen ışınlm miktarı W/m^2 , $\cos(\theta)$ güneşin uyduya ulaşma açısı, F ise uydu paneli ile güneş arasındaki görüş faktörüdür.

3.2. Albedo Işınımı

Dünya'ya ulaşan güneş ışınlımının bir kısmı dünyanın yüzeyinden yansır ve geri uzaya döner. Güneş ışınlımının yüzdesel olarak yansıyan kısmına albedo adı verilir. Yer gözlem uyduları yaklaşık olarak 500 km ile 1500 km aralığında olduğundan nominal albedo değeri

doğrudan gelen toplam güneş ışınlımının %30'u kadardır. ($a = 0.30$)

Albedo değeri de mevsimsel etkilere göre değişmekte olup tipik bir yer gözlem uydusu için %30-%35 arasındadır [32]. Dünya'ya gelen toplam güneş ışıınımı Eşitlik (3.2) ile tanımlanmaktadır.

$$\dot{Q}_{\text{albedo}} = a * \alpha^s * A^s * F * q_{\text{güneş}} \quad (3.2)$$

Burada, α^s uydu yüzey soğurganlık katsayısı, $q_{\text{güneş}}$ güneşten gelen ışıınım miktarı W/m^2 , A^s güneş ışıınımına maruz kalan yüzey alanı (m^2), F ise uydu paneli ile güneş arasında görüş faktörü ve a albedo faktörüdür.

3.3. Dünya Kızılötesi (IR) Işıınımı

Dünya belirli sabit bir sıcaklıkta bulunmaktadır ve dünyanın sıcaklığından dolayı yaydığı kızılötesi ışıınımı mevcuttur. Bu kızılötesi ışıınım miktarı mevsimsel etkilere ve dünyanın sıcaklığına göre $237 \pm 21 W/m^2$ aralığında değişmektedir [32]. Dünya kızılötesi ışıınım miktarı Eşitlik 3.3 ile hesaplanabilir.

$$\dot{Q}_{\text{dünya}} = \sigma * T_E^4 * F * A^s * \epsilon_{\text{IR}} \quad (3.3)$$

Burada T_E , Dünya'nın sıcaklığı, ϵ_{IR} yüzey yayıcılık katsayısıdır. σ Stefan-Boltzmann sabiti olup, F görüş faktörünü ifade etmektedir.

4. UYDU ISIL KONTROL SİSTEMİ

Uydularda ısı kontrol sistemi pasif ve aktif kontrol olmak üzere iki ana sisteme ayrılmaktadır. Çoğu mikro ve küçük uyduda pasif ısı kontrol sistemi yeterli olurken daha büyük uydularda güç tüketimlerinin daha yüksek olması nedeniyle aktif kontrole gerek duyulmaktadır.

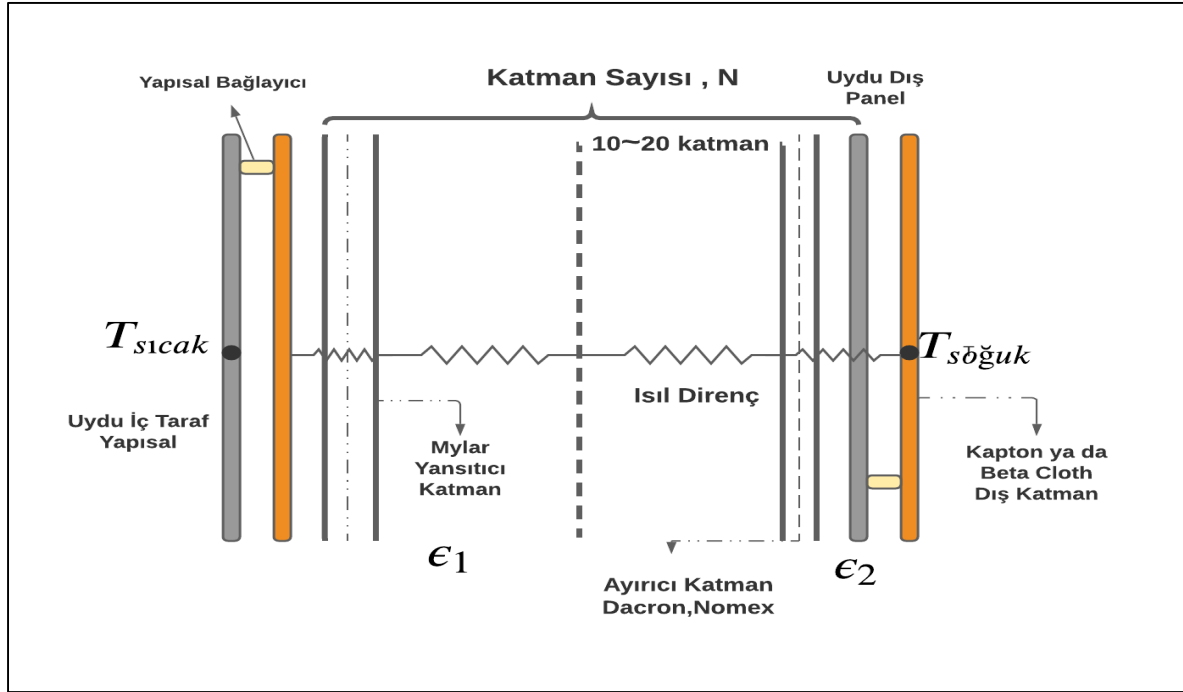
4.1. Pasif Isıl Kontrol Sistemi

Pasif ısı kontrol sistemi genelde malzemelerin termo-optik özelliklerinden yararlanarak ekipmanların istenilen sıcaklık limitleri arasında tutmaya yarayan sistemdir. Pasif kontrol sisteminde dışarıdan herhangi bir elektriksel güce ihtiyaç duyulmamaktadır [32].

4.1.1. Çok katmanlı yalıtım battaniyesi (ÇKYB)

Çok Katmanlı Yalıtım Battaniyesi ya da tek katmanlı yalıtım battaniyesi uydu ısı tasarımıda kullanılmakta olan pasif ısı kontrol ekipmanlarından biridir. Tek katmanlı yalıtım battaniyeleri daha az ısı izolasyonunun gerektiği alanlarda kullanılmaktadır. Doğası gereği daha hafif ve ekonomiktir. Ancak ısı yüklerinden dolayı izolasyonun oldukça elzem olduğu durumlarda yetersiz kalmaktadır [29].

ÇKYB uyduya gelen aşırı ısı yükü engellerken aynı zamanda ekipmandan gereğinden fazla ısı kaçmasını engellemektedir. ÇKYB düşük yayıcılık özelliği olan birden çok katmandan oluşmaktadır ve Şekil 4.1’de iç yapısı gösterilmiştir.



Şekil 4.1. Tipik bir ÇKYB'nin iç yapısının gösterilmesi

Şekil 4.1'de gösterildiği gibi ÇKYB üç ana katmandan oluşmaktadır. ÇKYB'nin en dış katmanı genellikle Alüminize Kapton, Siyah Kapton ya da Beta Cloth malzemeden oluşmaktadır. Bu katman uyduyu uzayda ekipmanın maruz kalacağı çevresel ısı yüklerinden, mikrometeorlardan ve atomik oksijenden korur [31].

Yansıtıcı katmanlar ise genellikle Mylar malzemeden yapılmaktadır. Dış katmana göre daha incedir ve genellikle tahliye delikleri bulunmaktadır. Bu katmanlar genellikle % 90 - % 99 arasında bir yansıtıcılık özelliğe sahiptir. Katman sayısı artırılarak yüzey yansıtıcılık oranı neredeyse mükemmele yaklaştırılabilir.

Yansıtıcı katmanlar arasında Dacron, Nomex gibi ağsı yapılardan oluşan ayırıcı katmanlar bulunur. Bu ağsı yapıların esas amacı katmanlar arasında temas yüzey alanını azaltıp ısı iletimi düşürmektir. En iç katman ise güçlendirilmiş katmandır ve bağlandığı uydu şasesi ile kendisi arasında elektriksel bir direnç olmaması adına metalize edilmez ve tutuşma riskinden dolayı Mylar malzeme kullanılmaz. ÇKYB izole edilmesi düşünülen ekipman ile onu çevreleyen ortam arasına mümkün olduğunca fazla katman ilave edilmesi aracılığıyla ısı iletim katsayısı düşük ayırıcı malzemeler aracılığıyla temas alanını düşürerek gerçekleştirir. ÇKYB'nin verimliliği efektif yayıcılık (ϵ^*) diye tanımlanan değer ile tanımlanır. Bu ifade

zamandan bağımsız ısı transferi aracılığıyla deneysel olarak tanımlanabilir ve malzemenin katalog değerinde yer alır.

Teoride birbirlerine temas halinde olmayan N yüzeyden oluşan ÇKYB'nin efektif yayıcılık değeri, Eşitlik (4.1) ile hesaplanabilir.

$$\varepsilon = \frac{1}{\frac{1}{\varepsilon_1} + \frac{1}{\varepsilon_2} - 1} \left(\frac{1}{N+1} \right) \quad (4.1)$$

Burada, N katman sayısı olup, ε_1 ve ε_2 birbirine komşu olmayan en uzak iki yüzeyin yayıcılık değerleridir. Katman sayısı arttıkça ÇKYB daha etkili olduğu anlamı çıkar.

Ancak uygulamada, ÇKYB'nin efektif yayıcılık değeri düşük basınçlı (10^{-5} torr) vakum ortamında deneysel olarak tayin edilir ve Eşitlik (4.2) ile hesaplanabilir [33].

$$\varepsilon = \frac{\dot{Q}}{A \cdot \sigma \cdot (T_H^4 - T_L^4)} \quad (4.2)$$

Burada, T_H ve T_L sırasıyla en yüksek ve en düşük sıcaklıklar (K), A battaniye yüzey alanı (m^2), $\dot{Q}$ net ısı transferi (W), σ Stefan Boltzmann katsayısıdır.

Alternatif olarak efektif ısıl iletkenlik de bu Eşitlikde kullanılır. Burada K_{eff} etkili ısıl iletkenlik birimi $W/(m.K)$ 'dir.

Yapılan deneysel çalışmalar neticesinde ε^* değeri 0,005 ve daha alt seviyelerde elde edilmiştir. Uydu uygulamalarında yaklaşık olarak 0,015-0,030 aralığında bir efektif yayıcılık değeri kullanılmaktadır [33].

4.1.2. Isıl yüzey kaplama malzemeleri

Uydulardaki ısıl yüzeyler üstüne gelen enerjiyi soğurma ya da yansıtma eğiliminde olan malzemelerdir. Isıl kontrol kaplamaları genellikle güneş yansıtıcı, güneş soğurucu ve düz kaplama olarak sınıflandırılır. Güneş yansıtıcı kaplamalar, düşük soğurganlık ve yüksek yayıcılık özelliklerine sahiptir. Gelen enerjinin fazlasını yüzey üzerinden uzaklaştırırlar. Düz (eşit) yüzey kaplamaları ise soğurganlık ve yansıtıcılık özellikleri birbirlerine eşit olan

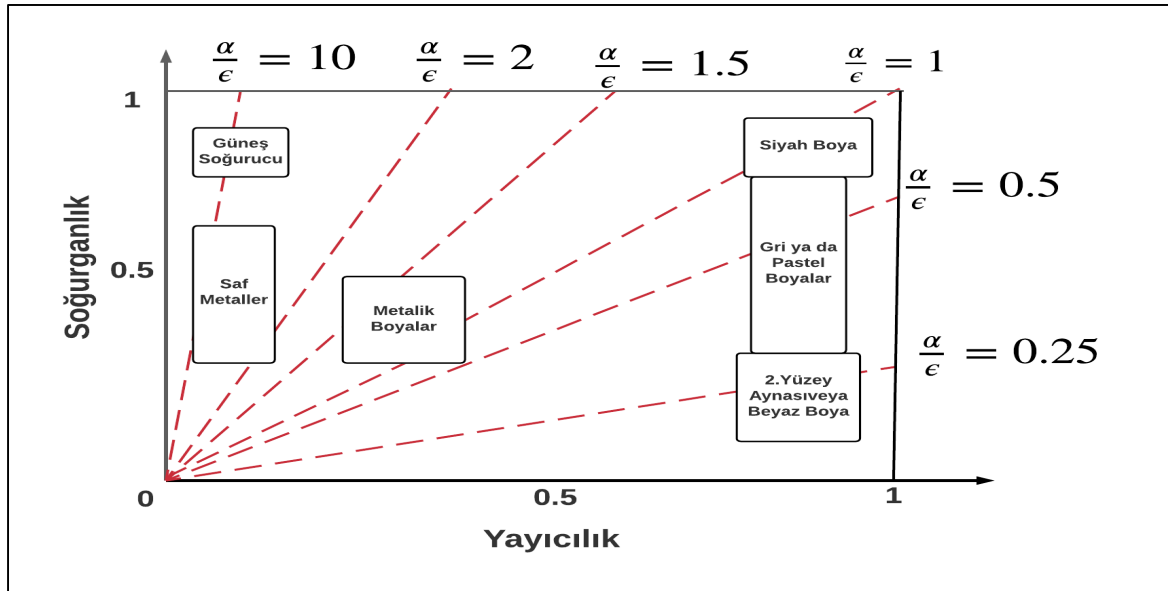
kaplamalardır. Isıyı eşit ve homojen bir şekilde dağıtmak için uydu içindeki ekipmanlarda sıklıkla kullanılırlar.

Güneş soğurucu kaplamalar yüksek soğurganlık ve düşük yayıcılık özelliklerine sahiptirler. Radyatör malzemesi olarak yüksek yayıcılık özelliğe sahip yüzey kaplamaları kullanılır. Bu malzemelerden beyaz boya kaplama ve ikinci yüzey aynası en sık kullanılanlarındandır.

Elektronik ekipmanlar ve uydu içi gövde panelleri genellikle yüksek yayıcılık özellikli yüzey kaplama ile kaplanırlar. Siyah boya, siyah anodize kaplama genellikle bu amaçla kullanılmaktadır [34].

Metalik yüzey kaplamaları da uyduda sıklıkla kullanılır. Genelde uydunun ısıma ile ısı transferinin minimum olmasının istenildiği yerlerde, düşük yayıcılık özelliğine sahip bu kaplamalar kullanılmaktadır. Saf alüminyum, saf paslanmaz çelik ya da alüminyum bantlar bu sınıfa girmektedir.

Deneysel çalışmalar ile tespit edilen yayıcılık ve soğurganlık değerleri Şekil 4.2’de verilen termo-optik özellik grafiğinde görülmektedir.

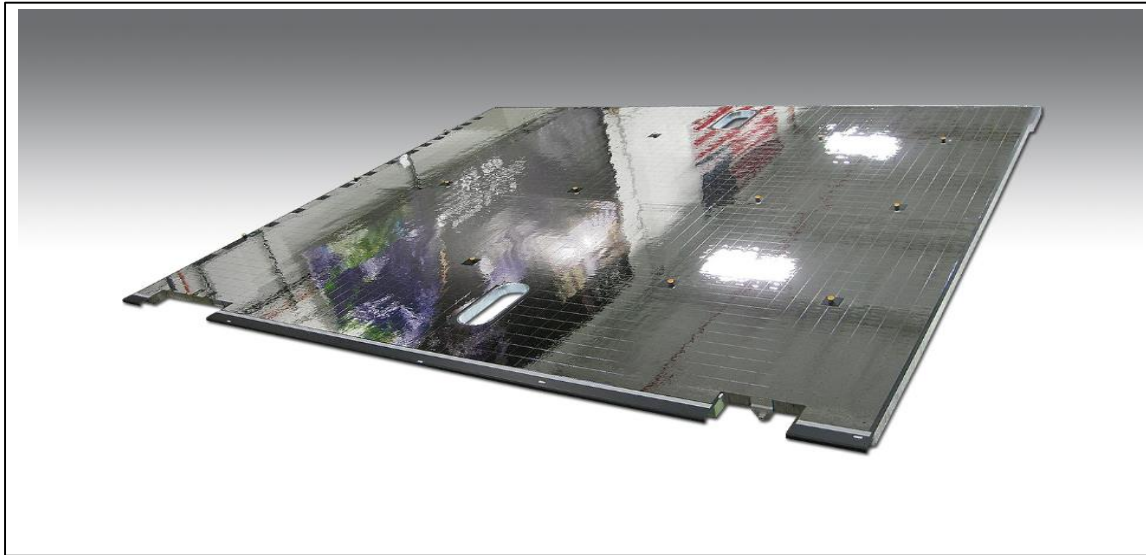


Şekil 4.2. Yaygın kullanılan uydu ısı yüzey kaplamalarının termo-optik özellikleri

4.1.3. Radyatörler

Resim 4.1’de gösterilen radyatörler, uydu panellerindeki fazla atık ısıyı uzaklaştırmak için kullanılır. Radyatörler uyduda çeşitli konumlarda bulunurlar. Işıma gücü yüzeyin sıcaklığına ve yayıcılığına bağlıdır. Çoğu radyatör ısıyı maksimum seviyede uzaklaştırmak adına yüksek yayıcılık özelliğine ($\epsilon > 0.8$) ve aynı zamanda güneşten gelen ısıyı minimum indirmek adına düşük soğurganlık ($\alpha < 0.2$) özelliğine sahiptirler.

Uydularda radyatör malzemesi olarak ikinci yüzey aynası, beyaz boya, quartz aynalar ve teflon sıklıkla kullanılır [30].



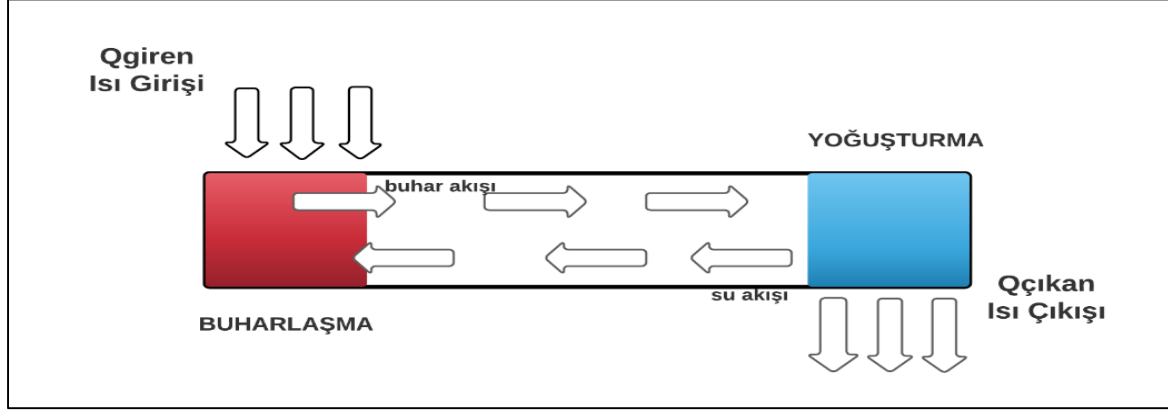
Resim 4.1. Uzay uygulamalarında kullanılan radyatör malzemesi [35]

4.1.4. Isı boruları

Isı boruları, yüksek ısı kapasiteye sahip enerjiyi bir noktadan başka bir noktaya taşımak amacıyla, yoğunlaştırıcı ve buharlaştırıcı özelliğine sahip iki faz değişimini kullanarak ısıyı ileten kapalı bir döngüdür. Bu işlem yapılırken herhangi bir hareketli parça olmadığından ve elektriksel güç kullanılmadığından dolayı ısı boruları pasif ısı kontrol ekipmanlarındandır. Isı borusu olarak kullanılan malzeme oldukça yüksek ısı iletim katsayılarına sahiptir. Borunun içi çeşitli kimyasallar (sıvı helyum, civa, sodyum, amonyak, alkol, su) ile doldurulur ve bu sıvı sıcak bir arayüzle karşılaştığı ve temas ettiğinde ısıyı kullanarak buhar fazına geçer. Buradan boru boyunca hareket eder ve en uç noktaya soğuk bölgeye giderek

oradaki ısıyı açığa çıkarır, ısıyı atar ve tekrar sıvı faza dönüşür bu hareket sürekli devam eder [36].

Şekil 4.3’de klasik bir ısı borusunun ısı atım mekanizması yer almaktadır.



Şekil 4.3. Isı borusu şematik gösterimi

4.1.5. Isıl arayüz malzemeleri

Isıl arayüz malzemeleri ekipmanların uydu paneli ile arasındaki teması daha da kuvvetlendirerek bu yüzeyde daha iyi ısı iletimi gerçekleştirmek için kullanılan yüksek ısı iletkenliğine sahip dolgu malzemelerdir. Bu malzemeler arayüzde kalan mikron seviyesindeki boşlukları dahi doldurarak her noktada daha iyi bir iletim sağlayarak ısıyı iletirler. Ancak temas iletim değerlerinin yetersiz kaldığı ve ısı gereksiniminin sağlanamadığı durumlarda kullanılmaktadır. Söz konusu malzemeler her ne kadar uzay uyumlu ve düşük gaz salımlı (outgassing) olsa da gereğinden fazla kullanıldığında uydu içi kirliliğe neden olmaktadır [37]. Genellikle kullanılan ısıl arayüz malzemeleri RTV, Chotherm, Sigraflex gibi malzemelerdir. Ekipman ile panel arayüzünde ısıl direnç oluşturmamak adına genellikle çok ince kalınlıkta uygulanırlar.

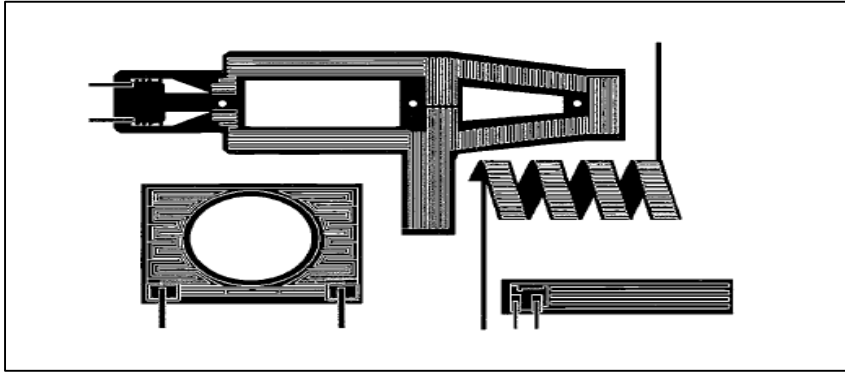
4.2. Aktif Isıl Kontrol Sistemi

Yer gözlem uydularında uydu içi ekipmanların güvenilir çalışma sıcaklık aralığında kalması sadece pasif ısıl kontrol ile çoğu kez mümkün değildir. Yüksek güçlere çıktıkça daha çok soğutma ve ısıtma ihtiyacı gerekir. Böyle durumlarda dışarıdan ekstra bir güç sağlanarak aktif kontrol ekipmanları kullanılmaktadır [29].

4.2.1. Isıtıcılar

Aktif ısı kontrol ekipmanlarından en temel ve en önemli ekipmanlarıdır. Isıtıcı kullanımının temel amacı, uydun en soğuk koşullar altındayken ekipmanın belirli sıcaklık limitlerinin altına düşmeden görevini icra etmesini sağlamaktır. Isıtıcılar elektriksel dirençli iki element ile kapton gibi esnek yalıtkan malzemeden oluşmaktadır. Esnek ya da sert olabilirler. Esnek olanlar uydularda çeşitli durumlarda kullanılması açısından daha uygundur.

Şekil 4.4'te yaygın olarak kullanılan çeşitli şekillerde ısıtıcı tipleri mevcutken [31]. Resim 4.2'de ısıtıcı en büyük tedarikçilerinden Minco Product Inc. firmasının ürettiği örnek bir ısıtıcı modeli görülmektedir [38].



Şekil 4.4. Uzun uzay uygulamalarında kullanılan çeşitli ısıtıcı tipleri



Resim 4.2. Minco Product Inc. firmasına ait örnek bir ısıtıcı modeli

Isıtıcılar hassas biçimde sıcaklıkları kontrol edebilmek için termostatik şekilde ekipmana uygulanabilir. Çoğu ısıtıcı uygulaması ekipmanları istenilen sıcaklığın altına düşmesini önlemek adına termostat kontrollüdür. Bunun en önemli nedeni ısıtıcıların sürekli çalışmasını engelleyerek uydunun aşırı güç tüketimini önlemektir. Başka bir deyişle ısıtıcının olabildiğince optimum bir çalışma yüzdesiyle çalışması gerekmektedir.

4.2.2. Sıcaklık algılayıcılar (Termistörler)

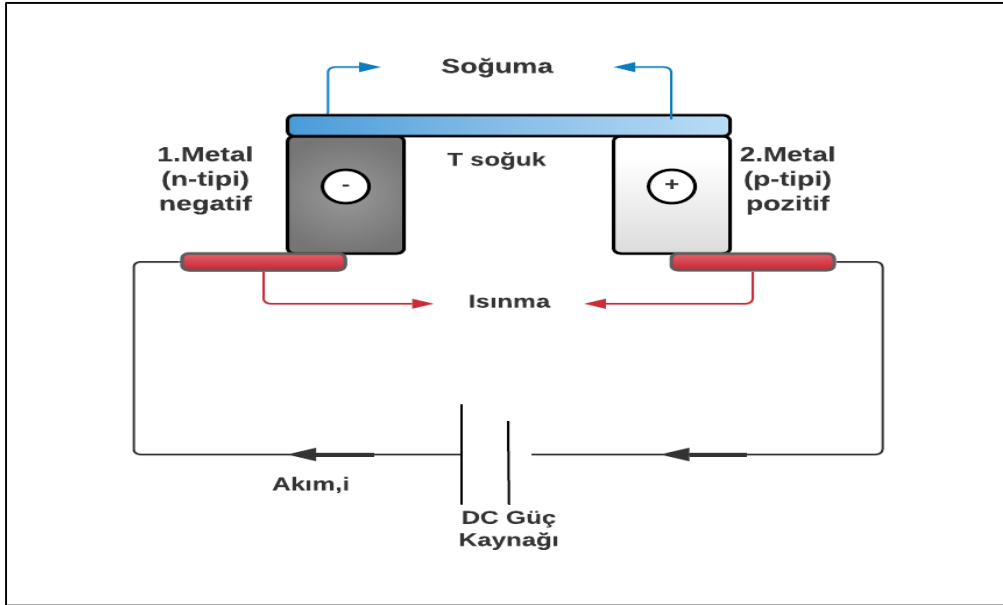
Sıcaklık algılayıcılar uydu üzerinde yer alan sıcaklıkları izleyebilmek ve ısıtıcı hatlarının kontrolünü sağlamak amacıyla kullanılır. Sıcaklık algılayıcılar sıcaklığa duyarlı basit dirençler olarak ifade edilebilir. Sıcaklık algılayıcıları sıcaklık arttıkça ısıl direnci artan PTC (positive temperature coefficient) ile sıcaklık arttıkça direnci azalan NTC (negative temperature coefficient) olarak iki başlıkta sınıflandırılır. Resim 4.3'te NTC tipi termistör görülmektedir.



Resim 4.3. NTC tipi termistör [39]

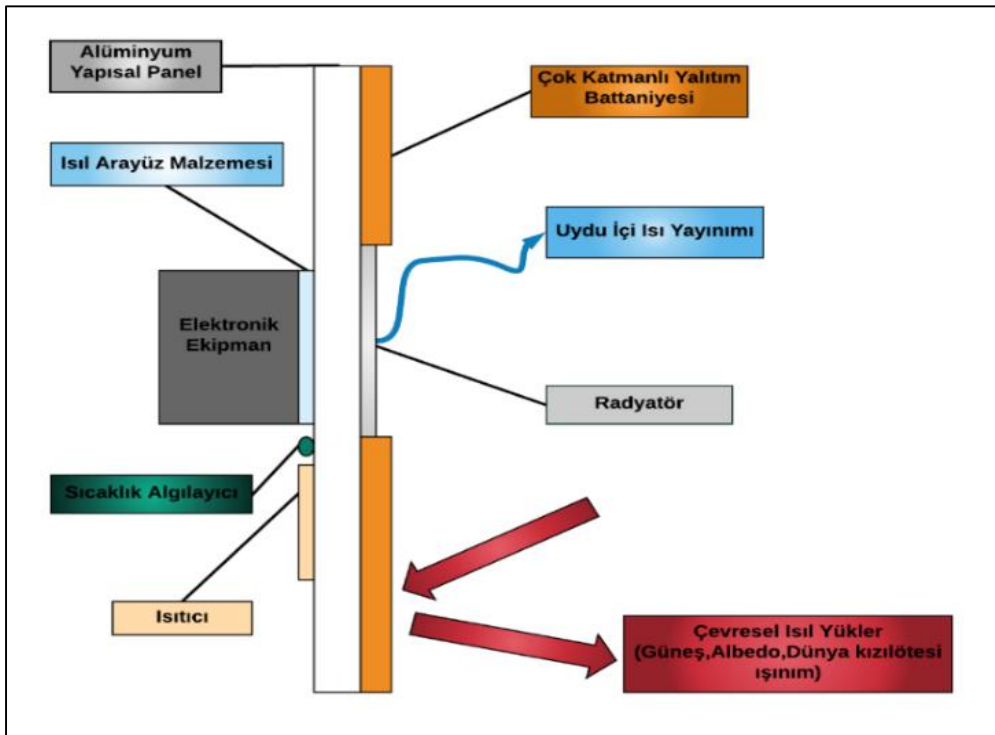
4.2.3. Termo-elektrik soğutma

Termo elektrik soğutma ilgili ekipmanı çevre sıcaklığından bağımsız olarak bölgesel olarak istenilen sıcaklıkta tutmak için kullanılan aktif bir ısı kontrol ekipmanıdır. Genellikle yıldızizler, optik kamera gibi ekipmanlarda bölgesel olarak sıcaklık artışını sağlamak adına kullanılır. Termo elektrik soğutma peltier etkisi denilen soğutma vasıtasıyla soğutma gerçekleştirir. Bu etki birbirleriyle aynı olmayan yarı iletken iki metal arasında elektrik akımı gerçekleştiğinde meydana gelmektedir. Akımın yönüne göre metallerin bir kısmı bu akım sonunda soğurken diğer kısmı ısınır. Bu etki soğutma amacıyla kullanılır [40]. Şekil 4.5'de termo-elektrik soğutma prensibi kısaca gösterilmiştir.



Şekil 4.5. Termo elektrik soğutma (TEC) ve peltier etkisi

Şekil 4.6’da uydu panel kesitinde yer alan pasif ve aktif ısı kontrol ekipmanları ile panellerin ısı atım transferinin şeması yer almaktadır [41].



Şekil 4.6. Uydu ısı kontrol ekipmanları ve ısı atım mimarisinin şematik olarak gösterimi

5. ISI TRANSFERİ YÖNTEMLERİ

5.1. Taşınım İle Isı Transferi

Taşınım ile ısı transferi bir akışkan ile katı bir yüzey arasında gerçekleşir. Taşınım ile birim zamanda ısı transferi Eşitlik 5.1’de ifade edilmiştir.

$$\dot{Q}=h.A.(T_1-T_2) \quad (5.1)$$

Burada h, akışkanın film katsayısı birimi W/m²K iken A alan birimi m²’dir. Uzay ortamında hemen hemen mükemmel bir vakum ortamı bulunduğundan taşınım ile ısı transferi büyük ölçüde ihmal edilir [29].

5.2. İletim İle Isı Transferi

İletim ile ısı transferi birbirleriyle temas halinde bulunan parçacıklardan,yüksek enerji bölgesindeki elektronların düşük enerji seviyesinde bulunan bölgeye hareketi olarak tanımlanabilir. Maddenin katı,sıvı ve gaz olmak üzere üç halinde de gerçekleşebilir.İletimle ısı transferi Fourier Kanunu olarak, Eşitlik (5.2)’deki gibi ile ifade edilir.

$$\dot{Q} = -\frac{k}{dx} A (T_1-T_2) \quad (5.2)$$

Burada,k ısı iletim katsayısı birimi W/m.K’dir. Uydu içinde iletim ile ısı transferi ekipmanlar ile paneller arasında, ısı arayüz malzemeleri ile ekipmanlar arasında birbiriyle temas halindeyken gerçekleşir.

5.3. Işınım İle Isı Transferi

Işınım ile ısı transferi iki yüzey ya da daha fazla yüzey arasında elektromanyetik dalgalar aracılığıyla meydana gelmektedir. Işıma ile ısı transferi yüzeylerin sıcaklığına ve malzemenin termo-optik özelliklerine bağlıdır. Eğer bir cisim mutlak 0 (yani 0 K ya da - 273.15°C)’den büyükse ışıınım ile ısı yaymaktadır.

Belirli bir sıcaklıkta spesifik dalga boyunda bir yüzeyden yayılan ışıının miktarı tüm dalga boyunda integre edildiğinde kara cisim (mükemmel yayıcı ve soğurucu) enerji miktarı Eşitlik (5.3) ile tanımlanır.

$$E_b = \sigma T^4 \quad (5.3)$$

Burada σ , Stefan-Boltzmann sabiti olup değeri $5,67 \times 10^{-8} \text{ W/m}^2\text{K}^4$ ’dir.

Ancak gerçekte hiç bir cisim mükemmel siyah cisim özelliğini yansıtmaz ve belirli bir oranda ısı yayar. Gerçek cisimlerin ışıının yayma gücü Eşitlik (5.4)’deki ifade ile hesaplanır.

$$E = \varepsilon \sigma T^4 \quad (5.4)$$

Birbirinden farklı i yüzeyi ile j yüzeyi arasında gerçekleşen net ışıının değişimi Eşitlik 5.5 ile hesaplanabilir.

$$\dot{Q}_{i,j} = \sigma A_i^r \cdot \mathfrak{F}_{i,j} (T_i^4 - T_j^4) \quad (5.5)$$

Ancak burada $\mathfrak{F}_{i,j}$ bilinmeyen bir terimdir ve bu eşitliğin çözülebilmesi adına bilinmesi gereklidir.

5.3.1 Işıının değişim faktörünün hesaplanması

Bu terim difüz, gri ve opak yüzeyler olarak düşünülerek bir yüzeyde soğurulan enerji olarak hesaplanabilir [42]. Bu yaklaşımdaki esas mantık i yüzeyinden ayrılan ışıının kesri γ_{ij} ile j yüzeyine ulaşan ışıını bulabilmektir. Burada i yüzeyinden yayılan enerji kesri j yüzeyi tarafından emiliyor. Kapalı bir ortamda i yüzeyi düşünüldüğünde toplam yayılan ışıının miktarı Eşitlik 5.6’da verilmektedir.

$$\dot{Q}_{i,j} = \sigma A_i^r \cdot \varepsilon_i \cdot T_i^4 \quad (5.6)$$

Ve j yüzeyine ulaşan toplam enerji miktarı ise Eşitlik 5.7 de gösterilmiştir.

$$\dot{Q}_{(i \rightarrow j)_{\text{ulaşan}}} = \sigma A_i^r \cdot \varepsilon_i \cdot T_i^4 \cdot F_{i,j} \quad (5.7)$$

j yüzeyine ulaşan enerjinin α_j kısmı kadarı soğurulmaktadır.

Kapalı ortamda difüz, gri ve opak bir yüzey olarak ele düşünüldüğünde, yani $\alpha_j = \epsilon_j$ olarak ele alınır.

Bu durumda j yüzeyinde soğurulan ışıının miktarı Eşitlik 5.8 de verilmektedir.

$$\dot{Q}_{i \rightarrow j) \text{soğurulan, ulaşan}} = \sigma \cdot A_i^r \cdot \epsilon_i \cdot T_i^4 \cdot F_{i,j} \epsilon_j \quad (5.8)$$

Bu Eşitlik j indeksi k indeksi ile yer değiştirerek yeniden yazılabilir.

$$\dot{Q}_{i \rightarrow k) \text{soğurulan, ulaşan}} = \sigma \cdot A_i^r \cdot \epsilon_i \cdot T_i^4 \cdot F_{i,k} \epsilon_k \quad (5.9)$$

i yüzeyinden yayılan enerjinin ρ_k bir kısmı k yüzeyinden yansıyan ve dolaylı yoldan j yüzeyinde soğurulan enerji miktarı Eşitlik 5.10'daki gibi yazılabilir.

$$\dot{Q}_{i \rightarrow k \rightarrow j) \text{soğurulan, dolaylı ulaşan}} = \sigma \cdot A_i^r \cdot \epsilon_i \cdot T_i^4 \cdot F_{i,k} \gamma_{k,j} \cdot \rho_k \quad (5.10)$$

$k=1$ den N 'e kadar tüm yüzeyler toplandığında j yüzeyi tarafından dolaylı olarak soğurulan ışıının miktarı Eşitlik 5.11'deki gibi elde edilir.

$$\dot{Q}_{i \rightarrow j) \text{soğurulan, dolaylı ulaşan}} = \sum_{k=1}^N \sigma \cdot A_i^r \cdot \epsilon_i \cdot T_i^4 \cdot F_{i,k} \gamma_{k,j} \cdot \rho_k \quad (5.11)$$

Eşitlik 5.8 ve Eşitlik 5.11 toplanarak i yüzeyinden yayılan ve j yüzeyine ulaşp soğurulan toplam enerji miktarını Eşitlik 5.12 ile ifade edebilir.

$$\dot{Q}_{i \rightarrow j) \text{soğurulan, ulaşan}} = \sigma \cdot A_i^r \cdot \epsilon_i \cdot T_i^4 \cdot F_{i,j} \epsilon_j + \sum_{k=1}^N \sigma \cdot A_i^r \cdot \epsilon_i \cdot T_i^4 \cdot F_{i,k} \gamma_{k,j} \cdot \rho_k \quad (5.12)$$

Soğuruculuk parametresi γ doğrudan ve dolaylı toplamı olarak yazılabilir.

$$\dot{Q}_{i \rightarrow j} = \sigma \cdot A_i^r \cdot \epsilon_i \cdot T_i^4 \cdot \gamma_{i,j} \quad (5.13)$$

Bu iki Eşitlikde yerine koyulduğunda i yüzeyinden yayılan ve j yüzeyine ulaşp soğurulan miktar Eşitlik 5.14 elde edilir.

$$\gamma_{i,j} = F_{i,j} \varepsilon_j + \sum_{k=1}^N F_{i,k} \gamma_{k,j} \rho_k \quad (5.14)$$

Bu aynı zamanda Eşitlik 5.15’de gösterildiği gibi yazılabilir.

$$\gamma_{i,j} = F_{i,j} \varepsilon_j + F_{i,1} \gamma_{1,j} \rho_1 + F_{i,2} \gamma_{2,j} \rho_2 + \dots + F_{i,N} \gamma_{N,j} \rho_N \quad (5.15)$$

Ya da Eşitlik 5.16 şeklinde yazılabilir.

$$-F_{i,1} \gamma_{1,j} \rho_1 - F_{i,2} \gamma_{2,j} \rho_2 - \dots - F_{i,N} \gamma_{N,j} \rho_N = F_{i,j} \varepsilon_j \quad (5.16)$$

Matris formunda yazıldığında:

$$A_{N \times N} \cdot \gamma_{N \times N} = B_{N \times N} \quad (5.17)$$

Burada;

$$A_{N \times N} = \begin{bmatrix} 1 - F_{1,1} \rho_1 & -F_{1,2} \rho_2 & \dots & -F_{1,N} \rho_N \\ -F_{2,1} \rho_1 & 1 - F_{2,2} \rho_2 & \dots & -F_{2,N} \rho_N \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ -F_{N,1} \rho_1 & -F_{N,2} \rho_2 & \dots & 1 - F_{N,N} \rho_N \end{bmatrix}$$

$$\gamma_{N \times N} = \begin{bmatrix} \gamma_{1,1} & \gamma_{1,2} & \dots & \gamma_{1,N} \\ \gamma_{2,1} & \gamma_{2,2} & \dots & \gamma_{2,N} \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ \gamma_{N,1} & \gamma_{N,2} & \dots & \gamma_{N,N} \end{bmatrix}$$

$$B_{N \times N} = \begin{bmatrix} F_{1,1} \varepsilon_1 & F_{1,2} \varepsilon_2 & \dots & F_{1,N} \varepsilon_N \\ F_{2,1} \varepsilon_1 & F_{2,2} \varepsilon_2 & \dots & F_{2,N} \varepsilon_N \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ F_{N,1} \varepsilon_1 & F_{N,2} \varepsilon_2 & \dots & F_{N,N} \varepsilon_N \end{bmatrix}$$

Burada yer alan matris bağlantısı kullanılarak ($\gamma_{N \times N} = A_{N \times N}^{-1} \times B_{N \times N}$) $\gamma_{N \times N}$ hesaplanabilir.

İki yüzey arasında ışıınım değişimi Eşitlik 5.18 yazılır.

$$\dot{Q}_{i \rightarrow j} = \dot{Q}_{i \rightarrow j} - \dot{Q}_{j \rightarrow i} = \sigma \cdot A_i^r \cdot \epsilon_i \cdot T_i^4 \cdot \gamma_{i,j} - \sigma \cdot A_j^r \cdot \epsilon_j \cdot T_j^4 \cdot \gamma_{j,i} \quad (5.18)$$

$$\text{Karşılıklılık eşitliğinden } A_i^r \cdot \epsilon_i \gamma_{i,j} = A_j^r \cdot \epsilon_j \gamma_{j,i} \quad [43,44] \quad (5.19)$$

Net ışıınım miktarı (*i* yüzeyinden *j* yüzeyine)

$$\dot{Q}_{i \rightarrow j} = \sigma \cdot A_i^r \cdot \epsilon_i \gamma_{i,j} (T_i^4 - T_j^4) \quad (5.20)$$

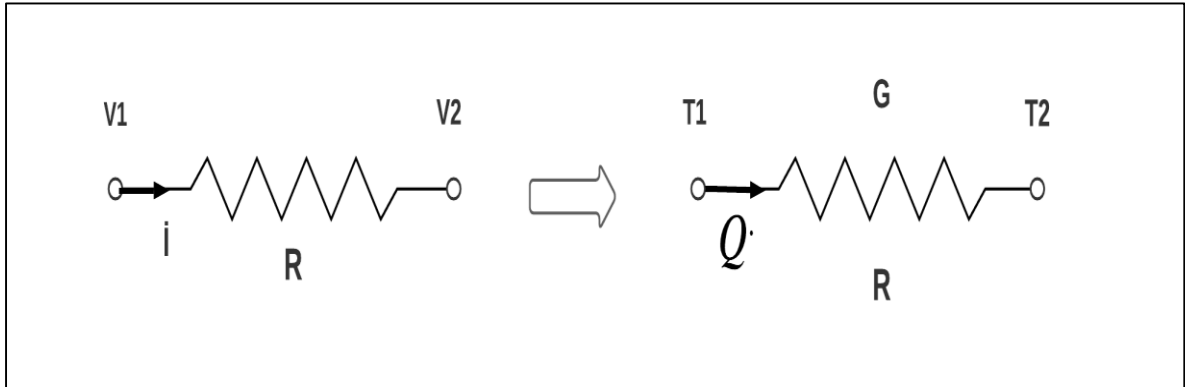
Burada ϵ_i ve $\gamma_{i,j}$ terimlerinin çarpımı $\mathfrak{F}_{i,j}$ teriminin değerini verir.

6. ISIL MATEMATİKSEL MODEL KAVRAMI VE TEMELLERİ

Isıl matematiksel modelleme işlemi, ısı kontrol açısından oldukça önemli bir aşamadır. Isıl matematiksel modelleme, çözümlenecek olan sistemi matematiksel olarak ifade etme gereksinimi içerir. Başka bir deyişle, ısı limitler ve ısı transferi özelliklerine dayanarak sistemi çözmektir.

6.1. Isıl Ağ Çözümü

İki ayrı sistemi oluşturan ve onların davranışlarını belirleyen eşitliklerden faydalanılarak, sınır koşullarına kadar benzer özelliklerden etkilenen iki sistem, sahip oldukları özellikleri gösteren sembolleri değiştirerek benzer bir ilişki kurulabilir. Analizlerde, ısıl sistem ile elektriksel sistemler bu konuda oldukça faydalıdır. Şekil 6.1’de elektriksel ve ısıl sistemin benzetimi verilmektedir.



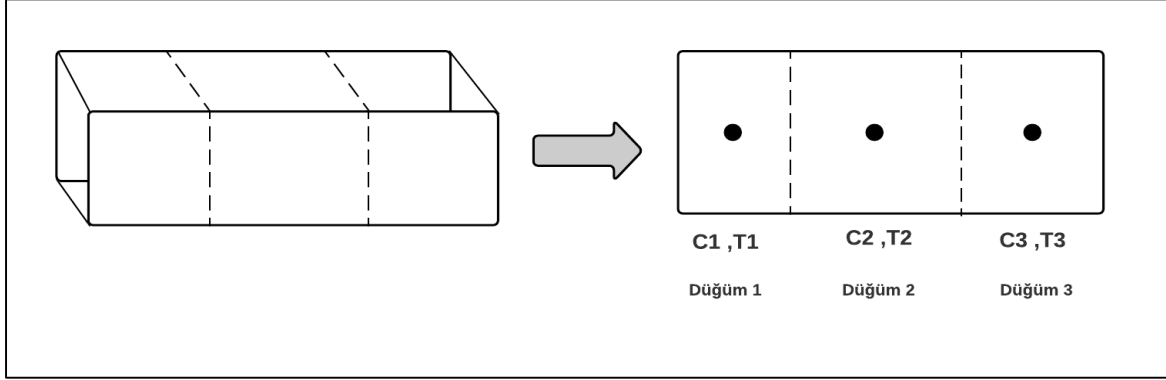
Şekil 6.1. Elektriksel-ısıl direnç benzetimi

Böyle sistemleri tanımlayan diferansiyel eşitlikleri çözmek için kullanılan nümerik yöntemler ile bilgisayarda hızlı bir şekilde sıcaklık dağılımı ve kompleks fiziksel ısı ağların sonucu elde edilir.

6.2. Isıl Düğümler

Isıl ağ yapısını oluşturabilmek ve nümerik teknikleri uydura uygulayabilmek için, uyduda yer alan alt sistemler sonlu alt hacimlere ayrılır. Her bir düğümün ısıl karakteristiği hacimlere ayrıldığı düğümlerin tam merkezinde yer almaktadır ve her bir düğüm bir sıcaklık

ve ısı kütlesi (kapasitans) ile ifade edilir. Şekil 6.2’de alt hacimlerine ayrıştırılmış bir sistem görülmektedir.



Şekil 6.2. Sistemi alt hacimlerine ayrıştırma ve düğümlerin gösterimi

Şekil 6.2’de görüldüğü üzere her bir alt hacmin tam merkezinde yer alan düğüm yığın bir kütle olarak kabul edilir. Bu alt hacimlerdeki her bir kapasitansı hesaplamak için malzemenin termo-fiziksel özelliklerine ihtiyaç duyulur. Her bir düğümün kapasitansı Eşitlik (6.1) ile hesaplanır.

$$C = m.C_p = \rho.V.C_p \quad (6.1)$$

Burada C ısı kapasitans (J/K), ρ yoğunluk (kg/m^3), V hacim (m^3) C_p ise özgül ısıdır (J/kgK).

6.3. Isıl Düğüm Türleri

Isıl matematiksel modeli oluşturan düğümler sırasıyla difüzyon düğümü, aritmetik düğüm ve sınır düğümü olmak üzere üç çeşittir ve Şekil 6.3’de şematik olarak gösterilmektedir [31].

Difüzyon düğüm, normal bir malzemeyi tanımlayan ısı girişi ve çıkışı sonucu sıcaklığı zamanla değişen ve belirli bir kapasitansı (ısı kütlesi) olan düğümü ifade etmektedir. Matematiksel olarak Eşitlik 6.2’de ki gibi yazılır.

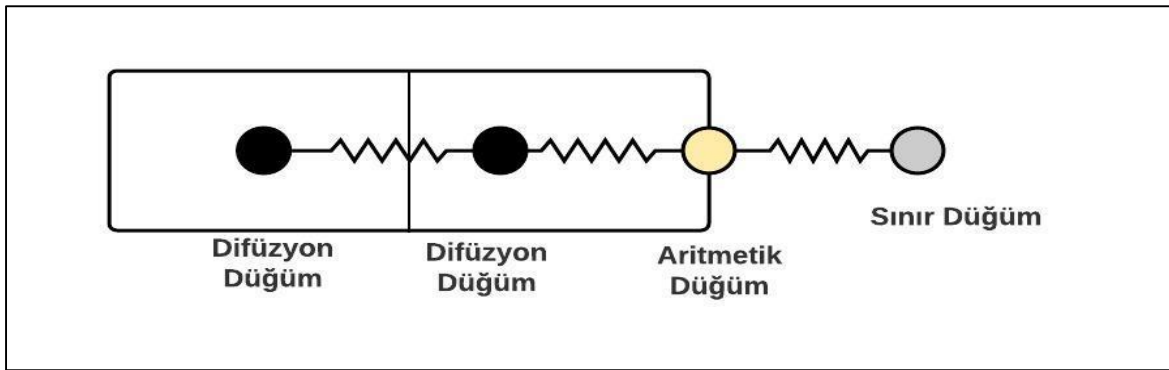
$$\sum \dot{Q} - \frac{C.\Delta T}{t} = 0 \quad (6.2)$$

Aritmetik düğüm, fiziksel olarak olmayan bir nicelik olup, nümerik çözüm için bazı uygulamalarda kullanılır. Isıl kütlesi bulunmamaktadır. Matematiksel olarak Eşitlik 6.3'teki gibi yazılır.

$$\sum \dot{Q} = 0 \quad (6.3)$$

Sınır düğüm ise modeldeki diğer düğümlere ısı girişi ve çıkışı olsa dahi, hiç bir koşulda sıcaklığı değişmeyen sabit kalan düğümdür. Genelde derin uzayı temsilen (4K) sınır düğüm kullanılır. Aynı zamanda diğer düğümlere nazaran daha büyük kapasitansa sahip olabilirler. Matematiksel olarak aşağıdaki gibi ifade edilebilir.

$$T=\text{Sabit}$$



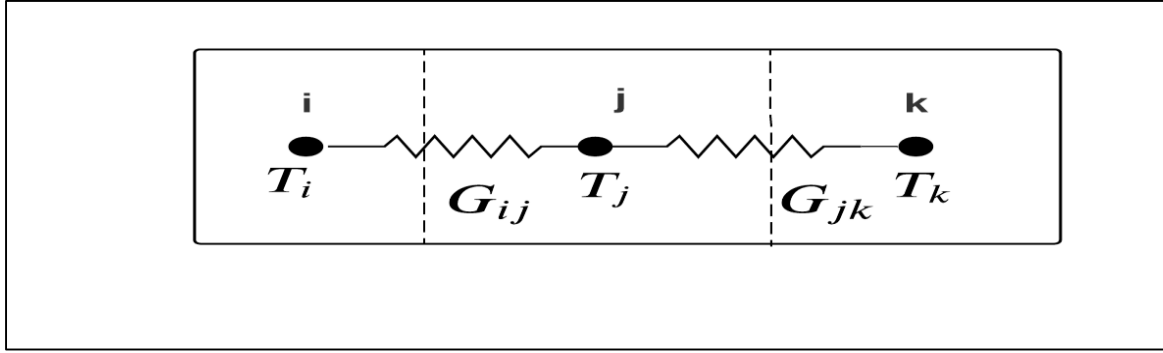
Şekil 6.3. Isıl matematiksel modelde kullanılan düğüm çeşitleri

6.4. Kondüktör

Bir hacim elemanından diğer elemana ısı akış yolu aracılığıyla enerji aktramının temsil eden, ısı matematiksel model ağ elemanına verilen isimdir.

Yüksek enerji ve yüksek sıcaklık bölgesinden düşük enerjili bölgeye üç farklı ısı transferi iletim, taşınım ve ışıyım şeklinde gerçekleşebilir. İletim ısının doğrudan fiziksel olarak temasta olduğu durumda taşındığı ısı transferi olup madde içi moleküler hareketle elde edilir.

Şekil 6.4'de temas halinde olan iki düğüm arasında meydana gelen iletim kondüktörü yer almaktadır.



Şekil 6.4. Düğümler arasında iletimle ısı transferinin gösterimi

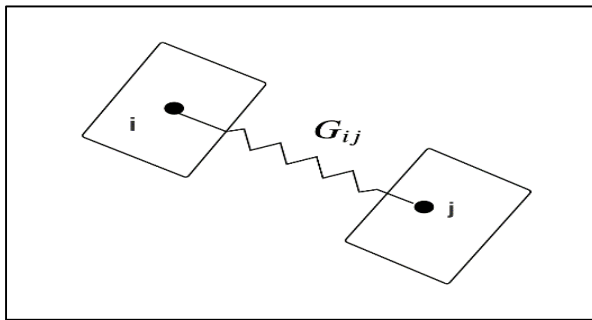
Kondüktör, ısı iletim ile gerçekleştiğinde doğrusal kondüktör olarak adlandırılır ve Eşitlik 6.4 ile ifade edilir.

$$\dot{Q} = GL_{ij}(T_j - T_i) \quad (6.4)$$

Burada GL_{ij} doğrusal kondüktör birimi W/K olup daha açık şekilde Eşitlik 6.5'deki gibi yazılır.

$$GL_{ij} = \frac{k \cdot A}{L} \quad (6.5)$$

İki düğüm arasındaki ısı aktarımı elektromanyetik dalga vasıtasıyla gerçekleşirse bu ısı aktarımına ışıma kondüktörü denir ve doğrusal değildir. Yüzeyler arası temas yoktur ve uydu içinde tüm ekipmanlar arasında gerçekleştiği gibi uydu dışından gelen çevresel ısı yükleri ile de ışıma ile kondüktör gerçekleşir. Şekil 6.5'de düğümler arasındaki ışıma ile ısı aktarımının şematik gösterimi verilmektedir.



Şekil 6.5. Düğümler arasında ışıma ile ısı transferinin gösterimi

Işıma ile gerçekleştirilen ısı aktarımı Eşitlik 6.6'daki ifade ile hesaplanabilir.

$$\dot{Q} = GR_{i,j} (T_j^4 - T_i^4) \quad (6.6)$$

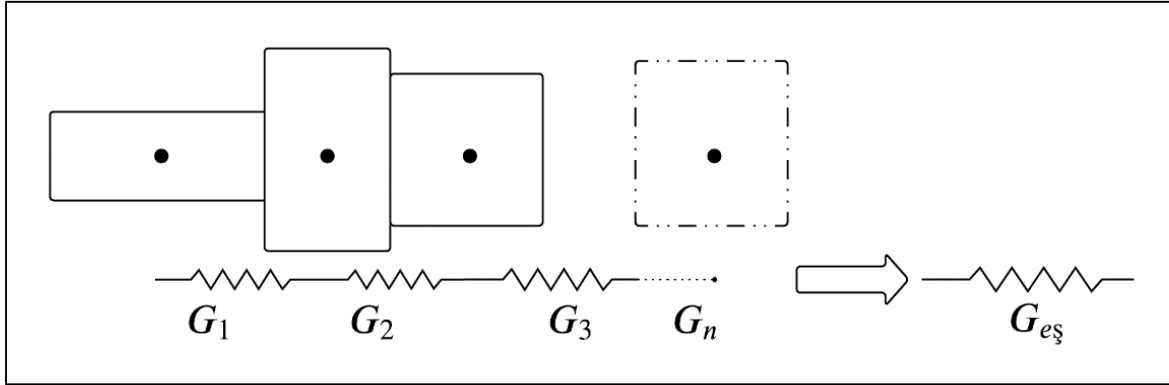
$$GR_{i,j} = \sigma \cdot A \cdot \mathfrak{F}_{i,j} \quad (6.7)$$

Taşıyım kondüktörü ise genelde temasta olan katı ve sıvı iki yüzey arasındaki ısı aktarımı için gerçekleştirilir. Bu durum, uydu genelinde paneller ile elektronik ekipmanlar arasında kullanılan ısı arayüz malzemelerinin ısıyı aktarma ölçüsü olarak da ifade edilebilir. İletimde olduğu gibi doğrusal olarak tanımlanır ve Eşitlik 6.8 ile hesaplanır ve birimi W/K'dir.

$$GL_{i,j} = h \cdot A \quad (6.8)$$

Buradaki akışkanın taşıyım ısı transferi katsayısı h (W/m²K) olup, A ise ısı transferinin gerçekleştiği temas yüzey alanıdır. Taşıyım ile ısı transferi ise Eşitlik 6.9'daki gibi ifade edilir.

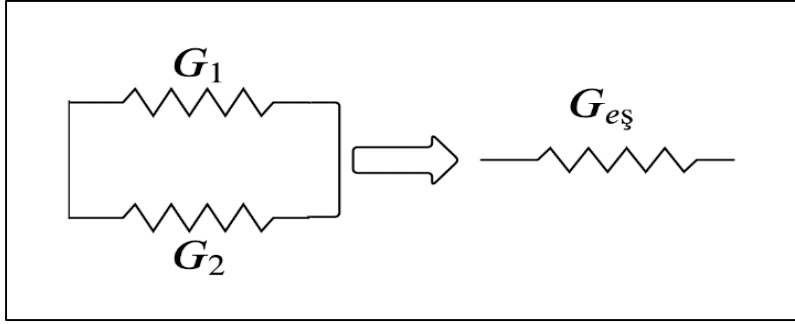
$$\dot{Q} = GL_{i,j} (T_j - T_i) \quad (6.9)$$



Şekil 6.6. Birden fazla düğümün seri olarak ısı iletiminin ısı benzetimi

Şekil 6.6'da gösterilen iki ya da daha fazla düğümün seri iletim yolu tek bir kondüktör değeri olarak Eşitlik 6.10 ile ifade edilir.

$$G_{eş} = \frac{1}{\frac{1}{G_1} + \frac{1}{G_2} + \frac{1}{G_3} + \dots + \frac{1}{G_n}} \quad (6.10)$$



Şekil 6.7. Birden fazla düğümün paralel olarak ısı iletiminin ısı benzetimi

Şekil 6.7’de gösterilen iki paralel düğümden oluşan iletim yolunu eşdeğer tek bir kondüktör değeri olarak gösterimi sonucu Eşitlik 6.11’deki gibi hesaplanır.

$$G_{eş} = G_1 + G_2 \quad (6.11)$$

7. UYDU ISIL ANALİZLERİ İÇİN NÜMERİK SİMÜLASYONLARIN UYGULANMASI

Uydu sıcaklık dağılımının ve ekipmanların sıcaklıklarının elde edilmesi için nümerik simülasyonlar aracılığıyla ısı analizler gerçekleştirilir. Analitik çözümler ile karmaşık uydu geometrisinde sonuca ulaşılması mümkün olmadığından, en doğru ve en hızlı çözüm nümerik simülasyonlar ile elde edilmektedir.

$$\rho C_p \frac{\partial T}{\partial t} = - \left(\frac{\partial q_x}{\partial x} + \frac{\partial q_y}{\partial y} + \frac{\partial q_z}{\partial z} \right) + \dot{q}''' \quad (7.1)$$

Eşitlik 7.1’de verilen üç boyutlu zamana bağlı ısı iletim denkleminde q yerine kartezyen kordinat sistemi (x, y, z) için uygulandığında Eşitlik 7.2 ‘deki gibi yazılabilir.

$$\rho C_p \frac{\partial T}{\partial t} = \frac{\partial}{\partial x} \left(k_x \cdot \frac{\partial T}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(k_y \cdot \frac{\partial T}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left(k_z \cdot \frac{\partial T}{\partial z} \right) + \dot{q}''' \quad (7.2)$$

Burada, izantropik malzemeler için ısı iletim katsayıları her ekseninde birbirine eşittir. Nümerik simülasyonların amacı tüm uydu geneli için Eşitlik 7.1’de yer alan ifadeyi çözmektir. Bu çözümü gerçekleştirirken ısıl ağ metodu kullanılır.

Isıl ağ metodu bir sistemi alt sistemlerine bölen ve böldüğü her bir alt sistemin tam merkezinde bir düğüm ile ifade etmeye olanak sağlayan bir ayrıştırma metodudur. Sonlu farklar aracılığıyla enerji korunumu eşitliği ayrıştırıldıktan ve düğümler arasındaki bağları oluşturulduktan sonra, sistemin eşitliği matris denklemleri kullanılarak çözülür. Isıl ağ metodunun çözümünde, sonlu farklar ayrıştırma metodu bir uyduyu oluşturan yapısal geometrik düğümlerle uyumludur.

Sonlu farklar ayrıştırma formülasyonu Taylor serisinin açılımına bağlı olarak yapılır.

Taylor serisi $x = x_0$ noktasında açıldığında

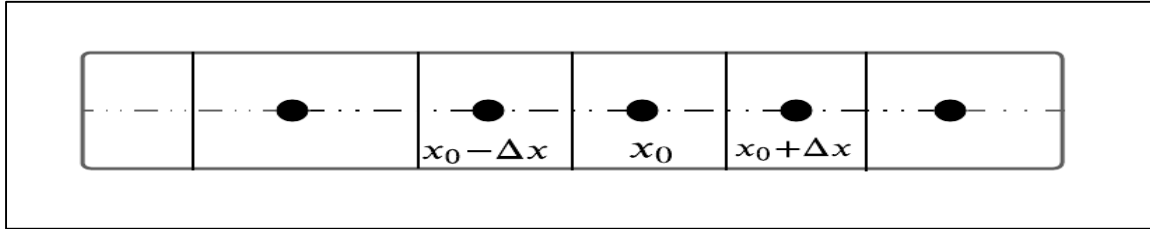
$$T(x_0 + \Delta x) = T(x_0) + \frac{1}{1!} \left. \frac{dT}{dx} \right|_{x_0} \cdot \Delta x + \frac{1}{2!} \left. \frac{d^2T}{dx^2} \right|_{x_0} \cdot \Delta x^2 + \frac{1}{3!} \left. \frac{d^3T}{dx^3} \right|_{x_0} \cdot \Delta x^3 +$$

$T(x)$ ifadesinin birinci ve ikinci türevleri Eşitlik 7.3 ve Eşitlik 7.4'deki gibi yazılır. Şekil 7.1 de bir boyutlu sonlu fark gösterimi verilmektedir.

$$\left. \frac{dT}{dx} \right|_{x_0} = \frac{T(x_0 + \Delta x) - T(x_0)}{\Delta x} + O(\Delta x) \quad (7.3)$$

$$\left. \frac{d^2 T}{dx^2} \right|_{x_0} = \frac{T(x_0 + \Delta x) - 2T(x_0) + T(x_0 - \Delta x)}{\Delta x^2} + O(\Delta x^2) \quad (7.4)$$

Burada $O(\Delta x)$ ve $O(\Delta x^2)$ kesme hatalarıdır.



Şekil 7.1. Bir boyutlu sonlu fark gösterimi

Eşitlik 7.3 ve Eşitlik 7.4 Eşitlik 7.2 de x yönünde yer alan ısı iletim katsayısı teriminin içine yazıldığında Eşitlik 7.5 elde edilir.

$$\frac{\partial}{\partial x} \left(k_x \cdot \frac{\partial T}{\partial t} \right) = \frac{1}{\Delta x} \left\{ k_x(\delta^+) \cdot \left[\frac{T_{n+1}(x+\Delta x, y, z, t) - T_n(x, y, z, t)}{\Delta x} \right] k_x(\delta^-) \cdot \left[\frac{T_n(x, y, z, t) - T_{n-1}(x-\Delta x, y, z, t)}{\Delta x} \right] \right\} \quad (7.5)$$

Burada, n Taylor serisinin uygulandığı düğümdür.

$$\delta^\mp = \frac{[T_n(x, y, z, t) + T_j(x \mp \Delta x, y, z, t)]}{2} \quad (7.6)$$

Burada $j = n+1$ ya da $n-1$ olarak ifade edilebilir ve j komşu bitişik düğümü temsil ederken, t zamanı göstermektedir.

Eşitlik 7.6 içindeki terimle hacim elemanı ΔV ile çarpıldığında Eşitliğin sağ tarafı Eşitlik 7.7 deki gibi elde edilir.

$$A^C_{x, x+\Delta x} \cdot k_x(\delta^+) \cdot \frac{T_{n+1} - T_n}{\Delta x} - A^C_{x, x-\Delta x} \cdot k_x(\delta^-) \cdot \frac{T_n - T_{n-1}}{\Delta x} \quad (7.7)$$

Burada $T_n(x,y,z,t)$ ifadesi $i= n$ olarak T_i şeklinde kısaltılabilir.

Eşitlik 7.7 de $A^C_{x,x+\Delta x}$ ifadesi i ve j düğümleri normaliyile yaptığı ısı iletiminin alanıdır. Ayrıca iki düğüm arasındaki ısı iletimi linki kondüktans ile ifade edilir ve Eşitlik 7.8’deki gibi hesaplanır.

$$GL_{i \rightarrow j} = \frac{A^C_{x,x+\Delta x} \cdot k_x(\delta^+)}{\Delta x} \quad (7.8)$$

Benzer ifadeler Eşitlik 7.2 de yer alan $\frac{\partial}{\partial y} \left(k_y \cdot \frac{\partial T}{\partial t} \right) \cdot \frac{\partial}{\partial z} \left(k_z \cdot \frac{\partial T}{\partial t} \right)$ terimleri içinde yazılabilir ve üç boyutlu formda uygulanabilir ve bir düğümdeki (x, y, z) koordinatları ile komşu hacim elemanı düğümü arasındaki iletim Eşitlik 7.9 ile hesaplanır.

$$GL_{i \rightarrow j} = GL_{j \rightarrow i} = \frac{A^C_{i,j} \cdot k_x(\delta^+)}{\Delta x} \quad (7.9)$$

Uydu içinde ve yörüngede ışıma ile ısı transferi gerçekleştirdiğinden enerji korunumu denkleminde ışıma terimi de eklenebilir. i ve j iki yüzey arasındaki ışıma değişim terimi Eşitlik 7.10’daki gibi yazılır.

$$\sigma \cdot A_i^R \cdot \mathfrak{F}_{i,j} \cdot (T_j^4 - T_i^4) \quad (7.10)$$

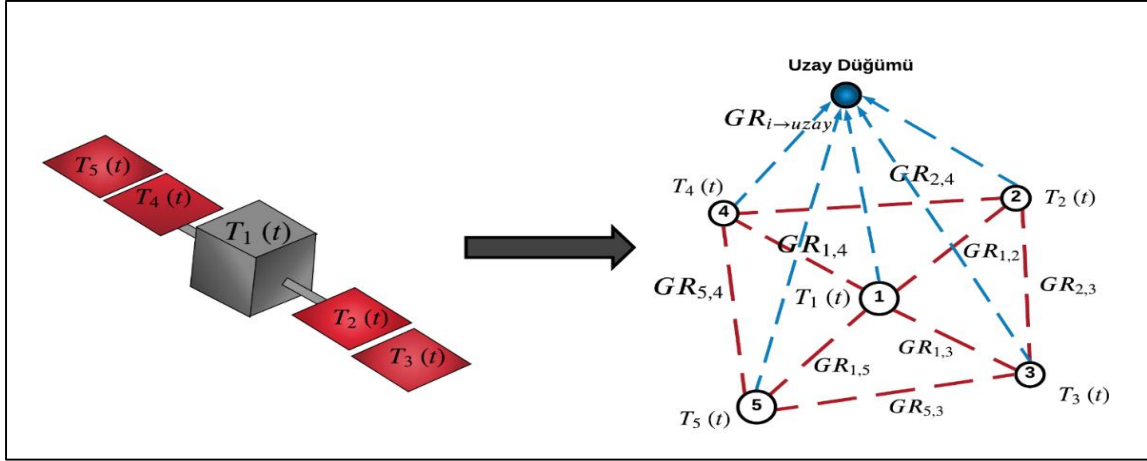
Burada, A_i^R ışıyım yapan yüzeyin alanı , $\mathfrak{F}_{i,j}$ i ve j yüzeyleri arasındaki “ışıyım değişim faktörü” dür.

İşınım kondüktansı Eşitlik 7.11 ile verilmektedir.

$$GR_{i \rightarrow j} = \sigma \cdot A_i^R \cdot \mathfrak{F}_{i,j} \quad (7.11)$$

Karşılıklılık ilişkisinden $GR_{i \rightarrow j} = GR_{j \rightarrow i}$ şeklinde de yazılabilir.

Şekil 7.2 uydu içindeki ekipmanların birbirleri arasında ve uzay düğümü ile gerçekleşen ışıma linklerini göstermektedir.



Şekil 7.2. Uydu düğümleri ve uzay düğümü ısıma bağlantılarının gösterimi

Eşitliğin sol tarafı için ifade tekrar yazılırsa

$$\rho \cdot C_p \cdot \Delta V \cdot \left(\frac{\partial T}{\partial t} \right) = m \cdot C_p \cdot \frac{(T_n^{t+\Delta t} - T_n^t)}{\Delta t} \quad (7.12)$$

Burada m elemanın kütlesi iken, Δt zaman aralığıdır.

$$T(t+\Delta t) = T(t) + \theta \cdot \left. \frac{\partial T}{\partial t} \right|_{t+\Delta t} \cdot \Delta t + (1-\theta) \cdot \left. \frac{\partial T}{\partial t} \right|_t \cdot \Delta t \quad (7.13)$$

Eşitlik 7.14 ile bir sonraki zamandaki sıcaklık değerleri hesaplanabilmektedir.

$$\frac{T(t+\Delta t) - T(t)}{\Delta t} = \theta \cdot \left. \frac{\partial T}{\partial t} \right|_{t+\Delta t} + (1-\theta) \cdot \left. \frac{\partial T}{\partial t} \right|_t \quad (7.14)$$

Eşitlik 7.14 de θ çözüm tipini belirleyen nümerik çözüm parametresidir.

$\theta = 0$ tam implicit metod

$\theta = 1/2$ Crank-Nicolson implicit (kapalı) metod

$\theta = 1$ açık metod (explicit)

Eşitlik 7.14 kapasitans (m.Cp) ifadesi ile çarpıldığında Eşitlik 7.15 elde edilir.

$$(m.Cp)_i \frac{T(t+\Delta t) - T(t)}{\Delta t} = \theta \cdot \left((m.Cp)_i \cdot \frac{\partial T}{\partial t} \Big|_{t+\Delta t} \right)_i + (1-\theta) \cdot \frac{\partial T}{\partial t} \Big|_t \quad (7.15)$$

Yukarıda i elementi için yer alan enerji korunum denklemi ayrıştırılarak Eşitlik 7.16 yazılabilir.

$$\left(m.Cp \cdot \frac{\partial T}{\partial t} \right)_i = \sum_{j=1}^N \frac{A_{ij}^c \cdot k_{ij}}{L_{ij}} (T_j - T_i) + \sum_{j=1}^N \sigma \cdot A_i^R \cdot \mathfrak{S}_{i,j} \cdot (T_j^4 - T_i^4) + \dot{Q} \quad (7.16)$$

Burada N uydu içindeki elemanların toplam düğüm sayısıdır.

$$\begin{aligned} (m.Cp)_i \cdot \frac{T_i^{n+1} - T_i^n}{\Delta t} = \theta \cdot \left[\sum_{j=1}^N \frac{A_{ij}^c \cdot k_{ij}}{L_{ij}} (T_j^{n+1} - T_i^{n+1}) + \sum_{j=1}^N \sigma \cdot A_i^R \cdot \mathfrak{S}_{i,j} \cdot [(T_j^{n+1})^4 - (T_i^{n+1})^4] + \dot{Q}_i^{n+1} \right] \\ + (1-\theta) \cdot \left[\sum_{j=1}^N \frac{A_{ij}^c \cdot k_{ij}}{L_{ij}} (T_j^n - T_i^n) + \sum_{j=1}^N \sigma \cdot A_i^R \cdot \mathfrak{S}_{i,j} \cdot [(T_j^n)^4 - (T_i^n)^4] + \dot{Q}_i^n \right] \end{aligned} \quad (7.17)$$

Eşitlik 7.17’de t zaman dilimi n alt indisi ile $t+\Delta t$ zaman dilimi ise $n + 1$ ile gösterilmektedir.

Bu ifade iletim kondüktans terimi ve ışıma kondüktans terimleri cinsinden Eşitlik 7.18’deki gibi yazılabilir.

$$\begin{aligned} (m.Cp)_i \cdot \frac{T_i^{n+1} - T_i^n}{\Delta t} = \theta \cdot \left[\sum_{j=1}^N GL_{i,j} (T_j^{n+1} - T_i^{n+1}) + \sum_{j=1}^N GR_{i,j} \cdot [(T_j^{n+1})^4 - (T_i^{n+1})^4] + \dot{Q}_i^{n+1} \right] \\ + (1-\theta) \cdot \left[\sum_{j=1}^N GL_{i,j} \cdot (T_j^n - T_i^n) + \sum_{j=1}^N GR_{i,j} \cdot [(T_j^n)^4 - (T_i^n)^4] + \dot{Q}_i^n \right] \end{aligned} \quad (7.18)$$

Eşitlik 7.18 de yer alan ışıma ile ilgili terimler doğrusal değildir. Bundan dolayı eşitliği analitik olarak çözmek güçtür. Sonuç olarak Eşitlik 7.19 ile ifade edilen denklem sistemi yardımıyla çözülebilir.

$$[X] \cdot (T)^{n+1} = [Y] \cdot (T)^n + \dot{Q} \quad (7.19)$$

Burada [X] ve [Y] matrisleri uydunun kapasitansını ($m.Cp$) , $GL_{i,j}$ ve $GR_{i,j}$ terimlerini içermektedir.

Işıma problemi Eşitlik 7.20 ile daha genel ifade edilir.

$$[M].\frac{dT}{dt} = [K].T + [R].T^4 + \dot{Q}_{\text{toplam}} \quad (7.20)$$

Burada T, uydunun dt süre sonra ulaşacağı sıcaklık [M] uydunun kapasitans matrisi, [K] uydunun iletim matrisi, [R] ısıma matrisi olup $\dot{Q}_{\text{toplam}}$ uyduya gelen çevresel ısı yükler ve uydunun yaydığı ısı miktarının toplamını ifade etmektedir.

7.1. Uydu Işıma Durumunun Nümerik Çözümü: Monte Carlo Metodu

Uydularda ısıma ile ısı transferi gerek uydu içindeki ekipmanlar arasında gerekse uydu dışında yörüngede çevresel ısı yüklerine maruz kalırken gerçekleşen bir olaydır. Işıma ile ısı transferi sıcaklık değişimi gibi doğrusal olmayan terimler içerdiğinden çözümlemesi zordur. Basit geometriler ve belirli koşullar altında, ısıma ile ısı transferi denklemi analitik çözülebilir. Ancak, uydu gibi karmaşık ve birden çok düğümden oluşan detaylı bir sistemde analitik çözüm uygulamak mümkün değildir. Bundan dolayı nümerik metotlara ihtiyaç duyulur ve ısı analizler ile çözüme ulaşılır.

Uydu özelinde gerçekleşen ışıma ile ısı transferi çözümleri için Monte Carlo metodu oldukça önemli ve güçlü bir alternatiftir. Monte Carlo Metodu çözüm almak için sürekli değişmekte olan ve çözümü yönlendiren parametreleri en iyi şekilde yöneten olasılık dağılımını içerir. Bu metod değişkenlik ve olasılık tahminleri içinde en iyi varyasyonu verir [45].

Monte Carlo metodu karmaşık geometri yüzeylerine atılan ışıma miktarı esasına göre çalışır. Düğümlere ayrılmış yüzeylere gelen ışımanın o yüzeyi vurduğunda, Monte Carlo bu yüzey üzerinde bir düğüme gelip gelmediğini kontrol eder, eğer gelememişse komşu düğüme veya bir sonraki düğüme geçer, bu teknikle karmaşık geometrilerin birçoğunu tarayarak hızlı bir çözüm elde eder. Başka bir anlatımla, kod yüzey üzerinde emilen enerji miktarına karar verebilir. Yüzeylerin birbiri üzerinde gölgeleme yaptığı durumlarda o bölgeyi, üzerine ışıma gelmediği şeklinde hesaba katmamaktadır. Bunun için o yüzeyin, yani uydu

konfigurasyonun yörüngede dünya ve güneşe göre pozisyonun yazılıma tanıtılması gerekmektedir [46].

Bu tez kapsamında nümerik metot olarak Monte Carlo metodunu içeren Thermica v.4.8.P1 programı kullanılmaktadır.

7.2. Thermica Programının Deneysel Çalışmalarla Doğrulanması

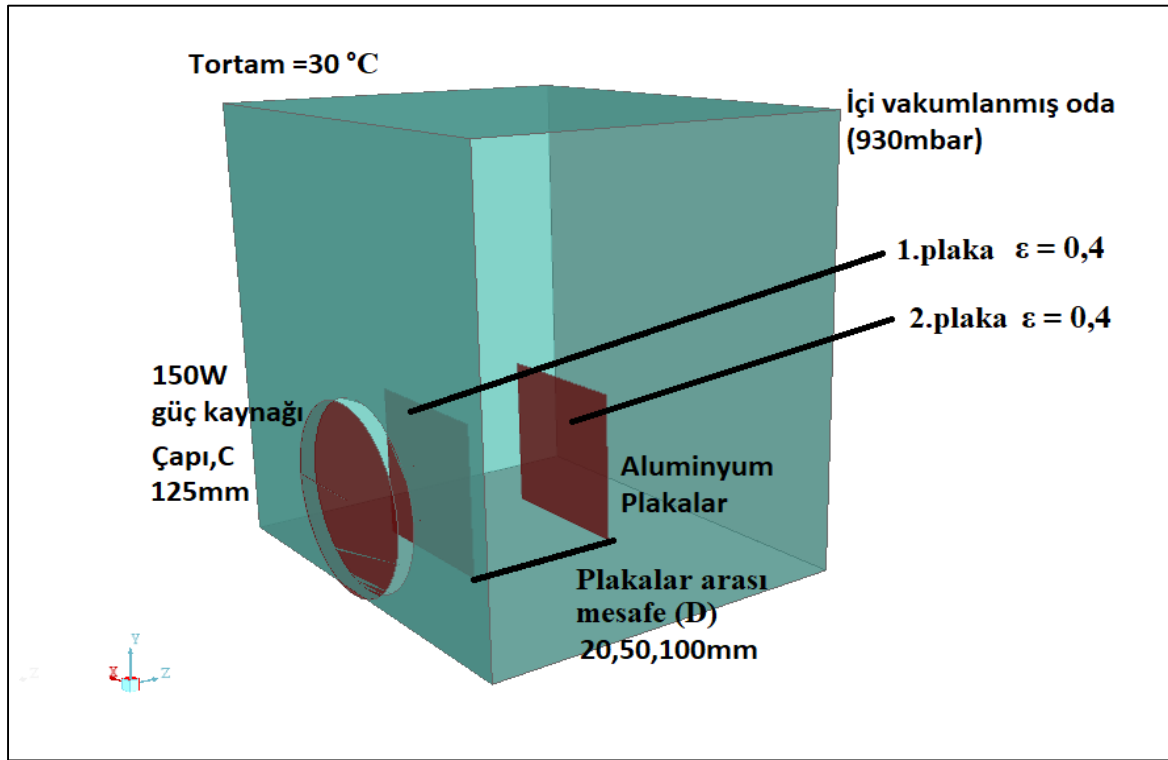
Uyduda gerçekleşen ısı transferi mekanizmalarının (ışınım ve iletim) enerji korunumu denklemlerine uygulanmasıyla uydu sıcaklık dağılımı elde edilir. Thermica yazılımı enerji korunumu esasına uygun olarak uyduda hesaplanması güç olan tüm ışınım değişim faktörlerini, dinamik olarak zamanla değişen yörünge çevresel ısı yüklerini, görüş faktörlerini hesaplayarak, Eşitlik 7.18’de verilen denklem ile her bir düğüm için sonlu hacimler metodu yardımıyla sıcaklık sonuçlarını elde etmektedir. Temelde bu program uydu üzerinde yer alan tüm ışınım değişim faktörlerini, yüzeyler arası görüş faktörlerini ve buna bağlı olarak yörünge sıcaklık sonuçlarını hesaplar. Bu programın doğruluk hassasiyeti aşağıdaki kısıtlara göre değişmektedir.

- Fiziksel modele uygun ısıl geometrik modelin oluşturulması,
- Isıl matematiksel modelin doğru oluşturulması (temas iletim değeri, ısıl kapasitans, ısı yayılımı vb.)
- Sonuçları etkilemeyecek hassasiyette çözüme ulaşılabilecek ışın ve düğüm sayısına göre analizlerin gerçekleştirilmesi (düğüm sayısından bağımsız),
- Yörünge parametrelerinin doğru tanımlanması,

Burada verilen parametreler dışında sonuçların gerçeğe yakın olmasını etkileyen en önemli etken, görüş faktörlerinin ve ışınım değişim faktörlerinin doğru olarak hesaplanmasıdır. Deneysel yapılan bazı çalışmaların neticesinde, basınçtan arındırılmış vakum odalarında görüş faktörleri ve ışınlama ısı transferlerine bağlı olarak değişen sıcaklık değerleri elde edilmiştir [47,48]. Bu deneysel çalışmalar Thermica programında modellenerek görüş faktörlerinin ve ışınım değişim faktörleri aracılığıyla elde edilen sıcaklık sonuçlarının

deneysel değerlerden ne kadar farkla değiştiği hesaplanmıştır. Böylelikle programın literatürde yer alan test durumlarına göre hassasiyeti bilinmektedir.

İlk olarak Carvalhais ve diğerleri [47] çalışmasında küp uydunun modelini doğrulamak adına kurduğu deney düzeneğinde görüş açılarına bağlı olarak ışıyım ile ısı transferini ve plakaların sıcaklık sonuçlarını elde etmişlerdir. Deney düzeneğinde, ısı kaynağı olarak 150 W'lık infrared lamba ve yayıcılığı 0,4 olan alüminyum iki plaka arasında farklı mesafelerde meydana gelen ısı değişimi incelenmiştir. Bu çalışma Thermica programında Şekil 7.3'de gösterilen sistem şeklinde modellenmiştir.



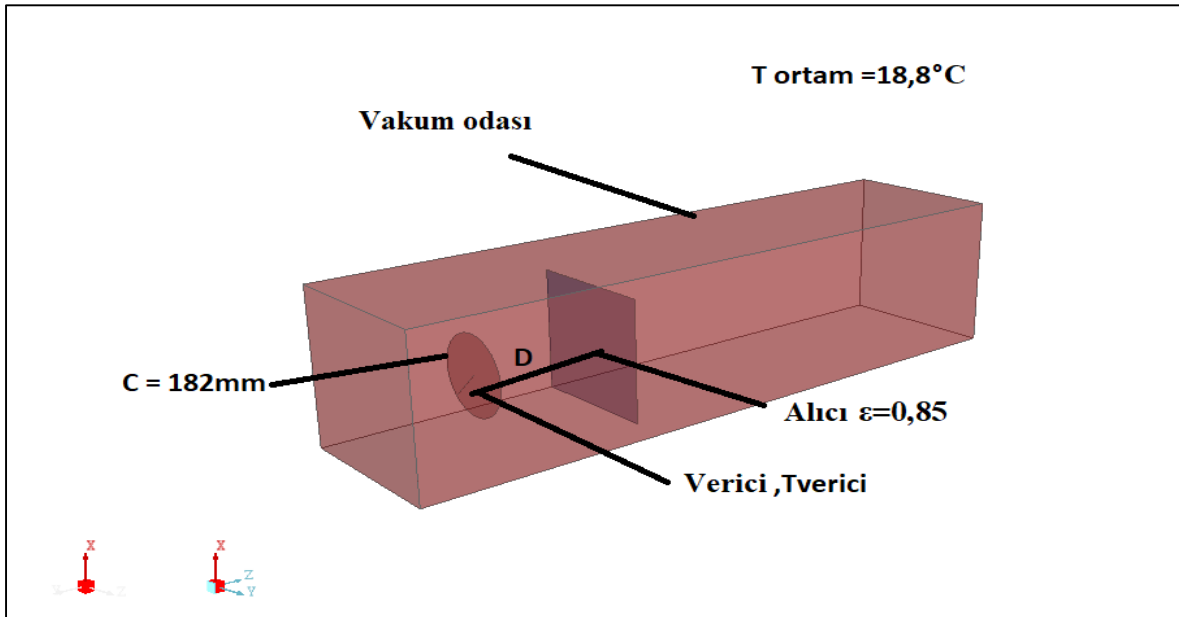
Şekil 7.3. Deney düzeneğinin Thermica programında modellenmesi

Üç farklı mesafe için yapılan analizler neticesinde elde edilen sonuçların deneysel sonuçlar ile farkı Çizelge 7.1’de yer almaktadır.

Çizelge 7.1. Deneysel sonuçların Thermica modeli sonuçlarıyla karşılaştırılması-1

Plakalar Arası Mesafe D (mm)	Sıcaklıklar (°C)				1.Plaka Hata Payı (%)	2.Plaka Hata Payı (%)
	Deneysel Çalışma		Thermica			
	1.Plaka	2.Plaka	1.Plaka	2.Plaka		
20	163,42	74,2	164,7	71,3	-0,783	3,369
50	157,06	49,94	157,74	52	-0,433	-3,939
100	149,58	37,79	153,65	38,83	-2,721	-2,752

Diğer bir çalışmada ise [48] sabit sıcaklıkta yer alan dairesel bir güç kaynağı ve belirli mesafelerde bulunan plakanın belirli mesafelere göre sıcaklıkları ölçülmüştür. Aynı zamanda bu iki cisim arasına bir plaka yerleştirilerek gölgeleme faktörlerinin sıcaklık üzerinde etkisi incelenmiştir. Bu deney düzeneğinin Thermica programında modellenmesi Şekil 7.4’de gösterilmektedir.

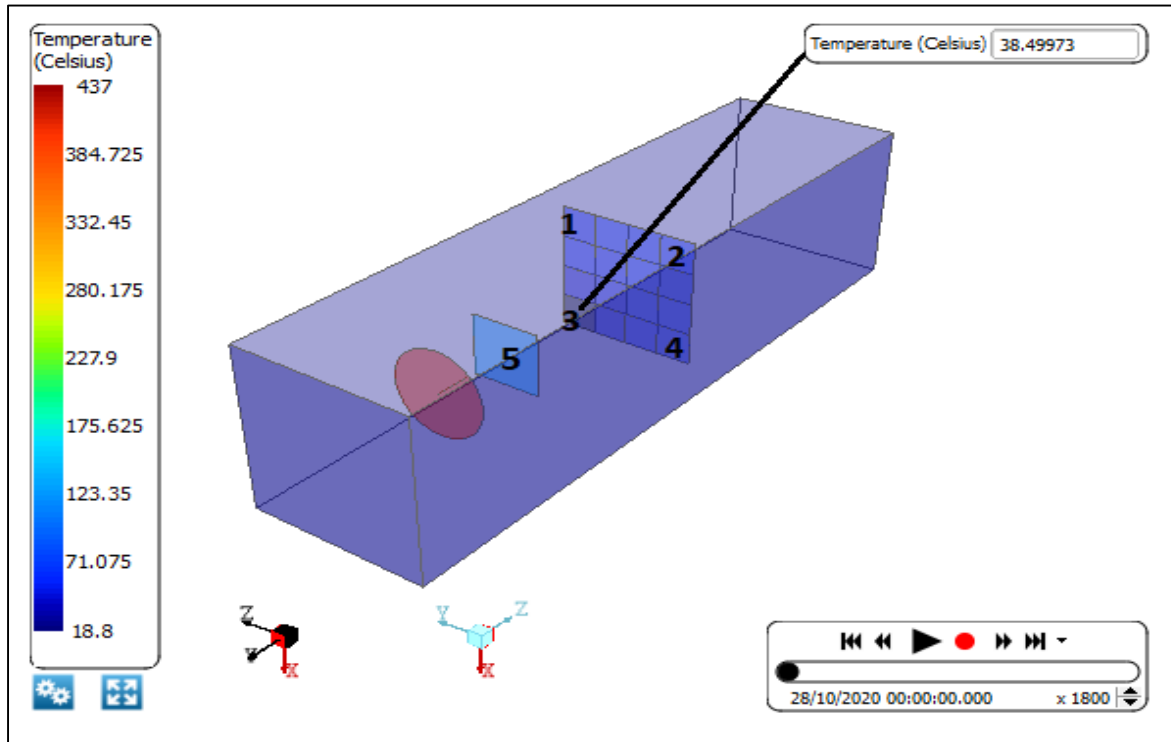


Şekil 7.4. Deney düzeneğinin Thermicada modellenmesi

Çizelge 7.2. Deneysel sonuçların Thermica modeli sonuçlarıyla karşılaştırılması-2

C/D	Deneysel Çalışma			Thermica	Hata Oranı (%)
	Tverici(°C)	Talıcı(°C)	Tortam(°C)	Talıcı(°C)	
0,5	447	149	18,15	146,63	1,59
1	437	92	18,88	92.1	0,108
2	437	39	20,15	41,1	5,38
4	436	36	17,55	37,01	2,80

Ayrıca ikinci deneysel çalışmada gölgeleme faktörlerinin etkisi incelenmiştir.Şekil 7.5'te gölgeleme faktörünün programdaki hassasiyetini belirlemek amacıyla Thermica'da modellenmiştir.



Şekil 7.5. Gölgeleme faktörünün Thermica programında modellenmesi

Çizelge 7.3. Gölgeleme faktörünün iki çalışma arasındaki sıcaklıklarının karşılaştırılması

Sıcaklık Bölgesi	1	2	3	4	5
Deneysel Çalışma(°C)	45,35	45	39,85	42,45	110,85
Thermica(°C)	47,88	47,66	38,499	44,65	106,3
Hata Payı(%)	5,57	5,9	3,39	5,06	4,13

Yapılan deneysel çalışmalar Thermica programında modellendiğinde, elde edilen sıcaklık sonuçları deneysel sonuçlarla büyük oranda benzerlik göstermektedir. Meydana gelen sıcaklık farkı oldukça küçük olup,kabul edilebilir sınırlardadır ve programın enerji korunumuna bağlı olarak görüş faktörlerinin ve ışıyım değişim faktörlerini doğru olarak hesapladığı gösterilmiştir.

8. ISIL TASARIM AŞAMALARI

8.1. Ön Isıl Tasarım Aşaması

Tez çalışmasının bu bölümünde detaylı olarak uydu modelini ele alınmadan önce uydu görev yörüngesinde ulaşacağı en yüksek ve en düşük sıcaklıkların kararlı durum için tahmin edilmesi, gövde dış panellerinin termo-optik seçimi, panellerin ısı atım kapasitelerinin hesaplanması ve radyatör alanı yeterlilikleri incelenmiştir.

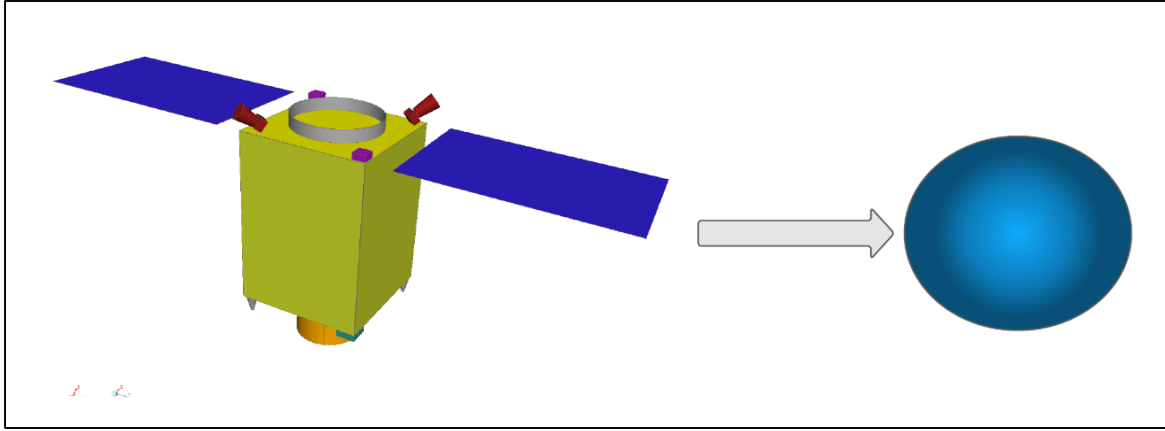
8.1.1. Zamandan bağımsız kararlı durum uydu sıcaklıklarının analitik olarak hesaplanması

Uydunun yörünge boyunca maruz kalacağı en yüksek ve en düşük sıcaklıkları tahmin etmek ısı tasarım sürecinin başında karşılaşılan en büyük sorundur. Uydunun görev ömrü boyunca ulaşacağı en uç sıcaklıklar tahmin edildiğinde ısı tasarım çalışmalarına belirgin bir şekilde yön verilebilmektedir.

Uydu yörüngedeyken dinamik olarak değişen zorlu çevresel ısı yüklerine maruz kalmaktadır. Bu ısı yüklerin şiddetini, geliş açılarını tespit etmek oldukça zordur. Bununla birlikte uydunun geometrisinden kaynaklı, güneş panellerinin gölgeleme faktörleri, ısıma ile ısı transferinde görüş faktörlerinin hesap edilememesi, uydu içi ve dışındaki ekipmanların birbirleriyle olan arayüzleri sonucu ısı transferinin tahmin edilememesi gibi oldukça önemli parametreler de ısı tasarımının önünde çözülmesi gereken hususlardır. Isı tasarımı etkileyen çeşitli kısıtlardan dolayı uydu modeli basitleştirilerek ve bazı kabuller yapılarak yola çıkılır.

Tezin bu bölümünde uydu modeliyle aynı alana sahip bir küre modeli düşünülmüştür. Kabulü yaparken kürenin izdüşümünün bir daire alanı kadar olması ve dış yüklerin de iz düşümü kadarına sirayet etmesi gibi avantajlarından dolayı küre olarak modellenmiştir.

Model uyduyu temsil eden küre modeli Şekil 8.1’de gösterilmektedir.



Şekil 8.1. Uydu alanının bir küre olarak modellenmesi

Şekil 8.1’de yer alan uydunun alanı dört adet ana gövde paneli, iki adet açılabilir güneş paneli, ayrılma halkası ve silindirik kamera koruyucu bölmenin toplamından oluşmaktadır.

Bu alanı temsil eden kürenin yarıçapı r olmak üzere, Eşitlik 8.1 ve Eşitlik 8.2 ile hesaplanmıştır.

$$A_{\text{uydu}} = A_{\text{küre}} \quad (8.1)$$

$$A_{\text{gövde paneli}} + A_{\text{güneş paneli}} + A_{\text{ayrılma halkası}} + A_{\text{kamera koruyucu}} = A_{\text{küre}} \quad (8.2)$$

$$(1 \text{ m} \times 1,4 \text{ m} \times 4) + (1,2 \text{ m} \times 1 \text{ m} \times 2) + (1 \text{ m} \times 1,6 \text{ m} \times 2) + (0,222 \text{ m}^2) + (0,676 \text{ m}^2) = 4 \pi r^2$$

$$r = 0,982 \text{ m}$$

Basitleştirilmiş yarıçapı 0,982 m olan küre modeli üzerinden enerji korunumu denklemi Eşitlik 8.3 ve Eşitlik 8.4’deki gibi yazılır.

$$\dot{Q}_{\text{giren}} = \dot{Q}_{\text{çıkan}} \quad (8.3)$$

$$\dot{Q}_{\text{güneş}} + \dot{Q}_{\text{Albedo}} + \dot{Q}_{\text{Dünya}} + \dot{Q}_{\text{ekipman}} = \dot{Q}_{\text{ışınım}} \quad (8.4)$$

Uyduya gelen çevresel yükler güneş ışıınımı, albedo ışıınımı ve dünya kızılötesi ışıınımıdır. Güneşten uyduya ulaşan ısıl güç miktarı Eşitlik 8.5 ile hesaplanır.

$$\dot{Q}_{\text{güneş}} = G_{\text{güneş}} \cdot \alpha \cdot A_{\text{kesit}} \quad (8.5)$$

Burada $G_{\text{güneş}}$ güneşten gelen birim alana ışıınım miktarı (W/m^2), A_{kesit} kürenin izdüşüm alanı (m^2) ve α yüzey soğurganlık katsayısıdır.

Dünyanın sıcaklığından kaynaklanan kızılötesi ışıınım miktarı Eşitlik 8.6 ile hesaplanır.

$$\dot{Q}_{\text{Dünya}} = q_I \cdot \sin^2 \rho \cdot \epsilon \cdot A_{\text{kesit}} \quad (8.6)$$

Eşitlik 8.6 da yer alan $\sin \rho$ terimi detaylı bir Şekilde yazılırsa Eşitlik 8.7 elde edilir.

$$\dot{Q}_{\text{Dünya}} = q_I \cdot \left(\frac{R_{\text{dünya}}}{R_{\text{dünya}} + H_{\text{irtifa}}} \right)^2 \cdot \epsilon \cdot A_{\text{kesit}} \quad (8.7)$$

Burada, q_I dünyadan kaynaklı ışıınım miktarı (W/m^2), $R_{\text{dünya}}$ dünyanın yarıçapı (km), H_{irtifa} uydu yörünge irtifası (km), ϵ ise yüzey yayıcılığını gösterir. Güneş ışıınımlarının dünyanın yüzeyine ulaştıktan sonra yansıtılarak uyduya ulaşan miktarı albedo'dan kaynaklı ışıınım miktarı olup Eşitlik 8.8'de verilmiştir.

$$\dot{Q}_{\text{Albedo}} = G_{\text{güneş}} \cdot a \cdot K_a \cdot A_{\text{kesit}} \cdot \sin^2 \rho \cdot \alpha \quad (8.8)$$

Burada a albedo katsayısı, ρ ise açısıal yarıçaptır ve K_a , albedo faktörü olup aşağıdaki ifade ile hesaplanır [31].

$K_a = 0,664 + 0,521\rho + 0,203\rho^2$ bu ifade Eşitlik 8.8'de uygulandığında, Eşitlik 8.9 elde edilir.

$$\dot{Q}_{\text{Albedo}} = G_{\text{güneş}} \cdot a \cdot (0,664 + 0,521\rho + 0,203\rho^2) \cdot A_{\text{kesit}} \cdot \left(\frac{R_{\text{dünya}}}{R_{\text{dünya}} + H_{\text{irtifa}}} \right)^2 \cdot \alpha \quad (8.9)$$

$\dot{Q}_{\text{ekipman}}$ uydu içinde yer alan elektronik ekipmanların toplam ısı yayınımlarını temsil ederken, $\dot{Q}_{\text{ışıınım}}$ uydunun uzaya ışıınım yoluyla yaydığı ısı miktarıdır (W).

Bu ifadeler enerji korunumu denkleminde uygulandığında, Eşitlik 8.10 elde edilir.

$$G_{güneş} \cdot \alpha \cdot A_{kesit} + G_{güneş} \cdot a \cdot K_a \cdot A_{kesit} \cdot \sin^2 \alpha + q_1 \cdot \sin^2 \alpha \cdot \epsilon \cdot A_{kesit} + \dot{Q}_{ekipman} = \epsilon \cdot A_{toplamlam} \cdot \sigma \cdot (T_{uydu}^4 - T_{uzay}^4) \quad (8.10)$$

Uydunun sıcaklığı yani T_{uydu} terimi, yukarıda ifade edilen eşitliğin düzenlenmesiyle, Eşitlik 8.11 olarak elde edilir.

$$T_{uydu} = \left[\frac{G_{güneş} \cdot A_{kesit} + G_{güneş} \cdot a \cdot K_a \cdot A_{kesit} \cdot \sin^2 \alpha + q_1 \cdot \sin^2 \alpha \cdot \left(\frac{\epsilon}{\alpha}\right) \cdot A_{kesit} + \dot{Q}_{ekipman}}{\left(\frac{\epsilon}{\alpha}\right) A_{toplamlam} \cdot \sigma} \right]^{1/4} \quad (8.11)$$

Eşitlik 8.11’den görüldüğü üzere uydu sıcaklığı panellerin termo-optik özelliklerine bağlıdır. Yayılcılık (ϵ) ve soğurganlık katsayısına (α) göre değişiklik göstermektedir. Uydu sıcaklıklarını analitik olarak belirleyebilmek için Eşitlik 8.11 deki terimler için Çizelge 8.1’de verilen sayısal veriler kullanılmaktadır [31].

Çizelge 8.1. Uydu analitik çözümü için kullanılan sayısal veriler

Parametreler	En yüksek Sıcaklık (Tmax)	En düşük Sıcaklık (Tmin)
Güneş Işınım Miktarı (W/m ²)	1417	1326
Dünya Kızılötesi Işınım Miktarı (W/m ²)	258	216
Albedo Katsayısı, a	0,35	0,25
Uydu Isı Yayınlamı (W)	410	116,5
A _{toplamlam} (m ²)	12,098	12,098
A _{kesit} (m ²)	3,02	3,02

Çizelge 8.1’de yer alan sayısal veriler Eşitlik 8.11’de kullanılarak uydunun en yüksek ve en düşük sıcaklıkları analitik olarak hesaplanır. Burada uydu içi güç tüketimlerinin toplam değerleri verilmiş olup detay tasarımda her bir ekipman için ayrıca tanımlanacaktır.

Uydu gövdesinde yaygın olarak kullanılan bazı malzemeler ve termo-optik özellikleri de uygulandığında, uydunun ulaşacağı sıcaklıklar Çizelge 8.2’deki gibi hesaplanmaktadır.

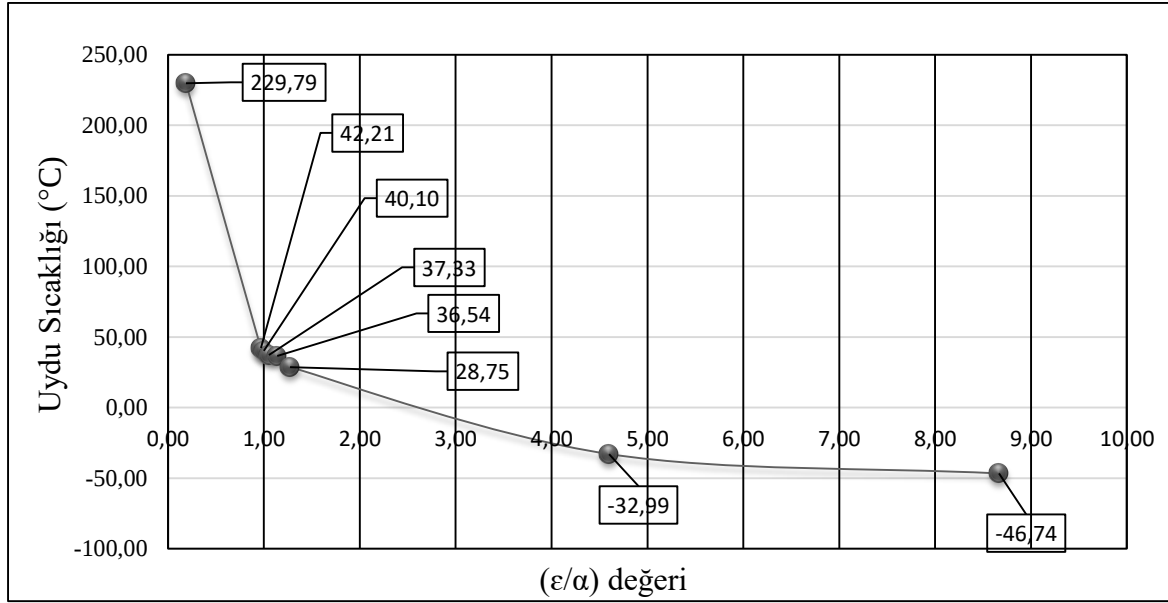
Çizelge 8.2. Uydu sıcaklıklarının farklı yüzey özelliklerine göre karşılaştırılması

Yüzey Pasif Kontrol Ekipmanı	Yayıcılık (ϵ)	Soğurganlık (α)	(ϵ/α)	Tmaks [°C]	Tmin [°C]
Saf Alüminyum	0,03	0,16	0,188	229,789	172,525
Z 306 Siyah Boya	0,89	0,92	0,967	42,208	13,606
Siyah Anodize Kaplama	0,88	0,88	1,000	40,096	11,412
Epoksi Alüminyum Boya	0,81	0,77	1,052	37,328	8,277
Depunt Gümüş Boya 4817	0,49	0,43	1,140	36,539	4,948
Krom Kaplı Alüminyum Anodize Kaplama	0,56	0,44	1,273	28,746	-2,476
Z93 Beyaz Boya	0,92	0,2	4,600	-32,994	-68,907
5 mil Gümüş Teflon	0,78	0,09	8,667	-46,737	-88,934

Çizelge 8.2’de yer alan sonuçlar incelendiğinde, uydu gövde paneli malzemesi için Saf Alüminyum kullanıldığı zaman uydunun aşırı ısındığı görülmektedir. Uydu sıcaklığının aşırı yüksek olmasının nedeni malzemenin yayıcılık katsayısının oldukça düşük olması ve gelen çevresel ısı yükleri yayamamasından kaynaklanmaktadır.

Beyaz boya Z93, Gümüş Teflon gibi soğurganlık katsayısı düşük, yayıcılık katsayısı yüksek malzemeler kullanıldığında ise uydunun aşırı derecede soğuduğu gözlenmiştir. Bu malzemeler kullanıldığında ise ekipman asgari çalışma sıcaklıklarından daha soğuk olacaktır. Her iki aşırı soğuma-ısınma durumunda da uydu içinde yer alan tüm elektronik ekipmanlar görevlerini icra edemeyeceklerdir.

Z306 Siyah boya, Siyah Anodize, Epoksi Alüminyum Boya gibi malzemeler kullanıldığında uydu sıcaklıkları daha makul seviyelere düşmektedir. Ancak sıcaklıklar hala arzu edilen değerler de değildir. Krom Kaplı Alüminyum Anodize kaplama kullanıldığında ise uydu sıcaklıkları -2,476 °C ile 28,74°C arasında olduğu görülmektedir. Şekil 8.2’de malzemelerin termo-optik özelliklerine göre uydu ortalama sıcaklık değişimleri görülmektedir.



Şekil 8.2. Termo-optik özelliklere göre uydu ortalama sıcaklıklar

Uydu içi sıcaklığın mümkün mertebe oda sıcaklığına yakın yani 20°C - 25°C arasında olması hedeflenir. Malzeme seçiminde yayıcılık ve soğurganlık katsayısının birbirine yakın olması başka bir deyişle ϵ/α oranındaki denge oldukça önemlidir. Bu hususlar ve ilgili karşılaştırmalar dikkate alınarak, tez çalışmamızda incelediğimiz uydu gövde panellerine Krom kaplı Alüminyum anodize malzeme kullanılmasına karar verilmiştir.

Tezin ön tasarım çalışmasında;

-Uydu modeli tek düğümlü yığın bir küre olarak sadeleştirilmiştir.

-Çevresel yükler zamandan bağımsız kararlı olarak en düşük ve en yüksek sıcaklık durumları için sabit alınmıştır. Uydu gövde panelinde kullanılması için farklı termo-optik özelliklere sahip malzemeler karşılaştırılmıştır ve uydu sıcaklıkları hesaplanmıştır. Bu ön tasarım çalışması tek başına ısı tasarım için yeterli olmasa da gövde panellerinin malzemesinin belirlenmesinde ve en uç uydu sıcaklıklarını tahmin etmemize yardımcı olmuştur.

8.1.2. Isı atım kapasitesinin hesaplanması ve radyatör alanı yeterliliğinin incelenmesi

Tezin bu bölümünde ilk olarak uydu gövde panellerine gelen ortalama ısı yükleri hesaplanmaktadır. Isıl yükler yörünge boyunca dinamik olarak değiştiğinden yörünge ısıtım programı olan Thermica v.4.8.P1 kullanılmaktadır. Farklı radyatör malzemeleri için panellerin ısı atım kapasiteleri hesaplanacaktır ve sonucunda uyduda kullanılacak radyatör

malzemesine karar verilecektir. Bununla birlikte panellerin ısıyı uydudan uzaklaştırmak için ihtiyaç duyduğu radyatör alanı hesaplanacaktır.

Isı atım kapasitesi panelin yayabileceği ısı miktarından, panelin üzerine gelen çevresel yükler ile uydu içi üretilen ısının farkı olup, Eşitlik 8.12 ile ifade edilir.

Isı Atım Kapasitesi = Uydudan giden ısı miktarı - (Uyduya gelen ısı miktarı + Panellere Düşen Isı Miktarı)

$$\dot{Q}_{\text{ısı atım}} = [\eta F \varepsilon \sigma (T_{\text{Radyatör}}^4 - T_{\text{uzay}}^4)] - [G_{\text{güneş}} \alpha + a. G_{\text{albedo}} \alpha + \varepsilon G_{\text{dünya}} + \dot{Q}_{\text{panel}}] \quad (8.12)$$

Burada F, ışıyım görüş faktörü. η radyatör malzemesinin verimidir.

$G_{\text{güneş}}$ güneşten gelen ortalama ışıyım miktarı W/m^2 , G_{albedo} albedodan gelen ortalama ışıyım miktarı W/m^2 , $G_{\text{dünya}}$ dünyadan gelen ortalama ışıyım miktarı olup W/m^2 cinsinden birim alana gelen ısı yükleridir.

İkinci tarafı uyduya gelen ortalama ısı yükler Thermica v.4.8.P1 programı yardımıyla hesaplanabilir.

Çizelge 8.3. Uydu panellerine gelen ortalama dış yüklerin hesaplanması

Uydu Gövde Panelleri	Ortalama Güneş Işıyım Miktarı $G_{\text{güneş}}$ [W/m^2]	Ortalama Albedo Işıyım Miktarı G_{albedo} [W/m^2]	Ortalama Dünya Işıyım Miktarı $G_{\text{dünya}}$ [W/m^2]
(+X) Gövde Paneli	381,67	33,5593	48,654
(-X) Gövde Paneli	0,0704	27,9775	46,0027
(+Y) Gövde Paneli	256,222	31,0569	46,0027
(-Y) Gövde Paneli	256,222	31,0949	46,0027

Uydu yörüngesi üzerinde panellere gelen dış yükler tespit edilmiştir. Bu analiz, panel ısı atım kapasitesilerini, panellerin radyatör alanlarını belirlemek ve ihtiyacı karşılayıp karşılayamadığını tespit etmek adına gerçekleştirildiğinden, uydunun en sıcak durumda maruz kalacağı yörünge parametrelerini içermektedir.

Yapılan analiz neticesinde güneşten, albedodan ve dünyanın kızılötesinden gelen ortalama ışıınım miktarları hesaplanmıştır. Uydunun en çok güneş ışıınımına maruz kalacağı panel ilk analizler sonucu +X paneli olarak görünmektedir. +X paneli üzerindeki düğümlerin ortalaması $381,67 \text{ W/m}^2$ olarak hesaplanmıştır. +Y paneli ve -Y panelleri üzerine $256,22 \text{ W/m}^2$ 'lık eşit miktarda ortalama güneş ışıınımı gelmektedir. -X paneline ise neredeyse hiç güneş ışıınımı gelmemektedir. Bu beklenen bir sonuçtur çünkü uydu yörünge kinematiği gereği +Z ekseninde dünyaya bakarken, hız profili +Y ekseninde yer almaktadır ve -X paneli güneş vektörünün aksi yönünde yer almaktadır.

Çizelge 8.3'de görüldüğü üzere dünyadan panellere yansıyan dünya ortalama ışıınım miktarı $46,002 \text{ W/m}^2$ 'dir. Albedo ışıınım miktarı ise ortalama olarak 30 W/m^2 seviyesindedir. EK-1'de çevresel yükler gösterilmiştir. Panellere gelen çevresel ısı yükler hesaplandıktan sonra çeşitli radyatör malzemeleri için ısı atım kapasiteleri hesaplanacaktır. Uydu radyatörü olarak yaygın kullanılan malzemelerin termo-optik özellikleri Çizelge 8.4'de verilmektedir [49].

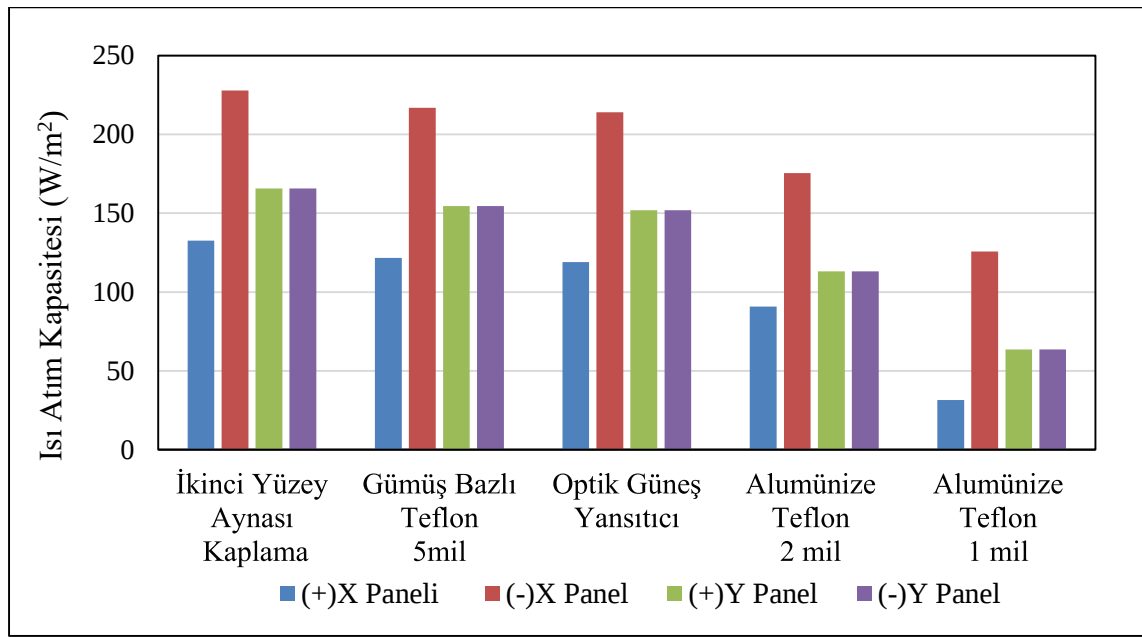
Çizelge 8.4. Yaygın olarak kullanılan radyatör malzemeleri ve termo-optik özellikleri

Radyatör Malzemesi	Yayıcılık (ϵ)	Soğurganlık (α) ömür başı
Alüminyum Bazlı 2.Yüzey Aynası Kaplaması 10mil	0,85	0,15
Gümüş Bazlı Teflon 5mil	0,81	0,08
Optik Güneş Yansıtıcı (OSR)	0,80	0,10
Alumünize Teflon 2 mil	0,66	0,08
Alumünize Teflon 1 mil	0,48	0,14

Bu malzemeler uydunun görev ömrü sonuna doğru atomik oksijen etkisi, çevresel bozulmalar, radyasyon gibi etkilerden dolayı zamanla bir miktar özelliklerini yitirecek olup soğurganlık özellikleri artacaktır [31]. Ömür sonu soğurganlık değeri konservatif bir şekilde ele alınarak tüm malzemeler için 0,24 olarak alınmıştır.

Uydu iç ortamının 25°C - 40°C sıcaklık aralığında tutulması planlandığından, radyatör alanı seçiminin 25°C'ye göre yapılması gerekmektedir. Böylelikle bu koşullara dahi yeterli olabilen bir radyatör malzemesi ve alanı bu sıcaklığın üstünde bir sıcaklık ihtiyacını fazlasıyla karşılayacaktır.

Bu amaçla uydu radyatör malzemesi olarak kullanılan ikinci yüzey aynası, gümüş bazlı Teflon, alüminyum bazlı teflon 2 mil ve 1 mil olmak üzere uydu panelleri üzerindeki ısı atım kapasiteleri Eşitlik 8.12'ye göre hesaplanmıştır ve Şekil 8.3'de karşılaştırılmıştır.



Şekil 8.3. 25°C'de radyatör malzemelerinin ısı atım kapasitelerinin karşılaştırılması

Şekil 8.3'de görüldüğü gibi en yüksek ısı atım kapasitesine sahip olan radyatör malzemesi ikinci yüzey aynası kaplaması olup, en düşük ısı atım kapasitesine sahip radyatör malzemesi ise alüminize teflon 1 mil kalınlığında olan malzemedir. Ayrıca en yüksek ısı atım kapasitesine sahip uydu paneli ise tüm radyatör malzemeleri için (-X) paneli olup en düşük ısı atım kapasitesine sahip panel ise (+X) panelidir. Isı atım kapasiteleri hesaplandıktan sonra tüm radyatör malzemeleri için ihtiyaç duyulan radyatör alanı miktarı hesaplanıp karşılaştırılması gerekmektedir.

Radyatör alanı her bir uydu panelinde yer alan ekipmanların toplam ısı yayılımının panel ısı atım kapasitesine oranıyla yani Eşitlik 8.13 ve Eşitlik 8.14 ile elde edilir.

$$\text{Gerekli Radyatör Alanı} = \frac{\text{Panelde Meydana Gelen Isı Miktarı}}{\text{Isı Atım Kapasitesi}} \quad (8.13)$$

$$A_{\text{radyatör}} = \frac{\dot{Q}_{\text{panel}}}{\dot{Q}_{\text{ısı atım}}} = \frac{\dot{Q}_{\text{panel}}}{[\eta F \varepsilon \sigma (T_{\text{Radyatör}}^4 - T_{\text{uzay}}^4)] - [G_{\text{güneş}} \alpha + a G_{\text{albedo}} \alpha + \varepsilon G_{\text{dünya}}]} \quad (8.14)$$

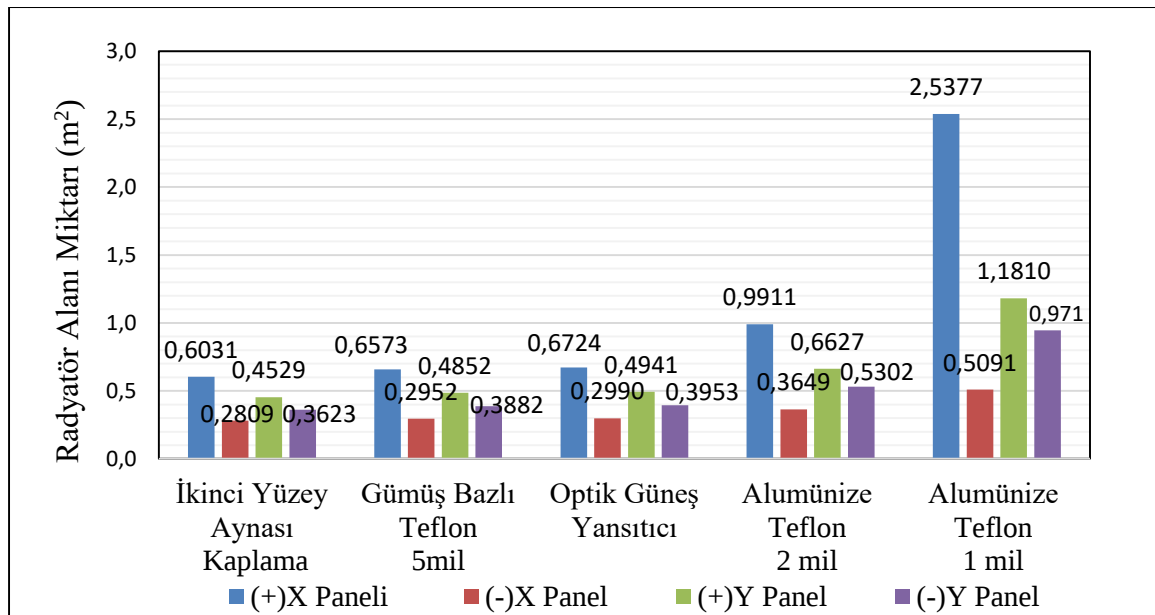
Tasarım aşamasında η radyatör verimliliği 0,90 ve F görüş faktörü 0,80 olarak kabul edilmiştir. Albedo faktörü, a en sıcak durumda 0,35 olarak alınmıştır.

Uydu panellerinde ekipmanların yaydığı ısı miktarı Çizelge 8.5’de verilmektedir.

Çizelge 8.5. Uydu panellerinde yer alan ekipmanların ısı yayılımı

Uydu Gövde Panelleri	Panel Ekipman Isı Miktarı (W)
+ X Paneli	80
- X Paneli	64
+ Y Paneli	75
+ Y Paneli	60

Radyatör sıcaklığı ise 25°C alınarak farklı radyatör malzemeleri için gerekli radyatör alanı Eşitlik 8.14’de hesaplanmıştır ve Şekil 8.4’de verilmiştir.



Şekil 8.4. Farklı radyatör malzemeleri için uydu panelleri radyatör alanı miktarları

Panellerin farklı radyatör malzemeleri için ısı atım kapasitesini hesapladıktan sonra Eşitlik 8.14'den yararlanılarak panel üzerinde yer alan fazla ısıyı uzaklaştırmak için gerekli radyatör alanları Çizelge 8.7'de listelenmiştir.

Beklenildiği üzere en yüksek ısı atım kapasitesine sahip radyatör malzemeleri ve panelleri için hem ısı atım kapasitesinin diğerlerinden yüksek olması hem de daha az radyatör alanı ihtiyacı gerektirmesi bakımından uydunun ihtiyaç duyulan ilgili yerlerine radyatör malzemesi olarak ikinci yüzey aynası kaplaması seçilmiştir.

Isı atım kapasitesi miktarını ve radyatör alanı ihtiyacını etkileyen bir diğer etken ise uydu içi panel sıcaklığı yani radyatör sıcaklığıdır. Uydu içi mümkün olduğunca oda sıcaklığında tutulması istenmektedir.

Çizelge 8.6. Radyatör sıcaklıklarına bağlı olarak uydu paneli ısı atım kapasiteleri

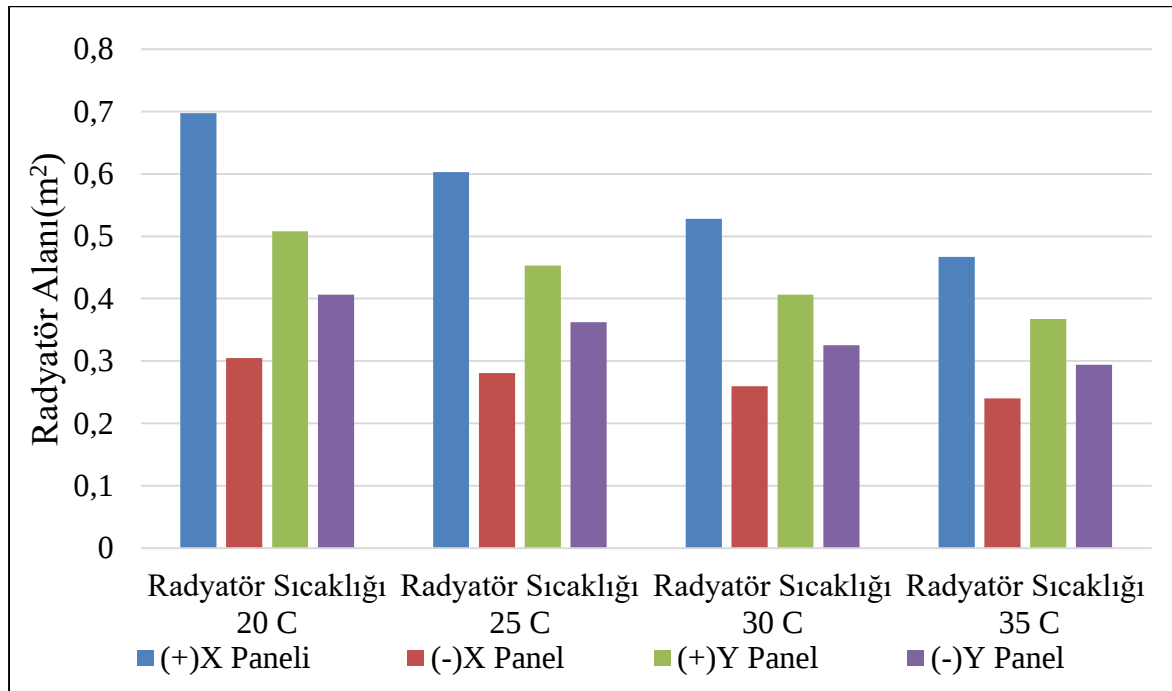
Uydu Panel	20°C Isı Atım Kapasitesi [W/m ²]	25°C Isı Atım Kapasitesi [W/m ²]	30°C Isı Atım Kapasitesi [W/m ²]	35°C Isı Atım Kapasitesi [W/m ²]
(+) X Paneli	114,733	132,642	151,475	171,264
(-) X Paneli	209,910	227,819	246,652	266,441
(+) Y Paneli	147,694	165,603	184,437	204,226
(-) Y Paneli	147,685	165,594	184,428	204,217

Çizelge 8.6'da görüldüğü üzere uydu panelleri arasında ekipmanlar tarafından en yüksek güç tüketimine maruz kalan panel (+X) paneli her sıcaklıkta en düşük ısı atım kapasitesine sahip paneldir. Benzer şekilde en düşük güç tüketimine sahip panel olan (-X) paneli radyatörün farklı sıcaklık değerleri için en yüksek ısı atım kapasitesine sahiptir. Isı atım kapasitesi panelin ısı atma yeteneğini gösteren bir parametre olup panel üzerinde yer alan ekipmanların güç tüketimlerine, termo-optik özelliklerine ve çevresel yüklere bağlıdır. Isı atım kapasitelerinin tüm paneller üzerinde hesaplanmasının ardından panellerin radyatör

alanı yeterliliği hesabı yapılabilir. Şekil 8.5’de radyatör sıcaklıklarına bağlı, radyatör alanları gösterilmektedir.

Çizelge 8.7. Radyatör sıcaklığına bağlı olarak gerekli radyatör alanları

Uydu Paneli Gerekli Radyatör Alanı [m ²]	Radyatör Sıcaklığı 20°C	Radyatör Sıcaklığı 25°C	Radyatör Sıcaklığı 30°C	Radyatör Sıcaklığı 35°C	Panel Alanı [m ²]
(+) X Paneli	0,697	0,603	0,528	0,467	1,4
(-) X Panel	0,305	0,281	0,259	0,240	
(+) Y Panel	0,508	0,453	0,407	0,367	
(-) Y Panel	0,406	0,362	0,325	0,294	

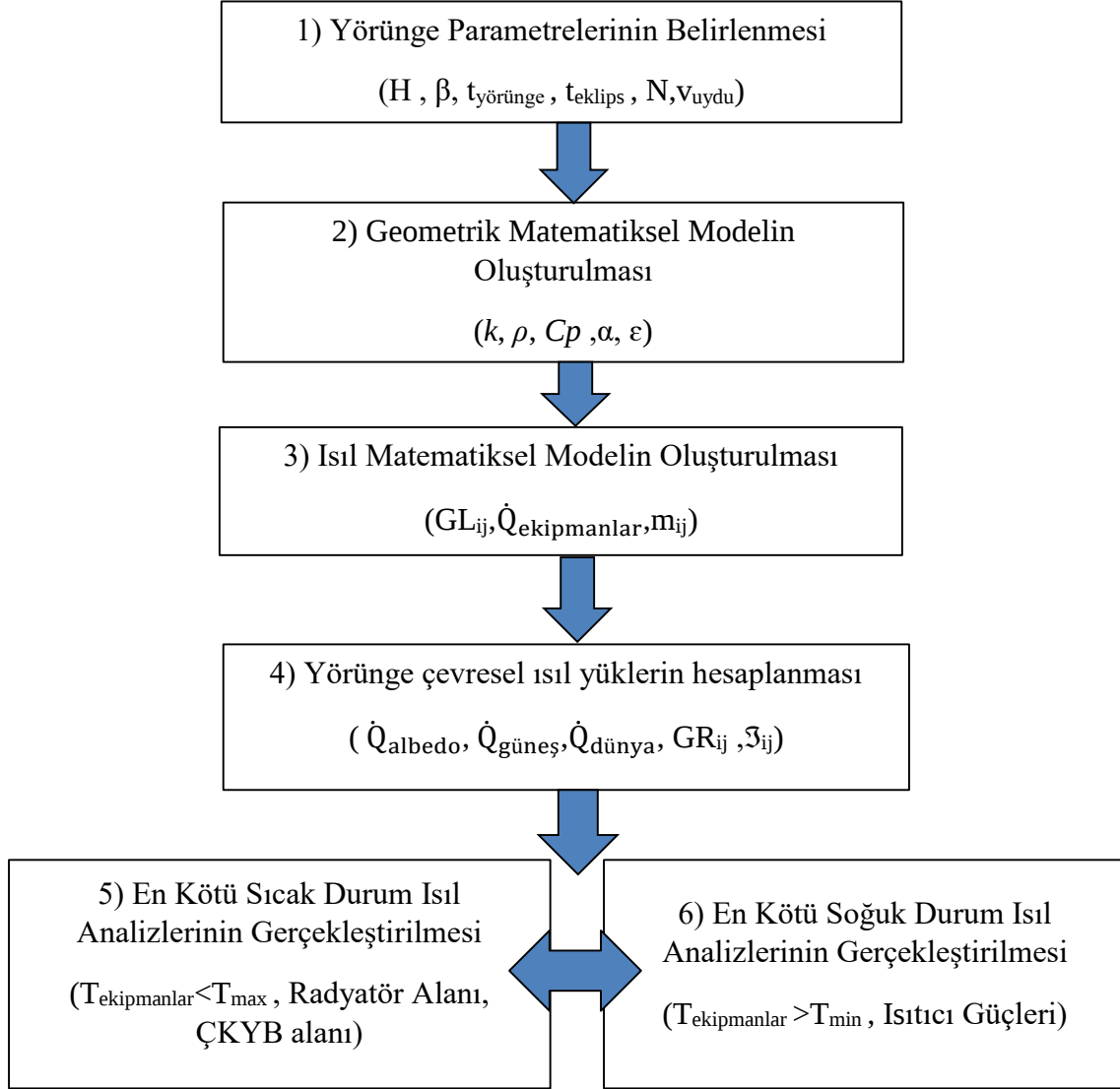


Şekil 8.5. Radyatör sıcaklığına bağlı olarak gerekli radyatör alanları

Detaylı bir radyatör yerleşimi çalışması yapılmadan önce tüm panellerin radyatör yeterliliği hesaplanmıştır.

8.2. Detaylı Isıl Tasarım Aşaması

Uydunun nihai ısı tasarımının gerçekleşmesi için sırasıyla Şekil 8.6’da yer alan aşamalardan geçmesi gerekmektedir.



Şekil 8.6. Uydu ısı tasarım ve kontrol süreci

8.2.1. Uydu yörünge parametrelerinin belirlenmesi

Bu çalışmada alçak irtifa yörüngesindeki yer gözlem amaçlı görev icra eden bir uydu modellenecektir. Uydu alçak irtifa yörüngede dünya etrafında dönerken doğrudan güneş ışınlamına maruz kaldığı gibi Dünya’nın gölgelemesi neticesinde karanlık bölgede bulunacaktır. Uydu ısı tasarımı açısından yörünge parametrelerinin belirlenmesi gerekmektedir.

Modellenecek uydunun tasarım yörünge parametreleri Çizelge 8.8’de verilmektedir.

Çizelge 8.8. Uydu tasarım yörünge parametreleri

Yörünge Tipi	Güneş Eş Zamanlı Yörünge
İrtifa (H)	840 km
Yerel Güneş Saati	22:30:00
Yörünge Eğimi (i)	98,2°
Anomali (Bozukluk)	0°
Fırlatma Yılı	2022
Görev Ömrü	5 yıl

Öncelikle uydunun bir tam yörünge etrafında dönüş süresi Eşitlik 8.15 gibi hesaplanır.

$$t_{\text{yörünge}} = \sqrt{\frac{4 \cdot \pi^2 \cdot a^3}{\gamma \cdot M_{\text{dünya}}}} \quad (8.15)$$

Burada $M_{\text{dünya}}$ dünyanın kütlesi ve γ evrensel yerçekimi sabitidir.

$$M_{\text{dünya}} = 5,94 \cdot 10^{24} \text{ kg}$$

$$\gamma = 6,67 \cdot 10^{-11} \frac{\text{N} \cdot \text{m}^2}{\text{kg}^2}$$

Eşitlik 8.16 ile tanımlanan a terimi ise uydunun dünyadan en uzak bulunduğu mesafesidir, dünyanın yarıçapı ile uydunun irtifasının toplanması sonucu elde edilir.

$$a = R_{\text{dünya}} + H_{\text{irtifa}} \quad (8.16)$$

$$a = 6378 + 840 = 7218 \text{ km}$$

İlgili terimlerin sayısal değerleri Eşitlik 8.15’de uygulandığında, uydunun bir tam yörünge etrafında dönüş süresi elde edilir.

$$t_{\text{yörünge}} = \sqrt{\frac{4 \cdot \pi^2 \cdot (7218 \times 10^3 \text{ m})^3}{(5,94 \cdot 10^{24} \text{ kg}) \cdot (6,67 \cdot 10^{-11} \frac{\text{N} \cdot \text{m}^2}{\text{kg}^2)}}} = 6121,37 \text{ saniye/tur} = 102,02 \text{ dakika/tur}$$

Uydunun dönüş hızı Eşitlik 8.17 ile hesaplanabilir.

$$V_{\text{uydu}} = \sqrt{\frac{\mu}{R_e + H}} \quad (8.17)$$

Burada μ , standart kütle çekim parametresi olup $3,986 \times 10^5 \text{ km}^3/\text{sn}^2$ değerindedir.

$$V_{\text{uydu}} = \sqrt{\frac{(3,986 \times 10^5 \text{ km}^3/\text{sn}^2)}{(6378 + 840 \text{ km})}} = 7,431 \text{ km/sn}$$

olarak bulunur. Uydunun bir tam görev yörüngesi boyunca çevresel yüklere ne kadar maruz kaldığını tespit etmek açısından eklipte kalma süresi ve güneşte kalma süresi hesaplanır.

Ekliips süresi ile yörünge süresi arasında Eşitlik 8.18’de tanımlanan bağıntı söz konusudur.

$$\frac{t_{\text{eklips}}}{t_{\text{yörünge}}} = \frac{1}{\pi} \cos^{-1} \left(\frac{\sqrt{h^2 - 1}}{h \cdot \cos \beta} \right) \quad (8.18)$$

Burada β beta açısıdır ve uydunun gün ışığında güneşten yararlanmasının yüzdesel bir ölçüsüdür. Açısal yarıçap ile beta açısı, Eşitlik 8.19’da yer almaktadır.

$$\rho = \sin^{-1} \sqrt{\frac{\left(\frac{R_{\text{dünya}}}{a}\right)^2 - \sin^2 \beta}{\cos^2 \beta}} \quad (8.19)$$

Burada ρ açısal yarıçaptır ve Eşitlik 8.20’deki gibi hesaplanır.

$$\sin \rho = \frac{R_{\text{dünya}}}{R_{\text{dünya}} + H_{\text{irtifa}}} \quad (8.20)$$

$\beta = 0^\circ$ olduğunda uydu maksimum tutulma (eklips) konumundadır. Eşitlik 8.20’de

$\beta = 0^\circ$ yerine yazıldığında;

$$\sin \rho = \frac{6378}{7218} = 62,08^\circ \quad \rho = 62,08^\circ \text{ olarak elde edilir.}$$

Bir yörünge boyunca uydunun görev ömrü ve eklips süresi Eşitlik 8.21’de yer alan açısal yarıçap ve tarama açısıyla da ifade edilir.

$$\frac{t_{\text{eklips}}}{t_{\text{yörünge}}} = \frac{2 \cdot \rho}{360^\circ} \quad (8.21)$$

$$\frac{t_{\text{eklips}}}{102,02} = \frac{2 \cdot (62,08^\circ)}{360^\circ}$$

Eşitlik 8.21’den yararlanarak uydunun eklipte geçireceği süre , $t_{\text{eklips}} = 35,18$ dakika/tur olarak bulunur.

Eklipte giriş ve çıkış açıları Eşitlik 8.22 ve Eşitlik 8.23 kullanılarak hesaplanır. $\beta = 0$ durumunda;

$$\emptyset \text{ eklips, başlama} = \pi - \cos^{-1} \left(\sqrt{\frac{h^2 - 1}{h \cdot \cos \beta}} \right) \Rightarrow \pi - \sin^{-1} \left(\frac{1}{h} \right) \quad (8.22)$$

$$\emptyset \text{ eklips, başlama} = \pi - \sin^{-1} \left(\frac{1}{h} \right) = 2,05$$

$$2,05 \cdot \frac{180}{\pi} = 117,46^\circ$$

Burada giriş eklips açısı bulunmuştur.

$$\emptyset \text{ eklips, sonu} = \pi - \cos^{-1} \left(\sqrt{\frac{h^2 - 1}{h \cdot \cos \beta}} \right) \longrightarrow \pi + \sin^{-1} \left(\frac{1}{h} \right) \quad (8.23)$$

$$\emptyset \text{ eklips, sonu} = 2 \pi - 117,46^\circ = 242,54^\circ$$

Uydunun bir tam yörünge süresi boyunca güneşte kaldığı süre yörünge zamanından eklips süresinin farkı olarak Eşitlik 8.24 ile elde edilir.

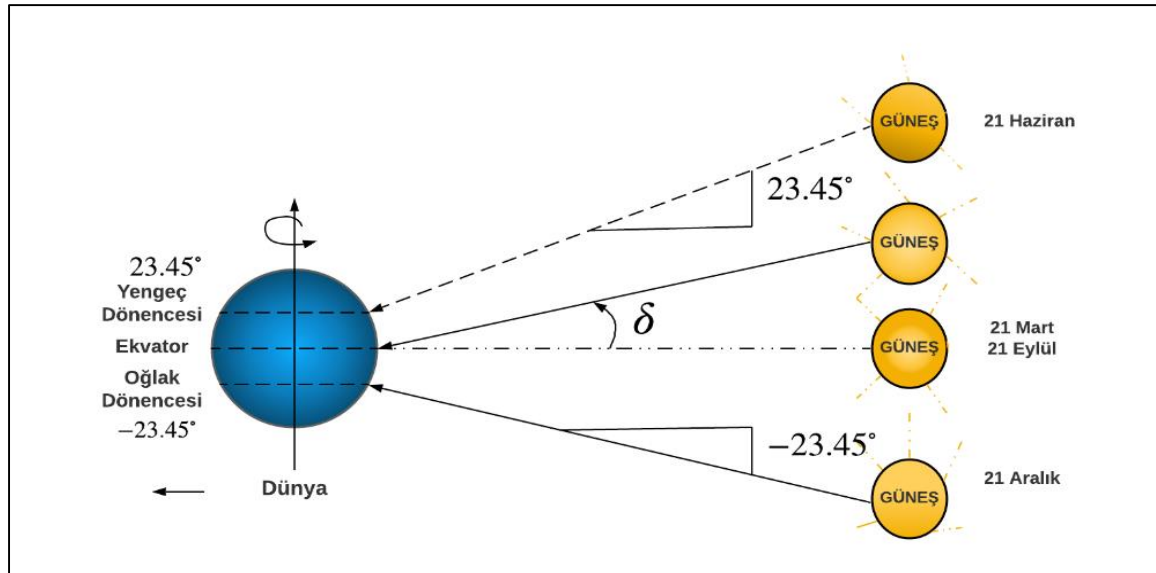
$$\Delta t_{\text{güneş}} = \Delta t_{\text{yörünge}} - \Delta t_{\text{eklips}} \quad (8.24)$$

$$\Delta t_{\text{güneş}} = 102,02 - 35,18 = 66,84 \text{ dakika/tur}$$

Uydunun bir günde dünya etrafında atacağı tur sayısı ise aşağıda yer alan eşitlikle hesaplanmaktadır.

$$N = \frac{t_{\text{gün süresi}}}{t_{\text{yörünge süresi}}} = \left(\frac{24 \frac{\text{gün}}{\text{saat}} * 60 \frac{\text{saat}}{\text{dakika}} * 60 \frac{\text{dakika}}{\text{saniye}}}{6121,37 \text{ saniye}} \right) = 14,11 \text{ tur/gün} \quad (8.25)$$

Uydu görevi esnasında mevsimsel olarak değişen bir başka parametre ise güneş deklinasyon açısıdır. Deklinasyon açısı dünya-güneş doğrultusunun yerine ekvator düzlemi ile yaptığı açıdır. Şekil 8.7’de deklinasyon açısının güneşin konumuna göre değişimi gösterilmektedir.



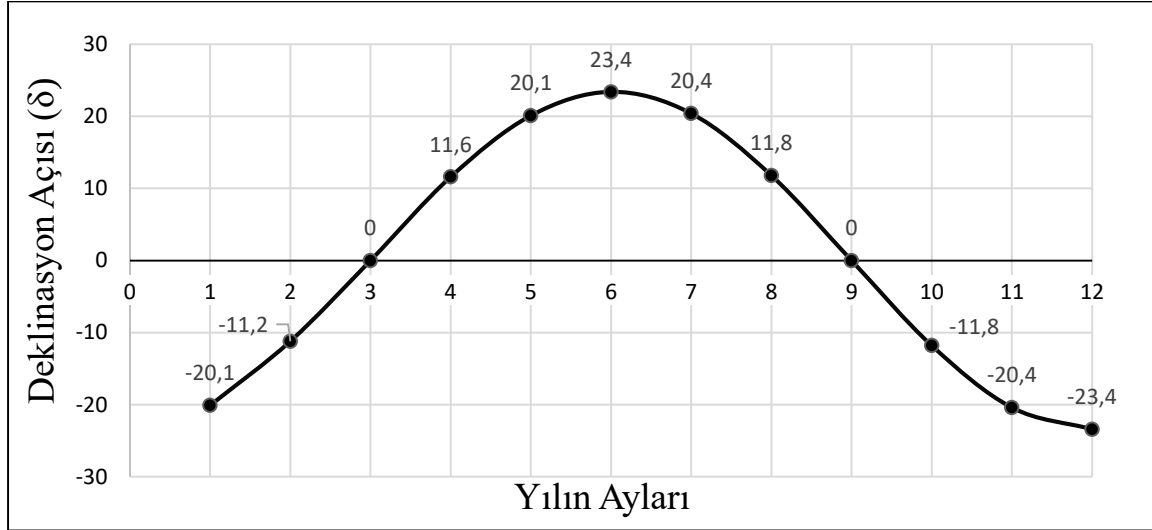
Şekil 8.7. Deklinasyon açısının güneşin konumuna göre değişimi

Güneş deklinasyonu açısı Eşitlik 8.26 ile hesaplanır.

$$\delta = 23,45 \sin \left[\frac{360}{365} (n - 81) \right] \quad (8.26)$$

Burada, n 1 Ocaktan itibaren toplam gün sayısıdır.

Uydunun mevsimsel olarak maruz kalacağı güneş deklinasyon açısı Şekil 8.8’de gösterilmiştir.



Şekil 8.8. Uyduya gelen güneş deklinasyon açısının aylara göre değişimi

Kuzey yarım küre için artı değerlidir. Deklinasyon açısı 21 Aralık kış gündönümünde – 23,45° ile 21 Haziran yaz gündönümünde + 23,45° arasında değişir. İlkbahar ekinoksunda (21 Mart) ve sonbahar ekinoksunda (21 Eylül) deklinasyon açısı sıfır olur.

8.2.2. Geometrik matematiksel modelin (GMM) oluşturulması

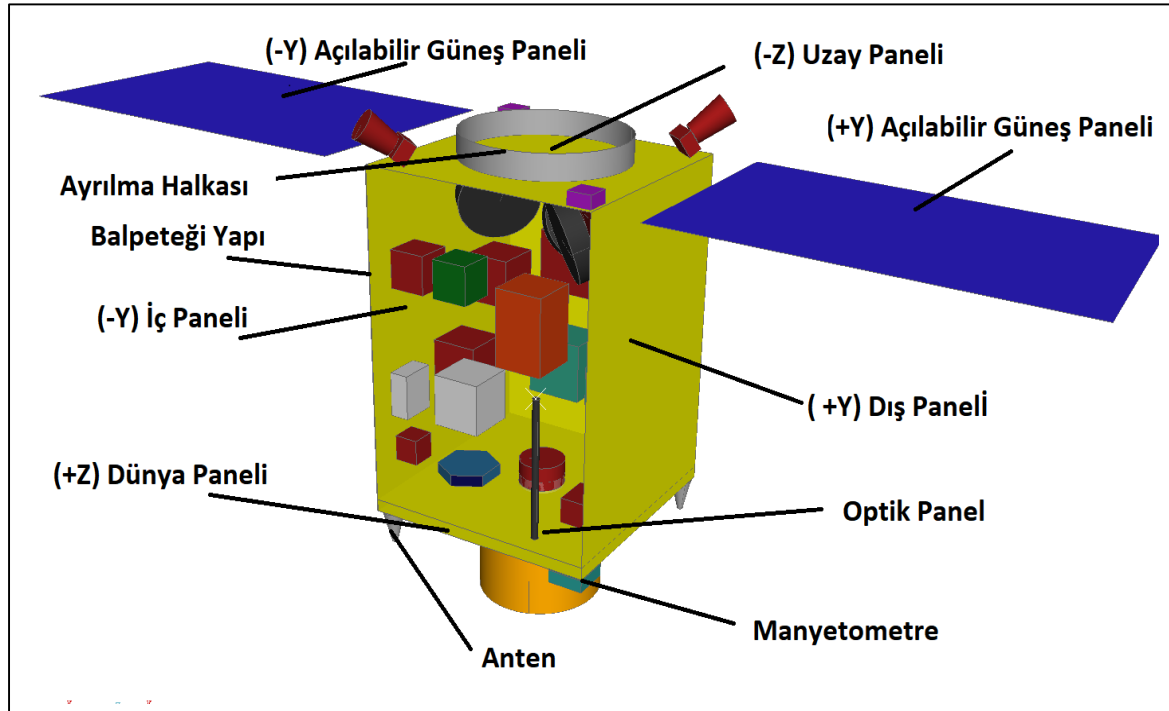
Tezin bu bölümünde modellenen yer gözlem uydusunun geometrik ısı modellemesi gerçekleştirilecektir. Geometrik model oluşturulurken Thermica v.4.8.P1 yazılımının arayüzü kullanılmıştır. Geometrik model uydunun ve komponentlerinin fiziksel yüzeylerini ifade eden modeldir. Geometrik model uyduda tüm yüzeyler ve komponentler arasında gerçekleşen ışıınım linklerini ve ışıınım değişim faktörlerini hesaplamak için oluşturulur. Aynı zamanda yörüngede uydunun maruz kalacağı her bir ısı yükünün hesaplanması için modelin doğru bir şekilde oluşturulması ve boyut olarak üç boyutlu modele olabildiğince yakın olması gerekir. Geometrik modelde en önemli husus ışıınım hesaplarında kullanılacak olan ekipman ya da yapısının termo-optik özelliklerinin doğru olarak programa tanıtılmasıdır.

Bu tezde modellenen yer gözlem uydusu ana hatlarıyla dört adet yan gövde paneli, iki adet açılabilir güneş panelleri, bir kamera (faydalı yük), ayrılma halkası ve her bir alt sisteme ait birden çok elektronik komponentten oluşmaktadır. Uydü gövdesini oluşturan ana paneller

uydunun yerleştiği koordinat sistemine göre isimlendirilmiştir. Bu paneller iki katmandan oluşup arasında balpeteği (honeycomb) yapısı mevcuttur. Bundan dolayı modelleme yapılırken iç ve dış panel olarak ayrı modellenmiştir. Bal peteği yapı benzer şekilde açılabilir güneş panellerinde de mevcuttur. Esas amacı panele esneklik kazandırmaktır ve genellikle uzay ve havacılık sektöründe kullanılır.

Model uyduda taşıyıcı gövde panelleri olarak $1,0 \text{ m} \times 1,4 \text{ m}$ ebatlarında ve $0,001 \text{ m}$ kalınlığında dört adet dikdörtgen panel yer almaktadır. Aynı zamanda uzay ve dünya paneli diye adlandırılan Z eksenlerinde yer alan $1,0 \text{ m} \times 1,2 \text{ m}$ ebatların da dikdörtgen panel mevcuttur. Gövde panellerinin tamamı Al 6061 malzeme kullanılmıştır. Model uydu da uyduya güç sağlayan iki adet açılabilir güneş paneli yer almaktadır. Bu paneller $1,0 \text{ m} \times 1,6 \text{ m}$ ebatlarında ve $0,001 \text{ m}$ kalınlığındadır ve Al 7075 malzemeden oluşmaktadır. Uydu görevi esnasında güneşten ısı yük alırken güneş panelleri aracılığıyla güç üretmektedir. Uyduda kullanılması planlanan güneş panellerinin yüzey alanı ve kütlesi kullanılacak olan güneş hücresinin doğru bir şekilde seçilmesi uydunun güç açısından sıkıntı çekmemesi açısından gereklidir.

Model uydunun gövde panelleri ve diğer panelleri Şekil 8.9’da gösterilmektedir.

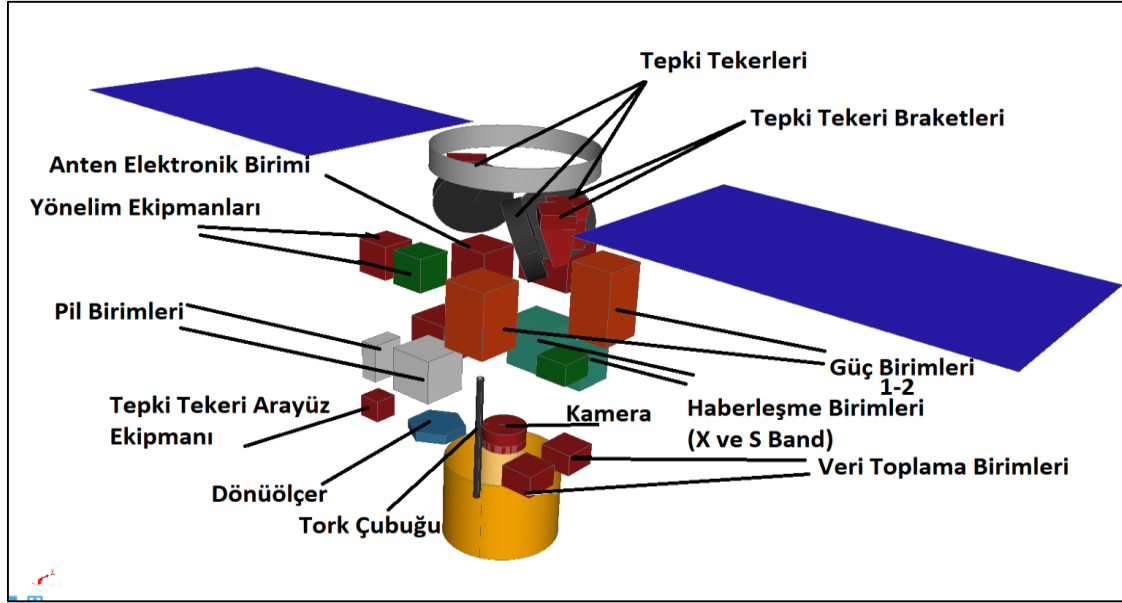


Şekil 8.9. Uydu dış panellerinin gösterimi

Güneş panellerinin uyduya sağladığı güç yetersiz kaldığında ya da uydu eklipte kaldığında güneş panelleri güç üretemez bu durum için pil bloklarının olması ve güç üretmesi gerekmektedir. Modellenen uyduda iki adet pil birimi mevcuttur. Modellenen uydu bir yer gözlem uydusu olduğundan optik panel üzerinde bir kamera yer almaktadır. Bu kamera (faydalı yük) vasıtasıyla dünyanın çeşitli bölgelerinden istenilen görüntüler sağlanmaktadır. Kamera uyduda bir silindir olarak modellenmiştir.

Uyduda kameranın aldığı görüntüleri veri toplayan, bu verileri işleyen, dünya ile uydu arasında yer istasyonunda haberleşmeyi sağlayan alıcılar gibi bir çok ekipman vardır. Bu ekipmanlar uyduda 6 köşeli kutu olarak modellenmiştir. Ayrıca uyduda üç adet tepki tekeri yer almaktadır. Tepki tekerleri uyduda hareketi ve açısal hızı sağlamaktadır. Bir uyduda üç eksen (x , y ve z) kontrol olabilmesi için en az üç adet tepki tekeri olması gerekmektedir. Bu tepki tekerleri braketler aracılığıyla uzay paneline monte edilmiştir.

Elektronik ekipmanların çalışması için güç dağıtıcı birimlere ihtiyaç duyulmaktadır. Modellenen uyduda iki adet güç birimi bulunmaktadır. Aynı zamanda uydunun dışında da bazı elektronik ekipmanlar mevcuttur. +Z Uzay panelinde uydunun yönünü bulmasına yardımcı olan ve sensörleriyle yıldız takibi yapan iki adet yıldızizler ile güneşin konumunu takip eden güneş algılayıcılar bulunmaktadır. Yıldızizler kendi içinde elektronik ve optik birim olarak ayrılır. Optik birim koni şeklinde modellenmiştir. Güneş algılayıcı ise kutu şeklinde modellenmiştir. -Z Dünya panelinde ise iki adet manyetometre ve anten yer almaktadır. Uydu içi elektroniklerin gösterimi Şekil 8.10'da açık olarak verilmektedir.



Şekil 8.10. Uydu içi ekipmanların yerleşimi

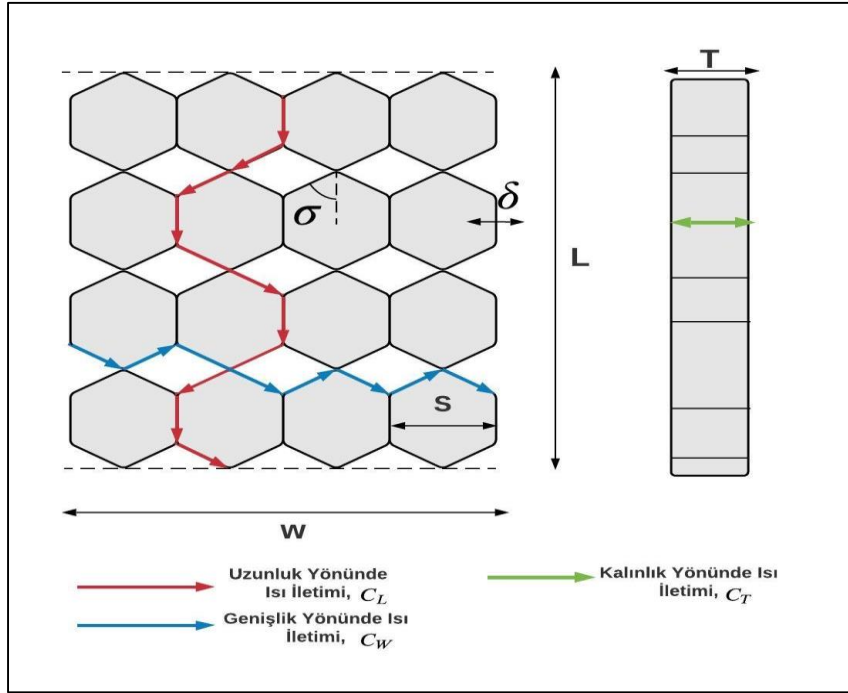
Uyduda kullanılan ekipmanların malzeme özellikleri, yüzey kaplamalarının tanımlanması gerekmektedir. Bu ekipmanlar için kullanılan malzeme ve yüzey kaplamaları Çizelge 8.9’da sunulmuştur [31].

Çizelge 8.9. Uydu komponentlerinin termo-fiziksel ve termo-optik özellikleri

Uydu Komponentleri	Termo-Fiziksel Özellikler				Termo-Optik Özellikler		
	Malzeme Adı	k (W/m.K)	C_p (J/kg K)	ρ (kg/m ³)	Yüzey Kaplama	Yayıcılık (ϵ)	Soğurganlık (α)
Uydu Ana Panelleri	AL 6061-T6	167,9	961,2	2770	Krom Kaplı Alüminyum Anodize Kaplama	0,56	0,44
Güneş Paneli-Hücre Tarafı	AL 7075	121,2	961,2	2770	Güneş Hücresi	0,899	0,92
Güneş Paneli-Dünya Tarafı	AL 7075	121,2	961,2	2770	Güneş Hücresi	0,99	0,01
Güneş Algılayıcı	AL 6061-T6	167,9	961,2	2770	Birinci Yüzey Aynası	0,02	0,14
Antenler	AL 6061-T6	167,9	961,2	2770	Birinci Yüzey Aynası	0,02	0,14
Manyetometre	AL 6061-T6	1,46	800	2530	İkinci Yüzey Aynası	0,85	0,15
Kamera Optik	Zerodur	167,9	961,2	2770	Zerodur Glass	0,25	0,90
Braketler	AL 7075	121,2	961,2	2770	Alodin	0,1	0,37
Diğer Elektronik Ekipmanlar	AL 6061-T6	167,9	961,2	2770	Siyah Anodize Kaplama	0,88	0,88

Çizelge 8.9’da yer alan bütün termo-fiziksel malzemeler izotropiktir yani bütün eksenlerde ısı iletim katsayıları aynı değerdendir. Ancak gövde panelleri ve güneş panelleri arasında yer alan bal peteği yapısı uzunluk kalınlık ve genişlik yönünde 3 eksende farklı ısı iletim katsayılarına sahiptir.

Şekil 8.11’de bal peteği yapısının üstten ve yandan görünüşü yer almaktadır.



Şekil 8.11. Bal peteği yapısının önden ve yandan görünüşü

Bal peteği yapısının T yönünde eşdeğer ısı iletim katsayısı Eşitlik 8.27 ile hesaplanır [31].

$$k_T = 8 k \frac{\delta}{3s} \quad (8.27)$$

Burada k , bal peteğinin ana malzemesinin ısı iletim katsayısı, s bal peteği hücre ebatı, δ şerit kalınlığıdır. Bal peteği yapısı AL 5052 malzemesinden olup altıgen yapıdadır. Isıl iletkenlik katsayısı 138 W/(mK) 'dir. Ayrıca hücre ebatı $s = 0,25 \text{ inch}$ iken, şerit kalınlığı $\delta = 0,002 \text{ inch}$ dir. Teknik özellikleri EK-2’de verilmiştir [50].

$$k_T = 8 \cdot \left(138 \frac{\text{W}}{\text{mK}} \right) \cdot \left(\frac{(0,002) \cdot (0,001 \text{ m}) \cdot (25,4 \text{ mm})}{3 \cdot (0,25) \cdot (25,4 \text{ mm}) \cdot (0,001 \text{ m})} \right)$$

$$k_T = 2.944 \frac{\text{W}}{\text{mK}} \text{ olarak elde edilir.}$$

Bal peteği yapısının L yönünde eşdeğer ısı iletim katsayısı Eşitlik 8.28 ile hesaplanır.

$$k_L = 3 k \frac{\delta}{2s} \quad (8.28)$$

$$k_L = 3 \cdot (138 \frac{W}{m.K}) \cdot \left(\frac{(0,002) \cdot (0,001 m) \cdot (25,4 mm)}{2 \cdot (0,25) \cdot (25,4 mm) \cdot (0,001 m)} \right)$$

$$k_L = 1,656 \frac{W}{mK} \text{ olarak hesaplanır.}$$

Benzer Şekilde bal peteği yapısının W yönünde eşdeğer ısı iletim katsayısı Eşitlik 8.29 ile hesaplanır.

$$k_W = k \frac{\delta}{s} \quad (8.29)$$

$$k_W = 138 \frac{W}{mK} \frac{0,002 * 0,001 m * 25,4 mm}{(0,25) * (25,4 mm) * 0,001 m}$$

$$k_W = 1,104 \frac{W}{m.K} \text{ olarak hesaplanır}$$

8.2.3. Isıl matematiksel modelin (IMM) oluşturulması

Tezin bu bölümünde geometrik modeli oluşturulan model uydunun ısı matematiksel modeli oluşturulacaktır.

Her bir komponentin ısı matematiksel olarak ifade edilmesi için belirli bir ısı kapasitansa ve sıcaklığa sahip olmalıdır. Bu komponentler tek bir düğüm ile ifade edilmiştir. Çünkü komponent bir yığın şeklinde düşünüldüğünde o düğümün sıcaklık sonucu ortalama sıcaklığı verecektir. Benzer şekilde açılabilir güneş panelleri de tek bir düğümle tanımlanmıştır. Ancak uyduyu oluşturan gövde panelleri birden çok düğüme ayrılmıştır. Tüm paneller hem iç yüzey hem de dış yüzey olmak üzere 25×25 birimlik düğümlere ayrılmıştır. Uzay paneli ise 10×10 birimlik düğüme ayrılırken, Dünya

paneli 25×25 birimlik düğümlere ayrılmıştır. Gereğinden daha fazla düğüm sayısı ile gerçekleştirilen ısı matematiksel model, program hızını yavaşlattığı gibi hata ihtimalini de

beraberinde getirmektedir. Çizelge 8.10'da uydu panellerinin ve ekipmanlarının, düğüm numaraları ve her bir ekipmanın kütlesi verilmiştir.

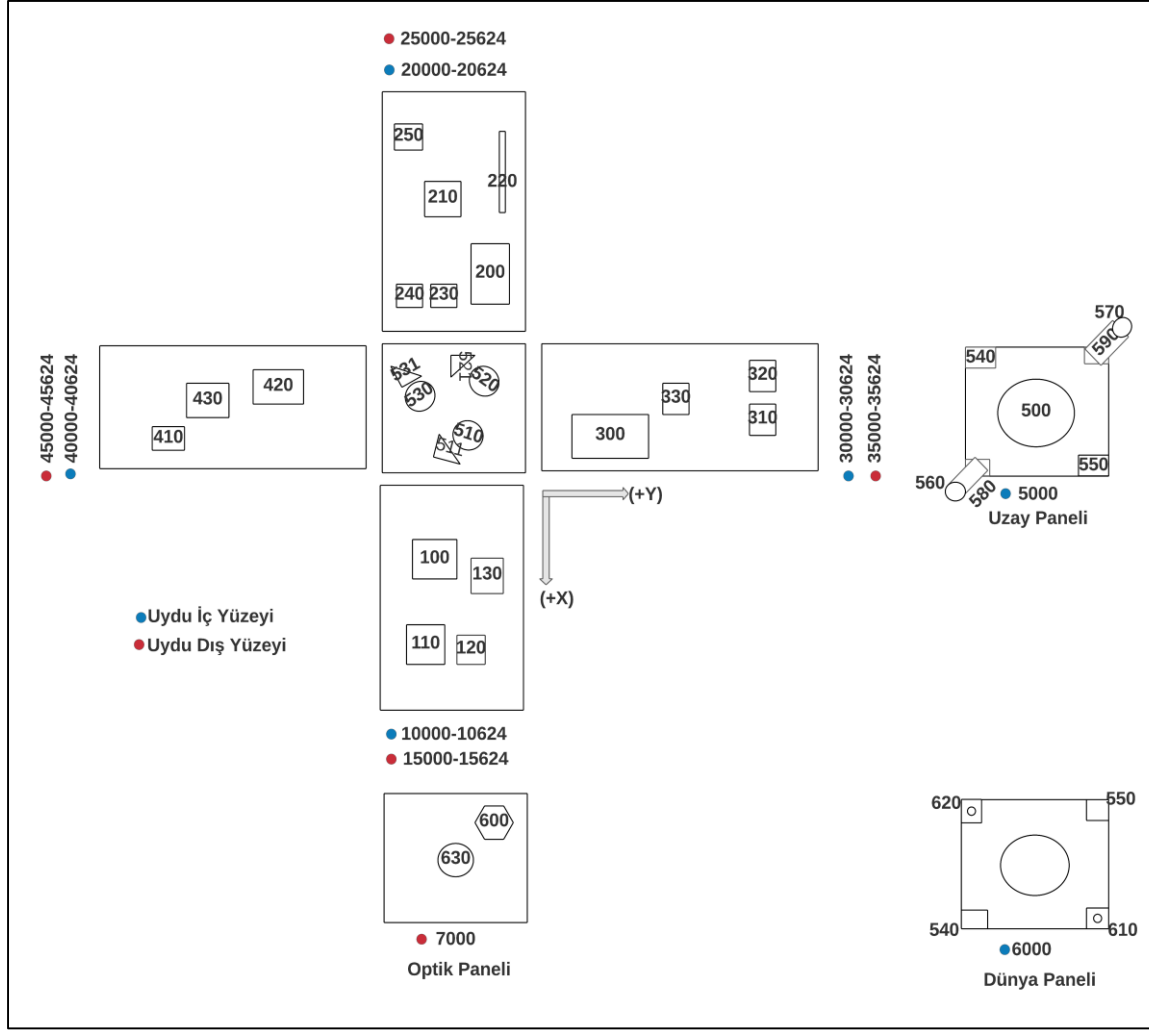
Çizelge 8.10. Uydu panel ve ekipmanlarının düğüm numaraları ve kütleleri

Düğüm Adı	Düğüm Numarası	Kütlesi (kg)	Düğüm Adı	Düğüm Numarası	Kütlesi(kg)
(+X) İç Panel	10000-10624	5	(-X) Dış Panel	25000-25624	5
(+X) Dış Panel	15000-15624	5	Güç Birimi-1	200	15
Faydalı Yük Elektronik Kutusu	100	12,5	Pil-1	210	4
X-Band Haberleşme Birimi	110	8	Tork Cubuğu	220	2,5
S-Band Haberleşme Birimi	120	8	Yönelim Ekipmanı	230	2,5
Güneş Paneli Elektroniği	130	3,70	Yönelim Ekipmanı-2	240	3,5
TTAE	250	3,5	Tepki Tekeri 2-Braket	521	2,79
(-X) İç Panel	20000-20624	5	Tepki Tekeri 3-Braket	531	2,79
(+Y) İç Panel	30000-30624	5	Güneş Algılayıcı-2	540	3
(+Y) Dış Panel	35000-35624	5	Güneş Algılayıcı-1	550	3
Güç Birimi-2	300	15	Yıldızizler-1-Optik Birim	560	3
Veri Toplama Birimi-1	320	3,8	Yıldızizler-2-Optik Birim	570	3
Veri Toplama Birimi-2	330	3,8	Yıldızizler-1-Elektronik Birim	580	5
Yönelim Ekipmanı-2	340	3,8	Yıldızizler-2-Elektronik Birim	590	5

Çizelge 8.10 (devam). Uydu panel ve ekipmanlarının düğüm numaraları ve kütleleri

(-Y) İç Panel	40000-40624	5	(+Z) Dünya Paneli	6000-6224	10
(-Y) Dış Panel	45000-45624	5	Manyetometre-1	640	2,5
Pil-2	410	4	Manyetometre-2	650	2,5
Anten Elektronik Birim	420	6,4	Anten -1	610	2
Tepki Tekeri Elektronik Birimi	430	7	Anten -2	620	2
(-Z) Uzay Paneli	5000-5224	10	Optik Panel	7000	15
Ayrılma Halkası	500	10	Optik	630	4
Tepki Tekeri 1	510	11,35	Dönüölçer	600	10
Tepki Tekeri 2	520	11,35	Güneş Paneli-1	8000	10
Tepki Tekeri 3	530	11,35	Güneş Paneli-2	9000	10
Tepki Tekeri 1-Braket	511	2,79			

Çizelge 8.10'da ısı matematiksel modeli oluşturan düğüm isimleri ve düğüm numaraları ile beraber her bir ekipmanın kütlesi yer almaktadır. Burada gövde panellerinin birden çok düğüme ayrılmasının temel nedeni, bu paneller üzerinde radyatör alanı, ısıtıcı, termistör ve ÇKYB çalışmaları yapılacağından birden çok düğüme ihtiyaç olmasıdır. Ayrıca bu paneller üzerindeki düğümlere gelen ışı ışın miktarının fazlalığı çözücüde o panellerin hassasiyetini artıracak olup daha doğru sonuçlar verecektir. Sistem sınır düğüm olarak uzay sıcaklığını temsil eden düğümlerle beraber toplam 5424 ısı düğümden meydana gelmektedir. Ayrıca uydunun toplam kuru kütlesi 299,42 kg olup yaklaşık olarak 300 kg'dır. Şekil 8.12'de uydu ekipmanlarının düğüm numaralarına göre yerleşimleri gösterilmektedir.



Şekil 8.12. Uydu ekipmanlarının düğüm numaralarına göre yerleşiminin gösterimi

8.2.4. Temas iletim değerlerinin hesaplanması

Bu bölümde uyduda birbiriyle temas halinde olan ekipmanlar için temas iletim değerleri tanımlanıp, hesaplanacaktır.

Öncelikle uydu gövde panelleri ve güneş panellerinin arasında bulunan bal peteği yapısının iletim değerlerinin tanımlanması, iç ve dış paneller arasındaki sıcaklık farkını etkileyecektir. Bölüm 8.2.2’de bal peteğinin her bir eksen için ısı iletim katsayısı hesaplanmıştır. Gövde panellerinde yer alan bal peteği yapısının temas iletim değeri üç farklı ekseninde değişiklik göstermektedir. Panel üzerinde dikine olan temas iletim değeri Eşitlik 8.30 formülü ile hesaplanır.

$$GL_T = (k_z) \cdot \left(\frac{L \cdot W}{T} \right) \quad (8.30)$$

Burada Eşitlik 8.30'da yer alan L bal peteğinin yer aldığı panelin boyu, W toplam bal peteği genişliği ve T ise bal peteğinin kalınlığını ifade etmektedir. Temas iletim değeri birimi W/K olarak tanımlanmaktadır. Uydu modeli gövde panelleri için L=1,4 m, W=1,0 m ve T=0,01m boyutlarındadır. Bu durumda uydu gövde panelleri için sayısal ifadeler Eşitlik 8.30'da uygulandığında,

$$GL_T = (2,944 \text{ W/(mK)}) \cdot \left(\frac{1,4 \text{ m} \cdot 1 \text{ m}}{0,01 \text{ m}} \right) = 412,16 \text{ W/K}$$

$$GL_T = 412,16 \text{ W/(m.K)} / (1,4 \text{ m} \cdot 1 \text{ m})$$

$$GL_T = 294,4 \text{ W/(m}^2\text{K)} \text{ olarak hesaplanmıştır.}$$

Panel üzerinde L uzunluğu boyunca temas iletim değeri Eşitlik 8.31 gibi hesaplanabilir.

$$GL_L = \left(\frac{3k\delta}{2s} \right) \left(\frac{TW}{L} \right) \quad (8.31)$$

$$GL_L = \left(1,656 \frac{\text{W}}{\text{mK}} \right) \cdot \left(\frac{0,01 \text{ m} \cdot 1 \text{ m}}{1,4 \text{ m}} \right) = 0,0118 \text{ W/K}$$

$$GL_L = 0,0118 \text{ W/(m.K)} / (1,4 \text{ m} \cdot 1 \text{ m})$$

$$GL_L = 0,00844 \text{ W/(m}^2\text{K)} \text{ olarak hesaplanmıştır.}$$

Son olarak W genişliği yönünde ısı iletim değeri Eşitlik 8.32 ile hesaplanabilir.

$$GL_W = \left(\frac{k\delta}{s} \right) \left(\frac{LT}{W} \right) \quad (8.32)$$

$$GL_W = 1,104 \frac{\text{W}}{\text{m.K}} \cdot \left(\frac{1,4 \text{ m} \cdot 0,01 \text{ m}}{1 \text{ m}} \right)$$

$$GL_W = 0,01545 \text{ W/K}$$

$$GL_W = 0,01545 \text{ W/K} / (1,4 \text{ m} \cdot 1 \text{ m})$$

$$GL_W = 0,01104 \text{ W/(m}^2\text{.K)} \text{ olarak hesaplanmıştır.}$$

Benzer şekilde güneş panellerinin de arasında bal peteği yapı bulunmaktadır. Uydu güneş panelleri $L=1,6\text{ m}$, $W=1,0\text{ m}$ ve $T=0,01\text{ m}$ boyutlarındadır. Güneş paneli için temas iletim değerleri için Eşitlik 8.30-8.32 kullanılabilir.

$$GL_T = 471,04\text{ W/K}$$

$$GL_L = 0,01035\text{ W/K}$$

$$GL_W = 0,017664\text{ W/K}$$
 olarak hesaplanmıştır.

Uyduda yer alan bağlantı elemanlarının ölçü ve ebatlarına bağlı olarak temas iletim değerleri hesaplanmalıdır. Çizelge 8.11’de sık kullanılan civata ölçüleri ve yüzeyler arasındaki temas iletim değerleri yer almaktadır [31]. Bu değerler malzeme özelliği, yüzey temizliği, pürüzlülük, civata torku gibi bazı parametrelere bağlı olarak belirli bir ölçüde artırılıp azaltılabilir.

Çizelge 8.11. Bağlantı elemanlarının temas iletim değerleri

Civata Ölçüleri		Temas İletim Değeri (W/K)	
Metrik Civata	Civata Ebatı	Küçük Yüzeyler	Büyük Yüzeyler
M2	2-56	0,21	0,105
M3	4-40	0,26	0,132
M4	8-32	0,80	0,264
M5	10-32	1,32	0,527
M6	¼-28	3,51	1,054

Çizelge 8.11’de görüldüğü gibi aynı civata ölçüsünde daha küçük yüzeylere uygulanan iletim değeri büyük yüzeylere nazaran daha yüksektir.

Çizelge 8.12. Temas iletim değerlerinin tanıtılması

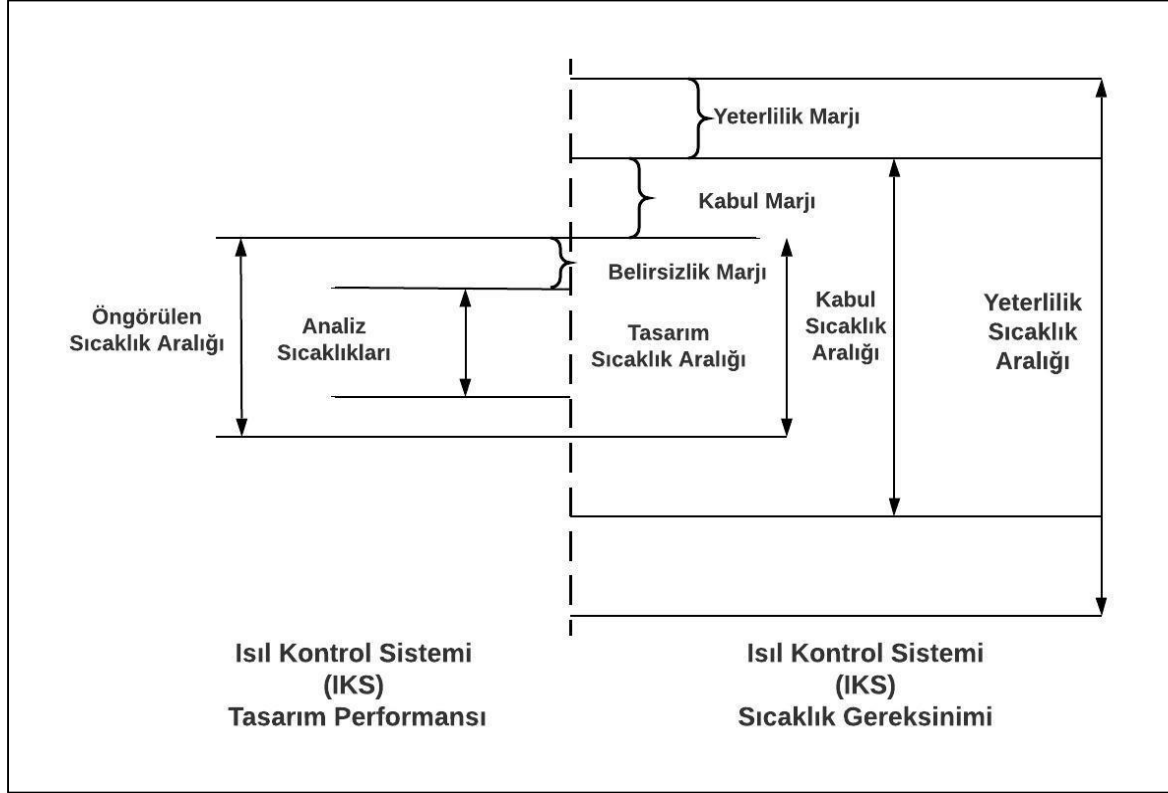
Temas Eden Yüzeyler	Düğüm Numaraları (i→j)	Kullanılan Civata Ölçüsü	Kullanılan Civata Sayısı	Temas İletim Değeri	Toplam Temas İletim Değeri.GL (W/K)
Güneş Paneli-1 Uzay Paneli	8000→5092 8000→5093	M5	2	0,527	1,054
	8000→5096 8000→5097	M5	2	0,527	1,054
Güneş Paneli-2 Uzay Paneli	9000→5092 9000→5093	M5	2	0,527	1,054
	9000→5002 9000→5003	M5	2	0,527	1,054
Anten-1 – Dünya Paneli	610→6223 610→6224	M2	2	0,21	0,42
Anten-2 – Dünya Paneli	620→6000 620→6015	M2	2	0,21	0,42
Manyetometre - 1-Dünya Paneli	640→6014 640→6014	M3	2	0,26	0,52
	640→6028 640→6029	M3	2	0,26	0,52
Manyetometre - 2-Dünya Paneli	650→6195 650→6196	M3	2	0,26	0,52
	650→6211 650→6210	M3	2	0,26	0,52
Tepki Tekeri-1 Braket	510→511	M4	3	0,80	2,4
Tepki Tekeri-2 Braket	520→521	M4	3	0,80	2,4
Tepki Tekeri-3 Braket	530→531	M4	3	0,80	2,4

Bu temas iletim değerlerinin dışında uydu panelleri ile ekipmanlar arasında yüzey–yüzey kuru temas iletim katsayısı 300 W/m²K alınmıştır [51]. Ancak detay tasarım aşamasında ekipman panel arasında ısı arayüz malzemelerinin kullanılmasına bağlı olarak bu değer güncellenmektedir. Uydu içi ve uydu dışında ışıyım ile oluşan ısı transferi için kullanılan ışıyım değeri (GR) Thermica tarafından otomatik olarak hesaplanmaktadır [52].

8.2.5. Sıcaklık gereksinimleri

Isıl Kontrol Sistemi uyduda yer alan ekipmanların yörünge ömrü boyunca görevlerini icra edebilmeleri için istenilen azami ve asgari operasyonel sıcaklık gereksinimlerini sağlamak zorundadır. Şekil 8.13’de ısı kontrol sistemi sıcaklık aralıkları gösterilmektedir.

Uydu yörünge ısı analizlerinin icrası sonucu ortaya çıkan sıcaklık sonuçları ESA'nın yayınladığı ECSS-E-ST-31C test standartları ile tavsiye edilen ve NASA JPL'de uygulanan yaklaşımda yer alan sıcaklık aralığında yer almalıdır [31, 53].



Şekil 8.13. Isıl kontrol sistemi sıcaklık aralıklarının gösterimi

Belirsizlik, kabul ve yeterlilik aralığı 5°C olarak alınmıştır[53]. Yörüngede gerçekleştirilecek ısı analizler sonucu ekipmanların sıcaklıkları tasarım sıcaklık limitlerinin içinde kalmalıdır. Bu sayede yapılan analizlerde yer alan belirsizlik en aza indirilmesi hedeflenerek uydu ısı tasarımı güvenli tarafta kalarak icra edilecektir. Bu tezde modellenen uyduda yer alan ekipmanların operasyonel olarak azami ve asgari yeterlilik sıcaklıkları Çizelge 8.13'te listelenmiştir.

Çizelge 8.13. Tipik uydu ekipmanlarının yeterlilik ve tasarım sıcaklıkları

Uydu Ekipmanları	Yeterlilik Sıcaklıkları (°C)		Kabul Sıcaklıkları (°C)		Tasarım Sıcaklıkları (°C)	
	Asgari	Azami	Asgari	Azami	Asgari	Azami
Elektronik Ekipmanlar [31]	-30	+60	-25	+55	-20	+50
Tepki Tekerleri[54]	-30	+70	-25	+65	-20	+60
Piller [54]	-10	+45	-5	+40	0	+35
Güneş Panelleri[31]	-100	+100	-95	+95	-90	+90
Yapısallar [31]	-40	+85	-35	+80	-30	+75
Optik (Kamera) [54]	-20	+45	-15	+40	-10	+35
Anten [31]	-65	+95	-60	+90	-55	+85

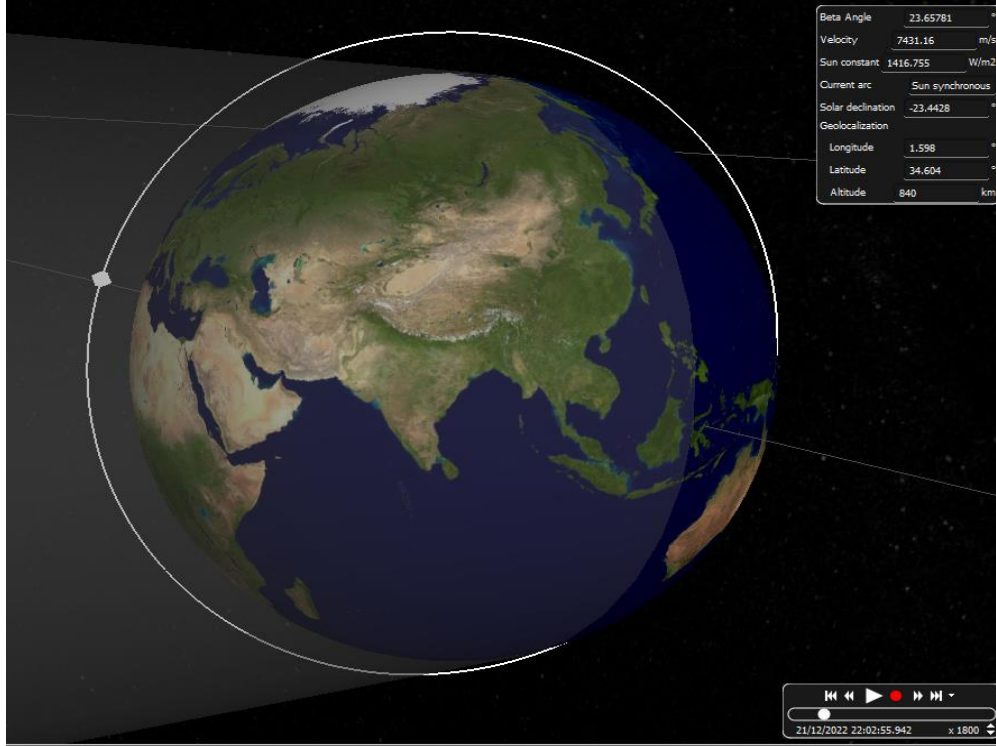
9. ISIL ANALİZ SENARYOLARI

9.1. En Kötü Sıcak Durum Senaryosu Isıl Analizleri

Tezin bu bölümünde uydunun görev yörüngesi boyunca maruz kalacağı en kötü sıcak durum koşulları için çeşitli simülasyonlar gerçekleştirilecektir. Bu simülasyonlar aracılığıyla uydunun ısı tasarımına yön verilecektir. Isıl analizler yörünge ısıtım yazılımı olan Thermica v.4.8.P1 programında gerçekleştirilecektir. En kötü sıcak durum ısı analiz durumlarının tümünde uydu yörüngede en yüksek ısı yüklerine maruz kalacaktır. Bununla birlikte uyduda yer alan tüm ekipmanların en yüksek ısı tüketimi bu analizlerde düşünülecektir. Simülasyonlarda kullanılacak olan parametreler Çizelge 9.1’de verilmiş olup Thermica’da yörünge bilgileri tanımlanmıştır ve Şekil 9.1’de gösterilmiştir.

Çizelge 9.1. En kötü sıcak durum senaryoları ısı analiz parametreleri

Isıl Analiz Parametreleri	En Kötü Sıcak Durum
Sistemin Başlangıç Sıcaklığı (T_0)	273 K (0°C)
Sınır Sıcaklık (T_{uzay})	4 K (-269°C)
Güneş Işıtım Miktarı ($\dot{Q}_{güneş}$)	1416 W/m ²
Albedo Faktörü (a)	0,35
Dünya Kızılötesi Işıtım Miktarı ($\dot{Q}_{dünya}$)	258 W/m ²
Beta Açısı (β)	23,59°
Deklinasyon Açısı (δ)	-23,44°
Dünya Sıcaklığı ($T_{dünya}$)	252,4 K
Radyatör Malzemesi Ömür Sonu Soğurganlık Katsayısı (α)	0,24
Tur Sayısı	14 tur
Yörünge Süresi	6121,37 saniye
Simülasyon Süresi	85699 saniye



Şekil 9.1. En kötü sıcak durum yörünge parametrelerinin tanımlanması

En kötü sıcak durum analizleri aynı zamanda uydu içinde yer alan ekipmanların maksimum ısı tükettiği durumu simüle eder. Çizelge 9.2’de ekipmanların düğüm numaraları ve yaydığı maksimum ısı yayınımları W cinsinden yer almaktadır. Bu durumda ısı yayılım profillerinin zamana ve operasyona bağlı olarak değişmediği düşünülüp, görebileceği en yüksek güç tüketimleri esas alınır.

Çizelge 9.2. Uydu içi ekipmanların en yüksek güç tüketimleri

Düğüm Numarası	($\dot{Q}_{\text{Ekipman}}$) Güç Tüketimi(W)	Düğüm Numarası	($\dot{Q}_{\text{Ekipman}}$) Güç Tüketimi(W)
10000-10624	0	5000-5099	0
15000-15624	0	500	0
100	30	510	20
110	20	520	20
120	20	530	20
130	10	511	0
20000-20624	0	521	0
215000-25624	0	531	0
200	30	540	5
210	10	550	5
220	4	560	10
230	8	570	10

Çizelge 9.2 (devam). Uydu içi ekipmanların en yüksek güç tüketimleri

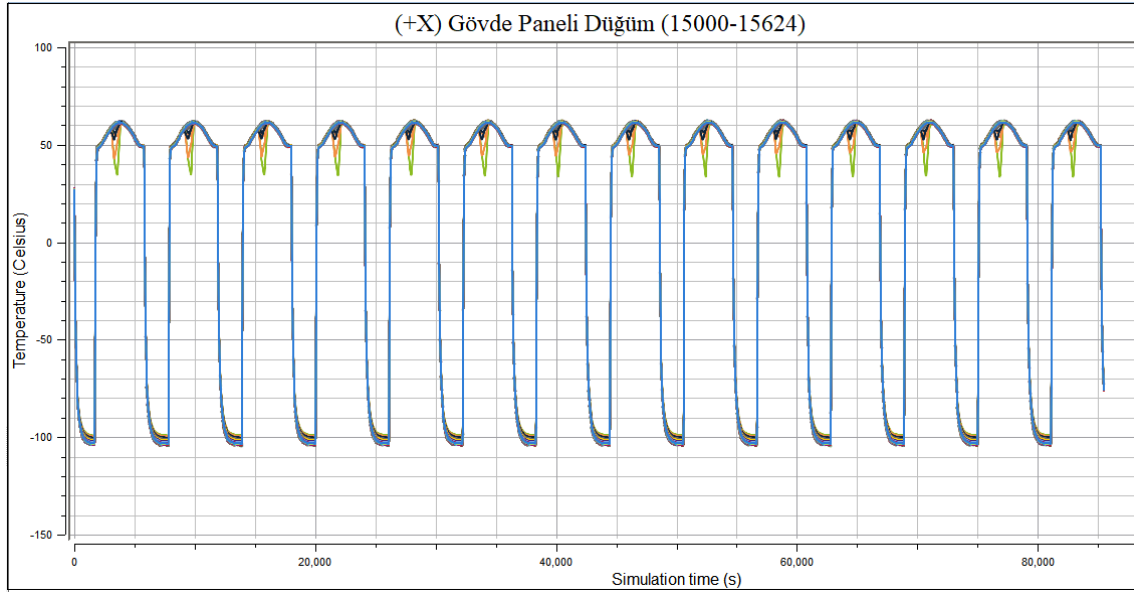
Düğüm Numarası	($\dot{Q}_{\text{Ekipman}}$) Güç Tüketimi(W)	Düğüm Numarası	($\dot{Q}_{\text{Ekipman}}$) Güç Tüketimi(W)
240	8	580	5
250	4	590	5
30000-30624	0	6000	0
35000-35624	0	640	5
300	30	650	5
310	15	610	2,5
320	15	620	2,5
330	10	7000	0
40000-40624	0	600	7,5
45000-45624	0	630	0
410	10	8000	0
420	25	9000	0
430	25	Toplam	410

Uydu ısı tasarım felsefesi gereği öncelikli olarak ısı tasarımının pasif kontrol ekipmanları ile yapılması gerekmektedir. Çünkü fazladan kullanılan her aktif kontrol ekipmanı uydu için ekstra bir güç ihtiyacı oluşturmaktadır. Yapılacak olan bu analizlerle pasif ısı kontrol ekipmanlarının uydu ve ekipmanlarına etkisi irdelenecektir.

9.1.1.Uydu ısı kontrolü olmadan ısı analizinin gerçekleştirilmesi (Durum 1)

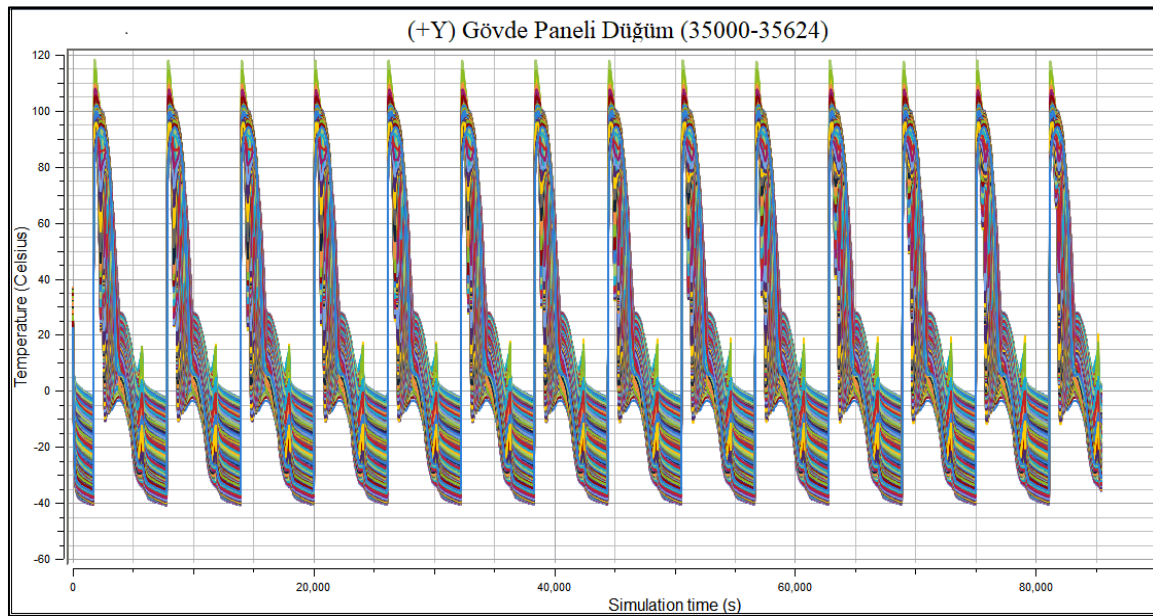
Bu çalışmada model uydu en kötü sıcak durum koşullarında ilk olarak herhangi bir pasif ya da aktif ısı kontrol ekipmanı olmaksızın yörüngeye koyulmuştur. Çizelge 9.1 ve Çizelge 9.2’de yer alan analiz koşulları ele alınarak yapılan bu analizde uydu yapısalı doğrudan çetin uzay şartlarına göre hazırlanmıştır.

Şekil 9.2’de (+X) gövde paneli incelendiğinde aynı zaman diliminde panel üzerinde hem – 102°C civarı sıcaklığa sahip hem de +60°C sıcaklığa sahip düğümler olduğu görülmektedir.

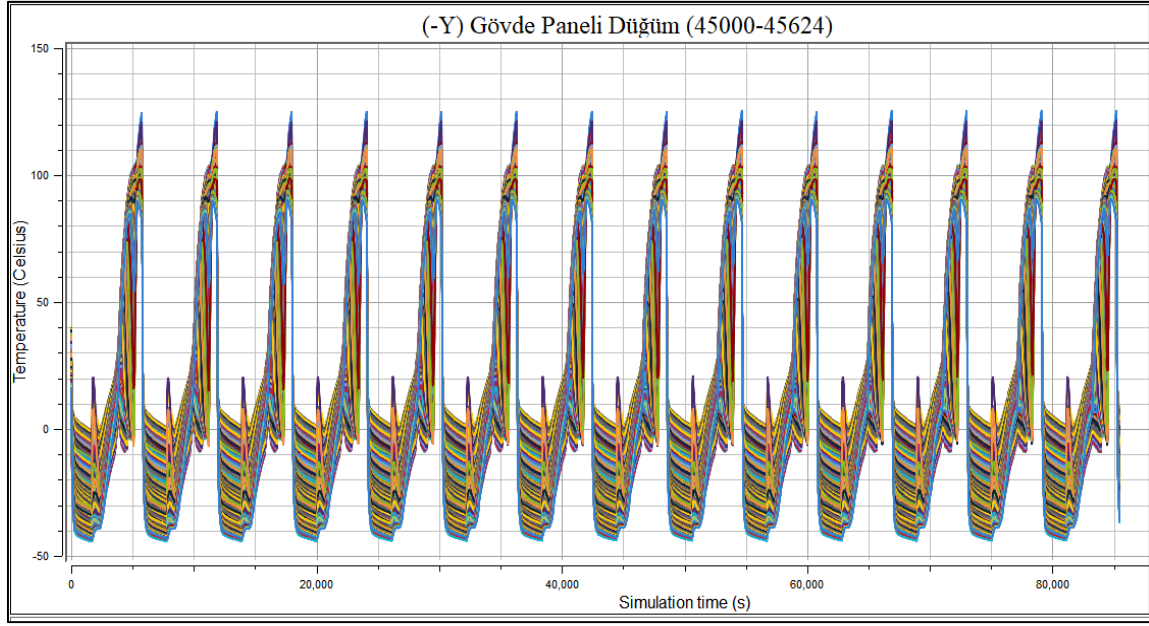


Şekil 9.2. (+X) gövde paneli sıcaklık dağılımı

Şekil 9.3’de ise (+Y) gövde panelinde de panel üzerindeki sıcaklıklar -40°C ile $+120^{\circ}\text{C}$ arasında değişmektedir.



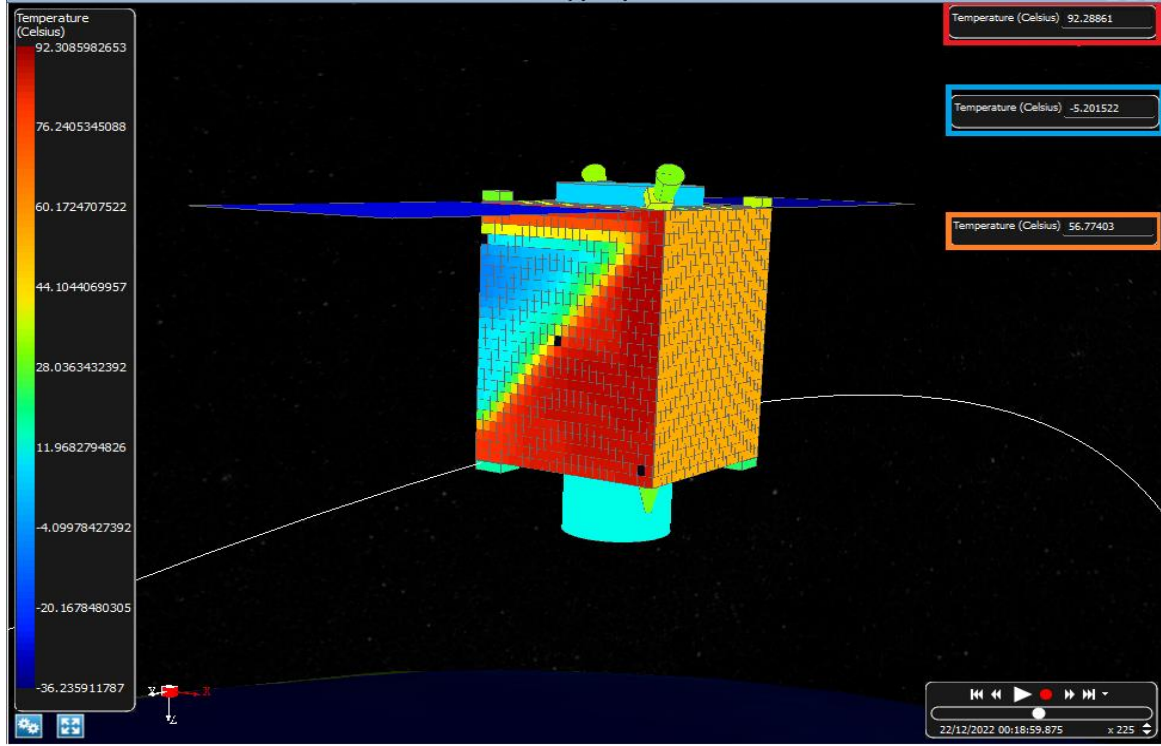
Şekil 9.3. (+Y) gövde paneli sıcaklık dağılımı



Şekil 9.4. (-Y) gövde paneli sıcaklık dağılımı

Şekil 9.3 ve Şekil 9.4’de görüldüğü üzere (+Y) ve (-Y) uydu panelleri güneşe maruz kalma zamanları yani sıcaklıklarda tavan ve taban değerleri birbirlerinden farklı zamanlarda olup, tam olarak simetriktir. Bu beklenen bir durumdur. Çünkü uydu yörünge hız vektörü (+Y) ekseninde olduğundan geometrik olarak tam arka panel olan (-Y) paneline gölgeleme yapmaktadır. Uydu yörüngede dönerken güneşe göre pozisyonu değişir ve tam tersi bir durum oluşur.

Yapılan simülasyon neticesinde göze çarpan ilk durum paneller üzerinde meydana gelen sıcaklık farklarının oldukça yüksek olmasıdır. Şekil 9.5’de görüldüğü gibi (+Y) gövde panelinde rastgele seçilen üç düğüm için sıcaklıklar sırasıyla 92,2°C , 56,77°C ve -5,2°C’dir.



Şekil 9.5. (+Y) paneli üzerinden seçilen üç düğümün sıcaklıklarının gösterimi

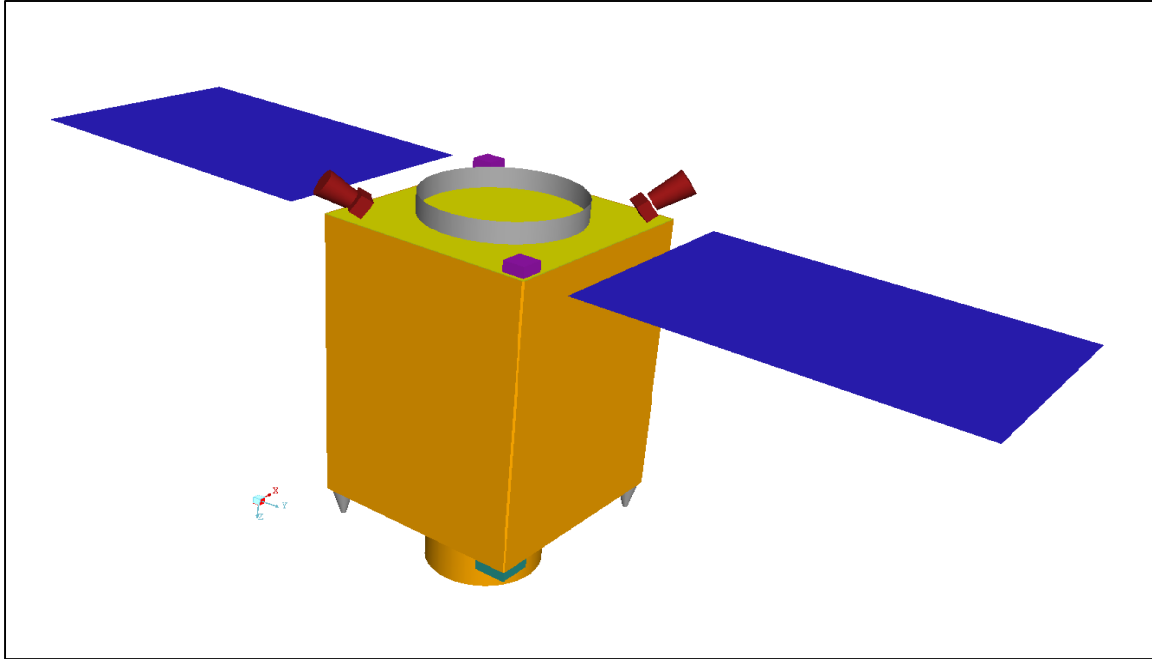
Bu durum uydu görev ömründe belirli bir süre sonra paneller üzerinde termal gerilmeye neden olarak hem panellerin hem de ekipmanların yapısal deformasyonuna yol açacaktır [55]. Bu simülasyon sonucunda uydu yapısının bir ısı kontrol ekipmanı tarafından yalıtılması ve doğrudan uzay şartlarına maruz kalmaması gerekmektedir.

9.1.2. Çok katmanlı yalıtım battaniyesi ile ısı analizinin gerçekleştirilmesi (Durum 2)

Bu çalışmada ilk durumda gerçekleştirilen ısı analizden farklı olarak pasif bir ısı kontrol ekipmanı olan Çok katmanlı yalıtım battaniyesi (ÇKYB) modellenmiştir. Şekil 9.6'da şematik resim ile gösterilen ÇKYB, uyduyu bir yalıtım battaniyesi şeklinde sarmak suretiyle dışardan gelen ısı miktarını minimuma indirirken, aynı zamanda uydu içinde olan ısıyı koruyarak dışarı atılmasını engellemektedir.

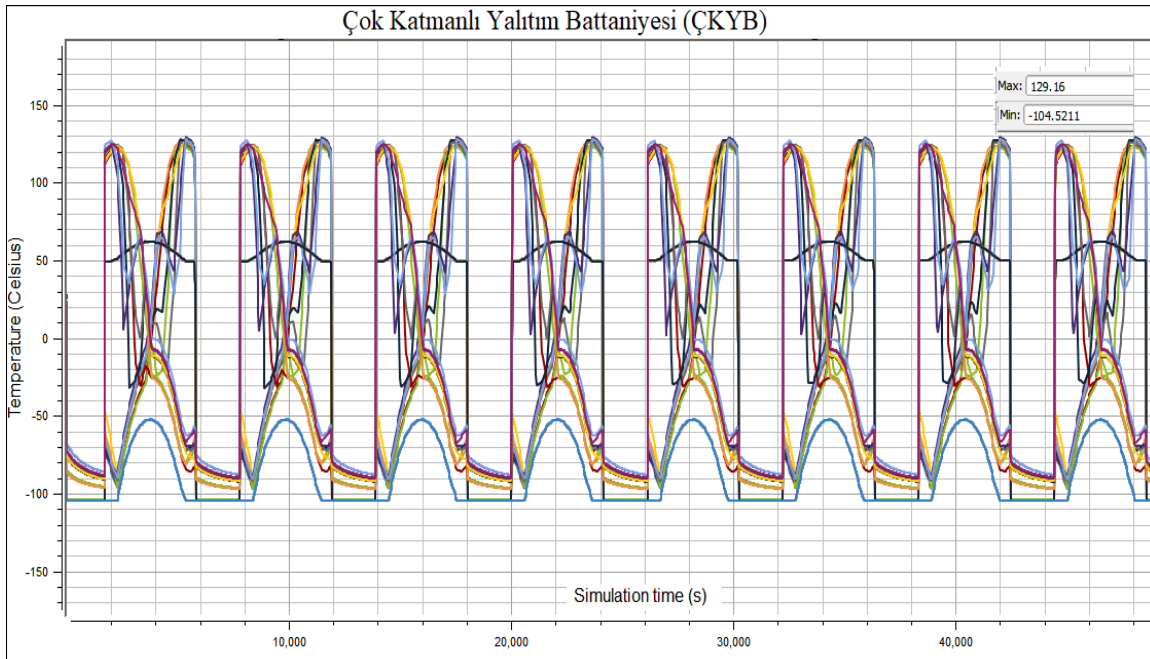
ÇKYB her bir gövde panelinde 3×3 birimden toplam dört panel için 36 düğümden oluşturulmuştur. ÇKYB efektif yayıcılık değeri 0,030 olan dış malzemesi kaptondan oluşan 10 katmanlı bir malzemedan seçilmiştir. ÇKYB teknik özellikleri EK-3'de veilmektedir [56].

Şekil 9.6 'da uydu panellerine uygulanan ÇKYB modeli gösterilmiştir.



Şekil 9.6. Gövde panelleri ÇKYB uygulaması

Yapılan bu simülasyon sonucunda ÇKYB'nin sıcaklık dağılımı Şekil 9.7'de yer almaktadır.



Şekil 9.7. Uydu ÇKYB'si sıcaklık dağılımı

Sıcaklık sonuçlarına göre, ÇKYB en dış katmanının yörüngede gördüğü en yüksek sıcaklık 129,16°C iken en düşük gördüğü sıcaklık -104,52°C'dir. Bu ÇKYB için problem oluşturan

bir durum değildir. Aksine ÇKYB kullanım amacı, oluşan bu sıcaklık farkının bir önceki durumdan farklı olarak uydu panellerine yansıtmadan uydu içi sıcaklığın homojen kalmasını sağlamaktadır. ÇKYB uyduya dışardan gelen ışıyım miktarını en aza indirirken, uydu içinden dışarıya ısı birikmesine neden olmuştur. Bundan dolayı yapılan bu simülasyon sonucunda neredeyse tüm ekipmanlar operasyonel çalışma sıcaklık değerini aşmaktadır.

9.1.3. (+X) paneli radyatör alanı çalışmaları (Durum 3)

Uydu gövde panellerine ÇKYB modellemesi yapıldıktan sonra uydu içinde fazladan ısı birikimi meydana gelmektedir. Bundan dolayı yapılan simülasyonda uydu içi ekipmanların hemen hemen tümü azami çalışma sıcaklıklarını aşmaktadır. Bu uydu içine biriken ısıyı yüksek yayıcılık (ϵ) özelliği olan ve daha önceden ön tasarım aşamasında kullanılması kararlaştırılan radyatör malzemesi ikinci yüzey aynası kaplaması kullanılarak uydudan uzaklaştırılması gerekmektedir. Radyatör malzemesi olarak seçilen ikinci yüzey aynasının teknik özellikleri EK-4’te sunulmuştur [57].

(+X) paneli üzerinde çeşitli durumlar oluşturulup radyatör çalışmaları yapılmıştır. Bu farklı durumlar aşağıda yer alan Çizelgeler 9.3-9.6’da özetlenmiştir.

Çizelge 9.3. (+X) paneli radyatör alanı miktarı ve yerleşimi (Durum 3-1)

(+X) Paneli Radyatör Yerleşimi		Panel Üzerinde Radyatör Alanı Lokasyonu				Açıklama
	Radyatör Yerleşimi	X (m)	Y (m)	Z (m)	Radyatör Alanı(m ²)	
Durum 3-1	Radyatör 1	0	0,28	0,249	0,06972	Düğüm 100 Ekipmanın arkasına eklenmiştir.
	Radyatör 2	0	0,25	0,25	0,0625	Düğüm 110 Ekipmanın arkasına eklenmiştir
	Radyatör 3	0	0,149	0,169	0,025181	Düğüm 120 Ekipmanın arkasına eklenmiştir
	Radyatör 4	0	0,175	0,249	0,043575	Düğüm 130 Ekipmanın arkasına eklenmiştir
	Toplam radyatör alanı (m ²)				0,2009	

Çizelge 9.4. (+X) paneli radyatör alanı miktarı ve yerleşimi (Durum 3-2)

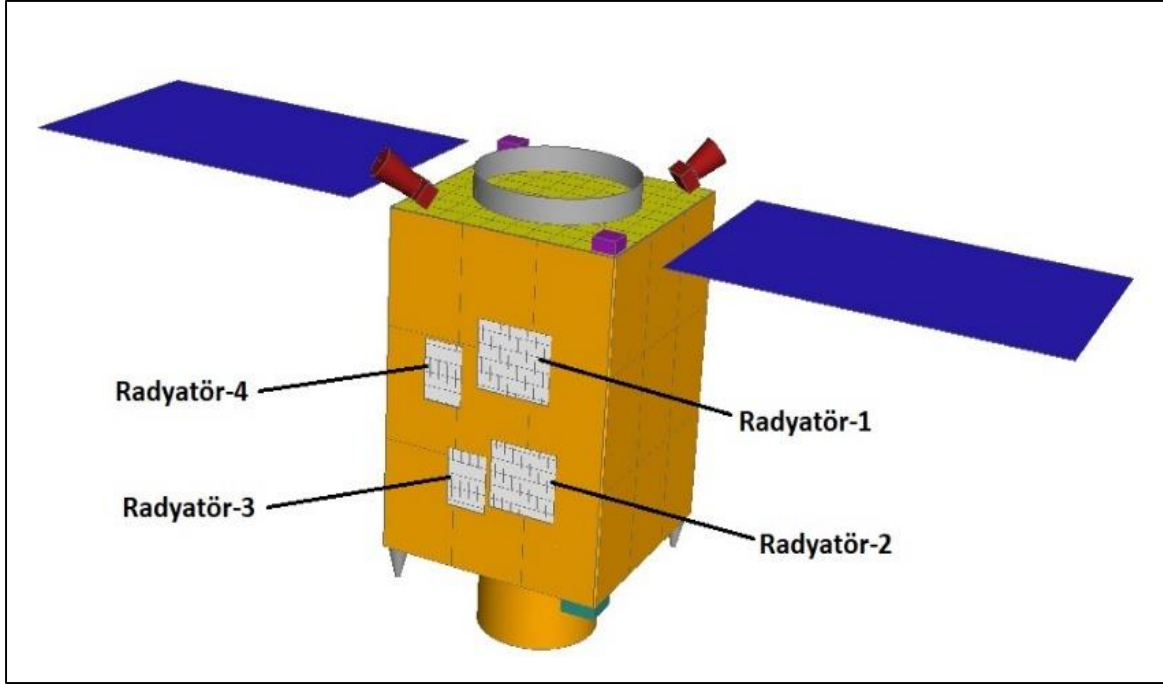
(+X) Paneli Radyatör Yerleşimi		Panel Üzerinde Radyatör Alanı Lokasyonu			
Durum 3-2	Radyatörler	X (m)	Y (m)	Z (m)	Radyatör Alanı (m ²)
	Radyatör 1	0	0,33	0,28	0,09239
	Radyatör 2	0	0,25	0,25	0,0625
	Radyatör 3	0	0,18	0,2	0,036
	Radyatör 4	0	0,175	0,249	0,04357
Toplam Radyatör alanı (m ²)					0,23447

Çizelge 9.5. (+X) paneli radyatör alanı miktarı ve yerleşimi (Durum 3-3)

(+X) Paneli Radyatör Yerleşimi		Panel Üzerinde Radyatör Alanı Lokasyonu			
Durum 3-3	Radyatörler	X (m)	Y (m)	Z (m)	Radyatör Alanı (m ²)
	Radyatör 1	0	0,33	0,28	0,092399
	Radyatör 2	0	0,25	0,25	0,0625
	Radyatör 3	0	0,18	0,2	0,036
	Radyatör 4	0	0,175	0,249	0,0435
Toplam Radyatör alanı (m ²)					0,23447

Çizelge 9.6. (+X) paneli radyatör alanı miktarı ve yerleşimi (Durum 3-4)

(+X) Paneli Radyatör Yerleşimi		Panel Üzerinde Radyatör Alanı Lokasyonu			
Durum 3-4	Radyatörler	X (m)	Y (m)	Z (m)	Radyatör Alanı (m ²)
	Radyatör 1	0	0,33	0,28	0,0924
	Radyatör 2	0	0,3	0,28	0,084
	Radyatör 3	0	0,18	0,24	0,0432
	Radyatör 4	0	0,175	0,249	0,043575
Toplam Radyatör alanı (m ²)					0.263175



Şekil 9.8. (+X) gövde paneli radyatör alanları ve yerleşimi

Çizelge 9.7. (+X) paneli radyatör alanı yerleşim çalışması ve ekipmanların sıcaklıkları

Durumlar	Durum-2		Durum 3-1		Durum 3-2		Durum 3-3		Durum 3-4	
Radyatör Alanı (m ²)	Radyatör Yok. Yalnızca ÇKYB mevcut.		0,200 m ²		0,2345 m ²		0,2345 m ²		0,26317 m ²	
Panel-Ekipman Isıl Arayüz Malzemesi kullanımı	Isıl Arayüz Malzemesi Yok. Kuru Temas iletim		Isıl Arayüz Malzemesi Yok. Kuru Temas iletim		Isıl Arayüz Malzemesi Yok. Kuru Temas iletim		Isıl Arayüz Malzemesi CV 2943		Isıl Arayüz Malzemesi RTV-Al karışımli	
Temas Isı İletim Değeri (W/m ² K)	300		300		300		1220		2100	
Düğüm Numarası	Tmin (°C)	Tmax (°C)	Tmin (°C)	Tmax (°C)	Tmin (°C)	Tmax (°C)	Tmin (°C)	Tmax (°C)	Tmin (°C)	Tmax (°C)
Düğüm 100	86,82	88,84	59,32	62,09	55,49	58,45	54,7	57,79	53,44	56,4
Düğüm 110	85,73	87,04	57,14	59,84	55,33	58,05	54,8	57,64	50,94	54,0
Düğüm 120	90,54	91,31	65,04	66,44	61,21	62,80	60,3	61,93	57,28	59
Düğüm 130	82,66	85,74	54,92	59,69	53,08	57,88	52,6	57,48	51,35	56,2

(+X) gövde panelinde bulunan ekipmanların sıcaklıklarını çalışma limitlerinde tutabilmek adına dört farklı simülasyon durumu oluşturulmuştur. (Durum-3) Panel üzerinde hiçbir radyatör malzemesinin kullanılmadığı yalnızca ÇKYB'den oluşan bir durum için simülasyon gerçekleştirilmiştir. Bu simülasyon Durum-2 olarak Bölüm 9.1.2'de

gerçekleştirilmiştir. Bu bölümde bahsedildiği gibi ÇKYB katmanları aracılığıyla termal direnç yaratarak uydu iç ortamına gelen ışıınım miktarı kesilmiştir. Ancak benzer şekilde de ekipmanların uydu panellerinden uzaya ısı atım kapasitesini de minimuma indirmiştir ve ekipmanların çoğu çalışma sıcaklıklarının oldukça üzerinde değerlere çıkmışlardır. Bu sıcaklıkları çalışma aralığında tutabilmek adına yayıcılık özelliği yüksek ($\epsilon=0.86$), soğurganlık özelliği($\alpha=0.24$) düşük ikinci yüzey aynası kaplamasına sahip radyatörler ile radyatör alanı çalışmaları gerçekleştirilmiştir.

Durum 3-1' de ilk olarak ekipmanlar ile panel arasında herhangi bir ısıl arayüz malzemesi kullanılmamıştır. Yani ekipmanlar ile panel arasında kuru temas iletim değeri $300 \text{ W/m}^2 \text{ K}$ olarak alınmıştır [51].

Çizelge 9.8. (+X) paneli ekipmanlarının kuru temas halinde temas iletim değerleri

Düğüm (i)	Düğüm (j)	Yüzey Temas Alanı (m^2)	Temas İletim Katsayısı ($\text{W/m}^2.\text{K}$)	Temas İletim Değeri. GL (W/K)	Açıklamalar
100	10000	0,070	300	21	Kuru Temas (Durum-3-1)
110	10000	0,0625	300	18,75	
120	10000	0,0255	300	7,65	
130	10000	0,0437	300	13,11	

Aynı zamanda Çizelge 9.3'te panel üzerindeki konumu ve alanları yer alan dört adet toplamda 0.200 m^2 'lik radyatör alanı kullanılmıştır. Bu değişiklik ile panel üzerindeki ekipman sıcaklıklarında dramatik bir düşüş elde edilmiştir. 100 numaralı ısıl düğüm ile tanımlanan faydalı yük ekipmanı yörüngede gördüğü azami sıcaklık değeri $88,84^\circ\text{C}$ 'den $62,09^\circ\text{C}$ 'ye, 110 numaralı düğüm ile tanımlanan X-Band Haberleşme Birimi sıcaklığı $87,04^\circ\text{C}$ 'den $59,84^\circ\text{C}$ 'ye düşmüştür. Benzer şekilde 120 numaralı ısıl düğüm ile tanımlanan S-Band Haberleşme Birimi sıcaklığı $91,31^\circ\text{C}$ 'den $66,44^\circ\text{C}$ 'ye, 130 numaralı düğüm ile tanımlanan Güneş Paneli Elektronik-1 ekipmanı ise $85,74^\circ\text{C}$ 'den $59,69^\circ\text{C}$ 'ye düşmüştür. Bu durum simülasyonunda panel üzerinde ÇKYB alanı miktarını azaltıp toplamda $0,20 \text{ m}^2$ 'lik bir alandan uzaya ışıınım yapıldığında sıcaklıklarda düşüş net bir şekilde görülmüştür. Durum 3-2'de Çizelge 9.4'te yer alan radyatör yeri ve alanlarına göre panel üzerindeki

toplam radyatör alanı artarak 0,2345 m² olarak simulasyon yapılmıştır. Buna göre her bir düğümde yaklaşık 3°C ile 4°C arasında bir düşüş meydana gelmiştir.

Durum 3-3'te radyatör alanı miktarı 0,2345 m² korunarak yalnızca panel ve ekipmanlar arasına temas iletim değeri 1220 W/m²K olan ısıl arayüz malzemesi CV2943 malzemesi kullanılmıştır [58].

Çizelge 9.9. (+X) paneli CV-2943 kullanıldığında temas iletim değerleri (Durum 3-3)

Düğüm (i)	Düğüm (j)	Yüzey Temas Alanı (m ²)	Temas İletim Katsayısı (W/m ² .K)	Temas İletim Değeri. GL (W/K)	Açıklamalar
100	10000	0,070	1220	85,4	Isıl Arayüz Malzemesi CV 2943 (Durum 3-3)
110	10000	0,0625	1220	76,25	
120	10000	0,0255	1220	31,11	
130	10000	0,0437	1220	53,314	

Bu durumda azami düğüm sıcaklarında her bir düğümde yalnızca 1°C civarında düşüşe yol açmıştır. Son olarak Durum 3-4'te radyatör alanı 0,26317 m² çıkartılırken ısıl iletim katsayısı 2100 W/m²K olan RTV-Al malzemesi kullanılmıştır [59].

Çizelge 9.10. (+X) paneli RTV-Al kullanıldığında temas iletim değerleri (Durum 3-4)

Düğüm (i)	Düğüm (j)	Yüzey Temas Alanı (m ²)	Temas İletim Katsayısı (W/m ² .K)	Temas İletim Değeri GL (W/K)	Açıklamalar
100	10000	0,070	2100	147	Isıl Arayüz Malzemesi RTV-AL (Durum 3-4)
110	10000	0,0625	2100	131,25	
120	10000	0,0255	2100	53,55	
130	10000	0,0437	2100	91,77	

Son durumda düğüm 100 56,4°C'ye, düğüm 110 54,07°C'ye, düğüm 120 59,07 °C ve düğüm 130 56,20°C'ye kadar gerilemiştir. Ancak ekipmanların sıcaklıkları hala çalışma limitlerinin üzerindedir. Diğer uydu gövde panellerinde bulunan ekipmanların yüksek sıcaklıklarından dolayı ekipmanlar istenilen çalışma sıcaklığı seviyelerine düşmemektedir.

9.1.4. (-X) paneli radyatör alanı çalışmaları (Durum 4)

Bu bölümde (-X) panelinde radyatör alanı çalışmaları gerçekleştirilecektir. Panel üzerinde yer alan radyatörler Çizelge 9.11-9.13'te yer alan üç farklı durum için modellenmiştir. Sırasıyla her bir durum için simulasyonlar tekrarlanmıştır.

Çizelge 9.11. (-X) paneli radyatör alanı miktarı ve yerleşimi (Durum 4-1)

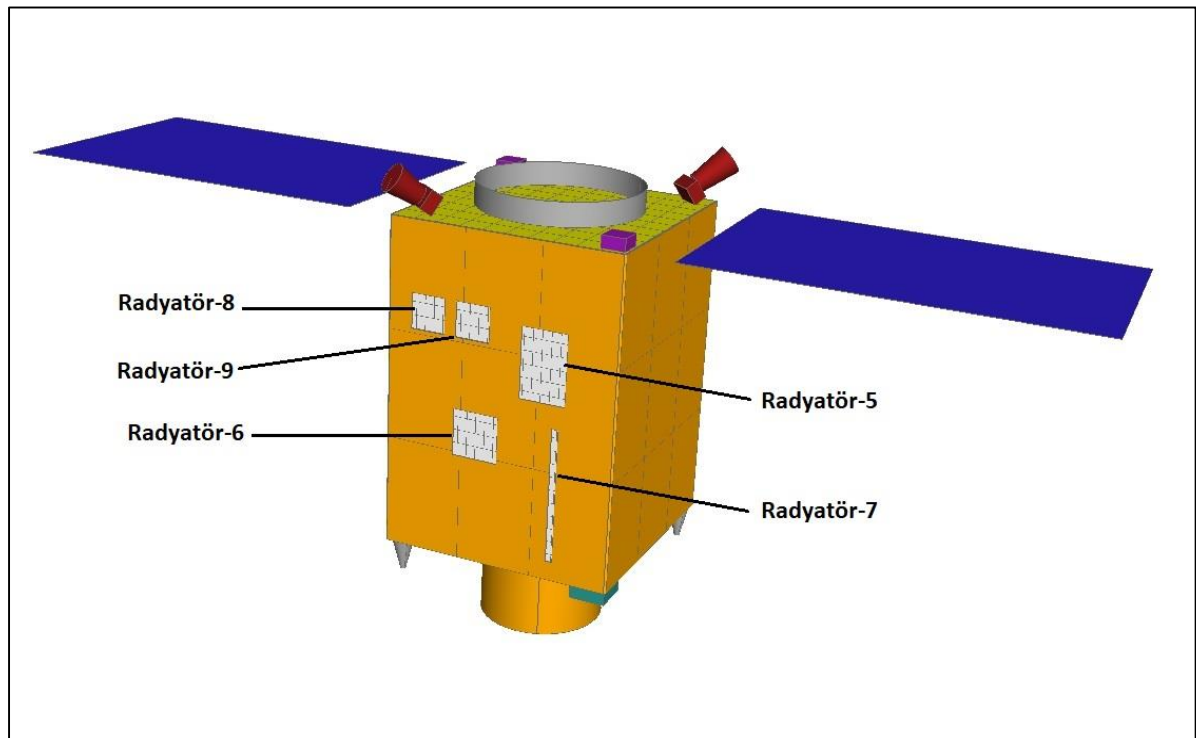
(-X) Paneli Radyatör Yerleşimi		Panel Üzerinde Radyatör Alanı Lokasyonu				
	Radyatör Yerleşimi	X (m)	Y (m)	Z (m)	Radyatör Alanı (m ²)	Açıklama
Durum 4-1	Radyatör 5	0	0,2000	0,3050	0,0610	Düğüm 200 Ekipmanının arkasına eklenmiştir
	Radyatör 6	0	0,2000	0,2000	0,0400	Düğüm 210 Ekipmanının arkasına eklenmiştir
	Radyatör 7	0	0,0295	0,0295	0,0009	Düğüm 220 Ekipmanının arkasına eklenmiştir
	Radyatör 8	0	0,1500	0,1500	0,0225	Düğüm 230 Ekipmanının arkasına eklenmiştir
	Radyatör 9	0	0,1500	0,1500	0,0225	Düğüm 240 Ekipmanının arkasına eklenmiştir
	Toplam Radyatör alanı (m ²)				0,14687	

Çizelge 9.12. (-X) paneli radyatör alanı miktarı ve yerleşimi (Durum 4-2)

(-X) Paneli Radyatör Yerleşimi		Panel Üzerinde Radyatör Alanı Lokasyonu			
	Radyatör Yerleşimi	X (m)	Y (m)	Z (m)	Radyatör Alanı (m ²)
Durum 4-2	Radyatör 5	0	0,2000	0,3050	0,0610
	Radyatör 6	0	0,2000	0,2000	0,0400
	Radyatör 7	0	0,0795	0,0795	0,0063
	Radyatör 8	0	0,1500	0,1500	0,0225
	Radyatör 9	0	0,1500	0,1500	0,0225
	Toplam Radyatör alanı (m ²)				0.15232

Çizelge 9.13. (-X) paneli radyatör alanı miktarı ve yerleşimi (Durum 4-3)

(-X) Paneli Radyatör Yerleşimi		Panel Üzerinde Radyatör Alanı Lokasyonu			
	Radyatör Yerleşimi	X (m)	Y (m)	Z (m)	Radyatör Alanı (m ²)
Durum 4-3	Radyatör 5	0	0,2000	0,3050	0,0610
	Radyatör 6	0	0,2200	0,2300	0,0506
	Radyatör 7	0	0,0795	0,0795	0,0063
	Radyatör 8	0	0,1500	0,1500	0,0225
	Radyatör 9	0	0,1500	0,1500	0,0225
Toplam Radyatör alanı (m ²)					0,16292



Şekil 9.9. (-X) gövde paneli radyatör alanları ve yerleşimi

Bölüm 9.1.3'te +X panelinde radyatör yerleşimi tamamlandıktan sonra Çizelge 9.17'de görüldüğü gibi (-X) gövde panelinde bulunan ekipmanların sıcaklıklarında düşüş gözlenmektedir. (-X) gövde panelinde hiçbir radyatör olmamasına rağmen (+X) panelinde 0,26317 m² radyatör alanı yerleşimi tamamlandıktan sonra sıcaklıkların düşmesi, bir başka panelde modellenen radyatör alanının diğer panellerdeki ekipmanların ısıma yoluyla sıcaklık düşüşüne neden olduğu sonucu ortaya çıkmaktadır.

Durum 4-1'de 0,14687 m²'lik bir radyatör alanı oluşturulmuştur. Ancak burada ekipmanlarla panel arasında kuru temas iletim mevcuttur.

Çizelge 9.14. (-X) paneli kuru temas (Durum 4-1) halinde temas iletim değerleri

Düğüm (i)	Düğüm (j)	Yüzey Temas Alanı (m ²)	Temas İletim Katsayısı (W/m ² .K)	Temas İletim Değeri. GL (W/K)	Açıklamalar
200	20000	0,060	300	18	Durum 4-1
210	20000	0,040	300	12	
220	20000	0,005	300	1,5	
230	20000	0,01	300	3	
240	20000	0,0225	300	6,75	
250	20000	0,0225	300	6.75	

Bu radyatör alanı ekipman sıcaklıklarında oldukça sert bir düşüşe neden olmuştur. Durum 4-2’de radyatör alanı 0,15232 m²’ye çıkartılırken aynı zamanda 220 nolu ısıl düğüm ile panel arasına RTV-A1 ısıl arayüz malzemesi kullanılmıştır. Böylece 57,25°C’den 52,94°C’ye yaklaşık 5°C’lik bir düşüş gerçekleşmiştir.

Çizelge 9.15. (-X) paneli ekipmanlarının (Durum 4-2) halinde temas iletim değerleri

Düğüm (i)	Düğüm (j)	Yüzey Temas Alanı (m ²)	Temas İletim Katsayısı (W/m ² .K)	Temas İletim Değeri. GL (W/K)	Açıklamalar
200	20000	0,060	300	18	(Durum 4-2)
210	20000	0,040	300	12	
220	20000	0,005	2100	10,5	
230	20000	0,01	300	3	
240	20000	0,0225	300	6,75	
250	20000	0.0225	300	6,75	

Durum 4-3’de radyatör alanı 0,16292 m²’ye çıkartılırken aynı zamanda 210 nolu ısıl düğüm ile panel arasına yüzey temas değeri 2600 W/m²K olan chothem ısıl arayüz malzemesi kullanılmıştır [60].

Çizelge 9.16. (-X) paneli ekipmanlarının (Durum 4-3) halinde temas iletim değerleri

Düğüm (i)	Düğüm (j)	Yüzey Temas Alanı (m ²)	Temas İletim Katsayısı (W/m ² .K)	Temas İletim Değeri. GL (W/K)	Açıklamalar
200	20000	0,060	300	18	(Durum-4-3)
210	20000	0,040	2600	104	
220	20000	0,005	2100	10,5	
230	20000	0,01	300	3	
240	20000	0,0225	300	6,75	
250	20000	0,0225	300	6,75	

Çizelge 9.17. (-X) Paneli radyatör alanı yerleşim çalışması ve ekipmanların sıcaklıkları

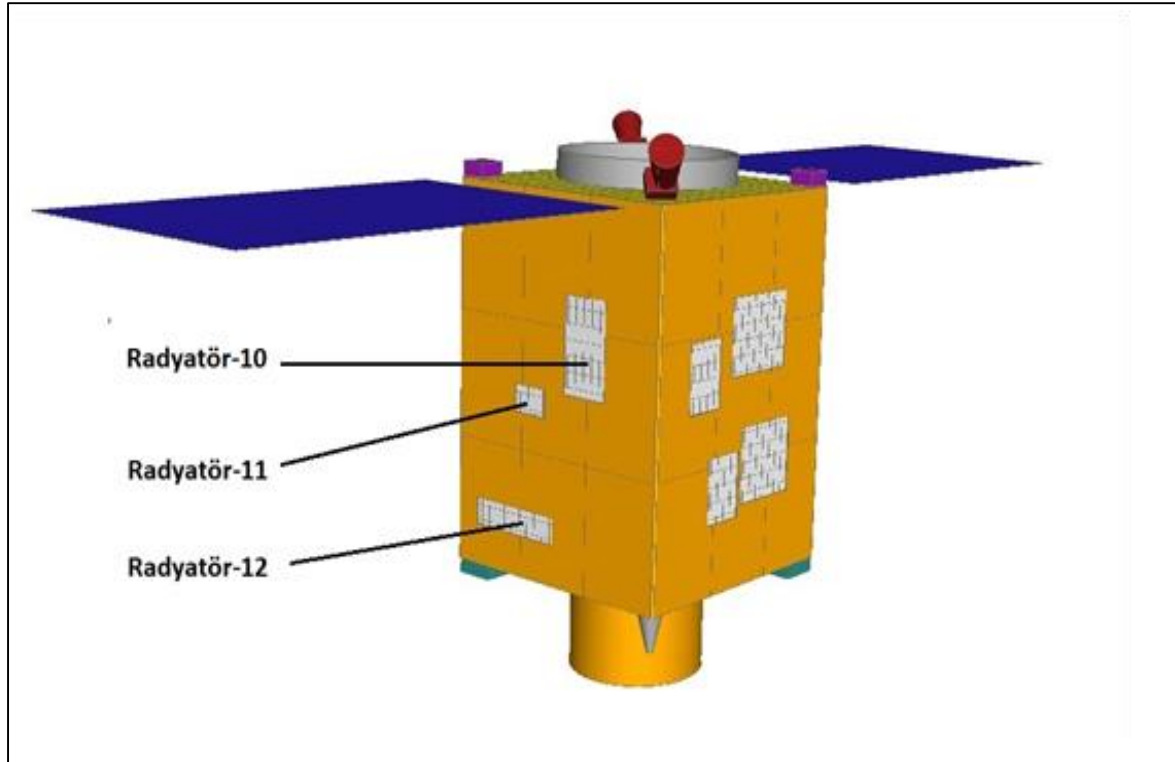
Durumlar	Durum-2		Durum 3 (+X paneli son durumu)		Durum 4-1		Durum 4-2		Durum 4-3	
Radyatör Alanı(m ²)	Radyatör Yok. Yalnızca ÇKYB mevcut.		0,26317 m ²		0,14687 m ²		0,15232 m ²		0,16292 m ²	
Panel- Ekipman Isıl Arayüz Malzemesi kullanımı	Isıl Arayüz Malzemesi Yok. Kuru Temas iletim		Isıl Arayüz Malzemesi RTV-Al karışıklı.		Isıl Arayüz Malzemesi Yok. Kuru Temas iletim		Düğüm 220 Isıl Arayüz Malzemesi RTV-Al karışıklı.		Düğüm 210 Isıl Arayüz Malzemesi Chotherm karışıklı.	
Temas Isı İletim Değeri (W/m ² K)	300		2100		300		2100		2600	
Düğüm Numarası	Tmin (°C)	Tmax (°C)	Tmin (°C)	Tmax (°C)	Tmin (°C)	Tmax (°C)	Tmin (°C)	Tmax (°C)	Tmin (°C)	Tmax (°C)
Düğüm 200	87,94	89,32	72,69	74,01	49,03	50,41	47,93	49,35	47,4	48,8
Düğüm 210	81,24	83,70	63,96	66,49	41,95	44,66	40,67	43,39	38,1	40,8
Düğüm 220	85,94	86,71	69,58	70,33	56,53	57,25	52,34	52,94	51,7	52,4
Düğüm 230	79,60	83,31	63,89	67,62	40,91	44,81	40,06	43,95	39,5	43,4
Düğüm 240	75,20	79,14	58,90	62,88	36,07	40,20	35,21	39,34	34,5	38,7
Düğüm 250	74,43	75,18	56,86	57,67	45,80	46,59	44,60	45,39	43,8	44,0

9.1.5. (+Y) paneli radyatör alanı çalışmaları (Durum 5)

(+Y) paneli özelinde bir adet durum simülasyonu gerçekleştirilmiştir. Çizelge 9.18’de radyatör alanının panel üzerinde yerleşimi verilmiştir. Ayrıca bu panel üzerinde ekipmanlar ile panel arasında ısıl arayüz malzemesi kullanılmamıştır.

Çizelge 9.18. (+Y) paneli radyatör alanı yerleşimi

(-Y) Paneli Radyatör Yerleşimi		Panel Üzerinde Radyatör Alanı Lokasyonu				Açıklamalar
	Radyatörler	X (m)	Y (m)	Z (m)	Radyatör Alanı (m ²)	
Durum 5	Radyatör 13	0,20	0	0,349	0,0698	Düğüm 310 arkasına eklenmiştir
	Radyatör 14	0,15	0	0,1	0,015	Düğüm 320 arkasına eklenmiştir
	Radyatör 15	0,40	0	0,1	0,04	Düğüm 330 arkasına eklenmiştir
	Toplam Radyatör alanı(m ²)				0,1248	



Şekil 9.10. (+Y) gövde paneli radyatör alanları ve yerleşimi

Çizelge 9.19. (+Y) gövde paneli temas iletim değerleri

Düğüm (i)	Düğüm (j)	Yüzey Temas Alanı (m ²)	Temas İletim Katsayısı (W/m ² .K)	Temas İletim Değeri GL (W/K)	Açıklamalar
300	30000	0,070	300	21	(Durum-5)
310	30000	0,015	300	4,5	
320	30000	0,015	300	4,5	
330	30000	0,10	300	30	

9.1.6. (-Y) paneli radyatör alanı çalışmaları (Durum 6)

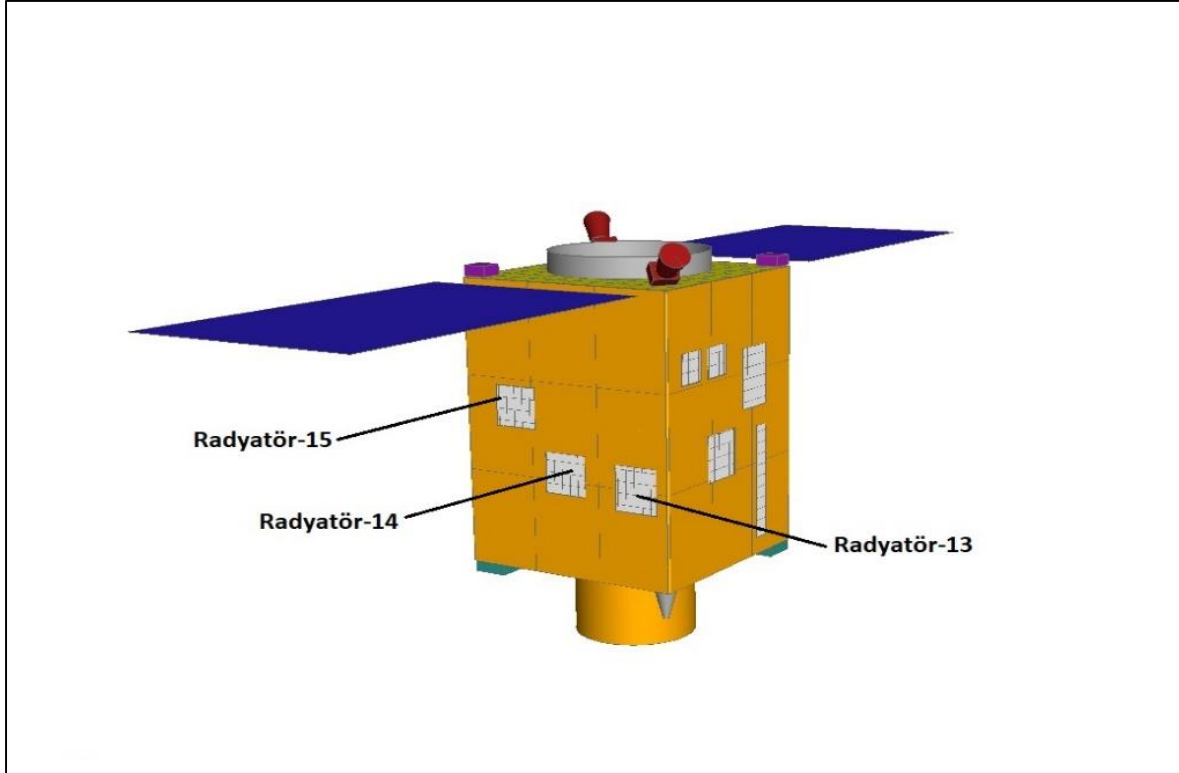
(-Y) paneli özelinde iki adet durum simülasyonu gerçekleştirilmiştir. Çizelge 9.20’de radyatör alanının panel üzerinde yerleşimi görülmektedir.

Çizelge 9.20. (-Y) paneli radyatör alanı ve yerleşimi (Durum 6-1)

(-Y) Paneli Radyatör Yerleşimi		Panel Üzerinde Radyatör Alanı Lokasyonu				Açıklamalar
Durum 6-1	Radyatörler	X (m)	Y (m)	Z (m)	Radyatör Alanı (m ²)	
	Radyatör 13	0,15	0	0,15	0,0225	Düğüm 410 arkasına eklenmiştir
	Radyatör 14	0,2	0	0,2	0,04	Düğüm 420 arkasına eklenmiştir
	Radyatör 15	0,2	0	0,2	0,04	Düğüm 430 arkasına eklenmiştir
Toplam Radyatör alanı (m ²)					0,1025	

Çizelge 9.21. (-Y) paneli radyatör alanı ve yerleşimi (Durum 6-2)

(-Y) Paneli Radyatör Yerleşimi		Panel Üzerinde Radyatör Alanı Lokasyonu			
Durum 6-2	Radyatörler	X (m)	Y (m)	Z (m)	Radyatör Alanı (m ²)
	Radyatör 13	0,2	0	0,22	0,044
	Radyatör 14	0,2	0	0,2	0,04
	Radyatör 15	0,2	0	0,2	0,04
Toplam Radyatör alanı (m ²)					0,1240



Şekil 9.11. (-Y) gövde paneli radyatör alanları ve yerleşimi

Durum 6.1’de 0,1025m² lik radyatör alanı oluşturulmuştur. Ancak pil-2 özelinde ısı arayüz malzemesi ile ısı iletiminin artırılması gerekmektedir. Bundan dolayı pil-2 üzerinde chothem ısı arayüz malzemesi kullanılmıştır.

Çizelge 9.22. (-Y) gövde paneli temas iletim değerleri

Düğüm (i)	Düğüm (j)	Yüzey Temas Alanı (m2)	Temas İletim Katsayısı (W/m2.K)	Temas İletim Değeri GL (W/K)	Açıklamalar
410	40000	0,028	2600	72,8	(Durum-6)
420	40000	0,04	300	12	
430	40000	0,04	300	12	

9.1.7. En kötü sıcak durum senaryosu ısı analiz sonuçlarının değerlendirilmesi

KYK’de en yüksek ısı yüklerin geldiği Kış Gündönümü (21 Aralık 2022) ve uydu içi en yüksek ısı yayılımı (450W) koşulları baz alınarak en kötü sıcak durum koşullarında çeşitli ısı analiz durumları oluşturulmuştur.

İlk olarak yapılan yörünge ısı analizinde uydu pasif ya da aktif ısı kontrol ekipmanları olmaksızın yörüngeye koyulmuştur. Bu analizde uydu dış panelleri üzerinde sıcaklık farkının aynı zaman diliminde oldukça fazla olduğu, uydu panellerinin kısa bir süre sonunda ısı ve yapısal olarak gerilmeye maruz kalacağı görülmüştür. Ayrıca uydu içinde bulunan kamera(optik) dahil birçok elektronik ekipman azami çalışma sıcaklıklarını aşmıştır. Bu koşullarda elektronik ekipmanlar ve uydu görevini icra edemezler. Bu analiz sonucunda uydu panellerinin çevreden gelen ekstrem ısı yüklerden yalıtılmasının gerekliliği ortaya çıkmıştır.

İkinci analizde uydu yapısal dış panelleri her bir panelde olmak üzere toplamda 5,6 m²’lik efektif yayıcılık (ϵ^*) değeri 0,030 olan bir ÇKYB ile modellenmiştir. Bu durumda uydu dış panellerinin sıcaklıkları doğrudan düşmüştür ve paneller üzerinde yer alan düğümler arasındaki sıcaklık farkı oldukça azalmıştır. İlk analizde dış panellerde yaşanan benzer trend Şekil 9.7’de görüldüğü gibi ÇKYB üzerinde gerçekleşmiştir. ÇKYB’ nin yüksek sıcaklıklığa ve düşük sıcaklığa karşı toleransı oldukça fazla olduğundan sorun teşkil eden bir durum olmamıştır. Kullanılan ÇKYB içi Mylar malzeme ve dışı kapton bazlı olup 10 katmanlıdır.

Ancak modellemesi yapılan ÇKYB uyduya gelen ısı yükü kestiği gibi uydu içinden uzaya ışıyım ile yapılması gereken ısı transferini de kesmektedir. Bundan dolayı uydu içi ekipmanların hemen hepsi azami çalışma sıcaklıklarını oldukça aşmaktadırlar. Bu analiz sonucunda uydu panellerinde ÇKYB’nin ısıyı kesip dışarı ısı vermediği için doğru olarak modellendiği sonucu çıkarılmıştır. Ekipmanların panel üzerinden ısıyı atması için yüksek yayıcılıklı radyatörlere ihtiyaç duyulduğu sonucu çıkarılmıştır. Radyatör alanı yerleşimi ve buna bağlı olarak efektif ÇKYB alanın da belirlenmesi gerekliliği sonucuna varılmıştır.

Üçüncü durumda ise (+X) paneli üzerinde yer alan ekipmanların sıcaklıklarını düşürmek adına panel üzerinde çeşitli pozisyonlarda radyatör alanı açıklıkları yapılmıştır. Kullanılan radyatörler ön tasarım aşamasında belirlendiği gibi ikinci yüzey aynası kaplaması olup yayıcılık değeri 0,86 ve 0,15 soğurganlık değerindedir. Yüzey kaplamaları uydu ömür

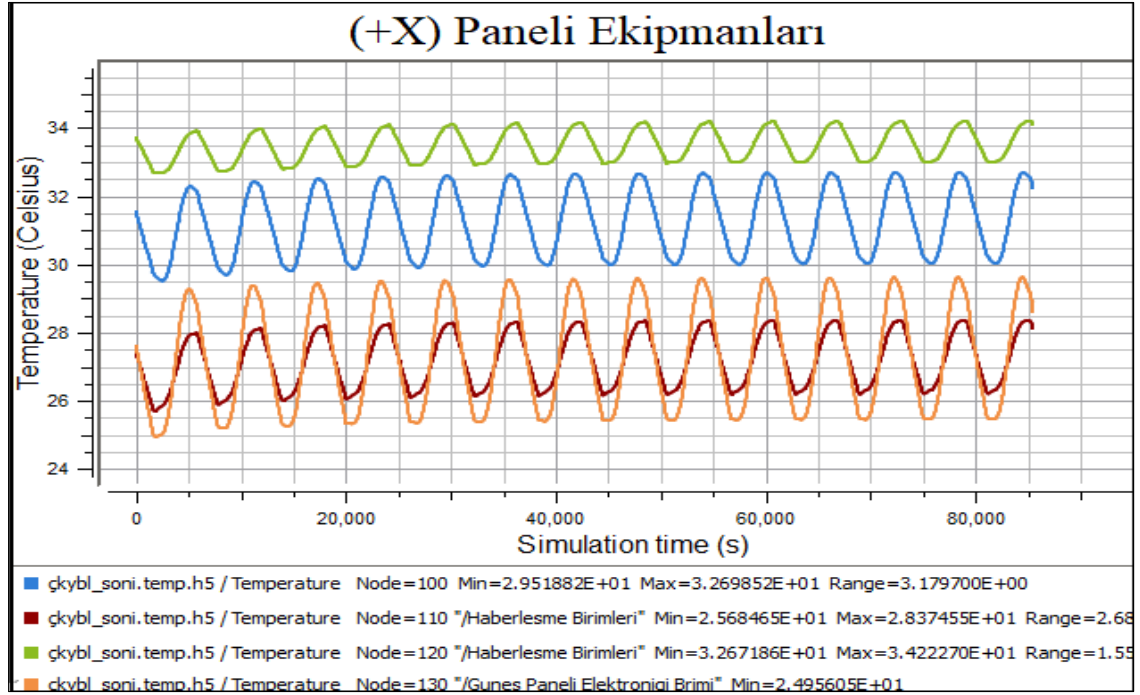
sonlarına doğru güneş ışınlamı, atomik oksijen, mikro astreoid gibi etkilerden bozulduğu için ömür sonu soğurganlık değeri ile hesaplanmıştır ve 0,24 alınmıştır. Çeşitli radyatör alanı, konumları ile beraber ısı arayüz malzemeleri ile yapılan analizlerin sonucunda bu panelde 0,26317 m²'lik bir radyatör açıklığı ile panelde bulunan dört elektronik ekipman ile panel arasına ise 2100W/m².K temas iletim değerine sahip 1mm kalınlığında RTV ısı arayüz malzemesi uygulanmıştır.

Dördüncü durumda ise (-X) paneli üzerinde radyatör çalışmaları yapılmıştır. (+X) panelinde oluşturulan radyatör alanı hem bu panel üzerinde yer alan ekipmanların sıcaklıklarını düşürürken aynı zamanda uydu içi ışınlam ile diğer ekipmanların da sıcaklıklarını azaltmıştır. Bu panelde toplam 0,16292 m² radyatör alanı ile birlikte 210 düğüm numaralı pil-1'e ısı iletimini artırmak amacıyla ısı iletim değeri 2600 W/m².K olan choterm ile 220 düğüm numaralı ekipmana temas iletim değeri 2100 W/m².K RTV-Al kullanılmıştır.

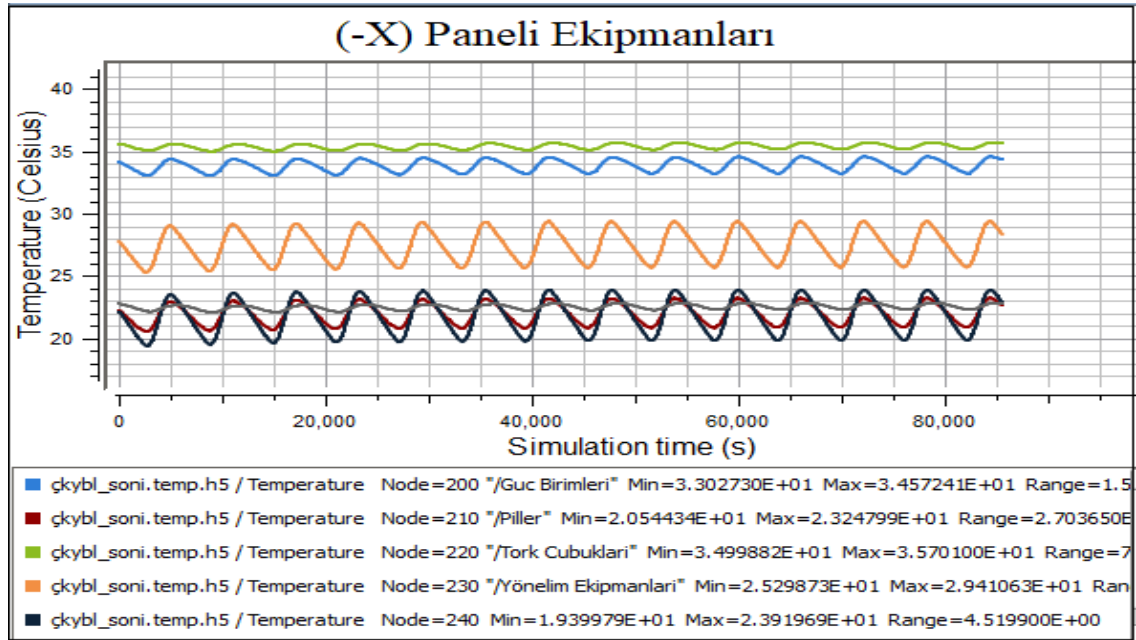
Beşinci ve altıncı durumda ise (+Y) ve (-Y) panellerine 0,1248 m² ve 0,1240 m² radyatör alanı açılmıştır. Tüm durumlar göz önüne alındığında uydu üzerinde toplam radyatör alanı 0,67489 m² olarak belirlenmiştir. Mevcut radyatör alanı ve yerleşimi sonucu en sıcak durumda uydu içi ve dış ekipmanları Çizelge 9.23'te gösterildiği gibi azami sıcaklık sınırlarının içinde kalmıştır.

Çizelge 9.23. En kötü sıcak durum senaryosu sıcaklık sonuçları

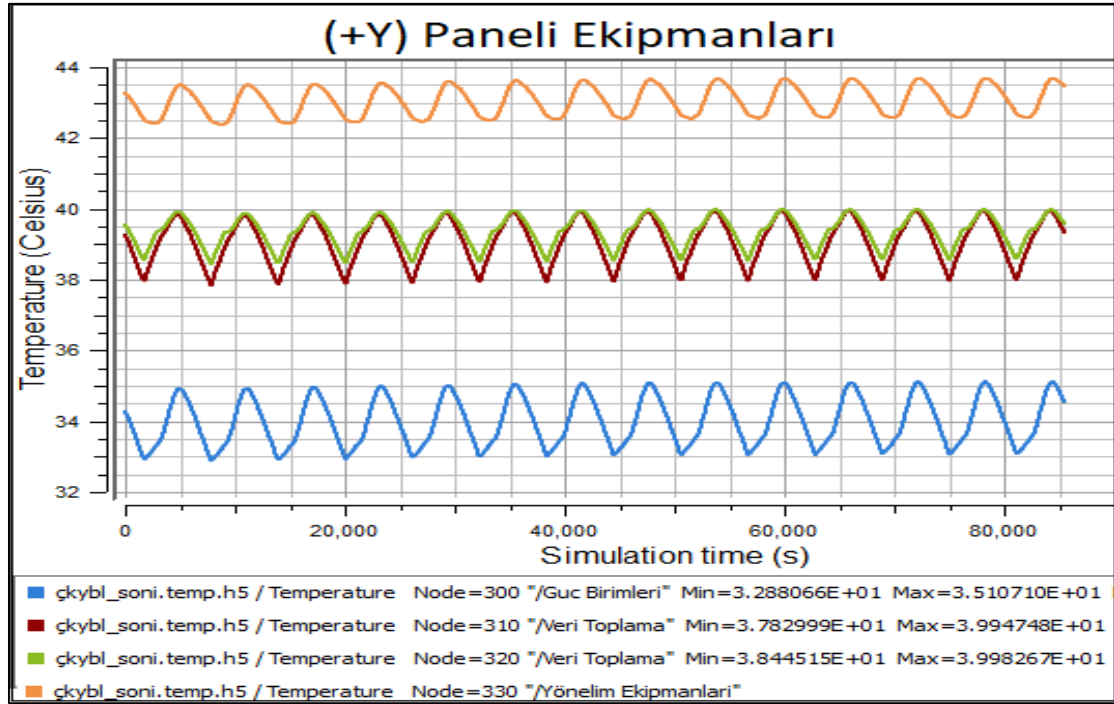
Analiz Durumları	Durum-1		Durum-2		Durum-3		Durum-4		Durum-5		Σ Alan (m ²)
Durum Tanımları	Radyatör Yok. Yalnızca ÇKYB		(+X) paneli		(-X) paneli		(-Y) paneli		(+Y) paneli		
Radyatör Alanı (m ²)	-----		0.26317		0.16292		0.1248		0.1240		
Düğüm Numaraları	T _{min} (°C)	T _{max} (°C)	T _{min} (°C)	T _{max} (°C)	T _{min} (°C)	T _{max} (°C)	T _{min} (°C)	T _{max} (°C)	T _{min} (°C)	T _{max} (°C)	Max. Tasarım Sıcaklık (°C)
100	86,82	88,84	53,44	56,48	44,93	47,96	38,93	41,96	30	32,6	+50
110	85,73	87,04	50,94	54,07	41,65	44,77	35,65	38,77	26,2	28,3	+50
120	90,54	91,31	57,28	59,07	49,05	50,82	43,05	44,82	33	34,2	+50
130	82,66	85,74	51,35	56,20	42,38	47,29	36,38	41,29	25,4	29,62	+50
200	87,94	89,32	72,69	74,01	47,41	48,83	42,84	44,23	33,1	34,5	+50
210	81,24	83,70	63,96	66,49	38,11	40,85	31,56	34,25	20,8	23,3	+35
220	85,94	86,71	69,58	70,33	51,74	52,44	46,72	47,43	35,1	35,6	+50
230	79,60	83,31	63,89	67,62	39,57	43,44	34,55	38,39	25,7	29,4	+50
240	75,20	79,14	58,90	62,88	34,54	38,78	29,13	33,34	19,8	23,9	+50
250	74,43	75,18	56,86	57,67	43,88	44,00	34,35	35,23	22,2	22,8	+50
300	86,07	87,72	68,74	70,36	57,79	59,43	53,07	54,46	33,0	35,1	+50
310	90,00	91,00	73,51	75,33	62,70	64,54	57,60	59,72	37,9	39,9	+50
320	89,93	91,17	75,32	76,51	64,59	64,59	58,75	59,89	38,5	39,9	+50
330	94,38	95,73	79,09	80,39	67,37	68,66	62,79	64,04	42,5	43,6	+50
410	87,40	88,48	71,38	72,44	58,87	59,93	33,52	37,34	24,5	27,4	+35
420	91,54	91,54	73,17	73,17	60,29	62,67	45,32	49,63	38,5	40,6	+50
430	89,04	90,53	71,97	73,17	60,85	62,32	44,96	48,22	36,1	38,5	+50
510	75,73	79,50	61,20	64,75	51,77	55,26	45,77	49,26	37,1	39,2	+60
520	79,62	79,62	62,69	66,03	52,89	56,19	46,89	50,19	37,3	40,5	+60
530	78,58	81,83	62,16	65,24	53,74	56,74	47,74	50,74	38,6	41,5	+60
540	43,67	55,25	38,54	49,79	38,47	49,79	32,47	43,79	5,6	10,2	+50
550	58,07	58,07	40,09	50,89	40,60	51,44	34,60	45,44	8,8	12,8	+50
560	10,2	45,43	9,21	39,4	6,00	26,20	5,23	10,42	5,2	8,2	+50
570	24,75	42,68	24,10	41,08	29,64	46,41	13,64	20,41	0,9	2,34	+50
580	42,22	48,54	38,50	44,49	44,81	50,87	38,81	43,87	33,8	38,5	+50
590	42,39	47,54	38,50	43,66	42,07	46,89	36,07	40,89	32,2	36,8	+50
600	65,25	68,17	53,1	60,23	38,32	41,04	32,32	35,04	20,1	21,6	+50
610	26,74	36,84	16,3	20,56	10,53	22,47	4,53	10,47	-9,1	-8	+85
620	21,7	30,84	12,9	25,12	14,38	20,43	-5,43	0,2	-14	-12,1	+85
630	78,92	79,27	59,80	59,80	45,43	45,75	8,38	14,43	27	27,6	+35
8000	-67,5	54,34	-67,5	54,34	-67,5	54,34	-62	54,8	-62	54,8	+100
9000	-67,5	54,32	-67,5	54,32	-67,5	54,32	-60	54,9	-60	54,9	+100
1-36	-104	123,34	-104	123,34	-104	123,34	-104	123,34	-104	123,3	+150



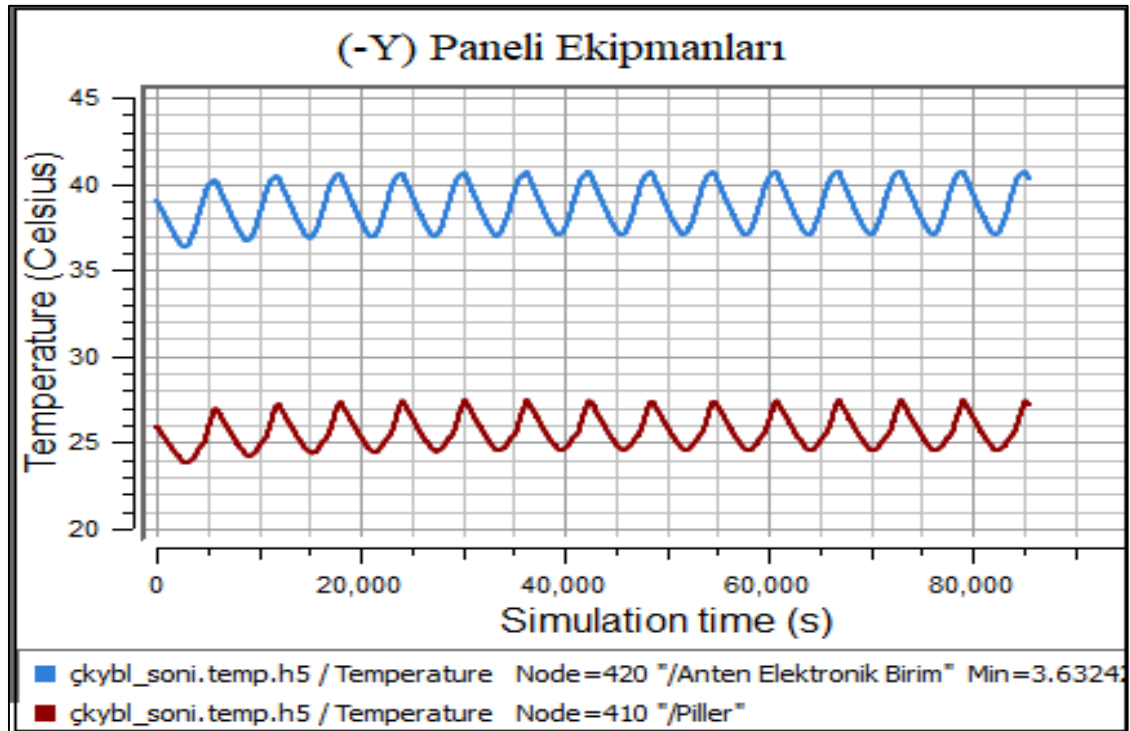
Şekil 9.12. (+X) paneli ekipmanları sıcaklık dağılımı



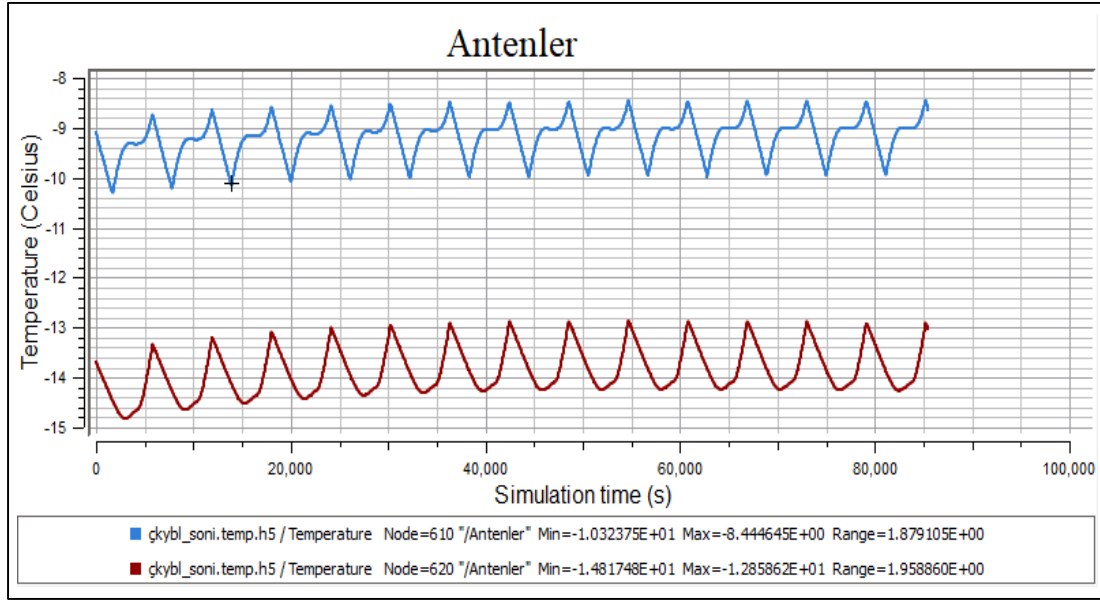
Şekil 9.13. (-X) paneli ekipmanları sıcaklık dağılımı



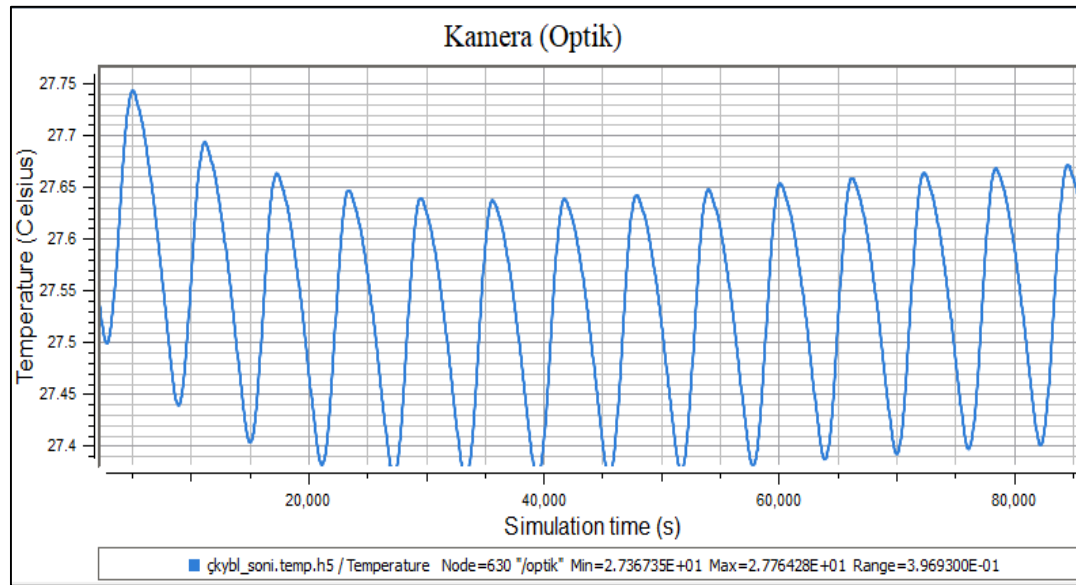
Şekil 9.14. (+Y) paneli ekipmanları sıcaklık dağılımı



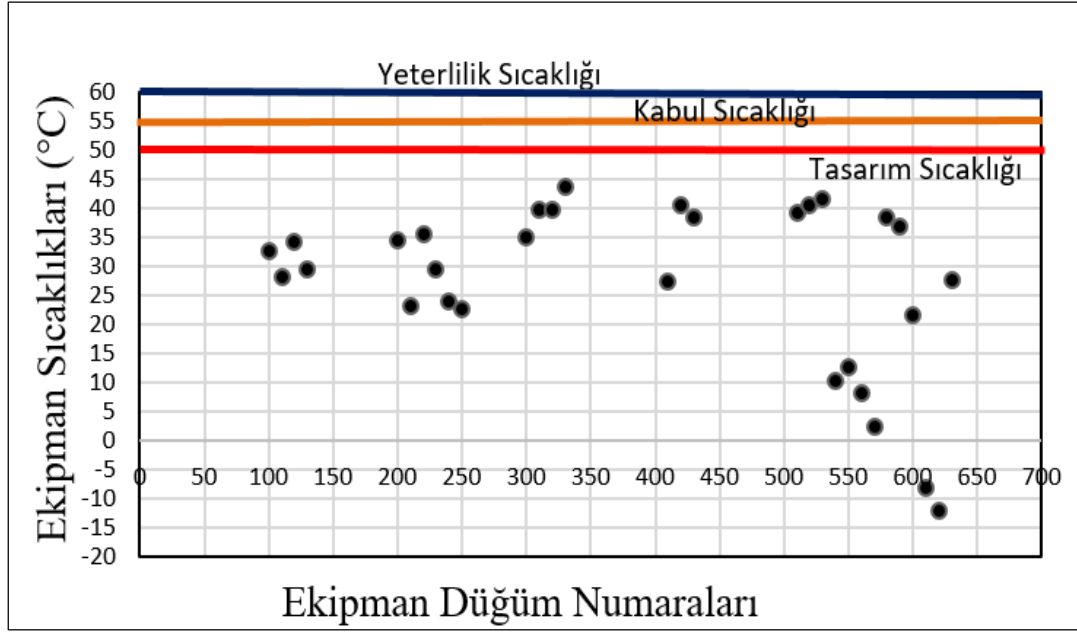
Şekil 9.15. (-Y) paneli ekipmanları sıcaklık dağılımı



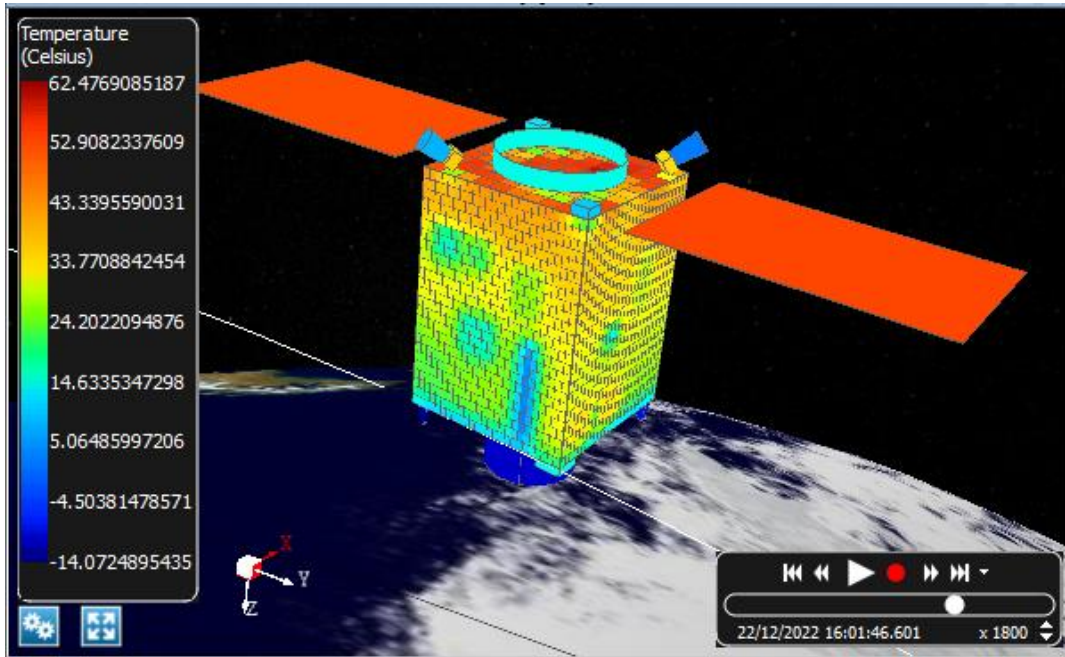
Şekil 9.16. Antenlerin sıcaklık dağılımı



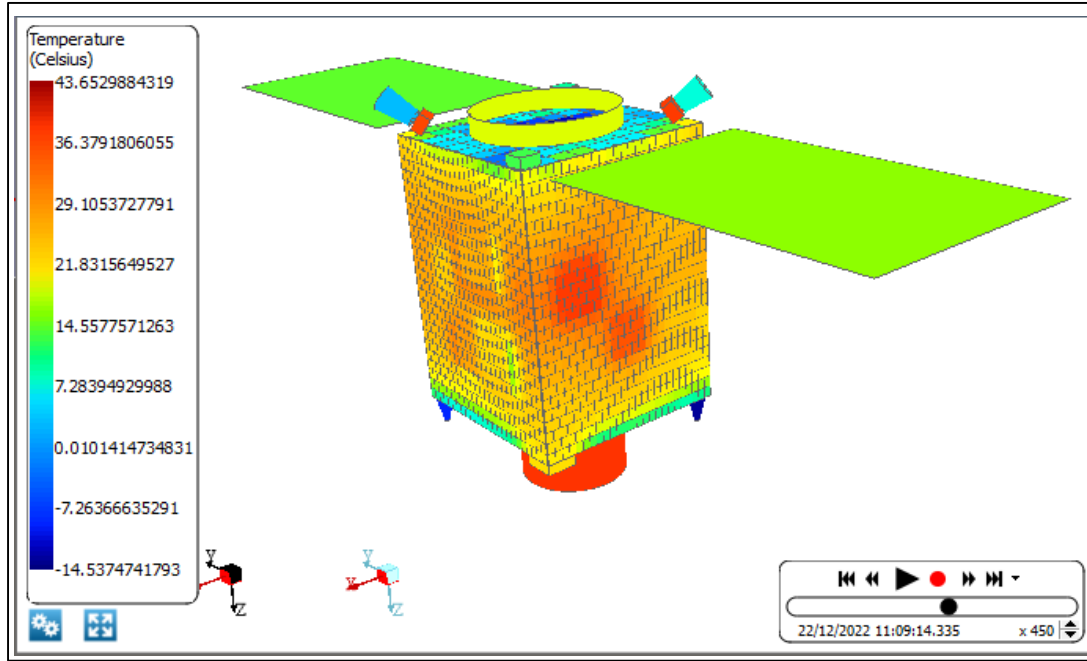
Şekil 9.17. Kamera (optik) sıcaklık dağılımı



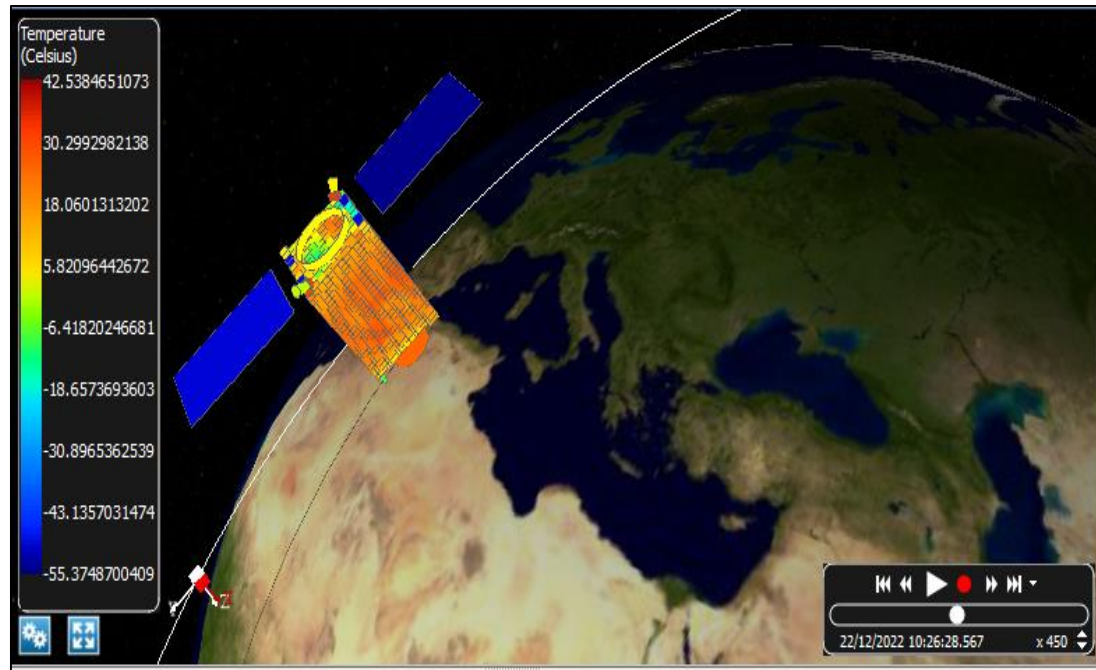
Şekil 9.18. Ekipmanların en sıcak durumda sıcaklık sonuçları ve sıcaklık gereksinimleri



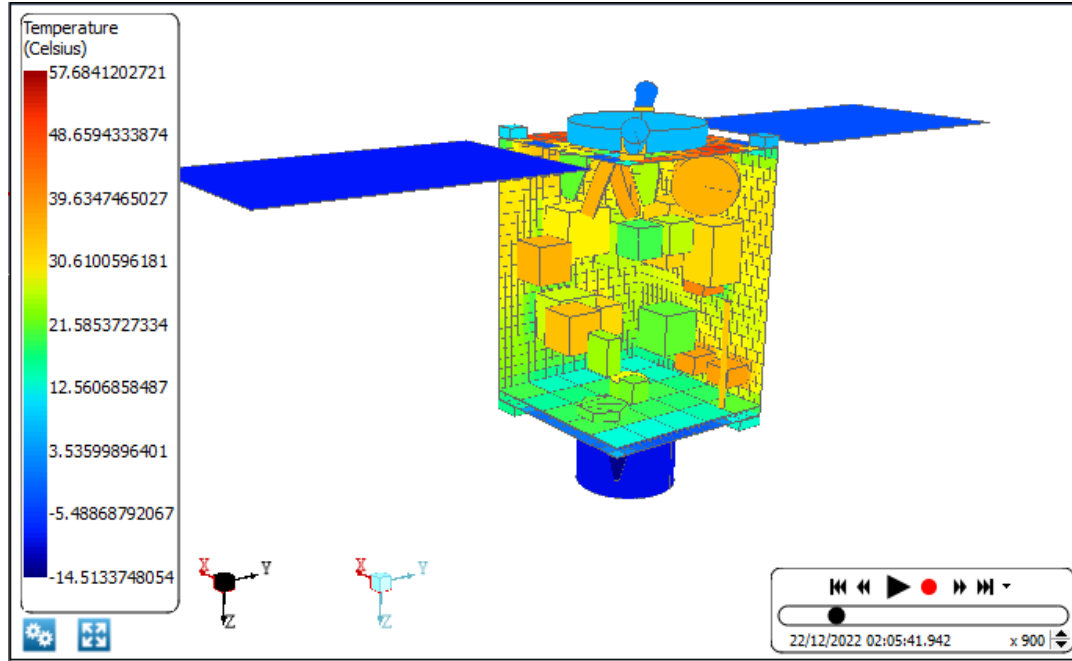
Şekil 9.19. Uydu yörünge anlık sıcaklık dağılımı ve radyatörlerin etkisi-1



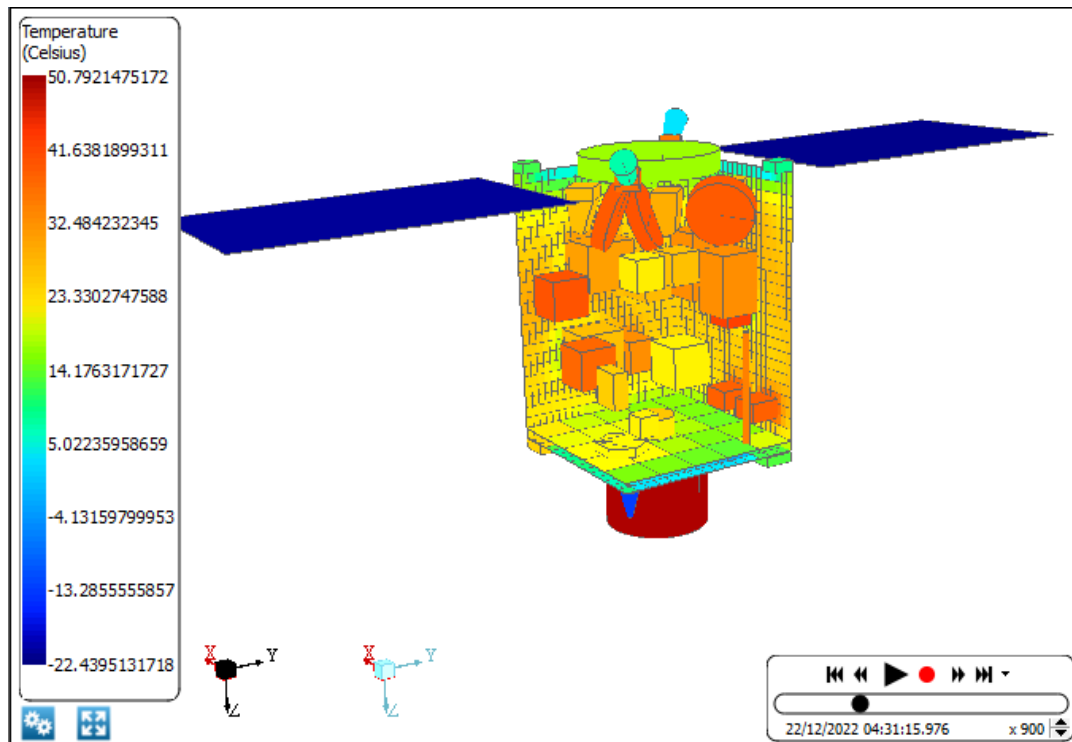
Şekil 9.20. Uydu yörünge anlık sıcaklık dağılımı ve radyatörlerin etkisi-2



Şekil 9.21. Uydu Türkiye üzerinden geçerken anlık sıcaklık dağılımı



Şekil 9.22. Uydu içi ekipmanların sıcaklık dağılımı-1



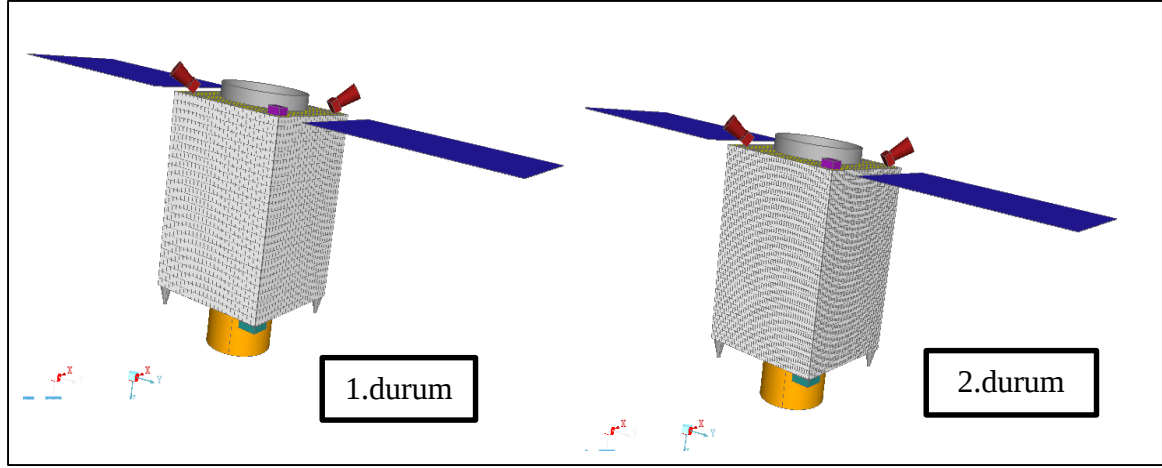
Şekil 9.23. Uydu içi ekipmanların sıcaklık dağılımı-2

9.1.8. Yapılan simülasyonun düğüm ve ışıın sayısından bağımsızlığının kontrol edilmesi

En kötü sıcak durum analizleri tamamlandıktan sonra yapılan simülasyonun düğüm ve ışıın sayılarından bağımsızlığı kontrol edilmelidir. Bunun kontrolünü sağlamak adına uydu içi sıcaklıkları ışıınım alanıyla etkileyen gövde panellerinin düğüm sayıları artırılarak ekipmanların sıcaklık değişimleri değerlendirilecektir. Sonuçlarda kayda değer olmayan önemsiz farklar meydana geldiğinde optimum çalışma düğüm sayısı elde edilmiş olacaktır.

Çizelge 9.24. Paneller üzerinde düğüm sayılarının artırılması

	Düğüm özellikleri	Düğüm Aralığı	Düğüm özellikleri	Düğüm Aralığı
(+X) Gövde İç Panelleri	25 × 25	10000-10624	45 × 45	10000-12024
(+X) Gövde Dış Panelleri	25 × 25	15000-15624	45 × 45	15000-17024
(-X) Gövde İç Panelleri	25 × 25	20000-20624	45 × 45	20000-22024
(-X) Gövde Dış Panelleri	25 × 25	25000-25624	45 × 45	25000-27024
(+Y) Gövde İç Panelleri	25 × 25	30000-30624	45 × 45	30000-32024
(+Y) Gövde Dış Panelleri	25 × 25	35000-35624	45 × 45	35000-37024
(-Y) Gövde İç Panelleri	25 × 25	40000-40624	45 × 45	40000-42024
(-Y) Gövde Dış Panelleri	25 × 25	45000-45624	45 × 45	45000-47024
Uzay Paneli (-Z)	10 × 10	5000-5099	20 × 20	5000-5599
Dünya Paneli (+Z)	15 × 15	6000-6224	30 × 30	6000-6899
Ekipmanlar	1 × 1	100-9000	1 × 1	100-9000
Optik Panel	5 × 5	7000-7024	5 × 5	7000-7024
ÇKYB	6 × 6	1-36	6 × 6	1-36
Toplam Düğüm Sayısı	5424		17599	



Şekil 9.24. Paneller üzerinde düğüm sayılarının artırılması

Çizelge 9.25. Düğüm ve ışın sayılarının artırılması durumunda uydu ekipmanları sıcaklık sonuçları

Toplam Düğüm Sayısı	5424	17599	Sıcaklık Farkı (°C)	Yüzdesel Değişim(%)
Toplam Işın Sayısı	100000	800000		
Ekipman Maksimum Sıcaklıkları (°C)	1.Durum	2.Durum		
T100	32,600	32,699	0,099	0,303
T110	28,300	28,423	0,123	0,433
T120	34,200	34,002	-0,198	-0,582
T130	29,620	30,108	0,488	1,621
T200	34,5	34,62	0,120	0,347
T210	23,3	23,84	0,540	2,265
T220	35,66	36,218	0,558	1,541
T230	29,4	29,77	0,370	1,243
T240	23,95	24,633	0,683	2,773
T250	22,8	22,93	0,130	0,567
T300	35,351	35,100	-0,251	-0,715
T210	39,900	39,137	-0,763	-1,950
T320	39,900	39,317	-0,583	-1,483
T330	43,600	44,140	0,540	1,223
T410	27,4	27,6	0,2	0,725
T420	40,6	40,478	-0,122	-0,301
T430	38,5	38,478	-0,022	-0,057
T510	39,2	40,1	0,9	2,244
T520	40,5	41,21	0,71	1,723
T530	41,5	41,913	0,413	0,985
T540	10,2	10,97	0,77	7,019
T550	12,8	13,14	0,34	2,588
T560	8,2	7,57	-0,63	-8,322
T600	21,6	21,05	-0,55	-2,613
T610	-8	-8,45	-0,45	5,325
T620	-12,1	-12,9	-0,8	6,202
T630	27,6	28,19	0,59	2,093

Şekil 9.24'te görüldüğü gibi gövde panellerinde düğüm sayısı artırılarak paneller üzerinde sık bir çözüm ağı oluşturulmuştur. Buna bağlı olarak son durumda yer alan konfigürasyon için analiz tekrarlandığında uydu içi ekipmanların sıcaklık değişimleri 1°C 'den düşük olup yüzdesel olarak değişimleri de oldukça düşüktür. Böylece ilk durumda ele alınan düğüm ve ışıın sayısının yeteri kadar hassasiyetle sonuç sağladığı görülmektedir. Burada optimum düğüm sayısı 5424 iken ışıın sayısı 100000'dir. Düğüm sayısının gereksiz yere artması hem yuvarlama hatalarına neden olurken hem de çözüm süresinin oldukça uzamasına neden olmaktadır. Sonuç olarak düğüm ve ışıın sayısından bağımsız olarak sıcaklık sonuçları elde edilmiştir. Bu da sistemimizin optimum düğüm ve ışıın sayısını yakaladığını ilgili parametrelerden bağımsız olarak sonuçlar verdiğini göstermektedir.

9.2. En Kötü Soğuk Durum Senaryosu Isıl Analizleri

Tezin bu bölümünde uydunun görev yörüngesi boyunca maruz kalacağı en kötü soğuk durum koşulları için çeşitli simulasyonlar gerçekleştirilecektir. En kötü soğuk durum ısı analiz durumlarının tümünde uydu yörüngede en düşük ısı yüklerine maruz kalacaktır. Bununla birlikte uyduda yer alan tüm ekipmanların en düşük ısı tüketimi bu analizlerde düşünülecektir. Simülasyonlar da kullanılacak olan parametreler

Çizelge 9.26'da verilmiş olup Thermica'da yörünge bilgileri tanımlanmıştır.

Çizelge 9.26. En kötü soğuk durum senaryoları ısı analiz parametreleri

Isıl Analiz Parametreleri	En Kötü Soğuk Durum
Sistemin Başlangıç Sıcaklığı (T_0)	273 K (0°C)
Sınır Sıcaklık (T_{uzay})	4 K (-269°C)
Güneş Işınım Miktarı ($\dot{Q}_{\text{güneş}}$)	1317 W/m ²
Albedo Faktörü (a)	0,25
Dünya Kızılötesi Işınım Miktarı ($\dot{Q}_{\text{dünya}}$)	216 W/m ²
Beta Açısı (β)	17,024 °
Deklinasyon Açısı (δ)	23,44°
Dünya Sıcaklığı ($T_{\text{dünya}}$)	248 K (-25°C)
Radyatör Malzemesi Ömür Sonu Soğurganlık Katsayısı (α)	0,15
Tur Sayısı	14 tur
Yörünge Süresi	6121,37 saniye
Simülasyon Süresi	85699 saniye

En kötü soğuk durum senaryosu Kuzey Yarım Küre’de Yaz gün dönümü olan 21 Haziran tarihine denk gelmektedir. Bu tarihte güneşten dünyaya gelen ısı yükler en az olmakla beraber uydunun en az ısı tüketiminin gerçekleştiği simülasyondur.

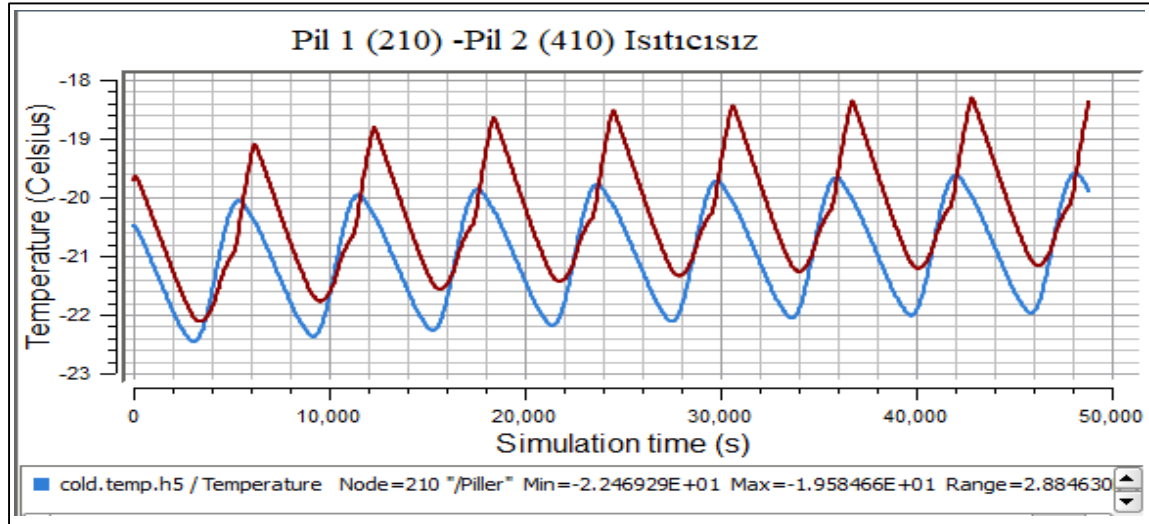
9.2.1. En kötü soğuk durum senaryosu (Durum-1 Isıtıcısız)

En kötü sıcak durum senaryolarında çeşitli analizler gerçekleştirilerek radyatörlerin yeri ve alanlarıyla birlikte ÇKYB’nin alanı kararlaştırılmıştır. Bu durumda tüm ekipmanlar azami çalışma sıcaklığının altında kalmıştır. En kötü sıcak durum koşullarında yapılan bu sıcak tasarım koşulları uyduyu soğutmaya yöneliktir. Ancak uydu en kötü soğuk durum koşullarında hem çevresel ısı yüklerin en düşük olması sebebiyle hem de uydunun güç tüketiminin en az olması itibarıyla mevcut radyatör yerleşimi ile daha da soğuyacaktır ve bazı ekipmanlar asgari çalışma sıcaklıklarının altına düşecektir. İlk durumda herhangi bir ısıtıcı kullanmadan simülasyonlar gerçekleştirilmiştir. Analizde Çizelge 9.27’de yer alan toplam 116,5 W’lık bir güç tüketimi kullanılmıştır.

Çizelge 9.27. Uydu içi ekipmanların en düşük güç tüketimleri

Düğüm Numarası	($\dot{Q}_{\text{Ekipman}}$) Güç Tüketimi(W)	Düğüm Numarası	($\dot{Q}_{\text{Ekipman}}$) Güç Tüketimi(W)
10000-10624	0	5000-5099	0
15000-15624	0	500	0
100	15	510	10
110	10	520	10
120	10	530	10
130	5	511	0
20000-20624	0	521	0
215000-25624	0	531	0
200	8	540	0
210	0	550	0
220	4	560	0
230	0	570	0
240	0	580	0
250	4	590	0
30000-30624	0	6000	0
35000-35624	0	640	5
300	8	650	5
310	0	610	2,5
320	0	620	2,5
330	0	7000	0
40000-40624	0	600	0
45000-45624	0	630	7,5
410	0	8000	0
420	0	9000	0
430	0	Toplam	116,5

Bu simulasyon sonucunda Piller asgari sıcaklık sınırlarının altına düşmüştür. 210 numaralı düğüm olan pil $-22,5^{\circ}\text{C}$ 'ye kadar düşerken 410 numaralı pil ise $-21,4^{\circ}\text{C}$ 'ye kadar düşmüştür. Şekil 9.25 ekipmanların asgari çalışma sıcaklıklarının oldukça altında olduğu görülmektedir.



Şekil 9.25. Isıtıcı olmadan pillerin sıcaklık dağılımı

Diğer ekipmanlar asgari sıcaklık değerinin altına düşmemiştir. Bu durumda pillerin özelinde ısıtıcı çalışması gerçekleştirilecektir.

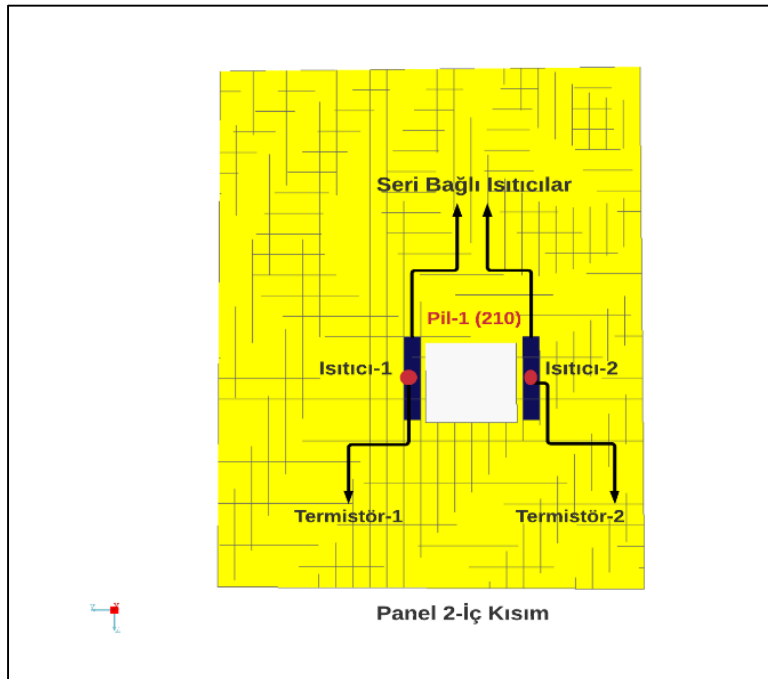
9.2.2. En kötü soğuk durum senaryosu (Durum-2 pil ısıtıcı çalışması)

Isıtıcısız yapılan analiz sonucunda 210 numaralı düğümle temsil edilen Pil-1 $-20,5^{\circ}\text{C}$ 'ye kadar düşmüştür. Bu durum pilin asgari çalışma sıcaklık değerinin oldukça altındadır. Isıtıcı çalışması çeşitli ısıtıcı gücü ve bu ısıtıcıların çalışma yüzdesinin hesaplanması ile pilin sıcaklıklarının tespitiyle gerçekleştirilecektir. Bundan dolayı farklı ısıtıcı gücü ile yapılan analizler de pilin sıcaklıkları tespit edilmiştir.

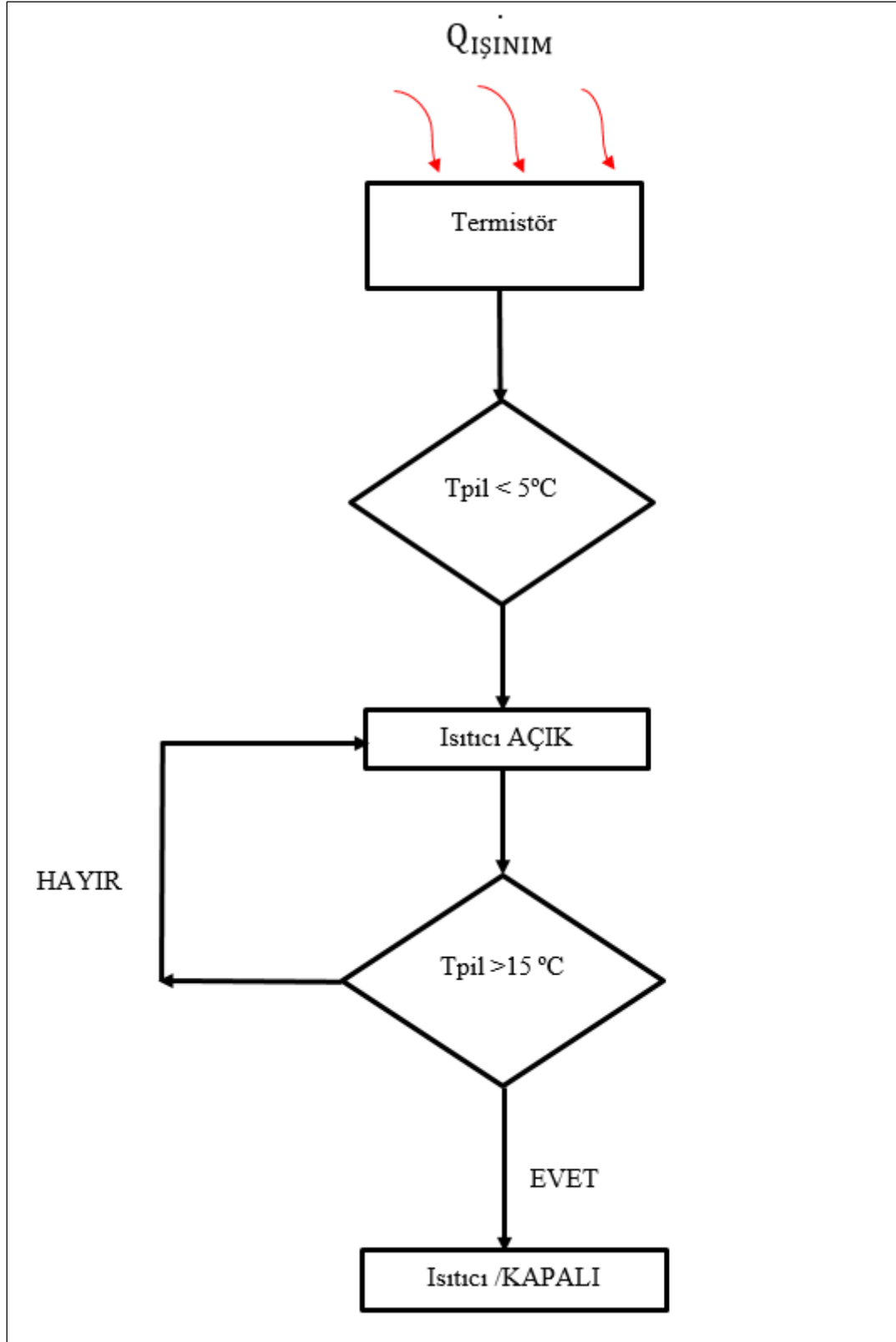
Çizelge 9.28. Durum 2-1 ısıtıcı gücü ve çalışma yüzdeleri

Düğüm 210 (Pil-1)	Isıtıcılar	Isıtıcı Gücü(W)	Düğüm Sayısı(N)	Çalışma Yüzdesi(%)	Toplam Isıtıcı Güç(W)
Durum 2-1	Isıtıcı-1	4	4	%100	16
	Isıtıcı-2	4	4	% 84,2	13,472
				Toplam Kurulu Güç Miktarı	29,472

Durum 2-1’de 210 numaralı düğümün hemen bitişiğinde 4 W gücünde iki adet seri bağlı ısıtıcı yerleştirilmiştir. Ayrıca bu ısıtıcıların sıcaklıklarını kontrol etmek için her bir ısıtıcının yanına termostatik kontrollü termistör yerleştirilmiştir. Termistörler ısıtıcının üzerinde bir düğüm olarak programa tanıtılmıştır. Termistör sıcaklık kontrolünü 5°C-15°C arasında gerçekleştirecektir. Yani ısıtıcı sıcaklığı 5°C’nin altına düştüğünde otonom olarak açılıp, sıcaklık 15°C’nin üzerine çıktığında kapanacaktır. Bunun nedeni belirsizlik marjı ve termistör okuma hassasiyetinden dolayıdır. Şekil 9.26’ da pil-1 için ısıtıcı ve termistör yerleşimi yer almaktadır.



Şekil 9.26. Pil-1 üzerinde yer alan ısıtıcı ve termistörlerin yerleşimi



Şekil 9.27. Termistör ısıtıcı kontrolü akış şemasının gösterimi

Şekil 9.27’de termistörlerin ısıtıcı kontrol akış şeması yer almaktadır.

Yapılan analizde ısıtıcılardan biri sürekli çalışırken diğeri %84,2 oranında çalışmışlardır. Toplamda 29,472 W değerinde ısıtıcı gücü kullanılırken pil sıcaklığı asgari olarak 4,15°C'ye düşmüştür ve bu pili asgari sıcaklık değerinin üzerinde tutmaya yetmemiştir. Durum 2-2'de ise ısıtıcı-1 sürekli çalıştığı için ısıtıcının güç miktarı artırılmıştır.

Çizelge 9.29. Durum 2-2 ısıtıcı gücü ve çalışma yüzdeleri

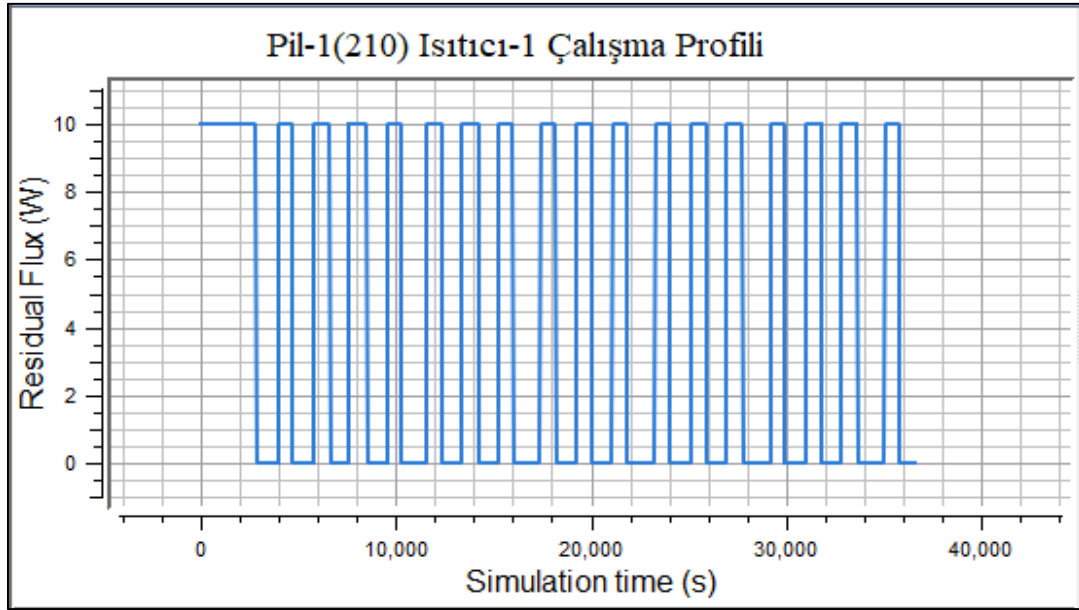
Düğüm 210 (Pil-1)	Isıtıcılar	Isıtıcı Gücü(W)	Düğüm Sayısı(N)	Çalışma Yüzdesi(%)	Toplam Isıtıcı Güç(W)
Durum-2-2	Isıtıcı-1	6	4	%21	5,112
	Isıtıcı-2	6	4	% 100	24
				Toplam Kurulu Güç Miktarı	29,112

İkinci durumda pilin sıcaklığı en düşük 6,76°C'yi görmüştür. Bu pili asgari sıcaklık değerinin altında tutmaya yetmiştir ancak hala ısıtıcılardan biri sürekli çalışmaktadır.

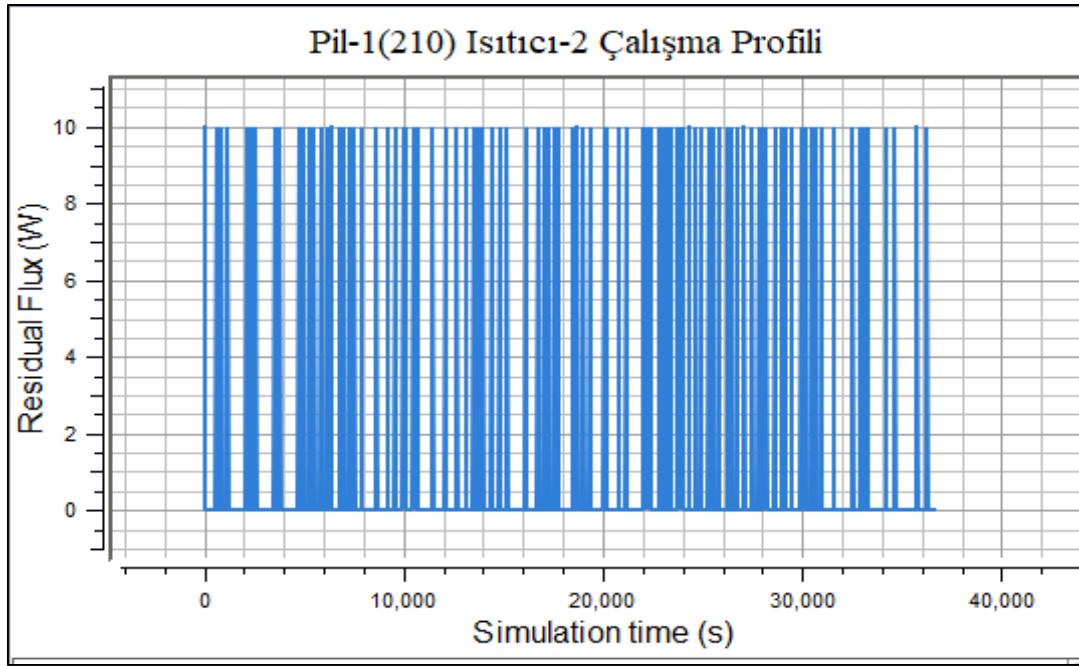
Çizelge 9.30. Durum 2-3 ısıtıcı gücü ve çalışma yüzdeleri

Düğüm 210 (Pil-1)	Isıtıcılar	Isıtıcı Gücü(W)	Düğüm Sayısı(N)	Çalışma Yüzdesi(%)	Toplam Isıtıcı Güç(W)
Durum-2-3	Isıtıcı-1	10	4	% 64,5	25,8
	Isıtıcı-2	10	4	% 14,46	5,78
				Toplam Kurulu Güç Miktarı	31,588

Durum 2-3'de düğüm başına düşen ısıtıcı miktarı 10W'a çıkarılmıştır. Isıtıcı-1 bulunduğu bölgenin sıcaklığını korumak için %64,51 çalışma yüzdesiyle çalışırken diğer ısıtıcı ise %14,46 bir çalışma yüzdesi ekipmanın sıcaklığı istenilen aralıkta tutmaya yetmiştir. Şekil 9.28 ve Şekil 9.29'da ısıtıcıların son durumda çalışma profili yer almaktadır.



Şekil 9.28. Pil-1 ısıtıcı-1 yörünge çalışma yüzdesi (%64,5)



Şekil 9.29. Pil-1 ısıtıcı-2 yörünge çalışma yüzdesi (%14,46)

Benzer şekilde 410 numaralı düğümü temsil eden Pil-2 için aynı çalışmalar gerçekleştirilmiştir. İlk olarak her bir ısıtıcı düğümüne 2.5W verilerek analiz yapılmıştır (Durum 2-4). Ancak bütün ısıtıcılar %100 çalışma yüzdesiyle çalışmıştır. Ayrıca pilin sıcaklıklarını asgari seviyede tutmakta yörünge boyunca zorlanmıştır.

Çizelge 9.31. Durum 2-4 ısıtıcı gücü ve çalışma yüzdeleri

Düğüm 410 (Pil-2)	Isıtıcılar	Isıtıcı Gücü(W)	Düğüm Sayısı(N)	Çalışma Yüzdesi(%)	Toplam Isıtıcı Güç(W)
Durum-2-4	Isıtıcı-1	2,5	4	%100	10
	Isıtıcı-2	2,5	4	% 100	10
Toplam Kurulu Güç Miktarı (W)					20

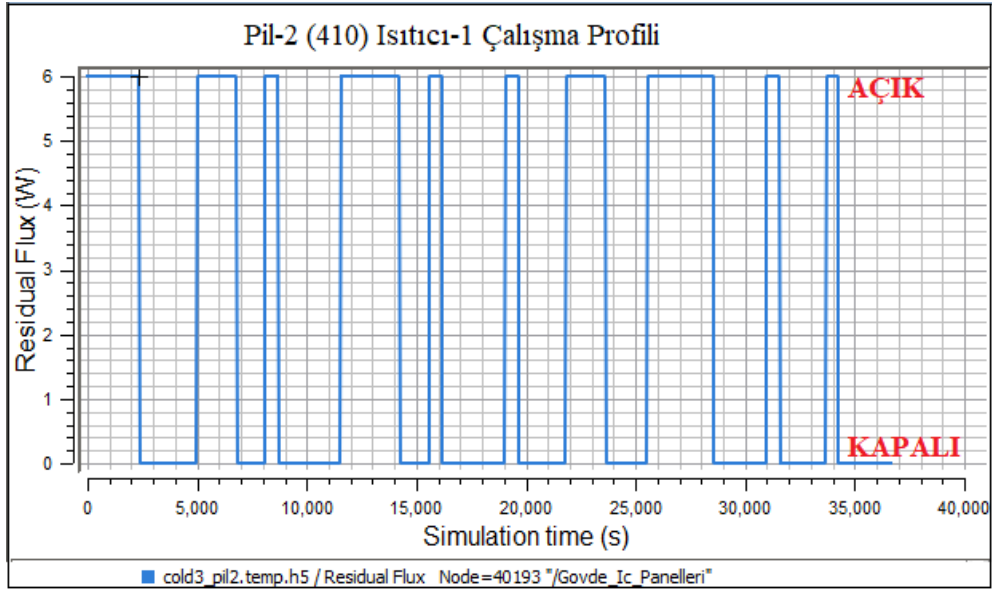
Durum 2-5'te ısıtıcı miktarı düğüm başına 6W'a çıkarılmıştır. Bu durumda ısıtıcılar belirli bir çalışma yüzdesi ile çalışırken pilin sıcaklığı 5,25°C 'nin altına bir sıcaklığa düşmesine izin verilememiştir.

Çizelge 9.32. Durum 2-4 ısıtıcı gücü ve çalışma yüzdeleri

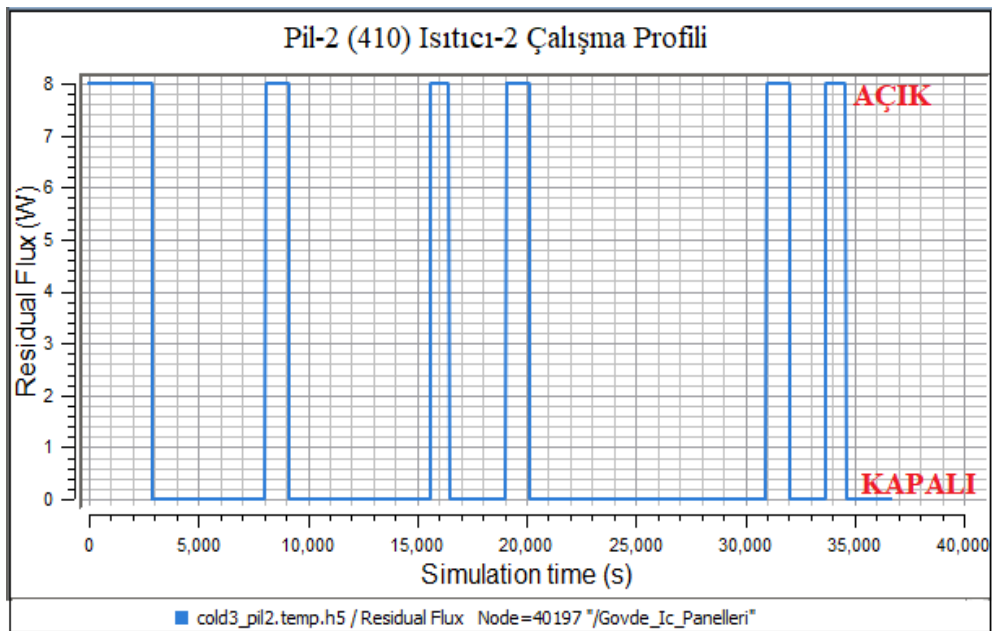
Düğüm 410 (Pil-2)	Isıtıcılar	Isıtıcı Gücü(W)	Düğüm Sayısı(N)	Çalışma Yüzdesi(%)	Toplam Isıtıcı Güç(W)
Durum-2-5	Isıtıcı-1	6	4	%40,40	9,69
	Isıtıcı-2	6	4	% 28,30	6,79
Toplam Kurulu Güç Miktarı (W)					16,48

Son durumda ısıtıcı gücü artırılarak çalışma yüzdesi düşmesi hedeflenmekteydi. Bu durumda ise ikinci ısıtıcı güç miktarı düğüm başı güç miktarı 8W olarak analiz tekrarlandı.

Bu durumda düğüm başına 6 W'lık ısıtıcı %37,6'lık bir çalışma yüzdesi ile çalışırken, ikinci ısıtıcı ise %20,8 oranında bir çalışma yüzdesinde kaldı. Şekil 9.30 ve Şekil 9.31'de ısıtıcıların yörünge çalışma durumları aç/kapa statüsünde gösterilmektedir.



Şekil 9.30. Pil-2 ısıtıcı-1 yörünge çalışma yüzdesi (%37,6)



Şekil 9.31. Pil-2 ısıtıcı-2 yörünge çalışma yüzdesi (%20,8)

Çizelge 9.33. Pil sıcaklıkları ve termistörlerin sıcaklık kontrolü

Pil-1 (210)	Toplam Isıtıcı-1 Güç Miktarı(W)	Çalışma Yüzdesi (%)	Toplam Isıtıcı-2 Güç Miktarı (W)	Çalışma Yüzdesi (%)	Toplam Kurulu Güç (W)	Pil Sıcaklıkları (°C)	Termistör Kontrol Sıcaklıkları (°C)
Durum-1	---	---	---	---	---	[-20,5;17,9]	[5-15]
Durum 2-1	16	% 100	16	% 84,2	29,472	[4,1;14,2]	[5-15]
Durum 2-2	24	% 21	24	% 100	29,112	[6,7;13,6]	[5-15]
Durum 2-3 (Seçilir)	40	% 64,5	40	%14,46	31,58	[5,25;11,88]	[5-15]
Pil-2 (410)	Toplam Isıtıcı-1 Güç Miktarı(W)	Çalışma Yüzdesi (%)	Toplam Isıtıcı-2 Güç Miktarı(W)	Çalışma Yüzdesi (%)	Toplam Kurulu Güç (W)	Pil Sıcaklıkları (°C)	Termistör Kontrol Sıcaklıkları (°C)
Durum 2-4	10	% 100	10	% 100	20	[5,99;13,65]	[5-15]
Durum 2-5	24	% 40,40	24	% 28,30	16,48	[5,25;13,6]	[5-15]
Durum 2-6 (Seçilir)	24	% 37,6	32	% 20,8	15,68	[5,21;13,04]	[5-15]

Son durumda Çizelge 9.33 incelendiğinde Pil-1(210) ve Pil-2(410) için iki adet birbirine seri bağlı ısıtıcı uygulanması yapıldığında pil blokları istenilen asgari sıcaklıkların altına düşmemektedir.

Bu çalışmada tasarlanan model uydunun 30V'luk ana gerilimden beslendiği düşünülmektedir. Bu ana gerilim hattı ısıtıcılar üzerinde akıma neden olacaktır. Isıtıcılar için Eşitlik 9.1 kullanılarak ihtiyaç duyulan direnç miktarı hesaplanmaktadır.

$$P = \frac{V^2}{R} \quad (9.1)$$

Burada P ısıtıcının gücü (W), V uydu sisteminin beslendiği ana şebekenin gerilim değeri

(Volt), R ise ısıtıcının direncidir (Ω).

Pil-1 (210) için her iki ısıtıcı da 40 W gücünde olduğundan;

$$40 = \frac{30^2}{R}$$

$R = 22,5 \, \Omega$ olarak hesaplanır.

Isıtıcı direnci en az $22,5 \, \Omega$ olacak şekilde seçilmelidir. Isıtıcılar uzay uyumlu polimit HK 6909 model Minco ısıtıcı seçilmiştir. EK-7’de teknik özellikleri yer almaktadır [61]. Benzer şekilde Pil-2 (410) içinde aynı Eşitlikten yararlanılır. Ancak burada iki farklı güce sahip ısıtıcı olduğundan farklı dirençlerde iki ısıtıcı seçilir.

Isıtıcı-1 için;

$$40 = \frac{24^2}{R}$$

$R = 14,4 \, \Omega$ olarak hesaplanır. HK 6912 model Minco ısıtıcı seçilmiştir. EK-7’de teknik özellikleri yer almaktadır [62].

Isıtıcı-2 için;

$$40 = \frac{32^2}{R}$$

$R = 25,6 \, \Omega$ olarak hesaplanır.

HK 6908 model Minco ısıtıcı seçilmiştir. EK-7’de teknik özellikleri ve teknik resmi yer almaktadır[63]. Isıtıcıları kontrol eden termistörler ise EK-8’de belirtilmiş olup, geniş çalışma sıcaklığına sahip uzay uyumlu ESCC standartlarına uygun bir model seçilmiştir[64].

9.2.3. En kötü soğuk durum ısı analiz sonuçlarının değerlendirilmesi

KYK’de en düşük ısı yüklerin geldiği Yaz Gündönümü (21 Haziran 2022) ve uydu içi en

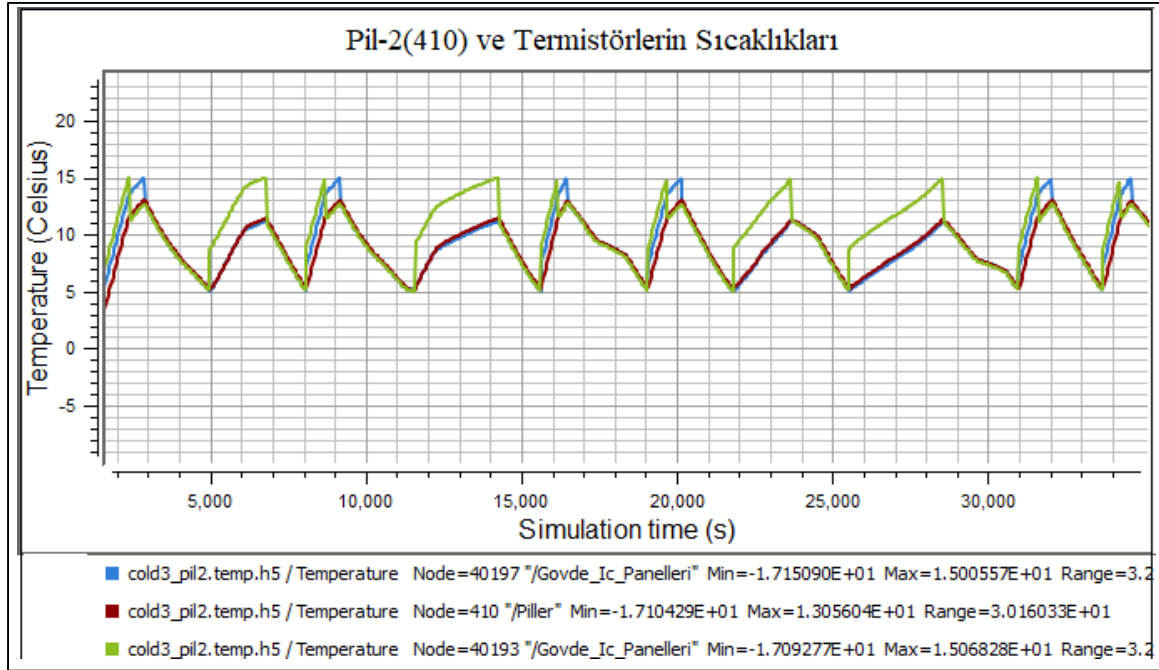
düşük ısı yayılımı ($116,5W$) koşulları baz alınarak en kötü soğuk durum koşullarında çeşitli ısı analiz durumları oluşturulmuştur.

İlk olarak gerçekleştirilen yörünge ısı analizinde uyduda herhangi bir ısıtıcı ve onu kontrol eden termistör bulunmamaktadır. Bu analizde Çizelge 9.34'te görüldüğü gibi yalnızca pil bloklarının (210 ve 410) asgari sıcaklık sınırlarının altında kaldığı görülmüştür.

Bu analizden çıkarılacak en önemli sonuç ise en sıcak durum koşulları baz alınarak yapılan tasarım öncesinde ekipmanların hemen hepsi çok yüksek sıcaklıklara ulaştığı gibi hemen hemen tüm ekipmanlar asgari sıcaklıklarının altına düşmüştü. Ancak mevcut tasarımda herhangi bir ısıtıcı kullanılmadığında yalnızca pil blokları asgari sıcaklık limitlerinin altına düşmüştür. Pil blokları diğer ekipmanlara göre daha dar bir çalışma sıcaklığında olması gerektiğinden ısıtıcı kontrollü bir sıcaklık muhafazası gerekmektedir.

Pil-1(210) için yapılan ısı analizler sonucunda ekipmanın bulunduğu panel üzerinde birbirlerine seri olarak bağlı iki adet ısıtıcı pilin azami sınırlar içinde kalmasını sağlamaktadır. Isıtıcılardan biri 40 W gücünde %64,5 çalışma görev ömrü ile çalışırken seri bağlı ikinci ısıtıcı yine 40 W gücünde %14,46 çalışma ömrüne sahiptir. Pil-1 için harcanan toplam kurulu güç 31,58W olarak belirlenmiştir. Bu şartlarda ekipman 5,25°C-11,88°C sıcaklık aralığında kontrollü bir şekilde tutulmaktadır. İki adet uzay uyumlu direnç esaslı ısıtıcı seçimi yapılmıştır.

-Pil-2 (410) için yapılan analizler sonucu ise pilin sıcaklığını muhafaza etmek için 24W %37,6 görev ömrü ile çalışan ısıtıcı ile 32W %20,8 görev ömrü ile çalışan iki adet toplam 15,68W seri bağlı ısıtıcı kullanılacaktır. Pil-2 (410) ve onu kontrol eden ısıtıcı termistörlerin sıcaklıkları Şekil 9.32'de yer almaktadır.



Şekil 9.32. Pil-2 ve termistör sıcaklıkları

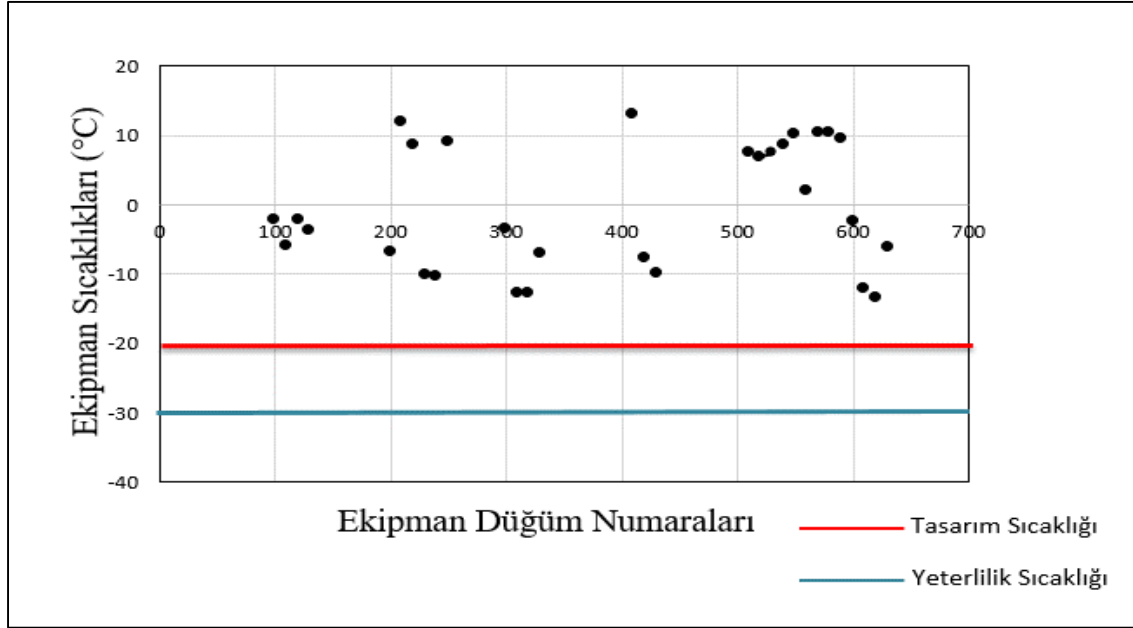
Burada pil bloklarının tasarım sıcaklıklarının 0°C olmasına rağmen termistördeki olası okuma hatasındaki belirsizliği de hesaba katarak pil sıcaklıklarını +5°C'nin altına düşmesine izin verilmeyecek şekilde kontrol sağlanmıştır. Çizelge 9.34'te en kötü soğuk durumda yapılan analiz sonucunda elde edilen sıcaklık sonuçları yer almaktadır.

Çizelge 9.34. En kötü soğuk durum senaryosu sıcaklık sonuçları

Isıl Düğüm Numaraları	Isıtıcısız Durum		Isıtıcılı Durum		Asgari Tasarım Sıcaklığı (°C)
	T _{min} (°C)	T _{max} (°C)	T _{min} (°C)	T _{max} (°C)	
100	-5,93	-3,37	-4,92	-2,29	-20
110	-9,63	-7,62	-7,97	-5,90	-20
120	-4,70	-3,59	-3,33	-2,10	-20
130	-9,86	-4,70	-7,83	-3,79	-20
200	-9,07	-9,07	-8,253	-6,75	-20
210	-20,51	-17,94	5,25	11,88	0
220	-5,10	0,51	6,32	8,70	-20
230	-17,2	-13,16	-14,05	-10,13	-20
240	-13,68	-13,68	-13,40	-10,42	-20
250	2,69	2,69	9,40	9,06	-20
300	-6,86	-4,79	-5,73	-3,52	-20
310	-15,47	-15,47	-14,97	-12,84	-20
320	-16,99	-15,35	-14,49	-12,84	-20
330	-10,82	-9,71	-8,38	-7,13	-20
410	-19,40	-16,33	5,21	13,04	0
420	-13,32	-9,62	-11,43	-7,73	-20

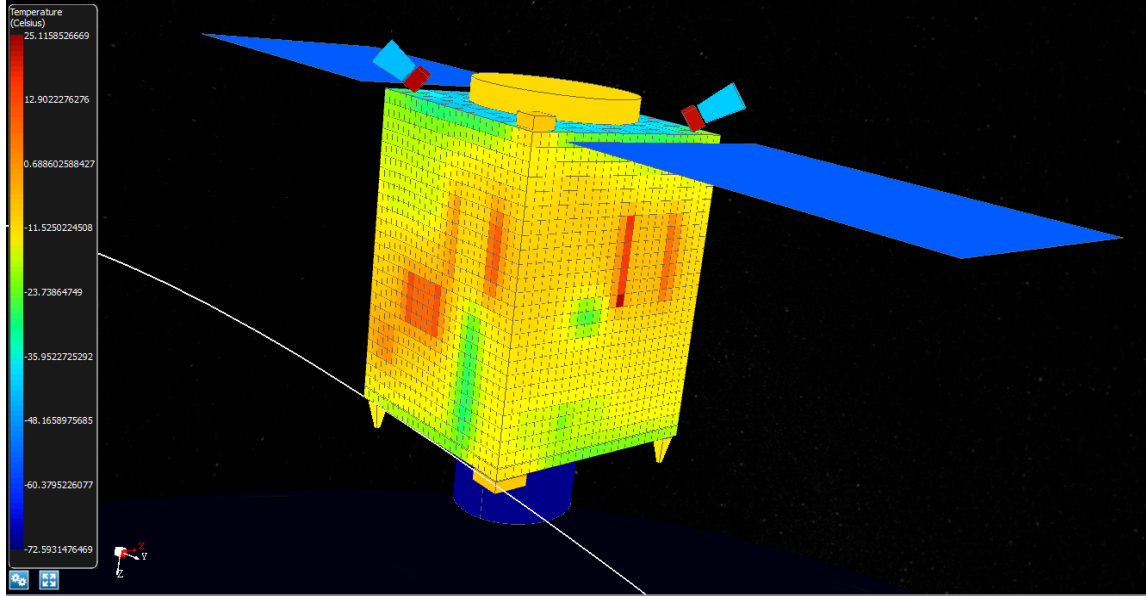
Çizelge 9.34 (devam). En kötü soğuk durum senaryosu sıcaklık sonuçları

430	-12,99	-12,9	-11,30	-9,85	-20
510	2,36	5,62	4,03	7,40	-20
520	2,66	5,74	3,53	6,86	-20
530	3,31	6,10	4,48	7,51	-20
540	5,24	8,65	4,24	8,65	-20
550	6,45	10,0	6,45	10,12	-20
560	2,0	2,0	2,0	2,0	-20
570	10,46	10,46	10,46	10,46	-20
580	10,44	10,44	10,44	10,44	-20
590	9,41	9,42	9,41	9,42	-20
600	-2,67	-3,65	-3,67	-2,37	-20
610	-10,66	-9,0	-12,34	-12,20	-55
620	-12,12	-10,75	-13,72	-13,54	-55
630	-8,90	-8,41	-7,02	-6,23	-10
8000	-67,63	52,94	-67,63	52,94	-90
9000	-67,62	52,93	-67,62	52,93	-90

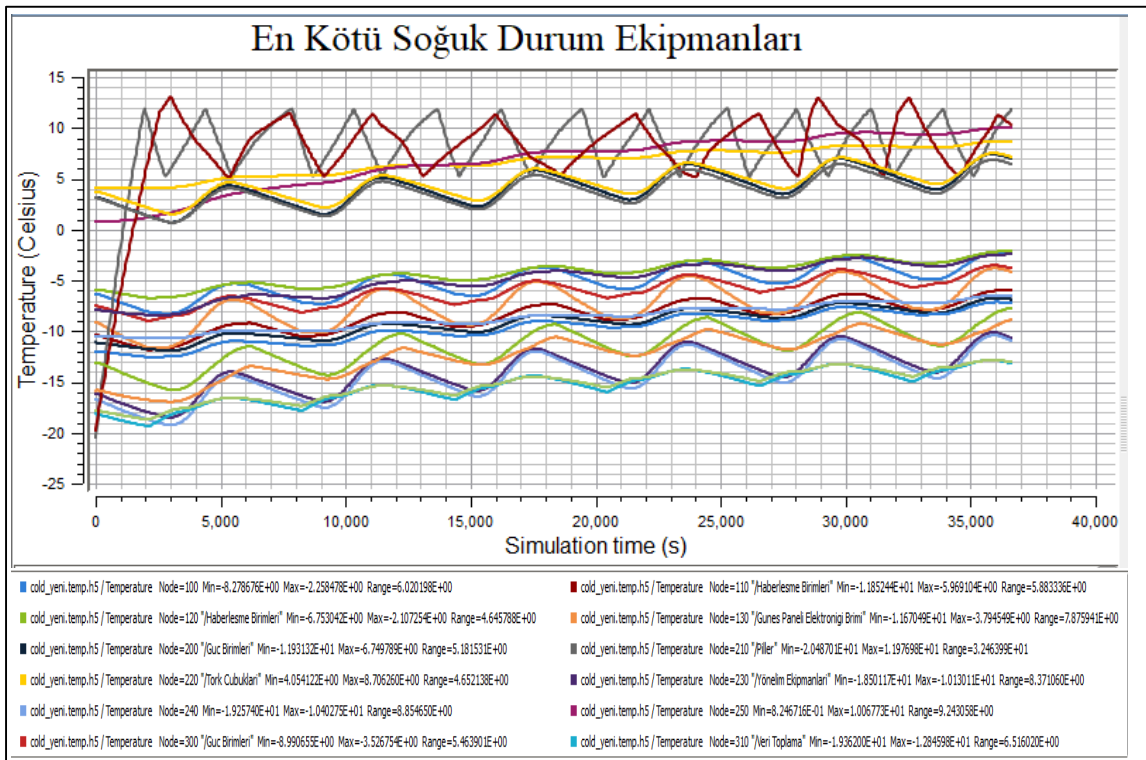


Şekil 9.33. Ekipmanların en soğuk durumda sıcaklık sonuçları ve sıcaklık gereksinimleri

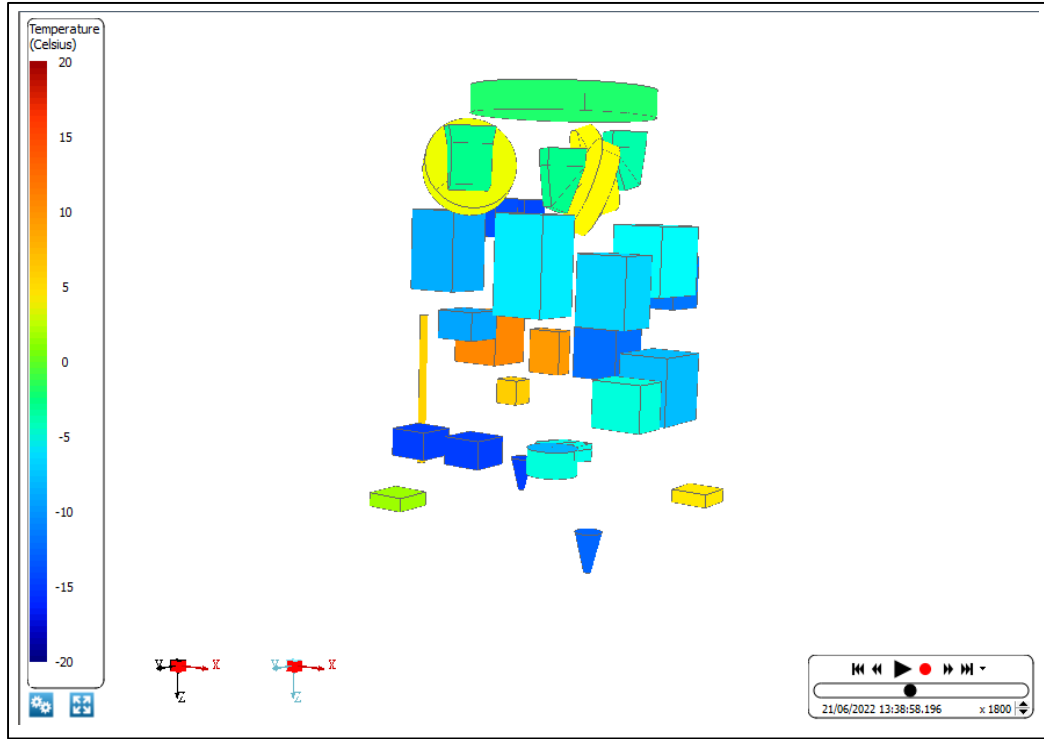
Son durumda elde edilen sonuçlarda dikkat çeken başka bir durum ise ısıtıcıların uygulandığı ekipmanlar (piller) dışında kalan panel ve ekipmanların sıcaklıklarının da kayda değer bir artış görülememesidir. Bunun nedeni ısıtıcıların ekipmanların kontrolünü yalnızca bölgesel olarak ve iletim yoluyla sağlamasından kaynaklanmaktadır. Burada ışıyım ile ısı transferi gerçekleşse dahi diğer ekipmanların ve komşu panellerin sıcaklığını büyük oranda etkilememiştir. Şekil 9.34’te ısıtıcı kontrolü ve ısıtıcı bölgesel etkisi yer alırken Şekil 9.35 ve Şekil 9.36’da uydu içi ekipmanların son durumda sıcaklık sonuçları yer almaktadır.



Şekil 9.34. En kötü soğuk durum ısıtıcı kontrolü ve bölgesel etkisi



Şekil 9.35. En kötü soğuk durum ekipmanların sıcaklıkları



Şekil 9.36. En soğuk durumda uydu içi ekipman sıcaklıkları

10. SONUÇLAR VE ÖNERİLER

Bu çalışmada bir yer gözlem uydusunun detaylı bir şekilde ısı tasarımı ve analizleri gerçekleştirilmiştir. Uydu ısı tasarımı süreci ön tasarım ve detaylı tasarım olmak üzere iki ana başlık altında gerçekleştirilmiştir.

Ön tasarım aşamasında analitik yöntemler ele alınmıştır. Model uydu, alanı ile aynı küre modeline indirgenerek homojen, tek düğümlü yığın bir sistem olarak ele alınmıştır. Bu basitleştirme bize uydu dış panellerinin termo-optik özelliklerini belirlememize yardımcı olmuştur. Ayrıca çeşitli yüzey kaplamalarına göre uydunun ulaşacağı en yüksek ve en düşük ortalama sıcaklıklar karşılaştırılmıştır. Uydu dış paneli Krom Kaplı Alüminyum Anodize kaplama malzeme olarak seçilmiştir.

Uydu gövde panellerinin ısı atım kapasiteleri hesaplanmıştır ve paneller üzerinde radyatör yeterliliği incelenmiştir. Farklı termo-optik özelliklere sahip radyatör malzemeleri için ısı atım kapasiteleri ve radyatör alanları hesaplanmıştır. Bunun sonucunda uyduda kullanılması planlanan radyatör malzemesi ikinci yüzey aynası kaplaması olarak seçilmiştir.

Detaylı tasarımda sırasıyla uydu geometrik modeli ve uydu ısı matematiksel modeli oluşturulmuştur. Burada nümerik simülasyonlara ihtiyaç duyulmuştur. Nümerik simülasyonlar Thermica v.4.8.P1 programında gerçekleştirilmiştir. Program analitik olarak hesaplanması oldukça zor olan ışıyım değişim faktörleri, görüş faktörleri ve çevresel ısı yükleri hesaplamıştır. Uydunun ısı tasarımına yön veren ana iki ekstrem senaryo için çeşitli analizler gerçekleştirilmiştir.

En kötü sıcak durum analizlerine göre uydu toplam radyatör alanı 0.67489 m^2 olan 15 radyatör alanı ile tasarlanmıştır. Buna bağlı olarak da her bir panel üzerinde ÇKYB alanları belirlenmiştir. Ayrıca bu analizler sonucu RTV, Choterm gibi ısı arayüz malzemeleri de gereken panellerde kullanılmıştır. En kötü soğuk durum analizleri sonucunda herhangi bir ısıtıcı kullanmadan analizler gerçekleştiğinde yalnızca Pil-1 ve Pil-2 ekipmanlarının asgari sıcaklık limitlerinin altında kaldığı diğer ekipmanların çalışma sınırları içinde kaldığı gözlenmiştir. Bu durum bize optimum bir sıcak tasarım yani radyatör alanı miktarında aşırıya kaçılmadığını göstermektedir. Çünkü gereğinden fazla kullanılan radyatör miktarı uyduyu soğuk durumda oldukça soğutup birçok ekipmanın limitlerinin altına düşmesine

neden olacaktır. Bunu karşılamak adına oldukça yüksek güç miktarına sahip ısıtıcıların kullanılması gerekecektir. Çünkü soğuk durum analizlerinde Çizelge 9.34'te sıcaklık sonuçlarından görüldüğü gibi ısıtıcı kullanımı yalnızca sıcaklık kontrolü yapılan ekipmanın sıcaklığını artırıp onu muhafaza etmiştir. Bu durumun esas nedeni ısıtıcıların ısıyı baskın olarak iletim vasıtasıyla aktarmasından kaynaklanmaktadır.

En soğuk durum için çeşitli ısıtıcı gücü için yapılan analizler sonucu pil-1(210) %64,5 çalışma yüzdeli 40 W ısıtıcı ile %14,46 çalışma yüzdeli 40 W iki adet seri bağlı ısıtıcı kullanılmıştır. Pil-2 (410) %37,6 çalışma yüzdeli 24 W ısıtıcı ile %20,8 çalışma yüzdesine sahip 32 W iki adet seri bağlı ısıtıcı kullanılmıştır. Uydu içi ısı yayılımı dışında uydunun karşılaması gereken toplam ısıtıcı güç miktarı 47,26W olmuştur. Bu güç miktarı pilleri 5°C -15°C arasında tutmaya yetmiştir. Son durumda detaylı olarak yapılan ısı tasarım ile tüm ekipmanlar azami ve asgari sıcaklık sınırları içinde kalmıştır.

Bu tezde yapılan çalışma sonucunda elde edilen sonuçlar:

-Analitik yöntemler ön tasarım safhasında tasarımı yönlendiren bazı kararlar alınmasını sağlasa da bir uydunun tam anlamıyla ısı tasarımının ve kontrolünün sağlanması açısından yeterli değildir.

-Uydu içinde ve uzay şartlarında en baskın ısı transferi yöntemi ışıyım ile ısı transferidir. Işıyım değişim faktörü, görüş faktörü, yörünge ısı yükleri ve sıcaklıkların hesabı için nümerik hesaplara ihtiyaç duyulmaktadır.

-Uydu ısı tasarımını uydunun görev ömrü boyunca maruz kalacağı en zorlu (en kötü) şartlara göre tasarlanmalıdır. En kötü sıcak durum senaryosuna göre yapılan analizler sonucu radyatör alanı miktarı ve yerleşimi, ÇKYB alanı, kullanılacak ısı arayüz malzemeleri kararlaştırılmaktadır. Burada gereğinden fazla radyatör alanı kullanılmamalıdır. Çünkü gereğinden fazla kullanılan radyatör miktarı uydu soğuk senaryosunda daha çok soğumaya neden olarak ihtiyaçtan fazla ısıtıcı kullanılmasına neden olup, tüketilen güç miktarını ve ısı bütçeyi artırmaktadır. Bu da uydu görev ömrünü azaltmaktadır. Bundan dolayı optimum seviyede radyatör alanı belirlenmelidir. Benzer şekilde gereğinden fazla kullanılan ısı arayüz malzemeleri zamanla uydu içi gaz salınımı yaparak uydu içine zarar vermektedir.

-Radyatörler ışıyım ile ısıyı uzaklaştırdıkları için ısı arayüz malzemeleri ve ısıtıcılara göre sıcaklığı daha yüksek oranda uzaya taşırlar.Bu durum en sıcak durumda uygun radyatör alanı tasarlanmanın ısı kontrol açısından önemini göstermektedir.

-Uydu en kötü soğuk durum şartlarında ekipmanların asgari çalışma sıcaklıklarının altına düşmemelidir. Bunun için kullanılacak ısıtıcı miktarı ve kontrolü için termistör yerleri belirlenmelidir. Isıtıcıların sürekli çalışma profilinde bulunmaması gerekmektedir. Uygun ısıtıcı gücü ve çalışma görev döngüsü ile ekipmanlar istenilen sıcaklıkların altına düşmesi engellenmelidir. Sürekli çalışan ısıtıcılar sisteme ekstra bir güç katarak uydu görev ömür süresini azaltmaktadır. Bundan dolayı ısıtıcı miktarı ve görev ömrü optimum düzeyde tutulmalıdır.

-Uydu ısı tasarımı ısı vakum odalarında uzay ortamları simüle edilerek ısı vakum denge testleri aracılığıyla doğrulanmaya çalışılmaktadır. Ancak uydu üretimi, testi kamu ve özel şirketlerin bir araya gelerek oluşturdukları büyük maliyetli projeler olduğundan bu tez kapsamında yer almamaktadır.

-Tez çalışmasında yapılan ısı tasarım ve analiz sonucunda, uzay şartlarında ekipmanlar çalışma sıcaklıkları aralığında tutulmuştur. Ekipmanların azami ve asgari çalışma sıcaklıkları ESA ve NASA gibi kuruluşların standartlarının tavsiyesi üzerine tasarım ve belirsizlik marjı da eklenerek alınmıştır. Yani uydu uzayda yer alan en olumsuz şartlar ile beraber bazı belirsizlik, tasarım marjları eklenmiş sıcaklık aralığında kalacak şekilde tasarlanmıştır. TÜBİTAK Uzay Teknolojileri Araştırma Enstitüsü'nün üretmiş olduğu milli bir yer gözlem uydusunda da bu kriterlere uygun bir şekilde ısı tasarım yapılmıştır. Ek-9'da yer alan resimde TÜBİTAK Uzay Teknolojileri Araştırma Enstitüsü tarafından üretilen bir yer gözlem uydusunun 2018 yılında en kötü sıcak durumda uzaydan alınan üç günlük gerçek ekipman sıcaklık değerlerini göstermektedir. Tez çalışmamda yer alan uydu ekipman sıcaklık sonuçları uzayda hali hazırda görev yapmakta olan benzer boyutlara ve ısı tasarım felsefesine sahip yer gözlem uydusunun sıcaklık verileriyle doğrudan örtüşmektedir (EK-9).

Zaman kısıtından dolayı bu tezde ele alınmayan ve yapılması tavsiye edilen çalışmalar şu şekildedir:

-Daha yüksek güç tüketimli uydu modellenerek ısı tasarıma çevrimli ısı borularının, Termo-elektrikli soğutucuların modellenmesi ve etkilerinin araştırılması,

-Yer gözlem uydusu kamera aracılığıyla dünyadan görüntü aldığından yüksek çözünürlüklü uydular için daha hassas kontrol gerektirmektedir. Bundan dolayı kamera modeli detaylandırılıp, hassas kontrol gerçekleştirilebilir.

-Çeşitli güneş paneli konfigürasyonuna ve sayısına göre uydu modellenebilir. Örneğin, güneş paneli sayısı 3 e çıkarılabilir ya da doğrudan panele monte açılmaz sabit güneş paneli ile tasarlanabilir.

-Farklı irtifalara gönderilmek üzere, çeşitli boyutlarda yer gözlem uyduları tasarlanabilir ve çevresel yüklerin etkisi araştırılabilir.

Bu tez çalışmasının, gelecekte yapılacak olan yer gözlem uydularının detaylı ısı tasarımının ve kontrolünün nasıl yapılacağına dair rehberlik edip ışık tutacağı düşünülmektedir.

KAYNAKLAR

1. Cracknell, A. P, Varotsos, C. A. (2007). Fifty years after the first artificial satellite: from Sputnik 1 to ENVISAT. *International Journal of Remote Sensing*, 28(10), 2071-2072.
2. Çoban, H. O. (2016). Türkiye'nin yer gözlem uydu sistemleri ve ormancılık uygulamalarında kullanılabilirliği. *Turkish Journal of Forestry*, 17(1), 99-107.
3. Sebestyen G., Fujikawa S., Galassi N., Chuchra A. (2018). *Low Earth Orbit Satellite Design*. El Segundo: Microcosm Press.
4. Yüksel, G., Okan, A., Leloglu, U.M. (2007). First LEO Satellite Built in Turkey: RASAT. *3rd International Conference on Recent Advances in Space Technologies*, 77-82.
5. Gürgenburan, G., Çınar, E. (2015). GÖKTÜRK-2: Two years of operation. *International Conference on Recent Advances in Space Technologies (RAST)*, 405-409.
6. Wachche, S., Marne, A., Singare, S., Naik, P., Bhide, O., Chaudhari, G., Vartak, P., Pendse, Saloni, Tandwalkar, C. (2014). Thermal modeling and simulation of a Pico-satellite using finite element method. *5th International Conference on Thermal Process Modeling and Computer Simulation*, 65-74.
7. Gürgüç, H., Uygur, A. B, Ömür, C. Akın, D., Sancak, M. (2013). A new thermal vacuum test chamber built in Turkey. *6th International Conference on Recent Advances in Space Technologies (RAST)*, 531-535.
8. İnternet: Environmental Test Chamber URL: <http://www.angelantonitestechnologies.com/Product/EnvChamb>, Son Erişim Tarihi: 02.11.2020.
9. Caugant, A., Nerriere R., Soriano, T. (2017). SYSTEMA – THERMICA. *31st European Space Thermal Analysis Workshop*.
10. Fauzi, Ahmad. (2018). Design and Calculation Analysis for Thermal Control System of CubeSat Modeling. *International Journal of Science, Engineering, and Information Technology*, 3(2), 67-71.
11. Wallace, P., Kalapura, A., Kim, S. (2018). Thermal Modelling and Analysis of a Cube Satellite, EIRSAT-1: Steady Analysis. *AIAA SPACE and Astronautics Forum and Exposition*.
12. Dinh, D.Q. (2012). *Thermal Modeling of Nanosat*. Yüksek Lisans Tezi, The Faculty of the Department of Mechanical and Aerospace Engineering San José State University, Washington.
13. Coker, R. F. (2013). Thermal Modeling in Support of the Edison Demonstration of Smallsat Networks Project EDSN. *43rd International Conference on Environmental Systems (ICES)*.
14. Tsai, J.R. (2004). Overview of Satellite Thermal Analytical Model. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 41(1), 120-125.

15. Mishra, H.V. (2018). Thermal Control Subsystem for CubeSat in Low Earth Orbit. *International Research Journal of Engineering and Technology (IRJET)*, 5(2).
16. Das, T.K, Totani, T., Wakita. M., Nagata, H. (2015). A Simple Thermal Design Procedure for Micro-and Nanosatellites with Deployable Solar Array Panel. *45th International Conference on Environmental Systems*.
17. Dudziak, R.P, Tuttle, S. L, Okuyama, K., Lidtke, A. Tapia, I. F., Gonzales, J. D. (2020). Practical Considerations of Integrating a Passive Thermal Control System onto Small-Satellites - the Ten-Koh Case Study. *International Conference on Environmental Systems*.
18. Garzon, M. M. (2012). *Development and Analysis of The Thermal Design for The OSIRIS-3U Cubesat*, Yüksek Lisans Tezi, The Department of Aerospace Engineering The Pennsylvania State University, USA.
19. Williams, A. D and Palo, S. E. (2006). Issues and Implications of the Thermal Control System on the Six Day Spacecraft, *20th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*.
20. Yamada, K., Nagano, H., Kobayshi, Y., Totani, T. (2014). Heat Storage Panel Using a Phase-change Material Encapsulated in a High-thermal conductivity CFRP for Micro Satellites, *44th International Conference on Environmental Systems*.
21. Berggren, A. (2015). *Design of Thermal Control System for the Spacecraft MIST*, Yüksek Lisans Tezi, Department of Space and Plazma Pyhsics of Electrical Engineering KYT Royal Institute of Technology Sweden.
22. Czernick, S. (2004). *Design of the Thermal Control System for Compass-1*, Yüksek Lisans Tezi, University of Applied Sciences Aachen, Germany.
23. Elliott, J.M. (2014). *The Thermal Design and Analysis of the CANX-4/-5 and NEMO-AMNanosatellites*, Yüksek Lisans Tezi, Department of Aerospace Engineering, University of Toronto, Canada.
24. Moffitt, B.A., Batty, J. C., (2002). Predictive Thermal Analysis of the Combat Sentinel Satellite, *16th AIAA/USU Conference on Small Satellites*, Logan, Utah.
25. Nazari and Emami. (2008). Thermal Control and Thermal Sensors of Observation Satellite. *The International Archives of the Photogrammetry, Remote Sensing and Spatial Information Sciences*.
26. Kim, H., Choi, S., Park, S., Lee, K., (2015). Node-based spacecraft radiator design optimization, *Advances in Space Research*.1445-1469.
27. Bulut, M. (2018). Thermal Simulation Software Based on Excel for Spacecraft Applications. *Selcuk University Journal of Engineering, Science and Technology*, 6(4), 592-600.
28. Arslanturk, C. (2006). Optimum design of space radiators with temperature-dependent thermal conductivity, *Applied Thermal Engineering*, 26(17), 1149- 1157.

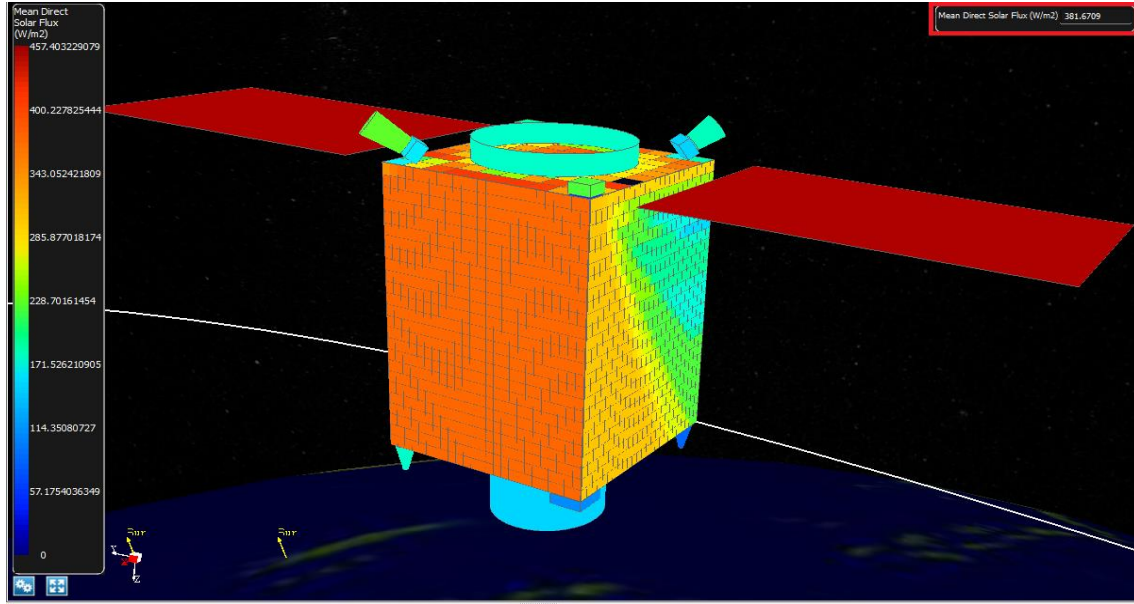
29. Karam, R. D. (1998). *Satellite Thermal Control for Engineers (First edition)* Virginia: The American Institute of Aeronautics and Astronautics.
30. Aksu, A. A and Sundu, H. (2018). Verification of The In-House Developed Simulator Software for Communication Satellites, *Thermal and Fluids Analysis Workshop (TFAWS)*, Houston, Texas.
31. Gilmore, D. G. (2002). *Spacecraft Thermal Control Handbook* (Second edition). California: The Aerospace Press.
32. Wertz, J. R and Larson W. J. (1999). *Space Mission Analysis and Design* (Third edition). Netherlands: Microcosm Press.
33. Lin, E. L., Stultz, J. W., Ronald, T. R. (1995). Test-Derived Effective Emittance for Cassini MM Blankets and Heat Loss Characteristics in the Vicinity of Seams. *30th AIAA Thermophysics Conference June*, San Diego, CA.
34. Anvari, A., Farhani, F., Niaki, K.S. (2009). Comparative Study on Space Qualified Paints Used for Thermal Control of a Small Satellite. *Iranian Journal of Chemical Engineering*, 6(2).50-62.
35. İnternet: Spacecraft Thermal Radiators URL: <https://www.aascworld.com/portfolio/thermal-radiator/> Son Erişim Tarihi: 02.11.2020.
36. Shukla, K. N. (2015). Heat Pipe for Aerospace Applications-An Overview. *Journal of Electronics Cooling and Thermal Control*, 5, 1-14.
37. Jia, Z., Jiang, L., Sun, J., Huang, J., Zhu, Yunfei. (2019). Outgassing Environment of Spacecraft: An Overview. *International Open Publishing Conference Series Material Science Engineering*.
38. Schlitt, R., Kuhlmann, S., Sander, B. C. and Neustadt. (2016). Assessment of the Rules on Heater De-Rating, *European Space Agency Space Passive Component Days*.
39. İnternet: Termistör URL :<https://www.electronics-tutorials.ws/io/thermistors.html> Son Erişim Tarihi: 02.11.2020.
40. Grable, G.E., Ngo, K., Corre, D. L, Keith, Pidaparti, Ramana. (2017). Preliminary Design of a Solid-State Thermoelectric Cooling System for Small Satellite Sensors, *American Institute of Aeronautics and Astronautics*.
41. Sundu, H., Döner, N. (2020). Detailed Thermal Design and Control of an Observation Satellite in Low Earth Orbit, *European Mechanical Science*,4, 171-178.
42. Howell, J. R., Mengüç, M. P ,Siegel, R. (2016). *Thermal Radiation Heat Transfer (sixth edition)*, New York: CRC Press, Taylor Francis.
43. Incropera, F. P., Dewitt, D.P. (2007). *Fundamentals of Heat and Mass Transfer* (sixth edition), New Jersey: Wiley Sons.
44. Doner, N. (2014). M1 Model for Radiative Heat Transfer in Absorbing, Emitting, and Scattering Medium, *International Journal of Thermal Sciences*, Volume 79, 34-39.

45. Vujić, M. R, Lavery, N. P and Brown, S. G. R. (2006). Numerical Sensitivity and View factor Calculation Using the Monte Carlo Method. *Institution of Mechanical Engineers, Journal of Mechanical Engineering Science*, 220(5): 697–702.
46. Desautettes, B., Charvet, D., Renard, P. (2019). Statistical Accuracy Control in Thermica, *Journal of Aerospace*, 104(1), 906-914.
47. Carvalhais, D., Figueiredo, P., Machado, M, Guerra, A., Brojo, F., (2020). Thermal Experiments for Validation of 3-AMADEUS Cubesat. *International Congress on Engineering — Engineering for Evolution*. 514-522.
48. Lavery, N. P. ,Vujicic, M. R. and Brown, G. R. (2005). Thermal experimental investigation of radiative heat transfer for the validation of radiation models. *Computational Methods and Experimental Measurements*, 41.
49. Henninger, J. H. (1984). Solar Absorptance and Thermal Emittance of Some Common Spacecraft Thermal Control Coatings, *NASA Reference Publication* 1121.
50. İnternet: Honeycomb datasheets URL: <https://www.hexcel.com/Products/Honeycomb/> Son Erişim Tarihi: 02.11.2020.
51. Guan, F., Zhang, F., Cao, N., Liu, Q, Yu, S. and Guan, H. (2017). Thermal control design and experimental verification of light off-axis space optical remote sensor in the sun-synchronous orbit. *International Journal of Heat and Technology*, 36(1). 125-132.
52. Thermica 4. 7. P1 Software (2018), User Manual.
53. European Cooperation For Space Standardization. (2008). *Space Engineering Thermal Control General Requirements-ECSS-E-ST-31C*. Noordwijk, The Netherlands.
54. Landolfo, G. (2017). *Development of analytical and numerical thermal models for cubesats*, Yüksek Lisans Tezi, Department of Aerospace Engineering, Instituto Superior Tecnico Lisboa (IST).
55. Gasbarri, P. and Monti, Riccardo. (2016). Semi-Analytical Orbital Parameters Description for Thermal Fatigue Analysis, *The Journal of Aerospace Science, Technology and Systems* 95(1), 32-41.
56. İnternet: Space Insulation Standart Temperature MLI URL: https://www.ruag.com/system/files/media_document/202002/Thermal%20insulations%20products_low_1.pdf Son Erişim Tarihi: 02.11.2020.
57. İnternet: Second Surface Mirror Aluminum Coated with Acrylic 966 Adhesive Properties URL: <http://www.sheldahl.com/sites/default/files/Documents/ShieldingMaterials/RedBook.pdf> Son Erişim Tarihi: 02.11.2020.
58. İnternet: Thermal Conductive CV-2943 datasheet URL: <https://www.avantorsciences.com/nusil/en/product/CV-2943/thermally-conductive-controlled-%20volatility-rtv-silicone> Son Erişim Tarihi: 02.11.2020.

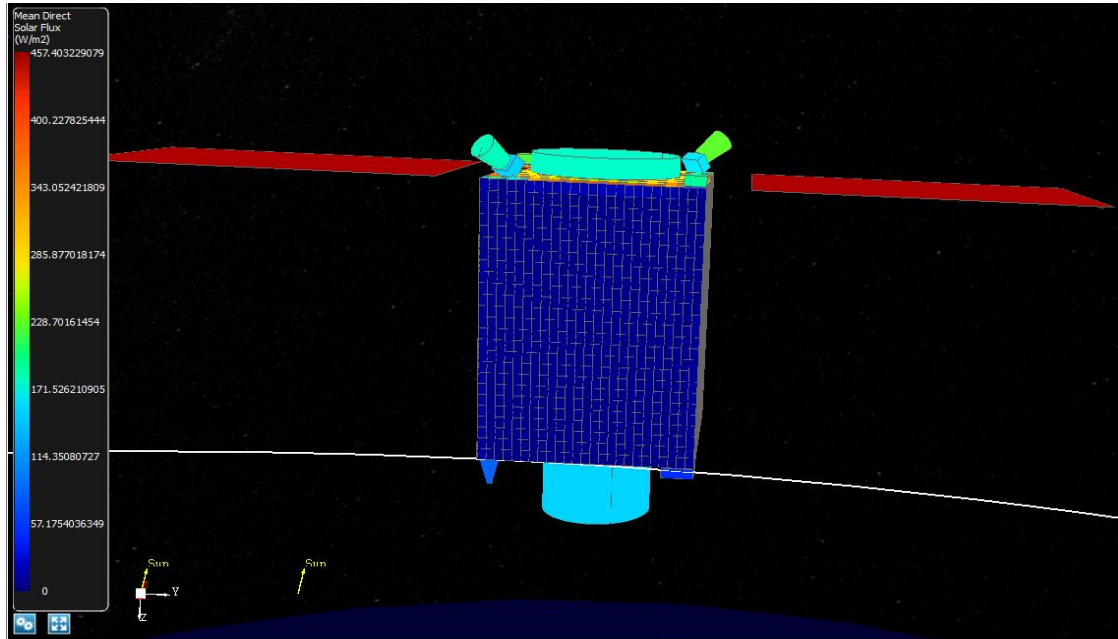
59. Wang, Q., Gao, W. and Xie, Z. (2003). Highly Thermally Conductive Room-Temperature-Vulcanized Silicone Rubber and Silicone Grease. *Journal of Applied Polymer Science*, 89(1), 397–2399.
60. Perellon, M., Alvarez, R., Petrini, P., Sauer, A. and Dolce, S. (2015). Sentinel 1-Spacecraft and SAR antenna thermal design, analysis, verification and flight performances (2015) 45th. *International Conference on Environmental Systems*.
61. İnternet: Polymide Thermofoil Heaters URL:
http://catalog.minco.com/catalog3/d/minco/?c=products&cid=3_1-polyimide-thermofoil-heaters&id=HK6909 Son Erişim Tarihi: 02.11.2020.
62. İnternet: Polymide Thermofoil Heaters URL:
http://catalog.minco.com/catalog3/d/minco/?c=products&cid=3_1-polyimide-thermofoil-heaters&id=HK6912 Son Erişim Tarihi: 02.11.2020.
63. İnternet: Polymide Thermofoil Heaters URL:
http://catalog.minco.com/catalog3/d/minco/?c=products&cid=3_1-polyimide-thermofoil-heaters&id=HK6908 Son Erişim Tarihi: 02.11.2020.
64. İnternet: 44906 GSFC Space Qualified Thermistor URL:
<https://www.mouser.com/datasheet/2/418/44906-709889.pdf> Son Erişim Tarihi: 02.11.2020.

EKLER

EK-1. Thermica’da panellere düşen ortalama ısı yüklerinin gösterimi

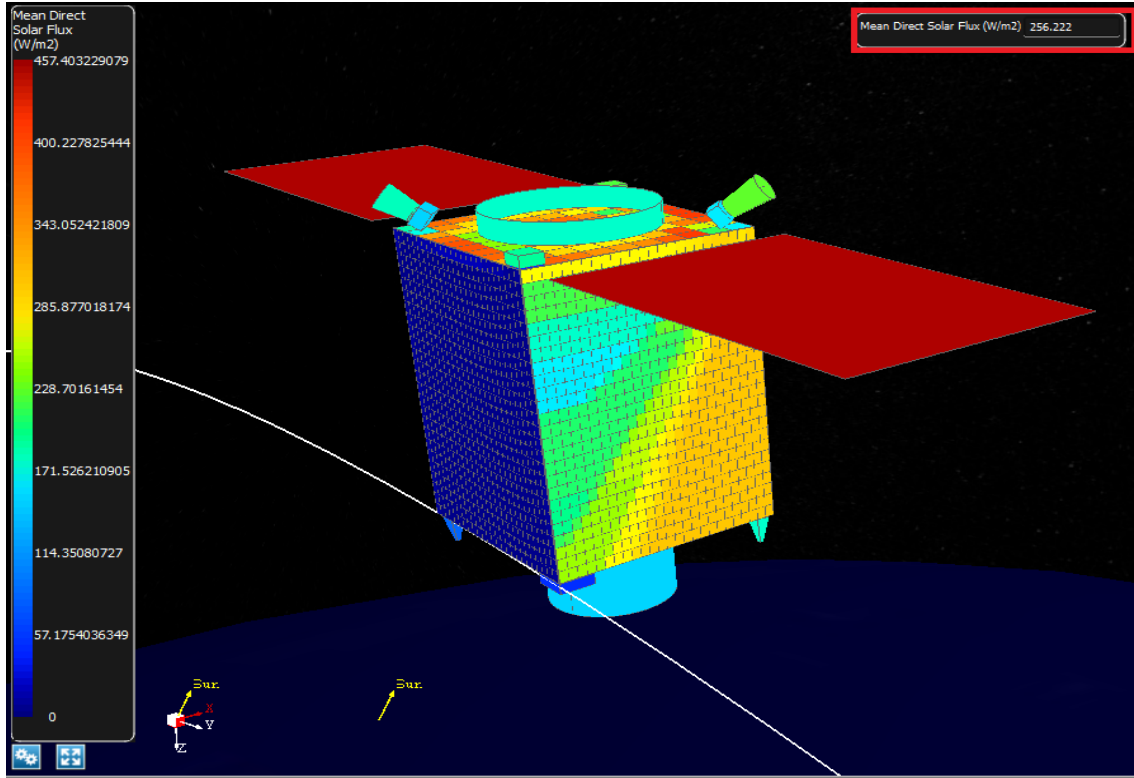


(+X) Gövde Paneline Gelen Ortalama Güneş Işınım Miktarının Thermica’da Hesaplanması

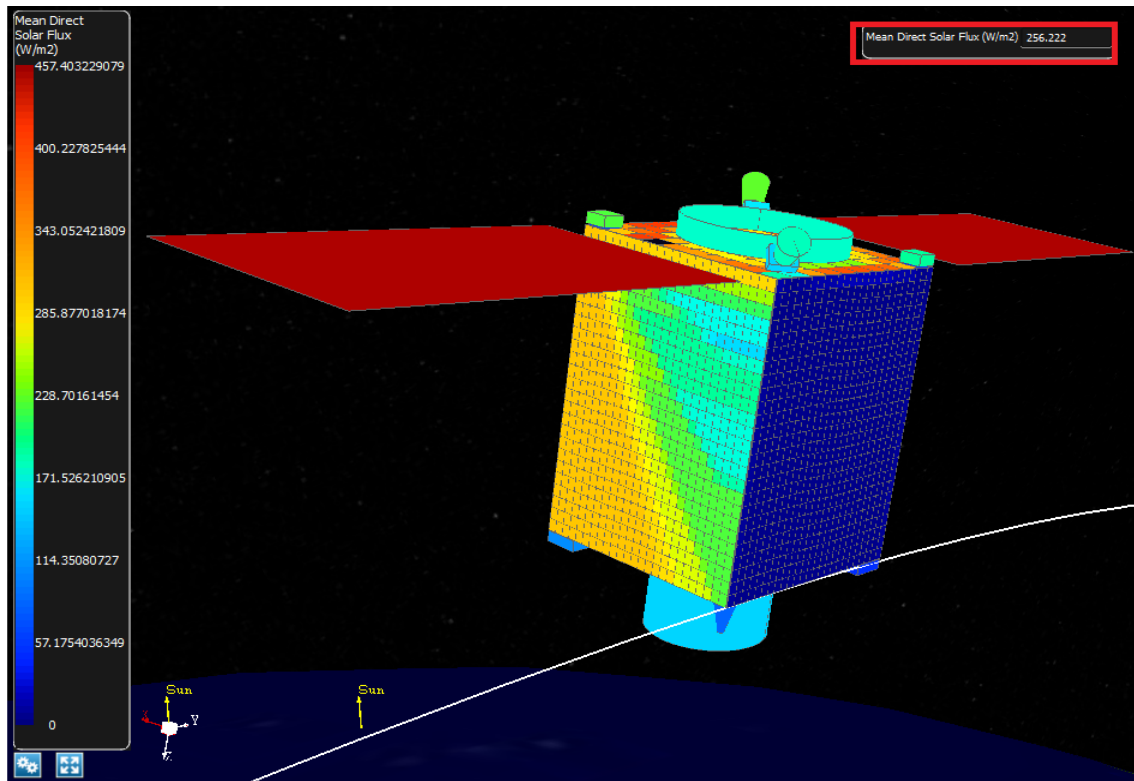


(-X) Gövde Paneline Gelen Ortalama Güneş Işınım Miktarının Thermica’da Hesaplanması

EK-1 (devam). Isıl yüklerin gösterimi

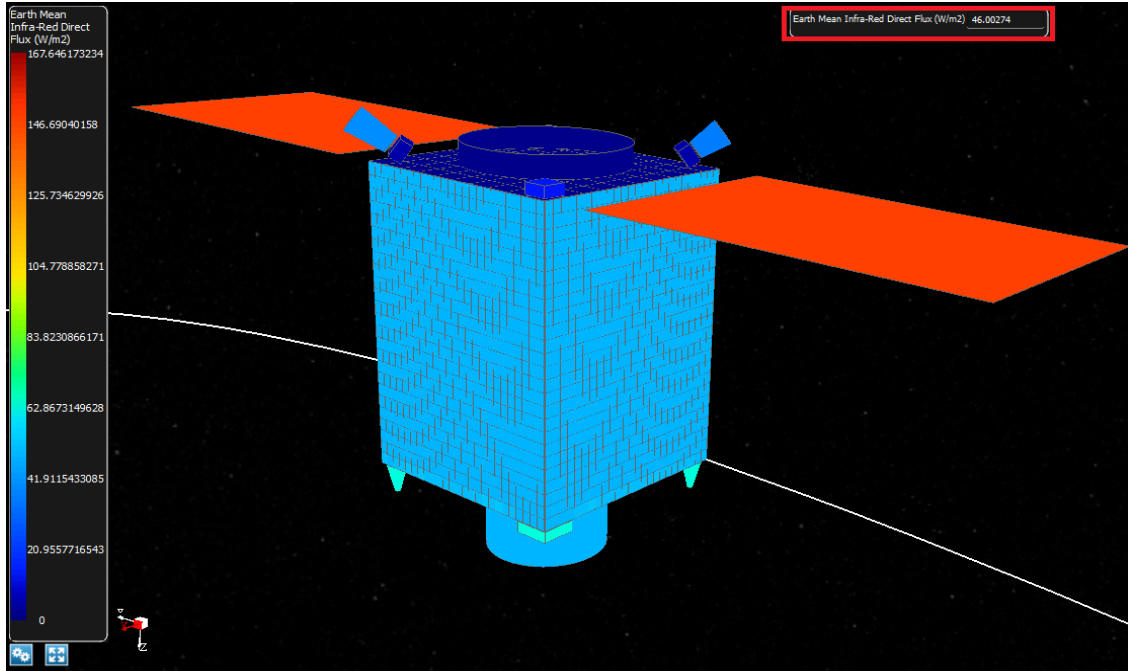


(+Y) Gövde Paneline Gelen Ortalama Güneş Akısının Thermica'da Hesaplanması

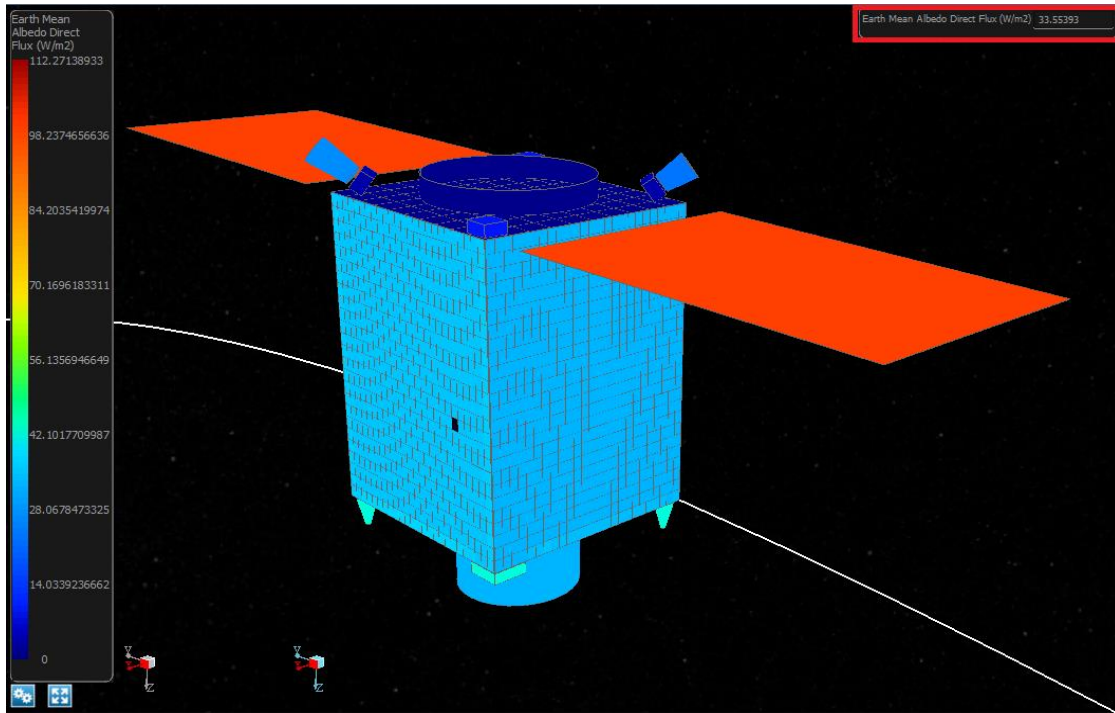


(-Y) Gövde Paneline Gelen Ortalama Güneş Akısının Thermica'da Hesaplanması

EK-1 (devam). Isıl yüklerin gösterimi



Panellere Düşen Ortalama Dünya Isı Akısının Thermica'da Hesaplanması



Panellere Düşen Ortalama Albedo Isı Akısının Thermica'da Hesaplanması

EK-2. GMM’de kullanılan bal peteği yapısının teknik özellikleri [50]



HexWeb Honeycomb Attributes and Properties

Honeycomb Materials

Aluminum Honeycomb

Hexcel aluminum honeycombs are designated as follows:

Material – Cell Size – Alloy – Foil Thickness – Density

Example:

CR III – 1/4 – 5052 – .002N – 4.3

Where:

CR III® – signifies the honeycomb is treated with a corrosion-resistant coating

1/4 – is the cell size in fractions of an inch

5052 – is the aluminum alloy used

.002 – is the nominal reference foil thickness in inches

N – indicates the cell walls are nonperforated (P indicates perforated)

4.3 – is the density in pounds per cubic foot

Corrosion-Resistant Coatings

Corrosion-resistant coatings consist of a base layer underlying a primer layer. Aluminum honeycomb is available with two different corrosion-resistant coating options. These are CR III chromate-based and CR PAA™ phosphoric acid anodized. The corrosion resistant coating is applied to the foil before the node adhesive is placed on the foil, thereby ensuring corrosion protection over the full foil surface.

CR III

CR III corrosion-resistant coating consists of a chromate-based protective layer and an organo-metallic polymer. CR III corrosion-resistant coating has been specified by the U.S. military for almost 30 years.

Aluminum honeycomb is available in four different alloys, aerospace grades 5052 and 5056, and commercial grades 3104 and 3003.

5052 Alloy

Specification grade honeycomb in the 5052 H39 aluminum alloy is available for general purpose applications, in a very wide range of cell size/density combinations in the hexagonal and Flex-Core configurations. OX-Core and underexpanded cell configuration can also be provided.

5056 Alloy

Specification grade honeycomb in the 5056 H39 aluminum alloy offers superior strength over 5052 alloy honeycomb. It is also available in a broad range of cell size/density combinations in the hexagonal and Flex-Core configurations. The strength properties of 5056 alloy honeycomb are approximately 20% greater than the comparable properties of 5052 alloy honeycomb of similar cell size, foil gauge, and density.

ACG®

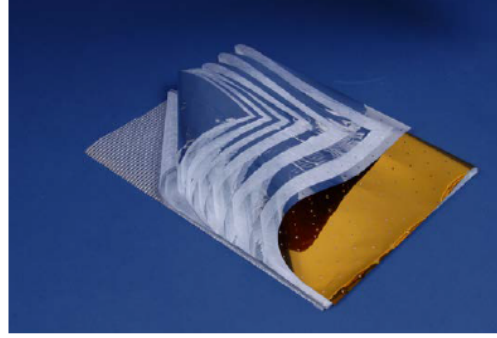
Aluminum Commercial Grade (ACG) honeycomb provides a low-cost aluminum honeycomb product for industrial applications. All ACG materials are provided with CR III coating. Hexcel produces ACG from 3000 series aluminum alloys. 3003 aluminum alloy is used for energy absorption applications where previous qualification studies specified this particular alloy. Hexcel also uses 3104 alloy for the manufacture of honeycomb with the flexibility to provide either 3104 or 3003 ACG, whichever is more appropriate for the application.

EK-3. Seçilen izolasyon malzemesinin sıcaklık aralıkları [56]

Space Insulation Performance

RUAG successfully equipped crucial missions such as GAIA, Rosetta, Herschel, Planck, ExoMars and the Copernicus programme with sophisticated high performance Multi-Layer Insulation (MLI) contributing to their mission success. RUAG is also developing highly sophisticated insulation for the European launch systems for highest temperatures under ambient and space environment.

Below two typical layups, the performances for very clean and high temperature resistant MLI are given. RUAG MLI also covers temperature ranges within and beyond the two examples.



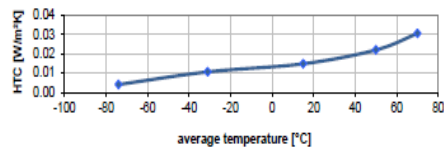
Standard Temperature MLI (Clean MLI)

10 layer package with polyester foils and non-woven polyester netting. -270 °C to +150 °C temperature range, 140 g/m² to 160 g/m² area mass.

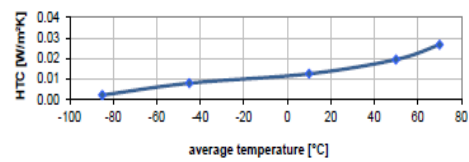
High Temperature MLI

22 layer package with polyimide foils, glass spacer in hot section and polyester netting in medium temperature section. -270 °C to up to +350 °C temperature range, 625 g/m² to 665 g/m² area mass.

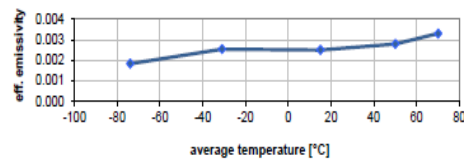
Heat Transfer in ESTEC Calorimeter



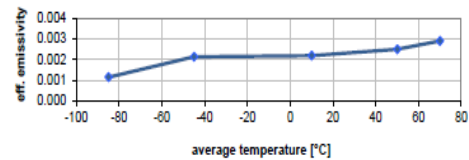
Heat Transfer in ESTEC Calorimeter



Effective Emissivity

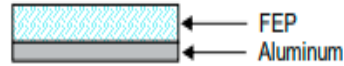


Effective Emissivity



Seçilen izolasyon malzemesinin efektif yayıcılık değeri

EK-4. Seçilen radyatör kaplamasının teknik özellikleri [57]

**PRODUCT BULLETIN****Aluminum Coated (One Side) FEP**

Sheldahl® FEP films that are aluminum coated on one side is used as second surface mirrors to obtain low solar absorptance and high emittance.

This product may be ordered with 0.5, 1, 2, 5, or 10 mil thick FEP that conforms to the requirements of ASTM D-3368. The aluminum coating is nominally 1,000 Å thick. The most common width is 48 inches (1.22 m).

PRODUCT CHARACTERISTICS

Parameter (independent of film thickness)	Specified Value
Intermittent temperature range	-185° C to 260° C (-300° F to 500° F)
Continuous temperature range	-185° C to 150° C (-300° F to 300° F)

Standard Item Number	Thickness mil (μm)	Second Surface Mirror Properties			Typical Weight (g/m ²)	Perforation Item Number
		α	ε _N	ε _H		
146431	0.5 (12.5)	≤ 0.14	≥ 0.40	≥ 0.40	28	TBD
146416	1.0 (25)	≤ 0.14	≥ 0.47	≥ 0.48	54	TBD
146377	2.0 (51)	≤ 0.14	≥ 0.60	≥ 0.60	109	TBD
146383	5.0 (127)	≤ 0.14	≥ 0.75	≥ 0.75	273	TBD
146434	10.0 (254)	≤ 0.15	≥ 0.85	≥ 0.85	546	167303

EK-5. IMM’de Thermica programına verilerin tanımlanması

\$INITIAL //Isıl matematiksel model verileri //

//Ekipmanların ısı kapasitanslarının tanımlanması (J/K)//

C100=11200

C110=7168

C120=7168

C130=3315.2

C200=13440

C210=3584

C220=2240

C230=3136

C240=3136

C250=3136

C300=13440

C310=2867.2

C320=3404.8

C330=3404.8

C410=3584

C420=5734.4

C430=6272

C500=8960

C510=10169.6

C520=10169.6

C530=10169.6

C540=2240

C550=2240

C511=2500

C521=2500

C531=2500

C560=2688

C570=2688

C580=4480

C590=4480

EK-5 (devam). IMM’de Thermica programına verilerin tanımlanması

C600=8960

C610=1792

C620=1792

C630=1792

C640=1792

C650=1792

C8000=8960

C9000=8960

\$CONDUCTORS

Surface contacts

//Ekipmanlar ve paneller arasında yüzey-yüzey temas iletim değeri (W/K)//

GL(100 , 10335)= 7,056E-001; #FY Elektronik Kutusu-(+X Panel)-cv2943

GL(100 , 10336)= 1,235E+000; #FY Elektronik Kutusu-(+X Panel)-cv2943

GL(100 , 10337)= 1,235E+000; #FY Elektronik Kutusu-(+X Panel)-cv2943

GL(100 , 10338)= 1,235E+000; #FY Elektronik Kutusu-(+X Panel)-cv2943

GL(100 , 10339)= 1,235E+000; #FY Elektronik Kutusu-(+X Panel)-cv2943

GL(100 , 10340)= 1,235E+000; #FY Elektronik Kutusu-(+X Panel)-cv2943

GL(100 , 10341)= 1,235E+000; #FY Elektronik Kutusu-(+X Panel)-cv2943

GL(100 , 10342)= 7,056E-001; #FY Elektronik Kutusu-(+X Panel)-cv2943

GL(100 , 10360)= 2,587E+000; #FY Elektronik Kutusu-(+X Panel)-cv2943

GL(100 , 10361)= 4,528E+000; #FY Elektronik Kutusu-(+X Panel)-cv2943

GL(100 , 10362)= 4,528E+000; #FY Elektronik Kutusu-(+X Panel)-cv2943

GL(100 , 10363)= 4,528E+000; #FY Elektronik Kutusu-(+X Panel)-cv2943

GL(100 , 10364)= 4,528E+000; #FY Elektronik Kutusu-(+X Panel)-cv2943

GL(100 , 10365)= 4,528E+000; #FY Elektronik Kutusu-(+X Panel)-cv2943

GL(100 , 10366)= 4,528E+000; #FY Elektronik Kutusu-(+X Panel)-cv2943

GL(100 , 10367)= 2,587E+000; #FY Elektronik Kutusu-(+X Panel)-cv2943

GL(100 , 10385)= 2,587E+000; #FY Elektronik Kutusu-(+X Panel)-cv2943

GL(100 , 10386)= 4,528E+000; #FY Elektronik Kutusu-(+X Panel)-cv2943

GL(100 , 10387)= 4,528E+000; #FY Elektronik Kutusu-(+X Panel)-cv2943

GL(100 , 10388)= 4,528E+000; #FY Elektronik Kutusu-(+X Panel)-cv2943

GL(100 , 10389)= 4,528E+000; #FY Elektronik Kutusu-(+X Panel)-cv2943

EK-5 (devam). IMM’de Thermica programına verilerin tanımlanması

GL(100 , 10390)= 4,528E+000; #FY Elektronik Kutusu-(+X Panel)-cv2943
 GL(100 , 10391)= 4,528E+000; #FY Elektronik Kutusu-(+X Panel)-cv2943
 GL(100 , 10392)= 2,587E+000; #FY Elektronik Kutusu-(+X Panel)-cv2943
 GL(100 , 10410)= 2,587E+000; #FY Elektronik Kutusu-(+X Panel)-cv2943
 GL(100 , 10411)= 4,528E+000; #FY Elektronik Kutusu-(+X Panel)-cv2943
 GL(100 , 10412)= 4,528E+000; #FY Elektronik Kutusu-(+X Panel)-cv2943
 GL(100 , 10413)= 4,528E+000; #FY Elektronik Kutusu-(+X Panel)-cv2943
 GL(100 , 10414)= 4,528E+000; #FY Elektronik Kutusu-(+X Panel)-cv2943
 GL(100 , 10415)= 4,528E+000; #FY Elektronik Kutusu-(+X Panel)-cv2943
 GL(100 , 10416)= 4,528E+000; #FY Elektronik Kutusu-(+X Panel)-cv2943
 GL(100 , 10417)= 2,587E+000; #FY Elektronik Kutusu-(+X Panel)-cv2943
 GL(100 , 10435)= 2,822E+000; #FY Elektronik Kutusu-(+X Panel)-cv2943
 GL(100 , 10436)= 4,939E+000; #FY Elektronik Kutusu-(+X Panel)-cv2943
 GL(100 , 10437)= 4,939E+000; #FY Elektronik Kutusu-(+X Panel)-cv2943
 GL(100 , 10438)= 4,939E+000; #FY Elektronik Kutusu-(+X Panel)-cv2943
 GL(100 , 10439)= 4,939E+000; #FY Elektronik Kutusu-(+X Panel)-cv2943
 GL(100 , 10440)= 4,939E+000; #FY Elektronik Kutusu-(+X Panel)-cv2943
 GL(100 , 10441)= 4,939E+000; #FY Elektronik Kutusu-(+X Panel)-cv2943
 GL(100 , 10442)= 2,822E+000; #FY Elektronik Kutusu-(+X Panel)-cv2943
 GL(100 , 10460)= 4,704E-001; #FY Elektronik Kutusu-(+X Panel)-cv2943
 GL(100 , 10461)= 8,232E-001; #FY Elektronik Kutusu-(+X Panel)-cv2943
 GL(100 , 10462)= 8,232E-001; #FY Elektronik Kutusu-(+X Panel)-cv2943
 GL(100 , 10463)= 8,232E-001; #FY Elektronik Kutusu-(+X Panel)-cv2943
 GL(100 , 10464)= 8,232E-001; #FY Elektronik Kutusu-(+X Panel)-cv2943
 GL(100 , 10465)= 8,232E-001; #FY Elektronik Kutusu-(+X Panel)-cv2943
 GL(100 , 10466)= 8,232E-001; #FY Elektronik Kutusu-(+X Panel)-cv2943
 GL(100 , 10467)= 4,704E-001; #FY Elektronik Kutusu-(+X Panel)-cv2943
 GL(110 , 10137)= 1,470E+000; #X Band Haberlesme Birimi-(+X Panel)
 GL(110 , 10138)= 2,940E+000; #X Band Haberlesme Birimi-(+X Panel)
 GL(110 , 10139)= 2,940E+000; #X Band Haberlesme Birimi-(+X Panel)
 GL(110 , 10140)= 2,940E+000; #X Band Haberlesme Birimi-(+X Panel)
 GL(110 , 10141)= 2,940E+000; #X Band Haberlesme Birimi-(+X Panel)

EK-5 (devam). IMM’de Thermica programına verilerin tanımlanması

GL(110 , 10142)= 2,940E+000; #X Band Haberlesme Birimi-(+X Panel)
 GL(110 , 10143)= 2,205E+000; #X Band Haberlesme Birimi-(+X Panel)
 GL(110 , 10162)= 2,310E+000; #X Band Haberlesme Birimi-(+X Panel)
 GL(110 , 10163)= 4,620E+000; #X Band Haberlesme Birimi-(+X Panel)
 GL(110 , 10164)= 4,620E+000; #X Band Haberlesme Birimi-(+X Panel)
 GL(110 , 10165)= 4,620E+000; #X Band Haberlesme Birimi-(+X Panel)
 GL(110 , 10166)= 4,620E+000; #X Band Haberlesme Birimi-(+X Panel)
 GL(110 , 10167)= 4,620E+000; #X Band Haberlesme Birimi-(+X Panel)
 GL(110 , 10168)= 3,465E+000; #X Band Haberlesme Birimi-(+X Panel)
 GL(110 , 10187)= 2,520E+000; #X Band Haberlesme Birimi-(+X Panel)
 GL(110 , 10188)= 5,040E+000; #X Band Haberlesme Birimi-(+X Panel)
 GL(110 , 10189)= 5,040E+000; #X Band Haberlesme Birimi-(+X Panel)
 GL(110 , 10190)= 5,040E+000; #X Band Haberlesme Birimi-(+X Panel)
 GL(110 , 10191)= 5,040E+000; #X Band Haberlesme Birimi-(+X Panel)
 GL(110 , 10192)= 5,040E+000; #X Band Haberlesme Birimi-(+X Panel)
 GL(110 , 10193)= 3,780E+000; #X Band Haberlesme Birimi-(+X Panel)
 GL(110 , 10212)= 2,310E+000; #X Band Haberlesme Birimi-(+X Panel)
 GL(110 , 10213)= 4,620E+000; #X Band Haberlesme Birimi-(+X Panel)
 GL(110 , 10214)= 4,620E+000; #X Band Haberlesme Birimi-(+X Panel)
 GL(110 , 10215)= 4,620E+000; #X Band Haberlesme Birimi-(+X Panel)
 GL(110 , 10216)= 4,620E+000; #X Band Haberlesme Birimi-(+X Panel)
 GL(110 , 10217)= 4,620E+000; #X Band Haberlesme Birimi-(+X Panel)
 GL(110 , 10218)= 3,465E+000; #X Band Haberlesme Birimi-(+X Panel)
 GL(110 , 10237)= 1,890E+000; #X Band Haberlesme Birimi-(+X Panel)
 GL(110 , 10238)= 3,780E+000; #X Band Haberlesme Birimi-(+X Panel)
 GL(110 , 10239)= 3,780E+000; #X Band Haberlesme Birimi-(+X Panel)
 GL(110 , 10240)= 3,780E+000; #X Band Haberlesme Birimi-(+X Panel)
 GL(110 , 10241)= 3,780E+000; #X Band Haberlesme Birimi-(+X Panel)
 GL(110 , 10242)= 3,780E+000; #X Band Haberlesme Birimi-(+X Panel)
 GL(110 , 10243)= 2,835E+000; #X Band Haberlesme Birimi-(+X Panel)
 GL(120 , 10132)= 7,069E-001; #S Band Haberlesme Birimi-(+X Panel)
 GL(120 , 10133)= 3,299E+000; #S Band Haberlesme Birimi-(+X Panel)

EK-5 (devam). IMM’de Thermica programına verilerin tanımlanması

GL(120 , 10134)= 3,063E+000; #S Band Haberlesme Birimi-(+X Panel)
 GL(120 , 10135)= 3,063E+000; #S Band Haberlesme Birimi-(+X Panel)
 GL(120 , 10136)= 1,649E+000; #S Band Haberlesme Birimi-(+X Panel)
 GL(120 , 10157)= 1,028E+000; #S Band Haberlesme Birimi-(+X Panel)
 GL(120 , 10158)= 4,798E+000; #S Band Haberlesme Birimi-(+X Panel)
 GL(120 , 10159)= 4,455E+000; #S Band Haberlesme Birimi-(+X Panel)
 GL(120 , 10160)= 4,455E+000; #S Band Haberlesme Birimi-(+X Panel)
 GL(120 , 10161)= 2,399E+000; #S Band Haberlesme Birimi-(+X Panel)
 GL(120 , 10182)= 1,092E+000; #S Band Haberlesme Birimi-(+X Panel)
 GL(120 , 10183)= 5,098E+000; #S Band Haberlesme Birimi-(+X Panel)
 GL(120 , 10184)= 4,734E+000; #S Band Haberlesme Birimi-(+X Panel)
 GL(120 , 10185)= 4,734E+000; #S Band Haberlesme Birimi-(+X Panel)
 GL(120 , 10186)= 2,549E+000; #S Band Haberlesme Birimi-(+X Panel)
 GL(120 , 10207)= 3,856E-001; #S Band Haberlesme Birimi-(+X Panel)
 GL(120 , 10208)= 1,799E+000; #S Band Haberlesme Birimi-(+X Panel)
 GL(120 , 10209)= 1,671E+000; #S Band Haberlesme Birimi-(+X Panel)
 GL(120 , 10210)= 1,671E+000; #S Band Haberlesme Birimi-(+X Panel)
 GL(120 , 10211)= 8,996E-001; #S Band Haberlesme Birimi-(+X Panel)
 GL(130 , 10304)= 3,087E+000; #GP elektronik birimi-(+X Panel)
 GL(130 , 10305)= 5,292E+000; #GP elektronik birimi-(+X Panel)
 GL(130 , 10306)= 4,851E+000; #GP elektronik birimi-(+X Panel)
 GL(130 , 10307)= 4,851E+000; #GP elektronik birimi-(+X Panel)
 GL(130 , 10308)= 3,969E+000; #GP elektronik birimi-(+X Panel)
 GL(130 , 10329)= 2,830E+000; #GP elektronik birimi-(+X Panel)
 GL(130 , 10330)= 4,851E+000; #GP elektronik birimi-(+X Panel)
 GL(130 , 10331)= 4,447E+000; #GP elektronik birimi-(+X Panel)
 GL(130 , 10332)= 4,447E+000; #GP elektronik birimi-(+X Panel)
 GL(130 , 10333)= 3,638E+000; #GP elektronik birimi-(+X Panel)
 GL(130 , 10354)= 2,830E+000; #GP elektronik birimi-(+X Panel)
 GL(130 , 10355)= 4,851E+000; #GP elektronik birimi-(+X Panel)
 GL(130 , 10356)= 4,447E+000; #GP elektronik birimi-(+X Panel)
 GL(130 , 10357)= 4,447E+000; #GP elektronik birimi-(+X Panel)

EK-5 (devam). IMM’de Thermica programına verilerin tanımlanması

GL(130 , 10358)= 3,638E+000; #GP elektronik birimi-(+X Panel)
 GL(130 , 10379)= 2,830E+000; #GP elektronik birimi-(+X Panel)
 GL(130 , 10380)= 4,851E+000; #GP elektronik birimi-(+X Panel)
 GL(130 , 10381)= 4,447E+000; #GP elektronik birimi-(+X Panel)
 GL(130 , 10382)= 4,447E+000; #GP elektronik birimi-(+X Panel)
 GL(130 , 10383)= 3,638E+000; #GP elektronik birimi-(+X Panel)
 GL(130 , 10404)= 1,286E+000; #GP elektronik birimi-(+X Panel)
 GL(130 , 10405)= 2,205E+000; #GP elektronik birimi-(+X Panel)
 GL(130 , 10406)= 2,021E+000; #GP elektronik birimi-(+X Panel)
 GL(130 , 10407)= 2,021E+000; #GP elektronik birimi-(+X Panel)
 GL(130 , 10408)= 1,654E+000; #GP elektronik birimi-(+X Panel)
 GL(200 , 20339)= 1,296E-001; #Guc Birimi-1(-X) Panel
 GL(200 , 20340)= 4,320E-001; #Guc Birimi-1(-X) Panel
 GL(200 , 20341)= 4,320E-001; #Guc Birimi-1(-X) Panel
 GL(200 , 20342)= 3,888E-001; #Guc Birimi-1(-X) Panel
 GL(200 , 20343)= 4,320E-001; #Guc Birimi-1(-X) Panel
 GL(200 , 20344)= 3,456E-001; #Guc Birimi-1(-X) Panel
 GL(200 , 20364)= 1,944E-001; #Guc Birimi-1(-X) Panel
 GL(200 , 20365)= 6,480E-001; #Guc Birimi-1(-X) Panel
 GL(200 , 20366)= 6,480E-001; #Guc Birimi-1(-X) Panel
 GL(200 , 20367)= 5,832E-001; #Guc Birimi-1(-X) Panel
 GL(200 , 20368)= 6,480E-001; #Guc Birimi-1(-X) Panel
 GL(200 , 20369)= 5,184E-001; #Guc Birimi-1(-X) Panel
 GL(200 , 20389)= 1,944E-001; #Guc Birimi-1(-X) Panel
 GL(200 , 20390)= 6,480E-001; #Guc Birimi-1(-X) Panel
 GL(200 , 20391)= 6,480E-001; #Guc Birimi-1(-X) Panel
 GL(200 , 20392)= 5,832E-001; #Guc Birimi-1(-X) Panel
 GL(200 , 20393)= 6,480E-001; #Guc Birimi-1(-X) Panel
 GL(200 , 20394)= 5,184E-001; #Guc Birimi-1(-X) Panel
 GL(200 , 20414)= 2,160E-001; #Guc Birimi-1(-X) Panel
 GL(200 , 20415)= 7,200E-001; #Guc Birimi-1(-X) Panel
 GL(200 , 20416)= 7,200E-001; #Guc Birimi-1(-X) Panel

EK-5 (devam). IMM’de Thermica programına verilerin tanımlanması

GL(200 , 20417)= 6,480E-001; #Guc Birimi-1-(-X) Panel
 GL(200 , 20418)= 7,200E-001; #Guc Birimi-1-(-X) Panel
 GL(200 , 20419)= 5,760E-001; #Guc Birimi-1-(-X) Panel
 GL(200 , 20439)= 1,944E-001; #Guc Birimi-1-(-X) Panel
 GL(200 , 20440)= 6,480E-001; #Guc Birimi-1-(-X) Panel
 GL(200 , 20441)= 6,480E-001; #Guc Birimi-1-(-X) Panel
 GL(200 , 20442)= 5,832E-001; #Guc Birimi-1-(-X) Panel
 GL(200 , 20443)= 6,480E-001; #Guc Birimi-1-(-X) Panel
 GL(200 , 20444)= 5,184E-001; #Guc Birimi-1-(-X) Panel
 GL(200 , 20464)= 1,512E-001; #Guc Birimi-1-(-X) Panel
 GL(200 , 20465)= 5,040E-001; #Guc Birimi-1-(-X) Panel
 GL(200 , 20466)= 5,040E-001; #Guc Birimi-1-(-X) Panel
 GL(200 , 20467)= 4,536E-001; #Guc Birimi-1-(-X) Panel
 GL(200 , 20468)= 5,040E-001; #Guc Birimi-1-(-X) Panel
 GL(200 , 20469)= 4,032E-001; #Guc Birimi-1-(-X) Panel
 GL(210 , 20207)= 2,704E+000; #Pil-1-(-X) Panel
 GL(210 , 20208)= 5,408E+000; #Pil-1-(-X) Panel
 GL(210 , 20209)= 5,408E+000; #Pil-1-(-X) Panel
 GL(210 , 20210)= 5,408E+000; #Pil-1-(-X) Panel
 GL(210 , 20211)= 5,408E+000; #Pil-1-(-X) Panel
 GL(210 , 20212)= 2,704E+000; #Pil-1-(-X) Panel
 GL(210 , 20232)= 2,912E+000; #Pil-1-(-X) Panel
 GL(210 , 20233)= 5,824E+000; #Pil-1-(-X) Panel
 GL(210 , 20234)= 5,824E+000; #Pil-1-(-X) Panel
 GL(210 , 20235)= 5,824E+000; #Pil-1-(-X) Panel
 GL(210 , 20236)= 5,824E+000; #Pil-1-(-X) Panel
 GL(210 , 20237)= 2,912E+000; #Pil-1-(-X) Panel
 GL(210 , 20257)= 2,912E+000; #Pil-1-(-X) Panel
 GL(210 , 20258)= 5,824E+000; #Pil-1-(-X) Panel
 GL(210 , 20259)= 5,824E+000; #Pil-1-(-X) Panel
 GL(210 , 20260)= 5,824E+000; #Pil-1-(-X) Panel
 GL(210 , 20261)= 5,824E+000; #Pil-1-(-X) Panel

EK-5 (devam). IMM’de Thermica programına verilerin tanımlanması

GL(210 , 20262)= 2,912E+000; #Pil-1-(-X) Panel
 GL(210 , 20282)= 1,872E+000; #Pil-1-(-X) Panel
 GL(210 , 20283)= 3,744E+000; #Pil-1-(-X) Panel
 GL(210 , 20284)= 3,744E+000; #Pil-1-(-X) Panel
 GL(210 , 20285)= 3,744E+000; #Pil-1-(-X) Panel
 GL(210 , 20286)= 3,744E+000; #Pil-1-(-X) Panel
 GL(210 , 20287)= 1,872E+000; #Pil-1-(-X) Panel
 GL(230 , 20407)= 1,890E-002; #Y,Ekipmani-1-(-X) Panel
 GL(230 , 20408)= 3,510E-002; #Y,Ekipmani-1-(-X) Panel
 GL(230 , 20409)= 3,510E-002; #Y,Ekipmani-1-(-X) Panel
 GL(230 , 20410)= 3,780E-002; #Y,Ekipmani-1-(-X) Panel
 GL(230 , 20411)= 8,100E-003; #Y,Ekipmani-1-(-X) Panel
 GL(230 , 20432)= 3,402E-001; #Y,Ekipmani-1-(-X) Panel
 GL(230 , 20433)= 6,318E-001; #Y,Ekipmani-1-(-X) Panel
 GL(230 , 20434)= 6,318E-001; #Y,Ekipmani-1-(-X) Panel
 GL(230 , 20435)= 6,804E-001; #Y,Ekipmani-1-(-X) Panel
 GL(230 , 20436)= 1,458E-001; #Y,Ekipmani-1-(-X) Panel
 GL(230 , 20457)= 3,591E-001; #Y,Ekipmani-1-(-X) Panel
 GL(230 , 20458)= 6,669E-001; #Y,Ekipmani-1-(-X) Panel
 GL(230 , 20459)= 6,669E-001; #Y,Ekipmani-1-(-X) Panel
 GL(230 , 20460)= 7,182E-001; #Y,Ekipmani-1-(-X) Panel
 GL(230 , 20461)= 1,539E-001; #Y,Ekipmani-1-(-X) Panel
 GL(230 , 20482)= 2,268E-001; #Y,Ekipmani-1-(-X) Panel
 GL(230 , 20483)= 4,212E-001; #Y,Ekipmani-1-(-X) Panel
 GL(230 , 20484)= 4,212E-001; #Y,Ekipmani-1-(-X) Panel
 GL(230 , 20485)= 4,536E-001; #Y,Ekipmani-1-(-X) Panel
 GL(230 , 20486)= 9,720E-002; #Y,Ekipmani-1-(-X) Panel
 GL(240 , 20402)= 1,638E-001; #Pil-1-(-X) Panel
 GL(240 , 20403)= 3,042E-001; #Pil-1-(-X) Panel
 GL(240 , 20404)= 3,042E-001; #Pil-1-(-X) Panel
 GL(240 , 20405)= 3,276E-001; #Pil-1-(-X) Panel
 GL(240 , 20406)= 7,020E-002; #Pil-1-(-X) Panel

EK-5 (devam). IMM’de Thermica programına verilerin tanımlanması

GL(240 , 20427)= 2,948E+000; #Pil-1-(-X) Panel
 GL(240 , 20428)= 5,476E+000; #Pil-1-(-X) Panel
 GL(240 , 20429)= 5,476E+000; #Pil-1-(-X) Panel
 GL(240 , 20430)= 5,897E+000; #Pil-1-(-X) Panel
 GL(240 , 20431)= 1,264E+000; #Pil-1-(-X) Panel
 GL(240 , 20452)= 3,112E+000; #Pil-1-(-X) Panel
 GL(240 , 20453)= 5,780E+000; #Pil-1-(-X) Panel
 GL(240 , 20454)= 5,780E+000; #Pil-1-(-X) Panel
 GL(240 , 20455)= 6,224E+000; #Pil-1-(-X) Panel
 GL(240 , 20456)= 1,334E+000; #Pil-1-(-X) Panel
 GL(240 , 20477)= 1,966E+000; #Pil-1-(-X) Panel
 GL(240 , 20478)= 3,650E+000; #Pil-1-(-X) Panel
 GL(240 , 20479)= 3,650E+000; #Pil-1-(-X) Panel
 GL(240 , 20480)= 3,931E+000; #Pil-1-(-X) Panel
 GL(240 , 20481)= 8,424E-001; #Pil-1-(-X) Panel
 GL(250 , 20102)= 1,800E-001; #TTAE-(-X) Panel
 GL(250 , 20103)= 3,600E-001; #TTAE-(-X) Panel
 GL(250 , 20104)= 3,600E-001; #TTAE-(-X) Panel
 GL(250 , 20127)= 3,360E-001; #TTAE-(-X) Panel
 GL(250 , 20128)= 6,720E-001; #TTAE-(-X) Panel
 GL(250 , 20129)= 6,720E-001; #TTAE-(-X) Panel
 GL(250 , 20152)= 8,400E-002; #TTAE-(-X) Panel
 GL(250 , 20153)= 1,680E-001; #TTAE-(-X) Panel
 GL(250 , 20154)= 1,680E-001; #TTAE-(-X) Panel
 GL(300 , 30313)= 1,008E-001; #Guc Birimi-1-(+Y)
 GL(300 , 30314)= 3,024E-001; #Guc Birimi-1-(+Y)
 GL(300 , 30315)= 3,360E-001; #Guc Birimi-1-(+Y)
 GL(300 , 30316)= 3,360E-001; #Guc Birimi-1-(+Y)
 GL(300 , 30317)= 3,360E-001; #Guc Birimi-1-(+Y)
 GL(300 , 30318)= 2,688E-001; #Guc Birimi-1-(+Y)
 GL(300 , 30338)= 2,016E-001; #Guc Birimi-1-(+Y)
 GL(300 , 30339)= 6,048E-001; #Guc Birimi-1-(+Y)

EK-5 (devam). IMM’de Thermica programına verilerin tanımlanması

GL(300 , 30340)= 6,720E-001; #Guc Birimi-1-(+Y)
 GL(300 , 30341)= 6,720E-001; #Guc Birimi-1-(+Y)
 GL(300 , 30342)= 6,720E-001; #Guc Birimi-1-(+Y)
 GL(300 , 30343)= 5,376E-001; #Guc Birimi-1-(+Y)
 GL(300 , 30363)= 2,016E-001; #Guc Birimi-1-(+Y)
 GL(300 , 30364)= 6,048E-001; #Guc Birimi-1-(+Y)
 GL(300 , 30365)= 6,720E-001; #Guc Birimi-1-(+Y)
 GL(300 , 30366)= 6,720E-001; #Guc Birimi-1-(+Y)
 GL(300 , 30367)= 6,720E-001; #Guc Birimi-1-(+Y)
 GL(300 , 30368)= 5,376E-001; #Guc Birimi-1-(+Y)
 GL(300 , 30388)= 2,016E-001; #Guc Birimi-1-(+Y)
 GL(300 , 30389)= 6,048E-001; #Guc Birimi-1-(+Y)
 GL(300 , 30390)= 6,720E-001; #Guc Birimi-1-(+Y)
 GL(300 , 30391)= 6,720E-001; #Guc Birimi-1-(+Y)
 GL(300 , 30392)= 6,720E-001; #Guc Birimi-1-(+Y)
 GL(300 , 30393)= 5,376E-001; #Guc Birimi-1-(+Y)
 GL(300 , 30413)= 2,016E-001; #Guc Birimi-1-(+Y)
 GL(300 , 30414)= 6,048E-001; #Guc Birimi-1-(+Y)
 GL(300 , 30415)= 6,720E-001; #Guc Birimi-1-(+Y)
 GL(300 , 30416)= 6,720E-001; #Guc Birimi-1-(+Y)
 GL(300 , 30417)= 6,720E-001; #Guc Birimi-1-(+Y)
 GL(300 , 30418)= 5,376E-001; #Guc Birimi-1-(+Y)
 GL(300 , 30438)= 2,016E-001; #Guc Birimi-1-(+Y)
 GL(300 , 30439)= 6,048E-001; #Guc Birimi-1-(+Y)
 GL(300 , 30440)= 6,720E-001; #Guc Birimi-1-(+Y)
 GL(300 , 30441)= 6,720E-001; #Guc Birimi-1-(+Y)
 GL(300 , 30442)= 6,720E-001; #Guc Birimi-1-(+Y)
 GL(300 , 30443)= 5,376E-001; #Guc Birimi-1-(+Y)
 GL(300 , 30463)= 1,512E-001; #Guc Birimi-1-(+Y)
 GL(300 , 30464)= 4,536E-001; #Guc Birimi-1-(+Y)
 GL(300 , 30465)= 5,040E-001; #Guc Birimi-1-(+Y)
 GL(300 , 30466)= 5,040E-001; #Guc Birimi-1-(+Y)

EK-5 (devam). IMM’de Thermica programına verilerin tanımlanması

GL(300 , 30467)= 5,040E-001; #Guc Birimi-1-(+Y)
 GL(300 , 30468)= 4,032E-001; #Guc Birimi-1-(+Y)
 GL(310 , 30058)= 4,860E-002; #Veri Toplama Birimi-1-(+Y)
 GL(310 , 30059)= 2,268E-001; #Veri Toplama Birimi-1-(+Y)
 GL(310 , 30060)= 2,106E-001; #Veri Toplama Birimi-1-(+Y)
 GL(310 , 30061)= 2,106E-001; #Veri Toplama Birimi-1-(+Y)
 GL(310 , 30062)= 1,134E-001; #Veri Toplama Birimi-1-(+Y)
 GL(310 , 30083)= 1,512E-001; #Veri Toplama Birimi-1-(+Y)
 GL(310 , 30084)= 7,056E-001; #Veri Toplama Birimi-1-(+Y)
 GL(310 , 30085)= 6,552E-001; #Veri Toplama Birimi-1-(+Y)
 GL(310 , 30086)= 6,552E-001; #Veri Toplama Birimi-1-(+Y)
 GL(310 , 30087)= 3,528E-001; #Veri Toplama Birimi-1-(+Y)
 GL(310 , 30108)= 7,020E-002; #Veri Toplama Birimi-1-(+Y)
 GL(310 , 30109)= 3,276E-001; #Veri Toplama Birimi-1-(+Y)
 GL(310 , 30110)= 3,042E-001; #Veri Toplama Birimi-1-(+Y)
 GL(310 , 30111)= 3,042E-001; #Veri Toplama Birimi-1-(+Y)
 GL(310 , 30112)= 1,638E-001; #Veri Toplama Birimi-1-(+Y)
 GL(320 , 30052)= 1,134E-001; #Veri Toplama-2-(+Y)
 GL(320 , 30053)= 2,106E-001; #Veri Toplama-2-(+Y)
 GL(320 , 30054)= 2,106E-001; #Veri Toplama-2-(+Y)
 GL(320 , 30055)= 2,268E-001; #Veri Toplama-2-(+Y)
 GL(320 , 30056)= 4,860E-002; #Veri Toplama-2-(+Y)
 GL(320 , 30077)= 3,528E-001; #Veri Toplama-2-(+Y)
 GL(320 , 30078)= 6,552E-001; #Veri Toplama-2-(+Y)
 GL(320 , 30079)= 6,552E-001; #Veri Toplama-2-(+Y)
 GL(320 , 30080)= 7,056E-001; #Veri Toplama-2-(+Y)
 GL(320 , 30081)= 1,512E-001; #Veri Toplama-2-(+Y)
 GL(320 , 30102)= 1,638E-001; #Veri Toplama-2-(+Y)
 GL(320 , 30103)= 3,042E-001; #Veri Toplama-2-(+Y)
 GL(320 , 30104)= 3,042E-001; #Veri Toplama-2-(+Y)
 GL(320 , 30105)= 3,276E-001; #Veri Toplama-2-(+Y)
 GL(320 , 30106)= 7,020E-002; #Veri Toplama-2-(+Y)

EK-5 (devam). IMM’de Thermica programına verilerin tanımlanması

GL(410 , 40168)= 2,916E-001; #pil-2(-Y)
 GL(410 , 40169)= 1,361E+000; #pil-2(-Y)
 GL(410 , 40170)= 1,264E+000; #pil-2(-Y)
 GL(410 , 40171)= 1,264E+000; #pil-2(-Y)
 GL(410 , 40172)= 6,804E-001; #pil-2(-Y)
 GL(410 , 40193)= 1,555E+000; #pil-2(-Y)
 GL(410 , 40194)= 7,258E+000; #pil-2(-Y)
 GL(410 , 40195)= 6,739E+000; #pil-2(-Y)
 GL(410 , 40196)= 6,739E+000; #pil-2(-Y)
 GL(410 , 40197)= 3,629E+000; #pil-2(-Y)
 GL(410 , 40218)= 1,458E+000; #pil-2(-Y)
 GL(410 , 40219)= 6,804E+000; #pil-2(-Y)
 GL(410 , 40220)= 6,318E+000; #pil-2(-Y)
 GL(410 , 40221)= 6,318E+000; #pil-2(-Y)
 GL(410 , 40222)= 3,402E+000; #pil-2(-Y)
 GL(410 , 40243)= 1,555E+000; #pil-2(-Y)
 GL(410 , 40244)= 7,258E+000; #pil-2(-Y)
 GL(410 , 40245)= 6,739E+000; #pil-2(-Y)
 GL(410 , 40246)= 6,739E+000; #pil-2(-Y)
 GL(410 , 40247)= 3,629E+000; #pil-2(-Y)
 GL(420 , 40303)= 1,008E-001; #Anten elektronik birimi(-Y)
 GL(420 , 40304)= 3,360E-001; #Anten elektronik birimi(-Y)
 GL(420 , 40305)= 3,024E-001; #Anten elektronik birimi(-Y)
 GL(420 , 40306)= 3,360E-001; #Anten elektronik birimi(-Y)
 GL(420 , 40307)= 3,696E-001; #Anten elektronik birimi(-Y)
 GL(420 , 40308)= 2,352E-001; #Anten elektronik birimi(-Y)
 GL(420 , 40328)= 2,016E-001; #Anten elektronik birimi(-Y)
 GL(420 , 40329)= 6,720E-001; #Anten elektronik birimi(-Y)
 GL(420 , 40330)= 6,048E-001; #Anten elektronik birimi(-Y)
 GL(420 , 40331)= 6,720E-001; #Anten elektronik birimi(-Y)
 GL(420 , 40332)= 7,392E-001; #Anten elektronik birimi(-Y)
 GL(420 , 40333)= 4,704E-001; #Anten elektronik birimi(-Y)

EK-5 (devam). IMM’de Thermica programına verilerin tanımlanması

GL(420 , 40353)= 2,016E-001; #Anten elektronik birimi-(-Y)
 GL(420 , 40354)= 6,720E-001; #Anten elektronik birimi-(-Y)
 GL(420 , 40355)= 6,048E-001; #Anten elektronik birimi-(-Y)
 GL(420 , 40356)= 6,720E-001; #Anten elektronik birimi-(-Y)
 GL(420 , 40357)= 7,392E-001; #Anten elektronik birimi-(-Y)
 GL(420 , 40358)= 4,704E-001; #Anten elektronik birimi-(-Y)
 GL(420 , 40378)= 2,016E-001; #Anten elektronik birimi-(-Y)
 GL(420 , 40379)= 6,720E-001; #Anten elektronik birimi-(-Y)
 GL(420 , 40380)= 6,048E-001; #Anten elektronik birimi-(-Y)
 GL(420 , 40381)= 6,720E-001; #Anten elektronik birimi-(-Y)
 GL(420 , 40382)= 7,392E-001; #Anten elektronik birimi-(-Y)
 GL(420 , 40383)= 4,704E-001; #Anten elektronik birimi-(-Y)
 GL(420 , 40403)= 1,440E-002; #Anten elektronik birimi-(-Y)
 GL(420 , 40404)= 4,800E-002; #Anten elektronik birimi-(-Y)
 GL(420 , 40405)= 4,320E-002; #Anten elektronik birimi-(-Y)
 GL(420 , 40406)= 4,800E-002; #Anten elektronik birimi-(-Y)
 GL(420 , 40407)= 5,280E-002; #Anten elektronik birimi-(-Y)
 GL(420 , 40408)= 3,360E-002; #Anten elektronik birimi-(-Y)
 GL(430 , 40185)= 5,760E-001; #Tepki Teker elektronik-(-Y)
 GL(430 , 40186)= 5,760E-001; #Tepki Teker elektronik-(-Y)
 GL(430 , 40187)= 5,760E-001; #Tepki Teker elektronik-(-Y)
 GL(430 , 40188)= 5,760E-001; #Tepki Teker elektronik-(-Y)
 GL(430 , 40189)= 5,760E-001; #Tepki Teker elektronik-(-Y)
 GL(430 , 40210)= 6,720E-001; #Tepki Teker elektronik-(-Y)
 GL(430 , 40211)= 6,720E-001; #Tepki Teker elektronik-(-Y)
 GL(430 , 40212)= 6,720E-001; #Tepki Teker elektronik-(-Y)
 GL(430 , 40213)= 6,720E-001; #Tepki Teker elektronik-(-Y)
 GL(430 , 40214)= 6,720E-001; #Tepki Teker elektronik-(-Y)
 GL(430 , 40235)= 6,720E-001; #Tepki Teker elektronik-(-Y)
 GL(430 , 40236)= 6,720E-001; #Tepki Teker elektronik-(-Y)
 GL(430 , 40237)= 6,720E-001; #Tepki Teker elektronik-(-Y)
 GL(430 , 40238)= 6,720E-001; #Tepki Teker elektronik-(-Y)

EK-5 (devam). IMM’de Thermica programına verilerin tanımlanması

GL(430 , 40239)= 6,720E-001; #Tepki Tekerı elektronik-(-Y)
 GL(430 , 40260)= 4,800E-001; #Tepki Tekerı elektronik-(-Y)
 GL(430 , 40261)= 4,800E-001; #Tepki Tekerı elektronik-(-Y)
 GL(430 , 40262)= 4,800E-001; #Tepki Tekerı elektronik-(-Y)
 GL(430 , 40263)= 4,800E-001; #Tepki Tekerı elektronik-(-Y)
 GL(430 , 40264)= 4,800E-001; #Tepki Tekerı elektronik-(-Y)
 GL(540 , 5090) = 3,000E+000; #Gunes Algılayıcı-1-(-Z) PANEL
 GL(550 , 5009) = 3,000E+000; #Gunes Algılayıcı-1-(-Z) PANEL
 GL(600 , 7013) = 2,576E+000; #donu-optik
 GL(600 , 7014) = 1,992E+000; #donu-optik
 GL(600 , 7018) = 5,193E+000; #donu-optik
 GL(600 , 7019) = 4,223E+000; #donu-optik
 GL(640 , 6012) = 3,564E-001; #Manyetometre-1-(+Z)
 GL(640 , 6013) = 1,307E+000; # Manyetometre-1-(+Z)
 GL(640 , 6014) = 1,307E+000; # Manyetometre-1-(+Z)
 GL(640 , 6027) = 3,564E-001; # Manyetometre-1-(+Z)
 GL(640 , 6028) = 1,307E+000; # Manyetometre-1-(+Z)
 GL(640 , 6029) = 1,307E+000; # Manyetometre-1
 GL(640 , 6042) = 9,720E-002; # Manyetometre-1
 GL(640 , 6043) = 3,564E-001; # Manyetometre-1
 GL(640 , 6044) = 3,564E-001; # Manyetometre-1
 GL(650 , 6180) = 3,564E-001; # Manyetometre-1
 GL(650 , 6181) = 3,564E-001; # Manyetometre-1
 GL(650 , 6182) = 9,720E-002; # Manyetometre-1
 GL(650 , 6195) = 1,307E+000; # Manyetometre-1
 GL(650 , 6196) = 1,307E+000; # Manyetometre-1
 GL(650 , 6197) = 3,564E-001; # Manyetometre-1
 GL(650 , 6210) = 1,307E+000; # Manyetometre-1
 GL(650 , 6211) = 1,307E+000; #MANYE-2-(+Z)
 GL(650 , 6212) = 3,564E-001; #MANYE-2-(+Z)

EK-5 (devam). IMM’de Thermica programına verilerin tanımlanması

#Bağlantı elemanlarının temas iletim değerlerinin tanımlanması

GL(8000, 5092)=1,054 #Gunes Paneli-1-Uzay Paneli

GL(8000, 5093)=1,054 #Gunes Paneli-1-Uzay Paneli

GL(8000, 5096)=1,054 #Gunes Paneli-1-Uzay Paneli

GL(8000, 5097)=1,054 #Gunes Paneli-1-Uzay Paneli

GL(9000, 5092)=1,054 #Gunes Paneli-2-Uzay Paneli

GL(9000, 5093)=1,054 #Gunes Paneli-2-Uzay Paneli

GL(9000, 5002)=1,054 #Gunes Paneli-2-Uzay Paneli

GL(9000, 5003)=1,054 #Gunes Paneli-2-Uzay Paneli

GL(610,6223)=0,42 #Anten-1 –Dünya Paneli

GL(610,6224)=0,42 #Anten-1 –Dünya Paneli

GL(620,6000)=0,42 #Anten-2 –Dünya Paneli

GL(620,6015)=0,42 #Anten-2 –Dünya Paneli

GL(640,6014)=0,52 #Manyetometre-1 –Dünya Paneli

GL(640,6015)=0,52#Manyetometre-1 –Dünya Paneli

GL(640,6028)=0,52#Manyetometre-1 –Dünya Paneli

GL(640,6029)=0,52#Manyetometre-1 –Dünya Paneli

GL(650,6195)=0,52#Manyetometre-1 –Dünya Paneli

GL(650,6196)=0,52#Manyetometre-1 –Dünya Paneli

GL(650,6211)=0,52#Manyetometre-2 –Dünya Paneli

GL(650,6210)=0,52#Manyetometre-2 –Dünya Paneli

GL(510,511)= 2,4 #Tepki Teker-1-Braket-1

GL(520,521)= 2,4 #Tepki Teker-2-Braket-2

GL(530,531)= 2,4 #Tepki Teker-3-Braket-3

EK-6. Isıtıcı ve termostörlerin Thermica'da tanımlanan kullanıcı dosyası

\$VARIABLES

REAL * HTPOW1 =6 ; //Pil-1 ISITICI-1 düğüm başına düşen güç miktarı (W)//

REAL * HTPOW2 =8 ; //Pil-1 ISITICI-2 düğüm başına düşen güç miktarı (W)//

REAL * HTPOW3 =10; //Pil-2 ISITICI-1 düğüm başına düşen güç miktarı (W)//

REAL * HTPOW4 =10; //Pil-2 ISITICI-2 düğüm başına düşen güç miktarı (W)//

REAL* HTMIN1 = 5 ; //termistör izin verilebilir minimum sıcaklık değeri (°C) //

REAL* HTMAX1 =15; //termistör izin verilebilir maksimum sıcaklık değeri (°C) //

INTEGER* HTSTS40193=0 ; //pil-2 ısıtıcı-1 termistör düğümü//

INTEGER* HTSTS40197=0 ; //pil-2 ısıtıcı-2 termistör düğümü//

INTEGER* HTSTS20237=0 ; //pil-1 ısıtıcı-1 termistör düğümü//

INTEGER* HTSTS20257=0 ; //pil-1 ısıtıcı-2 termistör düğümü//

\$VRESULTS //termostatik ısıtıcı kontrolü//

CALL THRMST(T40193, HTMAX1, HTMIN1, HTSTS40193)

QR40168 = HTSTS40193 * HTPOW1

CALL THRMST(T40193, HTMAX1, HTMIN1, HTSTS40193)

QR40193 = HTSTS40193 * HTPOW1

CALL THRMST(T40193, HTMAX1, HTMIN1, HTSTS40193)

QR40218 = HTSTS40193 * HTPOW1

CALL THRMST(T40193, HTMAX1, HTMIN1, HTSTS40193)

QR40243 = HTSTS40193 * HTPOW1

CALL THRMST(T40197, HTMAX1, HTMIN1, HTSTS40197)

QR40172 = HTSTS40197 * HTPOW2

CALL THRMST(T40197, HTMAX1, HTMIN1, HTSTS40197)

QR40197 = HTSTS40197 * HTPOW2

CALL THRMST(T40197, HTMAX1, HTMIN1, HTSTS40197)

QR40222 = HTSTS40197 * HTPOW2

CALL THRMST(T40197, HTMAX1, HTMIN1, HTSTS40197)

QR40247 = HTSTS40197 * HTPOW2

CALL THRMST(T20237, HTMAX1, HTMIN1, HTSTS20237)

EK-6 (devam). Isıtıcı ve termitörlerin Thermica’da tanımlanan kullanıcı dosyası

QR20212 = HTSTS20237 * HTPOW3

CALL THRMST(T20237, HTMAX1, HTMIN1, HTSTS20237)

QR20237 = HTSTS20237 * HTPOW3

CALL THRMST(T20237, HTMAX1, HTMIN1, HTSTS20237)

QR20262 = HTSTS20237 * HTPOW3

CALL THRMST(T20237, HTMAX1, HTMIN1, HTSTS20237)

QR20287 = HTSTS20237 * HTPOW3

CALL THRMST(T20257, HTMAX1, HTMIN1, HTSTS20257)

QR20282 = HTSTS20257* HTPOW4

CALL THRMST(T20257, HTMAX1, HTMIN1, HTSTS20257)

QR20257 = HTSTS20257 * HTPOW4

CALL THRMST(T20257, HTMAX1, HTMIN1, HTSTS20257)

QR20232 = HTSTS20257 * HTPOW4

CALL THRMST(T20257, HTMAX1, HTMIN1, HTSTS20257)

QR20207 = HTSTS20257 * HTPOW4

EK-7. Isıl kontrolde seçilen ısıtıcıların teknik özellikleri [61,62,63]

Attributes	
Mounting	Acrylic Adhesive (PSA)
Thickness (mm)	1.52
Min Temp (°C)	-32
Max Temp (°C)	100
Weight (g)	2.27
Style	Etched Kapton/WA
X dim (mm)	25.4
Y dim (mm)	101.6
R (Ω)	23.59
AWG	26
Area (in ²)	3.3232
Volt	28.00
Watt	33.2
Availability	In Stock
Watt Density (w/in ²)	10.00
Documentation	
Product Drawing	HK6909.pdf

Minco Product firmasının HK 6909 ısıtıcı modeli özellikleri : (R =22,56 Ω)

Attributes	
Mounting	Acrylic Adhesive (PSA)
Thickness (mm)	1.52
Min Temp (°C)	-32
Max Temp (°C)	100
Weight (g)	3.18
Style	Etched Kapton/WA
X dim (mm)	50.8
Y dim (mm)	76.2
R (Ω)	14.73
AWG	26
Area (in ²)	5.3232
Volt	28.00
Watt	53.2
Availability	In Stock
Watt Density (w/in ²)	10.00
Documentation	
Product Drawing	HK6912.pdf

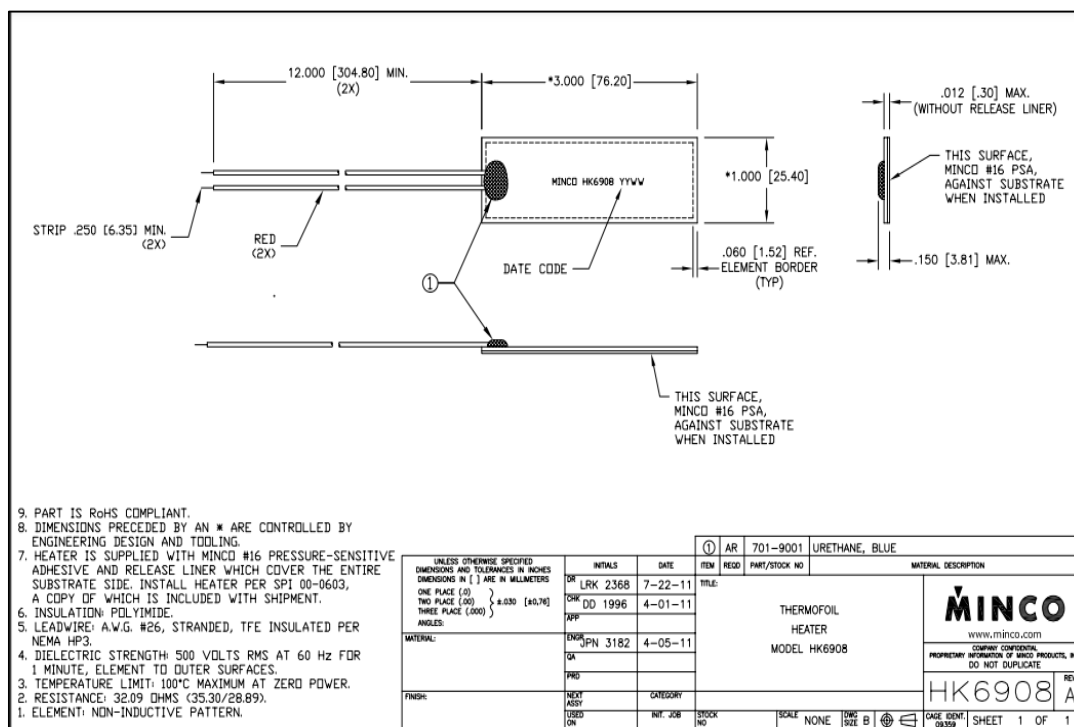
Minco Product firmasının HK 6912 ısıtıcı modeli özellikleri : (R =14,4 Ω için)

EK-7 (devam). Minco Product firmasının HK 6908 ısıtıcı modeli özellikleri: ($R = 25,6 \, \Omega$ için)

Attributes	
Mounting	Acrylic Adhesive (PSA)
Thickness (mm)	1.52
Min Temp (°C)	-32
Max Temp (°C)	100
Weight (g)	2.27
Style	Etched Kapton/WA
X dim (mm)	25.4
Y dim (mm)	76.2
R (Ω)	32.09
AWG	26
Area (in ²)	2.4430
Volt	28.00
Watt	24.4
Availability	In Stock
Watt Density (w/in ²)	10.00

Documentation	
Product Drawing	HK6908.pdf

Minco Product firmasının HK6908 ısıtıcı modeli teknik resmi : ($R = 32.09 \, \Omega$ için)



EK-8. Isıtıcı kontrolünde kullanılan uzay uyumlu termistör [64]



44906 GSFC Space Qualified Thermistor



- Fully Qualified to GSFC S311-P18-06S7R6 Specification for Flight Use
- 5000 ohm Resistance @ 25°C
- Interchangeable $\pm 0.1^\circ\text{C}$, 0° to 70°C ,
- Pressed Disk Ceramic Sensor
- High sensitivity
- Thermally conductive epoxy coating that meet Outgassing Requirements
- 32 AWG, 3" (7.6 cm) long Solder plated copper leads
- Serialized and Color Coded for Identification

DESCRIPTION

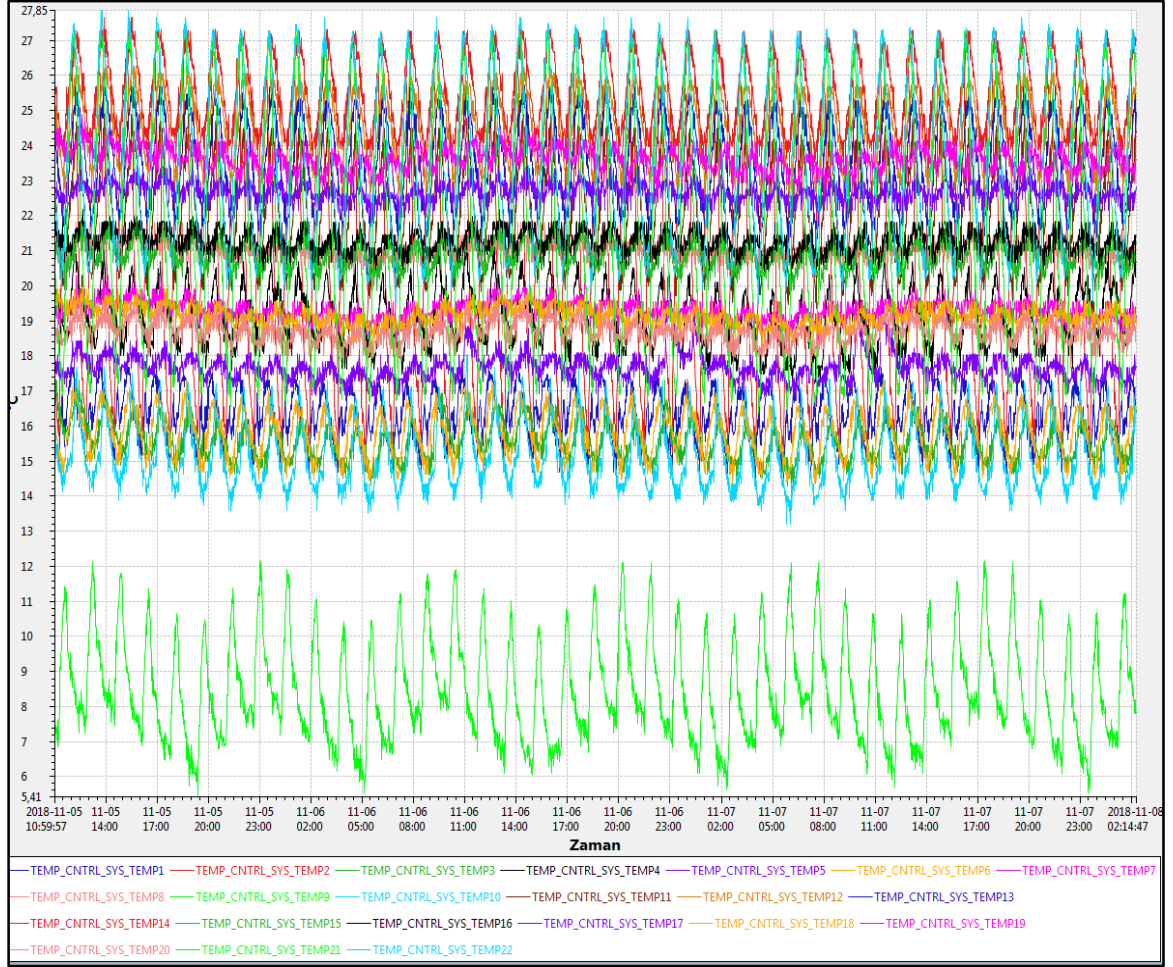
NASA Qualified epoxy encapsulated precision interchangeable NTC thermistors for use in extended space flight applications. All parts are fully flight tested and characterized. Line re-qualified yearly per MIL-PRF-23648 requirements as specified in S311-P18 document. Resistance (Type 05) available in other lead and resistance configurations per S311-P18.

FEATURES	APPLICATIONS
- Flight Qualified 5000 Ohm Resistance @ 25°C - Interchangeability - High Sensitivity - Thermally Conductive Epoxy Coating Exhibits <0.86% TML, <0.01% CVCM, 0.10% WVR when tested per ASTM E-595-90	- Extended Space Applications - Low and Mid Range Temperature Applications - Tight Tolerance Instrumentation - Applications Requiring Sensing Small Changes in Temperature - Applications with Outgassing Requirements

PERFORMANCE SPECS

Parameter	Units	Value
Resistance @ 25°C	Ohms	5000
Tolerance 0°C to 70°C	$^\circ\text{C}$	± 0.1
Beta Value 25/85	K	3978
Tolerance on Beta Value	%	0.4
Time response in air	Seconds	< 10
Dissipation Constant in air	mW/ $^\circ\text{C}$	1
Insulation Resistance (Min. of 100Mohms for 1 Sec.)	Volts	500

EK-9. TÜBİTAK Uzay Teknolojileri Araştırma Enstitüsü tarafından üretilen bir yer gözlem uydusunun üç günlük ekipman sıcaklık değerleri



ÖZGEÇMİŞ

Kişisel Bilgiler

Soyadı, adı :SUNDU, Hilmi
 Uyuğu :T.C.
 Doğum tarihi ve yeri : 02.08.1991, Ankara
 Medeni hali : Evli
 Telefon : 0 (544) 782 85 57
 e-mail :hilmisundu@gmail.com



Eğitim

Derece	Eğitim Birimi	Mezuniyet Tarihi
Yüksek lisans	Gazi Üniversitesi/Makina Mühendisliği	Devam ediyor
Lisans	Gazi Üniversitesi/Makina Mühendisliği	2015
Lise	Eryaman Anadolu Lisesi	2010

İş Deneyimi

Yıl	Yer	Görev
2017-Halen	TÜBİTAK UZAY	Isıl Tasarım Mühendisi
2015-2016	ANMAK Mühendislik A.Ş.	Proje Mühendisi

Yabancı Dil

İngilizce

Yayınlar

1. Sundu,H., Döner,N.(2020).Detailed Thermal Design and Control of an Observation Satellite in Low Earth Orbit,*European Mechanical Science*,4,171-178
2. Aksu, A.A and Sundu, H.(2018).Verification of The In-House Developed Simulator Software for Communication Satellites, *Thermal and Fluids AnalysisWorkshop(TFAWS)*, Houston, Texas.
3. Aksu, A.A, Sundu, H. and Mermer, E.(2019).Nonlinear system identification for the thermal management of communication satellites. *European Conference for Aeronautics and Space Sciences(EUCASS)*

Hobiler

Tiyatro, Basketbol, Doğa, Teknoloji



GAZİ GELECEKTİR..