T.C.
NECMETTİN ERBAKAN NİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

UZAY PLATFORMLARINA YÖNELİK BİR TERMOFOTOVOLTAİK GÜÇ SİSTEMİ TASARIMI

Bayram BULAT

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Elektrik Elektronik Mühendisliği Anabilim Dalı

Aralık-2021
KONYA
Her Hakkı Saklıdır

TEZ KABUL VE ONAYI

Bayram BULAT tarafından hazırlanan "Uzay Platformlarına Yönelik Bir Termofotovoltaik Güç Sistemi Tasarımı" adlı tez çalışması 03/12/2021 tarihinde aşağıdaki jüri tarafından oy birliği / oy çokluğu ile Necmettin Erbakan Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Elektrik-Elektronik Mühendisliği Anabilim Dalı'nda YÜKSEK LİSANS TEZİ olarak kabul edilmiştir.

Jüri Üyeleri	**İmza**
Başkan Prof. Dr. Haldun GÖKTAŞ	……..
Danışman Doç. Dr. Ömer Faruk KESER	……..
Üye Prof. Dr. Mehmet Akif ERİŞMİŞ	……..

Fen Bilimleri Enstitüsü Yönetim Kurulu'nun …./…/20.. gün ve …….. sayılı kararıyla onaylanmıştır.

Prof. Dr. İbrahim KALAYCI
FBE Müdürü

TEZ BİLDİRİMİ

Bu tezdeki bütün bilgilerin etik davranış ve akademik kurallar çerçevesinde elde edildiğini ve tez yazım kurallarına uygun olarak hazırlanan bu çalışmada bana ait olmayan her türlü ifade ve bilginin kaynağına eksiksiz atıf yapıldığını bildiririm.

DECLARATION PAGE

I hereby declare that all information in this document has been obtained and presented in accordance with academic rules and ethical conduct. I also declare that, as required by these rules and conduct, I have fully cited and referenced all material and results that are not original to this work.

Bayram BULAT

Tarih: 02.12.2021

ÖZET

YÜKSEK LİSANS TEZİ

UZAY PLATFORMLARINA YÖNELİK BİR TERMOFOTOVOLTAİK GÜÇ SİSTEMİ TASARIMI

Bayram BULAT

Necmettin Erbakan Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü
Elektrik-Elektronik Mühendisliği Anabilim Dalı

Danışman: Doç.Dr. Ömer Faruk KESER

2021, 153 Sayfa

Jüri
Prof.Dr. Haldun GÖKTAŞ
Doç.Dr. Ömer Faruk KESER
Prof.Dr. Mehmet Akif ERİŞMİŞ

Dünya yörüngeleri için tasarlanan uzay platformlarında birincil güç kaynağı olarak çoğunlukla güneş hücreleri kullanılmaktadır. Fakat güneş hücrelerinin uzay ortamının olumsuz koşullarından etkilenmesi, geniş yüzey alanına ve yedeklenmeye ihtiyaç duyması, çalışma sıcaklık aralığının sınırlı olması gibi sahip olduğu olumsuz durumlar uzay çalışmalarında sorun teşkil etmektedir. Diğer yandan özellikle derin uzay görevlerinde birçok çalışmada başarı ile kullanılmış olan radyoizotop güç sistemleri (RTG) ise düşük verimlilikleri, ağır sistemler olması ve içerisinde radyoaktif madde bulunması sebebiyle Dünya yörüngelerinde kullanım için tercih edilmemektedir. Güneş hücrelerinin ve RTG'lerin bu olumsuz yönleri göz önüne alındığında geleceğin uzay çalışmalarında kullanılabilecek, yüksek verimlilikte ve yukarıdaki olumsuz yönleri kapatabilecek bir güç sistemi ihtiyacı doğmuştur. Bu kapsamda birçok güç sistemi tasarımı ortaya konulsa da Termofotovoltaik Jeneratörler (TPVG) sunduğu birçok avantaj ve yüksek verimlilik potansiyeli sebebiyle geleceğin uzay çalışmalarında önemli bir yere sahip olacağı araştırmacılar tarafından öngörülmektedir.

Bu çalışmada, TPVG güç sistemlerinin yapısı incelenerek uzay platformlarında kullanılmak üzere bir STPVG güç sistemi tasarımı sunulmaktadır. Çalışma kapsamında, mevcut TPVG güç sistemlerinde verimi olumsuz etkileyen temel hususlar belirlenerek, bu olumsuzlukları gidermeye yönelik olarak, dikey ve silindirik yapıda bir emitör ve etrafını 360° saran TPV hücre dizilimine sahip bir model tasarımı yapılmıştır. Geliştirilen model, literatürde verim üzerine belirtilen olumsuzlukları ortadan kaldırılması ve uzay platformları için ilk örnek olmasından dolayı bu çalışmanın en önemli bulgusu olarak değerlendirilmiştir. Tasarlanan STPVG güç sistemi için COMSOL Multiphysics simulasyon programında zamana bağlı iki boyutlu ısıl çevrim analizleri gerçekleştirilmekte ve güç üretimi ve verimlilik hesaplamaları yapılmaktadır. Yapılan hesaplamalar neticesinde, tasarlanan STPVG güç sistemi için TPV hücrelerdeki güç üretim verimliliği %26,5 olarak hesaplanmıştır. Ardından, tasarlanan STPVG güç sisteminde verimi arttırmaya yönelik çalışmalar yürütülmüş, bu kapsamda emitör malzeme boyutlarında ve buna bağlı olarak optik bileşen ve TPV hücre dizilimlerinde değişiklikler yapılarak iki yeni tasarım modeli daha sunulmuş ve bu modeller için de ısıl çevrim analizi ve güç üretim ve verimlilik hesaplamaları yapılmıştır. Yapılan yeni tasarımlar ile güç üretiminde %35,4 verimlilik değerine ulaşılmıştır.

Güç üretimi ve verimlilik hesaplamalarının yanı sıra, ısıl çevrim analizleri neticesinde herhangi bir aktif soğutma sistemine gerek duyulmadan sadece ısı dağıtıcı bileşen ile STPVG güç sistemini soğutmanın mümkün olduğu tespit edilmiştir.

Sonuç olarak, bu tez çalışması kapsamında elde edilen bulguların değerlendirilmesiyle, tasarlanan STPVG güç sisteminin uzay platformları için uygun ve geliştirilebilir yapıda olduğu sonucuna ulaşılmıştır.

Anahtar Kelimeler: STPVG, solar enerji dönüşümü, TPV hücre, uzay güç sistemleri

ABSTRACT

MS THESIS

DESIGNING A THERMOPHOTOVOLTAIC POWER SYSTEM FOR SPACE PLATFORMS

Bayram BULAT

THE GRADUATE SCHOOL OF NATURAL AND APPLIED SCIENCEOF NECMETTİN ERBAKAN UNIVERSITY
THE DEGREE OF MASTER OF SCIENCE
IN ELECTRICAL AND ELECTRONICS ENGINEERING

Advisor: Assoc. Prof. Dr. Ömer Faruk KESER

2021, 153 Pages

Jury
Prof.Dr. Haldun GÖKTAŞ
Assoc. Prof. Dr. Ömer Faruk KESER
Prof.Dr. Mehmet Akif ERİŞMİŞ

Solar cells are used as the primary power generator system for most of the space platforms designed to operate on earth orbits. However, the disadvantages of the solar cells such as having large volume, back up requirement, to be adversely affected by the space environment, having limited operating temperature range etc. constitute a problem forthe space studies. On the other hand, the Radioisotope Power Systems (RTG) which are used in many deep-space missions successfully aren't preferred for earth-orbit missions due to its disadvantages such as low efficiency, weightiness and having radioactive substance. Taking into account all of these, the need for a new space power system which will be efficient and able to cover all the disadvantages of solar cells and RTGs has emerged. Although, many concept space power systems have been presented in accordance with this purpose, thanks to many advantages and high efficiency potential that it has, it is anticipated by the researchers that the Thermophotovoltaic Generators (TPVG) will be one of the most important research topic in the field of space power systems.

In this study, the structure of the TPVG power systems is investigated and a STPVG power system model is developed and presented. As a part of this study, the disadvantages of current STPVG models regarding the efficiency were determined and a STPVG model was designed which has an cylindrical and vertical structured emitter and a TPV cell array that surrounds the emitter 360 degrees. The developed model can be evaluated as the most important finding of this study in terms of resolving all the disadvantages of current STPVG models and being the first STPVG model developed for space platforms. As part of the study, a time-dependent two-dimentional thermal analysis and calculations for power generation and efficiency were conducted in COMSOL Multiphysics simulatıon program. According to results, it has been calculated that the efficiency for power generation in TPV cells is 26,5%. After then, several studies regarding the dimensions of emitter, structure of optical lenses and TPV cell arrays to increase the efficiency of STPVG was conducted and two new STPVG models were presented. Wıth the new STPVG models proposed, ıt has been achieved 35,4% efficiency for the TPV power generation.

Besides the calculations for power generation and efficiency, it has been analysed that, it is possible to keep cool the STPVG power system only with using heat-sink and without the need of any active cooling system.

As a result of the studies conducted in this research, it is concluded that the STPVG power system which was designed in this research is feasible in terms of future's power sub-systems for space platforms.

Keywords: Solar energy conversion, Space power systems, STPVG, TPV cell,

ÖNSÖZ

Yürütülen bu çalışmasının her safhasında her zaman bana vakit ayırıp sabırla dinleyen, beni yönlendiren, bilgi ve ilgisini esirgemeyen; hoşgörüsü ve heyecanı ile bana kazandırdığı değerler için her zaman minnettar olacağım kıymetli hocam Sayın Doç. Dr. Ömer Faruk KESER'e teşekkürü bir borç bilirim.

Bu süreçte görüş ve önerileriyle sağladıkları katkılardan dolayı değerli jüri üyeleri Sayın Prof. Dr. Haldun GÖKTAŞ'a ve aynı zamanda Anabilim Dalı Başkanımız olan Sayın Prof. Dr. Mehmet Akif ERİŞMİŞ'e teşekkürlerimi sunarım.

Sadece yüksek lisans sürecinde değil, hayatımın her anında aldığım her kararda yanımda olan ve her koşulda beni destekleyen eşim Neşe ÖZTÜRK BULAT'a teşekkür ederim.

Bayram BULAT
KONYA-2021

İÇİNDEKİLER

ÖZET ..... **iv**

ABSTRACT ..... **v**

ÖNSÖZ ..... **vi**

İÇİNDEKİLER ..... **vii**

SİMGELER VE KISALTMALAR ..... **iv**

1. GİRİŞ **1**

1.1. Uzay Ortamı ve Yörünge Türleri 3
1.1.1. Uzay Ortamı 3
1.1.2. Yörünge Türleri 5
1.2. Uzay Platformları 9
1.3. Uzay Platformları Alt Sistemleri 12
1.4. Güç Alt Sistemi 15
1.5. Birincil Güç Sistemleri 18
1.5.1. Birincil Bataryalar 19
1.5.2. Yakıt Hücreleri 20
1.5.3. Nükleer Güç Sistemleri 21
1.5.4. Solar Güç Sistemleri 24
1.6. Termofotovoltaik Güç Sistemleri 31
1.6.1. Tarihsel Gelişimi 32
1.6.2. Çalışma Prensibi 39
1.6.3. Alt Bileşenleri 42
1.6.4. TPVG Türleri 52
1.7. Uluslararası Uzay İstasyonu Güç Alt Sistemi Yapısı ve Bileşenleri 53

2. MATERYAL VE YÖNTEM **57**

2.1. Materyaller 57
2.1.1. Literatür Analizi 57
2.1.2. Simülasyon Programları 58
2.2. Yöntem 59
2.2.1. Birincil Güç Sistemlerindeki Etken Faktörler 59
2.2.2. TPVG Güç Sistemi Tasarım Aşamaları 66
2.2.3. Elde Edilecek Bulguların Niteliği ve Analiz Süreci 109

3. ARAŞTIRMA BULGULARI VE TARTIŞMA **111**

3.1. STPVG Güç Sistemi Tasarımının İki Boyutlu Isıl Analizi ile Elde Edilen Bulguların Değerlendirilmesi 111
3.1.1. Aydınlık Yörünge İçin STPVG Güç Sistemi Tasarımının İki Boyutlu Isıl Analizi ile Elde Edilen Bulguların Değerlendirilmesi 112
3.1.2. Karanlık Yörünge İçin STPVG Güç Sistemi Tasarımının İki Boyutlu Isıl Analiz Bulgularının Değerlendirilmesi 115

3.2. STPVG Güç Sistemi Tasarımının Güç Üretim ve Verimlilik Bulgularının Değerlendirilmesi 117
3.2.1. Aydınlık Yörünge İçin STPVG Güç Sistemi Tasarımının Güç Üretim ve Verimlilik Bulgularının Değerlendirilmesi 118
3.2.2. Karanlık Yörünge İçin STPVG Güç Sistem Tasarımının Güç Üretim ve Verimlilik Bulgularının Değerlendirilmesi 120
3.3. Farklı STPVG Güç Sistemi Tasarımları İçin Güç Üretim ve Verimlilik Bulguları ve Karşılaştırılması 121
3.3.1. Birinci STPVG Güç Sistemi Tasarımı İçin Güç Üretim ve Verimlilik Bulguları 122
3.3.2. İkinci STPVG Güç Sistemi Tasarımı İçin Güç Üretim ve Verimlilik Bulguları 123
3.3.3. Üçüncü STPVG Güç Sistemi Tasarımı İçin Güç Üretim ve Verimlilik Bulguları 125
3.3.4. STPVG Güç Sistemi Tasarımları İçin Güç Üretim ve Verimlilik Bulgularının Karşılaştırılması 126

4. SONUÇLAR VE ÖNERİLER 129

4.1. Sonuçlar 129
4.2. Öneriler 134

5. KAYNAKLAR 137

EKLER 145

ÖZGEÇMİŞ 153

SİMGELER VE KISALTMALAR

Simgeler

%	Yüzde
°C	Santigrat derece
Dk	Dakika
kPa	kiloPaskal
km	Kilometre
A	Amper
s	Saniye
cm	Santimetre
mm	Milimetre
m^2	Metrekare
cm^2	Santimetrekare
kW	kiloWatt
NiH_2	Nikel-Hidrojen
Li-ion	Lityum-İyon
SiGe	Silikon-Germanyum
kWh	Kilowatt-saat
GaSb	Galyum-Antimon
InGaAs	İndiyum-Galyum-Arsenit
SiC	Silisyum-Karbür
Al_2O_3	Alüminyum Oksit
Er-YAG	Erbium katkılı itriyum alüminyum granat
IR	infrared (kızılötesi)
A/h	Amper-saat
P_{EOL}	Görev Sonu Enerji Üretim Kapasitesi
°K	Derece Kelvin
ε	Yüzeyin yayıcılığı (emisivite)
σ	Stefan Boltzman sabiti
ΔT	Sıcaklık farkı
η_{pv}	PV hücre enerji dönüşüm verimliliği
G	Işıma yoğunluğu
T	Zaman
A_{TPV}	TPV hücre aktif yüzey alanı
Q_{out}	Üretilengüç
W	Watt
^{238}Pu	Plütonyum-238
^{210}Po	Polonyum-210
^{90}Sr	Strontiyum-90

Kısaltmalar

BOL	Görev Süresi Başlangıcı
EOL	Görev Süresi Sonu
TPV	Termofotovoltaik
RTG	Radyoizotop Termal Jeneratör
ISS	Uluslararası Uzay İstasyonu
NASA	Ulusal Havacılık ve Uzay Dairesi
LEO	Alçak Dünya Yörüngesi
MEO	Orta Dünya Yörüngesi
HEO	Yüksek Dünya Yörüngesi
GEO	Yer Sabit Yörünge
GPS	Küresel Konumlama Sistemi
LW RHU	Düşük Ağırlıklı Radyoizotop Isıtıcı Birim
MMRTG	Çok Fonksiyonlu Radyoizotop Termal Jeneratör
STPVG	Solar Termofotovoltaik Jeneratör
AM	Hava Kütlesi Katsayısı
DC	Doğru Akım
DDCU	DC-DC Dönüştürücü
RPC	Uzaktan Güç Kontrol Ünitesi

1. GİRİŞ

Uzay insanoğlunun var oluşundan itibaren insanların ilgisini çekmiş, yüzyıllar boyunca insanlar uzayı keşfetmek, onu daha yakından incelemek ve uzayın merak edilen sırlarını çözmek için türlü cihazlar geliştirmiş, roketler inşa etmiş ve nihayetinde 20'nci yüzyılda uzaya ulaşmayı başarmıştır. Özellikle soğuk savaş döneminde ABD ve Sovyetler Birliğinin birbirine üstünlük sağlamak amacıyla girdiği uzay yarışı, bu alanda sayısız gelişmelerin elde edilmesini sağlamıştır. 4 Ekim 1957 yılında Sovyetler Birliği'nin ilk insan yapımı uydu olan Sputnik-1'i yörüngeye yerleştirmesi birçok araştırmacı tarafından uzay çağının başlangıcı olarak kabul edilir. Aynı yıl, Sovyetler Birliği Sputnik-2 uydusunu 3 Kasım 1957'de yörüngeye oturtmayı başarmıştır. Sputnik-2'nin önemi ise, bu uzay görevinde ilk defa bir canlı (Laika isminde bir köpek) uzaya gönderilmiş ve 7 gün süreyle yörüngede kalmıştır.

Sovyetler Birliğinin Sputnik-1 ve Sputnik-2 görevlerindeki başarısı üzerine ABD Vanguard uydusunu yapmış fakat fırlatmada başarısız olmuş, ardından 31 Ocak 1958'de Explorer-1 uydusunu yörüngeye yerleştirmeyi başarmıştır. Sovyetler Birliği, Sputnik-2 ile ilk canlıyı uzaya göndermesinin ardından 12 Nisan 1961'de başka bir önemli gelişmeye imzasını atmıştır. Vostok-1 adlı uzay aracı ile 108 dakikalık uçuşu başarıyla tamamlayan Rus kozmonot Yuri Gagarin, uzaya gönderilen ilk insan olmuştur (Vardar, 2010).

Sovyetler Birliği ve ABD arasındaki uzay rekabeti hızla devam ederken, uzay çalışmalarında en önemli dönüm noktalarından birisi olarak kabul edilen olay 1969 yılında gerçekleşti. 20 Temmuz 1969'da ABD'li astronotlar Neil Armstrong ve Edwin Aldrin Ay'a ayak basan ilk insanlar olarak tarihe geçti. O dönemde uzay ve uydu teknolojilerindeki gelişmeler sayesinde 500 milyondan fazla insan bu tarihi ana canlı olarak tanıklık edebilmiştir.

İnsanoğlunun Ay'a ayak basmasından sonra uzay çalışmaları aynı hızla devam etmiş, birçok yörüngesel ve derin uzay görevleri başarıyla gerçekleştirilmiştir. Sovyetler Birliği 1971-1982 yılları arasında ilk uzay istasyonu olan Salyut'u inşa etmiş ve kullanmıştır. NASA'nın ilk uzay istasyonu Skylab ise 1973-1979 yılları arasında kullanılmıştır. 1998 yılında yapımına başlanan Uluslararası Uzay İstasyonu ise yeryüzünden 350 km yükseklikteki yörüngesinde halen aktif şekilde kullanılmaktadır (Vardar, 2010).

ABD ve Sovyetler Birliğinin dışında gelişmiş Batı Avrupa ülkeleri, Çin, Japonya, Kanada, Hindistan, Brezilya ve Avustralya vb. birçok ülke de yaptığı çalışmalarla uzay araştırmalarına katkıda bulunmuştur. Fakat uzay çalışmalarının çok maliyetli olması ve yüksek bütçeler gerektirmesi sebebiyle bu çalışmalar insansız uzay araçları ve uydu projeleri ile sınırlı kalmıştır.

Uzay çağının başlangıcı olarak kabul edilen Sputnik-1 uydusu 4 Ekim 1957 tarihinde uzaya gönderildiğinde üzerindeki gümüş-çinko batarya tek enerji kaynağıydı. Batarya uydu üzerinde yer alan iki adet sinyal vericiye toplamda 1 W güç sağlamaktaydı. 3 hafta süre sonunda bataryanın tükenmesi ile vericilerden sinyal alımı da sonlanmıştı (Hyder ve ark., 2003). Günümüzde ise üzerinde yer alan 32800 adet güneş hücresi ile toplam güç üretim kapasitesi 248 kW olan Uluslararası Uzay İstasyonu, birçok milletten bilim insanının uzay çalışmaları yürüttüğü bir bilim merkezi olarak uzay ortamında faaliyetini sürdürmektedir. 1957 yılında ilk uyduda ihtiyaç duyulan güç miktarı 1 watt iken günümüzde tasarlanan uzay platformlarında güç ihtiyacının yüzlerce kW değerlerine kadar yükselmiş olması, bu miktarlardaki enerji ihtiyacını karşılayabilecek solar, termal, nükleer, kimyasal yapıda farklı güç sistemlerinin tasarlanmasına imkân sağlamıştır.

Güç sistemleri tasarlanırken uzay platformunun ihtiyaç duyduğu enerji kadar bu enerjinin hangi güç sistemi aracılığıyla sağlanacağı da aynı derecede önemli bir husustur ve bunu belirleyen temel etken de uzay platformunun görev bölgesidir. Çünkü derin uzay görevleri için tasarlanmış bir uzay aracı için birincil güç kaynağı nükleer enerji tabanlı bir güç sistemi olacak iken, dünya yörüngelerinde yer alan bir uzay platformu için birincil güç kaynağının fotovoltaik sistemler olması muhtemeldir.

Günümüzde gelişen uzay teknolojisi ile birlikte derin uzay ortamına ve diğer gök cisimlerine birçok araştırma robotları gönderilmekte, bu gök cisimlerinden alınan numuneler ile uzayın sırları çözülmekte, yaşam belirtisi aranmakta, değerli madenler keşfedilmekte ve Dünya dışındaki diğer gök cisimlerinde bir yaşam ortamı kurmanın ne kadar mümkün olduğu araştırılmaktadır. Fakat derin uzay ortamı zorlu ısısal koşulları, vakumlu ortamı, radyasyon etkileri gibi birçok sebepten ötürü, günümüz teknolojileri ile uzayda bir yaşam ortamı oluşturma konusunda elverişli bir imkân sunmamaktadır. Sadece insan yaşamı için değil, uzaya gönderilen her bir uydu, araştırma robotu, uzay sondası vs. bile uzay ortamından olumsuz etkilenmekte, bu sebeple tasarlanan yapının uzayda sorunsuz çalışabilmesi için uzay ortamı en küçük ayrıntısına kadar analiz edilerek tasarlanan yapıların dayanıklılığı yer testleri ile defalarca test edilmektedir.

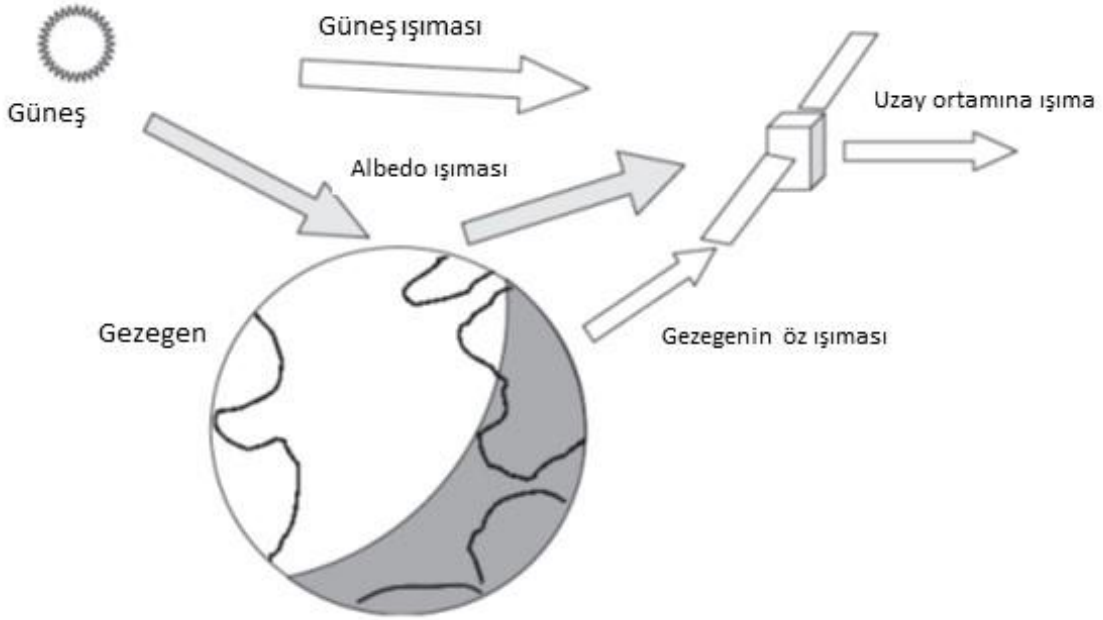
1.1. Uzay Ortamı ve Yörünge Türleri

1.1.1. Uzay Ortamı

Uzay, Dünya'nın atmosferi dışında ve diğer gök cisimleri arasında yer alan, gök cisimleri hariç, evrenin geri kalan kısmındaki sonsuz olduğu düşünülen boşluğa verilen isimdir. Derin (karanlık) uzayın ortalama sıcaklığı -271°C'dir. NASA tarafından yayınlanan raporlara göre; uzay görevlerinde yaşanılan başarısızlıkların %25'ini uzay araçlarının uzay ortamı ile etkileşimi esnasında ortaya çıkan sorunlar oluşturmaktadır. İstatistiklerden de anlaşılacağı gibi bir uzay platformunun yapımında dikkat edilecek en önemli husus kullanılan tüm malzemelerin uzay şartlarına dayanıklı olması ve derin uzay ortamında sorunsuz olarak çalışabilmesidir. Uzay şartlarının iyi değerlendirilmesi ve bu değerlendirmeler sonucunda buna uygun malzeme, kaplama malzemesi, tasarım ve uydu alt sistemlerinin belirlenmesi gerekmektedir. Uzay platformu, uzaya gönderilmeden önce gerekli testlere tabi tutularak uzay şartlarına uyumluluğu mutlaka test edilmelidir. Uzay ortamında bir uzay platformunu etkileyebilecek faktörler şunlardır:

a) Radyasyon Etkisi: Uzayda yayılan herhangi bir elektromanyetik ışını meydana getiren unsurların tamamı radyasyon olarak adlandırılır. Radyasyon, cisimlerin içine nüfuz ederek malzeme özelliklerinin değişmesine ya da farklı olumsuz etkilere sebep olabilir. Özellikle güneş hücreleri radyasyondan olumsuz etkilenmekte, verimlilikleri ciddi oranda düşmektedir.

b) Isıl Koşullar: Uzay ortamında güneş ışıması ile oluşan ısıl koşullar dünya ortamına göre çok farklıdır. Uzay ortamında güneş spektrum değeri AM0 olarak belirtilse de, buna ilave olarak albedo ışıması ve Dünya'nın ısısından kaynaklanan ışıma değerlerinin de hesaba katılması gereklidir (Şekil 1.1). LEO yörüngedeki bir uydu yaklaşık 90-100 dk'da bir turunu tamamlarken bu turun 60-65 dk'sını güneşi gören aydınlık yörüngede, 30-35 dk'sını güneş görmeyen karanlık yörüngede geçirir. LEO yörüngenin aydınlık periyodu süresince uydu bu üç ışıma değerine maruz kalırken, karanlık periyot süresince sadece Dünya'nın ısısından kaynaklanan ışıma değerleri mevcuttur. (Fortescue ve ark., 2011). Dolayısıyla, aydınlık yörüngede uydunun yüzey sıcaklığı +100°C'ye kadar çıkarken, karanlık periyot süresince yüzey sıcaklığı -80°C civarına kadar düşmektedir. Görev süresi boyunca binlerce kez bu denli yüksek sıcaklık değişimine maruz kalan uydular, bu koşullara dayanabilmek için aktif/pasif ısıtma-soğutma sistemleri ve kaplamalarla donatılırlar.



Şekil 1.1. LEO yörüngedeki bir uydunun maruz kaldığı ışıma değerleri (Fortescue ve ark., 2011)

c) Vakum Etkisi: Deniz seviyesinde 101.325 kPa (760 Torr) olan atmosfer basıncı uzayda ise 10-12 Torr değerine kadar düşmektedir. Düşük vakumun uzay platformları üzerinde iki ayrı etkisi bulunmaktadır. Birincisi, outgassing (gaz salınımı) etkisidir. Outgassing, malzemelerin uzay ortamında moleküler seviyede kopmaya uğraması olayıdır. Yani, uçucu gazlar yüksek basınç altında malzeme içerisinde durabilirken, vakumlu ortamda malzemeden ayrışır (Gündoğdu, 2008). Malzemeden ayrışan bu gazlar, güneş hücreleri ya da hassas optik sistemler üzerinde tabaka oluşturarak bu sistemlerin verimliliğini azaltabilir ya da çalışmasına engel olabilir. Vakum ortamının sebep olduğu bir diğer etki de ısı iletimi konusundadır. Vakumlu uzay ortamında ısı iletimini sağlayacak herhangi bir gaz molekülü bulunmadığından, ısı transferi dünyada yaygın olanın aksine taşınım yerine sadece ışınım yoluyla olur.

d) Plazma Etkisi: Plazma ortamı yaklaşık olarak eşit miktardaki pozitif yüklü oksijen miktarıyla ve serbest elektronlardan oluşmaktadır. Uzaydaki plazma ortamı da uzay araçları üzerinde yüksek gerilim farkları ve çeşitli elektriksel yüklenmeler oluşmasına sebep olabilir. Bu elektriksel yükler ve gerilim farklılıkları da uzay aracındaki elektronik elemanların bozulmasına sebep olabilir. Plazma ortamının etkilerinden korunmak için topraklama yapılması önemlidir (Erdoğan, 2019).

e) Uzay Çöpleri ve Mikrometeroit Etkisi: Mikrometeoritler (mikro-göktaşları), diğer büyük göktaşları ve kuyruklu yıldızlardan kopup uzayda serbest dolaşan ya da dünya yörüngesine yerleşmiş doğal, küçük boyutlara sahip katı parçalar olarak tanımlanabilir. Hızları 11,1-72,2 km/sn arasında olup, çarpışma hızları ortalama 19 km/sn'dir. Uzay çöpleri ise insan yapımı uzay araçlarından kaynaklanan, kullanım ömrünü bitirmiş, yörüngede serbestçe dolanan katı parçalardır. Genellikle kullanım dışı uzay araçları, fırlatıcı ünitelerin üst kademeleri, katı yakıt parçaları, çarpma sonucu ortaya çıkan parçalar vb. gibi insan yapımı katı kütleler uzay çöplerine örnek olarak verilebilir. Uzayda boyutları 1 cm'den büyük 30000 ile 130000 arasında bir sayıda uzay çöpünün bulunduğu tahmin edilmektedir. LEO yörüngede 10 cm'den, GEO yörüngede 1 m'den büyük boyutlardaki uzay çöpleri sürekli olarak izlenmektedir. Uzay çöpleri ve mikrometeroitler, uzay araçlarına çarptığında ciddi hasarlar meydana getirebilir. Bu etkiden korunmanın en kolay yolu dış kaplama yapmaktır. Dış kaplama ile 0,1 mm'den küçük parçalara karşı koruma sağlanabilirken, daha büyük parçalara karşı kaplamalar etkisiz kalmaktadır (Gündoğdu, 2008).

f) Nötr Parçacık Ortamı: Her ne kadar uzay vakumlu bir ortam olarak tanımlanmış olsa da özellikle dünyaya çok yakın olan yörüngelerde çok düşük seviyelerde de olsa atmosferik özellikler görülmektedir. Bu yörüngelerdeki moleküler düzeydeki atomik oksijen güneş ışınları nedeniyle parçalanır. Parçalanan bu oksijen atomları, bu yörüngelerde yer alan uyduların iç ve dış malzemeleri ile etkileşime girerek malzemeler üzerinde korozyona sebep olmaktadır. Bu durum uzay ortamının nötr parçacık etkisi olarak adlandırılır (Erdoğan, 2019). Ayrıca bu oksijen molekülleri sürüklenme kuvveti oluşturur, sürüklenme sebebiyle düşük derecelerde de olsa uydu üzerinde ısı artışı meydana gelir ve bu durum uydunun irtifasında zamanla sapmalar oluşmasına sebep olur.

1.1.2. Yörünge Türleri

Uzay çağının ilk yıllarında uzay çalışmalarının odağında uzayı keşfetmek yer alırken günümüzde iletişim, gözlem, araştırma, bilimsel faaliyetler, istihbarati faaliyetler, konumlandırma, sağlık, meteoroloji, madencilik ve hatta uzay turizmi gibi birçok alan uzay çalışmalarının kapsam alanına girmiştir. Dolayısıyla farklı çalışma alanları için farklı uzay platformları tasarlanmış, tasarlanan platformlar faaliyet alanları kapsamında derin uzaydan dünya yörüngelerine kadar uzayın farklı bölgelerine gönderilmiştir. Uzayın

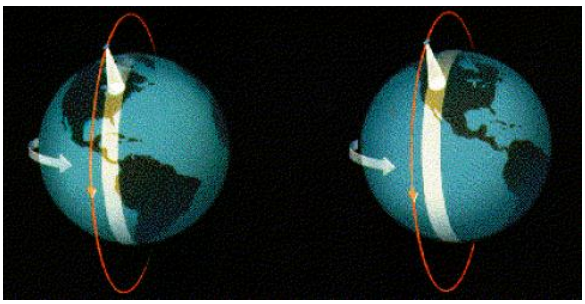
derinliklerini keşfetmek, yaşam izi sürmek amacıyla gezegenler ve derin uzayda görev yapmak üzere tasarlanmış insanlı/insansız çeşitli türlerde uzay araçları mevcut olsa da günümüzde faaliyetine devam eden uzay platformlarının büyük çoğunluğu Dünya yörüngelerinde bulunmaktadır. Yapısal özellikleri ve kullanım amaçlarına göre yörünge türleri aşağıda açıklanmıştır:

a) Alçak Dünya Yörüngesi (Low Earth Orbit) (LEO): Yeryüzünden 180 km'den başlayıp 2000 km'ye kadar devam eden irtifa aralığını kapsar. Dünyaya yakın olduğu için çoğunlukla yer gözlem/keşif amaçlı kullanılır. Her eğim açısına sahip olabilirler.



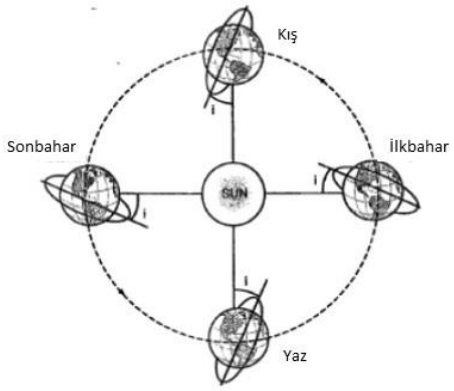
Şekil 1.2. LEO yörünge (Vardar, 2010)

LEO yörünge tipinde olup kendine has bazı özellikler taşıyan iki yörünge bulunmaktadır. Bunlardan ilki Kutupsal (Polar) Yörüngedir. Kutupsal (Polar) Yörünge, LEO yörünge tipinde olup, eğim açısı 90˚dir. Bu yörüngede yer alan uydular yörünge eğim açıları nedeniyle kutupsal istikamette döndüklerinden her turda ekvator üzerindeki başka bir boylamdan geçerler. Bu sayede belirli bir zaman periyodunda tüm dünyayı taramış olurlar. Kutupsal yörüngeler genellikle haritalandırma, gözlem, casus ve bilimsel uydular ile istihbarat amaçlı uydular tarafından kullanılır (Maral ve ark., 2009).



Şekil 1.3. Polar Yörünge (Vardar, 2010)

İkinci yörünge türü ise Güneş Eş Zamanlı Dünya Yörüngesi (Sun Synchronous Earth Orbit) dir. Bu yörüngenin özelliği Dünya ile Güneş arasındaki doğru hattına göre hep sabit bir açıda bulunmasıdır. Yani, bu yörüngede Güneş-Dünya arasındaki çizgi ile uydunun yörünge düzlemi arasındaki açı hep sabittir. Pasif algılama uyduları, meteoroloji uyduları ve atmosferik çalışmalarda kullanılan uydular bu yörüngede bulunur. Bu uydular görüntü dünya üzerinden bilgi alması ya da gönderilmesi istenilen noktadan her gün aynı lokal zamanda geçerler.

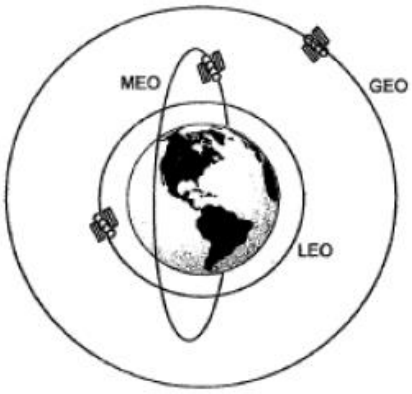


Şekil 1.4. Güneş Eş Zamanlı Dünya Yörüngesi (Sun Synchronous Earth Orbit) (Vardar, 2010)

LEO yörünge çevresel karakteristikleri şunlardır:

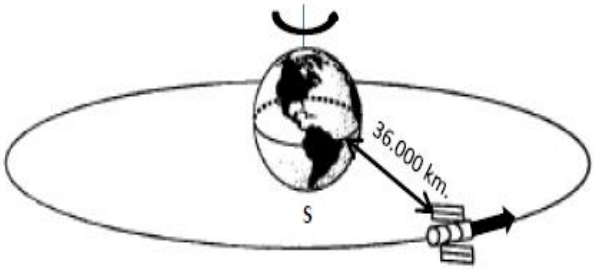
- Ultra-yüksek vakumlu ortam ($5x10^{-10}$ Torr)
- Termal çevrim (±100˚C)
- İyonize radyasyon: elektronlar, protonlar, ağır iyonlar
- Yörünge çöpleri: insan yapımı boyutları mikrondan birkaç metreye kadar değişen uzay atıklarıdır.

b) Orta Dünya Yörüngesi (Medium Earth Orbit) (MEO): LEO yörünge ile GEO yörünge arasında kalan irtifa aralığını kapsar (2000 km – 35785 km). Navigasyon ve haberleşme uydularının bazıları bu yörüngededir. Örneğin, 24 uyduluk bir navigasyon takım uydu grubu olan GPS uyduları 20,000 km irtifada yer alır.



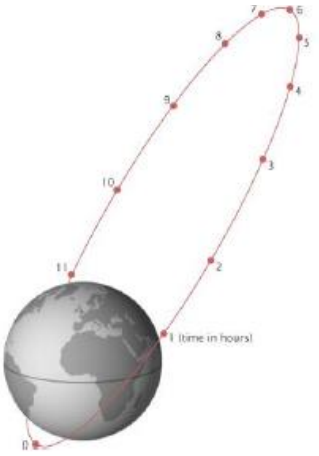
Şekil 1.5. LEO, MEO ve GEO yörüngeler (Vardar, 2010)

c) Yer Eş Zamanlı Dünya Yörüngesi (Geosynchronous Earth Orbit) (GEO): Uydu yörüngeleri arasında özel bir yere sahip olan GEO, 0˚ eğim açısına sahiptir ve bu da ekvator düzlemi üzerinde olması anlamına gelmektedir. Bu yörüngede yer alan uydular dünya ile aynı dönüş hızına (açısal hıza) sahiptir ve bir dönüş turunu dünya ile aynı zamanda (23.94 saatte) tamamlar. Haberleşme uyduları bu yörüngede yer alır. Türksat uydularımız da bu yörüngededir.



Şekil 1.6. Yer Eş Zamanlı (Geosynchronous) Orbit (Vardar, 2010)

d) Yüksek Dünya Yörüngesi (High Earth Orbit) (HEO): GEO yörünge üzerindeki irtifaları kapsar. Bu orbitte yer alan uyduların yörüngede bir tur süreleri 24 saatten uzundur. Kutuplara özel haberleşme uyduları bu yörüngede yer alır.



Şekil 1.7. HEO yörünge (Vardar, 2010)

1.2. Uzay Platformları

Uzay platformları, uzayda yer alan ve insan eliyle inşa edilmiş yapılara verilen genel isim olarak tanımlanabilir. En küçük uydulardan (nano-uydular) uzay istasyonlarına kadar tüm yapılar bu tanımlamanın alt gruplarında yer alır. Bu yapıların temel özellikleri ve bu yapılarda kullanılan birincil güç sistemlerine dair temel bilgiler aşağıda listelenmiştir:

a) İnsanlı Uzay Araçları

İçerisinde bir uçuş mürettebatı bulunan uzay platformlarıdır. İlk insanlı uzay uçuşu Sovyetler Birliği tarafından "Vostok Uzay Programı" kapsamında 12 Nisan 1961 tarihinde gerçekleştirilmiş olup, Rus kozmonot Yuri Gagarin Vostok-1 uzay aracı ile 108 dakikalık bir uzay uçuşu gerçekleştirmiştir (Vardar, 2010).

İlk insanlı uzay araçlarında birincil güç kaynağı olarak sadece yakıt hücreleri kullanılırken, ilerleyen görevlerde yakıt hücresi-fotovoltaik, yakıt hücresi-RTG gibi hibrit yapılar kullanılmıştır. Böylelikle yakıt hücrelerinin kullanımı için gerekli hidrojen ve oksijenin taşınması ve depolanması konusundaki sıkıntılar minimize edilmiştir.

b) İnsansız Uzay Araçları

İnsansız uzay araçları içerisinde bir mürettebat bulunmayan, uzaktan kontrollü şekilde görevini yapan uzay araçlarına verilen genel addır. Yakın Dünya yörüngeleri (LEO, MEO, HEO, GEO) dışında bulunan, diğer gezegenlerin yörüngelerinde orbitte olan ya da derin uzay araştırmaları kapsamında görev icra eden insansız uzay araçlarının

hepsi bu kategoride değerlendirilir. Günümüzde birçok insansız uzay aracı gezegenlerin, diğer uzay nesnelerinin ya da derin uzayın keşfi için aktif görevlerine devam etmektedir. Görev alanı ve yaptığı görevin niteliğine göre değişmekle birlikte, özellikle uzun süreli görev icra edecek olan insansız uzay araçlarında genellikle nükleer güç sistemleri kullanılır (Bennett, 1995). Güneş hücrelerinin çalışma sıcaklıklarının kısıtlı olması ve derin uzay görevlerinde güneş ışınlarının yetersizliği gibi sebeplerden dolayı fotovoltaik sistemler kullanıma çok uygun değildir.

c) Araştırma Robotları

Uzay vakumlu ortamı, sıcaklık, radyasyon değerleri ve diğer etmenler göz önüne alındığında insanlar için yaşanılması mümkün olmayan çok zorlu çevresel özelliklere sahiptir. Öte yandan, insanlı uzay görevlerinin maliyeti çok yüksek ve görev süresi insan faktörü nedeniyle insansız görevlere kıyasla daha kısadır. Bu gibi faktörler nedeniyle Ay, büyük göktaşları ve diğer gezegenlerde yapılacak araştırma-inceleme faaliyetlerinde uzaktan kontrollü araştırma robotları sıklıkla kullanılmaktadır.

Uzay araştırma robotlarında birincil güç kaynağı olarak genellikle Radyoizotop Termal Jeneratörler (RTG) kullanılır. Kararlı olması, dayanıklı yapısı ve çevresel faktörlerden etkilenmemesi gibi özellikleri sebebiyle RTG'ler uzay araştırma robotlarında tercih edilmektedir. Ayrıca, Ay ve Mars gibi dünya yakın çevresi uzay görevlerinde güneş hücrelerinin kullanımı mümkün olduğu için bu görevlerde yer alan araştırma robotlarında RTG'lere ilave olarak güneş hücreleri de kullanılabilmektedir.

d) Uzay İstasyonları

Uzay istasyonu, içerisinde insanlı bir ekibin bulunduğu, belirli bir görev süresi için uygun bir orbite yerleştirilmiş ve diğer uzay araçlarının kendisine bağlanarak çeşitli materyaller ve astronotlar transfer edebileceği sistemler barındıran büyük uzay yapılarıdır. Uzay istasyonlarının asli kuruluş amacı bilimsel uzay araştırmaları olsa da, tarihte askeri amaçla kurulmuş uzay istasyonları da mevcuttur.

Sovyetler Birliği 1971-1982 yılları arasında ilk uzay istasyonu olan Salyut'u inşa etmiş ve kullanmıştır. NASA'nın ilk uzay istasyonu Skylab ise 1973-1979 yılları arasında kullanılmıştır. 1998 yılında yapımına başlanan Uluslararası Uzay İstasyonu ise yeryüzünden 400 km yükseklikteki yörüngesinde (LEO yörüngesi) halen aktif şekilde kullanılmaktadır (Vardar, 2010).



Şekil 1.8. Uluslararası Uzay İstasyonu (Warner ve ark., 2016)

Uluslararası Uzay İstasyonunda birincil güç kaynağı olarak çift-taraflı (bifacial) güneş hücreleri kullanılmaktadır (wikipedia, 2021). Çift taraflı güneş hücreleri ile hem güneşten gelen ışınlardan direk olarak enerji üretimi, hem de diğer yüzeyi ile dünyadan yansıyan güneş ışınlarından elektrik enerjisi üretmek mümkündür. Bu sayede hem verim artmakta hem de düşük sıcaklıklarda verimli enerji üretimi sağlanabilmektedir (Şekil 1.9).



Şekil 1.9. Çift taraflı güneş hücreleri (enerji portalı, 2018)

ISS üzerindeki güneş hücreleri 4 ayrı kanat üzerinde ikili eşler olacak şekilde yerleştirilmiştir. Her bir hücre grubu 375 m^2 alan kaplamakta ve 58 m uzunluğundadır. Her bir kanattaki toplam enerji üretimi 50-60 kW arasındadır. Güneş panelleri güneşi izleyerek güneş ışınlarından maksimum faydalanabilecek mekanizmaya sahiptir. ISS'de ikincil bataryalar olarak nikel–hidrojen bataryalar (NiH_2) kullanılmaktadır. Bu bataryalar 37.000 şarj/deşarj ömrüne sahiptir ve bu da yaklaşık 6,5 yıllık kullanım ömrüne tekabül eder. Bu bataryalar 90 dakikalık orbit süresinde ISS'e karanlık orbitte kaldığı 35 dakika boyunca kesintisiz güç sağlar. 2017 yılından itibaren nikel–hidrojen bataryalar Li-ion bataryalar ile değiştirilmeye başlanmıştır (NASA, 2015).

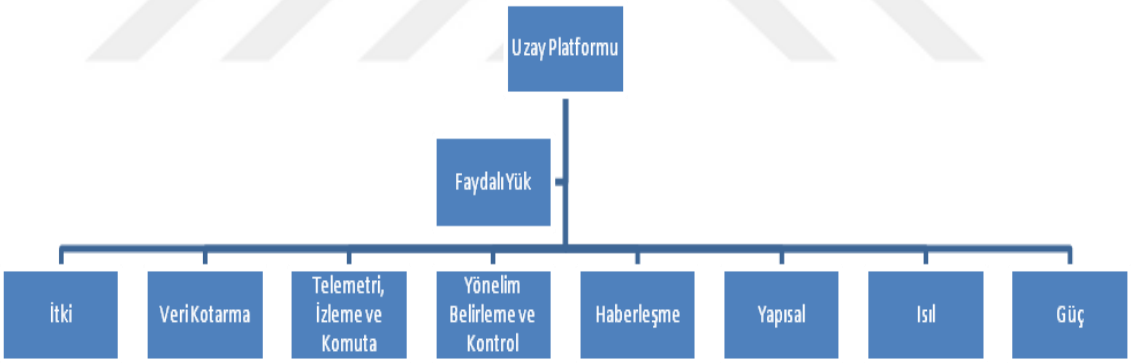
e) Yapay Uydular

Uydular birkaç yüz gramdan onlarca tona kadar değişen kütlelerde ve görevlerine göre her biri farklı şekillerde kullanılan, iletişim sistemlerini kullanarak yer istasyonu ile haberleşme ve bunları gerçekleştirirken uzayın son derece zorlu ortam koşullarından etkilenmemek için birçok elektronik ve mekanik alt bileşenden oluşan uzayda bir yörüngeye sahip olan insan tasarımı yapılardır (Vardar, 2010).

Uydular birçok alt sistemden oluşmakla birlikte, "faydalı yük" uydunun asıl gönderim amacını taşıyan alt sistemidir. Askeri gözlem uyduları, meteoroloji uyduları, konumlandırma uyduları, haberleşme uyduları, astronomi uyduları, yer gözlem uyduları vb. birçok uydu türü mevcuttur.

1.3. Uzay Platformları Alt Sistemleri

Her ne kadar görev türü, görev bölgesi, görev süresi, yapısı gibi etkenlere bağlı olarak sahip olduğu alt sistemlerde farklılık görülebilse de, en genel anlamda bir uzay platformunun sahip olduğu alt sistemler Şekil 1.10'da gösterildiği gibidir.



Şekil 1.10. Uzay platformları alt sistemleri

a) İtki Alt Sistemi: Uzay aracı itki alt sistemi uzay aracını ivmelendirmede kullanılan her türlü sisteme/yönteme verilen addır. Günümüzdeki tüm uzay araçları sıvı/katı yakıtlı kimyasal roketler kullanmaktadır. Uyduların çoğunda yörünge korunumu için basit kimyasal yakıtlı iticiler kullanılırken, bazı uydularda ise yönelim denetimi (attitude control) için reaksiyon/itki tekerleri kullanılır.

Sıvı/katı yakıtlı itki sistemlerine ilaveten elektrikli itki sistemleri de mevcuttur. Elektrikli itki sistemleri ise üç çeşittir; elektrotermal itki sistemleri, elektrostatik itki sistemleri ve elektrodinamik itki sistemleridir. Elektrotermal itki sistemlerinde genellikle yakıt üzerinden geçtiği bir tungsten ısıtıcı eleman vasıtasıyla ısıtılır. Burada yakıt olarak genellikle hidrojen, nitrojen, amonyum ya da hidrazin kullanılır. Elektrostatik itki sistemlerinde yüklü parçacıklar, iyonlar bir elektriksel alan içerisinde ivmelendirilir. Elektrodinamik itki sistemlerinde ise hem manyetik alan hem de elektriksel alandan faydalanılır.

b) Veri Kotarma Alt Sistemi: Veri kotarma alt sistemi uzay aracı alt sistemlerinin birbiriyle koordineli şekilde çalışmasını, birbirleriyle haberleşmesini sağlayan bileşenlerden oluşur. Görev bilgisayarı ve yazılımı bu alt sistemin bileşenleridir. Veri kotarma alt sistemi uzay aracının beyni gibi nitelendirilebilir. Komut iletimini sağlayarak diğer alt sistemlerin görevlerini yerine getirmelerini ve birbirleri ile haberleşmelerini sağlar.

c) Telemetri, İzleme ve Komuta Alt Sistemi: Telemetri, izleme ve komuta alt sistemi uzay aracı ile yer istasyonu arasında uzay aracının kontrolü, yer istasyonundan alınan komutları ilgili alt sistemlere iletme, alt sistemlerden alınan geri beslemeleri yer istasyonuna iletme ve uydunun konumu hakkında anlık olarak yer istasyonunu bilgilendirme görevlerini yerine getirir.

d) Yönelim Belirleme ve Kontrol Alt Sistemi: Yönelim belirleme ve kontrol alt sistemi haberleşme, güç üretimi, sensör ve optik görev yüklerinin yönelim ihtiyaçları doğrultusunda uzay aracının yönelim ve kontrolünü sağlamak üzere geliştirilmiş sistemlerden oluşur (Gündoğdu, 2008).

Uydu yöneliminin belirlenmesinde yıldız takipçisi, güneş ve ufuk sensörleri, manyetik alan ölçümü yapan manyetometre cihazları, jiroskop, küresel konumlandırma sistemlerinden faydalanan çeşitli sensör ve alıcılar kullanılmaktadır. Kullanılan bu sensörler aracılığıyla elde edilen referans ölçümlerden yola çıkarak çeşitli eyleyicilerin kullanılması ile uydu yönelimi manipüle edilebilir. Aktif ve pasif sistemler olarak kullanılabilen mıknatıs, tork çubuğu, momentum tekeri, itki ile kontrolü sağlayan çeşitli enjektörler ve iticiler de uydu yönelimini manipüle ederek kontrol etmede kullanılan eyleyici sistemlerden başlıcalarıdır.

e) Haberleşme Alt Sistemi: Faydalı yük alt sistemlerinde üretilen verinin ve diğer alt sistemlerde elde edilen verilerin yer istasyonuna gönderilmesi ve yer istasyonunun gönderdiği verilerin alınması haberleşme alt sistemi vasıtasıyla gerçekleştirilir. Gönderici ve alıcı anten grupları bu alt sistemin bileşenleridir.

f) Yapısal Alt Sistem: Yapısal alt sistemi, faydalı yükü ve diğer alt sistemleri içerisinde barındıran, uyduyu uzayın sert ikliminden ve diğer dış faktörlerden koruyan mekaniki yapıdır. Yapı tek bir bütün gövdeden ya da birden çok parçanın bileşiminden oluşabilir. Bazı bölümlerde iyi elektriksel yalıtkanlık sağlarken bazı bölümlerde elektriksel iletkenliği yüksek olmalıdır. Isının gerekli olduğu yerlerde dış çevre ile iyi yalıtıma sahip olmalı iken, güneş hücreleri gibi fazla ısının zararlı olduğu bölgelerde ısı iletimi yüksek olmalıdır. Uzay aracının uzaya gönderimi anındaki ani şok basınçları ve titreşimlere dayanıklı olmalı, yapısında kullanılan tüm malzemeler uzay kalifiye olmalıdır.

g) Isıl Alt Sistemi: Uzayın sert termal koşulları uzay araçları için birçok güçlüğü beraberinde getirmektedir. Örneğin LEO yörüngedeki bir uydu her 90 dakikada bir turunu tamamlarken -80˚C ile +100˚C arasında değişen sıcaklık değerlerine maruz kalır. Diğer yandan Çizelge 1.1'de gösterildiği gibi bir uzay aracının alt sistemlerinde bulunan her bir sistemin/elektronik elemanın farklı bir çalışma sıcaklık aralığı vardır ve bu sistemleri sürekli olarak bu sıcaklık değerlerinde tutmak önemlidir. Bunu sürekli kontrol eden ve aktif/pasif ısıtma/soğutma sistemleri ile her bir sistem için gerekli olan sıcaklık değerlerini sağlayan sistem ısıl alt sistem olarak adlandırılır.

Çizelge 1.1. Uydu içerisindeki çeşitli cihazların/sistemlerin çalışma sıcaklıkları (Okan, 2019)

Ekipman	Çalışma Harici min (°C)	Operasyonel min (°C)	Operasyonel max (°C)	Çalışma Harici max (°C)
Optik Kamera	0	13	23	40
Pil	0	0	30	30
Uçuş Bilgisayarı	-30	0	50	60
Elektronikler	-30	-20	50	60
Güneş Paneli	-100	-100	100	100
Antenler	-50	-50	100	100

Tüm uzay araçları, bir ısıl kontrol mekanizmasına ve bu mekanizmayı oluşturan aktif/pasif ısı kontrol sistemlerine sahiptir. Uzayın vakumlu bir ortam olması sebebiyle uzay ortamı ile malzemeler arasındaki ısı transferi sadece ışınım yoluyla gerçekleşirken, malzemeler arasındaki ısı transferi ise ısıl iletim yoluyla gerçekleştirilir. Şekil 1.11'de uzay araçlarında kullanılan ısı kontrol sistemleri gösterilmiştir.

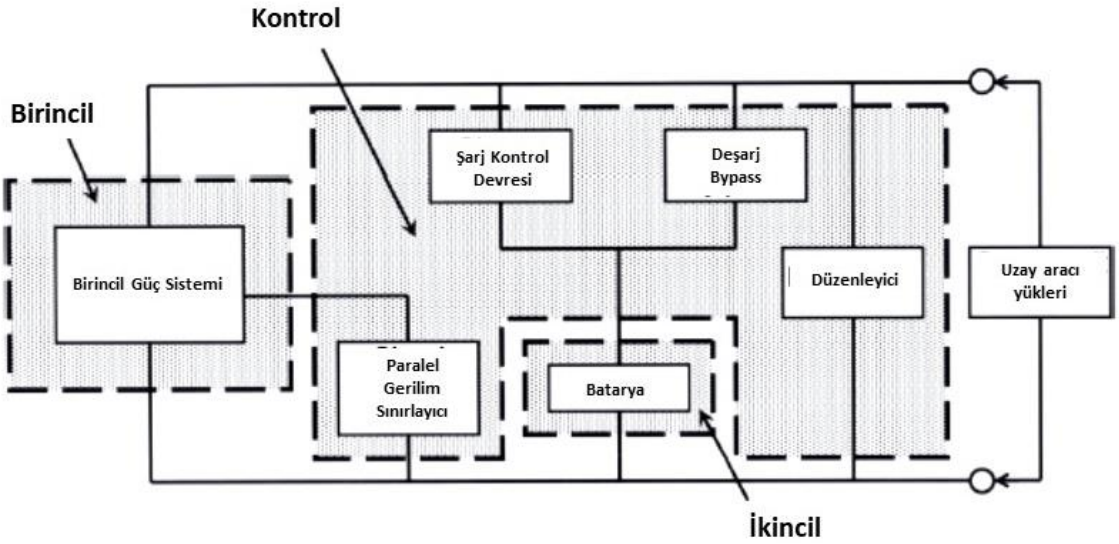


Şekil 1.11. Isıl kontrol donanımları (Okan, 2019)

h) Güç Alt Sistemi: Güç sistemi, uzay araçlarında en önemli alt sistem olarak gösterilebilir. Güç sisteminin arızalanması uzay görevinin başarısız olmasıyla sonuçlanabilir ve ilk zamanlardaki uydulardaki görev başarısızlığının çoğunluğu bu sebeptendir. Uzay araçlarındaki güç ihtiyacı sistemler geliştikçe ve karmaşıklaştıkça daha da artmıştır. Öyle ki, ilk uzay araçlarından birisi olan Vanguard-1 sadece 1 watt civarında bir güce ihtiyaç duyarken, günümüzdeki iletişim uydularının enerji ihtiyacı bunun bin katı civarındadır (Fortescue ve ark., 2011). Güç alt sisteminin yapısı, bileşenleri ve türleri Bölüm 1.4'te detaylı şekilde anlatılmıştır.

1.4. Güç Alt Sistemi

Bir uzay aracı güç alt sistemi genellikle 3 temel bileşenden oluşur; birincil ve ikincil enerji kaynakları ve bir güç kontrol/dağıtım birimi. Bu öğeler şematik olarak Şekil 1.12'de gösterilmiştir.



Şekil 1.12. Bir uzay aracının güç sistem elemanlarının şematik gösterimi (Fortescue ve ark., 2011)

Birincil güç sistemi bir yakıtı elektrik enerjisine dönüştürür. İlk uzay araçlarında bu, bataryalar tarafından sağlanmaktaydı. Bataryalarda bir yakıtın elektrik enerjisine dönüştürülmesi yoktur, sadece depolanan enerjinin kullanımı mevcuttur. Günümüzün uzay araçlarında ise genellikle güneş hücreleri birincil güç sistemi olarak kullanılır. Kısa süreli insanlı uzay görevlerinde birincil güç kaynağı olarak yakıt hücreleri kullanılırken, görev süresi uzunsa yakıt hücresi-güneş hücreleri bir arada kullanılır. Yakıt hücreleri içerisindeki elektrokimyasallarda hidrojen ve oksijen molekülleri birleştirilerek tepkime sonucu ortaya ısı ve su çıkar. Ortaya çıkan ısı elektrik enerjisi üretiminde kullanılırken, su ise uzay aracındaki astronotların ihtiyacı için kullanılabilir. Nükleer sistemler ya bir radyoaktif bozunma işlemini (RTG'ler için) ya da nükleer füzyon işlemini enerji kaynağı olarak kullanırlar. RTG'ler termoelektrik etkiden faydalanırken, füzyon reaktörleri dünya üzerindeki nükleer enerji tesislerine benzer bir yöntemle çalışırlar (Bennett, 1995). Şekil 1.13'te birincil güç sistemleri ile üretilen enerjinin çevrimi ve güç kontrol/dağıtım ağı ile gerekli birimlere iletimi gösterilmektedir.



Şekil 1.13. Güç üretim-dağıtım çevrimi (Hyder ve ark., 2003).

İkincil enerji kaynağına ise, enerjiyi depolamak ve birincil enerji kaynağının olmadığı durumlarda elektrik enerjisini uzay aracı ve onun faydalı yüküne dağıtmak için kullanılır. Bu sistemin kullanıldığı durumlara en iyi örnek, birincil enerji kaynağı olarak güneş hücreleri kullanan bir uzay aracının güneş almayan karanlık periyotta kaldığı durumlar gösterilebilir. Çizelge 1.2'de ikincil güç sistemi olarak kullanılan bazı batarya türlerine ait özellikler gösterilmiştir.

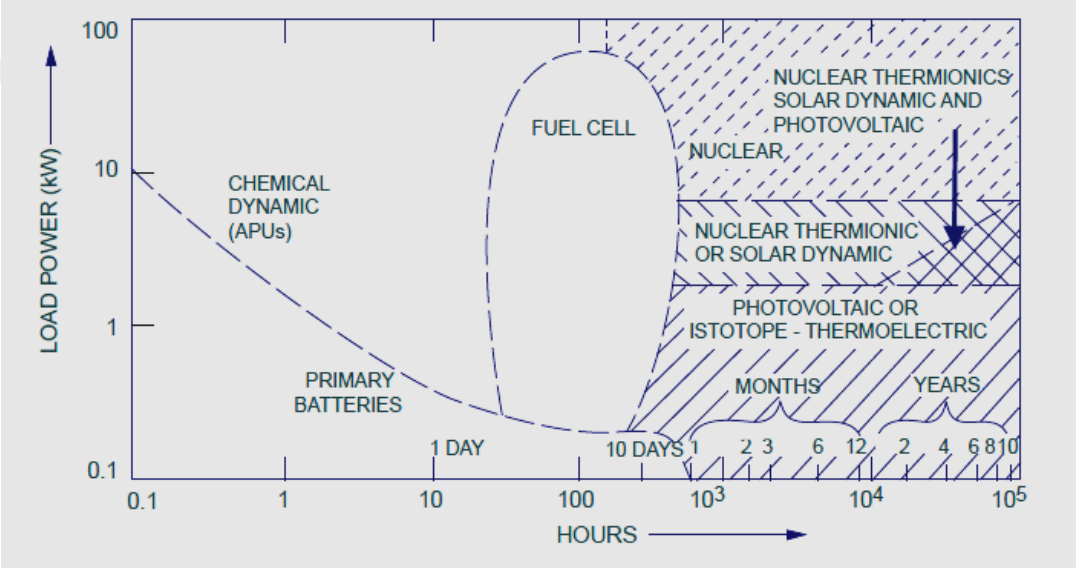
Çizelge1.2. İkincil bataryalar ve özellikleri (Hyder ve ark., 2003)

	Gümüş-Çinko	Nikel-Kadmiyum	Nikel-Hidrojen
Enerji Yoğunluğu (W.h/kg)	90	35	75
Enerji Yoğunluğu (W.h/dm^3)	245	90	60
Operasyonel Sıcaklık (^{o}C)	0 – 20	0 – 20	0 - 40
Enerji Depolama Sıcaklığı (^{o}C)	0 – 30	0 – 30	0 – 30
Kuru depolama ömrü	5 yıl	5 yıl	5 yıl
Islak depolama ömrü	30 – 90 gün	2 yıl	2 yıl
Maks. çevrim ömrü	200	20.000	20.000
Açık devre (V/hücre)	1,9	1,35	1,55
Deşarj (V/hücre)	1,8-1,5	1,25	1,25
Şarj (V/hücre)	2,0	1,45	1,50
Üreticiler	Eagle-Pitcher, Yardney Technical Prod	Eagle-Pitcher, Gates Aerospace Batteries	Eagle-Pitcher, Yardney, Gates, Hughes

Güç kontrol ve dağıtım ağı ise gerek duyulduğu zamanlarda elektrik enerjisini uygun yük-voltaj değerlerine getirerek tüm uzay aracı sistemlerine dağıtmak için kullanılır.

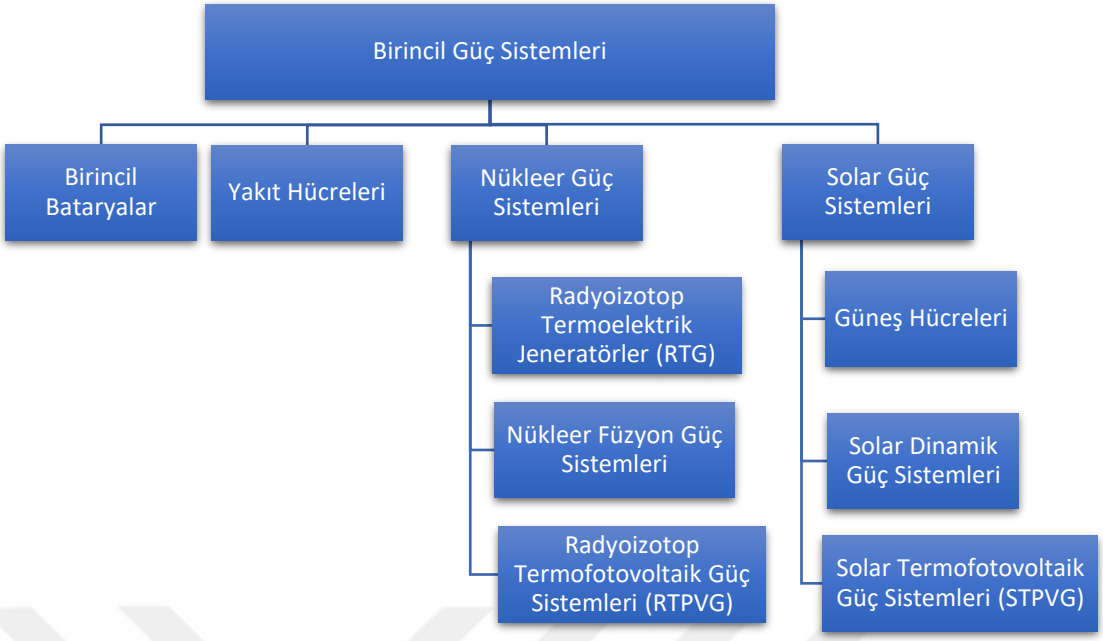
1.5. Birincil Güç Sistemleri

Birincil enerji kaynağı bir yakıtı elektrik enerjisine dönüştürür. İlk uzay araçlarında bu bataryalar tarafından sağlanmaktaydı. Bataryalarda bir yakıtın elektrik enerjisine dönüştürülmesi yoktur, sadece depolanan enerjinin kullanımı mevcuttur. Sonraları gelişen teknoloji ile birlikte yakıt hücreleri, fotovoltaik ve nükleer güç sistemlerinin uzay görevlerinde kullanımı yaygınlaşmıştır. Şekil 1.14'te kullanım ömürleri ve güçlerine göre farklı birincil güç sistemleri gösterilmiştir. Tablodan da görüldüğü gibi fotovoltaik ve nükleer güç sistemleri uzay araçları ve uydular için en uygun güç sistemleridir.



Şekil 1.14. Kullanım ömürlerine göre farklı güç uygulamaları (Miller ve ark.)

Farklı kaynaklarda farklı şekillerde adlandırılmış olsalar da en temel anlamda birincil güç sistemleri Şekil 1.15'teki gibi listelenebilir.



Şekil 1.15. Türlerine göre birincil güç sistemleri

1.5.1. Birincil Bataryalar

Birincil bataryalar kimyasal olarak depolanmış enerjiyi elektrik enerjisine çevirirler. İkincil bataryalardan farkı, ikincil bataryalar birincil güç sistemlerinde üretilen elektrik enerjisini depolamada ve ihtiyaç duyulduğunda diğer sistemlere aktarmada kullanılırken, birincil bataryalarda başka bir güç üretim sistemi yoktur ve uzay aracının enerji kapasitesi sadece birincil bataryada depolanmış enerji ile sınırlıdır. Birincil bataryalar olarak kullanılmış batarya türleri ve özelikleri Çizelge 1.3'te gösterilmiştir.

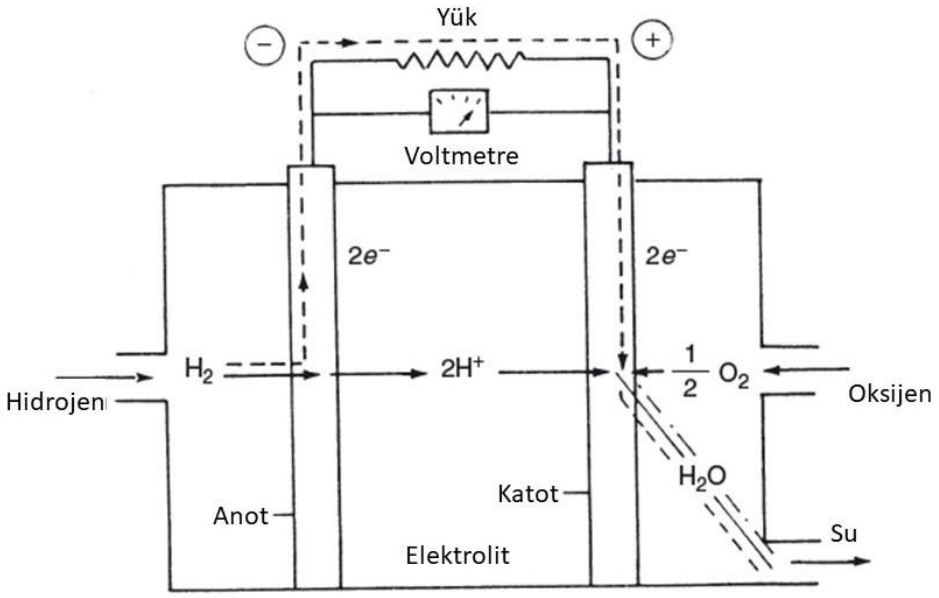
Çizelge 1.3. Birincil Batarya Türleri (Miller ve ark.)

	Gümüş-Çinko	Lityum Sülfür Dioksit	Lityum Karbon Monoflorid	Lityum Tiyonil Klorür
Enerji Yoğunluğu (W.h/kg)	130	220	210	275
Enerji Yoğunluğu (W.h/dm^3)	360	300	320	340
Operasyonel Sıcaklık (°C)	0 – 40	-50 – 75	? - 82	-40 - 70
Enerji Depolama Sıcaklığı (°C)	0 – 30	0 – 50	0 – 10	0 - 30
Enerji Depolama Ömrü	30-90 gün ıslak, 5 yıl kuru	10 yıl	2 yıl	5 yıl
Açık devre (V/hücre)	1,6	3,0	3,0	3,6
Deşarj (V/hücre)	1,5	2,7	2,5	3,2
Üreticiler	Eagle-Pitcher, Yardley	Honeywell, Power Conver	Eagle-Pitcher	Duracell, Altus, ITT

Birincil bataryaların ilk kullanımı 1956 yılında Sovyetler Birliği tarafından uzaya gönderilen Sputnik-1'e kadar uzanmaktadır. Gümüş-Çinko tipi birincil bataryaların yer aldığı uzay aracında, bu bataryaları destekleyecek başka bir güç sistemi olmadığı için bataryanın boşalmasıyla birlikte Sputnik-1'in faaliyetleri de sonlanmıştır. Uzay çalışmalarının ilk evrelerinde Gümüş-Çinko bataryalar tercih edilmiş, sonraki 20 yıl boyunca Nikel-Kadmiyum bataryalar kullanılmış, 1980'li yıllardan itibaren ise Nikel-Hidrojen ve Lityum-İyon bataryalar kullanılmaya başlanmıştır (Hyder ve ark., 2003).

1.5.2. Yakıt Hücreleri

Yakıt hücreleri özellikle uzay mekiklerinde ve insanlı uzay yolculuklarında birincil güç sistemi olarak kullanılmışlardır. Yakıt hücreleri içerisindeki elektrokimyasallarda hidrojen ve oksijen molekülleri birleştirilerek tepkime sonucu ortaya su ve elektrik enerjisi çıkar. Özellikle insanlı uzay görevleri için tasarlanmış olup, bu görevlerde fotovoltaik–yakıt hücrelerinin bir arada olduğu hibrit güç sistemleri kullanılmıştır. Elektrokimyasal reaksiyon sonucu ortaya çıkan su, astronotların su ihtiyacını karşılamada kullanılabilir. Yakıt taşıma zorunluluğu nedeniyle görev süresi kısıtlıdır, ağırlığı fazladır ve geniş depolama alanına ihtiyaç duyar. Kapalı sistem olduğu için, güneş hücreleri gibi dış ortamdan etkilenmez. Yörüngenin hem güneş gören periyodunda hem de karanlık periyodunda elektrik enerjisi üretimi imkânı sağlar.



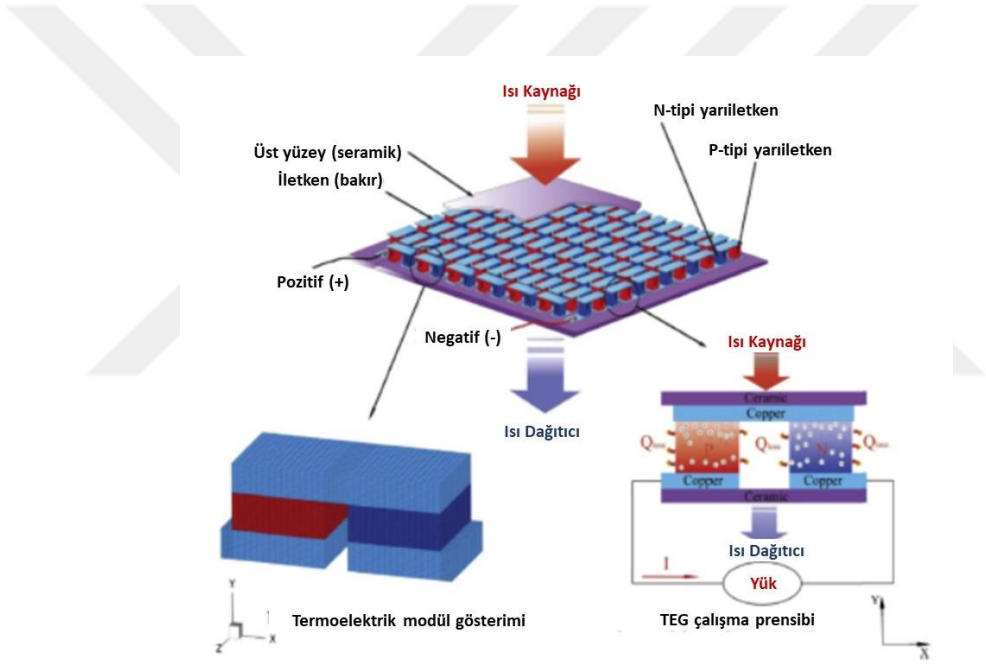
Şekil 1.16. Yakıt hücresi şematik gösterimi (Fortescue ve ark., 2011)

1.5.3. Nükleer Güç Sistemleri

1956 yılından beri uzay çalışmalarında kullanılan, birçok uzay aracında hem güç üretimi hem de ısıtma amacıyla etkin bir şekilde kullanılmış ve günümüzde de kullanılmaya devam eden birçok nükleer güç sistemi mevcuttur. Nükleer güç sistemlerinin temel prensibi içerisinde yer alan radyoizotop maddenin çevreye yaydığı ısıdan faydalanarak farklı yöntemlerle elektrik enerjisi üretmektir.

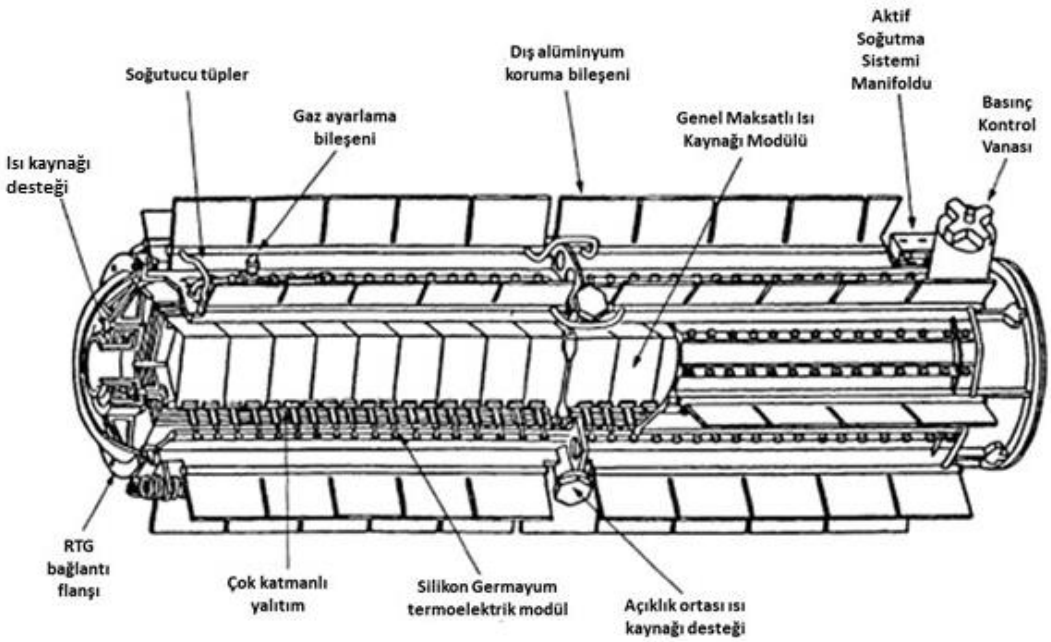
1.5.3.1. Radyoizotop Termoelektrik Jeneratörler (RTG)

Radyoizotopları kullanan uzay ve karasal güç uygulamaları 1956 yılından beri kullanımdadır. RTG'ler özellikle derin uzay ve gezegen görevleri için en etkili enerji üretim cihazlarıdır (Keser ve ark., 2019).



Şekil 1.17. Termoelektrik jeneratör modülün çalışma prensibi (Twaha ve ark., 2016)

Radyoizotop Termoelektrik Jeneratör temelde Seebeck etkisi yöntemine dayanarak içerisindeki radyoaktif malzemenin etrafa yaydığı ısıdan elektrik enerjisi üreten bir cihazdır. NASA ürettiği RTG'lerin çoğunda radyoaktif ısı kaynağı olarak Plutonium 238 kullanmaktadır. RTG'ler, iç kısmı yaklaşık 1000˚C'de çalışırken dış kısmında soğutma amaçlı olarak ısı taşıyıcı elemanlar kullanılır. Bu kadar yüksek sıcaklıklarda %6,6 gibi nispeten düşük verimlilikte çalışan bu cihazlarda kullanıma en uygun material Silisyum-Germanyum (SiGe)'dur (Fagas ve ark., 2016). Şekil 1.18'de bir RTG'nin yapısı gösterilmiştir.



Şekil 1.18. Radyoizotop Termoelektrik Jeneratör (RTG) şematik gösterimi (Pisacane, 2005)

Radyoizotopları kullanan uzay ve karasal güç uygulamaları 1956 yılından beri kullanımdadır. Bu kapsamda geliştirilen ilk cihazlardan birisi olan SNAP-3, ilk olarak 1959 yılında tanıtılmıştır. SNAP-3 bir üzüm salkımı büyüklüğünde, 1,8 kg ağırlığında, 2,5 W. gücünde ve 280 günlük periyotta 11,6 kW/h enerji üretebilecek kapasitedeydi. Buna eş miktardaki enerjiyi sağlayabilecek Nikel-Kadmiyum bataryanın 315 kg ağırlığında olması gerekir. SNAP-3, enerji kaynağı olarak $_{210}$Polonyum alfa emitör izotopu kullanmaktaydı (Raghep, 2012). ABD toplamda 45 adet RTG NASA'nın farklı görevleri için LEO yörüngesi, Ay ve Mars yüzeyindeki görevler ve yakın-uzak gezegenlerdeki araştırma-keşif görevleri için tasarlanmış 26 adet uzay aracında kullanılmıştır.

RTG'ler genellikle derin uzay araştırmaları ve gezegenlerarası görevlerde kullanılmaktadır. Fakat güneş hücreleri ile karşılaştırıldığında uygun maliyetli değildir ve birçok problemleri mevcuttur. RTG'ler çok yüksek sıcaklıklarda çalışır (yaklaşık 1000°C) ve bundan dolayı malzeme problemleri meydana gelir ve bu da uzay aracının operasyonel ömrünü kısıtlar. Başka bir önemli problem ise RTG'lerin çok pahalı, az bulunan ve tehlikeli bir malzeme olan radyoaktif materyalleri yakıt olarak kullanmasıdır. Bu problemler karmaşık güvenlik kısıtlamaları ve yüksek maliyetli yer hizmetleri prosedürleri ile sonuçlanır. Bu etkenler RTG'lerin maliyetlerini güneş hücrelerine göre

onlarca kat maliyetli duruma getirir ve bu da RTG'lerin kullanım alanını sadece güneş hücrelerinin kullanılamadığı yerler olarak sınırlar (Pisacane, 2005).

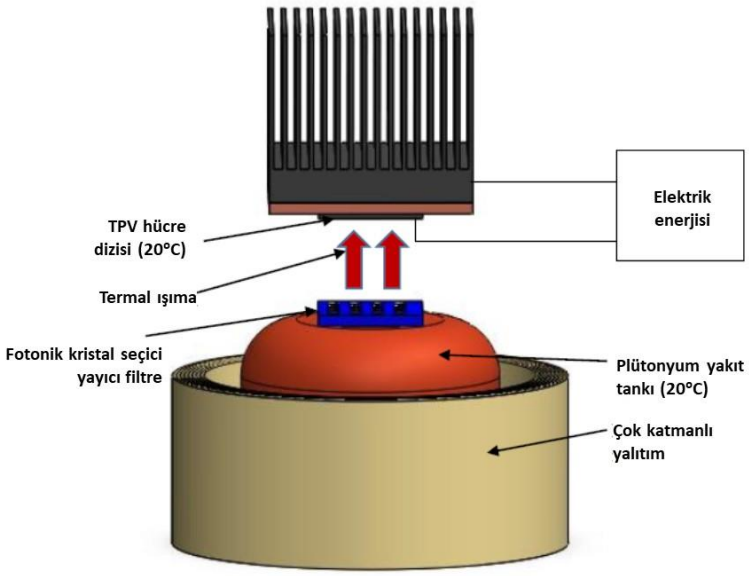
RTG'ler sadece enerji üretmek amacı ile değil, uzay görevlerinde uzay aracının çok düşük sıcaklıklara maruz kaldığı görev periyotları süresince uzay aracı üzerindeki elektronik, opto-elektronik ve diğer sistemleri bu çok düşük sıcaklıklardan korumak amacıyla da kullanılmaktadır. RTG'ler içerisindeki nükleer yakıtlar tarafından yayılan atık ısı ilgili cihazlara yönlendirilerek bu cihazları ısıtmak için ekstra bir enerji kullanmaya gerek duymadan RTG'lerin atık ısı enerjisi ile bu sorun çözülebilmektedir. RTG'lerin sadece ısıtma amacıyla üretilmiş minyatür boyutta türleri mevcuttur. LW-RHU (Low-Weight Radioisotope Heater Unit) adındaki bu minyatür cihazlar özellikle ABD tarafından derin uzay görevleri için tasarladığı uzay araçlarında birçok kez kullanmıştır (Summerer, 2006).

1.5.3.2. Nükleer Füzyon Güç Sistemleri

Yeryüzünde kullanılan nükleer füzyon sistemleri ile aynı prensipte çalışmaktadır. Yüksek güç gereksinimi duyulan uzay araçlarında ve derin uzay görevlerinde kullanılmıştır. Radyoaktif madde olarak Uranyum-235 kullanılır. Daha çok Sovyet Rusya tarafından kullanılmış sistemler olup günümüzde kullanımı mevcut değildir.

1.5.3.3. Radyoizotop Termofotovoltaik Güç Sistemleri

RTG'ler ABD ve Rusya tarafından birçok uzay görevinde kullanılmış olmasına rağmen, fotovoltaik ve diğer birincil enerji sistemleri ile karşılaştırıldığında verimi çok düşüktür. RTG'lerin veriminin düşük olmasının temel sebebi ise içerisinde kullanılan SiGe termoelektrik modüllerin veriminin %5-10 arasında olmasından kaynaklanmaktadır. Günümüzde RTG'lerin düşük verim sorununu çözmek için farklı tasarımlar üzerine çalışmalar yürütülmektedir. Bu çalışmalardan en dikkat çekeni ise Radyoizotop Termofotovoltaik Jeneratör (RTPVG) olarak görülebilir. RTG'lerin verimini belirleyen termoelektrik modüllerin verimi %5-10 arasında iken, RTPVG'lerin verimini belirleyen termofotovoltaik (TPV) modüllerin veriminin %20-25 seviyelerinde olması (Wernsman ve ark., 2004) ve %40'lara kadar yükselme potansiyelinin olması (Datas, 2015) nedeniyle RTG'lerin yerini alacak potansiyel bir güç sistemi olarak görülmektedir.



Şekil 1.19. Radyozotop Termo-Fotovoltaik Jeneratör (RTPVG) gösterimi (Wang ve ark., 2015)

Radyozotop Termofotovoltaik Jeneratör (RTPVG) güç sistemleri ilk olarak 1990'ların ortalarında RTG'lere alternatif bir sistem olarak ve 15 W/kg güç/kütle oranına ulaşabilecek bir güç sistemi olarak ortaya atılmıştır. Bu oran RTG ve türevlerinden (MMRTG(2,8 W/kg), GHPS-RTG(5,1 W/kg)) 3-5 kat daha yüksek güç/kütle oranına sahip olması anlamına gelir. Bu veriler doğrultusunda NASA ilk RTPVG projesine 2003 yılında başlamış, yapılan ilk prototipte 25 adet seri bağlı InGaAs TPV hücreler kullanılmış, 250 watt ısı kaynağından 50 watt enerji üretimi planlanmıştır. Bu bağlamda hedeflenen verim %18-20 civarında ve 17 W/kg oranıydı fakat elde edilen veriler bu değerlerin uzağında kalmıştır. Zamanla gelişen teknoloji ve üretim teknikleri ile birlikte %20 verimlilikte InGaAs TPV hücreler üretilmiştir (Datas ve ark., 2017).

1.5.4. Solar Güç Sistemleri

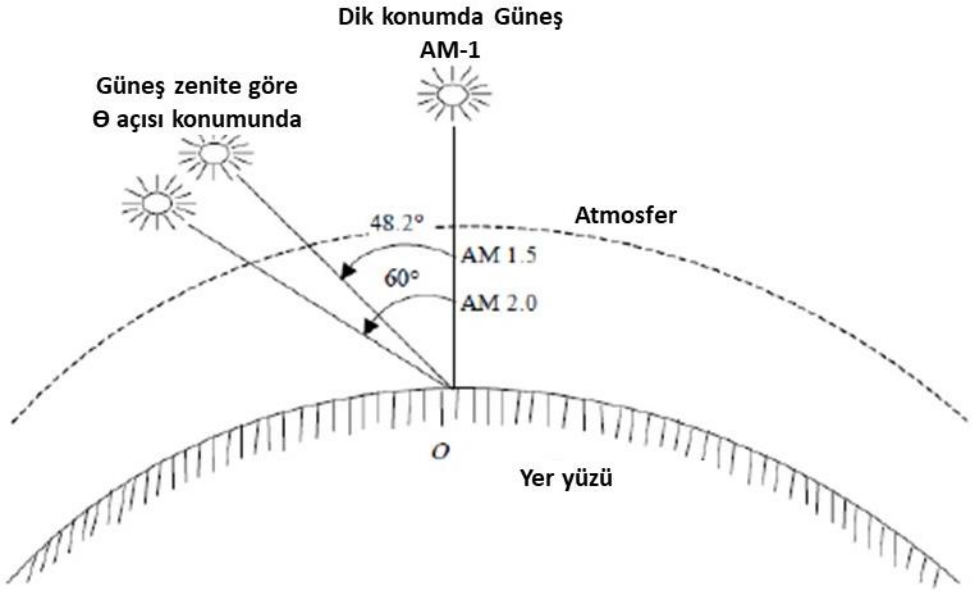
Solar güç sistemleri, güneş enerjisinin ısıl ya da fotovoltaik özelliğinden yararlanarak elektrik enerjisi üreten sistemlerdir. Güneş hücrelerinde fotovoltaik enerji dönüşümü mevcut iken, solar dinamik ve solar termal sistemler güneş enerjisini yoğunlaştırarak termal özelliğinden yararlanırlar.

1.5.4.1. Hava Kütlesi Katsayısı (Air Mass Coefficient) ve Güneş Spektrumu

Hava kütlesi katsayısı güneş ışınlarının atmosferin içinde ve dışında (uzay boşluğunda) ilerlemesi sonrasında hedeflenen noktadaki güneş ışıma spektrumunun belirlenmesinde kullanılır. Hava kütlesi katsayısının en yaygın kullanım alanı fotovoltaik hücrelerin verimliliğinin tespit edilebilmesi için belirli standardizasyonları sağlamaktır. Genellikle AM kısaltması ve sonrasında numaralandırma biçimleriyle sembolize edilir. Yeryüzünde kullanılmak üzere üretilmiş fotovoltaik hücrelerin verimliliği belirlenirken AM1,5 değeri en çok kullanılan hava kütlesi katsayısıdır. Yapay uydularda ve diğer uzay platformlarında kullanılmak üzere tasarlanmış fotovoltaik hücrelerin verimi belirlenirken ise daima AM0 değeri kullanılır. Şekil 1.20'de gösterildiği üzere, AM değerlerinin belirlenmesinde belirleyici faktör güneş ışınlarının yeryüzüne geliş açısıdır. Buna göre AM değeri şu şekilde belirlenir:

$$AM = 1/cos\Theta \tag{1.1}$$

Şekil 1.20'de gösterildiği üzere Θ açısı güneş ışınlarının ulaştığı nokta ile yüzey normalinin (zenith) arasındaki açıdır. Θ açısı kullanılarak AM değeri hesaplanır ve AM değerine göre de Çizelge 1.4'te gösterildiği gibi güneş ışınlarının düştüğü bölgedeki güneş ışıma yoğunluğu (W/m^2) ve solar ışıma spektrumuna ulaşılabilir.



Şekil 1.20. AM değerleri ve güneş ışınları geliş açısı ilişkisi

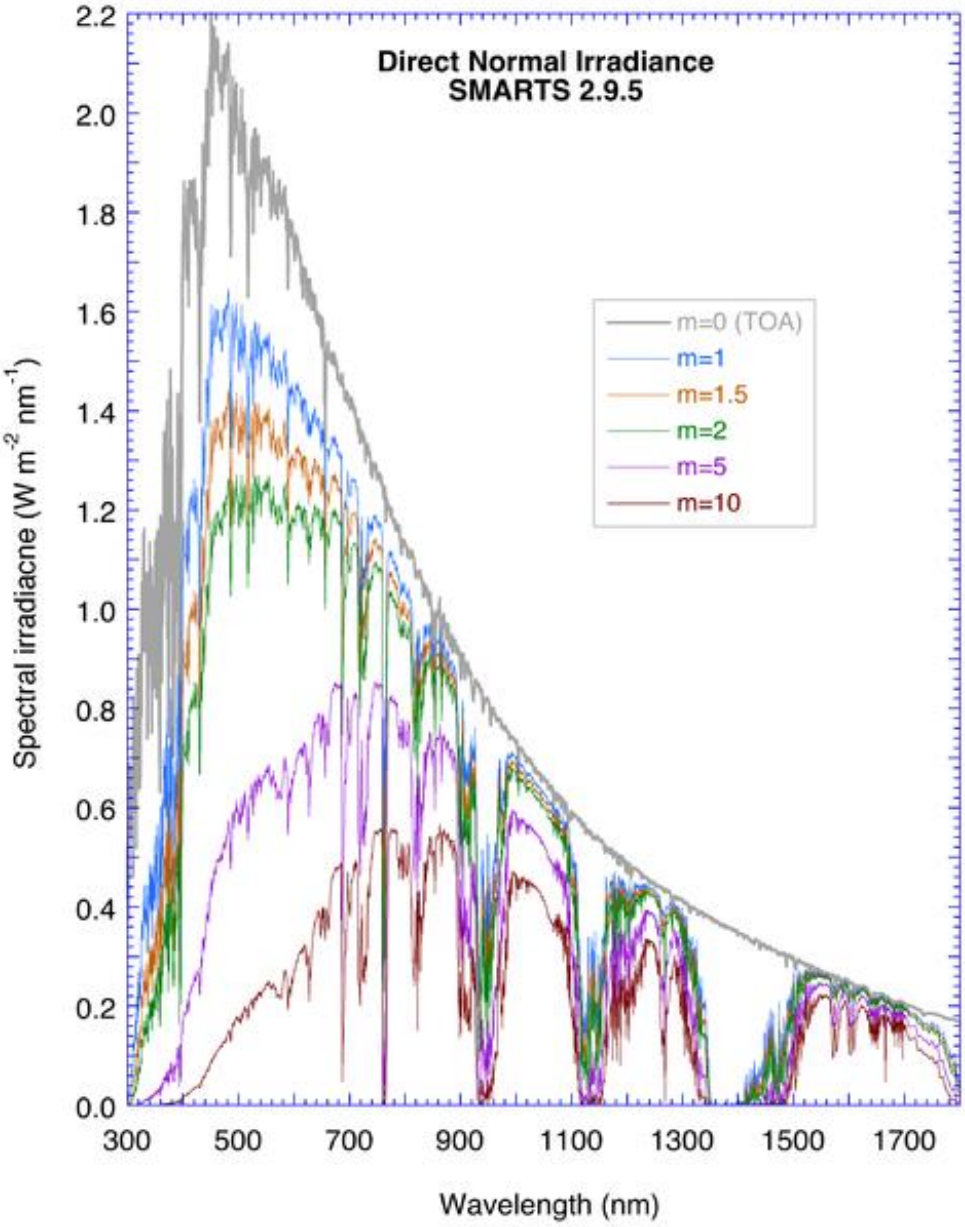
Atmosfer dışında, uzay boşluğundaki güneş ışıma değeri AM0 ile ifade edilir ve 1366 W/m^2'dir. Yeryüzüne ulaşma açıları ve ışıma değerlerine göre AM değerleri Çizelge 1.4'te gösterilmiştir.

Çizelge 1.4. AM değerleri tablosu

Geliş açısı	AM	Standart	Işıma şiddeti (W/m^2)
-	0	ASTM E-490	1366,1
0°	1		1040
48.2°	1.5	ASTM G-173-03	1000,4
60°	2		840
75°	3.8		620
90°	38		20

Çizelge 1.4'te de görüldüğü üzere yeryüzüne ulaşan güneş ışınları için genel değer olarak kabul edilen AM1.5'te güneş ışıma şiddeti 1000 W/m^2 iken, uzay boşluğunda yayılan güneş ışığı şiddeti (AM0) bunun yaklaşık 1.36 katı değerindedir.

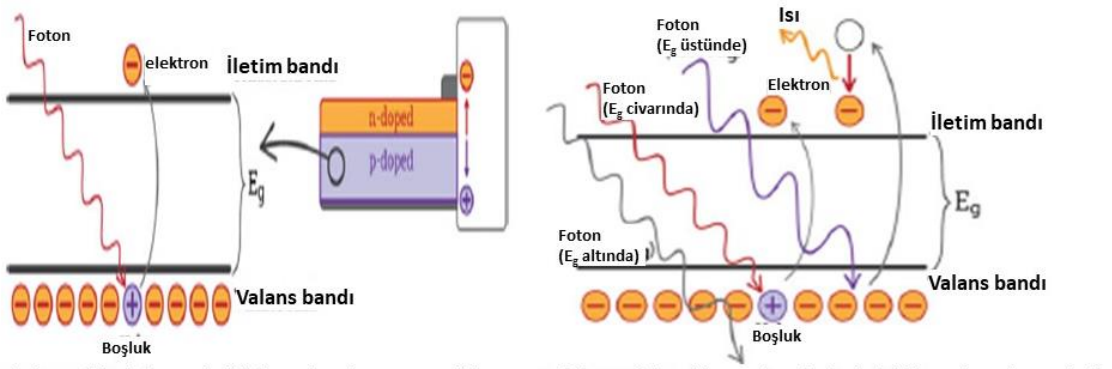
Şekil 1.21'de farklı AM değerlerindeki güneş ışımasına ait solar spektrum gösterilmiştir. Solar spektrumda da görüldüğü üzere, güneş ışınlarının %5'i ultraviyole (0-400 nm), %43'ü görünür ışık bölgesinde (400-700nm) ve %52'si ise kızılötesi bölgededir (700-2600 nm)(Kruse ve ark., 2006).



Şekil 1.21. Farklı AM değerlerine ait güneş ışıma değerleri solar spektrumu (Gueymard, 2004)

1.5.4.2. Güneş Hücreleri (Fotovoltaikler)

Fotovoltaik enerji sistemleri güneşten gelen farklı dalga boylarına sahip elektromanyetik dalgaların, görünür ışık spektrumundaki bölümünün fotovoltaik etki özelliğine sahip malzemeler ile DC akıma dönüştürüldüğü enerji dönüşüm sistemleridir. Şekil 1.22'de fotovoltaik enerji dönüşümü detaylı olarak açıklanmış ve resmedilmiştir (Apostoleris ve ark., 2018).



Şekil 1.22(a) Bir fotovoltaik hücrenin çalışma prensibi

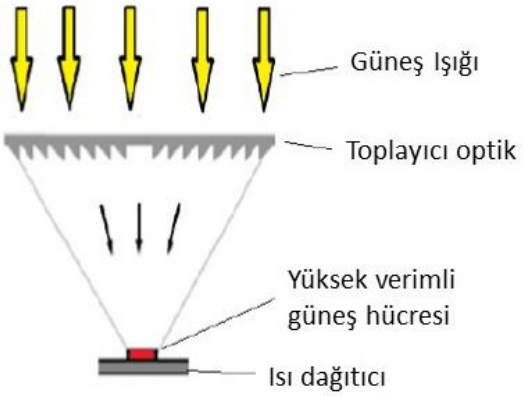
Şekil 1.22(b) Farklı enerji seviyelerindeki fotonların fotovoltaik hücre ile etkileşimi

Şekil 1.22. Fotovoltaik enerji dönüşümü (Apostoleris ve ark., 2018)

Uzay alanında güneş hücreleri ilk kez 1958 yılında Vanguard ve Sputnik-3 uzay araçlarında kullanılmıştır. Uzay çalışmalarında kullanılan ilk güneş hücreleri monokristal silikon yapıdaydı ve yaklaşık olarak %10 verime sahiptiler (Kalogirou, 2017). 1960-1970'li yıllarda silikon güneş hücresi teknolojisindeki gelişmeler ile bu hücrelerin verimlilikleri %14 ve üzerine çıksa da, 1960'lı yılların başlarında geliştirilen Ga-As güneş hücreleri verimlilikleri daha düşük olmasına karşın (%11) yüksek sıcaklık ve radyasyonda daha kararlı çalışmaları sebebiyle uzay çalışmalarında tercih edilmişlerdir.

Günümüzde fotovoltaik ve uzay alanında yürütülen çalışmalarla paralel olarak uzay kalifiye güneş hücreleri alanında da büyük gelişmeler meydana gelmiştir. %28-32 verimlilik oranına sahip çok katmanlı uzay kalifiye güneş hücreleri birçok uzay platformunda kullanılmaktadır.

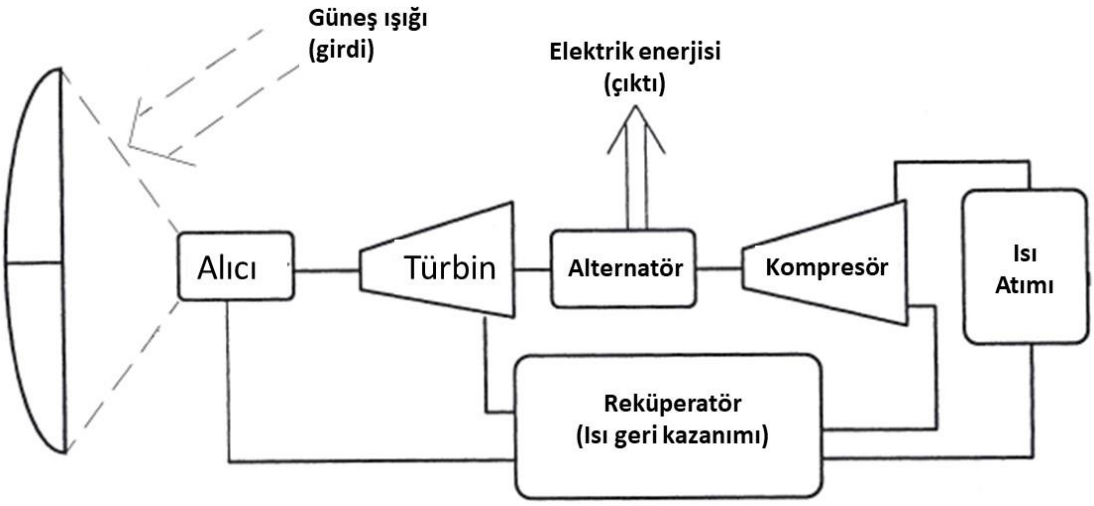
Çok katmanlı güneş hücreleri üzerine yürütülen çalışmalar kapsamında üretilen CPV (Concenrated PV) hücreler de güneş hücrelerine göre daha düşük PV hücre alanlarında yüksek verimlilikte enerji üretim imkânı sunmaktadır. Şekil 1.23'te gösterildiği üzere optik sistemler vasıtasıyla 1000x derecesine varan oranlarda yoğunlaştırılmış güneş enerjisi CPV hücreler üzerinde odaklanarak yüksek güç yoğunluğunda elektrik enerjisi üretimi imkânı sunar. CPV hücrelerin verimlilik değerleri %44 seviyesine ulaşmıştır. Daha düşük hücre alanlarında yüksek verimlilikte güç üretim imkanı sunması ve düşük maliyetli olmaları sebebiyle uzay platformlarında kullanımı açısından yüksek potansiyele sahip oldukları değerlendirilmektedir (Keser ve ark., 2019).



Şekil 1.23. CPV hücre güç üretimi (Selimoğlu, 2013)

1.5.4.3. Solar Dinamik Güç Sistemleri

Bu sistemlerde güneş ışığı alıcı üzerinde yoğunlaştırılarak yüksek ısı elde edilir. Elde edilen ısı ile ısıtılan gaz/sıvının çevrim üzerinde dolaşmasıyla elektrik enerjisi elde edilir. Yapılan araştırmalar, fotovoltaik güneş hücrelerine göre %25 daha verimli olduğunu göstermiştir. Bu tarz sistemler ile 25 kW'a kadar elektrik enerjisi üretimi mümkündür. NASA tarafından bu konuda çalışmalar yürütülmüş olsa da, gerçek bir uzay görevinde henüz kullanılmamıştır.

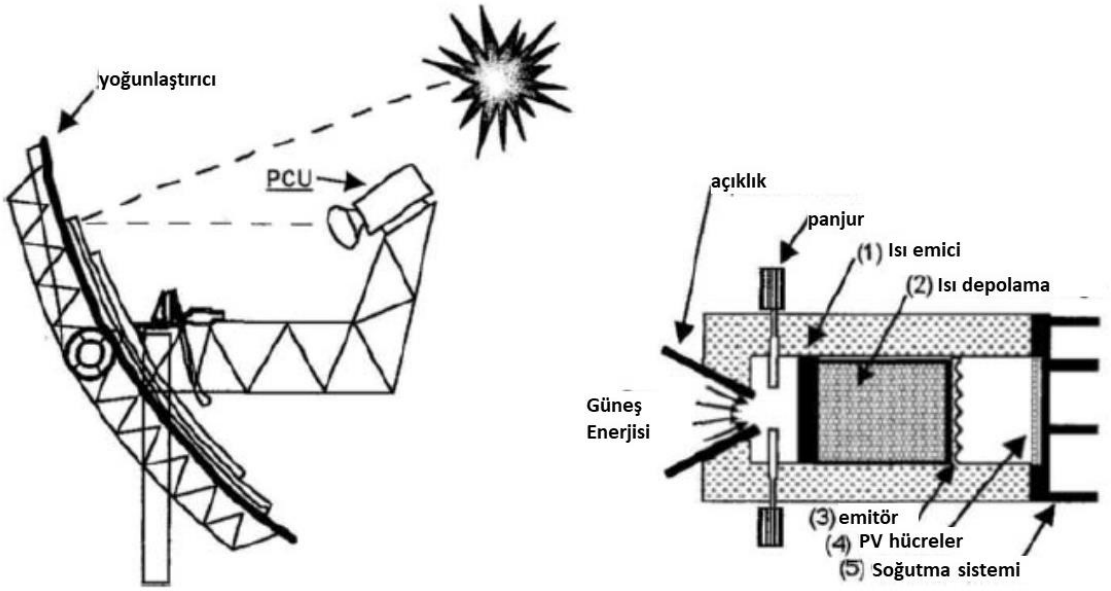


Şekil 1.24. Solar dinamik Brayton çevrimi (Fortescue ve ark., 2011)

Şekil 1.24'te NASA'nın Uluslararası Uzay İstasyonunda kullanılmak üzere tasarladığı bir solar dinamik Bryton çevrimi gösterilmiştir. Uluslararası Uzay İstasyonu inşa edilirken şu anda mevcut kullanımda olan 75 kW'lık çıkış gücündeki güneş hücreleri

yerine iki adet 25 kW'lık solar dinamik Bryton çevrimli güç sistemi konulması tasarlanmıştır. Çevrim içerisinde Helyum ve Xenon gazları kullanılacak, yoğunlaştırıcılar ile güneş ışığı alıcı üzerine odaklanarak burada 1042ºK sıcaklık elde edilecekti. Fakat proje yüksek maliyet ve bütçe sıkıntısı sebebiyle hayata geçirilememiştir (Fortescue ve ark., 2011).

1.5.4.4. Solar Termofotovoltaik Güç Sistemleri



Şekil 1.25. Solar termofotovoltaik güç sistemi şeması (Hyder ve ark., 2003)

Şekil 1.25'te görüldüğü gibi güneş ışınları alıcı sistem üzerinde yoğunlaştırılarak termal depolama bölgesinde 1000˚C'nin üzerinde sıcaklık elde edilir. Elde edilen sıcaklık ile birlikte emitör malzeme kızılötesi ışıma yapar ve yaydığı kızılötesi ışınlar yayılan dalga boyuna uyun olarak seçilmiş fotovoltaik hücreler üzerine ulaşır ve buradan elektrik enerjisi elde edilir.

Solar termofotovoltaik güç sistemleri (STPVG) her ne kadar gerçek bir uzay görevinde kullanılmamış sistemler olsa da, yüksek verimliliği ve düşük ağırlığı ile geleceğin uzay güç sistemleri arasında olabileceğini göstermiştir. Tipik bir fotovoltaik sistem güneş hücreleri ve batarya grubundan oluşur. LEO yörüngede bulunan bir uydu her bir yörünge dolaşım süresinin yaklaşık 30 dakikasını güneş görmeyen karanlık bölgede geçirir. Karanlık bölgede iken uydu ikincil bataryalarda depolanmış enerjiyi kullanır. Bu nedenle güneş hücreleri ile çalışan güç sistemlerinde anlık ihtiyacın en az bir

buçuk katı kadar anlık enerji üretimi zorunludur. Termofotovoltaik güç sistemlerinin en dikkat çekici özelliği ise karanlık yörüngede de enerji üretimini devam ettirmeleridir. Bu sayede güneş hücrelerinde olduğu gibi fazladan enerji üretimine ya da üretilen enerjiyi depolayacak bir ikincil batarya grubuna ihtiyaç duymazlar. Bu avantajları sayesinde güneş hücrelerine oranla %20'e kadar daha verimli güç sistemlerinin dizayn edilmesi mümkündür (Hyder ve ark., 2003).

1.6. Termofotovoltaik Güç Sistemleri

Bölüm 1.5'te anlatılan birincil güç sistemlerinden günümüzde aktif şekilde kullanımda olan türler güneş hücreleri ve RTG'lerdir. Güneş hücreleri özellikle dünya çevresi yörüngelerde (LEO, MEO, GEO, HEO) yer alan uzay platformlarında (uydular ve uzay istasyonları) aktif şekilde kullanılırken, RTG'ler ise güneş ışığının yetersiz kaldığı gezegen ve derin uzay görevlerinde kullanılmaktadır. Fakat her iki güç sisteminin de sunduğu avantajların yanında sahip olduğu olumsuz özellikleri de mevcuttur. Örneğin, güneş hücreleri %35'lere varan yüksek verimlilik ve sahip olduğu pazarlama ağı ile birlikte kullanıcılarına diğer sistemlere kıyasla maliyet avantajı sağlarken, uzayın zorlu dış şartlarından etkilenmesi, yörüngelerin güneş görmeyen kısımlarında enerji üretiminin sıfıra düşmesi gibi olumsuz yönleri de mevcuttur. Diğer taraftan RTG'ler için de benzer durum söz konusudur. Güneşin yeterli olmadığı derin uzay görevlerinde kararlı ve uzun ömürlü güç üretimi sağlayabilmesi, dış ortam koşullarından etkilenmemesi gibi avantajlarının yanında yüksek maliyeti, sahip olduğu nükleer maddenin getirdiği güvenlik sorunları, düşük verimlilik (%5 civarında) ve ağırlık problemi gibi olumsuz yönleri de mevcuttur.

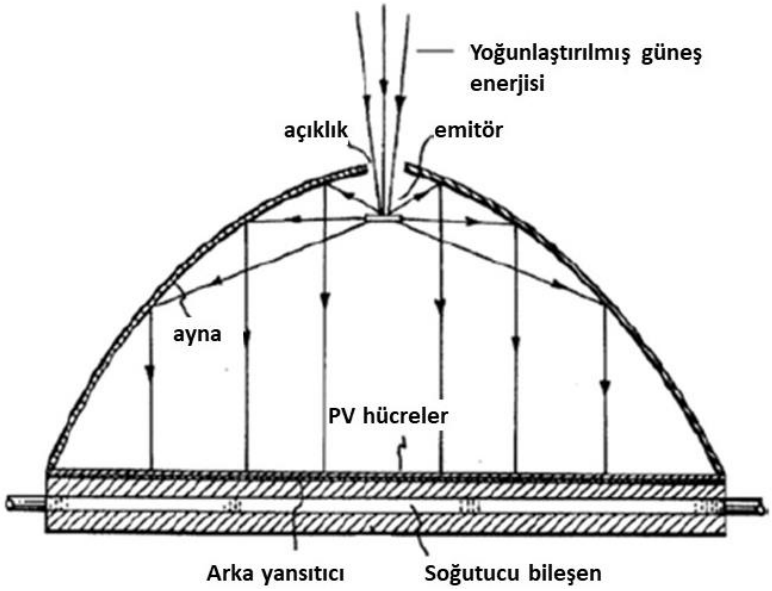
Her iki sistemin sahip olduğu bu olumsuz yönler sebebiyle bilim insanları alternatif güç sistemi arayışlarına yönelmiş, solar dinamik güç sistemleri, mekanik güç sistemleri, solar-ısıl hibrit güç sistemleri gibi çeşitli tasarımlar geliştirilmiştir. Bu çalışmaların arasında en öne çıkanı şüphesiz ki termofotovoltaik güç sistemleridir. Termofotovoltaik hücrelerden elektrik enerjisi üretimi fikri 1950'li yıllara uzansa da, bu tarz güç sistemlerinin uzay platformlarında kullanımına yönelik tasarımlar son dönemde popüler olmaya başlamıştır. Yapılan deneysel çalışmalar neticesinde %20 nin üzerinde verime sahip olması, teoriksel hesaplamalara göre maksimum veriminin %85,4 kadar ulaşabileceğinin tespit edilmesi (Harder ve ark., 2003), geliştirilmeye açık bir alan olması, hem derin uzay görevlerinde hem de yörünge görevlerinde kullanıma elverişli olması gibi sahip olduğu birçok olumlu yönleri ile termofotovoltaik güç sistemleri geleceğin uzay

teknolojilerinde kullanıma yönelik yüksek potansiyele sahip güç sistemleri olarak görülmektedir.

1.6.1. Tarihsel Gelişimi

"Termofotovoltaik enerji dönüşümü" fikri ilk olarak 1956 yılında Dr. Henry H. Kolm tarafından MIT'nin Lincoln laboratuarında sergilediği deney ile ileri sürülmüştür. Deneyde Coleman marka kamp fenerinin çevreye yaydığı ışınımsal enerjinin silikon fotovoltaik hücreler tarafından elektrik enerjisine çevrilmesi gösterilmiştir. Sonrasında (1960'ların başlarında), Profesör Pierre Aigrain (literatürde genellikle termofotovoltaik enerji dönüşümünün mucidi olarak anılır) bu enerji dönüşümünü MIT'deki derslerinde öğrencilerine sunmuştur. Bunların sonucunda, MIT öğretim üyeleri White ve Wedlock TPV araştırma sonuçlarını içeren bir dizi referans çalışmalar yayınlamıştır (Wedlock, 1963). İlk zamanlarında yürütülen TPV çalışmalarının çoğunluğu ABD ordusunun desteği ile taşınabilir, hafif ve sessiz elektrik jeneratörleri üretmek amacıyla gerçekleştirilmiştir. O yıllarda General Motors Şirketi de elektrikli araç üretimi için TPV hücreler geliştirmiştir. Fakat ne yazık ki ABD ordusunun daha eski bir teknoloji olan termoelektrik teknolojisine yönelmesi ve bu nedenle TPV çalışmalarına olan desteğini sonlandırması sebebiyle 1970'li yıllarda TPV teknolojisi üzerine yürütülen çalışmalar önemli ölçüde azalmıştır. General Motors şirketi de 1970'lerdeki enerji krizi sebebiyle TPV üzerine yürüttüğü çalışmalarını durdurmak zorunda kalmıştır.

Diğer yandan, 1970'lerdeki enerji krizinin sonuçlarından birisi de tüm dünyanın ilgisinin yenilenebilir enerji kaynaklarına yönelmesi olmuştur. Güneş enerjisi de bu kaynaklardan birisidir ve güneş enerjisinden verimli şekilde elektrik enerjisi elde etme yönünde farklı konseptler bu dönemde geliştirilmiştir. Bu konseptlerden birisi olan solar termofotovoltaik enerji dönüşüm sistemi de ilk kez bu dönemde 1979 yılında Swanson tarafından ortaya atılmıştır (Swanson, 1979). Sonraki yıllarda Solar Termofotovoltaik sistemler (STPVG)'in yüksek enerji dönüşümü potansiyelini gösteren birçok çalışmalar yürütülmüş ve makaleler yayınlanmıştır (Würfel, 1980; Demichelis, 1980; Edenburn, 1980; Würfel, 1980; Höfler H., 1983; Höfler ve ark., 1983; Spirkl, 1985) ve 1982 yılında Horne ilk STPVG sistemi prototipinin patentini almıştır (Horne, 1982).



Şekil 1.26. Horne tarafından alınan ilk STPVG patenti (Horne, 1982),

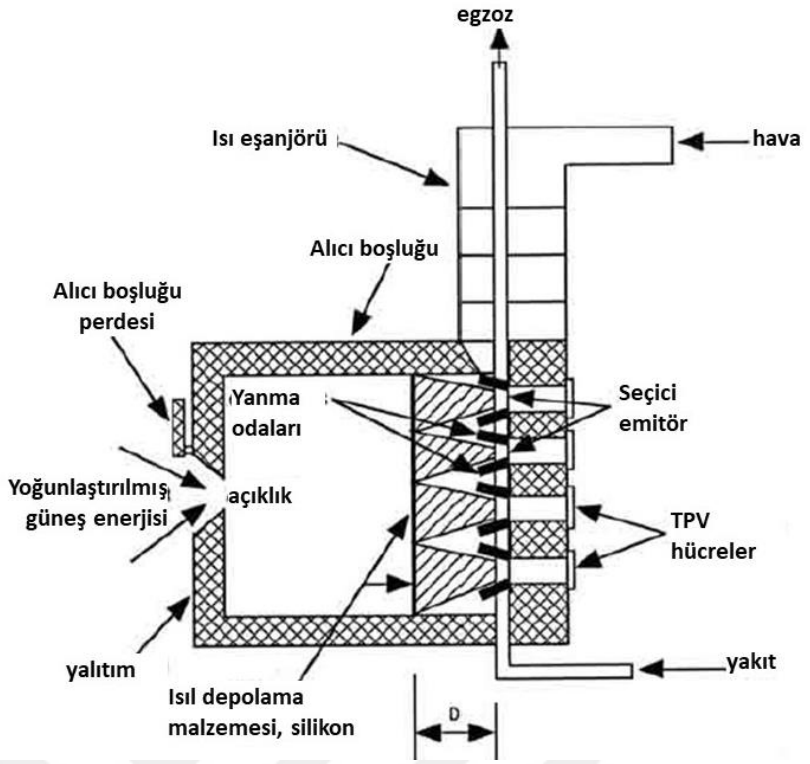
İlk STPVG tasarımlarının birçoğu çok yüksek güneş ışınımı konsantre faktörünün bağlılığına dikkat çekmiştir. Bu dönemde birçok teoriksel analizin yapılmış olmasına rağmen, henüz yüksek kalitede bir TPV hücrenin imal edilmemiş olması sebebiyle de, pratikte imal edilmiş bir STPVGsistemi mevcut değildir. Bu durumun da etkisiyle, 1980'li yıllarda TPV ve STPVG araştırmaları düşük seviyelerde devam etmiştir. 1990'lı yıllara gelindiğinde ise, yüksek verimlilikte kızılötesi duyarlı PV hücrelerin keşfi ile birlikte TPV teknolojisine gösterilen ilgi güçlü şekilde artmıştır. Özellikle de bu dönemde Boeing'in laboratuvarlarlarında geliştirilen Galyum-Antimon (GaSb) tipi TPV hücreler ve NREL laboratuarlarında geliştirilen InGaAs tipi TPV hücreler ile yürütülen çalışmalarda olumlu sonuçlar elde edilmiştir (Wanlass ve ark., 1991).

Sonraki yıllarda araştırma enstitüleri ve özel şirketler tarafından TPV teknolojisine dair farklı birçok uygulama önerilmiş ve geliştirilmiştir. Bu çalışmaların birçoğu 1994 yılından beri NREL tarafından düzenlenen TPV konferanslarında sunulmuş ve yayınlanmıştır. Bu konferanslarda sunulan çalışmalar arasında ilk STPVG sistemi dizaynı ve bu sistemin pratikte uygulanmasına yönelik referans niteliğinde bir çalışma da mevcuttur. Bu çalışma 1996 yılında NASA'nın uzay teknoloji transferi girişimi olarak kurulmuş, NASA ve NREL kurumları ile ortak çalışmalar yürüten ABD'de bir havacılık sanayii üreticisi (sonraları 1997 yılında Boeing bünyesine katılmış) olan McDonnell Douglas firmasıdır (Stone ve ark., 1995).

McDonnell'ın ilk STPVG prototipi 1992-1993 yıllarında üretilmiş ve ardından ikinci prototipi ise ilkinden edinilen tecrübeler neticesinde 1994 yılının sonlarında üretilmiştir. McDonnell'ın ilk prototip dizaynı güneşin olmadığı zamanlarda da elektrik enerjisi üretimi gerçekleştirebilmek için bir hibrit güneş/yakıt ısı üretim sistemine ve ısıl depolama sistemine sahipti. McDonnell'ın prototipi Silisyum-Karbür (SiC) ve Er-YAG emitörler ile Si ve İndiyum-Galyum-Arsenit (InGaAs) hücrelerden oluşmaktaydı (Stone ve ark., 1995). Prototip her biri yaklaşık 1 m^2 alana sahip 86 aynaya sahip olan güneş odaklayıcı içerisinde test edildi. 550 saatlik deney süresi sonunda maksimum emitör sıcaklığı 1360ºC (1000 W/m^2'lik direk güneş ışıması altında) olarak ölçüldü. InGaAs hücrelerdeki güç ve akım yoğunlukları sırasıyla 0,2 W/cm^2 ve 1 A/cm^2'nin biraz üzerinde ölçüldü. Her ne kadar ölçülen bu değerlere dair tüm sistemin performansı açıklanmamış olsa da araştırmayı gerçekleştiren Stone ve ark. "Analizlerimiz neticesinde maksimum güç veriminin mevcut teknolojiler dahilinde %20-%25 seviyesine ulaşabileceğini ve ilerleyen dönemlerde yapılacak iyileştirmelerle %30 verimlere çıkılabileceği" açıklamasını yapmıştır (Stone ve ark., 1996).

Essential Research firması tarafından InGaAs hücreler ve SiC emitör ile yapılan deneylerde ise 1230ºC emitör sıcaklığında 0,82-0,9 W/cm^2 güç yoğunluğu ölçülmüştür (Fatemi, 1998). Fakat bu deneylerde tüm sistemin verimini arttırmaktan ziyade elektriksel güç yoğunluğunu arttırmaya yönelik iyileştirmeler yapılmıştır.

NASA'dan Chubb ve ekibi, harici yakıtlı yanma sistemine ve termal enerji depolama sistemine sahip harici yakıtlı bir hibrit STPVG sistem dizaynı önermiştir (Chubb ve ark., 1996). Bu yaklaşımda termal enerji depolama materyali ısıl alıcıdan emitör malzemeye gittikçe incelen bir yapıdadır. Bu yapı ısıl alıcı ile emitör arasındaki sıcaklık farkının azalmasını sağlar ve ayrıca termal enerji depolama materyalinin katılaşması süresince emitörü daha uzun süre periyodunca daha yüksek sıcaklıklarda tutar (Şekil 1.27). Fakat ne yazık ki, bu harici yakıtlı hibrit bir STPVG sistem dizaynına yönelik bir prototip üretimi gerçekleştirilememiştir.



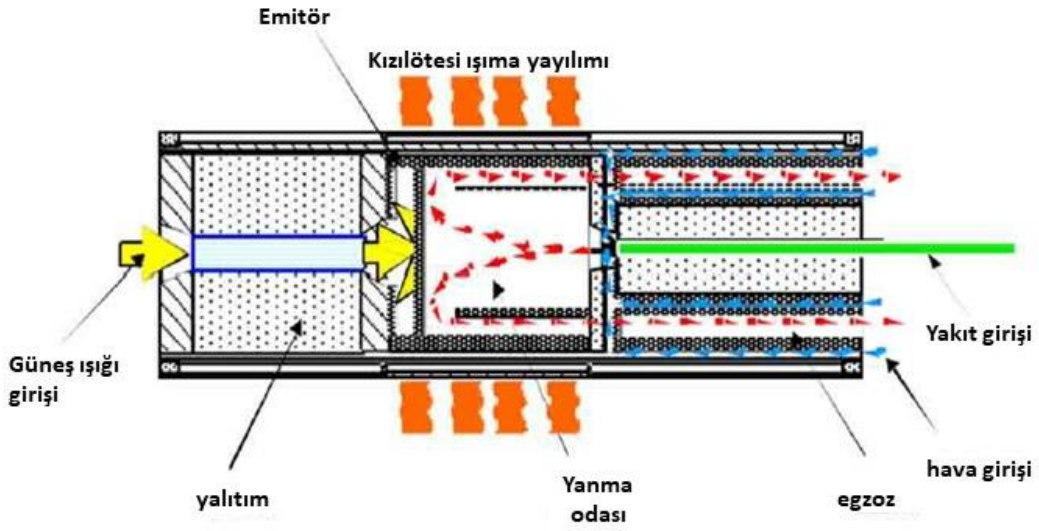
Şekil 1.27. Chubb ve ekibine ait STPVG sistem dizaynı (Chubb ve ark., 1996)

2000 yılında Yugami ve ekibi nadir bulunan seçici emitör malzemeler ile STPVG sistemler üzerine bazı deneyler gerçekleştirmiştir (Yugami ve ark., 2000). Fakat bu çalışmanın asıl amacı güneş ısısı ile ısıtılan seçici emitör malzemenin geliştirilmesi ile sınırlı kalmıştır. Bu yüzden, STPVG sistem dizaynı olması gerektiği şekilde optimize edilmemiş ve bunun sonucu olarak da tüm sistem performansı ve güç yoğunluğu çok düşük kalmıştır (sistem verimliliği %0,025 ve güç yoğunluğu 30mW/cm^2). Fakat seçici emitör malzemenin ($Al_2O_3/Er_3Al_5O_{12}$) SiC'e göre daha iyi performansa sahip olduğu deneysel olarak gösterilmiştir.

2000'li yıların başlarında EDTECK firması (1990'lı yılların başında Horn tarafından kuruldu) bazı STPVG sistem modelleri geliştirmiştir. Bunlardan ilki bu başlığın ilk kısımlarında bahsedilen Horne'un patentinin deneysel uygulamasıydı (Şekil 1.26) (Horne, 1982). Bu prototipe dair kesin bir sistem performans verisi açıklanmamış olsa da, bu sistemde 16,6 W güneş ışığı altında GaSb hücrelerden elde edilen elektriksel güç çıkışı 0,38 W olarak ölçülmüştür. Optik parçalara dair kayıplar ihmal edildiğinde, sistemin performansı yaklaşık %2,3 civarındadır. Fakat bu sistem de yeterince optimize edilmemiştir. Örneğin; TPV hücreler arasında geniş açıklıklar

mevcuttur. Bu sebeple, iyi optimize edilmesi durumunda daha yüksek verimler elde edilmesi olasıdır.

Yukarıda anlatılan prototip haricinde EDTECK tarafından iki farklı prototip daha üretilmiştir (Medina, 2011). Bu prototiplerde Horne'un patentinin deneysel uygulaması olan ilk prototipe (Şekil 1.26) ilave olarak hibrit solar/gaz yakıt sistemi eklenmiştir. Bu iki prototipten ilki, optik sisteminde güneş ışığının merceğe ulaştığı deliğin/aralığın çok küçük olması ve bu aralığın hava ile dolu olmasından dolayı yüksek ışınım kayıplarının oluşması gibi sebeplerden dolayı emitör malzeme uygun ışımayı yapabilmek için yeterli sıcaklığa ulaşamamıştır (850ºC ve altında kalmıştır). İkinci prototip bu sorunları çözmek üzere tasarlanmış, fakat testleri ertelenmiş ve bilindiği kadarıyla ikinci prototipin deneysel çalışmaları üzerine hiçbir yayın yayımlanmamıştır. Son olarak, bir hibrit solar/gaz STPVG sistemi üretmişlerdir (Şekil 1.28(a)-(b)). Bu sistemde bir SiC emitör, 12 adet 9x2 dizilimli (toplamda 216 hücre) GaSb hücre grubu ve her bir GaSb hücre dizininin üzerinde düzlemsel filtreler yer almıştır. Ne yazık ki, bazı teknik problemlerden dolayı tüm sistem performansı ölçülememiş, gaz-elektrik çevriminin %15,6 ve solar-elektrik çevriminin %22,3 verimlilikte gerçekleştiği bildirilmiştir (Medina, 2011).



Şekil 1.28.(a). EDTECK tarafından geliştirilen hibrit solar/gaz STPVG sistem tasarımı



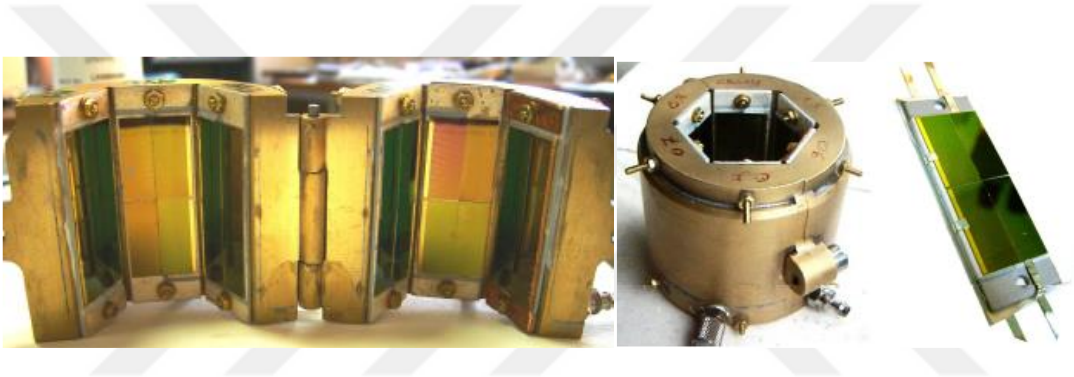
Şekil 1.28.(b). EDTECK tarafından üretilen prototip

2000'li yıllar boyunca, ABD'de TPV araştırma faaliyetleri giderek azalırken, Avrupa'da TPV tekrar ilgi odağı oldu. Bunun sonucu olarak, her yıl ABD'de düzenlenen TPV konferansları, 2002 yılında Roma'da, 2004 yılında Freiburg'da ve 2006 yılında Madrid'de düzenlendi (Medina, 2011). O dönemde özellikle bu alanda çalışan Avrupa araştırma merkezleri PSI (İsviçre), Fraunhofer-ISE (Almanya), IMEC (Belçika) ve IES-UPM (İspanya)'dır. IOFFE Enstitüsü de (Rusya) bu alanda güçlü faaliyetler gerçekleştirmiştir. 2003 yılı sonunda bunlardan bazıları hem yakıtlı hem de solar TPVG sistemler üretmek için Avrupa tarafından fonlanan FULLSPECTRUM projesi etrafında kümelendi (Luque ve ark., 2005).

FULLSPECTRUM projesi ile eş zamanlı olarak, STPVG konseptinin limitlerini ve potansiyelini anlamak için yürütülmüş farklı çalışmalar da mevcuttur (Harder ve ark., 2003; Andreev ve ark., 2004; Badescu, 2001; Badescu, 2005; Luque, 2007; Datas ve ark., 2009; Datas ve ark., 2010). 2008 yılının sonlarında FULLSPECTRUM projesi tamamlandıktan sonra TPV konusunda yapılan çalışmalar da kayda değer oranda azalmıştır.

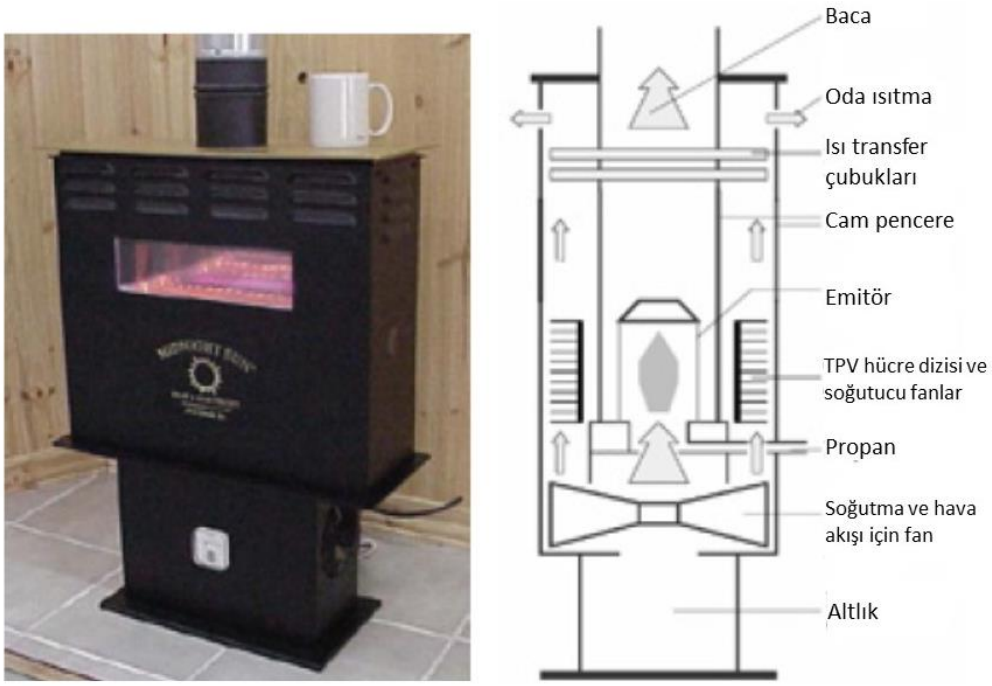
2008 yılı ve sonrasında yukarıda anlatılan tüm bu çalışmaların dışında School of Power Engineering (Nanjing, Çin) (Chen ve ark, 2008; Chen ve ark, 2009; Chen ve ark, 2010), Standford Üniversitesi (Rephaeli ve ark., 2009), Masdar Instute of Science and Technology (Abu Dabi, BAE) (Mokri ve ark., 2011) ve Massachusetts Institute of Technology (Bermel ve ark., 2010) kurumlarının yürüttüğü çalışmalar ve yaptıkları yayınlar mevcuttur.

Daha güncel çalışmalara baktığımızda ise Madrid Teknik Üniversitesi Güneş Enerjisi Enstitüsünden bir ekip 2012 yılında geliştirdikleri STPVG sistemine dair elde ettikleri sonuçları makalelerinde yayınlamışlardır (Datas ve ark., 2012). Buna göre, STPVG sistemi 3183x yoğunlaştırma oranına sahip bir optik sistemden, silindir yapıda 24 adet Germanyum (Ge) TPV hücre ve bu yapının etrafını saran tungsten emitör malzemeden oluşmaktadır (Şekil 1.29). Akım yoğunluğu 0.95 A/cm^2, elektriksel güç yoğunluğu 67 mW/cm^2 ve tüm sistemin performansı %0,8 olarak ölçülmüştür. Araştırmacılar tüm sistem performansının bu kadar düşük çıkmasının nedenleri olarak TPV hücrelerinin yeterince soğutulamaması sebebiyle oluşan yüksek hücre sıcaklıkları (120ºC'ye varan) ve emitör malzemenin yeterince ısınmasını engelleyen optik sistemindeki yüksek kayıp oranlarını göstermiştir.



Şekil 1.29. Silindir yapıdaki Germanyum hücreler ve etrafını saran tungsten emitör malzeme (Datas ve ark., 2012)

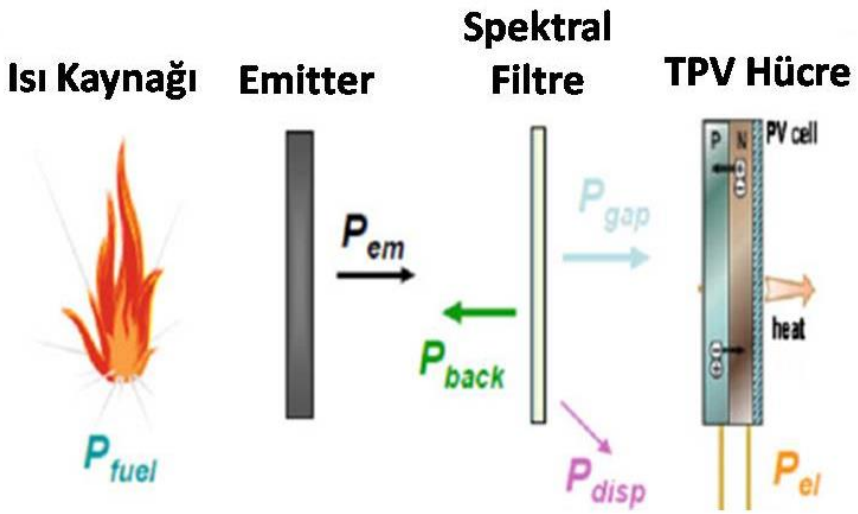
TPV alanında ortaya çıkarılmış ilk ticari ürün ise JX Crystals firması tarafından üretilen "Midnight Sun" isimli üründür (Şekil 1.30). 1999 yılında üretimi gerçekleştirilen ürün, hem iç ortam ısıtmada hem de TPV sistemi ile enerji üretiminde kullanılıyordu. Propan yakıt kullanılarak elde edilen ısı SiC emitör malzemeyi yaklaşık 1200ºC'ye kadar ısıtıyor ve emitör malzemenin yaydığı IR radyasyon ile GaSb hücreler üzerinde elektrik enerjisi üretimi gerçekleştiriliyordu. Üründeki elektriksel enerji üretimi 100 W.'tır ve tüm sistemin performansı %2 civarındadır. TPV hücrelerin soğutulması için ürün kendi içinden enerjisini sağladığı 20 W gücünde fanlar kullanıyordu. Tüm sistem performansının %2 gibi düşük verimlilikte olmasının temel sebebi ise ticari bir ürün olması sebebiyle düşük maliyetli tutulmasının öncelikli olmasındandır. Firma sonraki yıllarda bu ürünü geliştirerek tüm sistem performansını %10'a kadar çıkaran prototipler üretmiş fakat bu prototipleri ticari ürün haline getirmemiştir (Van Der Heide, 2009).



Şekil 1.30. Midnight Sun (Fraas ve ark., 2003)

1.6.2. Çalışma Prensibi

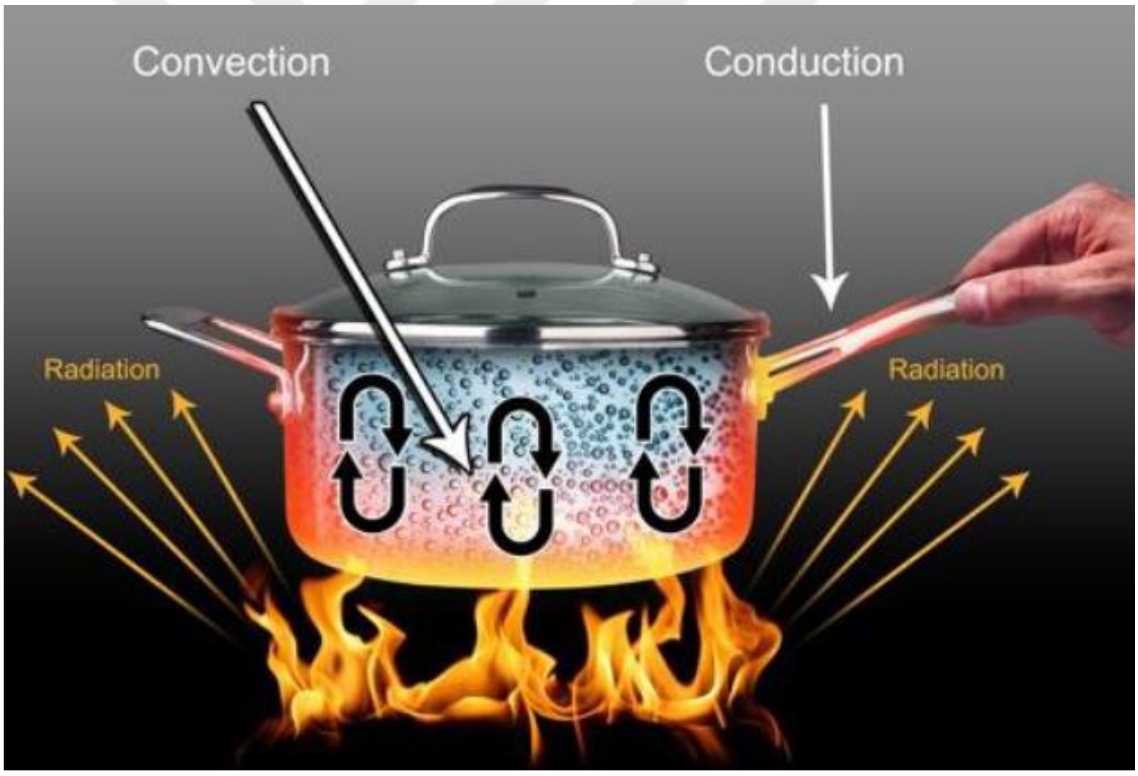
Termofotovoltaik jeneratörler (TPVG) kısaca kızılötesi ışımayı termofotovoltaik hücreler (TPV) vasıtasıyla elektrik enerjisine çeviren güç sistemleri olarak tanımlanabilir. Şekil 1.31'de gösterildiği gibi temelde üç bileşenden oluşur; ısı kaynağı, emitör malzeme ve TPV hücre. Bunlara ilave olarak sistemin enerji üretim performansını arttırmak için spektral filtre ve soğutucu sistemler de eklenebilmektedir.



Şekil 1.31. TPVG güç sistemi bileşenleri (Fraas, 2014)

TPVG güç sistemleri ile enerji üretiminin temelinde TPVG güç sistemi bileşenlerinin birbirleri ile ve dış ortam ile arasındaki ısı transferi yer alır. Dolayısıyla yeryüzünde ve uzay ortamında ısı transferinin koşulları ve yöntemlerinin bilinmesi gereklidir.

Isı transferi üç farklı şekilde gerçekleşebilir. Bunlar iletim (conduction), taşınım (convection) ve ışınım (radiation) dır. Bir katı veya durgun akışkan içerisinde, bir sıcaklık farkı olması durumunda, ısı transferi "iletim" ile gerçekleşir. Bir yüzey ile hareket halindeki bir akışkan farklı sıcaklıklarda ise ısı transferi taşınım ile gerçekleşir. İki yüzey arasında cisimlerin sahip oldukları ısıdan dolayı yaydıkları elektromanyetik dalgalar vasıtasıyla gerçekleşen ısı transferi ise ışınım olarak adlandırılır. Şekil 1.32'de ateş üzerinde tencerede kaynatılan bir suyun yer aldığı resimde ısı transferleri gösterilmiştir.



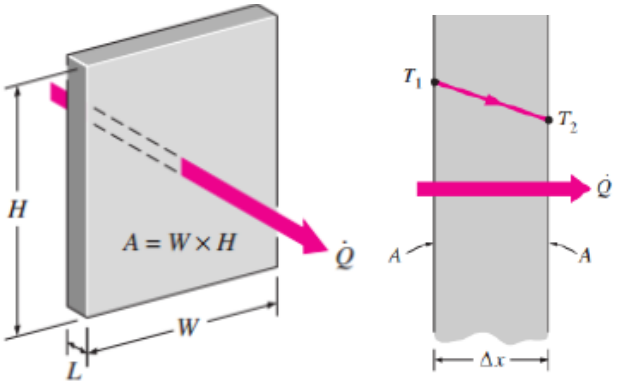
Şekil 1.32. Isı transferi türleri (Turan, 2017)

Dünya üzerinde ısı transferi bu üç yöntemle de gerçekleşebilirken, uzay ortamında sadece radyasyon (ışıma) ile ısı transferi mümkündür. Bir uydunun güneşten gelen ışınlar ile ısınması, soğutma sistemleri vasıtasıyla atık ısının uzay boşluğuna atılması gibi olayların tamamı radyasyon yöntemi ile gerçekleşir. Buna ek olarak, sadece uydu

içerisindeki mekanik parçalar arasındaki ısı transferinde ise iletim (conduction) ısı transferini görmek mümkündür.

Uzay ortamında kullanılmak üzere tasarlanan bir STPVG güç sisteminde ise ısı transferi yukarıda değinildiği üzere radyasyon ve iletim yöntemleri ile gerçekleşir. Optik sistem vasıtasıyla yoğunlaştırılmış güneş ışınlarının emitör malzemeyi ısıtması, emitör malzemenin ısınması sonucu çevresine yaydığı kızılötesi ışınların radyasyon yoluyla çevresine yayılması ve bu ışınların TPV hücreler ve fotonik aynalar üzerine ulaşması ve son olarak da heatsink malzeme vasıtasıyla sistemdeki atık ısının uzay boşluğuna gönderilmesi işlemlerinin tamamında ışıma (radyasyon) yöntemiyle ısı transferi gerçekleşir. Bunlara ek olarak TPV hücreler, fotonik aynalar ve heat-sink malzeme arasındaki ısı geçişlerinde ise iletim (conduction) ısı transferi yöntemi mevcuttur.

İletim, bir maddenin daha yüksek enerjili parçacıklarından bitişiklerindeki daha düşük enerjili parçacıklarına, bu parçacıklar arasındaki etkileşimler sonucunda enerji aktarılmasıdır. İletim ile ısı transferi atomik ve moleküler düzeyde hareketler ile ilişkilidir. Katılarda bu hareket titreşim şeklide gerçekleşirken, sıvı ve gazlarda moleküllerin rastgele hareketlerle birbirleri ile çarpışması sonucu gerçekleşir. İletim ile birim zamanda transfer edilen ısı miktarını hesaplamak için Fourier Denklemi kullanılır.



Fourier Isı İletim Denklemi:

$$Q = -\mathrm{k}.\mathrm{A}\frac{\mathrm{dT}}{\mathrm{2dx}} \qquad (1.2)$$

Q: iletilen ısı miktarı (watt)
k: ısı iletim katsayısı (W/m.K)
A: ısı geçişine dik yüzey alanı (m^2)
dT: sıcaklık farkı (K)
dx: kalınlık (m)

Şekil 1.33. Isı transferi (Turan, 2017)

Işınım, sonlu sıcaklığa sahip bir cismin elektromanyetik dalgalar şeklinde yaydığı enerjidir. Mutlak sıfır (0ºK = -273ºC) üzerindeki sıcaklıklarda bütün maddeler dış ortama ışıma yoluyla ısı yayar. İletim ve taşınımın aksine, ışınım ile ısı transferi için bir ortam gerekliliği bulunmamaktadır. Hatta ışınım ile ısı transferi boşlukta (vakumlu ortam) daha etkin olarak gerçekleşir. Ts sıcaklığına sahip bir yüzeyden birim zamanda yayılabilecek maksimum ışınım miktarı Stefan-Boltzman Kanunu ile belirlenir:

$$Q_{ışıma} = \varepsilon . \sigma . A . (\Delta T)^4 \quad (1.3)$$

Ɛ: yüzeyin yayıcılığı (emisivite) ($0 \leq Ɛ \leq 1$)

σ: Stefan Boltzman sabiti ($5{,}67.10^{-8}$ W/m^2K^4)

A: ışıma yapan yüzey alanı (m^2)

ΔT: ışıma yapan yüzey ile dış ortam arasındaki sıcaklık farkı (ºK)

Stefan-Boltzman Kanunu hem ışıma yapan cisimler hem de yapılan ışımayı soğuran cisimler için de geçerlidir. Burada yüzeyin yayıcılığı (Ɛ-emisivite) katsayısı önemli rol oynar. İdeal siyah cisim (blackbody) için emisivite ve soğurma değerleri 1 kabul edilir. Uzay araçlarında yüksek emisivite ve/veya soğurma değerlerine sahip boyalar/kaplamalar kullanılarak teçhizatların uygun çalışma sıcaklıklarında tutulması sağlanır.

1.6.3. Alt Bileşenleri

Şekil 1.31'de gösterildiği gibi temelde üç bileşenden oluşur; ısı kaynağı, emitör malzeme ve TPV hücre. Bunlara ilave olarak sistemin enerji üretim performansını arttırmak için spektral filtre ve soğutucu sistemler de eklenebilmektedir.

1.6.3.1. Isı Kaynağı

Emitör malzemenin gerekli sıcaklığa ulaşarak IR ışıma yapabilmesi için gerekli ısı enerjisini sağlar. Dört çeşit ısı kaynağı mevcuttur. Bunlar:

- Bir katı/sıvı/gaz yakıtın yakılması ile elde edilen ısı kaynağı,
- Yüksek ısı ile üretim yapılan endüstriyel tesislerde atık ısının kullanılması ile elde edilen ısı kaynağı,
- Bir radyoaktif maddenin etrafa yaydığı ısı,
- Güneş ışınlarının odaklanıp yoğunlaştırılması ile elde edilen ısı kaynağıdır.

Karasal TPVG güç sistemlerinde genellikle bir yakıt kullanılarak ısı kaynağı elde edilirken, endüstriyel tesislerde atık ısıların ısı kaynağı olarak kullanımına yönelik ve güneş enerjisinin yoğunlaştırılması üzerine kurulmuş TPVG güç sistemleri de mevcuttur. Uzay çalışmalarında kullanılmak üzere tasarlanmış TPVG güç sistemlerinde ise genellikle bir radyoaktif maddenin ısı kaynağı olarak kullanıldığı sistemler (RTPVG) ya da güneş enerjisinin kullanıldığı STPVG sistemler esas alınmıştır.

1.6.3.2. Emitör

Bir ısı kaynağı genellikle spektrumun geniş bir band aralığında kızılötesi ışıma yapar. Fakat TPV hücreler sadece belirli bir band aralığındaki ışımayı elektrik enerjisine dönüştürebildiğinden bu şekilde bir elektrik enerjisi üretimi gerçekleştirilmek istenildiğinde verim çok düşük seviyelerde kalır. Emitör malzeme ise yapısı gereği ısı kaynağının etrafa yaydığı ısıyı absorbe eder ve belirli bir sıcaklığa ulaştığında TPV hücrelerin ihtiyaç duyduğu belirli bir bant aralığında IR ışıma yapar. Yani kısaca bir emitör malzemenin rolü gelen ısıyı alıcı hassaslığına adapte olabilen bir yayılım spektrumuna çevirmektir.

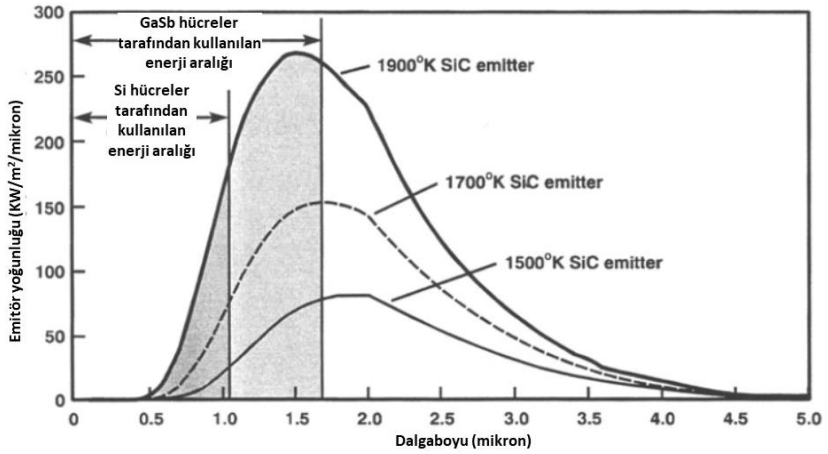
Yüksek erime sıcaklığı, optik ve yapısal özellikleri sebebiyle emitör malzeme olarak genellikle Tungsten kullanılır. Bunun yanında Silisyum Karbür (SiC) ile Ytterbium(III) Oksit (Yb_2O_3) ve Erbium(III) Oksit(Er_2O_3) gibi oksit bileşikler de kullanılmaktadır. Emitör malzeme seçiminde önemli olan hususlar malzemenin ısıya dayanıklılığı, ısıyı iyi absorbe edebilmesi ve gerekli sıcaklığa ulaştıktan sonra hangi dalga boyunda IR ışınım yaptığıdır. Özellikle $Er_2O_3$0,8 eV'ta ($\lambda \approx 1500$ nm) iken maksimum ışınım değerine sahiptir ve bu nedenle Ge veya GaSb TPV hücreler için oldukça uygun bir malzemedir (Aybek, 2015).

Literatürde TPVG tasarımlarında kullanılan emitör malzeme ve özellikleri aşağıda listelenmiştir:

- Andreev V.M. ve ark., "Thermophotovoltaic Converters With Solar Powered High Temperature Emitters" isimli çalışmalarında yaptıkları TPVG tasarımında tungsten emitör malzeme kullanmış olup, malzemenin 2000°K sıcaklıkta iken λ<1820nm dalga boyu aralığı için verimini %27 olarak hesaplamıştır (Andreev ve ark., 2005).

- DeBellis ve ark., "Conceptual Design of 500 watt portable thermophotovoltaic power supply using JP-8 fuel" isimli çalışmalarında TPVG tasarımlarında emitör malzemeler üzerine de çalışmalar yapmış ve SiC emitör malzemenin farklı sıcaklıklarda yaydıkları kızılötesi ışın dalgaboyu ve yoğunluğunu Şekil 1.34'te yer alan grafikte göstermişlerdir (DeBellis ve ark., 1997). Grafikte de görüldüğü üzere Si hücreler λ<1000 nm dalga boyu aralığında enerji üretimi yapabilirken GaSb hücreler için bu değer λ<1700 nm dalga boyuna kadar yükselmektedir. 1900ºK sıcaklıktaki SiC emitör malzemenin kızılötesi ışınım spektrumu incelendiğinde Si hücrelerin çok düşük verimli olduğu görülürken, GaSb hücrelerin $\lambda \approx 1500$ nm tepe noktasına yakın bir eşik değerine (λ<1700 nm) sahip olması dolayısıyla SiC emitör

malzemenin yaydığı kızılötesi ışınları yüksek verimlilikte elektrik enerjisine dönüştürebileceği görülmektedir.



Şekil 1.34. SiC malzemenin farklı sıcaklıklar için ışınım değerleri (DeBellis ve ark., 1997)

- Kovacs A. ve Janhunen P., "Thermo-photovoltaic spacecraft electricity generation" adlı çalışmalarında bir uzay aracı için RTPVG sistem tasarımı yapmış, tasarımlarında kullanacakları emitör malzemeyi belirlemek için yaptıkları ölçümler neticesinde elde ettikleri sonuçlar Çizelge 1.6'da gösterilmiştir. Bu çalışmada GaSb TPV hücre ile optimum verimlilikte çalışacak emitör malzemenin belirlenmesi amaçlanmıştır. Bunun için farklı emitör malzemelerin farklı sıcaklık değerlerinde yaptığı ışımalar sonucu GaSb hücrelerdeki enerji dönüşüm verimlilikleri hesaplanmış ve elde edilen sonuçlar Çizelge 1.6'da gösterilmiştir.

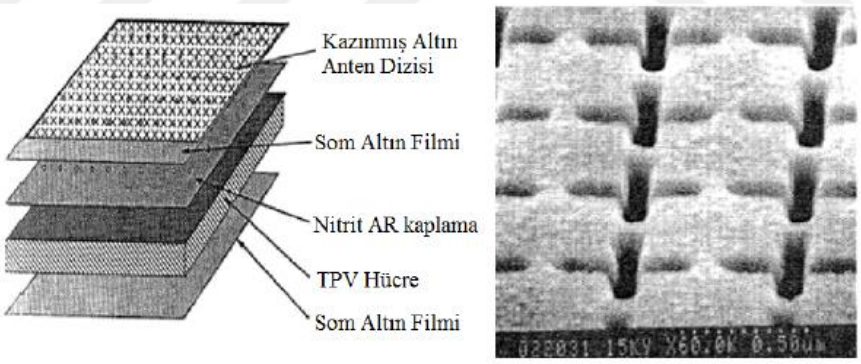
Çizelge 1.6. Isı-Elektrik Enerjisi Dönüşümü Verimlilik Tablosu (Kovacs ve ark., 2010)

Emitör	Emitör Sıcaklığı	Işıma Verimi	TPV hücre sıcaklığı	Optimal bandgap	Enerji dönüşüm verimi
Tungsten	2000 K	%13	300 K	0.8 eV	%28.4
Tungsten	2000 K	%11	400 K	0.9 eV	%20.9
$Er_3Al_5O_{10}$	1500 K	%12	300 K	0.7 eV	%29.2
$Er_3Al_5O_{10}$	1500 K	%12	400 K	0.7 eV	%19.9
SiC	1500 K	%19	300 K	0.7 eV	%30.1
SiC	1500 K	%19	400 K	0.7 eV	%20.5

1.6.3.3. Spektral Filtre

Spektral filtreler emitör ile benzer şekilde çalışırlar. TPV hücrelerde elektron holleri üretebilmek için IR ışın fotonlarının belirli bir enerji seviyesinin üzerinde olması gerekir. Bu enerji seviyesinin üzerindeki fotonlar TPV üzerinde elektron holleri oluşturarak elektrik enerjisi üretimini gerçekleştirirken, bu enerji seviyesinin altındaki fotonlar enerji üretimi gerçekleştiremez, TPV hücre tarafından emilirler ve sadece TPV hücrelerin ısınmasına sebep olurlar. Spektral fitlerler görevi ise enerji seviyesinin altındaki fotonların TPV hücrelere gitmeden tekrar emitör malzeme üzerine yansıtılmasını sağlamaktır. Bu sayede sadece elektrik enerjisi üretebilecek enerji seviyesindeki fotonların TPV hücrelere ulaşması sağlanır ve verimlilik arttırılmış olur. Düşük enerji seviyesindeki fotonlar emitör malzemeye geri yansıtılarak hem TPV hücrelerin daha fazla ısınması engellenmiş olur hem de emitör malzemenin ısısının korunmasına destek olunmuş olur.

Şekil 1.35'te deneysel olarak tasarlanmış bir rezonans altın film filtre görülmektedir. Tasarlanan bu filtre ile yapılan deneyler neticesinde filtrenin arzu edilen enerji aralığı için yüksek geçirkenlik, bunun dışındaki enerji seviyesindeki ışınlar için ise %98'in üzerinde yansıtma özelliğine sahip olduğu ölçülmüştür (Aybek, 2015).



Şekil 1.35. Rezonans filtre yapısı (Aybek, 2015)

Rezonans altın film filtre dışında Rahmlow ve arkadaşları tarafından tasarlanan Sb_2Se_3/YF_3 ön yüzey sıralı filtre mevcuttur. Bu filtre ile yapılan deneyler neticesinde TPV hücrenin verimini %20 oranında arttırdığı ölçülmüştür. Ayrıca dalgaboyu 4μm'den daha uzun olan fotonları durdurduğu için cam da TPVG sistemlerde basit bir seçici filtre olarak kullanılabilir (Aybek, 2015).

Çizelge 1.7'de filtre kullanılmadan (blackbody) ve fotonik kristal filtre kullanımında ulaşılabilecek maksimum termodinamik güç çevrim limiti gösterilmiştir.

Tabloya göre filtre kullanılmadan elde edilebilecek maksimum verim %41,89 iken, fotonik kristal filtre kullanıldığında verimin filtresiz sisteme oranla %22 oranında arttığı hesaplanmıştır (Walshve Lin, 2008).

Çizelge 1.7. Maksimum Güç Yoğunluğu ve Verimin Termodinamik Limiti (Walshve Lin, 2008)

Emitör	T_{rad}(K)	P_{PV}(W/cm^2)	η (%)
Blackbody	1500	9.04	41.89
Fotonik Kristal	1535	9.41	51.28

Bernard ve ark., çalışmalarında üç farklı filtre yapısı tasarımı önermişlerdir. Bunlardan ilki emitörün uzun dalga boyu ışımasını azaltarak düşük enerjili foton üretiminin ortadan kaldırılmasıdır. Bu spektral kontrol yöntemi seçici emitör malzeme ya da filtreli bir Emitör kullanımı ile mümkündür. Fakat bu tarz spektral kontrol yöntemleri TPVG güç üretim sisteminin güç çıkış yoğunluğunu azaltarak, elektron-boşluk (hole) çiftlerinin oluşumunu sağlayacak enerji seviyesine sahip fotonların azalmasına sebep olabilir. İkinci spektral kontrol yöntemi ise düşük enerji seviyesindeki fotonların TPV hücrelere ulaşmadan emitöre geri yansıtılmasıdır. Bu spektral kontrol yöntemi, TPV hücrenin önüne bir filtre konularak oluşturulabilir. Fakat bu yöntem de, ilk yöntemde olduğu gibi yüksek enerjili fotonların azalmasına sebep olabilir. Üçüncü spektral kontrol yöntemi (transmissive spectral control) emitörden yayılan fotonların büyük çoğunluğunun ulaşmasına müsaade ederken, yüksek enerjili fotonlar TPV hücreler tarafından absorbe edilir, düşük enerjili fotonlar ise emitöre tekrar yansıtılır. Bu tarz bir filtreleme TPV hücrenin arkasına yarı-yalıtkan InP katman ve bu katmanın arkasında altın gibi parlak ve çok yüksek yansıtma özelliğine sahip bir katman oluşturulmasıyla erçekleştirilebilir. Bu spektral kontrol yöntemi, diğer iki yönteme kıyasla daha çok fotonun TPV hücrelere ulaşmasına imkan sağlamasından dolayı, daha yüksek güç yoğunluğu ve verim elde etme imkanı sunar (Wernsman ve ark., 2004). Çizelge 1.8'de filtrelenmemiş ve transmissive spectral control yöntemiyle filtrelenmiş MIM (Monolithic Interconnected Module) TPV performans değerleri sunulmuştur.

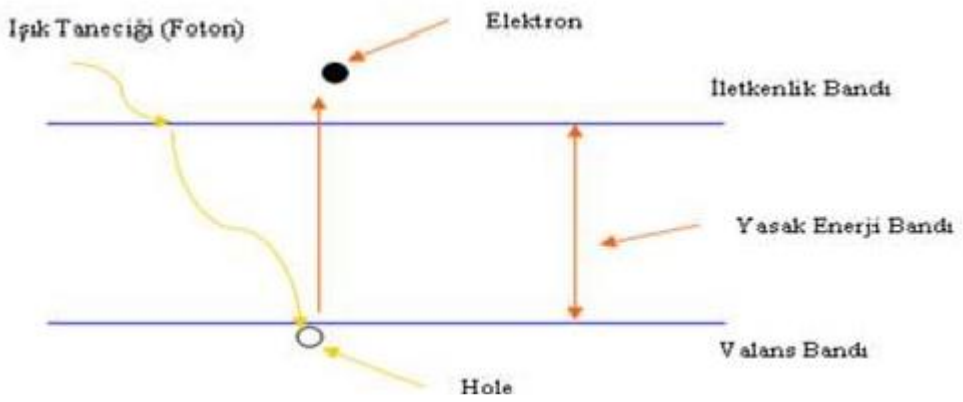
Çizelge 1.8. Filtrelenmemiş ve Üçüncü Yöntem ile Filtrelenmiş TPV Performans Değerleri (Wernsman ve ark., 2004)

Emitör ve TPV hücre koşulları			TPV Sistem Performansı		
Module	**$T_{emitör}$ (°C)**	**T_{TPV} (°C)**	**PD_{Max} (W/cm^2)**	**Q_{abs} (W)**	**$Ŋ_{PV}$ (%)**
Filtre Kullanılmamış	887	26	0.383	9.27	16.5
	955	26	0.548	11.8	18.6
	956	38	0.535	11.8	18.1
	956	46	0.520	12.1	17.3
	956	54	0.508	12.0	16.9
	956	65	0.480	12.1	15.9
	1027	27	0.788	15.4	20.5
	1058	27	0.900	17.5	20.6
Filtre Kullanılmış	871	24	0.297	6.11	19.4
	927	24	0.432	8.01	21.6
	955	24	0.509	9.15	22.3
	955	38	0.482	9.18	21.0
	954	46	0.463	9.13	20.3
	955	52	0.456	9.10	20.0
	953	64	0.421	8.99	18.7
	983	25	0.597	10.4	23.0
	1039	25	0.790	13.4	23.6

* $T_{emitör}$: Emitör sıcaklığı
T_{TPV} : TPV sıcaklığı
PD_{Max} : Sistemdeki maks. güç çıkış yoğunluğu
Q_{abs} : Alınan ısı
$Ŋ_{PV}$: Emitör/TPV enerji dönüşüm verimi

1.6.3.4. Termofotovoltaik Hücre (TPV)

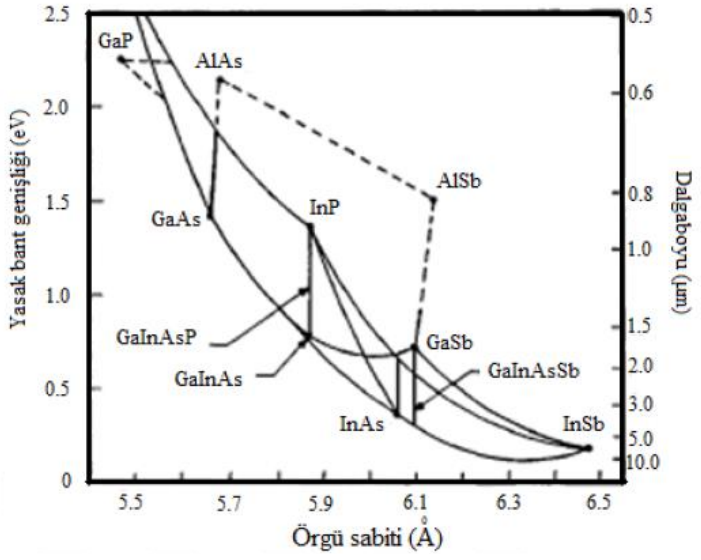
Termofotovoltaik hücreler, kızılötesi ışımayı direkt olarak elektrik enerjisine dönüştüren yarı-iletken malzemelerdir. Termofotovoltaik enerji üretiminde en önemli unsur TPV'yi oluşturan malzemelerin yasak enerji bant aralığıdır. Şekil 1.36'da termofotovoltaik enerji üretim teorisi resmedilmiş ve yasak enerji bant aralığı gösterilmiştir. Isı kaynağından yayılan fotonların enerjisi düşük olduğu için bu fotonlar ile TPV hücreden elektrik enerjisi üretebilmek için TPV hücrenin yasak enerji bant aralığının da düşük olması gerekir. Çünkü yasak enerji bant aralığı ne kadar küçük olursa emitörden yayılan düşük enerjili fotonlardan elektrik enerjisi üretim miktarı da o kadar yüksek olur. Aksi takdirde, yüksek seviyedeki bir yasak enerji bandını fotonların geçme ihtimali daha düşük olacaktır ve bu durumda hem verim azalacak hem de TPV hücrelerde aşırı ısınma meydana gelecektir.



Şekil 1.36. Termofotovoltaik enerji üretimi ve yasak enerji bandı (Aybek, 2015)

TPV çalışmalarının ilk yıllarında Silikon ve Germanyum tipi hücreler üzerine çalışmalar yapılmıştır. Silikon hücrelerin yasak bant genişliğinin çok büyük olması (E_g= 1.1 eV) ve Germanyum tipi hücrelerin silikon hücrelere kıyasla dar yasak bant genişliğine sahip olmasına rağmen (0.66 eV) enerji üretimi için verimsiz bir madde olması sebebiyle bu iki hücre tipi de ilerleyen zamanlarda çok tercih edilmemiştir.

İlerleyen zamanlarda III-V grubu bileşik ve alaşım yarıiletken malzemelerin kullanılmaya başlanması ile birlikte TPV hücrelerin verimlilik ve performansında çok büyük ilerlemeler görülmüştür. Şekil 1.37'de yer alan tabloda III-V grubu bileşik ve alaşım yarıiletken malzemelerin yasak bant genişliği ve dalga boyu değerleri gösterilmiştir.



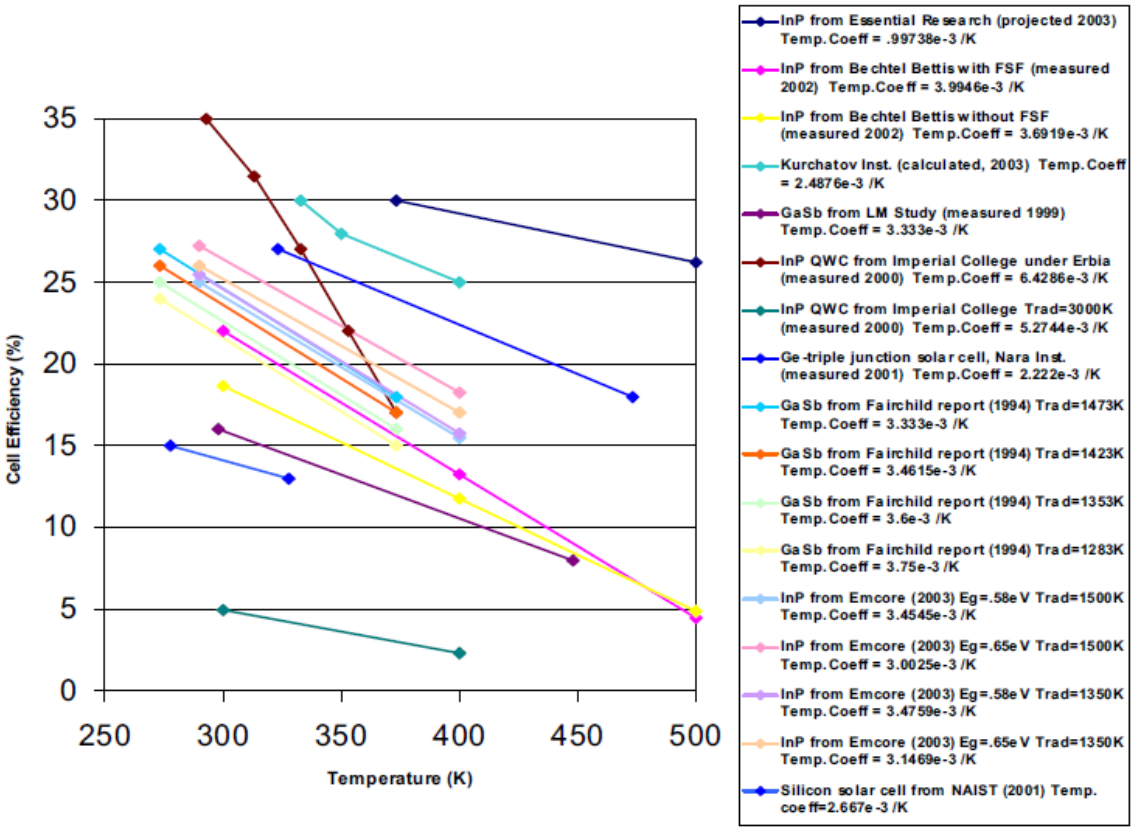
Şekil 1.37. III-V grubu bileşik ve alaşım yarıiletken malzemelerin bant genişliği ve dalga boyu değerleri (Efendi, 2017)

Günümüzde de en çok tercih edilen TPV hücre tipi olan GaSb tipi hücreler, modern TPV hücrelerin temeli olarak görülür. GaSb hücrelerin en önemli özelliği düşük ışın yoğunluğunda çalışabilme özelliğidir. Bu sayede 300°K gibi düşük sıcaklıklarda bile elektrik enerjisi üretim imkânı verir. Ayrıca üretimi de diğer hücre tiplerine göre daha kolay ve ucuz olduğundan günümüzde sıkça tercih edilmektedir.

TPV alanında yapılan güncel çalışmalar ise GaInAs ve GaInAsSb yarıiletken malzemeler üzerinde yoğunlaşmaktadır. GaInAs bant aralığı 0,7eV'a karşılık gelmektedir ve bu optimum enerji için oldukça geniştir. Bu nedenle 0,5 eV gibi oldukça dar bant aralığına sahip InGaAs malzemelerin oluşturulması üzerine çalışmalar yürütülmektedir (Aybek, 2015).

1.6.3.5. Soğutma Sistemi

TPV hücrelerin enerji dönüşüm performansını etkileyen temel faktörlerden birisi de TPV hücrelerin sıcaklığıdır. Aşağıda grafikte de görüldüğü gibi TPV hücreler ısındıkça verimlilikleri de ciddi oranda düşer (Şekil 1.38).



Şekil 1.38. TPV hücre verimliliği-sıcaklık ilişkisi (Teofilo ve ark., 2006)

TPV hücre üzerinde IR ışınların elektrik enerjisine çevrilmesi esnasında yasak band aralığından düşük seviyedeki fotonlar TPV hücrenin ısınmasına sebep olur. TPV hücrede üzerindeki bu atık ısı uzaklaştırılmazsa hücrenin veriminin düşmesine sebep olur. Bu sebeple TPV hücrelerin arkasına aktif/pasif soğutma sistemleri ilave edilerek verim arttırılabilir. Pasif sistemler olarak alüminyum ya da farklı metal yapraklardan oluşan yapılar gösterilebilir. Aktif soğutma sistemleri olarak da hava/su ile fanlı/radyatörlü soğutma sistemleri örnek gösterilebilir.

Dünya koşullarında yapılan bir TPVG güç sistemi tasarımında aktif bir soğutma sistemi kullanımı çok önemlidir. Çünkü emitör malzemeler ortalama 1500-2000ºK sıcaklık değerleri arasında kızılötesi ışıma yapmakta ve bu yüksek ısı enerjisi TPV hücrelerin yüksek sıcaklıklara çıkmasına sebep olmaktadır.

Uzay ortamında ise durum Dünya koşullarına göre çok farklıdır. Bölüm 1.1.1'de anlatıldığı üzere uzay herhangi bir atmosferin ya da gaz ortamının bulunmadığı vakumlu bir ortamdır. Dolayısıyla uzayda ısı transferi sadece radyasyon (ışıma) yoluyla gerçekleşir. Radyasyon yoluyla ısı transferinde en önemli etkenlerden birisi malzemelerin emisivite değerleridir. Uzay platformlarında ihtiyaç duyulan ısıl dengenin sağlanmasında malzemeler ve emisivite değerleri çok önemli rol oynar. Örneğin; eğer uzay platformunun bir kısmındaki ısıyı malzemeden uzaklaştırmak istenirse, o malzemeden uzay boşluğuna ısının transferini hızlandırmak için emisivite değeri çok yüksek (0,95-0,99) boya kaplamaları uygulanır. Şekil 1.39'da yer alan tabloda uzay platformlarında kullanılan bazı kaplama materyalleri ile bunların termal emisivite (ϵ_n) ve solar soğurma (α_s) değerleri gösterilmiştir.

	$\bar{\alpha}_s$	$\bar{\epsilon}_n$
Anodize Black	0.88	0.88
Carbon Black Paint NS-7	0.96	0.88
Catalac Black Paint	0.96	0.88
Chemglaze Black Paint Z306	0.96	0.91
Delrin Black Plastic	0.96	0.87
Ebanol C Black	0.97	0.73
Ebanol C Black–384 ESH* UV	0.97	0.75
GSFC Black Silicate MS-94	0.96	0.89
GSFC Black Paint 313-1	0.96	0.86
Hughson Black Paint H322	0.96	0.86
Hughson Black Paint L-300	0.95	0.84
Martin Black Paint N-150-1	0.94	0.94
Martin Black Velvet Paint	0.91	0.94
3M Black Velvet Paint	0.97	0.91
Paladin Black Lacquer	0.95	0.75
Parsons Black Paint	0.98	0.91
Polyethylene Black Plastic	0.93	0.92
Pyramil Black on Beryllium Copper	0.92	0.72
Tedlar Black Plastic	0.94	0.90
Velestat Black Plastic	0.96	0.85

Şekil 1.39. Uzay platformlarında kullanılan bazı kaplama materyalleri ile bunların termal emisivite ve solar soğurma değerleri (Henninger, 1984)

Ayrıca, TPVG'lerin uzayda kullanımına yönelik Kovacs A. ve Janhunen P.'nin "Thermo-photovoltaic spacecraft electricity generation" çalışmasında derin uzay ortamında bir soğutma sistemine gerek duyulmadan da TPV hücrelerin soğutma işleminin yapılabileceği tezi ortaya atılmıştır. Bu çalışmada Stronyum-90 radyoizotobunun çevresine yaydığı kızılötesi radyasyon dalgalarından, bu elementin etrafını saran termofotovoltaik hücreler vasıtasıyla elektrik enerjisi üretimi üzerine teorik bir çalışma

yapılmıştır. Çalışmada termofotovoltaik hücrelerin bandgap seviyesinin altında kalan düşük enerji seviyesindeki fotonların emitöre tekrar yansıtılarak verim kaybının engellenmesi için %95 verimliliğe sahip çift katmanlı fotonik-plasma filtreler kullanılmıştır. Çalışmada sonuç olarak 2000°K emitör sıcaklığına ulaşıldığında TPV hücre sıcaklığının 300-400°K aralığında olacağı ve GaAs fotovoltaik hücrelerin enerji çevriminin %17-22 aralığında olacağı sonucuna ulaşılmıştır (Kovacs ve ark., 2010).

1.6.4. TPVG Türleri

TPVG'lerin türlerini belirleyen temel faktör kullandıkları ısı kaynağıdır. Bu kapsamda dört çeşit TPVG sistemi olduğunu söylemek mümkündür. Bunlar:

- Atık ısı kaynağı kullanan TPVG'ler,
- Harici yakıt kullanan TPVG'ler,
- Solar termofotovoltaik jeneratörler (STPVG) ve
- Radyoizotop termofotovoltaik jeneratörler (RTPVG)'dir.

Atık ısı kaynağı kullanan TPVG'ler genellikle sanayi ve üretim tesislerinde kojenerasyon amaçlı kullanılırlar. Çok yüksek ısılarda üretim ve işleme gerçekleştiren metal, cam sanayi vb. üretim tesislerinde ortaya çıkan atık ısının elektrik enerjisine dönüştürülmesi amacıyla tasarlanmışlardır (Aybek, 2015).

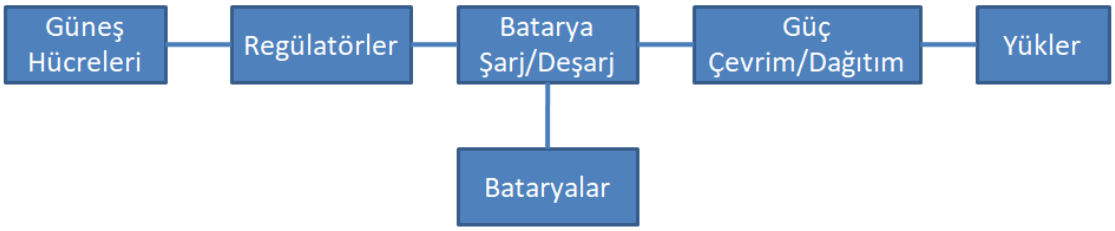
Literatürde en çok çalışmanın bulunduğu TPVG türü şüphesiz ki harici yakıt kullanan TPVG'lerdir (Fraas ve ark., 1994; Fraas ve ark., 1999; DeBellis ve ark., 1997). Bir katı/sıvı/gaz yakıtın yakılması ile elde edilen ısı enerjisi ile emitör malzeme ısıtılarak IR ışıma yapması sağlanır ve bu sayede TPV hücreler üzerinden elektrik enerjisi üretilir. TPVG alanında ortaya çıkarılmış ilk ticari ürün olan "Midnight Sun" isimli üründe de (Şekil 1.30) propan yakıt kullanılmıştır.

Radyoizotop termofotovoltaik jeneratörler (RTPVG) ise daha çok derin uzay görevlerinde kullanılmak üzere tasarlanmış bir TPVG türüdür. RTPVG'lerde ısı kaynağı olarak radyoizotop maddenin çevresine yaydığı ısıdan faydalanılır. Radyoizotop madde olarak çoğunlukla Plutonyum (Pu_{238}) ya da Stronyum (Sr_{90}) kullanılır.

Solar termofotovoltaik jeneratörler (STPVG) ise güneş ışığının yüksek oranlarda yoğunlaştırılarak ısı kaynağı olarak kullanıldığı sistemlerdir. Bu sistemlere dair ayrıntılı inceleme"1.5.4.4.Solar Termofotovoltaik Güç Sistemleri" bölümünde yapılmıştır.

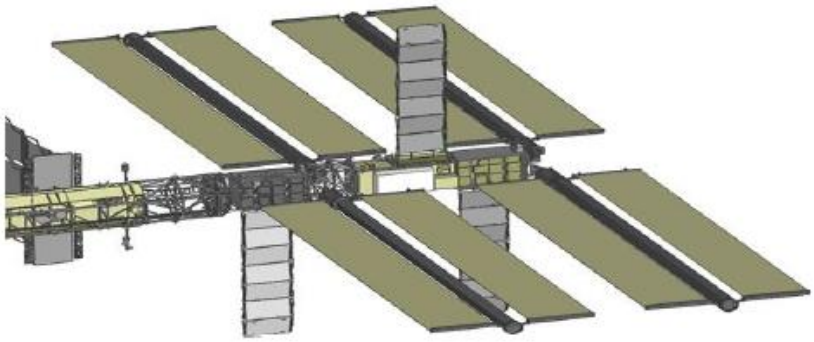
1.7. Uluslararası Uzay İstasyonu Güç Alt Sistemi Yapısı ve Bileşenleri

Bilindiği üzere günümüzde aktif şekilde görevine devam eden tek uzay istasyonu ISS'tir. Uluslararası Uzay İstasyonu güç sistemi şeması Şekil 1.40'de gösterilmiştir. ISS güç sisteminde 164 solar panel üzerine entegre edilmiş toplamda 32800 adet güneş hücresi bulunmaktadır. Bu paneller 8 kanat üzerine yerleştirilmiş olup (Şekil 1.41) her bir kanat (BOL için) 31 kW güç üretimi kapasitesine sahiptir. Toplam güç üretim kapasitesi (BOL için) 248 kW'tır. Her bir kanatta yer alan hücre grubu 375 m^2 alan kaplamakta ve 58 m uzunluğundadır. Güneş panelleri güneşi izleyerek güneş ışınlarından maksimum faydalanabilecek mekanizmaya sahiptir.



Şekil 1.40. ISS güç sistemi şeması

Uluslararası Uzay İstasyonunda birincil güç kaynağı olarak çift-taraflı (bifacial) tipi güneş hücreleri kullanılmaktadır. Çift taraflı güneş hücreleri ile hem güneşten gelen ışınlardan direk olarak enerji üretimi, hem de diğer yüzeyi ile dünyadan yansıyan güneş ışınlarından elektrik enerjisi üretmek mümkündür. Bu sayede hem verim artmakta hem de düşük sıcaklıklarda verimli enerji üretimi sağlanabilmektedir.

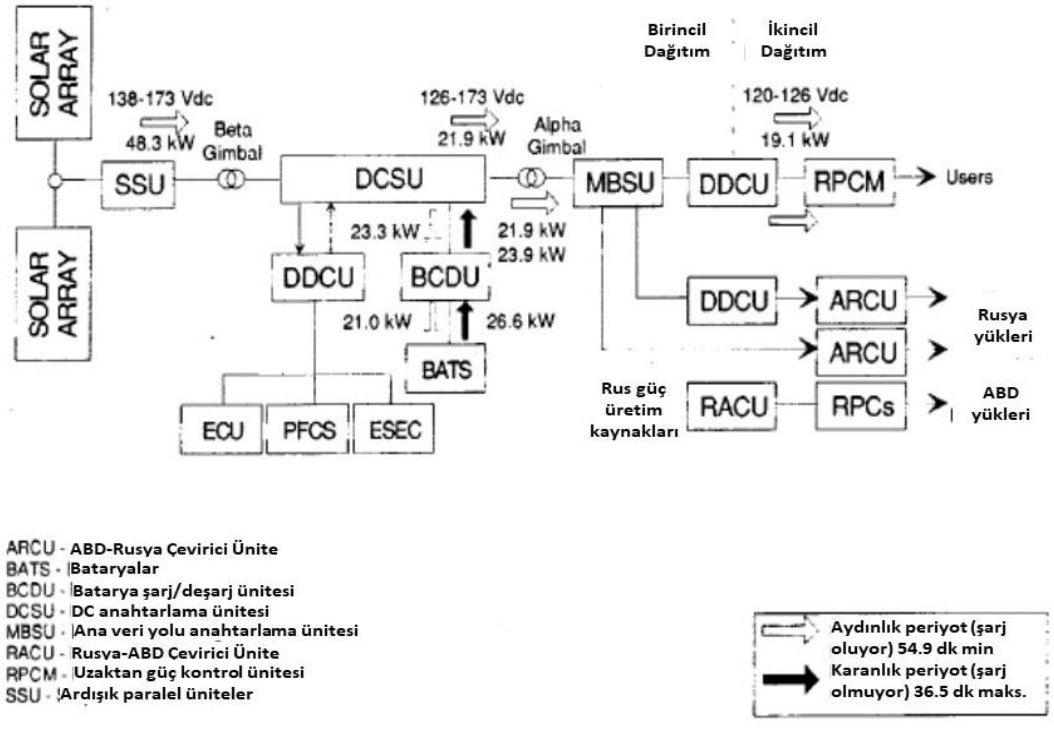


Şekil 1.41. ISS güneş panelleri yerleşimi (Davies, 2016)

Kanatlar üzerindeki silikon güneş hücrelerinin nominal verimlilikleri %14,5'tir. BOL için daha yüksek verimlilikte olsalar da zamanla çevresel koşullar ve yapıları gereği verimlilikleri bu seviyeye gelmiştir. Her bir hücre 8 cm^2 büyüklüğündedir ve uzay ortamının olumsuz etkilerinden korumak için cam kaplama ile kaplanmışlardır. Her bir kanatta 82 hücre dizisi vardır. Her bir dizi 400 adet hücreden oluşmaktadır ve 160 VDC. potansiyel gerilim çıkışına sahiptir. Hücrelerden gelen elektrik enerjisi DC-DC dönüştürücü ile 120 VDC.'a dönüştürülerek güç sistemine gönderilir.

Uluslararası Uzay İstasyonu'nun elektrik güç sistemi temelde iki ayrı ana segmentin birleşiminden oluşur. Bunlar 120 V. ABD yapımı güç sistemi ve 28 V. ve 120 V. Rusya yapımı güç sistemleridir. Bu iki sistem birbirinden bağımsızdır fakat sistemlerin karşılıklı güç ihtiyacı ve üretim kapasitesi gereksinimlerini karşılamak kapsamında enerji transferi gerçekleştirebilmek için dönüştürücüler vasıtasıyla birbirlerine bağlıdır.

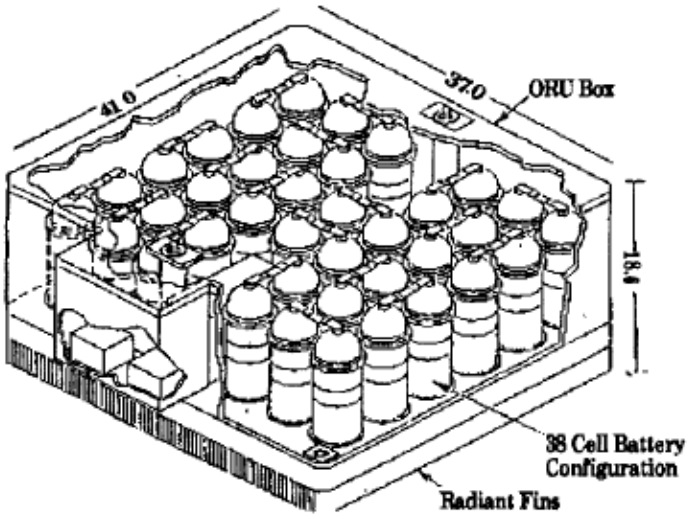
ABD yapımı güç sisteminin şeması Şekil 1.42'de gösterilmiştir. Güneş hücreleri, bataryalar, voltaj dönüştürücüler, uzaktan kontrollü anahtarlama sistemleri ve kablolardan oluşan ABD güç sistemi, güneş hücreleri vasıtasıyla üretilen elektrik enerjisini ISS'in ABD, Avrupa ve Japon modüllerine dağıtır. Ayrıca sistemin ilk kurulduğu yıllarda Rus Zarya modülüne de enerji iletimi yapılmıştır.



Şekil 1.42. ABD yapımı güç sisteminin şeması (Gietl ve ark., 2000)

Hücrelerden gelen 140 VDC potansiyel gerilimdeki elektrik enerjisi DC-DC dönüştürücü (DC-DC Converter Unit – DDCU) ile 120 VDC.'a dönüştürülerek güç sistemine gönderilir. DC-DC dönüştürücüler 6,25 kW güçtedir ve sistemi aşırı akımdan korumak için %150 akım sınırlama limitine sahiptir. Ayrıca ABD güç sistemi ile Rus Güç sistemini birbirine bağlamak için kullanılan bir 120 VDC – 28 VDC dönüştürücü de bulunmaktadır. Her bir DC-DC dönüştürücü bir dizi uzaktan güç kontrol ünitesini (Remote Power Controller – RPC) besler. Altı farklı türde RPC modül mevcuttur ve her biri farklı kombinasyonlarda 3,5-65 A. arasında değişen güçlerde switchlerin birleşiminden oluşmaktadır. Bu switchlerin her biri farklı bir elektronik üniteyi aşırı ya da çok düşük güç akımından koruyarak sistemlerin hata vermesini engellemek üzere tasarlanmışlardır.

ABD güç sisteminde aktif soğutmalı nikel-hidrojen bataryalar kullanılmıştır. Özel olarak tasarlanmış bu bataryalar yüksek şarj-deşarj çevrimine (40.000 çevrim) sahiptir. Şekil 1.43'de gösterildiği şekilde içerisinde 35 adet Nikel-Hidrojen ($Ni\text{-}H_2$) hücreler bulunan iki adet güç kutusunun birleşimi bir adet bataryayı oluşturmaktadır. İki adet güç kutusunun birleşiminden oluşan bir batarya 81 A/h kapasitededir ve ISS'de toplamda 24 adet batarya bulunmaktadır. Bataryalar 6,5 yıllık verimli kullanım ömrüne sahip olsa da her 5 yılda bir değiştirilmesi planlanmıştır. Günümüzde ISS'deki mevcut $Ni\text{-}H_2$ bataryalar ömrünü doldurmak üzeredir ve özel olarak tasarlanan Lityum-İyon (Li-ion) bataryalar ile değiştirilmesi çalışmalarına başlanmıştır.



Şekil 1.43. $Ni\text{-}H_2$ batarya kutusu (Gietl ve ark., 2000)

Giriş bölümünde öncelikle uzay platformlarında kullanılan birincil güç sistemleri açıklanmış, bu sistemlerin olumlu ve olumsuz yönleri Başlık 1.5 altında özet bir şekilde ortaya konulmuştur. Yörünge görevleri için tasarlanan uzay platformlarının tamamında güneş hücrelerinin tercih edilmesinin temel sebebi olarak yüksek verimli, düşük maliyetli ve piyasa şartlarında üretim ve tedarik ağının yüksek olması gibi faktörler gösterilebilirken, zorlu uzay şartlarından etkilenmesi, çalışma sıcaklık aralığının düşük olması, hacim-kütle oranının yüksek olması gibi olumsuz yönleri de bulunmaktadır. Diğer yandan RTG'lerin güvenlik sorunları ve çok düşük verimlilik değerlerine rağmen gezegen ve derin uzay görevlerinde tercih edilmesinin tek sebebi görev yaptığı bölgenin zorlu şartlarında aktif olarak güç üretimi yapabilen tek birincil güç sistemi olmasıdır. Bununla birlikte henüz gerçek bir uzay görevinde kullanılmamış olan TPVG'lerin geleceğin birincil güç sistemi olma konusunda yüksek potansiyelinden dolayı ilgili literatürde uygulamaya dönük yenilikçi güç sistemlerinin tasarlanması gerektiği yönünde bulgular mevcuttur (Wernsman ve ark., 2004; Datas, 2015; Wang ve ark., 2015).

Bu bağlamda, mevcut birincil güç sistemlerinin olumsuz yönlerini ortadan kaldırabilecek uzay uygulamalarına yönelik TPVG tabanlı bir güç sistemi tasarlanabilir mi? sorusu bu araştırmanın temel problemini oluşturmaktadır.

Yukarıda belirtilen bu probleme çözüm üretmek için yürüttüğümüz bu çalışmanın temel amacı, uzay platformları için geleceğin birincil güç sistemi olabileceği değerlendirilen TPVG güç sistemlerinin tasarımlarını geliştirmeye yönelik çalışmalar yapmak ve uzay platformlarında bu güç sistemlerinin kullanılabilirliğini araştırmaktır.

2. MATERYAL VE YÖNTEM

Bu bölümde öncelikle tez çalışması süresince kullanılacak materyaller sunulmakta, ardından birincil güç sistemlerindeki etken faktörler analiz edilerek TPVG güç sistem tasarımının gerekçesi ortaya konulmakta, sonrasında tasarlanacak TPVG güç sistemi kapsamında yürütülecek çalışma basamakları ve yöntem belirlenmekte ve son olarak bir sonraki bölümde elde edilecek bulguların niteliği ve bu bulguların nasıl analiz edileceği değerlendirilmektedir.

2.1. Materyaller

Bu tez çalışması kapsamında tasarlanacak birincil TPVG güç sisteminin tasarım aşamasından nihai tasarımın elde edilmesi ve tasarlanan güç sistemi üzerinde iyileştirmeler yapılmasına kadar yürütülecek tüm çalışmalar süresince kullanılacak materyalleri iki ana başlık altında toplamak mümkündür. Bunlar:

2.1.1. Literatür Analizi

Tez çalışması kapsamında tasarlanacak TPVG güç alt sistemi için referans noktası literatürde mevcut tasarımları incelemek, bu tasarımların olumlu ve olumsuz yönlerini analiz etmek ve araştırmacıların çalışmalarında sundukları iyileştirmeye yönelik önerileri dikkate alarak uzay platformlarında kullanıma uygun bir TPVG güç sistemi tasarımı yapmaktır.

Bu amaç doğrultusunda öncelikle uzay platformlarında kullanılan birincil güç sistemleri araştırılarak tüm bu sistemlerin olumlu ve olumsuz yönlerini ortaya koymak amacıyla detaylı bir literatür analizi yapılmakta ve elde edilen sonuçlar ile bu çalışmanın yapılış amacı gerekçelendirilmektedir.

Bununla birlikte TPVG güç alt sistemi tasarımı yapılırken güç sisteminin tüm alt bileşenleri için detaylı literatür analizi yapılarak uzay platformlarında kullanıma yönelik en verimli TPVG güç sistemi tasarımının oluşturulması süresince literatürdeki çalışmalar temel alınmaktadır.

Son olarak tasarım aşaması sonucunda elde edilen bulguların değerlendirilmesi, sonuçların literatür ile karşılaştırılması ve tasarlanan güç sisteminin iyileştirilmesi kapsamında yapılabilecek çalışmalara dair önerilerin sunulması kapsamında yürütülecek tüm çalışmalar sürecinde de literatür analizi ile elde edilen bulgulardan yararlanılmaktadır.

2.1.2. Simülasyon Programları

TPVG güç sistemi tasarım aşaması süresince üç farklı simülasyon/tasarım programından yararlanılmaktadır (Şekil 2.1).



Şekil 2.1. Tez Çalışması Kapsamında Kullanılan Simülasyon ve Tasarım Programları

Öncelikle literatür analizi neticesinde TPVG güç alt sisteminin yapısı ve bileşenleri belirlendikten sonra tasarlanan güç alt sisteminin görselleştirilmesi için 3-boyutlu tasarım programı olan SketchUp programından faydalanılmaktadır. SketchUp programı 3-boyutlu modelleme gerektiren her alandaki kullanıcılar için tasarlanmış bir 3-boyutlu modelleme programıdır. Basit ve kullanışlı ara yüzü sayesinde dünya genelinde her alandan birçok kullanıcı tarafından tercih edilmektedir.

Bu tez çalışması kapsamında STK 12 programı Uluslararası Uzay İstasyonu'nun LEO yörüngedeki bir tur dolaşımı süresince maruz kalacağı güneş ışıması, albedo ışıması, Dünya'nın ısısından kaynaklanan ışıma ve bu ışımaların oluşturduğu sıcaklık değerleri verilerinin elde etmek amacıyla kullanılmaktadır. STK 12 ("Systems Tool Kit" ya da eski adıyla "Satellite Tool Kit") simülasyon programı havacılık, uzay, savunma sanayi ve telekomünikasyon alanlarında sistem simülasyonu ve modellemesi için kullanılan bir simülasyon programıdır. Bu simülasyon programı ile uydu yörüngesi belirleme, termal çevrimleri hesaplama, uydu alt bileşenlerine yönelik birçok modelleme ve hesaplamaları yapmak mümkündür.

Uzay istasyonunun LEO yörüngede 90 dakikalık bir turu süresince TPVG güç sisteminde oluşacak ısıl çevrimin analiz edilmesi için ise COMSOL Multiphysics simülasyon programı kullanılmaktadır. COMSOL Multiphysics, mühendislik, imalat ve bilimsel araştırmanın tüm alanlarında tasarımları, cihazları ve süreçleri modellemek için kullanılan genel amaçlı bir simülasyon yazılımıdır. Yapı mekaniği, akışkanlar mekaniği, elektomanyetik, kimya mühendisliği, akustik, ısı transferi ve daha birçok alanda geometrileri, malzeme özelliklerini ve belirli fizik olaylarını tanımlamakla birlikte, doğru ve güvenilir sonuçlar elde etmek için modelleri çözmeye kadar bir modelleme iş akışının tüm adımlarını içeren bir platformdur (Comsol, 2021). Dünya çapında birçok araştırma ve eğitim kurumu tarafından kullanılmaktadır. Literatürde de COMSOL Multiphysics

simülasyon programı kullanılarak gerçekleştirilmiş birçok çalışma mevcuttur (Singh ve ark., 2014; Sathya ve Swarna, 2020; Mattarolo ve Bard, 2005).

Bu çalışmamızda, ısıl çevrim analizlerinin yapılması için COMSOL Multiphysics simülasyon programında TPVG güç sistemi tasarımının iki boyutlu modeli oluşturulmakta, malzemelerin fiziksel ve termal özellikleri tanımlanmakta, STK 12 simülasyon programından elde edilen güneş ışıma verileri doğrultusunda COMSOL Multiphysics simülasyon programında 90 dakikalık yörünge periyodunun tamamını kapsayacak şekilde zaman-bağımlı (time-dependent) iki boyutlu ısıl çevrim analizleri gerçekleştirilmektedir.

2.2. Yöntem

Bu bölümde tez çalışması kapsamında yürütülecek işlem basamakları açıklanmaktadır. Öncelikle literatüre dayalı yapılan analizler sonucunda belirlenen birincil güç sistemlerindeki etken faktörler sunularak bu sistemlerin olumlu/olumsuz yönleri analiz edilmekte ve çalışmanın yapılış amacı gerekçelendirilmektedir. Yapısal açıdan literatür analiziyle elde edilmiş bir bulgu niteliği taşıyan bu etken faktörler temel itibariyle yapılacak tasarıma rehberlik etmesinden dolayı "Yöntem" basamağında sunulmuştur.

Sonrasında tasarlanacak TPVG güç alt sisteminin tasarım aşamaları ve bu aşamalarda yürütülecek çalışmalar sunulmaktadır. Son olarak ise bir sonraki bölümde elde edilecek bulguların niteliği ve bu bulguların analiz süreci değerlendirilmektedir.

2.2.1. Birincil Güç Sistemlerindeki Etken Faktörler

Bölüm 1.5'te yer alan Şekil 1.15'te görüldüğü üzere dört ayrı ana gruba ayrılmış toplamda 8 farklı birincil güç sistemi mevcuttur. Bunlardan birincil bataryalar, yakıt hücreleri, nükleer füzyon güç sistemleri, radyoizotop termoelektrik jeneratörler ve güneş hücreleri birçok uzay platformunda kullanılmış birincil güç sistemlerdir. Solar termofotovoltaik güç sistemleri, solar dinamik güç sistemleri ve radyoizotop termofotovoltaik güç sistemleri ise henüz gerçek bir uzay görevinde kullanılmamış fakat literatürde gerek dünya şartları için (Datas ve ark., 2012; Durisch ve ark., 2003; Stone ve ark., 1996; Fraas ve ark., 1996; Fraas ve ark., 2003; DeBellis ve ark., 1997) gerekse uzay şartları için tasarlanmış (Kovacs ve ark., 2010; Crowley ve ark., 2005; Schock ve ark., 1995; Schock ve ark., 1996; Teofilo ve ark., 2006; Teofilo ve ark., 2007) teorik ve deneysel olarak birçok çalışma yapılmış birincil güç sistemleridir.

Bu güç alt sistemlerinden her birisi diğerlerine göre farklı özelliklere sahiptir ve sahip olduğu bu özellikler neticesinde uzayın farklı bölgelerinde ya da farklı uzay platformlarında belirli ihtiyaçları diğerlerine göre daha iyi karşılama potansiyeline sahiptirler. Bu bağlamda birinci bölümde sunulan literatür kapsamlı olarak analiz edilerek bu sistemlerin uzay görev alanı, operasyonel ömrü, dış uzay ortamından etkilenmesi, maliyet, verimlilik, kütle/hacim, güç üretim kapasitesi, kararlılık ve güvenlik konularında sunduğu avantaj ve dezavantajlar derlenerek "Birincil Güç Sistemlerindeki Etken Faktörler" olarak Çizelge 2.1'de sunulmuştur.

Çizelge 2.1. Birincil güç sistemlerindeki etken faktörler

	Birincil Bataryalar	Yakıt Hücreleri	RTG	Güneş Hücreleri (PV)	RTPVG	STPVG	Referanslar
Uzay Görev Alanı	Y D	Y D	- D	Y -	- D	Y -	Y: Yörünge / D: Derin Uzay [1] [2] [7] [8] [9] [11] [12]
Operasyonel Ömrü	⛔	⛔	✅	✅	✅	✅	[1] [2] [3] [5] [6] [11]
Dış uzay ortamından etkilenmesi	✅	✅	✅	⛔	✅	✅	[1] [2] [5] [6] [11]
Maliyet	✅	✅	⛔	✅	⛔	✅	[5] [6] [10]
Verimlilik	✅	✅	⛔	✅	✅	✅	[1] [3] [7] [9]
Kütle/hacim	⛔	⛔	⛔	⛔	✅	⛔	[1] [5] [6] [7] [8] [9] [11]
Güç üretim kapasitesi	⛔	⛔	⛔	✅	✅	✅	[1] [2] [3] [4] [6] [7] [8] [9]
Kararlılık	✅	✅	✅	⛔	✅	✅	[1] [2] [3] [5] [6]
Güvenlik	✅	⛔	⛔	✅	⛔	✅	[1] [2] [6] [7] [11]

[1] Griffin ve French, 2004
[2] Fortescue ve ark., 2011
[3] Medina, 2011
[4] NASA, 2021
[5] Miller ve Keesee, 2012
[6] Hartsfield, 2015
[7] Hyder ve ark., 2003
[8] Kovacs ve Janhunen, 2010
[9] Harder ve Wurfel, 2003
[10] JX Crystals, 2020
[11] Pisacane, 2005
[12] Summerrer, 2006

Çizelge 2.1'de belirtilen her bir performans ölçütü için tabloda yer alan birincil güç sistemlerinin sunduğu performans verileri ve literatür analizleri aşağıda alt başlıklar altında sunulmuştur.

2.2.1.1. Uzay Görev Alanı

Birincil güç sistemlerinin tercih edilirliğini etkileyen en önemli etken uzay görev alanıdır. Çünkü birincil güç sistemlerinin büyük bir kısmı sadece belirli uzay görevleri için tasarlanmıştır. Her ne kadar uzay çağının başlarında birincil bataryalar hem yörünge hem de yörünge dışı görevlerde kullanılmış olsa da, bunun tercihten öte o dönemin şartları için bir zorunluluk olduğu göz önünde bulundurulmalıdır. Günümüzde birincil bataryalar sadece LEO yörünge için tasarlanmış araştırma-eğitim amaçlı nano boyuttaki uydularda kullanılmaktadır.

Yakıt hücreleri de geçmişte çoğunlukla gezegen ve derin uzay görevlerinde kullanılmış olsa da, günümüzde daha çok uydu itki sistemlerinde kullanılmaktadır.

RTG ve RTPVG'ler derin uzay görevleri ve gezegen araştırma görevleri için tasarlanmış birincil güç sistemleridir. Özellikle RTG güç sistemleri 1956 yılından beri kullanımda olup derin uzay ve gezegen görevleri için en etkili enerji üretim cihazlarıdır (Keser ve ark., 2019). RTPVG'ler henüz gerçek bir uzay görevinde kullanılmamış olsa da, RTG'lerin verim-güç üretim kapasitesi gibi sorunlarını çözmek için tasarlanmış derin uzay görevlerine yönelik birincil güç sistemleridir.

Solar hücreler ve STPVG güç sistemleri ise, güneş ışınlarından azami derecede faydalanılabilecek yakın Dünya yörüngeleri için tasarlanmış birincil güç sistemleri olması nedeniyle bu araştırma için daha önemli görülmektedir.

2.2.1.2. Operasyonel Ömür

Bölüm 1.5 "Birincil Güç Sistemleri" başlığı altında yer alan Şekil 1.13'te ve literatürdeki diğer çalışmalarda da (Griffin ve French, 2004, Fortescue ve ark., 2011, Hyder ve ark., 2003) gösterildiği üzere birincil güç sistemleri yapıları itibariyle birkaç günden on yıllara varan farklı operasyonel ömürlere sahiptir. Özellikle uzay çağının başlarında zamanın teknolojik yetersizlikleri sebebiyle ilk uydularda birincil bataryalar tercih edilmiş, birincil bataryanın birkaç gün sonunda operasyonel ömrünü doldurması sonrasında uydunun operasyonel ömrü de sonlanmıştır (Hyder ve ark., 2003).

Yakıt hücrelerinin ömrü de birincil bataryalar gibi çok kısıtlıdır. Yakıt tanklarında mevcut yakıtın miktarı operasyonel ömrünü belirleyen temel etken olup, operasyonel ömürleri genellikle 0-30 gün arasındadır (Griffin ve French, 2004).

RTG ve RTPVG'lerin operasyonel ömrü ise yakıt hücreleri ve birincil bataryalara göre oldukça uzundur. Her ne kadar RTG ve RTPVG'lerde yer alan radyoaktif maddeler ($_{238}Pu$, $_{210}Po$, $_{90}Sr$ vb) 80 yıla varan yarı ömre sahip olsa da (Hyder ve ark., 2003), radyoaktif maddenin çevresine yaydığı radyoaktif ışımadan güç üretmek için kullanılan yarıiletkenler malzemelerin (RTG'ler için TEG, RTPVG'ler için TPV hücreler) 10-20 yıl arasında operasyonel ömre sahip olması sebebiyle RTG ve RTPVG güç sistemlerinin operasyonel ömrü de 10-20 yıl arasındadır.

Güneş hücreleri (PV) ve STPVG güç sistemlerinin operasyonel ömrü ise RTG ve RTPVG'lerde olduğu gibi içlerinde yer alan güneş hücreleri ve TPV hücrelerin operasyonel ömürleri ile sınırlıdır ve bu süre 10 yıldan fazladır (Fortescue ve ark., 2011).

2.2.1.3. Dış Uzay Ortamından Etkilenmesi

Bu alanda olumsuz özelliklere sahip tek güç sistemi PV güç sistemleri olarak gösterilebilir. PV hücrelerin mikrometeroitler, radyasyon, ısı değişimleri ve vakum ortamı gibi dış uzay ortam koşullarından fazlaca etkileniyor olması, bu güç sistemlerinin hem veriminin düşmesine hem de operasyonel ömrünün azalmasına sebep olmaktadır (Hyder ve ark., 2003).

Diğer güç sistemlerinin tamamının kapalı sistemler olması sebebiyle zorlu uzay şartlarından etkilenme durumları çok daha azdır (Hartsfield, 2015).

2.2.1.4. Maliyet

Özellikle birincil bataryalar ve yakıt hücreleri maliyet açısından diğer güç sistemlerine kıyasla oldukça düşük maliyetli sistemlerdir. Yakıt hücrelerinin ortalama maliyeti 300 $/W değerindedir. RTPVG ve RTG'ler ile kıyaslandığında solar hücreler ve STPVG güç sistemleri de düşük maliyetli güç sistemleridir (800-3000 $/W) (Hartsfield, 2015).

Her ne kadar PV güç sistemleri düşük maliyet ve yüksek verimlilik değerlerine sahip olsa da, literatür bölümünde anlatıldığı üzere tıpkı CPV hücrelerde olduğu gibi TPV hücreler ile de güneş hücrelerine oranla çok küçük hücre alanlarında yüksek verimlilik ve güç yoğunluğu değerlerinde elektrik enerjisi üretimi gerçekleştirebilir. Bu sayede

kullanılan hücre alanı ve miktarını büyük oranda azaltmak mümkündür ki bu durum da STPVG güç sistemlerinin PV sistemlere oranla daha düşük maliyetli olmasını sağlar.

Fakat nükleer güç sistemleri, içerisinde bulunan radyoaktif maddenin yüksek maliyetli olmasının yanı sıra, ihtiyaç duyduğu yüksek güvenlik sistemleri nedeniyle oldukça maliyetli güç sistemleridir (Pisacane, 2005). RTG ve RTPVG güç sistemleri için maliyetler 16.000-200.000 $/W civarındadır (Hartsfield, 2015).

2.2.1.5. Verimlilik

Birincil bataryalar ve yakıt hücreleri yüksek verimli güç sistemleri olsa da, kısıtlı operasyonel ömürleri sebebiyle günümüzde bir uzay platformunun birincil güç sistemi olarak kullanılmamaktadır.

PV teknolojisi de kullanımına başlandığı ilk yıllardan günümüze kadar üretim, verimlilik, malzeme gibi alanlarda büyük gelişmelerin kaydedildiği bir alan olup günümüzde %28-32 verimlilik oranına sahip çok katmanlı uzay kalifiye güneş hücreleri birçok uzay platformunda kullanılmaktadır.

RTG'lerde kullanılan TEG modüllerin veriminin düşük olması sebebiyle RTG'lerin verimleri %6-7 ile sınırlı kalmıştır (Griffin ve French, 2004). RTG'lere alternatif olarak tasarlanan RTPVG güç sistemleri ise içerisinde kullanılan TPV hücrelerin sahip olduğu yüksek verim sebebiyle %30'un üzerinde verimlilik potansiyeline sahiptir. Aynı şekilde STPVG güç sistemleri de TPV hücrelerdeki gelişmelere paralel olarak artan verimlilik değerlerine sahiptir. Literatürde STPVG güç sistemleri üzerine yapılan bir çalışmada 1000x güneş ışığı yoğunlaştırma oranında 50 W/cm^2 güç yoğunluğuna ve %30'un üzerinde güç sistemi verimlilik değerine ulaşıldığı bildirilmiştir (Medina, 2011).

2.2.1.6. Kütle-Hacim

Birincil bataryalar kütlece ağır güç sistemleridir ve ağırlık/güç yoğunluğu oranları düşüktür (35-150 W/kg) (Hartsfield, 2015). Yakıt hücreleri de her ne kadar yüksek güç yoğunluğuna sahip güç sistemleri olsalar da yakıt tankları sebebiyle yüksek ağırlık ve hacim oranına sahiptir.

Güneş enerjisinden faydalanan birincil güç sistemleri olan PV hücreler ve STPVG güç sistemleri de her ne kadar diğerlerine göre daha düşük ağırlıklı sistemler olsa da güneş enerjisini toplayabilmek için geniş yüzey alanına ihtiyaç duymaları sebebiyle hacim oranları yüksektir (Fortescue ve ark., 2011). Ayrıca PV güç sistemlerinin LEO

yörüngenin karanlık periyodu süresince ihtiyaç duyulacak enerjiyi ikincil bataryalarda depolaması zorunluluğu ağırlık oranı arttıran en büyük etkendir. STPVG güç sistemlerinde TPV hücrelerin PV hücrelere göre çok yüksek güç üretim oranına sahip olması dolayısıyla daha küçük hücre alanınları yeterlidir. TPV hücrelerin güç üretim yoğunluğu 50 W/cm^2 civarında iken PV hücreler için bu değer sadece 0,055 W/cm^2'dir (yaklaşık 1/1000 oranında) (Medina, 2011). TPV hücreler bu denli yüksek güç üretim yoğunluğuna sahipken STPVG güç sistemlerinin geniş alan kaplamasının temel nedeni; güneş ışınlarını yeterli oranda yoğunlaştırabilmesi için tasarlanan optik sistemin kapladığı alandır.

2.2.1.7. Güç Üretim Kapasitesi

Birincil bataryalar ve yakıt hücreleri kısıtlı operasyonel ömürleri sebebiyle düşük güç üretim kapasitesine sahiptir. Her ne kadar RTG güç sistemlerinin merkezinde yer alan radyoizotop çekirdek uzun yıllar boyunca aktifliğini korusa da, RTG'lerin güç üretim kapasiteleri radyoaktif çekirdeğin etrafını çevreleyen termoelektrik jeneratörlerin düşük verimlilik düzeyi (%6-7) ile sınırlıdır. Bu nedenle çekirdeğin aktifliğine rağmen güç üretim kapasitesi 1 kW'tan daha azdır (Hyder ve ark., 2003).

Başlık 2.2.1.5.'te belirtilen verimlilik değerleri dikkate alındığında PV hücreler gelişen teknolojiyle birlikte yüzlerce kW güç kapasitesine sahip olabilmektedir. Nitekim ISS'teki PV güç sisteminin kapasitesi yaklaşık 250 kW'tır.

RTPVG ve STPVG güç sistemlerinde yer alan TPV hücrelerin başlık 2.2.1.5.'te belirtilen yüksek verimlilik ve güç yoğunluğu değerleri dikkate alındığında, bu değerlerin yüksek güç üretim kapasitesine orantılı olarak yansıdığı görülmektedir (Medina, 2011; Kovacs ve Janhunen, 2010).

2.2.1.8. Kararlılık

Güç sistemleri için en önemli hususlardan birisi de şüphesiz ki görev süresi boyunca sürekli ve kararlı bir şekilde enerji sağlayabilmesidir. PV hücreler dışındaki diğer tüm güç sistemleri uzay şartlarında büyük oranda kararlılık göstermektedir. Ancak uzay ortamının olumsuz etkileri yanında LEO yörüngenin karanlık periyodu süresince enerji üretiminin durması gibi nedenlerden dolayı PV hücrelerin kararlı bir yapıya sahip olduğu söylenemez (Griffin ve French, 2004; Fortescue ve ark., 2011; Hyder ve ark., 2003).

Diğer yandan TPV hücreler PV hücrelerin aksine uzay platformunun iç kısmında kalmasından dolayı uzay ortamının olumsuz etkilerine daha az maruz kalmaktadır. Bunun yanında, STPVG güç sistemi de her ne kadar PV güç sistemleri gibi güneş enerjisine bağımlı sistemler gibi görünse de, STPVG güç sistemlerinde güneş ışınları emitörü ısıtmak için kullanılmaktadır. Bu iki sebep TPVG güç sistemlerinin PV güç sistemlerine göre daha kararlı bir yapıya sahip olduğunun önemli göstergeleridir.

Bataryalar, yakıt hücreleri ve nükleer güç sistemleri ise tamamen kapalı bir yapıya sahiptirler ve kararlı yapıları nedeniyle anlık ya da herhangi bir zaman diliminde ne kadar güç üretebileceği önceden hesaplanabilen güç sistemleridir.

2.2.1.9. Güvenlik

Birincil bataryalar, solar hücreler ve STPVG güç sistemleri için herhangi bir güvenlik sorunu olmamakla birlikte, yakıt hücreleri ve özellikle de nükleer güç sistemleri için güvenlik prosedürleri çok önemlidir.

Yakıt hücrelerinde bulunan yakıt tanklarından dolayı oluşan risk bazı güvenlik prosedürlerinin uygulanmasını gerektirir (Hartsfield, 2015). RTG ve RTPVG'ler ise içerisinde bulunan radyoaktif maddeler sebebiyle radyoaktif madde tamamen aktivitesini kaybedene kadar sıkı güvenlik prosedürlerinin uygulanması gerekmektedir.

Nükleer güç sistemine sahip bir uzay platformunda radyoizotop çekirdeğin yarı-ömrünün güç sisteminin operasyonel ömründen daima fazla olduğu göz önünde bulundurulmalı ve gerekli güvenlik prosedürleri uzay operasyonunun her aşaması için en detaylı şekliyle düşünülüp uygulanmalıdır. Ancak bu uzun ve detaylı güvenlik prosedürleri nükleer güç sistemlerinin maliyetini arttıran unsurlardandır (Pisacane, 2005).

Bu bölümde birincil güç sistemleri Çizelge 2.1'de listelenen ve alt başlıklar ile detaylandırılan toplamda 9 farklı etken faktör açısından değerlendirilmiştir. Yapılan analizler neticesinde elde edilen sonuçlar aşağıda sunulmaktadır:

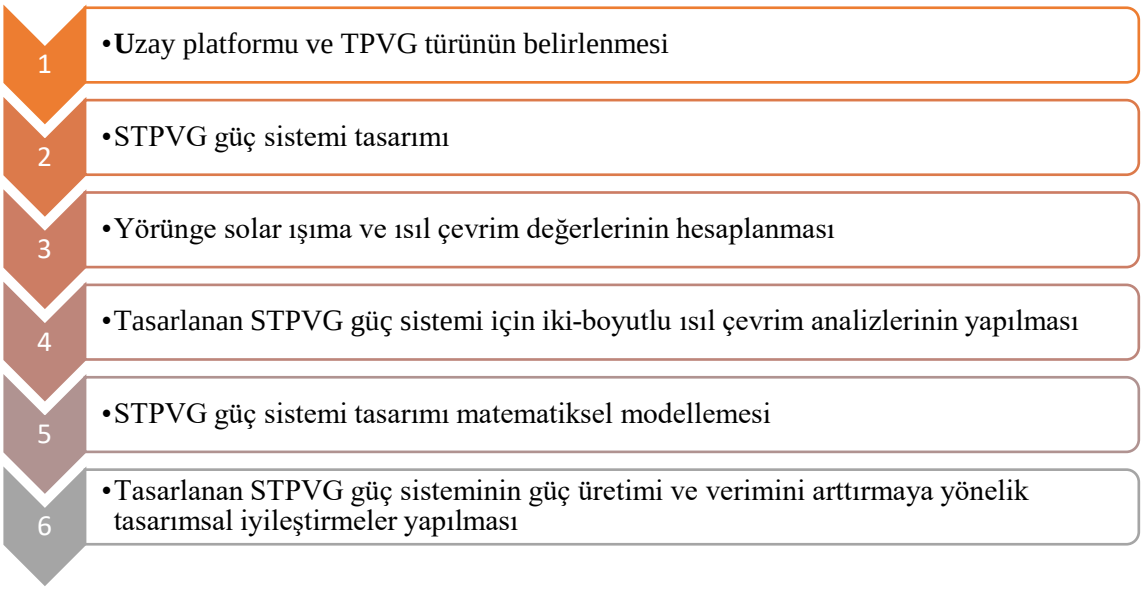
- Birincil bataryalar ve yakıt hücreleri her ne kadar düşük maliyetli, verimli, kararlı ve zorlu uzay şartlarından etkilenmeyen kapalı sistemler olsa da, kısıtlı operasyonel ömürleri, yüksek kütleli/hacimli sistemler olması ve düşük güç üretim kapasitesine sahip olmaları sebebiyle günümüzde birincil güç sistemi olarak tercih edilmemektedir.
- Radyoizotop Termoelektrik Jeneratörler (RTG) uzun operasyonel ömrü, kararlı yapısı ve dış uzay ortamından etkilenmemesi gibi olumlu yönleri olsa da, yüksek maliyet, düşük verimlilik, sınırlı güç üretim kapasitesi, ağır ve hacimli sistemler olması ve

güvenlik sorunları gibi olumsuz yönlerinden dolayı sadece güneş enerjisinden faydalanmanın mümkün olmadığı derin uzay ve gezegen görevlerinde kullanılır.

- Fotovoltaik (PV) güç sistemleri her ne kadar uzun operasyonel ömre sahip, yüksek verimli, düşük maliyetli ve yüksek güç üretim kapasitesine sahip güç sistemleri olsa da yüksek hacimli olması, dış uzay ortamından etkilenmesi ve kararlı düşük kararlılıkta bir yapıya sahip olması gibi olumsuz özellikleri de mevcuttur.
- Radyoizotop Termofotovoltaik Güç Sistemleri (RTPVG), her ne kadar RTG'ler ile benzer bir yapıya sahip olsa da RTG'lerin sahip olduğu düşük verim, düşük güç üretim kapasitesi ve yüksek kütle /hacim olumsuz özellikler tarafında sunduğu avantajlar ile gelecekte RTG'lerin yerini alma konusunda yüksek potansiyele sahip bir güç sistemi olarak görülmektedir
- Solar Termofotovoltaik Güç Sistemleri ise günümüzde en yaygın kullanımdaki güç sistemi olan PV güç sistemlerinin dış uzay ortamında etkilenme ve dolayısıyla düşük kararlılık yapısında olma gibi olumsuz özelliklerine çözüm getiren ve güneş hücrelerine oranla daha düşük aktif hücre alanında 1000 kata varan oranda daha yüksek güç üretim imkânı sunan güç sistemleridir. STPVG güç sistemlerinin bu özellikleri ile geleceğin uzay platformları için birincil güç sistemleri olma konusunda yüksek potansiyele sahip olduğu değerlendirilmektedir.

2.2.2. TPVG Güç Sistemi Tasarım Aşamaları

Bu bölümde uzay platformlarında kullanılmak üzere bir TPVG güç sistemi tasarımı için yürütülen işlem basamakları gerekçeleri ile birlikte literatüre dayalı olarak tanımlanmakta, Çizelge 2.1'de sunulan etken faktörlerin tümü dikkate alınmakla birlikte bu faktörlerden özellikle verim ve güç üretim kapasitesini arttırmaya yönelik çalışmalar yapılmaktadır. Bu kapsamda yürütülen işlem basamakları Şekil 2.2'de sunulmuştur. Şekil 2.2'de sunulan işlem basaklamaları bu başlıkta genel itibariyle özetlenirken, yapılan iş ve işlemler alt başlıklarda ayrıntılı olarak açıklanmaktadır.



Şekil 2.2. Tasarım Aşaması İşlem Basamakları

Birinci aşamada, tasarlanacak TPVG güç sisteminin türünü ve kullanılacağı uzay platformunu belirlemek amacıyla gerekli çalışmalar yürütülmektedir. Tasarlanacak birincil güç sistemleri belirlenirken bu temel etkenlerin tamamı analiz edilerek istenilen özelliklerin optimum düzeyde sağlanması esastır. Bu kapsamda Bölüm 2.2.1'de birincil güç sistemlerindeki 9 farklı etken faktör üzerine kapsamlı bir literatür analizi yapılarak elde edilen bulgular Çizelge 2.1'de sunulmuştur. Bu bölümde Çizelge 2.1'de sunulan bulgular ve uzman araştırmacı görüşleri ışığında tasarlanacak TPVG güç sisteminin türünün, yer alacağı uzay platformunun ve görev bölgesinin belirlenmesi konularında çalışmalar yapılmaktadır.

İkinci aşamada literatür analiziyle elde edilen bulgular ışığında bir STPVG güç sistemi tasarımı yapılmaktadır. Bu bölümde STPVG güç sisteminin alt bileşenlerinin belirlenmesi amacıyla literatürde mevcut tasarımlar incelenmekte ve araştırmacıların tasarımlarına yönelik sundukları olumlu ve olumsuz bulgular değerlendirilerek alt bileşenlerin tasarım ve malzeme özelliklerine yönelik kararlar verilmektedir. Bu aşamanın sonunda ise literatürde mevcut çalışmalarda da yapıldığı üzere (Van Der Heide, 2009; Andreev ve ark., 2005; Rumyantsev ve ark., 2004; Datas ve Algora, 2012), yürütülen Ön Tasarım İncelemesi çalışması - PDR (Preliminary Design Review) neticesinde tasarlanan STPVG güç sistemine dair bir üç-boyutlu model sunulmaktadır.

Üçüncü, dördüncü ve beşinci aşamalarda NASA'nın bir uzay platformu için mühendislik modeli tasarım aşamalarında belirttiği üzere bir önceki aşamada PDR

çalışması tamamlanan STPVG güç sistem tasarıma yönelik CDR (Critical Design Review) çalışmaları gerçekleştirilmektedir (NASA, 2007). Bu kapsamda uzay ortamındaki ısıl çevrim değişiminin platform üzerindeki etkisini dikkate alarak güç üretim ve verimlilik değerlerini hesaplamak amacıyla modelleme ve simülasyon çalışmaları yürütülmektedir.

Üçüncü aşamada, bir önceki aşamada tasarlanan STPVG güç sisteminin yer alacağı uzay istasyonunun LEO yörüngede 90 dakikalık bir turu süresince maruz kalacağı solar ışıma (radyasyon) değerleri ve bunun sonucunda platform üzerinde oluşacak sıcaklık değerleri hesaplanmaktadır (Fortescue ve ark., 2011). Solar ışıma değerlerinin hesaplanmasındaki temel amaç bir sonraki aşamada oluşturulacak iki-boyutlu ısıl analiz modelinde emitör malzemenin ulaşacağı sıcaklık değerlerini hesaplamaktır. Başlık 1.6.3.4'te anlatıldığı üzere TPV hücrelerden yüksek verimlikte enerji üretimi yapılabilmesi için emitör malzemenin TPV hücrelerin yasak band aralığının üzerinde maksimum seviyede kızılötesi ışıma yapabileceği sıcaklık değerlerine ulaştırılması gerekmektedir (Aybek, 2015). STPVG'lerde emitör malzemenin uygun sıcaklığa getirilmesi güneş ışınlarının optik sistem vasıtasıyla emitör malzeme üzerine yoğunlaştırılması ile sağlanır. Optik bileşenin tasarımının yapılabilmesi için STPVG güç sisteminin bulunduğu bölgedeki güneş ışıma değerlerinin bilinmesi gerekmektedir. Bu nedenle literatürde belirtildiği üzere bu değerlerin hesaplanması gerekmektedir (Andreev ve ark., 2005; Andreev ve ark., 2007; Al Hosani ve ark., 2013). Bu amaçla bu bölümde, STK 12 simülasyon programı kullanılarak tasarlanan STPVG güç sisteminin LEO yörüngedeki bir periyodu süresince belirtilen sıcaklık değerlerinin hesaplanmasına yönelik çalışmalar literatürdeki sistematik benimsenerek yürütülmektedir (Qiao ve ark., 2013; Ismail ve ark., 2018). İlgili program aracılığıyla elde edilen anlık ışıma değerleri literatürde belirtildiği üzere emitör malzemenin ısıl analizlerinde (Rephaeli ve Fan, 2009), platform sıcaklığı verileri ise soğutucu malzeme ile uzay ortamı arasındaki ısı transferi modelinde kullanılmaktadır (Mattarolo, 2005).

Tasarlanan STPVG güç sisteminde TPV hücrelerin güç üretim yoğunluğu ve verimliliğinin hesaplanabilmesi için sistem içi ısıl çevrim analizlerinin de yapılması gereklidir (Al Hosani ve ark., 2013; Singh ve ark., 2014; Xu ve ark., 2017). İç ısıl çevrim süreci optik sistem vasıtasıyla yoğunlaştırılmış güneş ışınlarının emitör malzemeyi ısıtarak kızılötesi ışıma yapabilmesi için gerekli sıcaklığa ulaşmasıyla başlar ve TPV hücreler üzerinde oluşan atık ısının soğutucu malzeme vasıtasıyla uzay ortamına atılmasıyla son bulur. Bu sürecin tamamındaki ısıl değişimler STPVG güç sisteminin

verim ve güç üretim yoğunluğuna doğrudan etki ettiğinden dolayı, LEO yörüngedeki 90 dakikalık bir periyodun tamamı için bu işlemin yapılması zorunludur. Literatürde TPVG güç sistemleri üzerine yapılan iç ısıl analizlerin geneli iki-boyutlu modeller üzerine olduğu için (Xu ve ark., 2017; Rephaeli ve Fan, 2009; Singh ve ark., 2014), bu çalışmada da iki boyutlu ısıl analiz modeli tercih edilmektedir.

Önceki aşamalarda anlık güneş ışıma değerleri ve ortam sıcaklığının hesaplanması ve bu değerler ile bağlantılı olarak dördüncü aşamada iki boyutlu ısıl analiz simülasyonlarının gerçekleştirilmesinin temel hedefi tasarlanan güç sistemindeki verimlilik ve güç üretim değerlerini hesaplamaktır. Literatürde birçok çalışmada belirtildiği üzere, TPV hücrelerde güç üretimi ile ısıl analiz değerleri birbirleriyle doğrudan ilişkili olduğundan dolayı verimlilik ve güç üretim değerlerinin hesaplanabilmesi için ilgili matematiksel modellerin geliştirilmesi gerekmektedir (Medina, 2011; Bermel P. ve ark., 2010; Al Hosani ve ark., 2013; Singh ve ark., 2014; Xu ve ark., 2017). İşlem basamaklarının beşincisi olan bu aşamada, güç üretimi ve verimlilik hakkında ısı transferine dayalı olarak geliştirilen matematiksel modeller, geliştirilen iki-boyutlu iç ısıl çevrim modeli ile birleştirilerek anlık güç üretimi ve verimlilik değerlerinin hesaplanmasında kullanılmaktadır (Al Hosani ve ark., 2013; Singh ve ark., 2014;).

Bölüm 2.2.1'de birincil güç sistemlerindeki etken faktörler üzerine yapılan kapsamlı literatür analizi neticesinde STPVG güç sistemlerinin geliştirilmeye en açık ve üzerinde en çok çalışma yapılan alanların verimlilik ve güç üretim yoğunluğunun arttırılması alanları olduğu tespit edilmiştir (Fan ve ark., 2020; Chen ve ark., 2020; Datas, 2015; Kovacs ve ark., 2010). Bununla birlikte TPV hücreler PV hücrelere göre çok yüksek verimlilik ve güç üretim yoğunluk değerlerine sahiptir. Başlık 2.2.1.5'te anlatıldığı üzere literatürde 50 W/cm^2 güç yoğunluğuna ve %30'un üzerinde güç sistemi verimlilik değerine ulaşıldığını bildiren deneysel çalışmalar mevcuttur (Medina, 2011; Fan ve ark., 2020). Literatürde mevcut hesaplamalara göre 2544°K emitör sıcaklığı için TPV hücreler için teorikte maksimum enerji dönüşüm verimliliği %85 olarak hesaplanmıştır (Medina, 2011). Günümüzde deneysel olarak ölçülen en yüksek TPV hücre veriminin %32 olduğu göz önünde bulundurulursa (Fan ve ark., 2020), TPVG güç sistemlerinde enerji üretim yoğunluğu ve verimlilik değerlerinin geliştirilmeye en açık alanlar olarak görülmektedir. Bu nedenle, altıncı aşamada tasarlanan STPVG güç sisteminin verimini ve güç üretimini arttırmak için emitör malzeme üzerinde tasarımsal iyileştirmeler yapılmaktadır.

2.2.2.1. Birinci Aşama: Uzay Platformu ve TPVG Türünün Belirlenmesi

Uzay platformu ve görev bölgesini belirlemek amacıyla yürütülen çalışmalar kapsamında alanında uzman araştırmacı görüş ve önerileri ile literatür araştırması sonuçlarından yararlanılmaktadır. Bununla birlikte Bölüm 2.2.1'de yapılan literatür analizi sonucu elde edilen bulgular ile bir önceki basamakta belirlenen görev bölgesi ve uzay platformu göz önünde bulundurularak bu koşullara en uygun TPVG güç sisteminin hangisi olacağı belirlenmektedir.

2.2.2.1.1. Uzay Görev Bölgesinin Belirlenmesi

Tasarlanacak TPVG güç sisteminin yer alacağı uzay görev bölgesi belirlenirken Çizelge 2.1'de sunulan etken faktörler göz önünde bulundurulmuş, bunun yanısıra günümüzde uzay platformlarında en çok kullanılan güç sistemi türü olan PV güç sistemlerinin Bölüm 2.2.1'de belirtilen olumsuz yönlerini de minimize edecek bir TPVG güç sistemi tasarımı yapmak için en uygun uzay görev bölgesininin belirlenmesi hususu temel kıstas olarak belirlenmiştir.

Literatür Özeti ve Bölüm 2.2.1'de anlatıldığı üzere PV güç sistemleri Dünya yakın yörüngelerde yüksek verimlilikte güç üretim imkânı sağlamaktadır. Dünya yakın yörüngeler arasında ise GEO ve LEO yörüngeler en çok uzay platformu ve uydunun bulunduğu yörüngelerdir.

GEO yörüngede yer alan uydular Dünya ile aynı dönüş hızına (açısal hıza) sahiptir ve bir dönüş turunu dünya ile aynı zamanda (23.94 saatte) tamamlar. Yörüngede dolaşım süresi boyunca uydular maksimum 72 dakika (ekinoks süresince) boyunca gölgede kalırlar. Bu durum da GEO yörüngedeki uyduların görev sürelerince güneş enerjisinden maksimum ölçüde faydalanmalarına imkân sağlar (Fortescue ve ark., 2011). Fakat LEO yörüngede yer alan uydular için durum daha farklıdır. LEO yörüngede yer alan bir uydu, 90 dakikalık bir periyodunun yaklaşık 35 dakikasında Dünya'nın gölgesinde, güneş almayan bir konumda bulunur (Fortescue ve ark., 2011). Bu süreçte güneş hücrelerini kullanamaz ve dolayısıyla ikincil bataryalarında depoladığı enerjiyi kullanması gerekir. Bu durum da ilave güneş hücreleri, ikincil batarya ve şarj sistemleri kullanımına, maliyet artışına ve kütle-hacim artışına sebep olur.

STPVG güç sistemleri her ne kadar emitör malzemenin ısıtılması için güneş enerjisinden faydalanıyor olsa da, güneş enerjisinin olmadığı karanlık periyot süresince de emiter malzeme sıcaklığını bir süre daha devam ettirir ve bu süre zarfında da enerji

üretimini mümkün kılar. STPVG güç sistemlerinin sunduğu bu avantajlar sayesinde güneş hücrelerine oranla %20'e kadar daha verimli güç sistemlerinin dizayn edilmesi mümkündür (Hyder ve ark., 2003). Dolayısıyla, LEO yörüngede kullanılmak üzere tasarlanan bir STPVG güç sistemi, aynı yörüngede yer alan PV güç sistemlerinin yukarıda söz edilen verimliliğini düşürücü unsurları ortadan kaldırmakta, ikincil batarya kullanımını azaltarak kütle ve hacim oranının azaltılmasını sağlamakta, daha yüksek verimlilik ve güç üretim yoğunluğunda enerji üretimi yapabilen yenilikçi bir güç sistem tasarımı olmaktadır. Bu kapsamda tasarlanacak güç sisteminin yer alacağı uzay görev bölgesi olarak LEO yörünge belirlenmiştir.

2.2.2.1.2. TPVG Tasarımı İçin Uygun Uzay Platformunun Belirlenmesi

Bu tez çalışması kapsamında yapılacak TPVG tasarımı için öncelikle alanında uzman araştırmacıların görüş ve önerilerinin alınması için girişimlerde bulunulmuştur. Bu kapsamda TÜBİTAK Uzay Teknolojileri Araştırma Enstitüsü (TÜBİTAK UZAY)'da Isıl Kontrol Sistemleri ve Isıl Analiz bölümünde baş araştırmacı olarak görev yapan Altuğ OKAN ile görüşmeler yürütülmüş, bir uzay platformunun ısıl alt sistemleri, uzayda ısı transferi, uzay platformlarında ısıl çevrim kontrolünün temel esasları ve yörünge görevlerinde yer alan platformların maruz kaldığı solar ışıma gibi konularda bilgi ve tecrübelerinden faydalanılmıştır. Uzman araştırmacı görüşleri ve literatür araştırmaları sonucunda TPVG güç sisteminin en verimli ve uyumlu çalışacağı uzay platformunun LEO yörüngede yer alan bir Uzay İstasyonu olarak belirlenmiştir.

Uzay istasyonuna yönelik bir güç sistemi tasarımı yapılmasındaki temel gerekçeler;

- Bir önceki başlıkta belirtildiği üzere LEO yörüngede yer alacak bir TPVG güç sistemi, aynı bölgedeki bir PV güç sistemine oranla %20'ye kadar daha verimli olabilme potansiyeline sahip olsa da, TPVG sistemler PV güç sistemlerine göre daha karmaşık ve kütlece büyük yapılardır. Bu durum da TPVG güç sistemlerinin LEO yörüngede yer alan nano, mikro ve mini boyuttaki uydulara uygulanmasını imkânsız kılar. Bu nedenle LEO yörüngede yer alacak bir TPVG güç sistemi tasarımının uygulanabileceği en uygun uzay platformları uzay istasyonlarıdır.
- Uyduların ihtiyaç duyduğu enerji miktarı kütlesi, türü ve niteliğine bağlı olarak 1 watt ile birkaç kW arasında değişirken, uzay istasyonları yüzlerce kW enerji ihtiyacı olan devasa yapılardır. Bu büyüklükte bir yapının enerji ihtiyacının tamamını karşılayacak bir TPVG güç sistemi tasarımı yapmak elbette mümkün değildir. Bu nedenle, bu çalışmada

yaklaşık 200 W gücünde bir TPVG güç sistemi tasarımı yapılarak bu sistemlerin uzay platformlarında ve uzay şartlarında çalışabilirliği değerlendirilmektedir.

2.2.2.1.3. Belirlenen Uzay Platformu İçin Uygun TPVG Türünün Belirlenmesi

Bölüm 1.6.4'te belirtildiği gibi TPVG türlerini belirleyen temel etken ısı kaynağıdır. Bu kaynaklar atık ısı, kimyasal yakıt, radyoizotop (nükleer enerji) ve güneş enerjisidir.

Atık ısı kullanan ve kimyasal yakıt kullanan TPVG sistemleri uzay platformları için uygun değildir. Daha çok yeryüzü kullanımları için tasarlanmış sistemlerdir. Çünkü atık ısı kullanımı daha çok demir-çelik gibi yüksek ısı kaynağının olduğu ortamlarda oluşan atık ısının değerlendirilmesi üzerinedir ki uzay platformlarında bu derecede yüksek atık ısı ortaya çıkaran sistemler mevcut değildir. Kimyasal yakıt kullan TPVG sistemlerinin en büyük dezavantajı ise yakıt depolama zorunluluğudur. Kullanılması durumunda yüksek derecede kütle ve hacim artışına sebep olacağından dolayı bu durum uzay platformlarında kullanılmasına engel teşkil etmektedir.

Radyoizotop Termofotovoltaik Güç Sistemlerinin (RTPVG) uzay platformlarında kullanımı üzerine birçok tasarım mevcut olsa da (Kovacs ve ark., 2010; Crowley ve ark., 2005; Teofilo ve ark., 2006; Schock ve ark., 1995; Schock ve ark., 1996) RTPVG'ler de LEO yörüngede yer alan bir uzay istasyonunda kullanım için uygun değildir. RTPVG'lerin içerisinde yer alan radyoaktif maddeler gerek üretim aşamasında gerekse uzay platformunun fırlatma ve uzay görevi süresince yüksek derecede koruma ve güvenlik prosedürleri içermesi, yüksek güvenlik prosedürleri nedeniyle kütlece ağır sistemler olması, radyoaktif maddelerin üretim kapasitesinin dünya genelinde çok düşük seviyelerde olması ve tüm bu üretim ve güvenlik prosedürlerinin sağlanması sürecinin çok yüksek maliyetlere yol açması nedeniyle radyoaktif maddelerin kullanımı sadece derin uzay görevleri ile sınırlı kalmıştır (Pisacane, 2005).

Solar termofotovoltaik güç sistemleri (STPVG) her ne kadar henüz gerçek bir uzay görevinde kullanılmamış sistemler olsa da, Bölüm 2.2.1'de de gösterildiği üzere diğer güç sistemlerine göre sahip olduğu yüksek verimlilik, düşük maliyet, yüksek güç üretim kapasitesi, yüksek güvenlik ve kararlılık gibi özellikleri ile geleceğin uzay güç sistemleri arasında olabileceğini göstermiştir (Wilt ve ark., 2007; Stone ve ark., 1996; Hyder ve ark., 2003). Bunun yanında LEO yörüngede RTPVG güç sistemlerinin güvenlik ve yüksek maliyet sorunları, PV güç sistemlerinin kararsız yapıları ve karanlık periyot süresince enerji üretememe gibi olumsuz yönleri göz önünde bulundurulduğunda LEO

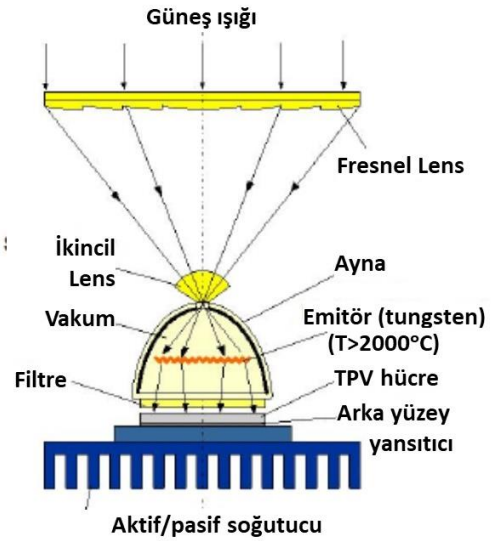
yörüngede bulunan bir uzay istasyonunda kullanılmak üzere bir STPVG güç sistem tasarımının yapılmasının verimlilik, performans, güvenlik ve uyumluluk gibi kriterleri karşılayabilmek açısından en uygun seçenek olduğu değerlendirilmiştir.

2.2.2.2. İkinci Aşama: Güç Sistemi Tasarımı

Birinci aşamada yürütülen çalışmalar neticesinde LEO yörüngede bulunan bir uzay istasyonunda kullanılmak üzere bir STPVG güç sistem tasarımının yapılmasına karar verilmiştir. Bu aşamada ise STPVG güç sisteminin yapısı ve alt bileşenleri açıklanmakta, literatürde mevcut STPVG güç sistemlerine yönelik çalışmalar incelenerek alt bileşenlerin tasarımlarına yönelik nihai kararlar alınmaktadır.

Bu aşamanın sonunda ise Bölüm 2.1.2'de özellikleri belirtilen SketchUp üç boyutlu çizim programı kullanılarak, tasarlanan STPVG güç sisteminin üç boyutlu modeli oluşturulmaktadır.

Solar termofotovoltaik güç sistemleri (STPVG) temel olarak bir optik bileşen, emitör malzeme ve TPV hücreden oluşur. Sistemin verimini arttırmak için filtre ve soğutucu gibi ilave bileşenler de kullanılabilir. İdeal bir STPVG güç sistemi Şekil 2.3'te gösterilmiştir.



Şekil 2.3. İdeal bir STPVG güç sistemi şematik görünümü (Van Der Heide, 2009)

Bir STPVG sisteminin temel çalışma prensibi, optik bileşen vasıtasıyla yoğunlaştırılmış güneş ışığının bir emitör malzeme üzerinde odaklanmasıyla emitör malzemenin uygun sıcaklığa getirilerek istenilen dalga boyunda kızılötesi ışıma yapması

ve bu kızılötesi ışınların TPV hücreler üzerine yönlendirilerek elektrik enerjisi üretilmesi prensibine dayanır. Teorik olarak bu sistemlerin maksimum performans değeri %85 olarak hesaplanmıştır. Dünya şartlarında yapılan deneylerde ise genel olarak %30-35 civarında performans verimlilikleri elde edilmiştir (Andreev ve ark., 2004).

Bu aşamanın ilerleyen basamaklarında öncelikle literatür analizine dayalı olarak mevcut STPVG güç sistemi tasarımlarının verimliliği düşüren tasarımsal dezavantajları tespit edilmekte, sonrasında LEO yörüngenin ısıl koşulları ve uzay ortamının şartları da dikkate alınarak bu olumsuzlukları ortadan kaldıran yenilikçi bir STPVG güç sisteminin oluşturulmasına yönelik olarak STPVG güç sistemi alt bileşenlerinin her biri için tasarım çalışmaları yürütülmektedir.

2.2.2.2.1. Mevcut STPVG Güç Sistemlerinin Olumsuz Yönleri

Bu çalışmada geliştirilecek modelin tasarlanmasında ve iyileştirilebilirliğinin sağlanmasında mevcut STPVG güç sistemlerinin olumsuz yönlerinin değerlendirilmesi ve mümkünse giderilmesi büyük öneme sahiptir. Bu bağlamda, Bölüm 1.6.1'de sunulan mevcut STPVG güç sistemi tasarımları incelendiğinde, deneysel çalışmaların verimlilik değerlerinin genellikle çok düşük seviyelerde kaldığı görülmektedir. Deneysel çalışmaları gerçekleştiren araştırmacılar elde ettikleri verimlilik değerlerinin yanı sıra tasarladıkları güç sisteminde verim artışını sınırlandıran ve güç üretimini olumsuz yönde etkileyen unsurları da belirtmişlerdir (Horne, 1982; Stone ve ark., 1996; Yugami ve ark., 2000; Medina, 2011; Datas ve ark., 2012; Fraas ve ark., 2003). Bu çalışmalarda araştırmacılar tarafından tespit edilen ve verimin artışını sınırlandıran tasarımsal hatalar aşağıda listelenmiştir:

a. 2000'li yılların başlarında EDTECK firması tarafından Şekil 1.26'da gösterilen Horne'un STPVG güç sistemi tasarımı patentinin deneysel uygulaması gerçekleştirilmiştir (Medina, 2011). Bu sistemde 16,6 W güneş ışığı altında GaSb hücrelerden elde edilen elektriksel güç çıkışı 0,38 W olarak ölçülmüştür. Optik parçalara dair kayıplar ihmal edildiğinde, sistemin performansı yaklaşık %2,3 civarındadır. Fakat bu sistem yeterince optimize edilmemiştir. Örneğin; ***TPV hücreler arasında geniş açıklıklar mevcuttur ve bu durum verim artışını sınırlandıran etkenlerin başında yer almıştır***. Bu sebeple, iyi optimize edilmesi durumunda daha yüksek verimler elde edilmesi olasıdır.

b. EDTECK tarafından başka bir prototip daha üretilmiştir (Medina, 2011). Bu prototipte Horne'un patentinin deneysel uygulaması olan ilk prototipe (Şekil 1.26)

ilave olarak hibrit solar/gaz yakıt sistemi eklenmiştir. Bu prototip, ***optik sisteminde güneş ışığının merceğe ulaştığı deliğin/aralığın çok küçük olması ve bu aralığın hava ile dolu olmasından dolayı yüksek ışınım kayıplarının oluşması*** gibi sebeplerden dolayı emitör malzeme uygun ışımayı yapabilmek için yeterli sıcaklığa ulaşamamıştır (850ºC ve altında kalmıştır). Bu da tasarımda dikkate alınması gereken bir diğer husustur.

c. Madrid Teknik Üniversitesi Güneş Enerjisi Enstitüsünden bir ekip 2012 yılında geliştirdikleri STPVG sistemine dair elde ettikleri sonuçları makalelerinde yayınlamışlardır (Datas ve ark., 2012). Buna göre, STPVG sistemi 3183x yoğunlaştırma oranına sahip bir optik sistemden, silindir yapıda 24 adet Germanyum (Ge) TPV hücre ve bu yapının etrafını saran tungsten emitör malzemeden oluşmaktadır (Şekil 1.29). Akım yoğunluğu 0.95 A/cm^2, elektriksel güç yoğunluğu 67 mW/cm^2 ve tüm sistemin performansı %0,8 olarak ölçülmüştür. Araştırmacılar tüm sistem performansının bu kadar düşük çıkmasının nedenleri olarak ***TPV hücrelerinin yeterince soğutulamaması sebebiyle oluşan yüksek hücre sıcaklıkları ve emitör malzemenin yeterince ısınmasını engelleyen optik sistemindeki yüksek kayıp oranlarını*** göstermiştir. Bu da yapılacak yeni tasarımlarda soğutma sisteminin iyileştirilebilirliğinin odaklanmayaı gerektiren bir bulgu olarak yer almaktadır.

Yukarıda listelenen deneysel çalışmalarda da anlatıldığı üzere, özellikle TPV hücre dizilimleri arasında bırakılan boşluklar ve hücre dizilimlerinin emitör malzemeden yayılan infrared ışınlardan maksimum düzeyde faydalanamayacak şekilde tasarımların oluşturulması STPVG güç sistemi tasarımlarında verimi sınırlandıran etkenlerin başında gelmektedir. Bunlara ilave olarak, optik alt bileşen aracılığıyla yoğunlaştırılan güneş enerjisinin emitör üzerine odaklanmasında yapılan tasarımsal hatalar ve emitör malzeme ile TPV hücreler arasındaki boşluğun hava ile dolu olması nedeniyle yaşanan ısı kayıpları da verimi sınırlandıran tasarımsal hatalar olarak tespit edilmiştir. Bu kapsamda, bu aşamanın alt başlıklarında her bir alt bileşen için gerçekleştirilecek tasarım çalışmalarında bu hususlar da göz önünde bulundurulmakta ve bu olumsuzlukları da iyileştirecek optimum tasarımın belirlenmesine yönelik çalışmalar yürütülmektedir.

2.2.2.2.2. TPV Hücre Seçimi ve Dizilimi

Bölüm 1.6.3.4'te anlatıldığı üzere literatürde gerek yeryüzü koşulları için yürütülen çalışmalarda (DeBellis ve ark., 1997; Fraas ve ark., 1994; Fraas ve ark., 1999, Chen ve ark., 2010) gerekse TPVG güç sistemlerinin uzay şartlarında kullanımı üzerine yürütülen çalışmalarda (Kovacs ve ark., 2010; Schock ve ark., 1996; Schock ve Kumar,

1995; Teofilo ve ark., 2008) en yaygın kullanıma sahip olan TPV hücre tipi GaSb hücrelerdir (Hyder ve ark., 2003). Günümüzde GaInAs, InGaAs ve GaInAsSb gibi III-V grubu bileşik ve alaşım yarıiletkenler GaSb hücrelere göre daha düşük bant aralığı seviyelerinde enerji üretimi imkanı verse de bu tip hücreler henüz geliştirilme aşamasında olup üretim maliyetleri yüksektir (Hyder ve ark., 2003). GaSb hücreler 300°K gibi düşük sıcaklıklarda bile elektrik enerjisi üretim imkânı vermesi, üretiminin diğer hücre tiplerine göre daha kolay ve düşük maliyetli olması, günümüzde ticari anlamda seri üretimi yapılan tek TPV hücre türü olması (JX Crystals, 2020) ve zengin bir tarihçeye sahip olması gibi avantajları sebebiyle geçmişte olduğu gibi günümüzde de TPVG güç sistemi tasarımında en çok tercih edilen hücre türüdür. Sunduğu tüm bu avantajlar sebebiyle bu tez çalışması kapsamında tasarlayacağımız STPVG güç sistemi için GaSb hücre tipi seçilmiştir.

Bölüm 2.2.2.2.1'de (a) maddesinde belirtildiği üzere, literatürde yer alan TPVG sistem tasarımları incelendiğinde, verimi düşüren etkenlerin başında TPV hücreler arasında geniş boşluklar bırakılacak şekilde dizildiklerinden dolayı kızılötesi ışımadan maksimum düzeyde faydalanılamaması ve bu durumun yüksek enerji kaybına yol açması gösterilmiştir (Horne, 1982; Medina, 2011). Verimi düşüren diğer bir etken ise TPV hücrelerin emitörden yayılan kızılötesi ışınlardan maksimum düzeyde yararlanılacak şekilde yerleştirilmemiş olmalarıdır. Bu iki husus da bu tez çalışması kapsamında yapılan STPVG güç sistemi tasarımında göz önünde bulundurulmuş ve düzeltici tasarımsal çalışmalar yürütülmüştür. Bu bağlamda literatürdeki sistemler incelendiğinde Şekil 1.29'da sunulan güç sisteminin yapısal açıdan dikkate değer potansiyel içerdiği görülmüştür. Bu sistem tasarımsal açıdan incelendiğinde yukarıda belirtilen mevcut olumsuzlukları giderebilecek bir yapıya sahip olduğu değerlendirilmiştir. Bu bağlamda, Horne tarafından önerildiği üzere (Horne, 1982) hücreler arasında yer alan boşlukların tamamı kızılötesi yansıtıcı aynalar ile kaplanmış böylece kızılötesi ışınların bir kısmının TPV hücreler arasındaki boşluklarda kaybolmasının önüne geçilmiştir. İkinci olumsuz durum olan hücre yerleşimlerinin iyi optimize edilmemesinden kaynaklanan sorununun ortadan kaldırılması için ise hücre dizilimleri emitör malzemenin etrafını tamamen saracak ve emitör malzemeden yayılan kızılötesi ışınların tamamının TPV hücrelere ulaşması sağlanacak şekilde tasarlanmıştır. Bu tasarımsal iyileştirme sürecinde ulaşılan son üç boyutlu model Şekil 2.10.(a) ve Şekil 2.10.(b)'de sunulmuştur.

2.2.2.2.3. Emitör Malzeme Seçimi

Emitör malzeme seçiminde en önemli husus emitör malzemenin yeterli sıcaklık değerine ulaştığında TPV hücrenin yasak bant genişliğinin üzerinde maksimum derecede enerji çevriminin sağlanabileceği dalgaboylarında kızılötesi ışıma yapmasıdır. Emitör malzeme-TPV hücre yüksek uyumluluk düzeyi güç sisteminin verimliliğini etkileyen en önemli faktördür. Örneğin, GaSb hücreler için en uygun kızılötesi ışımayı tungsten (Volfram - W) emitör malzemeler yapar. GaSb hücrelerin iletkenlik bandı aralığı ile tungstenin kızılötesi ışıma değerleri muazzam derecede uyumluluk gösterir ve bu uyum 2000ºK emitör malzeme sıcaklığına kadar devam eder (Mattarolo G., 2007). Bu nedenle STPVG güç sistem tasarımında kullanılacak emitör malzemenin tungsten olmasına karar verilmiştir.

Bu tez çalışmasının ilerleyen bölümlerinde tungsten malzemenin farklı sıcaklık değerlerinde yaptığı kızılötesi ışıma değerleri de simülasyon programına dahil edilmiştir. Bu değerler için TPV hücrelerde üretilen enerji miktarı hesaplanarak TPV hücre-emitör ikilisi (GaSb-W) alt bileşenlerinin en verimli sıcaklık performans aralığı belirlenmektedir.

Bölüm 2.2.2.2.2'de verimin arttırılmasına yönelik hücre dizilimi ve optik sistem tasarımında belirlenen yenilikçi yaklaşım şekilsel açıdan emitör malzemenin tasarımına da katkı sağlamıştır. Verimin arttırılmasına yönelik emitör üzerinde yapılan şekilsel iyileştirme şu şekilde özetlenebilir.

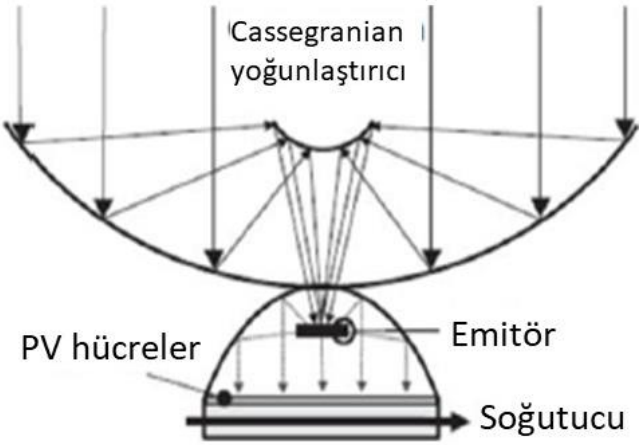
Literatürde mevcut STPVG güç sistemi tasarımlarında genel olarak yatay konumlandırılmış bir emitör malzeme ve onun altına konumlandırılmış ve sadece emitörün bir yüzeyinden gelen kızılötesi ışımaları alabilen TPV hücre dizilimi yapısı oluşturulmuştur (Horne, 1982; Al Hosanive ark., 2013; Van Der Heide, 2009). Emitör 360 derece infrared ışıma yaptığı için, her ne kadar bu tasarımlarda emitörün TPV hücre dışında kalan bölgelere yaptığı ışımalar yansıtıcı aynalarla tekrar TPV hücrelere yönlendirilmiş olsa da, bu durumun verimi olumsuz etkileyen bir husus olduğu değerlendirilmiştir. Başlık 2.2.2.2.3'te belirtildiği üzere, TPV hücrelerin silindirik yapıdaki dizilimi ve optik alt bileşenin buna uygun ve literatüre dayalı olarak şekillendirilmesi emitör malzemenin daha verimli tasarımı için uygun fırsatlar sunmuştur. Dolayısıyla, Şekil 2.10.(a) ve Şekil 2.10.(b)'de gösterildiği şekilde dikey konumlandırılmış silindir şeklinde bir emitör malzeme ve emitörün etrafını 360 derece saran bir TPV hücre dizilimi tasarımına karar verilmiştir. Bu sayede emitörden yayılan infrared ışımadan maksimum düzeyde faydalanılarak verimin arttırılması amaçlanmıştır.

Bunun yanı sıra, ikincil bir fresnel lens kullanılarak güç sistemi tamamen kapalı bir sistem haline getirilmiş ve TPV hücrelerin uzay ortamının olumsuz koşullarından etkilenmesi engellenmiştir.

2.2.2.2.4. Optik Alt Bileşenin Belirlenmesi ve Tasarımı

Bir STPVG sisteminin en önemli parçası optik bileşenidir. Çünkü emitör malzemenin yüksek sıcaklığa ulaşabilmesi için yüksek yoğunlaştırma oranının sağlanması gereklidir. Dünya şartlarında ulaşılabilecek maksimum güneş ışığı yoğunlaştırma oranı 46164 kat olsa da bu değere ulaşabilmek çok yüksek maliyetli optik sistemler gerektiğinden tercih edilmemektedir (Van Der Heide, 2009).

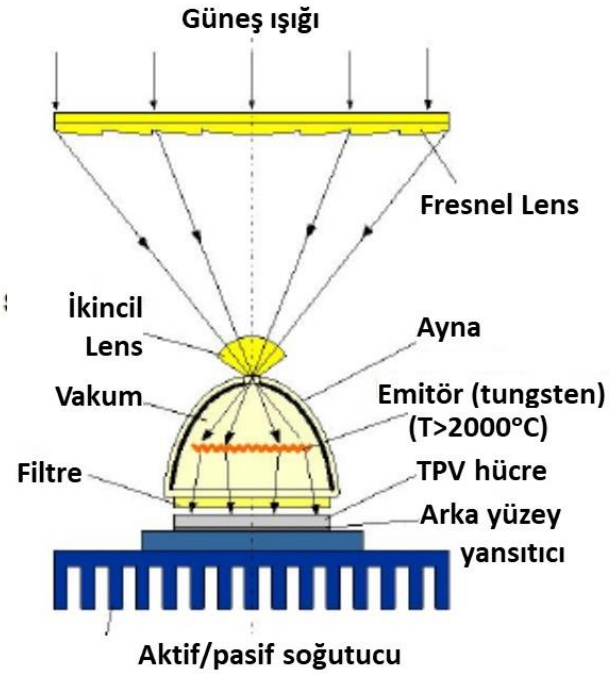
Mohamed Al Hosani ve Mahieddine Emziane tarafından gerçekleştirilen yeryüzünde kullanıma yönelik STPVG sistemi optik bileşen tasarımı Şekil 2.4'te gösterilmiştir. Optik bileşen, tungsten emitörü %100 verimle ışıma yapabildiği 1266ºC'ye kadar ısıtabilmektedir. Bu çalışmada Birleşik Arap Emirlikleri'ndeki günlük güneş ışıması ortalaması 424 W/m^2 referans alınmış, toplamda yoğunlaştırılan güneş enerjisi 27261 W olarak hesaplanmıştır. İlgili çalışmada optik bileşenin toplam verimi %85,2 olarak sunulmaktadır (Al Hosanive ark., 2013).



Şekil 2.4. Mohamed Al Hosani ve Mahieddine Emziane tarafından gerçekleştirilen optik alt sistem tasarımı

IOFFE Enstitüsünde gerçekleştirilen yine yeryüzü uygulamalarına yönelik bir çalışmada Şekil 2.5.(b)'de gösterilen 27x27 cm boyutlarındaki 4 adet frensel lens kullanılarak tasarlanmış bir optik bileşen tasarımı ile Şekil 2.6.(b)'de gösterilen 86 cm çaplı bileşik parabolik aynalar kullanılarak tasarlanmış optik bileşen tasarımlarının

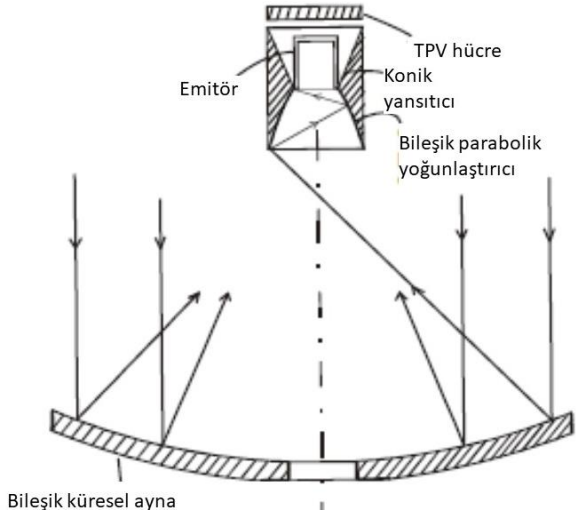
karşılaştırılması yapılmıştır. Her ne kadar her iki sisteme dair performans verileri makalede yayımlanmamış olsa da, Şekil 2.5.(a)'da sunulan fresnel lensler ile gerçekleştirilen optik bileşen tasarımının yoğunlaştırma oranı ve veriminin 8000x güneş yoğunlaştırma oranına sahip parabolik aynalarla oluşturulan ve Şekil 2.6.(a)'da sunulan optik bileşene oranla daha düşük olduğu belirtilmiştir (Rumyantsev ve ark., 2004).



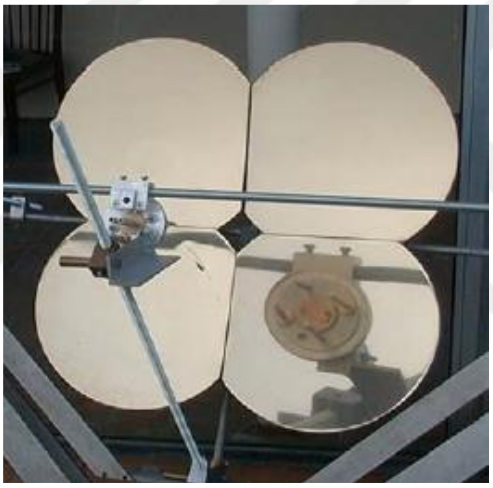
Şekil 2.5.(a). Fresnel lensler ile gerçekleştirilen STPVG güç sistemi tasarımı



Şekil 2.5.(b). Optik bileşen tasarımında kullanılan 27x27 cm boyutlarındaki 4 adet frensel lens

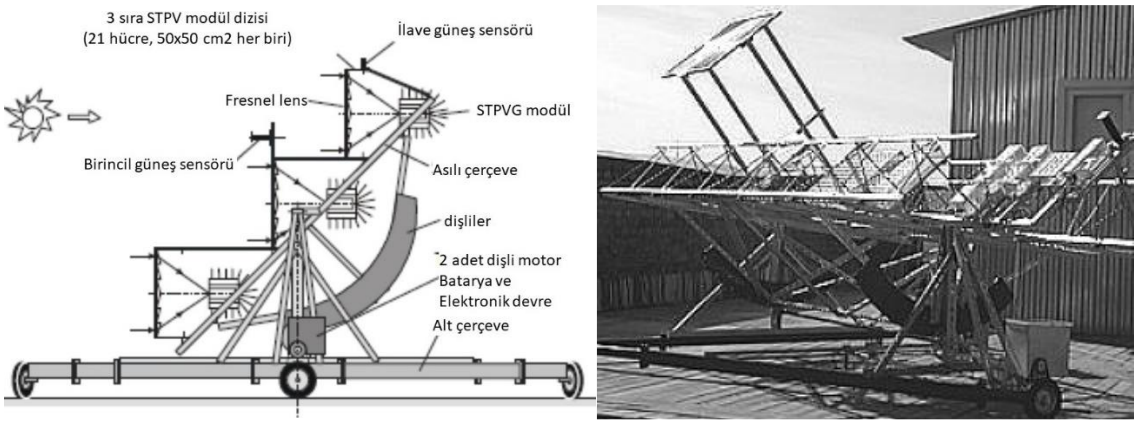


Şekil 2.6.(a). Bileşik parabolik aynalar kullanılarak gerçekleştirilen STPVG güç sistemi tasarımı



Şekil 2.6.(b). Optik bileşen tasarımında kullanılan 86cm çaplı bileşik parabolik aynalar

IOFFE Enstitüsünde gerçekleştirilen başka bir yeryüzü çalışmasında güneş takip sistemine sahip bir STPVG sistem dizaynı yapılmış ve deneysel çalışmaları gerçekleştirilmiştir (Şekil 2.7). Bu tasarımda 7000x kat oranında yoğunlaştırılan güneş ışığı ile tungsten/tantalum emitörler 2000°K sıcaklığa kadar ısıtılmıştır. Emitör malzeme 2000°K sıcaklıkta iken 1x1 cm^2 boyutlarındaki GaSb hücrelerde 4.5 A/cm^2 akım yoğunluğu ölçülmüş ve hücre verimi %19 olarak hesaplanmıştır. Optik sistemin verimi %90 olarak hesaplanmıştır. (Andreev ve ark., 2005).



Şekil 2.7. Güneş takip sistemli STPVG tasarımı

Yukarıda gösterilen çalışmalar parabolik aynaların frensel lenslere göre daha verimli olduğu, güneş takip sisteminin de optik bileşenin verimini arttıran bir unsur olduğunu göstermektedir. Fakat bu çalışmaların tamamı Dünya şartlarına göre tasarlanmış sistemlerdir. Uzay ortamında şartların ve gereksinimlerin Dünya şartlarına göre çok farklı olması sebebiyle uzay çalışmalarında göz önünde bulundurulması gereken diğer parametreleri de sağlayabilen bir optik bileşen tasarlanması gereklidir. Parabolik aynalar frensel lenslere göre daha yüksek verime sahip olmalarına rağmen, daha ağır ve hacimli sistemlerdir. Bunun yanında ağır ve hacimli yapıların uzay platformlarının tasarımında istenmeyen bir durum oluşturduğu da bilinmektedir. Ayrıca parabolik aynaların kullanılması durumunda güç sisteminin diğer bileşenlerinin parabolik aynanın odak noktasına yerleştirilmesi gerekmektedir. Bu durumda da güç alt sisteminin diğer alt sistemlerden ayrı bir yere konumlandırılması gibi uzay platformları için istenilmeyen bir durumla karşılaşılır. Diğer yandan, yeryüzü uygulamalarında güç alt sisteminin verimini arttıran Güneş takip sistemleri hareketli mekanik parçalar içermesi nedeniyle uzay güç alt sistemlerinde tercih edilmezler. Giriş bölümünde değinildiği üzere uzay ortamının etkileri, arızalanma ihtimalinin yüksek olması ve bakım gerektirmesi gibi sebeplerden dolayı hareketli mekanik parçalar içeren bileşenler uzay platformlarında çoğunlukla tercih edilmez (Hyder ve ark., 2003).

Diğer yandan verime yönelik daha dezavantajlı olmasına rağmen frensel lensler parabolik aynalara göre düşük maliyeti, hafif ve düşük hacimli olması, hareketli parçalar içermemesi, güç alt sistemini uzay platformu ile bütünleşik yapıda tasarlamaya elverişli olması ve yaygın üretim ağına sahip olması gibi avantajlarından dolayı hem Dünya hem de uzay çalışmalarında yaygın şekilde kullanılmaktadır (Xie ve ark., 2011). Dolayısıyla

bu tez çalışması kapsamında tasarlanan STPVG güç sisteminin optik alt bileşeni için de frensel lenslerin kullanılmasına karar verilmiştir.

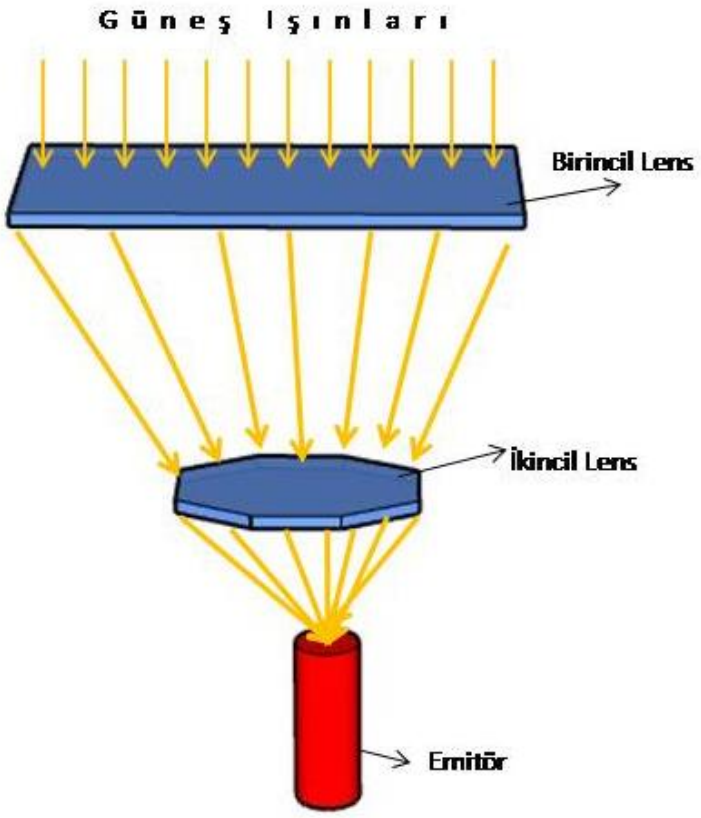
Kullanılacak frensel lensin yapısı ve uzay koşullarında kullanıma uygun olması (space-qualified) hususları da önem arz etmektedir. Bu kapsamda yürütülen araştırmalar neticesinde başta NASA ve IOFFE enstitüsü olmak üzere birçok farklı kuruluş ve araştırmacılar tarafından da yürütülen uzay çalışmalarında (O'Neil ve ark., 2003; Rumyantsev ve ark., 2002) tercih edilen, hafifliği, uzay kullanımına uygunluğu ve diğer frensel lenslere oranla yüksek verimlilik sunması gibi avantajları dolayısıyla silikon frensel lenslerin kullanılmasına karar verilmiştir.

Bölüm 2.2.2.2.1'de (b) maddesinde belirtildiği üzere, literatürde yer alan TPVG sistem tasarımları incelendiğinde verimi düşüren etkenlerden birisi de optik alt bileşen tasarımında yapılan hatalara bağlı olarak STPVG güç sisteminde güneş ışığının merceğe ulaştığı deliğin/aralığın çok küçük olması ve bu aralığın hava ile dolu olmasından dolayı yüksek ışınım kayıplarının oluşmasıdır. Bu olumsuz durum, STPVG güç sistemi tasarımında göz önünde bulundurulmuş ve düzeltici tasarımsal çalışmalar yürütülmüştür. Bu kapsamda optik alt bileşende birincil ve ikincil olmak üzere iki adet fresnel lens kullanımına karar verilmiştir. Birincil fresnel lens ile yeterli miktarda güneş ışığı toplanarak ikincil fresnel lens üzerine odaklanır. Silindir yapıdaki emitör ve etrafını saran hücre diziliminin oluşturduğu silindirik yapının üstünü tamamen kapatacak şekilde şekillendirilmiş olan ikincil lens ile yoğunlaştırılmış güneş enerjisi emitör malzeme üzerine yoğunlaştırılır. Burada ikincil lensin işlevi hem birincil lens ile yoğunlaştırılan güneş enerjisini dağılmadan ve minimum kayıp ile doğrudan emitör malzeme üzerine yoğunlaştırmak hem de emitör ve TPV hücre diziliminin oluşturduğu silindirik yapının üzerini kapatarak kapalı bir ortam oluşturmak ve bu sayede uzay ortamının olumsuz etkilerine karşı TPV hücreleri korumaktır. Bunun yanında, ikincil lens kullanılarak oluşturulan kapalı ortam vakumlanarak güneş ışınımlarında meydana gelebilecek olası kayıpların da önüne geçilmesi amaçlanmıştır. Bu tasarımsal iyileştirme sürecinde ulaşılan son üç boyutlu model Şekil 2.10.(a) ve Şekil 2.10.(b)'de sunulmuştur.

Optik bileşen tasarımında diğer önemli konu ise emitör malzemeyi en verimli kızılötesi ışıma yapabileceği sıcaklığa ulaştırabilecek ısı kaynağını sağlamaktır. Kimyasal yakıt ya da nükleer enerji kullanan TPVG sistemlerinde emitör malzeme için gerekli olan (1000-2000ºC) yüksek sıcaklık değerlerine ulaşmak, STPVG güç sistemlerine göre çok daha kolaydır. STPVG güç sistemlerinde ise bu sıcaklıklara ulaşabilmek için yeterli yoğunlaştırma oranına sahip bir optik sistem tasarımı yapılması gereklidir. Bu amaçla

STK 12 ve COMSOL simülasyon programları kullanılarak optik bileşenin boyutunun tasarlanması ve yoğunlaştırma oranlarınının belirlenmesi için bir dizi simulasyon çalışmaları yürütülmektedir.

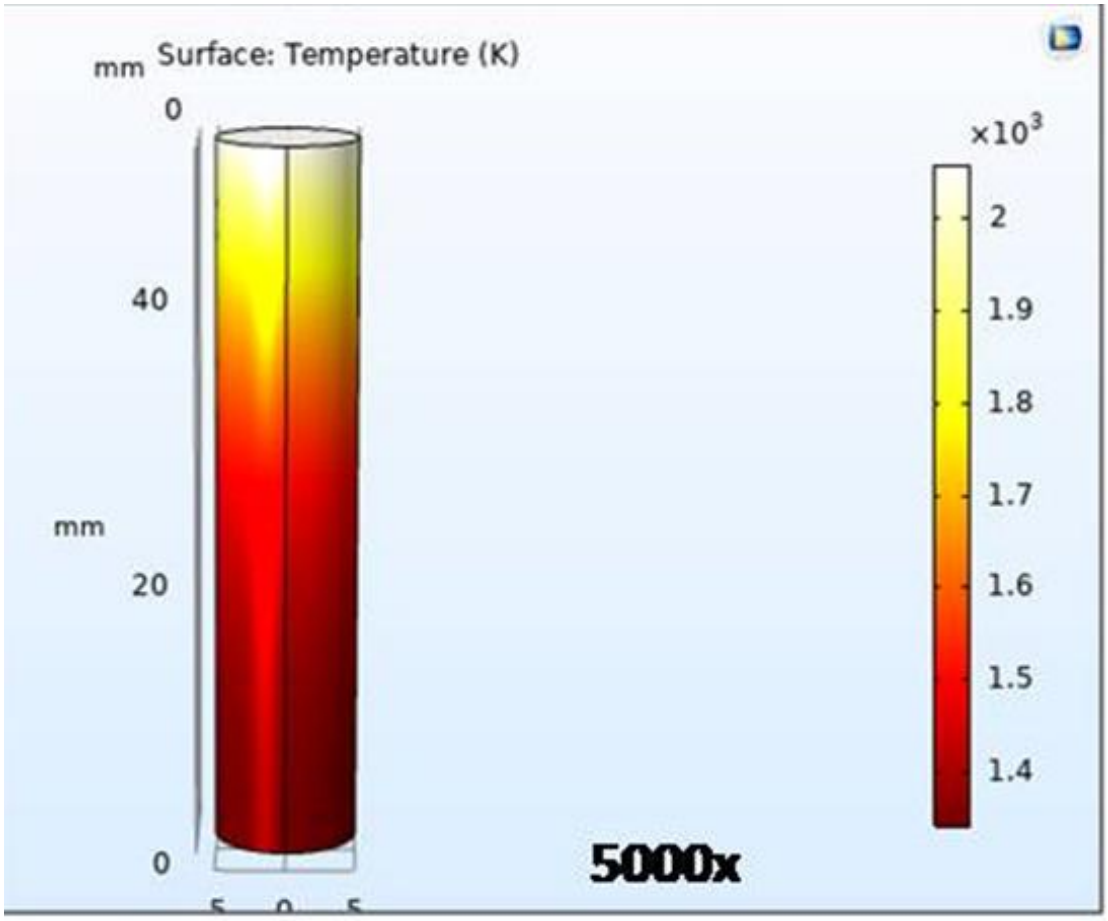
Tez çalışması kapsamında LEO yörüngede yer alan bir uzay istasyonuna yönelik bir STPVG güç sistemi tasarımı yapılmaktadır ve bu sisteme ait gerçekleştirilen optik bileşen tasarımı Şekil 2.8'de sunulmuştur. STK 12 simülasyon programından alınan verilere göre ISS'in LEO yörüngedeki 93 dakikalık bir turunun 58 dakikası güneş gören bölümdedir. Bu süreçte güneş ışınlarını %100 oranda alabilirken, 35 dakikası ise güneş görmeyen karanlık bölümdedir. STK 12 programından elde edilen ışıma ve sıcaklık değerleri COMSOL Multiphysics simulasyon programının giriş verilerini oluşturmaktadır. COMSOL Multiphysics simulasyon programı ile maruz kalınan ışıma ve sıcaklık değerleri için emitörün yapacağı kızılötesi ışıma değerleri elde edilecektir.



Şekil 2.8. Optik bileşen tasarımı

Optik sistem tasarımı ve emitör malzeme ısıl hesaplamaları COMSOL Multiphysics simülasyon programında yapılmıştır. Silindir şeklindeki emitör malzemenin

uzunluğu 50 mm, üst yüzey alanı yarıçapı 5 mm, güneş ışınlarının yoğunlaştırıldığı üst yüzey alanı 0,785 cm^2'dir.



Şekil 2.9. 5x50 mm boyutlarındaki emitör malzemenin 5000x yoğunlaştırma oranına ve 0,4 m^2 yüzey alanına sahip frensel lens kullanımında ulaşacağı sıcaklık değerleri simülasyon verileri

Emitör malzemenin maksimum verimlilikte ışıma yapabileceği sıcaklık aralığına ulaşabilmesi için gereken güneş enerjisi Şekil 2.9'da gösterildiği üzere COMSOL Multiphysics simülasyon programında hesaplanmış olup 511 W'tır. Literatürdeki çalışmalar referans alınarak (Andreev ve ark., 2005) optik alt bileşenin veriminin %90 olduğu kabul edilir. Dolayısıyla optik bileşenden çıkan güneş enerjisinin 511 W olması için ihtiyaç duyulan güneş enerjisi Q_{sun}=511 W / 0.90 = 568 W olarak hesaplanır.

STK 12 simülasyon programı aracılığıyla elde edilen verilere göre STPVG güç sisteminin aydınlık yörünge süresince maruz kalacağı güneş ışıma değeri ortalama 1400 W/m^2'dir. Buna göre, 568 W güneş enerjisini toplayacak ve onu emitör üzerinde

yoğunlaştıracak optik alt bileşenin yüzey alanı A_{optik}= 568 W / 1400 (W/m^2) = 0,4 m^2, yoğunlaştırma katsayısı ise 5000x olarak hesaplanır.

2.2.2.2.5. Soğutucu Sistem Tasarımı

TPV hücrelerin enerji dönüşüm performansını etkileyen temel faktörlerden birisi de TPV hücrelerin sıcaklığıdır. Bölüm 1.6.3.5'te detaylı anlatıldığı ve Şekil 1.36'da farklı TPV hücreler için TPV Hücre Sıcaklığı-Verim ilişkisi grafiğinde görüldüğü üzere TPV hücreler ısındıkça verimlilikleri de ciddi oranda düşer.

Bölüm 2.2.2.2.1'de (c) maddesinde belirtildiği üzere, literatürde yer alan TPVG sistem tasarımları incelendiğinde, verimi düşüren etkenlerden birisinin de TPV hücrelerinin yeterince soğutulamaması sebebiyle oluşan yüksek hücre sıcaklıklarının olduğu görülmektedir. Dolayısıyla, bu tez çalışması kapsamında soğutucu alt bileşen tasarımı yapılırken bu husus göz önünde bulundurulmuş ve TPV hücrelerde yeterli miktarda soğutmanın sağlanabilmesi amacıyla çalışmalar yürütülmüştür.

Bu çalışma kapsamında yapılan simülasyon çalışmaları neticesinde, literatürde de belirtildiği üzere (Kovacs ve ark., 2010) uzay şartları için tasarlanmış bir STPVG güç sistemi için Dünya şartlarının aksine aktif bir sıvı/gaz soğutma sistemi kullanmaksızın sadece pasif bir soğutma sistemi ile TPV hücrelerinin yeterli miktarda soğutulmanın sağlanabileceği bir tasarıma ulaşılmıştır. Bu nedenle pasif soğutma sistemi için kaplama malzemeleri kullanılarak yüksek ışıma değerine sahip olduğunu gösteren ve ölçülen radyasyon değerinin siyah cisim ışımasına oranı anlamına gelen emisivite değeri 0,95 üzerine çıkarılmış alüminyum levhalar kullanılmış, yapılan tasarımlar neticesinde ulaşılan nihai model Şekil 2.10(a) ve Şekil 2.10(b)'de sunulmuştur.

2.2.2.2.6. Güç Sistemi İçin Üç Boyutlu Model Oluşturulması

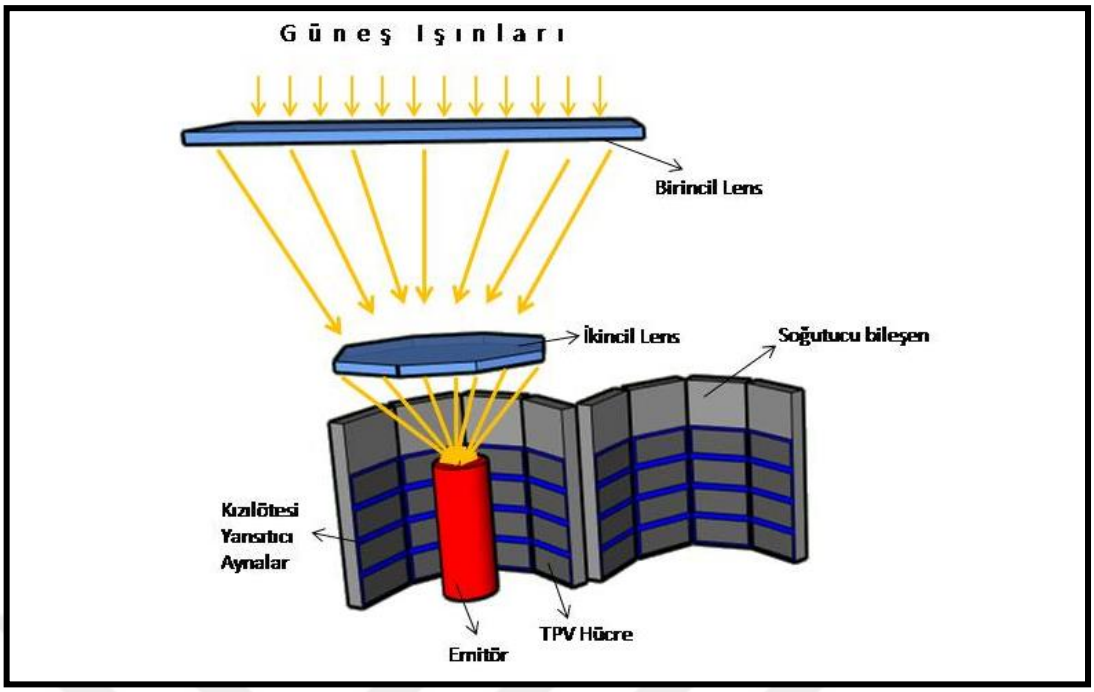
Bölüm 2.2.2.2.1'de literatürde mevcut STPVG güç sistemleri incelenerek bu sistemlerdeki verimi olumsuz etkileyen temel hususlar belirlenmiş ve üç maddede sunulmuştur. Hücre dizilimi ve yerleşimi, optik lens tasarımı ve soğutma sistemine yönelik bu olumsuz hususlar göz önünde bulundurularak her bir alt bileşenin tasarım aşamasında bu hususları iyileştirmeye yönelik çalışmalar da gerçekleştirilmiştir. Hücre dizilimi ve yerleşimi konusundaki olumsuz hususların iyileştirilmesine yönelik olarak hücreler arasında yer alan boşlukların tamamı kızılötesi yansıtıcı aynalar ile kaplanmış böylece kızılötesi ışınların bir kısmının TPV hücreler arasındaki boşluklarda kaybolmasının önüne geçilmiştir. Bunun yanında, hücre yerleşimlerinin iyi optimize

edilmemesinden kaynaklanan sorununun ortadan kaldırılması için ise hücre dizilimleri emitör malzemenin etrafını tamamen saracak ve emitör malzemeden yayılan kızılötesi ışınların tamamının TPV hücrelere ulaşması sağlanacak şekilde tasarlanmıştır. Optik alt bileşen tasarımında güneş ışığının merceğe ulaştığı deliğin/aralığın çok küçük olması ve bu aralığın hava ile dolu olmasından dolayı yüksek ışınım kayıplarının oluşması hususunun iyileştirilmesi kapsamında optik alt bileşende birincil ve ikincil olmak üzere iki adet fresnel lens kullanımına karar verilmiştir. Ayrıca ikincil fresnel lensin emitör ve hücre dizilimi yapısının üzerini kapatacak şekilde yerleştirilmesi ile kapalı ve vakumlu ortam oluşturulması sağlanmış ve bu sayede güneş ışınımlarındaki kayıpların minimize edilmesi amaçlanmıştır. Üçüncü olumsuz husus, TPV hücrelerinin yeterince soğutulamaması sebebiyle oluşan yüksek hücre sıcaklıklarının önüne geçilmesi kapsamında uzay ortamında aktif soğutma imkanı sağlayabilen gelen emisivite değeri 0,95 üzerine çıkarılmış alüminyum levhalar kullanılan bir pasif soğutma sistemi tasarımı yapılmıştır.

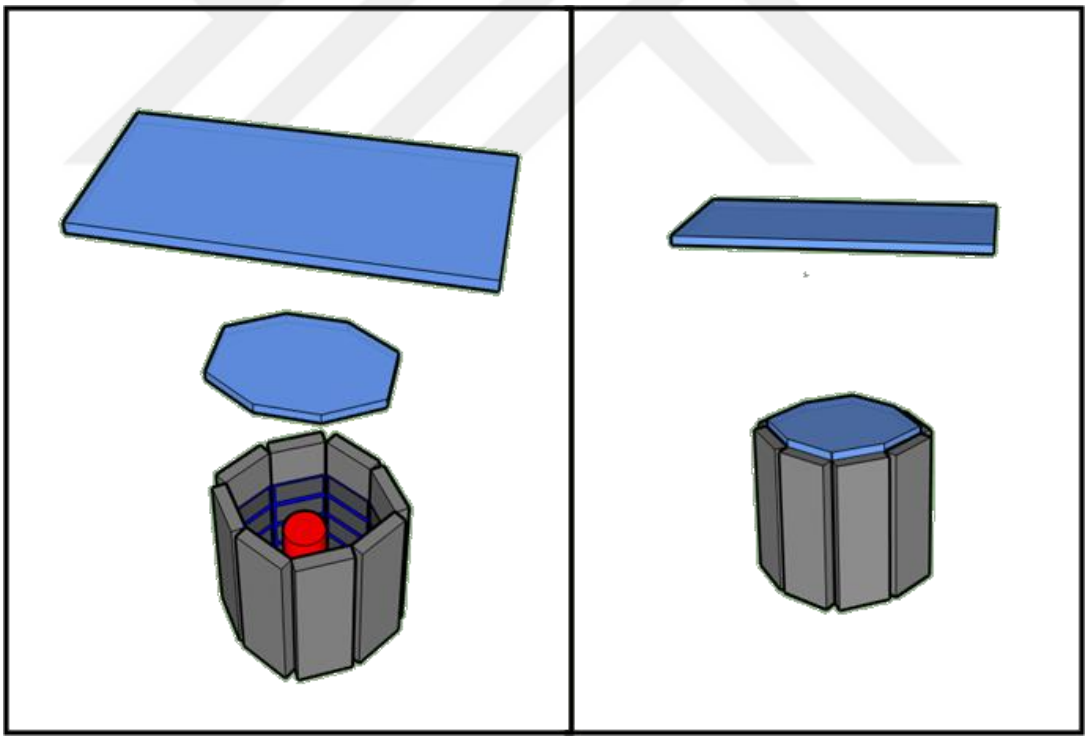
Yukarıda özetlenen tasarımsal iyileştirme çalışmalarının yanı sıra, Bölüm 2.2.2.2.3'te anlatıldığı üzere, STPVG güç sistemi tasarımlarının genelinde tercih edilen yatay emitör tasarımının aksine literatürde önerildiği üzere (Datas ve ark., 2012) hücre dizilimi ve optik alt bileşenin yapısına uygun olarak dikey silindir yapıda bir emitör ve emitörün etrafını 360 derece saran TPV hücre dizilimi tasarımı yapılmış ve bu sayede emitörden yayılan infrared ışımadan maksimum düzeyde faydalanılarak verimin arttırılması amaçlanmıştır.

Gerçekleştirilen tüm bu iyileştirme çalışmaları ve Bölüm 2.2.2.2'nin diğer alt başlıklarında her bir alt bileşen için gerçekleştirilen malzeme seçimi ve tasarım çalışmaları neticesinde STPVG güç sistemi tasarımı çalışmaları tamamlanmıştır. Oluşturulan güç sistemi tasarımına dair ayrıntıları Bölüm 2.1.2'de sunulan SketchUp tasarım programı kullanılarak Şekil 2.10.(a) ve Şekil 2.10.(b)'de sunulan STPVG güç sistemi üç-boyutlu modelinin son şekline ulaşılmıştır.

Ulaşılan bu model Yöntem başlığı altında sunulmuş olmakla birlikte, tasarım süreci ve buna bağlı verilerin elde edilmesinde ana belirleyici unsur niteliği taşımasından ve uzay platformları için ilk örnek olmasından dolayı bu çalışmanın en önemli bulgularından birisi olarak değerlendirilebilir.



Şekil 2.10.(a). STPVG güç sistemi üç boyutlu modeli



Şekil 2.10.(b). STPVG güç sistemi üç boyutlu modeli

Bunun yanında, her bir alt bileşen için zorlu uzay şartları dikkate alınarak uzayda verimli ve güvenilir şekilde çalışabilmesi konusu ön planda tutulmuş ve ayrıca alt

bileşenlerin birbirleriyle uyumlu çalışabilmesi için en uygun malzeme ve bileşenlerin seçilmesine de dikkat edilmiştir.

TPV hücre olarak düşük sıcaklıklarda bile elektrik enerjisi üretim imkânı vermesi, üretiminin diğer hücre tiplerine göre daha kolay ve düşük maliyetli olması, günümüzde ticari anlamda seri üretimi yapılan tek TPV hücre türü olması (JX Crystals, 2020) ve zengin bir tarihçeye sahip olması gibi avantajları sebebiyle GaSb hücreler kullanılmıştır. Bölüm 2.2.2.2.1'de anlatıldığı üzere, literatürde TPV hücre dizilimleri esnasında bırakılan büyük boşlukların ve hücre dizilerinin emitör malzeme ışımasından maksimum seviyede faydalanabilecek şekilde konumlandırılmamış olması gibi verimi düşüren tasarımsal hatalar göz önünde bulundurularak bu hataların giderilmesi kapsamında Şekil 2.10.(a) ve Şekil 2.10.(b)'de gösterildiği üzere, TPV hücreler arasında yer alan boşlukların tamamı kızılötesi yansıtıcı aynalar ile kaplanmış, hücre dizilimleri ise emitör malzemenin etrafını tamamen saracak ve emitör malzemeden yayılan kızılötesi ışınları tamamının TPV hücrelere ulaşması sağlanacak şekilde tasarlanmıştır.

Emitör malzeme seçimi konusunda ise Bölüm 2.2.2.2.3'te anlatıldığı üzere TPV hücre-emitör malzeme ikilisinin uyumuna dikkat edilerek, GaSb tipi TPV hücrelerin en verimli şekilde çalışabildiği emitör malzeme olan tungsten seçilmiştir.

Optik bileşenin türünün belirlenmesi konusunda öncelikle literatürde mevcut tasarımlar incelenmiş, frensel lensler parabolik aynalara göre düşük maliyeti, hafif ve düşük hacimli olması ve yaygın üretim ağına sahip olması, hem Dünya hem de uzay çalışmalarında yaygın şekilde kullanılıyor olması gibi olumlu özellikleri neticesinde optik bileşen olarak seçilmiştir. Bunun yanı sıra, emitör malzeme, TPV hücreler, soğutucu bileşenin bulunduğu ortamın üzeri ikincil fresnel lens ile tamamen kapatılıp vakumlanmış, bu sayede infrared ışıma esnasında meydana gelebilecek kayıpların engellenmesi amaçlanmıştır. Fresnel lens ile kapalı bir ortam oluşturulmasının sağladığı diğer bir avantaj ise TPV hücrelerin uzayın olumsuz koşullarından korunarak verim, güç üretim yoğunluğu, operasyonel ömür, kararlılık gibi etken faktörler bakımından oluşabilecek olumsuz durumların engellenebilmesidir.

Son olarak, Bölüm 2.2.2.4'te soğutma sisteminin belirlenmesi konusunda çalışmalar yürütülmüştür. Uzay ortamında, Dünya şartlarının aksine aktif bir sıvı/gaz soğutma sistemi kullanmaksızın sadece pasif bir soğutma sistemi ile TPV hücrelerinin soğutulmasının mümkündür. Bu nedenle pasif soğutma sistemi için ise kaplama malzemeleri kullanılarak yüksek ışıma değerine sahip olduğunu gösteren emisivite değeri 0,95 üzerine çıkarılmış alüminyum levhalar kullanılmıştır.

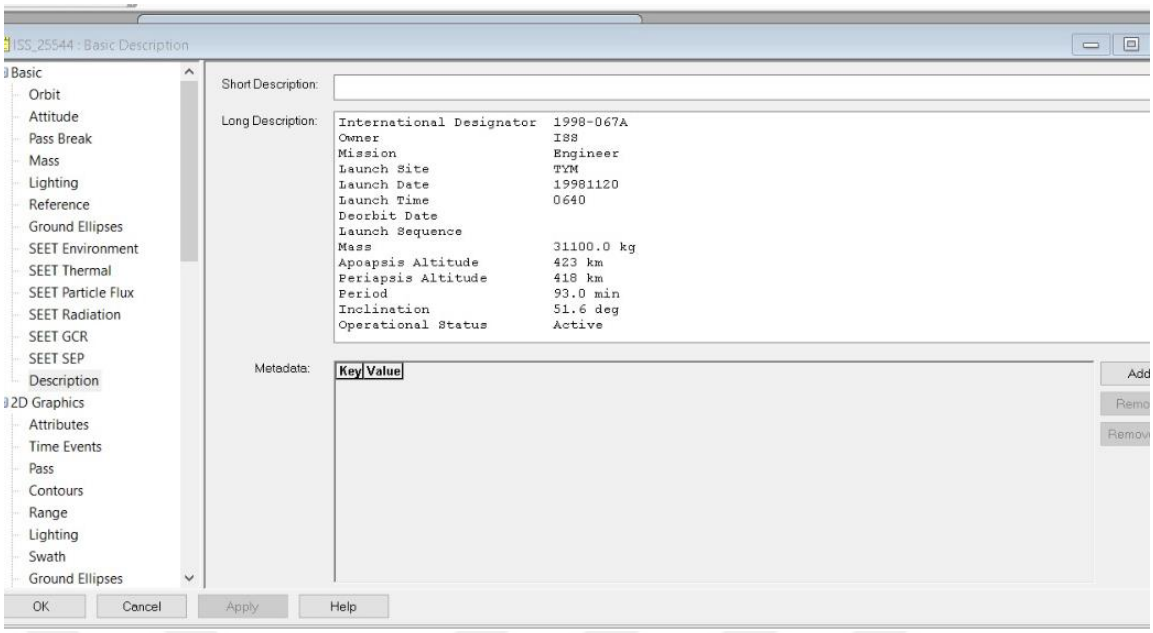
İlerleyen aşamalarda, her bir alt bileşenine dair tasarımsal ve malzeme özellikleri belirlenmiş olan STPVG güç sistemi tasarımımızın zaman ve dış ısıl ortam bağımlı olarak verimlilik ve güç üretimi değerlerinin hesaplanmasına yönelik simülasyon çalışmaları yürütülmektedir.

2.2.2.3. Üçüncü Aşama: Yörünge Solar Işıma ve Uzay İstasyonu Isıl Çevrim Değerlerinin Hesaplanması

Üçüncü aşamada tasarlanan STPVG güç sistemi tasarımının yer alacağı uzay istasyonunun LEO yörüngede 93 dakikalık bir turu süresince maruz kalacağı solar ışıma (radyasyon) değerleri ve solar ışıma sonucu üzerinde oluşacak ısıl çevrim değerleri hesaplanmaktadır. Bu değerlerin elde edilmesi için ise ayrıntıları Bölüm 2.1.2'de sunulan "STK 12" simülasyon programı kullanılmaktadır.

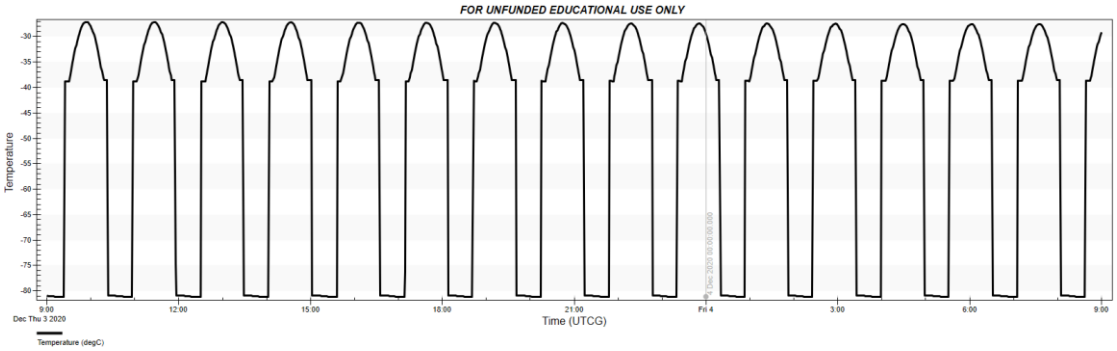
Bölüm 2.2.2.1.1'de belirtildiği üzere LEO yörüngede yer alan bir uzay istasyonu dünya çevresindeki bir turunu yaklaşık 93 dakikada tamamlar. 93 dakikalık periyodun yaklaşık 35 dakikası Dünya'nın gölgesinde, güneş almayan bir konumda bulunur. Bu tez çalışması kapsamında tasarlanılan STPVG güç sisteminin ISS'in birincil güç sisteminin bir parçası olacağı varsayıldığından, öncelikle uzay istasyonunun bulunduğu yörüngede bir tur dolaşımı süresince maruz kalacağı termal etkenlere bağlı olarak anlık sıcaklık değişimlerinin ve güneş ışıma değerlerinin hesaplanması gereklidir. Bu kapsamda ISS'in bulunduğu yörüngede bir tur dolaşımı süresince maruz kalacağı güneş ışıması, albedo ışıması, Dünya'nın ısısından kaynaklanan ışıma ve bu ışımaların oluşturduğu sıcaklık değerleri verilerinin elde edilmesi için STK 12 programından yararlanılmaktadır.

STK 12 simülasyon programının kütüphanesinde ISS'e ait veriler mevcuttur. Bu sebeple ISS'e ait yörüngesel, çevresel ve yapısal veriler için dışarıdan veri girişi yapılmadan STK 12 simülasyon programının kütüphanesinde yer alan veriler kullanılmaktadır (Şekil 2.11).



Şekil 2.11. STK 12 kütüphanesine kayıtlı ISS verileri

STK 12 simülasyon programında ISS'in 24 saatlik periyotta maruz kaldığı güneş ışıması, Dünya'nın ısısından kaynaklanan ışıma ve albedo (Dünya'nın atmosferine çarpıp tekrar uzaya yansıyan Güneş ışınları) değerleri baz alınarak termal çevrimi hesaplanmaktadır. Buna göre, ISS'in 24 saat süresince maruz kalacağı sıcaklık değişimi değerleri STK 12 simülasyon programı aracılığıyla hesaplanarak Şekil 2.12'de yer alan grafikte gösterilmiştir.



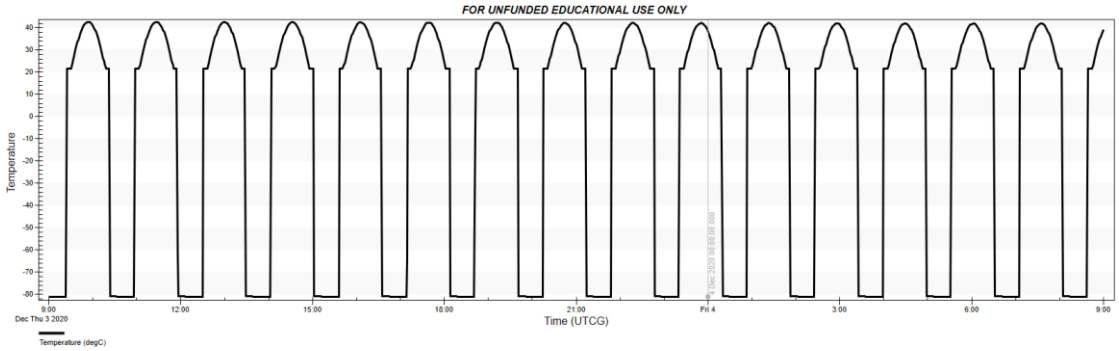
Şekil 2.12. ISS'in 24 saatlik sıcaklık değişim grafiği

Grafikte görülen verilerin 1 dakikalık periyotlarda değişim verileri ise Ek-1'de sunulmuştur. Ek-1'de yer sunulan veriler incelendiğinde:

- ISS bir turunu 93 dakikada tamamlamaktadır.

- 93 dakikalık turun 58 dakikası güneş gören bölümdedir. Bu süreçte güneş ışınlarını %100 oranda alabilmektedir. Güneş ışıması 1400-1401 W/m^2 arasında, sıcaklık değeri ise -38,75 ºC ile -27,13 ºC arasında değişmektedir.
- 93 dakikalık turun 1 dakikası güneş gören bölgeden karanlık bölgeye geçiş aşamasıdır. Bu bölgede güneş ışımasını %34,1 oranında alabilmektedir ve bu bölgede sıcaklık değeri -63,43 ºC'dir.
- 93 dakikalık turun 35 dakikası ise karanlık bölgededir. Bu süreçte güneş ışınlarını %0 oranında alabilmektedir. Sıcaklık değeri ise -80,85 ºC ile -81,225 ºC arasında değişmektedir.

Yukarıda sunulan sıcaklık ve ışıma değerleri ISS'in mevcut yapısı ve malzeme özellikleri baz alınarak hesaplanan değerlerdir. Fakat uzay ortamında malzemelerin ısıl ve yapısal özelliklerinin (özellikle de emisivite ve soğurma katsayı değerlerinin) malzemelerin sıcaklık değişimlerinde en temel faktörler olması sebebiyle, tasarlanan STPVG güç sisteminde kullanılan malzemelerin özellikleri baz alınarak tekrar hesaplama yapılması ve orbit sıcaklık değerlerinin yeniden belirlemesi gereklidir. Bu kapsamda STPVG güç sisteminde kullanılan malzemelerin emisivite ve soğurma katsayı değerleri baz alınarak STK 12 simülasyon programında yeniden hesaplamalar yapılmış ve elde edilen orbit ışıma ve sıcaklık verileri Ek-2'de sunulmuştur. Buna göre; ISS'in LEO yörüngedeki 93 dakikalık bir turunun 58 dakikası güneş gören bölümdedir. Bu süreçte güneş ışınlarını %100 oranda alabilmektedir. Güneş ışıması 1400-1401 W/m^2 arasında, sıcaklık değeri ise 21,614ºC ile 42,667ºC arasında değişmektedir. ISS'in LEO yörüngedeki 93 dakikalık bir turunun 35 dakikası ise güneş görmeyen karanlık bölümdedir. Bu süreçte güneş ışınlarını %0 oranında alabilmektedir. Karanlık yörünge süresince sıcaklık değerleri ise -80,852ºC ile -81,225ºC arasında değişmektedir (Şekil 2.13).



Şekil 2.13. ISS'in üzerinde yer alacak STPVG güç sisteminin 24 saatlik sıcaklık değişim grafiği

Bu bölümde elde edilen yörünge sıcaklık ve güneş ışıma değerleri bir sonraki bölümde yürütülecek olan zaman-bağımlı iki boyutlu ısıl çevrim analizlerinde dış ortam sıcaklığı ve güneş ışıma verileri girdisi olarak kullanılmaktadır.

2.2.2.4. Dördüncü Aşama: Tasarlanan STPVG güç sistemi için iki-boyutlu ısıl çevrim analizlerinin yapılması

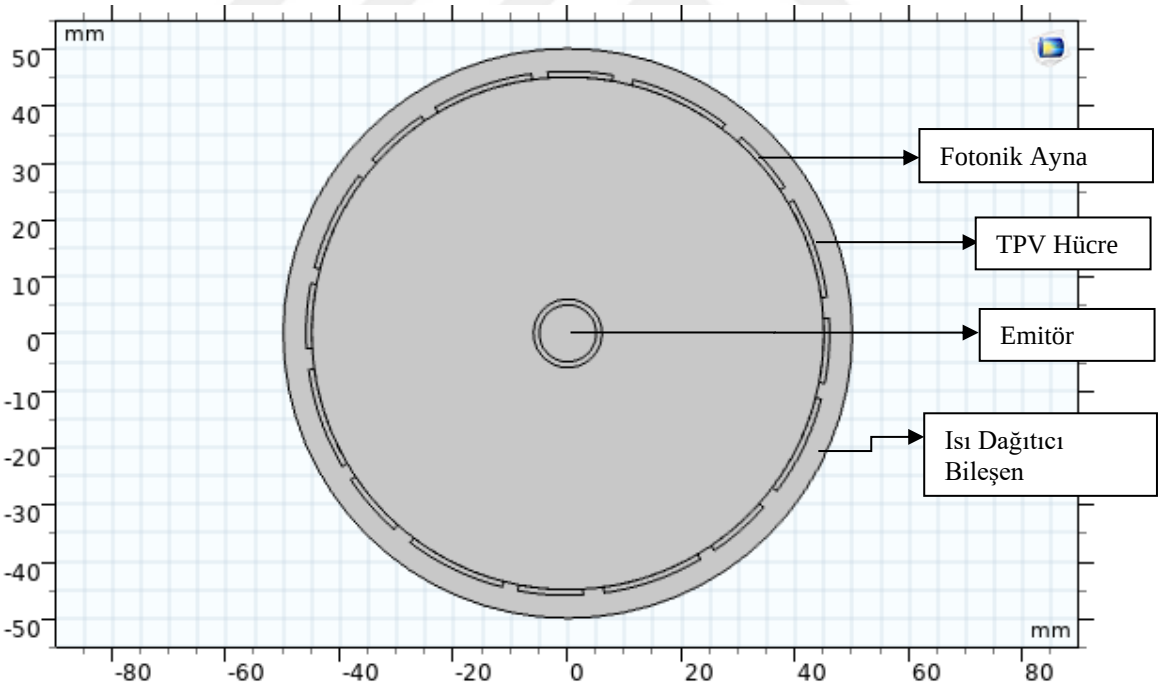
Dördüncü aşamada, tasarlanan STPVG güç sisteminin ısıl analizleri yapılmaktadır. Uzay istasyonunun LEO yörüngede 93 dakikalık bir turu süresince STPVG güç sisteminde oluşacak ısıl çevrimin analiz edilmesi için COMSOL Multiphysics simülasyon programı kullanılmaktadır. Bu bölümde yürütülen simülasyon çalışmasında Bölüm 2.2.2.2.4'te tasarlanan optik bileşen ile birlikte emitör malzemenin istenilen sıcaklık düzeyine getirilmesi sonrasındaki ısıl çevrim analizleri yapılmaktadır. Isıl çevrim analizlerinin yapılması için COMSOL Multiphysics simülasyon programında STPVG güç sistemi tasarımının iki boyutlu modeli oluşturulmakta, malzemelerin fiziksel ve termal özellikleri tanımlanmakta, üçüncü aşamada STK 12 simülasyon programı aracılığıyla elde edilen anlık yörünge ortam sıcaklığı ve güneş ışıma verileri doğrultusunda COMSOL Multiphysics simülasyon programında 93 dakikalık yörünge periyodunun tamamını kapsayacak şekilde zaman-bağımlı (time-dependent) iki boyutlu ısıl çevrim analizi gerçekleştirilmektedir.

Bu kapsamda, öncelikle "Bölüm 2.2.2.2 İkinci Aşama: Güç Sistemi Tasarımı" bölümünde yürütülen çalışmalar ile her bir alt bileşen için belirlenen malzeme türleri, boyutları ve fiziksel özellikleri referans alınarak Çizelge 2.2'de sunulan tablo oluşturulmuştur.

Çizelge 2.2. STPVG Güç Sistemi Tasarımında Kullanılan Malzemelerin Isıl ve Yapısal Özellikleri

Alt Sistem	Malzeme Türü	Boyutlar (mm)	Isıl İletkelik (W/m.K)	Yoğunluk (kg/m^3)	Isı Kapasitesi J/kg.K
Emitör	Tungsten	5 mm çapında silindirik yapı	174	19300	132
HeatSink	Alüminyum	5 mm kalınlığında dairesel halka	167	2700	911
TPV Hücreler	GaSb	8 adet 11x10mm	93	2000	840
Fotonik aynalar	CrystallineSilicon	8 adet 1x4 mm	0.04	2330	700

Ardından, Çizelge 2.2'de sunulan bilgiler ışığında, COMSOL Multiphysics simülasyon programında önceki bölümde üç boyutlu tasarımının yapıldığı STPVG güç sisteminin iki boyutlu çizimi yapılmaktadır (Şekil 2.14).

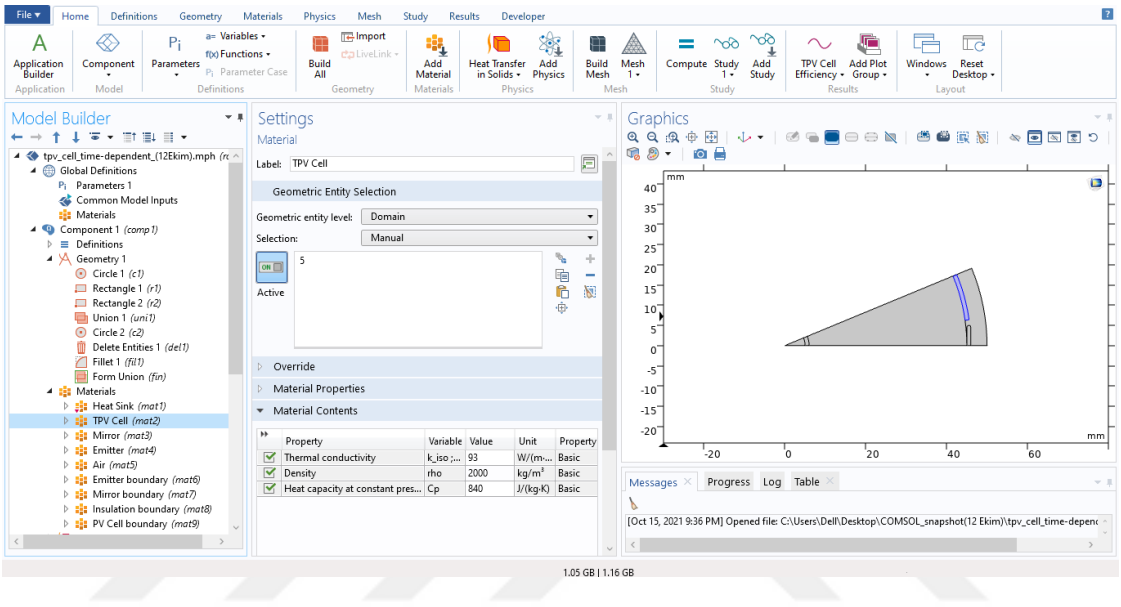


Şekil 2.14.STPVG güç sistemi tasarımının COMSOL Multiphysics simülasyon programında çizilmiş iki boyutlu modeli

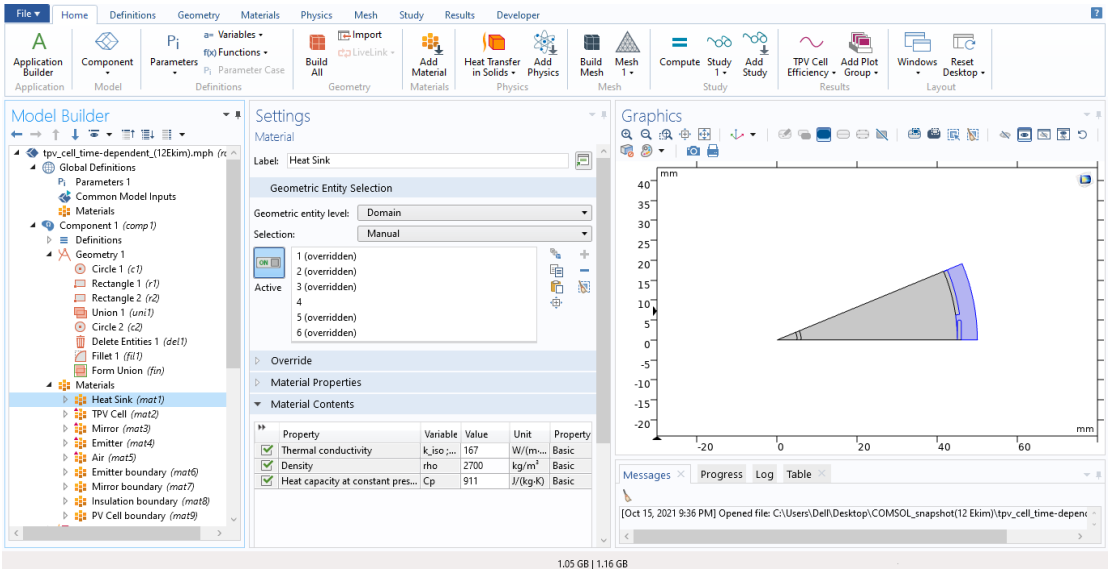
Şekil 2.14'teki iki boyutlu modelde gösterildiği üzere merkezde silindirik yapıda bir emitör malzeme ve emitör malzemenin etrafını saran 8 adet TPV hücre ve bu

hücrelerin arasında yer alan 8 adet fotonik ayna mevcuttur. TPV hücreler ve fotonik aynaların ardında ise tüm yapıyı dıştan saran ve TPV hücreler üzerinde oluşan atık ısının dış ortama atılmasını sağlayan bir ısı dağıtıcı bileşen (heat sink) bulunmaktadır.

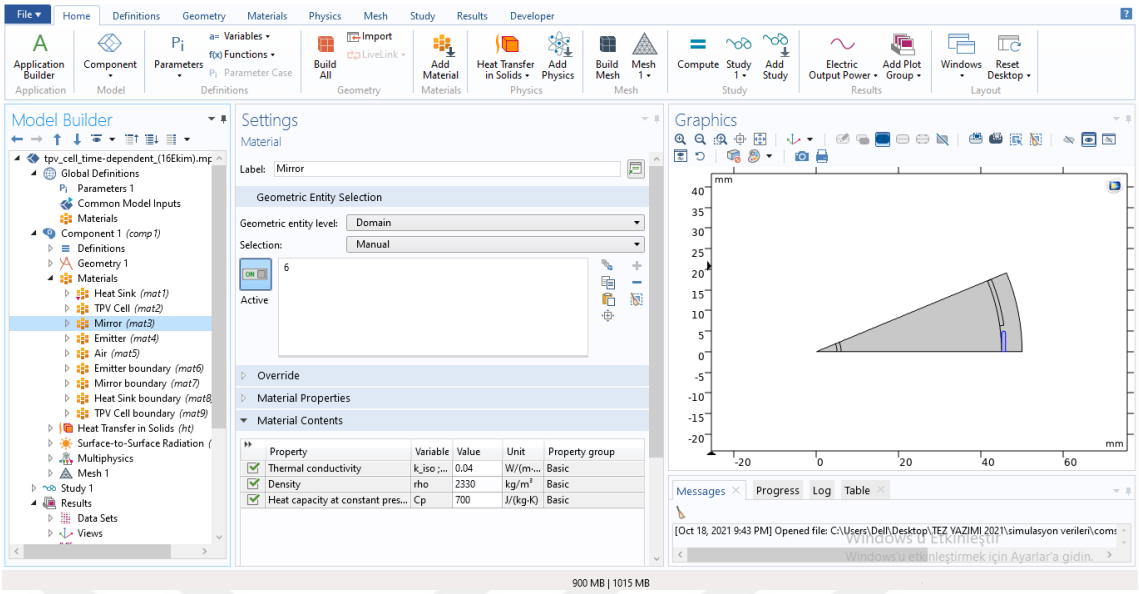
Üçüncü işlem basamağı olarak öncelikle Şekil 2.14'te yapılan iki boyutlu tasarım üzerinde her bir malzemenin özellikleri ve başlangıç (T_0) anında içerisinde bulunduğu koşullar simülasyon programında tanımlanmaktadır (Şekil 2.15.(a)-(d)).



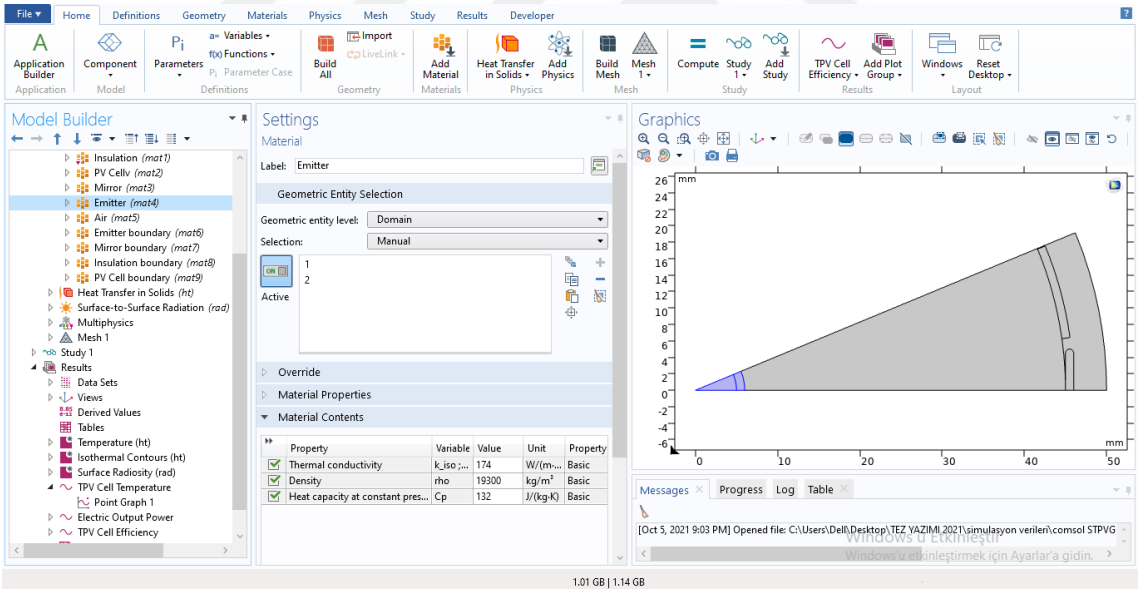
Şekil 2.15.(a). COMSOL Multiphysics simülasyon programında TPV hücreler için boyutsal özellikler, başlangıç durumları ve malzeme özelliklerin tanımlanması



Şekil 2.15.(b). COMSOL Multiphysics simülasyon programında soğutucu bileşen için boyutsal özellikler, başlangıç durumları ve malzeme özelliklerin tanımlanması



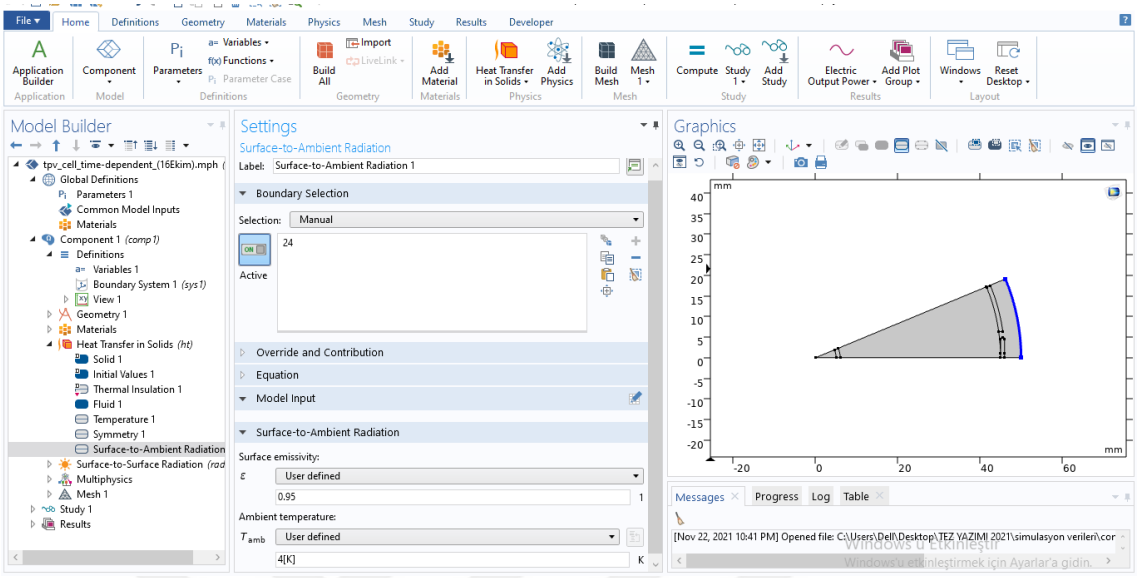
Şekil 2.15.(c). COMSOL Multiphysics simülasyon programında fotonik ayna için boyutsal özellikler, başlangıç durumları ve malzeme özelliklerin tanımlanması



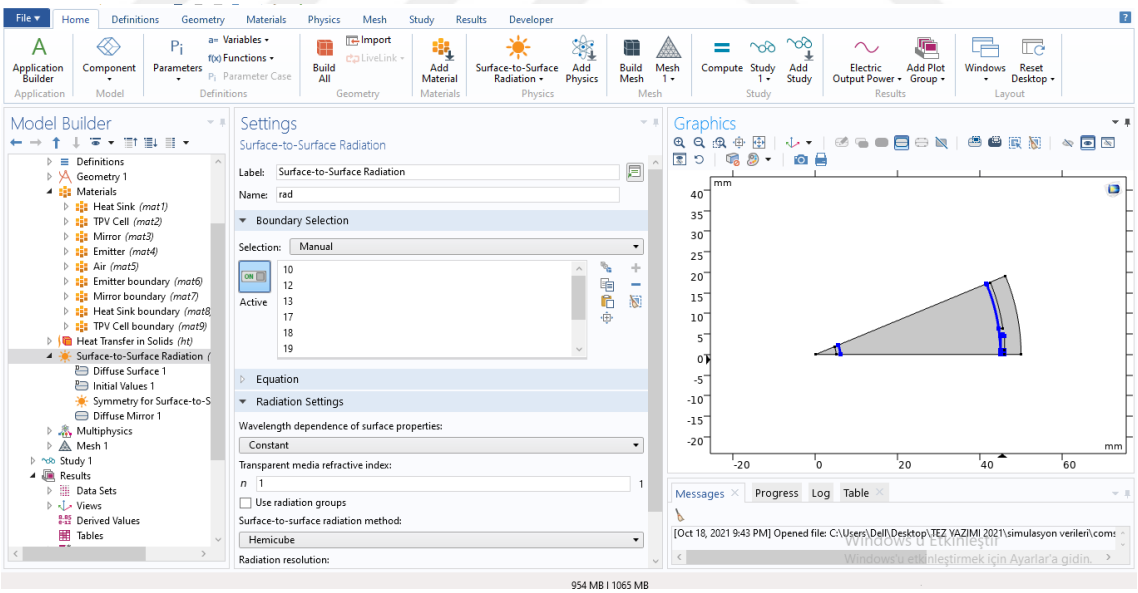
Şekil 2.15.(d). COMSOL Multiphysics simülasyon programında emitör malzeme için boyutsal özellikler, başlangıç durumları ve malzeme özelliklerin tanımlanması

Dördüncü işlem basamağında ise, her bir malzeme için ısı transferinin gerçekleşeceği koşullar ve ortamlar (surface-to-surface ya da surface-to-ambient) tanımlanmakta ve ısı transferi esnasında ışımanın gerçekleşeceği yüzey sınırları çizilerek

bu bölgelerdeki malzeme ışıma ve soğurma katsayı değerleri simülasyon programında tanımlanmaktadır (Şekil 2.16.(a)-(b)).



Şekil 2.16.(a). Soğutucu bileşen ile dış ortam arasında gerçekleşen ısı transferini simüle etmek için simülasyon programında "Surface-to-Ambient-Radiation" özelliğinin kullanılması



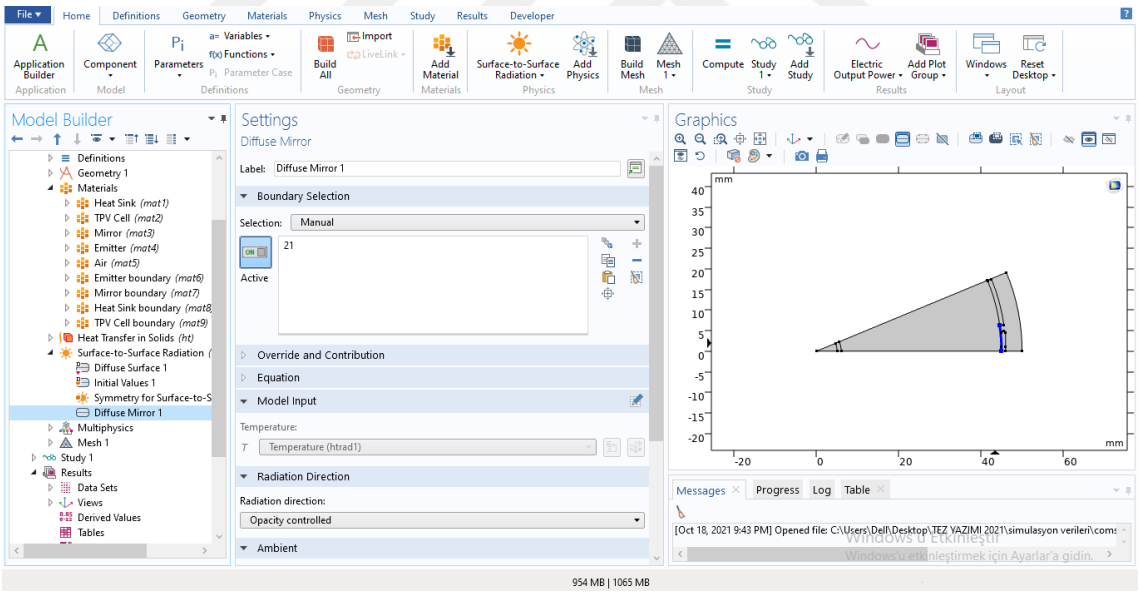
Şekil 2.16.(b). Malzemeler arası ısı transferini simüle etmek için simülasyon programında "Surface-to-Surface-Radiation" özelliğinin kullanılması

Şekil 2.16.(a)'da görüldüğü üzere ısı dağıtıcı malzeme aracılığıyla atık ısının uzay ortamına atılmasını simüle etmek için "surface-to-ambient radiation" ısı transferi ve bu

işlemin gerçekleşeceği sınır tanımlanmaktadır. Ayrıca Bölüm 2.2.2.3'te STK 12 simülasyon programı kullanılarak elde edilen STPVG güç sisteminin bulunduğu yörüngedeki anlık ortam sıcaklık verileri de bu aşamada kullanılmaktadır.

Şekil 2.16.(b)'de görüldüğü üzere optik bileşen aracılığıyla gerekli sıcaklık değerlerine ulaştırılan emitör malzemenin yaptığı ışıma ve bu ışımanın TPV hücreler ve fotonik aynalar üzerindeki etkisinin simüle edilebilmesi için TPV hücreler, fotonik aynalar ve emitör arasında "surface-to-surface radiation" ısı transferi ve bu işlemin gerçekleşeceği sınırlar (boundary) tanımlanmaktadır.

"İkinci Aşama: Güç Sistemi Tasarımı" bölümünde detaylı bir şekilde anlatıldığı üzere, tasarlanan STPVG güç sisteminde, emitör malzemeden çevreye yayılan kızılötesi ışınların TPV hücrelerin bulunmadığı kenar bölmeler tarafından soğurulmasını engellemek amacıyla emisivite değeri 0,1 den daha az olan fotonik aynalar kullanılmıştır. Simülasyon programında emitörden yayılan kızılötesi ışınların fotonik aynalar tarafından tekrar emitör malzemeye yansıtılmasını simule etmek için ise "Diffuse Mirror" özelliğinden yararlanılmıştır (Şekil 2.17).

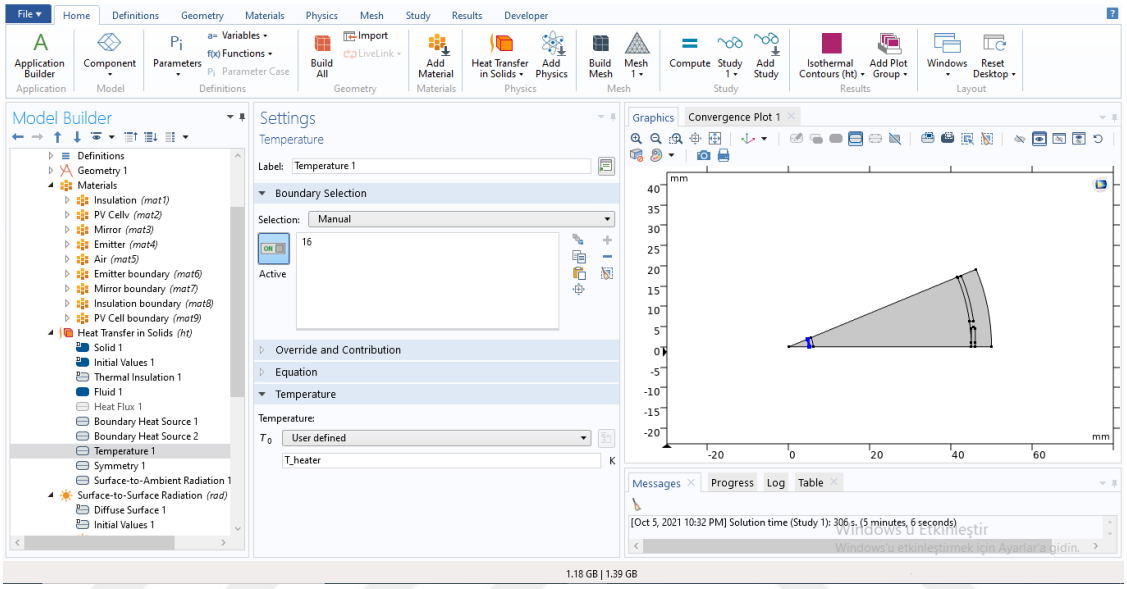


Şekil 2.17.COMSOL Multiphysics simülasyon programı üzerinde "Diffuse Mirror" özelliğinin kullanımı

Alt bileşenler arasındaki ısıl çevrim analizlerinin yapılması kapsamında bu bölümde yürütülen simülasyon çalışmaları iki kısma ayrılır. Birinci kısım, 58 dakikalık aydınlık yörünge süresince STPVG güç sisteminin zamana bağlı ısıl çevrim analizlerini,

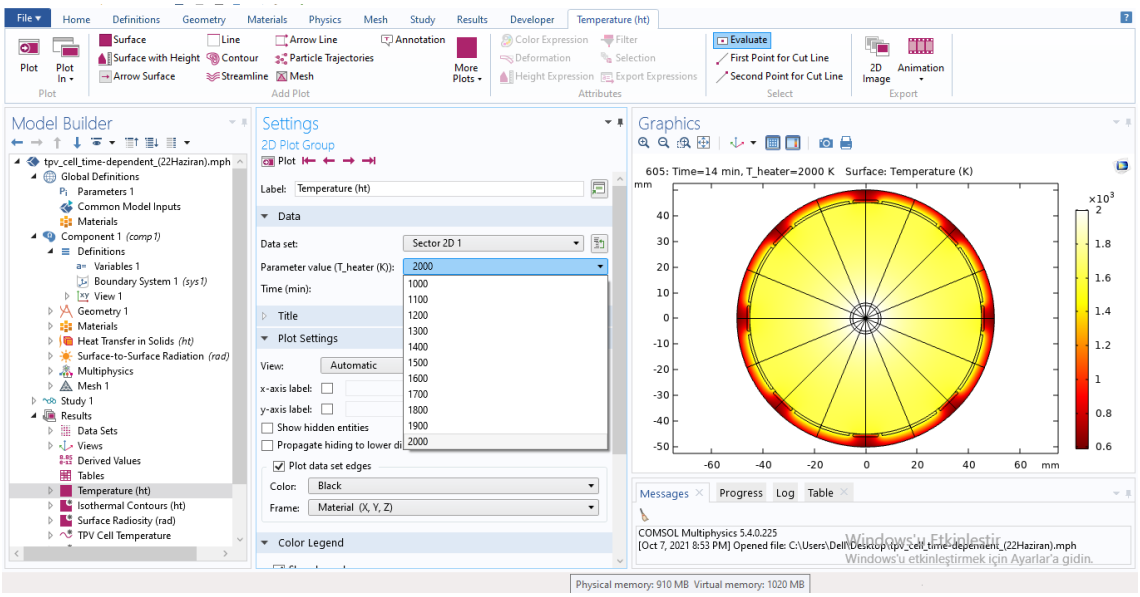
ikinci kısım ise 35 dakikalık karanlık yörünge süresince STPVG güç sisteminin ısıl çevrim analizlerini içerir.

Birinci kısım için tasarlanan simülasyon çalışmasında emitter malzeme üzerine optik alt bileşen vasıtasıyla odaklanmış güneş enerjisini simüle etmek için bir T_{heater}değişkeni tanımlanır (Şekil 2.18). Tanımlanan T_{heater} değişkeni 58 dakikalık aydınlık yörünge periyodu süresince emitörü ısıtmaktadır.



Şekil 2.18. Simülasyon programında emitör malzemenin güneş enerjisi vasıtasıyla sürekli olarak ısıtıldığını simüle etmek için T_heater değişkeninin tanımlanması

T_{heater} değişkeninin kullanıldığı diğer nokta ise, TPV hücrelerden yüksek verim elde edebilmek için emitör malzemenin ulaşması gereken sıcaklık değerinin tespit edilmesidir. Bu sıcaklık değerinin tespiti için ise T_{heater} değişkeni 1000ºK ile 2000ºK arasında 100ºK skalalarda değişen farklı emitör sıcaklıklarında simülasyon programına tanımlanmaktadır (Şekil 2.19). Bu yöntem ile 1000ºK ile 2000ºK arasında 100ºK skalalarda değişen her bir emitör sıcaklık değeri (T_{heater}) için TPV hücrelerin verimlilik ve güç üretim değerlerini hesaplamak mümkün olmakta ve bunun sonucu olarak da tasarlanan STPVG güç sisteminde TPV hücrelerin en verimli güç üretim aralığına ulaşmak için gerekli emitör sıcaklık değeri tespit edilmiş olacaktır. Emitör malzemenin yaptığı ışıma değerlerinin simülasyon programında hesaplanabilmesi için ise Bölüm 2.2.2.2.4'te yürütülen simülasyon çalışmaları neticesinde elde edilen emitör malzeme sıcaklık verileri kullanılmaktadır.



Şekil 2.19. Simülasyonda T_heater değişkeni için 1000ºK ile 2000ºK arasında 100ºK skalalarda değişen farklı emitör sıcaklıklarının tanımlanması

İkinci kısım için tasarlanan simulasyon ortamında 35 dakikalık karanlık periyot süresince STPVG güç sistemi alt bileşenleri ve uzay ortamı arasındaki ısıl çevrimi simüle edilmektedir. Bu kısımda emitör malzemeyi ısıtan yoğunlaştırılmış güneş enerjisi (T_{heater}) yoktur ve tamamiyle güç sisteminin soğuyarak başlangıç sıcaklık değerlerine ulaşması süreci simüle edilir. Burada her bir malzeme ve simülasyon ortamı için başlangıç sıcaklık değerleri olarak bir önceki kısımda aydınlık yörünge için tasarlanan ısıl çevrim simülasyonunun sonunda (58'inci dakika sonu) elde edilen malzeme ve ortam sıcaklık değerleri kullanılmaktadır. Karanlık yörüngedeki ortam sıcaklığı için ise Bölüm 2.2.2.3'te STK 12 simülasyon programı aracılığıyla elde dilen karanlık yörünge dış ortam sıcaklık verileri de simülasyona girilerek ısı transferinin gerçekleşeceği koşullar ve ortamlar (surface-to-surface ya da surface-to-ambient) tanımlanır.

Bu aşamada tasarlanan STPVG güç sisteminin aydınlık ve karanlık yörünge periyodları süresince maruz kaldığı ısıl çevrim analizleri simule edilirken, bir sonraki aşamada ise bu aşamada üretilen simulasyon ortamındaki ısı transfer modellerinin içerisine güç üretimi ve verimlilik formülleri entegre edilmekte ve bu sayede simulasyon ortamında anlık güç üretimi ve verimlilik değerlerinin hesaplanması mümkün olmaktadır.

2.2.2.5. Beşinci Aşama: STPVG Güç Sistemi Tasarımı Matematiksel Modellemesi

Bu aşamada emitör malzemeden TPV hücrelere ulaşan kızılötesi ışıma sonucu TPV hücrelerde gerçekleşen güç üretiminin ve TPV hücrelerin verimliliğinin hesaplanması için matematiksel modeller oluşturulmakta ve oluşturulan matematiksel modeller COMSOL Multiphysics simülasyon programında tasarlanan iki boyutlu ısıl çevrim analizlerinin içerisine entegre edilmektedir. COMSOL Multiphysics simülasyon programı oluşturulan bir simulasyon modeli içerisinde farklı fizik olaylarını da tanımlamaya izin vermekte, tanımlanan fizik olayları için kapsamlı analiz sonuçları üretilmesine imkân vermektedir. Dolayısıyla COMSOL Multiphysics simülasyon programının bu özelliklerinden faydalanılarak, dördüncü aşamada oluşturulan iki boyutlu ısıl çevrim modellerinin içerisine güç üretimi ve verimlilik değerlerine ait matematiksel modeller entegre edilerek 93 dakikalık orbit dolaşım süresi boyunca TPV hücrelerdeki anlık güç üretimi ve verimlilik değerlerinin de simülasyon programı tarafından hesaplanması sağlanmaktadır.

TPV hücreler için kızılötesi ışıma yoğunluğu – elektrik enerjisi dönüşümü aşağıda yer alan formül ile hesaplanır (Singh ve ark., 2014, Comsol, 2021):

$$q = -G.\eta_{tpv} \tag{2.1}$$

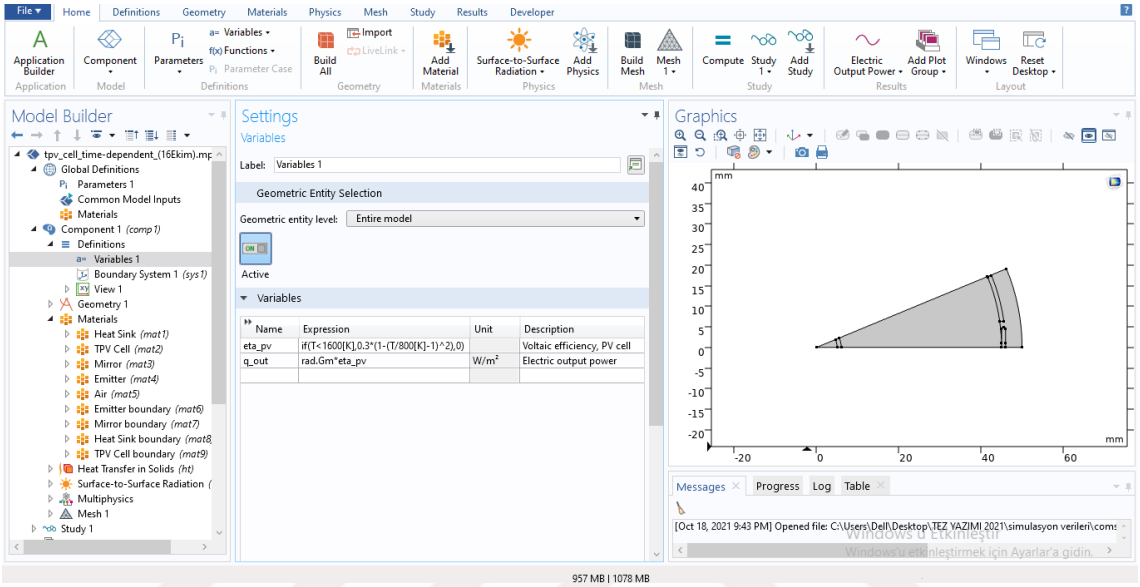
Bu denklemde q üretilen elektrik enerjisi (W/m^2), G radyasyon (ışıma) yoğunluğu (W/m^2), η_{tpv} ise TPV hücrelerin enerji dönüşüm verimliliğidir.

TPV hücrelerin enerji dönüşüm verimliliğini (η_{tpv}) etkileyen en önemli unsur ise hücre sıcaklık değerleridir. Literatürde mevcut birçok çalışmada da belirtildiği üzere, bu tez çalışması kapsamında kullanılan GaSb hücrelerinmaksimum çalışma sıcaklığı 1600ºK dir ve bu hücrelerin verimliliği %25-30 değerlerine kadar çıkabilmektedir (Teofilo ve ark., 2006; Wernsman ve ark., 2004, Singh ve ark., 2014; Kovacs ve ark., 2010). Bu koşullar göz önünde bulundurularak enerji dönüşüm verimliliği-TPV hücre sıcaklık değerleri ilişkisi için literatürde de kullanıldığı üzere aşağıdaki matematiksel model oluşturulur (Singh ve ark., 2014, Comsol, 2021):

(2.2)

$$\eta_{tpv} = \begin{cases} 0{,}30 \,.\, [1 - \left(\frac{T}{800K} - 1\right)^2] & T \leq 1600K \\ 0 & T > 1600K \end{cases}$$

Yukarıda yer alan denklem ve matematiksel model COMSOL Multiphysics simülasyon programında oluşturulan iki boyutlu ısıl model içerisinde TPV hücre modelinin içerisine yerleştirilir (Şekil 2.20). Bu sayede, oluşturulan zaman-bağımlı (time-dependent) ısıl model simülasyonu üzerinden anlık üretilen güç miktarı ve sistemin verimliliğine dair sayısal/grafiksel veriler almak da mümkün olacaktır.



Şekil 2.20. Simülasyon programına güç üretim ve verimlilik formüllerinin entegre edilmesi

Güç üretim ve enerji dönüşüm verimliliğine dair formüllerin simülasyon programında iki boyutlu ısıl model içerisine entegre edilmesinden sonra farklı emitör sıcaklık değerleri için TPVG güç sisteminin üreteceği güç miktarı ve sistemin verimliliği grafiksel olarak elde edilir. Bu sayede TPVG güç sisteminin en verimli çalışacağı emitör sıcaklığı da hesaplanmış olur.

Beşinci aşama ile birlikte STPVG güç sistem tasarımına yönelik ısıl analiz simulasyonları ve matematiksel modellemeler oluşturma aşamaları tamamlanmıştır. Bölüm 2.2.2'nin alt aşamalarında oluşturulan tüm simulasyon modelleri ve güç/verimlilik modellerinden elde edilen analiz sonuçları "Araştırma Bulguları ve Tartışma" bölümü altında sunulmaktadır. Bu bölümün son aşamasında ise, tasarlanan STPVG güç sisteminin verimini arttırmak için bir dizi tasarımsal çalışmalar yürütülmektedir.

2.2.2.6. Altıncı Aşama: Tasarlanan STPVG Güç Sisteminin Güç Üretimi ve Verimini Arttırmaya Yönelik Tasarımsal İyileştirmeler Yapılması

Altıncı ve son aşamada ise tasarlanan STPVG güç sisteminin verimini ve güç üretimini arttırmaya yönelik tasarımsal iyileştirmeler yapılmaktadır. Bu kapsamda literatürdeki TPVG güç sistemi tasarımı çalışmalarında araştırmacılar tarafından verimi arttırmaya yönelik yapılan önermeler de dikkate alınarak, tasarlanan STPVG güç sisteminin alt bileşenleri üzerinde tasarımsal değişiklikler yapılmaktadır. Yapılan tasarımsal değişiklikler neticesinde TPV hücrelerin verimi ve güç üretiminde elde edilecek artışların hesaplanabilmesi için ise bir önceki aşamalarda olduğu gibi COMSOL Multiphysics simülasyon programında yeni tasarımlar için de iki boyutlu ısıl çevrim analizi modelleri oluşturularak güç üretim ve verimlilik değerleri hesaplanmaktadır. Bu bölümde elde edilen simülasyon verileri "Araştırma Bulguları ve Tartışma" bölümünde sunularak oluşturulan yeni tasarımlar için elde edilen güç üretimi ve verimlilik değerlerinin yapılan ilk STPVG güç sistemi tasarımı ile karşılaştırmaları yapılacaktır.

Bu bölümde emitör malzeme boyutlarına bağlı olarak iki farklı STPVG güç sistem tasarımı üzerinden güç üretim ve verimlilik hesaplamaları yapılmaktadır. Bu kapsamda, 50mm/5mm, 100mm/5mm, 50mm/10mm emitör boyutları için, bu emitörleri gerekli sıcaklık değerlerine ulaştırabilecekoptik alt sistemtasarımları yapılmış olup, sonuçlar Çizelge 2.3'te sunulmaktadır.

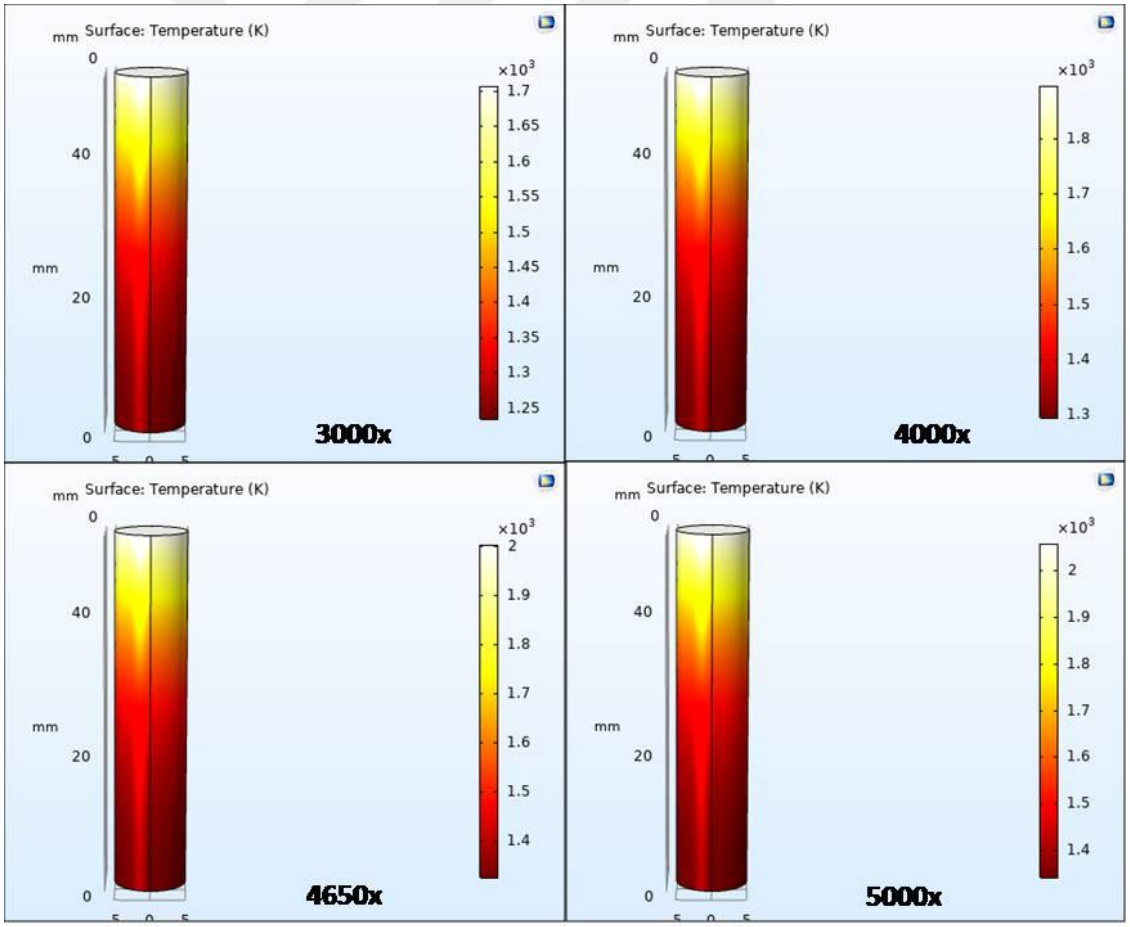
Çizelge 2.3. Farklı emitör boyutları için tasarlanan optik alt sistem özellikleri

EMİTÖR			FRESNEL LENS		
Boy (m)	Yarıçap (m)	Üst Yüzey Alanı (m^2)	Yoğunlaştırma Oranı (X)	Alan (m^2)	Yoğunlaştırılan Güneş Enerjisi (Watt)
0,05	0,005	0,0000785	3000	0,236	330
0,05	0,005	0,0000785	4000	0,314	440
0,05	0,005	0,0000785	4650	0,365	511
0,05	0,005	0,0000785	5000	0,400	568
0,10	0,005	0,0000785	6000	0,470	660
0,10	0,005	0,0000785	7000	0,550	770
0,10	0,005	0,0000785	7700	0,605	855
0,10	0,005	0,0000785	8000	0,630	880
0,05	0,010	0,0003140	2000	0,628	879
0,05	0,010	0,0003140	3000	0,942	1319
0,05	0,010	0,0003140	3330	1,045	1465
0,05	0,010	0,0003140	4000	1,255	1758

2.2.2.6.1. Birinci STPVG Güç Sistemi Tasarımı İçin Güç Üretim ve Verimlilik Hesaplamaları

Bu tasarımlardan ilki 50 mm uzunluğunda ve 5 mm yarıçapa sahip silindirik tungsten emitör malzeme için bir güç sistem tasarımı yapılmasıdır. Burada 50 mm uzunluğundaki silindirik emitör malzemeyi çevreleyecek 10x11 mm aktif güç üretim alanına sahip 4 sıra halinde 8 li toplam 32 adet TPV hücre dizilimi gerçekleştirilir.

50 mm uzunluğunda ve 5 mm yarıçapa sahip silindirik tungsten emitör malzemeyi uygun dalgaboyunda kızılötesi ışıma yapması için gerekli sıcaklık değerlerine ulaştırabilmek amacıyla farklı yoğunlaştırma katsayısı ve frensel lens boyutlarındaki optik alt bileşen tasarımları için COMSOL Multiphysics simülasyon programında iki boyutlu ısıl analizler gerçekleştirilmiştir. Simülasyon programında 3000x, 4000x, 4650x ve 5000x yoğunlaştırma katsayılarına sahip frensel lensler için elde edilen iki boyutlu ısıl analiz sonuçları Şekil 2.21'de gösterilmiştir.



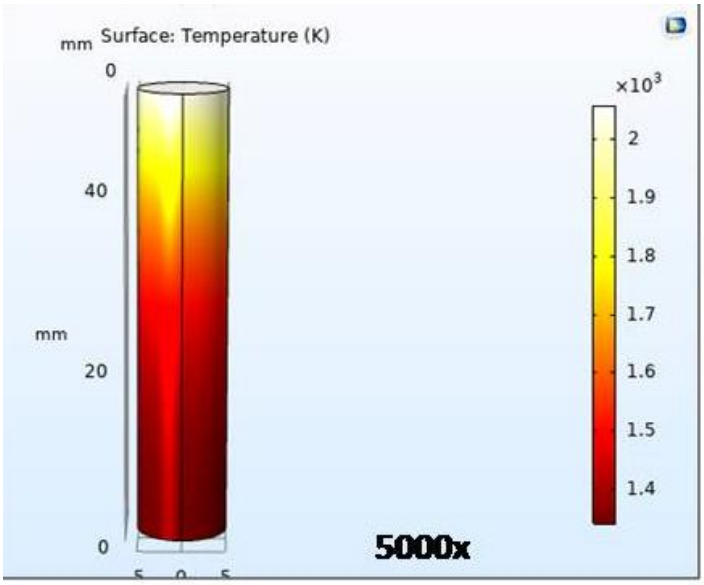
Şekil 2.21.50 mm uzunluğunda ve 5 mm yarıçapa sahip silindirik tungsten emitör malzeme için farklı yoğunlaştırma katsayılarına sahip optik bileşen tasarımları ile gerçekleştirilen ısıl analiz sonuçları

Şekil 2.21'de sunulan ısıl analiz sonuçları ile Çizelge 2.3'te sunulan frensel lens özellikleri göz önünde bulundurulduğunda, 50 mm uzunluğunda ve 5 mm yarıçapa sahip silindirik tungsten emitör malzemeyi uygun dalgaboyunda kızılötesi ışıma yapması için gerekli sıcaklık değerlerine ulaştırabilmek amacıyla 511 W yoğunlaştırılmış güneş enerjisi gereklidir.

Literatürdeki optik çalışmalar doğrultusunda (Andreev ve ark., 2005) optik alt bileşenin verimi %90 olarak alınır. Dolayısıyla optik bileşende yoğunlaştırılan güneş enerjisinin 511 W olması için ihtiyaç duyulan güneş enerjisi Q_{sun}=511 W / 0.90 = 568 W olarak hesaplanır.

Bölüm 2.2.2.3'te STK 12 simulasyon programı vasıtasıyla belirlendiği üzere STPVG güç sisteminin LEO yörüngenin aydınlık periyodundaki bir turu süresince güneş ışıması ortalama 1400 W/m^2 değerindedir. Bu bağlamda, 568 W güneş enerjisini toplayacak ve onu emitör üzerinde yoğunlaştıracak optik alt bileşenin yüzey alanı A_{optik}= 568 (W) / 1400 (W/m^2) = 0,4 m^2, yoğunlaştırma katsayısı ise 5000x olarak hesaplanır.

Bu tasarımda 0,4 m^2 yüzey alanına sahip optik mercek vasıtasıyla 568 W güneş enerjisi 5000x konsatrasyon oranıyla yoğunlaştırılarak emitör malzeme üzerine odaklanır ve Şekil 2.22'de görüldüğü şekilde 1350°K-2050°K arasında bir emitör malzeme sıcaklığına ulaşılır.



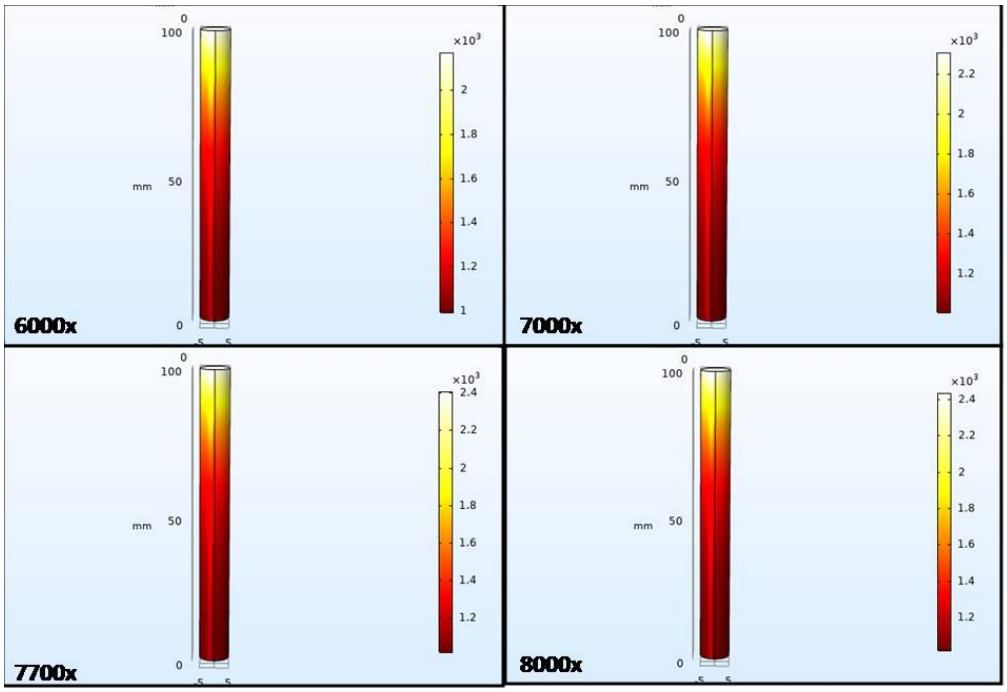
Şekil 2.22. 0,4 m^2 yüzey alanına ve 5000x yoğunlaştırma oranına sahip optik bileşen ile 50 mm uzunluğunda ve 5 mm çapındaki emitör malzemenin ısıtılmasına yönelik gerçekleştirilen ısıl analiz

Bu sistem tasarımı ile üretilebilecek enerji miktarı ve verimlilik değerlerine ait sonuçlar "Araştırma Bulguları ve Tartışma" bölümünde detaylı şekilde analiz edilmektedir.

2.2.2.6.2. İkinci STPVG Güç Sistemi Tasarımı İçin Güç Üretim ve Verimlilik Hesaplamaları

Bu tasarımda 100 mm uzunluğunda ve 5 mm yarıçapa sahip silindirik tungsten emitör malzeme için bir güç sistem tasarımı yapılmaktadır. Burada 100 mm uzunluğundaki silindirik emitör malzemeyi çevreleyecek 10x11 mm aktif güç üretim alanına sahip 8 sıra halinde 8 li toplam 64 adet TPV hücre dizilimi gerçekleştirilir.

100 mm uzunluğunda ve 5 mm yarıçapa sahip silindirik tungsten emitör malzemeyi uygun dalgaboyunda kızılötesi ışıma yapması için gerekli sıcaklık değerlerine ulaştırabilmek amacıyla farklı yoğunlaştırma katsayısı ve frensel lens boyutlarındaki optik alt bileşen tasarımları için COMSOL Multiphysics simülasyon programında iki boyutlu ısıl analizler gerçekleştirilmiştir. Simülasyon programında 6000x, 7000x, 7700x ve 8000x yoğunlaştırma katsayılarına sahip frensel lensler için elde edilen iki boyutlu ısıl analiz sonuçları Şekil 2.23'te gösterilmiştir.



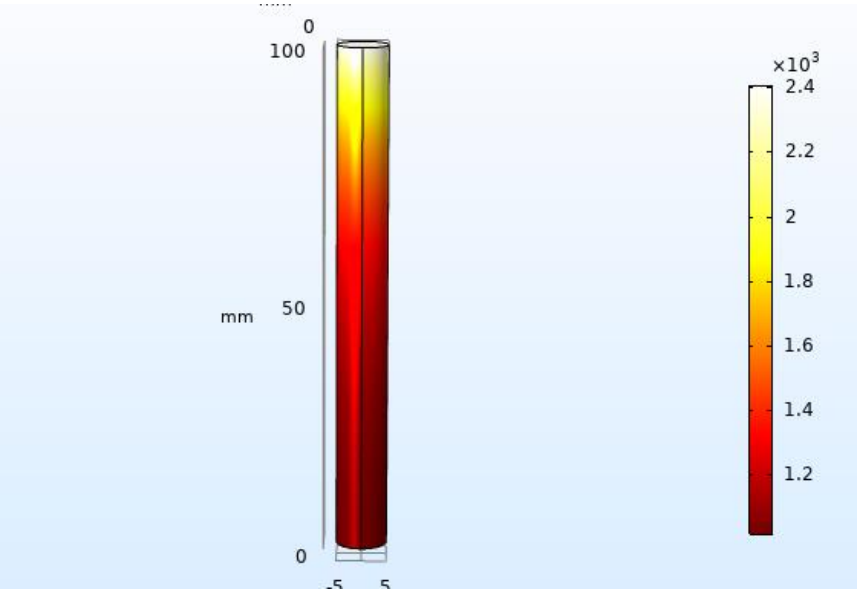
Şekil 2.23.100 mm uzunluğunda ve 5 mm yarıçapa sahip silindirik tungsten emitör malzeme için farklı yoğunlaştırma katsayılarına sahip optik bileşen tasarımları ile gerçekleştirilen ısıl analiz sonuçları

Şekil 2.23'te sunulan ısıl analiz sonuçları ile Çizelge 2.3'te sunulan frensel lens özellikleri göz önünde bulundurulduğunda, 100 mm uzunluğunda ve 5 mm yarıçapa sahip silindirik tungsten emitör malzemeyi uygun dalgaboyunda kızılötesi ışıma yapması için gerekli sıcaklık değerlerine ulaştırabilmek amacıyla 770 W yoğunlaştırılmış güneş enerjisi gereklidir.

Bölüm 2.2.2.6.1'de belirtildiği üzere optik alt bileşenin veriminin %90 alınması dolayısıyla optik bileşenden çıkan yoğunlaştırılmış güneş enerjisinin 770 W olması için ihtiyaç duyulan güneş enerjisi Q_{sun}=770 W / 0.90 = 855 W olarak hesaplanır.

Bölüm 2.2.2.3'te STK 12 simulasyon programı vasıtasıyla belirlendiği üzere STPVG güç sisteminin LEO yörüngenin aydınlık periyodundaki bir turu süresince güneş ışıması ortalama 1400 W/m^2 değerindedir. Bu bağlamda, 855 W güneş enerjisini toplayacak ve onu emitör üzerinde yoğunlaştıracak optik alt bileşenin yüzey alanı A_{optik}= 855 (W) / 1400 (W/m^2) = 0,61 m^2, yoğunlaştırma katsayısı ise 7700x olarak hesaplanır.

Bu tasarımda 0,61 m^2 yüzey alanına sahip optik mercek vasıtasıyla 855 W güneş enerjisi 7700x yoğunlaştırma oranıyla yoğunlaştırılarak emitör malzeme üzerine odaklanır ve Şekil 2.24'te görüldüğü şekilde 1100°K-2400°K arasında bir emitör malzeme sıcaklığına ulaşılır.



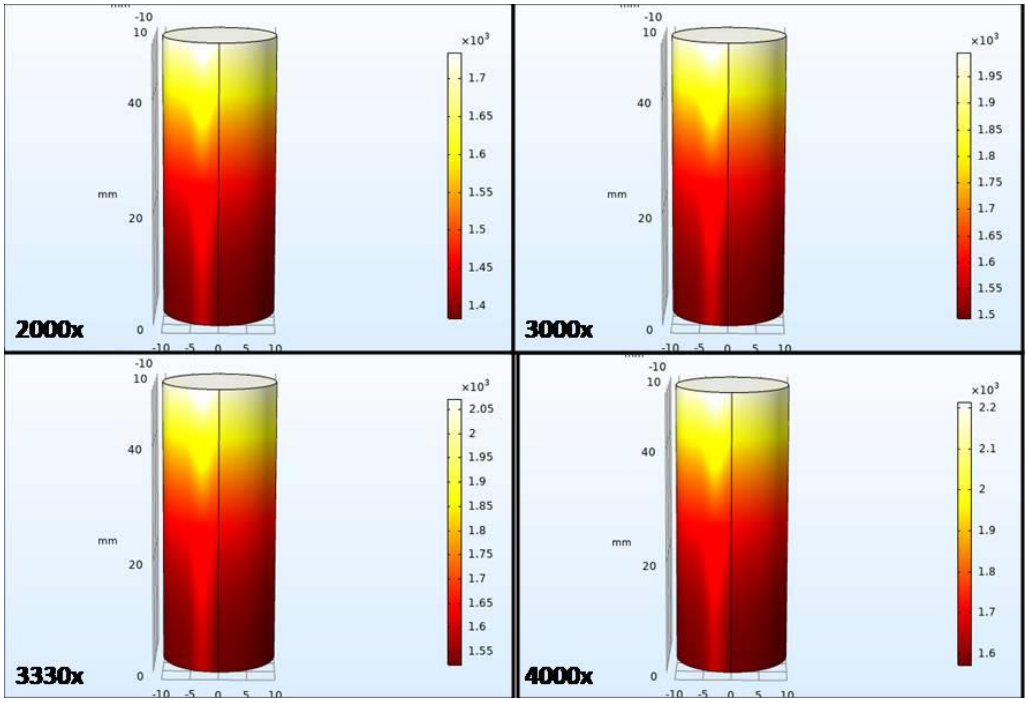
Şekil 2.24.0,61 m^2 yüzey alanına ve 7700x yoğunlaştırma oranına sahip optik bileşen ile 100 mm uzunluğunda ve 5 mm çapındaki emitör malzemenin ısıtılmasına yönelik gerçekleştirilen ısıl analiz

Bu sistem tasarımı ile üretilebilecek enerji miktarı ve verimlilik değerlerine ait sonuçlar "Araştırma Bulguları ve Tartışma" bölümünde detaylı şekilde analiz edilmektedir.

2.2.2.6.3. Üçüncü STPVG Güç Sistemi Tasarımı İçin Güç Üretim ve Verimlilik Hesaplamaları

Bu tasarımda amaç 50 mm yüksekliğinde ve 10 mm yarıçapa sahip silindirik tungsten emitör malzeme için bir güç sistem tasarımı yapılmasıdır. Burada 50 mm uzunluğundaki silindirik emitör malzemeyi çevreleyecek 10x11 mm aktif güç üretim alanına sahip 4 sıra halinde 8 li toplam 32 adet TPV hücre dizilimi gerçekleştirilir.

50 mm uzunluğunda ve 10 mm yarıçapa sahip silindirik tungsten emitör malzemeyi uygun dalgaboyunda kızılötesi ışıma yapması için gerekli sıcaklık değerlerine ulaştırabilmek amacıyla farklı yoğunlaştırma katsayısı ve frensel lens boyutlarındaki optik alt bileşen tasarımları için COMSOL Multiphysics simülasyon programında iki boyutlu ısıl analizler gerçekleştirilmiştir. Simülasyon programında 2000x, 3000x, 3330x ve 4000x yoğunlaştırma katsayılarına sahip frensel lensler için elde edilen iki boyutlu ısıl analiz sonuçları Şekil 2.25'te gösterilmiştir.



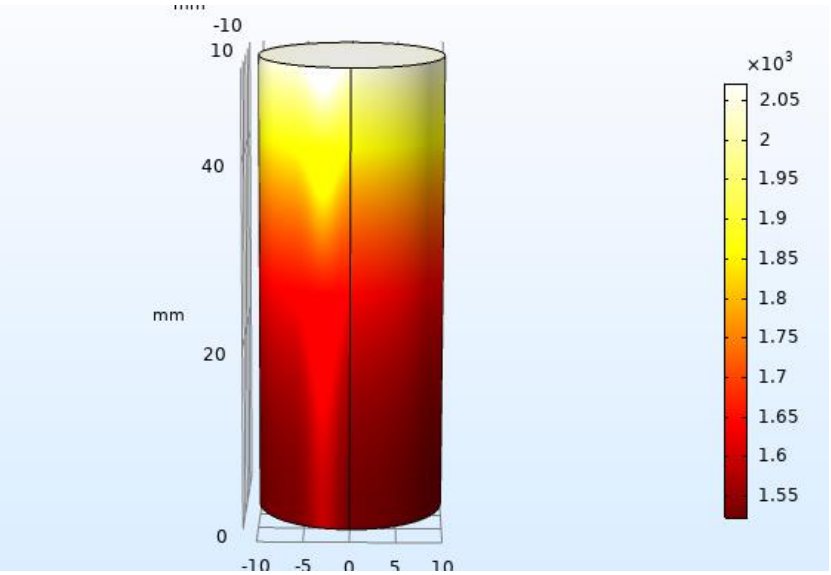
Şekil 2.25. 50 mm uzunluğunda ve 10 mm yarıçapa sahip silindirik tungsten emitör malzeme için farklı yoğunlaştırma katsayılarına sahip optik bileşen tasarımları ile gerçekleştirilen ısıl analiz sonuçları

Şekil 2.25'te sunulan ısıl analiz sonuçları ile Çizelge 2.3'te sunulan frensel lens özellikleri göz önünde bulundurulduğunda, 50 mm uzunluğunda ve 10 mm yarıçapa sahip silindirik tungsten emitör malzemeyi uygun dalgaboyunda kızılötesi ışıma yapması için gerekli sıcaklık değerlerine ulaştırabilmek amacıyla 1319 W yoğunlaştırılmış güneş enerjisi gereklidir.

Optik alt bileşenin veriminin %90 alınması dolayısıyla optik bileşenden çıkan yoğunlaştırılmış güneş enerjisinin 1319 W olması için ihtiyaç duyulan güneş enerjisi Q_{sun}=1319 W / 0.90 = 1465 W olarak hesaplanır.

Bölüm 2.2.2.3'te STK 12 simulasyon programı vasıtasıyla belirlendiği üzere STPVG güç sisteminin LEO yörüngenin aydınlık periyodundaki bir turu süresince güneş ışıması ortalama 1400 W/m^2 değerindedir. Bu bağlamda, 1465 W güneş enerjisini toplayacak ve onu emitör üzerinde yoğunlaştıracak optik alt bileşenin yüzey alanı A_{optik}= 1465 (W) / 1400 (W/m^2) =1,05 m^2, yoğunlaştırma katsayısı ise 3330x olarak hesaplanır.

Bu tasarımda 1,05 m^2 yüzey alanına sahip optik mercek vasıtasıyla 1465 W güneş enerjisi 3300x yoğunlaştırma oranıyla yoğunlaştırılarak emitör malzeme üzerine odaklanır ve Şekil 2.26'da görüldüğü şekilde 1550°K – 2050°K arasındabir emitör malzeme sıcaklığına ulaşılır.



Şekil 2.26.1,05 m^2 yüzey alanına ve 3330x yoğunlaştırma oranına sahip optik bileşen ile 50 mm uzunluğunda ve 10 mm çapındaki emitör malzemenin ısıtılmasına yönelik gerçekleştirilen ısıl analiz

Bu sistem tasarımı ile üretilebilecek enerji miktarı ve verimlilik değerlerine ait sonuçlar "Araştırma Bulguları ve Tartışma" bölümünde detaylı şekilde analiz edilmektedir.

2.2.3. Elde Edilecek Bulguların Niteliği ve Analiz Süreci

Materyal ve Yöntem bölümünde tez çalışması kapsamında yürütülen çalışmaların türü ve işlem basamakları açıklanmıştır. Bu kapsamda yürütülecek çalışmalar ve elde edilecek bulguların niteliği aşağıda sunulmuştur.

Bölüm 2.2.1'de birincil güç sistemleri üzerine detaylı literatür analizi yapılarak bir STPVG güç sistemi tasarımı yapılmasının gerekçesi ortaya konmuştur. Bu analiz süresince her bir güç sisteminin olumlu ve olumsuz yönleri 9 farklı nitelik açısından incelenerek Çizelge 2.1'de sunulmuştur. Detaylı literatür analizi ile elde edilen bu veriler, STPVG güç sistemi tasarımı sonrasında elde edilen tasarım sonuçlarının değerlendirilmesi ve diğer güç sistemlerinin analiz verileriyle karşılaştırılması kapsamında Araştırma Bulguları ve Tartışma'nın yer aldığı Bölüm 3 ve Sonuçların yer aldığı Bölüm 4'te kullanılacaktır.

Bölüm 2.2.2.1'de tasarlanacak TPVG güç sisteminin türü,yer alacağı yörünge ve uzay platformunun belirlenmesine yönelik çalışmalar yapılmış, bunun için bir önceki aşamada detaylı literatür analizi ile elde edilen verilerden yararlanılmıştır.

Bölüm 2.2.2.2'de STPVG güç sistemi tasarımına yönelik çalışmalar yürütülmüştür. Bu kapsamda öncelikle tasarlanan STPVG güç sisteminin alt bileşenleri ve malzeme özelliklerinin belirlenmesi kapsamında literatür analizine dayalı çalışmalar gerçekleştirilerek çalışmalar sonucunda hedeflenen tasarıma yönelik bir 3-boyutlu model oluşturulmuştur. Sonrasında, oluşturulan tasarımınısıl çevrim analizleri ve güç üretim değerlerinin hesaplanması kapsamında COMSOL Multiphysics simülasyon programında iki boyutlu ısıl çevrim modeli oluşturularak bir dizi simulasyon çalışmaları yürütülmüştür. Bu bölümde oluşturulan iki boyutlu ısıl çevrim simulasyonları ve güç üretimine yönelik matematiksel modeller sonucu elde edilecek ısıl analiz ve güç üretim değerlerine ilişkin veriler "Araştırma Bulguları ve Tartışma" bölümünde sunulacaktır.

Bölüm 2.2.2.6'da ise tasarlanan STPVG güç sisteminin verimini arttırmaya yönelik tasarımsal çalışmalar yapılmış olup, bu kapsamda farklı boyutlardaki emitör malzeme için optik alt bileşen tasarımları ve TPV hücre dizilimleri sunulmuştur. Sunulan yeni tasarımlar için ısıl çevrim analizi ve güç üretim modelleri yeniden düzenlenmiştir. Yeni güç sistemi tasarımları için oluşturulan ısıl çevrim analizi ve güç üretim modelleri

Araştırma Bulguları ve Tartışma bölümünde analiz edilecek, analizler neticesinde elde edilen sonuçlar ve tasarlanan STPVG güç sisteminin verimini arttırmaya yönelik diğer öneriler de “Sonuçlar ve Öneriler” bölümünde sunulacaktır.

3. ARAŞTIRMA BULGULARI VE TARTIŞMA

Bu bölümde, tasarlanan STPVG güç sisteminin LEO yörüngedeki 93 dakikalık bir turu süresince maruz kalacağı ısıl çevrimin ve bu çevrim süresince TPV hücreler tarafından gerçekleştirilen güç üretiminin analiz edilebilmesi amacıyla "Materyal ve Yöntem" kısmında oluşturulan iki boyutlu ısıl analiz ve güç üretim modellerinden elde edilen bulgular sunulmakta ve elde edilen bu bulgulardan yararlanılarak güç üretimi ve verimlilik hesaplamaları yapılmaktadır.

"Materyal ve Yöntem" bölümünde de anlatıldığı üzere, STPVG güç sisteminin ısıl çevrim analizleri LEO yörüngenin aydınlık ve karanlık periyotlarını kapsayacak şekilde iki ayrı bölümden oluşturulmuştur. Dolayısıyla bu bölümde hem aydınlık hem de karanlık yörünge için iki ayrı ısıl analiz bulguları sunulmakta ve her iki yörünge periyodu için de farklı güç üretim ve verimlilik hesaplamaları yapılmaktadır.

Bu bölümün son aşamasında ise, "Materyal ve Yöntem" bölümünde farklı emitör boyutlarına bağlı olarak tasarlanan iki yeni STPVG güç sistemi tasarımı ve ana tasarıma dair gerçekleştirilen ısıl analiz ve güç üretim modellerinde elde edilen bulgular karşılaştırmalı olarak sunulmakta, yeni modeller için güç üretimi ve verimlilik hesaplamaları yapılmaktadır. Bu bölümde elde edilen yeni STPVG güç sistemi tasarımlarına yönelik güç üretimi ve verimlilik değerlerinin analizi ve kritiği ise "Sonuçlar ve Öneriler" bölümünde gerçekleştirilmektedir.

3.1. STPVG Güç Sistemi Tasarımının İki Boyutlu Isıl Analizi ile Elde Edilen Bulguların Değerlendirilmesi

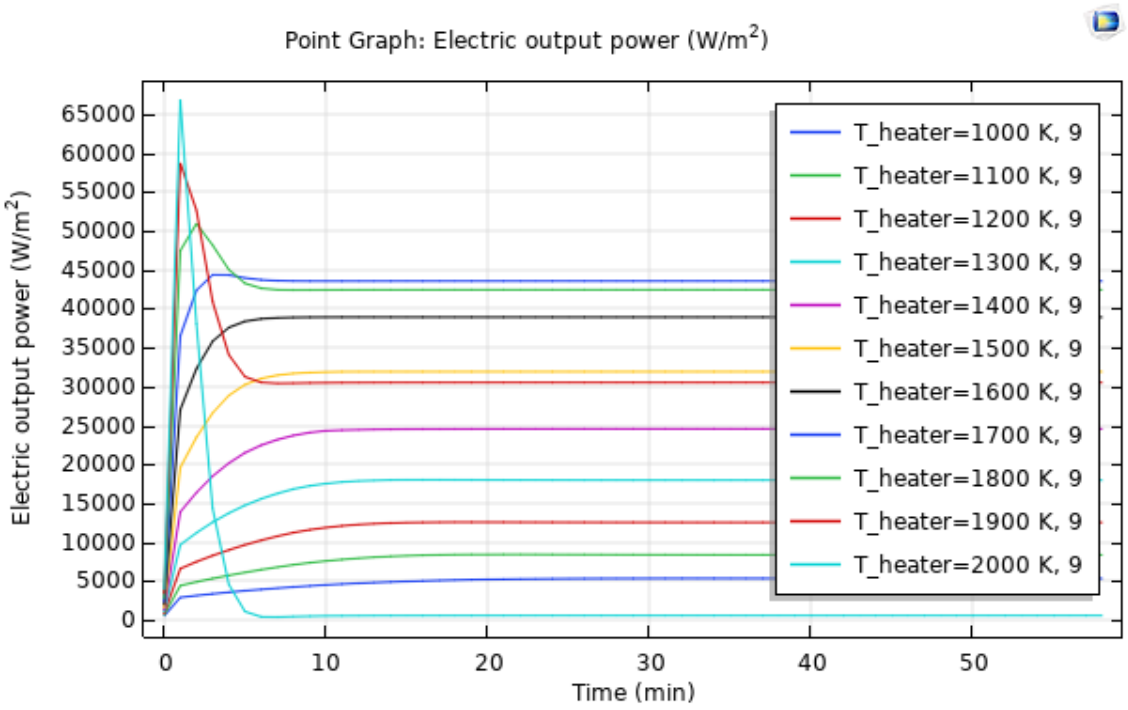
Bölüm 2.2.2.3'te STK 12 simülasyon programı aracılığıyla elde edilen ISS'in bir yörünge dolaşımı süresince maruz kaldığı güneş ışıma değerleri ve sıcaklık değerleri göz önünde bulundurulduğunda aydınlık yörünge ve karanlık yörüngedeki güneş ışıması ve sıcaklık değerleri büyük farklılıklar göstermektedir ve bu da beklenen bir durumdur. Bu nedenle, bu tez çalışması kapsamında tasarlanan STPVG güç sistem tasarımının iki boyutlu ısıl modeli, Bölüm 2.2.2.4'te görüldüğü üzere iki ayrı yörünge bölümü için (aydınlık yörünge ve karanlık yörünge) değişen ısıl koşullara ve zamana bağlı (time-dependent) olacak şekilde iki ayrı simülasyon modeliyle analiz edilmiştir. Bölüm 2.2.2.4'te her iki yörünge periyodu için tasarlanan simulasyon modellerinde elde edilen ısıl çevrim analizi sonuçları bu bölümün alt başlıkları içerisinde sunulmaktadır.

3.1.1. Aydınlık Yörünge İçin STPVG Güç Sistemi Tasarımının İki Boyutlu Isıl Analizi ile Elde Edilen Bulguların Değerlendirilmesi

Bölüm 2.2.2.3'te STK 12 simülasyon programı kullanılarak yapılan hesaplamalar ile elde edilen yörünge ışıma ve sıcaklık verilerine göre; ISS'in LEO yörüngedeki 93 dakikalık bir turunun 58 dakikası güneş gören bölümdedir. Bu süreçte güneş ışınlarını %100 oranda alabilmektedir. Güneş ışıması 1400-1401 W/m^2 arasında, sıcaklık değeri ise 21.614 ile 42.667ºC arasında değişmektedir.

"Bölüm 2.2.2.2.4 Optik Alt Bileşenin Belirlenmesi ve Tasarımı" bölümünde, optik alt bileşenin türü ve özelliklerinin belirlenmesi kapsamında COMSOL Multiphysics simulasyon programında bir dizi simulasyon çalışmaları yapılmış ve bu çalışmaların neticesinde 50 mm uzunluğundaki emitör malzemeyi gerekli sıcaklık değerlerine (1600-2000ºK) getirebilmek için ihtiyaç duyulan yoğunlaştırılmış güneş enerjisi511 watt, bu güçteki yoğunlaştırılmış güneş enerjisini elde edebilmek için kullanılacak frensel lensin yüzey alanı 0,4 m^2, yoğunlaştırma oranı ise 5000x olarak hesaplanmıştır.

Bölüm 2.2.2.4'te tasarlanan zaman-bağımlı iki boyutlu ısıl çevrim analizi ile öncelikle TPV hücrelerin maksimum verimde çalışabileceği sıcaklık değerleri tespit edilmiştir. Bu kapsamda, simulasyon programında optik bileşen aracılığıyla emitör malzeme üzerine odaklanan yoğunlaştırılmış güneş enerjisini temsil için "T_heater" değişkeni oluşturulmuştur. "T_heater" değişkeni 1000-2000ºK arası sıcaklık değerleri arasında 100 ºK'er aralıklarla bölünerek her bir derece aralığı için TPV hücrelerin güç üretim performansı simülasyonda hesaplanmıştır. Yapılan analiz neticesinde elde edilen sıcaklık-güç grafiği Şekil 3.1'de sunulmaktadır.

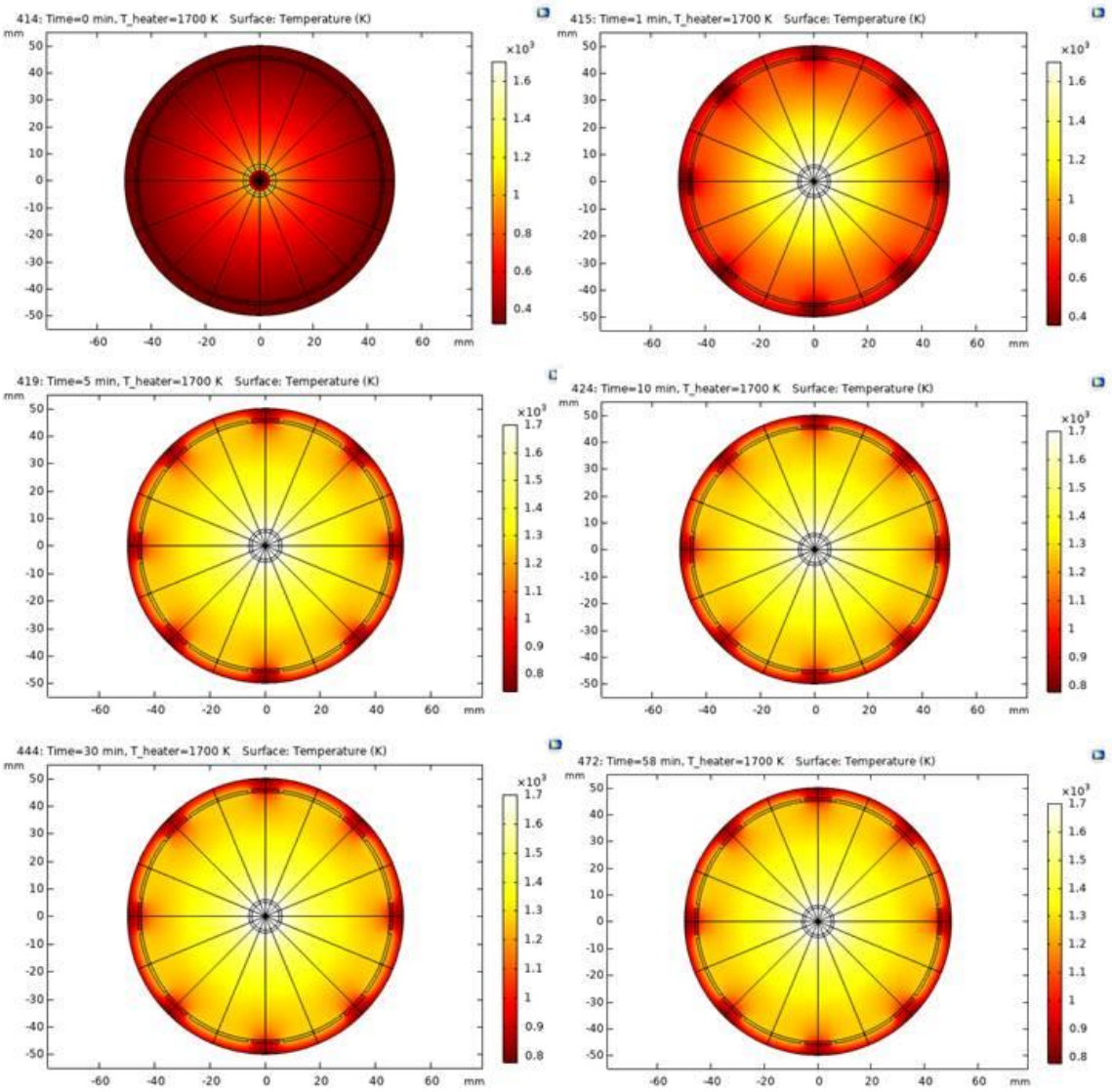


Şekil 3.1. Farklı emitör sıcaklıkları için TPV hücre güç üretim değerleri grafiği

Şekil 3.1'teki grafikte de görüldüğü üzereemitör malzemenin sıcaklığı arttıkça TPV hücrenin güç üretim değeri de artmaktadır. Fakat 1800ºK emitör sıcaklık değerinden itibaren bu artış devam etmemekte ve düşüşe geçmekte, 2000ºK emitör sıcaklığında ise TPV hücrelerin maksimum çalışma sıcaklık değerleri aşılarak yapısında bozulmaların meydana geldiği ve 5'nci dakikadan itibaren güç üretiminin sonlandığı görülmektedir.

Grafikte yer alan sıcaklık-güç verileri analiz edildiğinde, tasarlanan STPVGgüç sisteminde kullanılan TPV hücrelerin maksimum düzeyde güç üretimi yapabilmesi için gerekli olan emitör sıcaklığının 1700ºK olduğu görülmektedir.

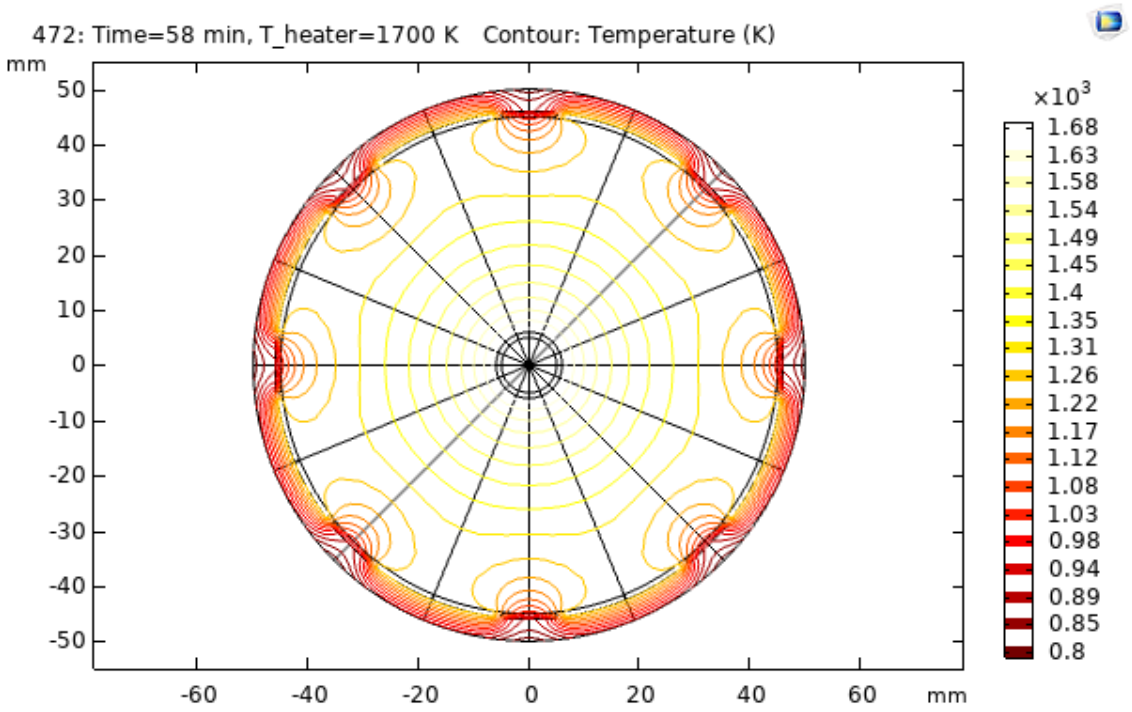
Aydınlık yörünge için yürütülen ısıl çevrim analizinin ikinci aşamasında ise ilk aşamada tespit edilen, GaSb tipi TPV hücreler için maksimum verimle güç üretimi yapabileceği 1700ºK emitör sıcaklık değeri baz alınarak tüm sistem tasarımı için zaman-bağımlı iki boyutlu ısıl çevrim analizi yapılmıştır. Buna göre, 58 dakikalık aydınlık yörünge süresince STPVG güç sisteminin maruz kalacağı ısıl değişim verileri COMSOL Multiphysics simülasyon programında simule edilmiş olup T=1 dk, T=2 dk, T=10 dk, T=30 dk, T=50 dk ve T=58 dk sürelerinde STPVG güç sistemi üzerindeki ısıl yükdağılımları Şekil 3.2'de sunulmaktadır.



Şekil 3.2.STPVG güç sisteminin aydınlık yörünge süresince maruz kaldığı ısıl değişim verileri

Şekil 3.2'teki ısıl analizlerde de görüldüğü üzere, tasarlanan STPVG güç sisteminde kullanılan yüksek emisivite değerine sahip ısı dağıtıcı bileşen (heat sink) sayesinde aktif soğutma yöntemlerini (hava ya da sıvı ile soğutma vb.) kullanmadan, sadece pasif soğutma yöntemi ile etkin bir biçimde soğutabilmek mümkündür.

Şekil 3.3'te görüleceği üzere TPV hücrelerin ön yüzeyinde 1500ºK civarında olan sıcaklık eğrileri TPV hücrelerin dış yüzeyinden ısı dağıtıcı bileşene doğru gittikçe hızlı bir düşüş göstermekte ve ısı dağıtıcı bileşenin dış yüzeyinde sıcaklık 800ºK değerine kadar düşmektedir.

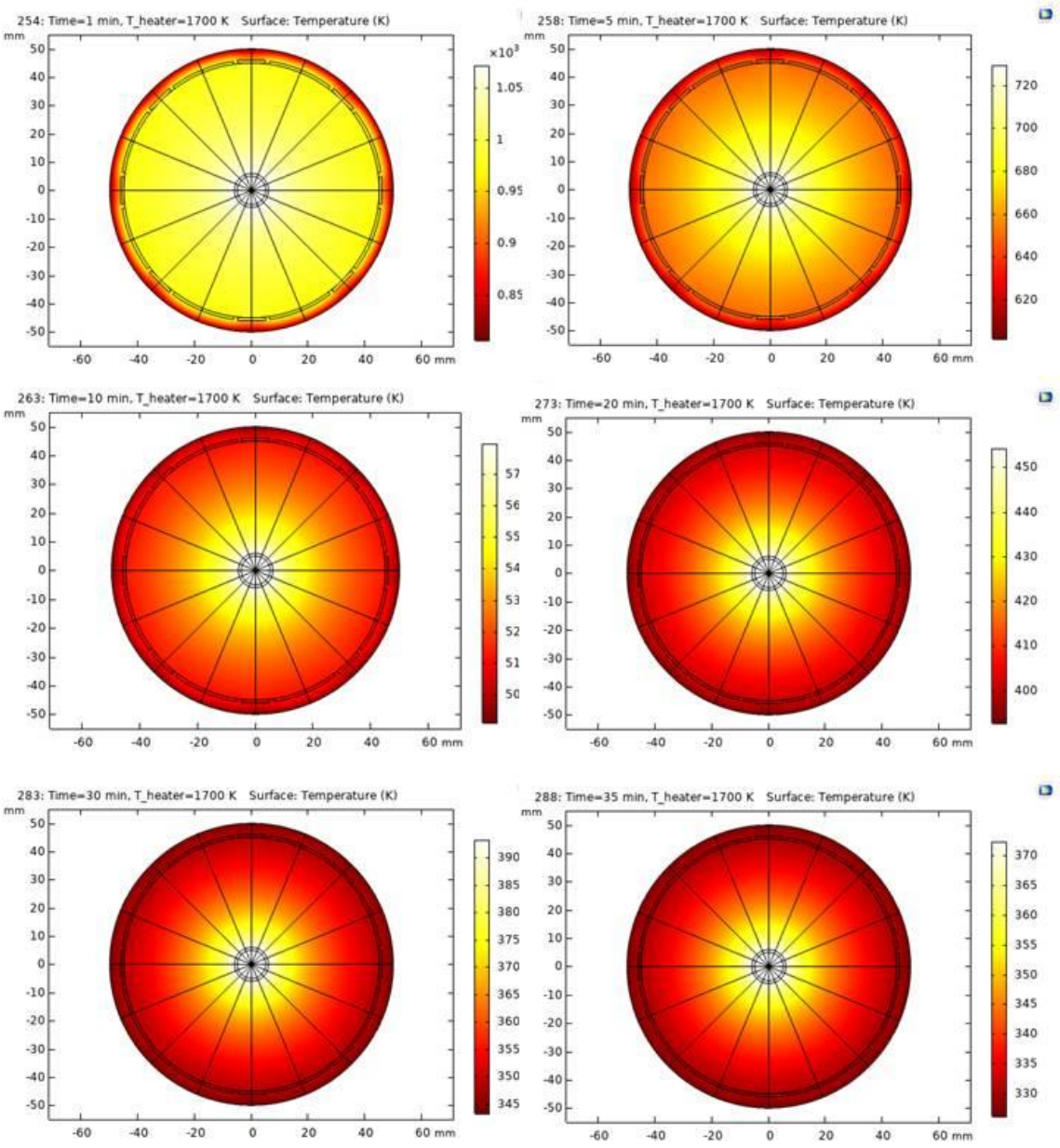


Şekil 3.3.STPVG güç sisteminin T=58dk süresinde maruz kaldığı ısıl değişim eğrileri

3.1.2. Karanlık Yörünge İçin STPVG Güç Sistemi Tasarımının İki Boyutlu Isıl Analiz Bulgularının Değerlendirilmesi

Bölüm 2.2.2.4'te anlatıldığı üzere, karanlık yörünge süresince STPVG güç sisteminin maruz kalacağı ısıl yükler ve bunlara bağlı sıcaklık değişimlerini hesaplamak için öncelikle karanlık yörüngede T=0 dk anındaki STPVG güç sisteminin her bir alt bileşenine ait sıcaklık değerlerinin belirlenerek Bölüm 2.2.2.4'te karanlık yörünge periyodu için tasarlanan zaman-bağımlı iki boyutlu ısıl çevrim analizine bu değerlerin girilmesi gereklidir. Bunun için ise Şekil 3.3'te sunulan sıcaklık verileri incelenerek her bir alt bileşenin sıcaklık değerleri tespit edilir. Tespit edilen bu sıcaklık değerlerinin sisteme girilmesinin yanı sıra karanlık yörüngede güneş ışımasının olmayacağı göz önünde bulundurularak simülasyon programında optik sistemden gelen yoğunlaştırılmış güneş enerjisi (T_heater) iptal edilir. Ayrıca simülasyon programı zaman bağımlı (time dependent) olduğu için T=35 dk süre periyodu tanımlanır ve bu süre için sıcaklık değişimlerinin hesaplanması sağlanır. Son olarak da STK 12 simülasyon programı vasıtasıyla elde ettiğimiz karanlık yörünge dış ortam sıcaklık verileri de simülasyona girilerek iki boyutlu ısıl analiz sonuçlar elde edilir. T=1dk, T=5dk, T=10dk, T=20dk,

T=30 dk ve T=35 dk için elde edilen iki boyutlu ısıl analiz sonuçları Şekil 3.4'te sunulmaktadır.



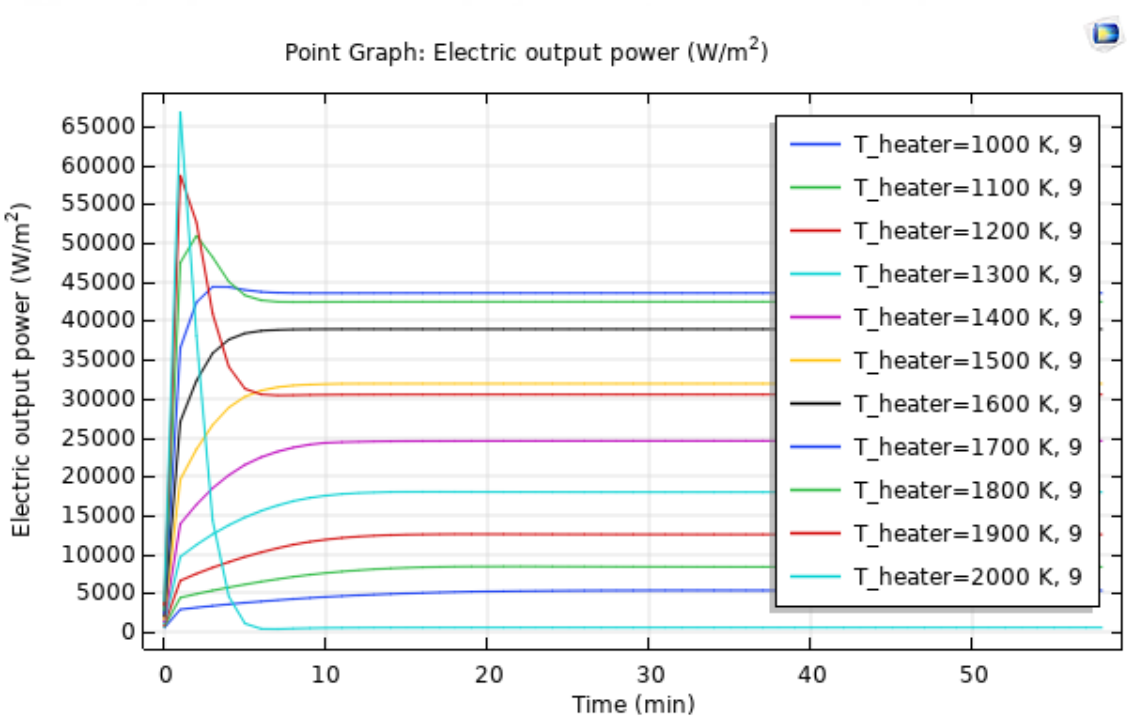
Şekil 3.4.STPVG güç sisteminin karanlık yörünge süresince maruz kaldığı ısıl değişim verileri

Şekil 3.4'teki ısıl çevrim analizlerinde görüldüğü üzere, karanlık periyot sonunda STPVG güç sistemi yeterli miktarda soğuyarak aydınlık yörüngedeki başlangıç sıcaklık değerlerine ulaşmaktadır. Bu durum da, tasarlanan STPVG güç sisteminin herhangi bir ilave soğutma sistemine ihtiyaç duymadan, sadece ısı dağıtıcı alt bileşen vasıtasıyla yeterli miktarda soğutulabileceğini ve bunun yanında ısıl çevrim açısından seçilen

malzemelerin ve yapılan tasarımın ulaşılmak istenilen ısıl çevrim yönünden son derece yeterli olduğunu göstermektedir.

3.2. STPVG Güç Sistemi Tasarımının Güç Üretim ve Verimlilik Bulgularının Değerlendirilmesi

Bölüm 2.2.2.5'te oluşturulan güç üretim ve enerji dönüşüm verimliliğine dair matematiksel modellerin simülasyon programında iki boyutlu ısıl model içerisine entegre edilmesinden sonra farklı emitör sıcaklık değerleri için aydınlık yörünge periyodu süresince TPVhücrelerde gerçekleşecek güç üretim yoğunluğu değerleri Şekil 3.5'te yer alan grafikte gösterilmiştir.



Şekil 3.5. Farklı emitör sıcaklık değerleri için aydınlık yörünge periyodu süresince TPV hücrelerde gerçekleşecek güç üretim yoğunluğu değerleri

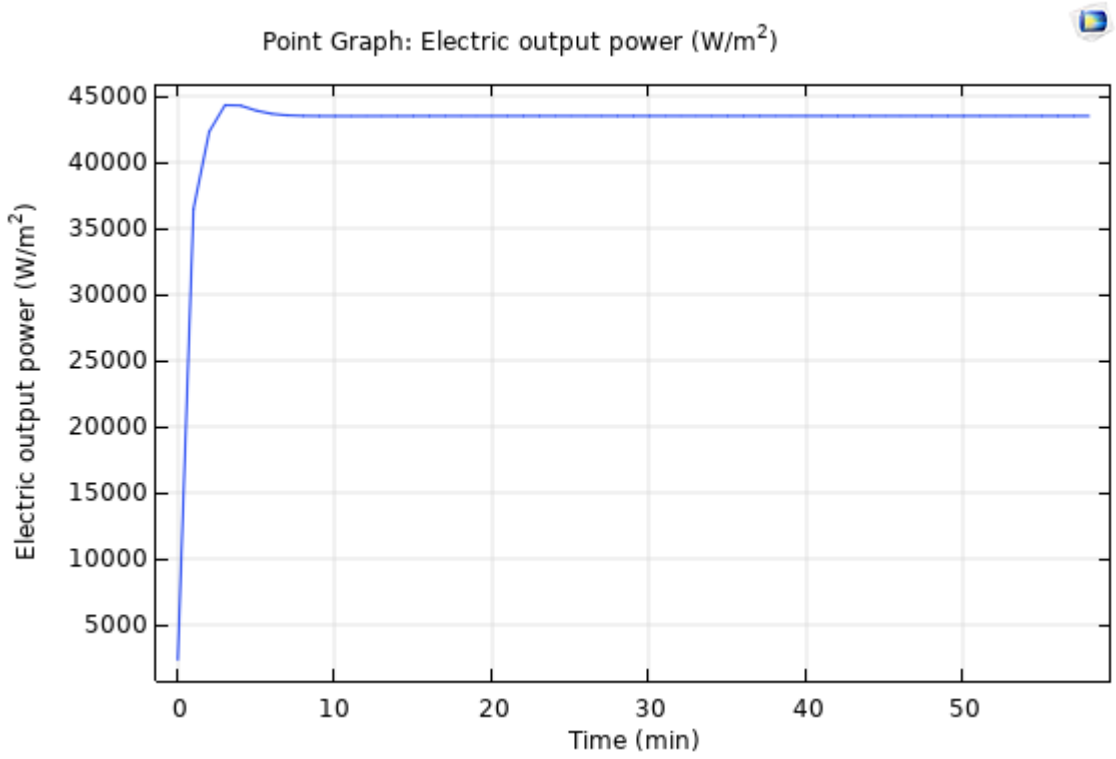
Şekil 3.5'teki grafikte de görüldüğü gibi emitör malzeme 1700ºK sıcaklıkta iken yaptığı kızılötesi ışıma neticesinde üretilen elektrik enerjisi sistemin en verimli çalıştığı emitör sıcaklığıdır. Bu noktadan hareketle, güç üretim ve verimlilik üzerine yapılan tüm hesaplamalar da 1700ºK emitör sıcaklığı üzerinden yapılmıştır. Fakat dikkat edilmesi gereken husus, bu emitör sıcaklığının sadece 58 dakikalık aydınlık periyot için geçerli olduğudur. Sonrasında güç sistemi karanlık yörüngede iken sıcaklık değerleri ciddi

derecede azalacaktır. Güneş ışınlarının %100 oranda alınabildiği aydınlık periyot ve hiçbir şekilde alınamadığı karanlık periyot için güç üretim ve verimlilik değerleri alt başlıklarda açıklanmıştır.

3.2.1. Aydınlık Yörünge İçin STPVG Güç Sistemi Tasarımının Güç Üretim ve Verimlilik Bulgularının Değerlendirilmesi

Bu bölümde, aydınlık ve karanlık yörünge periyotları süresince TPV hücrelerde gerçekleşen güç üretim yoğunluğu (W/m^2) ve verimlilik (%) değerlerine dair simulasyon programında elde edilen bulgular sunulmaktadır.

Bölüm 2.2.2.5'te oluşturulan güç üretim ve enerji dönüşüm verimliliğine dair matematiksel modellerin simülasyon programında iki boyutlu ısıl model içerisine entegre edilmesinden sonra 1700ºK emitör sıcaklığı için gerçekleştirilen 58 dakikalık zaman-bağımlı simülasyonda TPV hücrelerdeki güç üretim yoğunluğu aşağıdaki grafikte sunulmaktadır.



Şekil 3.6.1700ºK emitör sıcaklık değeri için güç üretim değerleri

Yukarıdaki grafikte de görüldüğü gibi 1700ºK sıcaklıktaki tungsten emitör ışıma yaptığında TPV hücrelerde 43000 W/m^2 civarında güç üretim yoğunluğu gerçekleşmektedir. Grafikte görülen güç üretim değerleri çok yüksek değerler gibi

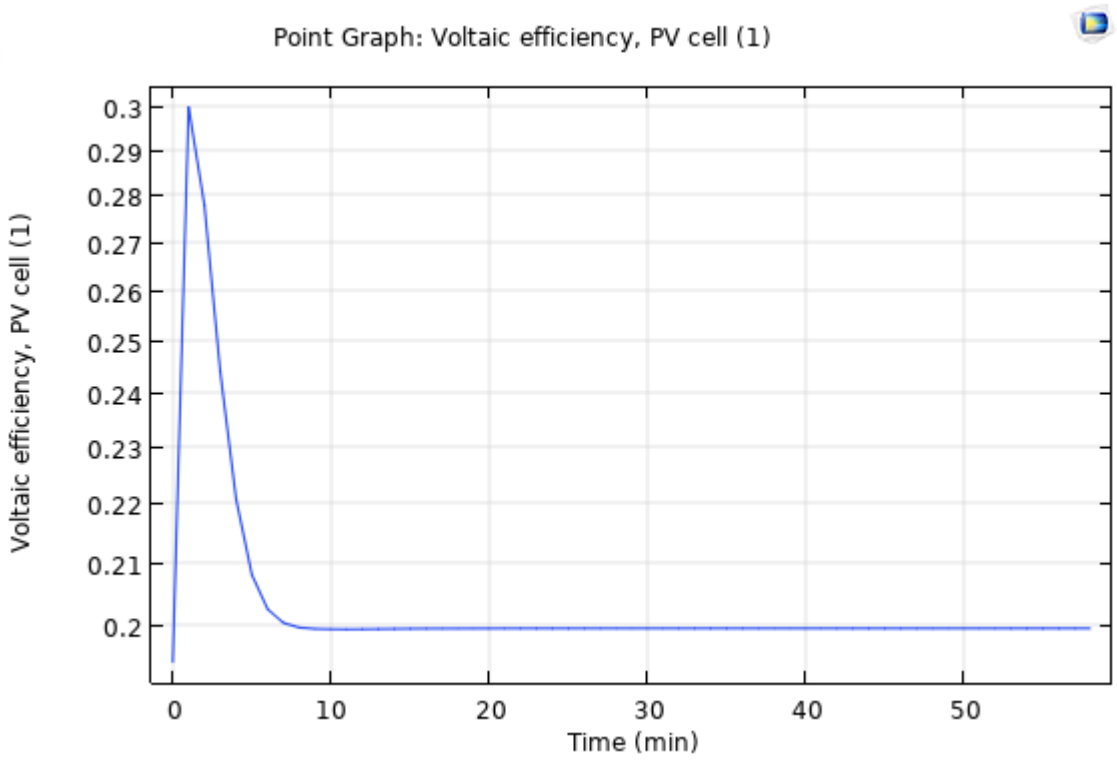
görünse de, TPV hücrelerin 10x11mm gibiçok küçük boyutlara sahip olması üretilen enerjinin aslında o kadar büyük olmadığını anlamamıza yardımcı olur. Öyleki buradan yapılacak hesapla:

1 TPV hücrenin alanı A_{TPV}=0,01x0,011=0,00011 m^2

1 hücrenin güç üretimi Q_{TPV}=43000(W/m^2)x0,00011 m^2= 4,73 W

Bir TPV hücre yaklaşık 4,73 W güç üretimi yapmaktadır

1700ºK emitör sıcaklığı için gerçekleştirilen 58 dakikalık time-dependent (aydınlık yörünge periyodu) simülasyon neticesinde STPVG güç sisteminin verimliliği aşağıda gösterilmiştir.



Şekil 3.7.1700ºK emitör sıcaklık değeri için TPV hücre verimlilik değerleri

Yukarıdaki grafikte görüldüğü üzere, emitör malzemenin çevresine yaydığı ısı enerjisine bağlı olarak TPV hücrelerde enerji üretim verimliliği 0-2'nci dakikalar arasında hızla yükselerek %30 değerine ulaşmakta, sonrasında TPV hücrelerdeki ısınma ile birlikte 8'nci dakikada %20 değerine düşmektedir. Ardından, STPVG güç sisteminin ısıl çevrim dengesinin sağlanması ile birlikte verimlilik değeri de %20 de sabit kalmaktadır.

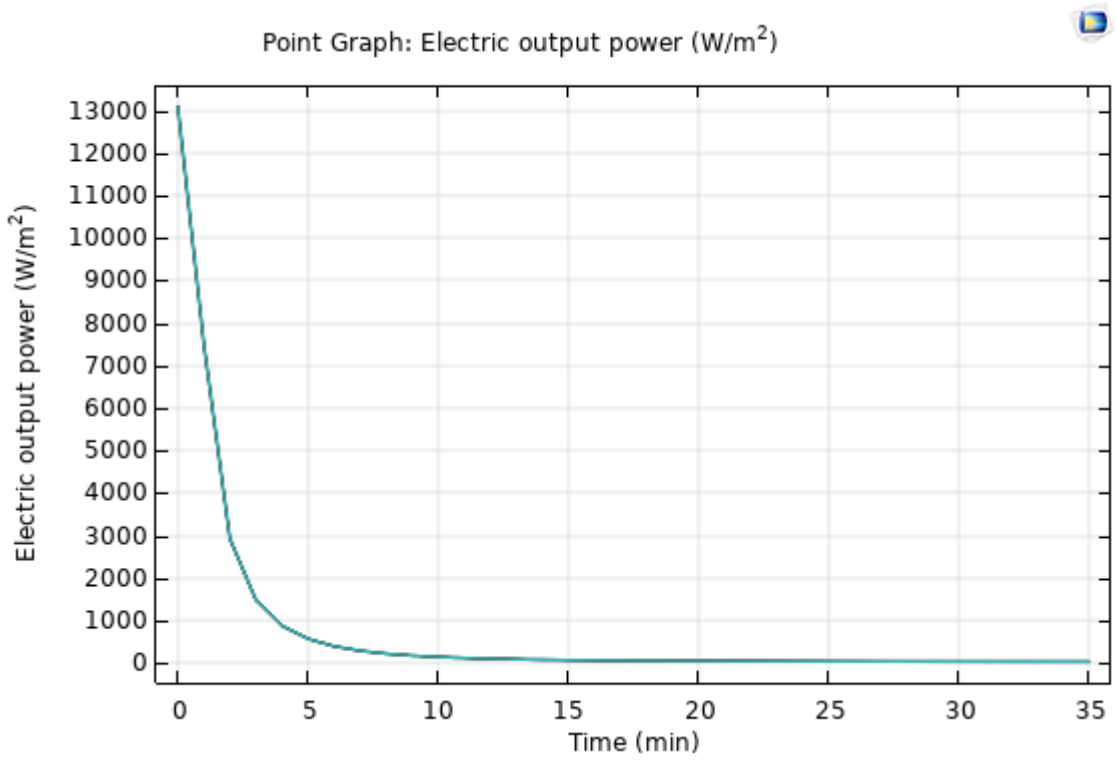
Burada emitör ve yansıtıcı aynalarda oluşan kayıplar hesaba katılırken, optik sistemdeki kayıplar ihmal edilmiştir. Literatürde optik alt bileşenin veriminin %90

olduğu belirtilmektedir (Andreev ve ark., 2005), dolayısıyla grafikte yer alan verimlilik değeri de buna bağlı olarak düşecektir.

Bu grafikte elde edilen verimlilik değerleri iki boyutlu ısıl analiz simulasyonu neticesinde elde edilen verimlilik değerleridir. Fakat ilerleyen bölümlerde TPV hücre dizilimleri ve STPVG güç sisteminin 3-boyutlu modeli baz alınarak verimlilik hesaplaması yapıldığında verimlilik değerinin arttığı görülecektir.

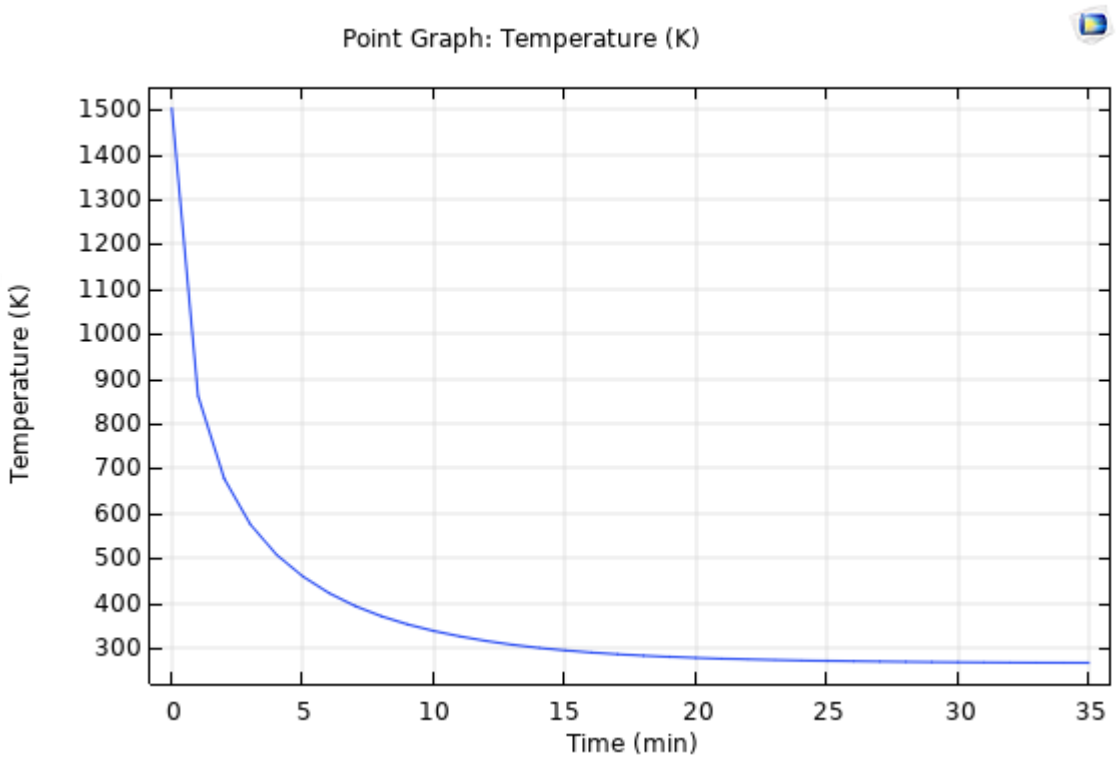
3.2.2. Karanlık Yörünge İçin STPVG Güç Sistem Tasarımının Güç Üretim ve Verimlilik Bulgularının Değerlendirilmesi

Bölüm 2.2.2.4'te karanlık yörünge için oluşturulan iki boyutlu ısıl analiz simülasyonunun içerisine güç üretimi için oluşturulan matematiksel model yerleştirilir ve bu şekilde 35 dakikalık karanlık periyot süresince STPVG güç sisteminin dışarıdan güneş ışığı ya da farklı bir ısı üretim elemanı ile ilişkisi olmadan, sadece kendi iç sıcaklığı ile ürettiği elektrik enerji miktarını hesaplamak mümkündür. Karanlık yörünge periyodun süresince TPV hücrelerde ulaşılan güç üretim yoğunluğu Şekil 3.8'teki grafikte gösterilmektedir.



Şekil 3.8. Karanlık yörünge periyodu süresince TPV hücre güç üretim yoğunluğu

Yukarıda görülen grafiği daha iyi yorumlayabilmek için karanlık periyot süresince TPV hücre sıcaklık değerlerinin de takip edilmesi gerekir. Bu kapsamda, 35 dakikalık karanlık periyot süresince TPV hücre sıcaklık değişim grafiği Şekil 3.9'da gösterilmiştir.



Şekil 3.9. Karanlık yörünge periyodu süresince TPV hücre sıcaklık değişim grafiği

Her iki grafik bir arada incelendiğinde, karanlık yörünge periyodu T=1'nci dakikada TPV hücre sıcaklığı 1500ºK civarında iken TPV hücre güç üretim yoğunluğu tepe noktası 13000 W/m^2 değerine ulaşmakta, sonrasında sıcaklık değerlerinin düşmesiyle orantılı olarak güç üretim yoğunluğu değerleri de düşmekte ve T=13'üncü dakikada TPV hücre sıcaklığı 300ºK civarında iken güç üretim değeri sıfır olmaktadır.

3.3. Farklı STPVG Güç Sistemi Tasarımları İçin Güç Üretim ve Verimlilik Bulguları ve Karşılaştırılması

Bölüm 2.3.5'te iki farklı STPVG güç sistemi tasarımı için güç ve verimlilik hesapları yapılmıştır. Bu bölümde ise bu tasarımlar için yapılan güç ve verimlilik analizlerinin bulguları ortaya konulacak ve karşılaştırmalar yapılacaktır.

3.3.1. Birinci STPVG Güç Sistemi Tasarımı İçin Güç Üretim ve Verimlilik Bulguları

Bölüm 2.2.2.6.1'de yapılan birinci STPVG güç sistemi tasarımının alt sistem bileşenleri Çizelge 3.1'de sunulmuştur. Buna göre:

Çizelge 3.1. Birinci STPVG Güç Sistem Tasarımına Ait Veriler

	Birinci STPVG Güç Sistemi Tasarımı
Optik Alt Bileşen	0,4 m^2 yüzey alanı ve 5000x yoğunlaştırma oranına sahip bir optik sistem
Emitör	50 mm uzunluğunda ve 5 mm yarıçapa sahip silindirik tungsten emitör
TPV Hücreler	32 adet
Güneş Işıması Gücü (Q_{sun}) (W)	568
Üretilen Güç (Q_{out}) (W)	151,36
TPV hücre Verimliliği	%26,5

- 50 mm uzunluğunda ve 5 mm yarıçapa sahip silindirik tungsten emitör,
- Emitör malzemeyi çevreleyecek 10x11 mm aktif güç üretim alanına sahip 4 sıra halinde 8 li toplam 32 adet TPV hücre dizilimi,
- 5 mm çapında 50 mm yüksekliğindeki tungsten emitör malzemeyi istenilen sıcaklık değerine (1700ºK) getirebilmek için 0,4 m^2 yüzey alanı ve 5000x yoğunlaştırma oranına sahip bir optik sistem.

Bölüm 2.2.2.6.1'de anlatıldığı üzerebu tasarımda kullanılan emitör malzemeyi uygun ışıma sıcaklığına (1700ºK) getirebilmek için 0,4 m^2 yüzey alanına sahip optik mercek vasıtasıyla 568 W güneş enerjisi 5000x konsatrasyon oranıyla yoğunlaştırılmalıdır.

Sonrasında emitör malzeme aydınlık periyotta kaldığı 58 dakika süresince ortalama 1700ºK sıcaklıkta kızılötesi ışıma yapacak ve Bölüm 3.2.1'de yer alan grafikte de gösterildiği gibi TPV hücreler aydınlık yörünge süresince yaklaşık 43000 W/m^2 güç yoğunluğunda elektrik enerjisi üretimi gerçekleştirecektir.

Yukarıda sunulan verilerden hareketle sistem tasarımında kullanılan TPV hücrelerin toplam aktif yüzey alanı ve güç üretim miktarı hesaplanır:

A_{TPV} = (0,01x0,011) x 32 = 0,00352 m^2 toplam TPV hücre aktif yüzey alanı

Q_{out} = 0,00352 m^2 x 43000 W/m^2 = 151,36 W. TPV hücrelerde üretilen toplam elektrik enerjisi miktarıdır.

Elde edilen verilerle TPV hücrelerin verimliliğini de hesaplamak mümkündür.

$$\eta_{TPV} = \frac{Q_{out}}{Q_{sun}} = \frac{151{,}36\ W}{568\ W} = 0{,}265 = \%26{,}5$$

Bölüm 3.2.1'de gerçekleştirilen, iki boyutlu ısıl çevrim analizi modeline dayalı TPV hücre verimliliği %20 olarak hesaplanmıştır. Fakat bu bölümde üç boyutlu STPVG güç sistemi tasarımı için gerçekleştirilen verimlilik hesaplamalarına göre ise STPVG güç sisteminin verimliliği optik sistem verimi de dâhil edildiğinde %26,5 olarak hesaplanmıştır. Burada iki farklı verimlilik değerinin bulunmasının sebebi ise tasarımsal/boyutsal farklılıktır. Bölüm 3.2.1'de gerçekleştirilen hesaplamalarda simulasyon programı TPV hücreleri ve emitörü iki boyutlu düzlemde değerlendirerek hesaplamalar yapmaktadır. Bölüm 3.3.1'de malzemeler için üçüncü boyutlar hesaba katılarak hesaplama yapıldığında, verimin %26,5'e yükseldiği sonucuna varılmıştır.

3.3.2. İkinci STPVG Güç Sistemi Tasarımı İçin Güç Üretim ve Verimlilik Bulguları

Bölüm 2.2.2.6.2'de yapılan birinci STPVG güç sistemi tasarımının alt sistem bileşenleri Çizelge 3.2'de sunulmuştur. Buna göre:

Çizelge 3.2. İkinci STPVG Güç Sistem Tasarımına Ait Veriler

	İkinci STPVGGüç Sistemi Tasarımı
Optik Alt Bileşen	0,61 m^2 yüzey alanı ve 7700x yoğunlaştırma oranına sahip bir optik sistem
Emitör	100 mm uzunluğunda ve 5 mm yarıçapa sahip silindirik tungsten emitör
TPV Hücreler	64 adet
Güneş Işıması Gücü(Q_{sun})(W)	855
Üretilen Güç (Q_{out}) (W)	302 ,72
TPV hücre Verimliliği	%35,4

- 100 mm uzunluğunda ve 5 mm yarıçapa sahip silindirik tungsten emitör,
- Emitör malzemeyi çevreleyecek 10x11 mm aktif güç üretim alanına sahip 8 sıra halinde 8 li toplam 64 adet TPV hücre dizilimi,

- 5 mm çapında 100 mm yüksekliğindeki tungsten emitör malzemeyi istenilen sıcaklık değerine (1700ºK) getirebilmek için 0,61 m^2 yüzey alanı ve 7700x yoğunlaştırma oranına sahip bir optik sistem.

Bölüm 2.2.2.6.2'de anlatıldığı üzerebu tasarımda kullanılan emitör malzemeyi uygun ışıma sıcaklığına (1700ºK) getirebilmek için 0,61 m^2 yüzey alanına sahip optik mercek vasıtasıyla 855 W güneş enerjisi 7700x konsantrasyon oranıyla yoğunlaştırılmalıdır.

Sonrasında emitör malzeme aydınlık periyotta kaldığı 58 dakika süresince ortalama 1700ºK sıcaklıkta kızılötesi ışıma yapacak ve Bölüm 3.2.1'de yer alan grafikte de gösterildiği gibi TPV hücreler aydınlık yörünge süresince yaklaşık 43000 W/m^2 güç yoğunluğunda elektrik enerjisi üretimi gerçekleştirecektir.

Yukarıda sunulan verilerden hareketle sistem tasarımında kullanılan TPV hücrelerin toplam aktif yüzey alanı ve güç üretim miktarı hesaplanır:

A_{TPV} = (0,01x0,011) x 64 = 0,00704 m^2 toplam TPV hücre aktif yüzey alanı

Q_{out} = 0,00704 m^2 x 43000 W/m^2 = 302,72 W, TPV hücrelerde üretilen toplam elektrik enerjisi miktarıdır.

Elde edilen verilerle TPV hücrelerin verimliliğini de hesaplamak mümkündür.

$$\eta_{TPV} = \frac{Q_{out}}{Q_{sun}} = \frac{302{,}72\ W}{855\ W} = 0{,}354 = \%35{,}4$$

Çizelge 3.3. Birinci ve İkinci STPVG güç sistemi tasarımları arasındaki farklılıklar

	Birinci ve İkinci STPVG güç sistemi tasarımları arasındaki farklılıklar
Emitör	Eni sabit tutulup uzunluğu 2 kat arttırıldı
TPV Hücreler	2 kat arttı
Güneş Işıması Gücü (Q_{sun}) (W)	1,5 kat arttı
Üretilen Güç (Q_{out}) (W)	2 kat arttı
TPV hücre Verimliliği	%26,5'ten %35,4'e yükseldi

Çizelge 3.3'te görüldüğü üzere, emitör malzemenin eni sabit tutulup uzunluğu 2 katına çıkarıldığında hücre dizilim sayısı da iki katına çıkmakta ve güç üretimi de iki katına çıkmıştır. Diğer yandan uzunluğu 2 katına çıkan emitör malzemeyi uygun ışıma sıcaklığına (1700ºK) getirebilmek için gereken güneş enerjisi miktarı sadece 1,5 kat

artmıştır. Bu durumun da olumlu bir etkiye neden olduğu, birinci STPVG güç sistemi sisteminde %26,5 olan verimin ikinci STPVG tasarımında %35,4'e yükseldiği hesaplanmıştır.

3.3.3. Üçüncü STPVG Güç Sistemi Tasarımı İçin Güç Üretim ve Verimlilik Bulguları

Bölüm 2.2.2.6.3'te yapılan birinci STPVG güç sistemi tasarımının alt sistem bileşenleri Çizelge 3.4'te sunulmuştur. Buna göre:

Çizelge 3.4. Üçüncü STPVG Güç Sistem Tasarımına Ait Veriler

	Üçüncü STPVG Güç Sistemi Tasarımı
Optik Alt Bileşen	1,05 m^2 yüzey alanı ve 3330x yoğunlaştırma oranına sahip bir optik sistem
Emitör	50 mm uzunluğunda ve 10 mm yarıçapa sahip silindirik tungsten emitör
TPV Hücreler	32 adet
Güneş Işıması Gücü (Q_{sun}) (W)	1465
Üretilen Güç (Q_{out}) (W)	121,36
TPV hücre Verimliliği	%8,3

- 50 mm uzunluğunda ve 10 mm yarıçapa sahip silindirik tungsten emitör,
- Emitör malzemeyi çevreleyecek 10x11 mm aktif güç üretim alanına sahip 4 sıra halinde 8 li toplam 32 adet TPV hücre dizilimi
- 10 mm yarıçapında 50 mm yüksekliğindeki tungsten emitör malzemeyi istenilen sıcaklık değerine (1700ºK) getirebilmek için 1,05 m^2 yüzey alanı ve 3330x yoğunlaştırma oranına sahip bir optik sistem

Bölüm 2.2.2.6.3'te anlatıldığı üzerebu tasarımda kullanılan emitör malzemeyi uygun ışıma sıcaklığına (1700ºK) getirebilmek için 1,05 m^2 yüzey alanına sahip optik mercek vasıtasıyla 1465 W güneş enerjisi 7700x konsantrasyon oranıyla yoğunlaştırılmalıdır.

Sonrasında emitör malzeme aydınlık periyotta kaldığı 58 dakika süresince ortalama 1700ºK sıcaklıkta kızılötesi ışıma yapacak ve Bölüm 3.2.1'de yer alan grafikte de gösterildiği gibi TPV hücreler aydınlık yörünge süresince yaklaşık 43000 W/m^2 güç yoğunluğunda elektrik enerjisi üretimi gerçekleştirecektir.

Yukarıda sunulan verilerden hareketle sistem tasarımında kullanılan TPV hücrelerin toplam aktif yüzey alanı ve güç üretim miktarı hesaplanır:

A_{TPV} = (0,01x0,011) x 32 = 0,00352 m^2 toplam TPV hücre aktif yüzey alanı

Q_{out} = 0,00352 m^2 x 43000 W/m^2 = 151,36 W, TPV hücrelerde üretilen toplam elektrik enerjisi miktarıdır.

Elde edilen verilerle TPV hücrelerin verimliliğini de hesaplamak mümkündür.

$$\eta_{TPV} = \frac{Q_{out}}{Q_{sun}} = \frac{151{,}36\ W}{1465\ W} = 0{,}083 = \%8{,}3$$

Çizelge 3.5. Birinci ve Üçüncü STPVG güç sistemi tasarımları arasındaki farklılıklar

	Birinci ve Üçüncü STPVG güç sistemi tasarımları arasındaki farklılıklar
Emitör	Uzunluğusabit tutulup eni2 kat arttırıldı
TPV Hücreler	Eşit sayıda
Güneş Işıması Gücü (Q_{sun}) (Watt)	2,5 kat arttı
Üretilen Güç (Q_{out}) (Watt)	Sabit kaldı
TPV hücre Verimliliği	%26,5'ten %8,3'e düştü

Çizelge 3.5'te görüldüğü üzere, emitör malzemenin uzunluğu sabit tutulup, eni 2 katına çıkarıldığında hücre dizilim sayısı birinci STPVG güç tasarımı ile aynı kalmakta ve güç üretimi de sabit kalmaktadır. Fakat emitör malzemenin eninin 2 katına çıkması sebebiyle emitör malzemeyi uygun ışıma sıcaklığına (1700ºK) getirebilmek için gereken güneş enerjisi miktarı sadece 2,5 katından fazla artmıştır. Bu durum da verimliliğin ciddi oranda düşmesine sebep olmuş, üçüncü STPVG güç sistemi tasarımı için verimlilik değeri %8,3 olarak hesaplanmıştır.

3.3.4. STPVG Güç Sistemi Tasarımları İçin Güç Üretim ve Verimlilik Bulgularının Karşılaştırılması

Aşağıda tabloda birinci STPVG güç sistemi tasarımı ile bu güç sistem tasarımını iyileştirmek üzere geliştirilen ikinci ve üçüncü STPVG güç sistemi tasarımlarına yönelik alt bileşen tasarım özellikleri, emitör malzemeyi gerekli sıcaklık değerlerine ulaştırabilmek için optik bileşende yoğunlaştırılması gereken güneş ışıma değerleri ve hesaplanan güç ve verimlilik değerleri sunulmuştur.

Çizelge 3.6. STPVG Güç Sistem Tasarımlarına Ait Veriler

	Birinci STPVG Güç Sistemi Tasarımı	**İkinci STPVG Güç Sistemi Tasarımı**	**ÜçüncüSTPVG Güç Sistemi Tasarımı**
Optik Alt Bileşen	0,4 m^2 yüzey alanı ve 5000x yoğunlaştırma oranına sahip bir optik sistem	0,61 m^2 yüzey alanı ve 7700x yoğunlaştırma oranına sahip bir optik sistem	1,05 m^2 yüzey alanı ve 3330x yoğunlaştırma oranına sahip bir optik sistem
Emitör	50 mm uzunluğunda ve 5 mm yarıçapa sahip silindirik tungsten emitör	100 mm uzunluğunda ve 5 mm yarıçapa sahip silindirik tungsten emitör	50 mm uzunluğunda ve 10 mm yarıçapa sahip silindirik tungsten emitör
TPV Hücre Dizisi	32 adet	64 adet	32 adet
Güneş Işıması Gücü (Q_{sun}) (W)	568	855	1465
Üretilen Güç (Q_{out}) (W)	151,36	302 ,72	121,36
TPV hücre Verimliliği	%26,5	%35,4	%8,3

Çizelge 3.6'da yer alan verilerde de görüldüğü üzere, ikinci STPVG güç sistemi tasarımında üretilen elektrik enerjisi ve sistemin verimi birinci STPVG güç sistemi tasarımına göre daha yüksektir. Bu farkın nedenlerini sıralarsak:

- Birinci tasarımda kullanılan emitör malzemenin boyu ikinci tasarımda iki katına çıkarılmıştır fakat ikinci tasarımdaki emitör malzemeyi istenilen sıcaklığa getirmek için ihtiyaç duyulan güneş ışıma yoğunluğu aynı oranda 2 kat artmamış, sadece 1,5 kat oranında güneş ışıması artış ihtiyacı doğmuştur.
- Emitör malzemenin boyunun iki katına çıkması sayesinde emitör malzemenin ışıma yaptığı yüzey alanı da iki katına çıkmış ve bu sayede 2 kat daha çok TPV hücreyi tasarıma ekleme imkânı oluşmuştur.

Yani kısacası emitör malzemenin uzunluğu 2 katına çıkarılırken ihtiyaç duyulan güneş ışıması sadece 1,5 kat olmuş, elde edilen iki kat yüzey alanı ile birlikte sisteme yerleştirilen TPV hücre sayısı da 32 den 64 e çıkmıştır. TPV hücre sayısındaki artış sayesinde artan güneş ışıma değerine oranla daha fazla elektrik enerjisi üretimi gerçekleştirilmiş ve bu da toplam güç üretimi ve verimlilik değerlerinde artış sağlamıştır.

Yukarıda karşılaştırmalı olarak gösterilen enerji üretim ve verimlilik değerlerine göre ikinci tasarımda emitör uzunluğunun artmasıyla birlikte verimde ve güç üretiminde yüksek oranda artış sağlandığı görünse de, Şekil 2.24'te görüldüğü üzere emitörün boy uzunluğunun artmasıyla birlikte emitör malzeme üzerindeki ısı dağılımı da büyük farklılıklar göstermektedir. Birinci emitör tasarımında sıcaklık değerleri 1350ºK-2050ºK arasında değişirken, ikinci tasarımda emitör malzemenin boy uzunluğunun 50 mm'den 100 mm'ye çıkarılmasıyla birlikte sıcaklık değerleri 1000ºK ile 2400ºK arasında bir dağılıma sahip olmuştur. Bu da STPVG güç sistemleri için istenmeyen bir durumdur. Çünkü maksimum verimin elde edileceği 1700ºK derecesinden büyük oranda uzaklaşılmaya başlandığı anlamına gelir ve bu nedenle simulasyonda elde edilen değerler güvenilirliğini kaybetmeye başlar.

4. SONUÇLAR VE ÖNERİLER

4.1. Sonuçlar

Bu çalışmada amaç, uzay platformları için geleceğin birincil güç sistemi olabileceği değerlendirilen TPVG güç sistemlerinin tasarımlarını geliştirmeye yönelik çalışmalar yapmak ve uzay platformlarında bu güç sistemlerinin kullanılabilirliğini araştırmaktır. Bu amaçla öncelikle literatür analizine dayalı olarak mevcut STPVG güç sistemi tasarımlarının verimliliği düşüren tasarımsal dezavantajları tespit edilerek, LEO yörüngenin ısıl koşulları ve uzay ortamının şartları da dikkate alınarak tüm olumsuzlukları ortadan kaldırmaya odaklı uzay platformlarına yönelik yenilikçi bir STPVG güç sistemi oluşturulmuştur. Oluşturulan bu modelin yapısal özellikleri Bölüm 2.2.2.2'de sunulmuştur. Buna göre, yapılan analizlerde, verimsizliğin temel kaynakları Bölüm 2.2.2.2.1'de belirtildiği üzere hücre dizilimi ve yerleşimi, optik lens tasarımı, soğutma sistemindeki yetersizlikler ve buna buna bağlı olarak emitör malzemenin yapısal ve şekilsel yetersizlikleri yapılan çalışmalarla giderilerek Şekil 2.10'daki 3-boyutlu modele ulaşılmıştır.

Ulaşılan bu model "Yöntem" başlığı altında sunulmuş olmakla birlikte, tasarım süreci ve buna bağlı verilerin elde edilmesinde ana belirleyici unsur niteliği taşımasından ve uzay platformları için ilk örnek olmasından dolayı bu çalışmanın en önemli bulgusu olarak değerlendirilebilir.Buna bağlı olarak ulaşılan bu modelin geliştirilebilir ve uygulanabilir bir yapıda olduğu sonucuna varılabilir.

TPVG güç sistemlerinin tasarımlarını geliştirmeye yönelik çalışmalar yapmak ve uzay platformlarında bu güç sistemlerinin kullanılabilirliğini araştırmak amacıyla Bölüm 2.2.1'de detaylı bir literatür analizi gerçekleştirilerek belirlenen ve her bir güç sisteminin sahip olduğu olumlu ve olumsuz yönleri gösteren birincil güç sistemleri için 9 etken faktör belirlenerek Çizelge 2.1'de sunulmuştur. Bu faktörler ışığında elde edilen bulgular değerlendirilerek aşağıdaki sonuçlara ulaşılabilir:

Bölüm 3.2.2'de karanlık yörünge periyodu süresince TPV hücrelerde gerçekleşen güç üretim yoğunluğu ve TPV hücre verimliliğine dair veriler elde edilerek Şekil 3.8'de yer alan grafikte sunulmuştur. Buna göre, karanlık yörünge periyodu T=1'nci dakikada TPV hücre sıcaklığı 1500ºK civarında iken TPV hücre güç üretim yoğunluğu tepe noktası 13000 W/m^2 değerine ulaştığı, sonrasında sıcaklık değerlerinin düşmesiyle orantılı olarak güç üretim yoğunluğu değerleri de düştüğü ve T=13'üncü dakikada TPV hücre sıcaklığı 300ºK civarında iken güç üretim değerinin sıfır olduğu bulgusuna ulaşılmıştır. Bu bölümde elde edilen bulgular değerlendirildiğinde, karanlık periyot süresince STPVG güç sistemine ulaşan herhangi bir

güneş ışığı ya da ısı kaynağı olmamasına rağmen, güç sisteminin kendi iç ısısından faydalanılarak bir süre daha güç üretimi yapılabileceği sonucuna ulaşılmaktadır. Elde edilen bu veriler kararlılık ve verime olumlu olarak yansımaktadır.

Bölüm 3.1.2'de karanlık yörünge süresince zaman-bağımlı ısıl çevrim analizlerinin gerçekleştirilmesi ile elde edilen bulgulardan görüldüğü üzere, karanlık periyot sonunda STPVG güç sistemi yeterli miktarda soğuyarak aydınlık yörüngedeki başlangıç sıcaklık değerlerine ulaşmaktadır. Bu aşamada elde edilen ısıl çevrim analiz verileri de aydınlık yörünge ısıl çevrim analizleri sonucunda elde edilen verileri doğrulamakta, tasarlanan STPVG güç sisteminin herhangi bir ilave soğutma sistemine ihtiyaç duymadan, sadece ısı dağıtıcı alt bileşen vasıtasıyla yeterli miktarda soğutulabileceğini ve bunun yanında ısıl çevrim açısından seçilen malzemelerin ve yapılan tasarımın ulaşılmak istenilen ısıl çevrim yönünden son derece yeterli olduğunu göstermektedir. Bu durumun kararlılık, kütle/hacim, maliyet ve verime olumlu yansıması beklenmektedir.

Bölüm 3.3.4'te STPVG Güç Sistemi Tasarımları İçin Güç Üretim ve Verimlilik Sonuçlarının Kıyaslanması çalışması kapsamında tasarlanan STPVG güç sistemlerine dair Çizelge 3.1'de sunulan veriler incelendiğinde emitör malzemenin eni sabit tutulup boyu iki kat arttırıldığında buna göre tasarlanan yeni sistemde 2 kat oranda TPV hücre yerleştirilip 2 kat oranda güç üretimi gerçekleştirilirken, ihtiyaç duyulan güneş enerjisi miktarının sadece 1,5 kat oranda arttığı görülmüştür. Dolayısıyla bu durum verim artışına sebep olmuş, birinci STPVG tasarımında verim %26,5 olarak hesaplanmışken, ikinci STPVG güç sistemi tasarımında verim %35,4'a yükselmiştir. Emitör malzemenin uzunluğunun arttırılması verim ve güç üretiminde artış sağlarken emitör malzemenin sıcaklık dağılımının da istenilen sıcaklık aralığının dışına çıktığı görülmüştür. Dolayısıyla buradan "emitör malzeme uzunluğu arttıkça verim de artmaya devam eder" gibi bir sonuç çıkarılmamalıdır. Buradan çıkarılacak sonuç "tolere edilebilecek sıcaklık aralığında ısı dağılımına sahip olabilecek maksimum uzunluktaki emitör malzeme ile gerçekleştirilecek bir STPVG tasarımı ile verim arttırılabilir" olmalıdır. Yapılacak deneysel çalışmalar açısından bu bulgu oldukça önemli görülmektedir.

Çizelge 2.1'de sunulan verilere göre, özellikle Dünya yakın yörüngelerinin neredeyse tamamı için birincil güç sistemi olarak kullanılan PV güç sistemleri; operasyonel ömür, güvenlik, güç üretim kapasitesi, maliyet ve verimlilik açısından avantajlı görünse de dış uzay ortamından etkilenmesi, kısıtlı çalışma sıcaklık aralığı, yüksek kütle-hacim oranı, kararlılık faktörleri yönünden dezavantajlı durumdadır.

Çizelge 2.1'de görüldüğü üzere, STPVG güç sistemleri PV güç sistemlerinin kütle-hacim oranı haricinde tüm olumsuz yönlerini ortadan kaldıracak ve ayrıca verimlilik, güç

üretim yoğunluğu, kütle-hacim ve maliyet yönünden de daha yüksek avantaj sunma potansiyeline sahiptir. Bu nedenle, bu çalışma kapsamında özellikle verim ve güç üretim yoğunluğunu arttırmaya yönelik çalışmalar yürütülmüştür. Elde edilen bulgular ışığında Çizelge 2.1'de yer alan etken faktörler yönünden STPVG güç sistemleri ile uzay kalifiye PV güç sistemlerinin kıyaslaması önemine binayen yeniden yapılarak Çizelge 4.1'de sunulmuştur.

Çizelge 4.1. Uzay Uyumlu PV Güç sistemi ile STPVG Güç Sisteminin Etken Faktörler Yönünden Kıyaslanması

	Güneş Hücreleri (PV)	STPVG	Açıklamalar
Uzay Görev Alanı	Y -	Y -	PV: Sadece Dünya yörüngelerinde STPVG: Dünya yörüngeleri ve Güneş'e yakın görev bölgelerinde
Dış uzay ortamından etkilenmesi	⛔	✅	PV: uzay koşullarından etkilenir STPVG: kapalı sistemlerdir, uzay koşullarından etkilenmez
Operasyonel Ömrü	✅	✅	PV: 10-20 yıl TPV: 10-20 yıl
Maliyet	✅	✅	STPVG güç sistemleri daha düşük maliyetlidir
Verimlilik	✅	✅	Uzay Kalifiye PV: %28-32 TPV: %35,4 verimlilik değerine ulaşıldı
Kütle ve hacim	⛔	⛔	STPVG güç sistemleri PV güç sistemlerine göre daha düşük kütle ve hacim değerlerine sahiptir
Güç üretim kapasitesi	✅	✅	PV: 420 W/m^{2}güç üretim yoğunluğu TPV: 43000 W/m^{2}güç üretim yoğunluğu
Kararlılık	⛔	✅	PV: uzay koşullarından etkilenmesi sebebiyle kararsız yapıdadır TPV: kapalı yapı olması sebebiyle kararlı yapıdadır
Güvenlik	✅	✅	Her iki güç sistemi de güvenlidir

Çizelge 4.1'de sunulan her bir etken faktör için bu çalışma kapsamında elde edilen sonuçlar aşağıdaki şekilde ifade edilebilir:

a. Uzay Görev Alanı: PV hücreler kısıtlı operasyonel sıcaklık aralığı nedeniyle sadece Dünya yörüngelerinde kullanıma uygundur. Fakat TPV hücreler, türüne göre değişmekle birlikte 2000ºC ye varan operasyonel sıcaklık değerlerine sahiptir ve bu sayede Merkür, Venüs ya da Güneş çevresi bölgelerde kullanımını mümkün kılar.

b. Dış Uzay Ortamından Etkilenmesi&Kararlılık: PV güç sistemleri Bölüm 1.1.1'de anlatılan uzay ortamının zorlu koşullarından fazlasıyla etkilenir. Bu durum PV güç sistemlerinin kararsız bir yapıya sahip olmasına, veriminin düşmesine ve kütle/hacim oranında artışa sebep olurken operasyonel ömrünün düşmesine neden olması beklenebilir. STPVG güç sistemleri ise kapalı sistemler olması sebebiyle Bölüm 3.1'de elde edilen ısıl çevrim verileri dikkate alındığında dış uzay ortamından etkilenmeksizin kararlı bir yapıya sahip olduğu söylenebilir.

c. Operasyonel Ömür: Operasyonel ömürdeki en belirleyici faktör kullanılan hücrelerin ömürleridir. Her iki güç sisteminin operasyonel ömürleri 10-20 yıl arasında gösterilse de PV hücrelerin uzayın dış ortam etkilerine maruz kalması nedeniyle verimlerinin düşmesinin yanı sıra operasyonel ömürlerinin de olumsuz etkilenmesi beklenebilir. Dolayısıyla TPV hücreler için belirtilen operasyonel ömür daha güvenilirdir.

d. Maliyet: STPVG güç sistemlerinin üretim ve tasarım maliyetleri açısından lietaratürde düşük optik alt sistem maliyetleri dışında kıyaslanabilir bir veri bulunmamaktadır. SPTVG güç sistemleri, CPV hücrelerde de olduğu gibi, PV hücrelere oranla 100 kat fazla güç üretim yoğunluğuna sahiptir. Bu da, daha az hücre kullanımı ve dolayısıyla daha düşük maliyet imkânı sağlar. Ayrıca kütle ve hacim oranında da düşüş sağlar ve bu da uzay platformunun üretilme ve fırlatma maliyetlerinin azalmasına katkı sağlar. Diğer yandan, kapalı sistemler olmasından dolayı operasyonel ömürlerinin uzamasının maliyete olumlu yansıması beklenebilir.

e. Kütle ve Hacim: PV güç sistemlerinin dış uzay ortamından olumsuz etkilenmesi, uzay platformları için tasarlanan PV güç sistemlerinin 2 kata varan oranda ilave yedeklemeler ile donatılmasına sebep olmaktadır. Dolayısıyla kütle ve hacim değerleri diğer güç sistemlerine oranla çok yüksektir. STPVG güç sistemlerinde ise, kapalı sistemler olması nedeniyle PV güç sistemlerindeki gibi bir yedeklemeye ihtiyaç duyulmaz. Dolayısıyla PV güç sistemlerine oranla daha düşük kütle ve hacim değerlerine sahiptir.

f. Verimlilik&Güç Üretim Yoğunluğu: Bölüm 1.5.4.2'de anlatıldığı üzere günümüzde uzay-kalifiye güneş hücrelerinin verimlilik değerleri %28-32 arasında olup

yaklaşık 420 W/m^2 güç üretim yoğunluğuna sahiptir. Bu çalışma kapsamında Bölüm 3.2.1'de elde edilen simülasyon verilerine göre TPV hücre güç üretim yoğunluğu değeri 43000 W/m^2 olup Bölüm 3.3.2'de ikinci STPVG güç sistemi tasarımı ile de %35,4 verimlilik değerine ulaşılmıştır. Bu verilerden hareketle tasarlanan STPVG güç sisteminde PV güç sistemlerine oranla 100 kat daha yüksek güç üretim yoğunluğu ve %10'a varan verim artışı elde edilmiştir. Elde edilen verimlilik değerleri de Bölüm 1.5.4.4'te sunulan literatür verileri (Hyder ve ark., 2003) ile uyumluluk göstermektedir. Bu da bu çalışmayla tasarlanan ve geliştirilen 3-boyutlu modelin literatürde verim üzerine belirtilen olumsuzlukların ortadan kaldırıldığı sonucuna işaret ederek modelin doğru bir yapıda tasarlandığını göstermektedir.

g. Güvenlik: Her iki güç sistemi de Çizelge 2.1'de sunulan diğer birincil güç sistemlerine göre daha güvenlidir.

Çizelge 4.1'de sunulan veriler ışığında, STPVG güç sisteminin PV güç sistemlerinin olumsuz yönlerini ortadan kaldırdığı, olumlu yönlerini daha da iyileştirdiği ve ayrıca PV güç sistemlerine oranla %10 daha verimli ve 100 kat daha yüksek güç üretim yoğunluğuna sahip olduğu sonucuna ulaşılabilir.

Literatürde yer alan çalışmalarda da belirtildiği üzere (Aybek, 2015; Walshve Lin, 2008; Wernsman ve ark., 2004) spektral filtre tasarımı ve kullanımı STPVG güç sisteminin verimliliğini önemli derecede etkilemektedir. Tez çalışması kapsamında tasarlanan STPVG güç sisteminde spektral filtre yerine yansıtıcı yüzeyler kullanılarak TPV hücrelerin aktif yüzeyleri dışında kalan tüm bölgelere ulaşan kızılötesi dalgaların tekrar emitöre yansıtılması amaçlanmıştır. Bu yöntem ile TPV hücrelere ulaşmayan kızılötesi dalgalar tekrar emitöre ulaştırılmaktadır. Ancak TPV hücrelere ulaşan düşük enerji seviyeli fotonlar TPV hücre tarafından elektrik enerjisine dönüştürülememiştir ve atık ısı olarak TPV hücrelerin ısınmasına ve verimin belirli bir düzeyde kalmasına sebep olmuştur.

Bu çalışmada, tasarlanan STPVG güç sisteminin PV güç sistemleri ile karşılaştırılması sunulmuştur. Uzay platformları için tasarlanan RTPVG güç sistemi tasarımları literatürde mevcuttur fakat bu güç sistemleri içerisinde mevcut radyoaktif malzeme sebebiyle yapısı STPVG güç sistemlerine göre daha farklıdır ve dolayısıyla birebir karşılaştırma yapılması mümkün değildir. Diğer yandan, STPVG güç sistemlerinin uzay platformlarına yönelik literatürde mevcut bir tasarım bulunmamasından dolayı benzer bir kıyaslama çalışması yapılamamıştır. Bu nedenle bu alanda yürütülen ilk çalışma olmasından dolayı uygulanabilirliğe sağladığı katkı açısından büyük bir öneme sahiptir.

Sonuç olarak, Bölüm-3'te elde edilen bulgulara dayalı olarak bu bölümde geliştirilen sonuçlar neticesinde, tasarlanan STPVG güç sisteminin uzay uygulamaları için geliştirilebilir

bir yapıya sahip olduğu söylenebilir. Bunun yanında, bu çalışma ile elde edilen bulgu ve sonuçlar, sunduğu avantajlar, yüksek güç üretim yoğunluluğu ve yüksek verimlilik değerleri dolayısıyla geleceğin birincil güç sistemleri arasında yer alacağı ve uzay araçları güç sistemleri alanında ilgi odağı olan bir çalışma alanı olacağı yönündeki literatür bulguları ile uyum göstermektedir. Bu durum, aynı zamanda literatüre dayalı olarak tercih edilen yöntemin uygunluğunu da teyit etmektedir.

4.2. Öneriler

TPV hücreler ile elektrik enerjisi üretimi konusu her ne kadar eski bir tarihçeye sahip olsa da, Giriş bölümünde de anlatıldığı üzere, uzay alanında kullanımı üzerine yapılan çalışmalar henüz deneysel aşamadadır. Günümüzde bu alandaki çalışmalar özellikle TPV hücreler ve spektral filtreler üzerine yoğunlaşmış olup, bu alanda çalışacak araştırmacılar için özellikle uzay uygulamaları açısından dikkate değer potansiyel içerdiği değerlendirilmektedir.

Bu çalışmada tasarlanan STPVG güç sistemi için uzay görev bölgesi olarak LEO yörünge belirlenmiş ve bu bağlamda yörünge parametreleri ve ortam koşulları dikkate alınarak bir güç sistemi tasarımı yapılmıştır. Fakat günümüzde uzay turizmi, uzay madenciliği gibi konuların da popüler olmasıyla birlikte insanlı uzay görevleri ve derin uzay araştırmalarına yönelik çalışmalar da hızla artmaktadır. Derin uzay ortamında Güneş ışığından faydalanmak mümkün olmadığı için nükleer güç sistemleri kullanılmaktadır. Günümüzde uzay görevlerinde aktif olarak kullanımdaki tek nükleer güç sistemi olan RTG'ler ise çok düşük verimlilik değerlerine sahiptir (%5-10). Bunun yanında, Bölüm 2.2.1'de anlatıldığı üzere RTPVG'ler, RTG güç sistemlerine oranla çok yüksek verimlilik değerleri sunmaktadır (%25-30). Dolayısıyla, derin uzay görevleri için RTPVG güç sistem tasarımlarının yapılması konusunun ilerleyen dönemlerde araştırmacılar için önemli bir alan olacağı değerlendirilmektedir.

Bölüm 4.1'de anlatıldığı üzere, Bölüm 3.2.1'de gerçekleştirilen, iki boyutlu ısıl çevrim analizi modeline dayalı TPV hücre verimliliği %20 olarak hesaplanmıştır. Fakat Bölüm 3.3.1'de üç boyutlu STPVG güç sistemi tasarımı için gerçekleştirilen verimlilik hesaplamalarına göre ise STPVG güç sisteminin verimliliği %26,5 olarak hesaplanmıştır. İki boyutlu analiz ile üç-boyutlu analiz arasındaki bu verimlilik farkının ise STPVG güç sisteminde yer alan hücre diziliminin boyut farkına yansımasından kaynaklandığı değerlendirilmektedir. Her ne kadar lüteratürde de gerçekleştirilen ısıl çevrim analiz modellerinin büyük çoğunluğu iki boyutlu olarak gerçekleştirilmiş olsa da, bu çalışma sürecinde gerçekleştirilen üç boyutlu analizle elde edilen verimin daha gerçekçi bulgular

sunması nedeniyle üç boyutlu analiz yöntemi kullanılması bu alanda araştırma yapacak araştırmacıların dikkatine sunulmaktadır.

Emitör malzemeden TPV hücrelerin bulunduğu bir düzleme kızılötesi ışınları yönlendirmek yerine emitör malzemenin etrafını saran bir TPV hücre dizilimi yapısı tercih edilmiş ve bu tasarım şekli verimliliği olumlu yönde etkilemiştir. Bu noktadan hareketle, emitörden yayılan kızılötesi ışınları maksimum düzeyde TPV hücrelere ulaştırabilecek ve verimliliğin daha da artabileceği yenilikçi tasarımlar geliştirilmesi önerilmektedir.

Tez çalışması kapsamında tasarlanan STPVG güç sisteminde spektral filtre yerine yansıtıcı yüzeyler kullanılarak TPV hücrelerin aktif yüzeyleri dışında kalan tüm bölgelere ulaşan kızılötesi dalgaların tekrar emitöre yansıtılması amaçlanmıştır. Bu yöntem ile TPV hücrelere ulaşmayan kızılötesi dalgalar tekrar emitöre ulaştırılmaktadır. Ancak TPV hücrelere ulaşan düşük enerji seviyeli fotonlar TPV hücre tarafından elektrik enerjisine dönüştürülememiştir ve atık ısı olarak TPV hücrelerin ısınmasına sebep olmuştur. Bu da verimin belirli bir düzeyde kalmasına sebep olmuştur. Bu durumdan hareketle verimi daha da arttırabilmek için bu alanda çalışma yapacak araştırmacılara tasarımlarında TPV hücrelerin arka kısmına spektral kontrol yöntemi prensibiyle tasarlanmış bir spektral filtre yerleştirerek TPV hücre tarafından elektrik enerjisine dönüştürülemeyen düşük enerji seviyesindeki fotonları emitöre geri yansıtılarak hem TPV hücrelerin ısınmasının önüne geçilecek hem de filtresiz sistem tasarımına oranla yüzde 20'lere varan verim artışı sağlamanın mümkün olacağı önerilmektedir.

Bölüm 2.2.1'de gerçekleştirilen detaylı literatür analizi çalışması sonucu oluşturulan ve Çizelge 2.1'de sunulan "Birincil Güç Sistemlerindeki Etken Faktörler" tablosu dikkate alınarak, bu alanda kıyaslanabilir veriler sunulması açısından tasarımsal çalışmaların yapılmasının uygulanabilirliğe daha çok katkı sağlayacağına inanılmaktadır.

Literatürde STPVG güç sistemlerinin tasarım ve üretim maliyetleri açısından kıyaslanabilir bir veri olmadığı için bu alanda deneysel çalışmaların arttırılarak üretim ve tasarım sürecine yönelik maliyetlerin sunulması uygulanabilirlik açısından önemlidir. Bu bağlamda, bu alanda çalışma yapacak araştırmacılara tasarım ve üretim maliyetlerinin belirlenmesine yönelik deneysel çalışmaların yapılması önerilmektedir.

Her ne kadar özellikle RTPVG güç sistemlerinin uzayda kullanımına yönelik çalışmalar literatürde mevcut olsa da STPVG alanında yapılan çalışmalar günümüze kadar hep yeryüzü çalışmaları ile sınırlı kalmıştır. Dolayısıyla, bu tez çalışması kapsamında tasarlanan STPVG güç sisteminin, mevcut tarih itibariyle, uzay platformlarında kullanımı açısından literatürdeki ilk çalışma olduğu değerlendirilmektedir. Bu nedenle, bu alanda

yürütülecek çalışmalarda kapsamlı literatür çalışması ve benimsenen yöntem ile elde edilen bulguların değerlendirilmesiyle ulaşılan sonuç ve önerilerin dikkate alınması uygulanabilirlik açısından büyük önem arz etmektedir.

5. KAYNAKLAR

Altamura G., 2014, Development of CZTSSe thin films based solar cells, Material Chemistry, Universite Joseph-Fourier - Grenoble I.

Andreev V.M., Vlasov A.S., Khvostikov V.P., Khvostokova O.A., Gazaryan P.Y., Sorokina S.V., and Sadchikov N.A., 2007, Solar thermophotovoltaic converters based on tungsten emitters, *Journal of Solar Energy Engineering*, 298-3003.

Andreev V.M., Khvostikov V.P., Khvostikova O.A., Vlasov A.S., Gazaryan P.Y., Sadchikov N.A., and Rumyantsev V.D., 2005, Solar thermophotovoltaic system with high temperature tungsten emitter, *31st IEEE Photovoltaic Specialists Conference*, 671– 674.

Andreev V.M. et al, 2004, Solar Thermophotovoltaic Converters: Efficiency Potentialities, *Sixth Conference on Thermophotovoltaic Generation of Electricity*, 96-104.

Andreev V.M., 2005, Khvostikov V.P., Rumyantsev V.D., Gazaryan P.Y., Vlasov A.S., Sadchikov N.A., Sorokina S.V., Zadiranov Y.M. and Shwartz M.Z.,Thermophotovoltaic converters with solar powered high temperature emitters, Ioffe Physico-Technical Institute.

Andy, 2019, How many satellites orbiting the Earth in 2019? [online], https://www.pixalytics.com/satellites-orbiting-earth-2019/ [Ziyaret Tarihi: 12 Nisan 2019].

Asif S., 2008, Evolutionary Computation Based Multi-Objective Design Search And Optimization of Spacecraft Electrical Power Subsystems, Doktora Tezi, Mühendislik Fakültesi Elektrik-Elektronik Mühendisliği Bölümü, Glasgow Üniversitesi.

Apostoleris H., Stefancich M., Chiesa M., 2018, Concentrating photovoltaics (CPV): the path ahead, Springer.

Aybek Ü., 2015, Endüstriyel uygulamalarda atık ısılardan yararlanma yöntemlerinin belirlenmesi ve termofotovoltaik uygulama yapılması, Yükseklisans Tezi, İstanbul Aydın Üniversitesi Makine Mühendisliği Bölümü.

Badescu V., 2001, Thermodynamic theory of thermophotovoltaic solar energy conversion, *Journal of Applied Physics*, 6476-6486.

Badescu V., 2005, Upper bounds for solar thermophotovoltaic efficiency, *Renewable Energy*, 211-225.

Bennett G., 1995, Summary of the US use of space nuclear power, ESA SP 369, 163–169.

Bermel P. et al, 2010, Design and global optimization of high-efficiency thermophotovoltaic systems, *Optics Express*, 314-334.

Brick J., Callaham A., Childress J., Stern J., Wacthel S. and Worker B., 2017, Waldo Cubesat Design, Airforce Institute Of Technology, Ohio, USA.

Chen X., Xuan Y.M. and Han Y.G., 2008, Investigation on performance of a solar thermophotovoltaic system, *Science in China Series E-Technological Sciences*, 2295-2304.

Chen X., Xuan Y.M. and Han Y.G., 2009, Thermal analysis and optimization of the emitter in the solar thermophotovoltaic (STPV), *Science in China Series E-Technological Sciences*, 2660-2669.

Chen X., Xuan Y.M. and Han Y.G., 2010, Investigation of the entropy generation and efficiency of a solar thermophotovoltaic system, *Chinese Science Bulletin*, 3718-3726.

Chubb D.L., Good B.S. and Lowe R.A., 1996, Solar thermophotovoltaic (STPV) system with thermal energy storage, *2nd NREL Conference on Thermophotovoltaic Generation of Electricity,* 181-198.

Comsol, 2021, The COMSOL® Software Product Suite[online], https://www.comsol.com/products, [Ziyaret Tarihi: 14 Mayıs 2021].

Comsol, 2021, Thermo-Photo-Voltaic Cell, https://www.comsol.com/model/thermo-photo-voltaic-cell-494, [Ziyaret Tarihi: 10Ekim 2021].

Crowley C.J., Elkouh N.A., Murray S. and Chubb D.L., 2005, Thermophotovoltaic Converter Performance for Radioisotope Power Systems, *American Institute of Physics*, 746, 601 (2005), 601-614.

Datas A., 2015, Optimum semiconductor bandgaps in single junction and multijunction thermophotovoltaic converters, *Sol. Energy Mater. Sol. Cells,* 134 275–290.

Datas A., Marti A., 2017, Thermophotovoltaic energy in space applications: review and future potential, *Solar Energy Materials& Solar Cells,* 161 285–296.

Datas A. and Algora C., 2010, Detailed balance analysis of solar thermophotovoltaic systems made up of single junction photovoltaic cells and broad band thermal emitters, *Solar Energy Materials and Solar Cells*, 2137-2147.

Datas A. and Algora C., 2009, Analytical model of solar thermophotovoltaic systems with cylindrical symmetry: Ray tracing approach, *Progress in Photovoltaics*, 526-541.

Datas A. and Algora C., 2012, Development and experimental evaluation of a complete solar thermophotovoltaic system, *Progress in Photovoltaics: Researchand Applications*.

Davies F., 2016, Overview of International Space Station Electrical Power System, EnergyTech 2016, NASA Technical Reports.

Davies P.A. and Luque A., 1994, Solar thermophotovoltaics – brief view and new look, *Solar Energy Materials and Solar Cells*, 11-22.

DeBellis C.L., Scotto M.V., Scoles S.W. and Fraas L., 1997, Conceptual Design of 500 watt portable thermophotovoltaic power supply using JP-8 fuel, *American Institute of Physics*, 355-367.

Demichelis F. and Minetti-Mezzetti E., 1980, A solar thermophotovoltaic converter, *Solar Cells*, 395-403.

Durisch W., Bitnar B., Roth F. and Palfinger G., 2003, Small thermophotovoltaic prototype systems, Solar Energy 75 (2003) 11–15.

Edenburn M.W., 1980, Analytical evaluation of a solar thermophotovoltaic (TPV) converter, *Solar Energy*, 367-371.

Efendi B.K., Dar bantlı GaInAsAb termofotovoltaik yapıların elektrik ve optik özelliklerinin incelenmesi, Doktora Tezi, Uludağ Üniversitesi Fizik Anabilim Dalı, Bursa, 2017.

El Hosani M. ve Emziane M., 2013, Modeling and Simulation of a Thermophotovoltaic System with NaF Heat Storage, *The Mediterranean Green Energy Forum 2013, MGEF-13*, 726-734.

Enerjiportalı.com, 2018, ÇiftYüzeyli (bifacial) Solar Paneller Daha Fazla Üretim Vadediyor, https://www.enerjiportali.com/ciftyuzeyli-bifacial-solar-paneller-daha-fazla-uretim-vadediyor/ [Ziyaret Tarihi: 05 Aralık 2021].

Erdoğan E., 2019, Nano uydu ile konsept derin uzay görevi tasarımı, Yüksek Lisans Tezi, İTÜ Fen Bilimleri Enstitüsü, İstanbul.

Fagas G., Gammaitoni L., Paul D., Berini G.A., 2014, "ICT –energy concepts towards zero–power information and communication technology", pp 211-212.

Fan, D., Burger, T., McSherry, S. et al. Near-perfect photon utilization in an air-bridge thermophotovoltaic cell. Nature 586, 237–241 (2020).

Fatemi N.S., 1996, A solar thermophotovoltaic electric generator for remote power applications, Technical Report, Essential Research Inc.

Fortescue P., Swinerd G., Stark J., 2011, Spacecraft Systems Engineering (Aerospace Series), Wiley.

Fraas L.M. at al, 1994, Development of a smallair-cooled ''midnight sun'' thermophotovoltaic electric generator, *AIP Conference Proceedings*, 128-133.

Fraas L.M., Doyle E.F., Becker F.E. and Shukla K.C., 1999, Design Of A Thermophotovoltaic Battery Substitute, *Thermophotovoltaic Generation of Electricity: Fourth NREL Conference*, 351-361.

Fraas L.M., 2014, Low-Cost Solar Electric Power, Springer International Publishing Switzerland, pp. 137.

Fraas L.M., Avery J.E. and Huang X.E., 2003, Thermophotovoltaic furnace–generator for the home using low bandgap GaSb cells, Semicond. Sci. Technol. 18, S247-253.

Gietl E.B., Gholdston E.W., Manners B.A. andDelventhal R.A., 2000, The electric power system of the International Space Station – A platform for power technology development, Technical Memorandum, Aerospace Conference – 2000, 18-25 March 2000, Montana.

Gueymard C.A., 2004, The sun's total and spectral irradiance for solar energy applications and solar radiation models, Solar Energy, vol. 76, 423-453.

Gündoğdu, A., 2008, Bir uydunun fırlatma esnasında maruz kaldığı yükler altındaki yapısal davranışının incelenmesi, Yüksek Lisans Tezi, İTÜ Fen Bilimleri Enstitüsü, İstanbul.

Harder N.P. and Würfel P., 2003, Theoretical limits of thermophotovoltaic solar energy conversion, *Semiconductor Science and Technology*, 151-157.

Henninger J.H., 1984, Solar absorbtance and thermal emittance of some common spacecraft thermal-control coatings", NASA Referece Publication 1121.

Horne W.E., 1982, Conversion of solar to electrical energy.

Höfler H., Würfel P. and Ruppel W., 1983, Selective emitters for thermophotovoltaic solar energy conversion, *Solar Cells,* 257-271.

Höfler H., Paul H.J., Ruppel W. and Würfel P., 1983, Interference filters for thermophotovoltaic energy conversion, *Solar Cells*, 273-286.

Hyder A. K., Wiley R. L., Halpert G., Flood D. J. and Sabripour S., 2003, Spacecraft power technologies, Imperial College Press, London.

Ismail N.A., Thaheer A.S.M. and Yamin M.I., 2018, Comparative study of MYSat attitude stability effect on power generation and lifetime, IOP Conf. Series: Materials Science and Engineering 370 (2018) 012018.

KalogirouS., 2017, McEvoy's handbook of photovoltaics, Third Edition, Fundamentals and Applications, Elsevier Science Academic Press.

Keser Ö.F., Bulat B., İdare B., Okan A., 209, The Usability of PV-TEG Hybrid Systems on Space Platforms, IEEE, 22 July 2019, DOI: 10.1109/RAST.2019.8767785, https://ieeexplore.ieee.org/document/8767785.

Keser Ö.F. and Idare B., 2019, Concentrated Photovoltaic Solar Power Investigation in Space Application, 978-1-7281-3789-6/19, IEEE.

Kovacs A. and Janhunen P., 2010, Thermo-photovoltaic spacecraft electricity generation, *Astrophysics and Space Sciences Transactions*, 6, 19-26.

Lange R.G. ve Carroll W.P., 2008, Review of recent advances of radioisotope power systems, Energy Conversion and Management 49 (2008) 393–401.

Liou J.C., Johnson N.L., 2009, A sensitivity study of the effectiveness of active debris removal in LEO, Acta Astronautica 64 (2009) 236–243.

Luque A. et al, 2005, FULLSPECTRUM: a new PV wave making more efficient use of the solar spectrum, *Solar Energy Materials and Solar Cells*, 467-479.

Luque A., 2007, Solar Thermophotovoltaics: Combining Solar Thermal and Photovoltaics, *7th World Conference on Thermophotovoltaic Generation of Electricity*, 3-16.

Maral G., Bousquet M., 2009, "Satellite Communications Systems: Systems, Techniques and Technology, Fifth Edition", Ecole Nationale Superieuredes Telecommunications, Site de Toulouse, France.

Mattarolo G., 2007, Development and modelling of a Thermophotovoltaic system, Doktora Tezi, Kassel Üniversitesi Güneş Enerji Sistemleri Enstitüsü.

Mattarolo G. ve Bard J., 2005, Theoretical Modeling of a Thermophotovoltaic System, COMSOL Multiphysics User's Conference, Frankfurt.

Medina A.D., 2011, Development of Solar Thermophotovoltaic Systems, Doktora Tezi, Madrid Teknik Üniversitesi, Elektronik Mühendisliği Bölümü.

Miller D.W. and Keesee J., 2012, Spacecraft Power Systems.

Mokri A. and Emziane M., 2011, Evaluation of a combined CPV and TPV system under high DNI, *1st IEEE GCC Conference and Exhibition (GCC)*, 158-161.

NASA, 2017, Lunokhod 1 [online], https://moon.nasa.gov/resources/37/lunokhod-1/[Ziyaret Tarihi: 11Nisan 2020].

NASA, 2007, System Engineering Handbook, NASA publications, Washington.

NASA, 2017, Why do we send robots to space? [online], https://spaceplace.nasa.gov/space-robots/en/ [Ziyaret Tarihi: 05 Nisan 2020],

NASA, 2015, Reference guide to the International Space Station, NASA publications.

Okan, A., Uydu Tasarımına Giriş Eğitimi, Konya Bilim Merkezi, 16 Mart 2019, Konya.

O'Neil M.J, Piszczor M.F., Eskenazi M.I., McDanal A.J., Geroge P.J., Botke M.M., Brandhorst H.W., Edwards D.L. and Jaster P.A, 2003, The Strectched Lens Array (SLA): An Ultra-Light Photovoltaic Concerator, The International Society for Optical Engineering · The International Symposium on Optical Science and

Technology, SPIE's 48th Annual Meeting, San Diego, August 3-8, 2003 – Paper No. 5179-17.

Patel M.R., 2005, Spacecraft Power Systems, Chapter 7 – Design process and trades, published by CRC Press, New York, 111-132.

Pisacane, V.L., 2005, Fundamentals of space systems' (2nd Edition), Oxford University Press.

Qiao L., Rizos C. And Dempster A.G., 2013, Analysis and Comparison of CubeSat Lifetime, Australian Centre for Space Engineering Research, School of Surveying and Geospatial Engineering, University of New South Wales, Sydney

Raghep M., 2012, Radioisotope power generation, NPE Chapter 3.

Rephaeli E. and Fan S.H., 2009, Absorber and emitter for solar thermo-photovoltaic systems to achieve efficiency exceeding the Shockley-Queisser limit, *Optics Express*, 15145-15159.

Rumyantsev V.D., Khvostikov V.P., Khvostikova O.A., Gazaryan P.Y., Sadchikov N.A., Vlasov A.S., Ionava E.A. ve Andreev V.M., 2004, Structural Features of a Solar TPV System, *Thermophotovoltaic Generation of Electricity, 6th Conference,* 79-87.

Rumyantsev V.D., Chosta O.I., Grilikhes V.A., Sadchikov N.A, Soluyanov A.A., Shvarts M.Z and Andreev V.M., 2002, Terrestrial and Space Concentrator PV Modules With Composite (Glass-Silicone) Fresnel Lenses, Proceedings of 29th IEEE PVSC, New Orleans, 2002,pp. 1596-1599.

Sathya P. ve Swarna Priya R.M., 2020, Numerical modeling and Simulation of Thermophotovoltaic Cell using COMSOL, published by IEEE.

Schock A. and Kumar V., 1995, Radioisotope thermophotovoltaic system design and its application to an illustrative space mission, *American Institute of Physics*, 321, 139 (1995), 139-152.

Schock A., Or C. and Kumar V., 1996, Small radioisotope thermophotovoltaic (RTPV) generators, *American Institute of Physics*, 358, 81 (1996), 81-97.

Selimoğlu Ö., 2013, Design and realization of a new concentrating photovoltaic solar energy module based on lossless horizontally staggered light guide, Doktora Tezi, Ortadoğu Teknik Üniversitesi Fizik Bölümü.

Singh A., Avasthi D.V., Singh T. ve Kumar D., 2014, Design of a thermophotovoltaic system optimized surface radiative and conductive heat flux, *International Journal of Emerging Trends in Engineering and Development,* Issue 4, Vol.4, 123-127.

Sforza PM., 2016, Manned Spacecraft Design Principles, Elsevier Press.

Spirkl W. and Ries H., 1985, Solar thermophotovoltaics: an assessment, *Journal of Applied Physics*, 4409-4414.

Stone K.W., Kusek S.M. and Drubka R.E., 1995, Analysis of solar thermophotovoltaic test data from experiments performed at Mc Donnell-douglas, *1st NREL Conference on Thermophotovoltaic Generation of Electricity*, 153-162.

Stone K.W., Drubka R.E., Kusek S.M. and Douglas M., 1996, A space solar thermophotovoltaic power system, *31st Intersociety Energy Conversion Engineering Conference (IECEC-96)*, 1001-1006.

Stone K.W., Chubb D.L., Wilt D.M., and Wanlass W.M., 1996, Testing and modelling of a solar thermophotovoltaic power system, AIP Conference Proceedings 358, 199.

Summerer L., 2006, Technical aspects of space nuclear power sources.

Swanson R.M., A Proposed Thermophotovoltaic Solar Energy Conversion System, Proceedings of the IEEE, Vol 67, 446-447, 1979.

Teofilo V.L., Choong P., Chen W., Chang J. and Tseng Y.L., 2006, Thermophotovoltaic Energy Conversion for Space Applications, American Institute of Physics, 813, 552 (2006), 552-559.

TrittT.M., Böttner H. and Chen L., 2008, Thermoelectrics: direct solar thermal energy conversion, MRS Bulletin Vol.33, 2008.

Turan, O., 2017, Isı Transferi, Makine ve İmalat Mühendisliği Ders notları, Bilecik Şeyh Edebali Üniversitesi.

Twaha, S.,Zhu, J., Yan, Y., Li, B., 2016, A comprehensive review of thermoelectric technology: materials, applications, modelling and performance improvement, Journal of Renewable and Sustainable Energy Reviews.

Van Der Heide J., 2009, Cost-efficient thermophotovoltaic cells based on germanium, Doktora Tezi, Leuven Katolik Üniversitesi Elektrik Mühendisliği Bölümü, Belçika.

Vardar, U., 2010, Gelişen uzay sistemleri, uydu teknolojileri ve TSK'da askeri uydu kullanımının incelenmesi, Yüksek Lisans Tezi, Hava Harp Okulu Havacılık ve Uzay Teknolojileri Enstitüsü, İstanbul.

Walsh T.A. and Lin S.Y, 2008, "Power Density and Efficiency of Thermophotovoltaic Energy Conversion Using a Photonic-Crystal Emitter and a 2-D Metal-Grid Filter", IEEE Transactıons on Electron Devices, Vol. 55, No. 5.

Wang X., Chan W.R., Stelmakh V., Soljacic M., Joannopoulos C.D., Celanovic and Fisher P.H., 2015, Prototype of radioisotope thermophotovoltaic system using photonic crystal spectral control, Journal of Physics: Conference Series 660 (2015) 012034.

Wanlass W.M., Coutts T.J., Ward J.S., Emery K.A., Gessert T.A. and Osterwald C.R., 1991, Advanced high-efficiency concentrator tandem solar cells, *Photovoltaic Specialists Conference,* IEEE.

Warner C. Schierholz S., 2016, NASA Awards International Space Station Cargo Transport Contracts[online], https://www.nasa.gov/press-release/nasa-awards-international-space-station-cargo-transport-contracts [Ziyaret Tarihi: 10 Nisan 2019].

Wedlock B.D., 1963,Thermophotovoltaic energy conversion, IEEE, 694-698.

Wernsman B., Siergiej R.R., Link S.D., Mahorter R.G., Palmisiano M.N., Wehrer R.J., Schultz R.W., Schmuck G.P., Messham R.L., Murray S., Murray S.C., Newman F., Taylor D., DePoy D.M., Rahmlow T., 2004, Greater than 20% radiant heat conversion efficiency of a thermophotovoltaic radiator/module system using reflective spectral control, IEEE Trans. Electron Devices 51 (3) 512–515.

Wertz J.R., Everett D.F. and Puschell J.J., 2015, Space Mission Engineering: The New SMAD, published by Microcosm Press, Hawthorne, 641-662.

Wikipedia, 2020, SketchUp[online], https://tr.wikipedia.org/wiki/SketchUp, [Ziyaret Tarihi: 14 Mayıs 2021].

Wikipedia, 2021, International Space Station [online], https://en.wikipedia.org/wiki/International_Space_Station#cite_note-204, [Ziyaret Tarihi: 05 Aralık 2021].

Wilt D., Chubb D., Wolford D., Magari P. and Crowley C., 2007, Thermophotovoltaics for Space Power Applications, American Institute of Physics, 890, 335 (2007), 335-345.

World Nuclear Association, 2019, Nuclear reactors and radioisotopes for space [online], https://www.world-nuclear.org/information-library/non-power-nuclear-applications/transport/nuclear-reactors-for-space.aspx [Ziyaret Tarihi: 15Nisan 2019].

Würfel P. and Ruppel W., 1980, Upper limit of thermophotovoltaic solar-energy conversion, IEEE Transactions on Electron Devices, 745-750.

Xie W.T., Dai Y.J., Wang R.Z. and Sumathy K., 2011, Concentrated solar energy applications using Fresnel lenses: A review, Renewable and Sustainable Energy Reviews 15 (2011) 2588– 2606.

Xu S., Shuai Y., Zhang J., Huang X. and Tan H., 2017, Performance optimization analysis of solar thermophotovoltaic energy conversion systems, Solar Energy 149 (2017) 44–53

Yoshida K., 2009, Achievements in Space Robotics, IEEE Robotics&Automation Magazine, 20-28.

EKLER

EK-1 ISS Orbit Sıcaklık Verileri (Mevcut olan)

3 Dec 2020 09:18:46
FOR UNFUNDED EDUCATIONAL USE ONLY
Satellite-ISS_25544

Time (UTCG)	Temperature (ºC)	Solar Flux (W/m^2)	Solar Intensity (%)
3 Dec 2020 09:25:00.000	-38.751	1400.954197	100.0000
3 Dec 2020 09:26:00.000	-38.753	1400.960335	100.0000
3 Dec 2020 09:27:00.000	-38.754	1400.966903	100.0000
3 Dec 2020 09:28:00.000	-38.756	1400.973871	100.0000
3 Dec 2020 09:29:00.000	-38.757	1400.981210	100.0000
3 Dec 2020 09:30:00.000	-38.758	1400.988887	100.0000
3 Dec 2020 09:31:00.000	-38.099	1400.996868	100.0000
3 Dec 2020 09:32:00.000	-37.507	1401.005119	100.0000
3 Dec 2020 09:33:00.000	-36.701	1401.013603	100.0000
3 Dec 2020 09:34:00.000	-35.895	1401.022283	100.0000
3 Dec 2020 09:35:00.000	-35.152	1401.031121	100.0000
3 Dec 2020 09:36:00.000	-34.387	1401.040079	100.0000
3 Dec 2020 09:37:00.000	-33.659	1401.049116	100.0000
3 Dec 2020 09:38:00.000	-32.959	1401.058194	100.0000
3 Dec 2020 09:39:00.000	-32.290	1401.067272	100.0000
3 Dec 2020 09:40:00.000	-31.654	1401.076311	100.0000
3 Dec 2020 09:41:00.000	-31.053	1401.085272	100.0000
3 Dec 2020 09:42:00.000	-30.489	1401.094114	100.0000
3 Dec 2020 09:43:00.000	-29.964	1401.102799	100.0000
3 Dec 2020 09:44:00.000	-29.479	1401.111289	100.0000
3 Dec 2020 09:45:00.000	-29.037	1401.119546	100.0000
3 Dec 2020 09:46:00.000	-28.637	1401.127535	100.0000
3 Dec 2020 09:47:00.000	-28.282	1401.135220	100.0000
3 Dec 2020 09:48:00.000	-27.972	1401.142568	100.0000
3 Dec 2020 09:49:00.000	-27.709	1401.149545	100.0000
3 Dec 2020 09:50:00.000	-27.493	1401.156123	100.0000
3 Dec 2020 09:51:00.000	-27.324	1401.162270	100.0000
3 Dec 2020 09:52:00.000	-27.203	1401.167962	100.0000
3 Dec 2020 09:53:00.000	-27.131	1401.173173	100.0000
3 Dec 2020 09:54:00.000	-27.108	1401.177879	100.0000
3 Dec 2020 09:55:00.000	-27.133	1401.182062	100.0000
3 Dec 2020 09:56:00.000	-27.207	1401.185702	100.0000
3 Dec 2020 09:57:00.000	-27.330	1401.188784	100.0000
3 Dec 2020 09:58:00.000	-27.501	1401.191296	100.0000
3 Dec 2020 09:59:00.000	-27.720	1401.193227	100.0000
3 Dec 2020 10:00:00.000	-27.987	1401.194569	100.0000
3 Dec 2020 10:01:00.000	-28.301	1401.195317	100.0000
3 Dec 2020 10:02:00.000	-28.660	1401.195469	100.0000

3 Dec 2020 10:03:00.000	-29.064	1401.195026	100.0000
3 Dec 2020 10:04:00.000	-29.513	1401.193991	100.0000
3 Dec 2020 10:05:00.000	-30.004	1401.192370	100.0000
3 Dec 2020 10:06:00.000	-30.536	1401.190171	100.0000
3 Dec 2020 10:07:00.000	-31.107	1401.187407	100.0000
3 Dec 2020 10:08:00.000	-31.716	1401.184091	100.0000
3 Dec 2020 10:09:00.000	-32.362	1401.180240	100.0000
3 Dec 2020 10:10:00.000	-33.041	1401.175872	100.0000
3 Dec 2020 10:11:00.000	-33.751	1401.171010	100.0000
3 Dec 2020 10:12:00.000	-34.497	1401.165677	100.0000
3 Dec 2020 10:13:00.000	-35.245	1401.159898	100.0000
3 Dec 2020 10:14:00.000	-36.048	1401.153703	100.0000
3 Dec 2020 10:15:00.000	-36.767	1401.147119	100.0000
3 Dec 2020 10:16:00.000	-37.548	1401.140180	100.0000
3 Dec 2020 10:17:00.000	-38.112	1401.132917	100.0000
3 Dec 2020 10:18:00.000	-38.531	1401.125366	100.0000
3 Dec 2020 10:19:00.000	-38.530	1401.117562	100.0000
3 Dec 2020 10:20:00.000	-38.531	1401.109543	100.0000
3 Dec 2020 10:21:00.000	-38.532	1401.101346	100.0000
3 Dec 2020 10:22:00.000	-38.534	1401.093011	100.0000
3 Dec 2020 10:23:00.000	-63.434	1401.084576	34.0959
3 Dec 2020 10:24:00.000	-80.852	1401.076081	0.0000
3 Dec 2020 10:25:00.000	-80.859	1401.067567	0.0000
3 Dec 2020 10:26:00.000	-80.868	1401.059074	0.0000
3 Dec 2020 10:27:00.000	-80.878	1401.050641	0.0000
3 Dec 2020 10:28:00.000	-80.888	1401.042309	0.0000
3 Dec 2020 10:29:00.000	-80.900	1401.034118	0.0000
3 Dec 2020 10:30:00.000	-80.913	1401.026105	0.0000
3 Dec 2020 10:31:00.000	-80.926	1401.018309	0.0000
3 Dec 2020 10:32:00.000	-80.940	1401.010767	0.0000
3 Dec 2020 10:33:00.000	-80.954	1401.003515	0.0000
3 Dec 2020 10:34:00.000	-80.969	1400.996587	0.0000
3 Dec 2020 10:35:00.000	-80.984	1400.990016	0.0000
3 Dec 2020 10:36:00.000	-80.999	1400.983834	0.0000
3 Dec 2020 10:37:00.000	-81.015	1400.978071	0.0000
3 Dec 2020 10:38:00.000	-81.030	1400.972754	0.0000
3 Dec 2020 10:39:00.000	-81.045	1400.967909	0.0000
3 Dec 2020 10:40:00.000	-81.060	1400.963560	0.0000
3 Dec 2020 10:41:00.000	-81.074	1400.959727	0.0000
3 Dec 2020 10:42:00.000	-81.088	1400.956430	0.0000
3 Dec 2020 10:43:00.000	-81.102	1400.953685	0.0000
3 Dec 2020 10:44:00.000	-81.115	1400.951507	0.0000
3 Dec 2020 10:45:00.000	-81.127	1400.949905	0.0000
3 Dec 2020 10:46:00.000	-81.139	1400.948888	0.0000
3 Dec 2020 10:47:00.000	-81.150	1400.948464	0.0000
3 Dec 2020 10:48:00.000	-81.161	1400.948633	0.0000
3 Dec 2020 10:49:00.000	-81.171	1400.949398	0.0000
3 Dec 2020 10:50:00.000	-81.180	1400.950754	0.0000
3 Dec 2020 10:51:00.000	-81.188	1400.952698	0.0000
3 Dec 2020 10:52:00.000	-81.196	1400.955221	0.0000

3 Dec 2020 10:53:00.000	-81.203	1400.958313	0.0000
3 Dec 2020 10:54:00.000	-81.210	1400.961961	0.0000
3 Dec 2020 10:55:00.000	-81.215	1400.966149	0.0000
3 Dec 2020 10:56:00.000	-81.221	1400.970858	0.0000
3 Dec 2020 10:57:00.000	-81.225	1400.976069	0.0000
3 Dec 2020 10:58:00.000	-38.750	1400.981759	100.0000
3 Dec 2020 10:59:00.000	-38.752	1400.987903	100.0000
3 Dec 2020 11:00:00.000	-38.753	1400.994473	100.0000
3 Dec 2020 11:01:00.000	-38.755	1401.001442	100.0000
3 Dec 2020 11:02:00.000	-38.756	1401.008778	100.0000
3 Dec 2020 11:03:00.000	-38.756	1401.016450	100.0000
3 Dec 2020 11:04:00.000	-38.060	1401.024423	100.0000
3 Dec 2020 11:05:00.000	-37.452	1401.032664	100.0000
3 Dec 2020 11:06:00.000	-36.651	1401.041135	100.0000
3 Dec 2020 11:07:00.000	-35.852	1401.049799	100.0000
3 Dec 2020 11:08:00.000	-35.117	1401.058620	100.0000
3 Dec 2020 11:09:00.000	-34.359	1401.067557	100.0000
3 Dec 2020 11:10:00.000	-33.635	1401.076572	100.0000
3 Dec 2020 11:11:00.000	-32.939	1401.085625	100.0000
3 Dec 2020 11:12:00.000	-32.273	1401.094676	100.0000
3 Dec 2020 11:13:00.000	-31.640	1401.103687	100.0000
3 Dec 2020 11:14:00.000	-31.043	1401.112616	100.0000
3 Dec 2020 11:15:00.000	-30.482	1401.121426	100.0000
3 Dec 2020 11:16:00.000	-29.960	1401.130078	100.0000
3 Dec 2020 11:17:00.000	-29.479	1401.138533	100.0000
3 Dec 2020 11:18:00.000	-29.040	1401.146754	100.0000
3 Dec 2020 11:19:00.000	-28.644	1401.154705	100.0000
3 Dec 2020 11:20:00.000	-28.292	1401.162352	100.0000
3 Dec 2020 11:21:00.000	-27.985	1401.169660	100.0000
3 Dec 2020 11:22:00.000	-27.725	1401.176598	100.0000
3 Dec 2020 11:23:00.000	-27.511	1401.183135	100.0000
3 Dec 2020 11:24:00.000	-27.346	1401.189243	100.0000
3 Dec 2020 11:25:00.000	-27.228	1401.194894	100.0000
3 Dec 2020 11:26:00.000	-27.158	1401.200064	100.0000
3 Dec 2020 11:27:00.000	-27.137	1401.204731	100.0000
3 Dec 2020 11:28:00.000	-27.165	1401.208874	100.0000
3 Dec 2020 11:29:00.000	-27.241	1401.212475	100.0000
3 Dec 2020 11:30:00.000	-27.367	1401.215520	100.0000
3 Dec 2020 11:31:00.000	-27.540	1401.217995	100.0000
3 Dec 2020 11:32:00.000	-27.761	1401.219890	100.0000
3 Dec 2020 11:33:00.000	-28.029	1401.221197	100.0000
3 Dec 2020 11:34:00.000	-28.344	1401.221912	100.0000
3 Dec 2020 11:35:00.000	-28.705	1401.222034	100.0000
3 Dec 2020 11:36:00.000	-29.111	1401.221561	100.0000
3 Dec 2020 11:37:00.000	-29.560	1401.220498	100.0000
3 Dec 2020 11:38:00.000	-30.052	1401.218852	100.0000
3 Dec 2020 11:39:00.000	-30.585	1401.216630	100.0000
3 Dec 2020 11:40:00.000	-31.157	1401.213845	100.0000
3 Dec 2020 11:41:00.000	-31.766	1401.210510	100.0000
3 Dec 2020 11:42:00.000	-32.412	1401.206643	100.0000

3 Dec 2020 11:43:00.000	-33.090	1401.202262	100.0000
3 Dec 2020 11:44:00.000	-33.800	1401.197389	100.0000
3 Dec 2020 11:45:00.000	-34.532	1401.192048	100.0000
3 Dec 2020 11:46:00.000	-35.303	1401.186264	100.0000
3 Dec 2020 11:47:00.000	-36.109	1401.180065	100.0000
3 Dec 2020 11:48:00.000	-36.832	1401.173481	100.0000
3 Dec 2020 11:49:00.000	-37.604	1401.166544	100.0000
3 Dec 2020 11:50:00.000	-38.531	1401.159287	100.0000
3 Dec 2020 11:51:00.000	-38.530	1401.151744	100.0000
3 Dec 2020 11:52:00.000	-38.529	1401.143950	100.0000
3 Dec 2020 11:53:00.000	-38.530	1401.135944	100.0000
3 Dec 2020 11:54:00.000	-38.531	1401.127763	100.0000
3 Dec 2020 11:55:00.000	-38.533	1401.119445	100.0000
3 Dec 2020 11:56:00.000	-74.746	1401.111031	10.9466
3 Dec 2020 11:57:00.000	-80.852	1401.102559	0.0000
3 Dec 2020 11:58:00.000	-80.859	1401.094069	0.0000
3 Dec 2020 11:59:00.000	-80.868	1401.085602	0.0000
3 Dec 2020 12:00:00.000	-80.878	1401.077199	0.0000
3 Dec 2020 12:01:00.000	-80.889	1401.068897	0.0000
3 Dec 2020 12:02:00.000	-80.900	1401.060737	0.0000
3 Dec 2020 12:03:00.000	-80.913	1401.052758	0.0000
3 Dec 2020 12:04:00.000	-80.926	1401.044997	0.0000
3 Dec 2020 12:05:00.000	-80.940	1401.037491	0.0000
3 Dec 2020 12:06:00.000	-80.955	1401.030275	0.0000
3 Dec 2020 12:07:00.000	-80.970	1401.023385	0.0000
3 Dec 2020 12:08:00.000	-80.985	1401.016853	0.0000
3 Dec 2020 12:09:00.000	-81.000	1401.010710	0.0000
3 Dec 2020 12:10:00.000	-81.015	1401.004986	0.0000
3 Dec 2020 12:11:00.000	-81.030	1400.999708	0.0000
3 Dec 2020 12:12:00.000	-81.045	1400.994903	0.0000
3 Dec 2020 12:13:00.000	-81.060	1400.990592	0.0000
3 Dec 2020 12:14:00.000	-81.075	1400.986798	0.0000
3 Dec 2020 12:15:00.000	-81.089	1400.983539	0.0000
3 Dec 2020 12:16:00.000	-81.102	1400.980831	0.0000
3 Dec 2020 12:17:00.000	-81.115	1400.978688	0.0000
3 Dec 2020 12:18:00.000	-81.127	1400.977121	0.0000
3 Dec 2020 12:19:00.000	-81.139	1400.976139	0.0000
3 Dec 2020 12:20:00.000	-81.150	1400.975746	0.0000
3 Dec 2020 12:21:00.000	-81.161	1400.975946	0.0000
3 Dec 2020 12:22:00.000	-81.171	1400.976739	0.0000
3 Dec 2020 12:23:00.000	-81.180	1400.978123	0.0000
3 Dec 2020 12:24:00.000	-81.188	1400.980091	0.0000
3 Dec 2020 12:25:00.000	-81.196	1400.982637	0.0000
3 Dec 2020 12:26:00.000	-81.203	1400.985750	0.0000
3 Dec 2020 12:27:00.000	-81.209	1400.989415	0.0000
3 Dec 2020 12:28:00.000	-81.215	1400.993618	0.0000
3 Dec 2020 12:29:00.000	-81.220	1400.998341	0.0000
3 Dec 2020 12:30:00.000	-81.225	1401.003562	0.0000

EK-2 ISSOrbit Sıcaklık Verileri (Optimize Edilmiş)

3 Jan 2021 21:18:56
FOR UNFUNDED EDUCATIONAL USE ONLY
Satellite-ISS_25544

Time (UTCG)	Temperature (degC)	Solar Flux (W/m^2)	Solar Intensity (%)
3 Dec 2020 09:25:00.000	21.614	1400.954197	100.0000
3 Dec 2020 09:26:00.000	21.613	1400.960335	100.0000
3 Dec 2020 09:27:00.000	21.613	1400.966903	100.0000
3 Dec 2020 09:28:00.000	21.612	1400.973871	100.0000
3 Dec 2020 09:29:00.000	21.612	1400.981210	100.0000
3 Dec 2020 09:30:00.000	21.612	1400.988887	100.0000
3 Dec 2020 09:31:00.000	22.843	1400.996868	100.0000
3 Dec 2020 09:32:00.000	23.947	1401.005119	100.0000
3 Dec 2020 09:33:00.000	25.443	1401.013603	100.0000
3 Dec 2020 09:34:00.000	26.931	1401.022283	100.0000
3 Dec 2020 09:35:00.000	28.296	1401.031121	100.0000
3 Dec 2020 09:36:00.000	29.694	1401.040079	100.0000
3 Dec 2020 09:37:00.000	31.020	1401.049116	100.0000
3 Dec 2020 09:38:00.000	32.290	1401.058194	100.0000
3 Dec 2020 09:39:00.000	33.499	1401.067273	100.0000
3 Dec 2020 09:40:00.000	34.644	1401.076312	100.0000
3 Dec 2020 09:41:00.000	35.721	1401.085272	100.0000
3 Dec 2020 09:42:00.000	36.729	1401.094114	100.0000
3 Dec 2020 09:43:00.000	37.664	1401.102799	100.0000
3 Dec 2020 09:44:00.000	38.524	1401.111289	100.0000
3 Dec 2020 09:45:00.000	39.308	1401.119547	100.0000
3 Dec 2020 09:46:00.000	40.013	1401.127535	100.0000
3 Dec 2020 09:47:00.000	40.637	1401.135221	100.0000
3 Dec 2020 09:48:00.000	41.180	1401.142568	100.0000
3 Dec 2020 09:49:00.000	41.640	1401.149546	100.0000
3 Dec 2020 09:50:00.000	42.017	1401.156123	100.0000
3 Dec 2020 09:51:00.000	42.308	1401.162271	100.0000
3 Dec 2020 09:52:00.000	42.514	1401.167962	100.0000
3 Dec 2020 09:53:00.000	42.634	1401.173173	100.0000
3 Dec 2020 09:54:00.000	42.667	1401.177879	100.0000
3 Dec 2020 09:55:00.000	42.615	1401.182062	100.0000
3 Dec 2020 09:56:00.000	42.475	1401.185702	100.0000
3 Dec 2020 09:57:00.000	42.250	1401.188785	100.0000
3 Dec 2020 09:58:00.000	41.939	1401.191296	100.0000
3 Dec 2020 09:59:00.000	41.542	1401.193227	100.0000
3 Dec 2020 10:00:00.000	41.061	1401.194569	100.0000
3 Dec 2020 10:01:00.000	40.496	1401.195317	100.0000
3 Dec 2020 10:02:00.000	39.848	1401.195469	100.0000
3 Dec 2020 10:03:00.000	39.119	1401.195026	100.0000
3 Dec 2020 10:04:00.000	38.311	1401.193991	100.0000

3 Dec 2020 10:05:00.000	37.424	1401.192370	100.0000
3 Dec 2020 10:06:00.000	36.462	1401.190171	100.0000
3 Dec 2020 10:07:00.000	35.426	1401.187407	100.0000
3 Dec 2020 10:08:00.000	34.320	1401.184091	100.0000
3 Dec 2020 10:09:00.000	33.145	1401.180239	100.0000
3 Dec 2020 10:10:00.000	31.906	1401.175872	100.0000
3 Dec 2020 10:11:00.000	30.605	1401.171010	100.0000
3 Dec 2020 10:12:00.000	29.233	1401.165677	100.0000
3 Dec 2020 10:13:00.000	27.853	1401.159898	100.0000
3 Dec 2020 10:14:00.000	26.367	1401.153702	100.0000
3 Dec 2020 10:15:00.000	25.031	1401.147119	100.0000
3 Dec 2020 10:16:00.000	23.574	1401.140179	100.0000
3 Dec 2020 10:17:00.000	22.516	1401.132917	100.0000
3 Dec 2020 10:18:00.000	21.730	1401.125366	100.0000
3 Dec 2020 10:19:00.000	21.730	1401.117562	100.0000
3 Dec 2020 10:20:00.000	21.730	1401.109543	100.0000
3 Dec 2020 10:21:00.000	21.729	1401.101346	100.0000
3 Dec 2020 10:22:00.000	21.727	1401.093011	100.0000
3 Dec 2020 10:23:00.000	-30.308	1401.084576	34.0732
3 Dec 2020 10:24:00.000	-80.852	1401.076081	0.0000
3 Dec 2020 10:25:00.000	-80.859	1401.067567	0.0000
3 Dec 2020 10:26:00.000	-80.868	1401.059073	0.0000
3 Dec 2020 10:27:00.000	-80.878	1401.050641	0.0000
3 Dec 2020 10:28:00.000	-80.888	1401.042309	0.0000
3 Dec 2020 10:29:00.000	-80.900	1401.034117	0.0000
3 Dec 2020 10:30:00.000	-80.913	1401.026105	0.0000
3 Dec 2020 10:31:00.000	-80.926	1401.018309	0.0000
3 Dec 2020 10:32:00.000	-80.940	1401.010767	0.0000
3 Dec 2020 10:33:00.000	-80.954	1401.003514	0.0000
3 Dec 2020 10:34:00.000	-80.969	1400.996586	0.0000
3 Dec 2020 10:35:00.000	-80.984	1400.990016	0.0000
3 Dec 2020 10:36:00.000	-80.999	1400.983834	0.0000
3 Dec 2020 10:37:00.000	-81.015	1400.978071	0.0000
3 Dec 2020 10:38:00.000	-81.030	1400.972754	0.0000
3 Dec 2020 10:39:00.000	-81.045	1400.967909	0.0000
3 Dec 2020 10:39:29.492	-81.052	1400.965708	0.0000
3 Dec 2020 10:40:00.000	-81.060	1400.963560	0.0000
3 Dec 2020 10:41:00.000	-81.074	1400.959727	0.0000
3 Dec 2020 10:42:00.000	-81.088	1400.956430	0.0000
3 Dec 2020 10:43:00.000	-81.102	1400.953685	0.0000
3 Dec 2020 10:44:00.000	-81.115	1400.951506	0.0000
3 Dec 2020 10:45:00.000	-81.127	1400.949905	0.0000
3 Dec 2020 10:46:00.000	-81.139	1400.948888	0.0000
3 Dec 2020 10:47:00.000	-81.150	1400.948463	0.0000
3 Dec 2020 10:48:00.000	-81.161	1400.948633	0.0000
3 Dec 2020 10:49:00.000	-81.171	1400.949398	0.0000
3 Dec 2020 10:50:00.000	-81.180	1400.950754	0.0000
3 Dec 2020 10:51:00.000	-81.188	1400.952698	0.0000
3 Dec 2020 10:52:00.000	-81.196	1400.955221	0.0000
3 Dec 2020 10:53:00.000	-81.203	1400.958314	0.0000

3 Dec 2020 10:54:00.000	-81.210	1400.961961	0.0000
3 Dec 2020 10:55:00.000	-81.215	1400.966149	0.0000
3 Dec 2020 10:56:00.000	-81.221	1400.970859	0.0000
3 Dec 2020 10:57:00.000	-81.225	1400.976070	0.0000
3 Dec 2020 10:58:00.000	21.615	1400.981759	100.0000
3 Dec 2020 10:59:00.000	21.615	1400.987903	100.0000
3 Dec 2020 11:00:00.000	21.614	1400.994473	100.0000
3 Dec 2020 11:01:00.000	21.614	1401.001442	100.0000
3 Dec 2020 11:02:00.000	21.613	1401.008778	100.0000
3 Dec 2020 11:03:00.000	21.613	1401.016450	100.0000
3 Dec 2020 11:04:00.000	22.917	1401.024424	100.0000
3 Dec 2020 11:05:00.000	24.048	1401.032664	100.0000
3 Dec 2020 11:06:00.000	25.535	1401.041135	100.0000
3 Dec 2020 11:07:00.000	27.008	1401.049800	100.0000
3 Dec 2020 11:08:00.000	28.359	1401.058620	100.0000
3 Dec 2020 11:09:00.000	29.745	1401.067557	100.0000
3 Dec 2020 11:10:00.000	31.062	1401.076572	100.0000
3 Dec 2020 11:11:00.000	32.326	1401.085625	100.0000
3 Dec 2020 11:12:00.000	33.529	1401.094677	100.0000
3 Dec 2020 11:13:00.000	34.667	1401.103687	100.0000
3 Dec 2020 11:14:00.000	35.739	1401.112617	100.0000
3 Dec 2020 11:15:00.000	36.740	1401.121427	100.0000
3 Dec 2020 11:16:00.000	37.669	1401.130078	100.0000
3 Dec 2020 11:17:00.000	38.523	1401.138533	100.0000
3 Dec 2020 11:18:00.000	39.301	1401.146754	100.0000
3 Dec 2020 11:19:00.000	40.000	1401.154705	100.0000
3 Dec 2020 11:20:00.000	40.619	1401.162352	100.0000
3 Dec 2020 11:21:00.000	41.157	1401.169660	100.0000
3 Dec 2020 11:22:00.000	41.611	1401.176598	100.0000
3 Dec 2020 11:23:00.000	41.982	1401.183135	100.0000
3 Dec 2020 11:24:00.000	42.268	1401.189243	100.0000
3 Dec 2020 11:25:00.000	42.469	1401.194894	100.0000
3 Dec 2020 11:26:00.000	42.585	1401.200064	100.0000
3 Dec 2020 11:27:00.000	42.614	1401.204731	100.0000
3 Dec 2020 11:28:00.000	42.557	1401.208874	100.0000
3 Dec 2020 11:29:00.000	42.413	1401.212475	100.0000
3 Dec 2020 11:30:00.000	42.184	1401.215520	100.0000
3 Dec 2020 11:31:00.000	41.869	1401.217995	100.0000
3 Dec 2020 11:32:00.000	41.469	1401.219890	100.0000
3 Dec 2020 11:33:00.000	40.984	1401.221197	100.0000
3 Dec 2020 11:34:00.000	40.416	1401.221913	100.0000
3 Dec 2020 11:35:00.000	39.766	1401.222034	100.0000
3 Dec 2020 11:36:00.000	39.035	1401.221561	100.0000
3 Dec 2020 11:37:00.000	38.224	1401.220498	100.0000
3 Dec 2020 11:38:00.000	37.336	1401.218852	100.0000
3 Dec 2020 11:39:00.000	36.373	1401.216630	100.0000
3 Dec 2020 11:40:00.000	35.336	1401.213845	100.0000
3 Dec 2020 11:41:00.000	34.228	1401.210510	100.0000
3 Dec 2020 11:42:00.000	33.053	1401.206643	100.0000
3 Dec 2020 11:43:00.000	31.813	1401.202262	100.0000

3 Dec 2020 11:44:00.000	30.513	1401.197389	100.0000
3 Dec 2020 11:45:00.000	29.168	1401.192047	100.0000
3 Dec 2020 11:46:00.000	27.746	1401.186263	100.0000
3 Dec 2020 11:47:00.000	26.253	1401.180065	100.0000
3 Dec 2020 11:48:00.000	24.908	1401.173481	100.0000
3 Dec 2020 11:49:00.000	23.468	1401.166544	100.0000
3 Dec 2020 11:50:00.000	21.731	1401.159287	100.0000
3 Dec 2020 11:51:00.000	21.731	1401.151743	100.0000
3 Dec 2020 11:52:00.000	21.731	1401.143950	100.0000
3 Dec 2020 11:53:00.000	21.731	1401.135944	100.0000
3 Dec 2020 11:54:00.000	21.730	1401.127763	100.0000
3 Dec 2020 11:55:00.000	21.729	1401.119445	100.0000
3 Dec 2020 11:56:00.000	-60.518	1401.111030	10.9247
3 Dec 2020 11:57:00.000	-80.852	1401.102558	0.0000
3 Dec 2020 11:58:00.000	-80.859	1401.094069	0.0000
3 Dec 2020 11:59:00.000	-80.868	1401.085602	0.0000
3 Dec 2020 12:00:00.000	-80.878	1401.077198	0.0000
3 Dec 2020 12:01:00.000	-80.889	1401.068897	0.0000
3 Dec 2020 12:02:00.000	-80.900	1401.060737	0.0000
3 Dec 2020 12:03:00.000	-80.913	1401.052758	0.0000
3 Dec 2020 12:04:00.000	-80.926	1401.044997	0.0000
3 Dec 2020 12:05:00.000	-80.940	1401.037490	0.0000
3 Dec 2020 12:06:00.000	-80.955	1401.030275	0.0000
3 Dec 2020 12:07:00.000	-80.970	1401.023385	0.0000
3 Dec 2020 12:08:00.000	-80.985	1401.016853	0.0000
3 Dec 2020 12:09:00.000	-81.000	1401.010710	0.0000
3 Dec 2020 12:10:00.000	-81.015	1401.004986	0.0000
3 Dec 2020 12:11:00.000	-81.030	1400.999708	0.0000
3 Dec 2020 12:12:00.000	-81.045	1400.994902	0.0000
3 Dec 2020 12:13:00.000	-81.060	1400.990592	0.0000
3 Dec 2020 12:14:00.000	-81.075	1400.986798	0.0000
3 Dec 2020 12:15:00.000	-81.089	1400.983539	0.0000
3 Dec 2020 12:16:00.000	-81.102	1400.980831	0.0000
3 Dec 2020 12:17:00.000	-81.115	1400.978688	0.0000
3 Dec 2020 12:18:00.000	-81.127	1400.977121	0.0000
3 Dec 2020 12:19:00.000	-81.139	1400.976139	0.0000
3 Dec 2020 12:20:00.000	-81.150	1400.975746	0.0000
3 Dec 2020 12:21:00.000	-81.161	1400.975946	0.0000
3 Dec 2020 12:22:00.000	-81.171	1400.976739	0.0000
3 Dec 2020 12:23:00.000	-81.180	1400.978123	0.0000
3 Dec 2020 12:24:00.000	-81.188	1400.980091	0.0000
3 Dec 2020 12:25:00.000	-81.196	1400.982637	0.0000
3 Dec 2020 12:26:00.000	-81.203	1400.985750	0.0000
3 Dec 2020 12:27:00.000	-81.209	1400.989415	0.0000
3 Dec 2020 12:28:00.000	-81.215	1400.993619	0.0000
3 Dec 2020 12:29:00.000	-81.220	1400.998341	0.0000
3 Dec 2020 12:30:00.000	-81.225	1401.003563	0.0000