

GÜNEBAKAN: UZAY TABANLI GÜNEŞ ENERJİ SİSTEMİ

Ercan YILDIZ*

Hava Harp Okulu
Havacılık ve Uzay Teknolojileri Enstitüsü
Uzay Bilimleri Anabilim Dalı
rcnyldz@hotmail.com

Alim Rüstem ASLAN

İstanbul Teknik Üniversitesi
Uçak ve Uzay Bilimleri Fakültesi
Uzay Mühendisliği
aslanr@itu.edu.tr

Geliş Tarihi: 02 Ağustos 2014, Kabul Tarihi: 27 Ocak 2015

ÖZET

Bu çalışmada uzay tabanlı güneş enerji sistemlerinin uzayda kurulumunu gerçekleştirip, yeryüzündeki diğer enerji kaynakları ile ekonomik olarak rekabet edebilmesi için; geliştirilmesi gereken, yeryüzünden yörüngeye ulaşım, enerji üretimi ve kablosuz enerji iletimi gibi teknolojilerin mevcut durumu ve geliştirme çalışmaları ayrıntılı bir şekilde hukuki yönleri de dahil olmak üzere ele alınmıştır. Uzay tabanlı güneş enerji sistemlerinin ticari olarak gerçekleştirilebilmesi için değerlendirmeler ve çözüm önerileri sunulmuştur. Son olarak, Türkiye'nin 2035 vizyon hedefi göz önüne alınarak, "Günebakan" adı verilen, Güneş eş zamanlı yer yörüngesinde, ticari olarak kullanılmak üzere kurulacak ve yeryüzünde 500 MW elektrik sağlayacak, uzay tabanlı güneş enerji sistemi kavramsal tasarımı yapılmıştır.

Anahtar Kelimeler: Uzay Güneş Enerji Sistemleri, Kablosuz Enerji İletimi, Uzay Ulaşımı.

SPACE-BASED SOLAR POWER SYSTEMS

ABSTRACT

In this study, to be able to establish commercially viable space-based solar energy systems in space, the state of the art and their future aspects are presented with regard to space law, economy and other need-to-improve aspects of related technology such as transportation from the Earth to orbit, generation of the energy and its wireless transmission. Moreover, ideas and solutions how to develop a commercial value for the space-based solar energy systems are elaborated. Finally, considering the Turkey's 2035 vision, a conceptual design of a GEO commercial space based solar power system, named as "Günebakan" that would generate 500 MW electricity, on earth is given.

Keywords: Space Solar Power Systems, Wireless Power Transmission, Space Transportation.

1. GİRİŞ

Dünya'daki nüfus artışı ve küresel ekonomik büyümeden dolayı artan enerji ihtiyacını karşılamak, sera gazları etkisinden dolayı küresel ısınma ve iklim değişikliği konusunda artan endişeler, fosil enerji kaynaklarının yakın zamanda tükenebileceği öngörüsü; dikkatleri yeni, yenilenebilir enerji kaynak ve sistemlerine yöneltmektedir. Yeryüzü kaynaklı yenilenebilir enerji sistemleri halen enerji sorunu çözümüne önemli katkı sağlamakla birlikte Dünya'nın büyük miktardaki enerji ihtiyacını karşılayamayacakları değerlendirilmektedir. Hem enerji üretim miktarı hem de çevresel etkiler göz önüne alındığında Dünya'nın artan enerji ihtiyacını

karşılama için uzay tabanlı güneş enerji sistemleri yeni bir alternatif enerji kaynağı olarak görülmektedir. Uzay tabanlı güneş enerji sistemi kavramı, uzayda neredeyse kesintisiz olarak erişilebilen güneş ışınlarından yeryüzünde ihtiyaç duyulan enerjiyi güvenli ve etkin bir maliyetle yenilenebilir şekilde sağlamayı amaçlamaktadır [1].

20'nci yüzyılda Dünya nüfusu dört kat, enerji kullanım miktarı on altı kat artmıştır [2]. Gelecekteki enerji ihtiyacı ile ilgili çok farklı tahminler olmasına rağmen; genel olarak 2030-2040 döneminde 2010'a göre iki kat, 2090-2100 döneminde 2010'a göre dört kat fazla bir enerji ihtiyacının olacağı değerlendirilmektedir [3]. Uluslararası Enerji

* Sorumlu Yazar

Ajansı'nın (IEA) 2013 yılında yayınladığı rapora göre 2011 yılında, Dünya'da 13113 milyon ton petrole eşdeğer (Mtoe) bir enerji kullanımı gerçekleşmiştir. Kullanılan bu enerjinin % 81.6'sı fosil yakıtlardan, % 5.1'i nükleer enerjiden, % 10'u biyoyakıttan ve % 3.3'ü mevcut yenilenebilir enerji kaynaklarından elde edilmiştir. Bu nedenle fosil yakıtların kullanımından dolayı atmosferdeki CO₂ miktar artmaktadır [4]. Uzay tabanlı güneş enerji sistemleri küresel enerji ihtiyacını karşılayacak kadar büyük ve CO₂ salımını ortadan kaldıracak kadar temiz bir yenilenebilir enerji sistemi olarak öne çıkmaktadır.

Tablo 1'de mevcut enerji kaynakları ile "NASA/DOE 1979 Referans" tasarımı arasındaki CO₂ salımı açısından karşılaştırılması gösterilmektedir [5].

Tablo 1. Elektrik üretim kaynaklarının CO₂ salımlarının karşılaştırılması (g CO₂/kWh) [5].

Enerji Sistemi	Kurulum	İşletim	Toplam
1979 NASA/DOE	20	0	20
Kömür	3	1222	1225
Petrol	2	84	846
Sıvılaştırılmış Doğal Gaz	2	639	631
Nükleer Enerji	3	19	22

1956'da Amerikalı jeofizikçi K. Hubbert, belirli bir zaman aralığında, belirli bir bölgedeki fosil yakıt üretiminin, üretim eğrisinin türevini alarak belirli bir formülasyon ile kabaca çan şeklinde bir eğriyi takip edeceğini ileri sürmüştür [6]. "Hubbert Eğrisi" olarak bilinen bu yaklaşım ilk kez fosil yakıtların sınırlı bir kaynak olduğunu ortaya koymuştur. Fosil yakıt kaynaklarının toplam üretim, kalan rezervler ve keşfedilmemiş kaynaklar değerlendirilerek, Hubbert yaklaşımı ile kaynakların ne zaman maksimum üretim seviyesine ulaşmış, ne zaman azalacağı tahmin edilebilmektedir. Yapılan incelemeler sonucunda en iyi senaryo dâhilinde petrol 30 Gb/Yıl (Giga Barrel/Year) üretim ile 2015'te, doğalgaz 132 Tcf/Yıl (Trillion Cubic Feet/Year) üretim ile 2035'te, kömür 4,5 Gtoe/Yıl (Giga Tons of Oil Equivalent/Year) üretim ile 2052'de maksimum üretim noktalarına ulaşacakları değerlendirilmektedir [7].

Dünya'nın enerji ihtiyacının büyük bir kısmını karşılayan fosil yakıtların üretim miktarlarının belirli bir zaman aralığında maksimum seviye ulaşmış, azalacağı; Dünya'daki nüfus artışı ve ekonomik büyümeye karşılık artan enerji ihtiyacı göz önüne alındığında, yeni enerji kaynaklarının ve sistemlerinin araştırılması gerekli olduğu ortaya çıkmaktadır. Çevresel faktörler ve mevcut yenilenebilir enerji kaynaklarının potansiyelleri değerlendirildiğinde, Güneş'in sınırsız enerjisini kullanan uzay tabanlı güneş enerji sistemlerinin Dünya'nın gelecekteki enerji ihtiyacını karşılamak için en uygun enerji kaynağı olacağını değerlendirilmektedir.

2. UZAY TABANLI GÜNEŞ ENERJİ SİSTEMLERİ İLE İLGİLİ ÇALIŞMALAR

Uzaydan güneş enerjisi elde edilmesi ile ilgili ilk kavramsal tasarım 1968 yılında Dr. Peter Glaser tarafından ortaya atılmıştır. Glaser, geliştirdiği bu tasarıma ABD Patent ve Marka Ofisi'nden 3781647 A patent numarasıyla 25 Aralık 1973'te patent almıştır [8].

Uzay tabanlı güneş enerji sistemleri ve ilgili teknolojileri araştırmak için ilk yoğun çalışmalar 1970'lerde ABD'de Ulusal Havacılık ve Uzay Dairesi (NASA) ve Enerji Bakanlığı (DOE) tarafından yürütülmüştür. Bu çalışmalar sonucunda NASA'nın ilgili çalışma grubu tarafından ilk kapsamlı kavramsal tasarım olan "NASA/DOE 1979 Referans" tasarımı ortaya çıkmıştır [9]. Gelişen teknolojilere bağlı olarak NASA 1995-1997 yılları arasında "Fresh Look Study" programına başlamış ve bu çalışma sonucunda "SunTower" ve "SolarDisc" gibi yenilikçi tasarımlar ve yeni teknolojiler ortaya çıkmıştır [10]. 1998-2000 yılları arasında NASA, SERT (Space Solar Power Exploratory Research and Technology Program) çalışmasına başlamış ve bu çalışma sonucunda uzay güneş enerjisi ile ilgili yeni teknolojiler, yeni kavramsal tasarımlar ve teknolojilerin geliştirilmesi için bir yol haritası ortaya konmuştur [11]. 2000 yılında ABD Ulusal Araştırma Konseyi (National Research Council - NRC) tarafından uzay güneş enerji sistemlerinin ekonomik olarak uygulanabilmesi için gerekli imkânlar olmasa da bu sistemin teknik olarak mümkün olduğu yayınlanan raporda ortaya konmuştur [12].

2002 yılında Avrupa Uzay Ajansı (ESA) Gelişmiş Kavramlar Birimi Avrupa uzay güneş enerji istasyonu için çalışmalara başlamış ve Alman Uzay Merkezi (DLR) ile birlikte "Sail Tower" tasarımını geliştirmiştir [13].

Uzay tabanlı güneş enerji sisteminin ticari olarak kullanılmasına yönelik ilk enerji alım anlaşması 2009'da ABD'de faaliyet gösteren Pasifik Gaz ve Elektrik Şirketi ile Solaren Şirketi arasında 200 MW'luk elektrik için imzalanmıştır [14]. Solaren ABD Patent ve Marka Ofisi'nden (USPTO) 3 Kasım 2009'da US 7612284 B2 patent numarası ile "SPACE-BASED POWER SYSTEM" adlı tasarımına patent almıştır [15].

2011-2012 yıllarında NASA'nın "Innovative Advanced Concept Program" (NIAC) kapsamında uzay güneş enerji sistemlerinin teknik ve ekonomik açıdan uygulanabilirliğini ve gelecekteki çalışmalara bir çerçeve oluşturmak için "SPS-ALPHA" (Solar Power Satellite by means of Arbitrarily Large Array) tasarımı Artemis Innovation Management Solutions LLC Firması tarafından geliştirilmiştir [16].

5-7 Eylül 2013 tarihinde gerçekleştirilen 11'nci Ulaştırma Denizcilik ve Haberleşme Şurası'nda Prof. Dr. Alim Rüstem ASLAN tarafından uzaydan güneş enerjisi elde edilmesi ile ilgili yapılan vizyon çalışması; "Uzaya güneş enerjisinden elektrik enerjisi üreten güneş panelleri yerleştirip, buradan üretilen elektrik enerjisini radyo frekans dalgaları ile ülkemiz dahil dünyanın herhangi bir yerine ulaştırılması" kararı, Türkiye'nin 2035 yılı Havacılık ve Uzay teknolojisi vizyon ve hedefi olarak belirlenmiştir [17].

3. UZAY TABANLI GÜNEŞ ENERJİ SİSTEMLERİ İÇİN GELİŞTİRİLMESİ GEREKEN TEKNOLOJİLER

Uzay tabanlı güneş enerji sistemlerinin uzayda kurulmasını gerçekleştirip, yeryüzündeki diğer enerji kaynakları ile ekonomik olarak rekabet edebilmeleri için; yeryüzünden yörüngeye ulaşım, enerji üretimi ve kablosuz enerji iletimi gibi teknolojilerin geliştirilmesi gerekmektedir. Bu teknolojilerin günümüzde belli ölçülerde pratik uygulamaları bulunmakla birlikte; uygulanmasındaki en büyük sorun, sistemin on binlerce ton kütleye, GW seviyesinde büyüklüğe ve bu teknolojilerin maliyetlerinin oldukça yüksek olmasından kaynaklanmaktadır.[18]

Uzay tabanlı güneş enerji sistemlerinin operasyonel olarak faaliyetlerini gerçekleştireceği yer sabit yörüngeye (GEO) ekonomik olarak ulaşımı için, üzerinde çalışılan tüm kavramsal tasarımlarda, sistem bileşenleri ilk olarak yeryüzünden alçak Dünya yörüngesine (LEO) ve daha sonra buradan GEO'ya ulaşımının sağlanması gerektiği öngörülmektedir. Yakın dönemde uzay tabanlı güneş enerji sistemlerinin ilk deneme ve ilk başlangıç üretim sistemlerinin yeryüzünden LEO'ya ulaşımı için mevcut seri üretim tek kullanımlık fırlatma araçlarının kullanımının, maliyet açısından daha uygun olacağı değerlendirilmektedir. [19]. Bunun için hem 53 tonluk yük taşıma kapasitesi hem de 93 Milyon \$'lık maliyetiyle SpaceX firmasının tarafından geliştirme çalışmaları devam eden Falcon Heavy roketinin kullanılabilir en uygun fırlatma aracı olduğu değerlendirilmektedir [20]. Orta dönemde ticari olarak kullanılacak uzay tabanlı güneş enerji sistemlerinin, yeryüzünden LEO'ya ulaşım sistemi olarak en düşük maliyetli seçeneğin; uzun ömürlü yeniden kullanılabilir fırlatma araçlarının (Reusable Launch Vehicle-RLV) olduğu değerlendirilmektedir.[18] Bu amaca ulaşmak için NASA tarafından yapılan çalışma sonucu ortaya çıkan yüksek kullanım oranına sahip, roket tabanlı birleştirilmiş (RBCC) motor kullanan Argus (MagLifter) aracının ve Reaction Engines Limited firması tarafından geliştirilmekte olan SABRE (Synergetic Air-Breathing Rocket Engine) motor kullanan Skylon C2 aracının kullanılabilirliği değerlendirilmektedir [21, 22]. Uzun dönemde çok daha düşük maliyetlerle yeryüzünden yörüngeye ulaşım için; süper iletkenler kullanarak manyetik

kaldırma ve itme kuvvetini kullanan "StarTram", yeryüzünde bulunan alt ucu yerçekimi kuvvetinin ve uzayda bulunan üst ucu merkezkaç kuvvetinin dengelenmesi ile oluşan uzay asansörü, gibi yeni kavramsal tasarımlar üzerinde çalışılmaktadır [23, 24].

Uzay tabanlı güneş enerji sistemleri için yeryüzünden LEO'ya ulaşım kadar, uzayda LEO'dan GEO'ya ekonomik ve güvenli olarak ulaşım da aynı derecede önemlidir. [22].Yakın dönemde uzay tabanlı güneş enerji sistem bileşenlerini LEO'dan GEO'ya ulaştırmak için; düşük özgül itkiye sahip (I_{sp}) sıvı oksijen (LOX)/sıvı hidrojen (LH2) gibi kriyojenik gazlar kullanan kimyasal yakıtlı yörünge transfer araçları (Orbit Transfer Vehicle-OTV) ve yüksek itkili (I_{sp}) argon, ksenon ve kripton gibi gazlar kullanan, spiral bir yörüngede hareket eden güneş enerjili elektrik itkili OTV'ler kullanılabilir [25, 26]. Ulaşım maliyeti ve toplam ulaşım süresi göz önüne alındığında en uygun seçeneğin güneş enerjisini kullanan elektrik itkili yörünge transfer aracı olduğu değerlendirilmektedir [22]. NASA'nın alt şirketi Ad Astra Roket şirketi tarafından geliştirilmekte olan Değişken Özgül İtke Magnetoplazma Roketi (Variable Specific Impulse Magnetoplazma Rocket-VASIMR) sağladığı değişken yüksek özgül itki ile yakın gelecekte kullanılabilir en uygun OTV'dir [27]. Uzun dönemde, düşük maliyetli ve hızlı yörüngeler arası ulaşım için; çok az ya da hiç yakıt kullanmadan yüklere büyük hız artışları sağlayan ve tamamen yeniden kullanılabilen, momentum değişimli ve elektrodinamik uzay bağ sistemleri (Momentum Exchange- Electrodynamic Space Tether System) ile "Skyhook" tasarımları üzerinde çalışılmaktadır [28].

Ticari olarak, uzay tabanlı güneş enerji sistemlerinin yeryüzündeki mevcut enerji kaynakları ile rekabet edebilmesi için, kullanılan enerji dönüşüm sistemlerinin verimliliğinin artırılması ve maliyetlerinin düşürülmesi gerekmektedir [3]. NASA'nın uzay tabanlı güneş enerji sistemleri ile ilgili 1995-1997 yılları arasında yaptığı "Fresh Look Study" çalışmasından buyana geliştirilen uzay tabanlı güneş enerji sistemlerinin hemen hemen hepsinde III-V grubu çok eklemlili güneş hücrelerinin kullanılması öngörülmüştür [29]. Günümüzde laboratuvar ortamında geliştirilen en yüksek verimli güneş hücresi % 44.4 verimle Sharp firması tarafından geliştirilen çok eklemlili ters metamorfik (Inverted Metamorphic-IMM) güneş hücreleridir [30]. Enerji dönüşüm sistemlerinin verimliliğini artırmak için; mevcut güneş hücrelerinin üzerlerine gelen güneş ışığı, elektron-boşluk çifti, yüzey yansımaları ve rekombinasyon (yeniden birleşim) kayıplarını azaltarak ve daha geniş bir açıda güneş ışığı elde etmek için bakır veya manganezden imal edilen çıkıntılardan oluşan üç boyutlu yansıtıcı ile güneş hücreleri uyumlu hale getirilerek oluşturulan, % 50 verim artışı sağlayan üç boyutlu güneş hücreleri kullanılabilir [31]. Uzay tabanlı güneş enerji sistemlerinde yüksek verimli enerji dönüşüm sistemi

olarak, güneş spektrumunun tamamını kullanarak elektrik üretmek için nano metre boyutundaki alıcı anten (receiving antenna) ve doğrultucu (rectifier) birleşiminden oluşan nantenna (nano antenna) kullanılabilir [32]. Bu nantenna elektromanyetik kollektörler kullanılarak % 90'ın üzerinde bir ışınım verimliliği ve % 60-70 oranında toplam güneş enerji dönüşüm verimi elde edilebilmektedir [33]. Uzun tabanlı güneş enerji sistemlerinin, enerji üretiminde uygun bir yoğunlaştırma oranına sahip optik yansıtıcı/yoğunlaştırıcı sistemler kullanılarak, güneş ışınımı sürekli olarak, dik bir açı ile homojen bir şekilde güneş panelleri üzerine düşürülebilmektedir. Bu sistemlerde uygun malzemelerden üretilen yansıtıcı yüzeyler kullanılarak sadece güneş hücresinin kullandığı spektral bant aralığındaki güneş ışığı yansıtılarak güneş hücrelerinin ısınması engellenerek; hem güneş hücrelerinin verimliliği artırılmakta hem de konveksiyon ısı kontrol sistemleri kullanılmadan enerji üretim modülünün ısınması önlenmektedir [34].

Uzun tabanlı güneş enerji sistemlerini kullanarak, yeryüzünde enerji elde edilebilmesi için geliştirilmesi gereken teknolojilerden biri de uzaydan yeryüzüne kablosuz enerji iletim teknolojisidir. Mikrodalga enerji iletim teknolojileri ile ilgili ilk çalışmaların başladığı 1960'lardan bu yana bu konu üzerinde araştırmalar yapılmasına rağmen; uzun tabanlı güneş enerji sistem uygulamaları için özellikle doğru akım (DC) ile radyo frekansı (RF) arasında yüksek verimli enerji dönüşümü ve mikrodalga enerjinin GEO'dan yeryüzüne iletimi için gerekli, uzun mesafede yüksek hassasiyetli mikrodalga ışın kontrolü ile ilgili birçok araştırmanın yapılmasına rağmen; uzun tabanlı güneş enerji sistemlerinde kablosuz enerji iletiminin uygulanabilmesi için bu konuda daha birçok araştırmanın yapılması gerekmektedir [35]. Güneş hücreleri kullanılarak elde edilen elektrik enerjisi, faz dizili verici antenin alt dizi elemanlarına düzenli olarak yerleştirilmiş magnetron gibi yükselteçler kullanılarak mikrodalgaya dönüştürülmekte, bu mikrodalga faz dizili anten elemanları kullanılarak yeryüzündeki alıcı (rectenna) antene iletilerek yeryüzündeki alıcı antene ulaşan mikrodalga uygun dönüşüm cihazları kullanılarak, tekrar elektrige dönüştürülerek, kablosuz enerji iletimi gerçekleştirilmektedir [36].

Kablosuz enerji iletiminde, ışınımın atmosferdeki yansıma ve zayıflama göz önüne alındığında; doğru frekans seçimi genel sistem verimliliği için çok önemli olduğu için bu zayıflamanın en az olduğu dalga boyları seçilmelidir [35]. Anten büyüklüğü ve atmosferik zayıflama arasındaki ilişkiden dolayı iletim frekansı 1-6 GHz arasındaki mikrodalga frekansından seçilmelidir. Daha yüksek frekanslar için alıcı-verici anten boyutları daha küçük ve iyonosferik plazma etkileşiminin daha az olmasına rağmen, yağış gibi hava olaylarına bağlı atmosferik zayıflama çok daha

büyük olmaktadır. Eğer mikrodalga iletimi için endüstriyel, bilimsel, tıbbi (ISM) radyo bandından bir frekans seçilir ise, 2.45 GHz veya 5.8 GHz frekansları potansiyel adaylar olarak öne çıkmaktadır. Kablosuz enerji iletimi için lazer kullanılması durumunda, elektromanyetik spektrumun yakın kızıl ötesi (near-IR) kısmında 1.06 μm 'lik dalga boyunun kullanılması ön görülmektedir. Verici-alıcı antenlerdeki dönüşüm verimliliği mikrodalga kullanımında daha yüksek olduğu ve iletim esnasında atmosferik zayıflamanın lazer ile karşılaştırıldığında mikrodalga kullanımında daha düşük olduğu için; kablosuz enerji iletiminde mikrodalga kullanımı lazere göre tercih edilmektedir [37]. Radyo frekans (RF) spektrumunun kullanımı; Uluslararası Telekomünikasyon Birliği (International Telecommunication Union-ITU) tarafından yönetilmektedir. ITU tarafından uzun tabanlı güneş enerji sistemlerinin kablosuz enerji iletimi için mikrodalga frekans tahsisi henüz yapılmamıştır [38].

Kablosuz enerji iletiminde alıcı antenin kenarlarındaki ışınım yoğunluğu belirlenmiş yasal sınırlar dâhilinde olmalıdır. Bu yasal sınırlar ülkeden ülkeye değişmekle birlikte, ışınım ile ilgili genel limitler Tablo 2'de belirtilmiştir [3].

Tablo 2. Yasal ışınım limitleri [3].

Sınırlama Türü	Lazer	Mikrodalga
Genel Nüfus/İhtiyati Emniyet Limiti	Uygulanmaz	< 1-10 Watt/m ²
Genel Güvenlik Limiti (Tesadüfi Maruz Kalma)	<10 Watt/m ²	< 100 Watt/m ²
Uzun Süreler İçin Genel/Göz Emniyet Limiti(> 10 dak.)	<25 Watt/m ²	Uygulanmaz
Kısa Süreler İçin Genel/Göz Emniyet Limiti (> 10 sn.)	<50 Watt/m ²	Uygulanmaz

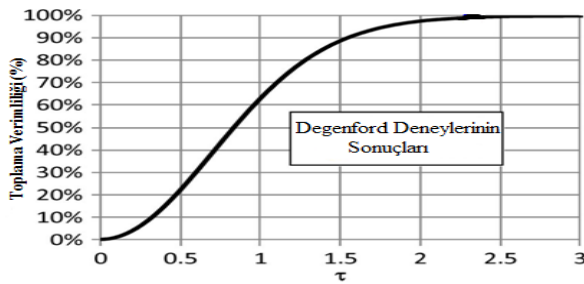
Kablosuz enerji iletiminde mikrodalga ışın kontrolü; geriye yönlendirme (retrodirectivity) yöntemi ile yeryüzündeki alıcı antenin merkezinden gönderilen düşük enerjili bir kılavuz sinyalin, uzun tabanlı güneş enerji sisteminin faz dizili verici antenin içine gömülü anten elemanları tarafından alınarak, faz eşleniği ile üretilen mikrodalga'nın yeniden alıcı antene geri yönlendirilmesi ile sağlanmaktadır [34]. Işın kontrolü için pozisyon ve açı düzeltme metodu (Position and Angle Correction-PAC) ve dönen eleman elektrik alan vektörü (Rotating Element Electric Field Vector-REV) metodu kullanılabilir [39, 40].

Uzun tabanlı güneş enerji sistemlerinin kablosuz enerji iletiminde, iletilen mikrodalga'nın % 80'inden fazlasının alıcı anten tarafından elde edilmesi istenmektedir. Bunu sağlamak için verici ve alıcı

antennelerin boyutları, kullanılan dalga boyuna ve antenler arasındaki mesafeye göre uygun büyüklükte seçilmelidir. Gabau ve Schwring tarafından ortaya konan metot kullanılarak modellenen, (1) bağıntısında, alıcı antendeki toplama verimliliğinin sistem parametresi τ 'nin; verici anten alanı A_t , alıcı anten alanı A_r , antenler arası mesafe D ve kullanılan dalga boyu λ ile değişimi gösterilmektedir.

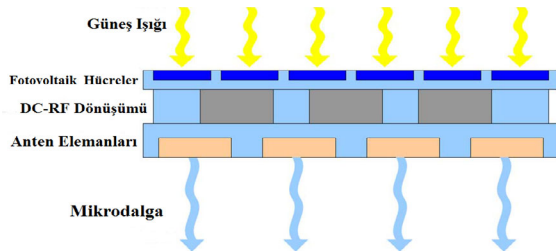
$$\tau = \frac{\sqrt{A_t \times A_r}}{\lambda \times D} \quad (1)$$

(1) bağıntısı kullanılarak dalga boyu, verici-alıcı anten çapları ve antenler arasındaki mesafenin birbirlerine göre değişimleri ve mikrodalga iletimindeki verimlilik hesaplanabilmektedir. Degenford deneylerinin sonucunda, (anten boyutlarına, kullanılan frekansa ve antenler arası mesafeye bağlı olarak) alıcı antendeki mikrodalga toplama verimi, τ , değişimi Şekil 1'de gösterilmektedir [34].



Şekil 1. Alıcı antendeki mikrodalga toplama verimliliğinin τ ile değişimi [34].

Uzak tabanlı güneş enerji sistemlerinin modüler mimari tasarımı enerji üretimi/iletimi için kullanılan sandviç modül esas olarak; güneş enerjisini DC elektriğe dönüştüren güneş hücrelerinin bulunduğu üst tabaka, DC elektriği iletim için uygun frekansta mikrodalgaya dönüştüren yükselteçlerin bulunduğu orta tabaka ve bu mikrodalgayı yeryüzüne ileten anten elemanlarının bulunduğu alt tabaka olmak üzere üç ayrı tabakadan oluşmaktadır. Şekil 2'de sandviç modülün basit bir tasarımı gösterilmektedir.



Şekil 2. Sandviç modül yapısı [34].

Sandviç modülün tasarımında en önemli sorun, zorlu uzay koşulları altında etkin bir ısı kontrol ve mikrodalga ışın kontrolü için gerekli geriye

yönlendirme (retrodirective) elemanlarının entegrasyonudur [34].

4. UZAY TABANLI GÜNEŞ ENERJİ SİSTEMLERİ İLE İLGİLİ YASAL VE DÜZENLEYİCİ HUSUSLAR

Uzak tabanlı güneş enerji sistemlerinin gelecekte ticari olarak kullanılabilmesi için, uzak güneş enerji teknolojileri ile ilgili genel politik ve düzenleyici hususlar geniş bir uluslararası platformda değerlendirilerek, bu sistemlerin geliştirilmesi için teknik konular ile ulusal ve uluslararası yasal konularla ilgili düzenlemelerin gerçekleştirilmesi gerekmektedir. Uluslararası düzeyde dış uzayın (yaklaşık 100 km'lik irtifanın üzeri) yönetimiyle ilgili kanun ve esaslar 1959 yılında Birleşmiş Milletler bünyesinde kurulan Birleşmiş Milletler Dış Uzayın Barışçıl Amaçlarla Kullanımı Komitesi tarafından kontrol edilmektedir. Günümüzde dış uzayın kullanımı bu komite tarafından gerçekleştirilen beş adet uluslararası antlaşma ile düzenlenmektedir [41].

Bu antlaşmalar;

- 1967 Ay ve Diğer Gök Cisimleri Dâhil, Uzayın Keşif ve Kullanılmasında Devletlerin Faaliyetlerini Yöneten İlkeler Hakkında Antlaşma.
- 1968 Astronotların Kurtarılması, Astronotların ve Uzaya Fırlatılmış Olan Araçların Geri Verilmeleri Hakkında Antlaşma.
- 1972 Uzay Araçları Tarafından Verilen Zararlardan Dolayı Uluslararası Sorumluluk Hakkında Sözleşme.
- 1975 Uzaya Fırlatılan Araçların Tescilleri Hakkında Sözleşme.
- 1979 Ay ve Diğer Gök Cisimleri Üzerinde Devletlerin Faaliyetlerini Düzenleyen Antlaşma.

Uzak tabanlı güneş enerji sistemleri ve ilgili teknolojiler üzerinde çalışan kamu kuruluşları, ticari firmalar ve üniversiteler çalışmalarını uluslararası platformda oluşturulan mevcut ve gelecekteki muhtemel yasalar, anlaşmalar ve programlar dâhilinde sürdürmelidirler.

5. "GÜNEBAKAN" UZAY TABANLI GÜNEŞ ENERJİ SİSTEMİNİN KAVRAMSAL TASARIMI

Bu bölümde, çalışmada incelenen uzak güneş enerji sistemleri ile ilgili sistem düzeyindeki teknolojiler ve destekleyici alt yapı sistemleri değerlendirilerek, "Günebakan" olarak adlandırılan, ticari olarak kullanılmak üzere GEO'da, yerçekimi ivmesinin değişimi ile kararlı hale getirilmiş, uyumlu olarak uçan optik yoğunlaştırıcı/yansıtıcı aynalardan ve otonom kurulumu gerçekleştirebilen, benzer modüler

enerji üretim/iletim (sandviç modül) bileşenlerinden oluşan, enerji iletimi için 5.8 GHz'lik mikrodalga kullanan ve yeryüzünde sürekli olarak 500 MW'lık elektrik sağlayacak bir uzay tabanlı güneş enerji sisteminin kavramsal tasarımı sunulmuştur. Bu tasarımda, 11'nci Ulaştırma Denizcilik ve Haberleşme Şurası'nda, Türkiye'nin 2035 Havacılık ve Uzay Teknolojileri Vizyon ve Hedefi olarak belirlenen, 2035 yılına kadar uzaydan güneş enerjisi elde edilmesi ile ilgili karar uyarınca, önümüzdeki 15-20 yıllık dönemde uzayda pratik uygulaması gerçekleştirilecek teknolojilerin ve uygulama tekniklerinin kullanılması planlanmıştır.

5.1. Enerji Üretim/İletim Modülünün Boyutlandırılması

Yeryüzünde sürekli olarak 500 MW'lık elektrik elde etmek için; GEO'da ne kadar büyüklükte bir güneş hücre alanının, dolayısı ile toplam kaç adet sandviç modül kullanımının gerektiğine bağlı olarak sistem büyüklüğü, fırlatma sayısı, yoğunlaştırıcı/yansıtıcı ayna boyutları, yeryüzündeki alıcı anten büyüklüğü gibi uzay tabanlı güneş enerji sisteminin tüm sistem parametreleri belirlenmelidir.

Bu tasarım için gerçekleştirilmesi planlanan dönem göz önüne alındığında; yeryüzündeki alıcı antenin 5.8 GHz'lik mikrodalgadan DC elektriğe toplam dönüşüm verimliliğinin (η_{RF-DC}) % 95, mikrodalganın alıcı anten tarafından toplanma verimliliğinin ($\eta_{A.Anten}$), τ yaklaşık olarak 2.44 alındığında, % 96 olacağı [34] ve mikrodalganın iyonosfer ve atmosferde yaklaşık olarak % 98 verim ($\eta_{Atm.Iyon}$) ile iletileceği değerlendirilmektedir [9]. Enerji üretim/iletim modülünün mikrodalga iletimi esnasında oluşan kayıplardan dolayı % 90'lık bir iletim verimliliği ($\eta_{V.Anten}$) ile çalışacağı ve üretilen elektriğin 5.8 GHz'lik mikrodalgaya dönüşümü için yarıiletken GaN HEMT amplifikatörlerin kullanılması durumunda % 90'lık bir RF-DC dönüşüm verimliliğinin (η_{DC-RF}) elde edileceği değerlendirilmektedir [42].

Yeryüzündeki alıcı antenden başlayarak, güneş hücrelerinin ürettiği elektriğe kadar olan kablosuz enerji iletimine etki eden faktörler ve verimlilikleri Tablo 3'te sıralandığı gibi gerçekleştirileceği planlanmaktadır.

Tablo 3. Uçtan uca dönüşüm verimlilikleri [42].

BÖLÜM	VERİM
DC-RF Dönüşümü	% 90
Verici Anten (İletim Modülü)	% 90
İyonosfer / Atmosfer İletimi	%98
Alıcı Antende RF Toplama	%96
Alıcı Anten (Rectenna/ RF-DC)	%95

Yeryüzünde 500 MW'lık (P_{SON}) bir elektrik elde etmek için güneş hücrelerinden toplam ($P_{Hücre Çıkışı}$), (2) bağıntısından;

$$P_{SON} = P_{HücreÇıkış} (\eta_{RF-DC} \times \eta_{A.Anten} \times \eta_{Atm.Iyon} \times \eta_{V.Anten} \times \eta_{DC-RF}) \quad (2)$$

$$P_{HücreÇıkış} = 690.66 MW$$

Bu tasarımda kullanılacak komut veri sistemi, haberleşme ve yönelim kontrol gibi alt sistemler için 340 kW'lık bir gücün yeterli olacağı değerlendirildiğinden; sistemin güneş panellerinden elde edeceği toplam gücün 691 MW olması gerektiği ön görülmektedir. "Günebakan" uzay tabanlı güneş enerji sistemi kavramsal tasarımında laboratuvar ortamında % 44.4 verimliliğe sahip güneş hücrelerinin kullanılacağı değerlendirilmektedir [30]. Bu tasarımda yoğunlaştırma oranı üç olan ve güneş hücrelerinin kullanmadığı güneş spektrum bant aralığındaki ışınımı emerek güneş hücrelerinin ısınmasını engelleyip, güneş hücrelerinin verimliliğini ve ömrünü uzatan yoğunlaştırıcı/yansıtıcı aynalar kullanılacaktır. Yoğunlaştırıcı/yansıtıcı aynalar tarafından soğurulan güneş ışınımı aynaların güneşi görmeyen uzaya açık yüzeylerinden uzaya atılması planlanmaktadır. Bu tasarımda kullanılacak güneş hücre alanının yaklaşık 75 cm² olduğu göz önüne alındığında bir hücreden elde edilen güç (P_L) (3) bağıntısından;

$P_L = \text{Işınım Yoğunluğu} \times \text{Yoğunlaştırma Oranı} \times \text{Hücre Verimi} \times \text{Hücre Alanı}$

$$P_L = 13.72 W / hücre \quad (3)$$

Yoğunlaştırma oranı üç olduğundan dolayı güneş hücrelerinin üzerinde sürekli olarak 100 °C'lik bir sıcaklığın oluşacağı değerlendirilmektedir. Bu tasarımdaki ısıl verim (η_t) (4) bağıntısından;

$$\eta_t = 1 - 0.001 \times (T - 28^\circ C) \quad (4)$$

$$\eta_t = 0.93$$

Güneş hücrelerinin, radyasyon verimliliği (η_{rad}) % 90, uzaydaki kirlenme (η_{con}) % 99 ve diğer kayıp verimliliklerinin ($\eta_{diğer}$) % 99 olduğu

değerlendirildiğinde, uzay koşullarında bir güneş hücresinden uzay ortamında elde edilen güç (P_C) (5) bağıntısından;

$$P_C = P_L \times (\eta_{rad} \times \eta_i \times \eta_{con} \times \eta_{diger}) \quad (5)$$

$$P_C = 11.25W / hücre$$

691 MW güç için; 75 cm²'lik güneş hücre sayısı (N_C) (6) bağıntısından;

$$N_C = \frac{P_{HücreÇıkış}}{P_C} \quad (6)$$

$$N_C = 61422222 hücre$$

Güneş hücrelerinin; sandviç panel üzerine yerleşme oranı ($\eta_{yer.}$) % 0.95 olarak alınırsa (7) bağıntısından;

$$D_C = \left[\frac{10000}{75} \right] \times (\eta_{yer.}) \quad (7)$$

$$D_C = 126.67 hücre / m^2$$

691 MW'lık güç için gerekli toplam güneş hücresi alanı (A_C) (8) bağıntısından;

$$A_C = \frac{N_C}{D_C} \quad (8)$$

$$A_C = 484900 m^2$$

GEO'da, % 44.4 verimli güneş hücreleri kullanılarak 484900 m²'lik bir güneş hücresi alanından 691MW'lık elektrik elde edebiliriz [43].

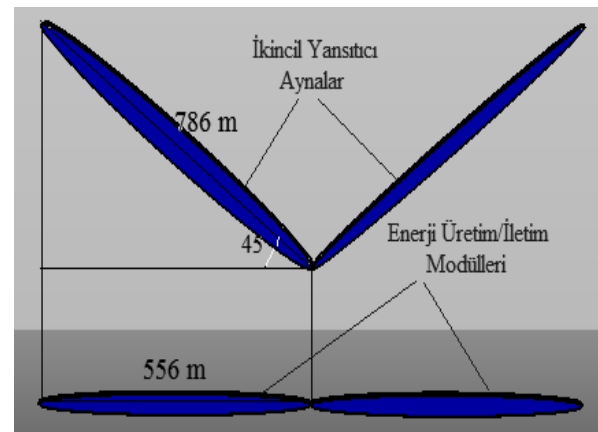
“Günebakan” uzay tabanlı güneş enerji sisteminin kavramsal tasarımında, enerji üretim/iletim modülü (sandviç modül) için “SPS-ALPHA” tasarımındaki seri üretim modüller “HexBus” yapısına benzer bir yapıda bir modül kullanılacaktır. Bu modülün boyutu; tasarım bileşenlerinin uzaya ulaşımı için en uygun fırlatma aracı olarak değerlendirilen SpaceX firmasının Falcon Heavy roketinin yük taşıma bölümünün boyutlarına göre; hem yük bölümünden azami şekilde yararlanmak hem de fırlatma ve uçuş esnasında darbe ve titreşimlere karşı modülleri koruyucu metaryallerin kullanımı için altıgen modüllerin köşeden köşeye uzunluğu 4.5 m olarak tasarlanacaktır. Bu tasarımda uzayda 691MW'lık elektrik üretmek için gerekli olan 484900 m²'lik güneş hücresi alanını elde etmek için, herbirinin alanı 13.15 m²'lik modüllerden 36875 adet enerji üretim/iletim modülü (sandviç modül) kullanılacaktır.

5.2. Yoğunlaştırıcı/Yansıtıcı Aynaların Boyutlandırılması

“Günebakan” tasarımının, GEO'daki yörüngesi boyunca güneş hücreleri üzerine sürekli olarak güneş ışığının düşürülmesi için yörüngede uyumlu olarak

uçan, birbirine ve enerji üretim/iletim platformuna fiziksel bağlantısı olmayan optik yoğunlaştırıcı/yansıtıcı aynalar kullanılacaktır. Sistem bileşenleri arasında fiziksel bağlantı elemanları kullanılmayarak; sistemde yapısal basitlik, yapısal dayanımı sağlanacak, ayrıca sistemin üretim, uzaya ulaştırma ve kurulum maliyetleri azaltılarak toplam maliyetin düşürülmesi planlanmaktadır [44]. Bu tasarımda Solaren firması tarafından geliştirilen uzay güneş enerji sisteminde olduğu gibi sistem bileşenleri üzerinde yerleştirilen güneş sensörleri ve lazer sensör/algılayıcıları kullanılarak hem aynaların hem de enerji üretim/iletim modülünün birbirlerine göre konumları ayarlanarak güneş ışığının sürekli olarak güneş hücrelerinin üzerine yoğunlaştırılması ve iletim modüllerin yeryüzüne yönlendirilmesi sağlanacaktır [45].

Bu tasarımda; yoğunlaştırıcı/yansıtıcı aynaların boyutlarını ve konumlarını belirlemek için; 691 MW güç çıkışı için gerekli olan 484900 m²'lik güneş hücresi yüzey alanı isterinden başlayarak geriye doğru aynaların boyutlarının ve konumlarının belirlenmesinin uygun olacağı değerlendirilmektedir. Birincil yoğunlaştırıcı aynadan gelen ışığı güneş hücreleri üzerine homojen ve dik bir şekilde düşürmek için, herbiri 556 m çapında iki adet dairesel enerji üretim/iletim modülüne göre 45° eğimli iki adet ikincil yansıtıcı ayna kullanılacaktır. İkincil aynaların herbirinden, 556 m çapındaki enerji üretim/iletim modüllerinin yüzey alanına eşit bir güneş ışınımı yansıtılmalıdır. Enerji üretim/iletim modülleri ile ikincil yansıtıcı ayna arasındaki 45°'lik açıdan dolayı, bu geometrik yerleşim göz önüne alındığında ikincil yansıtıcı aynaların çapları 786 m olmalıdır. Şekil 3'te enerji üretim/iletim modülleri ile ikincil yansıtıcı aynaların tasarımdaki konumları ve boyutları gösterilmektedir.



Şekil 3. İkincil yansıtıcı ayna boyutları.

Bu tasarımdaki yoğunlaştırıcı/yansıtıcı aynalarda kullanılacak yansıtıcının alan-özlük kütle oranı 0.45 kg/m² ve yoğunlaştırıcı aynayı destekleyen karbon fiber destek bağlantısının uzunluk-özlük kütle oranı ise 0.062 kg/m'dir [46].

Bu tasarımda kullanılan iki adet kendi kendine şişirilerek kurulup gerginleşen ikincil yansıtıcı aynaların toplam kütlesi; 436695 kg olarak hesaplanabilir.

Günebakan tasarımında yoğunlaştırma oranının üç olması için; her birinin yüzey alanı yaklaşık 242795 m² olan iki adet enerji üretim/iletim modülü için, birincil yoğunlaştırıcı aynalarının her birinin yüzey alanı (yoğunlaştırma oranının 3 olması için, kayıplardan dolayı, birincil aynanın yüzey alanının modül alanının 3.2 katı alınacaktır.) 776944 m² olması gerektiği değerlendirilmektedir. Birincil yoğunlaştırıcı aynalar, ikincil aynaların her iki yanına, ekvatora göre kuzey-güney yönünde; en az 3 km mesafede olacak şekilde; her birinin yarıçapı yaklaşık 165.8 m olan dokuz adet şişirilerek kurulup gerginleşen toplam on sekiz adet birincil ayna kullanılacaktır. Birincil yoğunlaştırıcı aynaların toplam kütlesi yaklaşık olarak; 699524 kg olacağı hesaplanabilir. Birincil yoğunlaştırıcı ayna gruplarını desteklemek için; aynaların güneş ışığını yansıtmayan taraflarında toplam uzunluğu 6632 m ve toplam kütlesi 412 kg olan karbon fiber destek yapısı kullanılacaktır.

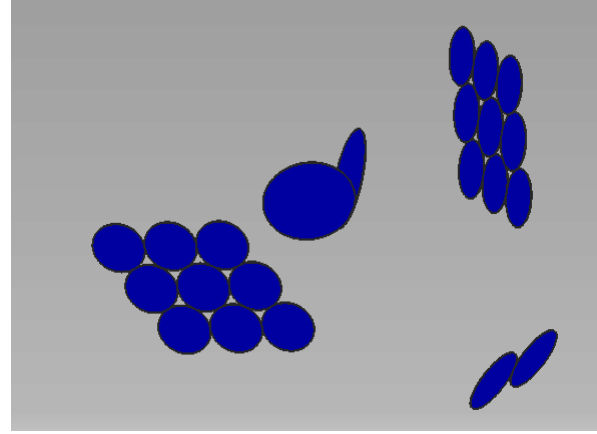
“Günebakan” kavramsal tasarımının sistem bileşenlerinin boyutları ile ilgili bilgiler Tablo 4’te özetlenmektedir.

Tablo 4. “Günebakan” bileşenlerinin boyut bilgileri.

Sandviç Modül	2x242450 m ²	5818800 kg
İkincil Yansıtıcı Ayna	2x485216 m ²	436695 kg
Birincil Yoğunlaştırıcı Ayna	2x776944 m ²	699524 kg
Karbon Fiber Destek	6632 m	412
Toplam		6955431 kg

Yoğunlaştırıcı/yansıtıcı aynalarda siyah gümüş veya bakır manganez kaplama kullanılarak güneş hücrelerinin kullanmadığı güneş spektrumunun dalga boyları, aynalar tarafından soğurulacak ve güneş hücrelerinin aşırı ısınması engellenerek hem ısı kontrol hem de güneş hücrelerinin verimlilikleri ve ömürleri arttırılacaktır.

Şekil 4’te “Günebakan” uzay tabanlı güneş enerji sisteminin kavramsal tasarımı gösterilmektedir.

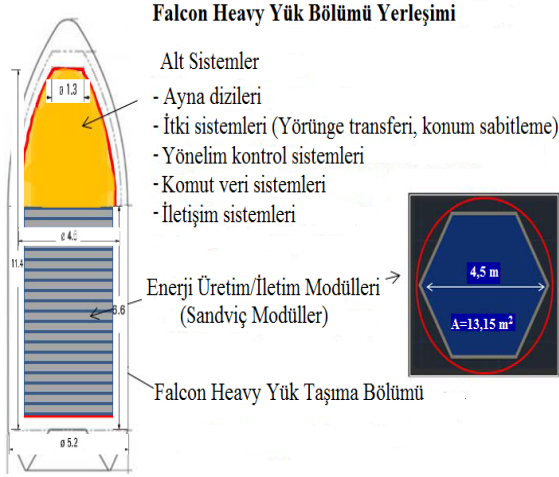


Şekil 4. “Günebakan” uzay tabanlı güneş enerji sisteminin kavramsal tasarımı.

5.3. Yeryüzünden Yörüngeye Ulaşım

“Günebakan” kavramsal tasarım bileşenlerinin boyutlarını, fırlatma için kullanılacak Falcon Heavy roketinin yük bölümünün boyutları ve yük taşıma kapasitesi belirleyecektir. Şekil 5’te gösterilen Falcon Heavy’nin yük taşıma bölümünün silindirik kısmın hacmi yaklaşık 110 m³, kesik konik kısmın hacmi 30 m³ olmak üzere toplam hacmi 140 m³’tür. Bunun yaklaşık 90 m³’ü modüller tarafından kaplanmakta, geri kalan 50 m³’lük kısım ise yansıtıcı aynalar, diğer alt sistem bileşenleri ve gerekli yakıt için ve fırlatma esnasında oluşacak şok ve titreşimleri önleyici malzemeler için kullanılabilir. 6.6 metre yüksekliğindeki silindirik bölüme, gelecek dönemde kalınlığı 5 cm (1 cm titreşim ve darbeleri sönmüleyen modüller arası tabaka ile toplam kalınlık 6 cm) ve alan-özellik kütle oranı 12 kg/m² olan sandviç modüllerden yaklaşık 110 adet ve toplam 17358 kg yerleştirilebilir. Bu varsayımına göre; her birinin kütlesi 157.8 kg olan 36875 adet enerji üretim/iletim modülü yaklaşık 336 fırlatma aracı kullanılarak yeryüzünden LEO’ya ulaştırılabilir. Şekil 5’te Günebakan tasarımının sistem bileşenlerinin Falcon Heavy roketinin yük bölümüne yerleşimi gösterilmektedir.

Günebakan tasarım bileşenlerini LEO’dan GEO’ya düşük yakıt tüketimi ile hızlı bir şekilde ulaştırmak için yeniden kullanılabilen Değişken Özgül İtki Magnetoplazma Roketi (VASIMR) sağladığı yüksek özgül itki ve düşük yakıt kullanımı ile hızlı bir şekilde yörüngeler arasındaki ulaşımı sağlayacağı değerlendirilmektedir [46].



Şekil 5. Sistem bileşenlerinin Falcon Heavy'nin yük bölümüne yerleşimi [46].

Bileşenlerin 300 km irtifadaki LEO'dan 35786 km irtifadaki GEO'ya ulaştırmak için VASIMR türü OTV kullanılarak spiral bir yörüngede; (9) bağıntısı kullanılarak toplam 4.65 km/s'lik bir hız değişimi gerektiği hesaplanabilir.

$$\Delta V_T = \sqrt{\frac{\mu}{R_B}} - \sqrt{\frac{\mu}{R_S}}$$

$$\Delta V_T = \sqrt{\frac{3986004}{667814}} - \sqrt{\frac{3986004}{4216414}} = 7.72 - 3.07 = 4.65 \text{ km/s} \quad (9)$$

Kullanılacak OTV için; hem taşıma kapasitesi hem de yörüngeler arası ulaşım süreleri göz önüne alındığında; yeryüzünden LEO'ya ulaştırılan 53 tonluk yükün, iki adet OTV ile LEO'dan GEO'ya ulaştırılması planlanmaktadır. Bu ulaşım senaryosu için; $F = 5.7 \text{ N}$, $I_{SP} = 12000 \text{ s}$, $P = 20 \text{ kW}$ ve argon yakıt kullanan Ad Astra Roket firmasının VX-200 iticisinin kullanılarak Günebakan tasarımının bileşenlerini toplam 2054 kg yakıt kullanarak yaklaşık 245 günde LEO'dan GEO'ya ulaştırılması planlanmaktadır.

5.4. Yeryüzündeki Alıcı Antenin Boyutlandırılması ve Geriye Yönlendirme

Bu tasarımda enerji üretimi/iletimi için kullanılan sandviç modüllerin yeryüzündeki alıcı antene bakan kısımları verici anten görevi yapacaklardır. Bu yapı göz önüne alındığında verici antenin alanı da 484900 m² olarak kabul edilecektir.

Tablo 5. Antenler Arası İletim Bileşenleri.

Alıcı Antenin Işınlam Toplama Verimliliği	$\tau = 2.44$
Mikrodalga İletim Frekansı	$f = 5.8 \text{ GHz}$
Dalga Boyu	$\lambda = 5.1688 \times 10^{-5} \text{ km}$
Verici-Alıcı Antenler Arası Mesafe	$D = 35786 \text{ km}$
Verici Antenin Alanı	$A_i = 0.4849 \text{ km}^2$

Tablo 5'teki veriler kullanılarak (10) bağıntısından alıcı antenin yarıçapı;

$$\tau = \frac{\sqrt{A_i \times A_r}}{\lambda \times D}$$

$$A_r = 42.008119 \text{ km}^2$$

$$r_r = 3.65 \text{ km} \quad (10)$$

Bu tasarım için yeryüzünde 7.31 km çapında bir alıcı antenin kurulması gerekmektedir.

Günebakan tasarımında verici antenin sürekli olarak yeryüzündeki alıcı antene yönlendirilmesi için yazılımsal dönen eleman elektrik alan vektör (REV) geriye yönlendirme (retrodirectivity) metodunun kullanılmasının uygun olacağı değerlendirilmektedir.

5.5. "Günebakan" Kavramsal Tasarımı İçin Maliyet Analizi

Günebakan tasarımı için maliyet analizi; sistem bileşenleri, GEO'da kurulum ve destekleyici alt sistemler için, üretim eğrisi (öğrenme eğrisi) metodu kullanılarak yapılacak ve sistem bileşenlerinin ve destekleyici alt sistemlerin yeryüzünden yörüngeye ulaşım, uzayda yerleşim ve kurulum maliyetleri ayrı ayrı değerlendirilecek, Ar-Ge ve test maliyetleri maliyet analizine dâhil edilmeyecektir. İlk üretim maliyeti olarak; bir adet sandviç modülün 100 000 \$/kg'lık bir maliyet ile üretilmesi öngörülmektedir. Buna göre tasarımda kullanılan sandviç modül için seri üretim maliyetinin 32307 \$ olacağı değerlendirilmektedir. Bu tasarımda 36875 adet sandviç modül kullanılacağından toplam sandviç modül üretim maliyetinin yaklaşık olarak 1.2 Milyar \$ olacaktır. Diğer alt sistemler; yoğunlaştırıcı/yansıtıcı aynalar, uzayda kendi kendine kurulum, LEO'dan GEO'ya ulaşım ve yönelim kontrol, komut veri sistemi, iletişim sistemi gibi kontrol sistemleri olmak üzere dört alt kısma ayrılacaktır. Bu dört alt sistemin büyüklükleri sandviç modül sayısına göre değiştiğinden dolayı, her bir alt sistem sandviç modülün % 10'u kadar bir maliyet oluşturacağı değerlendirilmektedir [46]. Bu dört alt sistemin her birinin 120 Milyon \$'lık ve toplamda 480 Milyon \$'lık bir maliyet oluşturacağı değerlendirilmektedir. Bu tasarım bileşenlerini yeryüzünden LEO'ya ulaştırmak için en az 336 seri üretim Falcon Heavy roketi gerekmektedir. Bu sayıya göre, bir adet fırlatmanın 10 Milyon \$ olacağı kabul edilir ise; bu tasarım için toplam fırlatma maliyetini 3.36 Milyar \$ (188.68 \$/kg'lık fırlatma maliyeti) olacağı değerlendirilmektedir.

Günebakan kavramsal tasarımı için, Ar-Ge ve test maliyetleri hariç, üretim, ulaşım ve alt sistemler için gerekli toplam maliyetin yaklaşık olarak 5.04 Milyar \$ olacağı değerlendirilmektedir. Tablo 6'da Günebakan tasarımının maliyet analizi özetlenmektedir.

Tablo 6. “Günebakan” tasarımının maliyet analizi.

Sistem Bileşeni	Maliyet (\$)
Sandviç Modül	1.2 Milyar \$
Diğer Alt Sistemler	480 Milyon \$
Fırlatma	3.36 Milyar \$
Toplam	5.04 Milyar \$

Günebakan kavramsal tasarımı bir yılda yaklaşık olarak; (365 x 24 saat x 500000 kW = 4.38 x 10⁹ kWh) 4.38 x 10⁹ kWh elektrik üreteceği değerlendirilmektedir. Türkiye’de sanayide kullanılan elektriğin birim fiyatının; 0.22 TL/kWh ve \$/TL paritesinin 2.1 olduğu göz önüne alındığında bu tasarım yılda yaklaşık 459 Milyon\$’lık elektrik üretmektedir. Bu koşullar altında sistemin kendini yaklaşık olarak 10 yılda amorti edeceği değerlendirilmektedir.

6. SONUÇ VE ÖNERİLER

Dünya’nın gelecekteki enerji ihtiyaçlarını karşılamak için araştırılan alternatif enerji sistemleri arasında; yenilenebilir, temiz, güvenilir ve mevcut enerji kaynakları ile ekonomik olarak rekabet edebilecek bir enerji sistemi olarak uzak tabanlı güneş enerji sistemleri umut verici adaylarından biri olarak ortaya çıkmaktadır.

Mevcut teknolojiler kullanılarak uzak tabanlı güneş enerji sistemlerinin teknik uygulanabilirliği kabul edilmiştir. Sistemlerin yeryüzündeki enerji kaynakları ile ekonomik olarak rekabet edebilecek şekilde kurulmasının gerçekleştirilmesi, uygun platform tasarımlarının ve alt sistem teknolojilerinin geliştirilmesine ve kurulum için yeterli bir bütçeye bağlıdır.

Uzak tabanlı güneş enerji sistemleri küresel enerji ihtiyacını karşılayacak kadar büyük ve karbondioksit salımını ortadan kaldıracak kadar temiz bir yenilenebilir enerji sistemi olarak ortaya çıkmaktadır. Uzak tabanlı güneş enerji sistemlerinin yörüngede ekonomik olarak kurulmasının gerçekleştirilebilmeleri için yeryüzünden LEO’ya ulaşımın 200\$/kg’lık bir maliyetle ve LEO’dan GEO’ya ulaşımında 500\$/kg veya daha az maliyetle gerçekleştirilmelidir.

Atmosferin geçirgenliği ve ITU tarafından belirlenen kullanım kriterleri göz önüne alındığında ISM (endüstriyel, bilimsel ve tıbbi) bandının 2.45 ve 5.8 GHz frekanslarının kablosuz enerji iletiminde kullanılabileceği değerlendirilmektedir.

Uzak tabanlı güneş enerji sistemleri günümüzde mevcut ve gelecekteki muhtemel anlaşmalara göre geliştirilmelidir.

Uzak tabanlı güneş enerji sistemlerinin yeryüzünden yörüngeye ulaşım ve enerji üretimi ve kablosuz enerji iletimi gibi teknolojilerin verimlilikleri artırılmalı ve maliyetleri düşürülmelidir.

7. KAYNAKLAR

- [1] Hoffert, M. I., Caldeira, K., Benford, G., ve diğ., (2002) Advanced Technology Paths to Global Climate Stability: Energy for a Greenhouse Planet, *Science*, 298, 981–987
- [2] McNEILL, J. R., (2000) Something New Under the Sun An Environmental History of the Twentieth-Century World, *New York: W. W. Norton & Company*, 490.
- [3] Mankins, J. C. (2011). Space Solar Power: The First International Assessment of Space Solar Power: Opportunities, Issues And Potential Pathways Forward, *International Academy Astronautics*, Toronto, Canada.
- [4] International Energy Agency., (2013) 2013 Key World Energy Statistics.
- [5] Hayami, H., Nakamura, M. ve Yoshioka, K., (2005) The Life Cycle CO₂ Emission Performance of the DOE/NASA Solar Power Satellite System: A Comparison of Alternative Power Generation Systems in Japan, *IEEE Transactions on Systems, Man and Cybernetics, Part C: Applications and Reviews*, 35, 391–400.
- [6] Hubbert, M. K., (1956) Nuclear Energy and the Fossil Fuels, *Drilling and Production Practice (1986) American Petroleum Institute*, San Antonio, Texas.
- [7] Maggio, G. ve Cacciola, G., (2012) When will oil, natural gas, and coal peak?, *Fuel*, 98, 111–123.
- [8] Glaser, P., (1973) Method and apparatus for converting solar radiation to electrical power, *United States Patent*, No: 3781647 A
- [9] Dietz, R. H., Arndt, G. D., Seyl, J. W., Leopold, L. ve Kelly, J. S., (1981) Satellite Power System: Concept Development and Evaluation Program, *NASA Reference Publication 1076 Volume III - Power Transmission and Reception Technical Summary and Assessment*.
- [10] Mankins, J. C., (1997) A fresh look at space solar power: New architectures, concepts and technologies, *Acta Astronautica.*, 41, 347–359.
- [11] Mankins, J. C., Howell, J. T. ve O’Neil, D. A., (2000) New Concepts and Technologies from NASA’s Space Solar Power Exploratory Research and Technology Program Systems Integration, *AIAA.*, 77–89.
- [12] National Research Council., (2001) Laying the Foundation for Space Solar Power: An Assessment of

NASA's Space Solar Power Investment Strategy, *The National Academies Press*. Washington, D.C.

[13] Seboldt, W., Klimke, M., Leipold, M., ve Hanowski, N., (2001) European Sail Tower SPS concept, *Acta Astronautica.*, 48, 785–792.

[14] State of California Public Utilities Commission., (2010) Contract for Procurement of Renewable Energy Resources Resulting from PG&E's Power Purchase Agreement with Solaren Corporation.

[15] Rogers, J. E., ve Spirnak, G. T., (2009) Space-Based Power System, *United States Patent*, No: 7612284 B2 tarih: 03.11.2009.

[16] Mankins, J. C., (2012) SPS-ALPHA: The First Practical Solar Power Satellite via Arbitrarily Large Phased Array (A 2011-2012 NASA NIAC Phase 1 Project), *Artemis Innovation Management Solutions LLC.*, Santa Maria, California.

[17] T.C. Ulaştırma Denizcilik ve Haberleşme Bakanlığı, (2013) 11. Ulaştırma Denizcilik ve Haberleşme Şurası Sonuç Bildirgesi.

[18] Sasaki, S., Tanaka, K. ve Maki, K., (2012) Technology Development Status For Space Solar Power Systems, *IAC-12.C3.1.4, The 63rd International Astronautical Congress*, Naples, Italy, 1-5 Ekim.

[19] National Security Space Office., (2007) Space-Based Solar Power As an Opportunity for Strategic Security.

[20] Url-3< <http://www.spacex.com/falcon-heavy>>, alındığı tarih: 13.01.2014.

[21] Olds, J. R. ve Bellini, P. X., (1998) Argus, a Highly Reusable SSTO Rocket-Based Combined Cycle Launch Vehicle with Maglifter Launch Assist, *AIAA 8th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference.*, Norfolk, VA, USA..

[22] McNally, I., Ceriotti, M. ve Radice, G., (2012) Systems Analysis Of The Sandwich Solar Power Satellite, *IAC-12.C3.1.9, The 63rd International Astronautical Congress*, Naples, Italy, 1-5 Ekim.

[23] Powell, J. R., Maise, G., Paniagua, J. ve Rather, J. D. G., (2001) StarTram : A New Approach for Low-Cost Earth-to-Orbit Transport, *2001 IEEE Aerospace Conference.*, Big Sky, Montana, USA. 10-17 Mart.

[24] Edwards, B. C., (2000) Design and Deployment of A Space Elevator, *Acta Astronautica.*, 47, 735–744.

[25] Johnson, L., Meyer, M., Palaszewski, B., Coote, D., Goebel, D. ve White, H., (2013) Development priorities for in-space propulsion technologies, *Acta Astronautica.*, 82, 148–152.

[26] Ito, Y., Nakano, M., Schönherr, T., Cho, T., Komurasaki, K. ve Koizumi, H., (2012) In-Space

Transportation of a Solar Power Satellite Using a Hall Thruster Propulsion System, *2012 International Conference on Renewable Energy Research and Applications (ICRERA).*, Nagasaki, Japan. 11-14 Kasım.

[27] Jenkins, L. M., (2000) Issues in development of space-based solar power, *2009 IEEE Aerospace conference.*, Big Sky, Montana, USA. 7-14 Mart.

[28] Yamagiwa, Y., (2004) Space tethers: Low Cost Future Orbit Transfer System for Massive and Frequent Transportation with Construction of Solar Power Satellites, *2004 Asia-Pacific Radio Science Conference.*, Qingdao, China.

[29] URSI, (2005) Supporting Document for the URSI White Paper on Solar Power Satellite Systems, *URSI Inter-commission Working Group on SPS.*

[30] Url-6< http://www.nrel.gov/ncpv/images/efficiency_chart.jpg>, alındığı tarih: 05.03.2014.

[31] Jain, A. D. K. ve Agarwal, D., (2013) Design Of Efficient Solar Cells For Maximum Power Generation, *IAC-13.C3.P.16.P1, The 63th International Astronautical Congress*, Beijing, China, 23-27 Eylül

[32] Ma, Z. ve Vandenbosch, G. A. E., (2013) Optimal solar energy harvesting efficiency of nano-rectenna systems, *Solar Energy.*, 88, 163–174.

[33] Vandenbosch G. A. E. ve Ma, Z., (2012) Upper bounds for the solar energy harvesting efficiency of nano-antennas, *Nano Energy.*, 1, 494–502.

[34] Jaffe, P. ve McSpadden, J., (2013). Energy Conversion and Transmission Modules for Space Solar Power, *IEEE Proceedings.*, 101, 1424–1437.

[35] Strassner, B. ve Chang, K., (2013) Microwave Power Transmission: Historical Milestones and System Components, *IEEE Proceedings.*, 101, 1379–1396.

[36] Glaser, P. E., Davidson, F. P. ve Csigi, K. I., (1994) *Solar Power Satellites*, Wiley: New York, NY, USA.

[37] Sasaki, S., Tanaka, K. ve Maki, K., (2013) Microwave Power Transmission Technologies for Solar Power Satellites, *IEEE Proceedings.*, 101, 1438–1447.

[38] International Telecommunication Union., (2012) Wireless power transmission, QUESTION ITU-R 210-3/1. Alındığı tarih: 05.06.2014, adres: <http://www.itu.int/pub/R-QUE-SG01.210-3-2012>

[39] Shinohara, N. ve Ishikawa, T., (2011) High efficient beam forming with high efficient phased array for microwave power transmission, *2011 International Conference on Electromagnetics in Advanced Applications*, Torino, Italy. 12-16 Eylül.

- [40] Sasaki, S., Tanaka, K. ve Mission, A., (2011) Wireless power transmission technologies for solar power satellite, *2011 IEEE MTT-S International*, Baltimore, MD, USA. 5-10 Haziran.
- [41] Crapart, L. ve Marescaux, E., (2011) Legal Aspects of Solar Power Satellites FINAL REPORT, *IDEST*, Paris University/ ESA.
- [42] Honjo, K., Ishikawa, R. ve Takayama, Y., (2012) Ultra high efficiency microwave power amplifier for wireless power transmission, *42nd European Microwave Conference.*, 1339-1342. Amsterdam, Netherlands. 29 Ekim-1 Kasım.
- [43] Brown, C. D. (2002). Elements of Spacecraft Design, *AIAA Education Series.*, Reston ,VA. USA.
- [44] Mori, M., Kagawa, H. ve Saito, Y., (2006) Summary of studies on space solar power systems of Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA), *Acta Astronautica.*, 59, 132–138.
- [45] Feingold, H. ve Carrington, C. (2003). Evaluation and comparison of space solar power concepts, *Acta Astronautica.*, 53, 547–559.
- [46] Leitgab, M., (2013) Hypermodular Self-Assembling Space Solar Power - Design Option for Mid-Term GEO Utility-Scale Power Plants, *2013 IEEE International Conference on, Wireless for Space and Extreme Environments (WiSEE).*, Baltimore, MD, USA. 7-9 Kasım.

ÖZGEÇMİŞLER

Ercan YILDIZ

1983 yılında Kırklareli ilinde doğdu. İlk, orta ve lise öğrenimini Kırklareli’nde tamamladı. 2005 yılında Hava Harp Okulu Havacılık Mühendisliği Bölümü’nden mezun oldu. Hava Kuvvetleri Komutanlığı bünyesinde çeşitli görevlerde çalışmıştır. Eylül 2012 yılında yüksek lisans eğitimine hak kazanarak, Hava Harp Okulu Havacılık ve Uzak Teknolojileri Enstitüsü’nde Uzak Bilimleri Ana Bilim Dalında Yüksek Lisans eğitimine başladı.

Prof. Dr. Alim Rüstem ASLAN

1983 yılında İTÜ Uçak Mühendisliği Bölümü’nden mezun oldu. 1985 yılında İTÜ’de Yüksek Lisans eğitimini tamamladı. 1985 yılında Von Karman Enstitüsü’nde ikinci bir Yüksek Lisans (1985-86) ve Doktora eğitimini tamamladı (1986-1991). Doktora sonrası İTÜ’de 1991 yılında Y.Doç.Dr, 1993’te Doç.Dr. ve 1999’da Prof.Dr oldu. Uzak araçları tasarımı, dönel kanatlı insanlı-insansız hava araçları, akışkanlar mekaniği ve aerodinamik, hesaplamalı akışkanlar dinamiği ve uygulamaları, eğitim ve savunma teknolojileri konularında ders, yayım, araştırma ve proje çalışmaları ve danışmanlıklar yapmakta, tez çalışmaları yaptırmaktadır. Büyük çoğunluğu hakemli dergi makalesi ve uluslararası konferans bildirisi olmak üzere 130’un üzerinde yayını vardır. 2001-2002 yılları arasında ABD Old Dominion Üniversitesi’nde misafir araştırmacı ve profesör olarak görev yapmıştır. Yürütücülüğünü yaptığı proje ile Türkiye’nin ilk küp uydusu İTÜ PSAT1 gerçekleştirilmiş ve 23 Eylül 2009 da yörüngeye yerleştirilmiştir. Proje TÜBİTAK tarafından “Başarı Hikayesi” olarak seçilmiş ve ödülleri almıştır.