Teori Konu Başlıkları

Uzay araçları ve sınıflandırmalar, Uydularda yönlendirme metotları ve yörünge düzeltmeleri

Güç Kaynakları

Güneş Hücrelerinin Çalışma Prensibi

Uydu İçinde Isı Kontrolü

Veri Aktarımı

Güç Kaynakları

Uyduların güç kaynakları olarak bazı aletlere gereksinimleri vardır. Bu aletler bildiğimiz piller olabilir. Eğer uydunun çalışma süresi birkaç aydan fazla ise piller büyük problemler yaratmaktadır. Öyle bir enerji kaynağı olsun ki süreklilik arz etsin. Bu güne kadar kullanılan en ekonomik kaynak güneş enerjisidir. Enerji güneş uydu panellerindeki güneş hücreleri yardımıyla sağlanır. Bunlar güneş enerjisini elektrik enerjisine çeviren yarı iletken aletlerdir. Ancak bunlar yalnızca güneş ışığı var olduğu zaman çalışabildiğinden uydu karanlıkta iken (Yer'in gölge konisi içindeyken) gerekli olan enerji için hala doldurulabilir pillere ihtiyaç vardır. Bu piller güneş hücreleri ışık aldığı zaman doldurulur ve ışık olmadığı zaman kullanılır.

Radiation-Hardened 100V and 200V GaN FET Power Supply Solutions

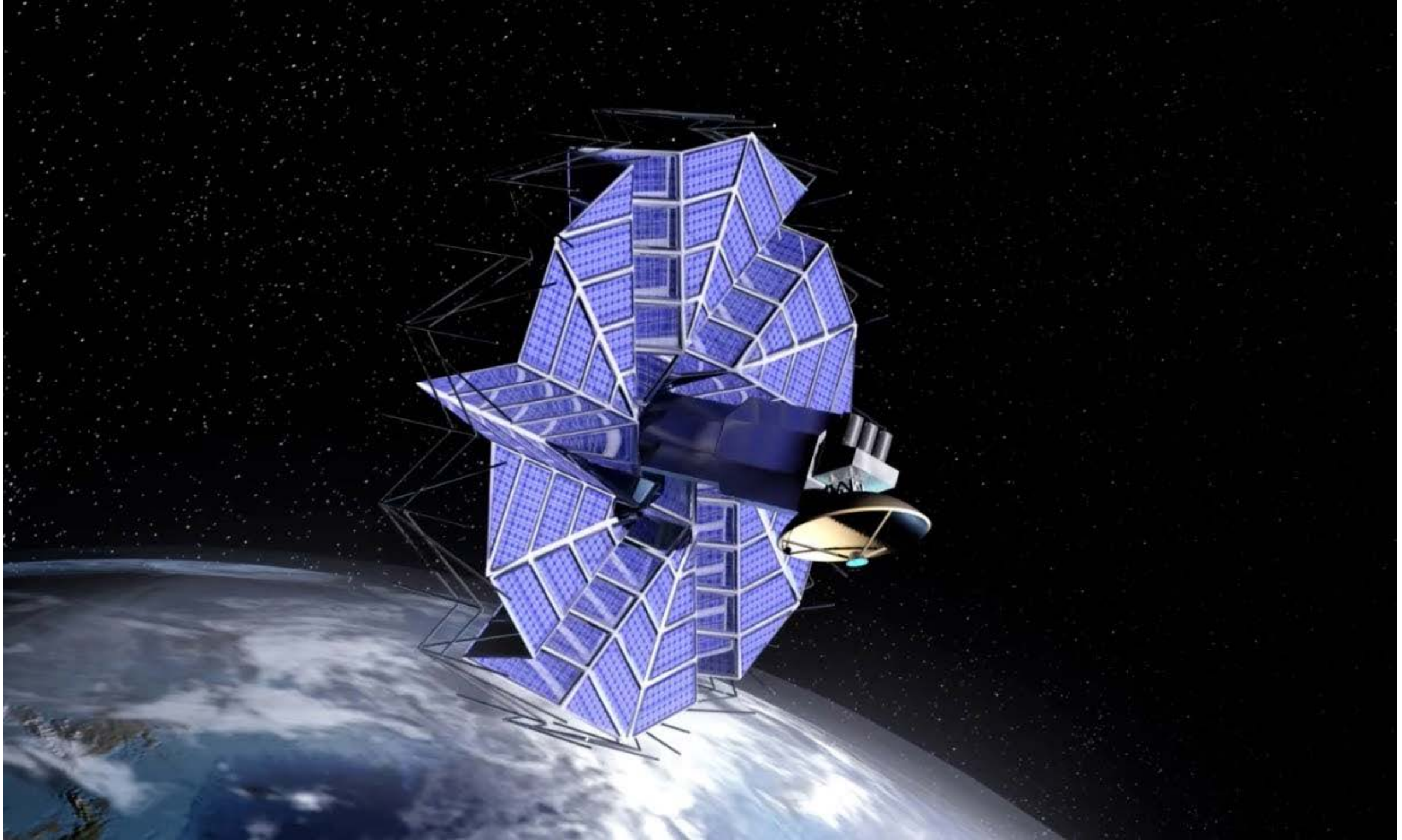


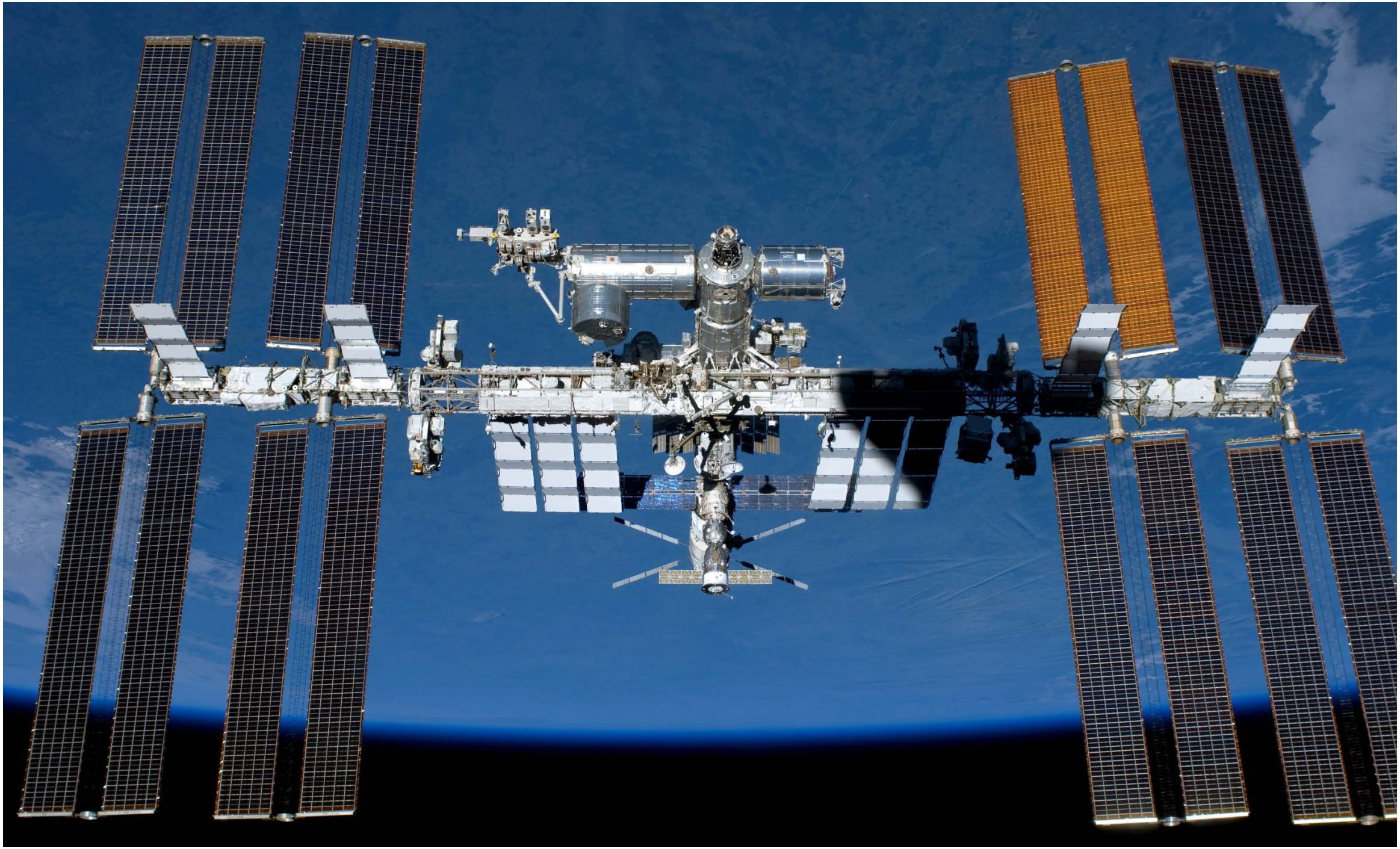

esa



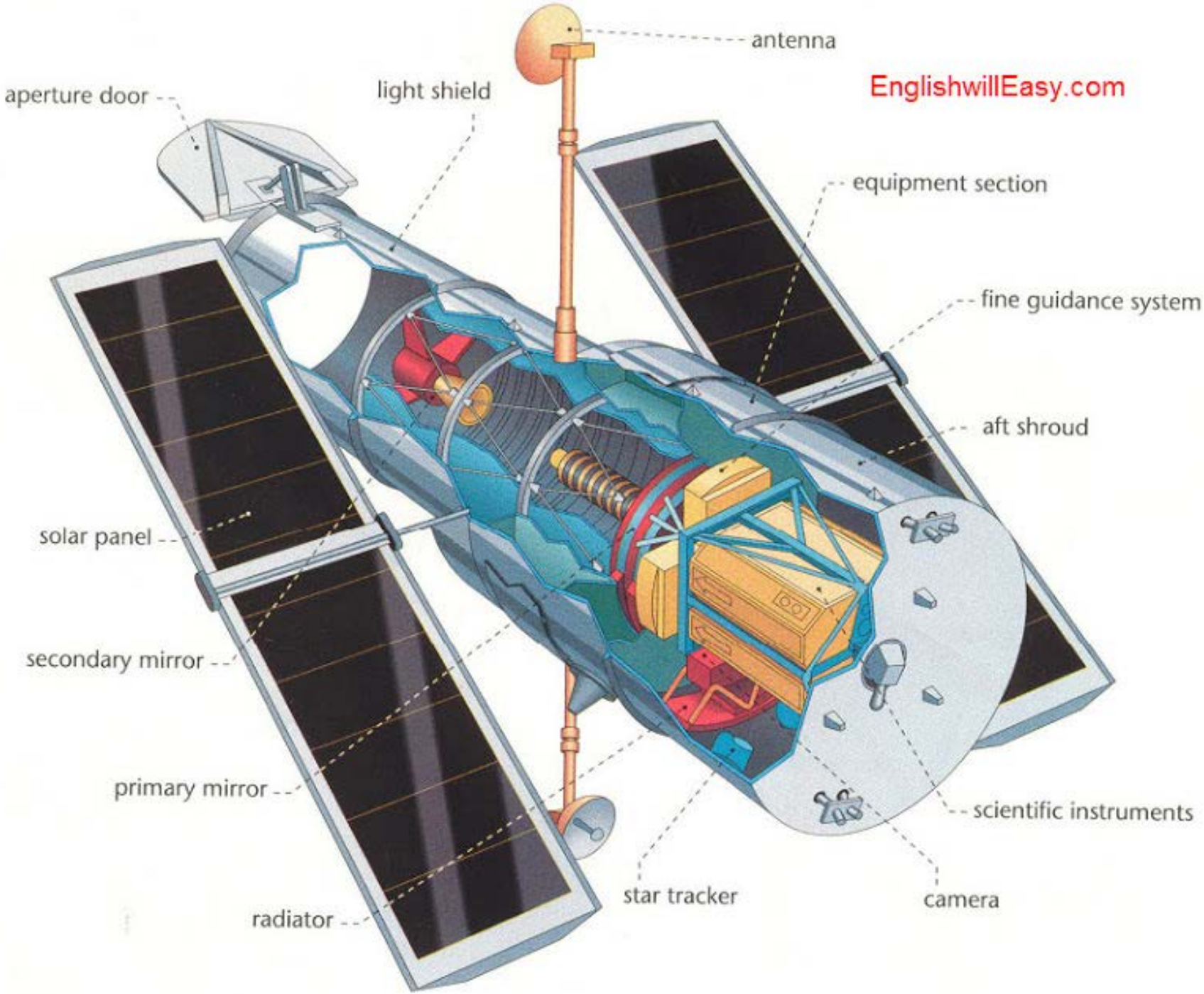










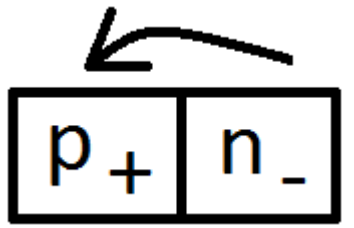

antenna
EnglishwillEasy.com
aperture door
light shield
equipment section
fine guidance system
aft shroud
solar panel
secondary mirror
primary mirror
scientific instruments
star tracker
camera
radiator

Güneş Hücrelerinin Çalışma Prensibi

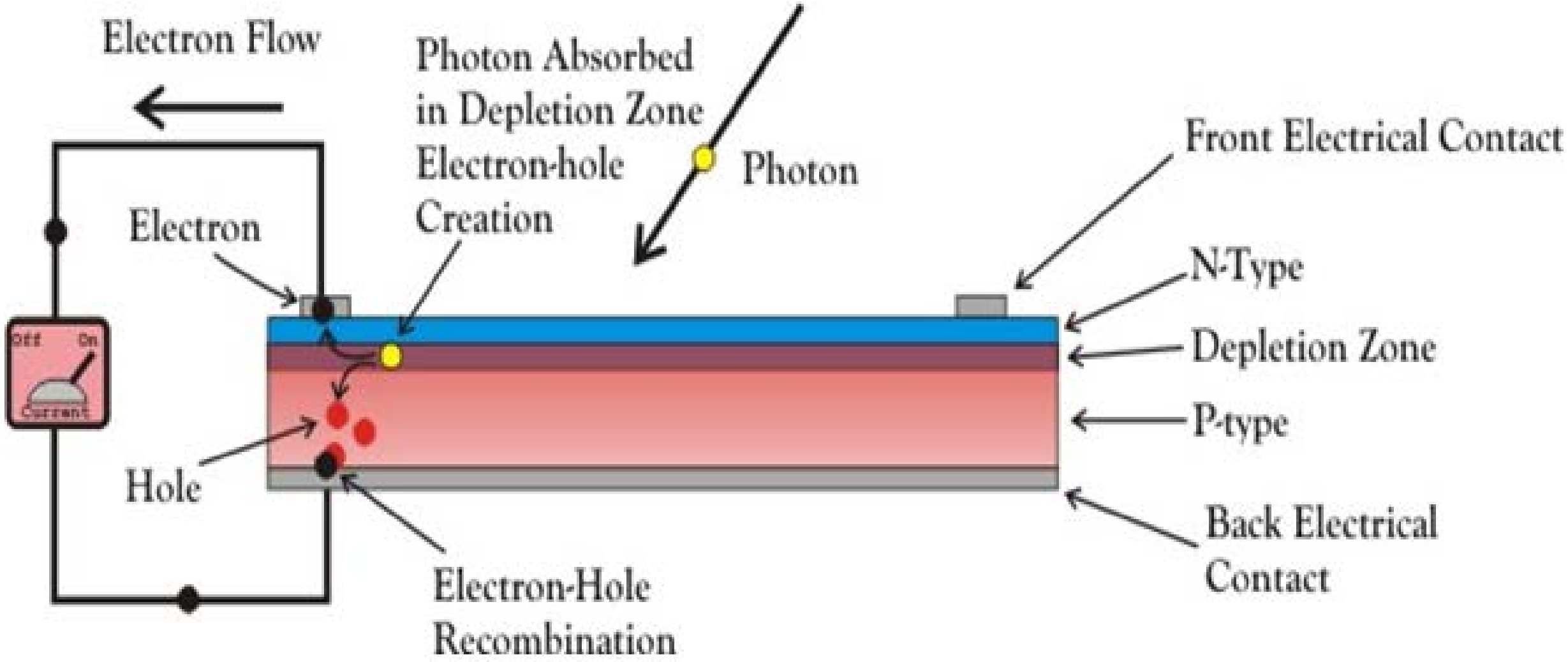
Bazı elementler yarı iletkendir. Örneğin germenyum (Ge) ve silisyum (Si). **p** ve **n** olarak isimlendirilen iki farklı tür yarı iletken üst üste konur. **n** tipi yarı iletkenler kolayca elektron verebilen maddelerden yapılmıştır. Buna karşılık **p** tipi yarı iletkenler ise kolaylıkla elektron alabilen elementlerden yapılmıştır.

Bir tek elektronun **n** 'den kopup **p** 'ye geçebilmesi için bir enerjiye ihtiyaç vardır. Bu enerji ε_1 olsun. Bu takdirde T mutlak sıcaklık olmak üzere bütün elektronların **n** 'den kopup **p** 'ye gitmeleri için gerekli enerji,

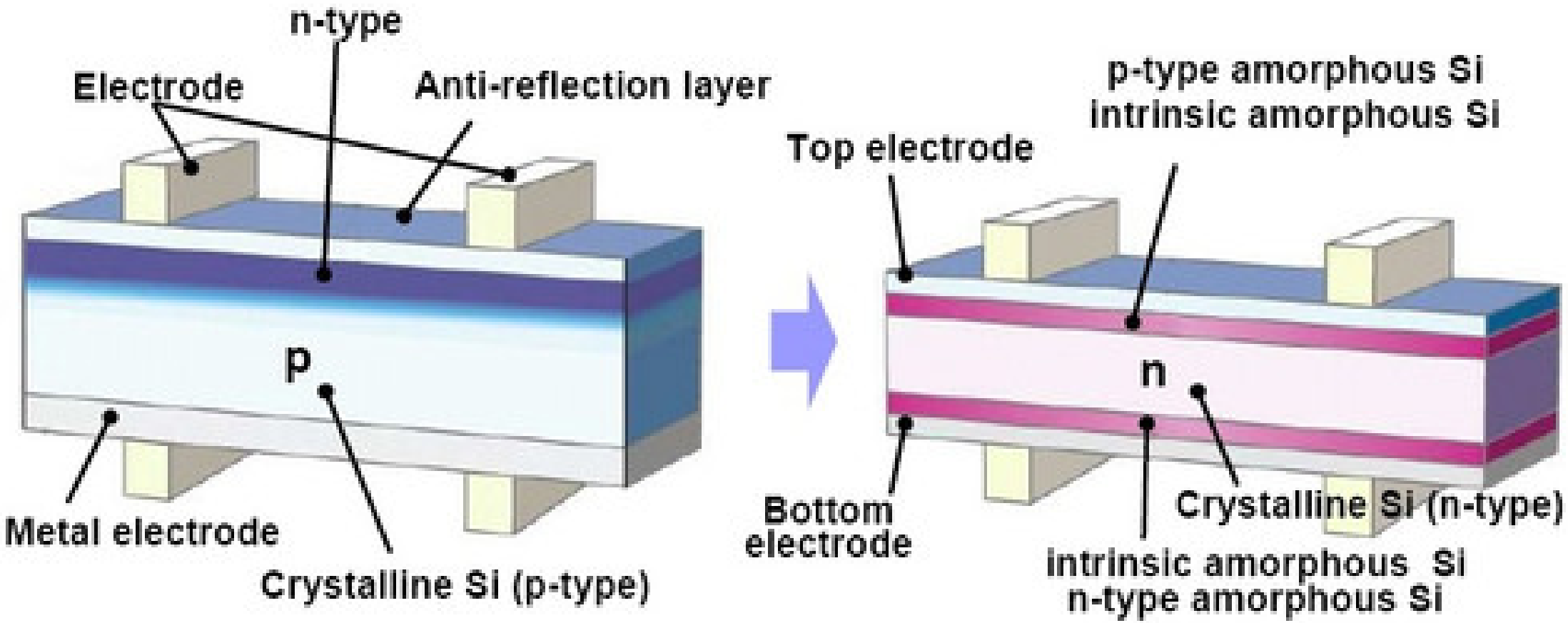
$$e^{-\frac{\varepsilon_1}{2kT}}$$



olur. Burada k , Boltzmann sabiti ($1.38064852\times10^{-23}\ \frac{joule}{^\circ K}$ veya $1.38064852\times10^{-16}\ \frac{erg}{^\circ K}$).


Electron Flow
Photon Absorbed
in Depletion Zone
Electron-hole
Creation
Photon
Front Electrical Contact
Electron
N-Type
Depletion Zone
P-type
Hole
Back Electrical
Contact
Electron-Hole
Recombination

HIT (Heterojunction with Intrinsic Thin Layer) Solar Cell is composed of thin single crystalline Si wafer sandwiched by ultra-thin a-Si layers



Conventional c-Si solar cell

HIT solar cell

Bu durumda n tipi maddenin elektron alması için gerekli olan enerji miktarı ise

$$e^{-\frac{\varepsilon_2}{kT}}$$

kadardır. **p** ve **n** tipi yarı iletkenlerin eklem noktaları vardır. Burada iki tip yarı iletken temas halindedir. Dolayısıyla elektronlar **n** tipinden **p** tipine harekete başlarlar, **n** tipi madde elektron kaybettiği için (+) ; **p** tipi madde ise elektron kazandığı için (-) olarak yüklenmiştir. Bunu bir mıknatısın iki kutbu gibi düşünebiliriz. Ancak bazı olaylar tüm söylediklerimizin olmasını önlemek için bir potansiyel barajı oluştururlar. Dolayısıyla **p** ve **n** tipinden oluşan bu bileşimde hiçbir akım meydana gelmez. Mutlaka bu potansiyel barajının aşılması gerekmektedir. Bunun için de güneş ışınlarına ihtiyaç vardır.

E_j , **n** ile **p** arasındaki potansiyel farkı olsun. Eğer **n** ile **p** arasında bulunan ekleme bir gerilim uygularsak bu takdirde geçen akımın miktarı;

$$I = I_0\left(e^{\frac{eV}{kT}} - 1\right)$$

I_0 , gerilim uygulanmadığı zaman geçen akımın miktarı olmak üzere, bağlantı kısmana gerilim uygulamak yerine **n** veya **p** 'nin üzerine ışık düşürüldüğü zaman bir akım oluşmaktadır. Bu takdirde yüklenmemiş bir devrede elektron volt cinsinden meydana gelen maksimum enerji,

$$kT \log\left(\frac{I}{I_0} + 1\right)$$

olur. Düşen ışınımın yoğunluğu arttıkça maksimum enerjide de bir artış olmaktadır.

Ancak $40\ \frac{mW}{cm^2}$ ışık yoğunluğundan sonraki değerlerde maksimum enerji $0.6\ eV$ civarında sabit kalmaktadır. Genellikle $E_g = 1.6\ eV$ olması istenir. Buradaki E_g, kullanılan madde içerisindeki enerji boşluğudur. Eğer silisyum kullanılacak olursa bu değer $1.1\ eV$ oluyor. Silisyum tabanlı güneş hücrelerinde verim %22 civarındadır ve hala en iyi güneş hücrelerinin yapımında silisyum kullanılmaktadır. **p** tipi madde direkt güneş ışığını gören yüzeye, **n** tipi ise hemen onun altına konmaktadır. Eğer **n** tipi maddeden bir güneş hücresi yapılacaksa üstleri kuars veya safir ile kaplanmaktadır.

Uydu İçinde Isı Kontrolü

Bilimsel aletler, özellikle ölçüm yapan detektörler sürekli olarak uygun sıcaklıkta tutulan bir ortam içinde verimli çalışabilirler. Dünya çevresinde dolanan bir uydu devamlı olarak VAKUM içinde bulunmaktadır. Elektronik devrelerde akımın bir kısmı ısı enerjisine dönüşür. Bu da devrelerde direncin artmasına neden olur. Düzenli bir çalışma için sistemin aynı ısıda tutulması gerekmektedir. Hava içinde bulunan bir sistemde soğutma konveksiyon akımları sayesinde sağlanır. Örneğin PC 'lerdeki fan adı verilen küçük vantilatörler bu işlevi sağlarlar. Ya da içinden hava geçebilen delikli ve yollu alüminyum metal soğutucular kullanılır. Eğer hava yoksa bunların hiçbiri işe yaramaz. Halbuki uydularda sıcaklık yüzeyden soğurulan ve salınan ışınım enerjisine bağlıdır. Enerji dengesi IŞIMA yoluyla sağlanmaktadır.

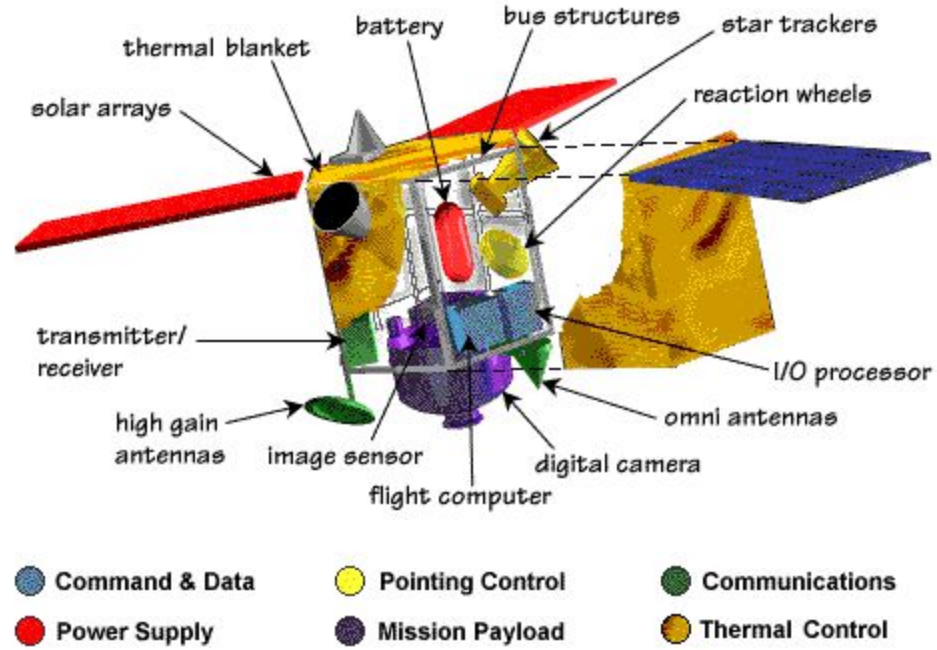
Uyduda aletlerin bulunduğu kap (uydunun içindeki aletlerin bulunduğu iyi korunmuş vakum ortam) uydunun yüzeyinden gelecek veya salınacak ısıya karşı iyice yalıtılmıştır. Ayrıca yüzey ile kap arasındaki ısı alışverişi sürekli olarak kontrol edilmektedir. Kabın içindeki aletlerin harcadığı ortalama enerji miktarının bilinmesiyle sıcaklığın hangi aralıkta tutulması gerektiği hesaplanır. Dolayısıyla bir enerji dengesinin olması için

a) içeride üretilen enerji miktarı
b) dışarı kaçan enerji miktarı ve
c) dışarıdan gelen enerji miktarının

bilinmesi gerekmektedir.

Satellite subsystems

- Major satellite subsystems
  - **Altitude and Orbit Control Systems** (AOCS) – maintain and stabilize satellite in the orbit
  - **Telemetry, Tracking, Command and Monitoring** (TTC&M) – take and process measurements on satellite health and position
  - **Power subsystem** – generate and distribute power to various components of the satellite
  - **Communication subsystem** – Receives, processes and re-transmits the signals
  - **Satellite antenna** – receive and transmit EM waves.
  - **Superstructure** – construction of the satellite that is used as a mount for all other components
  - **Thermal subsystem** – maintains the temperature of the satellite within prescribed range
- Satellites have life expectancy 10-15 years
- Many components are deployed in redundant configurations to minimize probability of satellite failure



Major components of a Lockheed Martin remote sensing satellite

BBC Documentary - How to build a satellite:
https://www.youtube.com/watch?v=_Rp53U4mzZA

Uydu yüzeyinin sıcaklığı T olsun. Bu takdirde sıcaklık kontrolünü şu şekilde gösterebiliriz:

$$R_s a_s + R_r a_s + R_e a_e - A\sigma a_e T^4 = ms\frac{dT}{ds}$$

$R_s a_s + R_r a_s + R_e a_e$: uydunun dış ortamdan kazandığı ısı enerjisi (KAZANÇ enerjisi)
$A\sigma a_e T^4$: uydunun tüm yüzeyinden yaydığı ışınım miktarı (KAYIP enerji)
σT^4 : kara cisim için Stefan kanunu (uyduyu bir kara cisim gibi alabiliriz)
R_s : doğrudan güneşten uydu yüzeyine düşen ışınım enerjisi
R_r : dünya yüzeyinden yansıyıp uydu yüzeyine bir saniyede düşen güneş enerjisi
R_e : dünyadan bir saniyede uydu yüzeyine gelen kırmızı ötesi enerji
(bu enerjinin %99 dünyanın iç kısımlarındaki magma tabakasından gelmektedir)
a_s ve a_e : güneş ışınımı ve dünyanın kırmızı ötesi ışınımı için uydu yüzeyinin soğurma katsayısı
A : uydu yüzeyinin alanı
$ms\frac{dT}{ds}$: uydunun ısı kapasitesi
m : uydunun kütlesi
s : uydu yüzeyinin yapıldığı maddenin özgül ısısı

Yukarıdaki denklem bir an için geçerli olan bir denklemdir, çünkü enerji birimleri enerji/saniye cinsindedir. Oysa uydu dünya çevresinde dolandıkça ısı olayı sürekli değişmektedir. Bundan dolayı *T* üzerinde bir ortalama almak gereklidir, sonuç olarak

$$A\sigma\overline{T^4} = \overline{R_e} + (\overline{R_s} + \overline{R_r})\frac{a_s}{a_e}$$

denklemi geçerlidir. Bu denklemden de görülüyor ki bazı terimleri kontrol etmek mümkün değildir. A; uydu uzaya atılmadan değiştirilebilir, ancak fırlatıldıktan sonra A 'nın değiştirilmesi mümkün değildir. R_e, R_s, R_r kontrol edilemezler. Buna karşılık $\frac{a_s}{a_e}$ kontrol edilebilir.

Ancak her ne kadar $\frac{a_s}{a_e}$ oranı istenilen şekilde seçilerek sıcaklığı kontrol etmek olanağımız var gibi görünüyorsa da gerçekte durum böyle değildir. Çünkü yüzeyin yapıldığı malzemenin uydunun amacına yönelik birçok başka koşullara uyması gerekir.

Örneğin, uydunun görsel olarak gözlenmesi gerekiyorsa yüzeyi görsel ışınımı iyi yansıtmalı ve çok büyük olmalıdır. Böyle bir yüzeyin $\frac{a_s}{a_e}$ oranı 5 civarındadır ve bir uydu için çok büyük bir değerdir. Burada yapılacak iş yüzeyi çok ince bir dielektrik bir tabaka ile kaplamaktır. Görsel ışınım için bu tabaka saydam, fakat yakın kırmızı ötesinde saydam olmadığından a_e büyümüş olur. Dolayısıyla $\frac{a_s}{a_e}$ oranı da küçülür. Genelde dielektrik malzeme olarak SiO_2 kullanılır.

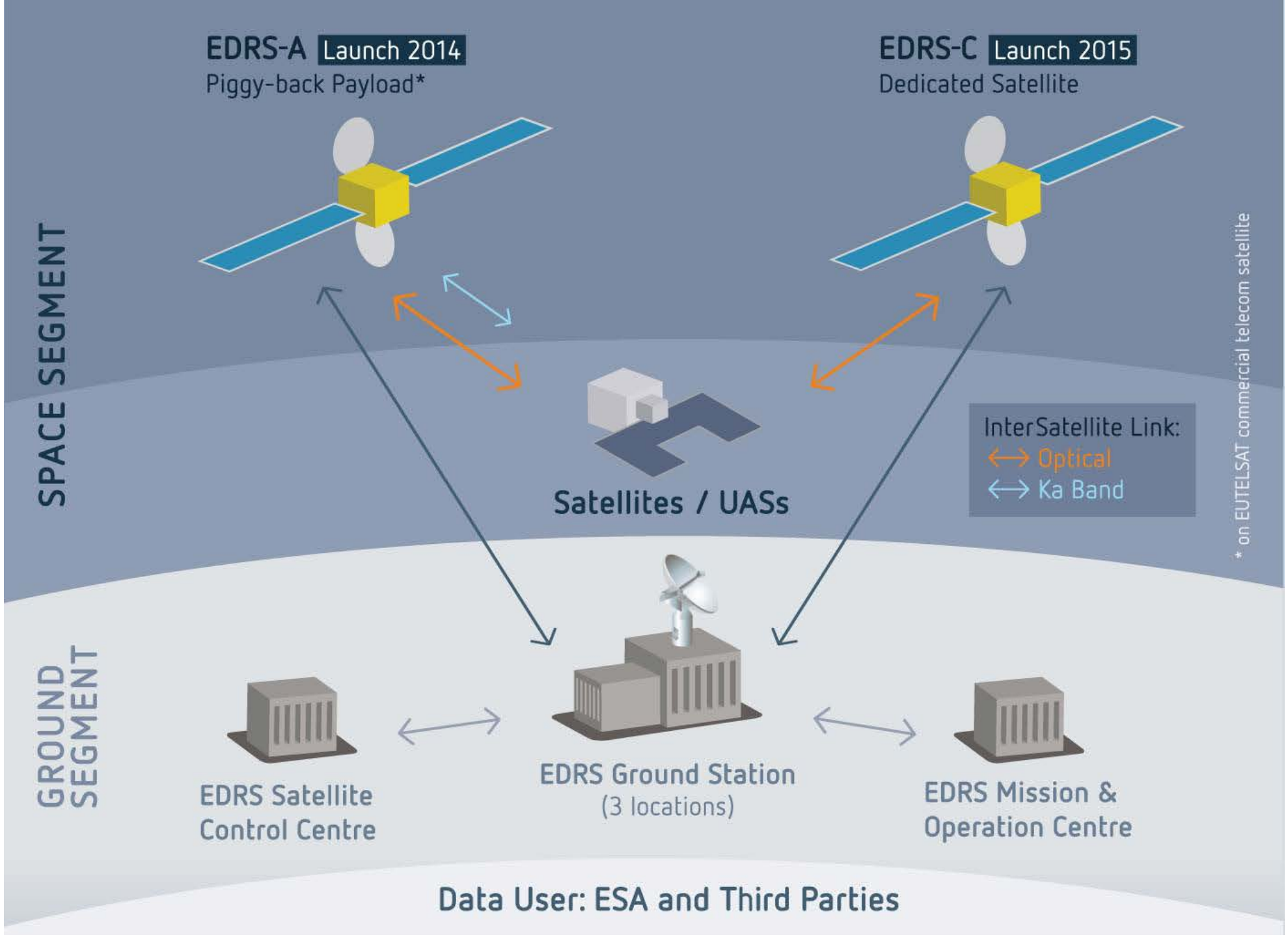
Bazı uydularda aktif sıcaklık kontrolü gerekir. Bu hallerde sıcaklık artınca uydu içindeki aletlerin çalışmasını durduran bir sistem vardır.

Veri Aktarımı

Şu andaki teknolojiye göre Pluton cüce gezegeni yakınlarından veri aktarımı yapılmıştır. Veri aktarımı için gerekli enerji miktarının hesaplanması zorunludur. Çünkü yeryüzünde yaptığımız haberleşmelerde sınırsız miktarda enerji kullanabiliriz Oysa uydularda;

- Enerji miktarı kısıtlıdır
- Belli bir zaman dilimine sığdırılan veri sayısı çok fazladır
- Veri aktarılan uzaklıklar çok büyüktür.
- Veri aktarma sistemleri çok enerji harcayan sistemlerdir.

Bu nedenle veri aktarımı çok zorluklar çıkarır. Örneğin bir haberleşme uydu ise, doğrudan konuşma için $7 \times 10^4 \ \frac{bit}{sn}$, TV de siyah-beyaz resim için $4 \times 10^4 \ \frac{bit}{sn}$, renkli resim için $1.2 \times 10^5 \ \frac{bit}{sn}$ 'lik aktarım gerekir.


EDRS-A Launch 2014
Piggy-back Payload*
EDRS-C Launch 2015
Dedicated Satellite
SPACE SEGMENT
Satellites / UASs
InterSatellite Link:
Optical
Ka Band
* on EUTELSAT commercial telecom satellite
GROUND SEGMENT
EDRS Satellite Control Centre
EDRS Ground Station
(3 locations)
EDRS Mission & Operation Centre
Data User: ESA and Third Parties

Son teknolojiye göre veri aktarı çok hızlanmıştır. Özellikle telefon konuşmaları sırasında veri sıkıştırılarak gönderilmektedir. Genel olarak veri aktarımı üç aşamalı bir işlemdir. Veri alınır, kodlanır ve gönderilir. Her üç işlem için de enerjiye gereksinim vardır.

Kullanılan dalgaboyu veya renk aralığında saniyede algılanacak bitlerin sayısı şöyledir:

$$I = \Delta v \log_2 \left(1 + \frac{P_r}{P_n}\right) \frac{bit}{sn}$$

Δv : radyo frekans aralığı yani band
Pr : alıcı antenin algılama gücü (*watt*)
Pn : gürültü (parazit) gücü (*watt*)

Yakınsama: $\frac{P_r}{P_n} \ll 1$ durumunda enerjinin çoğunun gürültüye harcanması demektir.

Bu durumda $I \cong 1.44 \Delta v \frac{P_r}{P_n} \frac{bit}{sn}$

Gürültü kesinlikle aletin sıcaklığı ile ilgilidir (eski lambalı radyoları hatırlayınız). Alet ne kadar soğuksa gürültü o kadar az olur ve genel olarak formülü:

$$P_n = \Delta v \; k \; T_e$$

k : Boltzmann sabiti ($1.38064852 \times 10^{-23} \frac{joule}{^\circ K}$)

T_e : etkin sıcaklık

Δv arttıkça gürültü de artar. Bir *bit* başına $0.695 k T_e$ kadar enerjiye ihtiyaç vardır. İlk fırlatılan uydularda 1 *bit* için gerekli olan enerji $0.546 \times 10^{-23} \; \frac{Joule}{^\circ K}$'dir.

Kazanılan bilgilerin biriktirilmeden aynı hızla yayınlanabilmesi için gerekli enerji ise,

$$\frac{P_r}{P_t} = \eta G_t \frac{A}{4\pi R^2}$$

P_r : alıcı antenin algılama gücü
P_t : yayın gücü
G_t : vericinin kazancı
A : alıcı anten alanı
R : vericinin anten ile olan uzaklığı

Yukarıdaki formül yönlendirilemeyen verici anten (uyduda, tek dipol çubuk anten) için geçerlidir. Yer alıcı antenin çapının da 15m olması gerekir. (Çok uzak uydularla haberleşmelerde yeryüzündeki büyük çanaklı alıcılar veya interferometre kullanılır) Eğer antenler yönlendirilebilirse kazanç çok büyük olur. Şu an için en uzak haberleşme Voyager uyduları ile yapılmaktadır.