

# Uzay Uygulamalarında Küçük Uyduların Yeri ve Maliyet Etkenleri

Cem Özkaptan ve Ozan Tekinalp  
Tübitak / Ortadoğu Teknik Üniversitesi

## 1. GİRİŞ

Günümüzde hem askeri hem ticari hem de bilimsel uydu misyonlarında maliyet çok büyük bir önem taşımaktadır. Artık belirli mali kriterleri sağlayamayan hiçbir misyonun hayata geçirilmesi mümkün değildir. Bu açıdan, hem üretim sürelerinin kısalığı hem maliyetlerinin düşüklüğü hem de tüm bunlara rağmen en az büyük ve pahalı uydular kadar geniş teknik yeteneklere sahip olan küçük uydular, günümüz uydu misyonlarının büyük kısmında kullanılmaya başlanmıştır. Uzay ve uydu teknolojileri alanında etkin bir rol oynamak amacıyla olan ülkemizin de bu amacını gerçekleştirmesinde küçük uydular önemlidir. Ancak özellikle kaynakların bu denli kısıtlı olduğu bir ortamda, tasarlanacak misyonun ve bunu gerçekleştirecek uydu veya uyduların maliyetlerinin mümkün olduğunca düşük tutulabilmesi gerekmektedir.

Bu nedenle aşağıdaki bölümlerde, hem küçük uydu kavramı ve avantajları ile ilgili bilgi verilecek hem de bir uydu misyonunun maliyetini hangi öğelerin belirlediği ve bu maliyetlerin hangi yollarla azaltılabileceği ile ilgili bilgi verilecektir.

## 2. KÜÇÜK UYDULAR

Küçük uydulardan bahsetmeden önce bu kavramın ne anlama geldiğini öncelikle belirtmek gerekir. Küçük uyduların en önemli özellikleri, geliştirilme ve üretim sürelerinin büyük uydulara göre çok daha kısa olmasıdır. Bir küçük uydunun geliştirilmesi ortalama 6 - 36 ay arası bir sürede tamamlanabilir. Hızla gelişmekte olan teknoloji, daha önceleri çok daha büyük boyut ve maliyetler gerektiren işlevlerin giderek daha küçük ve daha etkin sistemler ile yerine getirilmesini sağlamaktadır. Bu şekilde eski teknoloji ile elde edilebilecek performansın çok ötesine, çok daha hafif ve küçük boyutta sistemler kullanılarak ulaşılması mümkün olmaktadır. Uyduları ıslak kütlelerine (yakıt dahil kütle) göre aşağıdaki şekilde sınıflandırmak mümkündür. Burada 1000 kg'a kadar ağırlıktaki uydular küçük uydu kabul edilecektir.

Çizelge 1. Uyduların ağırlıklarına göre sınıflandırılması.

Sınıf		Islak Kütle
Uydu		>1000 kg
Küçük Uydular	Mini uydu	100 - 1000 kg
	Mikro uydu	10 - 100 kg
	Nano uydu	1 - 10 kg
	Piko uydu	0.1 - 1 kg
	Femto uydu	< 0.1 kg

## 3. UYDU MALİYETLERİNE ETKİ EDEN FAKTÖRLER

Bir uydu misyonunun maliyetini belirleyen başlıca faktörler; tasarım, üretim, test ve entegrasyon safhalarında alınacak birtakım kararlardır. Uydunun yapısı, alt sistemlerinde kullanılacak elektronik veya mekanik parçaların nitelikleri, konuşlandırılacağı yörünge, kullanılacak fırlatma aracı, fırlatılacağı yer, üretim yöntemleri, sigorta poliçesi vb. aşağıda daha ayrıntılı olarak değinilecek ilgili faktörlerde alınacak kritik karar ve oluşturulacak politikalar uydu maliyetlerinde milyonlarca dolarlık farklara neden olabilirler. Bu bölümde, bir uydu misyonunun geliştirilmesinin çeşitli safhalarında maliyetine etkide bulunabilecek faktörler ve bu maliyetleri düşürmek için benimsenecek yaklaşımlar kısaca anlatılmaktadır.

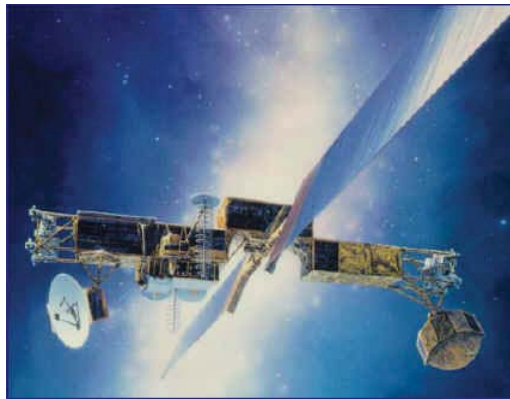
### 3.1. UYDU AĞIRLIĞI

Küçük uydular, uzay çağının başlangıcından beri belli bir öneme sahip olmuşlar da, özellikle günümüz ticari ve askeri uygulamalarında bütçelerin giderek daralması ve teknolojinin hızlı gelişimi sayesinde giderek daha büyük bir öneme sahip olmaktadır. Uzun yıllar boyunca küçük uydular sadece bilimsel veya amatör misyonlar için kullanılmıştır. Ticari veya askeri nitelik taşıyan uyduların büyük çoğunluğu, oldukça ağır ve yüksek maliyetli olmuşlardır. Bunlara bazı örnekler vermek gerekirse; bir uluslararası haberleşme uydusu olan INTELSAT-6, 10-14 yıl faal ömre sahip, fırlatma anında 4600 kg ağırlığında ve 6.4 x 3.6 x 11.8 metre boyutlarında bir uydu olup 2600 W güç üretir ve 3 televizyon kanalı ile 120.000 iki yönlü telefon hattını desteklemektedir [13]. Askeri uygulamalar için

bir örnek ise dünyanın en pahalı haberleşme uyduları olan MILSTAR uyduları olarak verilebilir. Bu uydular 4536 kg ağırlığında olup tasarlanmış ömürleri 10 yıldır. Bu araçlar toplam 5000 W güç üretir ve dünya çapındaki tüm ABD askeri birlikleri arasında 75 bps – 2400 bps arası Düşük Veri Hızlı (LDR) haberleşme ile 4., 5. ve 6. (MILSTAR II) uydularla birlikte buna ek olarak 4.8 kbps – 1,544 Mbps arası Orta Veri Hızlı (MDR) haberleşme olanakları sağlayacaklardır [14]. Her uydunun ortalama maliyeti 800.000.000 ABD \$'dır. TITAN IVB roketleriyle yörüngeye fırlatılırlar, dolayısıyla her biri için yaklaşık 350,000,000 ABD \$ da fırlatma maliyeti vardır. Bu uyduların üretilmesi yıllarca sürer. Hatta sadece TITAN IVB roketinin hazırlanma süresi en az 6 aydır [14].

Görüldüğü üzere, sadece MILSTAR uydu sisteminin toplam maliyeti uydu, fırlatma, ve yer terminallerinin geliştirilmesi ve üretimi ile birlikte 10 Milyar ABD \$'ı aşmaktadır ki bu ve benzeri anlayışlarla gerçekleştirilmiş yüksek maliyetli projelerin benzer ihtiyaçları olan ülkemiz tarafından gerçekleştirilmesi mümkün değildir. Bu nedenle aynı hatta çok daha yüksek kabiliyetlere sahip ancak hem ağırlık ve boyut hem de maliyet açısından çok daha makul küçük uydu kavramları üzerinde durulması zaruridir.

Büyük uydular için yukarıda verilen bilgilere karşılık, tipik bir küçük uydu en fazla birkaç yüz kilo ağırlığında ve 1-3 m<sup>3</sup> hacminindedir, 30 – 600 W arası güç üretir ve 300 Mbps ve üzerinde hızlarda haberleşme olanakları, 1 metre veya daha iyi çözünürlükte muhtelif bantlarda yeryüzü görüntüleme, yüzlerce Mbyte'lık veri saklama ve iletme yeteneklerine sahip olabilmektedirler. 1 metre veya daha iyi çözünürlükte çok bantta yeryüzü görüntüleme, yüzlerce Mbyte'lık veri saklama ve iletme yeteneklerine sahip olabilmektedirler.



Şekil 1. Bir MILSTAR uydusu. (© USAF SPACECOM)

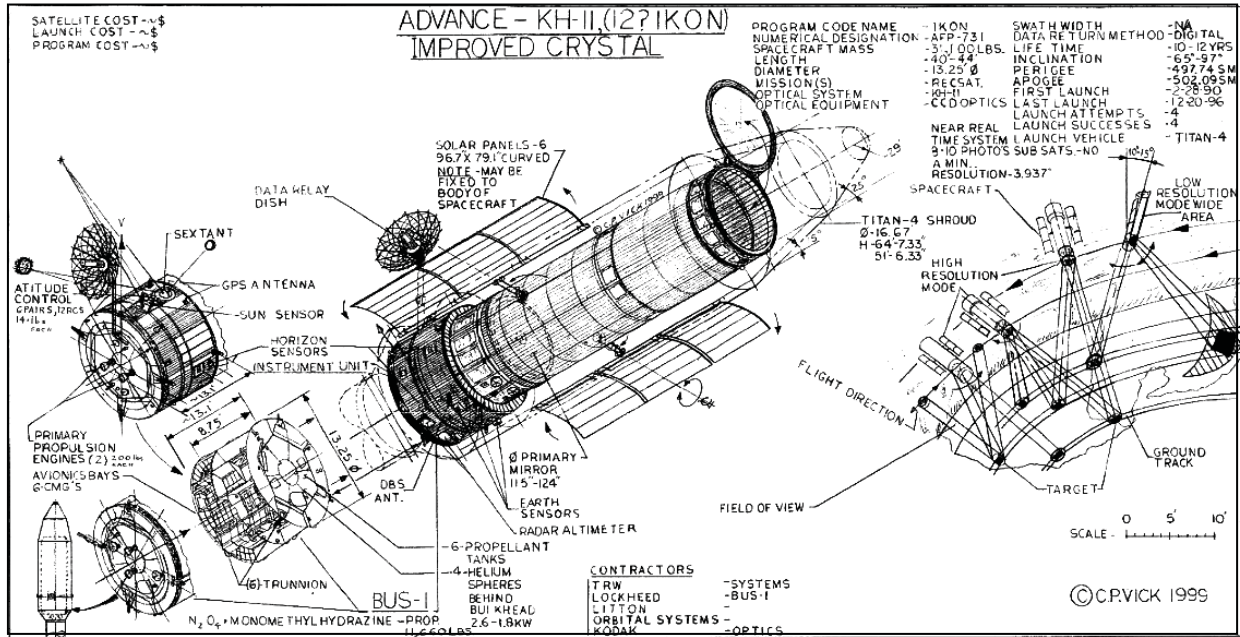


Şekil 2. TITAN IVB Fırlatma Aracı. (© USAF SPACECOM)

Bu nedenlerle eskiden büyük uydularla gerçekleştirilen görevleri büyük oranda küçük uydularla gerçekleştirilmeye başlanmıştır. Hatta, maliyetlerdeki düşüşler nedeniyle daha önceleri gerçekleştirilemeyen uygulamalar, küçük uyduların gelişimi ile finansal açıdan mümkün hale gelmektedir.



Şekil 3. MILSTAR uydularından birine LDR haberleşme modülleri yerleştirilirken (© TRW)



Şekil 4. KH-12 Uydularının Tahmini Çizimi (© C. P. Vick) [12]

Özellikle askeri uygulamalarda bütçe olanaklarının çok geniş olduğu ülkelerde tercih edilen ağır ve büyük uydu tasarımlarıyla elde edilen performansın daha küçük uydular ile de elde edilmesi mümkündür. Şekil 4'de tahmini bir çizimi verilen KH-12 askeri gözetleme uydusu, tahminen 17000 kg ağırlığında ve 15 metre boyundadır. Sağladığı en iyi çözünürlük, yine tahminen, yaklaşık 800 km yükseklikteki bir yörüngeden, 10 cm dolayındadır [12]. Dakikada 8 - 10 adet resim çekebilmektedir. Ancak bundan 20 kat hafif olan Ikonos uydusu 1 m çözünürlükte görüntü sağlayabilmektedir [15].

Bu konuda bizim açımızdan daha da önemli bir örnek BILTEN olarak işbirliği içinde olduğumuz Surrey Satellite Technologies Ltd. firması tarafından DERA (Defence Research Agency, İngiltere) desteğiyle yapılmakta olan TOPSAT uydusudur. Bu uydu sadece 120 kg ağırlığında ve 1.15 x 1.15 x 0.80 m boyutlarında olmalarında rağmen 600 km'lik bir yörüngeden 2.5 m çözünürlükte 10 km x 10 km'lik görüntüler elde edebileceklerdir. Sadece 30 kg ağırlığındaki bir görüntüleme sistemi ile bunun gerçekleştirilecek olması ayrıca dikkat çekicidir. Üstelik tüm araştırma - geliştirme, üretim, fırlatma vb. ile birlikte projenin toplam maliyeti 20 Milyon ABD \$'ın altındadır. BILTEN olarak böyle bir misyonu yerine rahatlıkla getirebilecek tüm alt yapı ve bilgi birikimine çok yakında sahip olacağımız düşünülürse, Türkiye'de küçük uyduların tasarımı ve üretimi konusunda ne kadar yüksek bir potansiyel olduğu görülür.

Küçük uyduların kullanımındaki önemli avantajlardan biri de üretim kolaylıklarıdır. Özellikle takım uydu sistemleri (constellations), bir tek büyük uydunun üretim maliyetinin çok altında ve daha kısa bir sürede seri olarak üretilmekte ve yörüngeye yerleştirilebilmektedir. Buna en iyi örnek Iridium sistemi olarak gösterilebilir. Çok kısa sürede ve bir seri üretim bandında üretilen bu uyduların 80 tanesi sadece 18 ayda dünyanın 3 kıtasından yörüngeye oturtulmuştur.

Çizelge 2. Çeşitli fırlatma araçlarına göre kilogram başına yörüngeye konuşlandırma maliyetleri (1998) [8]

Araç	Ülke	Araç Maliyeti (Milyon ABD\$)	Kilogram Başına Maliyet (ABD\$)					
			LEO		SSO		GEO	
			min	max	min	max	min	max
Ariane 5	EUR	100 -150	5533-	8333	8333-	12500	14666	22000
Titan IVB	ABD	350 - 450	16462	21166			60637	77962
Zenit 2	UKR	35 - 50	2592	3703	7000	10000		
Zenit 3SL	UKR	75 - 95					15000	19000
Proton K	RUS	90 - 98	4554	4960	24862	27071	18330	19959
Uzay Mekiği	ABD	300	12295					
Ariane 44L	EUR	100 - 125	9803	12254	15420	19275	20876	26096
Atlas IIIA	ABD	90 - 105	10417	12152	15870	18515	22293	26000
LM-3B	CHN	50 - 70	4464	6250	8333	11666	9804	13725
Delta II	ABD	45 - 60	8754	11673	13975	18633	24064	32086
PSLV	HİND	15 - 25	4054	6757	12500	20853	18750	31250
Tsiklon 3	UKR	20 - 25	4878	6097				
Molniya	RUS	30 - 40			20000	26667		
Dnepr-M	UKR	10 - 20	2415	4830	6250	12500		
Pegasus XL	ABD	12 - 15	27088	33860	63158	78947		
Taurus	ABD	18 - 20	13043	14493	25000	27778	40179	44643
Rocket	RUS	13 - 15	7222	8333	13000	15000		
Athena II	ABD	22 - 26	10654	12590	18884	22318	37288	44068
Start-1	RUS	9	14241					
<b>ORTALAMA</b>			<b>10168</b>		<b>20334</b>		<b>27214</b>	

Bu özellik aynı zamanda yeni teknolojilerin çok çabuk şekilde küçük uydularda denenebilmesini sağlar. Bu nedenle hem üretim maliyetlerinin düşüklüğü hem de yörüngeye ulaştırılmalarındaki kolaylık, günümüz fırlatma teknolojileri ile kilogram başına yaklaşık 20,000 ABD \$'lık maliyet düşünülürse, küçük uydulara belirgin bir avantaj sağlar. Ayrıca boyutları ve ağırlıklarının küçüklükleri nedeniyle sadece kendilerine ayrılmış bir roket kullanmak zorunda olmayıp, başka uydular için ayrılmış roketlerde ikincil yük olarak yörüngeye gönderilebilmekte (piggy back) veya aynı fırlatma aracından çok sayıda atılabilecekleri için özellikle takım uydularında konuşlandırma giderleri daha da düşürülebilmektedir.

Yakın zamanda küçük uydu takımlarının alçak ve orta yükseklikteki yörüngelere konuşlandırılmaları ile dünya çapında veri ve ses haberleşmesi hizmetleri vermeye başlanmıştır. Pazarlama ve planlama hataları ve GSM gibi yer tabanlı haberleşme sistemlerinin hızlı gelişimleri nedeniyle şu sıralar bu sistemler gözden düşmüş görünseler de yeni ve çok üstün niteliklere sahip sistemler için yatırımlar sürmektedir ve 2003 - 2005 yılları arasında bu piyasada büyük gelişmeler gözlenecektir. Yer tabanlı sistemlerle elde edilemeyecek hizmet kalitesi ve veri transfer hızları sağlayacak olmaları nedeniyle bu sistemlerin gelecekte parlak görünmektedir. Ayrıca birbirlerine rakip olarak ortaya çıkan veya bazı hizmetleri çakışan firmaların stratejik ortaklıklar kurmaları ve birlikte çalışmalarını nedeniyle hem müşteri yelpazeleri hem yatırım maliyetleri hem de hizmete girme süreleri azalmakta ve pazarda güçlü bir yer edinme olasılıkları artmaktadır.

### 3.2. FIRLATMA MALİYETLERİ

Fırlatma maliyetleri bir uydu görevinin toplam maliyeti içinde önemli bir yer tutar. Bazı durumlarda uyduyu fırlatmak için harcanacak miktar uydunun kendi maliyetini dahi aşabilir. Fırlatma maliyetleri kullanılacak fırlatma aracına, yörüngeye ve fırlatmanın yeryüzünde nereden yapılacağına bağlı olarak büyük farklılıklar gösterebilir. Uydunun atılacağı yörüngeye yüksekliği ve konumuna göre fırlatma aracının harcayacağı yakıt miktarı büyük farklılıklar gösterebilir. Yörünge ne kadar yüksekteyse o kadar fazla yakıt harcanacak, daha büyük fırlatıcı veya ek kademe kullanılacak ve maliyet de buna bağlı olarak artacaktır. Yükseklik dışında özellikle seçilen yörüngeye eğimine de bağlı olarak yakıt tüketiminde artışlar olabilir. Örneğin; yer gözlem uydularının çoğunun yerleştirildikleri Güneş Eş Zamanlı yörüngelere bir uydunun yerleştirilmesi için aynı yükseklikteki farklı yörüngelere göre daha fazla manevra gerektiğinden daha fazla yakıt harcanır ve dolayısıyla maliyet daha yüksektir. Aşağıdaki çizelgede bazı fırlatma araçlarının yörüngeye göre kilogram başına maliyetleri verilmiştir.

Fiyatlar arasında büyük farklılıklar olduğundan fırlatıcı seçerken sadece fiyata değil aynı zamanda fırlatma yerinin konumu, fırlatıcının teknik ve yapısal özellikleri ve en önemlisi de fırlatıcının güvenilirliği göz önünde bulundurulmalıdır.

Küçük uyduların fırlatılmasında bunlara ek olarak, uydunun beraberinde fırlatılabileceği ve daha büyük bir uyduya ayrılmış bir fırlatmanın planlanmış olup olmadığı da belirlenmelidir. Küçük uyduların önemli bir kısmı bu şekilde yörüngeye oturtulurlar. Böylece bir fırlatıcının gereksiz yere tamamını almanın getireceği mali yükten kurtulularak masraflar Çizelge 2' te verilen rakamların da çok altına çekilebilmektedir.

### 3.3. SİGORTALAMA MALİYETLERİ

Sigorta maliyetleri toplam misyon maliyetleri içinde önemli bir yer tutar. Misyonun ne şekilde ve ne süreyle sigortalanaacağı ve hatta sigortalananın sigortalanamayacağı kararı maliyetlerde belirgin değişikliklere neden olur.

Sigorta maliyetleri hesaplanırken kapsamlı bir risk değerlendirmesi yapılır. Bu değerlendirmede dikkate alınan başlıca faktörler; uydu üreticisinin ve uydunun güvenilirliği, fırlatma aracının güvenilirliği, uydu piyasasındaki genel risk ortamı, uydu misyonu süresindeki uzay ortamının özellikleri, göktaşı yağmurları ve misyonun ticari değeridir. Bu faktörlerin sağlıklı bir şekilde belirlenmesi için misyon ve uydu hakkında sigorta şirketine ayrıntılı bilgi vermek gerekebilir. Bu nedenle askeri ve stratejik önemi olan misyonlarda, özellikle Amerika'da ve özellikle de yabancı sigorta şirketlerine sigortalama yaptırılmadığı da görülmektedir.

Bir uydu, fırlatma süresince, yörüngeye konuşlandırılana kadar, yörüngeye konuşlandırılıp eksiksiz olarak faaliyete geçene kadar, görev süresinin bir kısmı veya tamamı boyunca veya tüm bu süreleri kapsayacak şekilde sigortalanabilir. Sigortalama süresi ve kapsamı tamamen misyonun niteliği ve mali yapısına göre belirlenir. Gereksiz veya iyi planlanmamış bir sigortalama işlemi büyük mali kayıplara neden olabilir.

### 3.4. UZAY ORTAMI VE UYDULARA ETKİLERİ

Uzay Çağının başlangıcından beri, uzay ortamı ve "uzay iklimi" hakkında oldukça geniş bir bilgi birikimi oluşmuş bulunmaktadır. Bu bilgi birikimi sayesinde uydu üreticileri ve tasarımcılarının uzay ortamındaki değişikliklere karşı büyük ölçüde dayanıklı ancak bunlardan yine de belirli ölçülerde etkilenen uzay araçları üretebilmeleri mümkün olmuştur.

Halen bir uzay görevinin başarısına en büyük engeli, aracın uzaya fırlatılması ve uzayda ilk devreye kurulması esnasında ortaya çıkan tehlikeler oluşturmaktadır. Uzay aracı bir kez devreye girip görevine başladıktan sonra, uzay aracını işleteceklerin, görevi tehlikeye atabilecek başka tehditlere karşı dikkatli olmaları gerekmektedir. Uzay iklimi de bu tehlikelerden biridir ve arızaları en aza indirmek ve uzay aracının sağlığını korumak için dikkatle gözlenmelidir.

Uzay ikliminin uydulara etkisi; yörünge, uzay aracının yerel zamanı, aracın uzayın belirli bölgelerine göre konumu, 11 yıllık güneş döngüsünün durumu ve başka birçok etkene bağlıdır. Bu etkiler, kolayca atlatılabilecek basit bozukluklara neden olabilecekleri gibi, aracın görevini yerine getirmesini tamamen engelleyebilecek büyük sorunlara da yol açabilirler. Uzay araçlarının sigortalanaması konusunda uzman büyük bir firma 1994 - 1999 arasında sadece uzay iklimi ile ilgili olarak ortaya çıkan arızalar nedeniyle ABD \$ 500.000.000'dan fazla sigorta ödemesi yapıldığını bildirmiştir. Uzay iklimi uzayda araştırma yapmayı veya ticari kazanç sağlamayı amaçlayan her kuruluş için üzerinde önemle durulması gereken bir meseledir.

#### Uzay Aracı Anormalliklerinin Türleri:

Uzay aracı anormallikleri araç üzerinde yaratılan etkiye göre geniş kategorilere bölünebilir. Potansiyel etkiler aşağıdaki şekilde sıralanabilir:

1. Yüzey yüklenmesi
2. Derin yalıtkan veya kütle yüklenmesi
3. Single Event Upset (SEU)
  - a) Galaktik Kozmik Işınlara
  - b) Güneşsel Proton Olayları
4. Uzay aracı sürüklenme kuvveti (<1000 km)
5. Toplam Doz Etkileri (Total Dose Effects)
6. Güneşsel radyo frekans girişimi ve telemetri sintilasyonu
7. Kalıntılar
8. Uzay aracı yönelim ve konumlandırma
9. Fotonik gürültü
10. Madde degradasyonu
11. Göktaşı çarpması

Aşağıdaki bölümlerde bu anormallikler fazla ayrıntıya girilmeden incelenecektir. Çizelge 2' de yörünge irtifasına göre bu etkilerin bir dökümü yapılmıştır.

**Çizelge 2. Yörüngeye göre uzay ortamı etkileri. [2]**

Etki	Yörünge (km)				
	< 1000	1000-5000	> 5000	GEO	Kutupsal
<b>KOZMİK IŞINLAR</b>	X	X	X	X	X
<b>Hapsedilmiş radyasyon</b>	X	X	X	X	X
• İç Bölge	X	X	X		X
• Geçiş Bölgesi	X	X	X		X
• Dış Bölge			X		X
• Yer Eşzamanlı				X	
• AraYer Eşzamanlı			X	X	
<b>Güneş parçacıkları</b>	X	X	X	X	X
Güneş/Manyetik Fırtına Etkileri	X	X	X	X	X
<b>İyonosfer</b>	X				
Plazmasfer		X	X	X	X
Aurora Bölgesi					X
<b>Nötr Atmosfer</b>	X				
<b>Göktaşları</b>	X	X	X	X	X
Jeomanyetik Alan	X	X	X	X	X
<b>Elektromanyetik radyasyon</b>	X	X	X	X	X
<b>Güneş Işımaları</b>	X	X	X	X	X
<b>Yerçekimi Alanı</b>	X	X	X	X	X

Yüzey Yüklenmesi (Surface Charging) yüzeylerin yüksek gerilimlerle yüklenmesi, uzay araçları için ilk başlarda genellikle sorun yaratmaz. Ancak diferansiyel yüklenme nedeniyle ortaya çıkabilecek elektriksel deşarjlar yüzey maddesine zarar verebilecekleri gibi yarattıkları elektromanyetik gürültü nedeniyle elektronik donanımda da hasar yaratabilirler. Uzay aracı etrafındaki düşük enerjili plazma parametrelerindeki değişiklikler, güneş ışınlarının fotoelektrik etkisi ile birlikte, yüzey yüklenmesinin büyük çoğunluğuna sebep olur. Plazmanın düşük enerjisi nedeniyle bu tür yüklenme aracın iç bölümlerine doğrudan tesir etmez.

Yüzey yüklenmesi, doğru madde seçimi ve topraklama yöntemleriyle büyük ölçüde önlenir. Yüzey yüklenmesi, büyük çoğunlukta jeomanyetik fırtınalar esnasında meydana gelir.

Derin Yalıtkan veya Kitle Yüklenme genelde yüksek irtifadaki uzay araçlarında etkilidir. Yeryüzü, yüksek hızlı bir güneş rüzgarı akımına maruz kaldığı zamanlarda, Van Allen kuşakları yüksek sığada relativistik ( $\approx 1$  MeV) elektronlarıyla dolar. Bu elektronlar uzay aracının koruyucu dış yüzeyinden kolayca geçerek kablolar, baskı devre kartları, radyasyon kalkanları vb. yalıtkan maddelerde yük birikmesine neden olabilirler. Eğer bu sığa uzun süreli olarak devam edecek olursa aracın iç (derin) bölgelerinde elektrik deşarjları meydana gelebilir. Bu elektronların yüksek sığaları 11 yıllık güneş döngüsüne bağlı olarak değişim gösterirler ve daha çok döngünün sonlarında ve Solar Minimum dönemlerinde daha yüksektirler. Bazen de güneşin kendi eksenini etrafında dönme süresi olan 27 günlük değişimler de sergilerler.

Single Event Upset (SEU) olayları, yüksek enerjili ( $\approx 50$  MeV) bir parçacık uydunun koruyucu yüzeyini geçerek bir cihazın bozukluk yaratabilecek bir noktasına çarptığı zaman meydana gelirler. Etkileri cihazda basit bir bitlik hatadan elektronik parça bozulmasına (Latch-up) kadar çıkabilir.

Alçak İrtifa Yörüngelerindeki uydular (<1000km) zaman zaman yüksek sürüklenme (drag) etkilerine maruz kalarak yavaşlar ve alçalır ve bunun sonunda tekrar atmosfere dönerek parçalanabilirler. Bu etkiler yörünge alçaldıkça artar, güneşin morötesi (UV) ışınım miktarının değişimi ve jeomanyetik fırtınalar sırasında ortaya çıkan atmosferin normalden fazla ısınması durumlarıyla doğrudan ilişkilidirler. Jeomanyetik fırtınalar münferittir ancak büyük fırtınaların büyük çoğunluğu Solar Maximum dönemlerinde meydana gelir.

Uydular Galaktik Kozmik Işıma, Hapsedilmiş Radyasyon ve SPE'ler nedeniyle eskirirler. Bir uydunun bu etkilere ne ölçüde maruz kalabileceği ile ilgili çeşitli *toplam doz* modelleri mevcuttur. Galaktik kozmik ışınım genel olarak sabit kabul edilebilir. Hapsedilmiş radyasyonun da 11 yıllık güneş döngüsü ile ilgili değişimleri için de yeterli kesinlikte modelleme yapılmıştır. Ancak SPE'ler için Solar Maximum dönemlerinde daha çok olmalarından başka bir modelleme yapılması çok zordur.

Yüzeylerini delebilecek kadar yüksek enerjili parçacıklar güneş panellerinin hücrelerine düzeltilemeyecek hasarlar verebilmektedirler. Büyük ölçekli SPE'ler esnasında güneş panellerinin güç üretme kapasitesi belirgin şekilde düşebilir. Bu nedenle tasarım aşamasında güneş panellerinden elde edilecek güç konusunda belirli bir ek pay bırakılmalıdır.

Güneş, güçlü ve çok değişken bir geniş bantlı radyo dalgası kaynağıdır. Güneşin yeryüzündeki bir antene göre bir uydunun yaklaşık 1 derece yakınında olduğu zamanlarda, eğer güneş büyük bir radyo dalgası atımında bulunursa, uydu ile yer arasındaki haberleşme kesilebilir. Bu tür durumlar genellikle Solar Maximum zamanlarında meydana gelir.

İyonosferin normalden daha farklı özellikler gösterdiği zamanlarda (iyonlaşma farklılıkları, jeomanyetik fırtınalar vb..) uydu sinyalleri sintilasyon geçirebilir. Bu da haberleşme kalitesini düşürür. Hatta örneğin, GPS kullanıcılarının yerlerini mümkün olmayabilir.

Bazı uydular yönelme kontrolü için yeryüzünün manyetik alanını kullanırlar. Şiddetli jeomanyetik fırtınalar esnasında dünyanın manyetik alanında büyük farklılıklar olabilmekte, bu da bazı uyduların yönelme kontrollerinde sorunlar meydana getirmektedir.

Güneşsel Proton olayları (SPE) esnasında CCD'ler ve bazı yıldız algılayıcılar gibi fotonik cihazlarda gürültü tabanı yükselir. Bu durum yıldız algılayıcılarında hatalara ve dolayısıyla yönelim hatalarına, CCD'lerde ise veri kalitesinde düşüşe neden olur.

Uzay çağının başından beri uzaya gönderilmiş binlerce uydu ve uzay aracı ömürlerinin sonunda alçaltılarak atmosfere geri sokulmuş ve yanması sağlanmıştır. Ancak bu yanma süreci bu araçları tamamen ortadan kaldıramamış, böylece dünya yörüngesinde irili ufaklı binlerce uydu parçası ve bunları yörüngeye oturtmak için kullanılan roketlerin fırlatma esnasında geride bırakılan safhaların kalıntıları kalmıştır. Bu kalıntılar uydular için bir tehlike oluşturmaktadır. Bu yapay kalıntıların dışında yeryüzüne gelen göktaşları da uydular için bir tehdit oluşturmaktadır. [2][3]

### 3.5. YÖRÜNGE SEÇİMİ

Uydunun konuşlandırılacağı yörüngenin yüksekliği ve manyetosferdeki konumunun dikkatle üzerinde durulması gerekir ve uyduda kullanılacak parçaların seçimi ve uydunun yapısal tasarımı sırasında göz önünde bulundurulması çok önemlidir. Manyetosferin çeşitli yerlerinde bulunan radyasyon kuşaklarından geçen bir uydu daha fazla etkiye maruz kalır. Bu nedenle kullanılan parçaların görev ömrü süresince güvenilirliklerinin tesisi için çok daha dayanıklı, dolayısıyla yüksek maliyetli parçalar seçilmelidir.

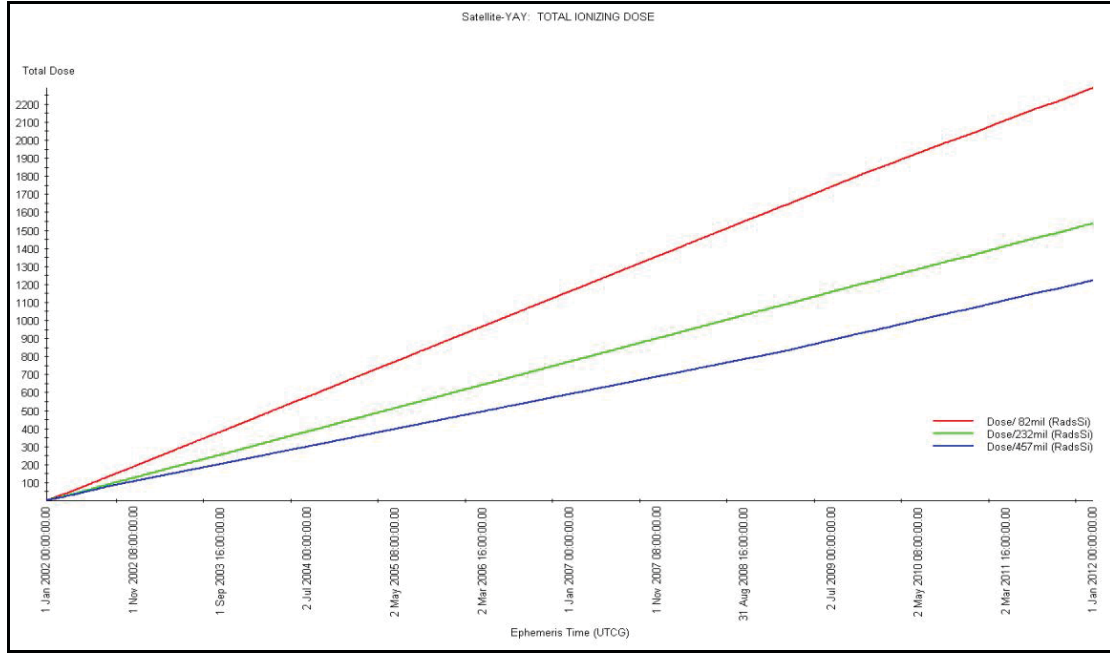
Uydunun yerleşeceği yörüngede güneşi ne sıklıkta, ne kadar süreyle ve ne zaman, hangi açıyla gördüğü de çok önemli bir kriterdir. Uydunun enerji ihtiyacını karşılayan güneş panellerinin tipleri ve yerleşimleri dikkatle planlanarak araç ömür sonu tahminlerini karşılayacak şekilde konumlandırılmaları gerekir. Aksi taktirde uydu ihtiyaç duyduğundan az veya fazla güneş paneli alanına sahip olur. Diğer havacılık uygulamalarında olduğu gibi uydularda da tasarım optimizasyonu son derece önemlidir.

Uydu üzerinde kullanılacak elektronik parçalar ve bunları koruyacak dış yapısal tasarımın yapılması aşamasında uydunun bulunacağı yörüngedeki uzay ortamının özelliklerinin belirlenmesi ve kararların buna uygun alınması gerekir. Seçilen yörüngeye göre uzay ortamı özellikle elektronik parçalar üzerinde az veya çok yıpratıcı etki yaratabilir. Buna örnek olarak Şekil 4 ve Çizelge 3'te bir Yer Sabit (36.000 km) yörünge (GEO) uydusu, 650 km Kritik Eğimli Güneşe Eş Zamanlı (GEZ) bir uydu ve TÜBİTAK - BİLTEN'de geliştirilmekte olan YAY (Yüksek Çözünürlüklü Alçak Yörünge) uydusunun (650 km güneş eş zamanlı) bulunacakları yörüngede maruz kalacakları Toplam İyonize Edici Doz (TID) değerlerinin tahminleri görülmektedir.

Bu sonuçlardan da görülebileceği gibi, iki uydu aynı yükseklikte bulunsada dahi maruz kaldıkları radyasyon miktarları arasında büyük farklılıklar olabilir. Ayrıca Yer eş zamanlı uydular daha fazla TID'ye maruz kalırlar. Bu nedenle daha kalın Alüminyum kullanımı ile alınacak radyasyon dozu düşürülmeye çalışılır. Elbette bu, uydunun ağırlığını arttırmaktadır. Ayrıca yörüngeleri itibarıyla uzay ortamının zararlarına daha çok maruz kaldıklarından bu yörüngelerde bulunacak uyduların güvenilirliği için parça seçimlerinde özel dikkat gösterilmesi gerekir. Hem özel parça seçilmeli hem de yedeklilik ile güvenilirliğin artırılması yoluna gidilmelidir.

Çizelge 3. Yörüngeye göre TID değerleri. (STK 4.2 / SpaceEnv)

Yörünge	TID (rad(Si)) (82mil Al)	TID (rad(Si)) (232mil Al)	TID (rad(Si)) (457mil Al)
Yer Eş Zamanlı	190.000	75.000	1.400
650 km Kritik Eğimli GEZ	290.000	86.000	49.000
YAY - 650 km 98° Eğ.GEZ	1170	780	600



Şekil 5. YAY Alçak Yörünge uydusunun 2002-2007 yılları arasında alacağı Toplam İyonize Edici Doz miktarı benzetimi (STK 4.2 /SpaceEnv)

### 3.6. ALTSİSTEM MALİYETLERİ

Bir uydunun üretim maliyetinin büyük kısmını, uydu alt sistemlerinde kullanılan elektriksel ve elektronik donanım oluşturur. Uydunun hem görevini başarıyla ve planlanan süre içinde yerine getirmesi hem de bunları olabildiğince düşük bir maliyetle gerçekleştirmesi gerekir.

Uzay uygulamaları için parça seçerken bilinmesi gereken en önemli unsur uydunun konuşlandırılacağı yörüngedeki çevresel koşullardır. Bu koşullar; titreşim, uzay ortamı etkileri, termal etkiler ve uzay iklimi olarak özetlenebilir.

Bu koşullar, kullanılacak parçaların güvenilir şekilde ve planlanan görev boyunca çalışmasını etkileyen en önemli faktörlerdir. Eğer bu konuda yeterli bilgi birikimine sahip olunmazsa, yapılacak yanlış seçimlerle uydunun çalışmamasına sebep olunabilir. Uzaydaki bir uydu üzerinde sonradan herhangi bir değişiklik veya onarım yapmanın pratik olarak imkansız olduğu düşünülürse, en küçük bir hata, yapılan tüm yatırımların boşa gitmesine neden olabilir.

Uzay ortamının elektronik parçalar üzerindeki etkisi önceki bölümlerde anlatılmıştı. Bu etkiler göz önüne alındığında, sistem tasarımıyla üstlenilen risk oranları, tamamıyla seçilen parçalar ve yapılan tasarım bu ortama uyum gösterme yetenekleri ve güvenilirliklerine bağlı olarak değişiklik gösterir.

#### 3.6.a. ELEKTRONİK PARÇA SEÇİMİ

Bir uydu veya herhangi bir uzay misyonu için elektronik parça seçerken veya elektronik ve yapısal tasarım yaparken uygulama türü, işlevsellik, risk, misyon süresi, yörünge ve maliyet faktörlerinin birlikte optimal şekilde değerlendirilmesine dayanan bir tasarım politikası güdülmeli gerekir.

Uydular için parça seçilirken önümüze iki ana parça sınıfı çıkmaktadır. Bunlar özel olarak uzay uygulamaları için az sayıda veya özel talep üzerine üretilen Radyasyona Karşı Güçlendirilmiş (Radiation Hardened, RadHard) veya Yüksek Güvenilirlikli (High Reliability) olarak adlandırılan parçalardır. Bunlar hem yetenek olarak zamanın teknolojisinin yıllarca gerisinde, hem çok pahalı, hem de zor bulunan ve az sayıda üreticiden temin edilebilecek parçalardır. Bir örnek vermek gerekirse, bugün piyasada hiçbir yerde bir Intel 80386 bilgisayar bulmak mümkün değildir, ancak RadHard i80186 işlemcileri bile halen üretilmektedir. Bunların tek avantajı, radyasyon ortamlarında test edilip performansları doğrulandığından veya bizzat uzay uydularında daha önceden başarıyla kullanıldıklarından güvenilirliklerinin yüksek olmasıdır. Üretim süreçleri itibarıyla Latch-up yapmazlar ve belirli test edilmiş düzeylerdeki radyasyon ve parçacık bombardımanına, SEU'ya bağlı hatalar oluşturmadan karşı koyabilirler. [5]

Diğer sınıfı ise COTS (Commercial Off The Shelf) parçalar olarak sınıflandırabiliriz. Bu tür parçaların kullanımı, hem teknolojik gereksinimlerin hızla artması hem de uzay projeleri için ayrılan bütçelerin özellikle askeri alanda kısıtlanması nedeniyle artmaktadır. Bu tür parçalar özellikle son 5-10 yıldır hem askeri ve ticari hem de sivil ve bilimsel uygulamalarda giderek daha çok kullanılmaktadırlar. COTS parçaların başlıca özellikleri büyük miktarlarda, düşük maliyetlerle üretilmeleri ve sürekli olarak teknolojik gelişmelerden yararlanmalarıdır. Ancak COTS parça tedariki ve seçimi aşamasında RadHard parçalara nazaran daha dikkatli ve ayrıntılı bir inceleme gerekir. Bazı durumlarda ayrıca testlerden geçirilmeleri gerekebilir.

Bir uydu alt sistemi için COTS parçalardan yararlanılacaksa, öncelikle çok iyi bir elektronik tasarımla devrenin olabildiğince, özellikle SEU'lar nedeniyle ortaya çıkabilecek hataları bulup düzeltebilmesi veya oluşan



hataların devrenin işlevini yitirmesine sebep olmaması sağlanmalıdır. Bunun yanında, parça seçiminde, özellikle üretim süreci itibarıyla "Latch-up" yapması mümkün olmayan parçalar seçilmelidir. Günümüzde yarı iletken teknolojilerindeki hızlı gelişmeler ve tümleşik devrelerin saat hızlarının giderek artması nedeniyle küçülen yarı iletken aralıkları (şu anda 0,15 µm) nedeniyle artık birçok tümleşik devre, Latch-up yapmayacak tekniklerle üretilmeye başlanmıştır. Örneğin; genellikle sadece uzay uygulamalarında kullanılan ve Latch-up yapmayan Silicon On Insulator (SOI) sürecinin, artık düşük güç tüketimi de sağladığından COTS ürünlerde kullanımı yaygınlaşmaya başlamıştır.

Parçalar boşlukta çalışacaklarından, özellikle paketlerinin boşlukta ne kadar hızlı buharlaşarak kütle kaybettiklerinin (outgassing) iyi bilinmesi gerekir (örneğin; bazı plastik türleri boşlukta buharlaşmakta, çevrelerindeki elektronik parçalara yük boşalmalarına sebep olarak zarar verebilmekte veya optik sistemlerde bozulmalara yol açabilmektedirler) ve içlerinde herhangi bir şekilde gaz veya hava bulunmamasına ve tamamen soyutlanmış (hermetically sealed) olmalarına dikkat edilmelidir.

Ayrıca parçaların üretildikleri maddelerin veya madenlerin özelliklerinin iyi bilinmesi ve uzay ortamında sorun çıkarabilecek veya performanslarında belirgin düşme gözlenecek tipte olmamalarına önem verilmelidir. Örneğin; bazı kapasitör tiplerinin kapasitans değerleri, uzay ortamında radyasyon ve yüksek enerjili parçacıklara maruz kaldıklarında büyük değişiklikler gösterebilmektedir. [7]

Tasarım yaparken tüm parçaların değerlerinde veya performanslarında zamanla meydana gelebilecek değişikliklerin dikkate alınması (derating) ve alt sistemlerin planlanan ömürlerinin sonuna kadar (EOL, End Of Life) yeterli düzeyde işlev görmelerini sağlayacak şekilde parçaların değerlerinin ve tiplerinin seçilmesi gerekir. Alınacak parçaların üreticileri veya temsilcileriyle yakın bir işbirliği ve diyalog oluşturulmalı ve test edilip kabul edilecek özellikle yarı iletken parçaların aynı üretim lotlarından olmalarına dikkat edilmelidir; çünkü bazı parçalarda lotlar arasında radyasyon performansında farklılıklar olabilmektedir. [6][7]

Eşdeğer parçalar için üretici seçilirken, üreticilerin güvenilirlikleri de değerlendirilmeli ve o parçalarla ilgili QML listesinde adı geçen veya belirli kalite yönetimi belgelerine (ISO, AQAP vb.) sahip firmaların ürünleri tercih edilmelidir.

Parçalar seçilirken uydunun yapısı ve termal özellikleri de göz önüne alınmalı ve uyduda yerleştirilecekleri bölgedeki termal özellikler, sıcaklık aralıkları, ısı boşaltma olanakları ve tabii ki uydu dış yüzeyinin sağlayacağı radyasyon ve parçacık koruması (örneğin Al kalınlığı) ve çevrelerinde bulunabilecek ısı yayan diğer parçaların konumları da dikkate alınmalıdır.

### 3.6.b. BASKI DEVRE KARTLARININ TASARIMI

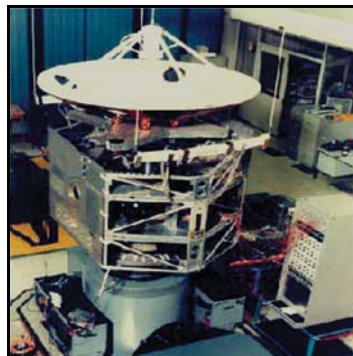
Baskı devre kartları tasarlanırken hem mekanik hem de elektriksel bazı kriterlere dikkat edilmelidir. Kartların fırlatma sırasındaki titreşim ve ivmelere dayanacak güç ve boyutta olmaları sağlanmalıdır. Bunun yanında, yapıldıkları maddeler ve yol aralıkları gibi özelliklerin de uzay ortamında sorunsuz çalışabilecek nitelikte olmasına dikkat edilmelidir.

Kartların ve üzerlerindeki elektronik parçaların boşluk nedeniyle kütle kaybına uğramalarını engellemek amacıyla, çevresel uyum kaplamalarıyla kaplanması da (conformal coating) genellikle yapılması gereken bir işlemdir. [6]

## 3.7. TASARIM, ÜRETİM VE TEST MALİYETLERİ

### 3.7.A. TEST SİSTEMLERİ

Uydu yapısı, fırlatma sırasında çok yüksek ivmelere ve farklı frekanslarda titreşimlere maruz kalır. Zaten uydunun yapısal tasarımı da, bu kuvvetlere karşı koyarak uydu içerisindeki sistemlere en düşük düzeyde tesir etmesini sağlayacak şekilde tasarlanır. Bu tasarımın beklenen performansı verip vermediği, titreşim ve akustik test sistemleriyle doğrulanır. Bu testler ayrıca, uydunun iç yapısında titreşime maruz kalınca tahribata uğrayabilecek parçalar olup olmadığını da belirlemek ve ortaya çıkabilecek sorunları uydu fırlatılmadan gidermek amacıyla da yapılır.



Şekil 6. Bir uydu titreşim testlerinde.

Uyduların buldukları yüksekliklerde dış basınç yaklaşık sıfırdır (0) ve hemen hemen tam bir vakum (boşluk) ortamı olarak değerlendirilebilir. Bu nedenle, yeryüzündeki hava basıncı nedeniyle ortaya çıkmayan birtakım sorunlarla karşı karşıya kalınabilir. Örneğin; içerisinde hava kalmış olan kapalı parçalar, bu havayı dışarıya atmaya çalışacaklarından hasara uğrayabilirler. Ayrıca hava olmayan bir ortamda elektronik devrelerin özellikle soğutulmasında farklı yaklaşımlar gerekir, çünkü aktarım (convection) yoluyla (örn: fan) soğutma yapmak mümkün değildir. Böyle bir ortamda sadece iletim (conduction) ve ışıma (radiation) ile ısı atımı yapılabilir.

Bunun dışında, parçalar uydunun güneşi gördüğü ve görmediği zamanlar arasında büyük sıcaklık farklarına maruz kalabilirler. Bu tür faktörlerin etkilerinin belirlenmesi için termal vakum bölmeleri kullanılır.



Şekil 7. Termal Vakum Bölmesi

### 3.7.b. RADYASYON ORTAMI TESTLERİ

Uyduda kullanılacak özellikle yeni teknoloji veya tekniklerin, uydu üzerinde kullanılmadan önce ortam testlerine imkanlar dahilinde tabi tutulması son derece önemlidir. Böyle bir yaklaşım, hem genel uydu sisteminin güvenilirliğini arttıracak, hem de bir tasarımın doğruluğunu yörüngedeki uyduda sonradan düzeltilemeyecek bir sorun yaratmadan sınama olanağı verecektir. Bu tür testler hem sistem bazında hem de parça bazında gerçekleştirilir. Eğer test olanağı yoksa, özellikle parça bazında, benzer teknolojiye parçaların testleri gözden geçirilmeli ve en kötü durum senaryosu oluşturularak ek önlemler alınmalıdır.

Parça veya sistemler genel olarak TID, SEU, SEL ve EMP'ye karşı test edilmelidir. Ancak askeri uygulamalar için bunlara ek olarak nükleer savaş durumu da göz önüne alınarak nükleer termal ve nükleer patlama etki testleri de yapılabilir.

TID testleri, genelde Cobalt-60 elementiyle bir 'bias' devresine yerleştirilmiş parçaların gama ışını radyasyonuna tabi tutulmalarıyla yapılır.

Nötron etkisi simülasyonu ise, FBR veya TRIGA reaktörleri ile yapılır ve bir fizyon silahının yaratacağı nötron ışıma ortamını simüle ederler. Bazı durumlarda ise, bunların yerine Kalifornium-252 de nötron kaynağı olarak kullanılır. Doz Hızı Testleri için genelde doğrusal elektron hızlandırıcıları kullanılır ve MeV 'lar düzeyinde enerjilere sahip elektron hüzmeleri test edilen cihaza ayarlanabilir atım aralıklarıyla çarpıtılır.

SEU/SEL testleri genellikle bir siklotron veya Van de Graaff hızlandırıcıları gibi iyon hızlandırıcı sistemlerle gerçekleştirilir; ancak bazen Kalifornium-252 gibi radyoizotop kaynakları veya relativistik ağır iyon kaynakları kullanılarak gerçekleştirilir. [16]

### 3.7.c. SİMÜLASYON YAZILIMI KULLANIMI

Günümüzde hangi yeni ürün geliştiriliyor olursa olsun, simülasyon yazılımları geliştirme sürecinde önemli bir yer tutmaktadır. Uzay teknolojileri gibi deneysel üretimin dahi son derece yüksek maliyetler taşıdığı bir sektörde ise, bunun önemi daha da belirgindir. Bu nedenle de özellikle uzay ortamı simülasyonları, elektronik devre simülasyonları, ısıl analiz ve yapısal tasarım simülasyon programları giderek uzay sanayiinin vazgeçilmez bir parçası olmuşlardır.

Bu tür yazılımlara örnek olarak Analytical Graphics firmasının Satellite Toolkit'i (STK) , Space Radiation Associates firmasının Space Radiation'ı, NASA patentli NASTRAN ve Network Analysis Inc. firmasının SINDA/G'si verilebilir. Bu tür benzetim ve tasarım yazılımları sadece tasarım sırasında kullanılmakla kalmayıp, test sayısının azaltılmasına da yardımcı olmaktadır. Örneğin; mekanik modelin belirli titreşim testi ile doğrulanması, diğer tasarımların simülasyon ortamına taşınmasını sağlar. Bu nedenle bu tür yazılımların kullanılması çok önemlidir.

#### 4. SONUÇ

Yukarıdaki bölümlerde bir uydunun uzayda karşılaşıcağı ortam ve bu ortamda güvenilir şekilde, planlanan süre boyunca ve planlanan performansta mümkün olan en düşük maliyetle çalışmasını sağlayacak yöntem ve tasarım kriterleri konusunda genel bir bilgilendirme yapılmıştır.

Bu bilgiler ışığında, özellikle ülkemiz gibi mali kaynakları kısıtlı ancak çok yüksek nitelikli ve bilgili bir teknik iş gücüne ve bunu destekleyebilecek düzeyde üretim kabiliyetlerine sahip olan ülkelerin uydu faaliyetlerinde etkin bir rol oynamaları için büyük uydularla yüksek maliyetli misyonlar yerine küçük ancak yüksek teknik kabiliyetlere sahip uydular kullanmaları gerektiği görülmektedir.

Unutulmamalıdır ki dünyadan artık uzak gezegenlere araçlar gönderilebilen bir ortamda bir ülkenin ulusal egemenlikten söz etmesi ancak uzaya ihtiyacı olan ölçüde hakim olmasıyla mümkündür. Haberleşme olanakları başka ülkelerin kontrolünde bulunan ve ulusları rakip veya düşmanları hakkında etkin bir şekilde kendi imkanlarıyla istihbarat toplayamayan bir ülkenin bağımsızlığını koruması giderek güçleşmektedir.

Bu nedenlerle, uydu ve uzay teknolojileri alanına ülkemizin de, bu makalede belirtilen ölçütleri de değerlendirmek suretiyle, en kısa sürede etkin ve güçlü bir şekilde girmesi gerekmektedir.

Bu çerçevede TÜBİTAK - BİLTEN’de yürütülmekte olan ulusal görüntüleme uydusu tasarımı ve üretimi çalışmalarının önemi bir kez daha görülmektedir.

#### 5. KAYNAKLAR

- [1] Handbook of Geophysics and the Space Environment, Air Force Geophysics Lab., 1985
- [2] MIL-STD-1809 (USAF) Space Environment for USAF Space Vehicles
- [3] NOAA Space Environment Center (noaa.sec.gov)
- [4] Oulu Space Physics Book (www oulu.fi/~spaceweb/ textbook/)
- [5] Radiation Owners Manual, National Semiconductor
- [6] MIL-HDBK-1547A, Electronic Parts, Materials and Processes for Space and Launch Vehicles
- [7] COTS Microelectronics in Space, NASA/ Caltech Jet Propulsion Lab., (cots.jpl.nasa.gov)
- [8] Isakowitz, S. J., Hopkins, J. P., Hopkins, J. B., International Reference Guide to Space Launch Systems, ed. 3.. AIAA, 1999.
- [9] Wertz, J., Larson, W. J., ed., Reducing Space Mission Cost, Kluwer Academic Publishers, 1996.
- [10] Alkalai, L., Advanced Microelectronics Technologies for Future Small Satellite Systems, Acta Astronautica, vol. 46, Nos. 2-6, pp.233-339, Elsevier Science Ltd., 2000.
- [11] Pernicka, H. J., Executive Summary : Project Spatnik, San Jose State University, (www.engr.sjsu.edu/spatnik)
- [12] Federation of American Scientists (www.fas.org)
- [13] Small Satellites Home Page, (www.smallsatellites.org)
- [14] United States Air Force Space Command (USAF SPACECOM) (www.spacecom.af.mil)
- [15] Space Imaging Inc., (www.spaceimaging.com)
- [16] Space Electronics Inc., (www.spaceelectronics.com)

