

ANLIK YER GÖZLEM AMAÇLI NANO-UYDU TAKIMI TASARIMI “FUEGOSAT”

Nazmi Erdi Coşkunpınar¹, Ukte Öner², Bute Naz Erbaş³, Mehmet Can Ünlü⁴, Altun Rzayev⁵, Volkan Çalar Özcan⁶, Berat İlkay Okyar⁷, Ozan Devrim⁸, Orhan Çelikkaya⁹, Alim Rüstem ASLAN¹⁰
İstanbul Teknik Üniversitesi, Uçak ve Uzay Bilimleri Fakültesi, İstanbul

ÖZET

Uzay teknolojisinin hızla gelişmesi sonucunda kullanım alanı ve geliştirilme olanakları büyük oranda artan nano-uydular gelecek uygulamaları için kilit bir rol oynamaktadır. Nano uyduların büyük uydulara kıyasla tasarım süreçlerinin daha kısa ve basit, üretim maliyetinin ise daha az oluşu uzay görevleri için uygun nano-uydu tasarımlarının daha hızlı bir şekilde hayata geçirilmesini mümkün kılmaktadır. Yüksek çözünürlüklü dünya gözlem nano-uyduları çevresel etki izleme, meteorolojik araştırma, harita uygulamaları ve iklim değişiklikleri gibi farklı uygulamalar için tasarlanabilmektedir. Bu çalışmada Türkiye'nin sınır bölgesindeki 10x10 km genişliğinde bir alanı tarayarak ilgili görüntüleri dünya üzerinde belirlenmiş olan yer istasyonlarına saat başı aktarabilecek bir uydu takımının görev tasarımı gerçekleştirilmiştir. Çalışma kapsamında uydu takımının yörünge ve maliyet analizleri yapıp fırlatma operasyonu planlanarak genel uydu tasarımı tamamlanmıştır. Yapılan çalışmalar sonucunda, 10 kg kütle ile 6U (20x10x30 cm) boyuta sahip bir uydu tasarlanmış ve 24 uyduluk bir takım oluşturulmuştur.

GİRİŞ

Nano uydular 1 kg ile 10 kg arasında kütleye sahip düşük maliyetli uydulardır. Boyutları genel olarak birim hacim şeklinde de ifade edilen ”U” harfi ile belirtilir. 1U 10x10x10 cm küp hacmini temsil eder. Genel olarak nano-Uydular 1U ile 6U arasında değişen boyutlara sahiptirler. Geçtiğimiz yıllara oranlar ticari elektronik sistemlerin güvenilirliğindeki artış ile sensörlerin küçülmesi ve malzeme teknolojisinin gelişmesiyle birlikte bu yeni sınıf uyduların üretilmesi daha olanaklı hale gelmiştir.[Rogers. ve Summers.,2010] Büyük uydulara nazaran daha düşük fırlatma maliyetleri nano-uydulara büyük avantaj sağlamaktadır.

Aynı zamanda uydulardaki küçülme eğilimine uyum sağlamak ve fırlatma olanaklarını arttırabilmek için nano-uydulara özel fırlatma aracı tasarımları birçok ülke tarafından hızlı bir şekilde gerçekleştirilmektedir. Çalışma kapsamında 24 uydudan oluşan bir yer gözlem uydu takımı tasarlanmıştır. Farklı eğim açılara sahip, dairesel yörüngede dolaşan uydular farklı yörüngeye giriş saatlerine sahiptirler.

¹ E-posta: coskunpinar@itu.edu.tr

² E-posta: oneru@itu.edu.tr

³ E-posta: erbasb@itu.edu.tr

⁴ E-posta: mehmetcan.unlu@tai.com.tr

⁵ E-posta: rzayevaltun@itu.edu.tr

⁶ E-posta: ozcanv@itu.edu.tr

⁷ E-posta: okyar@itu.edu.tr

⁸ E-posta: devrim@itu.edu.tr

⁹ E-posta: celikkaya@itu.edu.tr

¹⁰ Prof. Dr. ,E-posta: aslanr@itu.edu.tr

Bunu sağlayabilmek için fırlatma aracına ek olarak bir adet yörünge manevra taşıyıcısı kullanılmıştır. Bu kapsamda her fırlatmada 3 uydu fırlatılarak yörüngelerine yerleştirilmesi planlanmıştır. Farklı üniversiteler tarafından da benzer çalışmalar gerçekleştirilmektedir. Bildiride sunulan çalışmanın benzer görev tasarımlarından farkı, yüksek çözünürlüklü resimler sağlaması ve saat başı görüntü aktarabilmesidir.

Görev Tasarımı

Görev Kısıtları: Uydu takımının irtifası 300 ile 500 km arasında olmalıdır. Görev tanımına bağlı olarak uydu takımının en az 1 ay en fazla birkaç yıl görev ömrüne sahip olması gerekmektedir. Yer istasyonları ile sürekli iletişim sağlanabilmeli. Hedeflenen alandan en az saat başı olacak şekilde görüntü alınmalıdır.

Görev Tanımı: Jeopolitik konumu büyük önem arz eden bir ülke için oluşturulabilecek en önemli görev tasarımı güvenlik ve sınır kontrolü ile ilgili olmalıdır. Sınır hatlarını ve sınır kapılarını gözlem altında tutmak göç akımının kontrolü ve sınır güvenliği için büyük kolaylık sağlamaktadır. Bu uyduların, gözetleme sahası 36° kuzey ve 36° güney paralellerini kapsamaktadır. Ancak, proje amacı öncelikli olarak Mardin sınır kapısını sürekli gözlemlemektir.

YÖRÜNGE ANALİZİ

Dünya üzerinde belli bir konum üzerinde sürekli gözlem yapmak için tek bir uydu yeterli olmamakta, birden fazla uydu gerekmektedir. Bu uyduların senkronizasyonunu kolaylıkla sağlamak amacıyla uydular dairesel yörüngeye sahiptir. Dairesel yörüngelerde, yerberi noktasının yükseliş düğümünde konuşlu olduğu düşünülür ve bu nedenle yerberi argümanının değişimi sıfırdır. Açısız momentum korunduğundan uydu ve dünya arasındaki mesafe aynıdır, dolayısı ile uydunun hızı takip ettiği yörünge boyunca sabittir. Ayrıca, uyduların hızı ve dünya – uydu arasındaki mesafe değişmediğinden faydalı yük çözünürlüğünde değişim olmaz.

Faydalı yük olarak kullanılan kameradan elde edilen çözünürlüğün en iyi derecede ve uyduların ömrünün uzun olabilmesi için için 390 km irtifanın uygun olduğu tespit edilmiştir. Uyduların dünya üzerindeki yörünge yayının sürekli Mardin üzerinden geçmesi için gerekli yörünge eğiklik açısı (i) 143° ve yükseliş düğümünün konum açısı (RAAN-Ω) 19° dir. Dairesel yörüngeler için yerberi noktası tanımlanmadığından yerberi argümanı 0° dir. Ancak dairesel yörüngelerde yerberi argümanı değişmemesine rağmen yörünge düzleminde bozuntu meydana gelmektedir ve bu bozuntu ekvatorunda günlük 6,4589° dir .

$$\frac{d\Omega_{Sat}}{dt} = -\frac{3}{2} \frac{\sqrt{\mu} J_2 R^2}{(1-e^2)^2 a^{7/2}} \cos(i) \quad (\text{rad/s}) \quad (1)$$

Uyduların periyodu 5541,356 saniyedir ve uyduların bir gün sonrasında tekrar aynı enleme gelmesi için 16 kez dünya etrafında tur atması gereklidir.

$$T = 2 \times \pi \times \sqrt{\frac{a^3}{\mu}} \quad [\text{sec}] \quad (2)$$

Dünya 86164,1 saniye sonunda 360 derece dönmektedir ve uydular bu sürede 15,55 kez dönerler. Uyduların tekrar aynı enleme gelmesi için gerekli zamanda (0,45 tur) dünya 10,44 derece dönmektedir ve bu durumda, uyduların hedef üzerinden bir sonraki geçişleri yaklaşık 40,9 derece bozuntuya uğramaktadır. Dünyanın şeklinden kaynaklanan yörünge düzlemi bozuntusundan Mardin'in konumundan ötürü çok büyük etkiler meydana gelmemektedir.

En az saatte bir kez gözlem yapılması gerekmektedir. Dünyanın saatte yaklaşık 15,04 derece döndüğü ve yörünge düzlemleri arasındaki açının 15 derece olduğu göz önünde bulundurulduğunda gerekli yörünge düzlemi sayısı 24 olarak bulunmaktadır. Her düzleme bir uydu yerleştirmek koşuluyla 24 uydu, epok süreleri ve RAAN açıları Tablo 1 de gösterilmiştir. Uydular, Mardin için gerekli 19 derece RAAN açısı referans alınarak konumlandırılmıştır.

Uydu Numarası	Yörünge Giriş Saati	YDYA	Uydu Numarası	Yörünge Giriş Saati	YDYA
1	12:00	4	13	18:00	184
2	12:30	19	14	18:30	199
3	13:00	34	15	19:00	214
4	13:30	49	16	19:30	229
5	14:00	64	17	20:00	244
6	14:30	79	18	20:30	259
7	15:00	94	19	21:00	274
8	15:30	109	20	21:30	289
9	16:00	124	21	22:00	304
10	16:30	139	22	22:30	319
11	17:00	154	23	23:00	334
12	17:30	169	24	23:30	349

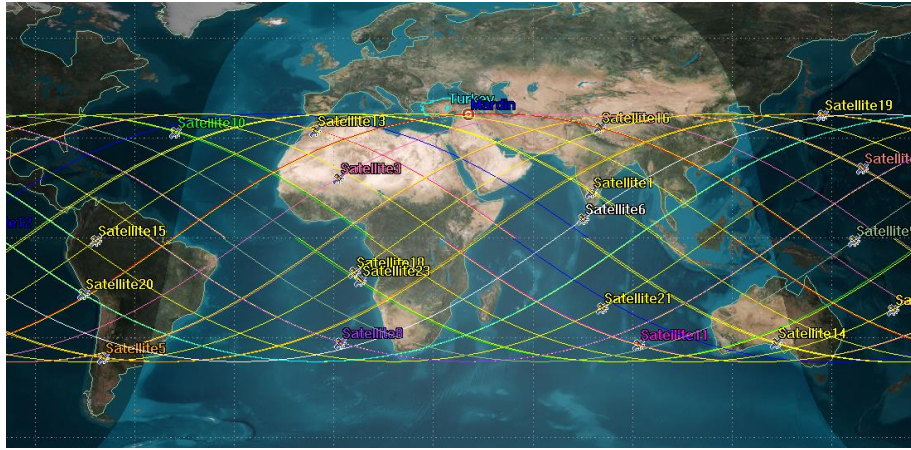
Tablo 1 Yörünge Düzlemleri Arasındaki epok süreleri ve RAAN açıları

Uydular için 1’de siyah alan olarak gösterilen etkili görüş alanı $+10^\circ$ ve -10° açılardır ile yapılmaktadır. Mardin’in yüzölçümü 8,891 km² dir ve uydular için gözlem alanı yaklaşık olarak 36x26 km² dir. Yapılan analizler sonucunda uyduların Mardin sınır kapısı üzerinden geçişi asgari 30 dakika ve azami 1 saat olarak hesaplanmıştır. Ayrıca, uydular ile sürekli iletişimi sağlamak amacı ile **Error! Reference source not found.**’de gösterilen yörünge yaylarının üst noktasında (Alanya, Türkiye – 36,55 kuzey enlemi 32,02 doğu boylamı) ve alt noktasında (Stellenbosch, Güney Afrika – 33,93 güney paraleli 18,86 doğu boylamı) birer tane olmak üzere iki yer istasyonu belirlenmiştir. Bu yer istasyonları ile her uydu tek seferde 367 saniye iletişim sağlamaktadır. Bir uydunun Mardin üzerindeki kapsama alanı Şekil ’de görülmektedir.



Şekil 1 Kapsama Alanı

Uyduların genel kapsama alanı Şekil ’de görülmektedir.



Şekil 2 Uydu Kümesi

FAYDALI YÜK

Uydu yük sisteminin amacı Dünya'yı 1 ile 10 metre arasındaki bir çözünürlükte görüntülemektir. Tüm hesaplamalar, bu şarta bağlı olarak, 390 km yükseklikte en iyi çözünürlüğü elde edebilmek amacıyla yapılmıştır. Ağırlık ve güç unsurlarını dikkate alarak bir hava kamera sistemi kullanılmak üzere seçilmiştir. Detaylı araştırmalardan sonra, küçük, hafif ve fiyatının uygun olmasından dolayı PhaseOne IXU 180 kamera sistemi görevimiz için seçilmiştir. (Phaseone,2013)



Şekil 3 PhaseOne IXU 180 Kamera Sistemi

IXU 180, 80 MP CCD sensöre sahip olup, Schneider-Kreuznach hızlı senkronize lensi ile birlikte kullanılabilir bir kameradır. Kamera sisteminin özellikleri aşağıdaki tabloda belirtilmiştir:

Sensör Çeşidi	CCD
Piksel Boyutu	5.2 μ m
Optik Sensör Boyutu	53.7 x 40.4 mm
Çözünürlük	10328 x 7760 (80 MP)
Tam Çözünürlüklü Çerçeve	1.6 saniye
Çoklu Kamera Yapılandırmasında Senkronize Hız	FS lensleri ile 100 mikrosaniye
Dinamik Aralık	>72 db
RAW Dosya Sıkıştırması	IIQ geniş: 80 MB
Güç Girişi	12-30 V DC
Maksimum Güç Tüketimi	10 W
Boyut (Lens hariç)	97.4 x 93 x 110 mm (w x h x l)
Ağırlık (Lens hariç)	930 gram
Operasyon Sıcaklık Aralığı	-10°C to 40°C

Tablo 2 PhaseOne IXU 180 Kamera Sistemi Özellikleri

PhaseOne IXU 180 kamera sistemi ana bilgisayara USB 3.0 bağlantısı ile bağlanabilir ve buna ek olarak kamera kontrolü için RS232 bağlantısı da bulunmaktadır. Kamera sistemi, haritalama, petrol ve gaz boru hatları izleme, kritik altyapı kontrolü, güç hattı izleme ve kıyı gözetleme gibi sistemler için maksimum bağlantı sunmaktadır. IXU 180 kamera sistemi için Mamiya Schneider Kreuznach 240 mm f/4.5 LS AF Lensi seçilmiştir. Odak uzaklığını 480 mm'ye arttırmak için ise lensle uyumlu olan Mamiya Schneider Kreuznach 2x Telekonvertör kullanılmak üzere seçilmiştir. (Mamiya Schneider Kreuznach,2015).



Şekil 4 Mamiya Schneider Kreuznach 240 mm f/4.5 Lens ve Mamiya Schneider Kreuznach 2x Telekonvertör

Telekonvertör maksimum diyafram açıklığını 2 durak kadar kısaltmaktadır, o yüzden diyaframımız f/6.5'e dönüşecektir ki bu, aydınlık fotoğraflar elde etmek için daha avantajlıdır. Mamiya Schneider Kreuznach 240 mm f/4.5 LS AF Lensi'nin özellikleri aşağıdaki tabloda belirtilmiştir:

Odak Uzunluğu	240 mm
Diyafram	Maksimum: f/4.5 Minimum: f/22
Kamera Ağzı	Mamiya 645 AF
Sonsuzlukta Kamera Bakış Açısı	16.5°
Büyütme	0.17x
Deklanşör Tipi	Sekor Yaprak Deklanşörü
Flaş Senkronizesi	Deklanşör hızı 1/800'e kadar
Boyut	Yaklaşık olarak 104.5 x 169 mm
Ağırlık	1.6 kg

Tablo 3 Mamiya Schneider Kreuznach 240 mm f/4.5 LS AF Lens Özellikleri

Mamiya Schneider Kreuznach 2x Telekonvertör özellikleri aşağıdaki tabloda belirtilmiştir:

Boyut	Yaklaşık olarak 85 x 75 mm
Ağırlık	0.10 kg

Tablo 4 Mamiya Schneider Kreuznach 2x Telekonvertör Özellikleri

Yer örnekleme mesafesi hesaplamaları ilk olarak telekonvertör olmadan yapıldığında, 390 km'de 240 mm odak uzaklığı ve 5.2 mikrometre piksel boyutu ile aşağıdaki gibi bulunmuştur:

$$x = \frac{hp}{f} = \frac{(390 \times 10^3)(5.2 \times 10^{-6})}{0.24} = 8.45 \text{ m}$$

(3)

Yüksek çözünürlük her zaman kısa dalgaboyu ile sağlanır. Hesaplamalar en kötü senaryoya göre hazırlandığı için, kırmızı ışığın dalga boyu 780 ile 620 nanometre arası olduğundan 780 nm dalga

boyu yer çözünürlük hesaplaması için seçilmiştir. En kötü durum için, yerdeki en küçük çözümlenebilir elemanın boyutu aşağıdaki şekilde bulunmuştur:

$$X' = 2.44 \frac{\lambda h}{D} = 2.44 \frac{\lambda h}{f \cdot F\#} = 2.44 \frac{(0.78 \times 10^{-6})(390 \times 10^3)}{(0.24)(4.5)} = 13.92 \text{ m} \quad (4)$$

Kalite faktörü aşağıdaki şekilde hesaplanmıştır:

$$Q = \frac{X}{X'} = \frac{8.45}{13.92} = 0.607 \quad (5)$$

$Q < 1$ şartı, verilen diyafram için en iyi görüntü çözünürlüğünü ifade eder. Çözünürlük de Rayleigh kırınım kriterine göre sınırlandırılmıştır ve bu kriter, kalite faktörünün 0.5 ile 2 arasında olmasını ifade eder. Aynı hesaplamalar telekonvertör kullanılarak yapıldığında, yani odak uzaklığı 480 mm olduğunda yer örnekleme mesafesi aşağıdaki şekilde bulunmuştur:

$$X = \frac{hp}{f} = \frac{(390 \times 10^3)(5.2 \times 10^{-6})}{0.48} = 4.225 \text{ m} \quad (6)$$

480 mm odak uzaklığı ve $f/6.5$ için yer çözünürlüğü hesaplanmıştır:

$$X' = 2.44 \frac{\lambda h}{D} = 2.44 \frac{\lambda h}{f \cdot F\#} = 2.44 \frac{(0.78 \times 10^{-6})(390 \times 10^3)}{(0.48)(6.5)} = 10.05 \text{ m} \quad (7)$$

Yeni durum için kalite faktörü:

$$Q = \frac{X}{X'} = \frac{4.225}{10.05} = 0.42 \quad (8)$$

Kalite faktörü, Rayleigh kırınım kriterine göre 0.5'ten küçük olmamalıdır. Kırınım optik sistemin çözünürlüğünü sınırlandırdığından, kalite faktörünün 0.5 olması için dalga boyunda eşik değer 665 nm olarak alınabilir ve dalga boyu göz önüne alındığında, bu durum çözünürlük için kötü bir sonuç sayılmaz. Çözünürlük 4.225 m olarak bulunduğu ve CCD sensörü 10328 (H) x 7760 (V) piksele sahip olduğundan, tarama alanı 44 x 33 km olarak bulunmuş olup hesaplamalar aşağıda gösterilmiştir (Wertz ve Larson, 1999):

$$\text{Fotoğraf Uzunluğu (H)} = N_{\text{piksel (H)}} \cdot X = 10328 \times 4.225 = 43.63 \approx 44 \text{ km} \quad (9)$$

$$\text{Fotoğraf Uzunluğu (V)} = N_{\text{piksel (V)}} \cdot X = 7760 \times 4.225 = 32.78 \approx 33 \text{ km} \quad (10)$$

IXU 180 kamera sistemini diğer PhaseOne kameraları arasından seçmemizin sebebi, yer örnekleme mesafesinin pozitif yönde etkileyen daha küçük piksek boyutuna sahip olması ile birlikte yavaş deklanşör hızı sonucu ortaya çıkan bulanık görüntüyü düzeltmek için ileri hareket dengelemesi özelliği ile gecikmeli zaman integrasyonunu (TDI) sağlaması, daha iyi yer örnekleme mesafesine sahip olması ve geniş tarama alanını sağlamasıdır. [Mamiya Schneider Kreuznach, 2015].

İTKİ SİSTEMİ

Uydu ağı tasarımında, uyduların düzlem ve yüksek irtifa değişimleri yapması planlanmamaktadır. Uydular gerekli irtifa ve düzlemlere taşıyıcı adaptör manevralarıyla yerleştirilecektir. Bu sebeple itki sisteminin temel görevi yörüngedeki bozuntulardan (uzay ortamı, J2, J3 etkileri vb.) ötürü

gerçekleşecek kayıpları düzeltmektir (mevzi koruma). İtki sistemi seçiminde bu esas temel alınmıştır. İtki sistemi seçiminde göz önüne alınması gereken diğer görev gereksinimleri kütle ve güç tüketim kısıtlarıdır. Uydu toplam kütlelerinin azami 10 kg olması ve güneş panellerinin güç üretiminin kısıtlı olması sebebiyle itki sistemi hafif ve düşük güç tüketimine sahip olmalıdır. Günümüzde geliştirilen düşük güç tüketimli Darbeli Plazma İtici (Pulsed Plasma Thruster) bu görev planlaması için uygun görülmüştür. Darbeli Plazma İtici, yüksek gerilim ile yakıtı Teflonu iyonlarına ayırır ve bu iyonları manyetik alan içerisinde hızlandırarak dışarı atarak itki sağlar. (Brown, 2002)

Belirlenen yörünge irtifasında (390 km) bozuntuların yüksek olması ve seçilen PPT'nin düşük itki seviyesi (40 μ N) sebebiyle tek sistem kullanmak uyduların konumunu korumaya yeterli olmamaktadır. Bu nedenle uydulara iki tane PPT yerleştirilmesi planlanmaktadır. Ateşleme planlamasında ise sürekli ateşleme metodunun uygulanması gerekmektedir. (Schilling, 2007) Çünkü düşük frekansla ateşlemeleri gerçekleştirmek yüksek hız değişimi (Delta-V) ve uzun ateşleme süreleri gerektirmektedir. Uyduların yörüngedeki ömürlerini itki sisteminin ömrü belirlemektedir. İtki sisteminin yakıt tükendiğinde uydu hızlı bir şekilde atmosfere doğru düşmeye başlamaktadır (Re-entry). Bu nedenle uyduların ömrü hesaplanırken itki sisteminin yakıt tüketimine bağlı ömrü ve ardından gerçekleşecek düşüş süresi hesaba katılmıştır. Her bir PPT'de 125 gram Teflon bulunmaktadır. Uydunun sahip olduğu toplam yakıt 250 gramdır. Seçilen itki sisteminin her bir ateşlemede tükettiği yakıt miktarı 6.7 μ -gram'dır (mass-bit). (Cassady ve Hoskins, 2007)

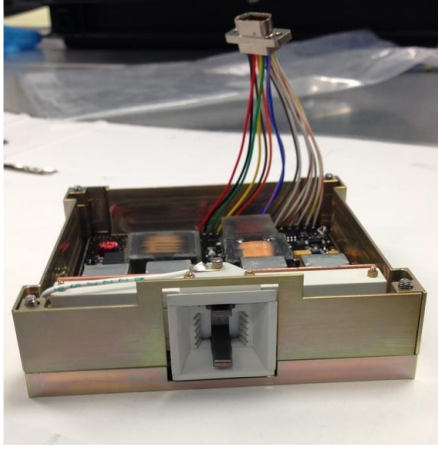
ZAMAN(GÜN)	İrtifa(km)	Periyod(dk)	ZAMAN(GÜN)	İrtifa(km)	Periyod(dk)
0	390	92,32	129.79	279.7	90,09
25	379.98	92,13	132.29	269.78	89,89
47.9	369.99	91,93	134.29	259.79	89,69
66.5	359.99	91,73	135.89	249.68	89,48
81.59	349.93	91,52	137.19	239.21	89,27
93.69	339.93	91,32	138.19	228.91	89,06
103.39	329.98	91,11	138.89	219.82	88,88
111.29	319.88	90,91	139.59	208.17	88,64
117.49	309.99	90,71	139.99	199.68	88,47
122.59	299.82	90,5	140.39	188.98	88,26
126.59	289.79	90,3	140.69	178.63	88,26

Tablo 5 Atmosfere Düşüş Analizi

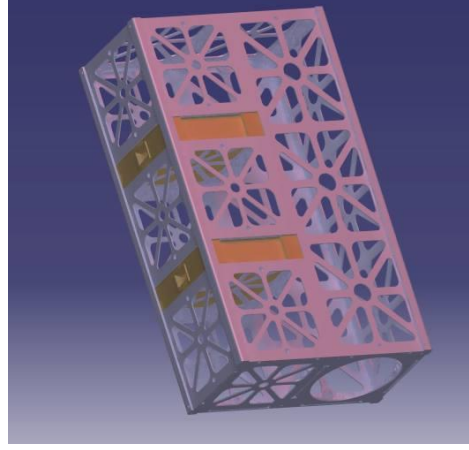
Bu bilgiler ve bozuntulara bağlı hesaplanan ateşleme sıklığı göz önüne alınarak yapılan hesaplamalarda itki sisteminin ömrünün yaklaşık 10 ay olduğu görülmüştür. Yakıtın tükenmesinin ardından gerçekleşecek düşüş süresi ise program yardımıyla analiz edilmiş ve sonuçları aşağıdaki tabloda verilmiştir. Tablodan görüleceği üzere atmosfere düşüş süresi yaklaşık 5 ay (0.39 yıl) olarak analiz edilmiştir. Bu değer itki sistemi ömrüne eklendiğinde uyduların toplam ömrü yaklaşık 15 ay olarak planlanmaktadır. (Satellite Orbital Decay)

İtki Sisteminin Uyduya Entegrasyonu

Uydu yapısal platformu büyük altı üniteli küp uydu platformu olarak seçilmiştir (6U – XL). PPTCUP-QM itki sistemi, küp uydularda iki ünite arasına yerleştirilebilmektedir. Bu yetenek kullanılarak, iki itki sisteminin aynı anda ateşlenmelerinin bozuntu torku yaratmaması için kütle merkezine (CoG) göre simetrik yerleştirilmiştir. Ayrıca bu yetenek diğer alt sistemleri, ateşlemeler sırasında oluşacak ısıdan ve açığa çıkan iyonların etkisinden (Plume) korumaktadır. Aşağıdaki resimlerde PPTCUP-QM ve uyduya entegre edilmiş üç boyutlu modeli gösterilmektedir.



Şekil 5 Clyde Space – PPT



Şekil 6 İtke Sistemi ile Uydu Platformunun 3B Modeli

Yukarıda bahsedilen itki sistemi (PPTCUP-QM) Clyde Space şirketi tarafından 18,850.00 dolara satılmaktadır. Her uyduda iki sistem ve toplam 24 uydu olduğu düşünülürse, projenin toplam itki sistemi maliyeti 904,800.00 dolar olarak hesaplanmıştır.

İLETİŞİM

Küme içerisindeki uydular kendi aralarında ve yer istasyonlarıyla birlikte bir sistem olarak çalışacaklardır. Ana görev, uydu durum verileriyle birlikte(uydunun sağlık durumu, yönelim bilgileri vs.), belirtilmiş bölgeden alınan görüntülerin talep edilmesi durumunda veya belirli zaman aralıklarında, görüntü kalitesinin ve güvenliğinin korunarak yer istasyonlarına iletilmesidir.

İletişim Mimarisi

İletişim ağı 24 nano-uydu ve 2 yer istasyonundan oluşmaktadır. Yer istasyonlarının konumu uyduların yörüngeleri göz önünde alınarak Stellenbosh, Güney Afrika ve Alanya Türkiye olarak belirlenmiştir. Görüntü isteği yapıldığı andan, veri transferinin gerçekleşeceği ana kadar, küme içerisinde güç kullanımını minimize edebilmek amacıyla sadece önceden belirlenmiş uydular iletim zincirinde görev alacaklardır. Yer istasyonları uyduların pozisyon ve hız vektörleri gibi güncel bilgilerine sahip olacakları için hangi uyduların veri transferi için gerekli pozisyonlardan geçebilecekleri hesaplanabilecektir. Böylelikle yer istasyonuna gönderilecek veriler uygun olan komşu uydulara önceden transfer edilebilir. Ancak uydular arasındaki veri transferinde sinyali birden fazla komşu uydu yakalayabilir. Sadece istenen uydunun transferi gerçekleştirmesini sağlamak amacıyla, menzil içerisindeki her uydu sinyali aldığı anda kendi içerisinde Boolean Check uygulayacak ve sonuca göre transfere izin verecektir.

İletişim sistemindeki ana husus donanımın yanı sıra birim maliyet, menzil ve güç kullanımıdır. Donanım antenler, alıcılar ve vericilerden oluşmaktadır. Donanımı analiz etmeden önce sistem sınırları belirlenmelidir. Downlink, uplink ve crosslink olmak üzere 3 iletişim bağlantısının analizi yapılmıştır. Crosslink için uydu kümesinin geometrisi ve uyduların birbirlerine göre konumu büyük öneme sahiptir. Downlink için yer istasyonunda 1.9 metrelik, horizonun 10 derece üstüne kadar takip kabiliyeti olan helix beslemeli, S-band mesh çanak anten kullanılması kararlaştırılmıştır. 390 km irtifada uydu ve yer istasyonu arasındaki maksimum uzaklık yaklaşık olarak 1413 kilometredir ve bu irtifadaki hız 7.67 km/s dir. Hesaplamalara göre bir uydu yer istasyonunun görüş alanında 367 saniye kalabilecektir.

Kamera ile alınan görüntünün boyutu 33 Megabayttır ve zarar görmeden 8 MB a kadar sıkıştırılabilir. Downlink için AX25 iletişim protokolünün kullanılması planlanmıştır. Bu protokolda paket veri oranı 1/8 dir ve aktarılan her 8 baytın ancak 1 baytı veri olabilecektir. Kayıplar da göz önüne alındığında 367 saniyenin tamamının veri aktarımı için kullanılamayacağı öngörülmektedir. Yer istasyonunun iletişimi başlatması için 2 dakika ve aktarımın gerçekleştirilmesi için de 2 dakika süre ayrılmış ve hesaplamalar bu rakamlar doğrultusunda yapılmıştır. Bir görüntüyü yer istasyonuna gönderebilmek için gerekli olan veri aktarım hızının 546 Kbps den daha iyi olması gerektiği hesaplanmıştır.

$$8 \text{ MB} = 8 \times 8 = 64 \text{ megabit} \quad (11)$$

$$64 \text{ Mbit} = 64 * 1024 = 65536 \text{ kilobit} \quad (12)$$

$$\frac{65536}{120 \text{ sn}} = 546.13 \text{ Kbps} \quad (13)$$

VHF ve UHF gibi daha düşük frekanslarda bu zaman aralığı içerisinde bu veri transferini gerçekleştirmek güç olacağından downlink için S-band frekanslarının kullanılması uygun görülmüştür. Görüntülerin yanında uydunun durum bilgileri de yer istasyonuna gönderilecektir ancak bunların boyutu görüntülerle kıyaslanınca ihmal edilebilir durumdadır(günde birkaç bit). Uplinkte, komutlar yer istasyonundan uydulara gönderilecektir. Uydu durum verileri gibi bu komutlar da küçük veri paketleridir ve herhangi bir problem teşkil etmeyecektir.

İletişim Donanımı

Donanım seçimindeki temel etkenler düşük kütle, hacim ve maliyettir. Bu gereklilikleri sağlayan basit anten tasarımları mevcuttur. Monopol antenler, monopol eksen etrafında toroidal kazanım desenine sahiptir. 2 monopol antenin birbirine dik konumda olacak şekilde uydu üzerine yerleştirilmesinin crosslink için uygun olacağı belirlenmiştir. Üçüncü bir monopol antenin diğer ikisine dik olacak şekilde uydunun dünyaya bakan düzlemine konumlandırılmasıyla uplink bağlantısı da kurulabilecektir.

Downlink için tek yönlü kazanım desenine sahip olan S-band patch(yamalı) anten kullanılması planlanmıştır. RF Data Tech firmasının ürünü olan LRT-470 alıcı-vericisi uplink ve crosslink için görev gerekliliklerini karşılayabilecek niteliktedir ve uydularda kullanılması planlanmıştır. Çalışma frekans aralığı 406-475 MHz ve dalga boyu aralığı 63-72 cm dir. Çeyrek dalga boyu ($\lambda/4$) monopol anten kullanıldığı takdirde antenlerin uzunluk aralığı 15.75cm-18cm olmalıdır. Yüksek frekanslarda daha hızlı veri aktarımı yapılabilir ancak güç kullanımını minimuma çekebilmek için 406 MHz frekansta iletişim sağlanacaktır.

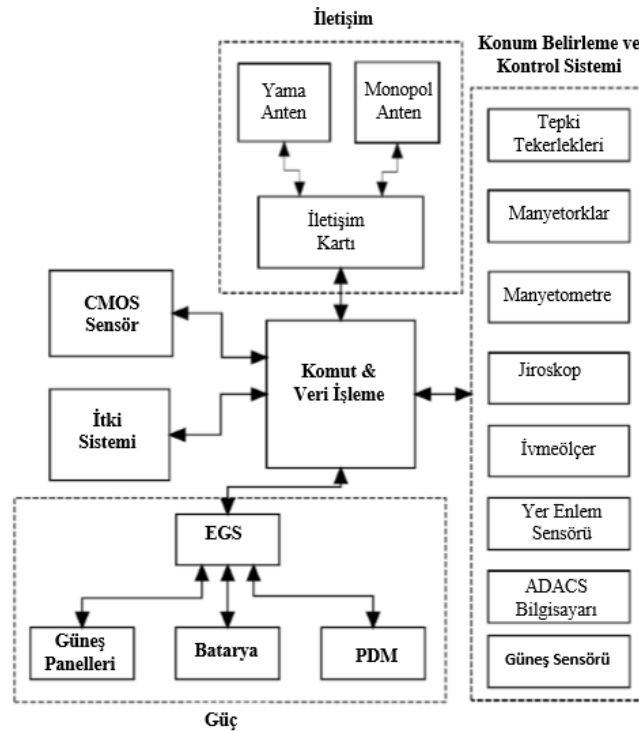
Downlink için daha önce bahsedildiği üzere frekans aralığı olarak S-band seçilmiştir ve veri transfer oranının 546 Kbps den daha iyi olması gerekmektedir. Bu gereklilikleri sağlayabilmek için HISPICO(High Integrated S-band Transmitter for Pico and Nano Satellites) vericisi seçilmiştir. Frekans aralığı 2200 MHz – 2300 MHz dir ve saniyede 1.06 Megabit veri aktarım hızıyla DQPSK modülasyon tipine sahiptir. S-band vericisi için RHCP(Right Hand Circular Polarization) patch(yamalı) anten kullanılacaktır. HISPICO vericisi için aynı üretici tarafından özellikle üretilen, boyutları 50mm x 50mm x 3.2 mm olan bir patch anten mevcuttur. Bu anten uydunun alt yüzeyine (nadir point) konumlandırılacaktır

VERİ KOTARMA

Görev kapsamında veri kotarma sistemi için işlemci hızı ve depolama kapasitesi temel gereksinimler olarak ön plana çıkmaktadır. İşlemci hızı kamera tarafından alınan görüntünün işlenebilmesi ve hayati verilerin takibi için önem arz etmektedir. Bu yüzden veri kotarma sistemi bütün bu işlemleri gerçekleştirebilecek kapasitede bir işlem yeteneğine sahip olmalıdır. Öte yandan bahsedildiği gibi depolama kapasitesinin de yüksek olması gerekmektedir. Olası bir haberleşme kaybında uydular alınan görüntüleri sonradan yer istasyonuna aktarmak üzere depolayabilmelidir. Küçük uydularda güç tüketimi önemli bir sorun olarak ön plana çıkmakta olduğundan görev bilgisayarları için de hayati önem taşımaktadır. Görev gereksinimleri ile ilgili olmasa da düşük güç tüketimi güç alt sistemi için önemlidir. Uydularda kullanılmak üzere yeni bir görev bilgisayarı tasarlamak yerine mevcut görev bilgisayarlarından birinin kullanılması düşünülmüştür. Bu doğrultuda işlemci hızı, depolama, RAM, güç tüketimi, Fiyat kriterleri ile bir değerlendirme yapılmıştır. Değerlendirmeler sonucunda ISIS firmasının görev bilgisayarı sistem için en uygun seçenek olarak ön plana çıkmıştır.

Teknik Özellikler	
İşlemci	400MHz ARM9
Hafıza	32MB RAM
Veri Depolama	2x 2GB
Kod Depolama	1MB NOR Flash
FRAM	256 kB
Çalışma Sıcaklığı	-20°C to +60°C
Güç Tüketimi	400mW average
Gereken Güç	3.3V
Boyut	96x90x12.4 mm
Kütle	94g

Tablo 6 Bilgisayar Teknik Özellikler



Şekil 6 Veri Kotarma

ISIL ANALİZ VE KONTROL

Isıl sistem tasarım süreci, uydu parçalarının çalışabileceği en düşük ve en yüksek sıcaklıkların hesaplanmasıyla başlamıştır.

Alt sistem / parça	En düşük sıcaklık C°	En yüksek sıcaklık C°
Güneş sensörü	-40	90
Pil (şarj olurken)	-10	50
Pil (kullanımda)	-10	80
TTC Alt sistemi	-30	60
Veri Kotarma Alt Sistemi	-20	60
ADCS Alt sistemi	-40	80
Diğer elektronikler	-10	50
Kamera	-10	40
Yapısal	-100	100

Tablo 7 Uydu Alt Sistemleri Isıl Değerlendirme

Tablodan görüldüğü üzere tüm sistemler -10 ve 40 C° arasında çalışmaktadır. Sorun yaşanmaması için tavsiye edilen 5 C° tolerans ile, uydunun 5 ve 35 C° arasında kalacak bir tasarıma sahip olması amaçlanmıştır (Messeguer, 2012).

Sistemin genelinin belirlenen aralık içinde kalmasının yanı sıra aşırı ısınma ve benzeri sorun çıkarabilecek parçalar da ayrıca incelenmiştir. Bu kısımlar uydunun taşıyacağı görüntüleyici, pil, iletişim ve itki sistemleridir. Tüm bu sistemler, hızla ısı üretip fazla ısınma sorunu yaşayabilirler. Ayrıca, kamera sistemlerinin ısıl homojenliğe sahip olması gerekmektedir. Kamera üzerinde ısı dağılımı homojen olmazsa, kamera kendi ısıl çalışma aralığı içinde olsa bile daha kalitesiz görseller üretir (Messeguer, 2012).

Uydu dışarıdan güneş ve dünya temelli ısıya maruz kalmakta aynı zamanda kendi elektronikleri ile de ısı üretmektedir. Uydunun en zorlayıcı koşullarda bile sağlıklı kalacağını görmek için analiz en kötü sıcak ve en kötü soğuk durumlar için gerçekleştirilmiştir.

Uydunun en kötü soğuk durumda gölgede kaldığı ve sadece 2.5 watt iç ısı üretimine sahip olacağı var sayılmıştır. En kötü sıcak durumda ise güneşten 1412.9 W/m², dünyadan 350 W/m² ve güneşin dünyadan yansımasından yüzde otuz sekiz ısı alacağı kabul edilmiştir (Gilmore, 2002).

Uydunun genel ısıl analizi tek nokta var sayımı ile, tüm uyduyu homojen bir yapı olarak kabul ederek başlamıştır. Bu yöntem yüzde yaklaşık +/- 5 C° hata payı ile sonuç üretmektedir (Gilmore, 2002).

Analiz yapılırken uydunun güneş paneli ile kaplı yüzeylerinin karşısındaki yüzeyler blue anodized alüminyum ile kaplı kabul edilmiştir, bu malzeme güneş panelleri ile hemen hemen aynı ısı özelliklerine sahip olduğu için uydunun ısıl tasarımında homojenlik sağlamaktadır. Ayrıca, güneş görmediği ve kamerayı barındırdığı için dünyaya bakan yüzey için de ayrı olarak malzeme seçilmiştir. Bu varsayımlar ile hesaplama yapıldığında uydunun pasif termal kontrol yöntemleri (enerji harcamayan) ile dengede kalabilmesi için diğer yüzeylerinde güneş soğurganlığı (α) 0.15 infrared salınımı (ϵ) 0.65 olan bir malzeme kullanılması, aynı zamanda 0.02m² radyatör bulunması gerektiği görülmüştür. Bu özelliklere sahip, satın alınabilir bir malzeme olarak alüminyum kaplamalı teflon tespit edilmiştir. Uyduyu ısıl dengede tutacak ön tasarım, pasif ısıl kontrol yöntemleri ile sağlanmıştır. Uydunun dünyaya bakan yüzeyinde 6061-T6 alüminyum ($\alpha=0.62$, $\epsilon=0.72$), geniş yüzeylerinde Blue Anodized alüminyum, kalan yüzeylerde de alüminyum kaplamalı teflon kullanılacaktır. Uydu üzerinde ayrıca biri kameranın üst kısmında, diğeri itki sistemlerinin arasında olmak üzere 0.01 m² boyutlarında iki radyatör kullanılacaktır ($\alpha=0.1$, $\epsilon=0.9$). Kamera

alüminyum-mylar malzemesi ile yalıtılacak aynı zamanda çalıştığı zamanlarda oluşan anlık ısı artışı için yüksek iletkenliğe sahip ısı bant kullanılacaktır (0.01m² yüzey alanı ile). Son olarak, uydunun iç tasarımında yüksek ısı üreten parçalar birbirlerinden uzak tutulmuştur. Uydunun bu tasarım ile en yüksek 34, en düşük ise 3 C° görebileceği tespit edilmiştir.

ELEKTRİK GÜÇ SİSTEMİ

Uydu elektrik güç sisteminin görevi uydunun görev süresi boyunca, bütün sistemlerini gerekli elektrik gücüyle temin etmektir. Bütün alt sistemlerin görev döngüsü hesaplandığında, Fuegosat uydusunun gündüz vakti 16.44 Watt, tutulma zamanı ise 13.77 Watt güç tüketimine ihtiyacı vardır. Aşağıdaki tabloda bütün sistemlerin görev döngüsü ile birlikte güç tüketimleri verilmiştir.

Sistemler	Görev Döngüsü (%)	Güç Tüketimi(mW)
<i>Yararlı yük</i>	0.11	15.59
<i>Telekom</i>	6.63	794.80
<i>Beacon</i>	100	100
<i>İtki</i>	99.89	7190
<i>YBKS</i>	100	3840
<i>Panel Mekanizma</i>	61.90	371.41
<i>Veri İşleme</i>	100	840
<i>Batarya</i>	61.90	1490
<i>EGS</i>	100	1800

Tablo 8 Uydu Alt Sistemleri Güç Değerlendirmesi

Birincil Güç Sistemi

Aşağıdaki ana formül baz alınarak hesaplandığında, uydunun çalışma bilmesi için gerekli olan gücü sağlamak için birincil güç sistemi olan güneş panellerinin 35.00 Watt'lık bir güç üretmesi gerekmektedir.

$$P_{sa} = \frac{\frac{P_e * T_n}{x_n} + \frac{P_d * T_d}{x_d}}{T_d} \quad (14)$$

Güneş hücresi olarak verimlilik, ağırlık ve diğer faktörler göz önüne alınarak “Spectrolab” yeni nesil üçlü bağlantılı (XTJ) güneş hücreleri seçilmiştir. Bu hücreler radyasyon, sıcaklık ve diğer faktörlerden doğacak olan kayıplar hesaplandıktan sonra hücre başına 0.94 Watt güç üretmektedir. Uyduya ihtiyaç olan bütün gücü üretmek için de bu hücrelerden toplamda 38 tane kullanılarak yaklaşık 1125 sm² olacak şekilde birincil güç sistemi olan güneş paneli tasarlanmıştır. Güneş panellerinin en verimli şekilde çalışma bilmeleri için, “Honey Bee Robotics” tarafından üretilen mekanizma ile yörünge boyu güneşe bakacak şekilde döndürülerek, güneş ışınlarını hep dik açıdan alması planlanmıştır.

İkincil güç sistemi

Fırlatma ve tutulma zamanı sistemlere güç sağlaması için ise “Clyde-Space” tarafından üretilen Lityum Polimer bataryalar ikincil güç sistemleri olarak kullanılmıştır.

$$C = \frac{E_{bcap}}{V_d} = \frac{P_n * T_n}{x_{b-1} * DOD * V_d} \quad (15)$$

Yukarıdaki belirtilen formülle batarya kapasitesi 5.10 Ah, enerji kapasitesi ise 41.84 Wh olduğu hesaplanmıştır. Bu yüzden sistemlere gerekli enerjiyi sağlaması için iki adet 30 Wh li-po batarya

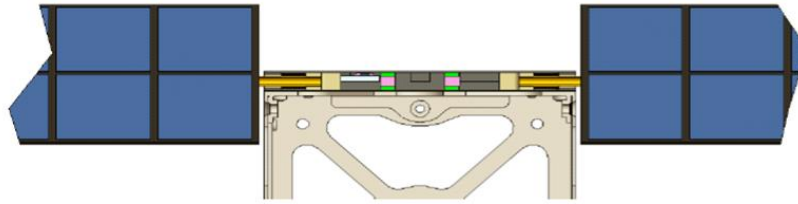
kullanılmıştır. Herhangi bir batarya arızası anında kullanılması için de bir adet 30 Wh batarya yedek olarak sisteme eklenmiştir.

Sistem modülleri

Birincil ve ikincil sistemden gelen gücü kontrol etmek için “Clyde-Space” tarafından, nanosatlar için üretilen CS-XUEPS2-60 elektrik güç modülü, ve gerektiğinde her sistemi ayrılıkta kontrol edebilmek için ise CN-SWT-0035-CS güç dağıtım modülü elektrik güç sistemine ilave edilmiştir. (Power Distribution Module).

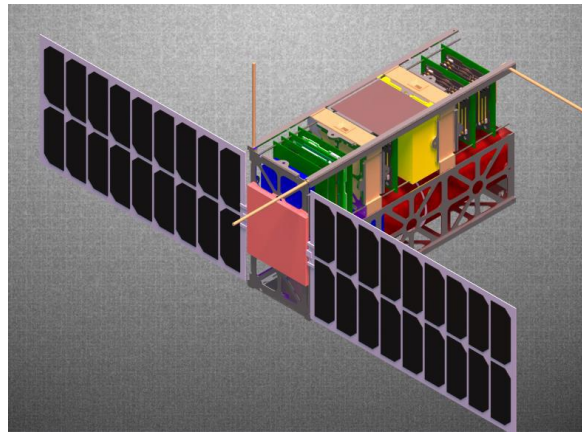
Uydu yapısı ve Mekanığı

Yapısal alt sistemin gereksinimleri temel olarak diğer alt sistemleri sarmak , korumak ve desteklemektir. Ayrıca fırlatma aracına monte edilmesi için uygun bir arayüz olması gerekmektedir. Tüm alt sistemleri ve sistem bileşenlerini çalışılabilir ortam koşulları içerisinde tutmak ve onlara uygun yer sağlamak amaçlanmaktadır. Uydu alt sistemlerine yeterli alan sağlayabilmek için projede genişletilmiş 6U yapısal modeli kullanılmaktadır. Uydunun sol tarafında 3 adet standart 1U (12x12x12) cm iskeleti ve arasında 2 adet itki sistemi (ppt cup) monte edilecek şekilde yapılacaktır. Sağ taraf da ise faydalı yükü alacak şekilde genişletilmiş 3U küp uydu iskeleti yerleştirilecektir. Küpsat yapısı standart 6U (12x 24x36) cm yerine genişletilmiş XL 6U (12x24x42) cm olarak düzenlenmiştir. Ayrıca iki yan yüzde açılır, aktif güneş takibi yapabilen güneş panelleri bulunmaktadır. Panellerin boyutları da (22.7 x 42) cm olacaktır. Mevcut malzemeler içerisinde temin kolaylığı , işlenebilirlik rahatlığı, diğer malzemelere göre hafif ve ucuz olmasından dolayı 6061- T6 malzemesi seçilmiştir.



Şekil 6 Güneş Paneli Yönlendirme Mekanizması (HoneyBee Robotics,2014)

6,5 mm kalınlığında standart iskelet yapısı içerisine monte edilebilen güneş paneli kontrol mekanizması kullanılacaktır. Panel Yapısal sistem içerisine monte edilebilmeye uygun ekstra bir boyut farkı yaratmayacaktır. Ayrıca Mekanizma aktif olarak çalışırken 500mw ve bekleme durumundayken 1mw enerji tüketmektedir. Ayrıca sistemin hareket kontrol kapasitesi 20 kg’dır.



Şekil 8 Uydu Genel Yapısı

Tüm sistem gereksinimleri alındıktan sonra küpsat CATIA programı ile tasarlanmıştır. Düzenlenmiş 6U küp uydu iskelet yapısı gösterilecektir. Ayrıca aşağıda konsept tasarım için faydalı yük ve tüm alt sistemlerin konumlandırmaları ve ağırlık merkezi belirlenecektir.

SONUÇ

Çalışma kapsamında Mardin sınır kapısının ve sınır hattının yüksek çözünürlüklü gözlemi gerçekleştirilecek bir uydu takımı tasarımı gerçekleştirilmiştir. Uydunun ele alınan başlıca alt sistemleri; elektrik ve güç, konum belirleme ve kontrol, uçuş bilgisayarı, iletişim, itki, gövde ve mekanik sistemler şeklinde sıralanabilir. Uydu alt sistemleri ile birlikte uyduların yörünge analizleri gerçekleştirilmiş ve uygun bir fırlatma operasyonu planlanmıştır. Yörünge tasarımı ve görev kısıtları göz önüne alınarak biri Alanya, Türkiye Cumhuriyeti'nde diğeri ise Stellenbosch, Güney Afrika Cumhuriyeti'nde olacak şekilde iki yer istasyonu noktası belirlenmiştir. Projenin araştırma geliştirme faaliyetleri ile birlikte genel maliyeti hesaplanmıştır. Oluşturulan fırlatma operasyonu kapsamında uydular öncül yük olarak fırlatma araçlarında yer alacak ve böylece fırlatma takvimi tamamen proje gereksinimine uygun olarak gerçekleştirilebilecektir.

KAYNAKLAR

Brown, C. D. 2002 *Elements of Spacecraft Design*,2002

Cassady R., Hoskins W., *A Micro Pulsed Plasma Thruster (PPT) for the Dawgstar Spacecraft*

Curtis, H.,2005. *Orbital mechanics for engineering students* (3rd ed., p. 81). Oxford: Elsevier Butterworth-Heinemann.

HoneyBee Robotics, 2014 Şu adresten alındı: <http://www.honeybeerobotics.com/wp-content/uploads/2013/12/Honeybee-Robotics-CubeSat-SADA.pdf>

ISIS. (n.d). <http://www.isispace.nl/brochures>. Retrieved from http://www.isispace.nl/brochures/ISIS_ISIPOD_Brochure_v.7.11.pdf

IXU Aerial Camera system. Nisan 29, 2015, Şu adresten alındı:

http://industrial.phaseone.com/ixu_camera_system.aspx

MamiyaLeaf Camera Systems, 2014, *Digital Camera Systems*,Broşür, New York, ABD

J. Schilling, 2007, *Development of the Two-Stage Micro Pulsed Plasma Thruster*

Power Distribution Module. (n.d.). Retrieved from Clyde-Space: http://www.clydepace.com/cubesat_shop/power_distribution_and_protection/95_cubesat-power-distribution-module

Rogers,A.Q., Sumers,R.A.,2010. Creating Capable Nanosatellites for Critical Space Missions *JOHNS HOPKINS APL TECHNICAL DIGEST, VOLUME 29, NUMBER 3* ,sf. 283-288, Maryland, ABD

“Satellite Orbital Decay”. Şu adresten alındı: http://www.lizard-tail.com/isana/lab/orbital_decay/

Wertz, J., & Larson, W. 1999, *Space Mission Analysis and Design* (3rd ed., pp. 259-265). El Segundo, CA: Microcosm, Inc