

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

NANO UYDU İLE KONSEPT DERİN UZAY GÖREVİ TASARIMI

YÜKSEK LİSANS TEZİ

**Enes ERDOĞAN
511151110**

Uçak ve Uzay Mühendisliği Anabilim Dalı

Uçak ve Uzay Mühendisliği Programı

Tez Danışmanı: Prof. Dr. Alim Rüstem ASLAN

NİSAN 2019

İTÜ, Fen Bilimleri Enstitüsü'nün 511151110 numaralı Yüksek Lisans Öğrencisi Enes ERDOĞAN, ilgili yönetmeliklerin belirlediği gerekli tüm şartları yerine getirdikten sonra hazırladığı “NANO UYDU İLE KONSEPT DERİN UZAY GÖREVİ TASARIMI” başlıklı tezini aşağıda imzaları olan jüri önünde başarı ile sunmuştur.

Tez Danışmanı : **Prof. Dr. Alim Rüstem ASLAN**
İstanbul Teknik Üniversitesi

Jüri Üyeleri : **Prof. Dr. Emrah KALEMCI**
Sabancı Üniversitesi

Dr. Öğr. Üyesi Cuma YARIM
İstanbul Teknik Üniversitesi

Teslim Tarihi : **14 Mart 2019**
Savunma Tarihi : **01 Nisan 2019**





Aileme,



ÖNSÖZ

Bugüne kadar hayatımın her anında bana desteklerini bir an olsun eksik hissetmediğim aileme, çalışmalarında beni destekleyen, mesleki deneyimimi geliştirmemi sağlayan iş arkadaşlarıma ve üzerimde emeği olan herkese sonsuz teşekkürlerimi sunarım.

Tez çalışmamın değerlendirilmesinde yer alan değerli jüri üyelerine ve danışman hocama, göstedikleri ilgi, alaka ve değerli yorumları için teşekkür ederim.

Bu çalışmada sunulan bilgilerin uzay araştırmalarında Türkçe literatür kaynak olarak kullanılmak üzere geliştirilmesini ve önerilen konsept görev tasarımı bir gün ülkemiz tarafından hayata geçirilmesini temenni ederim.

Mart 2019

Enes Erdoğan
(Uzay Mühendisi)



İÇİNDEKİLER

Sayfa

ÖNSÖZ	vii
İÇİNDEKİLER	ix
KISALTMALAR	xiii
ÇİZELGE LİSTESİ.....	xv
ŞEKİL LİSTESİ.....	xvii
ÖZET	xix
SUMMARY	xxi
1. GİRİŞ	1
1.1 Kapsam ve Motivasyon	3
1.2 Uyduların Sınıflandırılması	4
1.3 Küp Uydu Konsepti.....	5
1.4 Küp Uyduların Tarihçesi	9
1.5 Türkiye’de Küp Uydu Çalışmaları	10
1.5.1 ITUpSAT1	10
1.5.2 TÜRKSAT-3USAT	11
1.5.3 HAVELSAT ve BeEagleSAT.....	11
1.5.4 UBAKUSAT	13
1.6 Küp Uyduların Kullanım Alanları ve Avantajları	13
2. KONSEPT GÖREV TASARIMI	15
2.1 Konsept Görev Önerisi	16
2.1.1 Neden küp uydu?	16
2.1.2 Neden derin uzay?	16
2.1.2.1 Lagrange noktaları	17
2.1.2.2 Diğer gezegenler (yer benzeri gezegenler ve gaz devi gezegenler) ...	19
2.1.3 Uzay görevlerindeki zorluklar	20
2.1.3.1 Uzay Ortamı	20
2.2 Görev Amaçları	23
2.3 Literatür Görev Araştırması	24
2.3.1 Derin uzay görevleri.....	24
2.3.1.1 MarCO (Mars Cube One).....	24
2.3.1.2 INSPIRE.....	27
2.3.1.3 OMOTENASHI	28
2.3.1.4 EQUULEUS.....	29
2.3.2 Biyolojik deney görevleri.....	31
2.3.2.1 GeneSat-1	32
2.3.2.2 PharmaSat	33
2.3.2.3 BioSentinel.....	34
2.3.2.4 O/OREOS.....	35
2.3.2.5 OREOCube	36
2.4 Proje ve Görev Gereksinimleri.....	37

2.5 Görev Yüğü Gereksinimleri	38
3. UYDU SİSTEM TASARIMI.....	41
3.1 Sistem Mimarisi.....	41
3.2 Getir Götür Analizi ve Uygun Alt Sistemlerin Seçimi.....	42
3.3 Yapı, Isıl Kontrol ve Mekanizmalar Alt Sistemi.....	44
3.3.1 Uydu Yapısı.....	44
3.3.2 Isıtıcılar & Soğutucular	46
3.3.3 Radyasyon Kalkanı	47
3.4 Elektrik Güç Alt Sistemi	48
3.4.1 Güç yönetim kartı.....	48
3.4.2 Pil	49
3.4.3 Güneş panelleri.....	52
3.5 Veri Kotarma Alt Sistemi.....	54
3.5.1 Uydu görev bilgisayarı	54
3.5.2 Uydu yazılım algoritması ve operasyon.....	56
3.5.2.1 LEOP modu.....	57
3.5.2.2 Test modu.....	57
3.5.2.3 Normal mod.....	57
3.5.2.4 Güvenli mod	58
3.6 Haberleşme Alt Sistemi	59
3.6.1 Modem	59
3.6.2 Antenler.....	62
3.7 Yönelim Belirleme ve Kontrol Alt Sistemi	63
3.8 İtki Alt Sistemi	66
4. GÖREV YÜĞÜ TASARIMI	71
4.1 Canlı Ekosistemi.....	72
4.1.1 Tardigradlar (su ayısı)	74
4.1.2 Likenler (algler).....	76
4.1.3 Siyanobakteriler	79
4.1.4 Ekosistem kabini	79
4.2 Sensör Kompleksi.....	80
4.3 Kamera Görev Yüğü.....	82
4.4 Radyasyon Dozimetresi.....	83
4.5 Isıtıcılar.....	83
4.6 Görev Yüğü Sistem Mimarisi ve Teknik Özellikleri	84
5. YER İSTASYONU VE DESTEK SİSTEMLERİ	85
5.1 Deep Space Network (DSN)	86
5.2 DSN Genel Özellikler.....	86
5.2.1 Anten dizilim konfigürasyonu.....	88
5.2.2 26 Metre çaplı antenler.....	88
5.2.3 34 Metre çaplı antenler.....	88
5.2.4 70 Metre çaplı antenler.....	89
5.3 DSN Servisleri ve Hizmet Alımı	89
6. SİSTEM MÜHENDİSLİĞİ.....	91
6.1 Sistem Tasarımı	91
6.2 Uydu Bütçeleri.....	94
6.2.1 Kütle ve hacim bütçesi	94
6.2.2 Güç bütçesi.....	97
6.2.3 Link Bütçesi	100
6.3 Güvenilirlik Analizi & Risk Yönetimi Çalışmaları.....	100

7. FIRLATMA	109
7.1 Yörünge	109
7.2 Fırlatma Aracı	111
8. PROJE BÜTÇE PROJEKSİYONU	113
9. DEĞERLENDİRME VE GELECEKTE YAPILACAK ÇALIŞMALAR ...	115
KAYNAKLAR	117
ÖZGEÇMİŞ.....	127





KISALTMALAR

ABD	: Amerika Birleşik Devletleri
AMMOS	: Advanced Multi-Mission Operations System
AU	: Astronomik Birim (Astronomical Unit) / Dünya ile Güneş arasındaki mesafe ölçüsü
CalPoly	: Kaliforniya Politeknik Eyalet Üniversitesi
CR3BP	: Dairesel Kısıtlı 3 Cisim Problemi (Circular Restricted 3 Body Problem)
DARPA	: Defense Advanced Research Projects Agency
DNA	: Deoksiribo Nükleik Asit
DSN	: Derin Uzay Ağı (Deep Space Network)
EGS	: Elektrik Güç Sistemi
EQUULEUS	: EQUilibriUm Lunar-Earth point 6U Spacecraft
GEO	: Yer Senkron Dünya Yörüngesi (GeoSynchronous Earth Orbit)
IMU	: Inertial Measurement Unit
INSPIRE	: Interplanetary NanoSpacecraft Pathfinder In a Relevant Environment
Isp	: Özgül İtke (Specific Impulse)
ITU	: International Telecommunicaton Union
İTÜ	: İstanbul Teknik Üniversitesi
JAXA	: Japonya Uzay Araştırma Ajansı
JPL	: Jet Propulsion Laboratory (NASA)
LC	: Olasılık ve Ciddiyet (Likelihood-Consequence)
LEO	: Dünya Alçak Yörüngesi
LEOP	: İlk Yörünge Operasyonları Fazı (Launch and Early Orbit Phase)
MarCO	: Mars Cube One
MGSS	: Multimission Ground System and Services
MNLP	: Multi Needle Langmuir Probe
NASA	: Amerikan Havacılık ve Uzay Dairesi (National Aeronautics and Space Administration)
NEN	: Near Earth Network

NORAD	: Kuzey Amerika Hava Savunma Komutanlığı (North American Aerospace Defense Command)
OMOTENASHI	: Outstanding MOon exploration TEchnologies demonstrated by Nano Semi-Hard Impactor
OREOcube	: ORganics Exposure in Orbit cube
PCB	: Baskılı Devre Kartı
POD	: Picosatellite Orbital Deployer
RAHAT	: Rafta Hazır Ticari Ürün
SEE	: Tekil Parçacık Etkisi (Single Event Effect)
SESLO	: Space Environment Survivability of Live Organisms
SEU	: Tekil Parçacık Bozuntusu (Single Event Upset)
SEVO	: Space Environment Viability of Organics
SLS	: Space Launch System
TAMSAT	: Amatör Uydu Teknolojileri Derneği
TID	: Toplam İyonize Doz (Total Ionized Dose)
TRL	: Teknoloji Hazırlık Seviyesi (Technology Readiness Level)
TÜRKSAT	: Türksat Uydu Haberleşme Kablo TV ve İşletme A.Ş
UDHB	: Ulaştırma Denizcilik ve Haberleşme Bakanlığı
UGB	: Uydu Görev Bilgisayarı
UHF	: Ultra High Frequency
USTTL	: Uzay Sistemleri Tasarım ve Test Laboratuvarı
UUI	: Uluslararası Uzay İstasyonu
UV	: Ultra Viyole
VHF	: Very High Frequency
WMAP	: Wilkinson Microwave Anisotropy Probe
YBKS	: Yönelim Belirleme ve Kontrol Sistemi

ÇİZELGE LİSTESİ

Sayfa

Çizelge 1.1 : Küp uydu tarihi kilometre taşları [4].	9
Çizelge 1.2 : Ocak 2019 itibariyle nano uydu ve küp uydu görevlerinde güncel durum [4].	10
Çizelge 3.1 : 6U'luk uydu yapısı seçimi için getir-götür analizi.	45
Çizelge 3.2 : Elektrik güç yönetim kartı seçimi için getir-götür analizi.	49
Çizelge 3.3 : Pil seçimi için getir-götür analizi.	51
Çizelge 3.4 : Güneş paneli seçimi için getir-götür analizi.	53
Çizelge 3.5 : Uydu görev bilgisayarı seçimi için getir-götür analizi.	55
Çizelge 3.6 : Alıcı-verici modem seçimi için getir-götür analizi.	61
Çizelge 3.7 : Yönelim belirleme ve kontrol alt sistemi seçimi için getir-götür analizi.	65
Çizelge 3.8 : İtke alt sistemi seçimi için getir-götür analizi.	69
Çizelge 5.1 : DSN genel özellikler tablosu [135].	87
Çizelge 6.1 : MASTERSAT uydu kütle bütçesi tablosu.	95
Çizelge 6.2 : MASTERSAT uydu güç üretim analizi sonuçları.	99
Çizelge 6.3 : MASTERSAT güç tüketim değerleri.	99
Çizelge 8.1 : MASTERSAT tahmini proje bütçesi.	113



ŞEKİL LİSTESİ

Sayfa

Şekil 1.1	: Kütlelerine göre uyduların sınıflandırılması [4].	4
Şekil 1.2	: Görev amaçlarına göre uyduların sınıflandırılması [5].	5
Şekil 1.3	: Standart küp uydu boyutları [7].	6
Şekil 1.4	: İlk küp uydu fırlatma arayüzü P-POD [6].	7
Şekil 1.5	: 6U'luk küp uydular için üç farklı POD tasarımı: (a) Planetary Systems Corp. (b) ISIS. (c) Tyvak [8].	7
Şekil 1.6	: Küp uydu temel sistem mimarisi.	8
Şekil 1.7	: Küp uydu örnek alt sistem yerleşimi [9].	8
Şekil 1.8	: ITUpSAT1 uydusu [11].	10
Şekil 1.9	: TÜRKSAT 3USAT uydusu görselleri [13].	11
Şekil 1.10	: HAVELSAT ve BeEagleSAT uyduları [15].	12
Şekil 1.11	: UBAKUSAT uydusu [17].	13
Şekil 2.1	: Lagrange noktaları [21].	17
Şekil 2.2	: Lagrange noktalarının yörünge transferlerinde kullanımı [21].	19
Şekil 2.3	: MarCO küp uydularının sistem mimarisi [30].	25
Şekil 2.4	: MarCO küp uydularında kullanılan alt sistemler ve yerleşimleri [31].	25
Şekil 2.5	: Mars Cube One (MarCO) Projesi kapsamında geliştirilen uyduların görev senaryosu illüstrasyonları [30][22].	26
Şekil 2.6	: Inspire uydularının mimarisi ve görev illüstrasyonu [36].	28
Şekil 2.7	: OMOTENASHI görev senaryosu [37].	29
Şekil 2.8	: EQUULEUS uydusunun sistem mimarisi [37].	30
Şekil 2.9	: EQUULEUS görev senaryosu yörüngesi [38].	31
Şekil 2.10	: GeneSat-1 uydusunun görseli [42].	32
Şekil 2.11	: GeneSat-1 alt sistem mimarisi [42].	33
Şekil 2.12	: PharmaSat uydusunun görseli [44].	33
Şekil 2.13	: BioSentinel görevinde kullanılan canlı organizmalar [45].	34
Şekil 2.14	: BioSentinel uydusunun görseli [47].	35
Şekil 2.15	: O/OREOS uydusu görseli [49].	35
Şekil 2.16	: OREOcube görev yükü görseli [50].	36
Şekil 3.1	: MASTERSAT uydu sistem mimarisi (yörünge konfigürasyonu, açık gösterim).	41
Şekil 3.2	: MASTERSAT uydu sistem mimarisi (yörünge konfigürasyonu, kapalı gösterim).	42
Şekil 3.3	: Radyasyon etkisine karşı tasarlanan kalkan.	47
Şekil 3.4	: MASTERSAT anten sistemleri.	62
Şekil 3.5	: MASTERSAT anten sistemleri ile örnek haberleşme görseli.	63
Şekil 4.1	: EcoSphere firması tarafından pazarlanan kapalı ekosistem [114].	73
Şekil 4.2	: Elektron mikroskobu ile çekilmiş bir tardigrad (su ayısı) görseli [116].	74
Şekil 4.3	: UUI'de deneylerde kullanılan su yosunu (alg) kültürleri [123].	77

Şekil 4.4	: Görev yükünde yer alan canlıları içeren ekosistem kabini.	80
Şekil 4.5	: Görev yükü için sensör kompleksi tasarımı.	81
Şekil 4.6	: Kamera görev yükü konsept tasarımı.	82
Şekil 4.7	: “piDOSE” radyasyon Dozimetresi [133].	83
Şekil 4.8	: Görev yükü tasarımında kullanılan ısıtıcılar.	84
Şekil 4.9	: Görev yükü konsept tasarımı.	84
Şekil 5.1	: DSN yer istasyonları haritası [136].	86
Şekil 5.2	: 34 Metre ve 70 metre çaplarındaki DSN antenleri [136].	87
Şekil 5.3	: DSN kapsama alanı [139].	90
Şekil 6.1	: MASTERSAT uydu alt sistem mimarisi.	91
Şekil 6.2	: MASTERSAT uydu sistem tasarımı görselleri.	94
Şekil 6.3	: MASTERSAT uydu sistem mimarisi (fırlatma konfigürasyonu, kapalı gösterim).	95
Şekil 6.4	: MASTERSAT uydusu teknik resmi	97
Şekil 6.5	: Uydu üzerindeki reflektör anten üzerine konumlandırılmış paneller. ..	98
Şekil 6.6	: Uydu üzerindeki panel sistemi üzerine konumlandırılmış paneller.	98
Şekil 6.7	: Yörüngelere göre uzay radyasyonu [140].	101
Şekil 6.8	: Operasyon sıcaklığındaki değişimlerin sistemlerin güvenilirlik seviyesi üzerindeki etkisi [142].	103
Şekil 6.9	: Risk Yönetimi örnek LC tablosu.	107
Şekil 6.10	: Uydu sınıflarına göre değişen güvenilirlik seviyesi grafiği [144].	108
Şekil 7.1	: SLS keşif görevleri için derin uzayda hedef bölgeler [145]..	109

NANO UYDU İLE KONSEPT DERİN UZAY GÖREVİ TASARIMI

ÖZET

Her geçen gün daha da gelişen teknolojik imkanlar ile birlikte insanoğlunun keşfetme arzusu güçlenmiş ve evrenin işleyişini anlamaya yönelik yapılan çalışmalar artış trendine girmiştir. Uzay araştırmaları ile öncelikle Dünya ve atmosferini keşfetmek amacıyla duyulan meraktan yola çıkılarak yapılan çalışmaların sonucu olarak birçok uzay aracı geliştirilmiş ve bu doğrultuda yapılan çalışmalar zamanla bütün evreni anlamaya evrilen merak duygusu ile birlikte derin uzay araştırmaları başlamıştır.

Derin uzay araştırmaları için planlanan görevler oldukça kapsamlı çalışma yapmayı, ileri teknoloji ürünleri kullanmayı gerektirmekte ve yüksek bütçeler ile gerçekleştirilebilmektedir. Gelecek yıllar içerisinde insanoğlu, evrenin keşfi için insanlı uzay laboratuvarları kuracak, bu laboratuvarlarda, gelecek görevlere hazırlık için deneyler gerçekleştirecek ve bu laboratuvarları dış gezegenlere daha kısa sürede, düşük maliyet ile ulaşmak için sıçrama tahtası olarak kullanacaktır.

Bu çalışmada, derin uzay görevi araştırmalarında kullanılacak insanlı laboratuvarların kurulacağı ortam uzay şartlarının canlılar üzerinde yaratacağı etkilerin tespit edilmesi ve insanların yaşayabilmesi için ihtiyaç duyulan ortamın oluşturulması adına yapılacak çalışmalara katkıda bulunacak, nano ölçekli uydular ile gerçekleştirilecek, düşük maliyetli bir uzay görevi önerisi hazırlanmıştır.

Bu konsept görev önerisinde, piyasada hazır olarak bulunan ürünler arasından uygun olanların seçilerek sistem mimarisinin oluşturulması, gerek duyulan sistemler için yeni konsept sistem tasarımlarının gerçekleştirilmesi ve faydalı olabilecek yeni fikirler sunulması amaçlanmıştır.

Görev, son yıllarda oldukça popüler olan küp uydular ile uzaya taşınacak ve belirlenen süre zarfında hiçbir ek kaynağa ihtiyaç duymayan, canlı mikroorganizmaların bir arada yaşadığı tamamen kapalı bir mikro biyolojik ekosistem görev yükü ile icra edilecek şekilde tasarlanmıştır. Bu görev ile, ileride gerçekleştirilecek insanlı derin uzay görevlerinde uzay yolculuğu yapacak insanların maruz kalacağı uzay ortamı etkilerinin belirlenmesi ve bu etkilere yönelik önlemler alınabilmesinin mümkün kılınması hedeflenmiştir. Bu doğrultuda, 6U'luk bir küp uydunun görev ömrü boyunca bulunacağı uzay ortamının, görev yükü içerisinde yer alan mikroorganizmaların yaşamsal fonksiyonları üzerindeki etkilerinin çeşitli sensörler aracılığı ile ölçülmesi ve Dünya'da bulunacak yer istasyonuna dolaylı olarak veya doğrudan aktarılmasına yönelik konsept bir derin uzay görevi planlanmıştır.

Bu çalışmanın konusunu oluşturan, derin uzay görevi araştırmalarına ve uzayda kolonileşme çalışmalarına katkıda bulunmak amacı ile tasarlanan bu görev ile daha önce hayata geçirilen ve halihazırda planlama aşamasında olan derin uzay görevlerine farklı bir boyut kazandırılarak, canlı organizmalardan oluşan ve kendi kendine yetebilen bir ekosistem görev yükü olarak kullanılacaktır. Büyük ölçekli uydu görevlerine kıyasla çok daha düşük bir maliyetle ve küp uydu görevlerine kıyasla

Dünya'dan çok daha uzakta icra edilmek üzere tasarlanan bu görev ile derin uzay ortamının canlılar üzerindeki bilinmeyen etkilerinin tespit edilmesi hedeflenmiştir. Bu çalışma kapsamında oluşturulan konsept görev önerisi ile gelecek yıllarda icra edilecek insanlı derin uzay görevleri ve Türkiye uzay araştırmaları için kaynak, literatür ve motivasyon sağlanması hedeflenmiştir.

Bu çalışmanın içeriğinde, küp uydu konsepti ve tarihçesi hakkında bilgiler verilmiş, literatürde yer alan ve bu görev için temel teşkil eden uydu görevleri hakkında yapılan araştırma sonuçları ve görev için belirlenen hedeflere ilişkin bilgiler verilmiştir. Verilen bilgiler ve sunulan konsept doğrultusunda planlanan görevi icra etmek üzere 6U formundaki bir küp uydu konsept tasarımı gerçekleştirilmiştir. MASTERSAT adı verilen 6U formundaki uydu tasarımını oluşturan alt sistemler için piyasada hazır bulunan ürünler arasından getir götür analizi ile en uygun olanları seçilmiş, uydu bütçeleri, haberleşme yöntemleri, fırlatma ve muhtemel yörüngelere ilişkin bilgiler ile tahmini bütçe projeksiyonu verilmiştir. Son olarak, sunulan bu konsept görev önerisinin geliştirilmesi için ileride yapılması planlanan çalışmalar hakkında bilgiler verilmiştir.



CONCEPT DEEP SPACE MISSION WITH NANO SATELLITES

SUMMARY

The ever-evolving technological opportunities day by day, the desire of the discovery of human beings has been strengthened and there has been a great increase in the works to understand the running of the universe. As a result of the studies, which are powered by the curiosity to discover the Earth and its atmosphere, many spacecraft have been developed and studies conducted in this direction have begun to investigate deep space with the development of the sense of curiosity to understand the whole universe.

For the discovery of the universe, mankind will establish manned space labs outside the world in the coming years, conduct experiments in these laboratories and use these laboratories as a big step to reach the outer planets in a shorter time and with low cost. Accordingly, a lot of pre-space mission and experiment was performed in recent years. One of the greatest steps for these studies was the International Space Station. Many nations were involved in the construction and operation phase of International Space Station since the program has been started. The first module of International Space Station has launched in 1998 and numerous experiments were held since the first crewed mission.

Although International Space Station hosts many kinds of living organisms onboard and provides experiment environment, all these studies remain limited with only Low Earth Orbit. To carry living organisms from Earth to other planets like Mars and to deep space requires more works and experiments. After the research and planning phase, pioneer space missions are designed to gain knowledge and get the answers for reaching more. These pre-works and pioneer missions are important for planning more complex and critical manned space missions to the deep space for determining possible problems and for finding the best solutions.

The missions planned for deep space exploration require extensive work, high technology, and huge mass satellites due to the needs like communication, attitude control, thrust and supplies then it causes an increase on development and launch costs. In this study, a low-cost deep space mission proposal is prepared to contribute to the further studies, which are going to determine the effects of the space environment on living organisms to be used in deep space mission research and to create the environment needed for people to live.

In recent years, CubeSats are frequently used for low-cost scientific missions. In this conceptual mission proposal, it is planned to use CubeSats for the mission. Related to this, aimed to select the appropriate ones among the systems available in the CubeSat market and also to present new conceptual system designs and new ideas that may be useful for this project. Accordingly, a detailed literature search is performed and the CubeSat subsystem database is created. Regarding project needs, appropriate products are filtered and selected products are implemented into the analysis table. After that, appropriate subsystem candidates are selected applying trade study analyses.

In this study, general information about the concept and history of the CubeSats is provided. Moreover, a literature survey about the satellite missions which is the basis for this mission and the objectives for the mission information is explained in detail. A CubeSat conceptual design in 6U form was carried out to perform the planned mission in line with the information provided and the concept presented. This conceptual design study consists of appropriate subsystem selection from the market and creating usable subsystem and payload concepts for 6U CubeSat called MASTERSAT. Furthermore, initial design architecture is given covering information on satellite budgets, communication methods, launch, and possible trajectories and estimated budget projection. Finally, brief information is provided about the studies planned for the future in order to develop this conceptual mission proposal.

MASTERSAT is planned to have following subsystems; structure, thermal control and mechanisms subsystem, electrical power subsystem, command and data handling subsystem, attitude determination and control subsystem, propulsion subsystem and scientific payload.

The conceptual mission is planned with a 6U CubeSat that will consist of a fully enclosed micro-biological ecosystem where microorganisms live together. This system will be transported into space by CubeSats that are quite popular in recent years and will not need any additional supplies during the specified period. Hence, it will be possible to determine the effects of space environment on astronauts before manned deep space missions to be carried out in the future. The impact of the space environment on the vital functions of these microorganisms over the life of the mission will be measured by various sensors and will be transferred directly or indirectly to the ground station to be located on Earth. To make this possible, an exclusive mission payload is designed. This payload hosts some living organisms that are evaluated to resist the harsh space environment and demonstrated that in practice in space like tardigrades. Tardigrades are going to be supported with algae and cyanobacteria in the manner life support systems. Vital activities of the living organisms and the system are going to be monitored using biosensors and optical sensors. In addition, space environment effects like radiation dose and temperature are planned to measure with related sensors and radiation dosimeters.

This study briefly includes literature search on CubeSat technology, deep space and biological CubeSat missions, a conceptual mission proposal, CubeSat architecture design and selection of CubeSat subsystem configuration, payload conceptual design, study on possible ground station solutions, system engineering applications like technical budgets, launch vehicle and trajectory alternatives, project budget projection, conclusion and future work.

In the section of payload design, a brief summary of the scientific payload is given. The payload is divided into subsections and product designs are presented. The main part of the payload is enclosed ecosystem including living organisms like tardigrades, lichens, cyanobacteria and other stuff like sea water, glass and chips. The ecosystem is surrounded by a kind of transparent, reinforced, multi layer panes. A sensor complex is located around the ecosystem to measure and monitor vital functions of the organisms. The payload is designed to host other units like radiation dosimeter and various sensors to detect space environment effects on the satellite. A camera will be used to monitor the ecosystem and living organisms during the mission phase. The payload will have integrated systems like heaters and pressure release valves to balance the system.

Ground station and support systems part discusses the best ground station option for this project. Deep Space Network facility and antenna properties are given in this section as the optimal solution for this project.

Systems engineering part briefly summarizes MASTERSAT's subsystem architecture and properties, provides initial power, link, mass and volume technical budgets, introduction and initial plans for reliability analysis and risk management process for CubeSat project.

In the launch part, initial trajectory design issues are given for a two years lifetime, current and incoming possible alternatives for launch vehicle are reviewed. Mission trajectory is proposed as two parts. The first part is going to be around Earth-Moon L4 or L5 points for 6 months and the second part is to the deep space for 18 months.

In the project budget projection table, regarding the mission proposal, project budget outline is summarized except labor cost. Cost budget includes satellite hardware, testing services, launch services, application/license fees and some other fees. As a result of cost budget shows that total cost for hardware as a protoflight model of 6U CubeSat is around \$ 430 k and other engineering services like testing, launch and ground station, etc. are around \$ 2 M and final cost is going to be around \$ 2.5 M.

The final part summarizes the works have done in this study and mentions about future works.

This study is prepared for designing a mission which is going to contribute to manned deep space missions and space exploration. In this study, it is aimed to perform experiments in deep space and to contribute to understanding the unknown effects of deep space environment on living organisms. MASTERSAT provides a mini space laboratory simulation in deep space using a miniature ecosystem consisting of living organisms as payload. Thus, a biological deep space mission is designed to perform using CubeSats with low cost rather than other missions using expensive, complex satellites and payloads. Consequently, scientific payload concept is designed to assist possible future space colonies on orbit around planets and surfaces on celestial bodies. On the other hand, this study is planned to contribute Turkish space research in manner of resources, literature and motivation. Accordingly, initial design parameters are given and mentioned about future works and plans to finalize the study.



1. GİRİŞ

İlk modülü 1998 yılında yörüngeye yerleştirilen ve görevli ilk astronotların 2000 yılında ayak bastığı Uluslararası Uzay İstasyonu, bu tarihten itibaren Dünya atmosferi dışında birçok canlı türünü misafir etmesi ve canlılar üzerinde birçok deney yapılmasına olanak sağlamasına rağmen bu deneyler yalnızca Dünya Alçak Yörüngesi (LEO) ile sınırlı kalmıştır [1]. Uçsuz bucaksız bir evren ve insanoğlunun keşfetme arzusu varken, Dünya'dan yalnızca birkaç yüz kilometre uzakta gerçekleştirilen bu deneyler insanoğlunu gelecekte hedeflediği noktalara ulaşabilmesi için bulması gereken cevaplara maalesef tam olarak ulaştıramamaktadır. İnsanoğlunun keşif macerasına doğru yola çıkmadan önce derin uzay ortamı ve bu ortamın canlı organizmalar üzerindeki etkileri konusunda daha fazla bilgi sahibi olması gerekmektedir. Bu doğrultuda, insanlı derin uzay görevleri öncesinde, uzay ortamının canlılar üzerindeki etkilerini belirlemek üzere insansız uzay araçları ile çeşitli deneyler ve gözlemler yapılarak ihtiyaç duyulan verilerin toplanması ve canlı organizmalar üzerinde bu etkilerin meydana getirebileceği olumsuzlukları ortadan kaldırmaya yönelik çözümler üretilmesi sağlanabilir.

Sahip olunan bilginin arttırılması için uzay konusunda çalışma yapan bütün organizasyonlar, uzun yıllar boyunca gerçekleştirdikleri çalışmalar sonucu olarak elde ettikleri verilerden yola çıkarak hep daha fazlasına sahip olmayı arzulamış ve bu alanda yapılan yatırımlar yıllar boyu artarak devam etmiştir. Geçmişten günümüze Ay, göktaşları, gezegenler, gezegen uyduları, yıldız sistemleri ve galaksileri araştırmaya, Dünya dışı yaşam izleri aramaya, evrenin varoluş hikayesini ve sahip olduğu özellikleri anlamaya yönelik bir çok uzay görevi planlanmıştır.

Derin uzay araştırmaları için planlanan görevler oldukça kapsamlı çalışmalar yapmayı ve ileri teknoloji ürünleri kullanmayı gerektirmekte, yüksek bütçeler ile gerçekleştirilebilmektedir. Dolayısıyla yüksek maliyet ve teknoloji gereksinimi sebebiyle bu alanda yürütülen çalışmalar yalnızca birkaç ülke ve organizasyon ile sınırlı kalmaktadır. Bu çalışmaların ve görevlerin, çeşitli ülke ve organizasyonların da katılımı ve bilgi paylaşımı ile daha düşük maliyet ve sürelerde gerçekleştirilmesi

mümkün olabilecektir. Derin uzay çalışmalarında bütçe maliyetlerinin en önemli kalemlerinden birini fırlatma aracı maliyetleri oluşturmaktadır. Derin uzay ortamına dayanımı yüksek ve büyük sistemler, daha yüksek proje bütçesine ihtiyaç duymaktadır. Nispeten daha ulaşılabilir, düşük kütleli ve maliyet etkin sistemler ile bu görevlerin icra edilebilmesine yönelik çalışmalar yapılmalıdır.

İnsanlı uzay yolculuklarında yaşam destek üniteleri, besin, yakıt ve elektronikler için güç gibi ihtiyaçları karşılamak, karşılaşılabilecek başlıca sorunlardan bazılarıdır. Taşıyıcı roketlerin kapasiteleri, ürünlerin depolama süreleri, dışa bağımlı sistemler gibi durumlar göz önüne alındığında hedeflenen görevleri gerçekleştirmek üzere uzayda daha dış noktalara ulaşabilmek için bazı durak noktalarına ihtiyaç duyulacaktır. Bu duraklar uzayda uygun noktalara veya yörüngelere yerleştirilecek uzay istasyonları, yakın gezegen veya uydulara konuşlandırılacak uzay tesisleri olabilecektir. Böylece, insanoğlu gelecek yıllar içerisinde Dünya dışında kuracağı insanlı uzay laboratuvarlarında, derin uzayın ve diğer gezegenlerin insanlı görevler ile keşfi için deneyler gerçekleştirecek ve bu laboratuvarlar dış gezegenlere daha kısa sürede ve düşük maliyet ile ulaşmak için sıçrama tahtası olarak kullanılabilecektir.

Bu kapsamda; sahip olunan bilgiyi arttırmak, derin uzay yolculuklarında karşılaşılabilecek muhtemel problemleri tespit edebilmek, insanlı derin uzay görevlerinde karşılaşılabilecek muhtemel problemler konusunda bilgi sahibi olmak ve bu görevlere hazırlanmak için derin uzay görevleri planlanmaktadır. Projelerin yüksek teknoloji ürünleri ve büyük kütleli uydular ile icra edilmesi, hem geliştirme hem de fırlatma maliyetlerini ciddi ölçüde arttırmaktadır. İnsanlı görevlerde ihtiyaç duyulacak erzak ve ekipman desteği de düşünüldüğünde, insanlı uzay keşif görevleri için ayrılacak bütçenin çok önemli bir kısmının öncül görevlerde harcandığı görülmektedir.

Özellikle son birkaç yıldır, düşük maliyetli ve nispeten gözden çıkarılabilir sistemler olan küp uydular ile derin uzay görevleri planlanmaktadır. Bu konuda çalışan mühendisler ve bilim insanları, her yıl düzenlenen derin uzay görevleri konulu etkinlikler ile deneyim, öngörü ve çalışmalarını paylaşmaktadır. Çeşitli üniversiteler, özel firmalar ve bazı uzay ajansları başta olmak üzere bu girişimler birçok kesim tarafından desteklenmekte ve aktif olarak çalışmalar yapılmaktadır [2].

İnsanlı derin uzay görevleri öncesinde icra edilecek keşif görevlerinin maliyetlerini düşürmek ve kısa süreler içerisinde farklı noktalara, farklı amaçlarla bir çok uydu gönderebilmeyi mümkün kılmak gibi avantajlar sağlayacağı için bu çalışmada maliyet etkin çözüm sunan küp uyduların kullanılması önerilmiş ve bu doğrultuda canlı organizmaların bilimsel görev yükü olarak kullanıldığı bir konsept derin uzay görevi hazırlanmıştır.

1.1 Kapsam ve Motivasyon

Uzay görevlerinin canlı organizmalar üzerindeki bilinen etkilerinin yanı sıra bilinmeyen bazı etkilerinin de olduğu değerlendirilmektedir. Bu etkilerin belirlenmesine yönelik insanlı uzay ve derin uzay görevleri öncesinde canlı organizmalar kullanılarak test görevleri gerçekleştirilmektedir [3]. Uzay ortamının bilinen ve bilinmeyen etkilerini gözlemlemeye yönelik deney niteliği taşıyan bu görevlerin Uluslararası Uzay İstasyonu'nda (UÜİ) gerçekleştirilen deneyler ile sınırlı kalmayarak Dünya atmosferi ve alçak irtifa yörüngelerinden farklı karakteristiğe sahip dış gezegen atmosferleri ve derin uzayda da tekrarlanması, bu etkilerin tespit edilerek insanlı uzay görevleri öncesinde tedbirlerin alınması gerekmektedir.

İnsanlı derin uzay görevi araştırmalarına katkı yapmak amacı ile oluşturulan bu çalışma ve önerilen konsept görev ile daha önce hayata geçirilen ve planlama aşamasında olan derin uzay görevlerine farklı bir boyut kazandırılarak, canlı organizmalardan oluşan bir ekosistem, görev yükü ve görev önerisi hazırlanmıştır. Böylece, küp uydu sistemleri sayesinde düşük bir maliyet ile derin uzay ortamının canlılar üzerindeki bilinmeyen etkileri tespit edilebilir kılınması, ileride planlanacak insanlı derin uzay görevlerine ve Türkiye uzay araştırmalarına kaynak, literatür ve motivasyon sağlanması amaçlanmıştır.

Bu çalışma kapsamında, 6U formunda bir küp uydu ve canlı ekosistemden oluşan bilimsel görev yükü tasarımı dahil, bir derin uzay görevi konsepti tasarlanmıştır. Küp uydunun öncelikle Dünya-Ay Lagrange sisteminin L4 veya L5 noktasına ulaştırılması, burada 3-6 ay görev icra ettikten sonra itki sistemini kullanarak derin uzayda hedeflenen diğer yörüngelere ulaşmasını içeren yaklaşık 2 yıllık bir görev süresi öngörülmüştür. Hazırlanan çalışmada görev isterlerinin sağlanmasına yönelik literatür araştırmasının yapılması, proje bütçesi ve takvimine yönelik proje yönetimi ve sistem mühendisliği faaliyetlerinin yürütülmesi, görev tasarımının gerçekleştirilmesi, uygun

alt sistemlerin getir-götür analizi ile seçilmesi, bilimsel görev yükünün tasarımı, haberleşme için yer istasyonu seçimi, fırlatma aracı ve yörünge alternatiflerinin belirlenmesi gibi başlıca çalışmalar ele alınmıştır.

1.2 Uyduların Sınıflandırılması

Uydular, genellikle görev amaçlarına göre veya kütlelerine göre sınıflandırılır. Gelişen teknolojik imkanlar ile birlikte günümüzde çoğu görev, elde edilen verim birbirine göre değişkenlik gösterecek olsa da, farklı boyuttaki uydular ile gerçekleştirilebilmektedir.

Uydu görevlerinin kapsamını genellikle uydunun görev yükü ve ihtiyaçları belirler. Görev yükünün ihtiyaç duyduğu sistem gereksinimleri ve görev gereksinimleri, görevi icra edecek uydu sisteminin mimarisini ortaya çıkarır. Ortaya çıkarılan sistem mimarisine göre uyduda kullanılan alt sistemlerin tip, performans, boyut ve kütle gibi fiziksel özellikleri şekillendirilir.

Uyduların sınıflandırılmasında genellikle tercih edilen yöntem, kütlelerine göre sınıflandırmadır. Kütlelerine göre uydu sınıflarını gösteren şematik Şekil 1.1’de verilmiştir.



Şekil 1.1 : Kütlelerine göre uyduların sınıflandırılması [4].

Uyduların sınıflandırılmasında kullanılan bir diğer yöntem ise görev amaçlarına göre yapılan sınıflandırmadır. Her ne kadar alt başlıklar halinde kendi içinde sınıflandırmalar ile detaylandırılırsalar da temel olarak görev amaçlarına göre uydu sınıflarını gösteren şematik Şekil 1.2’de verilmiştir.



Şekil 1.2 : Görev amaçlarına göre uyduların sınıflandırılması [5].

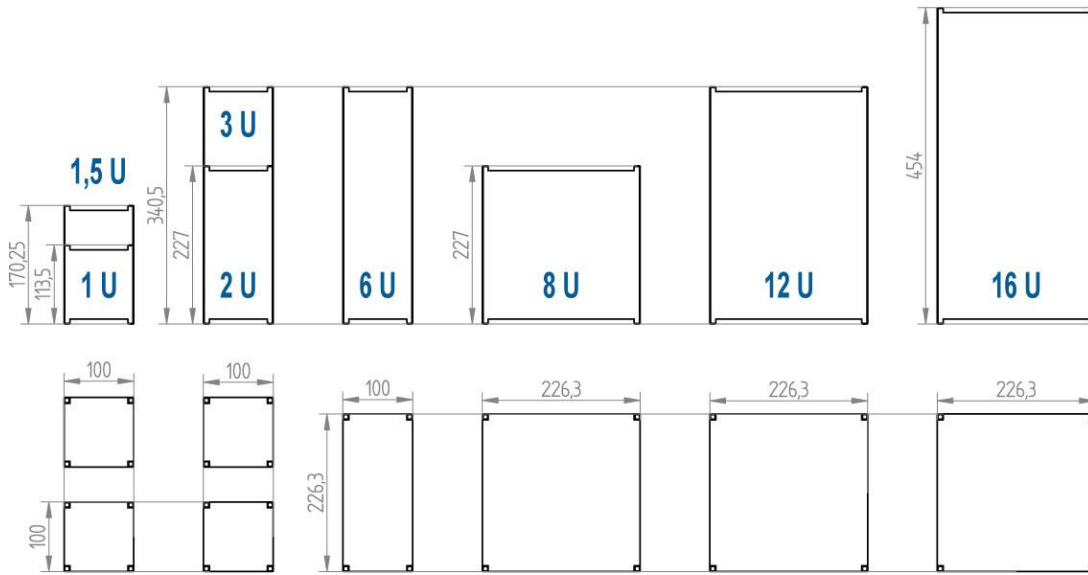
Son yıllarda gerçekleştirilen uydu görevlerine bakıldığında, küçük ölçekli uydularla icra edilen görevlerin sayısının ciddi ölçüde artış gösterdiği görülecektir. Gelişen teknoloji ile birlikte küçük ölçekli uydular ile de önemli bilimsel görevlerin icra edilebilir olması, kısıtlı bütçeler ile maliyet etkin olarak bu görevlerin gerçekleştirilebilmesi, küçük uyduları popüler kılmaktadır. Dolayısıyla, bu çalışmada küçük ölçekli uydu sınıflarından biri olan küp uyduların kullanılması planlanmıştır.

1.3 Küp Uydu Konsepti

Uyduların minyatürleşmesi her geçen yıl daha da hız kazanmakta ve uzay görevleri için önemli olmaktadır. Büyük uydular için gereken yüksek geliştirme ve fırlatma maliyetinden dolayı küçük ölçekli uydulara ilişkin teknoloji geliştirme çalışmaları hızlanmıştır. Özellikle son 15 yılda CubeSat, PocketQube, TubeSat, SunCube, CanSat, ThinSat gibi nano uydu sınıfında yer alan çeşitli konseptlerde uydular, başta üniversiteler olmak üzere çeşitli ticari girişimlerin ve kurumların desteğiyle oldukça

popüler hale gelmiştir [4]. K p uyduların yıllar boyunca gelişimini ve kullanım alanlarını gösteren tarihçe bilgileri Bölüm 1.4 ve Bölüm 1.5'te detaylı olarak verilmiştir.

K p uydular, kütlelerine göre sınıflandırmada nano uydu sınıfı içerisinde yer alan özel bir uydu konseptidir. 1999 yılında ilk kez Kaliforniya Politeknik Eyalet Üniversitesi (CalPoly) ve Stanford  niversitesi'nde uzaya erişimi kolaylaştırmak adına yürütülen çalışmalar sonucu, Dünya tarafından kabul gören ve 10x10x11.35 cm³ boyutlarında küpler için her biri 1.33 kg maksimum kütleye sahip “U” formunda uydu mimarisi fikri ortaya çıkarılmıştır [6]. En yaygın olarak kullanılan k p uydu formları 1U, 2U ve 3U'dur. Kullanılan diğer bazı formlara ilişkin görseller Şekil 1.3'te verilmiştir.

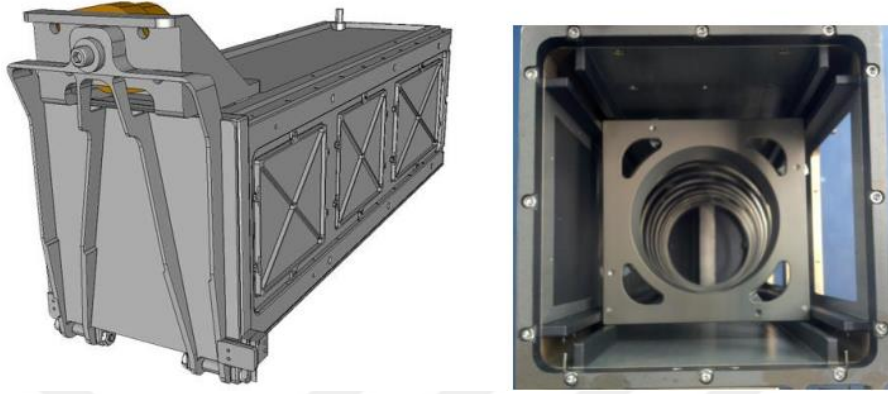


Şekil 1.3 : Standart k p uydu boyutları [7].

CalPoly tarafından yürütülen çalışmalar sonucu, diğer k p uydu geliştircileri arasında bir uyum sağlamak için k p uydular için özel tanımlamalar geliştirmiş ve çeşitli kurumların da desteğiyle günümüzde tüm Dünya tarafından kabul gören k p uydu standartları ortaya çıkarılmıştır [6][8]. Günümüzde nano ve mikro ölçekli uydu sınıfında yer alan, 1U ile 27U arasında değişen boyutlarda k p uydular geliştirilmektedir.

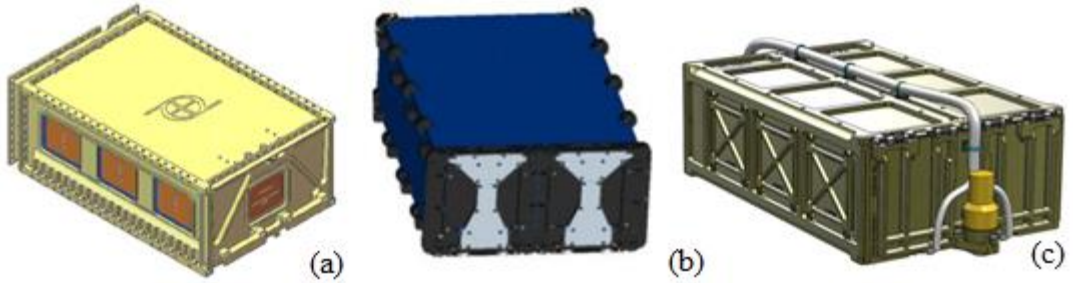
K p uyduların fırlatma araçlarına yerleştirilmesi ve yörüngeye yerleştirilmesi için POD (Picosatellite Orbital Deployer) adı verilen fırlatma arayüzleri kullanılmaktadır. K p uydular için CalPoly tarafından geliştirilen ilk fırlatma arayüzü P-POD'dur ve küp uydu standart dokümanında bu fırlatma arayüzü referans olarak verilmiştir [6]. Farklı tipte uydular ve fırlatma araçları ile uyumlu olacak şekilde çeşitli ticari firmalar

ve kurumlar bünyesinde farklı fırlatma POD'ları da geliştirilmiştir. Fırlatma arayüzü içerisinde bulunan 4 adet rayda hareketi sağlayan ve uydu köşe bentleri ile temas halinde bulunan yaya sahip örnek P-POD görselleri Şekil 1.4'te verilmiştir. Küp uydu tasarım tanımlama dokümanında P-POD için iç ve dış tasarım özellikleri verilmiştir.



Şekil 1.4 : İlk küp uydu fırlatma arayüzü P-POD [6].

Genel olarak küp uydu standardına bağlı kalarak 4 adet raya sahip olacak şekilde geliştirilen bazı POD'lar, küp uydular için daha esnek tasarım kriterleri ve geniş hacim kullanabilme imkanı sunabilmektedir.

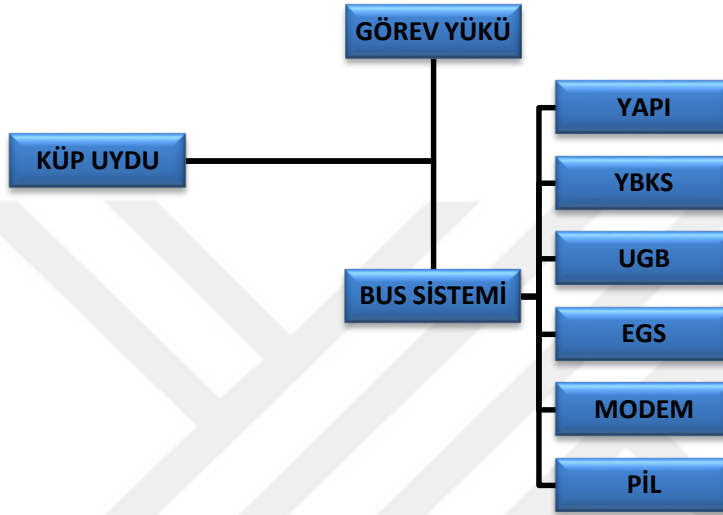


Şekil 1.5 : 6U'luk küp uydular için üç farklı POD tasarımı: (a) Planetary Systems Corp. (b) ISIS. (c) Tyvak [8].

Küp uydu boyutları ve teknik özellikleri değişse de standart küp uydularda yer alan alt sistemler temelde aynıdır. Küp uydular, uydunun operasyonu için gerekli minimum isterleri sağlamak üzere ihtiyaç duyulan temel sistemlerin yer aldığı “Bus” adı verilen uydu platformları ve görev amacına uygun olarak seçilen görev yükünden oluşmaktadır.

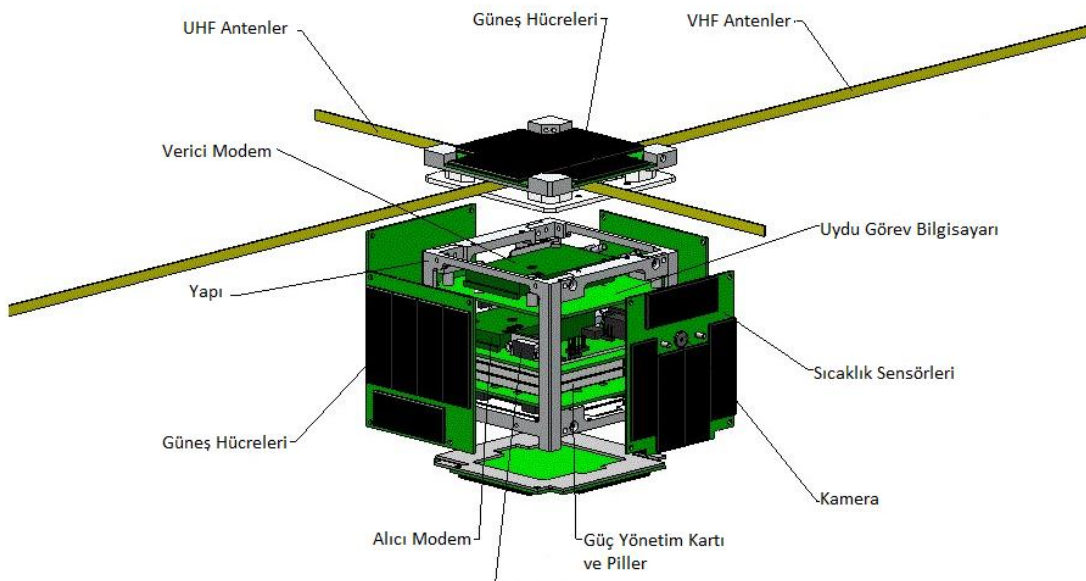
Bus sistemi temel olarak uyduyu bir arada tutan, fırlatma aracından gelecek mekanik yüklere ve dış etkilere karşı alt sistemleri koruyan Yapı ve Mekanizmalar Alt Sistemi, uydunun ve görev yükünün güç ihtiyacını karşılamak üzere Güneş Panelleri, Güç Yönetim Kartı ve Pil'den oluşan Elektrik Güç Alt Sistemi (EGS), uydu operasyonları

için gerekli yazılımın çalıştırılması ve komut iletimi için Uydu Görev Bilgisayarı (UGB) ve Yazılım'dan oluşan Veri Kotarma Alt Sistemi, uydu-yer haberleşmesi için alıcı-verici modem ve antenlerden oluşan Haberleşme Alt Sistemi ve son olarak yörünge operasyonları sırasında uydu yönelimini tespit ve kontrol etmek üzere Yönelim Belirleme ve Kontrol Alt Sistemi'nden (YBKS) oluşmaktadır. Bus platformu ve Görev Yüğü'nden oluşan temel küp uydu sistem mimarisine ilişkin şematik Şekil 1.6'da verilmiştir.



Şekil 1.6 : Küp uydu temel sistem mimarisi.

Temel sistem mimarisi Şekil 1.6'da verilen 1U formundaki küp uydu örneği için alt sistem yerleşimlerini gösteren görsel Şekil 1.7'de verilmiştir.



Şekil 1.7 : Küp uydu örnek alt sistem yerleşimi [9].

1.4 K p Uyduların Tarihçesi

Nano  l ekli uydular ilk kez 1998 yılında kullanılmaya başlanmıştır. Berlin Teknik  niversitesi tarafından 3 ve 8.5 kilogramlık “TUBSAT” adı verilen nano uydu konseptinin ilk temsilcilerinin fırlatılması ile başlayan süreç, 2000 yılında Santa Clara Üniversitesi, Defense Advanced Research Projects Agency (DARPA) ve Aerospace Corporation tarafından 0.2 kilogram ile 6 kilogram arasında değişen kütle ve boyutlarda sistemlerin geliştirilmesi ile hız kazanmıştır. 2003 yılına gelindiğinde ise, bugünkü standartlar ile uyumlu ilk k p uydular fırlatılmış ve yörüngelerine yerleştirilmiştir.

K p Uydu konsepti ilk kez 1999 yılında Amerika Birleşik Devletleri’nin (ABD) Kaliforniya Politeknik  niversitesi ve Stanford  niversitesi tarafından ortaya çıkarılmıştır. Takip eden yıllarda bu konsept ile uyumlu sistemler geliştirilmeye başlanmış ve konsept tüm Dünya tarafından kabul g rm   t r. K p uydu konseptinin ortaya çıkışı ile birlikte özellikle ilk 5 yılda k p uydu girişimlerinin neredeyse tamamı  niversiteler tarafından gerçekleştirilmiştir. Takip eden yıllarda ise k p uyduların yarıdan fazlası akademik amaçlar dışında geliştirilmiştir. Günümüzde, hala  niversiteler tarafından etkin bir şekilde k p uydu girişimleri yürütülüyor olsa da, projelerin çoğu ticari girişimler tarafından gerçekleştirilen ticari ve bilimsel görevlerden oluşmaktadır.

Tarihsel süreç içerisinde k p uydu teknolojisinin gelişimi ve önemli kilometre ta ları  izelge 1.1’de özetlenmiştir. Ocak 2019 tarihi itibariyle nano uydu ve küp uydu görevlerindeki güncel durum tablosu  izelge 1.2’de verilmiştir.

Çizelge 1.1 : K p uydu tarihi kilometre ta ları [4].

Tarih	Aşama
1999	Konseptin tanımlanması
2003	Tanımlanan k�p uydu standartlarına uygun ilk uçuş
2009	Türkiye’de üretilen ilk (k�p) uydu ITUpSAT1 uzayda!
2012	100. k�p uydu uzayda!
2013	�lk kez tek seferde 28 k�p uydu fırlatıldı
2014	ISS’ten 52 k�p uydu yörüngeye bırakıldı
2015	400. k�p uydu uzayda!
2017	600. k�p uydu uzayda!
2017	Tek roketle tam 101 k�p uydu fırlatıldı!
2018	K�p uydular ile ilk Gezegenler Arası – Derin Uzay Görevi
2018	1000. k�p uydu uzayda!
2019	Yıl içerisinde fırlatılması planlanan toplam uydu sayısı: 500+

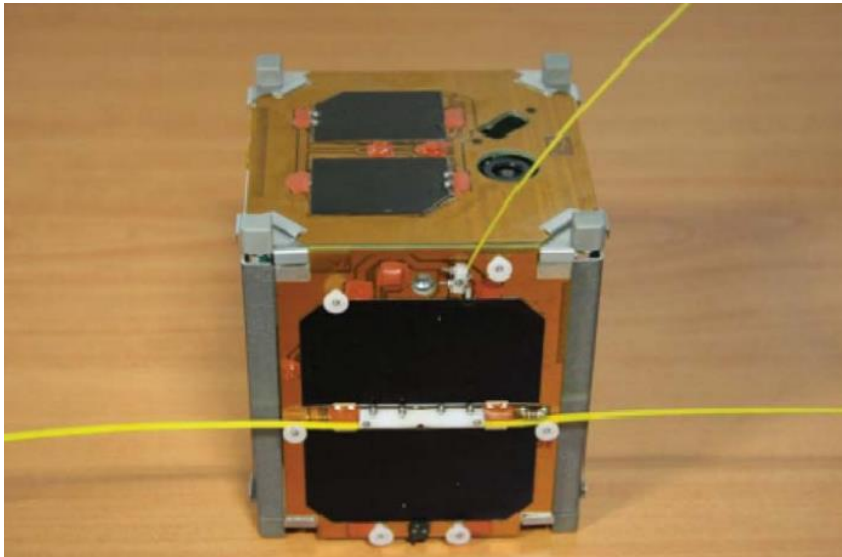
Çizelge 1.2 : Ocak 2019 itibariyle nano uydu ve küp uydu görevlerinde güncel durum [4].

Durum	Sayı
Fırlatılan Nano Uydu Sayısı	1116
Fırlatılan Küp Uydu Sayısı	1030
Gezegenler Arası Küp Uydu Sayısı	2
Fırlatma Sırasında Kaybedilen Nano Uydu Sayısı	86
En Çok Tercih Edilen Küp Uydu Formu: 3U	650
Tek Seferde Fırlatılan En Çok Nano Uydu Sayısı	103
Yörüngedeki Operasyonel Küp Uydu Sayısı	564
Gelecek 6 Yılda Fırlatılacak Tahmini Nano Uydu Sayısı	3000+

1.5 Türkiye’de Küp Uydu Çalışmaları

1.5.1 ITUpSAT1

Türkiye’de küp uydu çalışmaları ilk kez 2005-2006 yıllarında ITUpSAT1 projesi ile İstanbul Teknik Üniversitesi (İTÜ), Uzay Sistemleri Tasarım ve Test Laboratuvarı (USTTL) bünyesinde, Prof. Dr. Alim Rüstem Aslan yöneticiliğinde başlatılmıştır. 23 Eylül 2009 tarihinde başarı ile uzaya fırlatılan ve yaklaşık 750 km irtifadaki yörüngesine yerleştirilen 1U formundaki ITUpSAT1 uydusu, Türkiye’de geliştirilen ve uzaya gönderilen ilk uydu olarak literatürde yerini almıştır [10].

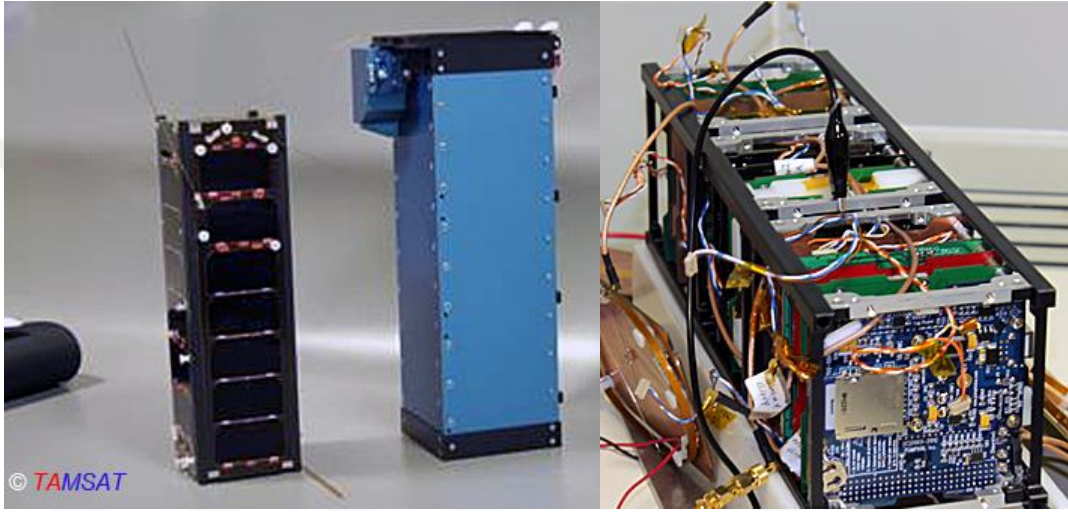


Şekil 1.8 : ITUpSAT1 uydusu [11].

ITUpSAT1 uydusu, üzerinde görev yükü olarak bir VGA kamera, ivmeölçer ve manyetometre gibi çeşitli sensörler ile işaretçi devresine sahiptir. Yönelimi pasif olarak mıknatıslar ile kontrol edilen uydu, aktif olarak görev icra etmese de bugün hala yaklaşık 700 kilometre irtifadaki yörüngesindedir [11].

1.5.2 TÜRKSAT-3USAT

ITUpSAT1 uydusunun 2009 yılında başarı ile tamamlanarak uzayda yörüngesine fırlatılmasının ardından, 2010 yılında Türkiye'nin 2. küp uydu projesi olan TÜRKSAT-3USAT projesi başlatılmıştır. İTÜ, Türksat Uydu Haberleşme Kablo TV ve İşletme A.Ş. (TÜRKSAT) ve Türkiye Amatör Uydu Teknolojileri Derneği (TAMSAT) işbirliği ile geliştirilen 3U formundaki TÜRKSAT 3USAT uydusu, 2013 yılında tamamlanarak LEO'da yaklaşık 650 kilometre irtifadaki Güneş senkronize yörüngeye yerleştirilmiş ve ülkemizin ilk iletişim amaçlı nano uydusu olmuştur [12].



Şekil 1.9 : TÜRKSAT 3USAT uydusu görselleri [13].

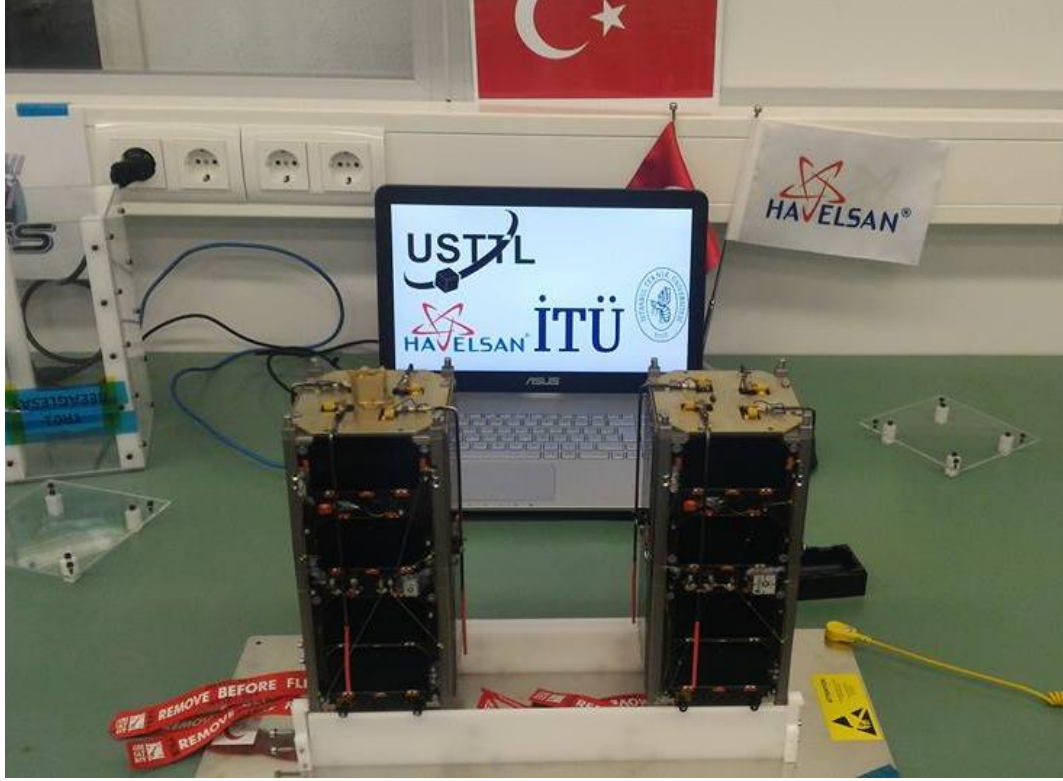
Ülkemizde haberleşme uyduları için bilgi ve insan kaynağı sağlanması hedefiyle geliştirilmeye başlanan deneysel TÜRKSAT 3USAT uydusunda, 3U'luk küp uydu boyutlarında ilk kez karşılıklı sesli görüşme testi gerçekleştirmek üzere ana görev yükü olarak, çoklu haberleşme olanağı sağlayan lineer transponder bulunmaktadır [11].

TÜRKSAT 3USAT uydusunda, ITUpSAT uydusundan farklı olarak, uydu alt sistemlerinin özgün olarak tasarlanıp, yerli imkanlar ile üretilmesine de hedeflenerek bu doğrultuda uydu alt sistem geliştirme çalışmaları başlatılmıştır [10]. Bu doğrultuda TAMSAT ve İTÜ RF Laboratuvarı tarafından transponder, İTÜ tarafından EGS, uydu yapısı ve YBKS gibi küp uydu alt sistemleri ilk kez geliştirilmiştir [13].

1.5.3 HAVELSAT ve BeEagleSAT

HAVELSAT ve BeEagleSAT uyduları QB50 adı verilen Avrupa Birliği projesi kapsamında İTÜ, Hava Harp Okulu ve HAVELSAN tarafından geliştirilmiştir. Projeye Sabancı Üniversitesi, geliştirdiği görev yükü ile Gümüş Uzay Savunma

Havacılık ve Ertek Uzay Sistemleri firmaları da geliştirdikleri yerli alt sistemler ile katkıda bulunmuştur [14]. Tasarım, geliştirme ve test faaliyetleri İTÜ USTTL bünyesinde gerçekleştirilen ve 2U küp uydu formunda geliştirilen uydular 2017 yılında kargo roketleri aracılığıyla önce UUI'ye gönderilmiş ardından da yaklaşık 400 kilometre irtifadaki yörüngelerine yerleştirilmiştir.



Şekil 1.10 : HAVELSAT ve BeEagleSAT uyduları [15].

QB50 formasyon uyduları kullanılarak bilimsel atmosferik verilerin toplamak amacıyla geliştirilen uydular ortak görev yükü olarak Multi Needle Langmuir Probe (MNLP) alt sistemine sahiptir. İstanbul Teknik Üniversitesi, Hava Harp Okulu ve Sabancı Üniversitesi işbirliğiyle geliştirilen BeEagleSAT uydusu ikincil görev yükü olarak İstanbul Teknik Üniversitesi ve Sabancı Üniversitesi tarafından geliştirilen X ışını algılayıcı (XRD) alt sisteme sahiptir [16][17].

QB50 projesi kapsamında geliştirilen uydularda hazır olarak tedarik edilen alt sistemlere ek olarak yerli imkanlarla geliştirilen UGB, modem, uydu yapısı, anten sistemi ve X ışını algılayıcı görev yükü sistemleri kullanılmış ve ürünler uzay tarihçesi kazanmıştır [14].

1.5.4 UBAKUSAT

Türkiye ve İTÜ tarafından geliştirilen ülkemizin 5. küp uydusu UBAKUSAT, Ulaştırma Denizcilik ve Haberleşme Bakanlığı (UDHB) ve İTÜ arasında imzalanan protokol uyarınca, Japon Uzay Ajansı'nın (JAXA) fırlatma hizmeti desteği ile İTÜ USTTL sorumluluğunda geliştirilmiştir [17]. 3U'luk küp uydu formunda geliştirilen UBAKUSAT, 2 Nisan 2018 tarihinde Falcon 9 roketi ile UUI'ye iletilmek üzere fırlatılmış ve 11 Mayıs 2018 tarihinde UUI'den yaklaşık 400 km irtifadaki yörüngesine bırakılmıştır [18].



Şekil 1.11 : UBAKUSAT uydusu [17].

UBAKUSAT küp uydusu görev yükü olarak bünyesinde, amatör radyo istasyonları arasında ses aktarımı deneysel görevini icra etmek üzere bir lineer transpondera ve radyasyon ölçümü yapmak üzere tasarlanan bir karta sahiptir [18].

1.6 Küp Uyduların Kullanım Alanları ve Avantajları

Gelişen küp uydu teknolojisi sayesinde günümüzde küp uydular için bir çok farklı özellikte görev yüküleri tasarlanmakta ve bu görev yüklerine göre farklı amaçlarla küp uydu görevleri düzenlenmektedir. Yıllar boyunca uyduların minyatürleştirilmesi ve gelişen teknoloji ile birlikte günümüzde küp uyduların kullanım alanları da oldukça gelişmiştir. Küp uyduların başlıca kullanım amaçları ve bazı avantajları aşağıda maddeler halinde verilmiştir:

- (i) Standart arayüzlere göre geliştirilmesi, tasarım açısından kolaylık sağlar.
- (ii) Tasarım, üretim, test ve faaliyete alma süreçleri oldukça kısadır.
- (iii) Fırlatma hizmeti için çok sayıda opsiyona sahip olup uzaya erişimi kolaydır.
- (iv) İşletme ve üretim maliyetleri düşüktür.
- (v) Yeni sistemlerin hızla uzaya erişimini sağlayarak test etmek üzere uygun alt yapıya sahiptir.
- (vi) Küp uydu teknolojisi zaman içerisinde büyük uyduların sahip olduğu imkanlara erişebilmiştir ve piyasada çok sayıda alt sistem üreticisi bulunmaktadır.
- (vii) Gerektiği durumlarda, büyük uydulara kıyasla, risk alınıp feda edilebilir.
- (viii) Düşük maliyet ile çeşitli amaçlarla daha geniş kapsama alanına sahip olmayı mümkün kılar.
- (ix) Sistemlerin radyasyon dayanımlarını test etmek için kullanılabilir.
- (x) Bilimsel bir göreve adanmış olarak kullanılabilir.
- (xi) Yeni teknolojilerin Teknoloji Hazırlık Seviyelerini (TRL) arttırmak ve teknoloji gösterimi sağlamak için kullanılabilir.

2. KONSEPT GÖREV TASARIMI

İnsanlı uzay laboratuvarları ve uzay üsleri, derin uzay araştırmalarında ve keşif görevlerinde öncelikli hedef ve başarılması gereken aşamalardandır. Uzun süreli uzay keşif görevlerinde ve kurulacak uzay üslerinde uzay ortamı koşullarının insanlar üzerinde olumsuz etkileri olacaktır.

Bu çalışma, derin uzaya düzenlenecek insanlı görevler öncesinde karşılaşılabilecek muhtemel problemlerin tespiti ve bu konuda yürütülen çalışmalara destek olunması amacıyla hazırlanmıştır. Bu doğrultuda, uzay laboratuvarları ve uzay üslerinde yaşayacak insanların maruz kalacağı uzay ortamının bilinen ve bilinmeyen etkileri tespit etmek üzere düşük maliyetli ve canlı organizmaların yaşadığı bir görev yükü barındıran bir derin uzay küp uydu görev önerisi hazırlanmıştır.

Son yıllarda oldukça popüler olan küp uydular ile uzaya taşınacak ve belirlenen süre zarfında hiçbir ek erzağa ihtiyaç duymayacak canlı mikroorganizmaların bir arada yaşadığı tamamen kapalı bir mikro biyolojik ekosistem görev yükünü barındıran 6U formunda bir küp uydu ile icra edilmek üzere hazırlanan konsept görev önerisi ile uydu, görev yükü ve görev tasarımı bir çok açıdan ele alınmış ve yapılabilirlik çalışması gerçekleştirilmiştir.

Bu çalışma kapsamında 6U'luk bir küp uydu temel alınarak tasarlanan görev ile ileride gerçekleştirilecek insanlı derin uzay görevlerinde uzay adamlarının maruz kalacağı uzay ortamı etkilerinin belirlenmesi ve buna yönelik önlemler alınabilmesi mümkün olacaktır. Görev ömrü boyunca uzay ortamının, görev yükü içerisinde yer alan canlı mikroorganizmaların yaşamsal fonksiyonları üzerindeki etkileri çeşitli sensörler aracılığı ile ölçülmesi ve Dünya'da bulunacak yer istasyonuna dolaylı olarak veya doğrudan aktarılması planlanmıştır.

Konsept tasarımı gerçekleştirilen derin uzay görevi kapsamında geliştirilecek 6U formundaki küp uyduda öncelikli olarak mevcut durumda küp uydu marketinde bulunan hazır alt sistem ürünlerinin kullanılması, ihtiyaç duyulması durumunda konsept sistemler önerilmesi, canlı organizmalardan oluşan bir ekosistemi barındıran

görev yükünün geliştirilmesi ve nihayetinde uygun bir yörünge tasarımı ile mevcut bir fırlatma aracı aracılığıyla hedeflenen yörüngeye yerleştirilmesi planlanmıştır.

2.1 Konsept Görev Önerisi

Bu bölümde, çalışma kapsamında konsept tasarımı sunulan görev için planlanan yol haritası ve karşılaşılabilecek muhtemel zorluklar hakkında bilgi verilmiştir.

2.1.1 Neden küp uydu?

Konsept derin uzay görevi tasarımında küp uyduların seçilmesine ilişkin motivasyonlar şu şekildedir;

- (i) Son yıllarda bilim, teknoloji gösterimi, eğitim gibi amaçlarda küp uydu kullanımının artması.
- (ii) Gelişen teknoloji ile birlikte daha küçük boyutlu ve daha verimli alt sistemlerin üretilmesi.
- (iii) Yeni sistemlerin test edilmesi için uygun alt yapıya sahip olması
- (iv) Alt sistemlerin ve uydu geliştirme maliyetlerinin düşük olması
- (v) Olumsuz durumlarda riskli görevler için gözden çıkarılabilir olması.
- (vi) Büyük uydulara kıyasla fırlatma maliyetlerinin düşük olması ve çok sayıda fırlatma opsiyonu bulunması.
- (vii) Operasyonlarda insan kaynaklı hataların minimuma indirilebilmesi adına otonom görev yapabilme kapasitesine sahip olması.
- (viii) Tasarım, üretim, test ve devreye alma sürelerinin kısa olması.

2.1.2 Neden derin uzay?

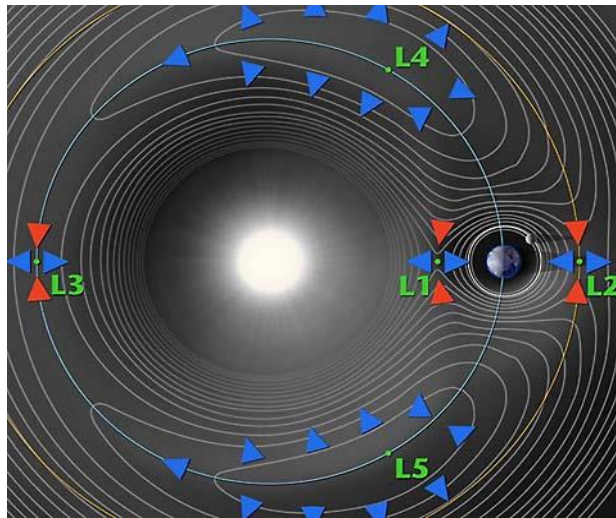
Son yıllarda planlanan uzay görevleri arasında klasik yörünge uydularından ziyade diğer gezegenler, uydular ve asteroitleri incelemeye yönelik görevlerin ciddi bir şekilde artış gösterdiği görülmektedir. Bu artışın sebepleri temel olarak insanoğlunun uzayda başka yaşam formlarının varlığına ilişkin sorgusu ve merakı, evreni daha iyi tanıma isteği, Dünya dışında kolonileşme hayali, uzay turizmi ve uzay madenciliğinin gelecek yıllarda oldukça cazip bir kazanç kapısı olacağı düşüncesi gibi etkenlerdir. Bu kapsamda uzay ajansları, araştırma yapan kamu kurumları, üniversiteler ve özel teşebbüsler gezegenler arası ve derin uzay görevleri için ciddi yatırım ve planlamalar yapmaktadır. Amerikan Havacılık ve Uzay Dairesi (NASA) başta olmak üzere bu tarz

görevler için her yıl ödüllü konsept görev tasarımı yarışmaları düzenlenmektedir [19][20].

Giriş bölümünde insanlı uzay yolculuklarında karşılaşılabilecek yaşam destek üniteleri, besin, yakıt ve elektronikler için güç gibi ihtiyaçları karşılamak gibi bazı zorluklardan bahsedilmiştir. Dünya'dan kaçarak derin uzayda hedeflenen daha dış noktalara doğrudan ulaşabilmek için ihtiyaç duyulan enerji ihtiyacı oldukça yüksektir. Dolayısıyla, bunu daha mümkün kılabilmek ve hedeflenen dış noktalara ulaşabilmek için bazı durak noktalarına ihtiyaç vardır. Bu çalışmada önerilen konsept görevi icra etmek üzere uzayda bazı yörüngeler ve bölgeler hedef olarak seçilmiştir. Gelecek yıllarda derin uzaya gerçekleştirilecek insanlı görevlerin, özellikle Güneş sistemimizde yer alan gezegen ve uydularında veya uzayda çok özel bölgeler olan Lagrange noktalarında yoğunlaşacağı öngörülmüştür. Çeşitli uzay araştırmaları ve uzay keşifleri için insanlı laboratuvarlar ve derin uzaya sıçrama tahtası olarak kullanılabilecek uzay tesisleri, bu gezegenlerin üzerinde, yörüngelerinde veya Lagrange noktalarında kurulabilir.

2.1.2.1 Lagrange noktaları

Lagrange noktaları, uzayda Dünya, Güneş, Ay gibi büyük iki kütlenin, birleşik kütle çekim etkilerinin, onlardan çok daha küçük üçüncü bir kütle söz konusu olduğunda bu küçük kütle üzerindeki çekim etkilerinin birbirini neredeyse sönmülediği denge noktaları olarak tanımlanabilir. Bir sistem için temelde 5 Lagrange noktası bulunmaktadır. L1, L2, L3, L4 ve L5 noktalarının 2 büyük cisim için Güneş-Dünya sistemi şematik gösterimi Şekil 2.1'de verilmiştir.



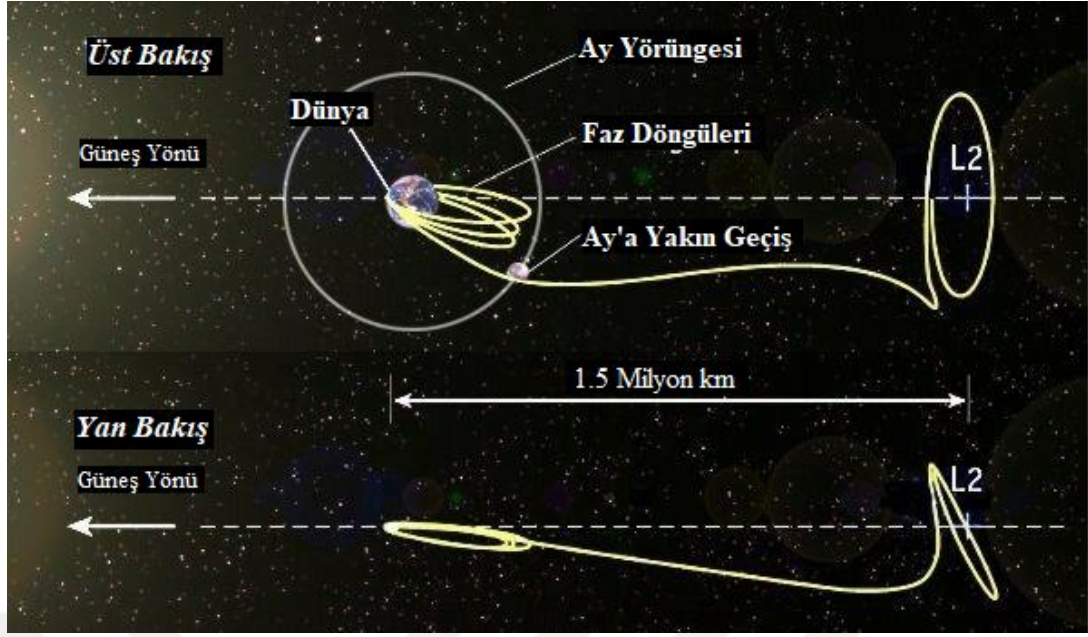
Şekil 2.1 : Lagrange noktaları [21].

Lagrange noktalarının karakteristiğine ilişkin temel çıkış noktası Dairesel Kısıtlı 3 Cisim Problemi (CR3BP) denen olguya dayanır. Bu modele göre, 2 cismin birbirine uyguladığı kütle çekim etkilerinden dolayı öyle 5 nokta vardır ki bu noktalara yerleştirilecek diğer iki cisme göre çok çok küçük kütleyle sahip bir 3. cisim, kütle çekim etkilerinin birbirini sönmülmesinden dolayı bu noktalarda dengede kalır. Güneş sistemimiz düşünüldüğünde, birinci cisim olarak Güneş ve ikinci cisim olarak Güneş etrafında dolaşan diğer gezegenlerden biri seçildiğinde, bu 5 noktaya yerleştirilecek bir 3. cisim, diğer iki cisim ile dengede kalacak ve Güneş etrafında dolaşan gezegen ile birlikte Güneş etrafında yörüngede olacaktır. Güneş Sistemimizde yer alan bir çok ikili gök cismi için bu model uygulanıp doğrulanmıştır [22].

L1, L2 ve L3 kararsız Lagrange noktaları olarak, L4 ve L5 noktaları ise kararlı Lagrange noktaları olarak tanımlanmaktadır. Kararlı Lagrange noktalarında, diğer bozuntular göz ardı edildiğinde, bir cisim neredeyse hiçbir enerji harcamadan sabit olarak kalabilir. Kararsız Lagrange noktalarında ise büyük cisimlerin hareketine bağlı olarak bu noktalarda yer alacak cisimler Halo Orbit denen yörüngelerde hareket ederler.

Yörünge koruma manevralarına çok az ihtiyaç duyulması ve yakıt harcamadan stabil kalınabilmesi açısından bu noktalar uydular ile gözlem amacıyla kullanılmaktadır. Güneş-Dünya sisteminde L1 noktasında Güneş gözlemi yapan uydular bulunmaktadır. L2 noktası ise derin uzay gözlemi için uygundur. L4 ve L5 noktalarında ise yakıt harcamadan çeşitli deneyler icra etmek üzere, dış gezegenlere ve derin uzaya sıçrama noktası olarak kullanılmak üzere uzay istasyonlarının kurulumu mümkün olabilir. Bu noktalarda bulunan uzay araçlarının Lagrange noktaları arasında veya diğer gezegenlerin yörüngelerine çok düşük enerji ile transferler gerçekleştirilebilir .

Lagrange noktaları, günümüzde çeşitli görevler icra etmek üzere gönderilen uyduların durak noktaları olmasa da yakıt açısından tasarruf sağlamak için bu noktaların sağladığı özel imkanlardan faydalanılarak yörüngeler şekillendirilebilmektedir. Güneş-Dünya sistemi için bu yörüngelere örnek teşkil eden Wilkinson Microwave Anisotropy Probe (WMAP) görevinin yörüngesine ilişkin şematik Şekil 2.2’de verilmiştir.



Şekil 2.2 : Lagrange noktalarının yörünge transferlerinde kullanımı [21].

Sonuç olarak, kütle ve hacim kısıtı bulunan küp uydu gibi uzay sistemleri ile bu noktalarda uzun yıllar boyunca yakıt harcamadan görevler icra edilebilmesi mümkündür. Bu konsept görev tasarımı planlanan görevde de Lagrange noktalarının derin uzaya yolculuk esnasında durak noktası olarak kullanılabileceği veya bu noktalarda kurulacak uzay istasyonları için yapılabilirlik çalışmalarında ve araştırmalarda kullanılabilecek verileri toplamak üzere bu noktalara gönderilerek çok düşük yakıt tüketimi ile uzun süreler bu bölgelerde görevlerini icra edebilecekleri değerlendirilmiştir [23].

2.1.2.2 Diğer gezegenler (yer benzeri gezegenler ve gaz devi gezegenler)

İnsanoğlunun uzayı keşif arzusunun ilk hedefi Dünya'ya benzer özellikler barındıran diğer gezegenlerdir. Tıpkı Lagrange noktaları gibi, derin uzaya açılan kapımız olarak diğer gezegenler ve bu gezegenlerin doğal uydularının yörüngeleri, insanlı uzay istasyonları için hedef noktalar olabilir. Bahsedilen yörüngelerde gerçekleştirilecek insanlı görevler ve uzay istasyonu görevleri öncesinde uzay ortamının canlı organizmalar üzerindeki etkilerini gözlemlemek üzere bu çalışmada önerilen görevin icra edilerek öncül çalışmaların gerçekleştirilmesi mümkün olabilir.

Başta Mars olmak üzere, gezegen uyduları ve diğer gezegenlerin yörüngeleri de insanlı uzay görevleri için başlıca hedefler arasında sayılabilir. Dolayısıyla bu yörüngeler, çalışma kapsamında konsept önerisi hazırlanan görev için alternatif yörüngeler arasında görülmüştür.

2.1.3 Uzay görevlerindeki zorluklar

Derin uzay araştırmalarında ve planlanan görevlerde başlıca sorun yüksek maliyetlerdir.

Dünya yörüngelerine bugüne kadar birçok uzay aracı gönderilmiştir. Dolayısıyla, bugüne kadar kümülatif olarak elde edilen bilgiler ve birikim sayesinde bu yörüngelerde uzay ortamının bir çok etkisi artık bilinmektedir. Derin uzay görevlerinde karşılaşılabilecek uzay ortamı konusunda elde edilen verilerden yola çıkılarak bazı önermeler yapılabilir olsa da uzay ortamı etkilerinin bütünü konusunda yeterli bilgi birikimine sahip değiliz. Özellikle insanlı görevlerde uzay ortamının canlılar üzerinde nasıl etkilere sahip olacağına ilişkin daha kapsamlı çalışmalar yapılması gerekmektedir.

Bu bölümde, uzay görevlerinde karşılaşılabilecek temel problemler ve uzay ortamı hakkında bilgiler verilmiştir.

2.1.3.1 Uzay Ortamı

Uzay ortamı, uzak mesafelerde özellikle uydular için müdahale ve onarım imkanı bulunmaması sebebiyle bir çok muhtemel olumsuzluğa gebe dir. Dolayısıyla uzay görevlerinde karşılaşılabilecek başlıca zorluk, uzay ortamı etkileridir.

Bu bölümde uzay ortam koşullarının incelenmesi gereken temel özellikleri hakkında bilgiler ve bu kapsamda karşılaşılabilecek zorluklar hakkında bilgiler verilmiştir [24][25]. Bu kapsamda değ erlendirilen bazı durumlar, derin uzay görevleri için geçerli değildir.

Vakum

Vakum ortamının, yere kıyasla uydu üzerindeki en önemli etkisi ısı nın aktarım mekanizmasının değ işmesidir. Uzay ortamının düşük, orta, yüksek ve aşırı yüksek gibi dereceleri ile nitelendirilen çok düşük basınç (vakum) ortamı etkisi, uzay araçlarının tasarımında dikkat edilmesi gereken etkilerdendir. Deniz seviyesinde 101.325 kPa (760 Torr) olan atmosfer basıncı, deniz seviyesinin üzerine çıkıldığında yaklaşık düşük vakum seviyesinde 25 Torr değ erine, orta vakum seviyesinde 10^{-3} Torr değ erine, yüksek vakum seviyesinde 10^{-3} ile 10^{-9} Torr değ erine ve aşırı yüksek vakum seviyesinde ise 10^{-12} Torr'a kadar inebilmektedir. Böylece Dünya yüzeyinde baskın ısı transferi mekanizması olan taşınım yerini ışı nıma bırakmaktadır. Outgassing (gaz

salınımı) olarak adlandırılan, malzemelerin uzay ortamında moleküler seviyede kopmaya uğraması ise vakum ortamının bir diğer etkisidir. Bu sebeple uydular fırlatma öncesi ısıl vakum odası içerisinde pişirme işlemine tabi tutulur ve bu etkinin giderilmesi sağlanır. Bu durum fırlatma araçları tarafından talep edilen ve sağlanması gereken isterlerdendir. Böylece uydu içinde ve dışındaki ekipman yüzeylerinde moleküler seviyede birikmelerin meydana gelmesi ve malzeme özelliklerinin değişime uğramasının önüne geçilir [24][25][27].

Nötr parçacık ortamı

Uzay ortamı için vakum ortamı olarak bahsedilse de, özellikle alçak irtifa yörüngelerinde, çok düşük seviyelerde atmosferik özellikler gözlenmektedir. Uzay ortamının nötr parçacık etkisi, atmosfer özelliklerinden dolayı moleküler düzeydeki atomik oksijenin güneş ışınları nedeniyle parçalanması sonucu oluşmaktadır. Bu etki, uydu ekipman iç ve dış yüzeylerindeki malzemeler ile etkileşime sebep olarak korozyon oluşturmaktadır. Parçacık etkisinin bir diğer özelliği ise sürüklenme kuvvetine sebep olması, uydu yüzeyinde düşük seviyelerde de olsa ısı oluşturmaları ve uydu irtifasında zamanla sapmalar meydana gelmesidir. Düşük yüzey alanına sahip küp uydu sistemlerinde bu etki ihmal edilebilir seviyelerde kalmaktadır [24][26]. Derin uzay ortamında da nötr parçacık ortamı etkisi bulunmamaktadır.

Radyasyon

Radyasyon ortamı, uzayda görev icra eden uydu ve elektronik ekipmanları üzerinde bozulmalara sebep olmaktadır. Bir diğer önemli etki ise özellikle dış uzay ortamına maruz kalan güneş panelleri ve güneş hücrelerinin malzemelerinde bozulma, yıpranma ve verim kaybı oluşturmalarıdır.

Uzay ortamında temel olarak üç farklı radyasyon kaynağından bahsedilebilir. Bunlar; Dünya etrafında hapsolmuş radyasyon, güneş rüzgarları ile taşınan parçacık etkilerinin sebep olduğu radyasyon ve derin uzay ortamından gelen galaktik kozmik ışınların sebep olduğu radyasyondur. Bu radyasyon kaynakları uzay ortamı ile de sınırlı kalmayıp Dünya yüzeyine kadar etkilerini çeşitli koşullarda hissettirmektedir. Özellikle Güneş patlamalarından kaynaklanan güneş rüzgarları ile taşınan radyasyon etkisi Güneş sistemimiz içerisinde oldukça uzak noktalara kadar etkisini göstermekte ve Dünya yüzeyinde yer alan elektronik sistemlerde de bu sebeple bozulmalar meydana gelebilmektedir [25][26][27].

Bu çalışma kapsamında 6U formunda konsept tasarımı oluşturulacak MASTERSAT uydusu için maliyeti düşük tutmak ve somut bilgiler ile tasarım oluşturmak amacıyla çeşitli tedarikçilerden sağlanabilecek hazır uydu alt sistemlerinin kullanımı önerilmiştir. Rafta hazır ticari ürün (RAHAT) olarak adlandırılan ürünlerin kullanılması sebebiyle radyasyon ortamının uydu üzerindeki etkileri bu görev için en zorlayıcı koşullardan olacaktır. Her ne kadar hazır ticari ürünler kullanılsa da, yazılımsal ve donanımsal olarak tasarım düzenlemeleri ile radyasyon etkilerine karşı önlemler alınabilmesi mümkündür. Konsept görev önerisinin hayata geçirilmesi aşamasında bu önlemler konusunda çalışmalar yapılmalıdır.

Isıl koşullar

Uzay ortamının ısı etkisi, uzayda baskın kozmik mikrodalga arka alan ışıması değeri olan -270°C (3 Kelvin) ile Güneş temelli ısı ve radyasyon etkisinin yüzeylerde sıcaklığı yüzlerce dereceye çıkarabilmesi sebebiyle meydana gelen yüksek sıcaklık farkı döngüsüdür. Bu döngü, uydu alt sistemleri ve canlılar üzerinde çok ciddi olumsuzluklara yol açabilmektedir.

Isıl kontrolü sağlamak üzere uydu tasarımı bu doğrultuda analizler gerçekleştirilerek revize edilir ve genellikle uydu alt sistemlerinin ısı dengesini sağlamak üzere radyatör, ısı kalkanı ve ısıtıcılardan oluşan ısı kontrol alt sistemi bulunur [25][27][28].

Plazma ortamı

Uzay ortamının plazma etkisi sebebiyle uydu üzerinde yüksek gerilim farkları oluşmasına sebep olan elektriksel yüklenmeler gerçekleşebilmektedir. Uydu donanımlarında farklı iletken ve yalıtkan malzemeler kullanılması ve bu iletkenlik farkı sebebiyle farklı gerilim yüklemeleri meydana gelir. Bu yüklenmeler uydu elektroniklerinin bozulmasına sebep olabilecek elektromanyetik girişim ve ark etkilerine sebep olabilmektedir [25].

Uzay plazma ortamının etkilerinden korunmak amacıyla uydu yüzeylerinde topraklamalar bulunması ve yapılan bağlantılara dikkat edilmesi gerekir.

Uzay çöprü ve mikrometeorit etkisi

Uzaya gönderilen uydu ve uzay sistemleri yıllar boyunca çeşitli yörüngelerde görevlerini icra ettikten sonra başıboş halde dolanmaya başlamışlardır. Günümüzde özellikle LEO'da yoğunlaşan uydu çöprüleri sebebiyle görevlerini tamamlayan uydular için yörünge düşürme sistemleri kullanımı zorunlu kılınmıştır.

Görevini tamamlayan uyduların oluşturduğu uzay çöpleri, aktif görev icra eden uydular için önemli risk teşkil etmektedir. Çok yüksek hızlarda hareket eden bu uyduların olası çarpışması, uyduların kaybedilmesi ile sonuçlanmakla kalmayıp, beraberinde binlerce küçük uzay çöpünün yayılması ve daha büyük çarpışma riski oluşması anlamına gelmektedir.

Uzay çöpünü oluşturan yapay uyduların yanı sıra küçük ve büyük ölçekli doğal uzay cisimlerinin oluşturduğu mikrometeoroidler de çarpışma riski oluşturmaktadır.

Uzay çöpü ve mikrometeorit etkisinin sebep olabileceği olumsuzlukları önlemek amacıyla irili ufaklı uzay cisimleri ve uydular, Kuzey Amerika Hava Savunma Komutanlığı (NORAD) tarafından oluşturulan sistem ile sürekli olarak takip edilmekte ve muhtemel çarpışma durumlarında uydu yöneticilerine bu sistem tarafından bildirim gönderilmektedir. Bu doğrultuda eğer söz konusu uydular itki sistemlerine sahipse yörünge manevraları ile bu olumsuz durumların önüne geçilmesi mümkün olabilmektedir. Ayrıca, yörünge özelliklerinin tanımlanması ile girilen yörünge parametreleri için muhtemel çarpışma risklerinin listelendiği, Avrupa Uzay Ajansı (ESA) tarafından geliştirilen SPENVIS yazılımı ile de analizler gerçekleştirilebilmektedir [25][27]. Bu çalışma kapsamında belirlenen hedef yörüngelerde ve derin uzay ortamında uzay çöpü etkisi söz konusu olmamakla birlikte, mikrometeoroid etkisi, çok düşük de olsa, derin uzay yolculuklarında karşılaşılması muhtemel riskler arasındadır.

2.2 Görev Amaçları

Bu bölümde planlanan konsept görev önerisi için temel görev amaçları sunulmuştur. Bu amaçlar başlıca şöyledir;

- Küp uydu gibi basit ve maliyeti düşük sistemler ile derin uzay görevlerinin başarılabileceğini göstermek ve küp uyduların derin uzay ortamında fonksiyonelliğini test etmek
- Biyolojik deney için konsept bir görev yükü tasarımı gerçekleştirerek mikroorganizmaların oluşturduğu canlı bir ekosistemin küp uydular ile derin uzay ortamında test edilmesini sağlamak
- Gelecek yıllarda derin uzaya gerçekleştirilecek insanlı görevler öncesinde, birincil keşif hedefi olarak belirlenen Mars'a insanlı gidiş dönüş yolculuğu süresi ve daha

- fazlası için, derin uzay ortamının canlılar üzerindeki bilinen ve bilinmeyen etkilerini tespit etmek
- Gelecek yıllarda Lagrange noktalarında kurulabilecek muhtemel insanlı uzay laboratuvarları için öncül görevleri gerçekleştirmek
 - Eğitim, uzay çalışmaları, nano uydular, küp uydular ve bilimsel araştırmalar başta olmak üzere Türkçe literatüre bilgi ve fikir konseptleri ile katkı sağlayarak uydu ve uzay konularında yürütülecek çalışmalara teşvik oluşturmak
 - Üniversiteler aracılığıyla gerçekleştirilen nano uydu görevlerini Türkiye'de desteklemek
 - Canlı organizmaların bulunduğu bir uzay aracı ile muhtemel bir çekim oluşturabilecek dünya dışı yaşam izi aramak

2.3 Literatür Görev Araştırması

Bu bölümde, konsept derin uzay görevi tasarımı için literatürde yer alan örnek görevlere ilişkin araştırma sonuçları sunulmuştur.

2.3.1 Derin uzay görevleri

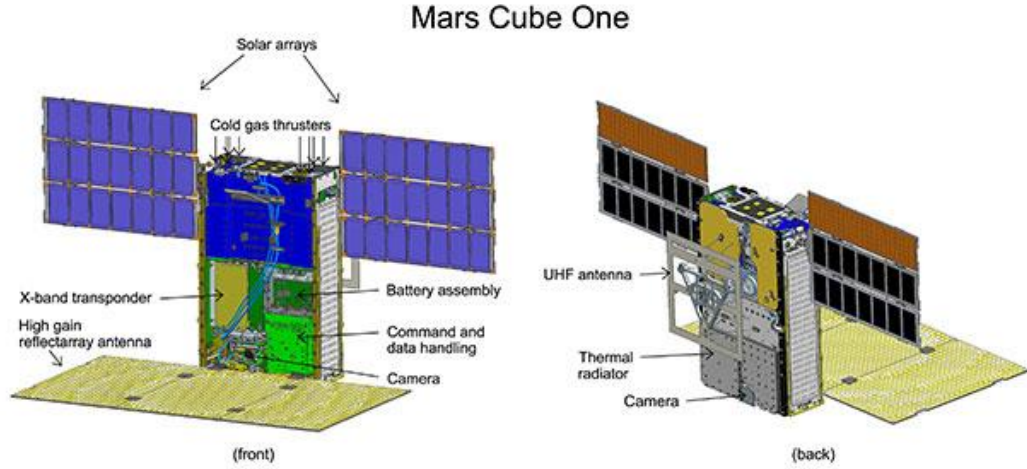
2.3.1.1 MarCO (Mars Cube One)

Bugüne kadar gerçekleştirilen küp uydu görevleri, Dünya etrafındaki yörüngelerde gerçekleştirilmiştir. İkiz MarCO-A ve MarCO-B uyduları, bir başka gezegene yolculuk eden ilk küp uydular olmuşlardır.

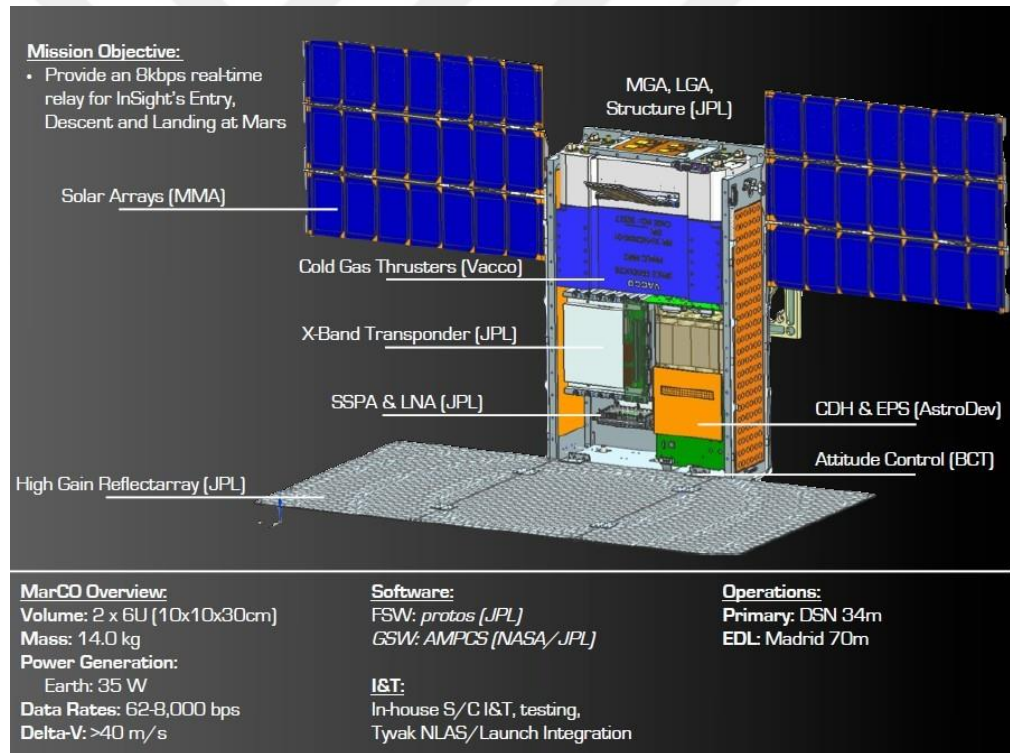
Uydulardan birinin planlandığı gibi çalışmaması ihtimali göz önünde bulundurularak yedeklilik amacıyla 2 adet olarak tasarlanan MarCO uyduları, InSight görevi kapsamında Mars etrafında haberleşme ve navigasyon uçuş deneylerini icra etmek üzere 5 Mayıs 2018 tarihinde Atlas V roketi ile fırlatılmıştır. Yaklaşık 7 aylık yolculuğun ardından Mars yüzeyine iniş yaparak 2 yıllık görevine başlayacak InSight uzay aracına yaklaşık 3500 kilometre mesafeden geçiş yapması planlanan bu uydular ile InSight aracından iniş esnasında ve Mars yüzeyindeyken sağlık verilerinin alınarak Dünya'ya iletilmesi planlanmıştır.

Tasarlanan uydu, görev boyunca kozmik ışınlar, radyasyon, güneş rüzgarları ve asteroid çarpışması ihtimali gibi zorlu koşullara maruz kalacaktır [29].

MarCO küp uydusunun sistem mimarisini gösteren görsel Şekil 2.3 ve Şekil 2.4'te verilmiştir.

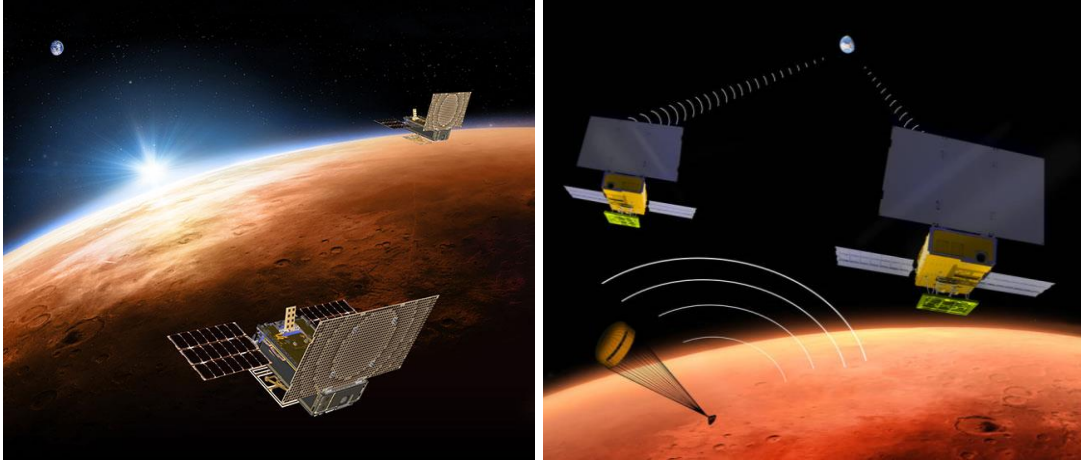


Şekil 2.3 : MarCO küp uydularının sistem mimarisi [30].



Şekil 2.4 : MarCO küp uydularında kullanılan alt sistemler ve yerleşimleri [31].

InSight uzay aracı ile elde edilecek veriler aslında Dünya yüzeyinde bulunan büyük radyo teleskopları ile Mars'ın dönüşü sebebiyle yaklaşık 1 saatten daha uzun sürelerde alınabilecekken, Mars yörüngesinde bulunan MarCO uyduları ile 9 dakikadan daha kısa sürede bu verilerin Dünya'ya aktarılabilmesi mümkün olacaktır. Temsili görev senaryosu Şekil 2.5'te gösterilmiştir [30].



Şekil 2.5 : Mars Cube One (MarCO) Projesi kapsamında geliştirilen uyduların görev senaryosu illüstrasyonları [30][22].

Mars yolculuğu sırasında MarCO uyduları yüksek kazançlı yansıtıcı yüzey özelliklerine sahip açılabilir parabolik X bant antenleri ve daha küçük boyutlarda olan sabit, yedekli X bant alıcı-verici antenleri aracılığıyla Dünya'ya veri iletmektedir. Antenlerin açıldığını doğrulamak üzere uydu üzerinde kameralar bulunmaktadır. Ayrıca uydular üzerinde bulunan açılabilir UHF alıcı antenler sayesinde InSight uzay aracından alınacak Mars atmosferine ve yüzeyine ilişkin bilgileri almaktadır. Uyduda, yönelim problemlerinden kaynaklı iletişimsizliği önlemek üzere yönsüz ve farklı açılarda antenler kullanılmıştır. MarCO uyduları, üzerinde bulundurdıkları Güneş sensörleri, jiroskop, momentum tekerlekleri ve yıldız takipçisi sistemleri ile yörüngede yönelim manevralarını gerçekleştirmektedir [32][33].

MarCO uydularının icra edeceği görevler, küp uydular ile gezegenler arası görevler gerçekleştirilebileceğine dair kanıt unsuru oluşturdukları için oldukça önemlidir. Böylece küp uydu teknolojilerinin, Güneş sistemimizin keşfi için çok daha düşük maliyetli çözümler sunabileceğine ilişkin görüş güçlenmiştir.

MarCO uyduları, InSight uzay aracının Mars yüzeyine inişi ve sonrasında yolladığı verileri Dünya'ya iletmede başarılı olduktan sonra, proje mühendislerinin de beklediği gibi, Mars yüzeyine yakın geçişlerinin ardından birkaç hafta sonra (ilk uydu 29 Aralık 2018 tarihinde, ikinci uydu 4 Ocak 2019 tarihinde), Mars'tan yaklaşık 1.5 ve 2 milyon kilometre uzaklıkta, önce MarCO-A daha sonra MarCO-B ile iletişim kesilmiştir. Tarihte derin uzaya gönderilen ve hedef görevlerini başarıyla tamamlayan ilk küp uydular olan MarCO uyduları ile iletişimin kesilmesine ilişkin NASA tarafından yayınlanan güncel raporlar ve bilgiler doğrultusunda bazı ihtimallerden söz edilmiştir [34].

Bu ihtimallerden başlıcaları şunlardır;

- Uydulardan birinin kalkıştan hemen sonra baş gösteren itki sistemindeki gaz sızıntısının ilerleyen zamanda başka problemlere yol açması sebebiyle uydunun yalpalamaya başlaması ve yöneliminin bozulması,
- İhtiyaç durumunda pilleri şarj etmek üzere uydu yöneliminin ve güneş panellerinin Güneş'e çevrilmesini sağlayan parlaklık sensöründen kaynaklı Dünya ile iletişim kurulacak yönelimin sağlanamaması.

Uydular Dünya'dan uzaklaştıkça, Dünya ile haberleşmeleri için sağlamaları gereken anten yönelimi de zorlaşmaktadır. Dolayısıyla, hedeflenen görevi başarı ile tamamlayan MarCO uydularının bu süreden sonra aktif olarak görev icra etmeleri zaten beklenmiyordu. Güneş merkezli görüngede hareketlerine devam ettiği düşünülen MarCo uyduları 2019 yılının ortalarından itibaren günöte noktasına ulaşarak Güneş'e doğru ilerlemeye başlayacak. Bu süre zarfında uydular ile tekrar iletişim kurulmaya çalışılacak, ancak uydu alt sistemlerinin ve özellikle pil gibi kritik parçaların bu süre sonuna kadar dayanıklı kalabileceği beklenmiyor.

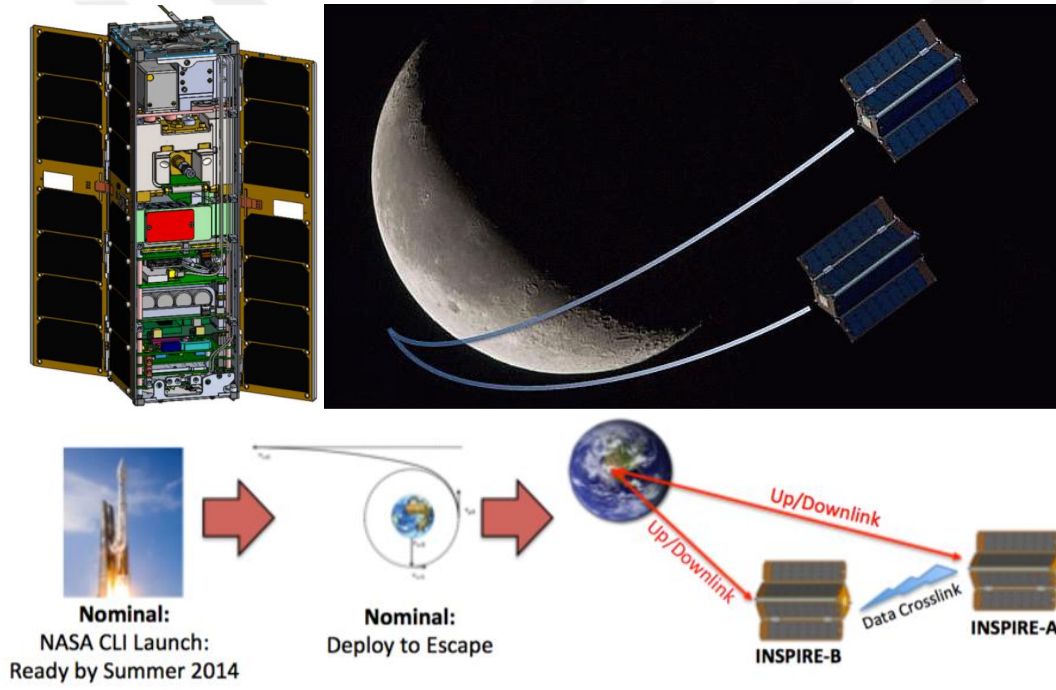
Sonuç olarak, minyatürleşen uydu teknolojisinin günümüzde geldiği noktayı görebilmek amacı ile planlanan MarCO görevi başarılı olmuş ve gelecekte küp uydu teknolojisi kullanılarak gerçekleştirilecek diğer derin uzay görevleri için sınırların daha öteye taşınmasına vesile olmuştur. Son zamanlarda, özellikle Dünya Alçak Yörüngesi ile sınırlı olduğu ve sınırlı özelliklere sahip basit sistemler olarak düşünülen küp uyduların, zorlu şartlara sahip derin uzay ortamında çalışabileceği konusunda şüpheler vardı. Ancak MarCO görevi ile, bu görev kapsamında geliştirilen uydu ve alt sistemlerin bu gibi derin uzay görevlerinde kullanılabileceği görülmüş, geliştirilecek yeni sistemler için bir referans noktası elde edilmiştir. Aynı zamanda piyasada bulunan küp uydu alt sistem üreticilerinden tedarik edilerek derin uzay ortamında çalıştığı kanıtlanan alt sistemlerin de derin uzay görevleri için dayanıklı olabileceği kanıtlanmıştır.

2.3.1.2 INSPIRE

Derin uzay ortamına gerçekleştirilecek bir diğer görev olan INSPIRE görevi, insanlı derin uzay görevleri öncesi küp uyduların gezegenler arası görevlerde önemli görevler üstlenebileceğini kanıtlamak üzere tasarlanmıştır. Göreve ilişkin özet bilgiler bu bölümde sunulmuştur [35].

- (i) INSPIRE (Interplanetary NanoSpacecraft Pathfinder In a Relevant Environment) uyduları, 2 uydu halinde, küp uyduların derin uzay ortamında performansını ve fonksiyonelliğini test etmek üzere Dünya'dan kaçış yörüngesinde görevlerini icra etmesi planlanmıştır.
- (ii) Kullanılan ekipmanların Ay görevleri, asteroid görevleri, kometler, dış gezegenler ve gezegen uydularında kullanım için kalifiye hale getirilmesi amaçlanmıştır.
- (iii) Derin uzayda uydular arası ve Dünya ile haberleşme testleri gerçekleştirmesi planlanmıştır.

INSPIRE görevine ilişkin görseller Şekil 2.6'da sunulmuştur.



Şekil 2.6 : Inspire uydularının mimarisi ve görev illüstrasyonu [36].

Sebebi detaylı olarak açıklanmasa da bu görev birkaç kez ertelenmiş ve format değişikliğine gidilerek yeniden tasarlanmıştır. Daha sonra MarCO görevlerinin planlanması ve uyduların fırlatılması ile INSPIRE görevi ikinci planda kalarak yeniden beklemeye geçmiştir.

2.3.1.3 OMOTENASHI

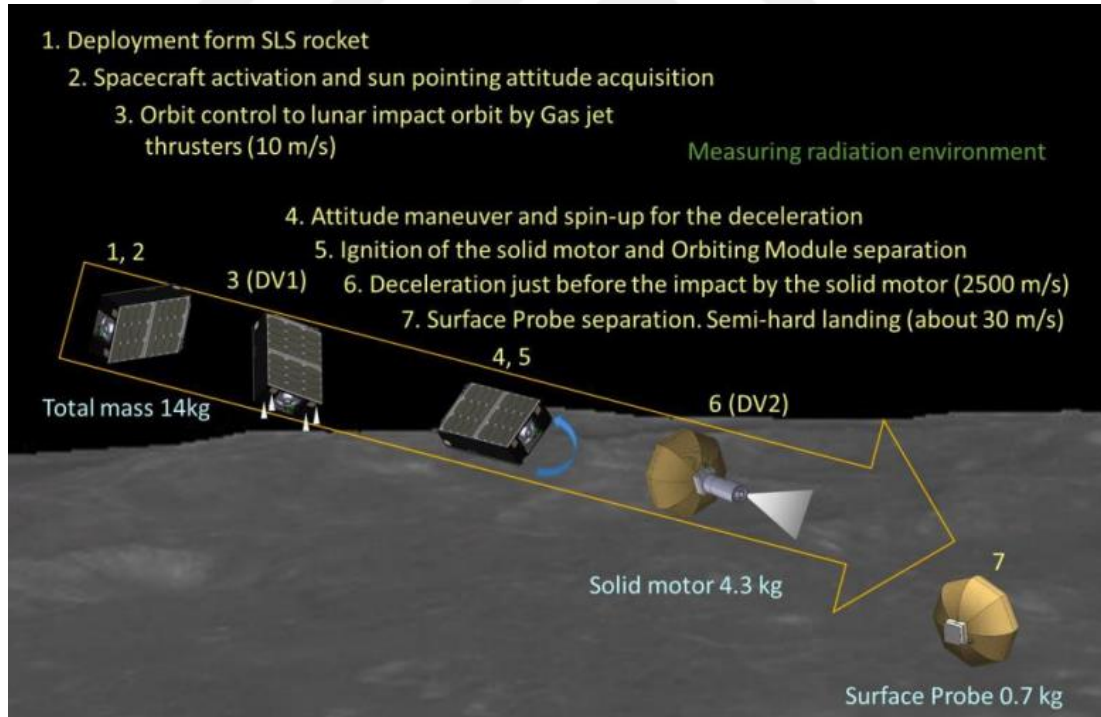
Japonya Uzay Araştırma Ajansı (JAXA) ve Tokyo Üniversitesi işbirliği ile 6U formunda tasarlanan OMOTENASHI (Outstanding MOon exploration TEchnologies demonstrated by Nano Semi-Hard Impactor) küp uydusu, Ay'a iniş yapan en küçük

uydu olma ünvanına sahip olacaktır. Büyük ölçekli insanlı ve insansız uzay görevleri öncesinde, gezegen ve uydu yüzeylerine iniş teknolojilerini test etmek üzere tasarlanan küp uydu, LEO yörüngesinin ötesinde radyasyon seviyesinin gözlenmesi görevini icra etmek üzere tasarlanmıştır.

OMOTENASHI uydu görevine ilişkin öne çıkan bazı özellikler şu şekildedir [37][38];

- Ay'a iniş yapan en küçük uzay aracı olacaktır
- 2019 yılında Space Launch System (SLS) ile fırlatılmak üzere seçilen 13 uydudan biridir
- Toplamda 2 yörünge manevrası ile hedefine ulaşacaktır
- Ay yüzeyine yaklaşık 200 metre kalana kadar azalan ivme ile yavaşlayacak ve daha sonra düşük dikey hızla Ay yüzeyine serbest düşüş yapacaktır
- Toplam görev süresi 5 gün olarak planlanmaktadır.

OMOTENASHI görevini anlatan görsel aşağıda verilmiştir;

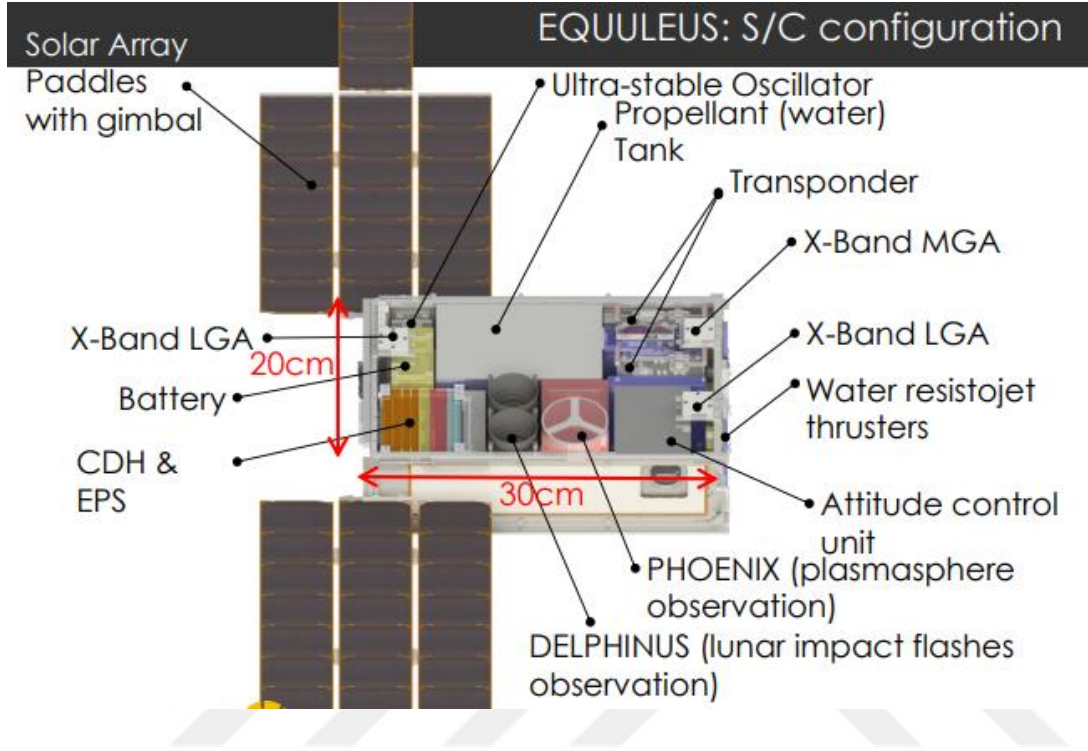


Şekil 2.7 : OMOTENASHI görev senaryosu [37].

2.3.1.4 EQUULEUS

6U formundaki EQUULEUS (EQUilibriUm Lunar-Earth point 6U Spacecraft) uydusu, JAXA ve Tokyo Üniversitesi'nin çalışmaları ile geliştirilen ve Dünya-Ay Lagrange

L2 noktasına ulaşacak en küçük uydu olacaktır. Uydunun başlıca hedefi, küp uydular ile yörünge manevra kabiliyetlerinin test edilerek derin uzay görevleri için kısıtlı delta-V (ΔV) ile yörünge kontrol tekniklerinin geliştirilmesidir. EQUULEUS uydusunun sistem mimarisine ilişkin görsel Şekil 2.8’de verilmiştir.

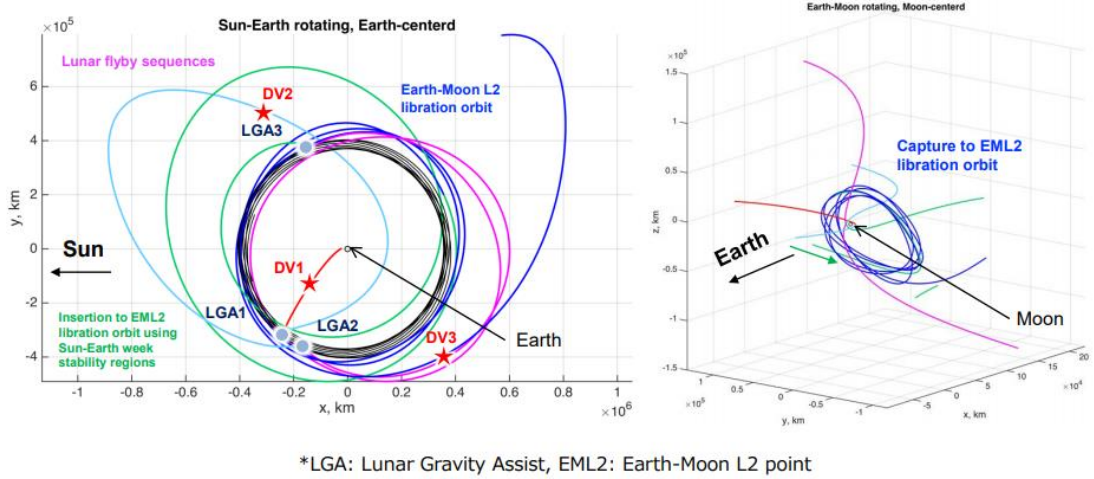


Şekil 2.8 : EQUULEUS uydusunun sistem mimarisi [37].

EQUULEUS uydusunun başlıca görevleri şunlardır;

- Güneş-Dünya-Ay bölgesi için geliştirilen yörünge kontrol tekniklerinin denenmesi
- Dünya yörüngesinin plazma ortamını gözlemlemek
- Ay yörüngesinde toz seviyesi ölçümlerinin gerçekleştirilmesi
- Opsiyonel olarak Ay’ın uzak tarafındaki yüzeyinin bölgesel olarak aydınlatılarak incelenmesi

Uydu için yaklaşık 6-8 aylık bir görev süresi öngörülmekte olup, yaklaşık 10 m/s’lik bir delta V ve çoklu Ay çekim etkisinin yardımını kullanarak 6 aylık bir uçuş süresinin ardından uydunun Dünya-Ay L2 noktasına ulaşması planlanmaktadır. EQUULEUS Uydusunun görev senaryosu uyarınca izleyeceği yörüngeye ilişkin görselleştirme aşağıda verilmiştir.



Şekil 2.9 : EQUULEUS görev senaryosu yörüngesi [38].

EQUULEUS uydusu da OMOTENASHI uydusu gibi ilk SLS fırlatması için seçilen 13 küp uydu arasında yer almıştır.

2.3.2 Biyolojik deney görevleri

1972 yılında gerçekleştirilen ve yaklaşık 12.5 gün süren Apollo 17 görevi, Ay'a gerçekleştirilen son insanlı görev olma özelliğini taşımaktadır. Günümüzde LEO'da yaklaşık 400 km'de yer alan UÜİ'de uzun süreli insanlı görevler icra edilse de Apollo 17 görevi, LEO ötesine gerçekleştirilen en uzun süreli insanlı görev olma özelliğini taşımaktadır [39]. Son yıllarda uzay turizminin ilgi çekici hale gelmesi ve bu alanda yapılan çalışmalar ile birlikte LEO ve Ay başta olmak üzere, Mars ve derin uzaya gerçekleştirilecek insanlı görevler için ciddi çalışmalar yapılmaktadır.

UÜİ'de bugüne kadar bir çok bitki türü yetiştirilmiştir, ancak derin uzay ortamında bu deneylerin sınırlı kaynaklar ve mümkünse ortam koşullarında elde edilecek kaynaklar ile daha kapsamlı olarak yürütülmesi için çeşitli görevler planlanmıştır. Son olarak 2018 yılının Aralık ayında Çin Uzay Ajansı tarafından fırlatılan, içinde bir kapalı kutu içerisinde patates, maya, meyve sineği yumurtaları ve toprak barındıran, Chang'e 4 uzay aracı 3 Ocak 2019 tarihinde Ay yüzeyine iniş yaptı. Ay yüzeyine inişten sonra Dünya'dan gönderilen komut ile sulanan tohumların filizlendiğine ilişkin veriler alındı ve böylece Ay yüzeyinde ilk bitki yetiştirme deneyi başarı ile başlatılmış oldu [40].

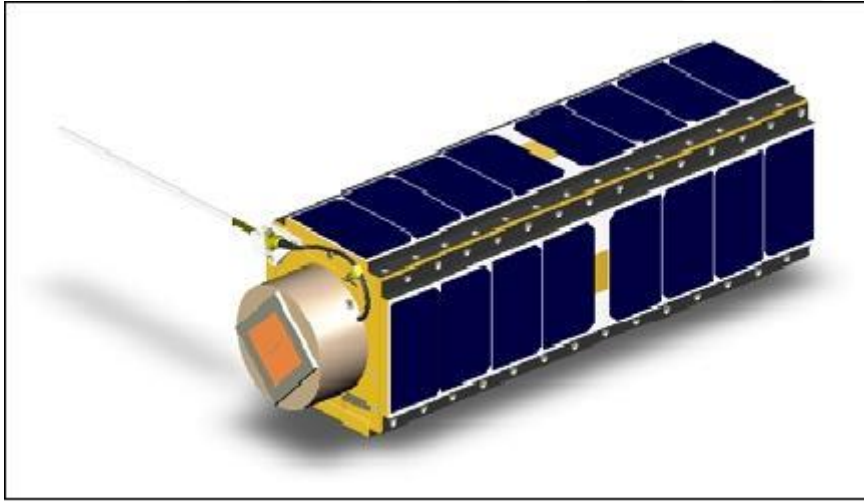
NASA, 2019 yılında başlatacağını duyurduğu bir dizi robotik uzay görevinin ardından Ay yüzeyine yaklaşık 46 yıl sonra yeniden insanlı görevler düzenleyeceğini duyurmuştur. Bu girişimin, gelecekte planlanan uzay keşifleri için gerekli

ekipmanların Ay yüzeyine kurulması, ileride kurulması olası uzay üssü için hazırlık aşaması oluşturması ve ticari firmalar tarafından başlatılan uzay turizmi faaliyetlerini desteklemesi planlanmaktadır [41].

Uzun süreli insanlı uzay keşif görevlerinde, uydu ve gezegen yüzeylerinde kurulacak kolonilerde astronotların ihtiyaç duyacağı besinlerin teminine yönelik alternatiflerin oluşturulması amacıyla canlı organizmalar kullanılarak bugüne kadar gerçekleştirilen ve gerçekleştirilmesi planlanan bazı örnek küp uydu görevlerine ilişkin bilgiler bu bölümde verilmiştir.

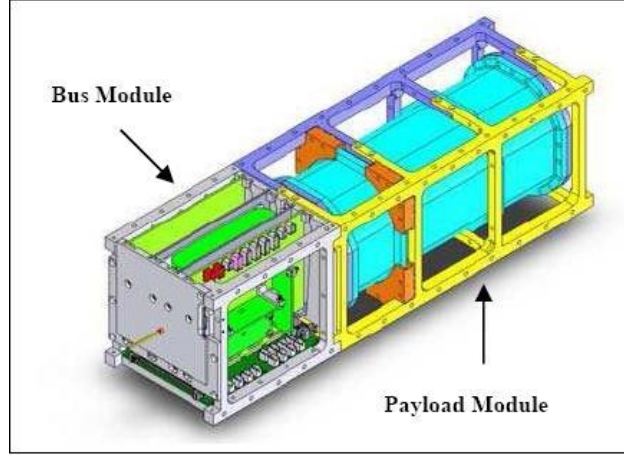
2.3.2.1 GeneSat-1

GeneSat-1 görevi ile, uzay ortamının insan üzerindeki etkilerini gözlemlemek üzere, içinde canlı organizma olarak bakterinin (maya) yer aldığı minyatür bir laboratuvar bulunan, 3U formunda bir küp uydu uzaya gönderilmiştir. 2006 yılında ikincil görev yükü olarak yaklaşık 400 kilometre irtifadaki LEO yörüngeye fırlatılan GeneSat-1 uydusunun mimarisini gösteren görsel Şekil 2.10'da verilmiştir.



Şekil 2.10 : GeneSat-1 uydusunun görseli [42].

GeneSat-1 uydusu, otonom olarak çalışabilen ve 3U küp uydu boyutlarında biyolojik uzay uçuşu deneyi icra etmek üzere tasarlanan bir biyolojik görev olarak literatürde yer almıştır. Üzerinde barındırdığı sensörler ve optik görüntüleme sistemleri ile genetik aktivitelerin takip edilerek uzay ortamının insanlı uçuşlar üzerindeki etkilerini gözlemlemeye yönelik deneyler gerçekleştirilmiştir. Uydu, görev süresince görev yükü sıcaklığını ± 0.5 derecede hassasiyetle sabit tutmaya yönelik tasarıma sahip olacak şekilde geliştirilmiştir. Uydu ayrıca radyasyon ortamı ve mikro yer çekimi ortamını ölçerek yer istasyonuna iletebilecek sensör kompleksine sahiptir.

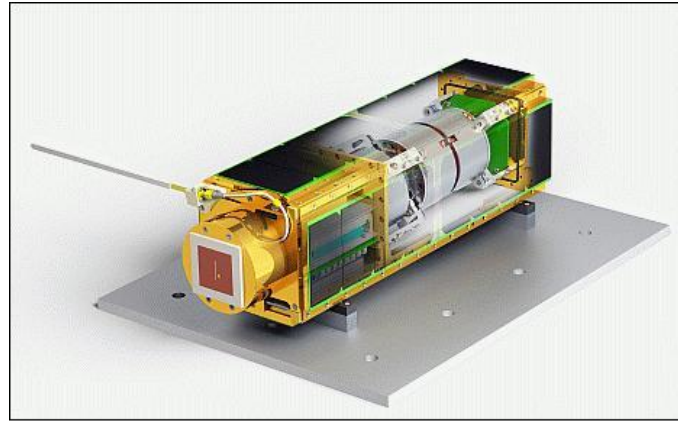


Şekil 2.11 : GeneSat-1 alt sistem mimarisi [42].

Bilim insanları ve akademisyenler tarafından kullanılmak üzere çok kısa zamanda ve çok düşük maliyetler ile tasarlanıp fırlatılan, görevlerini başarı ile yerine getiren GeneSat-1 uydusu, küp uydular ile önemli bilimsel görevler icra edilebileceğini kanıtladığı için bu çalışma kapsamında örnek olarak sunulmuştur [42][43].

2.3.2.2 PharmaSat

PharmaSat, GeneSat-1 görevinin devamı olarak görülen ve daha gelişmiş biyolojik sensörler kullanılarak geliştirilen küp uydudur. PharmaSat, düşük maliyet ile herhangi bir kaynak kullanmadan (UUİ) yerçekimsiz ortamda biyolojik testler gerçekleştirmiştir. PharmaSat uydusunun mimarisini gösteren görsel Şekil 2.12’de verilmiştir.



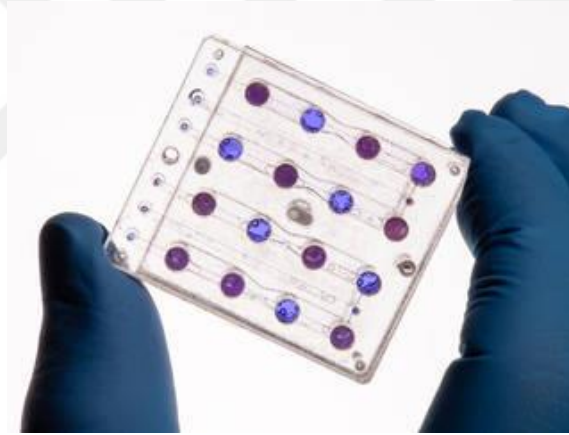
Şekil 2.12 : PharmaSat uydusunun görseli [44].

PharmaSat uydusu, uzayda gerçekleştirdiği deneyler süresince üzerinde barındırdığı optik sensörler ile görev yükü içerisinde bir kart üzerine bölmeler halinde yerleştirilen maya popülasyonunun sağlık bilgisi ve popülasyon boyutuna ilişkin bilgilerin elde edilmesini sağlamıştır.

PharmaSat uydusunda yer alan yaşam destek ünitesi, mayaların tüketebileceği şeker benzeri tüketim malzemelerini ve sıcaklık gibi çevresel koşulları kontrol etmekle görevlendirilmiştir. Sonuç olarak yerçekimsiz ortam etkisinin mayalar üzerinde yarattığı değişimi ve oluşan dirence ilişkin bilgiler izlenerek Dünya'ya iletilmiştir [44].

2.3.2.3 BioSentinel

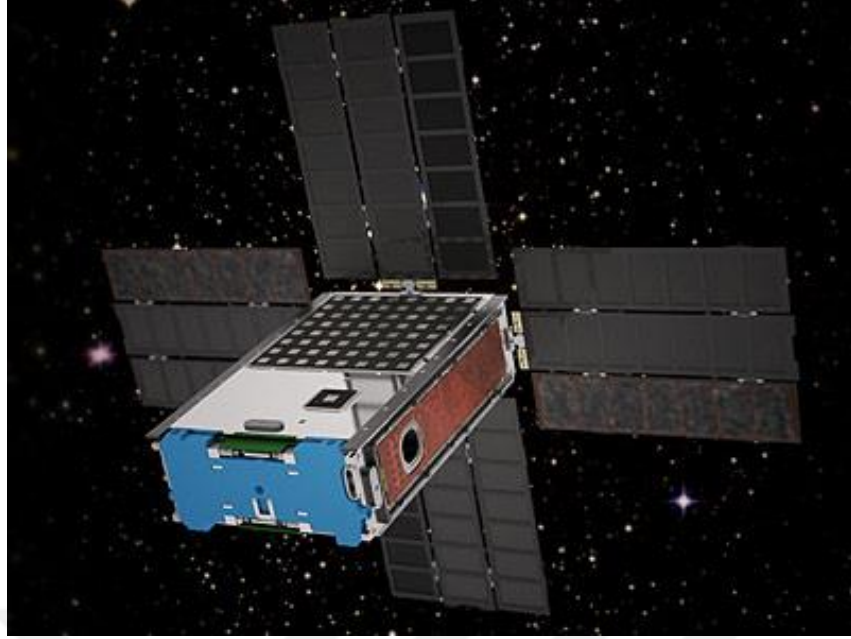
BioSentinel uydusu, NASA Ames tarafından temel uzay biyoloji görevlerini derin uzay ortamında icra etmek üzere geliştirilen 6U formundaki bir küp uydudur. Uydu, Ay etrafında flyby yaparak Güneş merkezli yörüngede gerçekleştireceği uçuşu ile LEO ötesinde icra edilecek uzun süreli ve insanlı görevlerde canlı DNA'ları (Deoksiribo Nükleik Asit) üzerinde meydana gelebileceği tahmin edilen olumsuz radyasyon etkilerini bir biyosensör ve maya gibi basit canlı organizmalar kullanarak tespit etmeyi amaçlamaktadır (Şekil 2.13). Aynı görevin, UUI için tasarlanan bir görev yükü ile tekrarlanması planlanmıştır.



Şekil 2.13 : BioSentinel görevinde kullanılan canlı organizmalar [45].

BioSentinel görevinin, Apollo 17 görevinden sonra canlı organizmaların LEO yörünge ötesine geçerek derin uzay ortamına gönderileceği ilk görev olarak planlanması açısından oldukça önemlidir. BioSentinel uydusunun mimarisini gösteren görsel Şekil 2.14'te verilmiştir.

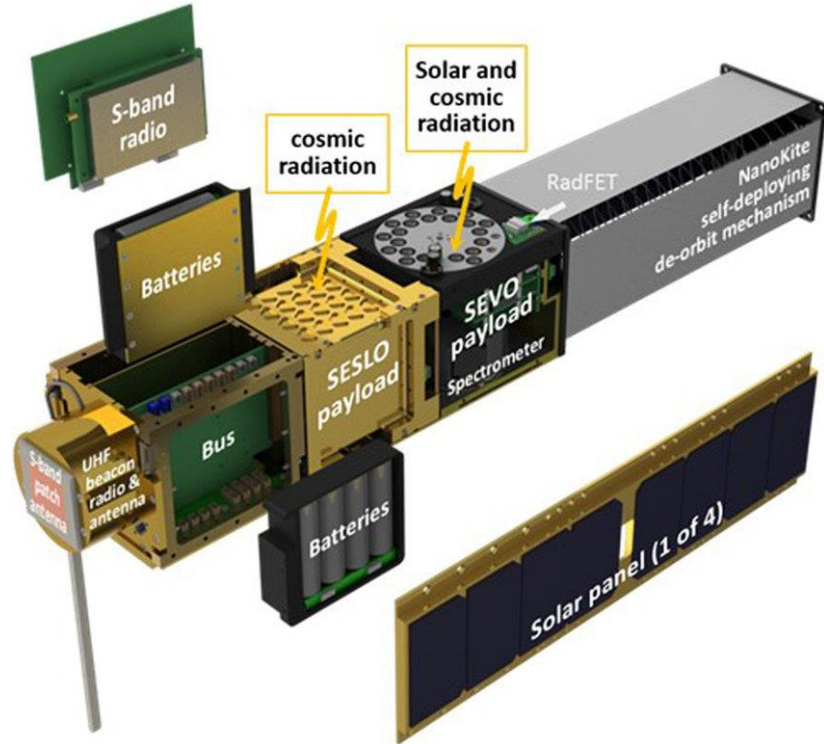
Fırlatılma süreci 2013 yılından itibaren çeşitli sebeplerle bir çok kez ertelenen uydunun son olarak 2019 yılında SLS'nin ilk uçuşu olacak Exploration Mission – 1 kapsamında uzaya gönderileceği belirtilmiştir. BioSentinel uydusu, yörünge planlaması dahilinde öncelikle Ay etrafında gerçekleştireceği yakın geçişin ardından Güneş'e 0.9 Astronomik Birim (AU) uzaklığındaki Güneş merkezli yörüngede görevini icra edecektir [45][46][47].



Şekil 2.14 : BioSentinel uydusunun görseli [47].

2.3.2.4 O/OREOS

O/OREOS görevi temelde canlıların varoluş hikayesini, evrimini ve evrendeki dağılımını sorgulayan temel sorulara cevap vermek üzere gerçekleştirilen bir astrobiyoloji görevidir. Görev, 2010 yılında fırlatılan uydunun yaklaşık 650 km irtifadaki LEO yörüngeye yerleştirilmesi ile hayata geçirilmiştir (Şekil 2.15).



Şekil 2.15 : O/OREOS uydusu görseli [49].

3U formundaki O/OREOS, NASA'nın otonom bir uydu ile birbirinden tamamen bağımsız iki bilimsel deneyi bir arada gerçekleştirdiği ilk görev olma özelliğine sahiptir. Bu deneylerden biri mikroorganizmaların uzay ortamına maruz kaldıklarında verdikleri tepkiyi ve adaptasyon seviyelerini gözlemlemek üzere, diğeri ise organik moleküllerin uzay ortamına dayanımını anlık olarak gözlemlemeyi amaçlamaktadır.

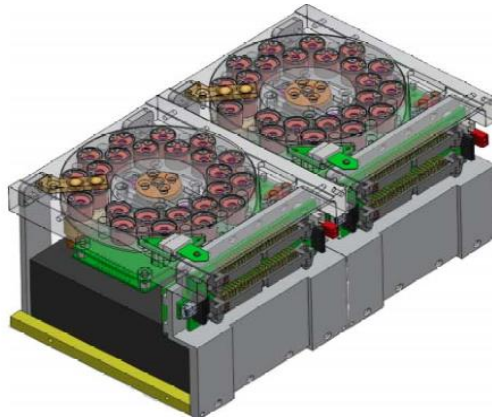
O/OREOS uydusu ile;

- (i) 6 ay süre ile farklı mikroplardan oluşan biyolojik organizmaların radyasyon ve mikro yer çekim ortamı başta olmak üzere uzay ortamına verdikleri tepkiyi ölçmek üzere geliştirilen sensörlerle donatılmış Space Environment Survivability of Live Organisms (SESLO) görev yükü ve deneyi,
- (ii) 4 farklı tip organik molekülün uzay koşullarına maruz kaldıklarındaki dayanımını gözlemlemek üzere geliştirilen Space Environment Viability of Organics (SEVO) görev yükü ve deneyi

icra edilecektir. Böylece, düşük maliyetli bir nano uydu platformu ile bilim insanlarının evrenin dört bir yanında bulmayı umut ettikleri organizmalar ve organik maddeler konusunda anlamlı bilgi sahibi olması amaçlanmıştır [48][49].

2.3.2.5 OREOCube

OREOCube (ORganics Exposure in Orbit cube) deneyi, 1U formunda (10cm x 10cm x 10cm) bir küp uydu görev yükü şeklinde tasarlanan ve UUI'de gerçekleştirilen bir biyolojik görevdir. OREOCube görevi, 2 adet 1U formunda biyolojik yükü halinde, UUI'de 12 ay süre ile LEO yörüngede uzay ortamına maruz kalan organik bileşiklerin, güneş radyasyonu ve kozmik radyasyon etkisine karşı verdikleri tepkiyi anlık olarak gözlemlemek üzere bir astrobiyoloji deneyi olarak gerçekleştirilmiştir.



Şekil 2.16 : OREOCube görev yükü görseli [50].

Ultra Viyole görünür ışık (UV-vis) spektrumunu gözlemlemek üzere spektrometre barındıran deney düzeneği, Güneş ışığını kaynak olarak Gözlemlenen bu etkilerden yola çıkarak organik maddelerin maruz kaldığı etkileri ve inorganik maddelerin tepkilerini araştırmak amacıyla görevini icra etmiştir. Deneyin bir diğer amacı da yaşamın kaynağının uzaydan çeşitli göktaşları aracılığıyla taşınım ile Dünya’da başladığını kabul eden Panspermia görüşünün dayanaklarını sorgulamaktır [50][51].

2.4 Proje ve Görev Gereksinimleri

Bu bölümde uydu sistem mimarisini oluşturmak ve görev tasarımını gerçekleştirmek üzere, literatür araştırmaları ve tasarım tanımlama dokümanları başta olmak üzere çeşitli kaynaklar ve proje temel özellikleri göz önünde bulundurularak hazırlanan gereksinimler maddeler halinde özetlenmiştir:

1. MASTERSAT uydusu, fırlatma araçları ve fırlatma arayüzleri ile uyumlu olacak şekilde 6U tasarım tanımlama dokümanına uygun olarak geliştirilecektir.
2. MASTERSAT uydusunun birinci aşama hedef yörüngesi, Dünya-Ay sisteminin Lagrange noktalarından L4 veya L5 olacaktır.
3. MASTERSAT uydusu, birinci aşama hedef yörüngesine ulaştıktan sonra Lagrange noktası etrafında 6 ay süre ile bilimsel görevini icra edecektir.
4. MASTERSAT uydusunun ikinci aşama hedef yörüngesi, transfer yörüngesine girerek Mars’a yakın geçiş yapmak ve derin uzaya yolculuk olacaktır.
5. MASTERSAT uydusu ikinci aşama hedef yörüngesine doğru yola çıktıktan sonra 18 ay süre ile bilimsel görevini icra edecektir.
6. MASTERSAT, görev yükünden elde edilecek verileri ve alt sistem sağlık bilgilerini, güç bütçesi gözetilerek, planlanan zamanlarda Dünya’da bulunan yer istasyonuna iletecektir.
7. MASTERSAT uydusu, yörünge operasyonlarını ve görevleri yönetmek üzere en az 3 temel yazılım moduna ve ilgili yazılım kiplerine sahip olacaktır.
8. MASTERSAT uydusu, alt sistemler ve görev yükü tarafından ihtiyaç duyulan enerji ihtiyacını karşılamak üzere açılabilir güneş panellerine sahip olacaktır.
9. MASTERSAT uydusu, haberleşme ve güç üretim ihtiyaçlarını karşılamak üzere uydu yönelimini 3 ekseninde, 5 dereceden daha iyi bir hassasiyet ile aktif olarak kontrol edecek yönelim belirleme ve kontrol alt sistemine sahip olacaktır.

10. MASTERSAT uydusu, birinci aşama ve ikinci aşama hedef yörüngelere ulaşmak üzere yaklaşık 1000 m/s delta V sağlayacak itki alt sistemine sahip olacaktır.
11. MASTERSAT uydusunda toksik özelliklere sahip malzemeler kullanılmayacaktır.
12. MASTERSAT uydusu, yüksek veri hızlarında haberleşmeye imkan tanıyacak şekilde X bant ve/veya S bant ile iki yönlü haberleşmeye imkan tanıyan bir haberleşme alt sistemine sahip olacaktır.
13. MASTERSAT uydusu, yörünge operasyonlarını yönetmek ve uydu yazılımını koşturmak üzere yüksek işlem gücüne ve radyasyon dayanımına sahip bir uydu görev bilgisayarına sahip olacaktır.
14. MASTERSAT uydusu ile hedef yörüngelerde elde edilen verilerin ve sağlık bilgilerinin elde edilmesinde kullanılacak, madde 12’de belirtilen haberleşme frekansları ile uyumlu bir yer istasyonu kullanılacaktır.
15. MASTERSTAT uydusu, madde 1’de tanımlanan tasarım gereksinimine ek olarak fırlatma aracı ile madde 2 ve madde 4’te belirtilen uzay ortam koşullarına uygun olarak prototip-uçuş (protoflight) modeli için çevresel testlere dayanıklı olacak şekilde geliştirilecektir.
16. MASTERSAT uydusunun alt sistem ve görev yüklerinin güç tüketimi, uydu tarafından üretilebilecek en fazla güç üretim değeri olan 28 W değerinden daha düşük olacaktır.
17. Planlanan görev çerçevesinde meydana gelebilecek olumsuzlukları önlemek ve yönetmek üzere risk yönetimi ve güvenilirlik analizi konularında ön değerlendirme ve yönetim planı hazırlanacaktır.

2.5 Görev Yüğü Gereksinimleri

Bu bölümde, planlanan görev uyarınca konsept tasarımı gerçekleştirilecek uydu görev yüğü mimarisini oluşturmak üzere belirlenen görev yüğü gereksinimleri verilmiştir:

1. MASTERSAT uydusunun Görev Yüğü, fırlatma araçları ve fırlatma arayüzleri ile uyumlu olacak şekilde 2U’luk hacmi geçmeyecek şekilde geliştirilecektir.
2. Görev Yüğü, en az 24 ay boyunca dışarıdan herhangi bir kaynağa ihtiyaç duymayacak şekilde mutualist yaşam örneği gösterecek canlılardan oluşan kapalı bir ekosistem halinde tasarlanacaktır.

3. Görev Yüğü, transfer süresince 6 aya kadar kapalı durumda olabilecek şekilde tasarlanacaktır.
4. Görev Yüğü ve içerisinde yer alan ekipmanlar için toplam ortalama güç tüketim değeri en fazla 2.5 W olacaktır.
5. Görev Yüğü ve içerisinde yer alan ekipmanlar için toplam kütle değeri en fazla 2000 ± 200 g olacaktır.
6. Görev Yüğü, 2 yıllık görev ömrü göz önünde bulundurularak, Genel-Görev Gereksinimleri madde 1’de tanımlanan tasarım gereksinimine ek olarak fırlatma aracı ile madde 2 ve madde 4’te belirtilen uzay ortam koşullarına uygun olarak prototip-uçuş (protoflight) modeli için çevresel testlere dayanıklı olacak şekilde geliştirilecektir.
7. Görev Yüğü, içerisinde bulunan canlı organizmaların yaşamsal faaliyetlerinin ölçülmesi amacıyla çeşitli sensörlerden oluşan bir sensör kompleksine sahip olacaktır.
8. Görev Yüğü, içerisinde bulunan canlı organizmaların yaşamsal faaliyetlerinin denetlenmesi amacıyla görsel takip gerçekleştirmek üzere bir kamera sistemine sahip olacaktır.
9. Görev Yüğü, uzay ortamının radyasyon etkisini ölçmek üzere radyasyon ölçüm cihazlarına sahip olacaktır.
10. Görev Yüğü, içinde barındırdığı canlı organizmaların yaşamsal faaliyetlerinin devamını için stabil bir ısı ortam yaratmak adına ısıtıcı ve soğutucu sistemlere ve kontrol mekanizmasına sahip olacaktır.

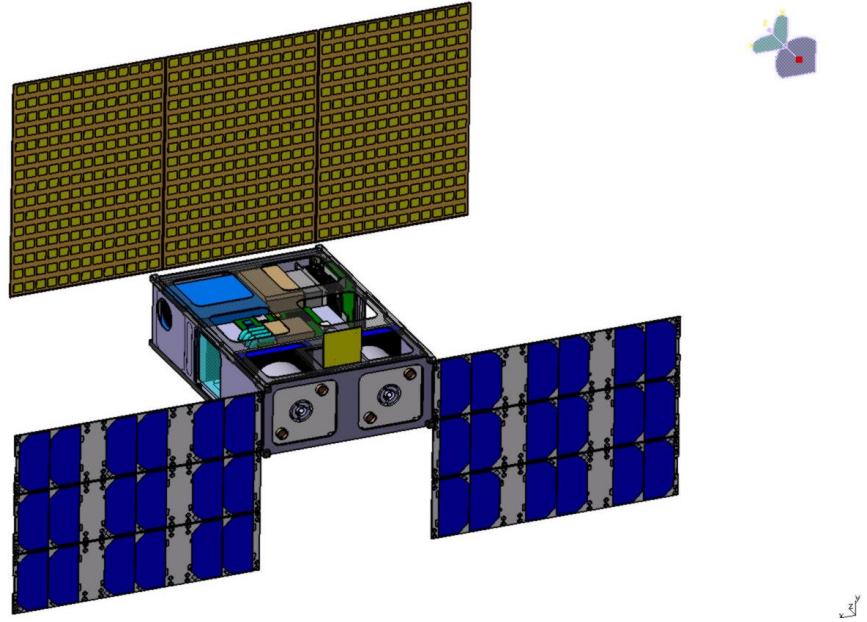


3. UYDU SİSTEM TASARIMI

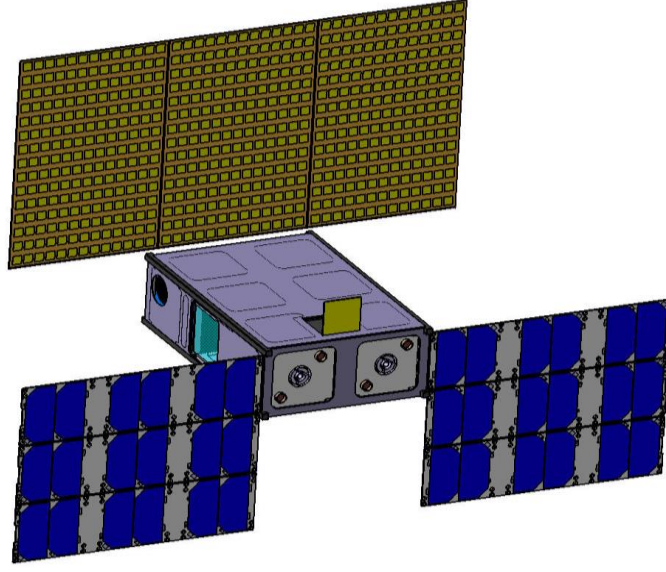
3.1 Sistem Mimarisi

MASTERSAT uydusunun sistem mimarisi, proje, görev ve görev yükü gereksinimleri göz önünde bulundurularak literatür küp uydu görevlerinin ve küp uydularda kullanılan alt sistemlerin incelenmesi ile oluşturulmuştur. Her bir alt sistem için küp uydu marketinde yer alan ürünler ve ürün tedarikçilerine ilişkin araştırma yapılmıştır. Ürün tedarikçileri ile iletişime geçilerek ürünler hakkındaki bilgiler toplanmış ve değerlendirme için küp uydu alt sistem veritabanı oluşturulmuştur. Bu veritabanı içerisinde en uygun alt sistemin seçimi için getir-götür analizleri gerçekleştirilmiş ve bu çalışma kapsamında önerilen konsept görev tasarımı için MASTERSAT uydu sistem mimarisi ortaya çıkartılmıştır.

Yapılan araştırmalar, getir-götür analizleri ile seçilen alt sistemler ve konsept tasarımı gerçekleştirilen görev yükünden oluşan MASTERSAT uydusunun nihai sistem mimarisine ilişkin katı model gösterimi Şekil 3.1 ve Şekil 3.2’de verilmiştir.



Şekil 3.1 : MASTERSAT uydu sistem mimarisi (yörünge konfigürasyonu, açık gösterim).



Şekil 3.2 : MASTERSAT uydu sistem mimarisi (yörünge konfigürasyonu, kapalı gösterim).

3.2 Getir Götür Analizi ve Uygun Alt Sistemlerin Seçimi

Bu bölümde, uydu alt sistemlerinin icra edeceği temel görevler, bu görevleri icra etmek üzere MASTERSAT uydusunda yer alacak uygun alt sistemlerin getir götür analizi yapılarak seçilmesi ve takip eden bölümlerde uydu sistem mimarisinin genel tasarımı konusunda bilgiler verilmiştir.

Bu çalışmada konsept görev tasarımı sunulan MASTERSAT uydusunun alt sistemleri, kullanım için en uygun ürünleri seçebilmek için getir götür analizi ile belirlenmiştir. Getir götür analizi, ürünlerin sahip oldukları teknik özellikler, verimleri, uzay tarihçeleri, uydu sistemi ile uyumu ve uydunun kütle – hacim kısıtlamasına uygunluk gibi kriterler göz önünde bulundurularak yapılmıştır.

Uygulanan getir götür analizi için basitleştirilmiş adımlar şu şekildedir [52];

- Problemin belirlenmesi
- Çözüm için sınırların belirlenmesi
- Alternatif ürünlerin listelenmesi
- Değerlendirme kriterlerinin belirlenmesi
- Ağırlık faktörlerinin belirlenmesi
- Normalleştirme ölçeğinin belirlenmesi
- Alternatifler için değerlendirme kriterlerine göre puanlamanın yapılması
- Sonuçların listelenmesi

Getir götür analizlerini gerçekleştirebilmek için ortak problem, bu çalışma kapsamında konsept tasarımı sunulan görev kapsamında 6U'luk bir küp uyduda kullanıma en uygun alternatif ürünün belirlenmesi olarak seçilmiştir. Çözüm için sınırlar, 6U formundaki küp uydu sistem tanımlamaları dokümanı ve planlanan yörüngelerde 2 yıl süre ile icra edilecek bir görev referans alınarak belirlenmiştir [8]. Bu kapsamda her bir alt sistem için küp uydu marketinde hazır olarak bulunan ürünler incelenmiş ve alternatif ürünler belirlenmiştir. Her alt sistem, tarihçe, güç tüketimi, kütle ve hacim gibi ortak değerlendirme kriterlerine sahip olmak ile birlikte, kendilerine has değerlendirme teknik kriterlerine de sahiptir. Bu kriterler, alt sistemlerin icra edecekleri görevler ve alt sistem mimarisinin özellikleri ile ilgili olup, alt sistem başlıklarında ilgili bölümlerde açıklanmıştır. MASTERSAT uydusunda kullanılması planlanan sistemlerin öncelikli olarak uzay tarihçesine sahip olması ve derin uzay görevlerinde kullanıma uygun olması ve uydu kütle – hacim açısından uydu içi yerleşime uygun olması beklenmiştir. Alt sistemler için değerlendirme kriterlerinin belirlenmesinin ardından, her bir değerlendirme kriteri için toplamda yüzde yüze (veya 1 tam sayıya) tamamlayacak şekilde değerlendirme kriterlerinin birbirlerine göre ne kadar önemli olduğunun ölçütü olan ağırlık faktörleri belirlenmiştir. Alt sistem alternatiflerini puanlamaya geçmeden önce, değerlendirme kriterlerinin her biri için sayısal bir değer belirlenmesine yardımcı olan sabit bir aralık skalası oluşturulmuştur (normalleştirme skalası). Gerçekleştirilen getir götür analizleri için normalleştirme skalası, en iyiye 10 verilecek şekilde 1-10 olarak belirlenmiştir.

MASTERSAT uydusununda kullanılabilecek en uygun alt sistem seçimleri için derin uzay görevinin isterlerini karşılayabilme ihtimali olan rafta hazır ticari ürünler ve bu sistemlerin teknik özellikleri bir araya getirilmiştir. Bu seçenekler içerisinde en ideal olanını bulmak için belirlenen değerlendirme kriterleri, ağırlık faktörleri ve normalleştirme skalaları kullanılarak getir götür analizi yapılmıştır. Alt sistem getir götür analizlerinde her bir değerlendirme kriteri için normalleştirme skalalarına göre puanlandırma yapılmıştır. Her bir puanlama değerinin, belirlenen ağırlık faktörleri ile çarpımlarının toplanması sonucu her bir ürün için ağırlıklı katsayılı toplam skor belirlenmiştir [53]. Alt sistem seçenekleri içerisinde en yüksek skor alan ürün MASTERSAT uydusunda kullanılmak üzere seçilmiştir.

3.3 Yapı, Isıl Kontrol ve Mekanizmalar Alt Sistemi

3.3.1 Uydu Yapısı

Bu çalışmada konsept tasarımı gerçekleştirilen uydu görevini icra edecek MASTERSAT uydusunun, uydu alt sistemlerini bir arada tutmak ve özellikle fırlatma araçlarının sebep olduğu dış etkilerden korumak üzere, fırlatma aracından gelecek yük seviyelerine dayanıklı Yapı, Isıl Kontrol ve Mekanizmalar Alt Sistemi bulunacaktır. Alt sistemlerin uydu içerisinde dizilimi ve yerleşimi, yapı sisteminin fonksiyonelliği kullanılarak gerçekleştirilecektir. Anten ve güneş paneli gibi açılabilir ve hareketli mekanizmalar, yapı sistemi üzerine entegre edilecektir.

Kullanılacak 6U formundaki küp uydu yapısı, alt sistemlerin entegrasyon kolaylığını ve entegrasyon sonrası testler sırasında alt sistemlere erişimini kolay bir şekilde sağlamak üzere modüler olmalı ve küp uydu standartlarına uygun olarak, fırlatma arayüzü içerisine yerleşimi sorunsuz olarak sağlayabilecek nitelikte olmalıdır. Farklı fırlatma araçları kullanılması durumlarında maruz kalınacak yüklere karşı dayanıklı olmalı, yeterlilik ve kabul testleri ile bu dayanımı doğrulanmalıdır.

6U formundaki küp uydu yapısı, uydu görev yüklerinin ve alt sistemlerinin yerleşimini sağlamak üzere uygun tasarıma sahip olmalıdır. Bu doğrultuda piyasada yaygın olarak kullanılan küp uydu yapısı tedarikçileri incelenmiş ve önde gelen ürünlerin sahip olduğu özellikler ve uygun ürünün seçimi için gerçekleştirilen getir götür analizi sonucu 0'de verilmiştir [54][55][56][57][58].

Küp uydu marketinde yer alan 6U formunda küp uydu yapısı tedarikçileri araştırılmış ve MASTERSAT uydu görevi için en uygun olan 5 (beş) alternatif ürün detaylı olarak incelenmiştir. Belirlenen ürünlerin teknik özelliklerinin yer aldığı bir tablo oluşturulmuş ve uygun ürünün seçimi için getir-götür analizi gerçekleştirilmiştir. Yapılan değerlendirme sonucu ağırlıklı katsayı ile en yüksek skoru alan alt sistem ISIS firmasının 6U formundaki küp uydu yapısı olmuştur.

Çizelge 3.1 : 6U’luk uydu yapısı seçimi için getir götür analizi.

No	1		2		3		4		5	
Firma		GomSpace [54]		ISIS [55]		Space Mind [56]		EnduroSat [57]		Pumpkin [58]
Görsel	SKOR		SKOR		SKOR		SKOR		SKOR	
Model Adı	8.40	6U Nanosatellite Structure	8.60	6-Unit CubeSat structure	7.80	SM06 6U Cubesat Structure	7.40	Cubesat 6U Structure	7.00	6U SUPERNOVA Structure Kit
Boyutlar	9	Dış; 340.5 x 226.3 x 100.0 mm	9	İç; 96 x 96 x 89.4 mm (1U) Dış; 340.5 x 226.3 x 100.0 mm	9	Dış; 366.0 x 226.3 x 100.0 mm	9	Dış; 366.0 x 226.3 x 100.0 mm	7	Dış; 365.0 x 239.2 x 105.6 mm
Kütle	8	Sadece Yapı: 731 g Toplam: 1060 g	8	Sadece Yapı: 900 g Toplam: 1100 g	8	Sadece Yapı: 698 g	8	Toplam: 908 g	6	Toplam: 1640 g (kalkanlama hariç)
Özellikler	9	* Modüler tasarım * 4x kill switch * Panel, anten ve dış sistemler için için montaj delikleri * Yatay ve dikey mimariye uygun * Rod montajı için delikler	10	* Modüler tasarım * Panel ve antenler için montaj delikleri * Farklı PCB boyutları ile uyumlu * Ek kalkanlama opsiyonu * 2x kill switch * Yatay ve dikey mimariye uygun	9	* 2x kill switch * Montaj delikleri * Farklı PCB boyutları ile uyumlu * Farklı boyutlar için uyumlandırılabilir * Yatay ve dikey mimariye uygun	8	* 4x kill switch * Farklı boyutlar için uyumlandırılabilir * Montaj delikleri	10	* Planetary Systems Corp. (PSC) ile uyumlu * Montaj delikleri * Yatay ve dikey mimariye uygun * 10 kg üzeri kütle taşıyabilir * RF kalkanlama
Malzeme	7	Aluminyum 7075	7	?	7	?	7	Aluminyum 6061 / 6082	7	Aluminyum 7071
Tarihçe	9	TRL 9	9	TRL9	6	TRL 6 (JX-ESPC-101133-B ve ECSS-E-ST-10-03 ile kalifiye)	5	TRL 5 (ECSS-E-ST-10-03C ve GSFCSTD-7000A ile kalifiye)	5	TRL 5 (ECSS-E-ST-10-03C ve GSFCSTD-7000A ile kalifiye)
AĞIRLIK KATSAYILI TOPLAM SKOR		8.6		8.95		7.85		7.25		7.35
										1.00

Değerlendirmeye alınan ve seçilen ürünlere ek olarak, proje kapsamında kullanılabilecek yerli küp uydu yapısı ürünleri de bulunmaktadır. 1U, 2U, 3U, 6U veya talep edilen diğer formlarda özel küp uydu yapısı ürünleri tedarik edebilecek yerli bir firma olan Gümüş Uzay Savunma Havacılık firmasının n-ART ST uydu yapısı ürünleri de bu proje kapsamında değerlendirilebilecek alternatifler arasına eklenmiştir. n-ART ST standart olarak 1U, 2U ve 3U formlarında tedarik edilmekte olup, talep edilmesi halinde getir götür analizi tablosunda yer alan ürünler ile benzer özellikler taşıyan 6U formundaki n-ART ST 6U ürünü de temin edilebilmektedir [59]. n-ART ST ürünü, gerçekleştirilen getir götür analizinin objektifliği açısından alternatifler arasında doğrudan gösterilmeyerek kapsam dışında tutulmuştur.

3.3.2 Isıtıcılar & Soğutucular

Uzay ortamında uydunun maruz kalacağı düşük ve yüksek sıcaklıklar, uydu alt sistemlerinin operasyonu için istenmeyen etkilerin oluşmasına sebep olabilecektir. Alt sistemlerin tasarımsal olarak en uygun seviyede çalışacağı sıcaklık aralıkları vardır. Alt sistem sıcaklıklarını en uygun seviyelerde tutmak üzere uydularda ısı kontrol alt sistemi bulunur. Uydunun Güneş gören yüzeylerinde meydana gelecek ısınmanın alt sistem sıcaklıklarını yükseltici etkisini önlemek üzere ve gölge durumunda sıcaklık seviyesinin düşerek özellikle pil gibi kritik alt sistemlerin etkilenmemesini sağlamak üzere ısı kontrol alt sistemi görev yapacaktır.

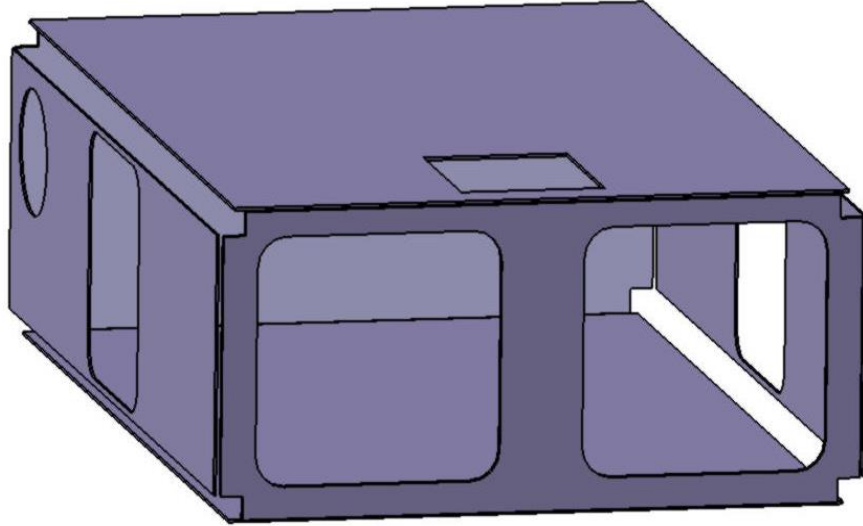
Isıl kontrol alt sistemi, küp uydular için genellikle çok daha basit seviyede özelliklere sahip olur. Uydu alt sistemlerine, alt sistemleri saran yapı üzerine veya güneş panellerinin altına yerleştirilecek alüminyum kalkanlama ve pil gibi kritik alt sistemlere yerleştirilecek ısıl battaniye, radyatör veya soğutucu blok tasarımları ile küp uyduların ısıl dengesi sağlanabilir.

MASTERSAT uydusunda ısıl dengenin sağlanması gereken kritik sistemler pil ve görev yüküdür. Canlı organizmaların faaliyetlerinin devamı için soğuk durum düşünülerek görev yükü sistemine ısıtıcılar eklenmesi gerektiği düşünülmüştür. Bu doğrultuda konsept tasarımda bölgeler ayrılmıştır (Şekil 4.8).

Pil sıcaklıklarının kontrolü için, tedarik edilen pil alt sisteminin dahili ısıtıcıları kullanılacaktır. Panel yüzeylerinin altında yer alan kısımlar için analizler sonucu ihtiyaç duyulması halinde kalkanlama yapılabilir.

3.3.3 Radyasyon Kalkanı

MASTERSAT uydusunda kullanılan alt sistemlerin küp uydu marketinde RAHAT ürün üreticilerinden tedarik edilmesi planlanmıştır. Bu ürünler genellikle LEO’da görev icra etmek üzere radyasyon dayanımı yüksek olmayan maliyet etkin sistemlerdir. Dolayısıyla, derin uzay ortamında görev icra edecek MASTERSAT uydusu için alt sistemleri radyasyon etkisinden korumak üzere her bir alt sistemin tedarik sürecinde seçenekli olarak sunulduğu takdirde elektronik komponentleri koruyucu kapaklara sahip olması veya uzay tarihçesi olan, nispeten güvenilir alt sistemlerin tercih edilmesi gerekmektedir. Radyasyon kaynaklı risklerin azaltılması yazılımsal korumalar ile ve alt sistemleri çevreleyen yapı üzerine ayrıca bir alüminyum kalkanlama kullanılması ile mümkün olabilir. Bu doğrultuda MASTERSAT uydusunda yer alacak alt sistemleri çevreleyen yapı üzerine radyasyona karşı alüminyum kalkanlama yapılması uygun olacaktır. Planlanan nihai yörünge konfigürasyonu ve görev süresi uyarınca çeşitli analiz yazılımları kullanılarak maruz kalınacak radyasyon etkisinin tespit edilmesi ile tasarlanacak kalkanın alüminyum ve yüksek yoğunluklu metaller olan tantalum, tungsten vb. malzeme içeriği ve kalınlığı belirlenebilir. Uydu alt sistemlerinin radyasyondan koruyacak bir kalkan tasarımı gerçekleştirilmiş ve uydu etrafını çevreleyen yüzeylere yerleştirilmiştir (Şekil 3.3).



Şekil 3.3 : Radyasyon etkisine karşı tasarlanan kalkan.

3.4 Elektrik Güç Alt Sistemi

Küp uydularda elektrik güç alt sistemi (EGS) pil, güneş panelleri ve güç yönetim kartı olmak üzere 3 temel ekipmandan oluşmaktadır.

Bu bölümde elektrik güç alt sistemi bileşenlerinin görevleri hakkında bilgi verilmiş ve piyasada bulunan ürünler ile getir-götür analizleri yapılarak, hazırlanan konsept görev önerisinde kullanılmak üzere 6U'luk uydu formu için en uygun sistemler belirlenmiştir.

3.4.1 Güç yönetim kartı

EGS'yi oluşturan pil ve güneş panellerinin koordinasyonunu sağlamak, uydu sisteminin güç yönetimini gerçekleştirmek ve gerekli korumaları sağlamak üzere güç yönetim kartına ihtiyaç duyulmaktadır. Güç yönetim kartının başlıca görevleri güneş panelleri aracılığıyla üretilen enerjinin regüle edilerek pil üzerinde depolanmasına imkan sağlamak, alt sistemlerin çalışması için gerekli güç dağıtımını yaparak ana güç hatlarını beslemek ve ihtiyaç duyulduğu durumlarda pillerde depolanan enerjinin regüle edilerek ana güç hatlarına verilmesi ile alt sistemlerin güç ihtiyacını karşılamaktır.

Nihai uydu sistem konfigürasyonu uyarınca güneş panelleri aracılığıyla üretilen gücün dağıtımı ve depolanması için yeterliliğe sahip bir güç yönetim kartı seçimi yapılmalıdır. Küp uydu marketinde yer alan ve yaygın olarak kullanılan başlıca güç yönetim kartları incelenmiş ve teknik özellikleri Çizelge 3.2'de verilmiştir [60][61][62][63][64][65].

Küp uydu marketinde yer alan güç yönetim kartı tedarikçileri araştırılmış ve MASTERSAT uydu görevi için en uygun olan 4 (dört) alternatif ürün detaylı olarak incelenmiştir. Belirlenen ürünlerin teknik özelliklerinin yer aldığı bir tablo oluşturulmuş ve uygun ürünün seçimi için getir-götür analizi gerçekleştirilmiştir. Yapılan değerlendirme sonucu ağırlıklı katsayı ile en yüksek skoru alan alt sistem Clyde Space firmasının güç yönetim kartı ve pilinden oluşan entegre modülü olmuştur. Seçenekli olarak sunulan bu modül, güç yönetim kartı ve pil ürünlerini birlikte sunsa da bu kısımda yalnızca güç yönetim kartı değerlendirmeye alınmış ve pil için ayrıca bir getir-götür analizi yapılmıştır.

Çizelge 3.2 : Elektrik güç yönetim kartı seçimi için getir-götür analizi.

No	1	2	3	4	
Firma Adı	Gom Space [61]	German Orbital Systems [62]	Clyde Space [63][64]	NanoAvionics [65]	
Görsel					Ağırlık katsayısı
Model Adı	8.64 NanoPower P60 (PDU+ACU+Dock)	8.45 GOS CUBESAT EPS	8.91 CS High Power Bundle C: EPS + 80Whr Battery	8.73 NanoAvionics Power Supply System EPSH	
Besleme Gerilimi	9 16 V'a kadar veya 32 V'a kadar	8 16 V'a kadar	9 7.4 V - 30 V	8 18 V'a kadar	0.05
Çıkış Gerilimi	9 3 Opsiyonel Çıkış Gerilimi: 3.3V, 5V, 8V, 12V, 18V, 24V (2A) Pili gerilimi: 16V / 32V	7 3.3V, 5V (2A / 4A) (regüleli) Vbat (regülesiz)	8 3.3V, 5V, 12V (regüleli) Vbat (regülesiz)	9 3.3V, 5V, 3-18V (3A - 4A) (regüle) 6.4V - 8.4 V (regülesiz)	0.15
Boyutlar	8 92x88.9x30.4 mm	10 96x91x14 mm	10 95x90x17.25 mm	9 92.9x89.3x25 mm	0.05
Kütle	8 191 g	10 71 g	9 148 g	8 195 g	0.05
Özellikler	10 - MPPT özelliği - Akım ve gerilim korumaları - Pili durum, akım ve gerilim ölçüm sensörleri - ISS insanlı uçuşlar için uygun - Anotlanmış alüminyum ısı ve EMI kalkanı - RBF ve Kill switch arayüzü - 9x güneş paneli desteği	9 - 3U'ya kadar optimum - Pili durum sensörü - Kontrolcü arayüzü - Anten sistemi arayüzü - 6x güneş paneli desteği - PC104 uyumlu - RBF ve Kill switch arayüzü - 2x anten açma sistemi arayüzü	10 - 12U'ya kadar uygun - Açılabilir paneller için uygun - MPPT özelliği - Akım ve gerilim korumaları - Pili Şarj Regülatörleri - ISS insanlı uçuşlar için uygun	9 - Akım ve gerilim korumaları - Pili durum sensörü - Entegre ısıtıcılar - Aktif pili balansı - PC104 uyumlu - 8x güneş paneli desteği - Kill switch arayüzü - Dahili RTC	0.15
Performans	8 - Programlanabilir akım sınırlayıcı (1A / 2A) - ~%90 regülatör verimi - 0.6 W güç tüketimi	8 - Her bir panel için 7.5W güç - 8 kanallı akım ve gerilim sınırlayıcı	9 - ~%90 regülatör verimi - 1x34W regülesiz pili gücü - 1x22.5W (5V) - 1x15W (3.3V) - 1x18W (12V) - 1x3W BCR, 8x12W BCR	9 - ~%96'ya kadar regülatör verimi - 175 W'a kadar çıkış gücü (regülesiz) - RBF ve kill switch opsiyonu - 20 W çıkış gücü (regüleli) - 0.15 W güç tüketimi	0.15
Pili Opsiyonu	7 - Yok - Pili bağlantı arayüzü mevcut	8 - Yok - 2x pili bağlantı konnektörü	9 - 30 Whr (3900 mAh, 6 - 8.4V) - 40 Whr (5200 mAh, 6 - 8.4V) - 80 Whr (10400 mAh, 6 - 8.4V)	10 - 161 Whr'a kadar kapasiteli pili	0.05
Çalışma Sıcaklığı	9 -40 C / +80 C	9 -40 C / +80 C	9 -40 C / +85 C	8 - ?	0.05
Testler	9 - 20 kRad(Si) - çevresel testler - ISS insanlı uçuş kabul testi	7 - çevresel testler	9 - ISS insanlı uçuş kabul testi - 10 krad radyasyon testi - çevresel testler	8 - 20 krad radyasyon testi - NASA GEVS çevresel testler	0.1
Arayüz	9 CAN, I2C, CSP ve GOSH	8 I2C, CAN, UART	7 I2C, USB	9 CAN, SPI, UART, I2C, CSP USB, UART	0.05
Tarihçe	9 TRL 9	9 TRL 9	9 TRL 9	9 TRL 9	0.15
AĞIRLIK KATSAYILI TOPLAM SKOR	8.8	8.3	8.95	8.8	1.00

Değerlendirmeye alınan ve seçilen ürünlere ek olarak, proje kapsamında kullanılabilecek yerli güç yönetim kartı ürünleri de bulunmaktadır. Yerli bir firma olan Gümüş Uzay Savunma Havacılık firması tarafından geliştirilen n-ART EPS güç yönetim kartı, ihtiyaç duyulan besleme gerilimlerinde standart olarak 3.3V, 5V, Vbat ve opsiyonel olarak 3.3V-35V değerlerini sağlamaktadır ve toplam 40 W güç yönetim kapasitesine sahiptir. Getir götür analizi tablosunda yer alan ürünler ile benzer özellikler taşıyan, yerli üretim n-ART EPS ürünü bu proje kapsamında değerlendirilebilecek alternatifler arasına eklenmiştir [59]. Ancak gerçekleştirilen getir götür analizinin objektifliği açısından alternatifler arasında doğrudan gösterilmeyerek kapsam dışında tutulmuştur.

3.4.2 Pili

MASTERSAT uydusu, güneş panellerinden güç üretiminin, tüketilen gücü karşılamada yeterli olmadığı durumlarda ve küp uydunun güneşi görmediği durumlarda alt sistemlerin ihtiyaç duyacağı gücü sağlamak üzere depolama ünitesi olarak bir pili sistemi bulunduracaktır.

Pili teknolojileri günümüzde farklı maddelerin birleşimi ile geniş bir yelpazede ele alınabilecek olsa da uzayda kullanıma en uygun teknoloji lityum bazlı pillerdir. Lityum

temelli pillerin şarj/deşarj döngülerinde ve enerji depolama yoğunluğu açısından öne çıkmaktadır. Uzay görev sürelerinin uzunluğu düşünüldüğünde bu özelliklere sahip lityum-iyon, lityum-polimer ve lityum-ferrit bileşimlerinden oluşan pillerin yaygın olarak kullanıldığı görülmektedir [66].

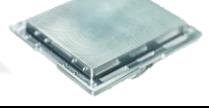
Uydunun duyacağı güç ihtiyacını karşılamak üzere, panellerden elde edilecek yüksek gücü depolama kabiliyetine sahip, alt sistemleri besleyebilecek bir pil sistemi seçimi yapmak üzere getir götür analizi yapılmıştır. 6U formundaki küp uydu için ihtiyaç duyulacağı öngörülen pil kapasitesi 80 Whr olarak belirlenmiş ve bu doğrultuda ürünler incelenmiştir.

Uyduda kullanmak üzere seçilecek pillerin, çok sayıda uçuş geçmişine sahip ve güvenilirliği kanıtlanmış ürünler olması tercih edilmiştir. Pil seçiminde en önemli kriterler, uydunun kütle ve hacim kısıtlarından dolayı, birim kütle başına verebileceği enerji seviyesi (özellik enerji), pil sisteminin hacim, sağlayabildiği ekstra özellikler ve uçuş geçmişi olarak belirlenmiştir. Belirlenen kriterler doğrultusunda, küp uydu marketinde yer alan ve yaygın olarak kullanılan ürünlerin araştırması yapılmış ve kullanılabileceği değerlendirilen ürünler teknik özellikleri ile birlikte listelenerek getir-götür analizi için bir tablo oluşturulmuştur.

Bu kapsamda küp uydu marketinde yer alan ve yaygın olarak kullanılan, bu çalışma kapsamında incelenen, pil sistemleri ve ürünlerin teknik özellikleri Çizelge 3.3'te verilmiştir [64][67][68][69][70][71][72].

Küp uydu marketinde pil tedarikçileri araştırılmış ve MASTERSAT uydu görevi için en uygun olan 6 (altı) alternatif ürün detaylı olarak incelenmiştir. Belirlenen ürünlerin teknik özelliklerinin yer aldığı bir tablo oluşturulmuş ve uygun ürünün seçimi için getir-götür analizi gerçekleştirilmiştir. Yapılan değerlendirme sonucu ağırlıklı katsayı ile en yüksek skoru alan alt sistem German Orbital Systems firmasının 80 Wh kapasiteye sahip “GOS CUBESAT BATTERY PACK” ürünü olmuştur.

Çizelge 3.3 : Pil seçimi için getir-götür analizi.

No	1	2	3	4	5	6	
Firma Adı	Clyde Space [64][67]	Gom Space [68]	Pumpkin [69]	German Orbital Systems [70]	Berlin Space Tech. [71]	Tyvak [72]	
Görsel							Ağırlık katsayısı
Model Adı	7.70 80 Whr CubeSat Battery	8.20 NanoPower BPX	7.69 CubeSat Kit™ BM 2	8.31 GOS CUBESAT BATTERY PACK	7.19 BAT-100	7.20 Battery System	
Besleme Gerilimi	8 8.2 - 6 V (nominal 7.6 V)	8 29.6 V'a kadar (nominal 7.4/14.8)	8 2S4P (5.2-8.4V), 3S2P (7.8-12.6V), 4S2P (10.4-16.8V)	8 7.4 V (nominal)	6 23.1 V	7 11.1 V	0.1
Kapasite	9 ~80 Whr (2600 mAh)	9 ~80 Whr (2600 mAh)	9 ~85 Whr (3000 mAh)	9 ~80 Whr (10400 mAh)	10 345 Wh	8 60 Whr	0.05
Kütle	7 670 g	8 500 g	7 700 g	9 325 g	5 5940 g	8 450 g	0.1
Boyutlar	7 95 x 90 x 54.8 mm	8 93 x 86 x 41 mm	6 100 x 100 x 48.4 mm	9 91 x 96 x 26 mm	5 240 x 210 x 91 mm	9 75 x 70 x 45 mm	0.15
Pil Yapısı	7 Li-Po	7 Li-Po (18650)	7 Li-Po (18650)	7 Li-Po	8 Li-Ion , Li-Po, Li-Fe	7 Li-Ion	0.1
Özgül Enerji (Wh/kg-1)	6 119	7 154	7 160	9 246	5 58.1	6 134	0.1
Özellikler	9 - 2s4p konfigürasyonu - Aşırı akım, gerilim korumaları - Düşük sıcaklık koruması - PC104 uyumlu - İnsanlı uçuşlar için uygun - Çoklu kullanım ile kapasite artışı	9 - 2s2p, 4s2p, 8s1p konfigürasyonu - Aşırı akım, gerilim korumaları - Düşük sıcaklık koruması - Otonom pil ısıtıcı - İnsanlı uçuşlar için uygun - PC104 uyumlu	8 - 2s4p, 3s2p, 4s2p konfigürasyonu - Aşırı akım, gerilim korumaları - Düşük/aşırı sıcaklık koruması - Otomatik pil balansı - PC104 uyumlu	8 - 2s2p, 2s3p, 2s4p konfigürasyonu - Aşırı akım, gerilim korumaları - Düşük sıcaklık koruması - Otomatik pil balansı - PC104 uyumlu - Alüminyum koruma	9 - Aşırı/düşük akım ve gerilim korumaları - Li-Fe teknoloji ile Li-Ion pillere göre 10 kat daha uzun döngü sayısı - Yüksek TID toleransı ve döngü sayısı - Otomatik pil balansı	7 - Aşırı/düşük akım ve gerilim korumaları - Düşük sıcaklık koruması - Pil balansı - 80 W güç çıkış kapasitesi - Paralel bağlanarak kapasite artışı	0.15
Çalışma Sıcaklığı	7 -10/+50 C (depolama -20/+20 C)	9 -40/+125 C	8 -40/+75 C	8 -40/+80 C	8 -20/+40 C (depolama -30/+50 C)	7 ?	0.05
Arayüz	8 I2C	8 I2C	8 I2C	7 ?	7 ?	7 ?	0.05
Tarihçe	9 TRL 9	9 TRL 9	9 TRL 9	9 TRL 9	9 TRL 9	6 TRL 8	0.15
AĞIRLIK KATSAYILI TOPLAM SKOR	7.75	8.2	7.6	8.4	7.1	7.2	1.00

3.4.3 Güneş panelleri

Uydu alt sistemlerinin çalışabilmesi için gerekli enerjiyi Güneş'ten sağlamak üzere uydu üzerinde güneş panelleri bulunacaktır. Baskılı devre kartı (PCB) paneller üzerine entegre edilen güneş hücreleri, uydunun Güneş'i gördüğü durumlarda aktif hale gelerek, alt sistemlerin ihtiyaç duyduğu gücü üretecek ve pilleri dolduracaktır.

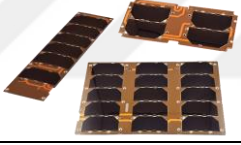
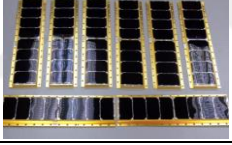
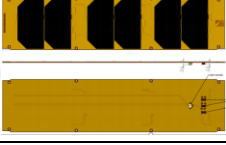
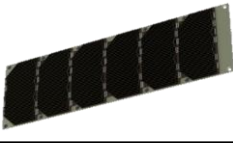
Oluşturulan güç bütçesi uyarınca paneller, alt sistem güç ihtiyacını karşılamak üzere uydu yüzeyine yapışık halde olabilmekte veya Güneş'i daha verimli görebilecek şekilde açılır panel konfigürasyonlarına sahip olabilmektedir. GaAs (Galyum Arsenit) ve diğer yardımcı malzemelerden oluşan ince film şeklindeki güneş hücreleri, PCB paneller üzerine yerleştirilir. Güneş sensörleri ve sıcaklık sensörleri de genellikle paneller üzerine entegre edilir.

Günümüzde uydu panellerinde en sık kullanılan güneş hücreleri ortalama %28 - %30 verimliliğe sahiptir. Panel yüzeyindeki güneş hücreleri birbirine seri olarak bağlanır ve pilleri şarj etmek üzere ihtiyaç duyulan gerilim seviyesi elde edilir. Her bir U formundaki güneş paneli ortalama olarak en fazla 2.3 - 2.4 W güç üretim kapasitesine sahiptir. Güneş hücrelerini dış etkilere korumak için silikon ve cam gibi çeşitli malzemeler ile kaplamalar kullanılmaktadır. Güneş paneli üreticileri AzurSpace, SpectroLab, EMCORE, SolAero, CESI, YIM gibi önde gelen firmaların ürettiği yüksek verimli güneş hücrelerini kullanmaktadır [66].

MASTERSAT uydusunda kullanılacak güneş panellerini belirlemek üzere küp uydu marketinde yer alan ve yaygın olarak kullanılan başlıca güneş paneli üreticileri incelenmiş ve ürünlerin teknik özellikleri Çizelge 3.4'te verilmiştir. Tabloda yer alan tüm güneş paneli üreticilerinin, uzay kalifiye güneş hücresi tedarikçilerinden alınan hücreler ile panellerini ürettiği ve tüm ürünlerin TRL 9 seviyesine ulaşmış olduğu görülmektedir. Bu noktada, özel talepler doğrultusunda hücre dizilimi ve panel tasarımı konusunda esneklik sağlayabilecek firmalar arasından bu çalışmada ihtiyaç duyulan konfigürasyondaki güneş panellerini üretmek üzere seçim yapılmıştır [73][74][75][76][77][78][79].

Küp uydu marketinde yer güneş paneli tedarikçileri araştırılmış ve MASTERSAT uydu görevi için en uygun olan 5 (beş) alternatif ürün ve ürün tedarikçisi detaylı olarak incelenmiştir. Yapılan değerlendirme ve getir-götür analizi sonucu ağırlıklı katsayı ile en yüksek skoru DHV Technology firmasının ürettiği güneş paneli ürünleri almıştır.

Çizelge 3.4 : Güneş paneli seçimi için getir-götür analizi.

No	1	2	3	4	5	
Firma	ISIS [73][74]	SpaceQuest [75]	DHV Technology [76][77]	Gom Space [78]	Clyde Space [79]	Ağırlık Katsayısı
Resim						
Model İsmi	8.33 ISIS CubeSat Solar Panels	8.67 SP-C Cubesat Solar Panels	8.89 Solar cells assemblies with coverglass	8.67 NanoPower MSP	8.67 3U Double-Deployed Solar Array	
Hücre	8 AzurSpace	9 SpectroLab, SolAero	8 AzurSpace 3G30A	8 AzurSpace 3G30A	10 SpectroLab UTJ AzurSpace, EMCORE	0.1
Verim (%)	9 30	8 29.5	9 30	9 30	10 30.7	0.15
Kütle	9 1U: 50g 2U: 100g 3U: 150g 6U: 300g	10 10 gram/ hücre	9 1U: 39g 3U:132g 6U: 300 g	10 1U: 26-29g	9 3U: 145 g 6U: 300 g	0.1
Hücre Sayısı	10 46 (referans)	10 46 (referans)	10 46 (referans)	10 46 (referans)	10 46 (referans)	0
Güç	8 1U: 2.3 W 2U: 4.6 W 3U: 6.9 W 6U: 17 W	8 18 W (0.88-1.2 W/hücre)	9 6U: 20 W	7 6U: 16 W	7 6U: 14 W (BOL)	0.15
Akım (Gerilim)	7 ? (3V [5V ve 8V opsiyonel])	8 500 mA/cell (2.4 - 2.7 V)	8 505 mA/cell	8 500 mA/cell (4.6 - 4.8 V)	7 ?	0.1
Çalışma Sıcaklığı	8 -40C to +125C	9 -90 C / +90 C	10 -120 C / +150 C	8 -40C to +85C	7 ?	0.1
Özellikler	7 - PCB, QioptiQ cam kaplama - Alüminyum ya da karbon paneller - Güneş ve sıcaklık sensörleri - GaAs hücreler	7 - PCB, Coverglass kaplama - Alüminyum ya da kompozit panel - GaAs hücreler	8 - PCB, Kapton kaplama - Güneş ve sıcaklık sensörleri - Manyetik tork çubukları - InGaP/GaAs/Ge hücreler	9 - PCB, Kapton kaplama - Güneş ve sıcaklık sensörleri - Manyetik tork çubukları - EGS ve YBKS konnektörleri - GaInP/GaAs/Ge hücreler	9 - PCB, Kapton kaplama - Güneş ve sıcaklık sensörleri - Manyetik tork çubukları - EGS ve YBKS konnektörleri - HDRM	0.15
Tarihçe	9 TRL 9	9 TRL 9	9 TRL 9	9 TRL 9	9 TRL 9	0.15
AĞIRLIK KATSAYILI TOPLAM SKOR	8.15	8.4	8.75	8.5	8.55	1.00

3.5 Veri Kotarma Alt Sistemi

Uydu alt sistemlerinin koordine bir şekilde çalışmasını ve haberleşmesini, yazılımsal uydu görevlerinin yürütülmesini sağlayan uydu ekipmanı UGB'dir. UGB, uydu yazılımı birlikte veri kotarma alt sistemini oluşturur. Uydularda en kritik sistemlerin başında gelen UGB, üzerinde barındırdığı kontrolcü üniteleri ve depolama bileşenleri sayesinde uydunun, bir nevi, beyni gibi hareket eder. Komut iletimlerini sağlayarak diğer alt sistemlerin görevlerini yerine getirmesini ve alt sistem haberleşmelerini koordine eder. Uydu görev yazılımı ile birlikte uydu görev bilgisayarı, yazılım ve donanım entegrasyonunu sağlayarak veri kotarma alt sistemini oluşturmaktadır.

3.5.1 Uydu görev bilgisayarı

Veri kotarma alt sistemi, uzay ortamının radyasyon etkisinden etkilenme ihtimali en yüksek olan, kritik alt sistemdir. Dolayısıyla, proje kapsamında kullanılacak uydu görev bilgisayarının ve yazılım algoritmasının, ekstra radyasyon etkisine karşı dayanıklı olması gerekmektedir.

MASTERSAT uydusunda kullanılacak güneş panellerini belirlemek üzere küp uydu marketinde yer alan ve yaygın olarak kullanılan başlıca uydu görev bilgisayarı ürünleri incelenmiştir. Seçilen ürünlerin uzay tarihçesinin yüksek olması, ihtiyaç duyulan hafıza birimlerine ve işlemci kapasitesine sahip olması, yüksek görev başarısı ve radyasyon dayanımına sahip ürünler olması hedeflenmiştir. İncelenen ürünlere ait teknik özellikler Çizelge 3.5'te verilmiştir [80][81][82][83][84][85][86][87].

Küp uydu marketinde yer alan uydu görev bilgisayarı tedarikçileri araştırılmış ve MASTERSAT uydu görevi için en uygun olan 7 (yedi) alternatif ürün detaylı olarak incelenmiştir. Belirlenen ürünlerin teknik özelliklerinin yer aldığı bir tablo oluşturulmuş ve uygun ürünün seçimi için getir-götür analizi gerçekleştirilmiştir. Yapılan değerlendirme sonucu ağırlıklı katsayı ile en yüksek skoru Pumpkin Space firmasının ürettiği ve Vorago firmasının yüksek radyasyon dayanımına sahip olacak şekilde tasarımını iyileştirdiği UGB ürünü almıştır.

Çizelge 3.5 : Uydu görev bilgisayarı seçimi için getir-götür analizi.

No	1	2	3	4	5	6	7	Ağırlık Katsayısı
Firma	Gom Space [80]	Nano Avionics [81]	German Orbital Systems [82][83]	ISIS [84]	Pumpkin Space [85]	Clyde Space [86]	Space Micro [87]	
Resim								
Model Adı	8.27 NanoMind Z7000 + GomSpace NanoDock SDR	8.27 Main Bus Unit "SatBus 3C2"	8.55 CubeSat On Board Computer	8.36 ISIS OBC	8.55 Vorago Rad-hard OBC / C&DH Avionics Kit	8.00 Nanosatellite On Board Computer - GPS Bundle	8.09 Proton200k™ Lite Processor Board	
Besleme Gerilimi	9 3.3 V	8 3.3 V, 5.5 V	9 3.3 V	9 3.3 V	9 5 V	9 5 V	9 3.3 V	
Kütle	8 150 g	10 60 g	10 64 g	9 94 g	9 77 g	8 ?	7 200 g	
Boyutlar	10 90 x 96 x 14 mm	9 96 x 90 x 18 mm	8 90 x 96 x 24 mm	10 96 x 90 x 12.4 mm	9 96 x 90 x 20 mm	96 x 90 x ? mm	10 96 x 90 x 12.4	
Güç Tüketimi	6 Ort: 2300 mW	8 ?	8 ?	9 Ort: 400 mW Maks: 550 mW	9 Maks: 800 mW	8 Ort: 400 mW Maks: 1000 mW	7 Ort: 1500 mW	
İşlemci	9 Xilinx Zynq 7030 + ARM M9 800 MHz	7 ARM Cortex M4 400 MHz	7 ARM Cortex M4 180 MHz	8 ARM Cortex M9 400 MHz	7 Keil® MDK-ARM M0 50 MHz	7 ARM Cortex M3 50-150 MHz	8 ARM M9 400 MHz	
Hafıza	7 1 GB DDR3 Ram, 32 GB SD kart,	8 1 MB RAM, 2 MB dahili Flash, 2x 512 kB FRAM, 256 MB harici NOR-Flash,	8 (2 MB dahili, 2 GB harici) SD kart hafızası (8 GB'a kadar), (256 kB dahili, 1 MB harici) SDRAM, 8 Mbit SRAM	8 2x2 GB SD kart hafızası, 64 MB SDRAM, 256 kB FRAM, 1 MB NOR Flash (kod depolama için)	8 2x256 kB FRAM, 32 MB NOR Flash, 32 kB + 128 kB SRAM	7 4 GB SD kart hafızası, 8 MB MRAM	9 512 MB SDRAM, 1-8 MB EEPROM, 32 GB rad hard NAND flash,	
Özellikler	8 Görev operasyonları için ayrık FPGA ve ARM mimarisi, NanoDock ile PC104 uyumu, EMI koruması için kalkanlama, Linux işletim sistemi,	9 Entegre haberleşme sistemi (UHF), kontrol sistemi için modül, FreeRTOS işletim sistemi, telemetri loglama, PC104 uyumlu, yörüngede konfigüre edilebilir	9 HISPICO S-band transmitter için 1.06 mbps değerine kadar testek, 2x GOS UHF modülü için bağlantı imkanı, kontrol sistemi için opsiyonel entegre modül, PC104 uyumlu	7 ADC (8 kanal, 10 bit), PWM (6 kanal), FreeRTOS işletim sistemi, manyetik kontrol sistemi için opsiyonel modül, PC104 uyumlu	10 Tüm kritik komponentlerde ekstra radyasyon korumaları (HARDSIL), EDAC koruması, yedekli sistemler, FreeRTOS işletim sistemi, PC104 uyumlu, FPGA tabanlı	9 EDAC, latch up ve SEL korumaları, ön bellek ve bellek korumaları, akım ve gerilim korumaları, RTC, dahili GPS, PC104 uyumlu, FPGA tabanlı	7 Küp uydu standartı ile uyumlu, radyasyon dayanımı yüksek tasarım, hata düzeltme fonksiyonu,	
Arayüz	7 SPI, I2C, UART, CAN	8 1x CAN, 2x I2C, 3x UART/USART, 1x SPI, 2x GPIO/12 bit ADC	9 I2C, SPI, CAN, USART, Ethernet, USB	7 I2C (400 kbit/s), SPI (x8, 10 Mbit/s), UART (x2 RS232 ++), GPIO (27'ye kadar)	6 JTAG, CAN, USB, 56x GPIO, 2x UART, 3x SPI, 2x I2C	6 2x I2C, 1x SPI, 4x UART, 17x GPIO, JTAG, ETM	6 4x RS422, 13x GPIO, 2x I2C, 8x ADC, 4x DAC	
Çalışma Sıcaklığı	9 -40 °C / +80 °C	7 -40 °C / +85 °C	7 -40 °C / +80 °C	7 -25 °C / +65 °C	8	8 -40 °C / +80 °C	8 -24 °C / +61 °C	
Tarihçe	9 TRL 9	7 TRL 8	9 TRL 9	9 TRL 9	10 TRL 9	9 TRL 9	9 TRL 9	
AĞIRLIK KATSAYILI TOPLAM SKOR	8	8	8.4	8.3	8.75	7.65	8.05	1.00

Değerlendirmeye alınan ve seçilen ürünlere ek olarak, proje kapsamında kullanılabilecek yerli UGB ürünleri de bulunmaktadır. Türkiye’de gerçekleştirilen uydu projeleri kapsamında geliştirilen, daha önce HAVELSAT ve BeEagleSAT uydularında kullanılarak uzay tarihçesi kazanan n-ART OBCOMMS uydu görev bilgisayar ürünü, Gümüş Uzay Savunma Havacılık ve Ertek Uzay Sistemleri firmaları tarafından üretilmektedir. n-ART OBCOMMS, değerlendirmeye alınan çoğu ürün alternatifinden farklı olarak Satbus 3C2 ürünü gibi entegre haberleşme modülüne sahiptir. Bu entegre haberleşme modülü, alıcı-verici modem veya işaretçi modem olarak kullanılabilir [59]. Bu doğrultuda getir götür analizi tablosunda yer alan ürünler ile benzer özellikler taşıyan yerli üretim n-ART OBCOMMS ürünü de bu proje kapsamında değerlendirilebilecek alternatifler arasına eklenmiştir. Ancak gerçekleştirilen getir götür analizinin objektifliği açısından alternatifler arasında doğrudan gösterilmeyerek kapsam dışında tutulmuştur.

3.5.2 Uydu yazılım algoritması ve operasyon

UGB, donanımsal olarak uydunun yönetim birimidir. Yazılım desteği ile uydu operasyonları, uydu görev bilgisayar aracılığıyla yürütülür. Uydunun icra edeceği görev özelinde yazılım algoritması ve operasyon modları oluşturularak uydu görev bilgisayar ile yazılım entegrasyonu sağlanır.

Uydunun temel fonksiyonlarını icra etmesi, güç ve yönelim ile alakalı temel ihtiyaçları yerine getirmesi için uydu yazılımında temel yönetim kipleri oluşturulmalıdır. Bu kiplerin yer aldığı yazılım modları, uydu yazılımının bel kemiğini oluşturacaktır. Temel kiplere ve modlara ek olarak görev yüklerinin yörüngede icra edecekleri görevler özelinde ayrıca görev yükü yazılımsal kip ve modları oluşturulmalıdır. Planlanan görev senaryosu uyarınca uydu, bu kipler aracılığıyla görev yüklerinin aktif olarak görevlerini icra etmesini ve görev yükleri ile veri toplanmasını sağlayacaktır.

Uydu yazılımları standart olarak tedarik edilememektedir. Her bir görev ve uydu mimarisi özelinde yazılım algoritması farklılık gösterir. Uydu alt sistem tedarikçileri, ürettikleri alt sistemlerin çalışmasını sağlamak üzere alt sistemler için yazılım kütüphaneleri hazırlayarak bu yazılımları donanım paketleri ile birlikte sağlamaktadır. Alt sistem kütüphanelerinin temel yazılım algoritmasına dahil edilmesi ile birlikte nihai uydu yazılımı ortaya çıkarılır.

Küp uydu marketinde yazılım çözümleri sağlayan, istendiği taktirde uydu mimarisi için özelleştirilmiş yazılım tedariki veya kısmi yazılım desteği sağlayan bazı firmalar bulunmaktadır. Bu çalışma kapsamında yazılım tedarikini herhangi bir firmadan hazır olarak tedarik etme seçeneği göz ardı edilmiştir. MASTERSAT uydu görevi için temel yazılım algoritmalarının işleyişi hakkında özet şematikler, kullanılması gereken temel yazılım kip ve modları için temel bilgiler bu bölümde verilmiştir [88].

3.5.2.1 LEOP modu

İlk Yörünge Operasyonları Fazı (LEOP) olarak tanımlanan yazılım modunda uydunun fırlatma aracından ayrıldıktan belirli bir süre sonra aktif hale gelmesi, anten ve güneş paneli gibi açılabilir mekanizmaların aktifleştirilmesi, yer istasyonu ile ilk haberleşmenin gerçekleştirilmesi, uydu yöneliminin kontrol edilmesi ve güneş panelleri aracılığıyla pillerin doldurulması operasyonları için alt kipler dahilinde gerçekleştirilecek faaliyetleri gerçekleştirilecektir. Her bir işlem için kipler sıra ile ve otonom kontrollü olarak aktif hale gelecektir.

3.5.2.2 Test modu

MASTERSAT uydusunda, uydunun görev amacına uygun olarak, haberleşme, yönelim kontrol, itki ve görev yükü operasyonlarının ayrı ayrı fonksiyonel olarak test edilmesi sürecini yönetmek üzere Test Modu bulunacaktır. Test modunda yürütülecek operasyonları yönetmek üzere bu mod içerisinde ayrı ayrı kipler tanımlanacaktır.

Canlı organizmaların yer alacağı görev yükü, fırlatma ve yörüngeye yerleştirme aşamasında canlıların güvenliği için önceden planlanacak bir senaryo ile yönetilebilir. Özellikle tardigradlar, susuz olarak metabolizmaları pasif halde uydu içerisine yerleştirilebilir ve test modu içerisinde yer alacak görev yükü kipiyle diğer canlıların yer aldığı kabin içerisinde serbest dolaşıma bırakılabilir ve bulundukları “tuf” adı verilen uyku modundan aktif hale geçirilebilir.

3.5.2.3 Normal mod

Normal Mod veya Görev Modu, uydunun görev amacına uygun olarak tasarlanan temel operasyonların yürütülmesinden sorumlu olacaktır. Görev yükünü, uydu yönelimini ve güç yönetimini ve itkiyi kontrol etmek üzere normal mod içerisinde alt kipler bulunacaktır. Uydu LEOP modunda veya güvenli modda değilse, alt kiplerin uygun işaretler vermesi durumunda sürekli olarak işletilmek üzere planlanan ana

modlardan biri olacaktır. Normal modun aktif hale getirilmesi ve kontrol edilmesi, uydu görev bilgisayarı ve görev yükü üzerinde yer alacak sensör kompleksinin koordineli olarak çalışması ile sağlanacaktır.

Normal mod temel olarak 4 (dört) kipten oluşacaktır. İlk kip, uydu normal modda olduğu sürece sürekli aktif olacak görev yükü kipidir. Bu kipte uydu görev yükü, üzerinde bulundurduğu sensörler, kamera, dozimetre, ısıtıcılar ve diğer kontrolcüler gibi sistemler ile birlikte aktif olarak çalışır durumda olacaktır. İkinci kip, uydu yönelimini haberleşme için uygun konuma getirmek üzere YBKS'yi kontrol ederek, uydu ve antenleri Dünya'ya bakar pozisyonda ve istenen yönelim hassasiyetinde tutmayı sağlayacak yönelim kontrol kipidir. Üçüncü kip, uydu için planlanan yörünge manevralarını gerçekleştirmek üzere itki sistemini aktif hale getirerek kontrol edecek ve diğer alt sistemlerin çalışmasını temel seviyede tutacak itki kontrol kipidir. Dördüncü kip ise diğer tüm kipler ile koordineli çalışacak olan haberleşme kipidir. Uydu bu kipte iken diğer kiplerin durumunu kontrol ederek uygun koşullar oluştuğunda yer istasyonu ile haberleşmeyi sağlayacaktır.

Normal mod içerisinde planlanan senaryoya göre görev yükü kipi, diğer tüm kipler üzerinde yönelim ve kontrol yetkisine sahip olacaktır. İtki kontrol kipinin de yönelim kontrol kipi üzerinde yönetim ve kontrol etkisi olacaktır. Haberleşme kipi, görev yükü kipi ile birlikte sürekli aktif olacak ve yönelim kontrol kipi ile itki kontrol kipi üzerinde yönetim ve kontrol etkisine sahip olacaktır.

3.5.2.4 Güvenli mod

Güvenli mod, temelde tek bir kipten oluşacak ve uydu güç üretiminin, güç tüketimini karşılamadığı durumlarda devreye girecektir. Uydu, güvenli moda girdiği zaman sistem kontrollerini gerçekleştirecek ve gerekli olmayan tüm operasyonları sonlandırarak uydu pillerinin doldurulmasını sağlayacaktır. Uydu bu modda iken haberleşme için gerekli uydu yönelimi, düşük hassasiyet ile de olsa, kontrollü olarak sağlanacaktır.

Öncül tasarım aşamasında belirlenen bu modlar ve kipler ile uydu alt sistemlerinin kontrol ve yönetimi, uydu görev bilgisayarı tarafından yönetilecektir.

3.6 Haberleşme Alt Sistemi

Haberleşme alt sistemi, uydunun yer komuta istasyonu ile arasındaki veri ve komut iletim görevlerini icra etmekle görevlidir. Temelde çift yönlü olarak çalışan bu sistem, alıcı-verici radyolar sayesinde komuta merkezinden alınan komutların uyduya iletilmesi ve uydu tarafından sağlanan verilerinin yer komuta merkezine aktarılmasını koordineli olarak yürütmekten sorumludur.

Haberleşme gereksinimlerine göre farklı bantlarda haberleşme sağlayabilen ürünler mevcuttur. Küp uydularda temel haberleşme bandı olarak UHF (Ultra High Frequency) ve VHF (Very High Frequency) bantları kullanılmaktadır. İletilecek veri miktarının büyüklüğüne ve ihtiyaç duyulan veri iletim hızına bağlı olarak kullanılacak haberleşme sistemi ve sistem özellikleri değişebilmekte ve farklı bantlarda haberleşme mümkün olabilmektedir. Kullanılan başlıca haberleşme bantları şu şekildedir [89];

- (i) VHF bant: 30 ile 300 MHz arasında
- (ii) UHF bant: 300 MHz ile 3 GHz arasında
- (iii) L bant: 1 ile 2 GHz arasında
- (iv) S bant: 2 ile 4 GHz arasında
- (v) C bant: 4 ile 8 GHz arasında
- (vi) X bant: 8 ile 12 GHz
- (vii) Ku bant: 12 ile 18 GHz
- (viii) K bant: 18 ile 26 GHz
- (ix) Ka bant: 26 ile 40 GHz
- (x) Optik (Lazer Haberleşmesi): 100 ile 800 THz

Haberleşme alt sisteminin iki temel bileşeni bulunmaktadır. Bunlardan biri haberleşme sürecinin yönetimini sağlayan alıcı-verici birim (modem), diğeri ise haberleşmeyi mümkün kılan ve sinyallerin yer istasyonundan alınması ve yer istasyonuna iletilmesi için kullanılan anten sistemidir.

3.6.1 Modem

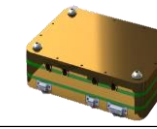
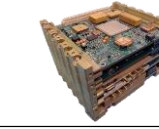
MASTERSAT uydusu için hazırlanan bu konsept görev önerisinde haberleşme için, son zamanlarda oldukça popüler olarak kullanılan, S bant ve X bant haberleşmesinin uygun olacağı değerlendirilmiştir. Bu doğrultuda, görev kapsamında kullanılacak,

piyasada önde gelen ürünler araştırılmış ve özellikle X bant alıcı-verici modem ve anten sistemi üreticileri ve ürünler bu bölümde listelenmiştir.

NASA bünyesinde yer alan Jet Propulsion Laboratory (JPL) tarafından derin uzay görevlerinde kullanılmak üzere özel olarak geliştirilen IRIS verici modem, X, Ka, S ve UHF haberleşmesine imkan tanımakta ve yine NASA tarafından kurulan ve işletilen Deep Space Network (DSN) ile uyumlu olarak çalışmaktadır. Derin uzay görevlerinde kullanılan ilk küp uydular olan MarCO-A ve MarCO-B uyduları da derin uzay haberleşmesini taşıdıkları IRIS verici modem ile gerçekleştirmiştir [90]. Bu sebeple MASTERSAT uydusunda öncelikli olarak derin uzay görevlerinde başarılı olarak çalıştığı kanıtlanan ilk ürün olan IRIS modemin kullanılması düşünülmüştür. Ancak bu çalışma kapsamında sunulan konsept görev tasarımının temel hedeflerinden biri olan, rafta hazır ticari ürünler ile oluşturulan maliyet etkin küp uydu sistemlerinin derin uzay ortamında görevler icra etmek üzere kullanılabileceği tezi doğrultusunda uygun olabilecek tüm modem ürünleri listelenmiş ve Çizelge 3.6'da listelenmiştir [90][91][92][93][94][95][96].

Küp uydu marketinde yer alan X bant alıcı-verici modem tedarikçileri araştırılmış ve MASTERSAT uydu görevi için en uygun olan 6 (altı) alternatif ürün detaylı olarak incelenmiştir. Belirlenen ürünlerin teknik özelliklerinin yer aldığı bir tablo oluşturulmuş ve uygun ürünün seçimi için getir-götür analizi gerçekleştirilmiştir. Yapılan değerlendirme sonucu daha önce ilk kez MarCO küp uyduları ile Mars etrafından geçecek şekilde gerçekleştirilen derin uzay görevinde kullanılan ve görevini başarı ile yerine getiren IRIS v2.1 ürünü ile Tetherspace firmasının hem X bant hem de S bant kullanımına imkan tanıyan SWIFT-XTS Transmitter ürünün ağırlıklı katsayı ile puanlamaya göre en yüksek iki skoru aldığı görülmüştür. Derin uzay geçmişi ve başarısına rağmen IRIS v2.1 ürününün NASA JPL tarafından geliştirilmesi ve tam anlamıyla ticari bir ürün olmaması sebebiyle Tether Space firmasının SWIFT-XTS ürününün kullanılması tercih edilmiştir.

Çizelge 3.6 : Alıcı-verici modem seçimi için getir-götür analizi.

No	1	2	3	4	5	6	
Firma Adı	Tether Space [91]	Clyde Space [92][93]	Syrlinks [94]	EnduroSat [95]	IQ Wireless [96]	NASA JPL [90]	
Görsel							Ağırlık Katsayısı
Model Adı	8.38 SWIFT-XTS X-Band Transmitter and S-Band Transceiver	7.85 CPUT X-Band Transmitter (XTX)	7.77 X Band Transmitter (EWC27)	8.15 CubeSat X Band Transmitter	8.08 X Band Transceiver SDR for Small Satellites	7.92 IRIS V2.1	
Frekans Aralığı	9 X Bant: 7.0 - 8.5 GHz S Bant: 1.5 - 3.5 GHz	8 8.025 - 8.45 GHz	8 8.0 - 8.4 GHz	8 8.025 - 8.4 GHz	8 8.025 - 8.5 GHz	8 X Bant: 8.4 - 8.5 GHz (down) 7.145-7.235 (up)	0.05
Besleme Gerilimi	7 ?	7 4-30 V	7 12 V	7 12 V	7 7-18 V	7 9-28 V	0.05
Boyutlar	9 86 x 86 x 50 mm	7 96 x 90 x ? mm	9 87 x 93 x 28 mm	9 96 x 90 x 24 mm	9 90 x 65 x 28 mm	8 100.5 x 101 x 56 mm	0.05
Kütle	7 500 g	9 150 g	7 380 g	8 270 g	9 < 200 g	5 1200 g	0.05
Haberleşme Hızı	9 X Bant: 100 Mbps S Bant: 10 Mbps (indirme) 1 Mbps (yükleme)	8 3-50 Mbps	9 100 Mbps	8 50 Mbps	7 25 Mbps+ indirme 64 kbps+ yükleme	9 Konfigüre edilebilir	0.1
Güç Tüketimi	7 3 W (temel) 24-42 (PA ile)	8 < 10 W	8 16 W	8 < 12 W	8 < 15 W	7 35 W (max) alıcı+verici	0.1
Çıkış Gücü	10 1-7 W	8 2 W	9 2.5 W	9 2 W	9 1 W	9 3.8 W	0.15
Özellikler	8 - S Bant haberleşme sistemi de dahil - Reed - Solomon hata düzeltme kodu - AES-256 kript o şifreleme	7 ?	7 - Radyasyon ve SEL'a karşı korumalara sahip - S Bant alıcı opsiyonu - PC104 uyumlu	7 - PC104 uyumlu - Dahili yedekli hafıza (2x16 GB)	8 - X bant alıcı ve verici modül birlikte - FDD / Full duplex / Half duplex - Alışta otomatik Doppler shift - CCSDS uyumlu - S Bant alıcı opsiyonu	10 - Radyasyon dayanımı yüksek tasarım ve komponentler - NASA Deep Space Network ile uyumlu - Yazılımsal olarak konfigüre edilebilir transponder - Ka Bant, S Bant ve UHF Bant opsiyonları - Pasif iletken termal yalıtım	0.1
Hassasiyet	8 60 dBc	7 > 20 dB	7 ?	7 60 dBc	7 ?	8 60 dBc	0.05
Modülasyon	9 BPSK, O-QPSK, 8SK	9 O-QPSK, QPSK	7 ?	9 QPSK, 8-PSK, 16-APSK	9 BPSK, QPSK, 8PSK	7 ?	0.03
Bağlantı Arayüzü	9 RS422, UART, SPI, I2C	8 I2C, CAN, SPI	8 I2C, CAN-2B	9 LVDS, SPI, CAN, I2C, UART	8 D-Sub, Ethernet, Data & I/O	7 SPI	0.02
Çalışma Sıcaklığı	9 -45 C / +60 C	8 -25 C / +61 C	7 ?	9 -30 C / +70 C	8 -20 C / +50 C	8 -20 C / +50 C	0.1
Tarihçe	8 TRL 9	8 TRL 9	8 TRL 9	8 TRL 9	8 TRL 9	10 TRL 9, derin uzay geçmişi	0.15
AĞIRLIK KATSAYILI TOPLAM SKOR	8.45	7.83	7.92	8.15	8.08	8.4	1.00

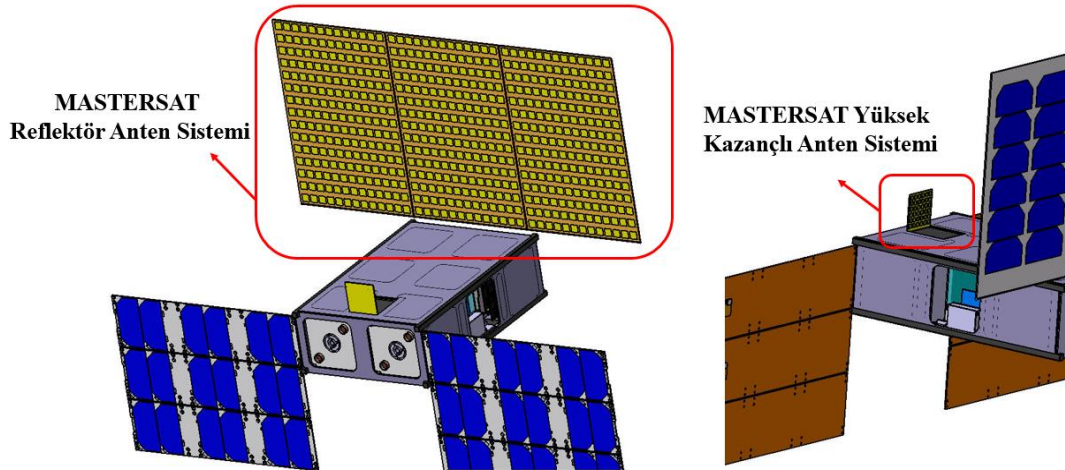
3.6.2 Antenler

Haberleşme alt sistemi, kullanılan haberleşme bantlarına uygun antenlere sahip olmalıdır. Yama anten, monopoldipol çubuk anten, şerit anten ve helis anten gibi farklı özelliklerde anten seçenekleri küp uydularda kullanılmaktadır.

Özellikleri Bölüm 5. 'te verilen DSN ile derin uzay haberleşmesinde, bu mimarideki anten sistemlerinin haberleşme için doğru tercihler olduğu görülmüştür. Dolayısıyla, seçilen alıcı verici modem için, daha önce MarCO derin uzay görevinde ve ISARA küp uydusunda kullanılan reflektör anten konseptinin MASTERSAT görevi için de kullanılması uygun olacaktır [97]. DSN, Dünya'nın 3 noktasına konuşlandırılmış haberleşme tesisleri ve antenler ile derin uzay görevleri süresince neredeyse kesintisiz haberleşme imkanı sağlamaktadır. DSN sisteminin kullanımı için gerçekleştirilecek hizmet alımı sayesinde, proje kapsamında oldukça kısıtlı bir haberleşme imkanı sunan ve yüksek maliyetli bir yer istasyonu kurulmasının da önüne geçilmiş olacaktır.

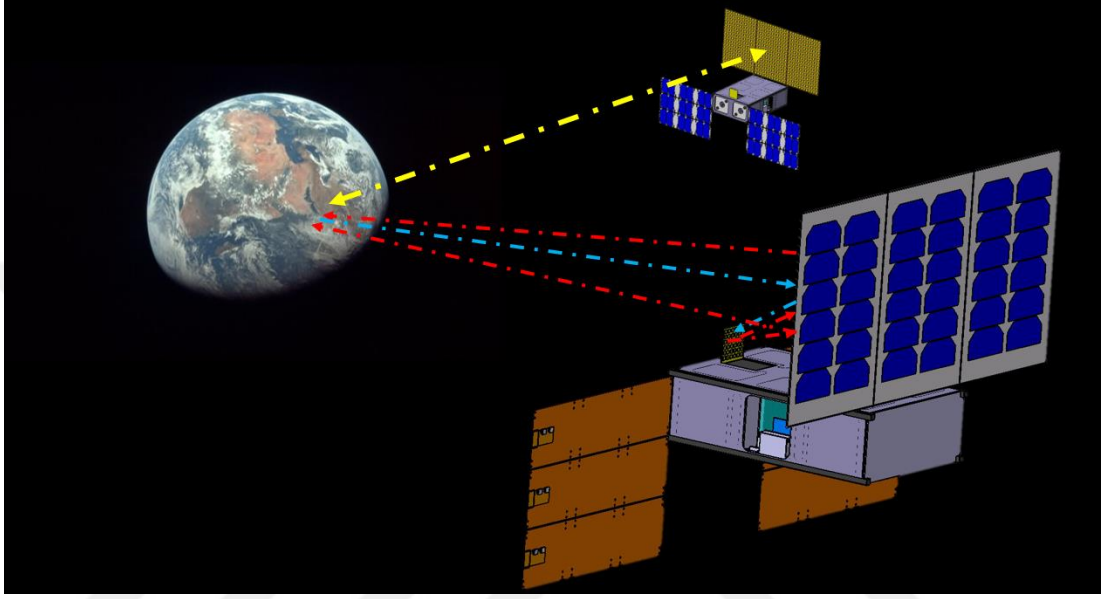
MASTERSAT uydusunda mevcut görev yükü ve ileride tekrarlanması muhtemel görevlerde yüksek miktarda veri üretebilecek kamera gibi sistemlerden elde edilen bilgilerin kısa sürelerde transferine imkan sağlamak üzere X bant frekansında verici birim, uzölçüm iletimi uzveri alımı için ise S bant frekansında alıcı ve verici modem ve antenler bulundurulması planlanmıştır.

Bu çalışma kapsamında tasarımı gerçekleştirilen MASTERSAT uydusu için anten sisteminin hazır ürünler arasından seçimi yapılmamış ve yapılan araştırmalar sonucu en iyi çözümü sunacağı değerlendirilen reflektör anten sisteminin kullanımı uygun görülerek buna ilişkin bir konsept tasarım oluşturulmuştur (Şekil 3.4).



Şekil 3.4 : MASTERSAT anten sistemleri.

Bu konsept tasarıma göre MASTERSAT uydusu X bant haberleşmede veri iletimini, S bant haberleşme ise veri alımı ve veri mümkün kılabilen bir adet özel tasarımı anten besleme birimi ve üçlü reflektör yüzeyden oluşan bir anten sistemine sahip olacaktır. RF tasarım yazılımları ve analizler sonucu ortaya çıkarılacak nihai tasarımda, farklı açı ve düzende yerleştirilecek mini reflektör birimler aracılığıyla iki farklı bantta, iki farklı yönde haberleşme sağlamak mümkün olabilecektir (Şekil 3.5).



Şekil 3.5 : MASTERSAT anten sistemleri ile örnek haberleşme görseli.

3.7 Yönelim Belirleme ve Kontrol Alt Sistemi

Haberleşme, güç üretimi, sensör ve optik görev yüklerinin yönelim ihtiyaçları doğrultusunda uydu yöneliminin bilinmesi ve kontrol edilmesi gerekir. Yönelim ve kontrolü sağlamak üzere uydular üzerinde yönelim belirleme ve kontrol alt sistemleri bulunur. İstenen yönelim ve kontrol hassasiyetine uygun olacak şekilde farklı tiplerde alt sistemler bulunmaktadır. Özellikle görev yüklerinin ve yönelimli antenlerin kullanılması durumunda ihtiyaç duyulan yönelim hassasiyeti önem kazanmaktadır. Yönelimde iç ve dış kaynaklı bozuntular sebebiyle meydana gelebilecek sapmalar, uydu haberleşmesi başta olmak üzere, görevlerin yerine getirilememesine sebep olabilmektedir.

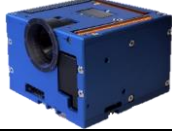
Uydu yöneliminin belirlenmesinde yıldız takipçisi, güneş ve ufuk sensörleri, manyetik alan ölçümü yapan manyetometre cihazları, jiroskop, küresel konumlandırma sistemlerinden faydalanan çeşitli sensör ve alıcılar kullanılmaktadır. Kullanılan bu sensörler aracılığıyla elde edilen referans ölçümlerden yola çıkarak çeşitli eyleyicilerin

kullanılması ile uydu yönelimi manipüle edilebilir. Aktif ve pasif sistemler olarak kullanılabilen mıknatıs, tork çubuğu, momentum tekeri, itki ile kontrolü sağlayan çeşitli enjektörler ve iticiler de uydu yönelimini manipüle ederek kontrol etmede kullanılan eyleyici sistemlerden başlıcalarıdır.

Bu çalışmada konsept görev tasarımı gerçekleştirilen MASTERSAT uydusunda kullanılan görev yükünün yönelim ihtiyacı bulunmamaktadır. Kullanılacak haberleşme sisteminde ise reflektör anten kullanılması sebebiyle MASTERSAT uydusu ile yer istasyonu haberleşmesini sürekli olarak mümkün kılabilmek adına uydu yöneliminin kontrol edilmesi gerekmektedir. Bu doğrultuda küp uydu marketinde yer alan yönelim belirleme ve kontrol alt sistemi tedarikçileri araştırılmış, bu görev kapsamında kullanılabileceği değerlendirilen başlıca ürünler Çizelge 3.7’de listelenmiştir [98][99][100][101][102][103].

Küp uydu marketinde yer alan yönelim belirleme ve kontrol alt sistemi tedarikçileri araştırılmış ve MASTERSAT uydu görevi için en uygun olan 5 (beş) alternatif ürün detaylı olarak incelenmiştir. Belirlenen ürünlerin teknik özelliklerinin yer aldığı bir tablo oluşturulmuş ve uygun ürünün seçimi için getir-götür analizi gerçekleştirilmiştir. Yapılan değerlendirme sonucu ağırlıklı katsayı ile en yüksek skoru Blue Canyon Technologies firmasının XACT-50 ürünü almıştır.

Çizelge 3.7 : Yönelim belirleme ve kontrol alt sistemi seçimi için getir-götür analizi.

No	1		2		3		4		5	
Firma Adı	Hyperion Technologies [98]		Blue Canyon Tech. [99]		Blue Canyon Tech. [100][101]		Clyde Space [102]		Adcole Maryland Aerospace [103]	
Görsel	SKOR		SKOR		SKOR		SKOR		SKOR	
Model Adı	7.42	iADCS400	8.00	XACT	8.08	XACT-50	7.58	High-Precision Attitude Determination and Control System (ADCS)	7.83	MAI-500 0.6U ADACS with 2 Star Trackers
Bileşenler	8	- 3x momentum tekeri - 1x yıldız takipçisi - 6x güneş sensörü - 3x manyetik tork çubuğu - 1x manyetometre	8	- 3x momentum tekeri - 1x yıldız takipçisi - IMU ve güneş sensörleri - 3x manyetik tork çubuğu - 1x manyetometre	8	- 3x momentum tekeri - 1x yıldız takipçisi - IMU ve güneş sensörleri - 3x manyetik tork çubuğu - 1x manyetometre	6	- 3x momentum tekeri - 1x manyetometre - 3 manyetik tork çubuğu - Güneş sensörleri	10	- 3x momentum tekeri - 2x yıldız takipçisi - 6x güneş sensörü - 1x manyetometre - 3 manyetik tork çubuğu
Besleme Gerilimi	8	5 V, Vbat (15V)	8	5V, 12 V	8	5V, 12 V	8	5V, 12 V	8	5 V, Vbat
Boyutlar	7	95.4 x 95.9 x 67.3 mm	8	100 x 100 x 50 mm	7	100 x 100 x 75.4 mm	8	90.2 x 95.9 x 58.1	8	100 x 100 x 55.9 mm
Kütle	6	1150-1700 g	8	910 g	7	1230 g	10	86 g	9	694 g
Güç Tüketimi	7	Ort: 2 W, Max: 6 W	7	?	7	Ort: 2-3 W	8	Ort: < 2W	8	Min: 1.82 W, Ort: 2.13 W, Max: 8 W
Özellikler	6	- Slew rate: 1.5 °/s - Radyasyon dayanımı yüksek komponentler (45 krad) - Radyasyon kalkanlama opsiyonu	8	- Slew rate: 10 °/s (3U, 4 kg için) - Tork çubukları yerine momentum tekeri kullanarak daha iyi kontrol - Opsiyonel GPS birimi - 3U uyduda kullanım için uygun - LEO'da 5 yıl ömür	9	- Slew rate: 10 °/s (6U, 14 kg için) - Daha büyük momentum tekerlekleri ve tork çubukları - Opsiyonel GPS birimi - 6U uyduda kullanım için uygun - +1 yıldız takipçi ile 3 eksen - 0.001 derece hassasiyet - LEO'da 5 yıl ömür	8	- Bozuntu engelleme ve hassas yönelim için yazılımsal optimizasyonlar, Kalman filtresi - FPGA tabanlı anakart ile radyasyona dayanıklı - entegre plazma itki sistemi - entegre GPS modülü	7	- Magnetic Dipole Moment: 0.108 (0.15 @72% Duty Cycle) Am2 - Manyetometre: +/- 900 µT - küp uydı standartları ile uyumlu - 2 yıldız takipçi ile hassas yönelim
Momentum Depolama	8	± 30 mNms	8	15 mNms	10	100 mNms'e kadar	7	?	7	11.076 mNms
Maksimum Tork	7	2.5 mNm	8	4 mNm	9	7 mNm'e kadar	7	?	6	0.635 mNm
Yönelim Hassasiyeti	6	- 30 arcseconds - < 1°	9	±0.003 deg (1-sigma) for 2 axes; ±0.007 deg (1-sigma) for 3rd axis	9	±0.003 deg (1-sigma) for 2 axes; ±0.007 deg (1-sigma) for 3rd axis	7	- Yönelim Hassasiyeti: 0.5° - İşaretleme hassasiyeti: 0.055°	7	?
Haberleşme Arayüzü	9	I2C, RS422, RS485, USART, CAN	7	RS422	7	UART (RS422)	7	?	8	RS-232, SCI/UART
Çalışma Sıcaklığı	8	-45 C / +85 C	7	?	6	-20 C / +60 C	6	-20 C / +60 C	7	-40 C / +60 C
Tarihçe	9	TRL 9	10	TRL 9, Derin uzay geçmişi var	10	TRL 9, Derin uzay geçmişi var	9	TRL 9	9	TRL 9
AĞIRLIK KATSAYILI TOPLAM SKOR	7.33		8.3		8.71		7.61		7.75	
Ağırlık Katsayısı									1.00	

3.8 İtki Alt Sistemi

İtki sistemleri, kullanılan yakıt tipi ve sistem mimarisine göre kategorilere ayrılmaktadır. Günümüzde küp uydularda kullanılan başlıca itki tipleri; kimyasal, elektrik ve yakıtsız itki sistemleridir.

İtki sistemi, küp uydular için olmazsa olmaz alt sistemlerden biri değildir ve küp uydu ile icra edilecek göreve uydunun manevra ihtiyacına bağlı olarak bazı küp uydularda kullanılmaktadır. Dolayısıyla, güncel küp uydu tasarım tanımlamaları dokümanında itki sistemlerine doğrudan atıf ve ilgili bir bölüm bulunmamaktadır. Ancak gerek hacim, gerek taşınabilecek yakıt kütlesi, gerekse de fırlatma süresince, fırlatma araçları için genellikle ikincil yük olmaları sebebiyle, birincil görev yüklerini olası tehlikelerden korumak için getirilen bazı kısıtlamalar sebebiyle itki alt sisteminin tasarım kriterleri dolaylı olarak ortaya çıkmaktadır. Küp uydu tasarım tanımlamaları dokümanında itki sistemleri ile alakalı “AFSPCMAN 91-710” adlı el kitabının 3. Versiyonu referans gösterilerek, kullanılacak itki sistemlerinin burada yer alan gereksinimleri sağlaması gerektiği belirtilmektedir. Bu dokümanlara göre itki sistemleri, güvenlik önlemi olması amacıyla en az 3 engelleyiciye sahip olmalıdır [6][8].

İtki sistemlerinin iticilerinin performansını belirlerken itici verimi, özgül itki (Isp), toplam itici kuvveti ve itki yoğunluğu gibi parametreler değerlendirilir. İtki tipine göre itici veriminin içeriği değişmektedir. Örneğin; itki sistemlerinin verimi incelenirken tek terkipli yakıt sistemlerinde yanma verimi, elektrik itki sistemlerinde ise karışım kontrol verimi göz önünde bulundurularak elde edilen gücün ne derecede itkiye dönüştüğü değerlendirilir. Isp, elde edilecek itkinin gücü ve gerekli zaman konusunda tek başına bir gösterge değildir. Yüksek Isp değerine sahip sistemler düşük kütle debisine sahip olup, kimyasal itki sistemlerinden elde edilecek toplam itkiyi geniş bir zaman aralığına ihtiyaç duyarak sağlamaktadır.

MASTERSAT uydusunun hedef yörünge parametreleri düşünüldüğünde, Dünya-Ay sisteminin L4 veya L5 noktalarına konuşlanmayı sağlamak üzere manevra kabiliyetine ihtiyaç duyulacaktır. Konsept görev tasarımının geliştirilmesi ve benzer minvalde Dünya’ya yeniden dönüş senaryolarını içeren ardıl görevler tasarlanması durumunda da yine itki sistemine ihtiyaç duyulacaktır. Konsept tasarım aşamasında, kullanılabilecek fırlatma araçlarının kısıtlı olması sebebiyle, yörünge planlamasının

detaylarına girilmeyeceği için bu kapsamda kullanılabilecek yüksek özgül itki değerine sahip olan ve bu tarz görevlerde kullanıma uygun olacağı değerlendirilen, en temel ve kapsamlı çözümü sağlayabilecek itki sistemini belirlemek üzere itki sistemi tipleri incelenmiştir.

Yapılan araştırma ve değerlendirmeler sonucunda 1000 m/s'lik yüksek sayılabilecek delta V değerinin, fırlatma araçları tarafından gerçekleştirilecek Trans Lunar Injection (Ay doğrultusuna giriş) manevrasının ardından Ay etrafında yörüngeye girme ve L4 / L5 noktalarına ulaşmak üzere gerçekleştirilebilecek gerekli yörünge manevraları için yeterli olacağı görülmüştür. Bu değeri elde etmek üzere ihtiyaç duyulabilecek nispeten düşük ve sürekli itki seviyesinin 0.1 - 1 mN civarında olması uygun olacaktır. Küp uydu toplam kütlesinin üst sınır olarak 14 kg olabileceği ve yakıt hariç kuru kütlesinin mevcut tasarımda marjinler ile birlikte yaklaşık 10 kg olduğu düşünüldüğünde ihtiyaç duyulan özgül itki değerinin, ihtiyaç duyulan delta V'yi sağlamak üzere yüksek olması beklenmektedir [104].

Önerilen konsept tasarım içerisinde canlı organizmaların yer alacağı bir görev yükü bulunması sebebiyle toksik özellikler taşıyan kimyasal itki sistemlerinin bu çalışmada kullanımı uygun görülmemiştir. Kimyasal itki sistemleri yüksek itki kuvveti sağlamalarına karşın sürekli ve yeterli delta V değerini sağlayabilecek özgül itki değerine sahip değildir.

Güç tüketim değerlerinin yüksek olması ve konsept tasarımı gerçekleştirilen uydu platformunun, ihtiyaç duyulan gücü sağlamada yetersiz kalacağı için Hall etkisi prensibine dayanan itki sistemlerinin kullanımı uygun görülmemiştir. Mevcut teknoloji ile üretilen bu tip itki sistemleri için ihtiyaç duyulan güç miktarı küp uydu seviyesine göre oldukça yüksektir.

Bu çalışma kapsamında ihtiyaç duyulan özgül itki değerinin ve sağlanabilecek delta V değerinin nispeten yörünge kontrol uygulamaları için daha uygun olması ve yörünge manevraları için gerekli yüksek delta V ihtiyacına cevap veremeyeceği düşünülerek soğuk itki ve plazma atımlı itki sistemlerinin kullanımı uygun görülmemiştir.

Elektrosprey itki sistemleri, diğer elektrik itki sistemlerine daha düşük seviyede itki sağladığı için bu çalışma kapsamında kullanımı tercih edilmemiştir.

Plazma ve vakum ark tipindeki elektrik itki sistemleri de düşük itki değerleri ve yeterli delta V sağlayamayacakları sebebiyle bu çalışma kapsamında tercih edilmemiştir.

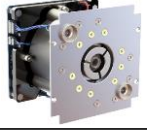
İyon motorlu elektrik itki sistemleri, sağladıkları yüksek özgül itki ve delta V değeri ile düşük ve sürekli itki sağlayan sistemler arasında küp uydular için derin uzay görevlerinde kullanıma en uygun sistemlerden biri olduğu değerlendirilmiştir.

Bu çalışma kapsamında tasarlanan uydu ve görev için yaklaşık 0.1 - 1 mN'luk itki seviyesine ve 1000 m/s civarında bir delta V değerine ihtiyaç duyulacağı düşünülmüştür. Belirtilen bu değerler referans alınarak, iyon motorlu elektrik itki sisteminin, itki sistemi hariç toplam kütlesi yaklaşık 9 kg olan MASTERSAT uydusunda kullanıma uygun olduğu değerlendirilmiştir. Lagrange noktalarındaki hedeflenen yörüngelere ulaşıldığında uyduyu orada tutmak için gerekli delta V değeri oldukça düşük olacak ve seçilen itki sistemi bu ihtiyacı karşılayacaktır.

MASTERSAT uydusunda kullanılmak üzere seçilen alt sistemlerin katı modelleri alt sistem üreticilerinden tedarik edilememiş ve basit model tasarımları gerçekleştirilmiştir. Dolayısıyla uydunun kütle merkezi, nihai konfigürasyonda kullanılan alt sistemlere ve gerçek katı modellere göre değişkenlik gösterebilecektir. Nihai konfigürasyonun kütle merkezine göre ihtiyaç duyulması halinde, itki sistemi için ayrılan hacim içerisine, itki vektörünün ağırlık merkezi ile uyumlu olmasını sağlamak ve yakıt eksilmesi sebebiyle kütle merkezinde meydana gelecek kaymayı dengelemek üzere, uydunun tüm yüzeylerine yerleştirilecek lüleler ile yönelimi destekleyecek, soğuk gazlı itki sistemi kullanılabilir ve iyon motorlu itki sistemi için daha dengeli bir kontrol sağlanabilir [104].

Bu doğrultuda, küp uydu marketinde yer alan iyon motorlu elektrik itki sistemleri ve tedarikçiler araştırılmıştır. RF iyon tipindeki elektrik itki sistemleri arasında literatürde adı geçen ve küp uydularda kullanıma uygun olabilecek 6 ürün bulunmuştur. Ancak bu ürünlerden Busek firması tarafından tasarlanan BIT-1, Airbus tarafından tasarlanan RIT- μ X ve Phase Four tarafından tasarlanan CubeSat Ambipolar Thruster (CAT) ürünlerinin tasarım ve test süreçleri dondurularak ticari ürün haline getirilmediği için değerlendirmeye alınmamıştır. Tokyo Üniversitesi tarafından geliştirilen ve soğuk gaz ile RF iyon elektrik itki sistemlerini bir arada sunan I-COUPS ürünü de hacim istekleri sebebiyle 6U formundaki küp uyduda kullanıma uygun olmadığı için değerlendirmeye alınmamıştır. Son durumda incelenen ürünler Çizelge 3.8'de listelenmiştir [104][105][106][107][108][109][110].

Çizelge 3.8 : İtki alt sistemi seçimi için getir-götür analizi.

No	1	2	3	
Firma Adı	Busek [105][106][107]	Enpulsion [108][109]	Enpulsion [110]	
Görsel				Ağırlık Katsayısı
Model Adı	7.38 BIT-3	7.69 IFM Nano Thruster	7.85 IFM Nano Thruster SE	
Besleme Gerilimi	6 28 V	8 12 V, 28 V, opsiyonel	8 12 V, 28 V, opsiyonel	0.05
Boyutlar	8 10 x 20 x 16 cm	9 10 x 10 x 8.2 cm	7 10 x 10 x 9.5 cm (1 adet)	0.1
Kütle	7 2900 g (1500 g Xenon yakıt)	8 640 g (yakıtsız) / 870 g (yakıtlı)	8 720 g (yakıtsız) / 950 g (yakıtlı)	0.1
Güç Tüketimi	7 56 - 80 W	8 8 - 40 W (1 adet) 35 W (nominal) 3.5 W (bekleme)	8 8 - 40 W (1 adet) 35 W (nominal) 3.5 W (bekleme)	0.1
İtki Vektörü Yönlendirme	8 Opsiyonel olarak harici gimbal modülü mevcut	6 Yok	9 Dahili itki vektörü yönlendirme özelliği mevcut	0.1
İtki	9 1.2 mN	7 10 µN / 0.4 mN (1 adet)	7 10 µN / 0.4 mN (1 adet)	0.1
Toplam İtki	9 38000 Ns	7 > 10000 Ns (2 adet)	7 > 10000 Ns (2 adet)	0.05
Özgül İtki (Isp)	8 2300 s	9 2000 / 6000 s	9 2000 / 6000 s	0.1
Delta V	7 2.5 km/s (14 kg için)	8 15 kg için 995 m/s	9 15 kg için 1007 m/s	0.1
Yakıt	7 Iodine / Xenon	7 Indium	7 Indium	0.05
Haberleşme Arayüzü	7 RS-485	8 RS422/RS485	8 RS422/RS485	0.05
Çalışma Sıcaklığı	7 -	7 -20 °C / +50 °C	7 -20 °C / +50 °C	0.05
Tarihçe	6 TRL 6	8 TRL 8	8 TRL 8	0.05
AĞIRLIK KATSAYILI TOPLAM SKOR	7.5	7.75	7.95	1.00

Küp uydu marketinde yer alan ve 6U formundaki küp uydu için derin uzay görevlerinde kullanıma uygun ve istenen değerleri sağlayabilecek iyon motorlu itki alt sistemi tedarikçileri araştırılmış ve MASTERSAT uydu görevi için en uygun olan 3 (üç) alternatif ürün detaylı olarak incelenmiştir. Belirlenen ürünlerin teknik özelliklerinin yer aldığı bir tablo oluşturulmuş ve uygun ürünün seçimi için getir-götür analizi gerçekleştirilmiştir. Yapılan değerlendirme sonucu ağırlıklı katsayı ile en yüksek skoru Enpulsion firmasının IFM Nano Thruster SE ürünü almıştır. 6U'luk MASTERSAT uydusunda itki sistemi için ayrılan alanda 2 adet IFM Nano Thruster SE kullanılması ile yörünge manevraları için ihtiyaç duyulan değerler elde edilebilecektir.



4. GÖREV YÜKÜ TASARIMI

1940'lı yıllardan itibaren hızlanan uzayı keşif ve ona ulaşma arzusu ile birlikte uzay görevleri kapsamında canlılar, çeşitli deneyler ve uzay görevleri kapsamında yörünge altı uçuşlar ile uzaya gönderilmeye başlanmıştır. Takip eden yıllarda teknolojik imkanların hızla gelişmesi ile benzer görevler, hedef büyütürük sürdürölmüş ve 1959 yılında ilk kez Miss Baker adı verilen bir maymunun uzay yolculuğu yaparak uzay etkilerine maruz kalmasına rağmen Dünya'ya sağ salim dönüşü sağlanmıştır. İnsanlı görevler ile uzay sınırının aşılması ise ilk kez 1961 yılında Rus kozmonot Yuri Gagarin'in Dünya yörüngesinde bir tur atarak Dünya'ya dönüşü ile gerçekleşti. Böylece insanoğlu ufkunu daha da genişleterek, hedef olarak Ay'ı belirledi. İlk adım olarak, 1968 yılında Ay yörüngesinde uçuş gerçekleştirmek üzere planlanan bir görev ile 2 kaplumbağa Dünya yörüngesi dışına (derin uzaya) gönderildi ve başarı ile Dünya'ya dönüşü sağlandı [111][112]. Bu görevden yaklaşık 3 ay sonra bu kez Ay yörüngesine ilk insanlar gönderildi. Takvimler 1969 yılının 20 Temmuz'unu gösterdiğinde ise insanoğlu yıllardır hayalini kurduğu şeyi başardı ve Ay yüzeyine ilk insan ayak bastı. İnsanoğlu, uzay hakkında bilinmeyenleri öğrenmek ve daha uzağa olan keşif arzusunu gerçekleştirmek üzere çeşitli araştırmalar ve deneyler yapmak üzere kurduğu uzay istasyonları ile uzayda aralıksız 437.7 gün geçirebilir hale geldi [113]. Yeni hedef olarak Mars başta olmak üzere Güneş sistemimizdeki diğer gezegen ve uydulara ulaşacağı günü beklemeye başladı.

Bugüne kadar düzenlenen uzay görevleri kapsamında uzaya maymun, köpek, kedi, kaplumbağa, sinek, arı, fare, tavşan, kurbağa, örümcek, balık, karides, hamam böceği, geko, tardigradlar (su ayısı) ve diğer ekstremofiller, kelebek, karınca, solucan, çeşitli böcekler, yosun, alg vb. diğer bitkilerden oluşan onlarca farklı canlı türü gönderilmiştir [111][112].

Bu çalışmada, tarihsel süreç içerisinde canlı organizmalar kullanılarak gerçekleştirilen uzay görevleri ve mevcut teknolojik imkanlar ile gelecekte düzenlenecek insanlı görevler başta olmak üzere canlıların yer aldığı derin uzay görevi çalışmalarına katkıda bulunmak üzere bir biyolojik görev yükü tasarım konsepti önerilmiştir.

6U formundaki MASTERSAT uydusu içerisinde 2U'luk hacim, Deneysel Biyolojik Görev Yüğü için ayrılmıştır. Görev yükünün ihtiyaç duyduğu arayüzleri ve performansı sağlamak üzere MASTERSAT uydusunun sistem mimarisi şekillendirilmiştir.

Bu bölümde, Deneysel Biyolojik Görev Yüğü konseptinin kullanım amaçları, elde edilmesi planlanan bilimsel veriler ve görev yükü konseptini oluşturan bileşenler hakkında temel bilgiler verilmiştir.

4.1 Canlı Ekosistemi

MASTERSAT uydusu ile hazırlanan konsept görev önerisinde hedeflenen başlıca amaçlardan biri insanlı derin uzay görevlerinde derin uzay ortamının canlılar üzerinde bilinen ve bilinmeyen etkilerini gözlemlemektir.

Küp uydu içerisinde ayrılan Görev Yüğü alanında bulunacak basınç, sıcaklık ve nem kontrollü bir kabin içerisine yerleştirilecek canlıların, çeşitli sensörlerle donatılan bir ekosistem ile ekosistem içerisinde yaşatılması, derin uzay ortamı etkilerine maruz kaldıkları süreler içerisinde, yolculuk boyunca yaşamsal faaliyetlerinde meydana gelecek etkiler gözlemlenecektir.

Canlı bir ekosistemden oluşan deneysel biyolojik görev yükü geliştirilmesinin ve uydu görevinde canlı organizmalar kullanılmasının başlıca gerekçeleri ve hedeflenen başarımlar aşağıda özetlenmiştir;

- (i) Yerçekimsiz ortamın ve uzay ortamının radyasyon etkisinin genler, hücreler ve yaşamsal faaliyetler üzerindeki etkisini gözlemlemek,
- (ii) İnsanlı derin uzay görevlerinde canlıların maruz kalacağı uzay ortamının bilinmeyen etkilerin tespitini mümkün kılmak,
- (iii) İnsanlı derin uzay görevlerinde canlıların maruz kalacağı uzay ortamının bilinen etkilerine yönelik çözüm olarak geliştirilen teknolojilerin test edilmesini sağlamak,
- (iv) Dışarıdan herhangi bir kaynağa veya müdahaleye ihtiyaç duymayan biyolojik ekosistemleri derin uzay ortamında test etmek
- (v) Uzayda kolonileşme faaliyetlerinde karşılaşılabilecek muhtemel sorunların tespitini sağlamak,

Bu çalışma kapsamında konsept tasarımı sunulan görev yükü tasarımı için temel dayanak ve esinlenme noktası, tarihsel süreç içerisinde canlı organizmalar ile gerçekleştirilen uzay görevlerinden ve NASA tarafından yapılan araştırmalardan elde edilen bilgiler ile bir spin-off ürün olarak geliştirilerek ticarileştirilen, ilk kez 1983 yılında lisansı alınarak, 1984 yılında kapalı bir ekosistem şeklinde geliştirilen “EcoSphere”dir (Şekil 4.1). İnsanlı görevler için yapılan araştırma ve çalışmalar ışığında elde edilen bilgilerden yola çıkılarak tamamen kapalı ve kendi kendine yetebilen bir sistem olarak geliştirilen bu ürün, takip eden süreçte oldukça popüler ve özel bir hediyeye haline gelmiş ve ticarileşerek satışı yapılan bir ürün haline gelmiştir.



Şekil 4.1 : EcoSphere firması tarafından pazarlanan kapalı ekosistem [114].

Deneyisel Biyolojik Görev Yükü konsepti için referans noktası olarak alınan sisteme ilişkin temel özellikler bu bölümde verilmiştir.

Ecosphere, karides, alg ve bakterilerden oluşan mikro organizmaların filtrelenmiş deniz suyu ile birlikte kapalı bir sistem içerisine yerleştirilmesi ile dışarıdan herhangi bir besin kaynağına ihtiyaç duymayan ve Dünya’nın ilk tamamen kapalı ekosistemi olarak bilinmektedir. Kendi kendine yetebilen bu ekosistem, yapay veya doğal ışık kaynağı desteği ile birlikte başka hiçbir şeye ihtiyaç duymadan kapalı bir küre içerisinde yıllar boyunca canlı kalabilmektedir.

Biyolojik görev yükü konsepti için, EcoSphere konseptine ek olarak, derin uzay ortamının etkilerine karşı daha uzun süre veri elde edilebilecek, dayanımı en yüksek olabilecek ve bu görev kapsamında kullanılabilecek canlılar araştırılmıştır. Bu doğrultuda olağanüstü ortam koşullarına karşı dayanıklı olan canlılar araştırılmış ve

derin uzay ortamında icra edilecek bu görevde kullanılabileceği değerlendirilen canlılar incelenmiştir.

“Extremofil” adı verilen olağanüstü çevre koşullarında yaşayabilen organizmaların, uzay koşullarının canlı organizmalar üzerindeki etkilerini gözlemlemeye yönelik, dayanıklılık gerektiren ve derin uzay araştırmalarını konu alan uzay görevlerinde kullanılabilecek uygun canlılar olarak düşünülebilir. Derin uzay görevlerinde uzay ortam koşulları her zaman ekstrem koşullara sahip olmayacaktır. Dolayısıyla, yapılan araştırmalar sonucu extremofillerin, ekstrem ortam koşullarını avantaja çevirme özelliğine sahip canlılar oldukları için bu konsept görev önerisinde kullanımının uygun olmadığı değerlendirilmiştir.

Yapılan araştırmalar sonucu extremofiller familyasına dahil olmayan ancak uç seviyelerdeki çevresel koşullara dayanıklılıkları oldukça yüksek olan bir canlı türü olan tardigradların (su ayıları) bu görevde kullanıma en uygun canlılardan biri olduğu değerlendirilmiştir [116].

4.1.1 Tardigradlar (su ayısı)

Tardigradlar, bir çok otorite tarafından Dünya’nın ekstrem koşullara dayanımı en yüksek canlısı olarak kabul edilmekte ve Dünya’da okyanus diplerinden kutuplara kadar birçok yerde olumsuz koşullardan etkilenmeden yaşayabilmektedir (Şekil 4.2).



Şekil 4.2 : Elektron mikroskobu ile çekilmiş bir tardigrad (su ayısı) görseli [116].

Tardigradlar, en derin okyanus seviyesindeki basınçtan 6 kat daha yüksek basınçta yaşayabilirler. Bilim insanları tarafından gerçekleştirilen deneylerde uzay koşullarındaki vakum ortamında 10 günden fazla yaşayabildikleri görülmüştür. Ayrıca, 1 K (-272 °C) ile yaklaşık 420 K (150 °C) arasındaki sıcaklık koşullarına ve

DNA yapılarının radyasyon hasarı ile bozulmasını engelleyen Dsup proteini sayesinde derin uzay ortam koşullarına dayanabilirler [115].

Tardigradlar, su yosunu (alg), liken gibi bitki hücreleri ve küçük omurgasız hayvanlar üzerinde yaşar ve bunlar ile beslenir. Tardigradlar, kendi içerisinde, çoğunluğu bitki yiyen ve bakteri yiyen türlerden oluşan bir çok alt türe sahiptir. Vücutlarındaki su yüzdesi, yüzde 3 seviyesine kadar indiğinde metabolizma faaliyetleri neredeyse durur, bu oran artış gösterdiğinde ise metabolizma tekrar eski haline dönerek yaşamsal faaliyetlerini normal olarak devam ettirebilirler. Şu ana kadar bilinen kadarıyla tardigradlar, en azından 10 yıl boyunca bu su yüzdesi ile hayatta kalabilirler. Tardigradların yaşam ömrü genellikle 3-4 ay olmasına rağmen, 2 yıla kadar yaşayabilen bazı türleri de bulunmaktadır. Bu sürelerle, uyku durumunda geçirdikleri zaman dahil değildir [116].

Tardigradlara ilişkin öne çıkan ve bu çalışmada kullanılabilecek bazı temel özellikleri bu bölümde verilmiştir [117][118][119][120][121][122].

- Oksijen yokluğunda, su yokluğunda en alt ve en üst sıcaklık seviyelerinde, kimyasal maddelerin içerisinde, vakum ve yüksek basınç ortamında yaşamaya uyum sağlayabilen tardigradlar, biraz ıslaklık olan her yerde yaşayabilirler. Bu adaptasyon özellikleri sayesinde dışarıdan kaynak teminine mümkün olmayan uzay görevlerinde kullanım için uygun olabilirler.
- Tardigradların yaşam süreleri, türlerine göre değişkenlik göstermekle birlikte, genellikle 3-4 ay ile 2 yıl arasındadır. Bazı türleri 2 yılın üzerinde ömre sahiptir. Bu sürelerle uyku halinde geçirdikleri süreler dahil değildir.
- Uyku haline geçtikleri ve yaşamsal faaliyetlerini bir anlamda dondurdukları “tun” adı verilen formda 30 yılı aşkın süre boyunca susuz ve yiyeceksiz olarak dayanabilirler. Bu sürede vücutlarındaki suyu %1 seviyesine indirebilirler ve kururlar. Yeniden su bulunan bir ortama konulduklarında eski hallerine dönerler ve üremeye hazır hale gelirler. Bu özellik, derin uzayın en uzak noktalarına gerçekleştirilebilecek uzun süreli görevlerde yer almalarını mümkün kılabilir.
- Sahip oldukları Dsup proteini sayesinde radyasyon sebebiyle meydana gelebilecek DNA bozulmalarına karşı dayanıklıdırlar. DNA’ları radyasyon etkilerinden koruyan bu proteinlerin diğer canlıların vücutlarında üretilmesi ve uyum sağlaması başarıldığı takdirde canlı organizmaların kullanıldığı derin

uzay araştırma görevleri ve insanlı derin uzay görevleri başka bir boyut kazanabilecektir.

- Tardigradların bilinen kadarıyla yaklaşık 1000 (bin) civarında türü bulunmaktadır. Boyları 0.1 milimetre ile 1.2 milimetre arasında değişen ve 8 (sekiz) bacaklı tardigradların erişkin hallerinde 40,000 (kırk bin) hücreye sahip oldukları belirlenmiştir. Dişi ve erkek özelliklerini bir arada gösteren bu canlılar, yaklaşık iki hafta içerisinde gelişimlerini tamamlayabilmektedir.
- Beslenme alışkanlıklarının temelinde genellikle 2 farklı beslenme türü bulunduğu tespit edilmiştir. Bunlardan biri yosun ve alglerden oluşan bitkisel beslenme, diğeri ise rotifer denen daha küçük canlılar ile beslenmedir.

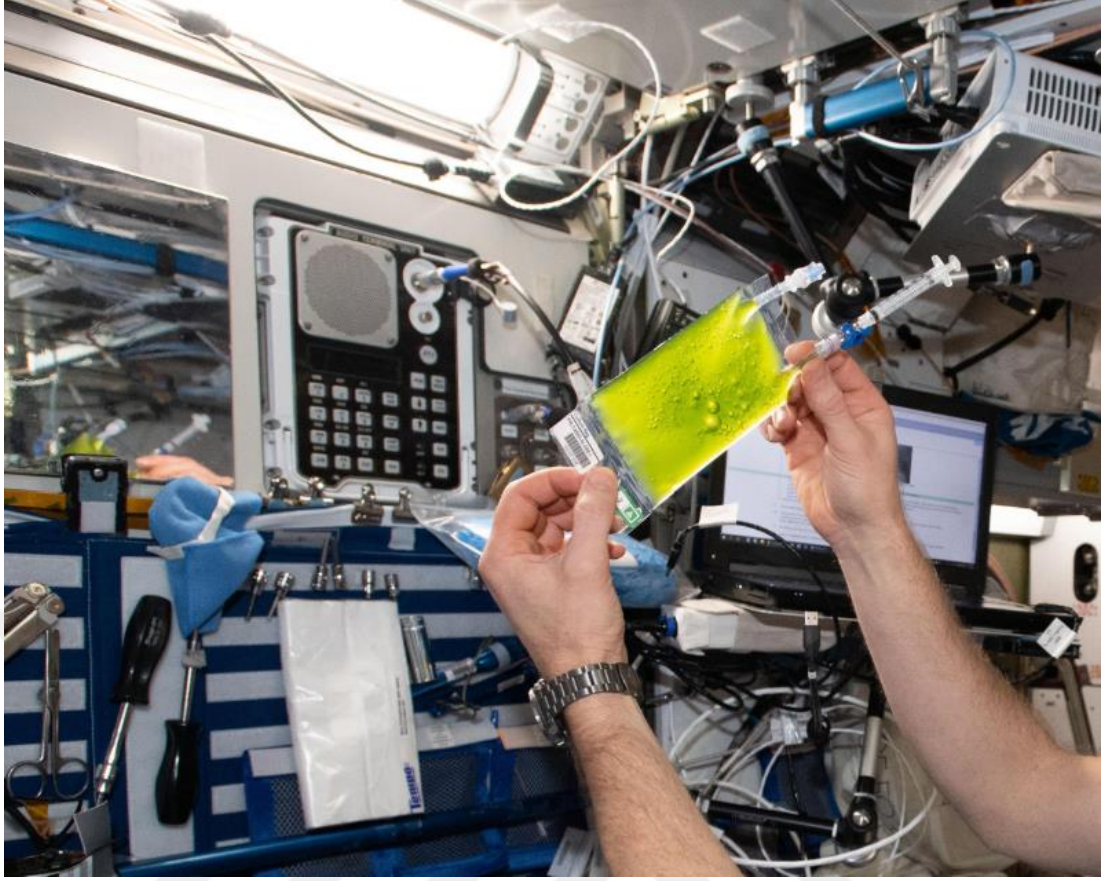
Bilim insanlarının yürüttüğü araştırmalar sonucu elde edilen bilgiler ışığında, tardigradların ekstrem ortam koşullarına karşı dayanımını test etmek üzere Dünya Alçak Yörüngesi'nde gerçekleştirilen "FOTON M3" görevi ile görev yükü olarak Tardigradlar uzaya gönderilmiş ve uzayda hayatta kalabildiği bilinen ilk hayvan olma özelliğini kazanmıştır.

Yaşam sürelerinin genellikle 2 yıldan uzun olmaması sebebiyle, görevin icra edileceği noktaya ulaşana kadar tardigradların uyku halindeki formlarında (tun) bulunması ve uydu göreve başladıktan sonra faal hale gelmelerini sağlamak daha güvenilir olacaktır.

4.1.2 Likenler (algler)

Su yosunu olarak da bilinen algler (su yosunları) ile mantarların bir arada yaşadığı yaşam formuna likenler adı verilmektedir. Bu birliktelik, görev yükü tasarımı için temel dayanak noktalarından birini oluşturmaktadır. Taşıdıkları klorofil sayesinde karbondioksiti kullanarak oksijen üreten algler ile oksijeni tüketerek alglerin kullanacağı karbondioksiti üretmesi ile karşılıklı fayda sağladıkları simbiyotik birlikteliği oluştururlar.

Bu birlikteliğin bir benzeri, MASTERSAT uydusunun biyolojik görev yükü içerisinde oluşturulacaktır. Su yosunları, görev yükü içerisine yerleştirilecek tardigradlar ve siyanobakteriler tarafından kullanılacak oksijeni üretecek ve aynı zamanda besin kaynağı olarak kullanılacaktır (Şekil 4.3).



Şekil 4.3 : UUI’de deneylerde kullanılan su yosunu (alg) kültürleri [123].

Su yosunlarının mantarlar ile oluşturduğu birlikteliğe ilişkin bilgiler ve bu çalışma kapsamında kullanılabilecek bazı temel özelliklere ilişkin bilgiler bu bölümde verilmiştir [120][124][125][126][127][128]:

- Alglerin insan tüketimi için yetiştirilmesi ve kullanılması fikri ilk kez 1942 yılında dillendirilmiştir. Bu kapsamda astronotların uzayda ve diğer gezegenlerin yüzeylerinde inşa edilebilecek laboratuvarlarda kullanabilecekleri oksijen ve besinin üretilmesinde siyanobakteri, alg ve likenlerin kullanımına ilişkin araştırmalar yapılmıştır.
- Uluslararası Uzay İstasyonu’nda bugüne kadar su yosunlarının ve likenlerin kullanıldığı bir çok deneysel görev icra edilmiş ve uzay ortam koşullarına uyum sağlayabildiği kanıtlanmıştır. Yapılan deneyler ile alglerin çok düşük ışık seviyelerinde dahi fotosentez yapabildiği görülmüştür.
- Derin uzay görevlerinde ihtiyaç duyulan oksijen kaynağının desteklenmesi, Mars ve Ay başta olmak üzere gezegen yüzeylerinde kurulması planlanan koloni ve uzay istasyonlarında başlıca problem olarak görülen oksijen kaynağının

sağlanmasında ve solunabilir hava yaratılmasında kullanılabileceği için su yosunlarına ilişkin yapılan araştırmalar oldukça önemlidir.

- Algler aynı zamanda plastik ve kağıt gibi malzemelerin üretilmesinde kullanılabildiği için uzay istasyonu ve gezegen kolonilerinde kaynak maddelerden biri olabilir.
- Algler kapalı ortamda büyüyebilme kabiliyetine sahiptir. Bu kabiliyetleri sayesinde MASTERSAT konsept görev önerisinde kısıtlı hacimdeki ve erzak ihtiyacı duymayan bir sistem içerisinde kullanımlarının uygun olduğu değerlendirilmiştir.
- Algler, MASTERSAT konsept görev tasarımında önerilen tardigradlar için temel besin kaynaklarından biridir. Oluşturulan deney düzeneği içerisinde tardigratların uzun süre boyunca kullanılabileceği oksijen ve besin kaynağı olarak kullanılacaktır.
- UUİ'de gerçekleştirilen deneyler kapsamında sudan arındırılarak kurutulan alglerin aylar sonra yeniden normal hale döndürüldüğünde yaşamsal faaliyetlerini devam ettirdiği ve ürettiği gözlemlenmiştir. Bu durum, uzun süreli uzay görevlerinde alglerin kullanıma uygun olduğunu göstermektedir.
- Alglerin biyoyakıt olarak da kullanılabileceği düşünülerek bu konuda araştırmalar ve deneyler gerçekleştirilmiştir. Henüz istenen verime ulaşmamış olsalar da gelecek yıllarda ekolojik sistemde görevleri sona eren alglerin çeşitli dönüşümler sağlanarak itki sistemleri için yakıt olarak kullanılabilmesi mümkün olabilecektir.

Su yosunlarının insanlı derin uzay görevlerinde besin kaynağı olarak kullanılmasına ilişkin fikirler doğrultusunda bugüne dek bir çok çalışma yapılmıştır. Su kaynaklarının temizlenmesinde ve ihtiyaç duyulan oksijenin üretilmesinde kullanılması planlanan su yosunları aynı zamanda insanlı görevlerde besin kaynağı olarak kullanılabilir. Böylece dışarıdan erzak ihtiyacının azaltılması, insanlı uzay görevlerinde en temel problemlerden olan oksijen ihtiyacının karşılanması ve kendi kendine yetebilen ekosistemlerin uzayda kurulması mümkün olabilecektir.

Tüm bu durumlar düşünüldüğünde alglerin, MASTERSAT konsept görev tasarımının biyolojik görev yükü içerisinde tardigradlar ile liken birliği benzeri bir yapı oluşturarak uzun süreli görevlerde kullanıma uygun olduğu ve kendi kendine yetebilen ekosistemi destekleyeceği değerlendirilmiştir.

4.1.3 Siyanobakteriler

Dünya'daki oksijen üretiminin yaklaşık %80'ini fotosentetik algler ve fotosentez yapabilen siyanobakteriler gerçekleştirmektedir. Siyanobakteriler, denizlerdeki nitrojen çevriminin önemli bir bileşenidir ve metan ile dolu Dünya atmosferinin oksijenle dolmasına yol açarak yüzeydeki yaşam formlarının oluşmasını, çeşitlenmesini sağladıkları düşünülmektedir. Siyanobakteri, mantar, alg, liken ve yosunlardan oluşan biyolojik örnekler, BIOMEX adı verilen biyoloji ve Mars deney modülü içerisinde 1 yıldan daha uzun bir süre boyunca UUI'de, vakum başta olmak üzere, -20 °C ile +47 °C arasında değişen sıcaklıklara ve morötesi radyasyon patlamalarına maruz bırakılmıştır.

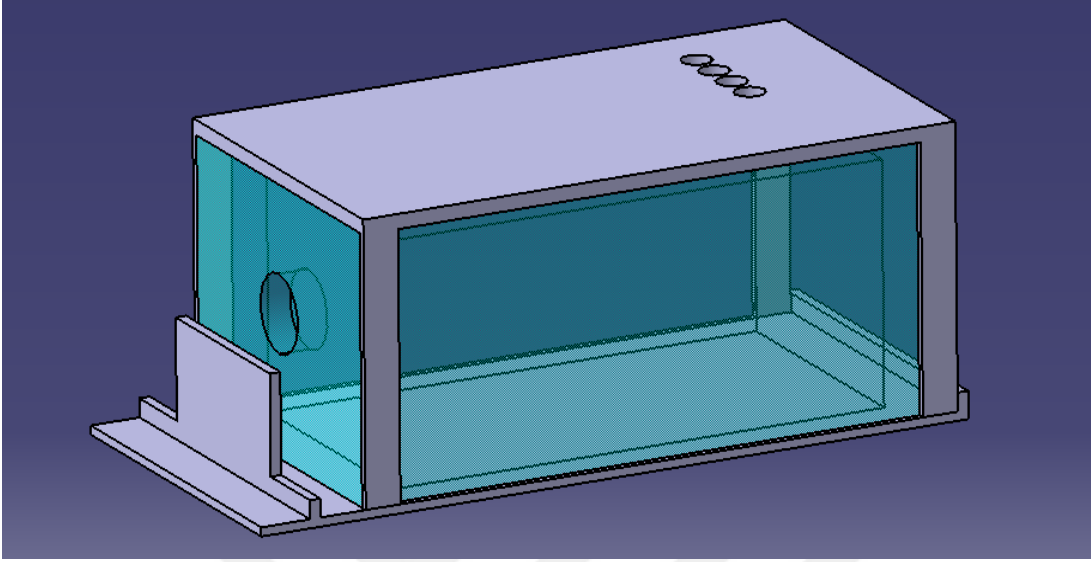
Bu çalışma kapsamında kullanılabilecek siyanobakterilerin bazı temel özelliklerine ilişkin bilgiler bu bölümde verilmiştir [129][130][131]:

- Tıpkı algler gibi siyanobakteriler de gezegenlerin kolonileştirilmesi ve derin uzay görevleri sırasında temel ihtiyaç olan oksijen, su ve yakıt üretimi konularında kaynak olarak görülmektedir.
- Yüksek-düşük sıcaklık dayanımına sahipler.
- Genellikle tek hücrelidirler ve koloniler halinde yaşar ve büyürler.
- Mars kolonisinde kurulması planlanan terraform içinde kullanılması planlanmaktadır.
- Geniş hacim ihtiyacı ve dış kaynaklara pek duymayan siyanobakteriler bu özellikleri sayesinde uzay görevlerinde kullanım için uygundur.

4.1.4 Ekosistem kabini

Algler, siyanobakteriler ve tardigradlardan oluşacak canlı ekosistem, içi arındırılmış tuzlu deniz suyu ve yosun ile dolu, sensörler ile donatılmış 655 cm³ hacminde bir kabin içerisine yerleştirilecektir. Kabin duvarları uydu dışına bakan yüzeylerde 1.5 cm, diğer yüzeylerde ise 1 cm olacak şekilde ayarlanmıştır. Basınç, sıcaklık ve ekosistem dengesini sağlamak üzere kabini oluşturan malzeme, üzerine yerleştirilen koruyucu alüminyum kapak ile desteklenecektir. Kabin malzemesi ise uzay araçlarında cam tasarımlarında kullanılan malzemeler ile benzer özellik gösterecektir. Kabin, 3D baskı ile oluşturulan PLA destekli alaşım, cam ve arojel gibi malzemelerden oluşabilir. Uzay ortamında Güneş'i doğrudan gören durumlarda kabin içerisindeki aşırı ısınmayı

engelleyecek özellikte seçilecek bu malzeme ile, uzay ortamının canlılar üzerindeki radyasyon etkisini gözlemlemek mümkün olacaktır. Bu çalışma kapsamında malzeme seçimi ile ilgili bir çalışma yapılmamıştır.



Şekil 4.4 : Görev yükünde yer alan canlıları içeren ekosistem kabini.

Kabin yüzeylerinin 2U'luk taraflarına, kabin içi sıcaklık dengesini sağlamak ve canlı organizmaların uyku moduna geçmesini engellemek üzere ısıtıcı yüzeyler yerleştirilmiştir. Kabinin 1U'luk yüzeyleri uzay or tamı ile doğrudan temas halinde olacak ve radyasyon etkisi, kabin içerisinde yer alan canlılara ulaşabilir olacaktır.

1U'luk yüzeylerden birinin önüne yerleştirilen kamera ile ekosistemde meydana gelen değişimler kayıt altına alınacak ve görsel olarak takip edilebilecektir. Aynı bölgeye yerleştirilen bir radyasyon dozimetresi ile de uydu ve görev yüküne etkiyen radyasyon seviyesi kayıt altına alınacaktır.

Kabin üzerine yerleştirilecek koruyucu kapak üzerinde, ekosistem içerisindeki organizmaların yaşamsal faaliyetlerini ve ekosistem dengesini takip etmek üzere çeşitli ölçüm cihazlarından ve hafıza birimlerinden oluşan bir sensör kompleksi bulunacaktır.

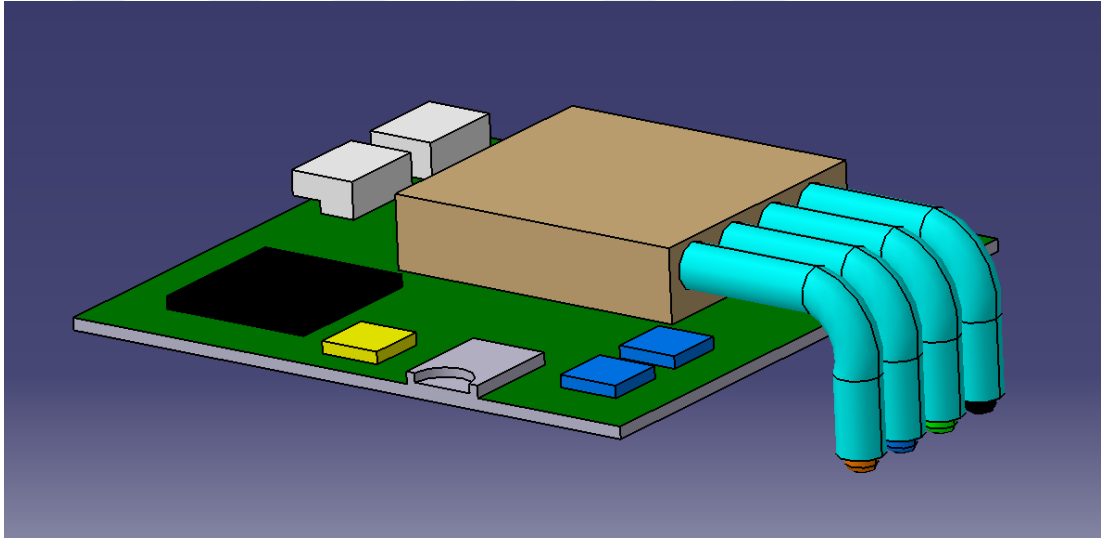
4.2 Sensör Kompleksi

MASTERSAT uydusunun görev yükü içerisinde yer alacak canlı organizmaların yaşamsal faaliyetlerinin görev süresince izlenmesi planlanmıştır. Bu doğrultuda,

belirlenen temel yaşamsal faaliyetlerinin ve deney ortamının fiziksel durumunun tespiti için bazı temel sensörlere ihtiyaç duyulacaktır.

İhtiyaç duyulan temel sensörlerin yer aldığı sensör kompleksi, görev süresi boyunca görev yükünden elde edilecek verilerin temelini oluşturacaktır. Sensörler ile elde edilen veriler, görev yükü sisteminin kontrol kartı üzerindeki hafıza birimlerine kaydedilecek ve kaydedilen veriler, sağlık bilgisi ve görev verisi olarak Dünya'ya iletilecektir.

Yapılan araştırmalar sonucu uzay görevlerinde yaşamsal faaliyetlerin izlenmesi için geliştirilen bazı hazır, çoklu sensör sistemlerine rastlanmıştır [132]. Bu sistemlerin oldukça kısıtlı sayıda olması, tasarımsal düzenlemelere imkan tanımaması ve ticari ürünler olmaması sebebiyle görev yükü içerisinde kullanılmak üzere konsept bir sensör kompleksi tasarımı gerçekleştirilmiştir.

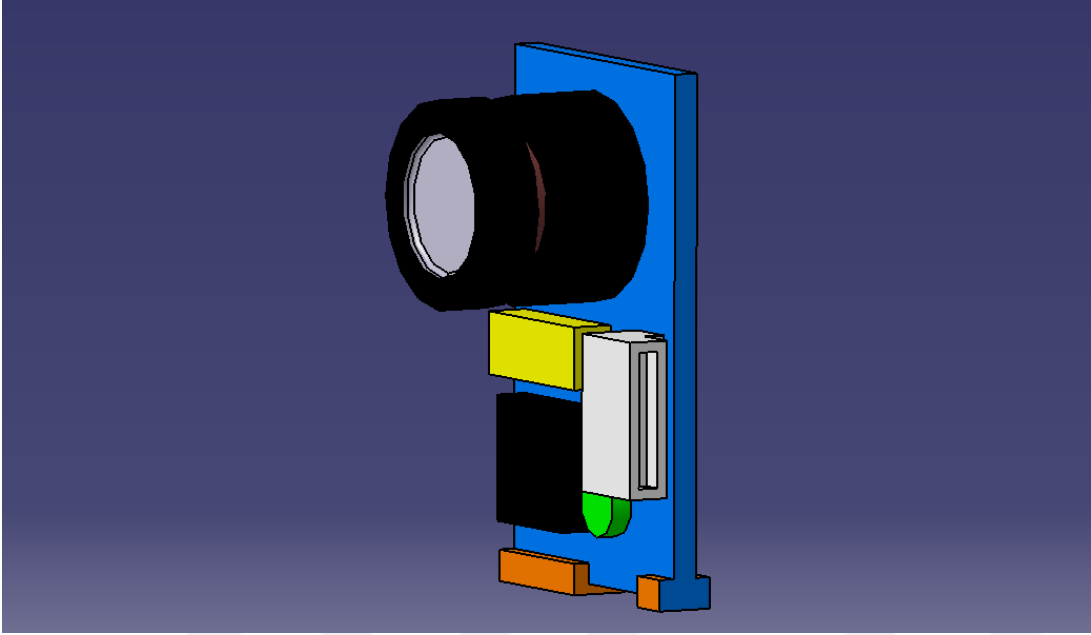


Şekil 4.5 : Görev yükü için sensör kompleksi tasarımı.

Görev yükünde yer alan canlı ekosistemden elde edilecek yaşamsal fonksiyon verileri, sensör kompleksinde yer alan oksijen (O_2), karbon dioksit (CO_2), basınç, sıcaklık ve nem sensörleri aracılığıyla sağlanacaktır. Sensörler aracılığıyla toplanan verilerin işlenmesi ve depolanması için sensör kartı üzerinde kalıcı ve geçici hafıza birimleri, işlemciler ve çeşitli arayüz bağlantıları bulunacaktır. Depolanan sensör verileri analiz edilerek, ihtiyaç duyulması durumunda ısıtıcı, basınç dengeleyici ve opsiyonel olarak radyasyon koruması sağlamak üzere kalkanlamanın aktif hale getirilmesi gibi özellikler çalıştırılabilecektir.

4.3 Kamera Görev Yüğü

MASTERSAT uydusunda deneysel biyolojik görev yükünün temelini oluşturan canlı ekosistemin, sensörler aracılığıyla ölçülen ortam verilerine ek olarak, fiziksel olarak izlenebilirliğini sağlamak ve görev süresince yaşanan değişimleri gözlemlemek üzere kamera görev yükü bulunacaktır.



Şekil 4.6 : Kamera görev yükü konsept tasarımı.

Kamera sistemi, canlı ekosistem içerisinde yer alan organizmaların zamana bağlı hareketlerini ve gelişimlerini izlemek üzere kullanılacaktır. Görev yükü kartı üzerinde ayrılan bölüme yerleştirilecek kamera sistemi, canlı ekosistemin yer aldığı kabin içerisinde göreceği şekilde yerleştirilecektir.

Belirlenen sürelerde periyodik olarak çekilen fotoğraflar, görev yükü veya uydu görev bilgisayarı üzerinde yer alan hafıza birimlerine kaydedilecektir. Yer istasyonu ile haberleşme anında uydudan alınacak verilerin büyük bir kısmını kamera görev yükü aracılığıyla elde edilecek veriler oluşturacaktır.

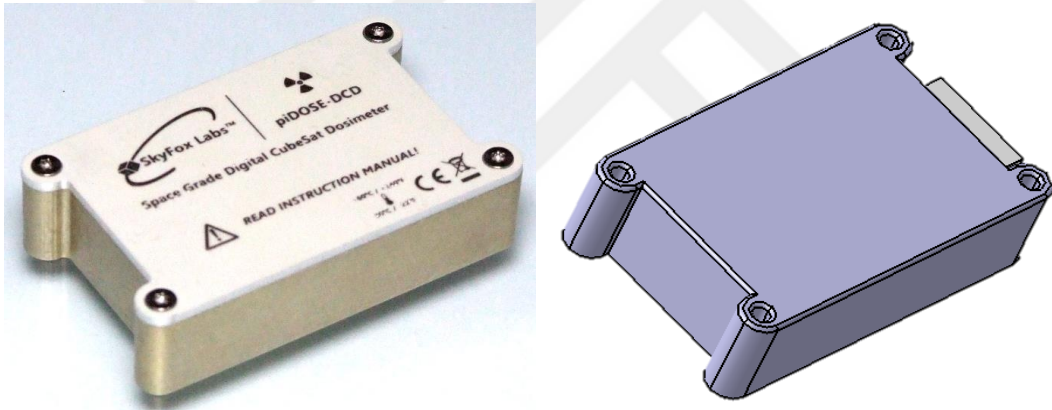
Kamera görev yükü ile çekilen fotoğrafların, yer istasyonu aracılığıyla, yere indirildikten sonra işlenmesi ve detaylı olarak analiz edilmesi ile görev yükü ve canlı ekosisteme dair kapsamlı bilgiler elde edilebilecektir.

MASTERSAT uydusuna yerleştirmek üzere konsept tasarımı sunulan kamera görev yükü için rafta hazır ürün olarak tedarik edilecek daha farklı bir sistem kullanılması durumunda kullanmak üzere, görev yükü kartı üzerinde ekstra hacim bırakılmıştır.

4.4 Radyasyon Dozimetresi

MASTERSAT konsept görev tasarımı temel hedefi olan canlı organizmaların uzay ortam koşulları altında etkisini gözlemlemek üzere görev yükü içerisinde çeşitli sensörler ve izleme aygıtları kullanılmıştır. Canlı organizmalar için uzay ortamının başlıca olumsuz etkilerinden biri olan radyasyon etkisini gözlemlemek ve canlıların hangi koşullarda hangi tepkileri verdiğini tespit etmek üzere referans radyasyon seviyesi ölçümü gerçekleştirecek bir ölçüm aracına ihtiyaç duyulmuştur.

Bu kapsamda, uzay ortamına bir kabin içerisinde maruz bırakılan canlı ekosisteme etkileyen radyasyon seviyesinin zamana bağlı değişimlerini kaydetmek üzere radyasyon dozimetresi araştırması yapılmıştır. Yapılan araştırma sonucu rafta hazır ticari ürün olarak küp uydularda kullanıma hazır modül halinde satışı gerçekleştirilen SkyFoxLabs firmasının “piDOSE” sayısal radyasyon dozimetresi ürünün kullanılmasına karar verilmiştir (Şekil 4.7).

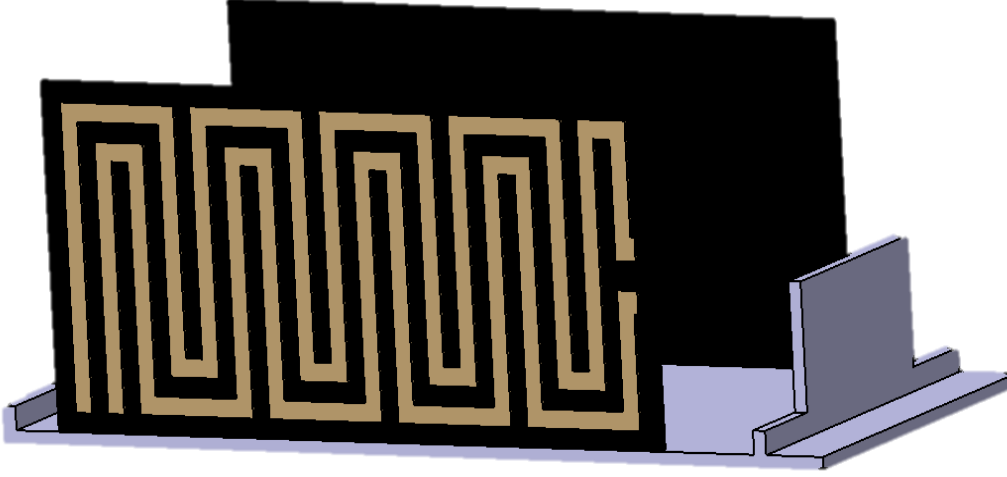


Şekil 4.7 : “piDOSE” radyasyon Dozimetresi [133].

4.5 Isıtıcılar

Görev yüklerinin ve alt sistemlerin çalışma sıcaklık aralığında tutulması ve daha iyi performans elde edilmesini sağlamak üzere uydu ısı kontrol alt sistemi görev yapmaktadır.

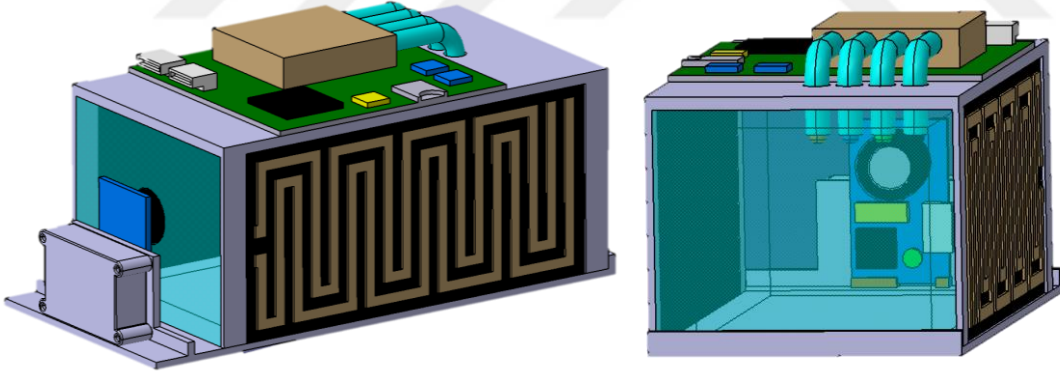
MASTERSAT uydusunda, görev yükü içerisindeki canlı ekosistemi saran kabin etrafında, 2 yüzeyde ısıtıcı bulunacaktır. Bu ısıtıcılar, sıcaklıkların istenen seviyenin altına düştüğü durumlarda devreye girecek ve canlı organizmaların kendilerini uyku durumuna almasını engelleyerek sensörlerden sürekli veri elde edilmesini sağlayabilecektir.



Şekil 4.8 : Görev yükü tasarımında kullanılan ısıtıcılar.

4.6 Görev Yükü Sistem Mimarisi ve Teknik Özellikleri

Bu çalışma kapsamında konsept tasarımı sunulan MASTERSAT uydusu içerisinde 2U boyutunda hacim görev yükü için ayrılmıştır. Ayrılan hacmin daha küçük bir kısmı kullanılarak içerisinde canlı ekosistemi, sensör kompleksi, kamera ve dozimetre ekipmanları bulunan komple bir görev yükü tasarımı ortaya çıkarılmıştır.



Şekil 4.9 : Görev yükü konsept tasarımı.

5. YER İSTASYONU VE DESTEK SİSTEMLERİ

Derin uzay ile haberleşecek bir görev tasarımı için uygun yeni bir yer istasyonu kurulumu konusunun oldukça yüksek bütçe maliyeti ve iş gücü gerektirdiği değerlendirilmiştir. Dolayısıyla, bu konsept görev önerisinde yeni bir yer istasyonu kurmak üzere araştırma çalışmaları sonlandırılmış ve NASA bünyesinde yer alan ve derin uzay haberleşmelerinde kullanılan yer istasyonunun kullanılacağı düşünülerek bu görev konsepti şekillendirilmiştir.

Bu çalışmada önerilen görev konsepti için yer kesiminde maliyeti yüksek yeni yer istasyonları kurmak yerine en efektif çözüm olarak DSN sisteminin kullanılabileceği değerlendirilmiştir. Otonom olarak görev yapmak üzere tasarlanan uyduya komutlar uygun haberleşme koşulları olduğu sürece Türkiye veya başka bir yerde konuşlu yer istasyonundan iletebilecektir. Uydudan DSN aracılığıyla alınacak veriler ise daha sonra elektronik ortamda Türkiye’de bulunacak komuta kontrol istasyonlarına iletebilecektir. Derin uzay görevi icra edecek ilk uydular olan MarCO-A ve MarCO-B uyduları da üzerlerinde bulunan antenler sayesinde DSN aracılığıyla komuta kontrol istasyonlarına veri aktarmaktadır. DSN ile elde edilen verileri analiz ederek aynı zamanda uydunun yörünge ve konum bilgileri de detaylı olarak bilinebilmektedir.

DSN her ne kadar Dünya’dan 16000 (on altı bin) kilometre uzaklık ile Güneş sistemimizin en öte noktası arasındaki uydular ile haberleşme için tasarlanmış olsa da, International Telecommunication Union (ITU) tarafından frekans tahsisinde derin uzay ifadesi Dünya yüzeyinden 2 (iki) milyon kilometre uzaklık için tanımlanmıştır. Bu doğrultuda Ay görevleri ile Dünya-Güneş sisteminin L1 ve L2 noktalarında görev icra edecek uydular için derin uzay frekans bantları yerine yakın uzay için frekans bantları tahsis edilebilir. İki aşamalı olarak planlanan bu görev için, Dünya-Ay sisteminin L4 ve L5 noktalarında icra edilecek görev süresince DSN yerine Near Earth Network (NEN) kullanılması gerekebilir. Bu aşamada nihai çözümü elde etmek üzere yer istasyonu işletmecileri ve ITU ile iletişime geçilmemiştir. Bu konuda nihai çözümü elde etmek üzere yapılacak çalışmalar, gelecekte yapılacak çalışmalar arasına eklenmiştir.

5.1 Deep Space Network (DSN)

DSN'nin temelleri 1958 yılının başında ABD ordusunun talebi ile JPL tarafından Nijerya, Singapur ve Kaliforniya'da taşınabilir radyo takip istasyonlarının kurulması ile atılmıştır. Kurulan bu istasyonlar sayesinde ABD tarafından fırlatılan ilk uydu olan Explorer 1 ile telemetri alınmış ve uydunun yörüngesi çizilebilmiştir. 1958 yılının sonunda JPL'in ABD ordusundan NASA'ya devredilmesi ile birlikte DSN, başta Ay ve gezegenlerin keşfi olmak üzere derin uzay araştırmalarında kullanılmaya başlandı [134].

NASA bünyesinde yer alan JPL tarafından yönetilen DSN, yerküreyi yaklaşık 120 derece aralıklarla bölecek şekilde California/ABD, Madrid/İSPANYA ve Canberra/AVUSTRALYA'da bulunan 3 tesis aracılığıyla bir derin uzay haberleşme ağı bulunmaktadır (Şekil 5.1). Bu yerleşim sayesinde Güneş sisteminin en dış noktalarına kadar, hangi konumda olursa olsun en azından bir yer istasyonu ile haberleşme mümkün olabilmektedir. Kurulu bu ağ, NASA görevleri ve NASA tarafından yürütülmeyen diğer görevler için kullanılmaktadır. Ağ bünyesinde yer alan ve yıl boyunca %99 oranında aktif olan yer istasyonlarının harita üzerindeki gösterimleri Şekil 5.1'de verilmiştir. Günümüzde derin uzayda faaliyet gösteren ve Dünya'dan uzaklığı 2 milyon kilometreden fazla olan çoğu uydu, haberleşme için DSN'ye ihtiyaç duymaktadır [135].

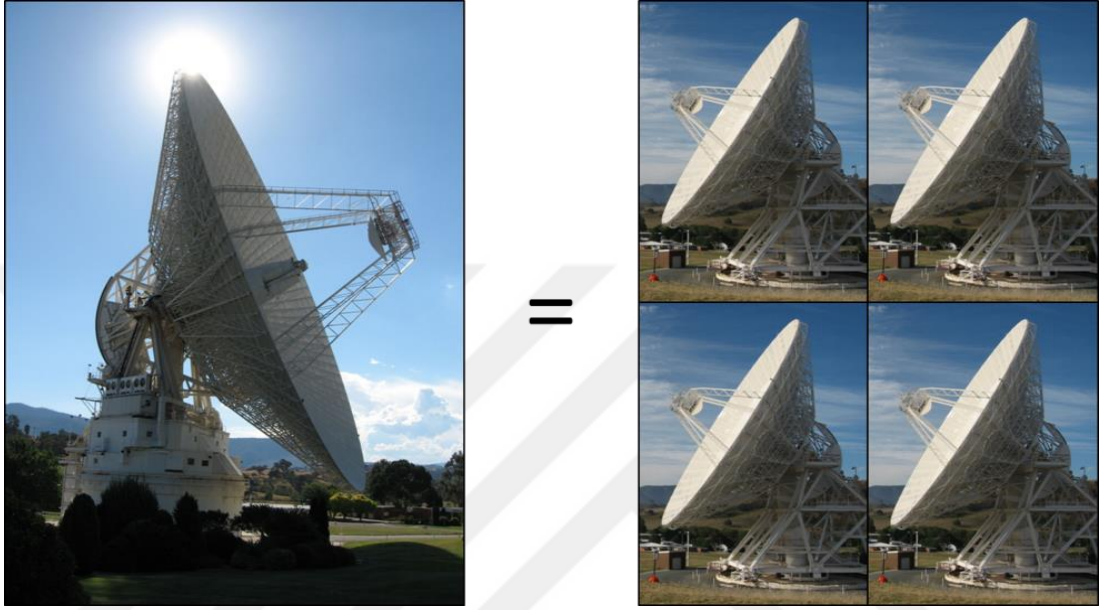


Şekil 5.1 : DSN yer istasyonları haritası [136].

5.2 DSN Genel Özellikler

DSN, milyarlarca kilometre mesafe uzaktan dahi sinyalleri yakalayabilmek için 34 metre ile 70 metre arasında değişen anten boyutlarına sahiptir. Bu büyük antenler

sayesinde DSN, uzayın derinliklerinden gelen, bir buzdolabı ampulünün yaydığı enerjiden daha düşük seviyelerdeki 20 Watt'lık sinyalleri dahi yakalayabilmektedir. Yakın zamanda 34 metre çapındaki antenlerle değiştirilecek olan 70 metre çapındaki antenler Şekil 5.2'de gösterilmiştir. DSN, son iyileştirmeler ile birlikte insanlı Mars yolculuklarında ve derin uzay görevlerinde efektif olarak kullanılabilir hale getirilmiştir.



Şekil 5.2 : 34 Metre ve 70 metre çaplarındaki DSN antenleri [136].

DSN tesislerine, kullanım alanlarına ve kapasitesine yönelik genel detaylar aşağıdaki tabloda verilmiştir.

Çizelge 5.1 : DSN genel özellikler tablosu [135].

Yer İstasyonları	Kullanılabilir Görevler
California/ABD (35°25'36"N 116°53'24"W)	GEO Yörünge Görevleri
Madrid/İSPANYA (40°25'53"N 4°14'53"W)	Yüksek Eliptik Yörüngeler
Canberra/AVUSTRALYA (35°24'05"S 148°58'54"E)	Ay Yörüngeleri
	Lagrange Noktaları (Dünya-Güneş, Dünya-Ay)
	Dünya'dan Kaçış Yörüngeleri
	Gezegenler Arası Görevler
Kullanılacak Frekans Bantları	Hizmet Alınabilecek Görev Fazları
S-Bant (2 GHz)	LEOP
X-Bant (7-8 GHz)	Seyir Esnasında
Ka-Bant (26-32 GHz)	Yörüngede
	Hedef Noktada

DSN yer istasyonlarında yer alan büyük anten sistemleri hakkında bilgiler bu bölümde verilmiştir.

5.2.1 Anten dizilim konfigürasyonu

DSN bünyesinde farklı konumlarda bulunan çoklu antenlerin tek bir geniş anten gibi işletilmesine imkan sağlayan anten dizilimi konfigürasyonu ile alınan zayıf sinyallerin iyileştirilmesi sağlanmaktadır. Derin uzaydan sinyal gönderen bir uydunun sinyali Dünya'ya ulaştığında geniş bir alana yayılır. Dolayısıyla tek bir anten bu sinyalin küçük bir kısmını alabilmektedir. Çoklu antenler ve anten dizilim kombinasyonu sayesinde zayıf sinyallerin yüksek veri hızlarında güvenli bir şekilde alınması sağlanabilmektedir. Böylece, gezegenler arası çok uzak mesafelerde ilerlerken zayıflayan sinyal, derin uzay ile iletişimde sorun yaşanmaması için çoklu anten sistemleri ile alınıp çeşitli işlemlere tabi tutularak güçlendirilmektedir. Geçmişte gerçekleştirilen Voyager, Pioneer, Galileo gibi görevlerde bu uygulama sayesinde Jüpiter, Satürn, Neptün ve Uranüs gibi gezegenler hakkında uzun yıllar boyunca detaylı bilgiler elde edilebilmiştir [137].

5.2.2 26 Metre çaplı antenler

DSN sisteminde yer alan her yer istasyonu, bünyesinde 26 metre çapındaki antenlerden bir tane barındırmaktadır. Bu antenler, Ay'a düzenlenen Apollo görevleri için kurulmuş olup, günümüzde genelde Dünya yörüngesinde 1000 km'ye kadar olan uyduların takip edilmesinde kullanılırlar. Dolayısıyla, yüksek hızlı uydu geçişlerini takip edebilmek için anten kaidesinin iki ekseninde, saniyede 3 dereceye kadar hızla hareket edebilme yeteneği vardır.

5.2.3 34 Metre çaplı antenler

DSN sistemindeki her tesis, bünyesinde birden fazla 34 metre çaplı anten bulundurmaktadır. Bu antenlerin yansıtıcı yüzeyleri, maksimum sinyal yakalama kapasitesine sahip olabilmek için özel şekillendirilmiştir. Işın demeti dalga klavuzu anteni ve yüksek verimli anten türleri bulunmaktadır. Işın demeti dalga klavuzu antenini özel yapan şey ise antene gelen radyo sinyallerini yansıtarak antenin altında yer alan yer odasına ileten 5 adet reflektör bulunmasıdır. Böylece hassas elektronik komponentlerin açıkta bulunmaktansa korunaklı bir yer odasında kalması ve korunması sağlanır. Ayrıca bakım ve yeni teknolojilerin modifikasyonu basitleşmektedir. Tüm DSN yer istasyonlarında bir adet yüksek verimli anten ve bir ya da birden fazla 34 metre çaplı ışın demeti dalga klavuzu anteni bulunmaktadır.

5.2.4 70 Metre çaplı antenler

Her bir DSN yer istasyonu, Dünya’dan milyarlarca kilometre uzaktaki uyduları takip etme yeteneğine sahip, en büyük ve en hassas anten olan birer tane 70 metre çaplı dev anten barındırmaktadır. 3850 metre karelik yzeeye sahip bu antenler, her biri 1 santimetrelik hassas tabak şeklinde reflektrlerden oluşmaktadır, böylece en ufak deformasyonların anten operasyonlarını engellemesinin önüne geçilmektedir.

1965 yılında Mars geçişinde küçük antenler ile iletişim kurulmaya çalışılırken yaşanan veri kaybından dolayı kurulması kararlaştırılan bu antenlerin ilki 1966 yılında 64 metre çaplı olarak kurulmuştur ve daha sonra Voyager 2 uzay aracının Neptün geçişini takip edebilmek için 70 metreye güncellenmiştir.

70 metrelik dev antenler Pioneer, Cassini, Mars ve Ay görevleri başta olmak üzere, diğer gezegenlere, asteroidlere ve derin uzaya gerçekleştirilen birçok görevde kritik görevler üstlenmiştir.

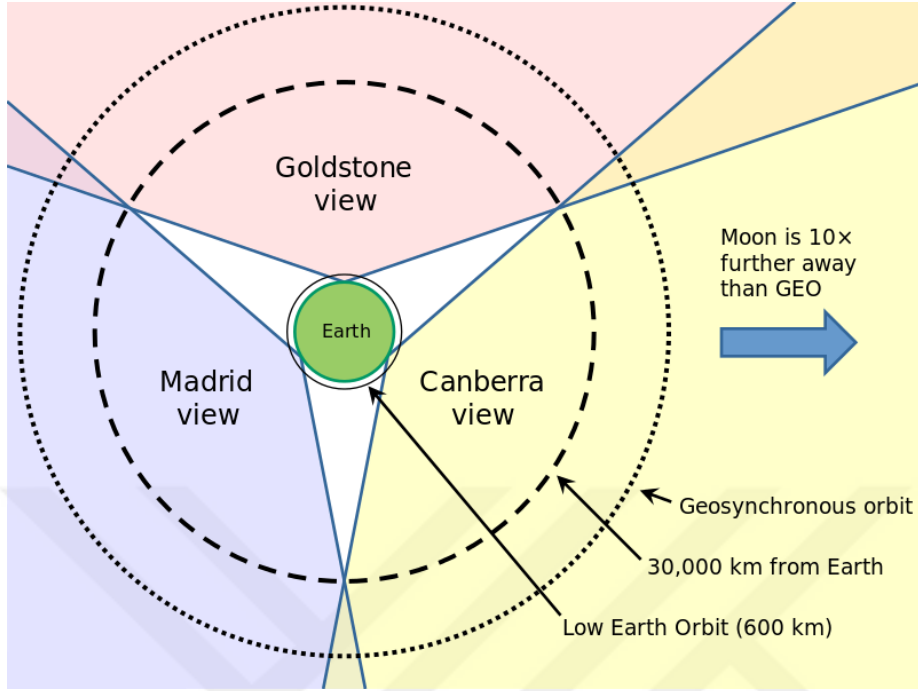
5.3 DSN Servisleri ve Hizmet Alımı

DSN, yakın Dünya yörüngelerindeki bazı uydular, Ay, Lagrange noktaları, yüksek eliptik dereceli Dünya yörüngeleri ve derin uzayda gerçekleştirilen Kategori A olarak tanımlanan görevlerde kullanılmaktadır [138]. Güncel durumda, NASA’nın “Multimission Ground System and Services” (MGSS) birimi tarafından “Advanced Multi-Mission Operations System” (NASA AMMOS) programı çerçevesinde hizmet sunulmaktadır.

Yer küreyi yaklaşık 120 derece aırlarla tarayabilecek şekilde kurulu yer istasyonları ile DSN uzayı geniş anlamda tarayabilme kabiliyetine sahiptir. DSN yer istasyonlarının Dünya üzerinde yerleşimini ve sistemin kapsama alanını gösteren şematik aşağıda verilmiştir. Bu grafiğe göre 30000 km yörüngenin üzerinde yer alan GEO uyduları ve derin uzayda görevini icra edecek tüm diğer uydular, DSN aracılığıyla, %99’un üzerinde iletişim süresi ile takip edilebilecektir (şekil 5.3).

DSN aracılığıyla, uyduya komut gönderme, telemetri ve görev verisi alma, uydu takibi gibi en temel ve kritik operasyonlar gerçekleştirilmektedir. Elde edilen veriler NASA bünyesinde yer alan DSN sinyal işleme ve operasyon merkezlerine iletilerek işlenmekte ve oradan uydu görev kontrol tesislerine aktarılmaktadır. Takip fonksiyonu

sayesinde DSN, 2 yönlü haberleşmeyi mümkün kılarak yüksek hassasiyetli uydu yönelim ve hız bilgisi sağlamaktadır.



Şekil 5.3 : DSN kapsama alanı [139].

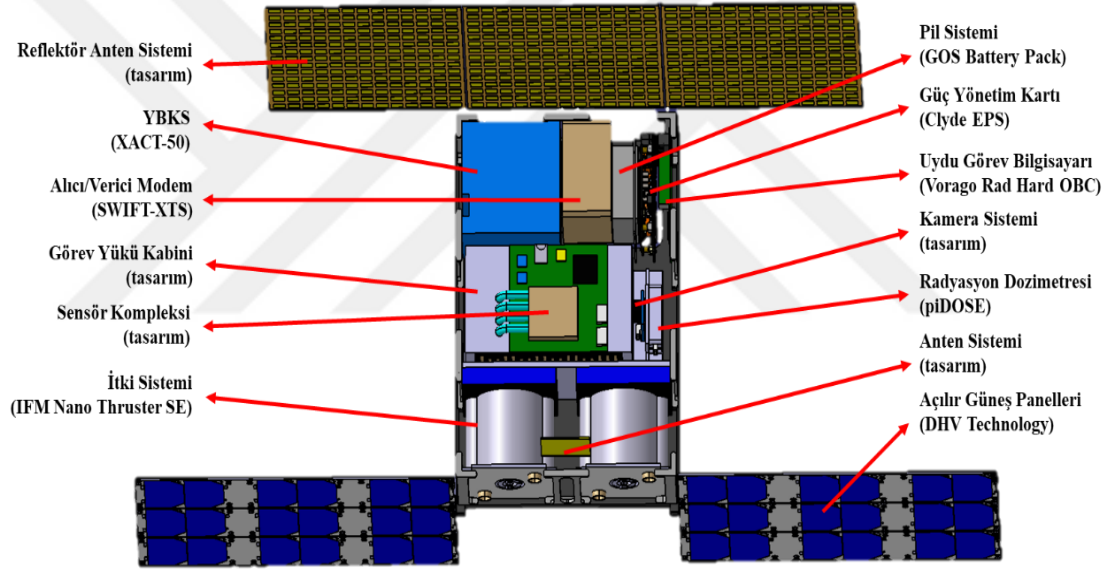
6U küp uydu ile gerçekleştirilecek derin uzay konsept görev önerisinin hazırlanması aşamasında, yer istasyonu işletme ve hizmet alma faaliyetleri konusu detaylandırılmamıştır. Görev süresi, bütçe ve elde edilecek verilere ait detaylar belli olduktan sonra projenin sonraki safhalarında DSN kullanımına ilişkin talep oluşturulmalıdır. Proje detaylarına ilişkin temel bilgiler DSN işletmecileri ile paylaşarak uydu takibi ve operasyonların kontrolü için kullanım talepleri doğrultusunda görüşmeler yapılacak ve böylece DSN kullanımı en uygun şekilde planlandığı için görev süresince herhangi bir olumsuzluk yaşanmayacaktır.

DSN bünyesindeki antenler ile aktif haberleşme sağlanan uydu bilgilerine, yer istasyonu durumlarına ve uydulardan elde edilen verilere “<https://eyes.nasa.gov/dsn/dsn.html>” bağlantısı ile ulaşılabilir.

6. SİSTEM MÜHENDİSLİĞİ

6.1 Sistem Tasarımı

MASTERSAT uydusunun alt sistemlerinin seçimi için yapılan getir-götür analizleri sonrası belirlenen alt sistemlerden ve konsept görev yükü tasarımından oluşan sistem mimarisi özeti bu bölümde sunulmuştur (Şekil 6.1). Tasarlanan görev yükü ve bazı diğer komponentlere ilişkin detaylar bu bölüm ile birlikte Bölüm 3. ve Bölüm 4. 'te verilmiştir.



Şekil 6.1 : MASTERSAT uydu alt sistem mimarisi.

MASTERSAT uydusunda yer alan alt sistemler ve ürünlere ilişkin bilgiler şu şekildedir;

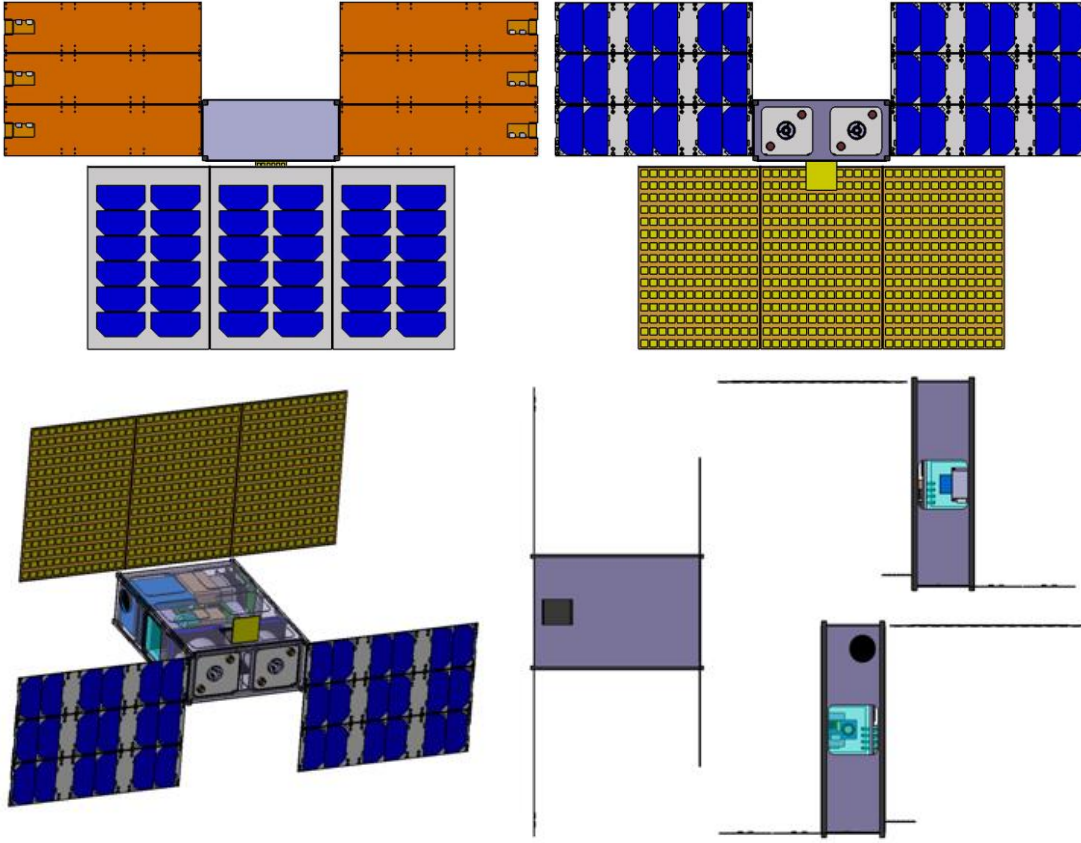
- Anten Sistemi: Uydu haberleşmesini sağlamak üzere X Bant ve S Bant frekanslarında çalışabilecek yüksek kazançlı bir anten konsepti tasarımı düşünülmüştür. Konsept tasarımın detaylarına bu aşamada girilmemiştir. Reflektör anten sistemi ile birlikte uyum içerisinde çalışacak 1 ya da 2 anten kullanılarak ürün geliştirmesi ya da tedariki gerçekleştirilebilir.

- **Reflektör Anten Sistemi:** Uydu haberleşmesinde kullanılacak X Bant ve S Bant frekanslarında veri alımını ve veri iletimini sağlamak üzere, anten sistemi ile uyumlu olarak çalışacak bir reflektör anten sistemi tasarımı düşünülmüştür. Uydu yöneliminin genellikle Dünya ile haberleşme durumu için kontrol altında tutulacağı düşünüldüğünde, konsept tasarım aynı zamanda reflektör sisteminin bulunduğu yüzeyin diğer tarafı güneş paneli sistemi olarak kullanılacak şekilde tasarlanmıştır. Bu konseptte tasarlanan ve üretilen ISARA küp uydusu referans alınmıştır.
- **İtki Sistemi:** Enpulsion firmasının 2000 ile 6000 s arasında özgül itki değerine sahip IFM Nano Thruster SE adlı üründen 2 adet kullanılmıştır. Kullanılacak itki sistemi, uydunun itki vektörünü kontrol etme kabiliyetine sahip olduğu için MASTERSAT uydusunda RF iyon motorlu itki sistemi dışında bir itki sistemi bulunmayacaktır.
- **Yönelim Belirleme ve Kontrol Sistemi:** 14 kilogramlık 6U formundaki küp uydularda 10 derece/saniye değerinden daha iyi döndürme oranına ve 2 eksende ± 0.003 derece, 3. Eksende ± 0.007 derece işaretleme hassasiyetine sahip Blue Canyon Technologies firması tarafından geliştirilen XACT-50 ürünü kullanılacaktır. XACT-50 ürünü bünyesinde 3 adet momentum tekeri, 1 adet yıldız takipçisi, dahili güneş sensörü ve hassas pozisyon/dönü bilgilerini sağlayan Inertial Measurement Unit (IMU), 3 adet manyetik tork çubuğu ve manyetometre bulundurmaktadır.
- **Haberleşme Sistemi:** Uydu haberleşmesinde X Bant iletim, S Bant alım ve iletim olmak üzere iki frekansta çalışabilen ve Tethers Unlimited firması tarafından üretilen SWIFT-XTS alıcı verici modem kullanılacaktır. 1 W ile 7 W arasında ayarlanabilir RF çıkış gücü sağlayan bu sistem, farklı yörünge ve operasyonlarda çalışmak üzere konfigüre edilebilecektir.
- **Güneş Panelleri:** Uyduda açılabilir panel konfigürasyonuna sahip, simetrik yapıda konumlandırılan ve açık durumda 3x3 U'luk yüzey alanı sağlayan, %30'dan daha iyi verime sahip güneş hücrelerinden oluşan DHV Technology firmasının ürünü güneş panelleri kullanılacaktır.
- **Pil:** Uydu operasyonları için kullanılmak üzere, güneş panellerinden üretilen gücün depolanması 80 Wh kapasiteye sahip German Orbital Systems firmasının

ürünü GOS CubeSat Battery Pack kullanılacaktır. Alüminyum kapak ile korunan pil sistemi, düşük sıcaklığa karşı dahili pil korumalarına sahiptir ve uydu tarafından talep edilen gücün güneş panelleri aracılığıyla üretiminin yetersiz olduğu durumlarda devreye girecektir.

- Güç Yönetim Kartı: Uydu güneş panelleri aracılığıyla üretilen gücün pil sisteminde depolanmasını ve alt sistemlerinin ihtiyaç duyduğu gücün her bir alt sisteme sağlanmasını sağlayacak, uydunun elektriksel güç yönetim operasyonlarının yönetilmesinden sorumlu güç yönetim kartı Clyde Space firmasının 3. Nesil Flex EPS sistemi olacaktır.
- Veri Kotarma Sistemi: Uydu alt sistemlerinin yönetimini ve yazılım algoritmalarının işletilerek uydu operasyonlarının gerçekleştirilmesini sağlamak üzere, yüksek seviye radyasyon dayanımına sahip olacak şekilde Vorago Technologies ve Pumpkin Space firmaları tarafından geliştirilen ve FreeRTOS işletim sistemine sahip Vorago Rad-hard OBC ürünü kullanılacaktır.
- Görev Yüğü: MASTERSAT uydusu için sunulan konsept görev tasarımı çerçevesinde icra edilecek görevler için kullanılmak üzere; canlı organizmaların yer aldığı görev yüğü kabini, yaşamsal faaliyetlerin izlenebilmesi ve uzay ortam koşullarına ilişkin verilerin elde edilmesi için konsept tasarımı gerçekleştirilen sensör kompleksi, görsel izlemeyi mümkün kılmak için kamera sistemi ve radyasyon seviyesi için SkyFoxLabs firması tarafından üretilen piDOSE radyasyon dozimetresini içeren bir görev yüğü konsept tasarımı kullanılması planlanmıştır.

Ortaya çıkan nihai tasarıma ilişkin görseller Şekil 6.2’de verilmiştir;



Şekil 6.2 : MASTERSAT uydu sistem tasarımı görselleri.

6.2 Uydu Bütçeleri

6.2.1 Kütle ve hacim bütçesi

MASTERSAT uydusunu oluşturan görev yükleri, alt sistemler ve kablo gibi diğer elemanların nihai konfigürasyonları düşünülerek oluşturulan kütle bütçesine ilişkin değerler bu bölümde sunulmuştur.

Küp Uydu Tasarım Tanımlama Dokümanı'na göre 6U formundaki küp uyduların toplam kütlesi en fazla 12 kg olabilmektedir [8]. Bu dokümanda yer alan madde temel alınarak, herhangi bir fırlatma aracı ve fırlatma adaptörü ile uyumluluk sağlanabilmesi amacıyla MASTERSAT uydusu için kütle kısıtı 12 kg olarak kabul edilmiştir. Bu doğrultuda oluşturulan kütle bütçesi ve kısıt olarak kabul edilen değere göre sahip olunan tolerans değerleri Çizelge 6.1'de belirtilmiştir.

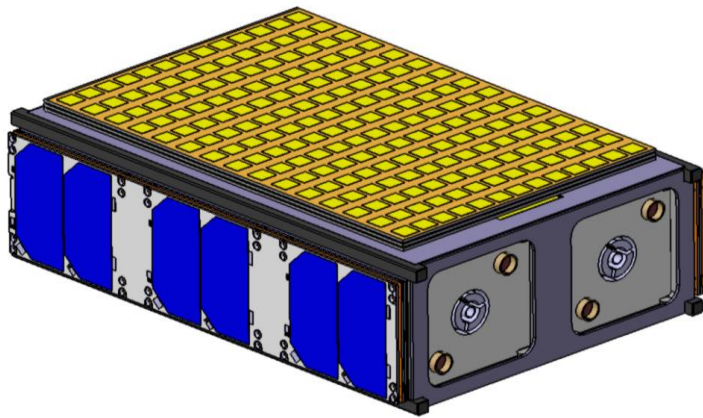
Tabloda yer alan değerler, alt sistem tedarikçilerinden muhtelif zamanlarda temin edilen teknik veri dokümanları ve yazışmalar ile elde edilen bilgilerden oluşturulmuştur. Takip eden zamanlarda bu değerlerin değişmiş olması veya tedarikçiler tarafından sağlanan değerlerde sapmalar meydana gelmesi olasıdır. Bu

sebeple kütle bütçesi oluşturulurken her bir alt sistem için %10'luk bir tolerans değeri belirlenmiş ve toleranslı olarak en kötü durum senaryosunun göz önünde bulundurulmasıyla toplam uydu kütlesinin 11.968 kg ile sınır olarak belirlenen 12 kg'lık kütle değerini sağladığı görülmüştür.

Çizelge 6.1 : MASTERSAT uydu kütle bütçesi tablosu.

Alt Sistem No	Alt Sistem	Kütle (g)	Tolerans (g)
1	Yapı, Isıl Kontrol ve Mekanizmalar Alt Sis.	2250	225
2	Yönelim Belirleme ve Kontrol Alt Sis.	1250	123
3	Veri Kotarma Alt Sis.	77	7.7
4	Elektrik Güç Alt Sis.	1673	167.3
5	Haberleşme Alt Sis.	1500	150
6	İtki Alt Sis.	1900	190
7	Görev Yüğü	2000	200
8	Kablaj	250	25
-	TOPLAM	10880	1088
-	TOLERANSLI TOPLAM KÜTLE	11968	

Uydu hacim bütçesinin en önemli kısıtı, fırlatma araçları ve fırlatma arayüzleri tarafından talep edilen hacim zarfı içerisinde kalınmasıdır. Tasarım tanımlama dokümanlarında da verildiği üzere genellikle uydu yapısının, ray hattı ile temas eden köşe bentlerinden itibaren 1x3U ve 2x3U'luk yüzeylerde 10 mm, 1x2U'luk yüzeylerde ise 6 mm çıkıntıya izin verilmektedir. MASTERSAT uydusunun Şekil 6.3'te verilen fırlatma konfigürasyonu (kapalı konfigürasyon), izin verilen bu değerler ile uyumlu olmalıdır.



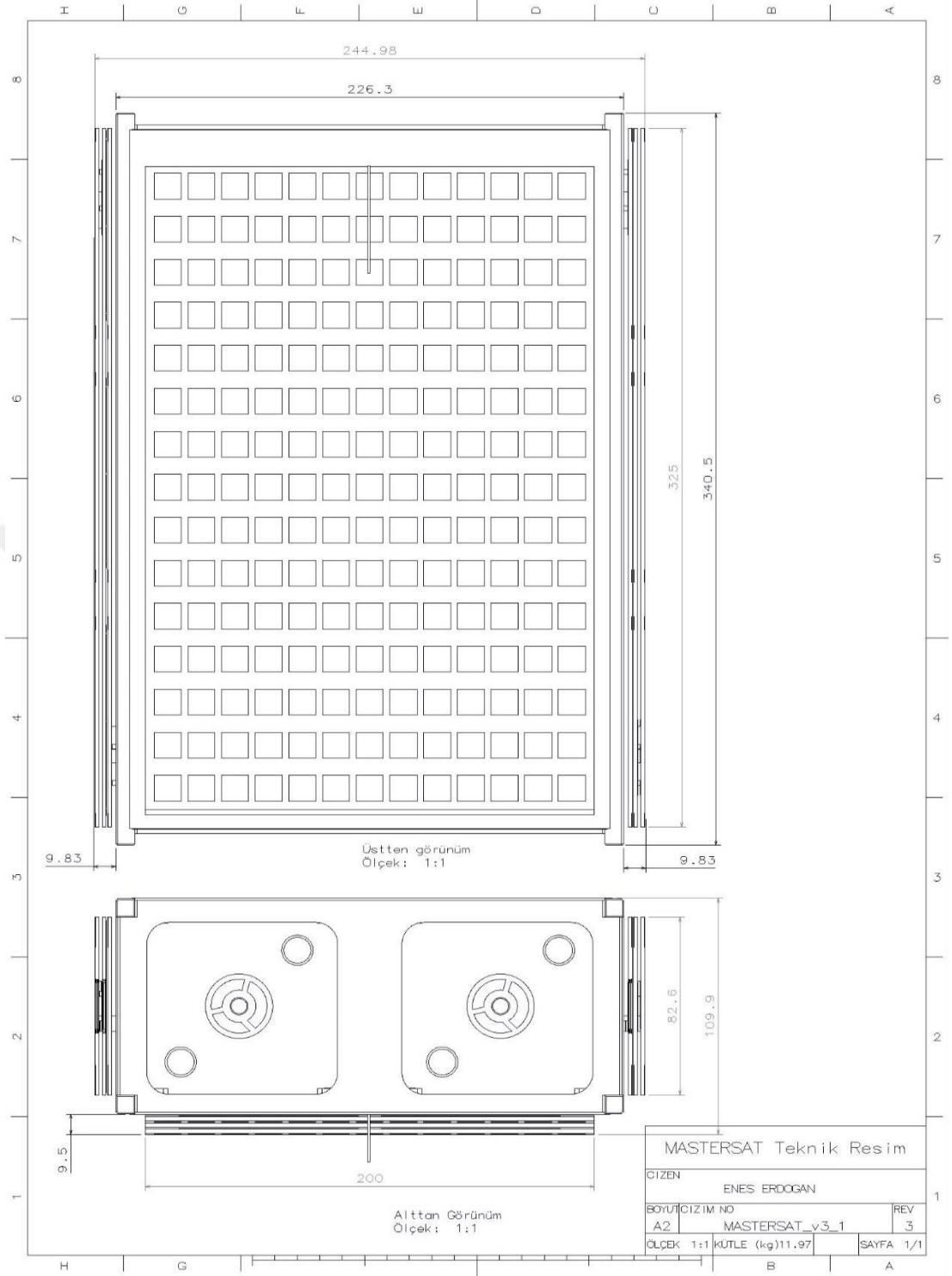
Şekil 6.3 : MASTERSAT uydu sistem mimarisi (fırlatma konfigürasyonu, kapalı gösterim).

MASTERSAT uydusunun 1x3 U'luk iki yüzeyinde de 3'er kat halinde kapalı halde bulunacak güneş panelleri ile 2x3U'luk yüzeyinde yine 3 kat halinde kapalı halde bulunacak reflektör anten sisteminin, belirlenen hacim zarfı sınırları içerisinde kaldığı, teknik resim üzerinden karşılaştırmalı olarak kontrol edilmiştir (Şekil 6.4).

Mevcut kapalı durum konfigürasyonunda;

- Uydunun 1x2U'luk yüzeylerinde herhangi bir çıkıntı bulunmamakta ve böylece 6 mm'lik kısıtlamaya uyum sağlanmaktadır.
- Uydunun 1x3U'luk yüzeylerinde güneş panellerinin kapalı halinin yerleşimi sonucu 9.83 mm'lik ray hattı çıkıntısı bulunmakta ve bu değer, talep edilen 10 mm'lik değerden daha küçük olduğu için kısıtlama ile uyum sağlanmaktadır.
- Uydunun 2x3U'luk yüzeyinde reflektör anten sisteminin kapalı halinin yerleşimi sonucu 9.5 mm'lik ray hattı çıkıntısı bulunmakta ve bu değer, talep edilen 10 mm'lik değerden daha küçük olduğu için kısıtlama ile uyum sağlanmaktadır.

Açılabilir sistemler olan reflektör anten sistemi ve güneş panellerinin kapalı durumları göz önünde bulundurulduğunda, MASTERSAT uydusunun, fırlatma araçları tarafından talep edilen ve 6U'luk küp uydu tasarım tanımlama dokümanında belirtilen 6 mm'lik ve 10 mm'lik sınır koşullarına uygun olduğu görülmüştür. Uydu içi yerleşim, yapı tarafından sağlanan hacim içerisinde kalınarak gerçekleştirilmiştir.



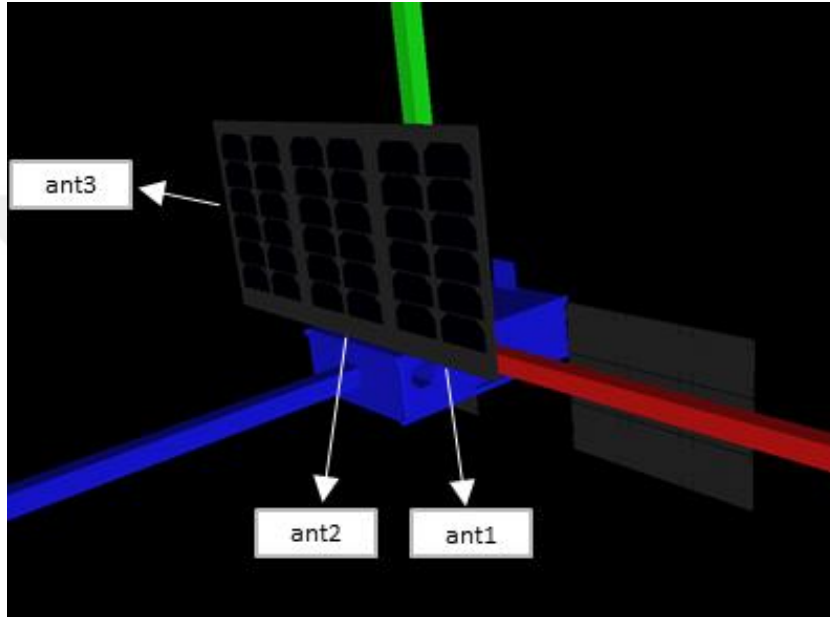
Şekil 6.4 : MASTERSAT uydusu teknik resmi

6.2.2 Güç bütçesi

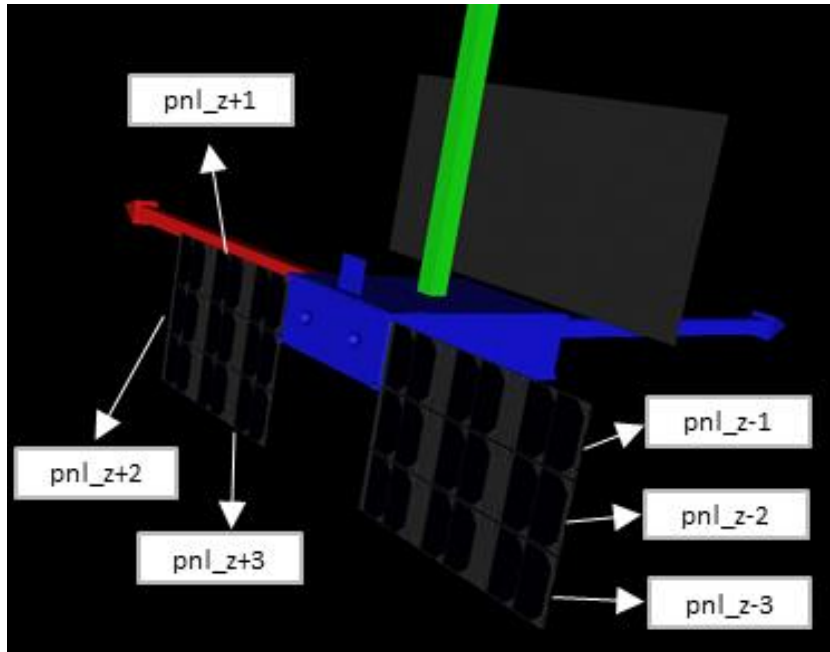
Dünya-Ay sisteminin L4 ve L5 noktasına yerleştirilen bir uydunun, Ay'ın Dünya etrafında dönüşünü tamamladığı süre olan yaklaşık 27 günlük bir periyoda sahip olacağı düşünülebilir. Bu doğrultuda, L5 noktasına yerleştirilen MASTERSAT

uydusunun bir periyotluk yörünge boyunca Dünya haberleşmesine müsait olacak şekilde istenen yönelimde kalarak yörünge analizleri gerçekleştirilmiştir.

MASTERSAT uydusu üzerinde bulunan güneş panelleri, bulundukları yere göre etiketlenmiş ve güç üretim değerleri ayrı ayrı ve toplu olarak hesaplanmıştır. Hedeflenen Dünya-Ay sisteminin L4/L5 noktalarında görev icra edeceği düşünülerek özelleştirilen uydu üzerindeki panel yerleşimlerini ve etiketlerini gösteren şematikler Şekil 6.5 ve Şekil 6.6'da verilmiştir.



Şekil 6.5 : Uydu üzerindeki reflektör anten üzerine konumlandırılmış paneller.



Şekil 6.6 : Uydu üzerindeki panel sistemi üzerine konumlandırılmış paneller.

Yapılan analiz ve hesaplamalar sonucu 1 periyotluk (27-28 gün) yörünge boyunca her bir panelden ve toplam ortalama güç üretimine ilişkin elde edilen değerler Çizelge 6.2’de verilmiştir.

Çizelge 6.2 : MASTERSAT uydu güç üretim analizi sonuçları.

Panel	Üretilen Güç (W)
ant1	5.1085
ant2	5.1085
ant3	5.1083
pnl_z-1	2.1084
pnl_z-2	2.1090
pnl_z-3	2.1101
pnl_z+1	2.1091
pnl_z+2	2.1100
pnl_z+3	2.1096
Tüm Paneller	27.9816

MASTERSAT uydusunun alt sistem ve görev yükü için modlara göre tahmini güç tüketim değerleri Çizelge 6.3’te verilmiştir.

Çizelge 6.3 : MASTERSAT güç tüketim değerleri.

Alt Sistem No	Alt Sistem	Maksimum Güç Tüketimi (W)	Çalışma Yüzdesi (%)
1	Veri Kotarma Alt Sistemi	0.80	100
2	Haberleşme Alt Sistemi (X Bant Verici Modu)	35.60	10
3	Haberleşme Alt Sistemi (S Bant Alıcı Modu)	4.98	90
4	Yönelim Belirleme ve Kontrol Alt Sistemi	3.01	100
5	Elektrik Güç Alt Sistemi	0.10	100
6	İtki Alt Sistemi (Aktif)	39.96	15
7	İtki Alt Sistemi (Bekleme)	3.60	85
8	Isıl Kontrol	4.00	10
9	Görev Yüğü	2.49	100
	TOPLAM	24.33	
	Regülatör Verimli Toplam (%90)	26.77	

MASTERSAT uydusu Dünya etrafındaki yörüngesinde geçirdiği zamanın neredeyse tamamında Güneş’i görecek ve panelleri ile güç üretecektir. Bu süreçte anten yönelimini Dünya’ya bakacak şekilde tutacak yönelim konfigürasyonunda üretilen yaklaşık 28 W’lık güç üretim değeri, oluşturulan senaryoya göre tüketilen yaklaşık 27 W’lık güç tüketim değerinden daha fazla olacağından dolayı güç bütçe dengesi sağlanacaktır. Güç üretiminin, güç tüketimini karşılamadığı durumda uydu pillerinin şarj edilmesi için uydu güvenli operasyon moduna geçerek güç tüketim değerlerini sınırlayacaktır.

6.2.3 Link Bütçesi

MASTERSAT görevi için planlanan ilk hedef yörünge Dünya-Ay sisteminin L4 veya L5 noktası olacaktır. Lagrange noktasında icra edilecek 3-6 aylık görevin ardından MASTERSAT uydusu itki sistemi kullanılarak derin uzaya yönlendirilecek ve görevinin kalan süresini icra edeceği yolculuğa başlayacaktır. Bölüm 5. 'te de belirtildiği üzere, haberleşme için frekans tahsisi ve DSN yer istasyonlarının kullanımına ilişkin nihai karar, çalışmanın bu aşamasında verilmemiştir. Dolayısıyla, haberleşme bütçesine ilişkin bilgiler ve link bütçesi, gelecekte gerçekleştirilecek çalışmalar arasında yer alacaktır.

6.3 Güvenilirlik Analizi & Risk Yönetimi Çalışmaları

Küp uydular, düşük bütçeli ve verimli çözümler sunmakla birlikte bazı dezavantajlara sahiptir. Maliyet, boyut ve kütle kısıtlamaları, nispeten yeni teknoloji ürünü ekipmanlar kullanılması ve uzay ortamının olumsuz etkilerine karşı bu kısıtlardan dolayı yeterince önlem alınamaması başlıca olumsuzluklar olarak sayılabilir. Bunların bir sonucu olarak küp uyduların güvenilirlik (reliability) seviyesi düşmektedir. Başarısız fırlatma, alt sistemlerin bozulması, çarpışma, uzay ortamının alt sistemler üzerinde bilinmeyen etkileri gibi sebeplerle birçok küp uydu görevi daha başlamadan sona ermektedir.

Sistemlerde meydana gelebilecek olumsuzlukları en aza indirmek ve görev başarısını arttırmak için bazı güvenilirlik ve risk analizi yöntemleri geliştirilmiştir. Büyük ölçekli uydu projelerinde standart olarak uygulanan ve elzem görülen bu analiz yöntemleri, küp uydu projelerinde uygulanmamaktadır. Görev başarısını arttırmak üzere, literatürde bu konuda yer alan az sayıda çalışma incelenerek, bitirme tezinde sunulan konsept görev tasarımı için örnek güvenilirlik analizi planı sunulmuştur.

Güvenilirlik analizi, sistemlerin görev ömrü boyunca dayanımını ve güvenilirliğini değerlendirmek ve kararlılığını tespit etmek üzere yapılan çalışmalardır. Özellikle uzay sistemleri için fırlatma sonrası herhangi bir bakım veya onarım çalışması yapılamayacağından dolayı, geri dönüşü mümkün olmayan problemlerin önden tespit edilmesi açısından güvenilirlik analizi çalışmaları oldukça önemlidir.

Bu çalışma kapsamında incelenen başlıca konular şunlardır;

- Uzay Ortamının Radyasyon Etkileri

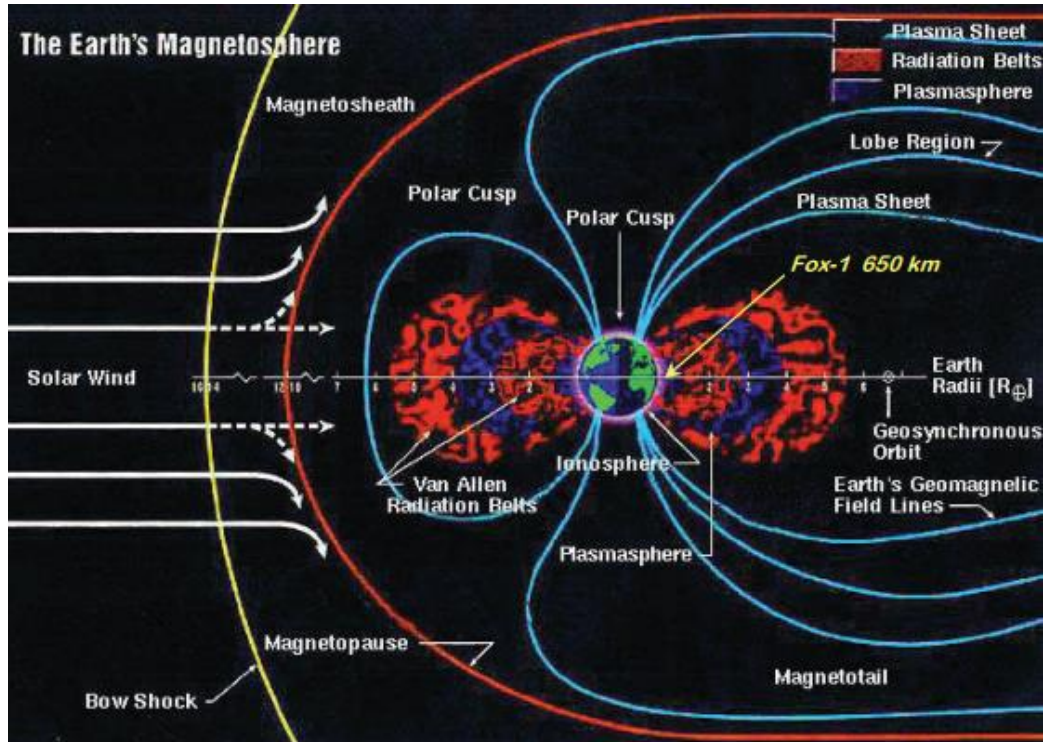
Uzay ortamının radyasyon etkisi k p uydular için ba a çıkılması gereken en önemli problemlerden biridir. Uzay ortamı radyasyonu, özellikle elektronik donanımlar üzerinde geçici ve kalıcı birçok hasara sebebiyet verebilmektedir. Radyasyon etkisiyle sistemlerin tükettiği g  lerde dengesizlikler ve aşırı akım çekilerek sistemlerin çökmesi gibi durumlar meydana gelebilir, yazılımsal olarak bit hataları meydana gelebilir.

Radyasyon etkilerini minimum seviyeye indirmek için alt sistemlerin tasarımsal olarak radyasyon dayanımına sahip olması sağlanabilir. Ayrıca bazı özel kaplamalar kullanılarak alt sistemlerde yer alan özellikle hassas elektronik donanımların radyasyon dayanımı kazanması sağlanabilir.

Uzay radyasyonunun başlıca kaynakları şunlardır;

- Van Allen Radyasyon Kemerinde Tutulmuş Parçacıklar (Güneş Rüzgarları)
- Galaktik Kozmik Radyasyon (Kozmik I ın)
- Güneş Parçacık Olayları (Güneş Patlamaları ve Ta k re Kütle Atımı)

Radyasyon etkileri, yörüngelere göre farklılık göstermektedir. K p uydu görevleri için radyasyon dozu ve etkileri yörüngeler özelinde analiz edilmelidir. Çeşitli yörüngelere göre değişen radyasyon etkilerini gösteren grafik  ekil 6.7’de verilmiştir.



Şekil 6.7 : Yörüngelere göre uzay radyasyonu [140].

Küp uydu görevleri için radyasyon konusunda başlıca iki etki göz önünde bulundurulmalıdır;

- Toplam İyonize Doz (TID)

Uydu alt sistemleri, maruz kaldıkları radyasyonu zamanla soğurmaktadır. Soğurulan radyasyon seviyesi belirli bir zaman aralığı için efektif olarak modellenenebilir. Bu modellemeyi gerçekleştirmek üzere kullanılabilecek SPENVIS, FASTRAD ve COGENDA gibi radyasyon analiz yazılımları bulunmaktadır. Belirlenen süreler içerisinde maruz kalınacak TID seviyesi bu analiz yazılımları ile belirlendikten sonra uydu ve alt sistemlerini korumak üzere radyasyon kalkanları tasarlanabilir.

- Tekil Olay Etkisi (SEE)

Yüksek enerjili parçacıkların sebep olduğu radyasyon etkisi, yörüngesinde dolaşan bir uyduyu herhangi bir zamanda etkileyebilir. Bu etki ilk gün veya yıllar sonar olabilir. SEE, uydu elektroniklerini akım ve gerilim düzensizliklerine sebep olacak şekilde etkiler. Bu etkinin sonuçları geçici veya kalıcı olabilir. Tekil olay etkisinin kalıcı bir sonucu olarak latch up oluşabilir ve uydu elektroniklerinin bozulmasına sebep olabilir.

Analiz yazılımları kullanarak TID ve SEE olaylarının etkilerinin hesaplanması ve radyasyona karşı önlem alınarak tasarlanan donanımların uydularda kullanılması, alt sistemlerin dayanımını arttıracaktır. Rafta hazır, uzay geçmişine sahip olan ve radyasyona dayanıklı olarak tasarlanan alt sistemler kullanılarak küp uydu alt sistemlerinin güvenilirliği artırılabilir.

- Uzay Parçacık Ortamı (Meteoroid ve Debris) Etkileri [141]

Uzay parçacık ortamı, meteoroid ve debris yörüngedeki diğer tüm uydularda olduğu gibi küp uydular için de risk oluşturmaktadır. Yörüngede dolaşan binlerce uzay parçacığından yalnızca birinin bir çarpışmaya sebep olması, beraberinde binlerce küçük yeni parçacığın ortaya çıkmasına ve başka çarpışmaların tetiklenmesine yol açabilmektedir.

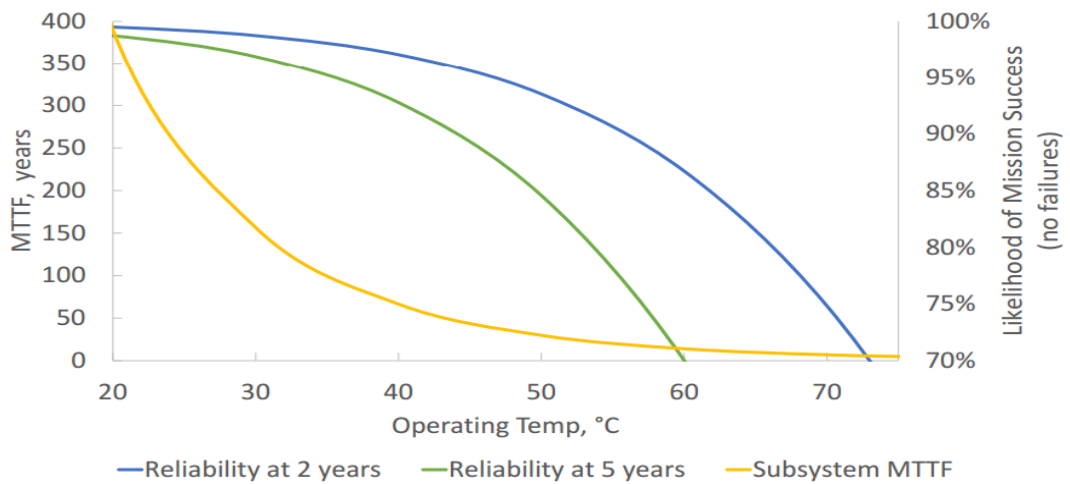
Günümüzde tespit edilen ve raporlanan, çeşitli meteoroid ve uydu kalıntılarından oluşan onbinlerce birikinti uzayda uyduların bulunduğu yörüngelerde dolaşmaktadır. Özellikle 1 santimetrenin üzerindeki birikintilerin sayısının ise 60 (altmış) binin üzerinde olduğu tahmin edilmektedir. Bu parçacıkların oluşturduğu duruma literatürde “Space Debris” adı verilmektedir. İrili ufaklı bu parçalar, meteoroid ve eski uydu

kalıntıları, halihazırda aktif olarak görev yapılar için ciddi riskler oluşturabilmektedir. Özellikle kataloglanan bu birikintilerin göz önünde bulundurularak uydu görev yörüngelerinin ve fırlatma tarihlerinin ayarlanması, çarpışma durumlarının takip edilmesi ve mümkünse uydular üzerinde manevra kabiliyeti sağlayacak itki sistemlerinin bulundurulması önemlidir. Debris analizlerinin yapılabilmesi ve olumsuz durumların önüne geçilebilmesi için “The Grün Meteoroid Model” ve “NASA90 Debris Model” gibi analitik modeller geliştirilmiştir. Ayrıca North American Aerospace Defense Command (NORAD) tarafından uzaydaki uydu ve diğer nesnelerin gözlemlenmesi ve kataloglanması için geliştirilmiş takip sistemleri bulunmaktadır. Bu bilgiler, analizlerin yapılmasında kullanılabilir. SPENVIS, STK gibi yazılımlar aracılığıyla da görev senaryoları belirlenen tarihlerde simüle edilerek parçacık ortamı etkilerini analiz edilebilir.

Uydu görevlerinin güvenilirliğini sağlamak için, bahsedilen model ve araçların kullanılarak periyodik raporların oluşturulmalı ve istatistiksel olarak çarpışma durumlarının tespiti ve analizi gerçekleştirilmelidir.

- Isıl Ortam Dayanımı

Alt sistemlerin istenen performanslarda çalışabilmesi için ısı ortam özellikleri önemlidir. Uzay ortamında ani sıcaklık değişimleri ve radyasyon etkilerinden dolayı alt sistemlerde yüksek akım ve gerilim durumları oluşabilir. Bu durumlar, alt sistemlerin özellikle elektronik komponentlerini ve pil gibi hassas sistemlerini bozabilir. Sistem operasyon sıcaklıklarındaki değişimlerin, alt sistemlerin ömrünü ve güvenilirlik seviyesini ne şekilde etkilediğini gösteren grafik Şekil 6.8’de verilmiştir.



Şekil 6.8 : Operasyon sıcaklığındaki değişimlerin sistemlerin güvenilirlik seviyesi üzerindeki etkisi [142].

Uzay ortamının vakum özelliği dolayısıyla uydularda ısı transferi radyasyon şeklinde olmaktadır. Öte yandan alt sistemlerin güç tüketimleri sırasında da ısı açığa çıkar. En önemli etkiye sahip olan Güneş radyasyonu da düşünüldüğünde tüm bu etkiler karşısında uyduların ısı dayanımını sağlamak, özellikle pil gibi ısı ortamından yüksek derecede etkilenebilecek alt sistemlerin korunması açısından oldukça önemlidir.

Uydu sistemlerinin güvenilirliğini sağlamak üzere, uyduların geliştirilmesi aşamasında termal tasarım titizlikle kurgulanmalı, güç bütçesi analizi ve alt sistemlerin çalışma sıcaklıklarının analizi gerçekleştirilmelidir. Bu analiz sonuçlarında alt sistemlerin maruz kalacakları en yüksek ve en düşük sıcaklık seviyeleri tespit edilebilecektir.

Alt sistemler için belirlenen operasyon sıcaklıklarına, yeterlilik ve kabul testleri esnasında en yüksek ve en düşük sıcaklık seviyelerine uygun marjinlerin eklenmesi ile alt sistemler, tekrarlı olarak uç sıcaklık seviyelerinde ısı döngü testlerine tabi tutulmalıdır. Böylece uzay ortamında güneş ve gölge durumlarında alt sistemlerin maruz kalabileceği uzay sıcaklık ortamı simüle edilmiş olacak ve alt sistemlerin bu sıcaklıklar altındaki performansı değerlendirilmiş olacaktır. Gerektiği takdirde, istenen sıcaklık aralığında kalmak ve ısı dengesini sağlamak için, uydu sistemlerine ısıtıcı radyatörler ve ısı kalkanı etkisi oluşturabilecek korumalar eklenebilir.

- Yazılım Kararlılığı

Uydu yazılımı, uydu alt sistemlerini çalışır kılmak için diğer tüm uydu projelerinde olduğu gibi küp uydu projelerinde de en kritik kısımlardan biridir. Yazılımda meydana gelebilecek problemler, uydu sistemini ve görev başarısını doğrudan etkileyecektir.

Uydu yazılımı kısmında güvenilirlik seviyesini etkileyen başlıca problemler şunlardır;

- Kısıtlı kaynak
- Tahmin edilemeyen uzay ortamı
- Sorumlu olunan görev sayısının çokluğu
- Fırlatma sonrası yazılım değişikliklerinin zorluğu
- Radyasyon ortamının elektronikler üzerinde, yazılımda bozulmalara sebebiyet verecek etkisi

Görev sırasında, çeşitli yazılım ve donanım kaynaklı birçok hata meydana gelebilir. Uçuş yazılımı, beklenen ve beklenmeyen çeşitli döngüler, hatalar, bit flip hataları gibi durumlar göz önünde bulundurularak hazırlanmalı ve gerekli önlemler alınmalıdır.

Yedeklilik ilkesi gereği, uyduyu çalışır tutmak için yedek planlar ve algoritmalar oluşturulmalıdır. Radyasyonun Tekil Parçacık Etkisi (Single Event Upset, SEU) etkisinin yazılımda meydana getirebileceği bozulmalar için Hamming Code gibi bazı yazılımsal düzeltme yöntemleri uçuş yazılımına eklenmelidir. Yazılım kaynaklı risklerin oluşmasının engellenmesi için tüm yazılım algoritmaları titizlikle kurgulanmalı, döngüler ve acil durum planları dikkatle hazırlanmalı ve çok sayıda teste tabi tutulmalıdır. Böylece kararlı bir uydu yazılımı ortaya çıkarılabilir ve uydu sisteminin güvenilirlik katsayısı yükseltilebilir.

- Donanım ve Yapı Bütünlüğü

Donanımların ve yapı bütünlüğünün sağlanması, sistemlerin bir arada tutulması için önemlidir. Fırlatma esnasında alt sistemlerin ve donanımları bir arada tutan yapıların, fırlatma araçlarından gelecek yükleri tolere ederek, uzay ortamında iç ve dış zararlı olası etkilere karşı donanım ve sistem bütünlüğünü koruması beklenmektedir. Bu durumların, fırlatma öncesinde çeşitli analizler ve testler ile denetlenmesi ve önlemler alınması gerekmektedir. Titreşim, gerilme ve şok testleri fırlatma araçlarından gelebilecek yükleri simüle etmek için gereklidir. Seçilen fırlatma aracının karakteristiği ve meydana getirebileceği yük seviyeleri tespit edilerek bu doğrultuda isterleri sağlayacak şekilde tüm mekanik testler, ilgili marjinlerin de eklenmesi ile uygun seviyelerde gerçekleştirilmelidir.

Görev öncesi tasarım aşamasında donanımların ve yapıların zararlı çevresel etkilere karşı dayanacak şekilde geliştirilmesi gerekir. Yapı, özellikle işlemci, kontrolcü ve bellek gibi hassas komponentler barındıran diğer alt sistemlerin de radyasyona karşı dayanımını sağlayacak şekilde kalkanlayıcı görev üstlenmelidir.

Uydu projelerinde, belirlenen fırlatma aracının sebep olacağı yük seviyeleri belirlenerek buna uygun tasarım ve testlerin yapılarak gerekli önlemlerin alınması, güvenilirlik faktörünü arttıracaktır.

- Risk Yönetimi [143]

Risk, ESA tarafından projelerde karşılaşılabilecek istenmeyen her muhtemel etki olarak tanımlanmaktadır. Risk yönetimi, görev başarısını arttırmak ve proje kaynaklarını en uygun şekilde kullanmak için uygulanabilecek sistematik ve tekrar edilebilir en önemli pratiklerden biridir.

Risk yönetimi, güvenilirlik katsayısını doğrudan etkiler. Projelerin tasarım aşamasından itibaren tüm risklerin tespit edilmesi, gözlenmesi ve gerekli müdahalelerin yapılması ile risk yönetimi sayesinde güvenilirlik katsayısı iyileştirilebilir. Proje özelinde detaylı görev analizi yapılması, risklerin belirlenmesi, proje geliştirme süreci boyunca takip edilmesi, risk önleme yöntemlerinin çalışılması gibi uygulamalarla proje riskleri ciddi ölçüde düşürülecek, güvenilirlik faktörü ve proje başarısı doğrudan etkilenecektir.

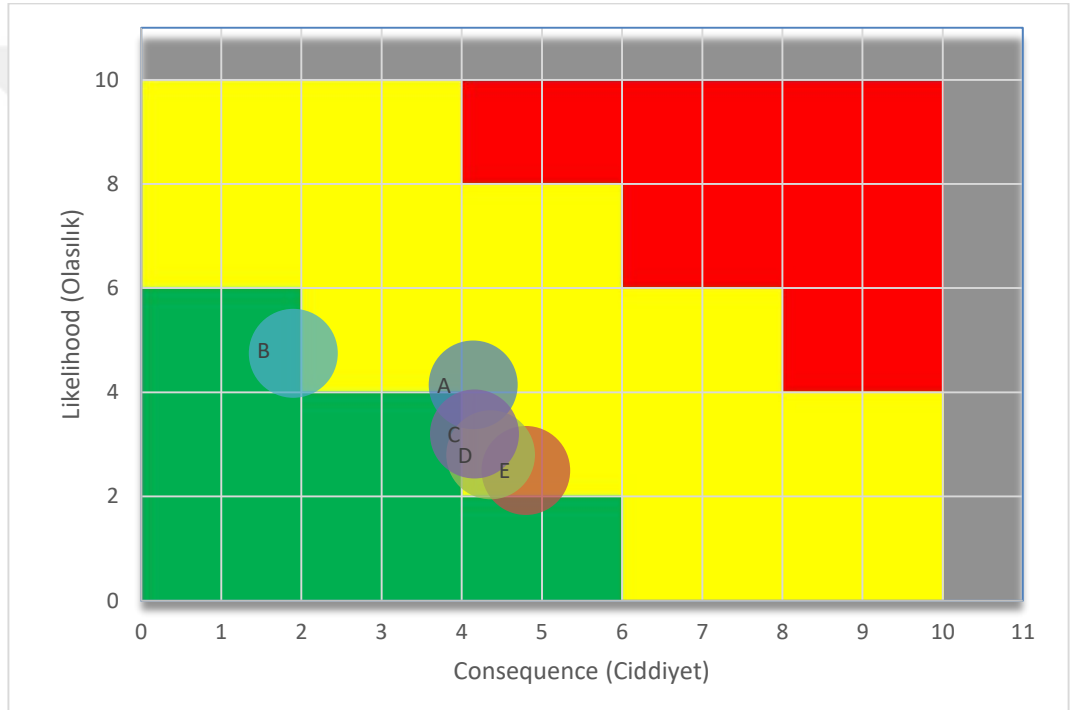
Küp uydu projelerinde risk yönetimi süreci pek gözetilen ve uygulanan bir faaliyet değildir. Yüksek maliyetli büyük uydu projelerinde uygulanan risk yönetimi sürecini küp uydu projelerine uyarlamak güçtür. Bu sebeple, büyük uydu projelerine kıyasla oldukça çok daha düşük bütçelerle gerçekleştirilen küp uydu projelerinde risk yönetimi konusunda çalışma yapmaktan kaçınılmaktadır. Ancak son zamanlarda küp uydu projeleri için özelleştirilmiş risk yönetim süreci geliştirilmeye başlanmıştır. Küp uydu projeleri, her ne kadar gözden çıkarılabilir ve düşük maliyetler ile yürütülen projeler olarak görülse de, bu bitirme tezi kapsamında konsept önerisi sunulan küp uydu görevi gibi standart olmayan küp uydu görevleri için risk yönetimi çalışmaları mutlaka gerçekleştirilmelidir.

Küp uydu projeleri için özelleştirilmiş risk yönetimi sürecinde şu aşamalar takip edilmelidir;

- (i) Risk tanımlamalarının yapılması
- (ii) Potansiyel risklerin analiz edilmesi
- (iii) Risk yönetim matrisinin ve planının geliştirilmesi
- (iv) Risklerin proje süresince takip edilmesi
- (v) Risk indirgeme sürecinin planlanması
- (vi) Olasılık ve ciddiyet (LC) tablolarının oluşturulması ve sürecin takibi

Öncelikle, proje kapsamında gerçekleştirilecek küp uydu görevinin kapsamlı olarak ele alınması ve muhtemel tüm risklerin belirlenmesi ile ilk risk tanımlamaları yapılır. Risk tanımlamalarının analiz edilerek potansiyel risklerin belirlenmesi ile risk matrisi tablosu oluşturulur. Bu tabloda, belirlenen risklerin gerçekleşme olasılıkları, risklerin gerçekleşme durumunda projeye etki derecesi ve bu risklerin tespit edilebilirlik derecesi gibi değerlendirmeler yapılır. Bu etkiler sayısal olarak en düşük 1, en yüksek 10 olacak şekilde puanlanır ve tüm risk tanımlamaları alt sistemler bazında gruplanır.

Proje başarısını etkileyebilecek risklerin ortadan kaldırılması için yapılabilecek gerekli çalışmalar listelenir ve risk indirgeme süreci planlanır. Puanlanan risklerin alt sistemler bazında gerçekleşme olasılığı ve ciddiyet seviyelerini gösteren LC tabloları oluşturulur ve proje süresince tasarım aşamalarında bu tablolar güncellenir. 3 farklı renkte gösterilen tabloda proje başlangıç aşamasında yüksek dereceli risk olarak görülen durumların, projenin ilerleyen aşamalarında yapılan çalışmalar doğrultusunda düşük risk seviyelerine indiği bu tablodaki renkler aracılığıyla gözlemlenir. Tabloda yer alan kırmızı bölge yüksek risk seviyesini, sarı bölge orta derece risk seviyesini, yeşil bölge ise düşük risk (güvenli bölge) seviyesini temsil etmektedir. A,B,C,D ve E alt sistemlerinin risk durumunu gösteren örnek bir LC tablosu Şekil 6.9’da verilmiştir.



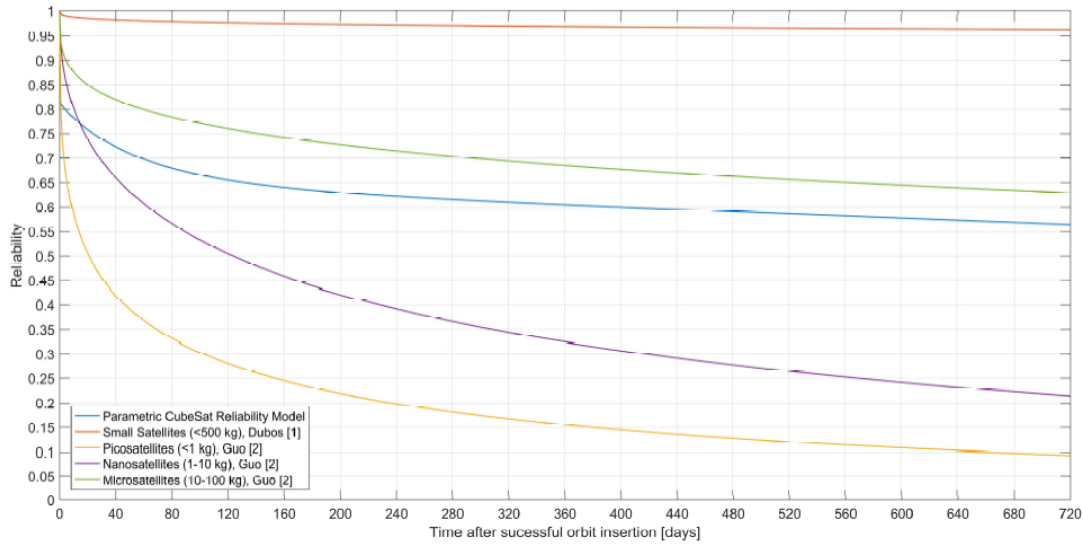
Şekil 6.9 : Risk Yönetimi örnek LC tablosu.

Küp uydular, maliyet etkin sistemlerdir. Gerçek uzay görevlerini kısa zamanda, düşük gereksinim ve maliyetlerle gerçekleştirme imkanı sunarlar. Büyük ve maliyetli uydulara kıyasla, göreceli olarak, gözden çıkarılabilir sistemlerdir. Düşük maliyetlerinin de bir sonucu olarak küp uyduların güvenilirlik seviyeleri diğer büyük uydulara kıyasla daha düşük seviyededir.

Güvenilirlik seviyesi, 0 ile 1 arasındaki skalada ölçeklendirilebilecek bir katsayı olarak düşünülebilir. Kütle ve maliyet açısından iyileştirme yapılırken genellikle güvenilirlik seviyesi düşer. Tasarım ömürleri genellikle 10 yıldan daha fazla olan büyük kütleli (100-500 kg) uyduların güvenilirlik seviyesi 1’e oldukça yakındır. Dolaylı olarak bu

güvenilirlik seviyesine erişmek ve görev ömürlerini uzatmak için bu uydular için ayrılması gereken bütçe de artmaktadır. Ancak, boyut ve tasarım maliyetinden bağımsız olmak üzere tüm uydular için güvenilirlik seviyesi fırlatıldıktan sonra düşmeye başlar. Bu duruma, uzay ortamının etkileri ve olası bir olumsuz durumda uyduya erişimin mümkün olmaması sebep olmaktadır.

Uydu sınıflarına göre zamanla değişen güvenilirlik seviyesini gösteren örnek grafik Şekil 6.10'da verilmiştir.



Şekil 6.10 : Uydu sınıflarına göre değişen güvenilirlik seviyesi grafiği [144].

Bir küp uydunun toplam güvenilirlik seviyesi, alt sistemlerinin güvenilirlik seviyesi ile doğrudan alakalıdır. Alt system güvenilirlik seviyeleri bütçe, kütle, boyut kısıtlamaları, geliştirme zamanı, uzay geçmişi ve uzay görevi tipine göre değişmektedir.

7. FIRLATMA

NASA'nın yeni keşif programı uyarınca geliştirilen SLS, Orion uzay aracı ile birlikte derin uzayda farklı noktalara yolculuk imkanı tanıyacaktır. Bu yolculuklar ilk aşamada insansız olarak gerçekleştirilecek olsa da, Orion uzay aracı ve SLS, derin uzaya ve diğer gezegenlere insanlı yolculuk yapılabilmesi için tasarlanmıştır. Lagrange noktaları, Ay, asteroidler ve Mars, küp uydular ve diğer uzay araçları ile gerçekleştirilecek SLS keşif görevleri için hedef noktalardan bazılarıdır. SLS keşif görevleri için hedef bölgeleri gösteren şematik Şekil 7.1'de verilmiştir.



Şekil 7.1 : SLS keşif görevleri için derin uzayda hedef bölgeler [145].

7.1 Yörünge

MASTERSAT uydusu için birincil hedef olarak belirlenen yörünge, gerek insanlı uzay keşif görevleri için kritik öneme sahip olması, gerekse de sağlamış olduğu stabil yörünge parametreleri ile uzun yıllar boyunca yakıt harcamaya gerek duymadan sabit bir yörüngede bulunabilecek, güneşlenme süresi, haberleşme, Güneş ve derin uzay gözlemi gibi bir çok konuda avantaj sağlayan Güneş-Dünya sisteminin L4 ve L5 noktaları idi. Ancak, yapılan araştırmalar ve hesaplar doğrultusunda mevcut teknoloji ile doğrudan bu noktalara ulaşmak için gerekli delta V bütçesinin yüksek olması ve dolayısıyla transfer süresinin yaklaşık 1 yıl mertebesinde olması sebebiyle planlanan görevde canlı organizmaların yer aldığı ekosistem için bu sürenin ilk aşamada uygun

olmayacağı değerlendirilmiştir. Göreve başlamadan önceki 1 yıl yolculuk süresinin, bilimsel görev yükünün icra edeceği minimum 1 yıllık görev için olumsuz etkilere sebep olabileceği değerlendirilmiştir. Güneş-Dünya sisteminin Lagrange noktalarına yönelik yörüngenin şu aşamada ikinci planda bırakılarak öncelikle Dünya-Ay sistemine düzenlenecek bir görev ve bu görevden elde edilecek veriler ışığında planlanacak ikinci bir görevin Dünya-Güneş sistemi Lagrange noktalarında icra edilebileceği düşünülmüştür.

Küp uydular, genellikle rafta hazır ürünlerin askeri ve uzay standartları gerektirmeksizin maliyet etkin sistemler olarak kullanılmasıyla inşa edilmektedir. Dolayısıyla bu durum büyük ölçekli uydulara kıyasla güvenilirlik ve ömür yaşam döngüsü süresi açısından ciddi kısıtlamalara sebep olmakta ve küp uydu alt sistemlerinin derin uzay görevlerindeki dayanımı konusunda soru işaretleri oluşturmaktadır. Tüm bu durumlar göz önünde bulundurulduğunda, bu çalışmada birincil yörünge hedefi olarak Dünya-Ay sisteminin L4 veya L5 Lagrange noktaları belirlenmiştir.

Dünya-Ay sisteminin L4 ve L5 noktaları etrafında MASTERSAT uydusunun öncelikle Halo Yörüngesi denen dairesel yörüngeye oturtulması ve itki sisteminin kullanılarak bu dairesel yörüngelerin yarı büyük eksen uzunluğunun zamanla kısaltılması ile L4 veya L5 noktasındaki hedef yörüngeye oturtulması planlanmıştır. Bu doğrultuda MASTERSAT uydusunda, Ay doğrultusuna giriş manevrası sonrası Ay'a ve Dünya-Ay sisteminin L4/L5 noktalarına ulaşması için gerekli delta V'yi sağlayabilecek itki sistemi bulunacaktır [104][110].

Dünya-Ay sisteminin L4 veya L5 noktasında icra edilecek 3-6 ay süreli görev ile verilerin toplanması ve Dünya'ya iletilmesinin ardından görevin ikinci aşaması devreye alınacak ve MASTERSAT uydusu itki sistemi aracılığıyla derin uzaya yönlendirilecektir. Görevinin ikinci aşamasında uzay ortamının farklı bölgelerinde, gezegenler arası yörüngede bir çok noktada bünyesinde barındırdığı canlı ekosistem görev yükü ile bilimsel deneyini icra etmeye devam edecektir. Görevin ikinci aşamasının, fırlatma süresinden itibaren 2 yıllık sürenin sonunda sona erdirilmesi planlanmıştır. Ancak, hazır ticari ürünler kullanılarak inşa edilecek MASTERSAT uydusunun derin uzay ortamı koşullarında 2 yıllık görevini tamamlayıp tamamlayamayacağı bu çalışma kapsamında test edilecek bir diğer deneysel çalışmadır.

7.2 Fırlatma Aracı

Günümüzde uyduların LEO ve GEO'ya erişimi için aktif olarak görev icra eden bir çok fırlatma aracı bulunmaktadır. Özellikle küçük uyduların LEO'da icra edeceği görevler için özel olarak geliştirilen fırlatma araçlarının sayısı geçtiğimiz on yılda önemli ölçüde artış göstermiştir. Böylece başta küp uydular olmak üzere, nano ve mikro ölçekli uyduların hedef yörüngelere yerleştirilmesi, bu alana yönelen firma sayısının artış göstermesi ile oluşan rekabet ortamı, 3 boyutlu yazıcılar ile fırlatma aracı parçaların üretilmesi ve fırlatma aracı parçaların yeniden kullanımının sağlanması gibi olumlu gelişmeler sayesinde maliyetlerin düşmesi ve alternatif sayısının artması sonucu daha kolay hale gelmiştir. Bunlara ek olarak, Mars ve Ay başta olmak üzere, düzenlenecek insanlı uzay görevleri ile insanları daha uzak mesafelere taşıyabilecek güçlü roketlerin geliştirilmesi konusunda kamu kurumları ve özel kuruluşlarının ciddi girişimleri olmuştur. Mars ve Ay yüzeylerinde kurulması muhtemel yerleşim birimleri ve laboratuvarlara insan ve erzak taşıma imkanı sağlayacak bu roketlerin yanı sıra, günümüzde oldukça popüler hale gelen uzay turizmine yönelen firmaların ürettiği diğer fırlatma araçları ile birlikte küp uyduların LEO ve GEO ötesi yörüngelere taşınabilmesinin önü açılmıştır.

NASA tarafından insanları Ay ve Mars'a taşımak amacıyla geliştirilen SLS, 2019 yılında ilk görevini icra ederek faaliyete alınacaktır. SLS, Exploration Mission – 1 (EM-1) adı verilen ilk görevinde, birincil görev yükü olarak insanları uzaya taşımak üzere tasarlanan Orion modülünü ve ikincil görev yüklerinin yer aldığı arayüzde yer alan 6U formundaki 13 adet küp uyduyu Ay yörüngesine taşıyacaktır. Derin uzaya yaklaşık 45 ton görev yükü taşıma kapasitesine sahip olan SLS, gelecek yıllarda düzenlenecek insanlı derin uzay görevleri için en güçlü uzay araçlarından biri olacaktır [145][146][147].

Mars'a düzenlenecek insanlı görevlerde kullanılmak üzere SpaceX firması tarafından geliştirilen Falcon Heavy fırlatma aracı da küp uyduların derin uzaya erişimi için kullanılabilecek bir diğer alternatif olacaktır. Tesla firması tarafından üretilen spor model bir otomobili (Roadster) görev yükü olarak Mars'a ulaştırmayı hedefleyerek ilk test fırlatması 2018 yılında gerçekleştirilen Falcon Heavy fırlatma aracı, 2019 yılında gerçekleştirilecek fırlatma ile 3U formunda bir küp uydu olan Lightsail-2 uydusunu ikincil görev yükü olarak uzaya taşıyacaktır [148][149].

Halihazırda kullanılan Atlas V fırlatma aracına ek olarak SpaceX tarafından geliştirilen bir diğer fırlatma aracı olan ITS'nin (Interplanetary Transportation System) de eklenmesi ile birlikte MASTERSAT uydusunun hedeflenen yörüngelere ulaştırılması için kullanılacak en az 4 adet fırlatma aracı olabileceği değerlendirilmiştir. K p uyduların genellikle fırlatma araçları içerisinde ikincil görev yükü olarak bulunması ve paylaşımlı fırlatma hizmeti alınacak olması sebebiyle alternatif sayısının yüksek olması uygun olacaktır.

Hedeflenen yörünge ve muhtemel fırlatma araçları konusunda yapılacak daha detaylı çalışmalar gelecekte yapılacak çalışmalar arasına eklenmiştir.



8. PROJE BÜTÇE PROJEKSİYONU

Bu bölümde MASTERSAT uydusunun protoflight modelinin geliştirilmesi için harcanacak, donanım, test, hizmet alımı ve fırlatma gibi faaliyetlerin tahmini bütçelerine ilişkin projeksiyon sunulmuştur. Tek bir uydu modeli oluşturulmasına (protoflight) yönelik planlar doğrultusunda oluşturulan bütçe projeksiyonuna istihdam ve iş gücü için gerekli bütçe dahil edilmemiştir.

Çizelge 8.1 : MASTERSAT tahmini proje bütçesi.

Alt Sistem / Ürün	Fiyat	Birim	Toplam Fiyat
Yapı ve Mekanizmalar Alt Sistemi			\$21000
6U Uydu Yapısı	\$8000	1	\$8000
Anten ve Panel Açma Mekanizmaları	\$2000	4	\$2000
Diğer (ara bölmeler, kalkanlama vb.)	\$5000	1	\$5000
Veri Kotarma Alt Sistemi	\$20000	1	\$20000
Haberleşme Alt Sistemi			\$55000
Antenler (yüksek kazançlı / reflektör anten)	\$25000	1	\$25000
Alıcı Verici Modem	\$30000	1	\$30000
Yönelim Belirleme ve Kontrol Alt Sistemi	\$100000	1	\$100000
Elektrik Güç Alt Sistemi			\$64000
Güneş Panelleri	\$20000	2	\$40000
Pil	\$12000	1	\$12000
Güç Yönetim Kartı	\$12000	1	\$12000
İtki Alt Sistemi	\$59000	2	\$118000
Görev Yüğü			\$52000
Sensör Kompleksi	\$8000	1	\$8000
Radyasyon Dozimetresi	\$4000	1	\$4000
Kamera	\$10000	1	\$10000
Diğer	\$30000	1	\$30000
TOPLAM		\$430000	
Test Hizmeti	\$250000	1	\$250000
Fırlatma Hizmeti	\$1500000	1	\$1500000
Test Fırlatma Adaptörü	\$10000	1	\$10000
Fırlatma Adaptörü (POD)	\$50000	1	\$50000
Yer İstasyonu Hizmeti (2 yıl)	\$120000	1	\$120000
Başvurular, Lisanslar	\$20000	1	\$20000
Diğer (lojistik, malzeme, seyahat, eğitim)	\$120000	1	\$120000
GENEL TOPLAM		\$2500000	



9. DEĞERLENDİRME VE GELECEKTE YAPILACAK ÇALIŞMALAR

Bu çalışma kapsamında, uyduların tarihsel gelişim süreci ve sınıflandırılmasına ilişkin temel bilgiler verilerek derin uzayda gerçekleştirilmek üzere tasarlanan görevler ve biyolojik görev yükü içeren görevlere ilişkin literatür bilgileri sağlanmıştır. MASTERSAT görev konsepti açıklanarak bu doğrultuda sistem mimarisi planı verilmiş ve 6U formundaki MASTERSAT uydusu için alt sistem getir götür analizleri gerçekleştirilmiştir. Seçilen alt sistemlere ek olarak konsept görev yükü tasarımı gerçekleştirilmiş ve sistem mimarisine ilişkin genel tasarım ortaya çıkarılmıştır. Sistem mühendisliği faaliyetleri kapsamında, hazırlanan konsept görev önerisi için uydu bütçeleri, güvenilirlik ve risk faktörlerine ilişkin çalışma planı sunulmuştur. Projenin hayata geçirilmesi durumunda takip edilecek plana ilişkin değerlendirmeler, tahmini bütçe projeksiyonu, planlanan yörünge, fırlatma hizmeti ve haberleşme için değerlendirilebilecek opsiyonlar hakkında bilgiler verilerek konsept tasarım aşaması sonlandırılmıştır.

MASTERSAT uydusunun, bilimsel görev yükü ile icra edeceği görev için yörünge planlaması bu çalışma kapsamında iki aşamalı olarak tasarlanmıştır. Giriş bölümünde açıklanan, gelecek yıllarda insanlı uzay laboratuvarlarının kurulabileceği ve derin uzaya erişimde sıçrama tahtası olarak kullanılabileceği değerlendirilen Dünya-Ay ve Dünya-Güneş sisteminin Lagrange noktalarına ulaşmak, sunulan konsept görev yörüngesinin ilk aşamasını oluşturmuştur. İkinci aşama olarak, diğer gezegenlere ve derin uzaya gerçekleştirilecek insanlı görevler öncesinde, uzay ortamının canlılar üzerindeki etkilerini gözlemlemek üzere MASTERSAT uydusunun derin uzaya yönlendirilmesi planlanmıştır. Böylece MASTERSAT uydusu, Mars başta olmak üzere, diğer gezegenlere ve derin uzaya gerçekleştirilecek insanlı görevler öncesinde, benzer sürelerde ve benzer ortam koşullarında canlıların maruz kalacağı uzay ortam koşullarına canlı organizmalar ile deney icra etme ve veri toplama imkanı sunacaktır.

Hazırlanan çalışma içerisinde bahsedilen ancak konsept tasarım aşamasında detaylandırılmayan bazı kısımlara ilişkin çalışmalar, gelecekte gerçekleştirilecek çalışmalar arasına eklenmiştir.

Gelecekte yapılacak çalışmalar aşağıda özetlenmiştir;

- Proje kapsamında ihtiyaç duyulacak işgücü ve proje takvimine ilişkin detaylı analizler gerçekleştirilerek somut bir plan ortaya koyulacaktır.
- Fırlatmada kullanılabilecek muhtemel fırlatma araçları analiz edilerek gelecek planları araştırılacak ve bu alternatifler doğrultusunda bir plan hazırlanacaktır.
- Fırlatma araçlarının uygunluğuna göre, ikincil görev yükü olarak, bu aşamada detaylandırılmayan yörünge planlarının detaylandırılması ve muhtemel yörünge alternatiflerinin belirlenerek daha detaylı yörünge planının sunulması sağlanacaktır.
- Haberleşme için DSN yer istasyonu ağının ve NEN yer istasyonu ağının kullanımı konusunda detaylı araştırmalar yapılacak ve alternatif planlar hazırlanacaktır.
- Haberleşme için kullanılabileceği değerlendirilen DSN'ye ek olarak, gelecek yıllarda devreye alınması planlanan “Lunar Orbital Platform-Gateway” (eski adıyla Deep Space Gateway) kullanımına ilişkin alternatif planlar hazırlanacaktır.
- Çalışma kapsamında iki aşamalı olarak sunulan görev planı için yer istasyonu kullanımına ilişkin nihai plan ve link bütçesi, yapılacak araştırmalar ve yer istasyonu işletmecileri ile yapılacak görüşmeler sonrası detaylandırılacaktır.
- Konsept tasarımı sunulan görev yükü içerisinde kullanılabilecek sistemler için detaylı literatür araştırması yapılacak ve kullanılabilecek ürün alternatifleri belirlenecektir. Görev yükü ile icra edilecek deneysel görev için detaylı plan hazırlanacaktır.
- Çalışma kapsamında sunulan görev için muhtemel risk faktörlerinin belirlenmesi ve çözüm alternatiflerinin sunulması için risk yönetimi faaliyetleri detaylandırılacak ve acil durum eylem planı taslağı hazırlanacaktır.

Hazırlanan konsept derin uzay görevi tasarımında yörünge tasarımı bu aşamada detaylandırılmamış olup, bir dizi ardıl görevden söz edilerek, elde edilecek veriler ışığında nihai yörünge planlamasının yapılmasının uygun olacağı değerlendirilmiştir. Bu çalışma kapsamında sunulan göreve ilişkin detaylı yörünge tasarımı ve düzenlenebilecek ardıl görevlere ilişkin yapılabirlik çalışması, gerçekleştirilmesi planlanan çalışmalar arasında yer almaktadır.

KAYNAKLAR

- [1] **Url-1** <<https://www.issnationallab.org/about/iss-timeline/>>, erişim tarihi 06.08.2018.
- [2] **Url-2** <<https://icubesat.org/>>, erişim tarihi 08.08.2018.
- [3] **Url-3** <https://www.nasa.gov/mission_pages/station/research/experiments/experiments_by_name.html>, erişim tarihi 03.05.2018.
- [4] **Url-4** <<https://www.nanosats.eu/>>, erişim tarihi 2018, 2019.
- [5] **Url-5** <https://www.nasa.gov/audience/forstudents/postsecondary/features/F_Spacecraft_Classification.html>, erişim tarihi 23.08.2018.
- [6] **Cal Poly SLO. (2014).** *CubeSat Design Specification (CDS), Rev 13.*
- [7] **Url-7** <<https://www.ecm-space.de/index.php/launch-adapters-h/cubesat-sizes>>, erişim tarihi 24.08.2018.
- [8] **Cal Poly SLO. (2018).** *6U CubeSat Design Specification (CP-6UCDS), Rev 1.*
- [9] **Url-9** <http://www.dk3wn.info/sat/afu/sat_f1.shtml>, erişim tarihi 06.08.2018.
- [10] **Süer, M.** *TÜRKSAT 3USAT Uydusu'nun Yapısal Tasarımı* (Yüksek Lisans Tezi, Fen Bilimleri Enstitüsü). YÖK tez arşivinden alınmıştır (Tez No: 352293).
- [11] **Aslan, A.R.** (2013). İTÜ Uçak ve Uzay Bilimleri Fakültesi, Uzay Sistemleri Tasarım ve Test Laboratuvarı (USTTL) Tanıtımı. *Mühendis ve Makina*, 636, (54), 37-41.
- [12] **TurkSat-3USat** (t.y.) Wikipedia. erişim tarihi 08.02.2019. <https://en.wikipedia.org/wiki/TurkSat-3USat> adresinden alınmıştır.
- [13] **Url-13** <<http://www.tamsat.org.tr/tr/turk-telsiz-ve-radyo-amatorlerine-yeni-bir-ufuk-aciliyor/>>, erişim tarihi 08.02.2019.
- [14] **Aslan, A.R., Ümit, E., Şimşek, M., Uludağ, M.Ş., Aksulu, M.D., Sofyalı, A., ... Akyol, İ.E.** (2014). QB50 Projesi Kapsamında BeEagleSAT Küp Uydusunun Geliştirilmesi. (*V. Ulusal Havacılık ve Uzay Konferansı*), Kayseri, Türkiye. (UHUK-2014-000).
- [15] **Url-15** <<http://usttl.itu.edu.tr/2016/09/26/uydular-teslimata-hazir/>>, erişim tarihi 07.02.2019.
- [16] **Aslan, A.R., Karabulut, B., Uludağ, M.Ş., Baş, M.E., Yakut, E. ... Arslankoz, K.** (2016). BEEAGLESAT and HAVELSAT: Two 2U CubeSat's for QB50. <https://events.castra.org/index.php/unisec2016/unisec2016/paper/download/53/59> adresinden alınmıştır.
- [17] **Ülkemizin Uzaya Gönderilen Uydusu UBAKUSAT İTÜ'den.** (2018, 4 Nisan). *İTÜ*. erişim 10.02.2018. <http://www.itu.edu.tr/haberler/2018/04/04/>

ulkemizin-uzaya-gonderilen-uydusu-ubakusat-ituden adresinden
alınmıştır.

- [18] **UBAKUSAT** (t.y.) Wikipedia. erişim tarihi 10.02.2019. <https://en.wikipedia.org/wiki/UBAKUSAT> adresinden alınmıştır.
- [19] **Url-19** <<https://www.genesinspace.org/>>, erişim tarihi 28.07.2018.
- [20] **Url-20** <<https://www.nasa.gov/audience/forstudents/stu-other-current-ops.html>>, erişim tarihi 28.07.2018.
- [21] **Url-21** <<https://wmap.gsfc.nasa.gov/mission/>>, erişim tarihi 01.08.2018.
- [22] **Url-22** <<https://www.space.com/30302-lagrange-points.html>>, erişim tarihi 10.10.2018.
- [23] **Url-23** <<https://plus.maths.org/content/lagrange-and-interplanetary-superhighway>>, erişim tarihi 12.10.2018
- [24] **Url-24** <<https://see.msfc.nasa.gov/>>, erişim tarihi 2018.
- [25] **James, B. F., Norton, O. A., Jr. ve Alexander, M. B.** (1994). The Natural Space Environment: Effects on Spacecraft. *NASA Reference Publication 1350*.
- [26] **Townsend, L.W.** (2005). Implications of the Space Radiation Environment for Human Exploration in Deep Space. *Radiat. Prot. Dosimetry* 115,44.
- [27] **Finckenor, M. M. ve De Groh, K. K.** Space Environmental Effects. *A Researcher's Guide to: International Space Station*. NASA ISS Program Science Office.
- [28] **Gilmore, D. (2002)**, *Spacecraft Thermal Control Handbook. Volume I: Fundamental Technologies*. The Aerospace Corporation. California. AIAA.
- [29] **Koziol, M.** (2018). *InSight Mission Shows That CubeSats Can Relay Messages From Deep Space*. erişim tarihi 30.01.2019. <https://spectrum.ieee.org/tech-talk/aerospace/satellites/marco-demonstrate-that-cubesats-can-get-the-job-done-in-deep-space> adresinden alınmıştır.
- [30] **Url-30** <https://www.jpl.nasa.gov/news/press_kits/insight/launch/appendix/mars-cube-one/>, erişim tarihi 25.12.2018.
- [31] **Url-31** <<https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/content/-/article/marco>>, erişim tarihi 10.10.2018.
- [32] **Kane, V.** (2015). *MarCO: Planetary CubeSats Become Real*. erişim tarihi 12.11.2018. <http://www.planetary.org/blogs/guest-blogs/van-kane/0708-marco-planetary-cubesats.html> adresinden alınmıştır.
- [33] **Url-33** <<https://www.jpl.nasa.gov/cubesat/missions/marco.php>>, erişim tarihi 18.08.2018.
- [34] **Good, A.** (2019, 5 Şubat). *Beyond Mars, the Mini MarCO Spacecraft Fall Silent*. erişim tarihi 16.02.2018. <https://www.jpl.nasa.gov/news/news.php?feature=7327> adresinden alınmıştır.

- [35] **Wall, M.** (2015, 11 Mayıs). *Tiny Cubesats Set to Explore Deep Space*. erişim tarihi 12.08.2018. <https://www.space.com/29306-cubesats-deep-space-exploration.html> adresinden alınmıştır.
- [36] **Url-36** <<https://www.jpl.nasa.gov/cubesat/missions/inspire.php>>, erişim tarihi 05.06.2018.
- [37] **Çelik, O., Hashimoto, T., Funase, R., Kawakatsu Y., Campagnola, S., Ikenaga, T.** (2017). Overview of Japanese Lunar CubeSats OMOTENASHI & EQUULEUS (*UN/South Africa Symposium on Basic Space Technology*), Stellenbosch, South Africa, 11-15.
- [38] **The University of Tokyo, Intelligent Space Systems Laboratory.** (2017). *EQUULEUS: A 6U CubeSat to Fly to Earth—Moon Lagrange Point onboard SLS EM-1* [PowerPoint Sunusu]. <http://www.lcpm12.org/wp-content/uploads/2017/08/1715-1735-Funase-NEW.pdf> adresinden alınmıştır.
- [39] **Url-39** <<http://www.astronautix.com/a/apollo17.html>>, erişim tarihi 12.06.2018.
- [40] **Ay'a gönderilen tohumlar filizlendi.** (2019, 15 Ocak). *NTV*. <https://www.ntv.com.tr/teknoloji/aya-gonderilen-tohumlar-filizlendi,G96BTp6ywkmWfwK0X7I47Q> adresinden alınmıştır.
- [41] **NASA duyurdu: ABD 46 yıl sonra Ay'a geri dönüyor.** (2018, 25 Mayıs). *BBC News Türkçe*. <https://www.bbc.com/turkce/haberler-dunya-44251521> adresinden alınmıştır.
- [42] **Url-42** <<https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/g/genesat>>, erişim tarihi 27.06.2018.
- [43] **Kitts, C., Ronzano, K., Rasay, R., Mas, I., Williams, P., Mahacek, P., Minelli, G., Hines, J., Agasid, E.ve Friedericks, C. ve Ricco, A.** “Flight Results from the GeneSat-1 Biological Microsatellite Mission” *21 st Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*.
- [44] **Ames Research Center, NASA.** (2009, 1 Nisan). *PharmaSat Nanosatellite* [Özet]. https://www.nasa.gov/pdf/331108main_pharmasat_Fact%20Sheet_FINAL.pdf adresinden alınmıştır.
- [45] **Url-45** <<https://www.nasa.gov/centers/ames/engineering/projects/biosentinel.html>>, erişim tarihi 14.09.2018.
- [46] **Ames Research Center, NASA.** (2015, 4 Mart). *Biosentinel* [Özet]. <https://www.nasa.gov/sites/default/files/atoms/files/biosentinel-2feb2017-508.pdf> adresinden alınmıştır.
- [47] **Url-47** <https://space.skyrocket.de/doc_sdat/biosentinel.htm>, erişim tarihi 10.09.2018.
- [48] **Hoover, R.** (2010, 23 Kasım). *O/OREOS Reaches Orbit, Begins Astrobiology Experiments*. erişim tarihi 28.02.2019. <https://www.nasa.gov/centers/ames/news/releases/2010/10-109AR.html> adresinden alınmıştır.
- [49] **Cottin, H., Kotler, J. M., Billi, D., Cockell, C., Demets, R., Ehrenfreund, P., ... & Onofri, S.** (2017). Space as a tool for astrobiology: review and

recommendations for experimentations in Earth orbit and beyond. *Space Science Reviews*, 209(1-4), 83-181.

- [50] **Elsaesser, A., Quinn, R. C., Ehrenfreund, P., Mattioda, A. L., Ricco, A. J., Alonzo, J., Breitenbach, A., Chan, Y. K., Fresneau, A., Salama, F. & Santos, O.** (2014). Organics Exposure in Orbit (OREOcube): A Next-Generation Space Exposure Platform. *Langmuir* 30 (44), 13217-13227
- [51] **Richard, Q., Elsaesser, A., Ehrenfreund, P., Ricco, A., Breitenbach, A. & Chan, J., Fresneau, A. & Spaans, M.** (2013). OREOcube: ORganics Exposure in Orbit. *44th Lunar and Planetary Science Conference, Volume: LPI Contribution No. 1719*, p.2498
- [52] **Beale, D., Bonometti, J.** (t.y.) Chapter 4: Systems Engineering Tools. *Auburn University*. erişim tarihi 25.05.2018. <http://www.eng.auburn.edu/~dbeale/ESMDCourse/Chapter4.htm> adresinden alınmıştır.
- [53] **NASA.** (2017). Systems Engineering Handbook. *NASA SP-2016-6105 Rev2*, NASA Headquarters, Washington, D.C.
- [54] **Url-54** <<https://gomspace.com/shop/subsystems/structures/6u-structure.aspx>>, erişim tarihi 12.10.2018.
- [55] **Url-55** <<https://www.isispace.nl/product/6-unit-cubesat-structure/>>, erişim tarihi 14.11.2018.
- [56] **Url-56** <<https://www.npcspacemind.com/sm06/>>, erişim tarihi 22.12.2018.
- [57] **Url-57** <<https://www.endurosat.com/products/cubesat-6u-structure/>>, erişim tarihi 15.11.2018.
- [58] **Pumpkin Space.** (2014). 6U SUPERNOVA Structure Kit Owner's Manual. erişim tarihi 15.11.2018. http://www.cubesatkit.com/docs/SUPERNOVA_User_Manual-RevA0.pdf adresinden alınmıştır.
- [59] **Url-59** <<https://gumush.com.tr/store/>>, erişim tarihi 12.02.2019.
- [60] **Url-60** <<http://gomspace.com/index.php?p=products-p60>>, erişim tarihi 17.11.2018.
- [61] **Url-61** <<https://gomspace.com/shop/subsystems/power-supplies/nanopower-p60.aspx>>, erişim tarihi 17.11.2018.
- [62] **Url-62** <<http://www.orbitalsystems.de/produkte/gos-cubesat-eps/?lang=en>>, erişim tarihi 18.11.2018.
- [63] **Url-63** <<https://www.clyde.space/products/19-3rd-generation-flexu-eps>>, erişim tarihi 18.11.2018.
- [64] **Url-64** <<https://www.clyde.space/products/47-cs-high-power-bundle-c-eps-80whr-battery>>, erişim tarihi 19.11.2018.
- [65] **Url-65** <<https://n-avionics.com/subsystems/cubesat-electrical-power-system-eps/>>, erişim tarihi 20.11.2018.
- [66] **Small Spacecraft Systems Virtual Institute, NASA.** (2018). Small Spacecraft Technology State of the Art. *California, Ames Research Center*.

- [67] **Url-67** <<https://www.clyde.space/products/49-40whr-cubesat-battery>>, erişim tarihi 24.06.2018.
- [68] **Gom Space.** (2018). Nano Power BPX Datasheet. erişim tarihi 24.11.2018. <https://gomspace.com/UserFiles/Subsystems/datasheet/gs-ds-nanopower-bpx-3-18.pdf> adresinden alınmıştır.
- [69] **Pumpkin Space.** (2017). CubeSat Kit Battery Module 2 (BM 2) Datasheet. erişim tarihi 29.05.2018. http://www.pumpkininc.com/space/datasheet/710-01640-F_DS_BM_2.pdf adresinden alınmıştır.
- [70] **German Orbital Systems.** (2017). CubeSat Battery Pack Datasheet. erişim tarihi 29.05.2018. <http://www.orbitalsystems.de/wp-content/uploads/2017/02/4-BatCase.pdf> adresinden alınmıştır.
- [71] **Url-71** <<https://www.berlin-space-tech.com/portfolio/battery-bat-100>>, erişim tarihi 02.10.2018.
- [72] **Url-72** <<http://www.tyvak.eu/power-storage.html>>, erişim tarihi 23.08.2018.
- [73] **Url-73** <<https://www.cubesatshop.com/product/cubesat-solar-panels-complete-set/>>, erişim tarihi 15.03.2018.
- [74] **Url-74** <<https://www.isispace.nl/product/isis-cubesat-solar-panels/>>, erişim tarihi 15.03.2018.
- [75] **Space Quest.** (2016). SP-C CubeSat Solar Panels Datasheet. erişim tarihi 19.03.2018. <http://www.spacequest.com/s/SP-C-Datasheet-Ver-20160107.pdf> adresinden alınmıştır.
- [76] **DHV Technology.** (2017). 6U, 12U Solar Panels Overview. erişim tarihi: 20.03.2018. <http://dhvtechnology.com/wp-content/uploads/2017/07/Datasheet-6U-Julio-v1-front-back.pdf> adresinden alınmıştır.
- [77] **Diaz, V. (DHV Technology).** (2017). Kişisel Görüşme. Oostende, Belçika.
- [78] **Gom Space.** (2018). NanoPower MSP Datasheet. erişim tarihi 25.03.2018. <https://gomspace.com/UserFiles/Subsystems/datasheet/gs-ds-nanopower-msp-11.pdf> adresinden alınmıştır.
- [79] **Url-79** <<https://www.clyde.space/products/26-3u-doubleddeployed-solar-array>>, erişim tarihi 25.03.2018.
- [80] **Url-80** <<https://gomspace.com/shop/subsystems/command-and-data-handling/nanomind-z7000.aspx>>, erişim tarihi 25.05.2018.
- [81] **Url-81** <<https://n-avionics.com/subsystems/cubesat-main-bus-unit-satbus-3c2/>>, erişim tarihi 03.06.2018.
- [82] **Url-82** <<http://www.orbitalsystems.de/produkte/gos-cubesat-obc/?lang=en>>, erişim tarihi 05.08.2018.
- [83] **German Orbital Systems.** (2017). CubeSat Onboard Computer Datasheet. erişim tarihi 05.08.2018. <http://www.orbitalsystems.de/wp-content/uploads/2017/02/7-OBC.pdf> adresinden alınmıştır.
- [84] **Url-84** <<https://www.isispace.nl/product/on-board-computer/>>, erişim tarihi 06.06.2018.

- [85] **Pumpkin Space.** RH-OBC-1 Radiation Hardened OBC / C&DH Board and Reference Design Kit Flyer. erişim tarihi: 07.06.2018. https://www.pumpkinspace.com/store/p199/Vorago_Rad-hard_OBC_%2F_C%26DH_Avionics_Kit.html adresinden alınmıştır.
- [86] **Url-86** <<https://www.clyde.space/products/3-nanosatellite-on-board-computer>>, erişim tarihi 07.06.2018.
- [87] **Space Micro.** (2015). Proton200k™ Lite Processor Board Datasheet. erişim tarihi: 19.06.2018. <https://www.spacemicro.com/assets/datasheets/digital/slices/proton200k-L.pdf> adresinden alınmıştır.
- [88] **Nehrenz, M., & Sorgenfrei, M.** (2015). On the Development of Spacecraft Operating Modes for a Deep Space CubeSat. *AIAA SPACE 2015 Conference and Exposition* (p. 4647).
- [89] **Url-89** <https://www.esa.int/Our_Activities/Telecommunications_Integrated_Applications/Satellite_frequency_bands>, erişim tarihi 12.01.2019.
- [90] **NASA Jet Propulsion Laboratory.** (2016). Iris V2.1 CubeSat Deep Space Transponder Datasheet. erişim tarihi 23.04.2018. https://www.jpl.nasa.gov/cubesat/pdf/Brochure_IrisV2.1_201611-URS_Approved_CL16-5469.pdf adresinden alınmıştır.
- [91] **Tethers Unlimited.** (2018). SWIFT-XTS High Performance X-Band Transmitter and S-Band Transceiver Brochure. erişim tarihi 23.09.2018. http://www.tethers.com/SpecSheets/Brochure_SWIFT_XTS+LINK.pdf adresinden alınmıştır.
- [92] **Url-92** <<https://www.clyde.space/products/66-cput-xband-transmitter>>, erişim tarihi 25.08.2018.
- [93] **Etse Electronics.** (2016). CubeSat X-Band Transmitter (XTX) Brochure. erişim tarihi 13.09.2018. <http://www.cput.ac.za/blogs/fsati/files/2016/10/BR-01-00079-XTX-Brochure-Rev-A-Website.pdf> adresinden alınmıştır.
- [94] **Url-94** <<https://www.syrlinks.com/en/space/nano-satellite/x-band-transmitter-ewc27>>, erişim tarihi 27.08.2018.
- [95] **EnduroSat.** (2018). X-Band Transmitter Datasheet. erişim tarihi 29.08.2018. https://cdn5.endurosat.com/modules-datasheets/X_Band_Datasheet_Rev_1.1.pdf adresinden alınmıştır.
- [96] **IQ Wireless.** (2018). X Band Transceiver SDR for Small Satellites Datasheet. erişim tarihi 30.08.2018. <https://www.iq-spacecom.com/images/downloads/XLINK-Datasheet.pdf> adresinden alınmıştır.
- [97] **Url-97** <https://www.nasa.gov/directorates/spacetech/small_spacecraft/isara_project.html>, erişim tarihi 05.10.2018.
- [98] **Hyperion Technologies.** (2018). iADCS400 Attitude Determination and Control System Flyer. erişim tarihi 22.05.2018. https://hyperiontechnologies.nl/wp-content/uploads/2018/07/HT-iADCS400-V1.02_Flyer.pdf adresinden alınmıştır.
- [99] **Blue Canyon Technologies.** (2018). Attitude Determination Control Systems. Erişim tarihi 22.05.2018. <http://bluecanyontech.com/wp->

content/uploads/2018/07/DataSheet_ADSCS_10.pdf
alınmıştır.

adresinden

- [100] **Url-100** <<http://bluecanyontech.com/xact-50/>>, erişim tarihi 23.05.2018.
- [101] **Duncan, J. (Blue Canyon Technologies).** (2019). Kişisel görüşme. E-posta.
- [102] **Url-102** <<https://www.clyde.space/products/51-highprecision-attitude-determination-and-control-system-adcs>>, erişim tarihi 24.05.2018.
- [103] **Url-103** <<https://www.adcolemail.com/adacs>>, erişim tarihi 24.05.2018.
- [104] **Delta-V budget.** (t.y.) Wikipedia. erişim tarihi 12.11.2018. https://en.wikipedia.org/wiki/Delta-v_budget adresinden alınmıştır.
- [105] **Url-105** <<https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/l/lunar-icecube>>, erişim tarihi 11.01.2019.
- [106] **Busek Co.** (2016). Flight Development of Iodine BIT-3 RF Ion Propulsion System for SLS EM-1 CubeSats *30th AIAA/USU Conference on Small Satellites*, North Logan, Utah Pre-Conference Workshop SSC16-WK-39
- [107] **Koizumi, H., Kawahara, H., Yaginuma K., Asakawa, J., Nakagawa, Y., Nakamura, Y., ... & Komurasaki, K.** (2016). Initial flight operations of the miniature propulsion system installed on small space probe: PROCYON. *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology Japan*, 14(ists30), Pb_13-Pb_22.
- [108] **Tummala, A.R., Dutta, A.** (2017) An Overview of Cube-Satellite Propulsion Technologies and Trends. *Aerospace*, 4, 58.
- [109] **Enpulsion.** (2018). IFM Nano Thruster Datasheet. erişim tarihi 15.02.2018. https://www.enpulsion.com/uploads/products/IFM-Nano-Thruster/ENP_-_IFM_Nano_Thruster_-_Product_Overview.pdf adresinden alınmıştır.
- [110] **Enpulsion.** (2018). IFM Nano Thruster SE: Thrust Vectoring Capability. erişim tarihi 18.02.2018. https://www.enpulsion.com/uploads/products/IFM-Nano-Thruster-SE/ENP_-_IFM_Nano_Thruster_SE_-_Product_Overview.pdf adresinden alınmıştır.
- [111] **Url-111** <<https://www.nationalgeographic.com.au/space/animals-in-space.aspx>>, erişim tarihi 25.12.2018.
- [112] **Animals in space.** (t.y.) Wikipedia. erişim tarihi 27.12.2018. https://en.wikipedia.org/wiki/Animals_in_space adresinden alınmıştır.
- [113] **List of spaceflight records.** (t.y.) Wikipedia. erişim tarihi 22.12.2018. https://en.wikipedia.org/wiki/List_of_spaceflight_records adresinden alınmıştır.
- [114] **Url-114** <<https://eco-sphere.com/>> erişim tarihi 19.04.2018.
- [115] **Bordenstein, S.** (t.y.) Tardigrades (Water Bears). *Microbial Life Educational Resources*. erişim tarihi 16.08.2018. <https://serc.carleton.edu/microbelife/topics/tardigrade/index.html> adresinden alınmıştır.

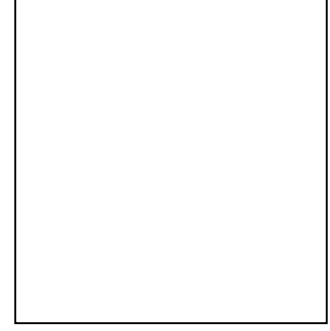
- [116] **Simon, M.** (2014, 21 Mart). Absurd Creature of The Week: The Incredible Critter That's Tough Enough to Survive in Space. erişim tarihi 18.08.2018. <https://www.wired.com/2014/03/absurd-creature-week-water-bear/> adresinden alınmıştır.
- [117] **Url-117** <<http://tardigrades.bio.unc.edu/>>, erişim tarihi 03.12.2018.
- [118] **Ramel, G.** (t.y.). *The Phylum Tardigrada*. erişim tarihi 17.11.2018. <https://www.earthlife.net/inverts/tardigrada.html> adresinden alınmıştır.
- [119] **Url-119** <https://sun.iwu.edu/~tardisdp/tardigrade_facts.html>, erişim tarihi 23.12.2018.
- [120] **Schill, R. O., Jönsson, K. I., Pfannkuchen, M., & Brümmer, F.** (2011). Food of tardigrades: a case study to understand food choice, intake and digestion. *Journal of Zoological Systematics and Evolutionary Research*, 49, 66–70. doi:10.1111/j.1439-0469.2010.00601.x
- [121] **Jönsson, K. I., Rabbow, E., Schill, R. O., Harms-Ringdahl, M., & Rettberg, P.** (2008). Tardigrades survive exposure to space in low Earth orbit. *Current biology*, 18(17), R729-R731.
- [122] **Hashimoto, T., Horikawa, D. D., Saito, Y., Kuwahara, H., Kozuka-Hata, H., Shin, T., ... & Enomoto, A.** (2016). Extremotolerant tardigrade genome and improved radiotolerance of human cultured cells by tardigrade-unique protein. *Nature communications*, 7, 12808.
- [123] **Url-123** <https://www.nasa.gov/mission_pages/station/research/experiments/iss056e098239.jpg>, erişim tarihi 29.12.2018.
- [124] **Alexandrov, S.** (2016). Algal Research in Space: History, Current Status, and Future Prospects. *Innovare Journal of Life Science*, 1-4.
- [125] **Thompson, A.** (2018). *Plants, Algae and Other Weird Green Stuff Just Arrived at the Space Station*. erişim tarihi 17.01.2019. <https://www.space.com/41071-space-plants-algae-microgreens-space-station.html> adresinden alınmıştır
- [126] **Url-126** <https://www.nasa.gov/mission_pages/station/research/experiments/2552.html>, erişim tarihi 01.01.2019.
- [127] **Rossignol, D.** (2017). *Algae Can Survive Nearly a Year and a Half in Outer Space*. erişim tarihi 06.01.2019. <https://www.engadget.com/2017/02/09/algae-survives-a-year-and-a-half-in-space/> adresinden alınmıştır.
- [128] **Bouchard, A.** (2018). *Algae in Space: A Potential Food and Fuel Source?*. erişim tarihi 17.01.2019. <https://www.labroots.com/trending/space/12231/algae-space-potential-food-fuel-source> adresinden alınmıştır.
- [129] **Url-129** <<https://ucmp.berkeley.edu/bacteria/cyanointro.html>>, erişim tarihi 23.01.2019.
- [130] **Puiu, T.** (2015). *Algae and Bacteria Will Provide Oxygen for Astronauts Living on Mars*. erişim tarihi 27.01.2019. <https://www.zmescience.com/space/algae-bacteria-oxygen-on-mars-05534/> adresinden alınmıştır.

- [131] **Rathi, A.** (2017). *An Algae That Survived Two Years in Outer Space May Hold the Secret to Growing Food on Mars*. erişim tarihi 01.02.2019. <https://qz.com/909040/algae-and-cyanobacteria-survived-two-years-exposed-to-outer-space-on-the-international-space-station/> adresinden alınmıştır.
- [132] **Delagdo, J., Chambers, A.** (t.y.). *Miniature Sensor Probe for O₂, CO₂, and H₂O Monitoring in Portable Life Support Systems*. <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20130012848.pdf> adresinden alınmıştır.
- [133] **SkyFox Labs.** (2017). piDOSE-DCD Digital Cubesat Dosimeter Product Datasheet Rev.D. erişim tarihi 14.11.2018. https://www.skyfoxlabs.com/pdf/piDOSE-DCD_Datasheet_rev_D.pdf adresinden alınmıştır.
- [134] **Url-134** <<https://deepspace.jpl.nasa.gov/about/history/>>, erişim tarihi 22.09.2018.
- [135] **Url-135** <https://deepspace.jpl.nasa.gov/files/6_NASA_MOCS_2014_10_01_14.pdf>, erişim tarihi 15.10.2018.
- [136] **Url-136** <<https://www.nasa.gov/directorates/heo/scan/services/networks/dsn>>, erişim tarihi 16.10.2018.
- [137] **Url-137** <<https://deepspace.jpl.nasa.gov/about/complexes/antenna-arraying/>>, erişim tarihi 25.10.2018.
- [138] **JPL, NASA.** (2015). *DSN Mission Support Definition & Commitments* [PowerPoint Sunusu], erişim tarihi 08.12.2018. https://deepspace.jpl.nasa.gov/files/Intro_4_Mar20151.pdf adresinden alınmıştır.
- [139] **NASA Deep Space Network.** (t.y.) Wikipedia. erişim tarihi 25.10.2018. https://en.wikipedia.org/wiki/NASA_Deep_Space_Network adresinden alınmıştır.
- [140] **Biddle, A., Monteiro, T.** (2012). *Space Radiation Mitigation for Fox-1. AMSAT Space Symposium*. <https://www.amsat.org/wordpress/wp-content/uploads/2013/03/2012-Symposium-Fox-Radiation-Mitigation.pdf> adresinden alınmıştır.
- [141] **Beukelaers, V.** (2009). *From mission analysis to space flight simulation of the OUFTI-1 nanosatellite*. (Yüksek Lisans Tezi). University of Liège.
- [142] **Addy, J., Twinning, D., Strobel, D., SpaceMicro.** (2015). *Thermal Considerations for Critical CubeSat Missions. 12th Annual CubeSat Developers' Workshop*,
- [143] **Brumbaugh, K., & Lightsey, E. G.** (2012). *A Risk Management Plan for CubeSats. AIAA SPACE 2012 Conference & Exposition* (p. 5219).
- [144] **Langer, M., & Bouwmeester, J.** (2016). *Reliability of CubeSats-Statistical Data, Developers' Beliefs and the Way Forward*.
- [145] **Url-145** <www.nasa.gov/sls>, erişim tarihi 24.12.2018.

- [146] **Space Lanch System.** (t.y.) Wikipedia. erişim tarihi 24.12.2018.
https://en.wikipedia.org/wiki/Space_Launch_System adresinden alınmıştır.
- [147] **Exploration Mission-1.** (t.y.) Wikipedia. erişim tarihi 26.12.2018.
https://en.wikipedia.org/wiki/Exploration_Mission-1 adresinden alınmıştır.
- [148] **Url-148** <<http://www.planetary.org/explore/projects/lightsail-solar-sailing>>, erişim tarihi 14.11.2018.
- [149] **Davis, J.** (2018, 29 Ekim). *LightSail 2 launch pushed to early 2019*. erişim tarihi 07.01.2019. <http://www.planetary.org/blogs/jason-davis/lightsail-2-early-2019.html> adresinden alınmıştır.



ÖZGEÇMİŞ



Ad-Soyad : Enes Erdoğan
Doğum Tarihi ve Yeri : 03.04.1991, Düzce
E-posta : erdoganenes@itu.edu.tr

ÖĞRENİM DURUMU:

- **Lisans** : 2014, İstanbul Teknik Üniversitesi, Uçak ve Uzay Bilimleri Fakültesi, Uzay Mühendisliği

MESLEKİ DENEYİM VE ÖDÜLLER:

- 2015- Gümüş Uzay Savunma Havacılık – Uzay Sistemleri Mühendisi

