

HAVA H ARP OKULU
HAVACILIK VE UZAY TEKNOLOJİLERİ ENSTİTÜSÜ

MALİYET ETKİN GÖRÜNTÜ ALMA AMAÇLI
KÜÇÜK UYDU FİLOSU MODELİ

DOKTORA TEZİ

Yasin KARATAŞ

Uzay Bilimleri Ana Bilim Dalı Başkanlığı

Uzay Bilimleri Programı

HAZİRAN 2012

HAVA HARP OKULU
HAVACILIK VE UZAY TEKNOLOJİLERİ ENSTİTÜSÜ

**MALİYET ETKİN GÖRÜNTÜ ALMA AMAÇLI
KÜÇÜK UYDU FİLOSU MODELİ**

DOKTORA TEZİ

**Yasin KARATAŞ
(507201)**

Uzay Bilimleri Ana Bilim Dalı Başkanlığı

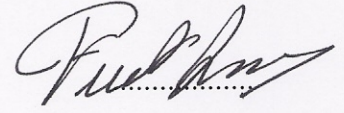
Uzay Bilimleri Programı

Tez Danışmanı: Prof.Dr. Fuat İNCE

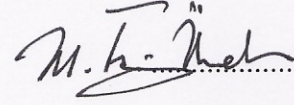
HAZİRAN 2012

Hava Harp Okulu Havacılık ve Uzay Teknolojileri Enstitüsünün 507201 numaralı Doktora Öğrencisi **Yasin KARATAŞ**, ilgili yönetmeliklerin belirlediği gerekli tüm şartları yerine getirdikten sonra hazırladığı “**MALİYET ETKİN GÖRÜNTÜ ALMA AMAÇLI KÜÇÜK UYDU FİLOSU MODELİ**” başlıklı tezini aşağıda imzaları olan jüri önünde başarı ile sunmuştur.

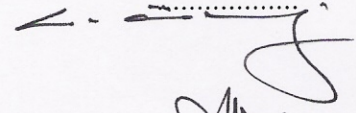
Tez Danışmanı : Prof.Dr. Fuat İNCE
Hava Harp Okulu



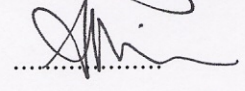
Jüri Üyeleri : Prof.Dr. Mehmet Fevzi ÜNAL
İstanbul Teknik Üniversitesi



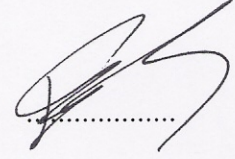
Prof.Dr. Cankut ÖRMECİ
İstanbul Teknik Üniversitesi



Prof.Dr.Hv.Müh.Alb. Abdurrahman HACIOĞLU
Hava Harp Okulu



Yrd.Doç.Dr.Hv.Müh.Bnb. M.Emre AYDEMİR
Hava Harp Okulu



Teslim Tarihi : 28 Mayıs 2012
Savunma Tarihi : 26 Haziran 2012

YAZARIN NOTU

Bu tez çalışmasında belirtilen görüş ve yorumlar yazara aittir. Türk Silahlı Kuvvetlerinin ya da diğer kamu kuruluşlarının görüşlerini yansıtmaz. Ayrıca bu tez çalışması bilimsel ahlak ve etik değerlere uygun olarak yazılmış olup, yararlanılan tüm eserler kaynaklarda gösterilmiştir.

Haziran 2012

İmza:

Yasin KARATAŞ

Eşim İlknur
ve
Kızım Zeynep Bahar'a

ÖNSÖZ

Tez çalışmam süresince değerli bilgilerini ve zamanını benden esirgemeyen ve yol gösteren tez danışmanım Prof.Dr. Fuat İNCE'ye, iş hayatımdaki desteklerinden dolayı Murat PEKŞEN'e, Hava Harp Okulu Havacılık ve Uzay Teknolojileri Enstitüsü Müdürü Hv.Müh.Alb. Mustafa İLARSLAN'a, devrem Gökhan ÇALIŞKAN'a ve HUTEN personeline, tez çalışmamı başarıyla bitirmemde büyük bir sabır ve fedakarlık göstererek destekleyen eşim İlknur ve kızım Zeynep Bahar'a, manevi desteklerini her zaman yanımda hissettiğim annem, babam, ablam ve kardeşlerime en içten teşekkürlerimi sunarım.

Haziran 2012

Yasin KARATAŞ

İÇİNDEKİLER

Sayfa

YAZARIN NOTU	v
ÖNSÖZ.....	ix
İÇİNDEKİLER	xi
KISALTMALAR	xv
SEMBOL LİSTESİ	xvii
ÇİZELGE LİSTESİ.....	xix
ŞEKİL LİSTESİ.....	xxi
ÖZET.....	xxv
SUMMARY	xxvii
1. GİRİŞ	1
2. UYDULARIN GELİŞİMİ	7
2.1 Giriş	7
2.2 Uyduların Sınıflandırılması	9
2.2.1 Büyüklüklerine/ağırlıklarına göre sınıflandırılması	9
2.2.2 Bulundukları yörüngelere göre sınıflandırılması.....	9
2.2.2.1 LEO tipi uydular	10
2.2.2.2 GEO tipi uydular	11
2.2.2.3 MEO tipi uydular	11
2.2.2.4 HEO tipi uydular	11
2.2.2.5 Gezegenlerarası gönderilen uydular.....	12
2.2.3 Fonksiyonlarına / görevlerine göre sınıflandırılması	12
2.2.3.1 Haberleşme uyduları	12
2.2.3.2 Dünya gözlem uyduları	12
2.2.3.3 Meteoroloji uyduları	13
2.2.3.4 Bilimsel araştırma uyduları	13
2.2.3.5 Seyrüsefer (Navigasyon) uyduları	14
2.2.3.6 Askeri uydular.....	18
2.3 Küçük Uydular.....	20
2.3.1 Küçük uyduların kullanımındaki avantajlar ve dezavantajlar	20
2.3.2 Küçük uyduların maliyet – yetenek ilişkileri	23
2.3.3 Küçük uyduların uygulama alanları	27
2.3.3.1 Telekomünikasyon	27
2.3.3.2 Dünya gözlem	28
2.3.3.3 Bilimsel araştırmalar	28
2.3.3.4 Teknoloji geliştirme	28
2.3.3.5 Akademik eğitim.....	29
2.3.3.6 Düşük maliyetli fırlatmalar	30
2.3.3.7 Yer segmentleri	31
2.3.4 Uydu maliyetlerini etkileyen öğeler	31
2.3.4.1 Uydu ağırlığı	32
2.3.4.2 Fırlatma maliyetleri.....	32

2.3.4.3	Yörünge seçimi	34
2.3.4.4	Sigortalama maliyetleri	34
2.3.4.5	Altsistem maliyetleri	35
2.3.4.6	Uzay ortamı ve uydulara etkileri	35
2.3.4.7	Tasarım, üretim ve test maliyetleri	36
2.3.4.8	Görev yükünün maliyeti	37
3.	GÖRÜNTÜ ALMA AMAÇLI UYDU GÖREVİ MODELİ	39
3.1	Yörünge Tasarımı	39
3.1.1	Klasik yörünge elemanları	39
3.1.2	Yörünge bozulmaları	41
3.1.3	Dünya referanslı yörünge seçimi	44
3.1.4	Gölgede kalma zamanının hesaplanması	48
3.1.5	Yörünge seçimi	49
3.1.6	Yörünge yüksekliğinin seçimi	50
3.1.7	Yörünge eğim açısının belirlenmesi	51
3.1.8	Yörünge parametrelerinin hesaplanması	51
3.2	Uydu Alt Sistemleri	54
3.2.1	Elektrik gücü alt sistemi	54
3.2.1.1	Güneş paneli tasarımı	55
3.2.1.2	Enerji depolamak için pil tasarımı	62
3.2.2	Yönelim belirleme ve kontrol alt sistemi	66
3.2.3	Termal alt sistem	74
3.2.3.1	Termal alt sistemi ön tasarım modeli	75
3.2.3.2	Maksimum sıcaklık	77
3.2.3.3	Minimum sıcaklık	78
3.2.3.4	Ortalama sıcaklık	78
3.3	Faydalı Yük Tasarımı	79
3.3.1	Temel teleskop optiği	79
3.3.2	Algılayıcı (detektör) çeşitleri	81
3.3.3	Faydalı yük tasarımı ile ilgili önemli teknik terimler	84
3.3.4	Optik sensör tasarım parametrelerinin hesaplanması	89
3.3.5	Tek bir teleskop kullanılması	89
3.3.5.1	Tahmini ölçüler, güç ve ağırlık	102
3.3.6	Çoklu detektör/teleskop kullanılması	103
3.3.7	Sonuç	105
3.4	Yer Gözlem İhtiyaçlarının Belirlenmesi	106
3.4.1	Uydu görüntüsü ihtiyaçları	106
3.5	Takım Uydu Tasarımı	115
3.5.1	Takım uydu tasarım değişkenleri	115
3.5.2	Takım uydu tasarımı	117
3.5.3	Walker takım uydu sistemi	118
3.5.3.1	Walker takım uydu sistemi örneği	122
4.	MALİYET MODELLERİ	133
4.1	Giriş	133
4.2	Maliyetin Analiz Edilmesi	134
4.3	Maliyet Tahmin Yöntemleri	135
4.3.1	Mühendislik birikimi yöntemi (Engineering build-up)	136
4.3.2	Benzetim yöntemi (Analogy)	137
4.3.3	Parametrik yöntem (Parametrics)	137
4.4	Maliyet Modeli Geliştirilmesi	140

4.5	Parametrik Maliyet Tahmin İşlemi	141
4.5.1	CER maliyet sürücülerinin seçimi ve CER'in geliştirilmesi	141
4.5.2	İstatistiksel yaklaşım	142
4.5.3	Tekrarlayan ve tekrarlamayan faktörler	144
4.6	Maliyet Modelleri ve Analizleri	145
4.6.1	Küçük Uydu Maliyet Modeli (SSCM)	145
4.6.1.1	Maliyet modelinin oluşturulması	148
4.6.1.2	Küçük Uydu Maliyet Modeli 2007'nin kullanımı	150
4.6.2	NASA Geliştirilmiş Görevler Maliyet Modeli	162
4.6.2.1	Geliştirilmiş Görevler Maliyet Modeli'nin kullanımı	166
4.6.3	NASA Uzay Aracı / Araç Maliyet Modeli	169
4.6.3.1	Uzay Aracı / Araç Maliyet Modelinin kullanımı	172
4.7	Sonuç	176
5.	UZMAN SİSTEMLER	177
5.1	Giriş	177
5.2	Uzman Sistemlerin Avantajları	178
5.3	Uzman Sistemlerin Özellikleri	179
5.4	Uzman Sistemlerin Sınırları	179
5.5	Uzman Sistemlerin Tasarım Adımları	180
5.6	Uzman Sistemlerin Elemanları	181
5.7	Uzman Sistem Çeşitleri	183
5.7.1	Kural tabanlı (Rule-based) sistemler	183
5.7.1.1	Kural tabanlı sistem gereksinimleri	184
5.7.1.2	Kural tabanlı sistemin yapısı	185
5.7.2	Bilgi tabanlı (Knowledge-based) sistemler	187
5.7.2.1	Bilgi tabanlı sistemin yapısı	187
5.7.3	Bulanık (Fuzzy) uzman sistemler	189
5.7.3.1	Bulanık mantık	189
5.7.3.2	Bulanık küme	190
5.7.3.3	Bulanık uzman sistemler	191
5.7.3.4	Bulanık uzman sistemin mimarisi	195
5.7.3.5	Bulanık uzman sistem modelleme	196
5.7.3.6	Bulanık uzman sistemin kullanım alanları	197
5.7.4	Modelleme yöntemi	198
5.7.5	Genetik algoritmalar	199
5.8	Sonuç	200
6.	UZMAN SİSTEM TABANLI KÜÇÜK UYDU MALİYET MODELİ	201
6.1	Küçük Uydu Maliyet Tahmini İçin Uzman Sistem Maliyet Modeli	203
6.2	İşlem Adımları	212
7.	SONUÇ ve ÖNERİLER	217
7.1	Sonuç	217
7.2	Öneriler	219
	KAYNAKLAR	223
	EKLER	231
	ÖZGEÇMİŞ	239

KISALTMALAR

ADCS	: Attitude Determination and Control
AİT	: Ağırlıklı İlk Tahmin
AMCM	: Advanced Mission Cost Model
ATLO	: Assembly, Test, and Launch Operations
BOL	: Beginning-Of-Life
C&DH	: Command and Data Handling
CCD	: Charged Coupled Device
CER	: Cost Estimating Relationship
CMG	: Control Moment Gyros
CMOS	: Complementary Metal-Oxide-Semiconductor
DOD	: Depth-Of-Discharge
DR	: Data Rate
EOL	: End-Of-Life
EPS	: Elektrical Power System
ESA	: European Space Agency
FOV	: Field Of View
GEO	: Geosynchronous Earth Orbit
GPS	: Global Positioning System
HEO	: Highly Elliptical Orbit
IFOV	: Instantaneous Field Of View
IMINT	: Image Intelligence
IOC	: Initial Operating Capability
IOV	: In-Orbit Validation
IR	: Infrared
IRNSS	: Indian Regional Navigational Satellite System
JAXA	: Japonya Uzay Ajansı
LEO	: Low Earth Orbit
Mbps	: Megabits per second
MEO	: Medium Earth Orbit
MS	: Multispectral
MTF	: Modülasyon Transfer Fonksiyonu
NIR	: Near Infrared
NASA	: National Aeronautics and Space Administration
O&M	: Operations and Maintenance
QZSS	: Quasi-Zenith Satellite System
PAN	: Panocromatic
PM/SE	: Program Management (PM)/Systems Engineering (SE)
PSLV	: Polar Satellite Launch Vehicle
RDT&E	: Research, Development, Test and Evaluation

SAR	: Synthetic aperture radar
SIGINT	: Signal Intelligence
SMAD	: Satellite Mission and Design
SNR	: Signal-to-Noise-Ratio
SSCM	: Small Satellite Cost Model
SSO	: Sun Synchronous Orbit
SVLCM	: Spacecraft/Vehicle Level Cost Model
TFU	: Theoretical First Unit
TT&C	: Telemetry Tracking and Control
UV	: Ultraviolet
V	: Visible
WBS	: Work Breakdown Structure

SEMBOL LİSTESİ

Ω	: Çıkış Düğüm Açısı (Right Ascension of Ascending Node)
ω	: Yerberi Açısı (Argument of Perigee)
i	: Eğim açısı (Inclination)
ν	: Uydu Açısı (True Anomaly)
ρ	: Atmosfer yoğunluğu
Φ	: Çekim potansiyel fonksiyonu

ÇİZELGE LİSTESİ

Sayfa

Çizelge 2.1	: Ağırlıklarına göre uyduların sınıflandırılması.....	9
Çizelge 2.2	: Dünya gözlem görevleri.....	24
Çizelge 2.3	: LEO için güncel ticari fırlatma maliyetleri	33
Çizelge 2.4	: GTO için güncel ticari fırlatma maliyetleri.....	33
Çizelge 2.5	: Uzay ortamı etkileri.....	36
Çizelge 3.1	: Dünya referanslı görevler için kullanılan yörüngeler ve özellikleri...	45
Çizelge 3.2	: Dünya referanslı yörünge tasarımını etkileyen temel görev istekleri .	46
Çizelge 3.3	: Ticari olarak elde edilebilir bazı güneş pilleri.....	59
Çizelge 3.4	: Şirketler ve ürettikleri Li-iyon piller	64
Çizelge 3.5	: Uydu bileşenleri için belirtilen sıcaklık aralıkları	74
Çizelge 3.6	: Optik sistemlerin düzeltebildiği hatalar	81
Çizelge 3.7	: Görev istekleri tasarım parametreleri.....	90
Çizelge 3.8	: Oluşturulan iki ayrı kamera modelinin parametreleri	103
Çizelge 3.9	: Uyduların sahip olduğu çözünürlüklerin sınıflandırılması.....	107
Çizelge 3.10	: Tanımlanmış minimum nesne boyutları.....	110
Çizelge 3.11	: Hedefler ve çözünürlükleri.....	112
Çizelge 4.1	: Maliyet Tahmin İlişkileri	147
Çizelge 4.2	: Geliştirme süresi ile uydu maliyeti arasındaki ilişki	153
Çizelge 4.3	: Tasarım ömrü ile uydu maliyeti arasındaki ilişki.....	154
Çizelge 4.4	: Yıllara göre artış miktarı	155
Çizelge 4.5	: İletim gücü (W) ile uydu maliyeti arasındaki ilişki.....	156
Çizelge 4.6	: Artan iletim gücüne karşılık maliyetteki artış miktarı.....	157
Çizelge 4.7	: TT&C ve C&DH ağırlığı ile uydu maliyeti arasındaki ilişki.....	157
Çizelge 4.8	: Hedefleme hassasiyeti (derece) ile uydu maliyeti arasındaki ilişki .	158
Çizelge 4.9	: BOL gücü (W) ile uydu maliyeti arasındaki ilişki	159
Çizelge 4.10	: Artan BOL gücüne karşılık maliyetteki artış miktarı.....	160
Çizelge 4.11	: Termal alt sistem ile uydu maliyeti arasındaki ilişki.....	161
Çizelge 4.12	: Ağırlık artışına göre maliyetteki artış miktarı	161
Çizelge 4.13	: Gözlem uyduları için AMCM ile elde edilen maliyet verileri	166
Çizelge 4.14	: Uydu ağırlıklarına karşılık maliyet verileri.....	167
Çizelge 4.15	: Zorluk derecelerine göre maliyet verileri.....	168
Çizelge 4.16	: SVLCM ile elde edilen maliyet verileri	172
Çizelge 4.17	: Öğrenme eğrisinin uydu maliyeti üzerindeki etkisi	174
Çizelge 4.18	: Uydu ağırlıklarına karşılık SVLCM maliyet verileri	175
Çizelge 4.19	: Uydu Maliyetindeki artış miktarı	176
Çizelge 5.1	: Uzman sistem uygulamaları	182
Çizelge 5.2	: Kural tabanlı sistemler ve uygulamaları.....	184
Çizelge 5.3	: Bilgi çeşitleri	187
Çizelge 5.4	: Bilgi tabanlı sistemler ve uygulamaları.....	189
Çizelge 5.5	: Tanımlanan üyelik fonksiyonları.....	192
Çizelge 5.6	: Çözünürlük ve ağırlık girdileri için oluşturulan kural tabanı	194

Çizelge 5.7	: Çözünürlük ve ağırlık girdilerinden elde edilen maliyet çıktısı	195
Çizelge 5.8	: Bulanık uzman sistemler ve uygulamaları	197
Çizelge 5.9	: Modelleme yöntemi ve uygulamaları	198
Çizelge 6.1	: Sistem <i>giriş</i> ve <i>çıkış</i> değişkenlerinin üyelik fonksiyonları	206
Çizelge 6.2	: Sistem <i>giriş</i> ve <i>çıkış</i> değişkenlerinin özellikleri	206
Çizelge 6.3	: Geliştirilen bulanık sistemin kural tabanı	208
Çizelge 6.4	: Modellerden elde edilen maliyet verilerinin karşılaştırılması	216
Çizelge 7.1	: Önerilen opsiyonların maliyetlerinin karşılaştırılması	220

ŞEKİL LİSTESİ

Sayfa

Şekil 1.1 : Geleneksel ve küçük uydu programlarının özellikleri	2
Şekil 2.1 : Sputnik-1 uydusu.....	8
Şekil 2.2 : LEO, GEO, MEO ve HEO tipi uyduların yörüngedeki yerleşimi.....	10
Şekil 2.3 : GPS uydularının yerleşimi	15
Şekil 2.4 : GLONASS uydu sisteminin yörüngelere yerleşimi	16
Şekil 2.5 : QZSS yörüngeleri ve QZSS yer izi	18
Şekil 2.6 : Askeri uydu çeşitleri.....	19
Şekil 2.7 : Piggyback uyduların H-IIA roketindeki yerleşim şekli	22
Şekil 2.8 : DMC konsorsiyumu	22
Şekil 2.9 : Uydulara ait çözünürlük ve ağırlık değerlerinin karşılaştırılması.....	25
Şekil 2.10 : Uydulara ait ağırlık ve maliyet değerlerinin karşılaştırılması	26
Şekil 2.11 : Uydulara ait maliyet ve çözünürlük değerlerinin karşılaştırılması	27
Şekil 2.12 : BİLSAT uydusu modeli	30
Şekil 2.13 : Dünya üzerindeki bilinen fırlatma merkezleri.....	31
Şekil 3.1 : Klasik yörünge elemanları	40
Şekil 3.2 : Güneş fırtınaları ve Van Allen radyasyon kuşakları	47
Şekil 3.3 : Dünya'nın gölgesinde kalan bölüm.....	49
Şekil 3.4 : Uzay aracının elektrik güç alt sisteminin fonksiyonel bölümleri.....	54
Şekil 3.5 : Panellerin uyduya yerleştirilmesi ve yan yüzeye gelen güneş ışınları ...	57
Şekil 3.6 : Sabit yük ile bir periyottaki enerji dengesi.....	58
Şekil 3.7 : Üst ve yan yüzeylerde üretilen ve toplam BOL gücü	61
Şekil 3.8 : Farklı tipteki pillerin hacim enerji yoğunluğu.....	63
Şekil 3.9 : İkincil piller NiCd ve NiH ₂ için ömür devri ve DOD ilişkisi.....	63
Şekil 3.10 : Yıldız kamerası	67
Şekil 3.11 : Kontrol moment cayro (CMG).....	68
Şekil 3.12 : Silindirin eylemsizlik momentleri	70
Şekil 3.13 : Tipik bir Çok Katmanlı Yalıtım battaniye bileşimi.....	76
Şekil 3.14 : Teleskop türleri.....	80
Şekil 3.15 : Whiskbroom algılayıcı	83
Şekil 3.16 : Pushbroom algılayıcı	84
Şekil 3.17 : Multi/Hiper/Ultraspektral bant aralıkları.....	85
Şekil 3.18 : Değişik odak oranlarına sahip lensler	86
Şekil 3.19 : Elde edilen üç ürüne ait MTF grafiği	87
Şekil 3.20 : Değişik oranlarda MTF'ye sahip görüntüler	87
Şekil 3.21 : Değişik oranlarda SNR'a sahip görüntüler	88
Şekil 3.22 : Uydu, hedef ve dünyanın merkezi arasındaki açısal ilişkiler.....	91
Şekil 3.23 : Veri hızı ile yörünge yüksekliği arasındaki ilişki.....	94
Şekil 3.24 : Diyafram çapı ile yörünge yüksekliği arasındaki ilişki.....	96
Şekil 3.25 : Oluşturulan tek teleskoplu PAN, MS ve NIR EO kamera modeli	99
Şekil 3.26 : Panokromatik kamera modeli.....	104

Şekil 3.27 : MS/NIR kamera modeli	104
Şekil 3.28 : Uydu görüntü ihtiyaçları	107
Şekil 3.29 : Tanımlanmış minimum nesne boyutları	111
Şekil 3.30 : İridyum takım uyduları	115
Şekil 3.31 : EO kamera sisteminin erişilebilir alanı ve uydu izdüşümü aralığı	117
Şekil 3.32 : Tek ve çoklu küresel erişilebilirlik	118
Şekil 3.33 : Walker takım uydu gösteriminin çizimi	120
Şekil 3.34 : 18/6/1'lik Walker takım uydu sisteminin eşit dağılımı	121
Şekil 3.35 : GALILEO seyrüsefer sistemi uydularının yer izi	121
Şekil 3.36 : 36'ncı paralel dairesinin çevresi ve yarıçapının bulunması	123
Şekil 3.37 : 2 uydunun 36'ncı paralel üzerindeki kapsama alanı	123
Şekil 3.38 : Walker 2/1/0 takım uydularının yörüngeye dağılımı	124
Şekil 3.39 : Walker 2/1/0 sisteminde uyduların hedef görüntüsü aldığı günler	125
Şekil 3.40 : 3 uydunun 36'ncı paralel üzerindeki kapsama alanı	126
Şekil 3.41 : Walker 3/1/0 takım uydularının yörüngeye dağılımı	126
Şekil 3.42 : Walker 3/1/0 sisteminde uyduların hedef görüntüsü aldığı günler	127
Şekil 3.43 : Walker 3/3/0 sisteminde uyduların hedef görüntüsü aldığı günler	127
Şekil 3.44 : Walker 3/3/1 sisteminde uyduların hedef görüntüsü aldığı günler	128
Şekil 3.45 : Walker 3/3/2 sisteminde uyduların hedef görüntüsü aldığı günler	129
Şekil 3.46 : 3 uydunun ekvator üzerindeki kapsama alanı	130
Şekil 3.47 : 4 uydunun ekvator üzerindeki kapsama alanı	130
Şekil 3.48 : Walker 4/1/0 takım uydularının yörüngeye dağılımı	131
Şekil 3.49 : Walker 4/1/0 sisteminde uyduların hedef görüntüsü aldığı günler	131
Şekil 4.1 : Tahmin yöntemlerinin aşama aşama karşılaştırılması	136
Şekil 4.2 : Gerçek verilerden CER'lerin türetilmesi	141
Şekil 4.3 : DoD büyük uyduların, modern küçük uyduların ve geleneksel küçük uyduların kilogram başına maliyetlerinin karşılaştırılması	147
Şekil 4.4 : Geleneksel NASA görevlerinin ve NASA'nın daha hızlı-iyi-ucuz görevlerinin kg/maliyet oranlarının karşılaştırılması	147
Şekil 4.5 : SSCM'nin oluşturma süreci	149
Şekil 4.6 : SSCM kullanıcı arayüzü	153
Şekil 4.7 : Tasarım ömrü ile uydu maliyeti arasındaki ilişki	154
Şekil 4.8 : TT&C / C &DH iletim gücü ile maliyet ilişkisi	156
Şekil 4.9 : TT&C ve C&DH alt sistem ağırlığı - uydu maliyeti ilişkisi	157
Şekil 4.10 : BOL gücü ile uydu maliyeti arasındaki ilişki	160
Şekil 4.11 : Termal alt sistem ağırlığı ile uydu maliyeti arasındaki ilişki	161
Şekil 4.12 : AMCM görev tipleri	164
Şekil 4.13 : AMCM'ye ait arayüz görüntüsü	165
Şekil 4.14 : Blok 1,2,3 tipi uydulara ait uydu sayısı ile maliyet arasındaki ilişki ...	167
Şekil 4.15 : AMCM kullanılarak elde edilen uydu ağırlık-maliyet ilişkisi	168
Şekil 4.16 : Zorluk derecesi ile maliyet arasındaki ilişki	169
Şekil 4.17 : SVLCM'nin arayüzüne ait görüntü	170
Şekil 4.18 : İlk kez yapılacak bir uydunun maliyet kırılımı	171
Şekil 4.19 : Geliştirme, üretim ve toplam maliyet ile uydu başına maliyet ilişkisi	172
Şekil 4.20 : Öğrenme eğrisi ile maliyet arasındaki ilişki	174
Şekil 4.21 : SVLCM kullanılarak elde edilen uydu ağırlık-maliyet ilişkisi	175

Şekil 5.1	: Bir uzman sistemin temel konsepti	178
Şekil 5.2	: Kural tabanlı uzman sistemin yapısı	182
Şekil 5.3	: Basit bir kural tabanlı sistem yapısı	185
Şekil 5.4	: İleriye doğru zincirleme yöntemi	186
Şekil 5.5	: Geriye doğru zincirleme yöntemi.....	186
Şekil 5.6	: Bilgi tabanlı sistemin genel yapısı.....	188
Şekil 5.7	: Üçgen ve yamuk üyelik fonksiyonları.....	190
Şekil 5.8	: Bulanık uzman sistemin temel yapısı.....	191
Şekil 5.9	: Üyelik fonksiyonunun gösterimi	192
Şekil 5.10	: Çözünürlük değerleri girdi bulanık kümesi.....	193
Şekil 5.11	: Ağırlık değerleri girdi bulanık kümesi	193
Şekil 5.12	: Maliyet değerleri çıktı bulanık kümesi.....	193
Şekil 5.13	: Oluşturulan bulanık sistem	193
Şekil 5.14	: Bulanık uzman sistem yapısı.....	196
Şekil 6.1	: Geliştirilen uzman sistemler tabanlı program	204
Şekil 6.2	: Geliştirilen uzman sistemin kullanıcı arayüzü	205
Şekil 6.3	: Oluşturulan iki adet girdi ve bir çıktısı olan bulanık sistem.....	207
Şekil 6.4	: Ağırlık değerleri için üyelik fonksiyonları	207
Şekil 6.5	: Çözünürlük değerleri için üyelik fonksiyonları.....	207
Şekil 6.6	: Maliyet değerleri için üyelik fonksiyonları	207
Şekil 6.7	: SSCM ağırlık maliyet ilişkisi	210
Şekil 6.8	: AMCM ağırlık maliyet ilişkisi	210
Şekil 6.9	: SVLCM ağırlık maliyet ilişkisi.	211

MALİYET ETKİN GÖRÜNTÜ ALMA AMAÇLI KÜÇÜK UYDU FİLOSU MODELİ

ÖZET

Uydu teknolojileri gibi araştırma ve geliştirmeye dayalı teknolojilerin geliştirilmesinde maliyet etkeni büyük önem taşımaktadır. Uydu teknolojilerinde önceleri tek bir uydu bünyesinde birden fazla görevi yerine getiren büyük ve karmaşık yapıdaki uyduları içeren büyük uydu konseptine olan ilgi, zamanla azalmış ve yerine 1990'lı yıllardan itibaren tek bir görev icra eden “*faster, better, cheaper*” küçük uydu konsepti, daha maliyet etkin bulunmuş ve buraya doğru bir geçiş olmuştur.

Araştırma ve geliştirme çalışmalarının yürütüldüğü yüksek teknolojilerin kullanımının söz konusu olduğu bir projede, gerek devletler gerekse üretici firmalar bütçe planlaması yapmak amacıyla, tahmini olarak da olsa, bir maliyet verisine ihtiyaç duymuşlardır. Bu nedenlerden dolayı en baştan itibaren çalışmalar yapılmış ve çeşitli maliyet tahmin modelleri geliştirilmiştir.

Maliyetin önceden tahminine yönelik olarak ortaya çıkarılan maliyet modellerinden elde edilen maliyet verilerinin kesin bir sonuç olarak kabul edilmesi beklenemez. Bu durum ileri düzey teknolojik ve Ar-Ge'ye bağlı projelerde beklenen doğal bir sonuçtur. Maliyet modellerinden elde edilen veriler, projenin maliyeti hakkında yüklenici firmalara veya sipariş veren kurum ve kuruluşlara fikir vermesi açısından önemlidir. Araştırma ve geliştirmeye dayalı ileri teknolojik projelerde bir belirsizlik durumunun söz konusu olması nedeniyle, bu tür teknolojilerde maliyete yönelik bir tahminde bulunmak zor olmaktadır. Özellikle Türkiye gibi, uydu teknolojileri benzeri ileri teknoloji alanına yeni girmiş ve bu alanda fazla tecrübesi olmayan ülkeler için zorluk derecesi daha yüksek olmaktadır.

Günümüzde kullanılmakta olan mevcut birçok uydu maliyet modeli bulunmaktadır. Maliyet modellerinden elde edilen sonuçta bir belirsizlik söz konusu olması nedeniyle sonuçlar artı eksi belirli bir hata aralığında verilmek durumundadır. Elde edilen maliyet tahmin sonuçları ileri teknolojik, araştırma ve geliştirmeye dayalı projelerde beklenen bir sonuçtur. Projeler üzerinde yapılan çalışmalar esnasında öngörülemyen denemeler ve muhtemel başarısızlıklar ortaya çıkabilmesi nedeniyle; tahmin sonuçlarının alt ve üst sınırlar şeklinde vermek doğal bir işlem olup, bu sınır değerlerin aralığı çok yüksek olabilmektedir.

Uydu maliyetlerini kestirmek, özellikle Türkiye gibi bu tür teknolojik alanlara yeni giren ülkeler için daha da zor olmaktadır. Ayrıntılı fikir sahibi olunamayan konularda

karmaşık bir sistemi satın almak için girişimde bulunulduğunda, gerçek fiyatın üzerinde astronomik düzeyde bir ödeme yapılabilmektedir.

Bu tez çalışmasında değişen uydu teknolojileri göz önüne alınarak Türkiye için uygun olacak bir gözlem uydusu maliyet modeli geliştirilmesi amaçlanmıştır. Çalışmalar esnasında daha önceden mevcut olan Küçük Uydu Maliyet Modeli (SSCM), Geliştirilmiş Görevler Maliyet Modeli (AMCM), Uzay Aracı / Araç Maliyet Modeli (SVLCM) ve İlk Ağırlık Maliyet Modeli gibi maliyet modelleri incelenmiştir. Mevcut maliyet modelleri üzerinde yapılan karşılaştırmalar ve analizler sonucunda elde edilen veriler, piyasa araştırmaları sonucunda elde edilen fiyat verileri, literatür taramalarından elde edilen veriler ve uydu teknolojileri alanında uzman olan kişiler ile yapılan görüşmeler değerlendirilerek, Türkiye’de küçük uydulara yönelik bir maliyet tahmini yapabilmek maksadıyla bir uzman sistem tabanlı program geliştirilmiştir. Geliştirilen program, bu ve benzer konularda daha akılcı ve fikir sahibi bir alıcı olabilmeyi, daha tutarlı bir bütçeleme ve planlama yapabilmeyi sağlayacaktır.

Geliştirilen programda; bulanık tabanlı uzman sistemler, modelleme yöntemi, kural tabanlı ve bilgi tabanlı uzman sistemler gibi birden fazla uzman sistemin aynı yapı içerisinde kullanılmasıyla yeni tür bir uzman sistem ortaya konmuştur. Böylece uzman sistemlerde birleştirici bir yenilik uygulanmıştır. Geliştirilen bu yeni teknik ile yukarıda belirtilen sorunlara çözüm getirmek amaçlanmıştır. Uzman sistemler kullanılarak geliştirilen bu maliyet modeli, diğer mevcut modeller de olduğu gibi kesin sonuç vermeyecek ve alt ve üst sınırlar çerçevesinde yaklaşık değerler verecektir. Daha öncede belirtildiği üzere bu durum bir eksiklik değildir. Benzer ileri teknolojinin kullanıldığı projelerde beklenen bir durumdur. Çünkü bu tür projelerin maliyetinde daima bir belirsizlik söz konusudur. Bu belirsizlik nedeniyle kesin bir sonuç üretilmesi beklenmemelidir.

Ortaya konan model geliştirmeye açıktır. Yeni bilgiler ve uzman görüşleri geldikçe bunlar programa girilebilecek, program daha güvenilir sonuçlar verebilecektir.

Yapılan çalışmalar sonucunda bazı öneriler de ortaya çıkmıştır. Tezin son kısmında yer almakta olan bu öneriler, devlet kuruluşlarımızın uydu projelerinde dikkate almaları için sunulmaktadır. Bunlar;

- Türkiye’nin “günlük bir adet” olarak belirlenen görüntü ihtiyacını karşılayacak bir uydu filosu modeli,
- Orta enlemlerde ihtiyaç duyulan görüntülerin elde edileceği yerler sınırlı olduğundan, takım uyduların eğik yörüngelere yerleştirilmesi,
- Üretilen uydulardan birden fazla üretilmesi,
- İhale sistemi ile ilgili önerilerdir.

COST EFFECTIVE EARTH OBSERVATION SMALL SATELLITE CONSTELLATION MODEL

SUMMARY

Despite its great importance, predicting the cost of developing complex high technology systems and products, especially based on research and development, is still a vague process with much uncertainty in the results. Estimating satellite development costs is such an endeavour.

In the first three or four decades of building satellites since the first one in 1957, it has been large satellites which have dominated the market place, with their multi mission roles and subsystems. But this approach lost its appeal because of its high risk, high cost and long lead times. A new concept, or the so called “small satellite concept”, emerged in the 1990’s with the “*faster, better, cheaper*” slogan, and gained acceptance especially by smaller companies and institutions.

Already satellite cost estimation was not a completely settled problem for big satellites. The new paradigm exasperated the situation. The old models would be even more difficult and less applicable in small satellite cost estimation. It is very natural that satellite manufacturers and owners try to estimate the cost of satellites in the new small satellite paradigm, for budget planning, cost awareness, and pricing. Several cost estimation models have been developed in the last 20 or so years, which try to alleviate that problem.

It must be stated that cost data obtained from cost estimation models can not be accepted as being very exact, primarily due the uncertain nature of the situation, which is developing complex, hi-tech systems based on research.

Satellite cost estimation is particularly important for the countries which are new to satellite technologies and do not have cost data as a result. Such countries may use these cost estimation models for budget planning. By the help of cost estimation models, these countries are not price wise completely at the mercy of the manufacturers in a contract negotiation process.

There are several cost estimation models under use today. The cost data obtained from cost estimation models are given in a range. This situation should not be perceived as a shortcoming. On the contrary, this range shows that the probable cost may increase or decrease depending on how the project proceeds in an uncertain environment.

The objective of the present thesis was to develop a satellite cost estimation model applicable for Turkey. Our model which is in the form of an expert system, considers

four previous models, market data, expert opinion, literature information and modifies them for the case of Turkey. The four models are the Small Satellite Cost Model (SSCM), Advanced Mission Cost Model (AMCM), Spacecraft/Vehicle Level Cost Model (SVLCM), and First Weight Cost Model (FWCM).

The developed expert system uses a new approach in expert systems by integrating more than one expert system together, such as fuzzy-based expert systems, modeling, rule-based expert systems, and knowledge-based expert systems, into one structure.

The benefits of the developed model which are discussed in the last chapter of the thesis, include the following topics. These are considered to be quite useful for future projects in Turkey:

- A satellite constellation model is presented to meet the requirement of daily image in the region of interest,
- Placements of satellite constellations to inclined orbits for middle latitude countries like Turkey, which increases the number of acquisitions of the region of interest,
- Producing same satellite architecture more than once in order to reduce the cost for per satellite, and
- Suggestions for a national tender system.

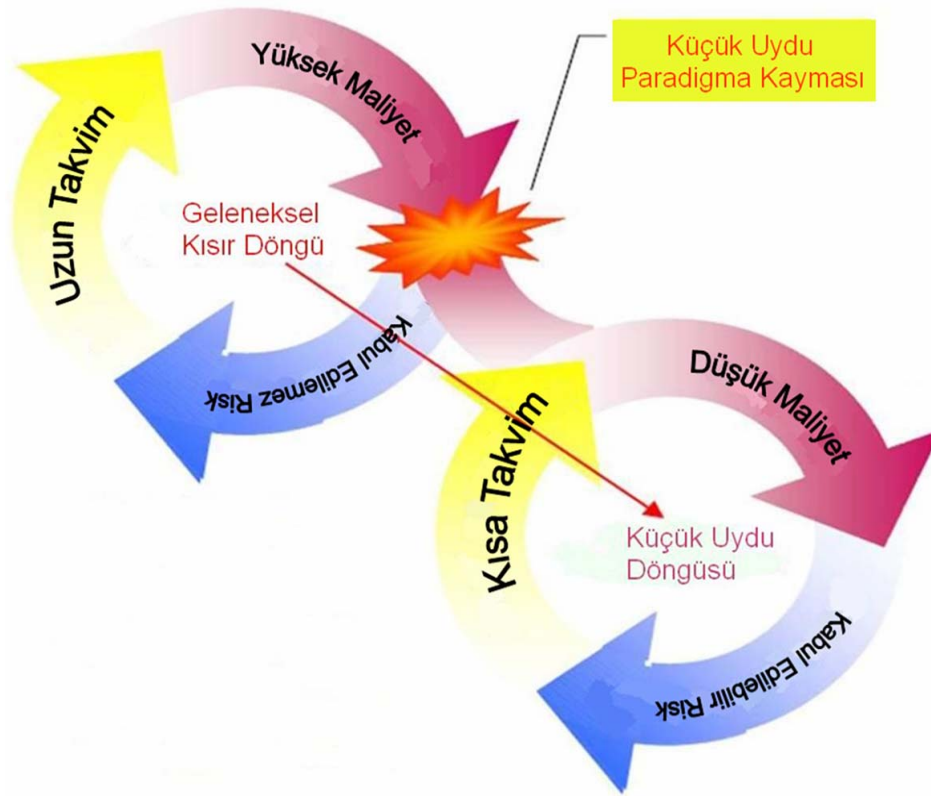
1. GİRİŞ

Günümüzde küçük uydular, önemi gün geçtikçe artan bir teknoloji haline gelmiştir. İlk uydu olan Sputnik-1'in 1957 yılında fırlatılmasından itibaren *uzay* kelimesi *güç* kelimesi ile eşdeğer anlamı ifade etmektedir. Uzay yetenekli olmak; politik güç, ekonomik güç, askeri güç, teknolojik ve bilimsel üstünlük açısından dünya arenasında söz sahibi olmak anlamına gelmektedir. Diğer taraftan, uzay yeteneklerine sahip olmada belirli bir seviyeye gelmek büyük yatırımlar gerektirmektedir. Gelişmiş teknolojik tasarıma ve yüksek maliyete sahip olan büyük uydular yüksek yatırım gerektiren önemli bir yatırım alanıdır. Bu yüzden uzay yarışı, bu tür büyük yatırımları gerçekleştirebilecek güçlü ekonomik yapıya sahip olan ABD, Rusya, Avrupa ve Çin gibi gelişmiş ülkeler arasında gerçekleşmektedir.

Özellikle Soğuk Savaş döneminde ABD ve Sovyetler Birliği arasında geçen rekabet ortamında uzay alanı en yoğun olarak yarışın hissedildiği alan olmuştur. Uzayda hâkimiyet sağlama ve uzayı askeri yönden üstünlük sağlamak için kullanma isteğinden dolayı bu ülkeler özellikle haberleşme, gözlem ve seyrüsefer alanlarında daha yüksek ve karmaşık teknolojiler geliştirmek amacıyla çok yüksek miktarlarda bütçe harcamasında bulundular. Soğuk Savaş yıllarında uzay çalışmalarında kısıtlamasız bütçeye sahip olan Amerika'da ihtiyaçları karşılayacak pahalı, daha büyük ve çok gelişmiş uzay tabanlı savunma sistemleri geliştirildi. 1960'lı yıllardan 1980'li yılların ilk zamanlarına kadar geçen sürede fırlatma ve uzay aracı yetenekleri sürekli gelişti. Birden fazla daha güçlü faydalı yükleri taşıyabilecek büyük uydu platformları geliştirildi. Bu tür uzay araçlarının geliştirilmesi fikirden uygulamaya yaklaşık 10 yıl kadar bir süreyi kapsamakta ve milyar dolarları geçen maliyetlere sahipti. Soğuk savaşın bitmesi ile birlikte çok fazla maliyetli olan büyük ve karmaşık uzay araçlarına olan sorgusuz ve sonsuz destek sona ermiş olup, bilimsel ve teknolojik geliştirme çalışmalarına ayrılan bütçe miktarlarına kısıtlama getirilmiştir. Kısıtlanan bütçeden dolayı pahalı, büyük ve karmaşık uzay araçlarına olan yönelmeler, aynı görevi yerine getirebilecek daha ucuz ve dolayısıyla daha küçük uzay araçlarına doğru değişme göstermiştir.

Değişen ekonomik koşullardan dolayı 1980’li yılların ortalarından itibaren uydulardaki değişim yeni bir uzay uygulaması olan modern küçük uyduların ortaya çıkmasını sağlamıştır. Özellikle mikro elektronik ve yazılım teknolojisindeki gelişmeler ile birlikte çok daha büyük ve maliyetli olan işlevler daha küçük ve daha etkin sistemler ile gerçekleştirilebilir hale geldi. Sistemlerin boyutlarındaki bu küçülmeler doğal olarak sistemlerin maliyetlerini de düşürecek yönde etkilemiştir.

Aşağıda belirtilen şekil 1.1’de geleneksel uydu programları ile küçük uydu programlarının özellikleri gösterilmektedir.



Şekil 1.1 : Geleneksel ve küçük uydu programlarının özellikleri [1].

1980’li yıllarda ortaya çıkan modern küçük uydular 1990’lı yıllara doğru gelişmiş ve 2000’li yıllarda gerekli olgunluğa erişmiştir. Küçük uydular ortaya çıktığı ilk yıllarda araştırma ve eğitim amaçlı kullanılmış olup, daha sonraları pilot görevlerde kullanılmaya başlanmıştır. 2000’li yılların başlamasıyla birlikte yeterli gelişmeyi yakalayan küçük uydular günümüzde birçok görev ihtiyacını karşılamaktadır. Dünya gözlem, bilimsel uygulamalar, askeri uygulamalar, ticari haberleşme, yeni teknolojilerin geliştirilmesi, eğitim, uzay teknolojilerinin gelişen ülkelere transferi,

mühendislik yeteneklerinin geliştirilmesi gibi gerçek uygulamalarda kullanılmaya başlanmıştır [2].

Uzay teknolojilerinde sistemler tasarlanmadan önce o sistemin tahmini olarak maliyeti hesaplanmaktadır. Bu maksatla kullanılan bazı maliyet modelleri mevcuttur. Teknolojik ilerlemeler ile birlikte elektronik cihazlardaki küçülmelerin sonucu olarak 1990'lı yılların başından itibaren küçük uydular ön plana çıkmasıyla bazı maliyet modelleri üretilmiştir. Çeşitli çalışmalar sonucunda elde edilen verilere göre; geçmişte üretilen uyduların maliyetlerine ve büyük uydu sistemlerinin teknik parametrelerine göre oluşturulan maliyet modelleri, küçük uyduların maliyetinin tahmin edilmesinde etkili olmadığı sonucu elde edilmiştir. Küçük uyduların maliyeti büyük uyduların maliyetinden farklı olmaktadır ve bir maliyet modeli oluşturulurken bu husus göz önünde bulundurulmalıdır. Araştırma ve özgün tasarıma dayalı Bir sistemin maliyetini tahmin etmek zor bir işlemdir. Bu işlem Türkiye gibi uzay teknolojileri alanına yeni girmiş bir ülke için ise daha da zor olabilmektedir.

Bu durum uydu teknolojileri gibi ileri düzey teknolojik ve Ar-Ge'ye bağlı projelerde beklenmeyen veya arzu edilmeyen başarısızlıkların ortaya çıkabilmesi nedeniyle beklenen bir sonuçtur. Bu şekilde bir sonuca rağmen maliyet modellerinden elde edilecek tahmin verileri öneminden bir şey kaybetmemektedir.

Türkiye gibi uzay teknolojileri alanına yeni giren bir ülke niçin bir maliyet modeline ihtiyaç duyar? Bu soruya cevap olarak iki sebep düşünülebilir. Birinci olarak; yabancı kurum ve kuruluşlardan bir uydu sistemi satın alınmak istendiğinde aşırı miktarda bir ödeme yapmamak için, satın alınacak olan uydu sistemine ait yaklaşık olarak normal ve uygun fiyat hakkında fikir sahibi olunması gerekir. Bu konu ile ilgili olarak Türkiye'nin satın almayı düşündüğü bir uydu sisteminin fiyatına yönelik 30 Temmuz 2000 tarihinde Milliyet Gazetesinde çıkan bir haber örnek teşkil edebilir. İkinci olarak ise; eğer uydu sisteminin milli olarak yapılmasının düşünülmesi durumunda planlama ve bütçeleme yapılabilmesi amacıyla uydu maliyetinin tahmin edilmesi gerekir.

Askeri uyduda Fransa sürprizi

30 Temmuz 2000

ANKARA Milliyet

Askeri gözetleme uydusunun yapımına yönelik ihaleyi İsrail'e verme kararı alan Ankara'nın, Fransız firmasının fiyat kırması üzerine durumu yeniden gözden geçireceği öne sürüldü.

Genelkurmay'ın gereksinimi olan Askeri Gözetleme Uydusu için Milli Savunma Bakanlığı Dış Tedarik Başkanlığı tarafından açılan ihaleye, İsrail'in IAI ile Fransa'nın Alcatel firmaları girdi. Edinilen bilgilere göre Alcatel firması 350 milyon dolar, IAI ise 480 milyon dolar istedi. İsrail'in son anda fiyatı yüzde 50 indirerek, 274 milyon önermesi üzerine Ankara, uyduyu İsrail'e yaptırma kararı aldı.

İddialara göre, Türkiye'nin tercihinin İsrail'den yana olduğunun Milliyet tarafından duyurulmasının ardından Alcatel şirketinin yetkilileri Ankara'ya gelerek, önemli bir fiyat indirimi yaptı. Fransızların fiyat kırması üzerine, Ankara ihaleyi Alcatel'e verme eğilimine girdi.

Uydu projesi özellikle, terörle mücadele nedeniyle Türkiye için özel önem taşıyor. Uydu fotoğrafları sayesinde, teröristlerin daha etkin takibinin yapılması planlanıyor.

Yapılan tez çalışmasının;

İkinci bölümünde; uyduların tarihsel gelişimine kısaca değinilmiştir. Uyduların; büyüklüklerine ve ağırlıklarına, bulundukları yörüngelere, fonksiyonlarına ve görevlerine göre sınıflandırılmaları anlatılmıştır. Ayrıca büyük uydulardan küçük uydulara geçiş süreci ve küçük uyduların kullanımındaki avantajlar ile kullanım alanlarından söz edilmiştir.

Üçüncü bölümünde; görüntü alma amaçlı uydu görev tasarımı ile ilgili başlıklara değinilmiştir. Uydu alt sistemlerinin tasarımı, görüntü alma amaçlı olarak görev planlanan uyduda kullanılacak olan faydalı yükün tasarımı, uydunun yerleştirileceği yörüngenin belirlenmesi ve belirlenen bir görevi başarılı bir şekilde yerine getirilmesini sağlayacak takım uydu sisteminin tasarımı konuları işlenmiştir.

Dördüncü bölümünde; maliyet modellerinin oluşturulması ve literatür taraması sonucunda elde edilen Küçük Uydu Maliyet Modeli (Small Satellite Cost Model - SSCM), Geliştirilmiş Görevler Maliyet Modeli (Advanced Mission Cost Model - AMCM) ve Uzay Aracı / Araç Maliyet Modeli (Spacecraft/Vehicle Level Cost Model - SVLCM) gibi örnek maliyet modellerinin analizine yer verilmiştir.

Beşinci bölümünde; bu çalışmada yapılan maliyet tahmin modelinin temelini oluşturan uzman sistemlerin kullanımındaki avantajlar, uzman sistemlerin sınırları, özellikleri, tasarım adımları ve bir uzman sistemi oluşturan temel elemanlar genel

olarak anlatılmıştır. Ayrıca; kural tabanlı (rule-based) sistemler, bilgi tabanlı (knowledge-based) sistemler, bulanık (fuzzy) uzman sistemler, modelleme yöntemi ve genetik algoritmalar gibi uzman sistemlere değinilmiştir.

Altıncı bölümünde; bu tez çalışmasında bulanık sistemler, bilgi tabanlı ve kural tabanlı uzman sistemler ve modelleme yöntemi kullanılarak geliştirilen küçük uydu maliyet tahmin programı olan bir uzman sistemin tasarlanma süreci ve tasarım sonucunda elde edilen sonuçları değerlendirilmiştir. Mevcut maliyet modelleri (Küçük Uydu Maliyet Modeli, Geliştirilmiş Görevler Maliyet Modeli ve Uzay Aracı / Araç Maliyet Modeli) üzerinde yapılan karşılaştırmalar ve analizler sonucunda elde edilen veriler, piyasa araştırmaları sonucunda elde edilen fiyat verileri, literatür taramalarından elde edilen veriler ve uydu teknolojileri alanında uzman olan kişiler ile yapılan görüşmeler sonucunda elde edilen veriler kullanılarak bir uzman sistemde birleştirilmiştir. Uydu maliyetlerine etki eden parametreler incelenerek, değişik uydu parametrelerinin uydu maliyetine olan etkileri incelenmiştir.

Yedinci bölümünde; geliştirilen programın getirileri ve yapılan bu tez çalışması esnasında faydalı olacağı düşünülen;

- Türkiye'nin “günlük bir adet” olarak belirlenen görüntü ihtiyacını karşılayacak bir uydu filosu modeli,
- Orta enlemlerde ihtiyaç duyulan görüntülerin elde edileceği yerler sınırlı olduğundan, takım uyduların eğik yörüngelere yerleştirilmesi,
- Üretilen uydulardan birden fazla üretilmesi,
- İhale sistemi ile ilgili öneriler yer almaktadır.

2. UYDULARIN GELİŞİMİ

2.1 Giriş

UYDU'lar ile ilgili ilk kavram İngiliz bilim kurgu yazarı Sir Arthur C. CLARKE tarafından Şubat 1945'te "*Wireless World*" adındaki dergide yayımlanan bir makalesinde kullanılmıştır. Sir Arthur C. CLARKE makalesinde Dünya'nın üzerinde belirli bir uzaklıkta 24 saatlik periyotla dönen yapay uydularla yapılabilecek yayınlarla tüm dünyada haberleşme sorununun ortadan kalkacağı hipotezini öne sürmüştür [Bakınız EK-A]. Bu hipotezden yola çıkarak yapılan bilimsel çalışmalar ve araştırmalar ilk sonuçlarını 1950'li yılların sonlarına doğru vermiştir [3]. Dünyanın ilk yapay uydusu olan Sputnik-1, Sovyet Sosyalist Cumhuriyetler Birliği tarafından 4 Ekim 1957 yılında yörüngeye yerleştirildi ve bu uydu tarafından gönderilen ilk radyo sinyalleri yeryüzündeki alıcılar tarafından elde edildi. Dünya etrafındaki bir periyodu 96 dakika olan Sputnik-1, çapı 58 cm ve yaklaşık olarak 83,6 kg olan küre şeklinde gövdesi bulunan bir uydudur. Soğuk Savaş yıllarında uzaya gönderilen şekil 2.1'deki Sputnik-1 uydusu ile birlikte Amerika Birleşik Devletleri (ABD) ile SSCB arasında yeni bir rekabet olan uzay yarışı başlamış oldu. Süper güçler arasındaki bu uzay yarışı nedeniyle, günümüzde de uydu teknolojisi baş döndüren bir hızla gelişmeye devam etmektedir.



Şekil 2.1 : Sputnik-1 uydusu.

İlk uydunun yörüngeye yerleştirilmesinden yaklaşık bir ay sonra Sovyetler Birliği ikinci yapay uydusu Sputnik-2'yi içinde Leika isimli bir köpek ile birlikte 3 Kasım 1957'de uzaya gönderdi. ABD, Sovyetler Birliği'nin yapmış olduğu bu atılımlara karşılık olarak hemen uzaya bir uydu göndermeye çalıştı, ama yapmış olduğu ilk denemeler başarısızlıkla sonuçlandı. Meydana gelen bu başarısızlıklar ABD'de eğitim müfredatının ve sisteminin gözden geçirilmesine, roket bilimine ve fen bilimlerine ilgi uyanmasına ve uzay projelerine ayrılan mali kaynağın artmasına neden oldu. ABD, 31 Ocak 1958 yılında 14 kg ağırlığındaki ilk uydusu Explorer-1'i, daha sonra da 17 Mart 1958 yılında ikinci uydusu Vanguard-1'i uzaya başarılı bir şekilde gönderebilmiştir. Amerika Birleşik Devletleri uzay çalışmalarının düzenli bir şekilde ilerlemesi ve tek bir çatı altında yürütülmesi için 1 Ekim 1958'de Ulusal Havacılık ve Uzay Kurumu (National Aeronautics and Space Administration) NASA'yı kurdu. NASA'nın ortaya çıkması tamamen Amerikan ulusal güvenliğinin sağlanması ile ilgilidir.

1957 yılından günümüze haberleşme, seyrüsefer, meteoroloji, dünya gözlem... vb. sebeplerle başta ABD, Rusya, Çin, İngiltere, Almanya, Fransa, İtalya, Hindistan, Japonya ve İsrail olmak üzere çeşitli ülkelere ait binlerce uydu Dünya yörüngesine yerleştirildi.

2.2 Uyduların Sınıflandırılması

Uydular büyüklüklerine/ağırlıklarına, bulundukları yörüngelere ve fonksiyonlarına göre değişik şekillerde sınıflandırılırlar. Bu sınıflandırmalar aşağıda incelenecektir.

2.2.1 Büyüklüklerine/ağırlıklarına göre sınıflandırılması

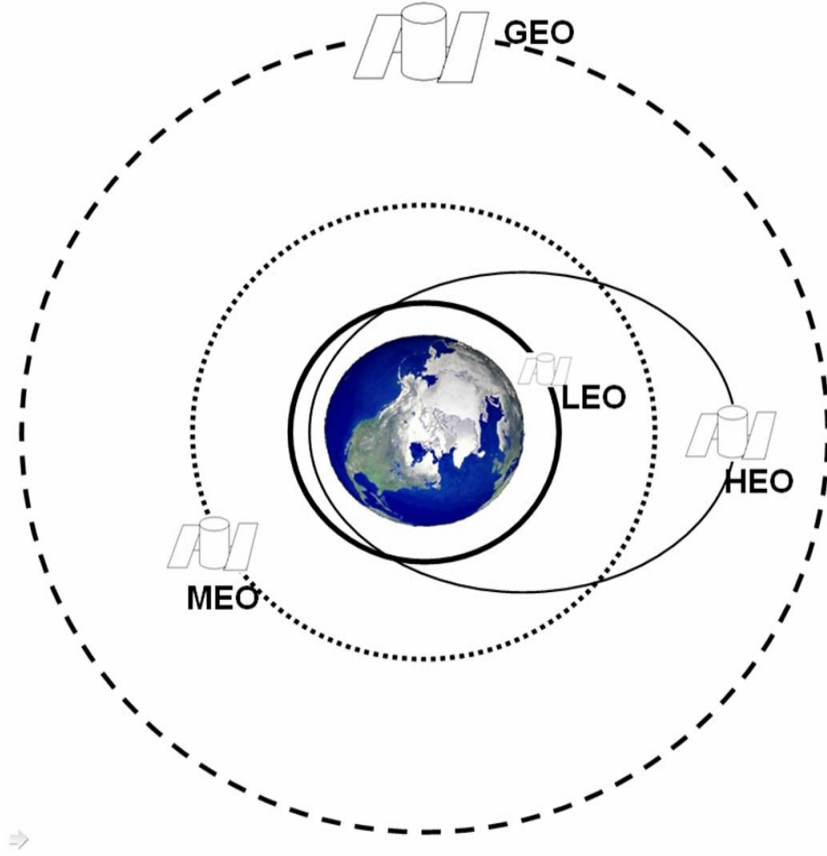
Büyüklüklerine/ağırlıklarına göre uyduların sınıflandırılması çizelge 2.1’de görülmektedir. Günümüzde küçük uydular ekonomiklik, tasarım ve üretim zamanı, uluslar arası işbirliği olanakları, fırlatma kolaylıkları ve değişik kullanım avantajları nedeniyle daha çok tercih edilmektedir.

Çizelge 2.1 : Ağırlıklarına göre uyduların sınıflandırılması [4,5].

Sınıf		Ağırlık
Büyük Uydular	Büyük uydular	$\dots > 1000 \text{ kg}$
	Orta büyüklükte uydular	$500 < \dots < 1000 \text{ kg}$
Küçük Uydular	Mini uydular	$100 < \dots < 500 \text{ kg}$
	Mikro uydular	$10 < \dots < 100 \text{ kg}$
	Nano uydular	$1 < \dots < 10 \text{ kg}$
	Piko uydular	$0,1 < \dots < 1 \text{ kg}$
	Femto uydular	$\dots < 100 \text{ g}$

2.2.2 Bulundukları yörüngelere göre sınıflandırılması

Uydular yerleştirildikleri yörüngelere göre LEO (Low Earth Orbit - Alçak İrtifa Yörüngesi) tipi uydular, GEO (Geosynchronous Earth Orbit – Yer Sabit Yörünge) tipi uydular, MEO (Medium Earth Orbit – Orta İrtifa Yörüngesi) tipi uydular, HEO (Highly Elliptical Orbit – Çok eliptik Yörünge) tipi uydular ve gezegenlerarası gönderilen uydular olmak üzere beş sınıfa ayrılırlar (şekil 2.2).



Şekil 2.2 : LEO, GEO, MEO ve HEO tipi uyduların yörüngedeki yerleşimi.

2.2.2.1 LEO tipi uydular

LEO tipi uydular genelde Dünya gözlem, radar, telekomünikasyon, bilim ve teknoloji geliştirme amaçlı olarak sivil, bilimsel ve askeri uygulamalarda kullanılırlar. Yükseklikleri genelde 250 km ile 1200 km arasında değişen uydular, yörüngedeki bir turu yaklaşık 90 – 120 dakika arasında tamamlamaktadırlar. Her bir LEO uydusu sadece 5–10 dakika boyunca dünyada bir noktadan görünür olmaktadır. Haberleşme amaçlı olarak kullanılan LEO uydularının en büyük sorunu tam bir küresel kapsamaya ulaşmak için çok sayıda uyduya ihtiyaç olmasıdır. Pek çok durumda yörüngede 50–200 ya da daha fazla uyduya gereksinim vardır. Mobil iletişim amaçlı olarak kullanılan İridyum takım uydularında yaklaşık 66 adet aktif uydü kullanılmıştır. LEO uydularının bir diğer genel problemi ise atmosferik sürüklenmelere bağlı olarak diğer yörüngelerdeki uydulara göre kısa ömürleridir.

2.2.2.2 GEO tipi uydular

Dünya yüzeyinden itibaren yüksekliği yaklaşık 35786 km olan ve Dünya ile eş zamanlı olarak aynı yönde ekvator düzlemi üzerinde dönen ve yörüngedeki 1 tam turunu yaklaşık olarak 24 saatte tamamlayan uydulardır. Bu yüzden dünyadan bakıldığında her zaman aynı noktada görülürler. GEO tipi uydular genellikle haberleşme için kullanılan uydulardan oluşmaktadır. GEO uydular TV ve radyo yayınları için idealdir. GEO uyduları geniş kapsama alanına sahip olduğundan aralarında kapsama alanı devir teslimine (handover) gerek yoktur. GEO uydularının en büyük problemi uzun mesafeden dolayı oluşan gecikmedir. Bu gecikme sebebi ile bu tip uydular ses ve veri transferini zorlamaktadır. Ayrıca GEO uyduları yörüngeye yerleştirmek de zor ve maliyetlidir.

2.2.2.3 MEO tipi uydular

MEO uyduları yörüngesel olarak LEO ve GEO uydularının arasındadır. Orta irtifa uyduları yaklaşık olarak 20000 km yükseklikte bulunan yörüngelere yerleştirilmektedirler ve yörüngedeki 1 periyodu yaklaşık 12 saatte tamamlarlar. Bu uydular dünyanın dönüş hızına göre daha düşük hızda hareket eden uydulardır. Bu uydulardan gönderilen radyo sinyalleri dünya üzerinde geniş bir alanda alınabilmektedir. Bu yüzden MEO tipi uydular genelde GPS, GLONASS, Galileo ve Beidou gibi seyrüsefer sistemlerinde kullanılmaktadır. Dünyaya olan uzaklıklarının fazla olması nedeniyle gecikme yaklaşık 70–80 ms'ye kadar artacaktır. Uydular daha yüksek verici gücüne ve küçük kapsama alanları için özel antenlere ihtiyaç duyar.

2.2.2.4 HEO tipi uydular

Çok eliptik yörüngeli (HEO) uydular, dünyaya uzaklıkları en fazla değişen uydulardır. Yörüngesel hareketi sırasında bir kutup bölgesi üzerinde dünyaya çok yaklaşırken diğer bir kutup bölgesinde ise dünyadan çok uzak bir noktadan geçer. Yeröte ve yerberi yükseklikleri arasında çok yüksek farklar vardır. Bu tip uydular, diğer uyduların erişemediği kutup bölgelerinde etkilidir. Daha çok bilimsel çalışmalar ve kutupsal bölgelerde bulunan iş istasyonlarının iletişimi için kullanılırlar. Özel bir HEO olan ve $i = 63,5^{\circ}$ eğimli Molniya yörüngelerine yerleştirilen uydular, bu tip uydulara örnek olarak verilebilir.

2.2.2.5 Gezegenlerarası gönderilen uydular

Araştırma ve inceleme amaçlı olarak diğer gezegenlere gönderilen uydulardır. Bu uydular kullanılarak diğer gezegenler ile ilgili bilgiler toplanmakta ve bu bilgiler bilimsel çalışmalara ışık tutmaktadır.

2.2.3 Fonksiyonlarına/görevlerine göre sınıflandırılması

Fonksiyonlarına göre uydular haberleşme uyduları, keşif/gözetleme uyduları, meteoroloji uyduları, bilimsel araştırma uyduları, seyrüsefer ve askeri uydular olmak üzere altı ana sınıfa ayrılırlar.

2.2.3.1 Haberleşme uyduları

Karasal iletişim ağının kurulmasının mümkün olmadığı durumlarda kullanılan yöntemlerden biri de uzaya yerleştirilen yapay uydulardır. Özellikle okyanus aşırı hizmetlerde kullanılan haberleşme uyduları günümüzde telefon haberleşmesinde, televizyon ve radyo iletişiminde, veri iletişiminde, mobil haberleşmede ve askeri amaçlı haberleşmede etkin olarak kullanılmaktadır. İletilmek istenen bilgi veya yayın dünya üzerinde bulunan bir istasyondan uyduya gönderilir ve uydudan dünyaya yayın yapılır. Genelde yüksek irtifa yörüngeleri olan GEO yörüngelerine yerleştirilirler. Mobil iletişim maksatlı kullanılan haberleşme uyduları (İridyum sistemi), alçak irtifa yörüngelerine (LEO) yerleştirilebilmektedirler.

2.2.3.2 Dünya gözlem uyduları

Alçak irtifa uyduları olan Dünya gözlem uyduları, doğal kaynakları ve yüzeyde meydana gelen herhangi bir değişikliği gözetlemek ve haritalamak için kullanılırlar. Uçaklar gibi belirli bir engellemesi olmayan uydular genelde diğer ülkeler ile ilgili stratejik bilgilerin toplanması, istihbarat bilgilerinin doğru şekilde toplanması ve elde edilen bu bilgiler ışığında savunmaya yönelik gerekli önlemlerin alınması amacıyla da kullanılabilirler. Uzaktan algılamanın uydular aracılığı ile yapılmasının sağladığı avantajlar ile diğer platformlara (uçak... vb.) göre üstünlükleri vardır. Dünya gözlem uyduları sürekli veri akışı sağlar, düzenli olarak aynı bölgelerden geçtiği için sürekli güncel bilgi sağlar, diğer platformlara göre çok daha geniş kapsama alanına sahiptirler ve yüksek spektral çözünürlüğe sahiptirler. Görünür (V), kızılötesi (IR), SAR, mikrodalga... vb. uzaktan algılama uyduları olmak üzere sınıflandırılırlar [3].

Dünya gözlem uydularının gelişim süreçlerini dört farklı evrede açıklamak doğru olur. Uyduların gelişim sürecinde sahip oldukları uzaysal çözünürlük, zamansal çözünürlük, spektral kapsama, yörünge yüksekliği, “revisit” yetenekleri, tarama genişliği, görüntü boyutu, stereo yetenekleri, sensörler ve veri kaydetme yeteneklerinin değerlerine göre çeşitli evrelere ayrılmışlardır [Url-1].

- *Birinci kuşak:* İlk uydular (1960 – 1972)
- *İkinci kuşak:* Deneysel ve ilk uygulama uyduları (1972 – 1986)
- *Üçüncü kuşak:* Geniş uygulama (1986 – 1997)
- *Dördüncü kuşak:* Yeni nesil yüksek çözünürlüklü uydular (1997 – 2010)

Dünya çevresinde farklı kullanım amaçlarına yönelik; farklı teknik özellik ve çözünürlükte uydu sistemleri mevcuttur. Son zamanlarda uydu teknolojilerinde meydana gelen gelişmeler sonucunda, uydulardan yüksek çözünürlüğe sahip kaliteli görüntüler elde edilebilir hale gelmiştir. Önceleri sadece Amerika, Rusya, Çin ve AB ülkeleri gibi gelişmiş ülkeler tarafından gerçekleştirilen uydu görüntüleme sistemleri günümüzde birçok ülke ve şirket tarafından kullanıma sunulmaya başlanmıştır. Günümüzde mevcut bulunan ve planlanan çok yüksek, yüksek ve orta derecede çözünürlüğe sahip görüntü alma uyduları ile ilgili sahip olan ülke, fırlatma tarihi, çözünürlük ve tarama genişlikleri ile ilgili bilgiler EK-B’de verilmiştir.

2.2.3.3 Meteoroloji uyduları

Havanın bulutluluğunu, hava basıncını, sıcaklığı, yağış durumunu ve atmosferin kimyasal bileşimi ölçmede kullanılan meteoroloji uyduları hem LEO’da hem de GEO’da bulunabilirler. Uzaydan izlemenin kendisine has avantajları ile sensör teknolojilerindeki gelişmelerin birleşmesi hava durumu tahminlerinde bir devrim meydana getirmiştir. Meteoroloji uydularınca elde edilen veriler sayesinde bilim adamları gelecekte havanın durumunun nasıl olacağı konusunda yüksek doğrulukta tahmin yapabilmektedirler.

2.2.3.4 Bilimsel araştırma uyduları

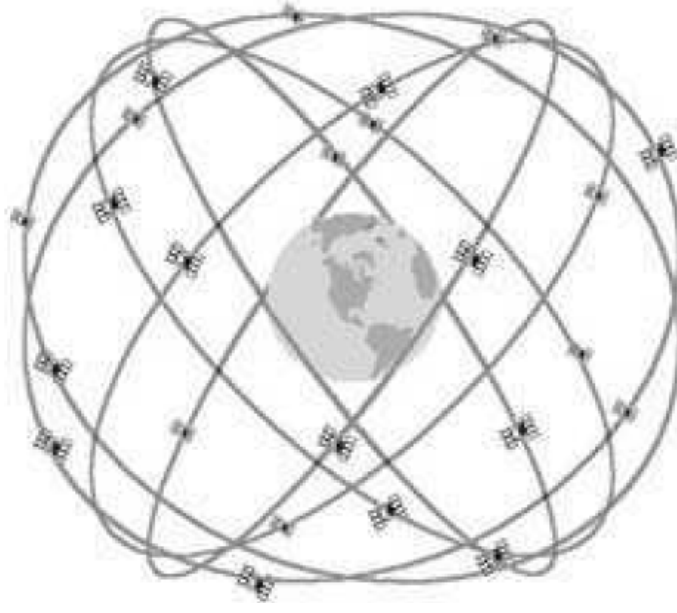
Bilimsel araştırmalar için veri toplamak amacıyla değişik yörüngelere yerleştirilen bu uydular ile dünya ve atmosferinde meydana gelen değişiklikler incelenmekte, gezegenler, yıldızlar ve uzak uzaydaki nesneler gözlemlenmektedir. Bilimsel araştırma uydularında uzayın çeşitli kesimlerindeki koşulları ölçmeye yarayan türlü

araçlar bulunmaktadır. Bunlar ışıma, manyetizma, göktaşları üzerinde çeşitli bilgiler elde ederek, bilimsel araştırmalara yardımcı olurlar. Bilimsel araştırma uyduları görevlerine göre astronomi çalışmaları ve uzay çevresi ile ilgili çalışmalar için faydalı yükler taşırlar. Örneğin; Hubble Uzay Teleskopu ile yapılan gözlemler, en kesin biçimde hesaplanan evrenin genişleme oranı dahil birçok astrofizik alanında birçok çığır açıcı sonuç doğurmuştur.

2.2.3.5 Seyrüsefer (Navigasyon) uyduları

Günümüzde konum tespiti ve yön tayini için kullanılan takım uydulardır ve MEO'da bulunurlar. Dünya üzerindeki her hangi bir noktada bulunan gemi, araç veya hava aracı bu uydular sayesinde bulunduğu noktanın kesin koordinatlarını belirleyebilmektedir. Uydulardan gönderilen sinyaller Dünya üzerindeki alıcılara ulaşır. Alıcı en az üç uydudan gelen sinyalleri kullanarak konum tespiti yapar. Çok geniş ekonomik, bilimsel, sivil ve askeri kullanım alanlarına sahip olduğundan seyrüsefer uydu sistemlerinde büyük gelişmeler meydana gelmiştir.

Küresel Konumlama Sistemi (Global Positioning System - GPS); küresel konum belirleme sistemi ABD Savunma Bakanlığı tarafından askeri operasyonlarda kullanılmak üzere geliştirilmiş bir sistemdir. GPS, Amerika Birleşik Devletleri ve müttefiklerine ait askeri güçlerin etkinliğini artırmak için çift yönlü kullanımlı bir sistemdir. Bu uydu sistemi, kodlanmış bilgileri düzenli olarak ileten bir uydu sistemi ağıdır ve dünya üzerinde bulunduğumuz yeri kesin olarak tespit etmemizi sağlar. İlk uydusu 22 Şubat 1978 tarihinde fırlatılan GPS uyduları, 1990'lı yılların ortalarında tam kapasiteli kullanıma hazır hale gelmiştir. GPS, her bir yörüngede dört adet uydu olmak üzere altı adet yörüngede bulunan 24 uydu ve 3 yedek uydu ile birlikte toplamda 27 uydudan meydana gelmektedir (şekil 2.3). Yörünge düzlemlerinin eğimi 55^0 olup, çıkış düğümleri 60^0 'lik farklarla eşit olarak yerleştirilmiştir. Uydular yaklaşık olarak 20180 km yükseklikte bulunmakta ve bir periyodu yaklaşık olarak on iki saattir. Uydular 930 kg ağırlığında, güneş panelleri ile birlikte 5.2 m genişliğe sahiptir ve 7.5 yıllık tasarım ömürleri vardır. GPS uyduları; Colorado Springs (Colorado), Ascension Island (Atlantik Okyanusu), Diego Garcia (Hint Okyanusu), Kwajalein ve Hawaii (Pasifik Okyanusu)'de bulunan toplam beş yer istasyonu tarafından izlenmektedir [6,7]. Tasarlanmasındaki amaç tamamen askeri olmasına rağmen 1980'li yıllardan itibaren sivil kullanıma da açılmıştır.

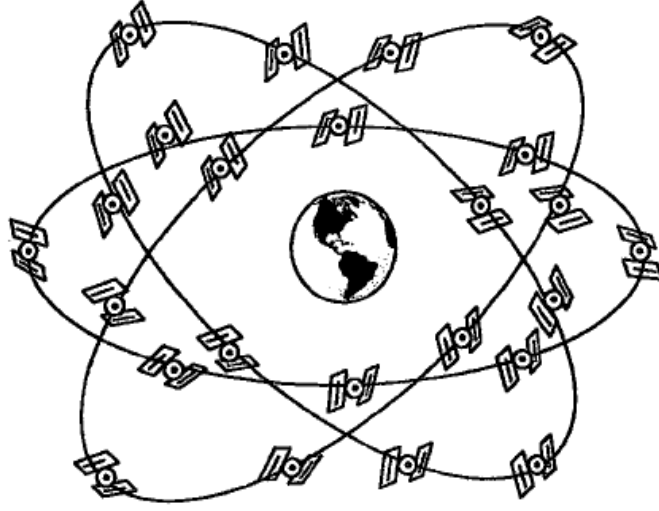


Şekil 2.3 : GPS uydularının yerleşimi.

GLONASS; ‘**G**L**O**bal'naya **N**Avigatsionnaya **S**putnikovaya **S**istema’ kelimelerinin kısaltmalarından oluşmuş bir kelime olup, Rusya Federasyonuna ait küresel konumlama sisteminin adıdır. ABD’ye GPS’ten sonra dünyanın ikinci seyrüsefer sistemidir. SSCB’de uzaydan seyrüsefer uyduları geliştirme projesi (*GLONASS*) ilk olarak 1976’da başladı. Hedef 1991 yılında tam küresel kapsamaya ulaşabilmektir. Bu kapsamda ilk uydu 12 Ekim 1982 yılında faaliyete geçti. 1994’te tam kapasiteye ulaşıldı ise de kısa sürede arızalana uydularla 2011 yılına kadar bir daha tam kapasite yakalanamadı. *GLONASS*, kuruluş aşamasındaki genel amaçları bakımından GPS’e çok benzer. Askeri amaçlı olarak, hem birlikler için, hem de balistik füzelerin hedef bulmaları için planlanmıştır ve ayrıca konum, hız ve zaman bilgisi vermektedir. 1992 yılında GPS’e benzer bir şekilde sivil kullanıma açılmıştır.

GLONASS takım uydu sistemi, üç yörüngede 3 adeti yedek olmak üzere toplam 24 adet aktif uyduyu içermektedir (şekil 2.4). Yörüngeler dairesel MEO olup, 19100 km yükseklikte, 11 saat 58 dakikalık periyoda ve 64.8^0 ’lik eğime sahiptir. Sistem tamamlandığında uyduların yörüngelere yerleştirilme şeklinden dolayı dünya üzerinde herhangi bir noktada aynı anda beş uydu görülebilecektir. Bilindiği kadarıyla sivillere açık L1 frekansı ile yatay ve dikey doğruluğu 50–70 metre, hız doğruluğu 15 cm/s, zaman doğruluğu ise 1 mikro saniyedir. Rus silahlı kuvvetleri

için daha yüksek doğruluk veren bir L2 frekansı bulunmaktadır. Daha sonraki zamanlarda sivil kullanım için de bir L2 frekansı planlanmıştır.



şekil 2.4 : GLONASS uydu sisteminin yörüngelere yerleşimi.

GLONASS ile GPS karşılaştırıldığında; GLONASS uydularının GPS uydularına göre daha iyi gözlenebilir bir geometrik yapıda dizildikleri görülmektedir. Bundan dolayı sürekli ve küresel bir yön bulum kapsama alanı oluşturmaktadır. Diğer bir üstünlük ise GLONASS uydularının her birinin farklı frekanslarda çalışmasıdır. GLONASS sistem zamanı ile UTC arasında tam saniye farkı yoktur ve Moskova bölge zaman saatine göre işletilmektedir [3].

Galileo; Avrupa Birliği'ne ait diğer bir seyrüsefer sistemidir. Avrupa Birliği uzun değerlendirmelerden sonra Mart 2002'de kendi GNSS sistemini geliştirme kararını aldı. ABD'nin tüm karşı ıkımlarına karşın GPS'e rakip olması açısından tarihi bir karardı.

Teknik geliştirme Avrupa Uzay Ajansı (ESA) ortaklığı ile yapılmaktadır. İlk tahminlere göre maliyet 2.4 milyar avro olarak hesap edilmişti ve ilk hizmete girme 2008 yılı sonu olarak planlanmıştı. Ancak çok sayıda ülke arasında görüşmeler, rekabet, işletmecinin seçilememesi vb. nedenlerle (teknik olmayan nedenler) sistemin faaliyete girme zamanı 2013 yılı olarak planlanmış bulunmaktadır. İlk Galileo deneme uydusu GIOVE-A, 28 Aralık 2005 tarihinde fırlatıldı. İkinci deneme uydusu GIOVE-B, 27 Nisan 2007 tarihinde fırlatılmıştır. nc deneme uydusu olan GIOVE-A2 uydusu fırlatıldıktan sonra 4 adet ikinci aşama geliştirme uyduları,

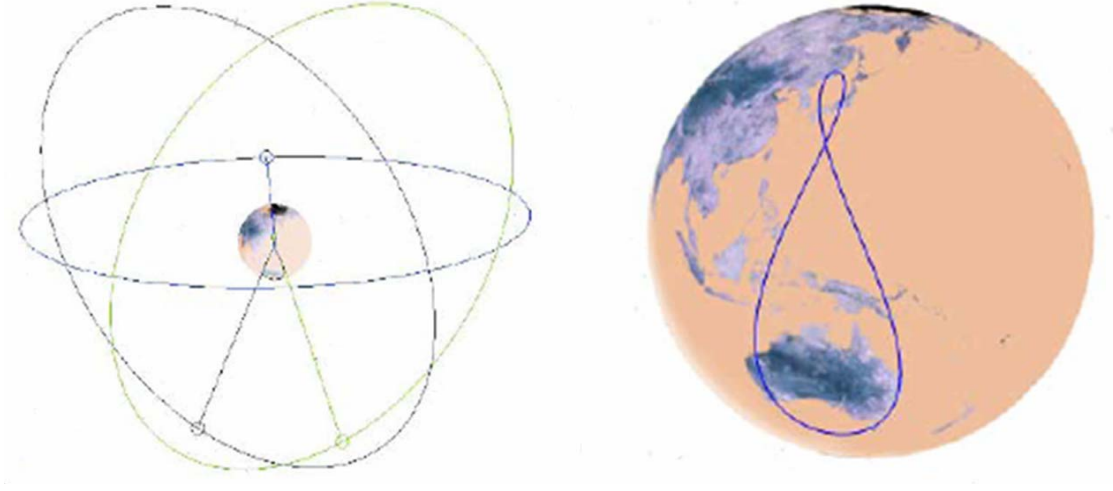
IOV (In-Orbit Validation) uyduları fırlatılacaktır. Bunların yörüngede kabulü ile ESA'nın görevi sona erecek olup, IOV uydularını asıl Galileo uydularının fırlatılması izleyecektir.

Galileo uydu sistemi tamamlandığında 3 yörünge düzleminde 27 aktif ve 3 yedek olmak üzere toplam 30 uydudan oluşacak. 23222 km yükseklikte ve 56^0 eğimli dairesel MEO yörünge düzlemlerinden oluşacaktır. GPS ve GLONASS'dan önemli farkı tamamen sivil bir sistem olarak, sivil amaçlarla, ticari bir yönetim altında işletilecek olmasıdır. Savaş zamanında bile Avrupa Birliği'nin güvenebileceği bir sistem olarak planlanmaktadır. Ancak karıştırma (jamming) olasılığı hep vardır. Teknik üstünlükleri nedeniyle diğer iki sistemden daha güvenilir ve doğru çalışacaktır.

Beidou; Çin Halk Cumhuriyeti'ne ait bölgesel seyrüsefer sistemidir. MEO'da bulunan GPS, Galileo ve Glonass'tan farklı olarak Jeo-senkron yörüngede (GEO) bulunmaktadır. Beidou seyrüsefer sistemi GEO'da bulunduğu, için az sayıda uydudan oluşan bir takım uydu yeterli olmaktadır, fakat dünya üzerinde uyduların görülebildiği alan sınırlıdır. Çin, Beidou sistemini bölgeselden küresel bir sisteme çevirmek için kendisine bir hedef belirlemiştir. Yeni oluşturulacak olan küresel seyrüsefer sisteminde 5 uydu GEO'da ve 30 uydu MEO'da olmak üzere toplam 35 uydunun aktif olarak çalışması planlanmaktadır [Url-2].

IRNSS (Indian Regional Navigational Satellite System); Hindistan Hükümetinin kontrolü altında Hindistan Uzay Araştırmaları Organizasyonu tarafından geliştirilen bölgesel seyrüsefer uydu sistemidir. IRNSS, 3 tanesi GEO'da, diğer dört tanesi 29^0 eğimli jeosenkron yörüngede olmak üzere toplamda 7 uydudan oluşması planlanmaktadır. 7 adet uydudan oluşan bu sistem Hindistan kontrol istasyonları ile kesintisiz olarak radyo temasında olacaktır. IRNSS takım uydularının 2012 yılına kadar fırlatılması planlanmaktadır.

QZSS (Quasi-Zenith Satellite System); Japonya'ya ait bir sistemdir ve toplamda 3 adet uydudan oluşacaktır (Şekil 2.5). Uydular, periyodik yüksek eliptik yörüngelere (HEO) yerleştirilecektir. İlk uydunun 2010 yılında fırlatılması planlanmakta olup, sistemin tamamen 2013 yılında faaliyete geçmesi hedeflenmektedir. Japonya bu sistem ile GPS sistemini geliştirerek, ulusal zaman transfer sistemini oluşturmayı planlamaktadır [8].



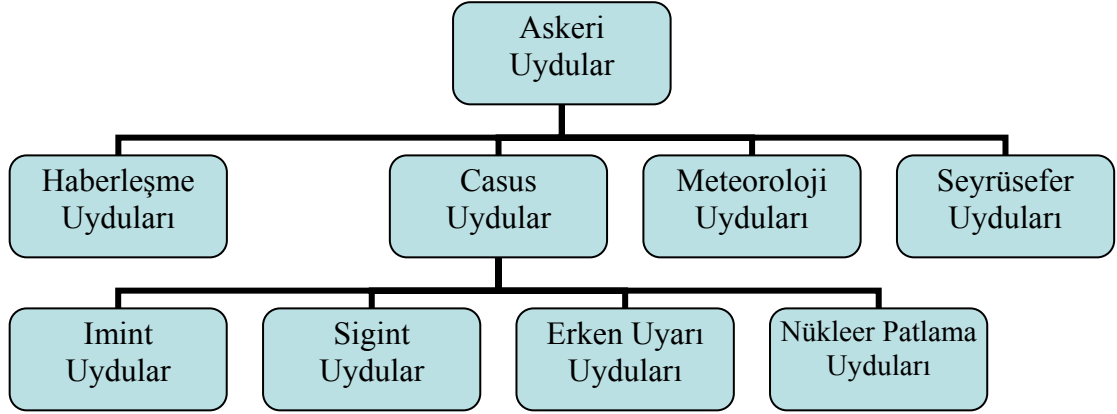
Şekil 2.5 : QZSS yörüngeleri ve QZSS yer izi [9].

2.2.3.6 Askeri uydular

İnsan toplulukları, tarih başladığından itibaren kendilerini diğer topluluklara karşı koruma veya hâkimiyetlerini devam ettirmek adına sürekli olarak silah araç ve gereçleri geliştirmişlerdir. Yapılan mücadeleler esnasında karşı taraf ile ilgili gerekli istihbarat bilgilerine sahip olan ordular büyük bir çoğunlukla galip olmuşlardır. Bu konu ile ilgili olarak M.Ö. 500’lü yıllarda ünlü Çinli General ve aynı zamanda ‘Savaş Sanatı (The Art of War)’ isimli kitabın yazarı Sun TZU “*Eğer düşmanını ve kendini tanırsan, yüzlerce kez savaşsan dahi kaybetmezsin; düşmanını tanımaz kendini tanırsan, bir kazanır bir kaybedersin; hem kendini hem de düşmanını tanımazsan, her zaman kaybedersin*” yorumunu yaparak; bilgi elde etmenin önemini vurgulamıştır. Eski çağlarda yapılan savaşlarda komutanlar ordularını çevreyi ve savaş alanını gören yüksek tepelerden yönetirlerdi. Teknolojik gelişmeler ile birlikte gerekli olan bilgiler önce balonlarla, daha sonra da uçaklarla elde edilmeye başlandı. 20’nci yüzyılın ortalarından itibaren uydu teknolojisinin gelişmesi ile birlikte uydular kullanılmaya başlandı [Url-3].

Değişik kullanım teknikleri olmasına rağmen, askeri amaçlı olarak kullanılan tüm uydulara “Askeri Uydu” denmektedir. Günümüzde kullanılan uydu merkezli askeri sistemler gerek savaş zamanı gerekse barış zamanı çok yaygın bir şekilde kullanılmaktadır. Uydular, askeri uzay faaliyetlerinin merkezinde yer almakta olup; genellikle haberleşme, erken uyarı, seyrüsefer (navigasyon) bilgi ve zamanlama

verileri, sinyal istihbaratı (SIGINT), görüntü istihbaratı (IMINT), hava durumu tahmini, keşif ve istihbarat gibi amaçlarla kullanılmaktadırlar. Askeri uydular dünyada Amerika Birleşik Devletleri, Rusya, İngiltere, İtalya, İsrail, Çin ve Fransa gibi birçok ülke tarafından kullanılmaktadır; özellikle ABD ve Rusya bu alanda çok ileri seviyededirler.



Şekil 2.6 : Askeri uydu çeşitleri.

Uzay merkezli olan uydu sistemleri; küresel kapsama alanının genişliği, engellenemeyen serbest dolaşımı, sürekli olarak göreve hazır halde olması ve görevi sürdürmesi, güç kullanmadan etkin gözetleme yeteneği ve kendine has görev esnekliği ile bir operasyonun planlanmasından uygulanmasına kadar olan her aşamada etkin bir biçimde kullanılabilmektedirler. Askeri uyduların kullanımı ilk olarak haberleşme uyduları ile başlamıştır. İlk askeri uydunun Rusya tarafından gönderilmiş olmasına rağmen, bu konuda ABD çok kısa sürede oldukça büyük gelişme kaydetmiştir.

Mevcut bulunan askeri uydular ile,

- Düşman ülkeler ayrıntılı bir şekilde gözetlenebilir,
- Dost birliklerin birbirleri ile olan koordinasyonu yüksek başarı oranında sağlanarak, müşterek harekâtın başarılı bir şekilde yürütülmesi sağlanabilir,
- Düşman ülke telsiz ve radarlarının koordinatları hassas bir şekilde anında belirlenebilir,
- Dost-düşman birlik, araç, uçak, gemi ve denizaltıların hareketi yüksek bir hassasiyet ile izlenerek, yapılan yer değiştirmelerin yönü belirlenebilir,
- Düşman ülkelerin fırlatabileceği füzelere karşı erken uyarı sağlayabilir,
- Nükleer patlamalar algılanabilir,

- g. Düşman birlikler arasındaki telsiz haberleşme dinlenebilir,
- h. Özellikle mobil platformlar (hareketli kara araçları, gemiler, hareket halindeki timler... vb.) ile sabit platformlar arası kesintisiz haberleşme yapılabilir,
- i. Askeri operasyonların planlanması esnasında kullanılmak üzere hava durumu bilgileri sağlanabilmektedir.

Günümüz askeri sistemlerinde ağırlıklı olarak uyduların kullanılması sistemlere olan güvenilirliği artırmaktadır. Son yıllarda modern askeri operasyonların belkemiğini oluşturan askeri uydular bir '*güç çarpanı*' olarak kabul edilmektedir. Askeri uydular ile verilerin toplanması, yayılması ve iletimi hızlı bir şekilde yapılarak; modern askeri sistemler için gerekli olan tüm isterler karşılanmaktadır. Bu tür bir güç çarpanı, barış zamanında, savaş zamanında, bir kriz ortamında veya herhangi bir afet olması durumunda askeri birliklere gerçek zamanlı operasyonlar yapabilme imkânı sağlar [3,10]. Günümüzde küçük uyduların kullanılmasıyla benzer askeri görevlerin maliyetleri oldukça düşmüştür. Örneğin; fırlatma maliyetleri dahil sadece birkaç yüz milyon avro ile küresel bazda belirli yerlerin günlük olarak görüntülenmesini sağlayacak, IMINT/SIGINT amaçlı kullanılabilecek uydulardan oluşan bir takım uydu sistemi yörüngelere yerleştirilebilmektedir. Bu şekilde bir takım uydu sistemi ile çoklu dalga boylarında güvenilir bilgiler elde edilebilecek geniş bir kapsama alanına hakim olunabilmektedir [11]. Bu ve benzeri yetenekler ile donatılmış bir ordu, dünyadaki diğer ordular üzerinde tartışmasız bir güce ve üstünlüğe sahip olacaktır.

2.3 Küçük Uydular

2.3.1 Küçük uyduların kullanımındaki avantajlar ve dezavantajlar

Küçük uyduların büyük uydulara göre çok önemli avantajlarının olması, küçük uyduların kullanımını gün geçtikçe artırmaktadır. Bu avantajlar sıralanacak olursa [12];

- Küçük uyduların geliştirme ve fırlatma maliyetleri büyük uydulara göre çok daha azdır. Bu durum gelişmekte olan ülkelerin kendi uzay teknolojilerini başlatmak için adım atmalarında büyük bir fırsat olarak değerlendirilebilir. Gelişmiş ülkeler ise, kendi uzay programları için ayırdıkları bütçe ile büyük uyduları

kullanarak gerçekleştirecekleri tek bir görev yerine küçük uyduları kullanarak birden fazla görev gerçekleştirebilirler.

- Küçük uyduların tasarım ve üretim süreleri çok daha kısa olmaktadır. Normal olarak 3–5 yıl veya daha fazla zaman alan bir görev, küçük uydular ile 12 ile 24 ay arasında fırlatmaya hazır hale gelebilmektedir.

- Maliyetin çok düşük olması nedeniyle bilimsel ve ticari faaliyetler için yeni kullanım alanları sağlamaktadır.

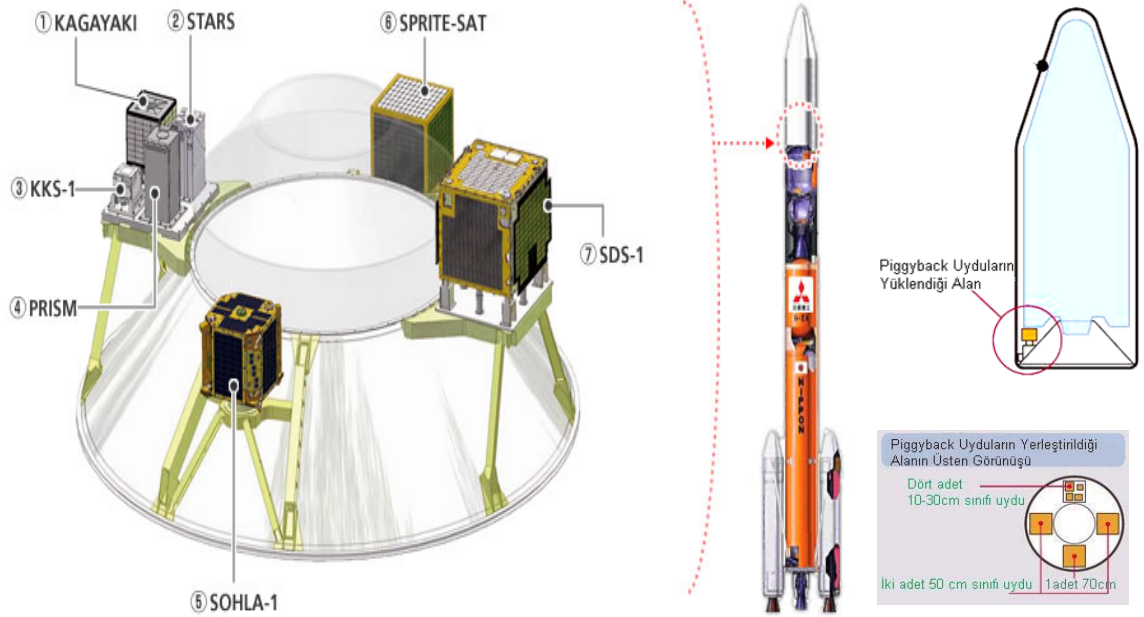
- Daha ucuz bir maliyete uydu filosu oluşturularak ve idamesi sağlanarak elde edilen çok sayıda küçük uydu ile görüntüleme sıklığı arttırılabilir ve günlük kapsama alanı sağlanabilir.

- Oluşturulan küçük uydu filosu ile bir uydunun görevini yapamaz hale gelmesi tüm sistemi çökertmez, sadece sistem üzerinde belirli bir etkisi olur. Fakat büyük uydularda, oluşabilecek bir hata ile uydu tamamen kontrolden çıkabilmekte ve yapılan harcamaların tamamı kaybedilebilmektedir.

- Küçük uyduların belirlenen bir yörüngeye yerleştirilmeleri uydu başına büyük uydulara göre daha ucuzdur.

- Bir adet fırlatma roketi ile birden fazla uydu yörüngeye yerleştirilebilir veya fırlatılacak olan büyük bir uydunun yanında ek yük (piggyback) olarak uzaya gönderilebilir, böylece uydu başına olan fırlatma maliyeti düşürülmüş olur. Şekil 2.7’de Japonya Uzay Ajansı’na (JAXA) ait H-IIA roketine piggyback yüklerin yerleştirilme şekli görülmektedir.

- Küçük yatırımlar ile uzay teknolojilerine adım atmak sadece ülkeler için değil aynı zaman da küçük ve orta ölçekli kurumlar için de mali yönden mümkün hale gelmiştir.



Şekil 2.7 : Piggyback uyduların H-IIA roketindeki yerleşim şekli [Url-4].

- Küçük uydular tasarım, fırlatma ve kullanım yönünden uluslararası alanda işbirliği olanakları yönünden daha geniş alanlara hitap etmektedir. Örnek olarak ‘Disaster Monitoring Constellation’ konsorsiyumu, aralarında Türkiye’nin de BİLSAT-1 uydusu ile yer aldığı uluslar arası bir işbirliğidir (Şekil 2.8).



Şekil 2.8 : DMC konsorsiyumu [1].

Yukarıda sayılan avantajlar gösteriyor ki; gelişen ülkelerin uzay teknolojilerine adım atmalarındaki en uygun yol küçük uydular olabilir. Tüm bu avantajlarının yanında küçük uyduların bazı dezavantajları da bulunmaktadır. Bunları sıralayacak olursak;

- Ağırlığı yüksek olan faydalı yükleri taşıyamazlar.

- Ölçülerinin küçük olması nedeniyle faydalı yük oranının tüm kütle içerisindeki yerinin diğer büyük uydulara göre küçük olmasıdır. Dolayısıyla faydalı yükün hassasiyeti daha düşük olacaktır. Örneğin faydalı yük olarak kullanılacak olan kameranın boyutları küçük olacağı için elde edilecek çözünürlük küçük olacaktır.
- Sınırlı enerji toplama kapasitesi nedeniyle kullanılabilir güç sınırlıdır.
- Fırlatma maliyetini azaltmak için uygun büyüklükte başka yük (piggyback) bulmak zorunluluğu vardır.
- Yüksek yörüngelerde ihtiyaç duyulan kalkan (shielding), yine ağırlık sınırlamasından dolayı problem teşkil edebilmektedir.

Yani tüm bu dezavantajlar göz önüne alındığında GEO yörüngelerdeki yüksek güçlü haberleşme uyduları, uzay teleskopları gibi büyük bilimsel faydalı yükler ve diğer benzer uydular günümüz teknolojisinde küçük uyduların kapsama alanının dışında kalmaktadırlar [1,13,14].

2.3.2 Küçük uyduların maliyet – yetenek ilişkileri

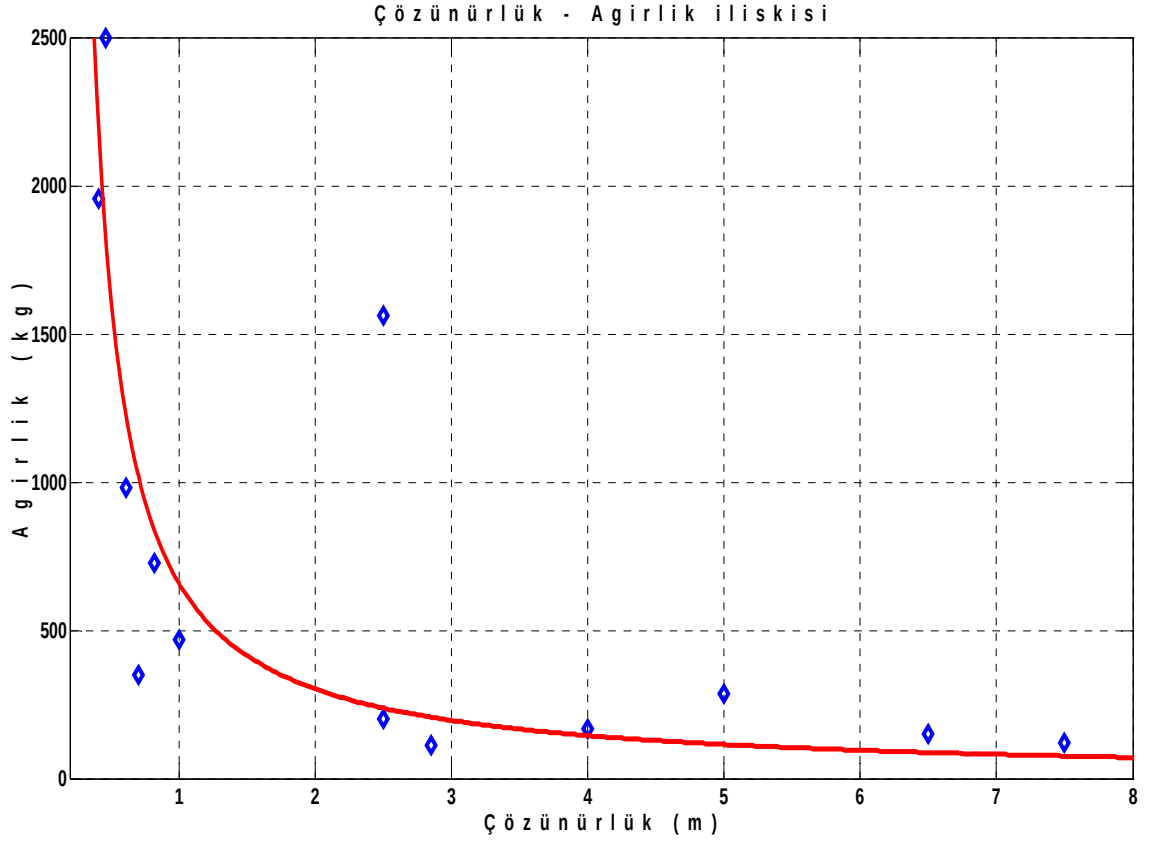
Küçük uydular büyük uydulara göre daha kısa sürede ve daha düşük maliyet ile geliştirilebilmektedir. Fakat doğal olarak yetenekleri de büyük uydulara göre daha kısıtlı olmaktadır. İhtiyaçlara göre bir uzay aracı yapmak için, uzay aracının maliyeti, ağırlığı ve yetenekleri ile ilgili bir anlayış geliştirilmelidir. Büyük uydular için yıllarca maliyet modelleri geliştirilmiştir. Fakat küçük uydular için maliyet modelleri tam olarak yapılmış değildir. Birçok kuruluş benzer modeller üzerinde çalışmalar yapmaktadırlar. ABD’de bulunan *Aerospace Corporation* bunlardan bir tanesidir. Bu kurum, küçük uydularının maliyetinin tahmininde Maliyet Tahmin İlişkileri (CERs) isimli parametreleri içeriğinde kullanan Küçük Uydu Maliyet Modeli’ni (SSCM) geliştirmiştir. Maliyet Tahmin İlişkileri, maliyet ve maliyeti etkileyen faktörleri içeren deneysel verilerin istatistiksel analizlerinden oluşan matematiksel fonksiyonların kullanılması ile oluşturulmuştur. SSCM ile ilgili detaylı bilgi elde etmek için [15,16] kaynakları incelenebilir.

Burada bazı uydulara ait değerler ile ilgili karşılaştırmalar yapıldı. Görüntüleme uyduları için en önemli faktör yer örnekleme mesafesi veya çözünürlüktür. Bu uyduların ağırlıkları, maliyet ve çözünürlükleri arasındaki ilişkileri gösteren bazı veriler aşağıda sunulmaktadır. Çizelge 2.2’de bazı uyduların fırlatma tarihleri, ağırlık

ve çözünürlük bilgileri listelenmiştir. Çözünürlük-ağırlık değerlerinin karşılaştırılması ile elde edilen sonuç şekil 2.9’da gösterilmektedir. Şekil 2.10’da ağırlık-maliyet değerlerinin karşılaştırılması, şekil 2.11’de ise maliyet-çözünürlük değerlerinin karşılaştırılması görülmektedir. Açıkça görüldüğü üzere daha yüksek çözünürlüklü uydular daha büyük merceklerle ihtiyaç duyduğu için daha ağır olmaktadır. Elde edilen grafikler MATLAB programlamanın içerisinde ki ‘Curve Fitting Tool’ kullanılarak çizilmiştir [12].

Çizelge 2.2 : Dünya gözlem görevleri.

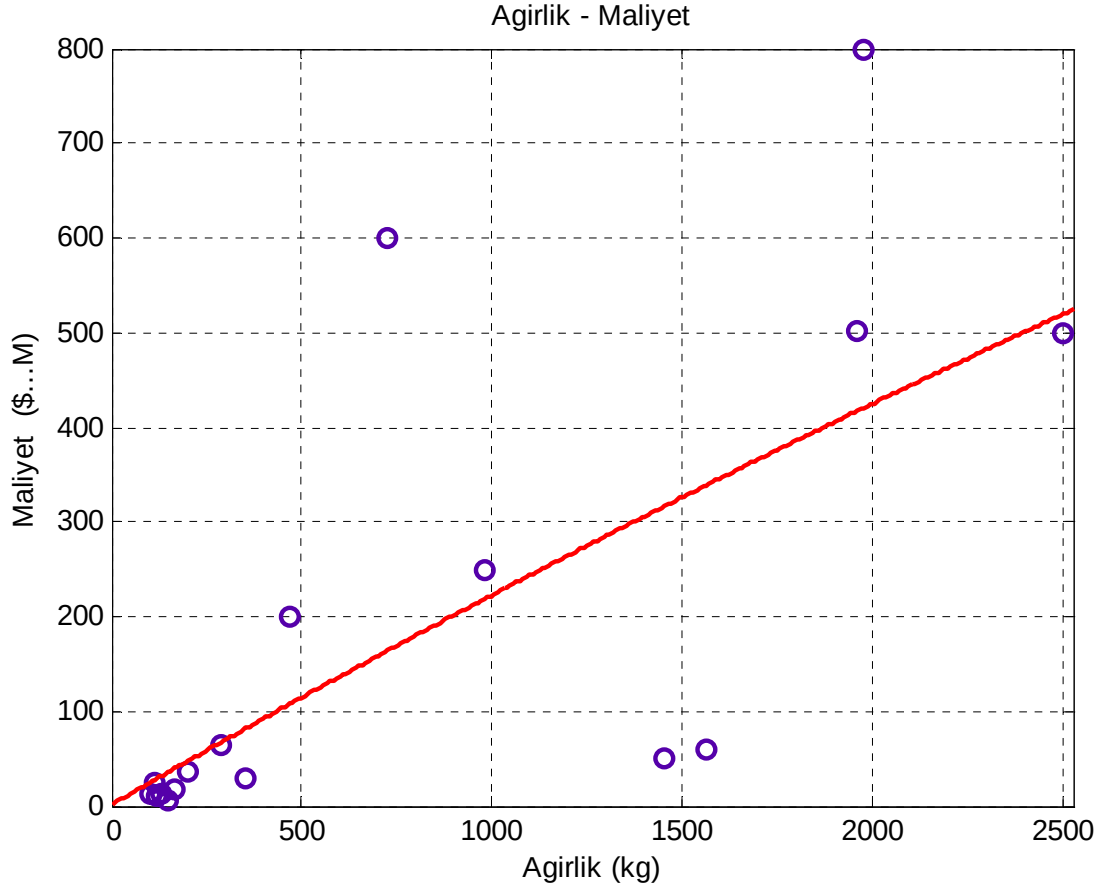
<u>Görev</u>	<u>Fırlatma</u>	<u>Ağırlık</u>	<u>Maliyet</u>	<u>Çözünürlük</u>
	<u>Tarihi</u>	<u>(kg)</u>	<u>\$.M</u>	<u>(m)</u>
1 Lewis	1998	288	65	5
2 IKONOS-1	1999	726	600	0.82
3 Landsat-7 ETM	1999	1973	800	15
4 CBERS-1	1999	1450	50	19
5 QuickBird-2	2002	980	250	0.61
6 CBERS-2	2003	1450	50	20
7 BILSAT-1	2003	130	14	32
8 NigeriaSat	2003	100	13	32
9 KOMPSAT-2	2005	470	200	1
10 CARTOSAT-1	2005	1560	59.5	2.5
11 EROS-B	2006	350	30	0.7
12 TOPSAT	2006	112	25	2.85
13 Beijing-1	2006	168	18	4
14 RazakSat-1	2007	200	37	2.5
15 Worldview-1	2007	2500	500	0.46
16 GeoEye-1	2008	1955	502	0.41
17 RapidEye	2008	150	6.5	6.5
18 RASAT	2009	120	10	7.5



Şekil 2.9 : Uydulara ait çözünürlük ve ağırlık değerlerinin karşılaştırılması.

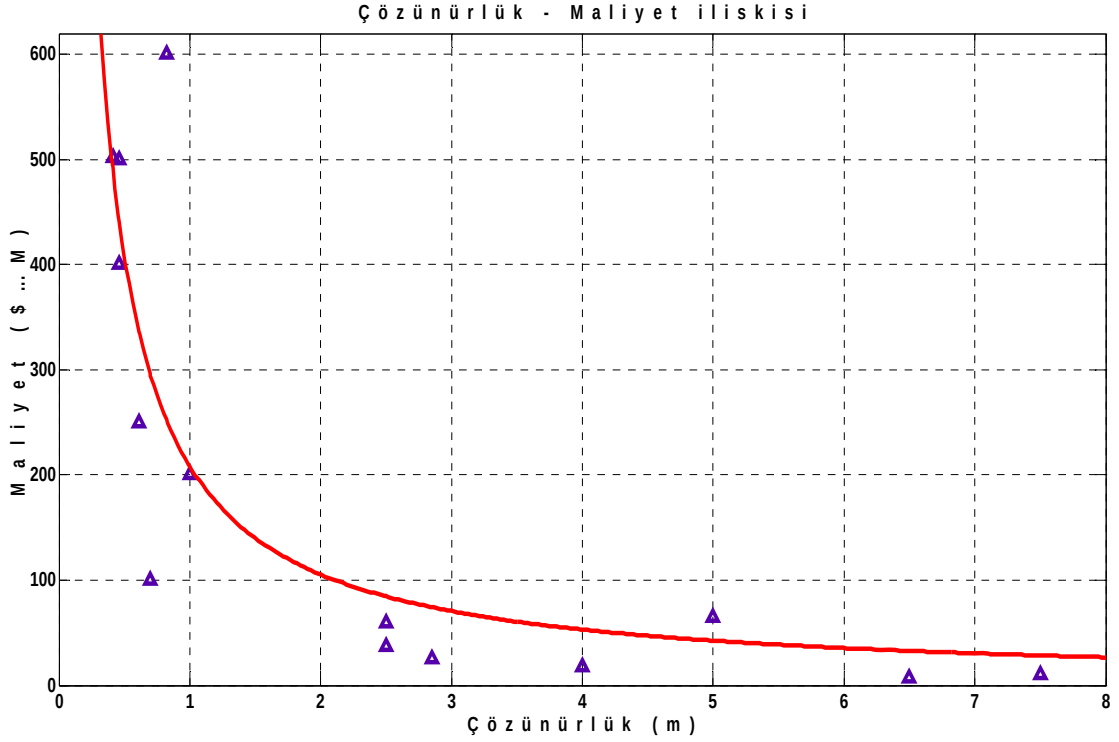
Şekil 2.9’da uydulara ait çözünürlük ve ağırlık değerleri arasındaki ilişki görülmektedir. Şekilde görüldüğü üzere ağırlık değeri arttıkça çözünürlük yükselmektedir.

Şekil 2.10’da ağırlık değerleri ile maliyet değerleri arasındaki oldukça gevşek bir ilişkiyi gösteren grafik görülmektedir. Grafikteki çizgi değerler arasındaki lineer ilişkiyi göstermektedir. Fakat çizgiye uzakta birçok nokta da görülmektedir. Bunun sebebi ise maliyete etki eden diğer faktörlerin etkisidir.



Şekil 2.10 : Uydulara ait ağırlık ve maliyet değerlerinin karşılaştırılması.

Maliyet değerleri ile çözünürlük değerleri arasında yapılan karşılaştırmanın sonucu ise şekil 2.11’de belirtilmektedir. Elde edilen sonuç maliyet-çözünürlük arasında yapılan karşılaştırmanın sonucuna benzer bir sonuçtur. Maliyet-çözünürlük değerleri arasında ters orantılı bir ilişki vardır. Yüksek kaliteli çözünürlük doğal olarak fiyatı yükseltici bir faktör olmaktadır.



Şekil 2.11 : Uydulara ait maliyet ve çözünürlük değerlerinin karşılaştırılması.

2.3.3 Küçük uyduların uygulama alanları

Düşük maliyetli veya maliyet etkin Dünya gözlem görevlerinin geliştirilmesi esnasında kazanılan deneyimlerden sonra maliyet etkin uyduların kullanıldığı görevler değişik kategorilere ayrılmıştır. Düşük maliyetli olması açısından küçük uyduların kullanım alanları zaman geçtikçe yaygınlaşmaktadır. Günümüzde maliyet etkin küçük uyduların kullanım alanları; telekomünikasyon, dünya gözlem, bilimsel araştırmalar, teknoloji geliştirme, akademik eğitim, düşük maliyetli fırlatmalar, yer segmenti, ve uluslar arası işbirlikleri olarak sıralanmaktadır [17,18].

2.3.3.1 Telekomünikasyon

Telekomünikasyon uygulamaları tek başına incelendiğinde televizyon ve radyo yayın, mobil haberleşme, elektronik posta... vb. birçok alt uygulama alanlarına sahip olduğu görülür. 1990'lı yıllara kadar haberleşme amaçlı olarak genelde GEO'lara yerleştirilen büyük uydular kullanılırdı. Bu tarihten itibaren gelişmeye başlayan küçük uydu teknolojisi, haberleşme amaçlı olarak kullanılan büyük uydulara alternatif olmaya başlamış, alçak Dünya yörüngelerine (LEO) yerleştirilen ve küçük

uydulardan oluşan uydu filoları (İridyum, Globalstar... vb.) özellikle mobil haberleşme alanında etkili olmaya başlamıştır. Böylece hareket halindeki bir kullanıcı ile dünya üzerindeki herhangi bir noktadaki sabit kullanıcı arasında haberleşme kurulabilmektedir. Bununla birlikte GEO’da bulunan büyük uydular küçüklerle yer değiştiremezler. Küçük uydular çoğunlukla LEO’da kullanılmaktadır.

2.3.3.2 Dünya gözlem

Dünya gözlem uygulamaları genelde veri toplama ve görüntü elde etmeyi kapsamaktadır. 1999 yılından itibaren düşük maliyetli küçük uydulardan oluşturulan takım uydular ile dünya yüzeyindeki herhangi bir noktanın istenen zaman aralıklarında daha düşük maliyetlerde gözlemlenebilmesi sağlandı. Gelişen ülkelerin bazılarında orman yangınlarının, hava kirliliğinin, volkanik patlamaların gözlemlenmesi ve tropikal fırtınaların önceden tahmin edilmesi amacıyla küçük uydular yaygın olarak kullanılmaya başlandı. Ayrıca, sensör teknolojilerinde meydana gelen gelişmeler küçük uydularda kullanılabilecek faydalı yükler açısından ilginç olanaklar sunmuştur.

2.3.3.3 Bilimsel araştırmalar

Düşük maliyetli küçük uydular sayesinde gelişmekte olan ülkeler başta olmak üzere birçok ülke bilimsel alanlarda araştırma yapmak amacıyla girişimlerde bulunmaktadır. Bilimsel araştırmalarda kullanmak üzere veri toplamak amacıyla farklı yörüngelere yerleştirilen bu uydular ile dünya ve atmosferinde meydana gelen değişiklikler incelenmekte, gezegenler, yıldızlar ve uzak uzaydaki nesneler gözlemlenmektedir. Bilimsel araştırma uydularında görev gereksinimlerine bağlı olarak astronomi çalışmaları, çevre çalışmaları ve jeodezi çalışmaları ile ilgili faydalı yükler bulunmaktadır. Ozon tabakasının gözlemlenmesinde kullanılan FASat (Şili), jeo-manyetik olarak hapsedilmiş parçacıkları gözetleyen KITSAT (Güney Kore) uyduları bilimsel araştırma amaçlı fırlatılan küçük uydulara örnektir.

2.3.3.4 Teknoloji geliştirme

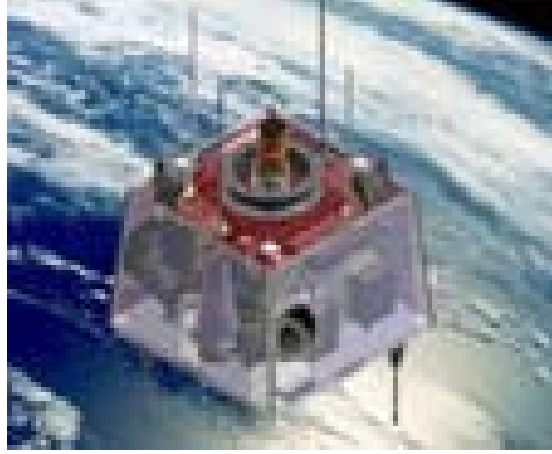
Küçük uydular, geliştirilen yeni bir teknolojinin daha pahalı ve kapsamlı bir görevde kullanılmadan önce kabul edilebilir bir risk ortamında kullanılarak sağlayacağı yararların düşük maliyetli olarak gözlemlenebilmesi imkânlarını sağlamaktadır. Bu amaçla, özellikle gelişmiş ülkelerin uzay ajansları (NASA, ESA, CNES... vb.) uzay

araştırmaları, dünya gözlem ve haberleşme alanlarında teknoloji geliştirme amaçlı olarak birçok küçük uydu geliştirmiş ve fırlatmışlardır. Elde edilen sonuçlara bağlı olarak daha kapsamlı ve maliyetli görevler icra edilmiştir.

2.3.3.5 Akademik eğitim

Günümüzde ülkeler uzay çalışmalarını ile ilgili ilk adımlarını, bu konuda ihtiyaç duydukları bilgileri daha deneyimli ülkelere atıyorlar. Böylece, kendi milli uzay kurumlarını kurmadan önce ve uzay alanında varlıklarını sürdürebilmek için gerekli eğitimleri almış personelden oluşan bir kadro elde edilir. Küçük uydular ile ilgili eğitim programlarında yapılan antlaşmalar neticesinde teknoloji transferleri yapılabilmektedir. Türkiye uydu tasarım teknolojilerindeki ilk büyük adımı İngiliz şirketi olan Surrey Satellite Technology Ltd. (SSTL) ile yapılan BİLSAT projesi ile attı. BİLSAT projesi TÜBİTAK'a bağlı BİLTEN enstitüsü tarafından Türkiye'de küçük uydu teknolojilerini başlatmak ve geliştirmek amaçlı olarak başlatılmıştır. Yapılan anlaşma know-how ve teknoloji transferini içermektedir. BİLSAT uydusu Türkiye'nin ilk Dünya gözlem amaçlı küçük uydusudur (şekil 2.12). Antlaşmaya göre Türk mühendisleri konu ile ilgili gerekli eğitimi aldılar ve aldıkları bu eğitim ile tamamen milli olan, ÇOBAN ve GEZGİN adı verilen iki alt sistem geliştirmişlerdir. GEZGİN, gerçek zamanlı JPEG2000 görüntü işleyen bir alt sistem, ÇOBAN ise dokuz küçük kamera içeren çok bandlı kamera alt sistemidir [12,19].

Öğrenme işi “basit” olanla başlamaktadır. Küçük uydular daha basit oldukları için öğrenme ve eğitim amaçlı kullanılabilen ideal platformlardır. Küçük uydu programları, planlanacak veya tasarlanacak herhangi bir görevin tasarlanma, üretim, test edilmesi, fırlatma ve yörüngesel işlemler gibi her safhasında bilim adamları ve mühendisler için gerekli eğitimin ve uzay ile ilgili yeteneklerin kazanılmasını sağlar. Ayrıca, üniversitelerde yapılan çalışmalar sonucunda birçok üniversite kendi küp uydusunu yapmıştır. Bu üniversitelerden biri olan İstanbul Teknik Üniversitesi (İTÜ), kendi geliştirdiğı küp uydusu olan İTUPSAT-1'i 23 Eylül 2009 tarihinde Hindistan'da PSLV (Polar Satellite Launch Vehicle) roketiyle fırlatılmıştır.



Şekil 2.12 : BİLSAT uydusu modeli.

2.3.3.6 Düşük maliyetli fırlatmalar

Küçük uydular kullanılarak elde edilen fırsatlardan bir diğeri ise fırlatma maliyetlerinin düşük olmasıdır. Bir uydunun roket ile yörüngeye yerleştirilmesi maliyeti, uydunun ağırlığı ile doğru orantılı olarak artmaktadır veya azalmaktadır. Küçük uyduların ağırlığı göz önüne alındığında büyük uydulara göre çok daha hafiftir, dolayısıyla fırlatma maliyeti daha az olacaktır. Günümüzde fırlatma maliyetleri yörüngelere bağlı olarak \$10000/kg- \$25000/kg arasında değişmektedir [Url-5]. Küçük uydular, birincil yükün fırlatıcı kapasitesinin tamamını kullanmadığı durumlarda ‘piggyback’ olarak tabir edilen ikincil yük şeklinde fırlatıcıya yüklenebilmektedirler. Bu şekilde tek bir roket ile birçok uydu sadece bir fırlatma işlemi ile yörüngeye yerleştirilerek fırlatma maliyeti düşürülebilmektedir. Küçük uyduların büyük bir kısmı bu şekilde yörüngeye yerleştirilmektedirler. Bu şekilde bir fırlatıcının tamamının maliyeti diğer uydular ile paylaşılmış olunur. Şekil 2.13’de Dünya üzerindeki bilinen fırlatma merkezleri belirtilmektedir.



Şekil 2.13 : Dünya üzerindeki bilinen fırlatma merkezleri.

2.3.3.7 Yer segmentleri

Yer segmentleri üç ayrı işlevi yerine getirmektedirler:

- Uydunun durumu hakkında bilgi almak ve sağlıklı bir şekilde izlenmesi için gerekli işlem komutlarını hazırlama ve bunları işleme koyma.
- Operasyon merkezi ile ortak olarak haberleşme istasyonu tarafından gerçekleştirilen izleme, uzölçüm ve uzaktan komuta (TT&C) işlemi.
- Verinin alınması ve işlendikten sonra kullanıcılara iletilmesi.

2.3.4 Uydu maliyetlerini etkileyen öğeler

Bir uzay aracı görevinin tasarlanması esnasında maliyetinin doğruya yakın bir şekilde hesaplanabilmesi ya da doğruya yakın tahmininin yapılabilmesi görevin başarısı açısından büyük önem arz etmektedir. Fikir edinme amaçlı olarak bir maliyet tahmininin yapılabilmesi uzay aracı görevinin tasarım, üretim, test ve montaj, yörünge seçimi ve fırlatma seçeneklerinin belirlenmesi sürecinde verilecek kararlara bağlıdır. Uzay aracının görev gereksinimleri doğrultusunda uydunun yapısı, alt sistemlerin ve faydalı yüklerin teknik özellikleri, yerleştirileceği yörünge konumunun belirlenmesi ve uyduyu bu yörüngeye yerleştirecek fırlatma aracının belirlenmesi, üretim yöntemleri, test ve montaj yöntemleri ile oluşabilecek herhangi bir soruna karşı uydunun sigortalanması gibi konularda alınacak kritik kararlar ve uygulanacak politikalar sonucunda uzay aracının maliyeti ile ilgili fikir sahibi olma

amacı ile bir tahmin yapılabilir. Aşağıda, planlanacak bir uydu görevinin maliyetine etki eden öğelere kısaca değinilmektedir [20].

2.3.4.1 Uydu ağırlığı

Uydu ağırlığının maliyete olan etkisi fırlatma açısından önem kazanmaktadır. Bu noktada küçük uyduların sağladığı avantaj ortaya çıkmaktadır. Boyutlarının küçük olması dolayısıyla ağırlıklarının da az olması nedeniyle sadece kendileri için planlanmış bir fırlatıcı kullanmak zorunda değildirler. Başka büyük uydular için planlanmış fırlatıcılara ikincil yük (piggyback) olarak eklenebilirler. Ayrıca aynı yörüngeye yerleştirilecek birden fazla küçük uydu, tek bir fırlatıcı ile istenilen yörüngeye yerleştirilebilmektedir. Böylece maliyet daha da azaltılmış olur. Çeşitli fırlatıcılara ait taşıyabilecekleri ağırlık ve maliyetleri Çizelge 2.3’de LEO için ve çizelge 2.4’de GTO için verilmiştir.

2.3.4.2 Fırlatma maliyetleri

Fırlatma maliyetleri;

- Fırlatma işleminin dünya yüzeyinde hangi koordinatlardan yapılacağına,
- Uyduyu fırlatmada kullanılacak roket,
- Uydunun yerleştirileceği yörüngeye,

göre farklılıklar gösterebilmektedir. Uydunun yerleştirileceği yörüngeye yüksekliğine göre ve eğimine göre kullanılacak yakıt miktarında artış olmakta ve dolayısıyla maliyet artmaktadır. Uyduyu yörüngeye yerleştirecek uygun bir roket seçerken, fırlatmanın yapılacağı konuma, roketin teknik özelliklerine ve roketin geçmişte yapmış olduğu başarılı fırlatmalara dikkat edilmektedir. Çizelge 2.3’de LEO için ve çizelge 2.4’de GTO için güncel ticari fırlatma maliyetleri verilmiştir.

Çizelge 2.3 : LEO için güncel ticari fırlatma maliyetleri [Url-6].

Fırlatıcı	Kg / LEO	Fırlatıcı Maliyetlerinin Alt/Üst Sınırları	1 Kg'm MIN/MAX Maliyeti
Proton	20045	\$75-\$95 M	\$3740/\$4738
Ariane 5	17960	\$150-180 M	\$8352/\$10021
Sea Launch	15873	\$75-\$95 M	\$4725/\$5984
Zenit 2	13605	\$35-\$50 M	\$2573/\$3676
LM-3B	13560	\$50-\$70 M	\$3687/\$5162
Ariane 4	9524	\$100-\$125 M	\$10500/\$13124
Atlas 2	8640	\$90-\$105 M	\$10416/\$12154
Delta 3	8290	\$75-\$90 M	\$9047/\$10855
Soyuz	2450	\$35-\$40 M	\$5012/\$5726
Delta 2	5088	\$45-\$55 M	\$8844/\$10809
LM-2C	3193	\$20-\$25 M	\$6264/\$7830
Athena	1973	\$22-\$26 M	\$11150/\$13179
Rockot	1860	\$12-\$15 M	\$6454/\$8068
Taurus	1406	\$18-\$20 M	\$12802/\$14226
Pegasus	1497	\$12-\$15 M	\$8017/\$10021
START	700	\$5-\$10 M	\$7144/\$14290

LEO'da 1 Kg'm ortalama maliyeti: \$8008-\$10114

Çizelge 2.4 : GTO için güncel ticari fırlatma maliyetleri.

Fırlatıcı	Kg / GEO	1 Kg'm MIN/MAX Maliyeti
Proton	4603	\$16292/\$20638
Ariane 5	6802	\$22050/\$26460
Sea Launch	5011	\$14965/\$18956
Ariane 4	4943	\$20228/\$25287
LM-3B	4490	\$11137/\$15591
Delta 3	3810	\$19688/\$23624
Atlas 2	3720	\$24202/\$28235
Delta 2	1840	\$24440/\$29871
LM-2C	1000	\$20045/\$25057
Taurus	585	\$30766/\$34186

GTO'da 1 Kg'm ortalama maliyeti: \$20380/\$24790

2.3.4.3 Yörünge seçimi

Uyduların yerleştirileceği yörüngeye göre maliyetlerde büyük artışlar meydana gelmektedir. 1000 km'nin üzerinde yüksekliğe yerleştirilecek bir uydu Van Allen radyasyon kuşaklarına maruz kalacaktır. Uydu bu yükseklikte oldukça fazla miktarda radyasyona maruz kalarak olumsuz yönde etkilenecektir. Gerekli tedbirler alınmadığı takdirde, radyasyon uydunun ömrünü kısaltacaktır. Bu olumsuzluğu gidermek için uydunun radyasyona dayanıklı şekilde tasarlanması gerekmektedir, dolayısıyla uydunun maliyetinde artmalar meydana gelecektir. Yaklaşık olarak 500 km'nin altındaki yörüngelerde ise atmosferik sürtünme etkili olmaktadır. Atmosferik sürtünme dolayısıyla uydunun hızında azalmalar meydana gelecek ve sonuçta uydu irtifa kaybetmeye başlayacaktır ve düşecektir. Herhangi bir irtifa kaybından sonra iticiler yardımıyla çeşitli manevralar yapılarak uydu eski konumuna getirilebilir, fakat yörünge düzeltilmesi esnasında geçen zamanda planlanan görevler yerine getirilemeyecektir. Ayrıca uydunun enerji ihtiyacını karşılaması açısından güneşi görmesi önem arz etmektedir. Yerleştirileceği yörüngede, güneşi görme zamanına göre uydunun enerji ihtiyacını karşılayacak güneş panellerinin çeşitleri ve yerleşimleri planlanarak görev ihtiyacını karşılayacak şekilde tasarlanmaktadır. Yanlış hesaplamalar sonucunda yapılan gereksiz maliyetler ortaya çıkabilmektedir. Yörünge seçimi ile ilgili dikkat edilmesi gereken konulara tez çalışmasının “*Yörünge Tasarımı*” bölümünde daha ayrıntılı olarak değinilmektedir.

2.3.4.4 Sigortalama maliyetleri

Bir uydu görevinin toplam maliyetleri içerisinde sigortalama maliyetleri büyük bir paya sahiptir. Fırlatma veya yörüngeye yerleştirme esnasında meydana gelebilecek olumsuz bir durumda uydunun tamamen kaybedilme olasılığına karşı uydular sigortalanmaktadır. Görevin nasıl ve ne kadar süre ile sigortalanacağına karar vermek, maliyetlerin artmasında veya azalmasında etkin rol oynar. Bir görevin sigorta maliyetlerinin hesaplanması sırasında çok geniş kapsamlı olarak risk değerlendirmeleri yapılmaktadır. Risk değerlendirmeleri yapılırken;

- Uyduyu üreten firmanın geçmişte üretmiş olduğu uyduların görev başarı oranı, yani uydu üreticisinin ve uydunun güvenilirliği,
- Yine aynı şekilde seçilen fırlatma aracının geçmişteki başarı oranı, yani fırlatma aracının güvenilirliği,

- Genel olarak uydu endüstrisindeki risk ortamı,
- Uydunun görevini icra edeceği süre boyunca uzay ortamının özellikleri,
- Meteor yağmurları ve
- İcra edilecek uydu görevinin ticari değerleri.

Yukarıda bahsedilen bu etkenlerin en iyi şekilde belirlenmesi için uydu ve uydunun görevi ile ilgili ayrıntılı bilgilerin sigortalama işlemini yapacak olan şirkete verilmesi gerekebilir. Bir uydu, fırlatmanın başlangıcından itibaren fırlatma süresince, yörüngeye yerleştirilene kadar, yörüngeye yerleştirilip tam ve etkin şekilde faaliyeti sağlanana kadar, yapılacak anlaşmaya göre görev süresinin bir kısmı veya tamamı boyunca veya tüm bu süreleri kapsayacak şekilde sigorta edilebilir. İcra edilecek görevin özelliklerine göre ve maliyetine göre sigortalama süresi ve kapsamı belirlenir. Tüm bu işlemlerin iyi bir plan çerçevesinde yürütülmesi gerekmektedir, aksi takdirde sigortalama maliyetlerinde büyük artışlar meydana gelebilmektedir.

2.3.4.5 Alt sistem maliyetleri

Alt sistem maliyetleri tasarım ve üretim esnasında genel uydu maliyetinin büyük bir bölümünü oluşturmaktadır. Uzay aracı tasarlanması esnasında, görev isterlerini karşılayacak en uygun alt sistemler seçilmeli ve bu alt sistemler uzay aracının yerleştirileceği yörüngenin çevresel koşullarına karşı dayanıklı olmalıdır (Çizelge 2.5). Tasarım ve üretim esnasında uzay ortamında karşılaşılabilecek bu koşullara gerekli tedbirler alınmalıdır. Yanlış bir önlem veya dikkatsizlik sonucu görev başarısız olabilmekte ve dolayısıyla yapılan yatırımların tamamen boşa gitmesine neden olabilmektedir.

2.3.4.6 Uzay ortamı ve uydulara etkileri

Çizelge 2.5’de belirtildiği gibi uzay ortamında değişik yükseltilerde kozmik ışınlar, hapsedilmiş radyasyon, güneş radyasyonu, göktaşları, güneş fırtınaları, manyetik fırtınalar, jeomanyetik alanlar, güneş ışımaları ve güneş parçacıkları gibi uyduya zarar verebilecek veya verimini azaltabilecek çeşitli etkenler mevcut bulunmaktadır.

Bu riskleri azaltmak için belirtilen bu etkenlerin uzay aracına verebileceği zararların test ve üretim aşamasında iyi değerlendirilerek, oluşabilecek zararları en aza

indirecek şekilde gerekli tasarımların yapılması gerekmektedir. Alınacak önlemler sonuçta maliyeti artıracak yönde etki etmektedir.

Çizelge 2.5 : Uzay ortamı etkileri [21].

	<u>...<1000km</u>	<u>1000<...<5000km</u>	<u>5000km<...</u>	<u>GEO</u>	<u>Kutupsal</u>
Kozmik Işınlr	X	X	X	X	X
Hapsedilmiş Radyasyon	X	X	X	X	X
İç Bölge	X	X	X		X
Geçiş Bölgesi	X	X	X		X
Dış Bölge			X		X
Jeosenkron				X	
Geçiş-jeosenkron			X	X	
Güneş Parçacıkları	X	X	X	X	X
Güneş/Manyetik Fırtına Etkileri	X	X	X	X	X
İyonosfer	X				X
Plazmasfer		X	X	X	X
Auroral Bölge					X
Nötr Atmosfer	X				
Göktaşları	X	X	X	X	X
Jeomanyetik Alan	X	X	X	X	X
Elektromanyetik Radyasyon	X	X	X	X	X
Güneş Radyasyonları	X	X	X	X	X
Yerçekimi Alanı	X	X	X	X	X

2.3.4.7 Tasarım, üretim ve test maliyetleri

Tasarlanan bir uydu sisteminin üretim safhasına geçmeden önce, sistem ve alt sistem seviyelerinde üzerlerine etki edebilecek yüklere yönelik analizler ve testler yapılmaktadır. Örneğin; bir uydu fırlatma esnasında çok yüksek frekanslarda titreşimlere maruz kalmaktadır. Bu titreşimler sonucu oluşabilecek zararları önceden ortaya çıkarmak ve gerekli tasarım tedbirlerinin alınması amacıyla uydu fırlatılmadan önce laboratuvar ortamında titreşim ve akustik testleri yapılmaktadır. Ayrıca uzay ortamında karşılaşılabilecek sıcaklık farkları, radyasyon... vb. gibi durumların sistem ve alt sistemler üzerindeki zararlarını en aza indirmek ve bu sistemlerden beklenen performansların ne derecede elde edildiğini görmek için gerekli testler yapılır ve bu testler sonucunda yapılan tasarımda iyileştirmeler yapılır. Yukarıda belirtilen testlerden en önemlilerinin termal ve vakum testleridir.

Uydu tasarımında, uydunun çalışma koşullarının benzetiminin zor olması ve maliyeti nedeniyle daha çok benzetim yazılımları kullanılarak yapılmaktadır. Diğer taraftan uydunun uzay içerisinde bulunacağı çevresel koşulları yerde tamamen sağlamak genellikle mümkün olmadığı için gerçekçi testler yapılması zor olmaktadır. Bu

durum daha az mühendislik maliyeti ile yüksek kalite standartlı ürünler çıkarılmasını zorunlu kılan ekonomik yetersizlikler nedeniyle karmaşık bir durum alabilmektedir.

2.3.4.8 Görev yükünün maliyeti

Bir uydunun tasarlanmasında ki esas amaç belirlenen görevi yapmasıdır. Belirlenen bir görevi yapacak uydu da tasarım, faydalı yükün yani esas görev yükünün verimli bir şekilde çalışabilmesine yönelik olarak yapılmaktadır. Dolayısıyla bir uydunun maliyetinin önemli bir kısmını görev yükünün maliyeti oluşturmaktadır. Örneğin; görüntü alma amaçlı bir uyduda faydalı yük olarak kullanılan kameranın maliyeti yaklaşık olarak genel uydu maliyetinin % 30-40'ını oluşturmaktadır.

3. GÖRÜNTÜ ALMA AMAÇLI UYDU GÖREVİ MODELİ

Bu bölümde görüntü alma amaçlı bir uydu görevi için gerekli olan yörünge tasarımı, uyduya ait alt sistemlerin tasarımı, uyduda kullanılacak faydalı yük olan elektro-optik kameranın modeli ve örnek bir görevi yerine getirebilecek bir takım uydu modeli oluşturulacaktır. Modeli oluşturulacak olan uydunun şekli silindir olup; çapının ve yüksekliğinin 1 m ve ağırlığının yaklaşık 150 kg olması tasarım parametresi olarak kabul edilmiştir.

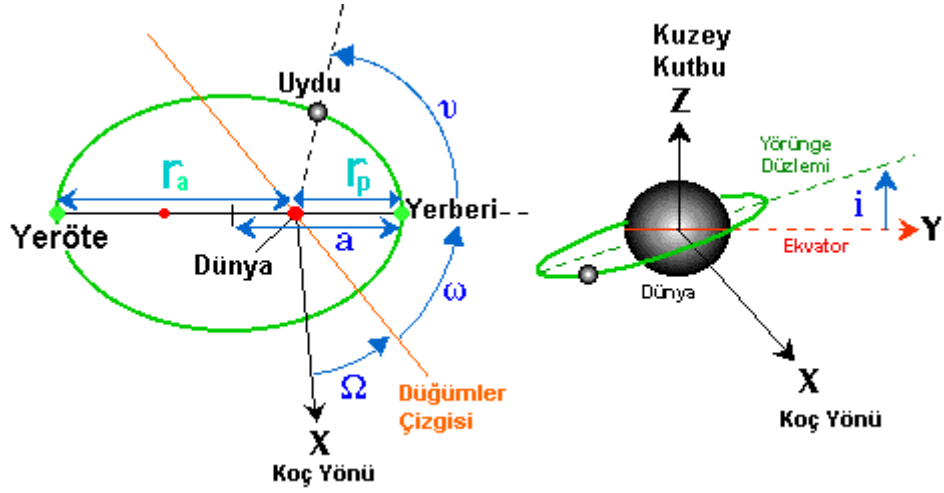
3.1 Yörünge Tasarımı

Görüntü alma maksatlı görev tasarımlarının amacı en uzun zaman diliminde en iyi kapsama alanına sahip olmak ve büyük miktarda kaliteli görüntü elde etmektir. Belirtilen bu görev gereksinimlerinin tamamını belirlenecek uygun bir yörünge sağlayacaktır. Elde edilmek istenen görüntünün kalitesi çözünürlük değeri ve tarama genişliğinin yanı sıra dünyanın aydınlanma koşullarına da bağlı olmaktadır. Görüntü alma amaçlı kullanılan pasif sistemlerde güneş ışığının geliş açısına, bulutluluk oranına ve havadaki nem oranına göre elde edilecek verilerin kalitesi değişmektedir.

Uzay aracının ömrü, düşük irtifalardaki yörüngelerde etkili olan atmosferik sürtünmeden dolayı ve yüksek irtifalardaki yörüngelerde etkili olan radyasyon nedeniyle değişmektedir. Belirtilen bu etkiler uzay aracının yapısına ve alt sistemlerine zarar vermekte, dolayısıyla ömrünü kısaltmaktadır.

3.1.1 Klasik yörünge elemanları

Yörüngelerin belirlenmesinin daha iyi anlaşılabilmesi için, yörünge parametrelerinin hesaplanmasında kullanılan klasik yörünge elemanlarının iyi kavranması gerekmektedir (Şekil 3.1). Dünya çevresinde dönen uyduların yerleştirildiği yörüngelerin şekli elipstir. Bu elipsin bir odak noktası Dünya'nın merkezidir. Yörüngeler; yarı ana eksen, dışmerkezlilik, eğim açısı, çıkış düğüm açısı, yerberi açısı ve uydu açısı adı verilen altı yörünge elemanı ile belirlenmektedir.



Şekil 3.1 : Klasik yörünge elemanları. [Url-7]

a : Yarı ana eksen (Semi-major axis), yörünge'nin büyüklüğünü anlatır. Yarı-ana eksen, elipsin merkezinden en uzak noktaya olan mesafedir.

$$a = \frac{r_a + r_p}{2} \quad (3.1)$$

r_a : Yeröte noktasının dünyanın merkezine olan uzaklığı,

r_p : Yerberi noktasının dünyanın merkezine olan uzaklığı.

e : Dışmerkezlik (Eccentricity), elipsin ne kadar basık veya çembere yakın olduğunu anlatır. Dışmerkezlik (eliptiklik, eksantriklik, eccentricity) denen bu ölçüt odaklar arası mesafenin ana eksene bölümüdür. $0 \leq e \leq 1$ arasında değerler alabilir. Yörüngeler; $e = 0$ için çember, $e \leq 1$ için ise elips şeklinde olmaktadır.

$$e = \frac{r_a - r_p}{r_a + r_p} \quad (3.2)$$

i : Eğim açısı (Inclination), yörünge düzleminin ekvator düzlemi ile yaptığı açıdır, yani bu düzlemlerin dikleri arasındaki açıdır.

Ω : Çıkış Düğüm Açısı (Right Ascension of Ascending Node), eliptik yörünge'nin uzaydaki yönlenmesi ile ilgilidir. Çıkış düğümünün koç yönü ile yaptığı açıdır. Bu parametre Longitude of Ascending Node, veya Right Ascension of Ascending Node, veya kısaca RAAN olarak da bilinir. Çıkış düğüm açısının tanımlanmasında

kullanılan Koç yönü; 21 Mart'ta dünya merkezinden güneş merkezine olan yönü ifade etmektedir.

ω : *Yerberi Açısı (Argument of Perigee)*, yerberi noktasının yörünge düzleminde nerede olduğunu belirlemek içindir. Yerberi noktası ile çıkış düğümü arasındaki açıdır.

ν : *Uydu Açısı (True Anomaly)*, uydunun her hangi bir anda yörünge üstünde nerede olduğunu gösterir. True Anomaly (gerçek anormallik) veya Epoch Time ifadeleri de kullanılmaktadır. Uydu açısı, uydunun bulunduğu noktanın yerberi noktası ile yaptığı açıdır.

3.1.2 Yörünge bozulmaları

Yörüngeleri etkileyen ve normal yerleşimini bozan çeşitli düzensizlik kaynakları vardır. Alçak yörüngede (LEO) bulunan bir uyduyu en çok etkileyen düzensizlik kaynaklarından birincisi atmosferik sürtünme, diğeri ise Dünya'nın tam küre olmayan şekli yani şişmanlığıdır. Atmosfer yoğunluğunun en yüksek olduğu seviye deniz yüksekliği olup; yükseklik arttıkça atmosfer yoğunluğu da azalmaktadır. Atmosfer yoğunluğu belirli bir yükseklikte bitmez, yükseklik arttıkça yavaş yavaş azalır. Pratikte LEO yörüngelerde, en az 1000 km'ye kadar hesaba katılmaktadır. Sürtünmeden dolayı oluşan kuvvet, uydunun hızına ters yönde etki etmektedir. Uydunun hızına ters yönde etki eden bu kuvvet uydunun hızının azalmasına neden olmakta, dolayısıyla hızı azalan uydunun yörüngesi küçülmeye başlamaktadır. Sonuç olarak yörüngesi sürekli olarak küçülen uydu belirli bir zaman sonunda tekrar atmosfere girer ve uydu kaybedilir. Uyduya etki eden sürtünme kuvvetinin (F_s) denklemi;

$$F_s = -\left(\frac{1}{2}\right)C_D A \rho V^2 \quad (3.3)$$

Sürtünme kuvveti nedeniyle uyduya etki eden ters yöndeki ivmenin denklemi;

$$a_D = \frac{F_s}{m} \quad (3.4)$$

$$a_D = -\left(\frac{1}{2}\right)\rho \left(\frac{C_D A}{m}\right) V^2 \quad (3.5)$$

ρ = Atmosfer yoğunluğu, $\left(\frac{kg}{m^3}\right)$.

A = Etkin kesit alanı, (m^2) .

m = Uydunun kütlesi, (kg) .

V = Atmosfere göre uydunun yerel hızı, $\left(\frac{m}{sn}\right)$.

C_D = Sürtünme katsayısı.

Elde bulunan bu verileri kullanarak yarı ana eksen, dışmerkezlilikte meydana gelen değişiklikleri ve uydunun ömrünü hesaplamak mümkündür. Dairesel yörüngeler için aşağıda belirtilen denklemler kullanılmaktadır.

$$\Delta a_{rev} = -2\pi \left(\frac{C_D A}{m} \right) \rho a^2 \quad (3.6)$$

$$\Delta P_{rev} = -6\pi^2 \left(\frac{C_D A}{m} \right) \rho \frac{a^2}{V} \quad (3.7)$$

$$\Delta V_{rev} = \pi \left(\frac{C_D A}{m} \right) \rho a V \quad (3.8)$$

$$\Delta e_{rev} = 0 \quad (3.9)$$

Δa_{rev} = Bir yörünge turu sonunda yarı ana ekseninde meydana gelen fark.

ΔP_{rev} = Bir yörünge turu sonunda yörünge periyodunda meydana gelen fark.

ΔV_{rev} = Bir yörünge turu sonunda uydu hızında meydana gelen fark.

Δe_{rev} = Bir yörünge turu sonunda dışmerkezlilikte meydana gelen fark.

Dünyamızın şekli tam bir küre olsa idi, μ ile ifade edilen çekim gücü her zaman dünyanın tam merkezine doğru olurdu. Ancak, dünyanın şekli bir geoid olduğu için çekim gücü uydunun bulunduğu enleme göre değişmektedir. Bu değişiklik bir potansiyel çekim işlevi Φ ile ifade edilmektedir.

$$\Phi = \left(\frac{\mu}{r} \right) \left[1 - \sum_n J_n \left(\frac{R_e}{r} \right)^n P_n(\sin L) \right] \quad (3.10)$$

Φ = Çekim potansiyel fonksiyonu,

μ = Yerçekimi sabiti,

R_e = Dünyanın ekvatordaki yarıçapı,

r = Uydunun dünyaya anlık mesafesi,

P_n = Legendre polinomları,

L = Uydunun enlemi. Ekvatorda $L=0$ olduğu için şişmanlığın etkisi yoktur.

$$J_2 = 0.00108263$$

J_n = Boyutsuz jeopotansiyel katsayılar, $J_3 = -0.00000254$

$$J_4 = -0.00000161$$

Bunlardan en çok etkili olan ve hesaplamalarda daha çok hesaba katılan J_2 olduğu için Dünya şişmanlığının etkisi aynı zamanda J_2 etkisi olarak da bilinmektedir. J_2 tüm uydu parametrelerini etkilemektedir. Ama yarı ana eksen " a " ve dışmerkezlik " e " diğer yörünge elemanlarına göre çok daha az etkilenmektedir. J_2 etkisinden en çok çıkış düğümü açısı " Ω " ve yerberi açısı " ω " etkilenir. J_2 etkisi tutucu bir kuvvettir ve toplam mekanik enerjiyi değiştirmez. Fakat atmosferik sürtünme tutucu değildir ve toplam mekanik enerjiyi azaltır. J_2 'nin etkileri türev denklemleri olarak veya grafiksel olarak verilebilir.

Çıkış düğümü açısı için;

$$\begin{aligned} \dot{\Omega}_{J_2} = \frac{d\Omega}{dt} \Big|_{J_2} &= -1.5nJ_2 \left(\frac{R_E}{a} \right)^2 (\cos i)(1-e^2)^{-2} \\ &\cong -2.06474 \times 10^{14} a^{-\frac{7}{2}} (\cos i)(1-e^2)^{-2} \end{aligned} \quad (3.11)$$

n = Ortalama hareket,

a = Yarı ana eksen, (km)

e = Dış merkezlilik,

i = Yörünge eğimi,

$\dot{\Omega}$ = Çıkış düğümü açısı değişim oranı (derece/gün)

$\dot{\omega}$ = Yerberi açısı değişim oranı (derece/gün)

Çıkış düğümünün değişmesi ile yörünge biçimi değişmez, fakat yörünge konumu değişir. Eğim sıfıra doğru yaklaştıkça J_2 etkisi artmaktadır. Doğrudan (direct) yörüngeler için çıkış düğümünün değişimi negatiftir, yani batıya doğru geriler. Ters (retrograde) yörüngeler için çıkış düğümü doğuya ilerler. İsteğimiz

dışında meydana gelen bu etki bir avantaj olarak Güneş eşzamanlı bir yörünge elde etmek için kullanılabilmektedir.

Çıkış düğümünü günde yaklaşık olarak $\frac{360^0}{365 \text{ gün}} = 0.9863^0$ batıya doğru kaydırılırsa,

Ω açısı yılda 360^0 döner. Böylece yörünge Güneşe göre hep aynı açıyı yapacaktır. Bu etki uzaktan algılama uydularında yoğun olarak kullanılmaktadır.

Yerberi açısı için;

$$\begin{aligned} \dot{\omega}_{J_2} = \frac{d\omega}{dt} \Big|_{J_2} &= 0.75nJ_2 \left(\frac{R_E}{a} \right)^2 (4 - 5 \sin^2 i)(1 - e^2)^{-2} \\ &\cong 1.03237 \times 10^{14} a^{-\frac{7}{2}} (4 - 5 \sin^2 i)(1 - e^2)^{-2} \end{aligned} \quad (3.12)$$

Bu denklem incelendiğinde yerberi açısının sadece iki eğim açısı için sıfır değeri aldığı görülür. Diğer açılarda yerberi noktası yörünge üzerinde sürekli olarak değişmektedir. Değişmeyen bu iki açı 63.4^0 ve 116.6^0 'dir. Çıkış düğümünde olduğu gibi bu etkide avantaj olarak kullanılabilmektedir. Tasarlanacak yörüngenin eğim açısı 63.4^0 veya 116.6^0 olarak planlandığı takdirde yerberi noktası yörünge üzerinde değişmeyecektir, hep aynı noktada kalacaktır. Molniya yörüngeleri bu esas doğrultusunda tasarlanmaktadır.

Yörüngelerde düzensizliklere neden olan diğer etkenler ise;

- Güneşin ve Ayın çekimleri
- Güneşin radyasyon etkisi
- Kontrol dışı gaz kaçağı ve hareketler
- Dünyanın manyetik alanı
- Gece gündüz ısıma soğuma
- Mevsimsel Güneşe uzaklık
- Güneşin dönüşü
- 11 yıllık Güneş patlamalarıdır.

Konu ile ilgili daha detaylı bilgiler için [22-24] kaynakları incelenebilir.

3.1.3 Dünya referanslı yörünge seçimi

Dünya referanslı yörünge seçiminde yapılacak görevin gereksinimlerine dikkat edilmektedir (çizelge 3.1). İlk adım olarak görev gereksinimlerini sağlayacak en

uygun yörünge tipi belirlenmelidir. Yörünge tipini belirlerken her bir yörünge tipinin karakteristiğinin ve maliyet etkin olarak hangi görev istekleri için uygun olduğunun iyi analiz edilmesi gerekmektedir. Örneğin; jeo-senkron yörünge sürekli ve çok geniş bir kapsama alanı sağlamasına rağmen, yakıt, güce ihtiyaç duyar ve eğer gözlem amaçlı kullanılacaksa sadece meteorolojik gözlem amaçlı kullanılmaktadır. Yapılacak görevin önemine göre maliyet veya mesafeden dolayı oluşacak performans kayıpları gibi kısıtlayıcı durumlar göz ardı edilebilmektedir. Yine görev isteklerine bağlı olarak sürekliliğin önemli olmadığı ve iyi çözünürlük istenen; örneğin, askeri keşif ve istihbarat amaçlı gözlem görevleri için alçak dünya yörüngesi (LEO) ve güneş senkron yörüngesi (SSO) uygun olmaktadır.

Çizelge 3.1 : Dünya referanslı görevler için kullanılan yörüngeler ve özellikleri.

Yörünge Tipi	Karakteristiği	Uygulama Alanı
Jeo-senkron (GEO)	Ekvator üzerinde sabit konum.	Haberleşme Meteoroloji
Güneş senkron (LEO)	Güneş ile eş zamanlı olarak döner.	Dünya gözlem Meteoroloji
Molniya	Değişmeyen yeröte ve yerberi noktaları.	Yüksek enlem haberleşmeleri
Sabit (Frozen) Yörünge	Yörünge parametrelerinde çok küçük değişiklikler	Sabit (Kararlı) şartlar gerektiren herhangi durumlar
Tekrarlayan Yer İzi	Yörünge tipinin değişmeyen yer izdüşümü.	Sabit düzlem açısı.

Yörünge seçimi iteratif bir çalışma ile yapılmaktadır. Yörünge tipinin seçimi çalışmalarında görev isteklerini karşılayabilecek tek uydu veya takım uyduların kullanılması, yükseklik, eğim ve dış merkezlilik gibi birçok faktörün etkilerinin değerlendirilmesi yapılmaktadır. Örneğin haberleşme ile ilgili görev gereksinimlerini karşılayacak jeo-senkron ekvatorial yörüngede tek bir büyük uydu mu maksimum fayda sağlar, yoksa yüksek eğimli alçak dünya yörüngesinde küçük uydulardan oluşan bir takım uydu mu maksimum fayda sağlar... vb. gibi durumlar uzmanlar tarafından değerlendirilmektedir.

Yörünge tasarımında yapılması gereken ilk işlem, yörünge parametrelerinin görev istekleri üzerindeki etkilerinin belirlenmesi olmalıdır. Çizelge 3.2’de Dünya referanslı yörünge tasarımını etkileyen temel görev istekleri ve yörünge parametreleri belirtilmiş olup, en önemli yörünge tasarım parametresi yüksekliktir.

Çizelge 3.2 : Dünya referanslı yörünge tasarımını etkileyen temel görev isterleri.

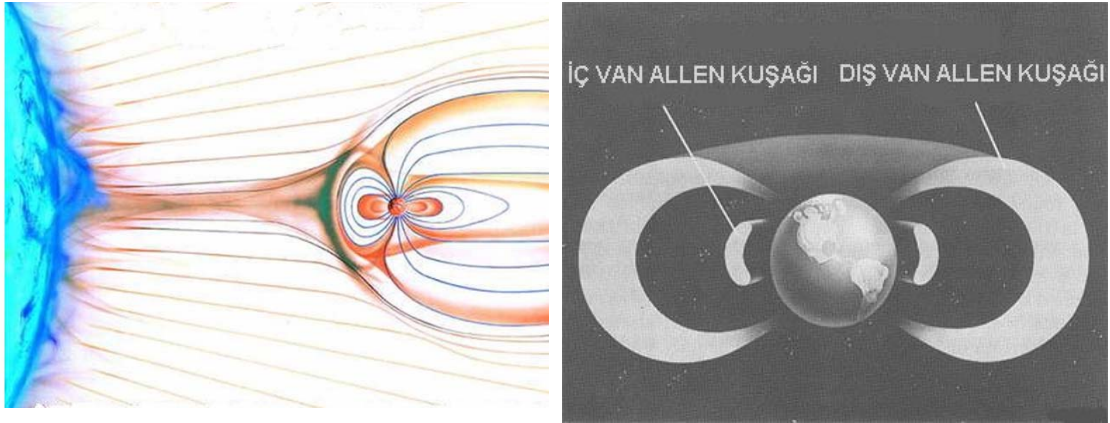
Görev İsterleri	Etkilenen Parametreler
Kapsama Süreklilik Geçiş sıklığı Süre (duration) Görüş alanı (FOV) veya Tarama genişliği Yer izi Kapsama alanı oranı Görüş açıları	Yükseklik Eğim Node (Sadece bazı yörüngeler için geçerli) Dış merkezlilik
Hassaslık veya Performans Hedef üstü süresi Çözünürlük Diyafraam açıklığı	Yükseklik
Ortam ve Yaşam süresi Radyasyon ortamı Işık koşulları Düşmanca hareketler (Hostile actions)	Yükseklik (Eğim)
Fırlatma kabiliyeti Fırlatma maliyeti Yörünge ağırlığı (On-orbit weight) Fırlatma alanı (site) limitleri	Yükseklik Eğim
Yer Haberleşmesi Yer istasyonu konumu Röle uydu kullanımı Veri güncelliği	Yükseklik Eğim Dış merkezlilik
Yörünge Ömrü	Yükseklik Dış merkezlilik
Yasal veya Siyasi Kısıtlamalar Antlaşmalar Fırlatma güvenlik kısıtlamaları Uluslararası tahsis	Yükseklik Eğim GEO için Boylam

Yörünge seçimi, uygun fırlatma aracının bulunması, kapsama, faydalı yük performansları, haberleşme bağlantıları ve politik veya teknik kısıtlamalar gibi nedenlerden dolayı çoğu zaman oldukça karmaşıktır. Alçak irtifalardaki görevlerde uzay aracı dünya yüzeyine yakın mesafede olduğu için faydalı yük performansları daha iyidir. Ayrıca, daha az enerji ile bu yörüngelere ulaşılabilir. Diğer taraftan, yüksek irtifada bulunan yörüngeler daha uzun yaşam süresine ve daha iyi kapsama alanına sahiptirler. Yapmış olduğumuz bu çalışma görüntü alma amaçlı uydular üzerine olduğu için alçak dünya yörüngelerinin (LEO) tasarımı ile ilgileneceğiz.

Yapılacak görev ile ilgili isterleri belirlemede uydunun yerleştirileceği yörünge yüksekliği önemli bir rol oynamaktadır. Uydunun yerleştirileceği yörünge yüksekliğinin belirlenmesi ve yükseklik değerleri aralığının daraltılması görevin

başlangıcı açısından iyi bir adım olarak kabul edilebilir. Alçak dünya yörüngeleri için planlanacak görevlerde uzay aracının yerleştirileceği yörüngelerin yüksekliklerini belirlerken atmosferik sürtünme ve radyasyon kuşakları gibi bazı etkenlere dikkat edilmektedir. Bilindiği üzere alçak dünya yörüngelerinin yüksekliği 250 – 1200 km arasında değişmektedir. Planlanacak görevin uzun ömürlü ve maliyet etkin olması açısından yukarıda belirtilen etkenler nedeniyle bu yükseklik aralığı daralmaktadır.

Yüksekliği 1000 km'nin üstünde olan irtifalardaki yörüngelerde Van Allen radyasyon kuşakları etkili olmaktadır. Van Allen radyasyon kuşakları, güneş fırtınaları ile uzaya savrulan radyoaktif parçacıkların dünya etrafında bulunan manyetik kuşaklar üzerinde birikmesiyle oluşurlar (şekil 3.2). Belirtilen bu radyasyon kuşaklarının bulunduğu bir yüksekliğe yerleştirilecek uydu, çok fazla miktarda radyasyona maruz kalacaktır. Bu yüksekliğin altındaki irtifalarda Dünyanın manyetik alanı yüklü parçacıkları çevreden uzaklaştırır. Aşırı miktardaki radyasyon, uyduyu oluşturan parçalar üzerinde olumsuz yönde etki edeceği için uydunun ömrü kısalmaktadır. Bu olumsuzluğu ortadan kaldırmak için uzmanlar uyduyu radyasyona dayanıklı olacak şekilde tasarlamak zorundadırlar. Fakat bunun sonucunda da uydunun maliyetinde artmalar meydana gelecektir.



Şekil 3.2 : Güneş fırtınaları ve Van Allen radyasyon kuşakları [Url-8].

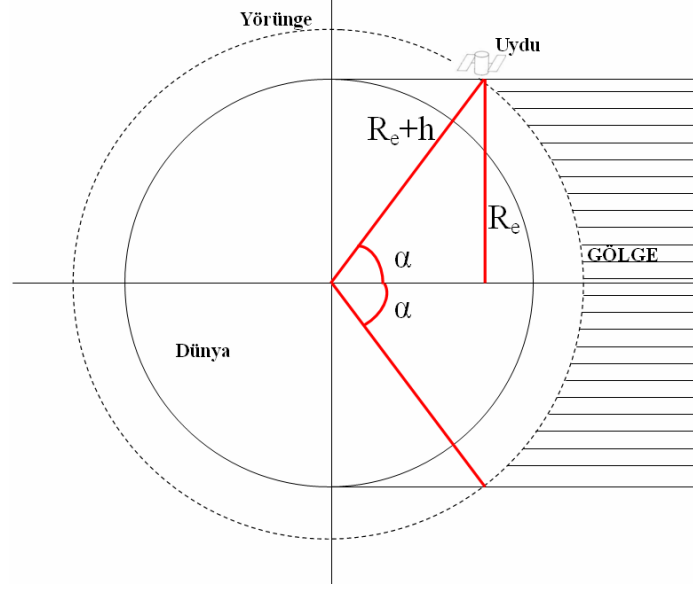
Sonuç olarak 1000 km'den yüksek irtifalarda uydunun ömrü radyasyon dolayısıyla kısa olacaktır veya radyasyona dayanıklı bir şekilde tasarlandığı durumda da çok pahalı olacaktır. Bu sebeplerden dolayı alçak dünya yörüngeleri için planlanacak maliyet etkin bir görev için 1000 km'nin altındaki yüksekliklerin seçilmesi daha uygun olmaktadır.

Çok düşük irtifalardaki (200 – 500 km) yörüngeler için ise atmosferik sürtünme (drag) etkili olmaktadır. Dünya etrafında dönen uydular atmosferde bulunan moleküllerin oluşturduğu direnç ile karşılaşır. Sürtünme miktarı atmosferin yoğunluğuna, uydunun şekil ve boyutuna ve diğer faktörlere bağlıdır. Sürekli olarak atmosfer sürtünmesinden dolayı oluşan kuvvetin etkisinde kalan uydunun hızı azalmaya başlar. Hızı azalan uydunun yarı ana ekseninde de azalma olacaktır, dolayısıyla uydu irtifa kaybedecek ve belirli bir zaman sonra düşecektir. Bu irtifa kaybını dengelemek için uydunun itici manevralarla tekrar yörüngesine yerleştirilmesi gerekmektedir. Görevin planlanması esnasında bu etken göz önünde bulundurularak uydunun ihtiyacı olacak yakıt miktarının belirlenmesi gerekmektedir. Herhangi bir irtifa kaybından sonra iticiler yardımıyla yapılan manevralar sonucunda uydu eski konumuna getirilebilir, fakat yörüngenin düzeltilmesi esnasında geçen süre içerisinde planlanan görevler yerine getirilemeyecektir. Burada en önemli etken yeterli miktarda yakıt gerektirmesidir. Bu nedenle, 500 km'nin altındaki yörüngelerin kullanımındaki dezavantajlar nedeniyle tasarımcılar daha yüksek irtifalardaki yörüngeleri tercih etmektedirler. Çünkü 500 km üstünde atmosferik sürtünme daha az olduğundan irtifa kaybı da çok az olacaktır, dolayısıyla itici manevralar çok az yapılacaktır ya da yapılmasına gerek kalmayacaktır.

Yüksekliği etkileyen diğer bir faktör faydalı yük performanslarıdır. Yüksek çözünürlüklü görüntü elde etme gereksinimi, uydunun irtifasını düşük olması yönünden etkileyecektir.

3.1.4 Gölgede kalma zamanının hesaplanması

Dünya yörüngesinde bulunan bir uzay aracının yörüngesinin bir kısmı genellikle dünyanın gölgesinde kalır. Bu durum genellikle düşük yüksekliklerdeki yörüngeler için geçerlidir. Elektrik güç sisteminin tasarlanması esnasında, uydunun gölgede geçireceği zamanı bilmek büyük önem arz etmektedir. Bu kapsamda; uydunun gölgede geçireceği en uzun süreyi bilmek yeterli olacaktır. Şekil 3.3'de düşük irtifalı yörüngede bulunan bir uydunun dünyanın gölgesinde en uzun zamanlı kalacağı alan görülmektedir.



Şekil 3.3 : Dünya'nın gölgesinde kalan bölüm.

$$\sin \alpha = \frac{R_e}{R_e + h} \quad (3.13)$$

$$\Delta t = \frac{2\alpha}{360^\circ} \cdot P \quad (3.14)$$

Burada R_e dünyanın yarıçapı, h uydunun yeryüzünden yüksekliği ve P uydunun yörüngedeki periyodu ifade etmektedir [25,26].

3.1.5 Yörünge seçimi

Dünyanın gözlemlenmesi için kullanılan optik yüklerin (V, IR ve UV/V alanlar) görüntü almasını sınırlandıran bazı engeller bulunmaktadır. Optik yüklerde pasif sensörler kullanıldığı için sadece günün güneşli saatlerinde (IR bölge hariç) görüntü alabilmektedir. Yani optik yükler ile yörünge yarısından fazlasında görüntü alma imkânı ortadan kalkmaktadır. Ayrıca gündönümleri sırasında kutup bölgelerinin görüntüsünü elde etme, güneş ışığının yeryüzündeki aydınlatmasının zayıf olması nedeniyle önemlidir. Optik yükler kış gündönümünde 67° kuzey enleminin üzerindeki enlemlerde görüntü alınamaz. Eğer güneş ışığının minimum geliş açısı 15° olarak kabul edilirse, güvenilir bir görüntü elde etme ancak 52° kuzey enleminden itibaren mümkün olmaktadır. Sonuç olarak, optik bir yüke sahip olan uydu teoride yörünge periyodunun %40'ından daha az bir bölümünde görüntü alabilir. Günün en uygun güneşli saatlerinde görüntü alabilmek için öğle saatlerine

yakın güneş eşzamanlı yörüngeler seçilmelidir. Kaliteli görüntü elde etme açısından yüksek enlemlerde güneş ışığının geliş açısının en yüksek olduğu saatler olan; inen (descending) yörüngeler için yerel zaman öğleden önce saat 10.00–11.00 arası, çıkan (ascending) yörüngeler için ise yerel zaman öğleden sonra saat 13.00–14.00 saatleri arası seçilmelidir. Günümüzde mevcut dünya gözlem uyduları en verimli görüntülerini güneş ışığı açısının $60^0 - 80^0$ arasında olduğunda sağlamaktadır [27].

Ayrıca, optik görüntü elde edilmesini sınırlandıran bir diğer durumda bulut örtüsüdür. Çok kurak iklim bölgeleri dışında bütün enlemlerde bulut örtüsü oranı %30 ile %70 arasında değişmektedir. Bulut örtüsünün etkisi, optik uydu yörünge süresinin yararlı kısmını azaltır [28].

3.1.6 Yörünge yüksekliğinin seçimi

Görüntü alma amaçlı kullanılacak bir uydunun yörüngesinin seçimindeki en önemli etken, uydunun yerleştirileceği yörünge yüksekliğidir. Tasarım süreci boyunca dikkat edilmesi gereken en önemli unsur, görev isterlerini karşılayacak en uygun yörünge yüksekliğinin hangi parametrelerde ne derece etkili olduğunun çok iyi bilinmesidir. Bu doğrultuda yüksekliğin etkili olduğu parametreler ve parametreler üzerindeki etkileri aşağıda belirtilmektedir.

Yüksek irtifalar için;

- Uydunun yer izi hızının az olması,
- Uydunun, dünyanın gölgesinde geçireceği zaman daha azdır,
- Yer istasyonu ile sağlanacak bağlantı daha uzun süreli olur,
- Veri iletiminde daha yüksek güce ihtiyaç vardır.
- Yer istasyonu ile daha uzun süreli bağlantı sağlanabildiği için veri iletiminin daha yavaş yapılmasına imkân sağlar,
- Daha az veri depolama oranı vardır.

Düşük irtifalar için;

- Daha az maliyetli görev imkânı sağlamaktadır,
- Veri iletimi için daha az güce ihtiyaç vardır,
- Daha hafif bir uzay aracı yapılmasına imkân sağlar,
- Optik kamera diyaframı daha küçüktür,
- Fırlatma işlemleri ve yörüngeye yerleştirme daha kolay gerçekleştirilir,

- Uydunun, dünyanın gölgesinde geçireceği zaman daha fazladır.

Yapılan değerlendirmeler sonucunda; maliyetin düşük olması, radyasyon etkisinin çok az olması, atmosferik sürtünmenin kabul edilebilir olması, yukarıda belirtilen nedenler ve dünyanın tamamının kapsanabilir alan içerisine dahil olması nedeniyle, $h = 650 km$ yüksekliğindeki güneş eşzamanlı (SSO) yörünge seçilmiştir. Bundan sonraki yapılacak faydalı yük tasarımında ve uydu alt sistem tasarımlarında $h = 650 km$ yörünge yüksekliği kabul edilecektir.

3.1.7 Yörünge eğim açısının belirlenmesi

Görüntü alma amaçlı olarak yörüngelere yerleştirilen uyduların büyük çoğunluğu güneş eşzamanlı yörüngelere yerleştirilmektedir ve eğim açısı yaklaşık olarak $i = 98.5^\circ$ 'dir. Güneş eşzamanlı yörüngeye yerleştirilen bir uydulardan elde edilen görüntüler sürekli olarak günün aynı zaman diliminde elde edilmektedir ve dünyanın tamamı gözlenebilmektedir.

Uydular eğik bir yörüngeye yerleştirildiğinde günün değişik zamanlarında görüntü elde edilebilmektedir ve ayrıca güneş eşzamanlı yörüngeye oranla daha fazla görüntü elde edilebilmektedir. Eğik yörüngelere yerleştirilen uydular ile dünyanın tamamı gözlenememekte, ihtiyaç duyulan yerlerin görüntüsü alınabilecek şekilde eğim açısı planlanmaktadır. Türkiye açısından düşünüldüğünde uyduların eğik yörüngelere yerleştirilmesinin daha faydalı olduğu Berlin'de düzenlenen "8th IAA Symposium on Small Satellites for Earth Observation" sempozyumunda sunulan bildiri ile ortaya konmuştur.

3.1.8 Yörünge parametrelerinin hesaplanması

Güneş eşzamanlı (SSO) olarak planlanan yörünge eğim açısı $i = 98.5^\circ$ olarak kabul edildi. Planlanan yörünge dairesel bir yörünge olduğu için uydunun yeröte ve yerberi noktalarındaki yükseklikleri ($r_a = r_p$) birbirine eşit olacaktır.

Dünyanın ekvatoradaki yarıçapı, $R_e = 6378.14 km$

$$r_a = r_p = 7028.14 km$$

Yörünge yarı-ana eksenini, $a = \frac{r_a + r_p}{2} = 7028.14 km$ olur.

Yörünge periyodu, $T = 2\pi \sqrt{\frac{a^3}{\mu_{dünya}}} = 5863.7 \text{ saniye} = 97.73 \text{ dakika}$ 'dır.

Uydunun dairesel yörüngedeki hızı, $V = \sqrt{\frac{\mu_{dünya}}{a}} = 7.531 \frac{km}{sn}$ 'dır.

1 Yıldız Günü = 23 saat 56 dakika 4 saniye=86164 saniye olduğu için, planlanan yörüngede bulunan bir uydu bir gün içerisinde dünyanın etrafında toplamda

$$\frac{1 \text{ gün}}{T} = \frac{86164 \text{ sn}}{5863.7 \text{ sn}} = 14.7 \frac{\text{rev.}}{\text{gün}} \text{ tur atacaktır.}$$

$$\frac{360^0}{1 \text{ yıl}} = \frac{360^0}{365.25 \text{ gün}} = 0.986 \frac{\text{derece}}{\text{gün}} \text{ günlük çıkış düğüm açısı değişimidir.}$$

Günlük çıkış düğümü açısı değişiminden hareketle bu yörüngenin eğimi;

$$\frac{d\Omega}{dt} \cong -2.06474 \times 10^{14} a^{-\frac{7}{2}} (\cos i)(1-e^2)^{-2} \cong 0.986 \frac{\text{derece}}{\text{gün}} \Rightarrow i = 97.986^0 \text{ olarak}$$

bulunmaktadır. Yörüngenin eğiminin elde edilmesiyle günlük yerberi açısı değişimi bulunabilmektedir. Günlük yerberi açısı değişimi;

$$\frac{d\omega}{dt} \cong 1.03237 \times 10^{14} a^{-\frac{7}{2}} (4 - 5 \sin^2 i)(1-e^2)^{-2} \cong -3.205 \frac{\text{derece}}{\text{gün}}, \text{dür.}$$

Uydunun dünya etrafında yapacağı her bir periyotta gölgede geçirebileceği en uzun zaman dilimi;

$$\sin \alpha = \frac{R_e}{R_e + h} = \frac{6378.14 \text{ km}}{7028.14 \text{ km}} \Rightarrow \alpha = 65.164^0 \Rightarrow \text{uydunun dünya gölgesinde geçirdiği}$$

zaman dilimi $2\alpha = 130.328^0$ 'ye eşit olacaktır.

$$1 \text{ periyot} = 360^0 = 97.73 \text{ dk} \Rightarrow$$

gölgede geçirdiği zaman= $2\alpha = 130.328^0 = 35.38 \text{ dk}$ olacaktır.

Yörüngede bulunan uydu hareket halinde iken sürekli olarak atmosferik sürtünmeden dolayı oluşan, uydunun hareket yönüne ters yönde etkiyen bir sürtünme kuvveti ile karşı karşıyadır. Bu sürtünme kuvveti nedeniyle uydunun hızı azalmakta olup, zamanla irtifa kaybetmektedir. Bu irtifa kaybı belirli bir zaman sonra uydunun kaybedilmesine neden olacaktır.

Yörünge yüksekliği $h = 650 \text{ km}$ için atmosfer yoğunluğunu $\rho = 5.15 \times 10^{-14} \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$ ve balistik katsayıyı $\frac{m}{C_D A} = 50 \frac{\text{kg}}{\text{m}^2}$ olarak kabul edeceğiz. Kabul edilen bu değerlerin sonucu olarak uydunun yörüngedeki her periyodunda, yörünge'nin yarı-ana ekseninde;

$$\Delta a_{rev} = -2\pi \left(\frac{C_D A}{m} \right) \rho a^2 = -0.32 \text{ m}$$

kadar bir düşme meydana gelecektir. Yine aynı şekilde uydunun periyodunda;

$$\Delta P_{rev} = -6\pi^2 \left(\frac{C_D A}{m} \right) \rho \frac{a^2}{V} = -4.00056 \times 10^{-4} \text{ sn}$$

düşme ve uydunun hızında;

$$\Delta V_{rev} = \pi \left(\frac{C_D A}{m} \right) \rho a V = 1.7127 \times 10^{-4} \frac{\text{km}}{\text{sn}} = 0.17127 \frac{\text{m}}{\text{sn}}$$

düşme meydana gelecektir. Yapılan bu hesaplamalar doğrultusunda uydunun bulunduğu yörünge'nin yarı-ana ekseninde bir gün içerisinde;

$$\text{uydunun günlük turu} \frac{\text{revisit}}{\text{gün}} \times \Delta a_{rev} = 14.7 \frac{\text{revisit}}{\text{gün}} \times -0.32 \text{ m} = -4.7 \text{ m} \text{ 'lik bir düşme}$$

ve planlanan 7 yıllık görev süresi boyunca ise -12009 m 'lik bir düşme gerçekleşecek ve bu 7 yıllık süre sonunda yörünge'nin;

$$a_{yeni} = 7016.117 \text{ km}$$

$$T_{yeni} = 2\pi \sqrt{\frac{a_{yeni}^3}{\mu_{dünya}}} = 5848.66 \text{ sn} = 97.4776 \text{ dk}$$

$$\frac{d\Omega_{yeni}}{dt} \cong -2.06474 \times 10^{14} a_{yeni}^{-\frac{7}{2}} (\cos i)(1 - e^2)^{-2} \cong 0.99155 \frac{\text{derece}}{\text{gün}}$$

olacaktır. 7 yıllık görev sonunda ilk anki güneş eşzamanlı yörüngeden (SSO) sapma miktarı;

$$\left(\frac{d\Omega_{yeni}}{dt} - \frac{d\Omega}{dt} \right) \times (7 \times 365.25) = 15.15^\circ$$

ve yerel saatteki meydana gelen değişim;

$\frac{SSO'dan\ toplam\ sapma}{360^0} \times 24\ saat = 1.01\ saat$ olarak meydana gelecektir. Yerel

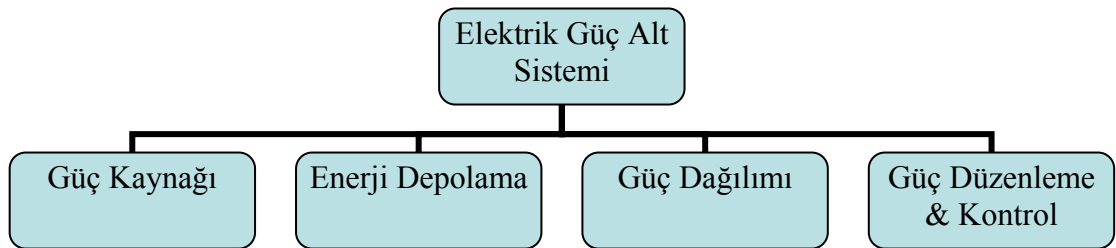
zamanda ortaya çıkan bu sapma, görev gereksinimlerini etkileyecek kadar önemli bir sapma olduğu düşünülmemektedir.

Görev analizi ve tasarımı sırasında uydu yörünge parametrelerinin seçimi önemli bir yer tutmaktadır. Yörünge tasarımı esnasında yapılan çalışmalar ve hesaplamalar, uydunun ömrü göz önünde bulundurularak yapılmaktadır. Dünya gözlem amaçlı olarak kullanılacak olan bu yörünge modeli, görev ihtiyaçlarını karşılamak ve belirlenen hedefe ulaşmak üzere oluşturulmuştur [22,29-32]. Yapılan çalışma sonucunda elde edilen verilere göre; yarı-ana eksenindeki düşme miktarı görevin yerine getirilmesinde herhangi bir engel oluşturmamaktadır, ayrıca yerel saatte meydana gelen sapma da görev için bir engel teşkil etmemektedir. Dolayısıyla, atmosferik sürtünmeden dolayı yörüngede meydana gelen düşmeleri düzeltmeye ihtiyaç olmamaktadır. Bu yüzden, yörünge düzeltme amaçlı kullanılan küçük roketçiklere ve yakıta ihtiyaç olmayacaktır.

3.2 Uydu Alt Sistemleri

3.2.1 Elektrik gücü alt sistemi

Elektrik güç alt sistemi (Elektrical Power System - EPS), belirlenen görevi başarı ile yerine getirebilmesi için uyduya ömrü boyunca ihtiyaç duyacağı elektrik gücünü sağlar, kullanılmak üzere depolar, diğer alt sistemlere dağıtır ve kontrol eder (şekil 3.4). Uydu için belirlenen görevlerin niteliğine bağlı olarak bir uydunun ihtiyaç duyacağı güç miktarı değişkenlik göstermektedir.



Şekil 3.4 : Uzay aracının elektrik güç alt sisteminin fonksiyonel bölümleri.

Genellikle bir uzay aracı için dört çeşit güç kaynağı kullanılmaktadır. Bunlar;

i. *Fotovoltaik güneş hücreleri*; yüzeyine güneş ışığı geldiğinde elektrik üretirler ve alçak irtifa dünya yörüngesinde seyreden uydular için en yaygın kullanılan güç kaynağıdır. Fotovoltaik güneş hücreleri güneş ışığını doğrudan elektrik enerjisine çevirirler, düşük maliyetli ve hafiftirler.

ii. *Nükleer güç kaynakları*; yakıt olarak radyoaktif maddeler kullanılan güç kaynaklarıdır. Nükleer güç kaynakları gezegenler arası gibi uzun süreli görevlerde kullanılmaktadır.

iii. *Yakıt hücreleri*; genelde insanlı uzay görevlerinde kullanılırlar. Yakıt hücrelerinde yakıt olarak hidrojen ve oksijen kullanılmaktadır ve oldukça yüksek enerji üretilmektedir. Fakat statik ve dinamik güç kaynaklarında olduğu gibi yüksek maliyetli bir sistemdir.

Yapılan çalışmanın bu bölümünde; modeli oluşturulan olan uydunun görevini başarı ile yerine getirmesini sağlayacak, ihtiyaç miktarı gücü üretebilecek ve depolayabilecek elektrik güç sisteminin modeli oluşturulmuştur. Elektrik güç sisteminde düşük maliyetli olması, hafif olması ve görev isterlerini karşılayabilecek enerjiyi sağlayabilecek olması nedeniyle fotovoltaik güneş hücreleri kullanılacaktır. Görev isterlerini karşılayabilecek güneş panellerinin tasarlanma sürecinde; ihtiyaç duyulan tepe ve ortalama güç seviyeleri, gün ışığında ve gölgede kalma zamanları, görev ömrü, ağırlık, alan ve maliyet gibi faktörler göz önünde bulundurulmuştur.

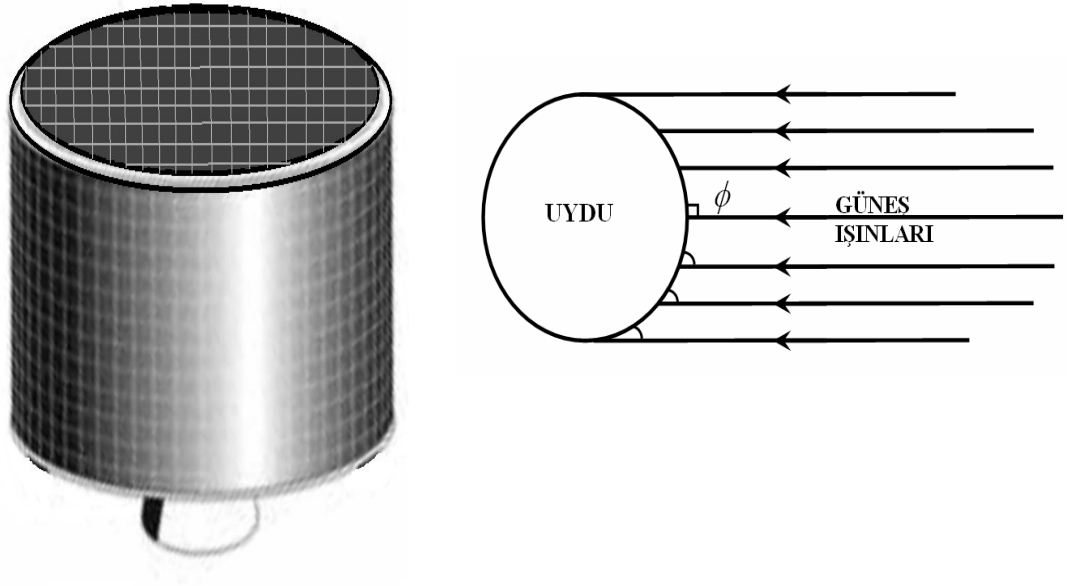
3.2.1.1 Güneş paneli tasarımı

Güneş paneli tasarımı sürecinde görev ömrü ve ortalama güç gereksiniminin belirlenmesi, güneş panellerinin boyutlandırılmasına büyük önem arz etmektedir. Güneş panelinin ve pillerin tasarlanmasında uydu tarafından kullanılacak tahmini ortalama (average) güç ve tepe (peak) güç değerleri kullanılmaktadır. Yapılan tasarımların, uydunun en çok güç harcayacağı görüntü alma ile aynı anda yapacağı veri iletim zamanlarındaki güç miktarını karşılaması gerekmekte ve bahsedilen bu işlemler uydunun yörüngesindeki her periyot için yaklaşık 10–14 dakikalık bir zamanı kapsamaktadır. Uydunun ihtiyaç duyacağı gücü üretecek olan güneş paneli tasarımında izlenecek yol ve yapılacak hesaplamalar aşağıda adım adım belirtilmektedir [22].

Tasarlanacak olan fotovoltaik sistemin boyutları, tasarım ömrü sonundaki (EOL) güç ihtiyacını karşılayacak şekilde ve başlangıç ömründeki (BOL) güç ihtiyacından

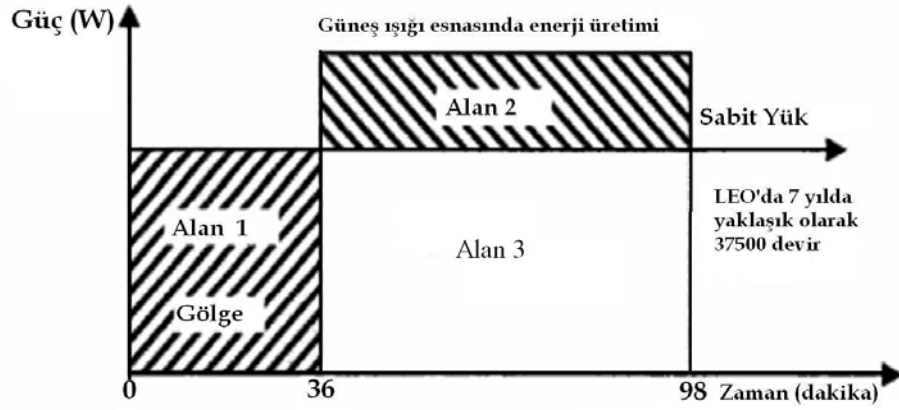
fazlasını karşılayacak şekilde olmalıdır. Güneş panellerinin (solar array) tasarımda ağırlık, alan, maliyet ve risk faktörleri ön plana çıkmaktadır. Bu tasarım parametreleri dikkate alındığında silikon (Si), galyum arsenit (GaAs) ve indiyum fosfat (InP) malzemeleri öne çıkmaktadır. Silikon; diğer iki malzemeye göre düşük maliyetlidir, fakat verimliliği az olduğundan ihtiyaç duyulan gücü elde etmek için daha geniş bir alana ihtiyaç duyulmaktadır. Bu durum tasarlanacak sistemin ağırlığını artırmaktadır. Ayrıca silikonun görev ömrü yaklaşık 10 yıl sürmektedir. Galyum arsenit ve indiyum fosfat silikona göre daha verimli ve uzun ömürlüdür, fakat yüksek maliyetlidir. Güneş paneli tasarımına başlamadan önce görev gereksinimlerinin ve kısıtlamalarının belirlenmesi gerekmektedir. Planlanan görevin gereksinimleri ve kısıtlamalarına aşağıda değinilmektedir.

- Tasarlanan uydunun silindir şeklinde olmasına karar verildi (Şekil 3.5). Silindire ait yükseklik ve çap uzunluğunun 1 m olması yönünde karar alındı. Uydu; ihtiyacı olan gücü, yan yüzeylerine ve üst yüzeyine yerleştirilecek olan güneş panellerinden sağlayacaktır. Şekil 3.5’de görüldüğü üzere uydunun şeklinin silindir olması nedeniyle güneş ışınlarının yan yüzeyin güneş gören her bir noktasına geliş açısı farklı olacaktır. Bu nedenle güneş paneli yüzeyinin düz olmasına göre, silindir yüzeyden üretilen güç daha az olacaktır. Yörüngesinde ilerleyen uydu, kutup noktalarından geçtiği zamanlarda güneş ışınları yan yüzeydeki güneş paneline dik olarak gelecektir. Uydunun ekvator üzerinden geçişi esnasında ise güneş ışınları üst yüzeydeki panele dik olarak gelecektir. Güneş ışınlarının dik olarak geldiği bu durumlarda güneş panellerinin güç üretimi maksimum olmaktadır. Fakat uydunun yörüngesindeki hareketi dolayısıyla güneş ışınlarının geliş açıları değişeceğinden, güç üretimi azalacaktır. Güneş panelindeki güç üretimi, güneş ışınlarının uydu yüzeyine geliş açısının 10^0 ’den büyük olduğu durumlarda gerçekleşeceği tasarım parametresi olarak kabul edilmiştir.



Şekil 3.5 : Panellerin uyduya yerleştirilmesi ve yan yüzeye gelen güneş ışınları.

- Uydunun, gölgede kaldığında (eclipse) ' P_e ', ve normal güneşli (daylight) ' P_d ' zamanlarda ihtiyaç duyacağı ortalama güç miktarının tahmini olarak belirlenmesi tasarım sürecini hızlandıracaktır. Uydun, gölgede geçireceği zaman diliminde güç ihtiyacını pillerden sağlayacaktır. Bu süre içerisinde pillerin doluluk oranında düşme olacak ve pillerin tekrar şarj edilmesi uydunun güneşi gördüğü zamanlarda olacaktır. Dolayısıyla güneş panellerinden elde edilecek olan güç miktarı, güneşli zamanlarda ihtiyaç duyulacak güç miktarı ile pillerin tekrar şarj edilmesi için gerekli olacak güç miktarını karşılaması gerekmektedir. Şekil 3.6'da belirtilen *Alan 1* uydunun gölgede iken harcayacağı gücü, *Alan 2* güneş gördüğünde üretip depolayacağı gücü ve *Alan 3* ise güneş gördüğünde üretip kullanacağı gücü ifade etmektedir. Taralı alanlar görev süresince $Alan\ 2 \geq Alan\ 1$ olmalıdır [33].



Şekil 3.6 : Sabit yük ile bir periyottaki enerji dengesi.

- Yörüngenin yüksekliği: $h = 650 \text{ km}$
- Yörünge periyodu: $97,73 \text{ dk}$
- Gölgede en çok kalma zamanı, ' T_e ': $35,38 \text{ dk}$
- Gün ışığında geçireceği zaman, ' T_d ': $62,35 \text{ dk}$
- Tasarım ömrü: 7 yıl

Uydu tasarımı ile ilgili yapılan tahmini güç bütçesine göre ortalama güç miktarı, $P_{av} = P_e = 100 \text{ W}$ olarak belirlenmiştir. Gölge zamanı gücü, P_e , ortalama güç miktarı ile eşit olduğu kabul edildi. Güneşli zamanlardaki güç miktarı ise; gölge zamanında kullanılan güç ile normal ihtiyaç duyulan gücün toplamı olmalıdır. Dolayısıyla gölge

$$\text{zamanı kullanılan güç miktarı} = \frac{P_e \cdot \frac{35,38 \text{ dk}}{60 \text{ dk}} \cdot \frac{60 \text{ dk}}{1 \text{ saat}}}{n = 0,9} = 65,5 \text{ W} \cdot \text{saat} \text{ olmaktadır.}$$

n : Pil ve yük arasındaki iletim verimliliği.

Gün ışığında ihtiyaç duyulan güç ise uydunun normal olarak ihtiyaç duyduğu güç ve pillerin tekrar şarj edilmesi için gereken gücün toplamına eşit olacaktır. Dolayısıyla;

$$P_d = 100 \text{ W} + 65,5 \text{ W} = 165,5 \text{ W} \text{ olur.}$$

Yukarıda belirtilen gereksinimler ve kısıtlamalardan yola çıkarak, güneş panelleri tarafından üretilmesi gereken güç miktarı, ' P_{sa} ';

$$P_{sa} = \frac{\left(\frac{P_e T_e}{X_e} + \frac{P_d T_d}{X_d} \right)}{T_d} \quad (3.15)$$

$$= 252 \text{ W}$$

P_{sa} : Güneş panelleri tarafından üretilmesi gereken güç miktarı,

P_e : Gölge zamanı gücü,

P_d : Güneş zamanı gücü,

T_e : Uydunun gölgede geçireceği zaman,

T_d : Uydunun güneşte geçireceği zaman,

X_e ve X_d : Gölgede geçen zamanda güneş panellerinden pillere giden yolun verimliliği; X_e :0,65 ve X_d :0,85 olarak kabul edilir [22].

Tasarımın devam eden sürecinde güneş hücrelerinin tipine karar verilmekte ve bu hücrelerden elde edilebilecek tahmini çıkış gücü ' P_o ' hesaplanmaktadır. Yapılan araştırmalar sonucunda yüksek verimlilik oranına sahip olan GaAs tipi güneş hücrelerinin kullanılmasına karar verilmiştir. Piyasada ticari olarak elde edilebilir bazı güneş hücreleri, bu hücrelerin verimlilik oranları ve üreticileri çizelge 3.3'de belirtilmiştir.

Çizelge 3.3 : Ticari olarak elde edilebilir bazı güneş pilleri.

Şirket	Güneş Hücresinin Adı	Verim
Emcore	ZTJ Space Solar Cell	% 29,5
	ZTJM Space Solar Cell	% 29
	BTJ	% 28,5
	BTJM	% 28
	ATJ	% 27,5
	ATJM	% 27
Azur Space	GaAs Solar Cell - Type 3G27%	% 27
	GaAs Solar Cell - Type 3G28%	% 28
	GaAs - TJ Solar Cell 3G30C	% 30
Spectrolab	ITJ	% 26,8
	UTJ	% 28,3
	XTJ	% 29,9

Güneş panellerinde kullanılmak üzere Azur Space şirketi tarafından üretilen %30 verimliliğe sahip olan GaAs - TJ Solar Cell 3G30C tipi güneş hücrelerinin kullanılmasına karar verilmiştir. Verilen bu karar doğrultusunda GaAs hücrelerden elde edilebilecek tahmini çıkış gücü hesaplanabilmektedir. Daire şeklinde olan üst

yüzeye yerleştirilecek güneş panelinin alanı $\pi r^2 = \pi \cdot 0,5^2 = 0,785 \text{ m}^2$ olarak bulunur. Silindirin yan yüzeyin güneş gören alanı, bütün yan yüzeyin $(2\pi \cdot r \cdot h)$ yarısıdır. Dolayısıyla; $(2\pi \cdot r \cdot h) \cdot \frac{1}{2} = 1,57 \text{ m}^2$ ’dir. Uydunun şeklinin silindir olması nedeniyle yan yüzeye gelen güneş açıları, güneş ışınlarının dik olarak geldiği durumlarda şekil 3.5’de belirtildiği gibi değişik açılarda, ϕ , yüzeye çarpmaktadır. Bu durum, normal düz alana göre verim kaybı oluşturmaktadır.

$$P_o = \text{Güneş Hücresi Verimi} \times \text{Güneş Aydınlatma Yoğunluğu} \times A \quad (3.16)$$

$$P_o (\text{Üst}) = 0,3 \times 1367 \text{ W/m}^2 \times 0,785 = 322 \text{ W/m}^2$$

$$P_o (\text{Yan}) = 0,3 \times 1367 \text{ W/m}^2 \times 1,57 \times \sin \phi = 452 \text{ W/m}^2$$

Güneş aydınlatma yoğunluğu=1367 W/m²’dir. Belirtilen verimlilik değerlerinde birim alan başına güneş hücrelerinden alınan performans değerleri, sadece güneş aydınlatmasının güneş panelleri yüzeyine engelsiz bir şekilde dik olarak geldiğinde elde edilmektedir.

- GaAs hücrelerden elde edilebilecek tahmini çıkış gücü hesaplandıktan sonra güneş panellerinin birim alan başına tasarım ömrü başlangıcı (BOL) gücü üretim kapasitesi belirlenmektedir. Bu aşamada, gölge ve sıcaklık değişimlerinden dolayı *doğal kayıp* ‘ I_d ’ (inherent degradation) oluşmaktadır ve bu değer ortalama olarak $I_d = 0,77$ olarak kabul edilmektedir [22]. Uydunun yörüngesindeki hareketi nedeniyle üst ve yan yüzeylerdeki panellere gelen güneş açısı sürekli olarak değişecektir ve güç üretimi sürekli olarak değişecektir. Güneş panellerinin yapacağı güç üretiminin, ışınların geliş açısının 10^0 ’den büyük olduğu durumlarda gerçekleşeceğini kabul ediyoruz. MATLAB programının yardımıyla yapmış olduğumuz hesaplamalardan elde ettiğimiz sonuçlar neticesinde, yan ve üst yüzeye yerleştirilecek olan güneş panellerinin BOL’de ürettiği ortalama güç miktarı MatLab’da yapılan hesaplama sonucunda;

$$\begin{aligned} P_{BOL} &= P_o I_d \cos \theta \\ P_{BOL} &= 359 \text{ W} \end{aligned} \quad (3.17)$$

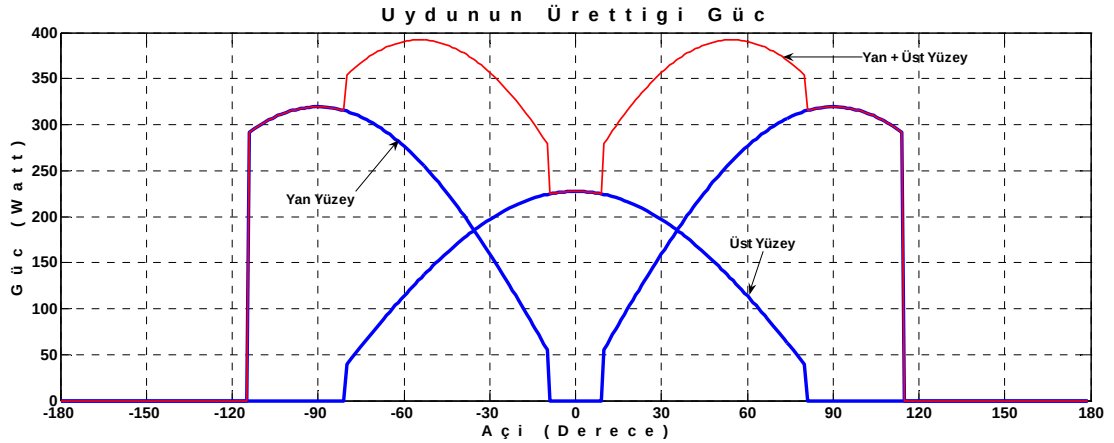
P_{BOL} : Uydunun tasarım ömrü başlangıcı gücü,

P_o : Uydu panelinin üretebileceği güç.

I_d : Doğal kayıp; 0,77 olarak sabit değer kabul edilir.

θ : Güneş geliş açısı.

olarak elde edildi. Şekil 3.7’de üst ve yan yüzeylerde üretilen BOL gücü ve panellerin ürettiği toplam BOL gücü belirtilmektedir. Denklemden belirtilen $\cos \theta$, *kosinüs kaybı* olarak nitelendirilmektedir. *Güneş geliş açısı (sun incidence angle)* ‘ θ ’, güneş panelinin yüzeyine dik bir vektör ile güneş panelinden güneşe doğru olan çizgi arasındaki açıdır. Güneş ışınları dik olarak güneş panellerine geldiği takdirde maksimum güç elde edilmektedir. Fakat uydunun yörüngedeki hareketinden dolayı güneş panellerine gelen ışınların açısı sürekli olarak değişim gösterir. Yapılan hesaplamalarda panellere gelebilecek en kötü güneş açısı değeri $\theta = 23,5^\circ$ kullanılmaktadır.



Şekil 3.7 : Üst ve yan yüzeylerde üretilen ve toplam BOL gücü.

Güneş panellerinin birim alan başına BOL güç üretim kapasitesi belirlendikten sonra birim alan başına EOL güç üretim kapasitesi belirlenmektedir. Görev ömrü boyunca radyasyon ve mikro meteor çarpmalarının zararlı etkileri güneş panellerinden alınan verimi düşürmektedir. Verim kaybına en çok Dünya’nın manyetik alanında sıkışıp kalan elektronlar ve protonlar neden olmaktadır. Radyasyonun zararından korumak amacı ile güneş hücreleri saydam bir kaplama ile kaplanmaktadır. Fakat saydam kaplama %15’lik bir kayba neden olmaktadır. LEO’da bulunan bir uyduya ait GaAs güneş panelinin güç üretimi verim kaybı yıllık olarak %2,75’tir [22]. Bu veriler doğrultusunda planlanacak 7 yıllık görev sonunda meydana gelen kayıplar neticesinde geriye kalan güneş panellerinin ömür verimliliği (life degradation, L_d);

$$L_d = \left(1 - \frac{\text{verim kaybı}}{\text{yıl}}\right)^{\text{uydu ömrü}} \quad (3.18)$$

$$= 0,823 = \%82,3$$

7 yıl olarak planlanan görev sonunda güneş panellerinin verimi % 82,3'e düşmektedir. Sonuç olarak, 7 yıllık görev sonunda uyduda kullanılan güneş panellerinin üreteceği EOL gücü;

$$P_{EOL} = P_{BOL} L_d \quad (3.19)$$

$$P_{EOL} = 295 \text{ W}$$

olur. İhtiyaç duyulan güç miktarlarını karşılayacak güneş panelinin alanı;

$$A_{sa} = \frac{P_{sa}}{P_{EOL}} \quad (3.20)$$

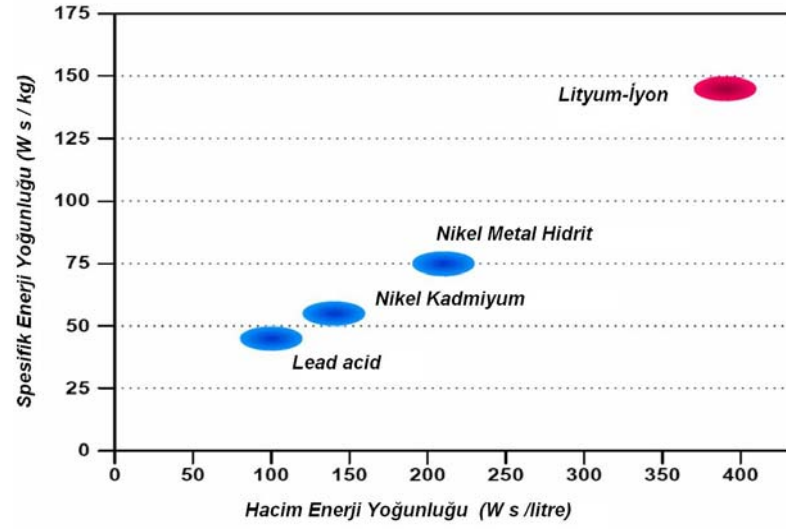
denklemlerle elde edilmektedir. Uyduda kullanılacak panellerin boyutları üzerinden EOL hesaplamaları yapıldığından, elde edilen P_{EOL} değerinin uydunun ihtiyacı olan P_{sa} değerinde büyük olması yeterli olacaktır. Sonuç; $P_{EOL} > P_{sa}$ olduğundan güneş panelleri uydu için gerekli güçten daha fazlasını üretebilecek durumdadır. Elde edilen P_{EOL} değerinden güneş panellerinin ağırlığı tahmin edilebilmektedir. Güneş paneli dizilerinin performansı 25 W/kg olarak kabul edildiğinde [22];

$$M_a = 0,04 P_{EOL} \quad (3.21)$$

$$M_a = 11,8 \text{ kg}$$

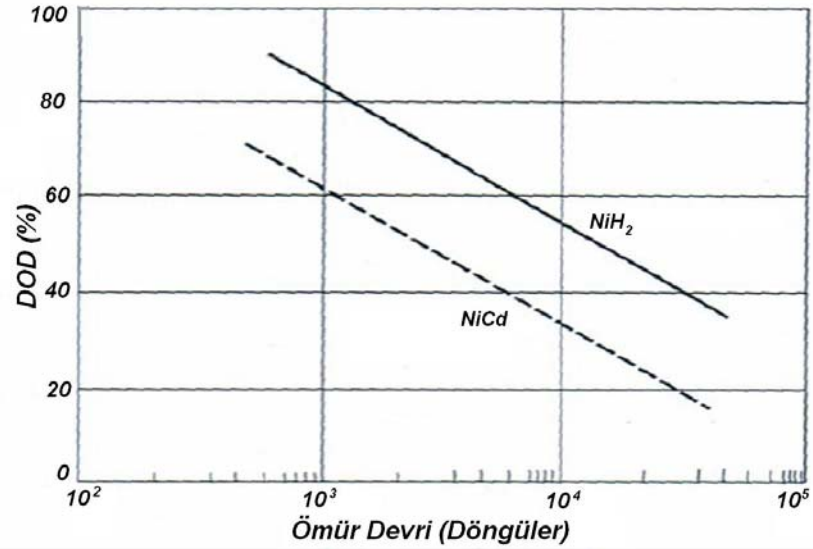
3.2.1.2 Enerji depolamak için pil tasarımı

Pil tasarımındaki temel parametre, uydunun yörüngesinde yapmış olduğu her bir periyotta Dünya'nın gölgesinde geçireceği en uzun zaman dilimidir. Uydu gölgede geçireceği zaman diliminde ihtiyaç duyacağı enerjiyi pillerden karşılayacağı için, pillerin yeterli enerjiyi depolayabilecek kapasitede olması gerekmektedir. Günümüzde nikel-kadmiyum (NiCd) ve nikel-hidrojen (NiH₂) pilleri uzay uygulamalarında yoğun olarak kullanılmaktadırlar. Bunların dışındaki diğer bir seçenek ise son yıllarda uydulardaki kullanımı oldukça artan lityum-iyon pillerdir. Şekil 3.8'de ticari olarak elde edilebilir pil tiplerinin enerji yoğunluğu görülmektedir. Şekilden anlaşıldığı üzere Li-iyon piller, diğer pil tiplerine oranla çok daha yüksek enerji yoğunluğuna sahiptir.



Şekil 3.8 : Farklı tipteki pillerin hacim enerji yoğunluğu [34].

Uydunun gölgede geçireceği zaman içerisinde uydunun güç ihtiyacını karşılayacak olan pillerin seçilmesinde pillere ait ömür döngüsünün (life cycle) sayısı ve deşarj derinliğinin (Depth-Of-Discharge DOD) oranı dikkate alınmaktadır. Şekil 3.9'da NiCd ve NiH₂ tipi pillerinin ömür döngüsü ile DOD'leri arasındaki ilişki belirtilmektedir [22]. Yapılan literatür taraması sonucunda Li-ion piller için benzer verileri içeren bir grafiğin mevcut olmadığı görülmüştür.



Şekil 3.9 : İkincil piller NiCd ve NiH₂ için ömür devri ve DOD ilişkisi.

Enerji depolanacak olan pillerin tasarımında ilk adım olarak enerji depolama gereksinimlerinin belirlenmesi gerekmektedir. Tasarlanmakta olan uydu sisteminde;

- Görevin ömrü 7 yıl olarak planlanmaktadır.
- İkincil güç kaynağı olarak piller kullanılacaktır.
- Uydunun gölgede kalma frekansı yaklaşık olarak 14,6945 *tur/gün*'dür. 7 yıl olarak planlanan görev sonunda yaklaşık 37545 tur tamamlanacaktır.
- Uydunun her turda gölgede geçireceği zaman yaklaşık $T_e = 35,38$ dk olarak hesaplanmıştır.
- Kullanılacak olan pillerin kapasitesinin uydu tarafından kullanılacak olan 100 W 'lık gücü karşılayabilecek durumda olması gerekmektedir.

Sistem gereksinimleri belirlendikten sonra kullanılacak olan pil tipine karar verilecektir. *NiCd* ve *NiH₂* pil tipleri alanında kendini kanıtlamış, olgun teknolojiye sahip uzay nitelikli pil çeşitleridir ve yaygın olarak kullanılmaktadırlar. Fakat son yıllarda Li-iyon pillerin de uzay alanındaki kullanımları artmıştır. Çünkü Li-iyon piller *NiCd* ve *NiH₂* pil tiplerine oranla daha hafif, enerji yoğunluğu ve enerji verimliliği çok daha yüksektir. Yapılan literatür taraması sonucunda birincil güç sistemi olarak kullanılan güneş panellerinden sonra, tasarlanmakta olan uydunun güç sisteminde ikincil güç sistemi olarak Li-iyon pillerin kullanılmasına karar verilmiştir. Piyasa araştırması sonucunda çizelge 3.4'de bazı şirketler ve bu şirketlerin ürettiği Li-iyon piller belirtilmektedir.

Çizelge 3.4 : Şirketler ve ürettikleri Li-iyon piller.

Şirket	Pil Tipi	Ürün	W.s/kg	Voltaj	Amp.s	Ağırlık
Quallion	Li-iyon	QL015KA	142	3,6	15	0,38 kg
	Li-iyon	QL075KA	148	3,6	72	1,82 kg
Saft	Li-iyon	VES100	118	3,6	28	0,81 kg
	Li-iyon	MPS	133	3,6	5,8	0,15 kg

Uydu sisteminin ihtiyacı olan gücü depolayacak pil veya pillerin kapasitesi, C_r ;

$$\begin{aligned}
 C_r &= \frac{P_e \cdot T_e}{(DOD) \cdot N \cdot n} \\
 &= 164 \text{ W.s} \quad \text{veya} \\
 &= 45,5 \text{ Amp.s}
 \end{aligned}
 \tag{3.22}$$

olmalıdır.

N : Pillerin sayısını belirtmektedir. $N = 1$ olarak kullanıldı,

n : Pilin iletim verimliliğidir (0,9).

DOD : Deşarj derinliği.

Li-iyon pillerin DOD verilerini içeren bir kaynağa ulaşamadığı için; bu değer 7 yıl olarak planlanan görev sonunda tamamlanacak olan yaklaşık 37545 tur için şekil 3.9’da belirtilen NiH_2 ’nin değeri olan %40 olarak kabul edilmiştir.

Çizelge 3.4’de belirtilen ikincil pillerden ‘Quallion’ firmasının QL015KA ürününün kullanılmasına karar verildi. $\frac{164W.s}{142W.s/kg} = 1,155kg$ toplam pil ağırlığı olmaktadır.

Bu değer, QL015KA’nın ağırlığına bölündüğünde kullanılacak olan pil sayısı bulunur.

$1,155kg / 0,38kg = 3,04$ veya $45,5 Amp.s / 15 Amp.s = 3,033$ bulunur. Elde edilen bu veriler ışığında; 4 adet QL015KA Li-iyon pil seri olarak bağlandığında sistemin ihtiyacı olan güç depolama kapasitesi karşılanmış olmaktadır.

3.2.2 Yönelim belirleme ve kontrol alt sistemi (Attitude Determination and Control Subsystem-ADCS)

Yönelim belirleme ve kontrol alt sistemi, görev esnasında bozucu dış etkenlere karşı uzay aracının dengede durmasını sağlayan ve aracı istenilen doğrultulara yönlendirmek için kullanılan alt sistemdir. Uzay aracı, yapısı üzerinde bulunan sensörler (GPS, yıldız kamerası, güneş sensörleri, oran cayroları, atalet ölçüm birimleri (inertial measurement units)) yardımıyla davranışını belirler ve aktuatörler (tepki tekerleri, kontrol moment cayroları, manyetik tork üreteçleri, iticiler) yardımıyla bu davranışı kontrol eder. Uzay aracı görev isterlerinin birçoğu, hedefleme bilgileri (pointing knowledge) isterleri, kontrol doğruluğu, kararlılık ve manevralar ADCS tasarımını etkileyen başlıca etkenlerdir. ADCS’de kullanılan sensörler ve aktuatörler;

Yıldız kamerası (Star tracker); uzaydaki yıldızların konumlarına göre uydunun kendi durumunu belirlemesini sağlar (Şekil 3.10). Yıldız kameraları, yıldızların koordinatları ölçerek, elde ettikleri bu verileri koordinatları bilinen ve hafızalarında yüklü olarak bulunan yıldızların koordinat verileriyle karşılaştırır ve sonuçta uydunun yönelim durumunu ortaya çıkarır. Uydunun yönelimini; manyetik alan, dünya, güneş ya da başka uydulara bağlı olarak belirleyen diğer sensörlerin aksine ölçümlerini statik verilere bağlı olarak yaparlar ve bu nedenle elde ettikleri verilerin doğruluk oranı oldukça yüksek olmaktadır [35]. Sonuç olarak, yıldız kameraları çok küçük hata oranında ölçüm yapabilen yönelim belirleme aletleri olma özelliğine sahiptirler [36]. Maliyetlerinin çok yüksek olması yıldız kameralarının bir dezavantajdır ve düşük maliyetli uydu üretmek amaçlı tasarlanan küçük uydularda yıldız kameralarının kullanılması maliyeti oldukça arttıracaktır [37].

Güneş sensörleri; uydunun gün ışığında geçireceği zaman dilimi içerisinde, diğer yönelim belirleme cihazlarına ek olarak daha hassas ölçümler için kullanılmaktadır. Uyduda kullanılacak güneş sensörlerinden en az bir tanesinin mutlaka güneşi görmesi gerekmektedir.

Ufuk sensörleri; kızılötesi cihazlardır. Derin uzayın soğuğu ile Dünya atmosferinin sıcaklığı arasındaki kontrastı algılar. Bu sensör iki dik eksen etrafında Dünya ile ilgili yönlendirme sağlamaktadır.

Manyetometre; Dünya'nın manyetik alanının yönünü ve şiddetini ölçmeye yarayan basit, güvenilir ve oldukça hafif sensörlerdir. Ölçtüğü manyetik alan değerlerini bilinen değerler ile karşılaştırarak ortaya çıkardığı sonuca göre uydunun yöneliminin kurulmasını sağlar. Doğruluğu artırmak için ufuk veya güneş sensörlerinden elde edilen veriler ile manyetometreden elde edilen veriler birleştirilmektedir.

GPS alıcılar; düşük maliyetli ve yüksek doğruluk derecesine sahiptir. Uyduya hassas konum bilgisi sağlar.



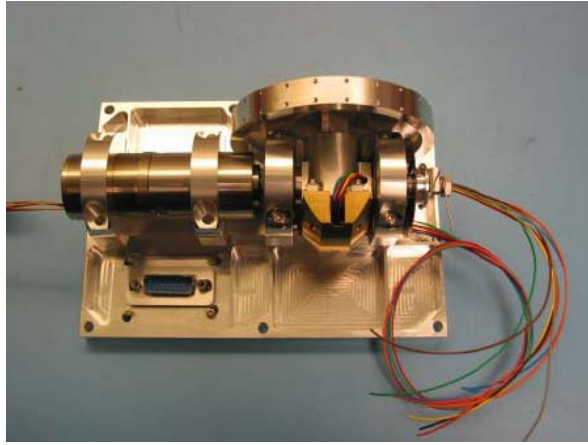
Şekil 3.10 : Yıldız kamerası.

Tepki tekerleri (reaction wheels), yüksek atalet rotorlu tork motorlarıdır. Her iki yönde dönebilmekteler ve her bir tepki tekeri bir eksenin kontrolünü sağlar. Belirli bir ataletle sahip olan tepki tekerleri, tekerlek ünitesinin dönüş eksenine dik olan eksen doğrultusunda tork üretmesi prensibine göre çalışmaktadır. Uydu üzerinde herhangi bir nedenden dolayı oluşan torklara eşit, fakat zıt yönde tork oluşturarak sistemin kontrolünün sağlanmasına yardımcı olur. Tepki tekerleri; istenen torku sağlayan rotor, bu rotoru döndürmek için kullanılan bir fırçasız doğru akım motoru ve bu motoru sürmek için kullanılan elektronik devre olmak üzere temel olarak üç adet bileşenden meydana gelmektedir.

Kontrol moment cayroları (control moment gyros-CMG); çeviklik gerektiren döndürme manevrası gibi yüksek tork isteyen uygulamalarda tepki tekerlerinin yerine kullanılabilir (Şekil 3.11). Tek veya çift yalpa çemberli (double-gimbaled) olabilirler ve sabit hızda çift yönlü dönebilirler. Sabit veya değişken hızlarda dönen, belli bir ataleti olan rotoru vardır ve bu rotor bir veya iki eksenle yataklanabilir. Dönen disk, yataklanmış olduğu eksen etrafında döndürülerek tork

oluşturulur ve bu tork uydunun dönmesini sağlar. Mekanik olarak karmaşık yapıya sahip olmasının yanında ağır ve pahalıdır.

Manyetik tork üreteçleri (magnetic torquers); yunuslama (pitch), sapma (yaw) ve yuvarlanma (roll) eksen kontrollerini sağlar. Manyetik tork üreteçleri; belli bir kapalı sarımdan geçen elektrik akımının, bu alana dik olarak bir manyetik moment oluşturma prensibine dayanırlar. Manyetik bobinler veya elektromanyetikleri kullanarak manyetik dipol momentleri üretirler. Oluşan bu manyetik dipol momenti, Dünya'nın manyetik alanıyla etkileşerek uydunun istenilen noktaya yönlenmesini veya uydu üzerine gelen bozuntuların oluşturduğu torkların dengelenmesini sağlar. Genelde tepki tekeri sistemlerinde momentum sönümlemesinde (desaturation) kullanılırlar. Küçük boyutlu, düşük ağırlıklı ve az miktarda güç ile çalışmaktadır [38].



Şekil 3.11 : Kontrol moment cayro (CMG).

ADCS tasarımında ilk olarak görev isterlerine ve profiline uygun olarak yörüngeye yerleştirme, uydunun yörüngedeki ilk yöneliminin belirlenmesi ve döndürme (slew) gibi kontrol modlarının tanımlanması gerekmektedir. Bu çerçevede; tasarlanmakta olan uydunun fırlatma aracı ile doğrudan yörüngeye yerleştirileceği düşünülmekte, böylece tasarımın basitleşmesi sağlanmaktadır. Uydunun tasarlanma amacı Dünya gözlem olması nedeniyle, faydalı yük olan elektro-optik kamera sürekli olarak Dünya'ya dönük (earth-pointing) olacaktır. Bu sayede uydu kamerası kendisinden beklenen ayakucu hedefleme (nadir pointing), tarama (scanning) ve açılı hedefleme (off-nadir pointing) gibi görev isterlerini kolaylıkla yerine getirebilecektir. ADCS tasarımı için gerekli olan sensörlerin ve aktüatörlerin tiplerinin belirlenmesinde

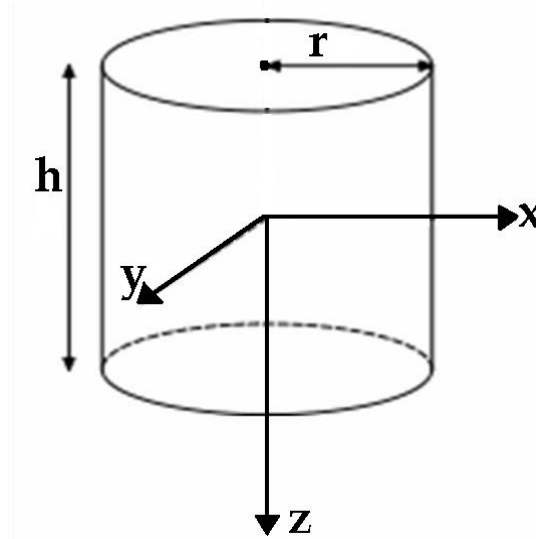
faydalı yük isterlerinin önemi büyüktür. Ayakucu hedefleme, tarama ve açılı hedefleme isterlerinin hassas olarak yerine getirilmesi, uyduda 3-eksenli sabitleştirilmiş (3-axis stabilize) kontrol tekniğinin kullanılmasını gerektirmektedir. 3-eksenli sabitleştirilmiş kontrol tekniğinin kullanılmasına karar verilmesi ile ADCS’nde kullanılması gerekli olan sensörlerin ve aktüatörlerin tipleri ortaya çıkmaktadır. 3-eksenli sabitleştirilmiş kontrol tekniğinde;

- Yerel düşey referans noktaları (roll ve pitch) için ufuk sensörü,
- 3-eksenli referans ve yönelim belirlemek için güneş sensörü veya yıldız kamerası,
- Doğru hedefleme (accurate pointing) için reaksiyon tekerleri, momentum tekerleri veya kontrol moment cayroları,
- Kaba kontrol (coarse control) ve momentum boşaltma/sönümleme (momentum dumping) için tepki kontrol sistemi,
- Manyetik tork burucular (magnetic torquer) momentum sönümleyebilmektedir,
- Manevralar ve yönelim belirleme için atalet ölçüm birimi bulunmaktadır.

ADCS tasarımı sırasında sensör ve aktüatör seçiminde kontrol doğruluğu (control accuracy) isterlerinin etkisi büyüktür. 0,1–1 *derece* aralığındaki doğruluk isterleri için ufuk sensörleri ve uygun cayrolara veya yıldız kameralarına ihtiyaç duyulmaktadır. Bunlara ek olarak güneş sensörleri ve manyetometreler kullanılarak uydunun yönelimi daha iyi belirlenebilmektedir. Yıldız kameralarının kullanılması ile doğruluk isterlerini çok hassas olarak karşılanabilecektir. Fakat yıldız kameralarının maliyetinin çok yüksek olması ve ağır olması nedeniyle uydu maliyetini artıracaktır. Maliyet etkin bir görev tasarlanması nedeniyle ADCS’de yıldız kamerasının kullanılmamasına karar verilmiştir. Bunların yerine güneş ve ufuk sensörlerinin kullanılmasına karar verilmiştir. Güneş sensörleri, günışığında çok iyi bir yönelim belirlemesi sağlayabilmektedir fakat uydunun gölgede geçireceği zaman dilimi içerisinde manyetometreler bu görevi yerine getirecektir. Yönelim kontrolü için kullanılacak olan diğer bir cihaz ise, hassas konum bilgisi sağlayacak olan GPS alıcılarıdır. Kaba kontrol ve momentum boşaltma (momentum unloading) için tepki tekerlerine; küçük uydularda ise genellikle manyetik tork üreteçlerine ve manyetometrelere ihtiyaç duyulmaktadır. Tasarlamakta olduğumuz uyduda iticiler kullanılmayacak olup, tepki tekerleri ve manyetik burucular kullanılacaktır.

Uyduda döndürme manevrası (slewing maneuver) ihtiyaçları aktüatör seçimine etki etmektedir. Yer istasyonu üzerinden geçerken veri iletimi ve alımı için veya hedef bölgenin görüntüsünü çekmek için uyduya döndürme manevrası yaptırılmaktadır. Yüksek hızlı ($>0,5$ derece/s) döndürme manevralarında uzantılar üzerindeki yapısal etki artmaktadır. Ortaya çıkacak olan bu etkiyi dengelemek için ağırlık artırılmakta ve çeşitli aktüatörler kullanılmaktadır, dolayısıyla yapılan bu işlemler maliyeti artırmaktadır. Bu hızlarda yapılacak manevralar için kontrol moment cayroları (CMG) uygun bir seçim olacaktır.

Yörüngeye yerleştirilmiş bir uyduda 3 - eksenli kontrolün iyi bir şekilde sağlanması için, yapılacak tasarım işlemlerinde uydunun en kötü durumlarda karşılaşılabileceği bozucu torkların dikkate alınması büyük önem taşımaktadır. Yerçekimi (gravity-gradient torques), güneş ışıınımı, manyetik alan ve aerodinamik nedenlerden dolayı düşük irtifa yörüngelerine yerleştirilmiş uydular üzerinde bozucu torklar oluşmaktadır. “*Satellite Mission Analysis and Design*” kitabında belirtilen denklemler ile oluşabilecek en kötü durum bozuklukları hesaplanabilmektedir. Bozucu torkları hesaplamalarından önce her bir eksen için atalet kütle momentleri (mass moments of inertia) hesaplanması gerekmektedir. Tasarlanmakta olan uydu yaklaşık olarak 150 kg ağırlığında, 100 cm yüksekliği ve 50 cm yarıçapı olan silindir şeklinde olacaktır.



Şekil 3.12 : Silindirin eylemsizlik momentleri.

Yukarıda verilen veriler doğrultusunda ve şekil 3.12 göz önünde bulundurularak modeli oluşturulan uydunun tahmini atalet kütle momentlerini hesaplamak mümkündür.

$$I_y = \frac{1}{12} m (3r^2 + h^2) \quad (3.23)$$

$$I_y = 21,875 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$$

$$I_x = I_y + m \left(\frac{h}{2} \right)^2 \quad (3.24)$$

$$I_x = 59,375 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$$

$$I_z = \frac{mr^2}{2} \quad (3.25)$$

$$I_z = 18,75 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$$

Yukarıda hesaplanan atalet kütle momentleri, uydu ağırlığının eşit olarak dağıtıldığında elde edilecek sonuçlardır. Tasarlanan uyduda ise ağırlık eşit olarak dağıtılmayacak olup, uydunun Dünyaya bakan kısmı ağır olacak şekilde düzenlenecektir. Yerçekiminin sebep olduğu bozucu etkenler öncelikle uydunun ataletine ve yörünge yüksekliğine etki etmektedir. Yerçekiminin sebep olduğu bozucu torkları hesaplarken, normal seyir halinde iken 1^0 'lik sapmalar meydana gelebileceği ve 30^0 'lik açılı hedeflemenin (off-nadir pointing) yapılabileceği kabul edildi. Normal seyir halindeki 1^0 'lik sapmaların meydana getireceği bozucu tork etkisi;

$$\begin{aligned} T_g &= \frac{3\mu}{2R^3} |I_z - I_x| \sin(2\theta) \\ &= 2,442 \times 10^{-6} \text{ N} \cdot \text{m} \end{aligned} \quad (3.26)$$

30^0 'lik açılı hedeflemenin bozucu tork etkisi ise $T_g = 6,06 \times 10^{-5} \text{ N} \cdot \text{m}$ 'dir.

T_g : Maksimum yerçekimi burulması (torque)

μ : Dünya yerçekimi sabiti ($3,986 \times 10^{14} \text{ m}^3/\text{s}^2$)

R : Yörüngenin yarıçapı (m)

θ : z-ekseninin lokal düşeyden maksimum sapması

I_x ve I_z : 'x' ve 'z' eksenlerinin atalet kütle momentleri.

Tepki tekerleri, momentum tekerleri ve manyetik burucuların boyutları, belirli bir büyüklüğe ve ağırlığa sahip olan uydunun yöneliminin belirlenmesi ve kontrolü açısından önemli yer tutmaktadır. Aşağıda yapılan hesaplamalarda 30^0 'lık bir döndürme manevrasını gerçekleştirebilecek tepki tekerlerinin ölçülendirilmesi yapılmaktadır.

Tepki tekerleri için döndürme torkunun hesaplanmasında uydunun olması istenen çevikliği önemli yer tutmaktadır. Modellenmekte olan $150 \text{ kg}\cdot\text{m}^2$ 'lik uydunun 30^0 'lık bir dönmeyi 15 saniye içerisinde yapabilmesi halinde tepki tekerleri üzerinde oluşabilecek döndürme torku, T ;

$$\begin{aligned} T &= 4 \cdot \theta \cdot \frac{I}{t^2} \\ &= 4 \cdot 30^0 \cdot (\pi/180^0) \cdot \frac{150 \text{ kg} \cdot \text{m}^2}{(15 \text{ s})^2} \\ &= 1,4 \text{ N} \cdot \text{m} \end{aligned} \quad (3.27)$$

olmaktadır.

En kötü durum bozukluk torku yörüngenin tamamına dağıtılarak teker üzerinde bulunan momentum tahmin edilebilmektedir. Bozukluk yerçekimi gradyanı (gravity gradient) olduğu durumda maksimum bozukluk yörüngenin $\frac{1}{4}$ 'ünde birikecektir. Bu durumda oluşan sinüzoidal bozukluk, h , denklem (3.28)'de belirtildiği gibi tanımlanmıştır. En kötü durum bozukluğu $T_D = 4,59 \times 10^{-5} \text{ N} \cdot \text{m}$ ve 97,73 dakika (5863,7 saniye)'lık periyodu olan 650 km yükseklikteki yörünge için tepki tekerlerinde depolanan momentum;

$$\begin{aligned} h &= T_D \frac{\text{Yörünge Periyodu}}{4} (0,707) \\ &= 4,59 \times 10^{-5} \text{ N} \cdot \text{m} \frac{5863,7 \text{ s}}{4} (0,707) \\ &= 0,0476 \text{ N} \cdot \text{m} \cdot \text{s} \end{aligned} \quad (3.28)$$

olarak hesaplanmaktadır. Burada kullanılan 0,707 değeri bir sinüzoidal fonksiyonun karekök ortalamasıdır (RMS).

Yuvarlanma (roll) ve sapma (yaw) doğrulukları; tekerlerde depolanan momentuma ve dışsal bozucu torklara bağlıdır. Gerekli momentum depolamanın tahmininde denklem (3.29) kullanılmaktadır. Denklemden kullanılan " T " tork, P yörünge

periyodu, h açısal momentum ve θ_a izin verilen hareketi” ifade etmektedir. $0,1^0$ sapma doğruluğunu sağlamak için açısal momentum, h ;

$$T \times \frac{P}{4} = h \theta_a \quad (3.29)$$

$$h = \frac{4,59 \times 10^{-5} N \cdot m \cdot \frac{5863,7 s}{4}}{0,1 \cdot \frac{\pi}{180^0}} = 38,55 N \cdot m \cdot s$$

olarak bulunmaktadır. 1^0 lik bir bir sapma doğruluğu için ise yaklaşık olarak $3,855 N.m.s$ açısal momentuma ihtiyaç vardır.

Spinnerdaki momentum depolama, momentum tekerindeki ile benzer şekildedir fakat spinner da farklı olarak dönüş (spin) oranı vardır. $0,1^0$ lik doğruluk için dönüş oranı;

$$\omega_s = \frac{h}{I} \quad (3.30)$$

$$= \frac{38,55 N \cdot m \cdot s}{150 kg \cdot m^2} = 0,257 rad/s = 2,454 rpm$$

olmalıdır.

Manyetik burucular (torquers), Dünya’nın manyetik alanını, B , ve manyetik dipol, D , oluşturmak için burucu üzerinden akan elektrik akımını kullanarak araç üzerinde tork, T oluştururlar.

$$D = \frac{T}{B} \quad (3.31)$$

$$= \frac{4,59 \times 10^{-5} N \cdot m}{4,59 \times 10^{-5} tesla} = 1 A \cdot m^2$$

Yukarıda yapılan hesaplamalar “Space Mission Analysis and Design 3rd Edition” kitabı onbirinci bölümünde yer alan hesaplamalar dikkate alınarak yapılmıştır.

3.2.3 Termal alt sistem

Uydular yörüngedeki hareketleri süresince farklı ısılara maruz kalmaktadırlar. Yüzeylerden biri güneşi tam görürken, diğer yüzeler değişik açılarda görecektir veya hiç görmeyecektir. Yüzlerin güneşi görme açılarının farklı olması nedeniyle her bir yüzeyde oluşan ısı miktarı da farklı olmaktadır ve bu durum tasarlanacak olan termal alt sistem için dikkat edilmesi gereken bir etkidir. Uyduyu oluşturan her bir alt sistem veya parçanın çalışma aralıkları değişik sıcaklıklardan meydana gelmektedir. Uydularda kullanılan elektronik araçların istenilen performansta çalışmaları ve uzun ömürlü olmaları için belirli sıcaklık sınırı aralıklarında çalışmaları gerekmektedir. Yapılması planlanan bir uydu görevinin her bir aşamasında uydu sistemini oluşturan tüm unsurları gerekli sıcaklık sınırları içerisinde çalışmasını sağlamak için uygun ortamı sağlamak termal alt sisteminin görevidir. Çizelge 3.5’de uydu bileşenleri için belirtilen sıcaklık aralıkları aşağıda belirtilmektedir [22]. Tasarlanmakta olan uydunun termal alt sistemi için aşağıda belirtilen sıcaklık aralıkları kullanılacaktır.

Çizelge 3.5 : Uydu bileşenleri için belirtilen sıcaklık aralıkları.

Bileşenler	Sıcaklık Aralıkları (°C)	
	Aktif Durumda	Yaşam Aralığı
Piller	0 – 20	-10 – 25
Güç Kutusu Taban Plakaları	-10 – 50	-20 – 60
Reaksiyon Tekerleri	-10 – 40	-20 – 50
Cayrolar/IMU’s	0 – 40	-10 – 50
C&DH Kutusu Taban Plakaları	-20 – 60	-40 – 75
Yıldız İzleyicileri	0 – 30	-10 – 40
Tanklar ve Hatları	15 – 40	5 – 50
Antenler	-100 – 100	-120 – 120
Güneş Panelleri	-150 – 110	-200 – 130

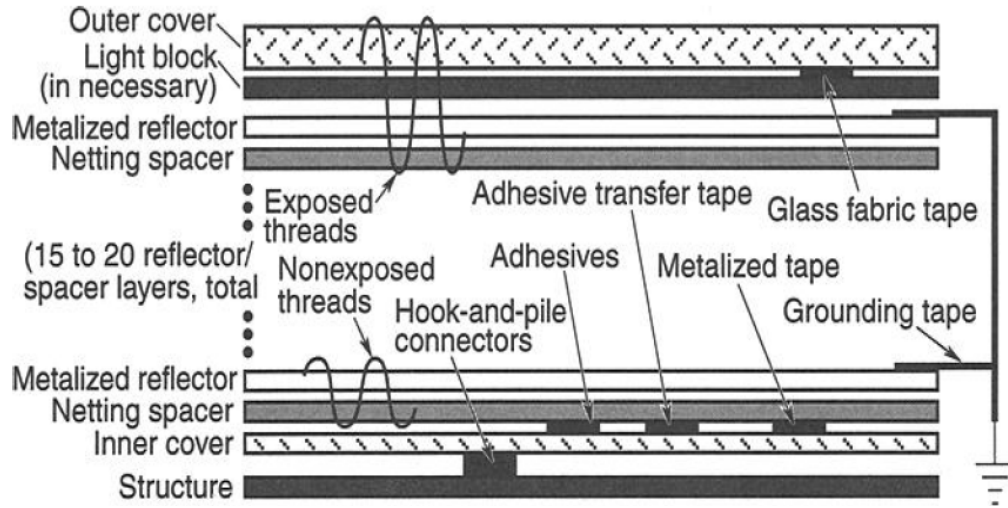
Termal sistemler, pasif veya aktif sistemler olarak sınıflandırılabilirler. Tasarım esnasında aktif veya pasif sistem seçimindeki temel etkenlerden biri sistemin ağırlığı, diğeri ise uygun sıcaklığı korumak için sistemin ihtiyaç duyacağı güç miktarıdır. Pasif sistemler, dahili olarak üretilen veya harici bir kaynak tarafından oluşturulan radyasyonu yansıtan veya emen çok katmanlı yalıtım yüzeylere sahiptir. Pasif sistemlerde güç harcaması yoktur ve hareketsiz parçalara sahiptir ve ısı geçişini iletim ve radyasyon sayesinde sağlayan sistemlerdir. Pasif sistemlerde ısı kontrol kaplamaları, çok katmanlı yalıtım malzemeleri (MLI), optik güneş reflektörleri (OSR), sabit iletimli ısı boruları, ısı takviye elemanı, hal değiştiriciler, radyatörler,

kaplama malzemeleri ve boyama malzemeleri kullanılmaktadır. Bu malzemeler genel olarak pasif ısı kontrol donanımı olarak da adlandırılmaktadır. Isı battaniyeleri pasif termal unsurlara örnektir. Genel olarak pasif sistemler aktif sistemlere göre daha basit ve daha az maliyetlidir. Aktif sistemler ise pasif sistemlere zıt olarak belirli miktarda güç harcayan ve hareketli parçalara sahip olan ısıtıcılar ve termo-elektrik soğutucular gibi karmaşık sistemlerdir. Aktif sistemlerde yaygın olarak elektrikli ısıtıcılar, çevrimli ısı boruları, ısı kapakçıkları ve termistörler kullanılmaktadır [39].

3.2.3.1 Termal alt sistemi ön tasarım modeli

Termal sistemi tasarlamaya başlamadan ilk olarak yapılması gereken termal sistemi sınırlayan etkenleri belirlemektir. Diğer alt sistemlerin ortaya çıkardığı ısılar ve yine diğer alt sistemlerin verimli bir şekilde çalışabileceği en düşük ve en yüksek sıcaklık değerleri, uydunun kullanım ömrü doluncaya kadar yapacağı hareketler ve gerekli olan en büyük radyatör alanı tasarlanmakta olan termal alt sistemini sınırlayabilecek başlıca etkenlerdir. Belirtilen bu etkenler göz önüne alındıktan sonra termal alt sistemin tasarımı daha detaylı olarak yapılabilmektedir.

Tasarlanmakta olan uydunun termal alt sistemi için maliyet ve ağırlık limitleri açısından pasif termal sistemler kullanılmasına karar verilmiştir. Uyduyu, güneş ışınlarından korumak için ve uydudan ısı akışını sınırlamak için Çok-Katmanlı İzolasyon (Multi-layer Insulation (MLI)) battaniyeleri kullanılacaktır. Çok katmanlı yalıtım battaniyeleri şekil 3.13’de görüldüğü üzere çok tabakalı düşük yalıtımlı filmlerden oluşmaktadır.



Şekil 3.13 : Tipik bir çok katmanlı yalıtım battaniye bileşimi [40].

Termal alt sistemde kullanılan radyatörler pasif kontrol cihazlardır. Radyatörler, uydu yapısal panelleri ve uydu kenarına monte edilen düz yüzeyli radyatörler şeklinde olmak üzere değişik yapılarda olabilmektedirler. Yapısı ve şekli nasıl olursa olsun, uydu içerisinde oluşan atık ısılar radyatör yüzeyleri tarafından dışarıya atılmaktadır [40].

Temel varsayımlar;

Uydunun boyutları : $h = 1\text{ m}$ $r = 0,5\text{ m}$ silindir

Yörüngenin yüksekliği : 650 km

Toplam emisyon endeksi : $\varepsilon = 0,85$

Güneş panellerinin emme endeksi : $\alpha = 0,8$

Güneş görmeyen yüzeylerin emme endeksi : $\alpha_R = 0,5$

Solar heat flux : $\Phi_S = 1367\text{ W/m}^2$

Dünya ısı flux : $\Phi = 218\text{ W/m}^2$

Albedo endeksi : $\alpha_a = 0,3$

Yan yüzey güneş panelinin alanı : $A_{yan} = 2\pi \cdot r \cdot h = 3,14\text{ m}^2$

Üst yüzey güneş panelinin alanı : $A_{üst} = \pi \cdot 0,5^2 = 0,7854\text{ m}^2$

Radyasyona maruz kalan toplam uydu yüzeyi :

$$A_{toplam} = (1 \cdot (2 \cdot \pi \cdot 0,5)) + (2 \cdot \pi \cdot 0,5^2) = 4,7\text{ m}^2$$

3.2.3.2 Maksimum sıcaklık

Bu ve benzeri hesaplamalar, kararlı durumdaki teorik hesaplamalara göre yapılmaktadır. Güneş ışınlarının 45^0 'lik açı ile uydunun üst ve yan yüzeyine geldiği farz edildiğinde (yan yüzey alanının güneş gören tarafı, yan yüzey alanının yarısıdır), iki yüzeydeki güneş panellerinin emdiği ısı miktarı:

$$Q_s = \Phi_s \cdot A_{üst} \cdot A_{yan} \cdot \alpha \cdot \sin 45 \quad (3.32)$$

$$Q_s = 1367 W/m^2 \cdot [(\pi \cdot 0,5^2) + (2 \cdot \pi \cdot 0,5 \cdot 1 \cdot \frac{1}{2})] \cdot 0,8 \cdot \sin 45$$

$$Q_s = 1822 W$$

Uydunun yörüngedeki hareketi düşünüldüğünde; uydunun Dünya'ya bakan yüzü Dünya ile paralel olacak, yan yüzler ise dik olacaktır. Paralel yüzey ile Dünya arasındaki şekil indeksi, $F_{s1e} = 0,79$, Dik yüzeyler ile Dünya arasındaki şekil indeksi ise, $F_{s2e} = 0,22$ 'dir. Verilen bu veriler ışığında uydu tarafından emilen Dünyanın ışınlamı;

$$\begin{aligned} Q_e &= \Phi_e \cdot \varepsilon \cdot \frac{A_{yan}}{2} \cdot (F_{s1e} + 4 \cdot F_{s2e}) \\ &= 218 W/m^2 \cdot 0,85 \cdot (2 \cdot \pi \cdot 0,5 \cdot 1 \cdot \frac{1}{2}) \cdot (0,79 + 4 \cdot 0,22) \\ &= 486 W \end{aligned} \quad (3.33)$$

$$\begin{aligned} Q_a &= Q_s \cdot \alpha \cdot \left(\frac{A_{yan}}{2} \cdot \alpha \cdot F_{s2e} + A_{alt} \cdot \alpha_R \cdot F_{s1e} \right) \\ &= 1822 W/m^2 \cdot 0,8 \cdot (1,57 m^2 \cdot 0,8 \cdot 0,22 + (\pi \cdot r^2) \cdot 0,5 \cdot 0,79) \\ &= 855 W \end{aligned} \quad (3.34)$$

Sonuç olarak uydunun yörüngesindeki hareketi esnasında güneşi gördüğü zamanlardaki sıcaklığı:

$$\begin{aligned} T_{Gündüz} &= \left(\frac{Q_s + Q_e + Q_a}{\sigma \cdot A_{toplam} \cdot \varepsilon} \right)^{\frac{1}{4}} - 273 \\ &= 71^0 C \end{aligned} \quad (3.35)$$

Burada kullanılan $\sigma = 5,67051 \times 10^{-8} Wm^{-2}K^{-4}$ Stefan-Boltzmann sabitidir.

3.2.3.3 Minimum sıcaklık

Uydunun karşılaşacağı en düşük sıcaklık Dünya'nın gölgesinde kaldığı zamanlarda olacaktır. Dünya'nın gölgesindeki hareketi esnasında uydunun tahmini sıcaklığı;

$$\begin{aligned} T_{Gece} &= \left(\frac{Q_e}{\sigma \cdot A_{Toplam} \cdot \varepsilon} \right)^{\frac{1}{4}} - 273 \\ &= -58^0 C \end{aligned} \quad (3.36)$$

3.2.3.4 Ortalama sıcaklık

Ortalama sıcaklık ise doğrudan uydunun yörüngesindeki hareketi esnasında Dünya'nın gölgesinde geçireceği zaman ile Güneşi gördüğü zamanlara bağlıdır. Uydunun periyodu yaklaşık olarak $\Delta t = 98 \text{ dakika}$, bu süre içerisinde gölgede geçireceği zaman dilimi, $\Delta t_{Gece} = 36 \text{ dakika}$ ve güneşli geçen süre ise $\Delta t_{Gündüz} = 62 \text{ dakika}$ 'dır. Dolayısıyla uydunun ortalama sıcaklığı:

$$\begin{aligned} T^{(K)}_{Ortalama} &= \frac{(T_{Gündüz} \cdot \Delta t_{Gündüz} + T_{Gece} \cdot \Delta t_{Gece})}{\Delta t} \\ &= 23,6^0 C \end{aligned} \quad (3.37)$$

Elde edilen maksimum, minimum ve ortalama sıcaklıklar dikkate alındığında çizelge 3.5'de çalışma sıcaklığı aralığı verilen bazı sistemler için uygun olmadığı görülmektedir. Belirtilen en düşük sıcaklıkta çalışamayacak cihazlar için ısıtıcılara veya yüksek sıcaklıkta çalışamayacak cihazlar için ise soğutuculara ihtiyaç bulunmaktadır. Uydu da bulunan sistemlerin verimli bir şekilde çalışabilmeleri için termal alt sistemin çok iyi bir şekilde tasarlanması gerekmektedir.

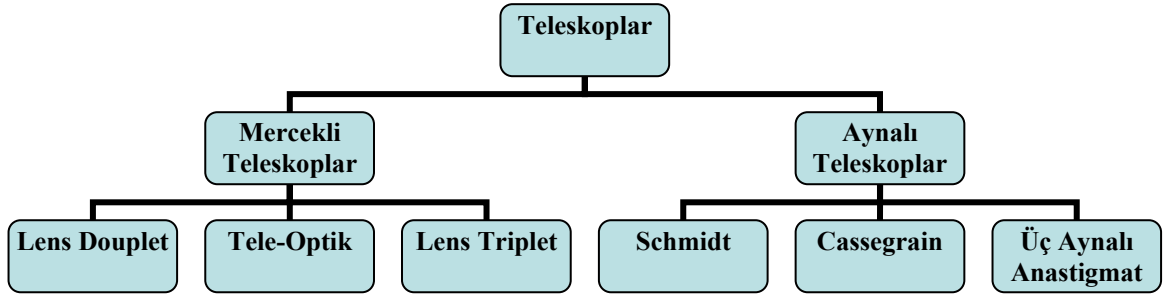
3.3 Faydalı Yük Tasarımı

Günümüzde özellikle keşif ve gözetleme gibi tek bir faydalı yük içeren görevlerde, kısa zamanda göreve hazır olma ve düşük maliyetli olması açısından küçük uyduların kullanımı artmaktadır. Keşif ve gözetleme görevlerinde en önemli iki faktör elde edilecek görüntünün çözünürlüğü ve bu görüntülerin kısa sürelerde sıklıkla elde edilmesidir. Yer gözlem amaçlı kullanılacak küçük uydularda faydalı yük olan elektro-optik kamera alt sistemi, yapılacak görevin amacına uygun olarak, çok doğru bir şekilde tasarlanmalıdır. Farklı yazılım ve donanımların bir araya gelmesinden oluşan faydalı yük alt sistemi, belirlenen görevi başarı ile tamamlayabileceği bir uydudüzerine yerleştirilmektedir. Faydalı yük alt sistemi, kendisini taşıyacak olan uydunun yapılmasının temel nedenidir. Uyduda mevcut bulunan diğer sistemlerin amacı ise; faydalı yükün güvenli ve doğru çalışmasını desteklemek, dolayısıyla görev isterlerini en iyi şekilde başarmasını sağlamaktır. Faydalı yükü tanımlaması ve boyutlandırılması, yapılacak göreve ait birçok yetenekleri ve sınırları ortaya çıkaracaktır. Görev isterlerine bağlı olarak tasarlanan faydalı yükün boyutlandırılması ile uydunun yapısı ve bunu destekleyecek diğer alt sistemlerin nasıl olması gerektiği tahmin edilebilmektedir.

Bu bölümde öncelikle teleskop optiğı ile ilgili temel bilgilere ve optik kamera tasarımı ile ilgili önemli terimlerin tanımlarına değinilmiş olup; devamında ise, alçak yörüngeye yerleştirilecek bir yer gözlem uydusuna ait elektro-optik kamera sisteminin tasarımı üzerinde çalışılmıştır. Bu çalışmada tasarlanan elektro-optik kameranın yüksek çözünürlüklü pankromatik görüntü elde etmesi ve multispektral görüntüleme yapabilmesi öngörölmüş olup, gerekli olan tüm parametreler belirtilen isterler doğrultusunda hesaplanmıştır.

3.3.1 Temel teleskop optiğı

Teleskop, cisimlerden gelen ışınının bir noktada odaklanması sonucunda daha parlak ve daha büyük görünmesini sağlayan sisteme verilen isimdir. Optik teleskoplar, mercekli (refraktörler) ve aynalı (reflektörler) teleskoplar olmak üzere ikiye ayrılırlar.



Şekil 3.14 : Teleskop türleri.

Şekil 3.14’de türleri belirtilen teleskopların hiçbirisinden %100 verim elde edilemez. Bunun sebebi ise aberasyon veya sapma adı verilen bozulmalardır. Sapmalar, bozulmalar bütün optik sistemlerde kaçınılmaz bir gerçektir. Optik hatalar (bozulmalar), görüntünün oluşumu esnasında ortaya çıkan hatalardır. Bu hatalar optik parçanın yapımından, bu parçaların tasarımından ya da her iki sebepten kaynaklanabilir. Tam anlamıyla mükemmel ve kusursuz bir optik tasarım oluşturmak mümkün değildir. Değişik tür teleskoplarda değişik tür sapmalar görülür. Renk sapması, küresel sapması, koma, astigmat, alan eğriliği, alan bozulması ve distorsiyon bazı teleskop sapmalarıdır.

Renk bozulması (Kromatik aberasyon); genellikle mercekli teleskoplarda görülür ve bu tür teleskopların, objektif mercekleri ile ilişkilidir. Düzeltici plağa gelen farklı kırılmalara sahip ışınlar odak düzleminde dalga boyuna bağlı olarak farklı yerlerde odaklanır. Bu olaya renk bozulması (kromatik aberasyon) denir ve düzeltici plak tarafından meydana getirildiği bilinmektedir.

Küresel bozulma (aberrasyon); küresel mercekler ve küresel aynalar, ortalarına yakın yerlerden geçen ışınlardan eksenlerinde iyi bir görüntü oluştururken kenarlarından geçen ışınları farklı bir noktada odaklar. Bu olaya küresel aberasyon denir. Küresel aberasyondan kurtulmak için, küresel aynalar eğilerek parabolit biçimine getirilir.

Koma; nokta şeklindeki görüntülerin yayılmasıdır. Küresel aynaların eğilerek parabolit biçimine getirilmesiyle meydana gelir. Daha etkili bir çözüm için küresel aynayla düzeltici plağın birlikte kullanılması gerekir. Bu durumda küresel sapma ve koma gibi aberasyonlar azaltılabilmektedir.

Astigmatizm; paralel olmayan ışın demetleri alınır, yakınsayan noktalar görüntü düzleminde bulunmaz ve alanın eğriliği elde edilir. Genellikle, cismin yakınsayan aynı noktasından gelen teğetsel ve paralel olmayan demetleri mercek sisteminden

farklı uzaklıklarda yakınsarlar (yakınsayan noktalar farklı küresel yüzeyler üzerinde bulunurlar). Bu farka astigmatizm denir.

Alan eğriliği; gelen ışınların hepsi aynı düzlem üzerinde odaklanmazlar. Böylesi ışınların neden olduğu sapınca alan eğriliği denir. Alan eğriliğini gidermek için de düzeltme plağının hemen önüne alan düzeltici bir cam plak ya da film konmalıdır.

Geometrik bozulma (distorsiyon); görüntüdeki geometrik bozuklukları ifade eden sorundur. Görüntü düzlemi üzerinde yapılan değişikliklerde ortaya çıkan bir sorundur. Görüntü büyütülmesinin görüntünün her bir noktasında orantısal olmamasıdır. Cismin optik ekseninden uzaklığı ile bu büyütme değişir [41].

Mevcut bulunan üç temel optik sistem ile düzeltebilen görüntü hataları çizelge 3.6’da belirtilmektedir.

Çizelge 3.6 : Optik sistemlerin düzeltebildiği hatalar.

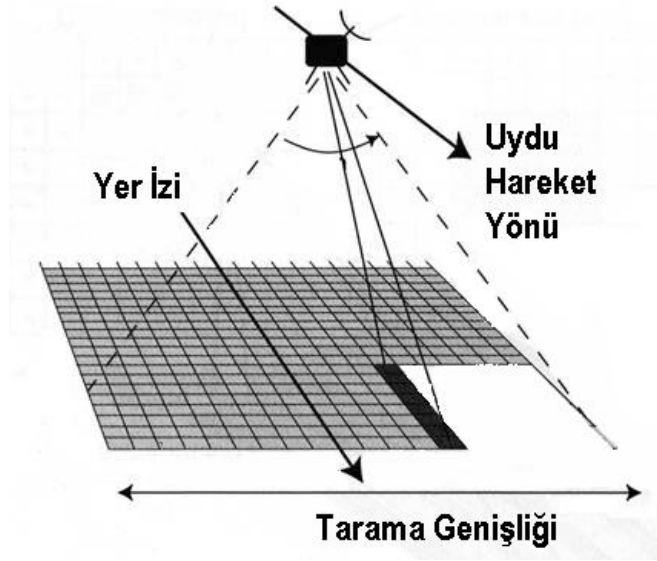
Görüntü Hataları	Douplet / Schmidt	Tele Optik / Cassegrain	Triple / Üç Aynalı Anastigmat
Yanal (Lateral) Renk Bozulması	X	X	X
Uzunlama (Length) Renk Bozulması	X	X	X
Küresel Bozulma	X	X	X
Koma	X	X	X
Astigmatizm		X	X
Distorsiyon	X	X	X
Alan Eğriliği		X	X

3.3.2 Algılayıcı (Detektör) çeşitleri

Algılayıcılar, elektromanyetik (EM) tayfın değişik bölgelerinde görüntü alırlar. Bir resmin oluşabilmesi için önce bir optik düzen ve daha sonra onun arkasından gelen EM enerjiye duyarlı kaydedici “detektör” yani “algılayıcı” vardır. Günlük kullandığımız fotoğraf makineleri ve kameralar, görünür bölgede bu şekilde çalışmaktadırlar. Çok bantlı (multispektral) tarayıcılar görünür bölge dışında morötesi ve kızılötesi bölgelerde değişik dalga boylarında görüntü alırlar. Görünür ‘V’ ve yakın kızılötesi ‘IR’ bölgelerdeki algılayıcılara optik algılayıcı da denmektedir. Optik, orta IR ve termal IR bölgeler için “detektör” yapabilmek ileri teknoloji gerektirmektedir. Piyasadaki sayısal kameralarda CCD ve CMOS denen türden detektör dizileri kullanılır. Bunların temelinde Silikon ‘Si’ vardır. 400 nm ile 1100 nm arasındaki spektral bölgelerde silikon detektörler sıkça kullanılmaktadır. Çünkü algılayıcı elemanlarını ve okuma (read-out) elektroniklerini tek bir monolitik

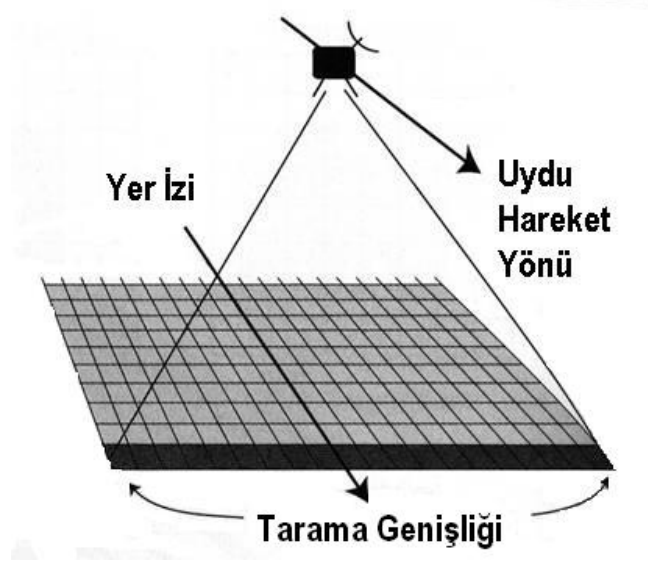
ip üzerinde birleştirmek mümkün olabilmektedir. Bu işlem sayesinde büyük miktarlarda dizi grntleyicileri retilenilmektedir. Diğer dalga boylarında özel malzemelerle de (Cıva Kadmiyum Tellür - HgCdTe, PbS, İndiyum Arsenit - InAs, vb.) algılayıcı dizileri yapılabilir. Fakat bu şekilde algılayıcı dizileri yapmak pahalı ve ileri bir teknoloji gerektirmektedir. Günümüzde ticari piyasada bulunan fotoğraf makinelerinde olduğu gibi algılayıcı dizileri iki boyutlu ise, görüntü bir anda ve kısa zaman sresinde alınmaktadır. Bunlara ereve türü tarayıcı denmektedir. Doğrusal tek boyutlu algılayıcı dizilerinde ise görüntü oluştururken uydunun hareketinden yararlanılmaktadır. Yer gözlem amaçlı uydularda kullanılan elektro-optik kameralarda genellikle *whiskbroom* veya *pushbroom* algılayıcılar kullanılmaktadır.

Whiskbroom algılayıcılar, şekil 3.15’de görüldüğü üzere bir arazi parçasını algılayıcı platformu yönünde ve platforma dik doğrultuda bir yandan diğer yana bir el sprgesine benzer şekilde tarama yaparlar. Bu taramanın genişliğine tarama şeridi (swath width) adı verilmektedir. Döner aynalar ışığı bir ya da daha çok tarayıcının gurup halinde bulunduğu bir noktaya geri yansıtırlar. Boyutları büyük whiskbroom algılayıcıların yapıları da çok karmaşıktır. Hareket eden aynalar görüntü verisi kullanıcıya ulaşmadan önce veri üreticisi tarafından ön işlem ile düzeltilmesi gereken mekânsal distorsiyonlar (bozulmalar) oluştururlar. Diğer tarayıcılara göre whiskbroom algılayıcıların üstünlüğü diğer algılayıcı tiplerine göre kalibre edilmesi gereken algılayıcı sayısı daha az olmaktadır. Whiskbroom algılayıcılara örnek olarak AVHRR, Landsat ve SeaWIFS ve HyMAP verilebilir.



Şekil 3.15 : Whiskbroom algılayıcı.

Pushbroom algılayıcılarda algılayıcılar doğrusal alan adı verilen bir sıra halinde dizilirler. Şekil 3.16’da belirtildiği gibi algılayıcı sistem hareket yönü doğrultusunda hareket ederek tarama yapar. Tek boyutlu algılayıcı, itmeli bir süpürgeye benzer şekilde tüm tarama çizgisini aynı anda oluşturur. Bazı yeni algılayıcılar her band için satır ve sütun yapısında iki boyutlu algılayıcılar içerirler. Pushbroom algılayıcılar, whiskbroom algılayıcılardan daha az hareket eden parçaları olduğu için daha hafif, daha küçük ve daha basittirler. Daha uzun ışınlama süresine (örneğin, verilen bir alan için bekleme süresi) bağlı olarak daha yüksek sinyal-gürültü oranına sahiptirler. Aynı zamanda bu algılayıcıların radyometrik ve mekânsal çözünürlükleri daha yüksektir. Ağırlıklarının az ve boyutlarının küçük olması nedeniyle ihtiyaç duydukları güç miktarı azdır. Hareketli parçalara sahip olmadıkları için daha uzun ömürlüdürler. Pushbroom algılayıcıların dezavantajı ise algılayıcı sistemi oluşturan detektör elemanlarının çok olmasıdır. Bu elemanların hepsinin aynı kazanca sahip olması ve verdikleri tepkinin aynı olması için kalibre edilmeleri gerekmektedir. Bu durum diğer bir dezavantajı oluşturmaktadır. Kalibrasyonun yüksek sayıdaki bireysel detektör elemanına bağlı olarak uzun ve yoğun sürmesidir. Pushbroom algılayıcıya örnek olarak, CHRIS-Proba, CASI, ROSIS ve MERIS verilebilir [Url-9].



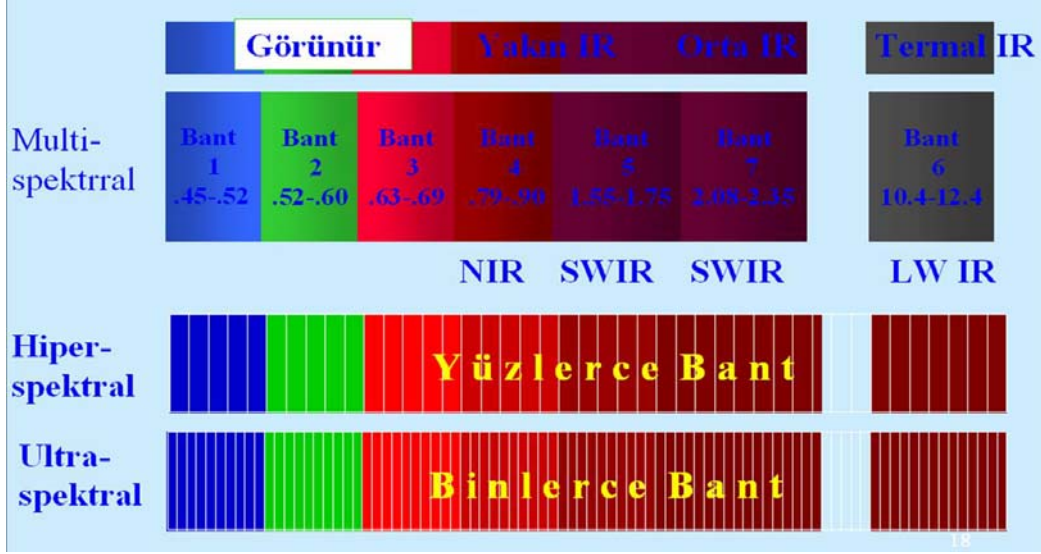
Şekil 3.16 : Pushbroom algılayıcı.

3.3.3 Faydalı yük tasarımı ile ilgili önemli teknik terimler

Bir görüntüleme sisteminde kayıt edilebilen görüntü detaylarının ayırt edebilirliğinin ölçüsüne çözünürlük denmektedir. Uydu görüntülerinde çözünürlük kavramı; mekânsal ya da uzaysal (spatial) çözünürlük, spektral çözünürlük, radyometrik çözünürlük ve zamansal çözünürlük olmak üzere dört farklı şekilde ifade edilmektedir.

Mekânsal/uzaysal çözünürlük; bir görüntüde fark edilebilen ayrıntının derecesini ifade eder ve görülebilen en küçük hedef boyutunu tanımlamaktadır. Görüntüyü oluşturan piksellerin yerdeki boyutları olarak da tanımlanabilir.

Spektral çözünürlük; algılayıcıların duyarlı olduğu dalga boyu aralıklarını belirtmektedir. Bir kanal ya da bandın algılandığı dalga boyu aralığının küçük olması spektral çözünürlüğün iyi olduğunu belirtir. Elektromanyetik spektrum aralığı ne kadar küçük ve çok parçaya ayrılırsa, spektral ayırma gücü yükselmektedir. Fiziksel algılayıcılar, (kameralar, tarayıcılar) üç ana renkle sınırlı değildir. Çok daha fazla sayıda spektral bantta görüntü alabilmektedirler ve görünür bölgeyi de üçten fazla banta bölebilirler. Yani daha geniş anlamda ifade edilecek olursa; “renk” uzayı üç boyutlu olmak zorunda değildir, çok boyutlu olabilir. Genelde üçten fazla spektral banttan oluşan görüntülere çok bantlı (multispektral), bant sayısı birkaç yüze çıkarsa hiperspektral, birkaç bine çıkarsa ultraspektral görüntü denmektedir (Şekil 3.17).

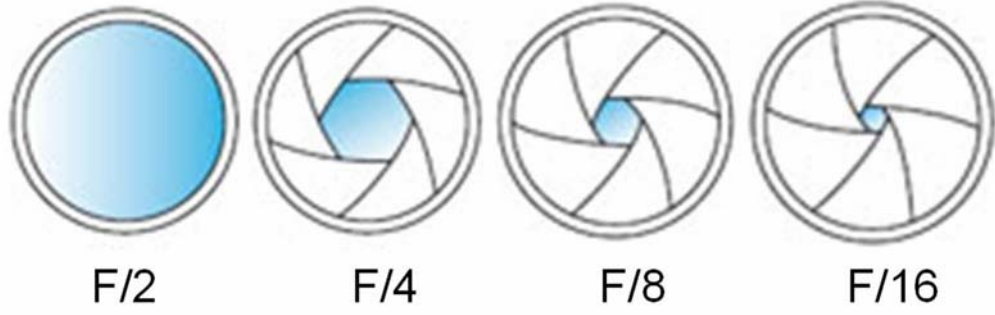


Şekil 3.17 : Multi/Hiper/Ultraspektral bant aralıkları.

Radyometrik çözünürlük; bir algılayıcı ile alınan veya filme kaydedilen görüntünün, elektromanyetik enerjinin miktarına olan hassasiyetini belirler. Başka bir deyişle, bir görüntüleme sisteminin radyometrik çözünürlüğü, enerji farklılıklarını ayırt edebilme yeteneğini yani elektromanyetik enerjideki çok küçük değişimleri belirleyebilme yeteneğidir. Radyometrik çözünürlük, ikili sayı sistemi veya bit cinsinden tanımlanır. 8 bitten oluşan radyometrik çözünürlük gösterimi, 0 ile 255 arasında değişen ve $2^8 = 256$ farklı parlaklık düzeyinin sayısal ortamda yer almasını sağlamaktadır.

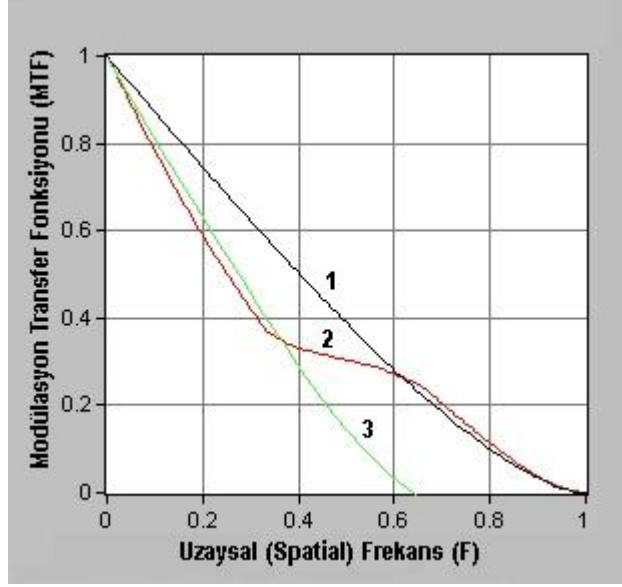
Zamansal çözünürlük; bir uydu sisteminin tamamen aynı açıyla aynı alanı görüntüleme sıklığını/zamanını belirtmektedir. Belirli zaman aralıklarında elde edilen görüntüler ile görüntüsü alınan bölgelerde meydana gelen değişikliklerin analizi yapılabilmektedir [42].

F/numarası (F#), veya odak oranı; fotoğraf makinalarındaki "diyafram" anlamındadır. Diyaframın çeşitli açıklık durumlarını simgeleyen sayılardır (Şekil 3.18). Odak uzunluğunun diyaframa bölünmesi ile bulunur ve görüntünün parlaklığını belirtir. Diyafram değeri yükseldikçe objektiften giren ışık miktarı azalır bu nedenle karanlık bir sonuç elde edilir. Değer düştükçe daha yüksek pozlama ve dolayısıyla daha fazla aydınlık bir sonuç elde edilir. Işığın az olduğu ortamlarda daha iyi kalitede görüntü alınmasını sağlar. $F/2$ özelliğine sahip bir lens, $F/16$ lensine göre resime daha fazla ışık enerjisi sağlar, çünkü düşük odak oranına sahip sistemin diyaframı büyüktür ve daha çok foton yakalar.

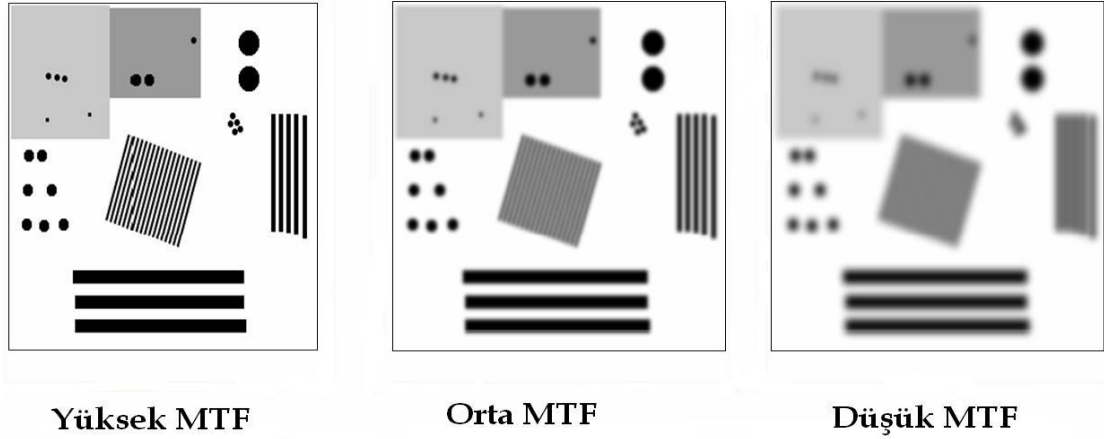


Şekil 3.18 : Değişik odak oranlarına sahip lensler.

Modülasyon Transfer Fonksiyonu (MTF), bir görüntüleme sisteminin ayırma gücü performansını ifade etmekte kullanılır ve bir objeden merceğe gelen ışık miktarının uzaysal frekansa göre ayırım kalitesini belirtmektedir. MTF, uzaysal frekansları resme yansıtılma yeteneğidir ve bir nesnenin kontrastının ne kadarının lensten geçtikten sonra üretilen görüntüde mevcut olduğunu ölçer. Bir grafikte dikey eksendeki 0'dan 1'e kadar olan değerlerde; boyutlarına göre lenslerin %0'dan %100'e kadar kontrast sağlayabilmekteki başarısını gösterir. Yani 0,6 noktasında iken lens %60 oranında kontrast başarısı sağlayabilmekte; diğer bir anlatımla, ışığı %60 oranında başarı ile kırarak renk farklılıklarını açıktan koyuya doğru fotoğrafta yansıtılabilmektedir. O halde 1 noktasına yakın olacak bir eğri ile lensin çok iyi kontrast oluşturacağı söylenebilir [Url-10]. Şekil 3.19'da belirtilen 1 numaralı eğri, engelsiz ve titreşimsiz olarak 23,5 cm'lik diyaframdan elde edilen ürüne aittir. 2 numaralı eğri, % 35 engelli ve küresel bozulmalı olan aynı diyaframdan elde edilen ürüne aittir. 3 numaralı eğri ise engelsiz ve titreşimsiz olarak $\cong 15cm$ 'lik diyaframdan elde edilen ürüne aittir. Şekil 3.20'de ise değişik oranlarda MTF'ye sahip bir görüntü görülmektedir.

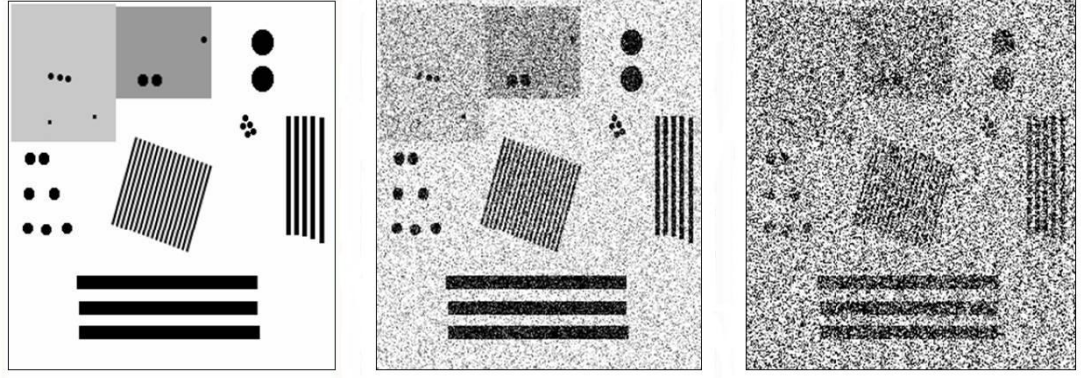


Şekil 3.19 : Elde edilen üç ürüne ait MTF grafiği[Url-11].



Şekil 3.20 : Değişik oranlarda MTF'ye sahip görüntüler.

Sinyal-Gürültü Oranı SNR (Signal-to-noise-ratio), bu değer sistemdeki sinyal-gürültü oranını ifade etmektedir. Bir görüntü arzu edilen (sinyal) ve edilmeyen (gürültü) bilgilerin birleşimi olarak düşünülebilir. Bunların birbirlerine olan oranı da sistem performansını etkilemektedir. Şekil 3.21'de belirtildiği gibi sinyal-gürültü oranı yüksek olduğu takdirde görüntünün kalitesi yüksek, düşük olduğu takdirde ise kalitesi fiziksel detaydan yoksun olur yani görüntülerin kalitesi kötü olmaktadır.



Yüksek SNR

Düşük SNR

Çok Düşük SNR

Şekil 3.21 : Değişik oranlarda SNR'a sahip görüntüler.

Uzaysal frekans; bir görüntüdeki gri seviyelerin mesafeye bağlı değişimi olarak tanımlanır. Gri seviyelerinin kısa mesafede değişmesi yüksek uzun mesafede değişmesi düşük uzaysal frekanslara karşı gelmektedir. Uzaysal frekansın birim değeri milimetrede döngüler (cycles/mm) veya milimetrede çizgi çiftleri (lp/mm) olarak ifade edilir ve MTF çeşitli uzaysal frekanslarda sistemin sinyal transferinin ölçüsü ya da fonksiyonu şeklinde tanımlanabilir. Çoğu görüntüleme sisteminde güvenilir olarak bilgi aktarımı, artan uzaysal frekans ile azalmaktadır. Görüntülenen yapı küçüldükçe, buna ait sinyalin frekansı büyür ve sistemin gürültüsünde kaybolabilir. Bu da görüntü kalitesi için negatif bir faktördür.

Dinamik Alan (Dynamic Range); dinamik alan algılayıcının düşük seviyede çalışarak tam koyuluk, yüksek seviyede çalışarak tam renk değerini elde ettiği maksimum genişlikteki alandır. Genişlik, noktacıta renk kanalı başına düşen bit sayısı ile belirlenir. Daha fazla bit her bir noktacı için daha fazla çözünürlüğe daha doğrusu daha fazla renk değerine karşılık gelmektedir. Günlük uygulamalarda insanların kullandığı çoğu sistemde dinamik alan için insan gözünün bile birçoğunu ayırt etmede zorlandığı 8 bitlik bir renk genişliği yeterliyken medikal ve havacılık gibi uygulamalarda bu yetersiz gelmekte 14 bit gibi daha yüksek dinamik alana gereksinim duyulmaktadır. Sonuçta bu yüksek genişlik insanlar tarafından fark edilmese de görüntü işleme yapan makineler tarafından fark edilebilmekte ve bunun sonucunda makineler gerekli tanıları koyup ve gerekli işlemleri yürütebilmektedirler [Url-12].

3.3.4 Optik sensör tasarım parametrelerinin hesaplanması

Görev isteri 650 km yükseklikte 2,5 m çözünürlüklü görüntü almak olan uydumuzun faydalı yükü, belirlenen bu görev isterini karşılayacak bir elektro-optik kamera sistemidir. Görev isterlerini karşılayacak bir kamera sisteminin tasarımı sırasında uygun bir optik konfigürasyonun seçiminde genelde üç yol izlenmektedir. Bunlara kısaca değinilirse;

a. Her bir detektör için farklı teleskop kullanılmasıdır. Bu seçenekle tasarlanacak olan kameranın hacmi, ağırlığı ve maliyeti yüksek olacağı için, küçük uydular için uygun bir sistem değildir.

b. Tek bir teleskop ve bir detektör kullanımını temel almaktadır.

c. Tek bir teleskop ve çoklu detektör kullanımı vardır. Bu seçenek kullanılarak tasarlanacak olan kamera sisteminin hacmi, ağırlığı ve maliyeti daha düşük olacaktır [43,44].

Son seçenekte belirtilen sistem diğerlerine göre daha karmaşıktır. Tek teleskop ve çoklu detektörlerden oluşan bir kamera sistemi tasarlamak geliştirmekte olan ülkeler için riskli bir seçim olabilmektedir. Çünkü kamera sisteminde çıkabilecek bir arıza ile kamera sistemi gayri faal duruma düşebilir ve görevi görüntü almak olan uydu sistemi kullanılamayacaktır. Bu nedenle, geliştirmekte olan ülkeler için birinci seçenek olan her bir detektör için farklı teleskop kullanılması daha uygun olacaktır. Bu seçenek hem tasarım yönünden daha basit, hem de herhangi bir kameranın arızalanması durumunda diğer kamera göreve devam edebilecektir.

Yukarıda belirtilen seçenekler doğrultusunda elektro-optik kamera tasarım modeli üzerindeki çalışmalar iki farklı yöntem kullanılarak ele alındı. İlk olarak kullanılan yöntem tek teleskop ve çoklu detektör kullanımı, diğeri ise her bir detektör için farklı teleskop kullanımı olmuştur. Aşağıda, belirtilen her iki yöntem içinde gerekli hesaplamalar yapılmakta ve kameralar için kaba modeller oluşturulmaktadır.

3.3.5 Tek bir teleskop kullanılması

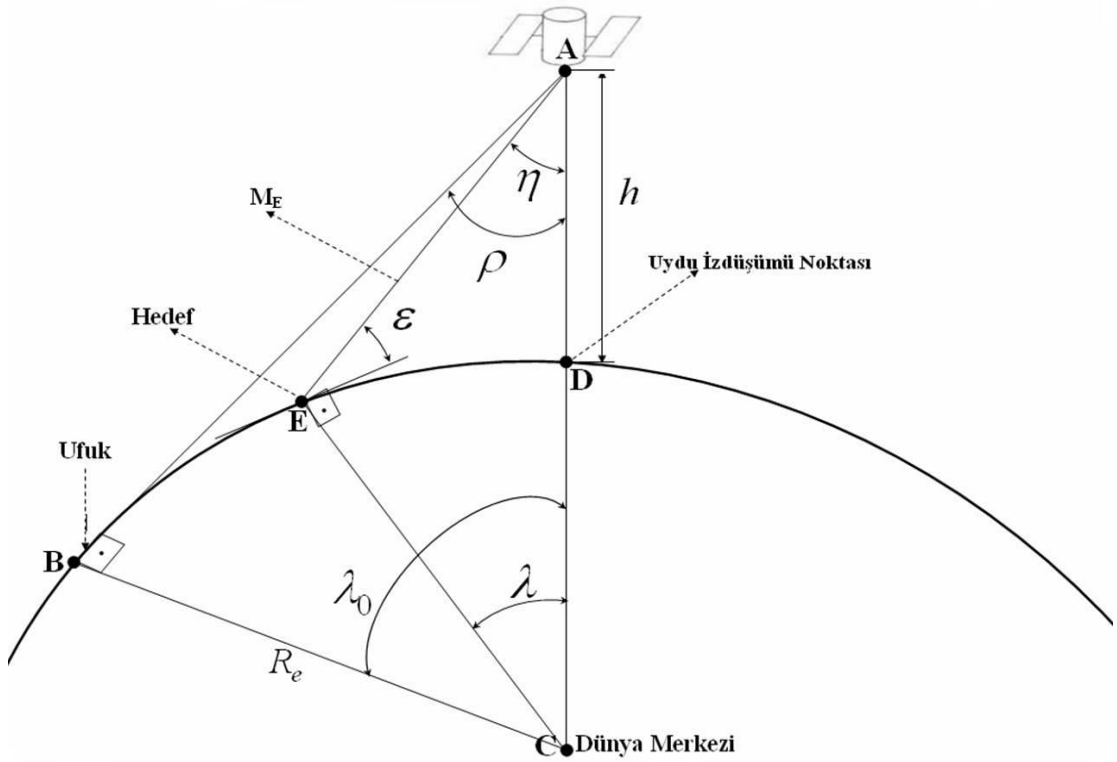
Yapılan literatür taraması sonucunda değişik seçenekler tartışıldı ve uydu kameralarında renk, küresel, koma, astigmat, distorsiyon ve alan eğriliği gibi sapmaları eleyebildiği için ve yaygın olarak kullanılan bir tasarım tipi olduğu için cassegrain konfigürasyon tipinde hem aynalı hemde mercekli (katadioptrik) *Schmidt*

Cassegrain teleskop tipinin kullanılmasına karar verildi. Schmidt Cassegrain türü teleskoplarda ışık ince bir Schmidt düzeltici mercekten geçerek gelir ve sonra birincil ayna olan küresel çukur aynaya çarparak tekrar geri yansır. Birincil aynadan yansıyan ışık, ikincil aynaya gelir ve bu ayna tarafından tekrar yansıtılır. İkincil aynadan yansıyan bu ışınlar birincil aynanın ortasındaki delikten geçerek algılayıcılara gelirler. Diğer teleskop tiplerinin tüm optik dezavantajlarını ortadan kaldırır ve tüm avantajlarını birleştirmektedir. Fakat Schmidt Cassegrain türü teleskoplar pahalıdır ve ikincil aynaları sebebiyle mercekli teleskoplara göre daha fazla ışık kaybına neden olmaktadır [Url-13].

2,5 m çözünürlükte görüntü elde edilecek olan sistemde her bir piksel için radyometrik çözünürlüğün 8 bit olmasına karar verildi. Radyometrik çözünürlüğün daha yüksek seçilmesi, görüntüsü alınan bölge veya nesne ile ilgili daha detaylı bilgi sağlamasına rağmen daha büyük veri depolama kapasitesine ve veri iletimi ihtiyacını ortaya çıkarmaktadır. Tarayıcı tipi olarak daha hafif, daha küçük, daha basit ve daha az hareket eden parçaları olduğu için *Pushbroom* tarayıcı tipi seçilmiştir. Kamera tasarımı için belirlenen görev isterleri çizelge 3.7’de özetlenmiştir.

Çizelge 3.7 : Görev isteri tasarım parametreleri.

Yörünge yüksekliği	$h = 650 \text{ km}$
Optik tasarım tipi	Schmidt Cassegrain
Tarayıcı tipi	Pushbroom (Piranha 3 P3-8x-xxx40 Line Scan Cameras)
Radyometrik çözünürlük	$B = 8 \text{ bit}$
Açılı hedefleme	30^0
İzdüşüm noktası çözünürlüğü	$X = Y = 2,5 \text{ m}$
Hareket yönündeki (along-track) piksel sayısı	1
Hareket yönüne dik yöndeki (across-track) piksel sayısı	8192
Çalışılacak dalga boyları (λ)	Pan : 400–700 nm Mavi : 450–520 nm Yeşil : 520–600 nm Kırmızı : 630–700 nm Yakın IR : 700–1000 nm



Şekil 3.22 : Uydu, hedef ve dünyanın merkezi arasındaki açısal ilişkiler.

Yukarıda belirtilen görev isterlerini karşılayacak bir elektro-optik kameranın tasarlanmasına izlenecek adımlar [22,45] kaynaklarında belirtilmektedir. Buna göre; Uydunun yerleştirildiği yörünge Güneş eşzamanlı (SSO) ve yüksekliği 650 km 'dir. Belirtilen bu yörünge yüksekliğine yerleştirilecek olan uydunun periyodu;

$$P = 2\pi \sqrt{\frac{a^3}{\mu_{dünya}}} = 5863,7 \text{ sn} = 97,7283 \text{ dk.}' \text{dır.}$$

a : Yarı ana eksen.

$\mu_{dünya}$: Dünya'nın çekim kütlesi ($398600 \frac{\text{km}^3}{\text{s}^2}$).

Uyduya ait izdüşüm noktasının yeryüzündeki hızı, yani uydunun yer izi hızı, $V_{\text{yer izi}}$;

$$\begin{aligned} V_{\text{yer izi}} &= \frac{2\pi R_e}{P} \\ &= 6,8344 \text{ km / sn' dir.} \end{aligned} \quad (3.39)$$

Burada kullanılan $R_e = 6378,14 \text{ km}$ ile Dünya'nın yarıçapıdır. Uydunun yörüngesindeki bir periyodu boyunca dünyanın kendi ekseninde yapacağı dönüş açısı, ΔL (node shift);

$$\begin{aligned}\Delta L &= \frac{P}{1436 \text{ dk}} \times 360^\circ \\ &= 24,5^\circ \text{ dir.}\end{aligned}\quad (3.40)$$

1 gün = 23 saat 56 dakika = 1436 dakika.

Uydunun yerleştirileceği yörüngenin yüksekliğine bağlı olarak dünyanın yarıçapına karşılık gelecek bir açı değeri elde edilecektir. Bu açı değeri şekil 3.22'de belirtilen $m(\hat{BAC}) = \rho$ açısıdır. Bu açının değeri, ρ ;

$$\begin{aligned}\sin \rho &= \frac{R_e}{R_e + h} \\ \rho &= 65,164^\circ \text{ dir.}\end{aligned}\quad (3.41)$$

Tasarlamakta olduğumuz uydunun $\pm 30^\circ$ manevra (slew) yeteneğine sahip olması tasarım parametresi olarak kabul edilmiştir. Kabul edilen bu değere göre uyduya yaptırılacak olan manevralar ile uydu $\pm 30^\circ$ 'lik bir görüş açısına sahip olacaktır. Uydunun sahip olacağı bu görüş açısı şekil 3.22'de belirtilen $m(\hat{EAD}) = \eta$ nadir açısı olarak tanımlanmaktadır. Tasarım parametresi olarak verilen nadir açısından yola çıkarak yükseltme (elevation) açısı ' ε ' ve uydunun nadir açısına karşılık dünyanın merkez açısı ' $m(\hat{ECA}) = \lambda$ ' elde edilebilmektedir. Yer yükseltme açısı;

$$\begin{aligned}\sin \eta &= \frac{\cos \varepsilon}{1 + \left(\frac{h}{R_e}\right)} \\ \varepsilon &= 56,57^\circ\end{aligned}\quad (3.42)$$

olarak bulunmaktadır. Uydunun nadir açısına karşılık dünyanın merkez açısı (Earth Central Angle), λ ;

$$\begin{aligned}\eta + \lambda + \varepsilon &= 90^\circ \\ \lambda &= 3,43^\circ \text{ dir.}\end{aligned}\quad (3.43)$$

Belirtilen nadir açısında uydunun izdüşüm noktasının en sağ veya soldaki (off-nadir) hedef noktasına olan uzaklığı, Eğim Mesafesi (slant range), M_E ;

$$M_E = R_e \left(\frac{\sin \lambda}{\sin \eta} \right) \quad (3.44)$$

$$M_E = 763,2 \text{ km' dir.}$$

Tasarım parametresi olarak elektro-optik kameranın izdüşüm noktası (nadir) çözünürlüğünün $X=Y=2,5$ m olması istenmektedir. Belirtilen bu görev isteri doğrultusunda tek bir pikselin sahip olacağı genişlik (Instantaneous Field Of View, IFOV);

$$X = IFOV \cdot h \cdot \left(\frac{\pi}{180^0} \right) \quad (3.45)$$

$$IFOV = 0,00022^0$$

Uydunun görüntü alabileceği en sağ ve sol noktada yani açılı hedef noktasındaki (off-nadir) çözünürlüğü;

$$IFOV = \frac{Y_{\max}}{M_E} \cdot \frac{180^0}{\pi} \quad (3.46)$$

$$Y_{\max} = 2,935 \text{ m}$$

olarak bulunur. Kullanılacak olan dedektörün (algılayıcının) özelliğine bağlı olarak hareket yönü boyunca 1 saniyede kaydedilen tarama sayısı, Z_a ;

$$Z_a = \frac{V_{yer izi} \cdot 1sn}{Y} \quad (3.47)$$

$$= \frac{6834,4 \frac{m}{sn} \cdot 1sn}{2,5m} \cong 2733 \text{ piksel dizisi}$$

tanedir.

Kamerada kullanılacak tarayıcı tipini seçmek için yapılan literatür araştırması sonucunda *DALSA* şirketi tarafından üretilen “*Piranha P3-8x-08k40*” tarayıcısının görev gereksinimlerini karşılayabilecek özelliklere sahip olduğu belirlenmiştir. Bu tarayıcı lineer CCD olup; çözünürlüğü 8192×1 ve piksel boyutu $7 \mu m$ 'dir. Verilen bu bilgilere göre, bir saniyede kaydedilecek toplam piksel sayısı, Z , bir saniyede kaydedilen tarama sayısı ile tarayıcının çözünürlüğünün çarpımına eşit olacaktır.

$$Z = (8192 \times 1) \cdot Z_a \quad (3.48)$$

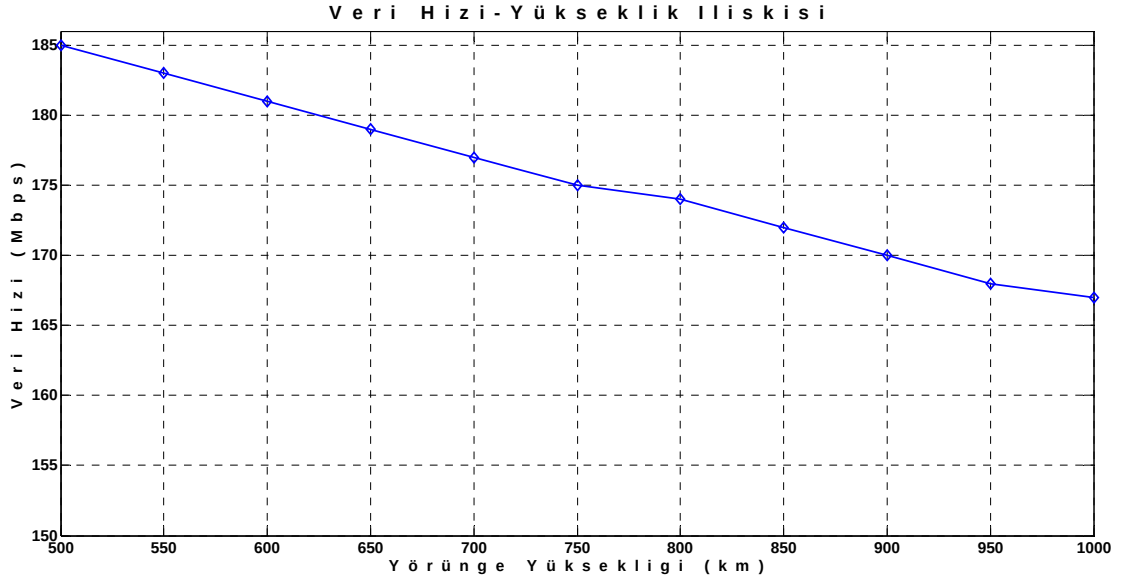
$$= 22.388.736 \text{ piksel}$$

tane piksel, tasarlanan optik sensör tarafından 1 saniyede kaydedilebilir.

Gözlem amaçlı olarak uyduda bulunan faydalı yüklerdeki veri hızı; çözünürlüğe, kapsama alanına ve bit çıkışına bağlıdır. Radyometrik çözünürlük isterlerine bağlı olarak her bir pikselin $B = 8 \text{ bit}$ ile kodlanması istenmektedir. Bu bilgiler ışığında optik sensörün veri hızı (Data Rate), DR ;

$$DR = Z \cdot B \quad (3.49)$$
$$\cong 179 \text{ Mbps}$$

olacaktır. Şekil 3.23’de görüldüğü üzere çözünürlük sabit olmak şartıyla yükseklik arttıkça veri hızı değeri azalmaktadır.



Şekil 3.23 : Veri hızı ile yörünge yüksekliği arasındaki ilişki.

Uydunun hareketi nedeniyle görüntüdeki bulanıklık görüntüleme problemlerinden biridir. Bu nedenle, uydunun hareketinden dolayı oluşan bulanıklığı engellemek için entegrasyon zamanının yeterince kısa olması gerekmektedir. CCD hücrelerinde toplanan elektronların miktarı entegrasyon zamanı ile doğru orantılıdır. Entegrasyon zamanı (integration time), T_i , aşağıdaki denklemde belirtilen hareket yönü yer çözünürlüğü (X) yani yer piksel boyutu ile uydunun yer izi hızı arasındaki ilişki ile tanımlanmaktadır.

$$T_i = \frac{X}{V_{yer izi}} \quad (3.50)$$

$$= \frac{2,5 m}{6834,4 m/s} = 0,3658 ms$$

Tasarımda kullanılacak olan “Piranha P3-8x-08k40” tarayıcının piksel boyutu $d = 7 \mu m$ olarak verilmiştir. Piksel boyutuna bağlı olarak optik sistemin odak uzaklığı (focal length), f ;

$$f = \frac{h \cdot d}{X} \quad (3.51)$$

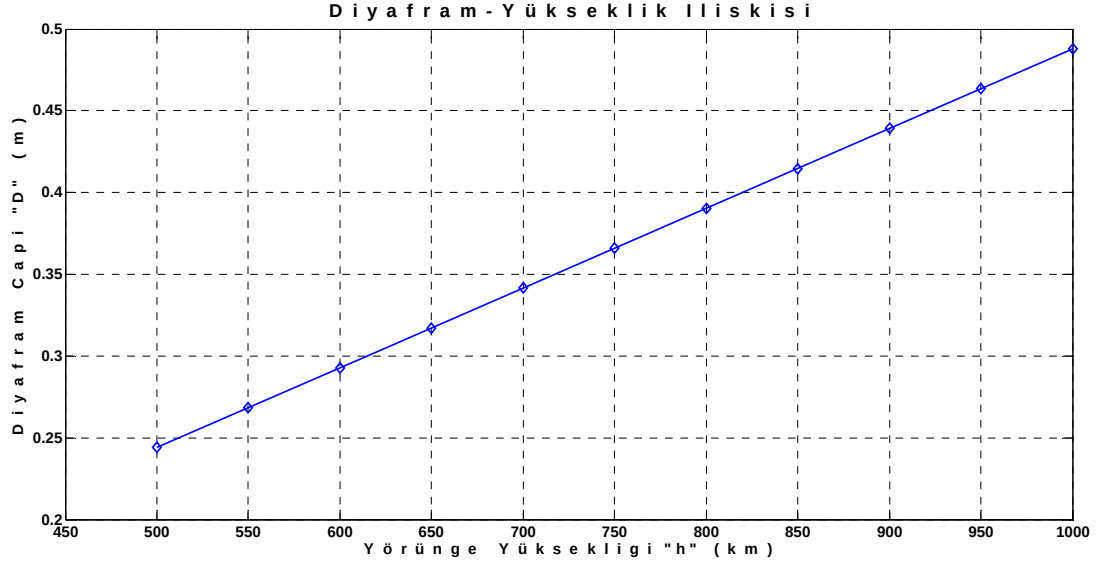
$$\cong 1,82 m$$

olarak bulunur. Denklemden kullanılan ‘ h ’ uydunun yerden yüksekliğini, ‘ X ’ ise hareket yönü boyunca yer piksel çözünürlüğünü ifade etmektedir. Elektro-optik kamera sisteminde kullanılacak olan sensörün minimum diyafram (aperture) çapı (D);

$$D = \frac{1,22 \cdot \lambda \cdot h}{X} \quad (3.52)$$

$$\cong 0,3172 m' dir.$$

elde edilen bu değer görev isterini karşılayacak olan minimum değerdir. Şekil 3.24’de görüldüğü üzere sürekli olarak 2,5 m çözünürlük elde etmek için yörünge yüksekliği arttıkça diyafram çapı da doğru orantılı olarak artacaktır. Tasarlanan kamera sisteminde optik bozuklukları ve kayıpları mümkün olduğu kadar azaltmak için sensör diyafram çapının büyük olması uygundur.



Şekil 3.24 : Diyafram çapı ile yörünge yüksekliği arasındaki ilişki.

Optik sistemin parlaklığını ve ne kadar ışık topladığını tanımlayan F/numarası, $F\#$, veya odak oranı ise;

$$F\# = \frac{f}{D} \quad (3.53)$$

$$= \frac{1,82}{0,3172} = 5,74' \text{ tür.}$$

F/numarasının değeri yükseldikçe yani diyafram çapı küçüldükçe veya odak uzaklığı büyüdükçe çekilen resmin kalitesi düşük olacaktır. Daha küçük F/numarasına sahip optik sistemler görüntü sensörüne daha fazla ışık iletmeleri nedeniyle kalitesi yüksek resimler elde edilir. Tasarlanan sistemde kullanılan 8192 x 1'lik detektör ile optik sistemde elde edilecek olan görüş alanı, FOV (Field Of View);

$$FOV = IFOV \cdot 8192 \quad (3.54)$$

$$= 1,802^0' \text{ dir.}$$

Transfer fonksiyonunun '0' olduğu uzaysal frekans, kesim frekansı olarak adlandırılır. Buna göre tasarlanan optik sistemin kesim frekansı (cut-off frequency), F_c ;

$$F_c = \frac{D}{\lambda \cdot h} \quad (3.55)$$

$$= 0,488 \text{ lp/m}$$

Bir görüntüleme sisteminin girişine aynı genlikte fakat farklı frekanslarda bir giriş bilgisi uygulanırsa, görüntüleme sisteminin çıkışında elde edilen bilginin genliği yüksek frekanslara gidildikçe düşer ve sonunda sistemin minimum çıkış verdiği bir sınıra ulaşılır. Bu nokta Nyquist frekansını belirtmektedir, yani sistemin ayırma gücünün sınırını vermektedir.

Hareket yönüne dik nyquist frekansı;

$$F_{nc} = \frac{1}{2X} \quad (3.56)$$

$$= 0,2 \text{ lp/m}$$

Hareket yönü nyquist frekansı;

$$F_{na} = \frac{1}{2Y} \quad (3.57)$$

$$= 0,2 \text{ lp/m}$$

Göreceli (relative) Nyquist frekansı;

$$F_{qc} = \frac{F_{nc}}{F_c}; \quad F_{qa} = \frac{F_{na}}{F_c} \quad (3.58)$$

$$F_{qc} = 0,41 = \% 41$$

$$F_{qa} = 0,41 = \% 41$$

Birleşik upwelling radyansın (Integrated upwelling radiance) tahmini; güneş ışınım yoğunluğu (solar illumination intensity) ile Dünya'nın güneş ışığını yansıtma oranı olan albedo değerinin çarpımından elde edilmektedir [46]. Güneş ışınım yoğunluğu doğal olarak güneşli alanlarda ve gölge alanlarda farklı değerlere sahip olmaktadır. Güneşli alanlarda bu değer 1367 W/m^2 iken, gölge alanlarda bu değer çok daha düşük olabilmektedir.

$$L_{\text{int}} = \frac{GIY \times D_{\text{albedo}}}{4\pi} \quad (3.59)$$

$$= 39,94 \text{ W/m}^2 / \text{sr}$$

GIY : Güneş ışınım yoğunluğu (1367 W/m^2)

D_{albedo} : Dünya'nın yansıtıcılık değeri (0,367)

sr : Steradyan. Bir kürenin merkezini tepe olarak alan ve küre yüzeyi üzerinde, kenarı bu kürenin yarıçapına eşit bir kare kadar alan ayıran, uzay açısı eşit, uzay açısı

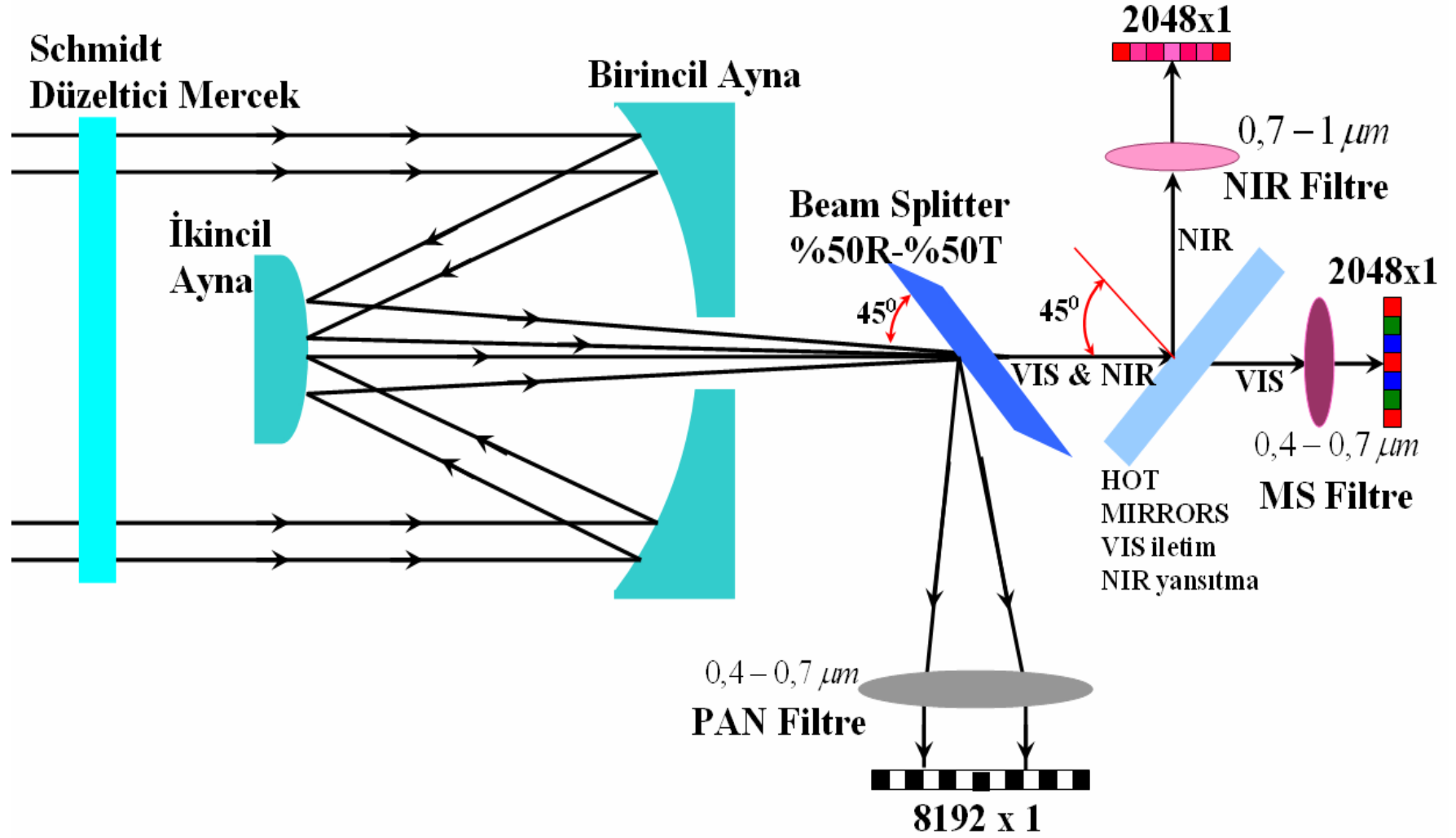
birimi veya katı açı birimidir. Bir çemberde 2π radyan vardır, kürede ise 4π radyan vardır.

Uydunun izdüşümü (nadir) noktasındaki bir pikselden gelen ışıma gücü, L ;

$$\begin{aligned} L &= L_{\text{int}} \cdot X \cdot Y \\ &= 249,5 \text{ W / sr' dir.} \end{aligned} \quad (3.60)$$

Sensörde kullanılan detektördeki piksel başına düşen giriş gücü, P_{in} ;

$$\begin{aligned} P_{in} &= \frac{L}{h^2} \cdot \left(\frac{D}{2} \right)^2 \cdot \pi \\ &= 4,67 \times 10^{-11} \text{ W} \end{aligned} \quad (3.61)$$



Şekil 3.25 : Oluşturulan tek teleskoplu PAN, MS ve NIR EO kamera modeli.

Tasarlanmakta olan kamera sistemi şekil 3.25’de görüldüğü üzere tek bir teleskoptan oluşmaktadır. Odak uzaklığını ayalamak amacı ile ikincil ayna ile detektörler arasına ihtiyaç miktarında ayna yerleştirilir. İkincil aynadan yansıyan ışık %50 yansıtma, %50 iletme özelliğine sahip beamsplitter’a çarpar. Beamsplitter tarafından %50’si yansıtılan ışık panokromatik (PAN) detektöre, diğer %50 ise beamsplitter tarafından iletilerek VIS ve NIR ışınları ayırma özelliğine sahip olan *Hot Mirrors*’a yönlendirilir. Gelen ışın hüzmesine 45⁰’lik açı oluşturacak şekilde sisteme yerleştirilen *hot mirrors*; kendisine gelen ışının VIS dalga boylarını %85 verimlilikte iletme, NIR dalga boylarını ise %90 verimlilikte yansıtma özelliğine sahiptir. %85 verimlilikte iletilen VIS dalga boyları MS detektörüne, %90 verimlilikte yansıtılan dalga boyları ise NIR detektörüne yönlendirilir. Her bir detektöre giden ışık miktarı ve her bir detektörün algılayacağı dalga boyu farklı olacağı için, kullanılan her bir detektör için ayrı olarak SNR değerleri hesaplanacaktır. Bu veriler ışığında her bir detektördeki giriş gücü;

$$\begin{aligned} P_{in}(PAN) &= 4,67 \times 10^{-11} \cdot 0,50 = 2,335 \times 10^{-11} \text{ W} \\ P_{in}(MS) &= 4,67 \times 10^{-11} \cdot 0,70 \cdot 0,85 = 1,985 \times 10^{-11} \text{ W} \\ P_{in}(NIR) &= 4,67 \times 10^{-11} \cdot 0,70 \cdot 0,90 = 2,1 \times 10^{-11} \text{ W} \end{aligned}$$

olarak bulunur. Tasarım parametresi olarak tanımlanan optik iletim faktörü, $\tau_0 = 0,75$, ile elde edilen giriş güçleri çarpılarak detektörlerde bulunan her bir piksel için gerekli olan giriş gücü, P_D , bulunur.

$$\begin{aligned} P_D &= P_{in} \cdot \tau_0 \quad (3.62) \\ P_D(PAN) &= 1,751 \times 10^{-11} \text{ W} \\ P_D(MS) &= 1,49 \times 10^{-11} \text{ W} \\ P_D(NIR) &= 1,575 \times 10^{-11} \text{ W} \end{aligned}$$

Entegrasyon zamanından sonra kullanılabilir enerjinin, E , ise;

$$\begin{aligned} E &= P_D \cdot T_i \quad (3.63) \\ E(PAN) &= 6,405 \times 10^{-15} \text{ Ws} \\ E(MS) &= 5,45 \times 10^{-15} \text{ Ws} \\ E(NIR) &= 5,761 \times 10^{-15} \text{ Ws} \end{aligned}$$

Kullanılabilir fotonların sayısı, N_p ;

$$N_p = \frac{E \cdot \lambda}{h_{planck} \cdot c} \quad (3.64)$$

$$N_p(PAN) = 22555$$

$$N_p(MS) = 19192$$

$$N_p(NIR) = 28982$$

Bu denklemde kullanılan $h_{planck} = 6,626 \times 10^{-34} W \cdot s^2$ Planck sabiti, $c = 3 \times 10^8 m/s$ ise ışık hızıdır. Bir sonraki adım için, detektörün çalışılacak dalga boyundaki kuantum verimliliğinin, $QE = 0,5$, tasarım parametresi olarak belirtilmesi gerekmektedir. Kuantum verimliliği; CCD üzerine gelen fotonların sayısı ile toplanan fotoelektronların sayısı arasındaki orandır. $QE = 0,5$ olarak belirtildikten sonra ise kullanılabilir elektronların, N_e , sayısı hesaplanır.

$$N_e = N_p \cdot QE \quad (3.65)$$

$$N_e(PAN) = 11278$$

$$N_e(MS) = 9596$$

$$N_e(NIR) = 14491 \text{ elektron / piksel}$$

Entegrasyon zamanı boyunca piksel başına düşen kullanılabilir elektronların sayısı hesaplandıktan sonra gürültü elektronlarının, N_n , sayısı belirlenebilmektedir.

$$N_n = \sqrt{N_e} \quad (3.66)$$

$$N_n(PAN) = 106$$

$$N_n(MS) = 98$$

$$N_n(NIR) = 120$$

Okuma (read-out) gürültü elektronlarının, $N_r = 25$, sayısının tasarım parametresi olarak belirtilir. Tasarım parametresi olarak girilen okuma gürültü elektronlarının sayısını kullanarak toplam gürültü elektronlarının sayısı, N_t , elde edilir.

$$N_t = \sqrt{N_n^2 + N_r^2} \quad (3.67)$$

$$N_t(PAN) = 109$$

$$N_t(MS) = 101$$

$$N_t(NIR) = 123$$

Elde edilen bu değerler kullanılarak görüntülerin sinyal-gürültü oranı, SNR ;

$$SNR = \frac{N_e}{N_t} \quad (3.68)$$

$$SNR(PAN) = 103$$

$$SNR(MS) = 95$$

$$SNR(NIR) = 117$$

ve sensörün dinamik aralığı (dynamic range), DiR , bulunur.

$$DiR = \frac{N_e}{N_r} \quad (3.69)$$

$$DiR(PAN) = 451$$

$$DiR(MS) = 384$$

$$DiR(NIR) = 580$$

3.3.5.1 Tahmini ölçüler, güç ve ağırlık

Tasarım parametrelerinin hesaplanmasından sonra elde edilen değerlere bağlı olarak; tasarlanmak istenen sistemin ölçülerini, ağırlığını ve harcayacağı güç miktarını tahmin etmek mümkündür. Bu işlemler, mevcut bulunan sistemlerin verileri kullanılarak yapılmaktadır. Örnek olarak IKONOS uydusuna ait kamera sisteminin verileri kullanılacak olursa; diyafram açıklığı 0,7 m, ağırlığı 171 kg, kullanılan güç 350 W ve boyutlar ise 1524 mm uzunluk - 787 mm genişlik.

$$R = \frac{A_i}{A_o} \quad (3.70)$$

$$= 0,453$$

R : Diyafram oranı,

A_i : Tasarlanan elektro-optik kameranın diyaframı,

A_o : Mevcut olan benzer elektro-optik kameranın diyaframı.

Elde edilen ' R ' oranını kullanarak tasarlanacak sistemin ölçüleri ' L_i ', ağırlığı ' W_i ' ve ihtiyaç duyacağı güç ' P_i ';

$$L_i = R \cdot L_o \quad (3.71)$$

$$= 690 \text{ mm} - 356 \text{ mm}$$

$$W_i = K \cdot R^3 \cdot W_o \quad (3.72)$$

$$= 32 \text{ kg}$$

$$P_i = K \cdot R^3 \cdot P_o \quad (3.73)$$

$$= 65 \text{ Watt}$$

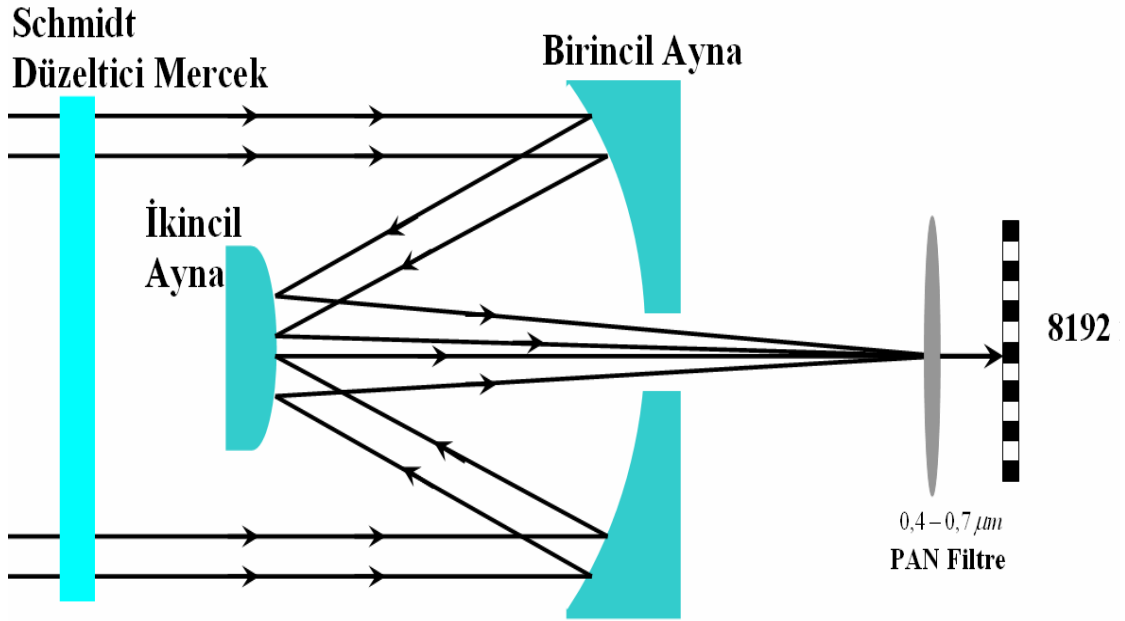
denklemleri kullanılarak bulunmaktadır. Yukarıdaki denklemlerde kullanılan ‘ K ’ faktörü; $R < 0,5$ için 2 olarak, diğer durumlarda ise 1 olarak kabul edilmektedir [22].

3.3.6 Çoklu detektör/teleskop kullanılması

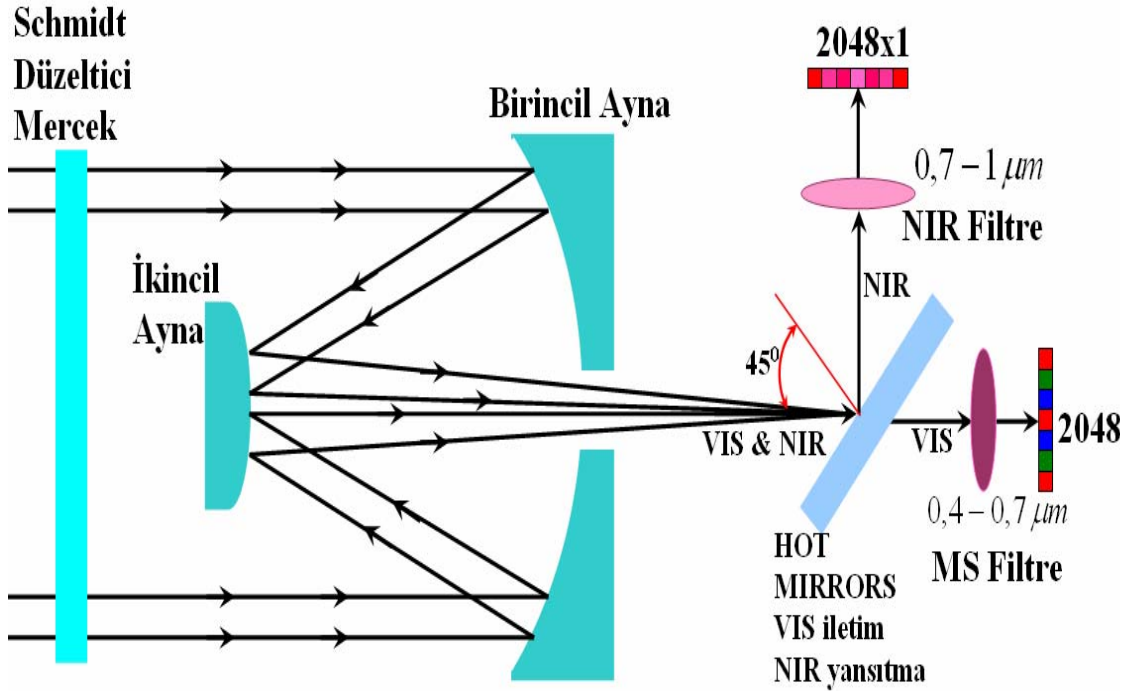
Faydalı yük tasarımında diğer bir seçenek ise; biri PAN, diğeri MS ve NIR için olmak üzere iki ayrı teleskopun kullanılmasıdır. Çizelge 3.8’de oluşturulan iki ayrı kamera modelinin parametreleri sıralanmıştır. Şekil 3.26’da belirtilen şekil panokromatik kamera, şekil 3.27’de ise MS/NIR kamerayı ifade etmektedir.

Çizelge 3.8 : Oluşturulan iki ayrı kamera modelinin parametreleri.

	Birinci Teleskop	İkinci Teleskop	
	PAN Kamera	MS Kamera	NIR Kamera
$V_{\text{ver izi}}$	6,8344 km/s	6,8344 km/s	6,8344 km/s
IFOV	0,00022 ⁰	0,00088 ⁰	0,00088 ⁰
Çözünürlük (X, Y)	2,5 m	10 m	10 m
1 sn’de kaydedilen tarama sayısı, Z_a	2733	683	683
1 sn’de kaydedilen toplam piksel sayısı, Z	22.388.736	1399685	1399685
Radyometrik Çözünürlük	8 bit	12 bit	12 bit
1 sn’deki veri kayıt hızı, DR	179 Mbps	16,8 Mbps	16,8 Mbps
Entegrasyon zamanı, T_i	0,3658 ms	1,463 ms	1,463 ms
Odak uzaklığı, f	1,82 m	0,91 m	0,91 m
Diyafram çapı, D	0,222 m	0,08 m	0,08 m
F/number, $F\#$	8,2	12,2	12,2
Optik sistemin görüş alanı, FOV	1,802 ⁰	1,802 ⁰	1,802 ⁰
Kesim frekansı, F_c	0,488 lp/m	0,488 lp/m	0,123 lp/m
Nyquist frekansı, F_{nc}	0,2 lp/m	0,05 lp/m	0,05 lp/m
Nyquist frekansı, F_{na}	0,2 lp/m	0,05 lp/m	0,05 lp/m
Göreceli Nyquist frekansı, F_{qc}, F_{qa}	%41	%10,2	%40,6
L_{int}	39,94 W/m ² /sr	39,94 W/m ² /sr	39,94 W/m ² /sr
L	249,5 W/sr	3994 W/sr	3994 W/sr
P_{in} (%85 MS, %90 NIR)	2,286x10 ⁻¹¹ W	1,01x10 ⁻¹¹ W	1,069x10 ⁻¹¹ W
P_D	1,714x10 ⁻¹¹ W	7,575x10 ⁻¹² W	8,015x10 ⁻¹² W
E	6,27x10 ⁻¹⁵ Ws	1,108x10 ⁻¹⁴ W	1,173x10 ⁻¹⁴ W
N_p	22084	39018	59010
N_e	11042	19509	29505
N_n	105	140	172
N_t	108	142	173
SNR	102	137	170
DiR	442	780	1180
Boyutlar	483 mm – 250 mm	174 mm – 90 mm	
Ağırlık	11 kg	0,51 kg	
Güç	22 W	1,05 W	



Şekil 3.26 : Panokromatik kamera modeli.



Şekil 3.27 : MS/NIR kamera modeli.

Elektro-optik kamera parametrelerinin hesaplanması ve kamera modellerinin oluşturulması ile ilgili olarak [22,47-51] kaynaklarından detaylı incelemeler yapılabilir.

3.3.7 Sonuç

Optik kamera alt sistemi, yer gözlem amaçlı olarak tasarlanan ve yörüngeye yerleştirilen bir uydu görevi için çok önemlidir. Uydunun tasarım çalışmalarının başlangıcından itibaren yörüngeye yerleştirileceği zamana kadar kullanılan mali bütçe, insan gücü ve harcanan zamanın tamamı, faydalı yük olan optik kamera sisteminden elde edilecek görüntüler içindir. Bu nedenle, görevin başarılı bir şekilde yerine getirilmesi için optik kamera sisteminin kusursuz olarak çalışması ve istenilen kalitede görüntü sağlayabilmesi gerekmektedir. Kamera sisteminin tasarım çalışmaları ayrıntılı bir şekilde ele alınarak, ortaya çıkabilecek olası hatalar göz önünde bulundurularak gerekli tedbirler alınmalıdır.

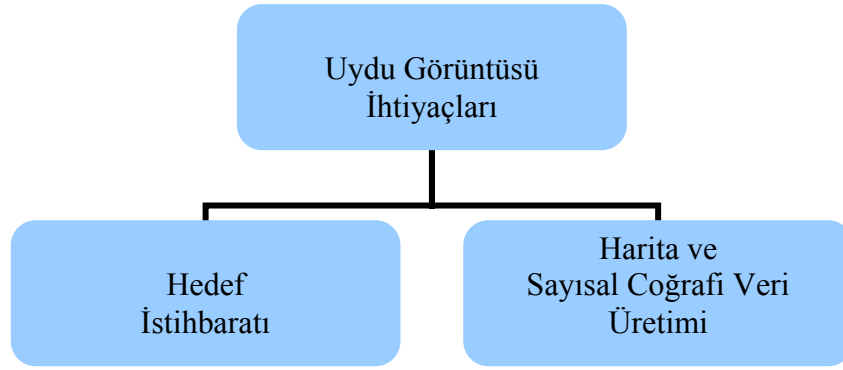
Bu bölümde, “Space Mission Analysis and Design” kitabı temel alınarak bir elektro-optik kamera tasarlanmıştır. Kameranın tasarımı; birincisi tek teleskop ve çoklu detektör, diğeri ise her bir detektör için ayrı teleskop olmak üzere iki farklı yöntem kullanılarak farklı iki tasarım çalışması yapılmıştır. Birinci yöntem diğere göre daha karmaşık bir sistemdir. Yeterli teknolojik altyapıya ve maddi bütçeye sahip ülkeler için vazgeçilmez bir yöntemdir, fakat yeterli teknolojik altyapıya ve maddi bütçeye sahip olmayan uzay teknolojileri alanında deneyimi az olup ilk kez uydu yapacak ülkeler için bu yöntemin risk faktörü yüksek olabilmektedir. Çünkü kamera sisteminde ortaya çıkacak bir sorun ile kamera sistemi tamamen gayri faal duruma düşer ve görevi görüntü almak olan uydu sistemi kullanılamaz hale gelir. İkinci seçenekte birden fazla kamera olacağı için diğer kameralar göreve edebilirler. Bu nedenler ve basit tasarım olanakları göz önünde bulundurulduğunda uydu teknolojilerine yeni adım atan ülkeler için ikinci yöntem daha kullanışlı olacaktır, ayrıca daha karmaşık sistemler için tecrübe kazanılmasına ve teknolojik altyapının yeterli seviyeye gelmesine olanak sağlayacaktır.

3.4 Yer Gözlem İhtiyaçlarının Belirlenmesi

Uydu teknolojilerine sahip olan ülkeler mevcut bulunan uydu sistemleri ile sivil kullanım alanları olan madencilik ve tarım alanları için gerekli planlamaları yapılmakta, görüntü ihtiyaçları karşılanmakta ve haberleşme imkân ve yetenekleri geliştirilmekte ve genişletilmektedir. Bunlara ek olarak uydu teknolojileri, sağlamış olduğu imkân ve kabiliyetler açısından ülkelerin silahlı kuvvetleri için önemli bir güç çarpanı haline gelmiştir. Özellikle görüntü ihtiyacı açısından yüksek çözünürlüklü uydu görüntüleri stratejik öneme sahip yapı ve askeri hareketlerin gözlemlenmesini mümkün hale getirerek; ülkelere askeri ve politik değerlere sahip istihbarat bilgileri sağlamakta ve bu açıdan ülkelerin güvenliğini kuvvetlendirmektedir. Silahlı kuvvetler açısından ihtiyaç duyulan bilgiye sahip olmak bütün zamanlar için vazgeçilmez bir unsur olmuştur. İhtiyaç duyulan bilgi için günümüzde uydu teknolojileri çok yoğun bir şekilde kullanılmaktadır. Görüntü istihbaratında büyük devrim yapan uydu teknolojisinin 1970'li yıllardan itibaren ticari olarak kullanılmaya başlanması, tüm Dünya'da yaygın olarak görüntü istihbaratı yapılmasına fırsat tanımıştır.

3.4.1 Uydu görüntüsü ihtiyaçları

1957 yılında ilk uydunun fırlatılmasından itibaren hızla artan uzaya ilişkin gelişmeler, 1990'lı yıllardan itibaren yeni eğilimlerin ortaya çıkmasına neden olmuş ve özellikle görüntü uyduları günlük yaşantımızın bir parçası olmuştur. Uydu teknolojilerindeki yenilikler sayesinde, gözlem uydularının kullanım alanlarının yaygınlaşması ile birlikte elde edilen faydaların artması nedeniyle bu sistemlerin askeri açıdan gerekliliği ise tartışılmazdır. Bu çerçevede Hava Kuvvetleri Komutanlığı, Türk Silahlı Kuvvetlerinin bu teknolojik gelişim içerisinde yerini alması amacıyla uydu sistemlerine sahip olmaya yönelik çeşitli çalışmalar başlatmıştır.



Şekil 3.28 : Uydu görüntü ihtiyaçları.

Yapılan bu çalışmalar kapsamında TSK'nin uydu görüntüsü ihtiyaçları şekil 3.28'de görüldüğü üzere *hedef İstihbaratı* ve *harita ve sayısal coğrafi veri üretimi* olmak üzere iki temel alanda tanımlanmaktadır. Elde edilmek istenen çeşitli bilgiler göz önüne alındığında uydu görüntüsünde bulunması gereken özellikler değişiklik göstermektedir.

Bir uydu görüntüsü ***Hedef İstihbaratı*** açısından incelendiğinde; hedeflerinin kapsanması, hava veya yer taarruzları için hedef elemanlarını tespit ve tanımlayabilmek ve pilotlara hedef bölgesinin gerçek görüntüsünü verebilmek için uydu görüntüsünün renkli ve pansharpened mono olması istenmektedir. Ayrıca, ortofoto üretimi amacıyla çevre ülkelerin tamamında mono siyah-beyaz 10 m çözünürlüklü ve hedef bölgelerinin 1m çözünürlüklü görüntülerinin olması gerekmektedir. Kontrol noktası olmayan bölgelerde hassas hedef koordinatı tespit etmek için uydu görüntülerinin stereo uydu görüntüsü olmalıdır. Coğrafi veri üretimi ve güncellemesi ile arazi analizi maksatlı orta ve yüksek çözünürlüklerde, hedef istihbaratı ve hedef analizi maksatlı 1m altı çözünürlükte, gözetleme (tatbikat, kriz bölge ve sınır olayları) maksatlı 1m ve altı çözünürlükte, yurtdışına ilave olarak yurtiçi TSK askeri birlik yer, mevzi, inşaat, arama kurtarma ve İKK tedbirleri ile iç güvenlik maksatlı orta ve yüksek çözünürlükte uydu görüntülerine ihtiyaç vardır (çizelge 3.9).

Çizelge 3.9 : Uyduların sahip olduğu çözünürlüklerin sınıflandırılması [52].

Çözünürlük	...<1m	1m<...<5m	5m<...<10m	10m<...<30m	30m<...<300m	...>300m
Sınıf	Çok Yüksek	Yüksek	Yüksek/Orta	Orta/Düşük	Düşük	Çok Düşük

Harita ve sayısal coğrafi veri üretimi ve hedef ihtiyaçları dikkate alındığında, ihtiyaç duyulan dünya gözlem uydusundan ve kamerasından beklenen görevlerin başında meteorolojik şartlardan etkilenmeme gelmektedir. Buna ek olarak; gece şartlarında gözlem yapabilme yeteneği, gözlemlenecek yerin belirli periyotlarda görüntüsünün alınabilmesi, pankromatik ve multispektral mono-stereo çekim görüntü alım imkânının olması, arazi analizlerinin yapılabilmesi beklenmektedir. Fakat bu tür verilerin üretimi için zamana bağlı acil bir durum söz konusu değildir.

Bulunduğu coğrafik konum itibari ile Türkiye, jeo-politik ve jeo-stratejik bir öneme sahiptir. Çevresindeki ülkeler sürekli olarak kitle imha başlıklı uzun menzilli füze sistemlerini tedarik etme ve bu konudaki imkân ve kabiliyetlerini geliştirme çabası içerisindeyler. Stratejik önemi ve söz konusu ülkelerin artan silahlanma çabaları dolayısıyla Türkiye devamlı tehdit altında bulunan bir ülke konumunda bulunmaktadır. Bu sebeple barış zamanından itibaren stratejik ve taktik değerlendirmeler için düşman derinliklerinden görüntü ve hedef istihbaratı elde edilmesine, güvenilir ve sürekli olarak sınır ötesi harita üretiminin sağlanmasına, taktik hava harekâtının hedef ve hasar tespiti planlamasının etkin olarak yapılmasına, güvenlik/harekât ortamının şekillendirilmesi ve/veya harbin kazanılmasına katkı sağlayacak bilgi üstünlüğünün her şartta tesis edilmesine ihtiyaç bulunmaktadır. Çevresinde meydana gelen silahlanma çabaları dolayısıyla müşterek resmin oluşturulması ve gerçek zamana yakın olarak ihtiyaç makamlarına gerekli bilgilerin aktarılabilmesi bakımından sahip olunacak bir veya daha fazla sayıdaki Dünya gözlem uydularından elde edilecek uydu görüntüleri büyük önem arz etmektedir. Bu uydu görüntülerinden;

- Yığınak bölgeleri, düşman konuşu ve savunma hatları gibi kara harekâtı hedeflerinin,
- Hava üsleri, radarlar, SAM merkezleri gibi hava harekâtı hedeflerinin,
- Balistik füze fırlatma rampaları ve kitle imha silah tesislerinin,
- Savaş gemileri ve su yüzeyinde bulunan denizaltılar gibi deniz harekâtı hedeflerinin,
- Mayın dökülebilecek muhtemel sahalar ile çıkarma kıyılarının izlenebilmesi,
- Ulaştırma imkân ve kabiliyetlerinin,

- Komuta kontrol tesislerinin belirlenebilmesi herhangi bir tehlike arz eden durum halinde büyük bir avantaj sağlayacaktır.

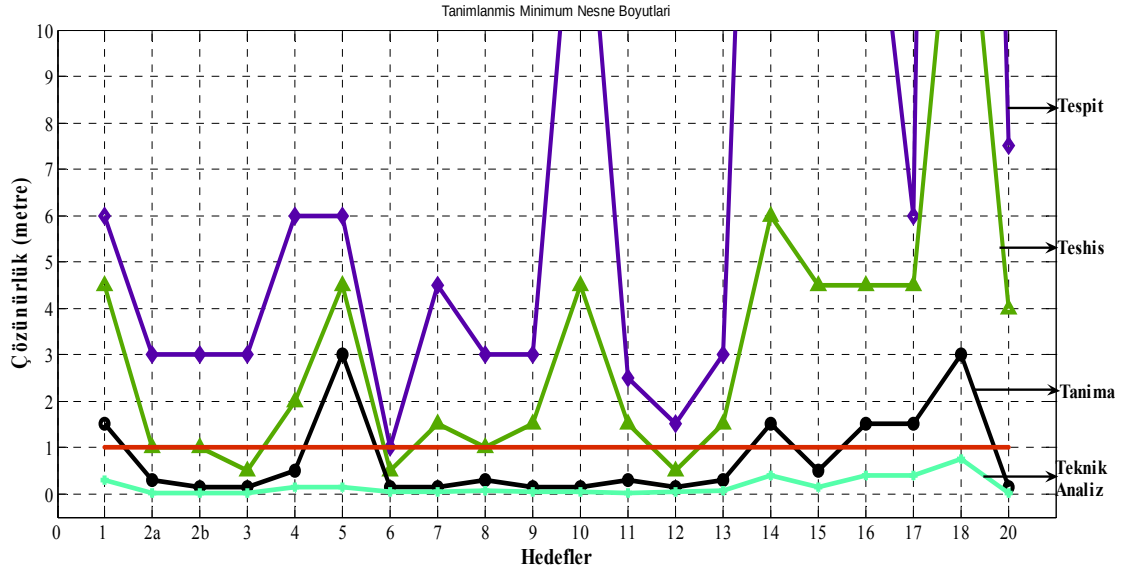
Bu çerçevede; uydu görüntülerinden bahse konu bilgilerin elde edilebilmesi için, eldeki uydu görüntülerinin belirli bir çözünürlük seviyesinde olması gerekmektedir. Bu kapsamda hazırlanan ve NATO'ya üye ülkelerin kullandığı STANAG 3769 (NATO STANdardization AGreement, “Minimum Resolved Object Sizes and Scales for Imagery Interpretation”) hedef istihbaratı ihtiyaçlarını tanımlamaktadır. Bu dokümanda hedefler 20 ayrı kategoride incelenmektedir. Hedef istihbaratı açısından uydu görüntüsü üzerinde yapılacak istihbarat çalışması STANAG 3769'da dört aşamada incelenmektedir. Bunlar;

- Tespit (Detection)*: Elde edilen görüntülerin yorumlanmasında bir nesnenin varlığının keşfedilmesi durumudur. Tespitte nesneyi tanıma yoktur.
- Teşhis (Recognition)*: Görüntülerin yorumlanması esnasında keşfedilen nesnenin bir grup türü (tank, köprü... vs.) olarak belirlenmesidir.
- Tanıma (Identification)*: Görüntülerin yorumlanması esnasında keşfedilen nesnenin türünün (T-54 tankı, F-16... vs.) kesin olarak belirlenmesidir.
- Teknik Analiz (Technical Analysis)*: Elde edilen görüntülerden, tespit edilen nesnenin teknik özelliklerinin analiz edilebilmesidir.

NATO STANAG 3769 belgesinde yirmi ayrı kategoride incelenen hedeflerin tespit, teşhis, tanıma ve teknik analizlerinin yapılabilmesi için bir uydu görüntüsünün çözünürlüğünün asgari ne kadar olması gerektiği belirtilmiştir. STANAG 3769'da belirtilen bu değerler Çizelge 3.10'da görülmektedir [53].

Çizelge 3.10 : Tanımlanmış minimum nesne boyutları.

Sıra No	Hedef Tipi	Tespit (Metre)	Teşhis (Metre)	Tanıma (Metre)	Teknik Analiz (Metre)
1.	Köprüler	6	4.5	1.5	0.3
2.	Haberleşme Teçhizatları				
	a. Radar	3	1	0.3	0.01
	b. Telsiz	3	1	0.15	0.01
3.	Destek Üniteleri (Akaryakıt Dağıtım Merkezi & Ordonat)	3	0.5	0.15	0.025
4.	Birlikler, Hareketli Birlikler	6	2	0.5	0.15
5.	Havaalanı tesisleri	6	4.5	3	0.15
6.	Roketler & Topçu Bataryaları	1	0.5	0.15	0.04
7.	Hava araçları	4.5	1.5	0.15	0.04
8.	Komuta & Kontrol Merkezleri	3	1	0.3	0.075
9.	Füze Rampaları (Sites) (SSM/SAM)	3	1.5	0.15	0.04
10.	Gemiler	15	4.5	0.15	0.04
11.	Nükleer Silah Bileşenleri	2.5	1.5	0.3	0.01
12.	Araçlar	1.5	0.5	0.15	0.04
13.	Kara Mayın Tarlaları	3	1.5	0.3	0.075
14.	Limanlar ve Korunaklar	30	6	1.5	0.4
15.	Kıyılar ve Çıkartma Kumsalları	15	4.5	0.5	0.15
16.	Demiryolları ve Demiryolu Tesisleri	15	4.5	1.5	0.4
17.	Yollar	6	4.5	1.5	0.4
18.	Kentsel Alanlar	60	15	3	0.75
19.	Arazi (Terrain)	Uygulanamaz	91	3	0.75
20.	Yüzeydeki Denizaltılar	7.5	4	0.15	0.025



Şekil 3.29 : Tanımlanmış minimum nesne boyutları.

NATO STANAG 3769 belgesi hedef ihtiyaçlarını tanımlamaktadır. Şekil 3.29’da 1 m çözünürlüğe sahip bir uydu görüntüsünden hangi tür hedeflere ait tespit, teşhis, tanıma ve teknik analiz yapılabileceği görülmektedir. 1 m çözünürlükte hedeflerin büyük bir çoğunluğunun tespit ve teşhisi, bir kısmının ise tanınması yapılabilmektedir. Fakat 1 m çözünürlük hiçbir hedefin teknik analizi için yeterli olmamaktadır.

Türkiye’nin sahip olduğu ve olacağı yer gözlem uyduları ile STANAG 3769’da belirtilen hedeflerin tespit, teşhis, tanıma ve teknik analizinin yapılabileceği Çizelge 3.11’de belirtilmektedir. Özellikle 2013’de yörüngeye yerleştirilmesi planlanan Göktürk-1 uydusunun sağlayacağı veriler sayesinde barış, kriz ve savaş dönemlerinde ihtiyaç duyulacak çok yüksek çözünürlüklü görüntü ihtiyaçlarının karşılanması planlanmaktadır. Göktürk Keşif Gözetleme Uydu Sistemi kapsamında; TSK’nin hedef istihbaratına yönelik uydu görüntüsü ihtiyacını, karasuyu ve hava sahası kısıtlamaları olmaksızın gündüz ve iyi hava şartlarında karşılamak amacıyla alçak yer yörüngede (650–700 km.) konuşlandırılacak, çok yüksek çözünürlüklü Elektro-Optik (E-O) kamera taşıyan bir uydu ile sistemin yer kesimini oluşturacak olan sabit ve mobil uydu yer istasyonuna sahip olunacaktır. Keşif gözetleme uydu sisteminin envantere girmesi ile birlikte keşif mimarisine önemli bir sistem yeteneği kazandırılmış olacak ve gelecekte uydu görüntülerinin keşif uçakları ve İnsansız Hava Araçları (İHA) ile birlikte kullanılması ile etkin bir görüntü istihbarat üretim yeteneğine sahip olunacaktır.

Çizelge 3.11 : Hedefler ve çözünürlükleri [52,53].

Hedef Tipleri	Görüntü Değerlendirme	Bilsat 12 m	Rasat 7.5 m	Göktürk-1 0.82 m	Göktürk-2 2.5 m
Köprüler	Tespit	6		X	X
	Teşhis	4.5		X	X
	Tanıma	1.5		X	
	Tek. Anlz.	0.3			
Haberleşme Teçhizatları (Radarlar, Telsiz)	Tespit	3		X	X
	Teşhis	1		X	
	Tanıma	0.15			
	Tek. Anlz.	0.01			
Destek Üniteleri (Akaryakıt Dağıtım Merkezleri & Ordonat)	Tespit	3		X	X
	Teşhis	0.5			
	Tanıma	0.15			
	Tek. Anlz.	0.025			
Birlikler, Hareketli Birlikler	Tespit	6		X	X
	Teşhis	2		X	
	Tanıma	0.5			
	Tek. Anlz.	0.15			
Havaalanı tesisleri	Tespit	6		X	X
	Teşhis	4.5		X	X
	Tanıma	3		X	X
	Tek. Anlz.	0.15			
Roketler & Topçu Bataryaları	Tespit	1		X	
	Teşhis	0.5			
	Tanıma	0.15			
	Tek. Anlz.	0.04			
Uçaklar	Tespit	4.5		X	X
	Teşhis	1.5		X	
	Tanıma	0.15			
	Tek. Anlz.	0.04			
Komuta & Kontrol Merkezleri	Tespit	3		X	X
	Teşhis	1		X	
	Tanıma	0.3			
	Tek. Anlz.	0.075			
Füze Rampaları (SSM/SAM)	Tespit	3		X	X
	Teşhis	1.5		X	
	Tanıma	0.15			
	Tek. Anlz.	0.04			
Gemiler	Tespit	15	X	X	X
	Teşhis	4.5		X	X
	Tanıma	0.15			
	Tek. Anlz.	0.04			
Nükleer Silah Bileşenleri	Tespit	2.5		X	X
	Teşhis	1.5		X	
	Tanıma	0.3			
	Tek. Anlz.	0.01			

Hedef Tipleri	Görüntü Değerlendirme	Bilsat 12 m	Rasat 7.5 m	Göktürk-1 0.82 m	Göktürk-2 2.5 m	Hedef Tipleri
Araçlar	Tespit	1.5			X	
	Teşhis	0.5				
	Tanıma	0.15				
	Tek. Anlz.	0.04				
Kara Mayın Tarlaları	Tespit	3			X	X
	Teşhis	1.5			X	
	Tanıma	0.3				
	Tek. Anlz.	0.075				
Limanlar ve Korunaklar	Tespit	30	X	X	X	X
	Teşhis	6			X	X
	Tanıma	1.5			X	
	Tek. Anlz.	0.4				
Kıyılar ve Çıkartma Kumsalları	Tespit	15	X	X	X	X
	Teşhis	4.5			X	X
	Tanıma	0.5				
	Tek. Anlz.	0.15				
Demiryolları ve Demiryolu Tesisleri	Tespit	15	X	X	X	X
	Teşhis	4.5			X	X
	Tanıma	1.5			X	
	Tek. Anlz.	0.4				
Yollar	Tespit	6			X	X
	Teşhis	4.5			X	X
	Tanıma	1.5			X	
	Tek. Anlz.	0.4				
Kentsel Alanlar	Tespit	60	X	X	X	X
	Teşhis	15	X	X	X	X
	Tanıma	3			X	X
	Tek. Anlz.	0.75				
Arazi (Terrain)	Tespit	-	X	X	X	X
	Teşhis	91	X	X	X	X
	Tanıma	3			X	X
	Tek. Anlz.	0.75				
Yüzeydeki Denizaltılar	Tespit	7.5		X	X	X
	Teşhis	4			X	X
	Tanıma	0.15				
	Tek. Anlz.	0.025				

Göktürk projesi teknik özellikleri;

- Uydu üzerinde bulunacak elektro-optik kamera sistemi, 4-band renkli ve siyah-beyaz görüntü alabilecektir.
- Güneş ışığından azami derecede faydalanabilmek amacıyla uydunun dairesel güneş uyumlu alçak yörüngede (650–700 km irtifada) konuşlandırılacaktır.

- Nokta, stereo, şerit ve geniş alan modlarında görüntüleme kabiliyetlerine sahip olunacaktır.

- Ankara konuşlu yer istasyonu ile uydula iletişim kurabilecek, uydunun iletişim konisi dışında iken elde ettiği görüntüler daha sonra yer istasyonuna aktarılacak üzere depolanacaktır.

- Yörünge özellikleri doğrultusunda uydu ile tüm dünya üzerinden görüntü elde edilebilecektir. Bu yörüngede uydunun periyodu yaklaşık 98 dakikada olup, dünya etrafında bir günde yaklaşık olarak 14 periyot tamamlayacaktır.

Ayrıca proje kapsamında kurulacak yer istasyonunda;

- Uydu komuta-kontrolü,
- Uydu görevlendirme ve görüntü indirme,
- Görüntü işleme,
- Görüntü isteklerinin planlanması, arşiv yönetimi ve görüntü dağıtım fonksiyonlarının teşkil edilmesi öngörülmektedir.

Uydu Yer İstasyonunun gelecekte keşif-gözetleme uydu sistemi mimarisinde yer alacak uyduların işletimini de destekleyecek genişleme potansiyeline sahip olması öngörülmektedir [Url-14,Url-15].

Hedef istihbaratı, hedef analizinin yapılabilmesi, tatbikat, kriz bölge ve sınır olaylarının keşif ve gözetlemesi, yurtdışına ilave olarak yurtiçi TSK askeri birlik yer, mevzi, inşaat, arama kurtarma ve İKK tedbirleri ile iç güvenlik maksatlı askeri ihtiyaçların ve sivil kurumlarındaki uydu görüntüsü taleplerinin karşılanması amacıyla Türkiye'nin günlük olarak görüntü elde edebileceği bir yer gözlem takım uydu filosuna gereksinimi olduğu değerlendirilmektedir. Hedef istihbaratı açısından sahip olunacak bahse konu takım uydu filosunu oluşturacak uydulardan en az bir tanesinin çok yüksek çözünürlüklü ($\dots < 1m$) olması ve diğerlerinin yüksek çözünürlüklü ($\approx 2.5m$) olması büyük önem arz etmektedir. Hedeflere ait gerçek görüntüler elde edebilmek için uydulardan elde edilecek görüntülerin renkli ve pansharpened mono olması, ayrıca kontrol noktası olmayan hedeflerin koordinatını tespit etmek için uydu görüntülerinin stereo olması gerekmektedir. Harita ve sayısal coğrafi veri üretimi açısından zamansal bir acil durum söz konusu olmasa da, bu tür verileri elde etmek için çözünürlüğün 2,5 m ile 10 m arasında olması yeterli olabileceği değerlendirilmektedir.

3.5 Takım Uydu Tasarımı

Uzay boşluğuna yerleştirilen ortak hedefleri olan bir dizi uydunun kullanılması ile elde edilen sisteme takım uydu denmektedir. GPS, GALILEO, İridyum... vb. gibi bir çok takım uydularda birden uydu kullanılmasındaki temel neden, Dünya üzerinde daha geniş alanı daha sıklıkta kapsamaktır. Eğer LEO' da bulunan uydular dikkate alınırsa; takım uydunun sağlayacağı gözlemleme ve haberleşme imkânı tek bir uyduya göre daha sık ve kesintisiz olacaktır. Şekil 3.30'da küresel haberleşme amaçlı olarak tasarlanmış İridyum haberleşme takım uydu sistemine ait uyduların yörüngelere yerleşimi görülmektedir. Şekilde her bir uydunun kapsama alanı dünya üzerinde belirtilerek, Dünya yüzeyinin tamamının bütün gün boyunca her an İridyum takım uydusu tarafından kapsandığı gösterilmektedir.



Şekil 3.30 : İridyum takım uyduları [Url-16].

Takım uydu tasarımında dikkat edilmesi gereken kesin bir kural yoktur. Ancak, bir yörüngeye tek bir uydu tasarlanması esnasındaki bütün kıstaslar takım uydu tasarlanması esnasında da kullanılmaktadır. Takım uydudaki her uydu yer istasyonlarını görecekt uygun bir yörüngeye yerleştirilmelidir. Buradaki esas nokta tasarlanan görevin hedefleri incelenerek, minimum maliyet ve risk oranı ile bu hedeflere ulaşabilmektir.

3.5.1 Takım uydu tasarım değişkenleri

Takım uydu tasarlamadaki en önemli etken görev isterleridir. Görev isterlerini başarı ile karşılayabilecek bir takım uydu sisteminin tasarlanması esnasında dikkat edilmesi gereken bazı tasarım değişkenleri ve bu değişkenlere etki eden temel unsurlar vardır. Bunlar;

a. *Takım uydudaki uyduların sayısı:* Bu faktör görev maliyetini ve kapsama alanını etkileyen temel faktördür. Mümkün olduğu kadar az sayıda uydu ile görev gereksinimlerini karşılayacak şekilde takım uydu tasarlanmalıdır. Takım uydu tasarımıındaki temel etken olan uydu sayılarının belirlenmesindeki ana esasların başında sistemin maliyeti, kapsama alanı ve revisit süresi gelmektedir. Yapılacak olan tasarım çalışmaları, görev isterlerine bağlı olarak ortaya çıkan bu esaslar temel alınarak sürdürülmektedir.

b. *Yükseklik (İrtifa):* Görev isterlerinde belirtilen tarama genişliği ve kapsama alanı yüksekliğe bağlıdır. Kullanılan faydalı yük için yüksek irtifalar, daha geniş tarama genişliği ve daha iyi kapsama sağlar. Ancak, yüksek irtifalarda planlanan görevi yerine getirebilmek için çözünürlük (optik gözlem), yönelme doğruluğu, ölçmesi, kararlılığı, kontrolü (pointing stability, attitude control) ve sinyal-gürültü (haberleşme) isterleri ayarlanmalıdır. Uyduların yerleştirileceği yörüngenin yüksekliği, görev isterleri doğrultusunda belirlenen kapsama alanı, revisit süresine ve diğer faktörlere bağlı olarak seçilmektedir.

c. *Yörünge düzlemlerinin sayısı:* Bir görevi tasarlanması sırasında kapsama ihtiyaçlarını karşılayacak yörünge düzlemi sayısının mümkün olduğu kadar az olması istenir. Birden fazla yörünge ile kapsama artırılabilir ve takım uydunun genel esnekliği geliştirilebilir, fakat fırlatma ve yörüngelerdeki uyduların yapacağı manevralar maliyeti artırabilmektedir. Genelde, birden fazla uydu aynı yörüngeye tek bir fırlatma aracı ile yerleştirilir. Farklı yörüngelere yerleştirilecek uydular tek bir araç ile doğrudan yerleştirilecekleri yörüngeye doğru fırlatılır. Bu durum uyduya daha düşük miktarda yakıt yüklenmesini sağlayarak uydunun ağırlığını azaltır.

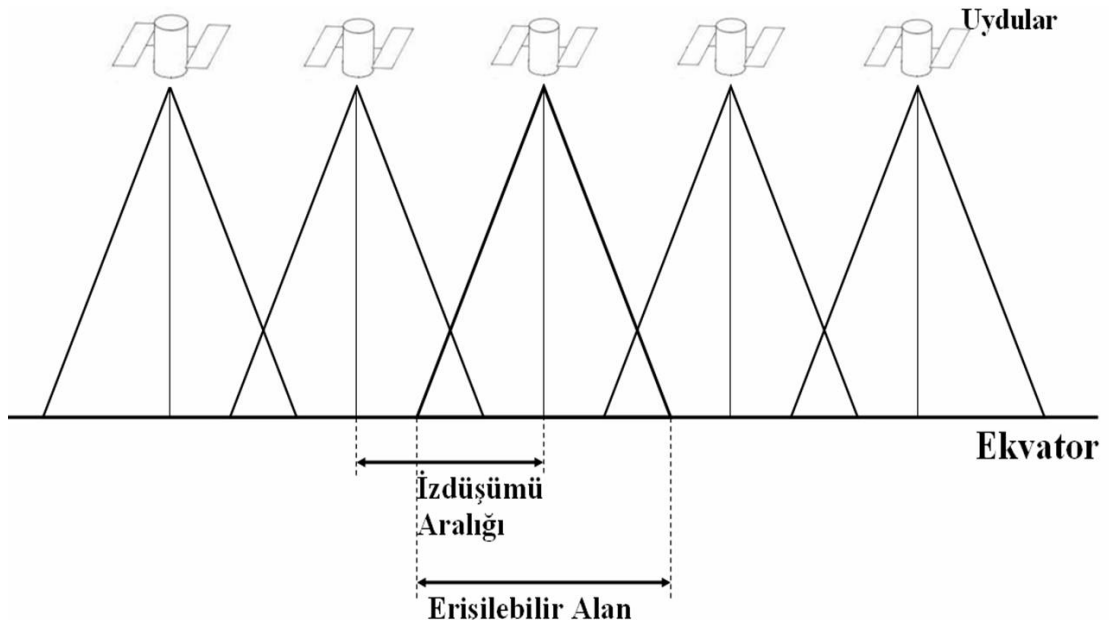
d. *Yörüngenin eğimi:* Bu klasik yörünge elemanı ile uydunun yer izinin belirlenmesi sağlanır, böylece takım uydunun kapsayacağı enlemler ortaya çıkar. Örneğin; $\pm 50^0$ enlemleri arasındaki bölgenin görüntülenmesinin istendiği bir uydu görevinde, uydunun yerleştirileceği yörünge için eğim 50^0 veya çok yakın bir değer seçilebilir.

e. *Uydular arası faz farkı:* Uydular arasında olması tasarlanan faz farkı kapsama alanı ve revisit süresine etki etmektedir [28].

3.5.2 Takım uydusu tasarımı

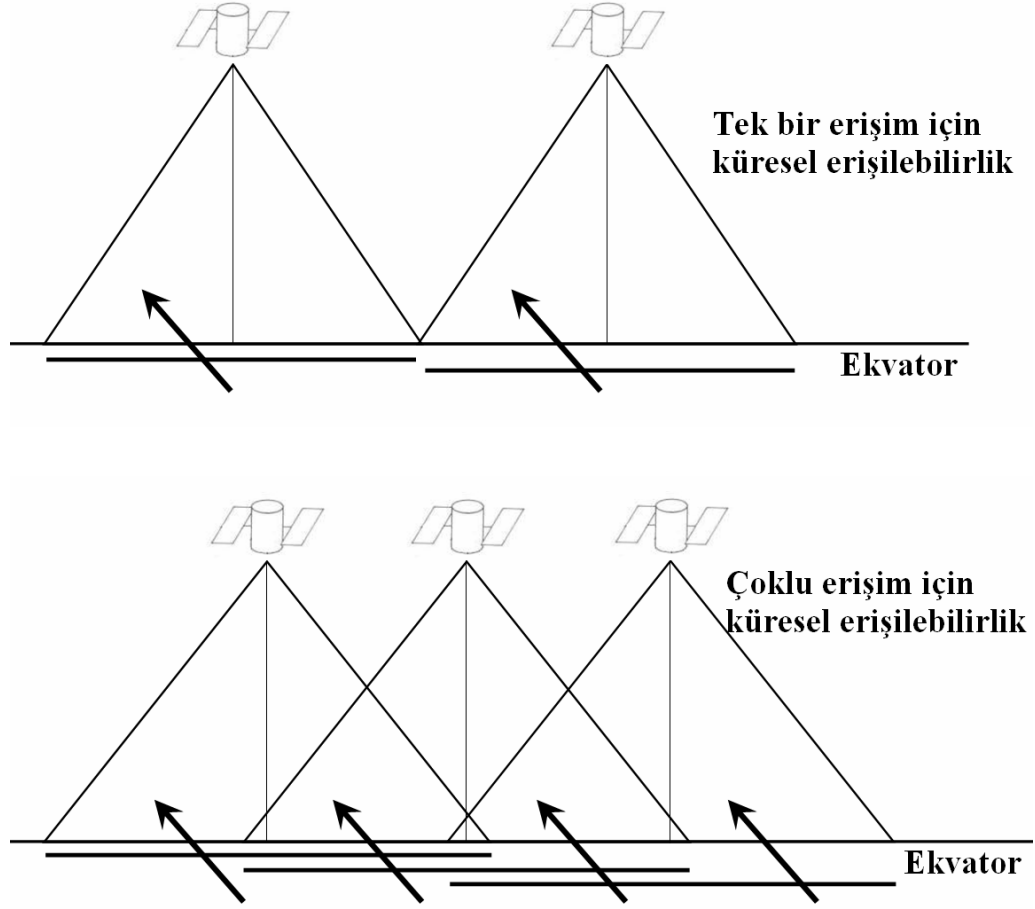
Yer gözlem amaçlı olarak kullanılacak takım uyduların tasarımındaki temel parametrelerden bir tanesi görev isterlerini karşılayacak en az sayıdaki uydusu miktarının belirlenmesidir. Uydusu miktarının belirlenmesindeki en önemli etken ise, uydusu üzerinde bulunan elektro-optik kamera sisteminin erişilebilir alanı yani kapsama alanıdır. Dünya çapında bir erişilebilirlik için, elektro-optik kamera sisteminin ekvator üzerindeki veya görev isterine bağlı olarak herhangi bir enlem üzerindeki erişilebilir alanının uydusu izdüşümü aralığından büyük olması gerekmektedir. Belirtilen durum şekil 3.31’de gösterilmektedir.

$$\text{Erişilebilir Alan} \geq \text{İzdüşümü Aralığı}$$



Şekil 3.31 : EO kamera sisteminin erişilebilir alanı ve uydusu izdüşümü aralığı.

Küresel erişilebilirliği sağlama amacı ile tek bir erişim ve çoklu erişim için uydulara ait kapsama alanlarının oluşturacağı temel geometrik şekiller aşağıda şekil 3.32’de görülmektedir.



Şekil 3.32 : Tek ve çoklu küresel erişilebilirlik.

Yer gözlem amaçlı kullanılacak uyduların, belirlenen görev isterlerini karşılayacak en uygun şekilde yörünge tasarımlarının ve bu yörüngeye yerleştirilecek uyduların miktarlarının belirlenmesi gerekmektedir. Görev isterlerini karşılayacak minimum uydu miktarı, görevin maliyeti açısından büyük önem arz etmektedir. Yer gözlemde Dünya kapsamasını sağlayacak optimum bir sistemin belirlenerek, bu sistem doğrultusunda uyduların yörüngelere yerleştirilmesi sağlanmalıdır. *Walker Takım Uydu Sistemi* olarak adlandırılan sistem; Dünya kapsama problemleri ile ilgili yapılan çalışmalarda, özellikle eşit alan dağılımları ile ilgili olarak ortaya konmuş bir sistemdir.

3.5.3 Walker takım uydu sistemi

Walker Delta Paterni olarak bilinen Walker Takım uydu sistemi, RAE (Royal Aircraft Establishment= Kraliyet Hava aracı Kurumu)'da görevli olan J.G. Walker tarafından takım uyduları tanımlamak için geliştirilen bir sistemdir. J.G. Walker,

Dünya kapsama problemleri ile ilgili özellikle eşit alan dağılımlarında değişik takım uydular ile çalışan bilim adamlarının başında gelmektedir. Walker takım uydu sistemi, eşit sayıdaki uyduların yörünge düzlemlerine eşit faz aralıkları ile yerleştirilmesi prensibine göre oluşturulur (Şekil 3.33). Yörünge düzlemleri genellikle eşit aralıklı olarak 0° ile 360° çıkış düğüm açıları (Right Ascension of the Ascending Node) arasında hesaplanmaktadır. Walker takım uydu sisteminin gösterimi;

$$i : t / p / f$$

gibidir.

i : Yörünge eğim açısı (Inclination).

t : Takım uydudaki toplam uydu sayısı.

p : Eşit aralıklı yörünge düzlemi sayısı.

f : Komşu yörüngelerdeki uydular arasındaki faz farkının standart gösterimi.

ϕ : Faz açısı.

Ω : Çıkış düğüm açısı (RAAN)

$\Delta\phi$: Komşu yörüngelerde bulunan uydular arasındaki faz farkı.

Komşu yörüngelerde bulunan uydular arası faz farkı;

$$\Delta\phi = \frac{360^\circ}{t} f$$

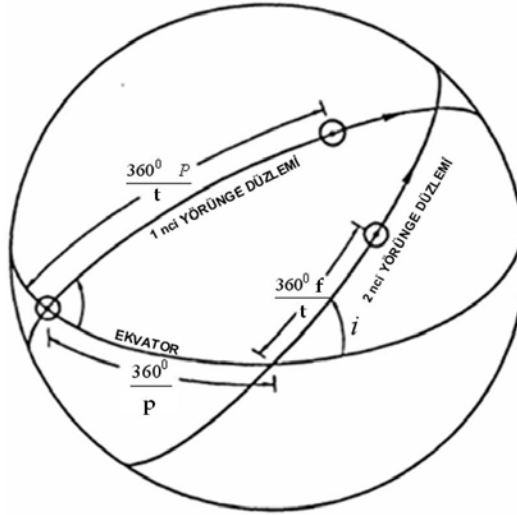
denklemleri ile ifade edilir. Bu ifade şu şekilde yorumlanabilir: Faz farkı 45° olarak kabul edildiği bir sistemde bir yörüngede bulunan birinci uydunun uydu açısı (true anomaly) 0° olarak düşünülürse, sağ tarafta bulunan bir sonraki komşu yörüngedeki birinci uydunun uydu açısı 45° olarak kabul edilir.

$\frac{t}{p}$: her bir yörünge düzlemine eşit olarak yerleştirilmiş uydu sayısını göstermektedir.

Komşu yörüngelerdeki uydular arasındaki faz farkının standart gösterimi olan ' f ' değeri sadece 0 ile $p - 1$ arasında değer alan bir tamsayıdır.

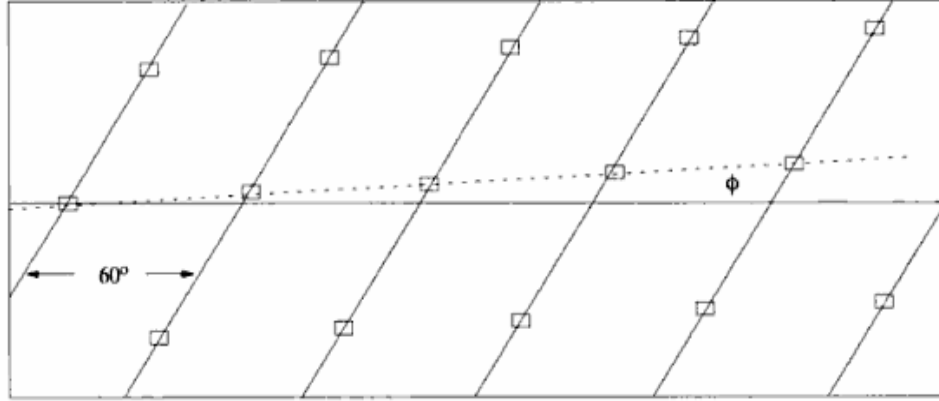
$$0 \leq f \leq p - 1$$

Bu açıklamalara göre bir takım uydu tanımlanacak olursa; örneğin, $t/p/f = 12/3/1$ olsun. Verilen bu bilgiden takım uyduda, 3 yörünge düzleminde toplam 12 adet uydu olduğu belirtilmiştir. $\Omega=120^0$ düğüm açılarıyla yerleştirilen her bir yörüngeye 90^0 'lik uydu açıları ile 4 adet uydu yerleştirilmiştir. $f=1$ ise; birinci yörünge düzlemindeki bir uydu 0^0 uydu açısında ise diğer yörünge düzlemindeki uydu $1 \times 360/12 = 30$ derece uydu açısında olduğunu ifade etmektedir. Bu ifadeye göre üçüncü yörüngede bulunan bir uydu aynı anda 60^0 'lik uydu açısında bulunur. Yani farklı yörüngelerde bulunan uydular arası faz farkının nasıl olacağı bu gösterimde belirtilmektedir. Bir yörünge düzlemine yerleştirilen uyduların arasındaki faz farkı, yörüngeye yerleştirilen uydu sayısına göre belirlenir. Farklı yörüngelerde bulunan uydular arasındaki faz farkı, takım uyduların kapsama özelliklerini etkilemektedir.



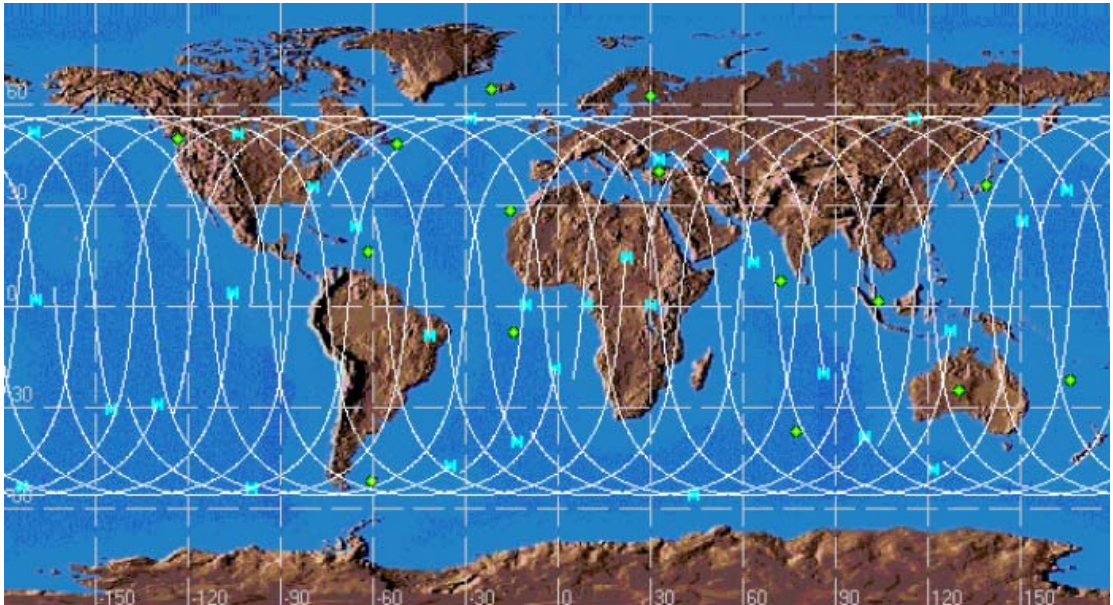
Şekil 3.33 : Walker takım uydu gösteriminin çizimi.

18/6/1'lik bir Walker takım uydu sistemi incelenecek olursa; 18 adet uydu 6 yörünge düzlemine eşit olarak, her bir yörünge düzlemi de simetrik olarak $\Omega=60^0$ çıkış düğüm açısına sahip olarak ve faz açısı $\phi=1 \times 360^0/18=20^0$ olacak şekilde dağıtılmıştır. Şekil 3.34'de bu sisteme ait uyduların dağılımı gösterilmektedir.



Şekil 3.34 : 18/6/1’lik Walker takım uydu sisteminin eşit dağılımı.

$i=56^0$ eğim açısında, 27/3/1’lik Walker takım uydu sistemi ile tasarlanmış GALILEO seyrüsefer takım uydu sisteminde yörüngeler $\Omega=120^0$ çıkış düğüm açılarında ve her bir yörüngede 9 adet uydu 40^0 ’lik açı farkı ile yerleştirilmek üzere tasarlanmıştır. Komşu yörüngeler arası faz kayması $\phi = f \times \frac{360^0}{t} = 1 \times \frac{360^0}{27} = 13.333^0$ ’dir. Şekil 3.35’de GALILEO seyrüsefer sistemi görülmektedir.



Şekil 3.35 : GALILEO seyrüsefer sistemi uydularının yer izi.

Konu ile ilgili daha detaylı bilgi için [26,54-59] kaynakları incelenebilir.

3.5.3.1 Walker takım uydu sistemi örneği

Görev İsterleri [60]

- *Türkiye'nin sınırları içerisinde veya yakın çevresinde bulunan herhangi bir noktanın günlük olarak uydu görüntüsünün elde edilebilmesi amacıyla oluşturulacak uydu filosu en az kaç uydudan meydana gelmelidir?*
- *Dünya üzerinde bulunan herhangi bir noktanın günlük olarak uydu görüntüsünün elde edilebilmesi amacıyla oluşturulacak uydu filosu en az kaç uydudan meydana gelmelidir?*

Uyduların yerleştirileceği yörüngenin yüksekliği 650 km olarak belirlenmiştir. Yörünge yüksekliğinin 650 km olarak seçilmesi nedenleri ile birlikte tez çalışmasının “Yörünge Tasarımı” bölümünde açıklanmaktadır. Uydunun görebileceği en sağ ve sol nokta ile olan açı ise $\pm 30^0$ (nadir açısı) tasarım parametresi olarak kabul edilmektedir. Bu veriler doğrultusunda görev isterlerini karşılayacak uydu sayısı ve yörünge sayısı belirlenecektir.

Güneş eşzamanlı (SSO) yörüngelerin özelliğinden dolayı yörüngede bulunan her uydu erişilebilir kapsama alanından her gün iki defa (bir yükselen ve bir inen) geçer. [61].

$$R_e = 6378.14 \text{ km}$$

$$h = 650 \text{ km}$$

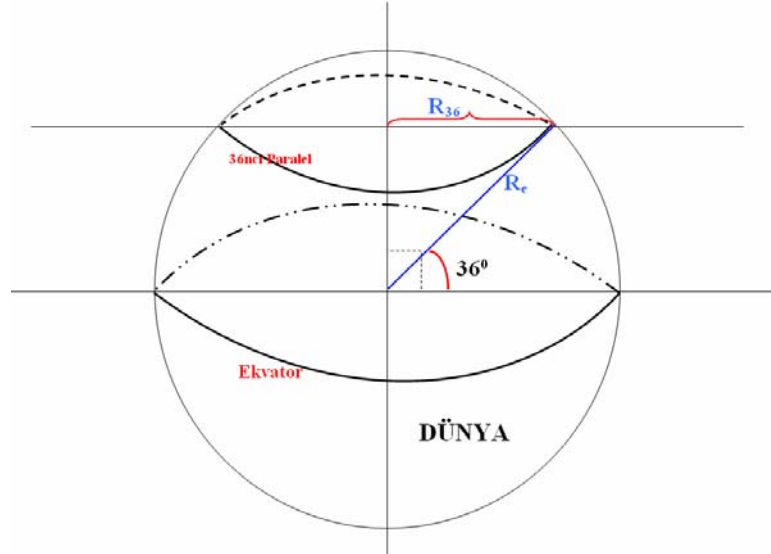
$$a = 7028.14 \text{ km}$$

Tasarlanan yörüngede bulunan bir uydunun periyodu;

$$P = 2\pi \sqrt{\frac{a^3}{\mu_{dünya}}} \cong 5863.7 \text{ sn} \cong 97.73 \text{ dk} \text{ 'dir.}$$

Türkiye'nin sınırları içerisinde veya yakın çevresinde bulunan herhangi bir noktanın günlük olarak uydu görüntüsünün elde edilebilmesi amacıyla 36^0 kuzey paralel dairesinin tamamen kapsanması amaç olarak belirlenmiştir. Bu çerçevede belirtilen paralel dairesinin çap ve çevre ölçümlerinin bilinmesi gerekmektedir. Şekil 3.36'dan yola çıkarak, bahse konu paralel dairesinin yarıçapı;

$$\cos 36 = \frac{R_{36}}{R_e} = \frac{R_{36}}{6378.14 \text{ km}} \Rightarrow R_{36} \cong 5160 \text{ km} \text{ olarak bulunur.}$$

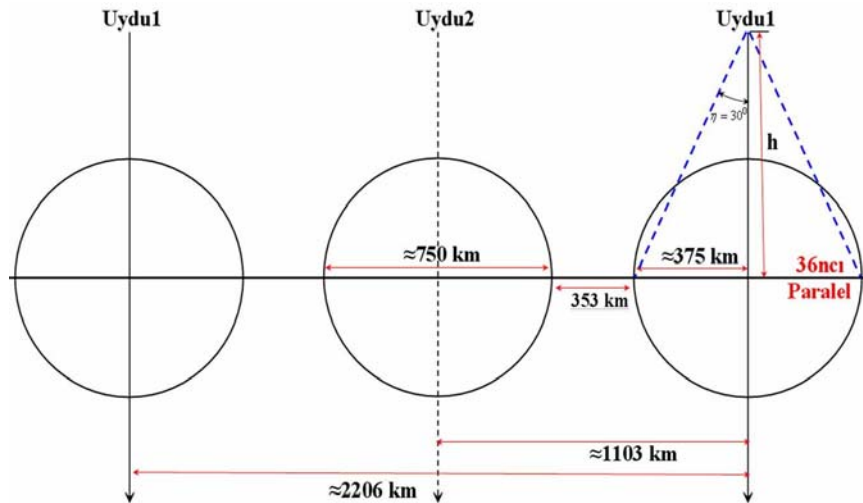


Şekil 3.36 : 36'ncı paralel dairesinin çevresi ve yarıçapının bulunması.

Görev isterlerini karşılamak üzere tasarlanacak gözlem uydusunun nadir açısı, $\eta = 30^0$ olarak kabul edilmektedir. Yapılan bu kabule göre uydu kapsama alanı;

$$\tan 30^0 = \frac{X}{650 \text{ km}} = 375.28 \text{ km} \text{ yarı çaplı bir daire olacaktır. Görev isteri olarak}$$

Türkiye'de herhangi bir noktanın günlük olarak görüntüsünün alınması söz konusu olduğu için, 36^0 kuzey enleminin kapsanması amaçlanmıştır. Bahse konu 36^0 kuzey enlemi üzerinde herhangi bir noktanın günlük görüntüsünün alınabilmesi için gerekli olan uydu miktarı, birinci görev isterini karşılayacak uydu miktarı ile aynı olacaktır.



Şekil 3.37 : 2 uydunun 36'ncı paralel üzerindeki kapsama alanı.

Birinci uydunun 36^0 kuzey enleminden birinci ve ikinci geçişleri arasındaki mesafenin tamamen kapsanmasını sağlayacak uydu miktarı görevin başarı ile

yapılmasını sağlayacaktır. Başlangıç olarak 2/1/0 Walker takım uydu sistemine göre yörüngeye yerleştirilmiş iki adet uydunun görev isterini karşılayıp karşılamayacağı kontrol edilsin (Şekil 3.37). 2/1/0 Walker takım uydu sisteminde iki adet uydu bir adet yörüngeye uydu açıları arasındaki faz farkı $360^0/2 = 180^0$ (birinci uydu 0^0 , ikinci uydu 180^0 uydu açılarında) olacak şekilde yörüngeye yerleştirilirler.

Birinci uydunun 36^0 kuzey enleminde 1 ve 2nci geçişleri arasındaki mesafe;

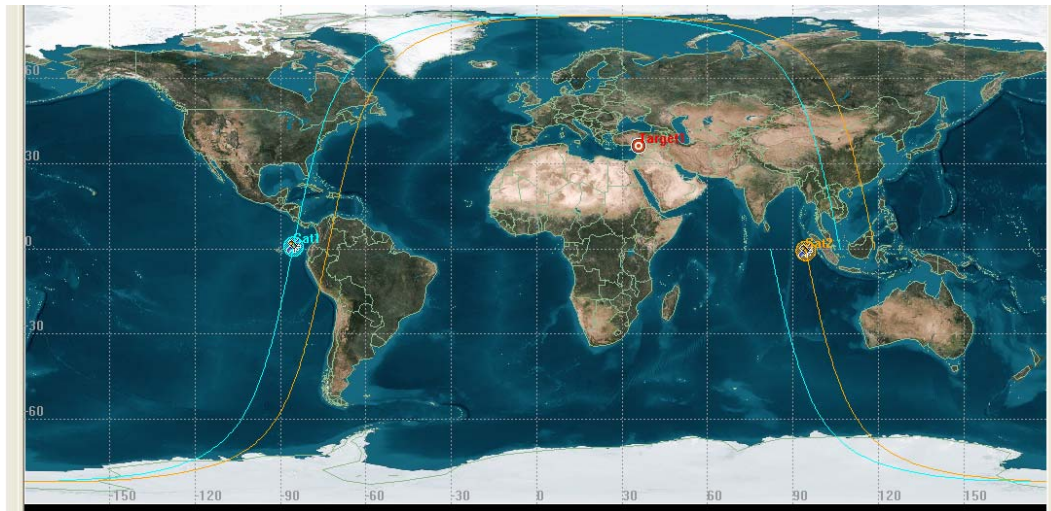
$$\frac{2\pi R_{36}}{86160 sn} \cdot P = \frac{2\pi R_{36}}{86160 sn} \cdot 5863.7 sn \cong 2206 km \text{ 'dir.}$$

İkinci uydu ile birinci uydu arasındaki uydu açısı farkı 180^0 olduğu için; ikinci uydu, birinci uydudan $P/2$ sonra 36^0 kuzey enleminde geçiş yapacaktır.

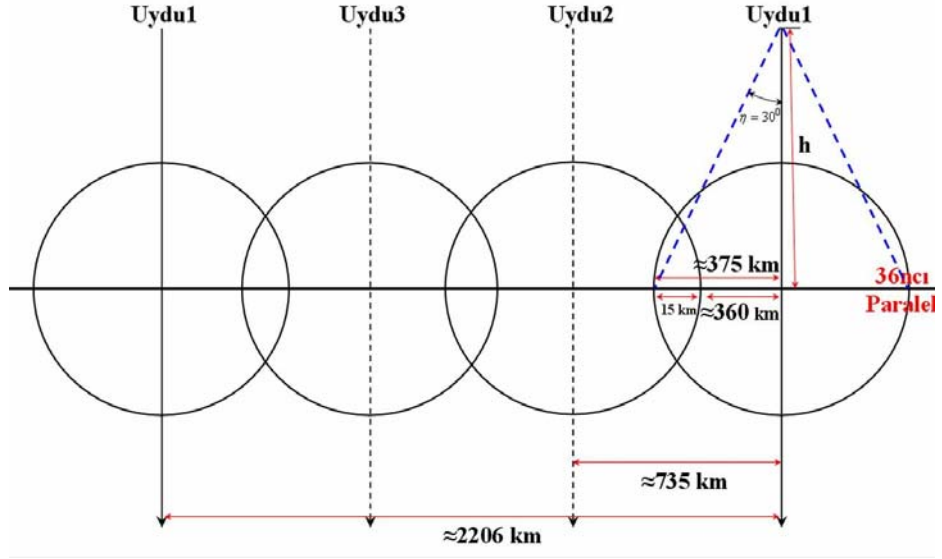
Birinci uydu ile ikinci uyduların 36^0 kuzey enleminde ilk geçişleri arasındaki mesafe;

$$\frac{2\pi R_{36}}{86160 sn} \cdot \frac{P}{2} = \frac{2\pi R_{36}}{86160 sn} \cdot 2931.85 sn \cong 1103 km \text{ 'dir.}$$

Şekil 3.35’de görüldüğü üzere tamamen kapsama mevcut olmayıp, uyduların kapsama bölgeleri arasında boşluklar vardır. Sonuç olarak 2 uydudan meydana gelecek bir takım uydu filosu görev isterini yerine getiremeyecektir [28].

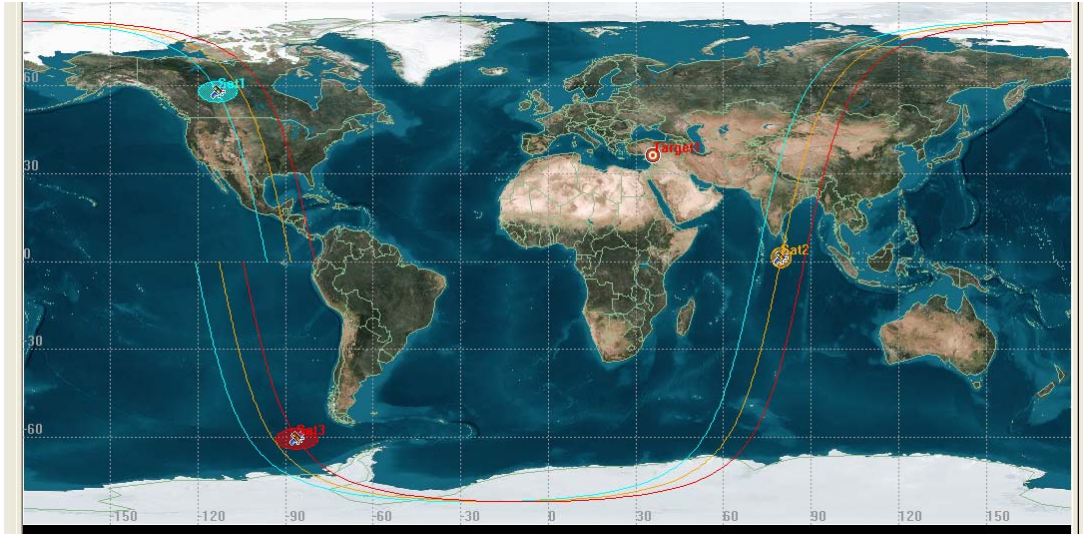


Şekil 3.38 : Walker 2/1/0 takım uydularının yörüngeye dağılımı.

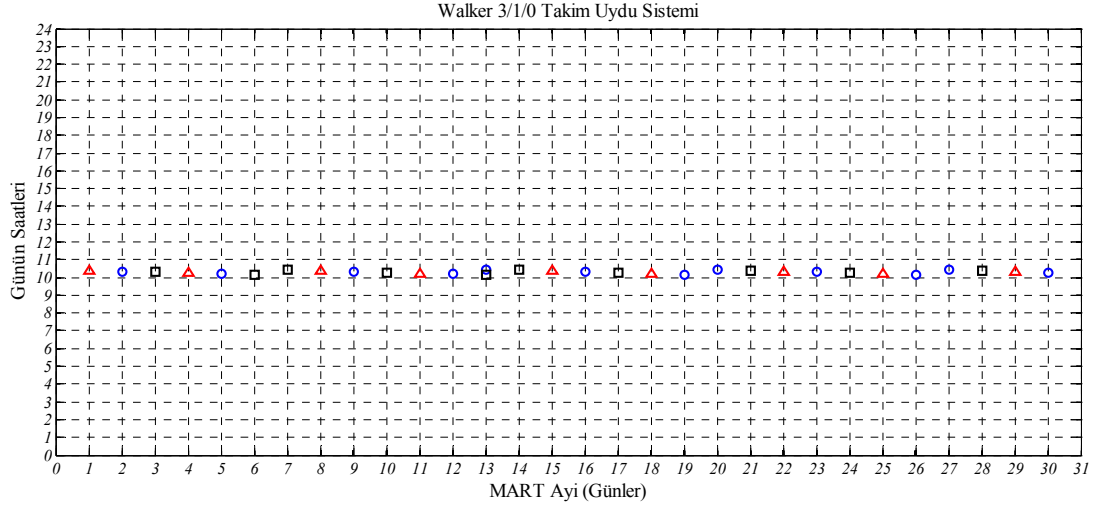


Şekil 3.40 : 3 uydunun 36'ncı paralel üzerindeki kapsama alanı.

Şekil 3.40'da görüldüğü üzere birinci uydunun 36^0 kuzey enleminden bir ve ikinci geçişleri arasındaki mesafenin tamamı kapsamaktadır. Sonuç olarak; 3/1/0 Walker takım uydusu sistemin görev isterini karşılayabileceği görülmektedir. STK benzetim programından da elde edilen sonucun aynı olduğu şekil 3.41 ve şekil 3.42'de görülmektedir.



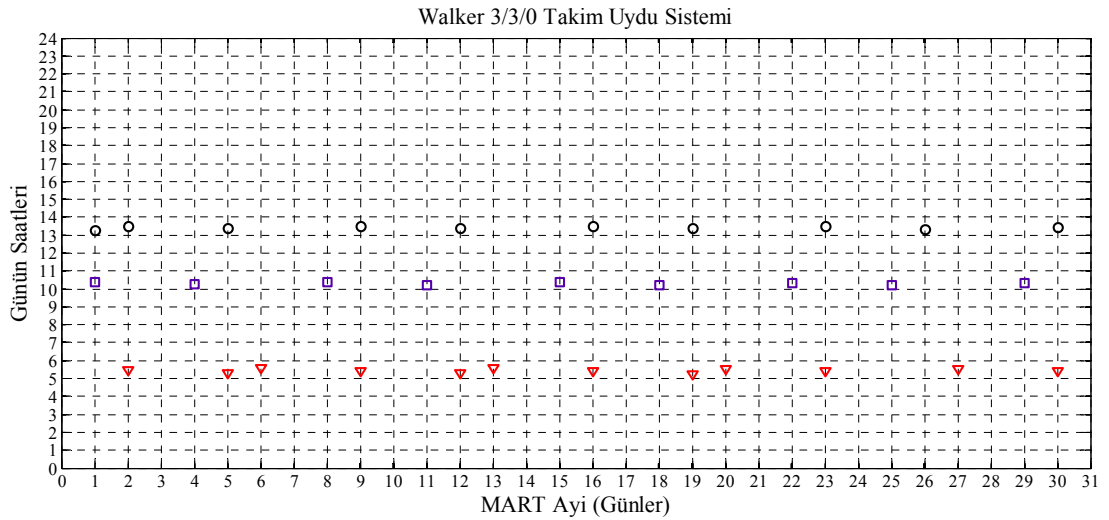
Şekil 3.41 : Walker 3/1/0 takım uydularının yörüngeye dağılımı.



Şekil 3.42 : Walker 3/1/0 sisteminde uyduların hedef görüntüsü aldığı günler.

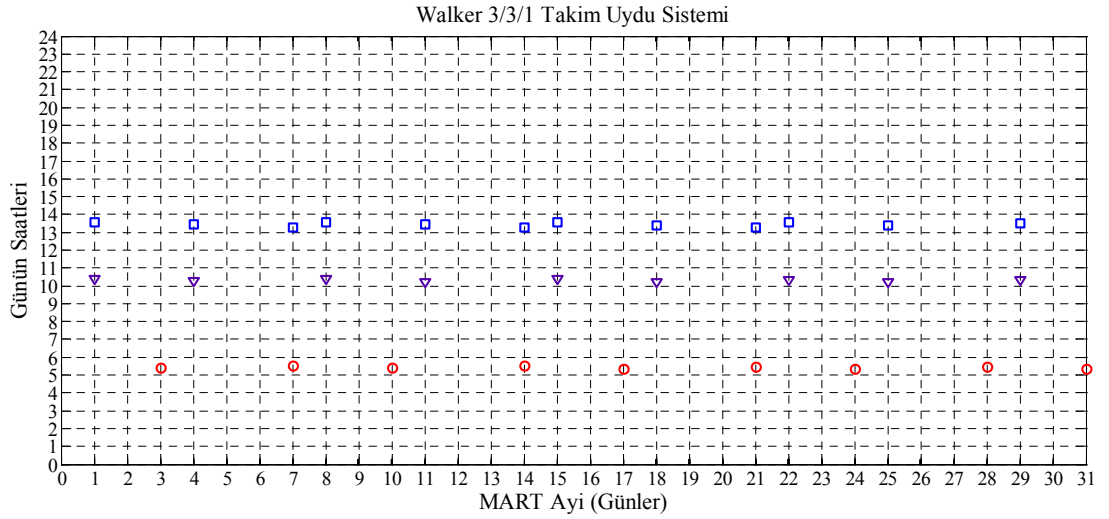
Elde edilen sonuçlar doğrultusunda üç uydunun tek bir yörüngeye yerleştirilmesi ile oluşturulacak 3/1/0 Walker takım uydu sisteminin belirtilen görev isterlerini karşılayabileceği görülmüştür. 3/1/0 Walker takım uydu sisteminin görev isterini karşılayabilecek optimum sistem olup olmadığına karar vermek amacı ile, üç uydu ile oluşturulabilecek diğer sistemlerinde incelenmesi gerekmektedir.

Bu çerçevede oluşturulabilecek uydu sistemlerinden bir tanesi Walker 3/3/0 takım uydu sistemidir. Bu sistemde, her bir uydu aynı uydu açılarında farklı üç yörüngeye yerleştirilmektedir. Yörünge düzlemleri 120^0 'lik çıkış düğüm açısı farkıyla oluşturulmuştur. Şekil 3.43'de görülen sonuçta, günün değişik saatlerinde görüntü elde edilebildiği görüldüğü halde, bazı günlerde hiç görüntü elde edilemediği görülmektedir.



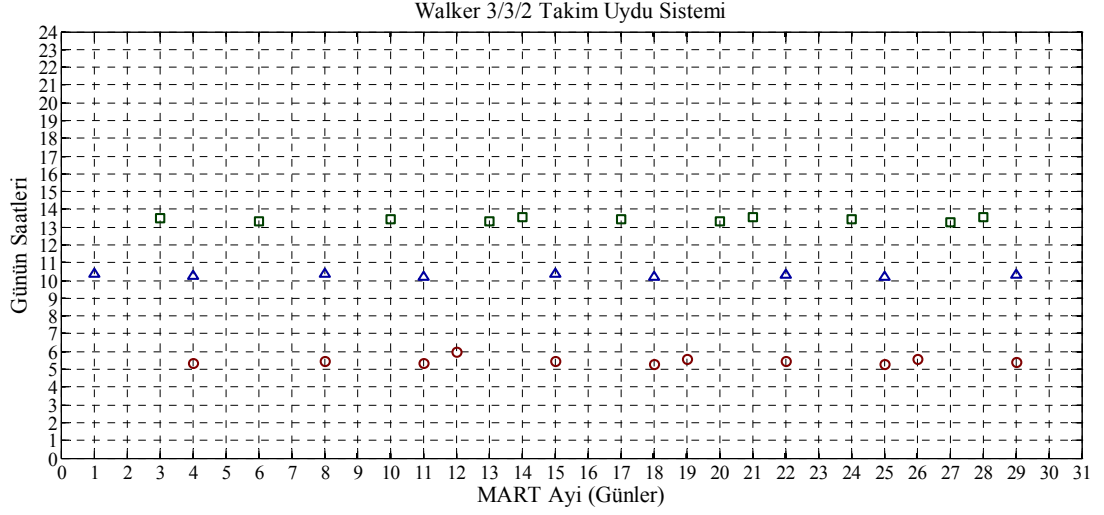
Şekil 3.43 : Walker 3/3/0 sisteminde uyduların hedef görüntüsü aldığı günler.

Üç uydu ile oluşturulabilecek diğer bir uydu sistemi Walker 3/3/1 takım uydu sistemidir. Bu sistemde, her bir uydu $\frac{360^0}{3} \times 1 = 120^0$ uydu açısı faz farkı ile üç yörüngeye yerleştirilmektedir. Yani birinci uydu 0^0 uydu açısı ile birinci yörüngeye, ikinci uydu 120^0 uydu açısı ile ikinci yörüngeye ve son olarak üçüncü uydu 240^0 uydu açısı ile üçüncü yörüngeye yerleştirilmektedir. Yörünge düzlemleri diğer sistemde olduğu gibi 120^0 'lik çıkış düğüm açısı farkıyla oluşturulmuştur. Şekil 3.44'de görülen sonuçta, yine 3/3/0 sistemine benzer şekilde günün değişik saatlerinde görüntü elde edilebildiği halde, bazı günlerde hiç görüntü elde edilemediği görülmektedir.



Şekil 3.44 : Walker 3/3/1 sisteminde uyduların hedef görüntüsü aldığı günler.

Üç uydu ile oluşturulabilecek son Walker takım uydu sistemi 3/3/2 takım uydu sistemidir. Bu sistemde ise, her bir uydu $\frac{360^0}{3} \times 2 = 240^0$ uydu açısı faz farkı ile üç yörüngeye yerleştirilmektedir. Yani birinci uydu 0^0 uydu açısı ile birinci yörüngede iken ikinci uydu 240^0 uydu açısı ile ikinci yörüngede ve son olarak üçüncü uydu 120^0 uydu açısı ile üçüncü yörüngede bulunmaktadır. Yörünge düzlemleri yine aynı şekilde 120^0 'lik çıkış düğüm açısı farkıyla oluşturulmuştur. Şekil 3.45'de görülen sonuçta, diğer iki sistemde olduğu gibi günün değişik saatlerinde görüntü elde edilebildiği görülmekte, fakat bazı günlerde hiç görüntü elde edilemediği görülmektedir.



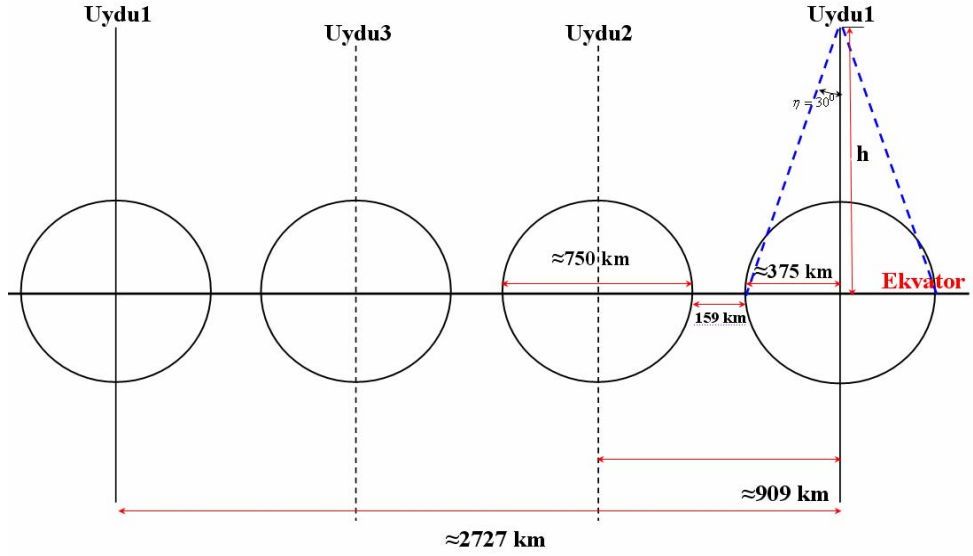
Şekil 3.45 : Walker 3/3/2 sisteminde uyduların hedef görüntüsü aldığı günler.

Üç uydu ile oluşturulabilecek Walker 3/1/0, 3/3/0, 3/3/1 ve 3/3/2 takım uydu sistemlerinden sadece 3/1/0 takım uydu sisteminin Türkiye'nin sınırları içerisinde veya yakın çevresinde bulunan herhangi bir noktanın günlük olarak uydu görüntüsünün elde edilmesini sağladığı görülmektedir.

Diğer bir görev isteri;

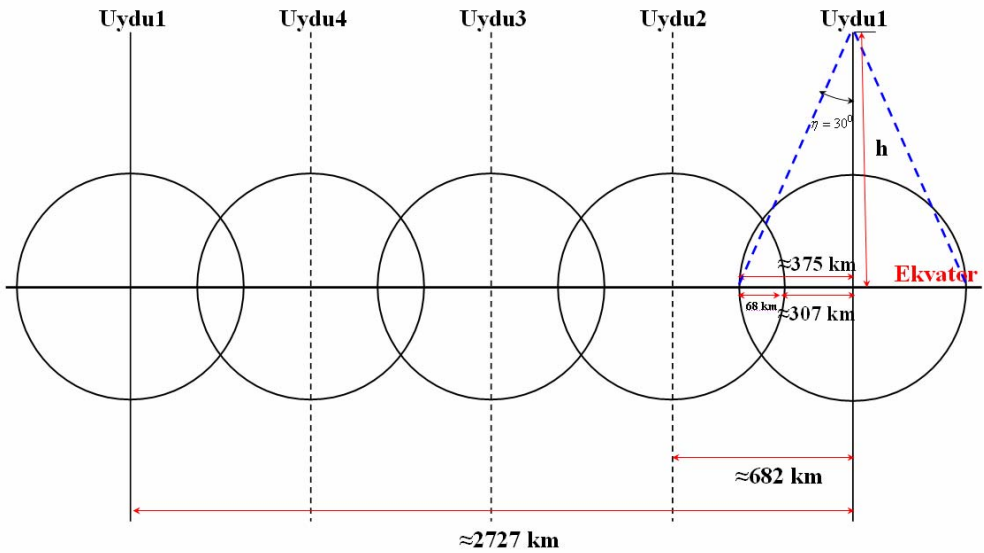
- *Dünya üzerinde bulunan herhangi bir noktanın günlük olarak uydu görüntüsünün elde edilebilmesi amacıyla oluşturulacak uydu filosu en az kaç uydudan meydana gelmelidir?*

Dünya üzerindeki herhangi bir noktanın günlük olarak günün aydınlık saatlerinde görüntüsünün elde edilmesi için *ekvator* paralel dairesinin uydular tarafından tamamen kapsanması gerekmektedir.

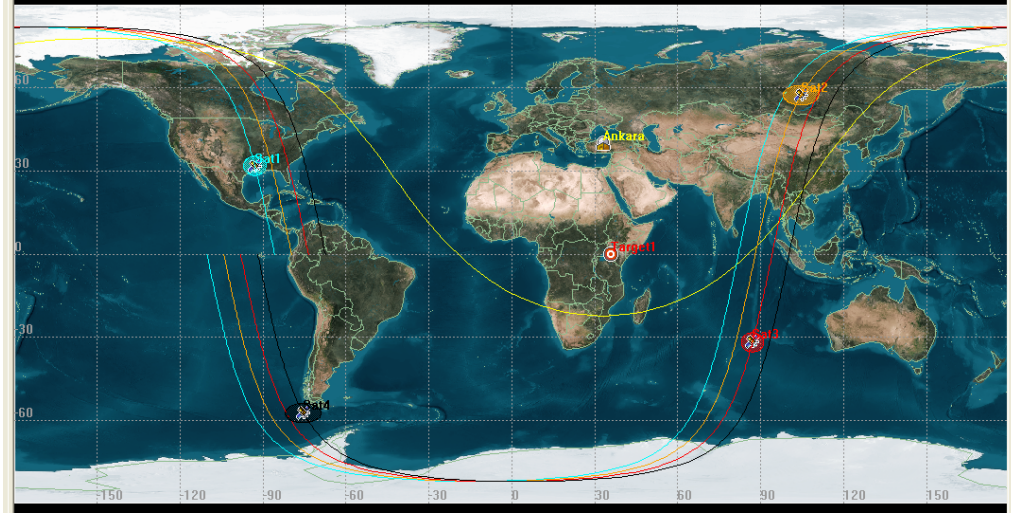


Şekil 3.46 : 3 uydunun ekvator üzerindeki kapsama alanı.

Birinci görev isteri için yapılan temel geometri işlemleri ekvator dairesi için tekrarlandığı takdirde, 3 uydudan oluşan bir 3/1/0 Walker takım uydu sistemi yeni görev ihtiyacını karşılamada yetersiz kalacaktır (şekil 3.46). Yapılan işlemler 4/1/0 Walker takım uydu sistemine göre tekrarlandığı takdirde, dört uydudan meydana gelecek bir uydu filosunun görev isterini karşılayabileceği görülmektedir (Şekil 3.47).

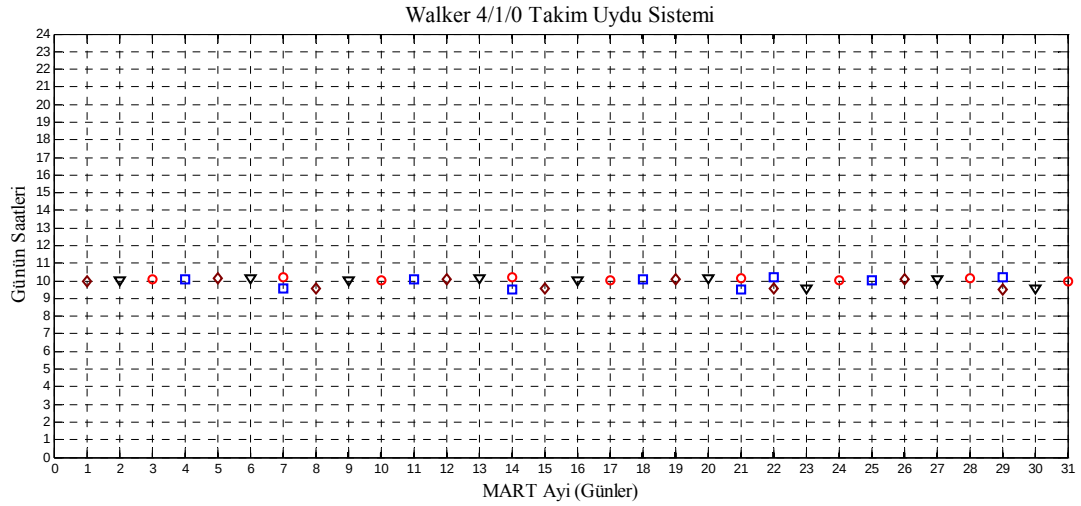


Şekil 3.47 : 4 uydunun ekvator üzerindeki kapsama alanı.



Şekil 3.48 : Walker 4/1/0 takım uydularının yörüngeye dağılımı.

Yapılan geometri işlemlerinin sağlanması için STK benzetim programı kullanıldığında (Şekil 3.48); 4/1/0 Walker takım uydu sistemine göre oluşturulan uydu filosu ile ihtiyaç duyulan görüntü miktarının elde edildiği, hatta bazı günler aynı saat diliminde farklı uydulardan olmak üzere iki adet görüntü elde edilebileceği görülmektedir (Şekil 3.49).



Şekil 3.49 : Walker 4/1/0 sisteminde uyduların hedef görüntüsü aldığı günler.

Sonuç olarak, temel geometri işlemleri kullanılarak yapılan hesaplamalardan sonra bir numaralı görev isteri olan “Türkiye’nin sınırları içerisinde veya yakın çevresinde bulunan herhangi bir noktanın günlük olarak uydu görüntüsünün elde edilebilmesi amacıyla oluşturulacak uydu filosu” için, 650 km yüksekliğindeki bir yörüngeye

yerleştirilecek olan üç adet uydunun 3/1/0 Walker takım uydu sistemine göre yerleştirilmesi, istenen sonucu elde etmek için yeterli olmaktadır.

Diğer görev isteri olan “Dünya üzerinde bulunan herhangi bir noktanın günlük olarak uydu görüntüsünün elde edilebilmesi amacıyla oluşturulacak uydu filosu” için 3/1/0 Walker takım uydu sistemi uygulandığında bazı günlerde görüntü elde edilemediği, dolayısıyla kullanılan uydu miktarının görev isterini karşılayacak sayıda olmadığı görülmüştür. Görev isterini karşılaması açısından uydu sayısı artırılarak, aynı yörüngeye yerleştirilecek olan dört adet uydunun 4/1/0 Walker takım uydu sistemine göre yerleştirilmesi ile her gün görüntü elde edilebileceği görülmüştür.

Yukarıda belirtilen görev isterlerini karşılayacak takım uydu modeli oluşturulurken güneş eşzamanlı yörünge (SSO) baz alınmıştır ve elde edilebilecek görüntü miktarı belirlenmiştir. Uyduların, güneş eşzamanlı yörüngeye yanında eğik yörüngeye yerleştirilmesi de bir başka seçenek olarak düşünülebilir. Tez çalışması sırasında yapılan bir çalışmada eğik yörüngeye yerleştirilecek uydulardan elde edilebilecek faydanın SSO’ya göre daha fazla olduğu ortaya konmuştur.

4. MALİYET MODELLERİ

4.1 Giriş

Maliyet; fiziksel parametrelere, teknoloji ve yönetim metotlarına göre değişiklik gösteren bir mühendislik ölçütü olarak tanımlanmaktadır. Bir sistemin maliyeti, o sistemin boyutuna, karmaşıklığına, teknolojik yeniliğine, tasarım ömrüne, zamanlamasına ve diğer karakteristiklerine bağlı olmaktadır [22]. Bir projenin maliyetinin önceden belirlenip, gerekli analizlerin yapılması çok önemli bir işlem olup; yapılan bu analiz ve tahminler sonucunda uygulanacak yönetim biçimine karar verilerek, projenin istenen düzeyde ve maliyet ile gerçekleştirilmesi sağlanabilmektedir.

Maliyet tahmini belirli bir seviyeye kadar kendi kendini gerçekleştiren bir öngörü yani sadece bir tahmin etme olarak kabul edilmesi nedeniyle maliyeti tahmin edilecek olan projeler özellikle uzay projeleri genellikle kendisine ayrılan bütçenin üzerine çıkarak, yapılan tahminlerden çok daha fazla maliyetli olarak sonuçlanmıştır. Bu nedenle yapılacak olan tahminlerin belirli bir projeye bağlı olarak yapılması düşünülmüş ve projelerin maliyet tahmininde kullanılabilecek genel maliyet modelleri üzerinde çalışmalara başlanmıştır.

Bir projenin maliyetini tahmin etmek için kullanılan parametrik denklemler veya matematiksel algoritmalar maliyet modelleri olarak bilinmektedir. Maliyet modelleri, süreçlerin analizinde, verimliliğin ölçülmesinde, yapılan masrafların kontrolünde ve gelişmelerin izlenmesinde işletme sahiplerinin ve yöneticilerinin kullandığı bir araçtır. Maliyet modelleri kullanılarak yapılacak görevlerin süreçleri ile ilgili olarak maliyete etki eden etkenlerin bir resmi oluşturulmaktadır. Ayrıca maliyet modellerinin oluşturulmasındaki en önemli faktör ise yapılacak işi mümkün olduğu kadar maliyet etkin bir şekilde yapılmak istenmesidir. Günümüzde birçok sektörde çeşitli maliyet modelleri kullanılarak daha iyi, kaliteli ve kapsamlı işler ortaya çıkartılmaktadır. Proje maliyetlerini üretim döngüsü boyunca takip edilerek maliyetin bütçeyi aşma eğilimine girmesi durumunda, program tekrar gözden geçirilmekte

veya gerekirse iptal edilmektedir. Maliyet modelleri; temel tasarım safhasından çok, son kısımlardaki azalmakta olan ya da kısıtlı kaynakların nasıl tekrar tahsis edileceğine karar verildiği birleştirme ve test safhasına kadar her aşamada evrimleşebilecek kadar esnek olmalıdır. Genel olarak maliyet tahminin de bulunmak zor bir işlemdir. Özellikle;

- Yüksek teknoloji,
- Ar-Ge'ye dayalı,
- Karmaşık tasarım içeren ve özellikle bunlarla beraber
- İlk kez yapılan yani öncesi olmayan projelerin maliyetine yönelik tahmin yapmak çok zordur. Yapılan tahminler genelde iyimser yapılmış olup; gerçek maliyetler, yapılan tahminleri aşmıştır.

4.2 Maliyetin Analiz Edilmesi

Maliyet analizindeki ilk adım, teknik ve işletme parametrelerini (maliyet sürücülerini) belirleyen öncelikli maliyet analiz gereksinimlerinin tanımlarını geliştirmektir. Bu tanımlar maliyet modellerine “girdi” olmaktadır. Süreçteki ikinci adım ise işletimsel bir Çizelge olan ve maliyetleri normalleştirme ve sınıflandırmaya yarayan “İş Dökümü Yapısı (Work Breakdown Structure, WBS)”nın tanımıdır. WBS programın tüm aşamalarını kapsamalıdır. Örneğin; operasyonlar süreci *Başlangıç Operasyon Yeteneğini* (Initial Operating Capability, IOC) takip etmekte ve yazılım bakım maliyetleri ile yedek uyduları içermektedir.

Temel kurallar ve kabuller başlangıçta sergilenmelidir. Bu kabuller maliyetlerin anlaşılma ve diğer programlarla karşılaştırılma esaslarını oluşturmaktadırlar. Örnek kabuller;

- Sabit yıl - para birimi olarak listelenen maliyetler,
- Enflasyon oranlarının tahmini,
- Kontrat sahibinin ücretinin ve devlete ait proje ofisi maliyetlerinin hariç tutulması,
- Devlet malzeme ofisi tarafından verilen teçhizatların maliyete dahil edilmesi,
- Öğrenme eğrisinin yüzdesi ...vb. faktörleri içermektedir.

Bir uzay görevinin *ömür döngüsü maliyetleri (Life-Cycle Costs)* yani görevin planlanma aşamasından itibaren ömrünün sonuna kadar geçen süre içerisindeki toplam maliyeti üç temel aşamaya ayrılmaktadır. Bunlar;

i. Birinci aşama; en basit elektronik devrelerin (breadboards), geliştirilmiş elektronik devrelerin (brassboards), prototiplerin ve yeterlilik ünitelerinin tasarımı, analizi ve testini içeren *Araştırma, Geliştirme, Test ve Değerlendirme (Research, Development, Test and Evaluation-RDT&E)* aşamasıdır. Çoğunlukla devam etmeyen (nonrecurring) aşama olarak adlandırılan RDT&E, prototip uçuş üniteleri ve tek seferlik yer istasyonu maliyetlerini içermektedir. Bu aşamada sistem bileşenlerinin teknolojik olarak geliştirilmesi yer almamaktadır.

ii. *Üretim* aşaması, uçuş ünitelerinin üretim ve fırlatma maliyetlerini içermektedir. Model maliyetleri için kullanılan Teorik İlk Ünite (Theoretical First Unit, TFU) tanımı, üretimden çıkan kullanıma hazır ilk uyduyu (tek uydulu görevler için TFU uçuş mimarisi için kullanılır) belirtmektedir. Birden fazla sayıda üretilecek uydular için üretim maliyeti, öğrenme eğrisi faktörünün TFU'ya yani üretimden çıkan kullanıma hazır ilk uyduya uygulanması sonucu tahmin edilmektedir.

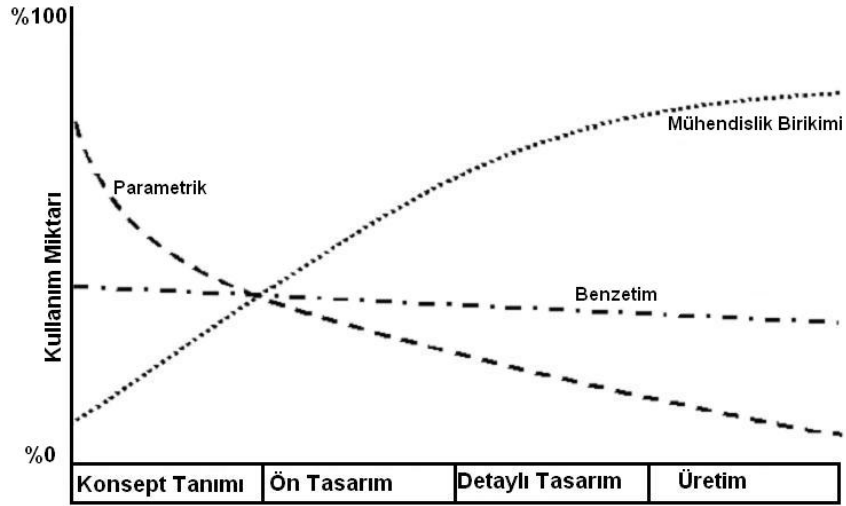
iii. *Operasyon ve İdame (Operations and Maintenance, O&M)* aşaması, uydu ünite değişimi ve yazılım bakımını da kapsayan, devam eden operasyon ve bakım idame masraflarından oluşmaktadır. Uzay, fırlatma ve yer bileşenleri çoğunlukla en önemli elemanlar olmasına rağmen; O&M özellikle uydu takımları için bazen en fazla maliyete sebep olan aşama olabilmektedir. Çoğu uzay programı için devam eden operasyon masrafları ve destek maliyetleri, yer istasyonu operasyonları ve uydu yedeklerini içermektedir. Eğer sistem, Uzay Mekiği gibi tekrar kullanılabilir bir sistem ise bu sistemin yer ekibi ve onları destekleyen operasyon maliyetleri de maliyete eklenmektedir.

4.3 Maliyet Tahmin Yöntemleri

Uzay teknolojileri alanında kullanılan maliyet modellerinin oluşturulmasında genel olarak;

- Parametrik
- Mühendislik birikimi ve
- Benzetim olmak üzere üç tahmin yöntemi kullanılmaktadır.

Belirtilen bu yöntemlerden herhangi bir tanesinin seçimi; teknik tasarımın tanımının ayrıntılı bir şekilde yapılmasına, geçmişteki maliyetlerin elde edilebilirliğine ve kullanılabilirliğine bağlıdır. Aşağıda belirtilen şekil 4.1’de bu yöntemlerin kullanımının aşama aşama karşılaştırılması gösterilmektedir.



Şekil 4.1 : Tahmin yöntemlerinin aşama aşama karşılaştırılması.

Parametrik yöntem, karşılaştırma ve yapılan önerilerin hızlı değerlendirilmesinde kullanılmaktadır. İlk aşamalarda sınırlı mühendislik detaylarının yöntemlerin etkinliklerini sınırlamasına rağmen benzetim ve mühendislik birikimi yöntemleri maliyet tahmini üretme en sık kullanılan yöntemlerdir.

4.3.1 Mühendislik birikimi yöntemi (Engineering build-up)

Mühendislik birikimi yöntemi en küçük ayrıntıya kadar maliyetlerin hesaplanması sonucunda oluşturulan bir metottur. Bu yöntemle bir tahmin yapabilmek için, uzay araçlarının detaylı tasarımının, üretim ve tedarik adımlarının ayrıntılı bir şekilde hazırlanması gerekmektedir. Mühendislik birikimi yöntemi çoğunlukla geçmiş maliyet bilgilerinin olmadığı durumlarda kullanılmaktadır. Bu gibi durumlarda mühendislik görüşleri maliyet tahmininde kaynak olarak kullanılmaktadır. Mühendislik birikimi yöntemi belirli bir programa özel olarak uygulanabilme ve tahminlerin ayrıntılı bir şekilde izlenebilme avantajlarına sahiptir. Bu avantajlarına karşılık olarak ayrıntılı bir veri tabanına sahip olması gerekmektedir. Tasarım aşaması yeteri kadar ayrıntılı bir şekilde hazırlanmaması durumunda bu yöntemle elde edilecek tahminler sınırlı olacaktır. Esneklik bu yöntemde bir problem olarak

ortaya çıkmaktadır. Projedeki her büyük değişiklikte maliyet tahmininin baştan aşağı güncellenmesi gerekmektedir. Sonuç olarak, mühendislik birikimi ile elde edilen maliyet tahminleri mühendislerin tecrübelerine bağlı olarak çoğunlukla ya abartılmış ya da çok iyimser olmaktadır.

4.3.2 Benzetim yöntemi (Analogy)

Benzetim yöntemi ile yapılan tahminler, doğrudan geçmiş programlar ile karşılaştırmaların sonucunda oluşturulmaktadır. Daha önce oluşturulan programların maliyetlerinin tahmin edilmesini sağlayan kısımlar ile benzer yönler karşılaştırılarak bir tahmin yürütebilecek yeni bir program yapılmaktadır. Bu tahmin yöntemi, program için yeterli bilgi olduğunda ve bu bilgileri karşılaştırabilecek geçmişte yapılan programlar olduğu takdirde kullanılabilir.

4.3.3 Parametrik yöntem (Parametrics)

Maliyet tahmin ilişkileri (cost estimating relationship (CER)) olarak da bilinen parametrik tahmin yöntemi bir veya birden fazla uzay aracı tasarım parametrelerine bağımlı maliyet değişkeni olarak tanımlanan matematiksel ifadelerle dayanmaktadır. Matematiksel tahminler, daha önceden geliştirilmiş olan mevcut sistemlerin regresyon analizi ile ilişkilidir. Detaylandırılmış donanım tasarımlarına ve geliştirme takvimine ihtiyaç duyulmadan sistem tasarımlarının maliyet tahmini yapılabilir. Parametrik maliyet modelleri gelişim planlama çalışmaları, mimari ticaret çalışmaları, maliyet-etkinlik çalışmaları ve teknolojik etki değerlendirmesini desteklemektedir.

Parametrik bir model geliştirmek için; belirli bir dizi veriye ait geçmiş maliyet, zamanlama ve teknik verilere sahip olmak gerekmektedir. Veri miktarının çok olması geliştirilen parametrik modelden elde edilecek sonuçların gerçeğe yakın çıkmasını sağlayacaktır. Modelin geliştirilme safhasında günün şartlarına bağlı olarak maliyeti hesaplanacak sistem ile ilgili ne tür eğilimlerin olduğunu ve bu eğilimlerin ortaya çıkma sebeplerinin bilinmesi gerekmektedir. Bazı modellerde geçmiş veriler yerine uzman görüşleri kullanılmıştır. Her ne kadar uzman görüşleri konu ile ilgili olsa da; denetim ve analiz için geçmiş verilerin kullanılması modelin geliştirilmesinde tercih edilmektedir. İyi bir maliyet tahmini yapabilmek için; geçmiş verilere ek olarak maliyet, teknik ve nicelik bilgilerinin kontrol edilmesi gerekmektedir. Veriler üzerinde istatistiksel analizler yapılarak, maliyet sürücüleri gibi bağımsız değişkenler

belirlenmektedir. İstatistiksel analiz yaparken dikkat edilmesi gereken en önemli faktörlerden biri, uzmanlar tarafından bağımsız değişkenler için sağlanan parametrelerin gerçekçi ve güvenilir olması gerekmektedir. Gerçekçi ve güvenilir olmayan verilere dayalı yapılan bir parametrik model ile yapılacak tahminler gerçekçi olmayacaktır. Parametrik tahmin ilişkilerini geliştirmek için temel istatistik bilgisi, yetenekleri modelleme ve analitik tekniklerin bilgisine ihtiyaç vardır.

Parametrik model kullanmak için modelin iyi bir şekilde belgelenmesine ihtiyaç vardır. Parametrik modelin dokümanları; parametreleri türetmek için kullanılan verilerin kaynağını ve veritabanının boyutunu ve aralıklarını içermelidir. Ayrıca; parametrelerin nasıl elde edildiği, modelin limitlerinin ne olduğu, veritabanının zaman çerçevesi, parametrik araç ve model tahminlerinin ne kadar iyi olduğu parametrik modelin dokümanlarında yer almalıdır. Bütün bu bilgiler parametrik modelin kaynak dokümanlarında yer almalıdır. Bu kaynak dokümanlarının okunması ile parametrik modelin güçlü ve zayıf tarafları tespit edilebilir ve herhangi bir tahmin işlemi için uygun olup olmadığına karar verilebilmektedir.

Parametrik bir model kullanmak için gerekli olan bilgiler;

a. İyi belgelenmiş parametrelerin belirlenmesi:

- Parametrik model türetmek için kullanılan veri kaynağı,
- Veritabanının boyutu,
- Veritabanının zaman çerçevesi,
- Veritabanı aralıkları,
- Parametrelerin nasıl türetildiği,
- Sınırların belirtilmesi,
- Parametrik modelin kendi veritabanından ne kadar iyi tahmin

yapabildiği,

- Tutarlı ve iyi tanımlanmış WBS sözlük,

b. Bağımsız değişken değerleri için gerçekçi tahminlerin en muhtemel aralığı

c. Tahmin edilen program hakkında uzmanların bilgisi,

- Maliyet sürücüleri için en muhtemel aralığın tanımlanması,
- Teknik açıdan parametriğin uygulanabilirliğinin onaylanması.

Parametrik tahmin yöntemi bir programın yaşam döngüsünün herhangi bir seviyesinde kullanılabilmektedir. Örneğin; genel bir parametrik modelin programın üretim

safhasında kullanılmasının uygun olmamasına rağmen, aynı parametrik model programın kavramsal safhasında kullanılabilir.

Parametrik tahmin kullanımında kaçınılması gereken bazı önemli noktalar bulunmaktadır. Bunlar;

- Parametrik modelin kendi veritabanı dışında kullanılması
- Araştırma yapmadan veya bilgiler doğrulanmadan parametrik modelin kullanılması,
- Yeni sistem gereksinimlerinin parametrik modelin veritabanına yansıtmadan modelin kullanılması
- Ürün veya efor için bağımsız değişkenlerin değerlerinin gerçekçi tahminleri olmadan parametrik modelin kullanılması,
- Sınır değerleri içerisinde bağımsız değişken değerleri için nokta tahminlerinin istenmesi.

Bu üç yöntem de tahmin çabasının genişliğine ve tahmincilerle sağlanan tasarım ve performans bilgisine göre avantaj ve dezavantajlara sahiptir. Günümüze kadar, parametrik modellerin teklif üretmek için asli araç olarak kullanılmasından kaçınıldı ve sadece başka bir tahmin doğrulama yedeği olarak kullanıldılar. Parametrik modellerin asıl avantajı tepeden-aşağı yaklaşımlarında gizlidir. Detaylı donanım tasarımları ve geliştirme takvimleri, aday sistem mimarisinin maliyet tahmini için seçilmek zorunda değillerdir. Bir tasarım/maliyet-mühendislik aracı sistemi içerisinde CER'lerin eklenmesi, kavram değerlendirmesine ve teknoloji çalışmalarının icra edilmesine olanak sağlamaktadır. Öyle ise parametrik maliyet modelleri, maliyetin sistem ihtiyaçlarının bir fonksiyonu olarak nasıl değiştiğini tahmin eden maliyet/performans ticaret çalışmalarında, gelişimsel planlamada ve mimari çalışmalarda, kapasite karşısında maliyetin özel program değerlendirmesinde ve bireysel parametre hassasiyetinde kullanım için çok uygundur.

Parametrik modelin kullanımı birçok kabulü gerektirmektedir. Birincisi, parametrik modeller geçmiş maliyet eğilimlerini matematiksel ilişkiler ile karakterize ettiği için gelecek maliyetler bir dereceye kadar geçmişini yansıtacaktır. Parametrik modeller geçmiş veri boyunca uygulanabilirler. Büyük teknolojik gelişmelerin beklendiği durumlarda veya sistem yapısındaki temel paradigmalardan (değerler dizisi) değişmesi durumunda eski sistemlere dayanan maliyet modelleri iyi uygulanamayabilir. Bu

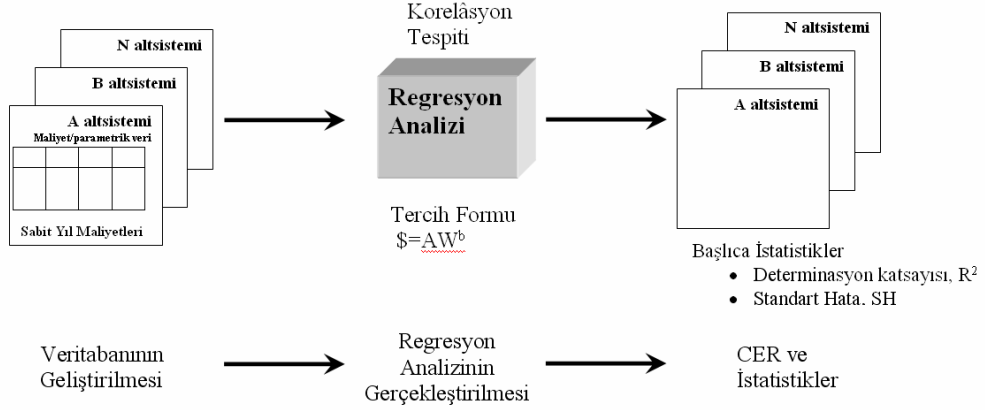
sorun bir örnek ile açıklanacak olursa; büyük uydu tabanlı maliyet analizlerinin günümüzdeki küçük uydu tabanlı sistemlere uygulanması doğru olmamaktadır. Bahse konu paradigma değişikliği veya teknolojik ilerlemeler daha özel bir model gerektirmektedir. CER'ler geçmiş verilerden türetildikleri için gelecekle ilgili modeller düşünüldüğünde teknolojik gelişimleri yansıtamazlar.

Parametrik maliyet modellerini kullanırken yapılan ikinci bir kabul ise program maliyetlerinin rasgele değişkenlerden oluşması nedeniyle % 100 kesin doğru sonuç veremeyecek olmasıdır. Parametrik maliyet modelleri, istatistiksel bütünlüğü korurken geçmiş maliyet eğilimlerini de açıklayan bir parametre kombinasyonu kullanılmaktadır. Söz konusu diğer değişkenlerin etkileri, çoğu zaman standart hatanın, SE, hesaplanmasında girdi olarak kullanılan hatanın tahmininde kendilerini gösterirler [22,62].

ABD'de bulunan *Aerospace Corporation* tarafından 1990'lı yıllarda parametrik maliyet tahmin yöntemi kullanılarak "Küçük Uydu Maliyet Modeli (Small Satellite Cost Model - SSCM)" üretilmiştir. Çeşitli zamanlarda güncellenmesi yapılan maliyet modeli, günümüzde de kullanılmaya devam etmektedir.

4.4 Maliyet Modeli Geliştirilmesi

Şekil 4.2'de bir sistemin ya da alt sistemin maliyet özelliklerinin karakteristik parametrelerle nasıl değiştiğini sunan CER geliştirme işlemleri gösterilmektedir. CER'lerin tanımlanmasındaki birinci içerik geçmiş veritabanıdır. Geniş ve detaylı bir araştırma, gerçek maliyetlere ve gerçek teknik verilere dayanan mümkün olduğu kadar fazla verinin toplanması bir gerekliliktir. Mümkün olabildiğince çok verinin kökeninin ve karakteristik fiziksel parametreleri ölçmek için referansının bulunması önemlidir. Ayrıca maliyet elemanlarını da bütün sistem maliyetini oluşturmada kullanılan karşılaştırılabilir fiziksel sistemlere ya da bileşenlerine ayrılmalıdır. Bitmiş ya da bir yıl içerisinde fırlatılması beklenen programlar, gelişiminin erken safhalarında olan programlar karşısında hedef alınmalıdırlar. Veritabanında bulunan maliyet verileri, programlar bittikten sonraki toplam maliyetler olmalıdır.



Şekil 4.2 : Gerçek verilerden CER’lerin türetilmesi.

Geçmiş verinin normalleştirilmesi, daha sonra devam etmeyen ve devam eden maliyetler arasında doğru kategorize edilmesi önemlidir. Daha sonra, üretim miktarındaki ekonomik farklılıklar telafi edilmelidir. Maliyetlerin dayandırılacağı tasarım ya da performans parametreleri aynı birimlerde olmalıdırlar. Bu parametreler uyduların geneli ya da her bir ana alt sistemi için program niteliğinde olan ağırlık temelli ve performans parametreleridir. Genellikle ana kontrat sahibinin kârı hariç tutulmakta ve diğer bütün doğrudan, dolaylı, genel ve yönetici maliyetleri dahil edilmektedir. Ödül ve teşvik ücretleri ile devlet maliyetleri maliyet tahminine genellikle dahil edilmezler.

Maliyet verisi uygun bir şekilde kategorize edildikten ve normalleştirildikten sonra, CER geliştirme görevi başlar. Detaylı tasarım ihtiyacı olmayan potansiyel görevlerin alt sistem maliyet analizine izin vermek için maliyetin teknik karakteristiklere dayandırılması gerekmektedir. Sistem mühendisliği, yönetim, ürün teminatı ve birleştirme ve test maliyetleri gibi diğer faktörler CER’e dahil edilmemişlerdir. Belirtilen bu faktörler genellikle uzay sistemleri geliştirme maliyetinin %30’unu oluşturmaktadırlar. Maliyet sürücülerinin seçimi, istatistik, mühendislik kararı ve sıklıkla ortak anlayışlarının kombinasyonunu içermektedir.

4.5 Parametrik Maliyet Tahmin İşlemi

4.5.1 CER maliyet sürücülerinin seçimi ve CER’in geliştirilmesi

Maliyet modelinin veritabanını oluşturacak maliyet verileri toplanıp, düzenli bir şekilde kategorilerine ayrıldıktan sonra “Maliyet Tahmin İlişkileri (Cost Estimating Relationships, CER)”nin geliştirilmesi süreci başlamaktadır. Uydu alt sistemlerinin her biri için birçok teknik ve program parametreleri toplanır ve bu veriler

kullanılarak; istatistikler, mühendislik kararları ve ortak anlayışın birleşiminden maliyet modeli elde edilir. Örneğin güç alt sistemi için CER türetilmesinde maliyet sürücüleri olarak başlangıçta güç alt sisteminin ağırlığı, BOL (Beginning of Life) gücü, güneş panellerinin alanı, tasarım ömrü, pil kapasitesi, faydalı yük gücü ve uydunun kullanacağı güç ele alınmıştır.

CER'lerin geliştirilmesinde ilk olarak uygun olmasına göre doğrusal veya doğrusal olmayan tek değişkenli CER'ler için istatistiksel verilere göre gerekli işlemler yapılmıştır. Yapılan işlemler sonucunda ortaya çıkan belirgin farklılıklar sayısal hatalar ile eşleştirilmektedir. Daha sonra çok değişkenli CER'ler için mümkün olduğu kadar doğrudan ilişkili olmayan (non-correlated) maliyet sürücüleriyle işlemler yapılmıştır. Üç boyutlu grafikler kullanılarak veri noktalarına karşılık olan fonksiyonlar belirlenmektedir.

CER'lerin geliştirilmesi işlemleri sırasında, aynı kategorideki maliyet sürücülerini kullanarak alt sistem maliyetlerinin doğru şekilde sınıflandırılmadığı açıkça görülmüştür. Güç alt sistemi örneğinden devam edilecek olursa, Gövdeye Monteli (Body-Mounted), Açılır Kanatlı-Sabit (Deployable-Fixed) ve Açılır Kanatlı-Güneş-Hedefli (Deployable-Sun-Pointing) güneş panelleri için de CER'ler üretilmiştir. Bu şekilde verilerin ayrılması durumunda, doğruya daha yakın sonuçların elde edilmesini sağlayan CER'ler üretilmektedir.

4.5.2 İstatistiksel yaklaşım

Maliyet analizi uygulamalarında kullanılmak üzere CER geliştirilmesi esnasında regresyon teknikleri kullanılmaktadır [16]. Bağımlı ve bağımsız iki değişken arasındaki ilişkinin matematiksel ifadesini tanımlamak için yapılan analizdir. Regresyonda modeller toplamsal-hata ve çarpımsal-hata olmak üzere iki tip olarak sınıflandırılırlar. Basit doğrusal durumda modeller aşağıdaki iki denklemden biri ile ifade edilmektedir.

$$y = a + bx + \varepsilon \quad (4.1)$$

$$y = (a + bx) \times \varepsilon \quad (4.2)$$

Burada;

y : Gerçek maliyet,

x : Maliyet sürücü parametresi,

$a + bx$: Tahmin edilen maliyet ve

ε : Tahmin hatasıdır.

Denklem 4.1'deki hata toplamsal terim olduğundan belirtilen hata modeli toplamsal-hata modeli ve denklem 4.2'de ise hata çarpımsal terim olduğundan belirtilen hata modeli çarpımsal-hata modelidir.

Doğrusal olmayan durumlar için benzer örnekler verilecek olursa;

$$\text{Toplamsal-hata için, } y = ax^b + \varepsilon \quad (4.3)$$

$$\text{Çarpımsal-hata için, } y = ax^b \times \varepsilon \quad (4.4)$$

denklemleri kullanılabilir.

Burada;

y : Gerçek maliyet,

x : Maliyet sürücü parametresi,

ax^b : Tahmin edilen maliyet ve

ε : Tahmin hatasıdır.

Toplamsal-hata modelinde gözlemlenen maliyet değerlerinin her biri maliyet sürücü parametrelerinin bir fonksiyonu olarak kabul edilmektedir. Fakat bu kabul çoğu zaman geçerli olmamaktadır.

Altsistem CER'lerini türetmede denklem 4.5 kullanılması nedeniyle burada kullanılan yöntem sadece çarpımsal hata modelidir.

$$y = f(x) \times \varepsilon \quad (4.5)$$

Burada;

y : Gerçek maliyet,

x : Maliyet sürücü parametresi,

$f(x)$: Tahmin edilen maliyet ve

ε : Tahminin orantısal hatasıdır.

Burada $f(x)$; doğrusal veya doğrusal olmayan, tek veya çok değişkenli olmak üzere herhangi bir şekilde olabilmektedir.

Çarpımsal-hata modelinde, gözlemlenen y_i örneği her bir x_i 'ye karşılık gelmektedir ve ε_i hata terimi y_i 'nin $f(x_i)$ 'ye oranına eşittir (denklem 4.6).

$$\varepsilon_i = \frac{y_i}{f(x_i)} \quad (4.6)$$

Bu denklemde $\varepsilon_i = 1$ olduğu sürece bir hata söz konusu değildir. Bu durumda en küçük kareler yöntemi kullanılarak mümkün olduğu kadar gerçeğe yakın sonuçlar elde edilebilmektedir. Başka bir tanımla en küçük kareler yöntemi, yapılan ölçümler sonucunda bulunan veri noktalarına mümkün olduğu kadar yakın geçecek bir fonksiyon eğrisi bulmaya yarayan regresyon yöntemidir.

$$\text{En küçük } \sum (\varepsilon_i - 1)^2 = \sum \left[\frac{y^i}{f(x_i)} - 1 \right]^2 = \sum \left[\frac{y^i - f(x_i)}{f(x_i)} - 1 \right]^2 \quad (4.7)$$

Burada x_i ve y_i gözlemlenen değerlerdir.

Tahmindeki Standart Hata (Standart Error of Estimate-SEE); gözlemlenen maliyet değerlerinin tahmin edilen değer hakkındaki standart sapması olan ifade edilebilir. Başka bir tanım yapılacak olursa, regresyon doğrusunun etrafında gözlenen değerlerin dağılımının ya da yayılımının ölçülmesi şeklinde tanımlanabilir ve aşağıdaki denklem ile ifade edilmektedir.

$$SEE = \sqrt{\frac{1}{n-m} \sum_{i=1}^n \left(\frac{y^i}{f(x_i)} - 1 \right)^2} \quad (4.8)$$

Denklemde kullanılan n değeri gözlemlenen değerlerin sayısını, m değeri ise tahmin edilen parametrelerin sayısını belirtmektedir.

Belirlilik (Determinasyon) Katsayısı (R^2); bir değişkenin başka bir değişkene hangi oranda bağlı olduğunu gösteren, yani doğrusal modelin uyumluluk derecesini gösteren bir ölçüttür. Bahse konu katsayı, bağımlı değişkendeki yani gerçek maliyetteki değişimin ne kadarının bağımsız değişkenler yani maliyet sürücü parametreleri tarafından açıklandığını belirtmektedir. Regresyon modelin açıklayıcılığını gösteren iyi bir ölçüttür ve 0 ile 1 arasında değer alır.

4.5.3 Tekrarlayan (Recurring) ve tekrarlamayan (Non-recurring) faktörler

Tekrarlayan maliyetler; uçuş donanımlarının üretimi, IA&T, program yönetiminin bir kısmı ve sistem mühendisliği maliyetleri ile ilgili tüm faaliyetleri içermektedir. *Tekrarlamayan maliyetler*; araştırma, geliştirme, test ve değerlendirme (Research, Development, Test & Evaluation, RDT&E) kısımlarını içermektedir. Yapılan prototipler ve üretilen yeterlilik birimini (qualification unit) içermektedir. Tekrarlamayan maliyetler, teknoloji geliştirmeyi içermezler.

4.6 Maliyet Modelleri ve Analizleri

Yapılan literatür taramaları sonucunda;

- ABD’de bulunan bir şirket tarafından geliştirilen “Küçük Uydu Maliyet Modeli (SSCM)”,
- NASA’nın internet sayfasında çevrimiçi olarak kullanılabilen “Geliştirilmiş Görevler Maliyet Modeli (AMCM)” ve
- Yine NASA’nın internet sayfasında çevrimiçi olarak kullanılabilen “Uzay Aracı/Araç Maliyet Modeli (SV/LCM)” olmak üzere üç farklı maliyet modeli incelenmiştir.

4.6.1 Küçük Uydu Maliyet Modeli (SSCM)

Küçük uydular 1980’lerin sonlarına doğru önem kazanmaya başladı. Bu tarihten önce Soğuk Savaş dönemi olarak adlandırılan dönemde Amerika Birleşik Devletleri ve Sovyetler Birliği arasında geçen rekabet ortamında uzay alanı en yoğun olarak yarışın hissedildiği alan olmuştur. Uzay alanında üstünlüğü elde etmek ülkelere büyük bir avantaj ve prestij sağladığından dolayı uzayda üstünlüğü elde etmek ve uzayı askeri yönden üstünlük sağlamak için kullanma isteğinden dolayı bu ülkeler özellikle haberleşme, dünya gözlem ve seyrüsefer alanlarında daha yüksek ve karmaşık teknolojiler geliştirmek için uzay teknolojileri alanında çok yüksek miktarlarda bütçe harcamasında bulundular. Soğuk Savaş yıllarında uzay çalışmalarına yüksek bütçe ayıran Amerika’da; ihtiyaçları karşılayacak pahalı, daha büyük ve çok gelişmiş uzay tabanlı savunma ve haberleşme sistemleri geliştirildi. Geliştirilen bir adet büyük uzay aracı ile farklı birçok görev ihtiyaçlarının giderilmesi sağlandı. Fakat Soğuk Savaşın bitmesi ile birlikte bu tür büyük ve karmaşık uzay araçlarına olan sorgusuz destek sona ermiştir.

1990’lardan itibaren gerek askeri ve ticari gerekse akademik araştırmalar alanında küçük uydulara olan ilginin artmasıyla bu tür sistemlerin yetenekleri ve maliyetleri hakkında araştırmalar hız kazandı. Bu tarihlerde birçok kurum, kuruluş ve bilim adamları; küçük uyduların, fonksiyonel ve operasyonel özellikleriyle en az büyük ve pahalı uydular kadar geniş yeteneklere sahip olmaları, üretim sürelerinin kısalığı ve düşük maliyetlerinden dolayı son yıllarda tasarlanan ve hayata geçirilen büyük sistemlere oranla daha yaygın kullanılacağı konusunda aynı görüşe sahiptiler. Uydu

teknolojilerinin küçük uydulara yöneldiği zamanlarda, daha önceki yıllarda uyduların maliyetlerine ve geleneksel büyük uyduların teknik parametrelerine göre yapılan maliyet modellerinin küçük uydular için kullanılabilirliğinin olmadığı görülmüştür. Örneğin alt sistem bazında 100 kg'lık yapı ve 10 kg'lık termal alt sistem maliyetlerinin “*Satellite Mission and Analysis*” kitabında yer alan Çizelge 20-4 ve 20-5’de belirtilen büyük uydulara yönelik maliyet tahmin ilişkileri (CER) ve Çizelge 20-6’da belirtilen küçük uydulara yönelik maliyet tahmin ilişkileri kullanılarak elde edilen maliyetler aşağıda belirtilmiştir.

Alt Sistem Maliyet CER’leri.

			RDT&E*	TFU**	Maliyet \$... K (RDT&E + TFU)
Büyük Uydur Modeli	Yapı	$X = 100 \text{ kg}$	$157X^{0.83}$	$13.1X$	$7176 + 1310 = 8486$
	Termal	$X = 10 \text{ kg}$	$394X^{0.635}$	$50.6X^{0.707}$	$1700 + 258 = 1958$

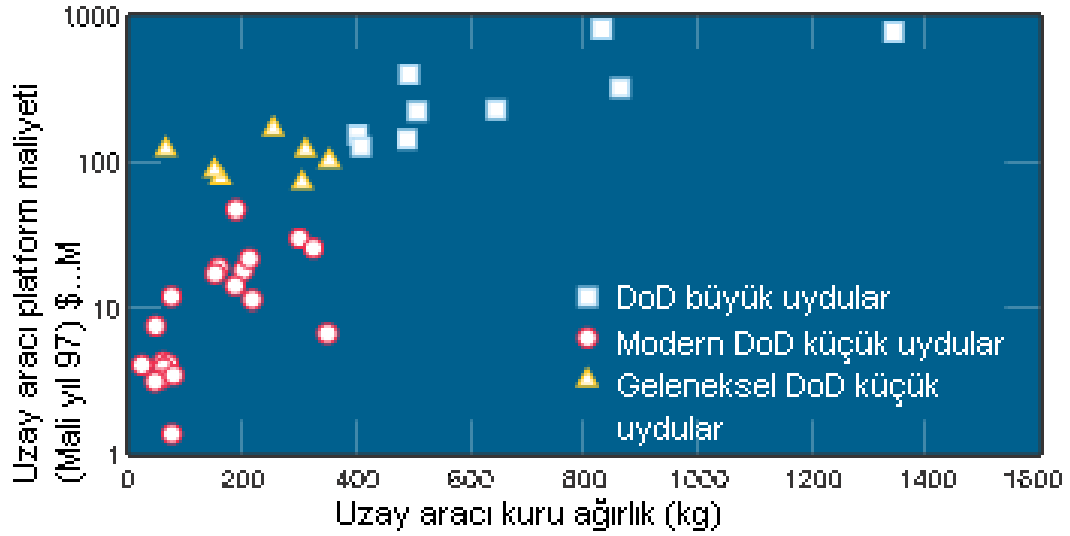
			RDT&E + TFU	
Küçük Uydur Modeli	Yapı	$X = 100 \text{ kg}$	$299 + 14.2X \ln(X)$	6838
	Termal	$X = 10 \text{ kg}$	$246 + 4.2X^2$	666

*RDT&E : Research, Development, Technology and Evaluation,

**TFU : Theoretical First Unit.

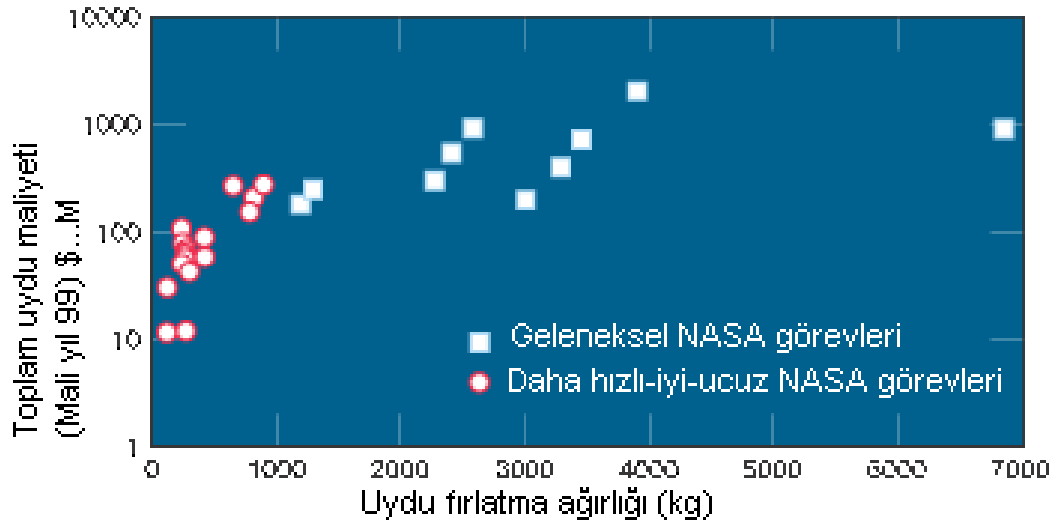
Yukarıda görüldüğü üzere belirli bir ağırlığa sahip alt sistemlerin büyük ve küçük uydu modellerine ait CER’ler kullanılarak elde edilen maliyetler arasındaki farkların büyük olduğu görülmektedir.

Şekil 4.3’de Amerikan Savunma Bakanlığına (DoD) ait büyük uyduların, modern küçük uyduların ve geleneksel küçük uyduların ağırlıklarına göre maliyetlerinin karşılaştırılması yapılmıştır. Belirtilen bu üç çeşit uydu kategorisinin verileri farklı kümelenmiştir ve yapılan regresyon analizine göre her bir veri kümesi farklı bir maliyet tahmin ilişkisini göstermektedir. Bu bilgi küçük uydulara ait güncel bir maliyet modeline ihtiyaç duyulduğunu göstermektedir.



Şekil 4.3 : DoD büyük uyduların, modern küçük uyduların ve geleneksel küçük uyduların kilogram başına maliyetlerinin karşılaştırılması.

Şekil 4.4’de ise geleneksel NASA görevleri ile NASA’nın daha hızlı-iyi-ucuz görevleri arasındaki oran karşılaştırılmaktadır. Bir önceki şekilde olduğu gibi burada da açıkça görülmektedir ki veri noktalarının farklı kümelenmesi yeni bir maliyet tahmin modeline ihtiyaç duyulduğunu işaret etmektedir.



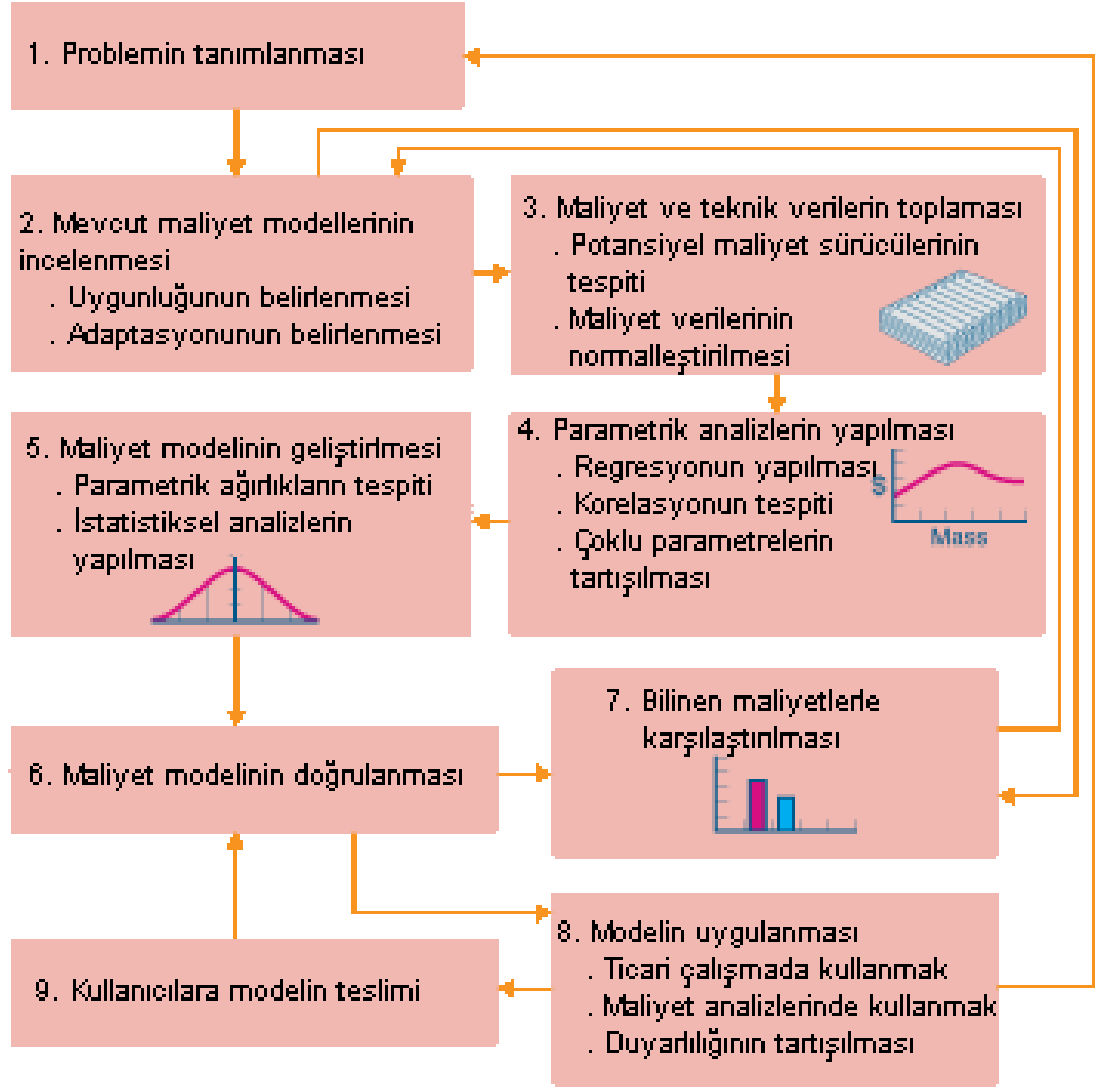
Şekil 4.4 : Geleneksel NASA görevlerinin ve NASA’nın daha hızlı-iyi-ucuz görevlerinin kg/maliyet oranlarının karşılaştırılması.

Elde edilen bu sonuçlardan sonra NASA ve Amerika Savunma Bakanlığı (DoD) özellikle küçük uydu programlarına uygun maliyet analiz yöntemlerine ve modellerine ihtiyaç duymuştur. Ortaya çıkan bu ihtiyaçları karşılamak üzere küçük uydu sistemlerinin nasıl daha ucuz bir şekilde hayata geçirileceği konusunda çeşitli kuruluş ve bilim adamları çalışmalar başlattı. Bu kuruluşlardan bir tanesi olan “The

Aerospace Corporation” firması 1991 yılında küçük uyduların tasarım ilkelerini daha iyi anlamak için çalışmalara başlamıştır. Yapılan bu çalışmanın ürünü olarak “Küçük Uydu Maliyet Modeli (Small Satellite Cost Model - SSCM)” adında bir maliyet programı geliştirilmiştir. Bu model, modern küçük uydu sistemlerine ait gerçek maliyet ve teknik parametrelerden türetilmiş uydu maliyet tahmin ilişkilerini (Cost Estimating Relationships - CERs) kullanarak 1000 kg’dan daha az ağırlığa sahip uydu sistemlerinin maliyet tahminlerinde kullanılmaktadır [Url-17].

4.6.1.1 SSCM maliyet modelinin oluşturulması

Teknik parametreler ve fiziksel karakteristiklerinin maliyeti ile ilgili küçük uydu maliyet modelinin geliştirilmesi, küçük uydu çalışmalarının öncelikli hedefi haline gelmiştir. Bu şekilde bir maliyet modeli oluşturmak amacıyla küçük uydular ile ilgili çok geniş bir çalışma yapılmıştır. Bu çalışmanın yapılması süresince şekil 4.5’de belirtilen maliyet modeli oluşturma süreci takip edilmiştir. Bu sürecin ilk adımında küçük uydular tanımlanmış ve yapılan bu tanım çerçevesinde gerçekleştirilmiş olan küçük uydu programları belirlenmiştir. Belirlenen bu programlarda yapımı gerçekleştirilmiş küçük uyduların maliyet bilgileri ve teknik verileri Amerikan Hava Kuvvetleri, NASA, üniversiteler, devlet ve endüstriyel kaynaklardan toplanmıştır. Küçük uydu firmaları tarafından maliyet düşürme teknikleri test edilerek potansiyel maliyet etkenleri tespit edilmiştir. Maliyet tahmin ilişkilerini türetmek için kullanılan faktörleri tanımlamak amacıyla uygun regresyonlar kullanılarak parametrik analizler yapılmıştır. Yapımı devam eden küçük uydu sistemleri üzerinde maliyet ve maliyet-duyarlılık analizleri yapılarak maliyet modelinin doğrulanması ve değerlendirilmesi yapılmıştır. Bu süreç boyunca; devam eden küçük uydu faaliyetleri ve yetenekleri, teknoloji geliştirme fırsatları, projelerin geliştirilmesi süresince alınan dersler ve yapılan sistem çalışmalarına dayanan bir kurumsal bilgi tabanı oluşturulmuştur.



Şekil 4.5 : SSCM'nin oluşturma süreci.

Maliyet modeli oluşturma süreci boyunca küçük uyduların maliyetleri ve teknik parametreleri ile ilgili olarak mümkün olduğu kadar fazla veri toplanması için çalışılmıştır. Küçük uydu firmaları maliyet düşürmede kendi tekniklerini üretmek istediklerinden dolayı maliyet verilerine ulaşmak sorun olmuştur. Tüm bu zorluklara rağmen 'The Aerospace Corporation' firması 2 – 3 yıllık bir zaman diliminde yaklaşık olarak 20 adet küçük uydu programları ile ilgili olarak sistem seviyesinde veri toplamayı başarmıştır. Maliyet modelinin verileri uzay aracı platform üreticilerinden gelmekte olup; platformun sadece o zamanki teknik ve maliyet verilerini kapsamaktadır. Analistler elde edilen bu ilk veri tabanından parametrik maliyet ilişkilerini türetmeyi başarmışlardır. 'The Aerospace Corporation' firmasının

yapmış olduğu bu çalışmalar sonucunda ortaya çıkardığı “Küçük Uydu Maliyet Modeli (SSCM)” isimli programı kullanıcıların hizmetine sunmuştur.

Geliştirildiği andan itibaren küçük uydu maliyet modeli üzerindeki çalışmalar devam ederek sürekli olarak güncel olması sağlandı. 1998, 2000, 2002 ve 2007 yıllarında modelin yeni sürümleri ‘The Aerospace Corporation’ firması tarafından geliştirilerek müşterilerine sunuldu. Küçük Uydu Maliyet Modeli (SSCM) ile ilgili daha detaylı bilgiler [15,16,62,Url-17] kaynaklarından elde edilebilir.

4.6.1.2 Küçük Uydu Maliyet Modeli 2007’nin kullanımı

Küçük Uydu Maliyet Modelinde programa uyduya ait genel bilgiler ile uydunun alt sistemlerine ait veriler girilmektedir. Bunlar;

Geliştirme Süresi (Development Time); üretilmesi planlanan uydu sisteminin geliştirme süresi ay cinsinden veri olarak girilmektedir.

Tahmin Yapılan Mali Yıl (Fiscal Year for Estimate); üretilmesi planlanan uydu sisteminin maliyetinin tahmin edildiği yıl veri olarak girilmektedir.

Enflasyon Metodolojisi (Inflation Methodology); modelin veritabanına NASA, OSD (Office of the Secretary of Defense)’ye ait enflasyon verileri seçilebilir veya kendi enflasyon verilerinizi tahmin esnasında program veritabanına girmek mümkündür.

Hedef (Destination); görev tipi ‘Dünya yörüngesi’ veya ‘Gezegenlerarası’ olarak seçilebilmektedir.

Güneşe Olan Maksimum Uzaklık (Maximum Distance from Sun (AU)); görev olarak gezegenler arası seçildiğinde aktif olmakta olup; planlanan görevin güneşe olan maksimum uzaklığı, Dünya’nın Güneş’e olan uzaklığı olan astronomik birim (AU) cinsinden yazılmaktadır. Dünya yörüngesine planlanan görevler için bu veri anlamsız olduğu için modelde aktif değildir. Gezegenler arası bir görev planlamasında aktif hale gelmektedir.

Tasarım Ömrü (Design Life); uydunun ne kadar sürede tasarlandığı belirtilmektedir.

Uydunun Islak Ağırlığı (Satellite Wet Mass (kg)); tasarlanan uydunun yakıt dahil ağırlığı girilmektedir.

Platformun Kuru Ağırlığı (Bus Dry Mass (kg)); yakıt eklenmeden önceki uydu ağırlığını ifade etmektedir.

Cihazların Sayısı (Number of Instruments); uyduda kullanılan göreve yönelik cihazların sayısını ifade etmektedir.

Güneş Paneli Montaj Tipi (Solar Array Mounting Type); uydunun elektrik ihtiyacını karşılamak üzere kullanılacak olan güneş panellerinin uydu üzerine nasıl monte edileceğini belirtmektedir. “Body–Mounted, Deployed–Fixed, Deployed–Sun–Pointing” seçeneklerinden biri seçilebilmektedir.

Güneş Hücresi Malzemesi (Solar Cell Material); uydunun elektrik ihtiyacını karşılamak üzere kullanılacak olan güneş panellerinde kullanılacak olan güneş hücrelerinin yapı malzemesi “Silikon veya Galyum Arsenik” olarak seçilebilmektedir.

Pil Tipi (Battery Type); uydunun güneş görmediği, dünyanın gölgesinde kaldığı zamanlarda kullanacağı gücün depolanacağı ikincil güç sistemi olan pillerin tipi girilmekte olup, “NiCd veya NiH₂” olarak seçilebilmektedir. Belirtilen bu iki pil tipinin dışında günümüzde daha yaygın olarak uydu teknolojilerinde Lityum-İyon (LiIon) piller kullanılmaktadır.

Güç Altsistem Ağırlığı (Power Subsystem Mass (kg)); güç alt sistemine ait daha önceden hesaplanmış tahmini ağırlık girilmektedir.

BOL Gücü (BOL Power (W)); daha önceden hesaplanmış tahmini ‘Beginnig of Life (BOL)’ gücü watt cinsinden girilmektedir.

Birincil Yapı Malzemesi (Primary Structure Material); uydunun iskeletini oluşturan yapı alt sisteminin temel malzemesi girilmektedir. ‘Alüminyum veya Komposit’ olarak seçilebilmektedir.

Yapı Altsistem Ağırlığı (Structure Subsystem Mass (kg)); yapı alt sistemine ait daha önceden hesaplanmış tahmini ağırlık girilmektedir.

Stabilizasyon Tipi (Stabilization Type); uydunun yerleştirileceği yörüngedeki stabilizasyonu ‘3-axis veya Spin’ olarak seçilebilmektedir.

Yıldız İzler (Star Tracker?); yönelim belirleme kontrol sisteminde yıldız izler kullanılması durumu sorulmaktadır. ‘Evet veya Hayır’ olarak seçilebilmektedir.

ADCS Altsistem Ağırlığı (ADCS Subsystem Mass (kg)); ADCS alt sistemine ait daha önceden hesaplanmış tahmini ağırlık girilmektedir.

Pointing Control (deg); istenilen doğruluk derecesi girilmektedir.

Yakıt Tipi (Propellant Type); kullanılacak yakıtın tipi belirtilmektedir. ‘Soğuk gaz veya Hidrazin’ olarak seçilebilmektedir.

(Monopropellant or Bipropellant?); kullanılması planlanan yakıttır. Uygun seçenek seçilir.

Yakıt Altsistem Kuru Ağırlığı (Propulsion Subsystem Dry Mass (kg)); yakıt alt sistemine ait daha önceden hesaplanmış tahmini ağırlık girilmektedir.

Haberleşme Bandı (Communications Band); ‘S band veya UHF’ olarak seçilebilmektedir. SSCM 2007 versiyonunda, günümüzde uydu görevlerinde yoğun bir şekilde kullanılan X-band bulunmamaktadır.

TT&C/C&DH Altsistem Ağırlığı (TT&C/C&DH Subsystem Mass (kg)); haberleşme alt sistemine ait daha önceden hesaplanmış tahmini ağırlık girilmektedir.

İletim Gücü (Transmit Power (W)); daha önceden hesaplanan tahmini iletim gücü watt olarak girilmektedir.

Termal Altsistem Ağırlığı (Thermal Subsystem Mass (kg)); termal alt sistemine ait daha önceden hesaplanmış tahmini ağırlık girilmektedir.

Yukarıda belirtilen veriler SSCM arayüzünde gerekli yerlere girilerek, üretilcek uydunun tahmini maliyeti çıkarılabilmektedir. Şimdi yukarıda bahsedilen parametrelerden önemli görülenlerin maliyete olan etkisi tek tek incelenip, analiz edilecektir.

Geliştirme süresinin maliyete etkisi

Şekil 4.6’da Küçük Uydu Maliyet Modelinin kullanıcı arayüzü görülmektedir. Bu modeli kullanarak uydu maliyetine etkileyen parametrelerin etki derecesi incelenecektir. Bu sebeple aşağıdaki şekilde belirtilen girdiler, modele veri olarak girilerek bir maliyet verisi elde edildi. Daha sonra *geliştirme süresi (development time)* verisi dışındaki diğer veriler sabit tutularak, değişik tasarım ömrü girdilerine karşılık olarak maliyette meydana gelen değişimler gözlemlendi.

Technical Parameter	Value
Programmatic	
Development Time (months)	24
Fiscal Year for Estimate (yyyy)	2011
Inflation Methodology	NASA
System	
Destination	Earth-Orbiting
Maximum Distance from Sun (AU)	
Design Life (months)	36
Satellite Wet Mass (kg)	430
Bus Dry Mass (kg)	362
Number of Instruments	
Power	
Solar Array Mounting Type	Deployed – Fixed
Solar Cell Material	
Battery Type	
Power Subsystem Mass (kg)	
BOL Power (W)	528
Structure	
Primary Structure Material	Aluminum
Structure Subsystem Mass (kg)	133
ADCS	
Stabilization Type	3-axis
Star Tracker?	Yes
ADCS Subsystem Mass (kg)	54
Pointing Control (deg)	0,1
Propulsion	
Propellant Type	Cold Gas
Monopropellant or Bipropellant?	Monopropellant
Propulsion Subsystem Dry Mass (kg)	13
TT&C/C&DH	
Communications Band	S-band
TT&C/C&DH Subsystem Mass (kg)	26
Transmit Power (W)	15
Thermal	
Thermal Subsystem Mass (kg)	7

Şekil 4.6 : SSCM kullanıcı arayüzü.

Çizelge 4.2 : Geliştirme süresi ile uydu maliyeti arasındaki ilişki.

Ay	Uydu Maliyeti (\$)
6	55183000
12	55183000
18	55183000
24	55183000
30	55183000
36	55183000
42	55183000
48	55183000

6 – 48 ay arasında geliştirme süreleri girilerek elde edilen maliyet bilgileri Çizelge 4.2’de görülmektedir. Elde edilen verilerin birbirleriyle aynı değerde olduğu görülmektedir. Bu şekilde bir sonucun olamayacağı düşünülürse, küçük uydu maliyet modelinde uydu maliyetinin tahmininde geliştirme süresinin dikkate alınmadığı ifade edilebilir.

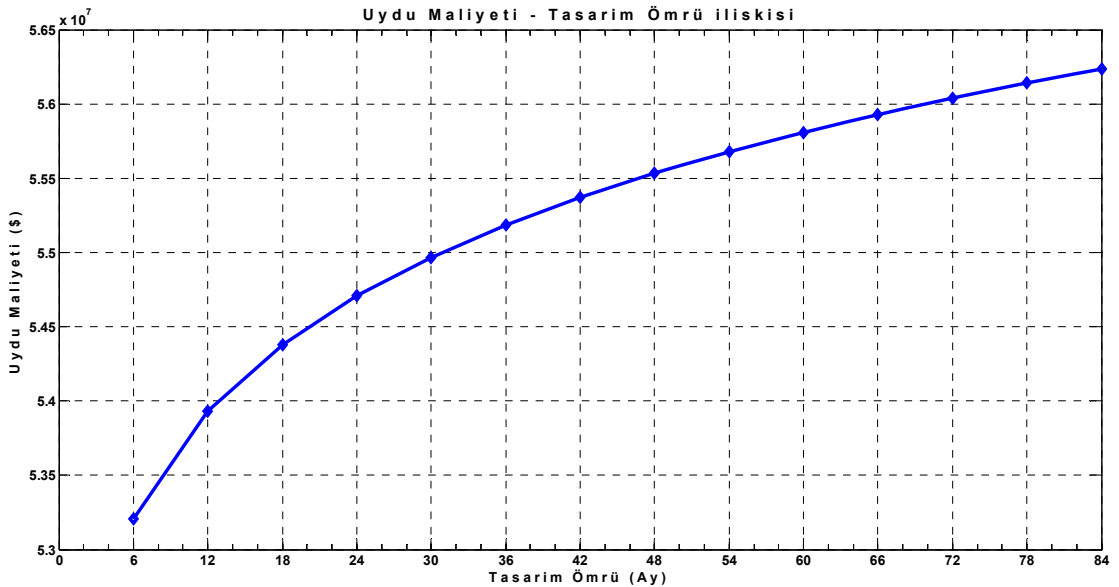
Tasarım ömrünün maliyete etkisi

Şekil 4.6’da *tasarım ömrü (design life)* verisi dışındaki diğer veriler sabit tutularak, değişik tasarım ömrü girdilerine karşılık olarak maliyette meydana gelen değişimler gözlemlendi.

Çizelge 4.3 : Tasarım ömrü ile uydu maliyeti arasındaki ilişki.

Ay	Uydu Maliyeti (\$)
1	51530000
6	53207000
12	53934000
18	54380000
24	54707000
30	54967000
36	55183000
42	55369000
48	55532000
54	55677000
60	55809000
66	55929000
72	56039000
78	56141000
84	56237000

Tasarım ömrü olarak 1-84 ay arasında veriler girilerek elde edilen maliyet bilgileri Çizelge 4.3’de görülmektedir. Elde edilen veriler kullanılarak tasarım ömrü ile uydu maliyeti arasındaki ilişkiyi gösteren şekil 4.7’de ki grafik elde edilmiştir. Tasarım ömrü artmasının uydu maliyetini de etkileyerek, maliyetin yükselmesine neden olduğu açıkça görülmektedir.



Şekil 4.7 : Tasarım ömrü ile uydu maliyeti arasındaki ilişki.

Çizelge 4.4’de tasarım ömrüne eklenen her yıl için uydu maliyetindeki artış miktarları görülmektedir. Tasarım ömrü arttıkça maliyetteki artış oranı bir önceki yıla göre azalma göstererek, azalarak artan bir ilişki vardır. 2 – 5 yıl arası uydu maliyetindeki yılbaşına ortalama artış % 67, 3 – 7 yıl arası ise % 48 olarak görülmektedir.

Çizelge 4.4 : Yıllara göre artış miktarı.

Yıllar	Artış Miktarı (\$)	Artış Yüzdesi
1 – 2 yıl	773000	% 1.44
2 – 3 yıl	476000	% 0.87
3 – 4 yıl	349000	% 0.64
4 – 5 yıl	277000	% 0.5
5 – 6 yıl	230000	% 0.41
6 – 7 yıl	200000	% 0.36
2 – 5 yıl arası yıllık ortalama		% 0.67
3 – 7 yıl arası yıllık ortalama		% 0.48
1 – 7 yıl arası yıllık ortalama		% 0,7033

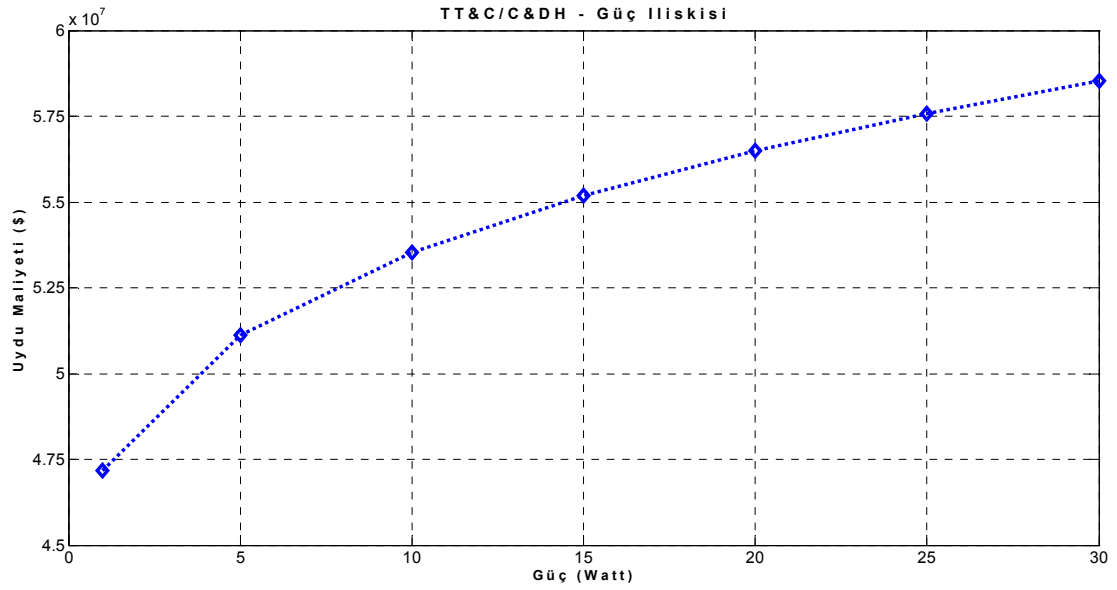
Sağlık bilgisi iletim gücünün maliyete etkisi

Yörüngeye yerleştirilen bir uydunun izlenmesi, uydunun durumu hakkındaki bilgilerin alınması, uyduya yeni komutların gönderilmesi ve değişik çalışma şekilleri ile ilgili kontrol komutlarının uydu görevine devam ettiği süre boyunca gönderilmesi zorunlu bir işlemdir. Telemetry izleme ve kontrol (TT&C-Telemetry Tracking and Control) alt sistemi ile uydu; konumunu, yönelmesini, sağlık bilgilerini (sıcaklıklar, pillerin durumu, cihazların durumu, arızalar vb.) yere bildirir ve ayrıca göndermiş olduğu bilgilere göre yer istasyonundan yeni görevleri ile ilgili kontrol komutlarını almaktadır. Veri kotarma (C&DH-Command and Data Handling) alt sistemi, uydunun kontrolünde ve bilimsel verilerin işlenmesinde kullanılan bilgisayarlardan ve veri kaydı yapan cihazlardan meydana gelmektedir. Veri depolama yeteneği ve uzay aracı işlemci yeteneği C&DH alt sistemi için temel tasarım sürücüleridir. TT&C alt sistemi için temel tasarım sürücüler ise uplink ve downlink frekansları, downlink veri hızı ve uzay aracının iletim gücüdür. Uydunun iletim gücünün artırılması, uydunun yer istasyonu tarafından daha erken görülmesini sağlayacaktır. Uydunun yer istasyonu tarafından erken görülmesi; yer istasyonunun göndereceği komutları uydunun daha erken ve uzun süre almasını ve yine aynı şekilde uydunun yer istasyonuna bilgilerini daha uzun süre gönderebilecektir. Sonuç olarak TT&C alt sisteminin iletim gücünün artırılması ile yer istasyonunun kapsama alanının artırılacağı söylenebilmektedir.

İletim gücünün maliyete olan etkisini incelemek için daha önce yukarıda verilen ve şekil 4.6’da görülen verilerden iletim gücü dışındakiler sabit tutularak, değişik iletim gücü değerlerine karşılık olarak maliyetteki değişim gözlemlenmiştir. Farklı iletim gücü değerlerine karşılık maliyet değerleri çizelge 4.5’de, aralarındaki ilişki şekil 4.8’de görülmektedir.

Çizelge 4.5 : İletim gücü (W) ile uydu maliyeti arasındaki ilişki.

İletim Gücü (Watt)	Uydu Maliyeti (\$)
1	47164000
5	51123000
10	53525000
15	55183000
20	56491000
25	57587000
30	58539000



Şekil 4.8 : TT&C / C &DH iletim gücü ile maliyet ilişkisi.

Çizelge 4.6’da artan iletim gücüne karşılık maliyetteki artış miktarı görülmektedir. İletim gücü yükseldiği sürece uydu maliyetinde azalarak artan bir eğilim oluşturmaktadır.

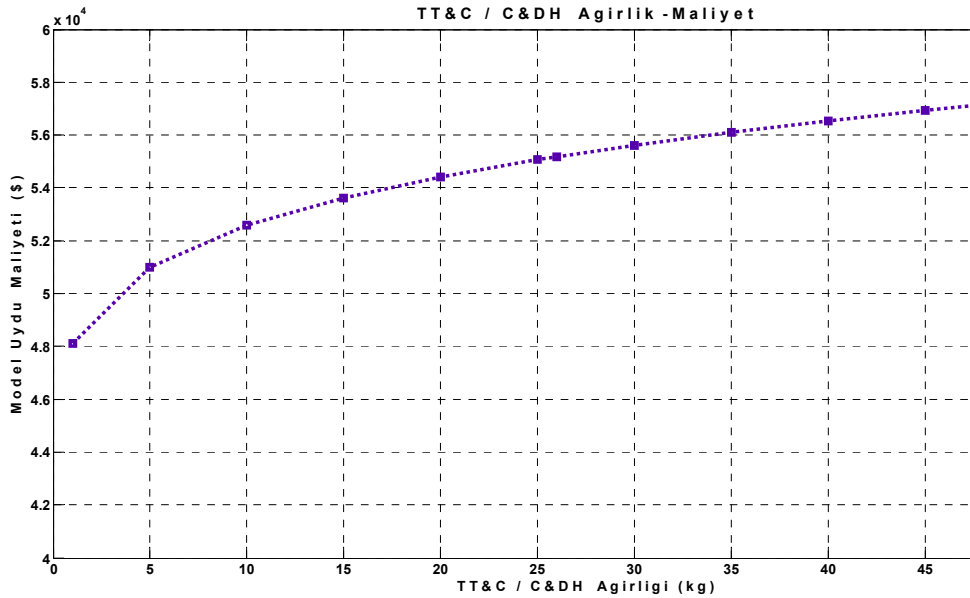
Çizelge 4.6 : Artan iletim gücüne karşılık maliyetteki artış miktarı.

İletim Gücü (W)	Artış Miktarı (\$)	Artış Yüzdesi
5 - 10	2402000	% 4.7
10 - 15	1658000	% 3.1
15 - 20	1308000	% 2.37
20 - 25	1096000	% 1.94
25 - 30	952000	% 1.66

Telemetri izleme ve kontrol – Veri kotarma (TT&C ve C&DH) alt sistemine ait farklı ağırlıklara göre uydu maliyetleri Çizelge 4.7’de ve ağırlık ile maliyet arasındaki ilişki şekil 4.9’da belirtilmektedir.

Çizelge 4.7 : TT&C ve C&DH ağırlığı ile uydu maliyeti arasındaki ilişki.

Ağırlık (kg)	Uydu Maliyeti (\$)
1	48108000
5	51005000
10	52587000
15	53626000
20	54418000
25	55066000
26	55183000
30	55619000
35	56103000
40	56535000
45	56927000
50	57285000



Şekil 4.9 : TT&C ve C&DH alt sistem ağırlığı - uydu maliyeti ilişkisi.

Yönelim belirleme ve kontrol sisteminin (ADCS) uydu maliyetine etkisi

Yönelim belirleme ve kontrol alt sistemi, uydunun yörüngeye yerleştirildiği andan itibaren görev ömrü boyunca bozucu dış etkenlere karşı uydunun dengede durmasını sağlayan ve uydunun arzu edilen şekilde yönlendirilmesini sağlayan alt sistemdir. Uydu, yapısı üzerine yerleştirilen yıldız kamerası, güneş sensörü, ufuk sensörü ...vb. sensörler aracılığı ile yönelimi belirler tork üreteçleri, reaksiyon tekerleri ...vb. aktüatörler yardımıyla bu yönelmeyi kontrol eder. Uydunun iletişim ve uzaktan algılama gibi karmaşık görevlerini başarı ile yerine getirebilmeleri yönelimlerinin hassas bir şekilde sağlanabilmesine bağlıdır. Uydunun stabilitesinin sağlanması için Dünyanın manyetik alanına göre çalışan manyetik tork üreteçleri (magnetic torquers) kullanılmaktadır. Manyetik tork üreteçleri; belli bir kapalı sarımdan geçen elektrik akımının, bu alana dik olarak bir manyetik moment oluşturma prensibine dayanırlar. Manyetik bobinler veya elektromanyetikleri kullanarak manyetik dipol momentleri üretirler. Üretilen bu manyetik dipol moment, Dünya'nın manyetik alanıyla etkileşerek uydunun istenilen noktaya yönlendirilmesini veya uydu üzerine gelen bozuntuların oluşturduğu torkların dengelenmesini sağlar. Küçük boyutlu, düşük ağırlıklı ve az miktarda güç ile çalışmaktadır [38]. Bu nedenle maliyet açısından diğer sistemlere göre daha etkindir. Çizelge 4.8'de 0.01 – 1 derece arasında değişen hedefleme hassasiyeti (pointing control (derece)) değerlerine karşılık uydu maliyetleri belirtilmektedir.

Çizelge 4.8 : Hedefleme hassasiyeti (derece) ile uydu maliyeti arasındaki ilişki.

Pointing Control (derece)	Uydu Maliyeti (\$)	Yıldız Kameralı Uydu Maliyeti (\$)	Fark (%)
0.01	54022000	57323000	6.11
0.03	53347000	56225000	5.4
0.05	53064000	55764000	5.1
0.1	52707000	55183000	4.7
0.3	52200000	54360000	4.14
0.5	51988000	54014000	3.9
1	51720000	53578000	3.6

BOL gücünün uydu maliyetine etkisi

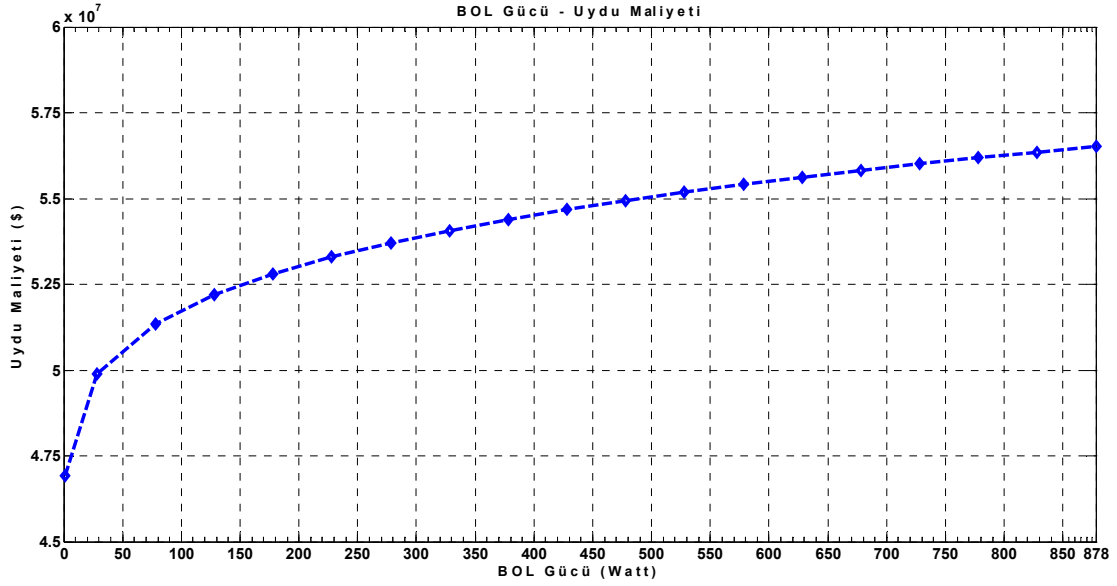
Uydunun başlangıç ömrü (Beginning Of Life - BOL) gücü, uydunun elektrik gücü alt sistemi ile ilgili bir terimdir. Elektrik güç alt sistemi (Electrical Power System - EPS), uydunun görevini başarılı bir şekilde yapması için planlanan ömrü boyunca

ihtiyacı olan elektrik gücünü üretmekte ve depolamaktadır. Bir uydunun planlanan ömrünün sonunda görevini yapabilmesi için hesaplanması gereken parametre tasarım ömrü sonu (End of Life - EOL) gücüdür. Burada önemli olan BOL gücünden çok EOL gücüdür. BOL gücü; EOL gücünden türetilmekte olup, aralarındaki ilişki elektrik gücü alt sisteminin anlatıldığı üçüncü bölümünde irdelenmektedir.

Alçak dünya yörüngesine yerleştirilen bir uydunun ihtiyacı olan gücü üretme yöntemlerinden en çok kullanılan fotovoltaik güneş hücreleri olup; güneş ışınları kullanılarak uydunun ihtiyaç duyacağı elektrik gücü üretilmektedir. Uydunun ihtiyaçlarını karşılamak üzere tasarlanacak olan fotovoltaik sistemin boyutları, EOL (End Of Life)'deki güç ihtiyacını üretecek şekilde olmalıdır. Güneş panellerinin (solar array) tasarımı ön plana çıkan faktörlerden biri maliyet faktörüdür. İhtiyaç duyulacak güç miktarına göre kullanılacak olan güneş hücrelerinin alanı artacak ve dolayısıyla bu durum maliyeti yükseltecek yönde etki edecektir. Küçük Uydu Maliyet Modeli (SSCM) kullanılarak elde edilen çizelge 4.9'daki veriler kullanılarak şekil 4.10'da BOL gücü ile uydu maliyeti arasındaki ilişki gösterilmiştir. Şekilden açıkça görüldüğü üzere, uyduda ihtiyaç duyulan güç miktarı artıkça maliyette yükselmektedir.

Çizelge 4.9 : BOL gücü (W) ile uydu maliyeti arasındaki ilişki.

BOL Gücü (Watt)	Uydu Maliyeti (\$)
1	46912000
28	49883000
78	51347000
128	52186000
178	52800000
228	53292000
278	53706000
328	54067000
378	54387000
428	54676000
478	54940000
528	55183000
578	55410000
628	55621000
678	55820000
728	56008000
778	56187000
828	56356000
878	56518000



Şekil 4.10 : BOL gücü ile uydu maliyeti arasındaki ilişki.

Çizelge 4.10’da görüldüğü üzere maliyette kayda değer en büyük artış 28 – 128 Watt aralığında gerçekleşmektedir. Daha sonra ki artışlarda azalarak artan bir seyir izlemektedir.

Çizelge 4.10 : Artan BOL gücüne karşılık maliyetteki artış miktarı.

İletim Gücü (W)	Artış Miktarı (\$)	Artış Yüzdesi
28 - 128	2303000	% 4.62
128 - 228	1106000	% 2.20
228 - 328	775000	% 1.46
328 - 428	609000	% 1.13
428 - 528	507000	% 0.93
528 - 628	438000	% 0.80
628 - 728	387000	% 0.70
728 - 828	348000	% 0.62

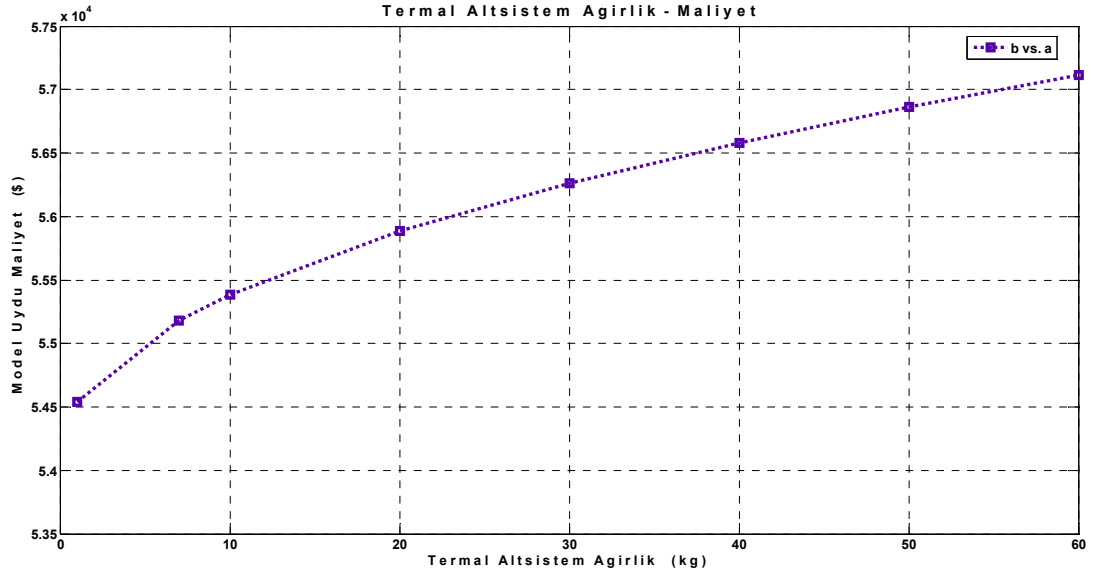
Termal alt sistem ağırlığının uydu maliyetine etkisi

Küçük Uydu Maliyet Modeli 2007’nin kullanıcı ara yüzünde termal alt sistemin ağırlığı dışındaki diğer veriler sabit tutularak yapılan işlemler sonucunda, elde edilen veriler Çizelge 4.11’de ve bu veriler kullanılarak elde edilen ilişki şekil 4.11’de belirtilmektedir. Elde edilen verilerden de anlaşıldığı üzere termal alt sisteminin genel uydu maliyetine olan etkisi düşüktür. Maliyette meydana gelen en yüksek artış Çizelge 4.12’de belirtildiği üzere 1 -10 kg arasında ki termal alt sistem ağırlığında meydana gelmektedir. Bu ağırlıktan sonra ise diğer sonuçlarda olduğu gibi maliyette

azalarak artan bir ilişki meydana gelmektedir. 1 – 60 kg arasındaki ağırlıklara sahip termal alt sistemler her 10 kg için ortalama olarak genel uydu maliyetinde % 0.78 civarında bir artış meydana getirmektedir.

Çizelge 4.11 : Termal alt sistem ile uydu maliyeti arasındaki ilişki.

Ağırlık (kg)	Uydu Maliyeti (\$)
1	54537000
7	55183000
10	55383000
20	55883000
30	56263000
40	56582000
50	56861000
60	57113000



Şekil 4.11 : Termal alt sistem ağırlığı ile uydu maliyeti arasındaki ilişki.

Çizelge 4.12 : Ağırlık artışına göre maliyetteki artış miktarı.

Ağırlık (kg)	Maliyetteki Artış Miktarı (\$)	Artış Miktarı (%)
1 - 10	846000	% 1.55
10 - 20	500000	% 0.90
20 - 30	380000	% 0.68
30 - 40	319000	% 0.57
40 - 50	279000	% 0.50
50 - 60	252000	% 0.44
1 – 60 kg	\$ 429333 / 10 kg	% 0.78

4.6.2 NASA Geliştirilmiş Görevler Maliyet modeli (Advanced Missions Cost Model-AMCM)

NASA'ya ait web sayfasında [Url-18] online olarak kullanılabilen “Geliştirilmiş Görevler Maliyet Modeli”, hızlı geri dönüş, kaba sipariş büyüklüğünü tahmin etmek için yararlı bir yöntem sağlar. Gelecek uzay sistemlerinin, fırlatma araçlarının, uzay araçları kullanılarak veya insanlı keşif görevlerinin geliştirme maliyetlerini, yinelenen maliyetlerini ve görev işletme maliyetlerinin tahmin edilmesi için oluşturulan bir modeldir. Bununla birlikte; uzay araçlarının, uzay ulaşım sistemlerinin, uçakların, füzelerin, gemilerin ve kara taşıtlarının geliştirme ve üretim maliyetlerini tahmin etmek için kullanılabilir. AMCM sistem düzeyinde bir maliyet modeli olması nedeniyle karmaşık görevleri gerçekleştirmek için entegre edilecek pek çok farklı sistem gerektiren büyük ölçekli programlar için kullanılması daha uygun olmaktadır. Burada uygulanan yöntem sistemlerin gerçek tasarımları için değildir fakat program öncesi kavramsal ve kavramsal tasarım aşamaları için yararlı olacak bir yöntemdir. AMCM; kara, deniz, hava ve uzay sistemlerini kapsayan 50 yıllık geniş bir tarihsel veritabanına sahiptir. Mevcut veritabanı; 54 uzay aracı, 22 uzay ulaşım sistemi, 61 uçak, 86 füze, 29 gemi ve 18 kara aracına ait verileri içermektedir.

AMCM iki denklemlilik, çok değişkenli bir maliyet tahmin ilişkisidir. Birinci denklem çeşitli teknik ve program faktörleri temeline dayalı olarak sistemlerin geliştirme ve üretim maliyetlerini tahmin etmektedir. İkinci denklem ise sistemlerin temel görev işlevlerinin maliyetini öngörmektedir. Denklemlerin her ikisi de AMCM için oluşturulmuş kara araçlarının, gemilerin, uçakların, helikopterlerin, füzelerin, fırlatma araçlarının ve uzay araçlarının geçmişten itibaren veritabanını içermektedir. Veritabanı, sistem geliştirmelerinin 50 yılını kapsamaktadır. Sistemlerin çoğu ABD Hükümeti için geliştirilmiştir, ancak bazı ticari ve Avrupa sistemlerini de içermektedir. Geliştirilen bu modelin en son sürümü Temmuz 1992 tarihli Versiyon 4,1'dir. AMCM her hangi bir bilgisayar dilinde programlanabilmektedir. Bu model için bir Microsoft Excel eklenti uygulaması geliştirilmiştir. Bu eklenti Microsoft Excel'in desteklediği herhangi bir platformda çalıştırılabilmektedir.

AMCM geliştirme modeli öncelikle yüklenicilerden, hükümet raporlarına ve yayınlanmış kaynaklardan gelen ham verilere dayanmaktadır. Orijinal veriler çeşitli enflasyon faktörleri kullanılarak 1991 yılı sabit alınarak ayarlandı. Temel model, çok

az üretim süreçlerine sahip geliştirme programlarının maliyetlerinin ayrılması ile ilgili zorluklar nedeniyle tekrarlanmayan ve tekrarlanan maliyet arasında ayrım yapmamaktadır. Sistemin tekrarlayan maliyetleri, son birim maliyeti (marjinal maliyeti) hesaplanırken maliyet tahmin ilişkilerinden (CER) elde edilebilmektedir. Model için ortalama mutlak yüzde hata (Mean Absolute Percentage Error - MAPE) yaklaşık olarak % 45'tir [63]. Çok çeşitli uydu görevleri planlayan NASA, birçok uydusunda ilk kez kullandığı teknolojileri uygulamaktadır. Bu da uydu maliyetlerinin çok değişken olduğunu göstermektedir. Mutlak yüzde hata bu kadar yüksek çıkabilmektedir. Biz ise sadece görüntü alma amaçlı olarak uydu modeli oluşturacağımız nedeniyle yüzde hata düşük olmalıdır.

Bahse konu bu maliyet modeli tarihi dikkate alındığında eski bir model olduğu görülmektedir. Modelin en son sürümü 1992 tarihli olduğundan, küçük uyduların bu modelde dikkate alınmamış olduğunu söylemek mümkündür. küçük uydu konsepti 1990'lı yıllardan itibaren önem kazanmaya başlamıştır. Eski bir model olması nedeniyle bazı hususlarda daha az güvenilirirdir. Ancak günümüzde de geçerliliği devam eden miktara göre, blok numarasına göre ve zorluk faktörüne göre maliyet hesabı çıkarması gibi bazı yararlı yönleri de bulunmaktadır.

Maliyet Tahmin İlişkilerinin (CER) Denklemi;

$$Maliyet = a \cdot Q^b \cdot W^c \cdot d^S \cdot e^{(1/(IOC-1900))} \cdot B^f \cdot g^D \quad (4.9)$$

Burada;

- Q : Miktar,
- W : Ağırlık,
- S : Specification,
- IOC : İlk çalıştırılma yılı,
- B : Blok numarası,
- D : Zorluk faktörünü ve
- a-g : Model parametrelerini temsil etmektedir.

Girdiler

Maliyet programından öğrenilmek istenen bilgi için öncelikli olarak programın ihtiyacı olan bazı verilerin programa girilmesi gerekmektedir. AMCM programında sonuç üretmek için ihtiyaç duyulan verilen aşağıda belirtilmiştir.

- Miktar (Quantity)
- Kuru Ağırlık (Dry Weight)
- Görev Tipi (Mission Type)
- İlk Çalıştırılma Yılı (Initial Operating Capability (IOC) year)
- Blok Sayısı (Block Number)
- Zorluk Faktörü (Difficulty Factor)

Miktar (Quantity); üretilen birimlerin toplam sayısını belirtmektedir. Belirtilen bu toplam sayının içerisinde üretilen prototipler, test araçları, işletme birimleri ve yedek üretimler yer almaktadır.

Kuru Ağırlık (Dry weight); sistemin yakıtı, faydalı yükü, mürettebatı veya yolcuları olmadan boş ağırlığını belirtmektedir.

Görev Tipi (Mission type); işletim ortamı ve yapılacak görev tipine göre sistem tiplerini sınıflandırır. Şekil 4.12’de belirtilen görev tiplerinden maliyeti tahmin edilecek olan bir tanesi seçilir.

Spacecraft - Planetary Lander	Aircraft - Attack	Missile - Ship-Air
Spacecraft - Planetary	Aircraft - Bomber	Missile - Surf-Surf Land Mobile
Spacecraft - Manned Reentry	Aircraft - Fighter	Missile - Surf-Surf Other
Spacecraft - Communication	Aircraft - Fw-Transport	Missile - ICBM (Sub Launched)
Spacecraft - Weather	Aircraft - Patrol	Missile - Rocket
Spacecraft - Physics & Astronomy	Aircraft - Recon (SR-71)	Ship - Aircraft Carrier
Spacecraft - Earth Observation	Aircraft - Rotary Attack	Ship - Amphib Assault
Spacecraft - Lunar Rover	Aircraft - Rotary Transport/Utility	Ship - Cruiser
Spacecraft - Manned Habitat	Aircraft - Trainer	Ship - Destroyer
Space Transport - Unmanned Reentry	Aircraft - Commercial	Ship - Frigate
Space Transport - Launch Vehicle Stage	Missile - Air-Air	Ship - Submarine
Space Transport - Upper Stage	Missile - Air-Orbit	Land Vehicle - Artillery
Space Transport - Liquid Rocket Engine - Lox/Lh	Missile - Air-Surface	Land Vehicle - Automobile
Space Transport - Liquid Rocket Engine - Lox/RP-1	Missile - Anti-Tank	Land Vehicle - Tank
Space Transport - Payload Fairing	Missile - ICBM	Land Vehicle - Truck
Space Transport - Centaur Fairing	Missile - Surface-Air	Land Vehicle - APC
		Land Vehicle - Rifle

Şekil 4.12 : AMCM görev tipleri.

İlk Çalıştırılma Yılı (IOC Year); uzay sistemlerinde uzay aracının ilk fırlatıldığı yılı belirtmektedir.

Blok Numarası (Block Number); sistem tasarımının o sistemin kaçınıcı versiyonu olduğunu temsil eder. Eğer sistem yeni bir tasarım ise blok numarası “1” olmaktadır. Daha önceden tasarlanmış mevcut bir sistemin değiştirilmiş ise blok numarası “2” olacaktır.

Zorluk Derecesi (Difficulty); yeni sistem için öngörülen programlı ve teknik zorluk düzeyi temsil etmektedir. “Very Low, Low, Average, High ve Very High” seçeneklerinden herhangi biri seçilebilmekte olup; bu zorluk faktörü, geçmişteki diğer sistemlerin geliştirilmesi esnasında karşılaşılan zorlukların değerlendirilmesi sonucunda ortaya çıkar. Eğer yeni sistem, daha önceki benzer sistemlere göre daha karmaşık bir yapıda ise “yüksek” ya da “çok yüksek” zorluk derecesi seçilmelidir.

The image displays two side-by-side screenshots of the AMCM (Automated Mission Cost Model) software interface. Both screenshots show an 'Input Data' form with the following fields: Quantity (1), Dry Weight (lb.) (330.69), Mission Type (Spacecraft - Earth Observation), IOC Year (2004), Block Number (1), and Difficulty (Average). Below these fields is a 'Recalc' button and a '2004\$ in millions' label. The 'Total Cost' is displayed as 120. The left screenshot shows a dropdown menu for Mission Type with 'Spacecraft - Earth Observation' selected, and a list of other mission types including 'Spacecraft - Planetary Lander', 'Spacecraft - Planetary', 'Spacecraft - Manned Reentry', 'Spacecraft - Communication', 'Spacecraft - Weather', 'Spacecraft - Physics & Astronomy', 'Spacecraft - Lunar Rover', 'Spacecraft - Manned Habitat', 'Space Transport - Unmanned Reentry', 'Space Transport - Launch Vehicle Stage', 'Space Transport - Upper Stage', 'Space Transport - Liquid Rocket Engine - Lox/Lh', 'Space Transport - Liquid Rocket Engine - Lox/RP-1', 'Space Transport - Payload Fairing', 'Space Transport - Centaur Fairing', and 'Aircraft - Attack'.

Şekil 4.13 : AMCM’ye ait arayüz görüntüsü [Url-18].

Şekil 4.13’de AMCM’ye ait kullanıcı arayüzü görülmektedir. Öncelikli olarak maliyeti hesaplanmak istenen araçtan kaç tane yapılmak istendiği ve daha sonra bu aracın tahmini ağırlığı sisteme girilmektedir. AMCM sadece uydulara yönelik bir maliyet modeli olmayıp, aynı zamanda hava araçları, füze, gemi ve kara araçları için de kullanılabilir. Kullanıcı arayüzünde mevcut bulunan *görev tipi* kısmından göreve yönelik olarak maliyeti hesaplanmak istenen tanımlama seçilir. İlk çalıştırılma yılı ve blok numarası girilir. Eğer araç ilk kez üretiliyorsa blok numarası 1 olmaktadır. Fakat ilk üretilen araç, yeni teknoloji kullanılarak geliştirilmiş ise blok numarası 2 veya daha büyük olmaktadır. Blok numarası yükseldikçe aracın maliyeti bir öncekine göre daha düşük olmaktadır. Çünkü sürekli olarak mevcut altyapı kullanılmaktadır. Son olarak ise üretilecek sistemin daha önceki sistemlere göre zorluk derecesi “çok düşük, düşük, orta, yüksek ve çok yüksek” olarak seçilir ve maliyet hesaplanır. Aşağıda verilen Çizelge 4.13’de değişik blok numaraları için farklı sayıdaki uyduların toplam ve uydu başına düşen maliyeti belirtilmektedir.

4.6.2.1 Geliştirilmiş Görevler Maliyet Modeli'nin kullanımı

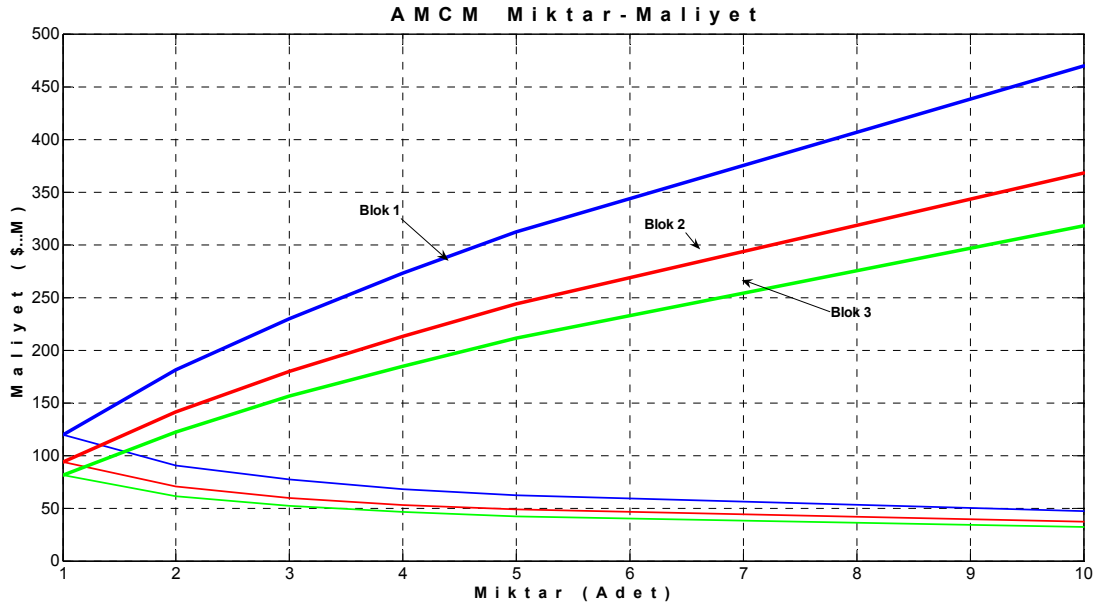
Girilen veriler sonucunda AMCM'den çıktı olarak \$...M (milyon dolar) bazında geliştirme, üretim ve işletme maliyetleri elde edilmektedir. Uzay sistemleri için maliyet tahminleri ücret hariç ana yüklenici maliyetlerini, program desteği ya da diğer devlet masraflarını içermektedir. Uzay sistemi dışındaki maliyetler için ise bütün maliyetleri içermektedir.

Çizelge 4.13 : Gözlem uyduları için AMCM ile elde edilen maliyet verileri.

Miktar	Blok Numarası	Toplam Maliyet (\$...M)	Uydu Başına Düşen Maliyet (\$...M)
1	1	120	120
2	1	181	90.5
3	1	230	77
4	1	273	68
5	1	312	62.5
10	1	470	47
1	2	94	94
2	2	141	70.5
3	2	180	60
4	2	213	53
5	2	244	49
10	2	368	36.8
1	3	81	81
2	3	122	61
3	3	156	52
4	3	185	46
5	3	211	42
10	3	318	31.8

NASA'ya ait web sayfasında online olarak kullanılabilen bu maliyet modeli kullanılarak çizelge 4.13'de bulunan veriler elde edilmiştir. Birinci satırda belirtilen durumda uydu teknolojisi geliştirilme aşamasında olduğu için gerek projede çalışan kişilerin çokluğu gerekse kullanılan malzemelerin fazlalığı nedeniyle uydu başına düşen maliyet yüksek çıkmaktadır. Aynı bloka ait iki uydu yapıldığında uydu başına düşen maliyet azalma göstermektedir. Bunun nedeni olarak ilk uydunun yapılması esnasında tecrübelerin artması, ihtiyaç duyulan altyapı ve teknolojiye sahip olunması söylenebilir. Gerekli teknoloji ve altyapının oluşturulmasından sonra daha önceki tasarımlar üzerinde yapılacak olan versiyon değişikliklerinde dahi üretim maliyeti düşecektir. Çizelge 4.13'de görüldüğü üzere 1'inci blok uydudan 1 adet üretildiğinde

maliyet \$ 71 milyon iken, 3'üncü blok uydudan 1 adet üretildiğinde maliyet \$ 48 milyona düşmektedir.



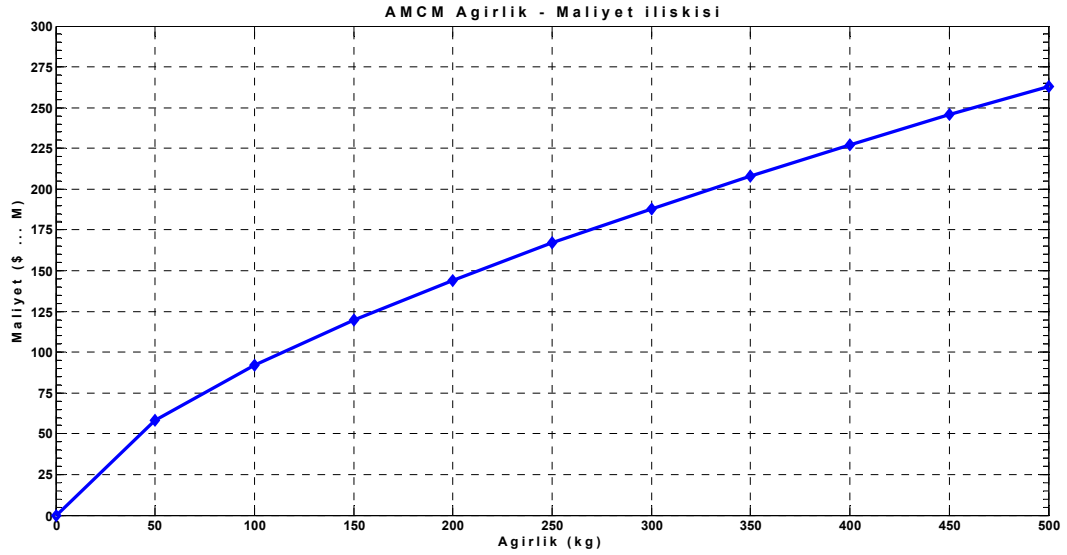
Şekil 4.14 : Blok 1, 2 ve 3 tipi uydulara ait uydu sayısı ile maliyet arasındaki ilişki.

Şekil 4.14'de; blok 1, blok 2 ve blok 3 tipi uydulara ait uydu sayısı ile maliyet arasındaki ilişki ile uydu başına düşen maliyet arasındaki ilişki görülmektedir. İlk üretilen uydulara göre teknolojik bir gelişme olduğunda, performans farkı ortaya çıktığında veya aynı performansın daha ucuza üretildiğinde blok numarasında değişiklik yapılmaktadır. Şekil 4.14'de görüldüğü üzere blok 3 uyduların maliyeti blok 1 uydulara göre daha maliyet etkindir. Ayrıca aynı tip uydudan miktar olarak birden fazla üretilmesi durumunda da uydu başına düşen maliyet azalmaktadır.

Çizelge 4.14 : Uydu ağırlıklarına karşılık maliyet verileri.

Uydu Ağırlığı (kg)	Uydu Maliyeti (\$... M)
0	0
50	58
100	92
150	120
200	144
250	167
300	188
350	208
400	227
450	246
500	263

AMCM kullanılarak elde edilen 0-500 kg arasındaki uydulara ait maliyet verileri çizelge 4.14’de verilmiştir. Bu veriler kullanılarak oluşturulan şekil 4.15’de ağırlık ile maliyet arasında lineer bir ilişki olduğu açıkça görülmektedir, uydunun ağırlığı arttıkça buna bağlı olarak maliyette artmaktadır.

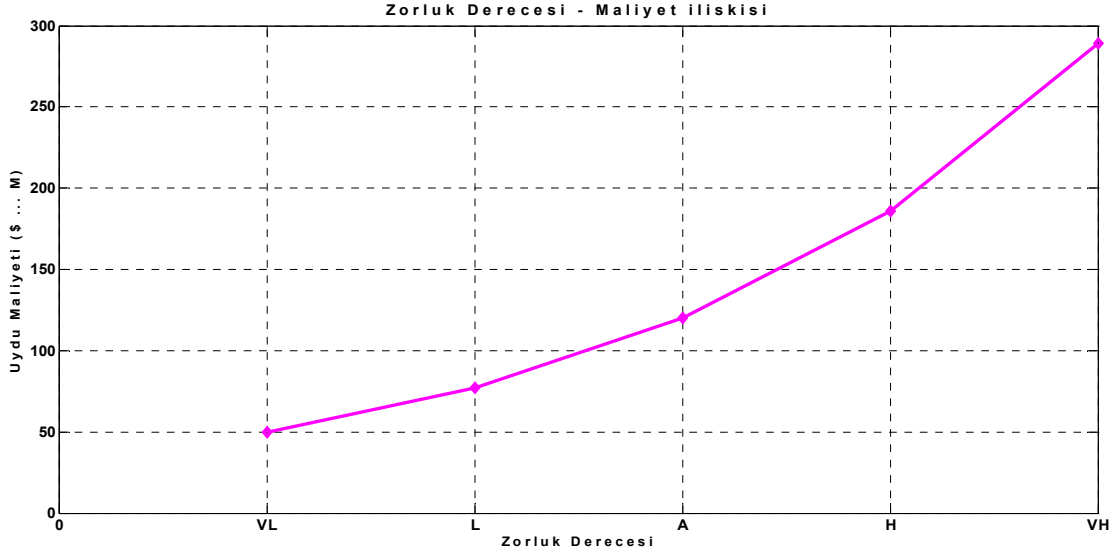


Şekil 4.15 : AMCM kullanılarak elde edilen uydu ağırlık-maliyet ilişkisi.

AMCM’de kullanılan girdilerden biri de zorluk derecesidir. “Very Low, Low, Average, High ve Very High” seçeneklerinden biri seçilebilmektedir. Aşağıdaki çizelge 4.15’de 150 kg’lık bir uydu için değişik zorluk derecelerine göre maliyetler belirtilmekte ve ortalama olarak her bir kademeden maliyete olan etkisi % 55’tir. Bu verilerden elde edilen zorluk derecesi ile maliyet arasındaki ilişki şekil 4.16’da görülmektedir. Üretilcek sistemin zorluk derecesi yükseldikçe aynı uydu için yapılan harcamalarda artmaktadır.

Çizelge 4.15 : Zorluk derecelerine göre maliyet verileri.

Uydu Ağırlığı (kg)	Zorluk Derecesi	Uydu Maliyeti (\$... M)	Artış Miktarı (%)
150	Very Low (VL)	50	-
	Low (L)	77	54
	Average (A)	120	56
	High (H)	186	55
	Very High (VH)	289	55



Şekil 4.16 : Zorluk derecesi ile maliyet arasındaki ilişki.

4.6.3 NASA Uzay Aracı / Araç Maliyet Modeli (Spacecraft/Vehicle Level Cost Model (SVLCM))

Spacecraft/Vehicle Level Cost Model (SVLCM)'de AMCM gibi NASA'nın web sayfasında online olarak kullanılabilmekte, hızlı ve kabaca maliyet tahminleri yapabilmektedir. Bu model; insanlı ve insansız uzay araçlarının, fırlatma aracı bölümlerinin, roket motorlarının ve bilimsel amaçlı olarak kullanılacak araç ve gereçlerin geliştirme ve üretim maliyetlerinin tahmin edilmesinde kullanılabilmektedir. Şekil 4.17'de görüldüğü üzere öncelikli olarak görevin tipi, libre veya kilogram olarak sistemin kuru ağırlığı, üretilmek istenen araç miktarı ve öğrenme yüzdesi gibi program arayüzünde belirtilen verileri girdikten sonra çıktı olarak toplam maliyeti ve bu toplam maliyeti oluşturan geliştirme maliyetini ve üretim maliyetini \$...milyon olarak vermektedir [Url-19].

Input

Name:	HUTEN	
Type:	Unmanned Earth Orbital Spacecraft Liquid Rocket Engine Manned Spacecraft Unmanned Planetary Spacecraft Launch Vehicle Stage Unmanned Earth Orbital Spacecraft Scientific Instrument	Validity range (weight): 76 to 8849 No. of data points: 35
Dry Weight:	☐ pounds ☒ kilograms	
Quantity:	1	
Learning Curve:	85 %	

Recalc

Result (in millions FY04 US\$)

Development	60.68444219
Production	12.08124049
Total	72.76568268

Input

Name:	HUTEN	
Type:	Unmanned Earth Orbital Spacecraft	Validity range (weight): 76 to 8849 No. of data points: 35
Dry Weight:	150	☐ pounds ☒ kilograms
Quantity:	1	
Learning Curve:	85 %	

Recalc

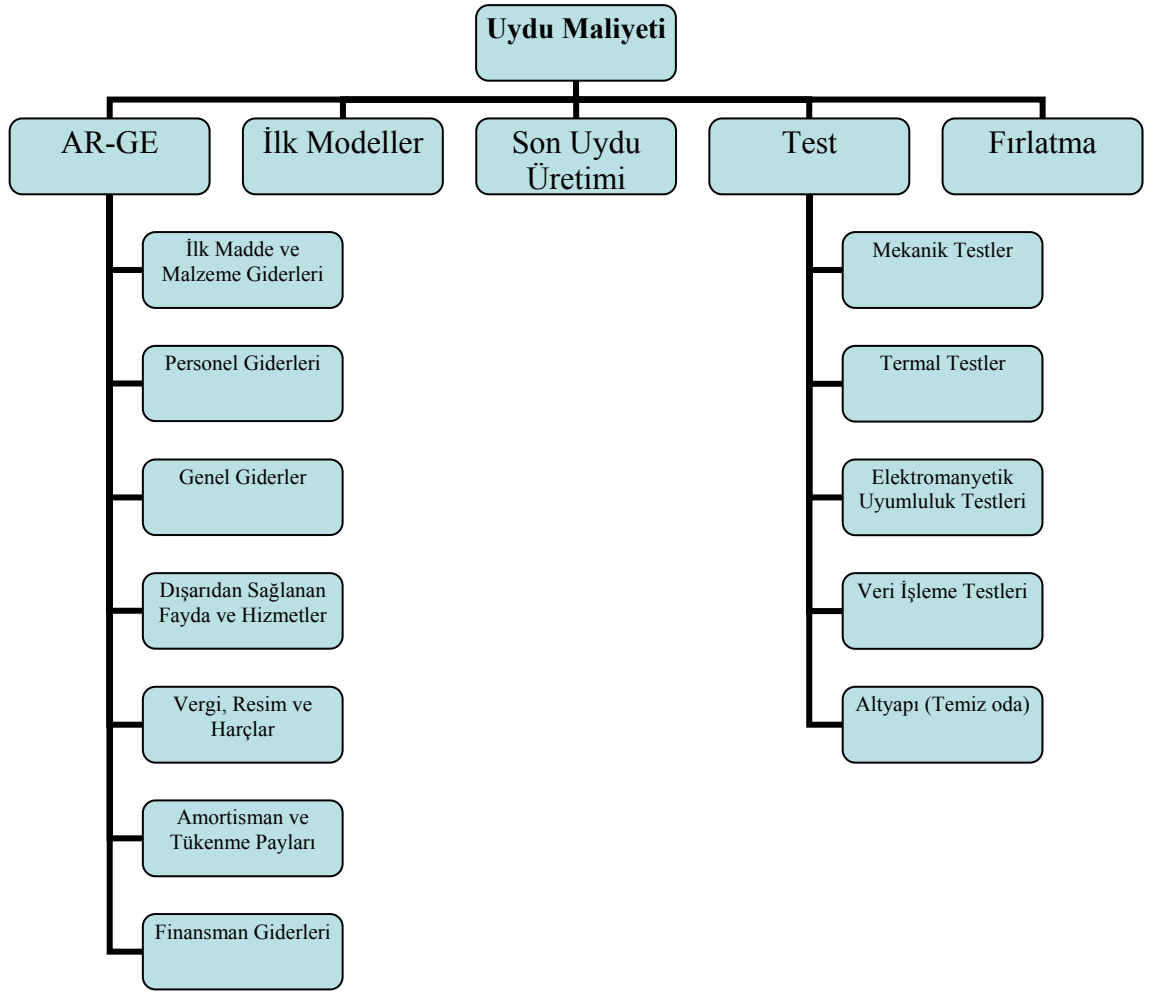
Result (in millions FY04 US\$)

Development	60.68444219
Production	12.08124049
Total	72.76568268

Şekil 4.17 : SVLCM'nin arayüzüne ait görüntü.

Genel olarak bir uydunun maliyeti şekil 4.18'de belirtildiği üzere AR-GE, ilk modeller (mühendislik modelleri), son uydu üretimi, test ve fırlatma maliyetlerinden oluşmaktadır.

AR-GE maliyetleri; yeni bir projenin veya teknolojinin gerçekleştirilmesi amacıyla projenin başladığı andan itibaren yapılan araştırma harcamaları ile araştırma sonucunda elde edilen bilgilerin yeni ürünler, üretim teknikleri, sistemler veya hizmetler için projeye dönüştürülmesinde yapılan geliştirme harcamalarını kapsamaktadır. AR-GE maliyetleri; ilk madde ve malzeme giderleri, personel giderleri, genel giderler, dışarıdan sağlanan fayda ve hizmetler, vergi, resim ve harçlar, amortisman ve tükenme payları ve finansman giderlerini kapsamaktadır [Url-20]. İleri teknolojilerin kullanılacağı araştırma ve geliştirme çalışmalarında geliştirme maliyetleri çok daha yüksek olmaktadır.



Şekil 4.18 : İlk kez yapılacak bir uydunun maliyet kırılımı.

İlk modeller; mühendislik modelleri olarak da adlandırılabilir. Mühendisler; görevi yapacak gerçek uyduyu yapmadan önce, o uydunun birebir benzerlerini yaparak araştırma ve geliştirme çalışmalarını bu uydular üzerinde gerçekleştirirler.

Son uydu üretimi maliyeti; araştırma ve geliştirme tamamlandıktan sonra ve ilk modeller üretildikten sonra görevi yapacak asıl uydunun üretilmesi esnasında katlanılan maliyetlerdir. Ar-Ge, test ve ilk model maliyetlerine göre daha düşük düzeyde harcama gerektirmektedir.

Test maliyetleri; uydular fırlatılmadan önce, gerek fırlatma esnasında maruz kalacakları durumlar gerekse yörüngeye yerleştirildikten sonra karşılaşılabilecekleri durumlara karşı yerde mekanik, termal, elektromanyetik uyumluluk, altyapı ve veri işleme gibi testlerden geçirilirler. Bu testlerin yapılması maliyeti oldukça artırabilmektedir.

Fırlatma; uydunun birincil yük olarak veya piggyback olarak adlandırılan ikincil yük olarak fırlatılmaları toplam maliyeti oldukça etkileyebilmektedir.

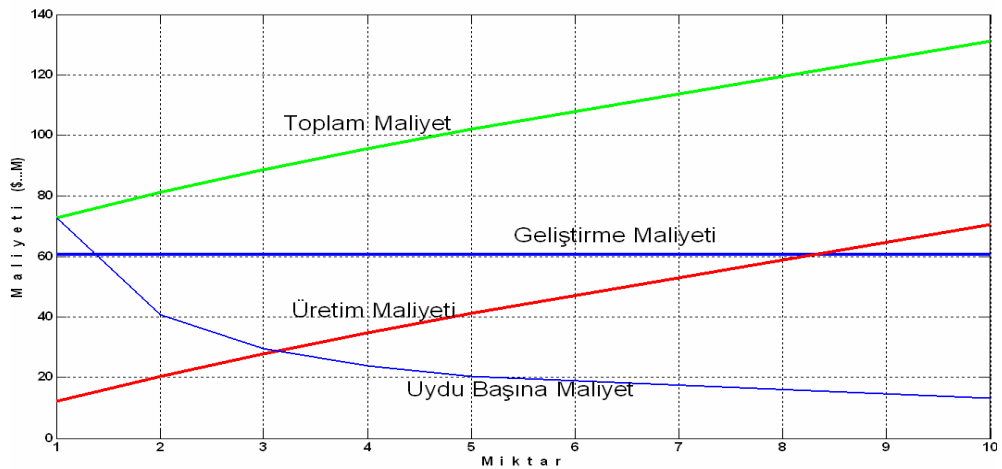
Uydu teknolojileri alanına yeni giren bir ülke için araştırma geliştirme maliyetleri, test ve ilk model maliyetleri nedeniyle üretilecek olan ilk uydunun maliyeti oldukça yüksek olacaktır. İlk uydunun yapımından itibaren gerekli olan altyapı ve teknolojiye sahip olunması nedeniyle daha sonraları yapılacak uyduların maliyetleri ilk uyduya oranla çok daha düşük olabilecektir.

4.6.3.1 Uzay Aracı / Araç Maliyet Modelinin kullanımı

SVLCM kullanılarak 150 kg ağırlığında dünya yörüngesinde bulunacak çeşitli miktardaki insansız uzay aracı/araçları için elde edilen maliyetler çizelge 4.16'da belirtilmektedir. Çizelge 4.16'da görüldüğü üzere üretilecek uydu miktarına bağlı olmadan geliştirme maliyeti sürekli olarak sabit olmasına rağmen üretim maliyetleri değişmektedir. Ayrıca üretilecek uydu miktarı arttıkça uydu başına düşen üretim maliyetlerinde de düşme meydana gelmektedir.

Çizelge 4.16 : SVLCM ile elde edilen maliyet verileri.

Uydu Miktarı (Adet)	Geliştirme Maliyeti (\$...Milyon)	Üretim Maliyeti (\$...Milyon)	Uydu Başına Üretim Maliyeti (\$...Milyon)	Toplam Maliyet (\$...Milyon)	Uydu Başına Toplam Maliyet (\$...Milyon)
1	60.7	12.1	12.1	72.8	72.8
2	60.7	20.5	10.25	81.2	40.6
3	60.7	28	9.33	88.7	29.6
4	60.7	34.9	8.73	95.6	23.9
5	60.7	41.4	8.28	102.1	20.42
10	60.7	70.4	7.04	131.1	13.11



Şekil 4.19 : Geliştirme, üretim ve toplam maliyet ile uydu başına maliyet ilişkisi.

Şekil 4.19’da uydu sayısına göre geliştirme, üretim ve toplam maliyet ile uydu başına maliyet belirtilmektedir. Üretilecek uydu sayısı ne kadar fazla olursa olsun aynı altyapı kullanılacağı için geliştirme maliyeti sürekli olarak sabit olmaktadır. Üretim miktarına bağlı olarak da üretim maliyeti artmaktadır. Türkiye gibi gelişmekte olan bir ülkede, kendi imkânları ile üretilecek olan ilk uyduda geliştirme maliyeti ile birlikte üretim maliyeti toplam maliyeti oluşturacaktır. Fakat ilk uydunun üretilmesi ile birlikte ihtiyaç duyulan teknolojik altyapının hazır hale geleceği için, daha sonraki üretimlerde maliyet olarak sadece üretim maliyeti ve teknolojik gelişmelerin neden olacağı artmalar toplam maliyeti oluşturacaktır. Bu durum da üretilen uydunun maliyeti, ilk uyduya göre daha düşük olacaktır.

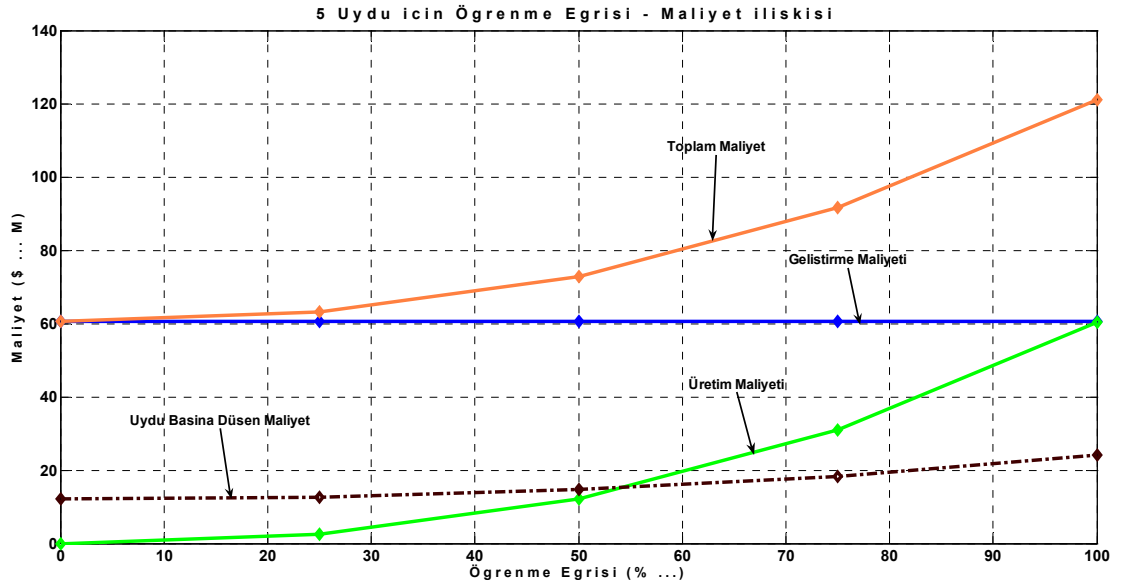
Öğrenme eğrisi (Learning curve)

SVLCM’de kullanılan girdilerden biri de öğrenme eğrisidir. Öğrenme eğrisi, üretilen ürün miktarı arttıkça emek verimliliğinin yükseldiği ve üretim maliyetlerinin ve süresinin belirli bir ölçüde azaldığını belirtmektedir. Maliyetteki bu azalma işçilerin devamlı olarak yaptıkları işleri tekrar etmelerine ve zaman geçtikçe daha hızlı ve daha az hata ile üretim yaptıklarını belirtmektedir [64]. Öğrenme eğrisi yüzdesi 100’e doğru yaklaştıkça öğrenme azalmakta dolayısıyla maliyet fazla, yüzde değeri 0’a doğru yaklaştıkça öğrenmenin yani deneyimin arttığı dolayısıyla maliyetin azaldığı görülmektedir.

Aşağıdaki çizelge 4.17’de 5 adet uydu için değişik öğrenme eğrisi yüzdelilerine karşın geliştirme, üretim, toplam ve uydu başına düşen maliyetteki değişimler görülmektedir. Elde edilen veriler ışığında öğrenme yüzdesi değerinin üretilecek olan bir uydu için etkisinin olmadığı görülmektedir. Aynı uydudan iki veya daha fazla üretildiğinde öğrenme eğrisinin etkisi görülmekte olup; Şekil 4.20’de üretilen 5 uyduya ait öğrenme eğrisi ile geliştirme, üretim, toplam ve uydu başına düşen maliyet arasındaki ilişki görülmektedir.

Çizelge 4.17 : Öğrenme eğrisinin uydu maliyeti üzerindeki etkisi.

Öğrenme Eğrisi (%)	Uydu Miktarı (Adet)	Geliştirme Maliyeti (\$...Milyon)	Üretim Maliyeti (\$...Milyon)	Toplam Maliyet (\$...Milyon)	Uydu Başına Maliyet (\$...Milyon)
100	1	60.7	12.1	72.8	72.8
	2	60.7	24.1	84.8	42.4
	3	60.7	36.2	96.9	32.3
	5	60.7	60.4	121.1	24.2
75	1	60.7	12.1	72.8	72.8
	2	60.7	18.1	78.8	39.4
	3	60.7	23	83.7	27.9
	5	60.7	31	91.7	18.34
50	1	60.7	12.1	72.8	72.8
	2	60.7	12.1	72.8	36.4
	3	60.7	12.1	72.8	24.3
	5	60.7	12.1	72.8	14.6
25	1	60.7	12.1	72.8	72.8
	2	60.7	6	66.7	33.4
	3	60.7	4	64.7	21.6
	5	60.7	2.4	63.1	12.6
0	1	60.7	Yok	Yok	Yok
	2	60.7	0	60.7	30.35
	3	60.7	0	60.7	20.23
	5	60.7	0	60.7	12.14



Şekil 4.20 : Öğrenme eğrisi ile maliyet arasındaki ilişki.

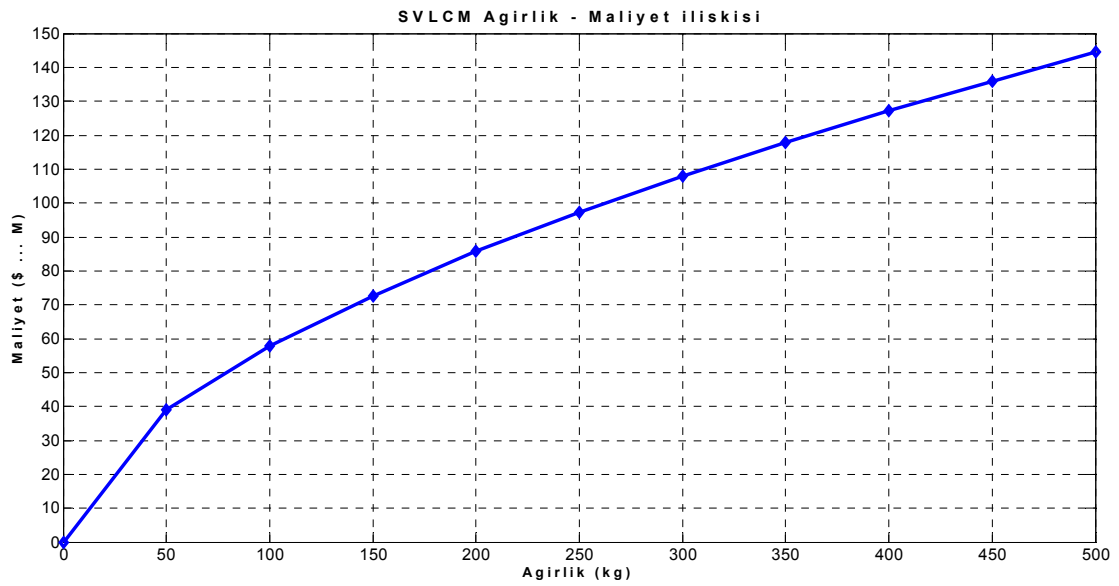
SVLCM’de ağırlık – maliyet ilişkisi

SVLCM kullanılarak elde edilen 0-500 kg arasındaki uydulara ait maliyet verileri çizelge 4.18’de verilmiştir. Yine çizelgede belirtilen veriler kullanılarak oluşturulan

şekil 4.21’de ağırlık ile maliyet arasında diğer AMCM’ye benzer şekilde lineer bir ilişki olduğu açıkça görülmektedir, uydunun ağırlığı artmasına bağlı olarak maliyette de bir artış gözlemlenmektedir.

Çizelge 4.18 : Uydu ağırlıklarına karşılık SVLCM maliyet verileri.

Uydu Ağırlığı (kg)	Öğrenme Eğrisi (%)	Uydu Maliyeti (\$... M)
0	85	0
50		39
100		57.8
150		72.7
200		85.7
250		97.3
300		108
350		117.9
400		127.2
450		136
500		144.5



Şekil 4.21 : SVLCM kullanılarak elde edilen uydu ağırlık-maliyet ilişkisi.

Çizelge 4.19’da uydunun ağırlığının artmasına karşılık olarak maliyetteki artış oranı belirtilmektedir. Uydu ağırlığı ile maliyetteki artış miktarı arasında azalarak artan bir ilişki görülmektedir.

Çizelge 4.19 : Uydu Maliyetindeki artış miktarı.

Uydu Ağırlığı (kg)	Uydu Maliyetindeki Artış Miktarı (%)
50 - 100	48
100 - 150	26
150 - 200	18
200 - 250	14
250 - 300	11
300 - 350	9
350 - 400	8
400 - 450	7
450 - 500	6

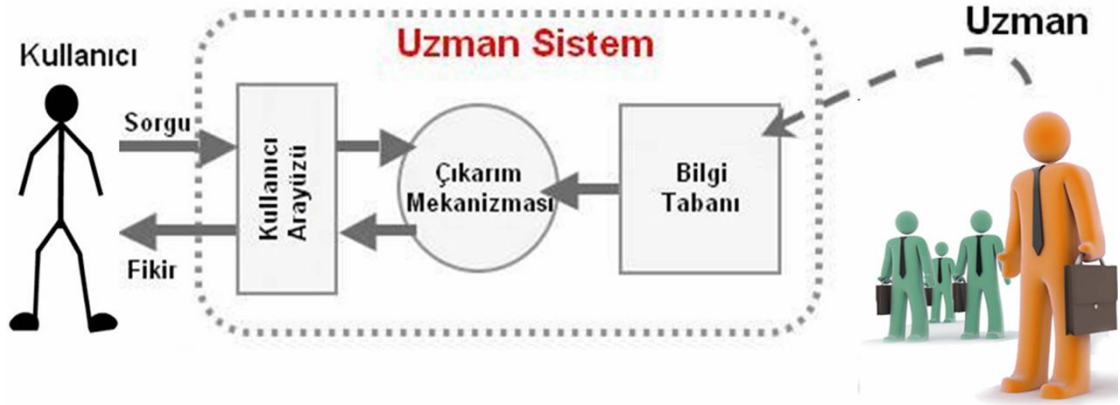
4.7 Sonuç

Uzay teknolojilerinde uydu sistemlerinin tasarım aşamalarında çeşitli maliyet modelleri kullanılmaktadır. Küçük uyduların önem kazanmaya başlaması ile birlikte maliyet modellerine olan ilgi de artmaya başlamıştır. 1990’lardan itibaren gerek askeri ve ticari gerekse akademik araştırmalar alanında küçük uydulara olan ilginin artmasıyla birlikte; bu tür sistemlerin yeteneklerini artırmak ve aynı zamanda maliyetlerini düşürmek için yapılan araştırmalar hız kazanmıştır. Bu tarihlerde birçok kurum, kuruluş ve bilim adamları; küçük uyduların, fonksiyonel ve operasyonel özellikleriyle en az büyük ve pahalı uydular kadar geniş yeteneklere sahip olabilecekleri konusunda aynı fikre sahip olmuşlardır. Ayrıca üretim sürelerinin kısalığı ve düşük maliyetlerinden dolayı son 15 - 20 yıl içerisinde tasarlanan ve hayata geçirilen küçük uyduların büyük sistemlere oranla daha yaygın kullanılacağı konusunda da aynı görüşe sahiptirler. Bu ortak düşünce ile birlikte tasarlanacak küçük uydu sistemlerinin maliyeti üzerine çalışmalar hız kazanmıştır. Yapılan çalışmalar sonucunda daha önceki yıllarda uyduların maliyetlerine ve geleneksel büyük uyduların teknik parametrelerine göre yapılan maliyet modellerinin küçük uydular için kullanılabilirliğinin olmadığı görülmüştür. Elde edilen sonuçlar, küçük uydulara ait güncel bir maliyet modeline ihtiyaç duyulduğunu ortaya çıkarmıştır ve yeni modeller ortaya konmaya çalışılmıştır.

5. UZMAN SİSTEMLER

5.1 Giriş

Bilgi çağını yaşadığımız günümüzde bilgiye sahip olmanın ve bilgiyi elde etmeyi sağlayan yöntemlerin önemi giderek artmaktadır. Birçok kurum ve kuruluşlar bilgiyi toplamak, bu bilgileri kullanarak yeni bilgiler elde etmek ve sonuçta bu bilgileri kullanarak verimliliği artırmak için bilgisayar tabanlı sistemleri kullanmaktadırlar. Bu ifadeden yola çıkarak Uzman Sistemler; belirli bir etki alanı içinde karmaşık karar verme problemlerini çözmek için konusunda uzman olan bir insanın düşünce sürecini taklit eden ve mantıklı çıkarım işlemlerini kullanan ileri bilgisayar programları olarak tanımlanabilir [65,66]. Tanımdan da anlaşıldığı üzere uzman sistemler, belirli bir alanda uzman olan insanların bilgilerinin ve sahip oldukları tecrübelerinin bilgisayar ortamında depolanmasına olanak sağlamaktadır. Şekil 5.1’de bilgi tabanlı bir uzman sistemin temel çalışma prensibi görülmektedir. Kullanıcı, gerçekleri veya diğer bilgileri uzman sisteme veri olarak girer ve çıktı olarak yani yanıt olarak uzman tavsiyesi veya uzmanlık almaktadır. Temel olarak bir uzman sistem, bilgi tabanı (knowledge base) ve çıkarım mekanizması (inference engine) olmak üzere iki ana bileşenden oluşmaktadır. Bilgi tabanında bulunan bilgiler doğruluğu gerçek kabul edilen bilgilerdir. Diğer ana bileşen olan çıkarım mekanizması, bilgi tabanında bulunan mevcut bilgilere dayanarak sonuçlar üretmektedir. Bu sonuçlar, uzmanlık için kullanıcının ihtiyacı olan bilgileri içeren uzman sistemin cevaplarıdır [67].



Şekil 5.1 : Bir uzman sistemin temel konsepti.

5.2 Uzman Sistemlerin Avantajları

Uzman sistemlerin en önemli avantajı uzmanların yokluğunda bilgi sağlayabilmeleridir. Bu ve aşağıda belirtilen avantajlar uzman sistemlerin yaygın bir şekilde kullanılmasını sağlamaktadır. Diğer avantajları;

- *Kolay kullanılabilirlik;* özel bir donanım istemediği için herhangi bir bilgisayarda kullanılabilir.
- *Düşük maliyet;* kullanıcı başına olan maliyeti oldukça düşürmektedir.
- *Azaltılmış tehlike;* insan için zararlı ortamlarda kullanılabilir.
- *Kalıcılık;* uzman sistemler, insanların aksine sonsuza kadar kullanılabilir.
- *Çoklu uzmanlık;* birden fazla uzman bilgisi günün veya gecenin herhangi bir saatinde bir problem üzerinde aynı anda ve sürekli olarak çalışmaya uygun hale getirilebilir.
- *Yüksek güvenilirlik;* birden fazla uzman görüşü ve bilgileri kullanılarak oluşturulan bir uzman sistem doğruya en yakın sonucu verecektir.
- *Açıklama;* bir uzman sistem sonucun nedenini detaylı bir şekilde açıklayabilmektedir. Bu özellik ile uzman sistem, sonucu nasıl elde ettiğini özetler ve çözüm kararını açıklar.
- *Hızlı cevap verme;* bazı durumlarda çok acil olarak cevap elde edilmek istendiğinde uzman sistemler insanlara göre daha hızlı sonuçlar üretebilmektedir. En kesin çözüm veya sonuç geç elde edildiğinde hiçbir anlam taşımaz.

- *Akıllı öğretici*; ürettiği sonuçları detaylı bir şekilde açıkladığı için öğretici olmaktadır.
- Bir uzman sistem, herhangi bir uzman kişi olmadan her zaman her yerde kolayca kullanılabilir.
- Akıllı veri tabanına sahiptir.
- Bazı durumlarda önyargı ve duygusallık gibi nedenlerden dolayı insan uzmanlardan yeterli verim alınamayabilir. Fakat uzman sistemlerde her zaman, kararlı, duygusuz ve tam yanıt alınabilmektedir.

5.3 Uzman Sistemlerin Özellikleri

Bir uzman sistem genellikle aşağıda belirtilen genel özelliklere sahip olacak şekilde tasarlanmaktadır.

- *Güvenilirlik*; uzman sistemler güvenilir olmalıdır ve hatalı sonuç üretmemelidir.
- *Anlaşılabilirlik*; uzman sistemlerin her adımı kullanan her kişi tarafından en iyi şekilde anlaşılabilir olmalıdır. Bu nedenle, kullanıcı tarafından sorulan sorulara verilen cevapların her aşaması uzman sistem tarafından açıklanabilmelidir.
- *Esneklik*; bir uzman sistemin verimli olabilmesi için herhangi bir zamanda istenilen miktarda bilginin sistem üzerine eklenmesi, değiştirilmesi ve silinmesi önem arz etmektedir. Bir uzman sistemin bilgi tabanı yapısı gereği birçok veriden oluştuğu için bu özellik çok zor ve karmaşıktır.
- *Yüksek performans*; uzman sistem ihtiyaç duyulan bilgilere çok hızlı cevap verebilmeli ve bu cevapların kalitesi çok yüksek olmalıdır [67].

5.4 Uzman Sistemlerin Sınırları

Uzman sistemlerin sağladığı avantajların yanında, kurum ve kuruluşlar tarafından yaygın olarak kullanılmasını engelleyen bazı sınırlayıcı durumlar da bulunmaktadır. Bu durumlardan bazıları aşağıda belirtilmektedir.

- a. Uzman olarak nitelendirilen kişilerden istenilen bilgilerin elde edilmesi genellikle zor bir işlemdir.
- b. Uzman kişiler bilgilerini tam olarak aktaramayabilirler.
- c. Uzmanlar da bazı konularda anlaşılamayabilirler.

d. Uzman sistemlerden elde edilen bilgiler her zaman istenilen kalitede olmayabilir.

e. Uzman sistemlerin çok iyi çalıştığı alanların sınırı genelde dardır.

f. Uzman sistemlerin sürekli olarak güncellenmesi gerekebilir. Güncellenmenin yapılabilmesi bilgi mühendislerinin varlığına bağlı olmaktadır. Bilgi mühendislerinin sayısının çok az olması ve pahalı olması, uzman sistemin geliştirilmesinin önündeki büyük engellerden biridir.

g. Herhangi bir uzman kişinin durum hakkındaki değerlendirmesi farklı olmasında sakınca yoktur, ama doğru olmalıdır.

h. Bilgi tabanının oluşturulması esnasında veriler tam ve net olarak ifade edilemeyebilir.

5.5 Uzman Sistemlerin Tasarım Adımları

Bir uzman sistem tasarlayabilmek için yapılması gereken bazı işlemler vardır. Bu işlemler:

a. Bir uzman sistem tasarlama sürecinde öncelikli olarak çözüm bekleyen problemin tam olarak ne olduğu belirlenir ve bu problemin bir uzman sistem ile çözülüp çözilemeyeceği kararı verilir. Karar verildikten sonra problemin karakteristikleri belirlenir. Problemin belirlenmesini müteakip çeşitli bilgi kaynakları araştırılır ve benzer problemlerin daha önce nasıl çözüldüğü araştırılır. Buradan yola çıkarak sistemde bulunması istenen gerekli bilgiler analiz edilerek depolanmaya başlanır.

b. Daha sonra ikinci adım olarak uzman sistemi tasarlayabilmek için uygun bir yöntem seçilir.

c. İlk tasarım olarak sistemin kuralları ve grafikleri mümkün olduğunca taslak olarak kâğıt üzerinde tasvir edilir.

d. İkinci adımda seçilen uygun yöntem kullanılarak uzman sisteme ait ilk örnek oluşturulur. Oluşturulan bu ilk örnek; bilgi tabanının ortaya çıkmış şeklini, test edilmesini ve çok sayıda denemenin yapılmasını kapsar.

e. Oluşturulan uzman sistem üzerinde, arzu edilen duruma gelinceye kadar bilgi mühendisleri ve uzman kişiler tarafından eklemeler, düzeltmeler ve çıkartmalar yapılarak, sistem sürekli olarak test edilir ve gözden geçirilir. Yapılan testler sonucunda elde edilen sonuçlar olumlu ise, uzman sistem organizasyona dahil

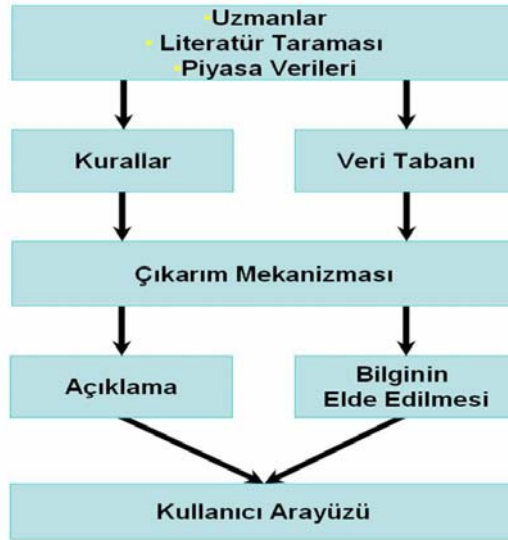
olmayan dışarıdan kişilerinde düşünceleri alınmak üzere onlara sunulur. Tasarlanan sistemin değerlendirilmesi test edilirken, sistemin verdiği cevaplar öncelikle bir uzman kişinin cevapları ile ve daha sonra da uzmanlardan oluşan bir grubun cevapları ile karşılaştırıldığı takdirde daha verimli olacaktır.

f. Sonunda uzman sistem istediğimiz son halini alır ve zaman geçtikçe zamanın şartlarına bağlı olarak güncellemeler devam eder.

5.6 Uzman Sistemlerin Elemanları

Şekil 5.2’de tipik bir uzman sistemin elemanları görülmektedir. Kural tabanlı bir uzman sistemde kullanılan elemanlar;

- *Uzmanlar:* Uzman oldukları alanlarda tavsiye vermek ve sorunları çözmek için özel bilgileri, deneyimleri, muhakeme yetenekleri ve yöntemleri vardır.
- *Kullanıcı Arayüzü:* Verilerin programa girildiği ve sonuçların elde edildiği bölümdür. Kullanıcı ile sistem arasındaki iletişimi sağlamakta olup, kullanıcı ile program arasındaki probleme yönelik iletişimin gerçekleşmesini sağlayan bir dil çevirici olarak isimlendirilebilir. Kullanıcı arayüzünün basit ve anlaşılır olması, kullanıcıların uzman sistemi daha rahat kullanmalarını ve sistemin kendilerine verdiği cevabı daha rahat anlamalarını sağlar.
- *Açıklama:* Uzman sistemin çıkarım mekanizmasında elde edilen sonucun nasıl ve neden elde edildiğini kullanıcıya açıklayan bölümdür. Bu bölümde karşılıklı sorular ve cevaplar vardır.
- *Veri Tabanı:* Uzmanlardan, piyasa verilerinden ve literatürden elde edilen bilgilerin, kısaca her türlü verinin depolandığı bölümdür.
- *Kurallar :* Elde edilen verilerin bilgisayar kodlarına dönüştürülmesiyle oluşturulan bölümdür.
- *Çıkarım Mekanizması:* Veritabanındaki bilgileri ve kuralları kullanarak kullanıcının ihtiyacı olan bilgiyi üreten bölümdür. Kısaca uzman sistemin beyni olarak adlandırılabilir. Veri tabanında bulunan bilgiler üzerinde işlemler yaparak, onları biçimlendiren bilgisayar programıdır. Kullanıcının problemlerine çözüm üreten kısımdır [67].



Şekil 5.2 : Kural tabanlı uzman sistemin yapısı.

Çeşitli alanlarda kullanılmak üzere birçok uzman sistem tasarlanmakta ve kullanılmaktadır. Çizelge 5.1’de tasarlanan uzman sistemler ve bu uzman sistemlerin tasarlanma amaçları yer almaktadır.

Çizelge 5.1 : Uzman sistem uygulamaları [67];

Uzman Sistemin Adı	Amaç
CRYSALIS	Proteinlerin 3 boyutlu yapısını yorumlama
CLONER	Yeni biyolojik yapı tasarlama
MOLGEN	Klonlama (gen kopyalama) deneylerinin tasarımı
SECS	Kompleks organik moleküllerin tasarımı
ACE	Telefon hatlarındaki arızaların tespiti
NDS	Ulusal iletişim ağındaki hatların tespiti
SOPHIE	Devre arıza teşhisi yardımcısı
PUFF	Akciğer hastalıklarının teşhisi
VM	Yoğun bakım hastalıklarının incelenmesi
AI/COAG	Kan hastalıklarının teşhisi
ANNA	Kalp / damar hastalıklarının teşhisi
MYCIN	Bakteriyel enfeksiyonların teşhis ve tedavisi
ONCOCIN	Kemoterapi hastalarının tedavi ve idaresi
ATTENDING	Tıp öğrencilerini anestezi işlemlerinde yönlendirme
ADEPT	Savaş taktik önerilerinin verilmesi
AIRID	Uçağın türünün görsel bilgilere göre belirlenmesi
AIRPLAN	Uçak gemilerinde uçakların iniş/kalkışının yönlendirilmesi
ANALYST	Savaş alanında durum değerlendirmesi
HASP	Savaşların nerede olacağının değerlendirilmesi
SCENARIO-AGENT	Savaş oyunları senaryolarının oluşturulması
LITHO	Petrol kuyularının verilerinin yorumlanması
MUD	Sondaj problemlerinin teşhis ve çözümü
SPERIL	Yapıların depreme dayanıklılığının değerlendirilmesi
CARGuide	Bir şehirde yolların ve sokakların bulunmasında şoförlere yardım
WILLARD	Hava durumu tahmini

5.7 Uzman Sistem Çeşitleri

Uzman sistemlerin birçok çeşidi bulunmaktadır. Bunlardan kural tabanlı uzman sistemler, bilgi tabanlı uzman sistemler, bulanık uzman sistemler, modelleme yöntemi ve genetik algoritmalar yaygın olarak kullanılan uzman sistemlerin başında gelmektedir.

5.7.1 Kural tabanlı (Rule-based) sistemler

Kural tabanlı sistemlerin, karar verilmesi gereken pek çok problemi çözmek için kullanılabilecek basit bir modeli vardır. En çok kullanılan uzman sistem çeşidi olup, uzmanlardan alınan bilgileri içeren ve bu bilgileri IF-THEN gibi kurallar ile sunan sistemlerdir. Bu kurallar, daha önceden bilgi tabanına depolanmış bilgiler üzerinde işlemler yaparak çıkarım yapmak ve uygun sonuçlara ulaşmak için kullanılmaktadırlar. Bu çıkarımlar kural tabanlı ve bilgi tabanlı sistemlerde esasen bilgi üzerinde akıl yürüten ve sonucu formülize etmeye çalışan programlardır. İnsanlardaki düşünme işlemi kompleks süreçlerden oluşmaktadır ve bu süreçleri kurallara dökmek zor bir işlemdir. Fakat birçok problemin çözümü için eldeki verileri kurallarla ifade etmek mümkündür. Kısaca tanımlamak gerekirse; bir kural tabanlı sistem, programa yapılan girdilerden sonuçlar türetmek için kuralları kullanan bir sistem olarak tanımlanabilir.

Yukarıda da belirtildiği gibi kural tabanlı sistemler IF-THEN yapısı kullanarak çözüme ulaşırlar. IF-THEN kural yapısının IF bölümünde verilmiş olan bilgiler, THEN bölümünde ise bu bilgilerden yola çıkılarak yapılması gerekli hareketler gösterilmektedir. Basit bir örnek verilecek olursa;

Kural 1	IF	kapı açık
	THEN	içeri gir
Kural 2	IF	kapı kapalı
	THEN	bekle

Kural tabanlı uzman sistemler Çizelge 5.2’de de belirtildiği üzere; psikiyatrik tedaviler, üretim planlaması, tavsiye verici sistem, eğitim, elektronik güç planlama, otomobil süreç planlaması, sistem geliştirme, bilgi doğrulama-onaylama, alkol üretimi, vs. gibi alanlarda uygulamaları vardır [68].

Çizelge 5.2 : Kural tabanlı sistemler ve uygulamaları.

Kural tabanlı sistemler ve uygulamaları.	Yazarlar
State transition analysis	Ilgun, Kemmerer, and Porras (1995)
Psychiatric treatment	Goethe and Bronzino (1995)
Production planning	Hamada, Baba, Sato, and Yufu (1995)
Advisory system	Kose et al. (1995)
Teaching	Chan, Ma, Chan, and Chen (1995)
Electronic power planning	Rahman and Hazim (1996)
Automobile process planning	Sabourin and Villeneuve (1996)
Hypergraph representation	Ramaswamy, Sarkar, and Chen (1997)
System development	Mulvaney and Bristow (1997)
Knowledge verification/validation	Wu and Lee (1997)
Alcohol production	Guerreiro et al. (1997)
DNA histogram interpretation Tolmachoff(1997)	Marchevsky, Truong, and
Knowledge base maintenance	Higa and Lee (1998)
Scheduling strategy	Zupan and Cheng (1998)
Management fraud assessment	Deshmukh and Talluru (1998)
Knowledge acquisition	Wu and Chen (1999)
Communication system fault diagnosis	Leon, Mejias, Luque, and Gonzalo (1999)
Bioseparation	Lienqueo, Salgado, and Asenjo (1999)
Material processing design	Kim and Im (1999)
Resource utilization	McCoy and Levary (2000)
Biochemical nanotechnology	Wasiewicz et al. (2000)
Probabilistic fault diagnosis	Leung and Romagnoli (2000)
Agriculture planning	Plant and Vayssieres (2000)
Load scheduling	Croce et al. (2001)
Apiculture	Mahaman et al. (2002)
Agricultural diagnostic/advisory	Mahaman et al. (2003)
Geoscience	Soh, Tsatsoulis, Gineris, and Bertoia (2004)
Sensor control	Valenzuela, Bentley, and Lorenz (2004)
Tutoring system	Hatzilygeroudis and Prentzas (2004)
Knowledge representation	Hatzilygeroudis and Prentzas (2004)

5.7.1.1 Kural tabanlı sistem gereksinimleri

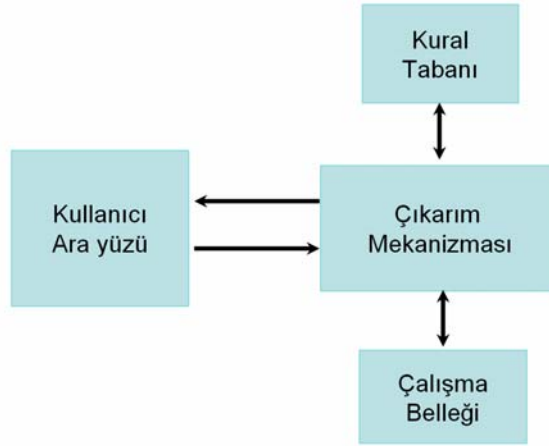
- Öncelikli olarak sistemin başlangıç durumu ile ilgili ilk çalışma belleğini temsil edecek olan gerçek bilginin mevcut olması gerekmektedir.
- Meydana gelebilecek bütün olayları kapsayacak ve alakasız olmayacak bir şekilde kurallar kümesi oluşturulmalıdır.
- Sistem tarafından problemin bir çözümü bulunduğu veya çözüm olmadığına, sistemin çalışmasını sonlandırmak gerekmektedir. Aksi takdirde sistem bir döngüye girebilmektedir.

Kural tabanlı bir uzman sistemde, sistem mevcut durumu için geçerli olan kuralları kullanarak çalışır. “Çalışma belleği” başlangıçta istemin ilk durumunu

oluşturmaktadır. Devamında ise bu durum için geçerli tüm kuralları bulmaktadır [69].

5.7.1.2 Kural tabanlı sistemin yapısı

Basit bir kural tabanlı uzman sistem; kural tabanı, çıkarım mekanizması, çalışma belleği ve kullanıcı ara yüzü bölümlerinden oluşmaktadır (Şekil 5.3).

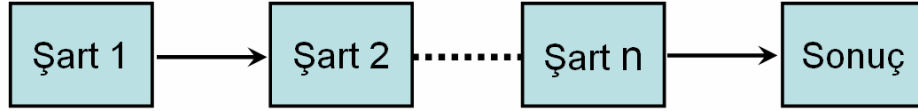


Şekil 5.3 : Basit bir kural tabanlı sistem yapısı.

Çıkarım Mekanizması; insanlardaki muhakeme yapma yeteneğini uzman sistemlerde çıkarım mekanizması yapmaktadır. Çıkarım mekanizması kuralları çalıştıran bir bileşendir. Birçok kural tabanlı uzman sistem, uzman sistem kabukları (shell) kullanılarak geliştirilmiştir. Uzman sistem kabuğu kuralların kolayca yazılması için imkân sağlar ve aynı zamanda genel olarak sorunların çözümü için içinde algoritmaların bulunduğu bir strateji sağlar. Bu strateji kabuğun çıkarım mekanizması olarak bilinir. Çıkarım mekanizması, algoritmalar ve kural tabanındaki kurallardan oluşmaktadır. Kural tabanlı sistemlerde kuralları çalıştırmak üzere ileriye doğru zincirleme ve geriye doğru zincirleme sistemleri olmak üzere iki yöntem vardır.

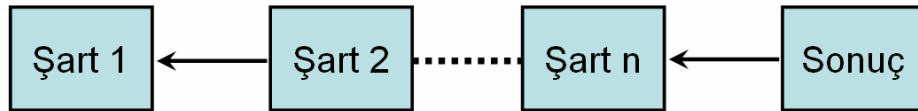
a. İleriye Doğru Zincirleme; ileriye doğru zincirleme yöntemleri veri odaklıdır. Bu tür sistemlerde olgular sürekli güncellenen çalışma belleğinde temsil edilir. İleriye doğru zincirlemede bir şart yerine gelmeden diğer şarta geçilememektedir. Tümevarım mantığını kullanan bu yöntemde bütün kuralların (IF) belirlenen şartları sağlayıp sağlamadığına bakılır ve şartlar sağlanıyorsa sonuç kısmına (THEN) ulaşılır [70].

Örneğin; şekil 5.4’de görüldüğü üzere eğer birinci şart doğru ise ikinci şarta geçilir, ikinci şart doğru ise bir sonraki şarta geçilir. Böylelikle bütün şartlar doğru ise sonuca ulaşılır.



Şekil 5.4 : İleriye doğru zincirleme yöntemi [71].

b. Geriye Doğru Zincirleme; geriye doğru zincirleme yönteminde işleme sonuç kısmından başlanır ve o sonuca ulaşmayı sağlayan şartlar bulunarak çözüme ulaşmak hedeflenir (Şekil 5.5). Bu yöntemde tümdengelim mantığı kullanılmaktadır. Geriye doğru zincirleme hedef odaklı bir yöntemdir.



Şekil 5.5 : Geriye doğru zincirleme yöntemi [71].

Geriye doğru zincirlemede; derinlik öncelik ve genişlik öncelik şeklinde olmak üzere iki biçimi vardır. Derinlik öncelikli biçimde mevcut amaca uygun çözüm elde etmek için buna uygun kurallar bulmakta ve bu kuralların önce şart kısmına göz atmaktadır. Bu kuralların şart kısmı ile çözüm elde edilemezse, çözüme ulaşmayı sağlayacak uygun başka kurallar aramaktadır. Genişlik önceliklide ise, amaca uygun çözüm elde etmek için bütün kuralların sonuç kısımlarını kontrol etmektedir. Çözüme elde edilemeze kuralların şart kısmına göz atmaktadır [72].

Kural Tabanı; kurallar, sistem içerisinde kural tabanı kısmında depolanır. Kural tabanında mevcut bulunan bütün kurallar sistem tarafından bilinir ve yeri geldiğinde kullanılır. Kurallar “IF - THEN” kalıbı ile oluşturulmaktadır. Kurallar, metin dizeleri şeklinde veya derlenmiş olarak depolanırlar [73].

Çalışma Belleği; çalışma belleği, somut verileri nesne-nitelik-değer gibi üçlü bir formda saklar. Veri öğelerini tutar. Kuralları ve kuralların sonuçlarını içermektedir.

5.7.2 Bilgi tabanlı (Knowledge-based) sistemler

Bilgi tabanlı sistemler insan odaklı sistemdir. Bilgi tabanlı sistemler uzman insanlardan toplanan küçük parçalar halindeki bilgileri bilgi tabanına depolar ve bir problem çıktığında bu bilgilerden uygun olanı çözümde kullanır. Bilgi değişik kaynaklarda farklı şekillerde sınıflandırılmaktadır. Genel olarak bilgi; alan (domain) bilgisi, meta bilgi, gündelik (commonsense) bilgi, sezgisel (heuristic) bilgi, açık (explicit) ve kapalı (tacit) bilgi olarak sınıflandırılır (Çizelge 5.3).

Çizelge 5.3 : Bilgi çeşitleri.

Bilgi Çeşidi	Tanımı
Alan Bilgisi	Alan bilgisi, bir uzmanlık alanında geçerli olan bilgidir. Uzmanlar kendi alanlarında edindikleri bilgileri problemlerin çözümünde kullanabilirler.
Meta Bilgi	Meta bilgi, bilgi hakkındaki bilgi ya da bilginin bilgisi, yani bilginin biyografisi (kaynağı, özelliği vb.)
Gündelik Bilgi	Her insanda bulunması beklenen ve günlük yaşantıda kullanılan genel maksatlı bilgidir.
Sezgisel Bilgi	Doğruluğu kesin olmayan, genel kanılar ile elde edilmiş bilgidir.
Açık Bilgi	Kelimelerle, sayılarla açıkça ve kesin olarak ifade edilebilen, belgelenebilen bilgidir.
Kapalı Bilgi	Uzmanın bilinçaltında bulunan, çoğunlukla kişisel olan ve dokümanite edilemeyen, sezgiler, duygular ve değerlerdir.

Bilgi tabanlı uzman sistemler veya kısaca uzman sistemler normalde insan zekasını gerektiren problem çözümlerinde insan bilgisini kullanırlar. Bu uzman sistemler uzmanların bilgisini bilgisayar içerisinde kural veya veri olarak kullanırlar. Bu kurallar ve veriler ihtiyaç duyulduğunda uzman sistem tarafından çağrılırlar.

Uzman olarak nitelendirilen bir kişi gibi bilgi tabanlı uzman sistem kullanıcı arayüzü aracılığı ile kullanıcıya sorular sormakta ve bu süreç boyunca problemin çözümüne yönelik olarak kullanıcıdan ihtiyacı olan verileri almaktadır. Program, neden kesin bilgilerin girilmesi gerektiğini kullanıcıya açıklayabilir, ayrıca çözüm ile ilgili kullanıcıya tavsiyelerde bulunabilir. Bahsedilen bu işlemleri yapacak olan bir bilgi tabanlı uzman sistemin şekil 5.6’da belirtildiği üzere beş ana bileşeni vardır. Bunlar; bilgi tabanı, çıkarım mekanizması, açıklama/muhakeme, kendi kendine öğrenme ve kullanıcı ara yüzüdür.

5.7.2.1 Bilgi tabanlı sistemin yapısı

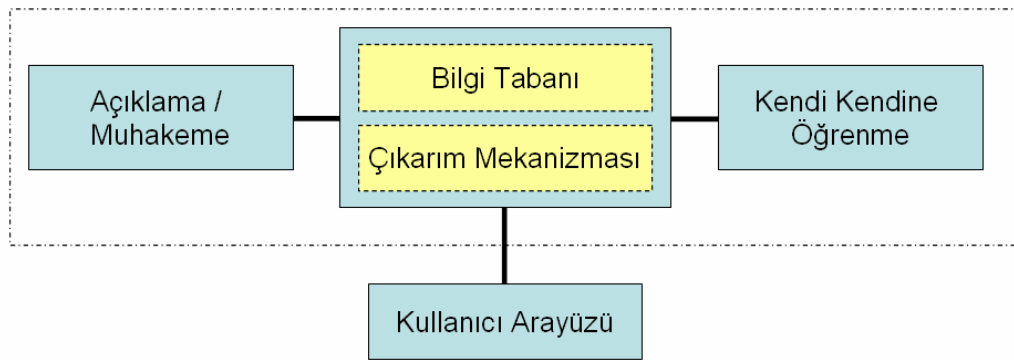
Bilgi Tabanı: Alan bilgisinin ve meta bilginin saklandığı depodur.

Çıkarım Mekanizması: Bilgi tabanından problemin çözümüne uygun bilgiyi seçip çıkaran, yani çözüm üreten bölümdür.

Açıklama/Muhakeme: Çözüme nasıl ulaşıldığını kullanıcıya nedenleriyle birlikte açıklayan bölümdür.

Kendi Kendine Öğrenme: Sisteme öğrenme yeteneği kazandıran bölümdür.

Kullanıcı Arayüzü: Kullanıcı ile sistem arasındaki iletişimi sağlayan bölümdür. Kullanıcı dostu olarak tasarlanması, kullanıcının sistemi etkin bir şekilde kullanmasına olanak sağlar.



Şekil 5.6 : Bilgi tabanlı sistemin genel yapısı.

Bilgi tabanlı sistemlerin oluşturulmasında yönetim makamı, uzman, bilgi mühendisi ve kullanıcının rolleri bulunmaktadır. *Yönetim makamındakiler*; öncelikli olarak bilgi tabanlı sistemin oluşturulmasına karar verirler ve daha sonra problemi tanımlayarak, hedefleri belirtirler. *Uzmanlar*; uzmanı oldukları konularda bilgi verirler, nasıl düşünülmesi gerektiğini açıklarlar ve sistemin başarılı olabilmesi için sahip olması gereken ölçütleri belirlerler. *Kullanıcı*; öncelikli olarak sistemin nasıl kullanılacağını ve sistemle olan iletişimini nasıl sağlayacağına dair bilgileri verir. Son olarak ise *bilgi mühendisi* ise; sistemin kapsayacağı alanı ve konuları belirler, sistemi oluşturacak araçları (tools) belirler, uzmanların belirttiği düşünme şekillerini kullanarak bilgileri süzer, süzülen bilgileri uygun formda bilgi tabanına ve veri tabanına aktarır, kullanıcının isteklerini belirler ve bütün bu işlemlerden sonra nihayet sistemin ilk örneğini ve devamında sistemi oluşturur. Bundan sonra ise gerekli eklemeler ve çıkarmaları yaparak sistemi geliştirir [74].

Bilgi tabanlı sistemler olarak nitelendirilen bu uygulamalardan bazıları Çizelge 5.4'de de belirtildiği üzere; kişisel bütçe planlama, mühendislik hata analizleri, atık

yönetimi, üretim yönetimi, termal mühendislik, karar destek sistemleri, bilgi yönetimi, güç elektroniği tasarımı ve tarımsal yönetimidir.

Çizelge 5.4 : Bilgi tabanlı sistemler ve uygulamaları.

Bilgi tabanlı sistemler ve uygulamaları	Yazarlar
Medical treatment	Alonso-Amo, Perez, Gomez, and Montes (1995)
Personal finance planning	Dirks, Kingston, and Haggith (1995)
Engineering failure analysis	Graham-Jones and Mwllor (1995)
Waste management	Wei and Weber (1996)
Production management	Dawood (1996)
Thermal engineering	Afgan and Carvalho (1996)
Decision support	Keefe and Preece (1996)
Knowledge management	Dutta (1997)
Knowledge representation	Mitra and Basu (1997)
Framed buildings evaluation	Lu and Simmonds (1997)
Power electronics design	Fezzani, Piquet, and Foch (1997)
Financial analysis	Matsatsinis, Doumpos, and Zopounidis (1997)
Chemical incident management	Finch and Lees (1997)
Automatic tumor segmentation	Clark et al. (1998)
Business game	Duan, Edwards, and Robins (1998)
Climate forecasting	Rodionov and Martin (1999)
Agricultural management	Girard and Hubert (1999)
Steel composition design	Manohar, Shivathaya, and Ferry (1999)
Strategic management	Volberda and Rutges (1999)
Environmental protection	Gomolka and Orlowski (2000)
Wastewater treatment	Baeza, Ferreira, and Laufuente (2000)
Decision making and learning	Mockler, Dologite, and Gartenfeld (2000)
Isokinetics interpretation	Alonso, Fuertes, Martinez, and Montes (2000)
Chemical process controlling	Barrera-Cortes, Astruc, and Tufeu (2001)
Physical therapy planning	Tunez, Aguila, and Marin (2001)
Plant process control	Acosta, Gonzalez, and Pulido (2001)
Outage locating planning	Liu and Schulz (2002)
Concurrent system design	Mills and Gomaa (2002)
Case validation	Knauf, Gonzalez, and Abel (2002)
Chip design	Bourbakis et al. (2002)
Agricultural planning	Cohen and Shoshany (2002)
Power transmission protection	Orduna, Garces, and Handschin (2003)
Crop production planning	Edrees, Rafea, Fathy, and Yahia (2003)
Tropospheric chemistry modeling (2003)	Saunders, Pascoe, Johnson, Pilling, and Jenkin (2003)
Urban design	Xirogiannis, Stefanou, and Glykas (2004)
Planar robots	Sen, Minambres, Garrido, Almansa, and Soto (2004)

5.7.3 Bulanık (Fuzzy) uzman sistemler

5.7.3.1 Bulanık mantık

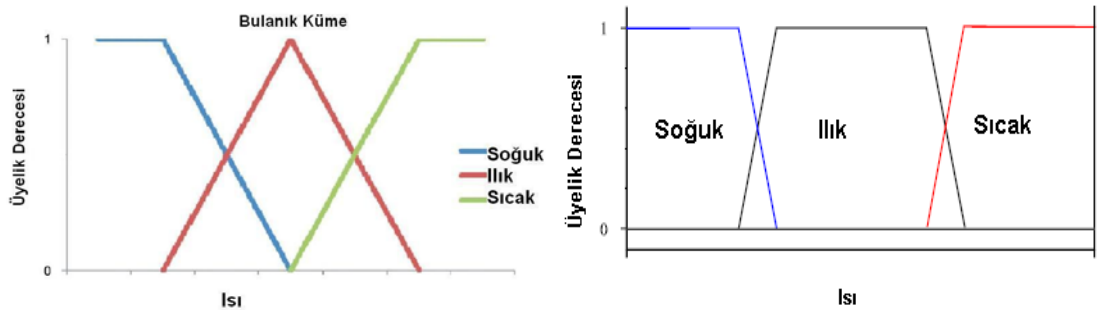
Bulanık mantık, belirli koşullarda oluşan tamamen doğru ve tamamen yanlış önermelerini kullanarak çalışmaktadır. Bulanık mantık 1960 yılında California

Üniversitesi'nde görevli Prof. Lotfi ZADEH tarafından doğal dildeki belirsizlikleri modellemek amacıyla geliştirilmiştir. Klasik mantıkta bütün olaylar '0' veya '1' gibi iki değerli olarak ifade edilirken, bulanık mantıkta bu iki değer arasındaki değerler de $(0 \leq x \leq 1)$ göz önünde bulundurulmaktadır. Örneğin iki değerli klasik mantıkta sadece 'hızlı' ve 'yavaş' ifadeleri kullanılırken, bulanık mantıkta ara değerler olan 'çok yavaş', 'orta hızlı' ve 'çok hızlı' gibi ifadeler de kullanılmaktadır [75].

Programlamada bulanık mantık kullanımına teşvik eden avantajlar vardır. Örneğin; bulanık mantığın yapısı insanın düşünce yapısına benzerdir, uygulanışı esnasında herhangi bir matematiksel model kullanılmasına gerek yoktur ve basit bir yazılıma sahip olması nedeniyle ucuzdur. Bunların yanında; deneme yanılma metodu kullanılarak üyelik fonksiyonlarının bulunması nedeniyle çok zaman alması, belirlenen üyelik fonksiyonlarının başka sistemlerde kullanılmasının zor olması ve kararlılığının analizinin zor yapılması gibi dezavantajlara sahiptir [76].

5.7.3.2 Bulanık küme

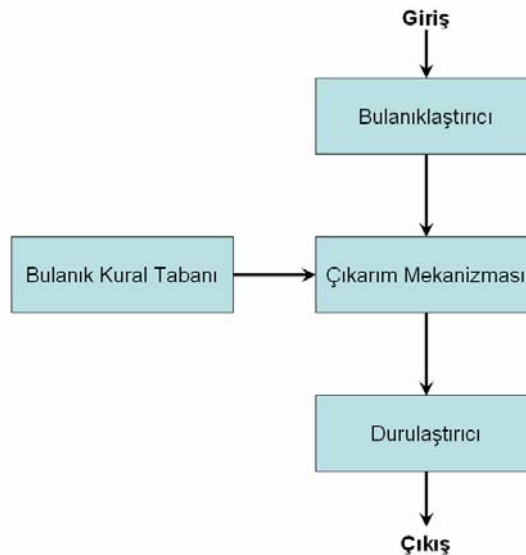
Klasik kümelerde, kümeye ait elemanlar ya hep ya hiç gibi sadece '0 ve 1' karakteristik değerleri ile ifade edilmektedirler. Karakteristik değer, bir önerme doğrultusunda bir elemanın hangi kümeye ait olduğunu belirtmektedir. Klasik kümelerin genelleştirilmiş hali olan bulanık kümelerde ise elemanlar '0' ile '1' değerleri arasındaki karakteristik değerler ile ifade edilmektedir. Ancak, bulanık kümeyi diğer klasik kümelerden ayırmak için kümelere ait elemanların ifade edildiği karakteristik değerlere üyelik fonksiyonu adı verilmiştir [77]. Şekil 5.7'de üçgen üyelik fonksiyonuna ve yamuk üyelik fonksiyonuna ait örnek görülmektedir.



Şekil 5.7 : Üçgen ve yamuk üyelik fonksiyonları.

5.7.3.3 Bulanık uzman sistemler

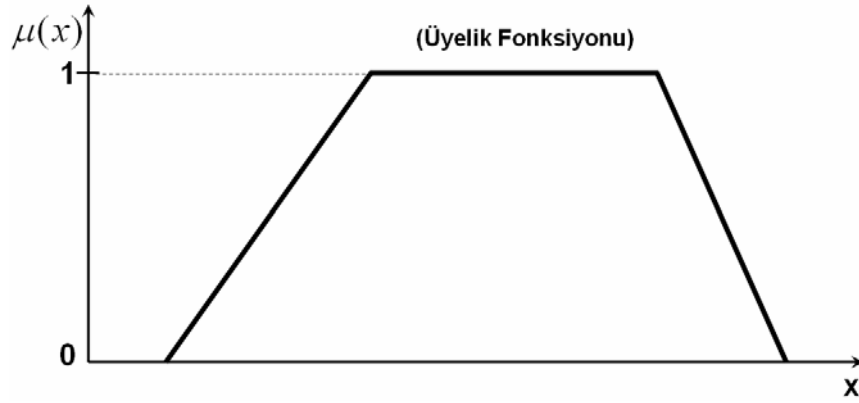
Bulanık uzman sistemler bulanık mantık yöntemi kullanılarak geliştirilmiş ve belirsizlikle uğraşan, depolanan bilgiler üzerinde akıl yürütme yapan ve kesin bir sonuç elde edemeyen bilgisayar programlarıdır. Yeterli miktarda verinin olmadığı veya kısıtlı olduğu sistemlerde bulanık girdi ve çıktıların bulanık mantık kuralları kapsamında akla uygun çözüm ve sonuçlar bulunulmasına yardım eder. Yani bulanık uzman sistemler veri hakkında bir sonuç çıkarmak için kullanılan kurallar ve üyelik fonksiyonların bütünü olarak ifade edilmektedirler. Şekil 5.8’de bulanık uzman sistemin temel mimari yapısı görülmektedir. Bulanıklaştırıcı arayüzünün ana bileşenleri; bulanık kural tabanı, çıkarım mekanizması (karar verici) ve durulaştırıcı arayüzüdür. Her bir önceki kuralın doğruluk derecesini tanımlamak için girdi değişkenleri üzerine tanımlanmış üyelik fonksiyonlarının kendi değerlerine uygulanmasıyla girdi değişkenleri bulanıklaştırılır. Bulanık küme teorisine dayanan ve önemli modelleme araçları olan bulanık “IF-THEN” kuralları ve bulanık muhakeme, bulanık uzman sistemlerin omurgasını oluştururlar. Bulanık kural tabanı, “IF-THEN” kalıbındaki kurallar ile oluşturulur. Çıkarım mekanizmasında uygun çıkarım prosedürü uygulanarak her kuralın öncülü için doğruluk değeri hesaplanır ve her kuralın sonucu kısmına uygulanır.



Şekil 5.8 : Bulanık uzman sistemin temel yapısı.

Bulanık mantık kullanan kural tabanlı sistemler olan bulanık uzman sistemlerde günlük hayattaki kuralları bilgisayar diline çevirmek için bazı değişkenler, üyelik fonksiyonları ve bulanık çıkarım kuralları olarak tekrar tanımlanmaktadır. Bulanık uzman sistemler kullanıcının yapmış olduğu girdilerden ve bulanık çıkarım kurallarından faydalanarak sonuç türetmektedir. Dilsel değişkenler genellikle uygun üyelik fonksiyonlarına sahip bulanık kümeler olarak tanımlanmaktadır.

Üyelik Fonksiyonları (Membership Functions); bulanık kümelerin içerdiği bütün bilgiler, üyelik fonksiyonları ile tanımlanırlar ve 0 ile 1 arasında değerler ($0 < \mu(x) < 1$) almaktadırlar (Şekil 5.9). Üyelik fonksiyonları, bir şartın ne derece gerçekleştiğini yani bir durumun bir kümeye ne derece üye olduğunu ifade etmektedir.

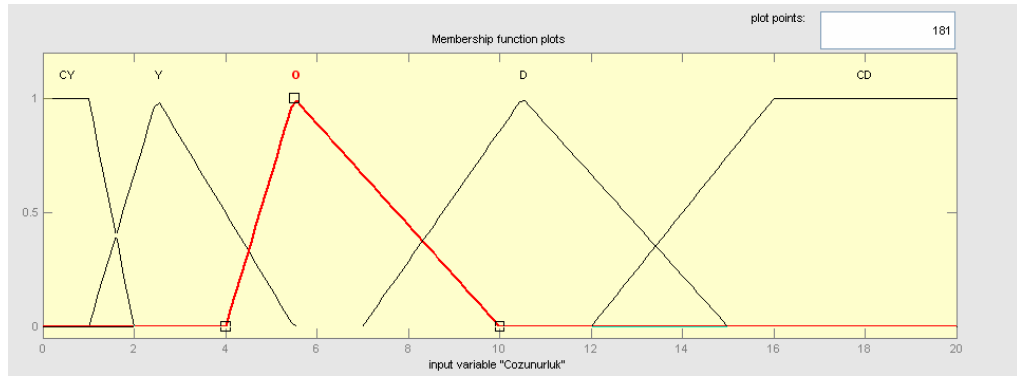


Şekil 5.9 : Üyelik fonksiyonunun gösterimi.

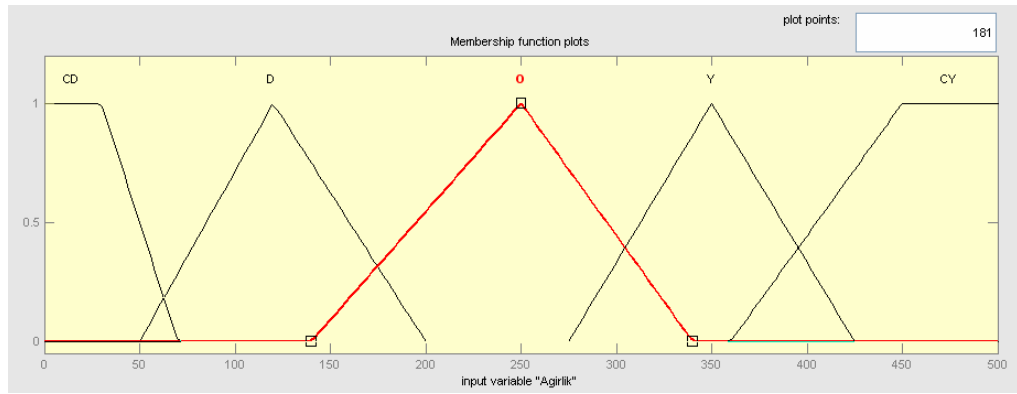
Bulanık uzman sistemlerdeki tanımları bir örnek ile ifade etmek gerekirse; çözünürlük ve ağırlığa bağlı olarak maliyet hesabını tahmin eden bir bulanık mantık sistem oluşturulsun. Sisteme girilecek sayısal *girdi* ve *çıktı* değerleri için çizelge 5.5’de belirtilen “**Çok Düşük (CD)**, **Düşük (D)**, **Orta (O)**, **Yüksek (Y)** ve **Çok Yüksek (CY)**” üyelik fonksiyonları tanımlandı. Şekil 5.10-13’de oluşturulan bulanık sistem görülmektedir [78].

Çizelge 5.5 : Tanımlanan üyelik fonksiyonları.

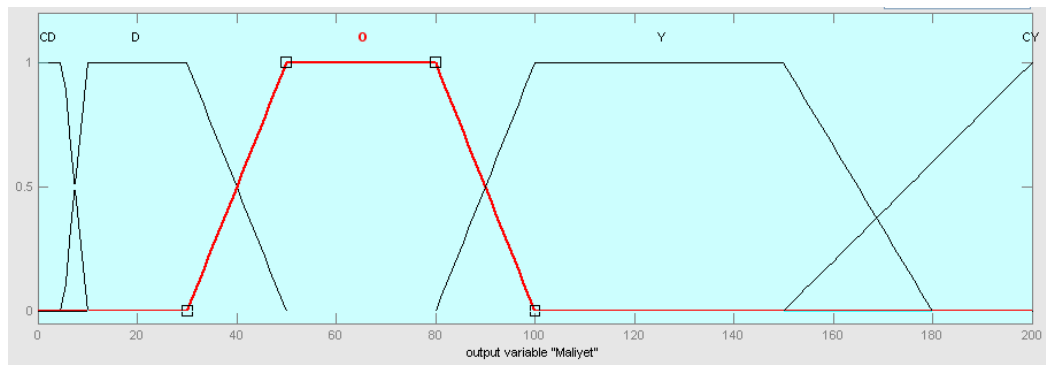
Cözünürlük (m)	Ağırlık (kg)	Maliyet (Birim)	Üyelik Fonksiyonları
... < 2	... < 70	... < 10	Çok Düşük (CD)
1 < ... < 5.5	50 < ... < 200	5 < ... < 50	Düşük (D)
4 < ... < 10	140 < ... < 340	30 < ... < 100	Orta (O)
7 < ... < 15	275 < ... < 425	80 < ... < 180	Yüksek (Y)
12 < ...	360 < ...	150 < ...	Çok Yüksek (CY)



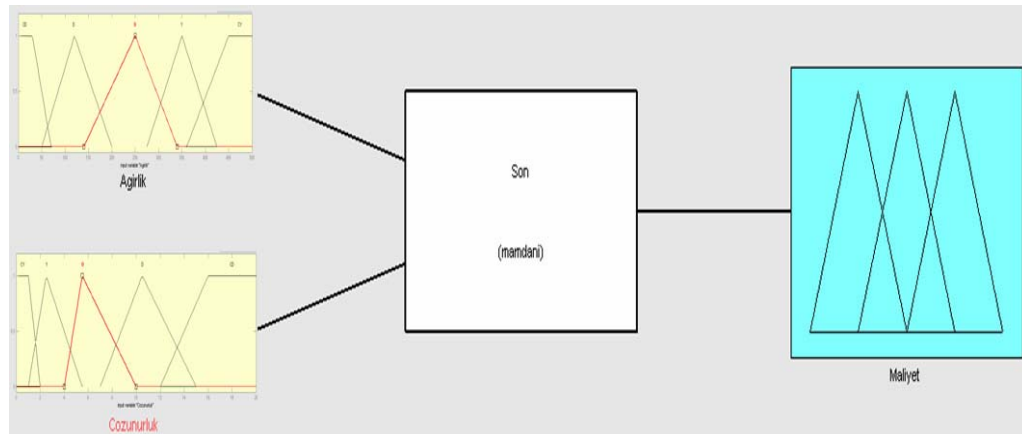
Şekil 5.10 : Çözünürlük değerleri girdi bulanık kümesi.



Şekil 5.11 : Ağırlık değerleri girdi bulanık kümesi.



Şekil 5.12 : Maliyet değerleri çıktı bulanık kümesi.



Şekil 5.13 : Oluşturulan bulanık sistem.

IF ve THEN arasındaki kural bölümü kuralın öncülüdür. THEN ifadesinden sonra gelen bölüm ise kuralın sonucudur. Kuralın bu bölümünde her bir çıktı değişkenleri için bir üyelik fonksiyonu tanımlanmaktadır. Bulanık uzman sistemler ile çalışan birçok araçta (tool) her kural için birden fazla sonuç üretilebilmektedir. Tipik bir bulanık uzman sistem birden fazla kurala sahiptir ve bu kural gruplarının hepsi toplu olarak sistemin kural tabanı veya bilgi tabanı olarak bilinmektedir. Çizelge 5.6’da oluşturulan kurallar görülmektedir.

Çizelge 5.6 : Çözünürlük ve ağırlık girdileri için oluşturulan kural tabanı.

1. If (Agirlik is CY) and (Cozunurluk is CY) then (Maliyet is CY)
2. If (Agirlik is CY) and (Cozunurluk is Y) then (Maliyet is CY)
3. If (Agirlik is CY) and (Cozunurluk is O) then (Maliyet is Y)
4. If (Agirlik is CY) and (Cozunurluk is D) then (Maliyet is Y)
5. If (Agirlik is CY) and (Cozunurluk is CD) then (Maliyet is O)
6. If (Agirlik is Y) and (Cozunurluk is CY) then (Maliyet is CY)
7. If (Agirlik is Y) and (Cozunurluk is Y) then (Maliyet is Y)
8. If (Agirlik is Y) and (Cozunurluk is O) then (Maliyet is Y)
9. If (Agirlik is Y) and (Cozunurluk is D) then (Maliyet is O)
10. If (Agirlik is Y) and (Cozunurluk is CD) then (Maliyet is D)
11. If (Agirlik is O) and (Cozunurluk is CY) then (Maliyet is Y)
12. If (Agirlik is O) and (Cozunurluk is Y) then (Maliyet is Y)
13. If (Agirlik is O) and (Cozunurluk is O) then (Maliyet is O)
14. If (Agirlik is O) and (Cozunurluk is D) then (Maliyet is D)
15. If (Agirlik is O) and (Cozunurluk is CD) then (Maliyet is D)
16. If (Agirlik is D) and (Cozunurluk is CY) then (Maliyet is Y)
17. If (Agirlik is D) and (Cozunurluk is Y) then (Maliyet is O)
18. If (Agirlik is D) and (Cozunurluk is O) then (Maliyet is D)
19. If (Agirlik is D) and (Cozunurluk is D) then (Maliyet is CD)
20. If (Agirlik is D) and (Cozunurluk is CD) then (Maliyet is CD)
21. If (Agirlik is CD) and (Cozunurluk is CY) then (Maliyet is O)
22. If (Agirlik is CD) and (Cozunurluk is Y) then (Maliyet is D)
23. If (Agirlik is CD) and (Cozunurluk is O) then (Maliyet is D)
24. If (Agirlik is CD) and (Cozunurluk is D) then (Maliyet is CD)
25. If (Agirlik is CD) and (Cozunurluk is CD) then (Maliyet is CD)

Çıkarım İşlemi; kuralların tanımının yapılması ve üyelik fonksiyonlarının atanmasını müteakip elde edilen bu bilginin, çıktı değişkenlerinin hesaplanması için girdi değişkenlerine uygulandığı süreç çıkarım işlemi olarak adlandırılmaktadır. Bulanık uzman sistemde çıkarım işlemi; bulanıklaştırma (fuzzification), çıkarım (inference), düzenleme (composition) ve durulaştırma (defuzzification) gibi dört alt işlemten meydana gelmektedir. Çizelge 5.7’de oluşturulan sistemde çözünürlük ve ağırlık girdileri sonucunda elde edilen maliyet çıktısı görülmektedir.

Çizelge 5.7 : Çözünürlük ve ağırlık girdilerinden elde edilen maliyet çıktısı.

<u>Cözünürlük (m)</u>	<u>Ağırlık (kg)</u>	<u>Maliyet (Birim)</u>
7	135	25.1
5	190	83.3
4	220	129
2.5	350	128
1	400	181

5.7.3.4 Bulanık uzman sistemin mimarisi

Bir bulanık uzman sistem mimarisi şekil 5.14’de görüldüğü üzere kullanıcı arayüzü, üyelik fonksiyonu tabanı, bulanık kural tabanı, bulanık çıkarım mekanizması, açıklama mekanizması, çalışma belleği ve bilgi edinme gibi bölümlerden oluşmaktadır.

Kullanıcı Arayüzü: Kullanıcılar ile bulanık uzman sistem arasındaki iletişimi sağlamaktadır. Arayüz, mümkün olduğu kadar kullanıcı dostu olmalıdır.

Üyelik Fonksiyonu Tabanı: Farklı dilsel terimlerin üyelik fonksiyonlarını sunan bir mekanizmadır.

Bulanık Kural Tabanı: Uzman bilgisi, literatürden elde edilen bilgi ve piyasadan elde edilen bilgilere dayanılarak üretilen bulanık kuralların depolandığı ve kullanıma hazır bekletildiği mekanizmadır.

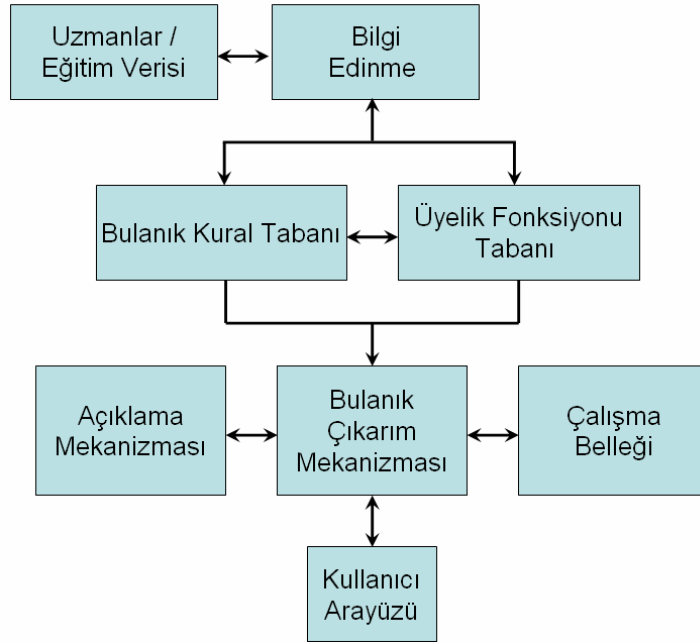
Bulanık Çıkarım Mekanizması: Kuralların yorumlandığı kısımdır. Çalışma belleği olarak da adlandırılan veri tabanında bulunan veriler ve bilgi tabanına depolanmış kurallar üzerinde işlemler yaparak ortaya çıkan yeni verilerin çalışma belleğine eklenmesini yapar. Kullanıcı tarafından kullanıcı arayüzü vasıtasıyla yapılan girdilere göre hangi kuralların kullanılacağına karar veren sistemdir.

Açıklama Mekanizması: Elde edilen sonuçlara nasıl ulaşıldığını, yani çıkarım işlemini kullanıcılara açıklayan mekanizmadır.

Çalışma Belleği: Kullanıcı girdilerini ve ulaşılan geçici sonuçları muhafaza eden depodur.

Bilgi Edinme: Günlük yaşantıdan, uzman kişilerden elde edilen bilgiler ile kurallar ve üyelik fonksiyonlarından otomatik olarak elde edilen bilgiler yer almaktadır. Mevcut bir problemi çözmek üzere programa kullanıcı tarafından yapılan girdilerden sonra, bulanık çıkarım mekanizması mevcut bu bilgiler üzerinden bulanık kurallar ve

üyelik fonksiyonlarını kullanarak kullanıcıya ihtiyacı olan cevapları bulanık veya açık bir şekilde arayüz aracılığı ile gönderir.



Şekil 5.14 : Bulanık uzman sistem yapısı [79].

Bulanık uzman sistemlerin en büyük avantajı elde edilen bilginin giderek bilgeliğe dönüşmesi ve çok acil durumlarda karar verme aracı olarak kullanılabilmesidir. Bu özelliğinin yanında; daha fazla erişilebilirlik, maliyeti azaltma, risk azaltma, kalıcılık, herhangi bir durumda acil çözüm, kullanıcının bilgilendirilmesi ve bilgi iletim kolaylığı gibi avantajları vardır [80].

5.7.3.5 Bulanık uzman sistem modelleme

Bulanık uzman sistem modellemesi aşağıda belirtilen adımlar takip edilerek yapılabilmektedir.

- Problem ile ilgili girdi ve çıktı değişkenleri seçilir.
- Her bir girdi ve çıktı değişkenleri ile alakalı dilsel (linguistic) terimlerin sayısı belirlenir.
- Aynı zamanda uygun üyelik fonksiyonu ailesini, bulanık operatörlerini, muhakeme mekanizmasını vb. seçilir.
- Belirli bir bulanık çıkarım sistem durumlarını (Mamdani, Tagaki-Sugeno, vb.) seçilir.

- Birçok durumda bulanık kuralların çıkarımı bulanık kesişim ve birleşimi için kullanılan minimum ve maksimum operatörlerin kullanımı ile ortaya çıkarılır.
- Bulanık “IF-THEN” kuralları oluşturulur. Bu başlangıç kural tabanını formüle etmek için “girdi” yapılacak alan çok boyutlu bölümlere ayrılarak her bölüm için uygun eylemler tanımlanır.

5.7.3.6 Bulanık uzman sistemin kullanım alanları

Bulanık uzman sistemler günümüzde bulanık mantığın en çok kullanıldığı alandır. Doğrusal ve doğrusal olmayan kontrol, patern tanıma ve finansal sistemler çok geniş çaplı kullanım alanı bulunan bulanık uzman sistemlerin kullanıldığı alanlardan bazılarıdır. Bulanık mantık ve bulanık kümeler belirsizlik gösteren parametrelere sahip karmaşık matematiksel problemlerin modellenmesinde kullanılan etkin araçlardır. Bulanık sistemler, çözüme ulaşmak için bir matematiksel model geliştirme ihtiyacının olmadığı karmaşık problemlerin çözülmesini sağlamaktadırlar. Uzman sistemler, matematiksel bir modelin oluşturulması veya uzman tavsiyesi almanın müsait olmadığı durumlar gibi geniş bir alanda kullanılmaktadır. Bulanık küme teorisi basitlik ve insanlar tarafından yapılan sonuç çıkarımlarına benzer sonuçlar elde edilebilmesi nedeniyle gün geçtikçe daha sık kullanılmaktadır. Bu teori imalat, mühendislik, ekonomi vb. birçok alanda uygulanmaktadır.

Çizelge 5.8’de bulanık uzman sistemler alanında yapılan çalışmalar ve bu çalışmaları yapan kişilerin listesi bulunmaktadır.

Çizelge 5.8 : Bulanık uzman sistemler ve uygulamaları.

Bulanık uzman sistemler ve uygulamaları	Yazarlar
Power load forecasting	Kim, Park, Hwang, and Kim (1995)
Control systems	Bugarin and Barro (1998)
Uncertainly reasoning	Pan, DeSouza, and Kak (1998)
Fault detection	EI-Shal and Morris (2000)
Demand evaluation	Benson and Asgarpoor (2000)
Wastewater treatment	Carrasco et al. (2004), Punal et al. (2002)
Machinability data selection	Wong and Hamouda (2002, 2003)
Radiography classification	Liao (2003)
On-line analytic processing	Leung, Lau, and Kwong (2003)
Hotel selection	Ngai and Wat (2003)
Dryer tool integration	Lababidi and Baker (2003)
Medical diagnosis	Meesad and Yen (2003) and Sendelj et al. (2004)
Job matching	Drigs et al. (2004)
Performance indexing	Padilla-Medina and Sanchez-Marin (2004)
Computer security	Reznik and Dabke (2004)
Gesture recognition	Frantti and Kallio (2004)

Bulanık uzman sistemlerin birçok kullanım alanlarının yanında kullanımında bazı kısıtlamaları mevcuttur. Bunlar;

- Uzman sistemler birçok problemde kullanabilecekleri bir ortak çatıya sahip değildirler. Yani, kısaca problem bağımlıdır.
- Bulanık uzman sistem ve bulanık kontrolör geliştirmede insan önemli bir rol oynamaktadır. Her zaman uygun uzman kişi bulunamayabilir. Eğer uzmanlar uygun değilse, üyelik fonksiyonları doğru bir şekilde tanımlanamaz ve bulanık sistem iyi çalışmaz.

5.7.4 Modelleme yöntemi

Modelleme yöntemi farklı bilgi veya problem alanlarında formal ilişki ile mantıksal model tasarımı yapmak amacıyla uzman sistemlerde kullanılan disiplinler arası bir yöntem olarak ortaya çıkmıştır. Modelleme teknolojisi; yapay zekâ, bilişsel bilimler ve diğer araştırma alanlarında uzman sistem geliştirme teknolojilerini uygulamak maksadıyla daha geniş platformlar, endüktif mantık programlama veya algoritmaları ile uzman bilgisi elde etmek için verileri analiz etmede sayısal yöntemler sağlayabilir.

Proses kontrol, tıbbi analiz, yönetim karar alma, yazılım değerlendirme, tıbbi sistem doğrulama, montaj görev planlama ve benzetim, ulaşım terminali tasarımı ve proje tahsisi gibi uzman sistemlerde modelleme metodolojisi uygulanan alanlardan bazılarıdır. Çizelge 5.9’da modelleme yöntemi kullanılarak yapılan çalışmalar ve bu çalışmaları yapan kişilerin listesi bulunmaktadır.

Çizelge 5.9 : Modelleme yöntemi ve uygulamaları.

Modelleme yöntemi ve uygulamaları	Yazarlar
Process control Medical analysis	Peng, Xiao, Nie, Wang, and Wang (1996)
Management decision-making	Mookerjee and Mannino (1997)
Software evaluation	Vlahavas, Stamelos, Refanidis, and Tsoukias (1999)
Medical system validation	Martin-Baramera et al. (2000)
Assembly task planning and simulation	Zha and Lim (2000)
Endometrial hyperplasia classification	Morrison et al. (2002)
Transport terminal design	Abacoumkin and Ballis (2004)
Project allocation	Cheung, Hong, and Ang (2004)

5.7.5 Genetik algoritmalar

Çok geniş, sayılamayan, çok boyutlu ve karmaşık problemlerin özellikleri ve ihtimale dayanan, doğada gözlemlenen evrimsel sürece benzer bir şekilde çalışan sezgisel arama ve eniyileme yöntemidir. Genetik algoritmaların temel ilkeleri ilk kez Michigan Üniversitesi'nde 1960 yılında John Holland tarafından ortaya çıkarılmış olup; Holland, öğrencileri ve meslektaşları tarafından 1960'lı ve 1970'li yıllarda geliştirilmiştir [81].

Genetik algoritmalar, bilgisayar ortamında evrimsel süreci taklit ederek problemleri çözerler ve matematiksel fonksiyonlarını en uygun şekle sokmayı hedefler. Diğer yazılım yöntemler ile genetik algoritmaları ayıran en önemli özellik ise; problemin çözümüne bir çözüm kümesi başladıktan sonra geliştirme sürecinde biyolojik evrimi temel alan bir işlemin kullanılmasıdır. Bu işlemin sonunda ise en iyi kromozomu veya bireyi elde etmek hedeflenmektedir. Genetik algoritmalar, çözüm uzayındaki uygunluk değerine sahip her noktayı ikili bit dizileri şeklinde olan kromozomlar ile kodlamaktadır. Problem ile alakalı parametreler kromozomu oluşturmak üzere genler halinde toplanmaktadır. Meydana gelebilecek en iyi kromozomu elde etmek için ise, bu genlerin kromozom içindeki sıralanışları değiştirilir. Genetik algoritmalar, noktaları tek tek değil de, bir popülasyon şeklinde noktalar kümesini saklar. Genetik algoritmalar oluşturdukları her nesilde, seçim, çaprazlama ve mutasyon gibi işlemleri uygulayarak yeni popülasyonlar meydana getirirler. Bu şekilde ard arda yapılan birkaç işlemten sonra popülasyonlar daha iyi uygunluk değerine sahip üyelere sahip olurlar [82].

Genetik algoritmada herhangi bir problemin çözümünü ifade eden kümelere *popülasyon* adı verilmektedir. Popülasyonlar; *vektör*, *kromozom* veya *birey* adı verilen sayı dizilerinden meydana gelmektedirler. Kromozom içinde bulunan her bir elemana *gen* denmektedir. Evrimsel süreç içerisinde genetik algoritmanın işlemcileri popülasyonları oluşturan kromozomları belirlerler. Popülasyon içerisindeki her bir bireyin çözümü aranan problem için uygun olup olmadığına uygunluk fonksiyonu karar verir. Uygunluk fonksiyonunun verdiği değere göre uygun olduğu belirlenen kromozomlara, popülasyonda mevcut bulunan diğer kromozomlar ile çoğalmalarına izin verilmektedir. Yapılan genetik işlemler neticesinde çeşitlilik artırılarak popülasyonun en iyi özelliğe sahip olması hedeflenir.

Genetik Algoritmanın ilk adımında kullanılacak olan popülasyon *başlangıç (initial) popülasyonu* adını almaktadır. Bu ilk adımda kullanılacak başlangıç popülasyonunun uygulayıcı tarafından uygun bir şekilde oluşturulmalıdır. Genetik algoritma ile problemi *amaç (objective) fonksiyonu* ilişkilendirmektedir. Popülasyonu oluşturan bireylerin çevresiyle ne kadar uyumlu olduğu amaç fonksiyonu ile belirlenmektedir. Popülasyondaki bir bireyin çevresine ne kadar uyumlu olduğunun göstergesi *uygunluk (fitness) değeridir*. Uygunluk değeri bir bireyin seçilerek sonraki nesillere genlerini aktarma şansını belirtmektedir [83].

Problem çözümünde en iyi sonucu elde etmek maksadıyla bir önceki nesil bazı genetik işlemlerden geçirilirler. Bu genetik işlemler çok farklı teknikler kullanılarak uygulanabilir. Seçim (selection), yenileme (reproduction), çaprazlama (crossover), mutasyon (mutation) ve elitizm bu tekniklerden bazılarıdır [83-86].

5.8 Sonuç

Yapılan literatür taramaları sonucunda uzman sistemlerin; kural tabanlı, bilgi tabanlı, bulanık tabanlı, model tabanlı ve genetik algoritma gibi çeşitleri bulunmasına rağmen genel anlamda uzmanlardan elde edilen alan bilgisi, bu bilgiler kullanılarak oluşturulan kurallar, mevcut bilgileri ve kuralları kullanarak kullanıcının problemine yönelik çözümler üreten çıkarım mekanizması ve kullanıcı ile uzman sistem arasındaki iletişimi sağlayan arayüzden oluştuğu görülmüştür. Uzman sistemlerin doğru etki alanında kullanılması sistemin verimliliği açısından büyük önem taşımaktadır. Tasarlanan uzman sistemler sistemin bilgi tabanına yerleştirilen bilgiler ile sınırlıdır. Bilgi tabanının mümkün olduğu kadar ayrıntılı ve geniş tutulması, sistemin sağlayacağı çözümlerin sayısını ve doğruluğunu olumlu yönde etkilemektedir.

Küçük uyduların maliyetinin tahmin edilmesine yönelik yapılan bu tez çalışmasında; literatür taramasından elde edilen bilgiler, piyasadan elde edilen maliyet verileri ve uzmanlar ile yapılan görüşmeler sonucunda elde edilen bilgiler sistemin bilgi tabanını oluşturmuştur.

6. UZMAN SİSTEMLER TABANLI KÜÇÜK UYDU MALİYET MODELİ

Uydu teknolojilerinde; birden fazla görevi yerine getiren büyük ve karmaşık yapıdaki uyduların tasarlanmasından vazgeçilerek, sadece bir görev icra edebilecek basit yapıda olan küçük uydulara geçişteki önemli nedenlerden birisi büyük uyduların maliyetinin çok yüksek olması gelmektedir. Özellikle soğuk savaşın sona ermesinden sonra uzay teknolojileri alanındaki yatırımlarına kısıtlama getiren lider ülkeler, bu işi daha ucuza yapmak için çalışmalar başlatmışlar ve elektronik teknolojisi başta olmak üzere teknolojiadaki hızlı gelişmeler ile küçük uydu teknolojisi günümüzdeki seviyesine ulaşmıştır.

Uydu maliyetlerinin düşürülmesine yönelik olarak uydu üreticileri, sahipleri, mühendisler ve bilim insanları sürekli olarak çalışmalar yapmışlar ve uyduların maliyetlerinin önceden tahmin edilmesine yönelik olarak bu alanda çeşitli maliyet modelleri ortaya koymuşlardır. İlgililer oluşturdukları maliyet modellerini küçük uydulara geçiş sürecinde de kullanmışlar fakat yapılan çalışmalar neticesinde daha önceki yıllarda uyduların maliyetlerine ve geleneksel büyük uyduların teknik parametrelerine göre yapılan maliyet modellerinin küçük uydular için kullanılabilirliğinin olmadığı görülmüştür. Yani küçük uyduların maliyetlerini oluşturan etkenler büyük uyduların maliyetlerini oluşturanlardan farklıdır ve küçük uydulara yönelik bir maliyet modeli oluşturulurken bu durum göz önünde bulundurulmalıdır.

Uydu teknolojileri başta olmak üzere bu ve benzeri Ar-Ge ağırlıklı bir projenin maliyetine yönelik olarak önceden bir tahmin yürütmek çok zor bir işlemdir. Bu durum özellikle uydu teknolojilerine yeni adım atmış ve bu alanda acemi kabul edilen Türkiye gibi ülkeler için zorluk derecesi daha yüksektir. Türkiye gibi gelişmekte olan bir ülke neden bir maliyet modeline ihtiyaç duyar? Bu soruya cevap olarak iki neden söylenebilir. Bunlar;

- Eğer uydu sistemi satın alınacaksa, sistemin maliyeti hakkında bir fikir sahibi olunarak aşırı derecede bir ödemenin yapılmaması,

- Diğer bir neden ise yapılacak olan planlama ve bütçeleme için makul bir tahminde bulunmak.

Günümüzde uyduların maliyetlerine ilişkin tahmin yapabilmek için bazı maliyet modelleri mevcuttur. Bu çalışmanın daha önceki bölümlerinde bu maliyet modellerinden Amerikalı bir şirket tarafından parametrik maliyet tahmin yöntemi kullanılarak üretilen “Küçük Uydu Maliyet Modeli (Small Satellite Cost Model - SSCM)”, NASA tarafından üretilen “Geliştirilmiş Görevler Maliyet Modeli (Advanced Missions Cost Model-AMCM)” ve Uzay Aracı / Araç Maliyet Modeli (Spacecraft/Vehicle Level Cost Model-SVLCM) modelleri incelenmiş ve analiz edilmiştir. Yapılan incelemeler ve analizler neticesinde mevcut olan bu uydu maliyet tahmin modellerinin ait olduğu ülkelerdeki ileri teknoloji ve pahalı işçiliğinde içerisinde olduğu parametreler nedeniyle; uzay alanına yeni girmiş, bu alanda gelişmiş teknolojinin olmadığı ve işçilik maliyetlerinin daha düşük olduğu Türkiye için tamamen uygun olmadığı değerlendirilmiştir.

Devletler, kurum ve kuruluşların bahse konu ileri teknoloji alanında sahip oldukları kültür ve geçmiş deneyimleri nedeniyle belirli bir deneyime ve bilgi tabanına sahiptirler. Sahip olunan bu deneyim ve bilgi tabanı bahse konu teknolojiler alanında belirli bir öğrenme seviyesi, yani hazır bulunuşluk oluşturmaktadır. Bu çalışmada, Türkiye’nin uydu teknolojileri alanında öğrenme eğrisinde yerini belirlemek için; diğer ülkelerin aksine üretilen aynı tür uyduların, örneğin gözlem amaçlı kullanılacak olanların ikincisi, üçüncüsü deneyim olarak düşünülmesi kabul edildi. RASAT ve Göktürk-2 uydularından kazanılan tecrübeler nedeniyle Türkiye’nin öğrenme eğrisinde belirli bir seviyede olduğu kabul edildi. Diğer ülkelerde ise öğrenme eğrisinde belirli bir seviyeye gelmek için aynı tür uyduların ikincisinin, üçüncüsünün üretilmesinin yerine aynı uyduların; yani üretilen bir uydunun değişik versiyonlarının ikincisinin veya üçüncüsünün üretilmesi deneyim olarak kabul edilmektedir.

Günümüzde mevcut kullanılmakta olan birçok uydu maliyet modelleri bulunmaktadır ve bu modeller hiçbir zaman kesin bir sonuç verememektedirler. Modeller sonucu ne çıkarırsa çıkarsın, doğal olarak bir belirsizlik söz konusu olması nedeniyle sonuçlar belirli bir hata payı çerçevesinde farklı olabilmektedir. Bu durum bir eksiklik olarak kabul edilmemektedir. Elde edilen bu tür maliyet tahmin sonuçları ileri teknolojik ve AR-GE’ye bağlı projelerde beklenen bir sonuçtur. Projeler üzerinde yapılan çalışmalar esnasında beklenmeyen başarısızlıklar meydana

gelebilmektedir. Bu nedenle tahmin sonuçlarını alt ve üst sınırlar şeklinde vermek doğal bir işlemdir ve bu sınır değerlerin aralığı çok yüksek olabilmektedir.

Yapılan bu çalışmada maliyet modellerinden birkaçı üzerinde yapılan karşılaştırmalar ve analizler sonucunda elde edilen veriler, piyasa araştırmaları sonucunda elde edilen fiyat verileri, literatür taramalarından elde edilen veriler ve uydu teknolojileri alanında uzman olan kişiler ile yapılan görüşmeler sonucunda elde edilen veriler kullanılarak bir uzman sistemde birleştirildi. Uydu maliyetlerine etki eden parametreler incelenerek, değişik uydu parametrelerinin uydu maliyetine olan etkileri görüldü. Uzman sistemler kullanılarak geliştirilen bu maliyet modeli, diğer mevcut modeller de olduğu gibi kesin sonuç vermeyecek ve alt ve üst sınırlar çerçevesinde yaklaşık değerler verecektir. Daha öncede belirtildiği üzere bu durum bir eksiklik değildir. Benzer ileri teknolojinin kullanıldığı projelerde beklenen bir durumdur. Çünkü projelerin maliyetinde bir belirsizlik söz konusudur. Fiyattaki bu belirsizlik nedeniyle kesin bir sonuç üretilmemektedir.

Yapılan çalışmalar süresince mümkün olduğu kadar Türkiye’de yapılan uydu sistemleri ve alt sistemleri ile ilgili uydu teknolojileri alanında faaliyet gösteren kurum ve kuruluşlar ile iletişime geçilerek yapılmış olan sistemlere ait veriler elde edilmeye çalışılmış, fakat bu kurum ve kuruluşlardan tatmin edici bir sonuç elde edilememiştir. Elde edilen veriler çoğunlukla uluslararası niteliktedir.

6.1 Küçük Uydu Maliyet Tahmini İçin Uzman Sistem Maliyet Modeli

Türkiye’ye yönelik olarak oluşturulacak bir küçük uydu maliyet modelinde kullanılacak olan bazı parametreler diğer modeller ile karşılaştırıldığında maliyeti azaltan nitelikte, bazı parametreler ise maliyeti artırıcı niteliklere sahip olduğu değerlendirildi.

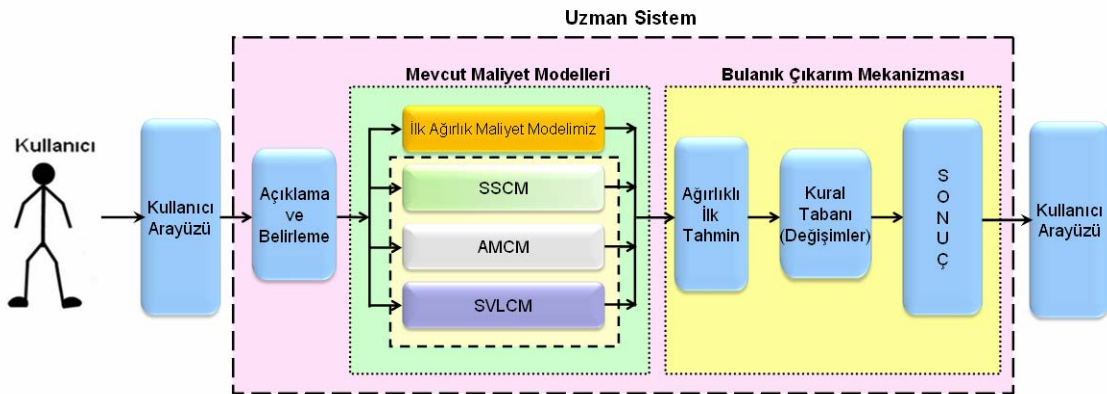
Maliyeti azaltacak parametrelerin başında işçilik maliyetlerinin geldiği söylenebilir. Türkiye’deki mühendis ve diğer işçilik maliyetleri, uzay alanında lider konumda olan Avrupa ve ABD’deki mühendis ve diğer işçilik maliyetlerinin kabaca yarısıdır [Url-21]. Bu durum maliyeti düşürücü yönde etki eden bir sebep olarak değerlendirilebilir.

Maliyeti artıran faktörlerin başında ise uydu teknolojileri alanında yeni olunmasıdır. Küçük uydu maliyetleri açısından uzay teknolojilerine yeni giren Türkiye bu alandaki öğrenme eğrisinde (learning curve) başlangıçtadır. Bu nedenle yapılacak

olan bir projede daha fazla AR-GE çalışmaları ve deneyimsizlik nedeniyle daha fazla deneme yanılmalar yapılacaktır. Dolayısıyla bu durum maliyetin artmasına neden olabilmektedir. Böylece işçilik nedeniyle azalan maliyetler ile deneme yanılmalar nedeniyle artan maliyetler birbirini dengeleyeceği değerlendirilmektedir. Uydu teknolojileri gibi ileri düzey projelerin yapımı esnasında uydu ile ilgili her bir alt sistemin yapılması/üretilmesi mümkün olamamaktadır. Zorunlu olarak yapılamayacak sistemler, yapımı çok fazla riskli olan sistemler ve yapılmaya çalışıldığı takdirde çok zaman alacak olan alt sistemlerin ülke dışından alınması söz konusu olacaktır. Bu dış alım sonucunda doğal olarak maliyette bir artış meydana gelecektir. Fakat meydana gelen bu maliyet artışının yanında, fiyattaki belirsizliğin azalması gibi bir getirisi de olacaktır.

İleri teknoloji ürünlerinde öne çıkan diğer bir önemli husus ise ürünün yazılım kısmıdır. Üretilen ürünün çalışması ve verilen komutlara karşı istenilen işlemleri yapması sistemin yazılımına bağlıdır. Bu nedenle, yazılımın maliyet üzerinde fark edilebilir bir etkisi olmaktadır. Türkiye şartları düşünüldüğünde yazılım yapmanın maliyetinin diğer gelişmiş ülkelerdekine oranla düşük olmaktadır. Bu nedenle Türkiye’de üretilecek bir uyduda maliyeti azaltacağı düşünülen diğer bir parametre de yazılım geliştirme olmaktadır.

Yukarıda belirtilen bilgiler, diğer modellerin analizleri, uzman kişilerin görüşleri, piyasa verileri ve literatür taramalarından elde edilen veriler kullanılarak bir maliyet tahmini yapabilen şekil 6.1’de belirtilen bir uzman sistem geliştirilmiştir.



Şekil 6.1 : Geliştirilen uzman sistemler tabanlı program.

Şekil 6.1’de belirtilen uzman sistem; kullanıcı arayüzü, açıklama ve belirleme ile bulanık mantık tabanlı ve model tabanlı programların çalıştığı bir çıkarım

mekanizması, ağırlıklı ilk tahmin, kural tabanı ve sonuç bölümlerinden oluşmaktadır. Bu programda, değişik uzman sistemler bir çatı altında kullanılarak yeni bir uzman sistem ortaya çıkarılmıştır.

Kullanıcı, şekil 6.2’de belirtilen kullanıcı arayüzünde kendisine sorulan soruları cevaplayarak sistemin cevap oluşturabilmek için ihtiyacı olan verileri programa girebilmektedir. Ayrıca oluşturulan arayüzde kullanıcıya sorulan her soru için kullanıcının bilinçli cevap vermesini sağlamaya yönelik olarak soruları açıklayıcı bilgiler verilmektedir. Sorulara verilen cevaplara göre program, uzmanlardan elde edilen bilgiler ışığında kullanıcının verdiği cevapları işleyerek belirli sınırlar içerisinde maliyet tahmini üretmektedir. Birinci uydunun üretilmesi için oluşturulan altyapı kullanılarak iki, üç veya dört uydunun üretilmesi halinde uydu başına düşecek olan maliyeti de belirtmektedir.

Soru 1	Uydunun yerleştirileceği yörünge yüksekliğini giriniz. (km)	BİLGİ	
Soru 2	PAN çözünürlük isteğiniz nedir? (m)	BİLGİ	KAYDET
Soru 3	Hangi bandları istiyorsunuz? (PAN banda ek olarak)	BİLGİ	☐ R G B ☐ R G NIR ☐ R G B NIR
Soru 4	Optiğin (Lens) kalitesi nasıl olsun?	BİLGİ	▼
Soru 5	Resmin Kapsadığı Alan nekadarsun? (km ²)	BİLGİ	
Soru 6	Hedefleme hatası nekadarsun? (m)	BİLGİ	KAYDET
Soru 7	Tek geçişte kaç tane görüntü elde etmek istersiniz?	BİLGİ	
Soru 8	Bellekte kaç tane görüntü tutulsun?	BİLGİ	
Soru 9	Uydu Testlerinin Yapılmasını İsteddiğiniz Kurumu Seçiniz.	BİLGİ	▼
Soru 10	Uyduyu Kaç Yıl Kullanmak İstiyorsunuz?	BİLGİ	▼
Soru 11	UyduTürkiye’de mi yapılacak?	BİLGİ	▼
SONUÇ			
		ORTALAMA	ALT SINIR
GENEL MALİYET (\$... M)			
2 adet yapıldığında UBDM*			
Aynı Uydudan	3 adet yapıldığında UBDM		
	4 adet yapıldığında UBDM		
* UBDM : Uydu Başına Düşen Maliyet			

Şekil 6.2 : Geliştirilen uzman sistemin kullanıcı arayüzü.

Çıkarım mekanizması; yapılan girdiler çıkarım mekanizması tarafından işlenerek ağırlıklı ilk tahmini oluşturmaktadır. Çıkarım mekanizması içerisinde çözünürlük ve

uydu ağırlık değerlerini kullanarak maliyet verisi oluşturan bir bulanık mantık sistem ve yine uydu ağırlık değerlerini girerek yine maliyet verisi oluşturan SSCM, AMCM ve SVLCM modellerini kapsayan bir model tabanlı sistem işlem yapmaktadır. Sonuçta elde edilen maliyet verileri güvenilirlik derecelerine göre belirlenen ağırlık oranları ile çarpılarak uydu maliyetine ilişkin olarak ağırlıklı ilk maliyet tahmin verisi elde edilmektedir.

İlk Ağırlık Maliyet Modelimiz; tasarlanan uzman sistemin mevcut maliyet modelleri kısmında, çözünürlük ve ağırlığa bağlı olarak maliyet hesabını tahmin eden bir bulanık sistem oluşturulmuştur. Çizelge 6.1’de belirtildiği üzere sisteme girilecek *girdi* ve *çıktı* değerleri için “**Minimum (Min), Çok Düşük (CD), Düşük (D), Az Düşük (AD), Orta (O), Az Yüksek (AY), Yüksek (Y), Çok Yüksek (CY) ve Maksimum (Max)**” üyelik fonksiyonları tanımlanmıştır.

Çizelge 6.1 : Sistem *giriş* ve *çıkış* değişkenlerinin üyelik fonksiyonları.

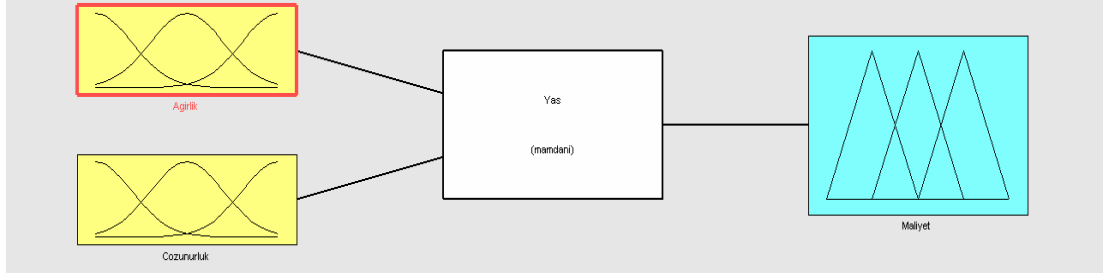
Değişken Adı	Tipi	Üyelik Fonksiyonları
Ağırlık	Girdi	Minimum (Min.) Çok Düşük (CD) Düşük (D)
Çözünürlük	Girdi	Az Düşük (AD) Orta (O) Az Yüksek (AY) Yüksek (Y)
Maliyet	Çıktı	Çok Yüksek (CY) Maksimum (Max.)

Çizelge 6.2’de bulanık mantık tabanlı sistemin *girdi* ve *çıktı* değerlerinin minimum ve maksimum değerleri ve bu değerlerin birimleri belirtilmektedir.

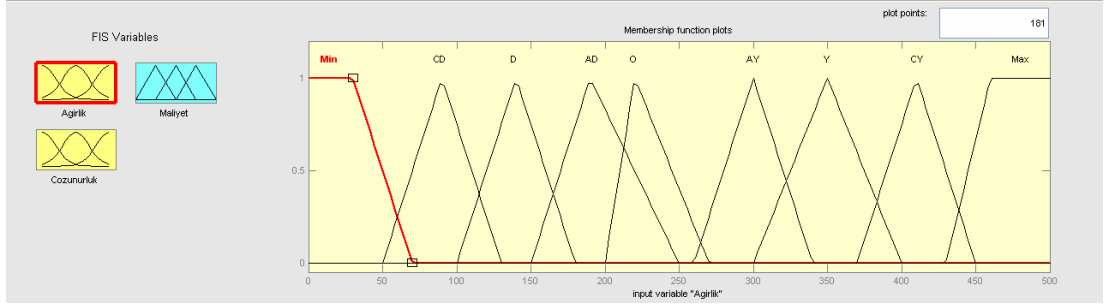
Çizelge 6.2 : Sistem *giriş* ve *çıkış* değişkenlerinin özellikleri.

Değişken Adı	Minimum Değeri	Maksimum Değeri	Birimi
Ağırlık	50	500	kg
Çözünürlük	1	20	m
Maliyet	1	200	\$... M

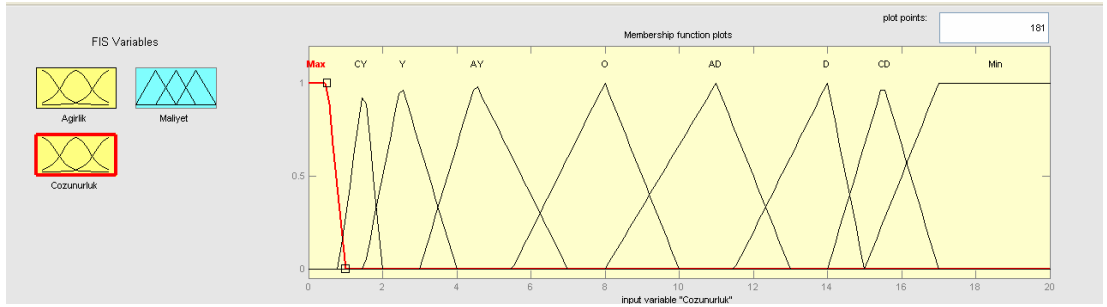
Şekil 6.3’den itibaren oluşturulan uzman sistemin *girdilerini* oluşturan ağırlık değerleri (şekil 6.4) ve çözünürlük değerleri (şekil 6.5) ile uzman sistemin *çıkışını* oluşturan maliyet değerlerinin (şekil 6.6) kümeleri üyelik fonksiyonları ile karakterize edilmiştir.



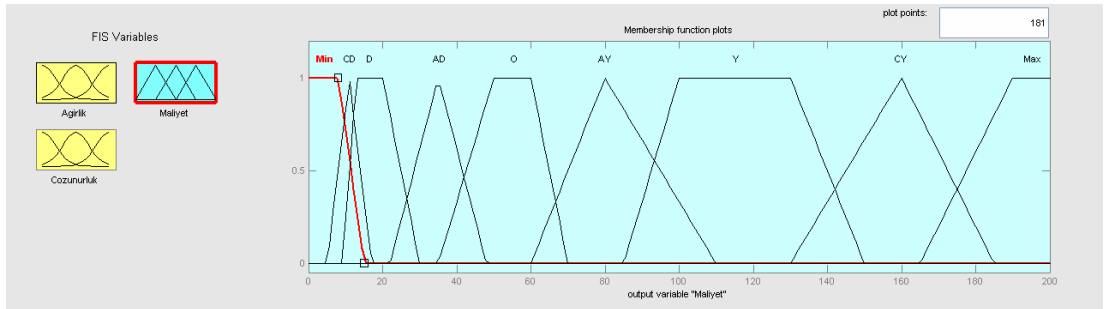
Şekil 6.3 : Oluşturulan iki adet girdi ve bir çıktısı olan bulanık sistem.



Şekil 6.4 : Ağırlık değerleri için üyelik fonksiyonları.



Şekil 6.5 : Çözünürlük değerleri için üyelik fonksiyonları.



Şekil 6.6 : Maliyet değerleri için üyelik fonksiyonları.

Yukarıda bahsedilen üyelik fonksiyonlarının sınırları oluşturulmasında deneme yanılma yöntemi kullanılarak istenilen değerler elde edilinceye kadar sürekli olarak testler yapılmış ve yapılan bu testler sonucunda bu sınırlar oluşturulmuştur. Ağırlık girdisi için genelde küçük uydulara hitap eden 50 ile 500 kg arasındaki ağırlık değerleri, çözünürlük girdisi için çok yüksek ve orta çözünürlük değerleri olan 1 ile

20 metre ve maliyet çıktısı için 1 ile 200 milyon dolar arasında değişen üyelik fonksiyonları oluşturulmuştur.

Oluşturulan bulanık uzman sistem; insanın düşünce yapısı ve karar verme mekanizması ile benzer olarak IF ve THEN şeklinde kuralları kullanarak, daha önceden sisteme tanıtılan bilgileri kullanarak yeni durumlar hakkında sonuçlar üretebilmektedir. Çizelge 6.3’de girdi ve çıktı değerlerinin sahip olduğu üyelik fonksiyonları kullanılarak tasarlanan bulanık uzman sistem için üretilen kurallar görülmektedir.

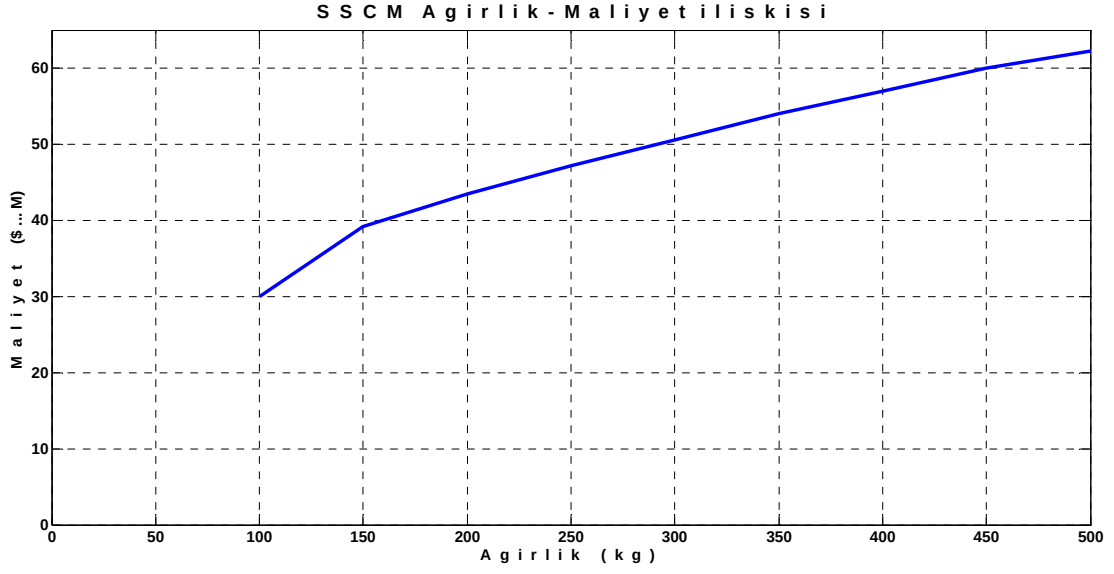
Çizelge 6.3 : Geliştirilen bulanık sistemin kural tabanı.

1. If (Agirlik is Min) and (Cozunurluk is Max) then (Maliyet is O) (1)
2. If (Agirlik is Min) and (Cozunurluk is CY) then (Maliyet is O) (1)
3. If (Agirlik is Min) and (Cozunurluk is Y) then (Maliyet is AD) (1)
4. If (Agirlik is Min) and (Cozunurluk is AY) then (Maliyet is AD) (1)
5. If (Agirlik is Min) and (Cozunurluk is O) then (Maliyet is D) (1)
6. If (Agirlik is Min) and (Cozunurluk is AD) then (Maliyet is D) (1)
7. If (Agirlik is Min) and (Cozunurluk is D) then (Maliyet is CD) (1)
8. If (Agirlik is Min) and (Cozunurluk is CD) then (Maliyet is CD) (1)
9. If (Agirlik is Min) and (Cozunurluk is Min) then (Maliyet is Min) (1)
10. If (Agirlik is CD) and (Cozunurluk is Max) then (Maliyet is AY) (1)
11. If (Agirlik is CD) and (Cozunurluk is CY) then (Maliyet is O) (1)
12. If (Agirlik is CD) and (Cozunurluk is Y) then (Maliyet is O) (1)
13. If (Agirlik is CD) and (Cozunurluk is AY) then (Maliyet is AD) (1)
14. If (Agirlik is CD) and (Cozunurluk is O) then (Maliyet is AD) (1)
15. If (Agirlik is CD) and (Cozunurluk is AD) then (Maliyet is D) (1)
16. If (Agirlik is CD) and (Cozunurluk is D) then (Maliyet is D) (1)
17. If (Agirlik is CD) and (Cozunurluk is CD) then (Maliyet is CD) (1)
18. If (Agirlik is CD) and (Cozunurluk is Min) then (Maliyet is CD) (1)
19. If (Agirlik is D) and (Cozunurluk is Max) then (Maliyet is AY) (1)
20. If (Agirlik is D) and (Cozunurluk is CY) then (Maliyet is AY) (1)
21. If (Agirlik is D) and (Cozunurluk is Y) then (Maliyet is O) (1)
22. If (Agirlik is D) and (Cozunurluk is AY) then (Maliyet is O) (1)
23. If (Agirlik is D) and (Cozunurluk is O) then (Maliyet is AD) (1)
24. If (Agirlik is D) and (Cozunurluk is AD) then (Maliyet is AD) (1)
25. If (Agirlik is D) and (Cozunurluk is D) then (Maliyet is D) (1)
26. If (Agirlik is D) and (Cozunurluk is CD) then (Maliyet is D) (1)
27. If (Agirlik is D) and (Cozunurluk is Min) then (Maliyet is CD) (1)
28. If (Agirlik is AD) and (Cozunurluk is Max) then (Maliyet is Y) (1)
29. If (Agirlik is AD) and (Cozunurluk is CY) then (Maliyet is AY) (1)
30. If (Agirlik is AD) and (Cozunurluk is Y) then (Maliyet is AY) (1)
31. If (Agirlik is AD) and (Cozunurluk is AY) then (Maliyet is O) (1)
32. If (Agirlik is AD) and (Cozunurluk is O) then (Maliyet is O) (1)
33. If (Agirlik is AD) and (Cozunurluk is AD) then (Maliyet is AD) (1)
34. If (Agirlik is AD) and (Cozunurluk is D) then (Maliyet is AD) (1)
35. If (Agirlik is AD) and (Cozunurluk is CD) then (Maliyet is D) (1)
36. If (Agirlik is AD) and (Cozunurluk is Min) then (Maliyet is D) (1)

Çizelge 6.3 (Devamı): Oluşturulan bulanık sistemin kural tabanı.

- | |
|---|
| 37. If (Agirlik is O) and (Cozunurluk is Max) then (Maliyet is Y) (1) |
| 38. If (Agirlik is O) and (Cozunurluk is CY) then (Maliyet is Y) (1) |
| 39. If (Agirlik is O) and (Cozunurluk is Y) then (Maliyet is AY) (1) |
| 40. If (Agirlik is O) and (Cozunurluk is AY) then (Maliyet is AY) (1) |
| 41. If (Agirlik is O) and (Cozunurluk is O) then (Maliyet is O) (1) |
| 42. If (Agirlik is O) and (Cozunurluk is AD) then (Maliyet is O) (1) |
| 43. If (Agirlik is O) and (Cozunurluk is D) then (Maliyet is AD) (1) |
| 44. If (Agirlik is O) and (Cozunurluk is CD) then (Maliyet is AD) (1) |
| 45. If (Agirlik is O) and (Cozunurluk is Min) then (Maliyet is D) (1) |
| 46. If (Agirlik is AY) and (Cozunurluk is Max) then (Maliyet is CY) (1) |
| 47. If (Agirlik is AY) and (Cozunurluk is CY) then (Maliyet is Y) (1) |
| 48. If (Agirlik is AY) and (Cozunurluk is Y) then (Maliyet is Y) (1) |
| 49. If (Agirlik is AY) and (Cozunurluk is AY) then (Maliyet is AY) (1) |
| 50. If (Agirlik is AY) and (Cozunurluk is O) then (Maliyet is AY) (1) |
| 51. If (Agirlik is AY) and (Cozunurluk is AD) then (Maliyet is O) (1) |
| 52. If (Agirlik is AY) and (Cozunurluk is D) then (Maliyet is O) (1) |
| 53. If (Agirlik is AY) and (Cozunurluk is CD) then (Maliyet is AD) (1) |
| 54. If (Agirlik is AY) and (Cozunurluk is Min) then (Maliyet is AD) (1) |
| 55. If (Agirlik is Y) and (Cozunurluk is Max) then (Maliyet is CY) (1) |
| 56. If (Agirlik is Y) and (Cozunurluk is CY) then (Maliyet is CY) (1) |
| 57. If (Agirlik is Y) and (Cozunurluk is Y) then (Maliyet is Y) (1) |
| 58. If (Agirlik is Y) and (Cozunurluk is AY) then (Maliyet is Y) (1) |
| 59. If (Agirlik is Y) and (Cozunurluk is O) then (Maliyet is AY) (1) |
| 60. If (Agirlik is Y) and (Cozunurluk is AD) then (Maliyet is AY) (1) |
| 61. If (Agirlik is Y) and (Cozunurluk is D) then (Maliyet is O) (1) |
| 62. If (Agirlik is Y) and (Cozunurluk is CD) then (Maliyet is O) (1) |
| 63. If (Agirlik is Y) and (Cozunurluk is Min) then (Maliyet is AD) (1) |
| 64. If (Agirlik is CY) and (Cozunurluk is Max) then (Maliyet is Max) (1) |
| 65. If (Agirlik is CY) and (Cozunurluk is CY) then (Maliyet is CY) (1) |
| 66. If (Agirlik is CY) and (Cozunurluk is Y) then (Maliyet is CY) (1) |
| 67. If (Agirlik is CY) and (Cozunurluk is AY) then (Maliyet is Y) (1) |
| 68. If (Agirlik is CY) and (Cozunurluk is O) then (Maliyet is Y) (1) |
| 69. If (Agirlik is CY) and (Cozunurluk is AD) then (Maliyet is AY) (1) |
| 70. If (Agirlik is CY) and (Cozunurluk is D) then (Maliyet is AY) (1) |
| 71. If (Agirlik is CY) and (Cozunurluk is CD) then (Maliyet is O) (1) |
| 72. If (Agirlik is CY) and (Cozunurluk is Min) then (Maliyet is O) (1) |
| 73. If (Agirlik is Max) and (Cozunurluk is Max) then (Maliyet is Max) (1) |
| 74. If (Agirlik is Max) and (Cozunurluk is CY) then (Maliyet is Max) (1) |
| 75. If (Agirlik is Max) and (Cozunurluk is Y) then (Maliyet is CY) (1) |
| 76. If (Agirlik is Max) and (Cozunurluk is AY) then (Maliyet is CY) (1) |
| 77. If (Agirlik is Max) and (Cozunurluk is O) then (Maliyet is Y) (1) |
| 78. If (Agirlik is Max) and (Cozunurluk is AD) then (Maliyet is Y) (1) |
| 79. If (Agirlik is Max) and (Cozunurluk is D) then (Maliyet is AY) (1) |
| 80. If (Agirlik is Max) and (Cozunurluk is CD) then (Maliyet is AY) (1) |
| 81. If (Agirlik is Max) and (Cozunurluk is Min) then (Maliyet is O) (1) |

Model Tabanlı Uzman Sistem; oluşturulan model tabanlı sistemde bu çalışmanın dördüncü bölümünde detaylı olarak incelenen ve analiz edilen Küçük Uydu Maliyet Modeli, Geliştirilmiş Görevler Maliyet Modeli ve Uzay Aracı / Araç Maliyet Modeli kullanılmıştır. Girilen her bir girdi değerleri için bahse konu bu maliyet modellerinden bir maliyet çıktısı elde edilmektedir.



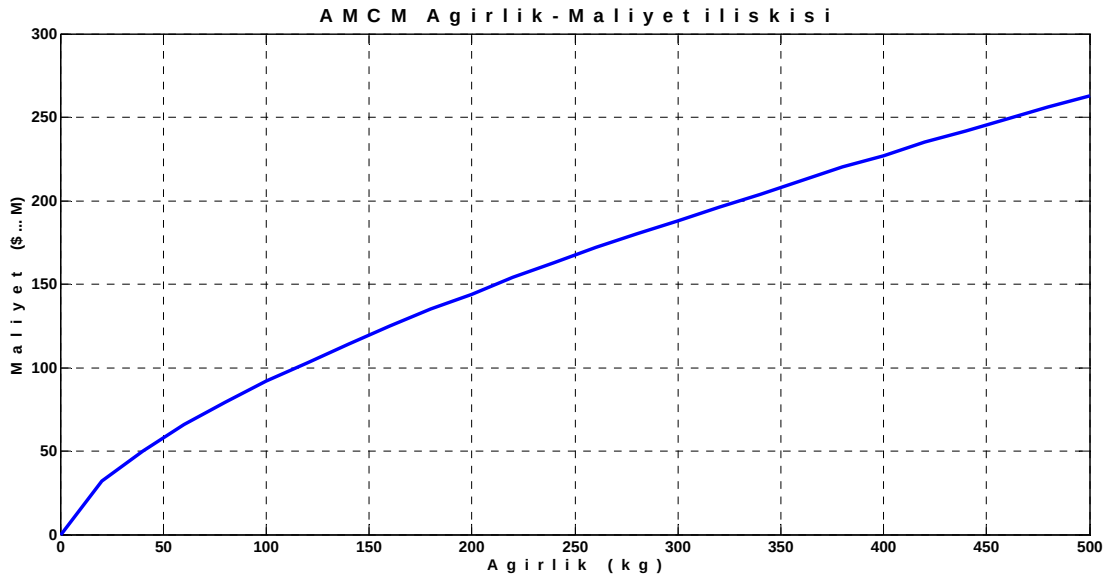
Şekil 6.7 : SSCM ağırlık maliyet ilişkisi.

Şekil 6.7’de küçük uydu maliyet modeline göre uydu maliyeti ile uydu ağırlığı arasındaki ilişki belirtilmiştir ve bu ilişki 6.1 denklemi ile tanımlanmıştır.

$$y = -1.2 \times 10^{-8} \cdot x^3 - 4 \times 10^{-5} \cdot x^2 + 0.096 \cdot x + 26 \quad (6.1)$$

x : Uydunun ağırlığı, kg.

y : Uydunun maliyeti, \$... M.



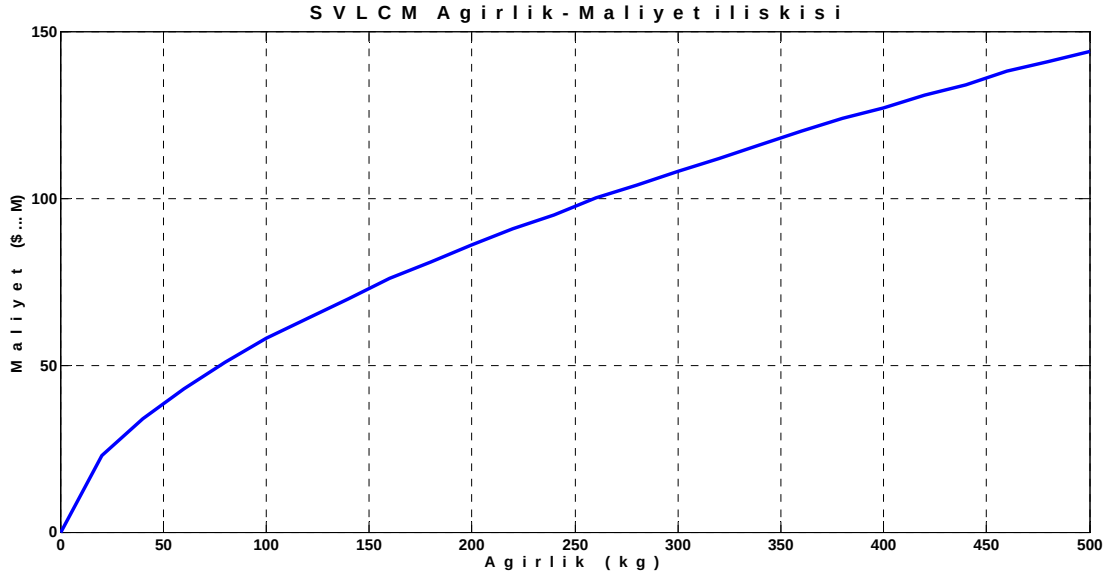
Şekil 6.8 : AMCM ağırlık maliyet ilişkisi.

NASA'nın kullandığı maliyet modellerinden biri olan “Advance Mission Cost Model – AMCM” kullanılarak elde edilen uydu maliyeti ile uydu ağırlığı arasındaki ilişki şekil 6.8’de belirtilmiş ve bu ilişki denklem 6.2 ile tanımlanmıştır.

$$y = 1.52 \times 10^{-6} \cdot x^3 - 0.00163 \cdot x^2 + 0.949 \cdot x + 10 \quad (6.2)$$

x : Uydunun ağırlığı, kg.

y : Uydunun maliyeti, \$... M.



Şekil 6.9 : SVLCM ağırlık maliyet ilişkisi.

NASA'nın kullandığı diğer bir maliyet model olan “Spacecraft/Vehicle Level Cost Model - SVLCM” kullanılarak elde edilen uydu maliyeti ile uydu ağırlığı arasındaki ilişki şekil 6.9’da belirtilmiş ve bu ilişki 6.3 denklemi ile tanımlanmıştır. Yukarıda da belirtildiği üzere ‘ x ’ uydunun kg cinsinden ağırlığını, ‘ y ’ ise milyon dolar olarak uydunun maliyetini belirtmektedir.

$$y = 1.1 \times 10^{-6} \cdot x^3 - 0.0012 \cdot x^2 + 0.59 \cdot x + 8.3 \quad (6.3)$$

Ağırlıklı ilk tahmin kısmında çıkarım mekanizmasının yaptığı işlemler sonucunda ortaya çıkan ilk maliyet verisi yer almaktadır.

Kural tabanı (Değişimler) kısmında kullanıcının arayüzde mevcut bulunan sorulara vermiş olduğu cevaplar doğrultusunda ağırlıklı ilk tahmin kısmında elde edilen maliyet verisi üzerinden işlemler yapılarak kullanıcının ihtiyacı olan en son maliyet verisi elde edilir.

6.2 İşlem Adımları

Bu bölümde kullanıcı arayüzünde mevcut bulunan sorular üzerinden programda yürüyen işlem adımları;

Soru 1: Uydunun yerleştirileceği yörünge yüksekliğini giriniz (km)?

Kullanıcı arayüzüne sayısal olarak uydunun yerleştirileceği yörünge km cinsinden girilir. Yükseklik değeri bir sonraki adımda faydalı yük olan elektro-optik kameranın diyafram açıklığının çapını bulmada kullanılacaktır.

Soru 2: Pankromatik çözünürlük isteğiniz nedir (m)?

Kullanıcı tarafından istenen çözünürlük değerinden yola çıkarak minimum diyafram açıklığının ‘ D ’ çapı bulunmaktadır.

$$D = \frac{1,22 \cdot \lambda \cdot h}{X} \quad (6.4)$$

λ : Dalga boyu. $1 \mu m$ ’ye kadar olan dalga boyları görüntülenecektir.

h : Yörünge yüksekliği.

X : Çözünürlük değeri.

Diyafram açıklığının hesaplanmasından sonra elde edilen değere bağlı olarak; elektro-optik kameranın ağırlığını tahmin etmek mümkündür. Bu işlemler, mevcut bulunan sistemlerin verileri kullanılarak yapılmaktadır. Örnek olarak IKONOS uydusuna ait kamera sisteminin verileri olan diyafram açıklığı 0,7 m ve ağırlığı 171 kg. kullanılacaktır.

$$R = \frac{A_i}{A_o} \quad (6.5)$$

R : Diyafram oranı,

A_i : Tasarlanan elektro-optik kameranın diyaframı,

A_o : Mevcut olan benzer elektro-optik kameranın diyaframı.

Elde edilen ‘ R ’ oranını kullanarak tasarlanacak sistemin ağırlığı ‘ W_i ’;

$$W_i = K \cdot R^3 \cdot W_o \quad (6.6)$$

denklemini kullanılarak bulunmaktadır. Yukarıdaki denklemde kullanılan ‘ K ’ faktörü; $R < 0,5$ için 2 olarak, diğer durumlarda ise 1 olarak kabul edilmektedir [22].

Elde edilen elektro-optik kameranın ağırlığından “Satellite Mission and Analysis” kitabı Çizelge A-2 temel alınarak uydunun tahmini genel ağırlığı belirlenebilir. Tahmini olarak bulunan uydu ağırlığı; çıkarım mekanizması içinde çalışan bulanık mantık sistem, SSCM, AMCM ve SVLCM için bir girdi değeridir. Belirtilen bu dört sistemin her birisinden birer uydu maliyet değeri elde edilmektedir.

Bu modellerin her birine güvenilirlik derecelerine göre bir ağırlık değeri atanmış ve elde edilen maliyet verileri bu ağırlık değerleri ile çarpılıp, elde edilen veriler toplanarak uyduya ait ilk maliyet verisi olan Ağırlıklı İlk Tahmin (AİT) değeri elde edilmektedir.

Soru 3: Pankromatik banda ek olarak hangi bandları istiyorsunuz?

Kullanıcı bu soruya cevap olarak R (kırmızı), G (yeşil), B (mavi) ve NIR (yakın infrared) banlarından oluşturulan üç gruptan birini seçebilir. Seçildikleri takdirde maliyete olan etkileri uzman görüşlerine bağlı olarak değişmektedir.

R – G - B : AİT değerini % 2 ile % 4 arasında artırmaktadır.

R – G - NIR : AİT değerini % 2 ile % 4 arasında artırmaktadır.

R – G – B - NIR : AİT değerini % 3 ile % 6 arasında artırmaktadır.

Soru 4: Optiğin (Lens) kalitesi nasıl olsun?

EO kameranın teleskop optiğinin kalitesi Düşük, Orta ve İyi seçeneklerinden biri seçilir. Yapılan seçime göre ağırlıklı ilk tahmin değeri aşağıda belirtildiği şekilde artmaktadır.

DÜŞÜK : AİT değerini % 2 ile % 4 arasında azaltmaktadır.

ORTA : Maliyete etkisi yoktur.

İYİ : AİT değerini % 2 ile % 4 arasında artırmaktadır.

Soru 5: Resmin Boyutları ne kadar olsun? (km^2)

Kullanılacak detektörün (algılayıcı) boyutunun (piksel x piksel) tespit edilmesi için gerekmektedir.

Soru 6: Hedefleme hatasının ne kadar olması isteniyor? (m)

ADCS’de hassasiyet derecesi ne kadar küçük olursa, uyduların yeryüzünde gözlemlemesi gereken noktalara yönelimi de istenen hassasiyete o kadar yakın olmaktadır. Bu şekilde hassas bir ADCS için özellikle $0,1^0$ ve daha küçük hassasiyetlerin sağlanması için yıldız kamerası gibi daha hassas ölçümler yapan

cihazlar kullanılmaktadır. Tabii ki bu durumda maliyet ve uydunun ağırlığı da artmaktadır. Gözlemlenmesi gereken yerler çöl veya deniz gibi nirengi alınabilecek noktaların olmadığı yerler ve özellikle ilgi alanı tüm Dünya olan ülkeler için ADCS'nin hassas olması önem arz etmektedir. Fakat Türkiye gibi ilgi alanı sadece çevresi olan ülkeler için hassasiyet derecesinin küçük olmasının pek önemi olmamaktadır. Türkiye'nin ilgi alanları Ortadoğu, Kafkaslar ve Balkanlar olarak düşünüldüğünde bu bölgelerde koordinatı tam ve kesin şekilde belli olan birçok nirengi noktası bulunmaktadır. Bu yüzden görüntüsü elde edilen bir yer hatalı olarak konumlandırılrsa dahi daha önceden belirlenen ve koordinatları bilinen nirengi noktaları sayesinde bu hatalar düzeltilebilmektedir. Bu nedenle uydular ile yeryüzünde gözlemlenmesi gereken noktalara yönelimin toleransının daha büyük tutulmasının sorun teşkil etmeyeceği değerlendirilmektedir.

Kullanıcı arayüzdeki ilgili yere istediği hassasiyeti metre cinsinden girer. Aşağıdaki denklem ile girilen bu değerin derece cinsinden değeri bulunur.

$$d = \arcsin\left(\frac{H}{h}\right) \quad (6.7)$$

$d > 0.5^0$: Yönelim belirleme için güneş sensörleri ve manyetometre yeterli olacaktır. AİT değerini etkilemez.

$0.1^0 < d < 0.5^0$: Yönelim belirleme için güneş ve ufuk sensörleri yeterli olacaktır. AİT değerini etkilemez.

$d < 0.1^0$: Yönelim belirleme için yıldız kamerası kullanılması zorunludur. AİT değeri yaklaşık % 3 ile % 7 arasında artar.

Soru 7: Tek geçişte kaç tane görüntü elde etmek istersiniz?

Kullanıcının gireceği değere göre uydunun haberleşme sistemine karar verilmektedir. Belirtilen miktara göre uydunun haberleşme sisteminin veri aktarma hızı belirlenmektedir.

Soru 8: Bellekte kaç tane görüntü tutulsun?

Bu soruya verilecek cevap ile veri depolanacak kısmın kapasitesi belirlenecektir. Maliyete olan etkisi göz ardı edilecek kadar azdır.

Soru 9: Uydu Testlerinin Yapılmasını İsteddiğiniz Kurumu Seçiniz.

Kullanıcı Avrupa Uzay Ajansı (ESA) veya Türkiye’den TAI’yi seçebilmektedir. ESA’da testler çok sıkı bir şekilde yapılmaktadır. Uydunun Avrupa uydu test merkezine götürülmesi ve bu testlerin sıkı bir şekilde uygulanması maliyeti artırıcı bir rol oynamaktadır. AİT değerinin içinde bu test maliyetlerini içerdiği kabul edilmiştir. Bu test maliyetlerinin yaklaşık % 13.9 olduğu SMAD çizelge 20-9’da belirtilmiştir. Kullanıcı TAI’yi seçtiği takdirde test maliyetlerinin yarı yarıya azalacağı değerlendirilmektedir. Bu yüzden TAI’nin seçilmesi AİT değerini düşürücü bir rol oynayacağı değerlendirilmektedir.

ESA : AİT değerini etkilemez.

TAI : AİT değerini % 5 ile % 12 arasında düşürür.

Soru 10: Uyduyu Kaç Yıl Kullanmak İstiyorsunuz?

Kullanıcı 3, 5 ve 7 seçeneklerinden herhangi birini seçebilmektedir. Yapılan seçime bağlı olarak aşağıda belirtildiği şekilde AİT değerini etkilemektedir.

3 : AİT değerini etkilemez.

5 : AİT değerini % 2 ile % 4 arasında artırır.

7 : AİT değerini % 3 ile % 5 arasında artırır.

Soru 11: Uydu Türkiye’de mi yapılacaktır?

Gelişmiş ülkelerde, örneğin ABD’de de çalışan ücretleri Türkiye’ye göre yüksektir. Özellikle mühendis ücretleri karşılaştırıldığında ABD’de bulunan bir mühendisin ücretinin Türkiye’deki bir mühendise göre yaklaşık iki kat fazla ücret aldığı görülmektedir [Url-21]. İşçilik maliyetlerinin uydu maliyetleri üzerinde göz ardı edilemeyecek bir payı vardır. Yönetim ve işçilik gibi maliyetlerin uydu maliyetleri üzerindeki etkisinin ABD’de yaklaşık % 22.9 olduğu “Satellite Mission Analysis and Design” kitabı çizelge 20-9’da belirtilmiştir. Türkiye’deki işçilik maliyetinin Amerika’daki işçilik maliyetinin yaklaşık yarısı olduğu değerlendirildiğinde, AİT değeri yaklaşık % 12 düşeceği değerlendirilmektedir.

EVET : AİT değerini % 10 ile % 25 arasında düşürür.

HAYIR : AİT değerini etkilemez.

Sonuç Kısmı

Sonuçta tahmini olarak bir uydunun maliyeti belirli bir alt ve üst sınır içerisinde elde edilmektedir. Bu sınırlar içerisinde ortalama olarak uydunun maliyeti de sonuç kısmında belirtilmektedir. Daha önce NASA'nın kullandığı maliyet modellerinin analizinden yola çıkarak aynı uydudan iki, üç ve dört adet yapıldığında ortalama uyduda başına düşen maliyetler de son kısımda belirtilmektedir. Günümüzde kullanılan mevcut maliyet modellerinden kesin bir sonuç elde edilmesi beklenemez. Çünkü bu işin doğası gereği araştırma ve geliştirmenin ağırlıklı olarak yapıldığı ileri teknolojik projelerde maliyet kesin bir şekilde önceden kestirilmesi mümkün olamamaktadır. Burada amaç projenin maliyeti ile ilgili makul sınırlar içinde bir fikir edinmektir. Yani bir maliyet modelinden elde edilen maliyet verisine dayanarak projelere teklif verilmemektedir. Dolayısıyla geliştirilen bu maliyet modelinden elde edilen sonuçlar sadece makul ve uzmanca bir tahmin vermesi açısından önem arz etmektedir.

Çizelge 6.4'te Türkiye'ye ait olan BİLSAT, RASAT ve Göktürk-2 uydularının www.savunmasanayi.net [Url-22] web adresinde belirtilen proje maliyetleri ile SSCM, AMCM, SVLCM ve bu tez çalışmasında geliştirilmiş olan Uzman Sistem Tabanlı Küçük Uydu Maliyet Modeli (USTKUMM)'nden elde edilen veriler karşılaştırılmaktadır. Çizelge 6.4'te de görüldüğü üzere maliyet modelleri birbirinden farklı sonuçlar üretmektedir. Daha öncede belirtildiği gibi burada önemli olan maliyet verilerinden yola çıkarak projenin maliyeti ile ilgili fikir edinmektir.

Çizelge 6.4 : Modellerden elde edilen maliyet verilerinin karşılaştırılması.

	Proje Maliyeti	Maliyet Modelleri			
		SSCM	AMCM	SVLCM	USTKUMM
BİLSAT	\$ 13,3 M		\$ 108 M	\$ 66 M	\$ 18 M
RASAT	\$ 14 M	\$ 8,5 M	\$ 93 M	\$ 55 M	\$ 17 M
Göktürk-2	\$ 100 M	\$ 54 M	\$ 157 M	\$ 86 M	\$ 73 M

7. SONUÇ ve ÖNERİLER

7.1 Sonuç

1957 yılında ilk uydu olan Sputnik-1'in yörüngeye yerleştirilmesinden sonra özellikle ABD ve Rusya arasında uydu teknolojileri alanında üstünlük sağlama düşüncesiyle başlayan yarış ile birlikte bu alanda çok hızlı gelişmeler olmuş, teknoloji her geçen gün bir adım ileriye gitmiştir. Önceleri tek bir uydu bünyesinde birden fazla görev planlamalarına izin veren büyük uydu konseptine olan ilgi, teknolojinin gelişmesi ve mali nedenlerle zamanla azalmış ve yerine 1990'lı yıllardan itibaren tek bir görev icra edebilecek daha maliyet etkin küçük uydu konseptine geçiş olmuştur. “*Faster-cheaper-better*” sloganıyla ortaya konan bu yeni düşünce yeni maliyet tahmin modellerini de gündeme getirmiştir.

Araştırma ve geliştirme çalışmalarının yürütüldüğü ve yüksek teknoloji içeren bir projede, gerek devletler gerekse üretici firmalar bütçe planlaması yapmak maksadıyla tahmini olarak da olsa bir maliyet verisine ihtiyaç duymuşlardır. Bu nedenle uydu üreten ve satın alan kuruluşlar çeşitli maliyet tahmin modelleri geliştirmişlerdir. 1990'lardaki maliyet modelleri büyük uydular için uygun olsa da o tarihlerden itibaren geliştirilmeye başlayan küçük uydular için doğru bulunmamıştır.

Bu nedenle 1990'lı yıllardan itibaren ABD'de bulunan The Aerospace Organization firması tarafından “*Küçük Uydu Maliyet Modeli (Small Satellite Cost Model - SSCM)*”, NASA tarafından geliştirilen “*Geliştirilmiş Görevler Maliyet Modeli (Advanced Missions Cost Model-AMCM)*” ve yine NASA tarafından geliştirilen “*Uzay Aracı / Araç Maliyet Modeli (Spacecraft/Vehicle Level Cost Model-SVLCM)*” modelleri geliştirilmiştir.

Maliyetin önceden tahminine yönelik geliştirilen bu ve benzer modellerden elde edilen maliyet verileri kesin bir sonuç olarak kabul edilmemektedir. Ancak projenin maliyeti hakkında yüklenici firmalara veya sipariş veren kurum ve kuruluşlara makul ve uzmanca bir fikir vermektedir. Araştırmaya ve geliştirmeye dayalı ve ileri teknolojiler içeren projelerde doğal olarak bir belirsizlik durumunun söz konusu

olması nedeniyle, özellikle Türkiye’de uydu teknolojileri başta olmak üzere maliyete yönelik bir tahminde bulunmak zor olmaktadır. Uydu teknolojilerine yeni girmiş ve bu alanda fazla tecrübesi olmayan Türkiye gibi ülkeler için zorluk derecesi daha da yüksek olmaktadır.

Peki, Türkiye için maliyet modeli ne için gerekli olabilir? Cevap olarak iki temel neden vardır. Bu nedenlerden birincisi; eğer bir uydu sistemi satın alınmak isteniyor ise aşırı miktarda bir ödeme yapmamak adına satın alınacak olan uyduya ait normal ve uygun fiyatın bilinmesidir. Bu konu ile ilgili olarak Türkiye’nin satın almayı düşündüğü bir uydu sisteminin fiyatına yönelik 30 Temmuz 2000 tarihli Milliyet Gazetesinde çıkan ve aşağıda belirtilen haber örnek teşkil edebilir. Çıkan haberde, ihaleye katılan iki firmanın verdikleri fiyat tekliflerinin zamanla yarı yarıya düşürüldüğü belirtilmektedir. Sonuç olarak, başka nedenler nedeniyle proje iptal edilmiştir. Diğer bir nedenin ise; uydu sisteminin mevcut imkânlar ile yapılmasının düşünülmesi durumunda planlama ve bütçeleme yapılabilmesi amacıyla uydu maliyetinin tahmin edilmesi ifade edilebilir.

Askeri uyduda Fransa sürprizi

30 Temmuz 2000
ANKARA Milliyet

Askeri gözetleme uydusunun yapımına yönelik ihaleyi İsrail'e verme kararı alan Ankara'nın, Fransız firmasının fiyat kırması üzerine durumu yeniden gözden geçireceği öne sürüldü.

Genelkurmay'ın gereksinimi olan Askeri Gözetleme Uydusu için Milli Savunma Bakanlığı Dış Tedarik Başkanlığı tarafından açılan ihaleye, İsrail'in IAI ile Fransa'nın Alcatel firmaları girdi. Edinilen bilgilere göre Alcatel firması 350 milyon dolar, IAI ise 480 milyon dolar istedi. İsrail'in son anda fiyatı yüzde 50 indirerek, 274 milyon önermesi üzerine Ankara, uyduyu İsrail'e yaptırma kararı aldı.

İddialara göre, Türkiye'nin tercihinin İsrail'den yana olduğunun Milliyet tarafından duyurulmasının ardından Alcatel şirketinin yetkilileri Ankara'ya gelerek, önemli bir fiyat indirimi yaptı. Fransızların fiyat kırması üzerine, Ankara ihaleyi Alcatel'e verme eğilimine girdi.

Uydu projesi özellikle, terörle mücadele nedeniyle Türkiye için özel önem taşıyor. Uydu fotoğrafları sayesinde, teröristlerin daha etkin takibinin yapılması planlanıyor.

Bu çalışmada; küçük uydulara yönelik bir maliyet tahmini yapabilmek maksadıyla uzman sistem tabanlı bir program geliştirilmiştir. Program; bu ve benzer konularda daha akıllı ve fikir sahibi bir alıcı olabilmeyi, daha tutarlı bir bütçeleme ve planlama yapabilmeyi sağlayacaktır. Bu özelliği ile Türkiye ve benzeri ülkeler için yararlı olduğu değerlendirilmektedir.

Tezin getirdiği teknik yenilik ise, uzman sistemler konusunda getirdiği, değişik uzman sistemlerin birleştirilmesi hususudur. Geliştirilen programda; bulanık tabanlı uzman sistemler, modelleme yöntemi, kural tabanlı ve bilgi tabanlı uzman sistemler gibi birden fazla uzman sistemin aynı yapı içerisinde kullanılarak yeni bir uzman sistem meydana getirilmiştir. Uzman sistemler tabanlı maliyet modeli oluşturulurken uzman sistemlerde birleştirici bir yenilik uygulanmıştır. Geliştirilen bu yeni teknik ile yukarıda belirtilen sorunlara çözüm getirmek amaçlanmıştır.

Tezde bahsedilen ve açık olarak bilinen maliyet modellerinde girdi olarak istenilen değerlerin ne olduğu, yani değerler hakkında bilgi yoktur. Modeller geçmiş uydu verilerinden üretilmiştir. Geliştirilen program ise, etkileşimli olarak kullanıcının verdiği bilgileri kullanmaktadır. Bu bakımdan kullanıcıya tanınan esneklik ile daha optimum bir çözüme varmak mümkündür.

Geliştirilen uzman sistemler tabanlı maliyet modeli, sürekli olarak güncellemelere açıktır. Yeni bilgiler ve uzman görüşleri geldikçe programa girilebilecek ve dolayısıyla daha güvenilir veriler elde edilebilecektir. Türkiye'nin yaptığı/yaptırdığı veya yapacağı/yaptıracağı projelerden veri elde edilebildiği takdirde programa veri girdileri yapılabilecek ve ayrıca günün şartlarına ve değişen teknolojik gelişmelere göre programda değişiklikler yapılabilecektir.

7.2 Öneriler

Bu tezle ilgili araştırmalar sırasında Türkiye'nin görüntü ihtiyacının karşılanabilmesi amacıyla nasıl bir uydu veya uydular gerekir konusunda çalışmalar da yapılmıştır. Gerek askeri, sivil gerekse ticari kullanım alanları yönünden Türkiye'nin sınırları içerisindeki bölgelerde ve sınırları dışındaki yakın bölgelerde keşif ve izleme maksatlı yer gözlem ihtiyaçlarının karşılanması amacıyla, günlük olarak görüntü elde edilebilecek ve küçük uydulardan meydana gelecek bir gözlem uydu filosunun modeli üzerinde çalışılmıştır [60]. Ayrıca uydu filosunu oluşturan uyduların; güneş eş zamanlı (Sun synchronous orbit-SSO) yörüngelerin yanısıra, eğimli yörüngelere de yerleştirilmesi sonucunda elde edilebilecek maksimum fayda ile ilgili de çalışmalar yapılmıştır [87]. Yapılan çalışmalar sonucunda gerek görüntü ihtiyacını sağlayacak uydu miktarına gerekse bu uyduların yerleştirileceği yörüngelere yönelik olarak çeşitli bulgular elde edilmiş olup, bu bulgular ile ilgili üç adet öneride bulunulmuştur. Bunlar;

Öneri 1 : Türkiye'nin günlük bir adet olarak belirlenen görüntü ihtiyacını karşılamak maksadıyla ve sistem maliyetinin mümkün olduğu kadar düşük olması için, görev gereksinimlerini karşılayacak bir uydu filosunun minimum kaç uydudan oluşacağı, optik kameranın erişim alanı yani yeryüzündeki kapsama alanı dikkate alınarak temel geometrik işlemler ile hesaplanarak elde edilmiştir. Elde edilen sonuçlar, Walker takım uydu sistemine uygun olarak Satellite Tool Kit benzetim programından elde edilen sonuçlar ile karşılaştırılmıştır. Temel geometri işlemleri kullanılarak elde edilen sonuçlar, benzetim programında doğrulanmıştır. Türkiye'nin sınırları içerisinde veya yakın çevresinde bulunan herhangi bir noktanın günlük olarak uydu görüntüsünün elde edilebilmesi için 3/1/0 Walker takım uydu sistemine göre oluşturulacak bir uydu filosunun, yani tek bir yörüngeye 120^0 'lık uydu açısı farkı ile yerleştirilecek 3 adet uydudan oluşan bir filonun yeterli olduğu görülmüştür [60]. Modeli oluşturulan uydu filusunda bulunan uydular ile ilgili olarak iki opsiyon belirlenmiştir.

Opsiyon 1; belirlenen bir yörüngeye yerleştirilecek olan 3 adet 1 metre veya daha yüksek çözünürlüğe sahip uydudan oluşacak bir uydu filosu.

Opsiyon 2; belirlenen bir yörüngeye yerleştirilecek olan 1 metre veya daha yüksek çözünürlüklü 1 adet ve 2,5 metre çözünürlüklü 2 adet olmak üzere toplamda yine 3 adet uydudan oluşacak bir uydu filosu.

Yukarıda belirtilen opsiyonlar, oluşturabilecekleri maliyetler açısından çizelge 7.1'de karşılaştırılmıştır. Geliştirilen uzman sistem maliyet modeli kullanılarak 1 m ve 2,5 m çözünürlüğe sahip uydulardan oluşan opsiyonların maliyetleri bulunmuştur. Yukarıda belirtilen iki uydu filosu seçeneğini tahmini maliyetleri açısından dikkate alındığı takdirde ikinci opsiyonda belirtilen sistemin daha maliyet etkin olduğu görülmektedir.

Çizelge 7.1 : Önerilen opsiyonların maliyetlerinin karşılaştırılması.

	Opsiyon 1	Opsiyon 2
1 m çözünürlüklü uydu	$3 \times \$ 226 M$	$1 \times \$ 226 M$
2,5 m çözünürlüklü uydu	---	$2 \times \$ 50 M$
TOPLAM	$\$ 678 M$	$\$ 326 M$

Çizelge 7.1'de de belirtildiği üzere 1 m çözünürlüğe sahip olan bir uydunun maliyetinin, diğer uyduya göre kat kat fazla olduğu görülmektedir.

Öneri 2 : Orta enlemlerde ihtiyaç duyulan görüntülerin elde edileceği yerler sınırlı olduğundan, takım uyduların eğik yörüngelere yerleştirilmesi kutupsal yörüngelere kıyasla daha iyi bir seçenek olabilmektedir. Takım uyduların yerleştirileceği yörünge dikkatli bir şekilde planlandığı takdirde, hedef bölgelerden elde edilecek kapsamlı ve verimli görüntüler ile yüksek enlemlerdeki eksiklik telafi edilebilecektir. Ayrıca; keşif amaçlı olarak düşünüldüğünde, değişik saatlerde elde edilen görüntüler güneş eşzamanlı yörüngelerde (SSO) sabit saatlerde elde edilenlere göre avantaj sağlamaktadır.

Yörünge seçimi ile ilgili olarak yapılan çalışmada; 45^0 Kuzey-Güney enlemleri arasında kalan bölgeyi gözlemleyecek küçük uydulardan meydana gelen bir takım uydu için, günlük en az bir görüntünün elde edilmesini sağlayacak yörünge konusunda bir analiz çalışması yapılmıştır. Güneş eş zamanlı (Sun synchronous orbit-SSO) yörüngelerin yanı sıra, 45^0 ve 135^0 eğimli yörüngelerde bulunan 1, 2 ve 3 uydudan oluşan birçok Walker takım uydu konfigürasyonu değerlendirilmiştir. Çeşitli yörüngelerin kapsama sonuçlarını karşılaştıran bir fayda faktörü tanımlanmış ve 135^0 eğimli yörüngede bulunan 3/3/0 Walker konfigürasyonunun en iyi sonucu verdiği görülmüştür. İkinci en iyi sonuç ise yine 135^0 eğimli yörüngede bulunan 3/3/1 Walker konfigürasyonundan elde edilmiştir. Beklenildiği üzere; SSO ve 45^0 eğimli yörüngelere göre 135^0 eğimli yörüngeler daha iyi sonuç vermiştir.

Sonuç olarak; görüntü ihtiyacını karşılamak üzere oluşturulacak bir uydu filosunda, uyduların tamamını güneş eş zamanlı yörüngeye yerleştirmek yerine, filodaki uydu miktarına bağlı olarak bir veya daha fazla sayıdaki uyduyu belirlenecek bir veya daha fazla eğik yörüngeye yerleştirilmesi durumunda daha fazla miktarda görüntü elde edilebilecektir [87].

Öneri 3 : Herhangi bir teknolojinin geliştirilmesi esnasında, o teknoloji için gerekli alt yapının oluşturulması için yapılan Ar-Ge maliyetleri çok yüksek olmaktadır. Araştırma ve geliştirme maliyetleri; yeni adım atılan bir alanda projenin veya teknolojinin ortaya konulabilmesi amacıyla, projenin başladığı andan itibaren yapılan araştırma harcamaları ile araştırma sonucunda elde edilen bilgilerin yeni ürünler, üretim teknikleri, sistemler veya hizmetler için projeye dönüştürülmesinde yapılan geliştirme harcamalarını kapsamaktadır. Yüksek teknolojilerin kullanılacağı Ar-Ge çalışmalarında geliştirme maliyetleri çok daha yüksek olmaktadır. Yüksek bütçeler harcanarak oluşturulan bu altyapı ve Ar-Ge bilgi birikimi, tek bir ürünün

üretilmesinde kullanıldığı takdirde, o ürünün genel maliyeti çok yüksek olacaktır. Uydu üretimi ile ilgili olarak; özellikle Türkiye gibi uydu teknolojileri alanında yeni olan ülkeler için, tek bir uydu yapmak yerine, küçük teknolojik iyileştirmeler yaparak aynı uydudan birden fazla yaptıkları takdirde uydu başına düşen maliyet daha az olacaktır [Url-18,Url-19]. Yapılan ikinci veya üçüncü uydular aynı altyapıyı ve arge bilgi birikimini kullanacakları için maliyet düşecektir.

Öneri 4 : Türkiye’de uzay/uydu ve benzer teknolojilerin gelişmesi isteniyorsa, yönetim ve idari alanda bazı değişiklikler yapılması gerekmektedir. Yapımı riskli, ileri teknoloji içeren ve ilk defa yapılan uydu teknolojileri gibi alanlarda farklı bir ihale sisteminin kullanılmasının sisteme olan faydası daha fazla olacaktır. Firmaların üzerlerine alacakları riski azaltacak ve daha fazla sayıda firmanın ihaleye irmesini sağlayacak bir sistemin benimsenmesi halinde, gerçekleştirilecek olan projenin devlete olan maliyeti daha düşük olabilecektir. Tanımlanan ihale sistemine benzer “Maliyet Artı Ücret (Cost Plus Fee - CPF)” ihale sistemi Amerika Birleşik Devletleri’nde kullanılmaktadır.

Maliyet Artı Ücret (Cost Plus Fee - CPF) İhale Tipi: ARGE’ye dayalı alımlarda proje maliyetlerindeki belirsizlik, ihaleye giren firmaların zarar etmeme düşüncesi nedeniyle yüksek fiyat vermelerine neden olmaktadır. Maliyet artı ücret (Cost Plus Fee - CPF) sözleşme tipinde firmaların proje ile ilgili bütün maliyetleri işveren tarafından karşılanır ve firmaya kar olarak artı bir sabit miktar ücret verilmektedir. Kar amaçlı olarak firmaya verilen ücret sabit olduğundan, firmanın karı artırma gibi bir tutumu söz konusu olmaz. İşverene, bu tür sözleşme tipinde ihale verilen firmalarda düzenli maliyet kontrolü yapar.

Türkiye gibi uzay teknolojileri alanına yeni adım atan ülkelerde proje maliyetlerindeki bu belirsizliği devlet kabul ettiği takdirde, açılacak ihalelere katılan firmaların bu alanda yeni olmaları nedeniyle temkinli davranmalarının önüne geçecektir. Bu şekilde yapılacak olan sözleşmelerle firmalar, alacakları sabit ücretin değerinin düşmeden alabilmek için projeyi bir an önce bitirmeye çalışacaklardır. Bu durumda hem zaman hem de maliyet açısından proje; daha kısa sürede ve daha ucuza gerçekleşmesi mümkün olacaktır.

KAYNAKLAR

- [1] **Sweeting, M.**, “Small Satellites – changing the economics of space” 6th IAA Symposium on Small Satellites for Earth Observation, 23-26 April 2007, Berlin, Germany.
- [2] **Sandau, R. et al.**, “Trends and Visions for Small Satellite Missions” 6th IAA Symposium on Small Satellites for Earth Observation, 23-26 April 2007, Berlin, Germany.
- [3] **Maini, A.K., Agrawal, V.**, *Satellite Technology: Principles and Applications*, John Wiley & Sons, 2007.
- [4] **G. Konecny**, “Small satellites – A tool for Earth observation?” XXth ISPRS Congress, Commission 4, 12-23 July 2004 Istanbul, Turkey.
- [5] **Y. Xue et al**, “Small satellite remote sensing and applications – history, current and future” International Journal of Remote Sensing, Vol. 29, No. 15, 10 August 2008, pp. 4339-4372.
- [6] **Xu, G.**, *GPS: Theory, Algorithms and Applications 2nd Edition*, Springer, 2007.
- [7] **Prasad, R., Ruggieri, M.**, *Applied Satellite Navigation Using GPS, GALILEO and Augmentation Systems*, Artech House, 2005
- [8] **Zorlu, N.**, *Küresel Uydu Yönbülüm Sistemlerine (GNSS) Genel Bir Bakış, Avrupa’nın GALİLEO Yönbülüm Sistemi, Türkiye İçin Çıkarımlar*, Yüksek Lisans Tezi, HHO HUTEN Md.lüğü, İstanbul, 2009.
- [9] **Kagure, S.**, “QZSS / MSAS Status”, The 47th meeting of the Civil GPS Service Interface Committee (CGSIC), 24-25 September 2007, Fort Worth, Texas, ABD.
- [10] **Arslan, E.**, “Savunma Teknolojileri Kapsamında Uyduların Gelişimi Ve Sınıflarının İncelenmesi”, XI. Akademik Bilişim Konferansı, 11-13 Şubat 2009, Harran Üniversitesi, Şanlıurfa, Türkiye.
- [11] **Eves, S.**, “Small-Satellite Surveillance Missions Providing Unique Military Capabilities”, 3rd Responsive Space Conference, April 25-28, 2005, Los Angeles, CA, USA.
- [12] **Karataş, Y., İnce, F.**, “The Place of Small Satellites in Fulfilling the Earth Observation Requirements of a Developing Country”, 4th International Conference on Recent Advances in Space Technologies (RAST’09), İstanbul, Türkiye, pp.333-339.
- [13] **Leloğlu, U. M., Dural, G.**, "Yer Gözlemde Mikro Uydu Teknolojisi ve Türkiye'nin Yolu", Savunma Sanayiinde Stratejik İlişkiler', Bilkent Oteli, Ankara, 10-11 Aralık 2002.

- [14] Sandau, R., “New Concepts of Small Satellites for Remote Sensing” International Workshop on Earth Observation Small Satellites for Remote Sensing Applications (EOSS07), 20-23 Nov. 2007, Kuala Lumpur, Malaysia.
- [15] Kellogg, R., Mahr, E., Lobbia, M., “An Analogy-based Method for Estimating the Cost of Spacecraft” IEEEAC paper 1371, Version 4, Updated December 28, 2004.
- [16] Mahr, E., Richardson, G., “Development of the Small Satellite Cost Model (SSCM) Edition 2002 ” 2003 IEEE Aerospace Conference Proceedings, March 8-15, 2003.
- [17] Sandau, R., *International Study on Cost-Effective Earth Observation Missions*, 2006.
- [18] Rycroft, M., Crosby, N., *Smaller Satellites: Bigger Business? Concepts, Applications and Markets for Micro/Nanosatellites in a New Information World*, Kluwer Academic Publishers, 2002, Netherlands.
- [19] Yüksel, G., Belce, Ö., Urhan, H., “BILSAT-1: First Earth Observation Satellite of Turkey - Operations and Lessons Learned” , 2nd International Conference on Recent Advances in Space Technologies, RAST 2005, June 9-11, 2005, Istanbul, Turkey.
- [20] Özkaptan, C., Tekinalp, O., “Uzay Uygulamalarında Küçük Uyduların Yeri ve Maliyet Düşürme Yöntemleri”, 1nci Uluslararası Uzay Sempozyumu Dünyadaki Uzay Faaliyetleri ve Türkiye’nin Potansiyeli, Ankara, Türkiye, 30 – 31 Mayıs, 2001.
- [21] MLT-STD-1809 (USAF) Military Standard, *Space Environment for USAF Space Vehicles*, 15 February 1991.
- [22] Larson, W.J., Wertz, J.R., *Space Mission Analysis and Design 3rd Edition*, Springer, New York, 2006.
- [23] Zayan, M.A., Eltohamy, F., “Orbit Design for Remote Sensing Satellite”, IEEE Aerospace Conference, Big Sky, Montana, March 1-8, 2008.
- [24] İnce, F., “Uzay Teknolojilerine Giriş” dersi ders notları, Havacılık ve Uzay Teknolojileri Enstitüsü, Uzay Bilimleri Ana Bilim Dalı, Havacılık Mühendisliği Yüksek Lisans Programı, 2011-2012 Eğitim Öğretim Yılı, 1’inci Yarıyıl.
- [25] Boain, R.J., “A-B-Cs of Sun-Synchronous Orbit Mission Design”, 14th AAS/AIAA Space Flight Mechanics Conference, Maui, Hawaii, February 8-12, 2004.
- [26] Fortescue, P., Stark, J., Swinerd, G., *Spacecraft Systems Engineering, 3rd Edition*, WILEY Publisher, sayfa 130-131, january 2003
- [27] Moshe, B.L., Shcherbina, L., Levin, V., “EROS System – Satellite Orbit and Constellation Design”, 22nd Asian Conference on Remote Sensing, Singapore, 5-9 November 2001.
- [28] Spera, P., Gallon, A., “Constellation Orbit Design Criteria for a Dual Use of EO System”, RTO SET Symposium on Space-Based Observation Technology, Island of Samos, Greece, 16-18 October, 2000.

- [29] **Wertz, J.R.,Larson, W.J.**, “Reducing Space Mission Cost”, Microcosm Press, 1996.
- [30] **Montenbruck, O., Eberhard, G.**, “Satellite orbits: models, methods, and applications”, Springer, 2000.
- [31] **Capderou, M.**, *Satellites: Orbits and Missions*, Springer, 2005.
- [32] **Chobotov, V.A.**, *Orbital Mechanics Third Edition*, AIAA Education Series, 2002.
- [33] **Patel, M. R.**, *Spacecraft Power Systems*, CRC Press, 1 edition, 2005
- [34] **Pearson, C., Thwaite, C., Russel, N.**, “Small Cell Lithium-Ion Batteries: The Responsive Solution for Space Energy Storage” 3rd Responsive Space Conference, Los Angeles, CA, April 25–28, 2005.
- [35] **Spratling, B. B., Mortari, D.**, “A Survey on Star Identification Algorithms”, *Journal of Algorithms*, 2, 93-107; doi: 10.3390/a2010093, 2009
- [36] **Huffman, K. M.**, *Designing Star Trackers to Meet Micro-satellite Requirements*, Master Thesis of Aeronautical and Astronautical Engineering, University of Illinois at Urbana-Champaign, 2004.
- [37] **Koyuncu, E., İnalhan G.**, “Nano Uydular İçin Düşük Maliyetli Yıldız İzleyici Tasarımı ; İTU pSat-II Uydusu Yıldız İzleyici Sistemi”, III. Ulusal Havacılık ve Uzay Konferansı, Anadolu Üniversitesi, Eskişehir, 16-18 Eylül 2010.
- [38] **Üre, N. K., Sarı, Ö., İnalhan G.**, “Nano Uydular İçin Yüksek Hassasiyetli Yönelim Kontrol Sistemi: İTU pSat-II Projesi”, III. Ulusal Havacılık ve Uzay Konferansı, Anadolu Üniversitesi, Eskişehir, 16-18 Eylül 2010.
- [39] **Bulut, M. Kahrıman, A., Sözbir, N.**, “Uydularda Isıl Kontrol”, *Termodinamik Dergisi*, sayı:209, sayfa:72-78, Ocak 2010.
- [40] **Gilmore, D.G.**, *Spacecraft Thermal Control Handbook Volume1: Fundamental Technologies*, The Aerospace Press,El Segundo-California, USA, 2002.
- [41] **Acuner, A.**, “Astronomide Kullanılan Optik Teleskoplar ve Dünya’nın Büyük Gözlemevleri”, Lisans Tezi, Ankara Üniversitesi Fen Fakültesi Astronomi ve Uzay Bilimleri Anabilim Dalı, Ankara, 2000.
- [42] **Duran, C.**, “Uzaktan Algılama Teknikleri ile Bitki Örtüsü Analizi”, Doğu Akdeniz Ormancılık Araştırma Enstitüsü, Doğu Akdeniz Ormancılık Araştırma Müdürlüğü *DOA Dergisi*, Sayı 13, sayfa 45-67, 2007.
- [43] **Simonetti, F., Romoli, A., Bratina, P.M.V.**, “Reflecting Telescopes for an Orbiting High-Resolution for Earth Observation”, *Optical Engineering*, Volume 45, No. 5, 053001, May 2006.
- [44] **Doengi, F., Engel, W., Pillukat, A., Kirschstein, O.**, “JSS Multispectral Imagers for Earth Observation Missions”, 5th IAA Symposium on Small Satellite for Earth Observation, Berlin, April 4-8, 2005.

- [45] **Light, D.**, “A Basis for Estimating Digital Camera Parameters”, *Photogrammetric Engineering & Remote Sensing*, Volume 70, No. 3, pp.297-300, March 2004.
- [46] **Han, B.**, “Design a Nano-Satellite for Observation of Transient Lunar Phenomena (TLP)”, *SpaceMaster Thesis*, Julius-Maximilians University, Würzburg, Germany, 24 September 2009.
- [47] **Caltagirone, F., Mariani, A.; Oricchio, D.; Preti, G.**, “The SkyMED KOSMO System Optical Payload Characteristics”, *IEEE International Geoscience and Remote Sensing Symposium Proceedings, IGARSS '98*, Seattle, USA, 6-10 July, 1998.
- [48] **Willoughby, C.T., Marmo, J., Folkman, M.A.**, “Hyperspectral Imaging Payload For The NASA Satellite Technology Initiative Program”, *Workshop on Remote Sensing in Agriculture in the 21st Century*, Davis, California, USA, 23-25 October, 1996.
- [49] **Cawthorne, A., Purll, D. Eves, S.**, “Very High Resolution Imaging Using Small Satellites” 6th Responsive Space Conference, Los Angeles, CA, April 28–May 1, 2008.
- [50] **Cao, X., Zhang, F., Lin, X., Sun, Z., Xu, G.**, “Optical remote sensing small satellite project”, *Acta Astronautica* 54, pp. 139-143, 2003.
- [51] **Ji, C., Yao, Y., Nagashima, C., Sato, S.**, “Optical design of infrared camera CASCAM”, *Chinese Astronomy and Astrophysics* 28, 238-252, 2004.
- [52] **Leloğlu, U.M., Tunali, E., Dural, G.**, “Yer Gözlemde Küçük Uydu Teknolojisi ve Türkiye’nin Yolu”, *Savunma Sanayiinde Stratejik İlişkiler*, Bilkent Oteli, Ankara, 10-11 Aralık 2002.
- [53] **STANAG 3769** NATO Standardization Agreement Edition 2, 1998.
- [54] **Schilling, K.**, “Networked Small Satellites: Technologies and Applications Potential”, *RAST 2009*, Istanbul, TURKIYE, June 11-13, 2009.
- [55] **Schilling, K.**, “Pico-Satellite Capabilities for Telecommunication and Earth Observation part 2: Earth Observation”, *NATO RTO Consultant Mission Seminar*, Istanbul, TURKIYE, June 10, 2009.
- [56] **DiDomenico, P.B.**, “A Phase-Based Approach to Satellite Constellation Analysis and Design”, *Master of Science in Aeronautics and Astronautics*, Massachusetts Institute of Technology, USA, June 1991.
- [57] **Matossian, M.G.**, “Improved Candidate Generation and Coverage Analysis Methods for Design Optimization of Symmetric Multi-Satellite Constellations” *Acta Astronautica* Vol. 40, No. 2-8, pp. 561-571, 1997.
- [58] **Wertz, J.R.**, *Mission Geometry: Orbit and Constellation Design and Management*, Space Technology Library, USA, 2001
- [59] **Kramer, H.J.**, *Observation of The Earth And Its Environment: Survey of Missions And Sensors*, Springer, sayfa 1275-1276, 2002.

- [60] Karataş, Y., İnce, F., “ Türkiye İçin Gözlem Uydu Filosu Tasarımı”, III. Ulusal Havacılık ve Uzay Konferansı, Anadolu Üniversitesi, Eskişehir, 16-18 Eylül 2010.
- [61] Lin, C.H., Hong, Z.C., “Mission and Constellation Design for Low-Cost Weather Observation Satellites”, *Journal of Spacecraft and Rockets* Vol. 42, No. 1, January-February 2005.
- [62] Mahr, E.M., *Small Satellite Cost Model 2007 (SSCM07) User’s Manual*, The Aerospace Corporation, Aerospace Report No. Atr-2007(8617)-5, 30 September 2007.
- [63] Brunbick, B. (Editor), *Parametric Cost Estimating Handbook*, 1996.
- [64] Albeni, M., “Türkiye’de Teknolojik Öğrenmenin Alansal Analizi”, Erciyes Üniversitesi İktisadi ve İdari Bilimler Fakültesi Dergisi, Sayı: 22, ss. 19-37, Ocak-Haziran 2004.
- [65] Badiru, A.B., Cheung, J.Y., *Fuzzy Engineering Expert Systems With Neural Network Applications*, John Wiley & Sons, USA, 2002.
- [66] Jackson, P., *Introduction to Expert Systems, Third Edition*, Addison Wesley Longman Limited, England, 1999
- [67] Giarratano, J., Riley, G., *Expert Systems: Principles and Programming*, China Machine Pres., 1998.
- [68] Liao, S.H., “Expert System Methodologies and Applications - A Decade Review from 1995 to 2004”, *Expert Systems with Applications* 28 p 93-103, 2005.
- [69] Polat, G., “A Rule Based Expert System Generation Framework Using An Open Source Business Rule Engine”, Yüksek Lisans Tezi, Doğuş Üniversitesi Bilim ve Teknoloji Enstitüsü, Bilgisayar ve Enformasyon Bilimleri Yüksek Lisans Programı, İstanbul, Aralık 2006.
- [70] Chan, S.T., Gröndahl, F., *An Object-Oriented Rule-Based System*, Master Thesis, Uppsala University Department of Information Science Computing Science Division, 2005.
- [71] Özkan, M. T., Gülesin, M., “Uzman Sistem Yaklaşımı ile Cıvata ve Dişli Çark Seçimi”, *TUBİTAK Turk J Engin Environ Sci*, 25, 169–177, 2001.
- [72] Koçyiğit, N., *Merkezi Klima Sistemlerinde Arıza Giderme Ve İşletim İçin Bilgi Tabanlı Uzman Sistem Geliştirilmesi*, Doktora Tezi, Marmara Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, Makine Eğitimi Anabilim Dalı Makine Eğitimi Programı, İstanbul, 2008.
- [73] Chanda M. S., *Integration of a Rule Engine Component With a Portal Platform*, Master Thesis, Technical University Hamburg-Harburg Germany, 2004.
- [74] Kocabıçak, G., *Malzeme Seçiminde Bilgi Tabanlı Sistemler ve Alüminyum Döküm Alaşımlarına Uygulanması*, Yüksek Lisans Tezi, Sakarya Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, Metalürji Mühendisliği Anabilim Dalı, Sakarya, 1996.

- [75] Siler, W., Buckley, J.J., *Fuzzy Expert Systems and Fuzzy Reasoning*, John Wiley & Sons, Inc., USA, 2005
- [76] Taşdemir, Ş., *Benzinli Bir Motorun Performans ve Emisyon Karakteristiklerinin Belirlenmesi İçin Bulanık Uzman Sistem Tasarımı*, Yüksek Lisans Tezi, Selçuk Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, Elektronik ve Bilgisayar Sistemleri Eğitimi Anabilim Dalı, Konya, 2004.
- [77] Zadeh, L.A., "Fuzzy Sets", *Information and Control*, Vol. 8 No.3, pp.338-53, 1965.
- [78] Kalpana, M., Kumar, S., "Design and implementation of Fuzzy Expert System using Fuzzy Assessment Methodology", *International Journal of Science and Applied Information Technology*, Volume 1, No.1, March – April 2012.
- [79] Kaur, D.A., Kaur, K., "Fuzzy Expert Systems on Membership Functions and Fuzzy Rules", *International Conference on Artificial and Computational Intelligence*, 2009.
- [80] Goodarzi, M.H., Rafe, V., "Educational Advisor System Implemented by Web-Based Fuzzy Expert Systems", *Journal of Software Engineering and Applications*, Vol.5 No.7, July 2012, Published Online 2012.
- [81] Melanie, M., *An Introduction to Genetic Algorithms*, A Bradford Book The MIT Press, Cambridge, Massachusetts, London, England, Fifth printing, 1999.
- [82] Emel, G.G., Taşkın, Ç., "Genetik Algoritmalar Ve Uygulama Alanları" Uludağ Üniversitesi, *İktisadi ve İdari Bilimler Fakültesi Dergisi*, Cilt XXI, Sayı 1, Syf. 129-152, 2002.
- [83] Prof.Dr.A.HACIOĞLU, "Genetik Algoritmalar" dersi ders notları, Havacılık ve Uzay Teknolojileri Enstitüsü, Havacılık Ana Bilim Dalı, Havacılık Mühendisliği Yüksek Lisans Programı, 2011-2012 Eğitim Öğretim Yılı, 1'inci Yarıyıl.
- [84] Söke, A., Bingül, Z., "Genetik Algoritmaların Farklı Çaprazlama Teknikleriyle İki Boyutlu Kesme Problemlerine Uygulanışı", *Politeknik Dergisi*, Cilt: 7, Sayı: 1, syf. 1-11, 2004.
- [85] Özçakar, N., "Genel Algoritmalar" İstanbul Üniversitesi, *İşletme Fakültesi Dergisi*, C:27, Sayı : 1, Syf. 69-82, Nisan 1998.
- [86] Coley, D.A., *An Introduction to Genetic Algorithms for Scientists and Engineers*, World Scientific Publishing Co. Pte. Ltd., Singapore, 1999.
- [87] Karataş, Y., İnce, F., "Orbit Optimization for a Small Satellite Constellation for Observation at mid Latitudes", 8th IAA Symposium on Small Satellites for Earth Observation, Berlin, Germany, April 04-08, 2011.

İNTERNET KAYNAKLARI

- Url-1** Zhou, G., *Architecture of Future Intelligent Earth Observing Satellites (FIEOS) in 2010 and Beyond Technical Report (June 1st 2001 – November 31st 2001)*, National Aeronautics and Space Administration Institute of Advanced Concepts (NASA-NIAC). Alındığı tarih: 13.11.2009, adres:
<http://www.niac.usra.edu/files/studies/final_report/691Zhou.pdf>
- Url-2** <http://en.wikipedia.org/wiki/Beidou_navigation_system>, Erişim: 09.12.2009
- Url-3** <http://en.wikiquote.org/wiki/Sun_Tzu>, Erişim: 02.11.2009
- Url-4** <http://www.jaxa.jp/countdown/fl15/overview/sub_payload_e.html>, Erişim 14.12.2009
- Url-5** <<http://www.wisegeek.com/what-are-launch-costs.htm>>, Erişim: 26.01.2010
- Url-6** <http://www.spaceref.com/news/viewnews.html?id=301>, Erişim:29.01.2010
- Url-7** http://science.nasa.gov/Realtime/rocket_sci/orbmech/state/class.html, Erişim:17.02.2010
- Url-8** <<http://www.ucandaire.org/yazi/van-allen-radyasyon-kusaklari>>, Erişim 11.01.2010
- Url-9** <<http://www.amesremote.com/section2.htm>>, Erişim: 22.02.2010
- Url-10** <<http://www.dijitalfokus.com/index.php?topic=1697.0>>, Erişim: 20.04.2010
- Url-11** <<http://www.damianpeach.com/c925review.htm>>, Erişim: 29.03.2010
- Url-12** <<http://www.infodif.com/blog/index.php/goruntu-isleme-amaciyla-optik-algilayici-kamera-seciminde-onemli-faktorler/>>, Erişim: 25.03.2010
- Url-13** http://www.celestron.com/c2/popup_spec.php?ID=1, Erişim: 13.05.2010
- Url-14** <<http://www.hvkk.tsk.tr/PageSub/Calismalarimiz/Projeler/GokturkProjesi.aspx>>, Erişim: 08.03. 2010
- Url-15** <<http://www.ssm.gov.tr/anasayfa/projeler/mebs/uyduRadar/Sayfalar/GOKTURK.aspx>>, Erişim: 08.03.2010
- Url-16** <<http://www.satellitephonestore.com/iridium/iridium-satellite-phone-rental.php>> Erişim: 31.03.2010
- Url-17** <<http://www.aero.org>> Erişim: 25.04.2010
- Url-18** <<http://cost.jsc.nasa.gov/AMCM.html>> Erişim: 25.10.2011
- Url-19** <<http://cost.jsc.nasa.gov/SVLCM.html>> Erişim: 25.10.2011
- Url-20** <http://www.muhasibetr.com/yazarlarimiz/guray/001/#_ftn3> Erişim: 25.03.2012
- Url-21** <<http://www.bls.gov/oes/current/oes172011.htm>> Erişim: 23.04.2012
- Url-22** <<http://www.savunmasanayi.net/iste-turkiyenin-uzay-programi/iste-turkiyenin-uzay-programi/>> Erişim: 23.06.2012

EKLER

- EK A** : Sir Arthur C. CLARKE tarafından Şubat 1945'te "*Wireless World*" adındaki dergide yayımlanan makale.
- EK B** : Günümüzde mevcut bulunan ve planlanan çok yüksek, yüksek ve orta derecede çözünürlüğe sahip görüntü alma uyduları.
- EK C** : Uzman sistemler tabanlı maliyet modeli program CD'si.

Letters to the Editor**Peacetime Uses for V2 • FM Protection Against High-Amplitude Interference Pulses • Bad Books****V2 for Ionosphere Research?**

ONE of the most important branches of radio physics is ionospheric research and until now all our knowledge of conditions in the ionosphere has been deduced from transmission and echo experiments. One of the more modest claims of the British Interplanetary Society was that rockets could be used for very high altitude investigations and it will not have escaped your readers' notice that the German long-range rocket projectile known as V2 passes through the E layer on its way from the Continent. If it were fired vertically without westward deviation it could reach the F_1 and probably the F_2 layer.

The implications of this are obvious: we can now send instruments of all kinds into the ionosphere and by transmitting their readings back to ground stations obtain information which could not possibly be learned in any other way. Since the weight of instruments would only be a few pounds—as compared with V2's payload of 2,000 pounds—the rocket required would be quite a small one. Its probable take-off weight would be one or two tons, most of this being relatively cheap alcohol and liquid oxygen. A parachute device (besides being appreciated by the public!) would enable the rocket to be re-used.

This is an immediate post-war research project, but an even more interesting one lies a little farther ahead. A rocket which can reach a speed of 8 km/sec parallel to the earth's surface would continue to circle it for ever in a closed orbit; it would become an "artificial satellite." V2 can only reach a third of this speed under the most favourable conditions, but if its payload consisted of a small one-ton rocket, this upper component could reach the required velocity with a payload of about 100 pounds. It would thus be possible to have a hundred-weight of instruments circling the earth perpetually outside the

limits of the atmosphere and broadcasting information as long as the batteries lasted. Since the rocket would be in brilliant sunlight for half the time, the operating period might be indefinitely prolonged by the use of thermocouples and photo-electric elements.

Both of these developments demand nothing new in the way of technical resources; the first and probably the second should come within the next five or ten years. However, I would like to close by mentioning a possibility of the more remote future—perhaps half a century ahead.

An "artificial satellite" at the correct distance from the earth would make one revolution every 24 hours; i.e., it would remain stationary above the same spot and would be within optical range of nearly half the earth's surface. Three repeater stations, 120 degrees apart in the correct orbit, could give television and microwave coverage to the entire planet. I'm afraid this isn't going to be of the slightest use to our post-war planners, but I think it is the *ultimate* solution to the problem.

ARTHUR C. CLARKE,
British Interplanetary
Society.

Frequency Modulation

WHILE post-war plans for television and UHF sound broadcasting are under discussion, it is important that the pros and cons of FM should be understood. Space will not permit a full discussion here; but I wish to correct a misconception, found even among responsible engineers, that FM can give no protection against ignition noise or other similar pulses which have an amplitude much greater than that of the signal carrier. The actual response of an FM receiver to very powerful impulsive interference can be summarised as follows:—

(1) In the absence of a signal,

the FM receiver gives no output from impulsive interference.

(2) In the presence of an unmodulated carrier to which the FM receiver is accurately tuned, the impulsive interference causes no audible output. If the receiver is not accurately tuned, there will be an audible output, but the amplitude of the pulses in the audio-frequency circuits of the receiver will correspond to a modulation of the carrier of less than 100 per cent., in fact to a modulation depth equal to the ratio of the frequency error in tuning to the frequency swing corresponding to full modulation of a frequency-modulated signal.

(3) In the presence of a frequency-modulated signal to which the receiver is accurately tuned, the audio-frequency noise pulses are limited to the *instantaneous* level of signal modulation. If the receiver is not accurately tuned, the amplitude of the audio-frequency pulses will be increased by the amount defined in (2) above.

If it is true, as sometimes suggested, that ignition noise is the chief trouble in UHF broadcasting, this summary provides a basis for the comparison of FM with other systems, such as wide-band AM with audio-frequency limiting.

D. A. BELL.
London, N.21.

"New Thoughts on Contrast Expansion"

EXPEDIENCY be damned. My condemnation of contrast expansion was not based upon noise and neighbour tolerances. John B. Rudkin (your January issue) says "condemn the Philadelphia Orchestra because it is too large to play in the village hall." The truth is that anyone who asks it to do so should be condemned, and those who try to get the B.B.C. Orchestra into their bedroom are committing a crime. If the room is small, acoustically small, then only a limited contrast is proper, and all music

EK-B

UYDUNUN ADI	ÜLKE	FIRLATMA TARİHİ	PAN ÇÖZ. M	MS ÇÖZ. M	TARAMA GENİŞLİĞİ KM
Landsat 5	US	03/01/84		30.0	185
SPOT-2	France	01/22/90	10.0	20	120
ERS-2	ESA	04/21/95	30.0		
RadarSat 1	Canada	11/04/95	8.5		
IRS 1C	India	12/28/95	6.0	23	70, 142
IRS 1D	India	09/29/97	6.0	23	70, 142
SPOT-4	France	03/24/98	10.0	20	120
Landsat 7	US	04/15/99	15.0	30	185
IKONOS-2	US	09/24/99	1.0	4	11
TERRA (ASTER)	Japan/US	12/15/99		15, 30, 90	60
ARIRANG-1 (KOMPSAT-1)	Korea	12/20/99	6.6		17
MTI	US	03/12/00		5, 20	12
EO-1	US	11/21/00	10.0	30	37
EROS A1	Israel	12/05/00	1.8		14
QuickBird-2	US	10/18/01	0.6	2.5	16
Proba	ESA	10/22/01	8.0	18, 36	14
ENVISAT	ESA	03/01/02	30.0		
SPOT-5	France	05/04/02	2.5	10	120
DMC AISat-1 (SSTL)	Algeria	11/28/02		32	600
OrbView 3	US	06/26/03	1.0	4	8
DMC NigeriaSat-1 (SSTL)	Nigeria	09/27/03		32	600
DMC BilSat (SSTL)	Turkey	09/27/03	12.0	26	24, 52
DMC UK (SSTL)	UK	09/27/03		32	600
IRS ResourceSat-1	India	10/17/03	6.0	6, 23, 56	24, 140, 740
CBERS-2	China/Brazil	10/21/03	20.0	20	113
FormoSat (RocSat2)	Taiwan	04/20/04	2.0	8	24
ThaiPhat (SSTL)	Thailand	12/01/04		36	600
IRS Cartosat 1	India	05/04/05	2.5		30
MONITOR-E -1	Russia	08/26/05	8.0	20	94, 160
Beijing-1 (SSTL)	China	10/27/05	4.0	32	600
TopSat (SSTL)	UK	10/27/05	2.5	5	10, 15

UYDUNUN ADI	ÜLKE	FIRLATMA TARİHİ	PAN ÇÖZ. M	MS ÇÖZ. M	TARAMA GENİŞLİĞİ KM
ALOS	Japan	01/24/06	2.5	10	35, 70
<u>ALOS</u>	Japan	01/24/06	10.0		
EROS B1	Israel	04/25/06	0.7		7
Remote Sensing Sat 1	China	04/26/06	?	?	?
Resurs DK-1 (01-N5)	Russia	06/15/06	1.0	3	28
Arirang-2 (KOMPSAT-2)	Korea	07/28/06	1.0	4	15
IRS Cartosat 2	India	01/10/07	1.0		10
<u>RadarSat 2</u>	Canada	03/16/07	3.0		
GeoEye-1	US	03/16/07	0.41	1.64	15
<u>TerraSAR X</u>	Germany	04/15/07	1.0		
Sumbandilasat	South Africa	05/15/07		6.5	45
RapidEye-A	Germany	06/01/07		6.5	78
RapidEye-B	Germany	06/01/07		6.5	78
RapidEye-C	Germany	06/01/07		6.5	78
RapidEye-D	Germany	06/01/07		6.5	78
RapidEye-E	Germany	06/01/07		6.5	78
CBERS-2B	China/Brazil	06/15/07	20.0	20	113
RazakSat*	Malaysia	06/15/07	2.5	5	?
THOES	Thailand	06/30/07	2.0	15	22, 90
HJ-1-A	China	07/01/07		30, 100H	720,50
HJ-1-B	China	07/01/07		30,150,300	720
<u>HJ-1-C</u>	China	07/01/07	5, 20		
WorldView -1	US	07/01/07	0.5		16
<u>COSMO-SkyMed-1</u>	Italy	11/12/07	1.0		
<u>RISAT</u>	India	12/30/07	3.0		
DEIMOS-1 (DMC)	Spain	03/01/08		22	670
UK DMC-2	UK	03/01/08		22	670
EROS C	Israel	03/21/08	0.7	2.5	16
X-Sat	Singapore	04/16/08		10	50
CBERS-3	China/Brazil	05/01/08	5.0	20	60, 120
<u>COSMO-SkyMed-2</u>	Italy	05/01/08	1.0		
Hi-res Stereo Imaging	China	07/01/08	2.5, 5.0	10	?
WorldView -2	US	07/01/08	0.5	1.8	16

UYDUNUN ADI	ÜLKE	FIRLATMA TARİHİ	PAN ÇÖZ. M	MS ÇÖZ. M	TARAMA GENİŞLİĞİ KM
Venus	Israel/France	08/01/08		5.3	28
<u>TerraSAR L</u>	Germany	08/15/08	1.0		
<u>COSMO-Skymed-3</u>	Italy	11/01/08	1.0		
KOMPSAT-3	Korea	11/01/08	0.7		?
Alsat-2A	Algeria	12/01/08	2.5	10	?
IRS ResourceSat-2	India	12/15/08	6.0	6, 23, 56	24, 140, 740
<u>KOMPSAT-5</u>	Korea	12/15/08	1.0		
<u>COSMO-Skymed-4</u>	Italy	05/01/09	1.0		
<u>TanDem-X</u>	Germany	06/30/09	1.0		
Nigeria Sat-2 (DMC)	Nigeria	07/01/09	2.5	5, 32	320
ARGO	Taiwan	07/01/09		6.5	78
Alsat-2B	Algeria	12/01/09	2.5	10	?
Pleiades-1	France	03/01/10	0.7	2.8	20
CBERS-4	China/Brazil	07/01/10	5.0	20	60, 120
SeoSat	Spain	07/01/10	2.5	10	?
Pleiades-2	France	03/01/11	0.7	2.8	20
LDCM	US	07/01/11	15.0	30	177
<u>SAOCOM-1A</u>	Argentina	09/02/11	10.0		
<u>SAOCOM-1B</u>	Argentina	09/02/12	10.0		
THOES	Thailand	06/30/07	2.0	15	22, 90
DMC BilSat (SSTL)	Turkey	09/27/03	12.0	26	24, 52
DMC UK (SSTL)	UK	09/27/03		32	600
TopSat (SSTL)	UK	10/27/05	2.5	5	10, 15
Landsat 5	US	03/01/84		30.0	185
Landsat 7	US	04/15/99	15.0	30	185
IKONOS-2	US	09/24/99	1.0	4	11
MTI	US	03/12/00		5, 20	12
EO-1	US	11/21/00	10.0	30	37
QuickBird-2	US	10/18/01	0.6	2.5	16
OrbView 3	US	06/26/03	1.0	4	8
GeoEye-1	US	03/16/07	0.41	1.64	15
WorldView -1	US	07/01/07	0.5		16
WorldView -2	US	07/01/08	0.5	1.8	16
LDCM	US	07/01/11	15.0	30	177
VinSat-1 (SSTL)	Vietnam	02/15/07	4.0	32	600

UYDUNUN ADI	ÜLKE	FIRLATMA TARİHİ	PAN ÇÖZ. M	MS ÇÖZ. M	TARAMA GENİŞLİĞİ KM
DMC AISat-1 (SSTL)	Algeria	11/28/02		32	600
Alsat-2A	Algeria	12/01/08	2.5	10	?
Alsat-2B	Algeria	12/01/09	2.5	10	?
<u>SAOCOM-1A</u>	Argentina	09/02/11	10.0		
<u>SAOCOM-1B</u>	Argentina	09/02/12	10.0		
<u>RadarSat 1</u>	Canada	11/04/95	8.5		
<u>RadarSat 2</u>	Canada	03/16/07	3.0		
Beijing-1 (SSTL)	China	10/27/05	4.0	32	600
Remote Sensing Sat 1	China	04/26/06	?	?	?
HJ-1-A	China	07/01/07		30, 100H	720,50
HJ-1-B	China	07/01/07		30,150,300	720
<u>HJ-1-C</u>	China	07/01/07	5, 20		
Hi-res Stereo Imaging	China	07/01/08	2.5, 5.0	10	?
CBERS-2	China/Brazil	10/21/03	20.0	20	113
CBERS-2B	China/Brazil	06/15/07	20.0	20	113
CBERS-3	China/Brazil	05/01/08	5.0	20	60, 120
CBERS-4	China/Brazil	07/01/10	5.0	20	60, 120
<u>ERS-2</u>	ESA	04/21/95	30.0		
Proba	ESA	10/22/01	8.0	18, 36	14
<u>ENVISAT</u>	ESA	03/01/02	30.0		
SPOT-2	France	01/22/90	10.0	20	120
SPOT-4	France	03/24/98	10.0	20	120
SPOT-5	France	05/04/02	2.5	10	120
Pleiades-1	France	12/01/09	0.7	2.8	20
Pleiades-2	France	03/01/11	0.7	2.8	20
<u>TerraSAR X</u>	Germany	04/15/07	1.0		
RapidEye-A	Germany	06/01/07		6.5	78
RapidEye-B	Germany	06/01/07		6.5	78
RapidEye-C	Germany	06/01/07		6.5	78
RapidEye-D	Germany	06/01/07		6.5	78
RapidEye-E	Germany	06/01/07		6.5	78
<u>TerraSAR L</u>	Germany	08/15/08	1.0		

UYDUNUN ADI	ÜLKE	FIRLATMA TARİHİ	PAN ÇÖZ. M	MS ÇÖZ. M	TARAMA GENİŞLİĞİ KM
TanDem-X	Germany	06/30/09	1.0		
IRS 1C	India	12/28/95	6.0	23	70, 142
IRS 1D	India	09/29/97	6.0	23	70, 142
IRS ResourceSat-1	India	10/17/03	6.0	6, 23, 56	24, 140, 740
IRS Cartosat 1	India	05/04/05	2.5		30
IRS Cartosat 2	India	01/10/07	1.0		10
RISAT	India	12/30/07	3.0		
IRS ResourceSat-2	India	12/15/08	6.0	6, 23, 56	24, 140, 740
EROS A1	Israel	12/05/00	1.8		14
EROS B1	Israel	04/25/06	0.7		7
EROS C	Israel	03/21/08	0.7	2.5	16
Venus	Israel/France	08/01/08		5.3	28
COSMO-Skymed-1	Italy	11/12/07	1.0		
COSMO-Skymed-2	Italy	05/01/08	1.0		
COSMO-Skymed-3	Italy	11/01/08	1.0		
COSMO-Skymed-4	Italy	05/01/09	1.0		
ALOS	Japan	01/24/06	2.5	10	35, 70
ALOS	Japan	01/24/06	10.0		
TERRA (ASTER)	Japan/US	12/15/99		15, 30, 90	60
ARIRANG-1 (KOMPSAT-1)	Korea	12/20/99	6.6		17
Arirang-2 (KOMPSAT-2)	Korea	07/28/06	1.0	4	15
RazakSat*	Malaysia	06/15/07	2.5	5	?
DMC NigeriaSat-1 (SSTL)	Nigeria	09/27/03		32	600
Nigeria Sat-2	Nigeria	07/01/08	2.5	5, 32	?
MONITOR-E -1	Russia	08/26/05	8.0	20	94, 160
Resurs DK-1 (01-N5)	Russia	06/15/06	1.0	3	28
X-Sat	Singapore	04/16/08		10	50
Sumbandilasat	South Africa	05/15/07		6.5	45
SeoSat	Spain	07/01/10	2.5	10	?
FormoSat (RocSat2)	Taiwan	04/20/04	2.0	8	24
ThaiPhat (SSTL)	Thailand	12/01/04		36	600

ÖZGEÇMİŞ

Ad Soyad : Yasin KARATAŞ
Doğum Yeri ve Tarihi : Sivas 1979
Adres : Hv.K.K.lığı
E-Posta : yasin_karatas@yahoo.com
Lisans : Hava Harp Okulu Elektronik Mühendisliği
Yüksek Lisans : İnönü Üniversitesi Elektronik Mühendisliği

Mesleki Deneyim ve Ödüller:

1. **Mansiyon Ödülü**; “Orbit Optimization for a Small Satellite Constellation for Observation at mid Latitudes”, 8th IAA Symposium on Small Satellites for Earth Observation, April 04-08, 2011, Berlin, GERMANY.

Yayın ve Patent Listesi:

1. **Karataş, Y., Tan, N.**,“ Dijital Kontrol Sistemlerinde Dayanıklı Kararlılık Analizi”, *4’üncü Otomasyon Sempozyumu*, 23-25 Mayıs 2007, Samsun, TÜRKİYE.
2. **Cabuloğlu, C., Karatas, Y., et al.**, “ Mission Analysis and Planning of a CANSAT”, 5th International Conference on Recent Advances in Space Technologies (RAST’11), June 09-11, 2011, Istanbul, TURKIYE.

TEZDEN TÜRETİLEN YAYINLAR/SUNUMLAR

1. **Karataş, Y., İnce, F.**,“ The Place of Small Satellites in Fulfilling the Earth Observation Requirements of a Developing Country”, 4th International Conference on Recent Advances in Space Technologies (RAST’09), 11-13 June, 2009, İstanbul, TURKIYE, pp.333-339.
2. **Karataş, Y., İnce, F.**,“ Türkiye İçin Gözlem Uydu Filosu Tasarımı ”, 3’üncü Havacılık ve Uzay Konferansı (UHUK 2010), 16–18 Eylül 2010, Anadolu Üniversitesi, Eskişehir, TÜRKİYE.
3. **Karataş, Y., İnce, F.**,“ Orbit Optimization for a Small Satellite Constellation for Observation at mid Latitudes”, 8th IAA Symposium on Small Satellites for Earth Observation, April 04-08, 2011, Berlin, GERMANY.