

GÖRÜNTÜ TABANLI TÜMLEŞİK UYDU YÖNELİM BELİRLEME

IMAGE BASED INTEGRATED SATELLITE ATTITUDE DETERMINATION

YUNUS BUĞRA ÖZER

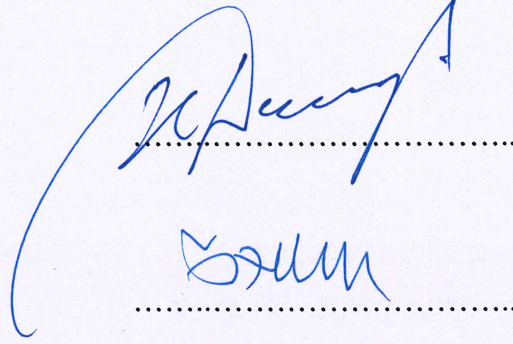
YRD. DOÇ. DR. YAKUP ÖZKAZANÇ
Tez Danışmanı

Hacettepe Üniversitesi
Lisansüstü Eğitim-Öğretim ve Sınav Yönetmeliğinin
ELEKTRİK ve ELEKTRONİK Mühendisliği Anabilim Dalı için Öngördüğü
YÜKSEK LİSANS TEZİ olarak hazırlanmıştır.

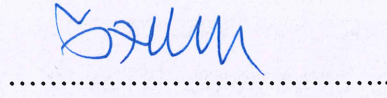
2018

YUNUS BUĞRA ÖZER'in hazırladığı “**Görüntü Tabanlı Tümlleşik Uydu Yönelim Belirleme**” adlı bu çalışma aşağıdaki jüri tarafından **ELEKTRİK ve ELEKTRONİK MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI**’nda **YÜKSEK LİSANS TEZİ** olarak kabul edilmiştir.

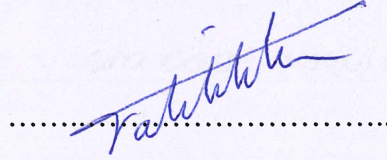
Prof. Dr. Hüseyin Demircioğlu
Başkan



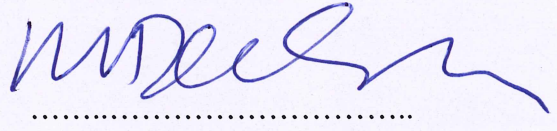
Yrd. Doç. Dr. Yakup Özkazanç
Danışman



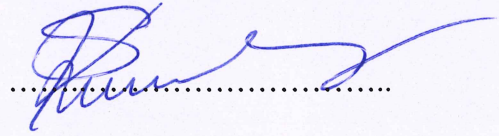
Doç. Dr. Sedat Nazlıbilek
Üye



Yrd. Doç. Dr. Derya Altunay
Üye



Yrd. Doç. Dr. Şölen Kumbay Yıldız
Üye



Bu tez Hacettepe Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü tarafından **YÜKSEK LİSANS TEZİ** olarak onaylanmıştır.

Prof. Dr. Menemşe GÜMÜŞDERELİOĞLU
Fen Bilimleri Enstitüsü Müdürü

YAYINLAMA VE FİKRİ MÜLKİYET HAKLARI BEYANI

Enstitü tarafından onaylanan lisansüstü tezimin/raporumun tamamını veya herhangi bir kısmını, basılı (kağıt) ve elektronik formatta arşivleme ve aşağıda verilen koşullarla kullanıma açma iznini Hacettepe üniversitesine verdiğimi bildiririm. Bu izinle Üniversiteye verilen kullanım hakları dışındaki tüm fikri mülkiyet haklarım bende kalacak, tezimin tamamının ya da bir bölümünün gelecekteki çalışmalarda (makale, kitap, lisans ve patent vb.) kullanım hakları bana ait olacaktır.

Tezin kendi orijinal çalışmam olduğunu, başkalarının haklarını ihlal etmediğimi ve tezimin tek yetkili sahibi olduğumu beyan ve taahhüt ederim. Tezimde yer alan telif hakkı bulunan ve sahiplerinden yazılı izin alınarak kullanması zorunlu metinlerin yazılı izin alarak kullandığımı ve istenildiğinde suretlerini Üniversiteye teslim etmeyi taahhüt ederim.

- ☒ **Tezimin/Raporumun tamamı dünya çapında erişime açılabilir ve bir kısmı veya tamamının fotokopisi alınabilir.**

(Bu seçenekle teziniz arama motorlarında indekslenebilecek, daha sonra tezinizin erişim statüsünün değiştirilmesini talep etseniz ve kütüphane bu talebinizi yerine getirirse bile, tezinin arama motorlarının önbelleklerinde kalmaya devam edebilecektir.)

- ☐ **Tezimin/Raporumun tarihine kadar erişime açılmasını ve fotokopi alınmasını (İç Kapak, Özet, İçindekiler ve Kaynakça hariç) istemiyorum.**

(Bu sürenin sonunda uzatma için başvuruda bulunmadığım takdirde, tezimin/raporumun tamamı her yerden erişime açılabilir, kaynak gösterilmek şartıyla bir kısmı ve ya tamamının fotokopisi alınabilir)

- ☐ **Tezimin/Raporumun tarihine kadar erişime açılmasını istemiyorum, ancak kaynak gösterilmek şartıyla bir kısmı veya tamamının fotokopisinin alınmasını onaylıyorum.**

- ☐ **Serbest Seçenek/Yazarın Seçimi**

29 / 03 / 2018



YUNUS BUĞRA ÖZER

Seda'ya ve Kuzey'e

ETİK

Hacettepe Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, tez yazımı kurallarına uygun olarak hazırladığım bu tez çalışmada,

- tez içindeki bütün bilgi ve belgeleri akademik kurallar çerçevesinde elde ettiğimi,
- görsel, işitsel ve yazılı tüm bilgi ve sonuçları bilimsel ahlak kurallarına uygun olarak sunduğumu,
- başkalarının eserlerinden yararlanılması durumunda ilgili eserlere bilimsel normlara uygun olarak atıfta bulunduğumu,
- atıfta bulunduğum eserlerin tümünü kaynak olarak gösterdiğimi,
- kullanılan verilerde herhangi bir tahrifat yapmadığımı,
- ve bu tezin herhangi bir bölümünü bu üniversitede veya başka bir üniversitede başka bir tez çalışması olarak sunmadığımı

beyan ederim.

29/03/2018

YUNUS BUĞRA ÖZER

ÖZET

GÖRÜNTÜ TABANLI TÜMLEŞİK UYDU YÖNELİM BELİRLEME

Yunus Buğra ÖZER

Yüksek Lisans, Elektrik ve Elektronik Mühendisliği Bölümü

Tez Danışmanı: Yrd. Doç. Dr. Yakup ÖZKAZANÇ

Mart 2018, 79 sayfa

Bu tez çalışmasında, uydu gövdesinde bulunan bir ya da iki kamera kullanılarak, uydunun üç eksendeki yönelimini Dünya ve Güneş görüntüleriyle tespit eden görüntü tabanlı bir yönelim belirleme sistemi ve bilgisayar görmesine dayalı bir benzetim ortamı sunulmuştur. Ayrıca, yönelim belirleme sistemi çıktılarını referans çözüm olarak kullanan dönüölçer tabanlı tümleşik bir uydu yönelim belirleme sistemi de önerilmiştir. Görüntü tabanlı yönelim tespiti için TRIAD yöntemi kullanılmıştır. Elde edilen benzetim sonuçları tek kameralı ve iki kameralı yapılar için görüntü tabanlı yönelim belirlemede benzer sonuçlar ortaya koymuş, ancak tek kameralı sistemde Dünya ve Güneş'in aynı anda görüntü düzleminde yer almadığı durumlarda tabii olarak çözüm üretilememiştir. Görüntü tabanlı sistemin, orta ve yer eş yörüngede her eksendeki ortalama açı hatası 1 derecenin altında tespit edilmiş, alçak yörünge için ise sistem tek başına yeterli sonuç elde edememiştir. Tümleşik sistemin benzetim sonuçlarıyla, görüntü tabanlı yönelim çözümü üretilmediği durumlarda, yönelim bilgisinin kısa süreler için dönüölçer hız verileriyle türetilbildiği, görüntü tabanlı yönelim çözümünün elde edilmesiyle de dönüölçer hız hatalarının düzeltilerek tümleşik sistem yönelim çözüm hatasının büyümesinin engellendiği görülmüştür.

Anahtar Kelimeler: Uydu Yönelim Belirleme, Ufuk Sensörü, Güneş Sensörü, TRIAD Yöntemi.

ABSTRACT

IMAGE BASED INTEGRATED SATELLITE ATTITUDE DETERMINATION

Yunus Buğra ÖZER

Master of Science, Department of Electrical and Electronics Engineering

Supervisor: Assist. Prof. Dr. Yakup ÖZKAZANÇ

March 2018, 79 pages

In this thesis, an image-based attitude determination system, which determines the attitude of a satellite on three axes with images of the Earth and the Sun by using one or two cameras in the satellite body and a simulation environment based on computer vision were presented. In addition, a gyroscope integrated satellite attitude determination system, which uses the image based attitude determination system outputs as a reference solution has been proposed. TRIAD method was used for image-based attitude determination. The results of the simulation showed similar results in determining image-based attitude for single-camera and two-camera architectures; however, the solution could not be produced in a single camera system when the Earth and the Sun were not on the image plane at the same time. The average angle error on each axis of the image-based system in the medium Earth orbit and geosynchronous orbit was detected below 1 degree, however the system alone could not achieve sufficient results for low Earth orbit. It has been observed from the simulation results of the integrated system that the attitude information can be derived with the gyroscope rate data for short periods of time in the case where the image-based attitude solution can not be produced. By achieving image-based attitude solution, gyroscope rate errors can be corrected and the growth of the integrated attitude determination system error can be prevented.

Keywords: Satellite Attitude Determination, Horizon Sensor, Sun Sensor, TRIAD Method.

TEŞEKKÜR

Tez çalışmamın en başından bugüne kadar bilgi, görüş ve yorumlarıyla yolumu aydınlatan danışmanım Sayın Yrd.Doç.Dr. Yakup Özkazanç'a değerli katkılarından dolayı teşekkürlerimi sunarım.

Yüksek lisans yapma olanağı sağladığı için ASELSAN'a, tez sürecimdeki desteklerinden dolayı amirlerime ve çalışma arkadaşlarıma teşekkür ederim.

Her konuda olduğu gibi, tez sürecimde de beni yalnız bırakmayan biricik eşim Seda'ya çok teşekkür ederim.

Beni her zaman destekleyen, bugünlere gelmemi sağlayan, varlıklarından güç aldığım anneme, babama ve kardeşime çok teşekkür ederim.

İÇİNDEKİLER

	<u>Sayfa</u>
ÖZET	i
ABSTRACT	ii
TEŞEKKÜR	iii
İÇİNDEKİLER	iv
ÇİZELGELER	vii
ŞEKİLLER	viii
SİMGELER VE KISALTMALAR	x
SÖZLÜKÇE	xii
1. GİRİŞ	1
1.1. Tez Konusu	1
1.2. Tezin İşlenişi	2
2. YÖNELİM GÖSTERİMLERİ ve KOORDİNAT ÇERÇEVELERİ	3
2.1. DKM Gösterimi	3
2.2. Euler Eksen ve Açısı	4
2.3. Euler-Rodrigues Simetrik Parametreleri	5
2.4. Euler Açılar Gösterimi	7
2.5. Yönelim Gösterimleri Karşılaştırması	11
2.6. Yer Merkezli Eylemsiz Koordinat Çerçevesi	12
2.7. Yer Merkezli Yer Sabit Koordinat Çerçevesi	12
2.8. Teğetsel Koordinat Çerçevesi	13
2.9. Gövde Koordinat Çerçevesi	13
2.10. Yersel Koordinat Çerçevesi	14
2.11. Koordinat Çerçevesi Dönüşümleri	14
2.11.1. YME – YMYS Dönüşümü	14
2.11.2. Yersel – YMYS Dönüşümü	15
2.11.3. YMYS – Seyrüsefer Dönüşümü	15
2.11.4. Referans – Gövde Dönüşümü	16
3. YÖNELİM BELİRLEME AYGITLARI ve YÖNTEMLERİ	17
3.1. Güneş Sensörleri	17
3.1.1. Analog Güneş Sensörleri	18
3.1.2. Sayısal Güneş Sensörleri	21

3.2. Ufuk Sensörleri.....	22
3.2.1. Taramalı Ufuk Sensörleri	23
3.2.2. Durağan Ufuk Sensörleri.....	27
3.3. Manyetometreler.....	29
3.4. Yıldız Sensörleri.....	30
3.5. Ataletsel Sensörler.....	34
3.5.1. Halka Lazer Dönüölçerler	34
3.5.2. Fiber Optik Dönüölçerler.....	35
3.5.3. Yarı Küresel Rezonatör Dönüölçerler	35
3.5.4. Dönüölçer Ölçüm Modeli.....	36
3.6. Yönelim Belirleme Yöntemleri	36
3.6.1. TRIAD Yöntemi	37
3.6.2. Q Yöntemi	38
3.6.3. QUEST Yöntemi	41
4. GÖRÜNTÜ TABANLI YÖNELİM BELİRLEME TASARIMI.....	43
4.1. Dünya Ölçüm Vektörünün Hesaplanması	44
4.1.1. Görüntünün Filtrelenmesi.....	45
4.1.2. Görüntüdeki Kenarların Tespiti.....	46
4.1.3. Doğru Kenarın Seçilmesi.....	48
4.1.4. Elips Uydurma ve Merkez Hesaplama	50
4.2. Güneş Ölçüm Vektörünün Hesaplanması.....	53
4.3. Referans Vektörlerinin Hesaplanması	53
4.4. Benzetim.....	54
4.4.1. Benzetim Yazılımı Tasarımı.....	54
4.4.2. Test Sonuçları	57
5. TÜMLEŞİK YÖNELİM BELİRLEME TASARIMI.....	62
5.1. Tümüleşik Sistemin Tasarımı.....	62
5.1.1. Dönüölçer Ölçümleriyle Yönelim Türetme.....	62
5.1.2. DKM Hatası ile Dönüölçer Hız Düzeltmesi.....	63
5.1.3. DKM Dikgenleştirme	64
5.2. Tümüleşik Sistemin Benzetimi.....	64
5.2.1. Test Verisi Üretme.....	64
5.2.2. Test Sonuçları	66
6. SONUÇLAR.....	71

6.1. Görüntü Tabanlı Yönelim Belirleme Tasarımı Sonuçları	71
6.2. Tümleşik Yönelim Belirleme Tasarımı Sonuçları.....	71
6.3. Öneriler.....	72
KAYNAKLAR.....	73
ÖZGEÇMİŞ.....	78



ÇİZELGELER

	<u>Sayfa</u>
Çizelge 2.1. Elipsoit parametreleri	15
Çizelge 3.1. Yönelim belirleme aygıtları karşılaştırması	17
Çizelge 3.2. Örnek Güneş sensörü özellikleri	22
Çizelge 4.1. Benzetimde kullanılan uzaklık ve yarıçaplar	55
Çizelge 4.2. Benzetimde kullanılan sanal kameralara ait parametreler.....	55
Çizelge 4.3. Uydu ve kamera gövde koordinat çerçeveleri arasındaki DKM'ler	56
Çizelge 4.4. Görüntü tabanlı benzetim ortalama açı hataları	58
Çizelge 4.5. Farklı konumlar için hesaplanan referans Güneş vektörü bileşenleri	61
Çizelge 5.1. Benzetimde kullanılan dönüölçer hata parametreleri.....	65
Çizelge 5.2. Farklı sıklıklarda referans DKM kullanım sonuçları	67

ŞEKİLLER

	<u>Sayfa</u>
Şekil 2.1. Uydu gövde ve referans koordinat çerçevesi	3
Şekil 2.2. Euler eksen ve açısı	4
Şekil 2.3. Z-X-Z dönme sıralı Euler açıları	8
Şekil 2.4. X eksen etrafında dönme	9
Şekil 2.5. YME ve YMYS koordinat çerçeveleri	13
Şekil 2.6. Teğetsel koordinat çerçeveleri	13
Şekil 2.7. Yersel koordinat çerçevesi	14
Şekil 3.1. Güneş sensörü fotoseli	18
Şekil 3.2. Tek fotosel akım-açı grafiği	18
Şekil 3.3. Tek eksenli Güneş sensörü	19
Şekil 3.4. Tek eksenli Güneş sensörü akım-açı grafiği	20
Şekil 3.5. İki eksenli dört fotoselli Güneş sensörü	20
Şekil 3.6. Tek eksenli yarıklı sayısal Güneş sensörü yapısı	21
Şekil 3.7. Güneş sensörü koordinat çerçevesi ve Güneş vektörü	22
Şekil 3.8. Tek konik taramalı ufuk sensörü	24
Şekil 3.9. Tek konik tarama yatay kesit	24
Şekil 3.10. Tek konik taramanın açı grafiği	24
Şekil 3.11. Konik taramalı yönelim hesaplama	25
Şekil 3.12. İki konik taramalı ufuk sensörü	27
Şekil 3.13. İki eksenli analog dedektörlü durağan ufuk sensörü	27
Şekil 3.14. Sayısal dedektörlü durağan ufuk sensörü	28
Şekil 3.15. Alçak yörünge için tasarlanan durağan ufuk sensörü	28
Şekil 3.16. Dünya'nın manyetik alanı	29
Şekil 3.17. Referans manyetik alan vektörü hesabı	30
Şekil 3.18. Yıldız sensörleri yönelim belirleme adımları	31
Şekil 3.19. Görüntüden pozisyon vektörü hesaplanması	32
Şekil 3.20. Halka lazer dönüölçer prizma yapısı	34
Şekil 4.1. İki kamera ile yönelim belirleme	43
Şekil 4.2. Tek kamera ile yönelim belirleme	43
Şekil 4.3. Görüntü tabanlı yönelim belirleme blok şeması	44
Şekil 4.4. Dünya ölçüm vektörü hesabı	45

Şekil 4.5. İki boyutlu orta değer filtresi.....	46
Şekil 4.6. Orta değer filtresi sonucu	46
Şekil 4.7. Canny yönteminde en yüksek yoğunluk değişiminin seçilmesi.....	47
Şekil 4.8. Canny yönteminde ikili eşik kullanımı	48
Şekil 4.9. Canny kenar tespit sonucu.....	48
Şekil 4.10. Kenar seçme algoritması sonucu-1	49
Şekil 4.11. Kenar seçme algoritması sonucu-2	50
Şekil 4.12. Elips uydurma sonuçları	52
Şekil 4.13. Güneş ölçüm vektörü hesabı	53
Şekil 4.14. Görüntü tabanlı tasarım benzetim yazılımı	54
Şekil 4.15. Benzetim yazılımı blok şeması	56
Şekil 4.16. Örnek sonuç-1: GEO yörüngeli tek kameralı.....	58
Şekil 4.17. Örnek sonuç-2: MEO yörüngeli tek kameralı	59
Şekil 4.18. Örnek sonuç-3: LEO yörüngeli ufuk kamerası	59
Şekil 4.19. Örnek sonuç-3: LEO yörüngeli Güneş kamerası	60
Şekil 5.1. Tümleşik sistem blok şeması.....	62
Şekil 5.2. Test için görüntü tabanlı DKM üretme bloğu	65
Şekil 5.3. Gürültülü dönüölçer verisi üretme bloğu	65
Şekil 5.4. Tümleşik yapı sistem bloğu.....	66
Şekil 5.5. Referans kullanılmadığı durumda referans ve tümleşik sistem çıktıları	67
Şekil 5.6. 2 Hz'de referans kullanıldığı durumda referans ve tümleşik sistem çıktıları	68
Şekil 5.7. 2 Hz'de referans kullanıldığı durumda tümleşik sistem açış hataları.....	69
Şekil 5.8. Referans DKM kullanımının etkisi	70

SİMGELER VE KISALTMALAR

Simgeler

$\vec{e}$	Euler eksenı
Φ	Euler açısı
ϕ	1. Euler açısı
θ	2. Euler açısı
ψ	3. Euler açısı
α	Tek eksen de dönme açısı
φ	Yersel enlem
λ	Boylam
h	Referans elipsoit yüzeyine dik uzaklık
θ_{eys}	YME ve YMYS koordinat çerçevelerinin x-eksenleri arasındaki açı
R_{Ea}	Elipsoit modelin ekvator yarıçapı
f	Elipsoit modelin basıklığı
R_{Eb}	Elipsoit modelin kutup yarıçapı
e	Elipsoit modelin birinci dış merkezliliği
M_E	Elipsoit modelin meridyen eğrilik yarıçapı
N_E	Elipsoit modelin çapraz eğrilik yarıçapı

Kısaltmalar

APS	Aktif Piksel Sensörler (Active Pixel Sensors)
CCD	Yüklenme İliştirilmiş Araç (Charge Coupled Device)
CMOS	Bütünleyici Metal Oksit Yarı İletken (Complementary Metal Oxide Semiconductor)
DKM	Doğrultu Kosinüs Matrisi (Direction Cosine Matrix)
DLL	Dinamik Bağlantı Kütüphanesi (Dynamic Link Library)
ESOQ	En Uygun Kuaterniyon Tahmincisi (Estimator of the Optimal Quaternion)
FOAM	Hızlı En Uygun Yönelim Matrisi (Fast Optimal Attitude Matrix)
FOG	Fiber Optik Dönüölçer (Fibre Optic Gyroscope)
GAA	Görüş Alan Açısı (Field of View)
GEO	Yer Eş Yörünge (Geosynchronous Earth Orbit)

HRG	Yarı Küresel Rezonatör Dönüölçer (Hemispherical Resonator Gyroscope)
IGRF	Uluslararası Dünya Manyetik Referans Alanı (International Geomagnetic Reference Field)
LEO	Alçak Yörünge (Low Earth Orbit)
MEMS	Mikro Elektro Mekanik Sistemler (Micro-Electro-Mechanical Systems)
MEO	Orta Yörünge (Medium Earth Orbit)
Q	Dördey (Quaternion)
QUEST	Dördey Kestirimi (Quaternion Estimator)
RLG	Halka Lazer Dönüölçer (Ring Lazer Gyroscopes)
SVD	Tekil Değer Ayrışımı (Singular Value Decomposition)
YME	Yer Merkezli Eylemsiz (Earth Centered Inertial)
YMYS	Yer Merkezli Yer Sabit (Earth Centered Earth Fixed)

SÖZLÜKÇE

Ataletsel	Inertial
Bilgisayar Görmesi	Computer Vision
Devrik	Transpose
Dikgen Matris	Orthogonal Matrix
Doğrultu Kosinüs Matrisi	Direction Cosine Matrix
Dönüölçer	Gyroscope
Dördey	Quaternion
Eğim Açısı	Subtended Angle
Eylemsiz	Inertial
Gök Günlüğü	Ephemeris
Görüş Alan Açısı	Field of View
Gövde Koordinat Çerçevesi	Body Coordinate Frame
Kuzey Yarım Küre İlkbahar Noktası	Vernal Equinox
İz	Trace
İzgesel	Spectral
Koordinat Çerçevesi	Coordinate Frame
Manyetometre	Magnetometer
Orta Değer Filtresi	Median Filter
Özdeğer	Eigenvalue
Özvektör	Eigenvector
Sapma	Yaw
Seyrüsefer	Navigation
Tekillik	Singularity
Ufuk	Horizon
Yalpa	Roll
Yalpa Çemberi Kilitlenmesi	Gimbal Lock
Yer eş	Geosynchronous
Yersel	Geodetic
Yönelim	Attitude
Yunuslama	Pitch

1. GİRİŞ

Uydunun yer istasyonu ile iletişimi için kullanılan haberleşme antenlerinin, enerji kaynağı olan güneş panellerinin ve görevine özel diğer unsurların anlık olarak hangi yöne baktıklarının bilinmesi, olası sapmaların düzeltilmesi için zorunlu bir gerekliliktir [1]. Bu sebeple, uydularda yönelim belirleme işlevi, tüm görev süreleri boyunca icra edilmesi gereken en önemli fonksiyonlardan birisidir.

Uydularda yönelimin belirlenmesi temel olarak; yönelim algılayıcılardan elde edilen ölçümlerin, matematiksel modellerle birlikte yönelim belirleme algoritmalarında kullanılmasıyla elde edilmektedir [2]. Elde edilen yönelimin hassasiyeti, yönelim sensörlerinin ölçüm hassasiyetlerine ve kullanılan algoritmaya bağlı olarak değişmektedir. Manyetometre, Güneş sensörü ve ufuk sensörü günümüzde uydularda sıklıkla kullanılan yönelim belirleme sensörleridir. Bunlara ek olarak, yüksek hassasiyetli yönelim tespitin yapılması gereken tasarımlarda, diğer sensörlerle karşılaştırıldığında yüksek doğruluklu ancak aynı zamanda yüksek maliyetli olan yıldız sensörleri de kullanılmaktadır [2, 3]. Yönelim belirleme algoritmaları olarak ise TRIAD yöntemi ve Wahba probleminin çözümleri olmak üzere iki farklı tipte algoritma mevcuttur. TRIAD yönteminde iki sensör verisi kullanılarak yönelim tespit edilebilirken, ikiden fazla sensör verisinin kullanılması gereken uygulamalarda Wahba problemi çözümü olarak sunulan yöntemler kullanılmaktadır [2].

1.1. Tez Konusu

Bu tez çalışmasında, uydu yönelim tespitin, uydu gövdesinde bulunan bir ya da iki kamera vasıtasıyla elde edilen Dünya ve Güneş görüntülerinden yapılması amaçlanmıştır. Bunun için, uydu gövdesinde bulunan kamera ile Dünya'nın görüntüsü elde edilmiş ve bu görüntüden Dünya'nın merkezi sırasıyla; kenar bulma, kenar seçme ve elips uydurma algoritmaları kullanılarak bulunmuştur. Bulunan bu merkezin, ölçüm vektörüne çevrilmesiyle ufuk sensörü yapısı tamamlanmıştır. Ufuk sensörüyle birlikte çalışacak olan diğer sensör ise, yine uydu gövdesindeki kameradan elde edilen Güneş görüntüsü kullanılarak tasarlanan Güneş sensörüdür. Bu iki sensörün ölçüm vektörü ve matematiksel olarak hesaplanan referans vektör karşılıkları TRIAD yönelim belirleme algoritmasında kullanılarak görüntü tabanlı yönelim belirleme sistemi tasarımı tamamlanmıştır. Bu tasarımda kullanılan her bir algoritma birim olarak Matlab ortamında test edilmiştir. Bununla birlikte, bilgisayar görmesine dayalı bir benzetim ortamı tasarımı da yapılarak, yönelim

belirleme sisteminin üç boyutlu bir şekilde görselleştirilmesi ve aynı zamanda sistemin bir bütün olarak test edilmesi sağlanmıştır.

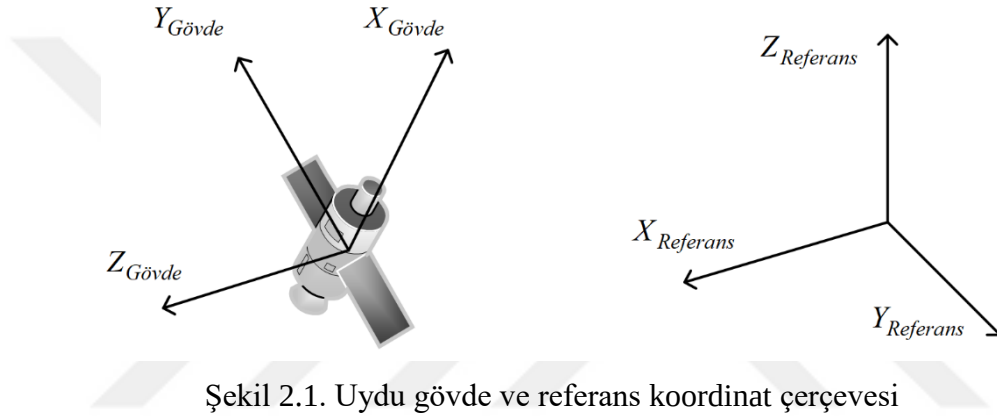
Tez çalışması kapsamında, görüntü tabanlı elde edilen iki yönelim çözümü arasındaki zamanlarda da yönelim bilgisinin güncellenerek daha sık zaman aralıklarında sunulabilmesi için, ataletsel birim yani dönüölçer ile birlikte çalışan tümleşik bir sistem tasarımı da sunulmuştur. Bu tasarımda kullanılan, açı hatası – dönü hızı hatası ilişkisi tez çalışması kapsamında özgün olarak belirlenmiştir.

1.2. Tezin İşlenişi

Tezin ikinci bölümünde, yönelim kavramının ayrıntılarıyla ilgili olarak, yönelim gösterim çeşitleri ve sıkça kullanılan koordinat çerçeveleri hakkında temel bilgiler yer almaktadır. Üçüncü bölümde, yönelim belirleme amacıyla kullanılan aygıtlar hakkında kapsamlı bir literatür araştırması ve yönelim belirleme algoritmalarından TRIAD yöntemi ile Q ve QUEST yöntemlerinin detayları yer almaktadır. Tezin dördüncü bölümünde, görüntü tabanlı yönelim belirleme tasarımının ve benzetim ortamının detayları anlatılmış, elde edilen test sonuçları paylaşılmıştır. Beşinci bölümde, tümleşik yönelim belirleme tasarımının detayları anlatılmış ve elde edilen test sonuçları aktarılmıştır. Son bölüm olan altıncı bölümde ise elde edilen sonuçlar yorumlanarak tez raporu sonlandırılmıştır.

2. YÖNELİM GÖSTERİMLERİ ve KOORDİNAT ÇERÇEVELERİ

Yönelim, iki farklı koordinat çerçevesi arasındaki ilişkiyi ifade etmektedir. Uydularda yönelim ise, uydu gövde koordinat çerçevesi ile referans olarak seçilmiş koordinat çerçevesi arasındaki ilişkiyi ifade etmektedir. Bu iki koordinat çerçevesinin gösterimi Şekil 2.1’de verilmiştir. Gövde koordinat çerçevesi uydunun gövdesine çakışık durumda bulunmakta ve uydu ile birlikte hareket etmektedir. Referans olarak seçilen koordinat çerçevesi ise eylemsiz ya da uydu ile hareket eden teğetsel bir koordinat çerçevesi olabilir. Yöneliği ifade etmek için farklı gösterim yöntemleri mevcuttur. Bunlardan bazıları; Euler açıları, DKM (Doğrultu Kosinüs Matrisi) ve Euler-Rodrigues simetrik parametreleri gösterimleridir [4].



Şekil 2.1. Uydu gövde ve referans koordinat çerçevesi

2.1. DKM Gösterimi

DKM, iki koordinat çerçevesi arasındaki ilişkiyi 3x3 boyutunda bir matris ile ifade eden yönelim gösterim çeşitidir.

$\theta_{ij} = G_i$ eksenini ile R_j eksenini arasındaki açı

$$R_j^{G_i} = \cos(\theta_{ij}) \quad (2.1)$$

$$\mathbf{DKM}_r^g = \begin{bmatrix} R_x^{G_x} & R_x^{G_y} & R_x^{G_z} \\ R_y^{G_x} & R_y^{G_y} & R_y^{G_z} \\ R_z^{G_x} & R_z^{G_y} & R_z^{G_z} \end{bmatrix}$$

Eşitlik (2.1)’de referans koordinat çerçevesinden, gövde koordinat çerçevesine dönüşümü ifade eden DKM verilmiştir. Bu matrisin 1. satırında Şekil 2.1’de gözükten referans koordinat çerçevesinin X ekseninin, gövde koordinat çerçevesinin X, Y ve Z eksenleri ile yaptığı açıların kosinüsleri ifade edilmektedir. Diğer iki satırında ise benzer şekilde, referans koordinat çerçevesinin Y ve Z ekseninin gövde koordinat çerçevesi eksenleriyle yaptığı açıların kosinüsleri yer almaktadır [1]. Bununla birlikte DKM’nin satırlarının birbirleriyle

dik ve her bir satırın birim vektör boyunda olması onu dikgen (orthogonal) matris yapmaktadır [5].

Bir koordinat çerçevesinde tanımlı 3 boyutlu vektörel bir nicelik (hız, ivme veya pozisyon gibi), bir diğer koordinat çerçevesine eşitlik (2.2)'de görüldüğü gibi ilgili DKM ile soldan çarpılmasıyla dönüştürülebilmektedir.

$$\vec{V}_{\text{Gövde}} = \text{DKM}_r^g \vec{V}_{\text{Ref}} \quad (2.2)$$

DKM'lerin dikgen matris olması, terslerinin devriklerine eşit olması anlamına gelmektedir [6]. Bu özellik sayesinde, iki koordinat çerçevesi arasındaki bir yöndeki dönüşüm DKM'si, diğer yöndeki dönüşüm DKM'sinin devriği alınarak kolay bir şekilde elde edilebilir.

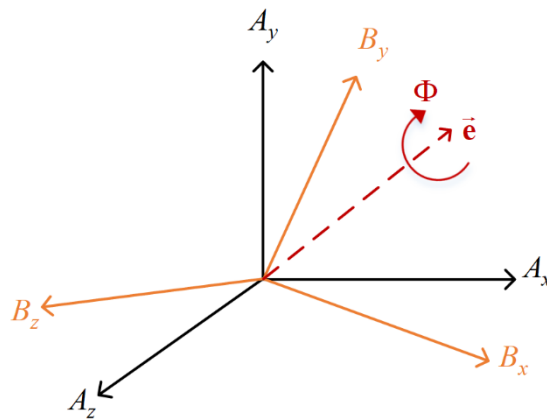
$$\begin{aligned} \text{DKM}_g^r &= (\text{DKM}_r^g)^{-1} = (\text{DKM}_r^g)^T \\ \vec{V}_{\text{Ref}} &= (\text{DKM}_r^g)^T \vec{V}_{\text{Gövde}} \end{aligned} \quad (2.3)$$

Eşitlik (2.4)'te iki DKM çarpımının sonucunda oluşan matrisin, DKM olma özelliği taşıdığı gösterilmiştir. Çarpım sonucu elde edilen DKM, önce sağdaki, sonra soldaki DKM'nin ifade ettiği dönümlerin sıralı olarak birbiri ardına yapıldığı durumdaki toplam dönüşü ifade eder [1].

$$\text{DKM}_{12} = \text{DKM}_2 \text{DKM}_1 \quad (2.4)$$

2.2. Euler Ekseni ve Açısı

Euler teoremine göre, bir cismin dönüşü; tek bir eksen etrafında tek bir dönüş olarak tanımlanabilir [1]. Burada ifade edilen tek eksen Euler ekseni $\vec{e} = [e_1; e_2; e_3]$, bu eksen etrafındaki dönüş miktarı da Euler açısı Φ olarak bilinmektedir. Şekil 2.2'de A koordinat çerçevesi ile B koordinat çerçevesi arasındaki Euler ekseni ve açısı verilmiştir.



Şekil 2.2. Euler ekseni ve açısı

Euler eksenini ile kastedilen, cismin bulunduğu koordinat çerçevesi eksenlerinden birisi değil, tüm dönmenin etrafında gerçekleştiği kabul edilen yapay bir eksenin, cismin koordinat çerçevesi eksenlerindeki bileşenlerinden oluşan bir birim vektördür. Dönme bu Euler eksenini üzerinde gerçekleştiği için, dönmeden önce ve sonraki koordinat çerçevesi için Euler eksenini değişime uğramadan eşitlik (2.5) sağlanacaktır.

$$\mathbf{DKM}\vec{e} = \vec{e} \quad (2.5)$$

DKM elemanlarının Euler eksen ve açı cinsinden ifadesi eşitlik (2.6)'da verilmiştir [4].

$$\mathbf{DKM} = \begin{bmatrix} \cos \Phi + e_1^2(1 - \cos \Phi) & e_1 e_2(1 - \cos \Phi) + e_3 \sin \Phi & e_1 e_3(1 - \cos \Phi) - e_2 \sin \Phi \\ e_1 e_2(1 - \cos \Phi) - e_3 \sin \Phi & \cos \Phi + e_2^2(1 - \cos \Phi) & e_2 e_3(1 - \cos \Phi) + e_1 \sin \Phi \\ e_1 e_3(1 - \cos \Phi) + e_2 \sin \Phi & e_2 e_3(1 - \cos \Phi) - e_1 \sin \Phi & \cos \Phi + e_3^2(1 - \cos \Phi) \end{bmatrix} \quad (2.6)$$

Diğer taraftan, bu matrisin izi (ana köşegen elemanları toplamı, trace) hesaplandığında $1 + 2\cos(\Phi)$ elde edilmektedir. Buradan hareketle DKM'den Euler açısı (2.7) eşitliğinde görüldüğü gibi hesaplanabilir. Euler eksenine ait bileşenlerin DKM elemanları kullanılarak hesaplanması ise eşitlik (2.8)'de verilmiştir.

$$\Phi = \cos^{-1} \left(\frac{1}{2} [\mathbf{DKM}(1,1) + \mathbf{DKM}(2,2) + \mathbf{DKM}(3,3)] - 1 \right) \quad (2.7)$$

$$\begin{aligned} e_1 &= [\mathbf{DKM}(2,3) - \mathbf{DKM}(3,2)] / (2 \sin \Phi) \\ e_2 &= [\mathbf{DKM}(3,1) - \mathbf{DKM}(1,3)] / (2 \sin \Phi) \\ e_3 &= [\mathbf{DKM}(1,2) - \mathbf{DKM}(2,1)] / (2 \sin \Phi) \end{aligned} \quad (2.8)$$

Eşitlik (2.7) incelendiğinde, Φ açısı için mutlak değerce aynı fakat işaretleri farklı iki çözüm olduğu ve bu açı değerleri (2.8) eşitliğinde konulmasıyla $\vec{e}$ vektörü bileşenleri için yine benzer şekilde işaretleri farklı olan iki çözüm seti elde edildiği görülmektedir. Dolayısıyla, $(\Phi, \vec{e})$ ve $(-\Phi, -\vec{e})$ Euler eksen-açı çiftleri aynı dönmeyi ifade ederler.

2.3. Euler-Rodrigues Simetrik Parametreleri

Euler-Rodrigues simetrik parametreleri, yönelimi ifade etmek için kullanılan bir diğer gösterim şeklidir. Bu gösterim şekli literatürde; Euler simetrik parametreleri ya da dönmenin dördeyi (quaternion of rotation) olarak da bilinmektedir [2, 4]. Euler-Rodrigues simetrik parametreleri q_1, q_2, q_3, q_4 , Euler dönme eksenini $\vec{e}$ ve açısı Φ kullanılarak eşitlik seti (2.9)'da görüldüğü gibi tanımlanmaktadır [1].

$$\begin{aligned}
q_1 &= e_1 \sin \frac{\Phi}{2} \\
q_2 &= e_2 \sin \frac{\Phi}{2} \\
q_3 &= e_3 \sin \frac{\Phi}{2} \\
q_4 &= \cos \frac{\Phi}{2}
\end{aligned} \tag{2.9}$$

Eşitlik seti (2.9) incelendiğinde, ilk üç parametrenin bir koordinat sisteminin üç farklı eksenindeki bileşenlerinin sayısal bir değerle çarpılmasıyla elde edildiği, dördüncü parametrenin ise vektörel bilgi içermeyen sayısal bir değer olduğu görülmektedir. Bu özelliklerinden dolayı Euler-Rodrigues simetrik parametreleri, tam olarak bir dördeyin katsayılarını temsil etmektedirler [1]. Bununla birlikte, Euler-Rodrigues simetrik parametrelerinin kareleri alınarak toplandığında $q_1^2 + q_2^2 + q_3^2 + q_4^2 = 1$ elde edilir. Bu, dört parametrenin birbirlerinden bağımsız olmadıkları anlamına gelmektedir.

DKM'nin Euler-Rodrigues simetrik parametreleri cinsinden yazılışı eşitlik (2.10)'da verilmiştir [6].

$$\mathbf{DKM} = \begin{bmatrix} q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 + q_4^2 & 2(q_1q_2 + q_3q_4) & 2(q_1q_3 - q_2q_4) \\ 2(q_1q_2 - q_3q_4) & -q_1^2 + q_2^2 - q_3^2 + q_4^2 & 2(q_2q_3 + q_1q_4) \\ 2(q_1q_3 + q_2q_4) & 2(q_2q_3 - q_1q_4) & -q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 + q_4^2 \end{bmatrix} \tag{2.10}$$

Bu eşitlik incelendiğinde, Euler-Rodrigues simetrik parametrelerinin hepsinin -1 ile çarpılmasının DKM'yi değiştirmedeği görülmektedir. Dolayısıyla q_1, q_2, q_3, q_4 ve $-q_1, -q_2, -q_3, -q_4$ parametreleri aynı dönmeyi ifade ederler. Bununla birlikte, Euler-Rodrigues simetrik parametrelerinin DKM'den elde edilmesinin farklı şekillerde yapılabileceği açıktır. Eşitlik (2.11)'de ifade edilen yöntem bunlardan sadece bir tanesidir.

$$\begin{aligned}
q_4 &= \pm \frac{1}{2} \sqrt{1 + \mathbf{DKM}(1,1) + \mathbf{DKM}(2,2) + \mathbf{DKM}(3,3)} \\
q_1 &= \frac{1}{4q_4} [\mathbf{DKM}(2,3) - \mathbf{DKM}(3,2)] \\
q_2 &= \frac{1}{4q_4} [\mathbf{DKM}(3,1) - \mathbf{DKM}(1,3)] \\
q_3 &= \frac{1}{4q_4} [\mathbf{DKM}(1,2) - \mathbf{DKM}(2,1)]
\end{aligned} \tag{2.11}$$

Euler-Rodrigues simetrik parametreleriyle ifade edilen iki dönüşüm DKM gösteriminde olduğu gibi tek bir simetrik parametre setinde birleştirilebilir. Bunun için iki farklı yöntem mevcuttur. Birinci yöntemde, Euler-Rodrigues simetrik parametrelerinden eşitlik (2.10) kullanılarak DKM gösterimine geçilir ve iki DKM uygun sırada (ilk DKM sağda, ikincisi solda) çarpılır. Sonrasında elde edilen bu DKM (2.11) eşitlik setinde verilen bağıntılar

yardımıyla tekrar Euler-Rodrigues simetrik parametre gösterimine çevrilir. İkinci ve daha pratik olan yöntemde ise, iki Euler-Rodrigues simetrik parametre seti, eşitlik (2.12)'de görüldüğü gibi dördey çarpım kullanılarak çarpılır [4]. Bu çarpımda da DKM çarpımında olduğu gibi çarpım sırası önemlidir. Eşitlikte en sağda görülen vektör seti (üzeri tırnaksız) ilk dönüşü ifade eden Euler-Rodrigues simetrik parametre seti iken, elemanları çarpım matrisinin oluşturulmasında kullanılan parametre seti (üzeri tek tırnak) ise ikinci dönüşü ifade etmektedir. Eşitliğin en solundaki vektör ise (üzeri çift tırnak) bu iki parametre setinin ifade ettiği dönmenin birbiri ardına (önce tırnaksız parametre seti, sonra tek tırnaklı parametre seti) yapıldığı durumdaki dönmeyi ifade eder.

$$\begin{bmatrix} q_1'' \\ q_2'' \\ q_3'' \\ q_4'' \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} q_1' \\ q_2' \\ q_3' \\ q_4' \end{bmatrix} \otimes \begin{bmatrix} q_1 \\ q_2 \\ q_3 \\ q_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} q_4' & q_3' & -q_2' & q_1' \\ -q_3' & q_4' & q_1' & q_2' \\ q_2' & -q_1' & q_4' & q_3' \\ -q_1' & -q_2' & -q_3' & q_4' \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_1 \\ q_2 \\ q_3 \\ q_4 \end{bmatrix} \quad (2.12)$$

Bir koordinat çerçevesindeki vektörel bilginin, iki koordinat çerçevesi arasındaki yönelimi tanımlayan DKM kullanılarak diğer koordinat çerçevesine dönüştürülebildiği 2.1'de belirtilmişti. Benzer dönüşüm Euler-Rodrigues simetrik parametreleri kullanılarak DKM gösterimine geçmeye gerek kalmadan yapılabilmektedir. Bunun için yapılması gereken işlemler eşitlik (2.13)'te verilmiştir [4].

$$\begin{bmatrix} V_{Gövde}^1 \\ V_{Gövde}^2 \\ V_{Gövde}^3 \\ 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} q_1 \\ q_2 \\ q_3 \\ q_4 \end{bmatrix} \otimes \begin{bmatrix} V_{Ref}^1 \\ V_{Ref}^2 \\ V_{Ref}^3 \\ 0 \end{bmatrix} \otimes \begin{bmatrix} -q_1 \\ -q_2 \\ -q_3 \\ q_4 \end{bmatrix} \quad (2.13)$$

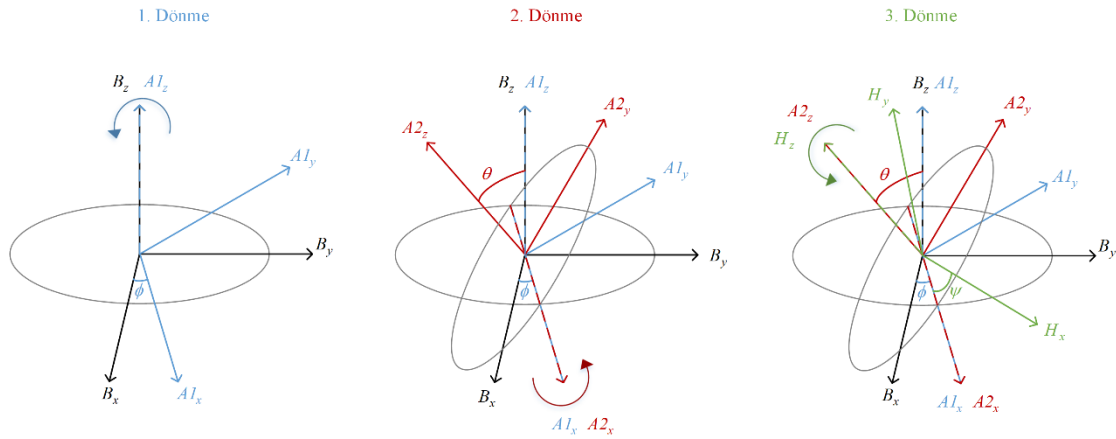
Bu eşitlikte, referans koordinat çerçevesinde bulunan 3 boyutlu bir $\vec{V}_{Ref} = [V_{Ref}^1; V_{Ref}^2; V_{Ref}^3]$ vektörünün Euler-Rodrigues simetrik parametreleri kullanılarak gövde koordinat çerçevesine dönüştürülmesi işlemi görülmektedir. Bunun için öncelikle referans çerçevesindeki vektörün boyu, sonuna sıfır eklenerek bir arttırılmış, sonrasında Euler-Rodrigues simetrik parametre seti ve bu setin tersi ile belirtilen sırada dördey çarpıma tabii tutulmuştur. Sonuç olarak elde edilen vektörün ilk üç elamanı, referans çerçevesindeki vektörün gövde koordinat çerçevesindeki karşılığını vermektedir.

2.4. Euler Açıları Gösterimi

Euler açıları, iki koordinat çerçevesi arasındaki ilişkiyi üç açı (ϕ, θ, ψ) ile ifade eden yönelim gösterim çeşitidir. Bu açılar sırayla; 1. Euler dönme eksenindeki, 2. Euler dönme eksenindeki

ve 3. Euler dönme eksenindeki dönme miktarlarını ifade ederler. Euler açıları çoğu zaman sırasıyla yalpa (roll), yunuslama (pitch) ve sapma (yaw) olarak isimlendirilirler ancak bu isimlendirme tanıma bağlı olarak değişiklik göstermektedir.

Euler açıları gösteriminde, başlangıç koordinat çerçevesi $\mathbf{B}$, hedef koordinat çerçevesi olan $\mathbf{H}$ 'ye üç farklı eksende üç dönüş yapılarak dönüştürülür. İlk dönüş $\mathbf{B}$ koordinat çerçevesinin seçilen bir ekseninde ϕ kadar yapılır. Bu dönüş sonrasında 1. ara koordinat çerçevesi $\mathbf{A1}$ elde edilir. İkinci dönüş $\mathbf{A1}$ çerçevesinin ilk dönüş eksenine aynı olmayan bir ekseninde θ kadar yapılarak 2. ara koordinat çerçevesi $\mathbf{A2}$ elde edilir. Son dönüş ise $\mathbf{A2}$ çerçevesinin ikinci dönüş eksenine aynı olmayan bir ekseninde ψ kadar yapılır ve bu dönmenin sonucu olarak $\mathbf{H}$ çerçevesi elde edilir [2].



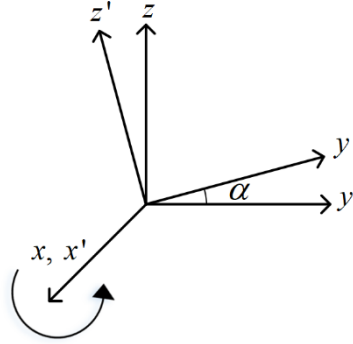
Şekil 2.3. Z-X-Z dönme sıralı Euler açıları

Şekil 2.3'de dönme eksenleri sırasıyla $e_1 = Z$, $e_2 = X$, $e_3 = Z$ olan Euler açıları için başlangıç, 1. ara, 2. ara ve hedef koordinat çerçeveleri verilmiştir. Bu sıralama ile birlikte toplam 12 farklı tipte dönme sıralaması tanımlanabilir. Bunlardan; X-Y-X, X-Z-X, Y-Z-Y, Y-X-Y, Z-X-Z ve Z-Y-Z sıralamaları simetrik set olarak adlandırılırken, X-Y-Z, X-Z-Y, Y-Z-X, Y-X-Z, Z-X-Y ve Z-Y-X sıralamaları ise simetrik olmayan set olarak adlandırılırlar. Simetrik olmayan sıralama seti literatürde Cardan açıları, Tait açıları ya da Bryant açıları olarak da bilinmektedir [4, 7].

Dönme yapılan eksenin eski ve yeni koordinat çerçevesi için ortak olmasından dolayı, peş peşe yapılan dönmelerin farklı eksenlerde yapılması gerekmektedir. Aksi durumda yeni yapılan dönme, dönme olarak kabul edilmez, sadece bir önceki dönmenin değerini arttırmış olur.

Euler açıları gösteriminin DKM gösterimi ile olan ilişkisini göstermek amacıyla, her bir dönüş ara bir DKM ile tanımlanabilir. Buna göre, eksenleri x, y ve z ile ifade edilen bir koordinat

çerçevesinin x eksenı etrafında α açısı kadar dönmesiyle elde edilecek yeni koordinat çerçevesi x' , y' ve z' Şekil 2.4'de görölmektedir.



Şekil 2.4. X eksenı etrafında dönme

Buna göre yeni koordinat çerçevesinin eksenleri, dönmeden önceki eksenler cinsinden (2.14) eşitlik setinde göröldüğü gibi yazılabilir. Bu eşitlik setindeki ifadenin matris formu ise eşitlik (2.15)'de görölen $\mathbf{DKM}(x, \alpha)$ matrisidir.

$$\begin{aligned} x' &= x \\ y' &= \cos \alpha \cdot y + \sin \alpha \cdot z \\ z' &= -\sin \alpha \cdot y + \cos \alpha \cdot z \end{aligned} \quad (2.14)$$

$$\mathbf{DKM}(x, \alpha) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \alpha & \sin \alpha \\ 0 & -\sin \alpha & \cos \alpha \end{bmatrix} \quad (2.15)$$

Koordinat çerçevesindeki dönmenin y veya z eksenlerinde olması durumunda, yeni koordinat çerçevelerine dönüşüm için gerekli olan eşitlikler benzer şekilde yazılarak, eşitlik (2.16)'de verilen matrisler elde edilir.

$$\mathbf{DKM}(y, \alpha) = \begin{bmatrix} \cos \alpha & 0 & -\sin \alpha \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \alpha & 0 & \cos \alpha \end{bmatrix} \quad \mathbf{DKM}(z, \alpha) = \begin{bmatrix} \cos \alpha & \sin \alpha & 0 \\ -\sin \alpha & \cos \alpha & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (2.16)$$

Euler açılarının her biri tek ekseninde peş peşe yapılan üç dönme kullanılarak tanımlandığı 2.4'da belirtilmişti. Tek ekseninde yapılan bir dönmenin DKM ifadesi hangi ekseninde yapıldığına bağılı olarak eşitlik (2.15) ve (2.16)'da görölmektedir.

Sonuç olarak, DKM ile Euler açıları arasındaki ilişki (2.17) eşitliğinde göröldüğü gibi, tek eksenindeki dönme DKM'lerinin Euler açılarının eksen sırasına bağılı olarak çarpımıyla elde edilir.

$$\mathbf{DKM}(\phi, \theta, \psi) = \mathbf{DKM}(e_3, \psi) \mathbf{DKM}(e_2, \theta) \mathbf{DKM}(e_1, \phi) \quad (2.17)$$

Her farklı eksen sıralaması için kullanılması gereken ara DKM'lerin farklı olacağı açıkça görülmektedir. Bu sebeple, DKM'den Euler açılarının elde edilmesi için Euler eksen sıralamasının bilinmesi gereklidir. Havacılıkta sıklıkla kullanılan X-(-Y)-Z Euler eksen sıralı DKM (2.18) eşitlik setinde hesaplanmıştır.

$$\mathbf{DKM}_{X,-Y,Z} = \begin{bmatrix} \cos \psi & \sin \psi & 0 \\ -\sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & \sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & \sin \phi \\ 0 & -\sin \phi & \cos \phi \end{bmatrix} \quad (2.18)$$

$$\mathbf{DKM}_{X,-Y,Z} = \begin{bmatrix} \cos \psi \cos \theta & \sin \psi \cos \phi - \cos \psi \sin \theta \sin \phi & \sin \psi \sin \phi + \cos \psi \sin \theta \cos \phi \\ -\sin \psi \cos \theta & \cos \psi \cos \phi + \sin \psi \sin \theta \sin \phi & \cos \psi \sin \phi - \sin \psi \sin \theta \cos \phi \\ -\sin \theta & -\cos \theta \sin \phi & \cos \theta \cos \phi \end{bmatrix}$$

Z-X-Z sırası kullanılarak elde edilen DKM ise (2.19) eşitlik setinde hesaplanmıştır.

$$\mathbf{DKM}_{Z,X,Z} = \begin{bmatrix} \cos \psi & \sin \psi & 0 \\ -\sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \theta & \sin \theta \\ 0 & -\sin \theta & \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \phi & \sin \phi & 0 \\ -\sin \phi & \cos \phi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (2.19)$$

$$\mathbf{DKM}_{Z,X,Z} = \begin{bmatrix} \cos \psi \cos \phi - \cos \theta \sin \psi \sin \phi & \cos \psi \sin \phi + \sin \psi \cos \theta \cos \phi & \sin \psi \sin \theta \\ -\sin \psi \cos \phi - \cos \psi \cos \theta \sin \phi & -\sin \psi \sin \phi + \cos \psi \cos \theta \cos \phi & \cos \psi \sin \theta \\ \sin \theta \sin \phi & -\sin \theta \cos \phi & \cos \theta \end{bmatrix}$$

Eşitlik (2.19)'daki DKM ifadesinden Euler açılarının elde edilişi eşitlik seti (2.20)'da verilmiştir. Bu eşitlik setinde ifade edilen ilişki, eksen sıralamasının Z-X-Z olduğu durum için geçerlidir.

$$\begin{aligned} \phi &= \tan^{-1} [\mathbf{DKM}(3,1), -\mathbf{DKM}(3,2)] \\ \theta &= \cos^{-1} [\mathbf{DKM}(3,3)] \\ \psi &= \tan^{-1} [\mathbf{DKM}(1,3), \mathbf{DKM}(2,3)] \end{aligned} \quad (2.20)$$

Eşitlik (2.19) incelendiğinde; ikinci Euler açısı θ 'nın sinüs değeri 0'a eşit olduğu durumda elde edilecek olan DKM matrisi eşitlik (2.21)'deki gibi olacaktır. Dolayısıyla bu durumda 1. ve 3. Euler açılarını (ϕ, ψ) tespit etmek imkansızdır. Bu belirsizlik durumu literatürde yalpa çemberi kilitlenmesi (gimbal lock) olarak geçmektedir ve Euler açıları gösterimin olumsuz bir özelliğidir [2].

$$\mathbf{DKM}(\sin \theta = 0) = \begin{bmatrix} \cos(\phi \pm \psi) & \sin(\phi \pm \psi) & 0 \\ \mp \sin(\phi \pm \psi) & \pm \cos(\phi \pm \psi) & 0 \\ 0 & 0 & \pm 1 \end{bmatrix} \quad (2.21)$$

Yukarıda ifade edilen belirsizlik durumu altı simetrik eksen sıralamasının tamamı için bu şekildedir, yani ikinci Euler açısının sinüs değeri 0 olduğunda gerçekleşir. Simetrik olmayan altı eksen sıralamasında ise aynı belirsizlik ikinci Euler açısının kosinüs değeri 0 olduğunda gerçekleşmektedir. Dolayısıyla, Euler açıları gösteriminin kullanılacağı bir sistemde eksen sıralaması, bu belirsizlik durumuyla karşılaşma ihtimalini yok edecek şekilde seçilmelidir.

2.5. Yönelim Gösterimleri Karşılaştırması

Yönelim gösterim çeşitlerinden DKM, Euler eksen ve açısı, Euler-Rodrigues simetrik parametreleri ve Euler açıları gösterimleri birbirleriyle karşılaştırılacak olursa takip eden paragraflardaki sonuçlar elde edilecektir.

DKM gösterimi yönelimi dokuz farklı parametre ile ifade etmektedir. Ancak eşitlik (2.20) incelendiğinde bunlardan sadece üç tanesinin bağımsız olduğu görülmektedir. Dolayısıyla bu gösterim çeşidinde altı adet gereksiz eleman bulunmaktadır. Diğer taraftan DKM gösterimi her yönelim için geçerlidir, herhangi bir tekillik noktası (singularity) bulunmamaktadır. Bununla birlikte, bir vektörel nicelik DKM ile soldan çarpılarak DKM'nin tanımladığı koordinat çerçevesine çevrilebilir. DKM gösteriminin bir diğer avantajı ise peş peşe yapılan iki dönmenin iki DKM çarpımıyla kolay bir şekilde ifade edilebilmesidir. DKM gösterimi genel olarak yönelim analizinde ve vektörlerin bir koordinat çerçevesinden diğerine dönüştürülmesi için kullanılmaktadır [1].

Euler eksen ve açısı gösteriminde toplam dört parametre (üç eksen bileşeni ve bir açı) bulunmaktadır. Ancak eksen vektörünün birim uzunluğunda vektör olma şartından dolayı toplamda üç adet bağımsız parametresi vardır. Dolayısıyla bu gösterim çeşidinde bir adet gereksiz eleman bulunmaktadır. Bununla birlikte eşitlik (2.8)'de görüldüğü üzere, $\sin(\Phi) = 0$ olduğu durumlarda eksen parametreleri tanımsız olmaktadır. Euler eksen ve açısı gösteriminin en önemli avantajı; iki koordinat çerçevesindeki ilişkiyi açık bir şekilde sabit bir eksen ve dönüş açısıyla tanımlamasıdır. Bu gösterim çeşidi, uyduyu istenen bir eksen etrafında belirli bir açıda döndürme komutu üretirken kullanılmaktadır [1].

Euler-Rodrigues simetrik parametre gösteriminde dört parametre kullanılmaktadır. Ancak bu parametrelerin kareleri toplamının 1 olması gerektiği için birbirinden bağımsız üç adet parametre vardır. Dolayısıyla bu gösterimde de bir adet gereksiz eleman bulunmaktadır. DKM gösteriminde olduğu gibi Euler-Rodrigues simetrik parametre gösteriminde de olası her yönelim için tanımlı bir parametre seti mevcuttur, herhangi bir tekillik noktası bulunmamaktadır. Buna ek olarak yine DKM gösterimine benzer şekilde, vektörel bir bilginin koordinat dönüşümü Euler-Rodrigues simetrik parametreleri kullanılarak, iki

dördey çarpımıyla yapılabilmektedir. Ancak DKM gösteriminde bu işlem tek bir matris çarpmasıyla yapılmaktadır. Euler-Rodrigues simetrik parametreleri kullanılarak peş peşe iki dönme dördey çarpım kullanılarak tek bir dönme halinde ifade edilebilmektedir.

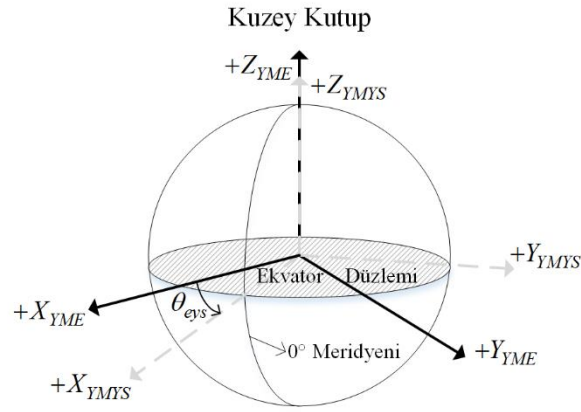
Euler açıları, bahsedilen gösterimler arasında gereksiz parametre içermeyen bir gösterim çeşididir. Bu gösterimdeki her bir parametre fiziksel olarak bir açı değerine karşılık geldiği için anlaşılması ve kullanılması kolaydır. Ancak bu gösterimde tüm olası yönelim değerlerine karşılık gelen bir parametre seti yoktur. Eksen sıralamasına bağlı olarak, ikinci Euler açısı 0 , π veya $\pi/2$, $-\pi/2$ olduğunda belirsizlik oluşmaktadır. Bununla birlikte, DKM gösterimine geçmeden vektörel bilginin Euler açıları kullanılarak koordinat dönüşümü yapılması ya da iki Euler açıları setinin birleştirilmesi gibi işlemler yapılamamaktadır.

2.6. Yer Merkezli Eylemsiz Koordinat Çerçevesi

YME (Yer Merkezli Eylemsiz) koordinat çerçevesi, referans noktası Dünya'nın kütle merkezi olan dönüsüz bir kartezyen koordinat çerçevesidir. +Z eksenini Dünya'nın kuzey kutbunu, +X eksenini 21 Mart tarihinde (kuzey yarım küre ilkbahar noktası) Dünya'dan Güneş'e doğru olan yönü, +Y eksenini ise $X \times Y = Z$ sağ el kuralını sağlayan yönü göstermektedir. Bir koordinat çerçevesinin eylemsiz olması için, ivmesiz ve dönüsüz olması gerekmektedir [8]. YME koordinat çerçevesi ise Dünya'nın Güneş etrafındaki hareketinden dolayı doğrusal ivmeye sahiptir. Ancak dönüsüz olduğu için yönelim belirleme anlamında eylemsizdir [2].

2.7. Yer Merkezli Yer Sabit Koordinat Çerçevesi

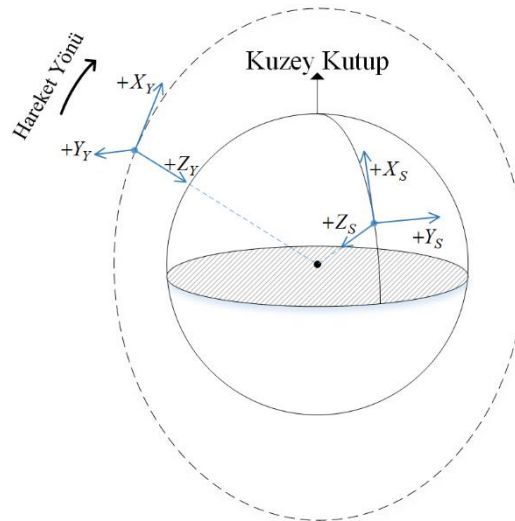
YMYS (Yer Merkezli Yer Sabit) koordinat çerçevesinin referans noktası YME'de olduğu gibi Dünya'nın kütle merkezidir ve +Z eksenini Dünya'nın kuzey kutbu yönündedir. Ancak YME'den farklı olarak diğer iki eksenini de Dünya ile çakışık bir şekilde hareket eder. +X eksenini Ekvator düzlemiyle 0° meridyeninin kesişim noktasını göstermekte, +Y eksenini ise $X \times Y = Z$ sağ el kuralını sağlayan yönü göstermektedir. Şekil 2.5'de YME ve YMYS koordinat çerçeveleri görülmektedir.



Şekil 2.5. YME ve YMYS koordinat çerçeveleri

2.8. Teğetsel Koordinat Çerçeveleri

Teğetsel koordinat çerçevelerinde referans noktası uydunun (ya da ilgili cismin) merkezidir. Yörünge koordinat çerçevesi ve seyrüsefer koordinat çerçevesi teğetsel koordinat çerçevesine örnektir. Bu koordinat çerçevelerinde +Z eksen Dünya'nın yerçekimi vektörünü gösterirken, +X eksen; yörünge düzlem normalinin tersi yönünü (yörünge koordinat çerçevesi) ya da üzerinde bulunduğu meridyen yayını teğet geçecek şekilde Dünya'nın kuzeyini (seyrüsefer koordinat çerçevesi) gösterir. Her iki durumda da +Y eksen $X \times Y = Z$ sağ el kuralını sağlayan yönü göstermektedir. Şekil 2.6'da görülmekte olan X_Y , Y_Y ve Z_Y yörünge koordinat çerçevesi eksenlerini, X_S , Y_S ve Z_S ise seyrüsefer koordinat çerçevesi eksenlerini ifade etmektedir.



Şekil 2.6. Teğetsel koordinat çerçeveleri

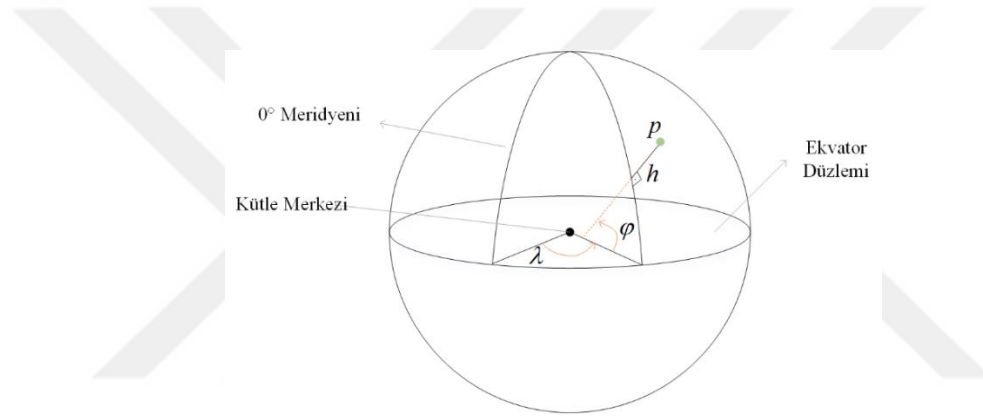
2.9. Gövde Koordinat Çerçevesi

Gövde koordinat çerçevesinde referans noktası teğetsel koordinat çerçevelerinde olduğu gibi uydunun (ya da ilgili cismin) merkezidir. Gövde koordinat çerçevesinin eksenleri ilgili cisme

çakışık bir biçimdedir, dolayısıyla onunla birlikte hareket etmektedirler. Gövde koordinat çerçevesi gösterimi Şekil 2.1’de verilmiştir.

2.10. Yersel Koordinat Çerçevesi

Yersel koordinat çerçevesi, Dünya’yı elipsoit olarak modelleyen kutupsal bir koordinat sistemidir. Bu çerçeve GPS tabanlı seyrüsefer sistemlerinde yaygın olarak kullanılmaktadır [9]. Yersel koordinat çerçevesinde bir noktanın Dünya üzerindeki konumu; yersel enlem φ , boylam λ ve yükseklik h ile ifade edilmektedir. Yersel enlem, ekvator düzlemiyle ilgili konumdaki referans elipsoit normali arasındaki açıdır. Boylam, 0° meridyeni ile ilgili konum arasındaki açıdır. Yükseklik ise ilgili konum ile referans elipsoit yüzeyi arasındaki dikey uzaklıktır. Bir p noktasının yersel koordinat çerçevesindeki gösterimi Şekil 2.7’de verilmiştir.



Şekil 2.7. Yersel koordinat çerçevesi

2.11. Koordinat Çerçevesi Dönüşümleri

Yönelim belirleme sistemlerinde sıkça kullanılan koordinat dönüşümleri bu başlık altında verilmiştir.

2.11.1. YME – YMYS Dönüşümü

Üç boyutlu bir konum vektörünü YME koordinat çerçevesinden, YMYS koordinat çerçevesine dönüştürmek için eşitlik (2.22)’de görülen DKM kullanılmaktadır [2].

$$\mathbf{DKM}_{YME}^{YMYS} = \begin{bmatrix} \cos \theta_{eys} & \sin \theta_{eys} & 0 \\ -\sin \theta_{eys} & \cos \theta_{eys} & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (2.22)$$

Bu eşitlikte ifade edilen ve Şekil 2.5’te görülen θ_{eys} açısı, YME ve YMYS koordinat çerçevelerinin X eksenleri arasındaki açıyı ifade etmektedir. Bu açı yılın farklı gün ve zamanlarında farklı değerler almaktadır ve $\theta_{eys} = f(\text{yıl}, \text{ay}, \text{gün}, \text{saat}, \text{dakika}, \text{saniye})$

gibi bir fonksiyon ile hesaplanmaktadır. İlgili hesaplama [2]'de 33 ve 34. sayfalarda mevcuttur.

2.11.2. Yersel – YMYS Dönüşümü

Yersel koordinat çerçevesinde tanımlı bir $\vec{P}_Y = [\lambda; \varphi; h]$ pozisyon vektörünü, YMYS koordinat çerçevesine çevirmek için gerekli işlemler eşitlik (2.23)'te verilmiştir [9].

$$\vec{P}_{YMYS} = \begin{bmatrix} p_x \\ p_y \\ p_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (N_E + h) \cos \varphi \cos \lambda \\ (N_E + h) \cos \varphi \sin \lambda \\ [N_E (1 - e^2) + h] \sin \varphi \end{bmatrix} \quad (2.23)$$

Eşitlikten de görüldüğü gibi, bu çevrimin yapılabilmesi için yersel koordinat çerçevesinin tanımlı olduğu referans elipsoit parametreleri olan N_E ve e 'nin bilinmesi gerekmektedir. Bu iki parametre ile birlikte, bir elipsoidi tanımlayan tüm parametreler Çizelge 2.1'de verilmiştir. Ayrıca, referans elipsoit olarak sıklıkla kullanılan WGS84 (world geodetic system 84) elipsoidi için bu parametrelerin değerleri de yine aynı çizelge de görülmektedir [10].

Çizelge 2.1. Elipsoit parametreleri

Elipsoit Parametresi	Anlamı	Hesaplanması	WGS84 İçin Değeri
R_{Ea}	Ekvator yarıçapı (semi-major axis)	Elipsoite özel sabit	6,378,137.0 metre
f	Basıklık (flattening factor)	Elipsoite özel sabit	1/298.257223563
R_{Eb}	Kutup yarıçapı (semi-minor axis)	$R_{Ea}(1 - f)$	6,356,752.0 metre
e	Birinci dış merkezlilik (first eccentricity)	$\frac{\sqrt{R_{Ea}^2 - R_{Eb}^2}}{R_{Ea}}$	0.08181919
M_E	Meridyen eğrilik yarı çapı (meridian radius of curvature)	$\frac{R_{Ea}(1 - e^2)}{(1 - e^2 \sin^2 \varphi)^{3/2}}$	Enlem ile değişmekte
N_E	Çapraz eğrilik yarı çapı (prime vertical radius of curvature)	$\frac{R_{Ea}}{\sqrt{1 - e^2 \sin^2 \varphi}}$	Enlem ile değişmekte

2.11.3. YMYS – Seyrüsefer Dönüşümü

YMYS koordinat çerçevesinden seyrüsefer koordinat çerçevesine dönüşüm (2.24) eşitliğinde verilen DKM ile yapılmaktadır [9]. Bu dönüşümde kullanılan λ ve φ parametreleri sırasıyla cismin (uydunun) bulunduğu boylamı ve yersel enlemi ifade etmektedir.

$$\mathbf{DKM}_{YMS}^{SS} = \begin{bmatrix} -\sin \varphi \cos \lambda & -\sin \varphi \sin \lambda & \cos \varphi \\ -\sin \lambda & \cos \lambda & 0 \\ -\cos \varphi \cos \lambda & -\cos \varphi \sin \lambda & -\sin \varphi \end{bmatrix} \quad (2.24)$$

2.11.4. Referans – Gövde Dönüşümü

Referans olarak seçilen bir koordinat çerçevesinden, gövde koordinat çerçevesine dönüşümü ifade eden DKM'nin Euler açıları cinsinden gösterimi Z-X-Y Euler eksen sırası için eşitlik (2.25)'de verilmiştir. Referans koordinat çerçevesinin ne olduğundan bağımsız olarak bu eşitlik yazılabilmektedir. Bunun sebebi, farklı referans koordinat çerçeveleri için Euler açılarının tanımlı olduğu koordinat çerçevelerinin farklı olacak olmasıdır.

$$\mathbf{DKM}_{Ref}^{Göv} = \begin{bmatrix} \cos \theta \cos \psi & \cos \theta \sin \psi & -\sin \theta \\ \sin \phi \sin \theta \cos \psi - \cos \phi \sin \psi & \sin \phi \sin \theta \sin \psi + \cos \phi \cos \psi & \sin \phi \cos \theta \\ \cos \phi \sin \theta \cos \psi + \sin \phi \sin \psi & \cos \phi \sin \theta \sin \psi - \sin \phi \cos \psi & \cos \phi \cos \theta \end{bmatrix} \quad (2.25)$$

2.4'de de belirtildiği gibi, bu DKM'nin bileşenleri Euler eksen sırasına bağlı olarak değişmektedir. (2.15) ve (2.16)'da belirtilen alt DKM'lerin (2.17) eşitliğinde Euler eksen sırasına uygun olarak kullanılmasıyla istenen Euler eksen sırası için referans koordinat çerçevesinden gövde koordinat çerçevesine dönüşümü ifade eden DKM hesaplanabilir.

3. YÖNELİM BELİRLEME AYGITLARI ve YÖNTEMLERİ

Yönelim belirleme aygıtları temel olarak; mutlak ölçüm yapanlar ve göreceli ölçüm yapanlar olarak iki gruba ayrılırlar. Mutlak ölçüm yapan aygıtlar; Dünya ya da yıldız gibi referans olarak kabul edilebilecek bir gök cisminin, uyduya göre olan yönelimini tespit eden sensörlerdir. Göreceli ölçüm yapanlar ise, uydunun dönü hızını ataletsel olarak ölçen dönüölçer sistemleridir [11]. Sıkça kullanılan yönelim aygıtları ve önemli özellikleri Çizelge 3.1’de verilmiştir [12, 13].

Çizelge 3.1. Yönelim belirleme aygıtları karşılaştırması

<i>Aygıt</i>	<i>Ölçüm Tipi</i>	<i>Çalışma koşulu</i>	<i>Doğruluk</i>
Yıldız sensörü	Farklı yıldızlara olan konum vektörleri	Yıldızların gözlenebilir olması	~1 ark saniye (0.00028 °)
Güneş sensörü	Güneş vektörü	Güneş’in gözlenebilir olması	~1 ark dakika (0.017 °)
Ufuk Sensörü	Dünya’nın merkez vektörü	Ufkun gözlenebilir olması	~0.1 °
Manyetometre	Dünya’nın manyetik alan vektörü ölçümü	Manyetik alanın ölçülebilir olması (Dünya’dan çok uzak olmamak)	~0.5 °
Dönüölçer	3 eksenli ataletsel dönü hızı ölçümü	Koşul yoktur	Göreceli ölçümler yapar

3.1. Güneş Sensörleri

Güneş sensörleri uydularda en sık kullanılan sensör çeşitidir. Uydu yönelim belirleme sistemlerinde kullanıldıkları gibi, uydu üzerinde Güneş ışınlarından etkilenen cihazların korunması, Güneş panellerinin yönlendirilmesi gibi farklı işlevler için de kullanılırlar [1]. Güneş sensörleri temel olarak Güneş’in uyduya göre olan yönelimini (Güneş vektörü) iki eksenle tespit eden aygıtlardır [13]. Bu sensörlerin uydularda yaygın olarak kullanılmasının başlıca nedenleri; Güneş’in Dünya yörüngeli uydular için noktasal kaynak olarak kabul edilebilecek kadar uzakta olması ve yeterince parlak olduğundan dolayı sensör tasarımının ve sensör verisinin kullanımının kolay olmasıdır [1, 3].

Güneş sensörleri analog ve sayısal olmak üzere iki gruba ayrılırlar. Analog Güneş sensörlerinde sensör çıktısı olarak Güneş’in yönelim açısıyla değişen bir akım

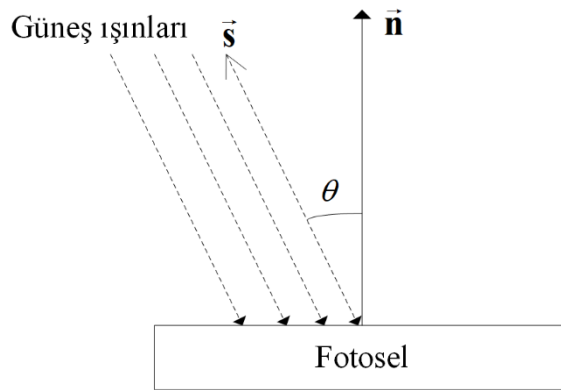
gözlenmektedir. Sayısal Güneş sensörleri ise sensör çıktısı olarak sayısal darbe işaretleri vermektedirler.

3.1.1. Analog Güneş Sensörleri

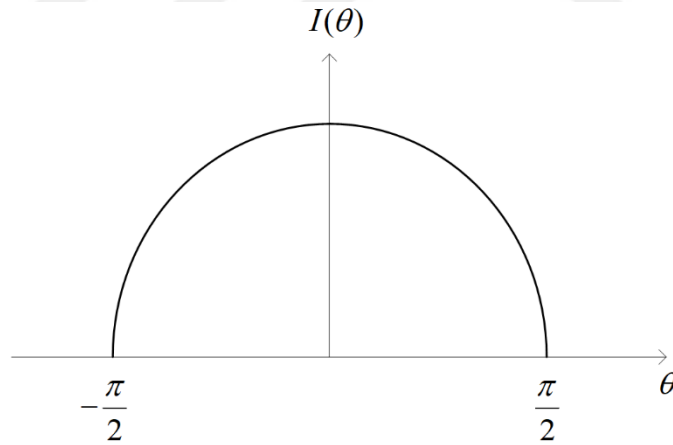
Analog güneş sensörleri, (3.1) eşitliğinde verildiği gibi, fotosel normali $\vec{n}$ ile Güneş ışınları arasındaki θ açısının kosinüs değeri ile orantılı bir akımı çıkış olarak verirler.

$$I(\theta) = I(0) \cos \theta \quad (3.1)$$

Analog güneş sensörlerinde bulunan fotosel yapısı Şekil 3.1’de verilmiştir [1].

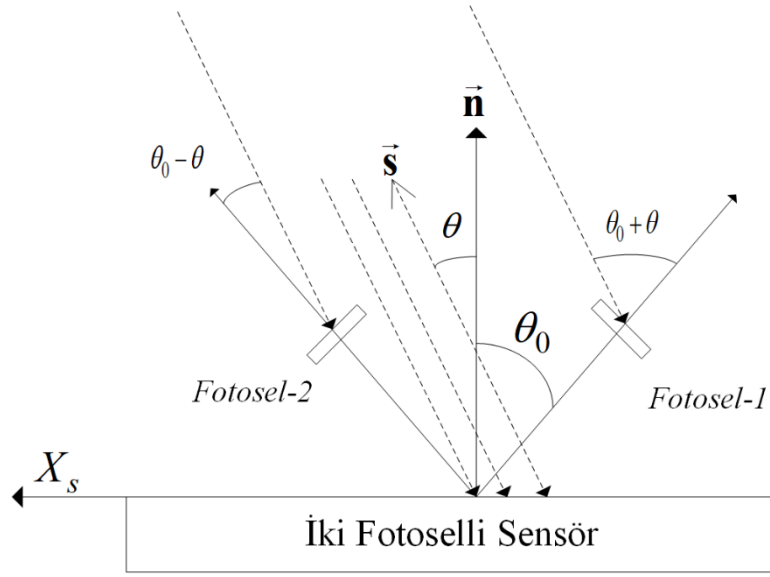


Şekil 3.1. Güneş sensörü fotoseli



Şekil 3.2. Tek fotosel akım-açı grafiği

Eşitlik (3.1)’de görülen ifade olası tüm açı değerleri değerlendirildiğinde Şekil 3.2’de görülen açı-akım grafiği elde edilmektedir. Şekilden de açıkça görüldüğü gibi tek fotoselli yapıda açının mutlak değeri tespit edilse de yönü tayin edilememektedir. Dolayısıyla tek fotosel ile tek eksenle bile Güneş’in yönelimi tespit edilememektedir. Bu sebeple tek eksenle Güneş açısının belirlenebilmesi için iki adet fotosele ihtiyaç duyulmaktadır.



Şekil 3.3. Tek eksenli Güneş sensörü

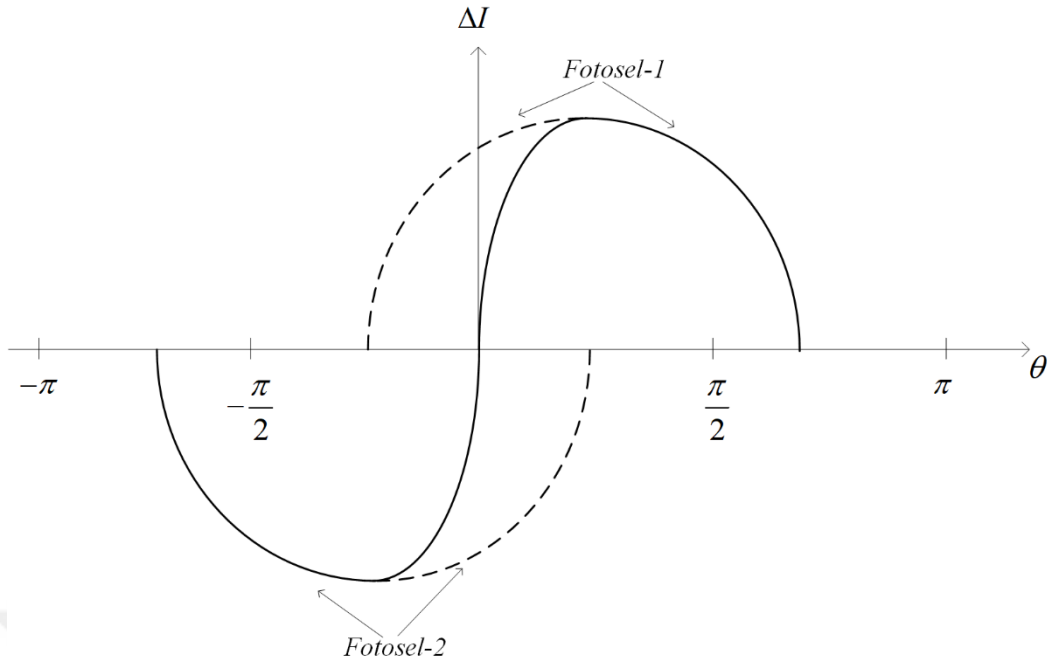
Şekil 3.3’de iki fotoselden oluşan tek eksenli bir Güneş sensörünün yapısı görülmektedir. Bu sensördeki iki fotoselin çıkış akımları eşitlik seti (3.2)’de görüldüğü gibi olacaktır.

$$\begin{aligned} I_1(\theta) &= I(0) \cos(\theta_0 - \theta) \\ I_2(\theta) &= I(0) \cos(\theta_0 + \theta) \end{aligned} \quad (3.2)$$

Bu sensörlerde, iki fotoselin çıkış akımı birbirinden çıkarılarak, Güneş ışınları ile sensör normali arasındaki θ açısının sinüs değeri ile orantılı bir çıkış akımı elde edilmektedir [3]. İlgili işlemler eşitlik seti (3.3)’te verilmiştir.

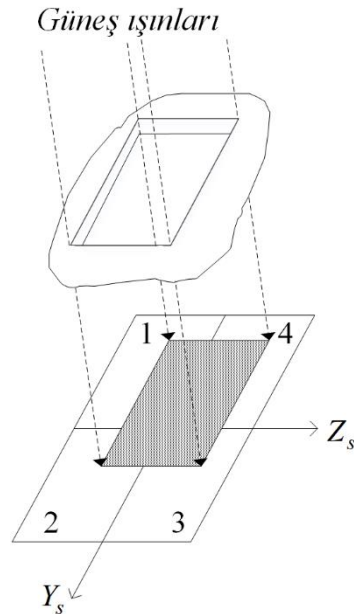
$$\begin{aligned} \Delta I &= I_1 - I_2 \\ &= I(0) [\cos(\theta_0 + \theta) - \cos(\theta_0 - \theta)] \\ &= 2I(0) \sin \theta_0 \sin \theta \\ &= C \sin \theta \end{aligned} \quad (3.3)$$

Eşitlikte belirtilen $I(0)$ ve ondan türeyen C terimleri fotoselin fiziksel karakteristiğine bağlı sabit bir değerdir. İki fotoselli, tek eksenli Güneş sensörünün çıkış akımıyla Güneş açısı arasındaki ilişkiyi gösteren grafik Şekil 3.4’te verilmiştir.



Şekil 3.4. Tek eksenli Güneş sensörü akım-açı grafiği

Güneş'in iki eksen ile yaptığı açıların tespit edilebilmesi için ise iki adet tek eksenli Güneş sensörünün birbirleriyle 90 derecelik açı yapacak şekilde kullanılması gerekmektedir. Bununla birlikte, dört adet fotosel içeren tek bir sensör geometrisi tasarımıyla da iki eksenle açı tespiti yapılabilmektedir [3]. Bu tarz bir sensör tasarımı Şekil 3.5'te verilmiştir [1].



Şekil 3.5. İki eksenli dört fotoselli Güneş sensörü

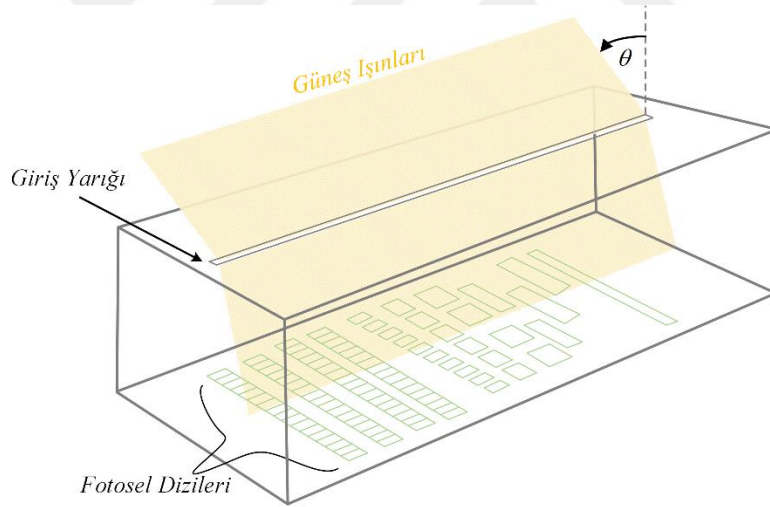
Bu tasarımda, Güneş ışınlarının geldiği yönle bağlantı olarak dört farklı fotoseldeki çıkış akımları artıp azalacaktır. Dolayısıyla Güneş vektörünün dört adet fotoselin çıkış

akımlarının ikili toplamalarının ve farklarının alınıp karşılaştırılması ile iki eksendeki Güneş açısı kolay bir şekilde bulunabilir [3].

3.1.2. Sayısal Güneş Sensörleri

Sayısal Güneş sensörleri tasarımında yapılan ilk çalışmalarda yarıklı yapıda olan sensörler kullanılmıştır [1, 3, 11]. Günümüzde ise CCD (Charge Coupled Device) ve APS-CMOS (Active Pixel Sensors in Complementary Metal–Oxide–Semiconductor) tabanlı görüntü sensörleri sayısal Güneş sensörü tasarımları olarak karşımıza çıkmaktadır [14, 15, 16].

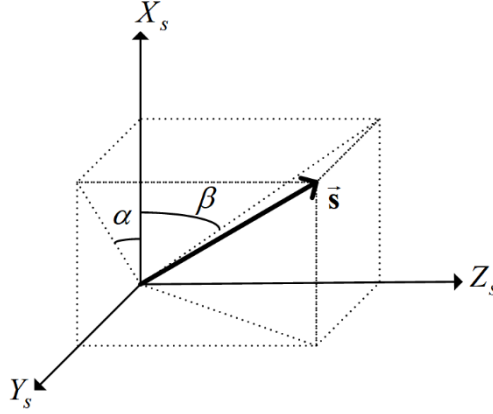
Şekil 3.6’da yarıklı yapıdaki tek eksenli Güneş sensörlerinin genel yapısı verilmiştir. Bu tasarımda, Güneş ışınları sensör üzerindeki uzun ince yarıktan içeri girerek sensör tabanına bir çizgi şeklinde düşer. Sensör tabanında ayırık bir şekilde peş peşe dizili olan fotosellerin hangilerinden akım geçtiğine bağlı olarak sensör çıkışındaki sayısal darbe işaretinin değeri değişir [1, 3]. Sonuç olarak sensörün veri kâğıdı (datasheet) kullanılarak okunan sayısal işarete karşılık gelen Güneş açısı elde edilir. İki eksenli Güneş açısının tespit edilmesi için bu tek eksenli yapıdan iki adet, aralarında 90 ° olacak şekilde kullanılması gerekmektedir.



Şekil 3.6. Tek eksenli yarıklı sayısal Güneş sensörü yapısı

İki Güneş sensörü tipinde de (analog, sayısal) sonuç olarak elde edilmek istenen şey Güneş’e doğru olan pozisyon vektörünün sensör koordinat çerçevesinde hesaplanmasıdır. Sensör koordinat çerçevesi, iki eksenli Güneş açıları ve Güneş vektörü Şekil 3.7’de verilmiştir [3]. Bu iki açı kullanılarak sensör gövde koordinat çerçevesindeki birim boydaki Güneş vektörü eşitlik seti (3.4)’deki gibi hesaplanabilir. Güneş vektörünün birimleştirmeden önceki yapısı incelendiğinde ilk teriminin 1 olduğu görülmektedir. Bu, Güneş sensörünün üç boyutlu uzayda iki boyutlu ölçüm yapmasından kaynaklanan doğal bir sonuçtur.

$$\begin{aligned}\vec{s}'_{sensör} &= [1; \tan \alpha / \tan \beta; \tan \alpha] \\ \vec{s}_{sensör} &= \frac{\vec{s}'_{sensör}}{|\vec{s}'_{sensör}|}\end{aligned}\quad (3.4)$$



Şekil 3.7. Güneş sensörü koordinat çerçevesi ve Güneş vektörü

Analog ve sayısal tipteki bazı Güneş sensörü tasarımlarına ait çeşitli özellikler Çizelge 3.2’de verilmiştir. Bu tabloda belirtilen GAA (görüş alan açısı / field of view) sensörlerin en önemli özelliklerinden birini ifade etmektedir. Sensör normali ile $\pm(GAA/2)$ arasındaki Güneş açıları sensör tarafından tespit edilebilirken, bu aralık dışında kalan açılarda sensör işlevsiz olmaktadır.

Çizelge 3.2. Örnek Güneş sensörü özellikleri

<i>Referans</i>	<i>Tip</i>	<i>GAA</i>	<i>Doğruluk</i>	<i>Güç Tüketimi</i>
[17]	Analog	120°	0.15°	<i>Bilgi Yok</i>
[16]	Analog	128°	0.3°	200mW
[16]	Sayısal	120°	0.02°	50mW
[15]	Sayısal	94°	0.01°	42.73mW
[14]	Sayısal	128°	0.024°	520mW

3.2. Ufuk Sensörleri

Ufuk sensörleri, uydunun Dünya’ya göre olan yönelimini tespit etmek için kullanılan yönelim belirleme aygıtlarıdır [3]. Uydunun Dünya’ya göre olan yöneliminin tespit edilmesi; yer istasyonu ile haberleşme, uzay seyrüseferi ve yeryüzü görüntüleme gibi farklı amaçlar için önemli bir gereklilik olduğundan, Dünya yörüngeli birçok uyduda ufuk sensörleri kullanılmaktadır [1, 2]. Dünya’dan 500 km uzaklıktaki yörüngelerde Dünya’nın uydudan bakıldığında eğim açısı (subtended angle) 135° iken, bu değer yer eş yörüngede (GEO) 17.5°’ye kadar düşmektedir [11]. Dolayısıyla Dünya, Güneş ve yıldızların aksine yer eş yörüngede bile noktasal kaynak olarak modellenemeyecek kadar büyük bir alanı

kaplamaktadır. Bu sebeple sensör tasarımında Dünya'nın tamamının değil, uydudan tespit edilebilen ufuk sınırlarının tespit edilmesi prensibi benimsenmiş bu da sensör tipine adını vermiştir [2].

Ufuk sensörleri, kullandıkları dedektörlerin izgesel (spectral) bölgesi bakımından; görünür ışıktaki ve kızılötesinde çalışanlar olarak ikiye ayrılırlar [3]. Ancak günümüzdeki ufuk sensörlerinin neredeyse tamamında çalışma dalga boyu 14-16 μm bandı arasında olan LWIR (Long Wave Infrared) kızılötesi dedektörler kullanılmaktadır [2, 11, 18, 19]. Ufuk sensörü tasarımlarında kızılötesi dalga boyunda çalışan dedektörlerinin seçilmesinin başlıca nedenleri aşağıda belirtilmiştir;

- Dünya'nın yüzeyinden uzaya doğru olan ışıma, görünür ışık bölgesinde; kara, okyanus, çöl ve ormanlık alanlardan farklı yoğunlukta olmaktadır. Kızılötesinde ise bu ışıma çok daha homojen bir yapıdadır [1, 2].
- Görünür ışıktaki yaz ve kış mevsimleri arasındaki ışıma oranı oldukça yüksekken, kızılötesi dalga boylarında bu oran yaklaşık olarak 2/1'dir [20].

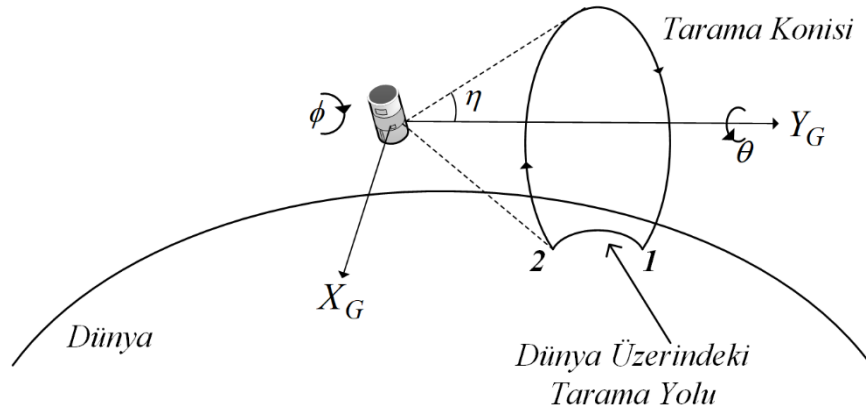
Bu nedenlerden dolayı, kızılötesi dalga boylarında çalışan dedektörler kullanmak, sensör tasarımındaki eşik (gürültüyle Dünya'dan yansıyan ışımanın arasında karar verirken kullanılacak değer) belirleme işlemini kolay ve sonucu daha hatasız yapılabilir hale getirmektedir. Bununla birlikte, günümüzde kızılötesi dalga boylarında çalışan dedektörlerin tasarımında termal ve kuantum olmak üzere iki farklı teknoloji kullanılmaktadır, [18]'de bu iki teknolojinin karşılaştırması verilmiştir.

Ufuk sensörleri çalışma şekilleri bakımından ise temel olarak iki grupta incelenirler. Durağan ufuk sensörleri sabit bir yöne bakarak, taramalı ufuk sensörleri küçük bir görüş alan açısı ile Dünya yüzeyini tarayarak çalışırlar [2, 11].

3.2.1. Taramalı Ufuk Sensörleri

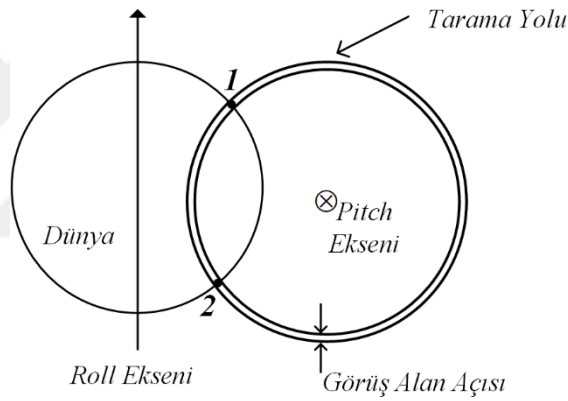
Tek bir konik tarama ile çalışan ufuk sensörü Şekil 3.8'de görülmektedir [3]. Şekildeki X_G ve Y_G uydunun gövde koordinat eksenlerini, ϕ ve θ sırasıyla yalpa ve yunuslama açılarını, η ise konik tarama açısını göstermektedir. Bu sensör tasarımında, kızılötesi dedektörün üzerinde bulunduğu optik kısım tarama mekanizması hareket ettikçe Dünya'dan/uzaydan yayılan kızılötesi ışınları alınır ve bir gerilim değerine dönüştürülür. Uydunun bulunduğu yükseklik gibi çeşitli parametreler ile belirlenen eşik değerinin üstündeki gerilimler için yansıyan ışımanın Dünya'dan geldiğine kararı verilir [3]. Dolayısıyla, Şekil 3.8'deki çalışma

geometrisinde 1-2 arasındaki tarama yolu boyunca dedektörden elde edilen gerilim eşiğin üstünde olacaktır.



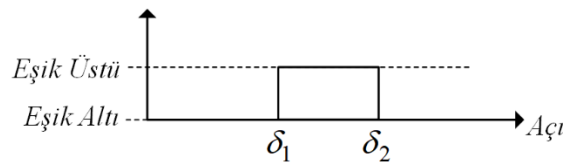
Şekil 3.8. Tek konik taramalı ufuk sensörü

Tek taramalı ufuk sensörü çalışma geometrisinin yatay kesiti ise Şekil 3.9’da verilmiştir [3].



Şekil 3.9. Tek konik tarama yatay kesit

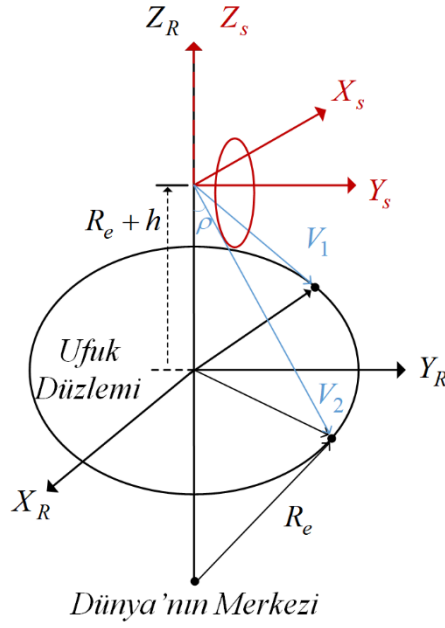
Konik taramanın anlık olarak bulunduğu açılar için eşik değerin geçilmesi-geçilmemesi durumunda elde edilecek olan grafik Şekil 3.10’da verilmiştir [3].



Şekil 3.10. Tek konik taramanın açı grafiği

Bu açı grafiğinde δ_1 ve δ_2 ile belirtilen açılar taramanın sırasıyla uzay boşluğundan Dünya’ya ve Dünya’dan uzay boşluğuna geçildiği andaki açı değerlerini ifade etmektedir.

Tarama açısı bu değerlerde iken yansımanın alındığı noktalar ise Şekil 3.8’de ve Şekil 3.9’da sırasıyla 1 ve 2 olarak belirtilmiştir.



Şekil 3.11. Konik taramalı yönelim hesaplama

Tek konik taramalı ufuk sensörlerinde yönelimi tespit etmek için şu yol izlenir [3];

1. Uydu merkezi ile 1 ve 2 noktaları arasındaki ρ açısı (3.5) eşitliğindeki gibi hesaplanır.

$$\rho = \sin^{-1} \left(\frac{R_e + H_{eş}}{R_e + h} \right) \quad (3.5)$$

Bu eşitlikte; $H_{eş}$ eşdeğer kızılotesi yayılım yüksekliğidir. Kızılotesi yayılımın Dünya'dan $H_{eş}$ kadar yükseklikten yayıldığı kabul edilir (~ 40 km), bu kabul ile 1 ve 2 noktalarının $H_{eş}$ yüksekliğinde oldukları anlamına gelmektedir. Bununla birlikte, R_e parametresi Dünya'nın yarıçapını, h ise uydunun Dünya'dan yüksekliğini belirtmektedir.

2. Sensör merkezi ile sırasıyla 1 ve 2 noktası arasında tanımlı olan ufuk kesişim vektörleri V_1 ve V_2 'nin referans koordinat çerçevesindeki Z bileşenleri elde edilir, iki vektörün Z bileşeni de eşitlik (3.6)'da görüldüğü gibi ρ açısının kosinüs değerine eşittir.

$$V_{1z} = V_{2z} = \cos(\rho); \quad (3.6)$$

3. Tarama açısı δ_1 ve δ_2 iken elde edilen, tarama vektörleri S_1 ve S_2 sensör gövde koordinat çerçevesinde eşitlik (3.7)'de olduğu gibi yazılır.

$$S_i^s = \begin{bmatrix} \sin(\delta_i) \sin(\eta) \\ \cos(\eta) \\ \cos(\delta_i) \sin(\eta) \end{bmatrix} \quad (3.7)$$

4. Tarama vektörleri S_1 ve S_2 referans koordinat çerçevesine çevrilerek bu vektörlerin Z bileşenleri ile V_1 ve V_2 'nin Z bileşenleri birbirlerine eşitlenir. Yönelimi tanımlayan ϕ ve θ açıları bu iki $S_1^r = \cos(\rho)$ ve $S_2^r = \cos(\rho)$ eşitliğinden elde edilir.

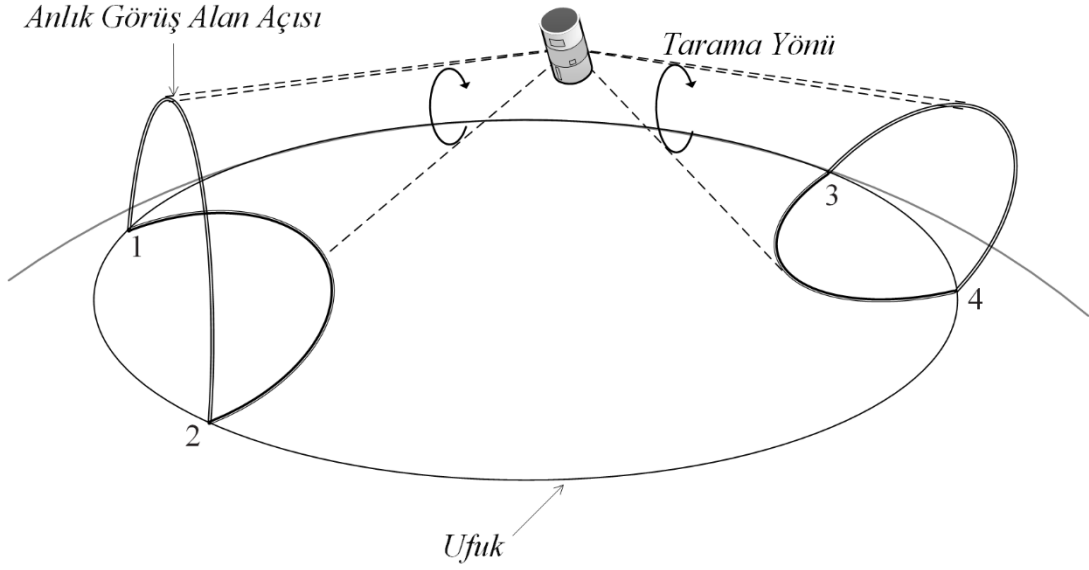
$$S_i^r = \begin{bmatrix} \cos(-\theta) & 0 & -\sin(-\theta) \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin(-\theta) & 0 & \cos(-\theta) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(-\phi) & \sin(-\phi) \\ 0 & -\sin(-\phi) & \cos(-\phi) \end{bmatrix} S_i^s \quad (3.8)$$

$$\begin{aligned} S_{i,z}^r &= -\sin(\eta)\sin(\delta_i)\sin(\theta) + \cos(\eta)\sin(\phi)\cos(\theta) + \sin(\eta)\cos(\delta_i)\cos(\phi)\cos(\theta) \\ &= \cos(\rho) \end{aligned} \quad (3.9)$$

Ufuk sensörlerindeki yönelim kestiriminin, vektörlerin Z bileşeni üzerinden yapması beklenen bir durumdur. Z eksenindeki dönme açısı (sapma) sadece Dünya üzerinden yapılan gözlemlerle tespit edilemeyeceği için, bu dönmenin bir sonucu olarak etkilenen Y ve Z eksen bileşenleri üzerinden bir sonuç çıkarabilmek mümkün olamaz.

Sonuç olarak tek konik taramalı ufuk sensörü ile Dünya'ya göre olan yönelim tespiti (3.5) eşitliğinde de görüldüğü gibi uydunun yükseklik bilgisi de kullanılarak elde edilebilmektedir. Uydunun yükseklik bilgisi olmadan yani $\cos(\rho)$ terimini de eşitliklerde bilinmeyen olarak bırakarak yönelim tespiti yapabilmek için, iki adet tarama vektörü S_i^r eşitliğine ilave olarak bir adet daha tarama vektörü eşitliği ihtiyacı olacaktır. Bu ihtiyaca cevaben Şekil 3.12'de çalışma geometrisi verilen iki konik taramalı ufuk sensörleri kullanılmaktadır [3].

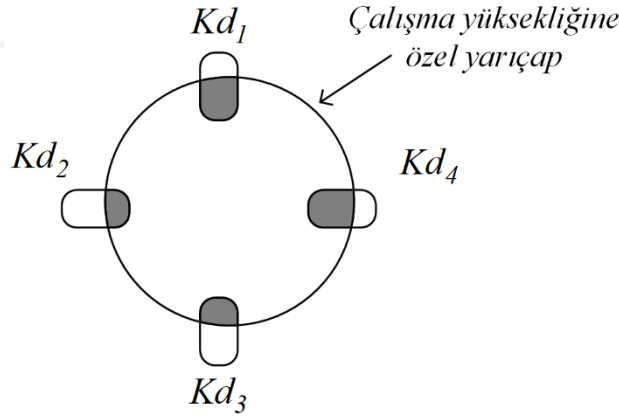
İki konik taramalı ufuk sensörlerinin tek konik taramalılarından tek farkı iki adet ufuk kesişim vektörü ve tarama vektörü yerine dört adet ufuk kesişim vektörü ve tarama vektörü tanımlamalarıdır. Dolayısıyla uydunun yüksekliğinin bilinmesine gerek kalmadan Dünya'ya göre olan yönelimini tespit etmek mümkün olacaktır. Bununla birlikte, uydunun yüksekliği bilinmeden yönelim açılarının hesaplanabilmesi için üç vektör yeterlidir. Geri kalan bir vektör kullanılmadığı gibi, üç vektör ile hesaplanan yönelimi iyileştirmesi gibi bir durum da söz konusu değildir [3].



Şekil 3.12. İki konik taramalı ufuk sensörü

3.2.2. Durağan Ufuk Sensörleri

Durağan ufuk sensörleri, karşılıklı ve çapraz şekillerde konumlandırılmış kızılötesi dedektörlerinden gelen ışıma şiddeti seviyelerini kullanarak uydunun Dünya'ya göre olan yönelim açılarını tespit eden sensörlerdir [1, 21].



Şekil 3.13. İki eksenli analog dedektörlü durağan ufuk sensörü

Hareket eden bir parçaları bulunmadığı için taramalı ufuk sensörlerinden çok daha güvenilir sonuç verirler [3]. Orta ve yerle eş yörüngeli uydulara kıyasla, durağan ufuk sensörlerinin alçak yörünge uydularda kullanımı yaygın olmamakla birlikte literatürde bu yönde yapılmış olan çalışmalar da mevcuttur [11, 18, 22]. Bununla birlikte durağan ufuk sensörlerinin çalışma yüksekliği aralıkları çok dar olup tasarım sırasında belirlenen bu yükseklikler dışında çalışamazlar [3]. Tipik bir iki eksenli analog durağan ufuk sensörü örneği Şekil 3.13'te verilmiştir. Sensör geometrisi incelendiğinde, dört farklı yönde aralarında 90° bulunan dört kızılötesi dedektörün, yarıçapı sensörün çalışma yüksekliğine özel olarak

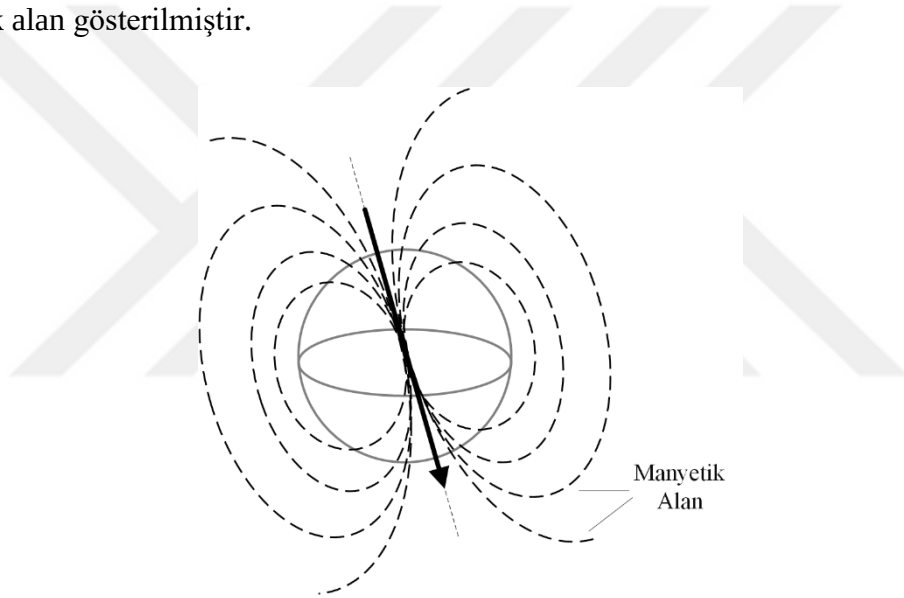
Detayları [18]'de verilen, alçak yörüngeli uydular için tasarlanan bir durağan ufuk sensörü fotoğrafı ise Şekil 3.15'te görülmektedir.



28

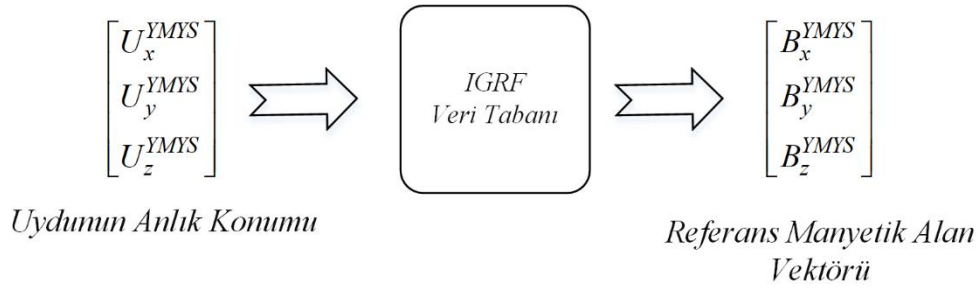
3.3. Manyetometreler

Manyetometreler Dünya kaynaklı manyetik alan vektörünü gövde koordinat çerçevesinde üç boyutlu olarak ölçen cihazlardır. Hafif olmaları, hareket eden parçalarının olmaması, düşük güç tüketimleri ve düşük maliyetli olmaları sebebiyle uydularda yaygın olarak kullanılan sensörlerin başında gelirler [1, 24]. Güneş tutulması gibi diğer ölçüm cihazlarının (dönüölçer dışında) işlevsiz kaldığı durumlarda çalışabilmeleri, Dünya yörüngeli uydularda kullanımlarını neredeyse zorunlu kılmaktadır [25]. Bununla birlikte, manyetometreden elde edilecek olan yönelim bilgisi, manyetik alan vektörü etrafındaki yönelim açısının tespitinin mümkün olmaması sebebiyle iki eksenle elde edilmektedir [26, 27]. Dünya'dan yayılan manyetik alan vektörünün şiddeti, uzaklığın küpü ile azaldığı için manyetometrelerin kullanımı alçak yörüngeli uydularla sınırlıdır [1, 11]. Şekil 3.16'da Dünya'dan yayılan manyetik alan gösterilmiştir.



Şekil 3.16. Dünya'nın manyetik alanı

Sensör koordinat çerçevesinde elde edilen manyetometre ölçümlerinin yönelim belirleme algoritmalarında kullanılabilmesi için, uydunun bulunduğu konum için referans koordinat çerçevesindeki manyetik alan vektörü bileşenlerinin bilinmesi gerekmektedir. Bu referans manyetik alan vektörü Şekil 3.17'de görüldüğü üzere, IGRF (International Geomagnetic Reference Field / Uluslararası Dünya Manyetik Referans Alanı) modelinden elde edilmektedir. Bu, Dünya'nın manyetik alan haritasının sabit olmaması sebebiyle sabit bir model olmayıp, her beş yılda bir yenilenmektedir [28, 29]. IGRF modelinden referans manyetik alanı etme adımlarının detayları [26]'da verilmiştir.



Şekil 3.17. Referans manyetik alan vektörü hesabı

Manyetometreler manyetik alan ölçümlerini yüksek doğrulukta yaparlar, ancak Dünya'nın manyetik alanının yüksek doğrulukta modellenememesi yönelim tespitindeki hatalarını 0.5° mertebelerine çıkarmaktadır [11, 26].

Manyetometre ile yapılan ölçüm (3.10) eşitliğinde verildiği gibi modellenenbilir [25].

$$\vec{B}_G = \mathbf{DKM}_{RG} \vec{B}_R + \vec{b} + \eta \quad (3.10)$$

Bu modeldeki $\vec{B}_G$ manyetometrelerden okunan, gövde koordinat çerçevesindeki üç boyutlu manyetik alan vektörünü, $\mathbf{DKM}_{RG}$ referans koordinat çerçevesi (YMYS) ile gövde koordinat çerçevesi arasındaki yönelim matrisini, $\vec{B}_R$ uydunun bulunduğu konum için referans koordinat çerçevesindeki üç boyutlu manyetik alan vektörünü, $\vec{b}$ vektörü manyetometre sapma vektörünü, η ise sensör gürültüsünü ifade etmektedir. Manyetometre ölçümünde bulunan sapma ve gürültü parametrelerini gidererek ölçüm hatasını en aza indirmek için kalibrasyon gerekliliği açıktır [25, 27, 30].

Gürültü ve sapma terimlerini ihmal ederek eşitlik (3.10) incelendiğinde, bir vektörün referans koordinat çerçevesinden gövde koordinat çerçevesine dönüştürüldüğü görülmektedir. Bu eşitlikteki tek bilinmeyen 3×3 boyutundaki yönelim matrisidir. Ancak 3.6'da anlatılan nedenlerden dolayı matematiksel olarak bu eşitlikteki DKM matrisin tek bir çözümü yoktur. Bu nedenle manyetometre ölçümleri tek başlarına uydunun üç eksenindeki yönelimini tespit etmek için yeterli değildirler. Bunun için bir başka yönelim belirleme sensöründen elde edilecek ölçüm ve referans vektörü çiftine ihtiyaç vardır.

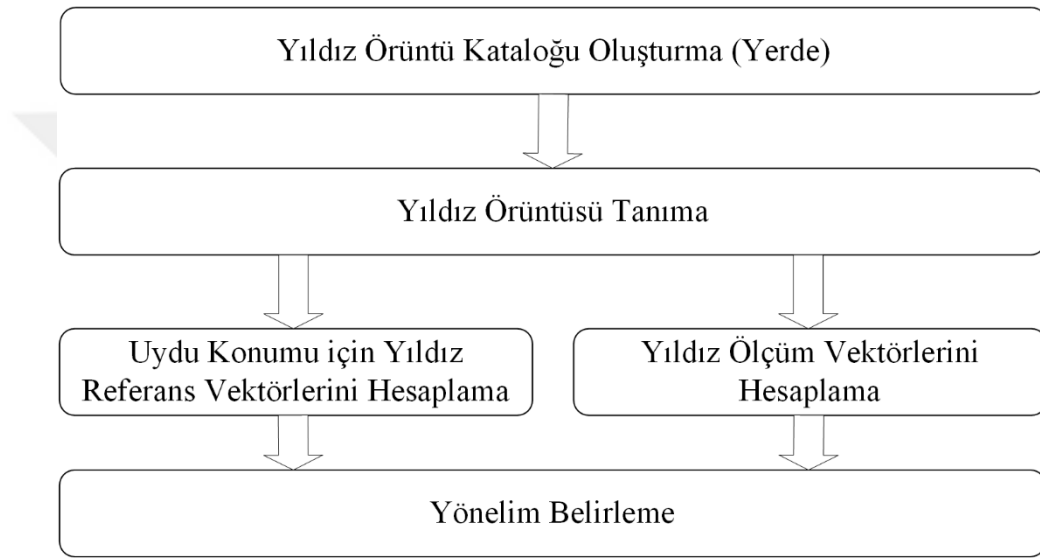
3.4. Yıldız Sensörleri

Yıldız sensörleri, uzayda bulunan yıldızların konum vektörlerini uydu gövde koordinat çerçevesinde tespit edip, bu ölçümleri yıldızların referans koordinat çerçevesindeki konumlarıyla karşılaştırarak yönelim tespiti yapan sensörlerdir [1, 3, 31]. Yıldız sensörleri diğer yönelim sensörlerine kıyasla en yüksek doğrulukta (~ 1 ark saniye) yönelim tespiti yapan sensörlerdir. Ancak yüksek maliyetleri, büyük boyutlu olmaları, yüksek güç

tüketimleri ve çalışmaları için özel algoritmaların gerekliliği de olumsuz özellikleri olarak karşımıza çıkmaktadır [3, 11].

İlk tasarlanan yıldız sensörlerinde, yıldızların görüntüsünün elde edilmesi için bir çeşit katot ışın tüpü olan kamera tüpleri kullanılmıştır [1]. Ancak 1990'lerden itibaren görüntüleme teknolojisinin gelişmesiyle birlikte kamera tüplerinin yerini CCD ve CMOS tabanlı teknolojiler almıştır. Yeni nesil yıldız sensörlerinin tipik olarak; 0.5Hz-10Hz ölçüm sıklığına, 3kg ağırla ve 10W güç tüketimine sahip oldukları söylenebilir [2].

Yıldız sensörleriyle yapılan yönelim belirleme işlem basamakları Şekil 3.18'de verilmiştir.



Şekil 3.18. Yıldız sensörleri yönelim belirleme adımları

Yıldız sensörlerinin yönelim belirleme amacıyla birden fazla yıldızı tespit etmeleri gerekmektedir. Bu sayı [2]'de en az dört olarak belirtilmiştir. Görüntüsü elde edilen yıldız kümesindeki yıldızlar tanınmadan bu ölçümlerin yönelim belirleme amacıyla kullanılması olanaksızdır [3]. Bu sebeple elde edilen yıldız görüntüsündeki her bir yıldızın hangi yıldız olduğu tespit edilmelidir. Bunu yapabilmek için algılayıcı tasarım aşamasında uydunun görevine özel olarak hazırlanan bir yıldız kataloğu kullanılır. Yıldız kataloğunda; sınırlı sayıdaki yıldız, bu yıldızların eylemsiz koordinat çerçevesindeki konumları ve ışıma büyüklükleri bulunur [32].

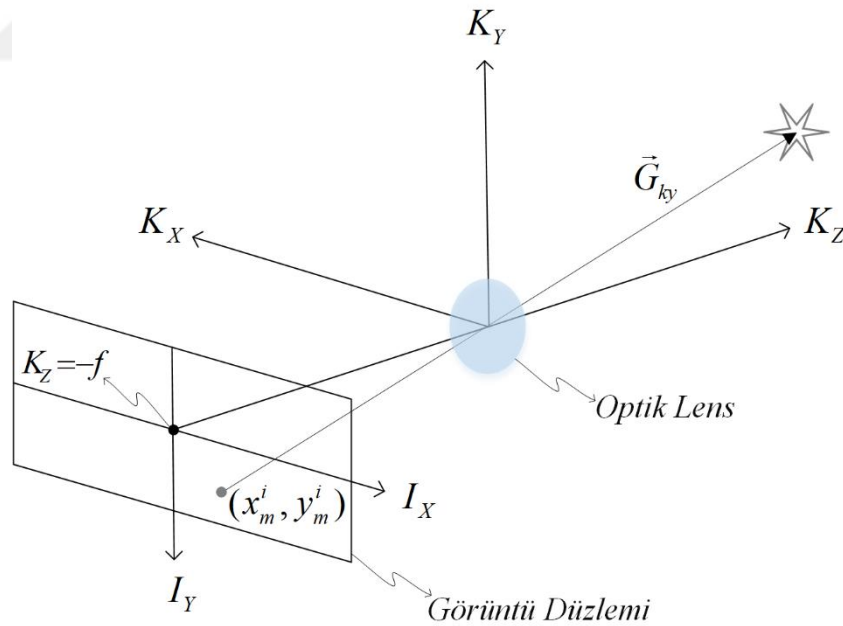
Sensör görüş alan açısı ($\alpha^\circ \times \beta^\circ$) içerisinde bulunması istenen ortalama yıldız sayısı G_Y ve yıldız kataloğunda en az bulunması gereken yıldız sayısı ilişkisi [3]'de (3.11) eşitliğindeki gibi verilmiştir. Burada α ve β sensör görüş alan açısının yataydaki ve dikeydeki değerlerini ifade etmektedir. Bu eşitliğe göre, katalogda bulunması gereken yıldız sayısı görüş alan açısı arttıkça azalmakta, görüş alan açısı içinde bulunması istenen ortalama yıldız sayısı arttıkça

ise artmaktadır. Örneğin bu eşitlik kullanılarak, $\alpha^\circ = 3^\circ$, $\beta^\circ = 4^\circ$ ve $G_Y = 3$ için katalogda en az bulunması gereken yıldız sayısı 2064 olarak hesaplanır.

$$\text{Katalog Yıldız Sayısı} = \left\lceil 4\pi \frac{(180/\pi)^2}{\alpha^\circ \beta^\circ} \right\rceil G_Y \quad (3.11)$$

Yıldız kataloğunun oluşturulmasıyla ilgili olarak dikkat edilmesi gereken noktalar ve farklı yaklaşımlar [3, 32, 33]'te verilmiştir.

Yıldız sensörleri yönelim belirleme adımlarındaki en önemli kısım, görüntüsü elde edilen yıldız örüntüsünün katalogdaki örüntülerle eşleştirilmesidir [33, 34, 35]. Bu aşamada görüntüdeki yıldızların geometrisi katalogda bulunan geometrilerle karşılaştırılarak en benzer örüntü tespit edilir. Yıldız örüntüsü tanıma yönelik en eski ve en klasik yöntem John L. Junkins tarafından geliştirilen üçgen (triangle) algoritmasıdır [36]. Üçgen yönteminden sonra bu alanda Daniele Mortari tarafından geliştirilen iki tanınmış yöntem K-vektör (K-vector) algoritması [37] ve piramit (pyramid) algoritmasıdır [38]. Yıldız örüntüsü tanıma üzerine literatürde son zamanlarda yapılmış birçok farklı yaklaşım mevcuttur. Bu yöntemler [34]'te sınıflandırılarak sunulmuştur.



Şekil 3.19. Görüntüden pozisyon vektörü hesaplanması

Yıldız örüntüsü tanınarak, görüntü üzerindeki yıldızların katalogdaki karşılıkları tespit edildikten sonra bu yıldızlar için ölçüm ve referans vektörlerinin elde edilmesi gerekmektedir. Görüntü üzerindeki yıldızların gövde koordinatlarındaki ölçüm vektörlerinin elde edilişi Şekil 3.19'da verilmiştir. Şekilde görülen K_x , K_y ve K_z kamera gövde koordinat

çerçevesi eksenlerini, I_x ve I_y görüntü koordinat çerçevesi eksenlerini, f kameranın odak uzaklığını, x_m^i ve y_m^i görüntü koordinat çerçevesinde cismin merkez konumunu, x_0^i ve y_0^i görüntü koordinat düzleminin orta noktasının konumunu, $\vec{G}_{ky}$ ise kameradan yıldızla olan pozisyon vektörünü temsil etmektedir. $\vec{G}_{ky}$ ve $\vec{G}_{uy}$ uydudan cisme olan pozisyon vektörü sırasıyla eşitlik (3.12) ve eşitlik (3.13)'teki gibi hesaplanmaktadır. Eşitlik (3.13)'te görülen $\mathbf{A}_{ku}$, kamera-gövde koordinat çerçevesi ile uydu-gövde koordinat çerçevesi arasındaki yönelimi ifade eden DKM'dir.

$$\vec{G}_{ky} = \frac{1}{\sqrt{f^2 + (x_m^i - x_0^i)^2 + (y_m^i - y_0^i)^2}} \begin{bmatrix} x_m^i - x_0^i \\ y_m^i - y_0^i \\ f \end{bmatrix} \quad (3.12)$$

$$\vec{G}_{uy} = \mathbf{A}_{ku} \vec{G}_{ky} \quad (3.13)$$

Yıldız referans vektörlerinin hesaplanması uydunun bulunduğu konuma göre değişkenlik göstermektedir. Yıldız kataloğundan ilgili yıldız için referans (eylemsiz) koordinat çerçevesindeki konum vektörü $[x_y^r; y_y^r; z_y^r]$ uydunun referans koordinat çerçevesindeki konum vektöründen $[x_u^r; y_u^r; z_u^r]$ çıkarılıp birleştirildiğinde, uydudan yıldızla olan referans konum vektörü elde edilmiş olur. İlgili işlem (3.14)'te verilmiştir.

$$\vec{R}_{uy} = \frac{1}{\sqrt{(x_y^r - x_u^r)^2 + (y_y^r - y_u^r)^2 + (z_y^r - z_u^r)^2}} \cdot \begin{bmatrix} x_y^r - x_u^r \\ y_y^r - y_u^r \\ z_y^r - z_u^r \end{bmatrix} \quad (3.14)$$

Uydunun referans ve gövde koordinat çerçeveleri arasındaki yönelim matrisi $\mathbf{DKM}_{RG}$ her yıldız ölçüm-referans çifti için sağlanması gerektiğinden, bu vektör çiftleri arasındaki ilişki (3.15)'te olduğu gibi yazılır [39]. Eşitlikte görülen $V(i)$ her yıldızla ait ölçüm hatasını ifade etmektedir.

$$\vec{G}_{uy}(i) = \mathbf{DKM}_{RG} \vec{R}_{uy}(i) + V(i) \quad (3.15)$$

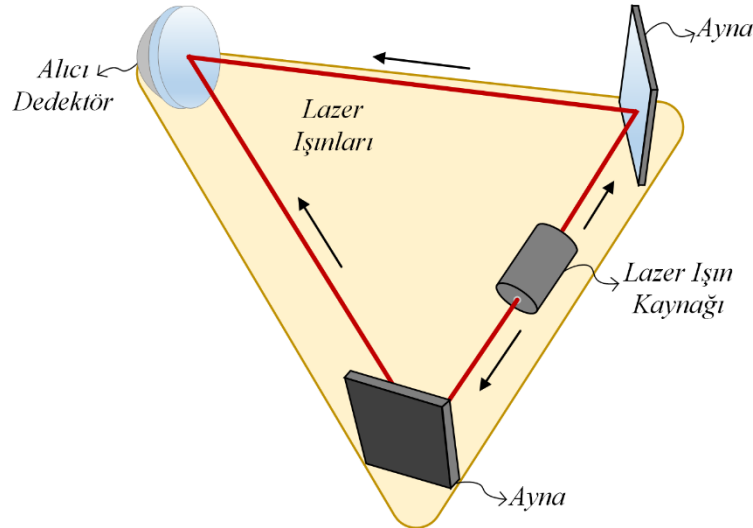
Gürültü terimi ihmal edildiğinde, yıldız sensörü ölçümlerinden yönelimin tespit edilmesi eşitlik (3.15)'teki tek bilinmeyen olan 3×3 boyutundaki $\mathbf{DKM}_{RG}$ yönelim matrisinin tespit edilmesi anlamına gelmektedir. Bunun için en az iki yıldız ölçüm-referans vektör çifti gerekmektedir.

3.5. Ataletsel Sensörler

Uydularda ataletsel yönelim sensörü olarak dönüölçerler (gyroscope) kullanılmaktadır. Dönüölçerler uydunun yönelimi hakkında doğrudan bilgi sunmayıp, iki zaman dilimi arasındaki yönelim değişimini ölçmek, var olan yönelim bilgisini türetmek için kullanılırlar [3]. Dönüölçerler sağladıkları bilgi bakımından iki sınıfta incelenirler. Hız dönüölçerleri (rate gyros) uydunun üç eksenindeki açısal dönme hızlarını ölçerken, toplamsal hız dönüölçerleri (rate-integrating gyros) belli bir zaman aralığındaki dönü hızlarının toplamsal değerini açı değişimi olarak kullanıcıya sunar [2, 11].

Dönüölçerleri uydu yönelim belirleme sistemlerinde kullanmanın en önemli avantajı, yönelim belirleme sensörlerinden birinden veya birkaçından gözlem alınamayarak yönelim belirleme işleminin yapılamadığı durumlarda, yönelimin dönüölçerden alınan açısal dönü hızları ile hesaplanabiliyor olmasıdır.

1980'lerden önce kullanılan tüm dönüölçer sistemleri, bir elektrikli motorun döndürdüğü diskin açısal momentumunun Newton'un ikinci yasası gereği korunma prensibine dayalı olarak çalışmaktaydılar [2]. Bu tip sistemler, hareketli parçalara bağlı olarak sınırlı bir kullanım ömrü sunmaktaydılar. Günümüzde ise halka lazer dönüölçer (RLG / Ring Laser Gyroscopes), fiber optik dönüölçer (FOG / Fibre Optic Gyroscope) ve yarı küresel rezonatör dönüölçer (HRG / Hemispherical Resonator Gyroscope) gibi hareketli parçası olmayan daha güvenilir dönüölçer sistemleri kullanılmaktadır [3, 11].



Şekil 3.20. Halka lazer dönüölçer prizma yapısı

3.5.1. Halka Lazer Dönüölçerler

Halka lazer dönüölçerleri, tek ekseninde dönü hızını tespit edebilen, birbirine dik üç ekseninde konumlandırılmış üç adet prizma yapısından meydana gelirler. Prizma yapısının iki

köşesinde lazer ışınlarını dedektöre yönlendiren aynalar, bu iki köşesinin ortasında her bir köşeye yönelmiş iki uçlu bir lazer ışık üretici, diğer köşesinde ise lazer ışık dedektörü bulunur. Lazer ışık üretici birbirine zıt yönde iki farklı ışık yayar, bu ışıklar belirtilen aynalardan yansiyarak alıcı dedektöre ulaşır. Prizmanın üçgen normali etrafında döndürülmesi durumunda lazer ışınlarının takip ettikleri yolların uzunlukları dönmeye bağlı olarak değişir. Bunun sonucunda da lazer ışınları arasında girişim oluşur. Lazer dedektörü bu girişimi algılayarak açısal dönme hızını tek eksen için tespit eder. Şekil 3.20’de halka lazer dönüölçerin prizma yapısı verilmiştir. Halka lazer dönüölçerlerinin tipik kayma hızları 0.001°/ saat mertebelerindedir [2].

3.5.2. Fiber Optik Dönüölçerler

Fiber optik dönüölçerler halka lazer dönüölçerlere benzer bir şekilde çalışmaktadır. Ancak halka lazerin aksine, iki farklı uçtan uygulanan lazer ışınları fiber optik dönüölçerlerde havadan değil sarmal yapıdaki ve uzunluğu kilometreyi bulan uzunluktaki fiber optik kabloun içinden geçerek alıcı dedektöre ulaşırlar. Sarmal yapı eksen etrafında döndüğünde iki uçtan hareket eden lazer ışınlarının takip ettiği yolun uzunluğu farklılaşır. Bu farklılaşma alıcı dedektöre ulaşan lazer ışınlarının arasında bir faz farkı oluşmasına neden olur. Sonuç olarak bu faz farkından tek eksendeki açısal dönme hızı tespit edilir. Böylece üç farklı eksendeki üç adet sarmal yapı, üç eksenli bir fiber optik dönüölçeri meydana getirir. Fiber optik dönüölçerlerin tipik kayma hızları 0.01°/ saat veya daha azdır [40].

3.5.3. Yarı Küresel Rezonatör Dönüölçerler

Yarı küresel rezonatör dönüölçerler, yarım küre şeklindeki metal rezonatörün üzerinde rezonans frekansında sabit bir dalga oluştururlar. Bu rezonatörün gövde ekseninde oluşacak bir dönme hareketi Coriolis kuvvetine neden olur. Bu Coriolis kuvveti de rezonatör dalgasının iki ucu arasında dönme hızına bağlı bir yalpalamaya neden olur. Yalpalamanın ölçülmesiyle açısal dönme hızı tespit edilir. Yarı küresel rezonatör dönüölçerler gelişmiş halka lazer dönüölçerler kadar iyi performans göstermektedirler [11].

Günümüzde birçok alanda (cep telefonları, oyuncaklar vs.) yaygın olarak kullanılan MEMS (Mikro Elektro Mekanik Sistemler) dönüölçerler de yarı küresel rezonatör yaklaşımının farklı rezonans geometrilerine uygulanması sonucunda elde edilmiştir. MEMS dönüölçerlerde piezoelektrik maddelerin üzerindeki basıncı elektrik akımına çevirmesi özelliği kullanılarak, dönme sonucu oluşan Coriolis kuvvetinin yarattığı elektrik akımından açısal dönme hızı tespit edilir. MEMS dönüölçerler yeni nesil dönüölçer ile

kıyaslanamayacak ölçüde düşük fiyat, düşük ağırlık, düşük güç tüketimine ve düşük performansa sahip sensörlerdir [2].

3.5.4. Dönüölçer Ölçüm Modeli

Bir dönüölçer ölçümü (3.16) eşitliğinde verildiği gibi modellenenir. Bu model bir dönüölçeri modellemek için kullanılan en temel yapıdır ve yaygın olarak kullanılmaktadır [2, 41]. Modeldeki $\hat{w}$ vektörü dönüölçer çıktısını, w vektörü gerçek dönü değerlerini, β kayma vektörünü, η ise sıfır ortalamaya sahip beyaz Gauss gürültüsünü ifade etmektedir.

$$\begin{bmatrix} \hat{w}_x \\ \hat{w}_y \\ \hat{w}_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} w_x \\ w_y \\ w_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \beta_x \\ \beta_y \\ \beta_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \eta_x \\ \eta_y \\ \eta_z \end{bmatrix} \quad (3.16)$$

Eşitlik (3.17)'de ise daha genel bir dönüölçer modeli verilmiştir [42]. Modeldeki S matrisi ölçekleme (scale) ve hizalama (misalignment) hatalarını ifade etmektedir.

$$\begin{bmatrix} \hat{w}_x \\ \hat{w}_y \\ \hat{w}_z \end{bmatrix} = \left(\begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} + S_{3 \times 3} \right) \begin{bmatrix} w_x \\ w_y \\ w_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \beta_x \\ \beta_y \\ \beta_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \eta_x \\ \eta_y \\ \eta_z \end{bmatrix} \quad (3.17)$$

Yukarıda verilen dönüölçer modelleri incelendiğinde, çeşitli hataların etkileri sebebiyle dönüölçerlerin tek başlarına yönelim belirleme aracı olarak kullanılamayacağı anlaşılmaktadır. Dönüölçerler ilk durumdaki yönelimi bilinen (mutlak yönelim belirleme sensörlerinden birisi ile) uydu yönelimini kısa bir zaman dilimi için zamanda ilerleterek tahmin edebilirler. Bu kısa zaman diliminin değeri, sistemden beklenen yönelim hassasiyeti ve dönüölçerin hata istatistiklerine (özellikle kayma hatası) bağlı olarak değişecektir.

3.6. Yönelim Belirleme Yöntemleri

Uydularda yönelimin belirlenmesi, en temel haliyle referans koordinat çerçevesinden, uydu-gövde koordinat çerçevesine dönüşümü sağlayan DKM'nin elde edilmesi anlamına gelmektedir. Tezin ilgili bölümünde detaylarıyla anlatıldığı gibi; mutlak yönelim belirleme aygıtları olan Güneş sensörü, manyetometre ve yıldız sensörlerinden, uydu-gövde koordinat çerçevesindeki üç boyutlu ölçüm vektörleri elde edilmektedir. Bununla birlikte, uydu-gövde koordinat çerçevesinde elde edilen bu ölçüm vektörlerinin referans koordinat çerçevesindeki karşılıkları da uydunun referans koordinat çerçevesindeki konumuna bağlı olarak hesaplanabilmektedir. Dolayısıyla, her i . sensörden elde edilen ölçüm vektörü $\vec{g}_i$ ve karşılık gelen referans vektörü $\vec{r}_i$ eşitlik (3.18)'i sağlamak zorundadır. Eşitlikte ifade edilen A_r^g matrisi uydu referans koordinat çerçevesinden uydu-gövde koordinat çerçevesine dönüşümü

ifade eden DKM'dir. Dolayısıyla uydu yönelim belirleme adına hesaplanmak istenen matris $\mathbf{A}_r^g$ matrisidir.

$$\mathbf{A}_r^g \vec{r}_i = \vec{g}_i \quad (3.18)$$

Euler açıları ve DKM ilişkisinin anlatıldığı bölümde, DMK matrislerinin 3x3 boyutunda dokuz elemanlı bir matris olduğu, ancak bu dokuz elemanından sadece üç tanesinin bağımsız olduğu belirtilmişti. Bu, yönelim matrisinin içerisinde tespit edilmesi gereken üç adet bilinmeyen olduğu anlamına gelmektedir. Diğer taraftan, sensörlerden elde ettiğimiz ölçüm vektörlerindeki üç elemandan iki tanesinin bağımsız olması, matris vektör çarpımıyla elde edilen üç bilinmeyenli üç eşitlikten iki tanesinin bağımsız olduğu anlamına gelmektedir. Dolayısıyla bir ölçüm-referans vektör çifti, elimizde üç bilinmeyenli iki eşitlik olduğu anlamına gelmektedir, bunun çözüm için yeterli olmadığı açıktır. Ancak iki ölçüm-referans çiftinde toplamda dört bağımsız değişken olması, hesaplanmak istenen üç parametre olduğu göz önüne alındığında fazladan bir bilinen olduğu anlamına gelmektedir.

İki ölçüm referans çiftinden yönelim matrisi hesaplamasına yönelik uygulanabilir ilk yöntem 1964 yılında Harold D. Black tarafından geliştirilmiş olan TRIAD yöntemidir [43]. TRIAD yöntemi sayesinde iki ölçüm-referans vektör çifti, (örneğin Güneş sensöründen elde edilen Güneş vektörü ve Güneş referans vektörü, manyetometreden elde edilen manyetik alan ölçüm vektörü ve manyetik alan referans vektörü) kullanılarak uydunun yönelimi başarılı bir şekilde üç ekseninde tespit edilebilmektedir. Ancak ikiden fazla sensör verisinin yönelim tespiti için kullanılmak istendiği durumlarda TRIAD yöntemi işe yaramamaktadır. Grace Wahba, 1965 yılında bu soruna dikkat çekmek amacıyla kendi ismiyle bilinen Wahba problemini ortaya atarak farklı çözümler geliştirilmesinde öncülük etmiştir [44]. Q, QUEST, ESOQ, SVD ve FOAM yöntemleri bu çözümlerden bazılarıdır [2, 45, 46, 47].

3.6.1. TRIAD Yöntemi

TRIAD yönteminde, $\vec{g}_1$ ve $\vec{g}_2$ gibi iki gövde ölçüm vektörü kullanılarak birbirine dik $\vec{u}_g$, $\vec{v}_g$ ve $\vec{w}_g$ vektörleri eşitlik seti (3.19)'daki gibi türetilir.

$$\begin{aligned} \vec{u}_g &= \vec{g}_1 \\ \vec{v}_g &= \frac{\vec{g}_1 \times \vec{g}_2}{|\vec{g}_1 \times \vec{g}_2|} \\ \vec{w}_g &= \vec{u}_g \times \vec{v}_g \end{aligned} \quad (3.19)$$

Elde edilen bu üç vektörün satırlarını meydana getirdiği gövde matrisi $\mathbf{M}_g$ (3.20) eşitliğinde görüldüğü gibi oluşturulur.

$$\mathbf{M}_g = [\vec{u}_g : \vec{v}_g : \vec{w}_g] \quad (3.20)$$

Referans matrisi $\mathbf{M}_r$, gövde matrisi oluşturma adımlarına benzer şekilde, gövde ölçüm vektörlerine karşılık gelen referans vektörleri $\vec{r}_1$ ve $\vec{r}_2$ kullanılarak (3.21) eşitlik setinde verildiği gibi oluşturulur.

$$\begin{aligned} \vec{u}_r &= \vec{r}_1 \\ \vec{v}_r &= \frac{\vec{r}_1 \times \vec{r}_2}{|\vec{r}_1 \times \vec{r}_2|} \\ \vec{w}_r &= \vec{u}_r \times \vec{v}_r \\ \mathbf{M}_r &= [\vec{u}_r : \vec{v}_r : \vec{w}_r] \end{aligned} \quad (3.21)$$

Elde edilen $\mathbf{M}_g$ gövde ve $\mathbf{M}_r$ referans matrisleriyle, hesaplanmak istenen yönelim matrisi $\mathbf{A}_r^g$ arasındaki ilişki (3.22) eşitliğinde görülen temel koordinat çevrimi ilişkisi olacaktır.

$$\mathbf{A}_r^g \mathbf{M}_r = \mathbf{M}_g \quad (3.22)$$

$\mathbf{M}_r$ matrisi birbirine dik üç vektörün bitleştirilmesiyle meydana geldiği için dikgen bir matristir, dolayısıyla tersinin devriğine eşit olması özelliği kullanılarak yönelim matrisi (3.23) eşitliğindeki gibi elde edilir.

$$\mathbf{A}_r^g = \mathbf{M}_g (\mathbf{M}_r)^T \quad (3.23)$$

Yönelim matrisi $\mathbf{A}_r^g$ elde edildikten sonra, ihtiyaç olması halinde tezin ilgili bölümünde anlatıldığı gibi Euler açıları ya da Euler-Rodrigues simetrik parametreleri gösterimlerine de geçilebilir.

Eşitlik (3.19) ve (3.21) incelendiğinde, üçlü vektör setinden ilki direkt olarak iki vektörden birisi olarak belirlenmiştir. Bu sebeple üçlü vektör setinin ilk vektörü olarak seçilecek olan sensör ölçümü (ve benzer şekilde referans karşılığı) güvenilirliği en yüksek olan sensör ölçümü olmalıdır [1]. Bununla birlikte, TRIAD yönteminde dikkat edilmesi gereken en önemli nokta, ölçüm ya da referans vektör çiftlerinin paralel ya da tersparalel (antiparalel) vektör olmamaları gerektiğidir. Böyle bir durumda bilinen bağımsız değişken sayısı azalacağı için yönelim tespiti yapmak mümkün olmayacaktır [2].

3.6.2. Q Yöntemi

Wahba tarafından ortaya atılan problem, (3.24) eşitliğinde görülen maliyet fonksiyonunu en aza indirgeyen $\mathbf{A}$ yönelim matrisinin hesaplanmasıdır [44]. Eşitlikte ifade edilen $\vec{g}_i$ sensörlerden elde edilen ölçüm vektörlerini, $\vec{r}_i$ ölçüm vektörlerine karşılık gelen referans

vektörlerini, w_i ise ilgili sensörün yönelim hesaplamasındaki ağırlık katsayısını (güvenirliği) ifade etmektedir.

$$J(\mathbf{A}) = \frac{1}{2} \sum_{i=1}^N w_i |\vec{g}_i - \mathbf{A} \vec{r}_i|^2 \quad (3.24)$$

Wahba problemine ilk kullanışlı çözüm, Paul Davenport tarafından 1968 yılında geliştirilen Q yöntemidir [1]. Bu yöntemde öncelikle maliyet fonksiyonu içerisindeki kareli terim (3.25)'te görülen şekilde açılır.

$$\begin{aligned} J(\mathbf{A}) &= \frac{1}{2} \sum_{i=1}^N w_i (\vec{g}_i - \mathbf{A} \vec{r}_i)^T (\vec{g}_i - \mathbf{A} \vec{r}_i) \\ J(\mathbf{A}) &= \frac{1}{2} \sum_{i=1}^N w_i (\vec{g}_i^T \vec{g}_i + \vec{r}_i^T \vec{r}_i - 2 \vec{g}_i^T \mathbf{A} \vec{r}_i) \end{aligned} \quad (3.25)$$

Gövde ve referans vektörlerinin birim vektör olmaları sebebiyle $\vec{g}_i^T \vec{g}_i = \vec{r}_i^T \vec{r}_i = 1$ eşitlikleri sağlanacaktır. Bu değerlerin yerine yazılmasıyla birlikte maliyet fonksiyonu (3.26)'daki hale getirilir.

$$J(\mathbf{A}) = \sum_{i=1}^N w_i (1 - \vec{g}_i^T \mathbf{A} \vec{r}_i) \quad (3.26)$$

Maliyet fonksiyonunu en küçültme işlemi, (3.27) eşitliğinde tanımlanan G kazanç fonksiyonunu en büyültme ile aynı anlama gelmektedir.

$$G(\mathbf{A}) = \sum_{i=1}^N w_i \vec{g}_i^T \mathbf{A} \vec{r}_i \quad (3.27)$$

Problemin çözümü için bu aşamadan itibaren yönelim matrisi gösteriminden Euler-Rodrigues simetrik parametreleri (dördey) $\vec{q} = [q_1, q_2, q_3, q_4]^T$ gösterimine geçilmesi gerekmektedir. Kazanç fonksiyonu dördey gösterimiyle tekrar yazıldığında (3.28) eşitliği elde edilir.

$$G(\vec{q}) = \vec{q}^T \mathbf{K} \vec{q} \quad (3.28)$$

Bu eşitlikte gösterilen $\mathbf{K}$, 4×4 boyutunda bir matristir. $\mathbf{K}$ matrisini oluşturan ara matrisler ve elemanları şu şekildedir;

$$\mathbf{K} = \begin{bmatrix} \mathbf{S} - \sigma(\mathbf{I}_{3 \times 3}) & \vec{Z} \\ \vec{Z}^T & \sigma \end{bmatrix} \quad (3.29)$$

$$\mathbf{B} = \sum_{i=1}^N w_i (\vec{g}_i \vec{r}_i^T) \quad (3.30)$$

$$\mathbf{S} = \mathbf{B} + \mathbf{B}^T \quad (3.31)$$

$$\vec{Z} = [(\mathbf{B}_{23} - \mathbf{B}_{32}), (\mathbf{B}_{31} - \mathbf{B}_{13}), (\mathbf{B}_{12} - \mathbf{B}_{21})]^T \quad (3.32)$$

$$\sigma = \mathbf{B}_{11} + \mathbf{B}_{22} + \mathbf{B}_{33} \quad (3.33)$$

Dördeylerin tüm elemanları bağımsız olsaydı, G kazanç fonksiyonunu en büyütmek için, fonksiyonun $\vec{q}$ vektörüne göre türevini almak yeterli olurdu. Ancak elemanlar birbirinden bağımsız olmadığı için ($|\vec{q}| = 1$) bu tarz bir yöntemi kullanmak mümkün değildir. Onun yerine, Lagrange çarpanı kullanarak yeni bir kazanç fonksiyonunun eşitlik (3.34)'teki gibi tanımlanması gerekmektedir.

$$G'(\vec{q}) = \vec{q}^T \mathbf{K} \vec{q} - \lambda \vec{q}^T \vec{q} \quad (3.34)$$

Yeni tanımlanan kazanç fonksiyonunun $\vec{q}$ vektörüne göre türevi alınarak 0'a eşitlendiğinde (3.35) eşitliği elde edilmektedir.

$$\mathbf{K} \vec{q} = \lambda \vec{q} \quad (3.35)$$

Bu eşitlik tam olarak bir özdeğer problemidir. Dolayısıyla eniyilenmiş yönelim çözümü de bir özvektör olacaktır. Ancak $\mathbf{K}$ matrisinin boyutlarından dolayı, dört adet özdeğer ve bu özdeğerlere karşılık gelen dört adet farklı özvektör vardır. Yönelim çözümü olarak hangi özvektöre karşılık gelen özdeğerin seçileceğini belirlemek için ilgili değerler (3.36) eşitlik setinde görüldüğü gibi kazanç fonksiyonunda yerlerine yazılır.

$$\begin{aligned} G(\vec{q}) &= \vec{q}^T \mathbf{K} \vec{q} \\ &= \vec{q}^T \lambda \vec{q} \\ &= \lambda \vec{q}^T \vec{q} \\ &= \lambda \end{aligned} \quad (3.36)$$

Eşitlik (3.36)'da da görüldüğü gibi, kazanç fonksiyonunun en yüksek değeri alması için, özdeğerler arasından en yüksek değere sahip olanın seçilmesi gerekmektedir. Sonuç olarak, bu en yüksek değere sahip olan özdeğere karşılık gelen özvektör Wahba probleminin çözümündeki en iyi yönelim çözümü olacaktır.

Q yönteminin çözümü olarak kabul edilen, $\mathbf{K}$ matrisinin en büyük özdeğerine karşılık gelen özvektör normalize güç yinelemesi (normalized power iteration) algoritması [48] kullanılarak hızlı bir şekilde hesaplanabilir.

$$\begin{aligned}
 & q_0 : \text{Başlangıç dördeyi} \\
 & \text{for } n = 1, 2, \dots \\
 & \quad q_n = \mathbf{K} q_{n-1} \\
 & \quad q_n = \frac{q_n}{\|q_n\|} \\
 & \text{end}
 \end{aligned} \tag{3.37}$$

Algoritmanın çalışma prensibi (3.37)'de görüldüğü üzere sadece iki adımdan oluşmaktadır. Buna göre; başlangıç olarak seçilen dördey vektöründen başlanmak üzere, her adımda bir önceki adımda hesaplanan dördeyin $\mathbf{K}$ matrisi ile çarpılıp normalize edilmesiyle yeni dördey hesaplanmaktadır. Yineleme işleminin belli bir adımından sonra, hesaplanan dördey vektörünün bir değere yakınsamasıyla yönelim çözümü elde edilecektir.

3.6.3. QUEST Yöntemi

Q yöntemi yeterli doğrulukta yönelim çözümü sunabilmesine rağmen, kullanıldığı yıllarda yüksek sıklıkta nümerik hesap yükü gerektiren durumlarda yeterli performansı sağlayamamaktaydı [2]. Shuster ve Oh bu hız problemini çözmek için, Q yöntemindeki yaklaşımları kullanan ancak ondan daha hızlı bir yöntemi, QUEST'i geliştirdiler [49]. Yöntemin adımları şu şekildedir:

J maliyet ve G kazanç fonksiyonları arasındaki ilişki, (3.26) ve (3.27) kullanılarak (3.38) eşitliğinde verildiği gibi yazılabilir.

$$J = \sum_{i=1}^N w_i - G \tag{3.38}$$

Q yönteminde de bahsedildiği gibi, G fonksiyonunun en yüksek değeri, $\mathbf{K}$ matrisinin en büyük özdeğeri $\lambda_{enbüyük}$ 'e eşit olacaktır. Dolayısıyla, bu bilgi ve en büyük özdeğerin seçilmesi durumunda maliyet fonksiyonunun çok küçük değer alacak olması varsayımı altında, $\lambda_{enbüyük}$ özdeğeri yaklaşık olarak (3.39) eşitlik setindeki gibi elde edilebilir.

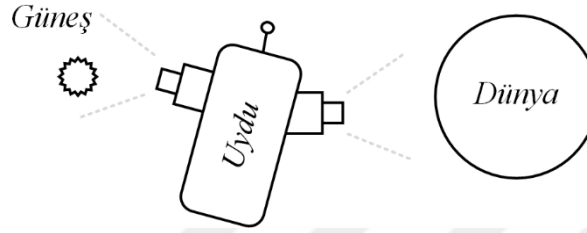
$$\begin{aligned}
J &= \sum_{i=1}^N w_i - \lambda_{enbüyük} \\
\lambda_{enbüyük} &= \sum_{i=1}^N w_i - J \\
\lambda_{enbüyük} &\approx \sum_{i=1}^N w_i
\end{aligned} \tag{3.39}$$

Sonuç olarak $\lambda_{enbüyük}$ özdeğeri yaklaşık olarak belirlendikten sonra, bu değere karşılık gelen $\mathbf{K}$ matrisi özvektörü hesaplanır. Hesaplanan bu özvektör QUEST yöntemi için yönelim çözümü olarak kabul edilir.

Q yöntemi çözümünde, yönelimi bulabilmek için 4×4 'lük bir matrisin özdeğerlerinin hesaplanması gerektiği anlatılmıştı. QUEST yönteminde ise, $\mathbf{K}$ matrisinin en büyük özdeğeri, tüm özdeğerler hesaplanmadan yaklaşık olarak tespit edilmektedir. Bu sebeple QUEST yöntemi Q yöntemine göre daha hızlı sonuç elde etmektedir. Ancak elde edilen çözümün doğruluğu açısından Q yöntemi kadar iyi sonuç vermemektedir [2, 50].

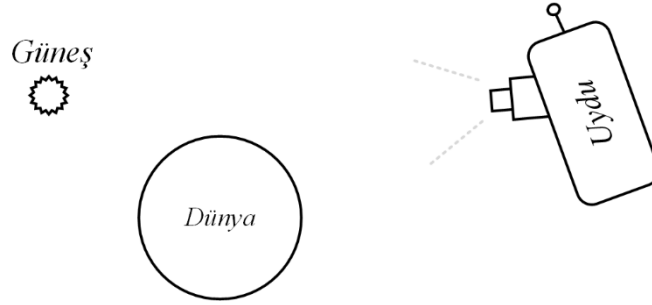
4. GÖRÜNTÜ TABANLI YÖNELİM BELİRLEME TASARIMI

Yönelim belirleme yöntemleri kısmında da belirtildiği gibi, uydu yöneliminin tespit edilebilmesi için en az iki vektörel ölçüm ve referans çiftinin bulunması gereklidir. Tez çalışması kapsamında, iki adet farklı ya da tek kameradan elde edilen Dünya ve Güneş görüntülerinden, bu gök cisimlerine ait ölçüm vektörlerinin hesaplanması temeline dayalı bir yönelim belirleme sistemi tasarlanmıştır.



Şekil 4.1. İki kamera ile yönelim belirleme

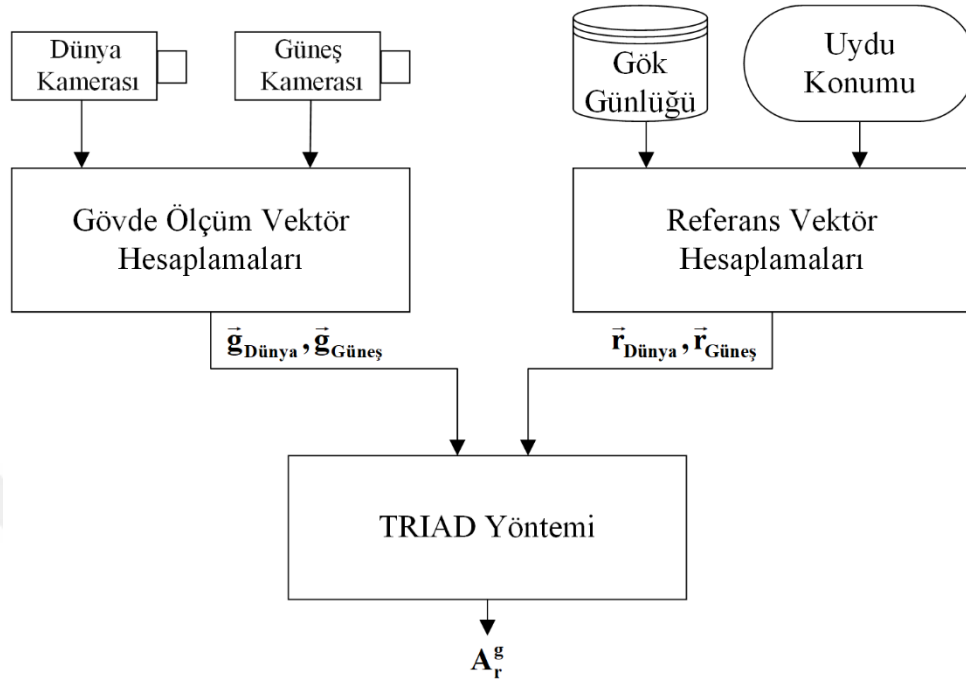
İki kameralı tasarıma ait temsili yapı Şekil 4.1’de verilmiştir. Bu tasarımda uydu gövdesinde bulunan kameralardan birisi Dünya’dan diğeri ise Güneş’ten görüntü almaktadır. Tek kameralı tasarımın temsili yapısı ise Şekil 4.2’de verilmiştir. Bu yapı, Güneş ve Dünya’nın aynı anda kameranın görüş alan açısı içinde olmasını gerektirdiğinden, kısıtlı bir çözüm sunmaktadır.



Şekil 4.2. Tek kamera ile yönelim belirleme

Görüntü tabanlı yönelim belirleme tasarımında, kameralardan elde edilen Dünya ve Güneş görüntüleri ve kamera parametreleri kullanılarak uydu gövde koordinat çerçevesindeki Dünya ve Güneş pozisyon vektörleri $\vec{g}_{Dünya}$ ve $\vec{g}_{Güneş}$ hesaplanmaktadır. Sonrasında bu vektörlerin referans koordinat çerçevesindeki karşılıkları olan $\vec{r}_{Dünya}$ ve $\vec{r}_{Güneş}$ vektörleri, uydunun anlık konumu ve gök günlüğü (ephemeris) kullanılarak hesaplanmıştır. Yönelim belirleme sisteminin referans koordinat çerçevesi olarak Yer Merkezli Eylemsiz koordinat çerçevesi kullanılmıştır. Uydunun yönelim matrisi bu dört vektörün TRIAD yönteminde

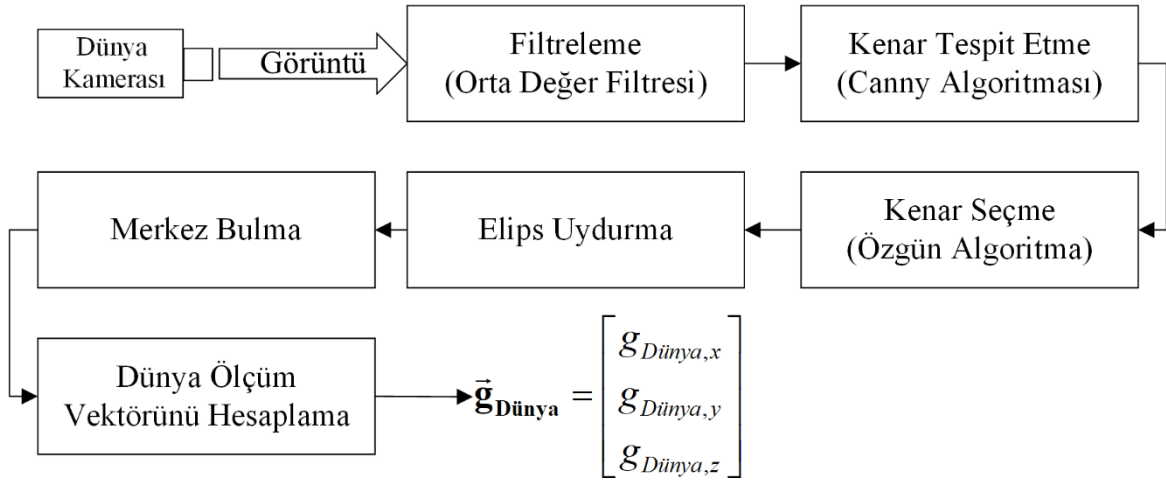
kullanılmasıyla tespit edilmiştir. Ana adımların belirtildiği blok şema Şekil 4.3'te verilmiştir.



Şekil 4.3. Görüntü tabanlı yönelim belirleme blok şeması

4.1. Dünya Ölçüm Vektörünün Hesaplanması

Uydunun merkezinden Dünya'ya olan konum vektörünün uydu gövde koordinat çerçevesinde hesaplanabilmesi için, Dünya'nın görüntü koordinat çerçevesindeki merkez konumunu tespit etmek gerekmektedir. Dünya'nın merkezi tespit edildikten sonra bu merkez koordinatlar ve kamera optiği ile görüntü düzlemi arasındaki uzaklık (odak uzaklık) kullanılarak Dünya'ya olan konum vektörü hesaplanabilir. Bu vektörün hesaplanması için takip edilen adımlar Şekil 4.4'te verilmiştir. Şekilden de görüldüğü gibi, Dünya'nın görüntü koordinat çerçevesindeki merkezinin tespit edilebilmesi için öncelikle kameradan elde edilen görüntü orta değer filtresinden geçirilmiştir. Sonrasında, filtrelenmiş görüntü kenar tespit algoritmasına sokularak, Dünya'nın kenar çizgileri dışındaki kenarlar özgün olarak tasarlanan kenar seçme algoritması tarafından elenmiştir. Son olarak, kenar seçme algoritması sonucunda elde edilen Dünya'nın kenar çizgilerine elips uydurulmuş ve bu elipsin merkez noktasının hesaplanmasıyla Dünya'nın görüntü koordinat çerçevesindeki merkezi tespit edilmiştir.



Şekil 4.4. Dünya ölçüm vektörü hesabı

4.1.1. Görüntünün Filtrelenmesi

Dünya gözlem kamerasından elde edilen görüntüdeki gürültüleri gidererek yumuşatmak için iki boyutlu orta değer filtresi (median filter) kullanılmıştır.

Orta değer filtresi, giriş dizisinin pencere uzunluğu miktarındaki elemanlarını gruplayarak, bu grup içerisindeki ortanca değeri çıkış dizisinin ilgili değeri olarak yazar. Bu işlem giriş dizisinin son elemanına kadar pencere birer birer kaydırılarak devam ettirilir. Örneğin $X = 3, 50, 2, 7, 4, 6, 7, -67, 5$ dizisini pencere boyutu 3 olan bir orta değer filtresine sokacak olursak çıkış dizisi $Y = [3,3,50], [3,50,2], [50,2,7], [2,7,4], [7,4,6], [4,6,7], [6,7,-67], [7,-67,5], [-67,5,5] = 3, 3, 7, 4, 6, 6, 7, 7, 5$ şeklinde olacaktır. Örnekte görülen $[]$ operatörü ortanca değeri alma operatörü olarak düşünülebilir. Giriş-çıkış eleman sayısı uyumu açısından ilk eleman başta iki kez kullanılmış, benzer şekilde son eleman da sonda iki kez kullanılmıştır. Sonuç olarak giriş dizisindeki çok büyük ve çok küçük ancak peş peşe bulunmayan değerlerin orta değer filtreleme sonucunda kaybolacağı, ancak başlangıç ve bitişte bulunan elemanların değişmeyeceği açıktır.

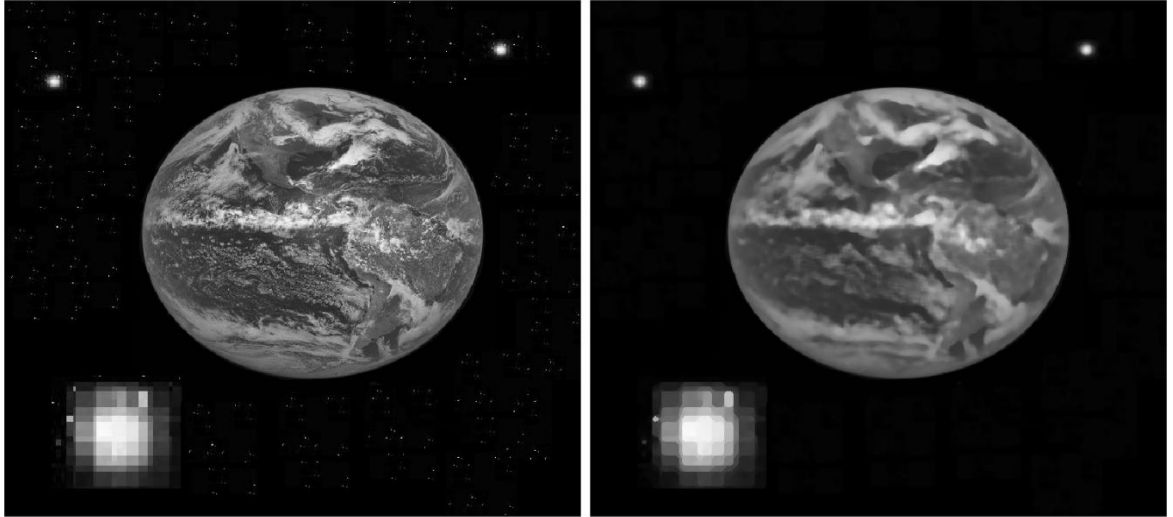
Orta değer filtresini iki boyutlu bir pencere kullanarak, iki boyutlu bir dizide kullanmak da mümkündür. Şekil 4.5'te iki boyutlu orta değer filtresinin iki boyutlu bir diziye uygulanışı ve sonuç dizisi gösterilmektedir. Değişmeyen elemanlar kırmızı ile belirtilmiştir. Şekilden de anlaşılacağı gibi, iki boyutlu orta değer filtresinde tek boyutluda olduğu gibi, pencere içindeki ortanca değer bulunarak ilgili çıkış elemanı olarak yazılmaktadır. Ve bu şekilde pencere tüm elemanların üzerinde gezdirilerek çıkış dizisi elde edilmektedir.

Giriş Dizisi							Çıkış Dizisi						
y \ x	1	2	3	4	5	6	y \ x	1	2	3	4	5	6
1	3	0	5	2	1	0	1	3	0	5	2	1	0
2	1	2	3	5	2	3	2	1	2	3	2	2	3
3	2	4	1	3	1	3	3	2	2	3	3	3	3
4	0	5	2	4	5	2	4	0	2	3	2	2	2
5	3	3	1	1	2	1	5	3	2	3	2	2	1
6	1	4	0	4	5	1	6	1	4	0	4	5	1

$(x,y) = (3, 5)$ için $\Rightarrow$ Sıralı: 0, 1, 1, 2, 3, 4, 4, 4, 5

Şekil 4.5. İki boyutlu orta değer filtresi

Dünya'nın görüntüsünü filtrelemek amacıyla, iki boyutlu 7x7 pencere uzunluğuna sahip bir orta değer filtresi kullanılmıştır. Orta değer filtresi ile örnek görüntü üzerinde elde edilen sonuç Şekil 4.6'da verilmiştir. Şekilde sol taraftaki görüntü dünya gözlem kamerasından alınan görüntü olarak düşünülmektedir. Sağ taraftaki görüntü ise soldakine iki boyutlu orta değer filtresi uygulandıktan sonra elde edilen filtrelenmiş görüntüdür.



Şekil 4.6. Orta değer filtresi sonucu

4.1.2. Görüntüdeki Kenarların Tespiti

Prewitt, Sobel, Robert ve Canny literatürde kenar bulma konusunda adından sıkça bahsettiren algoritmalarıdır [51, 52, 53, 54, 55, 56]. Dünya görüntüleri üzerinde en iyi sonucu vermesi sebebiyle kenar kestirim yöntemi olarak Canny algoritması kullanılmıştır [57].

Canny kenar kestirimi, 1986 yılında John F. Canny tarafından geliştirilmiştir. Bu yöntemde uygulanan işlem basamakları şu şekildedir;

Gürültü Azaltma işlemi: Kenarları tespit edilmek istenen görüntüye düzleştirme filtresi (Gaussian Filter) uygulanarak gürültüsü azaltılır.

Yoğunluk Değişiminin Hesaplanması: Canny yöntemi, temel olarak kenarları; görüntü üzerindeki gri yoğunluk değişiminin en yüksek olduğu noktalar olarak bulmaktadır. Bu sebeple görüntü üzerindeki yoğunluk değişimleri (gradient) her iki yönde hesaplanır.

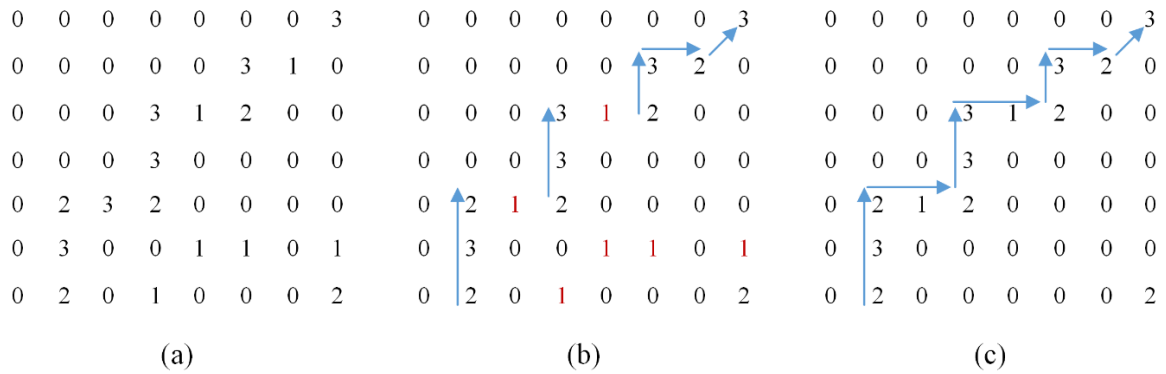
En Yüksek Değer Dışındakilerin Bastırılması: Canny yönteminin sonucunda elde edilecek olan kenar kestiriminin bir piksel genişliğe sahip noktalar kümesi olması amaçlanmıştır. Bu sebepten dolayı bir değişim yönü üzerinde sadece bir adet nokta kenar noktası olarak seçilmekte, diğer noktalar ise bastırılarak elenmektedir. Seçilen bu nokta, değişim büyüklüğü en yüksek olan noktadır. Şekil 4.7’de en yüksek değerin seçimiyle ilgili örnek bir görüntü matrisi görülmektedir. Seçilen pikseller beyaz olarak işaretlenmiştir.

↑	↑	↑	↑	↑
1	2	3	2	4
↑	↑	↑	↑	↑
3	4	5	4	5
↑	↑	↑	↑	↗
4	5	3	2	2
↑	↑	↑	↘	↘
2	3	2	1	1

Şekil 4.7. Canny yönteminde en yüksek yoğunluk değişiminin seçilmesi

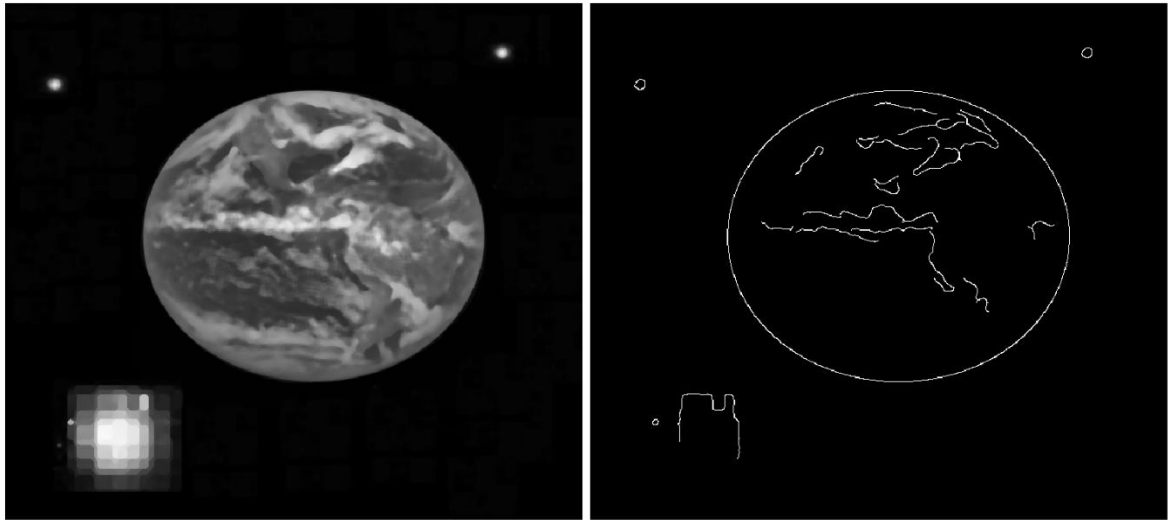
İki Seviyeli Eşik İle Zayıf Kenarların Elenmesi ve Kenar Sürekliliğinin Sağlanması: Aynı değişim yönü içerisindeki en yüksek değişimin kenar olarak seçilmesi sonrasında, elde edilen kenar kümesindeki zayıf kenarların elenmesi için eşik değeri kullanılması gerektiği açıktır. Ancak Canny yönteminde tek seviye bir eşik kullanmak yerine, iki seviyeli bir eşik kullanılarak hem zayıf kenarların elenmesi hem de kenarlardaki olası kopuklukların önlenerek, sürekliliklerini korumaları sağlanmaktadır. Şekil 4.8 (a)’da piksellerin yoğunluk değişim büyüklükleri verilmiştir. Öncelikle tüm değişim büyüklükleri yüksek eşik değeri olan $T_2 = 2$ ile karşılaştırılarak, T_2 ’ye eşit ve büyük olanlar kenar noktaları olarak Şekil 4.8 (b)’deki gibi seçilir. Sonrasında ise Şekil 4.8 (c)’de görüldüğü gibi, bu kenar noktaları arasında kalan ancak T_2 ’den küçük ve alt eşik değeri olan $T_1 = 1$ ’e eşit ya da büyük olan

noktalar da kenar noktaları kümesine dahil edilirler. Böylece hem zayıf olan kenar noktaları elenmiş, hem de olası kenar kopuklukları giderilmiş olur.



Şekil 4.8. Canny yönteminde ikili eşik kullanımı

Canny kenar kestirimi ile örnek görüntü üzerinde elde edilen sonuç Şekil 4.9’da verilmiştir. Şekilde sol taraftaki görüntü iki boyutlu orta değer filtresi sonucunda elde edilen filtrelenmiş görüntüdür. Sağ taraftaki görüntü ise soldaki görüntüye Canny kenar tespit algoritması uygulanması sonucunda elde edilen görüntüdür.



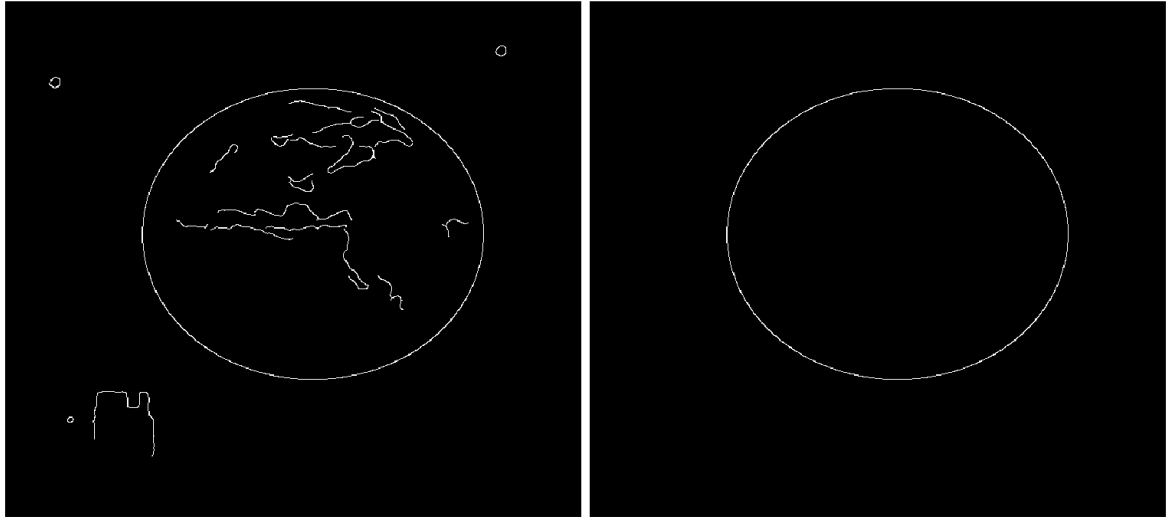
Şekil 4.9. Canny kenar tespit sonucu

4.1.3. Doğru Kenarın Seçilmesi

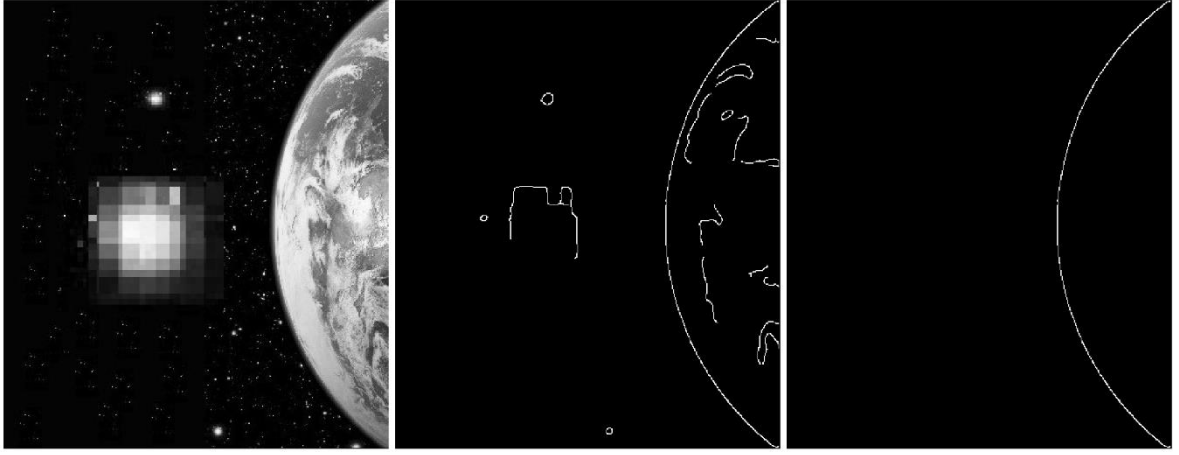
Şekil 4.9’daki kenar tespit algoritma çıktısı incelendiğinde, istenen kenar dışında, yer yüzü şekillerinden ve diğer göksel cisimlerden kaynaklanan başka kenarların da tespit edildiği görülmektedir. Bu sebeple, elips uydurma adımında kullanılacak olan doğru kenar noktaları dizisinin, yani Dünya ile uzayı ayıran kenar çizgilerinin tespit edilmesi gerekmektedir. Bu amaç doğrultusunda tez çalışması kapsamında tasarlanan bir kenar seçme algoritması kullanılmıştır.

Kenar seçme algoritmasında, kenar noktaları arasından rastgele bir tanesi seçilerek, ilgili noktanın sekiz komşusu (yukarı, aşağı, sağ, sol, sol-yukarı, sol-aşağı, sağ-yukarı, sağ-aşağı) kontrol edilip dolu olan (kenar noktası olan) komşu kenara geçilmiştir. Kenar noktalar, hiçbir komşu kenarı olmayan kenar bulunana kadar taranmış ve taranan kenar noktalar ilgili kenar kümesine ait kenar noktalar olarak etiketlenmiştir. Ardından kalan kenar noktalar arasından yine rastgele biri seçilerek aynı işlem tekrarlanmıştır. Bu işlemler tüm kenar noktalar bitinceye kadar yapılmıştır. Sonrasında ise kenar kümeleri arasından en fazla eleman sayısına sahip olanı, hedeflenen kenar nokta kümesi olarak seçilmiştir.

Şekil 4.10'da ve Şekil 4.11'de kenar seçme algoritması sonuçları verilmiştir. Şekil 4.10'da sol taraftaki görüntü kenar tespit algoritması sonucunda elde edilen görüntüdür. Sağdaki görüntü ise soldaki kenarlara kenar seçme algoritması uygulandığında elde edilen görüntüdür. Şekil 4.11'de ise soldaki görüntü Dünya gözlem kamerasından elde edilen görüntü olarak düşünülmektedir. Ortadaki görüntü soldaki görüntüye kenar tespit algoritması uygulandıktan sonra elde edilen görüntüdür. Sağdaki görüntü ise ortadaki görüntüdeki kenarlara kenar seçme algoritması uygulandığında elde edilen görüntüdür.



Şekil 4.10. Kenar seçme algoritması sonucu-1



Şekil 4.11. Kenar seçme algoritması sonucu-2

4.1.4. Elips Uydurma ve Merkez Hesaplama

Dünya'nın görüntüsüne en yakın geometrik şekil elipstir. Bu nedenle Dünya'nın merkezini bulmak için, Dünya ile uzayı ayıran kenar çizgiler tespit edildikten sonra bu kenar çizgilerine bir elips uydurulmuştur.

Konik bir kesit matematiksel olarak (4.1) eşitlik setindeki F fonksiyonu gibi ifade edilmektedir [58]. Bu eşitlik setindeki x_i ve y_i , i . kenar noktasının görüntü koordinat çerçevesindeki konumunu ifade etmektedir.

$$\begin{aligned}\vec{x}_i &= \begin{bmatrix} (x_i^2) & (x_i y_i) & (y_i^2) & (x_i) & (y_i) & 1 \end{bmatrix}^T \\ \vec{a} &= \begin{bmatrix} a & b & c & d & e & f \end{bmatrix}^T\end{aligned}\quad (4.1)$$

$$F(\vec{a}, \vec{x}_i) = ax_i^2 + bx_i y_i + cy_i^2 + dx_i + ey_i + f = 0$$

Bu fonksiyon ile ifade edilen şekil, $\Delta = b^2 - 4ac$ diskriminant değerinin; $\Delta < 0$ olması durumunda elipsi, $\Delta = 0$ olması durumunda parabolü, $\Delta > 0$ olması durumunda ise hiperbolü ifade eder. Dolayısıyla elimizdeki kenar noktaları seti $\vec{x}_i = [x_i^2 \ x_i y_i \ y_i^2 \ 1]$ ile en çok örtüşen elipsi bulmak için, $b^2 - 4ac < 0$ koşulu altında (4.2) eşitliğinde görülen hata fonksiyonunun değerini en az yapan $\vec{a} = [a \ b \ c \ d \ e \ f]^T$ elips parametrelerinin bulunması gerekmektedir [58].

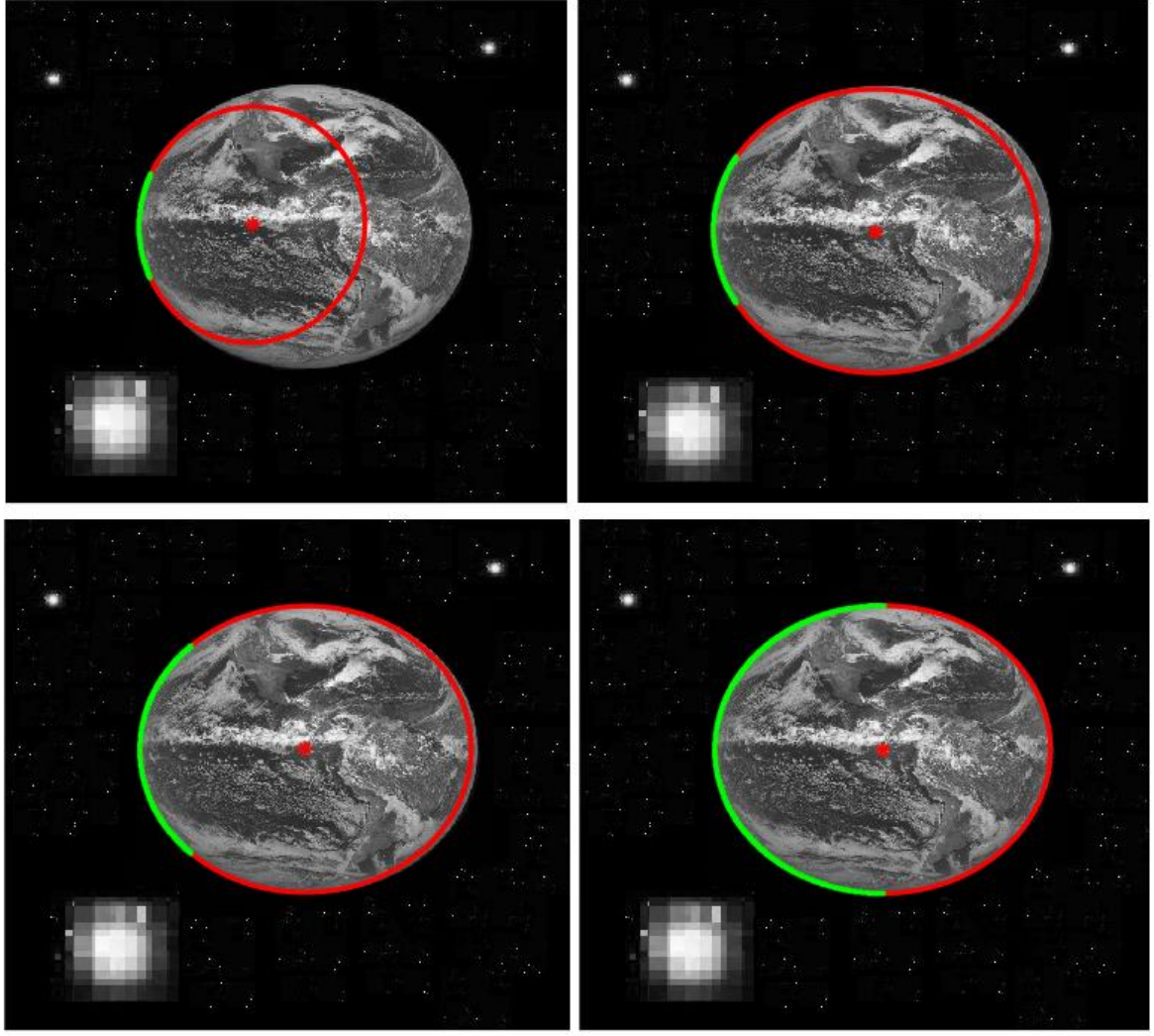
$$D_A(\vec{a}) = \sum_{i=1}^N F(\vec{a}, \vec{x}_i)^2 \quad (4.2)$$

Literatür araştırmasında elips uydurma ile ilgili iki önemli çalışma bulunmuştur. Bunlardan ilki Andrew Fitzgibbon ve arkadaşları tarafından geliştirilen ve en küçük kareler yöntemine dayanan DLSFE (Direct Least Square Fitting of Ellipses) yöntemidir [58]. Diğer yöntem ise

DLSFE yöntemine doğruluğu iyileştirme yönünde katkıda bulunan, bununla birlikte hesaplama maliyeti yönünden makul ölçüde DLSFE'den pahalı olan, Zygmunt L. Szpak ve arkadaşları tarafından geliştirilen GEFSD (Guaranteed Ellipse Fitting with the Sampson Distance) yöntemidir [59]. Yapılan testlerde Dünya'nın kenar noktalarına elips uydurmada GEFSD yönteminin belirtildiği gibi daha iyi sonuçlar verdiği görülmüştür. Bu nedenle elips uydurma işlemi için GEFSD yöntemi kullanılarak, Dünya'nın kenar çizgi setine en yakın elipsin parametreleri olan a , b , c , d , e ve f elde edilmiştir. Elde edilen elips parametreleri kullanılarak, elipsin yani Dünya'nın görüntü koordinat çerçevesindeki merkez koordinatları olan $x_{Dünya}^i$ ve $y_{Dünya}^i$ (4.3) eşitliğinde verilen şekilde hesaplanmıştır.

$$\begin{aligned} x_{Dünya}^i &= \frac{2cd - be}{b^2 - 4ac} \\ y_{Dünya}^i &= \frac{2ae - bd}{b^2 - 4ac} \end{aligned} \quad (4.3)$$

Şekil 4.12'de, kullanılan elips uydurma yönteminin başarımını incelemek amacıyla yapılan bir testin sonucu görülmektedir. Yapılan bu testte, sadece yeşil ile çizili kenarların tespit edilerek elips uydurma algoritmasına girdi olarak sağlanması durumunda elde edilen elips ve merkezler gözükmemektedir.



Şekil 4.12. Elips uydurma sonuçları

Görüntü koordinat çerçevesinde Dünya'nın merkez noktası hesaplandıktan sonra, uydudan Dünya'ya olan pozisyon vektörünün hesaplanması için yıldız sensörlerinde anlatılan ve Şekil 3.19'da geometrisi gösterilen yaklaşım kullanılmıştır. Görüntüden konum vektörü elde etme eşitlikleri Dünya vektörü için tekrar yazılırsa (4.4) ve (4.5) elde edilir.

$$\vec{g}'_{Dünya} = \frac{1}{\sqrt{f^2 + (x_{Dünya}^i - x_0^i)^2 + (y_{Dünya}^i - y_0^i)^2}} \begin{bmatrix} x_{Dünya}^i - x_0^i \\ y_{Dünya}^i - y_0^i \\ f \end{bmatrix} \quad (4.4)$$

$$\vec{g}_{Dünya} = \mathbf{A}_{ku} \vec{g}'_{Dünya} \quad (4.5)$$

Eşitliklerde görülen f kameranın odak uzaklığını, $x_{Dünya}^i$ ve $y_{Dünya}^i$ görüntü koordinat çerçevesinde Dünya'nın merkez konumunu, x_0^i ve y_0^i görüntü koordinat düzleminin orta

noktasının konumunu, A_{ku} ise kamera-gövde koordinat çerçevesi ile uydu-gövde koordinat çerçevesi arasındaki yönelim DKM'sini ifade etmektedir.

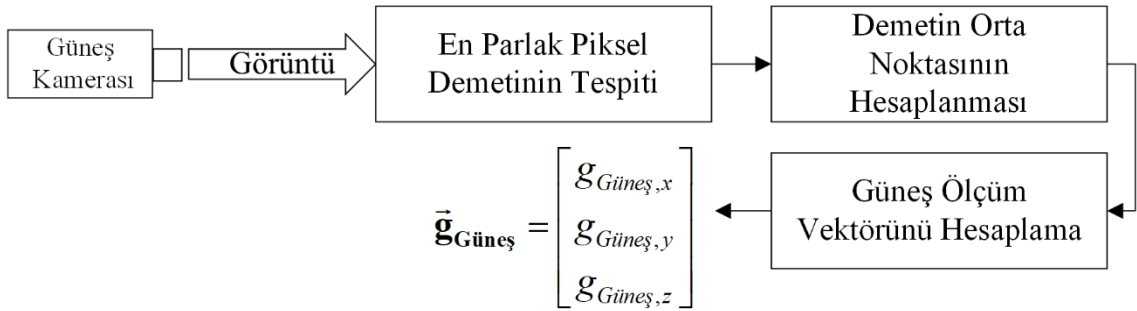
4.2. Güneş Ölçüm Vektörünün Hesaplanması

Güneş sensörleri bölümünde de belirtildiği gibi; Güneş, Dünya yörüngeli uydular için noktasal kaynak olarak kabul edilebilecek kadar uzakta yer almaktadır. Bununla birlikte, Dünya çevresinde Güneş'ten daha parlak bir gökcismi bulunmamaktadır. Bu sebeplerden dolayı, görüntü üzerindeki Güneş'in merkezi, en parlak piksellerin oluşturduğu demetin merkez noktası olarak belirlenmiştir. Ancak çok hassas Güneş vektörü hesabı gerektiren uygulamalarda, [60]'da belirtilen Kara Güneş Etkisi (Black Sun Effect) hesaba katılmalıdır.

$$\vec{g}'_{Güneş} = \frac{1}{\sqrt{f^2 + (x_{Güneş}^i - x_0^i)^2 + (y_{Güneş}^i - y_0^i)^2}} \begin{bmatrix} x_{Güneş}^i - x_0^i \\ y_{Güneş}^i - y_0^i \\ f \end{bmatrix} \quad (4.6)$$

$$\vec{g}_{Güneş} = A_{ku} \vec{g}'_{Güneş} \quad (4.7)$$

Güneş'in merkez koordinatları belirlendikten sonra, Güneş pozisyon vektörü için tekrar yazılan (4.6) ve (4.7) eşitlikleri kullanılarak uydudan Güneş'e olan pozisyon vektörü hesaplanmıştır. Eşitlik (4.6)'da görülen $x_{Güneş}^i$ ve $y_{Güneş}^i$ görüntü koordinat çerçevesinde Güneş'in merkez konumunu ifade etmektedir. Güneş ölçüm vektörü işlem basamakları Şekil 4.13'te verilmiştir.



Şekil 4.13. Güneş ölçüm vektörü hesabı

4.3. Referans Vektörlerinin Hesaplanması

Uydudan Dünya'ya veya Güneş'e olan birim boydaki pozisyon vektörü, YME referans koordinat çerçevesinde (4.8) eşitliğinde verildiği gibi hesaplanmaktadır. Bu, uyduya özel bir eşitlik olmayıp, üç boyutlu uzaydaki herhangi iki cisim arasında tanımlı olan birim boydaki pozisyon vektörü eşitliğidir.

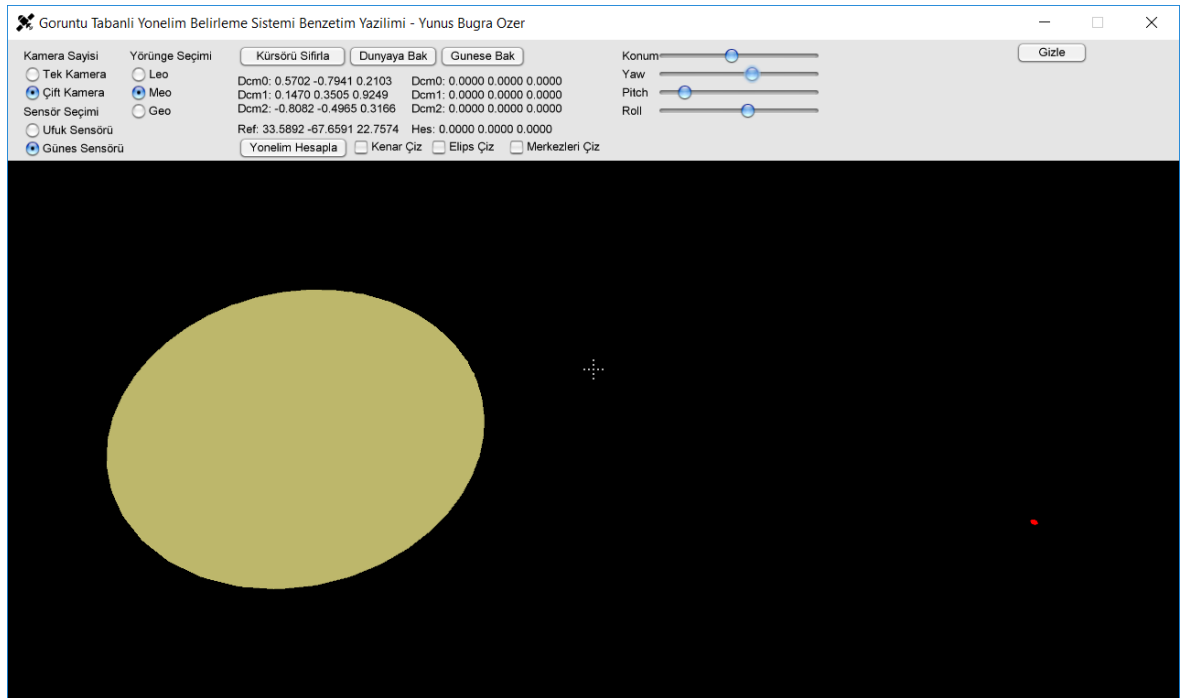
$$\vec{r}_c = \frac{1}{\sqrt{(x_c^r - x_u^r)^2 + (y_c^r - y_u^r)^2 + (z_c^r - z_u^r)^2}} \begin{bmatrix} x_c^r - x_u^r \\ y_c^r - y_u^r \\ z_c^r - z_u^r \end{bmatrix} \quad (4.8)$$

Eşitlikte görülen x_u^r , y_u^r ve z_u^r parametreleri uydunun YME referans koordinat çerçevesindeki konumunu, x_c^r , y_c^r ve z_c^r parametreleri ise ilgili gök cisminin (Dünya ya da Güneş) eylemsiz referans koordinat çerçevesindeki konumunu ifade etmektedir. Dolayısıyla referans vektörlerin hesaplanabilmesi için, uydunun, Güneş'in ve Dünya'nın YME referans koordinat çerçevesindeki konumlarının bilinmesi gerekmektedir. Uydunun konumu GPS verileriyle ya da yörünge parametreleri ile hesaplanabilmektedir [3]. Güneş'in ve Dünya'nın anlık konumları ise gök günlüğü (ephemeris) denilen, zamana bağlı olarak gök cisimlerinin konumlarının hesaplanmasında kullanılan veri tabanı ile hesaplanabilir [61]. Bununla birlikte, bu tez çalışmasında olduğu gibi, referans koordinat sisteminin Dünya merkezli olması durumunda, Dünya'nın konumunun her an için [0;0;0] olacağı açıktır.

4.4. Benzetim

4.4.1. Benzetim Yazılımı Tasarımı

Görüntü tabanlı yönelim belirleme tasarımını test etmek amacıyla, bilgisayar ortamında G3D C++ görüntü kütüphanesi kullanılarak bir benzetim yazılımı tasarlanmıştır [62]. Benzetim yazılımına ait kullanıcı ara yüzü Şekil 4.14'te verilmiştir.



Şekil 4.14. Görüntü tabanlı tasarım benzetim yazılımı

Benzetim yazılımında Dünya ve Güneş ekvatorial yarıçaplarında birer küre ile üç boyutlu olarak görselleştirilmiştir. Güneş'in parlaklığı kırmızı renk ile taklit edilmiş ve en parlak piksel arama algoritması en kırmızı arama algoritması olarak çalıştırılmıştır. Dünya ve Güneş arasındaki mesafe yıl içindeki ortalama değer olarak alınmıştır. Çizimlerde kullanılan değerler Çizelge 4.1'de verilmiştir.

Çizelge 4.1. Benzetimde kullanılan uzaklık ve yarıçaplar

Benzetimde Kullanılan Parametre	Değeri (km)
Dünya'nın Yarıçapı	6,371
Güneş'in Yarıçapı	695,700
Dünya ile Güneş Arasındaki Uzaklık	149,600,000
LEO Uzaklığı	2,000
MEO Uzaklığı	20,000
GEO Uzaklığı	35,786

Benzetim yazılımında, uydunun Dünya'dan olan uzaklığı; yakın (LEO), orta (MEO) ya da yer eş (GEO) yörünge olarak seçilebilmektedir. Uydunun yörüngesi üzerindeki konumu da yazılımdaki kaydırma çubuğuyla değiştirilebilmektedir. Bununla birlikte uydunun referans eksenleriyle arasındaki yönelim, üç Euler açısının kaydırma çubuklarıyla değiştirilmesiyle değiştirilebilmektedir.

Benzetim yazılımı bir ya da iki kamera kullanılarak yönelim tespiti yapılmasına izin vermektedir. “Çift Kamera” butonunun seçili olması durumunda, sensör seçim kısmından ilgili kamera seçilerek ekranda ilgili kameradan elde edilen görüntünün görülmesi sağlanır. “Tek Kamera” butonunun seçili olması durumunda ise, tek bir kamera olduğu için bu kameradan elde edilen görüntü görülecektir. Benzetim yazılımında kullanılan sanal kameraların parametreleri Çizelge 4.2’de verilmiştir.

Çizelge 4.2. Benzetimde kullanılan sanal kameralara ait parametreler

Sanal Kamera Parametresi	Değeri
Yatay Görüş Alan Açısı	120.0°
Dikey Görüş Alan Açısı	88.5°
Görüntü Düzlemi Yatay Piksel Sayısı	1280
Görüntü Düzlemi Dikey Piksel Sayısı	720
Odak Uzaklığı	369.5 piksel

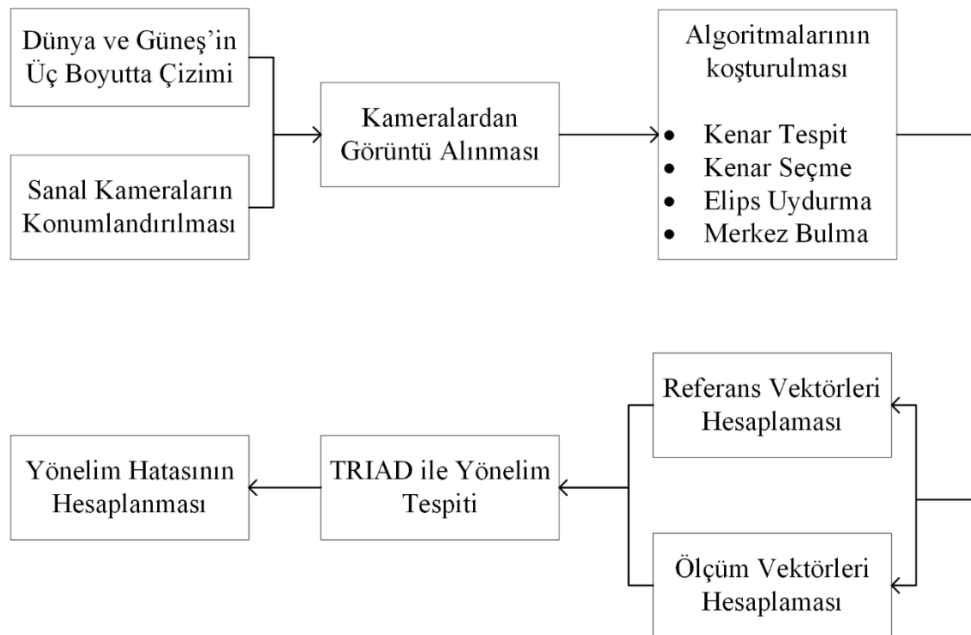
Tek kameralı yapıda kullanılan kamera ile uydunun gövde koordinat çerçeveleri birbirine çakışık durumda tasarlanmıştır. İki kameralı yapıda ise, Güneş sensörü olarak adlandırılan

kamera ile uydunun gövde koordinat çerçeveleri birbirine çakışık durumdayken, Dünya sensörü olarak adlandırılan kameranın gövde koordinat çerçevesi uydu gövde koordinat çerçevesinden farklı olarak belirlenmiştir. Dolayısıyla Dünya ölçüm vektörü elde edildikten sonra, sensör gövde koordinat çerçevesinden uydu gövde koordinat çerçevesine dönüştürülerek kullanılmıştır. Bu sayede iki farklı kameradan elde edilen görüntülerin farklı olması sağlanmış ve iki kameralı yapının avantajları test edilmiştir. İki kameralı yapıda bulunan üç gövde koordinat çerçevesi arasındaki ilişkiyi tanımlayan DKM'ler Çizelge 4.3'te verilmiştir.

Çizelge 4.3. Uydu ve kamera gövde koordinat çerçeveleri arasındaki DKM'ler

Gövde Koordinat Çerçevesi Çifti	DKM
Güneş Kamerası → Uydu	$\begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$
Dünya Kamerası → Uydu	$\begin{bmatrix} 0.5001 & 0.0 & -0.8660 \\ -0.2560 & 0.9553 & -0.1478 \\ 0.8273 & 0.2956 & 0.4777 \end{bmatrix}$

Görüntü tabanlı yönelim belirleme tasarımıdaki kenar tespit, kenar seçme, elips uydurma ve merkez bulma algoritmaları Matlab ortamında yazılmıştır. Bu algoritmalar C++'da kullanılabilen ortak bir kütüphane olan DLL'e (Dynamic Link Library / Dinamik Bağlantı Kütüphanesi) çevrilerek C++ tasarımına eklenmiştir. Bu algoritma seti dışındaki tüm tasarım C++ ortamında yazılmıştır.



Şekil 4.15. Benzetim yazılımı blok şeması

Benzetim yazılımının blok şeması Şekil 4.15'te verilmiştir. Benzetim yazılımında görüntü tabanlı yönelim tasarımını test etmek için, öncelikle uydunun yörünge uzaklığı butonlar ile, yörüngedeki konumu ve yönelimi ise kaydırma çubukları ile ayarlanır. (Uydunun gerçek yönelim bilgisi Euler açıları formunda “*Ref*” ile belirtilen alanda yazmaktadır.) İki kameralı yapı test edilmek isteniyorsa, her iki kameradan ayrı ayrı bakılıp, ilgili gök cisminin ilgili kameranın görüş alan açısı içinde olup olmadığı kontrol edilir, değilse kaydırma çubuklarıyla ayarlama yapılarak görüş alan açısı içerisine alınır (ancak kameralar sabit olduğu için birinde yapılan değişiklik diğerine de yansıtacaktır). Sonrasında ise “*Yönelim Hesapla*” butonuna basılır. Bu butona basıldıktan sonra yazılım otomatik olarak aşağıdaki işlemleri yapar.

- Sırasıyla Güneş ve Dünya kamerası görünümlerine geçer ve her kameradan birer görüntü alır.
- Kamera görüntülerini DLL kütüphanesindeki algoritmalarda işler.
- Bu algoritmaların sonucunda elde edilen, Dünya ve Güneş’in görüntü koordinat çerçevesindeki merkez bilgilerini kullanarak Dünya ve Güneş ölçüm vektörlerini hesaplar. (Dünya kamerasının koordinat çerçevesi uydu ile farklı olduğu için Dünya ölçüm vektörü hesaplandıktan sonra Dünya-uydu koordinat çerçevesi dönüşüm DKM’si ile çarpılır.)
- Güneş’in, Dünya’nın ve uydunun konumlarını kullanarak ölçüm vektörlerine karşılık gelen referans vektörlerini hesaplar.
- Ölçüm ve referans vektör çiftlerini TRIAD algoritmasına sokarak yönelim matrisini hesaplar.
- Yönelim matrisini Euler açı formuna getirerek ekranda “*Hes*” ile belirtilen alana bu açıları yazar.

Sonuç olarak, görüntü tabanlı yönelim çözümüyle uydunun gerçek yönelim açıları birbirinden çıkartılarak yönelim hataları elde edilmiş olur. Tek kameralı yapının iki kameralı yapıdan tek farkı, merkez bulma algoritmalarında iki görüntünün değil, tek kameradan elde edilen bir görüntünün kullanılmasıdır.

4.4.2. Test Sonuçları

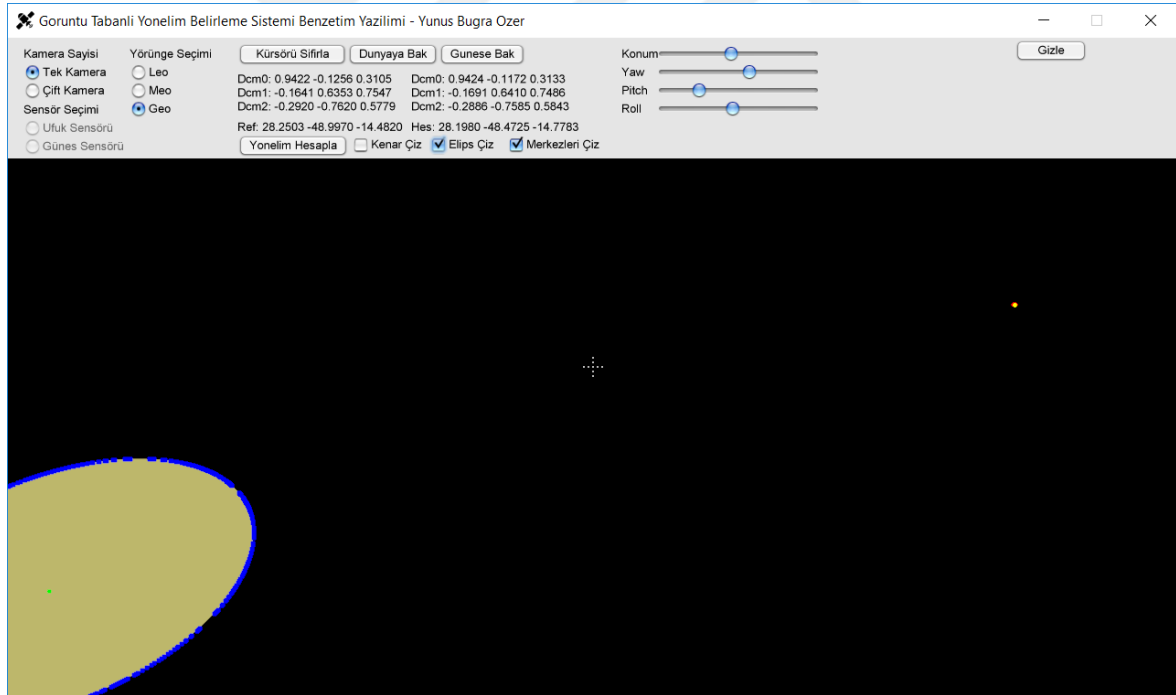
Görüntü tabanlı yönelim belirleme tasarımının başarımını incelemek için, farklı yörüngelerde, farklı yönelim durumları için tek ve iki kameralı yapılarla testler yapılmıştır.

Testlerin sonuçları Çizelge 4.4'te verilmiştir. Tek ve iki kameralı yapılarda, yönelim açı hatalarının birbirine çok yakın çıkması sebebiyle çizelgede verilen ortalama hatalar iki durum ayırt edilmeden elde edilmiştir.

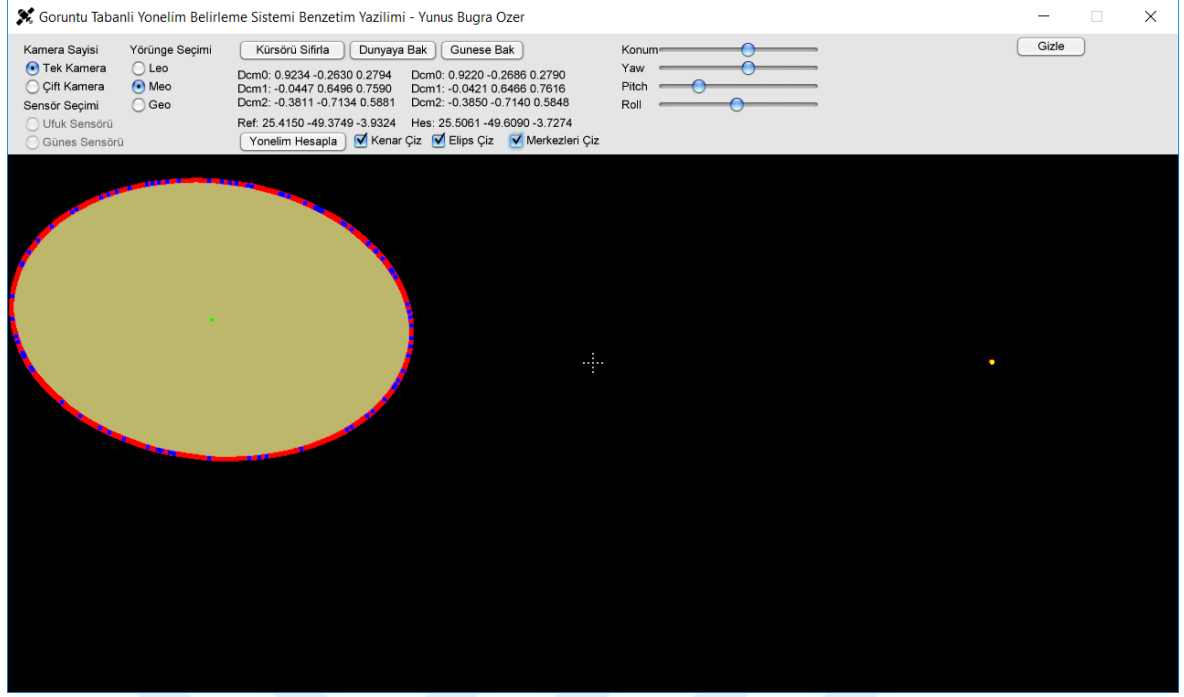
Çizelge 4.4. Görüntü tabanlı benzetim ortalama açı hataları

Uydunun Yörünge Uzaklığı	Ortalama Yönelim Hatası (derece)		
	Açı-1	Açı-2	Açı-3
LEO	11.5631	9.1812	14.1154
MEO	0.5864	0.5391	0.5488
GEO	0.3273	0.4404	0.4317

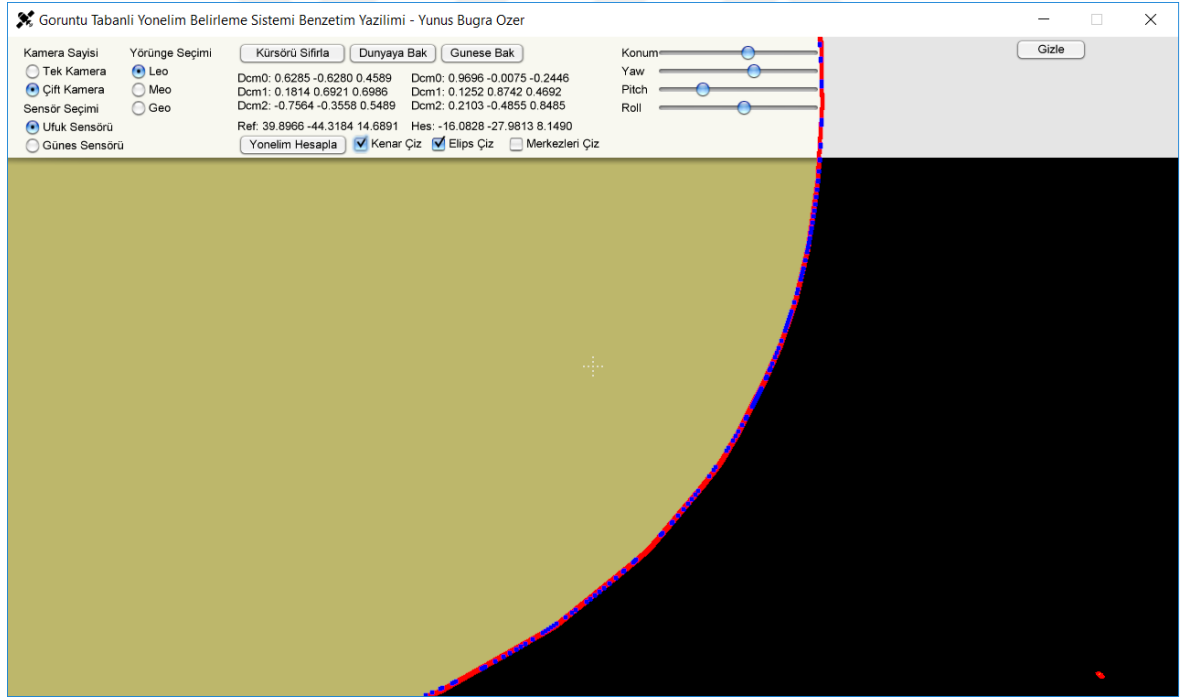
Şekil 4.16 - Şekil 4.19'da testler sırasında elde edilen üç farklı örnek sonuç gösterilmektedir. İlk iki örnekte tek kameralı yapı GEO ve MEO yörüngesi için, üçüncü örnekte ise iki kameralı yapı LEO yörüngesi için test edilmiştir. Şekillerde sarı ile işaretli noktalar tespit edilen Güneş merkezini, kırmızı ile belirtilen çizgi Dünya'nın tespit edilen kenar çizgisini, mavi noktalar kümesi uydurulan elipsi ve son olarak yeşil nokta ise hesaplanan Dünya merkezini göstermektedir.



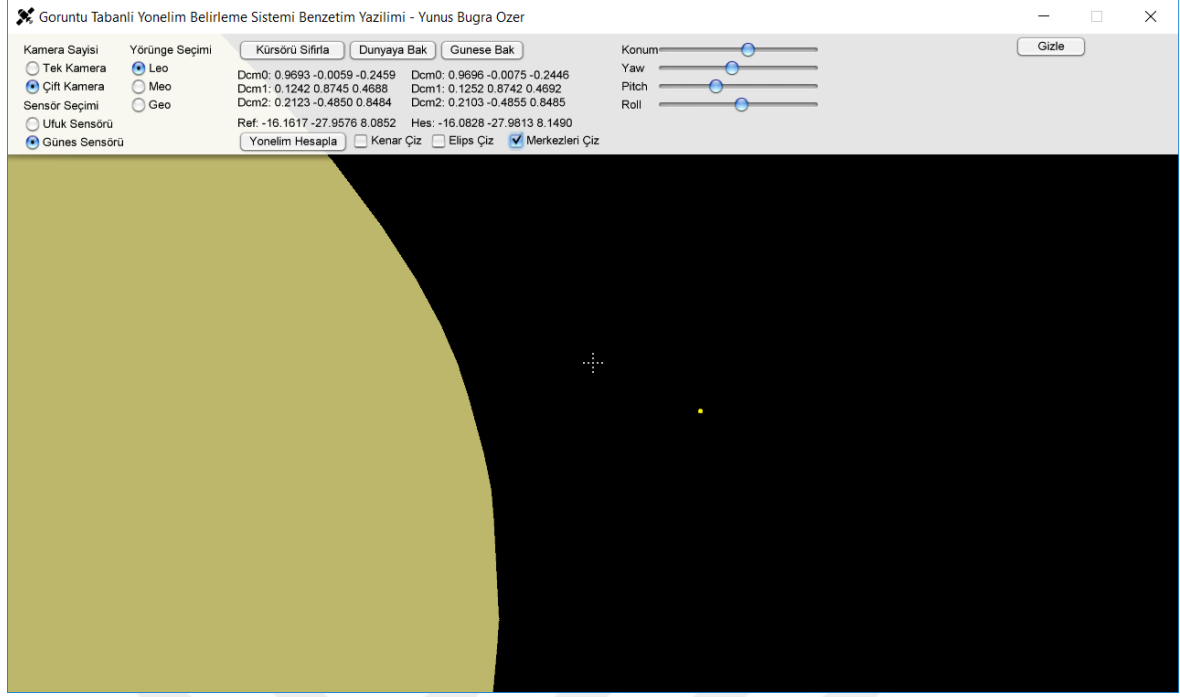
Şekil 4.16. Örnek sonuç-1: GEO yörüngeli tek kameralı



Şekil 4.17. Örnek sonuç-2: MEO yörüngeli tek kameralı



Şekil 4.18. Örnek sonuç-3: LEO yörüngeli ufuk kamerası



Şekil 4.19. Örnek sonuç-3: LEO yörüngeli Güneş kamerası

Bu sonuçlara ek olarak, testler sırasında, Güneş sensörlerinin anlatıldığı bölümde belirtildiği gibi, Güneşin üç yörünge için de gerçekten noktasal bir geometri ile görüntüde yer aldığı görülmüştür. Bununla birlikte, Güneş'in görüntüdeki konumunun, uydunun yönelimi sabit kaldığı sürece, yörünge uzaklığından ve uydunun yörünge üzerindeki konumundan bağımsız bir şekilde sabit kaldığı görülmüştür. Bu gözlemin Güneş referans vektörünün, Dünya yörüngeli uydular için uydunun konumundan bağımsız olarak tespit edilebileceği anlamına geldiği düşünülerek, farklı yörüngelerin farklı konumları için Güneş referans vektörleri kaydedilmiştir. Kaydedilen bu veriler Çizelge 4.5'te verilmiştir. Çizelge incelendiğinde, uydunun farklı konumlar için hesaplanan Güneş referans vektörü bileşenlerinin standart sapmalarının çok küçük değerler aldığı görülmüştür. Bu, çok hassas yönelim bilgisi gerektiren uygulamalar dışında, Dünya yörüngeli uydular için Güneş referans vektörünün uydunun konumundan bağımsız bir şekilde, örneğin Dünya'nın merkezinden Güneş'e olan referans vektörü olarak kabul edilebileceği anlamına gelmektedir.

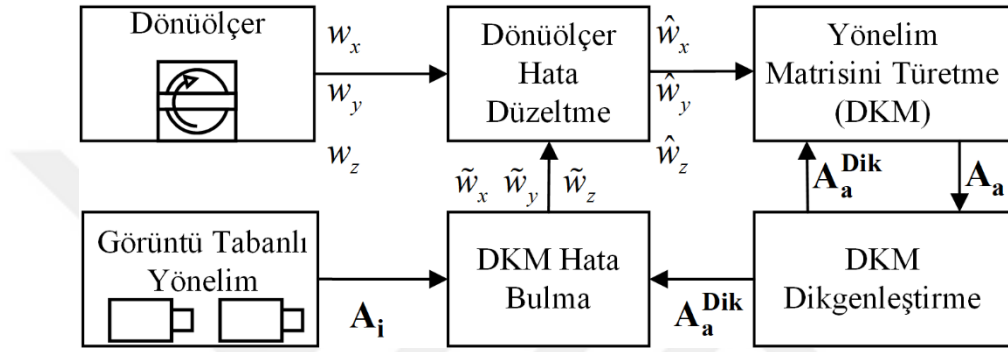
Çizelge 4.5. Farklı konumlar için hesaplanan referans Güneş vektörü bileşenleri

Uydunun Yörüngesi	Uydunun Konumu İçin Hesaplanan Referans Güneş Vektörü Bileşenleri		
	$x_{\text{Güneş}}^r$	$y_{\text{Güneş}}^r$	$z_{\text{Güneş}}^r$
LEO	0.523176	-0.523227	-0.672696
LEO	0.523183	-0.523198	-0.672714
LEO	0.523189	-0.523213	-0.672696
MEO	0.523116	-0.523276	-0.672705
MEO	0.523109	-0.523215	-0.672758
MEO	0.523156	-0.523239	-0.672702
GEO	0.523063	-0.52332	-0.672711
GEO	0.523057	-0.523207	-0.672805
GEO	0.523122	-0.523279	-0.672698
Standart Sapma	4.9499e-05	4.1189e-05	3.7027e-05

5. TÜMLEŞİK YÖNELİM BELİRLEME TASARIMI

5.1. Tümleşik Sistemin Tasarımı

Tez çalışması kapsamında özgün olarak tasarlanan tümleşik sistemde, dönüölçer hataları sistemin referansı olarak kabul edilen, görüntü tabanlı yönelim çözümü ile düzeltilerek, yönelim hatalarının büyümesi engellenmektedir. Bununla birlikte, görüntü tabanlı çözüm elde edilemeyen zaman aralıklarında da dönüölçer ölçümleri sayesinde yönelim tespiti yapılabilmektedir.



Şekil 5.1. Tümleşik sistem blok şeması

Tümleşik sistemin blok diyagramı Şekil 5.1’de verilmiştir. Buna göre; dönüölçerden alınan gövde koordinat çerçevesindeki dönü hızları, bir önceki hesaplama adımında elde edilen DKM’nin yeniden hesaplanması için türetme bloğunda kullanılır. Hesaplanan DKM’nin dikgenliği, dikgenleştirme bloğunda garanti edildikten sonra tümleşik çözüm DKM’si elde edilmiş olur. Tümleşik sistemdeki referans olan görüntü tabanlı yönelim DKM’sinin kullanılabildiği zamanlarda, bu DKM ile tümleşik çözüm DKM’si arasındaki fark, hata bulma bloğunda tez çalışması kapsamında önerilen yöntem ile dönü hızı hatasına çevrilir. Bir sonraki dönüölçer ölçümü için bu hatalar dönü hızlarından çıkarılarak DKM türetme bloğunda kullanılır.

5.1.1. Dönüölçer Ölçümleriyle Yönelim Türetme

Dönüölçerden elde edilen dönü hızı vektörü $[w_x; w_y; w_z]$ ile uydunun yönelim değişimi hesaplanabilmektedir. Ancak bu dönü hızı vektörü, uydunun gövde koordinat çerçevesindeki dönü hızlarını belirttiğinden, bunların doğrudan zamanda integralinin alınmasıyla yönelim değişimini hesaplamak mümkün değildir. Bunun yerine (5.1) eşitliğinde olduğu gibi, uydunun mevcut yönelim bilgisini kullanan yinelemeli bir yapı kullanılmalıdır [5]. Bu eşitlikte ϕ ve θ açıları uydunun Z-Y-X eksen sıralamalı 1. ve 2. Euler açılarını ifade etmektedir. Hesaplanan $[\dot{\phi}; \dot{\theta}; \dot{\psi}]$ vektörü ise Euler açıları cinsinden yönelim

değişimini veren açı hızlarıdır. Dolayısıyla, dönüölçerden elde edilen gövde koordinat çerçevesindeki dönü hızı vektörü, mevcut yönelim bilgisi kullanılarak referans koordinat çerçevesine çevrilecek, sonrasında ise elde edilen bu değerin zamanda integralinin alınmasıyla yeni yönelim değeri hesaplanmış olacaktır.

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \tan(\theta)\sin(\phi) & \tan(\theta)\cos(\phi) \\ 0 & \cos(\phi) & -\sin(\phi) \\ 0 & \sin(\phi)/\cos(\theta) & \cos(\phi)/\cos(\theta) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} w_x \\ w_y \\ w_z \end{bmatrix} \quad (5.1)$$

Tez çalışması kapsamında kullanılan yönelim gösterimi DKM gösterimidir. Dolayısıyla Euler açıları cinsinden verilen bu yönelim türetme eşitliğinin DKM formuna çevrilmesi gerekmektedir. Eşitlik seti (5.2)'de verilen DKM formundaki yönelim türetme yaklaşımı [40]'ta sunulmuştur. Buna göre belirli bir t anında DKM cinsinden yönelimi ($\mathbf{A}_t$) bilinen bir cismin, $t + \Delta t$ anındaki yönelimi ($\mathbf{A}_{t+\Delta t}$) dönüölçer vektörü $[w_x; w_y; w_z]$ kullanılarak eşitlik seti (5.2)'de olduğu gibi hesaplanır. Bu eşitlik setinde $\mathbf{I}$ ile, 3x3 boyutundaki birim matris ifade edilmektedir.

$$\begin{aligned} \sigma &= \sqrt{(w_x \Delta t)^2 + (w_y \Delta t)^2 + (w_z \Delta t)^2} \\ [\boldsymbol{\sigma} \times] &= \begin{bmatrix} 0 & -w_z \Delta t & w_y \Delta t \\ w_z \Delta t & 0 & -w_x \Delta t \\ -w_y \Delta t & w_x \Delta t & 0 \end{bmatrix} \\ \mathbf{C}_{\Delta t} &= \mathbf{I} + \frac{\sin \sigma}{\sigma} [\boldsymbol{\sigma} \times] + \frac{(1 - \cos \sigma)}{\sigma^2} [\boldsymbol{\sigma} \times]^2 \\ \mathbf{A}_{t+\Delta t} &= \mathbf{A}_t \mathbf{C}_{\Delta t} \end{aligned} \quad (5.2)$$

5.1.2. DKM Hatası ile Dönüölçer Hız Düzeltmesi

Tasarlanan tümleşik sistemde, dönüölçer hız hatalarının görüntü tabanlı elde edilen yönelim bilgisiyle düzeltilmesi amaçlanmıştır. Bu sebeple, dönüölçer hız ölçümleri ile türetilen yönelim DKM'siyle, görüntü tabanlı hesaplanan DKM arasındaki hatanın dönü hızı cinsinden ifade edilmesi gerekmektedir.

$$\mathbf{A}_i^T \mathbf{A}_a = \begin{bmatrix} 1 & \Omega_z & -\Omega_y \\ -\Omega_z & 1 & \Omega_x \\ \Omega_y & -\Omega_x & 1 \end{bmatrix} \quad (5.3)$$

İki DKM arasındaki Ω_x, Ω_y ve Ω_z yönelim açı farkları (5.3)'te verilen şekilde hesaplanabilmektedir [6]. Bu eşitlikteki $\mathbf{A}_a$ matrisi ataletsel olarak türetilen DKM'yi, $\mathbf{A}_i$

matrisi ise görüntü tabanlı elde edilen referans DKM çözümünü göstermektedir. Tez çalışması için yapılan yaklaşımda, dönüölçer hız hataları; bu iki DKM arasındaki yönelim açı farklarının, dönüölçer verilerinin işleme sıklığı olan Δt 'ye bölünmesiyle eşitlik (5.4)'te verildiği gibi elde edilmiştir.

$$\begin{aligned}\tilde{w}_x &= \Omega_x / \Delta t \\ \tilde{w}_y &= \Omega_y / \Delta t \\ \tilde{w}_z &= \Omega_z / \Delta t\end{aligned}\tag{5.4}$$

Hesaplanan bu dönü hızı hataları, bir sonraki DKM türetme işleminde, ham dönüölçer hızlarından çıkarılarak ataletsel yönelim hatasının büyümesi önlenmiştir.

5.1.3. DKM Dikgenleştirme

Doğrultu kosinüs matrisleri (5.2) eşitliğindeki gibi yönelim türetme işlemlerinde yüksek hızlarda kullanılarak hesaplandıklarında, ortaya çıkan küçük hatalar zamanla giderek büyümekte ve belli bir zaman sonra bu matrisler dikgen olma özelliklerini kaybetmektedirler [63]. Bu durumdan kaçınarak DKM'yi yeniden dikgenleştirmek için geliştirilen birçok yöntem literatürde yer almaktadır [64, 65, 66, 67]. Tez çalışması kapsamında, Jianqin Mao tarafından [64]'te sunulan, tekil değer ayrışımına (SVD / Singular Value Decomposition) dayalı yöntem kullanılmıştır. Bu yöntemle göre, DKM (5.5) eşitliğindeki gibi tekil değer ayrışımına tabi tutularak **U**, **S** ve **V** matrisleri elde edilmektedir. Sonrasında ise, dikgenliği bozulan DKM'ye en yakın dikgen matris (5.6) eşitliğindeki gibi hesaplanmaktadır.

$$\mathbf{A} = \mathbf{U} \mathbf{S} \mathbf{V}^T\tag{5.5}$$

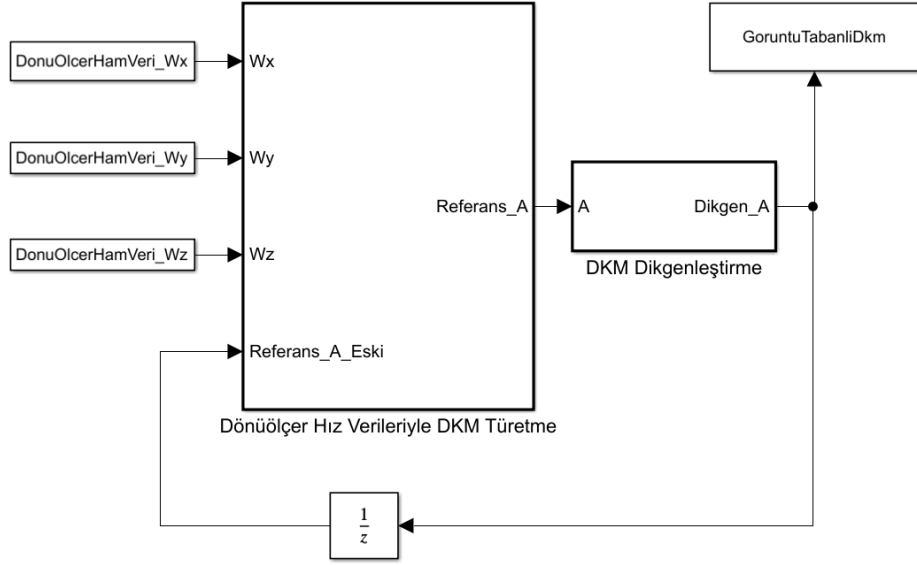
$$\mathbf{A}^{\text{Dik}} = \mathbf{U} \mathbf{V}^T\tag{5.6}$$

Bu şekilde, ataletsel yönelim türetme işlemlerinde yinelemeli olarak kullanılan DKM'nin dikgenliği korunmuş olmaktadır.

5.2. Tümüleşik Sistemin Benzetimi

5.2.1. Test Verisi Üretme

Tümüleşik sistemin çalışma performansını test etmek amacıyla yapılan benzetimlerde, referans ölçüm olan görüntü tabanlı çözüm DKM'leri, test için kaydedilen ham dönüölçer verileri kullanılarak, (5.2) eşitlik setinde belirtilen DKM türetme işlemi ile elde edilmiştir. Kaydedilen dönüölçer verileri, testler için referans niteliği taşıdığından, bu verilere ait gürültü parametreleri önem arz etmemektedir. Referans DKM üretme blok şeması Şekil 5.2'de verilmiştir.

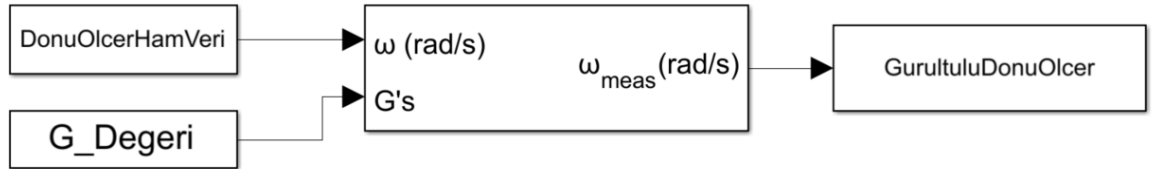


Şekil 5.2. Test için görüntü tabanlı DKM üretme bloğu

Tümleşik sistemde dönüölçer verisi olarak kullanılan gürültülü dönü hızları ise, test için kaydedilen dönüölçer verilerine, Simulink benzetim programında üç eksenli dönüölçer (Three-Axis Gyroscope) modeli kullanılarak gürültü eklenmesiyle elde edilmiştir. Şekil 5.3'te kullanılan dönüölçer modeli görülmektedir. Modelde kullanılan gürültü parametreleri ise Çizelge 5.1'de verilmiştir.

Çizelge 5.1. Benzetimde kullanılan dönüölçer hata parametreleri

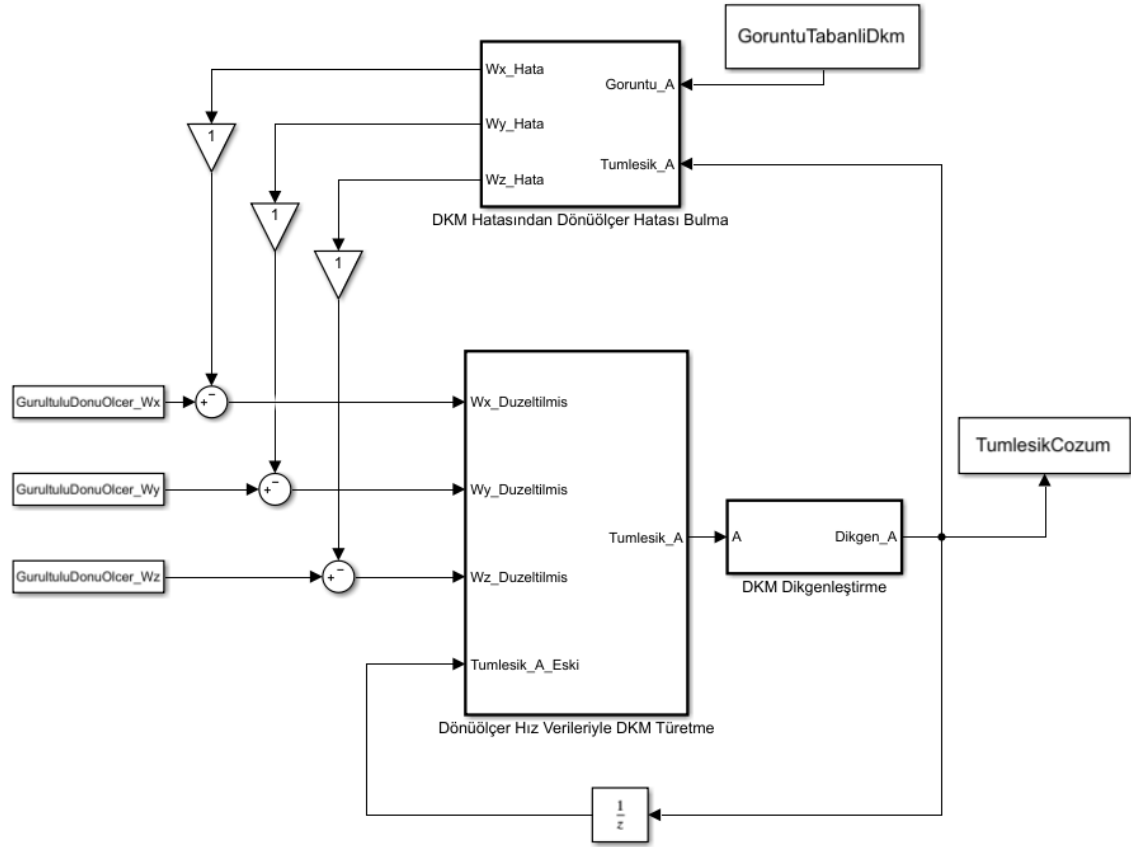
Üç Eksendeki Beyaz Gürültü Gücü	[0.001; 0.001; 0.001] (rad/s) ² / Hz
Sabit Ölçüm Kayması	[0.03; 0.04; -0.01] (rad/s)
G_Degeri	[0; 0; 0]



Şekil 5.3. Gürültülü dönüölçer verisi üretme bloğu

5.2.2. Test Sonuçları

Tümleşik sistem testi için, test verisi üretme kısmında elde edilen; görüntü tabanlı (referans) DKM'ler ve gürültülü dönüölçer verileri kullanılarak oluşturulan test altyapısı Şekil 5.4'te verilmiştir.



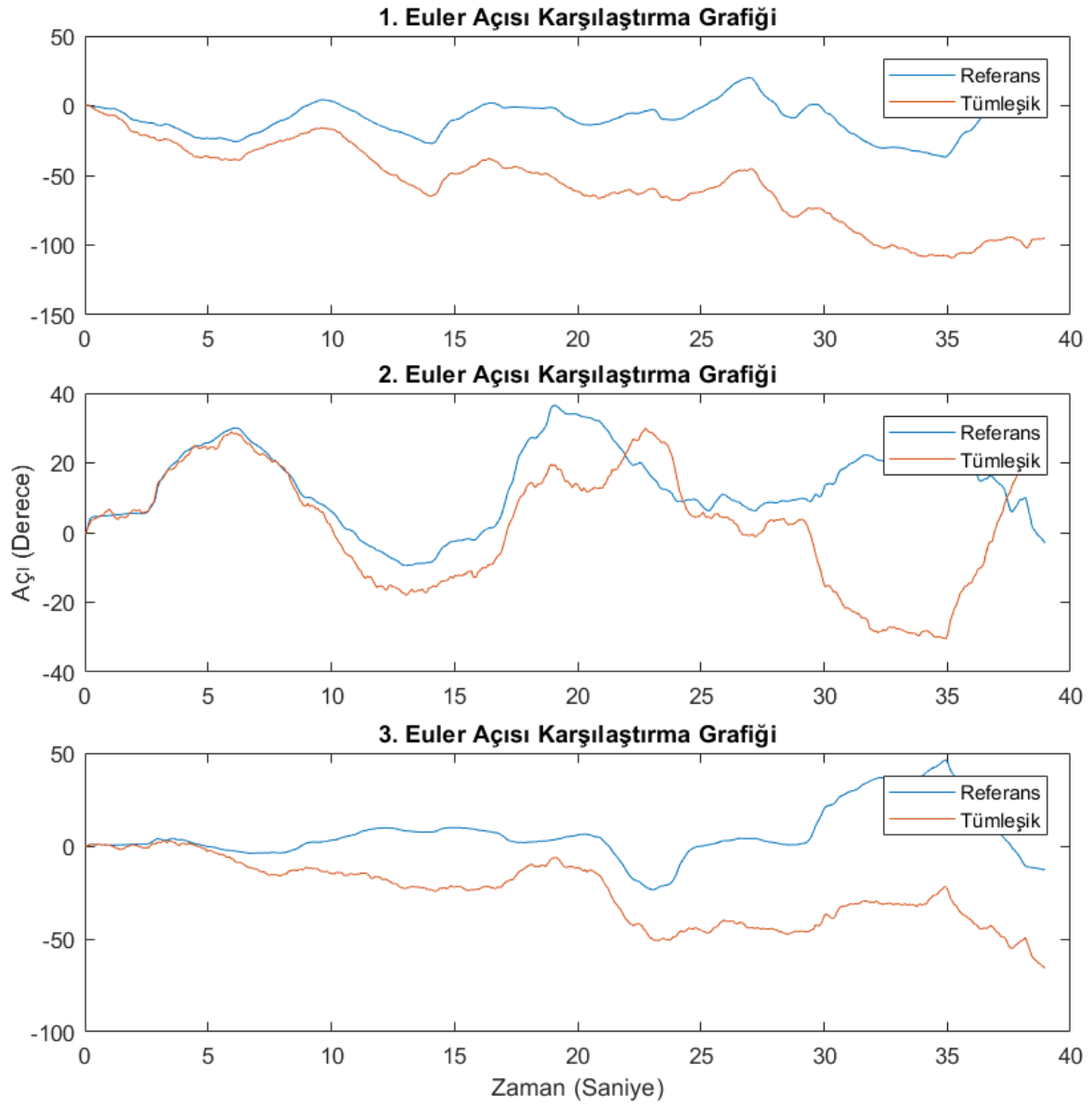
Şekil 5.4. Tümleşik yapı sistem bloğu

Tümleşik sistem tasarımının başarımını incelemek için yapılan testlerde, gürültülü dönüölçer verileri ortalama her 0.035 saniyede bir işlenerek tümleşik çözüme ait yönelim DKM üretilirken, referans (görüntü tabanlı) DKM'ler farklı sıklıklarda kullanılarak dönüölçer hız hataları düzeltilmiştir. Sistem çözümü olarak hesaplanan tümleşik DKM'ler Euler açıları formuna getirilerek referans çözüm ile karşılaştırılmıştır. Farklı sıklıklarda referans DKM kullanımı sonucunda tümleşik sistemin elde ettiği sonuçlar Çizelge 5.2'de verilmiştir.

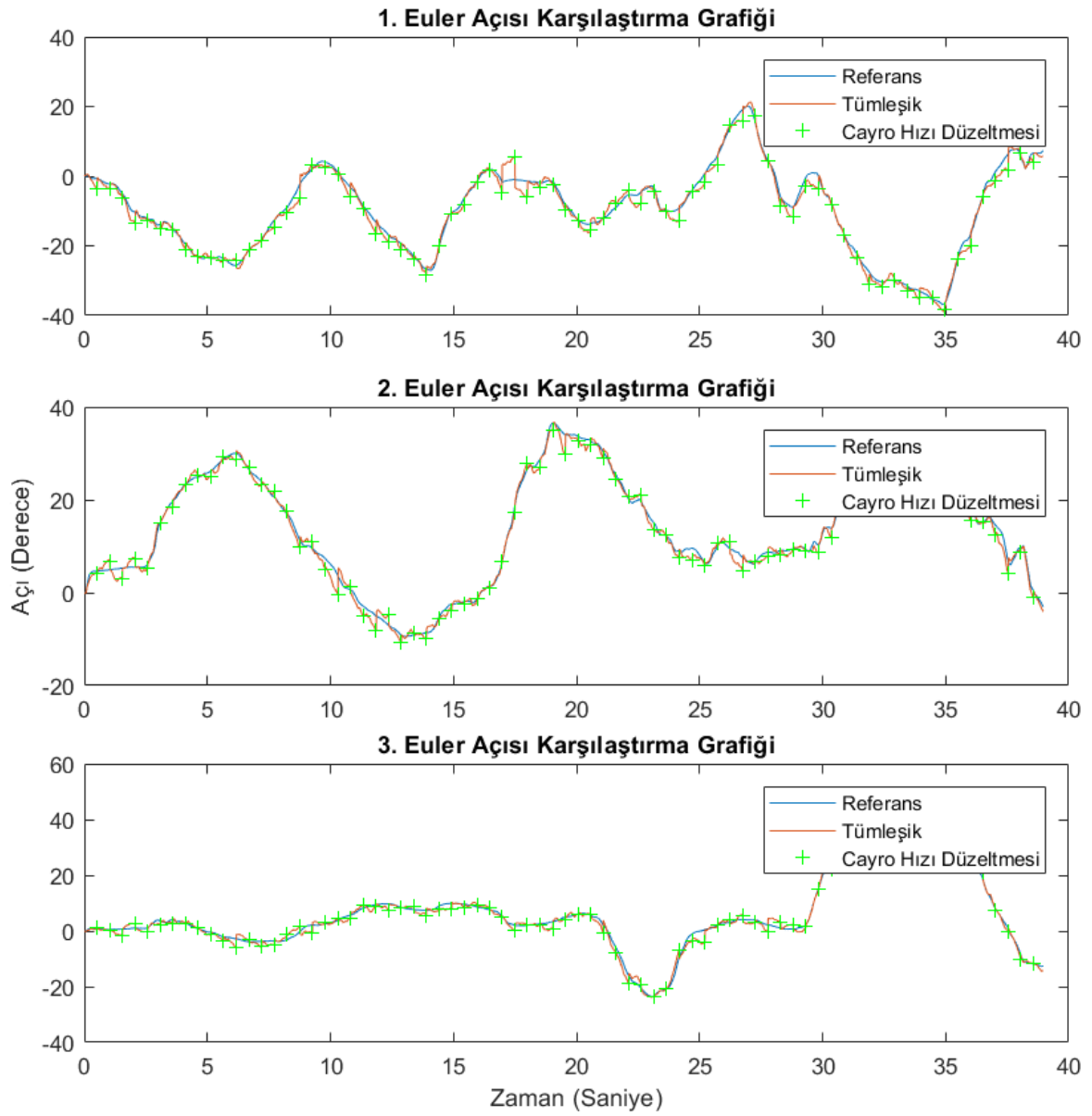
Şekil 5.5'te hiç referans DKM kullanılmadığı durumda elde edilen Euler açılarının karşılaştırılması verilmiştir. Şekil 5.6'da ise referans DKM'lerin 2.0 Hz sıklıkta kullanıldığı durumda tümleşik ve referans çözüm Euler açılarının karşılaştırması görülürken, Şekil 5.7'de bu durumda tümleşik sistem ile referans çözüm arasındaki açısal hata sonuçları görülmektedir.

Çizelge 5.2. Farklı sıklıklarda referans DKM kullanım sonuçları

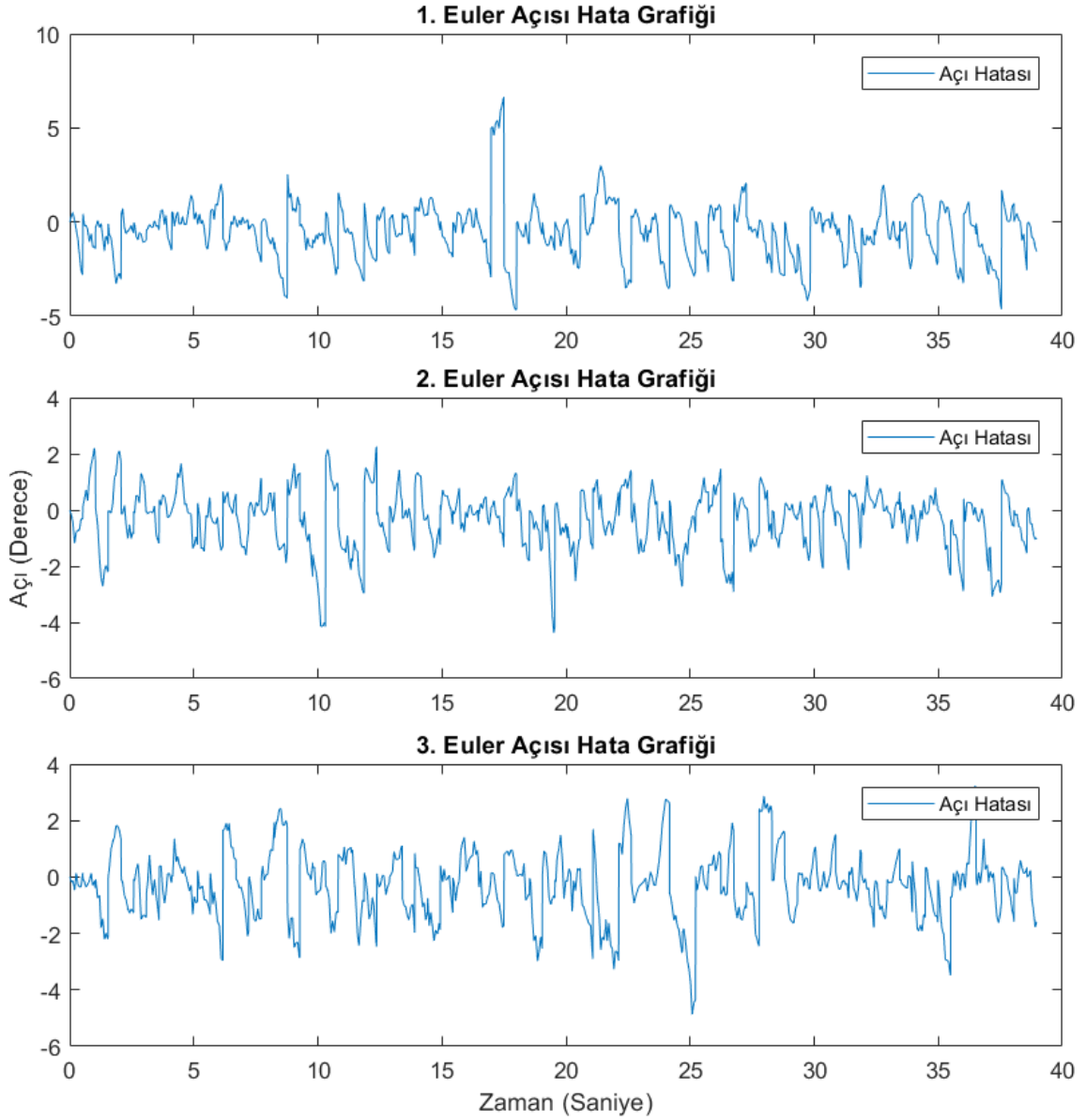
Referans kullanma sıklığı	Ortalama Yönelim Hatası (derece)		
	Açı-1	Açı-2	Açı-3
Hiç	47.7717	13.5791	31.7222
0.1 Hz	10.3420	3.6700	7.3750
0.2 Hz	6.3503	2.4801	4.2557
1.0 Hz	1.4782	1.2353	1.2215
2.0 Hz	1.1205	0.7890	0.9169
10 Hz	0.3765	0.3290	0.3507



Şekil 5.5. Referans kullanılmadığı durumda referans ve tümleşik sistem çıktıları

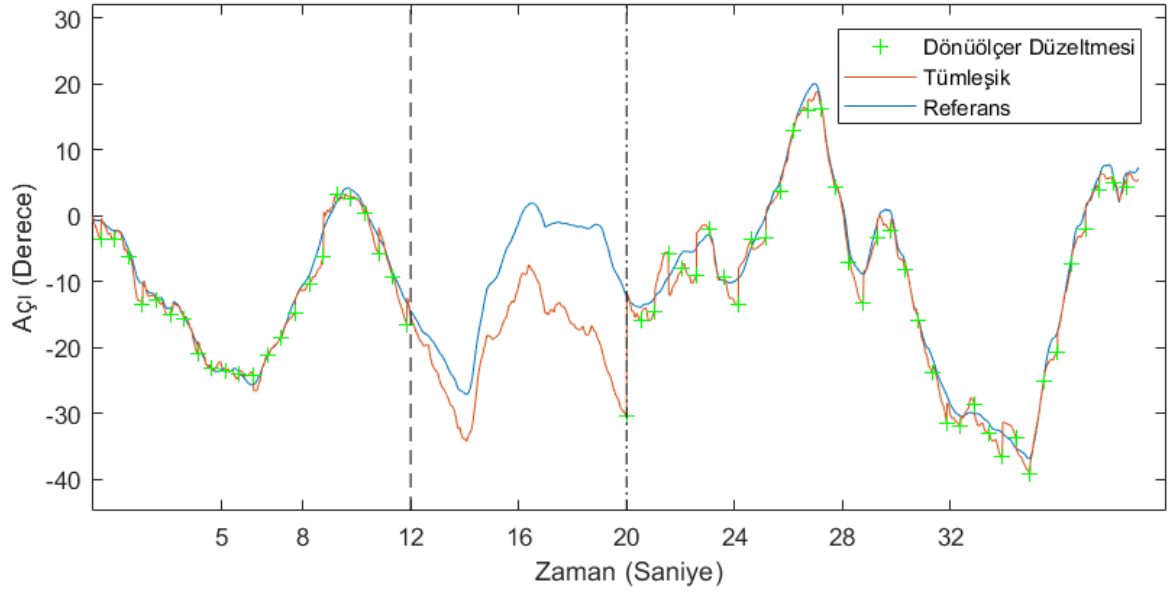


Şekil 5.6. 2 Hz'de referans kullanıldığı durumda referans ve tümleşik sistem çıktıları



Şekil 5.7. 2 Hz'de referans kullanıldığı durumda tümleşik sistem açı hataları

Dönüölçer hız düzeltmesinin, tümleşik yönelim belirleme sistemindeki hataya olan etkisini göstermek amacıyla yapılan bir başka testte ise; 12 ile 20. saniyeler arasında referans DKM'nin kullanımına izin verilmemiştir. Şekil 5.8'de bu testteki 1. yönelim açısının grafiği görülmektedir. Bu grafiğe göre, 12. saniyeden önce mutlak açı hatası 0.84 derecedir. Referans DKM kullanılmadığı için 20. saniyeye kadar bu hata 18.0 dereceye çıkmış ve referans DKM kullanımlarıyla kademeli olarak 1.05 dereceye düşmüştür.



Şekil 5.8. Referans DKM kullanımının etkisi

6. SONUÇLAR

6.1. Görüntü Tabanlı Yönelim Belirleme Tasarımı Sonuçları

Ufuk sensörü tasarımındaki algoritma adımlarının, örnek Dünya görüntüleri üzerindeki çıktıları incelendiğinde; gürültü filtreleme, kenar tespit, kenar seçme ve elips uydurma algoritmalarının başarılı sonuçlar verdiği görülmektedir.

Görüntü tabanlı yönelim belirleme benzetim sonuçları, iki kameralı ve tek kameralı yapılar için ayırt edilemeyecek ölçüde benzer elde edilmiştir. Bu nedenle iki farklı sonuç seti yerine ortalama değerleri sunulmuştur. Bu sonuçlara göre, her eksenindeki ortalama yönelim hatasının; orta yörüngede 0.6 dereceden, yer eş yörüngede ise 0.5 dereceden daha düşük elde edilebildiği görülmektedir. Ancak alçak yörünge sonuçları kabul edilebilir hata değerlerinin dışında elde edilmiştir. Görüntü tabanlı yönelim belirleme sisteminin alçak yörüngedeki kötü başarımı, kameraların Dünya'ya çok yakın olmasından kaynaklı olarak, bazı yönelim değerleri için görüntüde meydana gelen bozulmalar olarak değerlendirilmektedir. Bununla birlikte, merkez bulma algoritmalarının, Dünya'nın çok yakın olduğu durum göz önüne alınarak iyileştirilmesi durumunda başarımın iyileşeceği de düşünülmektedir.

Tek kameralı yapıda elde edilen benzetim sonuçlarının, iki yörünge için iki kameralı yapı kadar başarılı sonuçlar vermesi, Dünya ve Güneş aynı anda kamera görüş alan açısı içindeyken, yönelim belirleme işleminin tek bir kamerayla dahi yapılabileceği anlamına gelmektedir.

Görüntü tabanlı yönelim benzetim yazılımıyla; Dünya, Güneş ve uydu yerleşimindeki üç boyutlu görsel ilişkiler ortaya konulabilmektedir. Bu sayede Dünya yörüngeli uydular için referans Güneş vektörü ölçümünün uydu konumundan bağımsız olarak (çok hassas yönelim gereksinimleri dışında) elde edilebileceği çıkarımı yapılarak, sayısal test sonuçlarıyla bu çıkarımın doğruluğu gösterilmiştir.

6.2. Tümüleşik Yönelim Belirleme Tasarımı Sonuçları

Tümüleşik yönelim belirleme benzetim sonuçları incelendiğinde, hedeflenen şekilde referans (görüntü tabanlı) yönelim çözümü üretilmeyen zaman aralıklarında, dönüölçer hız verileri ile yönelim bilgisi hesaplanmış, referans çözüm üretildiği anda ise dönüölçer hataları düzeltilerek yönelim hatalarının büyümesi engellenmiştir. Bu sonuç, tez çalışması kapsamında önerilen; dönüölçer açı hatası – hız hatası ilişkisinin, dönüölçer verilerini kullanma sıklığıyla tanımlama yaklaşımının doğruluğunu ispatlamaktadır.

6.3. Öneriler

Tez çalışması kapsamında önerilen görüntü tabanlı yönelim belirleme yaklaşımı, yıldız sensörlerinin de temel çalışma prensibini oluşturmaktadır. Dolayısıyla tasarlanan bu sistem ve benzetimi ortamı, yıldız sensörleri tabanlı bir yönelim belirleme sistemi için de kullanılabilir. Bununla birlikte, tümleşik yönelim belirleme tasarımının, tamamlayıcı filtre (complementary filter) yapısı kullanılarak iyileştirilmesi araştırılabilir.



KAYNAKLAR

- [1] Wertz, J.R., *Spacecraft Attitude Determination and Control*, Kluwer Academic Publishers, **1978**.
- [2] Markley, F.L., Crassidis, J.L., *Fundamentals of Spacecraft Attitude Determination and Control*, Springer, **2014**.
- [3] Sidi, M.J., *Spacecraft Dynamics and Control: A Practical Engineering Approach*, Cambridge University Press, **1997**.
- [4] Shuster, M.D., A Survey of Attitude Representations, *The Journal of the Astronautical Sciences*, vol. 4, no. 41, p. 439–517, **1993**.
- [5] Bekir, E., *Introduction to Modern Navigation Systems*, World Scientific Publishing Co. Pte. Ltd., **2007**.
- [6] Rogers, R., M., *Applied Mathematics in Integrated Navigation Systems*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, **2003**.
- [7] Fraiture, L., A History of the Description of the Three-Dimensional Finite Rotation, *The Journal of the Astronautical Sciences*, vol. 57, no. 1/2, pp. 207-232, **2009**.
- [8] Weinberg, S., *Gravitation and Cosmology: Principles and Applications of the General Theory*, John Wiley & Sons, **1972**. Ben M. Chen
- [9] Cai, G., Chen, B.M., Lee, T.H., *Unmanned Rotorcraft Systems*, Springer, **2011**.
- [10] Kumar, M., World geodetic system 1984: A modern and accurate global reference frame, *Marine Geodesy*, vol. 2, no. 12, pp. 117-126, **1984**.
- [11] Fortescue, P., Swinerd, G., Stark, J., *Spacecraft Systems Engineering*, Wiley, **2011**.
- [12] Larson, W.J., Wertz, J.R., *Space Mission Analysis and Design*, Kluwer academic publishers, **1999**.
- [13] Liebe, C.C., Murphy, N., Dorsky, L., Udomkesmalee, N., Three-axis sun sensor for attitude determination, *IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine*, vol. 31, no. 6, pp. 6-11, **2016**.
- [14] Boldrini, F., Monnini, E., Procopio, D., Alison, B., Ogiers, W., Innocent, M., Pritchard, A., Airey, S., Attitude sensors on a chip: Feasibility study and breadboarding activities, *32nd Annu. AAS Guid. Control Conf.*, **2009**.
- [15] Xie, N., Theuwissen, A.J.P., A Miniaturized Micro-Digital Sun Sensor by Means of Low-Power Low-Noise CMOS Imager, *IEEE Sensors Journal*, vol. 14, no. 1, p. 96–103, **2014**.
- [16] Boom, K., Leijtens, J., Mini and Micro Sensor Systems: Where Small Does Not Mean Immature, *AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit*, **2013**.

- [17] Delgado, F.J., Ortega, P., Tarrida, C.L., Angulo, J.G.M., Quero, J.M., A New Design of High Precision Solar Microsensor for Satellite Applications, *IEEE Sensors Journal*, **2010**.
- [18] Sáez, A.G., Quero, J.M., Jerez, M.A., Earth Sensor Based on Thermopile Detectors for Satellite Attitude Determination, *IEEE Sensors Journal*, vol. 16, no. 8, pp. 2260-2271, **2016**.
- [19] Ghose, K., Shea, H.R., Fabrication and testing of a MEMS based earth sensor, *TRANSDUCERS 2009 - 2009 International Solid-State Sensors, Actuators and Microsystems Conference*, **2009**.
- [20] Falbel, G., A Low Weight/Power/Cost Infrared Earth sensor, *IEEE Aerospace Conference*, **2004**.
- [21] Salah, A., Adel, A., Ezeldin, A., Ali, A., Hussein, A., Habib, S.E.D., Design and implementation of an area-efficient MEMS-based IR static earth sensor, *12th IEEE International Conference on Fuzzy Systems*, **2003**.
- [22] Ye, L., Xu, Y., Yin, H., An Improved Attitude Determination Algorithm of The Single Cone Scanning Infrared Earth-Sensor, *IECON 2017 - 43rd Annual Conference of the IEEE Industrial Electronics Society*, **2017**.
- [23] Nguyen, T., Attitude determination using infrared earth horizon sensors, *28th Annu. AIAA/USU Conf. Small Satellites*, **2014**.
- [24] Söken, H.E., Sakai, S.i., Magnetometer only attitude estimation for spinning small satellites, *8th International Conference on Recent Advances in Space Technologies (RAST)*, Istanbul, **2017**.
- [25] Khurshid, O., Selkainaho, J., Kallio, E., Visala, A., Soken, H.E., Pseudo-Linear Approach to Nanosatellite Attitude Estimation and Magnetometer Calibration, *8th International Conference on Recent Advances in Space Technologies (RAST)*, İstanbul, **2017**.
- [26] Michalareas, G., Gabriel, S.B., Rogers, E., Spacecraft attitude estimation based on magnetometer measurements and the covariance intersection algorithm [nanosatellites], *IEEE Aerospace Conference*, **2002**.
- [27] Ma, G.F., Jiang, X.Y., Unscented Kalman Filter for Spacecraft Attitude Estimation and Calibration Using Magnetometer Measurements, *International Conference on Machine Learning and Cybernetics*, **2005**.
- [28] Sugimura, N., Kuwahara, T., Yoshida, K., Attitude Determination and Control System for Nadir Pointing using Magnetorquer and Magnetometer, *IEEE Aerospace Conference*, **2016**.
- [29] International Association of Geomagnetism and Aeronomy, Working Group V-MOD, International Geomagnetic Reference Field: the eleventh generation, *Geophysical Journal International*, vol. 183, pp. 1216-1230, **2010**.
- [30] Grandvallet, B., Zemouche, A., Boutayeb, M., Changey, S., Real-Time Attitude-Independent Three-Axis Magnetometer Calibration for Spinning Projectiles: A

- Sliding Window Approach, *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, vol. 22, no. 1, pp. 255-264, **2014**.
- [31] Wang, J., Cho, S., Chun, J., Attitude determination of a spinning object using dual imaging sensors and a star catalog, *IEEE International Conference on Acoustics, Speech, and Signal Processing*, **2004**.
 - [32] Liebe, C.C., Star trackers for attitude determination, *IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine*, vol. 10, no. 6, pp. 10-16, **1995**.
 - [33] Hua, J., Zhang, T., Zhu, H., Liang, B., Liu, B., Liang, J., A New Method of Star Catalog Optimization for Multi-FOV Star Sensor, *11th World Congress on Intelligent Control and Automation*, Shenyang, **2014**.
 - [34] Wei, Q., Liang, X., Jiancheng, F., A New Star Identification Algorithm based on Improved Hausdorff Distance for Star Sensors, *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, vol. 49, no. 3, pp. 2101-2109, **2013**.
 - [35] Jiang, M., Ye, Y.Z., Yu, M.Y., Wang, J.X., Li, B.H., A Novel Star Pattern Recognition Algorithm for Star Sensor, *International Conference on Machine Learning and Cybernetics*, Hong Kong, **2007**.
 - [36] Junkins, J.L., White, C.C., Turner, J.D., Star Pattern Recognition for Real Time Attitude Determination, *The Journal of the Astronautical Sciences*, vol. 25, no. 3, pp. 251-270, **1977**.
 - [37] Mortari, D., K-vector range searching techniques, *Advances in the Astronautical Sciences*, vol. 105, pp. 449-464, **2000**.
 - [38] Mortari, D., Samaan, M.A., Bruccoleri, C., Junkins, J.L., The Pyramid Star Identification Technique, *Navigation*, vol. 51, no. 3, pp. 171-183, **2004**.
 - [39] Li, H., Sun, Z.W., Zhang, S.J., Satellite Attitude Estimation UKF Algorithm Based on Star-Sensor, *Computational Engineering in Systems Applications*, Beijing, **2006**.
 - [40] Titterton, D.H., Weston, J.L., *Strapdown Inertial Navigation Technology*, The Institution of Electrical Engineers, **2004**.
 - [41] Farrenkopf, R.L., Analytic Steady-State Accuracy Solutions for Two Common Spacecraft Attitude Estimators, *Journal of Guidance and Control*, vol. 1, no. 4, p. 282-284, **1978**.
 - [42] Pandiyan, R., Solaiappan, A., Malik, N.K., A One Step Batch Filter for Estimating Gyroscope Calibration Parameters Using Star Vectors, *AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference and Exhibit*, **2004**.
 - [43] Black, H.D., A Passive System for Determining the Attitude of a Satellite, *AIAA Journal*, vol. 2, no. 7, pp. 1350-1351, **1964**.
 - [44] Wahba, G., Problem 65-1: A Least Squares Estimate of Satellite Attitude, *SIAM Review*, vol. 7, no. 3, p. 409, **1965**.

- [45] Markley, F., Mortari, D., Quaternion Attitude Estimation Using Vector Observations, *The Journal of the Astronautical Sciences*, vol. 48, no. 2, pp. 359-380, **2000**.
- [46] Markley, F.L., Attitude determination using vector observations and the singular value decomposition, *The Journal of the Astronautical Sciences*, vol. 36, no. 3, pp. 245-258, **1988**.
- [47] Mortari, D., ESOQ: A closed-form solution to the Wahba problem, *The Journal of the Astronautical Sciences*, vol. 45, pp. 195-204, **1997**.
- [48] Heath, M.T., *Scientific Computing: An Introductory Survey*, 2nd ed., The McGraw-Hill Companies, **2002**.
- [49] Shuster, M.D., Oh, S., Three-Axis Attitude Determination from Vector Observations, *Journal of Guidance and Control*, vol. 4, no. 1, p. 70–77, **1981**.
- [50] Yang, Y., Spacecraft attitude determination and control: Quaternion based method, *Annual Reviews in Control*, vol. 36, pp. 198-219, **2012**.
- [51] Gonzalez, R.C., Woods, R.E., Eddins, S.L., *Digital Image Processing Using MATLAB*, Gatesmark Publishing, **2009**.
- [52] Singh, S., Singh, R., Comparison of various edge detection techniques, *2nd International Conference on Computing for Sustainable Global Development (INDIACom)*, New Delhi, **2015**.
- [53] Amer, G.M.H., Abushaala, A.M., Edge Detection Methods, *2nd World Symposium on Web Applications and Networking (WSWAN)*, Sousse, **2015**.
- [54] Selvakumar, P., Hariganesh, S., The performance analysis of edge detection algorithms for image processing, *International Conference on Computing Technologies and Intelligent Data Engineering (ICCTIDE'16)*, Kovilpatti, **2016**.
- [55] Khairudin, M., Irmawati, D., Comparison methods of edge detection for USG images, *3rd International Conference on Information Technology, Computer, and Electrical Engineering (ICITACEE)*, Semarang, **2016**.
- [56] Ali, M.M.H., Yannawar, P., Gaikwad, A.T., Study Of Edge Detection Methods Based On Palmprint lines, *International Conference on Electrical, Electronics, and Optimization Techniques (ICEEOT)*, Chennai, **2016**.
- [57] Canny, J., A Computational Approach to Edge Detection, *IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence*, Vols. PAMI-8, no. 6, pp. 679-698, **1986**.
- [58] Fitzgibbon, A., Pilu, M., Fisher, R.B., Direct least square fitting of ellipses, *IEEE Transactions On Pattern Analysis And Machine Intelligence*, vol. 21, no. 5, p. 476–480, **1999**.
- [59] Szpak, Z.L., Chojnacki, W., Hengel, A.v.d., Guaranteed ellipse fitting with the Sampson distance, *12th European Conference Computer Vision*, **2012**.
- [60] Saleem, R., Lee, S., Kim, J., A Cost-Effective Micro Sun Sensor Based on Black Sun Effect, *IEEE SENSORS*, Glasgow, **2017**.

- [61] Vallado, D.A., *Fundamentals of Astrodynamics and Applications*, McGraw-Hill, **1997**.
- [62] McGuire, M., Mara, M., The G3D Innovation Engine, <http://casual-effects.com/g3d> (Ağustos **2017**).
- [63] Meyer, J., Bar-itzhack, I.Y., Practical Comparison of Iterative Matrix Orthogonalization Algorithms, *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, Vols. AES-13, no. 3, pp. 230-235, **1977**.
- [64] Mao, J., Optimal orthonormalization of the strapdown matrix by using singular value decomposition, *Computers & Mathematics with Applications*, vol. 12A, no. 3, pp. 353-362, **1986**.
- [65] Priester, R.W., Denman, E.D., Orthogonalization of a Direction Cosine Matrix by Iterative Techniques, *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, Vols. AES-8, no. 5, pp. 692-694, **1972**.
- [66] Bar-itzhack, I.Y., Fegley, K.A., Orthogonalization Techniques of a Direction Cosine Matrix, *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, Vols. AES-5, no. 5, pp. 798-804, **1969**.
- [67] Bar-itzhack, I.Y., Iterative Optimal Orthogonalization of the Strapdown Matrix, *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, Vols. AES-11, no. 1, pp. 30-37, **1975**.
- [68] Higgins, W.T., A Comparison of Complementary and Kalman Filtering, *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, Vols. AES-11, no. 3, pp. 321-325, **1975**.
- [69] Gui, P., Tang, L., Mukhopadhyay, S., MEMS based IMU for tilting measurement: Comparison of complementary and kalman filter based data fusion, *IEEE 10th Conference on Industrial Electronics and Applications (ICIEA)*, Auckland, **2015**.
- [70] Ngo, H.Q.T., Nguyen, T.P., Huynh, V.N.S., Le, T.S., Nguyen, C.T., Experimental comparison of Complementary filter and Kalman filter design for low-cost sensor in quadcopter, *International Conference on System Science and Engineering (ICSSE)*, Ho Chi Minh City, **2017**.
- [71] Mahony, R., Hamel, T., Pflimlin, J.-M., Complementary filter design on the special orthogonal group $SO(3)$, *44th IEEE Conference on Decision and Control*, **2005**.

ÖZGEÇMİŞ

Kimlik Bilgileri

Adı Soyadı : Yunus Buğra ÖZER
Doğum Yeri : Ankara
Medeni Hali : Evli
E-posta : yunusbugraozer@gmail.com
Adresi : Bağlıca Mah. Etimesgut / ANKARA

Eğitim

Lisans : İstanbul Teknik Üniversitesi (2008 - 2013)
Elektronik Mühendisliği Bölümü
Telekomünikasyon Mühendisliği Bölümü (İkinci Anadal)

Yabancı Dil ve Düzeyi

İngilizce (İyi)

İş Deneyimi

Ağustos 2015 - ... : Aviyonik Yazılım Tasarım Mühendisi
ASELSAN MGEO, ANKARA
Ocak 2013 – Ağustos 2015 : Elektronik Harp Sistem Mühendisi
ASELSAN REHİS, ANKARA

Deneyim Alanları

Seyrüsefer Sistemleri, Güdüm Sistemleri, Emniyet Kritik Yazılım, Aviyonik Sistem Teknolojileri, Elektronik Harp Sistemleri

Tezden Üretilmiş Projeler ve Bütçesi

-

Tezden Üretilmiş Yayınlar

-

Tezden Üretilmiş Tebliğ ve/veya Poster Sunumu ile Katıldığı Toplantılar

Özer, Y.B., Özkazanç, Y., Görüntü Tabanlı Tümeleşik Yönelim Belirleme, 26. IEEE Sinyal İşleme ve İletişim Uygulamaları Kurultayı'nda sunulmak üzere kabul edilmiştir.





HACETTEPE ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ
YÜKSEK LİSANS/DOKTORA TEZ ÇALIŞMASI ORJİNALLİK RAPORU

HACETTEPE ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLER ENSTİTÜSÜ
ELEKTRİK VE ELEKTRONİK MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI BAŞKANLIĞI'NA

Tarih:29/03/2018

Tez Başlığı / Konusu: GÖRÜNTÜ TABANLI TÜMLEŞİK UYDU YÖNELİM BELİRLEME

Yukarıda başlığı/konusu gösterilen tez çalışmamın a) Kapak sayfası, b) Giriş, c) Ana bölümler d) Sonuç kısımlarından oluşan toplam 73 sayfalık kısmına ilişkin, 28/03/2018 tarihinde tez danışmanım tarafından *Turnitin* adlı intihal tespit programından aşağıda belirtilen filtrelemeler uygulanarak alınmış olan orijinallik raporuna göre, tezimin benzerlik oranı % 2'dir.

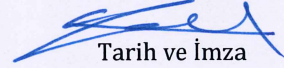
Uygulanan filtrelemeler:

- 1- Kaynakça hariç
- 2- Alıntılar hariç
- 3- 5 kelimeden daha az örtüşme içeren metin kısımları hariç

Hacettepe Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Tez Çalışması Orijinallik Raporu Alınması ve Kullanılması Uygulama Esasları'nı inceledim ve bu Uygulama Esasları'nda belirtilen azami benzerlik oranlarına göre tez çalışmamın herhangi bir intihal içermediğini; aksinin tespit edileceği muhtemel durumda doğabilecek her türlü hukuki sorumluluğu kabul ettiğimi ve yukarıda vermiş olduğum bilgilerin doğru olduğunu beyan ederim.

Gereğini saygılarımla arz ederim.

29/03/2018


Tarih ve İmza

Adı Soyadı: Yunus Buğra Özer
Öğrenci No: N13225774
Anabilim Dalı: Elektrik ve Elektronik Mühendisliği
Programı: Elektrik ve Elektronik Mühendisliği
Statüsü: ☒ Y.Lisans ☐ Doktora ☐ Bütünleşik Dr.

DANIŞMAN ONAYI

UYGUNDUR.



Yrd.Doç.Dr. Yakup Özkazanç