

TOBB EKONOMİ VE TEKNOLOJİ ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

**HAVA ARAÇLARI İÇİN OPTİK ARAYÜZ KULLANARAK
SANAL KÜRESEL SEYRÜSEFER UYDU VERİSİ OLUŞTURMA**



YÜKSEK LİSANS TEZİ

Cihat Nurettin YILMAZ

Elektrik ve Elektronik Mühendisliği Anabilim Dalı

Tez Danışmanı: Prof. Dr. Hamza KURT

Temmuz 2020

TEZ BİLDİRİMİ

Tez içindeki bütün bilgilerin etik davranış ve akademik kurallar çerçevesinde elde edilerek sunulduğunu, alıntı yapılan kaynaklara eksiksiz atıf yapıldığını, referansların tam olarak belirtildiğini ve ayrıca bu tezin TOBB ETÜ Fen Bilimleri Enstitüsü tez yazım kurallarına uygun olarak hazırlandığını bildiririm.

Cihat Nurettin YILMAZ

İMZA

ÖZET

Yüksek Lisans

HAVA ARAÇLARI İÇİN OPTİK ARAYÜZ KULLANARAK SANAL KÜRESEL SEYRÜSEFER UYDU VERİSİ OLUŞTURMA

Cihat Nurettin YILMAZ

TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi
Fen Bilimleri Enstitüsü
Elektrik ve Elektronik Anabilim Dalı

Danışman: Prof. Dr. Hamza KURT

Tarih: Temmuz 2020

Bu çalışmada, hava araçlarının küresel seyrüsefer uydu sistemi (Global Navigation Satellite System, GNSS) verileri karıştırıldığı durumlarda kullanılmak üzere sanal küresel seyrüsefer uydu sistemi verisi oluşturma amaçlanmıştır. Günümüzde GNSS verileri düşük maliyetli radyo frekansı körelticiler tarafından bozularak, GNSS verilerini kullanan aygıtları kullanılmaz hale getirmektedir. Çalışmada, elektrooptik tabanlı yer istasyonu ile hava aracı arasındaki eğimli mesafe, yükseliş ve yanca açıları hesaplanarak hava aracının konum bilgisi GNSS verilerinden bağımsız bir şekilde belirlenmektedir. Elektrooptik tabanlı bu yapıda 3 farklı sensor kullanılmaktadır. Lazer mesafe ölçer yer istasyonu ile hava aracı arasındaki mesafeyi ölçmek için, manyetik alan ölçer yanca açısını ölçmek için ve ivmeölçer yükseliş açısını ölçmek için kullanılmaktadır. Çalışmada deneysel olarak STEVAL-STLKT01V1 geliştirme kartından elde edilen sensör verileri işlenerek sensörlerin ölçüm hatalarının konum hatasına etkisi analiz edilmiştir. Bu çalışmada yardımcı seyrüsefer sistemi geliştiricilere yöntemler sunulmuş ve sensör ölçüm hatalarının konum hatasına etkisi analiz edilerek, ödünleşim çalışmalarına ışık tutulmuştur.

Anahtar Kelimeler: Yardımcı seyrüsefer sistemleri, Sanal küresel seyrüsefer uydu sistemi, Lazer mesafe ölçer, Konumlandırma.



ABSTRACT

Master of Science

CREATING VIRTUAL GLOBAL NAVIGATION SATELLITE SYSTEM DATA FOR AIR VEHICLES USING OPTICAL INTERFACE

Cihat Nurettin YILMAZ

TOBB University of Economics and Technology
Institute of Natural and Applied Sciences
Electrical and Electronical Engineering Science Programme

Supervisor: Prof. Dr. Hamza KURT

Date: July 2020

In this study, it is aimed to create virtual global navigation satellite system data to be used in cases where the global navigation satellite system (GNSS) data of aircraft are jammed. Today, GNSS data is disrupted by low-cost radio frequency jammer, making devices using GNSS data unusable. In the study, the position information of the aircraft is determined independently from the GNSS data by calculating the slant range, elevation and azimuth angles between the electrooptic based ground station and the air vehicle. In this electrooptic based structure, three different sensors are used. The laser range meter is used to measure the distance between the ground station and the air vehicle, the magnetic field meter is used to measure the angle of the azimuth, and to measure the accelerometer elevation angle. In this study, experimentally, the sensor data obtained from the STEVAL-STLKT01V1 development card were processed and the effect of the measurement errors of the sensors on the position error was analyzed. In this study, methods were provided to the developers of the aided navigation system, and the effect of sensor measurement errors on the position error was analyzed and light was given to the trade off studies.

Keywords: Aided navigation system, Virtual global navigation satellite system, Laser rangefinder, Positioning.



TEŞEKKÜR

Çalıőmalarım boyunca değerli yardım ve katkılarıyla beni yönlendiren hocam Prof. Dr. Hamza KURT'a, kıymetli tecrübelerinden faydalandığım TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi Elektrik ve Elektronik Bölümü öğretim üyelerine ve destekleriyle her zaman yanımda olan aileme ve arkadaşlarıma çok teşekkür ederim.

İÇİNDEKİLER

	<u>Sayfa</u>
ÖZET	iv
ABSTRACT	vi
TEŞEKKÜR	viii
İÇİNDEKİLER	ix
ŞEKİL LİSTESİ	xi
ÇİZELGE LİSTESİ	xii
KISALTMALAR	xiii
SEMBOL LİSTESİ	xiv
RESİM LİSTESİ	xv
1. GİRİŞ	1
1.1 Tezin Amacı.....	1
1.2 Literatür Araştırması.....	1
1.3 Sanal Küresel Seyrüsefer Uydu Verisi Elde Etme Yöntemi.....	2
1.4 Mesafe Ölçüm Yöntemleri.....	4
1.4.1 Akustik Mesafe Ölçüm Yöntemi.....	4
1.4.2 Radyo frekansı ile mesafe ölçüm yöntemi.....	5
1.4.3 Optik mesafe ölçüm yöntemi.....	5
1.4.3.1 Girişim Ölçümü Yöntemi (Interferometry).....	6
1.4.3.2 Eş Odaklı Algılama Yöntemi (Confocal Sensing):.....	7
1.4.3.3 Üçgenleştirme Yöntemi (Triangulation):.....	8
1.4.3.4 Faz Kayması Ölçümü Yöntemi.....	8
1.4.3.5 Frekans Modülasyonu Sürekli Dalga Yöntemi.....	9
1.4.3.6 Darbeli Uçuş Müddeti Yöntemi.....	10
1.4.3.7 Optik mesafe ölçümü yöntemlerinin karşılaştırılması.....	11
1.4.4 Ölçüm tekniklerinin karşılaştırılması.....	12
1.5 Yönelme Açısını Bulma Yöntemi.....	13
2. DARBELİ UÇUŞ MÜDDETİ LAZER MESAFE ÖLÇÜM YÖNTEMİ	15
2.1 Darbeli Uçuş Müddeti Lazer Mesafe Ölçer Tasarım Yaklaşımı.....	15
2.2 MATLAB/SIMULINK BENZETİMİ.....	17
2.3 Ölçüm Hatası.....	20
3. YÜKSELİŞ, YATIŞ VE YANCA AÇISINI BULMA YÖNTEMİ	21
3.1 Deneysel Çalışmalar.....	21
3.2 Ölçüm Hatası.....	26
4. SANAL KÜRESEL SEYRÜSEFER UYDU VERİSİ ELDE ETME VE HATA ANALIZI	31
4.1 Deneysel Çalışmalar.....	31
4.2 Hava aracının sanal küresel koordinat bilgilerinin doğrulanması.....	32
4.2.1 Senaryo-1.....	33
4.2.2 Senaryo-2.....	34
4.2.3 Senaryo-3.....	35
4.3 Ölçüm Hatası.....	36

5. SONUÇ VE ÖNERİLER	39
KAYNAKLAR.....	41
ÖZGEÇMİŞ.....	45



ŞEKİL LİSTESİ

Sayfa

Şekil 1.1 : Sistem senaryosunun gösterimi.	3
Şekil 1.2 : Elektrooptik sistemin blok şeması (Yer istasyonu).	4
Şekil 1.3 : Girişim ölçümü yöntemi çalışma prensibi.	6
Şekil 1.4: Eş odaklı algılama yönteminin çalışma prensibi	7
Şekil 1.5 : Üçgenleştirme yöntemi çalışma prensibi	8
Şekil 1.6 : Gönderilen ve alınan sinyalin faz farkları.....	9
Şekil 1.7 : FMCW yöntemi çalışma prensibi.	9
Şekil 1.8 : Mesafe ölçümü uçuş müddeti çalışma prensibi	10
Şekil 2.1: Darbeli uçuş müddeti mesafe ölçüm yöntemi blok şeması.....	16
Şekil 2.2 : Lazer Darbe SIMULINK Modeli.	17
Şekil. 2.3 : Gönderilen lazer darbe sinyali.	18
Şekil 2.4 : Detektöre gelen sinyalin SIMULINK modeli.....	19
Şekil. 2.5 : Alınan lazer darbe sinyali.	20
Şekil. 3.1 : İvmeölçer X eksen çıkış verileri.	22
Şekil. 3.2: İvmeölçer Y eksen çıkış verileri.	23
Şekil. 3.3: İvmeölçer Z eksen çıkış verileri.	23
Şekil. 3.4: Manyetometre X eksen çıkış verileri.	25
Şekil. 3.5 : Manyetometre Y eksen çıkış verileri.	25
Şekil. 3.6 : Manyetometre Z eksen çıkış verileri.	26
Şekil 3.7 : Yatış açısının dağılımı.	27
Şekil 3.8 : Yükseliş açısının dağılımı.....	27
Şekil 3.9 : Yanca açısının dağılımı.	28
Şekil 3.10 : İvmeölçer kalman filtresi çıkış grafikleri.....	29
Şekil 3.11: Manyetik alan ölçer kalman filtresi çıkış grafikleri.	30
Şekil 4.1 : NED koordinat sistemi yön bilgilerinin gösterimi.	32
Şekil. 4.2 : Sensor ölçüm hatalarının konum hatasına etkisi.	37

ÇİZELGE LİSTESİ

Sayfa

Çizelge 1.1 : Optik mesafe ölçüm yöntemleri mesafe karşılaştırma çizelgesi	12
Çizelge 1.2 : Akustik, radyo frekansı ve optik mesafe ölçüm yöntemleri karşılaştırma çizelgesi	12
Çizelge 2.1 : Lazer mesafe ölçerler ve teknik parametreleri	16
Çizelge 3.1 : Sensortile ivme ölçer sayısal çıkış verileri	22
Çizelge 3.2 : Sensortile manyetik alan ölçer sayısal çıkış verileri	24
Çizelge 3.3 : Yanca, yükseliş ve yatış açıları hatalarının dağılım parametreleri ve hata değerleri	28

KISALTMALAR

DME	: Distance Measurement Equipment
DMI	: Displacement Measuring Interferometers
DUM	: Darbeli Uçuş Müddeti
ECEF	: Earth Centered Earth Fixed
FKÖ	: Frekans Kayması Ölçümü
FMSD	: Frekans Modülasyonu Sürekli Dalga Yöntemi
FWHM	: Full-Width at Half-Maximum
GNSS	: Global Navigation Satellite System
NED	: North East Down
İHA	: İnsansız Hava Aracı
RADALT	: Radar Altimeter
RF	: Radyo Frekansı
RFK	: Radyo frekansı karıştırıcı/köreltici
SMP	: Sayısal Manyetik Pusula
SNR	: Signal to Noise Ratio
SWAP	: Size Weight and Power

SEMBOL LİSTESİ

Bu çalışmada kullanılmış olan simgeler açıklamaları ile birlikte aşağıda sunulmuştur.

Simgeler	Açıklama
c	Işık hızı
λ_0	Işının dalga boyu
Δ_d	Yer değişimi
m	Yer değişimi boyunca referans hattın geçen şerit sayısı
d	Mesafe
γ	Faz kayması
f	Modülasyon frekansı
F_a	Vuru frekansı
T_r	Rampa dalga periyodu
Δf	Modülasyon frekansı band genişliği
t	Zaman
L_t	Lazer dalga formu
ω	Darbe süresi
P_T	Toplam iletilen güç
P_s	Dedektöre gelen lazer darbe gücü
ρ_T	Hedef yansımaya oranı
θ_s	Hedef yüzey normali ile yapılan açı
D_R	Alıcı açıklık çapı
A_R	Alıcı optik transmisyonu
A_F	Alıcı spektral filtre transmisyonu
δ	Atmosferik zayıflama katsayısı
R	Eğimli mesafe
r_t	lazer darbe sinyalinin yükseliş zamanı
α	Yükseliş açısı
ϕ	Yatış açısı
θ	Yanma açısı
G	İvme değeri
M	Manyetik alan ölçerden okunan manyetik alan değeri
K_{er}	Konum hatası

RESİM LİSTESİ

Sayfa

Resim 3.1 : STEVAL-STLKT01V1 (Sensortile) geliştirme kartı	21
Resim 4.1 : Yer istasyonunun konumu	33
Resim 4.2 : Yanca açısı 0 ° iken belirlenen konum.	34
Resim 4.3 : Yanca açısı 120 ° iken belirlenen konum.	35
Resim 4.4 : Yanca açısı 240 ° iken belirlenen konum.	36

1. GİRİŞ

Günümüzde GNSS verileri kullanılarak yüksek doğrulukta ve düşük maliyet ile konum bilgisi oluşturulmaktadır. Bu bilgi havacılık, savunma sanayii ve endüstriyel sistemler gibi birçok farklı uygulama alanında kullanılmaktadır. Ancak GNSS sinyallerini etkisiz hale getirmek için RFK sistemleri geliştirilmektedir. Bu sistemler bir insanın rahatlıkla taşıyabileceği tüfek, tabanca gibi formlarda da tasarlanmaktadır. Hafif ve etkin bir şekilde karıştırma/köreltme yapabilen bu cihazların kullanımı da giderek artmaktadır. Bu sistemler hava araçlarına ulaşan GNSS sinyalleri karıştırarak seyrüsefer bilgisinin üretilmesini engellemekte veya kısıtlamaktadır.

Günümüzde ülkeler savunma alanında teröristlere karşı güvenliği sağlamada İHA'lar yoğun bir şekilde kullanılmaktadırlar. Bu noktada terörist grupların eline RFK sisteminin geçmesi durumunda kullanılan/kullanılacak İHA'ların etkisiz hale gelmesi veya görevini tam anlamıyla yapamaması söz konusu olabilecektir. Bu husus göz önüne alındığında radyo frekansına alternatif bir fiziksel arayüz kullanılarak yardımcı seyrüsefer sistemi inşa edilmesi gerekliliği ortaya çıkmaktadır.

1.1 Tezin Amacı

Bu tezin amacı, hava araçlarında küresel serüsefer uydu sistemi verilerine erişilemediği durumlarda elektrooptik tabanlı yardımcı seyrüsefer bilgisi oluşturma yöntemi ortaya koyarak, yeni yardımcı seyrüsefer sistemlerinin tasarımlarına ışık tutmak ve analizler sunmaktır.

1.2 Literatür Araştırması

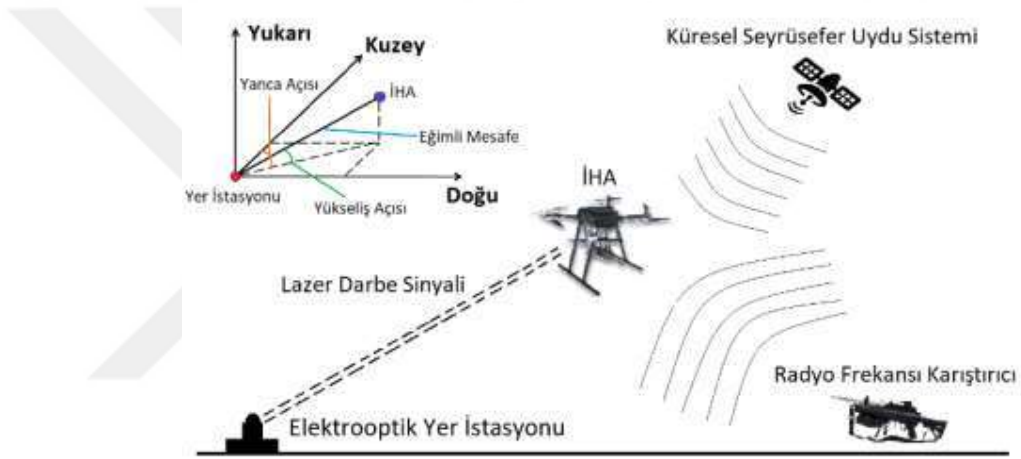
GNSS sinyallerinin bozulma riskine karşı hava araçlarında alternatif yardımcı seyrüsefer birimleri kullanma ihtiyacı doğmaktadır. Bu ihtiyaç çok sayıda farklı yöntem ile karşılanmaya çalışılmaktadır.

[1] numaralı çalışmada ataletsel ölçü birimleri seyrüfer sistemlerinde yardımcı birim olarak kullanılmaktadır. İvme ölçerden ve dönü ölçerden alınan veriler kullanılarak birim zamanda alınan yol ve yön bilgisi hesaplanmaktadır. Ancak, bu birimlerinin hataları zamanın karesi ile orantılı olarak artmakta ve bir dakikada 150 metre konum hatası oluşabilmektedir. [2] numaralı çalışmada sayısal manyetik pusula ve lazer mesafe ölçer kullanılarak konum tahmini yapılabilmektedir. Bu çalışmada lazer mesafe ölçümü yaparken üçgenleştirme metodu tercih edilmiştir. Mesafe ölçümü basit trigonometrik hesaplamalarla yapılmasına karşın 1 km altı mesafe ölçümlerinde kullanılan bir tekniktir. [3] numaralı çalışmada yön ölçümlerinin yanı sıra bu ölçümler sayısal arazi yükseklik verileri ile birleştirilerek hedef ile platform arasındaki mesafe değeri hesaplanmış ve konum kestiriminde kullanılmaktadır. Pasif bir yöntem olmasına karşın çoklu iterasyonlar kullanıldığı için işlem yükü yüksek bir yöntemdir. [4] numaralı çalışmada taşıyıcı faz bilgisi aynı düzleme yerleştirilmiş iki farklı GNSS RF anten ile alınmakta ve diferansiyel işlemler yapılarak yönelim bilgileri elde edilmektedir. Bu ek olarak lazer mesafe ölçer ile hedef ile arasındaki mesafe ölçülmektedir. Elde edilen bilgiler ile konum bilgisi hesaplanmaktadır. [5] numaralı çalışmada Locata firması GNSS sinyallerinin sağlıklı olmadığı alanlar ve bölgeler için GNSS sistemine benzer bir sistemi yeryüzü üzerinde konumlanarak yeni bir seyrüsefer sistemi ortaya koymaktadır.

1.3 Sanal Küresel Seyrüsefer Uydu Verisi Elde Etme Yöntemi

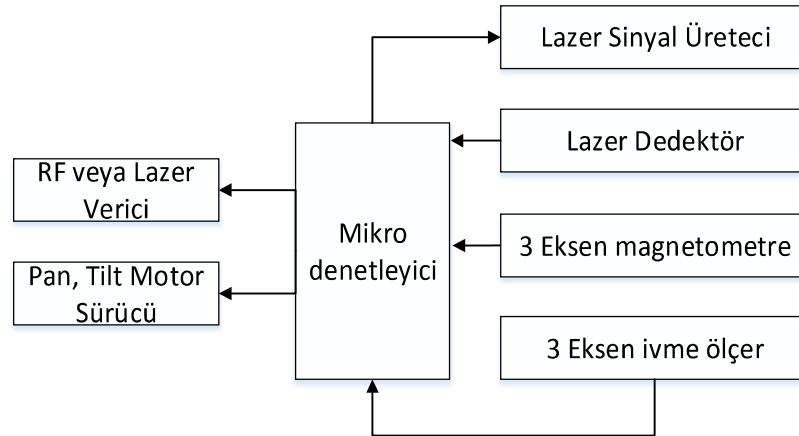
Günümüzde askeri uygulamalarda kullanılmak üzere farklı boyutlarda ve amaçlarda hava araçları kullanılmaktadır. Hava araçları konum bilgisini birincil olarak GNSS sinyalleri üzerinden almaktadır. Bu sinyaller düşük güçlü sinyallerdir, bu yüzden çok rahatlıkla karıştırılmaktadırlar [6]. Karıştırma durumunda hava aracı görev yapamaz hale gelmektedir. Büyük hava araçlarında (taşımacılık, kargo ve savaş uçakları) GNSS verisi olmadığı/karıştırıldığında devreye giren yardımcı seyrüsefer sistemleri vardır. Bu yardımcı seyrüsefer sistemleri yüksek maliyetli, yüksek hacimli ve ağır alt birimlerdir. Bu yüzden düşük maliyetli ve düşük ağırlıklı hava araçlarında kullanılması mümkün değildir. Buna karşın günümüzde mikro elektromekanik sistem tabanlı ataletsel ölçü birimleri kullanılarak yardımcı seyrüsefer sistemleri hava araçlarında kullanılmaktadır [7]. Ancak, bu birimlerinin hataları zamanın karesi ile orantılı olarak artmaktadır. Bu durum İHA'lara düşük hataya sahip, düşük maliyetli

ve ağırlığı arttırmayacak yardımcı seyrüsefer sistemi kullanmanın önemini ortaya koymaktadır. Bu kapsamda bir yöntem geliştirilmiştir. Geliştirilen yöntemde yer istasyonu üzerinde lazer mesafe ölçer, manyetometre ve ivmeölçer bulunmaktadır. Lazer mesafe ölçer ile eğimli mesafe (slant range), manyetometre ile yanca açısı (azimuth) ve ivmeölçer ile yükseliş (elevation) ve yatış (bank) açısı hesaplanmaktadır. Bunun yanı sıra yer istasyonunun küresel seyrüsefer uydu sistemi verileri yüksek doğrulukta bilinmektedir. Bu beş veri matematiksel model üzerinde işlenmekte ve hava aracının sanal küresel seyrüsefer sistemi konum verileri elde edilmektedir.



Şekil 1.1 : Sistem senaryosunun gösterimi.

Şekil 1.1’de hava aracına ulaşan GNSS sinyalleri RFK sistemleri ile karıştırılmakta veya şaşırtılmaktadır. Bu duruma karşı tedbir olarak, GNSS konum verisi yüksek hassasiyetle bilinen yer istasyonu üzerinde konuşlandırılmış, 2 eksen (yükseliş ve yanca) hareket edebilen bir elektrooptik sistem bulunmaktadır.



Şekil 1.2 : Elektrooptik sistemin blok şeması (Yer istasyonu).

Şekil 1.2’de yer istasyonunun blok diyagramı gösterilmektedir. Motor sürücü, elektrooptik sistemin hava aracına odaklanmasını sağlamaktadır. Yer istasyonunun hava aracına odaklandıktan sonraki yanca açısı (θ) 3 eksen manyetometre ile, yükseliş açısı (α) 3 eksen ivmeölçer ile, yer istasyonu ile hava aracı arasındaki mesafe lazer tabanlı elektrooptik birim ile ölçülmektedir. RF veya lazer verici hava aracına küresel konum bilgisini iletmektedir. Mikrodenetleyici ise çevresel birimlerden veri toplama ve kontrol işlemini gerçekleştirmektedir.

1.4 Mesafe Ölçüm Yöntemleri

Mesafe ölçümü temelde iki farklı yöntem ile yapılmaktadır. Bu yöntemler aktif ve pasif mesafe ölçüm yöntemleridir. Aktif mesafe ölçüm yönteminde bir kaynaktan sinyal gönderilir ve hedefe çarpıp yansıyan sinyal analiz edilir. Pasif mesafe ölçüm yönteminde ise nesneden yayılan sinyal üzerinden mesafe ölçülebilmektedir [8].

Aktif mesafe ölçümü ultrasonik ses dalgalarıyla, radyo dalgalarıyla ve optik yayılım ile yapılabilir. Alt başlıklarda bu üç farklı yöntem incelenecek olup avantaj ve dezavantajları belirtilecektir.

1.4.1 Akustik Mesafe Ölçüm Yöntemi

Ultrasonik ses dalgaları kullanılarak (20 kHz - 10 MHz) mesafe ölçümü gerçekleştirilmektedir [9]. Avantajlarından biri düşük frekans kullanılmasıdır. Bu nedenle düşük maliyetli ve basit tasarımlar ile mesafe ölçümü yapılabilir [10].

Bir başka avantajı ise akustik mesafe ölçümü çevresel şartlara karşı hassasiyeti daha düşüktür [10]. Optik mesafe ölçümü yapılan sistemlerde zorluk yaşanan ayna, cam ve benzeri yüzeylerde başarılı ölçümler yapılabilir.

Dezavantajları ses dalgasının büyük açılmaya sahip olması, yavaş olması ve uzun mesafelerde yüksek zayıflamaya sahip olmasıdır. Havadaki zayıflama frekansa bağlıdır; pratikte 100 kHz frekansa sahip ses dalgası 1m mesafe ölçümüne izin verir [10]. Frekans arttıkça ölçülebilecek mesafe azalmaktadır. Kısa mesafelerin (<100m) ölçümünde kullanılmaktadır.

1.4.2 Radyo frekansı ile mesafe ölçüm yöntemi

Radyo frekans üretici bir kaynaktan gönderilen sinyalin nesneye çarpıp yansması ve yansıyan ışının radyo frekansı alıcısında analiz edilmesi ile mesafe ölçümü gerçekleştirilmektedir. Geleneksel radarlar radyo frekansını kullanarak algılama ve mesafe ölçümü yapmaktadırlar. En büyük avantajı ortamdaki sis, bulut ve duman gibi faktörlerden çok az etkilenmesidir ve genelde bu ihmal edilir [11].

Açılma nispeten yüksektir. Akustik sinyale kıyasla az, optik sinyale kıyasla çok açılmaya sahiptir. Yüksek güçlü darbeler gönderilerek uzun mesafelerde mesafe ölçümü yapılabilmektedir.

Radarların yanı sıra GNSS (Global Navigation Satellite System) radyo frekansını kullanır. Uydular radyo frekansı yayılımı yaparlar ve uydu alıcı birimler gelen uydu sinyal bilgileri üzerinden koordinat hesaplaması yapmaktadır. Burada üçgenleştirme yöntemi kullanılır. Radyo dalgalarının küresel yayılımından dolayı bir kaynak (verici) birden fazla alıcıya sinyal gönderebilmektedir.

Havacılıkta RADALT ve DME sistemlerinde radyo frekansı kullanılarak mesafe ölçümü yapılmaktadır [12], [13]. RADALT sistemlerinde hava aracı ile yeryüzü arasındaki mesafe ölçülürken, DME sistemlerinde istasyonlar ile hava aracı arasındaki eğimli mesafe ölçülmektedir. Bu kısma kadar belirtilen radyo frekansı ile mesafe ölçümü yöntemleri günümüz teknolojisinde radyo frekansı karıştırıcılar tarafından etkisiz hale getirilmektedir.

1.4.3 Optik mesafe ölçüm yöntemi

Optik bir kaynaktan, mesafesi ölçülmek istenen nesneye sinyal gönderilir. Gönderilen sinyal nesneye çarpar ve geri yansır. Yansıyan ışın alıcı birime ulaşır ve bu sinyal alıcı birim tarafından işlenerek, nesne ile optik sistem arasındaki mesafe tespit edilmektedir.

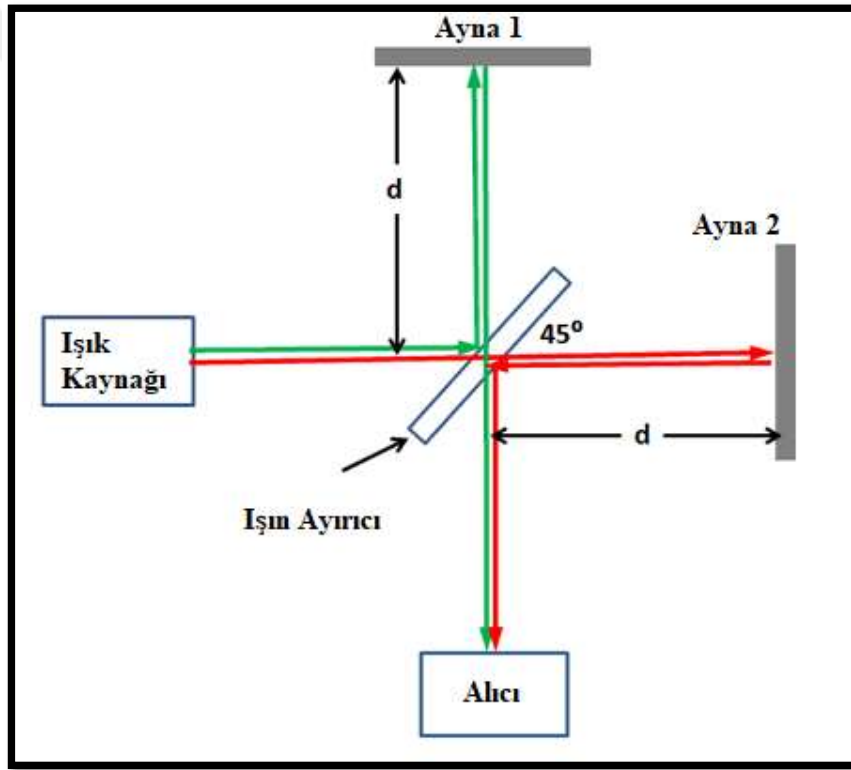
RF ve akustik mesafe ölçüm yöntemine göre büyük avantajlara (doğruluk, çözünürlük, veri hızı) sahip olmasına karşın, bazı kısıtları bulunmaktadır. Bu kısıtlamalar; sis, duman, toz, yağmur, havada bulunan parçacıklar optik iletimi zayıflatmaktadır [14].

Optik arayüzler kullanarak mesafe ölçümü yapmak için çok sayıda yöntem kullanılmaktadır. Uygulama alanının kendine has özelliklerine göre kullanılan

yöntem değişmektedir. Bu noktada en belirleyici nokta ölçülmek istenen mesafenin minimum ve maksimum değer aralığıdır. Optik mesafe ölçümünde kullanılan bazı yöntemler alt başlıklarda açıklanmaktadır.

1.4.3.1 Girişim Ölçümü Yöntemi (Interferometry)

Girişim ölçümü yöntemi ışık dalgaları tarafından oluşturulan girişim fenomeni kullanarak hassas ölçümlerin yapılmasını sağlamaktadır. Aynı kaynaktan iki veya daha fazla ışın farklı yollardan geçirilir ve girişimleri sağlanır [15]. Girişim ölçümü yöntemi çalışma prensibi Şekil 1.3'te verilmiştir.



Şekil 1.3 : Girişim ölçümü yöntemi çalışma prensibi.

Yer değişimi Δ_d , m yer değişimi boyunca referans hattın geçen şerit sayısı ve λ_0 ışının dalga boyu denklem 1.1'de verilmiştir.

$$\Delta_d = m \frac{\lambda_0}{2} \quad (1.1)$$

Temelde girişim ölçümü mutlak mesafe ölçümünden ziyade yer değişimini ölçümlemede kullanılmaktadır. Bu yöntem çok iyi sabitlenmiş optik kurulumla ihtiyaç duyar bu yüzden maliyeti yüksektir. Klasik Michelson interferometer iyi bir

derecede eş fazlı laser konfigürasyonu düşük mesafelerde (nanometre) boylu yer değişimleri ölçebilmektedir.

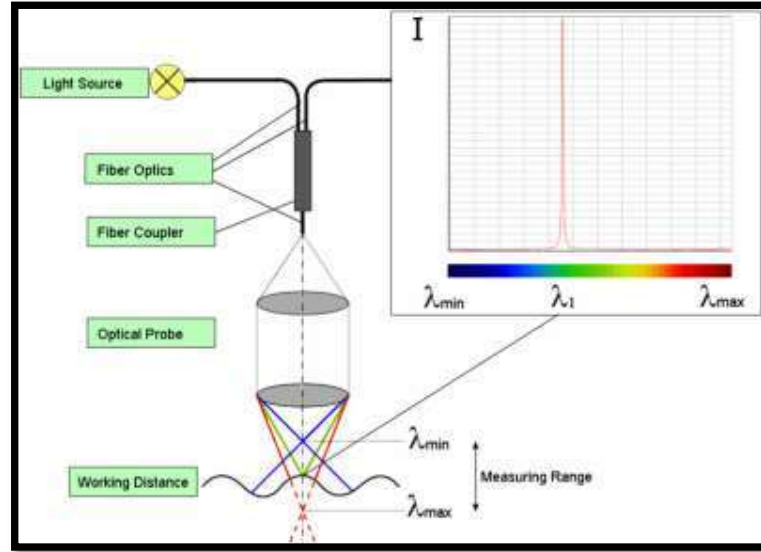
Yer değiştirme ölçümü yapan interferometreler yüksek hassasiyette ölçüm yapabildikleri için yarı iletken, entegre ve benzeri ürünlerin üretiminde yaygın olarak kullanılan tekniktir. Bu teknik DMI (Displacement-measuring interferometers) marketinin büyük bir kısmını oluşturmaktadır [16].

1.4.3.2 Eş Odaklı Algılama Yöntemi (Confocal Sensing):

Eş odaklı algılama yönteminde mikrometre altında çözünürlükle birkaç milimetre aralıkta mesafe ölçümü yapılabilmektedir. Maksimum mesafe kullanılan merceklerin odak uzunluklarına bağlıdır.

Optik birimin renk saçılımı sağlanmasıyla nesne ile aradaki mesafe dalga boyuna göre değişmektedir [17].

Eş odaklı algılama yönteminin önemli avantajlarından biri mesafesi ölçülen nesnenin yansıtıcı veya emici olmasından, karanlık veya aydınlık ortam olmasından bağımsız olarak mesafe ölçümü yapmasıdır.



Şekil 1.4: Eş odaklı algılama yönteminin çalışma prensibi [18].

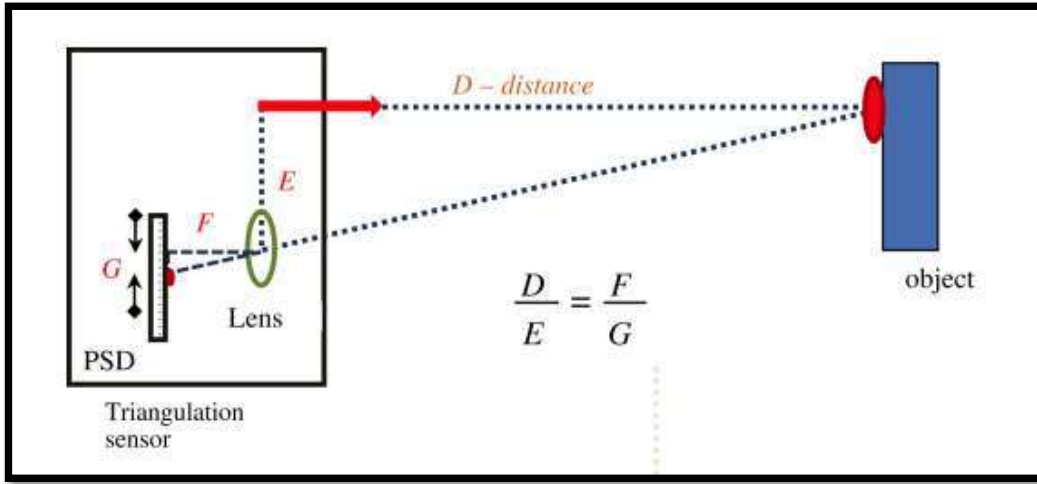
Beyaz ışık kaynağı lazer kaynak tarafından fiber optik kabloya iletilir. Fiber kablör üzerinden merceğin tam odak noktasından ışınım yapılır. Bir dizi optik prob üzerinden geçerek beyaz ışığın tam spektrumu optik birim üzerinden dış ortama

iletilir. Nesneye çarpıp yansıyan ışının dalga boyu tespit edilerek mesafe bilgisi oluşturulmaktadır.

1.4.3.3 Üçgenleştirme Yöntemi (Triangulation):

Üçgenleştirme yönteminde basit trigonometri kuralları kullanılır [14].

Işık kaynağı (lazer veya LED) nesne üzerinde bir nokta oluşturur. Nesne üzerindeki ışık noktası görüntüsü sensor yüzeyine yansır. Şekil 1.5'te ışık noktasının mesafesi, benzer üçgenlerin kenar uzunluklarının oranlarının eşit olması teorisi kullanılarak hesaplanır.



Şekil 1.5 : Üçgenleştirme yöntemi çalışma prensibi [19].

Küçük alma açıları daha uzun mesafe ölçümünü mümkün kılarken, büyük alma açıları daha kısa mesafe ölçümünü sağlar.

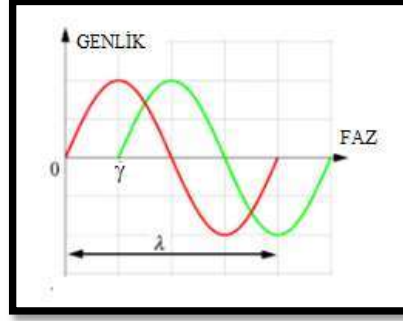
Üçgenleştirme yöntemi kısa mesafelerin (yaklaşık 10mm ile 1 metre arası) yüksek doğrulukla ölçümü için ideal bir yöntemdir. Bu yöntem daha uzun mesafelerin ölçümü için kullanılabilir ancak doğruluk sert bir şekilde düşmektedir. Ölçülebilecek minimum ve maksimum mesafe sınırlıdır.

1.4.3.4 Faz Kayması Ölçümü Yöntemi

Bu yöntemde gönderilen lazer sinyalinin gerilimi sinüs olarak modüle edilir. Gelen sinyal bir faz kayması ile gelir [14]. Gelen sinyalin fazı ölçülür ve gönderilen sinyalin fazı karşılaştırılır. Bu fark, sinyalin uçuş süresinin hesaplanmasına imkân sağlamaktadır.

$$d = \frac{c\Delta\gamma}{4\pi f} \quad (1.2)$$

d mesafe bilgisi denklem 1.2’de verilmiştir. $\Delta\gamma$ faz kayması, f modülasyon frekansı ve c ışık hızıdır.



Şekil 1.6 : Gönderilen ve alınan sinyalin faz farkları.

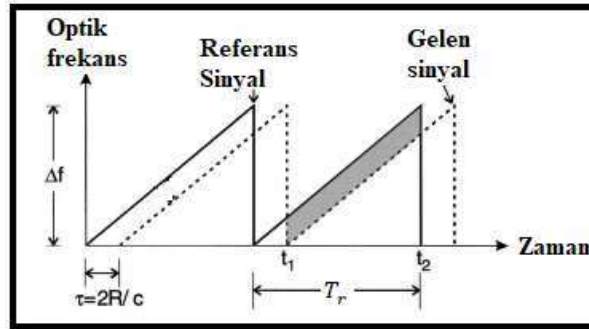
En büyük dezavantajlarından biri faz kayması 360° değerini geçtiği takdirde belirsizlik oluşmaktadır. 1 MHz osilatör frekansı ile yaklaşık 2 cm doğruluk ve 2 metre ile 400 metreye kadar mesafe ölçümü mümkün olmaktadır [20].

1.4.3.5 Frekans Modülasyonu Sürekli Dalga Yöntemi

Lazer çıkış sinyali rampa veya sinüs dalga ile frekans modülasyonu yapılmış bir şekilde ortama aktarılır [14]. Bu sinyal hedefe çarptıktan sonra yansır ve alıcı sensor üzerine aradaki mesafe ile orantılı bir şekilde gecikme ile düşer.

$$d = \frac{F_a c T_r}{4\Delta f} \quad (1.3)$$

d mesafe bilgisi denklem 1.3’te verilmiştir. F_a vuru frekansını, c ışık hızını, T_r rampa dalga periyodunu, Δf modülasyon frekansı bant genişliğini belirtmektedir.

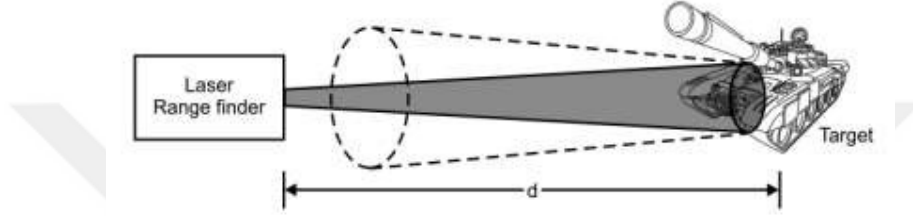


Şekil 1.7 : FMCW yöntemi çalışma prensibi.

100 km den daha uzun mesafe ölçümlerinde 1m doğruluk mümkün olabilmektedir [14].

1.4.3.6 Darbeli Uçuş Müddeti Yöntemi

Darbeli uçuş müddeti yönteminde dar darbe sinyali hedefe doğru gönderilir. Hedef uzaklığı lazer ışının hedefe varış ve geri dönüş sürelerinin hesaplanması ile bulunmaktadır.



Şekil 1.8 : Mesafe ölçümü uçuş müddeti çalışma prensibi [14].

Bu süre ışık darbe süresinden çok çok daha fazladır. Nesne ile sensor arasındaki mesafe azaldıkça darbe sinyali ile eko sinyali birbirine yaklaşmakta ve üzerine binebilmektedir. Bu yüzden uzun mesafelerde tercih edilir. Bu yöntem kullanılarak Dünya ile Ay arasındaki mesafeyi yüksek doğrulukta ölçebilmek mümkün olmaktadır.

Bu yöntemde kısa ve güçlü lazer darbeleri üretilir. Darbe nesneye çarpar ve yansıyan sinyal yüksek hassasiyetli foto sensor tarafından algılanır. Sensor fotonik enerjiyi elektrik akımına çevirir. Lazer ışını sensor ile nesne arasındaki mesafenin iki katı kadar yol alır. Bu süre zarfında gönderilen ve alınan sinyal arasındaki zaman farkı yüksek hassasiyet ile ölçülür. Nesne yakın ise ışın propagasyon süresi kısa, uzakta ise ışının propagasyon süresi daha uzun olacaktır. Aynı zamanda ışık hızı bilindiği için uçuş süresi hesaplanabilmektedir.

d mesafe bilgisi denklem 1.4'te verilmiştir. c ışık hızını, Δ_t uçuş süresini belirtmektedir.

$$d = \frac{c\Delta_t}{2} \quad (1.4)$$

Bu yöntemde çözünürlük ve doğruluk doğrudan elektronik tasarımla ilişkilidir.

Maksimum ölçüm mesafesini etkileyen faktörler aşağıda verilmiştir.

- Lazer gücüne

- Detektör hassasiyetine
- Nesnenin yansıtma özelliğine
- Sinyal/gürültü oranına

Sistemi olumsuz etkileyen faktörler aşağıda verilmiştir.

- Dışarıdan gelen farklı dalga boyundaki ışınlar
- Sıcaklık
- Nesnenin rengine bağlı ölçüm değişikliği
- Ölçüm belirsizliği

1.4.3.7 Optik mesafe ölçümü yöntemlerinin karşılaştırılması

Yukarıda yer alan optik mesafe ölçüm yöntemleri incelendiğinde hava araçlarının seyrisfer verisini oluşturabilmek için kullanılacak en iyi yöntemler mesafe ölçüm aralığı en yüksek olan Darbeli Sinyal Uçuş Müddeti ölçüm yöntemi ve frekans modülasyonu sürekli dalga yöntemidir. Bu çalışmada incelenen optik mesafe ölçüm yöntemlerinin ölçümleyebildiği mesafe değerlerinin karşılaştırılması Çizelge 1.1'de verilmiştir.

Çizelge 1.1 : Optik mesafe ölçüm yöntemleri mesafe karşılaştırma çizelgesi.

Yöntem	1 metre altında ölçüm	1 metre üzeri - 1 Km altı ölçüm	1 Km üzeri ölçüm
Girişim ölçümü	x		
Eş odaklı algılama	x		
Üçgenleştirme	x	x	
FKÖ		x	
FMSD		x	x
DUM		x	x

1.4.4 Ölçüm tekniklerinin karşılaştırılması

Optik mesafe ölçüm yönteminin, radyo frekansı ile mesafe ölçümü yöntemine ve akustik mesafe ölçüm yöntemine göre bazı avantajları ön plana çıkmaktadır. Bu üç yöntemin birbirlerine olan üstünlükleri Çizelge 1.2’de verilmiştir.

Çizelge 1.2 : Akustik, radyo frekansı ve optik mesafe ölçüm yöntemleri karşılaştırma çizelgesi.

	Akustik	Radyo Frekansı	Optik
Algılanabilen Nesnelere	Materyalden ve renkten etkilenmez	Materyalden etkilenir.	Materyalinden ve renginden etkilenir.
Ölçüm mesafesi (Maksimum)	Kısa mesafe	Kısa mesafe/ Uzun mesafe	Çok kısa mesafe / Kısa mesafe/ Uzun mesafe
Doğruluk	İyi	İyi	Çok iyi
Sis / Buhar / Su / Tozdan etkilenme	Etkilenmez	Etkilenmez	Etkilenir
Veri Hızı	Düşük	Orta	Yüksek
Düşük Boyut, Ağırlık, Güç (SWAP)	İyi	İyi	Çok iyi
Doğruluğu yüksek odaklama mekanizması ihtiyacı	Yok	Yok	Var
Görüş Hattı (line of sight)	Açık ve temiz olmalı	Bazı engeller olabilir	Açık ve temiz olmalı
Yayılmı	Küresel	Küresel	Dar açı
Maliyet	Düşük	Yüksek	Yüksek
Tasarım Karmaşıklığı	Basit	Karmaşık	Karmaşık

1.5 Yönelme Açısını Bulma Yöntemi

Yönelme açısını tespit etmek için birçok yöntem kullanılmaktadır [21]. Günümüzden en yaygın olarak kullanılan yöntem ise SMP (Sayısal Manyetik Pusula) kullanmaktır [22]. SMP'ler yönelme açılarını tespit etmek için yaygın olarak manyetik alan ölçer ve ivmeölçer kullanırlar.

Bazı SMP'ler açı doğruluk bilgilerini arttırmak için dönü ölçerlerden de faydalanmaktadırlar. [23] numaralı çalışmada üç eksenli manyetometre kalibrasyonu için yardımcı olarak bir üç eksenli dönü ölçer kullanılmıştır.

Yükseliş ve yatış açısını tespit etmek için ivmeölçerler kullanılmaktadır [24]. Ataletsel ölçüm yapan bu ivmeölçerler harici bir referansa gerek duymazlar. İvmeölçerler monte edildikleri yapının ivmelenmesini ölçerek X,Y ve Z eksenlerinde ivmelenme değerini vermektedirler. 3 ekseninde alınan veriler işlenerek yükseliş ve yatış açısı hesaplanmaktadır.

Yanca açısını tespit etmek için kullanılan yöntemlerden biri ise; manyetik alan ölçerlerin çıkış verilerini yorumlayarak manyetik kuzey ile yapılan açının tespit edilmesidir. Manyetik alan ölçerler manyetik alan şiddetini ve yönünü ölçerler. Günümüzde çok uygun fiyatlarda manyetik alan ölçer entegre devreler piyasaya sunulmakta ve cep telefonu, tablet ve benzeri birçok hava aracız içerisinde kullanılmaktadır. Manyetik alan ölçerler 3 ekseninde manyetik alan şiddetini ölçerler. X,Y ve Z ekseninde elde edilen veriler ile Dünya'nın manyetik kuzey ile yapılan açı tespit edilebilmektedir. Yükseliş açısı, yatış açısı, yumuşak demir etkisi ve sert demir etkisi manyetik alan ölçerler verilerini etkilemektedir [25]. Kalibrasyon algoritmaları ile bu etkiler yok edilmeye çalışılmaktadır. Manyetik alan ölçerler farklı teknolojiler kullanılarak üretilmektedir. Bunlardan bazıları; magneto-resistive ve magneto-inductive tabanlı manyetik alan ölçerlerdir. Honeywell firmasının HMC2003 manyetik alan ölçer geliştirme kitinde magneto-resistive manyetik alan ölçer kullanırken [26], PNI firması RM3100 manyetik alan ölçer geliştirme kitinde magneto-inductive manyetik ölçer kullanmıştır [27].

Yükseliş, yatış ve yanca açıları tespit edilerek nesnenin 3 boyutta duruşu tespit edilmektedir. Bu çalışmada yönelme açısını tespit etmek için ST firmasının STEVAL-STLKT01V1 geliştirme kartı kullanılmıştır.



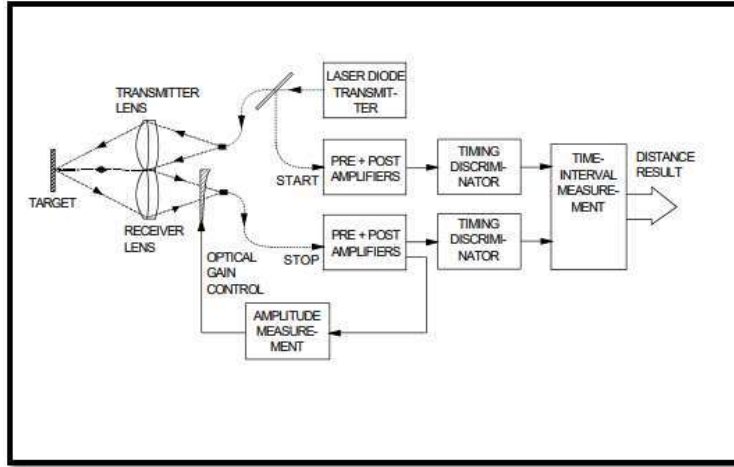
2. DARBELİ UÇUŞ MÜDDETI LAZER MESAFE ÖLÇÜM YÖNTEMİ

Yapılan araştırmalar sonucu DUM ve FMSD mesafe ölçüm yöntemi ile lazer ışını kullanılarak uzun mesafe ölçümü (1 km ve üzeri) yapmanın mümkün olduğu görülmektedir. Bu çalışmada DUM mesafe ölçüm yöntemi tercih edilmiştir. Ayrıca günümüzde DUM mesafe ölçüm yöntemini kullanan elektrooptik ürünlerin özellikleri Çizelge 2.1’te verilmiştir.

2.1 Darbeli Uçuş Müddeti Lazer Mesafe Ölçer Tasarım Yaklaşımı

Darbeli Uçuş Müddeti lazer mesafe ölçer lazer verici, optik alıcı ve zaman farkı ölçme birimlerinden oluşmaktadır. Verici birimi, lazer kaynağı ve lazer darbe sürücü devresinden oluşmaktadır. Alıcı birimi, foto detektörlerden ve pre/post yükselteçlerden oluşmaktadır.

Zaman ayırıştırıcı blok analog seviyeleri dijital seviyelere dönüştürür. Bu bilgiler zaman farkı ölçüm bloğunu besler. Zaman ayırıştırıcının en önemli özelliği gelen sinyalin genliğinden bağımsız bir şekilde zaman ayırıştırması yapmasıdır. Zaman aralığı ölçüm birimi ise kendisine ulaşan veriler üzerinden zaman farkını hesaplar ve mesafe verisini oluşturur. Darbeli uçuş müddeti mesafe ölçüm yöntemi blok şeması Şekil 2.1’de gösterilmiştir.



Şekil 2.1: Darbeli uçuş müddeti mesafe ölçüm yöntemi blok şeması [28].

Çizelge 2.1’te günümüzde darbeli uçuş müddeti yöntemi kullanılarak mesafe ölçümü yapan bazı lazer mesafe ölçerler ve özellikleri listelenmiştir.

Çizelge 2.1 : Lazer mesafe ölçerler ve teknik parametreleri.

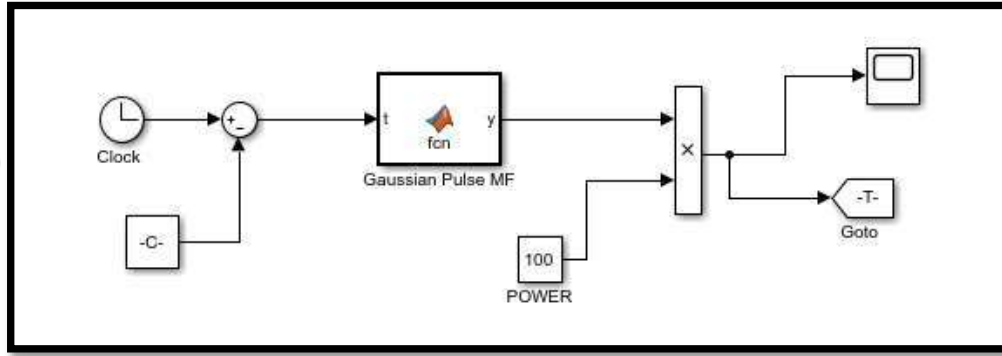
	Ölçüm Mesafesi	Doğruluk	Ağırlık	Güç
LaserTech Impulse 200 XL	2000 m	1 m	1 kg	2 x AA pil
LASERTAPE FG21-HA	1200 m	10 cm	1.45 kg	6 x AA pil
Astech LDM301A	300 m	bilinmiyor	800 g	24V / 5W
Safran JIM COMPACT	12 km	bilinmiyor	2 kg	bilinmiyor

2.2 MATLAB/SIMULINK BENZETİMİ

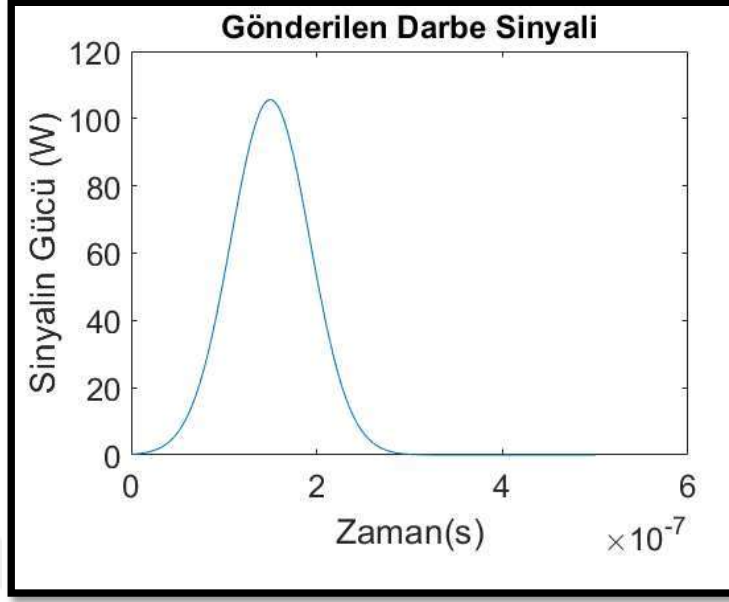
Yer istasyonu üzerinde bulunan elektrooptik sistem hava aracına odaklandıktan sonra hava aracı ile arasındaki mesafenin ölçülmesi için lazer sinyal üretici bloğunda lazer darbe üretilir. Bu uygulamada MATLAB/SIMULINK ortamında Gaussian darbe oluşturmak için $L_t(t)$ fonksiyonu üretilmiştir.

$$L_t(t) = \frac{1}{\omega\sqrt{2\pi}} e^{-\frac{t^2}{2\omega^2}} \quad (2.1)$$

$L_t(t)$ lazer dalga formu, ω darbe süresi ve t zamandır. Denklem (2.1) ile elde edilen Gaussian fonksiyonu ve Şekil 2.2' deki SIMULINK modeli kullanılarak Şekil 2.3'teki gönderilen lazer darbe sinyali üretilmiştir.



Şekil 2.2 : Lazer Darbe SIMULINK Modeli [29].



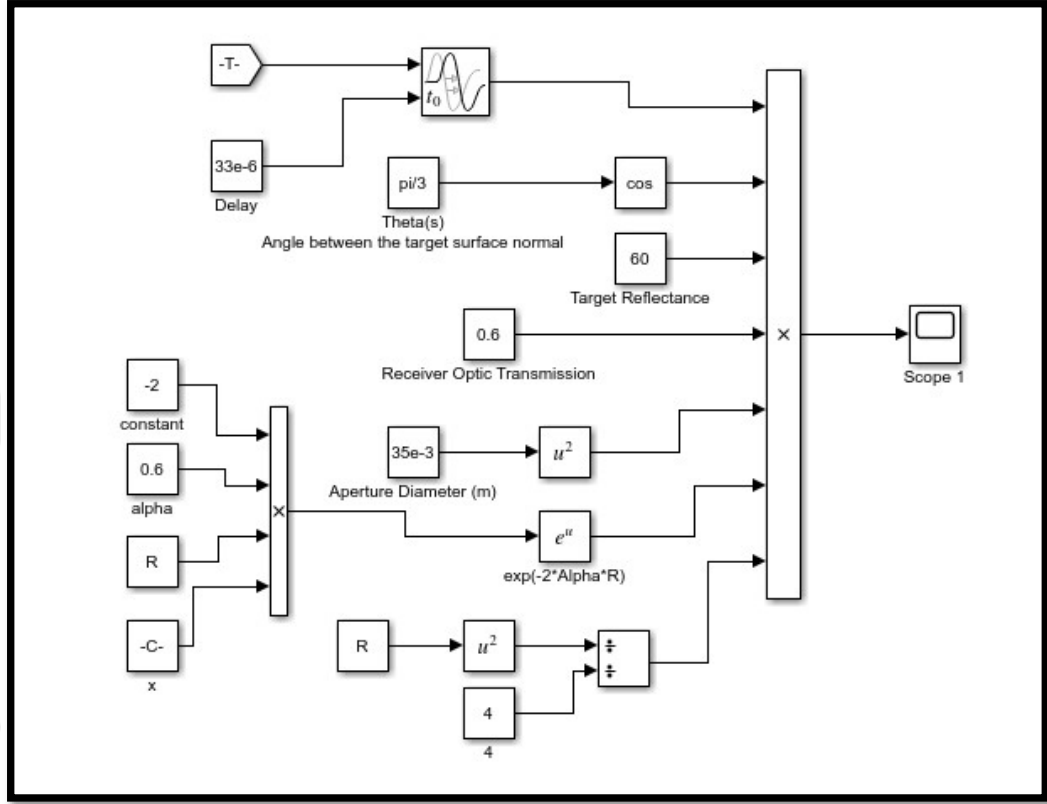
Şekil. 2.3 : Gönderilen lazer darbe sinyali.

Lazer darbe, uçuş süresince zayıflamaya uğrar. Atmosferdeki saçılma, hedef yüzeyindeki yansımalar, hedefe ulaşan lazer alan, mesafe ve alıcı detektörün optik iletimi sinyalin zayıflamasına neden olur. Lazer detektöre gelen darbe sinyalinin algılanabilmesi için bu sinyalin tepe gücü detektörün algılayabileceği değerden yüksek olmalıdır. Denklem (2.2) ile detektöre gelen lazer darbe gücünün tepe değeri belirlenmektedir [30].

$$P_s = \frac{P_T \rho_T \cos \theta_s \pi D_R^2 T_R T_F \exp(-2\delta R)}{4R^2} \quad (2.2)$$

P_s Dedektöre gelen lazer darbe gücünün tepe değeri (Peak power signal), P_T toplam iletilen güç (Total transmitted power (W)), ρ_T hedef yansıma oranı (Target reflectance), θ_s hedef yüzey normali ile açı (Angle between the target surface normal), D_R alıcı açıklık çapı (Receiver clear aperture diameter), T_R alıcı optik transmisyonu (Transmission through the receiver optics), T_F , alıcı spektral filtre transmisyonu (Receiver spectral filter transmission), δ Atmosferik zayıflama katsayısı (Atmospheric extinction coefficient), R hedefe olan mesafe (Slant range to target) olarak tanımlanmıştır.

Denklem 2.2'deki ifade ve Şekil 2.4'de yer alan SIMULINK modeli kullanılarak Şekil 2.5'teki alınan lazer darbe sinyali üretilmiştir.



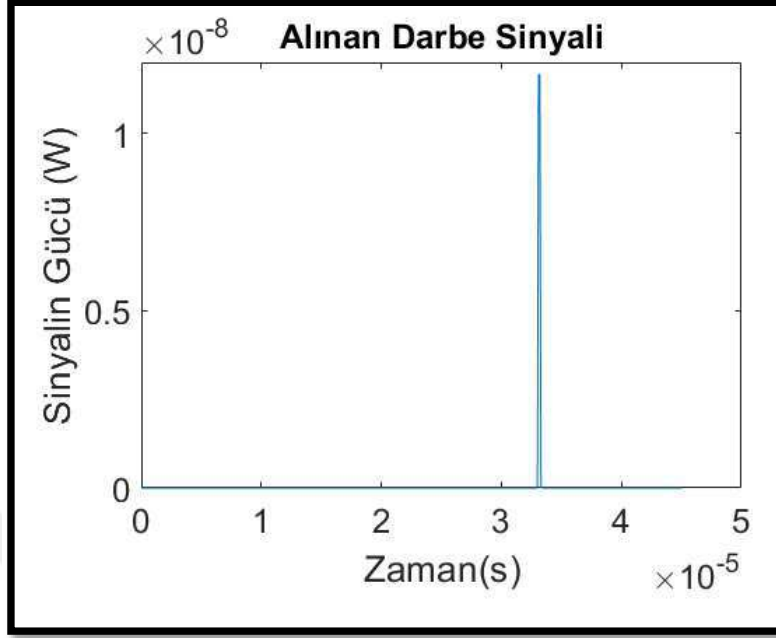
Şekil 2.4 : Detektöre gelen sinyalin SIMULINK modeli [29].

Lazer darbenin uçuş süresi Denklem 2.3'te verilmiştir.

$$\Delta t = 2 \frac{R}{c} \quad (2.3)$$

Bu ifadede Δt , lazer darbenin uçuş süresini, R eğimli mesafeyi ve c ışık hızını ifade etmektedir. Yer istasyonu ile hava aracı arasındaki mesafe lazer darbe sinyalinin aldığı yolun yarısıdır.

R değeri 5000 metre alınarak benzetim gerçekleştirilmiştir. Gönderilen ve alınan darbe sinyalleri Şekil 2.5'te gösterilmektedir.



Şekil. 2.5 : Alınan lazer darbe sinyali.

2.3 Ölçüm Hatası

Lazer darbe sinyalinin uçuş süresi hesaplanırken gerçekleşen hata, eğimli mesafe ölçüm hatası (slant range error) olarak karşımıza çıkmaktadır. Mesafe ölçüm hatası, lazer darbe sinyalinin yükseliş zamanının sinyal gürültüsüne oranıdır.

$$\Delta R = \left(\frac{r_t}{2 * SNR} \right) * c \quad (2.4)$$

ΔR eğimli mesafe hatası, r_t lazer darbe sinyalinin yükseliş zamanı (rise time), SNR sinyal gürültü oranı ve c ışık hızını ifade etmektedir. SNR değeri Denklem 2.4'te 7.6 dB alınmıştır. 100ns FWHM için 70ns yükseliş süresi hesaplanmıştır. Bu değerler kullanılarak Denklem (2.4) ile 1.4 metre eğimli mesafe ölçüm hatası tespit edilmektedir. Bu hatanın hava aracı konum hatasına etkisi Bölüm 4.3'te ele alınmıştır.

3. YÜKSELİŞ, YATIŞ VE YANCA AÇISINI BULMA YÖNTEMİ

3.1 Deneysel Çalışmalar

Yükseliş ve yatış açısını elde edebilmek için 3 eksen ivmeölçerden faydalanılmaktadır. Sensorun bulunduğu platformda bir ivmelenme olmadığı varsayılmıştır [31]. Yer istasyonu üzerinde bulunan ivmeölçer dünyanın yerçekimi kuvvetinin vektörel bileşenlerini ölçmektedir.



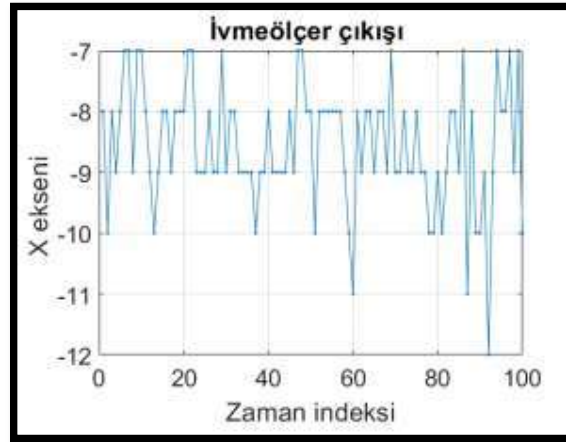
Resim 3.1 : STEVAL-STLKT01V1 (Sensortile) geliştirme kartı

ST firmasının STEVAL-STLKT01V1 geliştirme kartı üzerinde bulunan 3 eksen ivmeölçerden 200 Hz yenileme hızı ile 10 bitlik veriler alınmaktadır [32]. Yükseliş açısı 30 derece ve yatış açısı 0 derece iken X, Y ve Z eksenlerinden alınan çıkış verileri Çizelge 3.1’de gösterilmiştir.

Çizelge 3.1 : Sensortile ivme ölçer sayısal çıkış verileri.

X Ekseni	Y Ekseni	Z Ekseni
-8	549	836
-10	546	839
-8	545	838
-9	544	839
-8	537	842
-7	538	842
-7	539	840
-9	536	842
-7	538	841
-7	538	843
-8	540	840
-9	541	841
-10	545	839
-9	546	839
-8	545	840
-8	543	841
-9	542	842
-8	540	842
-8	543	841
-8	544	838

X,Y ve Z ekseni çıkış verilerinin grafiği sırasıyla Şekil. 3.1, Şekil. 3.2 ve Şekil. 3.3 'de gösterilmiştir.



Şekil. 3.1 : İvmeölçer X ekseni çıkış verileri.



Şekil. 3.2: İvmeölçer Y eksenini çıkış verileri.



Şekil. 3.3: İvmeölçer Z eksenini çıkış verileri.

Yükseliş açısı Denklem 3.1’de verilmiştir. α yükseliş açısı G_x , G_y ve G_z ivmeölçerinin sırasıyla X,Y,Z eksenlerindeki ivme değerleridir.

$$\alpha = \arctan\left(\frac{G_x}{\sqrt{G_y^2 + G_z^2}}\right) \quad (3.1)$$

Yatış açısı ise Denklem 3.2’de verilmiştir. ϕ yatış açısı G_x , G_y ve G_z ivmeölçerinin sırasıyla X,Y,Z eksenlerindeki ivme değerleridir.

$$\phi = \arctan\left(\frac{G_y}{\sqrt{G_x^2 + G_z^2}}\right) \quad (3.2)$$

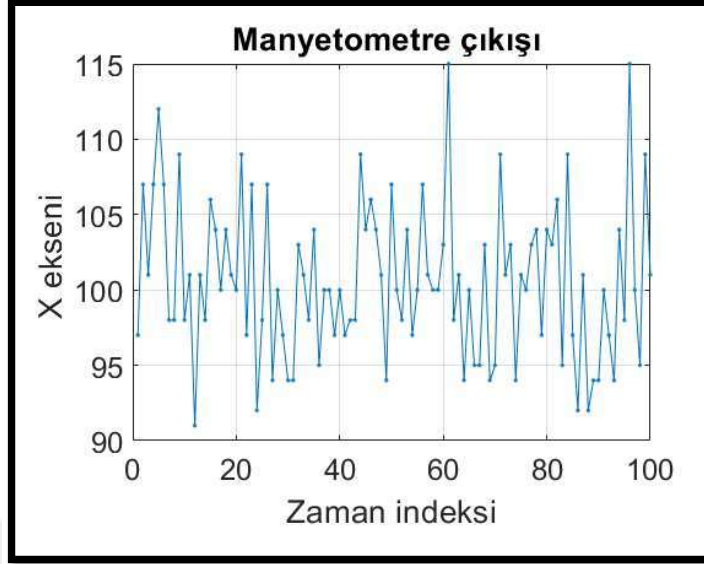
Dünyanın manyetik alan şiddeti 0.5 ile 0.6 Gauss arasındadır ve dünyanın yüzeyine paraleldir. Her zaman dünyanın manyetik kuzeyini gösterir [33]. Manyetik alan şiddetinin X,Y,Z eksenlerindeki vektörel değerleri ölçülerek manyetik kuzey ile yapılan açı (yanca açısı) tespit edilmektedir. Dünya'nın manyetik alan şiddetinin yönünü ölçerken yükseliş ve yanca açılarını 0° referansa göre hesaplanması gerekmektedir. Bu yüzden yükseliş ve yatış açıları, Denklem (3.1) ve (3.2)'da ifade edildiği gibi hesaba katılmaktadır.

STEVAL-STLKT01V1 geliştirme kartı üzerinde bulunan 3 eksen manyetik alan sensorundan 200 Hz yenileme hızı ile X, Y ve Z eksenlerinden çıkış verileri alınmıştır. X, Y ve Z eksen çıkış verilerinin grafiği Şekil. 3.4, Şekil. 3.5 ve Şekil. 3.6 'de

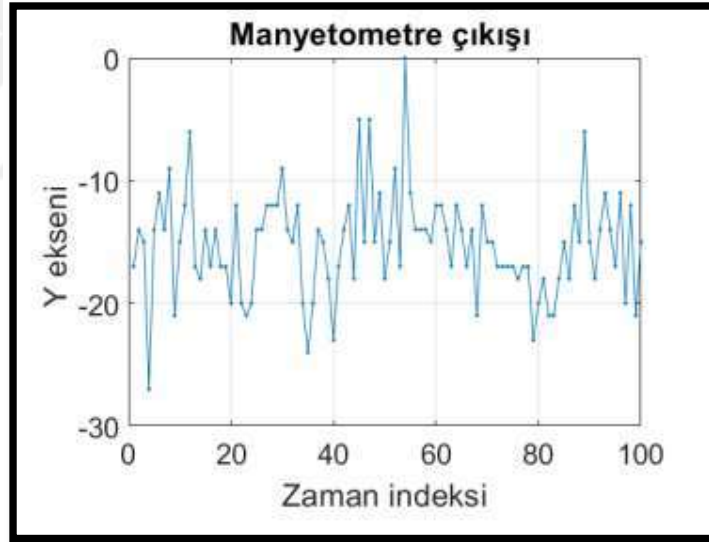
gösterilmiştir. Sensortile manyetik alan ölçer X, Y ve Z eksenlerinden alınan sayısal çıkış verileri Çizelge 3.2'te gösterilmiştir.

Çizelge 3.2 : Sensortile manyetik alan ölçer sayısal çıkış verileri.

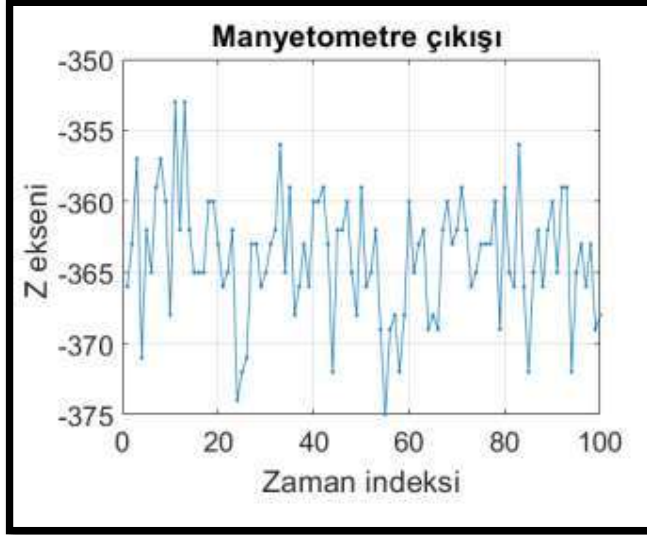
X Ekseni	Y Ekseni	Z Ekseni
-8	549	836
-10	546	839
-8	545	838
-9	544	839
-8	537	842
-7	538	842
-7	539	840
-9	536	842
-7	538	841
-7	538	843
-8	540	840
-9	541	841
-10	545	839
-9	546	839
-8	545	840
-8	543	841
-9	542	842
-8	540	842
-8	543	841
-8	544	838



Şekil. 3.4: Manyetometre X eksenini çıkış verileri.



Şekil. 3.5 : Manyetometre Y eksenini çıkış verileri.



Şekil. 3.6 : Manyetometre Z eksenini çıkış verileri.

X_h ve Y_h Dünya'nın yatay manyetik alan bileşenleri Denklem (3.3) ve (3.4)'te verilmiştir.

$$X_h = M_x \cos(\alpha) + M_y \sin(\phi) \sin(\alpha) - M_z \cos(\phi) \sin(\alpha) \quad (3.3)$$

$$Y_h = M_y \cos(\phi) + M_z \sin(\phi) \quad (3.4)$$

$$(X_h < 0) \Rightarrow \theta = 180 - \tan^{-1}(Y_h/X_h) \quad (3.5)$$

$$(X_h > 0, Y_h < 0) \Rightarrow \theta = -\tan^{-1}(Y_h/X_h) \quad (3.6)$$

$$(X_h > 0, Y_h > 0) \Rightarrow \theta = 360 - \tan^{-1}(Y_h/X_h) \quad (3.7)$$

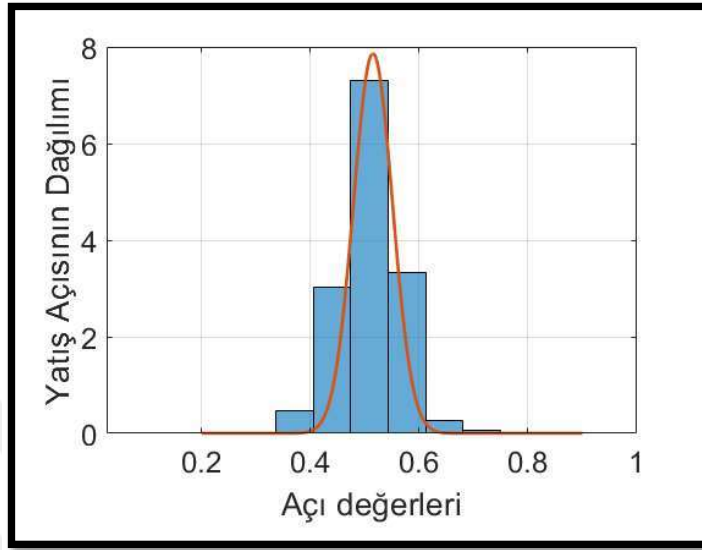
$$(X_h = 0, Y_h < 0) \Rightarrow \theta = 90 \quad (3.8)$$

$$(X_h = 0, Y_h > 0) \Rightarrow \theta = 270 \quad (3.9)$$

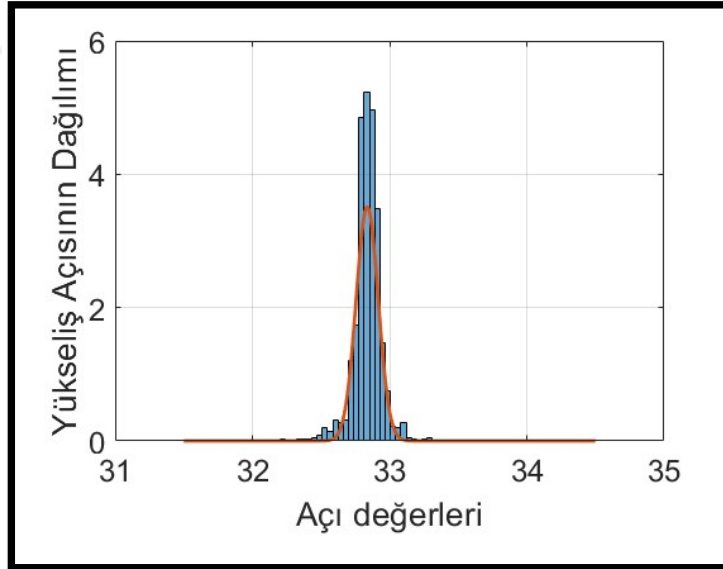
3.2 Ölçüm Hatası

(3.1), (3.2), (3.3), (3.4) ve (3.5) numaralı denklemlerde STEVAL-STLKT01V1 geliştirme kartından alınan çıkış verileri kullanılarak yanca (θ), yükseliş (α) ve yatış (ϕ) açıları hesaplanmaktadır. Bu verilerin oluşturduğu dizi MATLAB ortamında işlenerek dağılımı analiz edilmiştir ve elde edilen sonucun dağılımının Gaussian bir

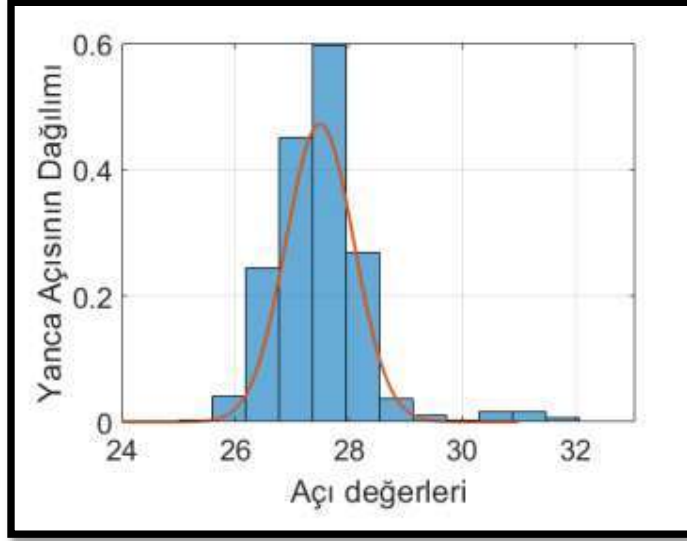
dağılım olduğu gözlemlenmiştir. Dağılımın ortalaması, standart sapması, 1σ 'daki ve 2σ 'daki hata değeri Çizelge 3.3'da gösterilmiştir.



Şekil 3.7 : Yatış açısının dağılımı.



Şekil 3.8 : Yükseliş açısının dağılımı.



Şekil 3.9 : Yanca açısının dağılımı.

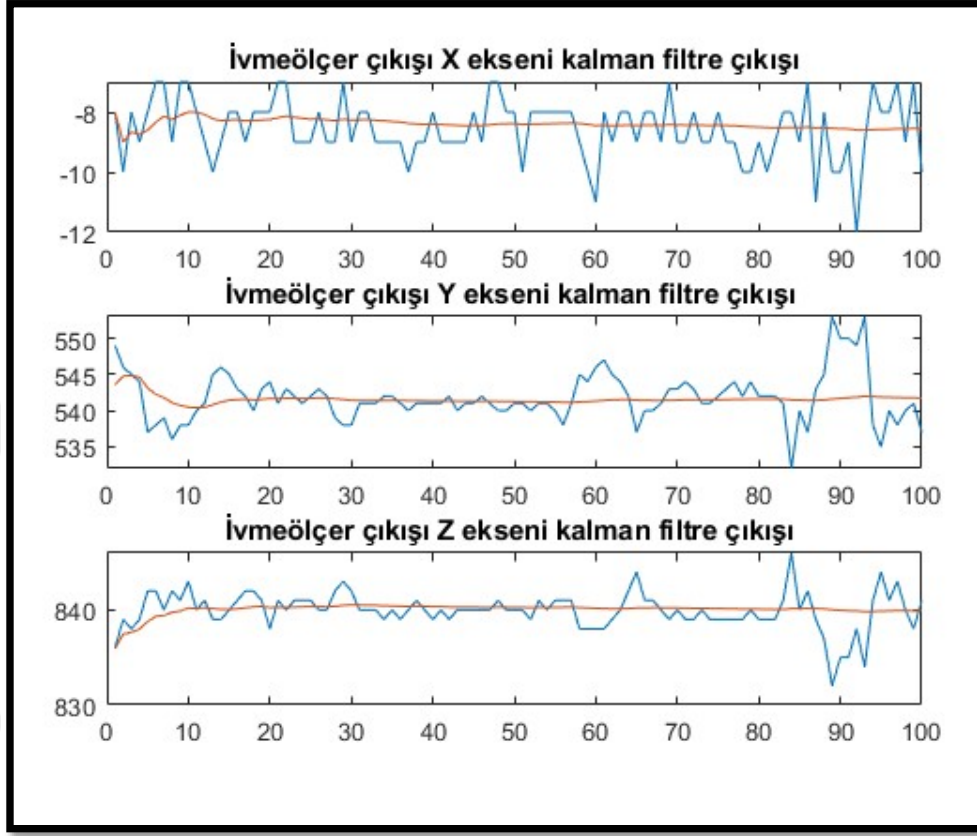
Çizelge 3.3 : Yanca, yükseliş ve yatış açıları hatalarının dağılım parametreleri ve hata değerleri.

Açılar	Dağılım Parametreleri ve Hata Değerleri		
	Ortalama	Standart Sapma	Hata Değeri
α	32.83°	0.11°	0.07° (@1 σ) 0.23° (@ 2 σ)
ϕ	0.51°	0.05°	0.05° (@ 1 σ) 0.11° (@ 2 σ)
θ	27.4°	0.63°	2.82° (@ 1 σ) 2.93° (@ 2 σ)

Çizelge 3.3'deki hata değerlerinin hava aracı konum hatasına etkisi Bölüm 4.3'te dikkate alınmıştır.

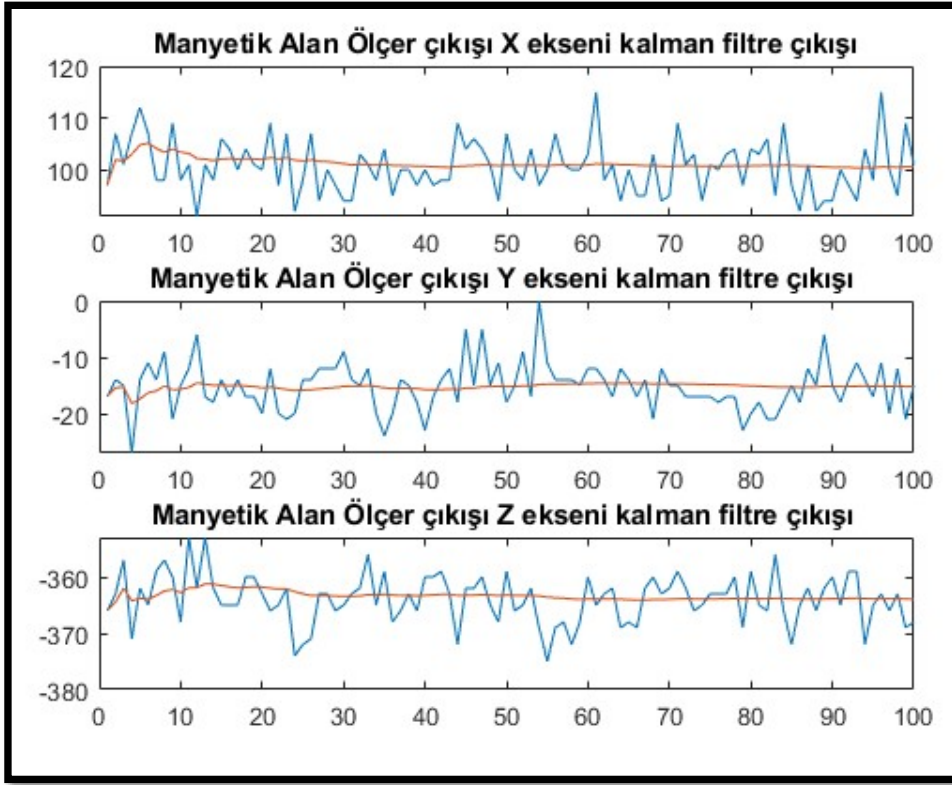
Şekil. 3.1, Şekil. 3.2, Şekil. 3.3, Şekil. 3.4, Şekil. 3.5 ve Şekil. 3.6 'de sensor çıkış verilerinin durağan ortamda değiştiği gözlemlenmektedir. Bu değişimi tahmin ediciler (estimator) ile en uygun tahmin yapılarak ilerlenecektir. Kalman filtresi en iyi tahmini veren filtrelerden biridir. Bu çalışmada kalman filtresi uygulanarak

enyileme yapılmıştır. MATLAB üzerinde ivmeölçer çıkışlarına kalman filtresi uygulanmıştır. Sensor çıkışı ve kalman filtre çıkışı Şekil 3.10'de gösterilmektedir.



Şekil 3.10 : İvmeölçer kalman filtresi çıkış grafikleri.

MATLAB üzerinde ivmeölçer çıkışlarına kalman filtresi uygulanmıştır. Sensor çıkışı ve kalman filtre çıkışı Şekil 3.11'de gösterilmektedir.



Şekil 3.11: Manyetik alan ölçer kalman filtresi çıkış grafikleri.

4. SANAL KÜRESEL SEYRÜSEFER UYDU VERİSİ ELDE ETME VE HATA ANALIZI

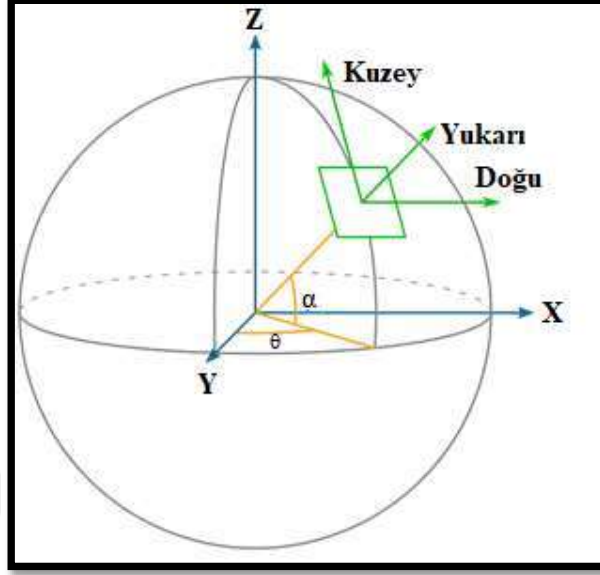
4.1 Deneysel Çalışmalar

Lazer ışını düz doğrultu boyunca ilerlediği için (saçılma ihmal edilmektedir) kartezyen koordinatta çalışma gereksinimi ortaya çıkmaktadır. ECEF kartezyen koordinat sistemi düzlemleri XY, YZ ve XZ düzlemlerinden oluşmaktadır. Ancak Dünya'nın şeklinin geoit olmasından ve yer çekiminden dolayı, Dünya üzerinde bulunduğumuz enleme göre yeni bir düzlem oluşmaktadır ve bu düzlem üzerinde çalışmamız gerekliliği ortaya çıkmaktadır. NED koordinat sistemi bu düzlem üzerinde çalışmaktadır. Bu nedenle çalışma ECEF koordinat sisteminde değil, bir başka kartezyen koordinat sistemi olan NED koordinat sisteminde geliştirilmiştir. NED koordinat sistemleri hava araçlarının pozisyonunu ve oryantasyonunu belirlemede kullanılmaktadır. Eğimli mesafe (R), yanca açısı (θ) ve yükseliş açısı (α) kullanılarak NED koordinat sisteminde kuzey (xKuzey), doğu (yDoğu), ve aşağı (zAşağı) verileri sırasıyla (4.1), (4.2) ve (4.3) denklemleri ile elde edilmiştir [34].

$$xKuzey = \cos(\theta) * \cos(\alpha) * R \quad (4.1)$$

$$yDoğu = \sin(\theta) * \cos(\alpha) * R \quad (4.2)$$

$$zAşağı = -\sin(\alpha) * R \quad (4.3)$$



Şekil 4.1 : NED koordinat sistemi yön bilgilerinin gösterimi.

Şekil 4.1’de NED koordinat sisteminin kuzey, doğu ve aşağı yönleri gösterilmiştir. MATLAB üzerinde NED koordinat dönüşümü kullanılarak İHA’nın küresel koordinat sistem verileri elde edilmektedir [35].

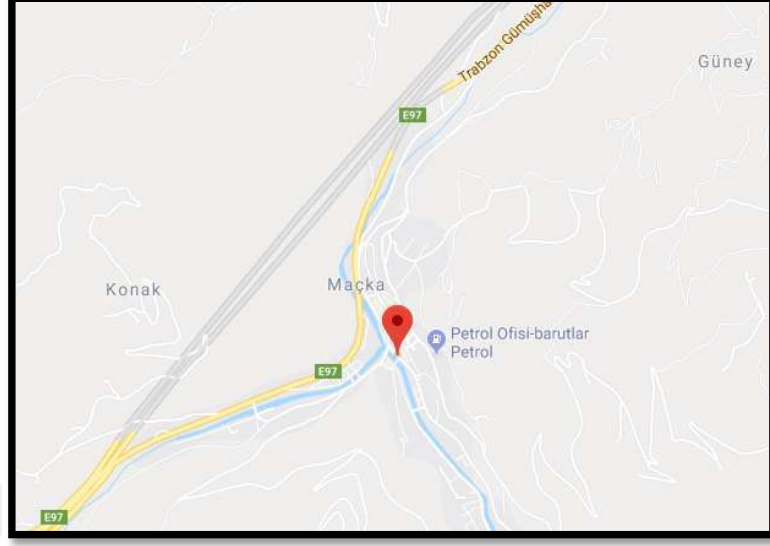
Yer istasyonunun ve İHA’nın küresel koordinat sistem verileri ECEF koordinat sistem verilerine çevrilmiştir [36].

4.2 Hava aracının sanal küresel koordinat bilgilerinin doğrulanması

Bölüm 4.1’de hava aracının MATLAB üzerinde elde edilen küresel koordinat verileri www.google.com/map web sitesi üzerinde işaretlenerek yer istasyonu ile arasındaki mesafe ölçülerek doğrulama yapılmıştır.

Google map uygulaması büyük daireyi (great circle) dikkate alarak iki koordinat üzerinde mesafe ölçümü yapmaktadır [37]. Bu nedenle rakım değeri 0 alınarak mesafe ölçümü yapılmaktadır.

Yer istasyonunun kurulduğu konum Resim 4.1’de gösterilmiştir. Bu konumun küresel koordinat verileri; rakım 0, boylam 39,6127020 derece, enlem 40,8113950 derecedir.



Resim 4.1 : Yer istasyonunun konumu

4.2.1 Senaryo-1

Yer istasyonu hava aracına odaklandıktan sonra elektrooptik sistemin ürettiği parametreler aşağıdaki gibi varsayılmıştır;

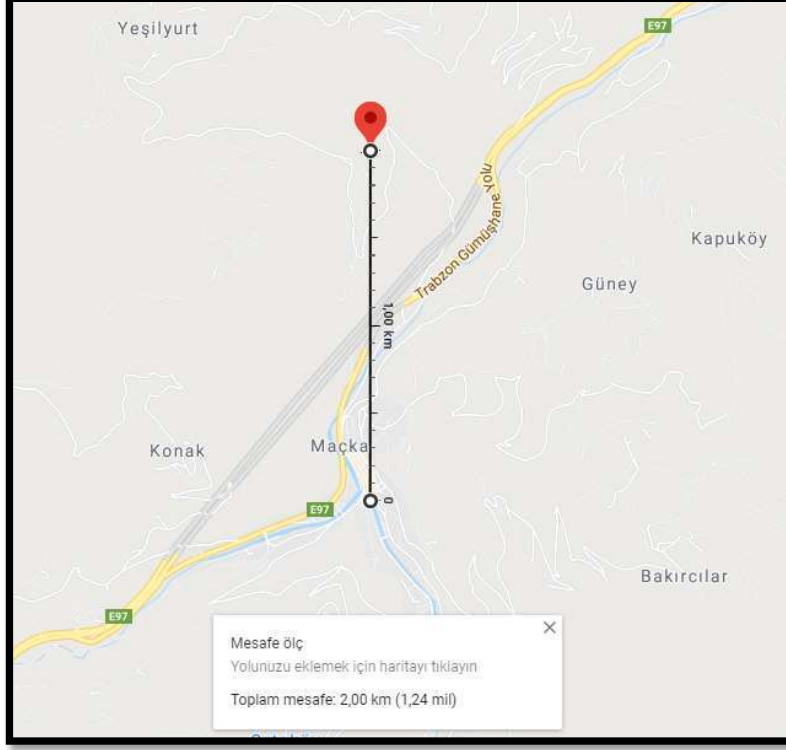
- Yükseliş açısı 0°
- Yatış açısı 0°
- Yanca açısı 0°
- Eğimli mesafe: 2000 m

Bu değerler kullanılarak hava aracının sanal küresel koordinat verileri;

- Enlem: 40.829403812069486°
- Boylam: 39.612702000000006°

olarak hesaplanmıştır.

Hava aracının sanal küresel koordinat verileri kullanılarak google map uygulaması üzerinde konular arası mesafe ölçülmüştür. Google map uygulaması üzerinden ölçülen mesafe ile elektrooptik sistemin ölçtüğü mesafenin aynı olduğu gözükmemektedir. Resim 4.2'de google map ekran görüntüsü gösterilmiştir.



Resim 4.2 : Yanca açısı 0° iken belirlenen konum.

4.2.2 Senaryo-2

Yer istasyonu hava aracına odaklandıktan sonra elektrooptik sistemin ürettiği parametreler aşağıdaki gibi varsayılmıştır;

- Yükseliş açısı 0°
- Yatış açısı 0°
- Yanca açısı 120°
- Eğimli mesafe: 2000 m

Bu değerler kullanılarak hava aracının sanal küresel koordinat verileri;

- Enlem: 40.802388747254560°
- Boylam: 39.633226181288690°

olarak hesaplanmıştır.

Hava aracının sanal küresel koordinat verileri kullanılarak google map uygulaması üzerinde konumlar arası mesafe ölçülmüştür. Google map uygulaması üzerinden

ölçülen mesafe ile elektrooptik sistemin ölçtüğü mesafenin aynı olduğu gözükmemektedir. Resim 4.3'da google map ekran görüntüsü gösterilmiştir.



Resim 4.3 : Yanca açısı 120° iken belirlenen konum.

4.2.3 Senaryo-3

Yer istasyonu hava aracına odaklandıktan sonra elektrooptik sistemin ürettiği parametreler aşağıdaki gibi varsayılmıştır;

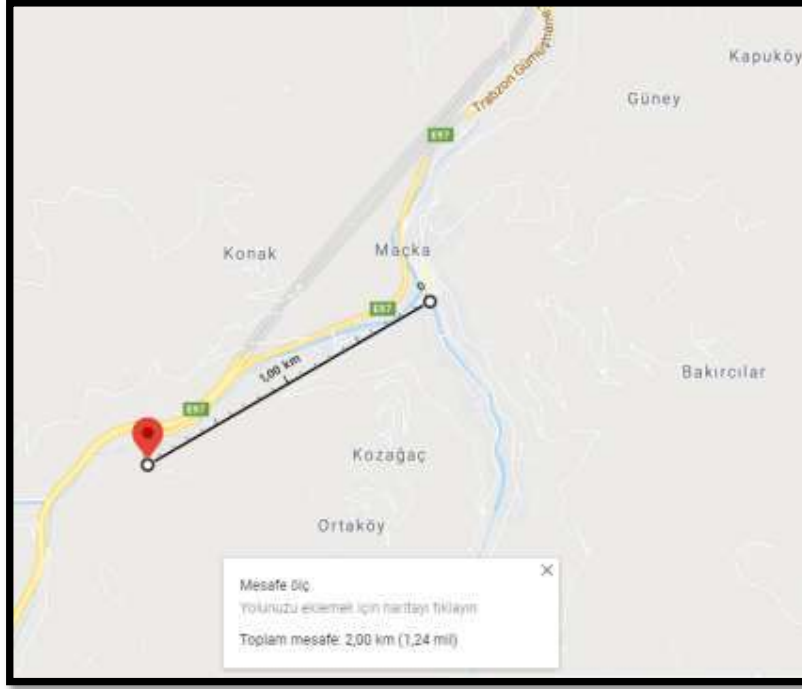
- Yükseliş açısı 0°
- Yatış açısı 0°
- Yanca açısı 240°
- Eğimli mesafe: 2000 m

Bu değerler kullanılarak hava aracının sanal küresel koordinat verileri;

- Enlem: 40.802388747254560°
- Boylam: 39.592177818711320°

olarak hesaplanmıştır.

Hava aracının sanal küresel koordinat verileri kullanılarak google map uygulaması üzerinde konumlar arası mesafe ölçülmüştür. Google map uygulaması üzerinden ölçülen mesafe ile elektrooptik sistemin ölçtüğü mesafenin aynı olduğu gözükmemektedir. Resim 4.4'da google map ekran görüntüsü gösterilmiştir.



Resim 4.4 : Yanca açısı 240 ° iken belirlenen konum.

3 farklı senaryo ile google map uygulaması üzerinde iki koordinat arasındaki mesafeler görsel arayüz üzerinden doğrulanmıştır.

4.3 Ölçüm Hatası

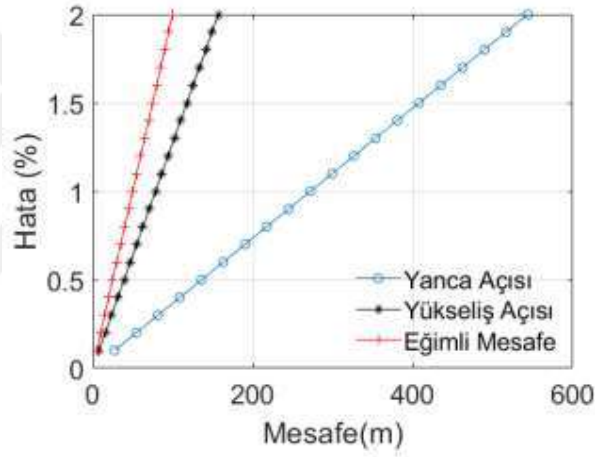
Yer istasyonunun ve hava aracının küresel koordinat sistem verileri ECEF koordinat sistem verilerine çevrilerek hata mesafe olarak ölçülmektedir.

ECEF koordinat sisteminde hatalı konum ile gerçek konum arasındaki mesafe numaralı denklem (4.4) ile bulunmaktadır.

$$K_{er} = \sqrt{(X - X_{er})^2 + (Y - Y_{er})^2 + (Z - Z_{er})^2} \quad (4.4)$$

K_{er} konum hatasını belirtmektedir. X,Y ve Z hava aracının ECEF koordinat sistemindeki konum değerlerini belirtmektedir. X_{er} , Y_{er} ve Z_{er} hava aracının ECEF koordinat sistemindeki hatalı konum değerlerini belirtmektedir.

Bölüm 2 ve Bölüm 3'te verilen ölçüm hata değerleri ile hava aracının konum hatası 82.7 metre olarak hesaplanmaktadır. Eğimli mesafe, yanca açısı ve yükseliş açısı ölçüm hatalarının tam ölçekte %0 ile %2 arası değişimine karşın konum hatasının değişimi Şekil. 4.2'de gösterilmiştir. Eğimli mesafe ölçümündeki hatanın konum hatasına etkisi 100 metreye, yükseliş açısı ölçümündeki hatanın konum hatasına etkisi 157 metreye, yanca açısı ölçüm hatasının konum hatasına etkisi 543 metreye kadar çıkabilmektedir.



Şekil. 4.2 : Sensor ölçüm hatalarının konum hatasına etkisi.



5. SONUÇ VE ÖNERİLER

Elektrooptik tabanlı yardımcı seyrüsefer sistem tasarımı gerçekleştirilerek, GNSS karıştırıcı sistemlere karşı tedbir alınabileceği ortaya konmuştur. Geliştirilen yöntem sayesinde hava aracına ağırlığını ve maliyetini arttırmayan bir yardımcı seyrüsefer sistemi geliştirilmiştir. Tasarım çalışmalarına ışık tutacak veriler elde edilmiştir. Bunlardan biri lazer mesafe ölçer, manyetik alan ölçer ve ivmeölçer ile yüksek doğrulukta yardımcı seyrüsefer sistemi yapılabileceğidir. Bir diğeri ise yanca açısı ölçüm doğruluğunun hava aracının konum doğruluğunu en çok etkileyen faktör olmasıdır. Yüksek doğruluğa sahip manyetometre kullanılarak konum hatası düşük sistemler elde edilebilir. Elektrooptik sistemin hava aracına odaklanması ve odağını koruması ayrı bir araştırma konusu olarak karşımıza çıkmaktadır ilerleyen çalışmalarda bu yöntemler araştırılacaktır.



KAYNAKLAR

- [1] **O. J. Woodman**, (2007). An introduction to inertial navigation, University of CAMBRIDGE Computer Laboratory.
- [2] **H. Majeed, N. Ahsan, H. N. Raja, R. A. Mumtaz, S. B. Hussain, U. Saeed**, (2008). A Cost Efficient Design for an Autonomous Underwater Vehicle Capable of Localizing and Navigating within a Bounded Body of Water, *International Conference on Computational Intelligence for Modelling Control & Automation*, Vienna, pp. 987-992.
- [3] **B. Tufan, A. Bayri**, (2012). Emitter localization based on angle of arrival measurements using digital terrain elevation data, *20th Signal Processing and Communications Applications Conference (SIU)*, Mugla, pp. 1-4.
- [4] **D. Feng, J. Li, F. Liu**, (2013). Principles and error analysis of GNSS-laser rangefinder integrated system for orientation and positioning, in *IET International Radar Conference*, Xi'an, pp. 1-6.
- [5] **C. Rizos**, (2013). Locata: A Positioning System for Indoor and Outdoor Applications Where GNSS Does Not Work, *18th Association of Public Authority Surveyors Conference (APAS2013)*, Canberra.
- [6] **I. Joo, C. Sin**, (2015). Design of GNSS Jamming Propagation Simulator using ITU-R P.1546 Propagation Model, Busan, KOREA, pp. 1359-1362.
- [7] **M. Kedadouche, S. Yulan, Z. Liu, M. Thomas, G. Charland-Arcand and A. Beck**, (2018). Design of a Vibration Isolator for the Inertial Navigation System of an Autopilot Dedicated to the Operation of Light Drones, *9th International Conference on Mechanical and Aerospace Engineering (ICMAE)*, Budapest, pp. 73-78.
- [8] **A. K. Yadav, T.B. Mohite-Patil**, (2012). Distance Measurement with Active & Passive Method, in *International Journal of Computer Science and Network (IJCSN)*.
- [9] **M. Gallo, L. Ferrara, D. Naviglio**, (2018). Application of Ultrasound in Food Science and Technology: A Perspective, *Foods*, 7(10):164, Basel.

- [10] **D. Marioli, E. Sardini, A. Taroni**, (1988). Ultrasonic distance measurement for linear and angular position control, in *IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement*, vol. 37, no. 4, pp. 578-581.
- [11] **J. S. Seybold**, (2005). Radar Systems, in *Introduction to RF Propagation*, ch 5, John Wiley & Sons, Inc., pp. 87-107.
- [12] **W. B. Hawthorne, L. C. Daugherty**, (1965). VOR/DME/TACAN frequency technology, in *IEEE Transactions on Aerospace and Navigational Electronics*, vol. 12, no. 1, pp. 11-15.
- [13] **R. L. Dreyer, A. P. C. Fourie**, (2003). Reduced coupling levels between a radio altimeter and spiral antenna module on an aircraft at 4.3 GHz, in *IEEE Antennas and Propagation Society International Symposium, Digest*, Columbus, pp. 709-712 vol.3.
- [14] **A. K. Maini**, (2018). Military Laser Systems, in *Handbook of Defence Electronics and Optronics: Fundamentals, Technologies and Systems*, John Wiley & Sons Ltd., pp. 865-931.
- [15] **P. Hariharan**, (2010). Interferometers, in *Handbook of optics II*, The McGraw-Hill Companies, Inc., pp. 21.7-21.28.
- [16] www.laserefocusworld.com, [Online]. Available: <https://www.laserefocusworld.com/test-measurement/testmeasurement/article/16554389/displacementmeasuringinterferometers-provide-precise-metrology>, [Accessed 6 7 2020].
- [17] **E. Shafir, G. Berkovic**, (2006). Expanding the realm of fiber optic confocal sensing for probing position, displacement, and velocity, *Applied Optics*, vol. 45, no. 30, pp. 7772-7777.
- [18] www.precitec.com, [Online]. Available: <https://www.precitec.de/en/products/optical-measuring-technology/how-it-works/>. [Accessed 6 7 2020].
- [19] **G. Berkovic, E. Shafir**, (2012). Optical methods for distance and displacement measurements, *Adv. Opt. Photon.*, vol. 4, pp. 441-471.

- [20] **S. M. Nejad, S. Olyae, S. Mohammad, S. E. Al**, (2006). Comparison of TOF, FMCW and Phase-Shift Laser Range-Finding Methods by Simulation and Measurement, in *Quarterly Journal of Technology & Education*.
- [21] **K. Gade**, (2018) The Seven Ways to Find Heading, *Journal of Navigation*, 69(5), pp. 955-970.
- [22] **B. Livada, Vujić, Radić, T. Unkasevic, Banjac**, (2019). Digital Magnetic Compass Integration with Stationary, Land-Based Electro-Optical Multi-Sensor Surveillance System, *Sensors*, vol. 19, no. 4331, pp. 1-18.
- [23] **D. Yang, Z. You, B. Li, W. Duan, B. Yuan**, (2017). Complete Tri-Axis Magnetometer Calibration with a Gyro Auxiliary, *Sensors*, 17(6):1223.
- [24] **A. Lawrence**, (1993). Modern inertial technology, Springer-Verlag New York, Inc..
- [25] **M. Abbas, A. Kamel, Y.Z. Elhalwagy , R. Albordany**, (2013). Performance Enhancement of Low Cost Non-GPS Aided INS for Unmanned Applications, *15th International Conference on AEROSPACE SCIENCES & AVIATION TECHNOLOGY,ASAT*, Cairo, 15, pp. 1-18.
- [26] **Honeywell International Inc**, (2011). 3-Axis Magnetic Sensor Hybrid HMC2003, [Online]. Available: https://neuropsychics.ucsd.edu/Manuals/Honeywell/HMC_2003.pdf . [Accessed 7 7 2020].
- [27] **PNI Corp.**, (2018). [Online]. Available: <https://www.pnicorp.com/rm3100/>, [Accessed 7 7 2020].
- [28] **E. Ikonen, V. Krozer**, (2004). Pulsed Time-Of-Flight Laser Range Finder Techniques For Fast, High Precision Measurement Applications, Oulu: University of Oulu.
- [29] **V.S.Tyurin, Y. P. Machehin**, (2008). Laser Distance Meter Model, *9th International Conference on Laser and Fiber-Optical Networks Modeling*, Alushta, pp. 155-157.
- [30] **H. N. Burns, C. G. Christodoulou, G. D. Boreman**, (1991). System design of a pulsed laser rangefinder, *Optical Engineering* 30(3), pp. 323-329.

- [31] **M. Pedley**, (2013). Tilt Sensing Using a Three-Axis Accelerometer, Freescale Semiconductor.
- [32] **STMicroelectronics Inc.**, (2019). Getting started with the STEVAL-STLKT01V1 SensorTile integrated development platform.
- [33] **M. J. Caruso**, (2000). Applications of Magnetic Sensors for Low Cost Compass Systems, Honeywell.
- [34] **T. T. Hoang, M. D. Phung, N. T. T. Van, D. A. Viet, T. Q. Vinh**, (2012). Development of an EKF-based localization algorithm using compass sensor and LRF, *12th International Conference on Control Automation Robotics & Vision (ICARCV)*, Guangzhou, pp. 341-346.
- [35] **The Mathworks Inc.**, (2019). [Online]. Available: <https://www.mathworks.com/help/aeroblks/about-aerospace-coordinate-systems.htm>. [Accessed 20 12 2019].
- [36] **D. Yunlong, H. You, W. Guohong**, (2004). A Generalized Least squares Registration Algorithm with Earth-Centered Earth-Fixed (ECEF) Coordinate System, *The third International Conference on Computational Electromagnetic and Its Applications Proceedings pp. 79-84*.
- [37] **Google Inc.**, [Online]. Available: <https://www.google.com.tr/maps>. [Accessed 07 07 2020].

ÖZGEÇMİŞ

Ad-Soyad : Cihat Nurettin YILMAZ
Uyruđu : Türkiye Cumhuriyeti
Dođum Tarihi ve Yeri : 21.05.1982-TRABZON
E-posta : cnurettinyilmaz@etu.edu.tr

ÖĐRENİM DURUMU:

- **Lisans** : 2007, Erciyes Üniversitesi, Mühendislik Fakültesi, Elektrik-Elektronik Mühendisliği Bölümü

MESLEKİ DENEYİM VE ÖDÜLLER:

Yıl	Yer	Görev
2009-2017	ATEL Teknoloji ve Savunma A.Ş.	Arge Mühendisi
2017-2018	TUŞAŞ	Sistem Mühendisi
2018-	Anova Arge Teknolojileri A.Ş.	Takım Lideri

YABANCI DİL: İngilizce

TEZDEN TÜRETİLEN YAYINLAR, SUNUMLAR VE PATENTLER:

- **YILMAZ C.N. , KURT H. ,** 2020. Electro-Optic Based Aided Navigation System for UAVs and Location Error Analysis, 28th Signal Processing and Communications Applications Conference (SIU), 5-7 Oct, Gaziantep, Türkiye.