

**GPS İLE DESTEKLENEN ATALETSEL SEYRÜSEFER SİSTEMİNİN
GELİŞTİRİLMESİ**

100856

YÜKSEK LİSANS TEZİ
Uçak Müh. Mehmet Aykut TUTUCU
(511970006011)

100856

YÜKSEK LİSANS TEZİ
DOKÜMANLARI MERKEZİ

Tezin Enstitüye Verildiği Tarih : 5 Harizan 2000
Tezin Savunulduğu Tarih : 23 Harizan 2000

Tez Danışmanı : Prof. Dr. Çingiz HACIYEV
Diğer Jüri Üyeleri Prof. Dr. Rüstem ASLAN
Prof. Dr. Elburus CAFEROV

[Signature]

[Signature]

[Signature]

[Signature]

HAZİRAN 2000

ÖNSÖZ

Günümüzde çok yüksek hızlara ulaşabilen ve yüksek manevra yeteneğine sahip savaş uçaklarının geliştirilmesi ve buna ek olarak büyük ve çok sayıda yolcu taşıyan uçakların üretilmesi seyrüsefer probleminin önemini, yüksek doğruluğa ve güvenilirliğe sahip seyrüsefer sistemlerine olan ihtiyacı oldukça arttırmaktadır. Yüksek doğruluğa ve güvenilirliğe sahip bir seyrüsefer sistemi geliştirebilmek amacı ile Kalman filtresi yardımıyla Ataletsel Seyrüsefer Sistemi 'nin GPS ile desteklenmesi konusunda bir çalışma yürütülmesi kararlaştırılmıştır. Bu gibi çalışmalar sayesinde birleştirilmiş seyrüsefer sistemleri, "integrated navigation systems" ve Kalman filtreleme konularında Türkiye 'mizin ihtiyacı olan teknoloji altyapısının ve bilgi birikiminin sağlanacağı kanısındayım.

Bu tez çalışması esnasında benden yardımlarını ve desteklerini esirgemeyen danışman hocam sayın Prof. Dr. Çingiz HACIYEV 'e, öğrenim hayatım boyunca maddi ve manevi desteklerini hiç bir zaman esirgemeyen anneme, babama ve ağabeyime, her zaman bana inanan, hep yanımda olan ve her zaman destek veren sevgili Nihal İMANCI 'ya sonsuz teşekkürlerimi bir borç bilirim.

Haziran, 2000

Mehmet Aykut TUTUCU

İÇİNDEKİLER

ÖNSÖZ	ii
İÇİNDEKİLER	iii
KISALTMALAR	v
TABLO LİSTESİ	vi
ŞEKİL LİSTESİ	vii
SEMBOL LİSTESİ	viii
ÖZET	x
ABSTRACT	xi
1. GİRİŞ	1
1.1. Seyrüsefer Sistemleri	1
1.2. Literatür Taraması	2
1.3. Tezin Amacı ve Yaklaşımı	5
2. ATALETSEL SEYRÜSEFER SİSTEMİ	6
2.1. Giriş	6
2.2. Jirokararlaştırılmış (Gimballed) Ataletsel Seyrüsefer Sistemi	9
2.3. Strapdown (Analitik) Ataletsel Seyrüsefer Sistemi	13
2.3.1. Sistemin Kalibrasyonu	15
2.3.2. Strapdown Ataletsel Seyrüsefer Sisteminin Hata Modeli ve Analizi	16
2.4. Jirokararlaştırılmış ve Strapdown Sistemlerin Kıyaslaması	18
2.4.1. Özelliklerin Kıyaslanması	18
2.4.2. Seyrüsefer Hatalarının Kıyaslanması	18
3. KÜRESEL KONUMLAMA SİSTEMİ	20
3.1. Sistemin Konfigürasyonu	20
3.2. GPS Sisteminin Prensipleri ve Sistemin Kullanılması	22
3.3. Araçların Konumunun GPS ile Belirlenmesi	24
3.3.1. Dört Seyrüsefer Uydusunun Kullanılmasına Dayanan Mesafe Ölçüm Yöntemi	26
3.4. GPS Sisteminde Hatalar ve Giderilme Yöntemleri	27
3.4.1. Relativistik Zaman Gecikmesi için Düzeltmeler	27
3.4.2. İyonosferik ve Troposferik Gecikmelerin Düzeltmesi	28
4. ATALETSEL SEYRÜSEFER SİSTEMİNİN GPS İLE DESTEKLENMESİ	29
4.1. Ataletsel Seyrüsefer Sisteminin Kalman Filtresi Kullanarak GPS ile Desteklenmesi	30
4.2. Optimal Kalman Filtresinin Çalışma Prensipleri	35
4.3. Federatif Kalman Filtresi	38

5. UÇAĞIN UYGUN MATEMATİKSEL MODELİNİN GELİŞTİRİLMESİ	41
5.1. Uçağın Uzunlamasına Hareketinin Modeli	42
5.2. Uçağın Yanlamasına Hareketinin Modeli	43
5.3. Uçağın Matematiksel Modelinin Ayırık Hale Getirilmesi	46
6. SİMÜLASYON	52
7. SONUÇLAR VE TARTIŞMA	66
KAYNAKLAR	67
EKLER	69
EK - 1 : 1. Yerel Kalman Filtresi Sonuçları	70
EK - 2 : 2. Yerel Kalman Filtresi Sonuçları	76
ÖZGEÇMİŞ	82



KISALTMALAR

A-S	: Anti-spoofing
C/A	: Coarse/acquisition
CEP	: Circular error probable
DME	: Distance measurement equipment (Mesafe ölçüm sistemi)
DGPS	: Differential global positioning system
DR	: Dead reckoning
GLONASS	: Global orbiting navigation satellite system
GPS	: Global positioning system (Küresel konumlama sistemi)
LORAN	: Long range navigation
PPS	: Precision positioning service
SA	: Selective availability
SPS	: Standard positioning service
TACAN	: Tactical Air Navigation
VOR	: VHF omnidirectional range

TABLO LİSTESİ

	<u>Sayfa No</u>
Tablo 2.1. : Tipik bir ataletsel seyrüsefer sisteminin özellikleri.....	14
Tablo 6.1. : Uçağın genel parametreleri.....	52
Tablo 6.2. : Uçağın uçuş şartları.....	52
Tablo 6.3. : Uçağın uzunlamasına hareketinin kararlılık türevleri.....	53
Tablo 6.4. : Uçağın yanlamasına hareketinin kararlılık türevleri.....	53
Tablo 6.5. : 1. yerel filtre (INS), 2. yerel filtre (GPS) ve Ana filtrenin (federatif Kalman filtresi) 1., 50., 100., 150. ve 200. İterasyonlar için varyansları.....	62



ŞEKİL LİSTESİ

	<u>Sayfa No</u>
Şekil 2.1. : Kararlı eleman üzerindeki ataletsel algılayıcılar : Üç jiroskop, üç ivme ölçer.....	10
Şekil 2.2. : Kararlı platform.....	11
Şekil 2.3. : Dördüncü platformun çalışması.....	12
Şekil 2.4. : Dört bilezikli bir kararlı eleman.....	13
Şekil 2.5. : Strapdown ataletsel seyrüsefer sistemi (Analitik Platform).....	15
Şekil 3.1. : Uydu radyo seyrüsefer sistem konfigürasyonu.....	21
Şekil 3.2. : GPS küresel mesafe.....	22
Şekil 3.3. : Seyrüsefer uydularının yardımı ile uçağın koordinatlarının bulunması.....	25
Şekil 4.1. : Birleştirilmiş INS/GPS seyrüsefer sistemi.....	29
Şekil 4.2. : Toplam durum uzayı (direkt) Kalman filtresi.....	32
Şekil 4.3. : Endirekt ileri besleme Kalman filtresi.....	34
Şekil 4.4. : Endirekt geri besleme Kalman filtresi.....	34
Şekil 4.5. : Kalman filtresinin yapı şeması.....	37
Şekil 4.6. : Federatif Kalman filtresi yapısı.....	40
Şekil 5.1. : Gövde eksen sistemi.....	42
Şekil 6.1. : Ana filtrenin parametreleri.....	61
Şekil E.1. : 1. yerel Kalman filtresi parametreleri.....	75
Şekil E.2. : 2. yerel Kalman filtresi parametreleri.....	81

SEMBOL LİSTESİ

Δ	: İnnovasyon süreci
Δt	: İterasyon için zaman aralığı (saniye)
α	: Hücüm açısı (derece)
α_0	: Başlangıç hücüm açısı (derece)
β	: Yana sapma açısı (derece)
γ_0	: Başlangıç uçuş yörünge açısı (derece)
θ	: Yunuslama açısı (derece)
ϕ	: Yuvarlanma (yalpa) açısı (derece)
ϕ_F	: Kalman filtresi sistem matrisi
ψ	: Sapma açısı (derece)
δ_A	: Eleron sapması (derece)
δ_E	: Elevator sapması (derece)
δ_R	: Dümen sapması (derece)
δ_T	: Gözlemcinin zaman skalası ile uydunun saati arasındaki fark
A, B	: Ayırık matematiksel modelin sistem matrisleri
A_U, B_U	: Uzunlamasına hareketin matematiksel modelinin matrisleri
A_Y, B_Y	: Yanlamasına hareketin matematiksel modelinin matrisleri
D	: Uçaktan referans eksen takımının orijinine olan mesafeler
D_1, D_2, D_3, D_4	: Uçaktan uydulara kadar olan mesafeler
g	: Yerçekimi ivmesi (m/s^2)
G, G_{INS}, G_{GPS}	: Pertürbasyon-gürültü geçiş matrisi
H, H_{INS}, H_{GPS}	: Sistem ölçüm matrisi
I	: Birim matris
k	: İterasyon numarası
K	: Kalman filtresi kazanç matrisi
l_1, l_2, l_3, l_4	: Uydularla referans eksen takımının orijinine olan mesafeler
L_β, L_P, L_r	: Yanlamasına hareketin hareket ile ilgili kararlılık türevleri
$L_{\delta A}, L_{\delta R}$	: Yanlamasına hareketin kontrol ile ilgili kararlılık türevleri
$M_{\delta E}, M_{\delta T}$	: Uzunlamasına hareketin kontrol ile ilgili kararlılık türevleri
$M_U, M_W, M_{\dot{W}}, M_q$	: Uzunlamasına hareketin hareket ile ilgili kararlılık türevleri
N_β, N_P, N_r	: Yanlamasına hareketin hareket ile ilgili kararlılık türevleri
$N_{\delta A}, N_{\delta R}$	: Yanlamasına hareketin kontrol ile ilgili kararlılık türevleri
p	: Yuvarlanma açısal hızı (derece/saniye)
P, P_{INS}, P_{GPS}	: Kalman filtresinde hataların kovaryans matrisi
P_m	: Federatif Kalman filtresinde hataların kovaryans matrisi
q	: Yunuslama açısal hızı (derece/saniye)
Q, Q_{INS}, Q_{GPS}	: Dış etki bozuntularının kovaryans matrisi
r	: Sapma açısal hızı (derece/saniye)
R, R_{INS}, R_{GPS}	: Ölçüm bozuntularının kovaryans matrisi
u, v, w	: Gövde eksenli hız bileşenleri (m/s)
U_0	: Nominal hız
U_U	: Uzunlamasına matematik modelin kontrol vektörü
U_Y	: Yanlamasına matematik modelin kontrol vektörü
V_T	: Toplam hız (m/s)
v_F	: Ölçüm gürültü matrisi

$\mathbf{w}_F$	: Rastgele vektör
$\mathbf{x}, \mathbf{y}, \mathbf{z}$	: Konum bileşenleri (m)
$\mathbf{X}_B, \mathbf{Y}_B, \mathbf{Z}_B$	: Gövde eksen takımı
$\mathbf{x}_e, \mathbf{x}_{eINS}, \mathbf{x}_{eGPS}$	: Kalman filtresinde tahmin edilen durum vektörleri
$\mathbf{X}_m$	: Federatif filtre tahmin edilen durum denklemi
$\mathbf{X}_U$	: Uzunlamasına hareketin durum denklemi
$\mathbf{X}_Y$	: Yanlamasına hareketin durum denklemi
$\mathbf{X}_u, \mathbf{X}_w$	: Uzunlamasına hareketin hareket ile ilgili kararlılık türevleri
$\mathbf{X}_{\delta E}, \mathbf{X}_{\delta T}$	: Uzunlamasına hareketin kontrol ile ilgili kararlılık türevleri
$\mathbf{Y}_{\delta R}$	: Yanlamasına hareketin kontrol ile ilgili kararlılık türevleri
$\mathbf{Y}_V$	: Yanlamasına hareketin hareket ile ilgili kararlılık türevleri
$\mathbf{z}_e, \mathbf{z}_{eINS}, \mathbf{z}_{eGPS}$	: Kalman filtrelerinin ölçüm vektörü
$\mathbf{Z}_{\delta E}$	: Uzunlamasına hareketin kontrol ile ilgili kararlılık türevi
$\mathbf{Z}_u, \mathbf{Z}_w$	: Uzunlamasına hareketin hareket ile ilgili kararlılık türevleri



GPS İLE DESTEKLENEN ATALETSEL SEYRÜSEFER SİSTEMİNİN GELİŞTİRİLMESİ

ÖZET

Bu çalışmada Ataletsel Seyrüsefer Sistemi 'nin (ASS) Küresel Konumlama Sistemi (GPS) ile desteklenme algoritması sunulmuştur. ASS uçağın kendi dinamiğinden gelen parametrelerini kullanarak belli bir referans sistemine göre konumunu hesaplar. ASS dışarıdan hiçbir bilgi kaynağına ihtiyaç duymadan konum hesaplamalarını kendi kendine yeterli olarak yapar. Bu nedenle sistem karıştırılmaz ve sağladığı veriler sürekli dir. Ancak ASS 'yi oluşturan cihazların -ivme ölçerlerin ve jiroskopların- karakteristiklerinden ötürü, sistemin hatası sürekli olarak artar ve bir süre sonra elde edilen bilgiler güvenilmez olur. Bu nedenle ASS 'nin hatalarının sınırlandırılması veya sönümlenmesi için sistemin bir dış bilgi kaynağıyla desteklenmesi gerekir. Bu destekleme konum desteği, hız desteği veya durum desteği şeklinde olabilir. Yapılan çalışma dahilinde konum belirleme sistemlerinden en çağdaşı ve gelişmiş i olan GPS, ASS 'yi desteklemesi için seçilmiştir. Bunun için ASS ve GPS verilerinin gerçek zamanda işlemini yapan iki farklı Kalman filtresini içeren federatif Kalman filtresi tasarlanmıştır. İlk aşamada bir uçağın hareket dinamiğinin simülasyonu ikiyüz iterasyon için gerçekleştirilmiştir. Kıyaslama yapabilmek için hem ASS hem de GPS verileri gene ikiyüz iterasyon için birer Kalman filtresi ile işlenmiştir. ASS ve GPS verilerini işleyen Kalman filtreleri federatif Kalman filtresi algoritması ile birleştirilmiştir. Federatif Kalman filtresinden elde edilen sonuçlar, uçağın dinamiğinin simülasyonundan ve ASS ile GPS için hazırlanan Kalman filtrelerinden elde edilen sonuçlarla karşılaştırılmıştır. Yapılan karşılaştırmada, yapılan simülasyonların değerleri ve Kalman filtrelerinin hata kovaryansları değerlendirilmiştir. Sonuç olarak uçak dinamiğinin simülasyonu yapılmış ve sunulmuş, ASS 'nin GPS ile desteklenme algoritmasının hareket parametrelerini yüksek doğrulukla değerlendirdiği tespit edilmiştir. Sunulmuş yöntemin uçak, uydu ve roketlerin hareketinin seyrüsefer ve kontrol sistemlerinde kullanılabileceği değerlendirilmiştir.

DEVELOPMENT OF GPS AIDED INERTIAL NAVIGATION SYSTEM

ABSTRACT

In this study, an algorithm for aiding Inertial Navigation System (INS) by Global Positioning System (GPS) is presented. INS calculates the position of the aircraft according to a reference system using the inertial parameters from the vehicle dynamics. INS carries out the position calculations in a self sufficient way without needing any external information source. So, INS can not be jammed and the data it supplies is continuous. However, due to characteristics of the equipment forming the INS –accelerometers and gyroscopes- system error increases continuously and after a while the position information it supplies becomes unreliable. For this reason INS must be aided by an external aiding source in order to limit or damp system error. INS can be aided by either position, velocity or attitude aiding systems. Within the scope of this study most modern and well-developed position fixing system, GPS is chosen to aid the INS. For this purpose a federated Kalman filter (FKF), integrating two different Kalman filters (KF) which can process the INS and GPS data in real time, is designed. First simulation of an aircraft is realized. INS and GPS data is processed by two KFs for comparison means. KFs, which process INS and GPS data, are integrated by FKF. Results obtained from FKF are compared with the results obtained from INS and GPS KFs. In this comparison, data from the simulations and error covariances from the INS and GPS KFs are evaluated. As a result simulation of the flight dynamics is realized and presented. It is determined that algorithm for aiding INS with GPS data, processes motion parameters with high accuracy. It is evaluated that proposed system could be adapted to navigation and control systems of aircraft, satellites and missiles.

1. GİRİŞ

1.1. Seyrüsefer Sistemleri

Seyrüsefer hareketli bir aracın konumunun ve hızının bulunmasıdır. Konumun ve hızın üç bileşeni aracın ileri doğru hareketini tamamen tanımlayan altı bileşenli durum vektörünü oluşturur [1]. Seyrüsefere neden ihtiyaç duyulduğu aşağıdaki şekilde özetlenebilir:

1. Güvenilir ve doğru seyrüsefer, her uçağın etkili bir şekilde çalışabilmesi için gereklidir. Uçağın kaybolmasının sonuçları ölümcül olabilir. 900 km/saat (500 knot) hızla seyir eden bir uçak 15 saniye içinde yaklaşık olarak 3,6 km (2 deniz mili) yol kat eder. Bu açıdan bakıldığında uçağın konumunun bilinmesinin ne kadar önemli olduğu açıkça görülür.
2. Bazı belli başlı hava rotalarındaki trafik yoğunluğu uçakların havada belirli koridorları kullanmasını gerektirir. Bu koridorlar Hava Trafik Otoriteleri tarafından belirlenir. Bu nedenle uçağın bu uçuş yolunu takip edebilmesi için konum bilgisi üç boyutlu olarak kesin bir şekilde belirlenmelidir. Buna ek olarak uçağın varış zamanı, belirlenen sınırlar içinde olmalıdır. Bunların sağlanabilmesi için de yüksek güvenilirliğe ve doğruluğa sahip seyrüsefer sistemlerinin varlığına ihtiyaç vardır.
3. Askeri operasyonlarda, uçağın alçaktan uçup düşman radarlarından kaçması, arazi perdelemesinin getireceği avantajı kullanması, düşman savunma sistemlerinden kaçınması ve özellikle hedeflerin zamanında ve doğru olarak alınabilmesi için çok doğru seyrüsefer sistemlerine özellikle ihtiyaç vardır. Uçaklar, çok hızlı ve alçaktan uçar ve pilotlar çok yaklaştıkça hedefi göremezler. Hedefi gördükten sonra, hedefe kilitleyerek, nişan alıp silahları ateşlemek için genellikle altı ila on saniye arasında zaman kalır. Uçağın konumunu hedef bölgesinin yakınında 0.5 km veya daha iyi doğrulukta belirlemek hayati önem taşır. Aksi halde pilot yanlış yere bakabilir ve başarılı bir saldırı için hedefi zamanında yakalamakta başarısız olabilir. Alarma geçmiş bir düşmana ikinci bir saldırı büyük bir tehlike taşır.

Bu aşamada seyrüsefer sistemlerini iki temel kategoride toplamak uygun olur. Bunlar dead reckoning (DR) ve konum belirlemedir. Seyrüseferin en gelişmiş şekli bu iki metodu Kalman filtresi kullanarak optimal bir şekilde birleştirmektir.

DR seyrüsefer sistemleri, aracın hareketinin hız ve yön bilgilerini kullanarak, bilinen bir konumdan uzaklığını tahmin edip, aracın konumunu belirler. Kendi kendilerine yeterlidirler ve dış sistemlerden bağımsızdırlar. Uçaklarda kullanılan başlıca DR sistemleri tipleri şöyle belirlenebilir:

1. Ataletsel Seyrüsefer Sistemi
2. Doppler / Yönelme Referans Sistemi
3. Hava Veri / Yönelme Referans Sistemi

Tüm DR seyrüsefer sistemlerinin bir karakteristiği konum hatası zamanla artar. Böylece DR konum hatasını düzeltmek ve sistemi uygun bir konum belirleme sisteminden alınan konumlarla güncellemek gerekir.

Konum belirleme sistemleri, genelde uydu veya yerde konumlanmış vericilere dayanan radyo seyrüsefer sistemleridir. Uçaktaki uygun bir alıcı, destekleyici bir bilgisayar ile vericiden alınan sinyalleri kullanarak uçağın konumunu bulur.

Günümüzdeki en gelişmiş ve en doğru konum belirleme sistemi şüphesiz GPS 'dir. Bu sistem 1989 yılında tamamen çalışmaya başladığından beri çok yüksek doğruluk sağlamış ve seyrüsefer kabiliyetinde çok büyük ilerlemeler elde edilmiştir. Diğer konum belirleme sistemleri ise VOR/DME, TACAN, LORAN C ve OMEGA 'dır.

1.2. Literatür Taraması

Ataletsel Seyrüsefer Sistemi 'nin başka bir seyrüsefer sistemi ile (özellikle konum belirleme sistemleri) birleştirilmesi Kalman filtresi sayesinde gerçekleştirilir. Bu uygulama zaten Kalman filtresi 'nin en önemli uygulama alanıdır.

Burada bu konu ile ilgili literatürden önemli bazıları gözden geçirilmiştir:

Seul Ulusal Üniversitesi 'nde yapılan bir çalışmada federatif Kalman filtresinin alternatif birleşme işlemi olarak, yeni bir kazanç birleştirme algoritması sunulmuştur. Sunulan algoritmada optimal kovaryanslar ve tahminler; yerel Kalman kazançları ve tahminleri kullanılarak elde edilmiştir. Sonuç olarak elde edilen algoritma, haberleşme miktarını azaltmış ve yerel filtrelerde kovaryans matrislerin hesaplanma ihtiyacını ortadan kaldırmıştır. Çalışmada bütün yerel sensörler doğrulukları dışında,

birbirlerine eş bilgi ürettikleri zaman, önerilen algoritmanın global optimallığı sağladığı matematiksel olarak gösterilmiş ve geliştirilen algoritmanın çok sensörlü seyrüsefer sistemlerinde uygulanmaya çok uygun olduğunu saptanmıştır [2].

Aselsan 'da yapılan bir çalışmada, yeni silahların geliştirilmesi, düşman hava savunma sistemlerinin üstünlüğü ve dijital teknolojinin hızla artan kabiliyeti vb. gibi nedenlerle askeri uçaklar için güvenilir, bağımsız, yüksek doğruluğa sahip ataletsel seyrüsefer sistemlerine olan ihtiyacın hızla artmakta olduğunu ifade edilmektedir. Çalışmada Aselsan 'da üretilen LN-100G EGI ataletsel seyrüsefer sisteminin fonksiyonları, uçuş yönetim sistemi (Flight Management System-FMS), yapay açıklıklı radar (synthetic aperture radar, SAR) gibi sistemlerle birleştirilmesi ve uçak üzerinde uygulanmaları özetlenmektedir [3].

Kanada Ulusal Araştırma Birliği, Havacılık Araştırma Enstitüsü Uçuş Araştırma Laboratuvarında gerçekleştirilen bir çalışmada, Kalman filtreleme ve yumuşatma prensiplerini kullanarak düşük maliyetli strapdown ataletsel ölçüm birimi verilerinin, diferansiyel GPS (DGPS) verileri ile optimal bir şekilde birleştirilmesi için geliştirilen kabiliyet anlatılmıştır. Yapılan çalışmanın amacı düşük maliyetli ataletsel ölçüm birimine dayanan, hata geri besleme konfigürasyonuna sahip INS/DGPS Kalman filtresi kullanarak tam bir strapdown seyrüsefer sistemi geliştirmektir. Bu bağlamda, strapdown ataletsel ölçüm biriminin çok büyük hataları gerçek zamanda düzeltilmiş ve tüm ataletsel algılama ihtiyaçları için yeterli doğruluğa sahip strapdown seyrüsefer sistemi sağlanmıştır. Çalışmada, bunun yanında ham ataletsel ölçüm birimi ve DGPS verilerinin Kalman filtresi yumuşatıcısı kullanarak uçuştan sonra optimal olarak birleştirilebileceği ve böylece çok daha doğru uçak ataletsel durum zaman tarihi sağlanacağı ifade edilmektedir [4].

Braunschweig Teknik Üniversitesi Uçuş Güdüm ve Kontrol Enstitüsü 'nde (Almanya) gerçekleştirilen bir çalışmada, uydu seyrüsefer sistemlerinin (GPS ve GLONASS) çalışma prensipleri ve özellikleri açıklanmıştır. Çalışmada, bu iki sistemin doğruluklarının artırılabilmesi için diferansiyel düzeltme ve faz ölçüm tekniklerinden bahsedilmiş ve sistemlerin kaplama alanları, yeterlilikleri, güvenilirlikleri ve doğrulukları incelenmiştir. Sonuç olarak, uydu seyrüsefer sistemleri ataletsel seyrüsefer sistemi vb. gibi alternatif sistemler ile birleştirildiğinde doğruluklarının ve güvenilirliklerinin artacağı ve daha üstün özellikler taşıyacakları belirtilmiştir [5].

Daimler Chrysler Aerospace (Almanya) şirketinde gerçekleştirilen bir çalışmada, güvenilir, bağımsız, yüksek doğruluğa sahip birleştirilmiş bir seyrüsefer sistemi olan

RAPIN incelenmiştir. Çalışmada, RAPIN 'in P(Y) kodlu 5 kanallı askeri GPS alıcısı, Lazer Ataletsel Seyrüsefer Sistemi ve TRN (Bölge Referans Sistemi) 'nden oluştuğu açıklanmış, ataletsel seyrüsefer sisteminin özelliklerine değinilmiş ve TRN sistemi ayrıntılı olarak açıklanmıştır. Bunlara ek olarak RAPIN 'i oluşturan üç adet sistemin birleştirilebilmesi için Kalman filtresi, hataların belirlenebilmesi, izolasyonu ve yok edilebilmesi için de fazla cihazların yönetimi incelenmiştir. RAPIN cihazının C160 ANA/FRA TRANSALL uçağında yapılan denemeleri ve bu denemelerde elde edilen sonuçlar açıklanmıştır. Toplam yaklaşık 38 saatlik 18 uçuştan oluşan denemelerde GPS arızası esnasında LINS/GPS/TRN ana filtresi ile uçuş ve iniş işlemi incelenmiştir. GPS arızası ise GPS sinyallerinin yapay olarak bastırılmasıyla gerçekleştirilmiştir [6].

İtalyan Hava Kuvvetleri Araştırma ve Uçuş Test Bölümü 'nde gerçekleştirilen bir çalışmada ise, uçuşun çeşitli bölümleri için gerekli olan doğruluk kriterlerinden bahsedilmiş, klasik olarak kullanılan optik ve optronik sistemlerine kısaca değinilmiştir. Çalışmada GPS ve Diferansiyel GPS mesafe ölçüm uygulamaları da anlatılmıştır. DGPS ile uçuş testi gerçekleştirilmesi amacıyla iki çeşit GPS alıcısı seçilmiş ve üç değişik test yapılmıştır. İlk test, bir havaalanının pistinin etrafında dolaşan elektrikli bir traktörde yerde yapılmış ve uçuş testlerinde kullanılacak diferansiyel teknikler incelenmiştir. İkinci test MB339-C uçağında, üçüncü test ise bir TORNADO uçağında yapılmıştır. Önceden belirlenen şartlarda, önceden belirlenmiş manevraların yapıldığı uçuş testlerinde manevralar esnasında uçakların gövdelerinin ve kanatlarının yol açtığı maskeleye ve sinyal kayıpları incelenmiştir. Yüksek dinamik uçuşlar esnasında ortaya çıkan sinyal kayıplarını ortadan kaldırmak için DGPS ile Ataletsel Seyrüsefer Sistemi 'nin Kalman Filtresi yardımıyla birleştirilmesi konusuna değinilmiştir.. Bu amaçla çeşitli birleştirme algoritmaları ve mimarileri incelenmiş, tartışılmış ve kıyaslanmıştır. Buna ek olarak DPGS/INS ataletsel konum referans sistemi açıklanmıştır. Çalışmada sonuç olarak konu ile ilgili gelecekte yapılabilecek araştırmalardan bahsedilmiştir [7].

İncelenen bu çalışmaların bazılarında üzerinde çalışılan algoritmalar açıklanmamış, bazılarında ise eksik en azından yetersiz açıklanmıştır. Sadece konu ile ilgili genel bilgiler ve genel şemalar verilmiştir. Ayrıntıya inilmediği ve sadece genel bilgiler verildiği için incelenen makalelerin uygulanmalarında bazı zorluklarla karşılaşılacağı düşünülmüştür.

1.3. Tezin Amacı ve Yaklaşımı

Günümüzde sivil ve askeri havacılık çok gelişmiş ve büyük bir süratle gelişmeye devam etmektedir. Sivil havacılıkta, gittikçe artan trafik yoğunluğu ve yeni geliştirilen uçakların sahip olduğu gelişmiş özellikler, askeri havacılıkta uçakların artan hızları ve kabiliyetleri, hava araçlarının konumlarının, hızlarının çok doğru bir şekilde belirlemesini gerektirmektedir. Daha doğru ve güvenilir seyrüsefer sistemlerine olan ihtiyaç da gün geçtikçe artmaktadır.

Bu konuda geliştirilen bir yaklaşım da, farklı özellikler ve avantajlara sahip iki gelişmiş sistemi optimal bir şekilde birleştirip, her iki sistemden de daha üstün özelliklere sahip olan ve her iki sistemin dezavantajlarını ortadan kaldıran bir sistem yaratmaktır. Bu yaklaşım Bölüm 1.1. 'de belirtildiği gibi konum belirleme sistemleri ile Dead Reckoning sistemlerinin birleştirilmesidir. Aşağıda bu yaklaşıma bazı örnekler verilmiştir:

1. Ataletsel Seyrüsefer Sistemi / Doppler,
2. Ataletsel Seyrüsefer Sistemi / DME,
3. Baro destekli Ataletsel Seyrüsefer Sistemi Dikey Kanalı.

Bu çalışmada Kalman filtresi kullanarak Ataletsel Seyrüsefer Sistemi 'nin GPS ile desteklenmesi ve böylece hem Ataletsel Seyrüsefer Sistemi 'nden hem de GPS 'den elde edilen sonuçlardan daha doğru sonuçların elde edilmesi amaçlanmıştır.

2. ATALETSEL SEYRÜSEFER SİSTEMİ

2.1. Giriş

Ataletsel Seyrüsefer bir aracın hareketinin ve konumunun belirli bir referans atalet çerçevesine göre bulunması için aracın kendi atalet reaksiyonlarının kullanmasıdır.

Bir Ataletsel Seyrüsefer Sistemi en basit anlamda, birbirine dik ivme ölçer ve jiroskop üçlülerinden oluşur. Ataletsel Seyrüsefer, cihazın monte edildiği aracın ivmesinin ölçülüp, hızı ve konumu verecek şekilde iki kere integre edilmesiyle gerçekleşir. Böylece dışarıdan herhangi bir sinyal veya bilgi almaya gerek duymadan, cihazın konumu belirli bir merkeze göre bağımsız olarak bulunabilir. İvme ölçerler, aracın ivmesinin büyüklüğünün belirli bir referans koordinat sistemine göre ölçülmesi için kullanılır. İvme vektörel bir büyüklüktür. Bu nedenle hem büyüklüğü hem de yönü vardır. İvmenin yönünün belirlenmesi için jiroskoplar kullanılır. Jiroskoplar; ivme ölçerleri atalet uzayı olarak bilinen belirli bir koordinat sisteminde tutmak için kullanılır. Jiroskopların bilezik yapılarının çeşitli üyeleri arasında oluşan bilezik açıları, aracın açısal durumunu veren Euler açılarını verir. Böylece bir Ataletsel Seyrüsefer Sistemi hem durum hem de ileri doğru hareket bilgisi verir [8].

Ataletsel Seyrüsefer Sistemi 'nin üç temel fonksiyonu vardır: Algılama, hesaplama - ve çıkış. İvme ölçerler ve jiroskoplar algılama fonksiyonunu gerçekleştirirler. İvme ölçerler ve jiroskoplardan alınan ivme ve açısal hız bilgileri bilgisayara gönderilir. Bilgisayar bu verileri kullanarak hız, konum, durum, durum oranı, doğrultu, irtifa, varış noktasına olan menzil ve kerteriz bilgilerini hesaplar. Eğer hava veri sisteminden gerçek hava hızı (V_{TAS}) sağlanırsa, Ataletsel Seyrüsefer Sistemi rüzgarın hızını, yönünü ve sürüklemeye (drift) açısını da hesaplayabilir. Çıkış yapma fonksiyonu ise, uygun verileri görevin özelliğine göre uçuş kontrol sistemine, ateşleme kontrol sistemine, keşif sensörlerine veya kontrol görüntü birimine (Control Display Unit - CDU) göndermektedir [9].

İki çeşit Ataletsel Seyrüsefer Sistemi vardır: Jirokararlaştırılmış ve strapdown (Analitik). Jirokararlaştırılmış sistemlerde ivme ölçerler ve jiroskoplar aracın dönüşlerine, "manevralarına" yani uçağın açısal hareketlerine karşı izole edilir. Böylece Ataletsel Seyrüsefer Sistemi 'ni oluşturan cihazlar, dünyaya veya atalet uzayına göre belirli bir oryantasyonda sabit olarak kalırlar. Bu durum hız ve konum hesaplamalarını büyük oranda basitleştirir ve jiroskoplara olan gereksinimi büyük ölçüde azaltır; çünkü aksi halde jiroskoplar çok büyük dönüş oranlarını ölçmek zorunda kalırlar. 1970 'lerin sonu ve 1980'lerin başında yüksek dinamik aralığa sahip jiroskopların ve küçük, daha güçlü dijital bilgisayarların geliştirilmesiyle "Strapdown" sistemi gerçekleştirilebildi. Strapdown sisteminde jiroskoplar ve ivme ölçerler direkt olarak aracın üzerine monte edilişirler. Jiroskoplar aracın tüm dönüşünü ölçer ve ivme ölçerlerin ani oryantasyonunu izlerler. Böylece ivme bilgileri hız ve konuma düzgün olarak integre edilirler. Ancak Strapdown sistemlerde integrasyon işlemi için ivme ölçümünün, araç koordinat ekseninden seyrüsefer eksenine dönüştürülmesi gerekmektedir [1,9].

Ataletsel Seyrüsefer Sistemi çalıştırıldığında, ayarlanması gerekir. Böylece bilgisayar aracın konum ve yer hızı bilgilerine sahip olur. Platform da (analitik veya jirokararlaştırılmış) dünyaya göre, ilk oryantasyona sahip olur. Platform, genelde iki ivme ölçerin giriş eksenleri yatayda ve bir ivme ölçer de kuzeyi gösterecek şekilde ayarlanır [1].

Diğer seyrüsefer sistemleri ile kıyaslandığında Ataletsel Seyrüsefer Sistemi birçok avantaja sahiptir [1] :

1. Konum ve hız bilgileri ani ve sürekli. Yüksek veri oranı ve band genişliği kolaylıkla sağlanır.
2. Cihaz kendi kendine yeterlidir çünkü aracın kendi ivme ve açısal değişim ölçümleri üzerine kurulmuştur. Sistem radyasyon yaymaz ve karıştırılmaz.
3. Seyrüsefer bilgisi (azimut dahil) tüm enlemlerde (kutup bölgeleri de dahil), tüm hava şartlarında yer istasyonlarına gerek olmadan temin edilebilir.
4. Konum, yer hızı, azimut ve düşey bilgilerini sağlar.

Ataletsel Seyrüsefer Sistemi 'nin sahip olduğu dezavantajlar şöyle sıralanabilir [1]:

1. Konum ve hız bilgileri zamanla bozulur. Araç hareket etse de dursa da bu geçerlidir.
2. Pahalı bir araçtır.

3. Baştan ayarlamak gerekir. Ortalama enlemlerde durmakta olan araçlar için ayarlama yapmak kolaydır. Ama 75° 'den yüksek enlemlerde ve hareketli araçlarda ayarlama yapmak zordur.
4. Seyrüsefer bilgisinin doğruluğu aracın manevralarına bağlıdır.

İlme ölçerlerin ve jiroskopların karakteristiklerinden ötürü cihazın konum ve hız bilgileri zamanla bozulur. Sistemin hataları zamanla yavaş yavaş büyür ve bu hatalar sınırsızdır. Tipik bir Ataletsel Seyrüsefer Sistemi 'nde 1 saatte yaklaşık 1.8 kilometrelik hata oluşmaktadır. Buna göre eğer düzeltilmezse Ataletsel Seyrüsefer Sistemi 'nin hatası zamanla çok büyüyecek ve sağladığı bilgiler artık güvenilir olmaktan çıkacaktır. Bu nedenle, Ataletsel Seyrüsefer Sistemi 'nin diğer seyrüsefer sistemleri ile desteklenerek hatalarının sınırlandırılması veya snmlendirilmesi gerekmektedir [8].

Bazı yardımcı seyrüsefer sistemleri –dış bilgi kaynakları- şunlardır [8]:

Konum bilgileri veren sistemler :

1. Radar (gövde üzerinde veya yerde)
2. Radyo Seyrüsefer Sistemleri (TACAN, LORAN, OMEGA, VOR/DME)
3. Küresel Konumlama Sistemi (Global Positioning System)
4. Pozisyon Belirleme (Yıldızları veya yeryüzü üzerindeki işaretleri gözlemleme)
5. Radyometrik Bölge Korelasyonu (Bir bölgenin radyometrik "resminin", kayıtlı bir harita ile karşılaştırılması)
6. Lazer mesafe lm

Hız bilgileri veren sistemler :

1. Doppler Radarı
2. Hava veri sisteminden hava hızı (Indicated Air Speed)

Durum bilgileri veren sistemler :

1. Barometrik Altimetre
2. Radar Altimetre
3. Lazer Altimetre

Ataletsel seyrüsefer sistemlerinde oluşan hataların bazı tipik nedenleri aşağıda listelenmiştir [1]:

1. Sıcaklık değişmeleri, ivme, manyetik alanlar ve titreşim nedeni ile oluşan jiroskop sũrũkleme hataları
2. Nonlineerlik ve asimetri içeren jiroskop ۆlek hataları
3. Sıcaklık değişmeleri veya titreşim girişleri nedeni ile ivme ۆler bias hataları. İvme ۆler rezonansları ve dinamik yanıt dikkate alınması gereken ۆnemli ۆzelliklerdir.
4. Nonlineerlik ve asimetri içeren ivme ۆler ۆlek hataları
5. Jiroskop ve ivme ۆler giriş eksenlerinin birbirine dik olmaması, şok altlıklarından titreşimin iletilmesi, cihaz performansını etkileyen termal gradyenler ve ayarlama gibi algılayıcı bloğu hataları
6. Yuvarlama, kesme ve algoritmalarındaki yaklaşım hataları. Hesaplamalardaki hataların yayılımının detaylı değerlendirmesi genelde bit-bit simũlasyon gerektirir.
7. İlk durum hataları (konum, hız, eğiklik ve azimut) zamanla yayıldıklarından dikkate alınmalıdır.

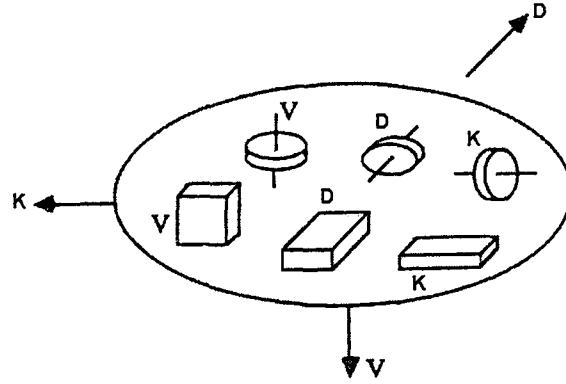
2.2. Jirokararlaştırılmış (Gimballed) Ataletsel Seyrũsefer Sistemi

Daha ۆnce bahsedildiği gibi, Euler açılarının istenen doğrulukta bulunması için iki çeşit ataletsel mekanizma vardır. Bu mekanizmalardan biri jirokararlaştırılmış platform yani kararlı platformdur. Bu tip platformlarda jiroskoplar ve ivme ۆlerler bir bilezik (gimbal) sisteminin içersindeki bir platforma monte edilirler. Jiroskoplardan alınan açısal değişim ۆlũmleri geri besleme olarak bilezik sũrũcũ sistemine gۆnderilir. Bu sistem bilezikleri dۆndũrũr ve jiroskopların algıladığı açısal hareketi sıfırlar. Bۆylece kararlı eleman ۆzerindeki ivme ۆlerler ve jiroskoplar aracın hareketinden izole edilmiş ve ataletsel olarak kararlı hale getirilmiş olurlar. Bu sayede kararlı eleman fiziksel olarak ataletsel referans erevesi haline gelir.

Kararlı elemanların amacı aşağıda belirtilmiştir [1]:

1. İvme ۆlerleri, aracın açısal hareketlerine rağmen, dũnyaya veya atalet uzayına gۆre belirli bir koordinat çerçevesinde yۆnlendirmek.
2. Her bir bilezik açısını ayrı ayrı ۆlerek, aracın durumunun uygun bir şekilde okunmasını ve bۆylece uygun Euler açılarını elde etmek.
3. İvme ۆlerleri ve kararlılığı sağlayan jiroskopları, hatalı çalışmaya yol açabilecek olan, aracın bۆyũk açısal hareketlerine karşı korumak.
4. Cihazları titreşim, sıcaklık ve manyetik çevrelere karşı korumak.

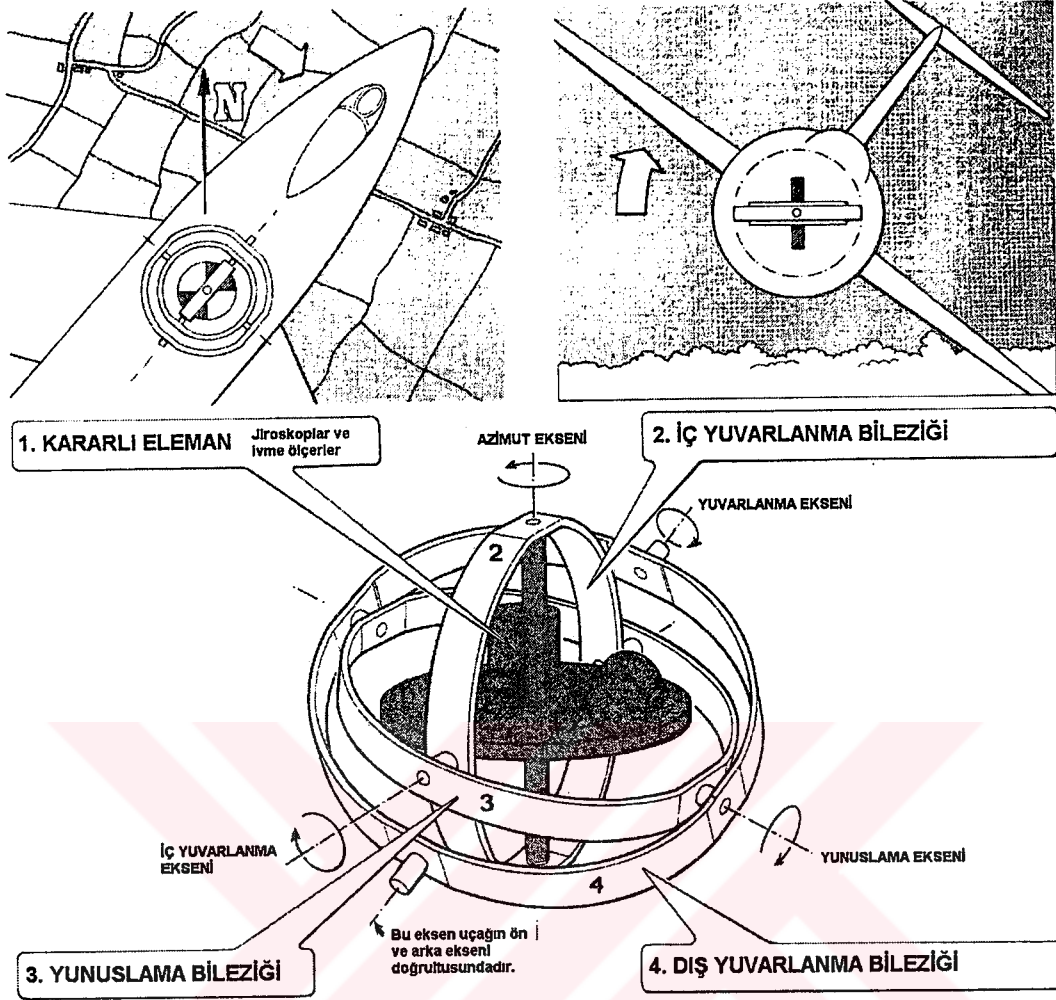
Kararlı elemanlarda kullanılan ataletsel algılayıcılar jiroskoplar ve ivme ölçerlerdir. Tek serbestlik dereceli jiroskoplar kullanılıyorsa, kuzey (K), doğu (D) ve dik koordinatlar (V) için birbirine dik üç adet jiroskop gerekmektedir. İki serbestlik dereceli jiroskoplar kullanılıyorsa, iki adet jiroskoba gerek vardır. Şekil 2.1'de üç ekseninde açısal hızın ve ivmenin ölçülebilmesi için üçer adet jiroskop ve ivme ölçer yerleştirilmiştir [9].



Şekil 2.1. : Kararlı eleman üzerindeki ataletsel algılayıcılar : Üç jiroskop, üç ivme ölçer [9]

Tipik bir kararlı eleman Şekil 2.2. 'de gösterilmektedir. Tam manevra kabiliyeti sağlayabilmek için dört adet bilezik şarttır. Bu, özellikle dik veya neredeyse dik durumlarda ve aracın takla hareketi yaptığı manevralarda geçerlidir. Dördüncü bilezik, uçağın yuvarlanma ekseninin platform azimut eksenine yaklaşıp üst üste gelme durumunda oluşan "bilezik kilitlemesi" 'ni önler. Bilezik kilitlemesinde, en iç ve en dış üst üste gelirler ve platformu bir serbestlik derecesinden yoksun bırakırlar. Tüm bu durumlar için çalışma, sadece dört bilezikli konfigürasyon ile mümkündür. Dördüncü bilezik olmazsa, en küçük bir sapma hareketi bile platformun aksamasına yol açar; çünkü platformun herhangi bir serbestlik derecesi yoktur. Şekil 2.2. 'deki platformu kararlı hale getirmek için 3 adet tek serbestlik dereceli ya da 2 adet iki serbestlik dereceli jiroskop kullanılır. Şekil 2.2. 'de iki adet iki serbestlik dereceli jiroskop görülmektedir [10].

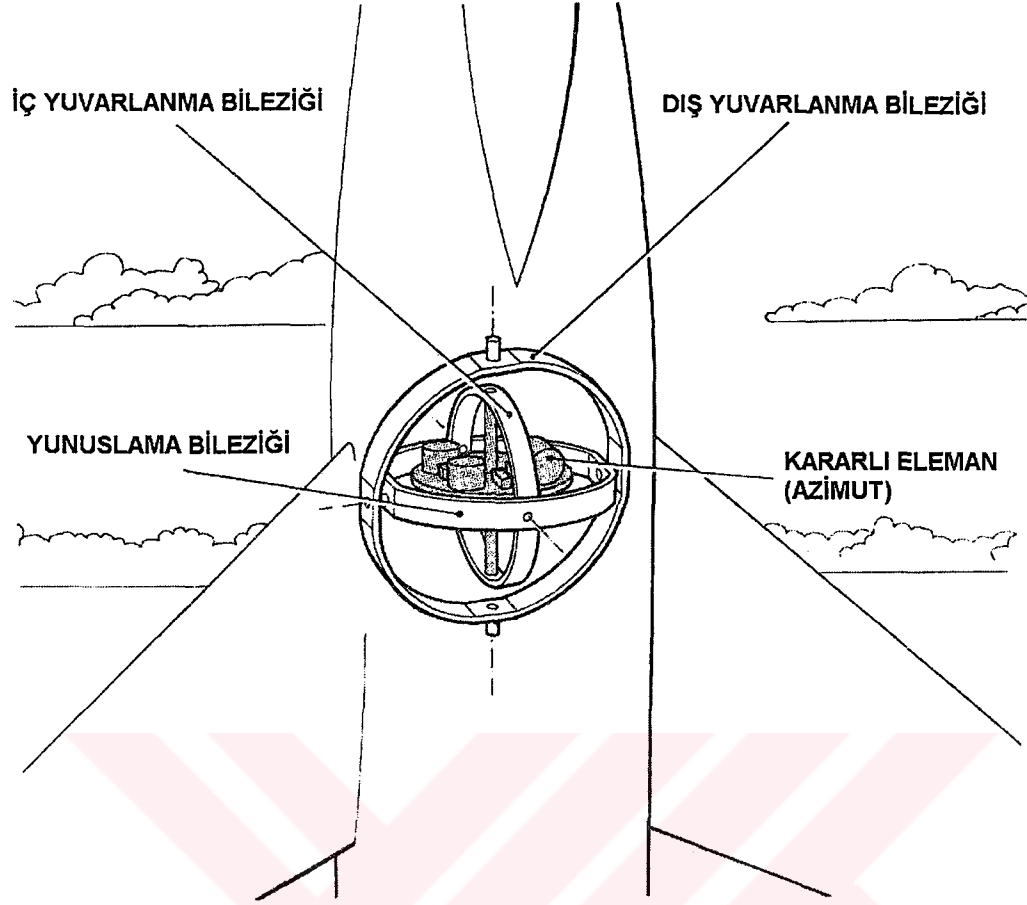
Dik jiroskop, spin eksenini genelde yerel dike göre ayarlanan platformun azimut eksenine dik olacak şekilde platforma monte edilir. Buna göre jiroskobun giriş eksenleri yatay ekseninde olur. Böylece jiroskop platformun yatayda olan açısal hareketlerini algılar. Dik jiroskoptan alınan çıkış açı sinyalleri, yunuslama ve iç yuvarlanma bilezik servolarını kontrol etmek için kullanılır. Bu bilezik servoları servo hata sinyallerini sıfıra yakın tutar ve platform uçağın manevralarından bağımsız olarak yatayda kalır [8].



Şekil 2.2. : Kararlı Platform [10]

Azimut jiroskop, spin eksenini dik jiroskobun spin eksenine dik olacak -yani yatay ekseninde olacak- şekilde monte edilir. Girişlerden biri, azimut eksenine paralel olacak şekilde ayarlanır. Böylece azimut eksenindeki açısal hareketleri algılar. Jiroskoptan alınan azimut çıkış sinyali, sinyali sıfır civarında tutan azimut servosunu kontrol etmek için kullanılır. Diğer giriş ise dik jiroskobun giriş eksenlerine göre 45° 'lik açıdadır. Bu jiroskop böylece, dik jiroskobun her bir giriş ekseninin bir bileşenini ölçer ve dik jiroskopta normal dışı bir olayla karşılaşıldığında bunu belirler [8].

Dış yuvarlanma bilezik servo motoru, iç yuvarlanma eksenini ve yunuslama eksenini arasındaki diklikten olan sapmayı ölçen iç yuvarlanma eksenindeki açısal konum ölçümlerini kullanır. Tüm durumlarda, azimut eksenini yunuslama eksenine dik tutmak için ve uçak dik durumdayken bilezik kilitlenmesini önlemek için dış yuvarlanma servo döngüsü ölçüm sinyalini sıfırda tutar. Dördüncü bileziğin çalışması şekil 2.3 'de gösterilmiştir [8].

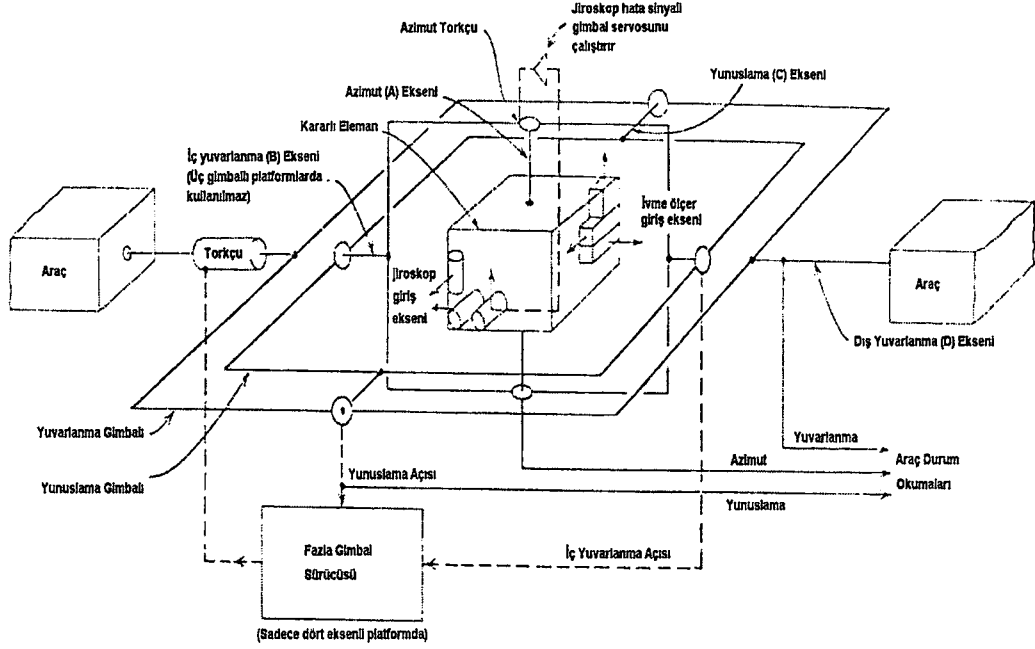


Şekil 2.3. : Dördüncü platformun çalışması [10]

Şekil 2.4 'de dört bilezikli bir platform gösterilmiştir. İçteki üç bilezik üç bilezikli bir platformunkilerle aynıdır. Normal uçuşta B açısı sıfıra servolanır. A, C, ve D serbestlik dereceleri. Uçak dike yakın durumlarda ($C \approx 90^\circ$), $A=0^\circ$ ve B, C ve D serbestlik dereceleri [1].

Kararlı Platform, dizayn açısından aşağıdaki üç fonksiyonu da gerçekleştirir [1]:

1. *Titreşim Kontrolü* : Bilezik yapısı titreşimi azaltmalıdır (dışarıdan ve dönen jiroskoplardan ve diğer bilezik-monteli bileşenlerden gelerek kendinden uygulanan). Jiroskopların ve ivme ölçerlerin tehlikesiz bir ortamda çalışmasına izin vermelidir. Bilezikler aşırı rezonanslar ve bilezik açılarının güçlü fonksiyonu olan titreşim karakteristikleri göstermemelidir. İnce tabakalı malzemeden yapılmış, iyi boyutsal kararlılığa sahip ve rezonans tepelerini sönmüleyecek bileziklerin yapılması için çalışılmıştır. Bileziğin azaltma karakteristiğini desteklemek için şok altlıklarına ihtiyaç vardır.



Şekil 2.4 : Dört bilezikli bir kararlı eleman [1]

2. **Sıcaklık Kontrolü** : Tam doğruluğun sağlanabilmesi için çoğu mekanik jiroskop ve ivme ölçerin istenen çalışma sıcaklığı (ve sıcaklık gradyeni) civarında tutulması gerekir. Sonuç olarak, bilezik sistemi ve barınağı, ısıyı jiroskoplardan, ivme ölçerlerden, motorlardan ve bileziğe monteli elektronik sistemlerden alacak uygun bir iletim ve konveksiyon (genelde soğutma havası kullanarak) sağlayabilmelidir.
3. **Magnetik Alan Kontrolü** : Jiroskoplar ve ivme ölçerler genelde manyetik alanlara karşı hassastır. Etkilenebilecek her eleman ayrı ayrı korunur. Ancak dışarıdan (kablolar, radarlar) ve içeriden (direkt olarak çalıştırılan bilezik tork motorları) kaynaklanabilecek büyük manyetik alanların cihazları etkilemesi önlenmelidir.

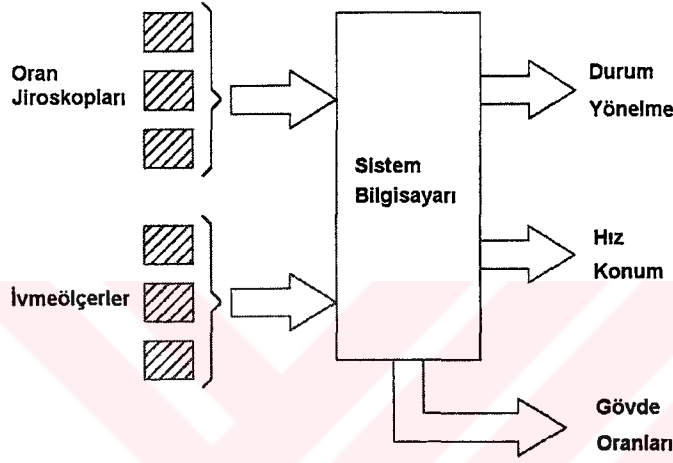
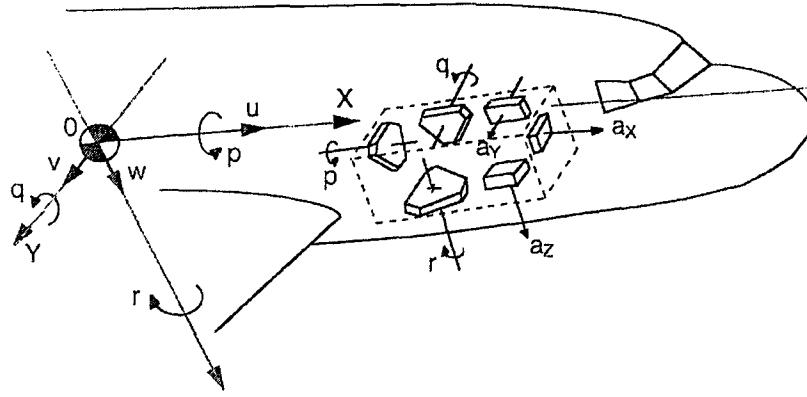
2.3. Strapdown (Analitik) Ataletsel Seyrüsefer Sistemi

Strapdown Ataletsel Seyrüsefer Sistemi 'nde, jiroskoplar ve ivme ölçerler algılayıcı gövdesine rijit olarak monte edilirler. Gövde ise bu grup şok altlığı üzerinde araca monte edilir. Jiroskoplar monte edildiği aracın dönüşlerini izler ve aracın açısıl durumunu hesaplayan bir algoritmayı çalıştırır. İvme ölçerin çıkışları, hesaplanan dönüşüm matrisleri ile seyrüsefer eksenine dönüştürülür. Bu da bizi, jirokararlaştırılmış sistemdeki kararlı eleman eksenlerine analogik olarak benzeyen, hesaplanmış bir takım kararlı eksen olan analitik platforma ulaştırır. Dönüştürülmüş ivme bilgileri analitik platform koordinat sisteminde hıza integre edilirler. Strapdown sistemlerde jiroskoplar, jirokararlaştırılmış sistemde olduğu gibi sıfırlayıcı

algılayıcılar olarak hareket etmezler. Aksine aracın açısal hızını algırlarlar. Çoğu uygulamada çok yüksek dinamik aralık (0.005 °/saat – 400 °/saniye ya da daha fazla) gerekmektedir. Bunlara ek olarak sistemin açısal durumunun hesaplanması ve ivmelerin dönüştürülmesi karmaşık hesaplamalar gerektirmektedir. Strapdown seyrüsefer sistemi optik jiroskopların ve çok hızlı dijital bilgisayarların geliştirilmesi ile mümkün olabilmektedir. 1980 'lerin ortalarından beri seyrüsefer performansı en iyi jirokararlaştırılmış sistemlerininki ile benzer olmuştur. Strapdown üniteler arttırılmış band genişliği, azaltılmış mekanik karmaşıklık, geniş sıcaklık aralığında çalışma ve geliştirilmiş güvenilirlik gibi ek avantajlar getirir. Şekil 2.5. 'de bir strapdown ataletsel seyrüsefer sistemi görülmektedir. Böyle bir mekanizma, kararlı platformun karmaşık mekanizmasını ortadan kaldırmaktadır. Bilezikler, bilezik rulmanları, kayma halkaları, bilezik servo motorları, senkrolar vb. tamamen elimine edilmektedir. Analitik sistemin maliyeti azdır, güvenilirliği ise daha fazladır. Sistemin ağırlığı ve hacmi, kararlı platforma göre daha azdır ve daha az güç tüketmektedir. Tablo 2.1. strapdown ataletsel seyrüsefer sisteminin tipik karakteristiklerini göstermektedir. Strapdown seyrüsefer sistemlerin hata yayılması jirokararlaştırılmış sistemlerin hata yayılmaları ile aynı yasaları takip eder. Strapdown sistemlerinde hatalar daha çok aracın yörüngesine bağlıdır çünkü uçak manevra yaptıkça sistemin açısal durumu da değişir [1,10].

Tablo 2.1. Tipik bir ataletsel seyrüsefer sisteminin özellikleri (1996) [1]

Parametre	Değer
Seyrüsefer Doğruluğu	0,8 denizmili/saat (1,4816 km/saat)
Hız Doğruluğu	2,5 ft/s (0,762 m/s) (RMS)
Yunuslama ve Yuvarlanma Doğruluğu	0,005 ° (RMS)
Azimet Doğruluğu	0,005 ° (RMS)
Ayarlama Zamanı	3-8 dakika
Jiro-pusula	30-90 saniye
Saklı Yönelme	500-1000 inç ³ (8195-16390 cm ³)
Boyutlar	20-30 lb (8,712-13,068 kg)
Ağırlık	30-150 w
Güç	30 g
İvme Ölçer Kabiliyeti	400 °/s
Açısal Hız Kabiliyeti	3500 saat
Savaş Uçağı Çevresinde	
Arızalar Arasında Geçen Süre	



Şekil 2.5. : Strapdown ataletsel seyrüsefer sistemi (Analitik Platform) [10]

Strapdown sistemlerinde yapılan hesaplamaların amaçları şöyle sıralanabilir:

1. Jiroskobun ölçümlerini kullanarak seyrüsefer koordinatlarına göre aracın durumunun hesaplanması
2. İvme ölçerin ölçümlerinin araç eksenlerinden seyrüsefer koordinatlarına dönüştürülmesi
3. Dead-Reckoning hesaplamalarının gerçekleştirilmesi

2.3.1. Sistemin Kalibrasyonu

Sistemlerin kalibrasyonu fabrikada yapılmalı ve en iyi performans için uçuş esnasında kompanse edilmelidir. Fabrikada sistemler oran masalarının üzerine monte edilir ve çeşitli hata kaynaklarını ortaya çıkartmak için özel hareketler yaptırılır. Örneğin belirli bir eksen etrafında yaptırılan dönme hareketi jiroskop ölçek faktörü (scale factor) ve ayarlama hatalarını ortaya çıkarır. İvme ölçeri yer çekiminde eğmek ivme ölçek faktörü ve ayarlama hatalarını ortaya çıkarır. Kalibrasyon adımları

cihaz parametrelerinin termal modellerinin çıkarılması için geniş bir sıcaklık aralığında tekrar edilir.

Optik jiroskoplar, mükemmel uzun dönemli kararlılık gösterdiğinden ve uçuş içi Kalman Filtreleri çalışma esnasında cihazları tekrar kalibre ettiğinden çoğu strapdown sistemi için tekrar kalibrasyona ihtiyaç duyulmaz. Aşağıdaki parametrelerin sıcaklığın bir fonksiyonu olarak fabrikada eğrileri çizilir ve model katsayıları kalıcı kalibrasyon hafızasında saklanır:

Jiroskop bias

Jiroskop ölçek faktörü

Jiroskop yanlış ayarlama

İvme ölçer bias

İvme ölçer ölçek faktörü

İvme ölçer yanlış ayarlama

Mekanik jiroskoplarda kütlelerin dengesizliği de kalibre edilir.

Uçuşta strapdown algılayıcılar fabrikada depolanan modellere dayanarak, ölçülen sıcaklığa göre kompanse edilirler. Bağımsız bir hız veya konum bilgi kaynağı (GPS, Doppler radarı vb.) varsa, seyrüsefer filtresi kalıcı cihaz hatalarını hesaplayabilir. Kalman filtresi jiroskop ve ivme ölçer biaslarını uçuşta düzeltir. Daha karmaşık Kalman filtreleri ölçek hatalarını ve yanlış ayarlama durumlarını da düzeltebilir [1].

2.3.2. Strapdown Ataletsel Seyrüsefer Sisteminin Hata Modeli ve Analizi

Strapdown ataletsel seyrüsefer sisteminin hata kaynakları aşağıdaki iki kategoride gruplanabilir:

Cihaz hataları :

- 1) Strapdown sistemlerde kalibrasyon sınırlamaları vardır, çünkü ataletsel algılayıcılar araca rijit olarak bağlanırlar. Böylece dünyanın yerçekiminden veya durmakta olan araçlar için açısız hız vektörlerinden bilinen girişler almak için cihazlar farklı açılarda ayarlanamaz.
- 2) a. Tek serbestlik dereceli jiroskoplarda, jiroskop spin ve giriş eksenlerinden titreşim gibi bir ivmeyi tesadüfen ne zaman algılasa anisoinertia sürüklenme adı verilen bir sürüklenme (drift) oluşacaktır. Böyle bir hata kaynağını yok etmek karmaşık işlemler gerektirir. Buna göre sistem dizayn mühendisi, bir strapdown sistem için jiroskop seçerken araç çevresi, algılayıcı dizaynı ve

seyrüsefer sistemi performansı arasındaki karşılıklı etkileşimi bilmelidir.

b. Jiroskop-tork ölçek faktörü hatası, özellikle asimetrik ölçek faktörü, titreşimli ortamlarda hatalar yaratır.

c. Çıkış eksenini dönme hatası, strapdown jiroskobun çıkış eksenini boyunca açısal ivmeyle orantılı bir sürüklenme hatasına neden olur. Bu hata kaynağı genelde jiroskopların araca nasıl monte edileceğini belirler; örneğin jiroskopların çıkış eksenleri bir uçak uygulamasında sapma ve/veya yunuslama eksenleri doğrultusunda yerleştirilebilir.

- 3) Yataylama (leveling) bilgisi için ivme ölçerleri kullanarak dönüşüm matrisini başlangıç durumuna getirme ile oluşan ayarlama hataları; eğilme hatalarına yol açabilir. Bu da seyrüsefer hatalarına neden olabilir.
- 4) Dışarıdan konum ve hız desteği alan strapdown seyrüsefer sistemlerinde, ivme ölçer biasları uçuşta kalibre edilebilir, çünkü strapdown sistemler gözlenebilir hatalar üretmektedir ama bu durum jirokararlaştırılmış sistemlerde geçerli değildir.

Hesaplama Hataları : Strapdown sistemlerdeki hesaplama ile ilgili hatalar gövde ekseninde ölçülen belirli kuvvetlerin hesaplama çerçevesine yanlış dönüştürülmesinden kaynaklanmaktadır. Yanlış dönüşüm matrisine neden olan faktörler: Dönüşüm matrisini oluşturan algoritma, dönüşümün gerçekleştiği hız, kullanılan bilgisayarın kelime uzunluğu nedeni ile yuvarlamalar ve integrasyondan kaynaklanan kesmedir [9].

İvme vektörü, ölçülüp kararlı eksenlere sürekli olarak dönüştürülüp hıza integre edilebilseydi, herhangi bir hata oluşmazdı. Ama ivme ölçerler ivmeleri gövde referans çerçevesinde belirli zaman aralıklarında integre ederler. Bu da bazı yaklaşımları gerektirir. Sculling adı verilen birleşmiş dönmenin ve ivmenin varlığında, yaklaşımlar sculling hataları adı verilen hatalara yol açabilir. Büyük sculling hatalarından sakınmak için hız dönüşümünü, beklenen titreşim frekansından en az 4 kat hızlı yapmak gerekir. Yüksek iterasyon hızlı sculling algoritması da kullanılabilir.

Üç ivme ölçeri de aynı yere koymak mümkün değildir. Sonuç olarak herbir ivme ölçer ivmeyi uzayda farklı bir noktada algılar (Tipik mesafeler birkaç santimetre mertebesinde). Açısal hareketin varlığında, herbir ivme ölçer merkezkaç ve/veya teğet ivme algılayacaktır. Üçlü ivme ölçer takımının çıkışları farklı fiziksel konumları nedeni ile tutarlı olmayacaktır. Sonuç, boyut-etkisi hatasıdır. Boyut-etki hatası ivme ölçer merkezleri arasındaki mesafe ile ve açısal hızın karesi ile orantılıdır. Boyut-etkisi jirokararlaştırılmış sistemlerde oluşmaz; çünkü ivme ölçerler açısal

hareketlerden izole edilmiştir. 1980 'lerin sonlarında ve 1990 'ların başlarında strapdown seyrüsefer sisteminin hataları ile ilgili olarak birçok uçuş testi gerçekleştirilmiştir. 1991 ve 1992 yıllarında Springfield, IL 'de Amerika Hava Kuvvetleri tarafından gerçekleştirilen 4097 uçuş testinin sonucunda Amerikan Hava Kuvvetleri şartnamelerine uygun bir RLG strapdown sistemindeki hata 0.54 km/saat CEP 'den (0.3 denizmili/saat CEP) daha düşük olarak bulunmuştur. Bu sistemlerde arızalar arasında geçen süre askeri koşullarda 4000 saat yaklaşmaktadır [1].

2.4. Jirokararlaştırılmış ve Strapdown Sistemlerin Kıyaslaması

2.4.1. Özelliklerin Kıyaslanması

Strapdown sistem ile jirokararlaştırılmış sistem arasındaki ana fark jiroskop ve ivme ölçer gruplarının çalışmak zorunda olduğu çevredir. Kararlı platform hareketleri tehlikesizdir ve bu tip çevrede çalışmak için dizayn edilmiş araçlar en büyük doğruluğu sağlarlar. Strapdown sistemdeki ataletsel bileşenler araçla birlikte hareket eder ve daha sağlam olmak ve daha büyük bir açısal aralığa sahip olmak için dizayn edilmişlerdir. Karmaşık ve büyük bilezik sisteminin olmaması yüzünden strapdown sistemi mekanik olarak daha basittir. Bu büyük mekanik basitlik artan hesaplama yükü ile değiştirilmiştir [11].

Jirokararlaştırılmış sistemin doğruluğu, strapdown sisteminin doğruluğuna göre daha yüksektir. Ayrıca Jirokararlaştırılmış sisteminin kalibrasyonu daha kolaydır. Bütün bunlara ek olarak daha az hesaplama gerektirmekte ve jiroskoba olan ihtiyaç da strapdown sisteme kıyasla daha azdır. Diğer taraftan senkro sinyallerin A/D dönüşümünün ve elektromekanik bileşenlerin kaldırılması nedeniyle strapdown sistemi jirokararlaştırılmış sistemden daha küçük ve daha güvenilirdir. Strapdown sisteminden alınan özellikle durum ve yönelme verileri daha doğrudur. Gövde eksenlerine göre açısal hızların bulunabilmesi nedeniyle strapdown ataletsel seyrüsefer sistemi uçuş kontrol algılayıcısı olarak daha uygundur [9].

2.4.2. Seyrüsefer Hatalarının Kıyaslanması

Kalibrasyon kısıtlamaları, algılayıcı hataları, hesaplama hataları ve yayılma etkisi nedeni ile jirokararlaştırılmış ve strapdown sistemlerin seyrüsefer performansları arasında ciddi farklar vardır. Strapdown sistemlerin rijit olarak bağlanmış algılayıcıları istendiği gibi yönlendirilemediği için dünyanın yerçekiminden veya

duran bir araç için açısal hız vektöründen bilinen girişler sağlanamaz ve kalibrasyon kısıtlamaları olur. Tersine bilezik sistemleri öyle ayarlanabilir ki, farklı açısal yönelmelerdeki ataletsel bileşen çıkışları, yerçekiminin veya dünya hızının bilinen girişleri ile kıyaslanabilir. Böylece algılayıcı hataları, hata kaynaklarını ortaya çıkaran bir seri test konumunda kalibre edilebilir. Jirokararlaştırılmış sistemlere göre çok az strapdown sistem kalibre edilebildiği için sistemi dizayn eden mühendis; kalibrasyon için cihazların araçtan sökülmeleri arasında geçen süre zarfında, cihazların kararlılığına güvenmelidir. Strapdown sistemlerde, kalibre edilemeyen hatalar sistem sefere başladığı zaman seyrüsefer hataları olarak yayılmaya başlar. Aracın hareketinden kaynaklanan algılayıcı hatalarının kalibrasyonu strapdown sistemlerinde çok daha zordur. Seyrüsefer sisteminde kullanılacak ataletsel algılayıcıların dinamik yanıt karakteristikleri çok iyi anlaşılmalı ve seyrüsefer performansındaki kısıtlamalar sistem dizaynının başlarında değerlendirilmelidir.

Algılayıcıların neden olduğu seyrüsefer hataları strapdown sistemlerde farklı yayılır. Jirokararlaştırılmış sistemlerde kendi kendine ayarlama, ivme ölçer çıkışları kararlı elemanı yatay konuma getirmek için kullanılır. Kararlı elemanın hatalı yatay hale getirilmesi, ya da yatay hale getirilmemesi en başta ivme ölçer biası nedeniyledir. Sistem, sefer başladığında platform eğilme hatası, ivme ölçer bias hatasını tamamen götürür. Strapdown sisteminde, kendi kendine ayarlama yatay bilgisi için ivme ölçeri kullanarak dönüşüm matrisine başlangıç değerlerinin atanması ile olur ve aynı tip eğilme hatası gerçekleşir. Sistem seyrüsefere başladığında ve aracın yönelmesi değiştiğinde, ataletsel algılayıcıların yönelmesi ayarlama (seyrüsefer) eksenlerine göre değişir ve sonuç olarak adım ivme hatası oluşur. Yönelme 90° değişirse hatanın değeri ivme ölçer biasının değeri olur. Hız ve konum hataları hem ivme ölçer biasından ve ayarlama esnasında biasın meydana getirdiği ilk eğilme hatasından kaynaklanır [9].

3. KÜRESEL KONUMLAMA SİSTEMİ

Küresel konumlama sistemi, yörüngedeki uydulardan yayılan radyo sinyalleri yardımıyla kullanıcının konumunu belirleyen bir radyo seyrüsefer sistemidir. Küresel konumlama sistemi ile diğer radyo seyrüsefer sistemleri (LORAN ve OMEGA gibi) arasındaki temel fark yerde konuşlanmış vericilerden gelen yayın geometrisi ile kıyaslandığında uzaydaki vericiler yani uydulardır. Yörüngedeki uyduların yayınladığı sinyaller dünya üzerinde geniş bölgeleri kaplar [10].

Bu sistem mesafe ya da mesafedeki değişim hızı ölçümlerini sağlar. Başlangıç koşulları verildiğinde dinamik bir ortamda ani ve sürekli seyrüsefer çözümü verir. Uydu seyrüsefer sisteminin avantajı, doğruluğunun çok yüksek olması ve tüm hava koşullarında dünya çapında kullanılabilmesidir. En büyük dezavantajı ise, bilerek veya bilmeyerek yapılabilecek girişimlere karşı savunmasız olmasıdır. Sinyalin maskelendiği durumlarda veya uydunun görülemediği bölümlerde sistem geçici olarak kullanılamaz. Bazı kritik uygulamalarda dışarıdan yardım gerekebilir [1].

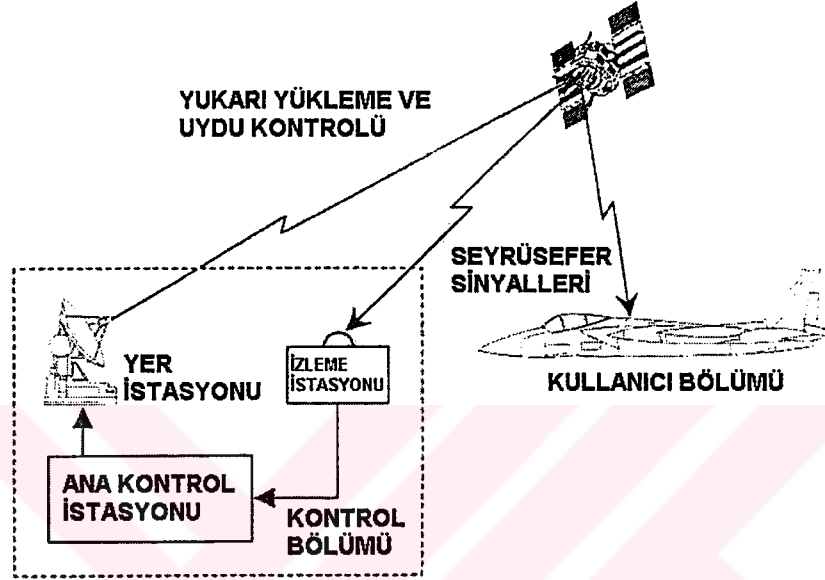
3.1. Sistemin Konfigürasyonu

Küresel konumlama sistemi üç bölümden oluşur (Şekil 3.1.):

1. Uzay Bölümü
2. Kontrol Bölümü
3. Kullanıcı Bölümü

Uzay bölümü, ekvatorundan itibaren 55° 'lik açıdaki 6 yörüngede dönmekte olan 24 tane Blok II uydudan oluşmaktadır. Uyduların yörüngeleri dünyadan yaklaşık olarak 20.000 km yüksekliktedir. Uydular yörüngelerinde dünyanın etrafındaki dönüşlerini yaklaşık olarak 12 saatte (tam olarak 11 saat, 57 dakika ve 57.27 saniye [2]) tamamlarlar. Her bir uydu kesin olarak zamanlanmış, ikili sistem pulslarıyla, o andaki yörüngesini belirten efemeris sabitlerini yayınlar. GPS uydu takımının çok doğru zaman ölçümü gerekleri nedeniyle uydulara çok kararlı ve doğru atom saatleri yerleştirilmiştir. Yörüngeye fırlatılan Blok II uydularında dört adet atom saati bulunmaktadır: iki tane Sezyum atom saati ve iki adet Rubidyum atom saati. Bu

saatler o kadar kararlı ve doğrudurlar ki her 160.000 yılda 1 saniye geri kalır veya ileri gider. Ancak gene de zamanlamanın kesinliğini sağlayabilmek için günde en az bir kere saat düzeltme faktörü yer istasyonlarından uydulara gönderilir. GPS uydularındaki Rubidyum atom saatleri yaklaşık 6,5-7 kilogram ağırlığındadır ve 40 wattlık güç tüketir. Doğruluğu biraz daha yüksek olan sezyum atom saatlerinin her biri ise yaklaşık 13-14 kilogram ağırlığındadır [12].



Şekil 3.1. : Uyduradyo seyrüsefer sistem konfigürasyonu [1]

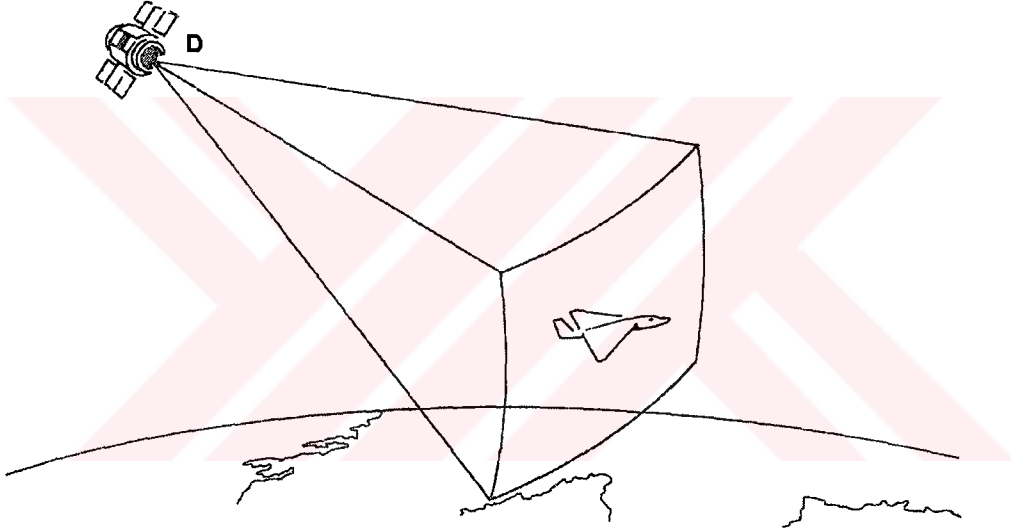
Kullanıcı bölümü ise yerde, havada veya gemilerdeki binlerce alıcıdan oluşur. GPS alıcıları dört veya daha fazla uydudan kesin olarak zamanlanmış sinyaller alırlar (Alıcının tipine göre ya eşzamanlı ya da sıralı olarak.). Ardından da alıcının bilgisayarı konumu bulmak için sonuçları işler [12].

Uydular kesin yörünge konumlarını ve kesin zamanlarını kalıcı olarak izleyebilselerdi, diğer bir donanıma ihtiyaç olmazdı. Uydular, zamanla konumlarını ve zamanı takip edemez hale gelirler. Bu nedenle bilgisayarla çalıştırılan bir kontrol bölümüne ihtiyaç vardır. Kontrol sistemi, gökyüzünde yol alırlarken GPS uydularını takip eden bir grup insansız izleme istasyonundan oluşur. Bu izleme bilgisi daha sonra uydunun yörünge bilgilerinin ve uydulardaki atom saatlerindeki oluşabilecek zaman hatalarının bulunmasında kullanılır. Sonuç olarak elde edilen düzeltmeler, antenlerle uydulara geri gönderilir. Bu düzeltmeler, -yeni efemeris koordinatları ve saat düzeltme faktörleri- dünyadaki kullanıcılara gönderilir [12]. Kontrol bölümü Amerika 'da Colorado Springs 'deki Ana Kontrol İstasyonu 'ndan ve dünyanın çeşitli

yerlerinde yerleştirilmiş beş adet insansız izleme istasyonundan oluşur. Kontrol bölümü Amerika Savunma Bakanlığı tarafından işletilmektedir [10].

3.2. GPS Sisteminin Prensipleri ve Sistemin Kullanılması

Yerde, denizde veya havadaki bir GPS alıcısı, üç boyutlu konumunu (boylam, enlem ve irtifa) belirlemek için dört veya daha fazla uydudan (eş zamanlı olarak veya sıralı olarak) sinyal alır. Alıcı, kendi saati bilgisini gelen sinyalden aldığı saat bilgisinden çıkartarak sinyalin seyahat süresini belirler. Bu süre daha sonra ışık hızı ile çarpılarak ilk uyduya olan mesafe D bulunur. Buna göre kullanıcının konumu yarıçapı D olan bir kürenin yüzeyindedir (Şekil 3.2.).



Şekil 3.2. GPS küresel mesafe [10]

Alıcılardaki saat, uydulardaki saatlerle kesin olarak senkronize edilebilseydi, bu tipteki üç mesafe ölçümü alıcının üç boyutlu koordinatlarının bulunmasına yeterli olurdu. Ancak çoğu alıcı zamanı ölçmek için ucuz kuartz kristal osilatörlerle donatılmıştır. Bu saatler, uydularda taşınan çok daha kararlı ve doğru atom saatleriyle senkronize değildirler. Sonuç olarak alıcı her bir uyduya olan sanki-mesafeyi (pseudo-range), hatalı mesafeyi ölçer. Bütün sanki-mesafe ölçümleri alıcının saatindeki aynı zaman hatası ile bozulur. Böylece saat farkı hatası (clock bias) (C_B) üç yerine dört uyduya olan sanki-mesafenin ölçülmesiyle matematiksel olarak ortadan kaldırılabilir ve kullanıcının üç boyutlu konumu bulunabilir. GPS sisteminin doğruluğunun sağlanabilmesi için saniyede milyarda bir mertebelerinde

doğruluğa sahip zaman ölçümlerinin yapılması gerekmektedir. Işık hızı 3×10^8 m/s olduğuna göre 10^{-9} saniyelik bir hata saniyede 0.3 metrelik bir konum hatasına dönüşür. Bu amaçla yörüngedeki uydularda çok kararlı ve doğru atom saatleri kullanılmaktadır [12].

Her bir GPS uydusu uygun cihazlara sahip kullanıcıların iyonosferik kırılma düzeltmesi yapabilmesi için L-Bandında iki frekansta [1575.42 (L1) ve 1227.6 (L2) MHz] sinyal yayınlar. Bu sinyaller ani mesafe ölçümü kabiliyeti sağlayan senkronize, her bir uyduya özgü, pseudo-random gürültü kodlarıyla modüle edilirler. Bu kodlar, kullanıcıya bilgi sağlaması amacıyla uydu konumu, saat ve diğer bilgilerle modüle edilirler. GPS iki adet konumlama hizmeti verir: Kesin Konumlama Hizmeti (Precise Positioning Service, PPS) ve Standart Konumlama Hizmeti (Standard Positioning Service, SPS). Yetkisiz kullanıcılar PPS 'den yararlanamaz ama dünyadaki her kullanıcı ücretsiz olarak SPS 'yi kullanabilir. Kripto anahtarına sahip olan kullanıcılar, PPS hizmetine erişebilmek için bu kripto anahtarını kullanabilirler. Bu kullanıcılar normal olarak askeri kullanıcılardır [1].

L1 tüm kullanıcılara açık olan ve kasıtlı olarak bozuntuya uğratılmış olan kaba/alım (coarse/acquisition) ya da C/A kodunu taşır. L1 buna ek olarak yetkili askeri kullanıcılar için şifrelenmiş (Y kodu) kesin (precision) veya P kodunu taşır. L2 'de kesin (precision) veya P kodunu taşır. L1 'deki C/A kodundaki bozuntunun düzeltilmesini sadece askeri GPS alıcılar yapabilir. L2 iyonosferik gecikmelerin düzeltilmesini de sağlar, çift frekans yayını bu düzeltmelerin yapılabilmesini sağlar [10].

Precise kodun şifrelenmesi GPS 'e Anti-Spoofing (A-S) özelliğini kazandırır. A-S 'nin asıl amacı yetkisiz kullanıcıların P kodunu kullanamaması değil, dost olmayan ülkelerin P kodunu kullanamamasıdır. Ama P kodu şifrelendiği için yetkisiz kullanıcılar da bunu kullanamazlar. L2 sinyali sadece P kodunu taşıdığı için sonuçta A-S, yetkisiz kullanıcıların iyonosferik kırılmaları için düzeltme yapabilme imkanını ortadan kaldırır. A-S, sadece L1 sinyalinde taşınan C/A kodunun kullanımını önlemez.

Kasıtlı olarak uygulanan bozuntu, dost olmayan kuvvetlerin doğru GPS ölçümlerine ulaşamaması için uygulanır. Buna selective availability (SA) denir. Bu konu Amerika Savunma Bakanlığı 'nın kontrolündedir ve şu anda yetkisiz bir kullanıcının elde edeceği doğruluk yaklaşık 100 metre mertebesinde [1].

3.3. Araçların Konumunun GPS ile Belirlenmesi

Seyrüsefer uydularının yardımı ile yerde hareket eden herhangi bir cismin, nitekim uçağın, koordinatlarını tespit etmek için esasen aşağıdaki yöntemler uygulanmaktadır:

1. Mesafe ölçüm
2. Mesafe farkı ölçüm
3. Radyal hız.

Seyrüsefer uydularının yardımı ile bir yer cisminin (ya da uçağın) konumunu tespit etmek için aşağıdaki işlemlerin yapılması gerekir. Önce yer istasyonları uydunun yörünge parametrelerini hesaplar. Bulunan sonuçları uyduya verir ve uyduda bulunan zaman dönüştürücüsünü düzeltir. Uydu devri olarak (isteğe göre veya isteksiz) yörünge ve zaman işaretleri hakkında bilgi sinyalleri verir. Uçaktaki alıcı antenin yardımı ile uydudan gelen sinyaller kabul edilir, sonra bu sinyaller güçlendirilir, filtrelenir ve kullanılan radyo seyrüsefer yönteminin türüne bağlı olarak, onların zaman gecikmesi veya Doppler frekans kayması ölçülür. Tüm bu veriler uçak bilgisayarına verilir. Bilgisayara operatörce kontrol bloğundan Greenwich zamanı, uçağın hızı ve uçağın yönelme açısının değerleri girilir. Söz konusu verilere dayanarak önceden bilgisayara yazılmış program kullanılarak uçağın o andaki koordinatları hesaplanır ve ayrıık indikatörde gösterilir.

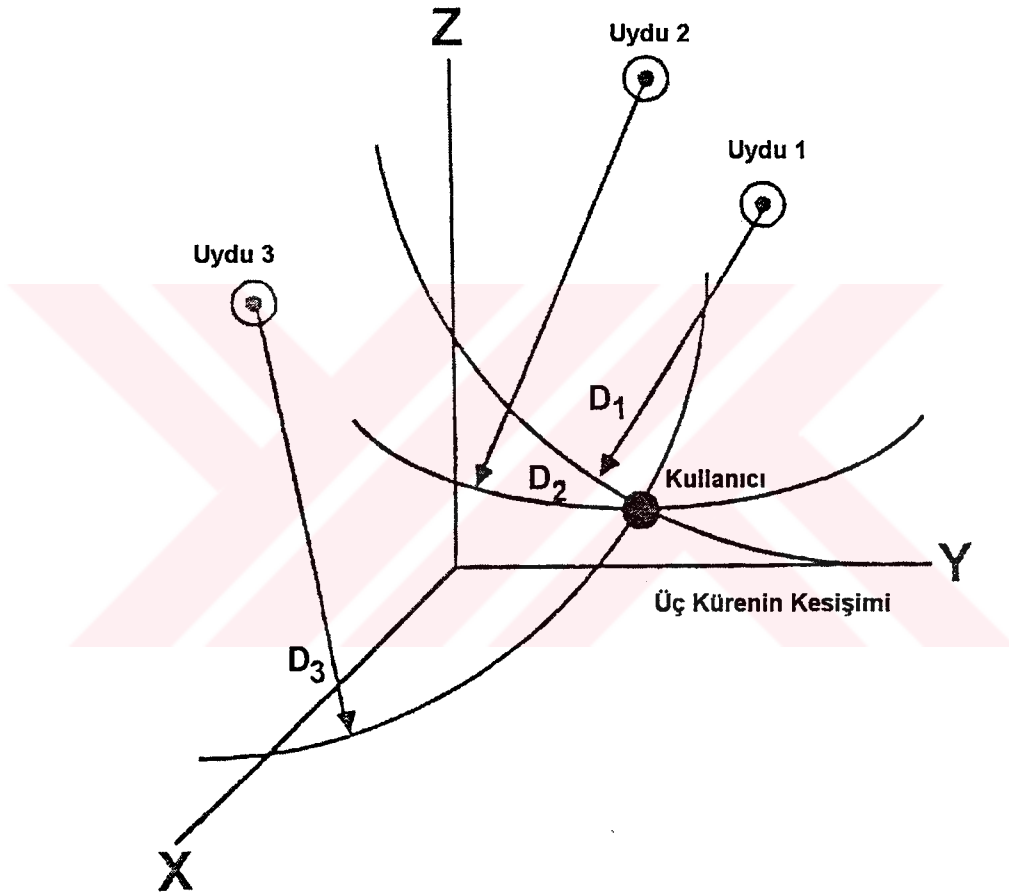
Uçağın konumunun tespit edilme doğruluğu aynı zamanda gözlemleri yapılabilen uyduların miktarına ve onlarla alış-veriş seanslarının frekansına orantılı olarak artar.

Uçağın konumunu mesafe ölçüm yöntemi ile en az üç uydunun yardımı ile tespit etmek mümkündür. Bu durumda seyrüsefer parametresi olarak uydulardan uçağa kadar olan mesafe ele alınacaktır. Uçağın konumu ise; merkezleri uyduların kütle merkezlerinde yerleşen, yarıçapları ise uygun olarak uçağa kadar olan mesafeye eşit olan üç kürenin kesişme noktası olarak bulunacaktır. Şekil 3.3 'de çeşitli yörüngelerde yerleşen üç uyduya kadar olan mesafeleri ölçmekle uçağın koordinatlarının tespit edilmesi şeması gösterilmiştir.

Uçağın koordinatları D_1 , D_2 ve D_3 yarıçaplı üç kürenin (hal yüzeylerinin) kesişme noktası olarak bulunacaktır. Üç kürenin kesişmesinden iki kesişme noktası bulunduğundan dolayı, kullanılan yöntemin sonucu belirli değildir. Yöntemin belirli olmasını sağlamak amacıyla dördüncü bir seyrüsefer uydusunun kullanılması veya

doğruluğu önemli derecede düşük olan ek seyrüsefer yöntemlerin uygulanması gerekmektedir.

GPS ile bir aracın konumunun bulunabilmesi için gözlemcinin radyo görme alanında aynı zamanda en az 4 uydunun bulunması gerekir. Cismin konumu mesafe ölçüm yönteminin yardımı ile tespit edilir (Cisimden 4 uyduya kadar olan mesafe ölçülür). Konumu belirleyen Deskardes koordinatlarını bulmak için aşağıdaki biçimde 4 cebrik denklem çözülür:



Şekil 3.3. : Seyrüsefer uydularının yardımı ile uçağın koordinatlarının bulunması [1]

$$(X_{ui} - x)^2 + (Y_{ui} - y)^2 + (Z_{ui} - z)^2 = (D_i - \delta_T)^2, \quad i = 1, \dots, 4 \quad (3.1)$$

Burada X_{ui} , Y_{ui} , Z_{ui} - i sayılı uydunun ($i=1, \dots, 4$) konumunun Deskardes koordinatlarıdır. x , y , z - uçağın konumunun Deskardes koordinatlarıdır. D_i - cisimden i sayılı uyduya kadar olan mesafedir. δ_T - gözlemcinin zaman skalası ile sistemin ana saati arasındaki farkın oluşturduğu mesafe hatasıdır.

Böylece bulunmuş 4 non-lineer cebrik denklemden oluşan denklemler sistemi iterasyon yöntemlerin yardımı ile bilgisayarda kolaylıkla çözülebilir. Bu durumda Newton-Rapson yönteminin uygulanması daha etkilidir. Sonuçta cismin konumunun Deskardes koordinatları x, y, z bir anlamlı olarak tespit ediliyor. Mesafe ölçüm yöntemine dayanan NAVSTAR GPS kullanıldığında cismin konumu 7-10 m doğrulukla bulunabilir [13].

3.3.1. Dört Seyrüsefer Uydusunun Kullanılmasına Dayanan Mesafe Ölçüm Yöntemi

Uçağın konumunu tespit etmek amacıyla kullanılan dört seyrüsefer uydunun koordinatlarını referans eksen takımında uygun olarak X_{ui}, Y_{ui}, Z_{ui} ($i=1,...,4$) ile işaret edelim.

x, y, z : uçağın koordinatları

l_1, l_2, l_3, l_4 : uydularla referans eksen takımının orijini arasındaki mesafeler

D_1, D_2, D_3, D_4 : uçaktan uydulara kadar olan mesafeler

D : uçaktan orijine kadar olan mesafe olsun.

O zaman aşağıdaki ifadeleri yazabiliriz:

$$D = (x^2 + y^2 + z^2)^{1/2} \quad (3.2)$$

$$D_i = [(X_{ui} - x)^2 + (Y_{ui} - y)^2 + (Z_{ui} - z)^2]^{1/2}, i=1... 4 \quad (3.3)$$

$$l_i = (X_{ui}^2 + Y_{ui}^2 + Z_{ui}^2)^{1/2}, i=1,...,4 \quad (3.4)$$

(3.2) - (3.4) denklemlerinin yardımı ile uçağın Deskardes koordinatları bulunur. Bunun için D mesafesini bilinen D_i ve l_i ($i=1,...,4$) parametreleri ile ifade etmek gerekmektedir. Bu amaçla (3.2) ve uygun (3.4) ifadelerini (3.3) denklemine yerleştirelim. Gereken matematik dönüşümler sonucunda

$$D_i = [l_i^2 + D^2 - 2(X_{ui}x + Y_{ui}y + Z_{ui}z)]^{1/2} \quad (3.5)$$

olduğunu buluruz.

$D_1^2 - D_2^2, D_1^2 - D_3^2, D_1^2 - D_4^2$ farklarından aşağıdaki denklemler sistemi bulunur:

$$\begin{aligned} (X_{U1} - X_{U2})x + (Y_{U1} - Y_{U2})y + (Z_{U1} - Z_{U2})z &= c_1 \\ (X_{U1} - X_{U3})x + (Y_{U1} - Y_{U3})y + (Z_{U1} - Z_{U3})z &= c_2 \\ (X_{U1} - X_{U4})x + (Y_{U1} - Y_{U4})y + (Z_{U1} - Z_{U4})z &= c_3 \end{aligned} \quad (3.6)$$

burada

$$\begin{aligned}c_1 &= 0,5 (D_2^2 - D_1^2 + I_1^2 - I_2^2) \\c_2 &= 0,5 (D_3^2 - D_1^2 + I_1^2 - I_3^2) \\c_3 &= 0,5 (D_4^2 - D_1^2 + I_1^2 - I_4^2)\end{aligned}\tag{3.7}$$

(3.6) denklem sistemini Kramer yasası ile çözerek x, y, z koordinatları için aşağıdaki ifadeleri buluruz:

$$\begin{aligned}x &= (1/\det[A]) (A_{11}c_1 + A_{21}c_2 + A_{31}c_3) \\y &= (1/\det[A]) (A_{12}c_1 + A_{22}c_2 + A_{32}c_3) \\z &= (1/\det[A]) (A_{13}c_1 + A_{23}c_2 + A_{33}c_3)\end{aligned}\tag{3.8}$$

burada A (3.7) denklem sisteminin katsayılarından oluşan matristir, A_{ij} ($i,j=1,\dots,3$) A matrisinin uygun cebirsel minorlarıdır. Görüldüğü gibi, 4 seyrüsefer uydu uygulandığında, uçağın Deskardes koordinatları (3.8) formüllerinin yardımı ile bir anlamlı olarak kolayca tespit edilebilir [13].

3.4. GPS Sistemindeki Hatalar ve Giderilme Yöntemleri

Uydu seyrüsefer sinyal ölçümlerinde büyük bir hata kaynağı, sinyalin iyonosfer ve troposfer geçerken uğradığı kırılmadır. İyonosferde oluşan hata, troposferde oluşan hatadan daha büyüktür. Sinyal iyonosferden geçerken serbest elektron ve iyonlarla etkileşir. Troposferde sinyalin yayılma hızı yavaşlar ve sinyalin dalga boyu sıkışır [1]. Hata kaynaklarına bir de rölativistik zaman gecikmesi de eklenebilir [12].

3.4.1. Relativistik Zaman Gecikmesi için Düzeltmeler

Relativistik zaman gecikmesi Einstein 'in genel ve özel relativite teorilerine göre olur. Yörüngedeki uydudaki saat, alıcıdaki saatten daha farklı bir oranda atmaktadır. Çünkü uyduların içinde bulunduğu yerçekimi alanı alıcının içinde bulunduğu yer çekimi alanından daha farklıdır ve uydu ile alıcının hızları farklıdır. GPS uydularının bulunduğu irtifada dünyanın yerçekimi, yeryüzündeki yerçekiminin %6 'sı kadardır. Uydunun hızı yaklaşık olarak 3.600 m/s (12.000 ft/saniye) iken alıcının hızı belki 300 m/s (1.000 ft/saniye) belki de daha azdır. Tabii ki, uyduları dizayn eden mühendisler uydular uzaya fırlatıldığı zaman, Einstein'ın rölativistik-zaman-seyrelme etkilerinin bilinen büyüklüklerle ortaya çıkacağını bilmektedirler. Buna göre, daha sonra gerçekleşeceğini bildikleri rölativistik etkileri kompanse edecek şekilde atom

saatlerinin atma oranlarını ayarlarlar. GPS uyduları mükemmel dairesel yörüngelere atılabilseydi, saatlerinin atma oranını ayarlamak tüm rölativistik zaman seyrelme etkisini kompanse edebilirdi. Ama uyduların yörüngeleri her zaman eksantriktir. Uydularının yörüngeleri için maksimum eksantriklik toleransı %2 'dir. Buna göre uydu perigee 'de iken (dünyaya en yakın konum), apogee 'de (dünyaya en uzak konum) olduğundan dünyanın merkezine yaklaşık 533 kilometre (288 deniz mili) daha yakındır. GPS uydusu eliptik yörüngesinde ilerlerken, relativistik zaman seyrelmesinde sinüzoidal bir değişime uğrar. Uydu apogee 'den perigee 'ye giderken daha güçlü bir yerçekimi alanına girer ve hızı artar. Bu durumda uydudaki atom saatinin atma oranı, yerdeki alıcıların saatlerinin atma oranlarına göre değişir. Herbir 12 saatlik yörünge esnasında uydunun saatinin atma oranı 46 nano saniye kadar değişir (maksimum %2 'lik eksantriklik kabul edilerek). Bu zaman seyrelmesi alıcılardaki bilgisayarlar tarafından kolaylıkla yok edilmektedir. Bu uydunun bilinen yörünge elemanlarının basit denklemlere konulması ile olur. GPS için bu tip hatalar çok büyük olabilir. Üretim esnasında atom saatlerinin atma oranı ayarlanmazsa, 24 saat düzeltme yapılmadan seyrüsefer yapılırsa, yaklaşık 33 kilometrelik (18 deniz millik) hata birikimi olur [12].

3.4.2. İyonosferik ve Troposferik Gecikmelerin Düzeltmesi

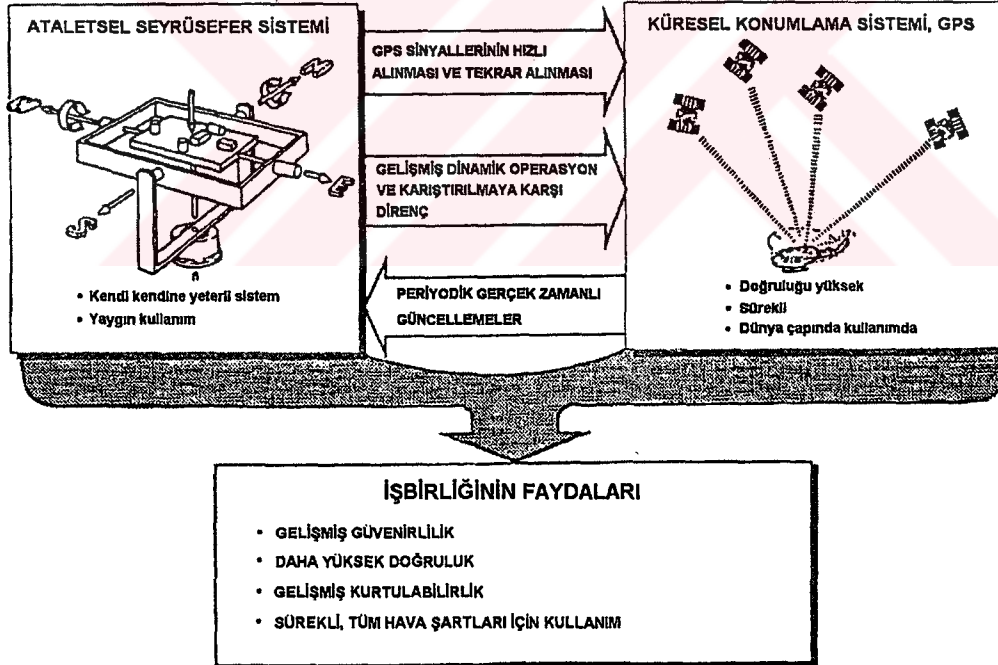
Uyduların yayınladığı sinyaller dünyanın iyonosferinden geçerken, eğilirler ve hafifçe yavaşlarlar. Sonuç olarak ortaya çıkan zaman gecikmesi yayın frekansının karesi ile ters orantılıdır. Böylece iki yayın frekansı L1 ve L2 kompanse için kullanılabilir. Her frekans biraz farklı zaman gecikmesine yol açar.

Sonuç olarak P kod alıcılarına basit bir matematiksel düzeltme programı yüklenerek iyonosferik gecikmenin neredeyse tümü çıkartılabilir. Daha basit C/A kod alıcılar sadece L1 sinyalini alırlar. Böylece çift frekans kompanse tekniklerini kullanarak iyonosferik gecikme hatalarını çıkartamazlar. Onun yerine C/A kod alıcıları uydunun veri akımındaki polinom katsayılarını kullanarak dünyanın iyonosferinin o andaki davranışını, matematiksel olarak modellerler. Bu katsayılar iyonosferik hatayı yaklaşık %50 mertebesinde azaltır. Bu hata oranı çoğu sivil C/A kod uygulaması için yeterlidir. Uydudan gelen sinyaller dünyanın atmosferinden geçerken yavaşlarlar. Troposferik zaman gecikmesi bu nedenle olur. Uydu ufka yakinken troposferik hata daha büyük olur çünkü sinyaller dünyanın atmosferinde daha kalın bir tabakayı geçerler. Troposferik zaman gecikmesi için en basit matematiksel düzeltme irtifanın negatif eksponansiyel fonksiyonudur. Daha zor uygulamalar için daha karmaşık matematiksel modeller sık sık kullanılmaktadır [12].

4. ATALETSEL SEYRÜSEFER SİSTEMİNİN GPS İLE DESTEKLENMESİ

Birleştirilmiş Seyrüsefer Sistemlerinden en popüler olanlarından biri de Ataletsel Seyrüsefer Sistemi ile Küresel Konumlama Sistemi 'nin birleştirilmesidir. Birleştirilmiş sistemin verdiği sonuçlar, her iki sistem yalnız çalışırken verdiği sonuçlardan daha üstündür.

Tek başına kullanılan GPS alıcısı ile kıyaslandığında birleştirilmiş seyrüsefer sistemi genelde doğruluk, kararlılık, karıştırılmaya karşı bağımsızlık ve yüksek dinamik çalışma gibi önemli gelişmeler sağlar. Birleştirilmiş seyrüsefer sisteminin en büyük kusuru iki ayrı birimi ekstra maliyet ile birleştirme ve Kalman Filtreleme rutinlerinin karmaşıklığıdır.



Şekil 4.1. : Birleştirilmiş seyrüsefer sistemi GPS ile ortaklaşa çalışan ataletsel seyrüsefer sisteminden oluşur. Alışlagelmiş şekilde tek başına çalışan birimlere göre daha güvenilir, daha yüksek doğruluklu, gelişmiş hayatta kalma kabiliyetine sahip birimler oluşturulur. GPS alıcısı ataletsel seyrüsefer sisteminin, daha hızlı sinyal almasına yardımcı olur. Ataletsel seyrüsefer sistemi GPS alıcısının karıştırılma bağımsızlığına ve dinamik çalışmasına yardımcı olur. GPS alıcısı, ataletsel seyrüsefer sistemine, hata istatistiğinin davranışı için gerçek zamanlı bilgiler sağlar [12].

Şekil 4.1. 'de ataletsel seyrüsefer sistemi ile GPS birleştirilmesi ile elde edilecek avantajlar gösterilmektedir. Özellikle, ataletsel seyrüsefer sistemi, GPS sistemine doğru ilk konum ve hız tahminlerini sağlar. Böylece GPS alıcısının uydulardan gelen sinyallere kilitlenmesi için gerekli zaman azaltılmış olur. Alıcının arıza yapması, karasal blokajlar, kanadın maskeleymesi, düşman kuvvetlerinin sinyalleri karıştırmaları durumunda bir veya daha fazla uydudan alınan sinyaller kaybolursa, ataletsel seyrüsefer sistemi tekrar almayı çabuk ve kolayca sağlar. Ataletsel seyrüsefer sisteminden gelen sürekli hız ölçümleri GPS alıcısının Doppler kaymasının ölçebilmesini sağlar. Böylece izleme döngülerinin band genişliğini daraltabilir. Bu da birleştirilmiş seyrüsefer sisteminin dinamik çalışmasını geliştirir ve karıştırılmaya karşı direncini de artırır.

GPS alıcısı ataletsel seyrüsefer sistemine, hata istatistiklerinin o andaki davranışları hakkında doğru gerçek zamanlı tahminlerle yardım eder. Bu durum, ataletsel seyrüsefer sisteminin daha kararlı ve doğru seyrüsefer çözümleri üretmesine yardım eder [12].

4.1. Ataletsel Seyrüsefer Sisteminin Kalman Filtresi Kullanarak GPS ile Desteklenmesi

Neden ataletsel seyrüsefer sistemine diğer seyrüsefer algılayıcılarından optimal destek verilir? Ataletsel Seyrüsefer Sistemi çok iyi yüksek frekanslı bilgiler verir. Ancak jiroskop karakteristikleri nedeniyle sistem yavaş bir oranda sürüklenme geçirir: Uzun dönemli ya da düşük frekanslı veri içeriği kötüdür. Tüm ataletsel seyrüsefer sistemlerinin zamanla yavaşça büyüyen konum hataları vardır ve bu hatalar sınırsızdır. Tipik bir Ataletsel Seyrüsefer Sistemi "saatte yaklaşık 1,8 km (1 deniz mili)" olarak sınıflandırılabilir. Bu demektir ki, bir saatlik çalışmadan sonra konum hatası standart sapması yaklaşık olarak 1,8 kilometreye (1 deniz miline) çıkar.

Radyo seyrüsefer desteği, konum bilgisi veya Doppler hızı gibi bazı dış veri kaynakları, bu hataları sınırlamak veya sönmölemek için kullanılır. Ataletsel Seyrüsefer Sisteminin tersine diğer seyrüsefer destekleri ortalama olarak iyi veriler sağlarlar ama cihaz gürültüsü, atmosferik etki, anten osilasyonu, düz olmayan yer etkisi vb. gibi nedenlerle yüksek frekanslı gürültölere açıktırlar.

Bir ataletsel seyrüsefer sistemi ve diğer bir seyrüsefer sistemi verildiğinde, sağlanan bilgilerin optimal bir şekilde birleştirilmesi ve seyrüsefer parametrelerinin belirli bir

kritere göre en iyi tahminleri istenir. Bazı ilk seyrüsefer sistemleri, ataletsel seyrüsefer sistemini diğer veri kaynakları ile uysun diye sıfırlardı. Böylece diğer bilgi kaynağının mükemmel doğrulukta olduğunu kabul edip, ataletsel seyrüsefer sisteminde daha önceden tutulmuş bilgileri göz ardı ederlerdi. Kalman filtresi yaklaşımı bunun yerine hem dış bilgidaki hem de ataletsel bileşendeki hataların istatistik karakteristiğini kullanarak, bilgilerin optimal kombinasyonunu belirler. Gerçekte filtre seyrüsefer parametre tahminlerindeki hataları minimize ederler: Problem ve sistem modeli tamamen belirtilince, Kalman filtresi sistematik olarak optimal tahminleri sağlar.

Görülecektir ki, filtre zaman uzayında tasarlandığı halde her bilgi kaynağına en çok frekans rejiminde ağırlık verir. Çünkü hatalara en çok açık olduğu yerde iyi bilgi sağlar ve her birini bastırır. Diğer bir deyişle, filtre ataletsel seyrüsefer sisteminin yavaşça artan hatalarını sönümllemek için dış kaynaklardan iyi düşük frekanslı verileri kullanır. Bu farklı algılayıcı karakteristikleri nedeniyle ve iyi gelişmiş uygun sistem modellerinin varlığıyla, ataletsel seyrüsefer sisteminin desteklenmesi için Kalman filtresinin kullanılmasında çok büyük yarar vardır.

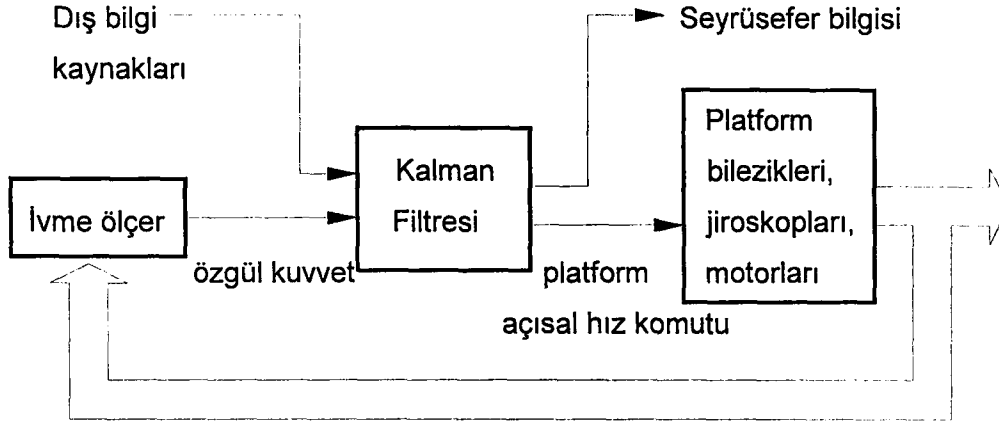
Bölüm 2 'de ataletsel seyrüsefer sistemini desteklemek için kullanılabilecek dış bilgi kaynakları verilmişti. Bu çalışmada ilgilenilen sistem ise, konum bilgisi veren bir sistem olan Küresel Konumlama Sistemi (GPS) 'dir.

Bu dış veri kaynağını ataletsel seyrüsefer sistemi ile birleştirmek için kullanılacak filtre 10-20 durum değişkeninin tahminlerini sağlamak için örneklenmiş (5-60 saniyelik bir veri örnekleme periyodu ile) veri kullanan bir dijital bilgisayar algoritmasıdır. Örneğin B-1 bombardıman uçağı için tasarlanan seyrüsefer sistemi filtresi 6 saniyelik örnekleme süresiyle 13 yatay düzlem 4 dikey kanal durum değişkeninden oluşur.

Kalman filtresinin ataletsel seyrüsefer sistemiyle (ve diğer uygulamalarla) birleşik olarak uygulanmasında iki çok önemli konu vardır: Toplam durum denklemine karşı hata durum uzayı formülasyonu (Seyrüsefer litaretüründe direkte karşı endirekt olarak da adlandırılır.) ve ileri beslemeye karşı geri besleme mekanizmaları.

İsminden anlaşılacağı gibi, toplam durum uzayı (direkt) formülasyonunda, araç pozisyonu ve hız gibi toplam durumlar filtrenin durum değişkenleri arasındadır ve ölçümler ataletsel seyrüsefer sistemi ivme ölçer çıkışları ve dış kaynak sinyalleridir.

Hata durum uzayı (endirekt) formülasyonunda ise ataletsel seyrüsefer sisteminin belirttiği konum ve hız tahmin edilen değişkenler arasındadır ve filtreye sunulan her ölçüm ataletsel seyrüsefer sistemi ve dış veri kaynağı arasındaki farktır.



Şekil 4.2. : Toplam durum uzayı (direkt) Kalman filtresi [8]

Şekil 4.2. 'de çizilmiş olan toplam durum uzayı filtresini ele alalım. Bu direkt konfigürasyonda, Kalman filtresi ataletsel seyrüsefer sistemi döngüsündedir. Ataletsel seyrüsefer sistemi ivme ölçer sinyalleri ve dış kaynak verileri filtreye beslenir. Bu sistem sadece istenen seyrüsefer bilgisini vermekle kalmaz, ayrıca bilezik tork motorlarına verilen uygun komutlarla platformu istenen koordinat çerçevesinde durdurulur. Platformun açısız yönelmesi kendisine bağlanmış her bir ivme ölçerlerin algılayacağı ivmeyi belirler.

Böyle bir konfigürasyonda sabit kazanç ve integratorlerle çalışma yerine, sağlanan bilgi optimal olarak ağırlık kazandırılır. Optimal zamanla değişen kazançlar, sıfırlama veya sabit kazanç güncelleme gibi klasik yaklaşımlara göre performansta önemli gelişmeler sağlar. Örneğin aynı doğruluğu sağlayarak, ataletsel seyrüsefer sistemi jiro-pusula ayarlama zamanını 30 dakikadan 7 dakikaya indirirler.

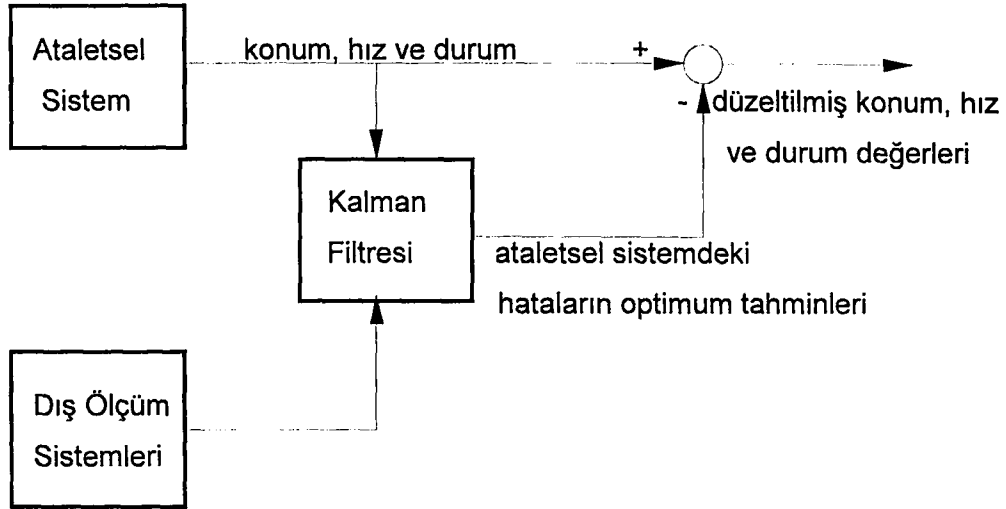
Ancak bu uygulamanın önemli bir dezavantajı vardır. Ataletsel Seyrüsefer Sistemi kontrol döngüsü içindeyken ve toplam durum uzayını kullanarak, filtre aracın açısız hareketini tamamen, doğru ve açık olarak takip edebilmeli ve gürültülü ve hatalı verileri bastırabilmelidir. Örneklenmiş veri kullanımına göre, sürekli zamanlı sistemin davranışının tekrar kurulabilmesi için örnekleme hızı, ilgili en yüksek frekanslı sinyalin iki katı olmalıdır. Bu Shannon örnekleme teorisine göredir; ama mühendislik uygulamalarına göre en yüksek frekanslı sinyalin 5 ila 10 katı arasında örnekleme yapılmalıdır. Uçakların yuvarlanma hızının 400 derece/saniye mertebelerinde

olduğunu düşünürsek, filtrenin örnekleme hızı çok yüksek olmalı ve tüm hesaplamaları çok kısa bir süre içinde tamamlayabilmelidir. Çoğu durumda Kalman Filtresi merkezi işlemcinin kapasitesinin çok küçük bir kısmını kullanabilirler ve dijital kararlılık ve kontrol gibi daha kritik programların arkasında daha düşük bir öncelikte çalıştırılırlar. Yüksek dereceli bir Kalman Filtresini pratik olarak en gelişmiş teknolojiye sahip bilgisayarda çalıştırıp bu örnekleme oranına erişmesini beklemek imkansızdır.

Bu sistemin bir dezavantajı da, filtre herhangi bir nedenle (geçici bilgisayar hatası) bozulursa, tüm seyrüsefer sistemi de bozulur: Ataletsel seyrüsefer sistemi filtre olmadan çalışmaz. Güvenilirlik açısından bakılırsa böyle bir bozulma durumunda acil azaltılmış performans moduna ihtiyaç olur.

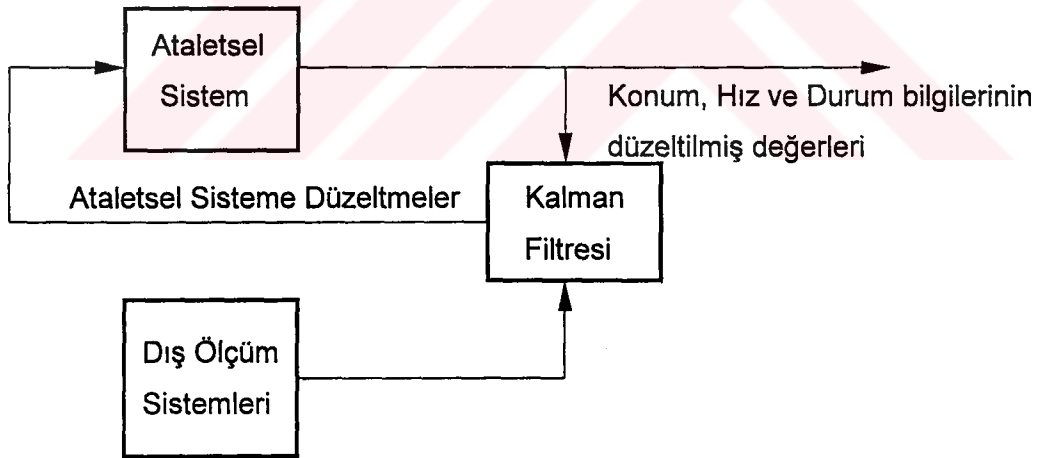
Hata durum uzayı (endirekt) Kalman Filtresi ataletsel seyrüsefer sistemi ve dış kaynak verileri arasındaki farkı kullanarak seyrüsefer ve durum bilgilerindeki hataları tahmin eder. Ataletsel Seyrüsefer Sistemi aracın yüksek frekanslı hareketini çok doğru bir şekilde takip eder. Bu nedenle bu dinamikleri filtrede açıkça modellemeye gerek yoktur. Bunun yerine filtrenin dayandığı dinamik, iyi geliştirilmiş, iyi davranışlı, düşük frekanslı ve lineer olarak çok doğru temsil edilebilen bir grup ataletsel hata yayılma denklemleridir. Çünkü filtre ataletsel seyrüsefer sistemi döngüsünün dışındadır ve düşük frekanslı lineer dinamiklere dayanmaktadır. Örnekleme hızı, direkt filtredekilerden daha düşüktür. Aslında etkili bir endirekt filtre yarım dakikalık örnekleme period ile geliştirilebilir. Böylece pratik olarak gereken bilgisayar zamanı sağlanmış olur.

Bunun yanında, durum uzay farkları bakımından Kalman filtrelerinde iki farklı uygulama vardır, ileri besleme ve geri besleme. Endirekt ileri besleme tipi şekil 4.3. 'de gösterilmiştir. Bu diyagramdan, filtrenin iki grup veriyi kıyasladığı ve sonuçları ataletsel sistemdeki hataları tahmin etmek için kullandığı anlaşılır. Tahmin edilen hataların ataletsel verilerden çıkartılmasıyla, uçaktaki bilgisayar konum, hız ve durumun optimal tahminlerini sağlar. Ataletsel sistem sanki hiç destek yokmuş gibi çalışır. Sistem, filtrenin veya dış verilerin varlığından habersizdir. Filtre veya dış veriden biri arızalanırsa, ataletsel seyrüsefer sisteminin sağladığı bilgi değişmemiş bir şekilde devam edecektir. İşte burada ileri besleme yaklaşımının dezavantajı yatmaktadır.



Şekil 4.3. : Endirekt ileri besleme Kalman filtresi [8]

Kabul edilebilir Kalman filtresi performansı, lineer dinamik modelin uygunluğuna bağlıdır. Böylece ataletsel seyrüsefer sistemindeki hataların küçük değerde kalması gerekmektedir. Ancak ataletsel seyrüsefer sistemi sınırsız hatalarla sürüklenmeye açıktır. Böylece bu temel kabuller geçerli olmaz.



Şekil 4.4. Endirekt geri besleme Kalman filtresi [8]

Endirekt geri besleme konfigürasyonu şekil 4.4. 'de gösterilmektedir. Kalman filtresi gene ataletsel seyrüsefer sistemindeki hataların tahminlerini yaratmaktadır; fakat bunlar geriye, ataletsel seyrüsefer sistemine doğrulamak için geri beslenmektedir. Bu yolla ataletsel hataların kontrolsüz büyümesine izin verilmez ve lineer modelin uygunluğu geliştirilmiştir. Ataletsel seyrüsefer sistemi her ölçüm örneklemeğinde düzeltildiği için, daha önceden bildirilen hata durumlarının çoğu bir sonraki adımda

sıfır olacaktır. Filtrenin veya dış desteğin arızalanması durumunda ise, düşük örnekleme oranı ve yavaş ataletsel seyrüsefer sistemi hata dinamikleri nedeniyle bu gibi hatalar belirlenirler ve ataletsel seyrüsefer sistemine yapılacak düzeltmeler çok (hiç) performans bozulması gerçekleşmeden çıkartılabilir [8].

4.2. Optimal Kalman Filtresinin Çalışma Prensibi

Seyrüsefer ölçümlerinin işlemi problemlerine, Kalman filtresi geniş şekilde uygulanmaktadır [13]. Bu durumda filtre, aşağıdaki amaçlarla kullanılır:

- 1) Ölçüm hatalarının küçültülmesi ve ölçülen parametrenin daha doğru değerinin bulunması,
- 2) Çeşitli bilgi kaynaklarının kompleksleştirilmesi,
- 3) Uçağın durum vektörünün ölçülmeyen parametrelerinin belirlenmesi,
- 4) Uçakta meydana gelmiş bozuntuların teşhisi.

Tartışılan dinamik sistem aşağıdaki durum denklemi ile gösterilsin :

$$X_e(k+1) = A X_e(k) + B U(k) + G w_F(k) \quad (4.1)$$

ölçüm denklemi de

$$Z_e(k) = H(k) X_e(k) + v_F(k) \quad (4.2)$$

olsun.

Burada,

$w_F(k)$	rastgele sistem bozuntusu
G	perturbasyon-gürültü transition matrisi
$Z_e(k)$	ölçüm vektörü
$H(k)$	sistem ölçüm matrisi
$v_F(k)$	ölçüm gürültü matrisidir.

$w_F(k)$ ve $v_F(k)$ rastgele vektörlerinin Gauss beyaz gürültüsünü temsil ettikleri kabul edilmiştir. Ortalama değerleri ve kovaryansları şöyledir:

$$\begin{aligned} E[w_F(k)] &= 0; E[w_F(k) w_F^T(j)] = Q(k)\delta(kj) \\ E[v_F(k)] &= 0; E[v_F(k) v_F^T(j)] = R(k)\delta(kj) \\ E[w_F(k) v_F^T(j)] &= 0; \end{aligned} \quad (4.3)$$

E istatistik ortalama operatörüdür ve $\delta(kj)$ ise Kronecker delta fonksiyonudur:

$$\begin{aligned} \delta(k, j) &= 1, \quad k = j \\ &0, \quad k \neq j \end{aligned} \quad (4.4)$$

Tahmin edilen durum vektörü $X_e(k/k)$ ve tahmin edilen hataların kovaryans matrisi $P(k/k)$ aşağıda sırasıyla 4.5, 4.4, 4.7, 4.8, 4.9 ve 4.10 denklemleri ile formülasyonu verilen Kalman filtresi yardımıyla bulunabilir.

$$X_e(k/k) = X_e(k/k-1) + K(k) \Delta(k) \quad (4.5)$$

$$\Delta(k) = Z_e(k) - H(k) X_e(k/k-1) \quad (4.6)$$

$$K(k) = P(k/k-1) H^T(k) [H(k) P(k/k-1) H^T(k) + R(k)]^{-1} \quad (4.7)$$

$$X_e(k/k-1) = A X_e(k-1/k-1) \quad (4.8)$$

$$P(k/k) = [I - K(k) H(k)] P(k/k-1) \quad (4.9)$$

$$P(k/k-1) = A P(k-1/k-1) A^T + G Q(k-1) G^T \quad (4.10)$$

$P(k-1/k-1)$, bir önceki adımın hata kovaryans matrisidir. $K(k)$ Kalman filtresinin kazanç matrisidir. I ise birim matristir [14].

Çalışma algoritması (4.5)-(4.10) denklemleri ile yazılan optimal filtreye Kalman filtresi denir.

$K(k)$ ve $P(k/k)$ için aşağıdaki (4.11) eşitlikleri ile verilen denk ifadeler de geçerlidir.

$$\begin{aligned} K(k) &= P(k/k) H^T(k) R^{-1}(k) \\ P(k/k) &= (I - K(k) H(k)) P(k/k-1) \end{aligned} \quad (4.11)$$

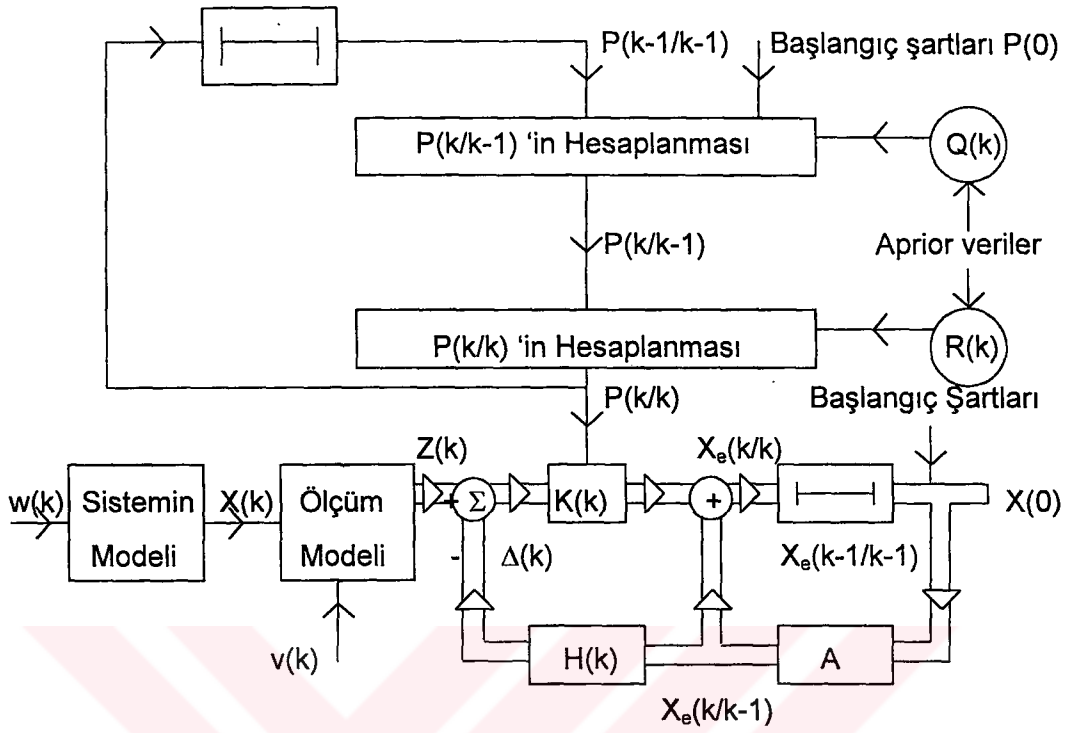
$$P(k/k) = [P^{-1}(k/k-1) + H^T(k) R^{-1}(k) H(k)]^{-1}$$

$$P(k/k) = P(k/k-1) [I + H^T(k) R^{-1}(k) H(k) P(k/k-1)]^{-1}$$

Bu ifadelerde I birim matrisidir.

Filtrenin çalışması için aprior bilgiye göre bilinen $\overline{x(0)}$ ve $P(0)$ başlangıç değerleri, sistem bozuntusunun korelasyon matrisi $Q(k)$ ve ölçüm hatasının korelasyon matrisi $R(k)$ önceden belli olmalıdır.

Kalman filtresinin yapı şeması şekil 4.5 'de gösterilmiştir.



Şekil 4.5. Kalman filtresinin yapı şeması [13]

(4.5) formülüne göre değer $X_e(k/k-1)$ ekstrapolasyon değerinin ve $K(k) \Delta(k)$ düzeltme farkının toplamına eşittir. Ekstrapolasyon değeri önceki adımdaki değerin sistemin transfer matrisiyle çarpılmasıyla bulunur. Sonra ise, yapılmış öngörmeye (ekstrapolasyon değerine) düzeltme verilir. Dolayısıyla, Kalman filtresi öngörmeyi düzeltme prensibi üzere çalışır.

Filtrenin çevirim şeması aşağıdaki işlemleri içerir:

1. Değerin bir adım ileriye öngörmesi (ekstrapolasyon değerinin bulunması) $X_e(k/k-1)$
2. $X_e(k/k-1)$ 'in soldan $H(k)$ 'ya çarpılması, yani ölçümün öngörmesi
3. Ölçme ile ekstrapolasyon değerinin farkının (innovasyon sürecin) bulunması $\Delta(k) = Z_e(k) - H(k) X_e(k/k-1)$
4. $\Delta(k)$ 'nın soldan $K(k)$ matrisiyle çarpılması ve $X_e(k/k-1)$ değeri ile toplanması $X_e(k/k)$
5. $X_e(k/k)$ değerinin akılda saklanması ve çevirimin tekrarı.

Kalman filtresinin önemli özellikleri aşağıda verilmiştir :

1. Dinamik sistemin matematik modeli tamamen belli olduğunda, filtre bilgisayarda kolay olarak gerçekleştirilir;
2. Filtrenin yardımı ile bulunmuş değer ölçüme göre lineerdir;
3. Filtreleme hatasının korelasyon matrisi $P(k/k)$ filtrenin lineer olması nedeniyle $y(k)$ ölçümüne bağlı değildir ve önceden hesaplanabilir;
4. Filtreleme algoritmaları çok boyutlu durum için kolay olarak uygulanabilir;
5. Durgun dinamik sistemler için kararlı durumda Kalman filtresi, Viner filtresi ile denk düşer.

Sistemin matematik modeli aprior olarak bilinmediğinde veya çalışma sürecinde değiştirildiğinde, adaptif filtrelerin kullanılması daha önemlidir. Bu zaman değerlendirme işlemi parametrelerin ve/veya modelin yapısının tanımlanması işlemi ile birleştiriliyor [13].

4.3. Federatif Kalman Filtresi

Son yıllarda sistemlerin kabiliyetlerini artırmak için çeşitli algılayıcıların ortaklaşa kullanımı giderek artmaktadır. Sistemlerin birden fazla algılayıcıları etkin bir şekilde kullanabilmesi, bu algılayıcıların sistemin çalışmasına sağladığı bilgilerin birleştirilebilmesi için bazı metotlara gerek vardır. Çok algılayıcı sistemlerde, her bir algılayıcıdan gelen bilgiler sisteme ayrı bir giriş olarak hizmet ederken bilginin sistemde kullanılmasından önce gerçek kombinasyonu veya birleştirilmesi özellikle aktif araştırma alanı olmuştur [15].

Kalman filtresi dinamik işlemlerde verileri işlemek için kullanılmaktadır. Karakteristiği olan rekürsif hesaplama işlemi çok algılayıcı sistemler için özel olarak çok etkilidir [16]. Çok algılayıcı bir sistemde algılayıcılar kendi veri işlemesine sahip olan farklı donanım cihazlarıdır. Standart merkezi bir Kalman filtresi, tüm ölçümler merkezi olarak bir sonuç ve kovaryans matrisi çıkaracak şekilde optimal olarak işlenmesi halinde, çok yüksek bir hesaplama yükü yaratabilir. Buna ek olarak algılayıcıların herhangi birinde hatalı veri olduğunda merkezi sistemlerin sağlamlığının azalması da söz konusudur.

Bu dezavantajların üstesinden gelinebilmesi için merkezi olmayan Kalman filtresi üzerinde yıllar boyu çalışılmıştır. Merkezi olmayan Kalman filtresi iki aşamalı veri işleme tekniğidir. Dizayn bir ana filtre ve bir veya daha fazla yerel filtrelere

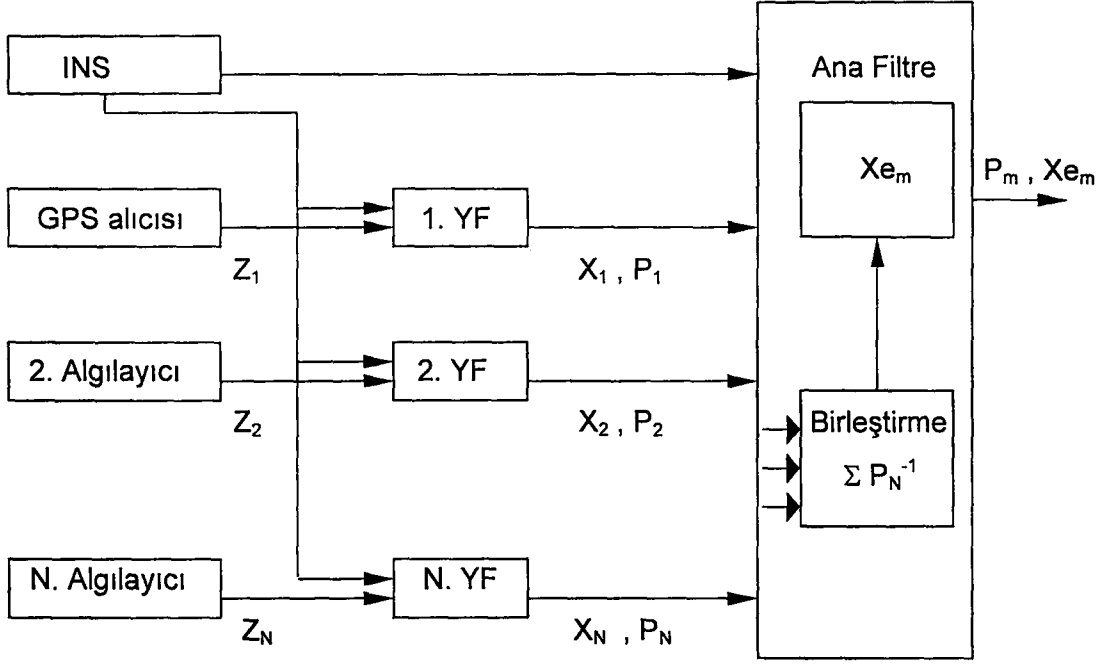
bölünmüştür. İlk aşamada yerel filtreler kendi verilerini mümkün olan en iyi yerel tahminleri yapabilmek için işlerler. İkinci aşamada ise ana filtre yerel tahminleri birleştirir ve en iyi global tahmini oluşturur.

Son zamanlarda merkezi olmayan bir Kalman filtresinin özel bir durumu olarak federatif Kalman filtresi geliştirilmiştir [17,18]. Bu yaklaşım, global optimallği sağlamak için yerel Kalman filtreleri arasında bilgi paylaşımı prensibine sahiptir. Paylaşılacak bilgiler, işlem gürültüsü ve ilk şartlar olarak belirlenmiştir. Federatif Kalman filtresi, merkezi olmayan bir Kalman filtresi olarak kategorilendirilse de, bilgi paylaşım prensibi onu var olan merkezi olmayan Kalman filtrelerinden farklı kılar.

Federatif Kalman filtresi diğer merkezi olmayan Kalman filtresi tekniklerine göre birçok avantajı vardır [17]. Öncelikle yerel filtreler arasındaki korelasyonu ortadan kaldırmak için dinamik kompanse terimine ihtiyacı yoktur [19-21]. Buna ek olarak sadece filtrelenmiş tahminlerin ve kovaryansların haberleşmesine gerek vardır ve önceden bildirilen değişkenlere diğer merkezi olmayan tekniklerde gerek vardır [22]. Federatif Kalman filtresinde yerel filtreler arasında korelasyonu sağlamak için bilgi-paylaşım yaklaşımı adı verilen çok basit ama etkili bir teknik vardır. Federatif Kalman filtresi tarafından uygulanan bilgi paylaşım yaklaşımı kavramı aşağıdaki gibi özetlenmiştir:

- a. Yerel filtre kovaryans ve işlem güncelleme matrislerinin ilk değerlerini ölçeklemek,
- b. Yerel zaman yayılmasını ve ölçüm güncelleme işlemini gerçekleştirme,
- c. Güncellenmiş yerel bilgiyi global bilgiyi oluşturacak şekilde birleştirmek,
- d. Yerel bilgiyi ölçeklenmiş global bilgiye ayarlamak.

Federatif Kalman filtresi iki aşamalı veri işleme mimarisi içerir. Algılayıcılarla ilgili olan yerel filtreler (YF) şekil 4.6 'da gösterildiği gibi sonuç olarak daha büyük bir ana filtrede (AF) birleştirilirler. Belirtildiği gibi her bir yerel filtre farklı bir algılayıcı alt sisteme aittir ve ortak bir referans sisteminden, "genelde Ataletsel Seyrüsefer Sistemi (ASS)" gelen verileri de kullanır. Tüm sistem içinde herhangi bir ortak referans sistemi olmasa da, tüm filtreler aynı durumu tahmin ettiklerinde yerel filtreler arasında korelasyon sağlanır. Şekil 4.6. 'daki yapıda global optimal tahmin ve hata kovaryansı daha önce bahsedilen bilgi paylaşımı yaklaşımı kullanıldığında, aşağıdaki toplama denklemleri tarafından elde edilir [2].



Şekil 4.6. : Federatif Kalman filtresi yapısı [23]

$$P_m = [P_1^{-1} + P_2^{-1} + \dots + P_N^{-1}]^{-1} \quad (4.12)$$

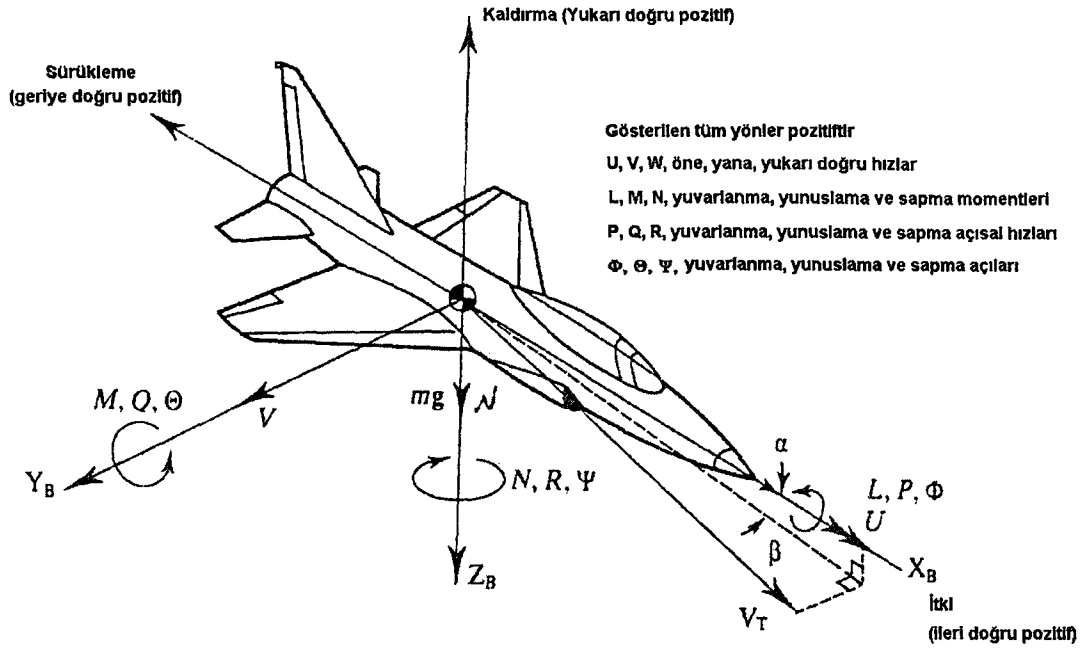
$$Xe_m = P_m [P_1^{-1} Xe_1 + P_2^{-1} Xe_2 + \dots + P_N^{-1} Xe_N] \quad (4.13)$$

Burada P_i , i. yerel filtrenin kovaryans matrisidir. Xe_i , i. yerel filtrenin tahmin ettiği değerdir. Bildiride Ataletsel Seyrüsefer Sistemi 'nin GPS ile desteklenmesi, söz konusu federatif Kalman filtresi yardımıyla oluşturulmuştur.

5. UÇAĞIN UYGUN MATEMATİKSEL MODELİNİN GELİŞTİRİLMESİ

Uçağın simülasyonunun gerçekleştirilmesi için uçağın hareket denklemleri kullanılır. Simülasyon için kullanılacak hareket denklemlerini belirlerken, uçaklar katı cisim (rigid body) olarak kabul edilir. Yani uçak üzerinde her noktanın birbirine göre konumunun uzayda her zaman sabit olduğu varsayılır. Uçak için uzayda hareket eden katı cisim kabulü yapılırken, 6 serbestlik derecesi olduğu düşünülebilir. Bu katı cisim denklemlerine Newton 'un İkinci Yasası 'nı uygulayarak, uçağın hareket denklemleri çizgisel ve açısal ivmeler cinsinden bulunur. Uçağın hareketi incelenirken yapılan diğer bir kabul de atalet referans çerçevesinin ivmelenmemesidir. Diğer bir deyişle Dünya uzayda sabit kabul edilmiştir. Uçağın hareket denklemlerinin alacağı form, tanımlandıkları eksen takımına bağlıdır. Uçağın hareketinin incelenebileceği eksen takımları, gövde eksen takımı, rüzgar eksen takımı, kararlılık eksen takımı, dünya eksen takımı olarak sayılabilir. Bu çalışma kapsamında uçağın hareket denklemleri gövde eksen takımında incelenecektir.

Gövde eksen takımının merkezi uçağın ağırlık merkezindedir. (Şekil 5.1.) Gövde eksen takımı için X_B ekseni uçağın burnundan dışarı ileri doğru, Y_B ekseni sağ kanadına, sağ tarafa doğru, Z_B ekseni ise aşağı doğrudur. Aerodinamik kuvvetler ve momentler, V_T toplam hız vektörünün X_B eksenine göre yönelmesini ayarlayan hücum açısı (α) ve yana kayış açısı (β) değerlerine dayanır. Ayrıca gövde eksen takımı gibi uçak üzerinde bir eksen takımı seçildiğinde hareket denklemlerinde bulunan ataletsel terimler sabit alınabilir. Uçağın hareketinin incelenmesi hesaplamalarda kolaylık olması açısından denge koşullarında yapılacaktır. Denge koşullarında uçağın hareket denklemleri iki ayrı şekilde incelenebilir : Uzunlamasına ve yanlamasına hareket. Uçağın hareket denklemleri uzunlamasına ve yanlamasına hareket için ayrı ayrı belirtilir. Ayrı ayrı çıkartılan hareket denklemleri birleştirilerek uçağın simülasyonu için gerekli olan matematik model bulunmuştur [24].



Şekil 5.1. : Gövde eksen sistemi [24]

5.1. Uçağın Uzunlamasına Hareketinin Modeli

Uzunlamasına hareket uçağın $X_B Z_B$ düzleminde. Uçağın yunuslama hareketi bu düzlemde gerçekleşir. Değişkenleri ise u , w , q ve θ 'dir. Modelin durum vektörü X_u , kontrol vektörü ise U_u ile gösterilirse,

$$X_u = [u \ w \ q \ \theta]^T$$

$$U_u = \delta_E$$

u : uçağın öne doğru hızı (m/s)

w : uçağın yukarı doğru hızı (m/s)

q : uçağın yunuslama açısal hızı (derece/s)

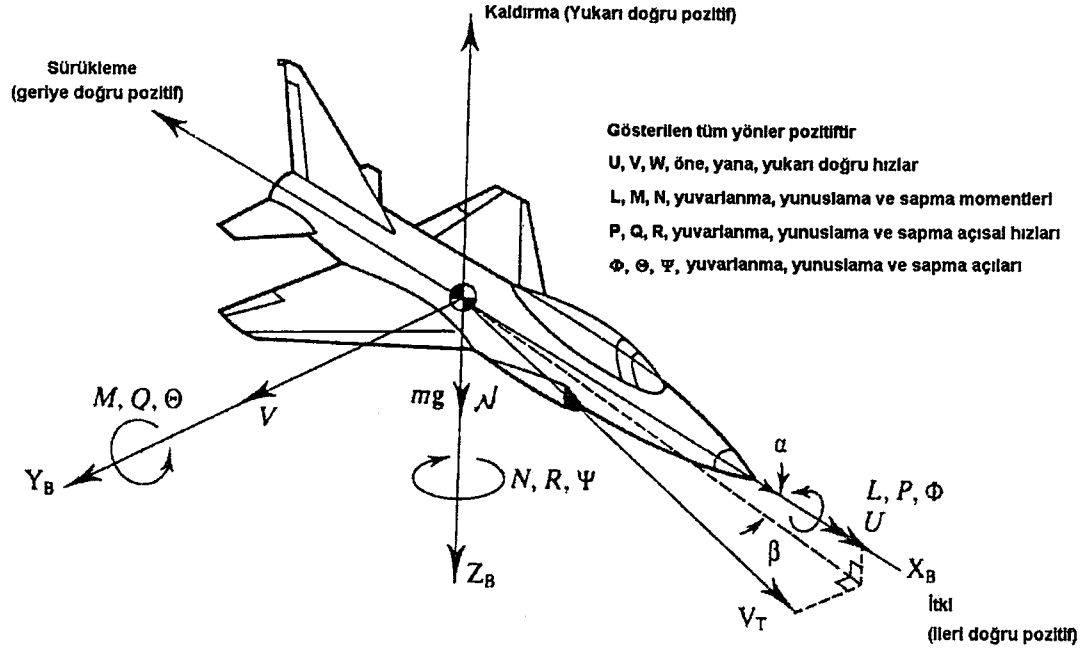
θ : uçağın yunuslama açısı (derece)

δ_E : elevator eğilmesi (derece)

Sistemin matematik modeli

$$\dot{X}_u = A_u X_u + B_u U_u \quad (5.1)$$

denklemleri ile verildiğinde, A_u ve B_u matrisleri,



Şekil 5.1. : Gövde eksen sistemi [24]

5.1. Uçağın Uzunlamasına Hareketinin Modeli

Uzunlamasına hareket uçağın $X_B Z_B$ düzlemindedir. Uçağın yunuslama hareketi bu düzlemde gerçekleşir. Değişkenleri ise u , w , q ve θ 'dir. Modelin durum vektörü X_u , kontrol vektörü ise U_u ile gösterilirse,

$$X_u = [u \ w \ q \ \theta]^T$$

$$U_u = \delta_E$$

u : uçağın öne doğru hızı (m/s)

w : uçağın yukarı doğru hızı (m/s)

q : uçağın yunuslama açısal hızı (derece/s)

θ : uçağın yunuslama açısı (derece)

δ_E : elevator eğilmesi (derece)

Sistemin matematik modeli

$$\dot{X}_u = A_u X_u + B_u U_u \quad (5.1)$$

denklemleri ile verildiğinde, A_u ve B_u matrisleri,

$$A_u = \begin{bmatrix} X_u & X_w & 0 & -g \cos \gamma_0 \\ Z_u & Z_w & U_0 & -g \sin \gamma_0 \\ \tilde{M}_u & \tilde{M}_w & \tilde{M}_q & \tilde{M}_\theta \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \quad (5.2)$$

$$B_u = \begin{bmatrix} X_{\delta_E} \\ Z_{\delta_E} \\ \tilde{M}_{\delta_E} \\ 0 \end{bmatrix} \quad (5.3)$$

olur [24].

5.2. Uçağın Yanlamasına Hareketinin Modeli

Uçağın yanlamasına hareketi yana kayış, yuvarlanma ve sapma hareketlerinden oluşur. Değişkenleri β (v), p , r , ϕ ve ψ 'dir. Modelin durum vektörü X_y , kontrol vektörü ise U_y ile gösterilirse,

$$X_y = [\beta \ p \ r \ \phi \ \psi]'$$

$$U_y = [\delta_A \ \delta_R]'$$

β : uçağın yana kayış açısı (derece)

p : uçağın yuvarlanma açısal hızı (derece/s)

r : uçağın sapma açısal hızı (derece/s)

ϕ : uçağın yuvarlanma açısı (derece)

ψ : uçağın sağma açısı (derece)

δ_A : eleron eğilme açısı (derece)

δ_R : rudder eğilme açısı (derece)

Sistemin matematik modeli

$$\dot{X}_y = A_y X_y + B_y U_y \quad (5.4)$$

denklemleri ile verildiğinde, A_y ve B_y matrisleri

$$A_y = \begin{bmatrix} Y_v & 0 & -1 & \frac{g}{U_0} \cos \gamma_0 & 0 \\ L'_\beta & L'_p & L'_r & 0 & 0 \\ N'_\beta & N'_p & N'_r & 0 & 0 \\ 0 & 1 & \tan \gamma_0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \sec \gamma_0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (5.5)$$

$$B_y = \begin{bmatrix} 0 & Y_{\delta_R}^* \\ L'_{\delta_A} & L'_{\delta_R} \\ N'_{\delta_A} & N'_{\delta_R} \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (5.6)$$

olur. Yanlamasına hareketin modelinde, küçük yana kayış açılarında yanlamasına hız için $v = U_0\beta$ kabulü yapılmıştır [24].

Sistemin matematik modeli uzunlamasına ve yanlamasına modellerin birleştirilmesi ile bulunur. Ama bunlara ek olarak x, y ve z doğrultularında konumların bulunabilmesi için ek ifadelerin yazılması gerekir. Türevin tanımından:

$$\dot{X} = u \quad (5.7)$$

$$\dot{y} = v = U_0\beta \quad (5.8)$$

$$\dot{z} = w \quad (5.9)$$

Uzunlamasına, yanlamasına ve konum modellerinin birleştirilmesi ile sistemin matematik modeli bulunur.

$$\dot{X} = \begin{bmatrix} X_u & X_w & 0 & -g \cos \gamma_0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ Z_u & Z_w & U_0 & -g \sin \gamma_0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \tilde{M}_u & \tilde{M}_w & \tilde{M}_q & \tilde{M}_\theta & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & Y_v & 0 & -1 & \frac{g}{U_0} \cos \gamma_0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & L'_\beta & L'_p & L'_r & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & N'_\beta & N'_p & N'_r & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & \tan \gamma_0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \sec \gamma_0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & U_0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} X +$$

$$\begin{bmatrix} X_{\delta_E} & 0 & 0 \\ Z_{\delta_E} & 0 & 0 \\ \tilde{M}_{\delta_E} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & Y_{\delta_R}^* \\ 0 & L'_{\delta_A} & L'_{\delta_R} \\ 0 & N'_{\delta_A} & N'_{\delta_R} \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} U \quad (5.10)$$

Bu ifade sistemin matematiksel modelidir. Matematiksel modelin durum denklemi, $X = [u \ w \ q \ \theta \ \beta \ p \ r \ \phi \ \psi \ x \ y \ z]'$ kontrol vektörü ise, $U = [\delta_E \ \delta_A \ \delta_R]'$ 'dir. Bulunan ifade türevli ifadedir.

5.3. Uçağın Matematiksel Modelinin Ayırık Hale Getirilmesi

Bölüm 5.2. 'de bulunan ve 5.13 denklemi ile verilen modelin bilgisayar ortamına simülasyonunu gerçekleştirebilmek için ifade ayırık bir şekilde ifade edilmelidir. Modelin ayırık ifadesini elde edebilmek için türevin tanımından faydalanılır:

Öne doğru hız u için ilk satırdan aşağıdaki ifade yazılır:

$$\dot{u} = X_u u + X_w w - g \cos \gamma_0 \theta + X_{\delta_E} \delta_E \quad (5.11)$$

Türevin tanımından hareketle, yukarıdaki denklem aşağıdaki biçime getirilir.

$$\frac{u(t_k) - u(t_{k-1})}{\Delta t} = \frac{u(k) - u(k-1)}{\Delta t} = X_u u(k-1) + X_w w(k-1) - g \cos \gamma_0 \theta(k-1) + X_{\delta_E} \delta_E(k-1) \quad (5.12)$$

Burada k iterasyon numarasıdır. $u(t_k)$, öne doğru hızın t_k anındaki, $u(t_{k-1})$ ise öne doğru hızın t_{k-1} anındaki değeridir. $u(k) = u(t_k)$ ve $u(k-1) = u(t_{k-1})$ 'dır. Bu ifadeyi düzenlersek karşımıza aşağıdaki eşitlik çıkar:

$$u(k) = (X_u \Delta t + 1)u(k-1) + X_w \Delta t w(k-1) - g \cos \gamma_0 \Delta t \theta(k-1) + X_{\delta_E} \Delta t \delta_E(k-1) \quad (5.13)$$

Bu işlemi tüm parametreler için tekrarlırsak aşağıdaki eşitlikleri buluruz:

w , dikey hız :

$$\dot{w} = Z_u u + Z_w w + U_0 q - g \sin \gamma_0 \theta + Z_{\delta_E} \delta_E \quad (5.14a)$$

Öne doğru hız için düzenlenen (5.15) eşitliğine benzer biçimde ;

$$\frac{w(k) - w(k-1)}{\Delta t} = Z_u u(k-1) + Z_w w(k-1) + U_0 q(k-1) - g \sin \gamma_0 \theta(k-1) + Z_{\delta_E} \delta_E(k-1) \quad (5.14b)$$

$$w(k) = Z_u \Delta t u(k-1) + (Z_w \Delta t + 1)w(k-1) + U_0 \Delta t q(k-1) - g \sin \gamma_0 \Delta t \theta(k-1) + Z_{\delta_E} \Delta t \delta_E(k-1) \quad (5.14c)$$

q, yunuslama açısı :

$$\dot{q} = \tilde{M}_u u + \tilde{M}_w w + \tilde{M}_q q + \tilde{M}_\theta \theta + \tilde{M}_{\delta_E} \delta_E \quad (5.15a)$$

$$\frac{q(k) - q(k-1)}{\Delta t} = \tilde{M}_u u(k-1) + \tilde{M}_w w(k-1) + \tilde{M}_q q(k-1) + \tilde{M}_\theta \theta(k-1) + \tilde{M}_{\delta_E} \delta_E(k-1) \quad (5.15b)$$

$$q(k) = \tilde{M}_u \Delta t u(k-1) + \tilde{M}_w \Delta t w(k-1) + \left(\tilde{M}_q \Delta t + 1 \right) q(k-1) + \tilde{M}_\theta \Delta t \theta(k-1) + \tilde{M}_{\delta_E} \Delta t \delta_E(k-1) \quad (5.15c)$$

θ , yunuslama açısı :

$$\dot{\theta} = q \quad (5.16a)$$

$$\frac{\theta(k) - \theta(k-1)}{\Delta t} = q(k-1) \quad (5.16b)$$

$$\theta(k) = \Delta t q(k-1) + \theta(k-1) \quad (5.16c)$$

β , yana kayış açısı :

$$\dot{\beta} = Y_v \beta - r + \frac{g}{U_0} \cos \gamma_0 \phi + Y_{\delta_R}^* \delta_R \quad (5.17a)$$

$$\frac{\beta(k) - \beta(k-1)}{\Delta t} = Y_v \beta(k-1) - r(k-1) + \frac{g}{U_0} \cos \gamma_0 \phi(k-1) + Y_{\delta_R}^* \delta_R(k-1) \quad (5.17b)$$

$$\beta(k) = (Y_v \Delta t + 1) \beta(k-1) - \Delta t r(k-1) + \frac{g}{U_0} \cos \gamma_0 \Delta t \phi(k-1) + Y_{\delta_R}^* \Delta t \delta_R(k-1) \quad (5.17c)$$

p, yuvarlanma açısı :

$$\dot{p} = L'_\beta \beta + L'_p p + L'_r r + L'_{\delta_A} \delta_A + L'_{\delta_R} \delta_R \quad (5.18a)$$

$$\frac{p(k) - p(k-1)}{\Delta t} = L'_\beta \beta(k-1) + L'_p p(k-1) + L'_r r(k-1) + L'_{\delta_A} \delta_A(k-1) + L'_{\delta_R} \delta_R(k-1) \quad (5.18b)$$

$$p(k) = L'_\beta \Delta t \beta(k-1) + (L'_p \Delta t + 1) p(k-1) + L'_r \Delta t r(k-1) + L'_{\delta_A} \Delta t \delta_A(k-1) + L'_{\delta_R} \Delta t \delta_R(k-1) \quad (5.18c)$$

r , sapma açısal hızı :

$$\dot{r} = N'_\beta \beta + N'_p p + N'_r r + N'_{\delta_A} \delta_A + N'_{\delta_R} \delta_R \quad (5.19a)$$

$$\frac{r(k) - r(k-1)}{\Delta t} = N'_\beta \beta(k-1) + N'_p p(k-1) + N'_r r(k-1) + N'_{\delta_A} \delta_A(k-1) + N'_{\delta_R} \delta_R(k-1) \quad (5.19b)$$

$$r(k) = N'_\beta \Delta t \beta(k-1) + N'_p \Delta t p(k-1) + (N'_r \Delta t + 1)r(k-1) + N'_{\delta_A} \Delta t \delta_A(k-1) + N'_{\delta_R} \Delta t \delta_R(k-1) \quad (5.19c)$$

ϕ , yuvarlanma açısı :

$$\dot{\phi} = p + \tan \gamma_0 r \quad (5.20a)$$

$$\frac{\phi(k) - \phi(k-1)}{\Delta t} = p(k-1) + \tan \gamma_0 r(k-1) \quad (5.20b)$$

$$\phi(k) = \Delta t p(k-1) + \tan \gamma_0 \Delta t r(k-1) + \phi(k-1) \quad (5.20c)$$

ψ , sapma açısı :

$$\dot{\psi} = \sec \gamma_0 r \quad (5.21a)$$

$$\frac{\psi(k) - \psi(k-1)}{\Delta t} = \sec \gamma_0 r(k-1) \quad (5.21b)$$

$$\psi(k) = \sec \gamma_0 \Delta t r(k-1) + \psi(k-1) \quad (5.21c)$$

x doğrultusunda konum :

$$\dot{x} = u \quad (5.22a)$$

$$\frac{x(k) - x(k-1)}{\Delta t} = u(k-1) \quad (5.22b)$$

$$x(k) = \Delta t u(k-1) + x(k-1) \quad (5.22c)$$

y doğrultusunda konum :

$$\dot{y} = v \quad (5.23a)$$

$$\frac{y(k) - y(k-1)}{\Delta t} = v(k-1) \quad (5.23b)$$

$$y(k) = \Delta t v(k-1) + y(k-1) \quad (5.23c)$$

Yana doğru hız için $v=U_0\beta$ kabulü yapıldığı için denklem aşağıdaki biçime gelir:

$$y(k) = U_0 \Delta t \beta(k-1) + y(k-1) \quad (5.23d)$$

z doğrultusunda konum :

$$\dot{z} = w \quad (5.24a)$$

$$\frac{z(k) - z(k-1)}{\Delta t} = w(k-1) \quad (5.24b)$$

$$z(k) = \Delta t w(k-1) + z(k-1) \quad (5.24c)$$

Sırasıyla 5.13, 5.14c, 5.15c, 5.16c, 5.17c, 5.18c, 5.19c, 5.20c, 5.21c, 5.22c, 5.23d ve 5.24c denklemleri matris formunda düzenlenerek bilgisayar programında kullanılabilecek ayrık matematiksel model elde edilir (Eşitlik 5.25).

Ayrık matematiksel model $X(k) = A X(k-1) + B U(k-1)$ durum denklemi ile tanımlanırsa A ve B matrisleri 5.26 ve 5.27 eşitlikleri ile ifade edilir:

$$A = \begin{bmatrix} X_u \Delta t + 1 & X_w \Delta t & 0 & -g \cos \gamma_o \Delta t & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ Z_u \Delta t & Z_w \Delta t + 1 & U_o \Delta t & -g \sin \gamma_o \Delta t & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \tilde{M}_u \Delta t & \tilde{M}_w \Delta t & \tilde{M}_q \Delta t + 1 & \tilde{M}_\theta \Delta t & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \Delta t & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & Y_v \Delta t + 1 & -\Delta t & \frac{g}{U_o} \cos \gamma_o \Delta t & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \tilde{L}_p \Delta t & \tilde{L}_i \Delta t & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \tilde{N}_p \Delta t & \tilde{N}_i \Delta t + 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \Delta t & \tan \gamma_o \Delta t & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \sec \gamma_o \Delta t & 0 & 1 & 0 \\ \Delta t & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & U_o \Delta t & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & \Delta t & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (5.26)$$

$$B = \begin{bmatrix} X_{\delta_E} \Delta t & 0 & 0 & 0 \\ Z_{\delta_E} \Delta t & 0 & 0 & 0 \\ \tilde{M}_{\delta_E} \Delta t & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & Y_{\delta_R}^* \Delta t & 0 \\ 0 & \tilde{L}_{\delta_A} \Delta t & \tilde{L}_{\delta_R} \Delta t & 0 \\ 0 & \tilde{N}_{\delta_A} \Delta t & \tilde{N}_{\delta_R} \Delta t & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (5.27)$$

Tablo 6.3. Uçağın uzunlamasına hareketinin kararlılık türevleri [24]

Parametre	Değer
X_U	-0,00324
X_W	0,00102
$X_{\delta E}$	0,8
$X_{\delta T}$	$5,73 \times 10^{-5}$
Z_U	-0,08
Z_W	-0,565
$Z_{\delta E}$	-4,57
M_U	0,0033
M_W	-0,022
$M_{\dot{W}}$	-0,0015
M_q	-0,439
$M_{\delta E}$	-2,95
$M_{\delta T}$	-6×10^{-6}

Tablo 6.4. Uçağın yanlamasına hareketinin kararlılık türevi [24]

Parametre	Değer
Y_V	-0,076
$Y_{\delta R}^*$	0,018
L_{β}'	-3,23
L_{β}	0,58
L_{β}'	-0,17
$L_{\delta A}'$	1,1
$L_{\delta R}'$	0,571
N_{β}'	1,21
N_P	-0,12
N_r'	-0,125
$N_{\delta A}'$	-0,8
$N_{\delta R}'$	-0,62

Çalışmada iki adet filtre hazırlandı. İlk filtre ataletsel seyrüsefer sistemi (INS) için, ikinci filtre ise küresel konumlama sistemi (GPS) içindir.

İlk filtrenin parametreleri :

G_{INS} ve I_{INS} matrisi 12x12 birim matristir. 1. yerel Kalman filtresinde kullanılan ϕ matrisi ise uçağın ayrık matematiksel modelindeki A matrisine eşittir ($\phi=A$).

$$Q_{INS} = \begin{bmatrix} 0.001 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0.001 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0.001 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0.001 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0.001 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0.001 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0.001 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0.001 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0.001 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0.001 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0.001 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0.001 \end{bmatrix}$$

$$H_{INS} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}$$

$$R_{INS} = \begin{bmatrix} 0.8464 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0.8464 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0.0069 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0.0289 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0.0025 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0.0069 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0.0069 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0.0289 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0.0289 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0.0289 \end{bmatrix}$$

Kalman filtresinin kovaryans matrisi P 'nin ilk değeri ise:

$$P_{INS} = \begin{bmatrix} 10 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 10 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 10 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 10 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 10 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 10 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 10 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 10 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 10 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 10 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 10 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 10 \end{bmatrix}$$

Z_{eINS} , ölçüm matrisinin başlangıç değerleri ise aşağıdaki gibi bulunur:

$$Z_{eINS}(1) = X(1) + \text{randn } 0,92$$

$$Z_{eINS}(2) = X(2) + \text{randn } 0,92$$

$$Z_{eINS}(3) = X(3) + \text{randn } 0,083$$

$$Z_{eINS}(4) = X(4) + \text{randn } 0,17$$

$$Z_{eINS}(5) = X(5) + \text{randn } 0,05$$

$$Z_{eINS}(6) = X(6) + \text{randn } 0,083$$

$$Z_{eINS}(7) = X(7) + \text{randn } 0,083$$

$$Z_{eINS}(8) = X(8) + \text{randn } 0,17$$

$$Z_{eINS}(9) = X(9) + \text{randn } 0,17$$

1. Kalman filtresinin başlangıç değer vektörü :

$$X_{eINS}^T = [110 \ 0,01 \ 0,01 \ 0,01 \ 0,01 \ 0,01 \ 0,01 \ 0,01 \ 0,01 \ 0,01 \ 0,01 \ 0,01 \ 0,01 \ 6100]$$

2. Kalman filtresinin parametreleri:

G_{GPS} , I_{GPS} ve H_{GPS} matrisi 12x12 birim matristir. 2. Kalman filtrelerinde kullanılan ϕ matrisi ise uçağın ayrık matematiksel modelindeki A matrisine eşittir ($\phi=A$).

$$Q_{GPS} =$$

$$R_{GPS} =$$

$$P_{GPS} =$$

Z_{eGPS} , ölçüm matrisinin başlangıç değerleri ise aşağıdaki gibi bulunur:

$$Z_{eGPS}(1) = X(1) + \text{randn } 0,1848$$

$$Z_{eGPS}(2) = X(2) + \text{randn } 0,308$$

$$Z_{eGPS}(3) = X(3) + \text{randn } 0,083$$

$$Z_{eGPS}(4) = X(4) + \text{randn } 0,17$$

$$Z_{eGPS}(5) = X(5) + \text{randn } 0,1848$$

$$Z_{eGPS}(6) = X(6) + \text{randn } 0,083$$

$$Z_{eGPS}(7) = X(7) + \text{randn } 0,083$$

$$Z_{eGPS}(8) = X(8) + \text{randn } 0,17$$

$$Z_{eGPS}(9) = X(9) + \text{randn } 0,17$$

$$Z_{eGPS}(10) = X(10) + \text{randn } 9,24$$

$$Z_{eGPS}(11) = X(11) + \text{randn } 9,24$$

$$Z_{eGPS}(12) = X(12) + \text{randn } 15,708$$

2. Kalman filtresinin başlangıç değer vektörü :

$$X_{eGPS}^T = [110 \ 0,01 \ 0,01 \ 0,01 \ 0,01 \ 0,01 \ 0,01 \ 0,01 \ 0,01 \ 0,01 \ 0,01 \ 0,01 \ 6100]$$

Tablo 6.1, 6.2, 6.3 ve 6.4 'de verilen parametreler Bölüm 5.1. 'de verilen denklemlerde kullanılarak uçağın simülasyonu gerçekleştirilmiştir. Simülasyon yazılımı MATLAB programında hazırlanmıştır. 1. yerel Kalman filtresi ve 2. yerel Kalman filtresi, ana filtre için birer program yazılmıştır. Bu programlar, sırasıyla yerel1.m, yerel2.m ve af.m ektteki diskette verilmiştir.

Hesaplamaların daha basit olması açısından uçağın matematik modelinin kontrol vektörünün tüm değerleri sıfır kabul edilmiştir ($\delta_E, \delta_A, \delta_R = 0$). Simülasyon 200 iterasyon adımı için gerçekleştirilmiştir. Uçağın matematik modeli simülasyon için ayırık hale getirilirken denklemlere dahil olan $\Delta t = 0.01$ saniye olarak kabul edilmiştir. Böylece 200 iterasyonluk simülasyon, toplam uçuşun 2 saniyelik bölümünü kapsamaktadır.

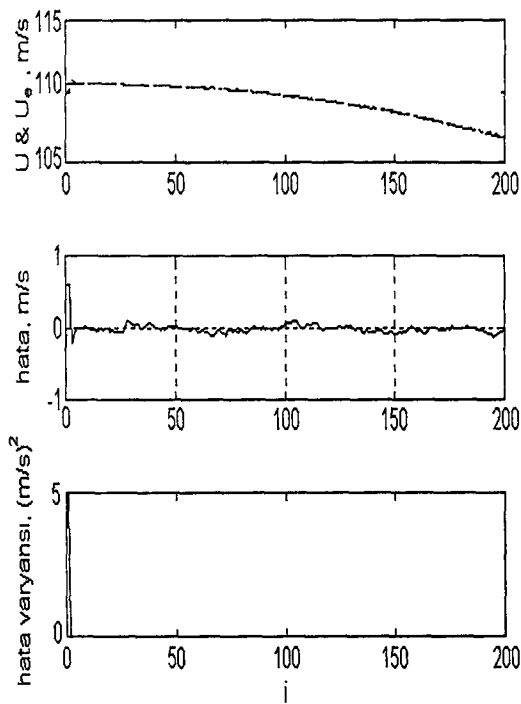
Simülasyon işleminin sonunda uçağın matematiksel modelinin 12 durum değişkeni 200 iterasyon adımı için ayrı ayrı çizdirilmektedir. Böylece 12 adet grafik çıkışı alınmaktadır. Buna ek olarak simülasyonun sonuçları sonradan gözden geçirilebilmesi için dosyaya kayıt edilmektedir.

Gerçekleştirilen simülasyon ile 1. yerel Kalman filtresi (ataletsel seyrüsefer sistemi için) için elde edilen sonuçlar Ek-1 'de, 2. yerel Kalman filtre (GPS için) için elde edilen sonuçlar ise Ek-2 'de sunulmuştur. Grafiklerde, sürekli düz çizgi ilgili cihazın ölçüm değerlerini (1. yerel Kalman filtresinde ataletsel seyrüsefer sistemi ve 2. yerel Kalman filtresinde ise GPS), noktalı gösterim simülasyonun asıl değerini, kesik kesik çizgi ise yerel Kalman filtresinin değerini göstermektedir. Sunulan şekillerden görüldüğü üzere yerel Kalman filtreleri, cihazların ölçüm hatalarını azaltmakta ve asıl simülasyon değerine yakın bir çıkış vermektedir. Grafiklerden GPS ölçümü kullanan 2. yerel Kalman filtresinin doğruluğunun daha yüksek olduğu da görülmektedir.

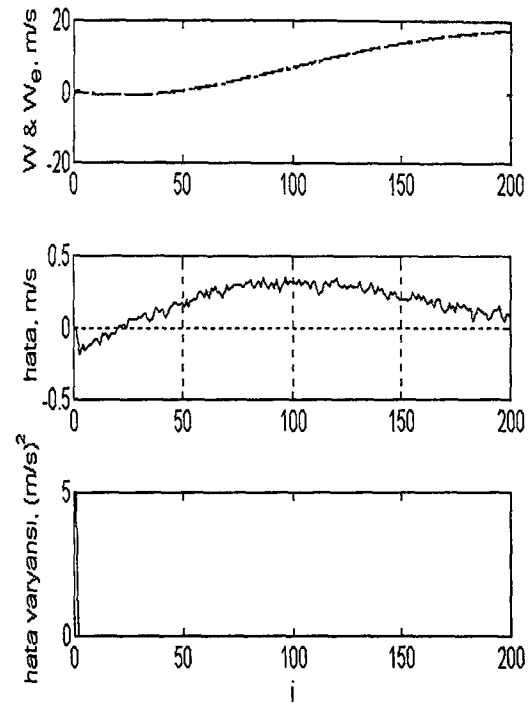
Bu iki yerel Kalman filtresinin ana filtre (federatif Kalman filtresi) tarafından birleştirilmesi sonucu elde edilen sonuçlar ise Şekil 6.1. 'de sunulmuştur. Bu şekillerde ana filtrenin iki yerel Kalman filtresinden aldığı verileri etkili bir şekilde işlediği ve elde edilen sonuçların her iki yerel Kalman filtresinden de daha doğru olduğu görülmektedir. Ana filtreden elde edilen sonuçlara göre, tüm parametrelerin hata değerleri sıfır civarındadır ve buna ek olarak tüm parametrelerin hata varyansları sıfıra gitmektedir.

1. yerel Kalman filtresinin, 2. yerel Kalman filtresinin ve ana filtrenin varyanslarının 1., 10., 30., 50., 100., 150. ve 200. iterasyonlar için kıyaslanması Tablo 6.5. 'de verilmiştir. Tablodan da görülebileceği üzere ana filtrenin (federatif Kalman filtresi) elde ettiği varyans değerleri, her iki yerel Kalman filtresinin elde ettiği değerlerden daha düşüktür.

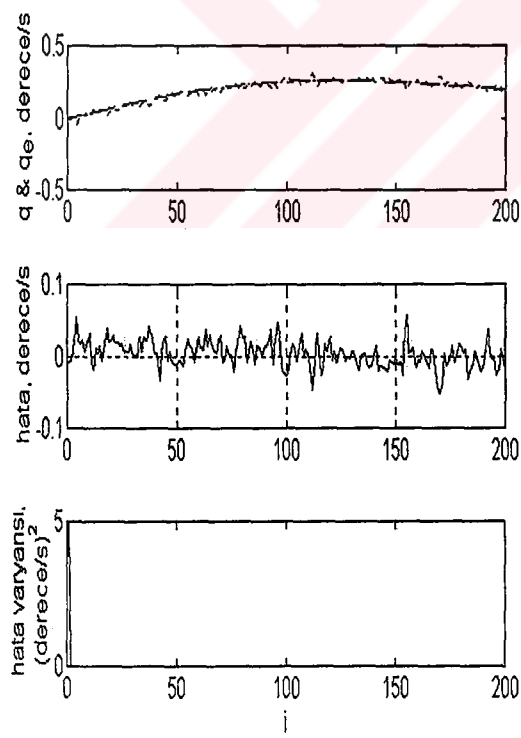
Söz konusu şekiller ve tablolar ışığında federatif Kalman filtresi uçağın parametrelerini çok daha iyi bir şekilde değerlendirmektedir.



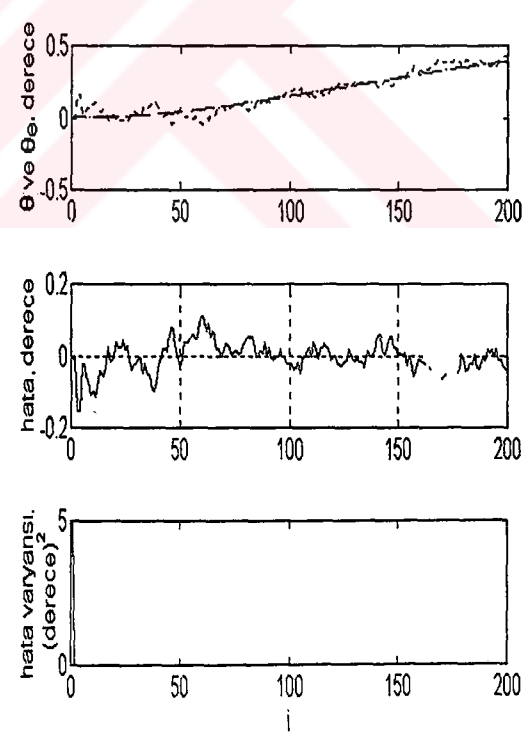
(a)



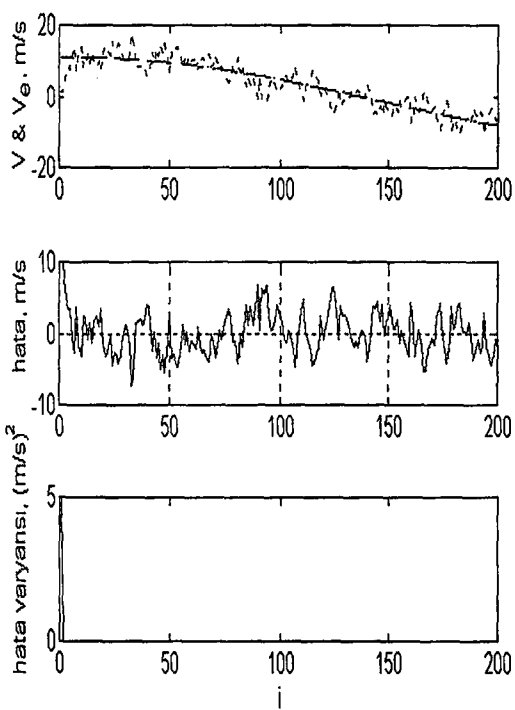
(b)



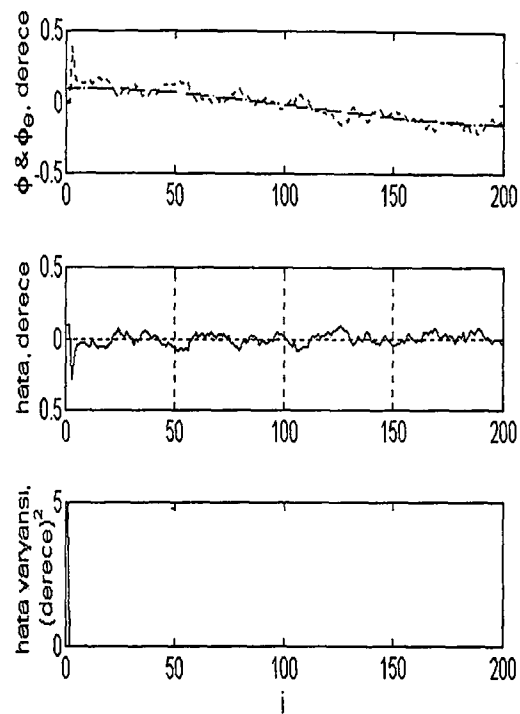
(c)



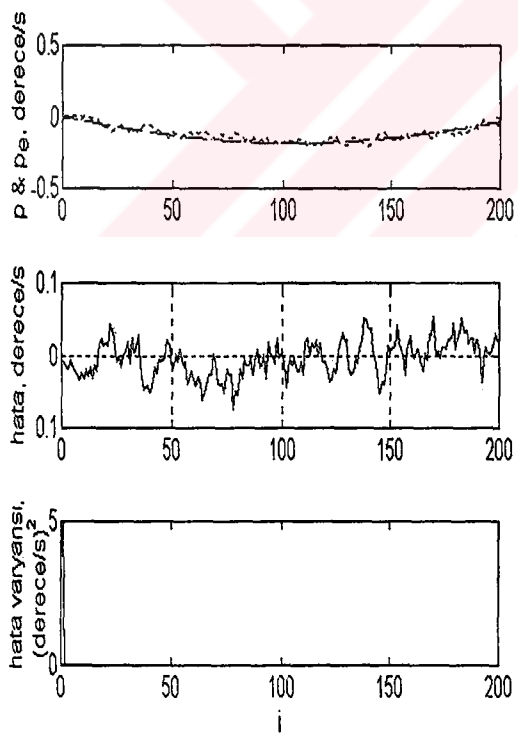
(d)



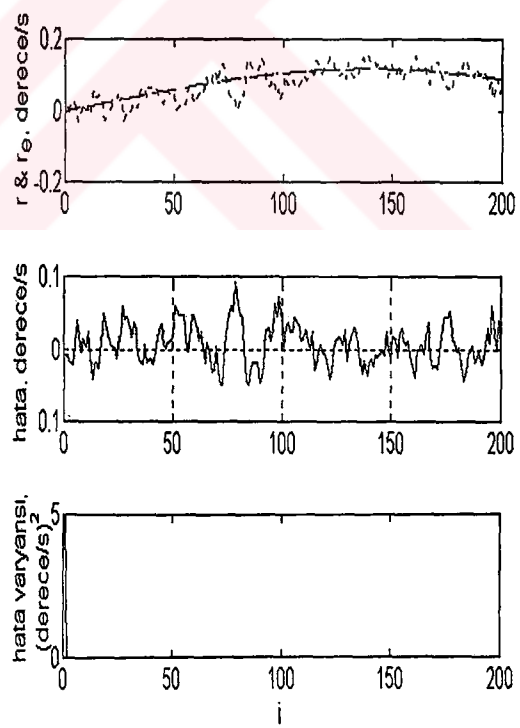
(e)



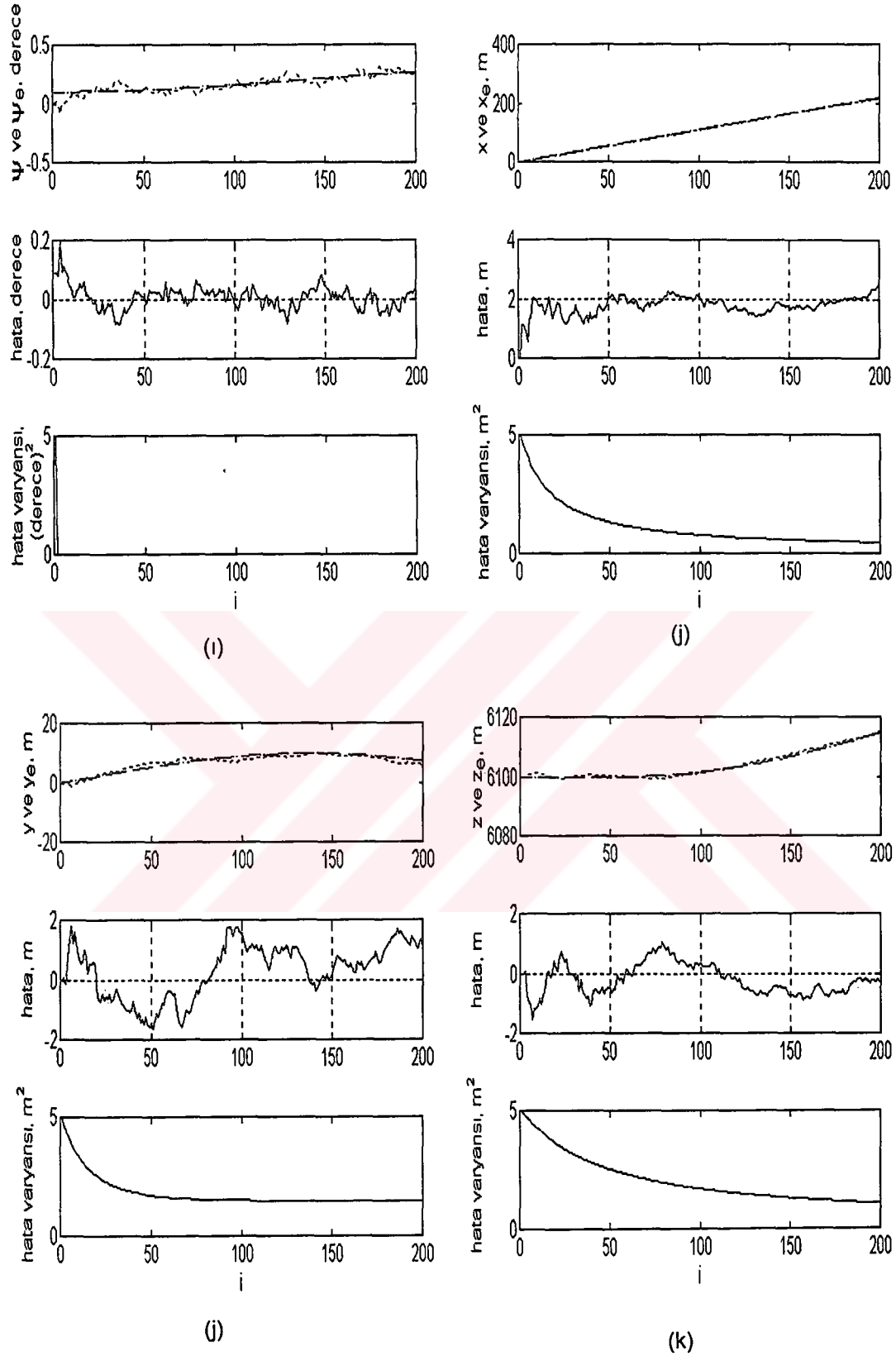
(f)



(g)



(h)



Şekil 6.1 : Ana filtrenin parametreleri (a) öne doğru hız, u (b) dikey hız, w (c) yunuslama açısal hızı, q (d) yunuslama açısı, θ (e) yana doğru hız, v (f) yuvarlanma açısal hızı, p (g) sapma açısal hızı, r (h) yuvarlanma açısı, ϕ (i) sapma açısı, ψ (j) x yönünde konum, x (k) y yönünde konum, y (l) z yönünde konum, z (---- : gerçek değer , ... : federatif Kalman filtresinden elde edilen değer)

Tablo 6.5. : 1. yerel filtre (INS), 2. yerel filtre (GPS) ve Ana filtrenin (federatif Kalman filtresi) 1., 10., 30., 50., 100., 150. ve 200. İterasyonlar için varyansları (a) öne doğru hız, u (b) dikey hız, w (c) yunuslama açısal hızı, q (d) yunuslama açısı, θ (e) yana doğru hız, v (f) yuvarlanma açısal hızı, p (g) sapma açısal hızı, r (h) yuvarlanma açısı, ϕ (i) sapma açısı, ψ (j) x yönünde konum, x (j) y yönünde konum, y (k) z yönünde konum, z

(a)

İterasyon	1. yerel Kalman filtresi (INS için)	2. yerel Kalman filtresi (GPS için)	Ana filtre (FKF)
1	10	10	5
10	0,006247	0,006272	0,003130
30	0,005783	0,005802	0,002896
50	0,005783	0,005802	0,002896
100	0,005783	0,005802	0,002896
150	0,005783	0,005802	0,002896
200	0,005783	0,005802	0,002896

(b)

İterasyon	1. yerel Kalman filtresi (INS için)	2. yerel Kalman filtresi (GPS için)	Ana filtre (FKF)
1	10	10	5
10	0,000789	0,022146	0,000751
30	0,000789	0,021804	0,000750
50	0,000789	0,021804	0,000750
100	0,000789	0,021804	0,000750
150	0,000789	0,021804	0,000750
200	0,000789	0,021804	0,000750

(c)

İterasyon	1. yerel Kalman filtresi (INS için)	2. yerel Kalman filtresi (GPS için)	Ana filtre (FKF)
1	10	10	5
10	0,001384	0,001996	0,000782
30	0,001384	0,001985	0,000778
50	0,001384	0,001985	0,000778
100	0,001384	0,001985	0,000778
150	0,001384	0,001985	0,000778
200	0,001384	0,001985	0,000778

(d)

İterasyon	1. yerel Kalman filtresi (INS için)	2. yerel Kalman filtresi (GPS için)	Ana filtre (FKF)
1	10	10	5
10	0,005183	0,005184	0,002591
30	0,004772	0,004773	0,002386
50	0,004772	0,004773	0,002386
100	0,004772	0,004773	0,002386
150	0,004772	0,004773	0,002386
200	0,004772	0,004773	0,002386

(e)

İterasyon	1. yerel Kalman filtresi (INS için)	2. yerel Kalman filtresi (GPS için)	Ana filtre (FKF)
1	10	10	5
10	0,001158	0,005837	0,000965
30	0,001158	0,005280	0,000948
50	0,001158	0,005277	0,000948
100	0,001158	0,005277	0,000948
150	0,001158	0,005277	0,000948
200	0,001158	0,005277	0,000948

(f)

İterasyon	1. yerel Kalman filtresi (INS için)	2. yerel Kalman filtresi (GPS için)	Ana filtre (FKF)
1	10	10	5
10	0,002159	0,002174	0,001081
30	0,002153	0,002166	0,001078
50	0,002153	0,002166	0,001078
100	0,002153	0,002166	0,001078
150	0,002153	0,002166	0,001078
200	0,002153	0,002166	0,001078

(g)

İterasyon	1. yerel Kalman filtresi (INS için)	2. yerel Kalman filtresi (GPS için)	Ana filtre (FKF)
1	10	10	5
10	0,002175	0,002177	0,001088
30	0,002169	0,002171	0,001085
50	0,002169	0,002171	0,001085
100	0,002169	0,002171	0,001085
150	0,002169	0,002171	0,001085
200	0,002169	0,002171	0,001085

(h)

İterasyon	1. yerel Kalman filtresi (INS için)	2. yerel Kalman filtresi (GPS için)	Ana filtre (FKF)
1	10	10	5
10	0,005295	0,005295	0,002647
30	0,004900	0,004900	0,002450
50	0,004900	0,004900	0,002450
100	0,004900	0,004900	0,002450
150	0,004900	0,004900	0,002450
200	0,004900	0,004900	0,002450

(i)

İterasyon	1. yerel Kalman filtresi (INS için)	2. yerel Kalman filtresi (GPS için)	Ana filtre (FKF)
1	10	10	5
10	0,005295	0,005295	0,002647
30	0,004900	0,004900	0,002450
50	0,004900	0,004900	0,002450
100	0,004900	0,004900	0,002450
150	0,004900	0,004900	0,002450
200	0,004900	0,004900	0,002450

(i)

İterasyon	1. yerel Kalman filtresi (INS için)	2. yerel Kalman filtresi (GPS için)	Ana filtre (FKF)
1	10	10	5
10	10,009032	4,873026	3,277387
30	10,029100	2,286365	1,861900
50	10,051175	1,502495	1,307066
100	10,099338	0,829061	0,766161
150	10,149508	0,593135	0,560381
200	10,199678	0,478057	0,456648

(j)

İterasyon	1. yerel Kalman filtresi (INS için)	2. yerel Kalman filtresi (GPS için)	Ana filtre (FKF)
1	10	10	5
10	10,040525	5,061612	3,328140
30	10,121537	2,712015	2,078972
50	10,210615	2,142944	1,697883
100	10,404968	1,852947	1,491397
150	10,607419	1,823749	1,473417
200	10,809870	1,820586	1,474826

(k)

İterasyon	1. yerel Kalman filtresi (INS için)	2. yerel Kalman filtresi (GPS için)	Ana filtre (FKF)
1	10	10	5
10	10,009001	7,333968	4,232584
30	10,029003	4,612921	3,159615
50	10,051006	3,372466	2,525040
100	10,099010	2,035720	1,694191
150	10,149015	1,478017	1,290113
200	10,199020	1,176786	1,055031



7. SONUÇLAR VE TARTIŞMA

Yüksek doğruluğa ve güvenilirliğe sahip seyrüsefer sistemlerine olan ihtiyaç günümüzde giderek artmaktadır. Ataletsel seyrüsefer sistemi, kendi kendine yeterli bir sistemdir. Radyasyon yaymaz ve dışarıdan radyo sinyal almaya ihtiyacı yoktur bu nedenle de elektronik harp yöntemleri ile çalışması engellenemez. Bu gibi özellikler ataletsel seyrüsefer sistemine gerçekten çok büyük avantajlar kazandırmaktadır. Buna rağmen sistemi oluşturan cihazların karakteristiklerinden ötürü, ataletsel seyrüsefer sisteminin hatası zamanla sürekli artar ve bu hatanın miktarı uçağın manevralarıyla orantılıdır. Ortalama bir ataletsel sistemde yaklaşık bir saat içersine yaklaşık 1.8 kilometrelik (1 deniz millik) hata birikimi olur. Bu nedenle ataletsel sistemler, herhangi bir dış bilgi kaynağından düzeltilmeli ve birleştirilmiş seyrüsefer “integrated navigation” gerçekleştirilmelidir.

Bu çalışma kapsamında, ataletsel seyrüsefer sisteminin desteklenmesi için, seyrüsefer sistemlerinden en gelişmiş ve en yüksek doğruluğa sahip olanı, “GPS” seçilmiş ve birleştirme için de Kalman filtresi algoritmaları kullanılması uygun görülmüştür.

Bu amaçla, uçağın hareket parametrelerini ataletsel seyrüsefer sistemi ve GPS ölçümlerine göre, gerçek zamanda, rastgele sistem hatalarını ve ölçme bozuntularını göz önüne alarak değerlendiren iki adet rekürsif yerel Kalman filtresi tasarlanmıştır. Tasarlanmış Kalman filtrelerinin uçağın konumunu yapılmış ölçümlere göre yüksek doğrulukla tahmin ettikleri belirlenmiştir.

Yapılmış incelemeler sonucunda, uçağın lineerleştirilmiş dinamik modelinin ele alındığı ve Kalman filtresinin diagnostiğinin yapılabilmesi hususu göz önüne alınarak direkt destekleme konfigürasyonu uygun bulunmuştur.

Direkt konfigürasyon uygulamasında, ataletsel seyrüsefer sisteminin GPS ile federatif Kalman filtresi yardımıyla desteklenmesi gerçekleştirilmiştir. Yapılan simülasyondan elde edilen sonuçlara göre, değerlendirilen tüm parametreler için federatif Kalman filtresinin doğruluğunun her iki yerel Kalman filtresinden de yüksek olduğu saptanmıştır.

KAYNAKLAR

- [1] **Kayton, M. ve Fried, W.R.**, 1997, Avionics Navigation Systems, 2nd Edition, John Wiley & Sons, Inc., New York
- [2] **Jinwon, K., Gyu-In, J., ve Jang Gyu, L.**, 1998, A Federated Kalman Filter Using a Gain Fusion Algorithm, IFAC, Automatic Control in Aerospace, Seoul, Korea, s. 385 - 391
- [3] **Oruç, H. ve Tokdemir G.**, 1998, Inertial Navigation for Airborne Applications, AIA '98, Proceedings of The 2nd Ankara International Aerospace Conference, 9-11 Eylül, s. 228 - 232
- [4] **Leach, B.W.**, 1999, Low Cost Inertial / GPS Integrated Navigation for Flight Test Requirements, AGARD 6th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, Ekim 1999
- [5] **Schanzer, G.**, 1999, High Precision Integrated Navigation System for Vehicle Guidance, AGARD 6th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, Ekim 1999
- [6] **Köhler, T.**, 1999, Reliable Autonomous, Precise Integrated Navigation RAPIN for Present and Future Air-Vehicles, AGARD 6th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, Ekim 1999
- [7] **Sabatini, R.**, 1999, High Precision DGPS and DPGS/INS Positioning For Flight Testing, AGARD 6th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, Ekim 1999
- [8] **Maybeck, P.S.**, 1979, Stochastic Models, Estimation and Control, Volume 1, Academic Press, Inc., London
- [9] **Lin, C. F.**, 1991, Modern Navigation, Guidance, and Control Processing, Prentice Hall, New Jersey
- [10] **Collinson, R. P. G.**, 1996, Introduction to Avionics, Chapman & Hall, London
- [11] **Chatfield, A.B.**, 1997, Fundamentals of High Accuracy Inertial Navigation, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., Virginia
- [12] **Logsdon, T.**, 1992, The Navstar Global Positioning System, Van Nostrand Reinhold
- [13] **Hacıyev, C.**, Radyonavigasyon, İ.T.Ü., 1991
- [14] **Hacıyev, C.M. ve Çalışkan, F.**, 1998, Fault Detection in Flight Control System via Innovation Sequence of Kalman Filter, AIA '98, Proceedings of The 2nd Ankara International Aerospace Conference, 9-11 Eylül,

- [15] **Luo, R. C. ve Kay, M. G.**, 1989, Multisensor Integration and Fusion in Intelligent Systems, IEEE tr. on SMC, 19, 5 pp. 901-931, 1989
- [16] **Siouris, G. M.**, 1993, Aerospace Avionics Systems – A Modern Synthesis, Academic Press
- [17] **Carlson, N. A.**, 1990, Federated Square Root Filter for Decentralized Parallel Processes, IEEE tr. on AES, 26, pp. 517-525
- [18] **Carlson, N. A.**, 1994, Federated Kalman Filter Simulation Results, Navigation : Journal of Institute of Navigation, 41, pp. 297-321
- [19] **Kerr, T.**, 1987, Decentralized Filtering and Redundancy Management for Multisensor Navigation, IEEE tr. on AC, 33, 1, pp. 83-119
- [20] **Speyer, J. L.**, 1979, Computation and Transmission Requirements for a Decentralized Linear-Quadratic-Gaussian Control Problem, IEEE tr. on AC, 24, 2, pp. 266-271
- [21] **Willksy, A.S., Bello, M.G., Castanon, D.A., Levy, B. C. ve Verghese, G. C.**, 1982, Combining and Updating of Local Estimates and Regional Maps Along Sets of One-Dimensional Tracks, IEEE tr. on AC, 27, 4, pp. 799-813
- [22] **Hashemipour, H.R., Roy, S. ve Laub, A. J.**, 1988, Decentralized Structure for Kalman Filtering, IEEE tr. on AC, 33, 1, pp. 88-94
- [23] **Carlson, N. A.**, 1995, Federated Filter for Fault Tolerant Integrated Navigation, Agard-Ag-331, pp. 265-280
- [24] **McLean D.**, 1990, Automatic Flight Control Systems, Prentice Hall, Hertfordshire

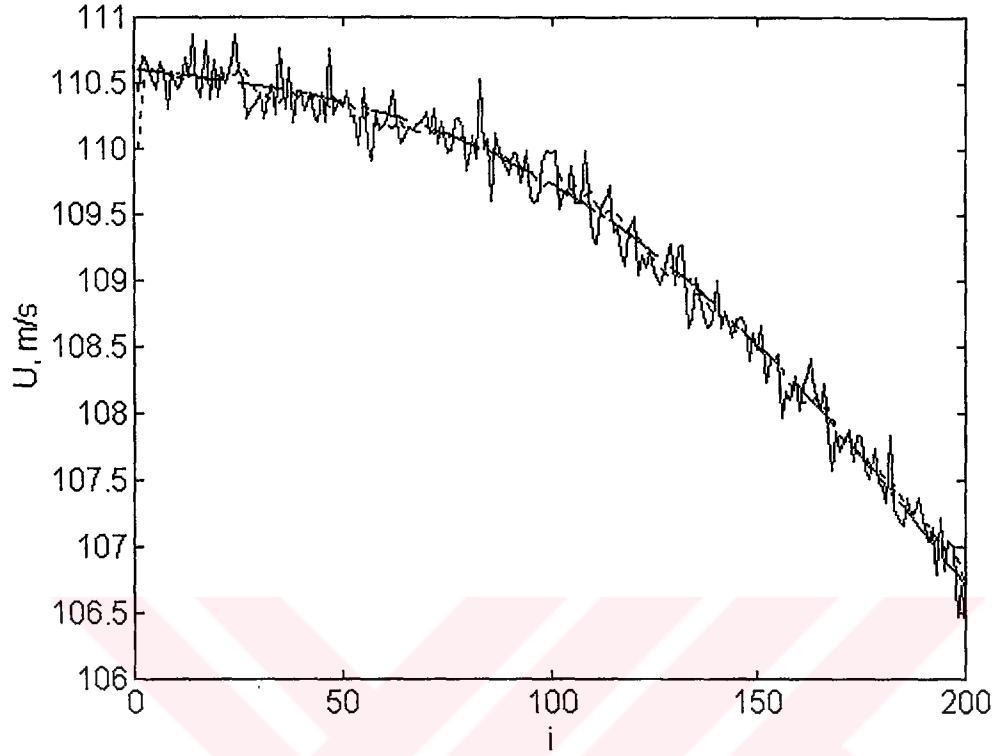
EKLER

EK - 1 : 1. Yerel Kalman Filtresi Sonuçları

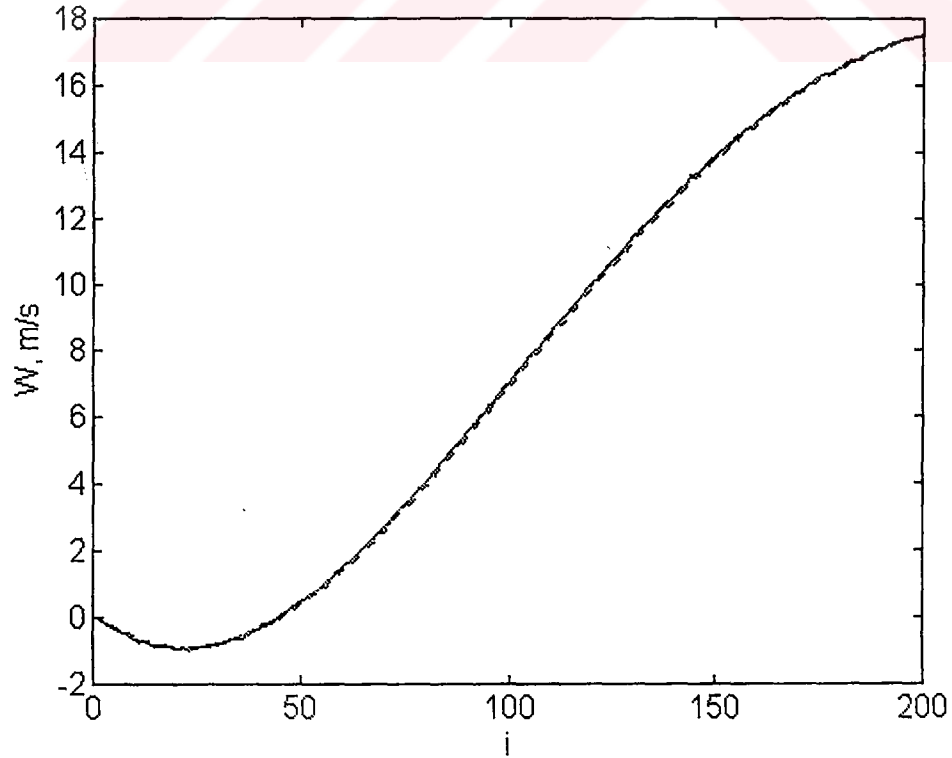
EK - 2 : 2. Yerel Kalman Filtresi Sonuçları



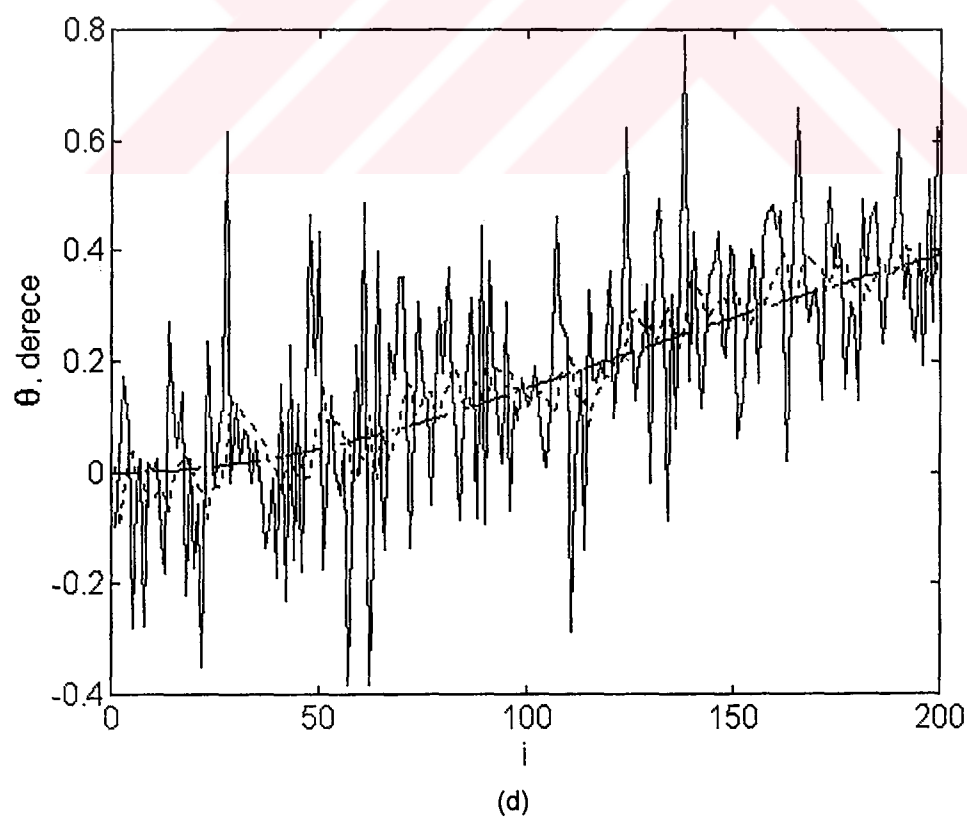
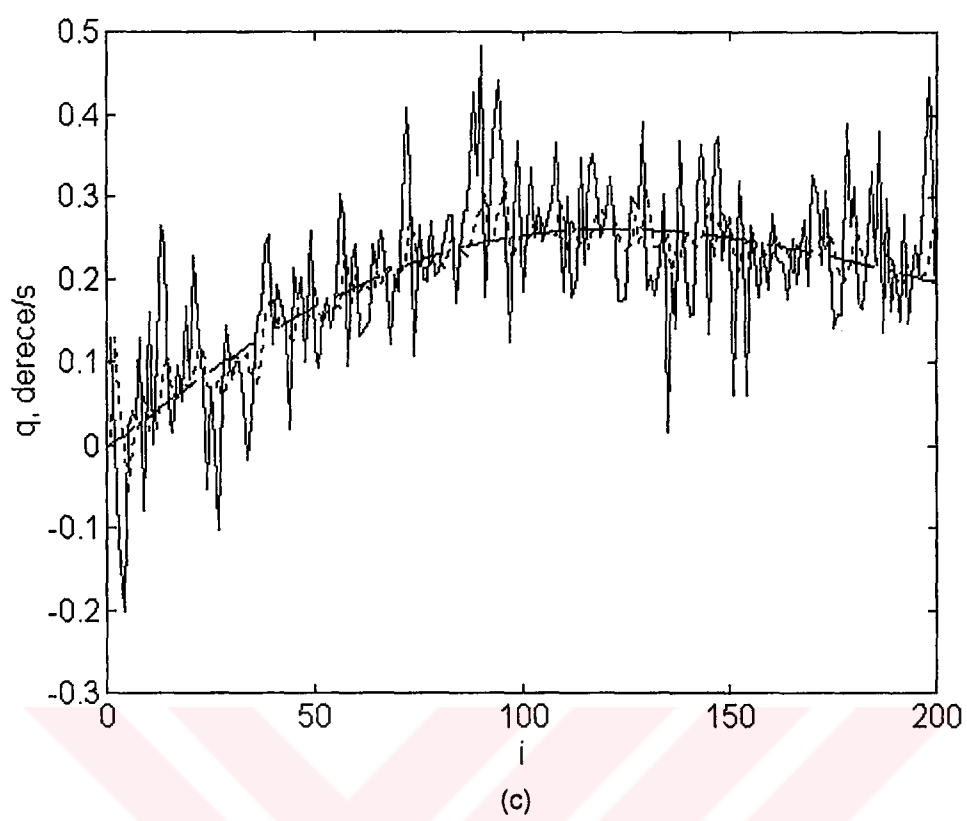
EK-1 : 1. Yerel Kalman Filtresi Sonuçları

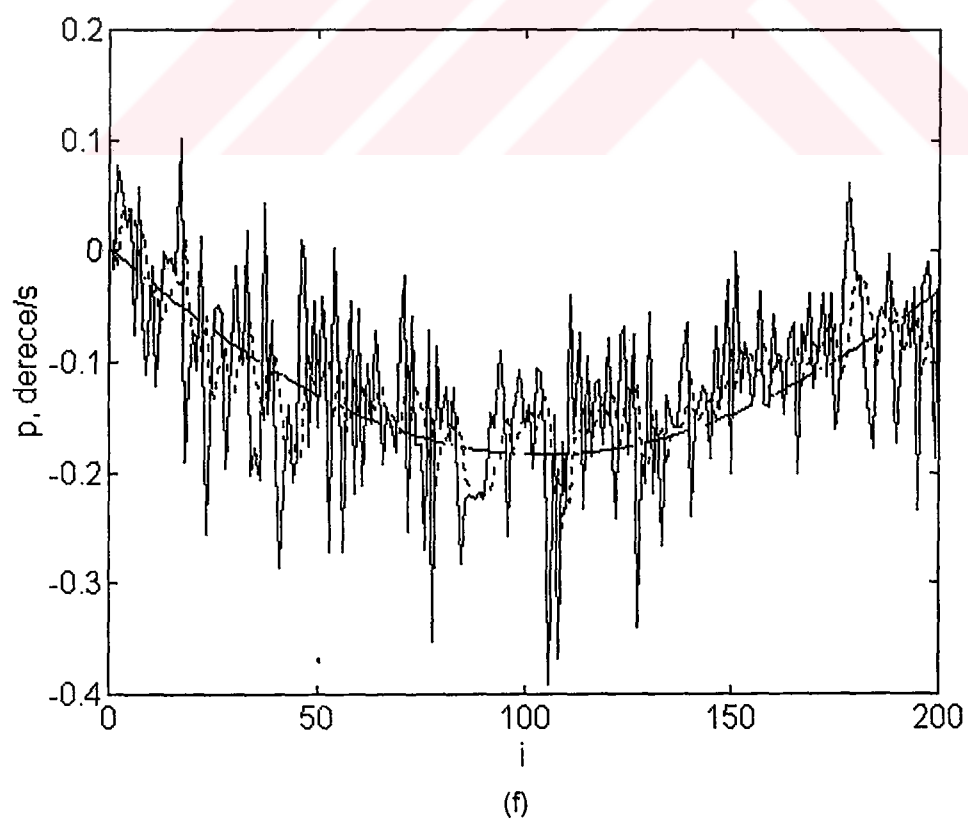
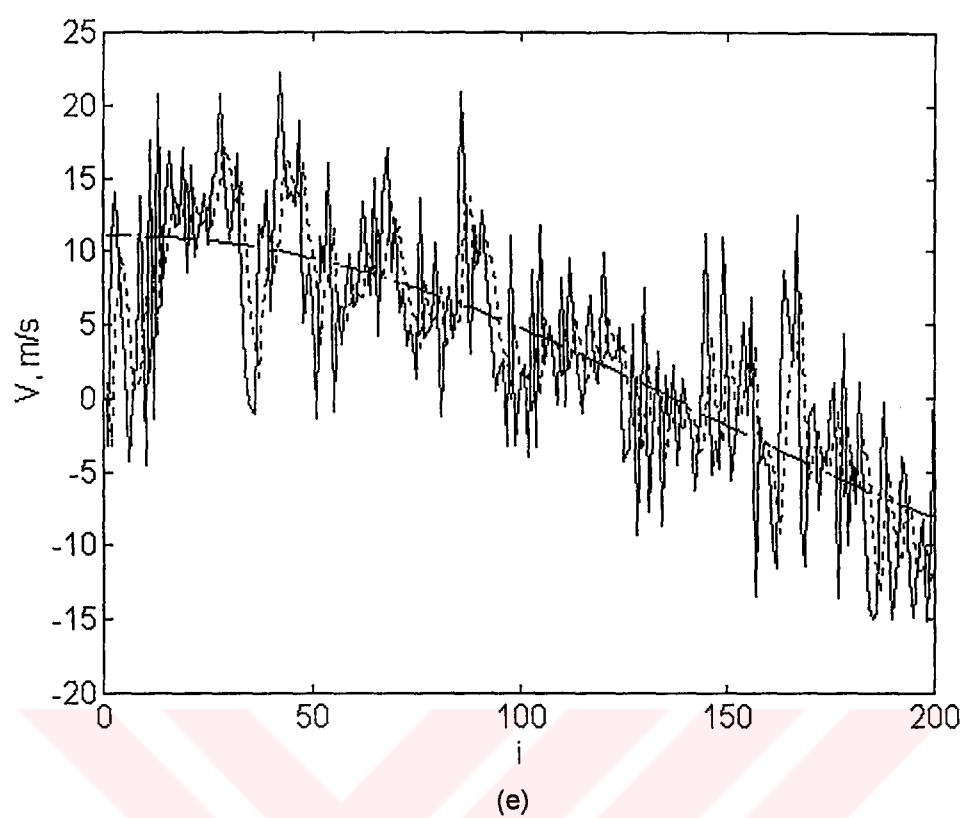


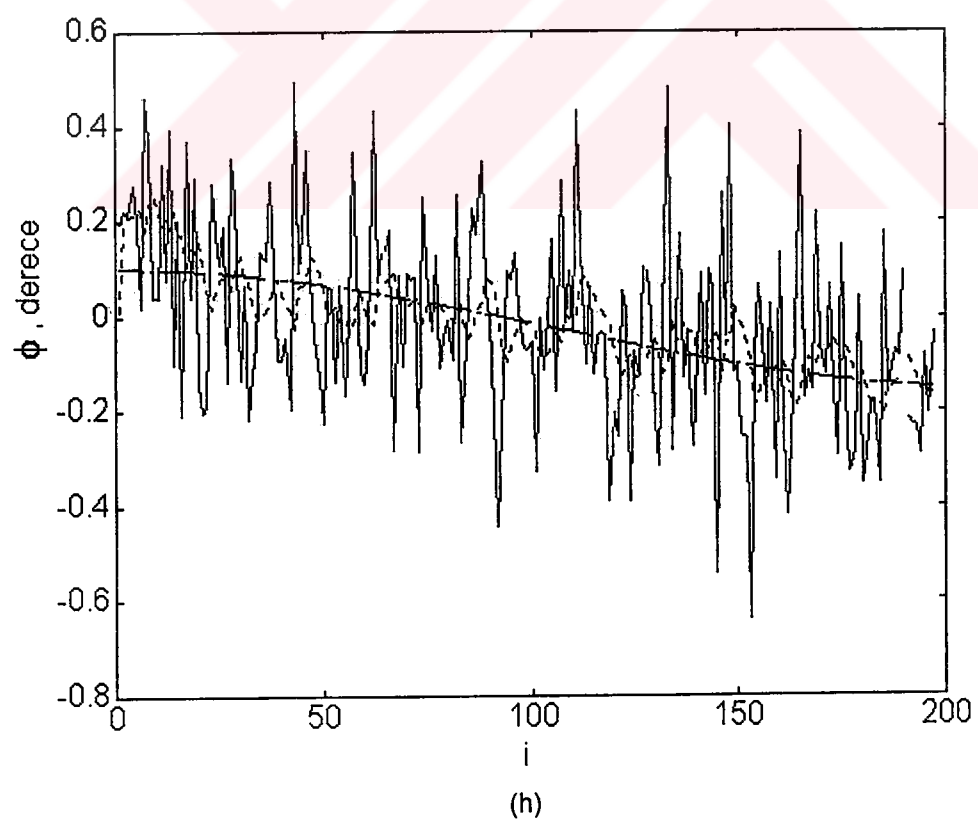
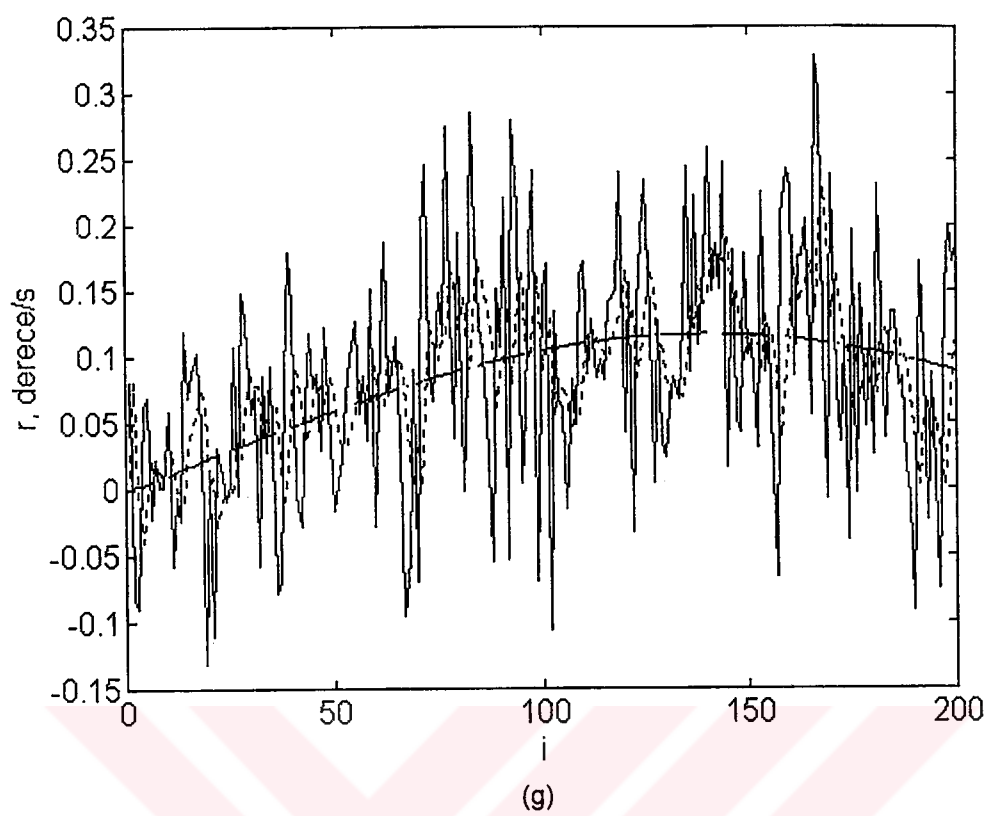
(a)

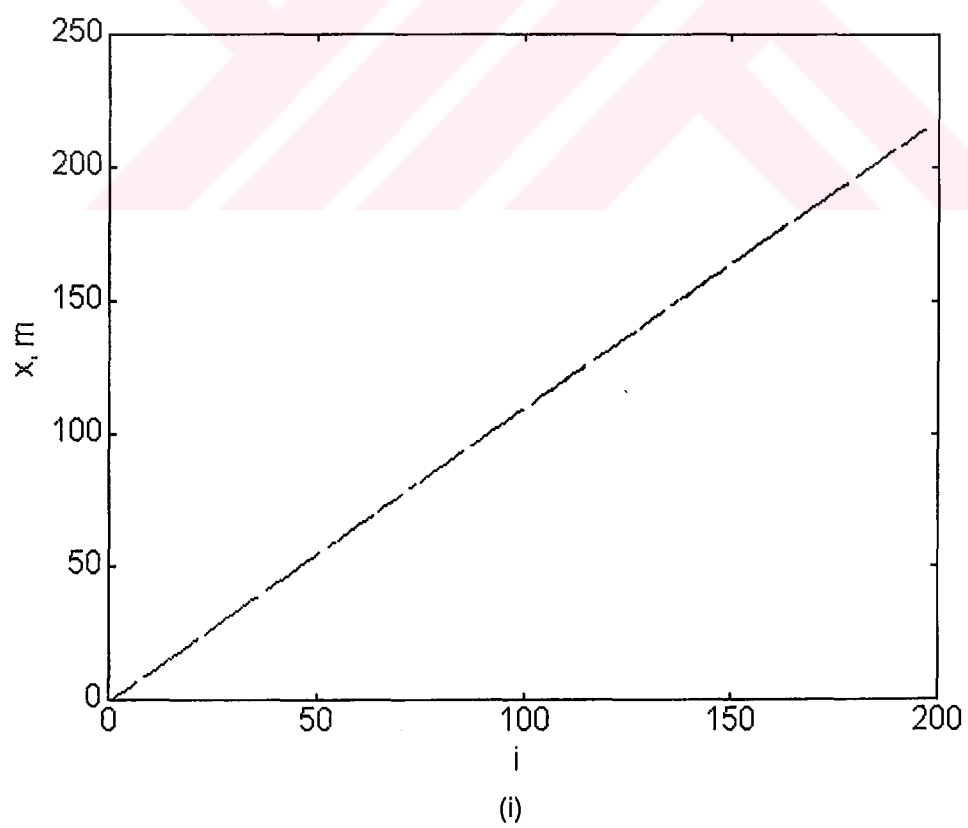
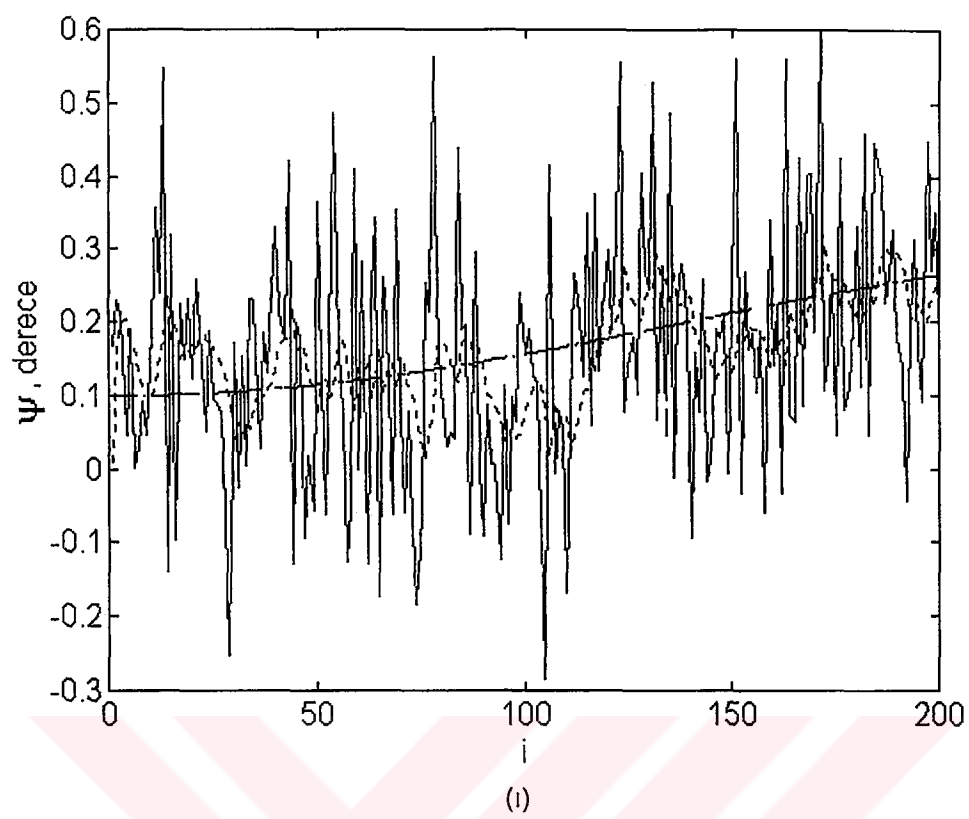


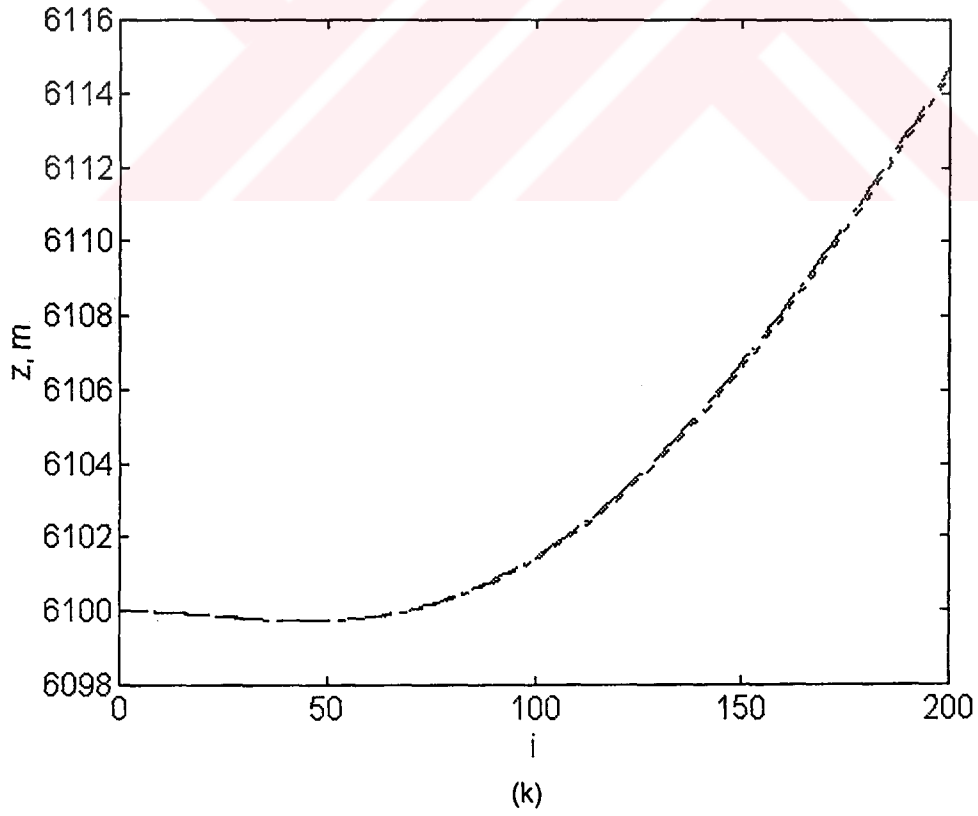
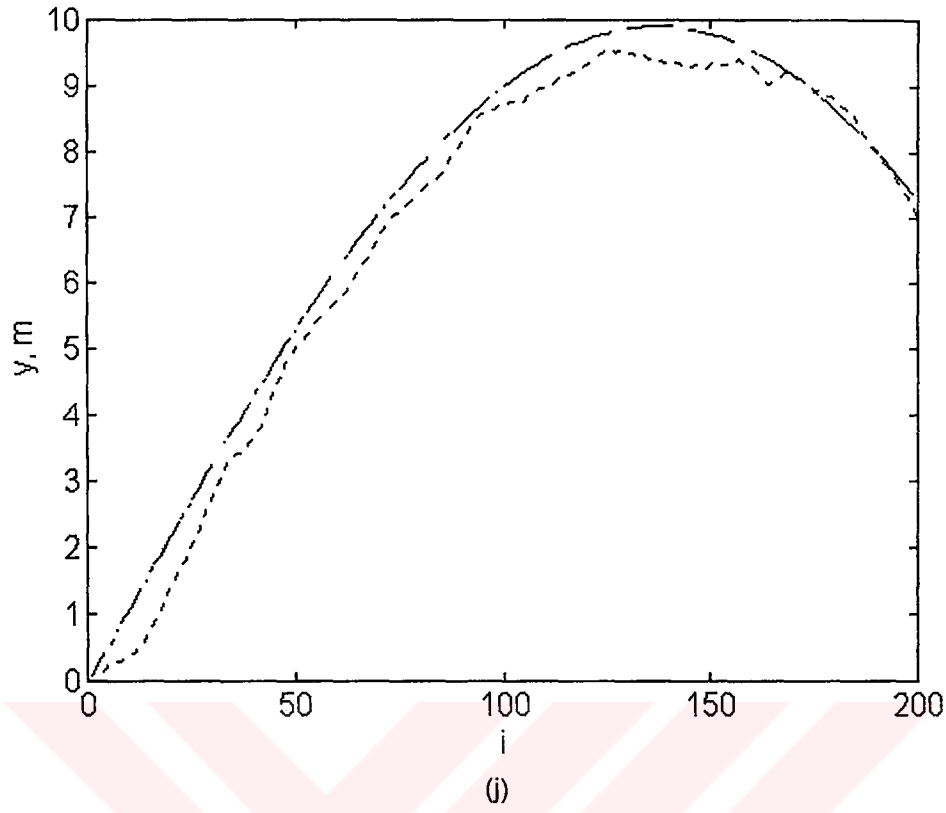
(b)





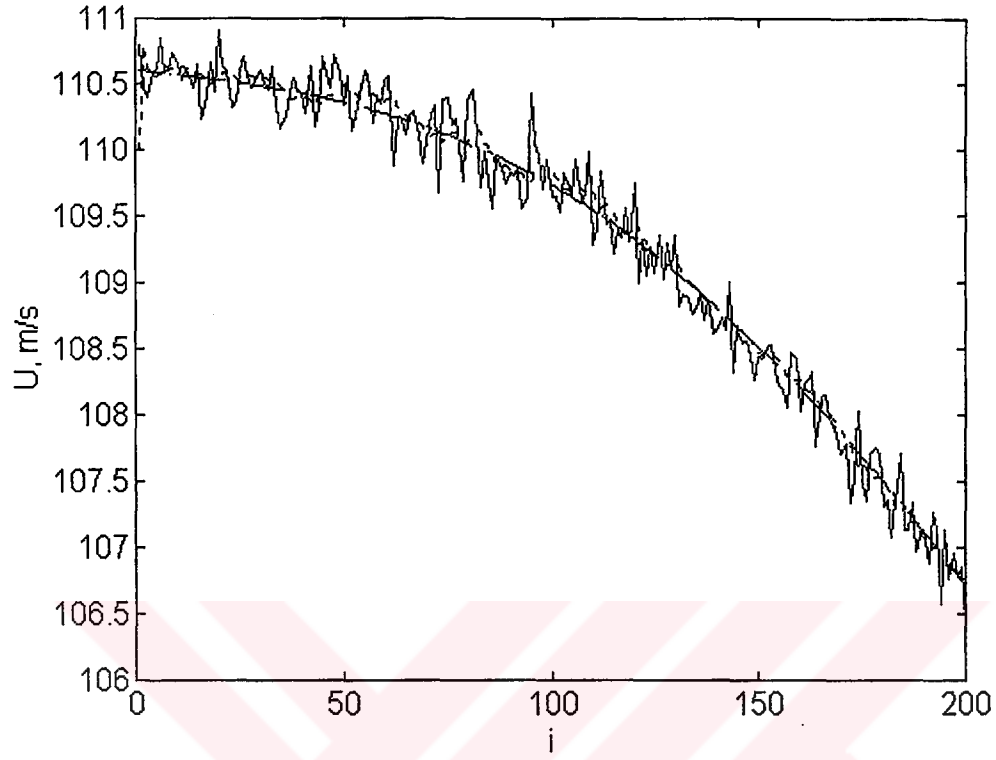




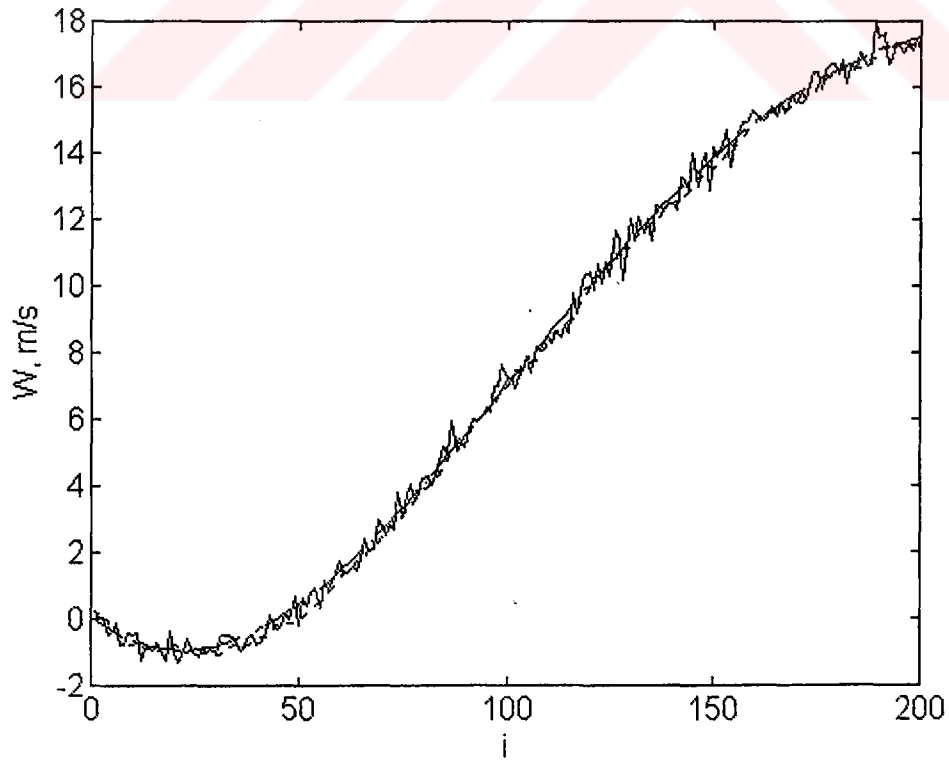


Şekil E.1 : 1. Yerel Kalman filtresi sonuçları (a) öne doğru hız, u (b) dikey hız, w (c) yunuslama açısal hızı, q (d) yunuslama açısı, θ (e) yana doğru hız, v (f) yuvarlanma açısal hızı, p (g) sapma açısal hızı, r (h) yuvarlanma açısı, ϕ (i) sapma açısı, ψ (j) x yönünde konum, x (k) y yönünde konum, y (l) z yönünde konum, z

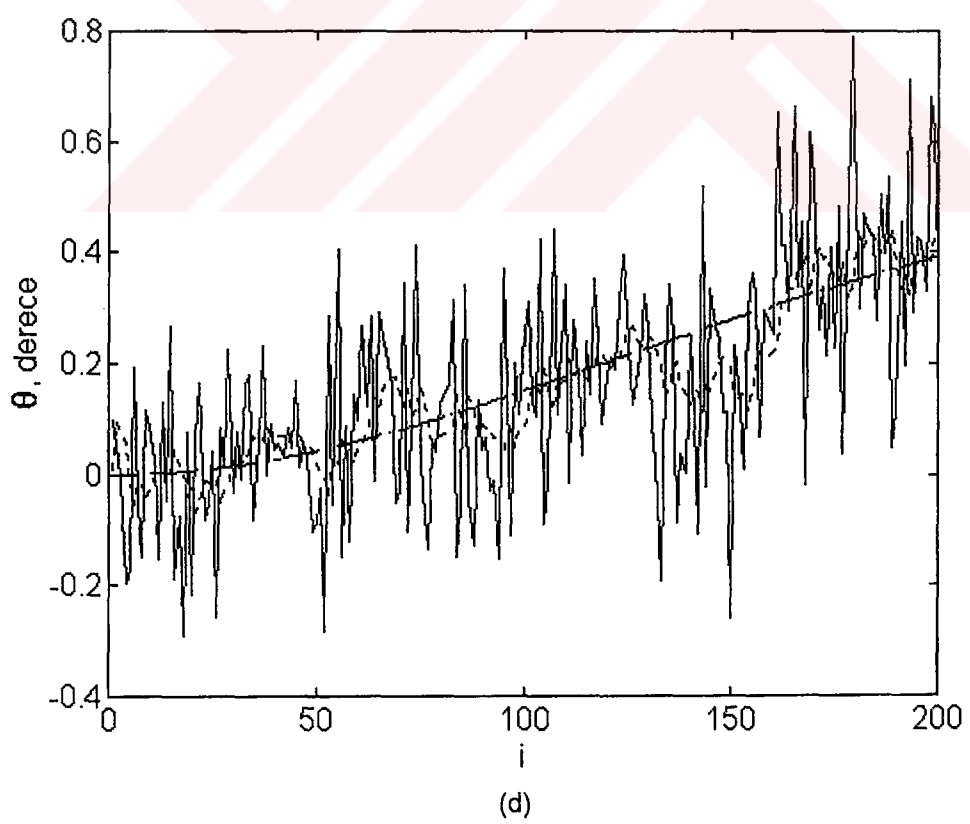
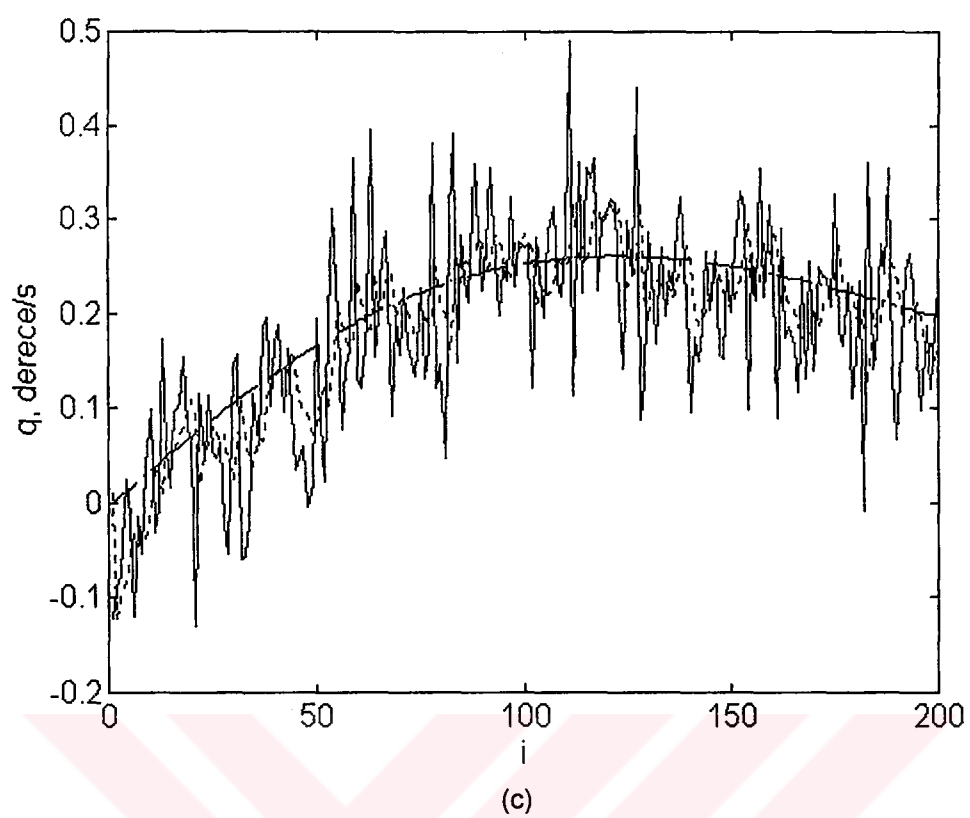
EK-2 : 2. Yerel Kalman Filtresi Sonuçları

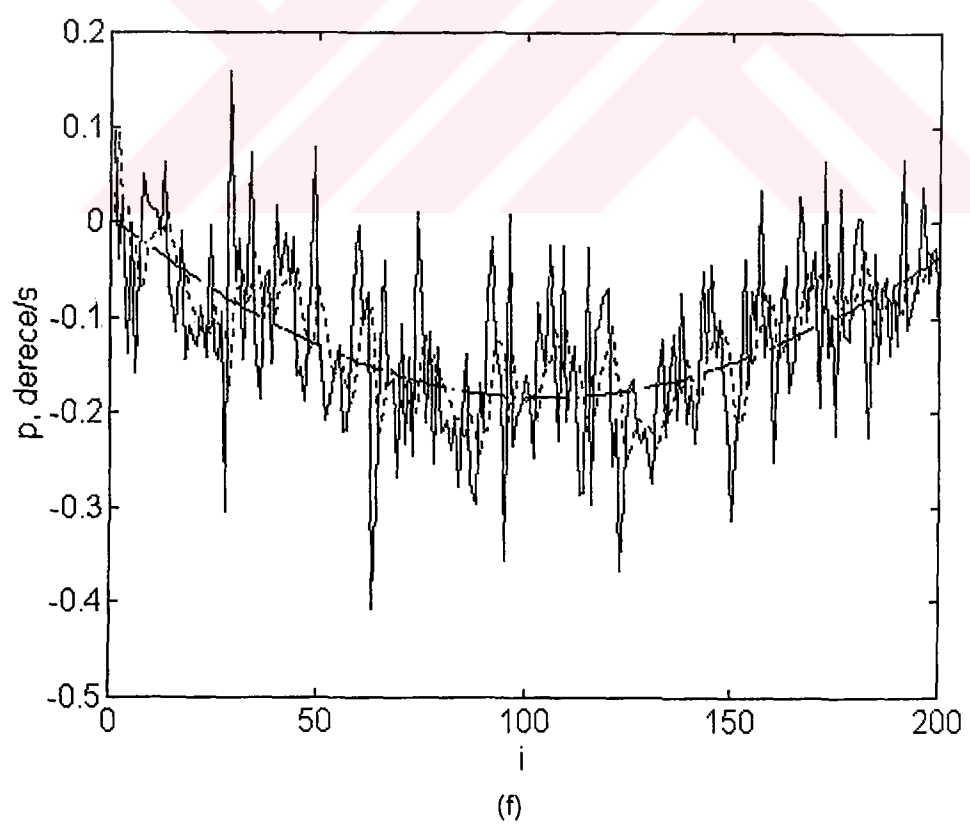
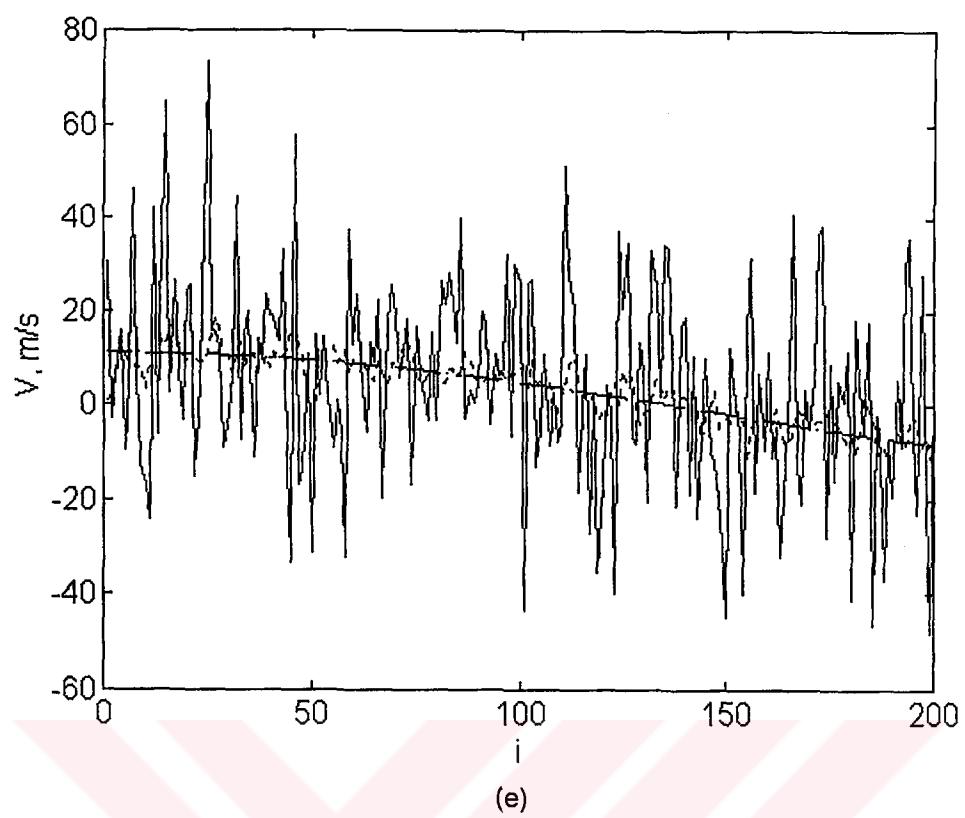


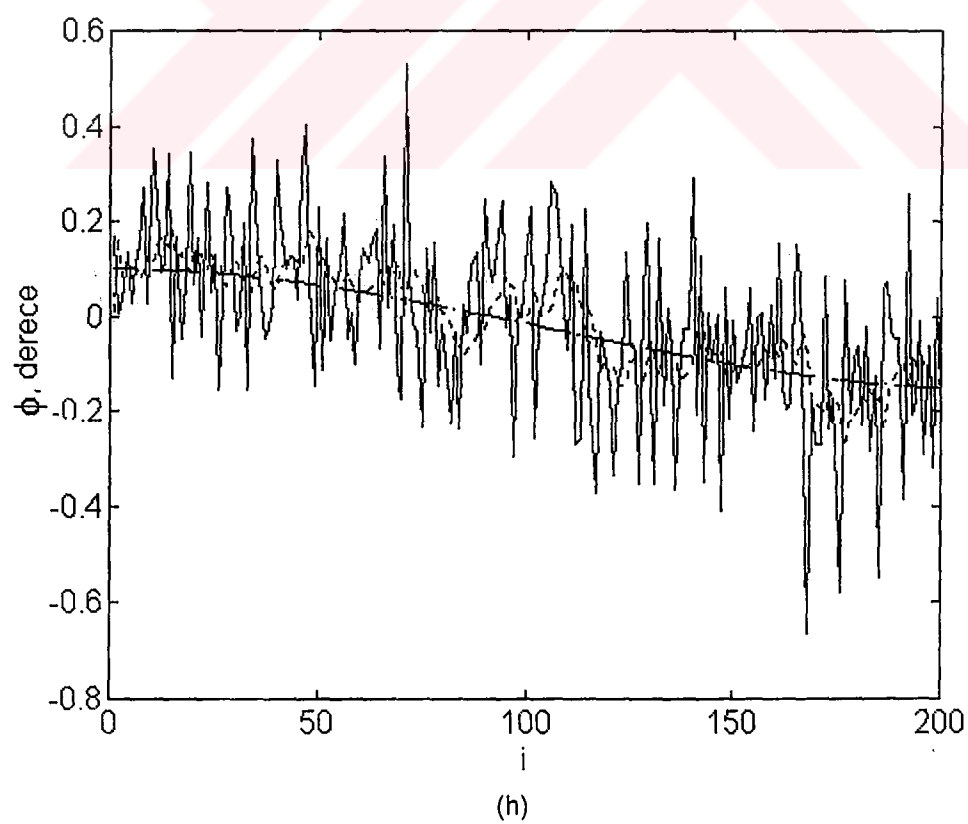
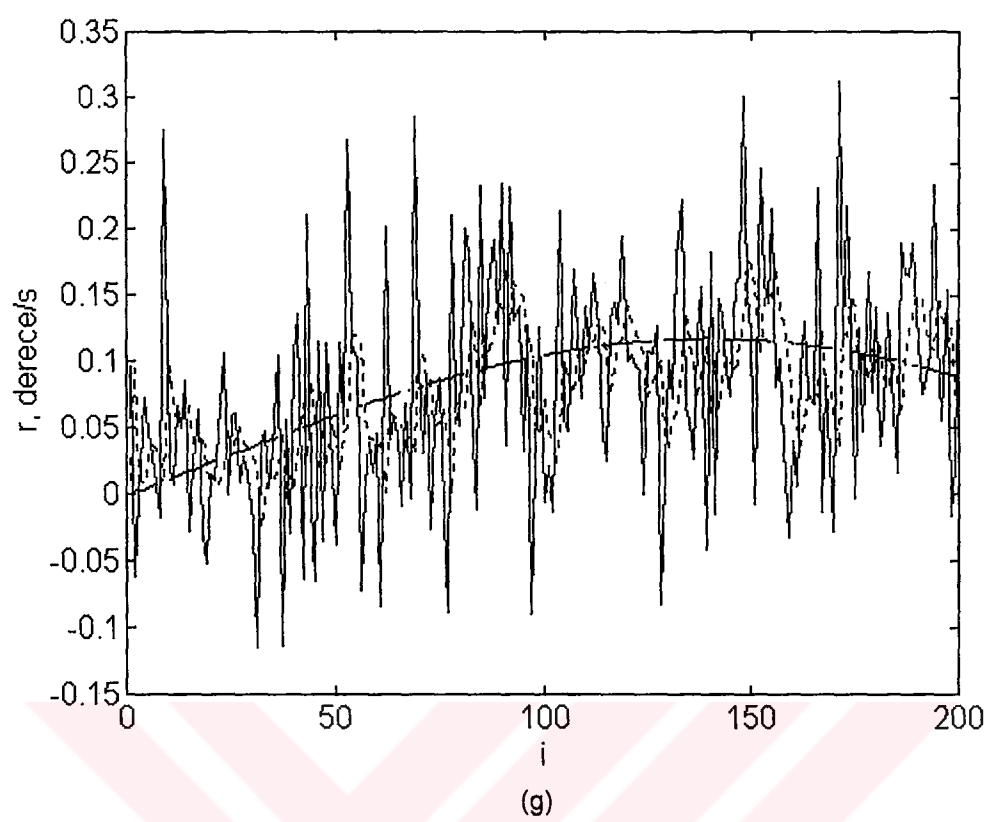
(a)

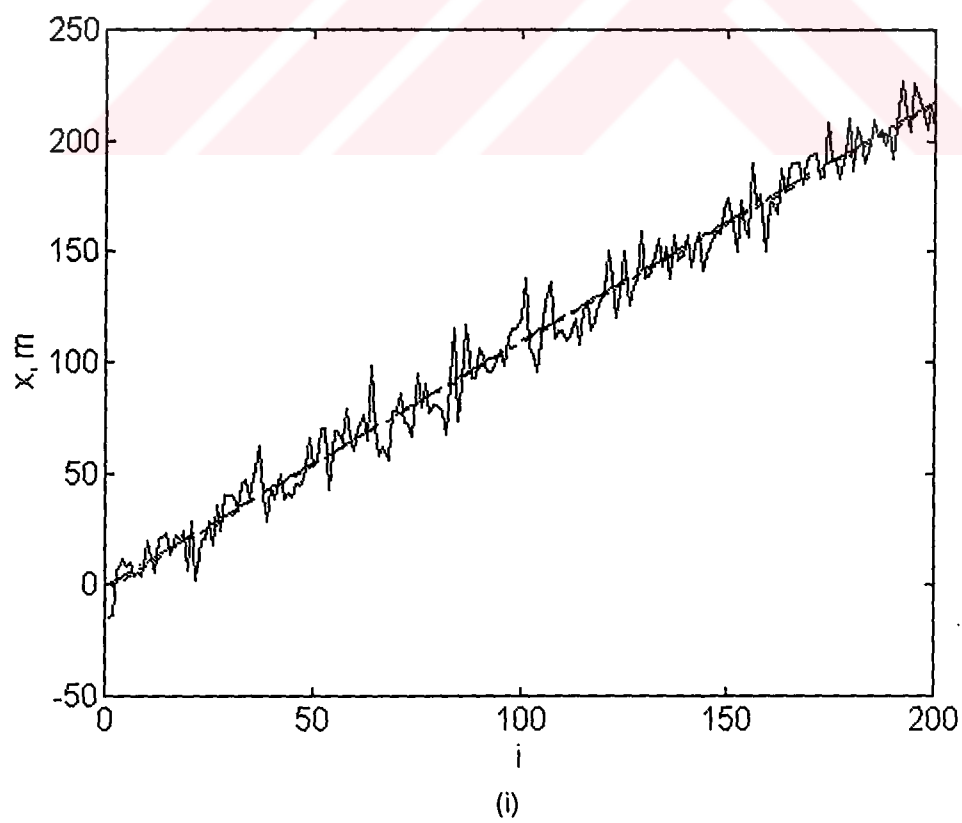
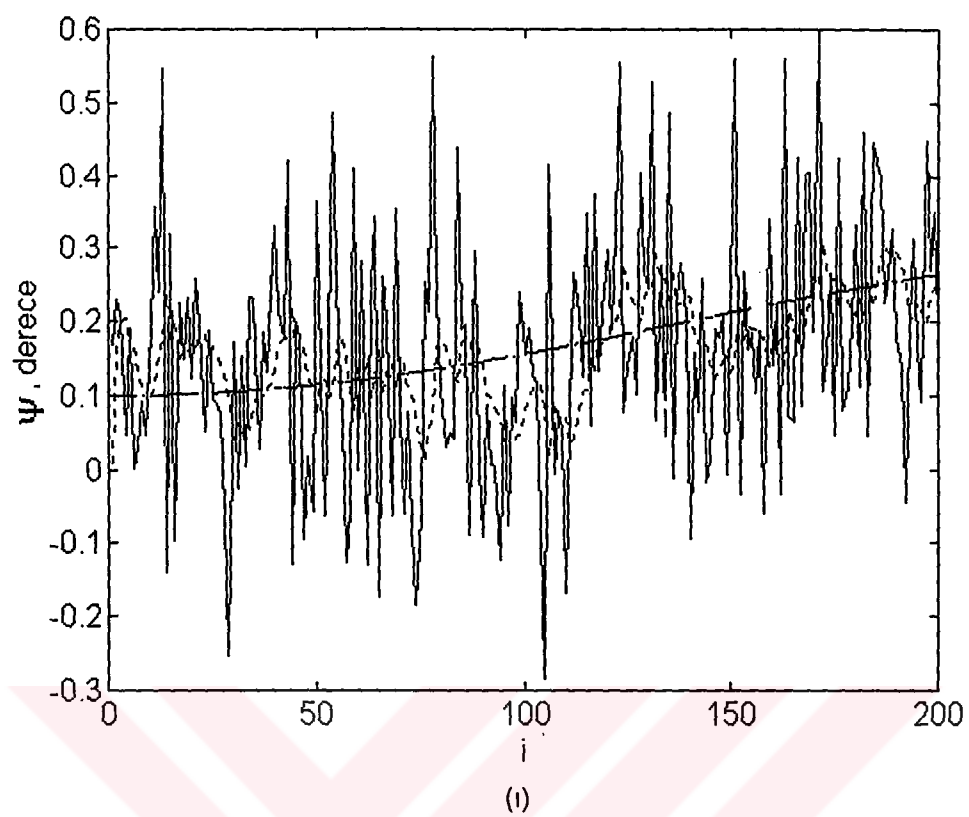


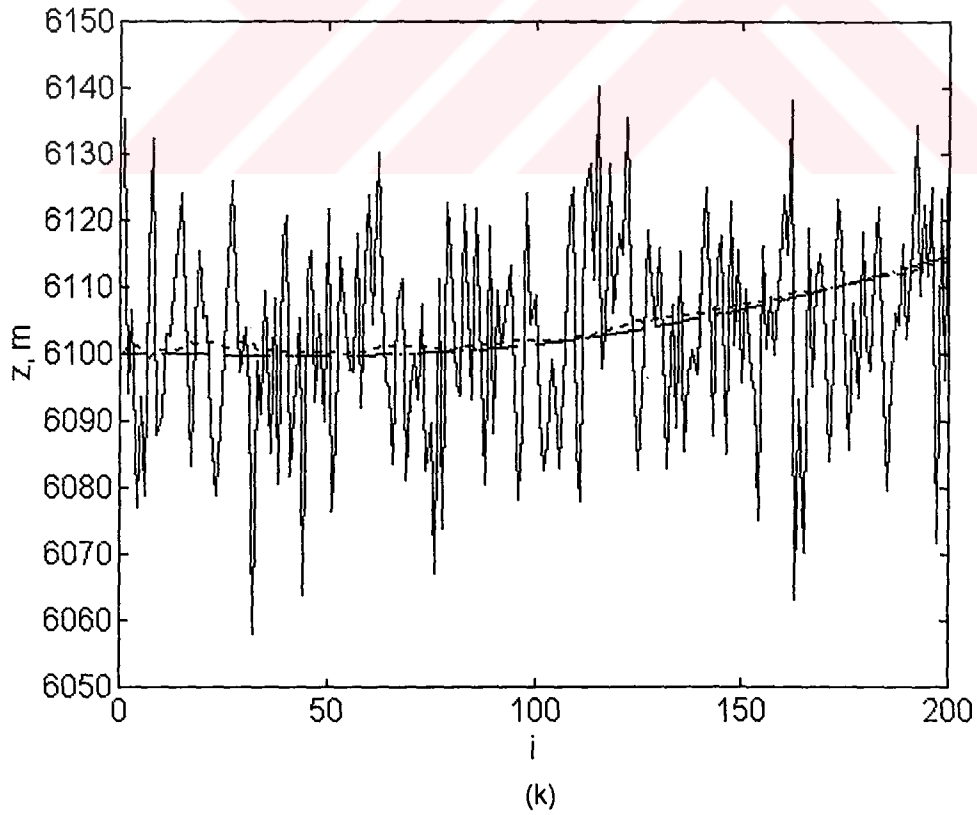
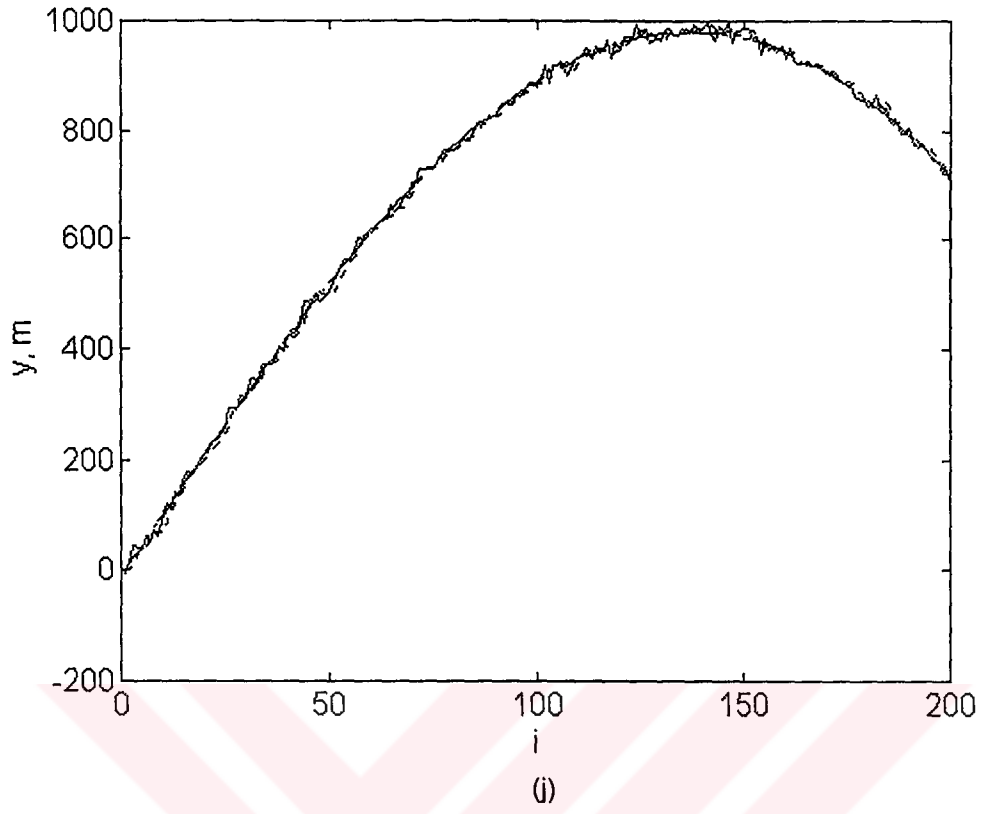
(b)











Şekil E.2 : 2. Yerel Kalman filtresi sonuçları (a) öne doğru hız, u (b) dikey hız, w (c) yunuslama açısal hızı, q (d) yunuslama açısı, θ (e) yana doğru hız, v (f) yuvarlanma açısal hızı, p (g) sapma açısal hızı, r (h) yuvarlanma açısı, ϕ (i) sapma açısı, ψ (j) x yönünde konum, x (j) y yönünde konum, y (k) z yönünde konum, z

ÖZGEÇMİŞ

Mehmet Aykut TUTUCU, 1975 yılında İstanbul 'da doğdu. Lise öğretimini 1993 yılında İSTEK Vakfı Atanur Oğuz Lisesi 'nde tamamladı ve aynı yıl içinde İstanbul Teknik Üniversitesi Uçak Mühendisliği bölümünde eğitime başladı. 1997 yılında mezun olan yazar, aynı yıl içersine İTÜ Fen Bilimleri Enstitüsü 'nde yüksek lisans çalışmasına başladı. Yurt içinde düzenlenen bir organizasyonda yayınlanmış bir bildirisi bulunan yazar, halen İstanbul Teknik Üniversitesi Uçak Mühendisliği ana bilim dalı, Uçak Mühendisliği programında yüksek lisans çalışmasını sürdürmektedir.

