

**HAVA VERİLERİ SİSTEMİ İLE DOPPLER RADARININ
KALMAN SÜZGEÇİ TEMELİNDE TUMLEŞTİRİLMESİ**

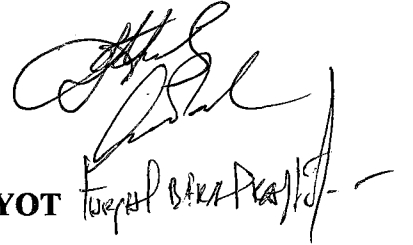
127033

YÜKSEK LİSANS TEZİ
Osman AKGÜN
(511981004)

Tezin Enstitüye Verildiği Tarih : 2 Ocak 2002
Tezin Savunulduğu Tarih : 18 Ocak 2002

Tez Danışmanı : Prof.Dr. Çingiz HACIYEV
Diğer Jüri Üyeleri: Doç.Dr. Cevat ERDAL
Öğr.Gör.Dr. Turgut B. KARYOT

İ.C. YÜKSEKÖĞRETİM KURULU
DOKÜMANTASYON MERKEZİ



OCAK 2002

ÖNSÖZ

Bugünün havacılık sanayisinde, uçuş güvenliği en önemli konu olmuştur. Her yeni gün, yeni bir güvenlik düzenlemesi ortaya çıkmakta veya eski düzenlemelere bazı sınırlamalar getirilmektedir. Bu güvenlik gerekliliklerini yerine getirmek için doğru ve uygun maliyetli bir çözüm bulmanın en önemli yolu ise tümleşik navigasyon sistemlerinin kullanılmasıdır.

Hava araçlarında uçuş hızlarının doğru bulunması, uçuş kontrol ve navigasyon sistemlerinin bir çoğu için hayati önem içermektedir. Ayrıca, bir hava aracı için rüzgar hızının, uçuş yönetimi ve güvenliği açısından önemi de çok büyüktür. Özellikle, beklenmedik durumlarda oluşan yüksek rüzgar hızları, uçuş güvenliği ve uçuş kontrolü açısından gerekli bir parametredir. Bu çalışmada, tümleşik bir sistem kullanılarak yüksek doğrulukta hız ve konum bilgisi ve rüzgar hızı değeri bulunabilmesi amacıyla Hava Verileri Sistemi ve Doppler radarı tümleştirilmiş ve incelenmiştir.

Tümleşik Hava Verileri-Doppler Navigasyon Sisteminin, Kalman süzgeci temelinde gerçekleştirilmesi, bu yaptığımız çalışmanın temelini oluşturmaktadır. Bölüm 1’de tümleşik navigasyon sistemleri ve uçaklarda rüzgar hızının bulunması konularında yapılan çalışmalar anlatılmış ve yaptığımız tezin bu alanlarda ne gibi yenilikler içerdiğinden bahsedilmiştir. İkinci bölümde, Hava Verileri Sisteminin ve 3. bölümde ise Doppler radarının kısa çalışma prensipleri anlatılmıştır. Bu bölümlerde bu sistemlerde bulunan hata kaynakları anlatılmış ve bu hata kaynaklarının, sistemin hata modelinde kullanılan istatistiksel verileri sunulmuştur. Dördüncü bölümde ise tümleştirmede temel teşkil eden Kalman süzgecinin çalışma prensibi ve tümleştirmede kullanılan şeması sunulmuştur. Ayrıca bu çalışmada, anormal ölçümleri süzebilen Robüst Kalman süzgeci ve de ölçme kanalının arızalanmasını tespit eden yöntemler sunulmuştur. Beşinci bölümde, Tümleşik Hava Verileri-Doppler Navigasyon Sisteminin modellenmesi, Optimal ve Robüst Kalman süzgecinin ve arıza tespit yöntemlerinin, tasarladığımız sisteme uygulaması yapılmıştır. Altıncı bölüm ise simülasyonda kullanılan değerlerin ve simülasyon sonuçlarının verildiği bölümdür.

Bu çalışma, Hava Verileri Sistemi ve Doppler radarının hız bilgileri kullanılarak, yüksek doğrulukta ve yüksek ölçüm frekansına sahip bir sistemle, hız, konum ve de uçuş anı gerçek zamanlı rüzgar hızının bulunabilmesi, ayrıca Robüst Kalman süzgecinin kullanılması, arıza tespit yöntemlerinin uygulanması açılarından önemlidir.

Bu çalışma için öncelikle her türlü bilgi ve tecrübesini benimle paylaşan danışman hocam Prof. Dr. Çingiz HACİYEV’e ve benim bilimsel ilerlemem konusunda teşvik eden aileme, tezin basımında ve düzenlenmesinde bana yardımcı olan Sn. Halil ETİLER’e ve Ercüment KARAMANLILAR’a teşekkürü bir borç bilirim.

İÇİNDEKİLER

KISALTMALAR	v
TABLO LİSTESİ	vii
ŞEKİL LİSTESİ	viii
SEMBOL LİSTESİ	xi
ÖZET	xiii
SUMMARY	xiv
1. GİRİŞ	1
1.1. Navigasyon Sistemlerine Genel Bakış	2
1.2. Tümüleşik Navigasyon Sistemleri	3
1.3. Tümüleşik Navigasyon Sistemleri ile İlgili Literatür Taraması	3
1.4. Uçakta Rüzgar Hızı Bulma Yöntemleri	9
1.5. Tezin Amacı ve Konuya Ait Çözüm Yaklaşımı	15
2. HAVA VERİLERİ SİSTEMİ	16
2.1. Hava Verilerinin Kullanıldığı Sistemler	17
2.2. Hava Verileri Sisteminde Hesaplanan Parametreler	19
2.3. Doğruluk Oranları	23
2.4. Gerçek Hava Hızının Bileşenlere Ayrılması	24
3. DOPPLER RADARI	26
3. 1. Doppler Radarının Çalışma Prensibi	29
3.1.1. Doppler Etkisi	29
3. 2. Doppler Radar Hataları	33
4. KALMAN SÜZGEÇİ	37
4. 1. Kalman Süzgecinin Çalışma Prensibi	37
4. 2. Robüst Kalman Süzgeci	41
4. 3. Ölçme Kanallarında Arıza Tespiti	44
4.3.1. İnnovasyon Sürecinin Kovaryans Matrisinin Doğrulanması	45
5. HAVA VERİLERİ SİSTEMİ İLE DOPPLER RADARININ KALMAN SÜZGEÇİ TEMELİNDE TÜMLEŞTİRİLMESİ	48
5.1 Tümüleşik Navigasyon Sistemleri	48
5.2 Tümüleştirme Yöntemi	50
5.3 Tümüleşik Sistem Parametreleri	51
5.3.1. Kalman Süzgeci İçin Gerekli İfadeler	51
5.3.2. Uçuş Simülasyonu Parametreleri	55
5.3.3. Arıza Tespit Yöntemleri İçin Parametreler	56
6. SİMULASYON	58
6.1. Simülasyon Araçları	58
6.2. Simülasyonda Kullanılan Değerler	59
6.3. Simülasyon Sonuçları	62

SONUÇ	75
KAYNAKLAR	78
EKLER	82
ÖZGEÇMİŞ	103



KISALTMALAR

AHRS	: Attitude and Heading Reference System
DR	: Dead Reckoning
ATC	: Air Traffic Control
GPS	: Global Positioning System
NAVSTAR	: Navigation System with Time and Ranging
FCS	: Flight Control System
FMS	: Flight Management System
RADAR	: Radio Detection and Ranging
CADC	: Central Air Data Computer
VMO	: Maximum Operational Velocity
MMO	: Maximum Operational Mach Number
CW	: Continuous Wave
FM-CW	: Frequency Modulated Continuous Wave
OUKS	: Otomatik Uçuş Kontrol Sistemi
ATT	: Arıza Teşhis ve Tespit
VOR	: VHF Omni Range
DME	: Distance Measuring Equipment
TACAN	: Tactical Air Navigation
ILS	: Instrumental Landing System
MLS	: Microwave Landing System
NASA	: National Aeronautics and Space Administration
INU	: Inertial Navigation Unit
AWAS	: Airfield Weather Advisory System
ITS	: Intelligent Transportation System
LEO	: Low Earth Orbit
TRN	: Terrestrial Radio Navigation
DGPS	: Differential Global Positioning System
IMU	: Inertial Measurement Unit
DRM	: Dead Reckoning Module
GLONASS	: Global Navigation Satellite System
DGLONASS	: Differential Global Navigation Satellite System
RNAV	: Area Navigation
GNSS	: Global Navigation Satellite System
LORAN-C	: Long Range Navigation
SAR	: Synthetic Aperture Radar
ERS	: European Remote Sensing Satellite
IRU	: Inertial Reference Unit
FAA	: Federal Aviation Administration
DI	: Dynamical Interface
GOES	: Geosynchronous Operational Environmental Satellites

CGEM	: Compact GPS Embedded Module
INAV	: Inertial Navigation
UV	: Ultra Violate
FPS	: Fixed Pedestal System
AUV	: Autonomous Underwater Vehicle
NAVSSI	: Navigation Sensor System Interface



TABLO LİSTESİ

<u>No</u>		<u>Sayfa</u>
Tablo 1.1.	NASA tarafından yapılan MACAWS isimli Lazer Doppler radarın teknik özellikleri	11
Tablo 2.1.	Standart atmosfer hava verileri formülleri	21
Tablo 2.2.	Tipik Hava Verileri Sistemi doğruluk değerleri.....	23
Tablo 6.1.	Rüzgar hızını, fark çevrimi ve tümleşik sistem ile bulma yöntemlerinin karşılaştırılması	63
Tablo 6.2.	Tümleşik sistem konum tahmin mutlak hatasının değişimi	67
Tablo 6.3.	Optimal ve Robüst Kalman süzgeçlerinin anormal ölçümler durumunda değerleri	71
Tablo 6.4	Ölçme kanalının 150'inci adımdan sonra varyansının değişmesi şeklinde arızalandığı durumda Algoritma 1,2 ve 3.	73
Tablo E.1.	Optimal ve Robüst Kalman süzgeçlerinin anormal ölçümler durumunda değerleri	100
Tablo E.2.	Optimal ve Robüst Kalman süzgeçlerinin anormal ölçümler durumunda değerleri	100
Tablo E.3.	Optimal ve Robüst Kalman süzgeçlerinin anormal ölçümler durumunda değerleri	101
Tablo E.4.	Optimal ve Robüst Kalman süzgeçlerinin anormal ölçümler durumunda değerleri	101
Tablo E.5.	Optimal ve Robüst Kalman süzgeçlerinin anormal ölçümler durumunda değerleri	102

ŞEKİL LİSTESİ

	<u>Sayfa No</u>
Şekil 1.1 : Uçakta rüzgar hızının hesaplanması.....	10
Şekil 2.1 : Hava Verileri Sistemi çalışma prensibi.....	17
Şekil 2.2 : Hava verileri hesaplamaları akış diyagramı	24
Şekil 3.1 : Doppler Navigasyon Sistemi	28
Şekil 3.2 : Doppler radarının fonksiyonel	29
Şekil 3.3 : Doppler radarı sinyal geometrisi	31
Şekil 4.1 : Kalman süzgecinin yapı şeması.....	40
Şekil 4.2 : Kalman süzgecinde değerin oluşma mekanizmasını gösteren zaman diyagramı	41
Şekil 5.1 : Doppler radarı ve Hava Verileri Sistemi tümleştirilme şeması	50
Şekil 6.1 : Rüzgar hızının ölçme değeri, gerçek değer ve tahmin değeri	64
Şekil 6.2 : X yönünde gerçek hava hızı hatası Vex için innovasyon süreci	64
Şekil 6.3 : Gerçek hava hızı hatasının gerçek değeri ve tahmin değeri, tahmin değerinin mutlak hatası ve hata tahmininin varyansı	65
Şekil 6.4 : Uçağın hız, konum tahmin değerleri ve gerçek hız, konum değerleri	65
Şekil 6.5 : Tahmin olunan konum mutlak hataları.	66
Şekil 6.6 : Hava Verileri Sistemi DR konum değerleri ve gerçek konum değerleri .	66
Şekil 6.7 : Anormal ölçümler durumunda Normalize İnnovasyon Süreci ve sınırları +3 ve -3 doğruları	67
Şekil 6.8 : Anormal ölçümler durumunda rüzgar hızının ölçme değeri, gerçek değer ve tahmin değeri	68
Şekil 6.9 : Anormal ölçümler durumunda, gerçek hava hızı hatasının gerçek değeri, tahmin değeri, tahmin değerinin mutlak hatası ve hata tahmininin varyansı	68
Şekil 6.10 : Anormal ölçümler durumunda Normalleştirilmiş İnnovasyon Süreci ve sınır değeri olan $-3\sigma/+3\sigma$ doğruları	70
Şekil 6.11 : Anormal ölçümler durumunda rüzgar hızının ölçme değeri, gerçek değer ve tahmin değeri	70
Şekil 6.12 : Anormal ölçümler durumunda gerçek hava hızı hatasının gerçek değeri, tahmin değeri, tahmin değerinin hatası ve hata tahmininin varyansı	71
Şekil 6.13 : Ölçme kanalının 150'inci adımdan sonra varyansının değişmesi şeklinde arızalandığı durumda gerçek hava hızı hatasının x bileşeni Vex için Normalize İnnovasyon Süreci	72
Şekil 6.14 : Ölçme kanalının 150'inci adımdan sonra varyansının değişmesi şeklinde arızalandığı durumda Algoritma 1,2 ve 3.	72
Şekil 6.15 : Ölçme kanalının ortalamasının değişmesi şeklindeki arızalanma durumunda gerçek hava hızı hatası x bileşeni Vex için Normalleştirilmiş İnnovasyon Süreci	73
Şekil 6.16 : Ölçme kanalının ortalamasının değişmesi şeklindeki arızalanma durumunda Algoritma 3	74
Şekil A.1 : Hava Verileri Sistemi hatalarının gerçek değerleri ve tahmin değerleri	83
Şekil A.2 : Hava Verileri Sistemi hatalarının tahmin değerlerinin mutlak hataları..	83
Şekil A.3 : Gerçek hava hızı hatası x bileşeni Vex için innovasyon süreci	84

Şekil A.4	: X yönündeki gerçek hava hızı bileşeni için hata tahmini mutlak hatası .	84
Şekil A.5	: Hava Verileri Sistemi hata tahminlerinin varyansları	85
Şekil A.6	: Gerçek hava hızı gerçek değeri ve tahmin değeri, tahmin değerinin mutlak hatası ve hatanın tahmin değerinin varyansı	85
Şekil A.7	: Gerçek hava hızı gerçek değeri ve tahmin değeri, tahmin değerinin mutlak hatası ve hatanın tahmin değerinin varyansı	86
Şekil A.8	: Hava Verileri Sistemi konum hatasının gerçek değeri, tahmin değeri, tahmin değerinin mutlak hatası ve tahmin hatasının varyansı	86
Şekil A.9	: Hava Verileri Sistemi konum hatasının gerçek değeri, tahmin değeri, tahmin değerinin mutlak hatası ve tahmin hatasının varyansı	87
Şekil A.10	: Hava Verileri Sistemi konum hatasının gerçek değeri, tahmin değeri, tahmin değerinin mutlak hatası ve tahmin hatasının varyansı	87
Şekil B.1	: Anormal ölçümler durumunda Hava Verileri Sistemi hatalarının gerçek değerleri ve tahmin değerleri.	88
Şekil B.2	: Anormal ölçümler durumunda Hava Verileri Sistemi hatalarının tahmin değerlerinin mutlak hataları	88
Şekil B.3	: Anormal ölçümler durumunda X yönündeki gerçek hava hızı bileşeni için hata tahmininin mutlak hatası.	89
Şekil B.4	: Anormal ölçümler durumunda rüzgar hızına ait ölçme değeri, gerçek değer ve tahmin değeri	89
Şekil B.5	: Anormal ölçümler durumunda x yönündeki gerçek hava hızı hatası için Normalleştirilmiş İnnovasyon süreci.	90
Şekil B.6	: Anormal ölçümler durumunda Hava Verileri Sistemi hata tahminlerinin varyansları	90
Şekil B.7	: Anormal ölçümler durumunda gerçek hava hızının gerçek değeri, tahmin değeri, tahmin değerinin mutlak hatası ve tahmin hatasının varyansı	91
Şekil B.8	: Anormal ölçümler durumunda gerçek hava hızının gerçek değeri, tahmin değeri, tahmin değerinin mutlak hatası ve tahmin hatasının varyansı	91
Şekil B.9	: Anormal ölçümler durumunda Hava Verileri Sistemi konumu hatasının gerçek değeri, tahmin değeri, tahmin değerinin mutlak hatası ve konum hatasının varyansı	92
Şekil B.10	: Anormal ölçümler durumunda Hava Verileri Sistemi konumu hatasının gerçek değeri, tahmin değeri, tahmin değerinin mutlak hatası ve konum hatasının varyansı	92
Şekil B.11	: Anormal ölçümler durumunda Hava Verileri Sistemi konumu hatasının gerçek değeri, tahmin değeri, tahmin değerinin mutlak hatası ve konum hatasının varyansı	93
Şekil C.1	: Anormal ölçümler durumunda Hava Verileri Sistemi hatalarının gerçek değerleri ve tahmin değerleri.	94
Şekil C.2	: Anormal ölçümler durumunda Hava Verileri Sistemi hataların tahmin değerinin mutlak hataları	94
Şekil C.3	: Anormal ölçümler durumunda gerçek hava hızının x bileşeni hatası Vex'in tahmin değerinin mutlak hatası	95
Şekil C.4	: Anormal ölçümler durumunda Normalize İnnovasyon süreci	95

Şekil C.5	: Anormal ölçümler durumunda Hava Verileri Sistemi hata tahminlerinin varyansları	96
Şekil C.6	: Anormal ölçümler durumunda Hava Verileri Sistemi konumu hatasının gerçek değeri, tahmin değeri, tahmin değerinin mutlak hatası ve konum hata tahmininin varyansı	96
Şekil C.7	: Anormal ölçümler durumunda Hava Verileri Sistemi konumu hatasının gerçek değeri, tahmin değeri, tahmin değerinin mutlak hatası ve konum hata tahmininin varyansı	97
Şekil C.8	: Anormal ölçümler durumunda Hava Verileri Sistemi konumu hatasının gerçek değeri, tahmin değeri, tahmin değerinin mutlak hatası ve konum hata tahmininin varyansı	97
Şekil C.9	: Anormal ölçümler durumunda gerçek hava hızı hatasının gerçek değeri, tahmin değeri, tahmin değerinin mutlak hatası ve konum hata tahmininin varyansı.	98
Şekil C.10	: Anormal ölçümler durumunda gerçek hava hızı hatasının gerçek değeri, tahmin değeri, tahmin değerinin mutlak hatası ve konum hata tahmininin varyansı.	98
Şekil D.1	: Ölçme kanalının varyansının değişmesi şeklindeki arızalanma durumunda Algoritma 1, 2, 3.'ün zamanla değişimi	99
Şekil D.2	: Ölçme kanalının ortalamasının değişmesi şeklindeki arızalanması durumunda Algoritma 3'ün zamanla değişimi.....	99

SEMBOL LİSTESİ

A	: Uçak sistem dinamiği matrisi
B	: Kontrol geçiş matrisi
C	: Gözlem denklemi transfer matrisi
D	: Gözlem denklemi kontrol geçiş matrisi
β	: Uçak yana kayış açısı
λ	: Işının dalga boyu
ν	: Doppler frekans değişimi
σ	: Standart sapma
η, r	: Sıcaklık ölçme verimi
T	: Sıcaklık
L	: Sıcaklığın yükseklikle artma oranı
ρ	: Havanın yoğunluğu
p	: Hava basıncı
H_s	: Stratosfer için başlangıç yüksekliği
H_T	: Troposfer için başlangıç yüksekliği
C_{s0}	: Deniz seviyesi ses hızı
P_T, P_t	: Toplam hava basıncı
R	: Evrensel gaz sabiti
g	: Yerçekimi ivmesi
q_c	: Dinamik basınç
V_c	: Kalibre edilmiş hava hızı
V_I	: Gösterge hava hızı
V_T	: Gerçek hava hızı
ρ_o	: Durma noktası hava yoğunluğu
T_m	: Ölçülen hava sıcaklığı
T_s	: Statik hava sıcaklığı
M	: Mach sayısı
C_s	: Ses hızı
α	: Hücum açısı
X, Y, Z	: Uçağın gerçek konum değerleri
V_x, V_y, V_z	: Uçak eksen takımında X,Y,Z yönündeki uçuş hızı gerçek değerleri
V_{ax}, V_{ay}, V_{az}	: X,Y,Z yönündeki gerçek hava hızı ölçme değerleri
$V_{eax}, V_{eay}, V_{eaz}$	: X,Y,Z yönündeki gerçek hava hızı hataları
$V_{egx}, V_{egy}, V_{egz}$	: X,Y,Z yönündeki gerçek hava hızı hatası gerçek değerleri
V_{dx}, V_{dy}, V_{dz}	: X,Y,Z yönündeki Doppler radarı hız ölçme değerleri
X_e, Y_e, Z_e	: X,Y,Z yönündeki gerçek hava hızına bağlı oluşan konum hataları
$\hat{V}_{ax}, \hat{V}_{ay}, \hat{V}_{az}$	: X,Y,Z yönündeki tahmin olunan uçuş hızı bileşenleri
$\hat{V}_{eax}, \hat{V}_{eay}, \hat{V}_{eaz}$	: X,Y,Z yönündeki tahmin olunan gerçek hava hızı hataları
$\hat{X}_a, \hat{Y}_a, \hat{Z}_a$	: X,Y,Z yönündeki tahmin olunan konumlar
$\hat{X}_e, \hat{Y}_e, \hat{Z}_e$	: X,Y,Z yönündeki Hava Verileri Sistemi tahmin olunan konum hataları
f/f_o	: Sıkıştırılabilirlik faktörü
$H_{p,z}$	: Jeopotansiyel basınç yüksekliği
c	: Işık hızı

V_R	: Radyal hız
γ	: Doppler ışın yayılma açısı
$\delta(k,j)$	: Kronecker delta sembolü
ϵ_b	: Sinyal doğrultusundaki hata
$x(k)$	: Sistemin durum matrisi
$\Phi(k+1,k)$	: Sistemin transfer matrisi
$G(k+1,k)$	: Sistemin bozuntusu geçiş matrisi
$w(k)$	: Rasgele Gauss bozuntu vektörü
$H(k)$	: Sistemin gözlem matrisi
E	: İstatistiksel ortalama operatörü
$z(k)$	: Ölçme gözlem vektörü
$P(k/k)$	: Ekstrapolasyon hatasının korelasyon vektörü
$K(k)$	: Kalman kazanç katsayısı
$\Delta(k), \tilde{z}(k)$	: İnnovasyon Süreci
$\hat{x}(k/k)$	: Durum tahmin vektörü
$\hat{x}(k/k-1)$	: Ekstrapolasyon değer vektörü
$\hat{x}(k-1/k-1)$	: (k-1) adımında tahmin vektörü
$\gamma(k)$	: Robüst Kalman süzgeci parametrik değişkeni
$\tilde{\Delta}(k)$	: Normalleştirilmiş İnnovasyon Süreci
χ^2	: Chi kare testi istatistiksel değeri
Ω	: Güven aralığı
$S(k)$	: Normalleştirilmiş İnnovasyon Süreci kovaryans matrisi
$Q(k)$	: Sistem gürültü korelasyon matrisi
$R(k)$	: Ölçme gürültü korelasyon matrisi
$\beta_{vax}, \beta_{vay}, \beta_{vaz}$	: Hava hızı korelasyon zamanına ters olan değişken (x,y,z)
$\tau_{vax}, \tau_{vay}, \tau_{vaz}$	: Hava hızı korelasyon zamanları (x,y,z)
M_p	: Test pencere genişliği ϵ_b
ϵ_b	: Doppler sinyal doğrultu hatasına bağlı oluşan hız hatası

HAVA VERİLERİ SİSTEMİ İLE DOPPLER RADARININ KALMAN FİLTRESİ TEMELİNDE BİRLEŞTİRİLMESİ

ÖZET

Bu çalışmada, Hava Verileri Sistemi ve Doppler radarının, uçak hız ölçümlerinde kullanılması amacıyla tümleşik navigasyon sistemi tanıtılmıştır. Hava Verileri Sistemi ve Doppler radarının değişik uçuş kontrol ve navigasyon sistemlerinde kullanımında, birbirinden farklı avantaj ve dezavantajları bulunmaktadır. Yüksek ölçme frekans karakteristiğine sahip olan Hava Verileri Sisteminin yanında Doppler radarı, düşük ölçme frekans karakteristiğine sahiptir. Hava Verileri Sistemi hız ölçme hataları, rüzgar ve hava akışındaki bozunumlar sebebiyle olmaktadır. Bunun yanında, Doppler radarının hız ölçümleri çok daha yüksek doğruluğa sahiptir. Bu her iki sistemin DR konum hesaplamalarında kullanımında, Hava Verileri Sisteminin konum hatası, rüzgar hızı nedeniyle zamanla çok hızlı bir şekilde artmaktadır. Doppler radarının DR konum hatası ise daha yavaş bir şekilde artmaktadır. Hava Verileri Sisteminin avantajı ise daha önce de belirttiğimiz gibi yüksek ölçme frekans karakteristiğine sahip olmasıdır. Doppler radarı ise uçak Doppler vericisindeki dalganın yayınlanması ve alınması arasındaki zaman farkı nedeniyle düşük frekansta ölçüm yapmaktadır.

Tümleştirmenin yapılmasındaki sebep; bu iki sistemin iyi özelliklerinin bir kombinasyonunu yapmak ve dezavantajlarını elimine etmektir.

Bu çalışmada yapılan diğer bir yeni yaklaşım ise uçuş anındaki rüzgar hızının gerçek zamanlı olarak bulunmasıdır. Şu anda uçaklarda kullanılan rüzgar hızı ölçme yöntemi, Hava Verileri Sisteminin bulduğu gerçek hava hızı ile bir referans yer hızının farkının alınmasına dayanan yöntemdir. Fakat bu yaklaşım çok kabacadır. Çünkü bu rüzgar hızı bilgisi her iki sistemin de ölçme gürültülerini içermektedir. Bu çalışmada, Kalman süzgeci kullanılarak bu gürültüler süzülmesi sağlandı.

Tümleştirme, endirekt bir Kalman süzgeci kullanılarak sağlanmıştır. Kalman süzgecinde kullandığımız hata modeli, yavaş değişen süreçler için geçerli olan ve bilgisayar simülasyonlarına uygun bir modeldir. Açık çevrim bir Kalman süzgeci ile Hava Verileri Sistemi, temel navigasyon ölçüm elemanı ve Doppler radarı ise tahmin yapmak için yardımcı navigasyon sistemidir. Bu yolla, Kalman süzgecinin hesaplamalarının bozulmasının tüm sistemi çökertmesi ihtimali, dizayn seviyesinde önlenmiş olacaktır.

Simülasyon sonuçları, Kalman süzgecinin doğru çalıştığını göstermektedir. Tümleşik sistemin, bütün durum değişkenleri için tahmin değerleri, bütün simülasyon boyunca gerçek değerlere yakın seyretmektedir. .

Çalışmanın sonraki adımında ise anormal ölçümler durumunda, tümleşik sistemin performansı incelenmiştir. Optimal Kalman süzgecinin anormal ölçümlere karşı tepkisi beklenen gibidir, yani tahmin değerleri sapma göstermiştir. Böyle bir bozulmayı önlemek için Robüst Kalman süzme algoritması önerilmiştir. Bu algoritmada, anormal ölçümler saptandığında, o ölçüm atılacak ve tahmin değeri yerine ekstrapolasyon değeri kullanılacaktır. Bu çalışmada yapılan diğer bir yenilik ise ölçme kanallarının arızalanmalarını tespit eden yöntemlerin, bu tümleşik sisteme uygulanmasıdır.

Yukarıdaki faktörler göz önünde bulundurulunca; bu çalışmada açıklanan ve geliştirilen tümleşik navigasyon sisteminin, havacılık uygulamalarında kullanılmak üzere çok önemli faydaları vardır.

INTEGRATION OF AIR DATA SYSTEM AND DOPPLER RADAR VIA KALMAN FILTERING

SUMMARY

In this study, Integrated Air Data-Doppler Navigation System is presented. Air Data System and Doppler radar has different benefits for different aircraft flight control and navigation systems. Air Data System is a low accuracy system for measuring the velocity of the aircraft relative to the air mass. The reason for the low accuracy of measuring the aircraft velocity are the wind and the pressure disturbances caused by the aircraft fuselage and other structures. Despite this, Doppler radar has very high accuracy. For using these two systems for dead reckoning navigation, we can see that position error of Air Data System will accumulate too much time by time, despite this, Doppler dead reckoning position will have lower accumulated error. The advantage of Air Data System is having continuous measurement capability, but the Doppler system measures velocity by transmitting and receiving the waves, therefore by an interval of time the measurements are done. The reason for integration is to achieve the best combination of the features and eliminate the disadvantages of these systems.

Another new approach in this study is the estimation of real time in flight wind speed. Now, in current aviation industry, the wind speed is measured in flight by taking the difference of true airspeed and a reference ground speed. But this is a rough approach, because this wind speed value includes the noises of both systems. In this study Optimal and Robust Kalman filters are used for filtering these noises.

The integration is achieved by using an indirect Kalman filter. Hereby, we used a general error model that is very proper for computer simulation. In an open loop Kalman filter mechanization, Air Data system is the main source of navigation and Doppler radar is the aiding system to support the estimation. In this manner, the protection for computation failures of the Kalman filter is attained at design level.

The simulation results demonstrate successful operation of the Kalman filter, thus accuracy of integrated system estimations. The filter is able to generate very close estimates to the model parameters through the entire simulation.

At the next step of the study, in the case of abnormal measurements, the performance of the integrated system is examined. The response of Optimal Kalman filter to this situation is as expected. To recover such a possible malfunctioning, the Robust Kalman filter algorithm is suggested. In the first algorithm when the abnormal measurement is detected, it is discarded and instead of estimated value the extrapolation value is used. In addition to this, we applied methods to diagnose possible failures of measurement channels. By using these methods, it will be possible to detect the measurement channel failures immediately and to disconnect the broken measurement channel and initialize another spare measurement channel.

Regarding the given facts, integrated navigation system described and developed in this study has acceptable benefits to be used in aviation applications.

1. GİRİŞ

Navigasyon; uçuş için önemli olan konum, hız, durum ve zaman parametrelerinin ilgili referans eksenlerine göre hesaplanmasıdır. Uçuş yönetimi ve kontrol ise bu navigasyon bilgilerini kullanarak en uygun ve akıllıca bir şekilde uçağı yönlendirmek ve manevralar yaptırmaktır.

Navigasyon bilgilerinin yüksek doğrulukta elde edilmesi, uçuş yönetimi ve emniyeti için çok önemlidir. Bunun yanında, istenen bütün parametreleri veren, yüksek doğrulukta tek bir navigasyon sistemi yoktur. Bu nedenle, tek bir navigasyon sistemi, doğru konum, hız ve buna bağılı olarak da doğru uçuş rotası hesaplaması için yeterli değildir. Birkaç sistemden gelen navigasyon bilgilerinin tümleştirilerek kullanılması, navigasyon sistemlerinin eksikliklerinin telafi edilmesini sağlamaktadır. Bu yüzden, yüksek doğrulukta konum hesaplayan bir konumlandırma navigasyon sistemi, hatası zamanla artan ve de hız ve ivme bilgilerini kullanarak konum hesaplayan DR (Ölü Hesaplama) navigasyon sistemlerinin hatalarını düzeltmekte kullanılmaktadır. Bu gibi tümleşik navigasyon sistemi uygulamaları teknolojisi, yüksek doğrulukta ve bir çok navigasyon bilgisini aynı anda hesaplayan kompleks sistemlerin elde edilmesini sağlamaktadır. Bu yaptığımız çalışmadaki amacımız; Doppler radarı ve Hava Verileri Sistemini, Kalman süzgeci temelinde tümleştirerek kompleks, yüksek doğrulukta, yüksek ölçüm frekansına sahip bir navigasyon sistemi elde etmek ve bu sistemi kullanarak yüksek doğrulukta gerçek zamanlı rüzgar hızını bulmaktır. Bu amaçla, Doppler radarı, Hava Verileri Sistemi ve bu tümleştirmede temel oluşturan Kalman süzgeci incelenecek ve de tümleştirme uygulaması ifadeleri geliştirilecektir. Ayrıca anormal ölçümler durumu için Robüst Kalman süzgeci ve ölçme kanallarının arızalanma durumlarını tespit eden yöntemler tümleşik navigasyon sistemleri için uygulanacaktır.

1.1 Navigasyon Sistemlerine Genel Bakış

Doğru navigasyon bilgisi; yani uçağın pozisyonu, uçuş hızı ve rota açısı uçağın misyonu açısından gereklidir. Navigasyon sistemleri, genel olarak şu iki dala ayrılır: DR (Ölü Hesaplama) Navigasyon Sistemleri ve Konumlandırma Radyo Navigasyon Sistemleri.

a) DR Navigasyon Sistemleri

Uçağın belirli bir başlangıç konumunun, hızının ve doğrultusunun bilinmesinden sonra uçağın hızı ve uçuş açıları kullanılarak yeni konumunun hesaplanması yöntemine dayanmaktadır.

Uçakta kullanılan önemli DR navigasyon sistemleri şunlardır:

1. Atalet Navigasyon Sistemleri. Bunlar en yaygın kullanılan sistemlerdir.
2. Doppler/Doğrultu Referans Sistemi.
3. Hava Verileri/Doğrultu Referans Sistemi. Bu sistemin doğruluğu, 1 ve 2'deki sistemlere göre daha azdır.

DR navigasyon sistemlerinin en önemli özelliği, konum hatasının zamanla artmasıdır. Bu yüzden diğer bir konum bulma sistemi ile sürekli olarak konum hatasının düzeltilmesi gerekmektedir.

b) Konumlandırma Radyo Navigasyon Sistemleri

Konum bulma sistemleri, yer veya uydu istasyon vericileri vasıtasıyla konum bulan en önemli navigasyon sistemleridir. Vericiden gönderilen sinyali alacak uygun bir alıcı ve hesaplamayı yapacak bir bilgisayar ile istenen konum hesaplanabilmektedir.

Günümüzde en yaygın konumlandırma sistemi hiç şüphesiz GPS'dir [1]. 1989'dan günümüze, geniş kapsamla kullanılmaya başlandıktan sonra, GPS doğruluğu iyi olan bir uydu sistemidir.

Bundan başka da VOR/DME ve TACAN gibi radyo navigasyon destekleme sistemleri vardır. Bu sistemler, uçağın mesafe ve açısını, belirli bir yer istasyonuna göre vererek, istenen uçuş rotasının takibi sağlanmaktadır.

Diğer yardımcı sistemler ise bir hava sahasına veya hava alanına yaklaşımı kontrol etmeyi sağlayan ILS (Aletsel İniş Sistemi) ve daha sonra çıkan MLS

(Mikrodalga İniş Sistemi)'dir. Tam donanımlı bir aviyonik yapıda bulunması gereken sistemler şunlardır[2]: INS, GPS, VOR/DME, ILS, MLS.

1.2 Tümlleşik Navigasyon Sistemleri

Tümlleşik navigasyon sistemleri, tek başına çalışan iki sistemin tümlleştirerek, her iki sistemin de avantajlı yanlarının tek bir kompleks sistemde kullanılabilmesini sağlayabilmektedir. Herhangi bir navigasyon sistemi, tek başına kullanıldığında, hız ölçümü veya konum hesaplaması gibi hesaplamaları belirli doğrulukta yapabilmektedir. Bazı navigasyon sistemlerinin ölçme doğruluklarının diğerlerine göre düşük olması nedeniyle, tek bir sistem yeterli olmamaktadır. Her hangi bir navigasyon sisteminin tek başına kullanılabilmesi için hatalarının sürekli olarak düzeltilmesi, süzülmesi veya kalibre edilmesi ya da hatanın kabul edilebilir sınırlar içinde olması gereklidir. Böyle hatalı bilgilerin varolması durumunda ise düşük doğrulukta ölçen bir sistem, daha yüksek doğrulukla ölçen sistemle desteklenerek diğerinin doğruluğunun artırılması, ancak tümlleşik navigasyon sistemi uygulaması ile sağlanabilmektedir. Ayrıca, bu sistemlerin tümlleştirilmesinde Kalman süzgecinin kullanılması ise her iki sistemden gelen hataların, bilinen istatistiklerine dayanarak elimine edilebilmesini sağlamaktadır. Sonuç olarak, tümlleştirmeyle, düşük doğrulukta bir sistemin doğruluğu, başka bir yüksek doğrulukta sistem kullanılarak çok yüksek oranda artırılmış olmakta ve her iki sistemin avantajlarını taşıyan tümlleşik bir sistem elde edilmektedir. Böylece, bu yüksek doğrulukta bilginin, uçuş ve navigasyon sistemleri tarafından güvenle kullanılması sağlanmış olacaktır.

1.3 Tümlleşik Navigasyon Sistemleri ile İlgili Literatür Taraması

Günümüzde, avantajları nedeniyle, tümlleşik navigasyon sistemleri ile ilgili bir çok çalışmalar yapılmaktadır. Yüksek hızda bilgisayarlar ve işlemciler sayesinde, çok karmaşık bilgi işleme yöntemleri dahi kullanılabilir. Genel olarak, yapılan navigasyon sistemi tümlleştirme çalışmaları, INS ve GPS ile diğer sistemlerin tümlleştirilmesi üzerinedir. Aşağıda, bu türden yapılan çalışmalara örnekler verilmektedir.

Küçük uydular için otonom navigasyon sistemi geliştirilmesi amacıyla GPS ile Jeomanyetik Navigasyon Sistemi'nin tümlleştirilmesi [3] ile ilgili bir uygulamada;

düşük maliyetli otonom Tümüleşik GPS / Jeomanyetik Navigasyon Sistemi küçük uydularda, GPS'in veya Jeomanyetik'in tek başına performansını, aynı donanımı kullanarak artırmayı sağlayacak bir şema ile verilmiştir. Bu çalışmada, Düşük İrtifa Dünya Uyduları'nın (LEO) konumlarını belirlemek için manyetik alan ölçümlerine dayalı GPS ve otonom Jeomanyetik Navigasyon Sistemleri anlatılmıştır. Çalışmanın en önemli özelliği, yeni bir otonom GPS/Jeomanyetik Tümüleşik Navigasyon Sisteminin incelenmesidir. Genişletilmiş Kalman süzgeci, optimal tümleştirme için veri işlenmesini yerine getirmektedir. Yapılan uygulamada, bu tümleşik sistemin faydalarını analiz etmek ve sonuç olarak bu metodun etkinliğini ve pratikliğini göstermek için bir simülasyon da sunulmaktadır.

GPS/INU/DM tümleşik konum ve navigasyon teknolojisinin akıllı taşıma sistemlerinde uygulanması [4] konusu ise üçlü tümleştirmeye yapılmıştır. Akıllı Taşıma Sistemleri (ITS) fikrinin temelleri ayrıntılı olarak anlatılarak, GPS/INU/DM tümleşik navigasyon ve konumlandırma teknolojisinin kullanıldığı ITS uygulamaları açıklanmış ve tümleşik navigasyon, konum tahmini ve güvenilirlik artırıcı birçok teknik sunulmuştur. Bu uygulama, uydu navigasyonu ve atalet navigasyonunu, bilgi teknolojisi vasıtasıyla tümleştirmektedir ve bu yeni sistem, her yönde ve 24 saat çalışan, kusursuz denecek özelliklere sahiptir. Taşımacılığın yönetiminin otomasyonu ve araç sürmedeki zeka, tümleşik navigasyon ve konumlandırma teknolojisi sayesinde gerçekleştirilebilecektir.

GPS/INS Tümüleşik Navigasyon Sistemleri için paralel algoritma [5] hakkında yapılan bir araştırmada ise kovaryansın karekökü ve U-D dekompozisyon tümleştirilmiş süzgeç algoritmalarının alt matrisli formunun oluşturulması amaçlanmıştır. Belirtilen bu algoritmalar, çoklu faz dizilerin hesaplanmasında iyi sonuçlar vermektedir. Dizinin yapısal şeması, paralel hesaplamayı olağan kılmak için verilip; buna bağlı olarak, GPS/INS tümleşik sisteminin gerçek zamanlı işlenmesi yerine getirilmekte ve sayısal kararlılık geliştirilmektedir. Simülasyon sonuçlarına göre algoritma, iyi bir paralellığe sahip ve hızlanma oranı 48'e kadar çıkmaktadır.

GPS/INS/TRN Tümüleşik Navigasyon Sisteminin, federe mimarisi ile gerçekleştirilmesi için yapılan bir araştırmada; bilgi füzyon teorisine dayalı olarak, bir tür tümleşik navigasyon sistemi, seyir füzesi için sunulmuştur [6]. Bunun yanında, sistemlerin tümleştirme yöntemi ve ilgili veri sistemi tartışılmıştır. Bilgi füzyonuna dayalı hibrid navigasyon sistemi tümleştirilmesi, navigasyon algılayıcı alt

sistemlerinin sağladığı bilgiyi tamamıyla işleyerek elde edilebilir ve sistemin doğruluğunu etkili bir şekilde artırabilir. Bunun yanında, yeniden yapılanabilirlik özelliği de sistemin güvenilirliğini oldukça artırmaktadır.

Birleşik navigasyon sisteminde robüst hata tahlili konusu, bir diğer çalışmada yer almış ve bir navigasyon sisteminin hata tahlili problemi tartışılmıştır [7]. Özel navigasyon sistemi hatasına duyarlı optimal robüst vektörün dizayn edilmesi, tümleşik navigasyon sistemlerinde hataları saptamak için kullanılıp, bu yaklaşımda sadece ölçüm verisi kullanılmaktadır ve gerçek dinamik modelin gözönüne alınmasına gerek yoktur. Amaçlanan yaklaşım, geleneksel denklik saptama metodu ile karşılaştırılmıştır. Aralarında korrelasyon olmayan üç navigasyon sisteminden oluşan bir tümleşik navigasyon sistemine bir örnek verilmiş ve simülasyon sonuçlarında, robüst yaklaşımın çok açık olarak hatayı saptama ve izole etmekte etkin olduğu görülmüştür.

Kabin dışı donanım kullanarak iniş yapan bir hava aracında, tümleşik navigasyon sistemi gereksinimlerini belirlenmesi için iniş anında gerekli misyon bilgilerini sağlayacak bir sistemle ilgili simülasyon çalışması diğer bir araştırmada yapılmış ve sonuçları sunulmuştur [8]. Çalışmada amaçlanan tümleşik navigasyon sistemi; bir Atalet Navigasyon Sistemi, Doppler Hız Kütüğü, GPS kurulumu ve bir Kalman süzgecini çalıştıracak bir işlemci ve yazılımdan oluşmaktadır. Simülasyonda kullanılan hata modelleri, rasyonel olarak yapılan kabuller olarak sunulmuştur.

Araç için GPS/DR Tümleşik Navigasyon Sisteminin geliştirilmesi için ise GPS/DR Tümleşik Navigasyon Sistemi'nin belirli bir kompozisyonu kullanılmıştır [9]. Bunun için sistemin konumlandırma doğruluğunu etkileyen ana hata kaynakları temelinde, hataların matematik modeli oluşturulmuş ve tümleşik sistemin veri karışımı prensibine bağlı gözlem hatalarını telafi etmeye dayalı, tekrarlı ve federe Kalman süzgeci amaçlanmıştır. Deneysel sonuçlar algoritmanın konumlandırma doğruluğunu artırdığını, ortaya çıkan hatayı tam olarak süzdüğünü ve güvenilirliğin, sistemin tümleştirilmesini desteklediğini göstermektedir.

Adaptif Genişletilmiş Kalman süzgeç modeli ve GPS/DR Tümleşik Navigasyon Sistemi için gerekli algoritması, kara vasıtalarında sistemin konum doğruluğunu artırmak için geliştirilmiştir [10]. GPS/DR Sistemi için dizayn edilen sistem modeli, daha akıllı özelliklere sahip olmak için otomatik olarak ölçme

gürültüsünün ve sistem hatasının değişen kovaryans hareketleri ile adaptif olarak düzenlenmektedir. Adaptif Kalman süzgeç için modelin ve algoritmanın verimi bilgisayar simülasyonu ve deneylerle kanıtlanmıştır.

Tümleşik navigasyon sistemi dizayn ederek hata tespiti ve izolasyonu teorisinin uygulanması, federe süzgeç ile sağlanmıştır. Bir federe süzgeçte, eğer hatalı alt süzgeç zamanında tespit edilemediyse, veri füzyonunun sonucu kirletilmiş olacaktır ve füzyon sonucunun doğruluğu gözle görülür bir şekilde azalacaktır [11]. İki sistem seviyeli inceleme metodu, durum farkı metodu ve artakalan metodunun bulunması ile alt süzgecin bozulmasının tespiti için, yenilenen federe süzgece sahip olmayan tümleşik navigasyon sistemi, hata izolasyonunu yapmak için sunulmuş ve süzgeç algoritması gösterilmiştir. Simülasyon sonuçları, durum farkı algoritması kullanıldığında hiç bir kayıp hata saptaması olmadığını gösteriyor, fakat artakalan algoritması kullanıldığında hata saptamasında hatalar olduğu görülmüştür. Buna rağmen, önceki yöntemin alarm gecikmesi sonrakinden daha uzundur. Hatalı alt süzgeci izole etmenin etkili metodu, kesin güvenli periyot araştırmalı artakalan algoritmasıdır.

Yerküresel sinyal ile desteklenmiş Tümleşik INS/SAR Navigasyon Sistemi üzerine bir çalışmada [12], yükseklik korrelasyonunun, arazi bilgisi destekli navigasyon tekniği, Tümleşik INS/SAR Sisteminde kullanılmıştır. Durum, yükseklik korrelasyon kabulleri ve bu sistemi gerçekleştirmek için gerekli anahtar teknik tartışılmıştır. Simülasyon sonuçları, bu tümleşik navigasyon sisteminin performansının iyi olduğunu gösteriyor. Düşük doğrulukta atalet navigasyon sistemi kullanılırken, bu tip bir sistem konum hatasını 4m'den daha aza indirir ki, bu GPS P kodundaki hatadan daha düşüktür. Yerküresel sinyalle desteklenen INS/SAR Tümleşik Navigasyon Sistemi, tamamen otonomdur ve navigasyon güvenilirliği daha da gelişmiştir.

Tümleşik INS/SAR Navigasyon Sisteminin performans analizinin yapılması için INS/SAR Navigasyon Sistemi, yeni bir tümleşik navigasyon sistemi olarak geliştirilmiştir [13]. Bu konu ile ilgili bir araştırmada; sistemin çalışma prensibi, algoritması ve anahtar teknikleri açıklanmaktadır. Tümleşik INS/SAR Navigasyon Sistemi, bir çok teknik ve disiplini içeren bir konudur. Tekniğin bilgisayar simülasyonu ile performans analizi, konum hatasının 5 metre ve azimut hatasının 0.2 derece olduğunu göstermiştir.

Uzun menzil bir AUV’de (Otonom Sualtı Aracı) , tümleşik navigasyon sisteminin [14] dizaynı için deniz akıntılarının yaklaşık olarak bilinebildiği ve bu yüzden rotada takip etmesi gerekli olan noktaları sadece yaklaşık olarak tahmin edilebildiği ve de deniz yatağı içindeki detayların bölgesel olarak bilinebildiği bir durumda, sistemin temel kabulleri açıklanmıştır. Sistem, sıradışı durumlarda yeniden planlama yapılabilmesi için görüntüleme monitörünün kontrolünde olan bir kaç temel fonksiyonu içermektedir.

ABD Deniz Kuvvetleri gemileri için gelişmiş bir tümleşik navigasyon çözümü elde etmek amacıyla, Navigasyon Algılayıcı Sistemi Arayüzü (NAVSSI) gelişiminin bir parçası olarak, şu anki istenen performansı incelemek, iyi bir algoritma dizayn etmek için istenen performans kazançları belirlenmeye çalışılmıştır [15]. Yüksek yoğunlukta durum ve durum değişimi bilgisinin atalet navigasyon sistemi tarafından sağlanabilirliği, hız ve durumu geliştirmek için bir fırsat oluşturmaktadır.

Force XXI Land Warrior için tümleşik navigasyonun kullanılabilirliğinin araştırılması için Force XXI Land Warrior programı dahilinde bir tümleşik navigasyon sistemi geliştirilmiştir [16]. Bu tümleşik navigasyon sistemi, GPS ve Ölü Hesaplama Modülü’nden (DRM) oluşmaktadır. DRM verisi ve GPS bilgisi, zayıf olan algılayıcının bilgisini, kuvvetli olan algılayıcı ile desteklemek için bir Kalman süzgeci tarafından kullanılmaktadır ve tümleşik navigasyon algılayıcılarından biri arızalandığında, diğer algılayıcıyı otomatik olarak seçme olanağı vermektedir.

Tümleşik navigasyonun, gemilerdeki sonuçlarını görmek amacıyla, gemi üzerindeki GPS alıcılarının doğruluğunun; engeller, yansımalar, uydu değişimi, geminin hareketleri veya manevraları ile değişebilirliği incelenmiştir [17]. Doğruluk, elde edilebilirlik ve güvenilirlik parametreleri gemi üzerinde yapılan deneylerle incelenmiştir. Sonuçlar taşıyıcı faz ölçümleri ile belirlenmiştir. Değişen doğruluk, elde edilebilirlik ve güvenilirlik sebepleri, şu tümleşik çözümler ile değerlendirilmiştir: AHRS ile DGPS; DGLONASS ile DGPS ve gemi dinamik tanımlaması ile DGPS. Konum çözümlerinin yanlışlıkları, düşük maliyetli bir tanımlama metodu ile çözülüyor. Bir konum çözümüne tümleştirilecek parametreler şunlardır: karasal navigasyon sistemleri, ikinci bir uydu navigasyon sistemi veya gemi parametreleri (dümen açısı, pervane hızı, jiroskop doğrultusu) ve çevresel parametreler (rüzgar, akıntı). Bu parametrelerle, pozisyonun ve gemi dinamiğinin tahmin değerleri

tanımlanabilir. Bir GPS, GLONASS veya GNSS alıcısı, diferansiyel düzeltmelerle kullanılabilir. Güvenlik kontrolü ise uydulara olan menziller ile veya daha iyi bir şekilde, yerküresel sistemlere olan menzil bulunarak yapılabilir. Gemi hızına ait daha doğru ölçümler; GPS, DGPS veya tümleşik bir çözümle yapılabilir. Şimdiye kadar durum ölçümleri ile ilgili sonuçlar, atalet sistemi ile olanla karşılaştırılabilir değildi. Doğru durum ve doğrultu ölçümlerinin belirlenmesi, bugünün sistemleri için bir atılımdır. Durum ve doğrultunun doğru olarak bulunması, sadece bazı atalet sistemleri ile mümkündür. Çok antenli sistemlerin bir çok etkilere maruz olduğu da bilinmelidir.

KC-10 uçağında kurulu tümleşik navigasyon sisteminin kutup üzerinde uçuş testleri [18], Rockwell Collins tarafından geliştirilmiş Kompleks GPS Yerleştirilmiş Modül (CGEM) III GPS ile gerçekleştirildi. CGEM, Atalet Navigasyon Ünitesi (INU) ve Hava Verileri Bilgisayarı'ndan gelen girişleri Kalman süzgeci ile çözen bir FMS-800 Uçuş Yönetim Sistemi ile donatılmıştır. Test uçuşu, Grönland'da Thule'den başlamış ve Kuzey Kutbu üzerinde 3 defa tur atılmış ve McGuireAFB'ye dönmüştür. Analiz, uçuş esnasında ve özellikle kutup üzerinde, INU, GPS ve Kalman süzgecinden gelen verileri karşılaştırmaktadır. Tümleşik navigasyon çözümü, bu bilgiyi INU ve GPS verileri ile karşılaştırarak uçuş esnasında yapılmaktadır. Tümleşik çözümün faydaları açıklanmıştır. Özellikle GPS verisinin tam doğru olduğu bir anda ve rotaya yaklaşım yapmak için uçuş doğrultusunun INU'dan alınarak kullanıldığı kutup üzerinde, algılayıcı verisi kaybolduğunda, tümleşik çözümün davranışını belirlemek için GPS bir algılayıcı olarak devreden çıkartılmış ve sadece INU'nun kendi verisiyle, INU tarafından oluşturulan tümleşik çözüm karşılaştırılmıştır. Burada, tümleşik çözümün, INU'dan gelen veri ile aynı olduğu görülmüştür. Testin sonucu olarak, kutup üzerinde navigasyon çözümlerinin her birinin davranışı gözlemlenmiştir. Uçak, 1 veya 2 mil kutuptan uzakta iken, GPS destekli gerçek hava hızı ve doğrultu, doğru bir navigasyon çözümü sağlamış, fakat tam kutup üzerinde anomaliler gözlemlenmeye başlanmıştır. Sadece INU ve INAV çözümlerinin yeterli olduğu görülmüştür.

GPS ve LORAN-C'nin kombine olarak tümleşik navigasyon sistemlerinde kullanılması [19], 1995'te, Avionik Zentrum Braunschweig (Technical University of Braunschweig ile yakın işbirliği içinde) ve birkaç Alman şirket ile birlikte, GPS ve LORAN-C'nin tümleşik kullanımını incelemek için bir çalışmada yer almıştır. Bu

çalışma için en önemli sebep, GPS veya GLONASS gibi varolan uydu sistemlerinin yanında yerküresel doğrulama sistemine ihtiyacın, bir çok devlet ve kuruluş tarafından hissedilmesi idi. Bu çalışma, Alman Savunma Bakanlığı tarafından finanse edildi. Diğer önemli bir konu ise kombine GPS/LORAN-C'nin teorik analiziydi. Bunun sonucunda, bir çok simülasyon yapıldı. Diğer aşamada ise 3 pilot proje ile hava, deniz ve gemi üzerinde testler yapıldı.

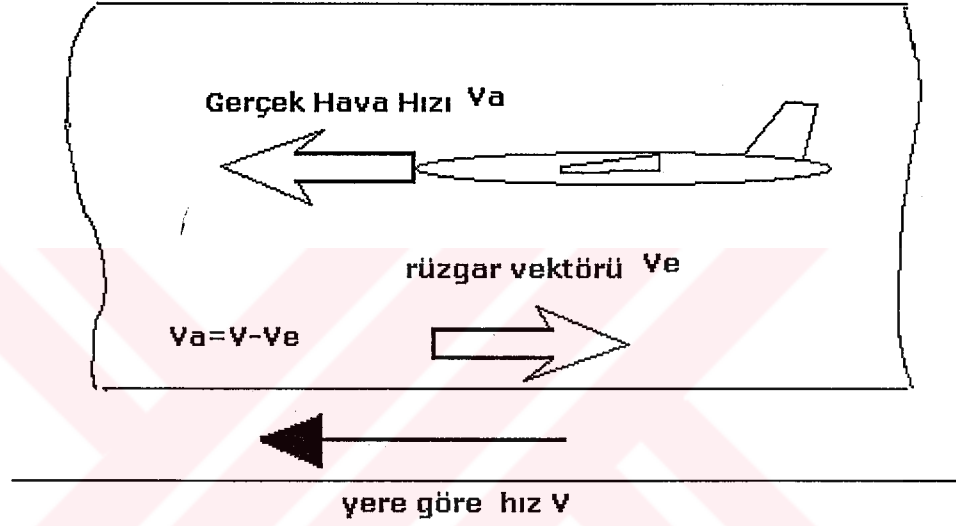
Tümleşik GPS/INS/SONAR Navigasyon Sisteminin Otonom Sualtı Aracı navigasyonu için geliştirilmesi, su altı ortamında navigasyonun 1990'lı yıllarda çok hızla önem kazanmaya başlaması ile GPS, INS ve SONAR kullanarak Otonom Sualtı Araçları için tümleşik navigasyon sistemi ile gerçekleştirildi [20]. Denizaltı navigasyonunda yaşanan problemler, tümleşik navigasyonun gerekliliği ve tümleşik GPS/INS/SONAR sistemin matematik modeli de bu araştırmada sunulmuş ve testlerin sonuçları da verilmiştir.

Yukarıda verilen tümleşik navigasyon sistemi çalışmaları, genelde INS ve GPS üzerinedir. Bu çalışmada amaçlanan Hava Verileri ve Doppler radarının Kalman süzgeci temelinde tümleştirilmesi üzerine bir çalışma literatürde yoktur. Bu yapılacak çalışma bu konuda bir ilktir.

1.4 Uçakta Rüzgar Hızı Bulma Yöntemleri

Rüzgar hızı vektörü, Şekil 1.1'de gösterildiği gibi gerçek hava hızı vektörü ile yer hız vektörünün farkına eşittir. Uçaklarda rüzgar hızının bulunmasında günümüzde en çok kullanılan yöntem, karışım çevrimleri kullanılarak gerçek hava hızı ile herhangi bir diğer sistemle ölçülen yere göre uçuş hız vektörünün farkının alınması yöntemidir. Bu yöntemde, çoğunlukla INS sisteminden gelen hız, referans hız bilgisi olarak kullanılmaktadır [2,21,46]. Bu yöntem her iki sistemden gelen ölçme gürültülerini de içermektedir. Bu yüzden, bu rüzgar hızı değeri kabaca bir değerdir. Bu fark miktarı belirli katsayılarla çarpılsa da, yine rasgele gürültüleri süzmek mümkün olmayacaktır. Örneğin F-16 uçaklarında olduğu gibi INS çıkışı, bir Kalman süzgeci ile süzülse de Hava Verileri Sisteminden gelen hatalar rüzgar hızına dahil olacaktır [46]. Her iki sisteme süzgeç konması ise işlem hızını düşürmesi nedeniyle iyi bir çözüm değildir.

Hava Verileri Sisteminin gerçek hava hızı ölçme hatası rüzgar hızının büyüklüğüne bağlı olarak çok yüksek değerlere çıkmaktadır. Bu yüksek değer ise hesaplanacak uçuş hızı değeri için çok yüksek bir hataya sebep olmaktadır. Normal sakin bir havada, rüzgar hızı değeri 0-1 m/s arasındadır. Rüzgar hızının yüksek olduğu değerler ise 30-40 m/s arasındadır. Rüzgar hızı, yüksek türbülans ve fırtına gibi şartlarda bu yüksek değerlere ulaşır. Ayrıca, uçak etrafında oluşan şok dalgası, türbülanslı sınır tabaka gibi etkenler nedeniyle, yüksek oranda çalkantı gerçek hava hızı ölçümlerine girmektedir.



Şekil 1.1 Uçakta rüzgar hızının hesaplanması

Gerçek hava hızının DR konum navigasyonunda kullanılmasında, uçak doğrultusu ve rüzgar hızı bilgisi de gereklidir. Rüzgar hızı ise INS veya GPS'ten alınan hız bilgisinin, gerçek hava hızından farkı kullanılarak hesaplanmaktadır [2]. Rüzgar hızı bilgisi, FMS, yani Uçuş Yönetim Sistemi ve Silah Fırlatma Sistemi tarafından da uygun bir uçuş rotası oluşturabilmek ve güvenli uçuş için gerek duyulan bir bilgidir.

Diğer rüzgar hızı bulma yöntemleri ise meteorolojik yöntemlerdir. Uçak üzerinde meteorolojik rüzgar hızı ölçme yöntemi olarak en yaygın kullanılan yöntem, Doppler radarıyla belirli aralıklarla rüzgar profillerinin çıkartılmasıdır [22]. Bu yöntemde de, Doppler etkisinden faydalanılmaktadır. Gönderilen dalgaların bulutlar ve toz parçacıklarından yansıyarak geri dönme süresi ve gönderilen ve alınan sinyalin frekans farkı kullanılarak rüzgar hızı profili çıkartılmaktadır. Diğer bir

yöntem ise Lazer Doppler yöntemidir. Bu yöntem NASA tarafından bulunmuş ve kullanılmakta olup uçaktan belirli bir mesafeye kadar olan rüzgar hızı profillerini belirlemeye yaramaktadır. Bu tip bir radarın teknik özellikleri, Tablo 1.1’de verilmiştir. Lazer Doppler radarının çalışması prensibi ise şöyledir: Uçağın sol tarafında, kanattan ileride, gövde üzerinde yerleştirilmiş olan lazer tarayıcısı tarafından gönderilen yüksek güçteki lazer dalgalarının, INS’den gelen hız, durum ve diğer hareket parametreleri de kullanılarak; bulutlar, toz parçacıkları ve yerden yansıyarak geri dönen sinyallerinin Doppler değişimi, yaklaşık belirli bir mesafeye kadar 3 boyutlu rüzgar hızı profillerinin hesaplanmasını sağlamaktadır [23]. Bu yöntem daha çok meteorolojik bir yöntemdir ve uçağın yüksek rüzgar hızlarına, türbülanslara ve fırtınalara karşı korunmasını sağlar, fakat gerçek zamanlı, uçuş anındaki rüzgar hızını vermez. Yaygın olarak kullanılan diğer bir rüzgar profillemeye tekniği ise atmosferde elektromanyetik dalgaların toz parçacıklarından geri yansımalarındaki Doppler frekans değişimine dayanan Doppler radarlarıdır. Aşağı troposferde radyo dalgalarının kırılma gücü, su buharı ve çok yüksek ekolar nedeniyle artmaktadır. Rüzgar profilleyicileri, rüzgar hızını çok kolay bir şekilde bulabilmektedir. Bir çok irtifadaki rüzgar profillerini aynı anda verebilmektedirler. Yatay gönderilen sinyallerle de yatay hız profilleri de çıkartılabilmektedir. Buna ek olarak, Doppler rüzgar profilleyiciler, sinyal gücü ve Doppler spektral genişliğini de ölçmektedir. Sinyal kuvveti, atmosfer sıcaklığı gradyanına, neme, türbülansa ve hava içindeki toz parçacıklarının miktarına bağlı olarak değişmektedir.

Tablo 1.1 NASA tarafından dizayn edilen MACAWS isimli Lazer Doppler radarının teknik özellikleri [23].

KARAKTERİSTİK	NOMİNAL DEĞERİ	ARALIK
Dalga Boyu (μm)	9.6	9-11
Her atımdaki enerji (J)	0.8	0.6-1
Atım tekrar frekansı	20	
Yatay çözünürlük (km)		0-12.5
Rüzgar hızı doğruluğu (m/s)	~ 1	
Tarayıcı teleskop çapı (m)	0.3	

Ayrıca rüzgar hızı profillerinin ölçümü için aşağıdaki teknikler de, yerden veya uydudan olmak üzere kullanılmaktadır: Yer hava radarı, Mikrodalga Doppler

radarı, balonlar (radyosondes ve jimsphere) ve uydudan Lazer Doppleri. Lazer Doppler radarının, yaklaşık olarak 20 yıldan fazla bir geçmişi vardır [23].

NASA tarafından kullanılan diğer bir yöntem ise Hava Durumu Tavsiye Sistemi AWAS'tır. Bu sistem, rüzgar hızı ve yönü, barometrik basınç ve nem gibi bilgileri, bir hava durumu yer istasyonu vasıtasıyla gerçek zamanlı olarak GPS bilgisi ile birlikte radyo kanalından uçağın kokpitindeki ünitelere göndermektedir. Ve ünite, verileri alıp görüntülemektedir. Bu sistem, 1992 yılında Kennedy Uzay Merkezi'nde Uzay Aracı İniş Merkezi'nde denenmiştir [24].

Rüzgar hızının belirlenmesine yönelik bir çok çalışma yapılmaktadır. Bunlar genelde meteorolojik amaçlı yöntemler olup, uçuş anındaki uçağın maruz kaldığı rüzgarı ölçme amaçlı olmayıp, daha çok uçaktan belirli bir mesafedeki rüzgar profillerini çıkartmaktadır. Bu bilgi de uçuş güvenliği açısından gereklidir. Meteorolojik radarlar, genel olarak hava durumu radarı olarak adlandırılmaktadır. En genel yöntem, uçak üzerinde Doppler veya Lazer Doppler yöntemidir. Ayrıca uydudan ölçme yapan Doppler Lazer radarı da kullanılmaktadır. Bu amaca yönelik yapılan bir çok çalışmadan birkaçını burada sunmaya çalışacağız.

ERS-1 sentetik aralıklı radar görüntüsü ile rüzgar vektörünün bulunması için, ERS-1 SAR görüntüleri kullanılarak rüzgar hızına yaklaşım yapılmıştır ve otomasyon algoritması operasyonel kullanım için oluşturulmuştur [25]. Rüzgar doğrultusu ise düşük frekanslı, lineer, gezegene ait sınır tabakanın üzerinde oluşan girdapların görüntülerinden elde edilmektedir. Sadece bir adet SAR görüntüsü kullanıldığında, rüzgar doğrultusu tam tespit edilemez. Rüzgar doğrultusuna yeni bir algoritma kullanılarak yaklaşım yapılabilir. Bu metotla, ± 19 derece içindeki rüzgarlara yaklaşım yapılabilir. Rüzgar hızlarına ise ± 1.2 m/s doğrulukla yaklaşım yapılabilir.

Atmosferik türbülans kullanılarak yatay rüzgar hızlarının bulunması, Akdeniz sahil kesimine çapraz bir rüzgar akımı üzerinde denenmiştir [26]. Kurulan girişken beyaz hedef, neodimyum lazer tarafında aydınlatılmış ve yansıyan ışınlar lazer yakınındaki bir lineer dizi dedektörü üzerine yansıtılmaktadır. Lazer ışını, atmosferik türbülanslar üzerine gönderilmiştir. Rüzgar hızına eklenen zaman gecikmeleri, dizideki iki elementin sinyallerinin çapraz korrelasyon fonksiyonları kullanılarak hesaplanmıştır.

Rüzgar hızı tahmini için hafızaya dayalı metodoloji üzerine bir çalışmada, rüzgar hızı tahmini için yeni bir yaklaşım sunulmaya çalışılmıştır [27]. Hafızaya alınan rüzgar hızının, gelecek adımdaki rüzgar hızını tahmin etmek için kullanılmasına dayanmaktadır. Rüzgar hızının değişimi çok aşırı bir şekilde canlı değilse, sunulan algoritma rüzgar hızını çok iyi bir doğrulukla tahmin edebilmektedir. Sonuçlar ise bilgisayar simülasyonu ile doğrulanmıştır.

Doppler troposferik rüzgar profillemesinin uydudan yapılması için UV lazer yaklaşımı konulu bir araştırmada, troposferdeki rüzgar hızlarının bir UV lazer kullanılarak Doppler değişimi ile bulunması amaçlanmıştır [28]. Bu sistemde rüzgar hızının doğruluğu, 3 m/s'den 10 m/s'ye kadar değişmektedir.

Uydusal türetilen rüzgar ölçümleri ile diğer rüzgar ölçüm algılayıcılarının karşılaştırılması, Sabit Pedestal Sistemi 16 (FPS 16) Radar/Jimsphere Rüzgar Sistemi ve NASA'nın 50 MHz Radar Rüzgar Profilleycisi'nden gelen rüzgar verileri, Jeo-İstasyon Operasyonel Çevre Uydusu 7 (GOES-7) kullanılarak sağlanmıştır [29]. Bu çalışma, GOES-7 uydusunun, rüzgar tahminlerini kontrol etmek için çok uygun veri kalitesi sağlamayı amaçlamaktadır. Uydu fırlatmalarında, troposfer ve aşağı stratosferdeki akış alanları için Jimsphere balonunun ve Radar Rüzgar Profilleycisi'nin karşılaştırılmaları yapılmıştır.

Hava verilerinin atmosferik rüzgar profilleri kullanılarak kalibrasyonunun yapılması, F-104 uçağında kullanılan Hava Verileri Sistemi, Uzay Uydularında kullanılmak amacıyla, yardımcı sistemler ile desteklenerek NASA Dryden Uçuş Araştırma merkezinde gerçekleştirilmeye çalışılmıştır [21]. Bu araştırma için Jimsphere balonlarından elde edilen doğrulukta rüzgar hızları elde edilmesi amaçlanmıştır. Bu ise birçok uçak araştırma programında gerekli olandan daha yüksek bir hava verileri kalibrasyonu gerektirmektedir. Bu amaçla; F-104 uçağı, araştırma amaçlı servo hareketli pitot-statik tüpü, integral hücum açısı ve yana kayma açısı vanaları ve bir de Halka Lazer Jiroskop IRU ile donatılmıştır. Kule desteği ve ileri ve geri ivmelenme radarları ise Mach sayısı ve toplam sıcaklığın kalibrasyonu için kullanılmıştır. Hücum ve yana kayma açısı ise çok değişkenli lineer Kalman süzgeci kullanan bir yörünge yapılandırma tekniği ile kalibre edilmiştir. F-104 uçağı ve alet konfigürasyonu, uçuş test manevraları, veri düzeltmeleri, kalibrasyon teknikleri ve sonuçta elde edilen kalibrasyonlar ve verileri

sunulmuştur. Hava verileri sistemlerinde kullanılabilecek rüzgar ölçüm sistemleri için tavsiyeler de yapılmıştır.

Havadan lazer Doppler yöntemiyle rüzgarın tanımlanması ile ilgili NASA ve FAA ihtiyaçlarını belirtmişlerdir [30]. Bir çok program dahilinde, lazer radarı rüzgar profillemeye tekniğinin, rüzgarın oluşturduğu tehlikeli uçuş şartlarında, uçuş yönetimi ve navigasyon için kullanılabilir bir teknik olduğu konusunda fizibilite çalışmaları yapılmaktadır. Buna ek olarak, ABD Hava Kuvvetleri uçaktan yere kadar rüzgar profilini Lazer Doppler radarı ile belirleyerek, AC-130 ve B-52 bombardıman uçakları için doğruluğunu artırmayı düşünmektedir. Gerçek zamanlı olarak uçağın ön kısımlarındaki rüzgar hızlarının ve türbülans durumunun ve hava bozuntularının belirlenmesinde, havadan lazer radarın çok kullanım kolaylıkları vardır. Bu parametrelerin ölçümü; yakıt verimini, uçuş güvenliğini, türbülansdan korunmayı, gövde ömrünü artırmayı sağlayacaktır. Rüzgarın saptanması, türbülansdan korunma, yüksek miktarda rüzgar yüklerinden oluşan yapısal hasardan kaçınma ve inen uçakların kanat ucu dalgalarının saptanması ile bu güvenlik amacına ulaşılmış olacaktır. Bu çalışmada, bütün uçağın, 1-2 km önündeki rüzgar profilini ölçen katı hal 2-µm lazer radar sistemleri için uçuş test sonuçları sunulmaktadır. Burada düşük ağırlıklı, yüksek performanslı işlem paketi için 0.7 m/s rüzgar hızı doğruluğu elde edilmiş.

Bir mikro ortamda rüzgarın saptanması amacıyla, gemi/uçak çevresel algılayıcıları kullanılarak bir araştırma yapılmıştır[31]. Deniz Kuvvetleri'nde kullanılan helikopterlerin pilotlarının en önemli görevi, sürekli hareket eden bir gemi üzerine o aracı indirmektir. Gemi tarafından oluşturulan kompleks hava dalgası hız alanı, uçak ve gemi tarafından oluşturulmaktadır ve kalkış, alçalma, havada durma ve iniş ve de güverte operasyonları için uçağın kontrolü açısından çok önemlidir. Dinamik Etkileşim (DI) testi, güvenli uçuş operasyonel zarflarını belirlemek için kullanılmıştır. Fakat limitli test sürecinde, bütün uçuş şartları denenememiştir. Ek olarak, uçuşu etkileyecek tam rüzgar şartları, mevcut rüzgar algılayıcıları ile ölçülemez. Gemi üzerindeki rüzgar algılayıcıları, uçağın oluşturduğu rüzgarları belirleyemez. Bu makale, gemi uçak etkileşiminden doğan kompleks rüzgar hız alanlarının ölçülebilmesi için gerekli algılayıcı sistemlerini önermektedir.

Rüzgar hızının ölçümü ile yapılan çalışmalar, genellikle Lazer Doppler veya Doppler radarının uydudan veya uçak üzerinde kullanılması ile ilgilidir. Bunların

çoğunluğu da meteorolojik yöntemlerdir. Uçak üzerinde gerçek zamanlı olarak rüzgar hızının bulunması ile ilgili Hava Verileri Sistemi ve Doppler radarının Kalman süzgeci kullanılarak tümleştirilmesi yöntemi literatürde yoktur. Uydu ve yer istasyonu bağlantılı rüzgar hızı hesaplama yöntemleri denenmiştir [21], fakat bu tip yöntemler harici bir istasyona ihtiyaç duyması ve ortalama bir değer olması nedeniyle yaygın değildir.

1.5 Tezin Amacı ve Konuya Ait Çözüm Yaklaşımı

Bu çalışmada, bir çok açıdan tümleşik navigasyon sistemleri için yeni yapılan bir uygulamanın geliştirilmesi amaçlanmaktadır. Öncelikle Hava Verileri Sistemi ve Doppler radarının tümleştirilmesi ve sistemin kompleksleştirilmesi konusunda bir ilktir. Bununla, hatası, rüzgar hızı nedeniyle oluşan hataya ve diğer hatalara bağlı olarak artan, düşük doğrulukta fakat yüksek ölçüm frekansına sahip gerçek hava hızı bilgisinin, yüksek doğrulukta fakat düşük ölçme frekansına sahip Doppler hız bilgisi ile desteklenmesi ve böylece yüksek ölçme frekansına sahip ve yüksek doğrulukta konum ve hız bilgisi elde edilmesi amaçlanmıştır.

Önceden yapılan tümleşik navigasyon sistemi tasarımları, ölçme kanallarındaki anormal ölçmelere karşı duyarlı değillerdi. Bu çalışmada, tümleşik navigasyon sisteminde Robüst Kalman süzgeci kullanılarak anormal ölçmeleri saptayıp, onların ayıklanması amaçlandı.

Diğer bir amaçlanan yenilik ise tümleşik sistemde ölçme kanallarından herhangi birinin arızalanması durumunu tespit eden yöntemlerin uygulanacak olmasıdır. Kalman süzgecinin İnnovasyon Süreci'nin değişimi incelenerek ölçme kanalının arızalanması tespit edilmeye çalışılacaktır. Ayrıca, ölçme kanalının ortalamasını ve varyansını değiştiren ölçme kanalı arızalanmalarının da, ayrı yöntemlerle tespit edilmesi amaçlanmaktadır.

Çalışmamızda önemli bir amacımız da uçaklarda gerçek zamanlı rüzgar hızının uçaktaki mevcut sistemler kullanılarak, Kalman süzgeci yardımıyla çok yüksek doğrulukta bulunmasıdır.

2. HAVA VERİLERİ SİSTEMİ

Hava Verileri Sistemi, aerodinamik ve termodinamik algılayıcılar ve ilgili elektronik sistemlerden meydana gelir. Algılayıcı, hava aracını saran havanın karakteristiklerini ölçer ve bu bilgiyi elektrik sinyallerine dönüştürür, bu ise uçuş parametrelerinin hesaplanmasında kullanılır. Hava araçlarında hesaplanan tipik uçuş parametreleri; kalibre edilmiş hava hızı, gerçek hava hızı, Mach sayısı, serbest akım statik basıncı, basınç yüksekliği, baro-doğrultulmuş yükseklik, serbest akım dış hava sıcaklığı, hava yoğunluğu, hücum açısı ve yana kayma açısıdır. Bu bilgi, uçuş ekranları, otopilotlar (uçuş yörüngesi kontrolü ve kontrol çevrimi kazanç ayarı), silah sistemleri, ateşleme kontrol hesaplamaları ve de kabin hava basınçlandırma sistemleri için kullanılmaktadır.

Hava Verileri Sistemi, havacılığın başlangıcında kullanılan hava hız göstergeleri ve altimetrelerin gelişimi ile ilerleme göstermeye başlamıştır. İlk kullanılan aletler, pnömatik olarak hareket eden ve yay sistemleriyle ölçümün yapıldığı ilkel aletlerdi. 1950'lerde, basınç algılayıcıları ve uçuş aletleri arasına analog bilgisayarlar eklenmiştir. Bu tip dizaynlarda, servo hareketli düzenekler ve nonlineer potansiyometreler, yükseklik, hava hızı ve Mach sayısı gibi parametreleri hesaplamakta idi. 1990'larda ise bütün hesaplamalar ve veri yönetimi sayısaldı ve mikroişlemci teknolojisiyle işlenmekteydi. Yeni aviyonik sistemler, hava veri fonksiyonlarını, INS/GPS gibi navigasyon ünitelerinin içine veya hava veri dönüştürücüsü uçuş kontrol bilgisayarlarına eklemektedir.

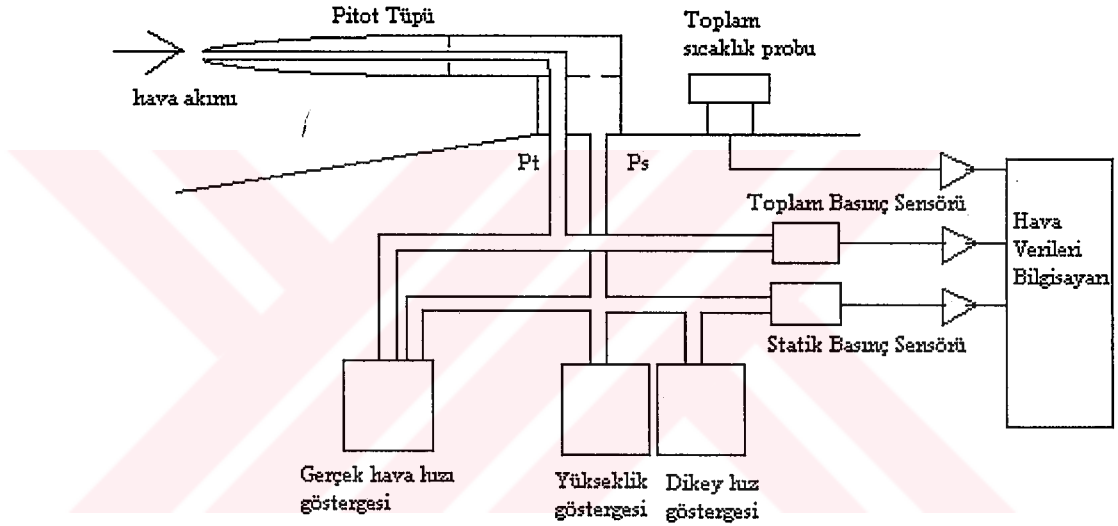
Hava verileri fonksiyonları, kritik uçuş bilgileri sağlamaktadır ve hata saptama ve izolasyonu için kullanılmaktadır. Hava Verileri Sistemleri; savaş uçakları, helikopterler, uzay araçları gibi her sınıfta hava araçlarında kullanılmaktadır.

2.1 Hava Verilerinin Kullanıldığı Sistemler

Hava verileri ölçümleri, Şekil 2.1’de verilen pitot-statik sistem vasıtasıyla ölçülür. Ve ölçülen değerler, aşağıda verilen sistemlerde kullanılırlar.

a) Hava Trafik Kontrol Vericisi

Basınç düzeyi (barometrik yükseklik), pnömatik olarak Hava Trafik Kontrol Sistemi’ne bildirilmek üzere ATC (Hava Trafik Kontrol) vericisine bildirilir. ATC otoriteleri, uçağın uçuşu gereken yüksekliği belirler. Her uçak diğerinden 2000 ft’den 29000 ft’e kadar 1000 ft (304 m) aralıklarla uçar. İlerde belirtileceği gibi basınç yüksekliği, standart atmosfer kabulünde, statik basıncın ölçümü ile bulunur.



Şekil 2.1 Hava Verileri Sistemi çalışma prensibi [2]

b) Uçuş Kontrol Sistemi

Kalibre edilmiş hava hızı ve basınç yüksekliği, bir Uçuş Kontrol Sistemi için gereklidir. Bunlar otomatik olarak FCS'nin kazançlarına, hava hızı ve yüksekliği kullanarak uçuş zarfı üzerindeki uçak tepkilerinde ve kontrolün etkinliğini desteklemeye etmek için ayarlama yapmakta kullanılır.

c) Otopilot Sistemi

Bir çok sayıda otopilot kontrol modları (yükseklik sabitleme, Mach sayısı sabitleme, hava hızı sabitleme) hava verilerine gerek duyar.

d) Navigasyon Sistemleri

Basınç yüksekliği ve gerçek hava hızı, navigasyon sistemleri için gereklidir. Basınç yüksekliği, dikey düzlemde navigasyon yapmak için gereklidir.

Uçağın hız vektörü, barometrik/atalet dikey hızlarının ve INS'ten gelen yatay hızın (veya yer hız vektörü) vektörel toplamından elde edilir. Hız vektörü bilgisi yol gösterme ve kontrol bilgisi için kullanılır.

Basınç yüksekliği uçağın dikey hareketini ölçtüğünden dolayı Yerküresel Radyo Navigasyon Sistemi (TRN) için gerekli bir bilgidir.

Gerçek hava hızı, DR navigasyonu için kullanılır. DR konumu, gerçek hava hızı, uçak doğrultusu ve öngörülen/tahmin edilen rüzgar hızı bilgilerinden elde edilir.

e) Uçuş Yönetim Sistemi

Uçuş Yönetim Sistemi, bütün hava verilerine ihtiyaç duyar: Basınç yüksekliği, dikey hız, Mach sayısı, statik hava sıcaklığı, gerçek hava hızı ve kalibre edilmiş hava hızı. Hava verileri, FMS'in, uçağın en az yakıtla uçabileceği rotadan uçmasını sağlar. Bu sisteminin işlevi; 4 boyutlu uçuş yönetimidir (3 boyut ve zaman).

f) Motor Kontrol Sistemi

Motor Kontrol Sistemi (FADEC) için yükseklik ve kalibre edilmiş hava hızı gereklidir.

Bütün yukarıda verilen sistemlere bilgi akışını sağlayan ise Merkezi Hava Verileri Bilgisayarı'dır (CADC). Bu bilgisayar sadece hava verilerinin hesaplanması ve bu bilginin sayısal bilgiye dönüştürülmesi ve ilgili sistemlere dağıtımını sağlamaktadır.

Tipik bir Merkezi Hava Verileri Bilgisayarı (CADC) aşağıda verilenleri içeren bir kutudur:

(1) Pitot ve statik basınç transdüserleri, ilgili devreler ve sinyal işleme devreleri, (2) bilgisayar ve (3) alt sistemlerle uyumlu çıkış sürücüler. Bu bilgisayara pitot ve statik borular, bir sıcaklık algılayıcıyı sinyali (köprü devresi için), bir barometrik düzenek (analog baro-set potansiyometreden veya uçağın uçuş yönetim sisteminden) ve değişik uçak konfigürasyon parametreleri veri olarak girer.

2.2 Hava Verileri Sisteminde Hesaplanan Parametreler

İstenen hava parametreleri olan yükseklik, yatay hız, kalibre edilmiş hava hızı, gerçek hava hızı ve Mach sayısının elde edilmesi için Hava Verileri Sistemi tarafından Şekil 2.1’de gösterilen pitot-statik tüpü sistemi ve sıcaklık algılayıcıyı kullanılarak 3 adet değerin ölçümü yapılır:

1. Toplam (veya Pitot) basınç
2. Statik basınç
3. Toplam hava sıcaklığı

Yukarıda verilen üç adet ölçülen değer kullanılarak da aşağıdaki parametreler hesaplanmaktadır. Bu ölçülen parametreler kullanılarak hesaplanan değerler bütünüyle Tablo 2.1’de verilmiştir. Sırasıyla hesaplanan parametreler şunlardır:

1) Toplam Basınç

Toplam basınç, durma noktası basıncı veya pitot basıncı terimi, serbest akım içinde ve bir ucu serbest akıma yönelmiş, diğer ucu kapalı bir borudaki basıncı ifade eder. Statik basınç probu ve pitot tüpü kombine bir sisteme pitot-statik tüpü denir. Bu tip tüpler donmayı önlemek için elektrikle ısıtılmaktadır. Buradaki basınç, pnömatik borularla Hava Verileri Bilgisayarları’nın içinde bulunan dönüştürücülere veya doğrudan okunan hava hızı göstergelerine iletilir. Sesaltı hızda pitot tüpünün toplam basınç ölçümü, tipik hücum açısı ve Mach sayısı değişimlerinde yeteri derecede doğrudur. Bu yüzden herhangi bir düzeltmeyi gerektirmemektedir. Süpersonik hızlarda ise pitot tüpü ile ölçülen hız, genelde bir şok dalgası arkasındaki basınç değeridir. İstenen şekilde bir şok dalgasını oluşturmak için pitot tüpünün ağzını dizayn ve kalibre etmek oldukça zordur, bu yüzden yüksek süpersonik hızlardaki toplam basınç ölçümündeki hatalar düzeltilmelidir. Toplam basınç, kalibre edilmiş hava hızının (V_c) ve Mach sayısının (M) hesaplanmasında kullanılır. Etkin basınç q_c ise basınç farkı ölçümü dönüştürücüsü ile ölçülür.

$$q_c = p_t - p \quad (2.1)$$

Yukarıda, p_t toplam basınç, p ise statik basınçtır. Etkin basınç ile dinamik basıncın farkı, sıkıştırılabilirliğin göz önüne alınmasıdır [32].

2) Statik Basınç

Statik basınç, uçağı saran havanın durağan basınç değeridir. Hareket eden bir uçakta statik basınç değerlerini ölçmek için, uçak gövdesinin yan taraflarında veya serbest akımın içine yerleştirilmiş pitot tüpünün yan tarafında açılmış delikler kullanılır. Statik portların yerleri, rüzgar tüneli testleri ile veya değişik pozisyonlarda denenerek bulunmuştur. Helikopterlerde ve büyük hücum açılarındaki sabit kanatlı uçaklarda bu deliklerinin yerini seçmek, belirsiz akım şartları sebebiyle çok zordur.

Statik basıncın ölçümü, uçağın barometrik yüksekliğinin ölçümünü de sağlamış olmaktadır.

3) Statik Hava Sıcaklığı

Dış ortam hava sıcaklığı, statik hava sıcaklığı olarak da adlandırılır ve gerçek hava hızının hesaplanmasında kullanılır. Ayrıca, hava yoğunluğunun hesaplanmasında da kullanılır. Hareket eden bir uçağın etrafındaki termometre ile ölçülen sıcaklık, serbest akımın hava sıcaklığından sürtünme nedeniyle daha düşüktür. Tipik bir hava sıcaklığı ölçüm düzeneği, serbest akım içerisine yerleştirilmiştir ve serbest akım hızını sıkıştırarak sıfıra indirmektedir. Ölçüm düzenekleri, bütün yükseklikler ve hızlar için lokal Mach sayısının serbest akım Mach sayısına eşit olduğu kanat uçlarına, yatay kuyruk üzerine, ön gövdeye veya diğer uygun bölgelere yerleştirilir. Termometre ile ölçülen sıcaklık T_m ile statik sıcaklığı bağlayan ifade Tablo 2.1'de e) bölümünde verilmiştir. Tablodaki mutlak sıcaklık birimi Kelvin veya Rankin'dir. M lokal Mach sayısı ve η (veya r) ise probun düzeltme faktörüdür. Düzeltme faktörü; sürtünme dolayısıyla ısınma, ısı yayılması ve de havanın izentropik olmayan sıkışmasıdır. η deneysel olarak hesaplanır.

4) Ses Hızı ve Mach Sayısı

Ses hızını statik sıcaklığa bağlayan ifade aşağıdaki gibidir [32]:

$$C_s = \sqrt{\gamma \frac{p}{\rho}} = \sqrt{\gamma R T_s} \quad (2.2)$$

Özgül ısılar oranının tanımından:

$$\gamma = \frac{C_p}{C_v} \quad (2.3)$$

Mach sayısının tanımından:

$$M=V_T/C_s \quad (2.4)$$

Tablo 2.1 Standart atmosfer hava veri formülleri [2]

Büyüklik	Hesaplama Formülü
a) Jeopotansiyel basınç yüksekliği H_p [m]	1) Troposfer (0-11000 m) $P_s = 101.325(1 - 2.25577 \cdot 10^{-5} H_p)^{5.255879}$ 2) Stratosfer (11000-20000 m) $P_s = 22.632e^{-1.576885 \cdot 10^{-4} (H_p - 11000)} \text{ kPa}$
b) Hava yoğunluğu oranı (ρ/ρ_0)	$\frac{\rho}{\rho_0} = \frac{P_s}{0.35164 T_s}$
c) Mach sayısı (M)	1) Sesaltı hızlar için, ($M \leq 1$) $\frac{P_T}{P_s} = (1 + 0.2 M^2)^{3.5}$ 2) Sesüstü hızlar için, ($M > 1$) $\frac{P_T}{P_s} = \frac{166.92 M^7}{(7 M^2 - 1)^{2.5}}$
d) Kalibre edilmiş hava hızı V_c [m/s]	1) Sesaltı hızlar için, ($M \leq 1$) $q_c = 101.325 \left[\left[1 + 0.2 \left(\frac{V_c}{340.294} \right)^2 \right]^{3.5} - 1 \right]$ 2) Sesüstü hızlar için, ($M > 1$), $q_c = 101.325 \left[\frac{166.92 \left[\frac{V_c}{340.294} \right]^7}{\left[7 \left(\frac{V_c}{340.294} \right)^2 - 1 \right]^{2.5}} - 1 \right]$
e) Statik hava sıcaklığı T_s [°K]	$T_s = \frac{T_m}{1 + 0.2 M^2}$
f) Gerçek hava hızı V_T [m/s]	$V_T = 20.0468 M \sqrt{T_s}$

Tablo 2.1’de c) bölümünde verilen Mach sayısı, sesaltı ve sesüstü hızlar için bulacağımız bağıntılarda verildiği gibi statik ve toplam basınca bağlı olarak hesaplanmaktadır .

5) Hücüm ve Yana Kayma Açısı

Hücüm açısı, uçağın burun doğrultusu ile hava akımının doğrultusu arasındaki, uçak dikey eksenindeki açıdır. Yana kayma açısı ise uçağın burun doğrultusu ve uçağın hız vektörü arasındaki uçak yatay eksenindeki açıdır, yani sapma açısıdır. Hücüm açısı α ve yana kayma açısı β , üç eksen boyunca olan hızlar cinsinden şu şekilde tanımlanabilir:

$$\alpha = \arctan\left(\frac{V_z}{V_x}\right)$$

$$\beta = \arctan\left(\frac{V_y}{V_x}\right)$$
(2.5)

6) Yükseklik

Yüksekliğin statik basınçtan bulunması için uluslararası standartlar oluşturulmuştur. Standart atmosfer modeline göre atmosferde basınçla yüksekliğin değişimi birbirine bağlıdır. Bu bağıntıyı veren ifadeler, Tablo 2.1’de a) bölümünde verilmiştir. Sadece statik basınç ölçülerek yükseklik bulunabilmektedir.

8) Kalibre Edilmiş Hava Hızı

Kalibre edilmiş hava hızı $V=V_c$, $P=P_0$ ve $\rho=\rho_0$ alınarak, yani deniz seviyesindeki hava basıncı, yoğunluğu kullanılarak elde edilebilir. Kalibre edilmiş hava hızı, belirli bir yükseklikteki aynı etkin basıncı verecek deniz seviyesindeki hava hızı olarak tanımlanabilir. Yani, yoğunluk değişimi ihmal edilmiş sayılarak hesaplanan hızdır. Kalibre edilmiş hava hızı ile ilgili bağıntılar Tablo 2.1’de d) bölümünde verilmiştir.

9) Geçer Hava Hızı

Gerçek hava hızı, genelde $M=V_T/C_s$ ilişkisinden ve Mach sayısını hesapladığımız Tablo 2.1’de c) bölümünde, Mach sayısı ve sıcaklık ile ses hızı bulunarak, Tablo 2.1’de f) bölümünde verilen formülden, sesaltı ve sesüstü akışlar için ayrı bağıntılar kullanılarak hesaplanmaktadır.

Düşük hızda, uçak ve helikopter uçuşları için Mach sayısı gerekli bir uçuş parametresi değildir. Bu yüzden gerçek hava hızı V_t ’nin hesaplanmasında alternatif metotlar gereklidir. Çok kullanılan bir metot ise şudur:

$$V_t = V_c \frac{f}{f_0} \sqrt{\frac{\rho}{\rho_0}}$$
(2.6)

burada f ve f_0 sıkıştırılabilirlik faktörleridir. Düşük hızlarda f/f_0 oranı yaklaşık olarak 1.0’dır. ρ ile yüksekliğin değişimi tabloları Hava Verileri Bilgisayarları’nda yüklenmiştir.

2.3 Doğruluk Oranları

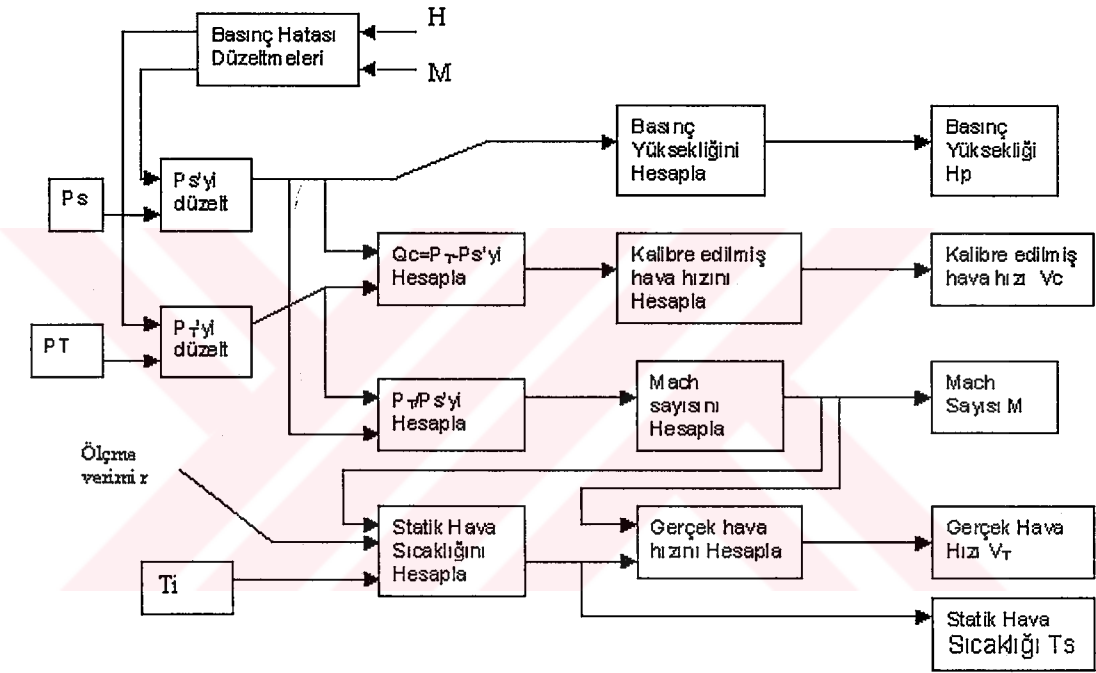
Sivil Hava Verileri Sistemleri'nde en çok istenen doğruluk gerekliliği, kalabalık hava trafiğinin dikey olarak birbirinden ayrılmasını sağlamak için basınç yüksekliğinin doğru tahmininin gerekmesi nedeniyle ortaya çıkmıştır. Basınç yüksekliğini doğru kılmak için önemli nokta, statik bozuntu hatalarının kalibre edilmesidir. Bunun aksine, kalibre edilmiş hava hızı, gerçek hava hızı ve Mach sayısı navigasyon için kullanılamaz. Bunların doğruluğu, kalkış ve iniş şartlarındaki uçuş performansı/stol zarfı için çok önemlidir. Gerçek hava hızının bileşenleri, seyir halindeki anlık rüzgar hızını hesaplamak için çoğunlukla atalet değerlerinden ölçülen yer hızından çıkartılır ki bu ise uçuş yönetimi bilgisayarları tarafından optimal yakıt için gerekli uçuş rotasının bulunmasında kullanılır [1,46].

Tablo 2.2 Tipik Hava Verileri Sistemi doğruluk değerleri [1]

Parametre	Doğruluk	Hassasiyet
İrtifa, h , Z	± 3 to ± 4.5 m deniz seviyesinde ± 6 m 3500 m yükseklikte ± 12 m 10.000 m yükseklikte ± 8 m 15.000 m yükseklikte $> \pm 35$ m $h > 20000$ m yükseklikte	0.0365 milibar/0.3 m deniz seviyesinde
Baro düzeltilmiş irtifa, h_0	Normal irtifadaki değerin $+0.25$ mb fazlası $= 2$ m deniz seviyesinde	İrtifa ile aynı
Toplam Basınç P_T	± 0.68 mb $= \pm 0.05$ cm Hg	0.01 mb
Etkin Basınç q_c	Toplam basınç ile aynı	Toplam basıncın değeri ile aynı
Kalibre edilmiş hava hızı V_c	± 2.5 m/s (30 m/s hızda) ± 1 m/s (50 m/s hızda) ± 2.5 m/s ($V_c > 150$ m/s hızda)	0.135 m/s ($V_c > 50$ m/s)
Mach Sayısı M	$\pm 0.015M$ ($M=2$ iken) $\pm 0.005M$ ($M=0.6$ iken) $\pm 0.003M$ ($0.6 < M < 0.95$ iken) $\pm 0.01M$ veya 1.0% ($M > 1$ iken)	$< 0.0001M$ bilgisayardaki hesap hassasiyetine bağlı olarak
Gerçek Hava Hızı V_T	± 2 m/s ($V > 2.5$ m/s iken)	< 0.05 m/s
Toplam Hava Sıcaklığı T_T	$\pm 0.5^\circ\text{C}$	0.25°C
Statik Hava Sıcaklığı T_s	$\pm 1.0^\circ\text{C}$	0.25°C
Hücum ve Yana Kayma Açısı	0.25 derece	< 0.05 derece

Mach sayısı ise hız kararlılığı için stabilizör pozisyonunun programlanmasında, yüksek hız performans limitlerini ve optimal seyir rotasını tanımlamada kullanılır. Bir çok ticari hava veri özellikleri, maksimum işletim hızı (VMO) ve maksimum işletim Mach sayısı (MMO)'nun belirlenmesi için gerekmektedir. Tablo 2.2, 1970'lerde oluşturulan ve 1990'lara kadar kullanılan sivil Hava Verileri Bilgisayarlarında mecbur kılınan tipik doğruluk gerekliliklerini göstermektedir. Askeri Hava Verileri Sistemleri ise sivil ile süpersonik Mach ve hava

hızı dışında aynıdır. Mach sayısının doğruluğu, çok yüksek irtifalarda azalır. Süpersonik savaş uçuşlarında Mach sayısında, 1.0 % doğruluk sağlanabilmektedir. Tablo 2.2, pitot ve statik kaynakların kalibrasyon değerlerini de göstermektedir. Sivil taşıma uçakları için genelde bu kalibrasyon verileri kullanılır. Askeri süpersonik uçaklar için tam kalibrasyon verileri genellikle yoktur. Özellikle yüksek ivmeli manevralar ve de uçakta bu veriler yüklü olsa bile, dış etkenler (roket, tank) uçuş karakteristiklerini değiştirirler. Çok ileri uçuş testleri, bu tip kalibrasyon verilerini elde etmek için gereklidir ve bu tip testlerin yüksek maliyeti, değerlerin doğrulukla elde edilmesi için kabul edilmelidir.



Şekil 2.2 Hava verileri hesaplamaları akış diyagramı

Hava Verileri yazılımları, Şekil 2.2’de verilen şemaya göre yapılmaktadır ve bu yazılım, çok sayıda geliştirme testinden sonra bütün algılayıcı girişlerinin ve çalışmalarının doğruluğunu görüntüler.

2.4 Gerçek Hava Hızının Bileşenlere Ayrılması

Hava Verileri Sistemi’nden gelen bilgiler; gerçek hava hızı V_T , hücum açısı α ve yana kayma açısı β ’dır. Bu bilgileri kullanarak, gerçek hava hızını uçak eksen takımında üç eksenindeki bileşenlerine ayırabiliriz [2].

$$V_{ax} = V_T (1 + \tan^2 \alpha + \tan^2 \beta)^{-1/2}$$

$$V_{ay} = V_T (1 + \tan^2 \alpha + \tan^2 \beta)^{-1/2} \tan \beta \quad (2.7)$$

$$V_{az} = V_T (1 + \tan^2 \alpha + \tan^2 \beta)^{-1/2} \tan \alpha$$

Ölçülen gerçek hava hızı, uçağın bileşke hız vektörü doğrultusundadır. Ve Hava Verileri Sistemi tarafından ölçülen hücum ve yana kayma açısı kullanılarak uçak eksen takımına dönüştürülebilir. Daha sonra ise bir doğrultu referans sistemi bilgisi (AHRS) kullanılarak da yer eksen takımına dönüştürülerek navigasyon amaçlı olarak kullanılabilir.



3. DOPPLER RADARI

Uçaklarda kullanılan Doppler hız algılayıcıyı olarak da bilinen Doppler radarının amacı, bir uçağın yere göre hızını sürekli olarak belirlemektir. Ölçüm yapıldıktan sonra ise Dünya referans eksenine dönüştürülerek, kuzey ve doğu yönlerinde hız bileşenlerine ayrıldıktan sonra, herhangi bir noktadan sonra integrali alınarak, uçağın jeodezik pozisyonu, rotası ve gidilecek yere olan mesafe ölçülebilir. Bu yüzden bir Doppler radarı, DR navigasyon sistemlerinde ve çok algılayıcılı bir sistemde en önemli hız bilgilerinden biridir. Bu sistemde hız ölçümü, uçaktan yayınlanan ve belirli bir yüzeye dik olarak yönlendirilmiş mikro-dalga sinyallerin, yüzeyden geri yansımından sonra, Doppler radar alıcısı tarafından alınarak Doppler frekans değişiminin ölçülmesiyle sağlanır. Doppler radarlarının hedef takibi ve meteorolojik amaçlı kullanımları da vardır. Bu fonksiyonlar, uçağın burun kısmında, radomda olan bir anten ile sağlanır.

Doppler radarının diğer hız ölçümü metotlarına ve DR navigasyon yöntemlerine göre avantajları şunlardır:

1. Hız ölçümü Dünya yüzeyine göredir. Bu ise hava kütleline göre havanın hızını ölçen Hava Verileri Sistemi'nin tam tersidir. Yerküresel navigasyon sistemlerinde ise uçağın hızı, değişik anlardaki pozisyon ölçümlerinin türevinin alınması ile hesaplanır.
2. Sistem kendi kendine çalışır. Hiçbir yer istasyonu veya uydu vericilerine gerek yoktur.
3. Havadan vericilerin güç gereksinimi çok düşüktür. Bu ise daha hafif, daha küçük boyutta ve düşük maliyetli ekipman kullanımına olanak sağlamaktadır.
4. Radar sinyalleri çok dardır ve yere doğru dik açıyla gönderilmektedir. Bu ise çok düşük oranda saptanılabilirlik oluşturmaktadır.

5. Bu sistem, çok aşırı yağmur dışındaki bütün hava şartlarında çalışabilmektedir.
6. Sadece çok pürüzsüz su yüzeyler dışında her türlü karasal ve sulu arazilerde çalışabilmektedir.
7. Ortalama hız bilgisi fevkalade doğrudur.
8. Özellikle üç boyutlu hız ölçümleri ve düşük değerdeki hız ölçümlerine uygundur. Helikopter navigasyonunda ve havada sabit durmak için gereklidir.
9. Yer ekipmanlarına ihtiyaç olmadığı için uluslararası anlaşmalara gerek yoktur.
10. Uçuş öncesi ayarlama veya ısınma süresine gerek yoktur.

Doppler radarının dezavantajları şunlardır:

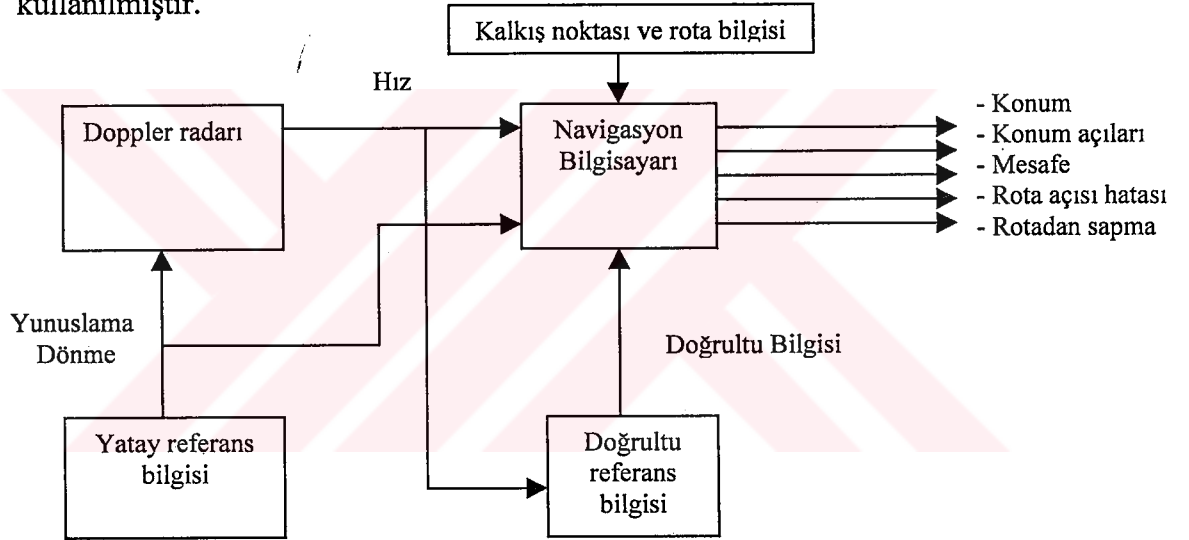
1. Bağımsız DR navigasyon için harici bir havasal doğrultu bilgisi kaynağına ihtiyaç duyar; Jiro-manyetik Pusula, Durum Yönlenme Referans Sistemi (AHRS) veya bir atalet platformu (IRU) gibi.
2. Kendi hız bilgisini, yer referanslı koordinat düzlemine dönüştürmek için dahili veya harici bir dikey referans bilgisine ihtiyaç duymaktadır. Fakat bu dikey bilgi çok yüksek kalitede olmalıdır.
3. Doppler radarı DR navigasyonundan alınan pozisyon bilgisi, kat edilmiş olan mesafe arttıkça daha çok hatalı olmaya başlar.
4. Anlık ve kısa aralıktaki hız bilgisi, ortalama veya düzeltilmiş hız bilgisi kadar doğru değildir. Bu fark, genel navigasyon için çok dikkate değer değildir. Fakat başka uygulamalar için önemli olabilir.
5. Su üzerindeki uçuşlar için doğruluk, geri yansıma karakteristiklerine ve su hareketlerine bağlı olarak azalmaktadır.

Doppler radarı hız ölçümü teknikleri, havadan radar gelişimi, havadan hareket eden hedef takibi, hava hız ölçerleri kullanan otomatik DR navigasyon sistemleri ile gelişim göstermeye başlamıştır. Doppler radarın ilk kullanımları askeri uçaklarda DR navigasyonu ve silahların hedefe ulaştırılması içindi. 1960'larda dünyanın uluslararası havayolları, DR navigasyonu ve okyanus üzeri uçuşlar için Doppler radarı kullanmaya başladı. Bu sistemler, jiroskop-manyetik doğrultu referansları ve

rota yolu bilgisayarları ile bağlanmıştır. 1996'da Atalet ve Atalet Radyo Sistemleri, bu uygulama için Doppler radarlarının yerine geçmiştir.

Bir çok uçakta, Doppler radarları, atalet plâformları ile birlikte kullanılır. Burada, Doppler radarından gelen hız bilgisi ile Atalet Navigasyon Sisteminin Schuler osilasyonlarının sönümlenmesi sağlanmıştır. Bu iki algılayıcıdan gelen bilginin bir çeşit optimum yaklaşım süzgeci formunda tümleştirilmesi gerekliliği açıktır. Benzer olarak, bazı konfigürasyonlarda Doppler radarı hız bilgisi, GPS gibi pozisyon algılayıcıları ile tümleştirilmiştir [1].

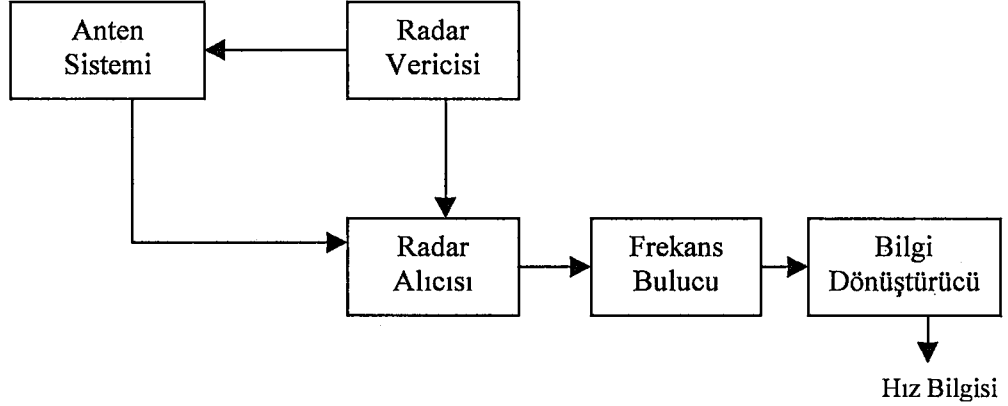
Doppler radar hız ölçümü fonksiyonu, uygun ön tarama ve rota bulma radarlarında, uçağın atalet sistemlerinin hız ölçümlerinin düzeltilmesi için kullanılmaktadır. 1996 yılında, bu yaklaşım askeri uçaklarda çok yaygın bir şekilde kullanılmıştır.



Şekil 3.1 Doppler Navigasyon Sistemi [1]

Doppler radarı ile DR navigasyonu yapmak için, Şekil 3.1'de gösterilen bütün Doppler sistemi fonksiyonları gereklidir. Doppler radarı; uçak hızını, anten gövde koordinatlarına göre ölçmektedir. Doğrultu Referansı Sistemi ve Dikey Referans Sistemi veya Tümleşik Doğrultu ve Dikey Referans Sistemi (AHRS) veya Atalet Referans Ünitesi, uçak anteninin yatay eksene ve kuzeye göre doğrultusunu belirler. Navigasyon Bilgisayarı, daha sonra Doppler radarından elde edilen hızı, dikey ve gerçek kuzeye göre elde edilen uçak hızı bileşenlerine ayırır. Ve yatay hızın sürekli olarak zamana göre integrali alınarak ilk konumdan olan uzaklık bulunur. Son pozisyon, doğrultu koordinatları ile karşılaştırılarak diğer gerekli navigasyon parametreleri de elde edilir.

1996 yılında kullanılan Doppler radarlarının yayımlama frekansı, uluslararası izin verilen 13.25'ten 13.4 GHz aralığında olan 13.25 GHz'di. Çok düşük frekanslar, büyük anten gerektiriyor ve düşük hız ölçme duyarlılığına sebep oluyordu. Yüksek frekans ise çok aşırı hassasiyet ve fazla gürültüye, hatta atmosfer şartlarından bile etkilenmeye sebep olmakta idi.



Şekil 3.2 Doppler radarının fonksiyonel diyagramı

Tipik bir Doppler radarı, dört ana fonksiyona sahiptir: anten, verici, alıcı, ve frekans bulucu. Verici, anten sisteminden yere doğru yayımlanacak olan sinyali üretir. Daha sonra, sinyal, yer yüzeyi tarafından geri yansıtılır ve anten sistemi tarafından geri alınır (aynı anten veya ayrı başka bir anten) ve de radar alıcısına iletilir. Alınan sinyal, verilen sinyal ile veya osilatör sinyali ile birleştirilir ve sonuçta ortaya çıkan Doppler değişimi, radar alıcısı içinde yükseltilir. Bu sinyal akışına ait şema, Şekil 3.2’de verilmiştir. Değişik sinyal demetlerinden Doppler spektrumları üretilir ve bunlar frekans bulucuya iletilir. Bu ise Doppler spektrumlarının ortalama frekansını bulur. Böylece, hız bileşenleri bulunmuş olur. Veri dönüştürücüsü ise frekansları, ortogonal hız bileşenleri, yer hızı ve yana kayma açısı gibi uygun çıktı formlarına dönüştürür.

3.1 Doppler Radarı Çalışma Prensipleri

3.1.1 Doppler Etkisi

Doppler radarının çalışması, 1842 yılında Avusturyalı bilim adamı Christian Doppler tarafından ses dalgaları için bulunan Doppler etkisi ile ilgilidir [1,2,22]. Bunun, daha sonra elektromanyetik dalgalar için de var olduğu gösterilmiştir. Doppler etkisi, yayımlayıcı ve alıcı arasında izafi bir hareket varken,

gözlenen frekanstaki değişim olarak tanımlanabilir. Bu frekanstaki değişim, ki buna Doppler değişimi denir, yayımlayıcı ve alıcı arasında göreceli hız ile direkt olarak orantılıdır. Elektromanyetik dalgalarda (ses dalgalarından değişik olarak), verici ve alıcının birinin veya ikisinin birden hareket ediyor olmasının hiçbir etkisi yoktur. Verici ve alıcının göreceli hızları, ışık hızına göre çok küçük ise Doppler değişimi şöyle ifade edilebilir:

$$v = \frac{V_R f}{c} = \frac{V_R}{\lambda} \quad (3.1)$$

(3.1) ifadesinde; v Doppler frekans değişimi, f verici frekansı, c ışık hızı, V_R alıcı ve verici arasındaki izafi hız, $\lambda=c/f$ yayımlanan elektromanyetik dalga boyudur. (3.1) ifadesinden anlaşılıyor ki, eğer λ biliniyorsa ve v ölçülürse, izafi hız belirlenebilir.

Uçağın hızını ölçmek için uçağın üzerine bir radar verici ve alıcı yerleştirilmiştir ve elektromanyetik enerjiyi yeryüzüne doğru göndermektedir. Gönderilen enerjinin bir kısmı yeryüzünden geri yansır ve radar alıcı tarafından alınır. Eğer uçak, bir V toplam hızı ile hareket ediyorsa, yansıyan dalga V_R 'yi ölçer.

$$V_R = 2V \cos \gamma = 2Vb \quad (3.2)$$

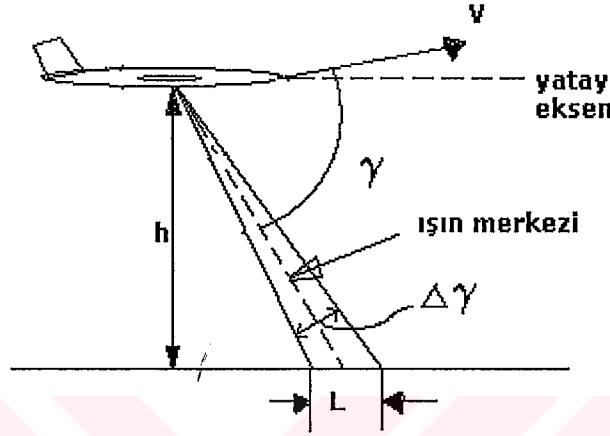
(3.2) ifadesinde γ , Şekil 3.3'te görülen hız vektörünün doğrultusu ve dalga merkez doğrultusu arasındaki açıdır. b ise dalga merkezi boyunca olan birim vektördür.

(3.2) bağıntısında, 2 çarpanı, alıcı ve vericinin aynı anda yere göre hareket etmesi durumunda ortaya çıkar. (3.2) bağıntısı, (3.1)'de yerine yazılırsa aşağıdaki ifade elde edilir:

$$v = \frac{2Vf}{c} \cos \gamma = \frac{2V}{\lambda} \cos \gamma \quad (3.3)$$

(3.3) bağıntısı, Doppler radarı yardımıyla hız ölçümü için en temel ifadedir. Ayrıca havadan SAR, Doppler dalgası keskinleştirme ve doğru hız belirleme modlarının da temel çalışma prensibini oluşturur. Bu ifadeden anlaşılıyor ki, her Doppler radar sinyal demeti, uçağın yere göre hız doğrultusundaki bileşenini ölçmede temel bağıntıdır. Geçmişte, Doppler radarı ile ilgili 2 hata unsuru tartışma konusu olmuştu: pürüzsüz yeryüzü ve dağ paradoksu. İlk paradoksta, uçağın düz bir

yüzey üzerinde sabit irtifada ilerlerken yere olan menzilin sabit kalması ve bundan dolayı ise hiçbir Doppler değişimi olmaması ve de bu nedenle Doppler radarının çalışmasının mümkün olamayacağı durumu tartışılmaktaydı. İkinci paradoks ise sabit eğimli dik bir yokuşta ileri doğru uçmakta olan bir araç için yere olan uzaklık sürekli olarak azalmaktadır ve bu yere göre olan menzil, hız ölçümünde büyük bir hataya sebep olmaktadır. Her iki paradoksun da doğru olmadığı sonradan ispatlanmıştır.



Şekil 3.3 Doppler radarı sinyal geometrisi [1]

Radar geri yansımaları, yer yüzeyindeki katı düzensiz cisimler tarafından oluşturulmaktadır ve gerçekten uçak ve bu yansıtıcı cisimler arasında izafi bir hareket vardır. Eğer yüzey, mükemmel bir şekilde pürüzsüz ise yüzeydeki yansımalar sabit olacak ve uçak alıcılarına hiçbir yansımaya ulaşmayacaktır. Eğer yansıtan ortam, sinyali uçaktaki alıcıya ulaştıracak şekilde pürüzlü ise ulaşan sinyal, (3.3) bağıntısına göre bir Doppler değişimi gösterecektir. Ve ayrıca tabi ki, yukarı doğru sabit eğimli yüzey içinde hiçbir hata oluşması söz konusu değildir. Çünkü geri yansıyan sinyaller yer yüzeyindeki bağımsız katı kararlı cisimlerden gelmektedir ve bu yüzden Doppler değişimini oluşturmaktadır.

Tipik mikrodalga Doppler radarlarında, bu Doppler değişiminin değeri 2 m/s hız için 30 Hz mertebelerindedir .

Tek sinyal demetli ve üç veya dört sinyal demetli çeşitli Doppler radarları kullanılmaktadır. İki yönde ölçüm yapan Doppler radarının, tek yönde ölçüm yapan Doppler radarına göre doğruluğu daha yüksektir.

Sinyalin doğru olmayan süzülmesi ve uçağın yuvarlanma açısı, yöntemin hatasını artırır. Örneğin, $\gamma=70$ derece ve yuvarlanma 1 derece olduğunda, hız ölçme

hatası %4.7 olur. Hatayı küçültmek amacıyla aşağıdaki düzeltme yöntemleri kullanılmaktadır [33]:

- 1) Antenlerin yer yüzeyine göre stabilizasyonu,
- 2) Yuvarlanmalara göre düzeltmelerin analitik olarak göz önüne alınması,
- 3) Çok ışınlı sistemlerin kullanılması.

İlk iki yöntem, ölçümlerin yüksek doğruluğunu sağlamaz. Üçüncü yöntem, iki ışının düşeye göre simetrik olarak bulunması koşulu ile gerçekleştirildiğinde, hız ölçme hatasının, 1 derece yuvarlanmada % 0.1'e kadar azaltılmasını sağlar.

Halen gerçekleştirilen Doppler hız ve yana kayma açısı ölçümlerinde, dört ışınlı anten kullanılmaktadır. Böyle bir sistemde; dört antenden radyo sinyalleri, yer yüzünde bulunan ve uçağın burun doğrultusu x ve sağ kanat y eksenini olarak alındığında, yukarıdan bakışla yaklaşık 45, 135, 225, 315 derece doğrultularındaki farklı yönlerde simetrik 1, 2, 3 ve 4 bölgelerine gönderilir. 1 ve 2 bölgesi sırasıyla önde 2 ve 4 bölgesi ise uçağın kuyruk tarafındadır. Bunun için, iki kanal (1-3) ve (2-4) sıra ile çalışır. Ve bu Doppler değişimleri kullanılarak hızlar hesaplanabilir.

Doppler ölçücülerin standart sapmaları, hıza göre yüzde 0.2, yana kayma açısına göre ise yüzde 0.1'dir [33].

Belki de bir Doppler radarında kullanılan en önemli dizayn karakteristiği, yayımlamanın ve kullanılan modülasyonun türüdür. Modern Doppler radarlarında, iki tür yayımlama en yaygın kullanımdır: Sürekli Dalga (CW) ve Frekans Modüle Edilmiş Sürekli Dalga (FM-CW).

Sürekli dalga yayımlama, en basit ve en verimli türde yayımlamadır. Hiçbir türde modülatöre gerek yoktur, spektrum kullanımı ise 100% gereklidir. Fakat sürekli yayımlamadaki dezavantaj, verici ve alıcı arasında izolasyonun zor olmasıdır. Bu ise yüksek miktarda dış ortamdan kaynaklanan gürültüye sebep olmaktadır.

Frekans Modüle Edilmiş Sürekli Dalga Sistemi türünde yayımlanma, atımlı ve tam sürekli dalganın avantajlarını birleştirir. Verici ve alıcı izolasyonu probleminin etkisi, bu dizaynda azalmıştır.

3.3 Doppler Radar Hataları

Doppler radar hataları iki sınıfa ayrılır: rasgele (zamanla değişen) ve sistematik (zamandan bağımsız). Rasgele hatalar, bir uçuş veya uçuş ayağı süresince değişen hatalardır. Sistematik hatalar ise sabittirler, tabi ki bilinmemektedirler. Bilinen sistematik hatalar, uçuş öncesinde veya kurulumdan önce veya fabrikasyon aşamasında kalibre edilebilirler. Bütün düzeltilmemiş hatalar, bir hata analizinde göz önüne alınmalıdır.

a) Doppler Çalkantı Hatası

Doppler çalkantı hatası, Doppler sinyal spektrumunun çalkantılı yapısına bağlı olarak ortaya çıkar. Buna ise arazinin yansıtma özellikleri sebep olur.

b) Sinyal Doğrultusundaki Hatalar

(3.4)'deki ifadeden görüleceği gibi nominal sinyal açısı γ_0 doğru olarak bilinmelidir ve doğru hız ölçümünün sağlanması için ilgili sistemlere iletilmelidir. Az miktardaki temel hız hatası C_b , sinyal doğrultusundaki $\delta\gamma$ miktar hata için şu ifade ile verilebilir:

$$C_b = (\tan \gamma_0) \delta\gamma \quad (3.4)$$

Radom kırılma etkilerinden ve bazı antenlerde sıcaklık etkileri, sinyal doğrultusu hatasına (C_b) dahildir. Bu hata öncelikli olarak sistematiktir ve bir çok durumlarda, yer veya uçuş süresince kalibrasyon prosedürleri ile elimine edilebilir. Daha küçük etkili γ açısı sebebiyle, dikey hızdaki eşdeğer hata, yer hızındaki değerden daha az bir orandadır.

Delik dizi antenlerdeki sıcaklık hataları, kalibrasyon sıcaklığından sapmayla ve anten malzemesinin sıcaklıkla genişleme katsayısı ile doğru orantılıdır. Tipik sistemlerde, yatay hız bileşeni için bu hata, %0.05'ten daha azdır ve yaklaşık olarak dikey hız bileşeni için ise bunun onda biridir.

c) Yayınlama Frekansındaki Hata

Yayınlama frekansı f 'nin (veya dalga boyu λ) değişimi, ölçülen Doppler frekansının değerini ve böylece de ölçülen hızın doğruluğunu doğrudan etkiler. Modern katı-hal mikro dalga kaynaklarının uzun dönem frekans kararlılığı, ihmal edilecek bir hata miktarını oluşturacak bir değer olan, 10^{-4} 'den 10^{-6} 'ya kadardır. Lineer

ve düzlemsel olarak delik açılmış olan dizi antenler, iki yönlü Doppler sistemleri için Doppler kalibrasyon sabitini, yayımlama frekansından tamamıyla bağımsız kılacak şekilde dizayn edilebilir. Bu ise sadece delik aralığına bağlıdır.

d) Frekans Ölçümünde Hata

Bu hata, frekans bulucu dizaynının bir fonksiyonudur ve frekans bulucudaki dengesizlikten oluşur. Frekans bulucunun bant genişliğindeki üniform olmayan gürültü güç yoğunluğu değeri, genelde Doppler sinyal-gürültü oranının bir fonksiyonu olan frekans ölçümündeki hataya sebep olacaktır. 1996'da, frekans bulucularda, bu hatanın 6dB veya daha yüksek sinyal/gürültü oranında ve 0.025 m/s'den daha küçük olduğu durumda, sayısal sinyal işleme teknikleri kullanılmaktaydı.

e) Karasal Arazi Hataları

Karasal bölgeler üzerinde:

- 1- Sinyal genişliği üzerindeki menzil farkı etkilerinden,
- 2- Işın açılarını, sinyal bant genişliği içinde Doppler frekanslarına dönüştüren non-lineer fonksiyonlardan,
- 3- Sinyal genişliği üzerindeki bakış açıları ile yansıma katsayısındaki küçük değişikliklerden küçük hatalar oluşur. İlk iki etki, çok küçüktür ve uçuş kalibrasyonu ile elimine edilebilir. Üçüncü etki, bir sonraki maddede açıklanan su üzeri kalibrasyon değişim hatasının tamamıyla aynısıdır. Tipik kara arazisi için sinyal genişliği üzerinde yansıma katsayısındaki küçük değişim sebebiyle, geniş bir sinyal genişliğine sahip çok küçük bir anten kullanılırsa, bu hata çok azdır. Bir 15x30 cm anten kullanılırsa, hata 0.1 %'dir.

f) Su Üzeri Hatası

Doppler radarlarının su üzeri hataları 3 türdür:

- 1- Kalibrasyon değişimi hataları,
- 2- Deniz akıntıları hatası,
- 3- Yüzey indüklemeli su hareketi hatası.

Deniz etkisini telafi etmek için bir çok teknik geliştirilmiştir. İlk Doppler radarlarında, manüel bir deniz-kara seçme anahtarı kullanılmaktaydı. Pilot tarafından

seçim manüel olarak yapılıyordu. Tabi ki bu hatayı azaltmakta, fakat tamamıyla ortadan kaldırmamaktadır.

g) Manevra-İndüklenmiş Hatalar

İvmelenme ve dönme gibi uçak manevraları, alınan sinyaller üzerindeki hız bileşenlerinin değişmesine sebep olur. Frekans bulucular, bu frekanslardaki değişimleri takip etmek zorundadırlar. Kısa aralıkta çalkantı hatasını azaltmak için yaklaşık olarak 0.1 saniye gibi bir pürüzsüzleştirme zamanı frekans bulucuya eklenmelidir. Sonuç olarak, bir hız gecikmesi, ivmenin olduğu durumlarda söz konusu olacaktır. Eğer bulucu dinamikleri birinci dereceden ise hız hatası yaklaşık olarak ivmelenme ile pürüzsüzleştirme zamanının çarpımının yarısına eşit olacaktır. Maalesef, böyle hatalar geçicidir ve bulucu çevriminde çift integral alıcının kullanılması gibi bazı frekans bulucu devreler ile indirgenebilir. Sabit anten sistemlerinde uçağın yunuslama ve dönme hareketleri, uçak ivmesinin sebep olduğu gibi Doppler frekansının değişmesine sebep olacaktır. Ve eğer bulucu, dinamiği takip fonksiyonuna sahip değilse, hızda bir gecikme ortaya çıkacaktır. Bu yüzden sabit antenli sistemler, yunuslama ve dönmeye göre stabilize edilmiş olan sistemlere göre daha çok bulucu dinamiğine gerek duyar.

h) Durum Stabilizasyonu veya Araç Koordinatlarından Yer Koordinatlarına Dönüşüm Hatası

Temel Doppler hız bilgisi, anten koordinatlarında elde edilir. Bu, sabit anten veya uçak eksenlerine göre hareket eden anten olabilir. Navigasyon amaçları için hız, yer kordinatlarında elde edilmelidir. Bu ise bir stabilizasyon bilgisayarını sayesinde, uçağın yunuslama ve dönmesine göre dönüştürülür. Bileşke hata, dikey referanstaki ve stabilizasyon bilgisayarındaki hataya bağlı olur.

i) Kalibrasyon Hatası

1996 yılında, Doppler radarlarının kalibrasyon sabitlerindeki öncelikli hatalar, merkezi anten sinyal bakış açılarındaki hatalardan ortaya çıkmakta idi. Bu tip hatalar genelde %0.05'ten azdır.

j) Kurulum Hatası

Uçağa radar kurulduğunda, anten boylamasına eksenini ve burun doğrultusuna göre doğru bir şekilde hizalanması gerekmektedir. Sabit anten sisteminde, anten

kurulumunda, azimut açılarındaki hata yatay hız bileşeni, genel hataya eklenecektir. Genel olarak, yunuslama ve dönme kurulum hataları sadece dikey hız doğruluğunda çok büyük bir etkiye sahiptir.

k) Veri Dönüşümü ve Okuması Hatası

Elektronik frekanstan sayısala dönüşüm hatası yaklaşık olarak %0.01 ve %0.05 değerlerindedir. Sayısal navigasyon bilgisayarlarının kullanılması sebebiyle frekans hız bilgisi, ikili sayısal forma çok küçük hatalarla dönüştürülmektedir.



4. KALMAN SÜZGEÇİ

Kalman süzgeci, 1959 yıllarında Kalman tarafından bulunmuş ve durum tahmini için kullanılan bir süzgeçtir. İlk olarak bir kontrol bilimci grup ile birlikte Modern Kontrol Teorisi içinde geliştirilse de, daha sonra tahmin yöntemleri arasında sayılmıştır. Kalman süzgecinin temelini, rasgele parametrelerin tekrarlanabilir ortalama kare tahmini yaklaşımı oluşturmaktadır. Kalman süzgeci, bir çok alanda geniş bir şekilde uygulanmaktadır. Uzay araçlarında, Silah Fırlatma Sistemlerinde, uçaklarda ve gemilerde en uygun ve doğru rotanın tahmini ve ayrıca petrol aramalarında, güç sistemlerinde ve hatta tarımsal durum tahminleri gibi konularda bir çok uygulamaları vardır [34]. Kalman süzgecinin optimallik özelliği ise değerin hatasının standart sapmasının minimum yapılması kriterini sağlamasından kaynaklanır [35].

4.1 Kalman Süzgecinin Çalışma Prensibi

Navigasyon ölçümlerinin işlenmesi probleminde; Kalman süzgeci, geniş bir şekilde uygulanmaktadır. Bu süzgeç, aşağıdaki amaçlarla kullanılır [4]:

- 1) Ölçüm hatalarının küçültülmesi ve ölçülen parametrelerin daha doğru değerlerinin bulunması,
- 2) Çeşitli bilgi kaynaklarının kompleksleştirilmesi,
- 3) Uçağın durum vektörünün ölçülemeyen parametrelerinin bulunması,
- 4) Uçakta meydana gelen bozuntuların tespiti.

Lineer ayırık dinamik sistemi ele alalım. Sistemin durum denklemi, sistemin dinamiğini; gözlem denklemi, ölçümünün mekanizmasını belirler. Bu denklemler, lineer sistem için aşağıdaki gibi yazılır:

Durum denklemi:

$$x(k+1) = \Phi(k+1, k)x(k) + G(k+1, k)w(k) \quad (4.1)$$

Gözlem denklemi:

$$z(k) = H(k)x(k) + v(k) \quad (4.2)$$

Burada $x(k)$, sistemin n boyutlu durum vektörüdür, $\Phi(k+1, k)$, onun $n \times n$ boyutlu transfer matrisidir, $w(k)$, r boyutlu rasgele Gauss bozuntu vektörüdür (sistemin bozuntusu) ve onun ortalaması sıfır, korrelasyon matrisi ise $E[w(k)w^T(j)] = Q(k)\delta(kj)$ 'dir. E ise istatistiksel ortalama operatörü ve $\delta(kj)$ Kronecker sembolüdür.

$$\delta(kj) = \begin{cases} 1, k = j \\ 0, k \neq j \end{cases} \quad (4.3)$$

$G(k+1, k)$, sistemin bozuntusunun $n \times r$ boyutlu transfer matrisidir, $z(k)$ ise s boyutlu ölçme gözlem vektörüdür, $H(k)$, sistemin $s \times n$ boyutlu gözlem matrisidir, $v(k)$, ölçümlerin s boyutlu bozuntu vektörüdür, onun matematik beklemesi sıfır korrelasyon matrisi $E[v(k)v^T(j)] = R(k)\delta(kj)$, $\forall k, j$ şeklindedir.

Başlangıç $x(0)$ durumunun ortalama değeri, $x(0)$ ve korrelasyon matrisi $P(0)$ olan Gauss vektörüdür. Sistemin bozuntusu $w(k)$ ve ölçüm hatası $v(k)$ arasında korrelasyon ilişkisi yoktur $E[w(k)v^T(j)] = 0 \forall k, j$.

Durum vektörünün, $z(k)$ gözlem vektörlerinin ardışıklığına göre değerinin bulunması istendiğinde, Kalman süzgecine dayanan lineer süzgeç kuramının kullanılması gerekir.

Lineer ayrık dinamik sistemin durum vektörünün optimal değerlendirme algoritması, aşağıdaki denklemler sistemi ile yazılmaktadır:

Değerin denklemi:

$$\hat{x}(k/k) = \Phi(k, k-1)\hat{x}(k-1/k-1) + K(k)[z(k) - H(k)\Phi(k, k-1)\hat{x}(k-1/k-1)] = \hat{x}(k/k-1) + K(k)\tilde{z}(k/k-1) \quad (4.4)$$

Burada $K(k)$, optimal süzgecin Kalman matris kazanç katsayısı:

$$K(k) = P(k/k)H^T(k)R^{-1}(k) = P(k/k-1)H^T(k)[H(k)P(k/k-1)H^T(k) + R(k)]^{-1} \quad (4.5)$$

Değerin hatasının korrelasyon matrisi:

$$P(k/k) = P(k/k-1) - P(k/k-1)H^T(k)[H(k)P(k/k-1)H^T(k) + R(k)]^{-1}H(k)P(k/k-1) \quad (4.6)$$

Ekstrapolasyon hatasının korrelasyon matrisi:

$$P(k/k-1) = \Phi(k, k-1)P(k-1/k-1)\Phi^T(k, k-1) + G(k, k-1)Q(k-1)G^T(k, k-1) \quad (4.7)$$

Başlangıç koşulları:

$$\hat{x}(0/0) = \overline{x(0)}$$

$$P(0/0) = P(0)$$

Çalışma algoritması (4.4)-(4.7) denklemleri ile yazılan optimal süzgece Kalman süzgeci denir.

$K(k)$ ve $P(k/k)$ için aşağıdaki denk ifadeler geçerlidir:

$$\begin{aligned} K(k) &= P(k/k)H^T(k)R^{-1}(k) \\ P(k/k) &= (I - K(k)H(k))P(k/k-1) \\ P(k/k) &= [P^{-1}(k/k-1) + H^T(k)R^{-1}(k)H(k)P(k/k-1)]^{-1} \\ P(k/k) &= P(k/k-1)[I + H^T(k)R^{-1}(k)H(k)P(k/k-1)]^{-1} \end{aligned} \quad (4.8)$$

Burada I birim matristir.

$$\Delta(k) = z(k) - H(k)\hat{x}(k/k-1) \quad (4.9)$$

(4.9) ifadesi İnnovasyon Süreci olarak tanımlanmıştır. Ve tahmin vektörü ifadesi, (4.9) ifadesinde (4.4)'te yerine yazılarak şu şekle dönüşür:

$$\hat{x}(k/k) = \hat{x}(k/k-1) + K(k)\Delta(k) \quad (4.10)$$

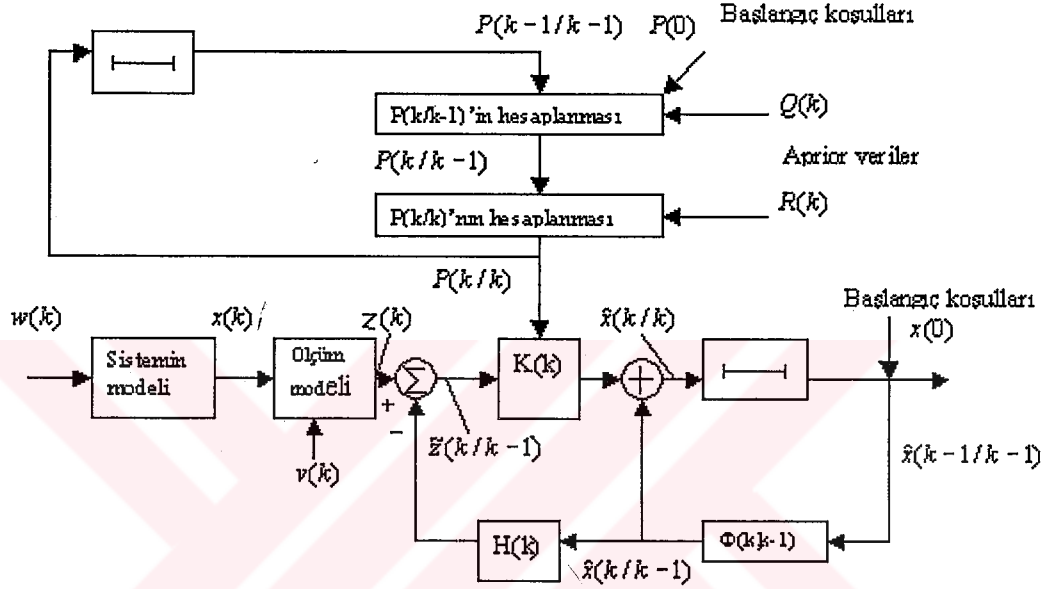
Süzgecin çalışması için aprior bilgiye göre bilinen $x(0)$ ve $P(0)$ başlangıç değerleri, sistemin bozuntusunun korrelasyon matrisi $Q(k)$ ve ölçüm hatasının korrelasyon matrisi $R(k)$ önceden belli olmalıdır.

Kalman süzgecinin yapı şeması Şekil 4.1 de gösterilmiştir.

(4.4) formülüne göre değer, $\hat{x}(k/k-1)$ ekstrapolasyon değerinin ve $K(k)\tilde{z}(k/k-1)$ düzeltme farkının toplamına eşittir. Ekstrapolasyon değeri, önceki adımdaki değer, sistemin transfer matrisiyle çarpılmasıyla bulunur. Sonra ise yapılmış öngörmeye (ekstrapolasyon değerine) düzeltme verilir. Dolayısıyla, Kalman süzgeci, öngörmeyi düzeltme prensibi üzerine çalışır.

Kalman süzgecinde değerin oluşturma mekanizmasını gösteren zamana bağlı diyagram, Şekil 4.2'de tasvir olunmuştur. Süzgecin çevrim şeması, aşağıdaki işlemleri içerir:

- 1) Değerin bir adım ileriye öngörmesi (ekstrapolasyon değerin bulunması) $\hat{x}(k/k-1)$,
- 2) $\hat{x}(k/k-1)$ 'in soldan $H(k)$ ile çarpılması, yani ölçümün öngörmesi,



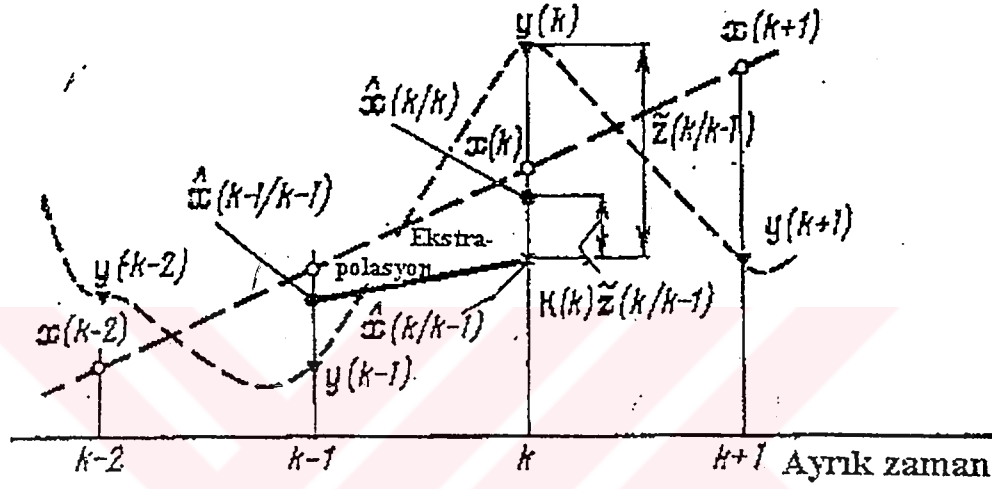
Şekil 4.1 Kalman süzgecinin yapı şeması [33]

- 3) Ölçme ile ekstrapolasyon değerin farkının (İnnovasyon Süreci'nin) bulunması $\tilde{z}(k/k-1) = z(k) - H(k)\hat{x}(k/k-1)$,
- 4) $\tilde{z}(k/k-1)$ 'in soldan $K(k)$ matrisiyle çarpılması ve $\hat{x}(k/k-1)$ değeri ile toplanması $\hat{x}(k/k)$,
- 5) $\hat{x}(k/k)$ değerin akılda saklanması ve çevrimin tekrarı.

Kalman süzgecinin önemli özellikleri aşağıda verilmiştir:

- 1) Dinamik sistemin matematik modeli tamamen belli olduğunda, süzgeç, bilgisayarda kolay olarak gerçekleştirilir.
- 2) Süzgecin yardımı ile bulunmuş değer, ölçüme göre lineerdir.
- 3) Süzme hatasının korelasyon matrisi $P(k/k)$, süzgecin lineer olması nedeniyle $z(k)$ ölçümüne bağlı değildir ve önceden hesaplanabilir.

- 4) Filtreleme algoritmaları, çok boyutlu durum için kolay olarak uygulanabilir.
- 5) Durgun dinamik sistemler için kararlı durumda Kalman süzgeci, Viner süzgeci ile denk düşer.



Şekil 4.2 Kalman süzgecinde değerin oluşma mekanizmasını gösteren zaman diyagramı [33].

Yukarıda verilenlerden de anlaşıldığı gibi Kalman süzgecinde tahmin değeri, Şekil 4.2’de verilen mekanizmaya göre oluşur. Bu şekilde $y(k)$, ölçme değerlerini temsil etmektedir.

Sistemin matematik modeli önceden bilinmediğinde veya çalışma sürecinde değiştirildiğinde, adaptif filtrelerin kullanılması daha önemlidir. Burada ise değerlendirme işlemi, parametrelerin ve (veya) modelin yapısının tanımlanması işlemi ile birleştiriliyor.

Denklemler nonlineer olduğunda ise önce onların lineerleştirilmesi gerekir.

4.3 Robüst Kalman Süzgeci

Robüst Kalman süzgeci, sistemin ölçme kanallarında birinde bozulma olduğu durumları göz önüne almak ve ona karşı gelebilmek için geliştirilmiştir [4].

Lineer dinamik sistemde, ölçme gözlem vektörünün aşağıdaki gibi olduğunu varsayalım:

$$z(k) = H(k)x(k) + \gamma(k)v(k) \quad (4.11)$$

Burada, parametrik değişken $\gamma(k)$, her adımda bağımsız ve rasgele bir değişkendir. Ve aşağıdaki de kabul edilen kuralıdır:

$$\gamma(k) = \begin{cases} 1, \dots, p(k) \\ \sigma \rightarrow 1 - p(k) \end{cases} \quad (4.12)$$

Yani, normal çalışma durumunda değeri 1, bozulma anında ise değeri σ olacaktır.

Ölçme hatasının varyansı, hata oluşumunda, normal işleme durumundan daha değişik olarak çok etkilidir. Bu yüzden $\gamma(k)=\sigma>1$ olduğunda, aşağıdaki suboptimal süzme algoritması geçerlidir [4]:

$$\hat{x}(k/k) = \hat{x}(k/k-1) + p(1/k)K(k)\Delta(k) \quad (4.13)$$

Diğer süzgeç parametreleri ise Optimal Kalman süzgecinde kullanılanlarla aynıdır.

Burada, $p(1/k)$, $\gamma(k)$ 'nın 1'e eşit olan bir posteriori ihtimalidir, böylece tabiki k 'ncı zaman basamağında ölçme kanalının da bir posteriori ihtimalidir. Burada görülecektir ki filtre kazanç katsayısının önündeki $p(k)$ parametrelili matris yoktur. $p(1/k)=1$ olduğu zaman süzgeç, Optimal Kalman süzgeciyle tamamiyle aynı olacaktır, fakat $p(1/k)=0$ olduğunda ise bir ekstrapolatör gibi davranarak yeni ölçümleri atacaktır.

$p(1/k)$ 'nın hesaplanması, aşırı bir matematik işlem yükü getirmemektedir. İhtimal terorisinin limit teoremine göre sistemin çıkışında sayısız rasgele faktörler etkilimtedir. Bu kabule dayanarak, ölçme kanalının normal işleminde, $\Delta(k)$ İnnovasyon Süreci normal bir dağılım gösterecektir. Dağılım fonksiyonu ise şöyle olacaktır:

$$f[\Delta(k)] = \frac{1}{\sigma_{\Delta}(k)\sqrt{2\pi}} e^{-\frac{\Delta^2(k)}{2\sigma_{\Delta}^2(k)}} \quad (4.14)$$

Burada:

$$\sigma_{\Delta}(k) = H(k)P(k/k-1)H^T + R(k) \quad (4.15)$$

Bunun yerine Normalleştirilmiş İnnovasyon Süreci'ni kullanmak daha iyi olacaktır, çünkü bu defa $\sigma_{\Delta}^2(k) = 1$ 'dir. Bu ifade ise şöyle olacaktır:

$$\tilde{\Delta}(k) = [H(k)P(k/k-1)H^T + R(k)]^{-1/2} \Delta(k) \quad (4.16)$$

$\tilde{\Delta}(k)$ ölçümlerini tolerans bölgesinde Ω (güvenli aralık) tutmak için $\tilde{\Delta}(k)$ vektörüne dayanan Robüst Kalman süzgeci dizayn edilmiştir. Burada, aşağıdaki bağıntı kabul edilmektedir [4]:

$$\tilde{\Delta}(k) \in \Omega \text{ olduğunda } p(1/k) = 1$$

$$\text{ve } \tilde{\Delta}(k) \notin \Omega \text{ olduğunda } p(1/k) = 0$$

Robüst Kalman süzgecinde kullanılan algoritma ise şöyledir:

$\tilde{\Delta}(k)$ İnnovasyon Sürecini, sıfır ortalamalı ve birim varyanslı normal dağılımlı sayarsak, güvenli aralıkta sağlayacağı şart ve $p(1/k)$ şöyle olacaktır:

$$-m < \tilde{\Delta}(k) < m \text{ ise } p(1/k) = 1 \quad (4.17)$$

$$\text{ve } \tilde{\Delta}(k) < -m \text{ ise veya } \tilde{\Delta}(k) > m \text{ ise } p(1/k) = 0 \text{ olacaktır.}$$

m değerini seçerek, güvenli aralığın uygun limitleri bulunabilir. Yukarıdaki ifadede Normalleştirilmiş İnnovasyon Süreci $\tilde{\Delta}(k)$, güvenli aralıkta yerleştirildiği zaman $p(1/k)$, 1'e eşit olacaktır. Bu durumda süzgeç, normal işlem ($\gamma(k)=1$) için dizayn edilmiş olan Optimal Kalman süzgeci ile aynı olacaktır.

Anormal ölçme şartlarında, ölçme kanalında bozulma olduğunda, $p(1/k)=0$ olacaktır. Bu defa, Kalman süzgeci yeni ölçümleri atacak ve ekstrapolasyon değerini çıktı vektörü olarak kabul edecektir. Süzgecin sonuç terimi şöyle olacaktır:

$$\hat{x}(k/k) = \hat{x}(k/k-1) \quad (4.18)$$

Bundan sonra ise hatanın korrelasyon matrisi, aşağıdaki eşitlik yardımıyla hesaplanacaktır:

$$P(k) = \begin{cases} [1 - K(k)H(k)]P(k/k-1) & \tilde{\Delta}(k) \in \Omega \\ P(k/k-1) & \tilde{\Delta}(k) \notin \Omega \end{cases} \quad (4.19)$$

Robüst Kalman süzgecinin avantajları şunlardır:

1. Her adımda $p(1/k)$ ihtimalini hesaplamak için aşırı matematiksel işleme gerek yoktur.
2. Gerçek zamanlı uygulamalar için algoritma kolaylıkla uygulanabilir.

Robüst Kalman süzgecinin dezavantajları ise şunlardır:

1. Bu süzgeç sadece ölçme kanalındaki anlık bozulmaları gözönüne almaktadır (anormal ölçümler).
2. Bütün bir sistemdeki olası bozulma, bu algortima tarafından anlaşılamamaktadır.

4.4 Ölçme Kanallarında Arıza Tespiti

Kalman süzgecini kullanarak, İnnovasyon Süreci'ni etkileyen arızaların tespiti için gerçek zamanlı bir yaklaşım yapılacaktır. İzleme istatistiği olarak, matrisleri teorik ve seçme kovaryans matrisleri olan iki kuadratik biçimin oranı kullanılmaktadır. Algılayıcılardaki arızaları kısa zamanda tespit etmek maksadıyla, yukarıdaki istatistiği maksimum yapan kuadratik biçimin optimum argümanları belirlenmektedir.

Bir uçağın kontrolü için Otomatik Uçuş Kontrol Sistemlerinin (OUKS) kullanılması çok yaygın bir uygulamadır. Uçağın hareketi genelde jiroskop ve ivmeölçer gibi algılayıcılarla ölçülmektedir. Bu algılayıcılardan birisinin arızalanması halinde, uçuş kalitesi olumsuz yönde etkilenebilir. Böyle bir arızanın olması halinde bile OUKS'nin normal çalışmasına yakın bir performansta çalışması istenir. Bu performansın elde edilebilmesi için öncelikle, algılayıcı arızasının tespit ve teşhis edilmesi ve sonra da arızalı algılayıcının bozucu etkisini sisteme yansıtmayacak biçimde tüm kontrol sisteminin yeniden yapılandırılması gerekmektedir. Bu çalışmada, Doppler radarı ve Hava Verileri Sisteminden gelen ölçmelerde, ölçme kanallarından herhangi birinin arızalanmasını tespit için bu genel algoritma kullanılacak.

Arıza Tespit ve Teşhis (ATT) problemlerinde genellikle arızanın ne zaman ortaya çıkacağı belli değildir. Bu yüzden Kalman süzgeci İnnovasyon Süreçleri'ne dayanan teknikler, ATT de çok sık kullanılmaktadır [36-38]. Bu teknikler, arıza türlerinin önceden bilinmesini gerektirmezler ve hesaplamalar, karmaşık ve ağır değildir.

Burada, uçakların algılayıcılarında meydana gelen ve uçak dinamiğini etkileyen arızaları (bozulmaları) tespit etmek üzere Kalman süzgecinin İnnovasyon Süreci'ne dayanan bir arıza tespit yöntemini kullanılacak. Sistemde bir arıza yokken sistemin dinamik modeline uygun olarak tasarlanan bir Kalman süzgecinin Normalleştirilmiş İnnovasyon Süreci, sıfır ortalamalı, birim kovaryans matrisli ve beyaz Gauss gürültülü bir süreçtir.

Sistem dinamiğine etkiyen bozulmalar (durum vektörünün bileşenlerinde oluşan sıçramalar, anormal ölçümler, ölçme kanallarında meydana gelen kaymalar, ölçme cihazlarının doğruluklarının azalması, cihaz gürültülerinin artması vb.), Normalleştirilmiş İnnovasyon Süreci'nin karakteristiğini değiştirmektedir. Bozulmaların tespit edilmesi amacıyla bu karakteristiklerin referans değerlerden sapmalarının belirlenmesi gerekmektedir.

İnnovasyon Süreci'nin Gauss dağılımından sapmasının ve matematik beklentisinin tespiti için yöntemler mevcut olmasına karşın, rasgele matrisler için güven alanlarının belirlenmesinin zor olması sebebiyle innovasyon kovaryans matrisinin doğrulanması zor bir problemdir.

Burada, söz konusu problemin çözümü için İnnovasyon Süreci'nin referans ve seçme kovaryans matrislerinden oluşan iki kuadratik formun oranı biçimindeki bir büyüklüğün istatistiğini kullanan yeni bir yöntem kullanılacak. Bu kuadratik formun maksimum değeri elde edilerek, sistemde meydana gelen bozulmaların hızlı bir şekilde tespit edilmesinin mümkün olduğu kabul edilmektedir [38].

4.4.1 İnnovasyon Süreci'nin Kovaryans Matrisinin Doğrulanması

Ele alınan dinamik sistemin durum uzayı matematik modeli, (4.1) ve (4.2) ifadelerinde verilen modeldir. Ve bölüm 4.1'de verilen Kalman süzgecine ait (4.4)-(4.10) denklemleri ve (4.9)'da verilen İnnovasyon Süreci ifadesi, arızaları tespit etmek için burada incelenecek olan ve (4.16)'da verilmiş olan Normalleştirilmiş İnnovasyon

Süreci'nin bulunmasında kullanılır. Normalleştirilmiş İnnovasyon Süreci ifadesini yeniden yazarsak:

$$\tilde{\Delta}(k) = \left[\mathbf{H}(k) \mathbf{P}(k/k-1) \mathbf{H}^T(k) + \mathbf{R}(k) \right]^{-1/2} \Delta(k)$$

Bu durumda, $E[\tilde{\Delta}(k) \tilde{\Delta}^T(j)] = \mathbf{P}_{\tilde{\Delta}} = \mathbf{I} \delta(kj)$ 'dir. $\tilde{\Delta}(k)$ İnnovasyon Süreci'ni test etmek için aşağıdaki seçme kovaryans matrisi kullanılabilir:

$$\mathbf{S}(k) = \frac{1}{M_p - 1} \left(\sum_{j=k-M_p+1}^k [\tilde{\Delta}(j) - \bar{\tilde{\Delta}}(k)] [\tilde{\Delta}(j) - \bar{\tilde{\Delta}}(k)]^T \right) \quad (4.20)$$

Burada, M_p test pencere genişliği ve

$$\bar{\tilde{\Delta}}(k) = \frac{1}{M_p} \left[\sum_{j=k-M_p+1}^k \tilde{\Delta}(j) \right] \quad (4.21)$$

seçme ortalamasıdır.

Burada, sistemde meydana gelen arızayı en kısa zamanda tespit etmek maksadıyla aşağıdaki istatistik kullanılmaktadır:

$$\lambda = \frac{\mathbf{L}^T \mathbf{P}_{\tilde{\Delta}}^{-1} \mathbf{L}}{\mathbf{L}^T \mathbf{A}^{-1} \mathbf{L}} \quad (4.22)$$

$\mathbf{A} = (M-1)\mathbf{S}$ rasgele Wishart matrisi ve $\mathbf{L}$ herhangi bir sabit vektördür.

$\mathbf{P}_{\tilde{\Delta}}$ ve $\mathbf{A}$ matrisleri kesin pozitif ve $\mathbf{A}$ Wishart dağılımına sahip olduğundan, yani, $[\mathbf{A} \sim \mathbf{W}(\mathbf{P}_{\tilde{\Delta}}, M)]$, herhangi bir sabit $\mathbf{L}$ vektörü için λ , χ^2_{M-s+1} dağılımına sahiptir [40]. Bir arızanın tespiti, λ 'nın değerine, dolayısıyla $\mathbf{L}$ vektörünün seçimine bağlıdır [38]. En kısa zamanda arıza tespiti yapabilmek için sıfırdan farklı bir $\mathbf{L}$ vektörü, (4.22) denkleminin maksimumundan bulunmalıdır.

$\mathbf{L}$ vektörü, $\mathbf{A} \mathbf{P}_{\tilde{\Delta}}^{-1}$ matrisinin maksimum özdeğerine karşı düşen özvektörü olduğunda, (4.22) ifadesi maksimum olur [38]. Bu yüzden, (4.22) eşitliğini maksimum yapan $\mathbf{L}_{\text{opt}}$ vektörü, $\mathbf{A} \mathbf{P}_{\tilde{\Delta}}^{-1}$ matrisinin maksimum özdeğerine karşı düşen özvektördür.

$\mathbf{L}$ 'nin birim vektör olduğu durumda ise bozulmayı saptayan λ değeri, aşağıdaki ifade ile verilir [38]:

$$\lambda = \frac{s}{\sum_{i=1}^k \sum_{j=1}^k a_{ij}} \sim \chi^2_{M-s+1} \quad (4.23)$$

Burada, a_{ij} , A matrisinin tersinin elemanlarıdır, s ise ölçme vektörünün boyutudur.

Şimdi, algılayıcılarda oluşabilecek iki türlü arıza ele alınarak inceleme yapılsın.

a) İnnovasyon Süreci'nin ortalamasını değiştiren arızaların tespitinde, aşağıdaki istatistiksel fonksiyon kullanılır [36]:

$$\beta(k) = \sum_{j=k-M+1}^k \tilde{\Delta}^T(j) \tilde{\Delta}(j) \quad (4.24)$$

Bu fonksiyon, M_s serbestlik dereceli, χ^2 dağılımına uygun bir fonksiyondur. İki hipotez göz önüne alınsın:

H_0 : Sistemde arıza yok

H_1 : Sistemde arıza var.

Şayet H_1 hipotezi doğru ise güvenilirlik ihtimali α için χ^2 seviyesi, H_0 hipotezi doğru olduğundaki χ^2 seviyesinden büyük olacaktır.

$$H_0 : \beta(k) \leq \chi^2_{\alpha, M_s} \quad \forall k$$

b) İnnovasyon Süreci'nin kovaryans matrisini değiştiren arızaların tespitinde aşağıdaki karar verme kuralı kullanılır:

$$H_0 : \lambda(k) \leq \chi^2_{\alpha, M-s+1} \quad \forall k$$

$$H_1 : \lambda(k) > \chi^2_{\alpha, M-s+1} \quad \exists k$$

Arızalar, İnnovasyon Süreci kovaryans matrisinde bir değişikliğe sebep olmaktadır.

Burada, algılayıcı arızası tespiti için Kalman süzgeci İnnovasyon Süreci'nin teorik ve seçme kovaryans matrisleri olan iki kuadratik biçimin oranına dayanan bir yaklaşım tanıtıldı. Kuadratik biçimin optimum argümanları, algılayıcılardaki bozulmaları gerçek zamanda tespit etmek maksadıyla hesaplanmıştır. Bu yaklaşım, arızaların türü ve istatistiksel karakteristikleri hakkında bir ön bilgi gerektirmemektedir.

5. HAVA VERİLERİ SİSTEMİ İLE DOPPLER RADARININ KALMAN SÜZGEÇİ TEMELİNDE TÜMLEŞTİRİLMESİ

Uçakta hız bilgisi, uçuş sistemleri için çok gerekli bir parametredir. Bu parametrenin doğruluğunun yüksek olması da istenir. Uçakta navigasyon ve uçuş yönetimi bu hız bilgisi kullanılarak yapılmaktadır. Doğru hız bilgisini sağlayan bir çok sistem vardır. Fakat her hız bilgisinin avantajı ve dezavantajları vardır. Bazı hız bilgilerinin anlık doğrulukları düşük fakat ortalama doğrulukları yüksektir veya ölçme bilgilerinin alınma aralığı istenen sıklıkta değildir. Bu gibi nedenlerle ölçme sistemlerinin tümleştirilmesi gerekli olmuştur. Bu çalışmada, yüksek doğruluğa fakat düşük ölçme frekansına sahip Doppler radarı hız bilgisi ile düşük doğruluğa sahip fakat yüksek ölçme frekansına sahip olan Hava Verileri Sistemi'nin tümleştirilmesi ile gerçek hava hızının rüzgar ile oluşan ve rasgele hataları süzülerek, yüksek doğrulukta ve yüksek ölçme frekansına sahip, Kalman süzgeci temelinde tümleşik navigasyon sistemi elde edilmesi amaçlanmaktadır. Kalman süzgeci ile sistemin bilinen dinamiği ve istatistiksel değerleri kullanılarak yapılan böyle bir tümleşik navigasyon sisteminin, özellikle yüksek doğruluk sağladığı gösterilmeye çalışılacak.

5.1 Tümleşik Navigasyon Sistemleri

Çok algılayıcı bilgisinin birlikte kullanıldığı sistemlerde, navigasyon değişkenleri olan pozisyon, hız ve yükseklik bilgileri tek bir algılayıcı yerine, birkaç algılayıcıdan gelen bilgiler birlikte, belli işlemler yapıldıktan sonra kullanılır. Bağımsız algılayıcı sistemlerinin eksikliklerini gidermek için aviyonik algılayıcıların kombinasyonu gerekli olmuştur.

Burada, bir aviyonik sistemde girdi olarak kullanılacak olan birkaç algılayıcıdan gelen bilgilerin bir süzgeç algoritması kullanılarak yeteri derecede güvenilir bir doğruluğa getirilmesini açıklamaya çalışacağız.

Genelde aviyonik sistemler, kompleksliğine bağlı olarak birkaç algılayıcı bilgisini gerekli kılar. İstenen bilgi aşağıdakileri içerebilir:

- Jeodezik koordinatlarda pozisyon ve hız ve bu hız; kuzey, güney ve yukarı yönlerde yer hızı ve rota açısını belirlemede kullanılır.
- Yer yüzü koordinatlarına göre uyarılama yapılmalıdır: yunuslama, dönme ve sapma veya doğrultu açıları.
- Uçak kontrolü amacıyla uçak eksen takımında lineer ve açılar ivmelenmeler veya oranlar.
- Hava kütleline göre uçağın durumu, hücum açısı, yana kayma açısı ve yine kontrol amacıyla hava hızı bilgisi.

Algılayıcıların doğruluk karakteristiklerine bağlı olarak, tek bir algılayıcı tarafından bütün durum değişkenleri belirlenemez. Çok algılayıcılı bir tümleşik sistemde kullanılan herhangi bir bağımsız algılayıcı, aşağıdaki özelliklerden en az birine sahiptir.

- a) Katedilen mesafeye veya zamana bağlı olarak navigasyon değişkenlerindeki hatanın artması. Bu, bütün sınırsız hata üreten DR algılayıcılarının özelliğidir. Buna örnek; Atalet ve Doppler navigasyon sistemleridir.
- b) Herhangi bir türetilbilir değışkende yüksek gürültü veya düşük bant genişliği. Bu, oran veya ivmelenmeyi elde etmek için zamana göre türevinin alınması gereken radyo algılayıcılarının bir özelliğidir. Örneğin, LORAN'da pozisyon, hızı elde etmek için türetilmesi gerekir. Doppler radarı için hızın türevlenmesi ivmeyi verir. Burada bir AHRS'den veya atalet sisteminden alınan durum bilgisi kullanılarak yeryüzü referanslı koordinatlara dönüştürülmüştür.
- c) Algılayıcılarda güvenlik konusuna, kendisinin haricinde uçak dışındaki diğer yardımcı elemanlardan gelen bilginin güvenli bir şekilde gelmesi de dahildir.

Algılayıcıların tek başına olan yetersizliklerinin üzerinden gelmek için dizayncılar, aviyonik algılayıcıların kombinasyonunu düşünmüşlerdir. Bu çok

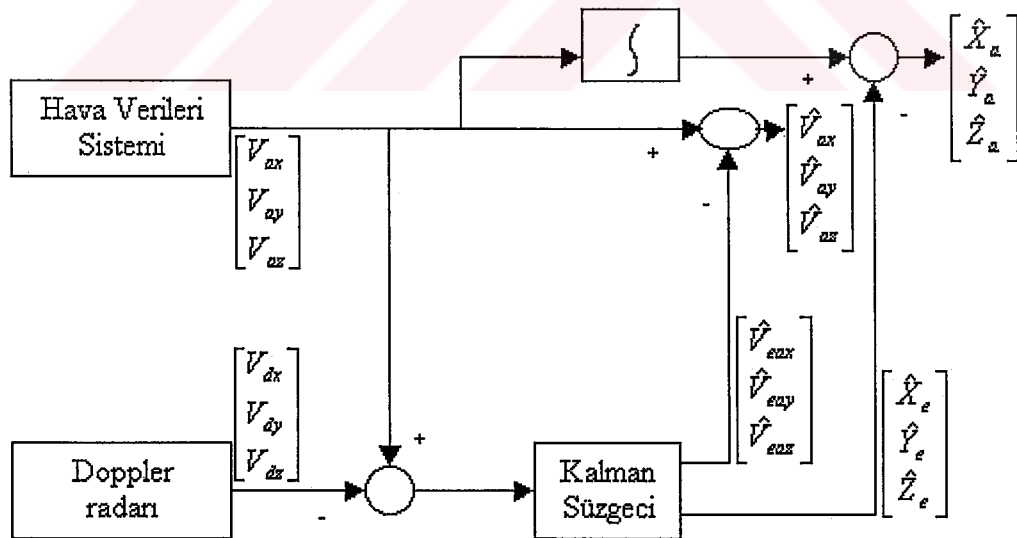
algılayıcı sistemler, bütün gerekli özellikte uçuş şartları için hava taşıtının dinamik olarak güvenilir ve dinamik olarak doğru olan ölçümlerinin sağlanması için dizayn edilmiştir.

En tipik olarak, bir atalet sisteminin, hızda, pozisyonda ve jiroskoplardan alınan açısal değişimin ve ivme ölçerlerden ivmenin temel yüksek band genişliğine sahip ataletsel ölçümlerini tümleştirilerek zaman geçtikçe artan rasgele hatayı durduracak şekilde uygun tamamlayıcı algılayıcılarla birlikte çalıştırılmasıdır.

Herhangi bir sistemden alınan hatalı olduğu bilinen bir ölçme bilgisinin, diğer bir ölçme sisteminden alınan ölçme bilgisi kullanılarak düzeltilmesinde, hatanın karakteristiklerinin ve sistemin modelinin önceden bilinmesi prensibine dayanan Optimal Kalman süzgeci kullanılır.

5.2 Tümleştirmede Kullanılan Yöntem

Bu çalışmanın amacı; iki değişik navigasyon ölçme kaynağının Optimal Kalman süzgeci yardımıyla tümleştirilmesidir. Burada indirek Kalman süzgeci kullanılacaktır, yani sistemlerin durum değişkenlerinin tahmin değeri yerine, sistemin hatalarının tahmin değerleri Kalman süzgeci yardımıyla bulunacaktır.



Şekil 5.1 Doppler radarı ile Hava Verileri Sistemi tümleştirme şeması

Bu tümleştirmede amaç; her iki navigasyon sisteminin avantajlı yönleri alınarak, Şekil 5.1’de verilen kompleks bir sistem elde edilmesidir. Bu tümleştirme ile elde edilen avantajlardan bazıları, aşağıdaki gibidir:

- 1) Hava Verileri Sisteminin yüksek frekanslı sürekli ölçüm avantajı, tümleşik sistemde kullanılmıştır. Bunun aksine, Doppler hız ölçme tekniği belirli aralıklarla ölçme yapmaktadır. Bu bulunan rüzgar hızı ve rasgele hatadan filtrelenmiş hız bilgisi ile yüksek doğrulukta konum bilgisi elde edilmesi amaçlanmaktadır.
- 2) Sistem kompleksleştirilerek tümleştirilmesi ile Hava Verileri Sisteminden gerçek hava hızının içerdiği rüzgar vektörü ile oluşan hata filtrelenmiştir.
- 3) Gerçek hava hızı ile Doppler radarından gelen hız bilgisinin farkı alınarak rüzgar hızı için çok yüksek doğrulukta bir tahmin yapılmıştır.

5.3 Tümleşik Sistem Parametreleri

5.3.1 Kalman Süzgeci İçin Gerekli İfadeler

Şekil 5.1'deki tümleşik sistem şemasında da görüleceği gibi Kalman süzgecine iki sistemden gelen hız ölçümlerinin farkları girmektedir. Yani iki sistemin hatalarının farkı giriyor. Ve Kalman süzgecinden, Hava Verileri Sistemi hız ve konum hataları tahmin değerleri çıktı olarak alınıyor.

Bu filtreleme işlemi için bize gerekli olan bilgiler, sistemin hata modelleri ve ölçümün hata modelidir.

Sistemin hata vektörü bize gerekli parametrelerle şu şekilde alınırsa:

$$x = \begin{bmatrix} X_e & Y_e & Z_e & V_{eax} & V_{eay} & V_{eaz} \end{bmatrix}^T \quad (5.1)$$

Burada sırasıyla şunlar vardır: Hava Verileri Sisteminin x,y,z eksenlerinde konum ve hız hataları. Hava Verileri Sisteminde gerçek hava hızı hatası, büyük oranda rüzgar hızı nedeniyle oluşmaktadır. Bu nedenle, bu vektörü, Hava Verileri Sisteminin hatalarında ibaret seçmemizin sebebi; amacımız olan yüksek hataya sahip gerçek hava hızının hatasını ve bu sayede rüzgar hızını bulmaktır.

Sistemin hata modeli olarak, kendi aralarında korrelasyon olmayan eksponansiyel korrelasyon fonksiyonlu durgun süreçlerde kullanılan model kullanılacaktır [33,41]. Bu ifade, ayrık formda ve matris şeklinde alınmıştır. Bu model, simülasyonda kullanılmak için çok uygundur [42].

$$\begin{bmatrix} X_e(k+1) \\ Y_e(k+1) \\ Z_e(k+1) \\ V_{eax}(k+1) \\ V_{eay}(k+1) \\ V_{eaz}(k+1) \end{bmatrix} = \underbrace{\begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & T & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & T & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & T \\ 0 & 0 & 0 & 1-\beta_{v_{ax}}T & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1-\beta_{v_{ay}}T & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1-\beta_{v_{az}}T \end{bmatrix}}_{\phi} \begin{bmatrix} X_e(k) \\ Y_e(k) \\ Z_e(k) \\ V_{eax}(k) \\ V_{eay}(k) \\ V_{eaz}(k) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ (\beta_{v_{ax}}T - \frac{1}{2}\beta_{v_{ax}}^2T^2)w_{v_{ax}} \\ (\beta_{v_{ay}}T - \frac{1}{2}\beta_{v_{ay}}^2T^2)w_{v_{ay}} \\ (\beta_{v_{az}}T - \frac{1}{2}\beta_{v_{az}}^2T^2)w_{v_{az}} \end{bmatrix} \quad (5.2)$$

(5.2) ifadesinde; $\beta_{v_{ax}}$, $\beta_{v_{ay}}$, $\beta_{v_{az}}$, gerçek hava hızı için korrelasyon zamanına ters olan değişkenlerdir ve $w_{v_{ax}}$, $w_{v_{ay}}$, $w_{v_{az}}$ ise Hava Verileri Sisteminin hız ölçümlerinin Gauss dağılımlı sistem bozuntularıdır. Yukarıda (5.2) ifadesinde T, örnekleme zamanıdır.

Ölçme gözlem vektörünü belirlemek için ise Hava Verileri Sisteminin ve Doppler radarının hız ölçümlerinin farkı, ölçme vektörü olarak Kalman süzgecinde kullanıldığından, şöyle yazılabilir:

$$\begin{aligned} z_1(k) &= V_{eax} + v_{v_{ax}} - v_{v_{dx}} \\ z_2(k) &= V_{eay} + v_{v_{ay}} - v_{v_{dy}} \\ z_3(k) &= V_{eaz} + v_{v_{az}} - v_{v_{dz}} \end{aligned} \quad (5.3)$$

(5.3) ifadesinde; V_{eax} , V_{eay} , V_{eaz} Hava Verileri Sisteminin gerçek hız ölçme hatalarıdır veya aynı anda rüzgar hızlarıdır ve $v_{v_{ax}}$, $v_{v_{ay}}$, $v_{v_{az}}$ ve $v_{v_{dx}}$, $v_{v_{dy}}$, $v_{v_{dz}}$ ise sırasıyla Hava Verileri Sistemi ve Doppler radarının ölçme Gauss bozuntularının bileşenleridir. Yani Doppler radarının yer hızı ölçümü ile Hava Verileri Sisteminin ölçtüğü gerçek hava hızının farkı, bize Hava Verileri Sistemi hız hatasını ve aynı zamanda uçuş anındaki rüzgar hızını vermektedir. Fakat bu rüzgar hızı bilgisi, aynı zamanda her iki sistemin rasgele hatalarını da içermektedir. Hava Verileri Sisteminin gerçek hava hızı ölçme hatası standart sapması, 2 m/s ve Doppler radarı hız ölçme hatası standart sapması, 0.1 m/s alınmıştır [1, 43]. (5.3)'te verilen ölçme ifadeleri matris formunda yazılırsa:

$$z(k) = \begin{bmatrix} z_1(k) \\ z_2(k) \\ z_3(k) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} V_{ax} - V_{dx} \\ V_{ay} - V_{dy} \\ V_{az} - V_{dz} \end{bmatrix} = \underbrace{\begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}}_{H(k)} x(k) + \begin{bmatrix} v_{v_x} \\ v_{v_y} \\ v_{v_z} \end{bmatrix} \quad (5.4)$$

Hatanın simülasyonda kullanılacak Hava Verileri Sistemi gerçek hata değerlerinin bulunmasında ise sistemin hata modeli kullanılıyor.

$$x_g(k+1) = \phi(k+1, k)x_g(k) \quad (5.5)$$

(5.5) denklemini başlangıç şartlarına göre çözülerek, hataların gerçek değerleri elde edilebilmektedir. Burada ϕ , (5.2) ifadesinde verilen sistemin hata oluşumunu ifade eden sistem hata modelinin transfer matrisidir. Sistemin hata vektörü gerçek hata değerleri için şu şekildedir:

$$x = [X_{eg} \quad Y_{eg} \quad Z_{eg} \quad V_{egx} \quad V_{egy} \quad V_{egz}]^T \quad (5.6)$$

Kalman süzgeci çıkışında, Şekil 5.1'de verilen tümleştirme şemasında görüleceği gibi, Hava Verileri Sistemi hız hata tahminleri, yani rüzgar hızı tahminleri $\hat{V}_{eax}$, $\hat{V}_{eay}$, $\hat{V}_{eaz}$ ve buna bağlı oluşan konum hata tahminleri $\hat{X}_e$, $\hat{Y}_e$, $\hat{Z}_e$ elde edilmektedir. Bu değerlerin, Hava Verileri Sistemi ile ölçülen hızlardan ve ölçülen hızın zamana göre integralinin alınması ile elde edilen konumlardan çıkartılmasıyla ise tahmin olunan uçuş hızları $\hat{V}_{ax}$, $\hat{V}_{ay}$, $\hat{V}_{az}$ ve ölçülen gerçek hava hızının integrallenmesi ile elde edilen konum değerinden, Kalman süzgeci ile hesaplanan konum hata tahmini çıkartılarak, konum tahminleri $\hat{X}_a$, $\hat{Y}_a$, $\hat{Z}_a$ hesaplanmaktadır. Bununla ilgili ifadeler yazılırsa, yer hızı tahmin değerleri:

$$\begin{aligned} \hat{V}_{ax} &= V_{ax} - \hat{V}_{eax} \\ \hat{V}_{ay} &= V_{ay} - \hat{V}_{eay} \\ \hat{V}_{az} &= V_{az} - \hat{V}_{eaz} \end{aligned} \quad (5.7)$$

Ve konum tahmin değerleri:

$$\begin{aligned} \hat{X}_a &= \int V_{ax} dt - \hat{X}_E \\ \hat{Y}_a &= \int V_{ay} dt - \hat{Y}_E \\ \hat{Z}_a &= \int V_{az} dt - \hat{Z}_E \end{aligned} \quad (5.8)$$

(5.8)'de kullanılan V_{ax} , V_{ay} , V_{az} gerçek hava hızı ölçme değerlerinin hesaplanmasında ise uçuş simülasyonunun çözümünden elde edilen V_x , V_y , V_z

değerlerinden, sistemin hata modelinden hesaplanan gerçek hız hata değeri, yani rüzgar hızının gerçek değeri çıkartılmakta ve gerçek hava hızı rasgele hatasının standart sapması ile orantılı Gauss dağılımlı rasgele ölçme gürültüsü eklenmektedir.

$$\begin{aligned} V_{ax} &= V_x - V_{egx} + \sigma_{V_{ax}} randn \\ V_{ay} &= V_y - V_{egy} + \sigma_{V_{ay}} randn \\ V_{az} &= V_z - V_{egz} + \sigma_{V_{az}} randn \end{aligned} \quad (5.9)$$

Doppler radarı için ölçme değerlerinin simülasyonu ise uçuş simülasyonunda elde edilen ve uçuş hızının gerçek değeri kabul edilen hızlara, Doppler radarının hız hatası standart sapması ile $randn$ 'nin, yani rasgele Gauss dağılımlı sıfır ortalamalı sayının çarpımının eklenmesi ile elde ediliyor.

$$\begin{aligned} V_{dx} &= V_x + \sigma_{V_{dx}} randn \\ V_{dy} &= V_y + \sigma_{V_{dy}} randn \\ V_{dz} &= V_z + \sigma_{V_{dz}} randn \end{aligned} \quad (5.10)$$

(5.4) ifadesinden, ölçme transfer matrisi şu şekilde yazılır:

$$H(k) = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (5.11)$$

Gürültü geçiş matrisinde ise sadece hız hataları için sistem bozuntusu olduğundan ve konum hataları buna bağlı olarak oluştuğundan şu şekilde yazılabilir:

$$G(k) = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (5.12)$$

Gürültü korrelasyon matrisi $Q(k)$ ve ölçme hatası korrelasyon matrisi $R(k)$ ise şu şekilde alınabilir [4]:

$$Q(k) = \begin{bmatrix} 0.001 & 0 & 0 \\ 0 & 0.001 & 0 \\ 0 & 0 & 0.001 \end{bmatrix} \quad (5.13)$$

$$R(k) = \begin{bmatrix} \sigma_{V_{ax}}^2 + \sigma_{V_{dx}}^2 & 0 & 0 \\ 0 & \sigma_{V_{ay}}^2 + \sigma_{V_{dy}}^2 & 0 \\ 0 & 0 & \sigma_{V_{az}}^2 + \sigma_{V_{dz}}^2 \end{bmatrix} \quad (5.14)$$

(5.14)'te verilen ölçme hatası korrelasyon matrisi, görüldüğü gibi Hava Verileri Sistemi ve Doppler radarının rasgele ölçme hatalarının varyanslarının toplamından oluşan bir diyagonal matristir.

5.3.2 Uçuş Simülasyonu Parametreleri

Uçak dinamiği simülasyonunda kullanılacak hareket denklemleri ise [44]:

$$\dot{x} = Ax + Bu \quad (5.15)$$

$$y = Cx + Du \quad (5.16)$$

Burada, $x=x(t)$ durum değişkenlerini içeren durum vektör matrisi, A matrisi, durum transfer matrisi, B, kontrol geçiş matrisi, C, gözlem denklemi transfer matrisi, D, gözlem denklemi kontrol geçiş matrisi ve u ise kontrol giriş vektörüdür. Yanlamasına ve boylamasına uçak dinamiği kontrol ifadesini kararlılık türevlerine göre tek matriste formunda yazılırsa [44]:

$$A = \begin{bmatrix} X_u & X_w & 0 & -g \cos \gamma_0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ Z_u & Z_w & U_0 & -g \sin \gamma_0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \bar{M}_u & \bar{M}_w & \bar{M}_q & \bar{M}_\theta & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & Y_v & 0 & -1 & g/U_0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & L_{\dot{\beta}} & L_{\dot{p}} & L_{\dot{r}} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & N_{\dot{\beta}} & N_{\dot{p}} & N_{\dot{r}} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & \tan \gamma_0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \sec \gamma_0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & U_0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (5.17)$$

$$B = \begin{bmatrix} X_{\delta_E} & Z_{\delta_E} & \bar{M}_{\delta_E} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & L_{\delta_A} & N_{\delta_A} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & Y_{\delta_R} & L_{\delta_R} & N_{\delta_R} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}^T \quad (5.18)$$

Uçağın durum değişkenlerini içeren durum vektörü ise şu şekildedir [44]:

$$x = [U_0 \ W_0 \ q \ \theta \ \beta \ p \ r \ \phi \ \psi \ X \ Y \ Z]^T \quad (5.19)$$

(5.19) ifadesindeki terimler U_0 : x yönünde uçuş hızı, W_0 : z yönünde hız, q : yunuslama açısal hızı, θ : yunuslama açısı, β : yana kayma açısı, ϕ : dönme açısı, ψ : azimut açısıdır, X, Y, Z ise konumlardır.

Uçak dinamiğini ifade eden (5.15)-(5.19) ifadeleri kullanılarak, uçağın durum vektöründeki değerlerinin değişimi hesaplanabilir. Biz, simülasyonda aşağıdaki ayrık formu kullanacağız.

$$x(k+1) = A(k)x(k) + B(k)u(k) \quad (5.20)$$

Gözlem denklemindeki C matrisi $[12 \times 12]$ birim matristir ve D matrisinin değeri ise burada sıfırdır.

5.3.3 Arıza Tespit Yöntemleri Parametreleri

Ölçme kanalının arızalanmasını tespit eden istatistiksel fonksiyonlarda aşağıda verilen ifadeler kullanılacaktır.

İnnovasyon Süreci'nin ortalamasını değiştiren arızaların tespitinde, (4.24) ifadesi kullanılacaktır. Bu ifade, *Algoritma 3* olarak adlandırılacaktır:

$$\beta(k) = \sum_{j=k-M+1}^k \tilde{\Delta}^T(j) \tilde{\Delta}(j)$$

İnnovasyon Süreci'nin varyansını değiştiren arızaların tespiti için kullanılan istatistiksel fonksiyon için ise (4.20)-(4.22) ifadeleri kullanılacaktır:

$$\tilde{\Delta}(k) = [\mathbf{H}(k)\mathbf{P}(k/k-1)\mathbf{H}^T(k) + \mathbf{R}(k)]^{-1/2} \Delta(k)$$

$$\mathbf{S}(k) = \frac{1}{M-1} \sum_{j=k-M+1}^k [\tilde{\Delta}(j) - \bar{\tilde{\Delta}}(k)][\tilde{\Delta}(j) - \bar{\tilde{\Delta}}(k)]^T$$

$$\bar{\tilde{\Delta}}(k) = \frac{1}{M} \sum_{j=k-M+1}^k \tilde{\Delta}(j)$$

$$\lambda = \frac{\mathbf{L}^T \mathbf{P}_{\tilde{\Delta}}^{-1} \mathbf{L}}{\mathbf{L}^T \mathbf{A}^{-1} \mathbf{L}}$$

Simülasyonda, (4.22) ifadesi ile verilen istatistiksel fonksiyon, *Algoritma 1* olarak adlandırılacaktır.

Ayrıca L'nin optimal olmadığı ve L=I yani birim matris alındığı durumdaki algoritmada ise (4.23) ifadesindeki istatistiksel fonksiyon kullanılacaktır. Ve simülasyonda, aşağıda verilen istatistiksel fonksiyon, *Algoritma 2* olarak adlandırılacaktır.

$$\lambda = \frac{s}{\sum_{i=1}^s \sum_{j=1}^s a_{ij}}$$

Burada s ölçme vektörünün boyutu, A matrisinin tersinin elemanlarının toplamına bölünerek, ölçme kanallarındaki ortalamanın değişmesi şeklindeki arızanın tespiti yapılıyor.

6. SİMÜLASYON

Simülasyonda kullanılan Kalman süzgecinde, hata modeli olarak kendi aralarında korrelasyon olmayan, eksponansiyel korrelasyon fonksiyonlu durgun süreçlerde kullanılan model kullanılmıştır. Bu hata modelinde hata vektörü olarak sadece bize gerekli olan gerçek hava hızının hata parametreleri konuldu. Ölçme olarak da Gauss dağılımlı rasgele gürültü içeren Hava Verileri Sistemi ve Doppler hız ölçüm farkları, yani her iki sistemin ölçme bozuntularının farkı girmektedir.

Sonuçta ise elde ettiğimiz; iki sistemin ölçme farklarının Kalman süzgecinde geçirilmesi ile elde edilen gerçek hava hızı hata tahmin değerleridir. Buna ek olarak, bu hız hatasına bağlı olarak oluşan tahmin olunan konum hatalarıdır. Burada Hava Verileri Sisteminin hız hatasının Kalman süzgeci ile elde edilen tahmin değeri, rüzgar hızını da vermektedir. Bu tümleşik sistemin en önemli özelliği de rüzgar hızına çok iyi bir tahmin yapmayı amaçlamaktır.

6.1 Simülasyon Araçları

Bu simülasyonda kullanılan bilgisayar programı MATLAB yazılımıdır.

MATLAB yazılımı, matematiksel hesaplamaları çok kolaylaştıran ve simülasyon için çok uygun bir yazılımdır [45].

Bu çalışmada yaptığımız MATLAB programları, MATLAB’da direkt olarak çalıştırılacak m uzantılı dosyalardır. Bu MATLAB dosyaları Ek F’de bulunabilir.

Yapılan MATLAB programları 5 adettir.

1. . Optimal Kalman süzgecine ait yazılı içeren, OptKalm.m.
2. Optimal Kalman süzgecinin anormal ölçümler durumundaki simülasyon yazılımını içeren, KalmBoz.m.

3. Robüst Kalman süzgecine ait yazılımı içeren, RbK.m.
4. Ölçme kanallarının arızalanmasını tespit eden yöntemlerin, ölçme kanalının varyansının değişmesi şeklindeki arızalanması durumunda simülasyon yazılımını içeren, lambda.m.
5. Ölçme kanalının ortalamasının değişmesi şeklindeki arızalanmasını tespit eden yöntemle ait yazılımı içeren, Beta.m.

Yukarıda verilen m uzantılı dosyaların çalıştırılabilmesi için MATLAB'ın kurulu olduğu dizin olan C:/MATLAB/BIN dizinine veya MATLAB'da tanımlamamız gerekli olan herhangi bir dizine dosyaların kopyalanması yeterli olacaktır.

6.2 Simülasyonda Kullanılan Değerler

a) Optimal Kalman süzgecinde kullanılan değerler:

Gerçek hava hızı hatası için x,y,z eksenlerinde standart sapmaları[1, 43]:

$$\sigma_{v_{ax}}=2 \text{ [m/s]}, \sigma_{v_{ay}}=2 \text{ [m/s]}, \sigma_{v_{az}}=2 \text{ [m/s]},$$

Doppler radarının x,y,z eksenlerindeki hız hataları standart sapmaları[1, 43]:

$$\sigma_{v_{dx}}=0.1 \text{ [m/s]}, \sigma_{v_{dy}}=0.1 \text{ [m/s]}, \sigma_{v_{dz}}=0.1 \text{ [m/s]}$$

Gerçek hava hızı hatasının x,y,z eksenlerindeki korrelasyon zamanları ve bunun tersi olan β sabitleri [33]:

$$\tau_{c_{v_x}}=600 \text{ [s]}, \tau_{c_{v_y}}=600 \text{ [s]}, \tau_{c_{v_z}}=600 \text{ [s]}$$

$$\beta_{v_x}=1/600 \text{ [s}^{-1}\text{]}, \beta_{v_y}=1/600 \text{ [s}^{-1}\text{]}, \beta_{v_z}=1/600 \text{ [s}^{-1}\text{]}$$

Örnekleme zamanı bütün simülasyonda, $T=0.001 \text{ [sn]}$ alınmıştır.

Ayrık formda sistemin transfer matrisi:

$$\phi(k+1, k) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0.001 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0.001 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0.001 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

Ölçme matrisi için (5.11) ve gürültü geçiş matrisi için (5.12) ifadesindeki değerler kullanılacaktır.

Gürültü korrelasyon matrisi $Q(k)$ için (5.13)'teki değerler kullanılacaktır ve ölçme hatası korrelasyon matrisidir $R(k)$ ise standart sapma değerleri, (5.14) ifadesinde yerine yazılarak elde edilir:

$$R(k) = \begin{bmatrix} 4.01 & 0 & 0 \\ 0 & 4.01 & 0 \\ 0 & 0 & 4.01 \end{bmatrix}$$

Kalman süzgeci için başlangıç şartları:

Kovaryans matrisi başlangıç değeri:

$$P(0) = \begin{bmatrix} 100 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 100 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 100 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 10 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 10 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 10 \end{bmatrix}$$

Gerçek hata modeli için hata vektörü başlangıç değerleri:

$$x(0,0) = [0.1 \ 0.1 \ 0.1 \ 7 \ 5 \ 1.7]^T$$

Kalman süzgeci için hata vektörü başlangıç değerleri:

$$x(0,0) = [0.1 \ 0.1 \ 0.1 \ 12 \ 7 \ 5]^T$$

b) Optimal Kalman süzgecinin anormal ölçümler durumu simülasyonunda kullanılan değerler:

Anormal ölçmelerin simülasyonu için 100, 200, 300, 400'üncü adımlarda rasgele gürültü, 15 ile çarpıldı. Yani 15 kat fazla gürültü ölçme kanalında oluşmuş oldu.

c) Robüst Kalman süzgeci için değerler:

Robüst Kalman süzgecinde, Optimal Kalman süzgecinde kullanılan değerlerin aynısı kullanılmıştır. Ölçme kanalındaki anormal ölçümlerin simülasyonunu yapabilmek için her 100 adımda bir, ölçmedeki rasgele gürültü, 15 ile çarpılmıştır.

Normalleştirilmiş İnnovasyon Süreci için alt ve üst limit değeri $\pm 2\sigma$ güvenli aralığında seçilmiştir.

d) Ölçme kanalının arızalanmasını tespit eden yöntemler için değerler:

150'inci adımdan 500'üncü adıma kadar ölçme kanalının varyansının değişmesi şeklindeki arızalanma simülasyonunu yapmak için rasgele gürültü, 3.5 ile çarpıldı.

Ölçme kanalında varyansının değişmesi şeklindeki arızalanma durumunu tespit eden yöntem için ,

$s=3$ ve $M=20$ ve de $\alpha=0.95$ güvenlik olasılığı için

$$\chi^2_{M-s+1} = \chi^2_{18} = 28.9$$

Ölçme kanalında ortalamayı değiştirecek şekilde oluşan arızalanmada ölçme değerine, 10 değerinde bir gürültü ekledik.

$s=3$ ve $M=20$ ve de $\alpha=0.95$ güvenlik olasılığı için

$$\chi^2_{Ms} = \chi^2_{60} = 79.08$$

d) Uçak dinamiği simülasyonu için kullandığımız değerler:

Uçak dinamiği transfer matrisi A ve kontrol geçiş matrisi B için referans [44]'de Charlie A uçağına ait değerler kullanılmıştır.

Başlangıç değerleri:

$$x(0) = [250 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0.1 \ 0 \ 0 \ 5 \ 0.1 \ 0.1 \ 0.1 \ 12200]^T$$

B kontrol geçiş matrisi ayrık formda:

$$B(k) = \begin{bmatrix} 0.0004 & -0.0056 & -0.0012 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0.0001 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0.0001 & -0.0005 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}^T$$

Kontrol giriş vektörü:

$$u(k) = [0 \ 0 \ 0]^T$$

A transfer matrisi ayrık formda:

**Y.C. YÜKSEKÖĞRETİM KURULU
DOKÜMANİSYON MERKEZİ**

$$A(k) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0.0011 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -0.0001 & 0.9997 & 0.2499 & 0.097 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0.9996 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0.001 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0.999 & 0 & -0.001 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -0.001 & 0.995 & 0.0004 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0.0006 & 0 & 0.9999 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0.001 & 0.0089 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -0.0089 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0.001 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0.25 & 0 & -0.0001 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0.001 & 0.0001 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

6.3 Simülasyon Sonuçları

a) Optimal Kalman süzgecine ait simülasyon sonuçları:

Optimal Kalman süzgeci simülasyonu sonuçları çok tatmin edicidir. Bütün durum değişkenleri için Kalman süzgeci ile bulunan konum ve hız hata tahmin değerleri, gerçek hata değerlerine çok yakın çıkmıştır. Bu yakınsama, bütün iterasyonlarda aynı kalmaktadır. Bu da süzgecin çalışmasının doğru olduğunu göstermektedir.

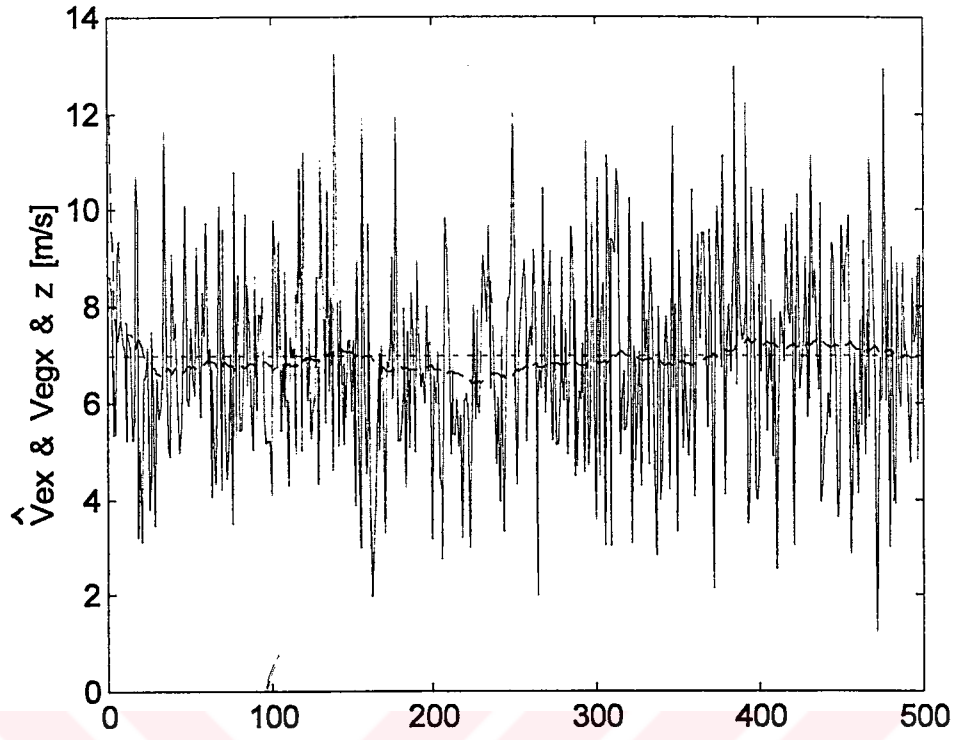
Ölçme olarak, iki ölçme sisteminin hız değerlerinin farkları girdiği için sonuç olarak da Hava Verileri Sistemine ait hız ve konum hata tahminleri, Kalman süzgeci tarafından hesaplanmaktadır. Burada, çok küçük olan Doppler radarının hız hatası, hata durum değişkenleri vektöründe yer almamıştır. Gerçek hava hızı hatasının gerçek değeri ise sistemin hata oluşum denkleminin, bir başlangıç değerine göre çözümü ile elde edilmektedir. Ayrıca, Kalman süzgecinden elde edilen gerçek hava hızı hataları, rüzgar hızlarını da vermektedir. İki hız ölçümünün farkı alınarak hesaplanan rüzgar hızı ile Kalman süzgeci ile hesaplanan rüzgar hızının hatalarını gösteren Tablo 6.1'den de görüleceği gibi fark çevrimi ile elde edilen rüzgar hızının hatası çalkantılı bir seyir göstermektedir. Kalman süzgeci ile hesaplanan rüzgar hızının hatası ise yaklaşık olarak 0.2 m/s civarında gezmektedir. Günümüzde kullanılan fark çevrimi yöntemiyle bulunan rüzgar hızı değeri hatası çok çalkantılı değerlere sahiptir ve bazen Tablo 6.1'de verilen 4 m/s gibi yüksek hata değerleri dahi oluşmaktadır. Optimal Kalman süzgeci ile bulunan rüzgar hızı değerinde ise hata

miktarı 0.1-0.2 m/s civarındadır ve Şekil 6.1'den de görüleceği gibi gerçek değere çok yakın bir şekilde kararlı bir seyir göstermektedir. Optimal Kalman süzgecine ait bütün konum ve hız değerleri için sonuçları gösteren grafikler Ek A bölümünde verilmiştir.

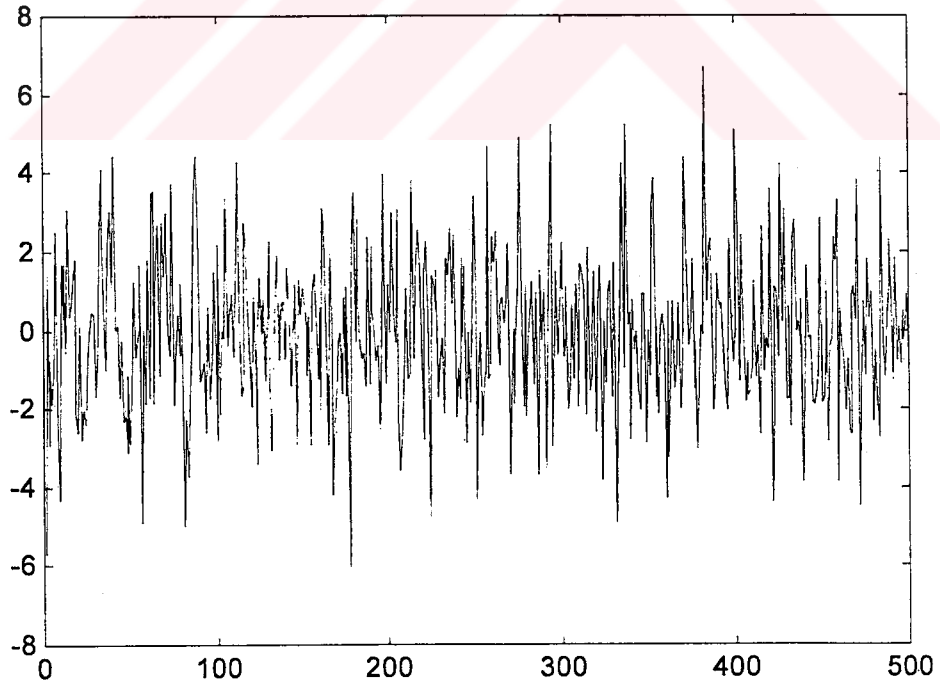
Şekil 6.4'te verilen tümleşik sistemin sonucu olarak elde ettiğimiz, gerçek hava hızı ölçme değerinden, gerçek hava hızı hata tahminlerini çıkartarak elde ettiğimiz uçuş hızı tahmin değeri, uçuş simülasyonundan hesaplanan hız değerine yani gerçek hıza çok çok yakın bulundu. Ve bu tahmin hızının integralinin alınması ile elde edilen konum tahmin değeri ise çok yüksek doğrulukta çıkmıştır. Konum hatasının ortalaması, 0.09 m civarındadır. Bu hata değeri, yeteri kadar düşüktür. Şekil 6.5'te, bu konum mutlak hatalarının değişimleri görülmektedir. Şekil 6.6'da ise direkt olarak gerçek hava hızı ölçme değerinin kullanılması ile hesaplanan konum değerinin hatasının çok hızlı bir şekilde arttığı görülmektedir. Çünkü bu konum değeri, rüzgar nedeniyle oluşan konum hatasını da içermektedir. Ve gerçek konum değerinden, diğer DR konum sistemlerinde olduğu gibi hatası artarak uzaklaşmaktadır. Tümleşik sistem, DR konum navigasyonu bilgisini de yüksek doğrulukta sağladığı görülmüştür.

Tablo 6.1 Rüzgar hızını, fark çevrimi ve tümleşik sistem ile bulma yöntemlerinin karşılaştırılması

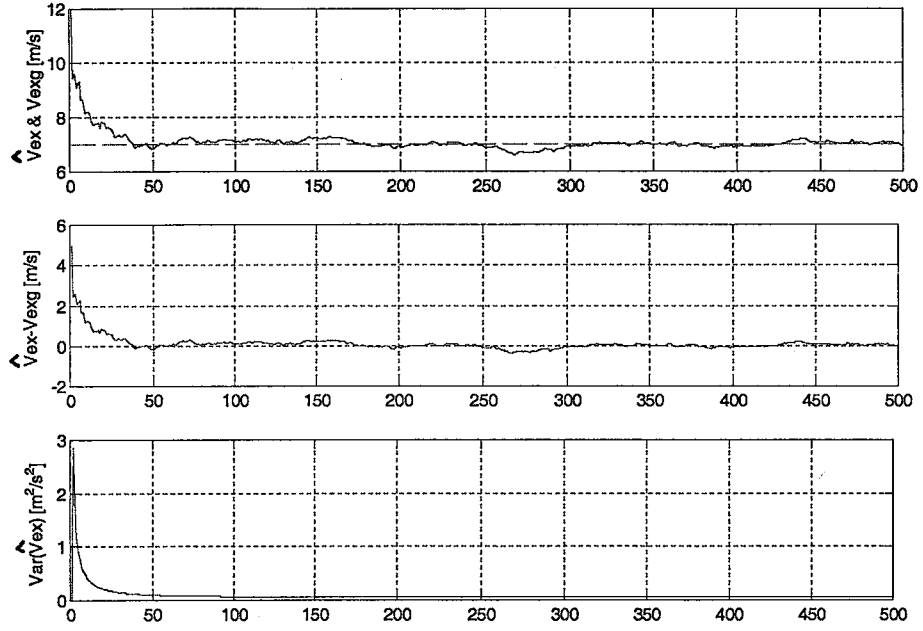
İterasyon	Fark Çevrimi Rüzgar Hızı Vex için mutlak hata [m/s]	Tümleşik Sistem ile rüzgar hızı Vex için mutlak hata [m/s]
50	2.8773	0.4080
100	0.4511	0.0618
150	0.9175	0.4132
200	3.8854	0.3136
250	0.4047	0.2332
300	3.8438	0.2165
350	1.3986	0.0175
400	0.0039	0.4407
450	4.5055	0.2730
500	0.2914	0.3272



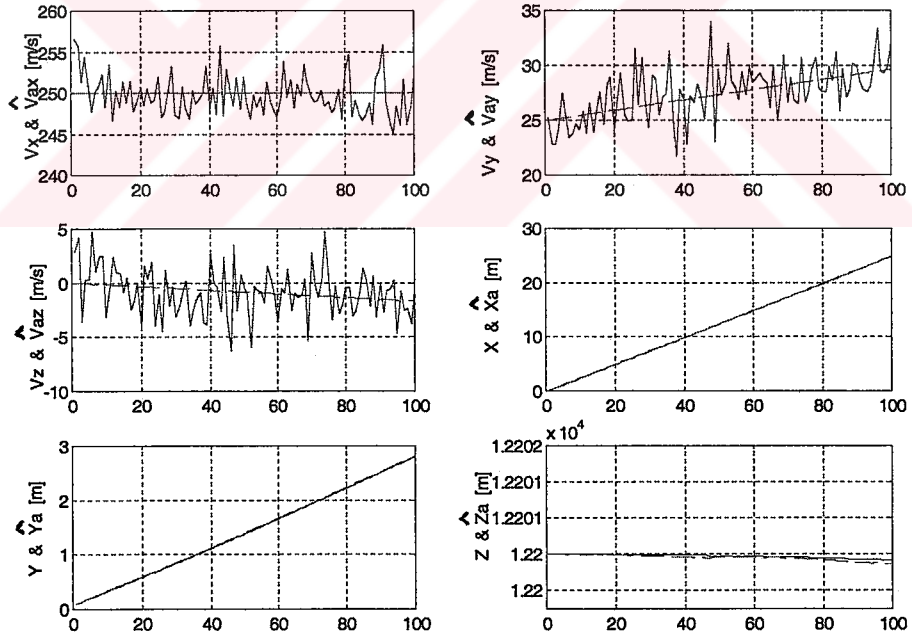
Şekil 6.1 Rüzgar hızının x bileşeni Vex için ölçme değeri, gerçek değer (noktalı çizgi) ve tahmin değeri (kesikli çizgi).



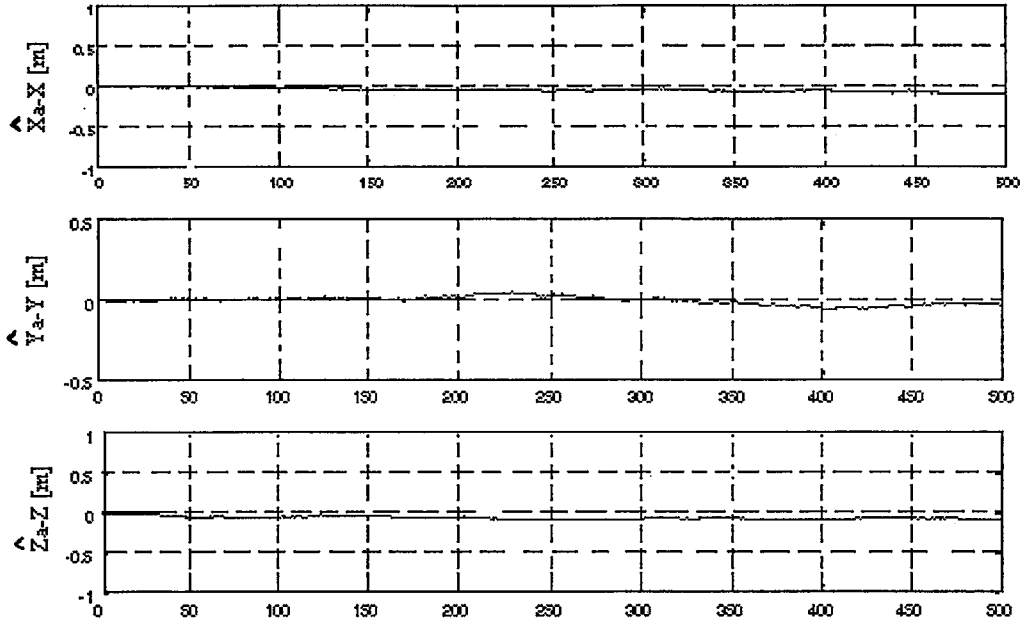
Şekil 6.2 X yönünde gerçek hava hızı hatası Vex için İnnovasyon Süreci.



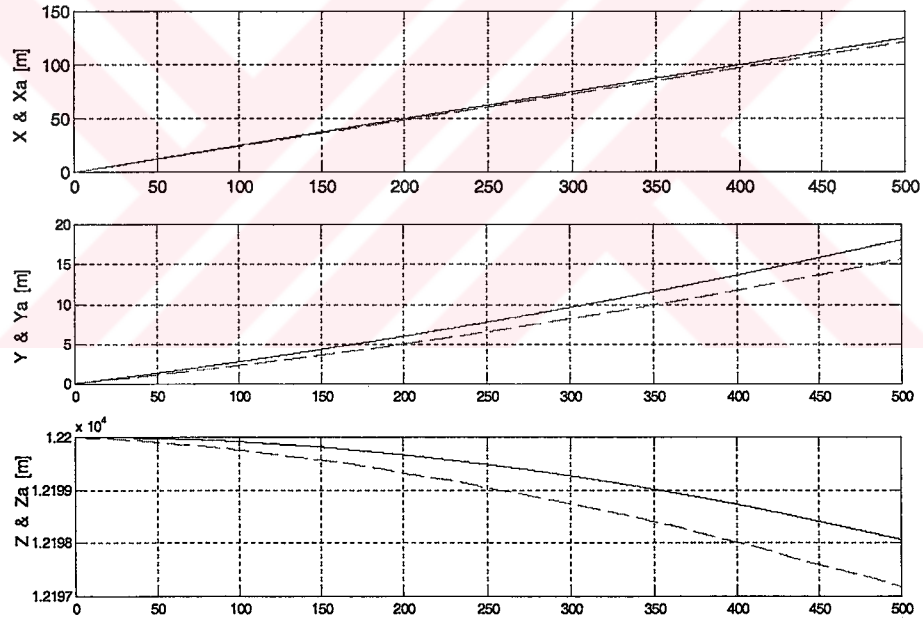
Şekil 6.3 Gerçek hava hızı hatasının gerçek değeri (kesikli çizgi) ve tahmin değeri, tahmin değerinin mutlak hatası ve hata tahminin varyansı.



Şekil 6.4 Uçağın hız, konum tahmin değerleri ve gerçek hız, konum değerleri (kesikli çizgi).



Şekil 6.5 Tahmin olunan konum mutlak hataları.

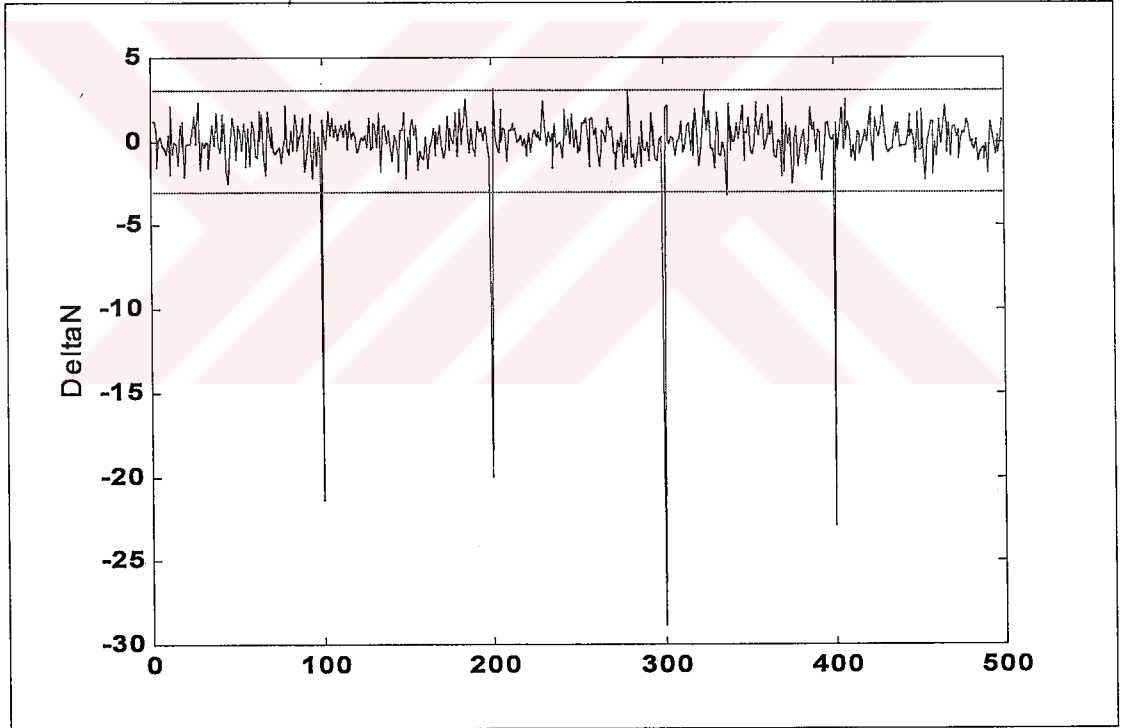


Şekil 6.6 Hava Verileri Sistemi konum değerleri ve gerçek konum değerleri (kesikli çizgi).

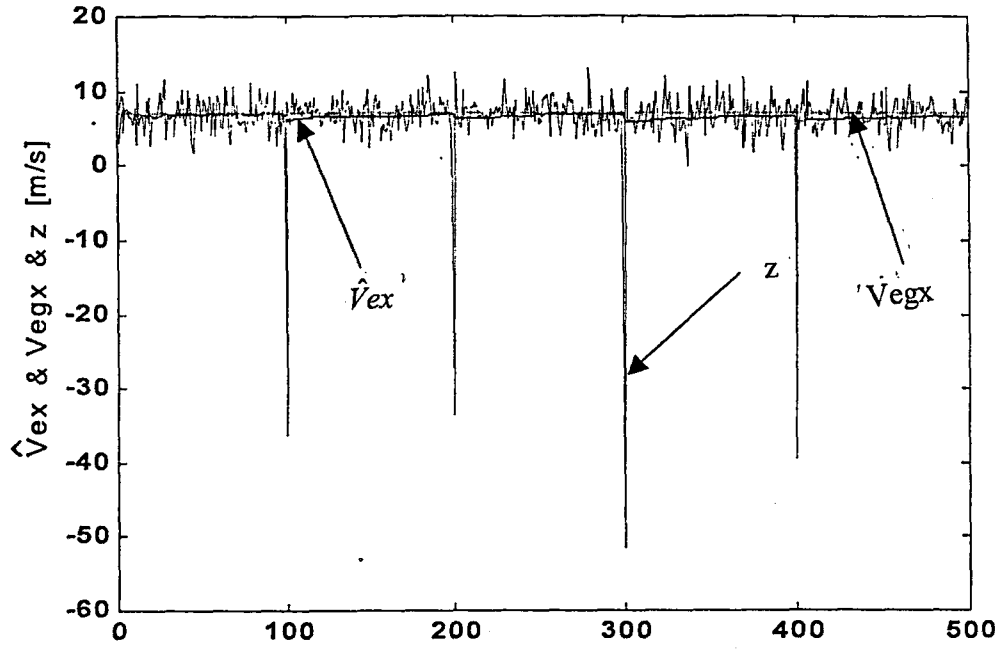
Tablo 6.2 Tümleşik sistem konum tahmin mutlak hatasının değişimi.

İterasyon	X Yönünde Tahmin Olunan Konum Mutlak Hatası [m]
50	-0.0034
100	-0.0133
150	-0.0295
200	0.0135
250	0.0144
300	0.0212
350	-0.0026
400	-0.0162
450	-0.0415
500	-0.0568
ortalama	-0.0089

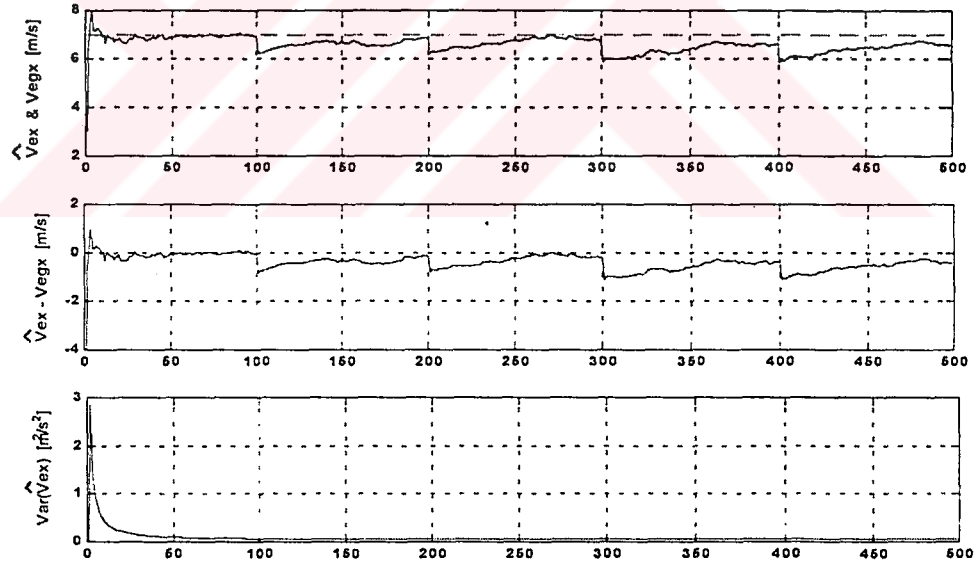
b) Optimal Kalman süzgecinin anormal ölçümler durumunda simülasyon sonuçları:



Şekil 6.7 Anormal ölçümler durumunda Normalleştirilmiş İnnovasyon Süreci ve sınır değeri olan +3 ve -3 doğruları.



Şekil 6.8 Anormal ölçümler durumunda rüzgar hızının ölçme değeri, gerçek değer ve tahmin değeri.



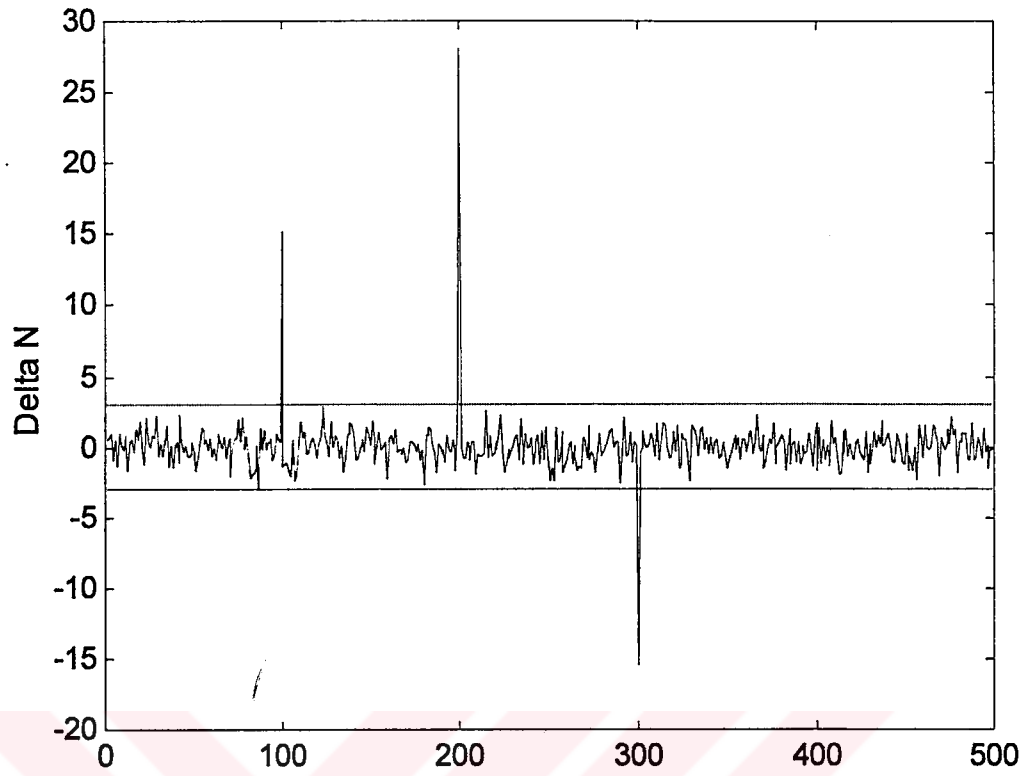
Şekil 6.9 Anormal ölçümler durumunda, gerçek hava hızı hatasının gerçek değeri (kesikli çizgi), tahmin değeri, tahmin değerinin mutlak hatası ve hata tahmininin varyansı.

6.7-6.9 şekillerinden de görüleceği gibi ölçme kanalındaki anormal ölçümlerin şimülasyonunu yapmak için 100, 200, 300 ve 400'üncü adımlarda ölçümlerdeki rasgele bozuntuyu, 15 ile çarptık. İstenmeyen bu anormal ölçme değerlerine karşılık Şekil 6.9'da Optimal Kalman süzgecinin tepkisi, Vex hız hatası için görülmektedir. Optimal Kalman süzgecinin, Şekil 6.7'de verilen

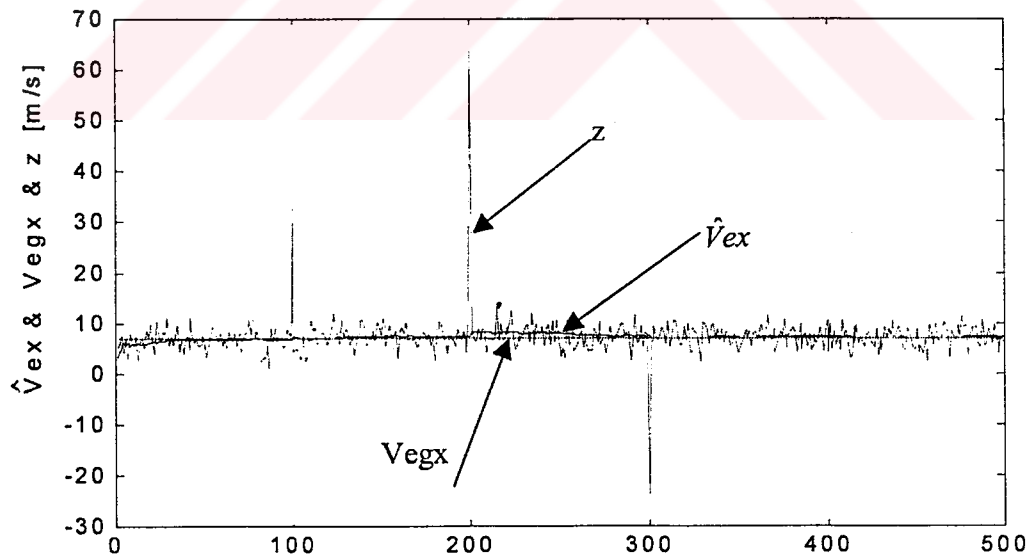
Normalleştirilmiş İnnovasyon Süreci ve Şekil 6.8’de görülen anormal varyanslı ölçme değerlerinde ve sonrasında, tahmin değerinin mutlak hatasının da yüksek olduğu ve giderek yaklaşık 50 adımda normal tahmin değerine yaklaşabildiği Şekil 6.9’da görülmektedir. Sadece bir adım için gelen anormal bir ölçme değeri, ondan sonra gelen yaklaşık 50 adımlık tahmin değerleri de bozmaktadır. Şekil 6.7’te görülen rüzgar hızı ölçme değeri ise rüzgar hızının Doppler ve Hava Verileri Sistemi hız ölçümleri farkı kullanılarak bulunması ile elde edilen değerdir. Diğer düz çizgi, rüzgar hızının gerçek değerini ve kesikli çizgi ise Optimal Kalman süzgecinin bulduğu tahmin değerini göstermektedir. Tahmin değeri gerçek değere çok yakındır. Optimal Kalman süzgecinin, anormal ölçmeler durumundaki bütün değişkenler için grafikleri Ek B’de verilmiştir.

c) Robüst Kalman süzgecine ait simülasyon sonuçları:

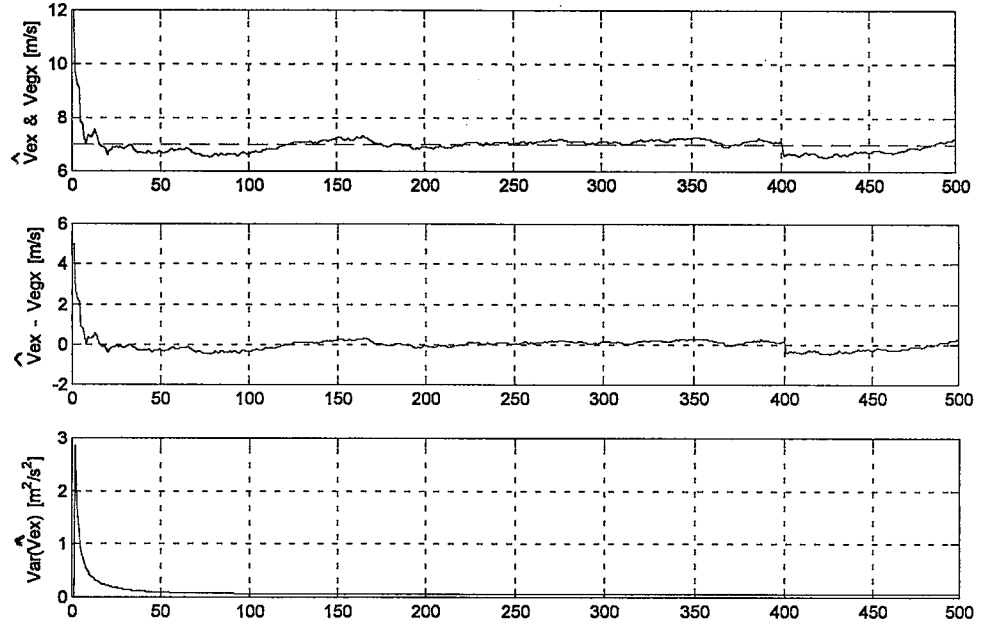
Şekil 6.12’den de görüleceği gibi Robüst Kalman süzgeci, Optimal Kalman süzgecinin tersine, her 100 adımda girilen anormal ölçümleri saptayabilmiştir. Bazı noktalarda çok az sapma görülse de Robüst Kalman süzgeci, Normalleştirilmiş İnnovasyon Süreci’nin Şekil 6.10’da verilen değişimini inceleyerek ölçme kanaldaki anormal ölçümleri kolaylıkla tespit etmiştir. Burada, Robüst Kalman süzgeci, Optimal süzgecin normal ölçümler durumundaki değerlerine çok yakın değerler bulmuştur. Optimal Kalman süzgecinde ise bu tür anormal ölçümler durumunda, tahmin değerleri Şekil 6.9’da görüleceği gibi gerçek değerlerden uzaklaşmıştır. Şekil 6.11’de görülen rüzgar hızı ölçme değeri ise rüzgar hızının iki sistemin hız bilgisi farkı ile ölçülmesinde elde edilen değerlerini göstermektedir. Diğer düz çizgi, rüzgar hızının gerçek değeri ve kesikli çizgi ise Kalman süzgecinin bulduğu tahmin değeridir. Ölçme kanalına anormal ölçme değerlerinin girdiği adımlarda, yüksek varyanslar ortaya çıkmaktadır. Ölçme kanalına değişik nedenlerle giren anormal ölçme değerlerinin tespit edilmesi, Şekil 6.9 ve Şekil 6.12’nin farkları incelenerek daha iyi anlaşılabilir. Sadece bir adımda giren anormal ölçme değeri, ondan sonraki yaklaşık 50 adımdaki tahmin değerlerini de bozmaktadır. Bu ise Kalman süzgecinin amacına uygun, sağlıklı bir şekilde çalışmasını engellemektedir. Bu yüzden Robüst Kalman süzgecinin tümleşik sistemde kullanılması, güvenilirlik açısından çok faydalı olacaktır.



Şekil 6.10 Anormal ölçümler durumunda V_{ex} için Normalleştirilmiş İnnovasyon Süreci ve sınır değeri olan $-3/+3$ doğruları.



Şekil 6.11 Anormal ölçümler durumunda rüzgar hızının ölçme değeri, gerçek değer ve tahmin değeri.



Şekil 6.12 Anormal ölçümler durumunda gerçek hava hızı hatasının gerçek değeri (kesikli çizgi), tahmin değeri, tahmin değerinin hatası ve hata tahmininin varyansı.

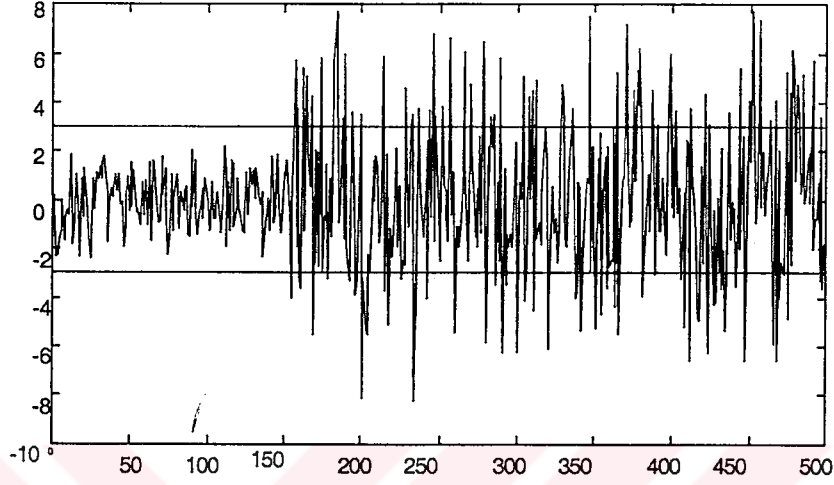
Tablo 6.3 Optimal ve Robüst Kalman süzgeçlerinin anormal ölçümler durumunda değerleri

İterasyon	Optimal Kalman Süzgeci		Robüst Kalman Süzgeci	
	x yönünde gerçek hava hızı hatası tahmininin mutlak hatası [m/s]	P(4/4) [m²/s²]	x yönünde gerçek hava hızı hatası tahmininin mutlak hatası [m/s]	P(4/4) [m²/s²]
50	-0.0570	0.0965	-0.2661	0.0965
100	-0.1577	0.0686	-0.1963	0.0686
101	0.8837	0.0684	0.2996	0.0684
150	0.2499	0.0640	-0.0216	0.0640
200	0.0083	0.0631	0.3021	0.0631
201	0.3803	0.0630	-0.1110	0.0630
250	0.1083	0.0629	0.2341	0.0629
300	-0.1152	0.0628	0.0579	0.0628
301	-0.9015	0.0628	0.4861	0.0628
350	-0.5155	0.0628	0.3514	0.0628
400	-0.1772	0.0628	0.3421	0.0628
401	0.6268	0.0628	0.3422	0.0638
450	-0.0434	0.0628	0.1238	0.0630
500	0.0393	0.0628	0.0962	0.0629
Ortalama	-0.1941		0.0056	

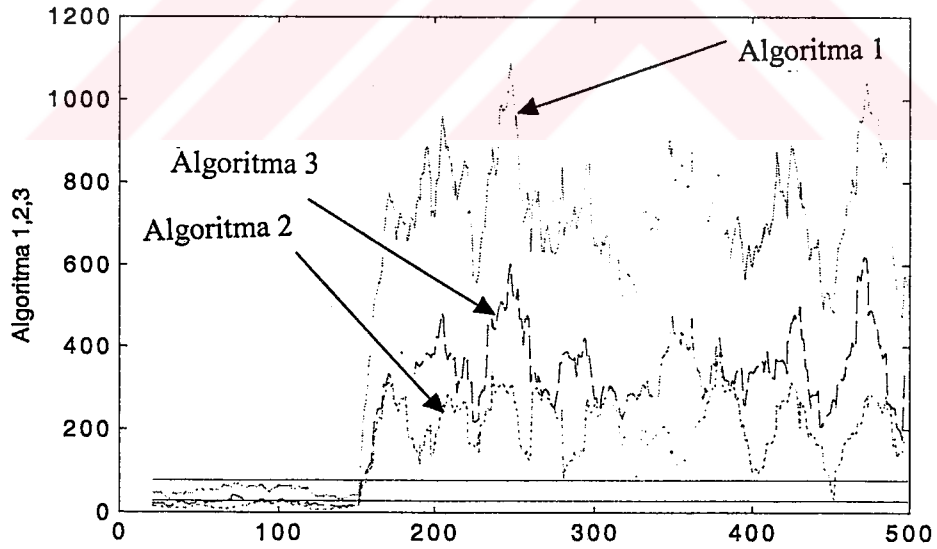
Optimal Kalman süzgeci ile Robüst Kalman süzgecinin, gerçek hava hızının x yönünde hatası V_{ex} için bulduğu değerler, Tablo 6.3’de görülmektedir. Anormal ölçmenin girdiği 100, 200, 300, ve 400’üncü adımlarda Optimal Kalman süzgecindeki tahmin mutlak hatası, Robüst Kalman süzgecine göre daha yüksek

değerlere sahiptir. Robüst Kalman süzgeci, anormal ölçüm değerlerini süzebilmiştir. Normal ölçüm durumunda Robüst Kalman süzgecinin, diğer hız bileşenleri ve konum değerleri için grafikleri Ek C’de ve karşılaştırmalar Ek D’deki tablolarda verilmiştir.

d) Arıza tespit yöntemlerine ait sonuçlar:



Şekil 6.13 Ölçme kanalının 150’inci adımından sonra varyansının değişmesi şeklinde arızalandığı durumda gerçek hava hızı hatasının x bileşeni Vex için Normalleştirilmiş İnnovasyon Süreci.



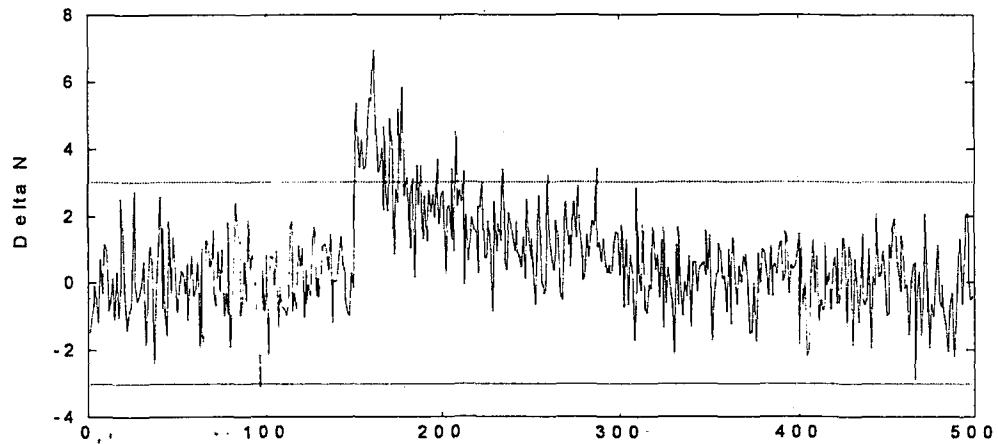
Şekil 6.14 Ölçme kanalının 150’inci adımından sonra varyansının değişmesi şeklinde arızalandığı durumda Algoritma 1,2 ve 3 .

Tablo 6.4 Ölçme kanalının 150'inci adımdan sonra varyansının değişmesi şeklinde arızalandığı durumda Algoritma 1,2 ve 3. Burada * ile işaretli değerler bozulma tespit anını göstermektedir.

İterasyon	Algoritma 1	Algoritma 2	Algoritma 3
120	19.6632	11.4025	50.8756
149	22.2239	18.7969	57.7115
150	23.6048	18.9110	60.6120
151	24.4503	17.2725	58.2441
152	*53.7789	17.2311	59.2021
153	56.4419	20.8119	*100.0167
154	87.8981	17.1255	116.5886
155	87.5242	17.6444	153.8268
156	94.7102	18.7693	176.8281
160	121.4831	*47.0985	271.4495
165	230.3644	155.3408	364.4329
170	266.8045	248.3426	540.2147
175	339.3092	309.2251	770.0387

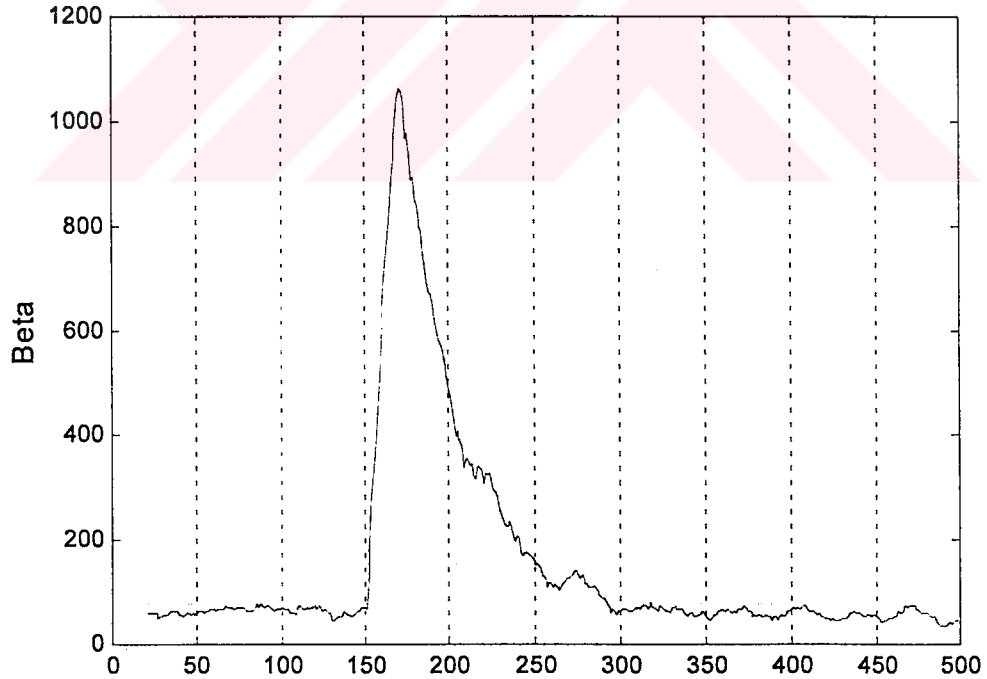
Şekil 6.13'te ölçme kanalının varyansının değişmesi şeklindeki bir arızalanma durumunda Normalleştirilmiş İnnovasyon Süreci'nin sınır değerler olan $+3/-3$ doğrularının dışına çıktığı görülmektedir. Şekil 6.14 ve Tablo 6.4'den de görüleceği gibi Algoritma 1, Algoritma 2'ye göre ölçme kanalındaki varyansın değişmesi şeklinde görülen ölçme kanalı arızalanması daha hızlı bir şekilde tespit edebilmektedir. Algoritma 1, 152. adımda arızalanmayı tespit edebilmiştir, Algoritma 2 ise 160. adımda ancak tespit edebilmektedir. Algoritma 3 ise bu bozulmayı 153. adımda tespit edebilmiştir.

Ortalamanın değişmesi şeklindeki arızalanmayı tespit eden Algoritma 3 ise ortalamaya eklediğimiz 10 gibi bir değerın Normalleştirilmiş İnnovasyon Süreci'ne



Şekil 6.15 Ölçme kanalının ortalamasının değişmesi şeklindeki arızalanma durumunda gerçek hava hızı hatası x bileşeni Vex için Normalleştirilmiş İnnovasyon Süreci ve $+3/-3$ doğruları.

etkisi, Şekil 6.12’de görülebilir. Bilindiği gibi bu süreç incelenerek arıza tespit edilmektedir. Şekil 6.13’te β istatistiksel fonksiyonunun değişimi görülmektedir. β değeri 152. adımda sınır değeri olan 79.08’i geçmekte ve arızayı tespit edilmektedir. Arıza tespit yöntemlerinin, tümleşik navigasyon sistemlerinde kullanılmasının çok gerekli olduğu açıktır. Herhangi bir ölçme kanalının arızalanması durumunda, ölçme değerlerinin bozulması şeklindeki bir arızalanmanın tespit edilebilmesi sayesinde, o ölçme aleti yedeğiyle değiştirilerek, navigasyonda kesinti olması engellenmiş olacaktır. Tezde kullanılan yöntemlerden Algoritma 1’in arızayı çok hızlı bir şekilde tespit edebilmiş olması, onun güvenle navigasyon sistemlerinde kullanılabilir olduğunu göstermektedir. Algoritma 3 ise ortalamanın değişmesi şeklindeki arızayı çok kısa bir sürede bulabilmiştir. Bu her iki yöntem aynı anda çalıştırılarak her iki türden arızada tespit edilmiş olacaktır.



Şekil 6.16 Ölçme kanalının ortalamasının değişmesi şeklindeki arızalanma durumunda Algoritma 3.

SONUÇ

Bu çalışmanın temel amacı; Kalman süzgeci kullanarak iki navigasyon sisteminin tümleştirilmesiydi. Bu tümleşme ile her iki sistemin avantajlarını tek bir sistemde toplamak ve her iki sistemin avantajlarına sahip bir tümleşik sistem elde etmek ve bu şekilde, gerçek hava hızından rüzgar hatasını ve diğer hataları filtre ederek bu hız bilgisini DR konum navigasyonunda kullanmaktı. Sonuçta yüksek ölçme frekansına fakat düşük doğruluğa sahip olan gerçek hava hızı, yüksek doğruluğa fakat düşük ölçme frekansına sahip Doppler hız bilgisi ile düzeltildi ve navigasyon sistemlerinde amaç olan doğru konum hesabı için çok yüksek doğrulukta tahmin değerleri elde edildi. Rüzgar hızı hatası, yaklaşık 0.1 m/s ve konum hatası ise 0.01 m civarlarına indirildi. Konum için yüksek bir doğruluk oranı yakalanmış oldu. DR navigasyon sistemlerinin zamanla artan konum hatası özelliği de giderilmiş oldu. Elde edilen konum değerleri, gerçek değerlere çok yakın seyretmekte ve hiç bir çalkantı içermemektedir.

Tümleşik sistemden elde ettiğimiz büyük bir kazanç ise Uçuş Yönetim ve Silah Fırlatma Sistemleri için önemli bir bilgi olan yüksek doğrulukta gerçek zamanlı rüzgar hızı değerleri elde etmemizdir. Bugünkü uçaklarda rüzgar hızının gerçek zamanlı ölçümünde kullanılan INS, GPS, Doppler gibi sistemlerin hız değerinin, gerçek hava hızından çıkartılması yönteminin doğruluğu ise içerdiği her iki sisteme ait hatalar nedeniyle düşüktür. Diğer bir rüzgar hızı ölçme yöntemi ise gerçek zamanlı olmayan meteorolojik Doppler ve Lazer Doppler radarı ile rüzgar profilleri çıkartılmasıdır. Bu yöntem, uçağın etrafındaki rüzgar hareketlerini vermektedir. Ve gerçek zamanlı uçuş anı rüzgar bilgisini vermemektedir. Tümleşik sistem, uçak üzerindeki mevcut sistemleri kullanması nedeniyle çok avantajlıdır. Harici bir yer veya uydu istasyonu ile rüzgar hızı bilgisinin alınmasına göre de maliyeti çok düşüktür.

Optimal Kalman süzgecinin uyguladıktan sonraki diğerk bir çalışmamızda ise anormal ölçümler durumunda Optimal Kalman süzgecinin buna karşı tepkisi gözlemlenmiş ve anormal ölçmelerin, ondan sonra gelen tahmin değerklerinin hatalarını da artırdığı görülmüşür. Bu tür anormal ölçme değerklerinin bulunduğı bir duruma karşı bu ölçmeleri süzecek ve normal değerkine yaklaştıracak olan Robüst Kalman süzgecinin tahmin değerkleri, Optimal Kalman süzgecinin normal ölçmeler durumundaki değerklerine çok yakın çıkmışür.

Ayrıca, bu çalışmada yapılan önemli bir diğerk yenilik ise ölçme kanallarının arızalanmasını tespit eden yöntemlerin, bu tümleşik navigasyon sistemine uygulanması oldu. Bu yöntemlerden ilki; ölçme kanalında, ölçümün varyansının değışmesi şeklinde görülen arızalanmaları tespit eden 1. Algoritmaydı. Bu algoritmanın, çok iyi bir şekilde çalıştığı ve bozulmanın başladığı ilk bir kaç adımda bozulmayı tespit edebildiğı gösterilmiştir. Bundan sonra ise 2. Algoritma olan optimal olmayan algoritma uygulandı. Bu algoritma da ölçme kanalının arızalanmasını bulmakta fakat optimal olan 1. Algoritmaya göre daha geç bulduğu görülmüşür. 3. Algoritma ise ölçme kanalının ortalamasının değışmesi şeklindeki arızalanmaları bulan algoritmaydı. Bu algoritma, diğerk iki algoritmanın bulamadığı ölçme kanalının ortalamasının değışmesi şeklindeki arızalanmayı da tespit edebilmektedir. Ayrıca, bu algoritma, varyansın değışmesi şeklindeki arızalanmayı da teşhis etmekte fakat 1. Algoritmaya göre daha geç, 2. Algoritmaya göre ise daha hızlı bulabilmektedir.

Sonuç olarak, bu çalışmada yaptığımız kazanımlar şunlar olmuştur:

1. İki navigasyon sisteminin tümleştirilmesi ve kompleksleştirilmesi sağlandı. Ve her iki sistemin avantajlarına sahip, tek bir tümleşik sistem elde edildi.
2. Ölçme kanallarındaki anormal ölçmeleri düzeltebilen Robüst Kalman süzgeci, tümleşik navigasyon sistemlerinde uygulandı. Sonuçlar çok tatmin edici çıkmışür ve Optimal Kalman süzgeci yerine, Robüst Kalman süzgecinin kullanılmasının gerekliliğı gösterilmiştir.
3. Ölçme kanalının arızalanmasını tespit eden yöntemlerin, tümleşik navigasyon sistemlerine uygulaması yapıldı.

4. Uçaklarda mevcut sistemler kullanılarak gerçek zamanlı yüksek doğrulukta rüzgar hızı ölçümü için yeni bir yöntem geliştirilmiş oldu. Fark çevrimiyle hesaplanan rüzgar hızı hatasının varyansına göre tümleşik sistemin tahmin olunan rüzgar hızı hatasının varyansı yaklaşık 60 kat daha düşük bir değer çıktı.
5. Açık çevrim Kalman süzgeci kullanarak Kalman süzgecindeki hesaplama hatalarının, tüm sistemin çökmesini sağlaması engellendi.
6. Bu tümleşik sistemde, yer veya uydu sistemlerine gerek duymadan uçak üzerindeki sistemleri kullanarak bir tümleştirme yapıldı. Bu ise sistemin, dış etkenlerin bozulmasına karşı bağımsız kılmaktadır.
7. Doppler radarının düşük frekanslı ölçümleri, Hava Verileri Sisteminin yüksek frekanslı ölçümleri ile tümleştirilerek yüksek doğrulukta ve yüksek frekansta ölçüm yapan bir sistem elde edilmiş oldu.

KAYNAKLAR

- [1] **Myron Kayton, Walter R. Fried**, 1997. Avionics and navigation systems, New York : J. Wiley.
- [2] **R.P.G. Collinson**, 1996. Introduction to avionics. London : Chapman & Hall,
- [3] **Zuo, W., Song, F.**, 2000. An autonomous navigation scheme using global positioning system/geomagnetism integration for small satellites, Journal of Mechanical Engineerin Institute, Part G: Journal of Aerospace Engineering V **214** n 4 2000. p 207-215.
- [4] **Zhang Feizhou, Khawaja Basharat, Mahmood Fan, Yuezu ve Sun, Xianfang**, 2000. Application of GPS/INU/DM integrated location and navigation technologies in intelligent transport systems. Beijing Hangkong Hangtian Daxue Xuebao/Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics V **26** n 3 Jun 2000. p 299-302.
- [5] **Mu Dejun, Tong Mingan ve Dai Guanzhong**, 2000. Parallel algorithm for GPS/inertial integrated navigation system. Xibei Gongye Daxue Xuebao/Journal of Northwestern Polytechnical University V **18** n 2 May 2000. p 208-211.
- [6] **Wang, Y., Huang, X., Hu, H.**, 2000. Study on federated architecture for GPS/INS/TRN integrated navigation system, Journal of Systems Engineering and Electronics V **11** n 1 2000. p 75-80.
- [7] **Jin, Hong;Zhang, Hongyue**. 2000. Robust fault diagnosis of integrated navigation system, Beijing Hangkong Hangtian Daxue Xuebao/Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics V **26** n 1 Feb 2000 p 26-29.
- [8] **Franco, P. C., Nosenchuk, E. H.**, 2000. Determination of integrated navigation system requirements for a landing craft using off the shelf hardware, Record - IEEE PLANS, Position Location and Navigation Symposium 2000, p 207-212.
- [9] **Zheng, P., Chang, Q., Zhang, Q., Liu, Z.**, 1999. Araç için GPS/DR tümleşik navigasyon sistemi, Beijing Hangkong Hangtian Daxue Xuebao/Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics c **25** n 5 Oct 1999. s 513-516.
- [10] **Fang, J., Shen, G. ve Wan, D.**, 1999. Study of GPS/DR integrated navigation system for vehicle, Beijing Hangkong Hangtian Daxue Xuebao/Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics V **25** n 5 Oct 1999. p 513-516.

- [11] **Qin, Y., Niu, H., 1998.** Application of fault detection and isolation theory to designing integrated navigation systems, Xibei Gongye Daxue Xuebao/Journal of Northwestern Polytechnical University V 16 n 3 1998. p 396-400.
- [12] **Chen, Y., An, D., Ren, S., 1997.** Integrated INS/SAR navigation system aided by terrain signal, Xibei Gongye Daxue Xuebao/Journal of Northwestern Polytechnical University V 15 n 4 1997. p 598-602.
- [13] **An, D., Dong, G., Ren, S., 1997.** Performance analysis of the integrated INS/SAR navigation system, Xibei Gongye Daxue Xuebao/Journal of Northwestern Polytechnical University V 15 n 4 1997. p 586-591.
- [14] **Barrouil, C., Lemaire, J., 1998.** Integrated navigation system for a long range AUV, Oceans Conference Record (IEEE) V 1 1998. IEEE, Piscataway, NJ, USA, 98CB36259. p 331-335.
- [15] **Pettus, W. R., Franco, P. C., Insley, L. R., Levrant, M. A., 1998.** Formulating an improved integrated navigation solution for U.S. Navy Surface ships, Record - IEEE PLANS, Position Location and Navigation Symposium 1998. IEEE, Piscataway, NJ, USA. 339-343.
- [16] **Marth, R. B. Sr., Levi, R., Durboraw, I. N., Beam, K., 1998.** Integrated navigation capability for the Force XXI Land Warrior, Record - IEEE PLANS, Position Location and Navigation Symposium 1998. IEEE, Piscataway, NJ, USA. p 193-200.
- [17] **Fiedler, R., Gluch, M., Kirchner, J., Libertin, A., 1997.** Results of integrated navigation in shipping, Proceedings of ION GPS V 1. Inst of Navigation, Alexandria, VA, USA. p 963-971.
- [18] **Fischer, N., Hardy, B., Johnson, C., Kwan, W., Waid, J., 1997.** Polar flight test of CGEM GPS in an integrated navigation system on a KC-10, Proceedings of ION GPS V 1. Inst of Navigation, Alexandria, VA, USA. p 781-790.
- [19] **Kuegler, D., Lechner, W., 1996.** Combined use of GPS and LORAN-C in integrated navigation systems, Proceedings of the National Technical Meeting, Institute of Navigation 1996. p 199-207.
- [20] **Bennamoun, M., Boashash, B., Faruqi, F., Dunbar, M., 1996** Development of an integrated GPS/INS/SONAR navigation system for autonomous underwater vehicle navigation. Proceedings of the IEEE Symposium on Autonomous Underwater Vehicle Technology. IEEE, Piscataway, NJ, USA, 96CB35900. p 256-261.
- [21] **Haering, E. A. Jr. (NASA Dryden Flight Research Facility), 1992.** Airdata calibration techniques for measuring atmospheric wind profiles, Journal of Aircraft, V 29, n 4, Jul-Aug, 1992, p 632-639.
- [22] **Morris, Guy; Harkness, Linda, 1996.** Airborne pulsed doppler radar, Boston Artech House.
- [23] **Rothermel, J., Cutten, D.R., Hardesty, R.M., Howell, J.N., Menzies, R.T., Tratt, D.M., Johnson S.C., 1997.** Application of airborne Doppler laser radar to hurricane research, Preprints, 22nd Conf. Hurricanes and Tropical Meteorology, May 18-23, Ft. Collins, CO, Amer. Meteor. Soc., 57-58.
- [24] **Brown, G. E., Curto, P. A., Zysko, J. A., 1999.** Airfield Wind Advisory System (AWAS), NASA Dryden Flight Research Center Technical Support Package, DRC-99-16.

- [25] **Wackerman, C. C., Rufenach, C. L., Shuchman, R. A., Johannessen, J. A., Davidson, K. L.**, 1996. Wind vector retrieval using ERS-1 synthetic aperture radar imagery, *IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing* V **34** n 6 Aralık 1996. p 1343-1352.
- [26] **Zaibel, R., Glick, Y., Bar-Tal, G., Winik, M., Tsadka, S.**, 2000, Conference on Lasers and Electro-Optics Europe - Technical Digest 2000. IEEE, Piscataway, NJ, USA, 00TH8505. p 66.
- [27] **Song, Y.D., Deng, X.H.**, 1998. Memory-based methodology for wind speed prediction, *Proceedings of the American Power Conference* c 1 1998, Illinois Inst of Technology, Chicago, IL, USA. p 216-221.
- [28] **Jack M., Jack A., Wilkerson, T. D. Heller, D. F., Walling, J. C.**, 2000. UV laser approach to Doppler tropospheric wind sounding from a satellite, *Proceedings of SPIE - The International Society for Optical Engineering* V **2581** 1995. Society of Photo-Optical Instrumentation Engineers, Bellingham, WA, USA. s 222-233.
- [29] **Susko, M., Herman, L.**, 1995. Comparison of satellite-derived wind measurements with other wind measurement sensors, *Journal of Spacecraft and Rockets* V **32** n 3 May-Jun 1995. s 564-566.
- [30] **Targ, R., J. G., Steakley, B. C., Ames, L. L., Robinson, P.**, 1995. Airborne lidar wind detection at 2 μ m, *Proceedings of SPIE - The International Society for Optical Engineering, Air Traffic Control Technologies*, Apr 18-19 1995, Orlando, FL, USA.
- [31] **Platt, J. R.**, 1997. Wind detection in a microcosm: ship/aircraft environment sensors, *IEEE National Radar Conference - Proceedings, Proceedings of the 1997 IEEE National Radar Conference*, May 13-15 1997, Syracuse, NY, USA.
- [32] **Anderson, John D.** 1991. *Fundamentals of aerodynamics*. New York : McGraw-Hill.
- [33] **Hacıyev, Ç.**, 1999. *Radyo navigasyon*, İstanbul : İTÜ
- [34] **Mendel J. M.**, 1995. *Lessons in Estimation theory for signal processing, communications and control*, Prentice Hall PTR, Englewood Cliffs, New Jersey USA.
- [35] **Kalman R.F.**, 1961. New results in linear filtering and prediction theory, *Trans. ASME, Journal of Basic Engineering*, S. D, V **3**, s 95-108.
- [36] **Willsky, A.S.**, 1976. A survey of design methods for failure detection in dynamic systems, *Automatica*, V **12**, No.6, s.601-611..
- [37] **M. Basseville M. and A. Benveniste**, 1986. *Detection of Abrupt Changes in Signals and Dynamics Systems*, LNCIS No.77, Springer, Berlin.
- [38] **Ch. M. Hacıyev**, 1994. Fault detection in multidimensional dynamic systems based on statistical analysis of Kalman filter, *IFAC Symposium on Fault Detection, Supervision and Safety for Technical Processes, SAFEPROCESS'94*, Helsinki, Finland, V **1**, p 45-49.
- [39] **E. Sage and J. Mells**, 1976. *Estimation Theory and Its Application in Communication and Control*, (Russian Translation), Svyaz, Moscow.
- [40] **S.R. Rao**, 1968. *Linear Statistical Methods and Their Applications*, (Russian Translation), Nauka, Moscow.

- [41] **Grişin, Yu. P., Kazarinov, Yu. M.**, 1985. Arıza Toleranslı Dinamik Sistemler, Radio, İçryaz, Moskova. (Rusça)
- [42] **Robert M. Rogers**, 2000. Applied mathematics in integrated navigation systems, American Institute of Aeronautics and Astronautics,
- [43] **Brinkman D.**, 1999. Jane's Avionics, Jane's Information Group. UK.
- [44] **Donald McLean**, c1990. Automatic flight control systems. Englewood Cliffs, N.J. : Prentice Hall
- [45] **Etter, D. M.**, 1996. Introduction to MATLAB for engineers and scientists Upper Saddle River, N.J. : Prentice Hall.
- [46] **Lockheed Martin**, 2001. F-16-1 Pilot Handbook, Lockheed Martin Company, USA.



EKLER

EK A : Optimal Kalman Süzgeci Simülasyon Sonuçları Ek Şekiller

EK B : Bozulma Durumunda Optimal Kalman Süzgecinin Simülasyonu Ek Şekiller

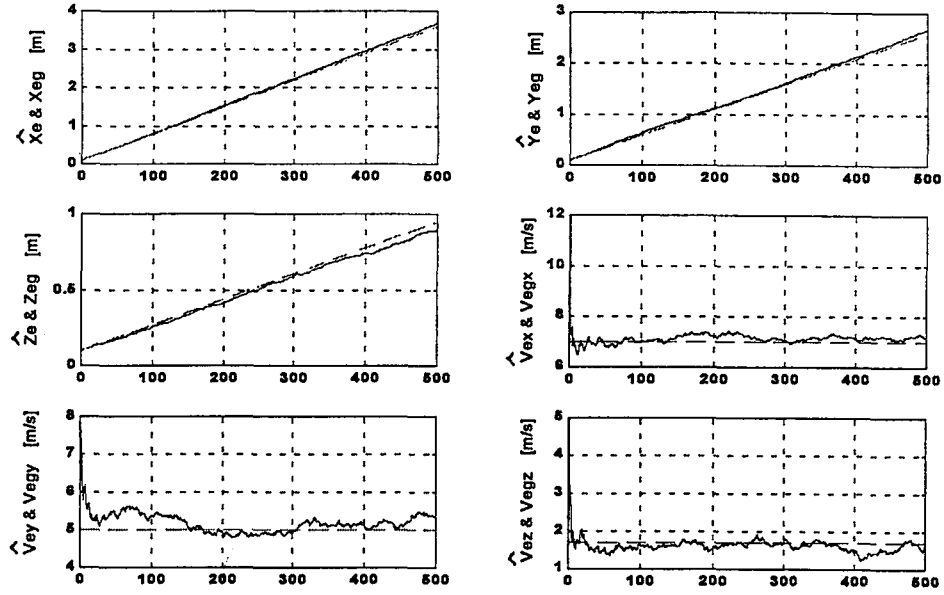
EK C : Robüst Kalman Süzgeci Simülasyonu Ek Şekiller

EK D : Ölçme Kanalıının Bozulmasını Tespit Eden Algoritmalar Ek Şekiller

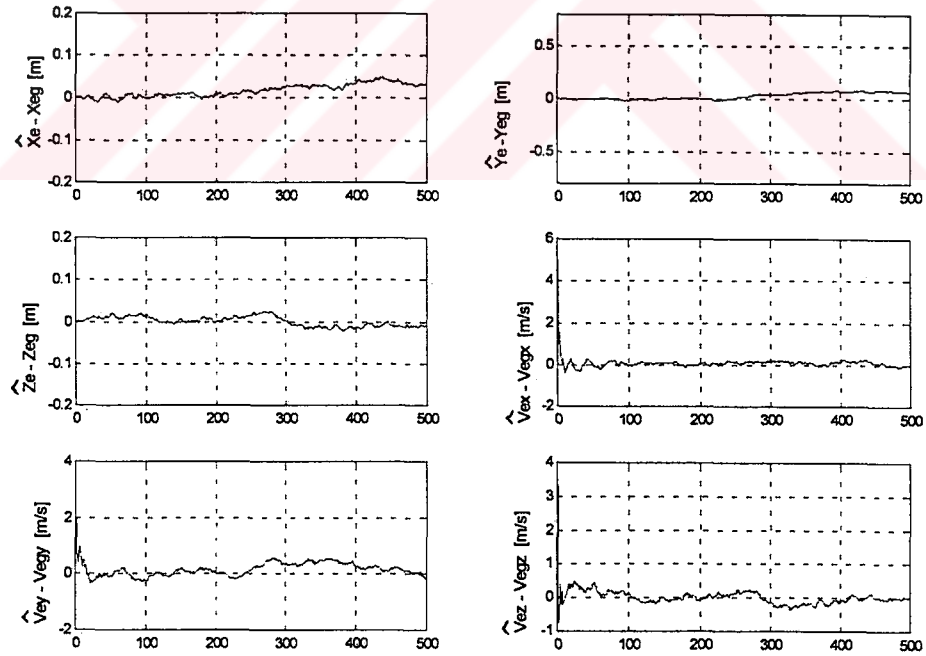
EK E : Ek Tablolar

EK F : Simülasyon Yazılımları (Arka kapağa eklenmiş diskette)

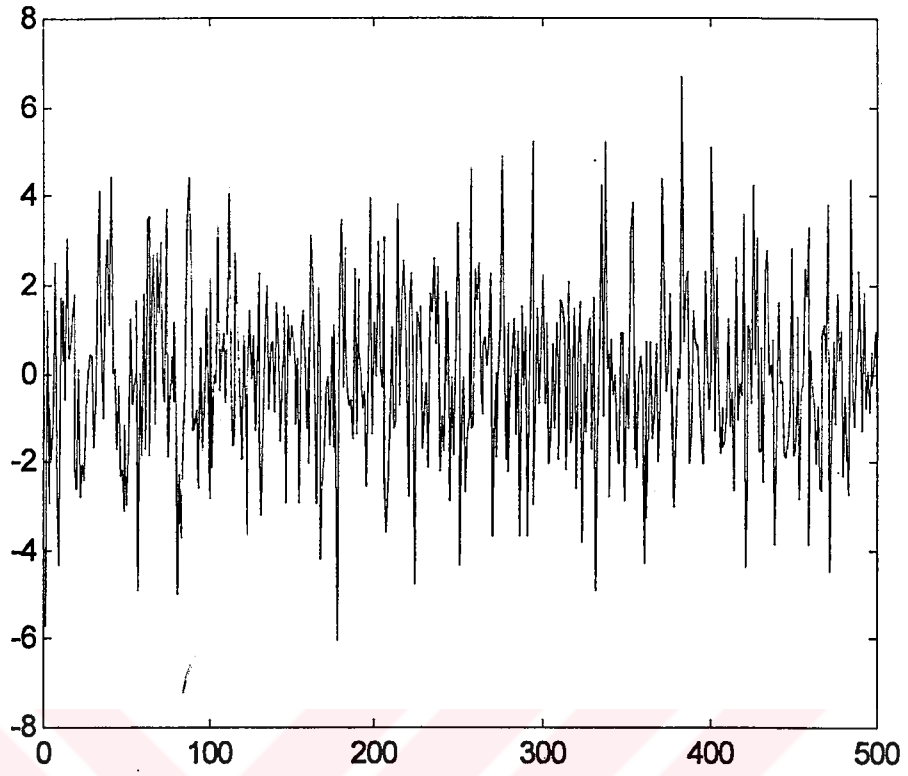
EK A : Optimal Kalman Süzgeci Simülasyon Sonuçları Ek Şekiller



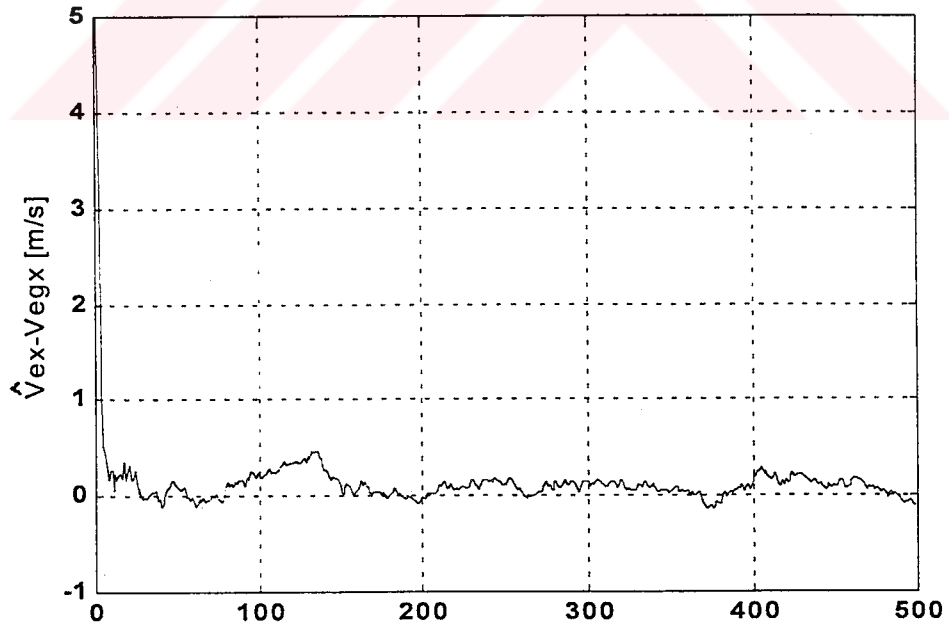
Şekil A.1 Hava Verileri Sistemi hatalarının gerçek değerleri (kesikli çizgi) ve tahmin değerleri.



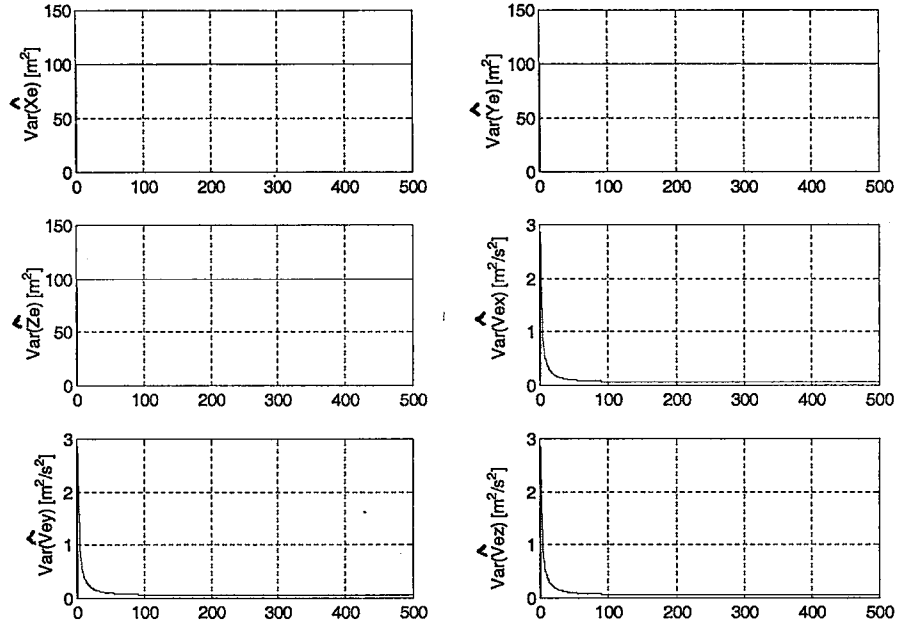
Şekil A.2 Hava Verileri Sistemi hatalarının tahmin değerlerinin mutlak hatası



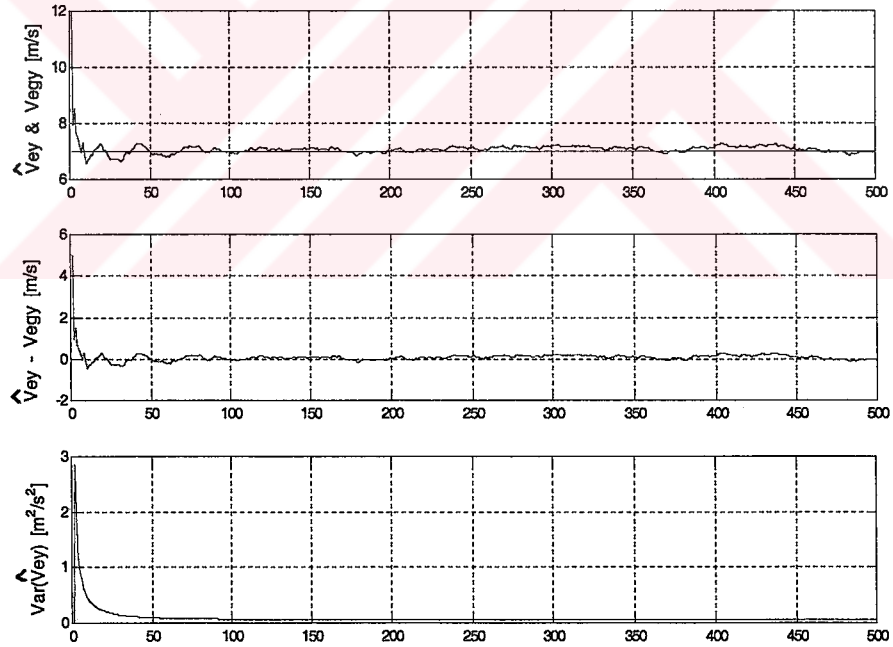
Şekil A.3 Gerçek hava hızı hatası x bileşeni V_{ex} için İnnovasyon Süreci



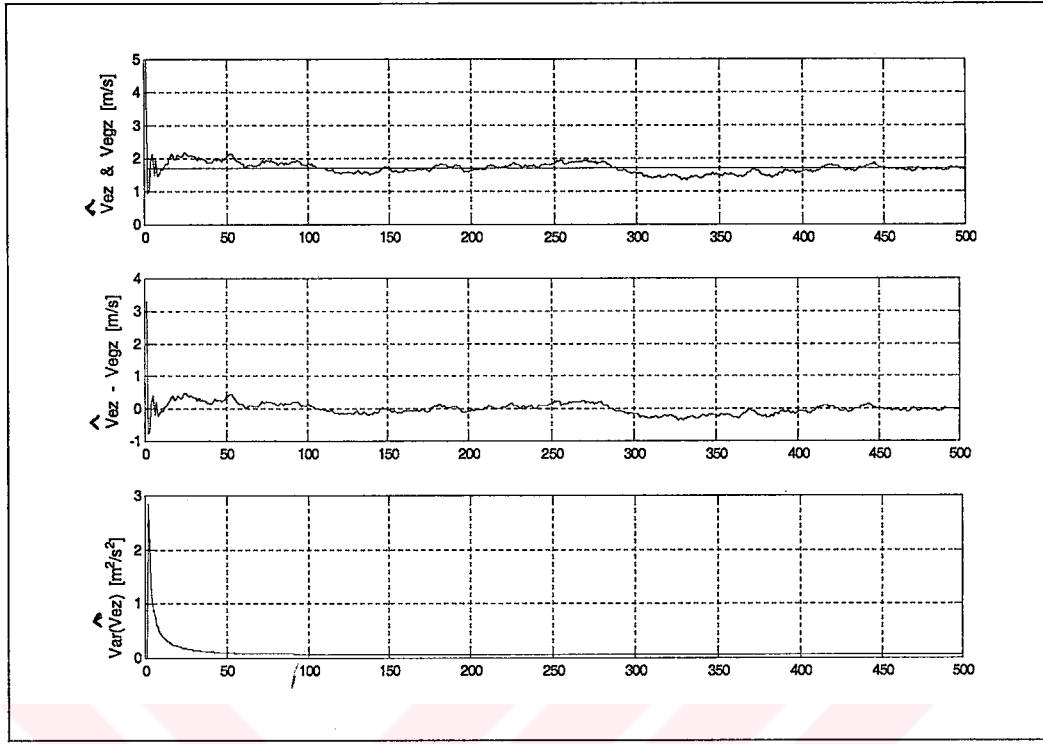
Şekil A.4 X yönündeki gerçek hava hızı bileşeni için hata tahmininin mutlak hatası.



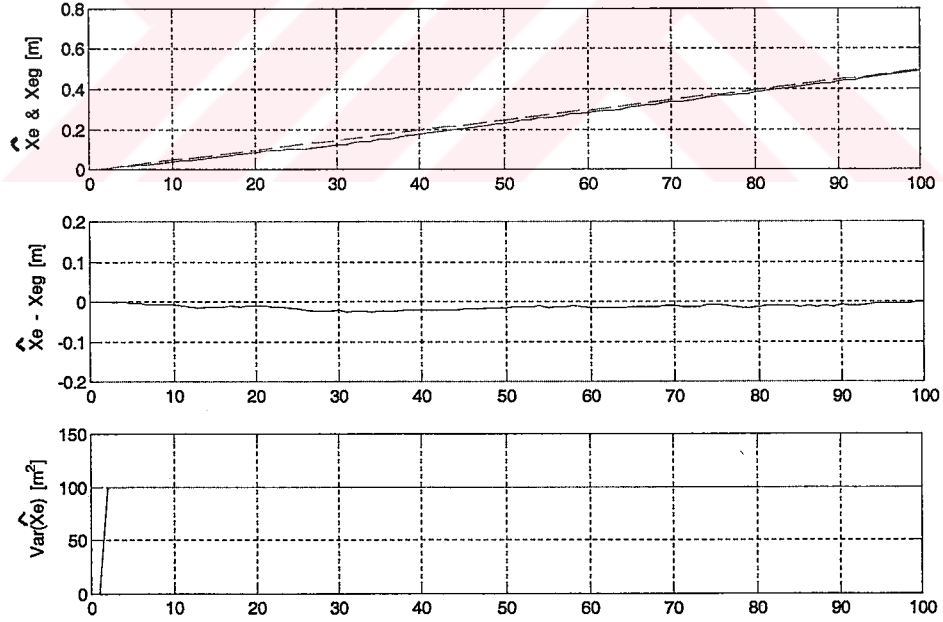
Şekil A.5 Hava Verileri Sistemi hata tahminlerinin varyansları.



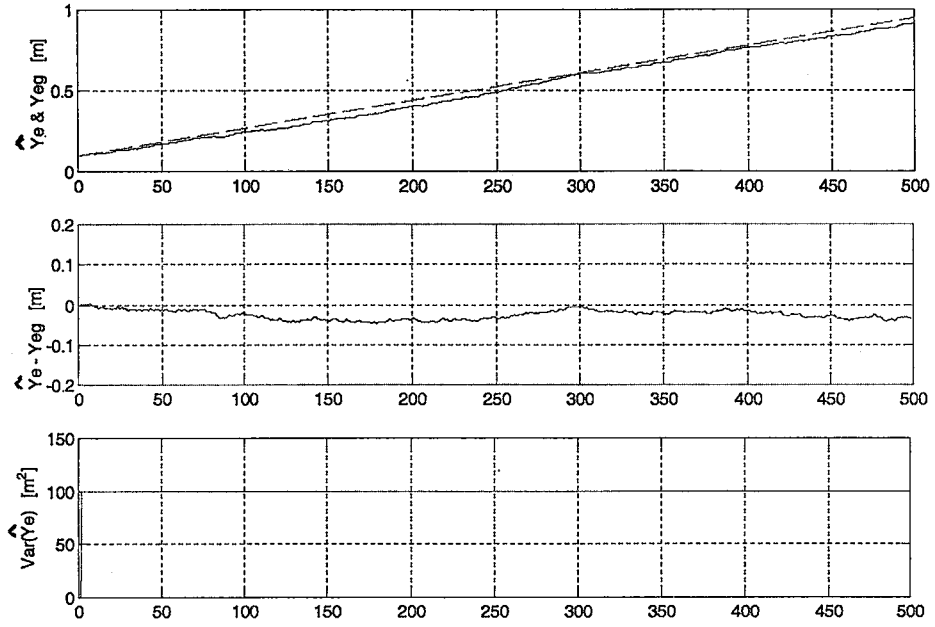
Şekil A.6 Gerçek hava hızı gerçek değeri (noktalı çizgi) ve tahmin değeri, tahmin değerinin mutlak hatası ve hatanın tahmin değerinin varyansı.



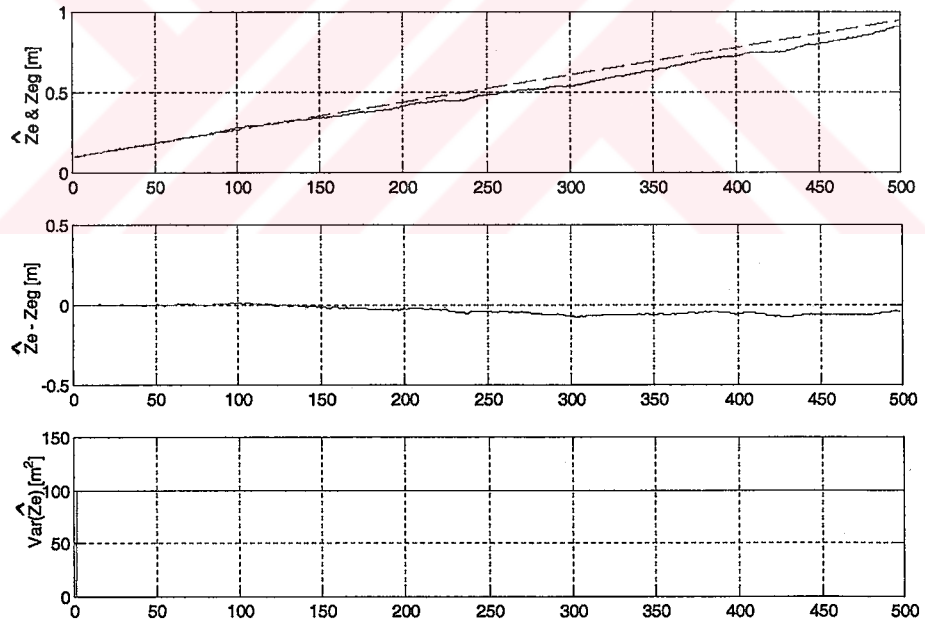
Şekil A.7 Gerçek hava hızı hatası gerçek değeri (noktalı çizgi), tahmin değeri, tahmin değerinin mutlak hatası ve tahmin hatasının varyansı.



Şekil A.8 Hava Verileri Sistemi konum hatasının gerçek değeri (kesikli çizgi), tahmin değeri, tahmin değerinin mutlak hatası ve tahmin hatasının varyansı.

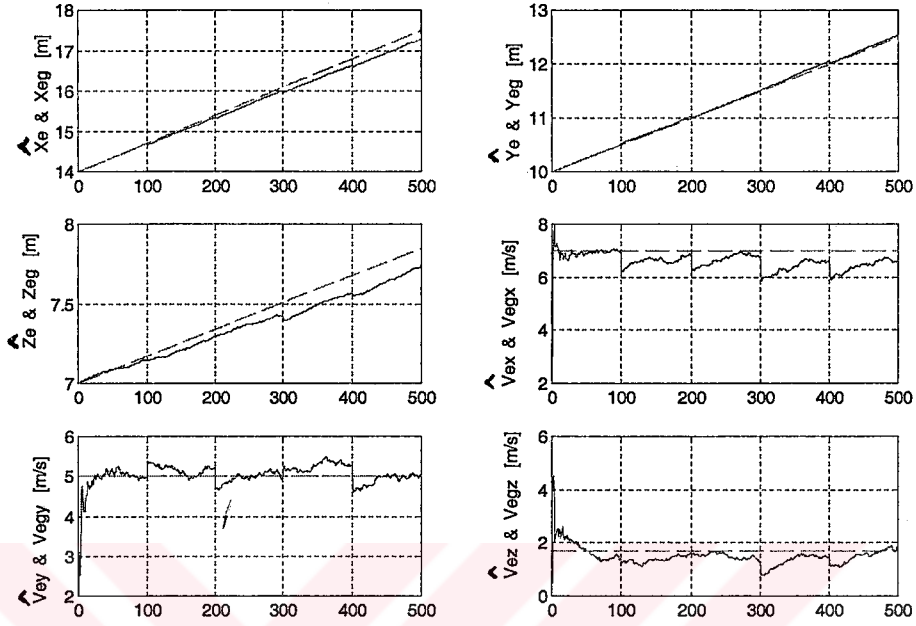


Şekil A.9 Hava Verileri Sistemi konum hatasının gerçek değeri (kesikli çizgi), tahmin değeri, tahmin değerinin mutlak hatası ve tahmin hatasının varyansı.

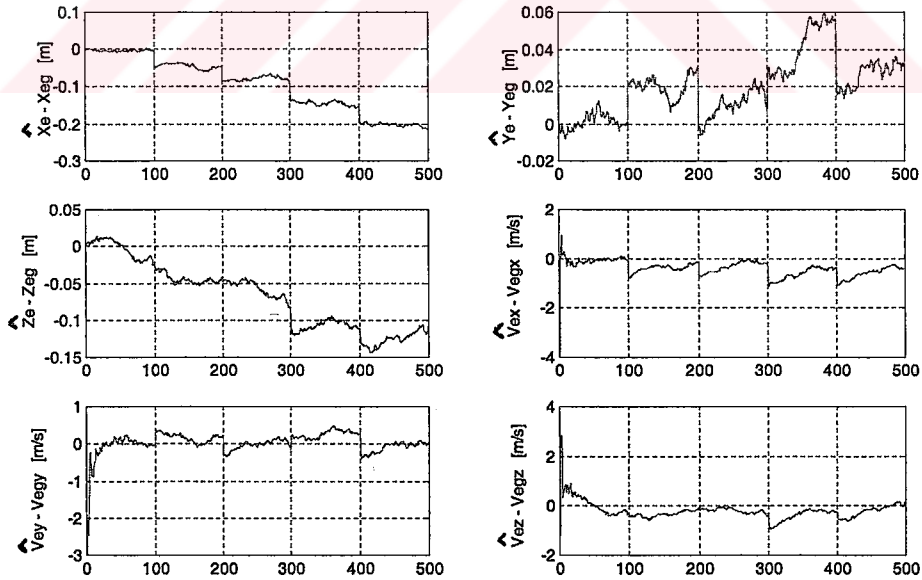


Şekil A.10 Hava Verileri Sistemi konum hatasının gerçek değeri (kesikli çizgi), tahmin değeri, tahmin değerinin mutlak hatası ve tahmin hatasının varyansı.

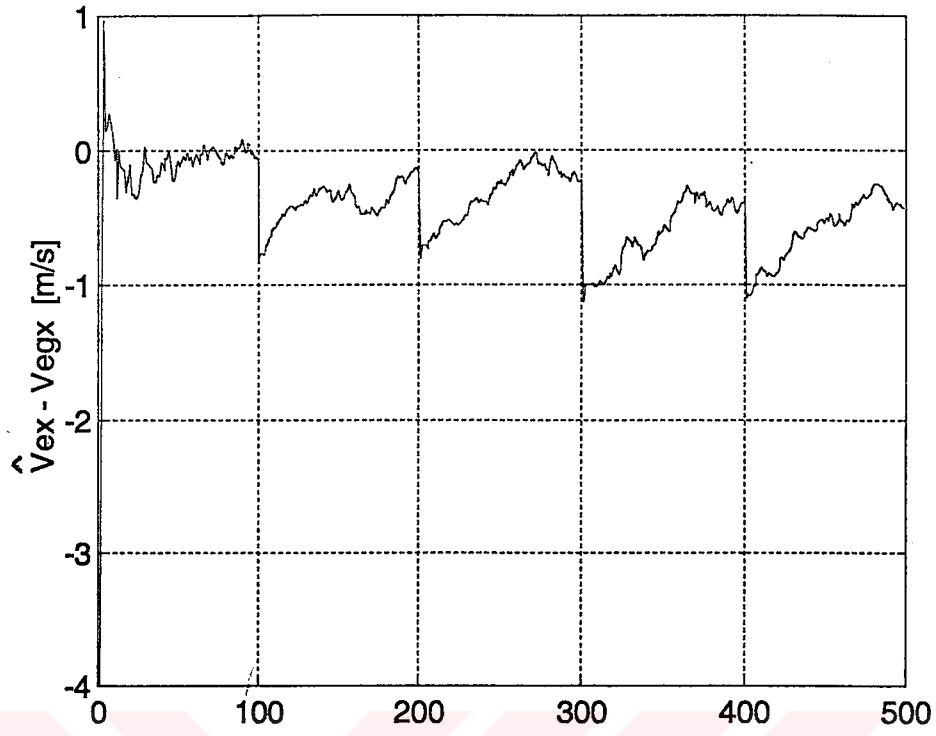
EK B : Anormal Ölçümler Durumunda Optimal Kalman Süzgecinin Simülasyonu Ek Şekiller



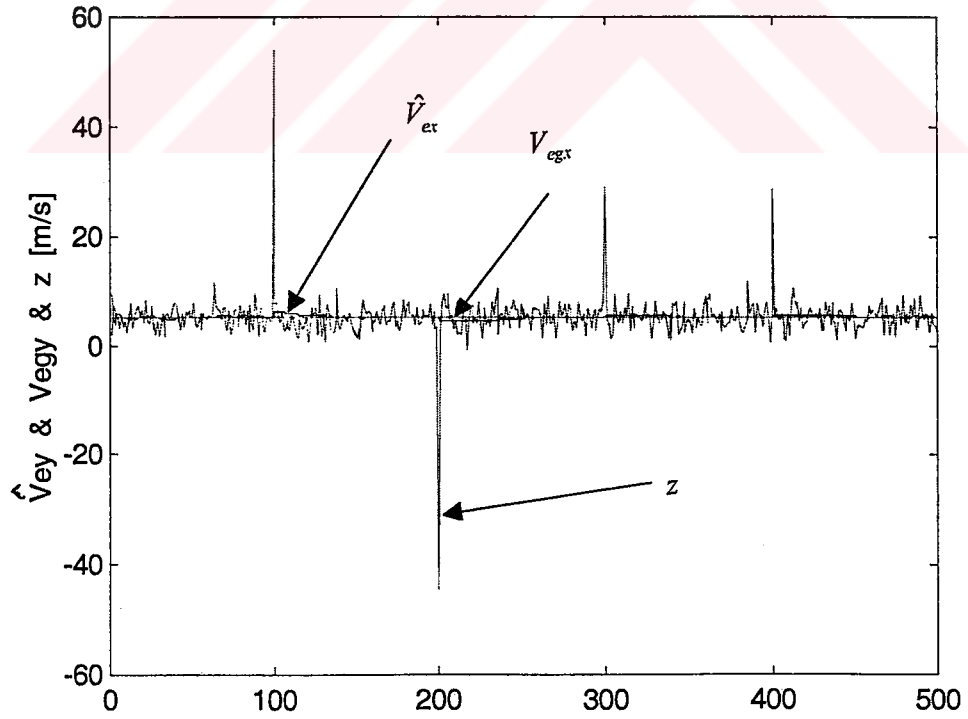
Şekil B.1 Anormal ölçümler durumunda Hava Verileri Sistemi hatalarının gerçek değerleri (kesikli çizgi) ve tahmin değerleri.



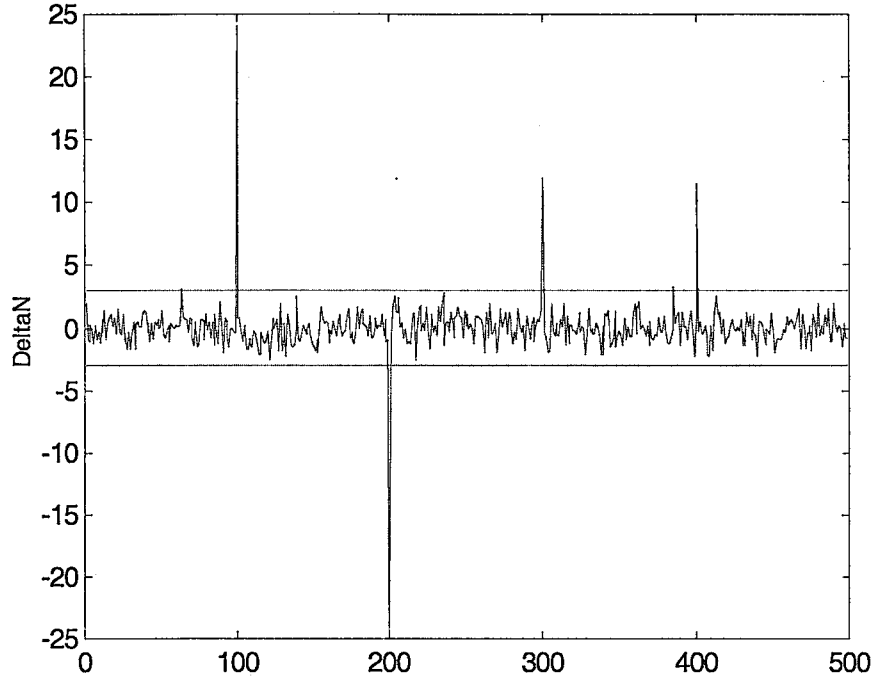
Şekil B.2 Anormal ölçümler durumunda Hava Verileri Sistemi hatalarının tahmin değerlerinin mutlak hataları.



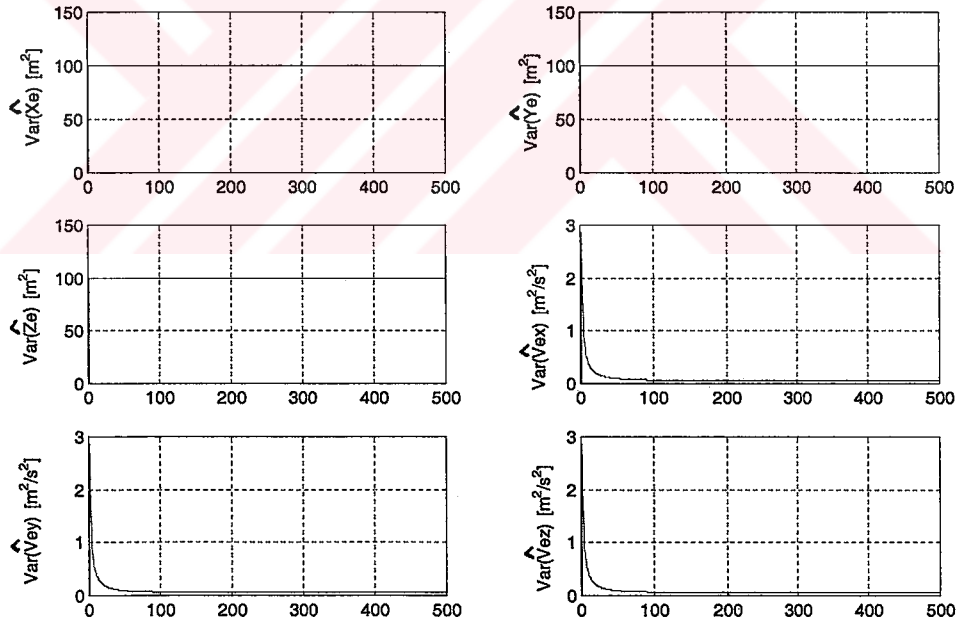
Şekil B.3 Anormal ölçümler durumunda X yönündeki gerçek hava hızı bileşeni için hata tahmininin mutlak hatası.



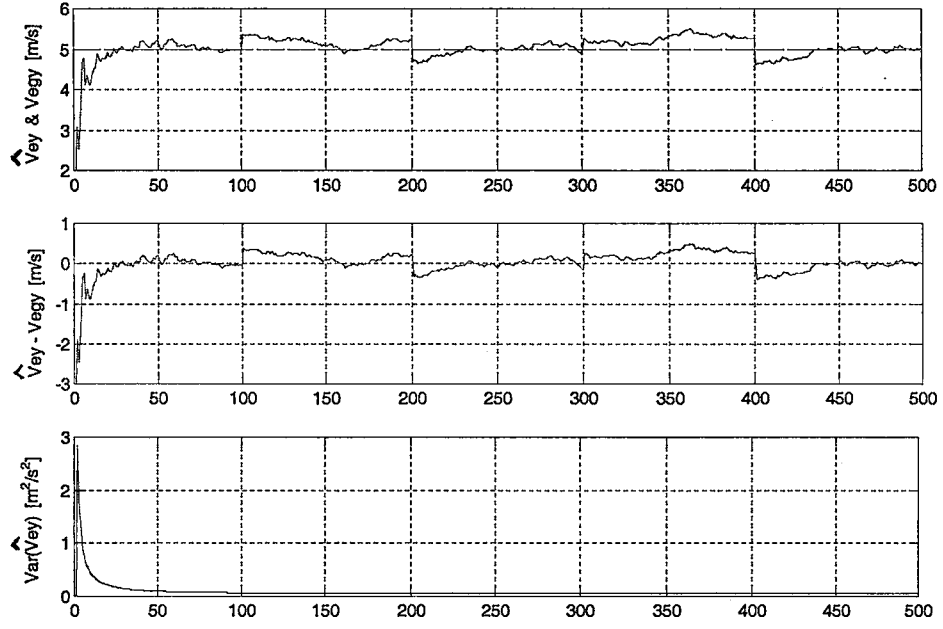
Şekil B.4 Anormal ölçümler durumunda rüzgar hızına ait ölçme değeri, gerçek değer ve tahmin değeri.



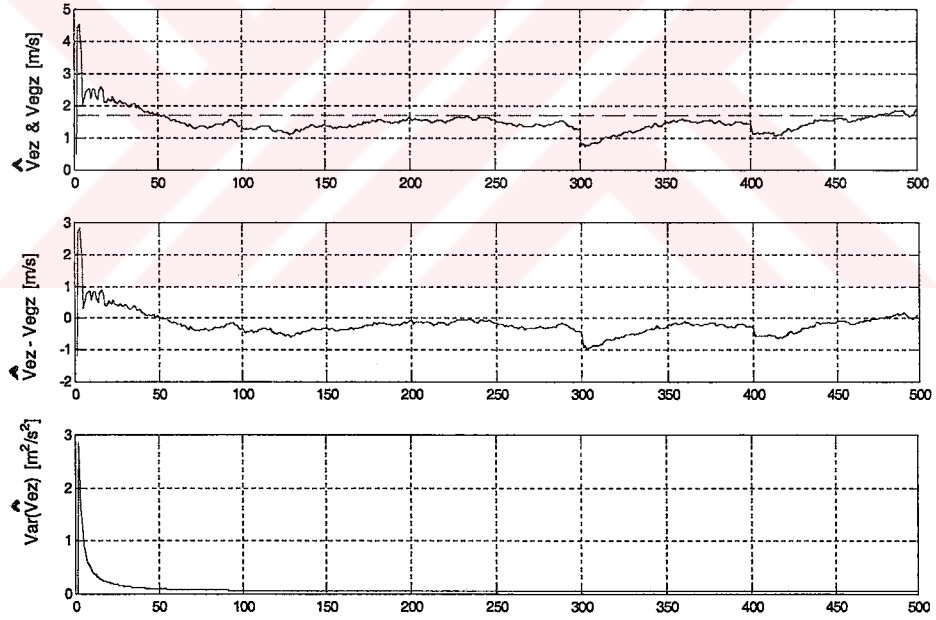
Şekil B.5 Anormal ölçümler durumunda y yönündeki gerçek hava hızı hatası için Normalleştirilmiş İnnovasyon Süreci.



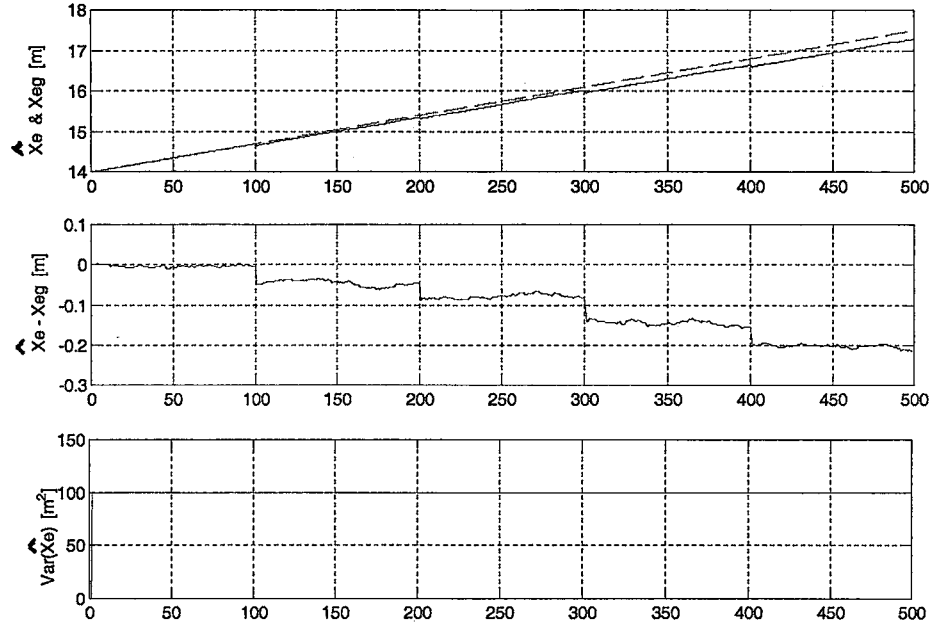
Şekil B.6 Anormal ölçümler durumunda Hava Verileri Sistemi hata tahminlerinin varyansları.



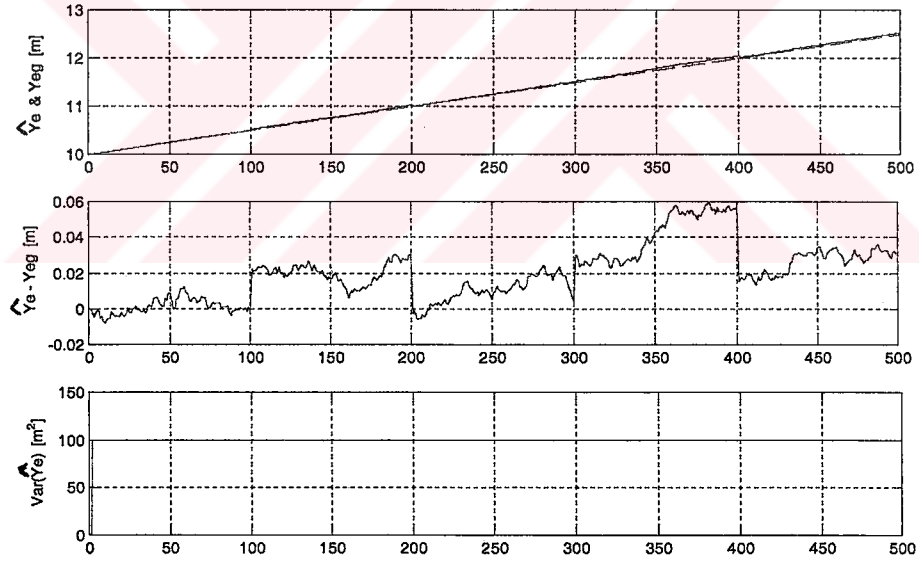
Şekil B.7 Anormal ölçümler durumunda gerçek hava hızının gerçek değeri (kesikli çizgi), tahmin değeri, tahmin değerinin mutlak hatası ve tahmin hatasının varyansı.



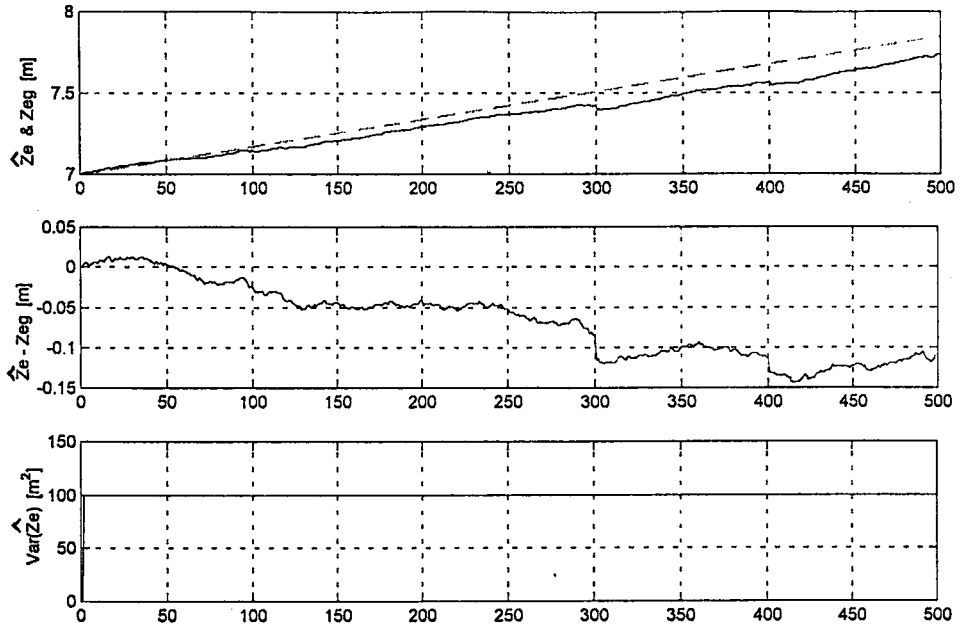
Şekil B.8 Anormal ölçümler durumunda gerçek hava hızının gerçek değeri (kesikli çizgi), tahmin değeri, tahmin değerinin mutlak hatası ve tahmin hatasının varyansı.



Şekil B.9 Anormal ölçümler durumunda Hava Verileri Sistemi konumu hatasının gerçek değeri (kesikli çizgi), tahmin değeri, tahmin değerinin mutlak hatası ve konum hatasının varyansı.

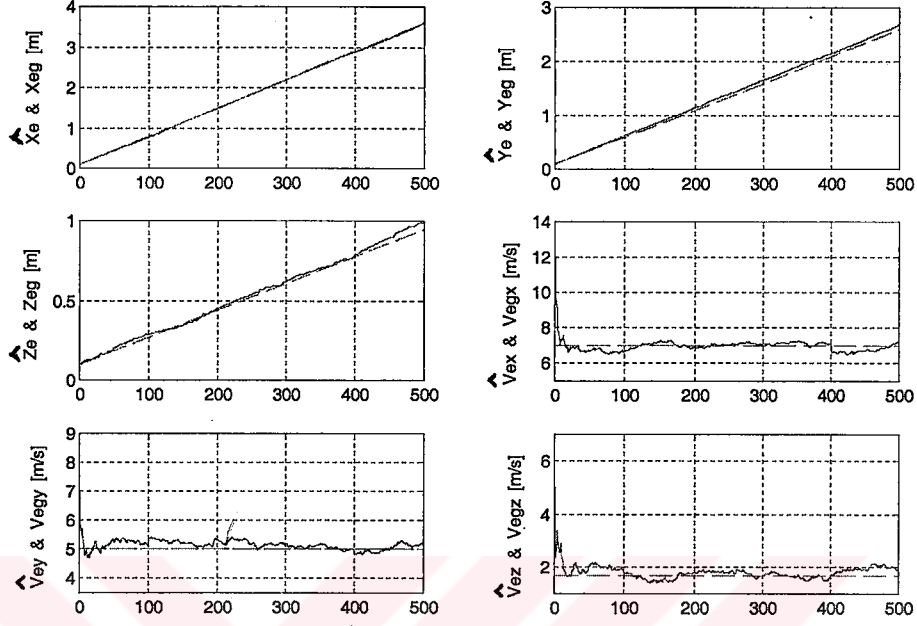


Şekil B.10 Anormal ölçümler durumunda Hava Verileri Sistemi, konum hatasının gerçek değeri (kesikli çizgi), tahmin değeri, tahmin değerinin mutlak hatası ve konum hatası varyansı.

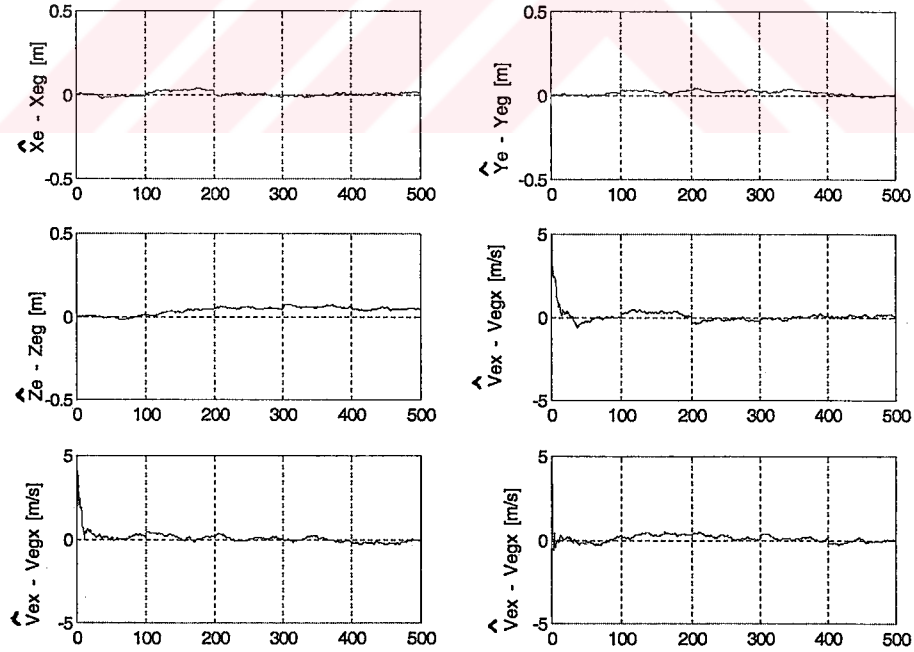


Şekil B.11 Anormal ölçümler durumunda Hava Verileri Sistemi konum hatasının gerçek değeri (kesikli çizgi), tahmin değeri, tahmin değerinin mutlak hatası ve konum hatasının varyansı.

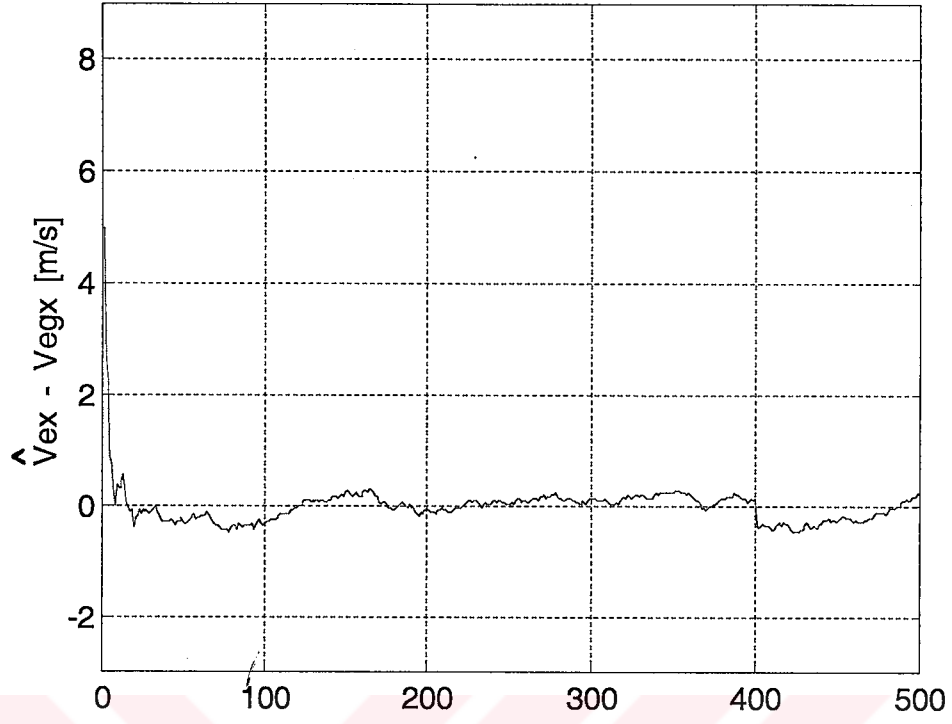
EK C : Robüst Kalman Süzgeci Simülasyonu Ek Şekiller



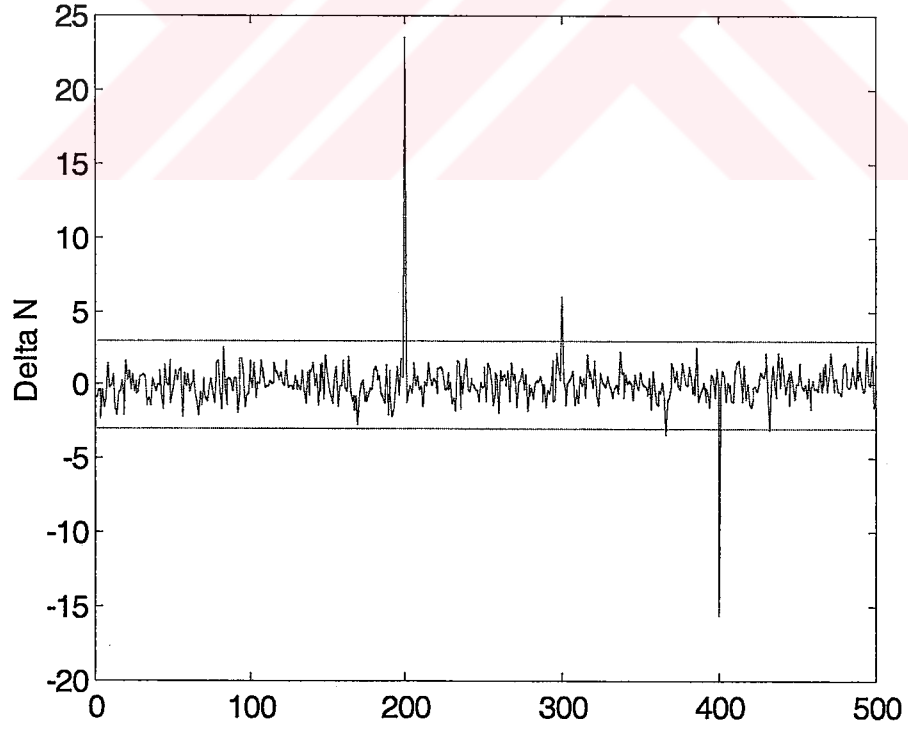
Şekil C.1 Anormal ölçümler durumunda Hava Verileri Sistemi hatalarının gerçek değerleri (kesikli çizgiler) ve tahmin değerleri.



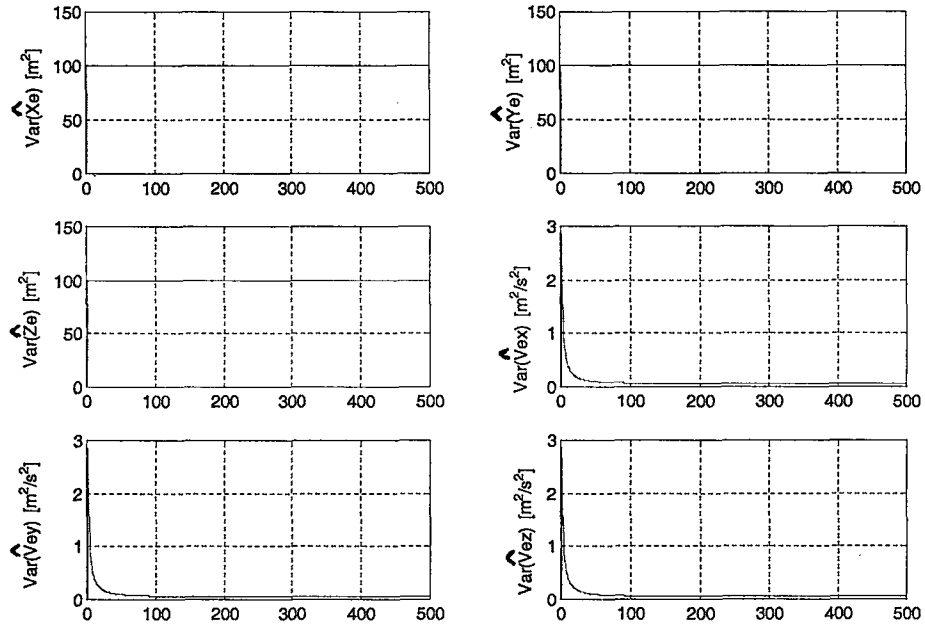
Şekil C.2 Anormal ölçümler durumunda Hava Verileri Sistemi hatalarının tahmin değerinin mutlak hataları.



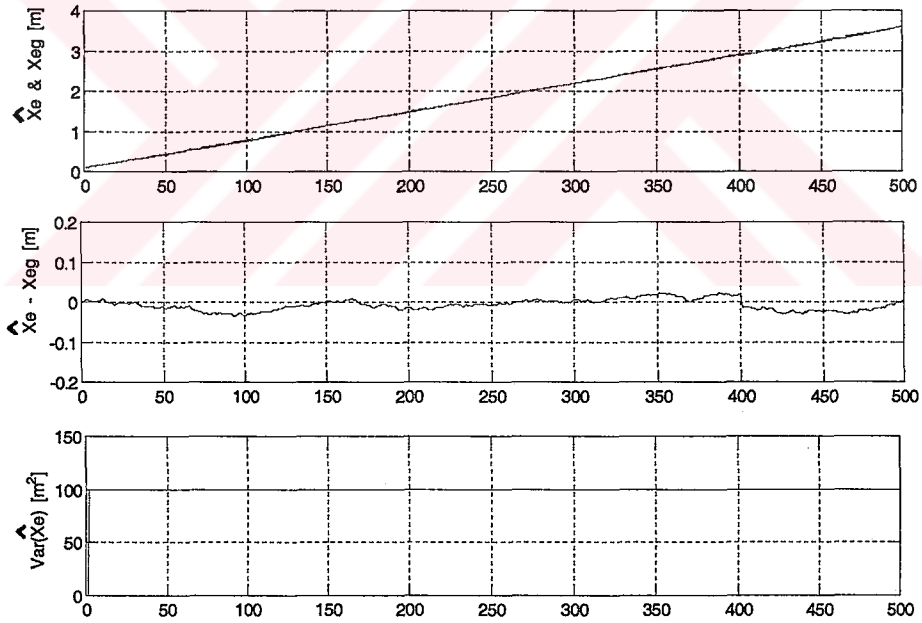
Şekil C.3 Anormal ölçümler durumunda gerçek hava hızının x bileşeni hatası Vex'in tahmin değerinin mutlak hatası.



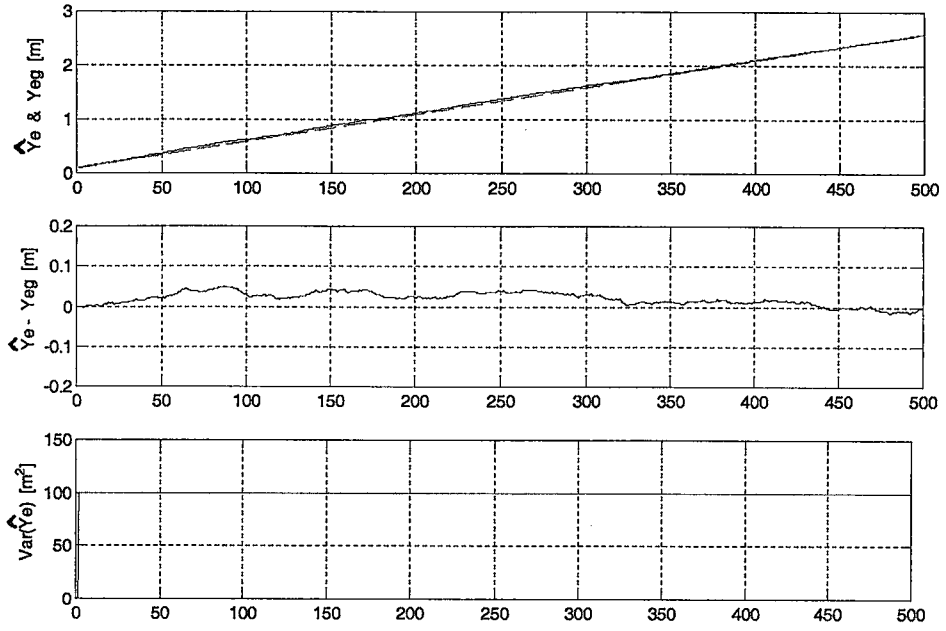
Şekil C.4 Anormal ölçümler durumunda Vex için İnnovasyon Süreci.



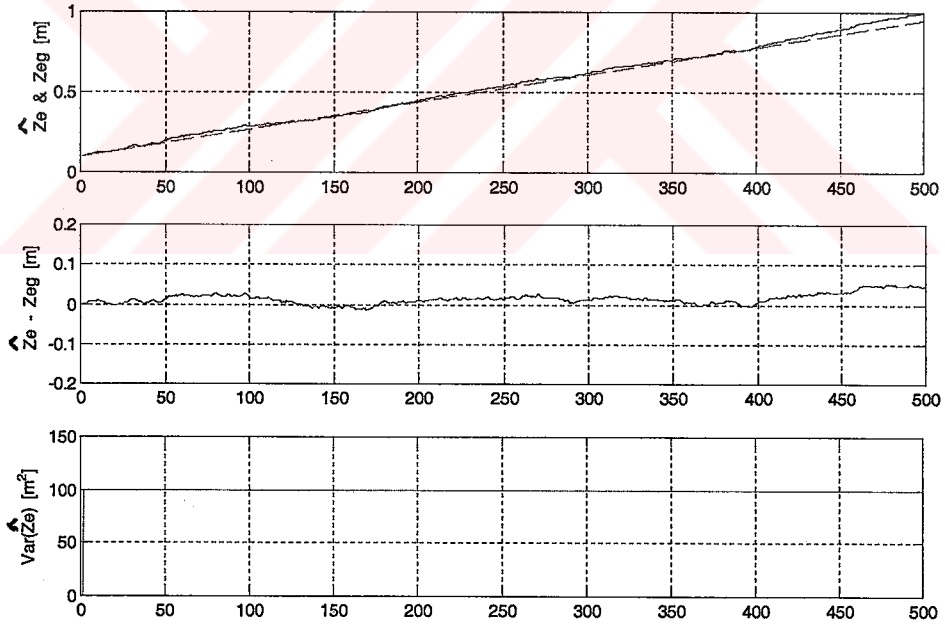
Şekil C.5 Anormal ölçümler durumunda Hava Verileri Sistemi hata tahminlerinin varyansları.



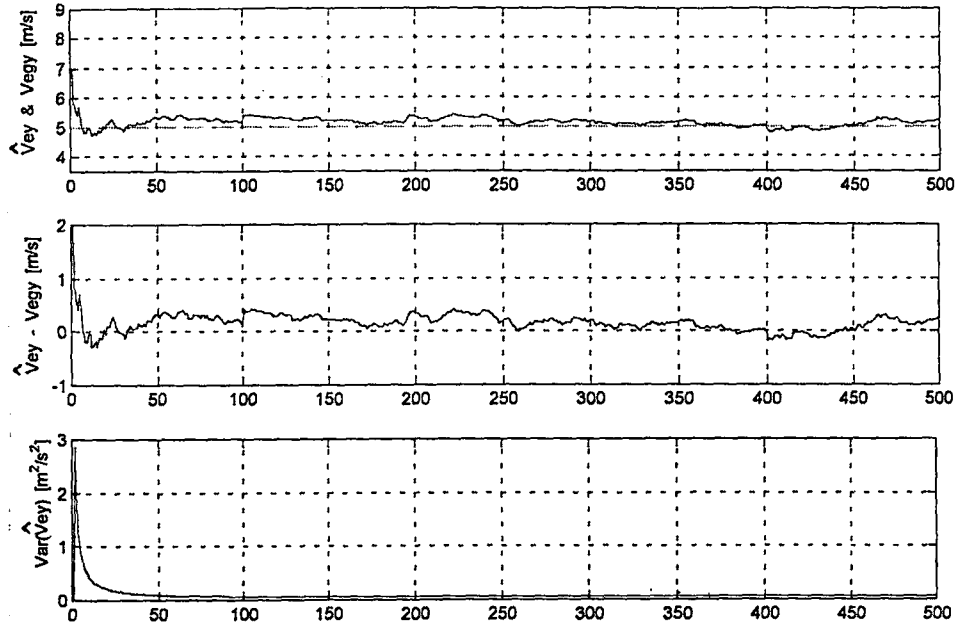
Şekil C.6 Anormal ölçümler durumunda Hava Verileri Sistemi konumu hatasının gerçek değeri (kesikli çizgi), tahmin değeri, tahmin değerinin mutlak hatası ve konum hata tahmininin varyansı.



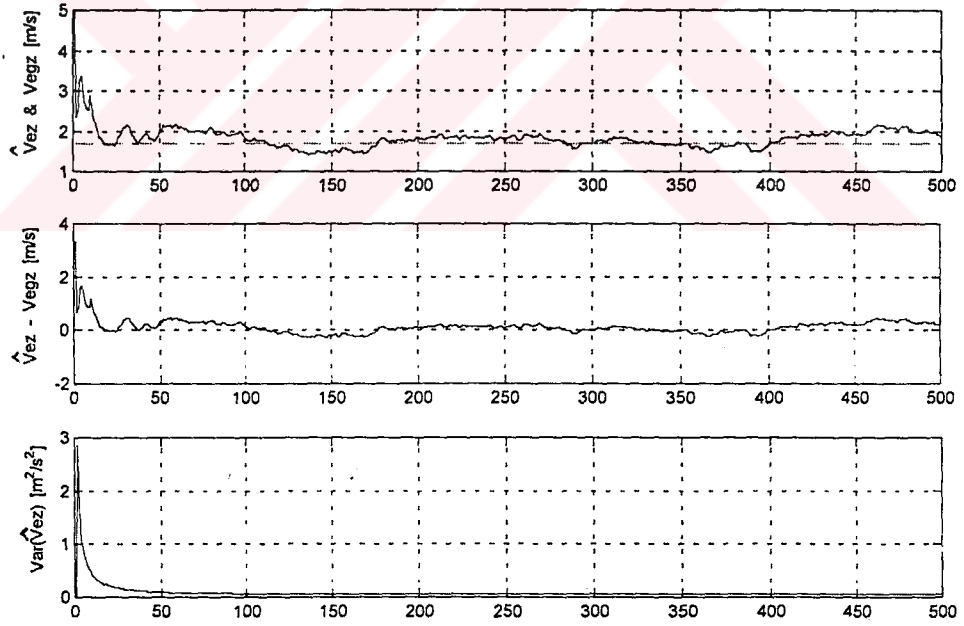
Şekil C.7 Anormal ölçümler durumunda Hava Verileri Sistemi konum hatasının gerçek değeri (kesikli çizgi), tahmin değeri, tahmin değerinin mutlak hatası ve konum hata tahmininin varyansı.



Şekil C.8 Anormal ölçümler durumunda Hava Verileri Sistemi konum hatasının gerçek değeri (kesikli çizgi), tahmin değeri, tahmin değerinin mutlak hatası ve konum hata tahmininin varyansı.

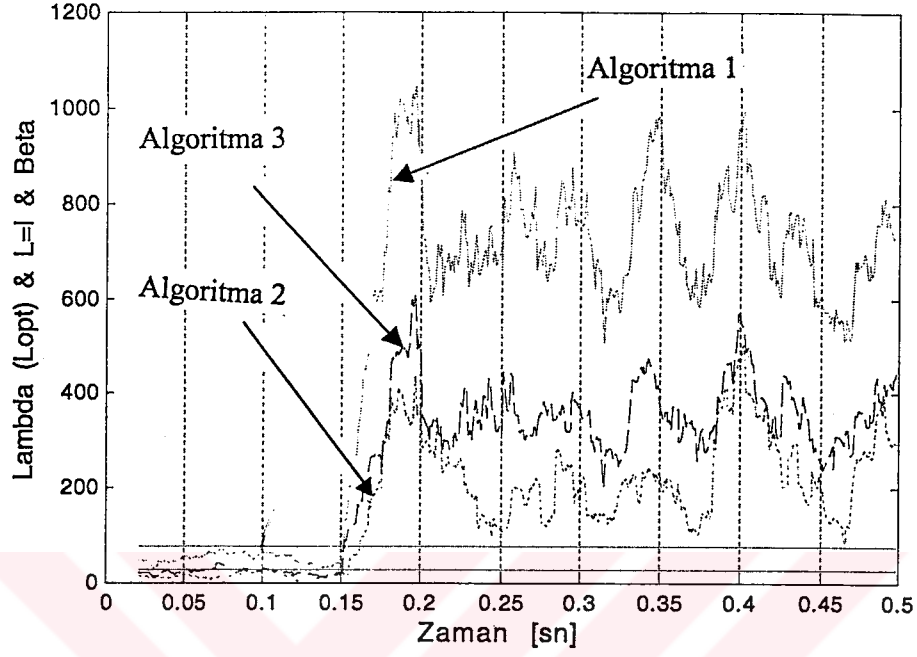


Şekil C.9 Anormal ölçümler durumunda gerçek hava hızı hatasının gerçek değeri (kesikli çizgi), tahmin değeri, tahmin değerinin mutlak hatası ve konum hata tahmininin varyansı.

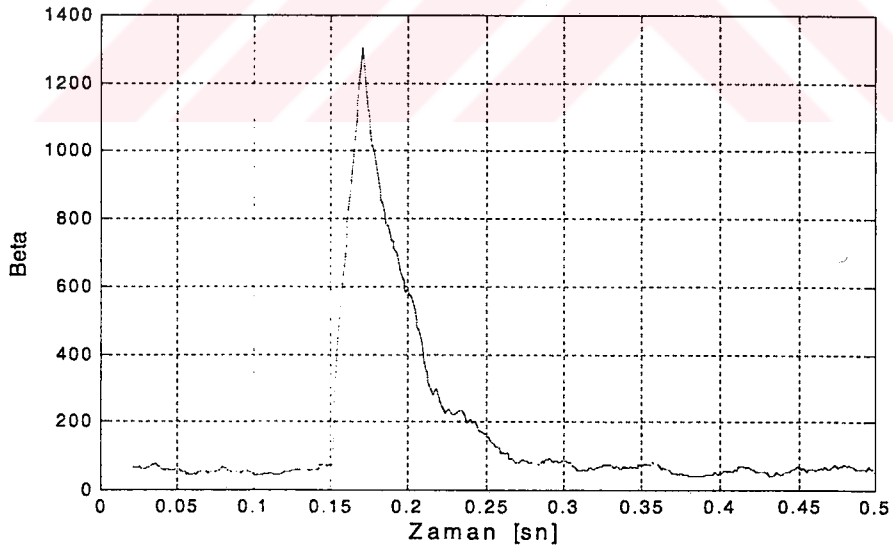


Şekil C.10 Anormal ölçümler durumunda gerçek hava hızı hatasının gerçek değeri (kesikli çizgi), tahmin değeri, tahmin değerinin mutlak hatası ve konum hata tahmininin varyansı.

EK D : Ölçme Kanallarında Arıza Tespiti Ek Şekiller



Şekil D.1 Ölçme kanalının varyansının değişmesi şeklindeki arızalanma durumunda Algoritma 1,2,3 'ün zamanla değişimi.



Şekil D.2 Ölçme kanalının ortalamasının değişmesi şeklindeki arızalanması durumunda Algoritma 3'ün zamanla değişimi.

EK E : Ek Tablolar

Tablo E.1 Optimal ve Robüst Kalman süzgeçlerinin anormal ölçümler durumunda değerleri.

İterasyon	Optimal Kalman Süzgeci		Robüst Kalman Süzgeci	
	Y yönünde gerçek hava hızı hata tahmininin mutlak hatası [m/s]	P(5/5) [m ² /s ²]	Y yönünde gerçek hava Hızı hata tahmininin mutlak hatası [m/s]	P(5/5) [m ² /s ²]
50	0.0365	0.0965	0.1638	0.0965
100	0.0543	0.0686	0.0702	0.0686
101	-0.9945	0.0684	0.5129	0.0684
150	-0.1812	0.0640	0.1452	0.0640
200	0.0488	0.0631	0.0130	0.0631
201	0.3773	0.0630	0.0130	0.0641
250	0.1379	0.0629	0.1945	0.0631
300	0.4023	0.0628	0.0576	0.0629
301	0.0791	0.0628	-0.3400	0.0629
350	0.3905	0.0628	-0.0100	0.0628
400	0.2544	0.0628	0.1533	0.0628
401	1.4848	0.0628	-0.0741	0.0628
450	0.7063	0.0628	0.0245	0.0628
500	0.2972	0.0628	0.2784	0.0628
Ortalama	0.0323		0.1262	

Tablo E.2 Optimal ve Robüst Kalman süzgeçlerinin anormal ölçümler durumunda değerleri.

İterasyon	Optimal Kalman Süzgeci		Robüst Kalman Süzgeci	
	Z yönünde gerçek hava Hızı hata tahmininin mutlak hatası [m/s]	P(6/6) [m ² /s ²]	Z yönünde gerçek hava Hızı hata tahmininin mutlak hatası [m/s]	P(6/6) [m ² /s ²]
50	-0.3028	0.0965	0.3024	0.0965
100	-0.1604	0.0686	0.3919	0.0686
101	-0.7394	0.0684	0.3093	0.0684
150	-0.1198	0.0640	0.1095	0.0640
200	-0.1343	0.0631	0.2988	0.0631
201	-0.0188	0.0641	0.2988	0.0641
250	-0.2762	0.0631	0.1738	0.0631
300	-0.3227	0.0629	0.1132	0.0629
301	-0.6882	0.0629	-0.5038	0.0629
350	-0.0923	0.0628	-0.1312	0.0628
400	0.0338	0.0628	-0.0337	0.0628
401	-0.4428	0.0628	0.2914	0.0628
450	-0.0565	0.0628	0.1913	0.0628
500	0.0410	0.0628	0.5359	0.0628
Ortalama	-0.1727		0.1498	

Tablo E.3 Optimal ve Robüst Kalman süzgeçlerinin anormal ölçümler durumunda değerleri.

İterasyon	Optimal Kalman Süzgeci		Robüst Kalman Süzgeci	
	Hava Verileri Sisteminin x yönünde konum hata tahmininin mutlak hatası [m]	P(1/1) [m ²]	Hava Verileri Sisteminin x yönünde konum hata tahmininin mutlak hatası [m]	P(1/1) [m ²]
50	0.0101	100.0002	-0.0011	100.0002
100	0.0102	100.0004	0.0192	100.0004
101	0.0313	100.0004	0.0216	100.0004
150	0.0144	100.0006	-0.0032	100.0006
200	0.0013	100.0008	0.0016	100.0008
201	-0.0667	100.0008	0.0016	100.0008
250	-0.0861	100.0010	-0.0276	100.0010
300	-0.0718	100.0012	0.0164	100.0012
301	-0.0440	100.0012	0.0188	100.0012
350	-0.0545	100.0014	0.0176	100.0014
400	-0.0586	100.0016	-0.0045	100.0016
401	-0.1012	100.0016	0.0067	100.0016
450	-0.0910	100.0018	-0.0058	100.0018
500	-0.0861	100.0020	0.0098	100.0020
Ortalama	-0.0410		0.0018	

Tablo E.4 Optimal ve Robüst Kalman süzgeçlerinin anormal ölçümler durumunda değerleri.

İterasyon	Optimal Kalman Süzgeci		Robüst Kalman Süzgeci	
	Hava Verileri Sisteminin y yönünde konum hata tahmininin mutlak hatası [m]	P(2/2) [m ²]	Hava Verileri Sisteminin y yönünde konum hata tahmininin mutlak hatası [m]	P(2/2) [m ²]
50	-0.0297	100.0002	0.0083	100.0002
100	0.0082	100.0004	0.0082	100.0004
101	-0.0228	100.0004	0.0339	100.0004
150	-0.0485	100.0006	0.0251	100.0006
200	-0.0463	100.0008	0.0230	100.0008
201	0.0223	100.0008	0.0231	100.0008
250	-0.0005	100.0010	0.0453	100.0010
300	0.0012	100.0012	0.0428	100.0012
301	0.0252	100.0012	0.0178	100.0012
350	0.0208	100.0014	0.0355	100.0014
400	0.0398	100.0016	0.0506	100.0016
401	0.0354	100.0016	0.0364	100.0016
450	0.0434	100.0018	0.0390	100.0018
500	0.0545	100.0020	0.0561	100.0020
Ortalama	0.0054		0.0301	

Tablo E.5 Optimal ve Robüst Kalman süzgeçlerinin anormal ölçümler durumunda değerleri.

İterasyon	Optimal Kalman Süzgeci		Robüst Kalman Süzgeci	
	Hava Verileri Sisteminin z yönünde konum hata tahmininin mutlak hatası [m]	P(3/3) [m ²]	Hava Verileri Sisteminin z yönünde konum hata tahmininin mutlak hatası [m]	P(3/3) [m ²]
50	-0.0126	100.0002	0.0144	100.0002
100	-0.0131	100.0004	0.0319	100.0004
101	-0.0468	100.0004	0.0275	100.0004
150	-0.0307	100.0006	0.0251	100.0006
200	-0.0451	100.0008	0.0451	100.0008
201	-0.0380	100.0008	0.0454	100.0008
250	-0.0625	100.0010	0.0471	100.0010
300	-0.0784	100.0012	0.0517	100.0012
301	-0.1017	100.0012	0.0130	100.0012
350	-0.0801	100.0014	0.0190	100.0014
400	-0.0734	100.0016	0.0230	100.0016
401	-0.1034	100.0016	0.0434	100.0016
450	-0.0915	100.0018	0.0483	100.0018
500	-0.0855	100.0020	0.0892	100.0020
Ortalama	-0.0565		0.0326	100

ÖZGEÇMİŞ

Yazar Osman AKGÜN, 1974 yılında Kayseri’de doğmuştur. Ortaöğrenimine Gaziantep Fen Lisesi’nde başlayıp, Kayseri TED Koleji’nden mezun olduktan sonra İstanbul Teknik Üniversitesi Uçak ve Uzay Bilimleri Fakültesi Uçak Mühendisliği Bölümüne, 1992 yılında girmiştir. Çalışma hayatına, 1997 yılında Air Alfa Havayollarında başlamıştır. 1998 yılında İTÜ Fen Bilimleri Enstitüsüne Yüksek Lisans öğrencisi olarak girmiştir ve sonra Air Alfa Havayolları’ndan ayrılarak, NEC Corporation isimli Japon firmasında proje mühendisi olarak işe başlamıştır. Aynı yıl Japonya’da 1 ay süre ile NEC Fuchu Plant’ta elektronik konusunda eğitim görmüştür. Bu şirkette çalışması esnasında, Japon NEC firması ile birlikte, PTT Genel Müdürlüğü için bir çok projelerle ilgili çalışmalar da bulunmuştur.

