

**UÇAKLARDAKİ ESNEMELERİN AKTARIM YÖNLENDİRME
PERFORMANSI ÜZERİNDEKİ ETKİLERİ**

A. GÜRAY PEHLİVANOĞLU

**DOKTORA TEZİ
MAKİNA MÜHENDİSLİĞİ**

**GAZİ ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ**

**ŞUBAT 2009
ANKARA**

**UÇAKLARDAKİ ESNEMELERİN AKTARIM YÖNLENDİRME
PERFORMANSI ÜZERİNDEKİ ETKİLERİ**

A. GÜRAY PEHLİVANOĞLU

**DOKTORA TEZİ
MAKİNA MÜHENDİSLİĞİ**

**GAZİ ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ**

**ŞUBAT 2009
ANKARA**

A. Güray PEHLİVANOĞLU tarafından hazırlanan UÇAKLARDAKİ
ESNEMELERİN AKTARIM YÖNLENDİRME PERFORMANSI ÜZERİNDEKİ
ETKİLERİ adlı bu tezin Doktora tezi olarak uygun olduğunu onaylarım.

Prof. Dr. Nizami AKTÜRK
Tez Danışmanı, Makina Müh. Anabilim Dalı

Prof. Dr. Yücel ERCAN
Ortak Tez Danışmanı, Makina Müh. Anabilim Dalı

Bu alışma, jürimiz tarafından oy birliği ile Makina Mühendisliği Anabilim Dalında
Doktora tezi olarak kabul edilmiştir.

Prof. Dr. M. Kemal ÖZGÖREN
Makina Mühendisliği AD, O.D.T..

Prof. Dr. Nizami AKTÜRK
Makina Mühendisliği AD, Gazi Üniversitesi

Prof. Dr. Mehmet EROĞLU
Makina Mühendisliği AD, Gazi Üniversitesi

Prof. Dr. Tuna BALKAN
Makina Mühendisliği AD, O.D.T..

Doç. Dr. şefaaddin YÜKSEL
Makina Mühendisliği AD, Gazi Üniversitesi

Tarih: 13/02/2009

Bu tez ile G.. Fen Bilimleri Enstitüsü Yönetim Kurulu Doktora derecesini
onamıştır.

Prof. Dr. Nail ÜNSAL
Fen Bilimleri Enstitüsü Müdürü

TEZ BİLDİRİMİ

Tez içindeki bütün bilgilerin etik davranış ve akademik kurallar çerçevesinde elde edilerek sunulduğunu, ayrıca tez yazım kurallarına uygun olarak hazırlanan bu çalışmada orijinal olmayan her türlü kaynağa eksiksiz atıf yapıldığını bildiririm.

A. Güray PEHLİVANOĞLU

UÇAKLARDAKİ ESNEMELERİN AKTARIM YÖNLENDİRME PERFORMANSI ÜZERİNDEKİ ETKİLERİ

(Doktora Tezi)

A. Güray PEHLİVANOĞLU

**GAZİ ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ**

Şubat 2009

ÖZET

Uçaktan bırakılan bir mühimmatta bulunan ataletsel navigasyon sisteminin (ANS), mühimmat uçaktan ayrılmadan önce uçağın ANS'si kullanılarak yönlendirilmesine “aktarım yönlendirme (AY)” denmektedir. AY ile hem mühimmatın hız ve yönelim hataları kestirilebilmekte hem de mühimmat ataletsel ölçerlerindeki hatalar kestirilerek ölçer kalibrasyonu yapılabilmektedir. Mühimmat uçak kanadının altında taşınırken oluşan esneme hareketinin AY performansı üzerinde önemli bir etkisi vardır. Bu çalışmanın amacı, uçaklarda uçuş sırasında oluşan esnemelerin belirlenerek AY performansının iyileştirilmesidir. Çalışma kapsamında, ölçüm olarak uçak ve mühimmat arasındaki hızların farkının alındığı hız eşleştirme (HE) ile hızların ve yönelimlerin farkının alındığı hız ve yönelim eşleştirme (HYE) yöntemleri kullanılmakta ve belirtilen ölçümler mühimmat hız, yönelim ve ataletsel ölçer hatalarının durum olarak modellendiği bir Kalman Filtresi'nde (KF) işlenmektedir. Hesaplamalar sırasında gerçek uçuş verilerinin bulunmadığı ve bulunduğu durumlar ele alınmıştır. Buna göre uçağın yatay düzlemde yaptığı farklı irtifa, hız ve sürelerdeki koordineli dönüş ve yana yatma manevralarının türetilmiş veya gerçek verileri kullanılarak, deterministik esnemelerin bilindiği veya bilinmediği varsayılarak gürültü olarak modellendiği durumlar için HE ile HYE sonuçları karşılaştırılmaktadır. Karşılaştırma için KF tarafından hesaplanan hata durumları standart sapma değişimleri kullanılmaktadır.

Bilim Kodu : 914.1.091
Anahtar Kelimeler : Aktarım Yönlendirme, Hız Eşleştirme, Hız ve Yönelim Eşleştirme, Kalman Filtresi
Sayfa Adedi : 187
Tez Yöneticisi : Prof. Dr. Nizami AKTÜRK
Prof. Dr. Yücel ERCAN

**EFFECTS OF AIRCRAFT FLEXURE ON TRANSFER ALIGNMENT
PERFORMANCE**

(Ph.D. Thesis)

A. Güray PEHLİVANOĞLU

**GAZİ UNIVERSITY
INSTITUTE OF SCIENCE AND TECHNOLOGY**

February 2009

ABSTRACT

Transfer alignment (TA) is the alignment of an air-launched weapon inertial navigation system (INS) by using the aircraft INS before the weapon is released. By TA, both velocity and attitude errors can be estimated and sensor calibration can be made by estimating the weapon inertial sensor errors. Flexure, which occurs during the carriage of the weapon under the aircraft wing, has an important effect on the TA performance. The aim of this study is to improve the TA performance by determining the in-flight aircraft flexure. In the content of the study, velocity match (VM) method which uses velocity differences and velocity and attitude match (VAM) method which uses velocity and attitude differences between aircraft and weapon as measurements are used and the indicated measurements are processed in a Kalman Filter (KF) in which weapon velocity, attitude and inertial sensor errors are modeled as states. Cases with and without the real flight data are considered during the calculations. Accordingly, by using the simulated or real data of the coordinated turn and wing rock maneuvers made by the aircraft in the horizontal plane at various altitudes, speeds and with different durations, VM and VAM results are compared for cases which the deterministic flexures are known or modeled as noise by assuming that they are unknown. Standard deviation variations of error states calculated by the KF are used for the comparison.

Science Code : 914.1.091

Key Words : Transfer Alignment, Velocity Match, Velocity and Attitude Match, Kalman Filter

Page Number : 187

**Adviser : Prof. Dr. Nizami AKTÜRK
Prof. Dr. Yücel ERCAN**

TEŞEKKÜR

Bana olan desteğini emekli olduktan sonra da sürdüren ikinci tez danışmanım sayın hocam Prof. Dr. Yücel ERCAN başta olmak üzere, tez izleme toplantılarındaki değerli katkılarından dolayı danışmanım Prof. Dr. Nizami AKTÜRK, Prof. Dr. M. Kemal ÖZGÖREN ve Prof. Dr. Mehmet EROĞLU'na teşekkürlerimi sunarım. Ayrıca TÜBİTAK-SAGE'de tez konusunun belirlenmesini sağlayan Dr. Mutlu D. CÖMERT'e, uçak aeroelastik modelini oluşturan Dr. Erdiç N. YILDIZ'a ve tez süresince sonuçları değerlendirerek çalışmayı yönlendiren Dr. Tolga SÖNMEZ'e teşekkürü bir borç bilirim. Son olarak, bilgisayar programının geliştirilmesi sırasındaki katkılarından dolayı değerli arkadaşım Hakan TİFTİKÇİ'ye ve eşim Yeşim PEHLİVANOĞLU başta olmak üzere hiçbir zaman moral desteğini esirgemeyen aileme teşekkür ederim.

İÇİNDEKİLER

	Sayfa
ÖZET	iv
ABSTRACT	vi
İÇİNDEKİLER.....	ix
ÇİZELGELERİN LİSTESİ	xiii
ŞEKİLLERİN LİSTESİ	xv
SİMGELER VE KISALTMALAR	xxvi
1. GİRİŞ	1
2. KAYNAK ARAŞTIRMASI.....	11
3. TEORİ - AKTARIM YÖNLENDİRME BENZETİM ORTAMI	26
3.1. Referans Eksen Takımları.....	27
3.2. Uçak Yörünge Şekillendirici Modülü	28
3.2.1. Düz uçuş	28
3.2.2. Dikey dönüş	29
3.2.3. Koordineli dönüş	30
3.3. Uçak Yörünge Yaratıcı Modülü.....	31
3.4. Uçak ile Mühimmat Arasındaki Kinematik İlişkiler	36
3.4.1. Hız ilişkisi	37
3.4.2. Yönelim ilişkisi	38
3.4.3. İvme ilişkisi	39
3.4.4. Açısal hız ilişkisi	40
3.4.5. Konum ilişkisi	40
3.5. Esneme/Titreşim Modelleri Modülü	40
3.5.1. Titreşim modeli	42
3.5.2. Esneme modeli	43

Sayfa

3.6. Rijit ve Rijit Olmayan Moment Kolu Etkileri Modülleri	53
3.7. Mühimmat AÖB Hataları Modülü	56
3.8. Mühimmat ANS Çıktıları Modülü	58
3.8.1. Koni algoritması ve yönelim güncelleme	58
3.8.2. Boyna algoritması ve hız güncelleme.....	64
3.8.3. Konum güncelleme.....	69
3.9. Başlatma Hataları Modülü	69
3.10. Uçak ANS Hataları Modülü.....	70
3.11. Moment Kolu Telafisi Modülü	71
3.12. Lineer Hata İlerleme Modelleri.....	71
3.12.1. Yönelim hata ilerlemesi.....	71
3.12.2. Hız hata ilerlemesi.....	73
3.12.3. Konum hata ilerlemesi.....	74
3.13. Ölçüm ve Aktarım Yönlendirme Filtresi Modülleri	75
3.13.1. Aktarım Yönlendirme algoritmalarında kullanılan Kalman Filtre yapısı.....	76
3.13.2. Hız eşleştirme yöntemi için ölçüm modeli	78
3.13.3. Yönelim eşleştirme yöntemi için ölçüm modeli	79
3.13.4. Hız ve yönelim eşleştirme yöntemi için ölçüm modeli	82
3.13.5. Hız eşleştirme yöntemi için Kalman Filtresi sistem ve ölçüm eşitlikleri	82
3.13.6. Hız ve yönelim eşleştirme yöntemi için Kalman Filtresi sistem ve ölçüm eşitlikleri.....	93
4. AKTARIM YÖNLENDİRME UYGULAMALARI.....	96
4.1. Esnemelerin Deterministik Olarak Modellenmesi Durumunda Hız Eşleştirme ile Hız ve Yönelim Eşleştirme için Geliştirilen Kodların Doğrulanması (25000 ft İrtifada, 0,7 Mach Hızda ve Türetilmiş Verinin Kullanıldığı 100 s'lik Koordineli Dönüş Manevrası - Manevra 1)	100

Sayfa

4.1.1. Hız eşleştirme için geliştirilen kodun doğrulanması	109
4.1.2. Hız ve yönelim eşleştirme için geliştirilen kodun doğrulanması	111
4.2. Hız Eşleştirme için Esnemelerin Deterministik veya Gürültü Olarak Modellenmesi Durumlarının Karşılaştırılması (26000 ft İrtifada, 0,9 Mach Hızda ve Gerçek Verinin Kullanıldığı 210 s'lik Koordineli Dönüş Manevrası - Manevra 2)	113
4.2.1. Kalman Filtresi tarafından kestirilen standart sapmaların ve durumların değişimlerinin karşılaştırılması	116
4.2.2. CEP değişimleri.....	125
4.3. Hız ve Yönelim Eşleştirme için Esnemelerin Deterministik veya Gürültü Olarak Modellenmesi Durumlarının Gerçek veya Türetilmiş Veriler Kullanılarak Karşılaştırılması.....	127
4.3.1. Gerçek veri kullanılarak elde edilen sonuçların karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve gerçek verinin kullanıldığı 210 s'lik koordineli dönüş manevrası - Manevra 2).....	127
4.3.2. Türetilmiş veri kullanılarak elde edilen sonuçların karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve türetilmiş verinin kullanıldığı 23 s'lik yana yatma manevrası - Manevra 3).....	136
4.3.3. Türetilmiş veri kullanılarak elde edilen sonuçların karşılaştırılması (5000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve türetilmiş verinin kullanıldığı 23 s'lik yana yatma manevrası - Manevra 4).....	143
4.4. Esnemelerin Deterministik Olarak Modellenmesi Durumunda Hız Eşleştirme ile Hız ve Yönelim Eşleştirmenin Gerçek veya Türetilmiş Veriler Kullanılarak Karşılaştırılması.....	149
4.4.1. Gerçek veri kullanılarak elde edilen sonuçların karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve gerçek verinin kullanıldığı 210 s'lik koordineli dönüş manevrası - Manevra 2).....	150
4.4.2. Türetilmiş veri kullanılarak elde edilen sonuçların karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve türetilmiş verinin kullanıldığı 23 s'lik yana yatma manevrası - Manevra 3).....	159
4.4.3. Türetilmiş veri kullanılarak elde edilen sonuçların karşılaştırılması (5000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve türetilmiş verinin kullanıldığı 23 s'lik yana yatma manevrası - Manevra 4).....	163

Sayfa

5. SONUÇ	168
5.1. Genel Sonuçlar	168
5.1.1. Analiz 1 sonuçları.....	170
5.1.2. Analiz 2 sonuçları.....	171
5.1.3. Analiz 3 sonuçları.....	174
5.1.4. Analiz 4 sonuçları.....	177
5.2. Yöntemin Gerçek Zaman Uygulamalarında Kullanılabilirliği	178
5.3. Gelecek Çalışmalar için Öneriler	179
KAYNAKLAR.....	182

ÇİZELGELERİN LİSTESİ

Çizelge	Sayfa
Çizelge 3.1. Harmonik yükleme için cevap büyüklüğü, faz kayması ve cevap hatası	46
Çizelge 3.2. AÖB hataları.....	57
Çizelge 3.3. Uçak tarafından sağlanan nominal moment kolundaki hatalar	70
Çizelge 3.4. Uçak ANS hatalarının standart sapmaları	71
Çizelge 4.1. Titreşim gürültüsü standart sapma değerleri, 1 σ (25000 ft irtifada, 0,7 Mach hızda ve türetilmiş verinin kullanıldığı 100 s'lik koordineli dönüş manevrası)	105
Çizelge 4.2. HE için esnemelerin deterministik (D) veya gürültü (G) olarak modellenmesi durumlarında CEP değerleri (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve gerçek verinin kullanıldığı 210 s'lik koordineli dönüş manevrası)	127
Çizelge 4.3. HYE için esnemelerin deterministik (D) veya gürültü (G) olarak modellenmesi durumlarında KF tarafından kestirilen SS son değerleri arasındaki yüzde farkların karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve gerçek verinin kullanıldığı 210 s'lik koordineli dönüş manevrası)	134
Çizelge 4.4. HYE için esnemelerin deterministik (D) veya gürültü (G) olarak modellenmesi durumlarında CEP değerlerinin karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve gerçek verinin kullanıldığı 210 s'lik koordineli dönüş manevrası)	136
Çizelge 4.5. HYE için esnemelerin deterministik (D) veya gürültü (G) olarak modellenmesi durumlarında KF tarafından kestirilen SS son değerleri arasındaki yüzde farkların karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve türetilmiş verinin kullanıldığı 23 s'lik yana yatma manevrası)	141
Çizelge 4.6. HYE için esnemelerin deterministik (D) veya gürültü (G) olarak modellenmesi durumlarında CEP değerlerinin karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve türetilmiş verinin kullanıldığı 23 s'lik yana yatma manevrası).....	142
Çizelge 4.7. HYE için esnemelerin deterministik (D) veya gürültü (G) olarak modellenmesi durumlarında KF tarafından kestirilen SS son değerleri arasındaki yüzde farkların karşılaştırılması (5000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve türetilmiş verinin kullanıldığı 23 s'lik yana yatma manevrası)	147

Çizelge	Sayfa
Çizelge 4.8. HYE için esnemelerin deterministik (D) veya gürültü (G) olarak modellenmesi durumlarında CEP değerlerinin karşılaştırılması (5000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve türetilmiş verinin kullanıldığı 23 s'lik yana yatma manevrası).....	148
Çizelge 4.9. HE ve HYE için esnemelerin deterministik olarak modellenmesi durumunda KF tarafından kestirilen SS son değerleri arasındaki yüzde farkların karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve gerçek verinin kullanıldığı 210 s'lik koordineli dönüş manevrası)	157
Çizelge 4.10. HE ve HYE için esnemelerin deterministik olarak modellenmesi durumunda CEP değerlerinin karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve gerçek verinin kullanıldığı 210 s'lik koordineli dönüş manevrası)	158
Çizelge 4.11. HE ve HYE için esnemelerin deterministik olarak modellenmesi durumunda KF tarafından kestirilen SS son değerleri arasındaki yüzde farkların karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve türetilmiş verinin kullanıldığı 23 s'lik yana yatma manevrası).....	161
Çizelge 4.12. HE ve HYE için esnemelerin deterministik olarak modellenmesi durumunda CEP değerlerinin karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve türetilmiş verinin kullanıldığı 23 s'lik yana yatma manevrası)	162
Çizelge 4.13. HE ve HYE için esnemelerin deterministik olarak modellenmesi durumunda KF tarafından kestirilen SS son değerleri arasındaki yüzde farkların karşılaştırılması (5000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve türetilmiş verinin kullanıldığı 23 s'lik yana yatma manevrası).....	166
Çizelge 4.14. HE ve HYE için esnemelerin deterministik olarak modellenmesi durumunda CEP değerlerinin karşılaştırılması (5000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve türetilmiş verinin kullanıldığı 23 s'lik yana yatma manevrası)	167
Çizelge 5.1. CEP değerleri için özet tablosu.....	169
Çizelge 5.2. Analizler için özet tablosu	169
Çizelge 5.3. Çözümlmelerde kullanılan bilgisayar konfigürasyonu.....	179
Çizelge 5.4. Gerçek uçuş verilerinin kullanıldığı 210 s'lik koordineli dönüş manevrası için esnemelerin deterministik veya gürültü olarak modellenmesi durumlarında HE ve HYE için çözüm süreleri	179

ŞEKİLLERİN LİSTESİ

Şekil	Sayfa
Şekil 1.1. Bir anlık AY	4
Şekil 1.2. Ataletsel ölçüm eşleştirme ile AY	5
Şekil 3.1. AY benzetim ortamı	26
Şekil 3.2. Referans eksen takımları	27
Şekil 3.3. Gövde eksen takımı	28
Şekil 3.4. Bağlı esneme/titreşim hareketi	42
Şekil 3.5. Ani basamak ve eğimli yüklemeler için girdi-cevap ilişkisi	44
Şekil 3.6. Harmonik yükleme için girdi-cevap ilişkisi	45
Şekil 3.7. Uçak üzerine etkiyen temel kuvvetler	48
Şekil 3.8. Koni algoritmasında kullanılan açı artışları	63
Şekil 3.9. Boyna algoritmasında kullanılan hız artışları	67
Şekil 3.10. KF yapısı	77
Şekil 4.1. Uçak Euler açıları (25000 ft irtifada, 0,7 Mach hızda ve türetilmiş verinin kullanıldığı 100 s'lik koordineli dönüş manevrası)	101
Şekil 4.2. Uçak enlemi ve boylamı (25000 ft irtifada, 0,7 Mach hızda ve türetilmiş verinin kullanıldığı 100 s'lik koordineli dönüş manevrası)	102
Şekil 4.3. Uçak yüksekliği (25000 ft irtifada, 0,7 Mach hızda ve türetilmiş verinin kullanıldığı 100 s'lik koordineli dönüş manevrası)	102
Şekil 4.4. Uçak hızı, navigasyon eksen takımında (25000 ft irtifada, 0,7 Mach hızda ve türetilmiş verinin kullanıldığı 100 s'lik koordineli dönüş manevrası)	103
Şekil 4.5. Uçak açısal hızı, uçak gövde eksen takımında (25000 ft irtifada, 0,7 Mach hızda ve türetilmiş verinin kullanıldığı 100 s'lik koordineli dönüş manevrası)	103
Şekil 4.6. Uçak ivmesi, uçak gövde eksen takımında (25000 ft irtifada, 0,7 Mach hızda ve türetilmiş verinin kullanıldığı 100 s'lik koordineli dönüş manevrası)	104

Şekil	Sayfa
Şekil 4.7. Esneme değişimi, konum (25000 ft irtifada, 0,7 Mach hızda ve türetilmiş verinin kullanıldığı 100 s'lik koordineli dönüş manevrası).....	106
Şekil 4.8. Esneme değişimi, yönelim (25000 ft irtifada, 0,7 Mach hızda ve türetilmiş verinin kullanıldığı 100 s'lik koordineli dönüş manevrası) ..	106
Şekil 4.9. Hatalı mühimmat hızı, navigasyon eksen takımında (25000 ft irtifada, 0,7 Mach hızda ve türetilmiş verinin kullanıldığı 100 s'lik koordineli dönüş manevrası)	107
Şekil 4.10. HE için esnemelerin deterministik olarak modellenmesi durumunda KF tarafından kestirilen ve gerçek (R) mühimmat hız hataları SS'lerinin karşılaştırılması (25000 ft irtifada, 0,7 Mach hızda ve türetilmiş verinin kullanıldığı 100 s'lik koordineli dönüş manevrası).....	109
Şekil 4.11. HE için esnemelerin deterministik olarak modellenmesi durumunda KF tarafından kestirilen ve gerçek (R) mühimmat yönelim hataları SS'lerinin karşılaştırılması (25000 ft irtifada, 0,7 Mach hızda ve türetilmiş verinin kullanıldığı 100 s'lik koordineli dönüş manevrası).....	109
Şekil 4.12. HE için esnemelerin deterministik olarak modellenmesi durumunda KF tarafından kestirilen ve gerçek (R) ivmeölçer kayma tekrarlanabilirliği hataları SS'lerinin karşılaştırılması (25000 ft irtifada, 0,7 Mach hızda ve türetilmiş verinin kullanıldığı 100 s'lik koordineli dönüş manevrası) ..	110
Şekil 4.13. HE için esnemelerin deterministik olarak modellenmesi durumunda KF tarafından kestirilen ve gerçek (R) dönüölçer kayma tekrarlanabilirliği hataları SS'lerinin karşılaştırılması (25000 ft irtifada, 0,7 Mach hızda ve türetilmiş verinin kullanıldığı 100 s'lik koordineli dönüş manevrası) ..	110
Şekil 4.14. HYE için esnemelerin deterministik olarak modellenmesi durumunda KF tarafından kestirilen ve gerçek (R) mühimmat hız hataları SS'lerinin karşılaştırılması (25000 ft irtifada, 0,7 Mach hızda ve türetilmiş verinin kullanıldığı 100 s'lik koordineli dönüş manevrası).....	111
Şekil 4.15. HYE için esnemelerin deterministik olarak modellenmesi durumunda KF tarafından kestirilen ve gerçek (R) mühimmat yönelim hataları SS'lerinin karşılaştırılması (25000 ft irtifada, 0,7 Mach hızda ve türetilmiş verinin kullanıldığı 100 s'lik koordineli dönüş manevrası).....	111
Şekil 4.16. HYE için esnemelerin deterministik olarak modellenmesi durumunda KF tarafından kestirilen ve gerçek (R) ivmeölçer kayma tekrarlanabilirliği hataları SS'lerinin karşılaştırılması (25000 ft irtifada, 0,7 Mach hızda ve türetilmiş verinin kullanıldığı 100 s'lik koordineli dönüş manevrası) ..	112

Şekil	Sayfa
Şekil 4.17. HYE için esnemelerin deterministik olarak modellenmesi durumunda KF tarafından kestirilen ve gerçek (R) dönüölçer kayma tekrarlanabilirliği hataları SS'lerinin karşılaştırılması (25000 ft irtifada, 0,7 Mach hızda ve türetilmiş verinin kullanıldığı 100 s'lik koordineli dönüş manevrası) ..	112
Şekil 4.18. Gerçek uçuş verisi ile AY	113
Şekil 4.19. Uçak yatış açısı (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve gerçek verinin kullanıldığı 210 s'lik koordineli dönüş manevrası).....	114
Şekil 4.20. Esneme değişimi, konum (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve gerçek verinin kullanıldığı 210 s'lik koordineli dönüş manevrası).....	115
Şekil 4.21. 40-50 s arasında düşey yöndeki esneme değişimi detayı, konum (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve gerçek verinin kullanıldığı 210 s'lik koordineli dönüş manevrası).....	115
Şekil 4.22. Esneme değişimi, yönelim (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve gerçek verinin kullanıldığı 210 s'lik koordineli dönüş manevrası).....	116
Şekil 4.23. HE için esnemelerin deterministik (D) veya gürültü (G) olarak modellenmesi durumlarında KF tarafından kestirilen mühimmat kuzey hız hataları ve SS'lerinin karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve gerçek verinin kullanıldığı 210 s'lik koordineli dönüş manevrası).....	117
Şekil 4.24. HE için esnemelerin deterministik (D) veya gürültü (G) olarak modellenmesi durumlarında KF tarafından kestirilen mühimmat doğu hız hataları ve SS'lerinin karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve gerçek verinin kullanıldığı 210 s'lik koordineli dönüş manevrası) ..	117
Şekil 4.25. HE için esnemelerin deterministik (D) veya gürültü (G) olarak modellenmesi durumlarında KF tarafından kestirilen mühimmat aşağı hız hataları ve SS'lerinin karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve gerçek verinin kullanıldığı 210 s'lik koordineli dönüş manevrası) ..	118
Şekil 4.26. HE için esnemelerin deterministik (D) veya gürültü (G) olarak modellenmesi durumlarında KF tarafından kestirilen mühimmat δas yönelim hataları ve SS'lerinin karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve gerçek verinin kullanıldığı 210 s'lik koordineli dönüş manevrası).....	118
Şekil 4.27. HE için esnemelerin deterministik (D) veya gürültü (G) olarak modellenmesi durumlarında KF tarafından kestirilen mühimmat δβs yönelim hataları ve SS'lerinin karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve gerçek verinin kullanıldığı 210 s'lik koordineli dönüş manevrası).....	119

Şekil	Sayfa
Şekil 4.28. HE için esnemelerin deterministik (D) veya gürültü (G) olarak modellenmesi durumlarında KF tarafından kestirilen mühimmat δy_s yönelim hataları ve SS'lerinin karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve gerçek verinin kullanıldığı 210 s'lik koordineli dönüş manevrası).....	119
Şekil 4.29. HE için esnemelerin deterministik (D) veya gürültü (G) olarak modellenmesi durumlarında KF tarafından kestirilen x ivmeölçer kayma tekrarlanabilirliği hataları ve SS'lerinin karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve gerçek verinin kullanıldığı 210 s'lik koordineli dönüş manevrası).....	120
Şekil 4.30. HE için esnemelerin deterministik (D) veya gürültü (G) olarak modellenmesi durumlarında KF tarafından kestirilen y ivmeölçer kayma tekrarlanabilirliği hataları ve SS'lerinin karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve gerçek verinin kullanıldığı 210 s'lik koordineli dönüş manevrası).....	120
Şekil 4.31. HE için esnemelerin deterministik (D) veya gürültü (G) olarak modellenmesi durumlarında KF tarafından kestirilen z ivmeölçer kayma tekrarlanabilirliği hataları ve SS'lerinin karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve gerçek verinin kullanıldığı 210 s'lik koordineli dönüş manevrası).....	121
Şekil 4.32. HE için esnemelerin deterministik (D) veya gürültü (G) olarak modellenmesi durumlarında KF tarafından kestirilen x dönüşölçer kayma tekrarlanabilirliği hataları ve SS'lerinin karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve gerçek verinin kullanıldığı 210 s'lik koordineli dönüş manevrası).....	121
Şekil 4.33. HE için esnemelerin deterministik (D) veya gürültü (G) olarak modellenmesi durumlarında KF tarafından kestirilen y dönüşölçer kayma tekrarlanabilirliği hataları ve SS'lerinin karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve gerçek verinin kullanıldığı 210 s'lik koordineli dönüş manevrası).....	122
Şekil 4.34. HE için esnemelerin deterministik (D) veya gürültü (G) olarak modellenmesi durumlarında KF tarafından kestirilen z dönüşölçer kayma tekrarlanabilirliği hataları ve SS'lerinin karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve gerçek verinin kullanıldığı 210 s'lik koordineli dönüş manevrası).....	122
Şekil 4.35. Uçak ve mühimmat hız farkı (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve gerçek verinin kullanıldığı 210 s'lik koordineli dönüş manevrası).....	125

Şekil	Sayfa
Şekil 4.36. Uçak hız detayı (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve gerçek verinin kullanıldığı 210 s'lik koordineli dönüş manevrası).....	125
Şekil 4.37. HE için esnemelerin deterministik (D) veya gürültü (G) olarak modellenmesi durumlarında CEP değişimleri (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve gerçek verinin kullanıldığı 210 s'lik koordineli dönüş manevrası).....	126
Şekil 4.38. HYE için esnemelerin deterministik (D) veya gürültü (G) olarak modellenmesi durumlarında KF tarafından kestirilen mühimmat kuzey hız hataları ve SS'lerinin karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve gerçek verinin kullanıldığı 210 s'lik koordineli dönüş manevrası).....	128
Şekil 4.39. HYE için esnemelerin deterministik (D) veya gürültü (G) olarak modellenmesi durumlarında KF tarafından kestirilen mühimmat doğu hız hataları ve SS'lerinin karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve gerçek verinin kullanıldığı 210 s'lik koordineli dönüş manevrası) ..	128
Şekil 4.40. HYE için esnemelerin deterministik (D) veya gürültü (G) olarak modellenmesi durumlarında KF tarafından kestirilen mühimmat aşağı hız hataları ve SS'lerinin karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve gerçek verinin kullanıldığı 210 s'lik koordineli dönüş manevrası) ..	129
Şekil 4.41. HYE için esnemelerin deterministik (D) veya gürültü (G) olarak modellenmesi durumlarında KF tarafından kestirilen mühimmat $\delta\alpha$ yönelim hataları ve SS'lerinin karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve gerçek verinin kullanıldığı 210 s'lik koordineli dönüş manevrası).....	129
Şekil 4.42. HYE için esnemelerin deterministik (D) veya gürültü (G) olarak modellenmesi durumlarında KF tarafından kestirilen mühimmat $\delta\beta$ yönelim hataları ve SS'lerinin karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve gerçek verinin kullanıldığı 210 s'lik koordineli dönüş manevrası).....	130
Şekil 4.43. HYE için esnemelerin deterministik (D) veya gürültü (G) olarak modellenmesi durumlarında KF tarafından kestirilen mühimmat $\delta\gamma$ yönelim hataları ve SS'lerinin karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve gerçek verinin kullanıldığı 210 s'lik koordineli dönüş manevrası).....	130

Şekil	Sayfa
Şekil 4.44. HYE için esnemelerin deterministik (D) veya gürültü (G) olarak modellenmesi durumlarında KF tarafından kestirilen mühimmat δy_s yönelim hataları ve SS'lerinin detaylı karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve gerçek verinin kullanıldığı 210 s'lik koordineli dönüş manevrası).....	131
Şekil 4.45. HYE için esnemelerin deterministik (D) veya gürültü (G) olarak modellenmesi durumlarında KF tarafından kestirilen x ivmeölçer kayma tekrarlanabilirliği hataları ve SS'lerinin karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve gerçek verinin kullanıldığı 210 s'lik koordineli dönüş manevrası).....	131
Şekil 4.46. HYE için esnemelerin deterministik (D) veya gürültü (G) olarak modellenmesi durumlarında KF tarafından kestirilen y ivmeölçer kayma tekrarlanabilirliği hataları ve SS'lerinin karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve gerçek verinin kullanıldığı 210 s'lik koordineli dönüş manevrası).....	132
Şekil 4.47. HYE için esnemelerin deterministik (D) veya gürültü (G) olarak modellenmesi durumlarında KF tarafından kestirilen z ivmeölçer kayma tekrarlanabilirliği hataları ve SS'lerinin karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve gerçek verinin kullanıldığı 210 s'lik koordineli dönüş manevrası).....	132
Şekil 4.48. HYE için esnemelerin deterministik (D) veya gürültü (G) olarak modellenmesi durumlarında KF tarafından kestirilen x dönüölçer kayma tekrarlanabilirliği hataları ve SS'lerinin karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve gerçek verinin kullanıldığı 210 s'lik koordineli dönüş manevrası).....	133
Şekil 4.49. HYE için esnemelerin deterministik (D) veya gürültü (G) olarak modellenmesi durumlarında KF tarafından kestirilen y dönüölçer kayma tekrarlanabilirliği hataları ve SS'lerinin karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve gerçek verinin kullanıldığı 210 s'lik koordineli dönüş manevrası).....	133
Şekil 4.50. HYE için esnemelerin deterministik (D) veya gürültü (G) olarak modellenmesi durumlarında KF tarafından kestirilen z dönüölçer kayma tekrarlanabilirliği hataları ve SS'lerinin karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve gerçek verinin kullanıldığı 210 s'lik koordineli dönüş manevrası).....	134
Şekil 4.51. HYE için esnemelerin deterministik (D) veya gürültü (G) olarak modellenmesi durumlarında CEP değişimlerinin karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve gerçek verinin kullanıldığı 210 s'lik koordineli dönüş manevrası).....	135

Şekil	Sayfa
Şekil 4.52. Uçak yatış açısı (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve türetilmiş verinin kullanıldığı 23 s'lik yana yatma manevrası)	137
Şekil 4.53. Esneme değişimi, konum (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve türetilmiş verinin kullanıldığı 23 s'lik yana yatma manevrası)	137
Şekil 4.54. Esneme değişimi, yönelim (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve türetilmiş verinin kullanıldığı 23 s'lik yana yatma manevrası)	138
Şekil 4.55. HYE için esnemelerin deterministik (D) veya gürültü (G) olarak modellenmesi durumlarında KF tarafından kestirilen mühimmat hız hataları SS'lerinin karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve türetilmiş verinin kullanıldığı 23 s'lik yana yatma manevrası)	139
Şekil 4.56. HYE için esnemelerin deterministik (D) veya gürültü (G) olarak modellenmesi durumlarında KF tarafından kestirilen mühimmat yönelim hataları SS'lerinin karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve türetilmiş verinin kullanıldığı 23 s'lik yana yatma manevrası)	139
Şekil 4.57. HYE için esnemelerin deterministik (D) veya gürültü (G) olarak modellenmesi durumlarında KF tarafından kestirilen ivmeölçer kayma tekrarlanabilirliği hataları SS'lerinin karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve türetilmiş verinin kullanıldığı 23 s'lik yana yatma manevrası)	140
Şekil 4.58. HYE için esnemelerin deterministik (D) veya gürültü (G) olarak modellenmesi durumlarında KF tarafından kestirilen dönüölçer kayma tekrarlanabilirliği hataları SS'lerinin karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve türetilmiş verinin kullanıldığı 23 s'lik yana yatma manevrası)	140
Şekil 4.59. HYE için esnemelerin deterministik (D) veya gürültü (G) olarak modellenmesi durumlarında CEP değişimlerinin karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve türetilmiş verinin kullanıldığı 23 s'lik yana yatma manevrası)	142
Şekil 4.60. Esneme değişimi, konum (5000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve türetilmiş verinin kullanıldığı 23 s'lik yana yatma manevrası)	144
Şekil 4.61. Esneme değişimi, yönelim (5000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve türetilmiş verinin kullanıldığı 23 s'lik yana yatma manevrası)	144
Şekil 4.62. HYE için esnemelerin deterministik (D) veya gürültü (G) olarak modellenmesi durumlarında KF tarafından kestirilen mühimmat hız hataları SS'lerinin karşılaştırılması (5000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve türetilmiş verinin kullanıldığı 23 s'lik yana yatma manevrası)	145

Şekil	Sayfa
Şekil 4.63. HYE için esnemelerin deterministik (D) veya gürültü (G) olarak modellenmesi durumlarında KF tarafından kestirilen mühimmat yönelim hataları SS'lerinin karşılaştırılması (5000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve türetilmiş verinin kullanıldığı 23 s'lik yana yatma manevrası)	146
Şekil 4.64. HYE için esnemelerin deterministik (D) veya gürültü (G) olarak modellenmesi durumlarında KF tarafından kestirilen ivmeölçer kayma tekrarlanabilirliği hataları SS'lerinin karşılaştırılması (5000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve türetilmiş verinin kullanıldığı 23 s'lik yana yatma manevrası).....	146
Şekil 4.65. HYE için esnemelerin deterministik (D) veya gürültü (G) olarak modellenmesi durumlarında KF tarafından kestirilen dönüölçer kayma tekrarlanabilirliği hataları SS'lerinin karşılaştırılması (5000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve türetilmiş verinin kullanıldığı 23 s'lik yana yatma manevrası).....	147
Şekil 4.66. HYE için esnemelerin deterministik (D) veya gürültü (G) olarak modellenmesi durumlarında CEP değişimlerinin karşılaştırılması (5000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve türetilmiş verinin kullanıldığı 23 s'lik yana yatma manevrası).....	148
Şekil 4.67. HE ve HYE için esnemelerin deterministik olarak modellenmesi durumunda KF tarafından kestirilen mühimmat kuzey hız hataları ve SS'lerinin karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve gerçek verinin kullanıldığı 210 s'lik koordineli dönüş manevrası).....	150
Şekil 4.68. HE ve HYE için esnemelerin deterministik olarak modellenmesi durumunda KF tarafından kestirilen mühimmat doğu hız hataları ve SS'lerinin karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve gerçek verinin kullanıldığı 210 s'lik koordineli dönüş manevrası).....	151
Şekil 4.69. HE ve HYE için esnemelerin deterministik olarak modellenmesi durumunda KF tarafından kestirilen mühimmat aşağı hız hataları ve SS'lerinin karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve gerçek verinin kullanıldığı 210 s'lik koordineli dönüş manevrası).....	151
Şekil 4.70. HE ve HYE için esnemelerin deterministik olarak modellenmesi durumunda KF tarafından kestirilen mühimmat δαs yönelim hataları ve SS'lerinin karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve gerçek verinin kullanıldığı 210 s'lik koordineli dönüş manevrası).....	152
Şekil 4.71. HE ve HYE için esnemelerin deterministik olarak modellenmesi durumunda KF tarafından kestirilen mühimmat δβs yönelim hataları ve SS'lerinin karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve gerçek verinin kullanıldığı 210 s'lik koordineli dönüş manevrası).....	152

Şekil	Sayfa
Şekil 4.72. HE ve HYE için esnemelerin deterministik olarak modellenmesi durumunda KF tarafından kestirilen mühimmat δy s yönelim hataları ve SS'lerinin karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve gerçek verinin kullanıldığı 210 s'lik koordineli dönüş manevrası).....	153
Şekil 4.73. HE ve HYE için esnemelerin deterministik olarak modellenmesi durumunda KF tarafından kestirilen mühimmat δy s yönelim hataları ve SS'lerinin detaylı karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve gerçek verinin kullanıldığı 210 s'lik koordineli dönüş manevrası).....	153
Şekil 4.74. HE ve HYE için esnemelerin deterministik olarak modellenmesi durumunda KF tarafından kestirilen x ivmeölçer kayma tekrarlanabilirliği hataları ve SS'lerinin karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve gerçek verinin kullanıldığı 210 s'lik koordineli dönüş manevrası) ..	154
Şekil 4.75. HE ve HYE için esnemelerin deterministik olarak modellenmesi durumunda KF tarafından kestirilen y ivmeölçer kayma tekrarlanabilirliği hataları ve SS'lerinin karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve gerçek verinin kullanıldığı 210 s'lik koordineli dönüş manevrası) ..	154
Şekil 4.76. HE ve HYE için esnemelerin deterministik olarak modellenmesi durumunda KF tarafından kestirilen z ivmeölçer kayma tekrarlanabilirliği hataları ve SS'lerinin karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve gerçek verinin kullanıldığı 210 s'lik koordineli dönüş manevrası) ..	155
Şekil 4.77. HE ve HYE için esnemelerin deterministik olarak modellenmesi durumunda KF tarafından kestirilen x dönüölçer kayma tekrarlanabilirliği hataları ve SS'lerinin karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve gerçek verinin kullanıldığı 210 s'lik koordineli dönüş manevrası) ..	155
Şekil 4.78. HE ve HYE için esnemelerin deterministik olarak modellenmesi durumunda KF tarafından kestirilen y dönüölçer kayma tekrarlanabilirliği hataları ve SS'lerinin karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve gerçek verinin kullanıldığı 210 s'lik koordineli dönüş manevrası) ..	156
Şekil 4.79. HE ve HYE için esnemelerin deterministik olarak modellenmesi durumunda KF tarafından kestirilen z dönüölçer kayma tekrarlanabilirliği hataları ve SS'lerinin karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve gerçek verinin kullanıldığı 210 s'lik koordineli dönüş manevrası) ..	156
Şekil 4.80. HE ve HYE için esnemelerin deterministik olarak modellenmesi durumunda CEP değişimlerinin karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve gerçek verinin kullanıldığı 210 s'lik koordineli dönüş manevrası)	158

Şekil	Sayfa
Şekil 4.81. HE ve HYE için esnemelerin deterministik olarak modellenmesi durumunda KF tarafından kestirilen mühimmat hız hataları SS'lerinin karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve türetilmiş verinin kullanıldığı 23 s'lik yana yatma manevrası)	159
Şekil 4.82. HE ve HYE için esnemelerin deterministik olarak modellenmesi durumunda KF tarafından kestirilen mühimmat yönelim hataları SS'lerinin karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve türetilmiş verinin kullanıldığı 23 s'lik yana yatma manevrası)	160
Şekil 4.83. HE ve HYE için esnemelerin deterministik olarak modellenmesi durumunda KF tarafından kestirilen ivmeölçer kayma tekrarlanabilirliği hataları SS'lerinin karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve türetilmiş verinin kullanıldığı 23 s'lik yana yatma manevrası)	160
Şekil 4.84. HE ve HYE için esnemelerin deterministik olarak modellenmesi durumunda KF tarafından kestirilen dönüölçer kayma tekrarlanabilirliği hataları SS'lerinin karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve türetilmiş verinin kullanıldığı 23 s'lik yana yatma manevrası)	161
Şekil 4.85. HE ve HYE için esnemelerin deterministik olarak modellenmesi durumunda CEP değişimlerinin karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve türetilmiş verinin kullanıldığı 23 s'lik yana yatma manevrası)	162
Şekil 4.86. HE ve HYE için esnemelerin deterministik olarak modellenmesi durumunda KF tarafından kestirilen mühimmat hız hataları SS'lerinin karşılaştırılması (5000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve türetilmiş verinin kullanıldığı 23 s'lik yana yatma manevrası)	164
Şekil 4.87. HE ve HYE için esnemelerin deterministik olarak modellenmesi durumunda KF tarafından kestirilen mühimmat yönelim hataları SS'lerinin karşılaştırılması (5000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve türetilmiş verinin kullanıldığı 23 s'lik yana yatma manevrası)	164
Şekil 4.88. HE ve HYE için esnemelerin deterministik olarak modellenmesi durumunda KF tarafından kestirilen ivmeölçer kayma tekrarlanabilirliği hataları SS'lerinin karşılaştırılması (5000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve türetilmiş verinin kullanıldığı 23 s'lik yana yatma manevrası)	165
Şekil 4.89. HE ve HYE için esnemelerin deterministik olarak modellenmesi durumunda KF tarafından kestirilen dönüölçer kayma tekrarlanabilirliği hataları SS'lerinin karşılaştırılması (5000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve türetilmiş verinin kullanıldığı 23 s'lik yana yatma manevrası)	165

Şekil	Sayfa
Şekil 4.90. HE ve HYE için esnemelerin deterministik olarak modellenmesi durumunda CEP değişimlerinin karşılaştırılması (5000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve türetilmiş verinin kullanıldığı 23 s'lik yana yatma manevrası)	167
Şekil 5.1. AY yapılmaması durumundaki CEP değişimi	174
Şekil 5.2. F-16 uçağı için FDMS uygulaması.....	180
Şekil 5.3. F/A-18 uçağı için FDMS uygulaması.....	181

SİMGELER VE KISALTMALAR

Bu çalışmada kullanılmış bazı simgeler ve kısaltmalar, açıklamaları ile birlikte aşağıda sunulmuştur.

Simgeler	Açıklama
$\tilde{a}$	Hatalı ivmeölçer çıktısı, m/s^2
a^b	Gövde koordinatlarında ifade edilen özgül kuvvet, m/s^2
a_e	Açısal esneklik etki katsayıları, rad/N
a_g	Dünya birincil eksen uzunluğu, 6378137 m
a_n	Uçak dikey ve koordineli dönüş manevraları sırasında oluşan merkezci ivme, m/s^2
a_r	Doğrusal esneklik etki katsayıları, m/N
a_x^y	x 'in m veya s 'den herhangi biri, y 'nin ise m , s veya i 'den herhangi biri olabilmesi şartıyla, x sisteminin ataletsel eksen takımına göre y eksen takımında tanımlanan ivmesi, m/s^2
A	Eksenel uçak ivmesi, m/s^2
b	Alt ve/veya üst indis olarak kullanıldığında gövde eksen takımı
B	Gövde eksen takımından navigasyon eksen takımına dönüşümdeki hatayı ifade eden doğrultu kosinüs matrisi
$C(t_n, t)$	t anındaki yönelimden t_n anındaki yönetime dönüşümü sağlayan doğrultu kosinüs matrisi
C_x^y	x ve y 'nin i , e , n veya b 'den herhangi biri olabilmesi şartıyla, x eksen takımından y eksen takımına dönüşümü sağlayan doğrultu kosinüs matrisi. b yerine uçak veya mühimmat gövde eksen takımlarını ifade etmek için sırasıyla m veya s yazılabilir.
e	Alt ve/veya üst indis olarak kullanıldığında dünya eksen takımı
e	Uçak ve mühimmat gövde eksen takımları arasındaki yönelim vektörü, rad
e_{dyn}	e 'nin dinamik yani zamanla değişen bileşeni, m

Simgeler	Açıklama
e_{dyn}^{flex}	e_{dyn} 'nin düşük frekanslı yüksek genlikli esneme hareketinden kaynaklanan bileşeni, rad
e_{dyn}^{vib}	e_{dyn} 'nin yüksek frekanslı düşük genlikli titreşim hareketinden kaynaklanan bileşeni, rad
e_g	Dünya birincil dışmerkezliliği, $8,1819190842622 \times 10^{-2}$
e_{stat}	e 'nin statik yani sabit bileşeni, rad
e^x	x eksen takımında tanımlanan uçak ve mühimmat gövde eksen takımları arasındaki yönelim vektörü, m
f	Özgül kuvvet, m/s^2
f^b	Gövde koordinatlarında ifade edilen özgül kuvvet, m/s^2
f^z	Uçak üzerine düşey yönde etkiyen yayılı kaldırma kuvvetleri, N
f_D	f^n 'nin aşağı yöndeki özgül kuvvet bileşeni, m/s^2
f_E	f^n 'nin doğu yöndeki özgül kuvvet bileşeni, m/s^2
f_g	Dünya elipsoid yassılığı, 1/298,257223563
f^n	Navigasyon koordinatlarında ifade edilen özgül kuvvet, m/s^2
f_N	f^n 'nin kuzey yöndeki özgül kuvvet bileşeni, m/s^2
$F(t)$	Kalman Filtresi sistem matrisi
F_{total}^z	Uçak üzerine düşey yönde etkiyen toplam kaldırma kuvveti, N
g	Yerçekimi ivmesi, m/s^2
g^n	Navigasyon koordinatlarında ifade edilen yerçekimi vektörü, m/s^2
g_l^n	WGS-84 yerçekimi modeline göre hesaplanan ve navigasyon koordinatlarında ifade edilen lokal yerçekimi vektörü, m/s^2
h	Dünya yüzeyinden olan yükseklik, m
$H(t)$	Kalman Filtresi ölçüm matrisi
I	Birim matris
i	Alt ve/veya üst indis olarak kullanıldığında ataletsel eksen takımı
k_e	Açısal katılık etki katsayıları, N/rad
k_g	Teorik yerçekimi sabiti, 0,00193185265241
k_r	Doğrusal katılık etki katsayıları, N/m

Simgeler	Açıklama
k_1, k_2, k_3, k_4	Koni telafi katsayıları
K	Kalman Filtresi kazancı
l	Boylam, rad
L	Enlem, rad
m	Alt ve/veya üst indis olarak kullanıldığında uçak
m	Toplam uçak kütlesi, kg
m_g	Yüksekliğe bağlı yerçekiminin hesaplanmasında kullanılan bir sabit, 0,00344978650684
n	Alt ve/veya üst indis olarak kullanıldığında navigasyon eksen takımı
NED	Navigasyon eksenleri
P	Kalman Filtresi durum kovaryans matrisi
Q	Kalman Filtresi sistem gürültüsü kovaryans matrisi
r_{dyn}	Moment kolunun dinamik yani zamanla değişen bileşeni, m
r_{dyn}^{flex}	r_{dyn} 'nin düşük frekanslı yüksek genlikli esneme hareketinden kaynaklanan bileşeni, m
r_{dyn}^{vib}	r_{dyn} 'nin yüksek frekanslı düşük genlikli titreşim hareketinden kaynaklanan bileşeni, m
r_{stat}	Moment kolunun statik yani sabit bileşeni, m
r^x	x eksen takımında tanımlanan moment kolu vektörü, m
R	Kalman Filtresi ölçüm gürültüsü kovaryans matrisi
R_E	Dünya yanal eğrilik yarıçapı, m
R_N	Dünya meridyen eğrilik yarıçapı, m
R_x^y	x'in m veya s'den herhangi biri olabilmesi şartıyla, x sisteminin y eksen takımında tanımlanan konum vektörü, m
s	Alt ve/veya üst indis olarak kullanıldığında mühimmat
$S(x)$	x herhangi bir vektör olmak üzere, x vektöründen oluşan ters simetrik matris
t	Güncelleme aralığı bitiş zamanı ($t=t_n+\Delta T$), s
t_n	Güncelleme aralığı başlangıç zamanı, s

Simgeler	Açıklama
$u(t_n, t)$	t_n ile t zaman aralığındaki telafi edilmemiş hız artışı, m/s
u_n	n 'inci orta zaman aralığındaki toplam hız artışı ($n=1, 2$), m/s
$u_n(k)$	n 'inci orta zaman aralığının altındaki k 'ıncı alt zaman aralığındaki hız artışı ($n=1, 2; k=1, 2, 3$), m/s
$v(t)$	Kalman Filtresi ölçüm gürültüsü
v_D	v_e^n 'nin aşağı yöndeki hız bileşeni, m/s
v_E	v_e^n 'nin doğu yöndeki hız bileşeni, m/s
v_N	v_e^n 'nin kuzey yöndeki hız bileşeni, m/s
v_t	Toplam uçak hızı, m/s
v_x^y	x ve y 'nin i, e, n veya b 'den herhangi biri olabilmesi şartıyla, bir sistemin x eksen takımına göre y eksen takımında tanımlanan hızı. x yerine m veya s yazıldığında, m veya s 'nin dünyaya göre y eksen takımında tanımlanan hızı, m/s
$w(t)$	Kalman Filtresi sistem gürültüsü
$\dot{x}$	x herhangi bir vektör olmak üzere, x 'in zamana göre birinci türevi (dx/dt)
$\ddot{x}$	x herhangi bir vektör olmak üzere, x 'in zamana göre ikinci türevi (d^2x/dt^2)
x_b, y_b, z_b	Gövde eksenleri
x_e, y_e, z_e	Dünya eksenleri
x_i, y_i, z_i	Ataletsel eksenler
z_{meas}	Kalman Filtresi ölçümü
z_{obs}	Kalman Filtresi gözlemi
$\alpha(t_n, t)$	t_n ile t zaman aralığındaki telafi edilmemiş açı artışı, rad
α_n	n 'inci orta zaman aralığındaki toplam açı artışı ($n=1, 2$), rad
$\alpha_n(k)$	n 'inci orta zaman aralığının altındaki k 'ıncı alt zaman aralığındaki açı artışı ($n=1, 2; k=1, 2, 3$), rad
$\alpha_x, \alpha_y, \alpha_z$	$\alpha(t_n, t)$ 'nın sırasıyla x, y ve z eksenleri yönündeki bileşenleri, rad
δa_{br}	İvmeölçer kayma tekrarlanabilirlik hatası, mg

Simgeler	Açıklama
δa_{rw}	İvmeölçer gelişigüzel yürüme hatası, $\mu g\sqrt{s}$
δa_{sfr}	İvmeölçer orantı katsayısı tekrarlanabilirlik hatası, ppm
δe_{stat}^m	Uçak ve mühimmat gövde eksen takımları arasındaki statik yani sabit yönelim hata vektörü, rad
δg_{dr}	Dönüölçer kayma tekrarlanabilirlik hatası, °/saat
δg_{rw}	Dönüölçer gelişigüzel yürüme hatası, °/saat/ $\sqrt{Hz}$
δg_{sfr}	Dönüölçer orantı katsayısı tekrarlanabilirlik hatası, ppm
δr_{stat}^m	Statik yani sabit moment kolu hatası, m
δv_s^n	Mühimmat hız hatası, m/s
δv_m^n	Uçak hız hatası, m/s
δx	x herhangi bir vektör olmak üzere x'teki hata miktarı ($\delta x = \tilde{x} - x$)
$\delta \alpha, \delta \beta, \delta \gamma$	φ 'nin sırasıyla yalpa, yunuslama ve sapma yönlerindeki bileşenleri, rad
$\delta \alpha_s, \delta \beta_s, \delta \gamma_s$	φ_s 'in sırasıyla yalpa, yunuslama ve sapma yönlerindeki bileşenleri, rad
$\delta a(t_n, t)$	t_n ile t zaman aralığındaki koni telafisi, rad
ΔT	Kalman Filtresi ilerleme periyodu, s
ΔT_a	Alt güncelleme zaman aralığı, 1/600 s
ΔT_o	Orta güncelleme zaman aralığı, 1/200 s
ΔT_u	Üst güncelleme zaman aralığı, 1/100 s
$\Delta v(t_n, t)$	t_n ile t zaman aralığındaki toplam hız artışı, m/s
Δv_{rot}	t_n ile t zaman aralığındaki dönme telafisi, m/s
Δv_{scull}	t_n ile t zaman aralığındaki boyna telafisi, m/s
ϕ, θ, ψ	Uçak gövde ve navigasyon eksen takımları arasındaki dönüşümü tanımlayan Euler açıları (sırasıyla yalpa, yunuslama ve sapma açıları), rad
$\phi(t_n, t)$	t_n ile t zaman aralığındaki telafi edilmiş açı artışı, rad
ϕ_x, ϕ_y, ϕ_z	$\phi(t_n, t)$ 'nin sırasıyla x, y ve z eksenleri yönündeki bileşenleri, rad

Simgeler	Açıklama
Φ	Gövde eksen takımından navigasyon eksen takımına dönüşümdeki yönelim hata vektörü, rad
Φ_m	Uçak gövde eksen takımından navigasyon eksen takımına dönüşümdeki yönelim hata vektörü, rad
$\Phi_{n,m}$	Uçak gövde eksen takımından navigasyon eksen takımına dönüşümü sağlayan doğrultu kosinüs matrisinin, uçak tarafından sağlanan ve mühimmat tarafından hesaplanan değerleri arasındaki yönelim hata vektörü, rad
Φ_s	Mühimmat gövde eksen takımından navigasyon eksen takımına dönüşümdeki yönelim hata vektörü, rad
γ_e	Ekvatordaki teorik yerçekimi, $9,7803253359 \text{ m/s}^2$
γ_g	L enleminde elipsoid üzerindeki teorik yerçekimi, m/s^2
γ_h	Yüksekliğe bağlı yerçekimi, m/s^2
$\sigma_{a,rw}$	Mühimmat ivmeölçer rastgele yürüme hatası standart sapması, $\mu g\sqrt{s}$
$\sigma_{g,rw}$	Mühimmat dönüölçer rastgele yürüme hatası standart sapması, $^{\circ}/\sqrt{\text{saat}}$
σ_{ϕ}	Telafi edilmiş dönü vektörü büyüklüğü, rad
σ_{ω}	Telafi edilmemiş dönü vektörü büyüklüğü, rad
τ	İntegrasyon zaman sabiti
ν	Hız ile hız ve yönelim eşleştirme yöntemleri için ölçüm gürültüsü
$\tilde{\omega}$	Hatalı dönüölçer çıktısı, rad/s
ω_{xy}^z	x, y ve z'nin i, e, n veya b'den herhangi biri olabilmesi şartıyla, y eksen takımının x eksen takımına göre z eksen takımında tanımlanan açısal hızı. b yerine uçak veya mühimmat gövde eksen takımlarını ifade etmek için sırasıyla m veya s yazılabilir, rad/s
Ω	Dünya açısal hızı, $7292115 \times 10^{-11} \text{ rad/s}$
$\sim$	Üzerine yazıldığı değişkenin hatalı değer olduğunu gösteren üst indis

Simgeler	Açıklama
$\wedge$	Üzerine yazıldığı matrisin mühimmat tarafından hesaplanan hatalı doğrultu kosinüs matrisi olduğunu gösteren üst indis

Kısaltmalar	Açıklama
ANS	Ataletsel Navigasyon Sistemi
AÖB	Ataletsel Ölçüm Birimi
AY	Aktarım Yönlendirme
CEP	Muhtemel Dairesel Hata (İng. Circular Error Probable)
D	Deterministik
DKM	Doğrultu Kosinüs Matrisi
G	Gürültü
GTY	Güç Tayf Yoğunluğu
HE	Hız Eşleştirme
HYE	Hız ve Yönelim Eşleştirme
KF	Kalman Filtresi
KHY	Konum, Hız, Yönelim
KKS	Küresel Konumlama Sistemi
MEMS	İng. Micro-Electro-Mechanical Systems
R	Gerçek
SS	Standart Sapma

1. GİRİŞ

Gerçekte temelleri çok eskiye dayanan seyrüsefer veya navigasyon günümüzde karmaşık bir bilim konusu haline gelmiştir. Navigasyon aslında yön bularak bir yerden diğerine gitmekten ibarettir. Bunu sağlamanın ise değişik yöntemleri vardır. Bunlardan birisi ataletsel navigasyondur. Ataletsel navigasyon, dönüölçerler ve ivmeölçerler tarafından sağlanan ölçümler kullanılarak, bunların monte edildiği aracın konumunun belirlenmesidir. Ataletsel navigasyon sistemleri (ANS), monte edildikleri araçtan veya bir dış kaynaktan sinyal gönderilmesine bağımlı olmayan yapılardır. Diğer taraftan ANS açısından, navigasyonun başlangıcındaki taşıyıcı araç konumunun doğru olarak bilinmesi çok önemlidir. Navigasyonun başlamasını takiben ataletsel ölçümler kullanılarak konum değişiklikleri kestirilebilmektedir [1].

Bir ANS'nin gerçekleştirmesi gereken en temel işlevler aşağıda verilmektedir [1]:

- Dönüölçerler kullanılarak taşıyıcı araç açısız hareketinin belirlenmesi,
- İvmeölçerler kullanılarak özgül kuvvetin belirlenmesi (ivmeölçerler yerçekimi ivmesini ölçmemektedir ve yerçekimi ivmesi haricinde ölçülen ivme özgül kuvvet olarak isimlendirilmektedir),
- Dönüölçerler tarafından sağlanan veriden türetilen yönelim bilgisi kullanılarak, özgül kuvvet ölçümlerinin referans eksen takımındaki bileşenlerinin belirlenmesi,
- Uygun bir yerçekimi fonksiyonunun sisteme dahil edilmesi,
- Taşıyıcı araç hızının ve konumunun belirlenmesi için referans eksen takımına dönüştürülen özgül kuvvet bileşenlerinin integralinin alınması.

Bütün ANS'lerin temel çalışma prensipleri benzer olmasına rağmen, uygulamada farklı durumlarla karşılaşılabilir. Ataletsel navigasyon teknolojisinin orijinal uygulamasında kararlılaştırılmış platform (İng. stabilized platform) tekniği kullanılmaktadır. Bu tip sistemlerde, ataletsel ölçerler kararlılaştırılmış bir platforma monte edilerek taşıyıcı aracın açısız hareketinden mekanik olarak arındırılmaktadır. Platform sistemleri halen, özellikle de çok doğru navigasyon bilgisine ihtiyaç duyulduğu durumlarda kullanılmaktadır [1].

Modern sistemlerde, ölçerler taşıyıcı araç gövdesine rijit bir şekilde bağlanarak platform sistemlerinin mekanik karmaşıklığı giderilmiştir. Platform sistemleri ile karşılaştırıldığında bu yaklaşımın temel avantajları daha düşük maliyet, daha küçük boyut ve daha yüksek güvenilirlik olmaktadır. Bu tip sistemlerin en önemli dezavantajları ise hesaplama karmaşıklığındaki ciddi artış ve çok yüksek açısız hızları ölçebilecek ölçerlere duyulan ihtiyaçtır. Fakat artan bilgisayar teknolojisi ile birlikte uygun ölçerlerin geliştirilmesi bu tasarımların uygulanabilir olmasını sağlamıştır [1].

Bu tipteki ANS'ler genellikle “gövdeye bağlı ataletsel navigasyon sistemleri” olarak isimlendirilmektedir. Gövdeye bağlı bir ANS temel olarak ölçer grubu, ölçer elektroniği, yönelim bilgisayarı ve navigasyon bilgisayarından oluşmaktadır. Ölçer grubu ile ölçer elektroniğinden oluşan ataletsel ölçüm birimi (AÖB) taşıyıcı araca rijit olarak monte edilebileceği gibi, taşıyıcı araca takılan bir titreşim yalıtıcıya da bağlanabilir. Bu şekilde AÖB, istenmeyen taşıyıcı araç hareketlerinden yalıtılabilmektedir. Taşıyıcı araçtaki yüksek frekanslı titreşimler ölçerlerde suni olarak kaymalara neden olabilmektedir. Dönüölçerler ile ivmeölçerlerden oluşan ölçer grubu, açısız hız ve özgül kuvvet ölçümlerini sağlamaktadır. Ölçer elektroniği, ataletsel ölçerlerin çalışması için gerekli elektronik donanımı içermekte ve navigasyon bilgisayarının ihtiyaç duyduğu formattaki çıktı sinyallerinin oluşturulmasını sağlamaktadır. Yönelim bilgisayarı, AÖB tarafından sağlanan gövde açısız hız ölçümlerinin integrasyonunu alarak gövde yöneliminin kestirilmesinde kullanılmaktadır. Navigasyon eşitliklerinin çözümü ise navigasyon bilgisayarı tarafından gerçekleştirilmektedir [1].

ANS'lerin yönlendirilmesi, ANS eksenlerinin yöneliminin referans bir eksen takımına göre belirlenmesidir. ANS'lerin yönlendirilmesindeki temel kavram oldukça basit olmasına rağmen, yönlendirmeyi zaman alıcı ve karmaşık hale getiren faktörler mevcuttur. Herhangi bir yardım olmaksızın uzun süreler boyunca doğru navigasyonun elde edilmesine ihtiyaç duyulduğu durumlarda, oldukça doğru bir ilk yönlendirme yapılması gerekmektedir. İlk yönelimin belirlenmesine ilave olarak navigasyon çıktıları olan hızın ve konumun başlatılması da aslında yönlendirme

işleminin bir parçasıdır. Özellikle askeri uygulamalar için ANS'lerin kısa bir zaman dilimi içerisinde doğru olarak yönlendirilmesi çok önemlidir [2].

Jiroskoplu pusula tekniği kullanılarak yapılan kendi kendine yönlendirme ile bağlı sistemin bir ana referansa göre yönlendirilmesi olmak üzere iki temel yönlendirme yöntemi bulunmaktadır. Hangi yöntem kullanılırsa kullanılsın, bir ANS'nin yönlendirme doğruluğunu sınırlayan hatalar mevcuttur. Bunlardan bazıları ataletsel ölçer hataları, veri gecikmesi hataları ve titreşim etkileri ile diğer istenmeyen hareketlerden kaynaklanan hatalardır [2].

Yönlendirilecek ANS, açısal hız ile özgül kuvvet bilgilerini sağlayan ve birbirine dik üç eksen boyunca yerleştirilmiş dönüölçerler ile ivmeölçerlerden oluşan bir ölçer grubunu içermektedir. Yönlendirme işlemi temel olarak ivmeölçer eksenleri tarafından tanımlanan dik eksen takımının referans bir eksen takımına göre yöneliminin belirlenmesidir. İdeal olarak, ANS'nin açılmasını takiben otomatik olarak kendisini yönlendirmesi arzu edilmektedir. Yönlendirilen ANS'nin rijit ve sabit bir araca monte edildiği durumlarda, ataletsel ölçerler tarafından sağlanan özgül kuvvet ve açısal hız ölçümleri kullanılarak kendi kendine yönlendirme yapmak mümkündür. Buna jiroskoplu pusula tekniği de denmektedir [2].

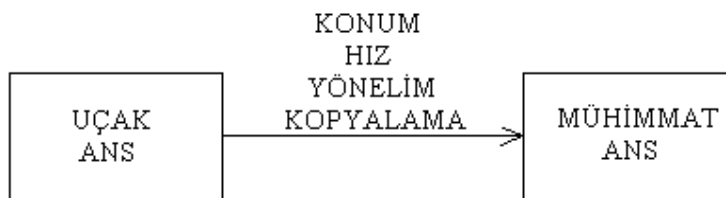
Hareketli bir araçtaki gövdeye bağlı ANS'nin yönlendirilmesi için de sabit araçtakine benzer bir teknik kullanılmaktadır. Fakat hareketli araçtaki yönlendirme sırasında ANS'nin maruz kaldığı ivmeler ve açısal hızlar, ANS'nin sabit olduğu durumla karşılaştırıldığında çok iyi tanımlanamamaktadır. Bu yüzden de yönlendirilen ANS tarafından oluşturulan ölçümlerin karşılaştırılabileceği bağımsız ölçümlere ihtiyaç duyulmaktadır [2].

Uçaktan atılan bir mühimmatta bulunan ANS'nin, mühimmat uçaktan ayrılmadan önce yönlendirilmesi gereksinimi ile sık sık karşılaşılmaktadır. Bunun için uygun bir referans uçağın kendi hassas ANS'sidir. Dolayısıyla böyle bir mühimmat ANS'sinin yönlendirilmesi "aktarım yönlendirme (AY)" olarak tanımlanan bir işlemle verinin uçak ANS'sinden mühimmat ANS'sine aktarılması yoluyla elde edilebilmektedir. Bu

işlem oldukça basit bir şekilde verinin uçak ANS'sinden mühimmat ANS'sine doğrudan kopyalanması ile veya daha doğru olarak ataletsel ölçüm eşleştirme işlemi kullanılarak gerçekleştirilebilmektedir. Alternatif olarak mühimmat ANS'si, küresel konumlama sistemi (KKS) aracılığıyla sağlanan uydu sinyallerinin veya hava radar sistemleri tarafından sağlanan konum bilgilerinin uçuş sırasında kullanılması ile de yönlendirilebilmektedir [2].

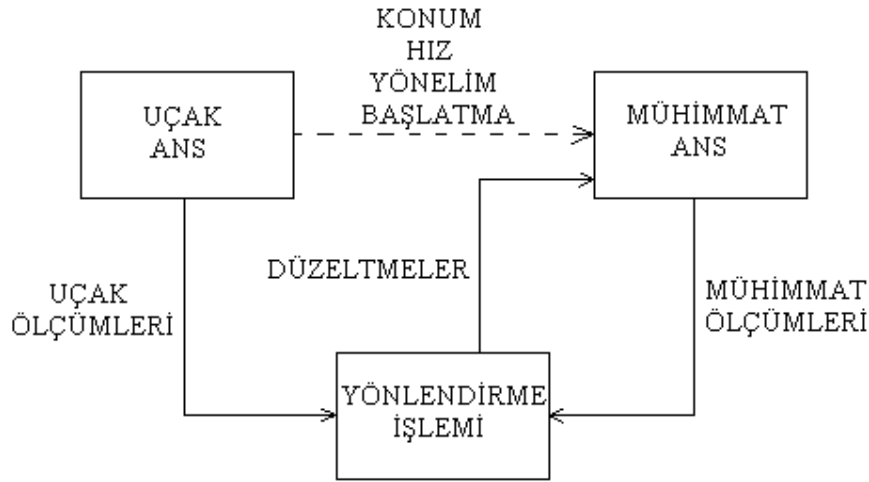
Uçak ve mühimmat ANS'leri arasındaki fiziksel mesafeden dolayı, uçak üzerinde bir konumdan diğerine aktarılan veride oluşan hatalar statik ve dinamik olmak üzere iki kısma ayrılabilir. Statik hatalara genelde üretim toleransları ve mühimmatın yanlış montajı neden olmaktadır. Dinamik hatalar ise uçak tam rijit bir yapı olmadığından yapıda oluşan esneme ve titreşim etkilerinden kaynaklanmaktadır. Dinamik hatalar uçak manevra yaparken daha belirgin hale gelmektedir [2].

Uçuş sırasındaki en basit yönlendirme tekniklerinden birisi bir anlık AY'dir. Bu yöntem; uçak konum, hız ve yönelim verilerinin, iki ANS arasındaki moment kolu da dikkate alınarak doğrudan mühimmat ANS'sine kopyalanması şeklindedir. Fakat bu durumda, verinin aktarıldığı anda uçak ve mühimmat ANS'leri arasındaki açısal kaçıklık, mühimmat ANS'sindeki açısal hata olarak ortaya çıkmaktadır. Dolayısıyla bu tekniğin başarısı, yönlendirmenin yapıldığı anda iki sistem arasındaki bağıl yönelimin doğru olarak bilinmesine bağlıdır. Diğer taraftan, genelde statik yani sabit ve dinamik yani değişken hatalardan dolayı iki sistem arasındaki bağıl yönelim doğru olarak belirlenememektedir. Sonuç olarak, bir anlık AY ile istenilen doğruluk seviyesinin elde edilmesi pek mümkün olmadığından, daha doğru yöntemlerin kullanılması ihtiyacı ortaya çıkmaktadır. Bir anlık AY işlemi Şekil 1.1'de gösterilmektedir [2].



Şekil 1.1. Bir anlık AY

Daha doğru sonuçların elde edilebileceği bir AY, uçağın yaptığı belirli manevralar esnasında uçak ve mühimmat ataletsel ölçümlerinin eşleştirilmesi yani karşılaştırılması ile gerçekleştirilebilmekte olup, Şekil 1.2’de gösterilmektedir. Buna göre bir anlık AY işlemi ile elde edilebilecek ilk kaba yönlendirme, ataletsel ölçüm eşleştirme işlemi ile daha doğru hale getirilmektedir. Bu şekilde yapılan bir AY ile hem mühimmatın hız ve yönelim hataları kestirilebilmekte hem de mühimmat ataletsel ölçerlerindeki hatalar kestirilerek ataletsel ölçer kalibrasyonu yapılabilmektedir [2].



Şekil 1.2. Ataletsel ölçüm eşleştirme ile AY

Uçak ve mühimmat ANS çıktıları kullanılarak yapılan AY’nin en hızlı şekilde, temel navigasyon parametreleri olan özgül kuvvet veya açısal hız ölçümlerinin karşılaştırılması sonucu elde edilebileceği düşünülür. Ölçerlerin hatasız olması ve iki ANS’nin mükemmel rijit bir platforma yan yana monte edilmeleri durumunda ölçüm hataları sadece yönelim hatalarından kaynaklanmaktadır. Bu koşullar altında iki ANS arasındaki açısal kaçıklıkların özgül kuvvet veya açısal hız eşleştirme yöntemi ile doğru olarak belirlenmesi mümkündür. Diğer taraftan, uçak ve mühimmat ANS’leri arasındaki fiziksel mesafenin büyük ve ciddi esneme/titreşim hareketlerinin mevcut olabildiği durumlarda özgül kuvvet veya açısal hız eşleştirme yönteminin kullanımı kısıtlanmaktadır. Uçak ve mühimmat ANS’leri tarafından hissedilen özgül kuvvetler ve açısal hızlar esneme ve titreşim hareketlerinin sonucu olarak farklılık

gösterecektir. Bu farklılıklar da yanlış bir şekilde yönelim hataları olarak yorumlanacak ve yönlendirmenin doğruluğu azalabilecektir. Ayrıca özgül kuvvet veya açısal hız eşleştirme yöntemi, esneme ve titreşim etkilerine fazlasıyla duyarlı olduğundan ölçümler oldukça gürültülü olabilmekte ve bu da yönlendirme işleminin yapıldığı filtrenin tasarımını kısıtlayabilmektedir.

Özgül kuvvet veya açısal hız eşleştirmeye alternatif bir yaklaşım hız eşleştirme (HE) yönteminin kullanılmasıdır. HE yönteminde ataletsel ölçerlerden gelen ham ölçümlerin integrasyondan dolayı yumuşatılması, özgül kuvvet veya açısal hız eşleştirme ile karşılaştırıldığında yönlendirme işlemindeki esneme, titreşim ve ölçer gürültüsü etkilerini daha az şiddetli kılmaktadır. Bir ANS'deki hız hataları, yönelim ve ataletsel ölçer hatalarının sonucu olarak oluştuğu ve ilerlediği için, uçak ve mühimmat ANS hız çıktılarının karşılaştırılması ile yönelim ve ölçer hatalarının kestirilmesi de mümkün olabilmektedir. HE kullanılarak yapılan AY'ye "klasik aktarım yönlendirme" denmektedir.

AY işlemindeki asıl zorluk mühimmat konumu ve hızından ziyade yöneliminin doğru olarak başlatılmasıdır. Uçaktan atılan güdümlü mühimmatlar için genelde kullanılan HE yöntemi ile, mühimmat yönelim ve ölçer hatalarının istenilen seviyeye düşebilmesi için uçağın dakikalar mertebesinde süren ve yanal ivmeler oluşmasını sağlayan koordineli dönüş yani S manevraları yapması gerekmektedir. Önceden planlanmış görevler için kabul edilebilen HE ile klasik AY, anlık olarak hedef seçilmesini gerektirebilen görevler için uygun olmayabilmektedir. Bu durumda daha hızlı AY tekniklerinin kullanılması gerekmektedir. Bunun için hız ölçümleri ile birlikte yönelim ölçümlerinin de karşılaştırıldığı hız ve yönelim eşleştirme (HYE) yöntemi kullanılabilmektedir. HYE yöntemi kullanılarak ve uçağın yörünge değiştirmeksizin saniyeler mertebesinde süren kısa bir yana yatma manevrası ile yapılan AY'ye "hızlı aktarım yönlendirme" denmektedir.

Hızlı AY uygulamasındaki en önemli kısıtlama, yöntemin uygulanabilmesi için uçuş sırasında mühimmat ile uçak ANS'leri arasındaki esneme hareketinin oldukça doğru bir şekilde bilinmesi ihtiyacıdır. Bu durum ise detaylı bir uçak aeroelastik modelinin

oluşturulmasını veya esnemelerin operasyonel durumda çevrimiçi ölçülmesini gerektirmektedir. Ayrıca hızlı AY'nin kısa süre avantajı dışındaki en büyük dezavantajı, saniyeler mertebesindeki zaman süresinde mühimmat ataletsel ölçerlerinin hatalarının kestirilememesi yani ölçer kalibrasyonunun tam olarak yapılamamasıdır. Diğer taraftan, klasik AY'nin daha çok tercih edildiği uzun menzilli mühimmat uçuşlarında ANS hassasiyetinin sağlanması açısından oldukça önemli olan ölçer kalibrasyonunun, hızlı AY'nin daha çok tercih edildiği kısa menzil uçuşlarında tam olarak yapılmasına gerek kalmayabilmektedir. Ayrıca mühimmatta işlevsel bir KKS bulunması durumunda ataletsel ölçerler mühimmat fırlatıldıktan sonra da kalibre edilebilmektedir. Yani hızlı AY işlemi hiçbir koşulda ölçer kalibrasyonunun yapılamaması anlamına gelmemektedir. Hızlı AY işlemi ve işlevsel bir KKS ile ölçer kalibrasyonu mühimmat atıldıktan sonra da gerçekleştirilebilmektedir.

Belirli sayıda birbirine bağımlı ve zamanla değişen hata kaynağının, gürültü sonucu bozulan ölçümler aracılığıyla belirlenmesini içeren AY problemi, Kalman Filtresi'ni (KF) de içeren istatistiki modelleme tekniklerine çok uygundur. Bu çalışmada, gürültü içeren uçak ve mühimmat ölçümlerinin işlenerek yönlendirme işleminin ve ölçer kalibrasyonunun yapılması için doğrusallaştırılmış bir KF kullanılmaktadır.

Türkiye'de klasik AY yöntemi daha önce başarıyla uygulanmış olmakla birlikte [3], açık kaynaklardan bilindiği kadarıyla hızlı AY yönteminin kullanıldığı ve kabul edilebilir sonuçlara sahip bir uygulama henüz bulunmamaktadır. Konu ile ilgili olarak dünyadaki mevcut durum literatür aracılığıyla incelendiğinde, yapılan çalışmaların genelde klasik AY üzerine olduğu görülmektedir. Hızlı AY ile ilgili literatürde bulunan çalışma sayısı oldukça azdır. Ayrıca konu ile ilgili gizlilik nedenlerinden dolayı modeller hakkında kapsamlı bilgiler ve model parametreleri genel olarak verilmemektedir. Daha önce de belirtildiği gibi hızlı AY'nin yapılabilmesi için uçuş sırasında mühimmat ile uçak ANS'leri arasındaki esneme hareketinin oldukça doğru bir şekilde bilinmesi gerekmektedir. Literatürde kullanılan esnek uçak kanadı modelleri ile ilgili detaylı bilgiler Kaynak Araştırması kısmında verilmekte olup, bunlar temel olarak üç grup altında toplanmaktadır. Birinci grup

çoğunlukla kullanılan yaklaşımı temsil etmektedir. Buna göre esnek uçak kanadı hareketi, uçuş testlerinden elde edilen titreşim güç tayf yoğunlukları (GTY) kullanılarak stokastik süreçler olarak modellenmektedir. Bu yaklaşımın en büyük dezavantajı düşük frekanslı yüksek genlikli, yani AY açısından asıl önemli olan esneme hareketinin büyük ölçüde gözardı edilmesidir. Bu yöntemin kullanıldığı kaynaklarda güvenilir bir esnek uçak kanadı modeli olmamasından dolayı stokastik esneme modeli yaklaşımının kullanıldığı anlaşılmaktadır. İkinci grup altındaki oldukça az sayıda kaynakta uçak kanadı hareketinin esneme ve titreşim olarak ayrı ayrı modellendiği görülmektedir. Üçüncü grup altındaki kaynaklarda uçuş sırasındaki esnek uçak kanadı hareketi, kanada monte edilen çok sayıdaki hassas elektro-optik sensör kullanılarak belirlenmektedir. Diğer taraftan bu yöntem kapsamında elde edilen bilgilerin AY için değil, aktif aeroelastik kanat çalışmaları kapsamında kullanıldığı görülmektedir. Fakat uçuş sırasındaki kanat esnemesi hızlı AY açısından da gerekli bir bilgi olduğundan, bu yöntemin hızlı AY problemi için de kullanılabileceği değerlendirilmektedir.

HE ile klasik AY için uçak ve mühimmat arasındaki esnemelerin bilinmesine gerek bulunmamaktadır. Bu tez kapsamında ise HYE ile hızlı AY için bir yöntem geliştirilmiştir. HYE'nin sağlıklı bir şekilde uygulanabilmesi için bilinmesi gereken uçak ve mühimmat arasındaki yönelim farklarını büyük oranda oluşturan statik esnemeler deterministik olarak modellenmiştir. Buna göre, yapısal ve aeroelastik çözümlemelerin yapılabildiği ticari bir sonlu elemanlar programı olan NASTRAN'da modellenmiş ve yer titreşim testleriyle doğrulanmış olan uçak modeli kullanılarak deterministik esnemeler elde edilmiştir. Bu esneme terimlerinin HYE yönteminde kullanılması ile ise hızlı AY'nin yapılabildiği gösterilmiştir. Analizlerde gerçek uçuş verileri de kullanılarak elde edilen sonuçların doğruluğu artırılmıştır.

Özet olarak çalışma kapsamında, ölçüm olarak uçak ve mühimmat arasındaki hızların farkının alındığı HE ile hızların ve yönelimlerin farkının alındığı HYE yöntemleri kullanılmış ve belirtilen ölçümler mühimmat hız, yönelim ve ataletsel ölçer hatalarının durum olarak modellendiği bir KF'de işlenmiştir. Uçağın yatay düzlemde yaptığı farklı irtifa, hız ve sürelerdeki koordineli dönüş ve yana yatma

manevralarının türetilmiş veya gerçek verileri kullanılarak, deterministik esnemelerin bilindiği veya bilinmediği varsayılarak gürültü olarak modellendiği durumlar için HE ile HYE sonuçları karşılaştırılmıştır. Karşılaştırma için KF tarafından hesaplanan hata durumları standart sapma değişimleri kullanılmıştır.

Sonuç olarak; esneme etkisi belirlenerek AY performansının iyileştirilebildiği ve bu şekilde hızlı AY'nin yapılabildiği gösterilerek tez hedeflerine ulaşılmıştır.

Tezin 2. bölümünde konu ile ilgili yapılan kaynak araştırması sunulmuştur. 3. bölümde, HE veya HYE ile AY yönteminin uygulanabilmesi için kullanılan eşitlikler verilmiştir. Bu bölüm uçağın esneme ve titreşim modelini de içermektedir. 4. bölümde, hesaplamalar sırasında gerçek uçuş verilerinin bulunmadığı ve bulunduğu durumlar ele alınmıştır. Buna göre uçağın yatay düzlemde yaptığı farklı irtifa, hız ve sürelerdeki koordineli dönüş ve yana yatma manevralarının türetilmiş veya gerçek verileri kullanılarak, deterministik esnemelerin bilindiği veya bilinmediği varsayılarak gürültü olarak modellendiği durumlar için HE ile HYE sonuçları karşılaştırılmıştır. 5. bölümde, tez ile ilgili genel sonuçlar, yorumlar ve gelecekte yapılabilecek çalışmalar hakkında bilgi verilmiştir. Bu tez, TÜBİTAK-SAGE'deki geliştirme çalışmalarına katkı sağlamak amacıyla hazırlanmış olup, tezde kullanılan veriler TÜBİTAK-SAGE tarafından temin edilmiştir. Tez içerisinde sıkça kullanılan terimler aşağıda kısaca açıklanmaktadır:

Aktarım Yönlendirme: Mühimmat uçaktan ayrılmadan önce konumuna, hızına ve yönelimine ilk değer atanması ile ölçerlerinin kalibre edilmesi amacıyla yapılan işlem.

Ataletsel Navigasyon Sistemi: Ataletsel ölçüm birimi çıktılarını işleyerek monte edildiği platformun konumunun, hızının ve yöneliminin belirlenmesini sağlayan sistem.

Ataletsel Ölçüm Birimi: İvmeölçerler, dönüölçerler ve bunların elektroniğinin oluşturduğu bütün.

Hız Eşleştirme: Kalman Filtresi ölçümü olarak uçak ve mühimmat hızlarının karşılaştırıldığı aktarım yönlendirme yöntemi.

Hız ve Yönelim Eşleştirme: Kalman Filtresi ölçümü olarak uçak ve mühimmat hızlarının ve yönelimlerinin karşılaştırıldığı aktarım yönlendirme yöntemi.

Kalman Filtresi: AY problemine de uygulanan durum kestirim yöntemi.

Koordineli Dönüş (İng. Coordinated Turn) Manevrası: Uçağın ardışık olarak sağa ve sola yatarak yaptığı ve S hareketi çizdiği uzun süreli baş değiştirme manevrası.

Küresel Konumlama Sistemi: Uydulardan aldığı sinyaller yardımıyla monte edildiği platformun konumunun belirlenmesini sağlayan ekipman.

Monte Carlo Analizleri: Geliştirilen kodun gelişigüzel parametrelerle çok sayıda çalıştırılarak doğrulanmasını sağlayan yöntem.

Muhtemel Dairesel Hata (İng. Circular Error Probable): AY sonrası mühimmatın uçaktan bırakılmasını takiben en az %50 olasılıkla mühimmatın düşeceği dairenin yarıçapını belirterek mühimmatın hassasiyetinin ifade edilmesinde kullanılan ölçüt.

Ölçer Gelişigüzel Yürüme Hatası: Zamanın karekökünün fonksiyonu olarak ilerleyen ölçer hatası.

Ölçer Kayma Tekrarlanabilirliği Hatası: Ölçer açıldığı anda var olan gelişigüzel sabit hata.

Ölçer Orantı Katsayısı Tekrarlanabilirliği Hatası: Ölçerlerin çıktı sinyalindeki değişimin, ölçülmesi istenen girdi sinyalindeki değişime oranındaki hata.

Yana Yatma (İng. Wing Rock) Manevrası: Uçağın uzunlamasına eksenini etrafında yana yatıp geri kalkarak yaptığı kısa süreli manevra.

2. KAYNAK ARAŞTIRMASI

Wendel ve ark. tarafından zaman bağlantılı (İng. time correlated) ölçüm ve sistem gürültüsünün mevcut olması durumunda kullanılabilecek bir hızlı AY tekniği açıklanmıştır [4]. Buna göre AY açısından, mühimmat konumu ve hızı için ilk değer atamanın çok kritik olmadığı, mühimmat yönelim kestiriminin daha fazla hassasiyet gerektirdiği belirtilmiştir. Uçuş sırasında zamanla değişen kanat esnemesinden dolayı uçak ile mühimmat arasındaki bağıl yönelim kesin olarak bilinmediğinden, uçak yöneliminin doğrudan mühimmat yönelimine ilk değer atama için kullanılamayacağı ifade edilmiştir. Makalede ayrıca şu bilgilere de yer verilmiştir: Klasik AY teknikleri ile KF’de hızlar, integre edilmiş hızlar veya iki defa integre edilmiş hızlar işlenerek mühimmat hızı ile yönelimi kestirilmekte ve mühimmat AÖB’ü kalibre edilmektedir. Bu tekniklerde yanca açının gözlenebilir olması için yatay ivmelerin işleme dahil olduğu ve genelde birkaç dakika süren S manevralarına ihtiyaç duyulmaktadır. KF’nin, yukarıdakilere ilave olarak yönelim bilgilerini de işlediği hızlı AY teknikleri kullanılarak bu süre oldukça kısaltılabilmektedir. Hızlı AY tekniği kullanılarak mühimmat yöneliminin gözlenebilirliği kısa bir yana yatma (İng. wing rock) manevrası ile sağlanabilmektedir. Bu kısa manevra sırasında mühimmat ataletsel ölçerlerinin kalibre edilmesi mümkün olmasa da, KKS yardımı olması durumunda kalibrasyon mühimmat uçaktan bırakıldıktan sonra da yapılabilmektedir.

Aynı makalede KF’nin en iyi sonuçları sistem ve ölçüm gürültüsünün beyaz olması durumunda verdiği belirtilmiştir. Diğer taraftan, hızlı AY için tasarlanan KF, beyaz gürültü varsayımının geçerli olmadığı bir ortamda çalışmaktadır. Çünkü titreşim ortamının neden olduğu sistem gürültüsü ile taşıyıcı uçağın hız ve yönelim hatalarının neden olduğu ölçüm gürültüsü zaman bağlantılıdır. Bu zaman bağlantıları uygun gürültü işlem modelleri kullanılarak KF durum vektörünün boyutunun artırılması ile hesaba katılabilmektedir. Fakat bu işlem hesaplama yükünü ciddi şekilde artırmaktadır. Bu makale kapsamında zaman bağlantılarının durum sayısı artırılmadan hesaba katılabildiği bir teknik kullanılmıştır.

Makalede titreşimin neden olduğu gürültü işlem parametrelerinin kestirilebilmesi için sayısal benzetimler yapılmıştır. Kestirilen gürültü işlem parametreleri uçuş testlerinden elde edilen gerçek değerleri ile karşılaştırılmış ve bunların kullanılabilir olduğu gösterilmiştir.

Makalede önerilen yöntem uçak bilgilerinin mühimmata aktarıldığı veri aktarım hızının düşük (0,2 Hz) ve ANS kalitesinin nispeten kötü (10 °/saat) olması durumunda mühimmat yönelim hatasında belirgin bir iyileşme sağlarken, bu hız yüksek (5 Hz) ve ANS daha kaliteli (2 °/saat) olduğunda fazla bir iyileşme getirmemektedir.

Wang ve ark. tarafından taşıt dinamiğinin ve yörüngesinin tümleşik ANS/KKS sisteminin performansı üzerindeki etkileri, benzetimler ve araç parkında bir taşıt ile gerçekleştirilen testler aracılığıyla incelenmiştir [5]. Makalede S-dönüşü, daire, çizgi ve dikdörtgen şekilli olmak üzere dört farklı yörünge ele alınmıştır. S-dönüşü, aracın ardışık olarak saat yönünde ve saat yönünün tersinde yaptığı dönüşlerden oluşmaktadır. Daire yörüngesi, yanca açının sürekli olarak saat yönünde değiştirilmesi ile elde edilmiştir. Çizgi yörüngesi, sabit yanca açısı ve hız ile gerçekleştirilmiştir. Dikdörtgen yörüngesi ise her 50 s’de bir yapılan 90 derecelik dönüşleri içermektedir. Yapılan inceleme sonucunda S-dönüşü şeklindeki yörüngenin diğer yörüngelerle karşılaştırıldığında en kısa ANS başlatma zamanını verdiği görülmüştür.

Groves tarafından en iyi sonucu veren AY tekniğinin belirlenmesi için farklı tasarım seçenekleri değerlendirilmiştir [6]. Makalede manevranın, yönlendirme süresinin, moment kolunun ve ataletsel ölçer kalitesinin AY performansı üzerindeki etkileri incelenmiştir. Hız ölçümlerine ilave olarak yönelim ölçümlerinin de kullanıldığı “hızlı” yönlendirmenin, sadece hız ölçümlerinin kullanıldığı “klasik” yönlendirmeye kıyasla daha iyi sonuç verdiği tespit edilmiştir. Ayrıca ilave ivmeölçer ve dönüölçer durumlarının kestirilmesi konusu da ele alınmıştır. Bunların yanısıra, yörünge değişikliği gerektirmeyen bir hızlı yana yatma manevrası kullanılarak uçak ile mühimmat ANS’leri arasındaki bağıl yönelimin kestirilmesi hususu da gözönüne

alınmıştır. Yapılan çalışmalar, Tornado uçağı ile yapılan uçuş testleri aracılığıyla doğrulanmıştır.

Makale kapsamında farklı AY teknikleri arasındaki temel ayırtedici özellikler KF güncelleme hızı, karşılaştırılacak ANS ölçümlerinin seçimi ve KF tarafından kestirilecek hataların yani durumların seçimi olarak ortaya konmuştur. Çalışmada tüm bu tasarım kıstasları ayrı ayrı incelenmiştir.

Makalede 10 Hz veya daha yüksek hızlarda güncellenen, 3 yönelim ve 3 hız bileşenine sahip ölçümlerin AY algoritmasında en iyi sonucu verdiği belirtilmiştir. En iyi AY algoritması için ise aşağıdaki durumların kestirimi yapılmıştır. Diğer taraftan, her bir zaman adımındaki hesaplama sayısının, kestirimi yapılan durumların sayısının kübü ile orantılı olarak arttığı da ifade edilmiştir.

- Yönelim ve hız,
- İvmeölçer ve dönüölçer statik ve dinamik kaymaları,
- İvmeölçer ve dönüölçer orantı katsayısı (İng. scale factor) ile karşılıklı etkileşim (İng. cross-coupling) hataları,
- Statik ve etkiyen kuvvetle değişen bağlı yönelim hataları.

Groves ve ark. tarafından hızlı AY için hız ölçümlerine ilave olarak yönelim ölçümlerinin de kullanılması gerektiği belirtilmiş ve sadece yönelim ölçümleri kullanılarak gerçekleştirilen AY'nin çok iyi sonuçlar vermediği tespit edilmiştir [7]. Makalede şu bilgilere de yer verilmiştir: Hızlı AY için uçağın yapması gereken manevra klasik AY ile karşılaştırıldığında uçak açısından çok daha az kısıtlayıcı olmaktadır. Ayrıca yönlendirme sonrası konum doğruluğu açısından hızlı AY klasik olandan daha iyi sonuçlar vermektedir. Fakat yapılan benzetimler sonucunda hızlı AY için sıkça kullanılan yana yatma manevrasının KF'yi kararsız hale getirerek yönelim kestirimlerinin bozulmasına neden olabildiği görülmüştür. Makalede bunun önüne geçebilmek için kullanılabilecek yöntemler açıklanmıştır. Ayrıca AY işlemi için uçağın ANS'sine ilave olarak KKS'sinin de kullanılması durumunda, KKS sinyalinin kesilip birkaç dakika sonra tekrar alınması durumunda oluşan bozuntunun

AY algoritmasını bozabildiği ve bunu engellemek için neler yapılması gerektiği açıklanmıştır.

Makale kapsamında geliştirilen algoritma, mühimmat ANS hatalarının açık ve kapalı çevrim düzeltme ile belirlenmesine olanak sağlamaktadır. Açık çevrim yönteminde, kestirilen hatalar mühimmat ANS'sine sadece mühimmat fırlatılmadan önce geri beslenmektedir. Kapalı çevrim yönteminde ise, kestirilen hatalar mühimmat ANS'sine AY boyunca sürekli olarak geri beslenmektedir. Makalede gerçek uygulamalar açısından daha uygun olan kapalı çevrim düzeltme kullanılmıştır.

Makale kapsamında temel bir AY algoritmasının 12 mühimmat ANS hatasının kestirimini yaptığı belirtilmiştir. KF durumları da olan bu hatalar 3 yönelim, 3 hız, 3 ivmeölçer kayması ve 3 dönüölçer kayması hatasıdır. Diğer taraftan ivmeölçer ve dönüölçer kaymalarının statik (zamanla değişmeyen, sabit) ve dinamik (zamanla değişen, statik kısmın yaklaşık onda biri) kısımlar olarak ayrı ayrı modellenmesinin AY performansını artırdığı ifade edilmiştir. Benzer şekilde ivmeölçer ve dönüölçer orantı katsayısı ile karşılıklı etkileşim hatalarının da algoritmaya dahil edilmesinin kestirim performansı açısından daha iyi sonuçlar verdiği açıklanmıştır.

Makalede kanadın ve mühimmatın bağlandığı kısmın açisal esnemesi yapıya etkileyen özgül kuvvetin lineer bir fonksiyonu olarak modellenmiştir. Özgül kuvvet ile esnemeler arasındaki lineer bağıntıyı sağlayan katsayılar Tornado uçağı kullanılarak yapılan uçuş testleri ile elde edilmiştir.

Ayrıca makale kapsamında hızlı AY için uçağın yaptığı manevranın algoritmaya etkisi incelenmiş ve en iyi manevranın klasik AY'de olduğu gibi S manevrası olduğu tespit edilmiştir.

Groves ve ark. tarafından KKS karıştırmasının karşılaşılabileceği durumlarda, bir mühimmatın tümleşik ANS/KKS navigasyon sisteminin performansını en iyi hale getirebilmek için gözönüne alınması gereken üç konu ayrı ayrı incelenmiştir [8].

Bunlar, ANS'nin yönlendirilmesi ve kalibrasyonu, KKS'nin başlatılması ve takiben yapılan ANS ile KKS tümleştirilmesi olarak açıklanmıştır.

Lim ve ark. tarafından gemideki yalpa ve yunuslama hareketlerine maruz bir gövdeye bağlı ANS'nin AY problemi ele alınmıştır [9]. Makalede, KF'deki durumların gözlenebilirliği açısından en iyi eşleştirme yönteminin hız ve yönelim eşleştirme olduğu belirtilmiştir.

Oshman ve ark. tarafından belirsiz zaman etiketli ölçümler kullanılarak çalıştırılan KF'nin performansı incelenmiştir [10]. Zaman etiketinin çok doğru olarak bilindiği veya ihtiyaç duyulan kestirim doğruluğunun çok yüksek olmadığı durumlarda zaman etiketi belirsizlik etkisinin ihmal edilebileceği, fakat durum kestirimlerinin yüksek doğrulukta elde edilmesi gerektiği uygulamalarda bu ihmali istenmeyen sonuçlar doğurabileceği belirtilmiştir. Bu durumun bir örneği olan AY için hatalı bir referans sistem zaman etiketinin, bağlı sistemde kabul edilemez hatalara neden olabileceği, bunun da giderilemeyecek navigasyon hatalarıyla sonuçlanabileceği ifade edilmiştir.

Groves ve ark. tarafından DERA firmasında geliştirilen AY algoritması hakkında bilgi verilmiş ve hızlı AY için 10 s'den kısa sürede her ekseninde 1 mrad'dan küçük yönelim hatası hedeflendiği belirtilmiştir [11].

Zhao ve ark. tarafından KF'ye alternatif olarak parçacık filtresi (İng. particle filtering) tekniği ele alınmış ve bu teknik bir ANS yönlendirme problemine uygulanmıştır [12].

Koifman ve ark. tarafından uçak ANS'sinin uçak dinamik modeli kullanılarak desteklenmesi ve iyileştirilmesi konusu ele alınmıştır [13]. Makalede ANS'nin gövdeye bağlı ve düşük kaliteli olduğu varsayılmıştır. Makalede şu bilgilere de yer verilmiştir: Genel olarak ANS uçak dinamiğinden bağımsız olarak çalışmaktadır. Fakat kullanılan ölçerlerin kalitesine bağlı olarak zamanla ANS navigasyon çıktıları ırraksayabilmektedir. Bu yüzden de ANS hatalarının büyümesinin kontrol edilebilmesi için bir destek sisteme ihtiyaç duyulmaktadır. Genelde bu destek KKS

alıcısının dış ölçümleri ile sağlanmaktadır. Makalede kendine özgü bir dinamiğe sahip uçağın dinamik eşitliklerinden elde edilen konum, hız ve yönelim bilgilerinin ANS sonuçlarını iyileştirmek için kullanılması önerilmiştir. Buna göre konum, hız ve yönelim, uçak ANS ve dinamik eşitlikleri tarafından paralel olarak hesaplanmıştır. Daha sonra bu bilgilerin farkı genişletilmiş bir KF'de işlenerek her iki sistemin navigasyon hatalarının kestirim değerleri belirlenmiştir.

Shortelle ve ark. tarafından uçaktan bırakılan ataletsel güdümlü mühimmatlar için bir hızlı AY algoritmasının geliştirilmesi ve uçuş testleri ile doğrulanması konusu ele alınmıştır [14]. Geliştirilen algoritma, mühimmata uygun kalitede bir ANS'nin uçağa uygun kalitede bir ANS'ye 5 s içerisinde doğru olarak yönlendirilebilmesini sağlamak için tasarlanan 17 durumlu bir KF'yi içermektedir. Yönlendirme için uçak uzunlamasına eksen etrafında sırasıyla pozitif ve negatif yönlerde ardışık olarak yapılacak çok kısa bir yana yatma manevrasına ihtiyaç duyulmaktadır. Hızlı AY için tasarlanan KF ile, mühimmat ANS hız, yönelim ve ataletsel ölçer hatalarını kestirmek ve düzeltmek için 12,5 Hz'de hız ve yönelim ölçümleri işlenmiştir. Geliştirilen yöntemi doğrulamak için laboratuvar ve araç testlerini takiben F-16 uçağı ile uçuş testleri gerçekleştirilmiştir. Uçuş test sonuçları KF'nin 10 s'den kısa bir sürede 1 mrad'dan küçük yönelim hatalarına ulaştığını göstermiştir. Hızlı AY için tasarlanan KF, ilk olarak yüksek mertebeli bir en iyi KF'nin geliştirilmesini, daha sonra da pratikte kullanılacak olan daha düşük mertebeli KF modelinin oluşturulmasını içermektedir.

Kaiser ve ark. tarafından yapılan çalışma, bir uçağın kanadına bağlı mühimmata ilk değer atama işleminin doğru olarak yapılabilmesi için, yapısal esnemelerin hassas bir şekilde telafi edilebilmesine yönelik olarak uçak üzerinde ataletsel ölçerlerden oluşan bir ağı ve bunları destekleyen algoritmaların geliştirilmesini kapsamaktadır [15]. Makalede halihazırda kullanılan esneme telafi yöntemlerinin g-yükü, hücum açısı, Mach sayısı, mühimmat yükü gibi girdilere bağlı olan model temelli yöntemler olduğu ve bunların kısıtlı doğruluğa sahip olduğu belirtilmiştir. Ayrıca bu yöntemler kullanıldığında her uçak için, kalibrasyonu ciddi bir analiz ve/veya uçuş test verisi kullanılarak yapılan modellere ihtiyaç duyulduğu ifade edilmiştir. Bu çalışma

kapsamında doğrudan esneme ölçen bir cihaz tasarlanmış ve üretilmiştir. Böylelikle uçuş sırasındaki esnemeler ölçülerek doğrudan filtre eşitliklerinde kullanılabilmiştir.

Rogers ve ark. tarafından uçak referans ANS'sinden ve uçağa takılan bir podla monte edilen AÖB'den alınan veriler yapılan bir uçuş testi boyunca kaydedilerek, iki farklı ANS hata modeli yaklaşımı için elde edilen AY sonuçları incelenmiştir [16].

Klotz ve ark. tarafından KKS destekli ve desteksiz görevler için kullanılan JDAM (güdümsüz MK-83, MK-84 ve BLU-109 mühimmatlarının güdümlü hale getirilmesi sonucu oluşan mühimmat ailesinin genel adı, Joint Direct Attack Munition) navigasyon sistemi ve KF incelenmiştir [17]. JDAM için KKS desteksiz uçuşun, mühimmat ANS'sini taşıyıcı uçağın ANS'sine yönlendiren ve fırlatmadan önce mühimmat ataletsel ölçerlerini kalibre eden bir AY algoritmasına güvendiği belirtilmiştir. AY, veri gecikmesi hatası kestirimini ve mühimmatın bulunduğu titreşim ortamına göre filtre işlem gürültüsünü güncelleyen bir adaptif KF algoritmasını içermektedir.

Eduardo ve ark. tarafından yapılan çalışma kapsamında etkin bir kalibrasyon ve yönlendirme algoritması geliştirilmiştir [18]. Makalede, dönüölçerler tarafından ölçülen dönü açısının, gürültüden kaynaklanan gelişigüzel yürüme (İng. random walk) ve zamanla orantılı olarak büyüyen dönüölçer kayması olmak üzere iki istenmeyen terim içerdiği belirtilmiştir. Sabit bir dönüölçer kayması konumda zamanın kübü ile orantılı bir hataya neden olmaktadır. İvmeölçerdeki kayma ise konum hatasını zamanın karesiyle orantılı şekilde artırmaktadır ve bu da ihmal edilemeyecek kadar büyüktür. Dolayısıyla ölçer kalibrasyonunun dönüölçer ve ivmeölçer kaymalarını içermek zorunda olduğu belirtilmiştir.

Rogers ve ark. tarafından farklı ANS hata modelleri ile elde edilen performanslar ve kestirim kaliteleri değerlendirilmiştir [19]. Performans değerlendirmesi KF güncellemeleri kesildikten sonra uçağın referans navigasyon sistemi verisine göre mühimmat ANS'sinin hata büyümesine bakılarak yapılmıştır. Kestirim kalitesi ise

uçak gövde eksen takımında ifade edilen mühimmat ve uçak ANS eksen takımları arasındaki açısal kaçıklıklarının kestirilmesi ile anlaşılmıştır.

Stovall ve ark. tarafından farklı tipteki AY teknikleri açıklanmış ve hangi koşullar altında hangi tekniğin daha uygun olduğu hakkında bilgi verilmiştir [20]. Raporda iki farklı tipte AY gözönüne alınmıştır: İvmeölçer temelli yönlendirmeler (hız eşleştirme, integral hız eşleştirme, iki katlı integral hız eşleştirme) ve dönüölçer temelli yönlendirmeler (açısal hız eşleştirme, integral açısal hız eşleştirme, iki katlı integral açısal hız eşleştirme). Ayrıca benzetim ve uçuş testi verileri yardımıyla bu farklı AY yöntemlerini uygulayabilmek için geliştirilen yazılım kısaca açıklanmıştır. Makalede uçağın referans navigasyon bilgisinin hatasız olduğu kabul edilmiştir.

Rogers ve ark. tarafından uçak ANS'sinin konum verisi kullanılarak mühimmat ANS'si için AY yapılması konusu ele alınmıştır [21]. AY ile ilgili önceki çalışmalarda uçak hız verisinin değişik şekilleri (hız eşleştirme, integral hız eşleştirme, iki katlı integral hız eşleştirme) ile uçak yönelim verisi (yönelim eşleştirme) kullanılarak bazı sonuçlar elde edildiği, bu çalışmada ise filtre algoritmasının ölçüm verisi olarak uçağın konum bilgisinin kullanıldığı belirtilmiştir. Uçuş testi verisi kullanılarak mühimmat ANS eksen takımının 1 mrad'dan daha küçük hassasiyetle yönlendirilebildiği gösterilmiştir. Yönlendirme çok sert olmayan uçak manevraları ile birkaç dakikada sağlanabilmektedir. Bunlara ilave olarak, yüksek manevra seviyelerinde uçağın esnek yapısının AY'ya olan etkisi de gösterilmiştir. Hız eşleştirmeyle karşılaştırıldığında integral hız eşleştirmenin yüksek titreşim ortamında daha iyi sonuç verdiği ifade edilmiştir.

Reiner tarafından AY esnasındaki manevra ve zaman kısıtlamalarını azaltan bir yöntem açıklanmıştır [22]. Bu yönteme göre hız ölçümleri sapma düzlemindeki yönelim ölçümleri ile desteklemektedir.

Shortelle ve ark. tarafından uçaktan bırakılan güdümlü mühimmatlar için geliştirilen AY yöntemleri açıklanmıştır [23]. Makalede, mühimmat KKS'sinin mühimmat uçuşunun en az bir bölümünde ANS'yi desteklediği düşünüldüğünde, 5 s süren bir

hızlı AY prosedürü ile birkaç dakika süren klasik AY prosedüründen elde edilen navigasyon doğruluğunun elde edilebildiği gösterilmiştir. Makale kapsamında şu bilgilere de yer verilmiştir: Mühimmat ANS'sine KKS tarafından sağlanan navigasyon desteğinin kesintiye uğramadığı düşünüldüğünde AY'ye ihtiyaç duyulmamaktadır çünkü bu durumda mühimmat esas olarak KKS tarafından yönlendirilmektedir. Ayrıca KKS verisi sürekli olarak mühimmat ataletsel ölçerlerinin kalibre edilmesi için de kullanılabilir. AY işlemi KKS'nin devre dışı kaldığı durumda gerekmektedir çünkü mühimmat bu sırada sadece ANS ile yönlendirilmektedir.

Makale kapsamında geliştirilen AY yöntemi mühimmat ANS yönlendirme hatalarını kestirebilmek için 12,5 Hz gibi yüksek bir veri hızında hız ve yönelim ölçümünü işlemektedir [23]. Uçuş test sonuçları 5 s'lik bir zaman diliminde 1 mrad yönlendirme doğruluğunun elde edildiğini göstermiştir. Ancak bu sürede mühimmat ölçerleri kalibre edilememiştir. Hızlı yana yatma manevrası için benzetim sonuçları incelendiğinde ise, mühimmat ivmeölçer kayma hatalarının kısmi olarak kalibre edilebildiği, dönüölçer kayma hatalarının ise kısa yönlendirme süresinden dolayı gözlenemediği ve ilk değerlerinde kaldıkları görülmüştür. Diğer taraftan yönlendirme süresi yeteri kadar uzun tutulduğunda (30 s veya daha fazla) dönüölçer kayma hataları da gözlenebilir olmuş ve kalibre edilebilmiştir.

Graham ve ark. tarafından ilk olarak 74 durumlu yüksek mertebeden bir en iyi KF tasarlanmış, daha sonra bu KF 18 durumlu pratikte uygulanabilir bir hale dönüştürülmüştür [24]. AY için tasarlanan 18 durumlu KF, 12,5 Hz hızında hız ve yönelim ölçümünü işlemektedir. AY sırasında uçağın sadece 20 derecelik bir yana yatma manevrası yapmasının yeterli olduğu belirtilmiştir. AH-64A Apache helikopteri ile yapılan laboratuvar ve uçuş testleri 5 s içerisinde 1 mrad'dan küçük yönelim doğruluklarına ulaşılabildiğini göstermiştir.

Ross ve ark. tarafından hız eşleştirme, integral hız eşleştirme ve iki katlı integral hız eşleştirme yöntemlerini içeren farklı AY teknikleri ile ilgili yapılan çalışmanın sonuçları sunulmuştur [25]. Ayrıca farklı algoritmalar gerçek uçuş test verileri ile test

edildiğinde bunların nasıl bir performans sergilediği de saptanmıştır. Makale, kanat esnemesinin ve titreşimin ölçer hata kestirimleri üzerindeki etkisi ile hızlı AY kavramları gibi önemli AY konularında bilgi vermektedir. Bir KF'nin nasıl oluşturulduğu ve ataletsel güdümlü mühimmatlarda nasıl kullanıldığı açıklanmaktadır. Makale kapsamında KF'nin başlatılması sırasındaki dinamiğe bağlı olarak KF yakınsama performansının değiştiği belirtilmiştir. İki katlı integral hız eşleştirme yönteminin başlangıç koşullarına çok fazla duyarlılık gösterdiği ifade edilmiştir.

Carlson ve ark. tarafından zamanla değişen ve temel olarak uçağın yaptığı manevralar tarafından oluşturulan yapısal esneme açılarının belirlenmesi konusu ele alınmıştır [26]. Yüke duyarlı esneme açılarının belirlenmesi için bir İntegral Ataletsel Filtre geliştirilmiştir. Farklı uçuş koşulları altında gözlenebilirliği artırmak ve titreşim gürültüsü ile yüksek frekanslı ataletsel hataların etkilerini azaltmak için integre edilmiş ivmeölçer ve dönüölçer ölçümleri kullanılmıştır.

Makale kapsamında uçağa referans ANS'nin dışında 5 AÖB yerleştirilmiş ve bunlardan elde edilen verilerin farkları işlenerek AÖB'lerin yerleştirildiği noktadaki yapısal esnemeler belirlenmiştir. Makalede 1 g ve 6 g yükleme durumları için uçak gövdesinin ön kısmındaki, kanat ortasındaki ve kanat ucundaki açısal esneme, lineer titreşim ivmesi ve açısal titreşim hızı değerleri tablo olarak sunulmuştur.

Kelley tarafından İntegral Ataletsel Filtre kavramının da yer aldığı çalışmanın bütünü hakkında genel bilgi verilmiştir [27].

Stovall tarafından JSOW (Joint Standoff Weapon) için kullanılan AY yönteminin açısal titreşim gürültüsünden ciddi olarak etkilenmesinin nedenleri açıklanmıştır [28]. JSOW için kullanılan hız eşleştirme AY uygulamasında uçak sadece kendi hızını hesaplamaktadır. Moment kolu düzeltilmesi ise mühimmat tarafından yapılmaktadır. Bunu gerçekleştirmek için mühimmat kendi dönüölçer çıktıları tarafından türetilen ve titreşim gürültüsünü de içeren açısal hız verilerini

kullanmaktadır. Gürültü içeren bu açısal hız verileri ise ölçümü bozmaktadır. Makale kapsamında yapılan inceleme ile bunun sonuçlara olan etkisinin çok büyük olduğu gösterilmiştir. Bu problemin çözümü için ilk olarak açısal hızın uçak tarafından hesaplanması ve moment kolu telafisinin bu açısal hız değeri kullanılarak yapılması önerilmiştir. İkinci öneri ise KF gürültü terimlerinin bu ölçüm hatasını gözönüne alacak şekilde ayarlanması şeklinde olmuştur. Yapılan incelemeler sonucunda ilk önerinin uygun olduğu gösterilmiştir.

Pszczel tarafından raporun yazıldığı 1992 tarihi esas alındığında, son 30 yıl içerisinde açık kaynaklardan ulaşılabilen AY teknikleri özetlenmiştir [29]. Raporda ayırık (İng. discrete) doğrusal, sürekli doğrusal ve genişletilmiş KF'ler için genel formülasyon verilmiştir. Ayrıca KF'nin mertebesinin ne şekilde azaltılabileceği de açıklanmıştır. Rapor kapsamında uçak ANS'sinin hatasız olduğu ve veri gecikmesi probleminin olmadığı kabul edilmiştir.

Goshen-Meskin ve ark. tarafından parçalı sabit (İng. piece-wise constant) olarak modellenen ve zamanla değişen doğrusal sistemler için gözlenebilirlik analizi sunulmuştur [30]. Dinamik bir sistemin gözlenebilirlik analizini yapmanın nedenlerinden birinin sistemin durumlarını kestirmek için tasarlanan KF'nin etkinliğini saptamak olduğu belirtilmiştir. Tamamen gözlenebilir bir sistemin durumlarını kestirme yeteneğinin, sadece sistem ve ölçüm gürültüsüne bağlı olacağı açıklanmıştır. Diğer taraftan eğer sistem gözlenebilir değilse gürültü seviyesi ihmal edilebilir dahi olsa durumların doğru kestirimini yapmanın mümkün olmadığı ifade edilmiştir.

Goshen-Meskin ve ark. tarafından zamanla değişen doğrusal sistemlerin gözlenebilirliğinin parçalı sabit sistemler olarak analiz edilmesi yöntemi, durum kestirimlerinin manevralarla artırıldığı bilinen AY problemine uygulanmıştır [31].

Spalding tarafından etkin bir hızlı AY filtresi geliştirilmiştir [32]. Hız ölçümlerini yönelim ölçümleri ile destekleyerek ihtiyaç duyulan AY doğruluğunu hızlı bir yana yatma manevrası ile sağlayan AY filtrelerinin, uçak ile mühimmat ANS'leri arasında

mevcut olan esneme etkilerinin üstesinden gelebilmek için yüksek ölçüm hızlarına gereksinim duyduğu belirtilmiştir. Makalede AY doğruluğu ve ölçüm hızı açısından daha etkin bir hızlı AY filtresi sunulmuştur. Bu sonuç bir ön filtreleme işlemi ile elde edilmiştir. Makale kapsamında esneme etkilerini yansıtabilmek için üçüncü mertebeden bir stokastik Gauss-Markov modeli geliştirilmiştir. Geliştirilen filtre kullanılarak 1 Hz güncelleme hızı ile 6 s'den kısa sürede her ekseninde 1 mrad yönelim doğruluğu elde edilebildiği gösterilmiştir.

Rogers tarafından hız ölçümlerine ilave olarak açısal hız ölçümlerinin de kullanıldığı iyileştirilmiş bir hızlı AY algoritması sunulmuştur [33]. Makalede uçak ve mühimmat ANS'lerinin esnek bir yapıya monte edildiği kabul edilmiştir. Benzetim sonuçları 10 s içerisinde 1,5 mrad'dan küçük yönelim doğruluklarının elde edilebildiğini göstermiştir. Makale kapsamında uçak gövdesine bağlı ANS'nin hatasız olduğu kabul edilmiştir.

Kain ve ark. tarafından uçağın S manevrası yapmasına ihtiyaç duyulmaksızın, 1 mrad'dan küçük yönelim doğruluğunun 10 s'den kısa sürede elde edilebildiği bir hızlı AY yöntemi sunulmuştur [34]. Buna göre klasik hız eşleştirme yöntemi yönelim eşleştirme ile desteklenmekte ve böylece yönlendirme doğruluğu uçak uzunlamasına eksenini etrafındaki hızlı bir yana yatma manevrası ile sağlanabilmektedir. Makale kapsamında geliştirilen filtrenin ölçek kalibrasyonunu sağlamak gibi bir amacı olmadığı belirtilmiştir.

Makalede kanat esnemesinin, veya daha doğru olarak kanat/pilon/mühimmat esnemesinin, kanat/pilon/mühimmat yapısal ve kütle özellikleri ile aerodinamik etkiler kullanılarak aeroelastik teori yardımıyla modellenebileceği, fakat bu gibi modellerin çok karmaşık olduğu ve mühimmat yükleme istasyonuna, mühimmat tipine ve uçuş koşullarına bağlı bulunduğu belirtilmiştir. Bu yüzden kanat esnemesi üçüncü mertebe bir stokastik Markov modeli olarak modellenmiştir. Fakat esneme etkisi durum sayısının artırılmaması için filtreye beyaz gürültü olarak dahil edilmiştir.

Hallingstad tarafından F-16 savaş uçağına monte edilen havadan fırlatılan Penguin Mk3 mühimmatı için AY yönteminin geliştirilme adımları açıklanmıştır [35]. Makalede mühimmat konum hataları modellenmemiş, uçak ANS'sinin konum çıktıları doğrudan mühimmat ANS'sini güncellemek için kullanılmıştır. AY'nin performansı hem kovaryans hem de Monte Carlo benzetimleri kullanılarak değerlendirilmiştir.

Boch ve ark. tarafından iki farklı AY yöntemi açıklanmıştır [36]. Her iki yöntemde de mühimmat yönelim hataları uçak ve mühimmat ANS'lerinin fiziksel olarak ayrı oluşu da gözönüne alınarak ölçülen açısal hız ve ivme vektörleri arasındaki farklardan belirlenmektedir. İlk yöntemde iki sistem arasındaki fiziksel mesafenin yaklaşık olarak sabit olduğu varsayılırken, ikinci yöntemde yapısal titreşimlerden kaynaklanan dinamik hareketler de ele alınmaktadır. Monte Carlo benzetim sonuçları ihtiyaç duyulan yönlendirme doğruluğunun üçüncü mertebeden bir KF kullanılarak birkaç saniye içerisinde elde edilebildiğini göstermiştir. Yaklaşık 100 Hz'lik bir filtre güncelleme hızı kullanılmıştır. Makalede ayrıca şu bilgilere de yer verilmiştir: Eğer statik ve dinamik açısal kaçıklıkların toplamı ihtiyaç duyulan yönlendirme doğruluğundan küçükse başlatma için uçaktan mühimmata basit bir veri aktarımı yeterlidir. Eğer statik açısal kaçıklıklar ihmal edilemez, dinamik olanlar ihmal edilebilirse, ortalama sabit açısal kaçıklıkların kestirimi basit bir parametre belirleme yöntemi (burada en küçük kareler yöntemi kullanılmıştır) ile yapılabilir. Bu durumda uçak-mühimmat sistemi yaklaşık olarak bir rijit gövde gibi davranmaktadır. Diğer taraftan eğer dinamik açısal kaçıklık değerleri bunların gözönüne alınmalarını gerektiriyorsa, iki sistemin bağlı yöneliminin en kısa sürede yeterli doğrulukla belirlenmesini sağlayan bir yöntemin geliştirilmesi gerekmektedir. Esnmeden dolayı bu uçak ve mühimmat ANS'leri arasındaki yönelim sürekli olarak değiştiğinden geliştirilen yöntem zamana bağlı açıların sürekli olarak belirlenebilmesine izin vermelidir.

Makalede dinamik açısal kaçıklıkların genel olarak aşağıdaki faktörlere bağlı olduğu ifade edilmiştir:

- Kanat şekli (delta, ok, vb.),

- Mühimmat montaj konumu (kanat ortasında, kanat ucunda, vb.),
- Kütle dağılımı (mühimmatlar, yakıt),
- Bozuntu kuvvetleri (ani rüzgarlar, manevra yükleri).

Salzwedel ve ark. tarafından esnek sistemlerdeki AY ve ölçer kalibrasyonu için bir yöntem geliştirilmiştir [37]. Makalede AY filtresinin uçağın rijit olduğu kabulü ile tasarlanmasının birçok durumda zayıf bir varsayım olduğu belirtilmiştir. Makale kapsamında şu bilgilere de yer verilmiştir: Yönlendirme ve kalibrasyon parametrelerini gözlenebilir kılmak için gerekli uçak manevraları uçak esnemesinden kaynaklanan açısal kaçıklıkların artmasına neden olmaktadır. Dolayısıyla klasik filtreler oldukça uzun yönlendirme zamanlarına ihtiyaç duymaktadır. Esnek uçak hareketleri stokastik Gauss-Markov işlemi olarak modellendiğinde ise filtreler manevra ve konfigürasyondan kaynaklanan modelleri içermediklerinden genelde hatalı yönlendirme kestirimleri vermektedirler. Bu çalışma kapsamında geliştirilen filtre uçak manevraları sırasında doğru yönlendirme yapılabilmesini sağlamanın yanısıra hızlı yakınsama özelliği de sergilemektedir.

Bar-Itzhack ve ark. tarafından yapılan çalışma AY’de kullanılan KF’nin hatalı uzunlamasına ivmeölçer kayma kestirimi yapması ile ilgilidir [38]. Uzunlamasına (x-ekseni) ivmeölçer kaymasının KF tarafından olması gerekenden 5 kat fazla kestirildiği test sonuçlarının incelenmesi ile ortaya çıkmıştır. Bu farkın ise mühimmat fırlatıldıktan sonra büyük bir hataya neden olacağı ifade edilmiştir. Makale kapsamında uçak ve mühimmat ANS verileri arasındaki zaman gecikmesinin bu kestirim hatasına neden olduğu analitik olarak gösterilmiştir.

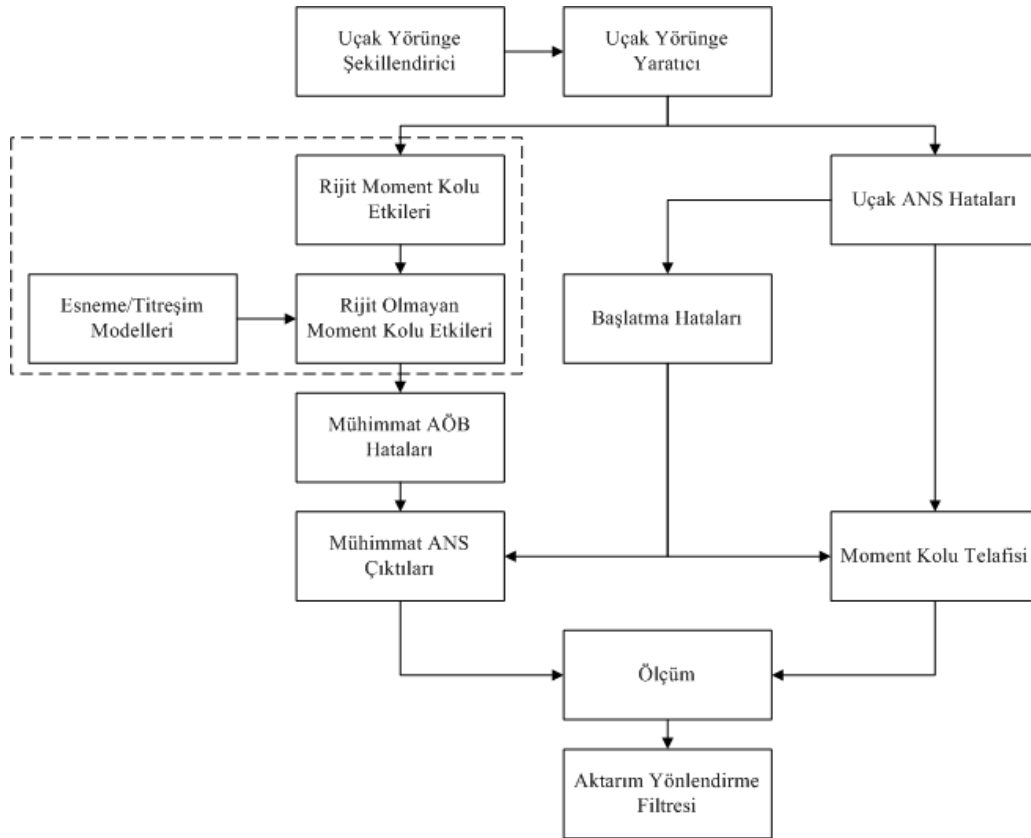
Ham tarafından yüksek mertebeden KF uygulamaları için gözlenebilirlik konusu ele alınmıştır [39]. Çalışma kapsamında, uygun şekilde normalize edildiğinde hata kovaryans matrisinin özdeğerlerinin ve özvektörlerinin sistemin gözlenebilirliği hakkında kullanışlı bilgiler sağlayabildiği gösterilmiştir.

Schneider tarafından uçak ve mühimmat ANS'leri arasındaki açısal kaçıklığın statik yani sabit ve dinamik olarak değişken olduğu durumlar için AY problemi ele alınmıştır [40].

Harris tarafından elastik gövde hareketleri olması durumundaki AY problemi ele alınmıştır [41]. Makalede ayrıca şu bilgilere yer verilmiştir: Düşük frekanslı yüksek genlikli esneme ve yüksek frekanslı düşük genlikli titreşim terimleri AY problemini ilgilendiren iki tipteki elastik harekettir. Esneme genelde uçuş koşullarındaki değişimden (yakıt yükü, hava hızı, irtifa, vb.) kaynaklanan elastik deformasyonu tanımlamaktadır. Titreşim ise genelde ani rüzgar yükleri ve iç gürültü kaynakları gibi girdiler tarafından tahrik edilen daha yüksek frekanslı elastik hareketlerdir.

3. TEORİ - AKTARIM YÖNLENDİRME BENZETİM ORTAMI

AY'nin bilgisayar ortamında gerçekleştirilebilmesi için mümkün olduğunca gerçek uçuş koşullarını yansıtan bir benzetim ortamının oluşturulması gerekmektedir. Bu tez kapsamında ele alınan benzetim ortamının blok diyagramı Şekil 3.1'de gösterilmektedir [3].

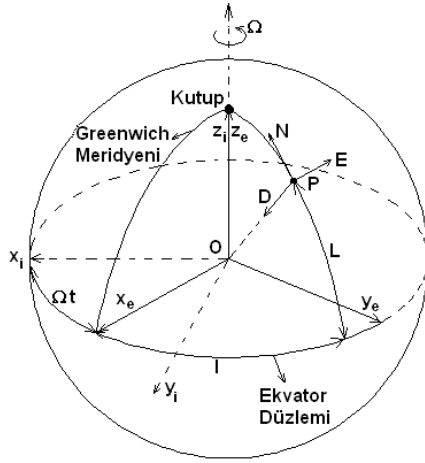


Şekil 3.1. AY benzetim ortamı

Şekil 3.1'deki her bir bloğun içeriği, çalışmada kullanılan referans eksen takımlarının tanımlanmasını takiben izleyen kısımlarda açıklanmaktadır. Ayrıca gerektiğinde blokların içeriği ile ilgili ön bilgiler de verilmektedir. Tez kapsamında bloklarla ilgili eşitlikler için konu ile ilgili daha önce kullanılan eşitlikler temel alınmış [3], bunlar detaylandırılarak tekrar türetilmiş ve deterministik esneme terimleri dahil edilerek HYE için kullanılmaya uygun hale getirilmiştir.

3.1. Referans Eksen Takımları

Bu çalışmada kullanılan referans eksen takımları Şekil 3.2’de gösterilmekte ve aşağıda kısaca açıklanmaktadır.



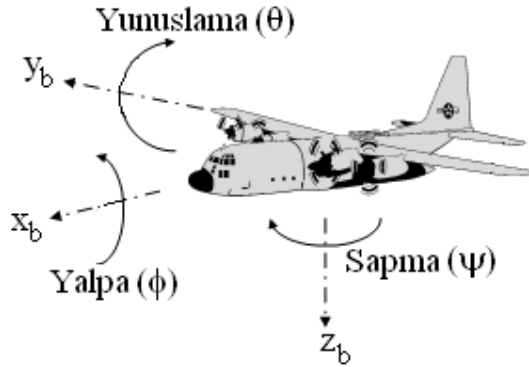
Şekil 3.2. Referans eksen takımları

Ataletsel Eksen Takımı ($x_i y_i z_i$): Orijini dünyanın merkezinde olup, sabit yıldızlara göre dönmediği kabul edilmektedir. Kutup eksenini ile çakışık Oz_i 'nin yönünün değişmediği varsayılmaktadır.

Dünya Eksen Takımı ($x_e y_e z_e$): Orijini dünyanın merkezinde olup, Oz_e kutup eksenini boyunca yer almaktadır. Ox_e ise ekvator düzlemi ile Greenwich meridyeninin kesişim noktasından geçmektedir. Bu eksen takımı Oz_i etrafında dünya açısal hızı Ω ile dönmektedir.

Navigasyon (Coğrafi) Eksen Takımı (NED): Orijini ANS'nin bulunduğu nokta (P) olup, N, E ve D eksenleri sırasıyla kuzey, doğu ve aşağı yönleri göstermektedir.

Gövde Eksen Takımı ($x_b y_b z_b$): Orijini ANS'nin bulunduğu nokta (P) olup, x_b , y_b ve z_b eksenleri ANS'nin bağlı olduğu yapının sırasıyla yalpa, yunuslama ve sapma eksenleri üzerinde bulunmaktadır. Gövde eksen takımı Şekil 3.3'te gösterilmektedir.



Şekil 3.3. Gövde eksen takımı

3.2. Uçak Yörünge Şekillendirici Modülü

Tasarlanan bir AY algoritması, bu algoritma için tanımlanmış özel bir uçak manevrasının yapılmasını gerektirmektedir. Bu manevra ile AY sırasında navigasyon sistem hatalarının gözlenebilirliğinin artırılması amaçlanmaktadır. Bu modül, kullanıcı tarafından tanımlanan manevra yörüngesinin şekline uygun Euler açı türevlerinin oluşturulmasını sağlamaktadır [42]. Bunlar Uçak Yörünge Yaratıcı Modülü'ne girdi oluşturan birinci açı türevleri ile moment kolu telafisinin yapılabilmesi için gereken ikinci açı türevlerdir. Buradaki Euler açıları uçak gövde ve navigasyon eksen takımları arasındaki dönüşümü tanımlamakta olup, yalpa açısı (ϕ), yunuslama açısı (θ) ve sapma açısı (ψ) olarak isimlendirilir. Gerçekte bir savaş uçağı çok farklı tipteki manevraları yapabilme yeteneğine sahip olmakla birlikte, bu çalışmada AY gereklilikleri açısından sadece düz uçuş, dikey dönüş ve koordineli dönüş manevraları gözönüne alınmaktadır.

3.2.1. Düz uçuş

Düz uçuş sırasında uçağın yönelimi değişmediğinden Euler açıları sabit kalmaktadır. Bu durumda Euler açılarının birinci ve ikinci türevleri sıfır olmaktadır. Yani

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \ddot{\phi} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (3.1)$$

3.2.2. Dikey dönüş

Dikey dönüş sırasında yalpa hareketine izin verilmemektedir. Yani

$$\phi = \dot{\phi} = \ddot{\phi} = 0 \quad (3.2)$$

Ayrıca bu manevra sabit sapma açısı ile yapılabildiğinden

$$\psi = \dot{\psi} = 0 \quad (3.3)$$

olmaktadır. Yani bu manevra sırasında sadece yunuslama açısı aşağıdaki gibi değişmektedir.

$$\dot{\theta} = \frac{a_n}{v_t} \quad (3.4)$$

burada a_n manevra esnasında uçuş yörüngesine dik ve sabit olan ivmeyi göstermektedir. Uçağın toplam hızını gösteren v_t 'nin ise uçak gövdesinin x_b ekseninde bulunduğu yani uçağın sadece bu eksen üzerinde ivmelenebildiği varsayılmaktadır. Yunuslama hızının pozitif olması tırmanma, negatif olması ise dalış hareketini göstermektedir. Eş. 3.4 incelendiğinde v_t 'nin sıfır olmaması gerektiği görülmektedir. Bu ise eksenel uçak ivmesinin (A) uygun şekilde tanımlanması ile sağlanabilmektedir. Örneğin A sıfır ve v_t sıfırdan farklı bir sabit ise yunuslama açısının değişimi sabit olmaktadır. Bu da yunuslama açısının doğrusal olarak artması anlamına gelmektedir. Dikey dönüş manevrası sırasında girdiler ayarlanarak θ 'nın 90° olması engellenmelidir. Çünkü bu durum navigasyon eşitliklerinde süreksizliğe neden olmaktadır.

3.2.3. Koordineli dönüş

Uçağın yana yatarak yaptığı baş değiştirme yani sapma manevrasına koordineli dönüş denmektedir. Bir koordineli dönüş manevrası için üç ardışık baş değiştirme fazı mevcuttur. İlk aşamada uçak arzu edilen yalpa açısına ulaşana kadar yatmaya devam eder. Yalpa açısının arttığı bu aşamada sapma hızı da artmaktadır. İkinci aşamada uçak sabit bir sapma hızı ile yatay düzlemdeki dönme hareketine devam eder. Son aşamada ise yalpa açısı azalarak sıfır değerine ulaşır. Bu aşamada sapma hızı da azalmaktadır. Aşamanın sonunda yatay ve düz uçuşa dönülmüş olunur. Koordineli dönüş sırasında uçağın yüksekliğinin değişmediği kabul edildiğinden

$$\theta = \dot{\theta} = \ddot{\theta} = 0 \quad (3.5)$$

olmaktadır. Ayrıca dönüş sırasında oluşan merkezci ivme ve yerçekimi vektörlerinin bileşkesinin uçak gövdesinin z_b ekseninde olduğu kabul edilmektedir. Bu gereksinimi sağlayan merkezci ivme aşağıdaki şekilde ifade edilmektedir.

$$a_n = g \cos \theta \tan \phi \quad (3.6)$$

Bu merkezci ivmenin elde edilebilmesi için dönüş sırasında olması gereken sapma hızı ise aşağıdaki gibi verilmektedir.

$$\dot{\psi} = \frac{g \tan \phi}{v_t} \quad (3.7)$$

Eş. 3.7'den görülebileceği gibi sapma hızı sadece yalpa açısı ve toplam hıza bağlıdır. Dönüş hareketi sırasında hız değişimleri arzu edilmediğinden, sapma hızını belirleyen en önemli etken yalpa açısı olmaktadır. Moment kolu telafisi işlemi için gereken sapma ivmesi Eş. 3.7 kullanılarak aşağıdaki gibi elde edilebilir.

$$\ddot{\psi} = \frac{g}{v_t^2 \cos^2 \phi} \left[\dot{\phi} v_t - \frac{A \sin 2\phi}{2} \right] \quad (3.8)$$

3.3. Uçak Yörünge Yaratıcı Modülü

Bu modül, kullanıcı tarafından tanımlanan ilk konum, hız ve yönelim (KHY) bilgisi ile Uçak Yörünge Şekillendirici Modülü tarafından sağlanan Euler açılarının birinci türevlerinin ilk değerlerinin bilinmesi durumunda uçak ANS'sinin hatasız KHY bilgisi ile uçak AÖB'ünün özgül kuvvet ve açısal hız çıktılarını sağlamaktadır [42]. Hesaplamalar sırasında uçak AÖB'ünün uçak ağırlık merkezinde yer aldığı ve AÖB eksenleri ile uçak gövde eksenlerinin çakışık olduğu kabul edilmektedir.

Uçak gövdesinin navigasyon eksen takımına göre navigasyon koordinatlarında tanımlanan açısal hızı aşağıdaki gibi ifade edilebilir.

$$\begin{bmatrix} \omega_{nb}^n(x) \\ \omega_{nb}^n(y) \\ \omega_{nb}^n(z) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} c\psi & -s\psi & 0 \\ s\psi & c\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\theta} \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} c\psi & -s\psi & 0 \\ s\psi & c\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} c\theta & 0 & s\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -s\theta & 0 & c\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (3.9)$$

burada $\omega_{nb}^n(x)$, $\omega_{nb}^n(y)$ ve $\omega_{nb}^n(z)$, ω_{nb}^n vektörünün parantez içerisinde gösterilen uçak gövde eksenine etrafındaki bileşenidir. c ve s ise sırasıyla cos ve sin fonksiyonlarını göstermektedir.

Gövde eksen takımından navigasyon eksen takımına dönüşümü sağlayan doğrultu kosinüs matrisinin (DKM) türevi, Eş. 3.9'da hesaplanan açısal hız kullanılarak aşağıdaki şekilde elde edilir.

$$\dot{C}_b^n = S(\omega_{nb}^n) C_b^n \quad (3.10)$$

burada $S(\)$ parantez içerisindeki vektörden oluşan ters simetrik matrisi göstermektedir. Eş. 3.10 ile verilen diferansiyel eşitlik matris terimlerini

içerdiğinden, çözümü tek değişkenli ifadelerde olduğu gibi yapılamaz. Eş. 3.10'un çözümü Mühimmat ANS Çıktıları Modülü kapsamında açıklanacak koni algoritmasındaki DKM güncelleme yöntemi kullanılarak gerçekleştirilmektedir.

Uçak gövdesinin dünya eksen takımına göre navigasyon eksen takımında tanımlanan hızı, uçak gövdesinin dünya eksen takımına göre gövde eksen takımında tanımlanan hızı ile aşağıdaki şekilde ilişkilendirilebilir.

$$\mathbf{v}_e^n = \mathbf{C}_b^n \mathbf{v}_e^b \quad (3.11)$$

Eş. 3.11'in türevi alınır ve Eş. 3.10 bu eşitliğe dahil edilirse

$$\dot{\mathbf{v}}_e^n = \mathbf{C}_b^n \dot{\mathbf{v}}_e^b + \mathbf{S}(\boldsymbol{\omega}_{nb}^n) \mathbf{v}_e^n \quad (3.12)$$

elde edilir. Burada

$$\dot{\mathbf{v}}_e^b = \begin{bmatrix} \dot{v}_t \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (3.13)$$

olup, v_t toplam uçak hızını, A ise kullanıcı tarafından tanımlanan uçak ivmesini göstermektedir. Toplam hız kuzey (v_N), doğu (v_E) ve aşağı (v_D) hızlarının bileşkesi olup aşağıdaki şekilde tanımlanabilir.

$$v_t = \sqrt{v_N^2 + v_E^2 + v_D^2} \quad (3.14)$$

Eş. 3.12 ile verilen hızın güncellenmesi aşağıdaki şekilde yapılmaktadır.

$$\mathbf{v}_e^n(t_n + \Delta T_a) = \mathbf{v}_e^n(t_n) + \left[\mathbf{C}_b^n \dot{\mathbf{v}}_e^b + \mathbf{S}(\boldsymbol{\omega}_{nb}^n) \mathbf{v}_e^n \right] \Big|_{t_n} \Delta T_a \quad (3.15)$$

burada ΔT_a alt güncelleme zaman aralığını göstermektedir.

Uçak konumu enlem (L), boylam (l) ve dünya yüzeyinden olan yükseklik (h) olarak aşağıdaki şekilde belirlenebilir.

$$\begin{bmatrix} \dot{L} & \dot{l} & \dot{h} \end{bmatrix}^T = \begin{bmatrix} \frac{v_N}{R_N + h} & \frac{v_E}{(R_E + h)\cos L} & -v_D \end{bmatrix}^T \quad (3.16)$$

burada R_N ve R_E tanımlanan dünya eğrilik yarıçapları olup, aşağıda verilmektedir [43].

$$R_N = a_g (1 - e_g^2) / (1 - e_g^2 \sin^2 L)^{3/2} \quad (3.17)$$

$$R_E = a_g / (1 - e_g^2 \sin^2 L)^{1/2} \quad (3.18)$$

Eş. 3.16 aşağıdaki şekilde güncellenmektedir.

$$\begin{bmatrix} L \\ l \\ h \end{bmatrix}_{t_n + \Delta T_a} = \begin{bmatrix} L \\ l \\ h \end{bmatrix}_{t_n} + \begin{bmatrix} v_N / (R_N + h) \\ v_E / [(R_E + h)\cos L] \\ -v_D \end{bmatrix}_{t_n} \Delta T_a \quad (3.19)$$

Uçak Yörünge Yaratıcı Modülü KHY çıktılarına ilave olarak, istenilen yörüngeyi izleyen sistemin AÖB'ünün ölçtüğü özgül kuvvet ve açısal hız değerlerini de hesaplamalıdır. Uçak AÖB'ü tarafından ölçülen açısal hız

$$\omega_{ib}^b = C_n^b \omega_{ib}^n = C_n^b (\omega_{in}^n + \omega_{nb}^n) \quad (3.20)$$

ile verilir. Burada

$$C_n^b = (C_b^n)^T \quad (3.21)$$

olup, ω_{nb}^n Eş. 3.9 kullanılarak elde edilir. Navigasyon eksen takımının ataletsel eksen takımına göre navigasyon eksen takımında tanımlanan açısal hızı (ω_{in}^n) ise

$$\omega_{in}^n = \omega_{ie}^n + \omega_{en}^n = \begin{bmatrix} \Omega \cos L \\ 0 \\ -\Omega \sin L \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} v_E / (R_E + h) \\ -v_N / (R_N + h) \\ -v_E \tan L / (R_E + h) \end{bmatrix} \quad (3.22)$$

Moment kolu telafi işlemi için gerekli açısal hızın birinci türevi Eş. 3.20 kullanılarak ve $\dot{C}_n^b = C_n^b S(\omega_{bn}^n)$ olduğu gözönüne alınarak aşağıdaki gibi elde edilebilir.

$$\dot{\omega}_{ib}^b = C_n^b [\dot{\omega}_{ib}^n + S(\omega_{bn}^n) \omega_{ib}^n] \quad (3.23)$$

burada

$$\omega_{bn}^n = -\omega_{nb}^n \quad (3.24)$$

$$\omega_{ib}^n = C_b^n \omega_{ib}^b \quad (3.25)$$

$$\dot{\omega}_{ib}^n = \dot{\omega}_{ie}^n + \dot{\omega}_{en}^n + \dot{\omega}_{nb}^n \quad (3.26)$$

$$\dot{\omega}_{ie}^n = \begin{bmatrix} -\Omega \cdot \sin L \cdot \dot{L} \\ 0 \\ -\Omega \cdot \cos L \cdot \dot{L} \end{bmatrix} \quad (3.27)$$

$$\dot{\omega}_{en}^n = \begin{bmatrix} \frac{\dot{v}_E}{R_E + h} - \frac{v_E}{(R_E + h)^2} \dot{h} \\ -\frac{\dot{v}_N}{R_N + h} + \frac{v_N}{(R_N + h)^2} \dot{h} \\ -\frac{\tan L}{R_E + h} \dot{v}_E - \frac{v_E}{(R_E + h) \cos L} \dot{L} + \frac{v_E \tan L}{(R_E + h)^2} \dot{h} \end{bmatrix} \quad (3.28)$$

$$\dot{\omega}_{nb}^n = \begin{bmatrix} -c\psi \cdot \dot{\psi} \cdot \dot{\theta} - s\psi \cdot \ddot{\theta} - s\psi \cdot c\theta \cdot \dot{\psi} \cdot \dot{\phi} - s\theta \cdot c\psi \cdot \dot{\phi} \cdot \dot{\theta} + c\theta \cdot c\psi \cdot \ddot{\phi} \\ -s\psi \cdot \dot{\psi} \cdot \dot{\theta} + c\psi \cdot \ddot{\theta} - s\psi \cdot s\theta \cdot \dot{\theta} \cdot \dot{\phi} + c\theta \cdot c\psi \cdot \dot{\phi} \cdot \dot{\psi} + c\theta \cdot s\psi \cdot \ddot{\phi} \\ \ddot{\psi} - c\theta \cdot \dot{\theta} \cdot \dot{\phi} - s\theta \cdot \ddot{\phi} \end{bmatrix} \quad (3.29)$$

r herhangi bir konum vektörünü göstermek üzere, toplam ataletsel ivmeden yerçekimi ivmesinin çıkarılması ile elde edilen özgül kuvvet aşağıdaki şekilde ifade edilebilir.

$$f = \left. \frac{d^2 r}{dt^2} \right|_i - g \quad (3.30)$$

Diğer taraftan

$$\left. \frac{dr}{dt} \right|_e = v_e \quad (3.31)$$

olduğu gözönüne alınarak

$$\left. \frac{dr}{dt} \right|_i = \left. \frac{dr}{dt} \right|_e + \omega_{ie} \times r \quad (3.32)$$

yazılır ve Eş. 3.32 Eş. 3.30'a dahil edilerek gerekli düzenlemeler yapılırsa, özgül kuvvet vektörü uçak gövde eksen takımında aşağıdaki şekilde ifade edilebilir.

$$\mathbf{f}^b = \mathbf{a}^b = \mathbf{C}_n^b \left\{ \dot{\mathbf{v}}_e^n + \left[\mathbf{S}(\boldsymbol{\omega}_{en}^n) + 2\mathbf{S}(\boldsymbol{\omega}_{ie}^n) \right] \mathbf{v}_e^n - \mathbf{g}_l^n \right\} \quad (3.33)$$

burada

$$\mathbf{g}_l^n = \mathbf{g}^n - \boldsymbol{\omega}_{ie}^n \times (\boldsymbol{\omega}_{ie}^n \times \mathbf{r}^n) \quad (3.34)$$

ifadesi lokal yerçekimi vektörünü tanımlamakta olup, Eş. 3.34 WGS-84 yerçekimi modeli kullanılarak yüksekliğe bağlı olarak aşağıdaki gibi hesaplanabilir [43].

$$\gamma_g = \gamma_e \frac{1 + k_g \sin^2 L}{\sqrt{1 - e_g^2 \sin^2 L}} \quad (3.35)$$

$$\gamma_h = \gamma_g \left[1 - \frac{2}{a_g} (1 + f_g + m_g - 2f_g \sin^2 L) h + \frac{3}{a_g^2} h^2 \right] \quad (3.36)$$

$$\mathbf{g}_l^n = \begin{bmatrix} 0 & 0 & \gamma_h \end{bmatrix} \quad (3.37)$$

3.4. Uçak ile Mühimmat Arasındaki Kinematik İlişkiler

Uçak ve mühimmat ANS'leri uçak üzerinde farklı konumlarda bulunduğundan farklı hareketler algılar ve çıktıları da birbirinden farklılık gösterir. Referans olarak isimlendirilen uçak ANS çıktılarının aradaki fiziksel mesafenin etkisini ortadan kaldıracak şekilde telafi edilmesi gerekmektedir. Bu işlem genelde “moment kolu telafisi” olarak isimlendirilir. Bu kısımda birbirinden farklı konumlanmış uçak ve mühimmat ANS'leri arasındaki kinematik ilişkiler açıklanmaktadır.

3.4.1. Hız ilişkisi

r mühimmatın uçağa göre bağıl konum vektörü, R_s ve R_m de sırasıyla mühimmatın ve uçağın konum vektörleri olmak üzere, mühimmatın ve uçağın konumları arasındaki ilişki dünya eksen takımında aşağıdaki gibi ifade edilebilir.

$$R_s^e = R_m^e + r^e \quad (3.38)$$

Eş. 3.38'in her iki tarafının türevi alınır

$$v_s^e = v_m^e + \dot{r}^e \quad (3.39)$$

elde edilir. Bir savaş uçağı için uçak ve mühimmat ANS'leri arasındaki en fazla mesafenin 15 m olduğu gözönüne alınarak, uçak ve mühimmat ANS'leri arasındaki dönme ihmal edilerek iki sistemin navigasyon eksen takımlarının aynı olduğu varsayılırsa Eş. 3.39 navigasyon koordinatlarında aşağıdaki şekilde yazılabilir.

$$v_s^n = v_m^n + C_e^n \dot{r}^e \quad (3.40)$$

Eş. 3.40, moment kolu vektörü r 'nin genelde uçak ANS'sine bağlı gövde eksen takımında ifade edildiği düşünülerek aşağıdaki gibi yazılabilir.

$$v_s^n = v_m^n + C_e^n \frac{d(C_m^e r^m)}{dt} \quad (3.41)$$

Eş. 3.41'deki türev işlemi yapılırsa

$$v_s^n = v_m^n + C_e^n [\dot{C}_m^e r^m + C_m^e \dot{r}^m] \quad (3.42)$$

burada $\dot{C}_m^e = C_m^e S(\omega_{em}^m)$ olduğu gözönüne alınır

$$\mathbf{v}_s^n = \mathbf{v}_m^n + C_e^n \{ C_m^e [S(\omega_{em}^m) \mathbf{r}^m] + C_m^e \dot{\mathbf{r}}^m \} \quad (3.43)$$

elde edilir. Eş. 3.43 düzenlenir ve $\omega_{em}^m = \omega_{im}^m - \omega_{ic}^m$ olduğu gözönüne alınırsa

$$\mathbf{v}_s^n = \mathbf{v}_m^n + C_m^n [(\omega_{im}^m - \omega_{ic}^m) \times \mathbf{r}^m] + C_m^n \dot{\mathbf{r}}^m \quad (3.44)$$

bulunur. Burada ω_{im}^m ve ω_{ic}^m sırasıyla uçak gövde ve dünya açısız hızlarının uçak gövde eksen takımında ifade edilmiş şekilleridir.

Eş. 3.44'te moment kolu vektörü ile ilgili tüm parametreler uçak gövde eksen takımında ifade edilmiştir. Bazı durumlarda bu parametrelerin uçak ANS'si tarafından sağlanması mümkün olmamaktadır. Bu durumda Eş. 3.44'teki moment kolu vektörü ile ilgili parametrelerin mühimmat gövde eksen takımında tanımlanması gerekmektedir. Bu işlem yapılırsa aşağıdaki hız ilişkisi elde edilebilir.

$$\mathbf{v}_s^n = \mathbf{v}_m^n + C_s^n [(\omega_{is}^s - \omega_{ic}^s) \times \mathbf{r}^s] + C_s^n \dot{\mathbf{r}}^s \quad (3.45)$$

Diğer taraftan uçak ANS'sinin mühimmatınkine göre çok daha doğru olduğu ve mühimmat açısız hızının (ω_{is}^s) düşük frekanslı yüksek genlikli esneme ve yüksek frekanslı düşük genlikli titreşim gibi etkilere daha fazla maruz kaldığı da gözönüne alındığında Eş. 3.45 yerine mümkün olduğunca Eş. 3.44'ün kullanılması tercih edilmelidir.

3.4.2. Yönelim ilişkisi

Mühimmat gövde ve navigasyon eksen takımları arasındaki yönelim ilişkisi, uçak gövde ve navigasyon eksen takımları arasındaki yönelim ilişkisi ile mühimmat ve uçak gövde eksen takımları arasındaki yönelim ilişkisi cinsinden aşağıdaki gibi ifade edilebilir.

$$C_s^n = C_m^n C_s^m \quad (3.46)$$

Burada uçak ve mühimmat navigasyon eksen takımlarının aynı olduğu kabul edilmiştir. Mühimmatın uçağa göre bağıl yönelimini ifade eden C_s^m , tamamıyla rijit bir yapı için montajdan kaynaklanan açısal kaçıklıkları göstermektedir. Esneme ve titreşim olması durumunda dinamik olarak değişen bu matrisin ilerleme modeli aşağıdaki diferansiyel eşitlik ile ifade edilebilir.

$$\dot{C}_s^m = S(\omega_{ms}^m) C_s^m \quad (3.47)$$

3.4.3. İvme ilişkisi

Mühimmat ile uçak arasındaki konum ilişkisi ataletsel koordinatlarda

$$R_s^i = R_m^i + C_m^i r^m \quad (3.48)$$

olarak verilir. Eş. 3.48'in her iki tarafının türevi alınırsa

$$\dot{v}_s^i = \dot{v}_m^i + C_m^i S(\omega_{im}^m) r^m + C_m^i \dot{r}^m \quad (3.49)$$

bulunur. Eş. 3.49'un da türevi alınır ve gerekli düzenlemeler yapılırsa

$$a_s^i = a_m^i + C_m^i \left[\omega_{im}^m \times (\omega_{im}^m \times r^m) + \dot{\omega}_{im}^m \times r^m + 2(\omega_{im}^m \times \dot{r}^m) + \ddot{r}^m \right] \quad (3.50)$$

elde edilir. İvmeölçerler gövde eksen takımında çıktı verdiği için, Eş. 3.50'nin C_i^s DKM ile çarpılması gerekmektedir. Bu durumda Eş. 3.50 aşağıdaki gibi olmaktadır.

$$a_s^s = C_m^s \left[a_m^m + \omega_{im}^m \times (\omega_{im}^m \times r^m) + \dot{\omega}_{im}^m \times r^m + 2(\omega_{im}^m \times \dot{r}^m) + \ddot{r}^m \right] \quad (3.51)$$

3.4.4. Açısal hız ilişkisi

ω_{ms}^m mühimmatın uçağa göre uçak gövde eksen takımında tanımlanmış açısal hızı olmak üzere, mühimmat ile uçak arasındaki açısal hız ilişkisi aşağıdaki şekilde verilebilir.

$$\omega_{is}^s = C_m^s (\omega_{im}^m + \omega_{ms}^m) \quad (3.52)$$

3.4.5. Konum ilişkisi

Uçak ile mühimmat enlem, boylam ve yükseklik koordinatları arasındaki ilişki uçak gövde eksen takımında tanımlanan moment kolu kullanılarak aşağıdaki gibi ifade edilebilir.

$$\begin{bmatrix} L \\ l \\ h \end{bmatrix}^s = \begin{bmatrix} L \\ l \\ h \end{bmatrix}^m + \begin{bmatrix} 1/(R_N + h) & 0 & 0 \\ 0 & 1/[(R_E + h)\cos L] & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{bmatrix} C_m^n r^m \quad (3.53)$$

3.5. Esneme/Titreşim Modelleri Modülü

Uçak ve mühimmat ANS'leri uçak üzerinde farklı konumlarda bulunmaktadır. Ataletsel güdümlü mühimmatlar için genelde uçak ANS'si uçak ana gövdesinde, mühimmat ANS'si ise kanat altında yer almaktadır. Böyle bir konfigürasyon için uçak ve mühimmat ANS'leri rijit ve elastik gövde hareketi olmak üzere iki tip harekete maruz kalmaktadır.

Rijit gövde hareketi uçağın rijit bir yapı olarak yaptığı hareketleri ifade etmektedir. Bu durum için uçak gövdesi üzerindeki herhangi bir noktanın başka bir noktaya göre bağıl hareketi bulunmamaktadır.

Elastik gövde hareketleri ise uçak gövdesinin rijit olmayan yapısından kaynaklanan esneme ve titreşim etkilerini içermektedir. Bu durumda uçak üzerindeki noktalar arasında bağıl bir hareket söz konusudur. Esneme uçak yapısının elastik deformasyonundan kaynaklanan düşük frekanslı yüksek genlikli hareketi tanımlamaktadır. Titreşim ise çevresel koşullar tarafından oluşturulan yüksek frekanslı düşük genlikli hareketi ifade etmektedir.

AY algoritmaları açısından sadece bağıl esneme ve titreşim hareketinin uçak ve mühimmat ANS'leri tarafından hesaplanan ölçüm değerleri üzerinde bir etkisi bulunmaktadır. Rijit gövde hareketi hem uçak hem de mühimmat sistemlerinin performansını etkilese de, bu etki genelde ANS hesaplama hataları kapsamında ele alınmaktadır.

Uçak ve mühimmat ANS'leri arasındaki uzaklık “r” ve yönelim “e” ile gösterilirse

$$\mathbf{r} = \mathbf{r}_{\text{stat}} + \mathbf{r}_{\text{dyn}} \quad (3.54)$$

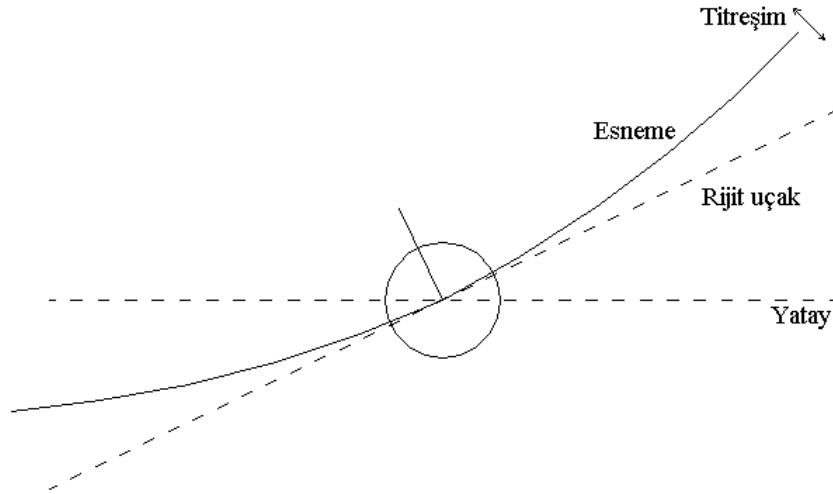
$$\mathbf{r}_{\text{dyn}} = \mathbf{r}_{\text{dyn}}^{\text{flex}} + \mathbf{r}_{\text{dyn}}^{\text{vib}} \quad (3.55)$$

$$\mathbf{e} = \mathbf{e}_{\text{stat}} + \mathbf{e}_{\text{dyn}} \quad (3.56)$$

$$\mathbf{e}_{\text{dyn}} = \mathbf{e}_{\text{dyn}}^{\text{flex}} + \mathbf{e}_{\text{dyn}}^{\text{vib}} \quad (3.57)$$

yazılabilir. Eş. 3.54 ve Eş. 3.55'teki $\mathbf{r}_{\text{stat}}$, $\mathbf{r}_{\text{dyn}}^{\text{flex}}$ ve $\mathbf{r}_{\text{dyn}}^{\text{vib}}$ sırasıyla moment kolu vektörünün statik (sabit), esnemeden ve titreşimden kaynaklanan bileşenlerini ifade etmektedir. Eş. 3.56 ve Eş.3.57'de yer alan $\mathbf{e}_{\text{stat}}$, $\mathbf{e}_{\text{dyn}}^{\text{flex}}$ ve $\mathbf{e}_{\text{dyn}}^{\text{vib}}$ ise uçak ve mühimmat ANS eksen takımları arasındaki statik (sabit), esnemeden ve titreşimden kaynaklanan yönelimlere karşılık gelmektedir. Mühimmatın uçağa göre bağıl esneme ve titreşim hareketi basit olarak Şekil 3.4'te gösterilmektedir. Gerçekte üç boyutlu uzaydaki bir

kartezyen eksen takımı düşünülüğünde ise, esneme ve titreşim her eksen doğrultusunda ve etrafında oluşabilmektedir.



Şekil 3.4. Bağlı esneme/titreşim hareketi

İzleyen kısımlarda tez kapsamında kullanılan titreşim ve esneme modelleri hakkında bilgi verilmektedir.

3.5.1. Titreşim modeli

Bu modül, uçuş sırasında mühimmatın uçağa göre bağlı titreşim hareketinin ifade edilmesini, yani r_{dyn}^{vib} , $\dot{r}_{dyn}^{vib}$, $\ddot{r}_{dyn}^{vib}$, e_{dyn}^{vib} ve $\dot{e}_{dyn}^{vib}$ terimlerinin oluşturulmasını sağlamaktadır. Titreşim etkisi uçak ve mühimmat ANS'leri arasındaki moment kolu üzerindeki dinamik değişimin hızlı değişen düşük genlikli bileşenidir. Titreşim hareketinin dinamiği, daha sonra açıklanacak ve durum kestiriminde kullanılan KF'nin güncellenmesinden çok daha hızlı olduğundan, KF'nin titreşim etkisini kestirmesi mümkün olmamaktadır. Buna göre titreşim etkisi KF sistem modeline dahil edilmemiş ve beyaz ölçüm gürültüsü olarak ele alınmıştır.

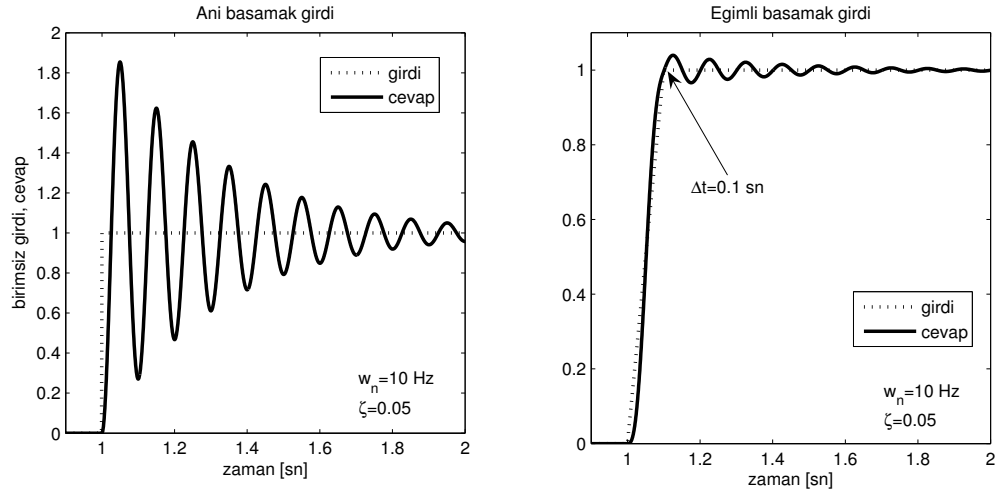
3.5.2. Esneme modeli

Teze temel katkıyı sağlayan bu modül, uçuş sırasında mühimmatın uçağa göre bağlı esneme hareketinin ifade edilmesini, yani r_{dyn}^{flex} , $\dot{r}_{dyn}^{flex}$, $\ddot{r}_{dyn}^{flex}$, e_{dyn}^{flex} ve $\dot{e}_{dyn}^{flex}$ terimlerinin oluşturulmasını sağlamaktadır.

Probleme genel yaklaşım

Uçaklarda uçuş sırasında oluşan esnemelerin elde edilmesi problemi statik veya dinamik sistem yaklaşımı ile çözülebilir. Uygun çözüm yönteminin belirlenmesi yüklemenin dinamik davranışına bağlıdır. Yüklemin frekans içeriği sistemin doğal frekanslarını tetikleyecek kapsamda ise dinamik çözüm kullanılmalıdır. Ancak yüklemenin dinamiği sistemin dinamiğinden daha yavaş ise yükleme statik olarak kabul edilebilir ve statik çözüm kullanılabilir. Uçak gibi karmaşık yapıların dinamik olarak modellenmesi, statik olarak modellenmesi ile karşılaştırıldığında oldukça zorlayıcıdır. Ayrıca bu tür durumlarda dinamik çözüm statik olana kıyasla daha uzun çözüm süreleri gerektirmektedir. Dolayısıyla bu tip karmaşık sistemlerde dinamik sistem yaklaşımının ihtiyaç duyulan durumlar haricinde kullanılması tercih edilmemektedir.

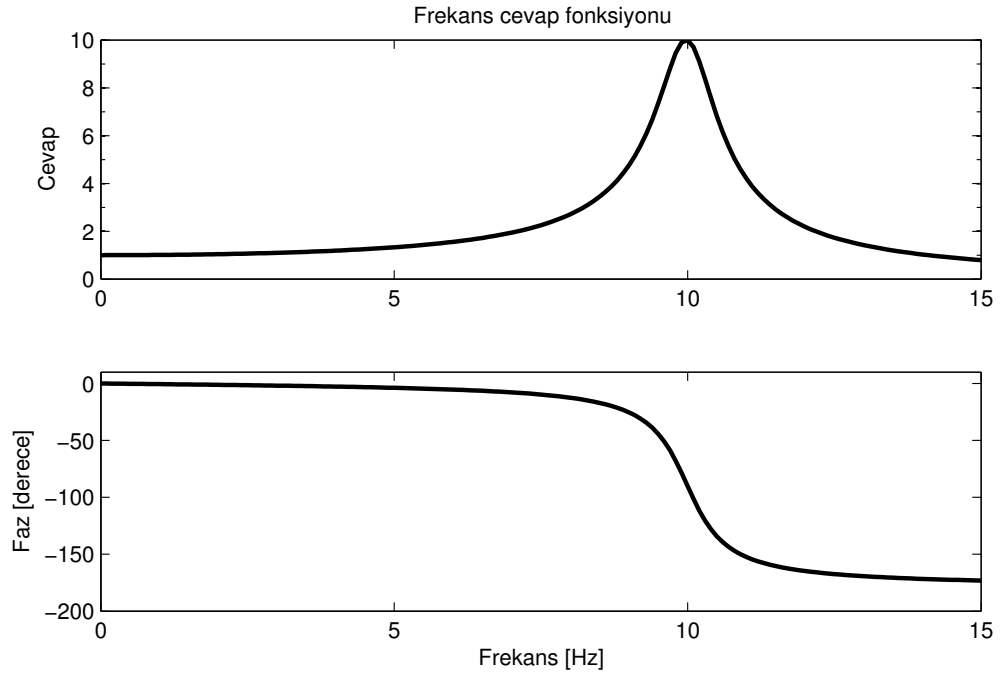
Genel kural olarak yükleme süresi sistemin ilk doğal frekansına denk gelen ilk periyodunun süresinin üçte birinden daha kısa ise problem dinamik sistem yaklaşımı ile çözülmelidir. Ancak sönümlenmesi düşük yapılarda bir periyottan daha kısa süreli yüklemeler için de dinamik analiz yapılması gereklidir. Örneğin ilk doğal frekansı 10 Hz olan tek serbestlik dereceli bir sisteme zeminden birim basamak girişi uygulandığında sistemin bütün modları tetikleneceğinden titreşimin etkisini görmek için problemin dinamik olarak çözülmesi gerekmektedir. Ancak basamak yükleme, süresi 0,1 s (10 Hz'e denk gelen periyot) veya daha uzun olan bir eğimle uygulandığında sistemdeki titreşimler ihmal edilebilecek oranda düşük olacak ve statik çözümleme yeterli olacaktır. Bu durum Şekil 3.5'te sayısal bir örnek ile özetlenmektedir.



Şekil 3.5. Ani basamak ve eğimli yüklemeler için girdi-cevap ilişkisi

Şekil 3.5'ten de görüldüğü gibi ani basamak yükleme sistemde statik yüklemenin iki katı kadar tepki oluştururken yükün ilk periyot gibi kısa bir sürede eğimli olarak verilmesi durumunda neredeyse hiç titreşim oluşmamaktadır. Buradaki eğimli yükleme durumunda dinamik yerine statik çözümleme rahatlıkla kullanılabilir.

Harmonik girdi durumunda ise $w_n = 10 \text{ Hz}$ ve $\zeta = 0.05$ olan sistemin davranışı Şekil 3.6 ve Çizelge 3.1'de gösterildiği gibi olacaktır. Çizelge 3.1'den de görüldüğü gibi 3 Hz'in altındaki harmonik girdi durumunda sistem girdiyi en fazla %10 sapma ve 2 derece kayma ile takip edecektir. Bu durumda da statik çözümleme rahatlıkla kullanılabilir. Sönümlenme arttıkça cevaptaki sapma azalacak fakat faz kayması artacaktır.



Şekil 3.6. Harmonik yükleme için girdi-cevap ilişkisi

Çizelge 3.1. Harmonik yükleme için cevap büyüklüğü, faz kayması ve cevap hatası

Frekans [Hz]	Cevap Büyüklüğü	Faz Kayması [derece]	% Cevap Hatası
0	1	0	0
1	1,01	-0,5787	1
2	1,0414	-1,1935	4,14
3	1,0983	-1,8882	9,83
4	1,1891	-2,7263	18,91
5	1,3304	-3,8141	33,04
6	1,5557	-5,3558	55,57
7	1,9426	-7,8153	94,26
8	2,7116	-12,528	171,16
9	4,7565	-25,346	375,65
10	10	-90	900
11	4,2182	-152,35	321,82
12	2,1926	-164,74	119,26
13	1,4242	-169,33	42,42
14	1,0308	-171,70	3,08
15	0,7943	-173,15	-20,57
∞	0	-180	---

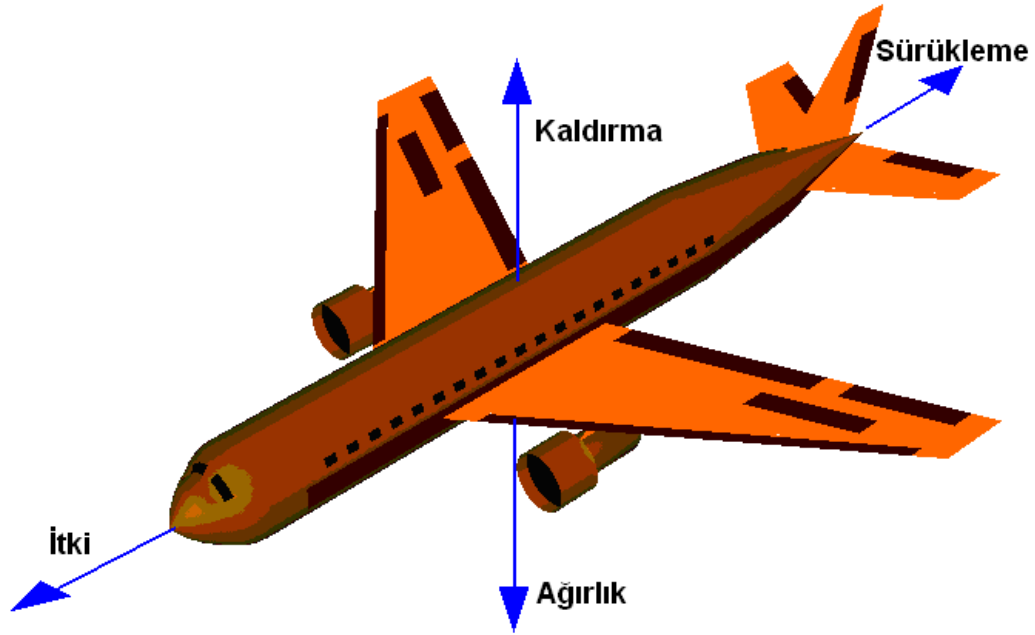
Bu tez kapsamında incelenen uçak örneğine geri dönülecek olunursa, kanadın ilk doğal frekansının 6 Hz civarında olduğu bilinmektedir. Bir insanın yüksek genlikli hareketler için bant genişliği çoğu zaman 3 Hz olarak modellenir [44]. Bu girdi uçak hidrolik sisteminden ve kontrol filtrelerinden geçtikten sonra 1 Hz civarına düşmektedir. Uçakların rijit modlarının frekansları da bu mertebelerdedir. Uçağın ilk elastik frekansına kıyasla bu kadar düşük frekanslı yüklemelerde kanat, pilot emri nedeni ile oluşacak aerodinamik ve ataletsel kuvvetleri statik olarak hissedecektir. Bu durumda sistemin statik olarak çözülmesi yeterli olacaktır.

Esnek uçak kanadı modeli ile ilgili açıklamalar

Esnemenin ve titreşimin birleşiminden oluşan uçak kanadı hareketinin, statik olarak esneyen kanadın bu konumu etrafındaki salınımları şeklinde olduğu kabul edilmektedir. Yaklaşık 2-2000 Hz frekans aralığındaki ve titreşimi ifade eden salınım hareketi daha önce açıklandığı gibi stokastik olarak modellenmektedir. AY işleminin doğru olarak ve kısa sürede gerçekleştirilebilmesi için asıl olan mühimmat ve uçak ANS eksen takımları arasındaki yönelim farklarının doğru olarak bilinmesidir. Yönelim farklarını oluşturan en büyük etken ise deterministik olarak modellenmesi düşünülen statik esnemedir. Daha küçük bir etkiye sahip olan statik esneme etrafındaki salınım hareketi ise hızlı bir dinamiğe sahip olduğundan KF tarafından kestirilememekte ve beyaz ölçüm gürültüsü olarak modellenmektedir.

Deterministik esneme modeli için lineer sistem yaklaşımı kullanılabilir. Yani esneme, belirli uçuş koşullarında, pilotun kontrol koluna uyguladığı girişe bağlı olarak oluşan kuvveti belli bir katsayıyla çarpılmak suretiyle takip etmektedir. Buna göre uçak ANS'si tarafından ölçülen özgül kuvvetlerle deterministik esnemeler arasında lineer bir ilişki bulunduğunun gösterilmesi gerekmektedir. Bununla ilgili açıklamalar aşağıdaki kısımda verilmektedir.

Bir uçak üzerine itki, sürüklenme, kaldırma ve ağırlık olmak üzere dört temel kuvvet etki etmekte olup, bu kuvvetler temsili olarak Şekil 3.7'de gösterilmektedir.



Şekil 3.7. Uçak üzerine etkiyen temel kuvvetler

Düşey yöndeki kuvvetlerden ağırlık gerçekte uçak üzerinde yayılı olarak bulunmaktadır. Ağırlığın üstesinden gelerek uçağın aşağıya düşmesini engellemek için ise uçak tarafından aerodinamik bir kuvvet olan kaldırma kuvveti oluşturulmaktadır. Kaldırma kuvvetinin büyüklüğü uçağın şekli, boyutu ve hızı gibi parametrelere bağlıdır. Ağırlıkta olduğu gibi uçağın her bir parçası kaldırma kuvvetine katkıda bulunmaktadır, yani kaldırma kuvveti de uçak üzerine yayılı olarak etkimektedir. Kaldırma kuvvetinin büyük bir bölümü kanatlar tarafından oluşturulmaktadır.

Düşey yön gözönüne alındığında, ağırlık kuvvetinin her zaman var olduğu düşünülerek yayılı ağırlık altındaki kanat konumu referans kabul edilirse, kanadın referansa göre esnemesi yayılı kaldırma kuvvetine bağlı olmaktadır. Buna göre düşey yöndeki yayılı kaldırma kuvvetleri f_1^z , f_2^z , ..., f_n^z olarak gösterilirse ve her bir yayılı kaldırma kuvvetinin, kanat altındaki mühimmat içinde bulunan ANS'nin olduğu noktada uçak ANS'sinin x, y ve z eksenlerine göre doğrusal ve açısal esnemeler oluşturduğu varsayılırsa, statik çözüm yaklaşımına göre, yayılı kaldırma kuvvetleri

ile esnemeler arasındaki ilişkiler esneklik etki katsayıları aracılığıyla aşağıdaki şekilde ifade edilebilir:

$$\begin{aligned}
 \delta x &= a_{r,1}^{xz} f_1^z + a_{r,2}^{xz} f_2^z + \dots + a_{r,n}^{xz} f_n^z \\
 \delta y &= a_{r,1}^{yz} f_1^z + a_{r,2}^{yz} f_2^z + \dots + a_{r,n}^{yz} f_n^z \\
 \delta z &= a_{r,1}^{zz} f_1^z + a_{r,2}^{zz} f_2^z + \dots + a_{r,n}^{zz} f_n^z \\
 \delta \phi &= a_{e,1}^{xz} f_1^z + a_{e,2}^{xz} f_2^z + \dots + a_{e,n}^{xz} f_n^z \\
 \delta \theta &= a_{e,1}^{yz} f_1^z + a_{e,2}^{yz} f_2^z + \dots + a_{e,n}^{yz} f_n^z \\
 \delta \psi &= a_{e,1}^{zz} f_1^z + a_{e,2}^{zz} f_2^z + \dots + a_{e,n}^{zz} f_n^z
 \end{aligned} \tag{3.58}$$

burada δx , δy ve δz , yayılı kaldırma kuvvetlerinin uçak ANS'sinin sırasıyla x, y ve z yönlerinde oluşturduğu toplam doğrusal esneme bileşenleridir. $\delta \phi$, $\delta \theta$, $\delta \psi$ ise açısal esneme bileşenlerini göstermektedir. $a_{r,1}^{xz}$, $a_{r,1}^{yz}$, $a_{r,1}^{zz}$, $a_{e,1}^{xz}$, $a_{e,1}^{yz}$, $a_{e,1}^{zz}$ vb. esneklik etki katsayıları ise, her bir birim yayılı kaldırma kuvvetinin oluşturduğu doğrusal ve açısal esnemeleri ifade etmektedir. Yayılı kaldırma kuvvetlerinin toplamı için

$$F_{\text{total}}^z = f_1^z + f_2^z + \dots + f_n^z \tag{3.59}$$

tanımlanırsa

$$\begin{aligned}
 \delta x &= a_r^{xz} F_{\text{total}}^z \\
 \delta y &= a_r^{yz} F_{\text{total}}^z \\
 \delta z &= a_r^{zz} F_{\text{total}}^z \\
 \delta \phi &= a_e^{xz} F_{\text{total}}^z \\
 \delta \theta &= a_e^{yz} F_{\text{total}}^z \\
 \delta \psi &= a_e^{zz} F_{\text{total}}^z
 \end{aligned} \tag{3.60}$$

yazılabilir. Bu durumda

$$\begin{aligned}
a_r^{xz} &= \frac{a_{r,1}^{xz} f_1^z + a_{r,2}^{xz} f_2^z + \dots + a_{r,n}^{xz} f_n^z}{F_{total}^z} \\
a_r^{yz} &= \frac{a_{r,1}^{yz} f_1^z + a_{r,2}^{yz} f_2^z + \dots + a_{r,n}^{yz} f_n^z}{F_{total}^z} \\
a_r^{zz} &= \frac{a_{r,1}^{zz} f_1^z + a_{r,2}^{zz} f_2^z + \dots + a_{r,n}^{zz} f_n^z}{F_{total}^z} \\
a_e^{xz} &= \frac{a_{e,1}^{xz} f_1^z + a_{e,2}^{xz} f_2^z + \dots + a_{e,n}^{xz} f_n^z}{F_{total}^z} \\
a_e^{yz} &= \frac{a_{e,1}^{yz} f_1^z + a_{e,2}^{yz} f_2^z + \dots + a_{e,n}^{yz} f_n^z}{F_{total}^z} \\
a_e^{zz} &= \frac{a_{e,1}^{zz} f_1^z + a_{e,2}^{zz} f_2^z + \dots + a_{e,n}^{zz} f_n^z}{F_{total}^z}
\end{aligned} \tag{3.61}$$

olmaktadır. Uçak ANS'si tarafından ölçülen ve Eş. 3.33'te tanımlanan özgül kuvvet kullanılarak

$$F_{total}^z = m \cdot a^b(z) \tag{3.62}$$

elde edilebilir. Burada m uçağın toplam kütesini, $a^b(z)$ ise özgül kuvvetin z yönündeki bileşenini ifade etmektedir. Eş. 3.60 ile Eş. 3.62 kullanılarak ve esneklik ile katılık etki katsayıları arasındaki ilişki gözönüne alınarak

$$\begin{aligned}
\delta x &= \frac{m}{k_r^{xz}} a^b(z) \\
\delta y &= \frac{m}{k_r^{yz}} a^b(z) \\
\delta z &= \frac{m}{k_r^{zz}} a^b(z) \\
\delta \phi &= \frac{m}{k_e^{xz}} a^b(z) \\
\delta \theta &= \frac{m}{k_e^{yz}} a^b(z) \\
\delta \psi &= \frac{m}{k_e^{zz}} a^b(z)
\end{aligned} \tag{3.63}$$

bulunabilir. Burada k_r^{xz} , k_r^{yz} , k_r^{zz} , k_e^{xz} , k_e^{yz} ve k_e^{zz} katılık etki katsayıları olup, esneklik etki katsayıları olan a_r^{xz} , a_r^{yz} , a_r^{zz} , a_e^{xz} , a_e^{yz} ve a_e^{zz} 'nin tersidir.

Yukarıdaki işlemler düşey yöndeki kuvvetler için yapılmıştır. Benzer adımlar uzunlamasına ve yanal yöndeki kuvvetler için de tekrar edilirse, elde edilen sonuçlar matris gösterimi şeklinde aşağıdaki şekilde ifade edilebilir:

$$\begin{bmatrix} \delta x \\ \delta y \\ \delta z \\ \delta \phi \\ \delta \theta \\ \delta \psi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} r_{dyn}^{m,flex}(x) \\ r_{dyn}^{m,flex}(y) \\ r_{dyn}^{m,flex}(z) \\ e_{dyn}^{m,flex}(x) \\ e_{dyn}^{m,flex}(x) \\ e_{dyn}^{m,flex}(x) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{m}{k_r^{xx}} & \frac{m}{k_r^{xy}} & \frac{m}{k_r^{xz}} \\ \frac{m}{k_r^{yx}} & \frac{m}{k_r^{yy}} & \frac{m}{k_r^{yz}} \\ \frac{m}{k_r^{zx}} & \frac{m}{k_r^{zy}} & \frac{m}{k_r^{zz}} \\ \frac{m}{k_e^{xx}} & \frac{m}{k_e^{xy}} & \frac{m}{k_e^{xz}} \\ \frac{m}{k_e^{yx}} & \frac{m}{k_e^{yy}} & \frac{m}{k_e^{yz}} \\ \frac{m}{k_e^{zx}} & \frac{m}{k_e^{zy}} & \frac{m}{k_e^{zz}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} a^b(x) \\ a^b(y) \\ a^b(z) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} & a_{13} \\ a_{21} & a_{22} & a_{23} \\ a_{31} & a_{32} & a_{33} \\ a_{41} & a_{42} & a_{43} \\ a_{51} & a_{52} & a_{53} \\ a_{61} & a_{62} & a_{63} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} a^b(x) \\ a^b(y) \\ a^b(z) \end{bmatrix} \tag{3.64}$$

burada $r_{dyn}^{m,flex}$ ve $e_{dyn}^{m,flex}$, mühimmat ANS eksen takımının uçak ANS eksen takımına göre uçak ANS eksen takımında tanımlanan doğrusal ve açısal esneme terimlerini

ifade etmektedir. Parantez içerisindeki terimler esnemenin ilgili eksen takımındaki bileşenidir. Eş. 3.64'ün sağ tarafındaki sütunda yer alan terimler ise uçak ANS'si tarafından ölçülen ve uçak ANS eksen takımındaki doğrusal ivmelerdir. Buradaki amaç benzetim ortamı içerisinde, uçak doğrusal ivmelerinin belirli değerleri için esnemelerin yani a_{11} , a_{12} , a_{13} , a_{21} ,... katsayılarının elde edilmesidir. Böylece uçağın gerçek zamanda uçarken olan ivmeleri bilindiğinden, lineer sistem yaklaşımı ile uçuş sırasındaki her bir zaman için olan katsayılar yani esnemeler elde edilebilecektir. Burada açısal ivmelerin esnemeler üzerinde önemli bir etkisi olmadığı kabul edilmektedir.

Eş. 3.64'te katsayılar matrisini oluşturan (m/k) terimleri sabit değildir. Kütle (m), kanat içerisinde ve harici yakıt tanklarında bulunan yakıtın tüketilmesi ve kanada asılı olan diğer mühimmatların fırlatılmasından dolayı değişmektedir. Kanat içerisindeki yakıtın büyük kısmı kanadın oldukça mukavim olan kök kısmında depolanmaktadır. Dolayısıyla kanat içerisindeki yakıtın tüketilmesinin önemli bir etkisi olmayacağı kabul edilmektedir. Diğer taraftan bu varsayımın doğru olmadığı durumlarda katsayılar matrisi tamamen yakıt dolu, tamamen boş ve yarısı yakıt dolu kanat konfigürasyonları için ayrı ayrı elde edilip bir veri tabanı oluşturulabilecektir. Yakıtın önemli bir etkisi olması durumunda kanat içerisinde anlık olarak kalan yakıt miktarının da bilindiği gözönüne alınarak, AY yapılan anda interpolasyon işlemi ile ihtiyaç duyulan katsayılar elde edilebilecektir. Ayrıca AY işleminin dakikalar mertebesinde sürmesi durumunda AY sırasında da yakıtın tüketilmesinin etkisinin probleme dahil edilmesi gerekebilecekken, saniyeler mertebesindeki hızlı AY için böyle bir gereksinime ihtiyaç duyulmamaktadır. Benzer şekilde harici yakıt tanklarında bulunan yakıtın tüketilmesi ve harici yüklerin atılması da veri tabanında oluşturulacak farklı konfigürasyonlar içinde ele alınabilecektir.

Katılık (k) ise iki kısımdan oluşmaktadır. Bunlardan yapısal katılık (k_{st}) sadece yapının rijitliğiyle ilgili bir terim olup uçuş koşullarından bağımsızdır. Aerodinamik etkilerden kaynaklanan katılık (k_{ae}) ise Mach sayısı ve irtifanın birleşiminden oluşan ve her bir uçuş koşulu için ayrı ayrı hesaplanması gereken bir değerdir. Yani Mach sayısı ve irtifaya yani yoğunluğa bağlı olarak bir veri tabanı oluşturulabilecek ve

interpolasyon veya eğri uydurma yöntemleri kullanılarak uçuş sırasındaki anlık Mach sayısı ve irtifa değerleri için katsayılar belirlenebilecektir.

Eş. 3.64'te verilen $a_{11}, a_{12}, a_{13}, a_{21}, \dots$ katsayılarının belirlenmesi probleminin çözümü için modal model değil, uzaysal model kullanılmaktadır. Yani esnemeler modal modellerde olduğu gibi belirli sayıda modun süperpoze edilmesi ile belirlenmemektedir. Yapısal ve aeroelastik çözümlerlerin yapılabildiği ticari bir sonlu elemanlar programı olan NASTRAN'da oluşturulan uzaysal aeroelastik uçak modeli kullanılarak, belirli manevralar altında oluşan yapısal ve aerodinamik kuvvetlerin neden olduğu yerdeğiştirmeler ve yönelimler yapının istenilen herhangi bir noktasında hesaplanabilmektedir.

Esnek uçak modeli katsayılarının belirlenmesinde kullanılan NASTRAN aeroelastik uçak modeli yer titreşim testi sonuçlarına göre güncellenmiş olup, yapının analiz ve test doğal frekans değerleri birbirine oldukça yakındır.

3.6. Rijit ve Rijit Olmayan Moment Kolu Etkileri Modülleri

Bu modüller, Esneme/Titreşim Modelleri Modülü tarafından sağlanan $r_{stat}, r_{dyn}, \dot{r}_{dyn}, \ddot{r}_{dyn}$ ve $\dot{e}_{dyn}$ (ω_{ms}^m)'nin değerleri kullanılarak, uçak ile mühimmat arasındaki kinematik ilişkilerin rijit ve elastik hareketler gözönüne alınarak ifade edilmesini sağlamaktadır. Bu işlem ise ilgili kinematik ilişkilere $r_{stat}, r_{dyn}, \dot{r}_{dyn}, \ddot{r}_{dyn}$ ve $\dot{e}_{dyn}$ (ω_{ms}^m)'nin dahil edilmesi ile gerçekleştirilmektedir. Böylece mühimmatın hatasız konum, hız, yönelim, ivme ve açısal hız değerleri elde edilmektedir. Moment kolu vektörünün sabit ve dinamik kısımların toplamı olarak modellenebileceği kabul edilirse ($r = r_{stat} + r_{dyn}$), Eş. 3.44 aşağıdaki şekilde ifade edilebilir.

$$v_s^n = v_m^n + C_m^n \left[(\omega_{im}^m - \omega_{ie}^m) \times (r_{stat}^m + r_{dyn}^m) \right] + C_m^n \dot{r}_{dyn}^m \quad (3.65)$$

burada moment kolunun sabit kısmı ile ilgili parametrelerin uçak ANS'si tarafından, r_{dyn}^m 'nin ise “esnek uçak kanadı modeli ile ilgili açıklamalar” kısmındaki yaklaşımla sağlandığı kabul edilmiştir. Ayrıca mühimmat gövdesinin dünyaya göre navigasyon eksen takımında tanımlanan hızı (v_s^n), Uçak Yörünge Yaratıcı Modülü'nün çıktıları ile aşağıdaki gibi ilişkilendirilmektedir.

- Uçak gövdesinin dünyaya göre navigasyon eksen takımında tanımlanan hızı (v_m^n):
Uçak Yörünge Yaratıcı Modülü tarafından oluşturulan hız (v_e^n),
- Uçak gövde eksen takımından navigasyon eksen takımına dönüşümü sağlayan DKM (C_m^n): Uçak Yörünge Yaratıcı Modülü tarafından oluşturulan DKM (C_b^n),
- Uçak gövde eksen takımının ataletsel eksen takımına göre uçak gövde eksen takımında tanımlanan açısal hızı (uçak AÖB'ü tarafından ölçülen açısal hız, ω_{im}^m):
Uçak Yörünge Yaratıcı Modülü tarafından oluşturulan açısal hız (ω_{ib}^b),
- Dünyanın ataletsel eksen takımına göre uçak gövde eksen takımında tanımlanan açısal hızı:

$$\omega_{ie}^m = C_m^n \omega_{ie}^n = (C_m^n)^T \begin{bmatrix} \Omega \cos L \\ 0 \\ -\Omega \sin L \end{bmatrix} \quad (3.66)$$

Mühimmat gövde eksen takımının navigasyon eksen takımına göre yönelimini tanımlayan DKM ile mühimmat ve uçak gövde eksen takımları arasındaki yönelimi tanımlayan DKM'nin güncellenmesi daha önce sırasıyla Eş. 3.46 ve Eş. 3.47 ile verilmişti. Eş. 3.47'deki ω_{ms}^m ifadesi Esneme/Titreşim Modelleri Modülü tarafından sağlanmaktadır. Eş. 3.47, C_s^m 'nin ilk değerinin sadece rijit açısal kaçıklıklar tarafından oluşturulduğu kabul edilerek, daha sonra Mühimmat ANS Çıktıları Modülü kapsamında açıklanacak koni algoritmasındaki DKM güncelleme yöntemi kullanılarak güncellenmektedir. Böylece seçilen AY manevrası için her bir t_n anında mühimmat ile uçak arasındaki yönelimi tanımlayan DKM elde edilmektedir. Bu

çıktının her bir güncelleme zaman aralığı için eş zamanlı olarak Eş. 3.46'ya dahil edilmesi ile ise her bir t_n anındaki C_s^n hesaplanmaktadır.

Mühimmat gövde eksen takımının ataletsel eksen takımına göre mühimmat gövde eksen takımında tanımlanan ivmesi (a_s^s) ile uçak gövde eksen takımının ataletsel eksen takımına göre uçak gövde eksen takımında tanımlanan ivmesi (a_m^m) arasındaki kinematik ilişki Eş. 3.51 ile verilmişti. Eş. 3.51, moment kolu vektörünün statik ve dinamik bileşenleri cinsinden aşağıdaki gibi ifade edilebilir.

$$a_s^s = C_m^s \left\{ a_m^m + \omega_{im}^m \times [\omega_{im}^m \times (r_{stat}^m + r_{dyn}^m)] + \dot{\omega}_{im}^m \times (r_{stat}^m + r_{dyn}^m) + 2(\omega_{im}^m \times \dot{r}_{dyn}^m) + \ddot{r}_{dyn}^m \right\} \quad (3.67)$$

burada a_m^m Uçak Yörünge Yaratıcı Modülü tarafından oluşturulan ivmedir (a^b). C_m^s ise daha önce elde edilen C_s^m 'nin transpozesisidir. Mühimmat ANS'si hız artışlarını kullandığından, girdilerin Mühimmat ANS Çıktıları Modülü'ne Eş. 3.67 ile tanımlanan ivme olarak değil bunun integre edilmesi ile elde edilen hız artışı cinsinden sağlanması gerekmektedir. Bu integrasyon işlemi aşağıdaki şekilde yapılmaktadır.

$$\int_t^{t+\Delta T_n} a_s^s(t) dt = u_1' + u_2' \quad (3.68)$$

$$u_1' = C_m^s \left\{ a_m^m + \omega_{im}^m \times [\omega_{im}^m \times (r_{stat}^m + r_{dyn}^m)] + \dot{\omega}_{im}^m \times (r_{stat}^m + r_{dyn}^m) + 2(\omega_{im}^m \times \dot{r}_{dyn}^m) \right\} \Delta T_n \quad (3.69)$$

$$u_2' = C_m^s \dot{r}_{dyn}^m \quad (3.70)$$

Mühimmat ve uçak AÖB'leri tarafından ölçülen açısal hızlar arasındaki kinematik ilişki Eş. 3.52 ile verilmişti. Eş. 3.52'deki ω_{ms}^m ifadesi Esneme/Titreşim Modelleri Modülü tarafından sağlanmaktadır. C_m^s ise daha önce elde edilen C_s^m 'nin transpozesisidir.

3.7. Mühimmat AÖB Hataları Modülü

Bu modül, mühimmat AÖB'ünün hatalı hız ve açı artışlarının oluşturulmasını sağlamaktadır. Gerçekte ivmeölçer ve dönüölçerlerin ölçüm doğruluğunu kısıtlayan çok sayıda ölçüm hatası mevcuttur [45]. Diğer taraftan bu modül kapsamında, AY açısından önemli olan kayma ve orantı katsayısı tekrarlanabilirliği ile gelişigüzel yürüme hataları ele alınmıştır. Bu hatalar aşağıda kısaca açıklanmaktadır.

Kayma tekrarlanabilirliği (İng. bias repeatability): Günden güne kayma (İng. day-to-day bias) da denen bu hata ortamda ivme veya dönü olmaması durumunda bile var olan bir ölçer çıktısı olup, ölçerlerin çalışması sırasında değişmediği varsayılmaktadır. Genelde ivmeölçerler ve dönüölçerler için sırasıyla mg ve °/saat birimlerine sahiptir. Bu terim genelde dinamik gösterimi $\dot{x} = 0$ olarak ifade edilen bir gelişigüzel sabit olarak modellenmektedir.

Orantı katsayısı tekrarlanabilirliği (İng. scale factor repeatability): Orantı katsayısı hatası ölçerlerin çıktı sinyalindeki değişimin, ölçülmesi istenen girdi sinyalindeki değişime oranındaki hata olup, ppm (İng. part per million) birimine sahiptir. Orantı katsayısı tekrarlanabilirliği orantı katsayısı hatasının zamanla değişmeyen kısmını ifade etmektedir.

Gelişigüzel yürüme (İng. random walk): Zamanın karekökünün fonksiyonu olarak ilerleyen bu ölçer hatasının birimi ivmeölçerler için $\mu g\sqrt{s}$, dönüölçerler için ise $^{\circ}/\sqrt{\text{saat}}$ veya $^{\circ}/\text{saat}/\sqrt{\text{Hz}}$ 'dir.

Kullanılan AÖB hataları Çizelge 3.2'de verilmektedir. Matematiksel model eşitliklerinde yer alan n beyaz gürültüyü ifade etmektedir. Hata parametreleri, MEMS (İng. Micro-Electro-Mechanical Systems) ivmeölçerler ve fiber optik dönüölçerleri içeren ticari bir AÖB gözönüne alınarak oluşturulmuştur.

Çizelge 3.2. AÖB hataları

İsim	Matematiksel Model	Parametre Değeri
İvmeölçer kayma tekrarlanabilirliği	$\delta \dot{a}_{br} = 0$	Kayma tekrarlanabilirliği: 1,5 mg (1 σ)
İvmeölçer orantı katsayısı tekrarlanabilirliği	$\delta \dot{a}_{sfr} = 0$	Orantı katsayısı tekrarlanabilirliği: 500 ppm (1 σ)
İvmeölçer gelişigüzel yürüme	$\delta a_{rw} = n_{arw}$	Standart sapma: 250 $\mu g \sqrt{s}$
Dönüölçer kayma tekrarlanabilirliği	$\delta \dot{g}_{dr} = 0$	Kayma tekrarlanabilirliği: 10 °/saat (1 σ)
Dönüölçer orantı katsayısı tekrarlanabilirliği	$\delta \dot{g}_{sfr} = 0$	Orantı katsayısı tekrarlanabilirliği: 500 ppm (1 σ)
Dönüölçer gelişigüzel yürüme	$\delta g_{rw} = n_{grw}$	Standart sapma: 0,1 °/ $\sqrt{\text{saat}}$

Verilen AÖB hataları, hatasız AÖB değerlerine ilave edilerek mühimmatın hatalı AÖB çıktıları elde edilmektedir. Bu işlem aşağıdaki şekilde gerçekleştirilmektedir.

$$\begin{bmatrix} \tilde{a}_x \\ \tilde{a}_y \\ \tilde{a}_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a_x \\ a_y \\ a_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \delta a_{br}^x \\ \delta a_{br}^y \\ \delta a_{br}^z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \delta a_{sfr}^x & 0 & 0 \\ 0 & \delta a_{sfr}^y & 0 \\ 0 & 0 & \delta a_{sfr}^z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} a_x \\ a_y \\ a_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \delta a_{rw}^x \\ \delta a_{rw}^y \\ \delta a_{rw}^z \end{bmatrix} \quad (3.71)$$

$$\begin{bmatrix} \tilde{\omega}_x \\ \tilde{\omega}_y \\ \tilde{\omega}_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \delta g_{dr}^x \\ \delta g_{dr}^y \\ \delta g_{dr}^z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \delta g_{sfr}^x & 0 & 0 \\ 0 & \delta g_{sfr}^y & 0 \\ 0 & 0 & \delta g_{sfr}^z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \delta g_{rw}^x \\ \delta g_{rw}^y \\ \delta g_{rw}^z \end{bmatrix} \quad (3.72)$$

burada $\sim$ üst indisi hatalı ivmeölçer/dönüölçer çıktısını göstermektedir. Mühimmat navigasyon eşitliklerinde kullanılan hız artışının doğru değeri daha önce Eş. 3.68-3.70 ile verilmişti. Hız artışındaki hata ise Eş. 3.71'de yer alan hata

terimlerinin alt güncelleme zaman aralığı ile çarpılması ile elde edilmektedir. Hız artışıdaki hata ile Eş. 3.68'in toplanması ile de mühimmatın hatalı hız artışları hesaplanmaktadır. Mühimmatın hatalı açı artışları ise Eş. 3.72 ΔT_a ile çarpılarak bulunmaktadır.

3.8. Mühimmat ANS Çıktıları Modülü

Bu modül, Mühimmat AÖB Hataları Modülü tarafından sağlanan hatalı hız ve açı artışları ile daha sonra açıklanacak Başlatma Hataları Modülü tarafından sağlanan hatalı başlangıç değerleri kullanılarak mühimmatın hatalı KHY bilgisinin oluşturmasını sağlamaktadır. Bu çalışma kapsamında gözönüne alınan AÖB'ün hız ve açı artışlarını yüksek frekansta sağladığı varsayılmaktadır. Bu ise navigasyon bilgisayarının, KHY çıktıları oluşturulan navigasyon eşitliklerini bu yüksek frekansta çözebileceği anlamına gelmektedir. Diğer taraftan daha çok çevresel koşullar tarafından oluşturulan koni ve boyna ortamlarını hesaba katabilmek için, izleyen kısımlarda açıklanan koni ve boyna algoritmaları kullanılarak hesaplama frekansı uygun bir değere düşürülmektedir [1, 3, 46-48].

3.8.1. Koni algoritması ve yönelim güncelleme

Gövdeye bağlı bir ANS için DKM aşağıdaki şekilde güncellenmektedir.

$$\dot{C}_x^y = C_x^y S(\omega_{yx}^x) \quad (3.73)$$

t_n ile $t=t_n+\Delta T_o$ zaman aralığı için Eş. 3.73'ün çözümü aşağıdaki gibi verilebilir.

$$C_x^y(t) = C_x^y(t_n) e^{\int_{t_n}^t S[\omega(\tau)] d\tau} \quad (3.74)$$

burada τ integrasyon zaman sabitidir. ΔT_o orta zaman aralığı boyunca ω (ω_{yx}^x) 'nin yöneliminin uzayda sabit kaldığı kabul edilirse

$$\int_{t_n}^t S[\omega(\tau)]d\tau = S[\alpha(t_n, t)] \quad (3.75)$$

yazılabilir. Burada

$$\alpha(t_n, t) = \int_{t_n}^t \omega(\tau)d\tau \quad (3.76)$$

olup, t_n ile t zaman aralığındaki açı artışı şeklindeki dönüölçer çıktısı ya da dönüölçer telafi edilmemiş açı artışı çıktısıdır. Eş. 3.75 Eş. 3.74'e dahil edilirse

$$C_x^y(t) = C_x^y(t_n) e^{S[\alpha(t_n, t)]} = C_x^y(t_n) C(t_n, t) \quad (3.77)$$

elde edilir. Burada $C(t_n, t)$ t 'deki x koordinatlarından t_n 'deki x koordinatlarına dönüşümü sağlayan DKM'dir.

Eş. 3.76 ile tanımlanan $\alpha(t_n, t)$ α_x , α_y ve α_z bileşenlerine sahip bir açı vektörü olup, x eksen takımı bu vektör etrafında bu vektörün büyüklüğü kadar döndürülerek t_n anındaki yöneliminden t anındaki yönelimine getirilir. Açı vektörünün büyüklüğü aşağıdaki şekilde ifade edilmektedir.

$$\sigma_\omega = \sqrt{\alpha_x^2 + \alpha_y^2 + \alpha_z^2} \quad (3.78)$$

Eş. 3.74'teki üs ifadesi Taylor serisine açılırsa

$$C(t_n, t) = I + S[\alpha(t_n, t)] + \frac{S^2[\alpha(t_n, t)]}{2!} + \frac{S^3[\alpha(t_n, t)]}{3!} + \frac{S^4[\alpha(t_n, t)]}{4!} + \dots \quad (3.79)$$

$$S[\alpha(t_n, t)] = \begin{bmatrix} 0 & -\alpha_z & \alpha_y \\ \alpha_z & 0 & -\alpha_x \\ -\alpha_y & \alpha_x & 0 \end{bmatrix} \quad (3.80)$$

$$S^2[\alpha(t_n, t)] = \begin{bmatrix} -(\alpha_y^2 + \alpha_z^2) & \alpha_x \alpha_y & \alpha_x \alpha_z \\ \alpha_x \alpha_y & -(\alpha_x^2 + \alpha_z^2) & \alpha_y \alpha_z \\ \alpha_x \alpha_z & \alpha_y \alpha_z & -(\alpha_x^2 + \alpha_y^2) \end{bmatrix} \quad (3.81)$$

$$S^3[\alpha(t_n, t)] = -(\alpha_x^2 + \alpha_y^2 + \alpha_z^2) S[\alpha(t_n, t)] \quad (3.82)$$

$$S^4[\alpha(t_n, t)] = -(\alpha_x^2 + \alpha_y^2 + \alpha_z^2) S^2[\alpha(t_n, t)] \quad (3.83)$$

Eş. 3.80-3.83 Eş. 3.79'a dahil edilir ve gerekli düzenlemeler yapılırsa

$$C(t_n, t) = I + \frac{\sin \sigma_\omega}{\sigma_\omega} S[\alpha(t_n, t)] + \frac{1 - \cos \sigma_\omega}{\sigma_\omega^2} S^2[\alpha(t_n, t)] \quad (3.84)$$

elde edilir. Eş. 3.84 Eş. 3.77'ye dahil edilirse t anında x eksen takımından y eksen takımına dönüşümü tanımlayan DKM aşağıdaki şekilde ifade edilebilir.

$$C_x^y(t) = C_x^y(t_n) \left\{ I + \frac{\sin \sigma_\omega}{\sigma_\omega} S[\alpha(t_n, t)] + \frac{(1 - \cos \sigma_\omega)}{\sigma_\omega^2} S^2[\alpha(t_n, t)] \right\} \quad (3.85)$$

Eş. 3.73-3.85 kapsamında açıklanan yöntemde açısal hız ω 'nın tanımlandığı koordinat sisteminin yön değiştirmesi ihmal edilmektedir. Diğer taraftan açısal hızın sabit bir eksen takımına göre tanımlanması yaklaşımı x hareket ettiğinde geçerli olmamaktadır. Örneğin x mühimmat gövde eksen takımı olduğunda hareket etmektedir. Böyle bir durumda ΔT_0 küçüldükçe x'in yönelimindeki değişim ihmal edilebilir ve bu yaklaşım daha geçerli olur. Fakat bu durum Eş. 3.85'in yüksek frekanslarda hesaplanmasını gerektirdiğinden hesaplama yükü artmaktadır.

Bu olumsuz etkiden kaçınmak için yönelim bilgisi dönü vektörü kavramı kullanılarak güncellenebilir. Eğer ω uzayda sabit değilse ve koni hareketinde olduğu gibi dönüyorsa, x eksen takımının herhangi bir ekseni uzayda bir koni veya koniye

yaklaşık bir şekil oluşturur. Yani koni hareketi bir açısal hız vektörünün kendisi döndüğünde ortaya çıkmaktadır. Bu durumda kullanılan ve x eksen takımının t_n anına göre t anındaki yönelimini tanımlayan dönü vektörü bir dönme eksen ve kendi büyüklüğü kadar bir dönme tanımlamaktadır. Dönü vektörünün diferansiyel eşitliği aşağıdaki şekilde verilebilir.

$$\dot{\phi}(t_n, t) = \omega(t_n, t) + \delta\alpha(t_n, t) \quad (3.86)$$

burada $\phi(t_n, t)$ dönü vektörünü, $\delta\alpha(t_n, t)$ ise ataletsel olarak ölçülemeyen ancak hesaplanarak belirlenebilen vektörü ifade etmektedir. $\dot{\phi}(t_n, t)$ için genel hareket koşulları altındaki bir ifade Eş. 3.84'ün türevi alınarak ve $\dot{C}(t_n, t) = C(t_n, t)S(\omega)$ olduğu gözönüne alınarak aşağıdaki gibi elde edilebilir.

$$\begin{aligned} \dot{\phi}(t_n, t) &= \omega(t_n, t) + \frac{1}{2} \alpha(t_n, t) \times \omega(t) \\ &+ \frac{1}{[\sigma_\omega(t)]^2} \left\{ 1 - \frac{\sigma_\omega(t) \sin[\sigma_\omega(t)]}{2[1 - \cos[\sigma_\omega(t)]]} \right\} \alpha(t_n, t) \times [\alpha(t_n, t) \times \omega(t)] \end{aligned} \quad (3.87)$$

Pratik uygulamalarda Eş. 3.87'nin en sağındaki terim ihmal edilmektedir. Bu basitleştirmeden sonra integrasyon işlemi gerçekleştirilirse

$$\phi(t_n, t) = \int_{t_n}^t \omega(\tau) d\tau + \delta\alpha(t_n, t) \quad (3.88)$$

bulunur. Burada $\delta\alpha(t_n, t)$, t_n ile $t=t_n+\Delta T_0$ zaman aralığındaki koni telafisi olup aşağıdaki gibi ifade edilebilir.

$$\delta\alpha(t_n, t) = \int_{t_n}^t \left[\frac{1}{2} \alpha(t_n, \tau) \times \omega(\tau) \right] d\tau \quad (3.89)$$

Dönü vektörü Eş. 3.88 ile elde edildikten sonra Eş. 3.84 aşağıdaki şekli alır.

$$C(t_n, t) = I + \frac{\sin \sigma_\phi}{\sigma_\phi} S[\phi(t_n, t)] + \frac{1 - \cos \sigma_\phi}{\sigma_\phi^2} S^2[\phi(t_n, t)] \quad (3.90)$$

$$\sigma_\phi = \sqrt{\phi_x^2 + \phi_y^2 + \phi_z^2} \quad (3.91)$$

x eksen takımı için saf koni hareketi, sistemin iki dikey eksen etrafında eş zamanlı açısal salınımlar yapması sonucu ortaya çıkmaktadır. Bu durumda açısal hız vektörü aşağıdaki gibi ifade edilebilir.

$$\omega = a_k \Omega_k \cos(\Omega_k t) i + b_k \Omega_k \sin(\Omega_k t) j \quad (3.92)$$

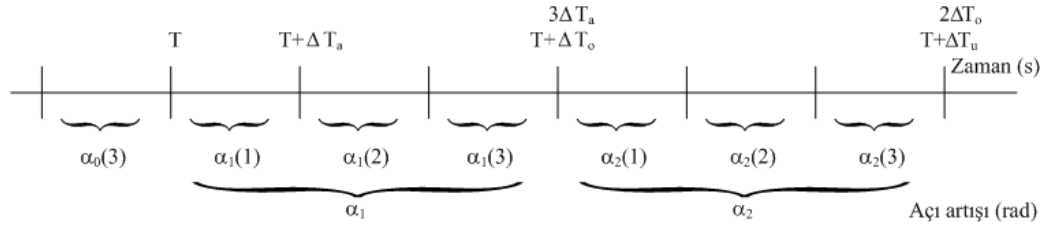
burada a_k ve b_k iki dik eksen etrafındaki açısal salınımların genliğini, i ve j ise salınımların olduğu gövde eksenleri boyunca olan birim vektörleri göstermektedir. Ω_k ise salınım frekansıdır. Eş. 3.92 Eş. 3.76'ya dahil edilir ve elde edilen ifade Eş. 3.89'da yerine koyulursa

$$\delta\alpha(t_n, t) = \frac{a_k b_k}{2} \Omega_k \left[\Delta T_o - \frac{\sin(\Omega_k \Delta T_o)}{\Omega_k} \right] k \quad (3.93)$$

bulunur. Eş. 3.93'ün hesaba katılmaması koni hatası olarak isimlendirilmektedir. Titreşim ortamında mühimmat AÖB'ünün her eksen gelişigüzel dönü titreşimlerine maruz kalmaktadır. Bu titreşimler de kaçınılmaz olarak Eş. 3.92'dekine benzer hareketlere neden olmaktadır. Bu yüzden titreşim ortamında koni etkisinin gözönüne alınması gerekmektedir. İlgili kaynaktaki Algoritma 6 kullanılarak koni hatasının gerçek değerini veren Eş. 3.93'e aşağıdaki şekilde yaklaşılabılır [47].

$$\delta\alpha(t_n, t_n + \Delta T_o) = [k_1 \alpha_{n-1}(2) + k_2 \alpha_{n-1}(3) + k_3 \alpha_n(1) + k_4 \alpha_n(2)] \times \alpha_n(3) \quad (3.94)$$

burada $\alpha_n(k)$ n'inci orta zaman aralığının altındaki k'ıncı alt zaman aralığındaki açı artışını ifade etmektedir. $n=1, 2$ ve $k=1, 2, 3$ olup aralıklar Şekil 3.8'de gösterilmektedir.



Şekil 3.8. Koni algoritmasında kullanılan açı artışları

Eş. 3.94 ΔT_u ($2\Delta T_o$) zaman aralığı için tekrar yazılırsa

$$\delta\alpha(t_n, t_n + \Delta T_u) = \frac{1}{2}(\alpha_1 \times \alpha_2) + \delta\alpha(t_n, t_n + \Delta T_o) + \delta\alpha(t_n + \Delta T_o, t_n + 2\Delta T_o) \quad (3.95)$$

elde edilir. Bu durumda Eş. 3.88 ile verilen dönü vektörü aşağıdaki şekilde yazılabilir.

$$\phi(t_n, t_n + \Delta T_u) = \sum_{n=1}^2 \sum_{m=1}^3 \alpha_n(m) + \frac{1}{2}(\alpha_1 \times \alpha_2) + \sum_{n=1}^2 \delta\alpha_n \quad (3.96)$$

burada $\delta\alpha_n$ Eş. 3.94 kullanılarak hesaplanmakta olup, Eş. 3.96 t_n ile $t_n + \Delta T_u$ arasındaki telafi edilmiş açı artışını vermektedir.

Mühimmat gövde ve navigasyon eksen takımları arasındaki dönüşümü tanımlayan DKM Eş. 3.10 ve Eş. 3.20 gözönüne alınarak aşağıdaki gibi ifade edilebilir.

$$\dot{C}_b^n = C_b^n S(\omega_{ib}^b) - S(\omega_{in}^n) C_b^n \quad (3.97)$$

Bu durumda yönelim güncelleme iki kısım halinde yapılabilir. Eş. 3.97'nin sağ tarafındaki ilk terim Eş. 3.77, Eş. 3.90, Eş. 3.91 ve Eş. 3.96 gözönüne alınarak

hesaplanır. Eş. 3.97'nin sağ tarafındaki ikinci terim navigasyon eksen takımının ataletsel eksen takımına göre dönüşünü içerdiğinden ve bu açısal hız çok hızlı değişmediğinden, bu terim için koni telafisi gözönüne alınmaz ve hesaplama Eş. 3.85 kullanılarak gerçekleştirilir. İkinci terim için

$$\alpha(t_n, t_n + \Delta T_u) = \omega_{in}^n \Delta T_u \quad (3.98)$$

olup, ω_{in}^n Eş. 3.22'de verilmektedir.

3.8.2. Boyna algoritması ve hız güncelleme

Boyna algoritması titreşimin fazla olduğu ortamlardaki yüksek frekanslı hareket bileşenlerinden kaynaklanan hesaplama hatalarını azaltmak için hız güncelleme eşitliklerinde kullanılmaktadır. Hız güncelleme eşitlikleri aşağıdaki integral terimin çözümünü içermektedir.

$$\Delta v(t_n, t) = \int_{t_n}^t C_b^n(\tau) f(\tau) d\tau \quad (3.99)$$

burada $\Delta v(t_n, t)$ navigasyon eksen takımında tanımlanan hızın t_n ile $t=t_n+\Delta T_o$ zaman aralığındaki değişimini göstermektedir. $f(t)$ ise AÖB'de yer alan ivmeölçerler tarafından ölçülen özgül kuvvet vektörüdür. $C_b^n(t)$ Eş. 3.77'de verildiği şekilde Eş. 3.99'a dahil edilirse aşağıdaki ifade elde edilir.

$$\Delta v(t_n, t) = C_b^n(t_n) \int_{t_n}^t C(t_n, \tau) f(\tau) d\tau \quad (3.100)$$

Eğer $\sigma_\omega = \sqrt{\alpha_x^2 + \alpha_y^2 + \alpha_z^2}$ küçük ise Eş. 3.84 aşağıdaki şekilde yazılabilir.

$$C(t_n, t) = I + S[\alpha(t_n, t)] \quad (3.101)$$

Eş. 3.101 Eş. 3.100'e dahil edilirse

$$\Delta v(t_n, t) = C_b^n(t_n) \left\{ \int_{t_n}^t f(\tau) d\tau + \int_{t_n}^t S[\alpha(t_n, t)] f(\tau) d\tau \right\} \quad (3.102)$$

bulunur. Burada $\alpha(t_n, t)$ Eş. 3.76 ile verilmektedir. Ayrıca t_n ile t zaman aralığındaki hız artışı tipindeki ölçümlerin toplamı

$$u(t_n, t) = \int_{t_n}^t f(\tau) d\tau \quad (3.103)$$

şeklinde ifade edilir ve Eş. 3.102'nin sağ tarafındaki ikinci terim için kısmi integrasyon uygulanırsa

$$\begin{aligned} \Delta v(t_n, t) &= C_b^n(t_n) u(t_n, t) \\ &+ C_b^n(t_n) \left\{ \frac{1}{2} [\alpha(t_n, t) \times u(t_n, t)] + \frac{1}{2} \int_{t_n}^t [\alpha(t_n, t) \times f(\tau) + u(t_n, t) \times \omega(\tau)] d\tau \right\} \end{aligned} \quad (3.104)$$

bulunur. Eş. 3.104 üç terimin toplamından oluşmaktadır. İlk terim AÖB tarafından sağlanan artış tipindeki hız ölçümlerini, ikinci terim “dönme telafisi” olarak isimlendirilen ve t_n ile t zaman aralığında toplanan hız ve açı artışlarının vektörel çarpımını (Δv_{rot}), üçüncü terim ise “boyna etkisi” olarak bilinen bir dinamik integral terimini (Δv_{scull}) içermektedir.

Sabit ω ve f için elde edilen $\alpha = \omega t$ ve $u = ft$ ifadeleri Eş. 3.104'e dahil edilirse integral teriminin sıfır olduğu görülür. Diğer taraftan ω ve f güncelleme zaman aralığı boyunca sabit olmayıp değiştiklerinden dinamik hareketin telafi edilebilmesi için bu integralin hesaplanması gerekmektedir. Bu etkinin dikkate alınmaması boyna hatası olarak isimlendirilir. Boyna hareketi aynı düzlemde yer alan iki dik eksene göre açısal ve doğrusal salınım hareketi bileşenlerinin eş zamanlı olarak uygulanması ile

karakterize edilmektedir. Saf boyna hareketini tanımlayan durumda gövde x ekseninde etrafında açısal salınımlar yaparken y ekseninde boyunca da doğrusal salınımlar yapmaktadır. Bu hareketin matematiksel ifadesi aşağıdaki gibidir.

$$\omega = \Omega_b a_b \cos(\Omega_b t) i \quad (3.105)$$

$$f = b_b \sin(\Omega_b t + \phi_b) j \quad (3.106)$$

Eş. 3.105-3.106, Eş. 3.76 ve Eş. 3.103'e dahil edilir ve elde edilen sonuçlar Eş. 3.104'teki integral teriminde yerine konulursa boyna hareketinin gerçek değeri bir z bileşeni olarak aşağıdaki şekilde bulunur.

$$\Delta v_{scull} = \frac{a_b b_b}{2} \left[\Delta T_o - \frac{\sin(\Omega_b \Delta T_o)}{\Omega_b} \right] \cos \phi_b k \quad (3.107)$$

Bu gerçek değere yaklaşan bir algoritma daha önce kullanılan koni algoritması yardımıyla aşağıdaki şekilde elde edilebilir [48].

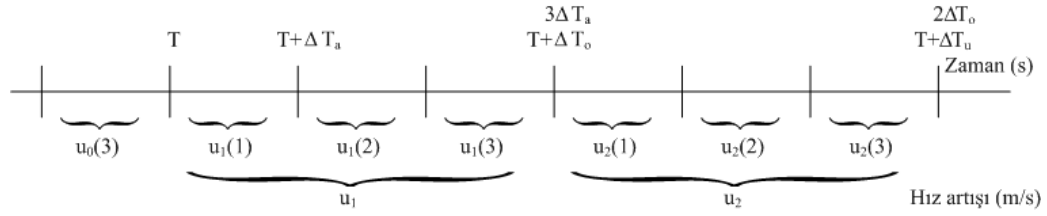
$$\Delta v_{scull} = C(\omega + f) - C(\omega) - C(f) \quad (3.108)$$

Δv_{scull} =[koni algoritmasındaki ω 'yı $(\omega+f)$, α 'yı $(\alpha+u)$ ile değiştir]

-[koni algoritması]

-[koni algoritmasındaki ω 'yı f , α 'yı u ile değiştir]

Koni algoritması için iki orta aralık, her bir orta aralıkta da üçer alt aralık bulunması durumu daha önce gösterilmiş (Bkz. Şekil 3.8) ve bu durum için koni telafisi Eş. 3.95 ile verilmişti. Boyna algoritması için kullanılan benzer iki alt aralıklı konfigürasyon Şekil 3.9'da gösterilmektedir.



Şekil 3.9. Boyna algoritmasında kullanılan hız artışları

Eş. 3.108 gözönüne alınarak Şekil 3.9'da verilen iki orta aralıklı durum için boyna telafisi aşağıdaki şekilde ifade edilebilir.

$$\begin{aligned} \Delta v_{\text{scull}} &= \frac{1}{2} [(\alpha_1 + u_1) \times (\alpha_2 + u_2)] \\ &+ \sum_{n=1}^2 \{ \{ k_1 [\alpha_{n-1}(2) + u_{n-1}(2)] + k_2 [\alpha_{n-1}(3) + u_{n-1}(3)] + k_3 [\alpha_n(1) + u_n(1)] + k_4 [\alpha_n(2) + u_n(2)] \} \\ &\times [\alpha_n(3) + u_n(3)] \} - \frac{1}{2} (\alpha_1 \times \alpha_2) - \sum_{n=1}^2 \{ \{ k_1 \alpha_{n-1}(2) + k_2 \alpha_{n-1}(3) + k_3 \alpha_n(1) + k_4 \alpha_n(2) \} \times \alpha_n(3) \} \\ &- \frac{1}{2} (u_1 \times u_2) - \sum_{n=1}^2 \{ \{ k_1 u_{n-1}(2) + k_2 u_{n-1}(3) + k_3 u_n(1) + k_4 u_n(2) \} \times u_n(3) \} \end{aligned} \quad (3.109)$$

Eş. 3.109 ile tanımlanan $\Delta v_{\text{scull}} \Delta T_u$ zaman aralığı içerisinde boyna hareketinden kaynaklanan toplam hız artışını vermektedir. Diğer taraftan ΔT_u zaman aralığı içerisinde Eş. 3.104'te yer alan dönme telafisi aşağıdaki şekilde yazılabilir.

$$\Delta v_{\text{rot}} = \frac{1}{2} [\alpha(t_n, t_n + \Delta T_u) \times u(t_n, t_n + \Delta T_u)] = \frac{1}{2} [(\alpha_1 + \alpha_2) \times (u_1 + u_2)] \quad (3.110)$$

Eş. 3.109 ile Eş. 3.110 toplanır ve gerekli düzenlemeler yapılırsa, ΔT_u zaman aralığı için toplam boyna ve dönme telafisi aşağıdaki şekilde elde edilir.

$$\begin{aligned}
\Delta v_{\text{rot}} + \Delta v_{\text{scull}} &= (\alpha_1 \times u_2) + \frac{1}{2}(\alpha_1 \times u_1) + \frac{1}{2}(\alpha_2 \times u_2) \\
&+ \sum_{n=1}^2 \{ [k_1 \alpha_{n-1}(2) + k_2 \alpha_{n-1}(3) + k_3 \alpha_n(1) + k_4 \alpha_n(2)] \times u_n(3) \} \\
&+ \sum_{n=1}^2 \{ [k_1 u_{n-1}(2) + k_2 u_{n-1}(3) + k_3 u_n(1) + k_4 u_n(2)] \times \alpha_n(3) \}
\end{aligned} \tag{3.111}$$

Eş. 3.33, $\dot{v}_e^n$ tek başına bırakılarak tekrar düzenlenirse

$$\dot{v}_e^n = C_b^n f^b - [S(\omega_{en}^n) + 2S(\omega_{ic}^n)] v_e^n + g_l^n \tag{3.112}$$

elde edilir. Eş. 3.112'nin integrasyonu Eş. 3.99 gözönüne alınarak aşağıdaki gibi bulunur. Bu aynı zamanda t_n ile $t_n + \Delta T_u$ zaman aralığındaki hız güncelleme ifadesi olmaktadır.

$$v_e^n(t_n + \Delta T_u) = v_e^n(t_n) + \Delta v(t_n, t_n + \Delta T_u) - [S(\omega_{en}^n) + 2S(\omega_{ic}^n)] v_e^n(t_n) - g_l^n \Delta T_u \tag{3.113}$$

$$\Delta v(t_n, t_n + \Delta T_u) = C_b^n(t_n) u(t_n, t_n + \Delta T_u) + C_b^n(t_n) (\Delta v_{\text{rot}} + \Delta v_{\text{scull}}) \tag{3.114}$$

$$u(t_n, t_n + \Delta T_u) = u_1 + u_2 = [u_1(1) + u_1(2) + u_1(3)] + [u_2(1) + u_2(2) + u_2(3)] \tag{3.115}$$

Eş. 3.114'teki $\Delta v_{\text{rot}} + \Delta v_{\text{scull}}$ ifadesi Eş. 3.111 ile verilmektedir. $C_b^n(t_n)$ ise yönelim güncelleme işlemiyle elde edilmektedir. Ayrıca Eş. 3.115'teki $u_1(1)$, $u_1(2)$, $u_1(3)$, $u_2(1)$, $u_2(2)$ ve $u_2(3)$ daha önce gösterilen (Bkz. Şekil 3.9) hız artışları olup, Mühimmat AÖB Hataları Modülü tarafından sağlanmaktadır. Eş. 3.113'teki ω_{en}^n ve ω_{ic}^n ise Eş. 3.22'de tanımlandığı gibidir.

3.8.3. Konum güncelleme

Mühimmatın enlem, boylam ve dünya yüzeyinden olan yükseklik olarak tanımlanan konumu aşağıdaki şekilde güncellenmektedir.

$$\begin{bmatrix} L \\ l \\ h \end{bmatrix}_{t_n + \Delta T_u} = \begin{bmatrix} L \\ l \\ h \end{bmatrix}_{t_n} + \begin{bmatrix} v_N / (R_N + h) \\ v_E / [(R_E + h) \cos L] \\ -v_D \end{bmatrix} \Delta T_u \quad (3.116)$$

3.9. Başlatma Hataları Modülü

Bu modül, hatalı moment kolu ve bağıl yönelim değerlerini kullanarak mühimmatın ilk KHY bilgisinin oluşturulmasını sağlamaktadır.

Eş. 3.44 kullanılarak mühimmat ve uçak hatalı hızları arasındaki ilişki aşağıdaki şekilde ifade edilebilir.

$$\tilde{V}_s^n = \tilde{V}_m^n + \tilde{C}_m^n [(\tilde{\omega}_{im}^m - \omega_{ic}^m) \times \tilde{r}^m] + \tilde{C}_m^n \dot{r}_{dyn}^{m, flex} \quad (3.117)$$

burada $\sim$ üst indisi ilgili değişkenin hatalı değerini göstermektedir. Eş. 3.117 türetilirken hatalı moment kolu değerinin statik moment kolu ile deterministik esneme teriminin toplamından oluştuğu ($\tilde{r}^m = \tilde{r}_{stat}^m + \dot{r}_{dyn}^{m, flex}$) ve uçak gövde eksen takımında ifade edilen dünya açısal hızının (ω_{ic}^m) hata içermediği kabul edilmiştir.

Eş. 3.117'ye benzer şekilde hatalı mühimmat yönelimini ifade eden DKM ile hatalı mühimmat konumu, sırasıyla Eş. 3.46 ve Eş. 3.53 kullanılarak aşağıdaki gibi elde edilebilir.

$$\tilde{C}_s^n = \tilde{C}_m^n \tilde{C}_s^m \quad (3.118)$$

$$\begin{bmatrix} L \\ l \\ h \end{bmatrix}^s = \begin{bmatrix} L \\ l \\ h \end{bmatrix}^m + \begin{bmatrix} 1/(R_N + h) & 0 & 0 \\ 0 & 1/[(R_E + h)\cos L] & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{bmatrix} \tilde{C}_m^n \tilde{r}^m \quad (3.119)$$

Eş. 3.117-3.119’da yer alan $\tilde{r}^m$ ve $\tilde{C}_s^m$ sırasıyla hatalı moment kolu ve mühimmatın uçağa göre bağıl yönelimini ifade eden DKM olup, bunların standart sapmaları Çizelge 3.3’te verilmektedir.

Çizelge 3.3. Uçak tarafından sağlanan nominal moment kolundaki hatalar

Mühimmatın uçağa göre konumundaki belirsizlikler	x eksen	15 cm (1σ)
	y eksen	15 cm (1σ)
	z eksen	30 cm (1σ)
Mühimmatın uçağa göre yönelimindeki belirsizlikler	Yalpa	20 mrad (1σ)
	Yunuslama	20 mrad (1σ)
	Sapma	10 mrad (1σ)

Eş. 3.117-3.119’da yer alan $\tilde{v}_m^n$, $\tilde{C}_m^n$ ve $\tilde{\omega}_{im}^m$ uçak ANS’sinin anlık hız, yönelim ve açısal hız çıktıları olup, bir sonraki kısımda açıklanacak Uçak ANS Hataları Modülü’nde oluşturulan hataları içermektedir.

3.10. Uçak ANS Hataları Modülü

Bu modül, Uçak Yörünge Yaratıcı Modülü tarafından hesaplanan hızın, yönelimin ve açısal hızın doğru değerlerine standart sapmaları Çizelge 3.4’te verilen hataları ilave ederek hatalı uçak hızı ($\tilde{v}_m^n$), yönelimi ($\tilde{C}_m^n$) ve açısal hızı ($\tilde{\omega}_{im}^m$) değerlerinin oluşturulmasını sağlamaktadır.

Çizelge 3.4. Uçak ANS hatalarının standart sapmaları

Uçak hız hatası standart sapması	0,05 m/s (1σ) (her eksen için)
Uçak açısal hız hatası standart sapması	$1,7453 \cdot 10^{-4}$ rad/s (1σ)
Uçak yönelim hatası standart sapması	$3,4907 \cdot 10^{-4}$ rad (1σ)

3.11. Moment Kolu Telafisi Modülü

Bu modül, Başlatma Hataları Modülü tarafından sağlanan hatalı moment kolu vektörü ve bağıl yönelim bilgisini kullanarak hatalı uçak ANS çıktılarına moment kolu telafisi işleminin uygulanmasını sağlamaktadır. Mühimmatın ilk KHY değerlerinin oluşturulmasını sağlayan Eş. 3.117-3.119, Moment Kolu Telafisi Modülü için de kullanılmaktadır.

3.12. Lineer Hata İlerleme Modelleri

Lineer hata ilerleme modelleri navigasyon eşitliklerinin nominal bir yörünge etrafında doğrusallaştırılması ile türetilmektedir. Bu kısımda yönelim, hız ve konum için lineer hata ilerleme modellerinin nasıl oluşturulduğu açıklanmaktadır [1].

3.12.1. Yönelim hata ilerlemesi

Gövdeye bağlı bir ANS'nin navigasyon eksen takımına göre yönelimini tanımlayan DKM'nin doğru ve hatalı değerleri arasındaki ilişki aşağıdaki gibi ifade edilebilir.

$$\tilde{C}_b^n = BC_b^n \quad (3.120)$$

burada B gövde eksen takımından navigasyon eksen takımına dönüşümdeki hatayı tanımlamaktadır. Küçük açısal kaçıklıklar için B aşağıdaki gibi yazılabilir.

$$B = [I - S(\varphi)] \quad (3.121)$$

burada

$$S(\varphi) = \begin{bmatrix} 0 & -\delta\gamma & \delta\beta \\ \delta\gamma & 0 & -\delta\alpha \\ -\delta\beta & \delta\alpha & 0 \end{bmatrix} \quad (3.122)$$

olup, $\delta\alpha$, $\delta\beta$ ve $\delta\gamma$ küçük açısal kaçıklıklar için sırasıyla yalpa, yunuslama ve sapma Euler açılarını göstermektedir. Eş. 3.121 Eş. 3.120'ye dahil edilerek $S(\varphi)$ yalnız bırakılır ve elde edilen ifadenin türevi alınır

$$S(\dot{\varphi}) = -\dot{\tilde{C}}_b^n (C_b^n)^T - \tilde{C}_b^n (\dot{C}_b^n)^T \quad (3.123)$$

bulunur. Eş. 3.97 hata içeren şekilde aşağıdaki gibi yazılabilir.

$$\dot{\tilde{C}}_b^n = \tilde{C}_b^n S(\tilde{\omega}_{ib}^b) - S(\tilde{\omega}_{in}^n) \tilde{C}_b^n \quad (3.124)$$

Eş. 3.97 ve Eş. 3.124 Eş. 3.123'e dahil edilir ve gerekli düzenlemeler yapılırsa

$$S(\dot{\varphi}) = -[I - S(\varphi)] C_b^n [S(\tilde{\omega}_{ib}^b) - S(\omega_{ib}^b)] (C_b^n)^T + S(\tilde{\omega}_{in}^n) [I - S(\varphi)] - [I - S(\varphi)] S(\omega_{in}^n) \quad (3.125)$$

bulunur. $S(\delta\omega_{ib}^b) = S(\tilde{\omega}_{ib}^b) - S(\omega_{ib}^b)$ ve $S(\delta\omega_{in}^n) = S(\tilde{\omega}_{in}^n) - S(\omega_{in}^n)$ olarak tanımlanırsa Eş. 3.125 aşağıdaki şekilde ifade edilebilir.

$$\begin{aligned} S(\dot{\varphi}) &= -C_b^n S(\delta\omega_{ib}^b) (C_b^n)^T + S(\varphi) C_b^n S(\delta\omega_{ib}^b) (C_b^n)^T \\ &+ S(\delta\omega_{in}^n) - S(\tilde{\omega}_{in}^n) S(\varphi) + S(\varphi) S(\omega_{in}^n) \end{aligned} \quad (3.126)$$

Eş. 3.126'daki hata çarpım terimi ihmal edilirse

$$S(\dot{\varphi}) \cong S(\varphi) S(\omega_{in}^n) - S(\tilde{\omega}_{in}^n) S(\varphi) + S(\delta\omega_{in}^n) - C_b^n S(\delta\omega_{ib}^b) (C_b^n)^T \quad (3.127)$$

olur. Eş. 3.127'nin sağ tarafındaki ikinci terim için hata çarpımının ihmal edilebileceği varsayılarak

$$S(\dot{\phi}) \cong S(\phi)S(\omega_{in}^n) - S(\omega_{in}^n)S(\phi) + S(\delta\omega_{in}^n) - C_b^n S(\delta\omega_{ib}^b) (C_b^n)^T \quad (3.128)$$

yazılabilir. Eş. 3.128 ile tanımlanan matris eşitliği sağ ve sol taraftaki elemanlarının karşılaştırılması ile vektörel şekilde aşağıdaki gibi ifade edilebilir.

$$\dot{\phi} \cong -\omega_{in}^n \times \phi + \delta\omega_{in}^n - C_b^n \delta\omega_{ib}^b \quad (3.129)$$

burada $\phi = [\delta\alpha \quad \delta\beta \quad \delta\gamma]^T$ olup, $\delta\omega_{ib}^b$ dönüölçer çıktısındaki hatadır. $\delta\omega_{in}^n$ ise Eş. 3.22'nin diferansiyeli alınarak aşağıdaki gibi bulunabilir.

$$\delta\omega_{in}^n = \delta\omega_{ie}^n + \delta\omega_{en}^n \quad (3.130)$$

$$\delta\omega_{ie}^n = \begin{bmatrix} -\Omega \sin L \delta L \\ 0 \\ -\Omega \cos L \delta L \end{bmatrix} \quad (3.131)$$

$$\delta\omega_{en}^n = \begin{bmatrix} \frac{1}{R_E + h} \delta v_E - \frac{v_E}{(R_E + h)^2} \delta h \\ -\frac{1}{R_N + h} \delta v_N + \frac{v_N}{(R_N + h)^2} \delta h \\ -\frac{\tan L}{R_E + h} \delta v_E + \frac{v_E \tan L}{(R_E + h)^2} \delta h - \frac{v_E}{(R_E + h) \cos^2 L} \delta L \end{bmatrix} \quad (3.132)$$

3.12.2. Hız hata ilerlemesi

Daha önce navigasyon koordinatlarında ifade edilen yer hızı Eş. 3.112 ile verilmişti. Bu hızın hata içeren hali Eş. 3.112 kullanılarak aşağıdaki şekilde ifade edilebilir.

$$\dot{\tilde{v}}_e^n = \tilde{C}_b^n \tilde{f}^b - [S(\tilde{\omega}_{en}^n) + 2S(\tilde{\omega}_{ie}^n)] \tilde{v}_e^n + \tilde{g}_l^n \quad (3.133)$$

Eş. 3.133 ile Eş. 3.112'nin farkı alınırsa

$$\dot{\tilde{v}}_e^n - \dot{v}_e^n = \tilde{C}_b^n \tilde{f}^b - C_b^n f^b - [S(\tilde{\omega}_{en}^n) + 2S(\tilde{\omega}_{ie}^n)] \tilde{v}_e^n + [S(\omega_{en}^n) + 2S(\omega_{ie}^n)] v_e^n + \tilde{g}_l^n - g_l^n \quad (3.134)$$

bulunur. Eş. 3.120-3.121 ile x , v_e^n , f^b , g_l^n , ω_{ie}^n ve ω_{en}^n 'den herhangi biri olmak üzere $\tilde{x} = x + \delta x$ olduğu gözönüne alınır ve hata terimlerinin çarpımı ihmal edilirse Eş. 3.134 aşağıdaki gibi yazılabilir.

$$\begin{aligned} \delta \dot{v}_e^n &= C_b^n \delta f^b - S(\varphi) C_b^n f^b - [S(\omega_{en}^n) + 2S(\omega_{ie}^n)] \delta v_e^n \\ &- [S(\delta \omega_{en}^n) + 2S(\delta \omega_{ie}^n)] v_e^n + \delta g_l^n \end{aligned} \quad (3.135)$$

burada δf^b ivmeölçer çıktısındaki hatadır. $\delta \omega_{en}^n$ ve $\delta \omega_{ie}^n$ ise sırasıyla Eş. 3.132 ve Eş. 3.131 ile tanımlanmaktadır. Ayrıca δg_l^n lokal yerçekimi vektöründeki hata olup, yeterince küçük olduğundan genelde ihmal edilmektedir.

3.12.3. Konum hata ilerlemesi

Konum hata ilerlemesi Eş. 3.16'nın diferansiyeli alınarak aşağıdaki şekilde elde edilebilir.

$$\begin{bmatrix} \delta \dot{L} \\ \delta \dot{l} \\ \delta \dot{h} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{R_N + h} \delta v_N - \frac{v_N}{(R_N + h)^2} \delta h \\ \frac{1}{(R_E + h) \cos L} \delta v_E - \frac{v_E}{(R_E + h)^2 \cos L} \delta h + \frac{v_E \tan L}{(R_E + h) \cos L} \delta L \\ -\delta v_D \end{bmatrix} \quad (3.136)$$

3.13. Ölçüm ve Aktarım Yönlendirme Filtresi Modülleri

AY algoritmalarının temel amacı, mühimmatın uçağa bağlı olarak taşınması sırasında mühimmat ANS KHY hataları ile AÖB hata parametrelerinin kestirilmesidir. Buna yönelik olarak uçak ve mühimmat ANS çıktılarından elde edilen benzer vektörler karşılaştırılmaktadır. Uçak ANS'sinin hemen hemen hatasız olduğu kabul edildiğinden, uçak ve mühimmat ANS çıktıları arasındaki fark büyük oranda mühimmat ANS hatalarından kaynaklanmaktadır.

Diğer taraftan tüm mühimmat hataları navigasyon çıktıları ile doğrudan ilişkili değildir. Örneğin, iki sistem arasındaki hız farkları kullanılarak mühimmat dönüölçer kayma tekrarlanabilirliği hatasının kestirilmesi mümkün değildir. Bunun nedeni hız hatalarına dönüölçer kayma tekrarlanabilirliği hatasının neden olduğu yönelim hatalarının yol açmasıdır. Bu dolaylı hataları kestirebilmek için ölçülen benzer vektör farklarının belirli manevralar altında yeteri kadar bir süre boyunca işlendiği kestirim algoritmalarına ihtiyaç duyulmaktadır.

Böyle bir kestirim algoritmasının tasarımını etkileyen en önemli kistas karşılaştırılacak vektörlerin yani ölçümün seçimidir. Vektörlerin seçimi kestirim algoritmasının bütün yapısını belirlemektedir. Bu yüzden de AY algoritmaları bir kestirim oluşturabilmek için karşılaştırılan vektörlerin tiplerine göre sınıflandırılmaktadır. Bu tez kapsamında, ölçüm olarak uçak ve mühimmat arasındaki hız farklarının kullanıldığı HE ile hız ve yönelim farklarının birlikte kullanıldığı HYE yöntemleri ele alınmaktadır.

Hemen hemen tüm AY algoritmalarında durum kestirimi için KF kullanılmaktadır. KF'ler kestirmeye çalıştıkları durumlar için bir matematiksel modele ihtiyaç duymaktadır. Diğer taraftan navigasyon eşitlikleri doğrusal olmadıklarından doğrudan model olarak kullanılamamaktadır. Dolayısıyla KF sistem modeli navigasyon eşitliklerinin nominal bir yörünge etrafında doğrusallaştırılmasıyla elde edilmektedir. Bu tipteki KF'ler genişletilmiş KF olarak isimlendirilmektedir. Bu lineerleştirilmiş eşitlikler, verilen bir nominal yörünge etrafında hataların ilerlemesini

modellemektedir. Bu yüzden genişletilmiş KF'ler durumların kendisini değil, durumlardaki hataları kestirmektedir. Nominal yörünge mühimmat ANS'si tarafından sağlandığından genişletilmiş KF (bundan sonra kısaca KF olarak yazılacak) mühimmat ANS'sinin hatalarını kestirmek için kullanılmaktadır. Navigasyon hatalarına ilave olarak, AÖB hata parametrelerinin ve statik moment kolu hatalarının da kestirilebilmesi için bunların ilerleme modellerinin de KF sistem modelinde bulunması gerekmektedir. KF tarafından yapılan durum kestirimleri ile elde edilen hatalar, hatalı sisteme kapalı bir çevrim içerisinde sürekli geri beslenerek AY sırasında sistemdeki hataların azaltılması sağlanmaktadır.

Ölçüm Modülü, uçak ile mühimmat arasındaki benzer vektörler karşılaştırılarak KF'de kullanılacak ölçüm eşitliğinin oluşturulmasını sağlamaktadır. HE ile HYE için ölçüm modelleri, AY algoritmalarında kullanılan KF yapısının verilmesinin ardından izleyen kısımlarda açıklanmaktadır.

3.13.1. Aktarım Yönlendirme algoritmalarında kullanılan Kalman Filtre yapısı

KF sistem modeli sürekli zamanda aşağıdaki şekilde ifade edilebilir [49].

$$\begin{aligned}
 \dot{x} &= F(t)x + G(t)w(t) \\
 y &= H(t)x + v(t) \\
 E[xx^T] &= P \\
 E[vv^T] &= R \\
 G(t)E[ww^T]G(t)^T &= q
 \end{aligned} \tag{3.137}$$

Eş. 3.137'nin ayrık zaman uygulaması ise aşağıdaki gibi yazılabilir [50].

$$\Delta T = t_{k+1} - t_k$$

$$\Phi_k = \Phi(t_{k+1}, t_k) \cong e^{F(t_k)\Delta T} \cong I + F\Delta T + \frac{(F\Delta T)^2}{2!} + \frac{(F\Delta T)^3}{3!}$$

$$n_k = \int_{t_k}^{t_{k+1}} \Phi(t_{k+1}, \tau) G(\tau) w(\tau) d\tau$$

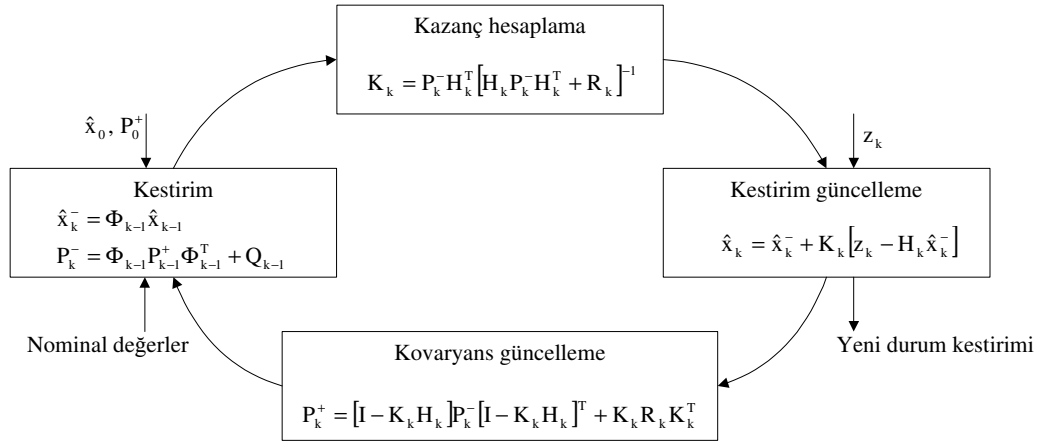
$$Q_k = E[n_k n_k^T] = \int_{t_k}^{t_{k+1}} \Phi(t_{k+1}, \tau) q(\tau) [\Phi(t_{k+1}, \tau)]^T d\tau \cong \Phi(t_{k+1}, t_k) q [\Phi(t_{k+1}, t_k)]^T \Delta T \quad (3.138)$$

$$x_{k+1} = \Phi(t_{k+1}, t_k) x_k + n_k$$

$$y_k = H(t_k) x_k + v_k$$

$$P_{k+1} = \Phi(t_{k+1}, t_k) P_k [\Phi(t_{k+1}, t_k)]^T + Q_k$$

burada ΔT , KF güncelleme periyodundan bağımsız olup, ilerleme periyodu olarak isimlendirilir. Kullanılan KF yapısı Şekil 3.10'da verilmektedir.



Şekil 3.10. KF yapısı

Şekil 3.10'daki z_k, t_k anındaki yeni ölçümü göstermektedir. KF, durum kovaryans matrisi (P_k) ile ölçüm kovaryans matrisi (R_k) kullanılarak bir kazanç hesaplanmasını ve bu kazanç aracılığıyla bir hata kestirimi yapılmasını sağlamaktadır. Şekil 3.10'da verilen çevrimin işletildiği periyoda güncelleme periyodu denmektedir.

3.13.2. Hız eşleştirme yöntemi için ölçüm modeli

Hız eşleştirme yönteminde uçak ve mühimmat hızları bir KF aracılığıyla karşılaştırılmaktadır. Hız için gözlem eşitliği, Eş .3.44 ile verilen uçak ve mühimmat hızları arasındaki ilişki kullanılarak aşağıdaki şekilde yazılabilir.

$$z_{\text{obs,hiz}} = \tilde{v}_m^n + \tilde{C}_m^n \left[(\tilde{\omega}_{im}^m - \omega_{ic}^m) \times \tilde{r}^m \right] + \tilde{C}_m^n \dot{\tilde{r}}^m - \tilde{v}_s^n \quad (3.139)$$

burada “~” ilgili değişkenin hata içeren halini ifade etmektedir. Hız için ölçüm eşitliği, dünya açışal hızının hata içermediği ve $\tilde{\omega}_{em}^m = \tilde{\omega}_{im}^m - \omega_{ic}^m$ olduğu gözönünde tutularak, Eş. 3.139 ile verilen gözlem eşitliğinin diferansiyeli alınarak aşağıdaki gibi elde edilebilir.

$$\begin{aligned} z_{\text{meas,hiz}} &= \delta v_m^n + \delta C_m^n [\tilde{\omega}_{em}^m \times \tilde{r}^m] + \tilde{C}_m^n [\delta \omega_{im}^m \times \tilde{r}^m] \\ &+ \tilde{C}_m^n [\tilde{\omega}_{em}^m \times \delta r^m] + \delta C_m^n \dot{\tilde{r}}^m + \tilde{C}_m^n \delta \dot{r}^m - \delta v_s^n \end{aligned} \quad (3.140)$$

burada

$$\delta C_m^n = -S(\phi_m) C_m^n \quad (3.141)$$

ve

$$-S(A)B = S(B)A \quad (3.142)$$

olduğundan

$$\begin{aligned} z_{\text{meas,hiz}} &= \delta v_m^n + S[C_m^n S(\tilde{\omega}_{em}^m) \tilde{r}^m] \phi_m - \tilde{C}_m^n S(\tilde{r}^m) \delta \omega_{im}^m \\ &+ \tilde{C}_m^n S(\tilde{\omega}_{em}^m) \delta r^m + S[C_m^n \dot{\tilde{r}}^m] \phi_m + \tilde{C}_m^n \delta \dot{r}^m - \delta v_s^n \end{aligned} \quad (3.143)$$

bulunur. Eş. 3.143'te yer alan moment kolu ile ilgili terimler aşağıda verilmektedir.

$$\mathbf{r}^m = \mathbf{r}_{\text{stat}}^m + \mathbf{r}_{\text{dyn}}^{m,\text{vib}} + \mathbf{r}_{\text{dyn}}^{m,\text{flex}} \quad (3.144)$$

$$\tilde{\mathbf{r}}^m = \tilde{\mathbf{r}}_{\text{stat}}^m + \mathbf{r}_{\text{dyn}}^{m,\text{flex}} \quad (3.145)$$

$$\dot{\tilde{\mathbf{r}}}^m = \dot{\mathbf{r}}_{\text{dyn}}^{m,\text{flex}} \quad (3.146)$$

$$\delta \mathbf{r}^m = \tilde{\mathbf{r}}^m - \mathbf{r}^m = \delta \mathbf{r}_{\text{stat}}^m - \mathbf{r}_{\text{dyn}}^{m,\text{vib}} \quad (3.147)$$

$$\delta \dot{\mathbf{r}}^m = -\dot{\mathbf{r}}_{\text{dyn}}^{m,\text{vib}} \quad (3.148)$$

burada $\mathbf{r}^m$ moment kolunun hatasız değerini, $\tilde{\mathbf{r}}_{\text{stat}}^m$ ise kestirimleri KF tarafından güncellenen hatalı moment kolu değerini göstermektedir. Eş. 3.147, Eş. 3.143'e dahil edilirse

$$\mathbf{z}_{\text{meas,hiz}} = -\delta \mathbf{v}_s^n + \tilde{\mathbf{C}}_m^n \mathbf{S}(\tilde{\omega}_{\text{em}}^m) \delta \mathbf{r}_{\text{stat}}^m + \mathbf{v} \quad (3.149)$$

elde edilir. Eş. 3.149'daki $\mathbf{v}$ ölçüm gürültüsü olup aşağıda verilmektedir.

$$\begin{aligned} \mathbf{v} = & \delta \mathbf{v}_m^n + \mathbf{S}[\mathbf{C}_m^n \mathbf{S}(\tilde{\omega}_{\text{em}}^m) \tilde{\mathbf{r}}^m] \boldsymbol{\varphi}_m - \tilde{\mathbf{C}}_m^n \mathbf{S}(\tilde{\mathbf{r}}^m) \delta \omega_{\text{im}}^m \\ & + \mathbf{S}[\mathbf{C}_m^n \dot{\tilde{\mathbf{r}}}^m] \boldsymbol{\varphi}_m + \tilde{\mathbf{C}}_m^n [\delta \dot{\mathbf{r}}^m - \mathbf{S}(\tilde{\omega}_{\text{em}}^m) \mathbf{r}_{\text{dyn}}^{m,\text{vib}}] \end{aligned} \quad (3.150)$$

3.13.3. Yönelim eşleştirme yöntemi için ölçüm modeli

Yönelim eşleştirme yönteminde uçak ve mühimmat yönelimleri bir KF aracılığıyla karşılaştırılmaktadır. Yönelim ölçüm eşitliğinin elde edilmesi için uçak gövde ve navigasyon eksen takımları arasındaki dönüşümü sağlayan DKM'den yararlanılabilir. Bu DKM'nin uçak tarafından sağlanan $(\tilde{\mathbf{C}}_m^n)$ ve mühimmat

tarafından hesaplanan ($\hat{C}_m^n$) hatalı değerleri arasındaki ilişki aşağıdaki şekilde ifade edilebilir:

$$\tilde{C}_m^n = [I + S(\varphi_{n,m})]\hat{C}_m^n \quad (3.151)$$

burada $\varphi_{n,m}$, bu DKM'ler arasındaki yönelim hata vektörüdür. $S(\varphi_{n,m})$ yalnız bırakılırsa yönelim gözlem eşitliği

$$z_{\text{obs,yon}} = S(\varphi_{n,m}) = \tilde{C}_m^n \hat{C}_n^m - I \quad (3.152)$$

olarak bulunur.

$$\tilde{C}_m^n = C_m^n - S(\varphi_m)C_m^n \quad (3.153)$$

olduğundan Eş. 3.153

$$\tilde{C}_m^n = C_s^n (C_s^m)^T - S(\varphi_m)C_s^n (C_s^m)^T \quad (3.154)$$

şeklinde ifade edilebilir. Eş. 3.154'te

$$C_s^n = [I + S(\varphi_s)]\tilde{C}_s^n \quad (3.155)$$

$$(C_s^m)^T = \tilde{C}_m^s [I + S(\delta e^m)] \quad (3.156)$$

ifadeleri yerine koyulursa

$$\tilde{C}_m^n = [I + S(\varphi_s)]\tilde{C}_s^n \tilde{C}_m^s [I + S(\delta e^m)] - S(\varphi_m)[I + S(\varphi_s)]\tilde{C}_s^n \tilde{C}_m^s [I + S(\delta e^m)] \quad (3.157)$$

elde edilir. Eş. 3.157'nin her iki tarafı $\hat{C}_n^m$ ile çarpılır ve bundan birim matris çıkarılırsa

$$\begin{aligned} \tilde{C}_m^n \hat{C}_n^m - I &= [\tilde{C}_s^n + S(\varphi_s) \tilde{C}_s^n] \tilde{C}_m^s + \tilde{C}_m^s S(\delta e^m) \hat{C}_n^m \\ &- S(\varphi_m) [\tilde{C}_s^n + S(\varphi_s) \tilde{C}_s^n] \tilde{C}_m^s + \tilde{C}_m^s S(\delta e^m) \hat{C}_n^m - I \end{aligned} \quad (3.158)$$

bulunur. Eş. 3.158'in sol tarafı Eş. 3.152'ye göre $S(\varphi_{n,m})$ 'e eşit olmaktadır. Eş. 3.158, hata açılarının çarpımının sıfır olduğu da kabul edilerek düzenlenirse

$$z_{obs,yon} = S(\varphi_{n,m}) \cong S(\varphi_s) + \hat{C}_m^n S(\delta e^m) \hat{C}_n^m - S(\varphi_m) \quad (3.159)$$

elde edilir. a ve b herhangi iki vektör olmak üzere, $S(a) = DKM \cdot S(b) \cdot DKM^T$ için $a = DKM \cdot b$ olduğu gözönüne alınırsa yönelim için ölçüm eşitliği aşağıdaki şekilde bulunur.

$$z_{meas,yon} = \begin{bmatrix} z_{obs,yon}(3,2) \\ z_{obs,yon}(1,3) \\ z_{obs,yon}(2,1) \end{bmatrix} = \varphi_s + \hat{C}_m^n \delta e^m - \varphi_m \quad (3.160)$$

δe^m Eş. 3.147'ye benzer şekilde

$$\delta e^m = \delta e_{stat}^m - e_{dyn}^{m,vib} \quad (3.161)$$

olarak yazılabilir. Eş. 3.161 Eş. 3.160'ta yerine koyulursa

$$z_{meas,yon} = \begin{bmatrix} z_{obs,yon}(3,2) \\ z_{obs,yon}(1,3) \\ z_{obs,yon}(2,1) \end{bmatrix} = \varphi_s + \hat{C}_m^n \delta e_{stat}^m + v \quad (3.162)$$

$$v = -\hat{C}_m^n e_{dyn}^{m,vib} - \phi_m \quad (3.163)$$

bulunur. Eş. 3.163'te verilen v ölçüm gürültüsünü ifade etmektedir.

3.13.4. Hız ve yönelim eşleştirme yöntemi için ölçüm modeli

Sadece yönelim eşleştirme yöntemi kullanılarak KF'de modellenen mühimmat hız ve ivmeölçer hataları kestirilememektedir. Mühimmat yönelim ve dönüölçer hatalarının kestirimi de genelde istenilen kalitede olmamaktadır. Bu yüzden AY uygulamalarında genelde sadece yönelim eşleştirme yöntemi kullanılmamaktadır. Hızlı AY için tercih edilen hız ve yönelim eşleştirme yönteminde kullanılan ölçüm eşitliği, önceki iki kısımda verilen ölçüm eşitliklerinin birleştirilmesi ile aşağıdaki şekilde elde edilmektedir.

$$Z_{meas,hiz_yon} = \begin{bmatrix} Z_{meas,hiz} \\ Z_{meas,yon} \end{bmatrix} \quad (3.164)$$

3.13.5. Hız eşleştirme yöntemi için Kalman Filtresi sistem ve ölçüm eşitlikleri

Bu kısımda hız eşleştirme yöntemi için KF'de kullanılan sistem ve ölçüm eşitlikleri türetilmektedir. Hız eşleştirme yöntemi için 21 durumlu bir KF kullanılmaktadır. Bu durumlar; kuzey, doğu ve aşağı yönlerdeki mühimmat hız hataları (3 durum), yalpa, yunuslama ve sapma yönlerindeki mühimmat yönelim hataları (3 durum), mühimmat gövde eksen takımındaki ivmeölçer/dönüölçer kayma ve orantı katsayı tekrarlanabilirlik hataları (12 durum) ile uçak ve mühimmat ANS'leri arasındaki statik yani sabit moment kolu hatalarıdır (3 durum). KF sistem modelinin oluşturulabilmesi için bu durumların matematiksel ifadelerine ihtiyaç duyulmaktadır.

Kuzey, doğu ve aşağı yönlerdeki mühimmat hız hatalarının ilerleme modeli Eş. 3.135'te verilmektedir. Konum hataları ihmal edilirse

$$\delta\omega_{ic}^n = [0 \quad 0 \quad 0]^T \quad (3.165)$$

$$\delta\omega_{en}^n = \delta\omega_{in}^n = \left[\frac{\delta v_E}{R_E + h} \quad -\frac{\delta v_N}{R_N + h} \quad -\frac{\tan L \delta v_E}{R_E + h} \right]^T \quad (3.166)$$

bulunur. Lokal yerçekimi vektöründeki hatayı ifade eden δg_1^n de yeterince küçük olduğu varsayılarak ihmal edilir ve $C_b^n f^b = f^n$ olduğu gözönüne alınırsa Eş. 3.135 aşağıdaki gibi ifade edilebilir.

$$\delta \dot{v}_c^n = C_b^n \delta f^b - S(\varphi_s) f^n - [S(\omega_{en}^n) + 2S(\omega_{ic}^n)] \delta v_c^n - S(\delta\omega_{en}^n) v_c^n \quad (3.167)$$

Eş. 3.167 açık olarak yazılırsa aşağıdaki ifade elde edilir.

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} \delta \dot{v}_N \\ \delta \dot{v}_E \\ \delta \dot{v}_D \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} \\ C_{21} & C_{22} & C_{23} \\ C_{31} & C_{32} & C_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta f_x \\ \delta f_y \\ \delta f_z \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} 0 & -\delta\gamma_s & \delta\beta_s \\ \delta\gamma_s & 0 & -\delta\alpha_s \\ -\delta\beta_s & \delta\alpha_s & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} f_N \\ f_E \\ f_D \end{bmatrix} \\ &- \begin{bmatrix} \bar{i} & \bar{j} & \bar{k} \\ 2\Omega \cos L + \frac{v_E}{R_E + h} & -\frac{v_N}{R_N + h} & -2\Omega \sin L - \frac{v_E \tan L}{R_E + h} \\ \delta v_N & \delta v_E & \delta v_D \end{bmatrix} \\ &- \begin{bmatrix} \bar{i} & \bar{j} & \bar{k} \\ \frac{\delta v_E}{R_E + h} & -\frac{\delta v_N}{R_N + h} & -\frac{\delta v_E \tan L}{R_E + h} \\ v_N & v_E & v_D \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (3.168)$$

Eş. 3.168 vektörel olarak aşağıdaki gibi yazılabilir.

$$\begin{aligned}
\delta\dot{v}_N \bar{i} + \delta\dot{v}_E \bar{j} + \delta\dot{v}_D \bar{k} = & (C_{11}\delta f_x + C_{12}\delta f_y + C_{13}\delta f_z) \bar{i} + (C_{21}\delta f_x + C_{22}\delta f_y + C_{23}\delta f_z) \bar{j} \\
& + (C_{31}\delta f_x + C_{32}\delta f_y + C_{33}\delta f_z) \bar{k} - (-\delta\gamma_s f_E + \delta\beta_s f_D) \bar{i} - (\delta\gamma_s f_N - \delta\alpha_s f_D) \bar{j} \\
& - (-\delta\beta_s f_N + \delta\alpha_s f_E) \bar{k} - \left[\left(-\frac{v_N}{R_N + h} \right) \delta v_D + \left(2\Omega \sin L + \frac{v_E \tan L}{R_E + h} \right) \delta v_E \right] \bar{i} \\
& + \left[\left(2\Omega \cos L + \frac{v_E}{R_E + h} \right) \delta v_D + \left(2\Omega \sin L + \frac{v_E \tan L}{R_E + h} \right) \delta v_N \right] \bar{j} \\
& - \left[\left(2\Omega \cos L + \frac{v_E}{R_E + h} \right) \delta v_E + \left(\frac{v_N}{R_N + h} \right) \delta v_N \right] \bar{k} \\
& - \left[\left(-\frac{v_D}{R_N + h} \right) \delta v_N + \left(\frac{v_E \tan L}{R_E + h} \right) \delta v_E \right] \bar{i} + \left[\left(\frac{v_D}{R_E + h} \right) \delta v_E + \left(\frac{v_N \tan L}{R_E + h} \right) \delta v_E \right] \bar{j} \\
& - \left[\left(\frac{v_E}{R_E + h} \right) \delta v_E + \left(\frac{v_N}{R_N + h} \right) \delta v_N \right] \bar{k}
\end{aligned} \tag{3.169}$$

Eş. 3.169'daki terimler taraf tarafa eşleştirilirse hız hataları için aşağıdaki ifadeler elde edilir.

$$\begin{aligned}
\delta\dot{v}_N = & \left(\frac{v_D}{R_N + h} \right) \delta v_N - 2 \left(\Omega \sin L + \frac{v_E \tan L}{R_E + h} \right) \delta v_E + \left(\frac{v_N}{R_N + h} \right) \delta v_D \\
& - f_D \delta\beta_s + f_E \delta\gamma_s + C_{11}\delta f_x + C_{12}\delta f_y + C_{13}\delta f_z
\end{aligned} \tag{3.170}$$

$$\begin{aligned}
\delta\dot{v}_E = & \left(2\Omega \sin L + \frac{v_E \tan L}{R_E + h} \right) \delta v_N + \left(\frac{v_D}{R_E + h} + \frac{v_N \tan L}{R_E + h} \right) \delta v_E + \left(2\Omega \cos L + \frac{v_E}{R_E + h} \right) \delta v_D \\
& + f_D \delta\alpha_s - f_N \delta\gamma_s + C_{21}\delta f_x + C_{22}\delta f_y + C_{23}\delta f_z
\end{aligned} \tag{3.171}$$

$$\begin{aligned}
\delta\dot{v}_D = & \left(\frac{-2v_N}{R_N + h} \right) \delta v_N - 2 \left(\Omega \cos L + \frac{v_E}{R_E + h} \right) \delta v_E \\
& - f_E \delta\alpha_s + f_N \delta\beta_s + C_{31}\delta f_x + C_{32}\delta f_y + C_{33}\delta f_z
\end{aligned} \tag{3.172}$$

Mühimmat yalpa, yunuslama ve sapma yönelim hatalarının ilerlemesini gösteren ifade Eş. 3.129'da verilmektedir. Eş. 3.129 açık olarak yazılırsa

$$\begin{aligned} \delta\dot{\alpha}_s \bar{i} + \delta\dot{\beta}_s \bar{j} + \delta\dot{\gamma}_s \bar{k} = & - \begin{bmatrix} \bar{i} & \bar{j} & \bar{k} \\ \Omega \cos L + \frac{v_E}{R_E + h} & -\frac{v_N}{R_N + h} & -\Omega \sin L - \frac{v_E \tan L}{R_E + h} \\ \delta\alpha_s & \delta\beta_s & \delta\gamma_s \end{bmatrix} \\ & + \frac{\delta v_E}{R_E + h} \bar{i} - \frac{\delta v_N}{R_N + h} \bar{j} - \frac{\delta v_E \tan L}{R_E + h} \bar{k} - \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} \\ C_{21} & C_{22} & C_{23} \\ C_{31} & C_{32} & C_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta\omega_x \\ \delta\omega_y \\ \delta\omega_z \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (3.173)$$

bulunur. Eş. 3.173 vektörel olarak yazılır ve taraf tarafa eşleştirme yapılırsa yönelim hataları için aşağıdaki ifadeler elde edilir.

$$\begin{aligned} \delta\dot{\alpha}_s = & \left(\frac{1}{R_E + h} \right) \delta v_E - \left(\Omega \sin L + \frac{v_E \tan L}{R_E + h} \right) \delta\beta_s + \left(\frac{v_N}{R_N + h} \right) \delta\gamma_s \\ & - C_{11} \delta\omega_x - C_{12} \delta\omega_y - C_{13} \delta\omega_z \end{aligned} \quad (3.174)$$

$$\begin{aligned} \delta\dot{\beta}_s = & \left(-\frac{1}{R_N + h} \right) \delta v_N + \left(\Omega \sin L + \frac{v_E \tan L}{R_E + h} \right) \delta\alpha_s + \left(\Omega \cos L + \frac{v_E}{R_E + h} \right) \delta\gamma_s \\ & - C_{21} \delta\omega_x - C_{22} \delta\omega_y - C_{23} \delta\omega_z \end{aligned} \quad (3.175)$$

$$\begin{aligned} \delta\dot{\gamma}_s = & \left(-\frac{\tan L}{R_E + h} \right) \delta v_E - \left(\frac{v_N}{R_N + h} \right) \delta\alpha_s - \left(\Omega \cos L + \frac{v_E}{R_E + h} \right) \delta\beta_s \\ & - C_{31} \delta\omega_x - C_{32} \delta\omega_y - C_{33} \delta\omega_z \end{aligned} \quad (3.176)$$

Eş. 3.170-3.172'de yer alan δf_x , δf_y , δf_z ve Eş. 3.174-3.176'da yer alan $\delta\omega_x$, $\delta\omega_y$, $\delta\omega_z$ sırasıyla mühimmat ivmeölçer ve dönüölçer çıktılarındaki hatalar olup, bunlar aşağıdaki şekilde ifade edilebilir.

$$\delta f_x = \delta a_{br}^x + f^x \delta a_{sfr}^x + \delta a_{rw}^x \quad (3.177)$$

$$\delta f_y = \delta a_{br}^y + f^y \delta a_{sfr}^y + \delta a_{rw}^y \quad (3.178)$$

$$\delta f_z = \delta a_{br}^z + f^z \delta a_{sfr}^z + \delta a_{rw}^z \quad (3.179)$$

$$\delta \omega_x = \delta g_{dr}^x + \omega^x \delta g_{sfr}^x + \delta g_{rw}^x \quad (3.180)$$

$$\delta \omega_y = \delta g_{dr}^y + \omega^y \delta g_{sfr}^y + \delta g_{rw}^y \quad (3.181)$$

$$\delta \omega_z = \delta g_{dr}^z + \omega^z \delta g_{sfr}^z + \delta g_{rw}^z \quad (3.182)$$

Eş. 3.177-3.182’de yer alan ve KF’deki 12 durumu temsil eden mühimmat ivmeölçer/dönüölçer kayma ve orantı katsayı tekrarlanabilirlik hatalarının matematiksel ifadeleri Çizelge 3.2’de verilmekte olup, bunlar aşağıdaki şekilde gösterilebilir. Bu eşitliklerden anlaşılacağı üzere tekrarlanabilirlik hataları gelişigüzel sabit olarak modellenmektedir. Eş. 3.177-3.182’de yer alan ve ölçer gelişigüzel yürüme hatalarını ifade eden δa_{rw} ve δg_{rw} terimleri ise daha sonra görülebileceği gibi sistem gürültüsü olarak ele alınmaktadır. Bu terimler daha önce belirtildiği ve Çizelge 3.2’de verildiği gibi MEMS ivmeölçerler ve fiberoptik dönüölçerlerden oluşan ticari bir AÖB’ün hata parametreleri kullanılarak belirlenmiştir.

$$\delta \dot{a}_{br}^x = 0 \quad (3.183)$$

$$\delta \dot{a}_{br}^y = 0 \quad (3.184)$$

$$\delta \dot{a}_{br}^z = 0 \quad (3.185)$$

$$\delta \dot{a}_{sfr}^x = 0 \quad (3.186)$$

$$\delta \dot{a}_{sfr}^y = 0 \quad (3.187)$$

$$\delta \dot{a}_{sfr}^z = 0 \quad (3.188)$$

$$\delta \dot{g}_{dr}^x = 0 \quad (3.189)$$

$$\delta \dot{g}_{dr}^y = 0 \quad (3.190)$$

$$\delta \dot{g}_{dr}^z = 0 \quad (3.191)$$

$$\delta \dot{g}_{sfr}^x = 0 \quad (3.192)$$

$$\delta \dot{g}_{sfr}^y = 0 \quad (3.193)$$

$$\delta \dot{g}_{sfr}^z = 0 \quad (3.194)$$

Gelişigüzel sabit olarak modellenen uçak ve mühimmat ANS'leri arasındaki statik yani sabit moment kolu hatalarının ilerleme modeli aşağıdaki şekilde gösterilebilir.

$$\delta \dot{r}_{stat}^x = 0 \quad (3.195)$$

$$\delta \dot{r}_{stat}^y = 0 \quad (3.196)$$

$$\delta \dot{r}_{stat}^z = 0 \quad (3.197)$$

Matematiksel ifadeleri Eş. 3.170-3.172, Eş. 3.174-3.176, Eş. 3.177-3.182, Eş. 3.183-3.194 ve Eş. 3.195-3.197 ile verilen durumlar, KF sistem eşitliğini gösterecek şekilde ($\dot{x} = Fx + Gw$) ifade edilebilir. Burada x 21x1 boyutundaki durum vektörünü göstermekte olup, aşağıdaki şekilde yazılabilir.

$$x_{21 \times 1} = \begin{bmatrix} \delta v_N & \delta v_E & \delta v_D & \delta \alpha_s & \delta \beta_s & \delta \gamma_s & \delta a_{br}^x & \delta a_{br}^y & \delta a_{br}^z & \delta a_{sfr}^x & \delta a_{sfr}^y & \delta a_{sfr}^z \\ \delta g_{dr}^x & \delta g_{dr}^y & \delta g_{dr}^z & \delta g_{sfr}^x & \delta g_{sfr}^y & \delta g_{sfr}^z & \delta r_{stat}^x & \delta r_{stat}^y & \delta r_{stat}^z \end{bmatrix}^T \quad (3.198)$$

21x21 boyutundaki sistem matrisi F aşağıdaki şekilde gösterilebilir.

$$F_{21 \times 21} = \begin{bmatrix} N_{6 \times 6} & K_{6 \times 12} & 0_{6 \times 3} \\ 0_{12 \times 6} & 0_{12 \times 12} & 0_{12 \times 3} \\ 0_{3 \times 6} & 0_{3 \times 12} & 0_{3 \times 3} \end{bmatrix} \quad (3.199)$$

Eş. 3.199'daki $N_{6 \times 6}$ ve $K_{6 \times 12}$ alt matrisleri aşağıdaki gibi ifade edilebilir.

$$N_{6 \times 6} = \begin{bmatrix} \frac{v_D}{R_N + h} & -2 \left(\Omega \sin L + \frac{v_E \tan L}{R_E + h} \right) & \frac{v_N}{R_N + h} & \dots \\ 2\Omega \sin L + \frac{v_E \tan L}{R_E + h} & \frac{v_D + v_N \tan L}{R_E + h} & 2\Omega \cos L + \frac{v_E}{R_E + h} & \dots \\ \frac{-2v_N}{R_N + h} & -2 \left(\Omega \cos L + \frac{v_E}{R_E + h} \right) & 0 & \dots \\ 0 & \frac{1}{R_E + h} & 0 & \dots \\ -\frac{1}{R_N + h} & 0 & 0 & \dots \\ 0 & -\frac{\tan L}{R_E + h} & 0 & \dots \\ \dots & 0 & -f_D & f_E \\ \dots & f_D & 0 & -f_N \\ \dots & -f_E & f_N & 0 \\ \dots & 0 & -\Omega \sin L - \frac{v_E \tan L}{R_E + h} & \frac{v_N}{R_N + h} \\ \dots & \Omega \sin L + \frac{v_E \tan L}{R_E + h} & 0 & \Omega \cos L + \frac{v_E}{R_E + h} \\ \dots & -\frac{v_N}{R_N + h} & -\Omega \cos L - \frac{v_E}{R_E + h} & 0 \end{bmatrix} \quad (3.200)$$

$$\begin{aligned}
\mathbf{K}_{6 \times 12} = & \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & C_{11}f^x & C_{12}f^y & C_{13}f^z & \dots \\ C_{21} & C_{22} & C_{23} & C_{21}f^x & C_{22}f^y & C_{23}f^z & \dots \\ C_{31} & C_{32} & C_{33} & C_{31}f^x & C_{32}f^y & C_{33}f^z & \dots \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \dots \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \dots \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \dots \\ \dots & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \dots & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \dots & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \dots & -C_{11} & -C_{12} & -C_{13} & -C_{11}\omega^x & -C_{12}\omega^y & -C_{13}\omega^z \\ \dots & -C_{21} & -C_{22} & -C_{23} & -C_{21}\omega^x & -C_{22}\omega^y & -C_{23}\omega^z \\ \dots & -C_{31} & -C_{32} & -C_{33} & -C_{31}\omega^x & -C_{32}\omega^y & -C_{33}\omega^z \end{bmatrix} \quad (3.201)
\end{aligned}$$

21x1 boyutundaki w vektörü ve 21x21 boyutundaki G matrisi aşağıda verilmektedir.

$$\mathbf{w}_{21 \times 1} = [\delta a_{rw}^x \quad \delta a_{rw}^y \quad \delta a_{rw}^z \quad \delta g_{rw}^x \quad \delta g_{rw}^y \quad \delta g_{rw}^z \quad 0_{15 \times 1}]^T \quad (3.202)$$

$$\mathbf{G}_{21 \times 21} = \begin{bmatrix} \mathbf{L}_{6 \times 6} & \mathbf{0}_{6 \times 15} \\ \mathbf{0}_{15 \times 6} & \mathbf{0}_{15 \times 15} \end{bmatrix} \quad (3.203)$$

$$\mathbf{L}_{6 \times 6} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & 0 & 0 & 0 \\ C_{21} & C_{22} & C_{23} & 0 & 0 & 0 \\ C_{31} & C_{32} & C_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -C_{11} & -C_{12} & -C_{13} \\ 0 & 0 & 0 & -C_{21} & -C_{22} & -C_{23} \\ 0 & 0 & 0 & -C_{31} & -C_{32} & -C_{33} \end{bmatrix} \quad (3.204)$$

Eş. 3.137’de tanımlanan q matrisi ($q = G E[ww^T] G^T$), Eş. 3.138’de tanımlanan n_k ’nın normal olasılık dağılımını gösteren Q_k matrisinin belirlenmesi için gerekmektedir. q matrisinin nasıl elde edildiği aşağıda açıklanmaktadır.

Sistem gürültüsünün hız hataları üzerindeki etkisi aşağıdaki şekilde gösterilebilir.

$$\begin{bmatrix} \delta \dot{v}_N \\ \delta \dot{v}_E \\ \delta \dot{v}_D \end{bmatrix} = \dots + \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} \\ C_{21} & C_{22} & C_{23} \\ C_{31} & C_{32} & C_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta a_{rw}^x \\ \delta a_{rw}^y \\ \delta a_{rw}^z \end{bmatrix} \quad (3.205)$$

Eş. 3.205'in sağ tarafındaki ilk ve ikinci terim sırasıyla Eş. 3.203 ve Eş. 3.202 ile tanımlanan G matrisinin ve w vektörünün hız hataları ile ilgili alt bileşenlerini ifade etmektedir. Bu durumda

$$\begin{aligned} E[ww^T] &= E \left\{ \begin{bmatrix} \delta a_{rw}^x \\ \delta a_{rw}^y \\ \delta a_{rw}^z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta a_{rw}^x & \delta a_{rw}^y & \delta a_{rw}^z \end{bmatrix} \right\} \\ &= E \begin{bmatrix} (\delta a_{rw}^x)^2 & \delta a_{rw}^y \delta a_{rw}^x & \delta a_{rw}^z \delta a_{rw}^x \\ \delta a_{rw}^x \delta a_{rw}^y & (\delta a_{rw}^y)^2 & \delta a_{rw}^z \delta a_{rw}^y \\ \delta a_{rw}^x \delta a_{rw}^z & \delta a_{rw}^y \delta a_{rw}^z & (\delta a_{rw}^z)^2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sigma_{a,rw}^2 & 0 & 0 \\ 0 & \sigma_{a,rw}^2 & 0 \\ 0 & 0 & \sigma_{a,rw}^2 \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (3.206)$$

bulunur. Eş. 3.206'daki $\sigma_{a,rw}$ beyaz gürültü şeklinde modellenen ivmeölçer rastgele yürüme hatasının standart sapması olup, bunun değeri Çizelge 3.2'de verilmektedir. Eş. 3.206'daki $\sigma_{a,rw}$ teriminin farklı bileşenleri arasında bir ilişki bulunmadığı varsayıldığından köşegen haricindeki terimler sıfır olmaktadır. Öyleyse

$$\begin{aligned} q &= G E[ww^T] G^T = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} \\ C_{21} & C_{22} & C_{23} \\ C_{31} & C_{32} & C_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_{a,rw}^2 & 0 & 0 \\ 0 & \sigma_{a,rw}^2 & 0 \\ 0 & 0 & \sigma_{a,rw}^2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} C_{11} & C_{21} & C_{31} \\ C_{12} & C_{22} & C_{32} \\ C_{13} & C_{23} & C_{33} \end{bmatrix} \\ &= \begin{bmatrix} (C_{11}^2 + C_{12}^2 + C_{13}^2) \sigma_{a,rw}^2 & (C_{21} C_{11} + C_{22} C_{12} + C_{23} C_{13}) \sigma_{a,rw}^2 & \dots \\ (C_{11} C_{21} + C_{12} C_{22} + C_{13} C_{23}) \sigma_{a,rw}^2 & (C_{21}^2 + C_{22}^2 + C_{23}^2) \sigma_{a,rw}^2 & \dots \\ (C_{11} C_{31} + C_{12} C_{32} + C_{13} C_{33}) \sigma_{a,rw}^2 & (C_{21} C_{31} + C_{22} C_{32} + C_{23} C_{33}) \sigma_{a,rw}^2 & \dots \\ \dots & \dots & \dots \\ \dots & (C_{31} C_{11} + C_{32} C_{12} + C_{33} C_{13}) \sigma_{a,rw}^2 & \dots \\ \dots & (C_{31} C_{21} + C_{32} C_{22} + C_{33} C_{23}) \sigma_{a,rw}^2 & \dots \\ \dots & (C_{31}^2 + C_{32}^2 + C_{33}^2) \sigma_{a,rw}^2 & \dots \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (3.207)$$

olur. C_b^n matrisinin özelliği de gözönüne alınırsa

$$q = \begin{bmatrix} \sigma_{a,rw}^2 & 0 & 0 \\ 0 & \sigma_{a,rw}^2 & 0 \\ 0 & 0 & \sigma_{a,rw}^2 \end{bmatrix} \quad (3.208)$$

elde edilir. Benzer şekilde sistem gürültüsünün yönelim hataları üzerindeki etkisi

$$q = \begin{bmatrix} \sigma_{g,rw}^2 & 0 & 0 \\ 0 & \sigma_{g,rw}^2 & 0 \\ 0 & 0 & \sigma_{g,rw}^2 \end{bmatrix} \quad (3.209)$$

olarak bulunur. Eş. 3.209'daki $\sigma_{g,rw}$ beyaz gürültü şeklinde modellenen dönüölçer rastgele yürüme hatasının standart sapması olup, bunun değeri Çizelge 3.2'de verilmektedir. Sonuç olarak q matrisi, Eş. 3.208-3.209 ile verilen alt matrislerin birleştirilmesiyle aşağıdaki şekilde elde edilebilir.

$$q_{21 \times 21} = \begin{bmatrix} \sigma_{a,rw}^2 I_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 15} \\ 0_{3 \times 3} & \sigma_{g,rw}^2 I_{3 \times 3} & 0_{3 \times 15} \\ 0_{15 \times 3} & 0_{15 \times 3} & 0_{15 \times 15} \end{bmatrix} \quad (3.210)$$

Eş. 3.138'de tanımlanan Q_k matrisi, Eş. 3.210'da verilen q matrisi kullanılarak aşağıdaki şekilde elde edilebilir.

$$Q_k = \Phi_k q \Phi_k^T \Delta T \quad (3.211)$$

Eş. 3.211'de yer alan Φ_k , Eş. 3.138'de verilmekte olup aşağıdaki gibi yazılabilir.

$$\Phi_k \cong I + F\Delta T + \frac{(F\Delta T)^2}{2!} + \frac{(F\Delta T)^3}{3!} \quad (3.212)$$

Eş. 3.212’de yer alan F matrisi Eş. 3.199 ile tanımlanan sistem matrisidir. Eş. 3.212’deki ΔT , KF ilerleme periyodunu göstermektedir.

İzleyen kısımda, Eş. 3.138 ile verilen $y=Hx+v$ şeklindeki KF ölçüm modeli için olan açıklamalar yer almaktadır. KF ölçüm matrisi olan H 3x21 boyutunda olup, Eş. 3.149’da verilen ifade kullanılarak aşağıdaki şekilde ifade edilebilir.

$$H_{3 \times 21} = \begin{bmatrix} -I_{3 \times 3} & 0_{3 \times 15} & \tilde{C}_m^n S(\tilde{\omega}_{em}^m) \end{bmatrix} \quad (3.213)$$

Eş. 3.137’de verilen ölçüm hata kovaryans matrisi $R=E[vv^T]$; Eş. 3.150’de verilen ve ölçüm gürültüsünü ifade eden v , R ifadesinde yerine koyularak aşağıdaki şekilde elde edilebilir.

$$\begin{aligned} R_{3 \times 3, hiz} = E \{ & [\delta v_m^n + S[C_m^n S(\tilde{\omega}_{em}^m) \tilde{r}^m] \phi_m - \tilde{C}_m^n S(\tilde{r}^m) \delta \omega_{im}^m + S[C_m^n \dot{\tilde{r}}^m] \phi_m \\ & + \tilde{C}_m^n [\dot{\tilde{r}}^m - S(\tilde{\omega}_{em}^m) \dot{r}_{dyn}^{m, vib}] \cdot [\delta v_m^n + S[C_m^n S(\tilde{\omega}_{em}^m) \tilde{r}^m] \phi_m - \tilde{C}_m^n S(\tilde{r}^m) \delta \omega_{im}^m + S[C_m^n \dot{\tilde{r}}^m] \phi_m \\ & + \tilde{C}_m^n [\dot{\tilde{r}}^m - S(\tilde{\omega}_{em}^m) \dot{r}_{dyn}^{m, vib}]^T] \} \end{aligned} \quad (3.214)$$

$$\begin{aligned} R_{3 \times 3, hiz} = E \{ & [\delta v_m^n + S[C_m^n S(\tilde{\omega}_{em}^m) \tilde{r}^m] \phi_m - \tilde{C}_m^n S(\tilde{r}^m) \delta \omega_{im}^m + S[C_m^n \dot{\tilde{r}}^m] \phi_m \\ & + \tilde{C}_m^n [\dot{\tilde{r}}^m - S(\tilde{\omega}_{em}^m) \dot{r}_{dyn}^{m, vib}] \cdot \{ (\delta v_m^n)^T + (\phi_m)^T (S[C_m^n S(\tilde{\omega}_{em}^m) \tilde{r}^m])^T - (\delta \omega_{im}^m)^T (S(\tilde{r}^m))^T (\tilde{C}_m^n)^T \\ & + (\phi_m)^T (S[C_m^n \dot{\tilde{r}}^m])^T + (-\dot{r}_{dyn}^{m, vib})^T (\tilde{C}_m^n)^T - (\dot{r}_{dyn}^{m, vib})^T (S(\tilde{\omega}_{em}^m))^T (\tilde{C}_m^n)^T \} \} \end{aligned} \quad (3.215)$$

$$\begin{aligned} R_{3 \times 3, hiz} = E \{ & (\delta v_m^n)(\delta v_m^n)^T \} + S[C_m^n S(\tilde{\omega}_{em}^m) \tilde{r}^m] E \{ (\phi_m)(\phi_m)^T \} S[C_m^n S(\tilde{\omega}_{em}^m) \tilde{r}^m]^T \\ & + \tilde{C}_m^n S(\tilde{r}^m) E \{ (\delta \omega_{im}^m)(\delta \omega_{im}^m)^T \} (S(\tilde{r}^m))^T (\tilde{C}_m^n)^T + S[C_m^n \dot{\tilde{r}}^m] E \{ (\phi_m)(\phi_m)^T \} S[C_m^n \dot{\tilde{r}}^m]^T \\ & + \tilde{C}_m^n E \{ (\dot{r}_{dyn}^{m, vib})(\dot{r}_{dyn}^{m, vib})^T \} (\tilde{C}_m^n)^T + \tilde{C}_m^n S(\tilde{\omega}_{em}^m) E \{ (\dot{r}_{dyn}^{m, vib})(\dot{r}_{dyn}^{m, vib})^T \} (S(\tilde{\omega}_{em}^m))^T (\tilde{C}_m^n)^T \} \end{aligned} \quad (3.216)$$

bulunur. Eş. 3.216’daki her bir $E[\]$ operatörü, içerisindeki beyaz gürültü olarak modellenen terimin varyans değerlerinden oluşan 3x3’lük köşegen matrisi

göstermektedir. Burada δv_m^n , $\delta \omega_{im}^m$ ve ϕ_m sırasıyla uçak hız, açısal hız ve yönelim hatalarını göstermekte olup, bunların standart sapmaları Çizelge 3.4'te verilmektedir. $r_{dyn}^{m,vib}$ ve $\dot{r}_{dyn}^{m,vib}$ ise sırasıyla titreşimin neden olduğu moment kolu konum ve yönelim hatalarını göstermekte olup, bunların standart sapma değerleri Titreşim Modelleri Modülü tarafından sağlanmaktadır.

3.13.6. Hız ve yönelim eşleştirme yöntemi için Kalman Filtresi sistem ve ölçüm eşitlikleri

Hız ve yönelim eşleştirme yöntemi için 24 durumlu bir KF kullanılmaktadır. Bu durumlar; hız eşleştirme yönteminde kullanılan 21 duruma ilave olarak, uçak ve mühimmat ANS'leri arasındaki statik yani sabit moment kolu yönelim hatalarından (3 durum) oluşmaktadır. Gelişigüzel sabit olarak modellenen uçak ve mühimmat ANS'leri arasındaki statik yani sabit moment kolu yönelim hatalarının ilerleme modeli aşağıdaki şekilde gösterilebilir.

$$\delta \dot{e}_{stat}^x = 0 \quad (3.217)$$

$$\delta \dot{e}_{stat}^y = 0 \quad (3.218)$$

$$\delta \dot{e}_{stat}^z = 0 \quad (3.219)$$

Hız ve yönelim eşleştirme yöntemi için durum vektörü ve sistem matrisi aşağıdaki gibidir.

$$x_{24 \times 1} = \begin{bmatrix} \delta v_N & \delta v_E & \delta v_D & \delta \alpha_s & \delta \beta_s & \delta \gamma_s & \delta a_{br}^x & \delta a_{br}^y & \delta a_{br}^z & \delta a_{sfr}^x & \delta a_{sfr}^y & \delta a_{sfr}^z \\ \delta g_{dr}^x & \delta g_{dr}^y & \delta g_{dr}^z & \delta g_{sfr}^x & \delta g_{sfr}^y & \delta g_{sfr}^z & \delta r_{stat}^x & \delta r_{stat}^y & \delta r_{stat}^z & \delta e_{stat}^x & \delta e_{stat}^y & \delta e_{stat}^z \end{bmatrix}^T \quad (3.220)$$

$$F_{24 \times 24} = \begin{bmatrix} N_{6 \times 6} & K_{6 \times 12} & 0_{6 \times 6} \\ 0_{12 \times 6} & 0_{12 \times 12} & 0_{12 \times 6} \\ 0_{6 \times 6} & 0_{6 \times 12} & 0_{6 \times 6} \end{bmatrix} \quad (3.221)$$

burada $N_{6 \times 6}$ ve $K_{6 \times 12}$ alt matrisleri Eş. 3.200-3.201’de verildiği gibidir. q matrisi ise

$$q_{24 \times 24} = \begin{bmatrix} \sigma_{a,rw}^2 I_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 18} \\ 0_{3 \times 3} & \sigma_{g,rw}^2 I_{3 \times 3} & 0_{3 \times 18} \\ 0_{18 \times 3} & 0_{18 \times 3} & 0_{18 \times 18} \end{bmatrix} \quad (3.222)$$

şeklinde. KF ölçüm matrisi H ve ölçüm hata kovaryans matrisi R ; Eş. 3.162, Eş. 3.163, Eş. 3.213 ve Eş. 3.216’da verilen ifadeler kullanılarak aşağıdaki şekilde ifade edilebilir.

$$H_{6 \times 24} = \begin{bmatrix} -I_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 12} & \tilde{C}_m^n S(\tilde{\omega}_{em}^m) & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & I_{3 \times 3} & 0_{3 \times 12} & 0_{3 \times 3} & \hat{C}_m^n \end{bmatrix} \quad (3.223)$$

$$R_{3 \times 3, yon} = E \left\{ \left[-\hat{C}_m^n e_{dyn}^{m, vib} - \varphi_m \right] \cdot \left[-\hat{C}_m^n e_{dyn}^{m, vib} - \varphi_m \right]^T \right\} \quad (3.224)$$

$$R_{3 \times 3, yon} = E \left\{ \left[-\hat{C}_m^n e_{dyn}^{m, vib} - \varphi_m \right] \cdot \left[-\left(e_{dyn}^{m, vib} \right)^T \left(\hat{C}_m^n \right)^T - \left(\varphi_m \right)^T \right] \right\} \quad (3.225)$$

$$R_{3 \times 3, yon} = \hat{C}_m^n E \left\{ \left(e_{dyn}^{m, vib} \right) \left(e_{dyn}^{m, vib} \right)^T \right\} \left(\hat{C}_m^n \right)^T + E \left\{ \left(\varphi_m \right) \left(\varphi_m \right)^T \right\} \quad (3.226)$$

Eş. 3.226’daki her bir $E[]$ operatörü, içerisindeki beyaz gürültü olarak modellenen terimin varyans değerlerinden oluşan 3×3 ’lük köşegen matrisi göstermektedir. Hız ve yönelim eşleştirme yöntemi için R matrisi, hız eşleştirme için Eş. 3.216 ile verilen $R_{3 \times 3, hiz}$ matrisi ve yönelim eşleştirme için Eş. 3.226’da gösterilen $R_{3 \times 3, yon}$ matrisinin birleştirilmesi ile aşağıdaki şekilde elde edilebilir. R matrisindeki terimler beyaz gürültü olarak modellendiklerinden, bunların ne diğer terimlerle ne de aynı terimin

farklı bileşenleri ile bir bağlantısı bulunmadığı varsayılmakta ve bu yüzden R matrisinin köşegen haricindeki terimleri sıfır olmaktadır.

$$\mathbf{R}_{6 \times 6} = \begin{bmatrix} \mathbf{R}_{3 \times 3, \text{hiz}} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{R}_{3 \times 3, \text{yon}} \end{bmatrix} \quad (3.227)$$

4. AKTARIM YÖNLENDİRME UYGULAMALARI

Bu bölümde ilk olarak, 25000 ft (7620 m) irtifa, 0,7 Mach hızda gerçekleştirilen ve türetilmiş verinin kullanıldığı 100 s'lik koordineli dönüş yani S manevrası kullanılarak, esnemelerin deterministik olarak modellenmesi durumunda HE ve HYE için geliştirilen kodların Monte Carlo analizleri ile doğrulanmasına yönelik yapılan çalışmalar sunulmaktadır. Daha sonraki kısımlarda verilen sonuçlardaki temel karşılaştırma kıstasları aşağıda belirtilmektedir:

- *Esnemelerin deterministik veya gürültü olarak modellenmesi:* Bu kıstas ile esnemelerin deterministik olarak modellenmesinin sonuçlar üzerinde iyileşmeye neden olup olmadığı incelenmektedir. Daha önce açıklandığı gibi bu çalışmanın temel amacı, AY manevrası sırasındaki uçak esnemelerinin belirlenerek AY performansının iyileştirilmesi ve hızlı AY yapılabilirliğinin sağlanmasıdır. Bunun için NASTRAN kullanılarak belirli manevra durumlarındaki deterministik esneme terimleri belirlenmiş ve AY algoritmasına dahil edilmiştir. Diğer taraftan, deterministik esnemelerin mevcut olmadığı varsayıldığında, benzer bir AY algoritmasının kullanılabilmesi için esnemelerin gürültü olarak modellenmesi gerekmektedir. Deterministik esneme değişiminin bilinmemesi durumunda bu gürültü modelleri ancak mühendislik yaklaşımı veya uçuş testleri ile oluşturulabilir. Bu tez kapsamında esnemeye karşılık gelen gürültü varyans değerleri ise, deterministik esneme değişimlerinin ortalaması ve standart sapması kullanılarak belirlenmiştir.
- *Uzun süreli koordineli dönüş veya kısa süreli yana yatma manevrasının kullanılması:* Genelde uzun süreli koordineli dönüş manevrası HE için, kısa süreli yana yatma manevrası ise HYE için tercih edilmektedir. Bu kıstas ile manevra tipinin sonuçlar üzerindeki etkisi incelenmektedir. Bu kapsamda gözönüne alınan 26000 ft (7925 m) irtifa ve 0,9 Mach hızdaki koordineli dönüş manevrasının süresi 210 s, aynı irtifa ve Mach sayısındaki yana yatma manevrasının süresi ise 23 s'dir.
- *Yüksek ve alçak irtifalardaki yana yatma manevrasının kullanılması:* İrtifa azaldıkça dinamik basınç arttığından esnemeler artmaktadır. Bu kıstas ile

esnemedeki artışın sonuçlar üzerindeki etkisi incelenmektedir. Bu kapsamda ele alınan yana yatma manevralarından biri 0,9 Mach hız, 23 s süre ve 26000 ft (7925 m) irtifaya, diğeri aynı Mach sayısı ve süreye fakat 5000 ft (1524 m) irtifaya sahiptir.

- *HE veya HYE kullanılması:* HYE kullanıldığında KF'ye 3 durum ilave olmakta ve hesap yükü artmaktadır. Bu kıstas ile HYE'nin kullanılmasının sonuçlar üzerindeki etkisi incelenmektedir.

AY'nin Şekil 3.1 ve 3. bölümde verilen eşitlikler kullanılarak uygulanabilmesi için gerekli açıklamalar aşağıda verilmektedir:

Uçak Yörünge Şekillendirici Modülü, AY manevrası boyunca uçağın hızı ve yatış açısı değişimi bilindiğinde, Eş. 3.1, Eş. 3.5, Eş. 3.7 ve Eş. 3.8 kullanılarak uçak gövde ve navigasyon eksen takımları arasındaki Euler açıları ile bunların birinci ve ikinci türevlerinin hesaplanması için kullanılmaktadır.

Uçak Yörünge Yaratıcı Modülü, kullanıcı tarafından tanımlanan ilk konum, hız ve yönelim (KHY) bilgileri ile Uçak Yörünge Şekillendirici Modülü tarafından sağlanan Euler açılarının birinci türevlerinin ilk değerlerinin bilinmesi durumunda uçak ANS'sinin hatasız KHY bilgisi ile uçak AÖB'ünün hatasız özgül kuvvet ve açısal hız çıktılarını sağlamaktadır. Bunun için Eş. 3.10, Eş. 3.15, Eş.3.19, Eş. 3.20, Eş. 3.33 ve bunlara bağlı diğer eşitlikler kullanılmaktadır.

Titreşim Modelleri Modülü, KF ölçüm gürültüsü matrisinde (R) yer alan titreşim gürültüsü terimlerinin varyans değerlerinin hesaplanması için kullanılmaktadır. Buna yönelik olarak mühimmatın uçağa bağlı uçuş testlerinde kaydedilen ivme ve dönü verileri keskin bir yüksek geçirgenlikli filtre kullanılarak filtrelenmekte ve bu verilerin sabit kaymaları giderilerek güç tayf yoğunlukları (GTY) hesaplanmaktadır. GTY grafiklerinin altında kalan alanlar ilgili değişkenin varyans değerini vermektedir.

Esname Modelleri Modülü, belirli irtifa, Mach sayısı ve uçak ivmelerinden oluşan uçuş koşulları için NASTRAN'da yer titreşim testleriyle doğrulanmış aeroelastik uçak modeli kullanılarak Eş. 3.64'te verilen a_{11} , a_{12} , a_{13} , a_{21} ,... katsayılarının yani esneme terimlerinin hesaplanması için kullanılmaktadır. Böylece yarı-statik sistem yaklaşımı ile aynı irtifa ve Mach sayısındaki manevralar için uçuş sırasındaki uçak ivmeleri bilindiği takdirde esnemeler elde edilebilmektedir.

Rijit ve Rijit Olmayan Moment Kolu Etkileri Modülleri, Esneme/Titreşim Modelleri Modülü tarafından sağlanan değerler kullanılarak, uçak ile mühimmat arasındaki kinematik ilişkilerin rijit ve elastik hareketler gözönüne alınarak ifade edilmesini sağlamaktadır. Böylece mühimmatın hatasız konum, hız, yönelim, ivme ve açısal hız değerleri elde edilmektedir. Bu işlemler Eş. 3.44, Eş. 3.46, Eş. 3.51, Eş. 3.52 ve Eş. 3.53 kullanılarak gerçekleştirilmektedir.

Mühimmat AÖB Hataları Modülü, mühimmat AÖB'ünün hatalı hız ve açı artışlarının oluşturulmasını sağlamaktadır. Bunun için Rijit ve Rijit Olmayan Moment Kolu Etkileri Modülleri tarafından oluşturulan hatasız mühimmat hız ve açı artışları, Çizelge 3.2'de verilen ölçer hataları ilave edilerek ve Eş. 3.71 ile Eş. 3.72 kullanılarak hata içerir hale getirilmektedir.

Mühimmat ANS Çıktıları Modülü, Mühimmat AÖB Hataları Modülü tarafından sağlanan hatalı hız ve açı artışları ile Başlatma Hataları Modülü tarafından sağlanan hatalı başlangıç değerlerini kullanarak 100 Hz'de mühimmatın hatalı KHY bilgisinin oluşturmasını sağlamaktadır. Yönelim güncelleme Eş. 3.77, Eş. 3.90, Eş. 3.91, Eş. 3.96-3.98 ve hız güncelleme Eş. 3.113-3.115 kullanılarak yapılmaktadır. Mühimmat konumu ise doğrudan uçak konumu ile güncellenmektedir.

Başlatma Hataları Modülü, hatalı moment kolu ve bağıl yönelim değerlerini kullanarak mühimmatın ilk KHY bilgisinin oluşturulmasını sağlamaktadır. Bunun için Çizelge 3.3'te verilen belirsizlikler ile Eş. 3.117-3.119 kullanılmaktadır.

Uçak ANS Hataları Modülü, Uçak Yörünge Yaratıcı Modülü tarafından hesaplanan hızın, yönelimin ve açısal hızın hatasız değerlerine standart sapmaları Çizelge 3.4'te verilen hataları ilave ederek hatalı uçak hızı, yönelimi ve açısal hızı değerlerinin oluşturulmasını sağlamaktadır.

Moment Kolu Telafisi Modülü, Başlatma Hataları Modülü tarafından sağlanan hatalı moment kolu vektörü ve bağıl yönelim bilgisini kullanarak hatalı uçak ANS çıktılarına moment kolu telafisi işleminin uygulanmasını sağlamaktadır. Mühimmatın ilk KHY değerlerinin oluşturulmasını sağlayan Eş. 3.117-3.119, Moment Kolu Telafisi Modülü için de kullanılmaktadır.

Ölçüm Modülü, Mühimmat ANS Çıktıları Modülü tarafından oluşturulan hız ve yönelim çıktıları ile Moment Kolu Telafisi Modülü tarafından oluşturulan hız ve yönelim çıktılarının farkını alarak KF ölçümlerinin oluşturulmasını sağlamaktadır. Hız eşleştirme için ölçüm modeli Eş. 3.149 ile, yönelim eşleştirme için ölçüm modeli Eş. 3.162 ile, hız ve yönelim eşleştirme için ölçüm modeli ise Eş. 3.164 ile verilmektedir.

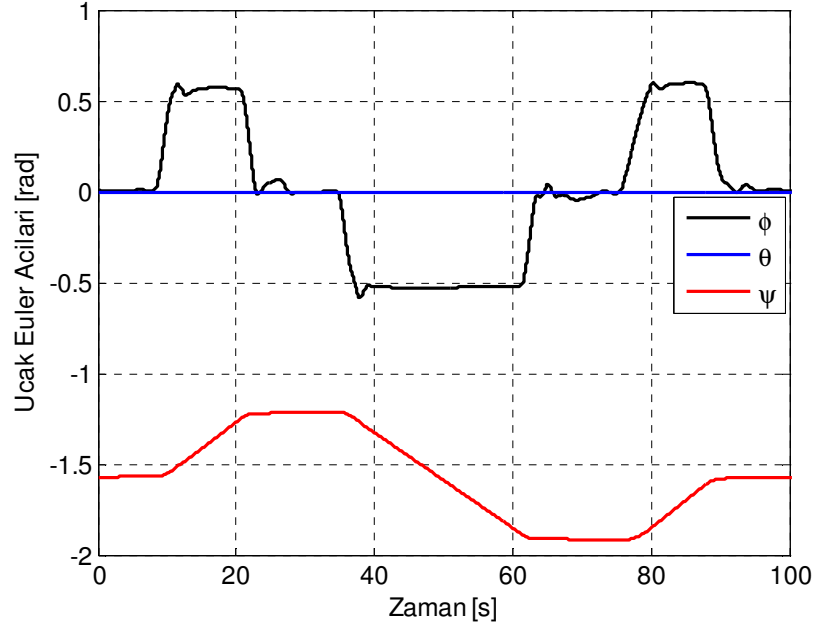
Aktarım Yönlendirme yani Kalman Filtresi Modülü, KF'de durum olan modellenen hız, yönelim, ölçer tekrarlanabilirlik, ölçer orantı katsayısı ile statik moment kolu konum ve yönelim hatalarının AY manevrası boyunca kestirilmesini ve bunların standart sapmalarının hesaplanmasını sağlamaktadır. KF için Şekil 3.10'da gösterilen çevrim işletilmektedir. HE için durum vektörü Eş. 3.198 ile, sistem matrisi Eş. 3.199 ile, sistem gürültü matrisi Eş. 3.211 ile, ölçüm matrisi Eş. 3.213 ile, ölçüm gürültüsü matrisi ise Eş. 3.216 ile verilmektedir. Benzer şekilde HYE için durum vektörü Eş. 3.220 ile, sistem matrisi Eş. 3.221 ile, sistem gürültü matrisi Eş. 3.222 ile, ölçüm matrisi Eş. 3.223 ile, ölçüm gürültüsü matrisi ise Eş. 3.227 ile verilmektedir.

4.1. Esnemelerin Deterministik Olarak Modellenmesi Durumunda Hız Eşleştirme ile Hız ve Yönelim Eşleştirme için Geliştirilen Kodların Doğrulanması (25000 ft İrtifada, 0,7 Mach Hızda ve Türetilmiş Verinin Kullanıldığı 100 s'lik Koordineli Dönüş Manevrası - Manevra 1)

Bu kısımda 25000 ft (7620 m) irtifa, 0,7 Mach hızda gerçekleştirilen ve türetilmiş verinin kullanıldığı 100 s'lik koordineli dönüş manevrası kullanılarak, esnemelerin deterministik olarak modellenmesi durumunda HE ve HYE için geliştirilen kodların doğrulanmasına yönelik olarak yapılan hesaplamalar verilmektedir.

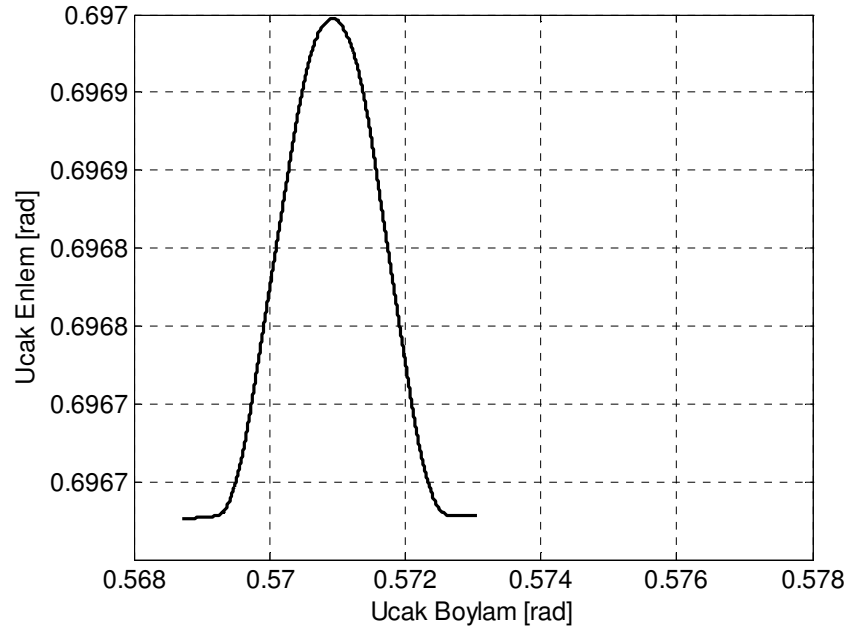
Uçak Yörünge Şekillendirici Modülü tarafından sağlanan uçak gövde ve navigasyon eksen takımları arasındaki Euler açılarının manevra boyunca değişimi Şekil 4.1'de gösterilmektedir. Şekil 4.1'de gösterilen Euler açılarının oluşmasını sağlayan koordineli dönüş manevrası genel olarak şu şekilde açıklanabilir: Uçak, batı istikametinde yatay ve düz uçuş yaparken 9.-12. saniye arasında sağ kanadı aşağıya inecek şekilde 30° sağa yatmakta, 12.-21. saniye arasında bu şekilde yana yatmış olarak uçmakta, 21.-24. saniye arasında ise 30° sola yatarak yatay ve düz uçuş durumuna geri dönmektedir. Koordineli dönüş manevrasının gereği olarak bu esnada uçağın burnu kuzeybatı istikametine doğru 20° dönmektedir. Uçak yatay ve düz uçuşunu sürdürdüğü 24.-35. saniye arasında bu istikamette uçmaktadır. 35.-64. saniye arasında, 9.-24. saniye arasında uçağın sağa yatarak yaptığı manevranın tersi gerçekleşmektedir. Yani uçak bu zaman aralığında ilk olarak 30° sola yatmakta, 40.-60. saniye arasında bu şekilde uçtukten sonra 30° sağa yatarak yatay ve düz uçuşuna geri dönmektedir. Koordineli dönüş manevrasının gereği olarak bu esnada uçağın burnu güneybatı istikametine doğru 40° dönmektedir. Uçak yatay ve düz uçuşunu sürdürdüğü 64.-76. saniye arasında bu istikamette uçmaktadır. 76.-93. saniye arasında, 9.-24. saniye arasında uçağın sağa yatarak yaptığı manevranın benzeri gerçekleşmektedir. 93.-100. saniye arasında ise uçak dönmüş olduğu yatay ve düz uçuşuna devam etmektedir. Koordineli dönüş manevrasının gereği olarak bu esnada uçağın burnu batı istikametine doğru 20° dönmektedir. Uçak yatay ve düz uçuşunu sürdürdüğü 93.-100. saniye arasında bu istikamette uçmaktadır. Sonuç olarak, uçak manevraya başlamadan önceki batı istikameti yatay

ve düz uçuş durumuna geri dönmektedir. Ayrıca bütün manevra boyunca uçağın yüksekliğinin değişmediği kabul edildiğinden yunuslama açısı ile ilgili terimler sıfır olmaktadır.

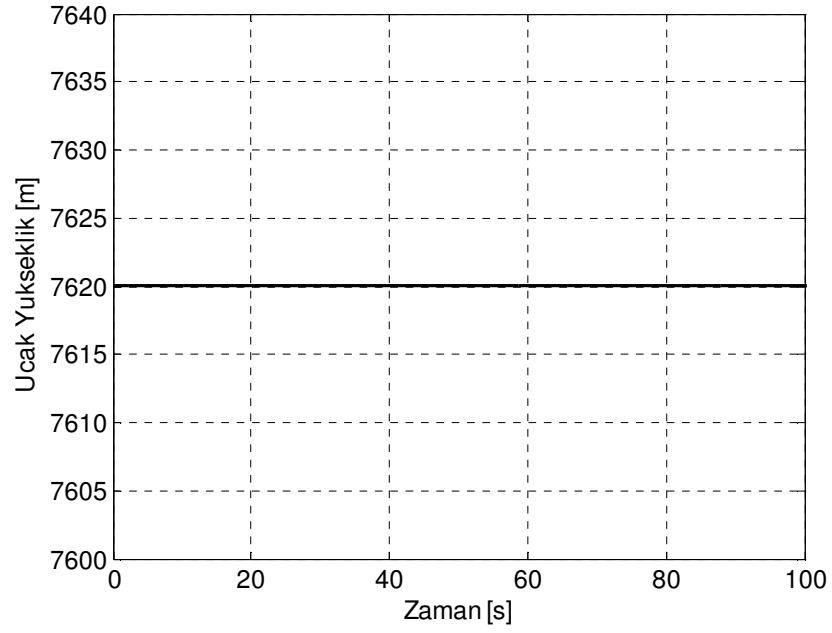


Şekil 4.1. Uçak Euler açıları (25000 ft irtifada, 0,7 Mach hızda ve türetilmiş verinin kullanıldığı 100 s'lik koordineli dönüş manevrası)

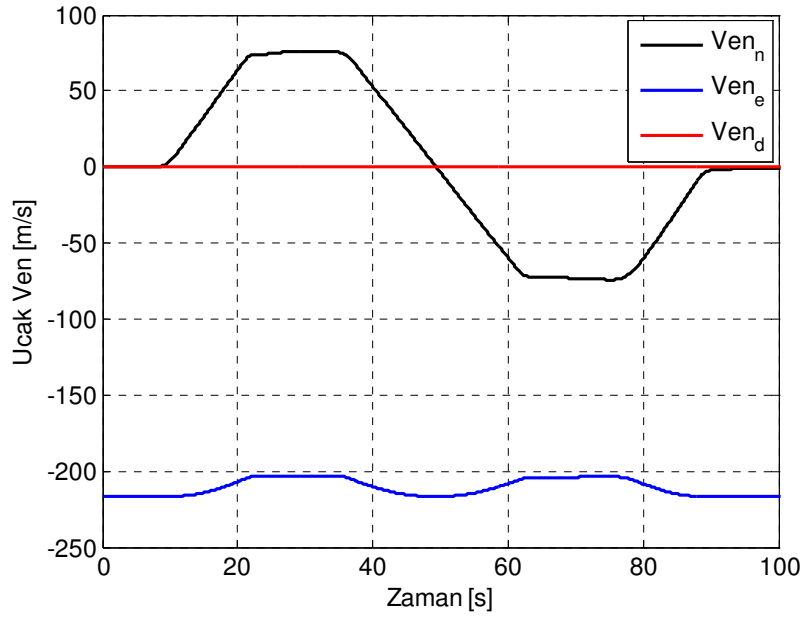
Uçak Yörünge Yaratıcı Modülü tarafından sağlanan uçak konum, hız, açısal hız ve ivme değerlerinin manevra sırasındaki değişimleri Şekil 4.2-Şekil 4.6'da verilmektedir.



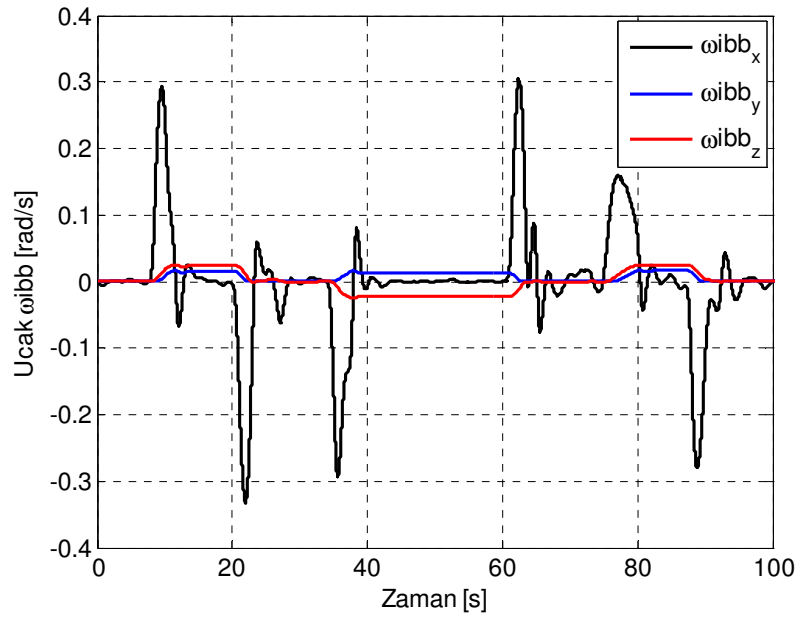
Şekil 4.2. Uçak enlemi ve boylamı (25000 ft irtifada, 0,7 Mach hızda ve türetilmiş verinin kullanıldığı 100 s’lik koordineli dönüş manevrası)



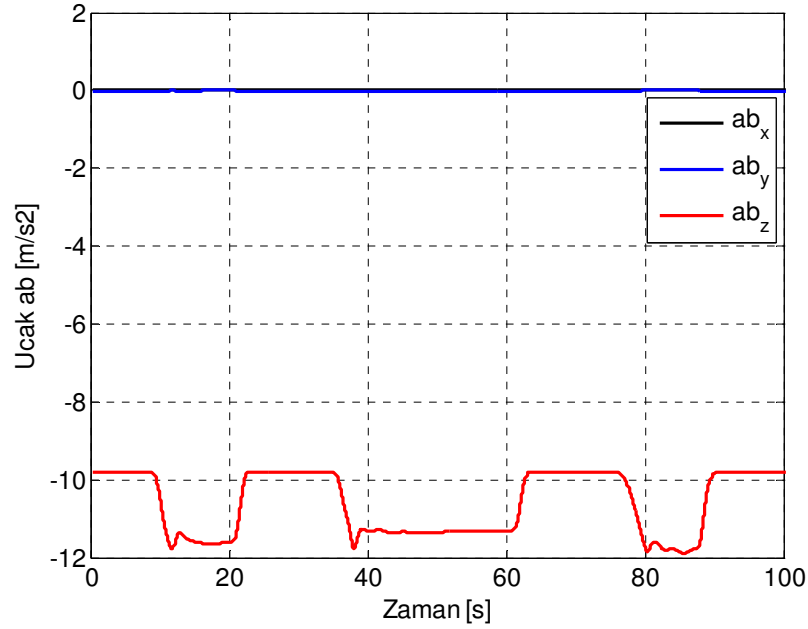
Şekil 4.3. Uçak yüksekliği (25000 ft irtifada, 0,7 Mach hızda ve türetilmiş verinin kullanıldığı 100 s’lik koordineli dönüş manevrası)



Şekil 4.4. Uçak hızı, navigasyon eksen takımında (25000 ft irtifada, 0,7 Mach hızda ve türetilmiş verinin kullanıldığı 100 s'lik koordineli dönüş manevrası)



Şekil 4.5. Uçak açısal hızı, uçak gövde eksen takımında (25000 ft irtifada, 0,7 Mach hızda ve türetilmiş verinin kullanıldığı 100 s'lik koordineli dönüş manevrası)



Şekil 4.6. Uçak ivmesi, uçak gövde eksen takımında (25000 ft irtifada, 0,7 Mach hızda ve türetilmiş verinin kullanıldığı 100 s'lik koordineli dönüş manevrası)

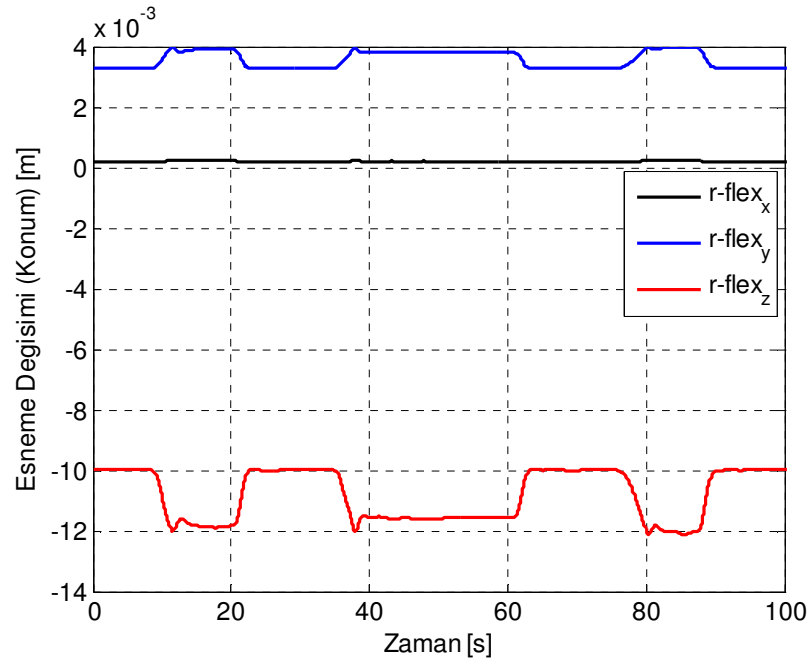
Şekil 4.2'ye göre ve beklendiği gibi uçağın batı istikametinde giderken yaptığı manevralar sonucunda uçak enleminde önemli bir değişim olmamaktadır. Uçak boylamı ise 100 s boyunca batı istikametinde uçulmasından dolayı hafifçe azalmaktadır. Şekil 4.3'te uçak yüksekliğinde değişiklik olmadığı görülmektedir. Uçak gövdesinin navigasyon eksen takımında tanımlanan hızı Şekil 4.4'ten görülebileceği gibi Euler açılarına uygun bir değişim göstermektedir. Şekil 4.6'da uçak gövdesinin uçak gövde eksen takımındaki ivme değişimi verilmektedir. Uçağın x yönünde sabit hızla uçtuğu varsayıldığından bu yöndeki ivme sıfır olmaktadır. Uçak koordineli dönüş manevrası sırasında burun istikametinin değişmesini sağlayan dönüş hareketini yana yatarak gerçekleştirmektedir. Uçak bu dönüşü sırasında z eksenini etrafında dönmekte, y eksenini yönünde hareket etmemektedir. Bu yüzden uçağın y yönündeki ivmesi de sıfır olmaktadır. Uçak z ivmesinin büyüklüğünde görülen artış ise dönüş sırasında oluşan merkezci ivme ile yerçekimi ivmesinin birleşik etkisinden kaynaklanmaktadır.

Esname/Titreşim Modelleri Modülü tarafından sağlanan titreşim gürültüsü standart sapma değerleri Çizelge 4.1’de verilmektedir.

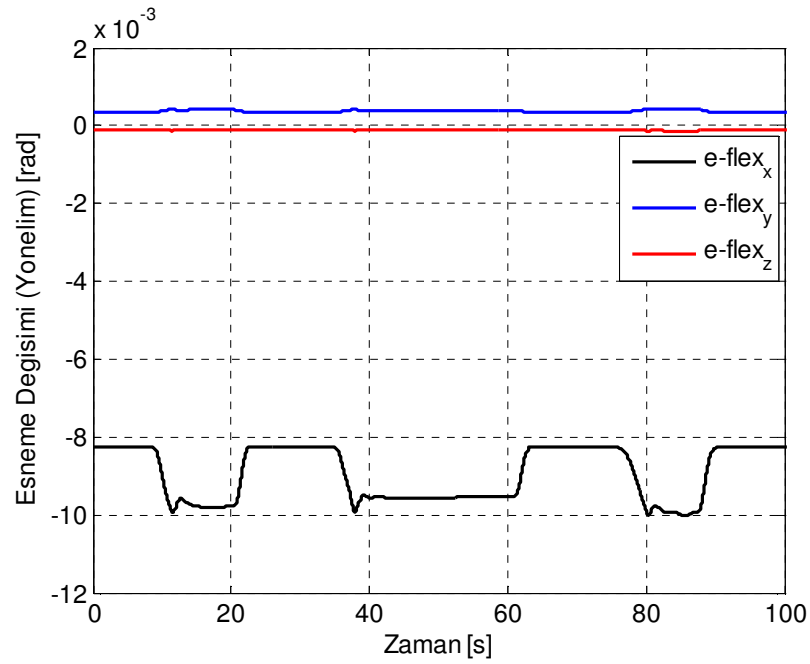
Çizelge 4.1. Titreşim gürültüsü standart sapma değerleri, 1σ (25000 ft irtifada, 0,7 Mach hızda ve türetilmiş verinin kullanıldığı 100 s’lik koordineli dönüş manevrası)

Konum gürültüsü [m]	x eksen	0,00030
	y eksen	0,00048
	z eksen	0,00092
Hız gürültüsü [m/s]	x eksen	0,00429
	y eksen	0,00626
	z eksen	0,01037
İvme gürültüsü [m/s^2]	x eksen	0,40511
	y eksen	0,43601
	z eksen	0,97689
Açı gürültüsü [rad]	Yalpa	0,00027
	Yunuslama	0,00009
	Sapma	0,00006
Açısal hız gürültüsü [rad/s]	Yalpa	0,01882
	Yunuslama	0,00666
	Sapma	0,00427

Esname/Titreşim Modelleri Modülü tarafından sağlanan esneme değişimleri ise Şekil 4.7 ve Şekil 4.8’de gösterilmektedir. Şekiller, mühimmatın uçağa arkadan bakıldığında uçağın sağ kanadına takılı olması durumu için çizilmiştir.

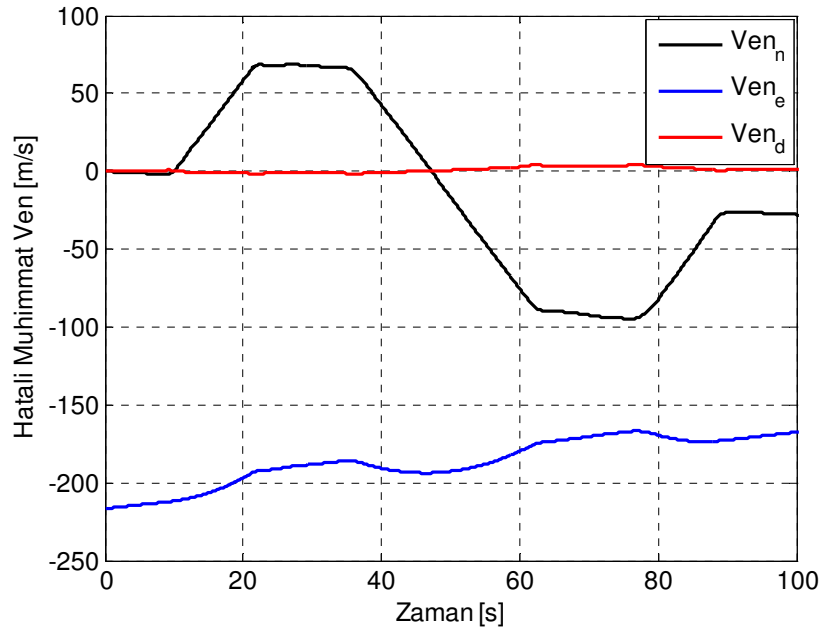


Şekil 4.7. Esname değişimi, konum (25000 ft irtifada, 0,7 Mach hızda ve türetilmiş verinin kullanıldığı 100 s'lik koordineli dönüş manevrası)



Şekil 4.8. Esname değişimi, yönelim (25000 ft irtifada, 0,7 Mach hızda ve türetilmiş verinin kullanıldığı 100 s'lik koordineli dönüş manevrası)

Bu manevra için KF kullanılmadığında oluşan mühimmat kuzey, doğu ve aşağı yönlerdeki hatalı hız çıktıları Şekil 4.9'daki gibi olabilmektedir. Mühimmat konumunun belirli zaman aralıklarında uçak konumu ile güncellendiği varsayıldığından konum çıktıları gösterilmemiştir. Şekil 4.9'da görülen sapmalar temel olarak ölçer hataları ile moment kolu konum ve yönelim hatalarından kaynaklanmaktadır. Görüldüğü gibi hatalar düzeltilmediği takdirde çok hızlı bir şekilde büyüebilmektedir.



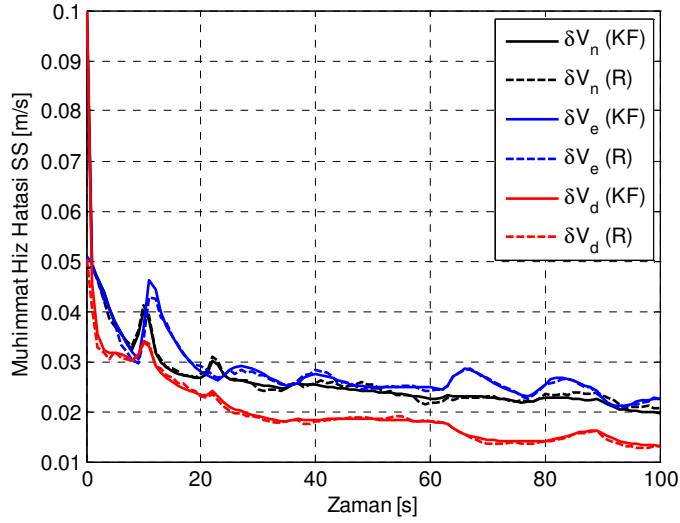
Şekil 4.9. Hatalı mühimmat hızı, navigasyon eksen takımında (25000 ft irtifada, 0,7 Mach hızda ve türetilmiş verinin kullanıldığı 100 s'lik koordineli dönüş manevrası)

Yapılan hesaplamalarda mühimmat navigasyon eşitliklerinin çözüm periyodu 100 Hz, KF ilerleme periyodu 10 Hz, KF güncelleme periyodu ise 1 Hz olarak alınmıştır. Buna göre mühimmat ANS'si tarafından mühimmat hız ve yönelim çıktıları 100 Hz'de güncellenmektedir. KF kovaryans matrisi (P), yüksek sıklıkta güncellenen mühimmat ANS çıktıları kullanılarak 10 Hz'de güncellenmektedir. Böylece HE için 21x21'lik ve HYE için 24x24'lük kovaryans matrislerinin güncellenmesinin getirdiği hesap yükü azaltılmakta, fakat çok daha sık güncellenen

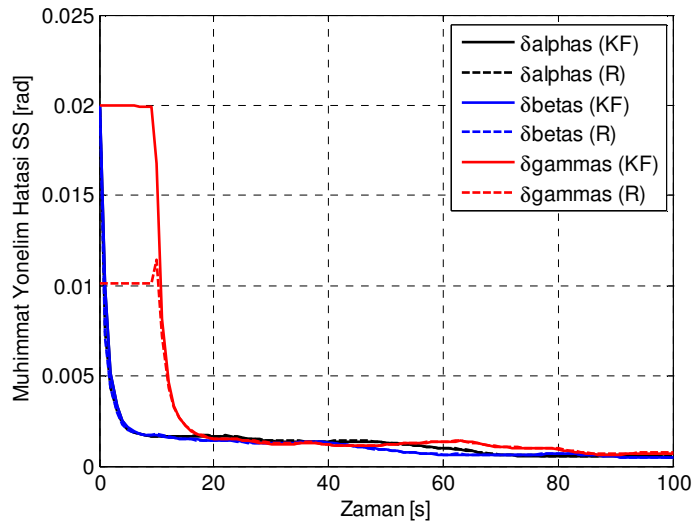
navigasyon çıktıları kullanılarak hesap doğruluğu korunmaktadır. Benzer yaklaşımla KF tarafından 1 Hz'de yapılan durum kestirimleri ile elde edilen hatalar ise, hatalı sisteme kapalı bir çevrim içerisinde sürekli geri beslenerek AY sırasında sistemdeki hataların azaltılması sağlanmaktadır. Böylece Şekil 4.9'da gösterilen hız hataları gibi hatalar telafi edebilmektedir.

Türetilmiş veri ile oluşturulan benzetim ortamında; statik moment kolu konum ve yönelim belirsizlikleri, titreşimin neden olduğu moment kolu konum ve yönelim belirsizlikleri, mühimmat ölçer ve uçak ANS çıktı belirsizlikleri gibi belirsizlikler bulunması nedeniyle KF'nin bir kez çalıştırılması ile elde edilen sonuçlar, KF'nin doğruluğunun gösterilmesi için genelde yeterli olmamaktadır. Bunun için bahsedilen parametrelere Çizelge 3.2, Çizelge 3.3, Çizelge 3.4 ve Çizelge 4.1'deki gibi değişimler verilerek Monte Carlo analizlerinin yapılması gerekmektedir. KF kovaryans matrisinin diyagonalindeki sayılar KF hata durumlarındaki varyansın filtre kestirimi olan değerleridir. Diğer taraftan benzetim ortamında bu hataların varyanslarının gerçek değerleri de elde edilebilmektedir. İzleyen kısımlarda, HE ve HYE yöntemleri için benzetim ortamının gelişigüzel parametreler ile 1000 defa çalıştırılması sonucunda elde edilen KF kestirimi ve gerçek varyans değerlerinin kareköklerinin ortalaması yani standart sapma (SS) değerleri karşılaştırmalı olarak verilmektedir. Şekil 4.10-Şekil 4.17'deki düz çizgiler KF kestirimlerini, kesikli çizgiler ise gerçek değerleri göstermektedir. KF doğruluğunun gösterilebilmesi için, gerçek standart sapma değerlerinin KF kestirimlerine benzer bir değişim göstermesi gerekmektedir. Şekil 4.10-Şekil 4.17 incelendiğinde, KF standart sapma değişimlerinin gerçek standart sapma değişimlerine yakın olduğu görülmektedir. Şekillerde sadece mühimmat hız, yönelim ve ölçer kayma tekrarlanabilirliği hataları gösterilmiş olup, bu durumların kestirimini iyileştirebilmek için KF'ye dahil edilen yani destek durumlar olan ölçer orantı katsayısı tekrarlanabilirliği ile statik moment kolu konum ve yönelim hataları için olan SS değişimleri yer almamaktadır.

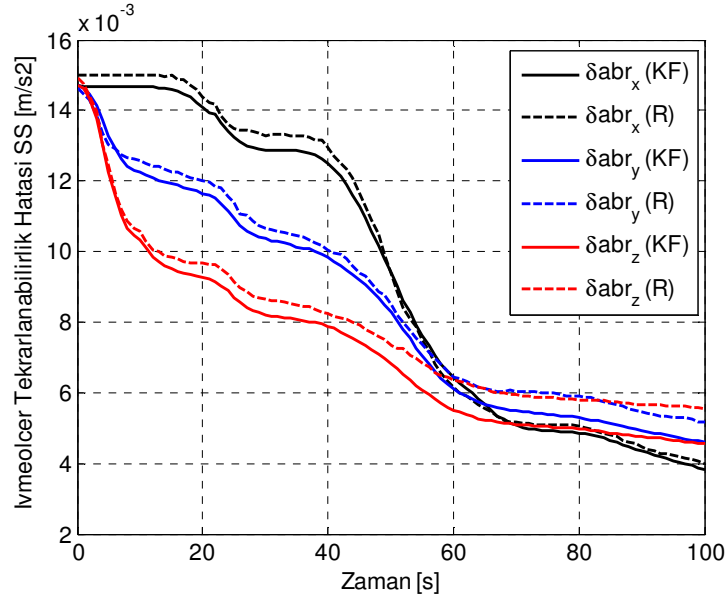
4.1.1. Hız eşleştirme için geliştirilen kodun doğrulanması



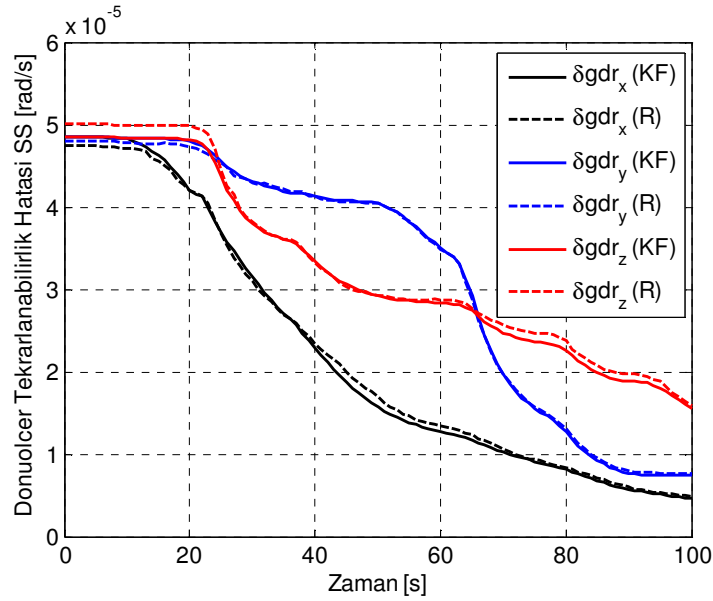
Şekil 4.10. HE için esnemelerin deterministik olarak modellenmesi durumunda KF tarafından kestirilen ve gerçek (R) mühimmat hız hataları SS'lerinin karşılaştırılması (25000 ft irtifada, 0,7 Mach hızda ve türetilmiş verinin kullanıldığı 100 s'lik koordineli dönüş manevrası)



Şekil 4.11. HE için esnemelerin deterministik olarak modellenmesi durumunda KF tarafından kestirilen ve gerçek (R) mühimmat yönelim hataları SS'lerinin karşılaştırılması (25000 ft irtifada, 0,7 Mach hızda ve türetilmiş verinin kullanıldığı 100 s'lik koordineli dönüş manevrası)

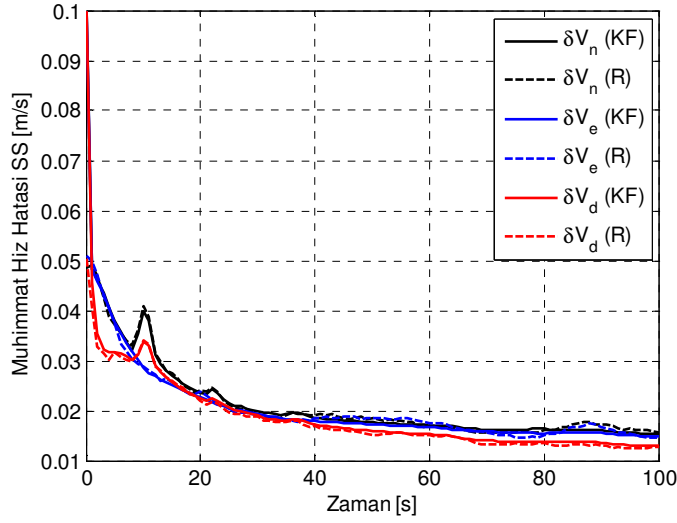


Şekil 4.12. HE için esnemelerin deterministik olarak modellenmesi durumunda KF tarafından kestirilen ve gerçek (R) ivmeölçer kayma tekrarlanabilirliği hataları SS'lerinin karşılaştırılması (25000 ft irtifada, 0,7 Mach hızda ve türetilmiş verinin kullanıldığı 100 s'lik koordineli dönüş manevrası)

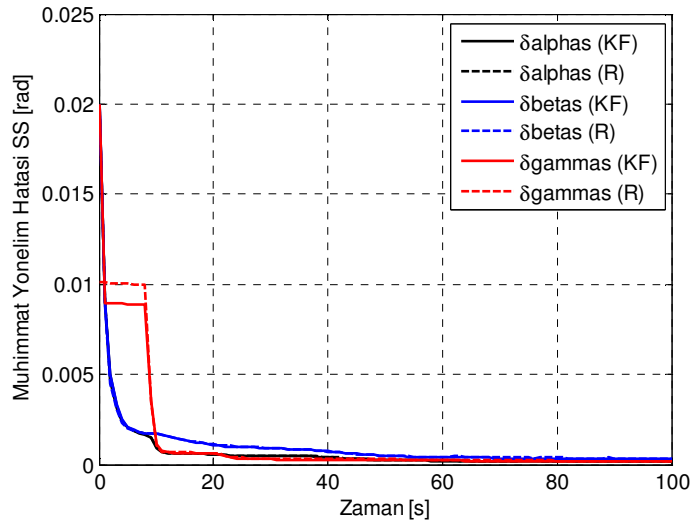


Şekil 4.13. HE için esnemelerin deterministik olarak modellenmesi durumunda KF tarafından kestirilen ve gerçek (R) dönüölçer kayma tekrarlanabilirliği hataları SS'lerinin karşılaştırılması (25000 ft irtifada, 0,7 Mach hızda ve türetilmiş verinin kullanıldığı 100 s'lik koordineli dönüş manevrası)

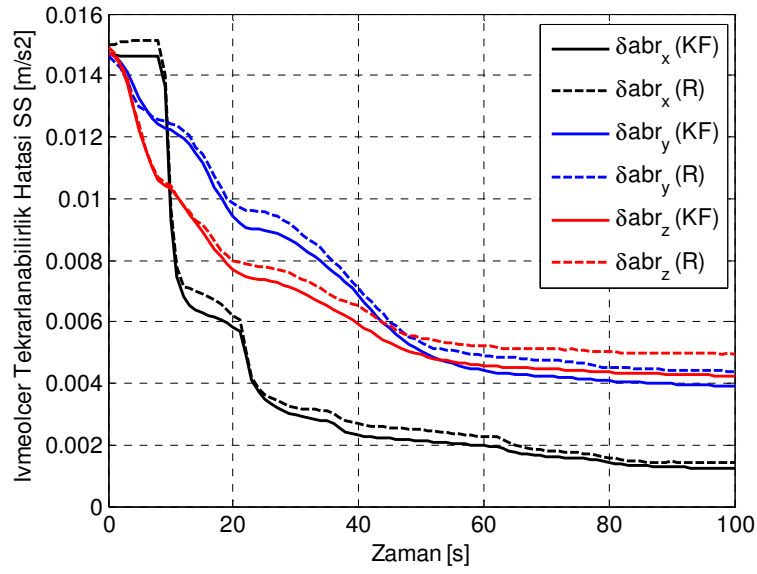
4.1.2. Hız ve yönelim eşleştirme için geliştirilen kodun doğrulanması



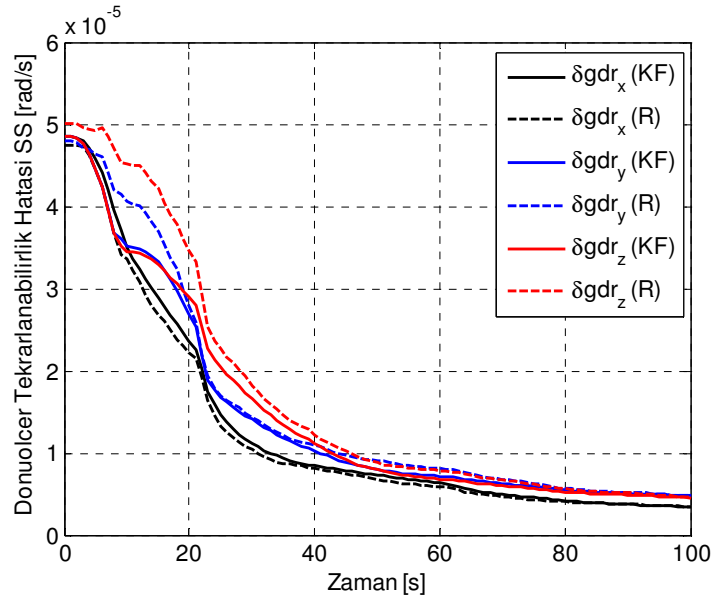
Şekil 4.14. HYE için esnemelerin deterministik olarak modellenmesi durumunda KF tarafından kestirilen ve gerçek (R) mühimmat hız hataları SS'lerinin karşılaştırılması (25000 ft irtifada, 0,7 Mach hızda ve türetilmiş verinin kullanıldığı 100 s'lik koordineli dönüş manevrası)



Şekil 4.15. HYE için esnemelerin deterministik olarak modellenmesi durumunda KF tarafından kestirilen ve gerçek (R) mühimmat yönelim hataları SS'lerinin karşılaştırılması (25000 ft irtifada, 0,7 Mach hızda ve türetilmiş verinin kullanıldığı 100 s'lik koordineli dönüş manevrası)



Şekil 4.16. HYE için esnemelerin deterministik olarak modellenmesi durumunda KF tarafından kestirilen ve gerçek (R) ivmeölçer kayma tekrarlanabilirliği hataları SS'lerinin karşılaştırılması (25000 ft irtifada, 0,7 Mach hızda ve türetilmiş verinin kullanıldığı 100 s'lik koordineli dönüş manevrası)

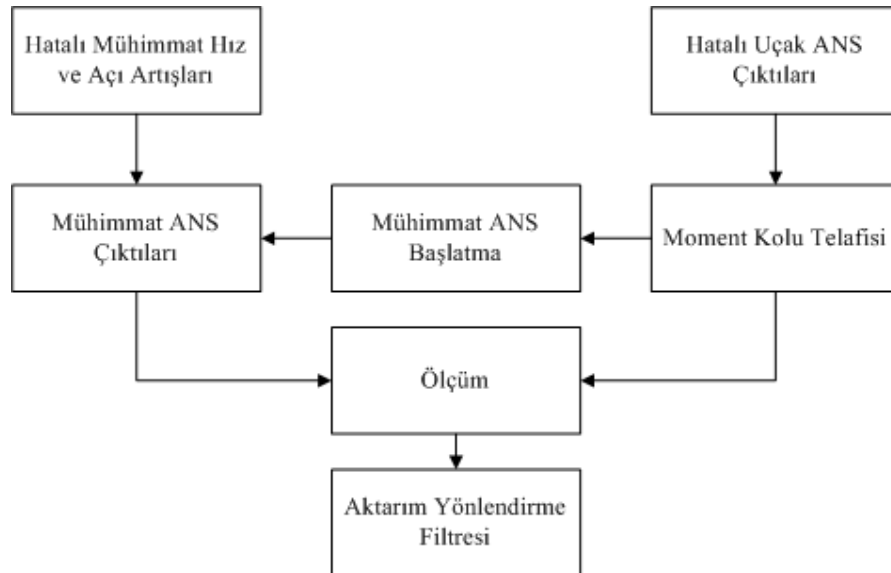


Şekil 4.17. HYE için esnemelerin deterministik olarak modellenmesi durumunda KF tarafından kestirilen ve gerçek (R) dönüölçer kayma tekrarlanabilirliği hataları SS'lerinin karşılaştırılması (25000 ft irtifada, 0,7 Mach hızda ve türetilmiş verinin kullanıldığı 100 s'lik koordineli dönüş manevrası)

4.2. Hız Eşleştirme için Esnemelerin Deterministik veya Gürültü Olarak Modellenmesi Durumlarının Karşılaştırılması (26000 ft İrtifada, 0,9 Mach Hızda ve Gerçek Verinin Kullanıldığı 210 s'lik Koordineli Dönüş Manevrası - Manevra 2)

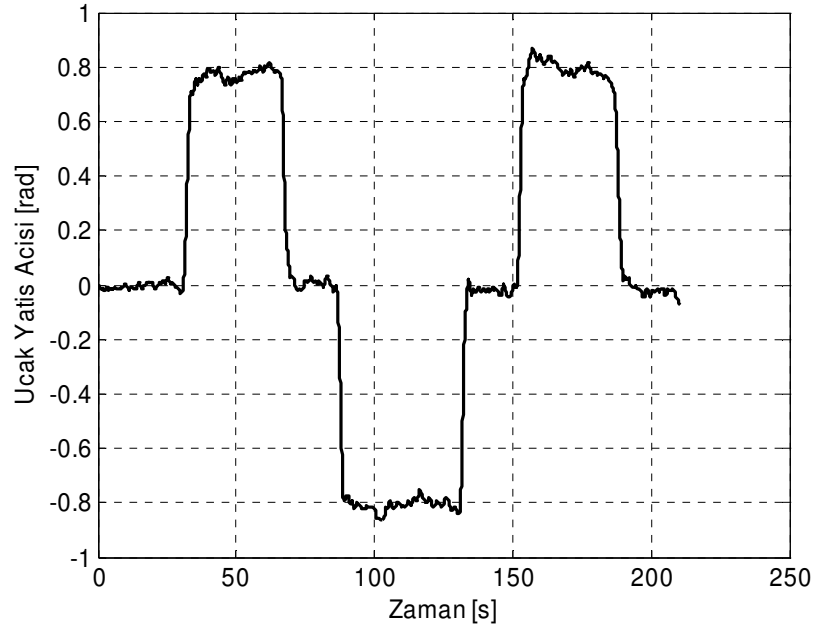
Bu kısımda, HE için esnemelerin deterministik veya gürültü olarak modellenmesi durumları karşılaştırılmaktadır.

Gerçek uçuş verilerinin mevcut olması durumunda Şekil 3.1'de verilen AY benzetim ortamı oluşturulmamakta, bunun yerine Şekil 4.18'de gösterilen işlemler yapılmaktadır. Burada da KF tarafından kestirilen hatalar, hatalı sisteme kapalı bir çevrim içerisinde sürekli geri beslenerek AY sırasında sistemdeki hataların azaltılması sağlanmaktadır.



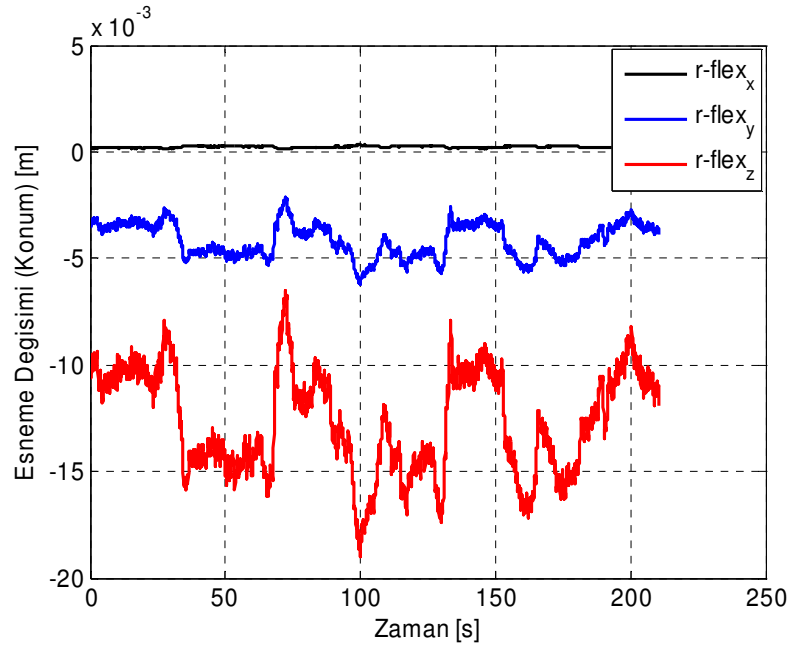
Şekil 4.18. Gerçek uçuş verisi ile AY

26000 ft irtifa ve 0,9 Mach hızda gerçekleştirilen 210 s'lik koordineli dönüş manevrasının yatış açısı değişimi Şekil 4.19'da verilmektedir.

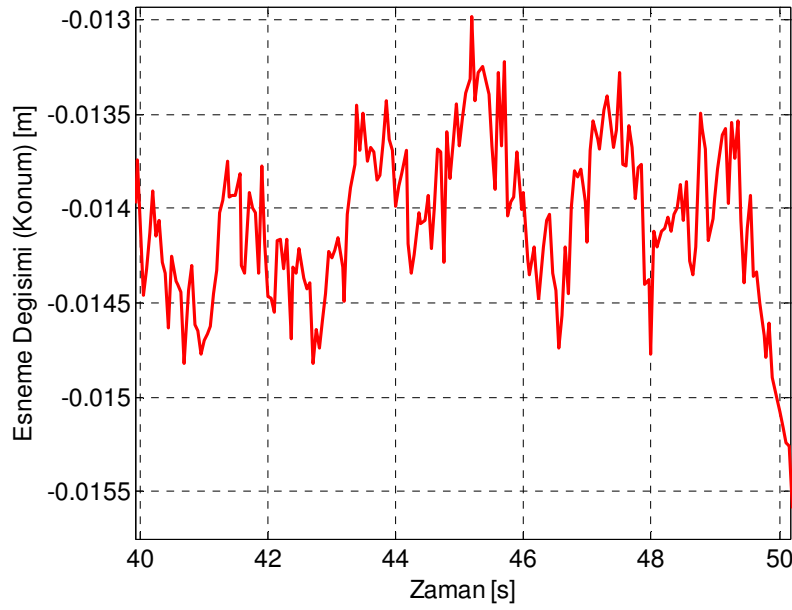


Şekil 4.19. Uçak yatış açısı (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve gerçek verinin kullanıldığı 210 s'lik koordineli dönüş manevrası)

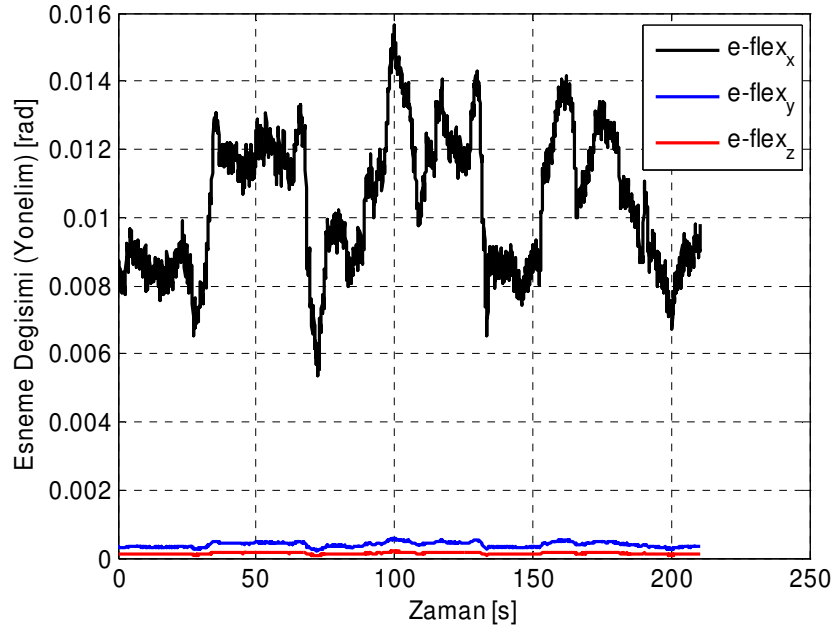
Bu manevra için olan deterministik esneme değişimleri ise Şekil 4.20 ve Şekil 4.22'de gösterilmektedir. Şekiller, mühimmatın uçağa arkadan bakıldığında uçağın sol kanadına takılı olması durumu için çizilmiştir. Şekil 4.21'de 40-50 s'ler arasındaki düşey yöndeki esneme değişiminin detayı verilmektedir. Şekil incelendiğinde esneme üzerinde ani değişimler olduğu görülmektedir. Esneme değişimleri daha önce açıklandığı gibi uçuş sırasında uçak ANS'si tarafından ölçülen ivmelerin, uçuş koşullarına göre değişen katsayılarla çarpılmasıyla elde edilmektedir. Bu anlamda esnemeler üzerinde görülen Şekil 4.21'deki gibi ani değişimler, gerçek uçuşta kaydedilen uçak ivme verilerinde benzer değişimler olmasından kaynaklanmaktadır.



Şekil 4.20. Esneme değişimi, konum (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve gerçek verinin kullanıldığı 210 s'lik koordineli dönüş manevrası)



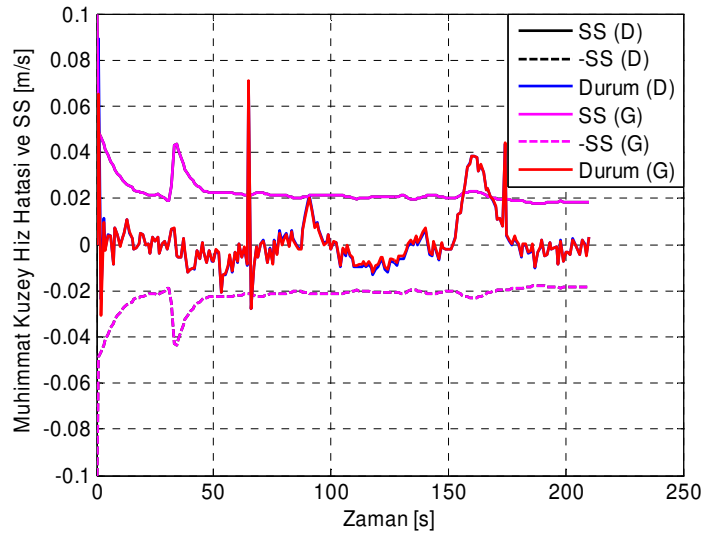
Şekil 4.21. 40-50 s arasında düşey yöndeki esneme değişimi detayı, konum (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve gerçek verinin kullanıldığı 210 s'lik koordineli dönüş manevrası)



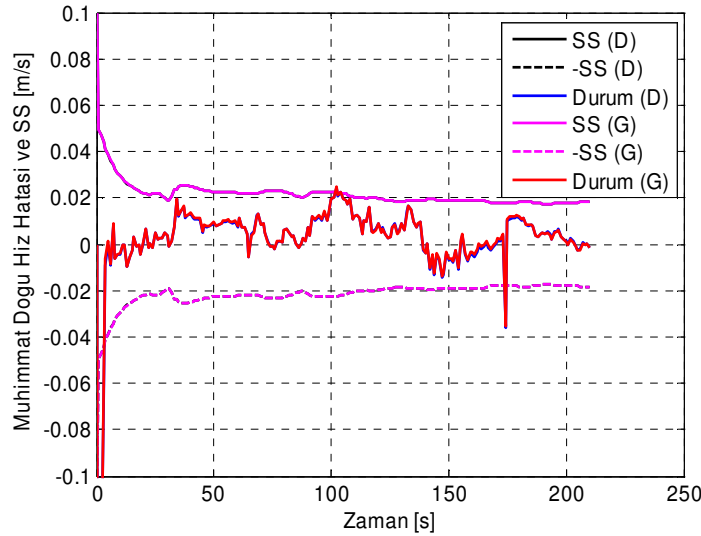
Şekil 4.22. Esneme değişimi, yönelim (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve gerçek verinin kullanıldığı 210 s’lik koordineli dönüş manevrası)

4.2.1. Kalman Filtresi tarafından kestirilen standart sapmaların ve durumların değişimlerinin karşılaştırılması

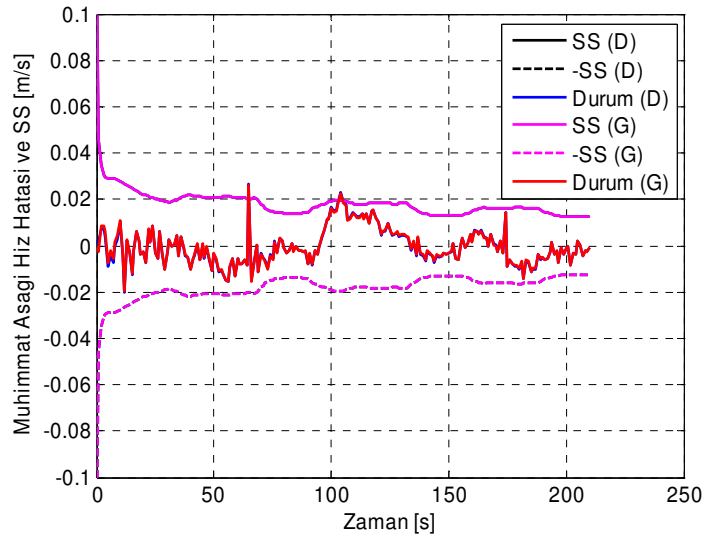
Gerçek verilerin kullanılması durumunda Monte Carlo analizlerinin yapılmasına gerek yoktur. Diğer taraftan KF SS değişimlerinin mantıklı olduğunun kontrol edilmesi için SS değişimleri KF tarafından kestirilen hata durumlarının değişimleri ile birlikte gösterilebilir. Şekil 4.23-Şekil 4.34’te HE için esnemelerin deterministik veya gürültü olarak modellenmesi durumları kullanılarak elde edilen sonuçlar verilmektedir.



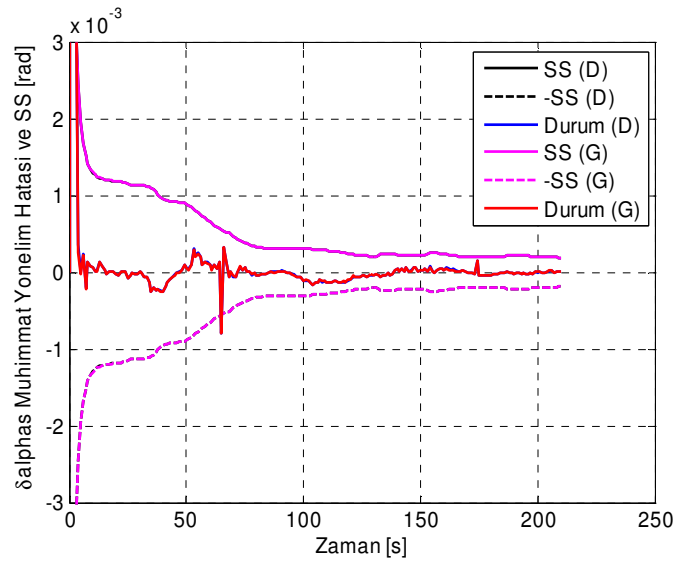
Şekil 4.23. HE için esnemelerin deterministik (D) veya gürültü (G) olarak modellenmesi durumlarında KF tarafından kestirilen mühimmat kuzey hız hataları ve SS'lerinin karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve gerçek verinin kullanıldığı 210 s'lik koordineli dönüş manevrası)



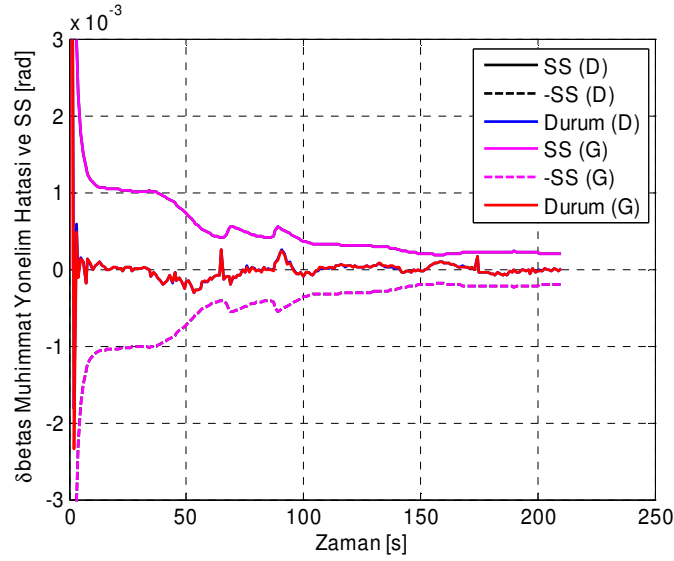
Şekil 4.24. HE için esnemelerin deterministik (D) veya gürültü (G) olarak modellenmesi durumlarında KF tarafından kestirilen mühimmat doğu hız hataları ve SS'lerinin karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve gerçek verinin kullanıldığı 210 s'lik koordineli dönüş manevrası)



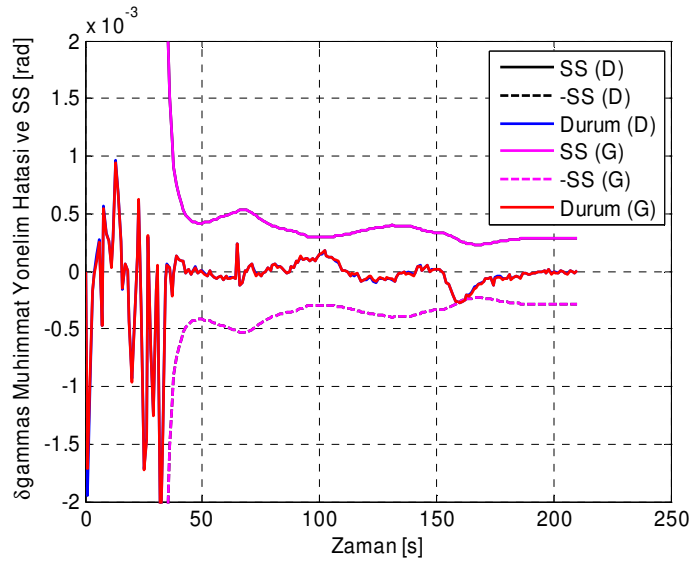
Şekil 4.25. HE için esnemelerin deterministik (D) veya gürültü (G) olarak modellenmesi durumlarında KF tarafından kestirilen mühimmat aşağı hız hataları ve SS'lerinin karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve gerçek verinin kullanıldığı 210 s'lik koordineli dönüş manevrası)



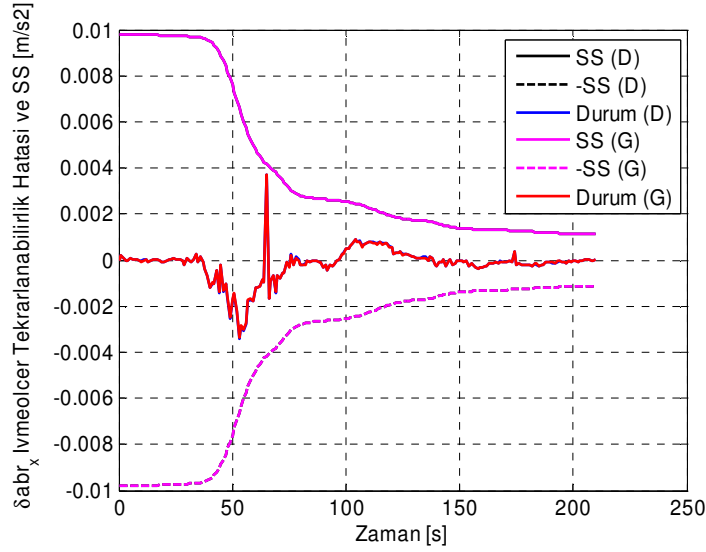
Şekil 4.26. HE için esnemelerin deterministik (D) veya gürültü (G) olarak modellenmesi durumlarında KF tarafından kestirilen mühimmat $\delta\alpha_s$ yönelim hataları ve SS'lerinin karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve gerçek verinin kullanıldığı 210 s'lik koordineli dönüş manevrası)



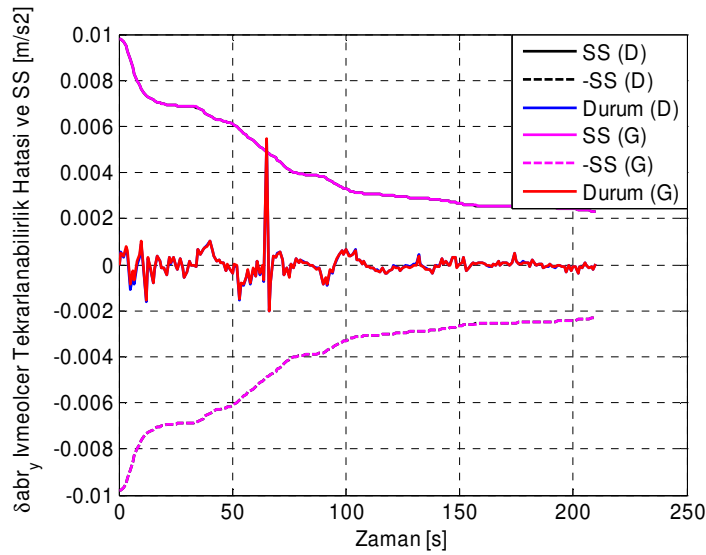
Şekil 4.27. HE için esnemelerin deterministik (D) veya gürültü (G) olarak modellenmesi durumlarında KF tarafından kestirilen mühimmat $\delta\beta_s$ yönelim hataları ve SS'lerinin karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve gerçek verinin kullanıldığı 210 s'lik koordineli dönüş manevrası)



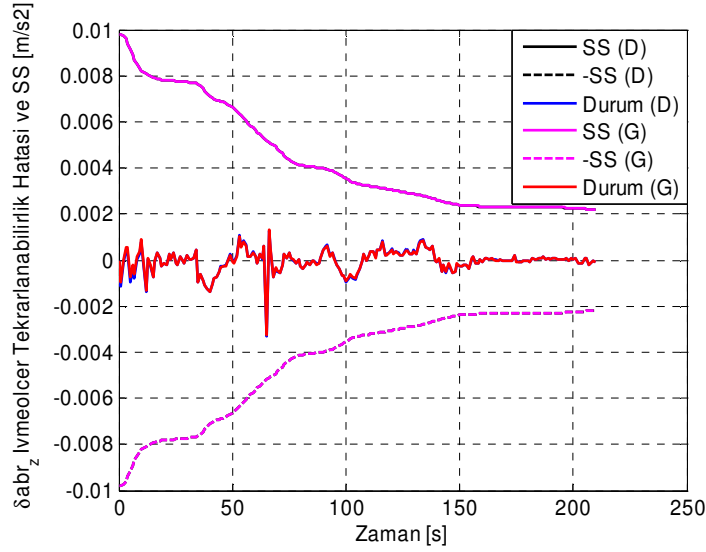
Şekil 4.28. HE için esnemelerin deterministik (D) veya gürültü (G) olarak modellenmesi durumlarında KF tarafından kestirilen mühimmat $\delta\gamma_s$ yönelim hataları ve SS'lerinin karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve gerçek verinin kullanıldığı 210 s'lik koordineli dönüş manevrası)



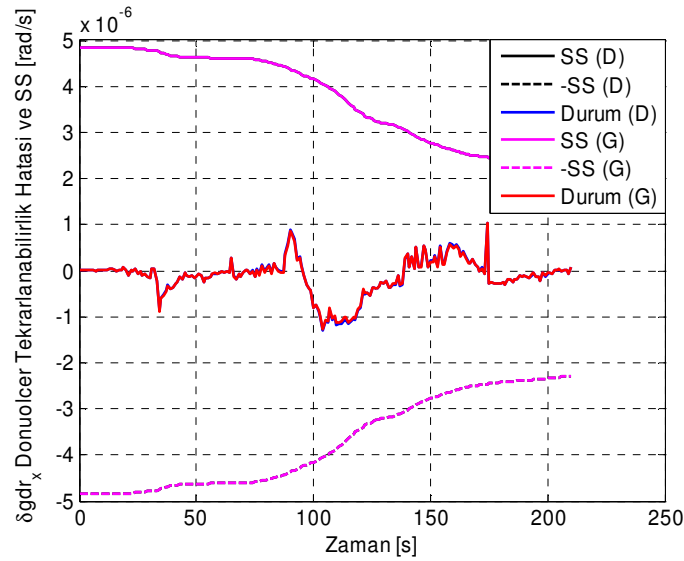
Şekil 4.29. HE için esnemelerin deterministik (D) veya gürültü (G) olarak modellenmesi durumlarında KF tarafından kestirilen x ivmeölçer kayma tekrarlanabilirliği hataları ve SS'lerinin karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve gerçek verinin kullanıldığı 210 s'lik koordineli dönüş manevrası)



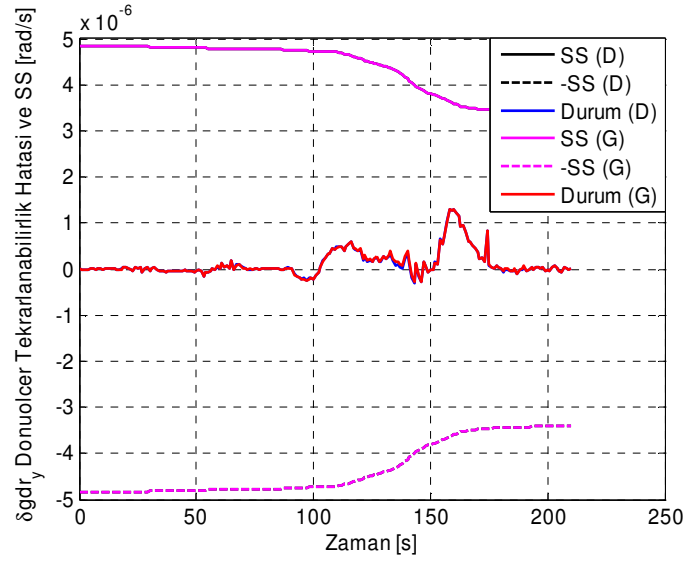
Şekil 4.30. HE için esnemelerin deterministik (D) veya gürültü (G) olarak modellenmesi durumlarında KF tarafından kestirilen y ivmeölçer kayma tekrarlanabilirliği hataları ve SS'lerinin karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve gerçek verinin kullanıldığı 210 s'lik koordineli dönüş manevrası)



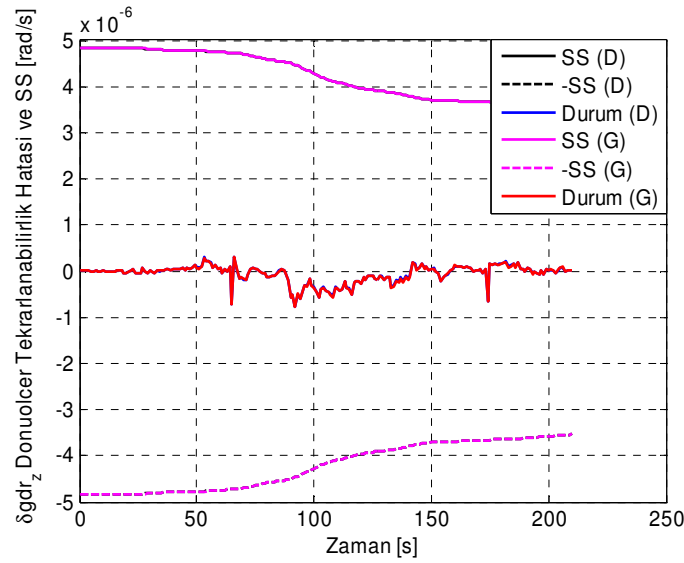
Şekil 4.31. HE için esnemelerin deterministik (D) veya gürültü (G) olarak modellenmesi durumlarında KF tarafından kestirilen z ivmeölçer kayma tekrarlanabilirliği hataları ve SS'lerinin karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve gerçek verinin kullanıldığı 210 s'lik koordineli dönüş manevrası)



Şekil 4.32. HE için esnemelerin deterministik (D) veya gürültü (G) olarak modellenmesi durumlarında KF tarafından kestirilen x dönüölçer kayma tekrarlanabilirliği hataları ve SS'lerinin karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve gerçek verinin kullanıldığı 210 s'lik koordineli dönüş manevrası)



Şekil 4.33. HE için esnemelerin deterministik (D) veya gürültü (G) olarak modellenmesi durumlarında KF tarafından kestirilen y dönüölçer kayma tekrarlanabilirliği hataları ve SS'lerinin karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve gerçek verinin kullanıldığı 210 s'lik koordineli dönüş manevrası)



Şekil 4.34. HE için esnemelerin deterministik (D) veya gürültü (G) olarak modellenmesi durumlarında KF tarafından kestirilen z dönüölçer kayma tekrarlanabilirliği hataları ve SS'lerinin karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve gerçek verinin kullanıldığı 210 s'lik koordineli dönüş manevrası)

Şekil 4.23-Şekil 4.34'ten görüldüğü gibi HE yöntemi için esnemeler deterministik olarak da gürültü olarak da modellenen KF SS ve durum değişimleri hemen hemen aynı olmaktadır. Yani esnemelerin deterministik olarak modellenmesi HE yöntemi için bir avantaj sağlamamaktadır. Bu durum ise HE için KF'nin moment kolundaki konum değişikliklerine çok duyarlı olmamasından kaynaklanmaktadır.

Normalde hata durumlarının %68,3'ünün verilen 1σ SS eğrilerinin içinde kalması beklenmektedir. Diğer taraftan, şekillerde bu hata durumlarının genelde SS eğrilerinin altında kaldığı görülmektedir. Bunun nedeni şu şekilde açıklanabilir: KF kovaryansları ölçüm gürültüsü ile doğru orantılı, KF kestirimleri yani hata durumları ise ölçüm gürültüsü ile ters orantılı olarak değişmektedir. Yani ölçüm gürültüsü arttıkça SS eğrileri daha yukarıdan, hata durumları ise daha aşağıdan gitmektedir. KF tasarlanırken gürültü ne kadar yüksek tutulursa filtreye o kadar az güveniliyor demektir. Bu durumda SS eğrileri yukarıdan, hata durumları ise aşağıdan gidecektir. Diğer taraftan tasarıma güveniliyorsa gürültü azaltılabilir. Bu durumda SS eğrileri daha aşağıdan, hata durumları daha yukarıdan gidecek ve KF açısından daha uyumlu bir sonuç elde edilebilecektir. Fakat gürültüyü çok fazla azaltmanın şöyle bir dezavantajı vardır: Burada KF tek bir manevra için denenmiştir. Eğer gürültü bu koşullara uygun olarak azaltılıp en iyi hale getirilirse, diğer irtifa ve hızlarda yapılabilecek benzer manevralarda istenen performans elde edilemeyebilecektir. Bu yüzden gürültü seviyesi, tasarlanan KF'nin daha geniş bir manevra zarfında kullanılabilmesi için nispeten yüksek tutulmuştur. Yani sonuçlar açısından uyumsuzluk gibi görünen bu durum aslında güvenli tarafta kalmak için yapılmıştır. Bu şekilde KF'nin daha zorlayıcı koşullar altında da çalışmasının sağlanması amaçlanmaktadır.

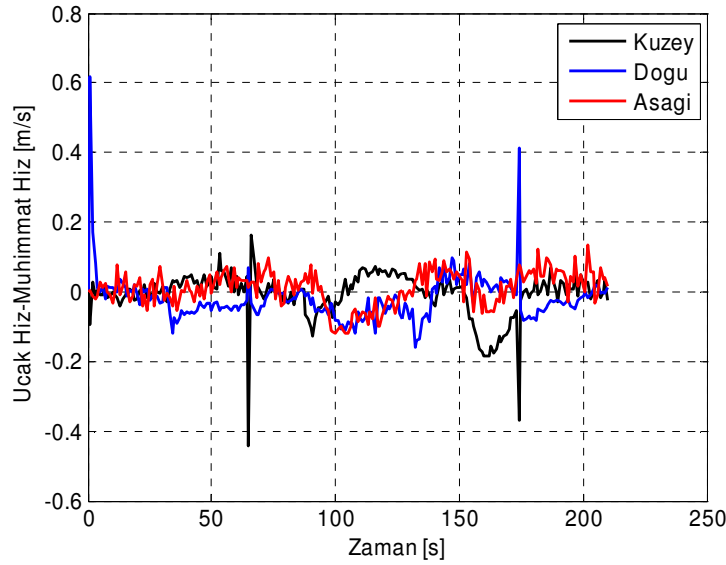
Bir önceki paragrafta verilen açıklamalar kestirilebilirlikleri yüksek durumlar için geçerlidir. Kestirilebilirlik azaldıkça ölçüm gürültüsü ile SS eğrileri ve hata durumları arasındaki ilişki de azalmaktadır. Örneğin, x yönündeki ivmeölçer oranı katsayısı hatasının kestirilemediği düşünüldüğünde, bu durum için SS eğrisi azalmamakta ve ilk değerinde sabit gitmektedir. Benzer şekilde hata durumu da

değişim göstermemekte, ilk değeri olan sıfırda kalmaktadır. Gürültü seviyesi artsa da azalsa da bu sonuç değişmemektedir.

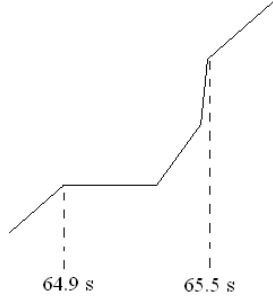
Şekil 4.23-Şekil 4.34 incelendiğinde bazı durumlar için 65. ve 174. saniyelerde ani değişimler olduğu görülmektedir. KF’de kullanılan ölçüm vektörü, uçak ve mühimmat tarafından hesaplanan hızların farkını içermekte olup; manevra süresince kuzey, doğu ve aşağı yönlerdeki hızların farkı Şekil 4.35’te gösterilmektedir. Şekilden de görüldüğü gibi hız farkları arasında zaman zaman ani değişimler olabilmektedir. Gerçek veri üzerinde çalışıldığı için bu normal bir durum olarak değerlendirilebilir. Gerçekten de uçak hız verisi daha detaylı olarak incelendiğinde; 60,7-60,85; 64,9-65,5; 98,45-98,6 ve 173,95-174,1 saniyeler arasındaki veride Şekil 4.36’da gösterildiği gibi sapmalar olduğu görülmektedir.

KF tarafından kestirilen hata durumları; ölçüm vektörü ile filtre kazanç matrisinin çarpılmasıyla elde edilmektedir. Durumların kestirilebilirliği iyileştikçe yani standart sapma değerleri daha küçük değerlere sahip oldukça kazanç matrisindeki terimlerin daha küçük değerler alması beklenir.

Bu açıklamalar dahilinde; ölçüm frekansının 1 Hz olduğu dikkate alındığında, kazanç matrisinin de terimlerine bağlı olarak, ölçüm noktalarına denk gelen 65. ve 174. saniyelerde KF tarafından kestirilen durumlarda görülebilen ani değişimler Şekil 4.35’teki gibi ani ölçüm değişikliklerine doğrudan bağlı olmaktadır. Diğer taraftan, durumlarda görülebilen bu ani değişimler AY’nin başarısız olduğu anlamına gelmemektedir. AY’nin başarısız olduğu sonucuna varılabilmesi için durum değişimlerinin, AY manevrası süresinin %68,3’ünden çok daha uzun süreler boyunca standart sapma eğrilerinin dışına çıktığının görülmesi veya bir sonraki kısımda açıklanacak Muhtemel Dairesel Hata değerlerinin belirlenen limitleri aşması gerekmektedir.



Şekil 4.35. Uçak ve mühimmat hız farkı (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve gerçek verinin kullanıldığı 210 s'lik koordineli dönüş manevrası)



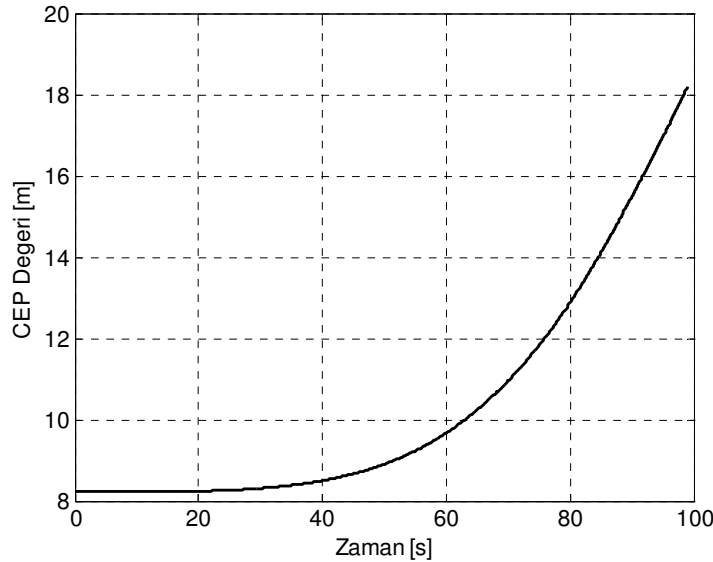
Şekil 4.36. Uçak hız detayı (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve gerçek verinin kullanıldığı 210 s'lik koordineli dönüş manevrası)

4.2.2. CEP değişimleri

Daha önce açıklandığı gibi SS değişimlerinin manevra boyunca azalması, KF'de modellenen ilgili hata durumlarının kestirilebildiği anlamını taşımakta olup, bu istenen bir durumdur. Buna göre bir önceki kısımda verilen SS ve durum değişimleri geliştirilen KF'nin uygun olduğu konusunda bir öngörü vermektedir. Diğer taraftan, manevra sonunda elde edilen sonuçlardan mühimmatın atılıp atılamayacağına karar verilebilmesi için Muhtemel Dairesel Hata (İng. Circular Error Probable, CEP)

analizlerinin gerçekleştirilmesi uygun olmaktadır. Buna göre KF tarafından kestirilen SS değerlerinin AY manevrası sonundaki değerleri kullanılarak, mühimmatın uçaktan bırakıldıktan sonraki ANS güdümlü serbest uçuşu sonunda sahip olacağı CEP değerleri hesaplanmıştır. CEP, mühimmat hassasiyetinin basit bir ölçütü olup, tüm seferlerin en az %50'sinde mühimmatın düşeceği dairenin yarıçapını tanımlamaktadır. Klotz ve ark. tarafından AY sonrası 100 s'lik sadece ANS güdümlü serbest uçuş sonucunda, JDAM mühimmatı için hedeflenen CEP değerinin 30 m olduğu belirtilmiştir [17].

HE için esnemelerin deterministik veya gürültü olarak modellenmesi durumlarındaki CEP değişimleri Şekil 4.37'de, sadece ANS güdümlü serbest uçuş sonunda elde edilen CEP değerleri ise Çizelge 4.2'de verilmektedir. Sonuçlardan görüldüğü gibi 100 s serbest uçuş sonundaki CEP değeri, hedeflenen 30 m değerinin oldukça altındadır. Çizelge 4.2'de, olabilecek kısa menzil uçuşları hakkında fikir vermesi açısından 50 s serbest uçuş sonundaki CEP değeri de verilmektedir.



Şekil 4.37. HE için esnemelerin deterministik (D) veya gürültü (G) olarak modellenmesi durumlarında CEP değişimleri (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve gerçek verinin kullanıldığı 210 s'lik koordineli dönüş manevrası)

Çizelge 4.2. HE için esnemelerin deterministik (D) veya gürültü (G) olarak modellenmesi durumlarında CEP değerleri (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve gerçek verinin kullanıldığı 210 s'lik koordineli dönüş manevrası)

100 s serbest uçuş sonundaki CEP [m]	18,2
50 s serbest uçuş sonundaki CEP [m]	8,9

4.3. Hız ve Yönelim Eşleştirme için Esnemelerin Deterministik veya Gürültü Olarak Modellenmesi Durumlarının Gerçek veya Türetilmiş Veriler Kullanılarak Karşılaştırılması

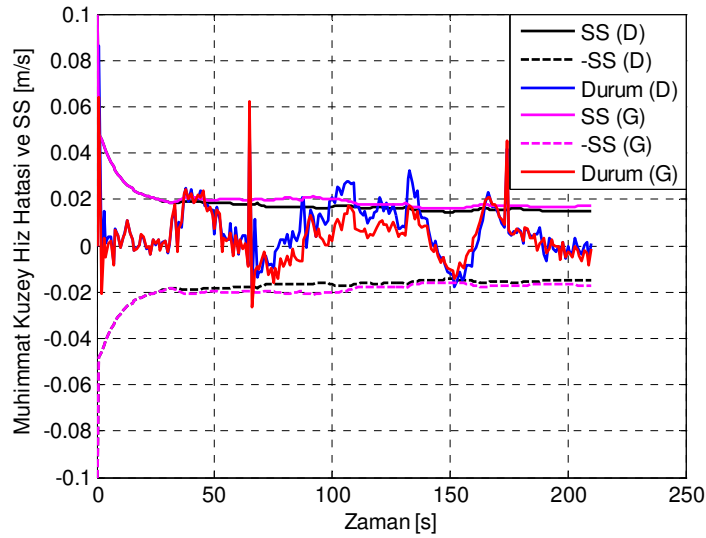
Bu kısımda, HYE için esnemelerin deterministik veya gürültü olarak modellenmesi durumları gerçek veya türetilmiş veriler kullanılarak karşılaştırılmaktadır.

4.3.1. Gerçek veri kullanılarak elde edilen sonuçların karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve gerçek verinin kullanıldığı 210 s'lik koordineli dönüş manevrası - Manevra 2)

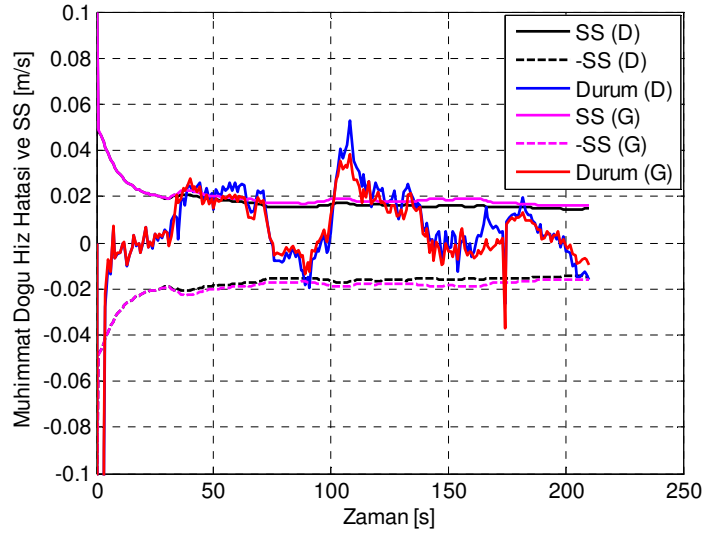
Bu kısımda 26000 ft (7925 m) irtifa, 0,9 Mach hızda gerçekleştirilen ve gerçek verinin kullanıldığı 210 s'lik koordineli dönüş manevrası kullanılarak, HYE için esnemelerin deterministik veya gürültü olarak modellenmesi durumları karşılaştırılmaktadır.

Kalman Filtresi tarafından kestirilen standart sapmaların ve durumların değişimleri ile standart sapma son değerleri arasındaki yüzde farkların karşılaştırılması

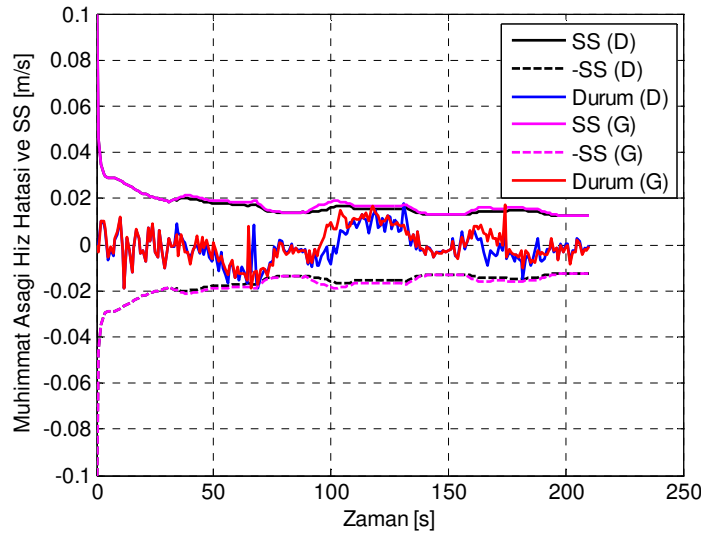
Şekil 4.38-Şekil 4.50'de HYE için esnemelerin deterministik veya gürültü olarak modellenmesi durumlarında KF tarafından kestirilen SS'ların ve durumların değişimleri, Çizelge 4.3'te ise SS son değerleri arasındaki yüzde farklar karşılaştırılmaktadır.



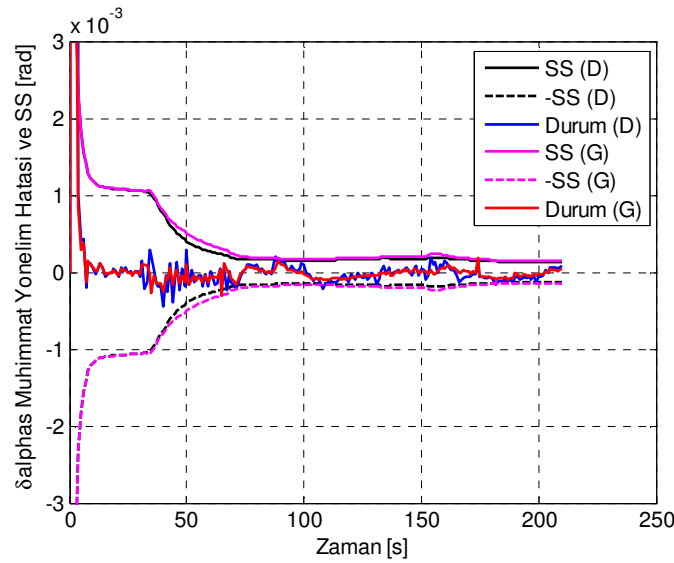
Şekil 4.38. HYE için esnemelerin deterministik (D) veya gürültü (G) olarak modellenmesi durumlarında KF tarafından kestirilen mühimmat kuzey hız hataları ve SS'lerinin karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve gerçek verinin kullanıldığı 210 s'lik koordineli dönüş manevrası)



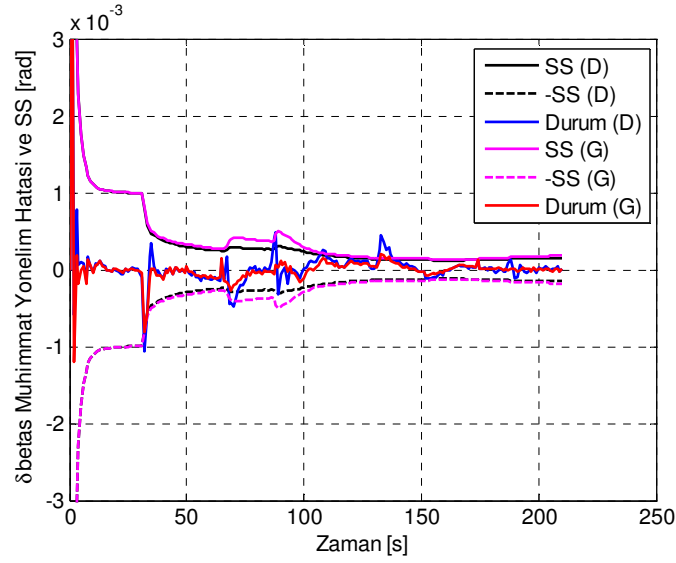
Şekil 4.39. HYE için esnemelerin deterministik (D) veya gürültü (G) olarak modellenmesi durumlarında KF tarafından kestirilen mühimmat doğu hız hataları ve SS'lerinin karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve gerçek verinin kullanıldığı 210 s'lik koordineli dönüş manevrası)



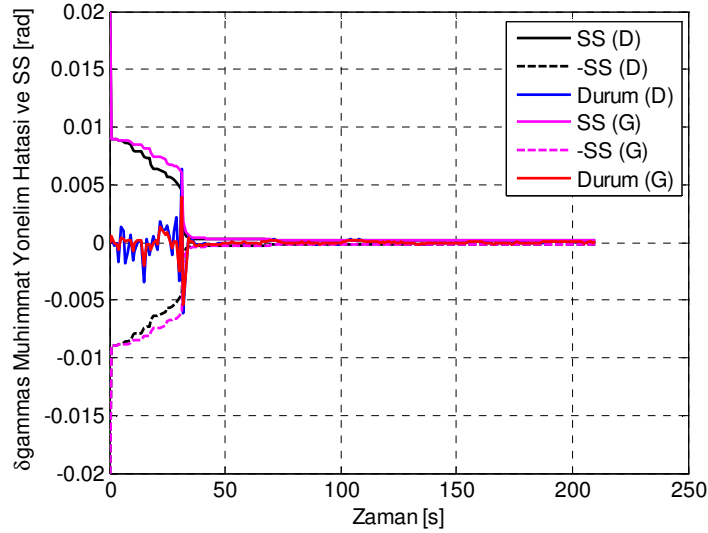
Şekil 4.40. HYE için esnemelerin deterministik (D) veya gürültü (G) olarak modellenmesi durumlarında KF tarafından kestirilen mühimmat aşağı hız hataları ve SS'lerinin karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve gerçek verinin kullanıldığı 210 s'lik koordineli dönüş manevrası)



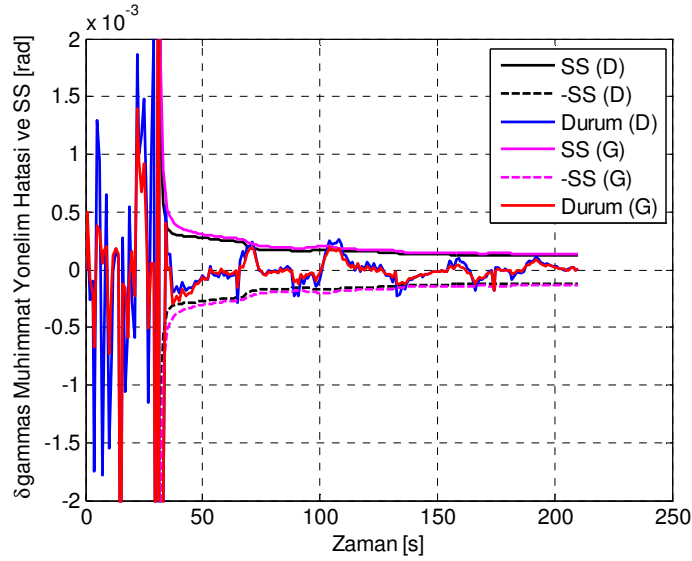
Şekil 4.41. HYE için esnemelerin deterministik (D) veya gürültü (G) olarak modellenmesi durumlarında KF tarafından kestirilen mühimmat $\delta\alpha_s$ yönelim hataları ve SS'lerinin karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve gerçek verinin kullanıldığı 210 s'lik koordineli dönüş manevrası)



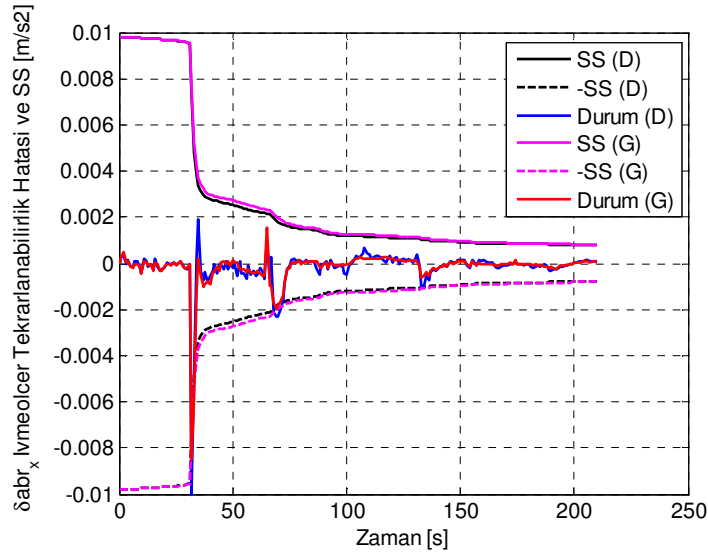
Şekil 4.42. HYE için esnemelerin deterministik (D) veya gürültü (G) olarak modellenmesi durumlarında KF tarafından kestirilen mühimmat $\delta\beta_s$ yönelim hataları ve SS'lerinin karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve gerçek verinin kullanıldığı 210 s'lik koordineli dönüş manevrası)



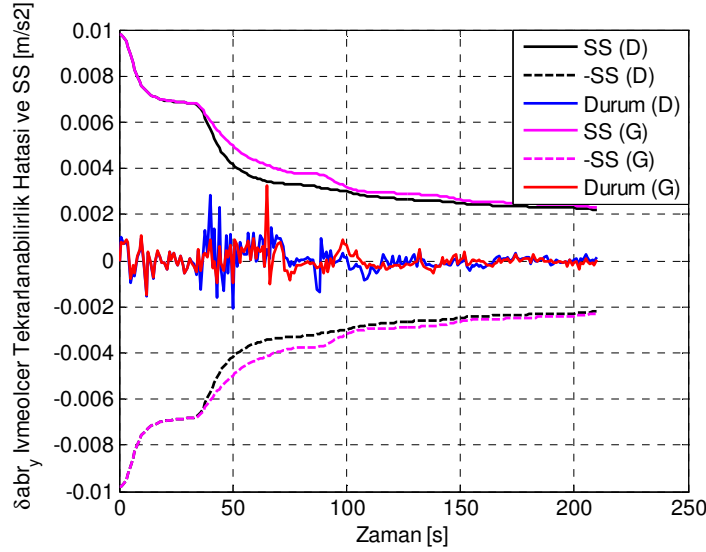
Şekil 4.43. HYE için esnemelerin deterministik (D) veya gürültü (G) olarak modellenmesi durumlarında KF tarafından kestirilen mühimmat $\delta\gamma_s$ yönelim hataları ve SS'lerinin karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve gerçek verinin kullanıldığı 210 s'lik koordineli dönüş manevrası)



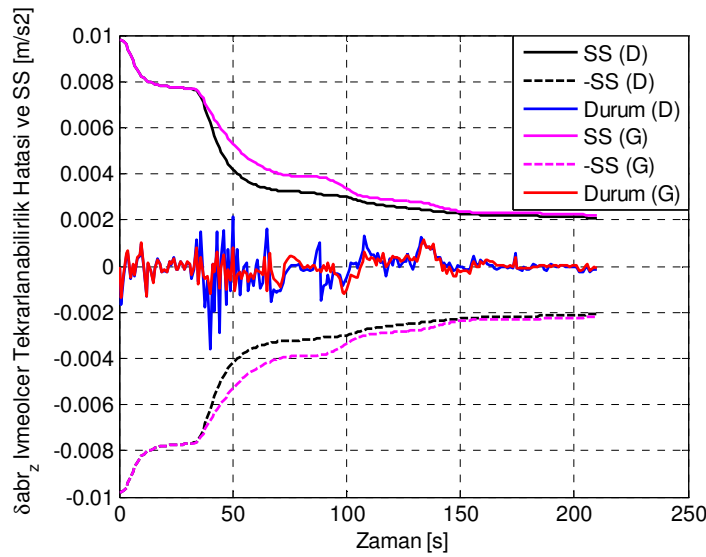
Şekil 4.44. HYE için esnemelerin deterministik (D) veya gürültü (G) olarak modellenmesi durumlarında KF tarafından kestirilen mühimmat $\delta\gamma_s$ yönelim hataları ve SS'lerinin detaylı karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve gerçek verinin kullanıldığı 210 s'lik koordineli dönüş manevrası)



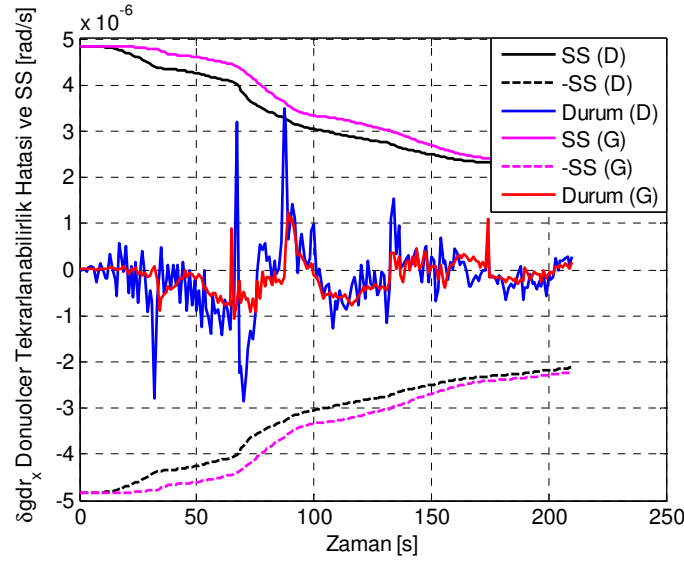
Şekil 4.45. HYE için esnemelerin deterministik (D) veya gürültü (G) olarak modellenmesi durumlarında KF tarafından kestirilen x ivmeölçer kayma tekrarlanabilirliği hataları ve SS'lerinin karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve gerçek verinin kullanıldığı 210 s'lik koordineli dönüş manevrası)



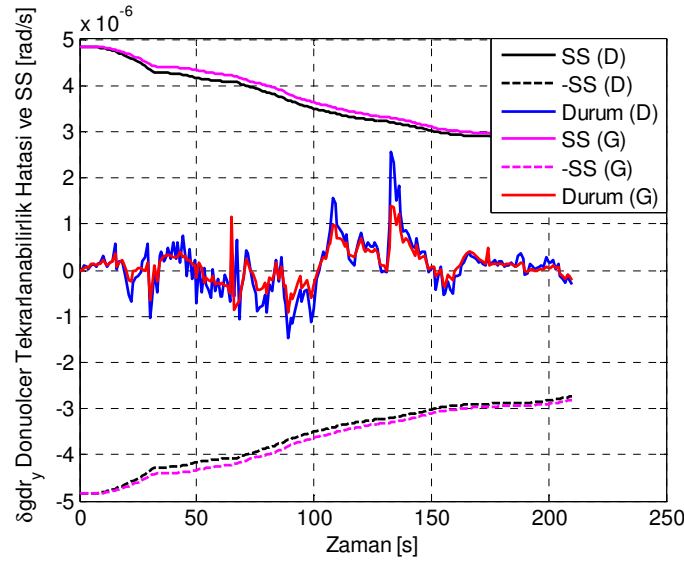
Şekil 4.46. HYE için esnemelerin deterministik (D) veya gürültü (G) olarak modellenmesi durumlarında KF tarafından kestirilen y ivmeölçer kayma tekrarlanabilirliği hataları ve SS'lerinin karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve gerçek verinin kullanıldığı 210 s'lik koordineli dönüş manevrası)



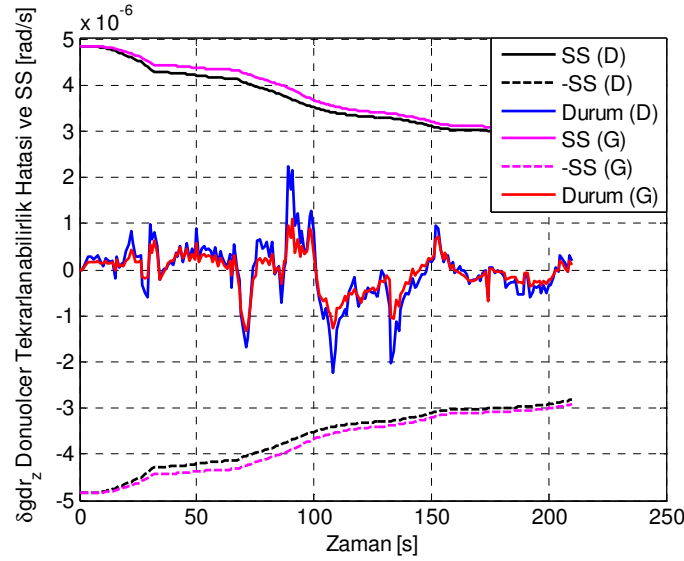
Şekil 4.47. HYE için esnemelerin deterministik (D) veya gürültü (G) olarak modellenmesi durumlarında KF tarafından kestirilen z ivmeölçer kayma tekrarlanabilirliği hataları ve SS'lerinin karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve gerçek verinin kullanıldığı 210 s'lik koordineli dönüş manevrası)



Şekil 4.48. HYE için esnemelerin deterministik (D) veya gürültü (G) olarak modellenmesi durumlarında KF tarafından kestirilen x dönüölçer kayma tekrarlanabilirliği hataları ve SS'lerinin karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve gerçek verinin kullanıldığı 210 s'lik koordineli dönüş manevrası)



Şekil 4.49. HYE için esnemelerin deterministik (D) veya gürültü (G) olarak modellenmesi durumlarında KF tarafından kestirilen y dönüölçer kayma tekrarlanabilirliği hataları ve SS'lerinin karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve gerçek verinin kullanıldığı 210 s'lik koordineli dönüş manevrası)



Şekil 4.50. HYE için esnemelerin deterministik (D) veya gürültü (G) olarak modellenmesi durumlarında KF tarafından kestirilen z dönüölçer kayma tekrarlanabilirliği hataları ve SS'lerinin karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve gerçek verinin kullanıldığı 210 s'lik koordineli dönüş manevrası)

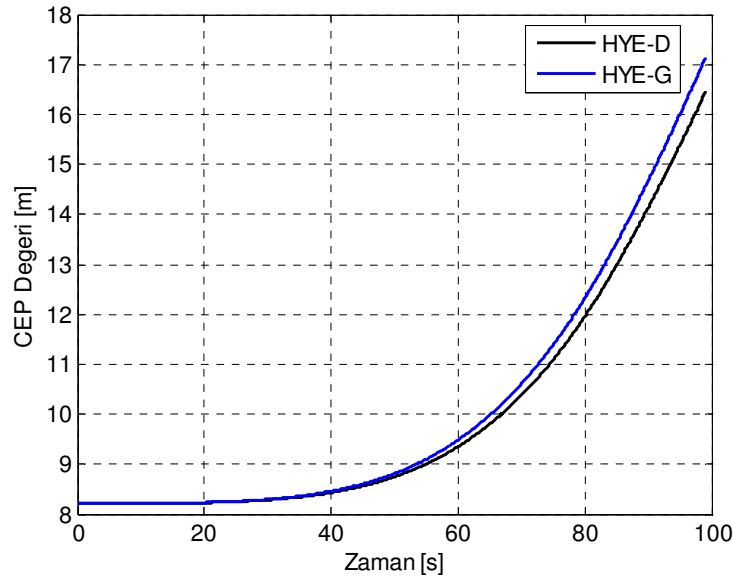
Çizelge 4.3. HYE için esnemelerin deterministik (D) veya gürültü (G) olarak modellenmesi durumlarında KF tarafından kestirilen SS son değerleri arasındaki yüzde farkların karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve gerçek verinin kullanıldığı 210 s'lik koordineli dönüş manevrası)

Durum	HYE-D	HYE-G	% Fark []
Mühimmat kuzey hız hatası SS son değeri [m/s]	0,01517	0,01712	12,88
Mühimmat doğu hız hatası SS son değeri [m/s]	0,01467	0,01627	10,92
Mühimmat aşağı hız hatası SS son değeri [m/s]	0,01276	0,01281	0,44
Mühimmat $\delta\alpha_s$ yönelim hatası SS son değeri [rad]	$1,2911 \cdot 10^{-4}$	$1,5107 \cdot 10^{-4}$	17,01
Mühimmat $\delta\beta_s$ yönelim hatası SS son değeri [rad]	$1,5099 \cdot 10^{-4}$	$1,7729 \cdot 10^{-4}$	17,42
Mühimmat $\delta\gamma_s$ yönelim hatası SS son değeri [rad]	$1,2479 \cdot 10^{-4}$	$1,3366 \cdot 10^{-4}$	7,11
x ivmeölçer kayma tekrarlanabilirliği hatası SS son değeri [m/s ²]	$7,6560 \cdot 10^{-4}$	$7,9650 \cdot 10^{-4}$	4,04
y ivmeölçer kayma tekrarlanabilirliği hatası SS son değeri [m/s ²]	0,00219	0,00231	5,05
z ivmeölçer kayma tekrarlanabilirliği hatası SS son değeri [m/s ²]	0,00207	0,00218	5,14
x dönüölçer kayma tekrarlanabilirliği hatası SS son değeri [rad/s]	$2,1272 \cdot 10^{-6}$	$2,2257 \cdot 10^{-6}$	4,63
y dönüölçer kayma tekrarlanabilirliği hatası SS son değeri [rad/s]	$2,7376 \cdot 10^{-6}$	$2,8126 \cdot 10^{-6}$	2,74
z dönüölçer kayma tekrarlanabilirliği hatası SS son değeri [rad/s]	$2,8259 \cdot 10^{-6}$	$2,9156 \cdot 10^{-6}$	3,17

Çizelge 4.3'te gösterilen yüzde farklar, çizelgede HYE-D ve HYE-G için verilen değerlerin daha hassas halleri kullanılarak hesaplanmaktadır. Şekil 4.38-Şekil 4.50'den ve Çizelge 4.3'ten görüldüğü gibi esnemelerin deterministik olarak modellenmesi durumunda sonuçlarda belirtilen iyileşmeler sağlanmaktadır.

CEP değişimlerinin karşılaştırılması

Belirtilen manevra ile HYE yöntemi için esnemelerin deterministik veya gürültü olarak modellenmesi durumundaki CEP değişimleri Şekil 4.51'de, sadece ANS güdümlü serbest uçuş sonunda elde edilen CEP değerleri ile bunlar arasındaki yüzde farklar ise Çizelge 4.4'te verilmektedir. Çizelge 4.4'te, olabilecek kısa menzil uçuşları hakkında fikir vermesi açısından 50 s serbest uçuş sonundaki CEP değerleri ile izleyen kısımda açıklanacak kısa süreli yana yatma manevralarının CEP sonuçları ile karşılaştırılabilirliğin sağlanması için 15 m CEP değerine karşılık gelen zamandaki CEP değerleri ve yüzde farklar da gösterilmektedir.



Şekil 4.51. HYE için esnemelerin deterministik (D) veya gürültü (G) olarak modellenmesi durumlarında CEP değişimlerinin karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve gerçek verinin kullanıldığı 210 s'lik koordineli dönüş manevrası)

Çizelge 4.4. HYE için esnemelerin deterministik (D) veya gürültü (G) olarak modellenmesi durumlarında CEP değerlerinin karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve gerçek verinin kullanıldığı 210 s'lik koordineli dönüş manevrası)

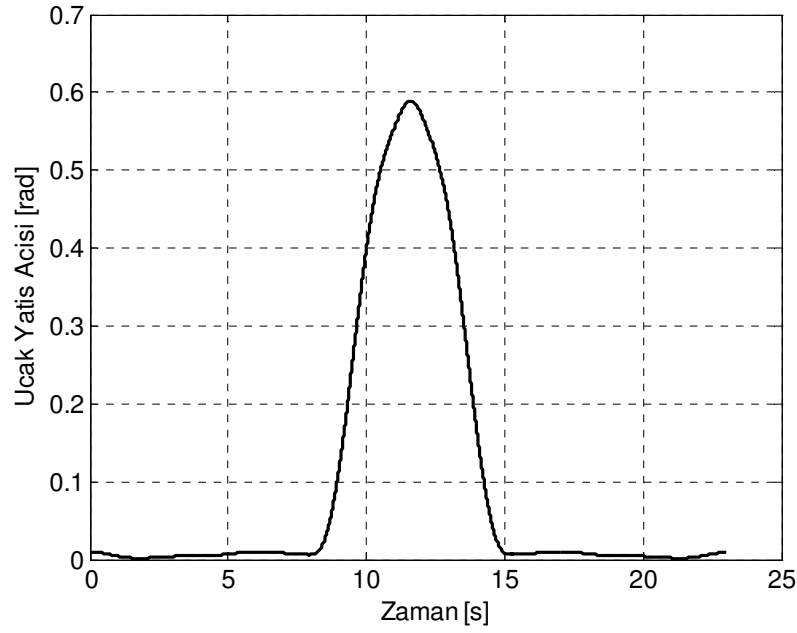
	HYE-D	HYE-G	% Fark
100 s serbest uçuş sonundaki CEP [m]	16,4	17,1	4,3
50 s serbest uçuş sonundaki CEP [m]	8,7	8,8	1,1
93,5 s serbest uçuş sonundaki CEP [m]	15	15,6	4

Çizelge 4.4'ten görüldüğü gibi esnemelerin deterministik olarak modellenmesi durumunda 100 s serbest uçuş sonunda CEP değerinde %4,3'lük bir iyileşme meydana gelmektedir.

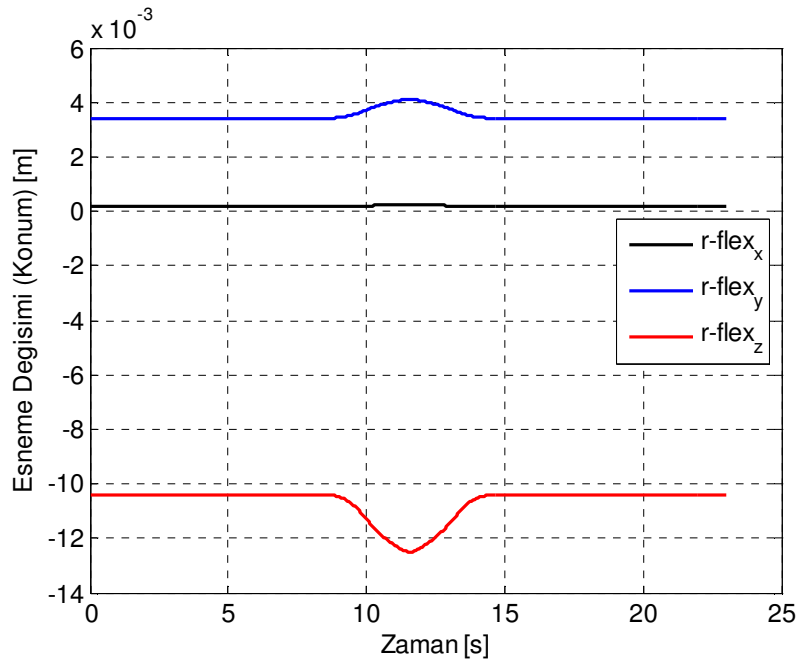
4.3.2. Türetilmiş veri kullanılarak elde edilen sonuçların karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve türetilmiş verinin kullanıldığı 23 s'lik yana yatma manevrası - Manevra 3)

Bu kısımda 26000 ft (7925 m) irtifa, 0,9 Mach hızda gerçekleştirilen ve türetilmiş verinin kullanıldığı 23 s'lik yana yatma manevrası kullanılarak, HYE için esnemelerin deterministik veya gürültü olarak modellenmesi durumları karşılaştırılmaktadır. Bu analiz ile esnemelerin deterministik veya gürültü olarak modellenmesi üzerindeki manevra etkisi incelenmektedir. Bu tip bir manevranın gerçek verileri mevcut olmadığından analizler türetilmiş veri ile gerçekleştirilmektedir.

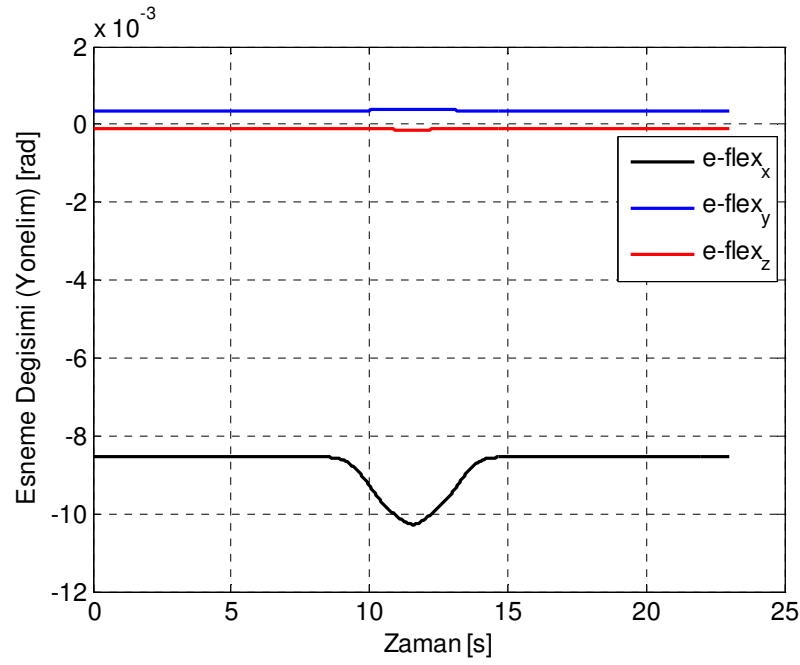
Bu manevra için olan yatış açısı ve deterministik esneme değişimleri ise Şekil 4.52-Şekil 4.54'te gösterilmektedir. Şekiller, mühimmatın uçağa arkadan bakıldığında uçağın sağ kanadına takılı olması durumu için çizilmiştir.



Şekil 4.52. Uçak yatış açısı (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve türetilmiş verinin kullanıldığı 23 s'lik yana yatma manevrası)



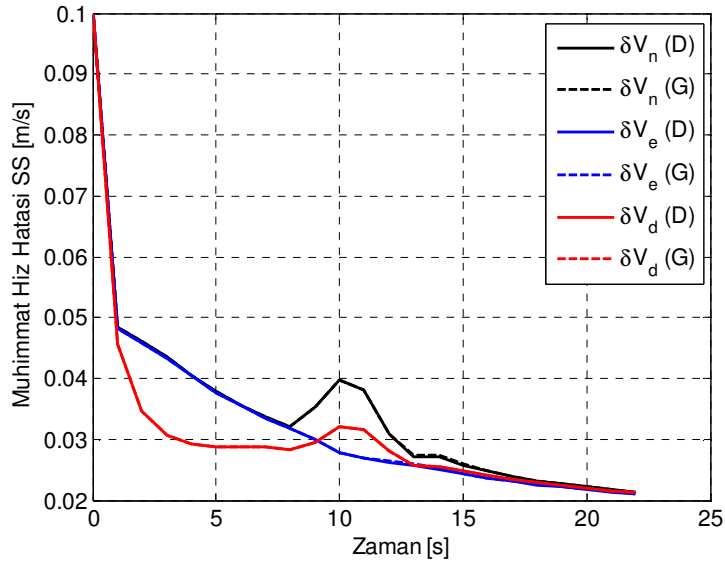
Şekil 4.53. Esneleme değişimi, konum (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve türetilmiş verinin kullanıldığı 23 s'lik yana yatma manevrası)



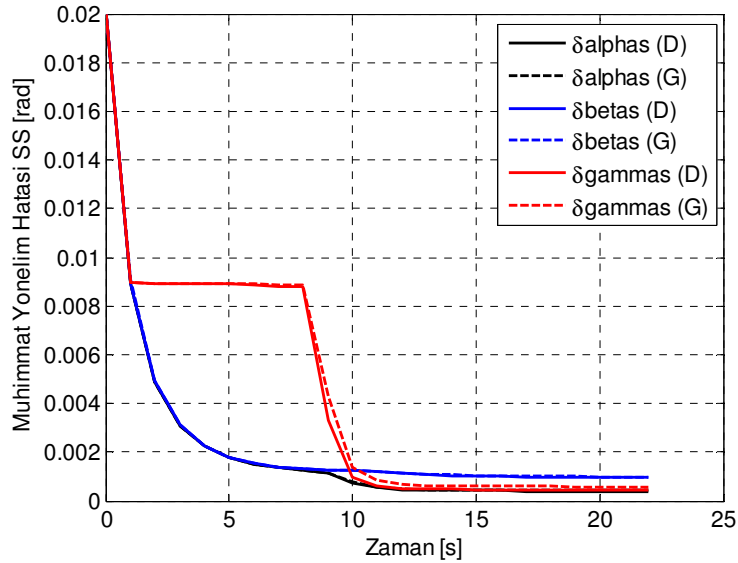
Şekil 4.54. Esneme değişimi, yönelim (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve türetilmiş verinin kullanıldığı 23 s'lik yana yatma manevrası)

Kalman Filtresi tarafından kestirilen standart sapmaların değişimleri ile standart sapma son değerleri arasındaki yüzde farkların karşılaştırılması

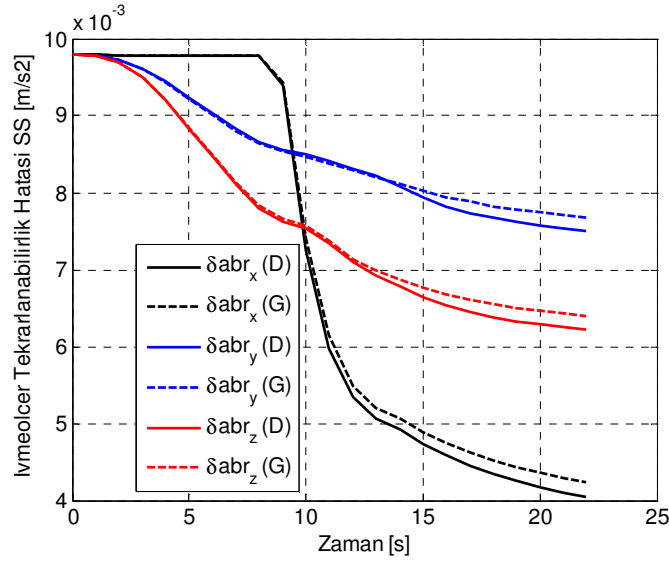
Şekil 4.55-Şekil 4.58'de HYE için esnemelerin deterministik veya gürültü olarak modellenmesi durumlarında KF tarafından kestirilen SS'ların değişimleri, Çizelge 4.5'te ise SS son değerleri arasındaki yüzde farklar verilmektedir.



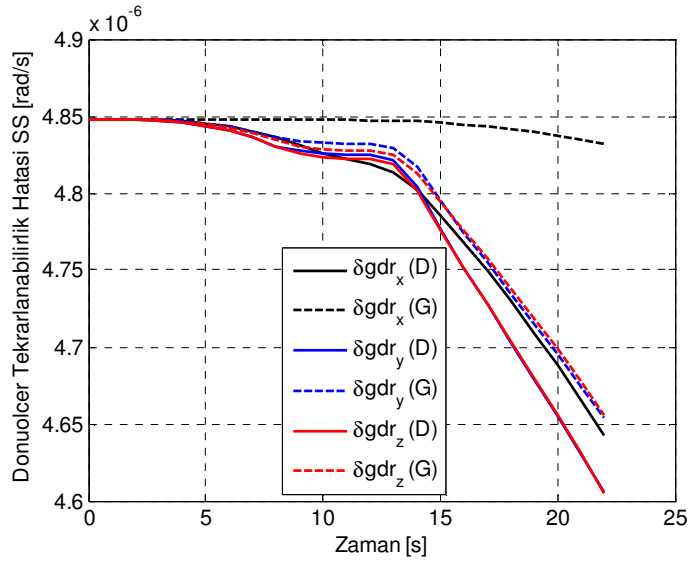
Şekil 4.55. HYE için esnemelerin deterministik (D) veya gürültü (G) olarak modellenmesi durumlarında KF tarafından kestirilen mühimmat hız hataları SS'lerinin karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve türetilmiş verinin kullanıldığı 23 s'lik yana yatma manevrası)



Şekil 4.56. HYE için esnemelerin deterministik (D) veya gürültü (G) olarak modellenmesi durumlarında KF tarafından kestirilen mühimmat yönelim hataları SS'lerinin karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve türetilmiş verinin kullanıldığı 23 s'lik yana yatma manevrası)



Şekil 4.57. HYE için esnemelerin deterministik (D) veya gürültü (G) olarak modellenmesi durumlarında KF tarafından kestirilen ivmeölçer kayma tekrarlanabilirliği hataları SS'lerinin karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve türetilmiş verinin kullanıldığı 23 s'lik yana yatma manevrası)



Şekil 4.58. HYE için esnemelerin deterministik (D) veya gürültü (G) olarak modellenmesi durumlarında KF tarafından kestirilen dönüölçer kayma tekrarlanabilirliği hataları SS'lerinin karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve türetilmiş verinin kullanıldığı 23 s'lik yana yatma manevrası)

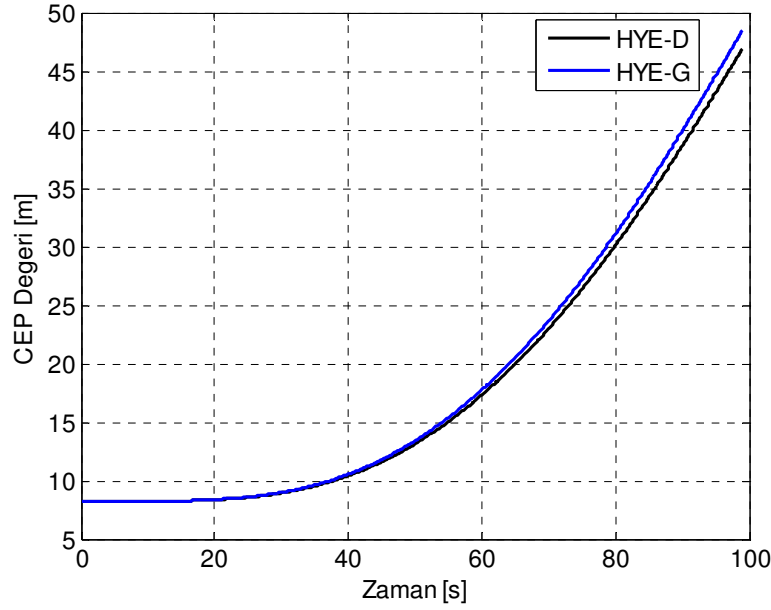
Çizelge 4.5. HYE için esnemelerin deterministik (D) veya gürültü (G) olarak modellenmesi durumlarında KF tarafından kestirilen SS son değerleri arasındaki yüzde farkların karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve türetilmiş verinin kullanıldığı 23 s'lik yana yatma manevrası)

Durum	HYE-D	HYE-G	% Fark []
Mühimmat kuzey hız hatası SS son değeri [m/s]	0,02126	0,02137	0,50
Mühimmat doğu hız hatası SS son değeri [m/s]	0,02099	0,02112	0,63
Mühimmat aşağı hız hatası SS son değeri [m/s]	0,02118	0,02118	0,01
Mühimmat $\delta\alpha_s$ yönelim hatası SS son değeri [rad]	$3,9308 \cdot 10^{-4}$	$4,2425 \cdot 10^{-4}$	7,93
Mühimmat $\delta\beta_s$ yönelim hatası SS son değeri [rad]	$9,4355 \cdot 10^{-4}$	$9,8043 \cdot 10^{-4}$	3,91
Mühimmat $\delta\gamma_s$ yönelim hatası SS son değeri [rad]	$4,2475 \cdot 10^{-4}$	$5,7121 \cdot 10^{-4}$	34,48
x ivmeölçer kayma tekrarlanabilirliği hatası SS son değeri [m/s ²]	0,00404	0,00424	4,81
y ivmeölçer kayma tekrarlanabilirliği hatası SS son değeri [m/s ²]	0,00750	0,00767	2,29
z ivmeölçer kayma tekrarlanabilirliği hatası SS son değeri [m/s ²]	0,00622	0,00639	2,80
x dönüölçer kayma tekrarlanabilirliği hatası SS son değeri [rad/s]	$4,6421 \cdot 10^{-6}$	$4,8318 \cdot 10^{-6}$	4,08
y dönüölçer kayma tekrarlanabilirliği hatası SS son değeri [rad/s]	$4,6055 \cdot 10^{-6}$	$4,6536 \cdot 10^{-6}$	1,04
z dönüölçer kayma tekrarlanabilirliği hatası SS son değeri [rad/s]	$4,6051 \cdot 10^{-6}$	$4,6557 \cdot 10^{-6}$	1,09

Çizelge 4.5'te gösterilen yüzde farklar, çizelgede HYE-D ve HYE-G için verilen değerlerin daha hassas halleri kullanılarak hesaplanmaktadır.

CEP değişimlerinin karşılaştırılması

Belirtilen manevra ile HYE yöntemi için esnemelerin deterministik veya gürültü olarak modellenmesi durumundaki CEP değişimleri Şekil 4.59'da, sadece ANS güdümlü serbest uçuş sonunda elde edilen CEP değerleri ile bunlar arasındaki yüzde farklar ise Çizelge 4.6'da verilmektedir.



Şekil 4.59. HYE için esnemelerin deterministik (D) veya gürültü (G) olarak modellenmesi durumlarında CEP değişimlerinin karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve türetilmiş verinin kullanıldığı 23 s'lik yana yatma manevrası)

Çizelge 4.6. HYE için esnemelerin deterministik (D) veya gürültü (G) olarak modellenmesi durumlarında CEP değerlerinin karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve türetilmiş verinin kullanıldığı 23 s'lik yana yatma manevrası)

	HYE-D	HYE-G	% Fark
100 s serbest uçuş sonundaki CEP [m]	46,9	48,5	3,4
50 s serbest uçuş sonundaki CEP [m]	13,1	13,4	2,3
55 s serbest uçuş sonundaki CEP [m]	15	15,4	2,7

Şekil 4.55-Şekil 4.59'dan görüldüğü gibi; 26000 ft (7925 m) irtifa, 0,9 Mach hızda gerçekleştirilen ve türetilmiş verinin kullanıldığı 23 s'lik yana yatma manevrası ile HYE yöntemi için esneme etkisinin deterministik olarak modellenmesi durumunda, Kalman Filtre standart sapma ve CEP değerleri açısından sonuçlarda yukarıda belirtilen iyileşmelerin sağlandığı görülmektedir. Diğer taraftan her iki durumda da 100 s sonunda 30 m CEP değerinin üzerine çıkmaktadır. Kısa süreli yana yatma

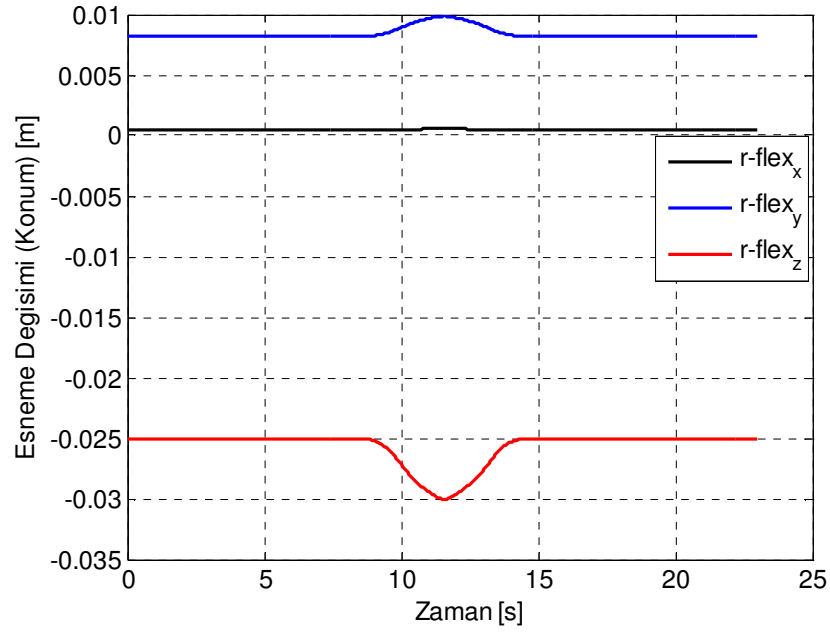
manevrası, uzun süreli koordineli dönüş manevrasından farklı olarak kısa menzildeki fırsat hedefleri için uygun olan manevradır. Kısa menzildeki hedefler için de serbest uçuş süresi daha küçük olacaktır. Bu yaklaşımla 50 s sonundaki CEP değerleri incelendiğinde 30 m CEP hedefinin sağlandığı görülmektedir.

26000 ft (7925 m) irtifa, 0,9 Mach hızda gerçekleştirilen ve gerçek verinin kullanıldığı 210 s'lik koordineli dönüş manevrası ile 26000 ft (7925 m) irtifa, 0,9 Mach hızda gerçekleştirilen ve türetilmiş verinin kullanıldığı 23 s'lik yana yatma manevrasının karşılaştırılabilmesi için 15 m CEP değerine karşılık gelen zamanlarda, esnemelerin deterministik olarak modellenmesi durumunda CEP değerindeki iyileşmeler hesaplanmıştır. CEP değerindeki iyileşme KF standart sapmalarındaki iyileşmelere bağlı olarak değişmektedir. Sonuçlar incelendiğinde, koordineli dönüş manevrasındaki yanca açısal hata standart sapma haricindeki standart sapma iyileşmelerinin yana yatma manevrasındaki iyileşmelerden genel olarak daha fazla olduğu görülür. Bu durum 15 m CEP değeri için olan iyileşmeye de yansımış, koordineli dönüş için %4 olan iyileşme yana yatma manevrasında %2,7 olmuştur.

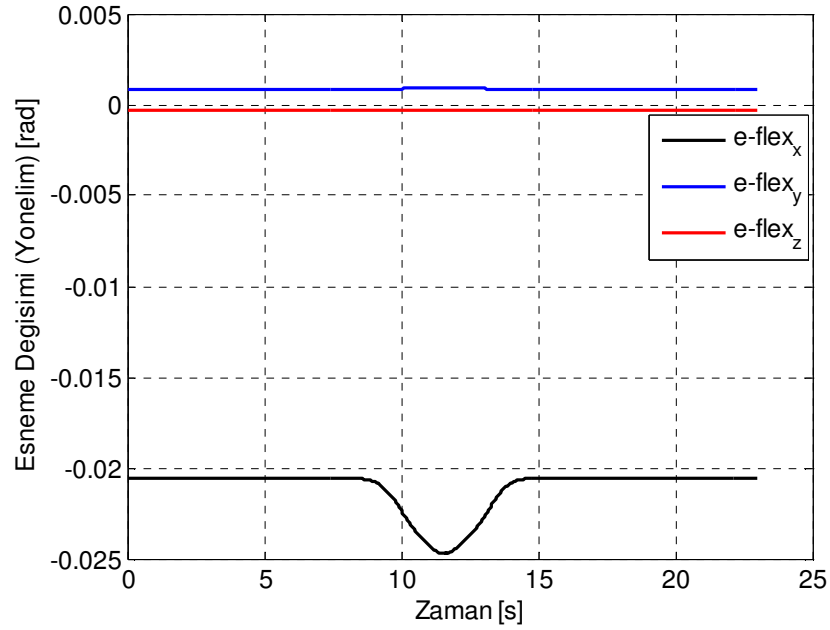
4.3.3. Türetilmiş veri kullanılarak elde edilen sonuçların karşılaştırılması (5000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve türetilmiş verinin kullanıldığı 23 s'lik yana yatma manevrası - Manevra 4)

Bu kısımda 5000 ft (1524 m) irtifa, 0,9 Mach hızda gerçekleştirilen ve türetilmiş verinin kullanıldığı 23 s'lik yana yatma manevrası kullanılarak, HYE için esnemelerin deterministik veya gürültü olarak modellenmesi durumları karşılaştırılmaktadır. Bu analiz ile esnemelerin deterministik veya gürültü olarak modellenmesi üzerindeki esneme büyüklüğü etkisi incelenmektedir.

Bu manevra için olan deterministik esneme değişimleri Şekil 4.60-Şekil 4.61'de gösterilmektedir. Şekiller, mühimmatın uçağa arkadan bakıldığında uçağın sağ kanadına takılı olması durumu için çizilmiştir.



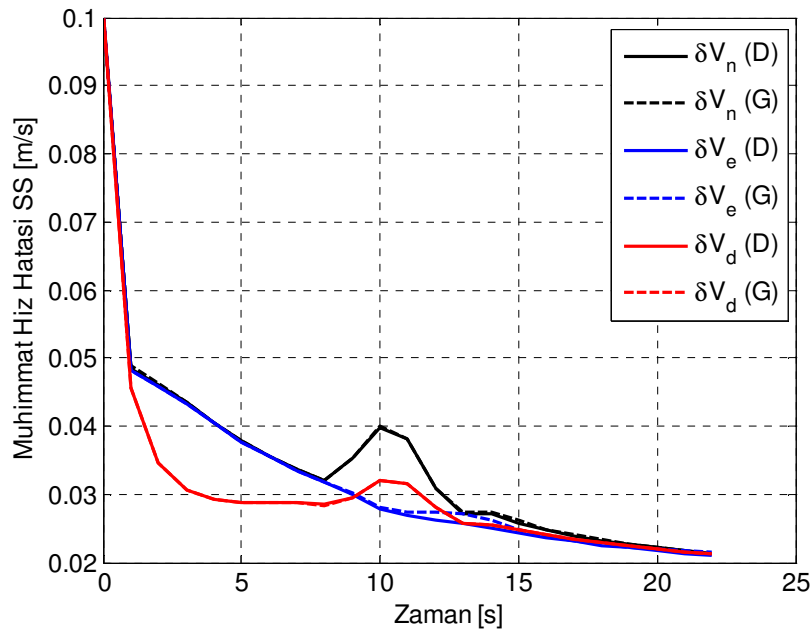
Şekil 4.60. Esname değişimi, konum (5000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve türetilmiş verinin kullanıldığı 23 s'lik yana yatma manevrası)



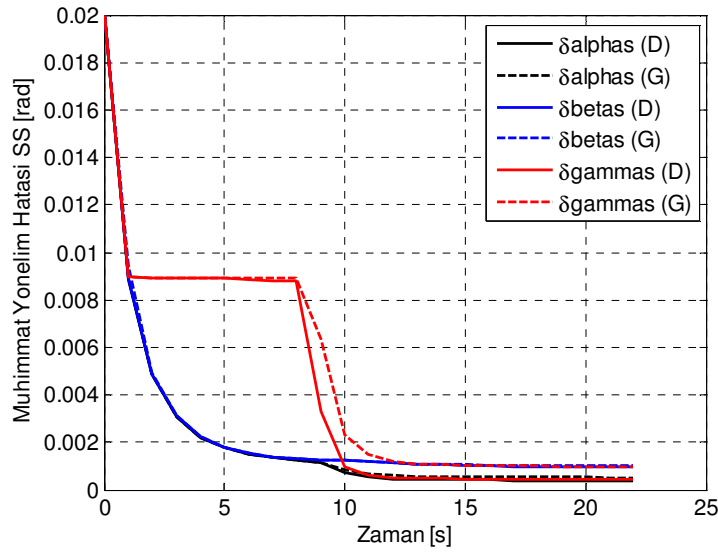
Şekil 4.61. Esname değişimi, yönelim (5000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve türetilmiş verinin kullanıldığı 23 s'lik yana yatma manevrası)

Kalman Filtresi tarafından kestirilen standart sapmaların değişimleri ile standart sapma son değerleri arasındaki yüzde farkların karşılaştırılması

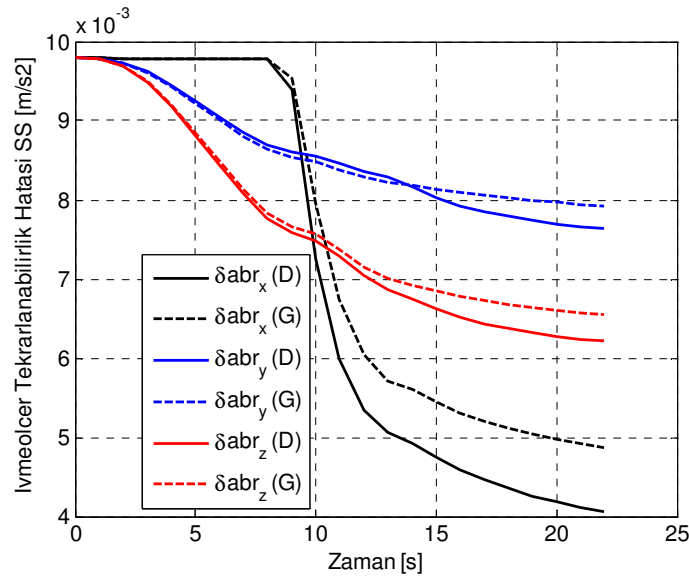
Şekil 4.62-Şekil 4.65'te HYE için esnemelerin deterministik veya gürültü olarak modellenmesi durumlarında KF tarafından kestirilen SS'ların değişimleri, Çizelge 4.7'de ise SS son değerleri arasındaki yüzde farklar verilmektedir.



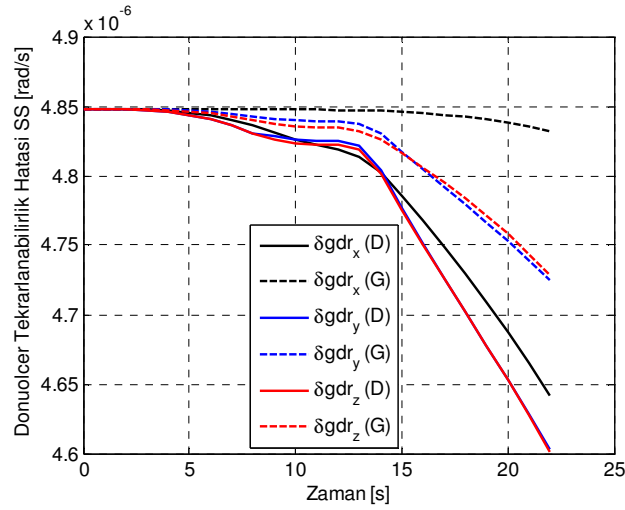
Şekil 4.62. HYE için esnemelerin deterministik (D) veya gürültü (G) olarak modellenmesi durumlarında KF tarafından kestirilen mühimmat hız hataları SS'lerinin karşılaştırılması (5000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve türetilmiş verinin kullanıldığı 23 s'lik yana yatma manevrası)



Şekil 4.63. HYE için esnemelerin deterministik (D) veya gürültü (G) olarak modellenmesi durumlarında KF tarafından kestirilen mühimmat yönelim hataları SS'lerinin karşılaştırılması (5000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve türetilmiş verinin kullanıldığı 23 s'lik yana yatma manevrası)



Şekil 4.64. HYE için esnemelerin deterministik (D) veya gürültü (G) olarak modellenmesi durumlarında KF tarafından kestirilen ivmeölçer kayma tekrarlanabilirliği hataları SS'lerinin karşılaştırılması (5000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve türetilmiş verinin kullanıldığı 23 s'lik yana yatma manevrası)



Şekil 4.65. HYE için esnemelerin deterministik (D) veya gürültü (G) olarak modellenmesi durumlarında KF tarafından kestirilen dönüölçer kayma tekrarlanabilirliği hataları SS'lerinin karşılaştırılması (5000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve türetilmiş verinin kullanıldığı 23 s'lik yana yatma manevrası)

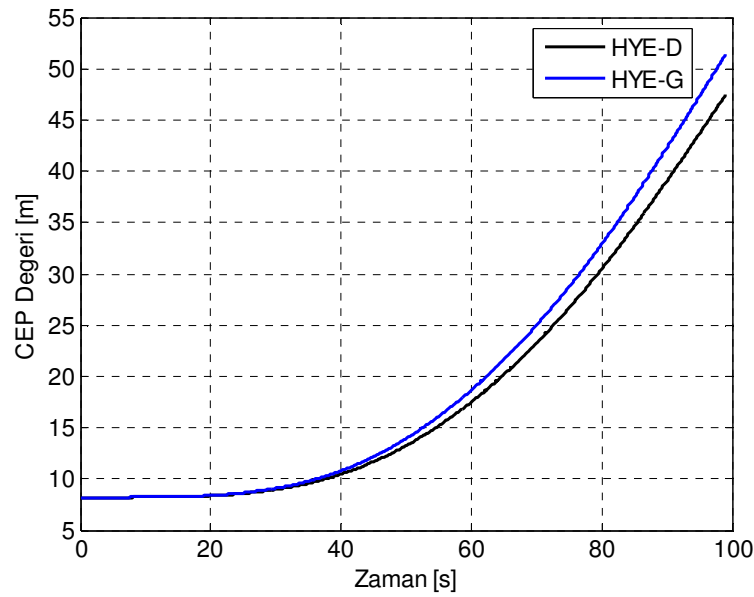
Çizelge 4.7. HYE için esnemelerin deterministik (D) veya gürültü (G) olarak modellenmesi durumlarında KF tarafından kestirilen SS son değerleri arasındaki yüzde farkların karşılaştırılması (5000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve türetilmiş verinin kullanıldığı 23 s'lik yana yatma manevrası)

Durum	HYE-D	HYE-G	% Fark []
Mühimmat kuzey hız hatası SS son değeri [m/s]	0,02126	0,02138	0,58
Mühimmat doğu hız hatası SS son değeri [m/s]	0,02098	0,02149	2,41
Mühimmat aşağı hız hatası SS son değeri [m/s]	0,02118	0,02118	0,02
Mühimmat $\delta\alpha_s$ yönelim hatası SS son değeri [rad]	$3,9308 \cdot 10^{-4}$	$5,2067 \cdot 10^{-4}$	32,46
Mühimmat $\delta\beta_s$ yönelim hatası SS son değeri [rad]	$9,5432 \cdot 10^{-4}$	0,00102	6,63
Mühimmat $\delta\gamma_s$ yönelim hatası SS son değeri [rad]	$4,2470 \cdot 10^{-4}$	$9,5819 \cdot 10^{-4}$	125,62
x ivmeölçer kayma tekrarlanabilirliği hatası SS son değeri [m/s ²]	0,00406	0,00487	20,18
y ivmeölçer kayma tekrarlanabilirliği hatası SS son değeri [m/s ²]	0,00764	0,00792	3,76
z ivmeölçer kayma tekrarlanabilirliği hatası SS son değeri [m/s ²]	0,00622	0,00655	5,45
x dönüölçer kayma tekrarlanabilirliği hatası SS son değeri [rad/s]	$4,6415 \cdot 10^{-6}$	$4,8323 \cdot 10^{-6}$	4,11
y dönüölçer kayma tekrarlanabilirliği hatası SS son değeri [rad/s]	$4,6027 \cdot 10^{-6}$	$4,7250 \cdot 10^{-6}$	2,66
z dönüölçer kayma tekrarlanabilirliği hatası SS son değeri [rad/s]	$4,6015 \cdot 10^{-6}$	$4,7286 \cdot 10^{-6}$	2,76

Çizelge 4.7'de gösterilen yüzde farklar, çizelgede HYE-D ve HYE-G için verilen değerlerin daha hassas halleri kullanılarak hesaplanmaktadır.

CEP değişimlerinin karşılaştırılması

Belirtilen manevra ile HYE yöntemi için esnemelerin deterministik veya gürültü olarak modellenmesi durumundaki CEP değişimleri Şekil 4.66’da, sadece ANS güdümlü serbest uçuş sonunda elde edilen CEP değerleri ile bunlar arasındaki yüzde farklar ise Çizelge 4.8’de verilmektedir.



Şekil 4.66. HYE için esnemelerin deterministik (D) veya gürültü (G) olarak modellenmesi durumlarında CEP değişimlerinin karşılaştırılması (5000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve türetilmiş verinin kullanıldığı 23 s’lik yana yatma manevrası)

Çizelge 4.8. HYE için esnemelerin deterministik (D) veya gürültü (G) olarak modellenmesi durumlarında CEP değerlerinin karşılaştırılması (5000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve türetilmiş verinin kullanıldığı 23 s’lik yana yatma manevrası)

	HYE-D	HYE-G	% Fark
100 s serbest uçuş sonundaki CEP [m]	47,5	51,4	8,2
50 s serbest uçuş sonundaki CEP [m]	13,2	13,9	5,3
54,7 s serbest uçuş sonundaki CEP [m]	15	15,9	6

Bu kısımda esnemeyi deterministik veya gürültü olarak modellemenin sonuçlar üzerinde yarattığı etkinin incelenebilmesi için, uçağın manevra yaptığı irtifa azaltılarak esneme büyüklüğü artırılmıştır. Bu şekilde 26000 ft irtifa ve 0,9 Mach hızda yapılan yana yatma manevrasında elde edilen en büyük yukarıya doğru esneme olan 12,5 mm değeri 30 mm olmuştur. Elde edilen sonuçlar bir öncekilerle karşılaştırıldığında hem KF standart sapma değerleri hem de 15 m CEP değeri için olan iyileşmelerin daha fazla arttığı görülür. 26000 ft irtifada 15 m için olan %2,7 iyileşme 5000 ft için %6 olmaktadır.

Diğer taraftan bu açıklamadan daha iyi sonuçların elde edilebilmesi için daha zorlayıcı koşullarda manevra yapılması gerektiği çıkarımı yapılmamalıdır. KF, esneme etkisi deterministik olarak modellendiği takdirde benzer manevralar için benzer standart sapma değerlerine yakınsamaktadır. Esneme şiddeti arttıkça bu etkiyi gürültü olarak modellemenin sonuçlar üzerinde kötü yönde oluşturduğu etki de artmaktadır. Yani esneme etkisi ne kadar büyük ise esnemelerin deterministik olarak modellenmesinin gürültü olarak modellenmesine kıyasla sonuçlarda yarattığı iyileşme de o kadar artmaktadır. Bu çalışmada kullanılan uçak oldukça rijit olduğundan esneme terimleri büyük değildir. Oldukça zorlayıcı bir koşulda bile yukarıya doğru en fazla 3 cm esneme oluştuğu görülmektedir. Dolayısıyla bu çalışmada yer alan deterministik esneme modelinin kullanılması yöntemi daha esnek uçaklara uygulandığında daha etkin olacaktır.

4.4. Esnemelerin Deterministik Olarak Modellenmesi Durumunda Hız Eşleştirme ile Hız ve Yönelim Eşleştirmenin Gerçek veya Türetilmiş Veriler Kullanılarak Karşılaştırılması

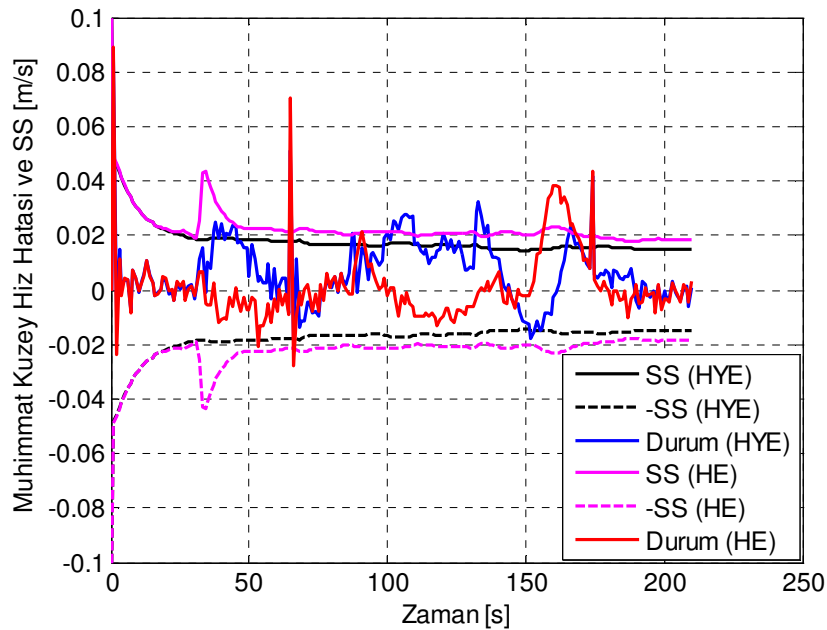
Bu kısımda, esnemelerin deterministik olarak modellenmesi durumunda HE ile HYE gerçek veya türetilmiş veriler kullanılarak karşılaştırılmaktadır.

4.4.1. Gerçek veri kullanılarak elde edilen sonuçların karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve gerçek verinin kullanıldığı 210 s'lik koordineli dönüş manevrası - Manevra 2)

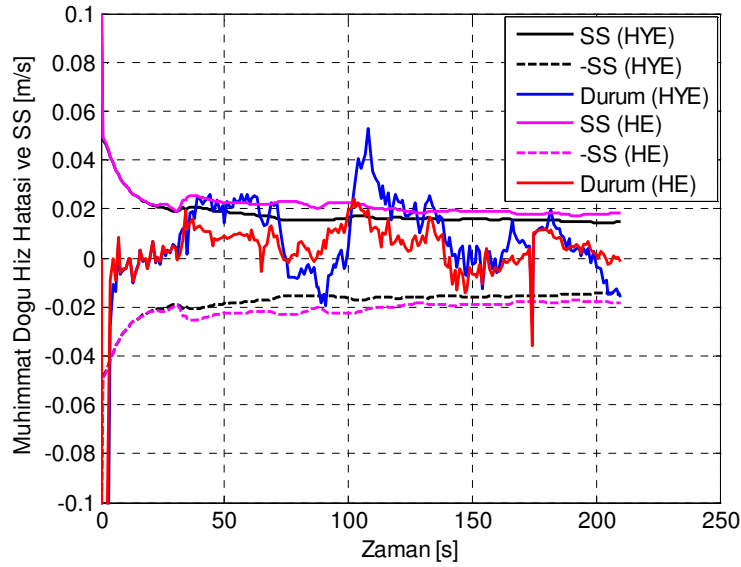
Bu kısımda 26000 ft (7925 m) irtifa, 0,9 Mach hızda gerçekleştirilen ve gerçek verinin kullanıldığı 210 s'lik koordineli dönüş manevrası kullanılarak, esnemelerin deterministik olarak modellenmesi durumunda HE ile HYE karşılaştırılmaktadır.

Kalman Filtresi tarafından kestirilen standart sapmaların ve durumların değişimleri ile standart sapma son değerleri arasındaki yüzde farkların karşılaştırılması

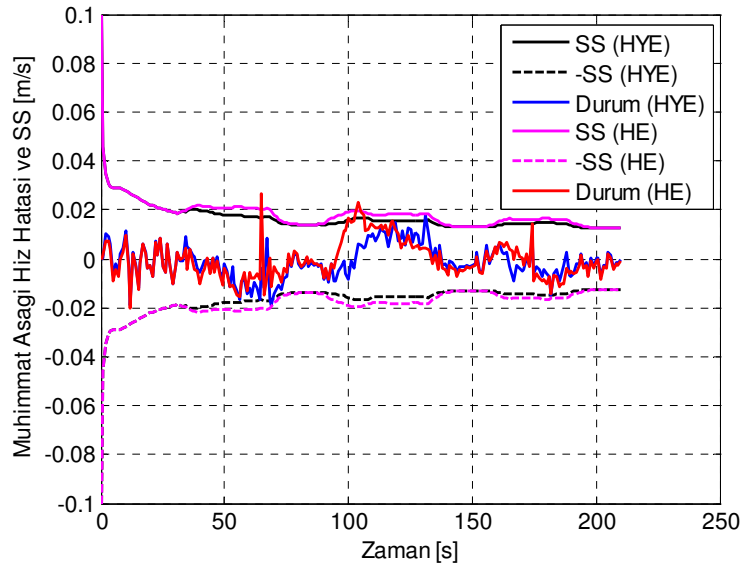
Şekil 4.67-Şekil 4.79'da esnemelerin deterministik olarak modellenmesi durumunda HE ile HYE için KF tarafından kestirilen SS'ların ve durumların değişimleri, Çizelge 4.9'da ise SS son değerleri arasındaki yüzde farklar karşılaştırılmaktadır.



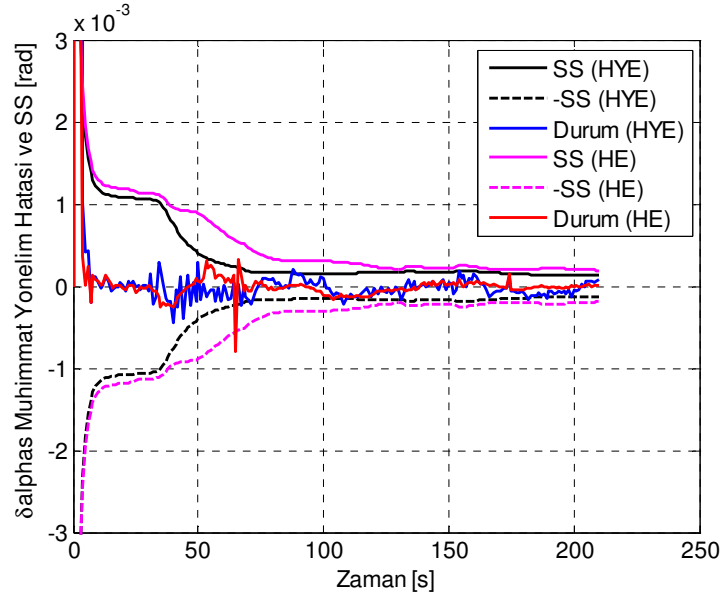
Şekil 4.67. HE ve HYE için esnemelerin deterministik olarak modellenmesi durumunda KF tarafından kestirilen mühimmat kuzey hız hataları ve SS'larının karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve gerçek verinin kullanıldığı 210 s'lik koordineli dönüş manevrası)



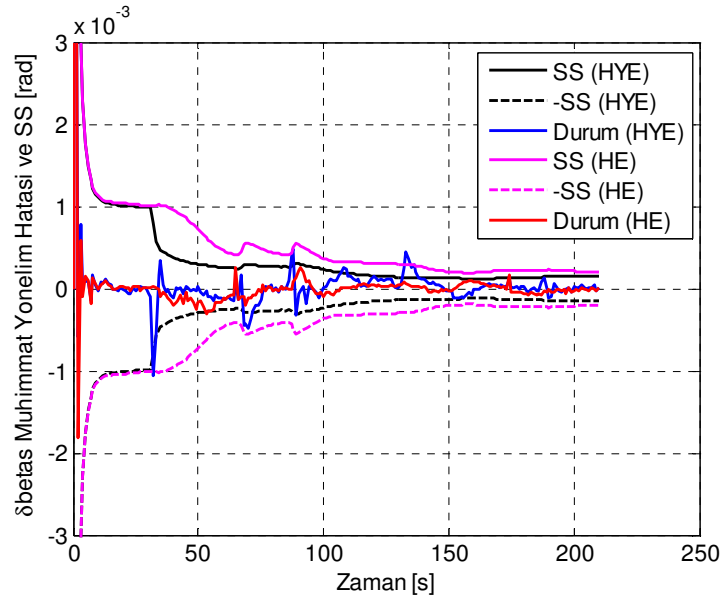
Şekil 4.68. HE ve HYE için esnemelerin deterministik olarak modellenmesi durumunda KF tarafından kestirilen mühimmat doğu hız hataları ve SS'lerinin karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve gerçek verinin kullanıldığı 210 s'lik koordineli dönüş manevrası)



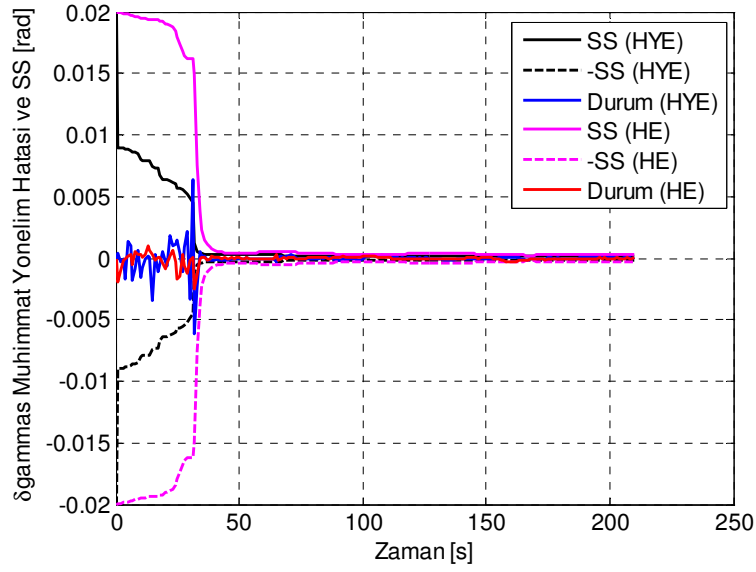
Şekil 4.69. HE ve HYE için esnemelerin deterministik olarak modellenmesi durumunda KF tarafından kestirilen mühimmat aşağı hız hataları ve SS'lerinin karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve gerçek verinin kullanıldığı 210 s'lik koordineli dönüş manevrası)



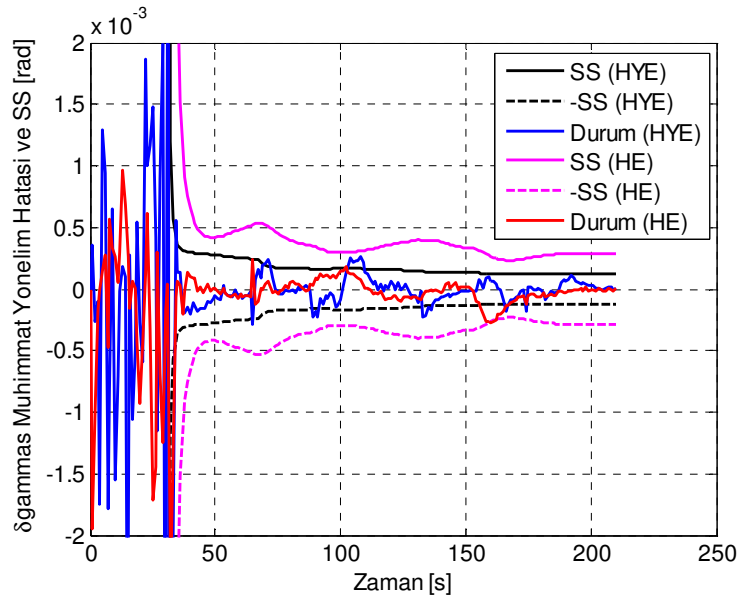
Şekil 4.70. HE ve HYE için esnemelerin deterministik olarak modellenmesi durumunda KF tarafından kestirilen mühimmat $\delta\alpha_s$ yönelim hataları ve SS'lerinin karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve gerçek verinin kullanıldığı 210 s'lik koordineli dönüş manevrası)



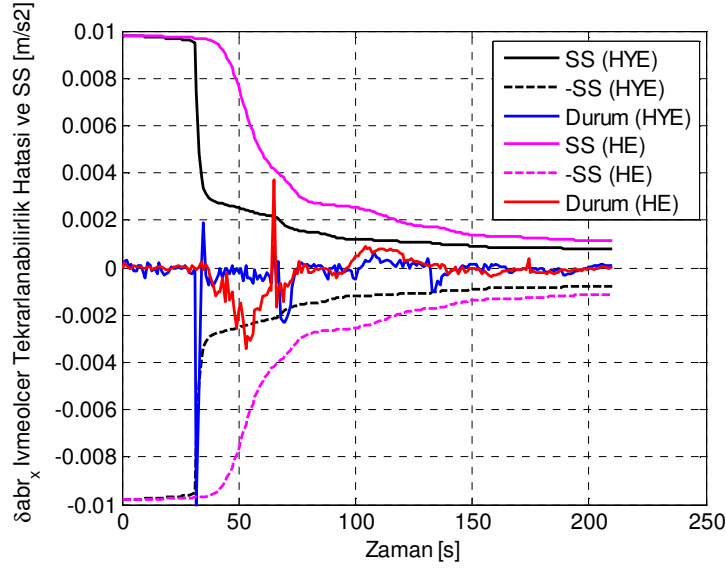
Şekil 4.71. HE ve HYE için esnemelerin deterministik olarak modellenmesi durumunda KF tarafından kestirilen mühimmat $\delta\beta_s$ yönelim hataları ve SS'lerinin karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve gerçek verinin kullanıldığı 210 s'lik koordineli dönüş manevrası)



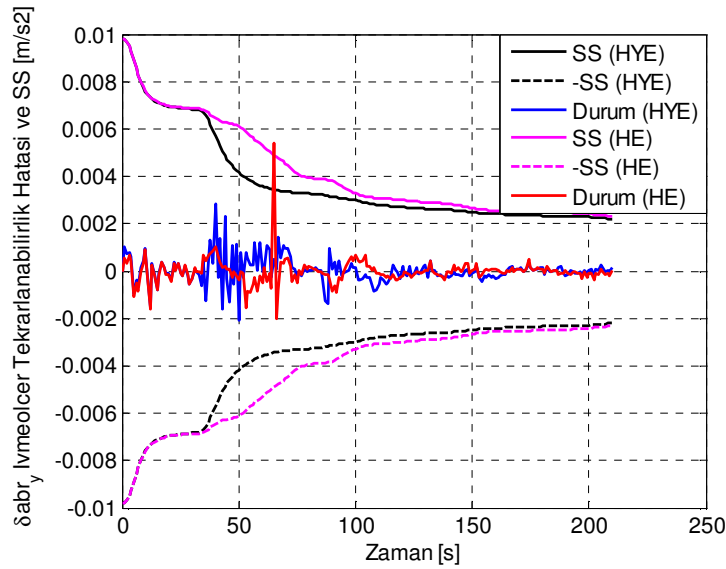
Şekil 4.72. HE ve HYE için esnemelerin deterministik olarak modellenmesi durumunda KF tarafından kestirilen mühimmat $\delta\gamma_s$ yönelim hataları ve SS'lerinin karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve gerçek verinin kullanıldığı 210 s'lik koordineli dönüş manevrası)



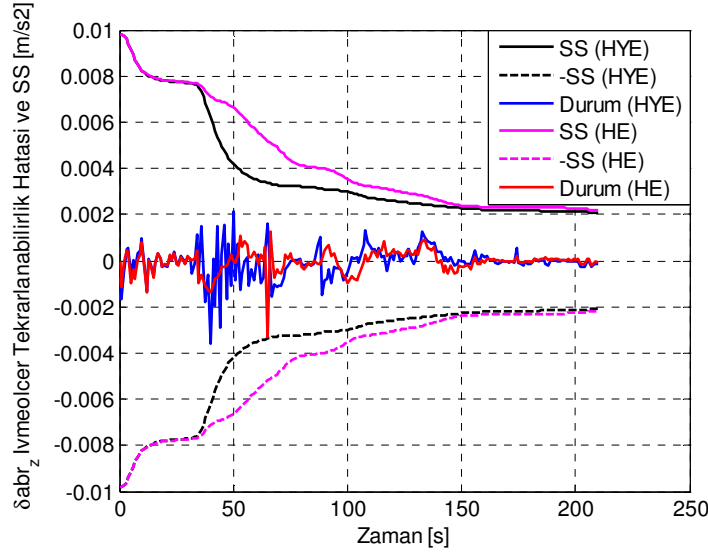
Şekil 4.73. HE ve HYE için esnemelerin deterministik olarak modellenmesi durumunda KF tarafından kestirilen mühimmat $\delta\gamma_s$ yönelim hataları ve SS'lerinin detaylı karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve gerçek verinin kullanıldığı 210 s'lik koordineli dönüş manevrası)



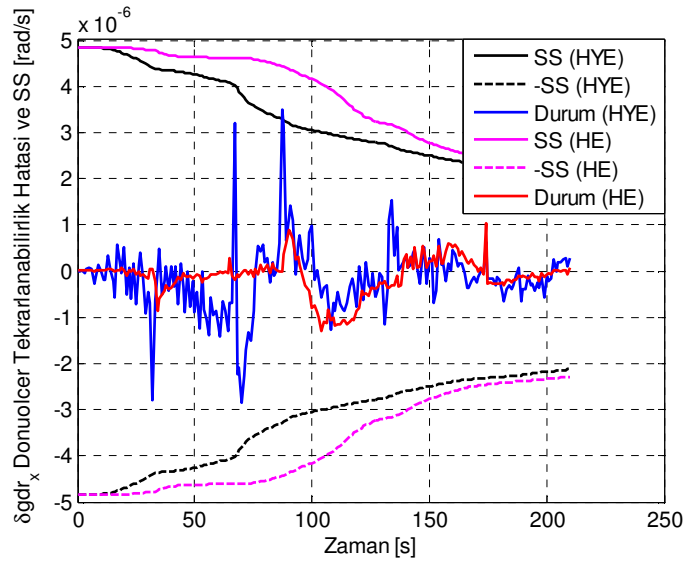
Şekil 4.74. HE ve HYE için esnemelerin deterministik olarak modellenmesi durumunda KF tarafından kestirilen x ivmeölçer kayma tekrarlanabilirliği hataları ve SS'lerinin karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve gerçek verinin kullanıldığı 210 s'lik koordineli dönüş manevrası)



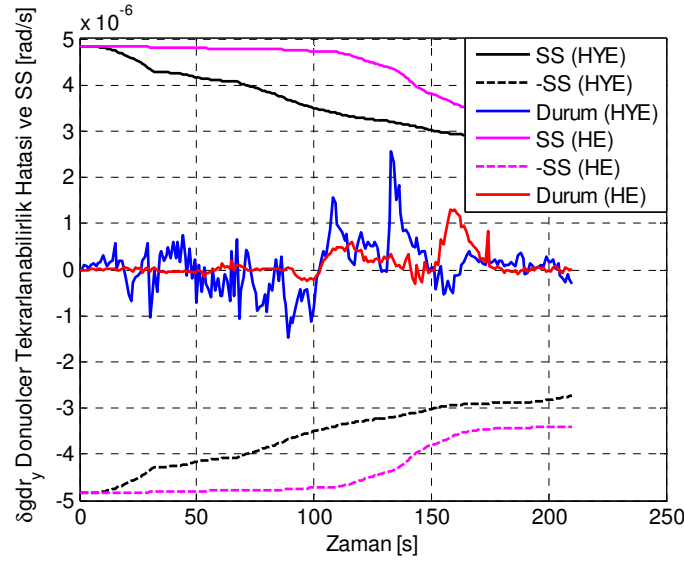
Şekil 4.75. HE ve HYE için esnemelerin deterministik olarak modellenmesi durumunda KF tarafından kestirilen y ivmeölçer kayma tekrarlanabilirliği hataları ve SS'lerinin karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve gerçek verinin kullanıldığı 210 s'lik koordineli dönüş manevrası)



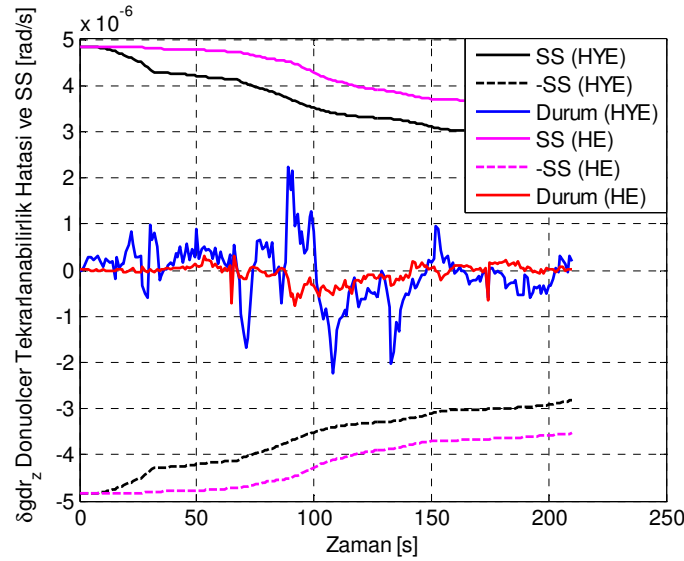
Şekil 4.76. HE ve HYE için esnemelerin deterministik olarak modellenmesi durumunda KF tarafından kestirilen z ivmeölçer kayma tekrarlanabilirliği hataları ve SS'lerinin karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve gerçek verinin kullanıldığı 210 s'lik koordineli dönüş manevrası)



Şekil 4.77. HE ve HYE için esnemelerin deterministik olarak modellenmesi durumunda KF tarafından kestirilen x dönüölçer kayma tekrarlanabilirliği hataları ve SS'lerinin karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve gerçek verinin kullanıldığı 210 s'lik koordineli dönüş manevrası)



Şekil 4.78. HE ve HYE için esnemelerin deterministik olarak modellenmesi durumunda KF tarafından kestirilen y dönüölçer kayma tekrarlanabilirliği hataları ve SS'lerinin karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve gerçek verinin kullanıldığı 210 s'lik koordineli dönüş manevrası)



Şekil 4.79. HE ve HYE için esnemelerin deterministik olarak modellenmesi durumunda KF tarafından kestirilen z dönüölçer kayma tekrarlanabilirliği hataları ve SS'lerinin karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve gerçek verinin kullanıldığı 210 s'lik koordineli dönüş manevrası)

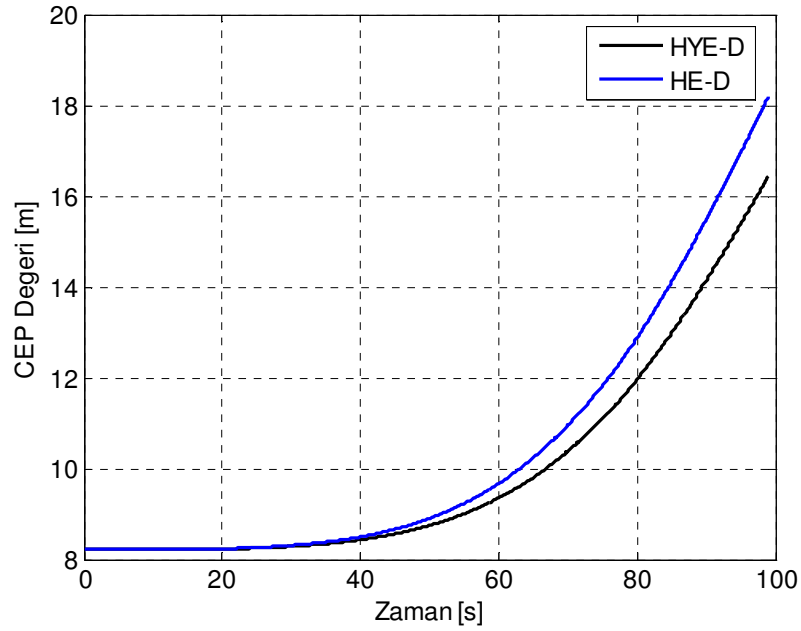
Çizelge 4.9. HE ve HYE için esnemelerin deterministik olarak modellenmesi durumunda KF tarafından kestirilen SS son değerleri arasındaki yüzde farkların karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve gerçek verinin kullanıldığı 210 s'lik koordineli dönüş manevrası)

Durum	HYE-D	HE-D	% Fark []
Mühimmat kuzey hız hatası SS son değeri [m/s]	0,01517	0,01828	20,49
Mühimmat doğu hız hatası SS son değeri [m/s]	0,01467	0,01818	23,88
Mühimmat aşağı hız hatası SS son değeri [m/s]	0,01276	0,01283	0,55
Mühimmat $\delta\alpha_s$ yönelim hatası SS son değeri [rad]	$1,2911 \cdot 10^{-4}$	$1,9119 \cdot 10^{-4}$	48,08
Mühimmat $\delta\beta_s$ yönelim hatası SS son değeri [rad]	$1,5099 \cdot 10^{-4}$	$2,0329 \cdot 10^{-4}$	34,64
Mühimmat $\delta\gamma_s$ yönelim hatası SS son değeri [rad]	$1,2479 \cdot 10^{-4}$	$2,9061 \cdot 10^{-4}$	132,88
x ivmeölçer kayma tekrarlanabilirliği hatası SS son değeri [m/s^2]	$7,6560 \cdot 10^{-4}$	0,00112	46,40
y ivmeölçer kayma tekrarlanabilirliği hatası SS son değeri [m/s^2]	0,00219	0,00232	5,51
z ivmeölçer kayma tekrarlanabilirliği hatası SS son değeri [m/s^2]	0,00207	0,00219	5,66
x dönüölçer kayma tekrarlanabilirliği hatası SS son değeri [rad/s]	$2,1272 \cdot 10^{-6}$	$2,2848 \cdot 10^{-6}$	7,41
y dönüölçer kayma tekrarlanabilirliği hatası SS son değeri [rad/s]	$2,7376 \cdot 10^{-6}$	$3,3925 \cdot 10^{-6}$	23,92
z dönüölçer kayma tekrarlanabilirliği hatası SS son değeri [rad/s]	$2,8259 \cdot 10^{-6}$	$3,5372 \cdot 10^{-6}$	25,17

Çizelge 4.9'da gösterilen yüzde farklar, çizelgede HYE-D ve HE-D için verilen değerlerin daha hassas halleri kullanılarak hesaplanmaktadır. Şekil 4.67-Şekil 4.79'dan ve Çizelge 4.9'dan görüldüğü gibi HYE kullanılması durumunda sonuçlarda belirtilen iyileşmeler sağlanmaktadır.

CEP değişimlerinin karşılaştırılması

Belirtilen manevra için esnemelerin deterministik olarak modellenmesi durumunda HE ile HYE yöntemleri için olan CEP değişimleri Şekil 4.80'de, sadece ANS güdümlü serbest uçuş sonunda elde edilen CEP değerleri ile bunlar arasındaki yüzde farklar ise Çizelge 4.10'da verilmektedir. Çizelge 4.10'da, olabilecek kısa menzil uçuşları hakkında fikir vermesi açısından 50 s serbest uçuş sonundaki CEP değerleri ile izleyen kısımda açıklanacak kısa süreli yana yatma manevralarının CEP sonuçları ile karşılaştırılabilirliğin sağlanması için 15 m CEP değerine karşılık gelen zamandaki CEP değerleri ve yüzde farklar da gösterilmektedir.



Şekil 4.80. HE ve HYE için esnemelerin deterministik olarak modellenmesi durumunda CEP değişimlerinin karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve gerçek verinin kullanıldığı 210 s'lik koordineli dönüş manevrası)

Çizelge 4.10. HE ve HYE için esnemelerin deterministik olarak modellenmesi durumunda CEP değerlerinin karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve gerçek verinin kullanıldığı 210 s'lik koordineli dönüş manevrası)

	HYE-D	HE-D	% Fark
100 s serbest uçuş sonundaki CEP [m]	16,4	18,2	11
50 s serbest uçuş sonundaki CEP [m]	8,7	8,9	2,3
93,5 s serbest uçuş sonundaki CEP [m]	15	16,5	10

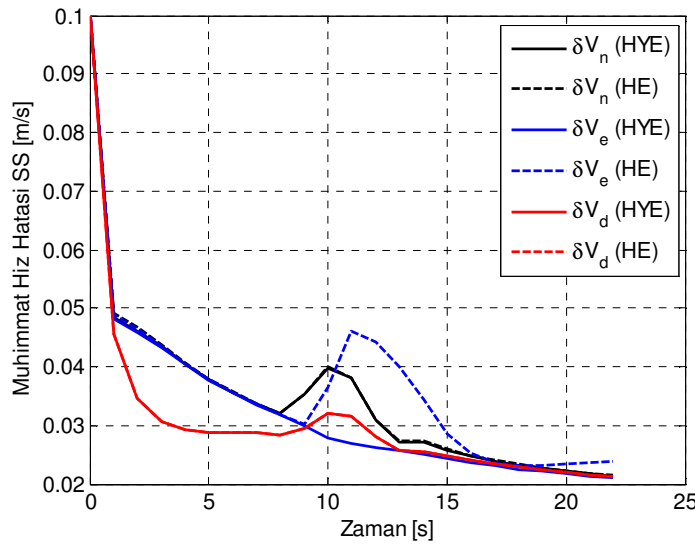
Çizelge 4.10'dan görüldüğü gibi HYE kullanılması durumunda 100 s serbest uçuş sonunda CEP değerinde %11'lik bir iyileşme meydana gelmektedir. Her iki durumda da 100 s sonunda 30 m CEP değeri hedefinin altında kalınmaktadır.

4.4.2. Türetilmiş veri kullanılarak elde edilen sonuçların karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve türetilmiş verinin kullanıldığı 23 s'lik yana yatma manevrası - Manevra 3)

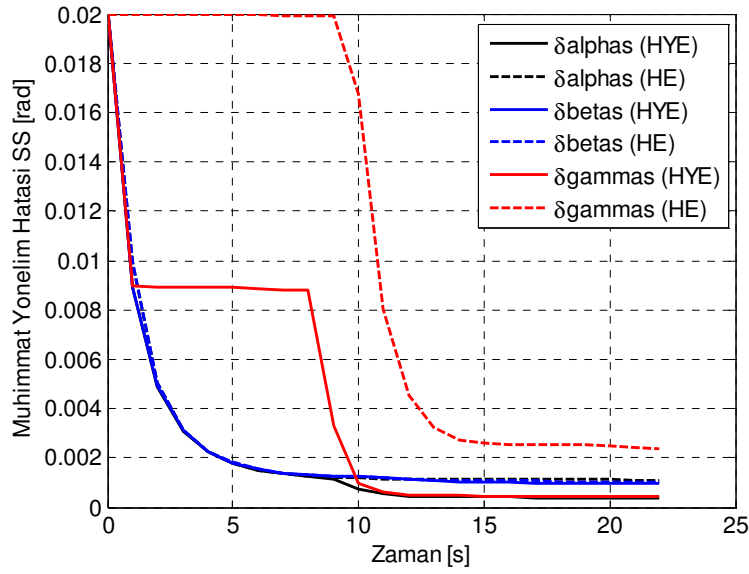
Bu kısımda 26000 ft (7925 m) irtifa, 0,9 Mach hızda gerçekleştirilen ve türetilmiş verinin kullanıldığı 23 s'lik yana yatma manevrası kullanılarak, esnemelerin deterministik olarak modellenmesi durumunda HE ile HYE yöntemleri karşılaştırılmaktadır. Bu analiz ile HYE'nin HE'ye göre avantajı üzerindeki manevra etkisi incelenmektedir.

Kalman Filtresi tarafından kestirilen standart sapmaların değişimleri ile standart sapma son değerleri arasındaki yüzde farkların karşılaştırılması

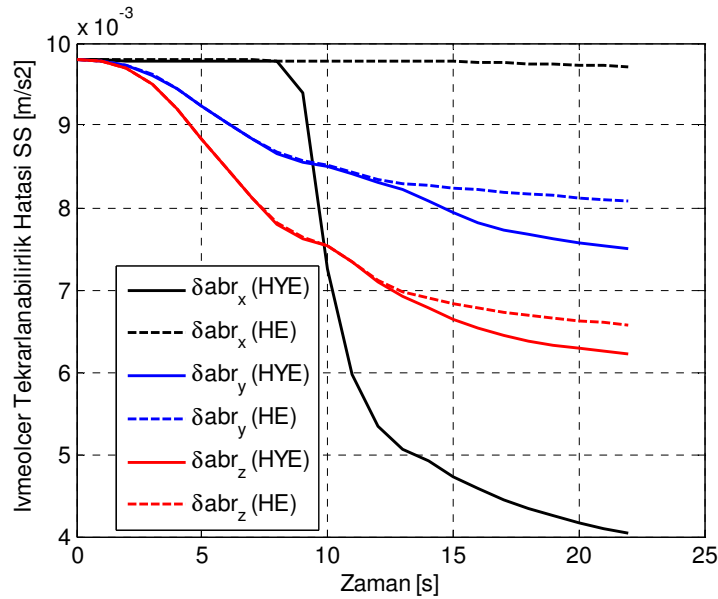
Şekil 4.81-Şekil 4.84'te esnemelerin deterministik olarak modellenmesi durumunda HE ile HYE için KF tarafından kestirilen SS'ların değişimleri, Çizelge 4.11'de ise SS son değerleri arasındaki yüzde farklar verilmektedir.



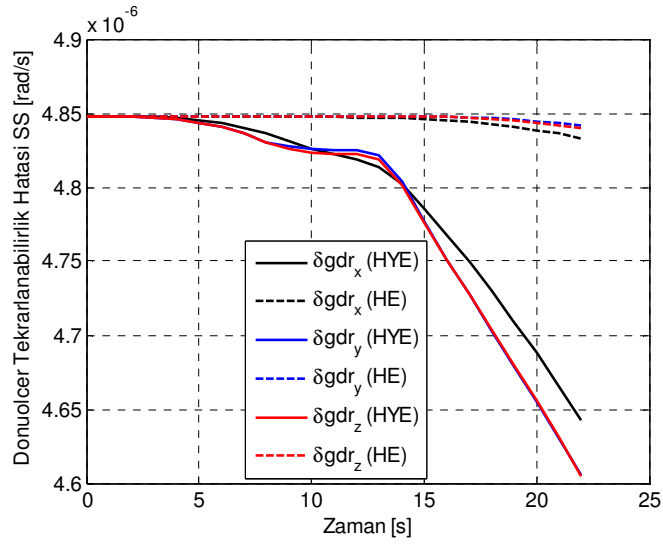
Şekil 4.81. HE ve HYE için esnemelerin deterministik olarak modellenmesi durumunda KF tarafından kestirilen mühimmat hız hataları SS'lerinin karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve türetilmiş verinin kullanıldığı 23 s'lik yana yatma manevrası)



Şekil 4.82. HE ve HYE için esnemelerin deterministik olarak modellenmesi durumunda KF tarafından kestirilen mühimmat yönelim hataları SS'lerinin karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve türetilmiş verinin kullanıldığı 23 s'lik yana yatma manevrası)



Şekil 4.83. HE ve HYE için esnemelerin deterministik olarak modellenmesi durumunda KF tarafından kestirilen ivmeölçer kayma tekrarlanabilirliği hataları SS'lerinin karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve türetilmiş verinin kullanıldığı 23 s'lik yana yatma manevrası)



Şekil 4.84. HE ve HYE için esnemelerin deterministik olarak modellenmesi durumunda KF tarafından kestirilen dönüölçer kayma tekrarlanabilirliği hataları SS'lerinin karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve türetilmiş verinin kullanıldığı 23 s'lik yana yatma manevrası)

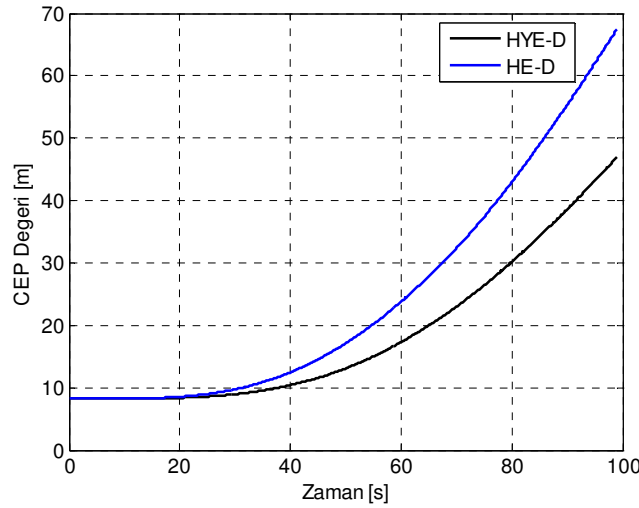
Çizelge 4.11. HE ve HYE için esnemelerin deterministik olarak modellenmesi durumunda KF tarafından kestirilen SS son değerleri arasındaki yüzde farkların karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve türetilmiş verinin kullanıldığı 23 s'lik yana yatma manevrası)

Durum	HYE-D	HE-D	% Fark []
Mühimmat kuzey hız hatası SS son değeri [m/s]	0,02126	0,02146	0,92
Mühimmat doğu hız hatası SS son değeri [m/s]	0,02099	0,02388	13,78
Mühimmat aşağı hız hatası SS son değeri [m/s]	0,02118	0,02118	0,01
Mühimmat $\delta\alpha_s$ yönelim hatası SS son değeri [rad]	$3,9308 \cdot 10^{-4}$	0,00109	176,97
Mühimmat $\delta\beta_s$ yönelim hatası SS son değeri [rad]	$9,4355 \cdot 10^{-4}$	0,00104	9,89
Mühimmat $\delta\gamma_s$ yönelim hatası SS son değeri [rad]	$4,2475 \cdot 10^{-4}$	0,00237	458,38
x ivmeölçer kayma tekrarlanabilirliği hatası SS son değeri [m/s ²]	0,00404	0,00971	140,13
y ivmeölçer kayma tekrarlanabilirliği hatası SS son değeri [m/s ²]	0,00750	0,00808	7,73
z ivmeölçer kayma tekrarlanabilirliği hatası SS son değeri [m/s ²]	0,00622	0,00658	5,76
x dönüölçer kayma tekrarlanabilirliği hatası SS son değeri [rad/s]	$4,6421 \cdot 10^{-6}$	$4,8329 \cdot 10^{-6}$	4,11
y dönüölçer kayma tekrarlanabilirliği hatası SS son değeri [rad/s]	$4,6055 \cdot 10^{-6}$	$4,8414 \cdot 10^{-6}$	5,12
z dönüölçer kayma tekrarlanabilirliği hatası SS son değeri [rad/s]	$4,6051 \cdot 10^{-6}$	$4,8402 \cdot 10^{-6}$	5,10

Çizelge 4.11'de gösterilen yüzde farklar, çizelgede HYE-D ve HE-D için verilen değerlerin daha hassas halleri kullanılarak hesaplanmaktadır.

CEP değişimlerinin karşılaştırılması

Belirtilen manevra için esnemelerin deterministik olarak modellenmesi durumunda HE ile HYE yöntemleri için olan CEP değişimi Şekil 4.85'te, sadece ANS güdümlü serbest uçuş sonunda elde edilen CEP değerleri ile bunlar arasındaki yüzde farklar ise Çizelge 4.12'de verilmektedir. Çizelge 4.12'de, bu tipteki bir manevraya daha uygun olan kısa menzil uçuşları hakkında fikir vermesi açısından 50 s serbest uçuş sonundaki CEP değerleri de gösterilmektedir.



Şekil 4.85. HE ve HYE için esnemelerin deterministik olarak modellenmesi durumunda CEP değişimlerinin karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve türetilmiş verinin kullanıldığı 23 s'lik yana yatma manevrası)

Çizelge 4.12. HE ve HYE için esnemelerin deterministik olarak modellenmesi durumunda CEP değerlerinin karşılaştırılması (26000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve türetilmiş verinin kullanıldığı 23 s'lik yana yatma manevrası)

	HYE-D	HE-D	% Fark
100 s serbest uçuş sonundaki CEP [m]	46,9	67,5	43,9
50 s serbest uçuş sonundaki CEP [m]	13,1	17,1	30,5
55 s serbest uçuş sonundaki CEP [m]	15	20,2	34,7

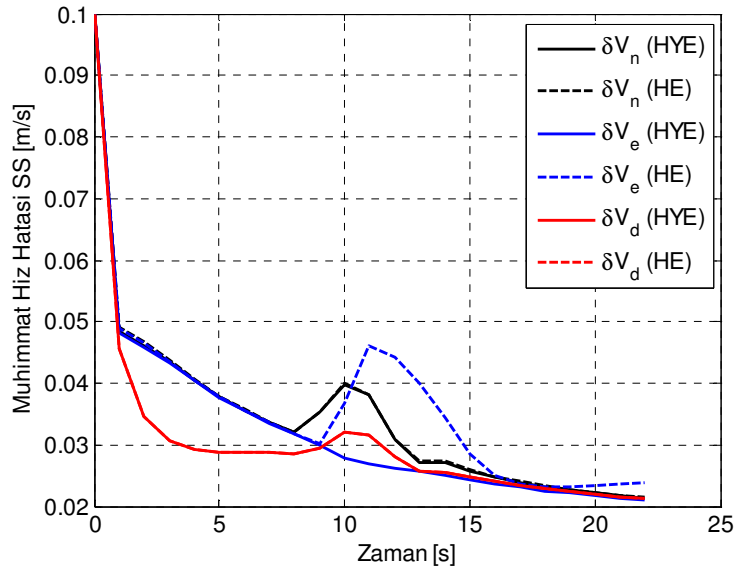
Yukarıdaki şekillerden görüldüğü gibi, uzun süreli koordineli dönüş manevrası için HYE yöntemi HE yöntemine göre belirli bir iyileşme sağlarken, aynı irtifa ve hızda gerçekleştirilen kısa süreli yana yatma manevrası için bu iyileşme daha belirgin olarak ortaya çıkmaktadır. 15 m CEP değeri için koordineli dönüş manevrası ile elde edilen iyileşme %10 iken yana yatma manevrası için bu değer %34,7 olmaktadır. Yani kısa süreli yana yatma manevrası için HYE yönteminin kullanılması daha uygun görünmektedir.

4.4.3. Türetilmiş veri kullanılarak elde edilen sonuçların karşılaştırılması (5000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve türetilmiş verinin kullanıldığı 23 s'lik yana yatma manevrası - Manevra 4)

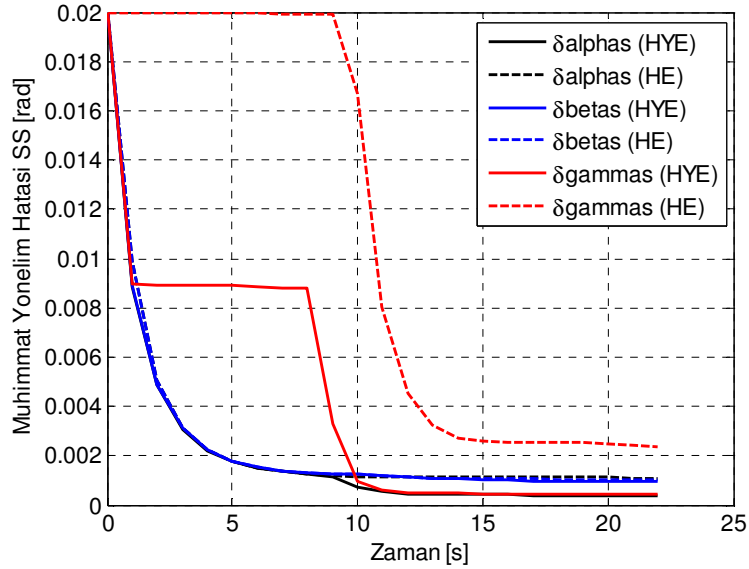
Bu kısımda 5000 ft (1524 m) irtifa, 0,9 Mach hızda gerçekleştirilen ve türetilmiş verinin kullanıldığı 23 s'lik yana yatma manevrası kullanılarak, esnemelerin deterministik olarak modellenmesi durumunda HE ile HYE yöntemleri karşılaştırılmaktadır. Bu analiz ile hız ve yönelim eşleştirmenin hız eşleştirmeye göre avantajı üzerindeki esneme büyüklüğü etkisi incelenmektedir.

Kalman Filtresi tarafından kestirilen standart sapmaların değişimleri ile standart sapma son değerleri arasındaki yüzde farkların karşılaştırılması

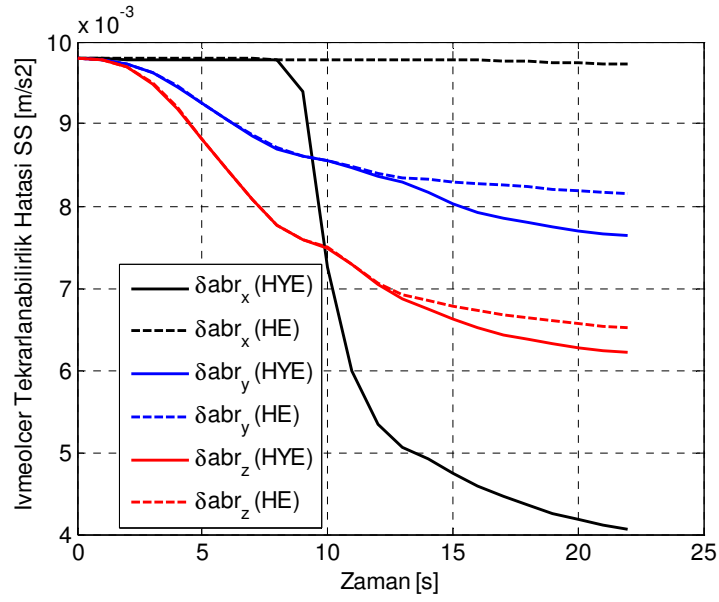
Şekil 4.86-Şekil 4.89'da esnemelerin deterministik olarak modellenmesi durumunda HE ile HYE için KF tarafından kestirilen SS'ların değişimleri, Çizelge 4.13'te ise SS son değerleri arasındaki yüzde farklar verilmektedir.



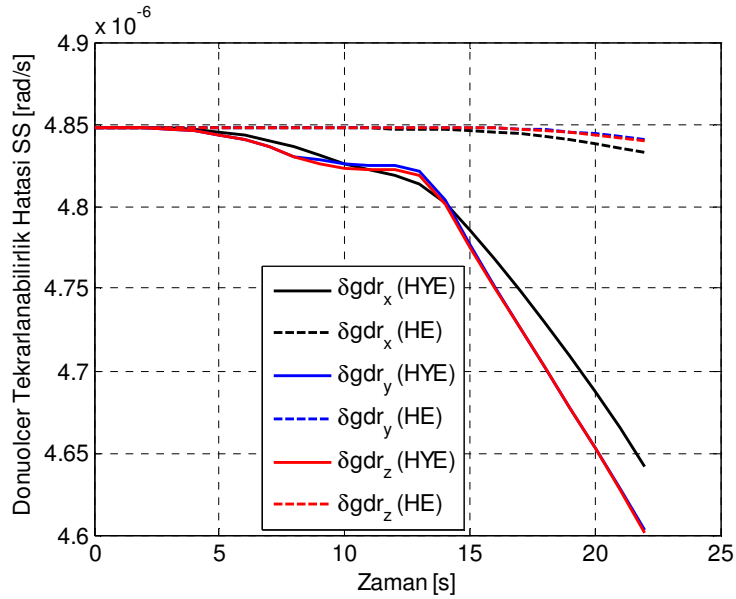
Şekil 4.86. HE ve HYE için esnemelerin deterministik olarak modellenmesi durumunda KF tarafından kestirilen mühimmat hız hataları SS'lerinin karşılaştırılması (5000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve türetilmiş verinin kullanıldığı 23 s'lik yana yatma manevrası)



Şekil 4.87. HE ve HYE için esnemelerin deterministik olarak modellenmesi durumunda KF tarafından kestirilen mühimmat yönelim hataları SS'lerinin karşılaştırılması (5000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve türetilmiş verinin kullanıldığı 23 s'lik yana yatma manevrası)



Şekil 4.88. HE ve HYE için esnemelerin deterministik olarak modellenmesi durumunda KF tarafından kestirilen ivmeölçer kayma tekrarlanabilirliği hataları SS'lerinin karşılaştırılması (5000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve türetilmiş verinin kullanıldığı 23 s'lik yana yatma manevrası)



Şekil 4.89. HE ve HYE için esnemelerin deterministik olarak modellenmesi durumunda KF tarafından kestirilen dönüölçer kayma tekrarlanabilirliği hataları SS'lerinin karşılaştırılması (5000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve türetilmiş verinin kullanıldığı 23 s'lik yana yatma manevrası)

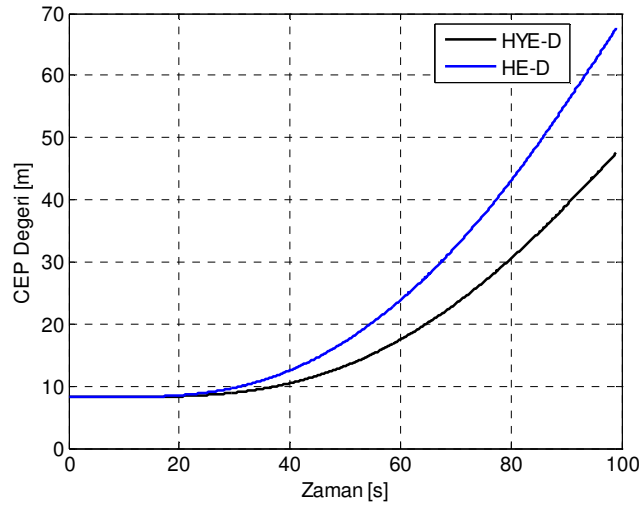
Çizelge 4.13. HE ve HYE için esnemelerin deterministik olarak modellenmesi durumunda KF tarafından kestirilen SS son değerleri arasındaki yüzde farkların karşılaştırılması (5000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve türetilmiş verinin kullanıldığı 23 s'lik yana yatma manevrası)

Durum	HYE-D	HE-D	% Fark []
Mühimmat kuzey hız hatası SS son değeri [m/s]	0,02126	0,02144	0,85
Mühimmat doğu hız hatası SS son değeri [m/s]	0,02098	0,02386	13,74
Mühimmat aşağı hız hatası SS son değeri [m/s]	0,02118	0,02118	0,01
Mühimmat $\delta\alpha_s$ yönelim hatası SS son değeri [rad]	$3,9308 \cdot 10^{-4}$	0,00109	176,72
Mühimmat $\delta\beta_s$ yönelim hatası SS son değeri [rad]	$9,5432 \cdot 10^{-4}$	0,00104	8,53
Mühimmat $\delta\gamma_s$ yönelim hatası SS son değeri [rad]	$4,2470 \cdot 10^{-4}$	0,00237	458,59
x ivmeölçer kayma tekrarlanabilirliği hatası SS son değeri [m/s^2]	0,00406	0,00972	139,77
y ivmeölçer kayma tekrarlanabilirliği hatası SS son değeri [m/s^2]	0,00764	0,00815	6,71
z ivmeölçer kayma tekrarlanabilirliği hatası SS son değeri [m/s^2]	0,00622	0,00652	4,89
x dönüölçer kayma tekrarlanabilirliği hatası SS son değeri [rad/s]	$4,6415 \cdot 10^{-6}$	$4,8328 \cdot 10^{-6}$	4,12
y dönüölçer kayma tekrarlanabilirliği hatası SS son değeri [rad/s]	$4,6027 \cdot 10^{-6}$	$4,8412 \cdot 10^{-6}$	5,18
z dönüölçer kayma tekrarlanabilirliği hatası SS son değeri [rad/s]	$4,6015 \cdot 10^{-6}$	$4,8403 \cdot 10^{-6}$	5,19

Çizelge 4.13'te gösterilen yüzde farklar, çizelgede HYE-D ve HE-D için verilen değerlerin daha hassas halleri kullanılarak hesaplanmaktadır.

CEP değişimlerinin karşılaştırılması

Belirtilen manevra için esnemelerin deterministik olarak modellenmesi durumunda HE ile HYE yöntemleri için olan CEP değişimleri Şekil 4.90'da, sadece ANS güdümlü serbest uçuş sonunda elde edilen CEP değerleri ile bunlar arasındaki yüzde farklar ise Çizelge 4.14'te verilmektedir. Çizelge 4.14'te, bu tipteki bir manevraya daha uygun olan kısa menzil uçuşları hakkında fikir vermesi açısından 50 s serbest uçuş sonundaki CEP değerleri de gösterilmektedir.



Şekil 4.90. HE ve HYE için esnemelerin deterministik olarak modellenmesi durumunda CEP değerlerinin karşılaştırılması (5000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve türetilmiş verinin kullanıldığı 23 s'lik yana yatma manevrası)

Çizelge 4.14. HE ve HYE için esnemelerin deterministik olarak modellenmesi durumunda CEP değerlerinin karşılaştırılması (5000 ft irtifada, 0,9 Mach hızda ve türetilmiş verinin kullanıldığı 23 s'lik yana yatma manevrası)

	HYE-D	HE-D	% Fark
100 s serbest uçuş sonundaki CEP [m]	47,5	67,6	42,3
50 s serbest uçuş sonundaki CEP [m]	13,2	17,2	30,3
54,7 s serbest uçuş sonundaki CEP [m]	15	20	33,3

Daha önce belirtildiği gibi HYE için KF, esneme etkisi deterministik olarak modellendiği takdirde benzer manevralar için benzer standart sapma değerlerine yakınsamaktadır. Yani 26000 ft ve 5000 ft irtifadaki yana yatma manevraları için HYE yöntemi benzer standart sapma değişimleri göstermektedir. HE yöntemi için de benzer bir durum söz konusudur. Hız eşleştirmede ayrıca esneme deterministik olarak da, gürültü olarak da modellense sonuçlar birbirine yakın olmaktadır. Bu açıklamalar dahilinde; esnemelerin artmış olması, HYE sonuçlarında HE'dekilere göre olan iyileşmeyi fazla etkilememektedir.

5. SONUÇ

Bu çalışmada, uçaklarda uçuş sırasında oluşan esnemelerin belirlenerek AY performansının iyileştirilmesi hedeflenmiştir. Çalışma kapsamında, ölçüm olarak uçak ve mühimmat arasındaki hızların farkının alındığı hız eşleştirme ile hızların ve yönelimlerin farkının alındığı hız ve yönelim eşleştirme yöntemleri kullanılmış ve belirtilen ölçümler mühimmat hız, yönelim ve ataletsel ölçer hatalarının durum olarak modellendiği bir Kalman Filtresi'nde işlenmiştir. Hesaplamalar sırasında gerçek uçuş verilerinin bulunmadığı ve bulunduğu durumlar ele alınmıştır. Buna göre uçağın yatay düzlemde yaptığı farklı irtifa, hız ve sürelerdeki koordineli dönüş ve yana yatma manevralarının türetilmiş veya gerçek verileri kullanılarak, deterministik esnemelerin bilindiği veya bilinmediği varsayılarak gürültü olarak modellendiği durumlar için HE ile HYE sonuçları karşılaştırılmıştır. Karşılaştırma için KF tarafından hesaplanan hata durumları standart sapma değişimleri kullanılmıştır. Elde edilen sonuçlar izleyen kısımlarda verilmektedir.

Çalışma sonucunda; esneme etkisi belirlenerek AY performansının iyileştirilebildiği ve bu şekilde hızlı AY yapılabildiği gösterilerek tez hedeflerine ulaşılmıştır.

5.1. Genel Sonuçlar

Tezin 3. bölümünde HE veya HYE ile AY yöntemlerinin uygulanabilmesi için gerekli eşitlikler verilmiştir. 4. bölümde ise bu eşitlikler ve uygun girdiler kullanılarak tez hedeflerine yönelik analizler gerçekleştirilmiştir. Yapılan analizler kapsamında kullanılan manevraların özellikleri aşağıda belirtilmektedir:

Manevra 1: 25000 ft (7620 m) irtifa, 0,7 Mach hızda gerçekleştirilen ve türetilmiş verinin kullanıldığı 100 s'lik koordineli dönüş manevrası.

Manevra 2: 26000 ft (7925 m) irtifa, 0,9 Mach hızda gerçekleştirilen ve gerçek verinin kullanıldığı 210 s'lik koordineli dönüş manevrası.

Manevra 3: 26000 ft (7925 m) irtifa, 0,9 Mach hızda gerçekleştirilen ve türetilmiş verinin kullanıldığı 23 s'lik yana yatma manevrası.

Manevra 4: 5000 ft (1524 m) irtifa, 0,9 Mach hızda gerçekleştirilen ve türetilmiş verinin kullanıldığı 23 s'lik yana yatma manevrası.

Yukarıdaki manevralar ile gerçekleştirilen analizler sonucunda elde edilen CEP değerleri toplu olarak Çizelge 5.1'de, analizlerin kapsamı Çizelge 5.2'de, belirtilen analizler gerçekleştirilerek elde edilen sonuçlar ise izleyen kısımlarda verilmektedir.

Çizelge 5.1. CEP değerleri için özet tablosu

CEP [m]	Manevra 2				Manevra 3			Manevra 4		
	HYE-D	HYE-G	HE-D	HE-G	HYE-D	HYE-G	HE-D	HYE-D	HYE-G	HE-D
100 s serbest uçuş sonunda	16,4	17,1	18,2	18,2	46,9	48,5	67,5	47,5	51,4	67,6
50 s serbest uçuş sonunda	8,7	8,8	8,9	8,9	13,1	13,4	17,1	13,2	13,9	17,2
HYE-D için 15 m'ye karşılık gelen zamanda	15	15,6	16,5	---	15	15,4	20,2	15	15,9	20

Çizelge 5.2. Analizler için özet tablosu

Analiz No	Manevra No	AY Yöntemi		Esneme Modeli		Karşılaştırılan Değişkenler			
		HE	HYE	Deterministik	Gürültü	KF SS Değişimleri	Gerçek SS Değişimleri	Durum Değişimleri	CEP Değerleri
Analiz 1	Manevra 1	√	√	√		√	√		
Analiz 2	Manevra 2	√		√	√	√		√	√
Analiz 3	Manevra 2		√	√	√	√		√	√
	Manevra 3		√	√	√	√			√
	Manevra 4								
Analiz 4	Manevra 2	√	√	√		√		√	√
	Manevra 3	√	√	√		√			√
	Manevra 4								

5.1.1. Analiz 1 sonuçları

Analiz 1 kapsamında, 25000 ft (7620 m) irtifa, 0,7 Mach hızda gerçekleştirilen ve türetilmiş verinin kullanıldığı 100 s'lik koordineli dönüş manevrası kullanılarak, esnemelerin deterministik olarak modellenmesi durumunda HE ve HYE için geliştirilen kodların doğrulanmasına yönelik hesaplamalar yapılmıştır.

Türetilmiş veri ile oluşturulan aktarım yönlendirme benzetim ortamında; statik moment kolu konum ve yönelim belirsizlikleri, titreşimin neden olduğu moment kolu konum ve yönelim belirsizlikleri, mühimmat ölçer ve uçak ANS çıktı belirsizlikleri gibi belirsizlikler bulunması nedeniyle KF'nin bir kez çalıştırılması ile elde edilen sonuçlar, KF'nin doğruluğunun gösterilmesi için genelde yeterli olmamaktadır. Bunun için bahsedilen parametrelere Çizelge 3.2, Çizelge 3.3, Çizelge 3.4 ve Çizelge 4.1'deki gibi değişimler verilerek Monte Carlo analizleri yapılmıştır. KF kovaryans matrisinin diyagonalindeki sayılardan KF hata durumlarındaki varyansların filtre kestirimi olan değerleri hesaplanmıştır. Diğer taraftan aktarım yönlendirme benzetim ortamından bu hataların varyanslarının gerçek değerleri de elde edilmiştir.

HE ve HYE için geliştirilen kodların doğrulanmasına yönelik olarak, aktarım yönlendirme benzetim ortamı gelişigüzel parametreler ile çok sayıda çalıştırılmış, elde edilen KF kestirimi ve gerçek varyans değerlerinin kareköklerinin ortalamaları yani standart sapma değerleri karşılaştırmıştır. HE ve HYE için KF standart sapma değişimlerinin gerçek standart sapma değişimlerine yakın olduğu gösterilerek, geliştirilen kodların doğrulanması yapılmıştır. Türetilmiş veri kullanılarak yapılan bu doğrulama, izleyen kısımlarda belirtildiği gibi HE ve HYE için geliştirilen kodların gerçek uçuş verisi kullanılarak çalıştırılması ve mantıklı sonuçların elde edilmesi ile de kontrol edilmiştir.

5.1.2. Analiz 2 sonuçları

Analiz 2 kapsamında, 26000 ft (7925 m) irtifa, 0,9 Mach hızda gerçekleştirilen ve gerçek verinin kullanıldığı 210 s'lik koordineli dönüş manevrası kullanılarak, HE için esnemelerin deterministik veya gürültü olarak modellenmesi durumları karşılaştırılmıştır.

Sonuçların elde edilebilmesi için, geliştirilen HE kodu gerçek uçuş verileri ile çalıştırılmış ve mantıklı sonuçlar elde edildiği gösterilerek doğrulanmıştır.

KF tarafından kestirilen hata durumları ve bu durumların SS'ları karşılaştırıldığında, esneme etkisinin deterministik veya gürültü olarak modellenmesinin HE yöntemi için sonuçlarda değişikliğe neden olmadığı görülmüştür. Yani esnemelerin deterministik olarak modellenmesi HE yöntemi için bir avantaj sağlamamıştır. Bu durum ise HE için KF'nin moment kolundaki konum değişikliklerine çok duyarlı olmamasından kaynaklanmaktadır.

Normalde hata durumlarının %68,3'ünün 1σ SS eğrilerinin içinde kalması beklenmektedir. KF tarafından kestirilen hata durumları ve bu durumların SS'ları incelendiğinde ise, bu hata durumlarının genelde SS eğrilerinin altında kaldığı görülmüştür. Bunun nedeni şu şekilde açıklanabilir: KF kovaryansları ölçüm gürültüsü ile doğru orantılı, KF kestirimleri yani hata durumları ise ölçüm gürültüsü ile ters orantılı olarak değişmektedir. Yani ölçüm gürültüsü arttıkça SS eğrileri daha yukarıdan, hata durumları ise daha aşağıdan gitmektedir. KF tasarlanırken gürültü ne kadar yüksek tutulursa filtreye o kadar az güveniliyor demektir. Bu durumda SS eğrileri yukarıdan, hata durumları ise aşağıdan gidecektir. Diğer taraftan tasarıma güveniliyorsa gürültü azaltılabilir. Bu durumda SS eğrileri daha aşağıdan, hata durumları daha yukarıdan gidecek ve KF açısından daha uyumlu bir sonuç elde edilebilecektir. Fakat gürültüyü çok fazla azaltmanın şöyle bir dezavantajı vardır: Burada KF tek bir manevra için denenmiştir. Eğer gürültü bu koşullara uygun olarak azaltılıp en iyi hale getirilirse, diğer irtifa ve hızlarda yapılabilecek benzer manevralarda istenen performans elde edilemeyebilecektir. Bu yüzden gürültü

seviyesi, tasarlanan KF'nin daha geniş bir manevra zarfında kullanılabilmesi için nispeten yüksek tutulmuştur. Yani sonuçlar açısından uyumsuzluk gibi görünen bu durum aslında güvenli tarafta kalmak için yapılmıştır. Bu şekilde KF'nin daha zorlayıcı koşullar altında da çalışmasının sağlanması amaçlanmıştır.

Bir önceki paragrafta verilen açıklamalar kestirilebilirlikleri yüksek durumlar için geçerlidir. Kestirilebilirlik azaldıkça ölçüm gürültüsü ile SS eğrileri ve hata durumları arasındaki ilişki de azalmaktadır. Örneğin, x yönündeki ivmeölçer orantı katsayısı hatasının kestirilemediği düşünüldüğünde, bu durum için SS eğrisi azalmamakta ve ilk değerinde sabit gitmektedir. Benzer şekilde hata durumu da değişim göstermemekte, ilk değeri olan sıfırda kalmaktadır. Gürültü seviyesi artsa da azalsa da bu sonuç değişmemektedir.

KF tarafından kestirilen hata durumları ve bu durumların SS'ları incelendiğinde bazı durumlar için 65. ve 174. saniyelerde ani değişimler olduğu görülmüştür. KF'de kullanılan ölçüm vektörü, uçak ve mühimmat tarafından hesaplanan hızların farkını içermekte olup; manevra süresince kuzey, doğu ve aşağı yönlerdeki hızların farkları arasında zaman zaman ani değişimler olabilmektedir. Gerçek veri üzerinde çalışıldığı için bu normal bir durum olarak değerlendirilebilir. Gerçekten de uçak hız verisi daha detaylı olarak incelendiğinde; 60,7-60,85; 64,9-65,5; 98,45-98,6 ve 173,95-174,1 saniyeler arasındaki veride sapmalar olduğu görülmüştür.

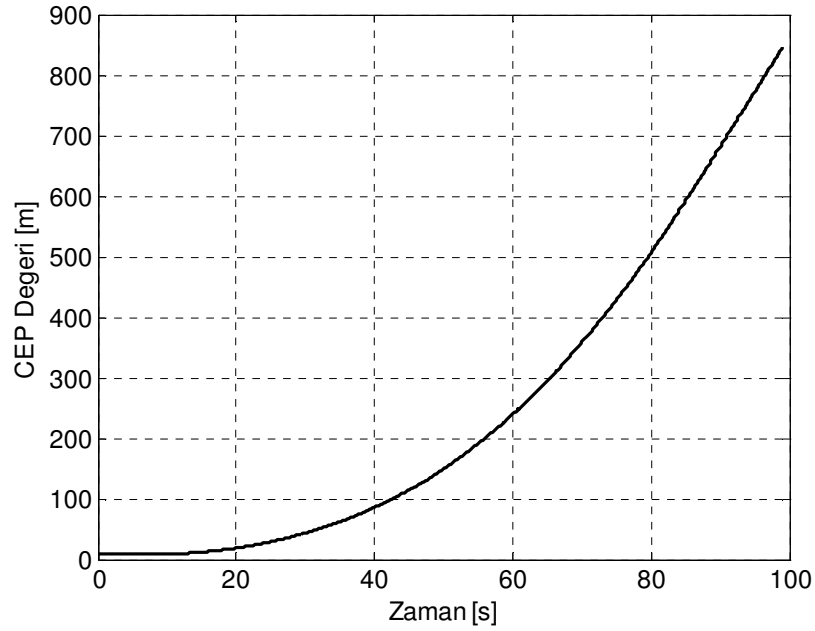
KF tarafından kestirilen hata durumları; ölçüm vektörü ile filtre kazanç matrisinin çarpılmasıyla elde edilmiştir. Durumların kestirilebilirliği iyileştikçe yani standart sapma değerleri daha küçük değerlere sahip oldukça kazanç matrisindeki terimlerin daha küçük değerler alması beklenir.

Bu açıklamalar dahilinde; ölçüm frekansının 1 Hz olduğu dikkate alındığında, kazanç matrisinin de terimlerine bağlı olarak, ölçüm noktalarına denk gelen 65. ve 174. saniyelerde KF tarafından kestirilen durumlarda görülebilen ani değişimler ani ölçüm değişikliklerine doğrudan bağlı olmaktadır. Diğer taraftan, durumlarda görülebilen bu ani değişimler AY'nin başarısız olduğu anlamına gelmemektedir.

AY'nin başarısız olduğu sonucuna varılabilmesi için durum değişimlerinin, AY manevrası süresinin %68,3'ünden çok daha uzun süreler boyunca standart sapma eğrilerinin dışına çıktığının görülmesi veya Muhtemel Dairesel Hata değerlerinin belirlenen limitleri aşması gerekmektedir.

AY sonrasında mühimmatın atılabilir olduğuna sadece SS değerlerine bakılarak karar verilmesi oldukça zordur. Bunun yerine mühimmatın AY sonrasında elde edilen SS değerleri ile sahip olacağı CEP değerinin belirlenmesi daha anlamlıdır. Bu doğrultuda Analiz 1 kapsamında gerçekleştirilen CEP analizlerine göre, AY sonrası mühimmatın bırakılmasını takiben 100 s serbest uçuş sonundaki CEP değeri 18,2 m olarak belirlenmiştir. Böylece hedef değer olan 30 m'nin altında kaldığı gösterilerek, HE'nin kullanıldığı uzun süreli koordineli dönüş manevrası ile mühimmatın atılabilir olduğu anlaşılmıştır. HE için esnemeler deterministik olarak da gürültü olarak da modellenirse bu sonuç değişmemektedir.

AY yapılmasının önemi CEP analizlerinden de anlaşılabilmektedir. Buna göre eğer AY yapılmamış olsaydı, mühimmat uçaktan ayrıldıktan sonraki CEP değişimi Şekil 5.1'de gösterildiği gibi olacaktı. 100 s ANS güdümlü serbest uçuş sonunda 850 m gibi yüksek bir CEP değeri ise hassas mühimmatlar için kabul edilebilir bir sonuç değildir.



Şekil 5.1. AY yapılmaması durumundaki CEP değişimi

5.1.3. Analiz 3 sonuçları

Analiz 3 kapsamında; Manevra 2, Manevra 3 ve Manevra 4 kullanılarak, HYE için esnemelerin deterministik veya gürültü olarak modellenmesi durumları karşılaştırılmıştır.

Manevra 2'nin, yani 26000 ft (7925 m) irtifa, 0,9 Mach hızda gerçekleştirilen ve gerçek verinin yer aldığı 210 s'lik koordineli dönüş manevrasının kullanılmasıyla, geliştirilen HYE kodu gerçek uçuş verileri ile çalıştırılmış ve mantıklı sonuçlar elde edildiği gösterilerek doğrulanmıştır.

Analiz 3 kapsamındaki Manevra 2 gözönüne alındığında, HYE için esnemelerin deterministik olarak modellenmesinin gürültü olarak modellenmesine kıyasla SS ve CEP sonuçlarında sağladığı iyileşmelerin, Analiz 2 kapsamında HE için elde edilen iyileşmelere göre daha fazla olduğu anlaşılmaktadır. Buna göre esnemeler deterministik olarak modellendiğinde 100 s serbest uçuş sonundaki CEP değeri

16,4 m, gürültü olarak modellendiğinde ise 17,1 m olmakta, yani esnemelerin deterministik olarak modellenmesi HYE için 100 s serbest uçuş sonundaki CEP değerinde %4,3'lük bir iyileşme sağlamaktadır. Böylece CEP için hedef değer olan 30 m'nin altında kalındığı gösterilerek, HYE'nin kullanıldığı uzun süreli koordineli dönüş manevrası ile mühimmatın atılabilir olduğu da gösterilmiştir. SS son değerlerinde de Çizelge 4.3'te belirtilen iyileşmeler elde edilmiştir. Yani HYE kullanıldığında esnemelerin deterministik olarak modellenmesi avantaj sağlamaktadır. Diğer taraftan Manevra 2 için esneme büyüklüğü çok fazla olmadığından (düşey yönde en fazla 18 mm) bu avantaj belirgin olarak ortaya çıkmamaktadır. Yine de HYE için elde edilen bu iyileşmelerden KF'nin moment kolundaki yönelim değişikliklerine yani açısız esnemelere duyarlı olduğu anlaşılmaktadır.

Analiz 3 kapsamındaki Manevra 2 için durumlarda görülen ani değişimler ve durumlarla SS'lar arasındaki ilişkiler için Analiz 2 sonuçları kısmında verilen açıklamalar geçerlidir.

Analiz 3 kapsamında esnemelerin deterministik veya gürültü olarak modellenmesi üzerindeki manevra etkisinin incelenebilmesi için Manevra 2 ile aynı irtifa ve Mach sayısında gerçekleştirilen, fakat uzun süreli (210 s) koordineli dönüş yerine kısa süreli (23 s) yana yatma manevrasının kullanıldığı Manevra 3 gözönüne alınmıştır. Sonuçlar incelendiğinde, Manevra 2 için olan SS'ların Manevra 3 için olanlardan daha düşük değerlere yakınsadıkları görülmektedir. KF kestirimlerinin manevra süresine ve şiddetine bağlı olarak iyileştiği bilindiğinden bu beklenen bir sonuçtur. Benzer şekilde esnemelerin deterministik olarak modellenmesinin gürültü olarak modellenmesine kıyasla SS son değerlerinde sağladığı iyileşmeler de yanca açısız hata SS'sı haricinde Manevra 2 için daha iyidir. Manevra 3 için SS değerlerinin ve bu değerlerdeki iyileşmelerin Manevra 2'ye göre daha kötü olması CEP değerlerine de yansımıştır. Buna göre Manevra 2 için 15 m CEP değerine karşılık gelen zamanda CEP değerindeki iyileşme %4 iken, Manevra 3 için bu değer %2,7 olmaktadır. Ayrıca Manevra 3 için 100 s sonundaki CEP değeri 47-48 m civarında olmakta yani 30 m CEP değerinin üzerine çıkılmaktadır. Kısa süreli yana yatma manevrası, uzun

sürelili koordineli dönüş manevrasından farklı olarak kısa menzildeki fırsat hedefleri için uygun olan manevradır. Kısa menzildeki hedefler için de serbest uçuş süresi daha küçük olacaktır. Bu yaklaşımla Manevra 3 için 50 s sonundaki CEP değerleri incelendiğinde, CEP değerlerinin 13 m civarında olduğu yani 30 m CEP hedefinin sağlandığı görülmektedir.

Analiz 3 kapsamında esnemelerin deterministik veya gürültü olarak modellenmesi üzerindeki esneme büyüklüğü etkisinin incelenebilmesi için Manevra 3 ile aynı süre ve Mach sayısında gerçekleştirilen, fakat 26000 ft (7925 m) irtifa yerine 5000 ft (1524 m) irtifada gerçekleştirilen yana yatma manevrasının kullanıldığı Manevra 4 gözönüne alınmıştır. İrtifanın düşmesi ile dinamik basınç ve buna bağlı olarak esnemeler artmaktadır. Buna göre 26000 ft irtifada düşey yöndeki en büyük esneme değeri 12,5 mm iken, 5000 ft irtifada bu değer 30 mm olmaktadır. Manevra 4 için elde edilen sonuçlar Manevra 3 için olanlarla karşılaştırıldığında, hem KF SS hem de 15 m CEP değeri için olan iyileşmelerin daha fazla arttığı görülmektedir. Örneğin Manevra 4 için yanca açısal hata SS'sında %126'lık bir iyileşme sağlanırken, Manevra 3 için %34'lük bir iyileşme elde edilmiştir (Bkz. Çizelge 4.5, Çizelge 4.7). Manevra 4 için 15 m CEP değerine karşılık gelen zamanda CEP değerindeki iyileşme %6 iken, Manevra 3 için bu değer %2,7 olmaktadır. KF moment kolundaki yönelim değişikliklerine yani açısal esnemelere duyarlı olduğundan, bu esnemeler arttıkça elde edilen iyileşmeler de artmaktadır.

Diğer taraftan bu açıklamadan daha iyi sonuçların elde edilebilmesi için daha zorlayıcı koşullarda manevra yapılması gerektiği çıkarımı yapılmamalıdır. KF, esneme etkisi deterministik olarak modellendiği takdirde benzer manevralar için benzer standart sapma değerlerine yakınsamaktadır. Esneme şiddeti arttıkça bu etkiyi gürültü olarak modellemenin sonuçlar üzerinde kötü yönde oluşturduğu etki de artmaktadır. Yani esneme etkisi ne kadar büyük ise esnemelerin deterministik olarak modellenmesinin gürültü olarak modellenmesine kıyasla sonuçlarda yarattığı iyileşme de o kadar artmaktadır. Bu çalışmada kullanılan uçak oldukça rijit olduğundan esneme terimleri büyük değildir. Oldukça zorlayıcı bir koşulda bile yukarıya doğru en fazla 30 mm esneme olduğu görülmektedir. Dolayısıyla bu

çalışmada yer alan deterministik esneme modelinin kullanılması yöntemi daha esnek uçaklara uygulandığında daha etkin olacaktır.

5.1.4. Analiz 4 sonuçları

Analiz 4 kapsamında; Manevra 2, Manevra 3 ve Manevra 4 kullanılarak, esnemelerin deterministik olarak modellenmesi durumunda HE ve HYE yöntemleri karşılaştırılmıştır.

Analiz 4 kapsamındaki Manevra 2, yani yani 26000 ft (7925 m) irtifa, 0,9 Mach hızda gerçekleştirilen ve gerçek verinin kullanıldığı 210 s'lik koordineli dönüş manevrası gözönüne alındığında, HYE için SS son değerlerinde HE'ye kıyasla belirgin iyileşmeler olduğu görülmektedir (Çizelge 4.9). SS'lardaki bu iyileşmeler CEP değerlerine de yansımış ve 100 s serbest uçuş sonunda HYE için HE'ye göre %11'lik bir iyileşme elde edilmiştir.

Analiz 4 kapsamında esnemelerin deterministik veya gürültü olarak modellenmesi üzerindeki manevra etkisinin incelenebilmesi için Manevra 2 ile aynı irtifa ve Mach sayısında gerçekleştirilen, fakat uzun süreli (210 s) koordineli dönüş yerine kısa süreli (23 s) yana yatma manevrasının kullanıldığı Manevra 3 gözönüne alınmıştır. Uzun süreli koordineli dönüş manevrası için HYE yöntemi HE yöntemine göre belirli bir iyileşme sağlarken, aynı irtifa ve hızda gerçekleştirilen kısa süreli yana yatma manevrası için bu iyileşme daha belirgin olarak ortaya çıkmaktadır. 15 m CEP değeri için koordineli dönüş manevrası ile elde edilen iyileşme %10 iken yana yatma manevrası için bu değer %34,7 olmaktadır. Yani kısa süreli yana yatma manevrası için HYE yönteminin kullanılması daha uygun görünmektedir. Bu sonuç şu şekilde açıklanabilir: HE yöntemi uzun süreli koordineli dönüş manevrası için kabul edilebilir sonuçlar vermektedir. Uzun süreli koordineli dönüş manevrası için HE yerine HYE kullanılması sonuçlarda iyileştirmeler sağlamaktadır. Kısa süreli yana yatma manevrası için HE çok başarılı değildir. Bu tipteki kısa süreli bir manevra ile HYE kullanılması ise HE'ye kıyasla oldukça önemli iyileştirmeler getirmektedir.

Analiz 4 kapsamında esnemelerin deterministik veya gürültü olarak modellenmesi üzerindeki esneme büyüklüğü etkisinin incelenebilmesi için Manevra 3 ile aynı süre ve Mach sayısında gerçekleştirilen, fakat 26000 ft (7925 m) irtifa yerine 5000 ft (1524 m) irtifada gerçekleştirilen yana yatma manevrasının kullanıldığı Manevra 4 gözönüne alınmıştır. HYE için KF, esneme etkisi deterministik olarak modellendiği takdirde benzer manevralar için benzer standart sapma değerlerine yakınsamaktadır. Yani 26000 ft ve 5000 ft irtifadaki yana yatma manevraları için HYE yöntemi benzer standart sapma değişimleri göstermektedir. HE yöntemi için de benzer bir durum söz konusudur. Hız eşleştirmede ayrıca esneme deterministik olarak da, gürültü olarak da modellense sonuçlar birbirine yakın olmaktadır. Bu açıklamalar dahilinde; esnemelerin artmış olması, HYE sonuçlarında HE'dekilere göre olan iyileşmeyi fazla etkilememektedir.

5.2. Yöntemin Gerçek Zaman Uygulamalarında Kullanılabilirliği

Önceki kısımlarda esnemelerin deterministik veya gürültü olarak modellenmesi durumlarında HE ve HYE için geliştirilen kodların mantıklı sonuçlar verdiği gerçek uçuş verileri kullanılarak gösterilmiştir. Diğer taraftan bu kodların gerçek zaman uygulamalarında da kullanılabilir olması gerekmektedir.

Esnemeler belirli mertebeden stokastik modeller olarak değil deterministik olarak modellendiğinden, esnemelerin sisteme dahil edilmesi KF durum sayısını yani hesap yükünü önemli derecede artırmamaktadır. Yani esnemeler deterministik olarak da gürültü olarak da modellense hesaplama zamanı çok fazla değişmemektedir.

Tez kapsamında MATLAB'de yazılan 21 durumlu HE ile 24 durumlu HYE kodları için 210 s'lik koordineli dönüş manevrasının gerçek verilerinin kullanılması durumunda elde edilen çözüm süreleri Çizelge 5.4'te verilmektedir. Çözümlemelerde kullanılan bilgisayar konfigürasyonu ise Çizelge 5.3'te gösterilmektedir.

Çizelge 5.3. Çözümlemelerde kullanılan bilgisayar konfigürasyonu

CPU	Intel Core 2 Duo, T7200, 2 GHz
RAM	1 GB

Çizelge 5.4. Gerçek uçuş verilerinin kullanıldığı 210 s'lik koordineli dönüş manevrası için esnemelerin deterministik veya gürültü olarak modellenmesi durumlarında HE ve HYE için çözüm süreleri

Hız Eşleştirme	Esneme modeli: Deterministik	26,39 s
	Esneme modeli: Gürültü	26,29 s
Hız ve Yönelim Eşleştirme	Esneme modeli: Deterministik	27,08 s
	Esneme modeli: Gürültü	27,04 s

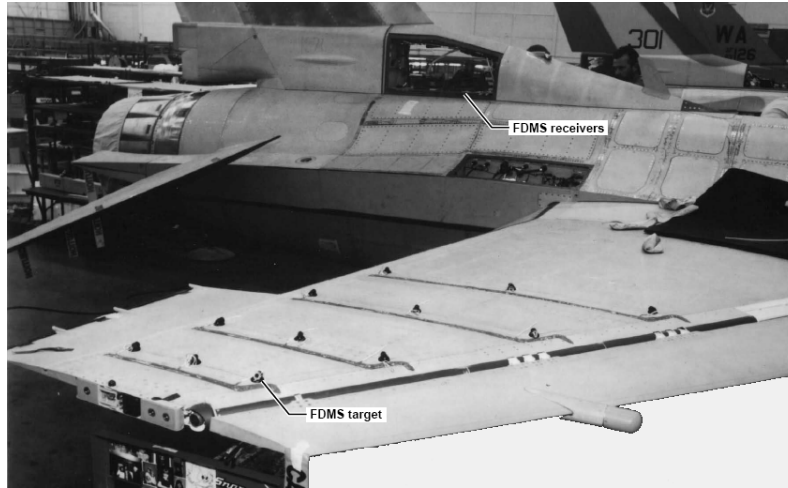
Çizelge 5.4'ten görülebileceği ve önceki kısımda açıklandığı gibi esnemelerin deterministik veya gürültü olarak modellenmiş olması HE ve HYE için çözüm sürelerini çok fazla değiştirmemektedir. Ayrıca deterministik esneme modelinin kullanıldığı durum gözönüne alındığında, gerçekte 210 s süren bir manevranın çözüm süresi HE için 26,39 s, HYE için 27,04 s olmuş yani HYE için hesaplama zamanı yaklaşık %2,6 artmıştır. Gerçekte 210 s süren bir manevra için olan hesaplamanın bilgisayar ortamında 26-27 s'de tamamlanabiliyor olması, HE ve HYE için geliştirilen kodların mühimmat bilgisayarı üzerinde gerçek zamanda çalıştırılabileceği konusunda önemli bir öngörü vermektedir. Buna ilave olarak benzer bir HE algoritmasının TUBİTAK-SAGE'de daha önce gerçek zamanda başarıyla çalıştırıldığı da bilinmektedir. Sonuç olarak, Çizelge 5.4'e göre HYE için HE'ye göre hesaplama zamanında önemli bir artış olmadığı da gözönüne alındığında, esnemelerin deterministik veya gürültü olarak modellenmesi durumlarında HE ve HYE için geliştirilen kodların gerçek zamanda çalıştırılabileceği söylenebilir.

5.3. Gelecek Çalışmalar için Öneriler

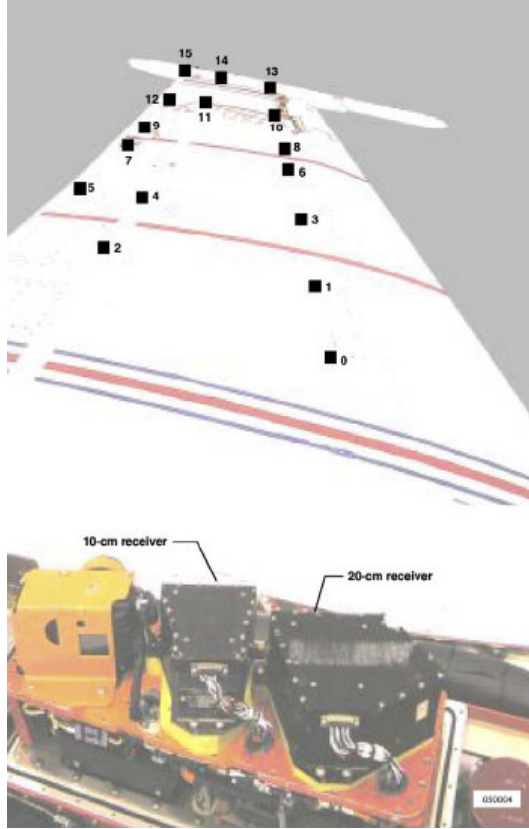
Bu tez kapsamında ele alınan uçak modeli oldukça rijit bir yapıya sahip olduğundan uçuş sırasındaki esnemeler büyük değerler almamaktadır. Uçak açısından oldukça

zorlayıcı bir koşul olan 5000 ft (1524 m) irtifa ve 0,9 Mach hızda yapılan manevra sırasında bile düşey yöndeki en fazla esneme 3 cm ile sınırlı kalmaktadır. Bu yüzden esnemelerin deterministik olarak modellenmesinin getirdiği avantajlar kısıtlı olarak görülebilmektedir. İleride daha esnek bir uçak için yer titreşim testleriyle doğrulanmış aeroelastik uçak modelinin kurulması ve esnemelerin deterministik olarak bu model kullanılarak AY algoritmasına dahil edilmesi geliştirilen yöntemin avantajlarının daha belirgin olarak görülmesini sağlayacaktır.

Bu çalışmada deterministik esnemeler, bir önceki paragrafta belirtildiği gibi yer titreşim testleriyle doğrulanmış aeroelastik uçak modeli kullanılarak belirlenmiştir. Her ne kadar kullanılan model güvenilir olsa da, esnemelerin uçuş testleri ile elde edilmesi, bilgisayar modeli ile karşılaştırılması ve AY algoritmasına dahil edilmesi çalışmayı bir adım ileriye götürecektir. Literatür incelendiğinde uçuş sırasındaki esnek uçak kanadı hareketinin, kanada monte edilen çok sayıdaki hassas elektro-optik sensör kullanılarak belirlenebildiği görülmektedir. NASA tarafından geliştirilen Uçuş Esneme Ölçüm Sistemi'nin (İng. Flight Deflection Measurement System, FDMS) F-16 ve F/A-18 uçaklarına uygulanması Şekil 5.2 ve Şekil 5.3'te gösterilmektedir.



Şekil 5.2. F-16 uçağı için FDMS uygulaması



Şekil 5.3. F/A-18 uçağı için FDMS uygulaması

Tez kapsamında ele alınan hızlı yana yatma manevraları gerçek uçuş verilerinin mevcut olmamasından dolayı türetilmiş veri ile oluşturulmuştur. İleriki çalışmalarda uçuş testleri ile yana yatma manevrası için gerekli verilerin toplanması faydalı olacaktır.

Bu çalışmada, yöntemin açıklanmasını sağlayacak birkaç irtifa ve Mach sayısındaki manevra gözönüne alınmış, bu koşullardaki deterministik esnemeler ilgili katsayılar aracılığıyla elde edilmiştir. Yöntemin gerçeğe uygulanmasında ise uçağın uçuş zarfını ve yükleme koşullarını kapsayan pek çok irtifa, Mach sayısı, yükleme ve yakıt doluluk konfigürasyonu için bir katsayılar matrisi oluşturulup, bunun uçağın veya mühimmatın bilgisayarına yüklenmesi gerekmektedir. Böylece AY manevrasının yapıldığı andaki koşullardaki katsayılar yani deterministik esnemeler interpolasyon veya veri uydurma yöntemleri ile elde edilebilecektir.

KAYNAKLAR

1. Titterton, D. H. and Weston, J. L., "Strapdown Inertial Navigation Technology 1st ed.", *Peter Peregrinus Ltd.*, London, 1-12 (1997).
2. Titterton, D. H. and Weston, J. L., "Strapdown Inertial Navigation Technology 1st ed.", *Peter Peregrinus Ltd.*, London, 259-276 (1997).
3. Yüksel, Y., "Design and Analysis of Transfer Alignment Algorithms.", Yüksek Lisans Tezi, *Ortadoğu Teknik Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü*, Ankara, 7-142 (2005).
4. Wendel, J., Metzger, J. and Trommer, G. F., "Rapid Transfer Alignment in The Presence of Time Correlated Measurement and System Noise", *AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit*, Rhode Island, 1-12 (2004).
5. Wang, J., Lee, H. K., Hewitson, S. and Lee H. - K., "Influence of Dynamics and Trajectory on Integrated GPS/INS Navigation Performance", *Journal of Global Positioning Systems*, 2 (2): 109-116 (2003).
6. Groves, P. D., "Optimising the Transfer Alignment of Weapon INS", *The Journal of Navigation*, 56: 323-335 (2003).
7. Groves, P. D., Wilson, G. G. and Mather, C. J., "Robust Rapid Transfer Alignment with an INS/GPS Reference", *Institute of Navigation National Technical Meeting*, California, 1-11 (2002).
8. Groves, P. D., Langrish, C. J. and Long, D. C., "Alignment and Integration of Weapon INS/GPS Navigation Systems in a Jamming Environment", *RTO SET Symposium on Emerging Military Capabilities Enabled by Advances in Navigation Sensors*, Istanbul, 1-17 (2002).
9. Lim, Y. - C. and Lyou, J., "Transfer Alignment Error Compensator Design Using H_{∞} Filter", *Proceedings of the American Control Conference*, Anchorage, 1460-1465 (2002).
10. Oshman, Y. and Rubanenko, A., "State Estimation Using Measurements with Uncertain Time-Tag", *AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit*, Montreal, 1-10 (2001).
11. Groves, P. D. and Haddock, J. C., "An All-Purpose Rapid Transfer Alignment Algorithm Set", *Institute of Navigation National Technical Meeting*, California, 1-11 (2001).
12. Zhao, R. and Gu, Q., "Nonlinear Filtering Algorithm with Its Application in INS Alignment", *IEEE*, 0-7803-5988-7/00, 501-513 (2000).

13. Koifman, M. and Bar-Itzhack, I. Y., "Inertial Navigation System Aided by Aircraft Dynamics", *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, 7 (4): 487-493 (1999).
14. Shortelle, K. J. and Graham, W. R., "F-16 Flight Tests of a Rapid Transfer Alignment Procedure", *IEEE*, 0-7803-4330-1/98, 379-386 (1998).
15. Kaiser, J. and Beck, G., "Vital Advanced Inertial Network", *IEEE*, 0-7803-4330-1/98, 61-68 (1998).
16. Rogers, R. M., "Low Dynamic IMU Alignment", *IEEE*, 0-7803-4330-1/98, 272-279 (1998).
17. Klotz, H. A. and Derbak, C. B., "GPS-Aided Navigation and Unaided Navigation on the Joint Direct Attack Munition", *IEEE*, 0-7803-4330-1/98, 412-419 (1998).
18. Eduardo, N. and Hugh, D. - W., "Initial Calibration and Alignment of an Inertial Navigation", *IEEE*, 0-8186-8025-3/97, 175-180 (1997).
19. Rogers, R. M., "Comparison of Inertial Navigation System Error Models in Application to IMU Transfer Alignment", *AIAA*, AIAA-97-3599, 686-695 (1997).
20. Stovall, S. H., "Transfer Alignment", Naval Air Warfare Center Weapons Divisions, *Navigation and Data Link Section, Systems Engineering Division*, NAWCWPNS TM 8069, California, 1-35 (1996).
21. Rogers, R. M., "Weapon IMU Transfer Alignment Using Aircraft Position from Actual Flight Tests", *IEEE*, 0-7803-3085-4/96, 328-335 (1996).
22. Reiner, J., "In-Flight Transfer Alignment Using Aircraft-to-Wing Stiff-Angle Estimation", *AIAA Guidance, Navigation and Control Conference*, California, 1-10 (1996).
23. Shortelle, K. and Graham, W., "Advanced Alignment Concepts for Precision-Guided Weapons", *Proc Natl ION*, 131-142 (1995).
24. Graham, W. and Shortelle, K., "Advanced Alignment Concepts for Precision-Guided Weapons (A-Train)", *Proc Natl ION*, 113-124 (1995).
25. Ross, C. C. and Elbert, T. F., "A Transfer Alignment Algorithm Study Based on Actual Flight Test Data from a Tactical Air-to-Ground Weapon Launch", *IEEE*, 0-7803-1435-2/94, 431-438 (1994).
26. Carlson, N. A., Kelley, R. T. and Berning, S. L., "Differential Inertial Filter for Dynamic Sensor Alignment", *Proc Natl ION*, 341-351 (1994).

27. Kelley, R. T., Carlson, N. A. and Berning, S. L., "Integrated Inertial Network", *IEEE*, 0-7803-1435-2/94, 439-446 (1994).
28. Stovall, S. H., "Effect of Angular Vibration on Transfer Alignment", *Naval Air Warfare Center Weapons Divisions, Navigation and Data Link Section, Systems Engineering Branch*, California, 1-14 (1993).
29. Pszczel, M. B. and Bucco, D., "Review of Techniques for In-Flight Transfer Alignment", Department of Defence, *Defence Science and Technology Organisation, Aeronautical Research Laboratory*, AR-006-667, Melbourne, 1-38 (1992).
30. Goshen-Meskin, D. and Bar-Itzhack, I. Y., "Observability Analysis of Piece-Wise Constant Systems - Part I: Theory", *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 28 (4): 1056-1067 (1992).
31. Goshen-Meskin, D. and Bar-Itzhack, I. Y., "Observability Analysis of Piece-Wise Constant Systems - Part II: Application to Inertial Navigation In-Flight Alignment", *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 28 (4): 1068-1075 (1992).
32. Spalding, K., "An Efficient Rapid Transfer Alignment Filter", *AIAA*, AIAA-92-4598-CP, 1276-1286 (1992).
33. Rogers, R. M., "Velocity-Plus-Rate Matching for Improved Tactical Weapon Rapid Transfer Alignment", *AIAA*, AIAA-91-2783-CP, 1580-1588 (1991).
34. Kain, J. E. and Cloutier, J. R., "Rapid Transfer Alignment for Tactical Weapon Applications", *AIAA*, AIAA-89-3581-CP, 1290-1300 (1989).
35. Hallingstad, O., "Design of A Kalman Filter for Transfer Alignment", *AGARD*, Kalman Filter Integration of Modern Guidance and Navigation Systems, 1-14 (1989).
36. Boch, W. and Krogmann, U., "Fast Transfer Alignment for Air-Launched Missile INS", *NATO*, CPP 411, 1-11 (1988).
37. Salzwedel, H. C. and Kessler, K. M., "Transfer of Alignment and Calibration of Multiple Sensors in Flexible Systems", *Proceedings of 24th Conference on Decision and Control*, Florida, 1932-1937 (1985).
38. Bar-Itzhack, I. Y. and Vitek, Y., "The Enigma of False Bias Detection in a Strapdown System During Transfer Alignment", *J. Guidance*, 8 (2): 175-180 (1985).

39. Ham, F. M. and Brown, R. G., "Observability, Eigenvalues, and Kalman Filtering", *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 19 (2): 269-273 (1983).
40. Schneider, A. M., "Kalman Filter Formulations for Transfer Alignment of Strapdown Inertial Units", *Journal of the Institute of Navigation*, 30 (1): 72-89 (1983).
41. Harris, R. A., "Coordinate Alignment for Elastic Bodies", *The Charles Stark Draper Laboratory, Inc.*, NAECON '77 RECORD, Massachusetts, 665-670 (1977).
42. Musick, S. H., "PROFGEN: A Computer Program for Generating Flight Profiles", *Air Force Avionics Laboratory*, AFAL-TR-76-247, Ohio, 36-99 (1976).
43. National Imagery and Mapping Agency, "Department of Defense World Geodetic System 1984", *NIMA*, TR8350.2, St. Louis, 42-74 (2000).
44. Collison, R.P.G., "Introduction to Avionics Systems", *Kluwer Academic Publishers*, Boston, 195 (2002).
45. IEEE Aerospace and Electronic Systems Society, "IEEE Standard for Inertial Sensor Terminology", *IEEE*, New York, 1-20 (2001).
46. Kaygısız, H. B., "Koni ve Boyna Algoritmaları", *TÜBİTAK-SAGE*, 200-002578, *Ankara*, 7-18 (2002).
47. Ignagni, M. B., "Efficient Class of Optimized Coning Compensation Algorithms", *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 19 (2): 424-429 (1996).
48. Roscoe, K. M., "Equivalency Between Strapdown Inertial Navigation Coning and Sculling Integrals/Algorithms", *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 24 (2): 201-205 (2001).
49. Gelb, A., "Applied Optimal Estimation", *The M.I.T. Press*, Cambridge, 119-127 (1974).
50. Gelb, A., "Applied Optimal Estimation", *The M.I.T. Press*, Cambridge, 107-113 (1974).

ÖZGEÇMİŞ

Kişisel Bilgiler

Soyadı, adı : PEHLİVANOĞLU, A. Güray
 Uyuğu : T.C.
 Doğum tarihi ve yeri : 26.09.1975, Edirne
 Medeni hali : Evli
 Telefon : 0 (312) 590 91 50
 Faks : 0 (312) 590 91 48
 e-mail : gpehli@hotmail.com

Eğitim

Derece	Eğitim Birimi	Mezuniyet tarihi
Yüksek lisans	ODTÜ / Havacılık Müh. Bölümü	1999
Lisans	İTÜ / Uçak Müh. Bölümü	1996
Lise	Keşan Lisesi	1992

İş Deneyimi

Yıl	Yer	Görev
2002-	TÜBİTAK-SAGE	Araştırmacı
2001-2002	TOYOTA	Parça Mühendisi
1996-1999	TÜBİTAK-SAGE	Araştırmacı

Yabancı Dil

İngilizce

Yayınlar

1. Pehlivanoglu, A. G. ve Mecitoğlu, Z., “Bir Helikopter Ana Rotor Palasının Titreşim Analizi”, Hava Harp Okulu Bülteni, 15: 43-44 (1996).

2. Dursun, T., Cömert, M. D. ve Pehlivanoğlu, A. G., “Failure Analysis of an Experimental Solid Rocket Motor”, RTO Meeting Proceedings 23 (RTO-MP-23, AC/323(AVT)TP/11), Small Rocket Motors and Gas Generators for Land, Sea and Air Launched Weapon Systems, Corfu, Greece, 9: 1-6 (1999).
3. Pehlivanoğlu, A. G., Cömert, M. D. ve Yaman, Y., “Yanal Bükülgenliğin Güdümlü Füzeler Üzerindeki Etkileri”, Havacılıkta İleri Teknolojiler ve Uygulamaları Sempozyumu (HİTEK 2004), İstanbul, 1: 59-64 (2004).
4. Pehlivanoğlu, A. G., Ercan, Y., Cömert, M. D. ve Sönmez, T., “Hız Eşleştirme ile Hız ve Yönelim Eşleştirme Yöntemleri Kullanılarak Mühimmat Aktarım Yönlendirme Performanslarının Karşılaştırılması”, 4. Savunma Teknolojileri Kongresi (SAVTEK 2008), Ankara, 1: 277-284 (2008).

Hobiler

Spor, motosiklet, fotoğraf, tiyatro, müzik.