

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

**İNSANSIZ HELİKOPTERİN
MODEL ÖNGÖRÜLÜ KONTROLÜ**

**YÜKSEK LİSANS TEZİ
Semuel FRANKO**

Anabilim Dalı : Makina Mühendisliği

Programı : Sistem Dinamiği ve Kontrol

HAZİRAN 2010

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

**İNSANSIZ HELİKOPTERİN
MODEL ÖNGÖRÜLÜ KONTROLÜ**

**YÜKSEK LİSANS TEZİ
Semuel FRANKO
(503071612)**

**Tezin Enstitüye Verildiği Tarih : 22 Nisan 2010
Tezin Savunulduğu Tarih : 7 Haziran 2010**

**Tez Danışmanı : Yrd. Doç. Dr. İlker Murat KOÇ (İTÜ)
Diğer Jüri Üyeleri : Prof. Dr. Can ÖZSOY (İTÜ)
Doç. Dr. Erol UZAL (İÜ)**

HAZİRAN 2010

ÖNSÖZ

Öncelikle bir senelik tez çalışmam boyunca yaptığımız haftalık toplantılarda sabırla ve özveriyle beni yönlendiren, destek olan ve çalışmanın her adımını yakından takip eden değerli danışman hocalarım Yrd. Doç. Dr. İlker Murat Koç ve Prof. Dr. Can Özsoy’a teşekkür ederim.

Bugünlere gelmemde emeği, katkısı, fedakârlığı kelimelerle anlatılamayacak olan annem Sara Franko ve babam İsrail Franko’ya teşekkür ederim.

Yüksek lisans öğrenimim boyunca her aşamada maddi, manevi, teknik, motivasyonel olarak büyük desteklerini gördüğüm Ceyda Zeynep Koyuncu, Mehmet Haklıdır ve Ahmet Kaplaner’e teşekkür ederim.

Tez çalışması sırasında karşılaştığım teknik güçlüklerle ilgili bana destek olan onlarca kişi mevcut, hepsine ayrı ayrı teşekkür ederim. İlk aklıma gelenler şöyle: Sinan Muter, Ahmet Kuzu, Dimitrios Iakovou, Agus Budiyono, Kamuran Türkoğlu, N. Lawrence Ricker, Ulrik B. Hald, Mikkel V. Hesselbæk, Bourhane Kadmiry, Ata Muğan, Zeki Yağız Bayraktaroğlu, David L. i Ferrer, Morten Bisgaard, Anders la Cour-Harbo, J.A. Rossiter.

Yüksek lisans çalışmalarına verdiği destek için TÜBİTAK MAM, BTE ve UEKAE’ya teşekkür ederim.

Nisan 2010

Semuel FRANKO

(Makina Mühendisi)

İÇİNDEKİLER

Sayfa

ÖNSÖZ.....	iii
İÇİNDEKİLER	v
KISALTMALAR	ix
ÇİZELGE LİSTESİ.....	xi
ŞEKİL LİSTESİ.....	xiii
SEMBOL LİSTESİ	xvii
ÖZET.....	xxi
SUMMARY	xxiii
1. GİRİŞ	1
1.1 Giriş ve Çalışmanın Amacı	1
1.2 Helikopterlerin Tarihi.....	2
1.3 İnsansız Hava Araçlarının Tarihi	3
1.4 İnsansız Helikopterlerin Tarihi	4
1.5 Helikopter Parçaları	7
1.6 Helikopter Kontrol Yöntemleri.....	8
1.7 Helikopterin Model Öngörülü Kontrol Çalışmaları.....	10
1.8 Helikopter Modelleme Yaklaşımları.....	12
1.9 Literatürdeki Temel Helikopter Modelleri.....	13
1.10 Teze Bakış.....	14
2. HELİKOPTER MODELİ	15
2.1 Eksen Takımları, Düzlemler, Gösterim Sistemi ve Eyleyiciler	15
2.1.1 Eksen takımları	15
2.1.2 Helikopter düzlemleri	16
2.1.3 Gösterim sistemi	17
2.1.4 Eyleyiciler	18
2.2 Model ve Modelleme Yaklaşımı.....	20
2.2.1 Katı cisim denklemleri bloğu.....	21
2.2.2 Kuvvet ve tork denklemleri bloğu	27
2.2.3 Çırpma ve itki denklemleri bloğu	33
3. BENZETİM MODELİ	39
3.1 Dinamik Model Benzetiminin Tümüleştirilmesi	39
3.2 Dinamik Modelin Doğrulaması.....	40
3.2.1 Uzunlamasına basamak kontrol girişi.....	40
3.2.2 Yanlamasına basamak kontrol girişi	41
3.2.3 Ortak kontrol basamak girişi.....	41
3.2.4 Dümen kontrol basamak girişi	42
3.3 Denge Durumunun Elde Edilmesi	43
3.4 Doğrusallaştırma	45
3.5 Doğrusal Modelin Geçerlemesi.....	49
3.6 Doğrusal Model Analizi.....	51

3.6.1 Kararlılık analizi.....	51
3.6.2 Sistem kutupları.....	52
3.6.3 Ayırıklaştırma.....	53
3.6.4 Birim basamak cevabı.....	55
4. LQR TASARIMI.....	57
4.1 Kontrol Edilebilirlik.....	57
4.2 Maliyet Fonksiyonu.....	57
4.3 LQR Tasarımının Temelleri.....	58
4.4 LQR Tasarımına İntegratör Eklenmesi.....	59
4.5 Gözlemlenebilirlik.....	61
4.6 LQR Tasarımına Durum Kestirimcisi Eklenmesi.....	62
4.7 LQR Kontrolcü Parametreleri.....	64
4.8 LQR ile senaryoların koşturulması.....	65
4.8.1 LQR ile Senaryo 1'in koşturulması.....	66
4.8.2 LQR ile Senaryo 2'nin koşturulması.....	67
4.8.3 LQR ile Senaryo 3'ün koşturulması.....	67
4.8.4 LQR ile Senaryo 4'ün koşturulması.....	68
4.8.5 LQR ile Senaryo 5'in koşturulması.....	68
4.8.6 LQR ile Senaryo 6'nın koşturulması.....	69
4.8.7 LQR ile Senaryo 7'nin koşturulması.....	70
4.8.8 LQR ile Senaryo 8'in koşturulması.....	70
5. MODEL ÖNGÖRÜLÜ KONTROL.....	73
5.1 Model Öngörülü Kontrolün Tarihi.....	73
5.2 Özellikleri, Avantajları ve Dezavantajları.....	74
5.3 Çalışma Şekli.....	75
5.4 Kayan Ufuk Kavramı.....	76
5.5 MPC Algoritma Tipleri.....	77
5.6 MPC'de Kullanılan Model Tipleri.....	78
5.6.1 Sonlu basamak cevabı modeli.....	78
5.6.2 Sonlu darbe cevabı modeli.....	78
5.6.3 Transfer fonksiyonu modeli.....	78
5.6.4 Durum uzay modeli.....	79
5.7 MPC'nin Temel Parametreleri.....	80
5.7.1 Öngörü ufku.....	80
5.7.2 Kontrol ufku.....	80
5.7.3 Referans yörüngesi.....	81
5.7.4 Ağırlık matrisleri.....	81
5.7.5 Maliyet fonksiyonu.....	81
5.8 Kontrol Kanununun Hesaplanması.....	82
5.8.1 Genelleştirilmiş öngörü modelinin elde edilmesi.....	82
5.8.2 Maliyet fonksiyonunun eniyilemesi.....	85
5.9 Durum Kestirimcisi.....	90
5.10 MPC Kontrolcü Tasarımı ve Karşılaştırması.....	91
5.10.1 MPC ile Senaryo 1'in koşturulması.....	92
5.10.2 MPC ile Senaryo 2'nin koşturulması.....	95
5.10.3 MPC ile Senaryo 3'ün koşturulması.....	97
5.10.4 MPC ile Senaryo 4'ün koşturulması.....	99
5.10.5 MPC ile Senaryo 5'in koşturulması.....	101
5.10.6 MPC ile Senaryo 6'nın koşturulması.....	104
5.10.7 MPC ile Senaryo 7'nin koşturulması.....	107

5.10.8 MPC ile Senaryo 8'in koşturulması	110
5.11 MPC Kontrolcünün Dayanıklılık Testleri	112
5.11.1 Senaryo 9 : MPC ile parametre belirsizliği testi	112
5.11.2 Senaryo 10 : MPC ile daha kararsız sistem testi	115
5.11.3 Senaryo 11 : MPC ile bozucu testi	117
6. SONUÇLAR VE TARTIşMA	125
KAYNAKLAR	127
EKLER.....	135
ÖZGEÇMİş.....	147

KISALTMALAR

AUVSI	: Association for Unmanned Vehicle Systems International
BF	: Body-Fixed Frame
CARIMA	: Controlled Auto-Regressive Integrated Moving Average
CMU	: Carnegie Mellon University
DARPA	: Defense Advanced Research Projects Agency
DMC	: Dynamic Matrix Control
EF	: Earth-Fixed Frame
GMV	: Genelleştirilmiş Minimum Varyans
GATECH	: Georgia Institute of Technology
GPC	: Generalized Predictive Control
HP	: Hub Plane
IAE	: Integral Absolute Error
IARC	: International Aerial Robotics Competition
LQR	: Linear Quadratic Regulator
LRBA	: Laboratoire de Recherches Balistiques et Aérodynamiques
MAC	: Model Algorithmic Control
MIT	: Massachusetts Institute of Technology
MPC	: Model Predictive Control
NASA	: National Aeronautics and Space Administration
PFC	: Predictive Functional Control
PD	: Proportional Derivative
PID	: Proportional Integral Derivative
PLQ	: Parametric Linear Quadratic
RUAV	: Rotorcraft-based Unmanned Air Vehicles
SDRE	: State Dependant Riccati Equation
SEC	: Software Enabled Control
SF	: Spatial Frame
TPP	: Tip Path Plane
UAV	: Unmanned Air Vehicles

ÇİZELGE LİSTESİ

	<u>Sayfa</u>
Çizelge 2.1 : Hız ve Euler açılarının gösterim sistemi.....	18
Çizelge 3.1 : Doğrusal modelin durum matrisi.....	48
Çizelge 3.2 : Doğrusal modelin kontrol matrisi.....	49
Çizelge 3.3 : Askıda kalan helikopterin özdeğerleri.....	53
Çizelge B.1 : Yamaha R-50 helikopterin fiziksel parametreleri	145

ŞEKİL LİSTESİ

Sayfa

Şekil 1.1 : Sikorsky VS-300 helikopteri	3
Şekil 1.2 : RQ-4 Global Hawk tipi UAV	4
Şekil 1.3 : Gyrodyne QH-50 tipinde bir RUAV	5
Şekil 1.4 : RQ-8 B Fire Scout tipinde bir RUAV	6
Şekil 1.5 : Aalborg'un geliştirdiği Bergen Helikopteri	7
Şekil 1.6 : Helikopterin temel parçaları	8
Şekil 2.4 : Doğrusal hız ve açısal yer değiştirme parametrelerinin gösterimi	18
Şekil 2.5 : Helikopterin eyleyicileri	19
Şekil 2.6 : (a) u long girişinin (b) u lat girişinin etkisi	20
Şekil 2.7 : Üç bloktan oluşan dinamik model yapısı	21
Şekil 2.8 : Helikopterin açısal davranışını ifade eden Euler açıları	22
Şekil 2.9 : Euler açılarının 3-2-1 dönüşümü	23
Şekil 2.10 : İtki ve uzunlamasına çarpma açısının gösterimi	28
Şekil 2.11 : İtki ve yanlamasına çarpma açısının gösterimi	28
Şekil 2.12 : Y ekseninden ana ve kuyruk rotoru mesafeleri	30
Şekil 2.13 : Z ekseninden ana ve kuyruk rotoru mesafeleri	31
Şekil 2.14 : Ana rotor sürüklenmesinin yönü	32
Şekil 2.15 : Çarpma için kullanılan karıştırıcı sistem	36
Şekil 3.1 : Doğrusal olmayan modelin Simulink yapısı	39
Şekil 3.4 : Ortak kontrol basamak girişi	42
Şekil 3.5 : Dümen kontrol basamak girişi	42
Şekil 3.6 : Farklı uzunlamasına hızlar için kontrol giriş değerleri	45
Şekil 3.7 : Farklı yanlamasına hızlar için kontrol giriş değerleri	45
Şekil 3.8 : Farklı dikey hızlar için kontrol giriş değerleri	45
Şekil 3.9 : Uzunlamasına kontrolün sonucunun geçerlenmesi	50
Şekil 3.10 : Yanlamasına kontrolün sonucunun geçerlenmesi	50
Şekil 3.11 : Ortak kontrolün sonucunun geçerlenmesi	50
Şekil 3.12 : Dümen kontrolün sonucunun geçerlenmesi	51
Şekil 3.13 : Sürekli sistemin karmaşık düzlemde gösterimi	52
Şekil 3.14 : Ayrık sistemin kutup ve sıfırlar çizgesi	55
Şekil 3.15 : Açık çevrim sistemin birim basamak cevabı	55
Şekil 4.1 : Kapalı çevrim LQR kontrolcü yapısı	59
Şekil 4.2 : Kalman filtresi eklenmiş sistemin yapısı	64
Şekil 4.3 : Senaryo 1'in LQR ile koşum sonucu	66
Şekil 4.4 : Senaryo 2'nin LQR ile koşum sonucu	67
Şekil 4.5 : Senaryo 3'ün LQR ile koşum sonucu	67
Şekil 4.6 : Senaryo 4'in LQR ile koşum sonucu	68
Şekil 4.7 : Senaryo 5'in LQR ile koşum sonucu	68
Şekil 4.8 : Senaryo 6'nın LQR ile koşum sonucu	69
Şekil 4.9 : Senaryo 7'nin LQR ile koşum sonucu	70

Şekil 4.10 : Senaryo 8'in LQR ile koşum sonucu.....	70
Şekil 5.1 : MPC'nin çalışma şekli	75
Şekil 5.2 : Kayan ufuk kavramı	77
Şekil 5.3 : Senaryo 1'in MPC ile koşum sonucu	93
Şekil 5.4 : Senaryo 1'de birinci girişin MPC ve LQR karşılaştırması.....	93
Şekil 5.5 : Senaryo 1'de uzunlamasına hızın MPC ve LQR karşılaştırması	94
Şekil 5.6 : Senaryo 1'de yunuslama açısının MPC ve LQR karşılaştırması.....	94
Şekil 5.7 : Açık çevrim ve kapalı çevrim sistemin kutupları.....	95
Şekil 5.8 : Senaryo 2'nin MPC ile koşum sonucu	96
Şekil 5.9 : Senaryo 2'de birinci girişin MPC ve LQR karşılaştırması.....	96
Şekil 5.10 : Senaryo 2'de uzunlamasına hızın MPC ve LQR karşılaştırması	97
Şekil 5.11 : Senaryo 2'de yunuslama açısının MPC ve LQR karşılaştırması.....	97
Şekil 5.12 : Senaryo 3'ün MPC ile koşum sonucu	98
Şekil 5.13 : Senaryo 3'te birinci girişin MPC ve LQR karşılaştırması.....	98
Şekil 5.14 : Senaryo 3'te uzunlamasına hızın MPC ve LQR karşılaştırması	99
Şekil 5.15 : Senaryo 3'te yunuslama açısının MPC ve LQR karşılaştırması	99
Şekil 5.16 : Senaryo 4'ün MPC ile koşum sonucu	100
Şekil 5.17 : Senaryo 4'te birinci girişin MPC ve LQR karşılaştırması.....	100
Şekil 5.18 : Senaryo 4'te uzunlamasına hızın MPC ve LQR karşılaştırması	101
Şekil 5.19 : Senaryo 4'te yunuslama açısının MPC ve LQR karşılaştırması	101
Şekil 5.20 : Senaryo 5'in MPC ile koşum sonucu	102
Şekil 5.21 : Senaryo 5'te birinci girişin MPC ve LQR karşılaştırması.....	103
Şekil 5.22 : Senaryo 5'te yanlamasına hızın MPC ve LQR karşılaştırması	103
Şekil 5.23 : Senaryo 5'te uzunlamasına hızın MPC ve LQR karşılaştırması	104
Şekil 5.24 : Senaryo 5'te yalpa açısının MPC ve LQR karşılaştırması	104
Şekil 5.25 : Senaryo 6'nın MPC ile koşum sonucu	105
Şekil 5.26 : Senaryo 6'da birinci girişin MPC ve LQR karşılaştırması.....	106
Şekil 5.27 : Senaryo 6'da yanlamasına hızın MPC ve LQR karşılaştırması	106
Şekil 5.28 : Senaryo 6'da uzunlamasına hızın MPC ve LQR karşılaştırması	107
Şekil 5.29 : Senaryo 6'da yalpa açısının MPC ve LQR karşılaştırması	107
Şekil 5.30 : Senaryo 7'nin MPC ile koşum sonucu	108
Şekil 5.31 : Senaryo 7'de birinci girişin MPC ve LQR karşılaştırması.....	108
Şekil 5.32 : Senaryo 7'de üçüncü girişin MPC ve LQR karşılaştırması.....	109
Şekil 5.33 : Senaryo 7'de dikey hızın MPC ve LQR karşılaştırması	109
Şekil 5.34 : Senaryo 8'in MPC ile koşum sonucu	110
Şekil 5.35 : Senaryo 8'de birinci girişin MPC ve LQR karşılaştırması.....	111
Şekil 5.36 : Senaryo 8'de üçüncü girişin MPC ve LQR karşılaştırması.....	111
Şekil 5.37 : Senaryo 8'de dikey hızın MPC ve LQR karşılaştırması	112
Şekil 5.38 : Senaryo 9'un üst üste koşum sonucu.....	113
Şekil 5.39 : Senaryo 9'daki Euler açısı değerleri.....	114
Şekil 5.40 : Senaryo 9'daki giriş sinyalleri.....	114
Şekil 5.41 : Senaryo 9'daki hız değerleri.....	114
Şekil 5.42 : Senaryo 10 için gerçek ve hatalı doğrusal model.....	115
Şekil 5.43 : Senaryo 10'un koşum sonucu.....	116
Şekil 5.44 : Senaryo 10'daki Euler açısı değerleri.....	116
Şekil 5.45 : Senaryo 10'daki giriş sinyalleri.....	117
Şekil 5.46 : Senaryo 10'daki hız değerleri.....	117
Şekil 5.47 : Senaryo 11 deneme 1'deki rüzgâr çizgesi	119
Şekil 5.48 : Senaryo 11 deneme 1'in sonucu.....	119
Şekil 5.49 : Senaryo 11 deneme 1'in Euler açıları	120

Şekil 5.50 : Senaryo 11 deneme 2'deki rüzgâr çizgesi.....	120
Şekil 5.51 : Senaryo 11 deneme 2'de beyaz gürültü güç spektrumu.....	121
Şekil 5.52 : Senaryo 11 deneme 2'nin sonucu.....	121
Şekil 5.53 : Senaryo 11 deneme 2'nin Euler açıları	122
Şekil 5.54 : Senaryo 11 deneme 3'deki rüzgâr çizgesi.....	122
Şekil 5.55 : Senaryo 11 deneme 3'ün sonucu.....	123
Şekil 5.56 : Senaryo 11 deneme 3'ün Euler açıları	123
Şekil 5.57 : Senaryo 11 deneme 3'ün doğrusal hızları	124
Şekil A.1 : Kontrol sistemi çizgesi	136
Şekil A.2 : Kâğıt hamuru üretim süreci	138

SEMBOL LİSTESİ

A, B, C, D	: Sürekli sistemin durum, giriş, çıkış ve ileri besleme matrisi
A_e	: Gövdenin kesit alanı
A_{disc}	: Ana rotor disk alanı
A_{MR}, B_{MR}	: Cyclic girişlerin pal yanlama, uzunlama açılarına katkısı
A_{Q,MR}	: Ana rotor sürüklenme katsayısı
A_{SF}, B_{SF}	: Yanlamasına, uzunlamasına swash plate girişi
a	: Kaldırma kuvveti eğrisi eğimi
B_n	: Rotor pal sayısı
B_d	: MPC’de ölçülemeyen kontrol bozucu matrisi
B_{Q,MR}	: Ana rotor sürüklenme katsayısı, birincil sabit sürüklenme bileşeni
B_u	: MPC’de giriş matrisi
B_v	: MPC’de ölçülen bozucu kontrol matrisi
C_d	: Sürüklenme katsayısı
C_x, C_y, C_z	: X, Y, Z eksenini etrafındaki dönüş matrisi
c	: Pal veter uzunluğu
D_d	: MPC’de ölçülemeyen bozucu ileri besleme matrisi
D_v	: MPC’de ölçülen bozucu ileri besleme matrisi
e_x, e_y	: LQR’ın durum, ölçüm gürültüsü
F	: MPC’de kazanç ve referans katsayılarından oluşan matris
F_{total}	: Ağırlık merkezine etkileyen kuvvet vektörü
f_{x,MR}, f_{x,MR}	: X ekseninde ana rotordan, kuyruk rotorundan etkileyen kuvvet
f_{y,MR}, f_{y,TR}	: Y ekseninde ana rotordan, kuyruk rotorundan etkileyen kuvvet
f_{z,MR}, f_{z,TR}	: Z ekseninde ana rotordan, kuyruk rotorundan etkileyen kuvvet
g	: Yerçekimi ivmesi
H	: Açısal momentum
H_v	: MPC’de öngörü modelinde ölçülen bozucu katsayı matrisi
I	: Atalet matrisi
I₁	: Birim matris
I_p	: Her satırı I ₁ matrisinden oluşan matris
I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}	: X, Y, Z eksenini etrafındaki atalet momenti
i_s	: Şaftın birincil eğilmesi
J_{lqr}	: LQR’ın maliyet fonksiyonu
J_M	: MPC’de öbekleme matrisi
J_{mpc}	: MPC’nin maliyet fonksiyonu
K₁	: Köşegen ve köşegen altı hücreleri I ₁ matrisinden oluşan matris
K_{CR}	: Kontrol rotoru bağlantı kazancı
K_d	: MPC’de ölçülemeyen bozucuların kazanç matrisi
K_{du}	: MPC’de sabitlerden oluşan kazanç matrisi
K_k	: LQR’ın Kalman kazanç matrisi
K_{MR}	: Swash-plate bağlantı kazancı
K_r	: MPC’de referansın kazanç matrisi
K_T	: MPC’de hedeflenen girişlerin kazanç matrisi
K_u	: MPC’de girişlerin kazanç matrisi

K_v	: MPC’de ölçülen bozucuların kazanç matrisi
K_x	: MPC’de durumların kazanç matrisi
L, M, N	: X, Y, Z eksenini etrafında helikoptere etkiyen tork
L_{lqr}	: LQR’ın kazanç matrisi
l_m, y_m, h_m	: Ağırlık merkeziyle ana rotorun x, y, z eksenindeki uzaklığı
l_t, h_t	: Ağırlık merkeziyle kuyruk rotorunun x, z eksenindeki uzaklığı
M_{est}	: MPC’de kestirimci yenilik kazancı
m	: Helikopterin kütlesi
N_{est}	: MPC’de durum ve çıkış hatasının ortak değişintisi
N_p, N_c	: MPC’nin öngörü ufku, kontrol ufku
N_w	: Beyaz gürültü
nd	: MPC’de ölçülemeyen bozucu sayısı
nu	: MPC’de giriş sayısı
nv	: MPC’de ölçülen bozucu sayısı
nx	: MPC’de durum sayısı
ny	: MPC’de çıkış sayısı
p, q, r	: X, Y, Z yönündeki açısal hız
Q_1	: LQR’ın durum ağırlık matrisi
Q_2	: LQR’ın giriş ağırlık matrisi
Q_{est}	: MPC’de durum hatasının ortak değişintisi
Q_{MR}	: Ana rotor sürüklemesi
R	: Ana rotor yarıçapı
R_{bs}	: SF’den BF’ye dönüşüm matrisi
R_{est}	: MPC’de çıkış hatasının ortak değişintisi
R_{ex}, R_{ey}	: LQR kestirimcisinin durum hatası, çıkış hatası ortak değişintisi
R_{sb}	: BF’den SF’ye dönüşüm matrisi
S_u	: MPC’de öngörü modelinde girişin değişimi katsayı matrisi
S_{u1}	: MPC’de öngörü modelinde giriş katsayı matrisi
S_x	: MPC’de öngörü modelinde durum katsayı matrisi
T_{MR}	: Ana rotor itkisi
T_{TR}	: Kuyruk rotoru itkisi
u, v, w	: X, Y, Z yönündeki doğrusal hız
u_{col}	: Ortak kontrol girişi
u_{in}	: Eyleyici giriş vektörü
u_{lat}	: Yanlamasına kontrol girişi
u_{long}	: Uzunlamasına kontrol girişi
u_{ped}	: Dümen kontrol girişi
u_{trim}	: Helikopterin denge giriş vektörü
$\dot{V}$	: Doğrusal ivme vektörü
V	: Doğrusal hız vektörü
V_0	: Rüzgârın sabit hızı
V_a	: Rüzgârın sinüzoidal genliği
V_{wind}	: Rüzgâr hızı
v_i	: Endüklenmiş rüzgâr hızı
w_b	: Ana rotor palinin havaya göre hızı
w_r	: Ana rotor diskinin havaya göre hızı
w^u	: MPC’nin durum ağırlık matrisi
w^y	: MPC’nin çıkış ağırlık matrisi
x, y, z	: X, Y, Z yönündeki doğrusal yer değiştirme
x_{trim}	: Helikopterin denge durum vektörü

Y_{wind}	: Rüzgâr kuvveti
$\bar{u}$	: MPC’de girişin öngörüsü
$\bar{r}$	: MPC’de referansın öngörüsü
$\bar{v}$	: MPC’de ölçülen bozucunun öngörüsü
$\bar{y}$	: MPC’de çıkışın öngörüsü
$\bar{z}$	: MPC’de eniyileme yapılan giriş parametresi
Δu	: MPC’de giriş değişiminin öngörüsü
β_{1c}, β_{1s}	: Uzunlamasına, yanlamasına çırpma açısı
$\beta_{CR,1c}, \beta_{CR,1s}$	: Uzunlamasına, yanlamasına kontrol rotoru çırpma açısı
ζ	: Sönümleme oranı
Ω	: Ana rotorun açısal hızı
Θ	: Açısal yer değiştirme vektörü
$\dot{\Theta}$	: Euler oranları vektörü
Φ, Γ, H	: Ayrık sistemin durum, giriş, çıkış ve ileri besleme matrisi
ϕ, θ, ψ	: X, Y, Z yönündeki açısal yer değiştirme
ρ	: Havanın yoğunluğu
σ_{wind}	: Rüzgarın beyaz gürültüsünün standart sapması
θ_{twist}	: Pal bükülmesi
τ	: Ağırlık merkezine etkiyen tork vektörü
ω	: Açısal hız vektörü
$\dot{\omega}$	: Açısal ivme vektörü
ω_{wind}	: Rüzgarın sinüzoidal frekansı
$\dot{p}, \dot{q}, \dot{r}$	: X, Y, Z yönündeki açısal ivme
$\dot{u}, \dot{v}, \dot{w}$	: X, Y, Z yönündeki doğrusal ivme
$\dot{\phi}, \dot{\theta}, \dot{\psi}$	: X, Y, Z yönündeki açısal yer değiştirme oranı

Alt indisler:

D, m_r	: Ana rotor sürüklemesi
G	: Ağırlık
M_r	: Ana rotor
T_r	: Kuyruk rotoru

İNSANSIZ HELİKOPTERİN MODEL ÖNGÖRÜLÜ KONTROLÜ

ÖZET

Helikopterlerin havada askıda kalabilme, dikey kalkış yapabilme, yüksek manevra kabiliyeti ve çok düşük hızla uçabilme gibi avantajları vardır. İnsansız helikopterler konusundaki çalışmalar ise mekatronik teknolojisinin gelişmesi ile birlikte son 10 yıl içerisinde artmıştır. Bu tez çalışmasının konusu insansız helikopterin doğrusal hız ve açısal konum kontrolüdür.

Tez kapsamında öncelikle 6 serbestlik dereceli helikopterin doğrusal olmayan dinamik modeli oluşturulmuştur. Bu model katı cisim denklemleri, kuvvet ve tork denklemleri ve çarpma ve itki denklemleri adlı 3 bloktan oluşmaktadır. Her blok ilgili kısmın denklem setlerini içermektedir. Oluşturulan model daha sonra MATLAB programına aktarılmıştır. Modelin doğrulaması, denge durumunun elde edilmesi, doğrusallaştırılması, geçerlemesi ve ayrıklaştırılması yapılmıştır.

Açık çevrim kararsız ve eksenleri arasındaki birleşikliği yüksek olan helikopter için iki farklı kontrolcü tasarlanmıştır. Öncelikle LQR (Linear Quadratic Regulator) tipinde bir kontrolcü geliştirilmiştir. Helikopterin ileri uçuş, yana doğru uçuş, yunuslama açılı uçuş ve dikey uçuş gibi temel hareketleri göz önüne alınarak 8 farklı senaryo oluşturulmuştur. Bu senaryolara göre benzetim sonuçları elde edilmiştir. Aynı senaryolar için MPC (Model Predictive Controller) tipinde kontrolcü de tasarlanmış ve benzetimi yapılmıştır. Kontrolcünün dayanıklılığını değerlendirebilmek için, parametre belirsizliği, sistem dinamiğinin değişimini ve bozucu etkileri içeren üç farklı senaryo daha oluşturulmuş ve benzetim sonuçları elde edilmiştir.

Doğrusal kontrolcü tasarımı yapılırken, askıda kalma durumu için doğrusallaştırılmış helikopter modeli kullanılmıştır. Bu kontrolcü daha sonra doğrusal olmayan helikopter modeliyle birleştirilerek kapalı çevrim kontrol yapılmıştır. İki farklı kontrolcü ile elde edilen sonuçlar tartışılmış ve gelecek çalışmalarla ilgili önerilerde bulunulmuştur.

MODEL PREDICTIVE CONTROL OF UNMANNED HELICOPTER

SUMMARY

Helicopters has advantages like hovering, vertical take-off, high maneuverability and flying at very low speeds. Studies on the unmanned helicopters has increased with the development of mechatronic technology in the last 10 years. The subject of this thesis is the translatory speed and angular position control.

Within the scope of this thesis first 6 degrees of freedom nonlinear helicopter model is developed. This model consists of 3 blocks which are called, rigid body equations, force and moment equations and flapping and thrust equations. Each block consists the equation set of relevant part. Model that was developed transferred to MATLAB software. Verification of the model, obtaining the trim condition, linearization, validation and discretization was done.

For the helicopter which is open loop unstable and having high coupling between the axes two different controller was designed. First an LQR (Linear Quadratic Regulator) type controller was developed. By considering the basic movements of helicopter like forward flying, sideways flying, flying with pitch angle and vertical flying 8 different scenarios was formed. Due to these scenarios simulation results were obtained. For the same scenarios MPC (Model Predictive Controller) type controller was designed and simulations were made. For evaluating robustness of controller 3 different scenarios, having parameter uncertainty, alteration of system dynamics and disturbances, was formed and simulation results were achieved.

While designing linear controller, the helicopter model which was linearized at hover was used. This controller then combined with nonlinear helicopter model and closed loop control was made. Results that are obtained from two different controllers were discussed and suggestions made for future works.

1. GİRİŞ

1.1 Giriş ve Çalışmanın Amacı

Geçtiğimiz on yıl içerisinde insansız hava araçlarıyla ilgili çalışmalar, teknolojinin ve ihtiyacın artması ile birlikte ivme kazanmıştır. Kararsız yapıda olan insansız helikopterin kontrolü ise bu çalışmalar içerisinde önemli bir yere sahiptir. Bu tez kapsamında öncelikle insansız helikopterin modellenmesi detaylı olarak açıklanmıştır. Ardından da helikopterin doğrusal hızının ve açısal konumunun kontrolüne yönelik kontrolcüler tasarlanmıştır ve senaryolar oluşturularak karşılaştırmalar gerçekleştirilmiştir.

Literatürdeki çalışmaların bir kısmı iki veya üç serbestlik dereceli laboratuvar tipi helikopterlere, bir kısmının ise altı serbestlik dereceli helikoptere uygulandığı görülmektedir. Tasarlanan kontrolcülerin büyük bir kısmı doğrusal helikopter modeliyle koşturulurken, bir kısmı doğrusal olmayan modelle koşturulmuş, küçük bir kısmı ise uçurularak deneysel olarak test edilmiştir. Bu çalışma kapsamında altı serbestlik dereceli helikopterin doğrusal olmayan modeli bir denge noktası etrafında doğrusallaştırılmıştır. Elde edilen doğrusal modele göre LQR (Lineer Quadratic Regulator) ve MPC (Model Predictive Control) tabanlı kontrolcüler tasarlanmıştır. Bu kontrolcüler doğrusal olmayan modele uygulanmıştır.

Süreç endüstrisinde yıllardır kullanılan MPC, uzay ve havacılık uygulamaları için bağıl olarak yeni bir tekniktir ve özellikle insansız hava araçlarında MPC'nin kullanımıyla ilgili sınırlı sayıda çalışma bulunmaktadır. Bilgisayarların işlem gücünün gitgide arttığı günümüzde diğer disiplinlerin MPC'ye olan ilgisinin artmakta olduğu ve daha da artacağı açıktır. Yazar bu çalışma kapsamında önerilen kontrolcünün insansız helikopter kontrolüne yönelik çalışmalar için de katkı sağlayacağını değerlendirmektedir.

1.2 Helikopterlerin Tarihi

Dikey olarak kalkış ve iniş yapabilen uçaklar helikopter olarak adlandırılır. Adını Yunancadaki “döner kanat” anlamına gelen heliks ve pteron kelimelerinden alan helikopterlerin tarihi, diğer hareketli platformlarla karşılaştırılınca göreceli olarak daha yenidir. Sabit kanatlı platformlarla karşılaştırıldığında, helikopterler daha çok güce ihtiyaç duyar, daha maliyetlidir, daha yüksek gerilmelere maruz kalır. Yapısı daha karmaşıktır, kontrol edilmesi daha zordur ve hareketli parça sayısı daha fazladır (Watkinson, 2004). Ancak nerdeyse her yere iniş/kalkış yapabilme, çok yavaş hareket edebilme, askıda kalabilme, üç eksen de ilerleyebilme gibi büyük avantajları vardır.

Helikopterin çalışma mantığıyla ilgili ilk referanslar M.Ö. 400’lü yılları göstermektedir. Çinli çocuklar çubuğun ucuna taktıkları tüylerle Bamboocopter adlı bir oyuncak yapmışlardır. Çubuğu elleri arasında çevirerek uçuşu için gerekli itkiyi yaratmışlardır. Bundan yüzyıllar sonra İtalyan bilim adamı Leonardo Da Vinci 1483’de uçan vıda olarak da tanımlanan, günümüzün helikopterlerinin atası sayılabilecek bir araç tasarlamıştır. 15. yüzyıl ve 20. yüzyıl arasındaki süreçte, Lomonosov, Launoy, Bienvenu, Cayley, Philips, d’Amecourt, Edison gibi pek çok araştırmacı döner kanatlı uçuş üzerine çalışmış ve her birinin küçük buluşları helikopter teknolojisinin ilerlemesini sağlamıştır. Dönemin güç kaynağı buhar makineleriydi ve başarılı bir uçuş için oldukça ağırdılar. Endüstri devrimiyle birlikte teknolojinin ilerlemesi etkisini helikopterler üzerinde de göstermiştir (Castillo ve diğ., 2005).

1907’de Fransız Paul Cornu’nün ürettiği iki rotorlu araç bir insanı ilk defa yerden havalandıran helikopter olarak tanımlanmaktadır. Benzin motoruyla çalışan araç, ancak 20 saniye çalışarak, 30 santim kadar yükselebilmiştir. Helikopter teknolojisinin gelişmesinde Ukraynalı Igor Sikorsky’nin büyük katkısı olmuştur. Sikorsky’nin 1939’da ürettiği VS-300 ilk klasik helikopterdir. Şekil 1.1’de görülen, uzunlamasına ve yanlamasına kontrol edilebilen VS-300, askıda kalabiliyor, yan ve geri de gidebiliyordu. Sikorsky 1950’lerde ilk ticari helikopter olan S-55 Chickasaw’u üretmiştir (Valavanis ve Kontitsis, 2007).



Şekil 1.1 : Sikorsky VS-300 helikopteri

1.3 İnsansız Hava Araçlarının Tarihi

İnsansız Hava Araçları (Unmanned Air Vehicles, UAV) insan taşımayan, aerodinamik kaldırma kuvvetini kullanan, kendi başına uçabilen veya uzaktan kontrol edilebilen, tek veya çok kullanımlık olan, öldürücü veya öldürücü olmayan yük taşıyabilen araçlar olarak tanımlanmaktadır.

İnsanlı araçlara göre temel avantajları, insan kaybı riskini azaltmaları, maliyetleri düşürmesi, taşınabilir oluşu ve daha uzun süreli kullanılabilmesidir. Pek çok sivil görevde kullanılırlar (Sarris, 2001).

- Zehir veya radyasyon içeren, hava şartları kötü olan bir bölgeye intikal etmek,
- Çevresel koşullarla, hava durumuyla, deniz bilimiyle (oşinografi) ilgili bilgi toplamak, mıknatıssal (magnetic) , ışınbilimsel (radiologic), ve yerçekimsel (gravimetric) haritalama yapmak,
- Trafik yoğunluğu, vahşi hayat, yangın, boru hattı ve güç hattı takibi,
- Detaylı haritalama, sinema çekimi yapılmasını sağlarlar.
- Manevra kabiliyeti ve boyutuna bağlı olarak gerçekleştirebileceği askeri eylemleri de şöyledir:

- Keşif ve gözetleme, elektronik harp, taciz,
- Arazi takibi, araziden kaçınma, denizaltı araması, su üstüne hücum,
- Filo uçuşu, silah nakli, havadan havaya savaş, hedef tespiti vb.

İlk UAV'lar 1. ve 2. Dünya Savaşı sırasında, ardından da Vietnam Savaşı'nda kullanılmıştır. 1980 ve 1990'lı yıllarda teknolojinin gelişerek daha küçük ve verimli cihazların üretimi UAV gelişimini ilerletmiştir. UAV'lar içerisinde MQ-1 Predator, RQ2-B Pioneer, RQ-4 Global Hawk, RQ-5A Hunter, RQ-7 A/B Shadow 200, MQ-9 Predator B modelleri mevcut sistemler arasında en gelişmiş olanlarıdır (Unmanned Aircraft Systems Roadmap, 2005). RQ-4'ün yapısı Şekil 1.2'de görülmektedir.



Şekil 1.2 : RQ-4 Global Hawk tipi UAV

1.4 İnsansız Helikopterlerin Tarihi

UAV sadece sabit kanatlı platformları değil, aynı zamanda insansız helikopterleri diğer bir adıyla Döner Kanatlı İnsansız Hava Araçlarını (Rotorcraft-based Unmanned Air Vehicles, RUAV) da içermektedir. Sabit kanatlı UAV'lar, döner kanatlı olanlara göre tercih edilme sebepleri yapılarının basit olması, verimli olmaları, daha kolay imal ve bakımlarının yapılabilmesidir. Menzilleri daha uzundur, azami hızları daha fazladır, kararlıdırlar. Yapısının basitliği, simetrik olması ve dinamik birleşikliğinin (coupling) olmaması nedeniyle kontrolcü tasarımı da daha kolay bir şekilde yapılabilir (Shim, 2000). Ancak helikoptere özel davranışların gerektiği durumlarda sabit kanatlı UAV'lar yetersiz kalmaktadır. Kalkış yapılacak ortamın uygun olmaması, dikey kalkış gerekliliği, askıda kalma, kendi etrafında dönüş

(pirouette), yan gidiş veya düşük hızda ilerleme gibi hareketlerin gerekli olduğu durumlarda RUAV'lar kullanılmaktadır.

Başarılı olarak çalışan ilk RUAV örneği olarak 1958'de tanıtılan ve Şekil 1.3'de görülen Gyrodyne QH-50 Dash denizaltı savunma helikopteri gösterilebilir. Eşeksenli (coaxial) iki rotoru bulunan QH-50'lerin ilk modelleri bir adet Mark 43 torpidosu taşıyabiliyordu. Geliştirilmiş versiyonları ise 132 kilometrelik menzile sahipti ve denizaltılara atmak üzere 2 adet Mark 44 torpidosu veya 1 adet Mark 46 torpidosu taşıyabiliyordu (Taylor, 1969).



Şekil 1.3 : Gyrodyne QH-50 tipinde bir RUAV

Sonraki yıllarda yapılan önemli çalışmalar olarak İngiliz Westland'ın sırasıyla 1975, 1976 ve 1977'de ürettiği Mote, Wisp ve Wide Eye, Alman Dornier'in 1977'de ürettiği Do-34 Kiebitz, Kanadalı Canadair'in 1981'de ürettiği CL-227 sayılabilir. Günümüz teknolojisiyle üretilen büyük boyutlu RUAV'lar arasında en gelişmiş olanlarından biri olarak, Şekil 1.4'te görülen RQ-8 A/B Fire Scout gösterilebilir. Saatte 231 km hız yapabilen, 272 kg faydalı yük taşıyabilen araç, kesintisiz 6 saatten daha uzun bir süre uçabilmektedir (Unmanned Aircraft Systems Roadmap, 2005).



Şekil 1.4 : RQ-8 B Fire Scout tipinde bir RUAV

RUAV'lar için askeri uygulamalara yönelik araştırmaların yanında üniversiteler de bu konuda son 15 yıl içerisinde çeşitli projeler yapmıştır. Bu projeler kapsamında geliştirilen araçlar AUVSI'nin (Association for Unmanned Vehicle Systems International) düzenlediği IARC (International Aerial Robotics Competition) adlı yarışmada sergilenmiştir. 1991'de başlatılan yarışmada içeriği gittikçe zorlaşan ve mevcut teknolojinin sınırlarını zorlayan 5 görev gerçekleştirilmiştir, 2010'un ağustos ayında 6. görevle ilgili yarışma yapılacaktır.

Carnegie Mellon Üniversitesi'ndeki araştırmacılar Robotik Enstitüsü 1991-1998 arasında insansız helikopter projesi üzerine çalışmış ve 1997'de AUVSI insansız hava aracı yarışmasını kazanmışlardır. Güney Kaliforniya Üniversitesi'ne bağlı Robotik Gömülü Sistemler Laboratuvarı 1991'de UAV çalışmalarına başlamış ve AVATAR projesi kapsamında insansız helikopterler geliştirmiştir. AVATAR helikopteri AUVSI yarışmasını 1994'de kazanmıştır. Kaliforniya Berkeley Üniversitesi'nin Robotik Laboratuvarı'ndaki BEAR takımı 1998'den beri insansız helikopter üzerine çalışmaktadır. Georgia Teknoloji Enstitüsü'ne bağlı UAV Araştırma Merkezi 1993 yılında başladığı çalışmalarına halen devam etmektedir. Sadece AUVSI yarışmasını kazanmakla kalmamış DARPA'nın (Defense Advanced Research Projects Agency) düzenlediği SEC (Software Enabled Control) programında kritik bir rolü sahip olmuş ve UAV araştırmalarına önemli katkılar sağlamıştır. Linköping Üniversitesi'nde WITAS projesi kapsamında 1997-2005 arasında UAV üzerindeki çalışmalarını diğer üniversiteler ve özel firmalar ile birlikte gerçekleştirmiştir. Berlin Teknik Üniversitesi 1997-2005 arasında MARVIN

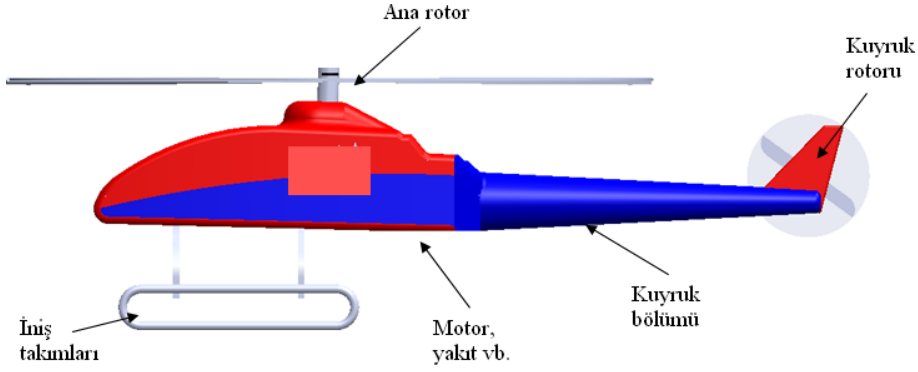
projesini yürütmüş ve 2000 yılında AUVSI yarışmasını kazanmıştır. Draper Laboratuvarı'nda geliştirilen DSAAV adlı araç 1996'da AUVSI yarışmasını kazanmıştır (Ollero ve Merino, 2004). Virginia Politeknik Enstitüsü ve Devlet Üniversitesi'ne bağlı İnsansız Sistemler Laboratuvarı 2005 yılından beri ve Aalborg Üniversitesi'ne bağlı İnsansız Araçlar Grubu ise 2004 yılından beri UAV üzerine çalışmalarını halen aktif olarak sürdürmektedir. Şekil 1.5'te Aalborg grubunun bir helikopteri görülmektedir.



Şekil 1.5 : Aalborg'un geliştirdiği Bergen Helikopteri

1.5 Helikopter Parçaları

Standart bir helikopter iki rotora sahiptir, ana rotor ve kuyruk rotoru. Şekil 1.6'da görülen ana rotor, uzunlamasına, yanlamasına ve dikey gidiş için gerekli itkiyi sağlar. Kuyruk rotoru ise ana rotorun yarattığı tork etkisini dengelemeyi ve istenildiğinde sapma hareketi yapmasını sağlar. Helikopter motorunun döndürdüğü rotorun palleri, uçaklardaki kanatlar gibi çalışarak kaldırma kuvvetini sağlar. Yakıt tankları bölümünde motorun ihtiyaç duyduğu benzin bulunmaktadır. İniş takımları ise helikopterin yere inmesi sırasında zarar görmesini engeller.



Şekil 1.6 : Helikopterin temel parçaları

1.6 Helikopter Kontrol Yöntemleri

İnsansız helikopterlerin kontrolü oldukça yeni bir araştırma alanıdır. Yapılan deneyler sonunda başarılı sonuçların alınması ancak geçtiğimiz yıllar içinde gerçekleşmiştir. Açık literatür incelendiğinde pek çok kontrol yönteminin insansız helikopter kontrolü için uygulandığı görülmektedir. Yapılan çalışmalar incelendiğinde uygulanan tekniklerin, geri beslemeyle doğrusallaştırma (feedback linearization) ve kayan kipli (sliding mode) kontrol gibi, doğrusal olmayan kontrolcülere ihtiyaç duymadan helikopteri başarıyla kontrol ettiği görülmüştür (Bisgaard, 2007).

Helikopterin dinamik özellikleri arasındaki birleşiklik (coupling) yüksektir. Matematik modelinin ve davranışının doğrusal olmaması nedeniyle doğrusal model belirli bir nokta etrafında geçerlidir. Açık çevrim kararsızdır. Dinamiği oldukça hızlıdır. Çok giriş çok çıkışlıdır. Tasarımı yapılacak kontrolcünün bütün bu dezavantajlarla baş edebilmesi gerekmektedir (Castillo-Effen ve diğ., 2007).

RUAV'ların hız, konum ve açısal davranışını kontrol etmek üzere altı serbestlik dereceli olarak uygulanan kontrol yöntemleri incelendiğinde aşağıdaki çalışmalar göze çarpmaktadır:

- Berkeley uçan robot takımından Shim ve diğ.(1998) mü sentezi, bulanık mantık ve geri beslemeyle doğrusallaştırma metodu, Shim (2000) oransaltürevsel kontrolcü, mü sentezi yöntemi.

- Alcorn Devlet Üniversitesi'nden Gadewadikar ve diğ. (2008) H sonsuz yöntemi.
- Bandung Teknoloji Enstitüsü'nden Lutfi ve diğ. (2006) LQR, Budiyo ve Wibowo (2007) LQR, Budiyo (2005) Katsayı diyagram yöntemi.
- CMU'dan (Carnegie Mellon University) Bergerman ve diğ. (2007) stabilizasyon için LQR, La Civita (2002) H sonsuz yöntemi.
- GATECH'den (Georgia Institute of Technology) Johnson ve Kannan (2002) Yapay sinir ağı temelli uyarlamalı kontrol.
- Kore Pusan Ulusal Üniversitesi'nden Kim ve diğ. (2004) oransal ve H sonsuz yöntemi.
- Lizbon Teknik Üniversitesi'nden Cunha ve Silvestrey (2003) LQR yöntemi.
- Linköping Üniversitesi'nden Kadmiry (2002) Bulanık mantık yöntemi.
- LRBA (Laboratoire de Recherches Balistiques et Aérodynamiques)'dan Cheviron ve diğ. (2006) geriadımlamalı kontrol.
- Malezya Teknoloji Üniversitesi'nden Wahab ve diğ. (2006) kutup yerleştirme yöntemi.
- MIT'den (Massachusetts Institute of Technology) Krupadanam ve diğ. (2002) Uyarlamalı kutup yerleştirme, Gavrilets (2003) LQR yöntemi.
- Oregon Sağlık ve Bilim Üniversitesinden Bogdanov ve Wan (2004) SDRE (State Dependant Riccati Equation)
- Sevilla Üniversitesi'nden González ve diğ. (2004) Lyapunov fonksiyonları ve geribeslemeyle doğrusallaştırma yöntemi.
- Southampton Üniversitesi'nden McLean ve Matsuda (1998) LQR, bulanık mantık, yapay sinir ağı yöntemi.
- Şili Katolik Üniversitesi'nden Concha ve Cipriano (1997) Bulanık LQR yöntemi.

- Twente Üniveristesi'nden Iakovou (2002) Bulanık mantık yöntemi.
- Texas Üniversitesi'nden Frye ve Colgren (2004) H₂ yöntemi.
- Waterloo Üniversitesi'nden Lai ve diğ. (2000) LQR yöntemi.

1.7 Helikopterin Model Öngörülü Kontrol Çalışmaları

İnsansız helikoptere uygulanan kontrol yöntemleri belirtilirken sadece altı serbestlik dereceli modellere uygulanan yöntemlere yer verilmişti. Daha geniş bir açıdan bakabilmek için helikopterlere uygulanan öngörülü kontrol çalışmaları özetlenirken, daha düşük mertebeli sistemlere uygulanan çalışmalar da belirtilmiştir.

Karlstad Üniversitesi'nden Balderud ve Wilson (2002a) iki serbestlik dereceli helikoptere MPC tipinde kontrolcü uygulayarak kontrolcünün kapalı çevrim cevapları ve dayanıklılığını incelemiştir. Balderud ve Wilson (2002b) diğer çalışmada ise helikoptere LQR, MPC ve PLQ (Parametric Linear Quadratic) uygulamıştır. Doğrusal olmayan test helikopterinin kontrolü sonucunda MPC'nin en iyi çözümü verdiği görülmüş, PLQ'nın ise diğer iki kontrolcünden daha kötü bir performans sergilediği gözlenmiştir.

Hamburg Teknoloji Üniversitesi'nden Witt ve diğ. (2007) üç serbestlik dereceli eğitim helikopterine yapay sinir ağları ve öngörülü kontrol birlikte uygulamıştır. Sonuçlar incelendiğinde doğrusalsızlığı düşük olan bu sistemde genelleştirilmiş öngörülü kontrole göre daha iyi cevaplar alındığı görülmüştür.

Adelaide Üniversitesi'nden Mohammadzaheri ve Chen (2007) yapay sinir ağlarını kullanarak hem çevrimdışı hem de çevrimdışı olarak helikopter modeli için sistemi eğitmiş ve helikopter kontrol edilirken doğrusallaştırmayı sağlamıştır. Çevrim içi olduğunda ise helikopter hem öngörülü hem de bulanık mantık ile birleşik bir şekilde kontrol edilmiştir.

Eindhoven Teknik Üniversitesi'nden Molenaar (2007) LQR ve MPC tipinde kontrolcülerini doğrusal ve doğrusal olmayan helikopter modeline uygulamıştır. Her iki kontrolcü doğrusal modeli stabilize ederken, MPC'nin doğrusal olmayan modeli stabilize edemediği görülmüştür.

Şangay Jiao Tong Üniversitesi'nden Jianfu ve diğ. (2006) MPC algoritmalarından DMC'yi uygulamışlar ve PID (Proportional-Derivative-Integral)'ye göre daha iyi sonuçlar elde etmişlerdir. Jianfu ve diğ. (2008) helikopterin açısal davranışını kontrol etmek için MPC kullanırken, bir üst katmanda konumu ise PID ile kontrol edilmiştir.

Strathclyde Üniversitesi'nden Dutka ve diğ. (2003) iki serbestlik dereceli laboratuvar tipi helikoptere MPC uygulamışlardır. Çalışmanın sonucunda doğrusal olmayan öngörülü kontrolün doğrusal öngörülü kontrole göre daha iyi sonuçlar verdiği gözlenmiştir.

Balamand Üniversitesi'nden Khaldi ve diğ. (2009) altı serbestlik dereceli helikopter için DMC tipinde kontrolcü tasarlamıştır. Helikopterin her eyleyicisi için ayrı ayrı tasarlanan kontrolcüler hem doğrusal hem de doğrusal olmayan helikopter modeline uygulanmıştır. Doğrusal modelde PID'ye göre iyi sonuçlar verirken, doğrusal olmayan modelde uygulaması PID'den daha iyi bir performans sergilememiştir.

Brezilya Havacılık ve Teknoloji Enstitüsü'nden Maia ve Galvão (2008) üç serbestlik dereceli laboratuvar helikopterini MPC ile kontrol etmiştir.

Lizbon Teknik Üniversitesi'nden Guerreiro ve diğ. (2008) karadan kaçınma problemi için MPC tasarlamışlar ve başarılı sonuçlar elde etmişlerdir.

Kaliforniya Üniversitesi'nden Chung (2006) ve Alberta Üniveristesi'nden Saffarian (2009) helikopter formasyon kontrolü için MPC kontrolcü tasarlamıştır. Kim ve diğ. (2002) helikopter in rota takibi içinse MPC'yi kullanmışlar ve çok döngülü PD (Proportional Derivative) kontrolcüye göre daha iyi sonuçlar elde etmiştir. Bu çalışmayı Güney Florida Üniversitesi'nden Castillo ve diğ. (2007) geliştirmiş, alçalan spirale ek olarak, çift çember için de benzetimler gerçekleştirmiştir. Ancak bu çalışmada kontrolcü için kullanılan içsel modelin de benzetim için kullanılan modelin de doğrusal olduğuna dikkat edilmelidir.

Oregon Sağlık ve Bilim Üniversitesinden Wan ve diğ. (2003) ise stabilizasyon için SDRE yöntemini kullanırken, yapay sinir ağı temelli olarak çalışan bir MPC bir kontrolcüyü tasarıma eklemiştir. SDRE'nin klasik LQR kontrolcüye göre daha iyi ve dayanıklı çalıştığı görülmüştür. Ancak her örnekleme anında hesaplamaların tekrarlı

olarak yapılmasının yüksek bir işlem zamanı gerektirdiği görülmüş ve gerçek zamanlı olarak çalışmanın mümkün olmadığı değerlendirilmiştir.

1.8 Helikopter Modelleme Yaklaşımları

İnsansız helikopter için kontrol sisteminin verimli bir şekilde tasarlanabilmesi için hedef platformun dinamiğinin iyi bir şekilde anlaşılması gerekmektedir. Helikopter dinamiği doğrusal olmayan, açık çevrim kararsız, birleşik (coupled), çok giriş çok çıkışlı, zamana bağlı olarak değişken yapıdadır. Bu karmaşık yapısı nedeniyle sistem davranışını en ince ayrıntısına kadar tanımlayan bir model elde etmek imkânsızdır (Shim, 2000). Küçük boyutlu (small scale) helikopterin dinamik davranışının büyük boyutlu (full scale) helikopterden davranışından farklı olduğu da unutulmamalıdır. Bu çalışma kapsamında küçük boyutlu helikopterler yer almaktadır.

Mekatronik teknolojisinin ilerlemesi ile birlikte son 20 sene içerisinde helikopter dinamiği ile ilgili çalışmalar gittikçe artmıştır. Sadakati çok yüksek bir model kontrolcü tasarımı açısından yararlı olsa da iş gücünü ve işlemci yükünü arttıracaktır. Bu yük gerçek zamanlı olarak çalıştırılmasını engelleyecek kadar yüksek olabilir. Bunun yanında çok yüksek sadakate sahip modeli oluşturmak için hava tüneli testleri gerekmektedir. Bu tip testleri yapmanın yüksek maliyeti nedeniyle, gerçekleştiren firmalar tarafından bu bilgiler çoğu zaman gizli tutulmaktadır. Literatürdeki yayınlar incelendiğinde benzetim çalışmaları için yeterli derecede karmaşık, yüksek sadakatli modellerin elde edildiği görülmektedir.

İki temel modelleme yaklaşımı mevcuttur. Birincisi mekanik ve aerodinamik yasalar kullanılarak gerçekleştirilen birincil prensipler (first principle) modellemesidir. Diğeri ise deneysel olarak helikopter üzerinden veri toplayarak yapılan sistem tanılama (system identification) metodudur (Mettler, 2003). Birincil prensipler ile genelde doğrusal olmayan helikopter modelleri oluşturulur. Geniş bir çalışma koşulu boyunca geçerli olan model, uçuş benzeticilerinde (simulator) kullanıma uygundur. Ancak matematik modelinin karmaşıklığı ise dezavantajdır. Modelin sadakati, modelleme aşamasında yapılan kabuller ve basitleştirmelere bağlıdır. Sistem tanılama ile ise genelde doğrusal, yüksek sadakatli ve düşük mertebeden modeller elde edilir. Genelde helikoptere bağlı algılayıcılardan ölçülen verilerin frekans

alanında çözümlenmesi ile elde edilir. Birincil prensiplere göre avantajı gerçek model verisine dayanmasıdır. Ancak belirli bir çalışma noktası etrafında doğrusallaştırılmış olması ise dezavantajıdır.

1.9 Literatürdeki Temel Helikopter Modelleri

Helikopterin altı serbestlik dereceli hareketinin modellenmesi konusunda yapılan çalışmalar incelendiğinde pek çok modelin geliştirildiği ve halen geliştirilmekte olduğu görülmektedir. Ancak açık kaynakta paylaşılan model sayısı oldukça sınırlıdır. Bunlar arasında aşağıda adı geçen çalışmaların öne çıktığı görülmektedir.

- Minimum complexity model – NASA

Tam adı Minimum Complexity Helicopter Simulation Math Model”dir ve NASA’nın (National Aeronautics and Space Administration) desteğiyle 1988 yılında Robert K. Heffley ve Marc A. Mnich’in hazırladığı teknik raporda yer almaktadır. Hazırlandığı tarihten önceki modeller yüksek işlemci gücü gerektirmedi ve esnek yapıda değildir (Heffley ve Mnich, 1988). Bu nedenle, model gerçek zamanlı benzetimlerin koşturulabilmesi için önemli bir yapı taşı olmuştur. Uzunluk, ağırlık, çap gibi temel fiziksel parametreler bu modeli kullanabilmek için yeterli olmuştur. Fortran dilinde yazılmıştır.

- Munzinger – Georgia Tech

Christian Munzinger tezi kapsamında insansız helikopter modeli geliştirmiştir. Minimum complexity modelini temel almıştır. Çalışmanın sadakati yükseltebilmek için büyük boyutlu helikopterlerde olmayan kontrol rotoru gibi özellikleri de eklemiştir. Askıda kalma (hover) durumunu analiz etmek için model ve benzetici tasarlamıştır (Munzinger, 1998).

- Mettler- Carnegie Mellon

Bernard Mettler’in doktora tezi kapsamında 2001 yılında elde ettiği modeldir. Sistem tanılama modeline dayanmaktadır. Askıda kalma ve ileri uçuş için iki adet doğrusal model elde etmiştir (Mettler, 2003).

- Gavrilets- MIT

Vladislav Gavrilets'in doktora tezi kapsamında 2003 yılında hazırladığı modeldir. Akrobatik helikopterin manevra kontrolü için geliştirilmiştir (Gavrilets, 2003).

- Aalborg Üniversitesi'nin çalışmaları

Yukarıda adı geçen araştırmacılar modellerini kullanarak çeşitli yayınlar yapmıştır. Ancak son birkaç yıl içinde modelleme üzerine yaptıkları çalışmalarını geliştirmemişler, diğer araştırma alanlarında çalışmışlardır. Aalborg Üniversitesi İnsansız Araçlar Laboratuvarı'ndaki araştırmacılar ise 2004 yılından itibaren modellerini gittikçe geliştirmektedirler. Bu tez kapsamında kullanılan model, Hald ve diğ.'nin (2005) geliştirdiği modeldir. Minimum Complexity ve Munzinger'in modellerini temel alan bu yapı MATLAB® ortamında gerçekleştirilmiş ve parametrik yapıdadır. Bu sayede kontrol edilen helikopterin değişmesi durumunda modelin geçerliliği korunmaktadır.

1.10 Teze Bakış

Tezin birinci bölümünde helikopterlerin tarihi, özellikleri, yapıları, literatürdeki helikopter modelleri, literatürdeki helikopter kontrol çalışmaları ve teze bakışa yer verilmiştir. İkinci bölümde helikopterin matematik modelinin ayrıntıları verilmiştir. Üçüncü bölümde helikopter benzetim modeli, doğrulama, denge durumu, doğrusallaştırma ve doğrusal model analizine yer verilmiştir. Dördüncü bölümde LQR hakkında bilgi verilmiş ve LQR tipinde kontrolcü tasarımı yapılmış ve sonuçları eklenmiştir. Beşinci bölümde MPC tipinde kontrolcü hakkında bilgi verilmiş ve MPC tipinde kontrolcü tasarlanmış ve dördüncü bölümde tasarlanan LQR kontrolcü ile detaylı olarak karşılaştırılmıştır. Ayrıca beşinci bölümde MPC'nin dayanıklılığını ölçen üç farklı senaryo gerçekleştirilmiş ve sonuçlarına yer verilmiştir. Altıncı bölümde ise tezin sonuçları tartışılmış ve gelecek çalışmalarla ilgili önerilerde bulunulmuştur.

2. HELİKOPTER MODELİ

Bu bölümde tasarlanan altı serbestlik dereceli helikopterin dinamik model adım adım anlatılacaktır. Öncelikle helikopterin hareketini tanımlayan eksen takımları ve düzlemler, modelin simgesel gösteriminde kullanılacak gösterim sistemi (notasyon) ve eyleyiciler açıklanacaktır. Üç temel parçaya ayrılan matematik model, sırasıyla katı cisim denklemleri bloğu, kuvvet ve tork denklemleri bloğu ve son olarak da çırpma ve itki denklemleri bloğu ile açıklanarak doğrusal olmayan model elde edilecektir.

2.1 Eksen Takımları, Düzlemler, Gösterim Sistemi ve Eyleyiciler

2.1.1 Eksen takımları

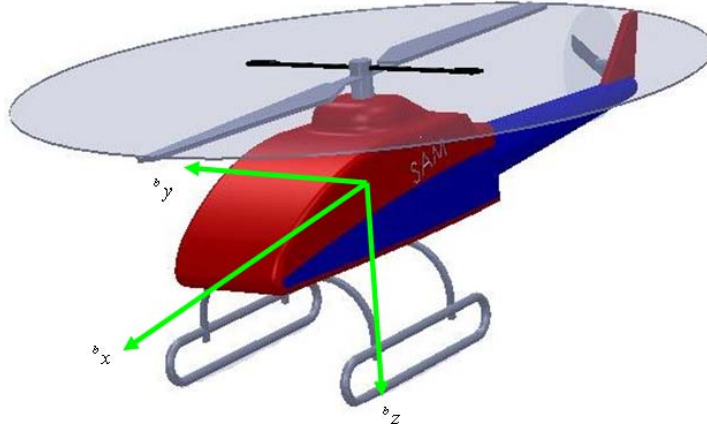
Helikopter 3 ekseninde ileri-geri hareket edebilen, 3 ekseninde dönüş yapabilen, 6 serbestlik derecesine sahip katı cisim olarak değerlendirilebilir. Modelleme yapılırken temel olarak, sağ el kuralına göre tayin edilen 3 farklı referans eksen takımına ihtiyaç duyulur.

Dünya'nın düz ve sabit olduğu kabulü yapılarak dünyaya sabitlenmiş eksen takımı (Earth-Fixed Frame, EF) oluşturulur. Orijini keyfi olarak seçilebilen bu takımda x eksenini kuzeyi, y eksenini doğuyu, z eksenini ise dikey olarak aşağıyı gösterirken diğer iki eksene diktir. Helikopterin konumunu göstermekte kullanılır.

Hareket denklemlerini elde ederken kullanılan diğer bir eksen takımı da, Şekil 2.1'de görülen gövdeye sabitlenmiş eksen takımıdır (Body-Fixed Frame, BF). Orijin ve eksenleri platformun geometrisine göre sabitlenir. Modellemeyi kolaylaştırmak için bu takımın merkezi olarak helikopterin ağırlık merkezi seçilir. X eksenini helikopterin uzunlamasına gittiği yönde burnunu gösterirken, y eksenini sağ yönünü gösterirken, z eksenini ise diğer iki eksene diktir ve aşağıyı gösterir. Bu eksen takımı doğrusal ve açısal hızları göstermekte kullanılır. Platform ile birlikte hareket eder.

Dönüş hareketini tanımlayabilmek için gerekli diğer eksen takımı da uzaysal eksen takımıdır (Spatial Frame, SF). Bu eksen takımının yerleşimi dünya eksen takımıyla aynıdır, ancak orijin noktası gövdeye sabitlenmiş eksen takımındaki gibidir. Örneğin yerçekimi ivmesi SF üzerine etkir, daha sonra bu etkinin gövde eksen takımı üzerinde izdüşümü alınır.

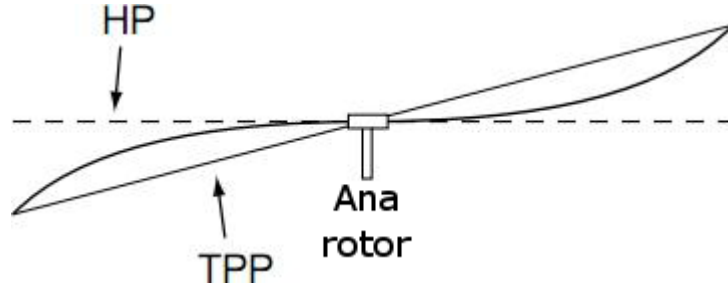
Tüm doğrusal hareketler eksenin gidiş yönü boyunca pozitif, tüm açısal hareketler ise saat yönünde pozitif olarak kabul edilmiştir. Değişkenlerin önünde üst simge olarak bulunan e , b ve s harfleri değişkenlerin sırasıyla EF, BF ve SF’de tanımlandığını göstermektedir. Değişkenden sonra alt simge ile belirtilen x, y ve z harfleri, ilgili kuvvet veya momentin bileşeni olduğu eksen, m_r , t_r kısaltmaları ise sırasıyla ana rotor ve kuyruk rotoru bileşeni olduğunu göstermektedir.



Şekil 2.1 : Gövdeye sabitlenmiş eksen takımının gösterimi

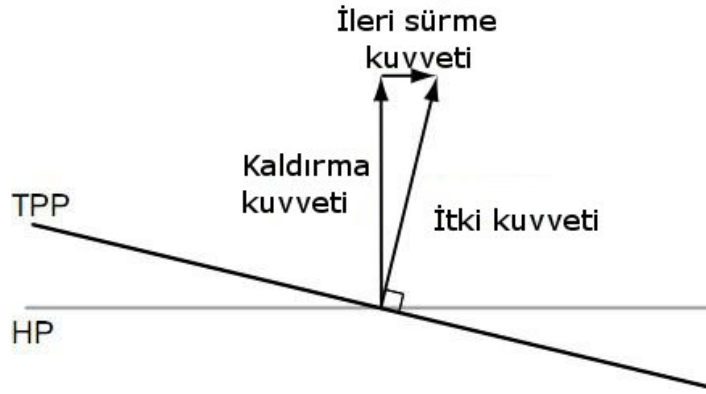
2.1.2 Helikopter düzlemleri

Helikopterin rotorunun pal açıları değiştirilerek itki oluşturulur. Açıların değerini değiştirerek itkinin düzey ve yönünü değiştirmek mümkündür. Helikoptere etkiyen kuvvetleri açıklayabilmek için iki düzlem tanımlamak gereklidir. Şekil 2.2’de görülen göbek düzlemi (Hub Plane, HP) merkezi rotorun merkezi olan, x ve y eksenlerini kapsar. Paller dönerken pallerin takip ettiği düzlem eğilir ve uç yolu düzlemini (Tip Path Plane, TPP) oluşturur. Rotor dönmediğinde HP ve TPP çakışmaktadır.



Şekil 2.2 : HP ve TPP'nin gösterimi

Şekil 2.3'de ana rotorun oluşturduğu itki (thrust) kuvveti görülmektedir. Helikopterin oluşturduğu itki TPP'ye diktir. İtki ve ileri sürme (propulsion) kuvvetleri ise itkinin yatay ve dikey bileşenleridir.



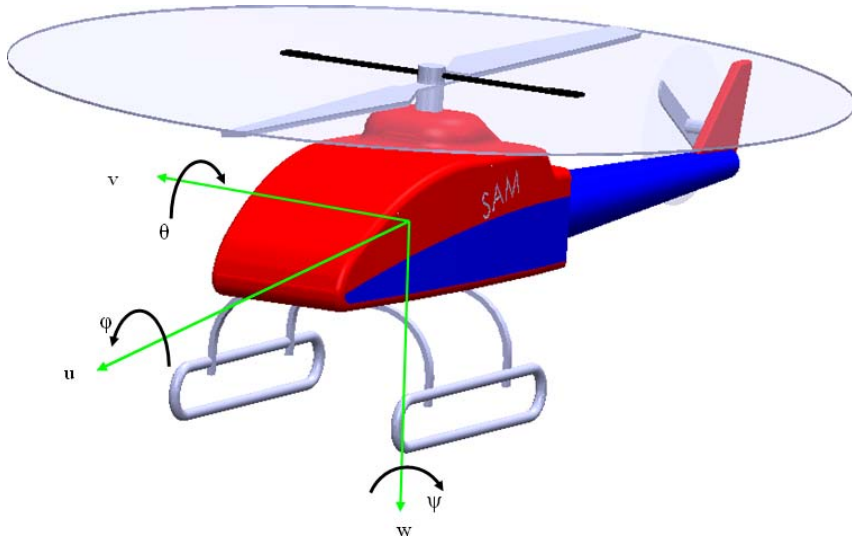
Şekil 2.3 : Ana rotorun oluşturduğu itki

2.1.3 Gösterim sistemi

Helikopterin hareketini ve açısal davranışını (attitude) tanımlamak için bazı değişkenler tanımlanmıştır. Çizelge 2.1'de görüldüğü gibi ileri geri hızları tanımlamak için u , v ve w değişkenleri, açısal hızları tanımlamak için p , q ve r değişkenleri, Euler açılarını tanımlamak içinse ϕ , θ ve ψ değişkenleri kullanılmıştır. Bu değişkenler helikopter üzerinde Şekil 2.4'te gösterilmiştir.

Çizelge 2.1: Hız ve Euler açılarının gösterim sistemi

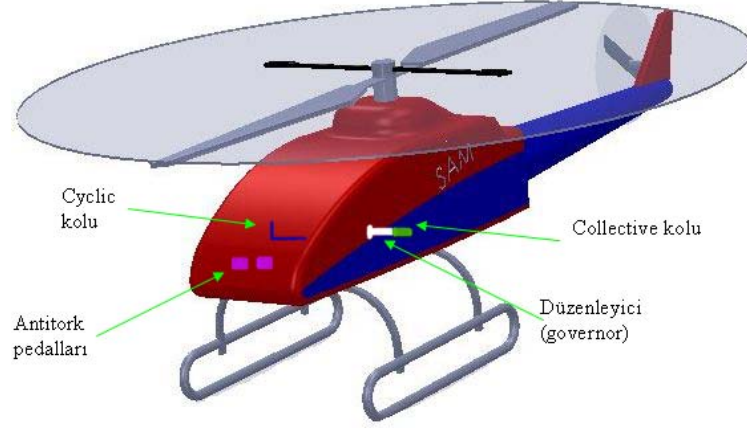
	X yönü	Y yönü	Z yönü
Doğrusal hız	u	v	w
Açısal hız	p	q	r
Doğrusal yer değiştirme	x	y	z
Açısal yer değiştirme	ϕ	θ	ψ



Şekil 2.4 : Doğrusal hız ve açısal yer değiştirme parametrelerinin gösterimi

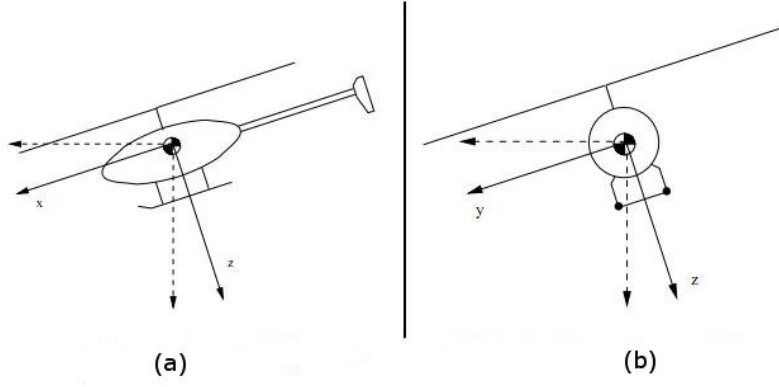
2.1.4 Eyleyiciler

Helikopterin 6 serbestlik dereceli hareketini gerçekleştirebilmek için cyclic kolu, collective kolu, antitork pedalları ve governoru kullanılmaktadır. Yerleşimleri Şekil 2.5'te görülmektedir.



Şekil 2.5 : Helikopterin eyleyicileri

- u_{lat} : (yanlamasına kontrol girişi) Helikopteri x ekseninde dönerek yalpa hareketi (roll) yapmasını ve yanlamasına hareketini sağlar. Cyclic kumanda kolu yardımıyla değişir.
- u_{long} : (uzunlamasına kontrol girişi) Helikopteri y ekseninde dönerek yunuslama hareketi (pitch) yapmasını ve ileri-geri hareketini sağlar. Cyclic kumanda kolu yardımıyla değişir. Etkisi Şekil 2.6'da görülmektedir.
- u_{col} : (ortak kontrol girişi) Ana rotor pallerinin tamamının aynı açıyla eğilmesini sağlayan eyleyicidir. Helikopterin dikey yönde hareketini sağlar. Collective lövyesi sayesinde değişir.
- u_{ped} : (dümen kontrol girişi) Helikopteri z ekseninde dönerek sapma hareketi (yaw) yapmasını sağlar. Pedallar sayesinde değişir.
- ω : (ana rotor hızı) Pilotun iş yükünü azaltmak için düzenleyici (governor) tarafından sabit tutulur. Bu sayede değişen giriş komutlarına göre girişin etkisi değişmez.



Şekil 2.6 : (a) u long girişinin (b) u lat girişinin etkisi

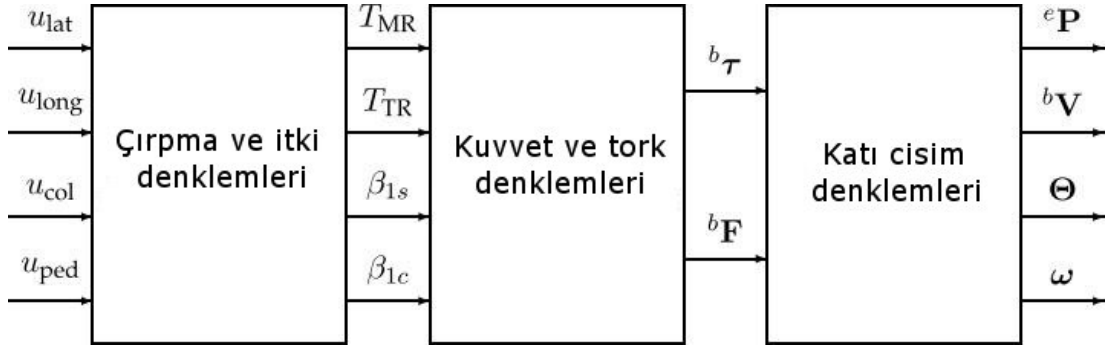
Düzenleyicinin sabit olduğunu kabul ederek bu tez kapsamında hesaplanacak kontrol giriş vektörü şöyledir:

$$\mathbf{u}_{in} = [u_{lat} \quad u_{long} \quad u_{col} \quad u_{ped}]^T \quad (2.1)$$

2.2 Model ve Modelleme Yaklaşımı

Bu çalışma kapsamında insansız helikopterin modeli yukarıdan aşağıya (top down) prensibiyle açıklanacaktır. Modeli oluştururken temel alınan kaynaklar Mettler (2003), Heffley ve Mnich (1988), Hald (2005) ve Munzinger'dir (1998). Modellemeye temel alınacak olan helikopter Yamaha R-50 modelidir. Kuru ağırlığı 44 kg. olan ve 20 kg. faydalı yük taşıyabilen helikopterin ana rotorunda 2 pal bulunmakta ve Bill-Hiller dengeleyici barı vardır. 30 dakika insansız olarak uçabilir. 2 zamanlı tek silindirli motoru, 98 cc'dir, su soğutmalıdır ve 12 beygir gücündedir. Ana rotor çapı 3,1 metre ve gövde uzunluğu 2,7 metre olmak üzere toplam uzunluğu 3,5 metredir.

Helikopterin doğrusal olmayan modeli Şekil 2.7'de görüldüğü gibi 3 temel bloktan oluşmaktadır. Girdiler ve çıktılar ile temsil edilen bu blokların içerisinde, ileriki bölümlerde ayrıntılı olarak açıklanacak olan helikopter dinamik denklem setleri bulunmaktadır.



Şekil 2.7 : Üç bloktan oluşan dinamik model yapısı

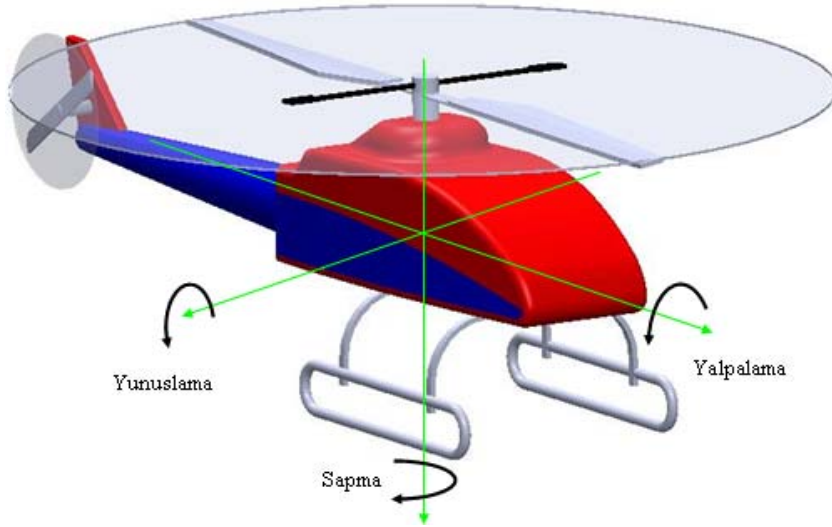
Birinci blok katı cisim denklemlerini içermektedir. Bu denklemlerin çıktısı konum (P), doğrusal hız (V), açısal davranış (Θ) ve açısal hızdır (ω). Bu denklemler helikoptere etkiyen torklar (τ) ve kuvvetler (F) yardımıyla çözülür. İlgili hesaplama “kuvvet ve tork denklemleri” bloğunda yapılmaktadır. Kuvvet ve torkların hesaplanması içinse ana rotorun ürettiği itki (T_{MR}) ve kuyruk rotorunun ürettiği itki (T_{TR}) hesaplanmalıdır. Ana rotorun ürettiği itkinin yönünün hesaplanması içinse β_{1c} ve β_{1s} çırpma açı değerleri elde edilmelidir. Bu işlem ise “çırpma ve itki denklemleri” bloğunda yapılmaktadır. Eyleyici vektörünün değerleri kullanılarak itki ve açı değerleri hesaplanır.

2.2.1 Katı cisim denklemleri bloğu

Bu bölümde helikopterin hareketi tanımlanmaktadır. Helikopter katı bir cisim olarak kabul edilebilir, böylece Newton’un ikinci kanunu ve Euler’in dönme denklemleri uygulanabilir.

2.2.1.1 Euler açıları

Altı serbestlik derecesine sahip olan helikopterin üç eksen (x,y,z) etrafında yaptığı dönüş hareketi Şekil 2.8’de görüldüğü gibi üç adet Euler açısıyla ifade edilir. Bu hareketler yalpa hareketi (x eksen etrafında ϕ açısıyla), yunuslama hareketi (y eksen etrafında θ açısıyla) ve sapma hareketi (z eksen etrafında ψ açısıyla) olarak adlandırılır. Euler açıları uzaysal eksen takımıyla (SF) gövdeye sabitlenmiş eksen takımı (BF) arasındaki açıları ifade eder.



Şekil 2.8 : Helikopterin açısal davranışını ifade eden Euler açıları

Kuvvet, tork, hız ve ivmeler gövdeye sabitlenmiş eksen takımında (BF) ifade edilmektedir. Ağırlık merkezinin konumu ise dünyaya sabitlenmiş eksen takımında (EF) gösterilmektedir. Bu nedenle hız ve ivme değerleri, dünya eksen takımıyla (EF) aynı yönelime (oryantasyon) sahip olan uzaysal eksen takımına (SF) dönüştürülmelidir.

Bir eksen takımının kendi eksenlerinden biri etrafında olan dönüşünü tanımlamak için dönüşüm (rotasyon) matrisine ihtiyaç vardır. Bu matris dönüşümün yapılacağı eksenlere bağlıdır. Üç eksen etrafında dönüşümü temsil eden matrisler aşağıdaki gibidir (Greenwood, 2003) (Padfield, 2007). Örneğin (2.2) denklemi x eksen etrafında ϕ açısıyla yapılan dönüşü temsil etmektedir.

$$C_x(\phi) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & \sin \phi \\ 0 & -\sin \phi & \cos \phi \end{bmatrix} \quad (2.2)$$

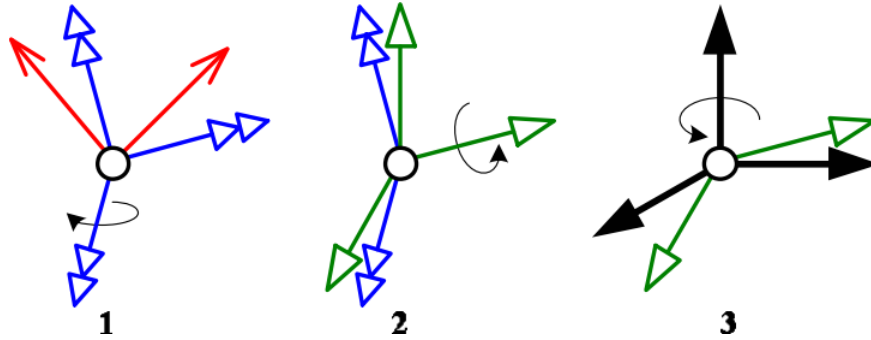
$$C_y(\theta) = \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & -\sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix} \quad (2.3)$$

$$C_z(\psi) = \begin{bmatrix} \cos \psi & \sin \psi & 0 \\ -\sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (2.4)$$

Bu dönüşüm sıralaması için farklı sıralama şekilleri mevcuttur. Hava araçları için literatürde yaygın olarak kullanılan dönüşüm sıralaması 3-2-1 dönüşümüdür (Mettler, 2003). Şekil 2.9'da görülen bu dönüşümün adımları sırasıyla sapma hareketi, yunuslama hareketi ve sapma hareketidir. Üç dönüşüm ardışık olarak hesabıyla SF'den BF'ye dönüşüm matrisi, c kosinüsü s ise sinüsü göstermek üzere aşağıdaki şekilde elde edilir:

$$R_{bs}(\Theta) = C_x(\phi)C_y(\theta)C_z(\psi) \quad (2.5)$$

$$R_{bs}(\Theta) = \begin{bmatrix} c\theta c\psi & c\theta s\psi & -s\theta \\ s\phi s\theta c\psi - c\phi s\psi & s\phi s\theta s\psi + c\phi c\psi & s\phi c\theta \\ c\phi s\theta c\psi + s\phi s\psi & c\phi s\theta s\psi - s\phi c\psi & c\phi c\theta \end{bmatrix} \quad (2.6)$$



Şekil 2.9 : Euler açılarının 3-2-1 dönüşümü

Dönüşüm matrisinin birimdik (orthonormal) yapıdadır (Bak, 2002).

$$R_{bs}^{-1}(\Theta) = R_{bs}^T(\Theta) \quad (2.7)$$

BF'den SF'ye dönüşüm içinse aşağıdaki matris kullanılır.

$$R_{sb}(\Theta) = R_{bs}^T(\Theta) \quad (2.8)$$

$$R_{sb}(\Theta) = \begin{bmatrix} c\theta c\psi & s\phi s\theta c\psi - c\phi s\psi & c\phi s\theta c\psi + s\phi s\psi \\ c\theta s\psi & s\phi s\theta s\psi + c\phi c\psi & c\phi s\theta s\psi - s\phi c\psi \\ -s\theta & s\phi c\theta & c\phi c\theta \end{bmatrix} \quad (2.9)$$

2.2.1.2 Euler oranları

Açısal hız vektörü ω ile ve Euler açılarının zamana göre türeviyle elde edilen Euler oranları (Euler rate) $\dot{\Theta}$ ile gösterilmektedir (Bak, 2002).

Uzaysal eksen takımına göre hesaplanan $\dot{\Theta}$ ve gövde eksen takımına göre hesaplanan ω arasındaki ilişkiyi aşağıdaki denklem göstermektedir (Bak, 2002).

$${}^b\omega = \begin{bmatrix} {}^b p \\ {}^b q \\ {}^b r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + C_x(\phi) \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\theta} \\ 0 \end{bmatrix} + C_x(\phi)C_y(\theta) \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (2.10)$$

$${}^b\omega = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -s\theta \\ 0 & c\phi & s\phi c\theta \\ 0 & -s\phi & c\phi c\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (2.11)$$

$${}^b\omega = P_{bs}(\Theta) {}^s\dot{\Theta} \quad (2.12)$$

P_{bs} dönüşüm matrisi SF'den BF'ye dönüşümü gerçekleştirmektedir. Bu matrisin tersi alınarak, BF'den SF'ye dönüşümü veren P_{sb} matrisi aşağıdaki şekilde elde edilir:

$$P_{sb}(\Theta) = \begin{bmatrix} 1 & s\phi t\theta & c\phi t\theta \\ 0 & c\phi & -s\phi \\ 0 & \frac{s\phi}{c\theta} & \frac{c\phi}{c\theta} \end{bmatrix} \quad (2.13)$$

Böylece Euler oranları aşağıdaki denklem yardımıyla hesaplanır:

$${}^s\dot{\Theta} = P_{sb}(\Theta) \cdot {}^b\omega \quad (2.14)$$

2.2.1.3 Doğrusal ivmelenme

Helikopterin doğrusal ivmelenmesini tanımlamak için, m helikopterin kütlesini, F_{total} helikoptere gövde eksenini boyunca etkileyen kuvvetleri, ω açısal hız vektörünü ve V de BF'de EF'ye bağlı olarak tanımlanan helikopterin doğrusal hız vektörünü göstermek üzere aşağıdaki kinematik denklem kullanılır.

$${}^b\dot{V} = \frac{{}^bF_{total}}{m} - {}^b\omega \times {}^bV \quad (2.15)$$

Newton'un ikinci kanunu ataletsel (inertial) eksen takımları için geçerlidir. Gövdeye sabitlenmiş eksen takımından görülen hız değişimini hesaplayabilmek için transport teoremi kullanılarak (2.15)'deki denklemin son terimi eklenmiştir (Mettler, 2003).

2.2.1.4 Açısal ivmelenme

H açısal momentum vektörünü ve $\dot{H} = {}^b\tau$ helikopter gövdesine ağırlık merkezi boyunca etki eden dış torklarını göstermek üzere, katı bir cismin ağırlık merkezi etrafındaki tork denklemi, aşağıdaki şekilde ifade edilebilir (Wie, 1998):

$$\dot{H} = {}^e\left\{\frac{dH}{dt}\right\} = {}^b\left\{\frac{dH}{dt}\right\} + {}^b\omega \times H \quad (2.16)$$

I matrisi, eylemsizlik momentlerini içeren eylemsizlik matrisini göstermektedir.

$$I = \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \quad (2.17)$$

Açısal momentum vektörü ise şöyledir:

$$H = I \cdot {}^b\omega \quad (2.18)$$

H parametresi (2.16) denkleminde yerine konur.

$${}^b\tau = \frac{d(I \cdot {}^b\omega)}{dt} + {}^b\omega \times (I \cdot {}^b\omega) \quad (2.19)$$

$$= \frac{dI}{dt} \cdot {}^b\omega + I \cdot \frac{d{}^b\omega}{dt} + {}^b\omega \times (I \cdot {}^b\omega) \quad (2.20)$$

Helikopter katı cisim olarak kabul edildiği için eylemsizliğin değişimi ($dI/dt = 0$) sabit olarak kabul edilebilir. Böylece (2.21) denklemi elde edilir.

$${}^b\tau = I \cdot {}^b\dot{\omega} + {}^b\omega \times (I \cdot {}^b\omega) \quad (2.21)$$

Açısal ivmeyi denklemin diğer tarafına aldığımızda ise (2.22) denklemi elde edilir.

$${}^b\dot{\omega} = I^{-1}({}^b\tau - {}^b\omega \times (I \cdot {}^b\omega)) \quad (2.22)$$

2.2.1.5 Katı cisim denklemleri

(2.14), (2.15) ve (2.22) numaralı denklemlerinin birleştirilmesi ile katı cismin hareketi aşağıdaki matris ile ifade edilebilir. Konum kontrolü yapılmadığı için denklem setinde P matrisine yer verilmemiştir.

$$\begin{bmatrix} {}^b\dot{V} \\ {}^e\dot{\Theta} \\ {}^b\dot{\omega} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{{}^bF_{total}}{m} - {}^b\omega \times {}^bV \\ R_{sb}(\Theta) \cdot {}^b\omega \\ I^{-1}({}^b\tau - {}^b\omega \times (I \cdot {}^b\omega)) \end{bmatrix} \quad (2.23)$$

Kuvvet vektörü ${}^bF$ 'in X, Y ve Z eksenleri boyunca etkiyen kısımlarını sırasıyla ${}^bf_x, {}^bf_y, {}^bf_z$ göstermektedir. Aynı eksenler boyunca oluşan ${}^bV$ doğrusal hız vektörünü sırasıyla ${}^bu, {}^bv, {}^bw$ oluşturmaktadır. Açısal hızları tanımlayan ${}^b\omega$ vektörü ise üç eksen boyunca sırasıyla p,q ve r'den oluşmaktadır. Torkları üç eksen boyunca oluşturan τ vektörü sırasıyla L, M, N'den oluşmaktadır. Doğrusal hızlar için (2.23) numaralı denklemi genişletirsek aşağıdaki vektörü elde ederiz.

$${}^b\dot{V} = \begin{bmatrix} {}^b\dot{u} \\ {}^b\dot{v} \\ {}^b\dot{w} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{{}^bf_x}{m} + {}^bv \cdot r - {}^bw \cdot q \\ \frac{{}^bf_y}{m} - {}^bu \cdot r + {}^bw \cdot p \\ \frac{{}^bf_z}{m} + {}^bu \cdot q - {}^bv \cdot p \end{bmatrix} \quad (2.24)$$

Euler oranlarını temsil eden ${}^s\dot{\Theta}$ vektörü genişletildiğinde aşağıdaki denklem elde edilir.

$${}^s\dot{\Theta} = \begin{bmatrix} {}^s\dot{\phi} \\ {}^s\dot{\theta} \\ {}^s\dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} p + \sin(\phi) \cdot \tan(\theta) \cdot q + \cos(\phi) \cdot \tan(\theta) \cdot r \\ \cos(\phi) \cdot q - \sin(\phi) \cdot r \\ \frac{\sin(\phi)}{\cos(\theta)} \cdot q + \frac{\cos(\phi)}{\cos(\theta)} \cdot r \end{bmatrix} \quad (2.25)$$

Açısal ivmelenmeyi temsil eden ${}^b\dot{\omega}$ vektörü genişletildiğinde ise (2.26) numaralı denkleme ulaşılır.

$${}^b\dot{\omega} = \begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{(I_{yy} - I_{zz}) \cdot q \cdot r + L}{I_{xx}} \\ -\frac{(I_{xx} - I_{zz}) \cdot p \cdot r - M}{I_{yy}} \\ \frac{(I_{xx} - I_{yy}) \cdot p \cdot q + N}{I_{zz}} \end{bmatrix} \quad (2.26)$$

2.2.2 Kuvvet ve tork denklemleri bloğu

Şekil 2.7’de görüldüğü gibi kuvvet ve tork denklemleri bloğunun girdileri ana rotor ve kuyruk rotoru tarafından üretilen itkiler ve çırpma (flapping) açılarıdır. Çıktıları ise gövdeye sabitlenmiş eksen takımı boyunca etkiyen kuvvet vektörü ve tork vektörüdür.

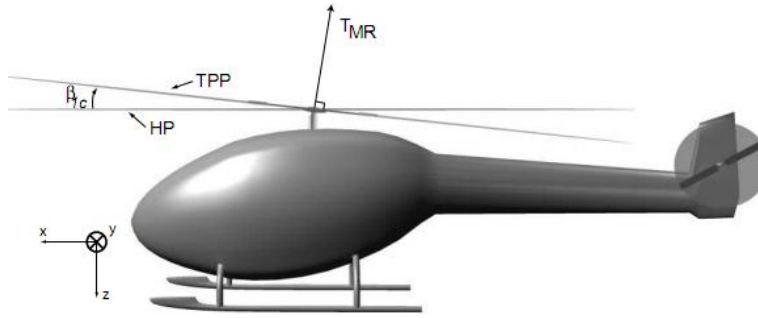
2.2.2.1 Kuvvetlerin hesaplanması

Helikopterin ürettiği kuvvetler, doğrusal harekete ek olarak dönüş hareketine de neden olur. Bu bölümde helikoptere etki eden kuvvetlerin elde edilmesi açıklanmaktadır. Gövdeye sabitlenmiş eksen boyunca etkiyen kuvvet vektörü ${}^bF$ ’yi oluşturan üç etken mevcuttur. Ana rotor itkisi nedeniyle oluşan ${}^bF_{MR}$, kuyruk rotor itkisi nedeniyle oluşan ${}^bF_{TR}$, yer çekimi ivmesi nedeniyle oluşan ${}^bF_g$. Ana rotor ve kuyruk rotorunun itkisi ana rotor ve kuyruk rotoru diskinin merkezinde etkirken, yer çekimi ivmesi helikopterin ağırlık merkezi boyunca etkir. Hesaplamalar sırasında helikopter katı cisim olarak kabul edilecektir.

Ana rotorun ürettiği itki TPP’ye diktir ve itkinin yatay ve dikey düzlemdeki bileşenlerini hesaplayabilmek için TPP ile HP arasındaki açı değerleri göz önüne

alınır. Uzunlamasına gidiş eksenini boyunca oluşan kuvvet olan ${}^b f_{x,MR}$ 'i hesaplayabilmek için Şekil 2.10'da görülen itki ve uzunlamasına çırpma açısı (β_{lc}) kullanılır ve aşağıdaki denklemle hesaplanır.

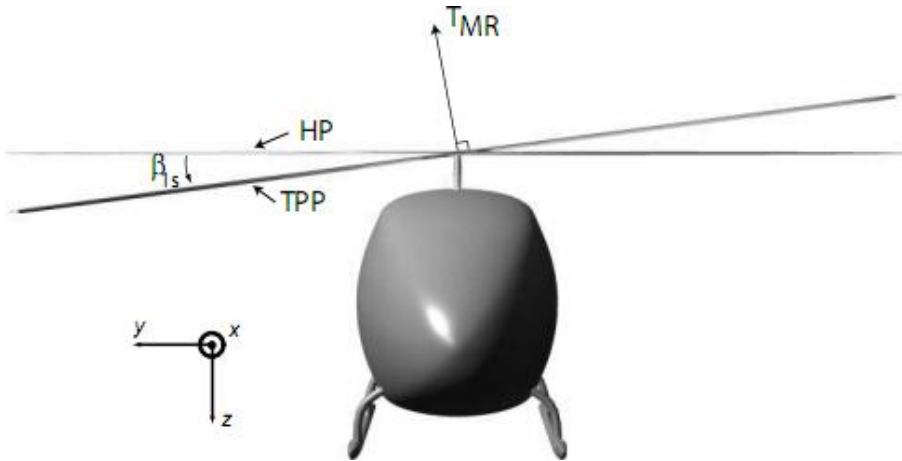
$${}^b f_{x,MR} = -T_{MR} \cdot \sin(\beta_{lc}) \quad (2.27)$$



Şekil 2.10 : İtki ve uzunlamasına çırpma açısının gösterimi

Yanlamasına gidiş eksenini boyunca oluşan kuvvet olan ${}^b f_{y,MR}$ 'i hesaplayabilmek için Şekil 2.11'de görülen itki ve yanlamasına çırpma açısı (β_{ls}) kullanılır ve aşağıdaki denklemle hesaplanır.

$${}^b f_{y,MR} = T_{MR} \cdot \sin(\beta_{ls}) \quad (2.28)$$



Şekil 2.11 : İtki ve yanlamasına çırpma açısının gösterimi

Helikopterin kuyruk rotoru ana rotora göre bazı farklılıklar taşır. Kuyruk rotoru pallerinde cyclic hareket yoktur, pallerin boyu daha kısadır ve daha katıdır (rigid). Bu nedenle kuyruk rotoru modellenirken çırpma hareketi göz önüne alınmamıştır. Kuyruk rotorunun ürettiği itki ise hesaplamalara şöyle katılmaktadır:

$${}^b f_{y,TR} = T_{TR} \quad (2.29)$$

Dikey eksen z boyunca helikoptere ana rotorun ürettiği itki kuvveti etki eder, kuyruk rotorunun itkisi bulunmamaktadır. İtkinin göbek düzlemi üzerine izdüşümü alındığında ana rotordan dikey yönde etkiyen kuvvet denklemi elde edilir.

$${}^b f_{z,MR} = -T_{MR} \cdot \cos(\beta_{ls}) \cdot \cos(\beta_{lc}) \quad (2.30)$$

Uzaysal eksen takımı boyunca etki eden yer çekimi ivmesinin sadece z eksenini boyunca bileşeni mevcuttur. Ana ve kuyruk rotorunun ürettiği kuvvetler gövdeye sabitlenmiş eksen takımı boyunca tanımlandığı için yerçekimi kuvvetinin de R_{bs} dönüşüm matrisinin yardımıyla gövde eksen takımına dönüştürülmesi gerekmektedir. Helikopterin kütlesini m , yerçekimini ivmesinin g ve Euler açılarının ϕ, θ, ψ ile gösterildiği aşağıdaki denklemler ile elde edilir.

$${}^b F_g = \begin{bmatrix} {}^b f_{x,g} \\ {}^b f_{y,g} \\ {}^b f_{z,g} \end{bmatrix} = R_{bs}(\Theta) \cdot {}^s F_g \quad (2.31)$$

$${}^b F_g = R_{bs}(\Theta) \cdot \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ m \cdot g \end{bmatrix} \quad (2.32)$$

$${}^b F_g = \begin{bmatrix} -\sin(\theta) \cdot m \cdot g \\ \sin(\phi) \cdot \cos(\theta) \cdot m \cdot g \\ \cos(\phi) \cdot \cos(\theta) \cdot m \cdot g \end{bmatrix} \quad (2.33)$$

2.2.2.2 Kuvvetlerin birleştirilmesi

Ana rotor, kuyruk rotoru ve yerçekimi ivmesi nedeniyle oluşan kuvvetleri birleştirdiğimizde kuvvet matrisini aşağıdaki şekilde elde ederiz:

$${}^b F = \begin{bmatrix} {}^b f_x \\ {}^b f_y \\ {}^b f_z \end{bmatrix} = {}^b F_{MR} + {}^b F_{TR} + {}^b F_g \quad (2.34)$$

$${}^bF = \begin{bmatrix} -T_{MR} \cdot \sin(\beta_{lc}) \\ T_{MR} \cdot \sin(\beta_{ls}) \\ -T_{MR} \cdot \cos(\beta_{ls}) \cdot \cos(\beta_{lc}) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ T_{TR} \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -\sin(\theta) \cdot m \cdot g \\ \sin(\phi) \cdot \cos(\theta) \cdot m \cdot g \\ \cos(\phi) \cdot \cos(\theta) \cdot m \cdot g \end{bmatrix} \quad (2.35)$$

$${}^bF = \begin{bmatrix} -T_{MR} \cdot \sin(\beta_{lc}) - \sin(\theta) \cdot m \cdot g \\ T_{MR} \cdot \sin(\beta_{ls}) + T_{TR} + \sin(\phi) \cdot \cos(\theta) \cdot m \cdot g \\ -T_{MR} \cdot \cos(\beta_{ls}) \cdot \cos(\beta_{lc}) + \cos(\phi) \cdot \cos(\theta) \cdot m \cdot g \end{bmatrix} \quad (2.36)$$

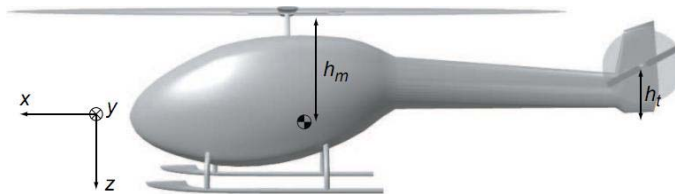
2.2.2.3 Torkların hesaplanması

Bu bölümde helikoptere etki eden torkların elde edilmesi açıklanmaktadır. Gövdeye sabitlenmiş eksen boyunca etkiyen tork vektörü ${}^b\tau$ 'yu oluşturan üç etken mevcuttur. Ana rotorun oluşturduğu tork ${}^b\tau_{MR}$, kuyruk rotorunun oluşturduğu tork ${}^b\tau_{TR}$, ana rotor üzerine etkiyen sürüklenme (drag) nedeniyle oluşan karşıt tork ${}^b\tau_D$. Kuyruk rotorunun oluşturduğu sürüklenme kuvveti ise etkisinin küçüklüğü nedeniyle ihmal edilmiştir. Torklar saat yönü pozitif olarak hesaplanmıştır.

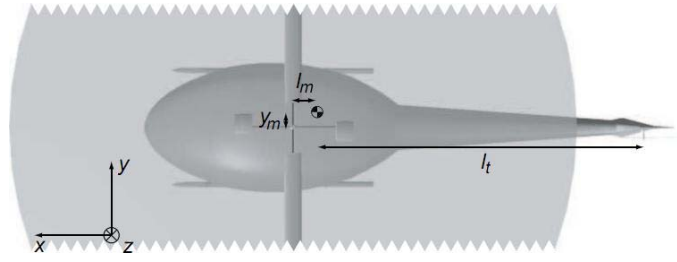
Literatürde torkların gösterim sisteminde (notasyon) x eksenini etrafındaki dönme momenti L, y eksenini etrafında dönme momenti M, z eksenini etrafındaki dönme momenti N ile gösterilmektedir. Ana rotorun oluşturduğu tork MR, kuyruk rotorunun oluşturduğu tork TR, ana rotordaki sürüklenme nedeniyle oluşan tork ise D indisiyle gösterilmektedir. F uygulanan kuvveti, d ise kuvvetin uygulandığı nokta ile ağırlık merkezi arasındaki mesafeyi göstermek üzere aşağıdaki denklem hesaplanır:

$$\tau = F \cdot d \quad (2.37)$$

Tork hesaplamalarında kullanılacak olan yükseklik ve uzunluklar Şekil 2.12 ve Şekil 2.13'de görülmektedir.



Şekil 2.12 : Y ekseninden ana ve kuyruk rotoru mesafeleri



Şekil 2.13 : Z ekseninden ana ve kuyruk rotoru mesafeleri

Helikopter gövdesinin x ekseninde oluşan torku hesaplayabilmemiz için şunları göz önüne almamız gerekir. Ana rotorun y ve z yönünde ürettiği kuvvet, kuyruk rotorunun y yönünde ürettiği kuvvet ve sürüklenme kuvveti. Ana rotorun y yönünde oluşturduğu kuvveti ${}^b f_{y,MR}$, ana rotorun helikopter ağırlık merkezinden yüksekliğini h_m , ana rotorun z yönünde oluşturduğu kuvveti ${}^b f_{z,MR}$, ana rotorun yz düzleminde helikopter ağırlık merkezinden uzaklığını y_m , kuyruk rotorunun y yönünde oluşturduğu kuvveti ${}^b f_{y,TR}$, kuyruk rotorunun ağırlık merkezinden yüksekliğini h_t göstermektedir. Bu değişkenleri kullanarak x ekseninde dönme momenti aşağıdaki denklemlerle hesaplanır:

$${}^b L_{MR} = {}^b f_{y,MR} \cdot h_m - {}^b f_{z,MR} \cdot y_m \quad (2.38)$$

$${}^b L_{TR} = {}^b f_{y,TR} \cdot h_t \quad (2.39)$$

Helikopter gövdesinin y ekseninde oluşan torku hesaplayabilmemiz için ana rotorun x ve z yönünde ürettiği kuvveti ve sürüklemeyi göz önüne almamız gerekir. Kuyruk rotorunun bu ekseninde ürettiği tork bulunmamaktadır. Ana rotorun x yönünde oluşturduğu kuvveti ${}^b f_{x,MR}$, ana rotorun helikopter ağırlık merkezinden yüksekliğini h_m , ana rotorun z yönünde oluşturduğu kuvveti ${}^b f_{z,MR}$, ana rotorun xz düzleminde helikopter ağırlık merkezinden uzaklığını l_m göstermektedir. Bu değişkenleri kullanarak y ekseninde dönme momenti aşağıdaki denklemlerle hesaplanır:

$${}^b M_{MR} = -{}^b f_{x,MR} \cdot h_m - {}^b f_{z,MR} \cdot l_m \quad (2.40)$$

$${}^bM_{TR} = 0 \quad (2.41)$$

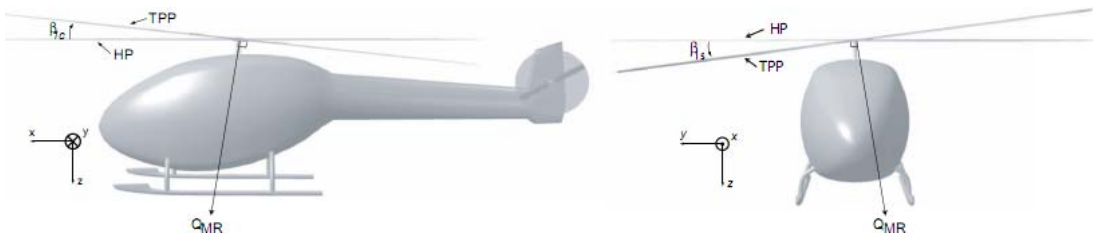
Helikopter gövdesinin z eksenini etrafında oluşan torku hesaplayabilmemiz için ana rotorun x ve y yönünde ürettiği kuvveti, kuyruk rotorunun y yönünde ürettiği kuvveti ve sürüklemeyi göz önüne almamız gerekir. Ana rotorun x yönünde oluşturduğu kuvveti ${}^bf_{x,MR}$, helikopter ağırlık merkezinden dik uzaklığını y_m , ana rotorun y yönünde oluşturduğu kuvveti ${}^bf_{y,MR}$, helikopter ağırlık merkezinden dik uzaklığını l_m , kuyruk rotorunun y yönünde oluşturduğu kuvveti ${}^bf_{y,TR}$, kuyruk rotorunun helikopter ağırlık merkezinden uzaklığını l_t göstermektedir. Bu değişkenleri kullanarak z eksenini etrafındaki dönme momenti aşağıdaki denklemlerle hesaplanır:

$${}^bN_{MR} = {}^bf_{x,MR} \cdot y_m + {}^bf_{y,MR} \cdot l_m \quad (2.42)$$

$${}^bN_{TR} = -{}^bf_{y,TR} \cdot l_t \quad (2.43)$$

Ana rotorun palleri döndükçe aerodinamik sürüklenme nedeniyle tork oluşmaktadır. Oldukça karmaşık bir modeli olduğu için Koo ve diğ.'nin (2001) önerdiği basitleştirilmiş sürüklenme modeli kullanılmıştır. Sürüklenmeyle ana rotorun itkisi arasındaki ilişki aşağıdaki denklemle hesaplanmıştır. $A_{Q,MR}$ ana rotor itkisiyle sürüklenme arasındaki ilişkiyi tarif eden sabiti, $B_{Q,MR}$ ise pal açılarının eğiminin sıfır olduğu zaman ana rotorun ürettiği birincil sürüklenmeyi ifade etmektedir. Sürüklenmenin yönü Şekil 2.14'te görülmektedir.

$$Q_{MR} = -(A_{Q,MR} \cdot T_{MR}^{1.5} + B_{Q,MR}) \quad (2.44)$$



Şekil 2.14 : Ana rotor sürüklenmesinin yönü

Kuvvet denklemlerinin elde edilmesi sırasında kullanılan, TPP ile HP arasındaki uzunlamasına ve yanlamasına çırpma açısını temsil eden β_{lc} ve β_{ls} sürüklenmeyi hesaplarken de kullanılacaktır. Q_{MR} 'nin HP'deki izdüşümü alındığında sürüklenme kuvvetleri aşağıdaki şekilde hesaplanmaktadır.

$${}^bL_{D,MR} = Q_{MR} \cdot \sin(\beta_{lc}) \quad (2.45)$$

$${}^bM_{D,MR} = -Q_{MR} \cdot \sin(\beta_{ls}) \quad (2.46)$$

$${}^bN_{D,MR} = Q_{MR} \cdot \cos(\beta_{lc}) \cdot \cos(\beta_{ls}) \quad (2.47)$$

2.2.2.4 Torkların birleştirilmesi

Ana rotor, kuyruk rotoru ve sürüklenme nedeniyle oluşan torkları birleştirdiğimizde tork matrisini aşağıdaki şekilde elde ederiz:

$${}^b\tau = \begin{bmatrix} {}^bL \\ {}^bM \\ {}^bN \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} {}^bL_{MR} + {}^bL_{TR} + {}^bL_{D,MR} \\ {}^bM_{MR} + {}^bM_{TR} + {}^bM_{D,MR} \\ {}^bN_{MR} + {}^bN_{TR} + {}^bN_{D,MR} \end{bmatrix} \quad (2.48)$$

$${}^b\tau = \begin{bmatrix} {}^b f_{y,MR} \cdot h_m - {}^b f_{z,MR} \cdot y_m + {}^b f_{y,TR} \cdot h_t + Q_{MR} \cdot \sin(\beta_{lc}) \\ - {}^b f_{x,MR} \cdot h_m - {}^b f_{z,MR} \cdot l_m - Q_{MR} \cdot \sin(\beta_{ls}) \\ {}^b f_{x,MR} \cdot y_m + {}^b f_{y,MR} \cdot l_m - {}^b f_{y,TR} \cdot l_t + Q_{MR} \cdot \cos(\beta_{lc}) \cdot \cos(\beta_{ls}) \end{bmatrix} \quad (2.49)$$

2.2.3 Çırpma ve itki denklemleri bloğu

Şekil 2.7'de görüldüğü gibi çırpma ve itki denklemleri bloğunun girdileri dört adet eyleyicinin değerleridir. Çıktıları ise ana rotor ve kuyruk rotorunun itkisi, uzunlamasına ve yanlamasına çırpma açılarıdır.

2.2.3.1 Ana rotor itkisinin hesaplanması

Helikopter ana rotorunun ürettiği itki kuvvetinin hesaplanması için Heffley ve Mnich (1988) ise (2.50) numaralı denklemi önermiştir:

$$T_{MR} = (w_{blade} - v_i) \cdot \frac{\rho \cdot \Omega \cdot R^2 \cdot a \cdot B_n \cdot c}{4} \quad (2.50)$$

(2.50) numaralı denklemde, ρ havanın yoğunluğunu, Ω ana rotorun hızını, R ana rotorun yarıçapını, a kaldırma kuvveti eğrisinin eğimini, B_n rotorun pal sayısını, c ise palin veter uzunluğunu göstermektedir.

İtki değerini hesaplamak için w_{blade} ve v_i hızlarının hesaplanması gerekmektedir. Bu hızların hesaplanması için gerekli denklemler aşağıdaki gibidir:

$$v_i^2 = \sqrt{\left(\frac{\hat{v}^2}{2}\right)^2 + \left(\frac{T_{MR}}{2 \cdot \rho \cdot A_{disc}}\right)^2} - \frac{\hat{v}^2}{2} \quad (2.51)$$

$$w_{blade} = w_r + \frac{2}{3} \Omega \cdot R \left[u_{col} + \frac{3}{4} \theta_{twist} \right] \quad (2.52)$$

$$w_r = {}^b w + (\beta_{1c} + i_s) \cdot {}^b u - \beta_{1s} \cdot {}^b v \quad (2.53)$$

$$\hat{v}^2 = {}^b u^2 + {}^b v^2 + w_r \cdot (w_r - 2v_i) \quad (2.54)$$

$$A_{disc} = \pi \cdot R^2 \quad (2.55)$$

$$w_{blade} = w_r + \frac{2}{3} \Omega \cdot R \cdot u_{col} \quad (2.56)$$

Denklemlerde w_r ana rotor diskinin havaya göre hızını ${}^b u$, ${}^b v$ ve ${}^b w$ doğrusal hızları, u_{col} ortak kontrol girişini (collective), θ_{twist} palin bükülmesini, i_s shaftın birincil eğimini göstermektedir, pal bükülmesi hesaplarda ihmal edilmiştir.

(2.59) numaralı denklemde görüldüğü üzere rotorun itkisini (T_{MR}) hesaplamak için endüklenmiş rüzgâr hızına (v_i), endüklenmiş rüzgâr hızını hesaplamak için de rotor itkisine ihtiyaç vardır. Bu nedenle itki hesabı yinelemeye dayanan sayısal bir yöntem ile hesaplanmaktadır. Yaklaşık 5 yineleme, itki ve hız değerinin yerleşik hale gelmesi için yeterlidir (Heffley ve Mnich, 1988).

2.2.3.2 Kuyruk rotoru itkisinin hesaplanması

Kuyruk rotorunun temel işlevi, ana rotor tarafından ${}^b z$ eksenini etrafında üretilen torku dengelemek ve helikopterin kontrolsüzce kendi etrafında dönmesini engellemektir. Helikopter ana rotorunu çalıştırırken sapma kontrolcüsü çalışarak ${}^b z$ eksenini etrafındaki açısal hız olan r 'yi sıfır değerinde tutar. Ancak eyleyicilerden u_{ped} 'i kullanarak da kuyruk rotoru pallerinin açısı değiştirilerek helikopterin sapma yapmasını sağlayacak itki elde edilebilir.

Torkların birleştirilmesi bölümünde ${}^b z$ eksenini etrafında dönüş sonucu oluşan tork (2.57) denklemindeki şekilde elde edilmişti:

$${}^b N = {}^b f_{x,MR} \cdot y_m + {}^b f_{y,MR} \cdot l_m - {}^b f_{y,TR} \cdot l_t + Q_{MR} \cdot \cos(\beta_{1c}) \cdot \cos(\beta_{1s}) \quad (2.57)$$

Eyleyici sinyali u_{ped} uygulanmadığı durumda helikopterin sapma açısı değişmediği için ${}^b N$ 'nin sıfıra eşit olması gerekmektedir. (2.57) denkleminde ${}^b f_{y,TR}$ 'yi yalnız bıraktığımızda (2.26) numaralı denklem elde edilir.

$$T_{TR} = \frac{{}^b f_{x,MR} \cdot y_m + {}^b f_{y,MR} \cdot l_m + Q_{MR} \cdot \cos(\beta_{1c}) \cdot \cos(\beta_{1s})}{l_t} + u_{ped} \quad (2.58)$$

Helikopterin sapma hareketini yapması için u_{ped} değeri değiştirilmelidir.

2.2.3.3 Çırpma açılarının hesaplanması

Ana rotor dönerken paller dikey yönde hareket eder ve çırpma hareketi gerçekleştirir. Yüksek sadakatli modelleme yapabilmek için çırpma etkilerinin de göz önüne alınması gerekir.

Eyleyiciden gelen uzunlamasına ve yanlamasına giriş sinyalleri swash plate'i tahrik eder. Swash plate, iki plakadan oluşmaktadır. Dönmeyen birinci plaka helikopter gövdesine sabitlenmiştir, dönen plaka ise rotor göbeğine bağlıdır. Her zaman birbirlerine paralel olmaları sağlanacak şekilde bilyeli yatak ile birbirlerine bağlıdır. 3 serbestlik derecesine sahiptir. Ortak kontrol girişi swash plate'i yukarı veya aşağı hareket ettirirken, yanlamasına veya uzunlamasına kontrol girişi ise swash plate'in

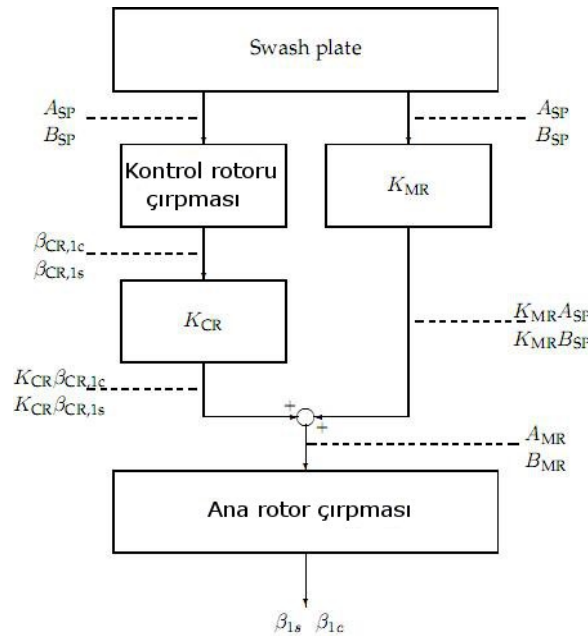
ileri-geri veya sağa-sola eğilmesini sağlar. Swash plate hem ana rotoru hem de kontrol rotorunu besler. Bu girişlerin bir bölümü ana rotor ile swash plate arasındaki mekanik bağlantı kazancı olan K_{MR} ile çarpılır.

Küçük boyutlu helikopter rotorlarının açısal hızı büyük boyutlu helikopterlere göre 4-7 kat daha fazladır. Bu nedenle katılığı arttırmak için kontrol rotoru kullanılmaktadır. Eyleyiciden gelen girişlerin bir kısmı kontrol rotoru ile ana rotor arasındaki bağlantı kazancı olan K_{CR} ile çarpılır. Bunun sonucunda uzunlamasına ve yanlamasına girişlerin helikopter pallerine olan etkisini gösteren A_{MR} ve B_{MR} aşağıdaki şekilde hesaplanır.

$$A_{MR} = K_{MR} \cdot A_{SP} + K_{CR} \cdot \beta_{CR,1s} \quad (2.59)$$

$$B_{MR} = K_{MR} \cdot B_{SP} - K_{CR} \cdot \beta_{CR,1c} \quad (2.60)$$

Çırpma ile ilgili (2.59) ve (2.60) numaralı denklemlerde $\beta_{CR,1c}$ ve $\beta_{CR,1s}$ kontrol rotorunun yanlamasına ve uzunlamasına çırpma açılarını göstermektedir (Pettersen ve diğ., 2005).



Şekil 2.15 : Çırpma için kullanılan karıştırıcı sistem

Şekil 2.15'te görülen karıştırıcı sistemde (mixer) ise β_{lc} ve β_{ls} ise ana rotorun sırasıyla yanlamasına ve uzunlamasına çırpma açılarını göstermektedir. Ana rotor çırpma açıları (2.61) ve (2.62) numaralı denklemler ile hesaplanır.

$$\begin{aligned} \beta_{lc}(t) = & \frac{3,06 \cdot 10^{-7} \cdot (-3,26 \cdot 10^6 \cdot B_{MR} \pi^2 - 816,97 \cdot {}^b v^2(t) \cdot B_{MR})}{\pi^2} \\ & - \frac{3,06 \cdot 10^{-7} \cdot (-3275,88 \cdot {}^b u(t) \cdot v_i + 2456,91 \cdot {}^b u^2(t) \cdot B_{MR})}{\pi^2} \\ & - \frac{3,06 \cdot 10^{-7} \cdot (-1637,94 \cdot A_{MR} \cdot {}^b v(t) \cdot {}^b u(t) + 1,13 \cdot 10^5 \pi \cdot p(t))}{\pi^2} \\ & - \frac{3,06 \cdot 10^{-7} \cdot (4,67 \cdot 10^5 \pi \cdot q(t) + 1,95 \cdot 10^5 \pi \cdot u_{col}(t) \cdot {}^b u(t))}{\pi^2} \end{aligned} \quad (2.61)$$

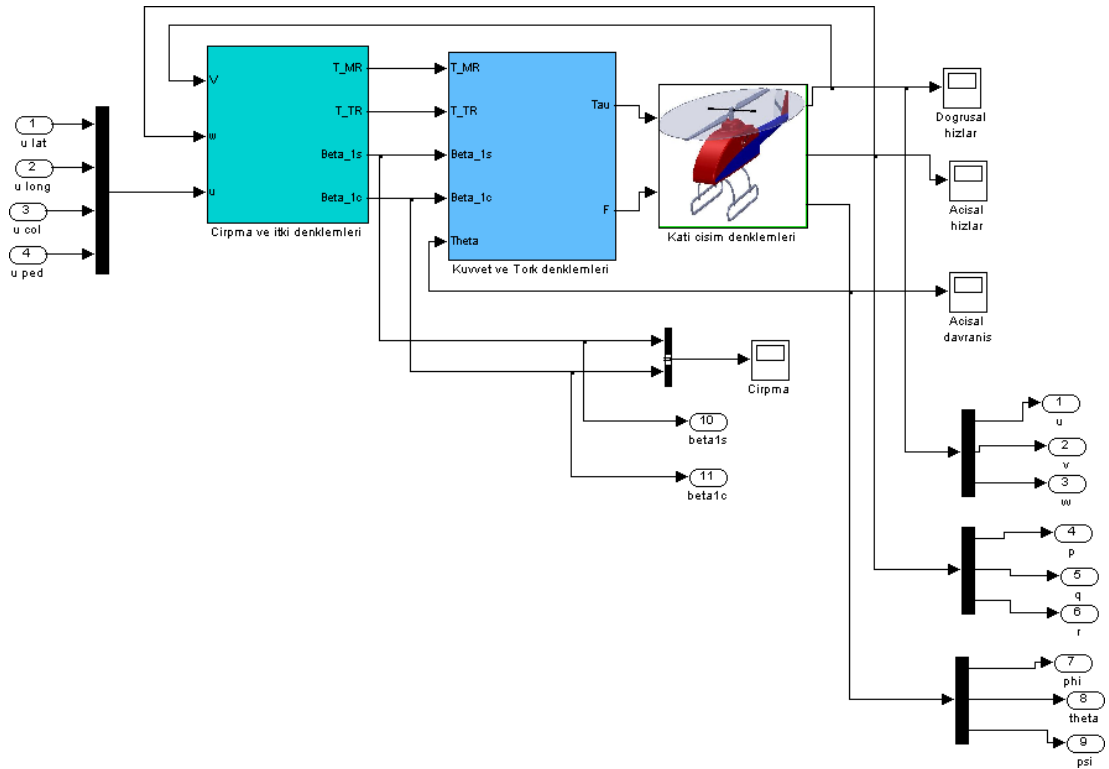
$$\begin{aligned} \beta_{ls}(t) = & - \frac{3,06 \cdot 10^{-7} \cdot (1,94 \cdot 10^5 \pi \cdot u_{col}(t) \cdot {}^b v(t) - 3,26 \cdot 10^6 \pi^2 \cdot A_{MR})}{\pi^2} \\ & - \frac{3,06 \cdot 10^{-7} \cdot (1637,94 \cdot B_{MR} \cdot {}^b u(t) \cdot {}^b v(t) \cdot v_i + 4,67 \cdot 10^5 \pi \cdot p(t))}{\pi^2} \\ & - \frac{3,06 \cdot 10^{-7} \cdot (-3275,88 \cdot v_i + 2456,91 \cdot A_{MR} \cdot {}^b v^2(t))}{\pi^2} \\ & - \frac{3,06 \cdot 10^{-7} \cdot (-818,97 \cdot {}^b u^2(t) \cdot A_{MR} + 1,12 \cdot 10^5 \pi \cdot p(t))}{\pi^2} \end{aligned} \quad (2.62)$$

3. BENZETİM MODELİ

Bu bölümde, doğrusal olmayan modeli elde edilen helikopterin benzetim modeli açıklanacaktır. MATLAB® Simulink ortamında tümleştirilen model yapısına yer verildikten sonra, modelin doğrulama adımlarına yer verilecektir. Helikopterin denge (trim) koşulu elde edildikten sonra, bu nokta etrafında doğrusallaştırma anlatılacaktır. Daha sonra ise geçерleme bölümüne ve doğrusal model analizine yer verilecektir.

3.1 Dinamik Model Benzetiminin Tümleştirilmesi

Helikopterin ikinci bölümde elde edilen denklemlere dayanan modeli MATLAB® Simulink ortamında Şekil 3.1’de görüldüğü gibi açık çevrim olarak tümleştirilmiş ve koşuma hazır hale getirilmiştir. 4 adet eyleyici girişine karşılık 11 adet çıktısı bulunmaktadır.



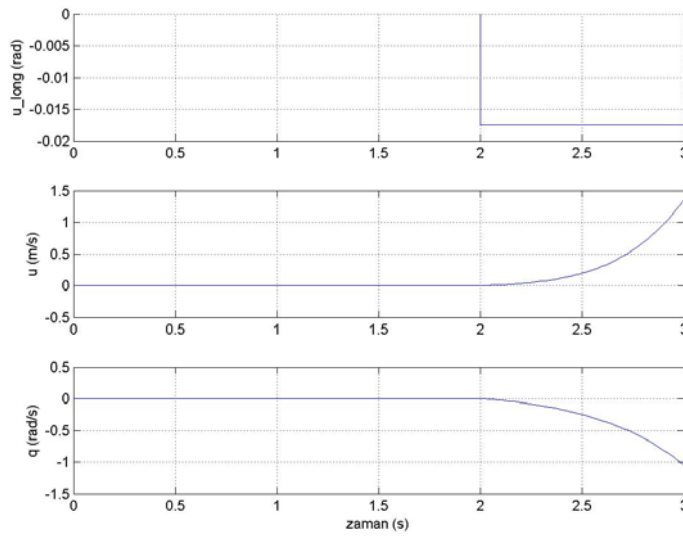
Şekil 3.1 : Doğrusal olmayan modelin Simulink yapısı

3.2 Dinamik Modelin Doğrulaması

Helikopterin doğrusal olmayan dinamik modelinin cevaplarını inceleyerek doğrulamasını (verification) yapabilmek için, eyleyicilere zaman alanında basamak giriş uygulanmıştır. Helikopterin denge durumunda bir süre koşması sağlanmış, daha sonra eyleyicilere ayrı ayrı ve sırayla giriş uygulayarak çıktıları gözlemlenmiştir. Mevcut helikopterle ilgili laboratuvar testi yapılamadığı için, benzetim üzerindeki sonuçlar değerlendirilmiştir. Sistemdeki kararsızlıklar nedeniyle, uygulanan girişlerin kısa süreli etkileri değerlendirilmiştir.

3.2.1 Uzunlamasına basamak kontrol girişi

Bu testte 0. ile 1. saniye arasında denge koşulunda bulunan helikoptere, 1. saniyede bir basamak giriş uygulanmıştır. 0,0175 rad değerindeki negatif basamak giriş, uzunlamasına kontrol girişine (u_{long}) uygulanmıştır.

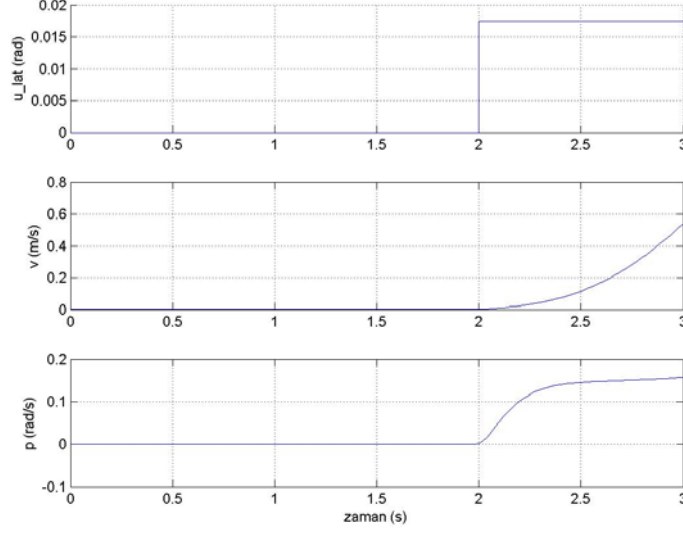


Şekil 3.2 : Uzunlamasına kontrol basamak girişi

Bu testin sonucu Şekil 3.2’de görülmektedir. Bu test kapsamında en büyük değişimin uzunlamasına hız ve yunuslama oranında olması beklenmektedir (Pretolani, 2007). Bu nedenle çizimlerde bu iki değer sonucuna yer verilmiştir. Beklendiği gibi, negatif bir basamak giriş uygulandığında helikopterin ileri doğru gitme hızı artmış, burnunu aşağı doğru çevirmesinden dolayı da yunuslama oranı negatif değer almıştır.

3.2.2 Yanlamasına basamak kontrol girişı

Helikopter hareketini doğrulamak için yapılan ikinci test ise yanlamasına kontrol girişine (u_{lat}) bir basamak uygulanmasıdır. Dengede bulunan helikoptere 1. saniyede 0,0175 radyan değerde pozitif giriş uygulanmıştır.

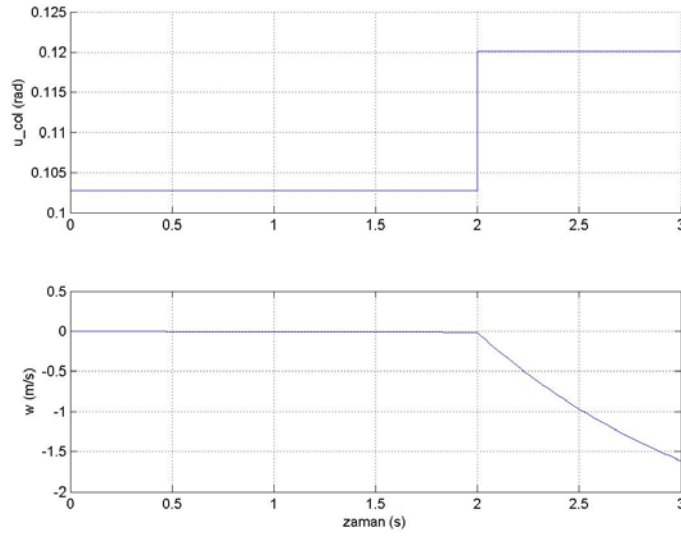


Şekil 3.3 : Yanlamasına kontrol basamak girişı

Şekil 3.3’de görülen sonuçlar pozitif basamak giriş sonunda yanlamasına hızın ve yalpa oranının beklendiği şekilde artış gösterdiği görölmüştür.

3.2.3 Ortak kontrol basamak girişı

Helikopterin dikey hareketini temel olarak kontrol eden ortak kontrol girişine basamak giriş uygulanmıştır. Bu testi gerçekleştirirken dikkat edilmesi gereken nokta, eyleyicinin başlangıç değerin sıfır olmamasıdır. Zira helikopterin askı durumunda dengede kalabilmesi için pozitif bir ortak kontrol girişı uygulanmasına ihtiyacı vardır. Eyleyicinin değeri 1 derece pozitif yönde artırılarak test yapılmıştır.

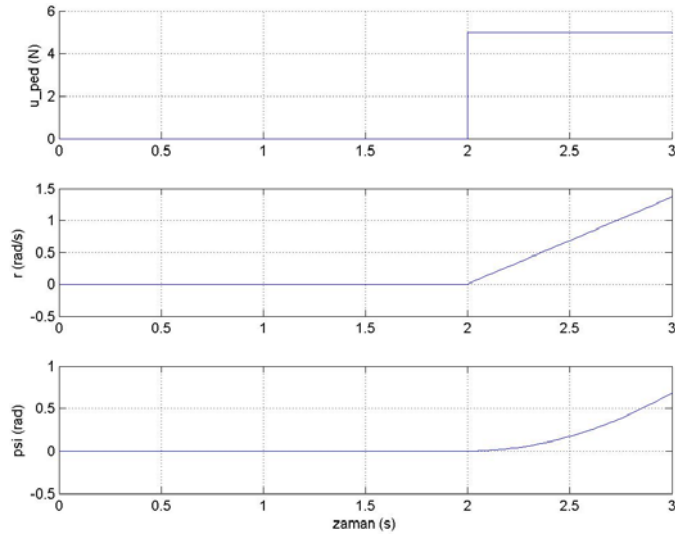


Şekil 3.4 : Ortak kontrol basamak girişi

Bu testin sonucunda en büyük değişimin dikey hızda olması beklenmektedir. Şekil 3.4’de bu durum gözlenmektedir.

3.2.4 Dümen kontrol basamak girişi

Bu testte helikopterin z eksenini etrafında dönerek sapma hareketi yapmasını sağlayan dümen kontrol girişi test edilecektir. Denge durumunda iken 5 Newton değerinde bir kuvvet uygulanmış ve sonuçları elde edilmiştir.



Şekil 3.5 : Dümen kontrol basamak girişi

Bu testin etki edeceği temel değişken z eksenini etrafındaki açısız hız ve sapma açısıdır. Şekil 3.5’te görüldüğü gibi 1. saniyede uygulanan basamak giriş sonucunda bu iki değerin beklendiği gibi, pozitif yönde arttığı gözlenmiştir.

3.3 Denge Durumunun Elde Edilmesi

Uçuş mekaniği üç açıdan incelenebilir. Denge koşulu, doğrusallaştırma ve kararlılık. Bu üçü araçların karakteristiğini incelemek için kullanılır (Padfield, 2007). Bu bölümde helikopterin denge durumunun elde edilmesi açıklanacaktır.

Doğrusallaştırma ve kararlılık analizi için helikopterin denge durumunun veya durumlarının elde edilmesine ihtiyaç vardır. Denge durumu veya diğer bir tanımlama ile çalışma noktası, dinamik sistemin kararlı halde olduğu durumdur. Örneğin helikopterin askıda kalması, sabit bir hızla ilerlemesi veya dönüş yapıyor olması birer denge noktasıdır. Matematiksel olarak ifade etmek gerekirse, denge koşulu gerçekleştiğinde helikopterin hareketini temsil eden durum değişkenleri ve kontrolcü girişleri sabittir, zamanla değişmez.

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}(\mathbf{x}, \mathbf{u}) \quad (3.1)$$

$$\mathbf{y} = \mathbf{h}(\mathbf{x}, \mathbf{u}) \quad (3.2)$$

(3.1) numaralı denklemde helikopterin hareketini temsil eden doğrusal olmayan durum denklem seti tanımlanmıştır. Burada $\mathbf{f}$ doğrusal olmayan sistemi, $\mathbf{x}$ durum vektörünü, $\dot{\mathbf{x}}$ vektörü $\mathbf{x}$ 'in zamana göre türevini, $\mathbf{u}$ giriş vektörünü, $\mathbf{y}$ çıkış vektörünü, $\mathbf{f}$ durum fonksiyonu, $\mathbf{h}$ ise çıkış fonksiyonunu göstermektedir.

Denge noktasının hesabı için 4 adet durum değişkeninin sıfıra eşit veya sıfırdan farklı değerlerine göre hesap yapılmaktadır. Bunlar uzunlamasına hız u , yanlamasına hız v , dikey hız w ve sapma açısı ψ 'dir. Diğer durum değişkenlerinin değerleri sıfır kabul edilerek hesap yapılır. Denge hesaplamasının çıktısı ise $\dot{\mathbf{x}}$ vektörünün sıfır olmasını sağlayan $\mathbf{x}_{trim}$ durum vektörü ve $\mathbf{u}_{trim}$ giriş vektörüdür.

Askıda kalma denge koşulu hız ve sapma açısındaki kısıtlar ile elde edilir.

$${}^bV = \begin{bmatrix} {}^b u \\ {}^b v \\ {}^b w \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (3.3)$$

$$\psi = 0 \quad (3.4)$$

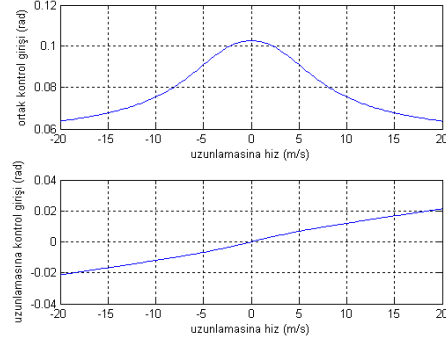
Denge koşulunun elde edilmesi için MATLAB® programının trim komutu kullanılmıştır. Bu komut doğrusal olmayan denklemleri, Ardışık İkinci Dereceden Programlama (Sequential Quadratic Programming, SQP) algoritmasını kullanarak çözer. Durum ve kontrol değişkenlerine birincil değerler atanarak çalıştırılır (Optimization Toolbox, 2008).

Askıda kalma durumu için trim komutu ile 52 adet özyineleme (iterasyon) sonunda elde edilen $\mathbf{x}_{trim}$ ve $\mathbf{u}_{trim}$ vektörleri (3.5) numaralı denklemdeki gibidir.

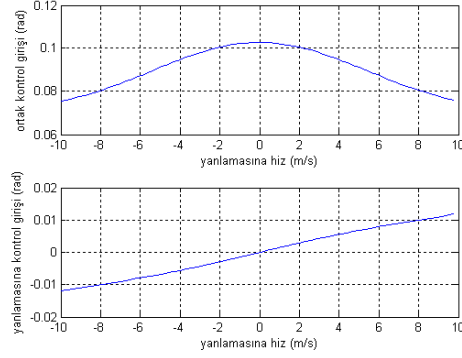
$$\mathbf{x}_{trim} = \begin{bmatrix} {}^b u \\ {}^b v \\ {}^b w \\ {}^b p \\ {}^b q \\ {}^b r \\ {}^s \phi \\ {}^s \theta \\ {}^s \psi \\ {}^b \beta_{1s} \\ {}^b \beta_{1c} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \text{ [m / s]} \\ 0 \text{ [m / s]} \\ 0 \text{ [m / s]} \\ 0 \text{ [rad / s]} \\ 0 \text{ [rad / s]} \\ 0 \text{ [rad / s]} \\ 0,0063 \text{ [rad]} \\ 0 \text{ [rad]} \\ 0 \text{ [rad]} \\ 0 \text{ [rad]} \\ 0 \text{ [rad]} \end{bmatrix}, \mathbf{u}_{trim} = \begin{bmatrix} u_{lat} \\ u_{long} \\ u_{col} \\ u_{ped} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \text{ [rad]} \\ 0 \text{ [rad]} \\ 0,1027 \text{ [rad]} \\ 0 \text{ [N]} \end{bmatrix} \quad (3.5)$$

Durumların değerleri fiziksel sistemin yapısını göstermektedir. Helikopterin yalpa açısını gösteren ${}^s \phi$ 'nin küçük bir pozitif değeri olduğu görülmektedir. Bunun nedeni de kuyruk rotorunun y ekseninde ürettiği itkiyi dengeleyebilmektir. Elde edilen bu çalışma noktası doğrusallaştırma için kullanılacaktır.

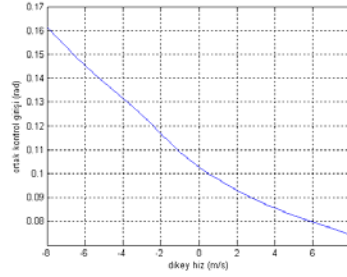
Bu tez kapsamında helikopterin askıda kalma durumunu temsil eden çalışma koşulu ile ilgilenilmektedir. Ancak bu bölümde açıklanan metot diğer denge koşullarının elde edilmesi için de kullanılabilir. Şekil 3.6, Şekil 3.7 ve Şekil 3.8'de denge koşulunun değiştirilmesinin baskın olduğu kontrol girişine etkisi görülmektedir.



Şekil 3.6 : Farklı uzunlamasına hızlar için kontrol giriş değerleri



Şekil 3.7 : Farklı yanlamasına hızlar için kontrol giriş değerleri



Şekil 3.8 : Farklı dikey hızlar için kontrol giriş değerleri

3.4 Doğrusallaştırma

Doğrusal olmayan sistemlerle çalışmak oldukça zordur çünkü bilinen matematiksel yöntemler bu tip sistemlerle uğraşabilmek için yeteri kadar güçlü değildir (Vukic, 2003). Sistemleri basitleştirip daha kolay bir şekilde kontrol edebilmek ve doğrusal yöntemlerle kullanılabilen yöntemleri kullanabilmek için doğrusallaştırma sıklıkla başvurulan bir yoldur. Dikkat edilmesi gereken önemli bir nokta ise, doğrusallaştırma sonucunda elde edilen sapma modelinin, çalışma noktasının

civarındaki bölgede geçerli olduğudur. Çalışma noktasından uzaklaşıldığı durumda, sistemdeki doğrusalsızlık yüksek ise hatalı çıkarımlara varmak mümkün olabilir.

Durumların denge noktası x_{trim} olmak üzere (3.1) numaralı denklem Taylor serisi açılımıyla (3.6) numaralı denklemdeki şekilde genişletilebilir.

$$\dot{\mathbf{x}} = f(x_{trim}) + \left. \frac{\partial f}{\partial \mathbf{x}} \right|_{x_{trim}} (\mathbf{x} - x_{trim}) + \frac{1}{2!} \left. \frac{\partial^2 f}{\partial \mathbf{x}^2} \right|_{x_{trim}} (\mathbf{x} - x_{trim})^2 + \dots \quad (3.6)$$

Denge noktasıyla mevcut durum değerinin farkının büyük olmadığı kabul edilerek, yüksek mertebeden değerler ihmal edilebilir. Bu durumda denklem şu hali alır:

$$\dot{\mathbf{x}} = \dot{\mathbf{x}}_{trim} + \left. \frac{\partial f}{\partial \mathbf{x}} \right|_{x_{trim}} (\mathbf{x} - x_{trim}) \quad (3.7)$$

$$\dot{\mathbf{x}} - \dot{\mathbf{x}}_{trim} = \left. \frac{\partial f}{\partial \mathbf{x}} \right|_{x_{trim}} (\mathbf{x} - x_{trim}) \quad (3.8)$$

$$\Delta \dot{\mathbf{x}} = \left. \frac{\partial f}{\partial \mathbf{x}} \right|_{x_{trim}} \Delta \mathbf{x} \quad (3.9)$$

Böylece durumlardaki değişimle durumların türevleri arasındaki değişim arasında doğrusal bir bağıntı kurulmuş olur (Ogata, 2002).

Taylor serisi açılımı kullanarak (3.1) ve (3.2) numaralı denklemlerin durumlara göre türevlerini alarak A matrisi, girişlere göre türevini alarak ise B giriş matrisi elde edilir. Benzer şekilde çıkışların sırasıyla durumlara ve girişlere göre türevlerinin alınması ile C çıkış ve D ileri besleme matrisleri elde edilir.

$$A = \left. \frac{\partial f}{\partial \mathbf{x}} \right|_{x_{trim}}, B = \left. \frac{\partial f}{\partial \mathbf{u}} \right|_{u_{trim}} \quad (3.10)$$

$$C = \left. \frac{\partial h}{\partial \mathbf{x}} \right|_{x_{trim}}, D = \left. \frac{\partial h}{\partial \mathbf{u}} \right|_{u_{trim}} \quad (3.11)$$

A matrisinin tüm elemanları kısmi türevler ile ifade edilebilir.

$$\frac{\partial f}{\partial \mathbf{x}} = \begin{bmatrix} \frac{\partial f_1}{\partial x_1} & \frac{\partial f_1}{\partial x_2} & \dots & \frac{\partial f_1}{\partial x_n} \\ \frac{\partial f_2}{\partial x_1} & \frac{\partial f_2}{\partial x_2} & \dots & \frac{\partial f_2}{\partial x_n} \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ \frac{\partial f_m}{\partial x_1} & \frac{\partial f_m}{\partial x_2} & \dots & \frac{\partial f_m}{\partial x_n} \end{bmatrix} \quad (3.12)$$

Bu matrislerin matrisinin elemanları ise iki nokta merkezi farklar yöntemi ile hesaplanabilir.

$$\begin{aligned} \left. \frac{\partial f}{\partial \mathbf{x}} \right|_{x_{trim}} &= \frac{f(x_{trim} + \Delta \mathbf{x}) - f(x_{trim} - \Delta \mathbf{x})}{2\Delta \mathbf{x}} \\ &= \frac{\dot{x}_{trim} + \Delta \dot{\mathbf{x}} - \dot{x}_{trim} + \Delta \dot{\mathbf{x}}}{2\Delta \mathbf{x}} \\ &= \frac{\Delta \dot{\mathbf{x}}}{\Delta \mathbf{x}} \end{aligned} \quad (3.13)$$

Durum ve girişteki değişimlere göre fonksiyondaki değişimlere bağlı olarak hesaplanan Jacobian matrislerin elde edilmesinden sonra durum uzay gösterimi (3.14) ve (3.15) numaralı denklemlerdeki şekilde elde edilir.

$$\Delta \dot{\mathbf{x}} = A\Delta \mathbf{x} + B\Delta \mathbf{u} \quad (3.14)$$

$$\Delta \mathbf{y} = C\Delta \mathbf{x} + D\Delta \mathbf{u} \quad (3.15)$$

Durum uzay gösterimindeki $\mathbf{x}$ durum vektörünü ve $\mathbf{u}$ kontrol vektörünü oluşturan değişkenler aşağıdaki gibidir:

$$\mathbf{x} = [u \quad v \quad w \quad p \quad q \quad r \quad \phi \quad \theta \quad \psi \quad \beta_{1s} \quad \beta_{1c}]^T \quad (3.16)$$

$$\mathbf{u} = [u_{lat} \quad u_{long} \quad u_{col} \quad u_{ped}]^T \quad (3.17)$$

MATLAB® Simulink ortamında doğrusallaştırmayı gerçekleştirebilmek için doğrusal olmayan Simulink modelinde giriş ve çıkışlar portlarla tanımlanır,

MATLAB'ın linmod komutunu kullanarak model koşturulur ve, doğrusal sapma modeli elde edilir (Simulink Control Design, 2008).

Havada askıda kalma durumu için (3.5) numaralı denklemde elde edilen denge koşulu etrafında doğrusallaştırılmış model izelge 3.1'de ve izelge 3.2'de verilmiştir.

Çizelge 3.1 : Doğrusal modelin durum matrisi

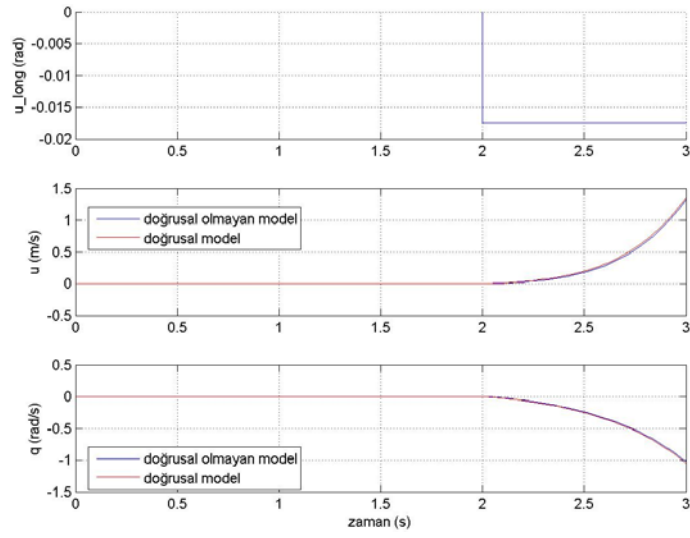
u	v	w	p	q	r	ϕ	θ	ψ	β_{ls}	β_{lc}
0,014	0	0	0,10767	-0,6701	0	0	-9,81	0	0	7,85
0	-0,014	-0,01	-0,6701	-0,1077	0	9,81	0	0	7,848	0
0	0	-0,73	0	0	0	-0,06	0	0	0	0
0,003	-0,087	0	-4,0308	-0,8044	0	0	0	0	47,49	1,79
-0,03	-0,001	0	-0,2578	1,29183	0	0	0	0	0,573	-15,2
0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
0	0	0	1	0	0	0	0	0	0	0
0	0	0	0	0,99998	-0,0063	0	0	0	0	0
0	0	0	0	0,00628	0,99998	0	0	0	0	0
0	0	0	-1	0	0	0	0	0	-15,02	2,55
0	0	0	0	-1	0	0	0	0	-2,547	-15

Çizelge 3.2 : Doğrusal modelin kontrol matrisi

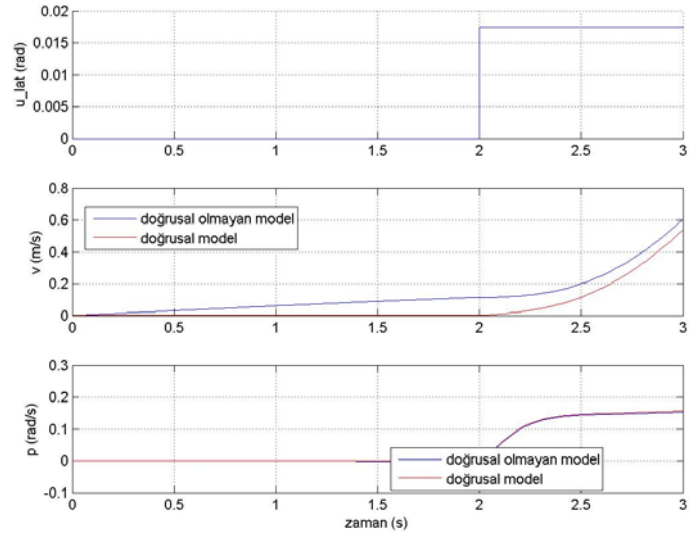
u lat	u long	u col	u ped
0	-1,96	0	0
1,96	0	-1,20	-0,02
0	0	-127,99	0
11,87	-0,45	0	0
0,14	3,81	0	0
0	0	0	0,27
0	0	0	0
0	0	0	0
0	0	0	0
15,02	2,55	0	0
2,55	-15,02	0	0

3.5 Doğrusal Modelin Geçerlemesi

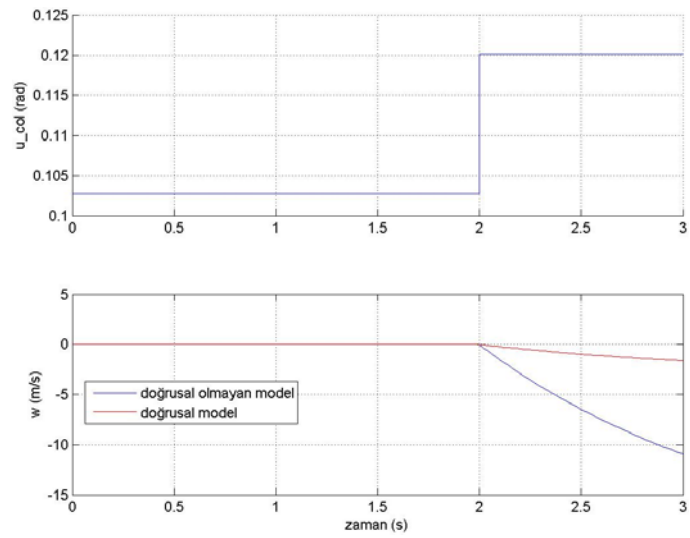
Modelin doğrulanması için gerçekleştirilen testler, doğrusal ve doğrusal olmayan modelin karşılaştırılarak geçerleme yapılması için de kullanılmıştır. İlgili bölümde testten beklenen sonuçlar açıklandığı için bu bölümde doğrusal modelin sayısal olarak doğrusal olmayan modele ne kadar yaklaştığı test edilmiştir.



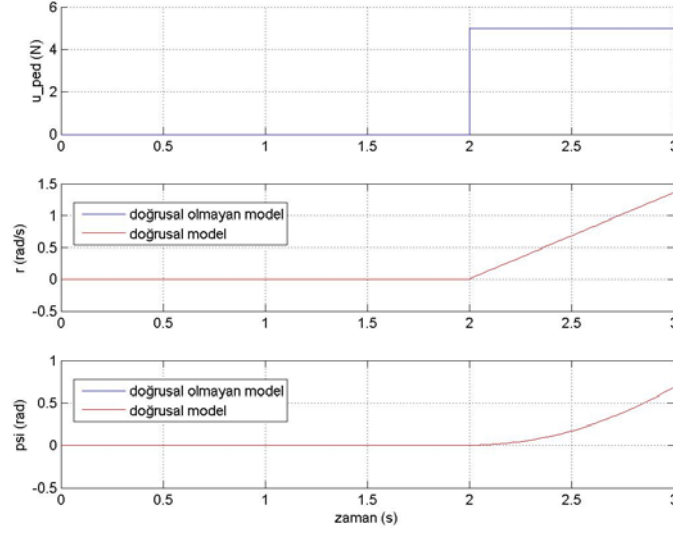
Şekil 3.9 : Uzunlamasına kontrolün sonucunun geçerlenmesi



Şekil 3.10 : Yanlamasına kontrolün sonucunun geçerlenmesi



Şekil 3.11 : Ortak kontrolün sonucunun geçerlenmesi



Şekil 3.12 : Dümen kontrolün sonucunun geçerlenmesi

Geçerleme sonuçları Şekil 3.10, Şekil 3.11, Şekil 3.12 ve Şekil 3.12’de görülmektedir. Uzunlamasına, yanlamasına ve dümen kontrol girişinin doğrusal ve doğrusal olmayan cevapları oldukça benzer çıkmıştır. Ortak kontrol girişin cevabının doğrusal ve doğrusal olmayan modelde aynı yönde ancak farklı büyüklükte olduğu gözlenmiştir.

3.6 Doğrusal Model Analizi

Bu bölümde helikopterin açık çevrim doğrusal modeliyle ilgili kararlılık, kutup, zaman sabiti ve helikopter davranışı ile ilgili analizler yapılacaktır.

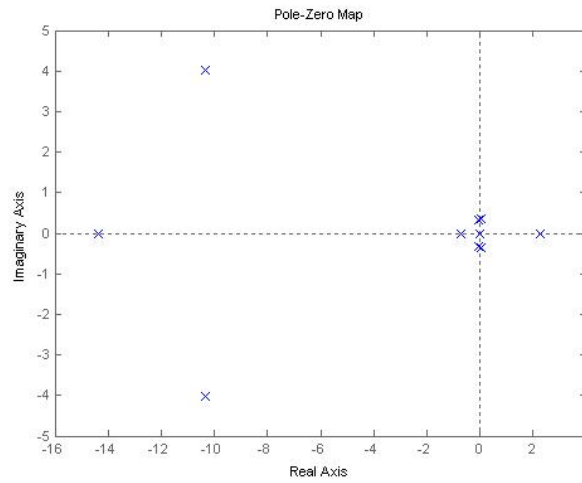
3.6.1 Kararlılık analizi

Doğrusal bir sistemin kararlılığını inceleyebilmek için s düzlemindeki kutuplarının yerleşimine bakılabilir. Kutuplardan herhangi biri s düzleminin sağ tarafında olduğunda, zamanın ilerlemesi ile beraber baskın modun etkisi artacak ve geçici rejim cevabı artacak veya artan genlik ile salınım yapacak demektir. Bu da kararsız bir sistemi temsil etmektedir. Fiziksel bir önlem veya engelleyici olmadığı durumlarda kararsız sistemler çalıştırıldığında zarar görürler. Açık çevrim kararsız sistemlere uygulanan kontrol ile tüm kutupların s düzleminin sol tarafında olması durumunda sistem kararlı olacak ve bütün geçici rejim davranışı sistemi bir denge noktasına taşıyacaktır.

Sistem kutuplarının tamamının s düzleminin sol tarafında olması mutlak kararlılığı sağlar ancak geçici rejim cevabının tatmin edici olmasını garantilemez. Kararlı olsa da sistemin cevabı aşırı salınımlı veya aşırı yavaş olabilir (Ogata, 2002).

3.6.2 Sistem kutupları

Durum uzay modelinin durum matrisini temsil eden A matrisinin karakteristik denkleminin çözümü ile kutuplar elde edilir. Havada askıda kalma hareketi yapan helikopterin kutuplarını sergileyen için karmaşık düzlem (complex plane) Şekil 3.13’de görülmektedir.



Şekil 3.13 : Sürekli sistemin karmaşık düzlemde gösterimi

Sürekli sistem için çizilen karmaşık düzlemde sanal eksenin sağ tarafında kutuplar bulunmaktadır. En sağda gerçel kısmı 2,2759 olan kararsız bir kutup vardır. Yine sanal eksenin sağ ve sol tarafında gerçel kısmı çok küçük olan salınımlı çift kutuplar vardır. Bunlar uçuş sistemlerine phugoid olarak adlandırılan yavaş salınımlı hareketi temsil etmektedir. Gerçel kısmı -10,3268 olan salınımlı çift kutup ise helikopterin kısa periyot hareketi yaptığını göstermektedir. Sıfır noktasında bulunan kutup da sistemin kararsızlığını arttırmaktadır. Helikopterin farklı denge koşullarında bu kutupların yerlerinin farklı olacağı unutulmamalıdır. Çizelge 3.3’de askıda kalma durumundaki helikoptere ait özdeğerler görülmektedir.

Çizelge 3.3 : Askıda kalan helikopterin özdeğerleri

	Kutup yeri	Sönümlenme oranı (ζ)	Doğal frekans (rad/san)
Mod 1	-14,3617	1	14,36
Mod 2	-10,3268 $\pm$ 4,0119i	0,93	11,07
Mod 3	2,2759	-1	2,27
Mod 4	-0,7259	1	0,72
Mod 5	0,0225 $\pm$ 0,3436i	-0,06	0,34
Mod 6	-0,0407 $\pm$ 0,3361i	0,12	0,33
Mod 7	0	-1	0
Mod 8	0	-1	0

3.6.3 Ayrıklaştırma

Sürekli zamanlı bir sistemin ayrık zamanlı hale getirilmesi, ayrıklaştırma olarak tanımlanır. Ayrık kontrolcü tasarımı yapabilmek için de helikopter modelini ayrıklaştırmak gereklidir. Sürekli zamanda A, B, C, D matrisleriyle ifade edilen sistem, **(3.18)** numaralı denklemdeki şekilde ifade edilebilir (Ogata, 1995):

$$\mathbf{x}(t) = e^{A(t-t_0)} \mathbf{x}(t_0) + \int_{t_0}^t e^{A(t-\tau)} B u(\tau) d\tau \quad (3.18)$$

Ayrıklaştırma yapılırken t ile ifade edilen zaman değişkeni, k ile ifade edilen örnek sayısı ile değiştirilir. Örnekleme süresini T göstermek üzere, $t=kT+T$ ve $t_0=kT$ olmak üzere k adım boyunca örnekleme ile sonuç **(3.19)** numaralı denklemdeki gibidir:

$$\mathbf{x}(kT + T) = e^{AT} \mathbf{x}(kT) + \int_{kT}^{kT+T} e^{A(kT+T-\tau)} B u(\tau) d\tau \quad (3.19)$$

Sıfır dereceli tutma (zero order hold) yöntemi uygulandığı takdirde giriş değeri $u(\tau)$ örnekleme süresi boyunca sabittir.

$$u(\tau) = u(kT) \quad kT \leq \tau < kT + k \quad (3.20)$$

Türetimi kolaylaştırmak için η değişkeni tanımlanır.

$$\eta = kT + T - \tau \quad (3.21)$$

Çözüm (3.22) numaralı denklemdeki şekilde elde edilir:

$$\mathbf{x}(kT + T) = e^{AT} \mathbf{x}(kT) + \left(\int_0^T e^{A\eta} d\eta \right) B u(kT) \quad (3.22)$$

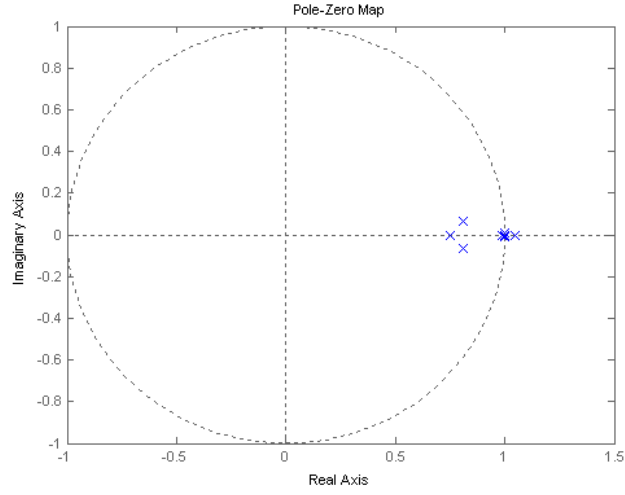
Böylece sürekli durum uzay modelini ayrıklaştırmak için gerekli model elde edilmiş olur.

$$\Phi_s = e^{AT} \quad (3.23)$$

$$\Gamma_s = \left(\int_0^T e^{A\eta} d\eta \right) B \quad (3.24)$$

$$H_s = C \quad (3.25)$$

Önemli tasarım kısıtlarından birini de ayrıklaştırılan sistemin örnekleme süresi oluşturmaktadır. Ayrıklaştırma sonunda ortaya çıkacak hatanın ihmal edilebilir olması için örnekleme süresinin, sistemdeki en küçük zaman sabitine göre seçilmesi gerekir (Ogata, 1995). Sistemin doğal frekansları incelendiğinde en hızlı kutbun 14.36 rad/san doğal frekansına sahip olduğuna ulaşılır. 2π değerinin bu frekansa bölünmesi sonucunda zaman sabiti olarak 0,43 saniye elde edilir. Örnekleme süresi olarak 0,02 saniyenin seçilmesi ayrıklaşan sistemin, sürekli sistem dinamiğini doğru temsil edebilmesi için yeterlidir. Ayrıklaştırılan sistemin kutupları Şekil 3.14’te görülmektedir. Sistemi kararsızlığa sokan kutup birim çemberin dışında görülmektedir



Şekil 3.14 : Ayrık sistemin kutup ve sıfırlar çizgesi

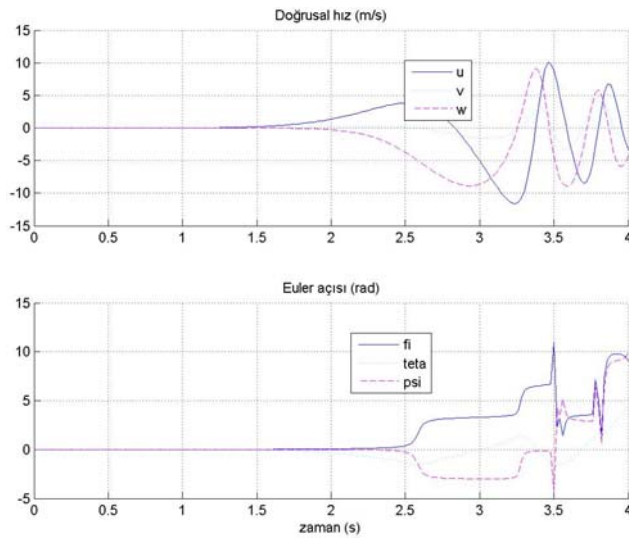
Ayrık durum uzay modeli (3.26) ve (3.27) numaralı denklemlerde gösterilmektedir.

$$\mathbf{x}(k+1) = \Phi_s \mathbf{x}(k) + \Gamma_s \mathbf{u}(k) \quad (3.26)$$

$$y(k) = H_s \mathbf{x}(k) \quad (3.27)$$

3.6.4 Birim basamak cevabı

Sistemin kararlılığını incelemek için başvurulabilecek diğer bir yöntem de birim basamak cevabının incelenmesidir.



Şekil 3.15 : Açık çevrim sistemin birim basamak cevabı

0 ile 1. saniyeler arasında denge koşulunda bulunan helikopterin doğrusal olmayan modeline 1. saniyede -1 derecelik bir ortak kontrol girişi basamak olarak uygulanmıştır. Bunun sonucunda önce ileri doğru gidiş hızı artmış, ancak sistemdeki birleşiklik (coupling) nedeniyle dikey hız da negatif yönde artmıştır. Her iki hız değeri de osilasyon yaparak sistemi kararsızlığa sokmuştur. Şekil 3.15’de hız ve Euler açısı değerlerinin zamana göre değişimi görülmektedir. Zaman alanında (time domain) elde edilen bu çizgeler de sistemi stabilize edecek bir kontrolcünün gerekliliğini göstermektedir.

4. LQR TASARIMI

Tezin bu bölümünde insansız helikopterin kontrol edilmesi için tasarlanan LQR kontrolcü tasarımı anlatılmıştır. LQR'ın teorisi açıklanırken Hald ve diğ.'nin (2005) çalışmasında 9. ve 10. bölümlerde anlatılan yapı özetlenmiş ve Sørensen'in (2009) notlarından yararlanılmıştır. Daha sonra ise bu çalışma kapsamında Model Öngörülü Kontrol (Model Predictive Control) yöntemi ile karşılaştırmak üzere LQR kullanılarak çeşitli senaryolar koşturulmuş ve sonuçlarına yer verilmiştir.

4.1 Kontrol Edilebilirlik

Helikopter için kontrolcü tasarımı yapmadan önce kontrol edilebilirliğin incelenmesi gerekmektedir. Bir t_0 anında sistemin durumları sınırlı bir süre içerisinde, birincil $x(t_0)$ değerinden herhangi farklı bir değere götürülebiliyorsa bu sistem için kontrol edilebilir denir (Ogata, 2002). Rudolf Kalman'ın açıkladığı bu kıstasın durum uzayında kontrolcü tasarımında önemli bir rolü vardır.

Kontrol edilebilirliğin testi için aşağıdaki matris incelenir:

$$\begin{bmatrix} \Gamma & \Phi\Gamma & \Phi^2\Gamma & \dots & \Phi^{n-1}\Gamma \end{bmatrix} \quad (4.1)$$

Kontrol edilebilirlik matrisi tekil değilse ve kertesini tam ise (full rank) sistem kontrol edilebilir demektir. Yapılan hesaplama sonucunda doğrusal helikopter modelinin kontrol edilebilirlik matrisinin tam kerte olduğu ve tekil olmadığı görülmüştür.

4.2 Maliyet Fonksiyonu

Dinamik bir sistemi kontrol ederken sistemi birincil durumundan referans olarak belirlediğimiz duruma getirmek ve bu referans durumunda kalmasını sağlamak amaçlanır. Bu kontrol eylemi sırasında sistem davranışıyla ilgili farklı öncelikler mevcut olabilir. Örneğin sistem durumlarının kalıcı hale en kısa sürede geçmesi veya

en düşük kontrolcü çabası harcamak gibi. Optimal kontrolün amacı, x durum vektörünü, u giriş vektörünü ve k da örnekleme sayısını göstermek üzere, sistemi referansa götüren en iyi $u^*(k)$ dizisini elde etmektir. Bunun için de temel olarak (4.2) numaralı denklemdeki gibi bir maliyet fonksiyonu kullanılmaktadır.

$$J_{lqr} = \sum_{k=0}^N [x^T(k)Q_1x(k) + u^T(k)Q_2u(k)] \quad (4.2)$$

Minimizasyonun yapılacağı sınırlı zaman ufkunu N göstermektedir. Durumları ve girişleri cezalandırarak başarımlı değerini düzenleyen ağırlık matrislerini ise Q_1 ve Q_2 temsil etmektedir. Q_1 matrisi pozitif tanımlı (positive definite), Q_2 matrisi ise pozitif yarı tanımlıdır (positive semi-definite) (Naidu, 2003).

4.3 LQR Tasarımının Temelleri

$L_s(k)$ kontrolcü geribesleme kazanç matrisini ifade etmek üzere, en iyi $u^*(k)$ girişi (4.3) numaralı denklemdeki kontrol kanunu ile hesaplanır:

$$u^*(k) = -L_s(k)x(k) \quad (4.3)$$

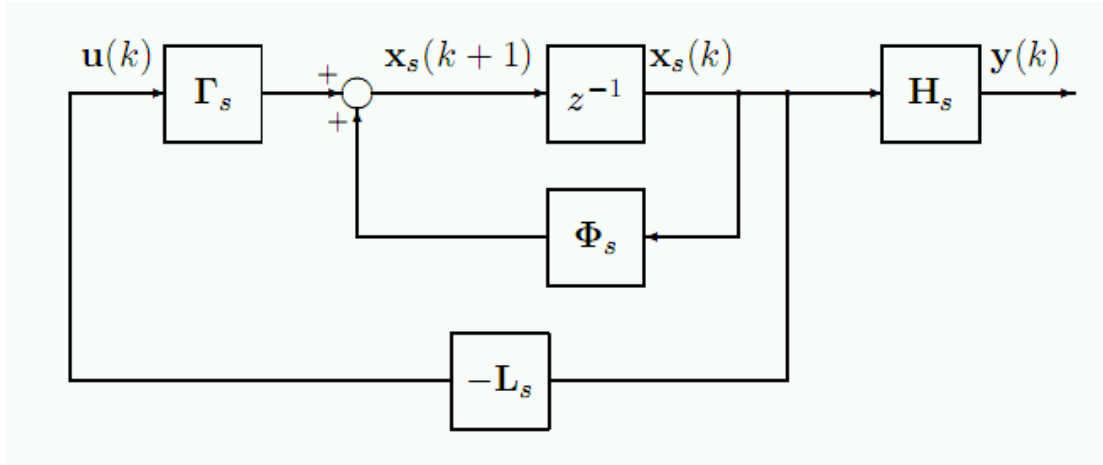
$L_s(k)$ matrisini hesaplayabilmek için cebirsel Riccati denklemi çözülmelidir. Bu denklemler özyinelemeli olarak çözülmüşse eğer aşağıdaki şekilde hesap yapılabilir (Sørensen, 2009):

$$L_s(k) = [Q_2 + \Gamma^T S_s(k+1)\Gamma]^{-1} \Gamma^T S_s(k+1)\Phi \quad (4.4)$$

$$S_s(k) = Q_1 + \Phi^T S_s(k+1)[\Phi - \Gamma L_s(k)] \quad (4.5)$$

Özyineleme adım sayısı büyük bir sayı seçildiği takdirde (bu çalışma için adım sayısı 5000 olarak belirlenmiştir) L ve S matrislerinin belirli bir adım sayısından sonra artık değişmediği ve kararlı bir değere sahip olduğu görülmektedir. Çözümün yakınsadığı bu sabit L matrisi $L_s(0)$ olarak adlandırılır eniyi kontrol sinyalinin hesabında (4.6) denklemindeki gibi kullanılır. Bu matrisin sisteme bağlanması ile elde edilen kapalı çevrim model Şekil 4.1’de görülmektedir.

$$\mathbf{u}^*(k) = -\mathbf{L}_s(0)\mathbf{x}(k) \quad (4.6)$$



Şekil 4.1 : Kapalı çevrim LQR kontrolcü yapısı

LQR ile kontrolcü tasarımı yapmanın en önemli kısmını ağırlık matrislerinin seçimi kapsar. Kontrol edilecek durumların referanstan hatasını küçültmek ile kontrolcü sinyalinin küçük değerler alması arasında bir denge mevcuttur. Kontrolcü tasarımı kolaylaştırmak için ağırlık matrisleri köşegen matris olarak tasarlanır.

Köşegenin her elemanı ilgili olduğu durum veya eyleyicinin hatasını cezalandırır. Örneğin Q_1 matrisinin 1x1 elemanı, temel olarak birinci durumu cezalandırır. Ağırlık matrisleri hesaplanırken Bryson kuralı başlangıç noktası olarak alınabilir. Bu kurala göre, Q_1 matrisinin 1x1 elemanını cezalandıran değer, 1 numaralı durumun kabul edilebilir hatasının maksimumunun karesidir (Bryson ve Ho, 1975).

4.4 LQR Tasarımına İntegratör Eklenmesi

LQR kontrolcü tasarımına integratör eklenmesi ile sistemde bulunan sabit bozucuların etkisi kapalı sistemden çıkartılabilir. Bunun içinde integral durumların tanımlanması gerekir:

$$\mathbf{x}_i(k+1) = \mathbf{x}_i(k) - \mathbf{x}_s(k) \quad (4.7)$$

(4.7) denkleminde $\mathbf{x}_i$ ile tanımlanan integral durumlar, $\mathbf{x}_s$ ile tanımlanan sistem durumlarının hatasını integre ederek kalıcı durum hatasını engeller. Ayırıklaştırma

sonrasında elde edilen ve sistem modelini temsil eden (3.10) ve (3.11) denklemleri aşağıdaki hale gelir:

$$\mathbf{x}_s(k+1) = \Phi_s \mathbf{x}_s(k) + \Gamma_s \mathbf{u}(k) \quad (4.8)$$

$$y(k) = H_s \mathbf{x}_s(k) \quad (4.9)$$

(4.7) ve (4.8) denklemleri birleştirildiğinde durum vektörü aşağıdaki şekli alır:

$$\mathbf{x}(k) = \begin{bmatrix} x_s(k) \\ x_i(k) \end{bmatrix} \quad (4.10)$$

$$\mathbf{x}(k+1) = \begin{bmatrix} \Phi_s & 0 \\ -I & I \end{bmatrix} \mathbf{x}(k) + \begin{bmatrix} \Gamma_s \\ 0 \end{bmatrix} \mathbf{u}(k) = \Phi \mathbf{x}(k) + \Gamma \mathbf{u}(k) \quad (4.11)$$

$$y(k) = [H_s \quad 0] \mathbf{x}(k) \quad (4.12)$$

Helikopterin dinamik denklemlerinde bulunan çırpma, yunuslama ve yalpa açıları direkt olarak ölçülememektedir. Bunun yanında, denge koşulunun elde edilmesi sırasında hesaplandığı üzere, yalpa açısının tamamen sıfırlanması mümkün değildir. Bu nedenle sadece ölçülebilen durumlar için integral durumlar atanmıştır ve (4.7) denklemi şu hali almıştır:

$$x_i(k+1) = x_i(k) - H_s x_s(k) \quad (4.13)$$

Durum ve kontrol matrisleri ise artık şöyledir:

$$\Phi = \begin{bmatrix} \Phi_s & 0 \\ -H_s & I \end{bmatrix}, \Gamma = \begin{bmatrix} \Gamma_s \\ 0 \end{bmatrix} \quad (4.14)$$

(4.10) denkleminde tanımlanan durum vektörünü cezalandıran ağırlık matrisi aşağıdaki gibidir:

$$Q_1 = \begin{bmatrix} Q_{1s} & 0 \\ 0 & Q_{1i} \end{bmatrix} \quad (4.15)$$

Sistem matrisleri genişletildiği (augmented) için, cebirsel Riccati denklemi çözümü sonucunda elde edilen L_{lqr} matrisi artık integral durumların da geri besleme kazancını içermektedir. Böylece kontrol kanunu aşağıdaki şekilde olmaktadır:

$$\mathbf{u}^*(k) = -L_{lqr}(k)x(k) \quad (4.16)$$

$$= -\begin{bmatrix} L_s(0) & L_i(0) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_s(k) \\ x_i(k) \end{bmatrix} \quad (4.17)$$

Kontrolcü tasarımı yapılırken Q_{ls} ile Q_{li} arasındaki dengeye de dikkat etmek gerekmektedir. Durumları cezalandıran ağırlık matrisi oransal kontrolcü gibi çalışırken, integral durumları cezalandıran matris integratör kontrolcü gibi çalışmaktadır. İntegratör ağırlıkları arttırmak, kontrolcünün sabit hatasını daha kısa sürede azaltmasını sağlar. Ancak bunun yanında sistemin kalıcı duruma geçerken salınım yapmasına nende olabilir. Tam tersi şekilde oransal ağırlıkları arttırmak sistemin daha hızlı cevap vermesini sağlarken, kalıcı hatanın azalması yavaşlar.

4.5 Gözlemlenebilirlik

Bu bölüme kadar açıklanan kontrolcü tasarım adımları boyunca bütün durumların ölçülebildiği kabul edildi. Ancak helikopterin bazı durumları (yalpalama açısı, yunuslama açısı, pal çırpma açıları) direkt ölçülememektedir ve bu nedenle bir kestirimcinin tasarlanması gerekmektedir. Kestirimci tasarımından önce gözlemlenebilirliğin incelenmesi gerekmektedir.

Bir sistemin $y(t)$ çıkışları gözlemlenerek sınırlı bir zaman içerisinde sistemin t_0 anında ifade edilen tüm $x(t_0)$ durumlarının değerleri elde edilebiliyorsa bu sistem için gözlemlenebilir denir. Gözlemlenebilirlik testi için aşağıdaki matris incelenir.

$$\begin{bmatrix} H \\ H\Phi \\ \vdots \\ H\Phi^{n-1} \end{bmatrix} \quad (4.18)$$

Gözlemlenebilirlik matrisinin kertesı tam ise incelenen sistem için tamamen gözlenebilir denir. Yapılan hesaplama ile doğrusal helikopter modeli için bu matrisin tam kerte olduğu görülmüştür.

4.6 LQR Tasarımına Durum Kestirimcisi Eklenmesi

Modellemesi yapılan insansız helikopterin 11 durumundan 4'ü ölçülememektedir. Bunlar sırasıyla β_{1s} , β_{1c} , ϕ ve θ ile gösterilen yanlamasına çırpma açısı, uzunlamasına çırpma açısı, yalpa açısı ve yunuslama açısıdır. Ölçülemeyen bu durumlar için kestirim (estimation) yapılması gerekmektedir.

Helikopterin 6 serbestlik dereceli modeli, çok girişli çok çıkışlı olduğu için tasarlanacak kestirimci için Ackermann'ın formülünü kullanmak kullanışlı değildir. Bunun yerine tam mertebeli (full order) Kalman kestirimcisi kullanılacaktır. Böylece kestirimci yalnızca ölçülemeyen durumları kestirmeyecek, tüm 11 durumu kestirecektir. Sisteme etkiyen bozucuları göz önüne alarak kestirim yapılması ile durum ve çıkış denklemleri aşağıdaki şekilde oluşur.

$$x(k+1) = \Phi x(k) + \Gamma u(k) + e_x(k) \quad (4.19)$$

$$y(k) = Hx(k) + e_y(k) \quad (4.20)$$

(4.19) ve (4.20) denklemlerinde $e_x(k)$ durum gürültüsünü (state noise), $e_y(k)$ ise ölçüm gürültüsünü (measurement noise) ifade etmektedir. Bu iki gürültünü arasında bir bağıntı (correlation) olmadığı, rastgele ve sıfır ortalamalı oldukları kabul edilmektedir.

Durum hatası $x(k) - \hat{x}(k)$ ile tanımlanmaktadır. Bu hatanın değişintisini (variance) en küçük yapan en iyi (optimal) durum kestirimi olan $\hat{x}(k)$ aşağıdaki şekilde hesaplanır (Sørensen, 2009):

$$\hat{x}(k+1) = \Phi \hat{x}(k) + \Gamma u(k) + K_k(k) [y(k) - H \hat{x}(k)] \quad (4.21)$$

(4.21) denkleminde bulunan $K_k(k)$ Kalman kestirimcisinin geri besleme kazancını temsil etmektedir ve aşağıdaki şekilde hesaplanır:

$$K_k(k) = \Phi P(k) H^T [R_{ey} + H P(k) H^T]^{-1} \quad (4.22)$$

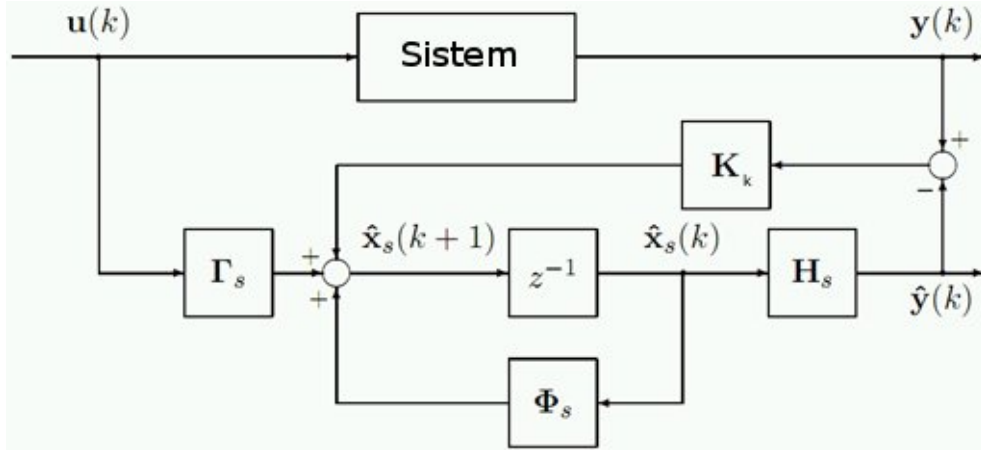
$P(k+1)$ ise durum kestirimlerinin ortak değişintisidir (covariance) ve aşağıdaki şekilde hesaplanır (Sørensen, 2009):

$$P(k+1) = R_{ex} + (\Phi - K_k(k)H)P(k)\Phi^T \quad (4.23)$$

$$P(0) = R_x(0) \quad (4.24)$$

(4.22) ve (4.23) denklemlerinde yer alan R_{ex} ve R_{ey} matrisleri, sırasıyla durum hatası ve çıkış hatasının ortak değişintisidir (covariance). P matrisinin başlangıç değeri olan $R_x(0)$ birincil durumun değişintisidir. İdeal durumda R_{ex} ve R_{ey} matrislerinin değerinin sistemde bulunan e_x ve e_y gürültülerinin değişintisine eşittir. Ancak bu durum geçerli olduğunda kestirimci en iyidir (optimal). Ancak çoğu zaman bu iki ortak değişinti matrisinin değerleri önceden bilinmemektedir. Kestirimci tasarımı sırasında özyinelemeli (iterative) olarak belirlenirler ve böylece kestirimcinin dinamiği ortaya çıkar.

(4.21) denkleminde Kalman kestirimcisinin kazancı olan $K_k(k)$ zamanla değişmektedir. Kontrolcü tasarımında olduğu gibi yüksek bir adım sayısı seçilerek bu kazanç matrisinin sabit bir değere yakınsaması sağlanır. Böylece $K_k(k)$ hesabı $K_k(N)$ matrisine indirgenmiş olur (Franklin ve diğ., 2002). Kalman kestirimcisinin kapalı çevrim sisteme bağlanması ile elde edilen model Şekil 4.2’de görülmektedir.



Şekil 4.2 : Kalman filtresi eklenmiş sistemin yapısı

4.7 LQR Kontrolcü Parametreleri

Bu bölümde Hald ve diğ.'nin (2005) tezinde yer alan LQR kontrolcü tasarım parametreleri esas alınmıştır. LQR kontrolcü için kullanılmış olan kontrolcü ağırlık matrisleri ve kestirimci ortak değışintileri (covariance) matrislerle ifade edilmektedir.

$$Q_{is} = \begin{bmatrix} 10^6 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 10^6 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 10^6 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 3270 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 32.7 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 10^2 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 13210 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 132.1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 10^4 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 14.6 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 14.6 \end{bmatrix} \quad (4.25)$$

$$Q_{ii} = 0.001 \begin{bmatrix} 10^6 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 10^6 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 10^6 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 3270 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 32.7 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 10^2 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 10^4 \end{bmatrix} \quad (4.26)$$

$$Q_2 = 10^4 \begin{bmatrix} 32.7 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 32.7 \cdot 10^7 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 32.7 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 10 \end{bmatrix} \quad (4.27)$$

$$R_{ex} = \begin{bmatrix} 10^2 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 10^2 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 10^4 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 10^4 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (4.28)$$

$$R_{ey} = 0 \quad (4.29)$$

4.8 LQR ile senaryoların koşturulması

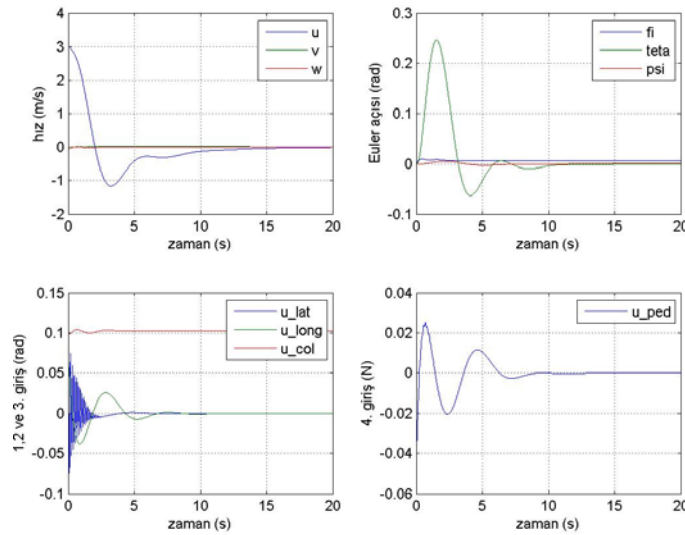
Belirlenen kontrolcü ve kestirimci parametreleri esas alınarak LQR kontrolcü ile benzetimler koşturulmuştur. Benzetim sonuçları ileriki bölümde tasarımı yapılan MPC tabanlı kontrolcü sonuçları ile karşılaştırılacaktır.

Helikopterin temel hareketleri göz önüne alınarak 8 adet senaryo belirlenmiştir. Her senaryo kapsamında ilgili değışkene benzetimin başlangıç anında sıfırdan farklı bir başlangıç koşulu değeri verilmiş ve benzetim koşturulmuştur. Örneğın 1. senaryoda ileri doğru gidiş hızının başlangıç değeri 3 m/s'dir. Kontrolcü ileri doğru gitmekte olan helikopterin tüm çıkışlarını sıfıra getirmeye çalışmakta ve askıda kalmasını sağlamaya çalışmaktadır. Belirlenen 8 senaryoya ek olarak önceki çalışmalarda yer verilmemiş farklı senaryolara da Bölüm 5'te yer verilmiştir.

- Senaryo 1: İleri doğru gidiş, düşük hız (3 m/s)
- Senaryo 2: İleri doğru gidiş, yüksek hız (8 m/s)

- Senaryo 3: Burun açılı gidiş, düşük yunuslama açısı (-10 derece)
- Senaryo 4: Burun açılı gidiş, yüksek yunuslama açısı (-30 derece)
- Senaryo 5: Yana doğru gidiş, düşük hız (3 m/s)
- Senaryo 6: Yana doğru gidiş, yüksek hız (8 m/s)
- Senaryo 7: Aşağı doğru gidiş, düşük hız (3 m/s)
- Senaryo 8: Aşağı doğru gidiş, yüksek hız (8 m/s)

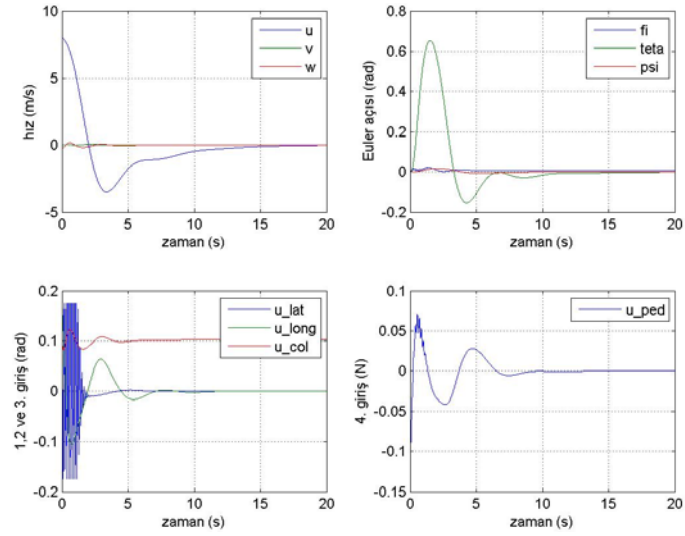
4.8.1 LQR ile Senaryo 1'in koşturulması



Şekil 4.3 : Senaryo 1'in LQR ile koşturma sonucu

Senaryo 1'in koşturma sonuçları Şekil 4.3'te görülmektedir. İleri doğru gitmekte olan helikoptere kontrolcü u lat ve u long girişlerini uygulayarak yaklaşık 15 saniye içinde stabilize olmaktadır. Birleşiklik etkisinden dolayı yunuslama açısında değişim olurken, u lat girişi ilk 3 saniye içerisinde defalarca salınım yapmaktadır.

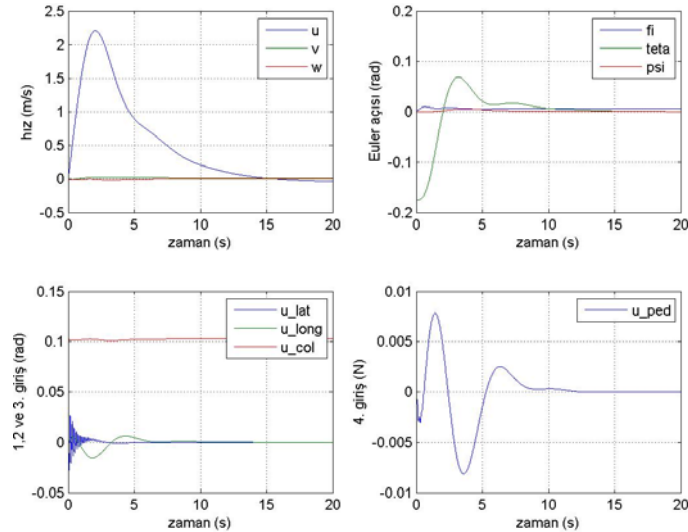
4.8.2 LQR ile Senaryo 2'nin koşturulması



Şekil 4.4 : Senaryo 2'nin LQR ile koşum sonucu

Senaryo 2'nin koşum sonuçları Şekil 4.4'te görölmektedir. İleri doğru yüksek hızla gitmekte olan helikopter 1. senaryoya benzer bir cevap sergiliyor. Ancak kontrol edilecek değerin büyüklüğü dolayısıyla, salınımlı çalışan u lat girişi doygunluğa ulaşmaktadır.

4.8.3 LQR ile Senaryo 3'ün koşturulması

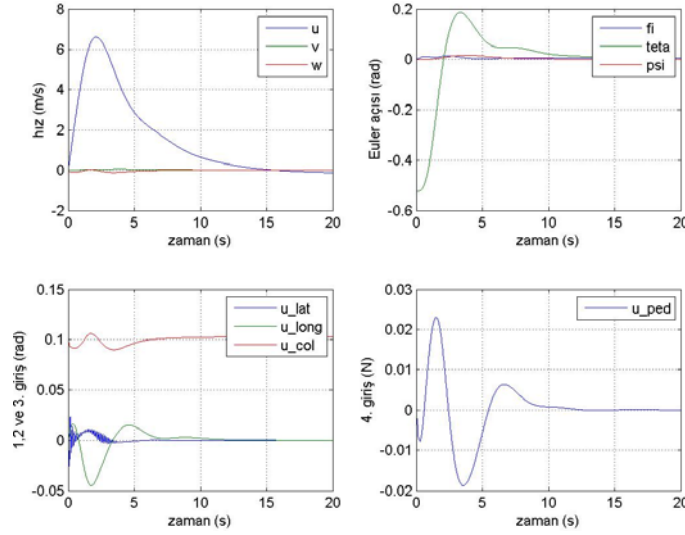


Şekil 4.5 : Senaryo 3'ün LQR ile koşum sonucu

Senaryo 3'ün koşum sonuçları Şekil 4.5'te görölmektedir. Yunuslama açısı -10 derece ($\sim -0,1745$ radyan) iken askıda kalma durumuna geçmeye çalışan helikopter,

ileri doğru hızla olan birleşiklikten dolayı bir süre hızlanıyor ancak yunuslama açısının sıfıra yaklaşması ile birlikte durarak askıda kalma durumuna geçmektedir.

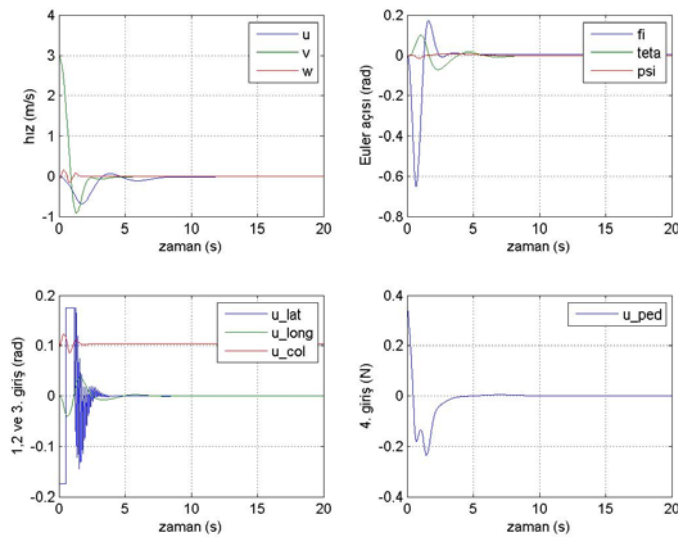
4.8.4 LQR ile Senaryo 4'ün koşturulması



Şekil 4.6 : Senaryo 4'in LQR ile koşturma sonucu

Senaryo 4'ün koşturma sonuçları Şekil 4.6'da görülmektedir. Yunuslama açısı -30 derece ($\sim -0,5236$ radyan) iken çalışmaya başlayan kontrolcü helikopteri stabilize etmeye çalışırken 3. senaryoya göre daha büyük bir ileri doğru gidiş hızını telafi etmeye çalışıyor. Yaklaşık 15-16 saniye sonunda yunuslama açısı sıfırlanmaktadır.

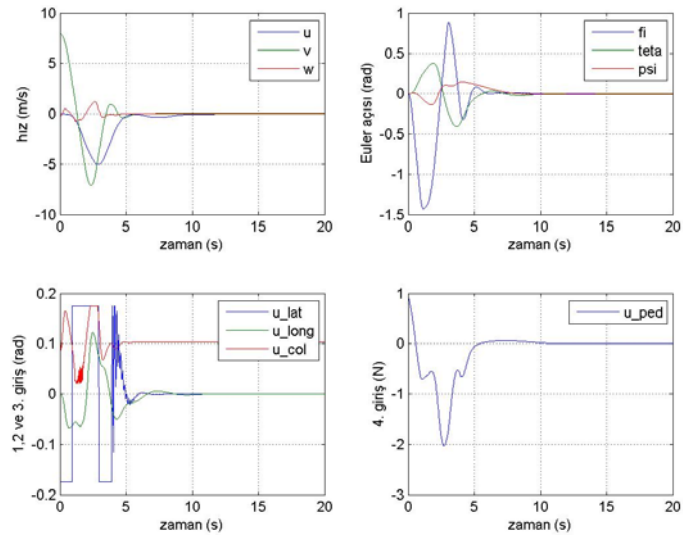
4.8.5 LQR ile Senaryo 5'in koşturulması



Şekil 4.7 : Senaryo 5'in LQR ile koşturma sonucu

Senaryo 5'in koşum sonuçları Şekil 4.7'de g r lmektedir. Yana doğru düşük hızla giderken çalışan kontrolcü u lat'ın iki kere doygunluğa ulaşmasından sonra salınımlar ile helikopterin stabilize olmasını sağlıyor. Dinamik birleşiklik nedeniyle ileri doğru hızda ve yunuslama açısında da değişiklik oluyor. Ancak beklendiği gibi ileri doğru hıza göre daha kısa süre içerisinde helikopter askıda kalma durumuna geçiyor.

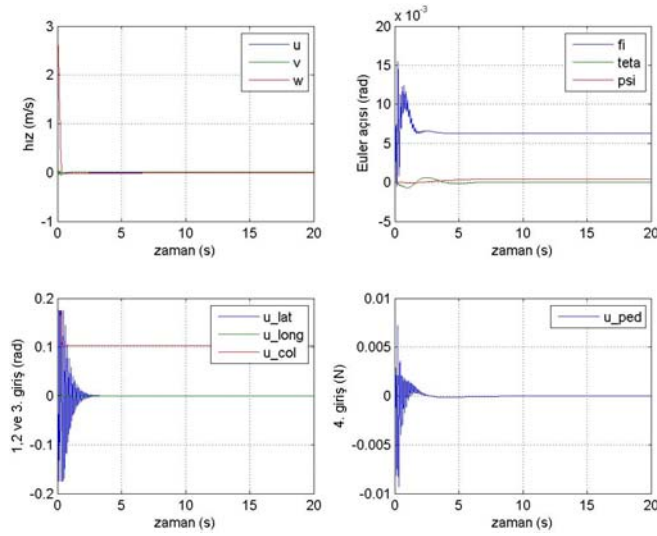
4.8.6 LQR ile Senaryo 6'nın koşturulması



Şekil 4.8 : Senaryo 6'nın LQR ile koşum sonucu

Senaryo 6'nın koşum sonuçları Şekil 4.8'de g r lmektedir. Yüksek hızda yana giderken helikopteri stabilize etmeye çalışan kontrolcü yaklaşık 10 saniye içerisinde başarılı oluyor. Ancak bu sürede birleşiklik nedeniyle yalpalama açısında büyük değişimler gerçekleşiyor. Kontrolcünün u lat girişi dört kere doygunluğa ulaşıyor, salınım yapıyor.

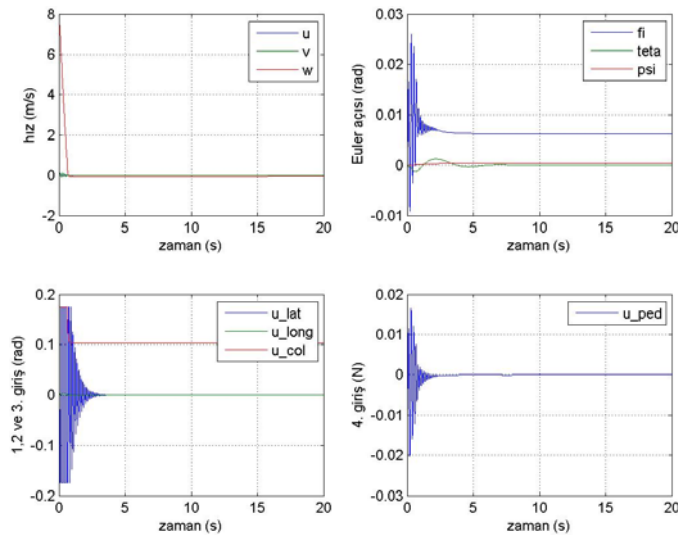
4.8.7 LQR ile Senaryo 7'nin koşturulması



Şekil 4.9 : Senaryo 7'nin LQR ile koşum sonucu

Senaryo 7'nin koşum sonuçları Şekil 4.9'da görölmektedir. Kontrolcü için aşağı doğru bir hızı olan helikopteri stabilize etmek daha kolayca gerçekleşiyor. Sistemin kontrol matrisinde de göröleceği üzere dikey hız daha kısa sürede sıfırlanma imkânına sahip. Stabilize olurken Euler açılarında da önemli bir değişim gerçekleşmiyor.

4.8.8 LQR ile Senaryo 8'in koşturulması



Şekil 4.10 : Senaryo 8'in LQR ile koşum sonucu

Senaryo 8'in koşum sonuçları Şekil 4.10'da görölmektedir. Kontrolcü yüksek hızla aşağı doğru giden helikopteri yine kısa bir sürede durdurmayı başarıyor. Yalpa

açısındaki denge koşulu değeri dışında Euler açılarında önemli bir değişiklik olmuyor. Ancak u lat girişinin salınımlı ve doygunluğa ulaşmış bir şekilde çalışmasının sistemi kötü yönde etkileyebilecek bir şey olduğuna dikkat edilmesi gerekmektedir.

5. MODEL ÖNGÖRÜLÜ KONTROL

5.1 Model Öngörülü Kontrolün Tarihi

Model Öngörülü Kontrol ile (Model Predictive Control, MPC) ilgili ilk çalışmalar 1970’li yılların sonunda açık literatürde yer almıştır. Fransız şirketi Adersa’da çalışan Richalet ve diğ. (1978) Model Öngörülü Deneysel Kontrol (Model Predictive Heuristic Control) adıyla bir yöntem önermişlerdir. Klasik PID tipinde bir kontrolcüyle kontrol edilmesi zor olan sistemlere uygulanmak üzere önerdikleri yöntem, kontrol parametrelerinin ayarını kolayca yapmak için önerilmişti. Kısıtları hesaplamalara katmak ve eniyileme (optimality) yöntemin birincil amacı değildi. Daha sonra Model Algoritmik Kontrol (Model Algorithmic Control, MAC) adı verildi (Maciejowski, 2002).

Cutler ve Ramarker (1980) ise Dinamik Matris Kontrolü (Dynamic Matrix Control, DMC) adını verdikleri bir öngörülü kontrol yöntemi önermiştir. Kısıtlanmalı sistemler için önerilen eniyilemeli yöntem, kontrol sinyalinin doğrusal programlama (linear programming) ile artarda çözülmesi esasına dayanıyordu. Öngörülü kontrolle ilgili ticari ürünler arasında en yaygın olarak DMC kullanılmaktadır (Maciejowski, 2002).

Model öngörülü kontrolün en önemli kısımlarından olan ve tezin ileriki kısımlarda açıklanacak olan kayan ufuk prensibini (receding horizon principle) Propoi (1963) önermiştir. Öngörülü kontrol, algoritmasının kolaylığı ve kontrol edilecek sistemin darbe veya basamak cevabı sonucunda elde edilen matematik modelin yeterli olması sayesinde, özellikle kimyasal süreç endüstrisinde, oldukça tutulmuştur (Camacho ve Bordons, 1999).

Clarke ve diğ. (1987) Genelleştirilmiş Öngörülü Kontrol (Generalized Predictive Control, GPC) yöntemini önermiştir. Genelleştirilmiş Minimum Varyans (GMV) fikrine dayanır. Gerek endüstride gerekse de akademik camiada öngörülü kontrol

algoritmaları arasında en yaygınlaşan yöntemlerden biridir (Camacho ve Bordons, 1999).

5.2 Özellikleri, Avantajları ve Dezavantajları

Model Öngörülü Kontrol tek bir kontrol yönteminden oluşmaz. Başta MAC, DMC ve GPC olmak üzere pek çok kontrol yöntemini içerir. Önerilen ilk yöntemler de dâhil olmak üzere, bu yöntemlerin temel özelliği içsel model içermesi, kayan ufuk prensibi ve sistemin tahmin edilen cevaplarına göre kontrol sinyali hesaplanmasıdır (Maciejowski, 2002). MPC yöntemleri arasındaki fark kontrolcü hesaplanması için kullandıkları maliyet fonksiyonları ve içsel model tipleridir.

Süreç kontrolünde öngörülü kontrolün etkisi büyüktür. Ancak başta robot manipülatörler, klinik anestezi, çimento endüstrisi, damıtma kolonu, kurutma kulesi olmak üzere öngörülü kontrol ile pek çok uygulama geliştirilmiştir. Bu sistemleri başarıyla kontrol etmesi MPC'nin kapasitesi hakkında iyi bir fikir vermektedir (Camacho ve Bordons, 1999).

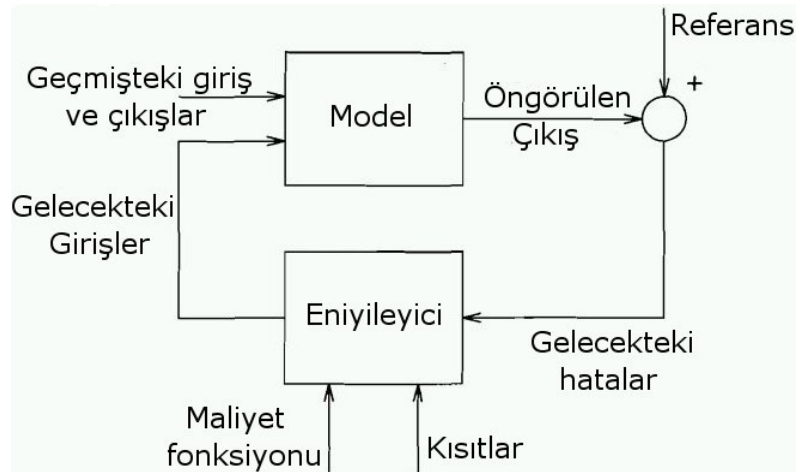
MPC diğer kontrol yöntemleriyle karşılaştırıldığında temel özelliklerini Camacho ve Bordons (1999) aşağıdaki şekilde belirtmiştir:

- Kontrol konusundaki bilgisi sınırlı olan kişiler için yöntembilimi (methodology) kolayca anlaşılabilir ve ayarlama yapılabilmesi kolaydır
- Dinamiği oldukça basit sistemleri, karmaşık sistemleri, uzun zaman gecikmesi olanları, minimum faz olmayanları, kararsız olan sistemleri kontrol etmek için kullanılabilir
- Çok giriş çok çıkışlı sistemlere kolayca uygulanabilir
- Doğası gereği ölü zaman gecikmesini telafi edebilecek yapıdadır
- Kolayca uygulanabilir doğrusal bir kontrol kanunu üretir
- Kısıtların uygulanması kavramsal olarak basittir ve tasarım sürecinde dâhildir
- Sistemin gelecekteki referans değerleri bilindiği zaman oldukça yararlıdır

- Geliştirilmeye ve düzenlenmeye uygun bir yöntem bilimi vardır

Ancak MPC'nin de bazı dezavantajları mevcuttur:

- Kontrol kanunun uygulanması kolay ve hesabı düşük bir işlem gücü gerektirse de, elde edilmesi klasik bir PID kontrolcünden daha karmaşıktır.
- Süreç dinamiği değişmiyorsa veya kısıtlama yoksa kontrol kanunu çevrim dışı olarak hesaplanabilir, ancak uyarlamalı (adaptive) durumda hesaplamaların her örnekleme anında yapılması gerekir. Ancak son on yıl içerisinde sadece merkezi işlem birimlerinin (central processing unit) gücünün yirmi kat arttığı göz önüne alındığında süreç kontrolü için önemli bir sorun olarak görülmektedir.
- Diğer bir dezavantajı ise, adından da anlaşıldığı üzere modele olan bağımlılığıdır. Modelde gerçekleşebilecek belirsizlikler ve hatalar sistem performansını etkileyecek, bazı durumlarda ise kontrol edememesine neden olabilecektir. Ancak kontrolcünün iyi tasarlanması ile bu sorun giderilebilmektedir.



Şekil 5.1 : MPC'nin çalışma şekli

5.3 Çalışma Şekli

MPC'nin çalışma şeklini Wang (2009) bir örnekle açıklamıştır. Bir çalışma gününün sabah 9'da başladığını düşünelim. Çalışanlar bir grup olarak yapacaklarını önlerindeki 8 saat için planlıyorlar. Ancak ilk 1 saatle ilgili planladıklarını

gerçekleştiriyorlar. Saat 9 olduğunda performanslarını değerlendiriyorlar. Ne kadar emek sarf ettiklerini bunun karşılığı olarak ne kadarlık işi tamamladıklarını inceliyorlar. Bu bir saatlik süre zarfında dışarıdan yardım alıp almadıklarını veya işlerini sabote edecek (örneğin bir telefon konuşması, acil bir durum) bir bozucuya maruz kalıp kalmadıklarını değerlendiriyorlar. Geçmiş değerlendirmenin ardından saat 9’da, önlerindeki 8 saat için tekrar öngörüye dayanan planlama yapıyor ve planı saat 9 ile saat 10 arasında uyguluyorlar. İkinci kısımdan sonra değerlendirmeyi tekrar yapıyorlar. Bu örnekteki 8 saat öngörü ufku, 1 saatlik dilimler kontrol ufku, çalışanların harcadığı efor kontrol sinyali, tamamladıkları işler de çıkış sinyali olarak düşünülebilir. Şekil 5.1’de MPC’nin temel çalışma şekli görülmektedir.

5.4 Kayan Ufuk Kavramı

MPC’nin temeli kayan ufuk kavramına dayanmaktadır. Bu kavrama göre kontrol işlemi, aşağıdaki adımlar halinde yapılır (Camacho ve Bordons, 1999).

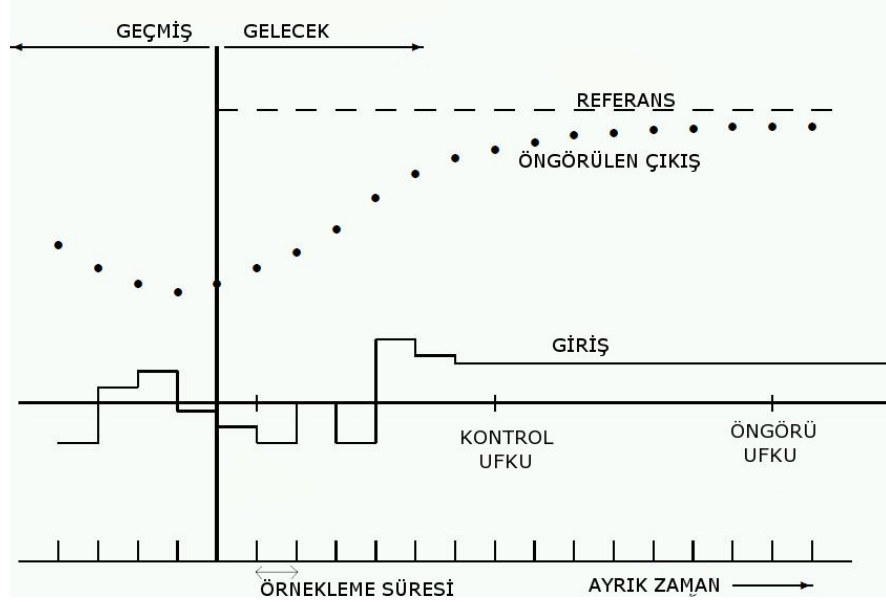
Sistemin süreç modeli kullanılarak, belirlenmiş öngörü ufku boyunca (N_p) gelecekte oluşacak çıkış değeri öngörülerini hesaplanır. Yapılan hesaplama geçmişteki giriş ve çıkış değerlerine, gelecekte uygulanması planlanan giriş değerlerine bağlıdır.

Gelecekte uygulanacak olan kontrol sinyali, çıkış değerlerini referans değerine yaklaştıracak ve belirlenen maliyet fonksiyonunu minimize edecek şekilde hesaplanır.

Kontrol sinyali, kontrol ufkunun (N_c) sonuna kadar hesaplanır. Kontrol ufku ile öngörü ufku arasında kalan sürede kontrol sinyalinin sabit olduğu kabul edilir.

Hesaplanan kontrolcü sinyallerinden sadece birincisi sisteme gönderilir. Diğer kontrol sinyali değerleri kullanılmaz. Bunun nedeni de sistemde oluşabilecek belirsizlikler, doğrusalsızlıklar ve bozucular nedeniyle çıkış değerlerinin öngörülen değerlerden farklı olabilme durumudur.

Van den Boom ve Stoorvogel’in (2010) kayan ufuk kavramıyla ilgili önerdiği çizge Şekil 5.2’de görülebilir.



Şekil 5.2 : Kayan ufuk kavramı

5.5 MPC Algoritma Tipleri

MPC'nin özellikleri açıklanırken, bu kontrol şeklinin birçok yöntemden oluştuğu belirtilmişti. Bu yöntemlerden en çok kullanılanları DMC, MAC ve GPC'dir. Dinamik Matris Kontrolü (Dynamic Matrix Controller, DMC) sonlu basamak cevabı modelini kullanır. Uygulanması gayet kolaydır. Endüstride çalışanlar tarafından benimsenmesi çabuktur. Sürecin mertebesiyle ilgili bir bilgiye ihtiyaç duymaz. Bunun yanında DMC, açık çevrim kararsız sistemler için uygun değildir. Özellikle petrokimya endüstrisinde yaygın olarak kullanılmaktadır. Model Algoritmik Kontrol (Model Algorithmic Control, MAC) DMC'ye benzerdir. Ancak sonlu darbe cevabı modelini kullanır. Ayarlanabilir parametre sayısı daha azdır. Kontrol ufku N_c , öngörü ufku N_p 'ye eşit alınır. Öngörü hesabı birinci andan başlayacak şekilde yapılır. Açık çevrim kararsız sistemler için uygun değildir. Genelleştirilmiş Öngörülü Kontrol (Generalized Predictive Control, GPC) ise Clarke ve diğ. (1987) tarafından önerilmiştir. CARIMA (Controlled Auto-Regressive Integrated Moving Average) modeline dayanır, ancak durum uzay modeli için de düzenlenmiştir. En önemli avantajı açık çevrim kararsız sistemleri kontrol edebilmesidir. Doğrusal Karesel Yöntem ile benzer nitelikler taşır. Bütün temel MPC algoritmaları gibi kararlılık garantisi yoktur. Parametreleri seçilirken dikkatli olunması gerekir. Kontrol ufku N_c , öngörü ufku N_p 'ye eşit olarak seçilir ve girişlerin ağırlığı sıfır olarak alınırsa GPC problemi GMV problemine dönüşür. Ancak GMV minimum faz olmayan

sistemlerde kararsızdır. GPC ile ilgili daha detaylı bilgi ileriki bölümlerde verilecektir.

5.6 MPC’de Kullanılan Model Tipleri

MPC tasarımı yapılırken kullanılan pek çok model tipi vardır. Bunlardan en önemli olanları bu bölümde açıklanmıştır.

5.6.1 Sonlu basamak cevabı modeli

DMC ve benzeri algoritmalar tarafından kullanılır. Elde edilmesi gayet kolaydır. Sisteme basamak girişi uygulandıktan sonra sistemin verdiği cevaba göre basamak girişiyle ilgili parametreler elde edilir. Sonlu bir süre boyunca elde edilen cevap, örnekleme adımına göre parçalara bölünerek elde edilir. Endüstride yaygın bir kullanımı vardır. En büyük avantajı, modeli çıkartılmak istenen hakkında hiçbir ön bilgi gerektirmemesidir. Dezavantajı ise, kararlı sistemler için uygun olmasıdır, kararsız sistemlerde kullanılamaz. Bunun yanında bu modelle çok fazla sayıda parametre elde edilmesi de modelin eksilerindendir (Camacho ve Bordons, 1999).

5.6.2 Sonlu darbe cevabı modeli

MAC ve benzeri algoritmalar bu modeli kullanmaktadır. Avantaj ve dezavantajları basamak cevabı modeline benzer, tek farkı sisteme darbe (impulse) girişi uygulanması sonucunda elde edilmesidir. Çıkış cevabı örnekleme süresi adımları boyunca bölünerek, basamak cevabı katsayıları bulunur.

5.6.3 Transfer fonksiyonu modeli

GPC algoritması bu modeli kullanmaktadır. Modelde $u(t)$ girişi, $y(t)$ çıkışı göstermek üzere şu şekilde tanımlanır:

$$A(z^{-1}) = 1 + a_1 z^{-1} + a_2 z^{-2} + \dots + a_{na} z^{-na} \quad (5.1)$$

$$B(z^{-1}) = b_0 + b_1 z^{-1} + b_2 z^{-2} + \dots + b_{nb} z^{-nb} \quad (5.2)$$

$$A(z^{-1})y(t) = B(z^{-1})u(t-1) \quad (5.3)$$

Öngörü ifadesi ise (5.4) numaralı denklemdeki şekilde tanımlanır:

$$\hat{y}(t+k|t) = \frac{B(z^{-1})}{A(z^{-1})}u(t+k|t) \quad (5.4)$$

Denklemlerde $\hat{y}(t+k|t)$, t anında çıkışın t+k anı için yapılan öngörüsüdür.

Kararsız sistemler için uygundur, parametre sayısı azdır, doğrusal sistemler için uygundur. Anacak sürecin önceden bilinmesine ihtiyaç duyar, çok fazla giriş ve çok fazla çıkışlı sistemler için uygun değildir (Camacho ve Bordons, 1999).

5.6.4 Durum uzay modeli

Çok girişli çok çıkışlı sistemler için uygundur. GPC'nin de durum uzayı gösterimi mevcuttur. Öngörülü Fonksiyonel Kontrol (Predictive Functional Control, PFC) tarafından da kullanılır. A, B ve C sırasıyla durum, kontrol ve çıkış matrislerini göstermek üzere (5.5) ve (5.6) numaralı denklemlerdeki şekilde ifade edilebilir.

$$x(t+1) = Ax(t) + Bu(t) \quad (5.5)$$

$$y(t) = Cx(t) \quad (5.6)$$

Bu durumda öngörü modeli (5.7) numaralı denklemdeki şekilde hesaplanır:

$$\hat{y}(t+k|t) = C\hat{x}(t+k|t) = C \left[A^k x(t) + \sum_{i=1}^k A^{i-1} Bu(t+k-i|t) \right] \quad (5.7)$$

Denklemlerde $x(t)$ durum vektörünü, $u(t)$ giriş vektörünü, $y(t)$ ölçülen çıkış vektörünü, $\hat{y}(t+k|t)$ t anında t+k anı için öngörülen çıkış değerlerini göstermektedir. Bu gösterimin en önemli avantajı, çok giriş çok çıkış olan sistemlere kolayca adapte edilebilmesidir. Kontrol kuralı, durum vektörünün doğrusal birleşiminin geri beslemesidir. Durumlardan gözlenemeyenler olduğu takdirde gözlemci tasarımına ihtiyaç duyulur (Camacho ve Bordons, 1999).

Van den Boom ve Stoorvogel (2010) sürece uygun olanlar arasından seçilen modellerin ürettiği kontrol kanunları arasında büyük bir fark olmadığını belirtmiştir. Gerçekleşecek farklar, modelleme için harcanan çabada, modelin kesinliğinde ve öngörülü kontrol algoritmasını gerçeklemek için harcanacak işlem zamanındadır.

5.7 MPC'nin Temel Parametreleri

Bu bölümde MPC tasarımına dâhil olan en önemli parametreler ve bu parametrelerin seçiminde dikkat edilmesi gereken konular açıklanacaktır. Bu parametrelerin seçimi sistem çıkışlarını direkt etkilemektedir ve kararlılık, dayanıklılık ve kontrolcü performansını önemli ölçüde değiştirmektedir.

5.7.1 Öngörü ufku

Öngörü ufku N_p ile tanımlanır. Kayan ufukla hesaplama yapılırken her ufkun ne kadar uzun olacağını belirler. Öngörü ufkunun örnekleme süresi ile çarpımının, en azından kapalı çevrim sistemin kararlı duruma geçmesi için gereken süre kadar olmalıdır. Tipik öngörü ufku değerleri 20 ile 30 arasındadır. Ancak modelin yapısına göre daha uzun olabilir. Çok büyük seçilmesi durumunda MPC'nin işlem yükü artacaktır (Agachi ve diğ., 2006). Uzun seçilmesi durumunda sistem daha yumuşak ve yavaş bir şekilde referans değerine ulaşacaktır. Kısa seçilmesi durumunda kontrolcü daha agresif olarak çalışacak, bazı durumlarda da kararsızlığa yol açabilecektir. Sistemde zaman gecikmesi mevcut ise öngörü ufkunun başlangıç değerinin 1 olarak seçilmesi anlamlı değildir, zira çıkış değerleri zaman gecikmesi kadar süre boyunca değişmeyecektir. Bu durumda 1'den farklı bir değer olarak alınır ve N_{p0} ile tanımlanır (Camacho ve Bordons, 1999).

5.7.2 Kontrol ufku

Öngörü modeli hesaplama yaparken kaç örnekleme süresi boyunca hesaplanacak kontrolcü sinyalinin değişebileceğini belirler ve N_c ile tanımlanır. Kayan ufuk kavramı bölümünde açıklandığı üzere, N_p - N_c boyunca giriş sinyali sabit kabul edilir. Kontrol ufkunun boyutu büyütüldüğünde daha agresif bir kontrol uygulanır, hesaplama yükü artar, sistem daha hızlı cevap verir, bozuculara karşı daha duyarlı

hale gelir ve dayanıklılığı düşer. Bağlı olarak küçük seçilmesi tavsiye edilir. Tasarıma başlarken, öngörü ufkunun üçte biri veya dörtte biri oranında seçilebilir. Agachi ve diğ. (2006) kontrol ufku ile örneklem süresinin çarpımının, ulaşılmak istenen kararlı hal cevabının %60'ını içerecek şekilde olmasını önermektedir. Sistem üzerinde yapılacak denemeler ile uygun kontrol ufku seçilmelidir. Her örneklem anında kontrol sinyali değişir. Ancak öbekleme (blocking) yapıldığı durumda kontrol sinyalinin her adımda değişmesi engellenebilir ve belirlenen aralıklar boyunca sabit kalması sağlanabilir.

5.7.3 Referans yörüngesi

MPC'nin diğer bir avantajı da, referans değerlerinin önceden bilinmesi durumunda kontrolcü buna göre hesaplamalar yaparak daha verimli bir şekilde çalışır. Özellikle robotik, servo sistemler ve yığınlı çalışmada (batch) referansın değişimi çoğu zaman önceden bilinir. Referans değeri sabit olduğu durumlarda bile, referansın değişme zamanının bilinmesi kontrolcü cevabının iyileşmesini sağlar.

5.7.4 Ağırlık matrisleri

MPC tasarımında dikkat edilmesi gereken en önemli noktalardan biri de ağırlık matrislerinin seçimidir. En genel halde çıkışlar, giriş değerleri ve giriş değerlerinin değişimi birer ağırlık matrisiyle cezalandırılır. LQR'a benzer şekilde hangi durumun değişiminin daha küçük olması isteniyorsa, onun ağırlık değeri büyük alınır, hangisinin değişimi daha önemsiz ise onun ağırlık değeri daha küçük alınır. Ağırlık matrislerinin değerleri değiştirilerek sistemin cevapları incelenir ve elde edilen performansa göre ağırlık değerleri ayarlanır Agachi ve diğ. (2006).

MPC'de çıkışların ağırlık matrisi w^y , girişlerin ağırlık matrisi w^u , girişin değişiminin ağırlık matrisi ise $w^{\Delta u}$ ile tanımlanır.

5.7.5 Maliyet fonksiyonu

Tasarlanan kontrolcü kontrol kuralını elde etmek için bir maliyet fonksiyonunu en küçük yapmaya çalışır. Farklı MPC algoritmaları farklı fonksiyonlar kullanır. Durum uzay modeli yapısında bulunan MPC tipinde kontrolcüler çıkışın referanstan sapmasını, giriş sinyalinin değişimini ve giriş sinyalinin hedeflenen değerden

sapmasını, önceden belirlenen ağırlık matrisleriyle çarparak bir maliyet oluşturur. Belirlenen öngörü ufku boyunca bu maliyeti en küçük yapacak şekilde kontrol kuralı elde edilmek üzere eniyileme problemi çözülür. Bu çalışma kapsamında göz önüne alınacak olan maliyet fonksiyonu aşağıdaki gibidir Bemporad ve diğ. (2008):

$$J_{mpc} = \sum_{i=0}^{N_p-1} \left(\sum_{j=1}^{ny} \left| w_{i+1}^y (y_j(k+i+1|k) - r_j(k+i+1)) \right|^2 + \dots \right. \\ \left. \sum_{j=1}^{nu} \left| w_{i,j}^{\Delta u} \Delta u_j(k+i|k) \right|^2 + \dots \right. \\ \left. \sum_{j=1}^{nu} \left| w_{i,j}^u (u_j(k+i|k) - u_{T,j}(k+i)) \right|^2 \right) + \rho_\varepsilon \varepsilon^2 \quad (5.8)$$

Kontrolcü tasarımında kısıtlar bulunmadığı durumda ε ile tanımlanan arttıran yapay değişkenin (slack variable) değeri sıfır olarak alınır.

5.8 Kontrol Kanununun Hesaplanması

MPC'nin temel parametrelerini kullanarak kontrol kanunun hesaplanması bu bölümde açıklanacaktır. Sistemde kısıt olmadığı durumda çözümlemeli (analitik) bir sonuç vardır. Kontrol kanunun elde edilmesi sırasında maliyet fonksiyonu ve öngörü modeli olarak MATLAB yazılımının MPC Toolbox paketinde yer alan formülasyon kullanılacaktır.

5.8.1 Genelleştirilmiş öngörü modelinin elde edilmesi

Doğrusal zamanla değişmeyen sistemin durum uzay modeli (5.9) ve (5.10) numaralı denklemlerdeki şekilde ifade edilebilir (Bemporad ve diğ., 2008).

$$x(k+1) = Ax(k) + B_u u(k) + B_v v(k) + B_d d(k) \quad (5.9)$$

$$y(k) = Cx(k) + D_v v(k) + D_d d(k) \quad (5.10)$$

Denklem setinde k adımında geçerli olan, $x(k)$ durum vektörünü, $u(k)$ giriş vektörünü, $v(k)$ ölçülen bozucu vektörünü, $d(k)$ ölçülemeyen bozucu vektörünü, $y(k)$ ise çıkış vektörünü göstermektedir. Bu vektörlerin boyutunu sırasıyla n_x , n_u , n_v , n_d ve n_y terimleri ifade etmektedir.

(5.9) ve (5.10) numaralı denklemler k. adımdaki model denklemlerini ifade etmektedir. Bir adım sonrası k+1 adımında ise denklemler şu hali alır:

$$x(k+2) = Ax(k+1) + B_u u(k+1) + B_v v(k+1) \quad (5.11)$$

$$y(k+1) = Cx(k+1) + D_v v(k+1) \quad (5.12)$$

(5.9) denklemindeki x(k+1) denklemi (5.11) ve (5.12)'de yerine konursa k+1 adımındaki denklemler şu şekilde elde edilir:

$$x(k+2) = A[Ax(k) + B_u u(k) + B_v v(k)] + B_u u(k+1) + B_v v(k+1) \quad (5.13)$$

$$y(k+1) = C[Ax(k) + B_u u(k) + B_v v(k)] + D_v v(k+1) \quad (5.14)$$

Sistemin k+2 adımındaki denklemleri şu şekildedir:

$$x(k+3) = Ax(k+2) + B_u u(k+2) + B_v v(k+2) \quad (5.15)$$

$$y(k+2) = Cx(k+2) + D_v v(k+2) \quad (5.16)$$

(5.15) ve (5.16) denklemlerine (5.13) denkleminde yer alan x(k+2)'nin değerleri yerleştirildiğinde denklemler şu hali alır:

$$x(k+3) = A \begin{bmatrix} A[Ax(k) + B_u u(k) + B_v v(k) + B_d d(k)] + \dots \\ B_u u(k+1) + B_v v(k+1) \\ B_u u(k+2) + B_v v(k+2) \end{bmatrix} + \dots \quad (5.17)$$

$$y(k+2) = C \begin{bmatrix} A[Ax(k) + B_u u(k) + B_v v(k)] + \dots \\ B_u u(k+1) + B_v v(k+1) \end{bmatrix} + D_v v(k+2) \quad (5.18)$$

Denklem adımları sırasıyla arttırılır. Çıkışın öngörüsünü temsil eden $\bar{y}$ 'nin, k adımında iken, k+i adımı için denkleminin aşağıdaki şekilde elde edilir:

$$y(k+i|k) = C \left[A^i x(k) + \sum_{h=0}^{i-1} A^{i-1-h} \begin{pmatrix} B_u \left[u(k-1) + \sum_{j=0}^h \Delta u(k+j) \right] + \dots \\ B_v v(k+h) \end{pmatrix} + \dots \right] + \dots \quad (5.19)$$

$$D_v v(k+i)$$

Öngörü modelini vektör (yöney) biçiminde gösterebilmek için yeni matrislerin tanımlanması gerekmektedir. Giriş, çıkış, çıkışın değişimi ve bozucular da vektörel olarak gösterilebilir.

$$\bar{y}(k) = \begin{bmatrix} y(k+1|k) \\ y(k+1|k) \\ \vdots \\ y(k+N_p|k) \end{bmatrix} \in \mathfrak{R}^{(N_p * ny) \times 1} \quad (5.20)$$

$$\bar{u}(k) = \begin{bmatrix} u(k) \\ u(k+1) \\ \vdots \\ u(k+N_p-1) \end{bmatrix} \in \mathfrak{R}^{(N_p * nu) \times 1} \quad (5.21)$$

$$\overline{\Delta u}(k) = \begin{bmatrix} \Delta u(k|k) \\ \Delta u(k+1|k) \\ \vdots \\ \Delta u(k+N_p-1|k) \end{bmatrix} \in \mathfrak{R}^{(N_p * nu) \times 1} \quad (5.22)$$

$$\overline{u}_T(k) = \begin{bmatrix} u_T(k) \\ u_T(k+1) \\ \vdots \\ u_T(k+N_p-1) \end{bmatrix} \in \mathfrak{R}^{(N_p * nu) \times 1} \quad (5.23)$$

$$\bar{v}(k) = \begin{bmatrix} v(k) \\ v(k+1) \\ \vdots \\ v(k+N_p) \end{bmatrix} \in \mathfrak{R}^{(N_p * nu + nv) \times 1} \quad (5.24)$$

$$S_x = \begin{bmatrix} CA \\ CA^2 \\ \vdots \\ CA^{N_p} \end{bmatrix} \in \mathfrak{R}^{(N_p * ny) \times nx} \quad (5.25)$$

$$S_{u1} = \begin{bmatrix} CB_u \\ CB_u + CAB_u \\ \vdots \\ \sum_{h=0}^{N_p-1} CA^h B_u \end{bmatrix} \in \mathfrak{R}^{(N_p * ny) \times nu} \quad (5.26)$$

$$S_u = \begin{bmatrix} CB_u & 0 & 0 & 0 \\ CB_u + CAB_u & CB_u & 0 & 0 \\ \vdots & \vdots & \ddots & 0 \\ \sum_{h=0}^{N_p-1} CA^h B_u & \sum_{h=0}^{N_p-2} CA^h B_u & \cdots & CB_u \end{bmatrix} \in \mathfrak{R}^{(N_p * ny) \times (N_p * nu)} \quad (5.27)$$

$$H_v = \begin{bmatrix} CB_v & D_v & 0 & \cdots & 0 \\ CAB_v & CB_v & D_v & \cdots & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ CA^{N_p-1} B_v & CA^{N_p-2} B_v & CA^{N_p-3} B_v & \cdots & D_v \end{bmatrix} \in \mathfrak{R}^{(N_p * ny) \times (N_p * nu + nv)} \quad (5.28)$$

Bu matrislerin (5.19) denkleminde yerine konması ile $\bar{y}(k)$ öngörüsü aşağıdaki şekilde elde edilir (Bemporad ve diğ., 2008):

$$\bar{y}(k) = S_x x(k) + S_{u1} u(k-1) + S_u \bar{\Delta u}(k) + H_v \bar{v}(k) \quad (5.29)$$

5.8.2 Maliyet fonksiyonunun eniyilemesi

(5.8) denkleminde belirtilen maliyet fonksiyonu basit gösterimiyle (5.30) numaralı denklemdeki şekilde ifade edilebilir:

$$J = [\bar{u}(k) - \bar{u}_T(k)]^T W_u [\bar{u}(k) - \bar{u}_T(k)] + \bar{\Delta u}^T(k) W_{\Delta u} \bar{\Delta u}(k) + \dots \\ [\bar{y}(k) - \bar{r}(k)]^T W_y [\bar{y}(k) - \bar{r}(k)] \quad (5.30)$$

Eniyilemesi (optimizasyon) yapılacak parametre olan $\bar{z}(k)$, girişin değişimine bağlı olarak tanımlanmaktadır. En iyi (optimal) $\bar{z}(k)$ ise $\bar{z}^*(k)$ ile gösterilmektedir. Girişin değişimine ek kısıtlar koyabilmek için J_M adlı bir matris tanımlanmıştır. Bu

matris girişlere öbekleme (blocking) yapıldığı durumlar için gereklidir. Bu durumda girişin değişimi şu şekilde ifade edilir:

$$\overline{\Delta u}(k) = J_M \bar{z}(k) \quad , \quad J_M \in \Re^{(N_p * nu) \times (N_c * nu)} \quad (5.31)$$

$$\overline{\Delta u}(k) = \bar{u}(k) - \bar{u}(k-1) \quad (5.32)$$

Giriş ve girişin değişimini maliyet fonksiyonunda daha uygun bir şekilde gösterebilmek için 3 farklı terim daha tanımlanır (Bemporad ve diğ., 2008).

$$\bar{u}(k) = I_p u(k-1) + K_1 \overline{\Delta u}(k) \quad (5.33)$$

$$I_1 = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \ddots & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad , \text{ birim matris } \quad , \quad \in \Re^{(nu * nu)} \quad (5.34)$$

$$I_p = \begin{bmatrix} I_1 \\ I_1 \\ \vdots \\ I_1 \end{bmatrix} \quad , \quad \in \Re^{(p * nu) \times nu} \quad (5.35)$$

$$K_1 = \begin{bmatrix} I_1 & 0 & \cdots & 0 \\ I_1 & I_1 & \cdots & 0 \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ I_1 & I_1 & \cdots & I_1 \end{bmatrix} \quad , \quad \in \Re^{(N_p * nu) \times (N_p * nu)} \quad (5.36)$$

(5.32) denklemiyle ifade edilen maliyet fonksiyonunun en küçük değerini çözümlemeli olarak hesaplamak için $\bar{z}(k)$ 'ye göre kısmi türevi alınır. Uzun bir denklem olduğu için 3 parçaya ayrılarak türevi alınabilir. Basitlik için adım sayısını gösteren k terimi ihmal edilerek, J_1 , J_2 ve J_3 olarak üç parçaya ayrılır (Martin, 2002).

$$J_1 = [\bar{u} - \bar{u}_T]^T W_u [\bar{u} - \bar{u}_T] \quad (5.37)$$

(5.33) denklemi J_1 denklemine konulduğunda (5.38) denklemi elde edilir.

$$J_1 = \left[I_p u(-1) + K_1 \overline{\Delta u} - \bar{u}_T(k) \right]^T W_u \left[I_p u(-1) + K_1 \overline{\Delta u} - \bar{u}_T(k) \right] \quad (5.38)$$

(5.31) denklemi J_1 denklemine konulduğunda (5.39) denklemi elde edilir.

$$J_1 = \left[I_p u(-1) + K_1 J_M \bar{z} - \bar{u}_T \right]^T W_u \left[I_p u(-1) + K_1 J_M \bar{z} - \bar{u}_T \right] \quad (5.39)$$

J_1 denkleminin $\bar{z}(k)$ 'ye göre türevi alındığında ise (5.40) denklemi elde edilir.

$$\frac{\partial J_1}{\partial \bar{z}} = 2 \left[I_p u(-1) - \bar{u}_T \right]^T W_u K_1 J_M + 2 \bar{z}^T J_M^T K_1^T W_u K_1 J_M \quad (5.40)$$

(5.32) denkleminin 2. kısmını oluşturan J_2 denklemi (5.41) denklemi ile ifade edilebilir.

$$J_2 = \overline{\Delta u}^T W_{\Delta u} \overline{\Delta u} = \bar{z}^T J_M^T W_{\Delta u} J_M \bar{z} \quad (5.41)$$

Kısmi türevi alındığında ise (5.42) denklemi elde edilir:

$$\frac{\partial J_2}{\partial \bar{z}} = 2 \bar{z}^T J_M^T W_{\Delta u} J_M \quad (5.42)$$

(5.30) denkleminin 3. kısmını oluşturan J_3 denklemi (5.43) denklemi ile ifade edilebilir.

$$J_3 = \left[\bar{y} - \bar{r} \right]^T W_y \left[\bar{y} - \bar{r} \right] \quad (5.43)$$

(5.29) denkleminde ifade edilen çıkış öngörüsü (5.43) denkleminde konulduğunda ise (5.44) denklemi elde edilir.

$$J_3 = \left[S_x x + S_{u1} u(-1) + S_u \overline{\Delta u} + H_v \bar{v} - \bar{r} \right]^T W_y \left[S_x x + S_{u1} u(-1) + S_u \overline{\Delta u} + H_v \bar{v} - \bar{r} \right] \quad (5.44)$$

(5.44) denkleminde bulunan $\overline{\Delta u}$ hariç diğer tüm sabit terimler için yeni bir terim tanımlanabilir.

$$F = [S_x x + S_{u1} u(-1) + H_v \bar{v} - \bar{r}] \quad (5.45)$$

Bu durumda (5.44) denklemi (5.46) şekline dönüşür.

$$J_3 = [F + S_u \Delta u]^T W_y [F + S_u \Delta u] \quad (5.46)$$

J_3 denkleminin kısmi türevi alındığında (5.47) denklemi elde edilir.

$$\frac{\partial J_3}{\partial \bar{z}} = 2F^T W_y S_u J_M + 2\bar{z}^T J_M^T S_u^T W_y S_u J_M \quad (5.47)$$

J_1 , J_2 ve J_3 denklemlerinin türevlerinin toplamı, J denkleminin türevine eşittir ve sifıra eşitlenmesiyle en küçük değeri bulunur.

$$\frac{\partial J}{\partial \bar{z}} = \frac{\partial J_1}{\partial \bar{z}} + \frac{\partial J_2}{\partial \bar{z}} + \frac{\partial J_3}{\partial \bar{z}} = 0 \quad (5.48)$$

(5.48) denkleminde J_1 , J_2 ve J_3 denklemlerinin türevleri yerleştirildiğinde (5.49) denklemi elde edilir (Martin, 2002).

$$\begin{aligned} & \left([I_p u(-1) - \bar{u}_T]^T W_u K_1 J_M + \bar{z}^{*T} J_M^T K_1^T W_u K_1 J_M \right) + \dots \\ & \left(\bar{z}^{*T} J_M^T W_{\Delta u} J_M \right) + (F^T W_y S_u J_M + \bar{z}^{*T} J_M^T S_u^T W_y S_u J_M) = 0 \end{aligned} \quad (5.49)$$

Denklem $\bar{z}^*$ (k) terimine göre düzenlenirse:

$$\begin{aligned} \bar{z}^{*T} (J_M^T K_1^T W_u K_1 J_M + J_M^T W_{\Delta u} J_M + J_M^T S_u^T W_y S_u J_M) = \\ -F^T W_y S_u J_M - [I_p u(-1) - \bar{u}_T]^T W_u K_1 J_M \end{aligned} \quad (5.50)$$

K_{du} adlı yeni bir terim tanımlanır.

$$K_{du} = (J_M^T K_1^T W_u K_1 J_M + J_M^T W_{\Delta u} J_M + J_M^T S_u^T W_y S_u J_M) \quad (5.51)$$

(5.50) denkleminde K_{du} terimi yerleştirildiğinde (5.52) denklemi elde edilir.

$$\bar{z}^* = -K_{du}^{-1} \left[F^T W_y S_u J_M - [I_p u(-1) - \bar{u}_T]^T W_u K_1 J_M \right]^T \quad (5.52)$$

Bu denkleme F teriminin içeriği yerleştirilirse şu hali alır:

$$\bar{z}^* = -K_{du}^{-1} \begin{bmatrix} (S_x x + S_{u1} u(-1) + H_v \bar{v} - \bar{r})^T W_y S_u J_M \\ -[I_p u(-1) - \bar{u}_T]^T W_u K_1 J_M \end{bmatrix}^T \quad (5.53)$$

Kazanç matrisleri şeklinde gösterilmek için (5.53) denkleminde düzenleme yapılırsa:

$$\bar{z}^* = -K_{du}^{-1} \begin{bmatrix} -\bar{r}^T W_y S_u J_M + (H_v \bar{v})^T W_y S_u J_M \\ +u^T (-1)(I_p^T W_u K_1 J_M + S_{u1}^T W_y S_u J_M) \\ -\bar{u}_T^T W_u K_1 J_M + x^T S_x^T W_y S_u J_M \end{bmatrix}^T \quad (5.54)$$

(5.54) denkleminde yer alan terimler çeşitli kazanç matrisleri ile tanımlanabilir.

$$K_r = [-W_y S_u J_M] \in \Re^{(N_p * ny) \times (N_c * nu)} \quad (5.55)$$

$$K_v = [H_v^T W_y S_u J_M] \in \Re^{(N_p * nu + nv) \times (N_c * nu)} \quad (5.56)$$

$$K_u = [I_p^T W_u K_1 J_M + S_{u1}^T W_y S_u J_M] \in \Re^{(nu) \times (N_c * nu)} \quad (5.57)$$

$$K_T = [-W_u K_1 J_M] \in \Re^{(N_p * nu) \times (N_c * nu)} \quad (5.58)$$

$$K_x = [S_x^T W_y S_u J_M] \in \Re^{(nx) \times (N_c * nu)} \quad (5.59)$$

$$K_{du} = [J_M^T K_1^T W_u K_1 J_M + J_M^T W_{\Delta u} J_M + J_M^T S_u^T W_y S_u J_M] \in \Re^{(N_c * nu) \times (N_c * nu)} \quad (5.60)$$

Bu kazanç matrisleri kullanılarak $\bar{z}^*(k)$ terimi (5.54) denklemindeki şekilde elde edilir.

$$\bar{z}^*(k) = -K_{du}^{-1} [\bar{r}^T(k) K_r + \bar{v}^T(k) K_v + u^T(k-1) K_u + \bar{u}_T^T(k) K_T + x^T(k) K_x]^T \quad (5.61)$$

Böylece en iyi giriş vektörü olan $\overline{\Delta u}^*$ (5.62) denklemiyle hesaplanır.

$$\overline{\Delta u}^* = J_M \bar{z}^* \quad (5.62)$$

5.9 Durum Kestirimcisi

LQR ile kontrolcü tasarımı bölümünde ölçülemeyen durum değişkenleri için kestirimci tasarımı yapılmıştır. MPC tasarımı yapılırken de ölçülemeyen durumlar için de kestirimci kullanılmıştır. MATLAB programının MPC Toolbox paketi, yine aynı programın kalman komutunu kullanmaktadır. Bu komut Kalman kestirmicisini kararlı hal durumuna göre hesaplamaktadır.

Kestirimci aşağıdaki doğrusal modele dayalıdır (Bemporad ve diğ., 2008):

$$x(k+1) = Ax(k) + B_u u(k) + B_v v(k) \quad (5.63)$$

$$y_m(k) = C_m x(k) + D_{vm} v(k) \quad (5.64)$$

Cebirsel Riccati denklemi çözüldükten sonra kararlı hal için hatanın ortak değişintisini ifade eden P matrisi elde edilir.

Durum hatasının ortak değişintisini Q_{est} , çıkış hatasının ortak değişintisini R_{est} , durum ve çıkış hatasının ortak değişintisini N_{est} göstermek üzere, M_{est} yenilik (innovation) kazancı aşağıdaki şekilde hesaplanır.

$$M_{est} = PC_m^T (C_m PC_m^T + \bar{R})^{-1} \quad (5.65)$$

$$\bar{R} = R_{est} + D_{vm} N_{est} + N_{est}^T D_{vm}^T + D_{vm} Q_{est} D_{vm}^T \quad (5.66)$$

$$\bar{N} = B_v (Q_{est} D_{vm}^T + N_{est}) \quad (5.67)$$

Denklemlerde $\hat{x}$ durum kestirimini, $\hat{y}_m$ ölçülen çıkış kestirimini göstermek üzere öngörülen çıkış hesabı aşağıdaki gibidir:

$$\hat{y}_m = (k | k-1) = C_m \hat{x}(k | k-1) + D_{vm} v(k) \quad (5.68)$$

Ölçüm güncellemesi:

$$\hat{x}(k|k) = \hat{x}(k|k-1) + M(y_m(k) - \hat{y}_m(k|k-1)) \quad (5.69)$$

Zaman güncellemesi:

$$\hat{x}(k+1|k) = A\hat{x}(k|k) + B_u u(k) + B_v v(k) \quad (5.70)$$

$$L = AM \quad (5.71)$$

Bu denklemler birleştirilirse durum kestirimcisi denklemi şu hali alır:

$$\hat{x}(k+1|k) = (A - LC_m)\hat{x}(k|k) + Ly_m(k) + B_u u(k) + (B_v - LD_{vm})v(k) \quad (5.72)$$

5.10 MPC Kontrolcü Tasarımı ve Karşılaştırması

Helikopterin askıda kalma durumuna geçmeden önce yaptığı temel hareketlerini içeren 8 adet senaryo, tasarlanan LQR kontrolcü ile koşturulmuş ve sonuçları elde edilmişti. Bu bölümde aynı senaryolar tasarlanan MPC tipinde kontrolcü ile koşturulmuştur. Senaryolarda giriş ve çıkıştaki hatayı en küçük yapmaya çalışan MPC'nin ağırlık katsayıları ayrı ayrı belirtilmiştir. Doğrusal olmayan helikopter modeli, tasarlanan MPC kontrolcü ile koşturulmuş, çıkış ve kontrol sinyallerinin değerleri sergilenmiştir. LQR ile karşılaştırma kolaylığı için, senaryo ile ilgili önemli görülen parametreler (örneğin ileri gidiş senaryosu için, ileri doğru hız ve yunuslama açısı) iki kontrolcü için üst üste çizdirilmiştir.

MPC tipinde kontrolcü tasarımı yapılırken öngörü ufku ve kontrol ufkunun en uygun değerlerinin saptanabilmesi için denemeler yapılmıştır. Öngörü ufkunun büyük seçilmesi işlem yükünü artırdığı için mümkün olduğu kadar küçük seçilmelidir. Doğrusal olmayan helikopter modeli ile yapılan benzetim denemelerinde öngörü ufku 30'dan daha küçük olduğunda sistemin kararsızlaştığı, 70'den daha büyük olduğunda ise sistem cevaplarında önemli bir iyileşme sağlanmadığı görülmüştür. Bu nedenle öngörü ufku değeri tüm MPC tasarımı boyunca 50 olarak alınmıştır. Benzer bir çalışma kontrol ufku için de yapıldığında en uygun ufuk uzunluğunun 5 olduğu bulunmuştur. MPC kontrolcü tasarımı için IAE (Integral Absolute Error) kıstası

kullanılmıştır. Referans değerden sapmayı gösteren hata terimini $e(t)$ olarak tanımlanırsa IAE kıstasına göre başarımlar aşağıdaki şekilde hesaplanır:

$$IAE = \int_0^{\infty} |e(t)| dt \quad (5.73)$$

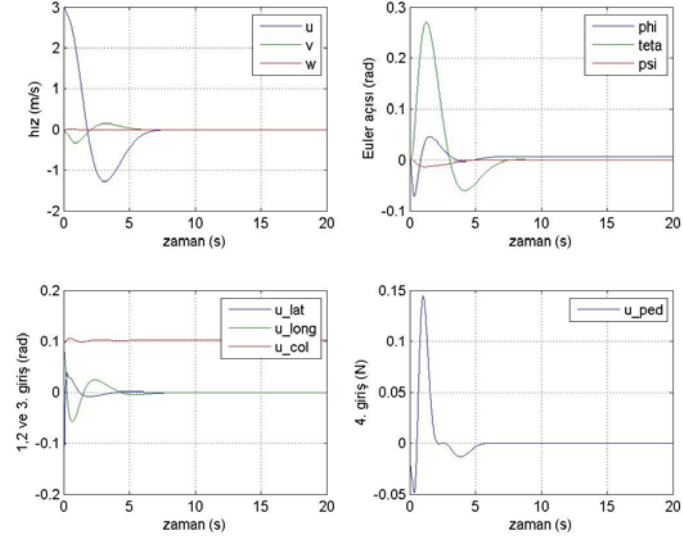
5.10.1 MPC ile Senaryo 1'in koşturulması

İleri doğru düşük hızda gidişi temsil eden 1. senaryo için çıkış ve girişlerin ağırlık katsayıları:

$$w^y = \text{diag}(17,4 \quad 8,5 \quad 5,2 \quad 0,01 \quad 13,9 \quad 0,3 \quad 30,3 \quad 150 \quad 55,1 \quad 0,06 \quad 0,06) \quad (5.74)$$

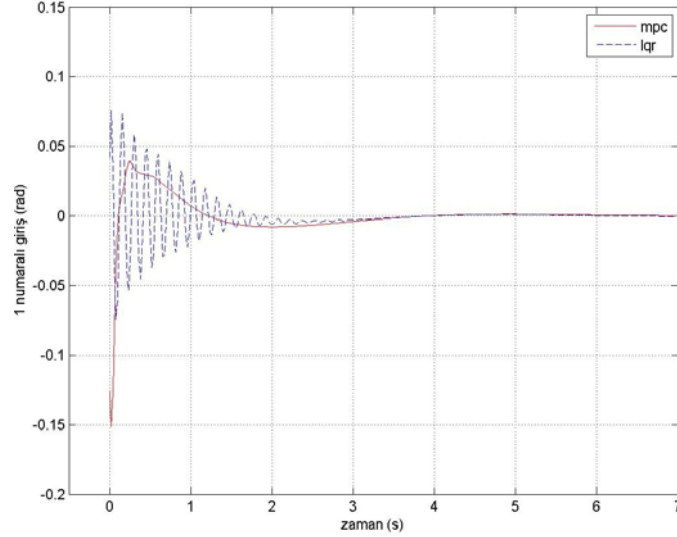
$$w^u = \text{diag}(7,5 \quad 85,1 \quad 1,0 \quad 2,1) \quad (5.75)$$

MPC ile Senaryo 1'in koşturma sonuçları Şekil 5.3'te görülmektedir. Senaryo 1'in MPC tipinde kontrolcü ile koşturulması sırasında, helikopter yavaşlarken birleşiklikten dolayı yunuslama yaptığı görülmektedir. IAE kıstası ile helikopterin harcadığı kontrol eforu miktarı iki kontrolcü tipi için eşitlendikten sonra benzetim koşturulmuş ve helikopterin yaklaşık 7,5 saniye içinde stabilize olduğu görülmüştür, bu süre LQR'ın yaklaşık yarısıdır. Uzunlamasına doğrusal hızın IAE değeri LQR'da 398 birim olurken, MPC'de 330 birim olarak elde edilmiştir. Unutulmaması gereken bir nokta, kontrolcünün u col girişinin 0,1 rad civarında olması helikopterin denge durumu nedeniyle olmasıdır.

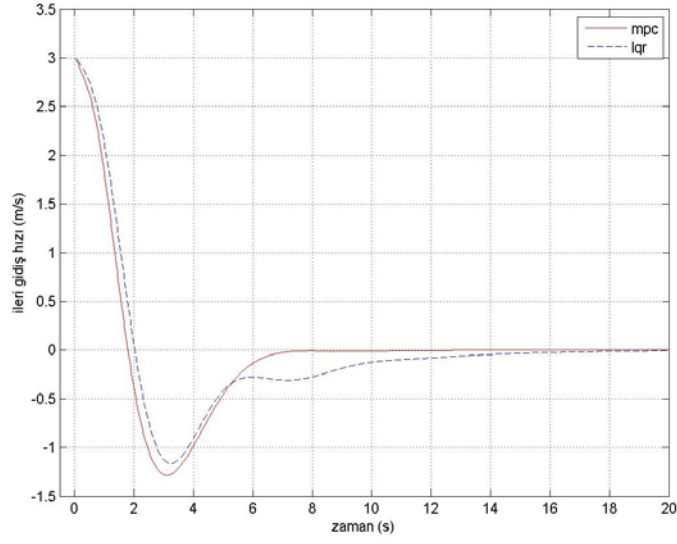


Şekil 5.3 : Senaryo 1'in MPC ile koşum sonucu

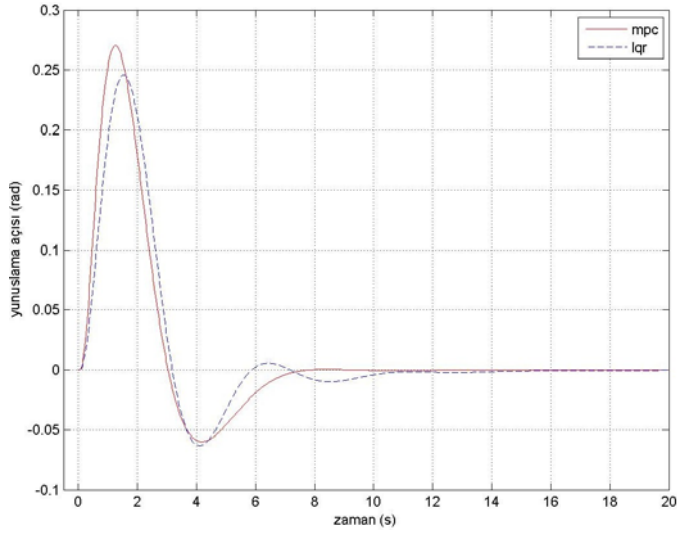
Kontrolcü cevaplarının daha iyi incelenebilmesi için senaryoya temel teşkil eden parametre değerlerinin eğrileri üst üste çizdirilmiştir. Şekil 5.4'te kontrol sinyalinin 1. girişini temsil eden u_{lat} değeri LQR'da yaklaşık 25 devir yapmıştır, MPC'de ise 1 devir yapmıştır. Şekil 5.5'te LQR ile uzunlamasına hız yaklaşık 18 saniye içerisinde sıfırlanırken, MPC'de 7 saniyede sıfırlanmıştır. Birleşiklik dolayısıyla oluşan yunuslama hareketinin ise Şekil 5.6'da daha az bir salınım ile 16 saniye yerine 8 saniye içerisinde sıfırlandığı gözlenmiştir.



Şekil 5.4 : Senaryo 1'de birinci girişin MPC ve LQR karşılaştırması

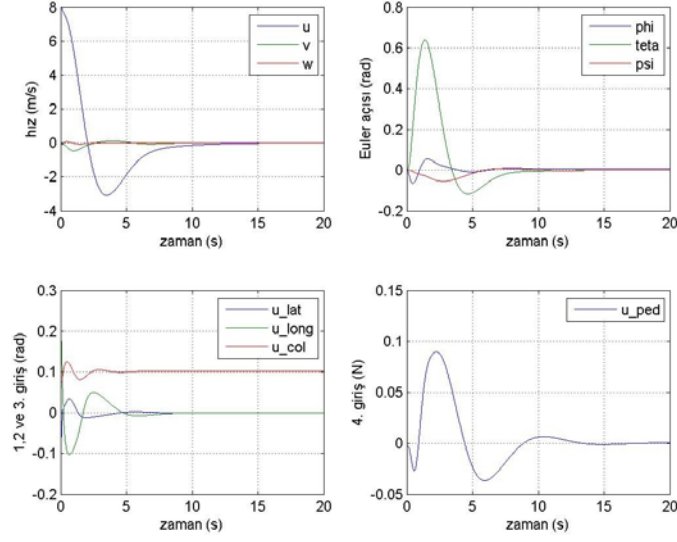


Şekil 5.5 : Senaryo 1'de uzunlamasına hızın MPC ve LQR karşılaştırması



Şekil 5.6 : Senaryo 1'de yunuslama açısının MPC ve LQR karşılaştırması

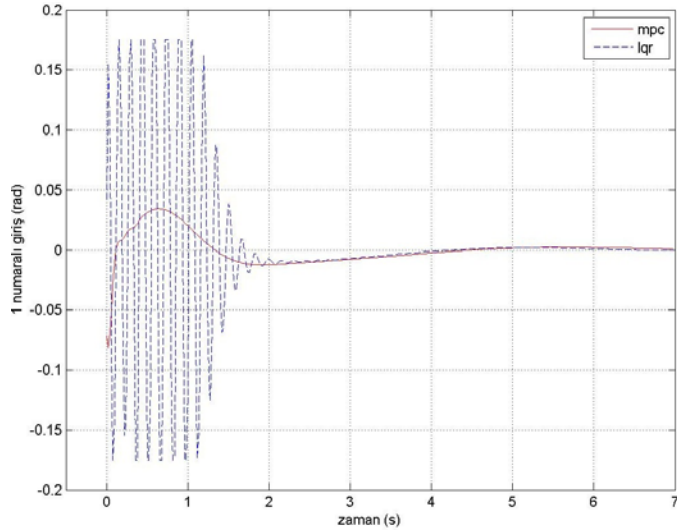
Helikopterin ayrık sistemi için açık çevrim kutupları ile MPC ile kontrol edilirken kapalı çevrim kutupları Şekil 5.7'de görülmektedir. Birim çember dışında kalan kutupların kontrolcünün etkisiyle birim çemberin içinde kalması sağlanmış ve sistem kararlı hale getirilmiştir.



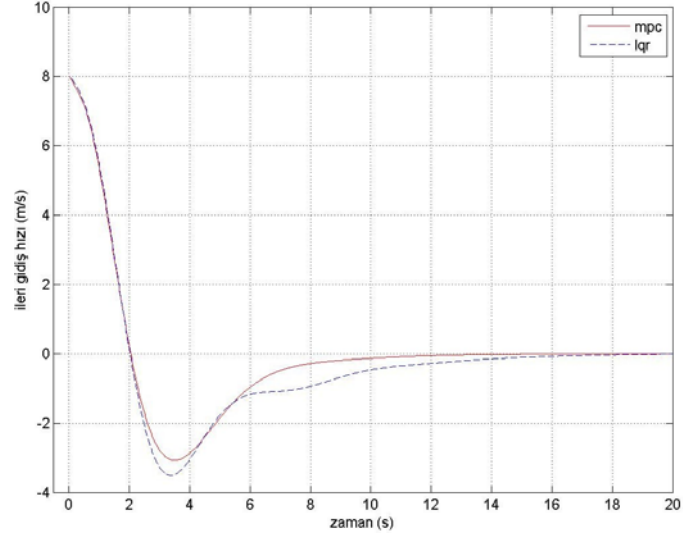
Şekil 5.8 : Senaryo 2'nin MPC ile koşum sonucu

Şekil 5.9'da görüldüğü gibi LQR kontrolcünün birinci girişi 9 tanesi doygunluğa ulaşmış olmak üzere 26 adet salınım sonunda stabilizasyonu sağlamıştır, MPC kontrolcü ise böyle bir salınıma gerek kalmadan çalışmıştır. Kontrolcü eforunun yüksek olmasının yarattığı güç kaybına ek olarak, bu tip bir salınımlı ve doygunluklu çalışma şeklinin sistem üzerinde zararlara yol açacağı açıktır.

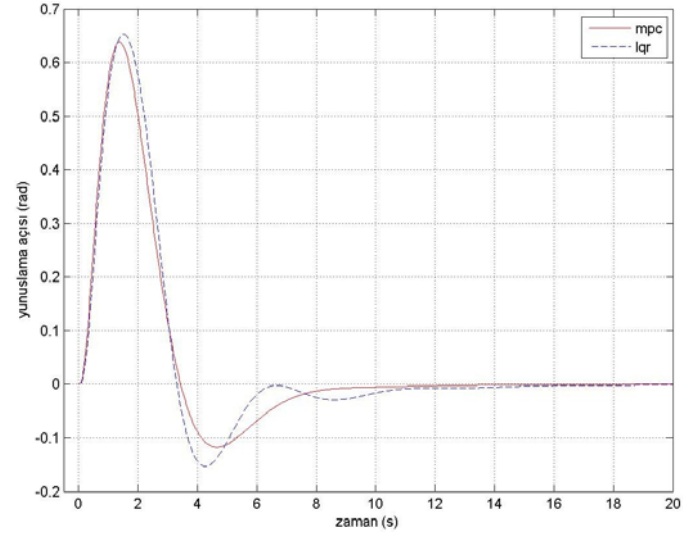
Şekil 5.10'da uzunlamasına hız ve Şekil 5.11'de yunuslama açısı yaklaşık 13 saniyede sıfırlanmış ve helikopterin askıda kalma durumuna geçmesini sağlamıştır.



Şekil 5.9 : Senaryo 2'de birinci girişin MPC ve LQR karşılaştırması



Şekil 5.10 : Senaryo 2’de uzunlamasına hızın MPC ve LQR karşılaştırması



Şekil 5.11 : Senaryo 2’de yunuslama açısının MPC ve LQR karşılaştırması

5.10.3 MPC ile Senaryo 3’ün koşturulması

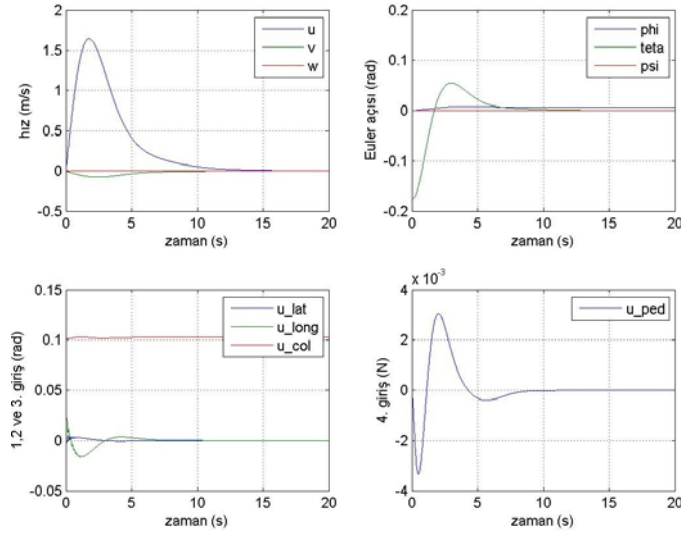
Düşük burun açılı olarak (-10 derece) gidiş için kontrolcü tasarımında kullanılan çıkış ve giriş ağırlık katsayıları:

$$w^y = \text{diag}(11,2 \quad 2,1 \quad 2,2 \quad 0,01 \quad 8,91 \quad 0,36 \quad 14,55 \quad 200 \quad 20,5 \quad 0,06 \quad 0,06) \quad (5.78)$$

$$w^u = \text{diag}(1,8 \quad 3,2 \quad 1,0 \quad 1,0) \quad (5.79)$$

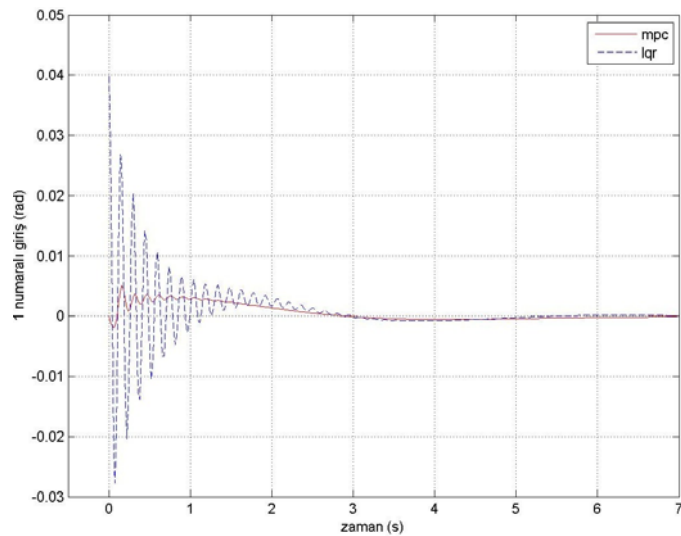
MPC ile Senaryo 3’ün koşturma sonuçları Şekil 5.12’te görülmektedir. Senaryo 3’e helikopter burnu aşağı doğru eğik bir şekilde başlamıştır. Yavaşlamak için burnunu

yukarı doğru kaldırmış, ancak birleşiklikten dolayı bu sırada doğrusal hızı artmış ve ardından azalmıştır. IAE kıstasına göre MPC'nin daha az kontrolcü efor harcaması sağlanmıştır. Sırasıyla doğrusal hız ve yunuslama açısı IAE kıstasına göre LQR'da 529 ve 23 birim, MPC'de ise 309 ve 17 birim olarak elde edilmiştir. LQR uzunlamasına hızı 20 saniye içerisinde sıfırlayamazken, MPC yaklaşık 15 saniye içerisinde gerçekleştirmiştir.

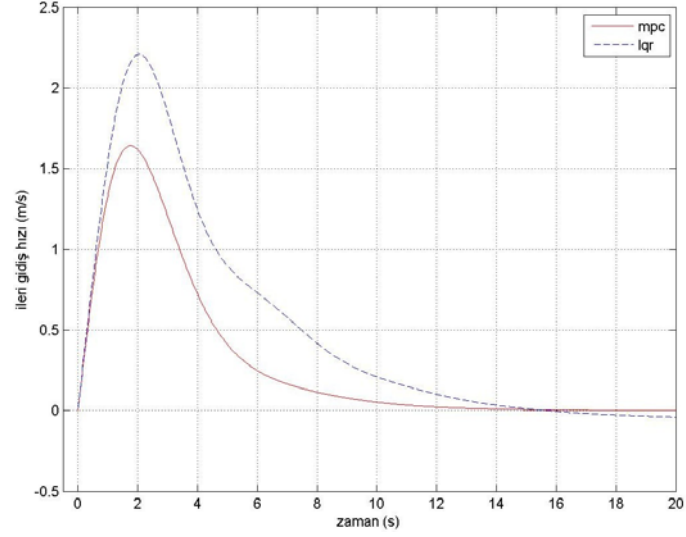


Şekil 5.12 : Senaryo 3'ün MPC ile koşum sonucu

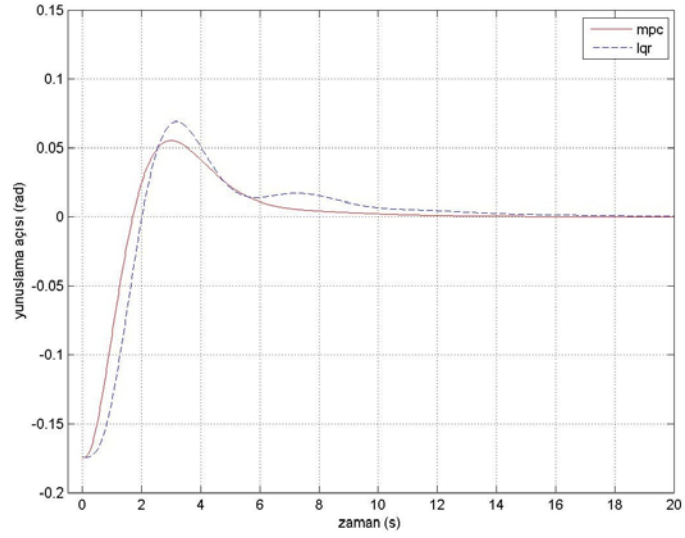
Şekil 5.13'te 1 numaralı giriş için LQR kontrolcü 20'den fazla salınım gerçekleştirirken, MPC 6 salınıma neden olmuştur. Şekil 5.14'de uzunlamasına hızın azami değeri LQR'da 2,2 m/s iken, MPC'de 1,6 m/s olarak gerçekleşmiştir. Şekil 5.15'te yunuslama açısı MPC'de 12 saniye içerisinde sıfırlanırken, LQR'de 18 saniyede sıfırlanmıştır.



Şekil 5.13 : Senaryo 3'te birinci girişin MPC ve LQR karşılaştırması



Şekil 5.14 : Senaryo 3'te uzunlamasına hızın MPC ve LQR karşılaştırması



Şekil 5.15 : Senaryo 3'te yunuslama açısının MPC ve LQR karşılaştırması

5.10.4 MPC ile Senaryo 4'ün koşturulması

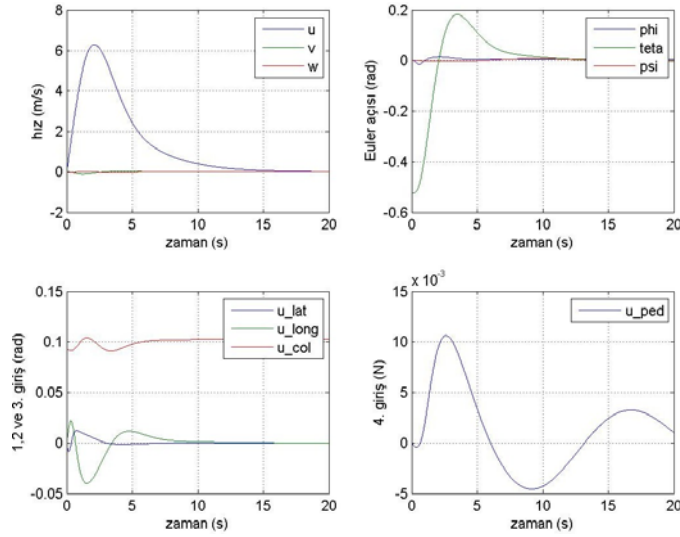
Yüksek burun açılı olarak (-30 derece) gidiş için kontrolcü tasarımında kullanılan çıkış ve giriş ağırlık katsayıları:

$$w^y = \text{diag}(12,4 \quad 12,14 \quad 3,24 \quad 0,5 \quad 8,9 \quad 0,36 \quad 11,55 \quad 150 \quad 20,5 \quad 0,06 \quad 0,06) \quad (5.80)$$

$$w^u = \text{diag}(13,08 \quad 90,2 \quad 1,0 \quad 9,5) \quad (5.81)$$

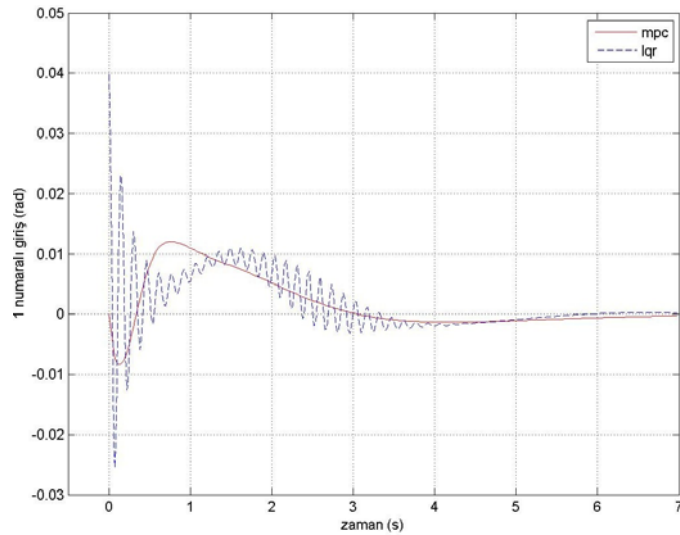
MPC ile Senaryo 4'ün koşturma sonuçları Şekil 5.16'da görülmektedir. Senaryo 4'te gerek sistemin birleşiklik cevapları gerekse de giriş eforu beklendiği gibi üçüncü

senaryodan daha yüksek çıkmıştır. IAE kıstasına göre aynı eforu harcayan iki kontrolcünden, doğrusal hız ve yunuslama açısı IAE kıstasına göre LQR’da 1620 ve 71 birim olurken, MPC’de 1408 ve 66 birim olarak elde edilmiştir. LQR uzunlamasına hızı benzetim süresi içerisinde sıfırlayamazken, MPC yaklaşık 18 saniye içerisinde başarmıştır.



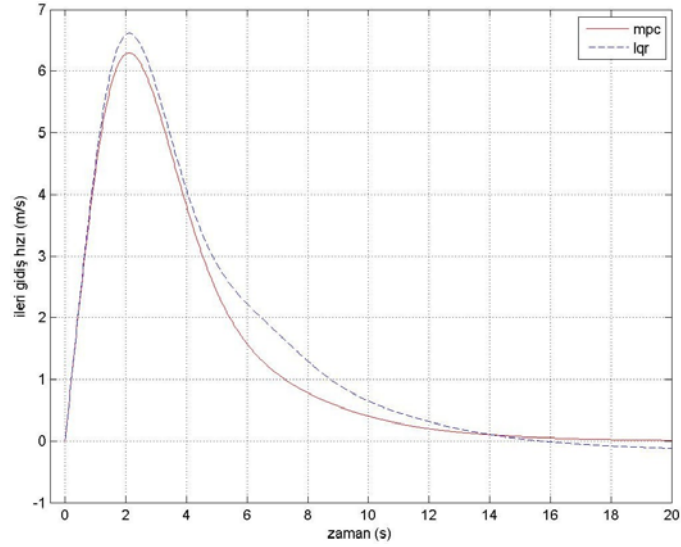
Şekil 5.16 : Senaryo 4’ün MPC ile koşum sonucu

Şekil 5.17’de 1 numaralı giriş için LQR 30’dan fazla sayıda büyüklüğü zamanla değişen salınım sonunda yunuslama açısını kontrol etmiş, MPC ise bir adet kosinüs dalgası ile kontrol etmiştir.

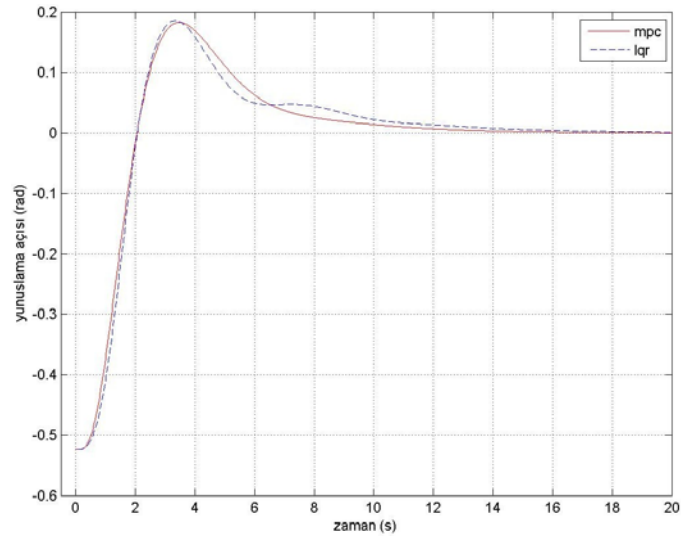


Şekil 5.17 : Senaryo 4’te birinci girişin MPC ve LQR karşılaştırması

Şekil 5.18’de uzunlamasına hız ise sistem MPC ile kontrol edildiği zaman daha düşük bir aşım ile sıfırlanmıştır. Şekil 5.19’da yunuslama açısı daha hızlı cevap vermiştir.



Şekil 5.18 : Senaryo 4’te uzunlamasına hızın MPC ve LQR karşılaştırması



Şekil 5.19 : Senaryo 4’te yunuslama açısının MPC ve LQR karşılaştırması

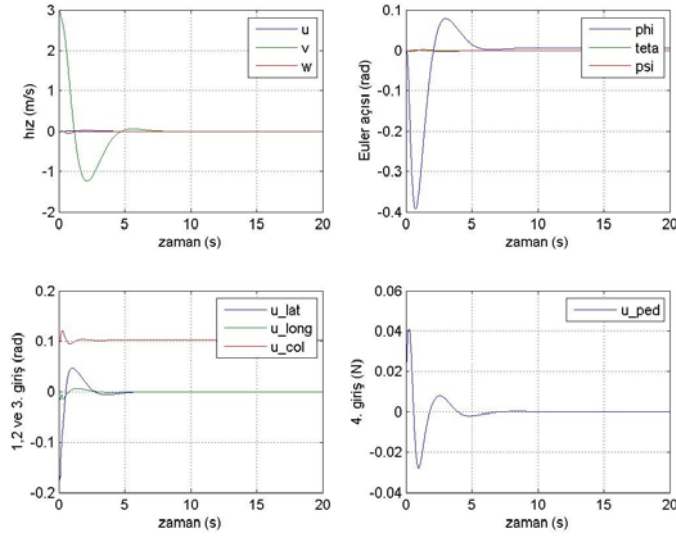
5.10.5 MPC ile Senaryo 5’in koşturulması

Yana doğru düşük hızla gidiş için kontrolcü tasarımında kullanılan çıkış ve giriş ağırlık katsayıları:

$$W^y = \text{diag}(17,2 \quad 8,8 \quad 5,1 \quad 0,01 \quad 13,7 \quad 0,2 \quad 30,3 \quad 160 \quad 52 \quad 0,06 \quad 0,06) \quad (5.82)$$

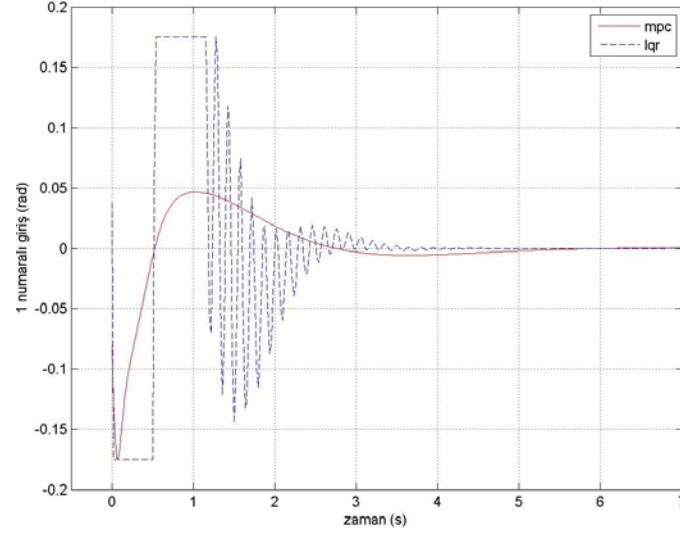
$$w^u = \text{diag}(15, 5 \quad 82, 2 \quad 1, 3 \quad 2, 0) \quad (5.83)$$

MPC ile Senaryo 5'in koşum sonuçları şekil 5.20'de görölmektedir. Yana doğru giderken senaryoya başlayan helikopter, sistemdeki birleşiklikten dolayı yalpalama hareketi yaparak yavaşlamıştır. Yaklaşık 7 saniye içerisinde sistem askıda kalma durumuna başarıyla geçmiştir. LQR ile kontrolcö tasarımı yapılırken yanal etkilerin arttığı gözlenmiştir. Örneğin yanlamasına hızın azaltılması sırasında, uzunlamasına hızda bir salınım gerçekleşmiştir. MPC kontrolcö ile tasarım yapılırken, yanlamasına hızın 5 saniye yerine 8 saniye içerisinde sıfırlanması karşılığında, diğer değişkenlerde daha stabil bir çalışma imkanı sağlanmıştır.



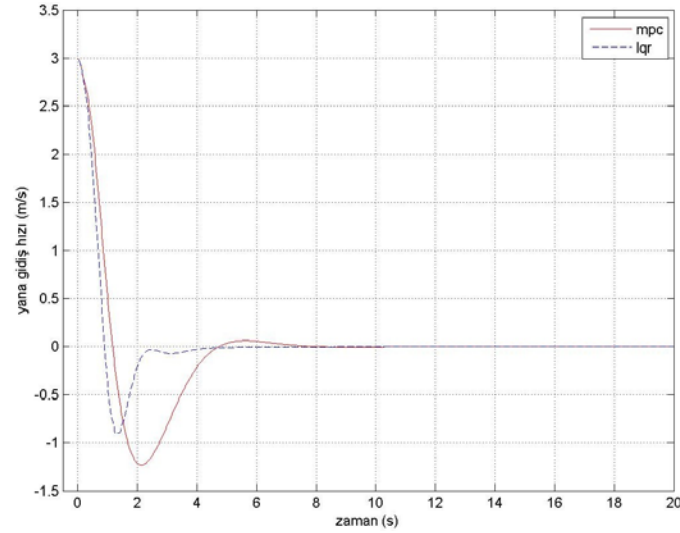
şekil 5.20 : Senaryo 5'in MPC ile koşum sonucu

şekil 5.21'de 1 numaralı giriş için LQR ile 2 tanesi doygunluğa ulaşmış 20'den fazla sayıda salınım ile helikopter kontrol edilebilmiştir. Ancak MPC ile tek kosinö dalgası ile askıda kalmaya ulaşılmıştır.

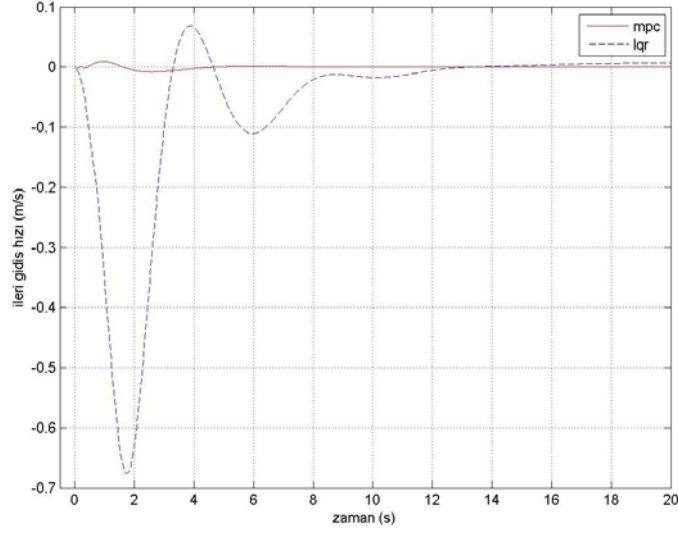


Şekil 5.21 : Senaryo 5'te birinci girişin MPC ve LQR karşılaştırması

Şekil 5.22'de yanlamasına hızın azami değeri MPC'de LQR'a göre 0,2 m/s daha büyük çıkmış ve sıfırlanma süresi yaklaşık 3 saniye uzamıştır. Ancak bunun karşılığında Şekil 5.23'de uzunlamasına hızda önemli bir başarımlı elde edilmiştir. LQR tipi kontrolcüyle yaklaşık 2 salınım yaparak -0,6 m/s'ye ulaşan uzunlamasına hız değeri MPC tipi kontrolcüyle neredeyse hiç değişmemiştir. Böylece helikopter uzunlamasına hareket yapmamıştır.

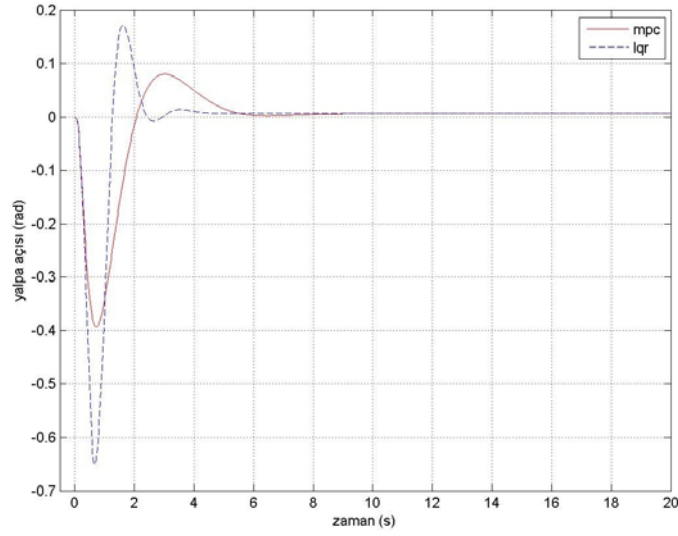


Şekil 5.22 : Senaryo 5'te yanlamasına hızın MPC ve LQR karşılaştırması



Şekil 5.23 : Senaryo 5'te uzunlamasına hızın MPC ve LQR karşılaştırması

Şekil 5.24'te birleşikliğin etkisiyle oluşan yalpalama hareketinin oluşmasından sonra kararlı hale geçme süresi iki kontrolcüde önemli bir fark yaratmasa da, yalpalama açısının azami değeri nerdeyse yarı yarıya azalmıştır.



Şekil 5.24 : Senaryo 5'te yalpa açısının MPC ve LQR karşılaştırması

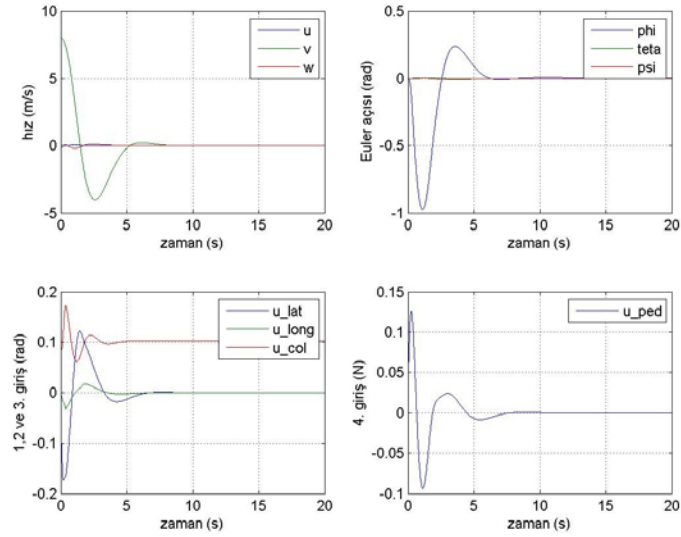
5.10.6 MPC ile Senaryo 6'nın koşturulması

Yana doğru yüksek hızla gidiş için kontrolcü tasarımında kullanılan çıkış ve giriş ağırlık katsayıları:

$$w^y = \text{diag}(17,2 \quad 8,8 \quad 5,1 \quad 0,01 \quad 13,7 \quad 0,2 \quad 30,3 \quad 160 \quad 52 \quad 0,06 \quad 0,06) \quad (5.84)$$

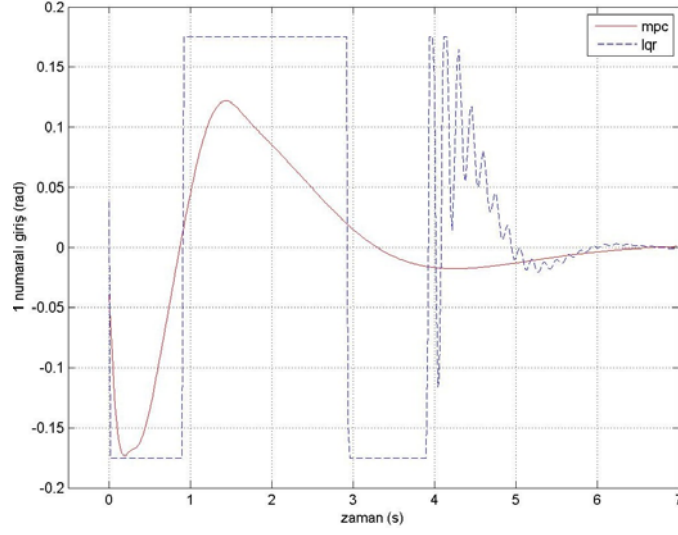
$$w^u = \text{diag}(115,5 \quad 82,2 \quad 1,3 \quad 2,0) \quad (5.85)$$

MPC ile Senaryo 6'nın koşum sonuçları Şekil 5.25'de görölmektedir. Helikopterin yüksek hızla yana doğru giderken başlayan benzetimin kontrolü sırasında LQR ile kontrol edilen sistemde birleşiklik etkileri sistemdeki diğer doğrusal ve açısal değişkenleri etkilemekteydi. Sistemin yanlamasına hızı daha çabuk sıfırlanıyor gibi gözükse de, uzunlamasına hız ve yunuslama açısı gibi değişkenlerin sıfırlanmasının geç olması nedeniyle helikopter askıda kalmaya daha geç ulaşüyordu. LQR'ın harcadığı efordan çok daha düşük bir efor sarf ederek (IAE kıstasına göre birinci giriş için LQR 38, MPC 15, ikinci giriş için LQR 14, MPC 2 efor sarf ediyor) MPC sistemi askıda kalma durumuna geçirmiştir. Koşturulan benzetimde sistem yaklaşık 8 saniye içerisinde hareketini durdurmuştur.



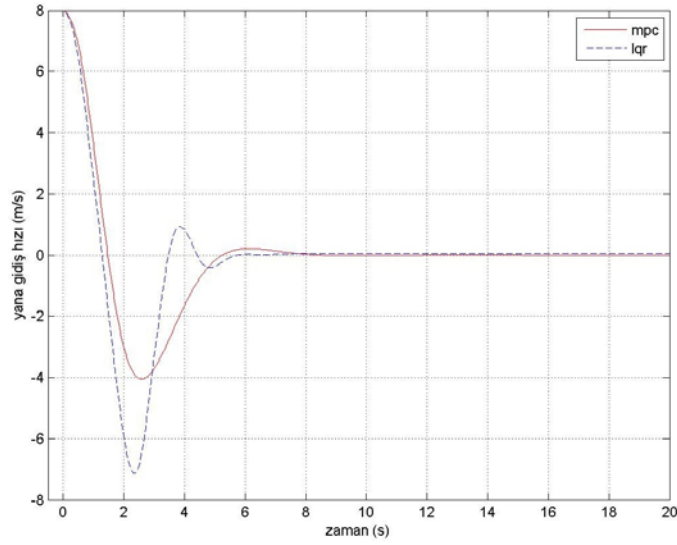
Şekil 5.25 : Senaryo 6'nın MPC ile koşum sonucu

Şekil 5.26'da 1 numaralı giriş için LQR ile 5 tanesi doygunluğa ulaşmış 15'ten fazla sayıda salınım ile helikopter kontrol edilebilmiştir. Ancak MPC ile tek salınım yeterli olmuştur.

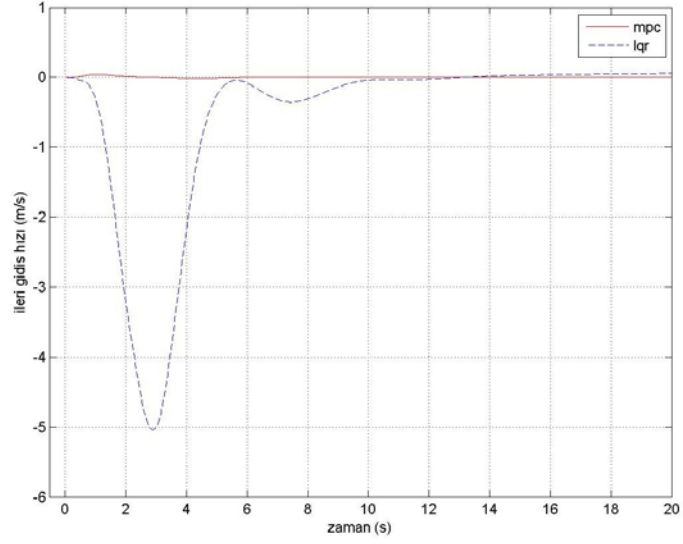


Şekil 5.26 : Senaryo 6'da birinci girişin MPC ve LQR karşılaştırması

Şekil 5.27'de helikopterin yan gitme hızının azami değeri LQR'da yaklaşık -7 m/s iken, MPC'de yaklaşık -4 m/s olarak gerçekleşmiştir. Oturma süresi 2 saniye gecikmiş, bunun yanında önemli bir salınım yapmadan sıfırlanmıştır. Şekil 5.28'de uzunlamasına hız ise LQR'da azami olarak -5 m/s'ye çıkarken, MPC'de sıfırdan nerdeyse hiç uzaklaşmamıştır.

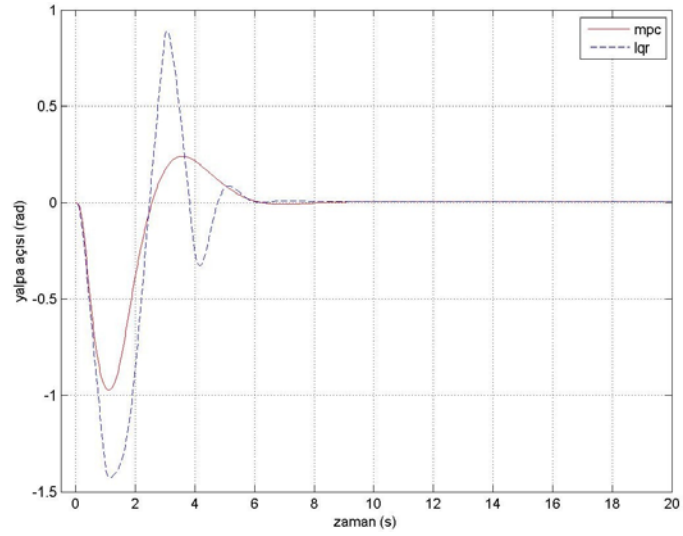


Şekil 5.27 : Senaryo 6'da yanlamasına hızın MPC ve LQR karşılaştırması



Şekil 5.28 : Senaryo 6'da uzunlamasına hızın MPC ve LQR karşılaştırması

Şekil 5.29'da Yanlamasına hız ile yalpalama arasındaki birleşiklik yüzünden oluşan hareket LQR'da -1,4 radyan düzeyine çıkarken, MPC'de -0,95 radyan düzeyinde kalmıştır.



Şekil 5.29 : Senaryo 6'da yalpa açısının MPC ve LQR karşılaştırması

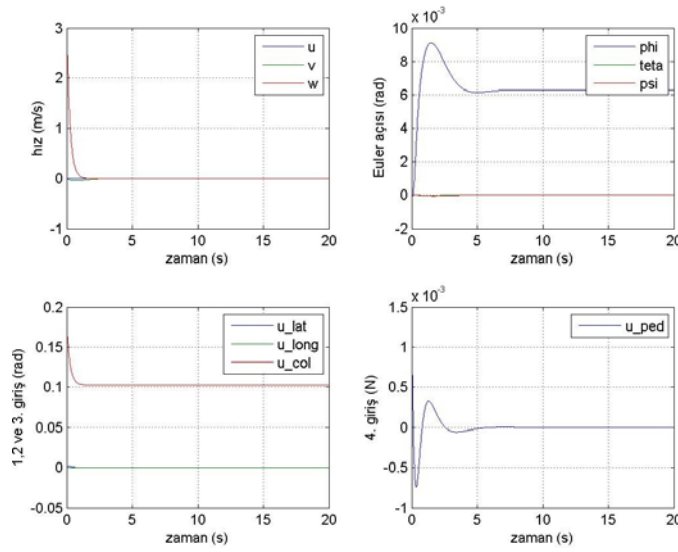
5.10.7 MPC ile Senaryo 7'nin koşturulması

Dikey olarak düşük hızla aşağı gidiş için kontrolcü tasarımında kullanılan çıkış ve giriş ağırlık katsayıları:

$$w^y = \text{diag}(17,4 \quad 8,5 \quad 10,2 \quad 0,01 \quad 13,9 \quad 0,3 \quad 30,3 \quad 150 \quad 55,1 \quad 0,06 \quad 0,06) \quad (5.86)$$

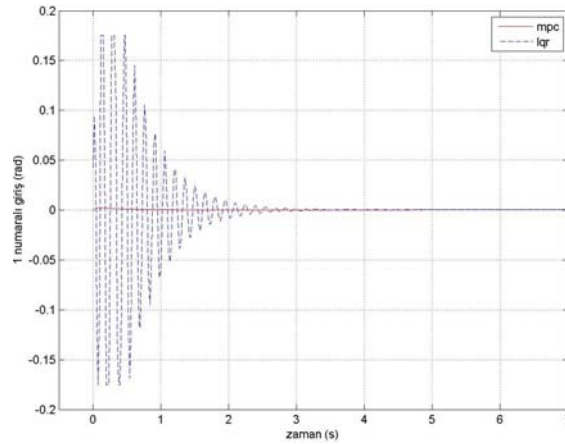
$$w^u = \text{diag}(7,5 \quad 55,1 \quad 370 \quad 2,1) \quad (5.87)$$

MPC ile Senaryo 7'nin koşum sonuçları şekil 5.30'da görölmektedir. Helikopterin dikey kontrolü, uzunlamasına ve yanlamasına göre daha kolayca yapılmaktadır. Doğrusal model incelendiğinde dikey hızın daha hızlı cevap vereceğı görölebilir. 3 m/s'lik dikey hızın sıfırlanması yaklaşık 2 saniye içerisinde gerçekleşmektedir. Bu hareket sırasında birleşiklik etkilerinin diğeryenaryolara göre düşük olduğı görölmektedir. Euler açıları, uzunlamasına ve yanlamasına hızlarda önemli bir değışiklik gerçekleşmemiştir.



şekil 5.30 : Senaryo 7'nin MPC ile koşum sonucu

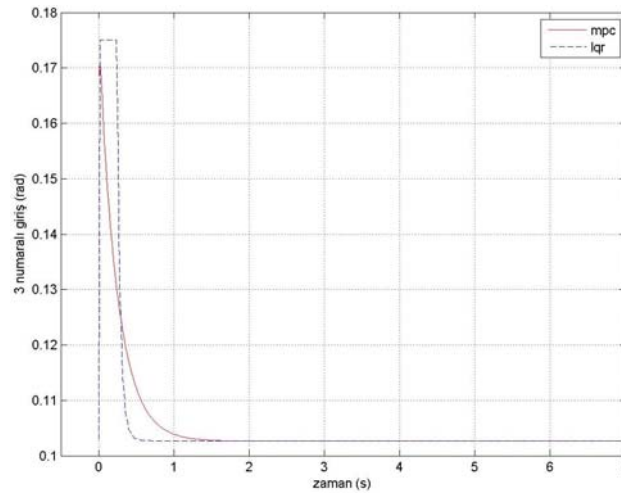
LQR ile kontrol edilen helikopterin şekil 5.31'de 1. girişi yaklaşık 20 salınım sonunda sıfırlanırken, MPC ile kontrol edildiğinde neredeyse hiç değışmemiştir.



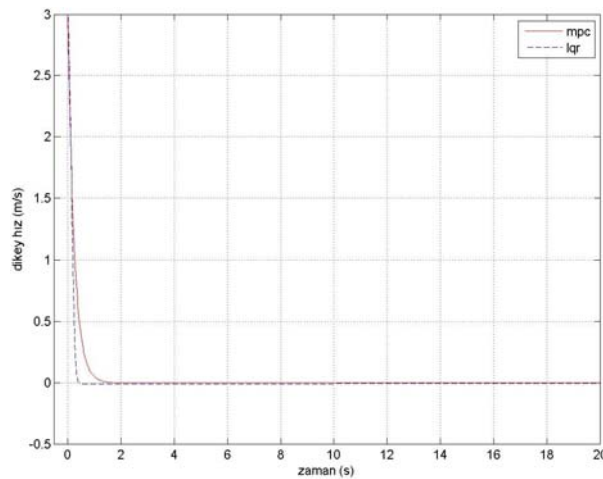
şekil 5.31 : Senaryo 7'de birinci girişin MPC ve LQR karşılaştırması

Helikopterin üçüncü giriş değerinin IAE kıstasına göre değeri aynı olacak şekilde (103 birim) kontrolcü tasarımı yapılmıştır. Şekil 5.32’de LQR ile kontrol edilen helikopter stabilize olana kadar kontrolcü girişini doygunluk seviyesinde tutmuştur. MPC ise doygunluğa yakın bir seviyeye çıkarttıktan sonra sinyal değerini düşürmüştür. Kontrolcü tasarımı yaparken sistemi doygunluk değerine yakın yerlerde tutmanın sakıncaları mevcuttur. Mükemmel durum için sorun çıkmasa da, sistemde oluşabilecek belirsizlikler nedeniyle kararsızlıklar ortaya çıkabilir.

Şekil 5.33’de dikey hız ise LQR ile 0,5 saniyede sıfırlanırken, MPC ile 1,5 saniye içerisinde sıfırlanmaktadır. Yukarıda geçen avantajlar göz önüne alındığında bu fark kabul edilebilir bir durumdur.



Şekil 5.32 : Senaryo 7’de üçüncü girişin MPC ve LQR karşılaştırması



Şekil 5.33 : Senaryo 7’de dikey hızın MPC ve LQR karşılaştırması

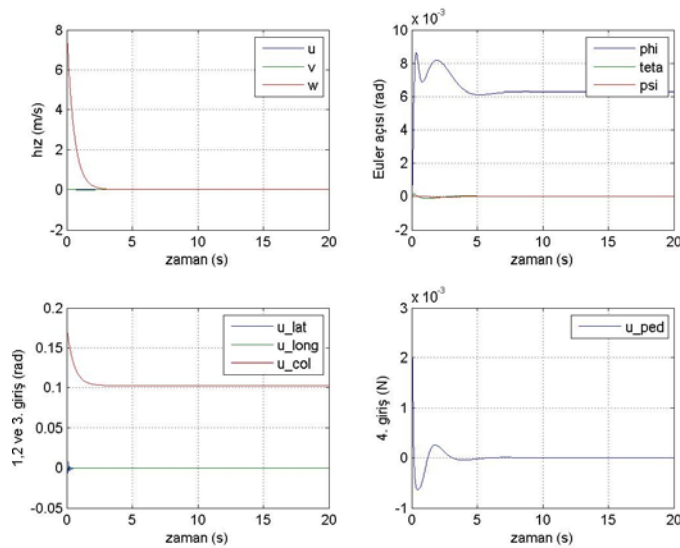
5.10.8 MPC ile Senaryo 8'in koşturulması

Dikey olarak yüksek hızla aşağı gidiş için kontroli tasarımında kullanılan çıkış ve giriş ağırlık katsayıları:

$$w^y = \text{diag}(5 \quad 5 \quad 12 \quad 0,01 \quad 13,9 \quad 0,3 \quad 30 \quad 30 \quad 30 \quad 0,06 \quad 0,06) \quad (5.88)$$

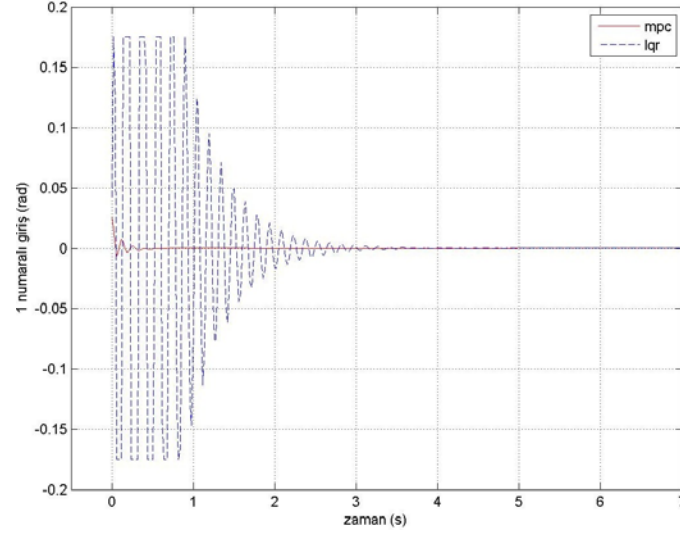
$$w^u = \text{diag}(10 \quad 60 \quad 890 \quad 1) \quad (5.89)$$

MPC ile Senaryo 8'in koşum sonuçları şekil 5.34'de grlmektedir. Senaryo 8'in LQR ile kontroli sırasında sistem küçük genliklerle fazla sayıda salınım yapıyordu. MPC ile bu etkilerin azaltılmasına çalışılmış ve helikopterin daha kararlı olmasına çalışılmıştır. LQR ile kontrol edilen helikopter askıda kalma durumuna yaklaşık 1 saniye, MPC ile yaklaşık 3 saniyede geçmektedir. Ancak MPC ile kontrol edilirken bu geçişin daha yumuşak olması sağlanmıştır.



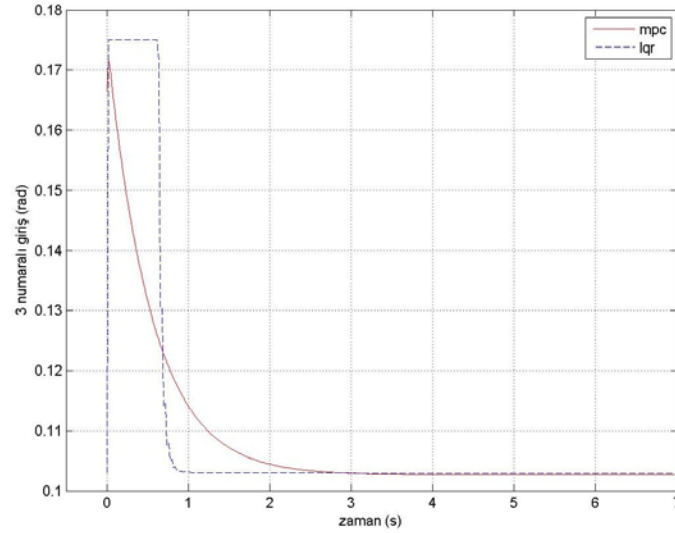
şekil 5.34 : Senaryo 8'in MPC ile koşum sonucu

şekil 5.35'te helikopter LQR ile kontrol edildiğinde kontroli birinci giriş için, 11 keredinde doygunluk değerlerine ulaşan çok sayıda salınım yapıyordu. Ancak MPC ile bu durum dzeltiľmiřtir, 3 küçük salınım yapmaktadır.

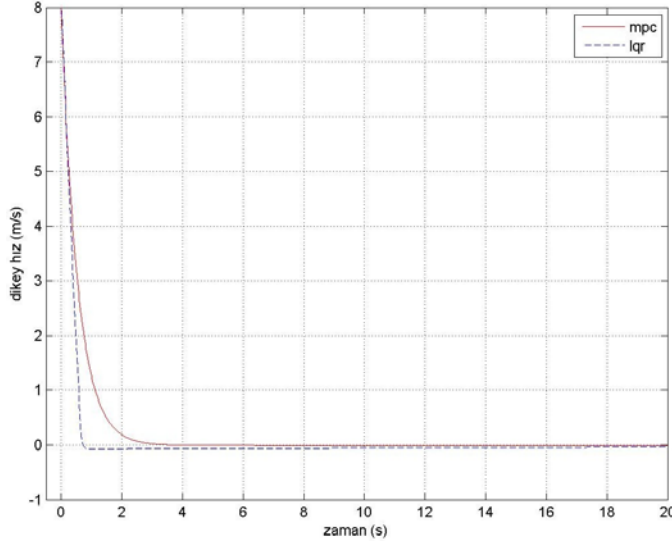


Şekil 5.35 : Senaryo 8'de birinci girişin MPC ve LQR karşılaştırması

MPC ile yapılan tasarımda 3. girişin IAE değeri LQR ile aynı (104 birim) olacak şekilde ayarlama yapılmıştır. Ancak Şekil 5.36'da görüldüğü gibi doygunluk değerine yakın bir noktadan yumuşak bir şekilde azalması sağlanmıştır. LQR'da giriş değerinin aniden düşürüldüğü görülmektedir. Benzer şekilde dikey hızın Şekil 5.37'de 2 saniye daha geç sıfırlandığı ancak bunu yaparken hızın çok hızlı bir şekilde düşmediği, yumuşak bir geçiş yapıldığı görülmektedir.



Şekil 5.36 : Senaryo 8'de üçüncü girişin MPC ve LQR karşılaştırması



Şekil 5.37 : Senaryo 8’de dikey hızın MPC ve LQR karşılaştırması

5.11 MPC Kontrolcünün Dayanıklılık Testleri

Kontrolcü tasarımının önemli aşamalarından biri kontrolcünün dayanıklılık testleridir. Kontrolü yapılan sistemlerde çalışmaları sırasında değişiklikler meydana gelebilir. Örneğin sistem çeşitli gürültülere veya sistem modelindeki parametrelerdeki değişime maruz kalabilir. Bu durumda kontrolcü performansı düşebileceği gibi kontrolcü sistemi kararsızlıkla baş başa bırakabilir. Bu nedenle tasarımı yapılan MPC kontrolcünün sistemde oluşabilecek değişikliklere karşı tepkilerini incelemek gereklidir. Bu bölümde 3 farklı deneme yapılacaktır. Senaryo 9, senaryo 10 ve senaryo 11.

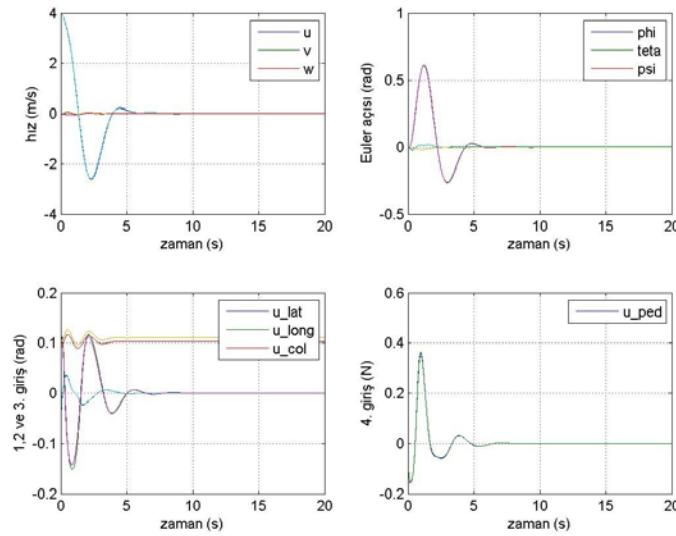
1. testte helikopterin performansına etkisi büyük olacak bir fiziksel parametrenin değeri değiştirilmiş, 2. testte sistem kutupları daha kararsız bir duruma getirilmiş, 3. testte ise rüzgâr benzeri bir bozucunun helikoptere etkisi incelenmiştir. Testler gerçekleştirilirken helikopterin temel hareketlerinden olan ileri doğru giderken askıda kalma durumuna geçme göz önüne alınmıştır.

5.11.1 Senaryo 9 : MPC ile parametre belirsizliği testi

Helikopterin modelleme kısmında açıklanan, ana rotor disk çapı, kuyruk rotoru disk çapı, rotorun konumu gibi pek çok fiziksel parametresi mevcuttur. Ancak bu parametrelerin büyük bölümü uçuştan önce net bir şekilde ölçülebilmektedir ve uçuş boyunca değişmemektedir.

Uçuş sırasında değişebilecek ve sistemi etkileyebilecek en önemli etkinin helikopter kütlesindeki belirsizlikler olduğu değerlendirilmektedir (Jensen ve Nielsen, 2005). Zira benzinle çalışan helikopterin uçuşu sırasında yakıtı azalmaktadır. Bunun yanında helikoptere eklenecek algılayıcı ve benzeri ağırlıklar da helikopter kütlesinde artışa neden olacaktır. Kuru ağırlığı 44 kg. olan helikopterin ağırlığındaki %10'luk artışın (4,4 kg.) etkisi gözlenecektir.

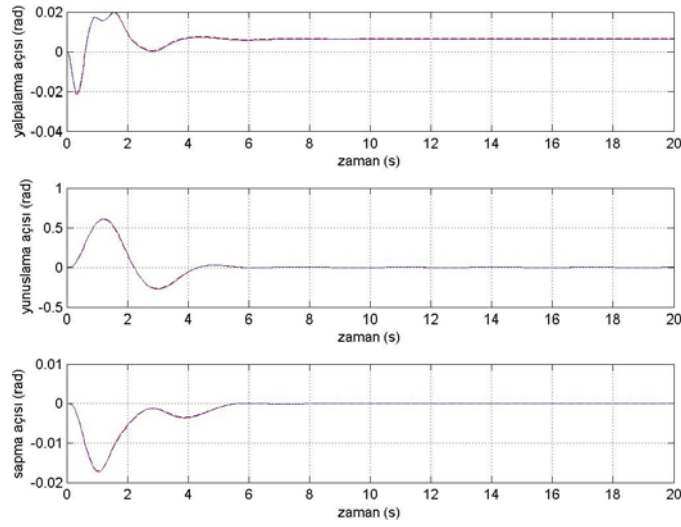
Benzetimin koşturulması sonucunda ağırlıktaki değişimin etkisi beklendiği gibi dikey hız ve üçüncü girişte gözlenmiştir.



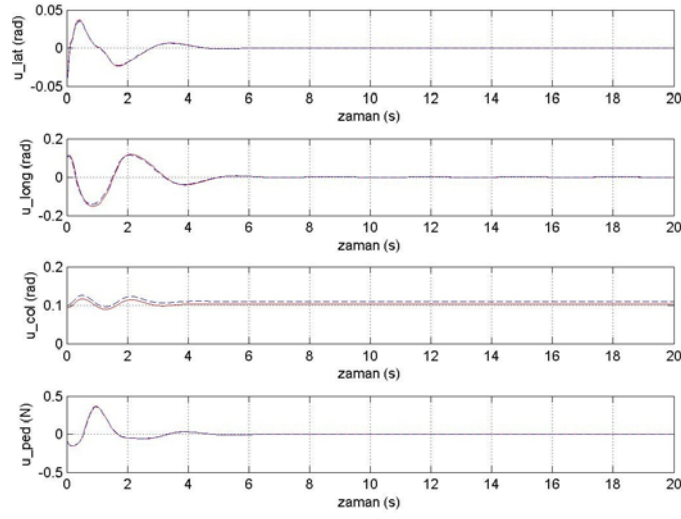
Şekil 5.38 : Senaryo 9'un üst üste koşum sonucu

Kütlenin normal ve arttırılmış kütle değerleri ile koşturulan benzetimler Şekil 5.38'de üst üste çizdirildiğinde Euler açılarında önemli bir değişiklik görülmemektedir.

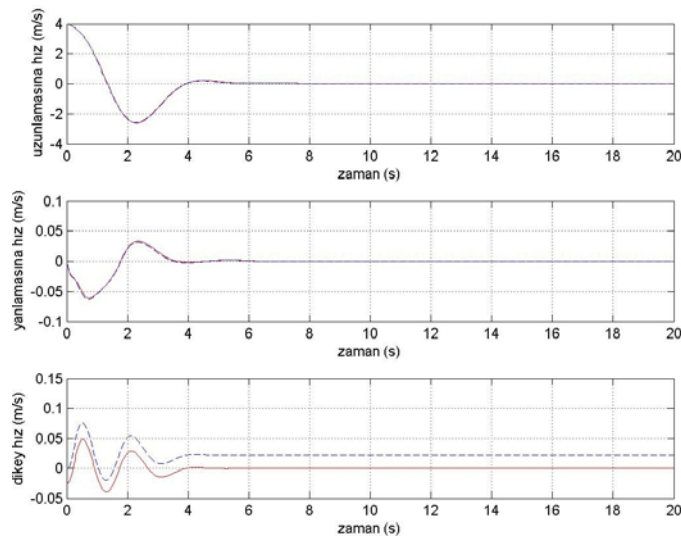
Senaryo 9'a ait Euler açılarının, giriş sinyallerinin ve hızların üst üste çizdirilmiş çizgeleri sırasıyla Şekil 5.39'da, Şekil 5.40'da ve Şekil 5.41'de görülmektedir. Helikopterin ağırlığı arttığı için askıda kalabilmek için ihtiyaç duyduğu kuvvet artmıştır. Bu nedenle kütle artınca u col girişinin de değeri artmıştır. MPC kontrolcünün içsel modeli standart ağırlığa göre yapıldığı için dikey hızın son değeri 0,02 m/s olarak gerçekleşmiştir. Bu fark kabul edilebilir bir farktır ve içsel modelin farklılığından kaynaklanmaktadır.



Şekil 5.39 : Senaryo 9'daki Euler açısı değerleri



Şekil 5.40 : Senaryo 9'daki giriş sinyalleri



Şekil 5.41 : Senaryo 9'daki hız değerleri

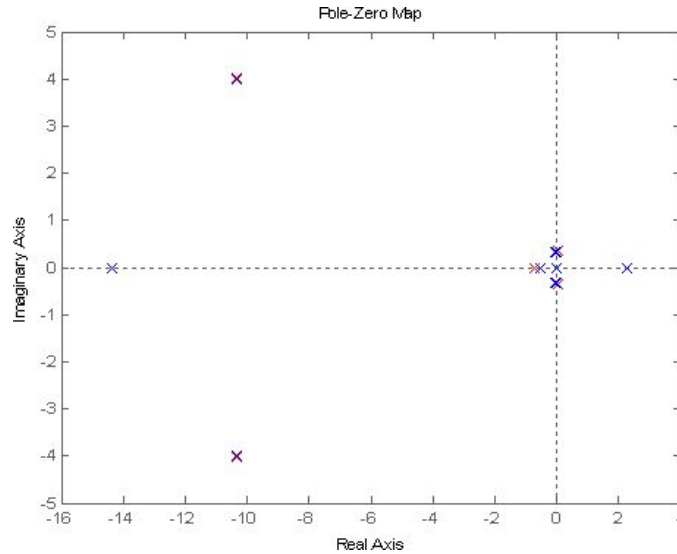
Senaryo 9'un testleri sonucunda MPC kontrolcünün küttelede gerçekleşebilecek değişimlere karşı dayanıklı olduğu belirlenmiştir.

5.11.2 Senaryo 10 : MPC ile daha kararsız sistem testi

Helikopterin askıda kalma durumu en kararsız olduğu hallerden biridir, hızı arttıkça aracın kararlılığı artmaktadır. Bu bölüme kadarki senaryolar boyunca MPC kontrolcü askıda kalmayı temsil eden doğrusal model ile yapılmıştı. Bu bölümde ise askıda kalma durumundan daha da kritik bir durum incelenecektir.

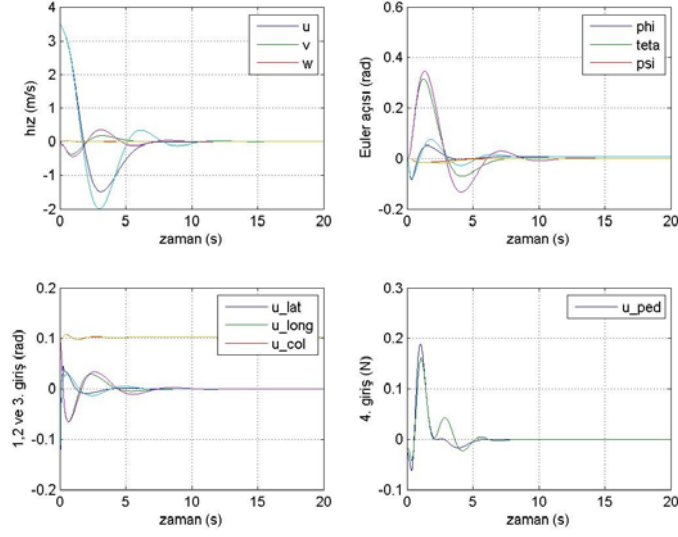
Doğrusal olmayan helikopter modeli, aşağı doğru 2 m/s ile gidiş için doğrusallaştırılmış ve MPC kontrolcü bu içsel modele göre tasarlanmıştır. Daha sonra bu hatalı doğrusal model ve bu modelle tasarlanmış MPC kontrolcü, doğrusal olmayan helikopter modeline uygulanarak sistem cevapları incelenmiştir.

Gerçek ve hatalı doğrusal modelin kutuplarının üst üste çizimi Şekil 5.42'de görülmektedir. Hatalı modelin kutupları daha koyu renkte gösterilmiştir.



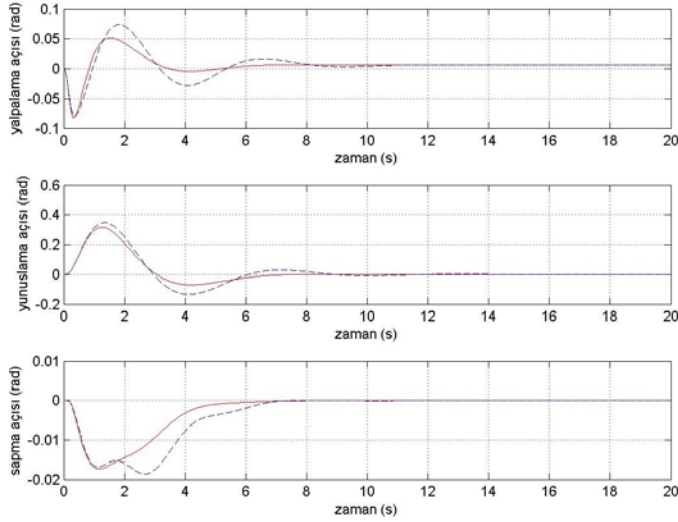
Şekil 5.42 : Senaryo 10 için gerçek ve hatalı doğrusal model

Bu senaryoda helikopterin 3,5 m/s hızla giderken askıda kalma durumuna geçmesini göz önüne alınmıştır. İnsansız helikopter mükemmel doğrusal model ile tasarlanan kontrolcü ile kontrol edildiğinde yaklaşık 8 saniye içerisinde stabilize olmuştur. Hatalı doğrusal model ile tasarlanan kontrolcü kullanıldığında ise yaklaşık 10 saniyede stabilize olmuştur. Şekil 5.43'de iki koşumun sonuçları üst üste çizilmiştir.

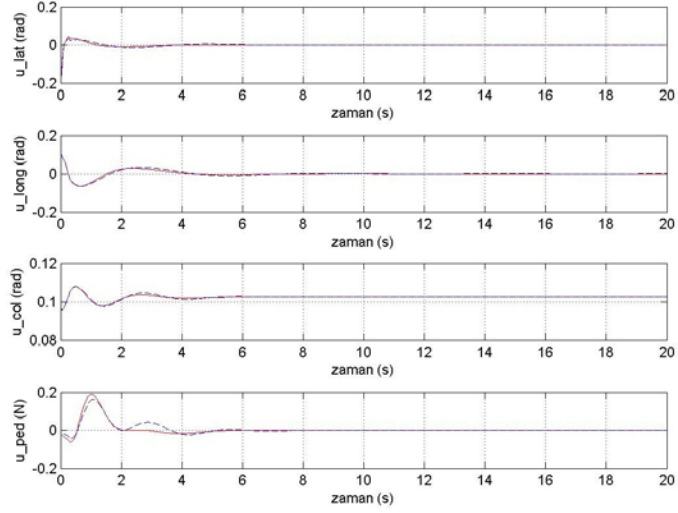


Şekil 5.43 : Senaryo 10'un koşum sonucu

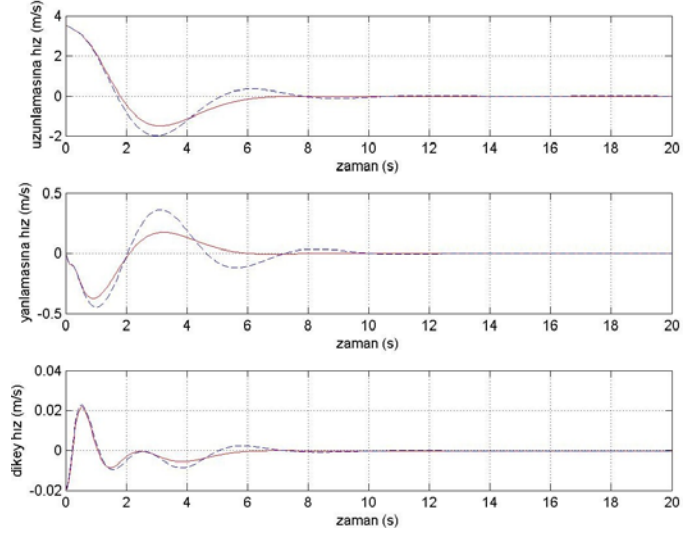
Senaryo 10'a ait Euler açılarının, giriş sinyallerinin ve hızların üst üst çizdirilmiş çizgeleri sırasıyla Şekil 5.44'de, Şekil 5.45'te ve Şekil 5.46'da görülmektedir. Doğrusallaştırma hatasının etkisi olarak Euler açılarında üst aşım ve alt aşım değerleri yükselmiştir. Giriş sinyalinin değerlerinde küçük değişiklikler yaratmıştır. Helikopterin ileri doğru hızının en küçük değeri mükemmel model ile -1,5 m/s iken, hatalı model ile -2 m/s olmuştur, sıfırlanma süresi 2 saniye artmıştır. Benzer şekilde yanlamasına hızın azami değeri 0,17 m/s yerine 0,37 m/s olarak gerçekleşmiştir.



Şekil 5.44 : Senaryo 10'daki Euler açısı değerleri



Şekil 5.45 : Senaryo 10'daki giriş sinyalleri



Şekil 5.46 : Senaryo 10'daki hız değerleri

Hatalı model ile kontrol edilen helikopterin çıkış değerleri istenilen düzeyden sapma göstermiştir. Ancak helikopter askıda kalma durumundan daha da kararsız bir dinamiğe sahipken tasarlanan kontrolcüyle bile bu düzeyde farkların oluşması, sistemin çalışmasında büyük bir performans düşüklüğüne yol açmadığını göstermektedir.

5.11.3 Senaryo 11 : MPC ile bozucu testi

MPC tipindeki kontrolcünün dayanıklılığını ölçmek için, parametre belirsizliği testine ek olarak, yapılabilecek diğer bir test ise bozucu etkilere karşı dayanıklılık testidir. Helikoptere etkiyen en temel bozucu etki rüzgâr etkisidir. Helikopterin

çevresindeki herhangi bir yönden rüzgâr esebilir, ancak en kritik etkiyi yandan gelen rüzgâr oluşturmaktadır (Jensen ve Nielsen, 2005).

Bu kapsamda ileri doğru gitmekte olan helikoptere yandan rüzgâr etkimesi sağlanarak, kontrolcünün performansı değerlendirilecektir. Rüzgârın y yönünde etkidiği kabul edilerek, helikopter gövdesine etkiyen rüzgâr kuvveti Y_{wind} ile gösterilmektedir (Prouty, 2002).

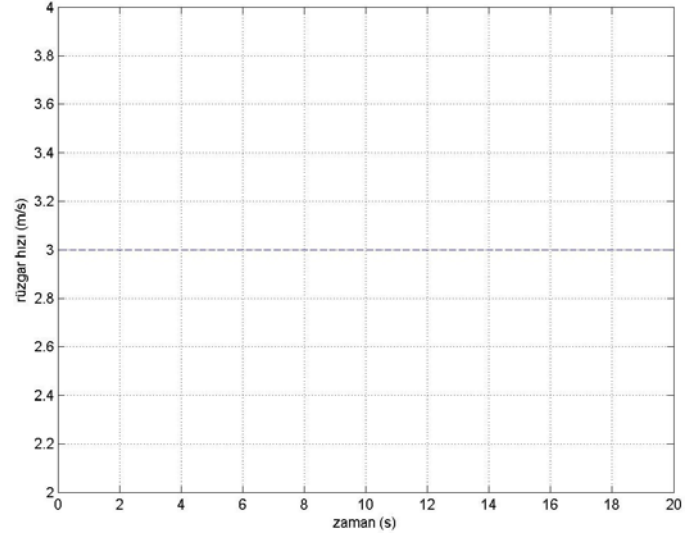
$$Y_{wind} = \frac{1}{2} \rho C_d A_c V_{wind}^2 \quad (5.90)$$

Rüzgâr kuvveti denklemindeki ρ havanın yoğunluğunu, C_d sürüklenme katsayısını, A_c gövdenin kesit alanını, V_{wind} ise rüzgârın hızını göstermektedir. Rüzgâr etkisinin ağırlık merkezine etkidiği kabulü yapılmış ve oluşabilecek küçük torklar ihmal edilmiştir. Rüzgâr hızını modellerken dikkat edilmesi gereken bir nokta da rüzgar hızının dünyaya sabitlenmiş eksen takımında tanımlı olduğudur. Bu hız değerini gövdeye sabitlenmiş eksen takımına dönüşüm matrisiyle çevirmek gerekmektedir.

Doğrusal olmayan helikopter modelini test etmek için basit bir rüzgâr modeli kullanılmıştır. Kadmiry'nin (2002) önerdiği rüzgâr modeli, sabit büyüklük, beyaz gürültü ve sinüs dalgasını içeren üç öğeden oluşmaktadır.

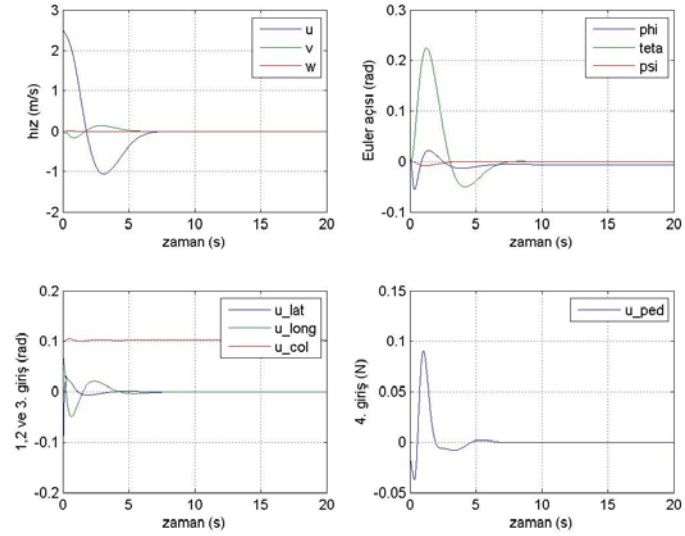
$$V_{wind}(t) = V_0 + N_w(0, \sigma_{wind}^2) + V_a \sin(\omega_{wind} t) \quad (5.91)$$

Rüzgârın etkisi aşamalar halinde üç deneme ile test edilmiştir. Birinci denemede rüzgârın sabit büyüklükte olduğu kabul edilmiştir. Şekil 5.47'de görülen 3 m/s'lik sabit rüzgâr hızı doğrusal olmayan benzetim modeline girdi olmuştur.

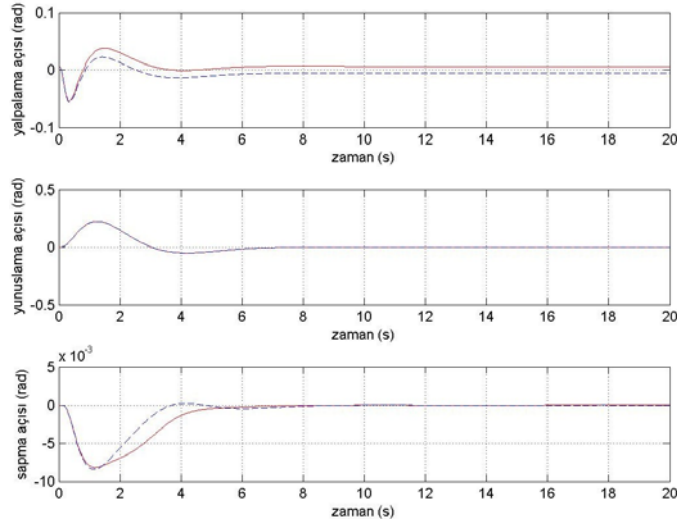


Şekil 5.47 : Senaryo 11 deneme 1'deki rüzgâr çizgesi

Senaryo 11 deneme 1'in koşum sonuçları Şekil 5.48'de görülmektedir. Euler açı sonuçları ise Şekil 5.49'da görülmektedir. Sabit rüzgâr hızının bozucu olduğu benzetim sonucunda yalpalama hızı ve yalpalama açısında sapmalar oluşmuştur. Yalpalama hızında oluşan sapma kısa sürede sıfırlanırken, yalpalama açısının sıfırdan farklı olarak elde edilen denge durum değeri değişmiştir.

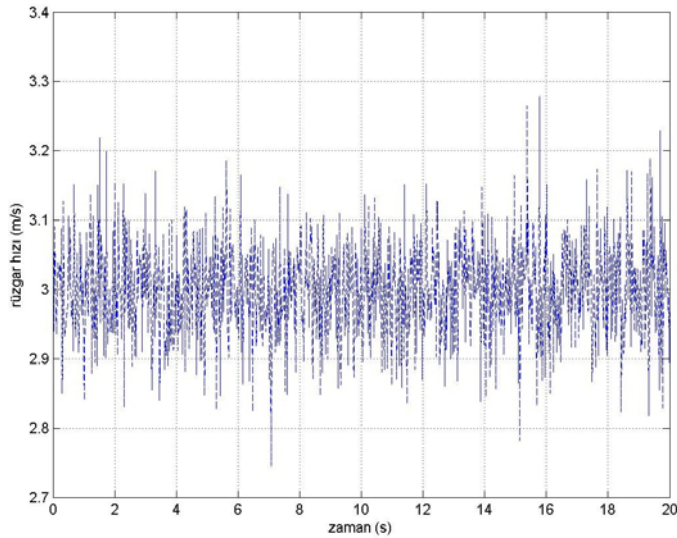


Şekil 5.48 : Senaryo 11 deneme 1'in sonucu



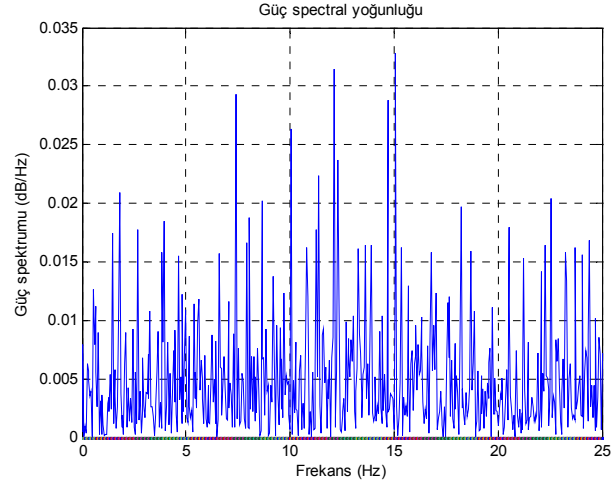
Şekil 5.49 : Senaryo 11 deneme 1'in Euler açıları

İkinci denemede, 3 m/s'lik sabit rüzgâr hızına ek olarak, 0 ortalamalı, standart sapması 0,07 m/s, değişintisi 0,005 m/s olan beyaz gürültü sisteme bozucu olarak eklenmiştir. Beyaz gürültü, rüzgârın burgaç etkisini (turbulance) göstermektedir. Gürültünün örnekleme süresi 0,02 saniyedir. Bu rüzgar çizgesi Şekil 5.50'de görülmektedir.



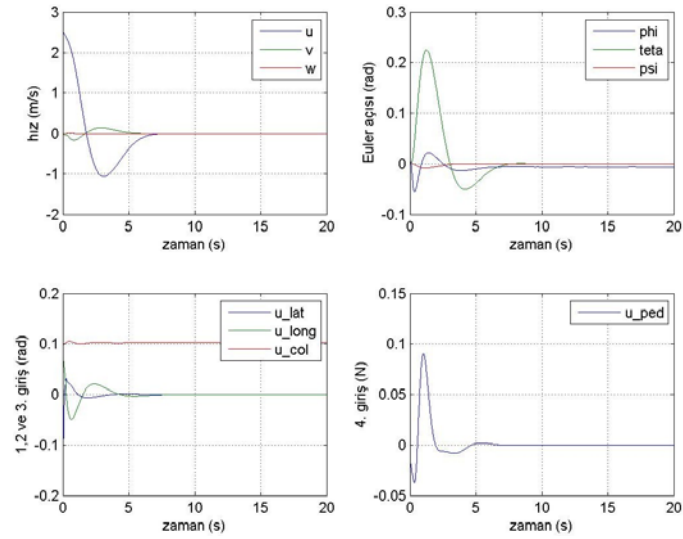
Şekil 5.50 : Senaryo 11 deneme 2'deki rüzgâr çizgesi

Rüzgâr modelinin beyaz gürültü kısmının güç spectral yoğunluğu Şekil 5.51'de görülmektedir.

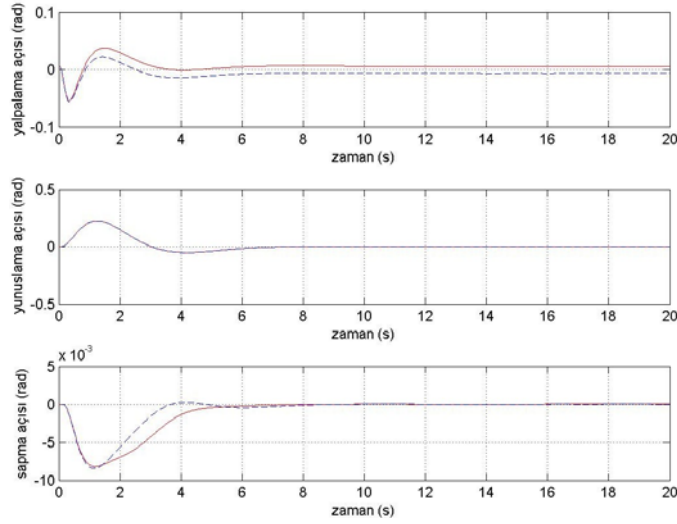


Şekil 5.51 : Senaryo 11 deneme 2’de beyaz gürültü güç spektrumu

Bozucu olmayan durum ile sabit bozucu eklenmiş beyaz gürültülü durumun sonuçları üst üste çizdirildiğinde Şekil 5.52 ve Şekil 5.53’deki çizgeler elde edilmiştir. Euler açıları ve hızlar karşılaştırıldığında sistemin beyaz gürültü etkisinin üstesinden gelebildiği görülmüştür.

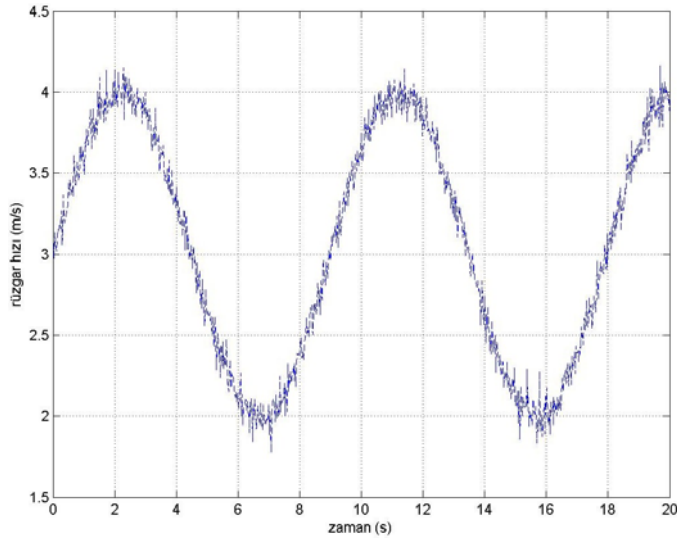


Şekil 5.52 : Senaryo 11 deneme 2’nin sonucu



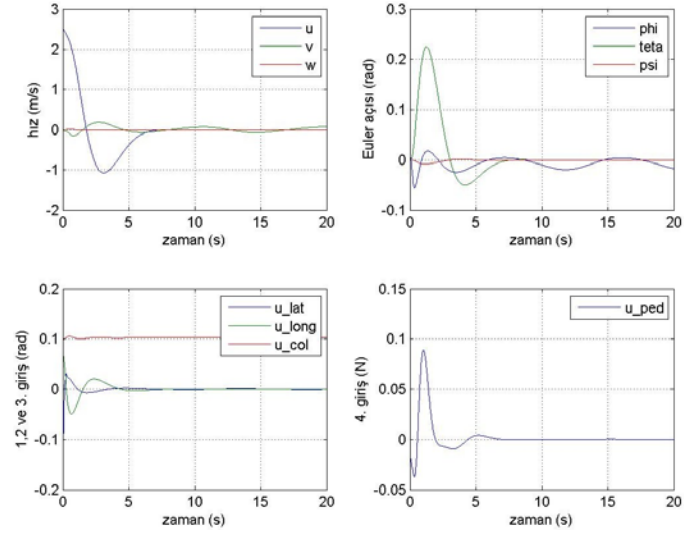
Şekil 5.53 : Senaryo 11 deneme 2'nin Euler açıları

Üçüncü denemede ise sabit rüzgâr hızı, beyaz gürültü ve sinüs dalgası bozucu olarak eklenmiştir. Genliği 1 m/s, iki pik arası genliği 2 m/s, frekansı 0,7 rad/s olan sinüs dalgası alınmıştır. Şekil 5.54'te görülen bu dalga, rüzgârın hamle (gust) etkisini göstermektedir.



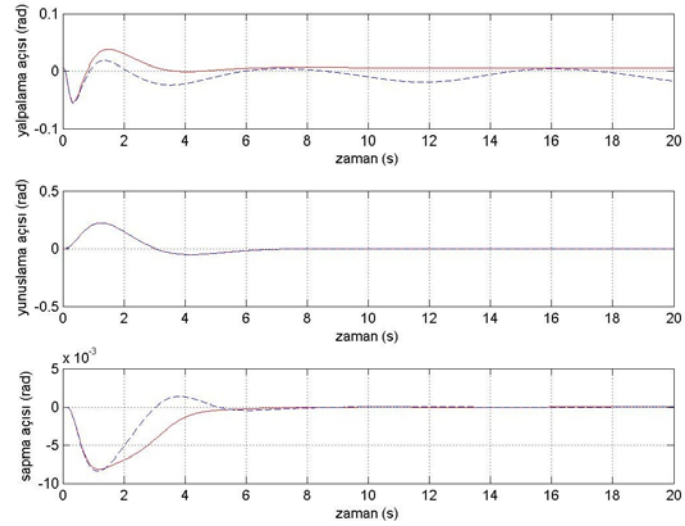
Şekil 5.54 : Senaryo 11 deneme 3'deki rüzgâr çizgesi

Bozucu olmayan durum ile sabit bozucu, beyaz gürültü ve sinüs dalgasının karışımı olan rüzgâr modelinin sonuçları üst üste çizdirildiğinde Şekil 5.55 elde edilmektedir.

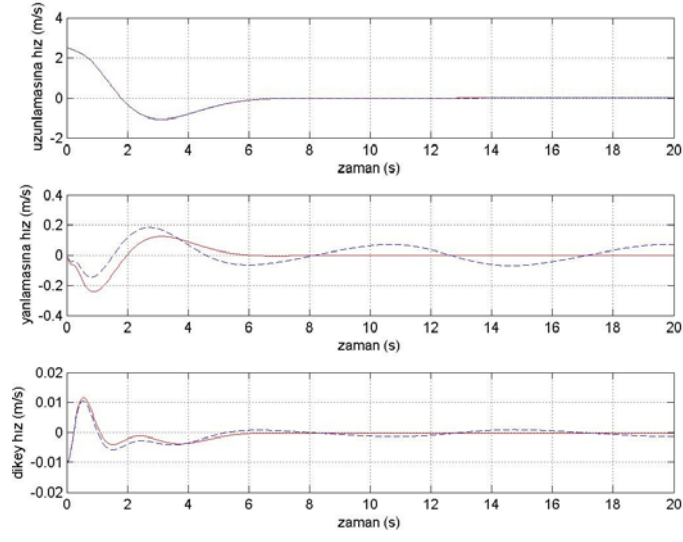


Şekil 5.55 : Senaryo 11 deneme 3'ün sonucu

Euler açıları ve uzunlamasına hızlar ayrı olarak Şekil 5.56 ve Şekil 5.57'de görülmektedir. Rüzgârın yandan esmesine bağlı olarak helikopterin dengede kalabilmesi için kontrolcü yalpalama açısını zamana bağlı olarak değiştirmektedir. Yanlamasına hız ise 0,18 m/s ile -0,05 m/s olarak referans değerinden sapmaktadır. Ancak 11. senaryonun 3. denemesinde uygulanan bozucunun büyüklüğü göz önüne alındığında bu miktarda hatanın normal olduğu değerlendirilmiştir.



Şekil 5.56 : Senaryo 11 deneme 3'ün Euler açıları



Şekil 5.57 : Senaryo 11 deneme 3'ün doğrusal hızları

6. SONUÇLAR VE TARTIŞMA

Bu çalışmada açık çevrim kararsız olan altı serbestlik dereceli helikopterin doğrusal hız ve açısal hız kontrolü gerçekleştirilmiştir. LQR ve MPC tipinde iki farklı kontrolcünün başarımları karşılıklı olarak incelenmiştir. Kontrolcü tasarımı sırasında iki kontrolcünün de IAE kistasına göre hatalarının eşit olması sağlanmıştır. Bu durumda MPC'nin LQR'a göre çok daha hızlı cevap verdiği, daha az aşım yaptığı görülmüştür. Giriş sinyalleri için istenmeyen bir durum olan LQR'ın doygunluğa ulaşma sorunu da MPC ile çözülmüş ve fiziksel yapıya zarar vermeyecek şekilde kontrolcü tasarlanmıştır. Ayrıca kontrolcünün dayanıklılığını ölçmek üzere de parametre belirsizliği ve bozuculara dayanan senaryolar oluşturulmuştur.

Tez çalışması sonucunda elde edilen temel sonuçlar şöyledir:

- Türkçe açık literatüre insansız helikopterlerin modellenmesiyle ilgili katkı sağlanmıştır.
- Parametrik olarak elde edilen doğrusal olmayan helikopter modeli, fiziksel parametrelerde yapılacak değişikliklerle gelecekte kontrol edilebilecek helikopterler için de temel oluşturabilecektir.
- İnsansız helikopter kontrolü sırasındaki aşamalar, temel fiziksel yasalardan kontrolcünün çıkışlarının elde edilmesine kadar adım adım açıklanmıştır. Böylece platform kontrolü konusunda çalışan araştırmacılara yarar sağlanmıştır.
- Literatürde MPC ile yapılan çalışmaların çoğu MATLAB programını kullansa da, öngörü modeli ve kontrol kanunu açıklanırken standart MPC formülasyonunun kullanıldığı görülmektedir. Bu çalışmada MATLAB'in kullandığı denklem setine yer verilmiş ve kontrol kanununun elde edilmesi detaylı olarak açıklanmıştır.

- İnsansız helikopterin temel helikopter hareketleri için kontrolcü tasarımı dikkat edilmesi gereken konular açıklanmış ve tasarlanan kontrolcülerin başarımları detaylı olarak incelenmiştir. Rüzgâr gibi bozucuların, parametre belirsizliğinin sisteme ve kontrolcü başarımına olan etkileri de değerlendirilmiştir.
- Ulusal bir konferans için bildiri hazırlanmıştır. Uluslararası bir konferans için bildiri ve makale hazırlanması planlanmaktadır.

Gelecekte yapılabilecek çalışmalar için tezin yazarının önerileri şu şekildedir:

- Bu çalışmada doğrusal konum kontrolü yapılmamıştır. Hız ve açısal davranış katmanının üstüne konum kontrolü yapan bir katman eklenerek helikopterin askıda kalma noktası da kontrol edilebilir.
- Yörünge planlama ve engelden kaçınma algoritmaları eklenerek helikopterin belirlenen bir harita içerisinde eniyilenmiş bir şekilde, düşman unsurlardan kaçınmış hareket etmesi sağlanabilir.
- Elde edilen model ve kontrolcü, laboratuvar ortamında test edilecek helikoptere uygulanarak iyileştirmeler yapılabilir.
- Birden fazla helikopter aynı benzetim içerisinde koşturularak formasyon uçuşu gerçekleştirilebilir. Takip eden-kaçınan oyununun benzetim ve kontrolü yapılabilir.
- MPC tipinde kontrolcüye giriş ve çıkış kısıtları eklenerek kontrolcü tasarımı yapılabilir.

KAYNAKLAR

- Agachi, P.Ş.**, 2006., Model based control : Case studies in process engineering, Wiley-VCH.
- Bak, T.**, 2002. Lecture notes : Modeling of mechanical systems, Aalborg University, Aalborg.
- Balderud, J., Wilson, D.**, 2002a. Application of predictive control to a toy helicopter, *IEEE Conference on Control Applications*, Glasgow, İskoçya, 18-20 Eylül.
- Balderud, J., Wilson, D.**, 2002b. A comparison of optimal control strategies for a toy helicopter, *4th Asian Control Conference-ASCC2002*, Singapur, 25–27 Eylül.
- Bemporad, A., Morari, M., Ricker, N.L.**, 2008. Model predictive control toolbox user's guide for use with MATLAB Version 3.0, The MathWorks Inc.
- Bergerman, M., Amidi, O., Miller, J.R., Vallidis, N., Dudek, T.**, 2007. Cascaded position and heading control of a robotic helicopter, *2007 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems 2007*, San Diego, Kaliforniya, USA, 29 Ekim- 2 Kasım.
- Bisgaard, M.**, 2007. Modeling, estimation and control of helicopter slung load system, *Doktora Tezi*, Aalborg University, Aalborg.
- Bogdanov, A., Wan, E., Harvey, G.**, 2004. SDRE flight control for x-cell and r-max autonomous helicopters, , *43rd IEEE Conference on Decision and Control*, Paradise Adası, Bahamalar, 14-17 Aralık.
- Bryson, A.E., ve Ho, Y.C.**, 1975. Applied Optimal Control, Hemisphere Publishing, Washington D.C.
- Budiyono, A.**, 2005. Onboard multivariable controller design for a small scale helicopter using coefficient diagram method, *International Conference on Emerging System Technology ICEST 2005*, Seul, Güney Kore, 19-21 Mayıs.
- Budiyono, A., Wibowo, S.S.**, 2007. Optimal tracking controller design for a small scale helicopter, *International Conference on Intelligent Unmanned System- ICIUS 2007*, Bali, Endonezya, 24-25 Ekim.
- Camacho, F., Bordons, C.**, 2004. Model predictive control, Springer.

- Castillo, C.L., Moreno, W., Valavanis, K.P.,** 2007. Unmanned helicopter waypoint trajectory tracking using model predictive control, *15th Mediterranean Conference on Control and Automation - MED'07*, Atina, Yunanistan, 27-29 Haziran.
- Castillo-Effen, M., Castillo, C., Moreno, W., Valavanis, K.P.,** 2007. Control fundamentals of small/ miniature helicopters : A survey, *Advances in Unmanned Aerial Vehicles : State of the Art and the Road to Autonomy*, s. 73-119, Ed. Valavanis, K.P., Springer, Hollanda.
- Castillo, P., Lozano, R., Dzul, A.E.,** 2005. Modelling and control of mini-flying machines, Springer-Verlag, Londra.
- Chevion, T., Chriette, A., Plestan, F.,** 2006. A robust guidance and control scheme of an autonomous scale helicopter in presence of wind gusts, *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*, Keystone, Colorado, ABD, 21-24 Ağustos.
- Chung, H.,** 2006. Autonomous formation flight of helicopters : Model predictive control approach, *Doktora Tezi*, University of California Berkeley, Berkeley.
- Clarke, D.W., Mohtadi, C., Tuffs, P.S.,** 1987. Generalized predictive control : Part I, The basic algorithm, *Automatica*, **23 (2)**, s. 137-148.
- Concha, J., Cipriano, A.,** 1997. A design method for stable fuzzy LQR controllers, *The 6th IEEE International Conference on Fuzzy Systems*, Barcelona, İspanya, 1-5 Temmuz.
- Cunha, R., Silvestrey, C.,** 2003. Dynamic modeling and stability analysis of model-scale helicopters with bell-hiller stabilizing bar, *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*, Austin, Texas, ABD, 11-14 Ağustos.
- Cutler, C.R., Ramarker, B.L.,** 1980. Dynamic matrix control - A computer control algorithm, *Joint Automatic Control Conference*, San Francisco, ABD, 13-15 Ağustos.
- Dutka, A.S., Ordys, A.W., Grimble, M.J.,** 2003. Non-linear predictive control of 2 DOF helicopter model, *42nd IEEE Conference on Decision and Control*, Hawaii, ABD. 9-12 Aralık.
- Franklin, G. F., Powell, J. D. ve Emami-Naeini, A.,** 2002. Feedback control of dynamic systems, Prentice Hall.
- Frye, M.T., Colgren, R.D.,** 2004. Controller development and simulation using the Raptor 50 helicopter longitudinal model, *AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit 2004*, Providence, Rhode Island, ABD, 16-19 Ağustos.

- Gadewadikar, J., Lewis, F.L., Subbarao, K., Chen, B.M.,** 2008. Design of H-Infinity Command Control Loops for Unmanned Aerial Vehicles using Static Output Feedback, *AIAA Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, **31 (4)**, s. 1093-1102.
- Gavrilets, V.,** 2003. Autonomous aerobatic maneuvering of miniature helicopters, *Doktora Tezi*, Massachusetts Institute of Technology, Cambridge, MA.
- González, A., Mahtani, R., Béjar, M., Ollero, A.,** 2004. Control and stability analysis of an autonomous helicopter, *World Automation Congress 2004*, Seville, İspanya, 28 Haziran-1 Temmuz.
- Greenwood, D.T.,** 2003. Advanced dynamics, Cambridge University Press.
- Grimble, M.J.,** 1992. Generalized Predictive Optimal Control : Introduction to the Advantages and Limitations, *International Journal of Systems Science*, **23 (1)**, s. 85-92.
- Guerreiro, B., Silvestre, C., Cunha, R.,** 2008. Terrain avoidance model predictive control for autonomous rotorcraft, *17th World Congress of the International Federation of Automatic Control*, Seul, Güney Kore, 6-11 Temmuz.
- Hald, U.B., Hesselbaek, M.V., Holgaard, J.T., Jensen, C.S., Jakobsen, S.L., Siegmundfeldt, M.,** 2005. Autonomous Helicopter- Modelling and Control, *Aalborg University Project Report 835*, Aalborg.
- Heffley, R.K., Mncih, M.A.,** 1988. Minimum-Complexity Helicopter Simulation Math Model, *NASA USAAVSCOM Technical Report 87-A-7*, Los Altos, Kaliforniya.
- Iakovou, D.,** 2002. Fuzzy Control for Helicopter Aviation, *Univeristy of Twente, Report No : 012CE2002*, Twente.
- Jensen, R., Nielsen, A.K.N.,** 2005. Robust Control of an Autonomous Helicopter, *Master Tezi*, Aalborg Üniversitesi, Aalborg.
- Jianfu, D., Zhang,Y., Tiansheng, L.,** 2008. Unmanned helicopter flight controller design by use of model predictive control, *WSEAS Transactions on systems*, **7 (2)**, s. 81-87.
- Jianfu, D., Tiansheng, L., Yaou, Z., Zhigang, Z., Geng, W.,** 2006. Model Predictive Control with Application to a Small-Scale Unmanned Helicopter, *Embedded Systems Modeling – Technology, and Applications*, s. 131-139. Eds. Hommel, G., Huanye, S., Springer, Hollanda.
- Johnson, E.N., Kannan, S.K.,** 2002. Adaptive Flight Control for an Autonomous Unmanned Helicopter, *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*, Monterey, Kaliforniya, ABD, 5-8 Ağustos.

- Kadmiry, B.**, 2002. Fuzzy Controller for an Unmanned Helicopter, *Licenciature Tezi*, Linköping Üniversitesi, İsveç.
- Khalidi, M.R., El Abiad, H.H., Chamchoum, S. Ahad, E.A.**, 2009. Plant identification and predictive control of a scaled-model helicopter, *IEEE International Symposium on Industrial Electronics-ISIE 2009*, 5-8 Temmuz.
- Kim, B., Chang, Y., Keh, J, Ha, H., Lee, M.**, 2004. Design of 6-DOF attitude controller of hovering model helicopter, *30th Annual Conference of the IEEE Industrial Electronics Society- IECON 2004*, Busan, Güney Kore, 2-6 Kasım.
- Kim, H.J., Shim, D.H., Sastry, S.**, 2002. Nonlinear model predictive tracking control for rotorcraft-based unmanned aerial vehicles, *American Control Conference*, Anchorage, Alaska, 8-10 Mayıs.
- Koo, T.J., Ma, Y. ve Sastry, S.S.**, 2001. Nonlinear control of a helicopter Based Unmanned Aerial Vehicle Model, Alındığı tarih: 1 Nisan 2010 <http://citeseer.ist.psu.edu/417459.html>
- Krupadanam, A., Annaswamy, A.M., Mangoubi, R.**, 2002. A Viable Multivariable Adaptive Controller for Autonomous Helicopters, *AIAA Journal of Guidance, Navigation, and Control*, **25 (5)**, s. 843-851.
- La Civita, M.**, 2002. Integrated modeling and robust control for full envelope flight of robotic helicopters, *Doktora Tezi*, Carnegie Mellon University.
- Lai, G., Fregene, K., Wang, D.**, 2000. A control structure for autonomous model helicopter navigation, *Canadian Conference on Electrical and Computer Engineering- CCECE 2000*, Halifax, Canada, 7-10 Mayıs.
- Lutfi, M., Budiyo, A., Sutarto, H.Y.**, 2006. Hybrid simulation for safety investigation of embedded control yamaha r-50 helicopter flight control system, *The National Conference on Power and Mechatronics*, Bandung, Endonezya, 21 Temmuz.
- Maciejowski, J.M.**, 2002. Predictive control : with constraints, Prentice Hall.
- Maia, M.H., Galvão, R.K.H.**, 2008. Robust constrained predictive control of a 3 DOF helicopter model with external disturbances, *ABCM Symposium Series in Mechatronics Vol. 3*, s. 19-26, Eds. Miyagi, P.E., Horikawa, O., Motta, J.M., ABCM, Brezilya.
- Martin, A.A.**, 2002. Model predictive control for ascent load management of a reusable launch vehicle, *Master Tezi*, Massachusetts Institute of Technology, Cambridge, MA.
- McLean, D., Matsuda, H.**, 1998. Helicopter station-keeping; comparing LQR, fuzzy logic and neural net controllers, *Engineering Applications of Artificial Intelligence*, **11**, s. 411-418.

- Metler, B.**, 2003. Identification modeling and characteristics of miniature rotorcraft, Springer-Verlag, New York.
- Mohammadzaheri, M., Chen, L.**, 2007. Design of an intelligent controller for a model helicopter using neuro-predictive method with fuzzy compensation, *World Congress on Engineering-WCE 2007*, Londra, İngiltere. 2-4 Temmuz.
- Molenaar, P.J.H.Z.**, 2007. Model Predictive Control to Autonomous Helicopter Flight, Traineeship Report DCT 2007.35, Eindhoven Teknik Üniversitesi, Eindhoven.
- Munzinger, C.**, 1998. Development of a Real Time Flight Simulator for an Experimental Model Helicopter, *Diploma Tezi*, Georgia Institute Technology, Atlanta.
- Naidu, D.S.**, 2003. Optimal Control Systems, CRC Press.
- Ogata, K.**, 1995. Discrete-time Control Systems, 2nd ed, Prentice Hall, New Jersey.
- Ogata, K.**, 2002. Modern Control Engineering, 4th ed, Prentice Hall, New Jersey.
- Ollero, A., Merino, L.**, 2004. Control and Perception Techniques for Aerial Robotics, *Annual Reviews in Control*, **28**, 167-178.
- Optimization Toolbox User's Guide for use with MATLAB Version 4.1**, 2008. The Mathworks Inc, Natick, Massachusetts.
- Padfield, G.D.**, 2007. Helicopter Flight Dynamics : The Theory and Application of Flying Qualities And Simulation Modelling, Wiley-Blackwell.
- Pettersen, R., Mustafic, E., Fogh, M.**, 2005. Nonlinear Control Approach to Helicopter Autonomy, *Master Tezi*, Aalborg University, Aalborg.
- Pretolani, R.**, 2007. Design and Development of the Navigation, Guidance and Control System For an Autonomous Helicopter, *Doktora Tezi*, Università di Bologna.
- Propoi, A.I.**, 1963. Use of LP methods for synthesizing sampled-data automatic systems, *Automation and Remote Control*, 24, s. 837-844.
- Prouty, R.W.**, 2002. Helicopter performance, stability, and control, Krieger Pub Co, Florida.
- Richalet, J., Rault, A., Testud, J.L., Papon, J.**, 1978. Model Predictive Heuristic Control : Applications to Industrial Processes, *Automatica*, **14**, s. 413–428.
- Saffarian, M.**, 2009. Model Predictive Formation Control of Helicopter Systems, *Master Tezi*, University of Alberta, Edmonton, Alberta.

- Sarris, Z.**, 2001. Survey of UAV applications in civil markets, *9th Mediterranean Conference on Control and Automation- MED'01*, Dubrovnik, Hırvatistan, 27-29 Haziran.
- Shim, D.H.**, 2000. Hierarchical Flight Control System Synthesis for Rotorcraft-based Unmanned Aerial Vehicles, *Doktora Tezi*, University Of California, Berkeley.
- Shim, H., Koo, T.J., Hoffmann, F., Sastry, S.**, 1998. A Comprehensive Study of Control Design for an Autonomous Helicopter, *37th IEEE Conference on Decision & Control*, Tampa, Florida, ABD, 16-18 Aralık.
- Simulink Control Design User's Guide for use with MATLAB Version 2.4**, 2008. The Mathworks Inc, Natick, Massachusetts.
- Sørensen, O.**, 2009. Lecture Notes : Optimal Control, Çev : Andersen, P., Aalborg University, Aalborg.
- Taylor, J.**, 1969. Jane's All the World's Aircraft 1969-70, Jane's Information Group.
- Unmanned Aircraft Systems Roadmap 2005-2030**, 2005. Office of the Secretary of Defense.
- Valavanis, K.P., Kontitsis, M.**, 2007. A Historical Perspective on Unmanned Aerial Vehicles, *Advances in Unmanned Aerial Vehicles : State of the Art and the Road to Autonomy*, s. 15-46, Ed. Valavanis, K.P., Springer.
- Van Den Boom, T.J.J., Stoorvogel, A.A.**, 2010. Lecture Notes : Model Predictive Control, DISC, Delft Teknik Üniversitesi.
- Vukic, Z.**, 2003. Nonlinear Control Systems, CRC Press.
- Wahab, A.A., Mamat, R., Shamsudin, S.S.**, 2006. Control System Design for An Autonomous Helicopter Model in Hovering Using Pole Placement Method, 1st Regional Conference on Vehicle Engineering and Technology, Kuala Lumpur, Malezya, 3-5 Temmuz.
- Wan, E.A., Bogdanov, A.A., Kieburz, R., Baptista, A., Carlsson, M., Zhang, Y., Zulauf, M.**, 2003. Model predictive neural control for aggressive helicopter maneuvers, *Software Enabled Control : Information Technologies for Dynamical Systems*, s. 175-200, Eds. Samad, T., Balas, G., IEEE Press, Wiley & Sons.
- Wang, L.**, 2009. Model Predictive Control System Design and Implementation Using MATLAB, Springer.
- Watkinson, J.**, 2004. The Art of the Helicopter, Butterworth-Heinemann, Oxford.
- Wie, B.**, 1998. Space Vehicle Dynamics and Control, AIAA Educational Series.

Witt, J., Boonto, S., Werner, H., 2007. Approximate Model Predictive Control of a 3-DOF Helicopter, *46th IEEE Conference on Decision and Control*, New Orleans, Louisiana, ABD, 12-14 Aralık.

EKLER

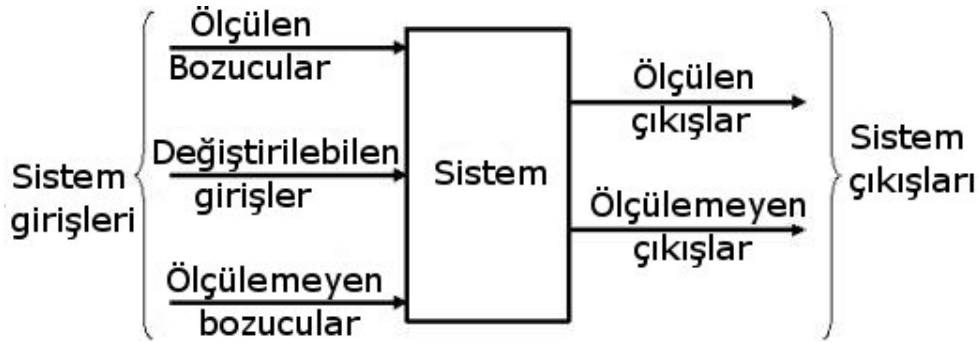
EK A : MATLAB MPC Toolbox ile kontrolcü tasarımı

EK B : Yamaha R-50 Helikopterinin Fiziksel Parametreleri

EK A

Bu bölümde MATLAB yazılımında bulunan MPC Toolbox'ın grafik arayüzü ile nasıl MPC tipinde kontrolcü tasarlanacağı açıklanacaktır.

Şekil A.1'de kontrol edilen bir sistemin çizgesi görülmektedir. MPC tipinde kontrolcü öncelikle sistemin çıkış ve girişleri arasında bağlantı kuran matematik modeline ihtiyaç duyar. Bu modele dayanarak sistemin gelecekteki davranışlarını tahmin eder ve uygun kontrolcü sinyalini hesaplar. MATLAB programına sıfır/kutup/kazanç modeli, transfer fonksiyonu modeli olarak girilebildiği gibi, durum uzay modeli de girilebilir. Bunun yanında doğrusal olmayan Simulink modeli de doğrusallaştırılarak matematik model elde edilebilir.



Şekil A.1 : Kontrol sistemi çizgesi

Kontrolcü tasarımı yaparken girdi ve çıktıların tanımlanması gerekir.

Girdiler sistemi etkileyen bağımsız değişkenlerdir ve 3 şekilde tanımlanabilir:

- Ölçülen bozucular (MD): Kontrolcü bunları düzeltemez, ancak bundan gelen veriyi kullanarak kontrolcü tasarımını iyileştirir.
- Değiştirilebilir girişler (MV): Kontrolcü bunları değiştirerek istenen çıkışı elde eder.
- Ölçülemeyen bozucular (UD): Kontrolcü bunun hakkında direkt bilgi sahibi değildir ve etkisini telafi etmek zorundadır.

Çıkışlar kontrol etmek istediğimiz veya gözlemlemek istediğimiz bağımlı değişkenlerdir.

- Ölçülen çıkışlar (MO): Kontrolcü bunları kullanarak ölçülemeyen değerleri tahmin eder ve geri besleme hattında kullanarak girişler üzerinde düzeltmeler yapar.
- Ölçülemeyen çıkışlar (UO): Mevcut ölçüm ve sistem modeline dayanarak kontrolcü bunları tahmin etmeye çalışır.

Doğrusal, zamandan bağımsız modeller aşağıdaki şekilde tanımlanabilir:

- Transfer fonksiyonu modeli:
- $$\frac{Y(s)}{U(s)} = G(s) = \frac{s+2}{s^2+s+10} e^{-1,5s}$$
- Sıfır/Kutup/Kazanç modeli:
- $$G(s) = 2,5 \frac{s+0,45}{(s+0,3)(s+0,1+0,7i)(s+0,1-0,7i)}$$
- Durum uzay modeli:

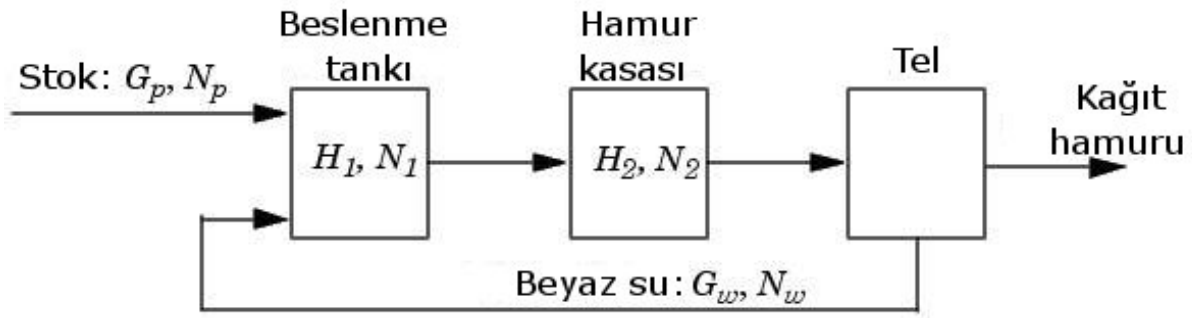
$$A = \begin{bmatrix} -0.0285 & -0.0014 \\ -0.0371 & -0.1476 \end{bmatrix}$$

$$B = \begin{bmatrix} -0.0850 & 0.0238 \\ 0.0802 & 0.4462 \end{bmatrix}$$

$$C = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 1 & 0 \end{bmatrix}$$

$$D = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$$

Kâğıt hamuru üretim sürecini örnek olarak ele alalım. Üretim süreci Şekil A.2’de görülmektedir.



Şekil A.2 : Kâğıt hamuru üretim süreci

Sistemde aşağıdaki değerler öncelikle kontrol edilmektedir:

- Yoğunluk (sıvı süspansiyondaki selüloz liflerinin oranı)
- Hamur kasasındaki sıvı düzeyi

Durum vektörü

$$x = \begin{bmatrix} H_1 \\ H_2 \\ N_1 \\ N_2 \end{bmatrix}$$

- H_1 : Besleme tankındaki sıvı düzeyi (m)
- H_2 : Hamur kasasındaki sıvı düzeyi (m)
- N_1 : Besleme tankındaki yoğunluk düzeyi (%)
- N_2 : Hamur kasasındaki yoğunluk düzeyi (%)

Giriş vektörü

$$u = \begin{bmatrix} G_p \\ G_w \\ N_p \\ N_w \end{bmatrix}$$

- G_p : Besleme tankına giren odun akışının oranı (kg/sa)
- G_w : Geri dönüşümü yapılan beyaz suyun akışının oranı (kg/sa)

- Np: Besleme tankına giren odunun yoğunluk düzeyi (%)
- Nw: Besleme tankına giren beyaz suyun yoğunluk düzeyi (%)

Çıkış vektörü

$$y = \begin{bmatrix} H_1 \\ H_2 \\ N_1 \\ N_2 \end{bmatrix}$$

Değişkenler normalize edildi, yoğunluğun nominal kararlı haldeki değeri 0 olacak şekilde ayarlandı, aralıkları karşılaştırılabilir hale geldi. Zaman birimi dakikadır. Sistem açık çevrim kararlıdır.

Kağıt hamuru sürecinin doğrusallaştırılmış durum uzay modeli aşağıdaki gibidir:

$$A = \begin{bmatrix} -1.9300 & 0 & 0 & 0 \\ 0.3940 & -0.4260 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -0.6300 & 0 \\ 0.8200 & -0.7840 & 0.4130 & -0.4260 \end{bmatrix}$$

$$B = \begin{bmatrix} 1.2740 & 1.2740 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 1.3400 & -0.6500 & 0.2030 & 0.4060 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$C = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$D = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

MATLAB'in MPC tasarım aracını başlatmak için programın command window'una "mpctool" yazılır. Başlığı "Control and Estimation Tools Manager" adlı ekran çıkar.

Kontrolcü tasarımı için birincil adım sistem modelinin arayüze tanıtılmasıdır. Ekranda bulunan “Import Plant”e tıklanarak sistem modeli tanıtılır.

Sistem modelini tanıtmak için 2 yöntem vardır:

- MATLAB workspace: MATLAB’ın geçici hafızasıdır. Buraya atılan bilgiler, geçici hafıza silinene veya MATLAB kapatılana kadar hafızada kalır.
- Mat-file: Verileri hard diske saklamak için “mat” uzantılı dosyalar kullanılır. Bu sayede ileriki çalışmalarda tekrar aynı veriyi üretmeye gerek kalmaz.

A,B,C,D matrisleriyle durum uzay modeli tanımlanmış olan kâğıt üretim sürecine ait PaperMach adlı durum uzay modeli workspace’den veya mat dosyasından çekilir. Bunun için “Import”a basılır. 4 giriş ve 4 çıkış bulunan plant modeli ekranda belirir. Birden fazla sistem modeli yüklemek istersek “Import Plant”e tıklayıp aynı işlemleri yaparak ekleme yapabiliriz.

Sistem modelini yükledikten sonra artık sinyal özellikleri tanıtılabilir.

- “Name” kısmından giriş ve çıkışların isimleri belirtilir. Sistem hesaplamalarında bir değişiklik yapmasa da takip kolaylığı açısından açıklayıcı isimlerin verilmesi gerekir. Daha sonradan da değişiklik yapılabilir.
- “Signal properties” kısmından sinyal tipleri belirlenir. Önceki bölümde açıklandığı üzere girişler; manipulated variable, measured disturbance, unmeasured disturbance veya neglected olarak seçilebilir. Çıkışlar ise measured, unmeasured veya neglected olarak seçilebilir. Daha sonradan değişiklik yapıldığında kontrolcü tasarımını baştan yapmak gerekir.
- “Description” ve “unit” kısımlarını kullanarak, giriş/çıkış sinyali hakkında açıklama yapabilir ve giriş/çıkışların birimleri belirilebilir. Seçimli bir bölümdür. Gösterim kolaylığı sağlar.
- “Nominal” kısmı ise giriş ve çıkışın birincil değerlerini temsil eder. Standart değeri sıfırdır.

MPCDesign’in alt dallarına ulaşmak için arayüz ekranında soldaki kısımdaki ağaç görüntüsü kullanılır.

- “Plant models”e tıklanarak GUI’ye eklenmiş plant modelleri,
- “Conrrollers”a tıklanarak tasarlanmış kontrolcüler,
- “Scenarios”a tıklanarak ise tasarlanmış senaryolar incelenebilir.

Artık kontrolcü tasarımına geçilebilir. Ağaç tipi görünümünden “Controllers”a tıklanır. Burada MPC1 tasarladığımız kontrolcüyü göstermektedir. Sol ekranda Controllers sağ ekranda MPC1 seçili iken “Display”e bastığımızda kontrolcü ile ilgili bilgiler “Controller details” ekranında belirir. Daha kontrolcü tasarım değerlerini değiştirmedığımız için MATLAB’ın default değerleri atanmıştır.

Kontrolcü tasarımının ilk adımı model seçimi ve ufuk tanımlanmasıdır. Arayüzde sol ekranda MPC1’e tıkladığımızda kontrolcü tasarım değerlerini değiştirme ekranı çıkar. Bu ekranda MPC1 kontrolcüsü hangi sistem modeli için yapacağımızı “Plant model” sekmesi ile seçeriz.

MPC tasarımında kullanılan ufuk değerleri girilir.

- Control interval: Kontrolcünün örnekleme süresidir. Kâğıt üretim prosesi için 2 dakika=120 saniye girilir.
- Prediction horizon: Öngörü ufkunu temsil eder. Çıkışların optimize edileceği kontrol aralığıdır. Default değeri 10’dur.
- Control horizon: Kontrol ufkunu temsil eder. Girişlerin optimize edileceği kontrol aralığıdır. Default değeri 2’dir.

Standart kontrolcü tasarımında blocking özelliği kapalıdır. Eğer bu özelliği açmak istersek “Model and Horizon” ekranında “Blocking” tanımlanır ve kontrol ufku değeri yerine blocking değeri kullanılır.

Blocking tanımlanırken 4 seçenek mevcuttur. Beginning, Uniform, End ve Custom. Seçilen seçeneğe göre blocking, öngörü ufkunun başlangıcında, sonunda olabilir veya uniform olarak dağıtılabilir. “Number of moves computed per step” seçeneğiyle her bir adımda kaç kere ilerleme yapılacağı belirlenir. “Custom” seçildiği takdirde blockingin kaç adım olacağı vektör olarak belirtilmelidir. Örneğin öngörü ufku 15

ise, blocking [1 3 3 8] olarak tanımlanabilir. Vektördeki toplam adım sayısının öngörü ufku ile aynı olmalıdır.

Blocking kapalı ise kontrolcü “Beginning” modunda, her adımdaki ilerleme sayısı (Number of moves computed per step) kontrol ufku uzunluğu olacak şekilde çalışır.

Fiziksel sistemlerin belirli bir çalışma aralığı vardır. Bunlar da kısıtlar ile temsil edilir. Eğer kontrol edeceğimiz sistemde kısıtlar mevcut ise bunları tanımlamak gerekir. Arayüzde soldaki ekranda MPC1 seçili iken sağ ekranda “Constraints” seçilir. Bu ekran kullanılarak giriş ve çıkış değerlerine kısıtlar atanabilir.

- Name: Giriş/çıkışın adını gösterir.
- Minimum/Maximum: Giriş/çıkışın almasını istediğimiz en küçük ve en büyük değerleri temsil eder.
- Max down rate/Max up rate: Her örnekleme periyodunda giriş değişkeninin ne kadar değişebileceğini belirler.

Hem girişlere hem de çıkışlara kısıt vermek mümkündür. Kâğıt üretim süreciyle ilgili giriş değerlerine kısıtlar girildiğinde aşağıdaki ekran elde edilir. Mümkün olduğu kadar çıkışlara kısıt vermemek gereklidir, bunun yerine çıkışlara setpoint verilmelidir. Kısıt verilmemiş değişkenler üzerinde bir sınırlama uygulanmayacaktır.

Kontrolcü tasarımının diğer bir adımı da ağırlıkların tanımlanmasıdır. Kontrolcünün giriş ve çıkışlar üzerindeki temel etkisini belirler. Bir değişkenin ağırlığının artırılması o değişken üzerinde daha fazla bir kontrol uygulanacağı ve referans değerinden sapmaların daha fazla cezalandırılacağı anlamına gelir. Kontrolcü tasarımı ekranında “Weight tuning” kısmına girilir. Bu ekran kullanılarak 3 tip ağırlık tanımlaması yapılabilir.

- Overall: Kontrolcünün tüm ağırlık değerleri üzerinde etkilidir. Slider’ı sola doğru getirerek “More robust”a yaklaştırdığımızda giriş değişkenlerinin değişim ağırlığı artırılarak kontrolcünün daha robust çalışması sağlanır. Ancak bu durumda disturbance rejection ve referans takibi daha ağırlaşır. Sliderı sağa kaydığımızda ise kontrolcü sistemin daha hızlı cevaplar vermesini sağlar. Default değeri 0,8’dir.

Input weights:

- “Weight” ile giriş değişkenleri üzerinde uygulanacak cezayı tanımlar. Kontrolcü buna bağlı olarak, giriş değişkenlerinin nominal değerlerinden sapmasının ağırlıklı toplamını minimize eder.
- “Rate weight” ile her bir giriş değişkeninin, bir kontrol ufkü boyunca değişimini cezalandırmak mümkündür. Kontrol sinyalinin kümülatif değerini değil, kontrol ufkü boyunca değerini cezalandırır. Bu değer arttırıldığı zaman kontrolcü giriş değişkenlerini daha yumuşak bir şekilde değiştirir.
- Output weights: Çıkış değişkenlerinin referansı takip etme hassasiyetini belirler. Kontrolcü, öngörü ufkü boyunca her çıkışın sapmasını hesaplar. Bu sapma değerlerini çıkış ağırlık değerleriyle çarparak sapmaların ağırlıklı karesel toplamını elde eder.

Ağırlıkların değeri 0 veya pozitif olmalıdır. Bir ağırlık değeri diğerlerine göre önemli ölçüde yüksek ise, ilgili çıkışın sapması bu hata terimini domine eder. Ağırlık değerleri arayüz ekranına girilir.

Kontrolcü tasarımında arayüzdeki son kısım Estimation kısmıdır. Bu ayarlar ile kontrolcünün ölçülemeyen bozucular, öngörü hataları ve ölçüm gürültüsüne karşı cevabı düzenlenir. Ekranın en üst kısmında bulunan “Overall estimator gain” kontrolcünün tüm bozucu cevaplarına etkisini değiştirir. Slider sola çekildiğinde estimator kazancı düşecek ve kontrolcü daha yumuşak bir şekilde cevap verecektir.

“Output disturbances” kısmında çıkış bozucularıyla ilgili tanımlamalar yapılır.

- “Signal by signal” kısmında hücredeki değeri değiştirerek ilgili sinyal tek tek düzenlenebilir. Signal by signal” seçildiğinde “Type” kısmında çıkış bozucu tipi belirlenir. 3 seçenek vardır.
- Step: Rasgele basamak benzeri bozucu (integre edilmiş beyaz gürültü)
- Rampa: Rasgele sürüklenen bozucu (iki kere integre edilmiş beyaz gürültü)
- White: Beyaz gürültü

- “Magnitude” kısmından bozucuyu oluşturan bileşenin büyüklüğü belirlenir.
- “LTI model in workspace” kısmı ile hafızadan bir model de tanımlanabilir.

“Input disturbances” kısmında giriş bozucu modeliyle ilgili tanımlamalar yapılır. Sistemde ölçülemeyen bozucu girişi yoksa bu kısım kapalıdır.

“Measurement noise” kısmında ölçüm bozucu modeliyle ilgili tanımlamalar yapılır.

Giriş ve ölçüm bozucu tanımlama şekli, çıkış bozucu tanımlama ekranındakine benzer şekilde yapılır. Estimation değişkenlerini standart değerlerine getirmek için “Use MPC defaults” tuşuna basılabilir.

Tasarlanan kontrolcüyle senaryolar oluşturarak doğrusal model üzerinde kontrolcünün başarımı test edilebilir. Bunun için arayüz ekranında “Scenarios” sekmesine girerek “Scenario1”e girilir veya sağdaki menüden “New” ile yeni bir senaryo tanımlanır.

Simulation settings bölümündeki Controller sekmesinde kullanacağımız kontrolcü, Plant kısmında doğrusal sistem modeli, Duration kısmında ise benzetimin ne kadar süreceği saniye cinsinden belirtilir. Setpoints kısmında çıkışların kararlı halde hangi değeri alması istendiği belirlenir. Unmeasured disturbances kısmında ise çıkış ve girişlere eklenecek bozucu etki belirlenir. Eklenebilecek bozucular sırasıyla sabit, step, rampa, sinüs, darbe ve gaussian gürültüdür. Gürültü tipi belirlendikten sonra gürültünün birincil değeri “initial value” sekmesinden, büyüklüğü “size” sekmesinden, etkime zamanı “time” sekmesinden belirlenir.

Senaryo süresi, referans vektörü ve bozucu etki seçildikten sonra senaryo koşturulur ve sonuçları incelenebilir.

EK B**Çizelge B.1:** Yamaha R-50 helikopterinin fiziksel parametreleri

Paramete	Değer	Birim	Açıklama
a	4	1/rad	Kaldırma kuvveti eğrisi eğimi
A_{disc}	7,4432	m^2	Rotor disk alanı
$A_{Q,MR}$	0,0004	-	Ana rotor sürüklenme katsayısı
B_n	2	-	Pal sayısı
$B_{Q,MR}$	0,0004	-	Ana rotor sürüklenme katsayısı, birincil
c	0,1079	m	Pal veter uzunluğu
h_m	0,2	m	Ağırlık merkezi ile göbek düzlemi uzaklığı, z boyunca
h_t	0	m	Ağırlık merkezi ile kuyruk rotoru merkezi uzaklığı, xz ekseninde, z boyunca
I_{xx}	1,4668	$kg*m^2$	Eylemsizlik momenti, x eksen boyunca
I_{yy}	4,5767	$kg*m^2$	Eylemsizlik momenti, y eksen boyunca
I_{zz}	4,407	$kg*m^2$	Eylemsizlik momenti, z eksen boyunca
i_s	0	m	Birincil şaft eğim açısı
K_{CR}	0,8	-	Kontrol rotoru bağlantı kazancı
K_{MR}	0,2	-	Swash plate bağlantı kazancı
l_m	0	m	Ağırlık merkezi ile ana rotor şaft uzaklığı, xy ekseninde, x boyunca
l_t	1,2	m	Ağırlık merkezi ile kuyruk rotoru merkezi uzaklığı, xy ekseninde, x boyunca

Çizelge B.1: (devam) Yamaha R-50 helikopterinin fiziksel parametreleri

m	44,384	kg	Helikopterin kütlesi
R	1,5392	m	Ana rotor yarıçapı
R_t	0,26	m	Kuyruk rotoru yarıçapı
y_m	0	m	Ağırlık merkezi ile ana rotor şaft uzaklığı, xy ekseninde, y boyunca
θ_{twist}	0	-	Pal bükülmesi
ρ	1,29	kg/m ³	Havanın yoğunluğu
σ	0,0446	-	Rotor katılığı
Ω	91,106	rad/s	Ana rotor açısal hızı

ÖZGEÇMİŞ

Semuel FRANKO 1981 yılında İstanbul’da doğdu. İlk, orta ve lise öğrenimini İstanbul’da tamamladı. 1999 yılında İstanbul Üniversitesi Makine Mühendisliği Bölümünde başladığı lisans öğrenimini 2003 yılında tamamladı. Askerlik hizmetinin tamamlamasının ardından ölçüm cihazları üzerine bir firmada çalıştı. 2007 yılında İTÜ Fen Bilimleri Enstitüsü Sistem Dinamiği ve Kontrol bölümünde yüksek lisans öğrenimine başladı. Derslerini 3.69/4.0 ortalamayla tamamladı. 2007 yılından itibaren TÜBİTAK UEKAE’ye bağlı Bilişim Teknolojileri Enstitüsü’nde araştırmacı olarak çalışmalarını sürdürmektedir.

Yayın Listesi:

Franko, S., Koç, İ.M., Özsoy, C., 2010. İnsansız Helikopterin Model Öngörülü Kontrolü, *Otomatik Kontrol Ulusal Toplantısı- TOK’10*, Gebze, Kocaeli, 21-23 Eylül.

Franko, S., 2010. Optimal Control of Full Envelope Helicopter, *Lecture Notes in Electrical Engineering*, Vol. 60, s. 59-69 , Ed. Ao, S., Gelman, L., Springer.

Franko, S., 2009. LQR-Based Trajectory Control of Full Envelope, Autonomous Helicopter, *World Congress On Engineering- WCE 2009*, Londra, 1-3 Temmuz.

Franko, S., Köksal, S., Haklıdır, M., 2009. Modeling, Simulation and Control of Rotary Wing Platforms in a Computer Generated Forces Toolkit, *7th Annual Industrial Simulation Conference*, Loughborough, 1-3 Haziran.

Haklıdır, M., Aldoğan, D., Taşdelen, İ., **Franko, S.,** 2009. Modeling, Simulation and Feedback Linearization Control of Nonlinear Surface Vessels, *6th International Conference On Informatics in Control, Automation And Robotics*, Milano, 2-5 Temmuz.

Aldogan, D., Haklıdır, M., Şenyürek, L.H., Köksal, S., Eroğlu, Ö., Akdemir, C., **Franko, S.,** Taşdelen, İ., Akgün, S., 2009. A General Approach to High Fidelity Modeling, Simulation and Control of Tactical Entities and Implementation in a Commercial Computer Generated Forces Toolkit, *21th European Modeling And Simulation Symposium*, Tenerife, İspanya, 23-25 Eylül.

Aruk, F., Kaplaner, A., **Franko, S.,** Okutan, C.C., Haklıdır, M., 2009. Full-Scale Finite Element Analysis of a Passive Sonobuoy, *Undersea Defence Technology 2009*, Cannes, Fransa, 8-9 Haziran.

Haklıdır, M., **Franko, S.,** 2008. FST : Simulation Based Sonobouy Mechanical Design Tool, *International Sonobuoy Interoperability Conference*, Washington DC, 23-25 Eylül.