

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

**HAVADAN KARAYA ATILAN BİR TANK-SAVAR FÜZESİ İÇİN
OTOPİLOT TASARIMLARI, KARŞILAŞTIRILMASI
VE TERMİNAL GÜDÜM ÇALIŞMASI**

**YÜKSEK LİSANS TEZİ
Celâl ADA**

Anabilim Dalı : Makine Mühendisliği

Programı : Sistem Dinamiği ve Kontrol

Tez Danışmanı : Yrd. Doç. Dr. Ayhan KURAL

HAZİRAN 2011

**HAVADAN KARAYA ATILAN BİR TANK-SAVAR FÜZESİ İÇİN
OTOPİLOT TASARIMLARI, KARŞILAŞTIRILMASI
VE TERMİNAL GÜDÜM ÇALIŞMASI**

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Celâl ADA

503081605

Tezin Enstitüye Verildiği Tarih : 26.04.2011

Tezin Savunulduğu Tarih : 06.06.2011

Tez Danışmanı : Yrd. Doç. Dr. Ayhan KURAL (İTÜ)

Diğer Jüri Üyeleri : Prof. Dr. Can ÖZSOY (İTÜ)

Prof. Dr. Elbrus CAFEROV (İTÜ)

HAZİRAN 2011

Çıktığım bu yolda bana destek olanlara,

ÖNSÖZ

Bu tezde, havadan karaya bir anti-tank füzesi modellenmiş ve modellenen füze için üç farklı kontrol yöntemiyle tasarlanan otopilot ve terminal faz güdüm tasarımları yapılmış ve performansları incelenmiştir.

Otopilot tasarımlarında klasik, kutup atamalı ve model öngörülü kontrol yöntemleri kullanılmıştır. Farklı kontrol yöntemleri ile tasarlanan otopilotlar, MATLAB SIMULINK kullanılarak hazırlanan doğrusal ve doğrusal olmayan füze benzetimlerinde oluşturulmuş ve birbirleriyle performans kıyaslamaları yapılmıştır.

Haziran 2011

Celâl ADA
(Makine Müh.)

İÇİNDEKİLER

Sayfa

ÖNSÖZ.....	v
İÇİNDEKİLER.....	vii
ŞEKİLLER.....	ix
ÇİZELGELER.....	xiii
ÖZET.....	xv
SUMMARY.....	xvii
1. GİRİŞ.....	1
1.1. Genel Bilgi.....	1
1.2. Literatür Bilgisi.....	2
1.3. Füzenin Çalışma Prensibi ve Bölümleri	3
2. FÜZENİN MATEMATİKSEL MODELİ.....	5
2.1. Kontrol Tahrik Sistemi (KTS) Modeli.....	5
2.2. Kütle ve İtke Modeli	5
2.3. Eksen Takımları	6
2.4. Füze Hareket Denklemleri.....	8
2.4.1. Dinamik denklemler	9
2.4.2. Kinematik model.....	11
2.5. Aerodinamik Model.....	12
2.5.1. Aerodinamik kuvvetlerin ve momentlerin alt fonksiyonları	12
2.5.2. Füze aerodinamik modelinin elde edilmesi	15
2.6. Füze Hareket Denklemlerinin Doğrusallaştırılması	19
3. OTOPILOT TASARIMI	23
3.1. Otopilotun Tanımı.....	23
3.2. Otopilot İşlevi ve Arayüzleri	23
3.3. Otopilot Yapısı ve Çalışma Eksenleri.....	24
3.4. Otopilot Tasarım Noktaları.....	25
3.5. Otopilot Eksen Takımı	25
3.6. Yunuslama/Sapma Otopilotu Transfer Fonksiyonlarının ve Durum Uzay Modellerinin Oluşturulması.....	27
3.7. Yuvarlanma Otopilotu Transfer Fonksiyonlarının Çıkartılması	31
3.8. Aerodinamik Türevlerin Bulunması	33
4. OTOPILOT TASARIM YÖNTEMLERİ	35
4.1. Klasik Kontrol ile Otopilot.....	35
4.1.1. Üç döngülü yunuslama/sapma otopilot tasarımı ve cevabı.....	36
4.1.2. İki döngülü yuvarlanma otopilot tasarımı ve cevabı.....	42
4.2. Kutup Atamalı Kontrol ile Otopilot.....	46
4.2.1. Kutup atamalı otopilot yapıları	47
4.2.2. Kutup yerleştirme yöntemi ve uygulaması.....	48
4.3. Model Öngörülü Kontrol (Model Predictive Control - MPC) ile Otopilot	55
4.3.1. Model öngörülü kontrol algoritması tahmin modelleri	57
4.3.2. Amaç fonksiyoneli.....	60
4.3.3. Durum-uzay modeline dayalı model öngörülü kontrol	60

5. GÜDÜM TASARIMI.....	71
5.1. GÜDÜM Algoritmasının Tanımı	71
5.2. GÜDÜM Çalışma Eksenleri	72
5.3. Arafaz GÜDÜM Kanunu.....	73
5.4. Terminal Faz GÜDÜM Kanunu	73
5.5. Oransal GÜDÜM Sabitinin (N) Seçimi.....	75
6. DOĞRUSAL OLMAYAN FÜZE BENZETİMİ	77
6.1. Benzetim Elemanları	77
6.2. Hedef Modeli.....	85
6.3. Benzetim Hata Modeli	86
7. SONUÇLAR VE TARTIŞMALAR	89
7.1. Doğrusal Füze Benzetim Çıktıları.....	89
7.1.1. Yunuslama/sapma hareketi doğrusal benzetimi ve çıktıları	89
7.1.2. Yuvarlanma hareketi doğrusal benzetimi ve çıktıları	99
7.2. Doğrusal Olmayan Füze Benzetim Çıktıları.....	108
7.3. Sonuç	118
KAYNAKLAR	121
EKLER.....	123
Özgeçmiş	135

ŞEKİLLER

Sayfa

Şekil 1-1 : Anti-tank füzesi	2
Şekil 1-2 : Füze birimleri arası akış diyagramı	4
Şekil 1-3 : Lockheed martin – Hellfire II	4
Şekil 2-1 : Silindirik yaklaşım	6
Şekil 2-2 : Dünya eksen takımı	7
Şekil 2-3 : Füze eksen takımı	7
Şekil 2-4 : Füze eksen takımı üstünde hareket değişkenleri	8
Şekil 2-5 : Dönüşüm açılarının gösterimi	11
Şekil 2-6 : Hücum açısı gösterimi	13
Şekil 2-7 : Sapma açısı gösterimi	14
Şekil 2-8 : KTS kanat yönü	15
Şekil 2-9 : Anti-tank füzesi teknik resmi	16
Şekil 2-10 : Eksenel kuvvet bileşeni	17
Şekil 2-11 : Normal kuvvet bileşenleri	18
Şekil 2-12 : Yunuslama ve sapma moment bileşenleri	18
Şekil 2-13 : Yuvarlanma moment bileşeni	18
Şekil 3-1 : Füze döngüsü	23
Şekil 3-2 : Füze eksen takımları	24
Şekil 3-3 : Otopilot yapısı	24
Şekil 3-4 : Füze eksen takımı	26
Şekil 3-5 : Yunuslama otopilotu eksen takımı	26
Şekil 3-6 : Sapma otopilotu eksen takımı	26
Şekil 3-7 : Pozitif hücum açısı ve kayma açısı	27
Şekil 3-8 : Hücum ve kanat açılarına göre C_z 'nin değişimi	33
Şekil 3-9 : Hücum ve kanat açılarına göre C_m 'nin değişimi	33
Şekil 4-1 : Klasik kontrollü yunuslama/sapma otopilot blok diyagramı	35
Şekil 4-2 : Klasik kontrollü yuvarlanma otopilot blok diyagramı	36
Şekil 4-3 : Üç döngülü yunuslama/sapma otopilot blok diyagramı	36
Şekil 4-4 : Üç döngülü yunuslama otopilotu, sönümlleme döngüsü Bode diyagramı	37
Şekil 4-5 : Üç döngülü yunuslama otopilotu kararlılık döngüsü Bode diyagramı	37
Şekil 4-6 : Üç Döngülü yunuslama otopilotu ivme kontrol döngüsü Bode diyagramı	38
Şekil 4-7 : Yunuslama otopilot SIMULINK modeli	39
Şekil 4-8 : Üç döngülü yunuslama otopilotu ivme (a) cevabı	39
Şekil 4-9 : Üç döngülü yunuslama otopilotu hücum açısı (α) cevabı	40
Şekil 4-10 : Üç döngülü yunuslama otopilotu yunuslama hızı (q) cevabı	40
Şekil 4-11 : Üç döngülü yunuslama otopilotu kontrol yüzeyi açısı (δ) cevabı	40
Şekil 4-12 : Üç döngülü yunuslama otopilotu kontrol yüzeyi açısal hız ($\dot{\delta}$) cevabı	41
Şekil 4-13 : İki döngülü yuvarlanma otopilotu blok diyagramı	42
Şekil 4-14 : İki döngülü yuvarlanma otopilotu yuvarlanma hızı kontrol döngüsü Bode diyagramı	42
Şekil 4-15 : İki döngülü yuvarlanma otopilotu yuvarlanma açısı kontrol döngüsü Bode diyagramı	43
Şekil 4-16 : Yuvarlanma otopilot SIMULINK modeli	44

Şekil 4-17 : İki döngülü yuvarlanma otopilotu yuvarlanma açısı (ϕ) cevabı.....	44
Şekil 4-18 : İki döngülü yuvarlanma otopilotu yuvarlanma açısal hızı (p) cevabı	45
Şekil 4-19 : İki döngülü yuvarlanma otopilotu kontrol yüzeyi (δ) cevabı	45
Şekil 4-20 : İki döngülü yuvarlanma otopilotu kontrol yüzeyi açısal hız ($\dot{\delta}$) cevabı	45
Şekil 4-21 : Yunuslama ve sapma kutup atamalı otopilot blok diyagramı	47
Şekil 4-22 : Yuvarlanma kutup atamalı otopilot blok diyagramı	48
Şekil 4-23 : Sistem performans parametreleri [10]	49
Şekil 4-24 : Kutup atamalı yunuslama/sapma otopilotu Bode diyagramı	50
Şekil 4-25 : Kutup atamalı yunuslama otopilotu ivme (a) cevabı	50
Şekil 4-26 : Kutup atamalı yunuslama otopilotu hücum açısı (α) cevabı.....	51
Şekil 4-27 : Kutup atamalı yunuslama otopilotu yunuslama aısal hızı (q) cevabı....	51
Şekil 4-28 : Kutup atamalı yunuslama otopilotu kontrol yüzeyi açısı (δ) cevabı	51
Şekil 4-29 : Kutup atamalı yunuslama otopilotu kontrol yüzeyi açısal hızı ($\dot{\delta}$) cevabı	52
Şekil 4-30 : Kutup atamalı yuvarlanma otopilotu yuvarlanma açısı (ϕ) cevabı	53
Şekil 4-31 : Kutup atamalı yuvarlanma otopilotu yuvarlanma açısal hızı (p) cevabı	53
Şekil 4-32 : Kutup atamalı yuvarlanma otopilotu kontrol yüzeyi açısı (δ) cevabı.....	54
Şekil 4-33 : Kutup atamalı yuvarlanma otopilotu kontrol yüzeyi açısal hızı ($\dot{\delta}$) cevabı	54
Şekil 4-34 : Model öngörülü kontrol stratejisi [8]	56
Şekil 4-35 : Model öngörülü kontrol yapısı	57
Şekil 4-36 : MPC yunuslama otopilotu sistem girişi	65
Şekil 4-37 : MPC yunuslama otopilotu hücum açısı (α) cevabı.....	65
Şekil 4-38 : MPC yunuslama otopilotu yunuslama açısal hız (q) cevabı.....	66
Şekil 4-39 : MPC yunuslama otopilotu kontrol yüzeyi açısı cevabı	66
Şekil 4-40 : MPC yunuslama otopilotu kontrol yüzeyi açısal hız cevabı.....	66
Şekil 4-41 : MPC yuvarlanma otopilotu sistem girişi	67
Şekil 4-42 : MPC yuvarlanma otopilotu yuvarlanma açısı (ϕ) cevabı.....	68
Şekil 4-43 : MPC yuvarlanma otopilotu yuvarlanma açısal hız (p) cevabı.....	68
Şekil 4-44 : MPC yuvarlanma otopilotu kontrol yüzeyi açısı cevabı.....	68
Şekil 4-45 : MPC yuvarlanma otopilotu kontrol yüzeyi açısal hız cevabı	69
Şekil 5-1 : GÜDÜM bölümü birimler arası bağlantı.....	71
Şekil 5-2 : Ateşleme koordinat sistemi	72
Şekil 5-3 : Füze eksen takımları	73
Şekil 5-4 : Görüş hattı vektörü.....	74
Şekil 5-5 : Oransal güdüm sabitinin füze ivmesine etkisi [12]	76
Şekil 5-6 : Oransal güdüm sabitinin yörünge üzerindeki etkisi [12].....	76
Şekil 6-1 : Doğrusal olmayan füze benzetimi - Kuvvet fonksiyonu.....	77
Şekil 6-2 : Doğrusal olmayan füze benzetimi - Seyrüsefer birimi	78
Şekil 6-3 : Arayıcı modeli	79
Şekil 6-4 : Doğrusal olmayan füze benzetimi - Arayıcı birimi	79
Şekil 6-5 : Doğrusal olmayan füze benzetimi - GÜDÜM birimi	80
Şekil 6-6 : Saf oransal seyrüsefer (SOS) SIMULINK blok diyagramı	80
Şekil 6-7 : Doğrusal olmayan füze benzetimi - Otopilot birimi.....	81
Şekil 6-8 : Kazanç tablosu	82
Şekil 6-9 : Klasik kontrol MATLAB SIMULINK blok diyagramı	82
Şekil 6-10 : Kutup atamalı kontrol MATLAB SIMULINK blok diyagramı.....	82
Şekil 6-11 : Model öngörülü kontrol anahtarlama yöntemi MATLAB SIMULINK blok diyagramı.....	83
Şekil 6-12 : Model öngörülü kontrol MATLAB SIMULINK blok diyagramı	84
Şekil 6-13 : Doğrusal olmayan füze benzetimi - KTS birimi	84
Şekil 6-14 : KTS dinamiği blok diyagramı.....	85
Şekil 6-15 : Doğrusal Olmayan Füze MATLAB SIMULINK Blok Diyagramı	85

Şekil 6-16 : Hata modeli	87
Şekil 7-1 : Kutup atamalı kontrol yunuslama/sapma otopilotu MATLAB SIMULINK blok diyagramı.....	89
Şekil 7-2 : Üç döngülü kontrol yunuslama/sapma otopilotu MATLAB SIMULINK blok diyagramı	90
Şekil 7-3 : Model öngörülü kontrol (MPC) yunuslama/sapma otopilotu MATLAB SIMULINK blok diyagramı	90
Şekil 7-4 : Yunuslama otopilotu ivme cevabı	91
Şekil 7-5 : Yunuslama otopilotu hücum açısı cevabı.....	91
Şekil 7-6 : Yunuslama otopilotu yunuslama açısai hızı cevabı.....	91
Şekil 7-7 : Yunuslama otopilotu kontrol yüzeyi açısı cevabı.....	92
Şekil 7-8 : Yunuslama otopilotu kontrol yüzeyi açısai hızı cevabı	92
Şekil 7-9 : Yunuslama otopilotu ivme cevabı ($\alpha_0=2^\circ$)	93
Şekil 7-10 : Yunuslama otopilotu hücum açısı cevabı ($\alpha_0=2^\circ$).....	93
Şekil 7-11 : Yunuslama otopilotu yunuslama açısai hızı cevabı ($\alpha_0=2^\circ$).....	94
Şekil 7-12 : Yunuslama otopilotu kontrol yüzeyi açısı cevabı ($\alpha_0=2^\circ$).....	94
Şekil 7-13 : Yunuslama otopilotu yüzeyi açısai hızı cevabı ($\alpha_0=2^\circ$).....	94
Şekil 7-14 : Yunuslama otopilotu ivme cevabı ($q_0=20^\circ/s$).....	95
Şekil 7-15 : Yunuslama otopilotu hücum açısı cevabı ($q_0=20^\circ/s$)	95
Şekil 7-16 : Yunuslama otopilotu yunuslama açısai hızı cevabı ($q_0=20^\circ/s$)	96
Şekil 7-17 : Yunuslama otopilotu kontrol yüzeyi açısı cevabı ($q_0=20^\circ/s$)	96
Şekil 7-18 : Yunuslama otopilotu yüzeyi açısai hızı cevabı ($q_0=20^\circ/s$)	96
Şekil 7-19 : Yunuslama otopilotu ivme cevabı ($\delta_0=1^\circ$).....	97
Şekil 7-20 : Yunuslama otopilotu hücum açısı cevabı ($\delta_0=1^\circ$).....	97
Şekil 7-21 : Yunuslama otopilotu yunuslama açısai hızı cevabı ($\delta_0=1^\circ$)	98
Şekil 7-22 : Yunuslama otopilotu kontrol yüzeyi açısı cevabı ($\delta_0=1^\circ$)	98
Şekil 7-23 : Yunuslama otopilotu yüzeyi açısai hızı cevabı ($\delta_0=1^\circ$)	98
Şekil 7-24 : Kutup atamalı kontrol yuvarlanma otopilotu MATLAB SIMULINK blok diyagramı	99
Şekil 7-25 : İki döngülü kontrol yuvarlanma otopilotu MATLAB SIMULINK blok diyagramı	100
Şekil 7-26 : Model öngörülü kontrol (MPC) yuvarlanma otopilotu MATLAB SIMULINK blok diyagramı	100
Şekil 7-27 : Yuvarlanma otopilotu yuvarlanma açısı cevabı	101
Şekil 7-28 : Yuvarlanma otopilotu yuvarlanma açısai hızı cevabı	101
Şekil 7-29 : Yuvarlanma otopilotu kontrol yüzeyi açısı cevabı	101
Şekil 7-30 : Yuvarlanma otopilotu kontrol yüzeyi açısai hızı cevabı	102
Şekil 7-31 : Yuvarlanma otopilotu yuvarlanma açısı cevabı ($\phi=2^\circ$)	103
Şekil 7-32 : Yuvarlanma otopilotu yuvarlanma açısai hızı cevabı ($\phi=2^\circ$).....	103
Şekil 7-33 : Yuvarlanma otopilotu kontrol yüzeyi açısı cevabı ($\phi=2^\circ$).....	103
Şekil 7-34 : Yuvarlanma otopilotu kontrol yüzeyi açısai hızı cevabı ($\phi=2^\circ$)	104
Şekil 7-35 : Yuvarlanma otopilotu yuvarlanma açısı cevabı ($p=-20^\circ/s$)	104
Şekil 7-36 : Yuvarlanma otopilotu yuvarlanma açısai hızı cevabı ($p=-20^\circ/s$).....	105
Şekil 7-37 : Yuvarlanma otopilotu kontrol yüzeyi açısı cevabı ($p=-20^\circ/s$).....	105
Şekil 7-38 : Yuvarlanma otopilotu kontrol yüzeyi açısai hızı cevabı ($p=-20^\circ/s$)	105
Şekil 7-39 : Yuvarlanma otopilotu yuvarlanma açısı cevabı ($\delta_0=1^\circ$)	106
Şekil 7-40 : Yuvarlanma otopilotu yuvarlanma açısai hızı cevabı ($\delta_0=1^\circ$).....	106
Şekil 7-41 : Yuvarlanma otopilotu kontrol yüzeyi açısı cevabı ($\delta_0=1^\circ$).....	107
Şekil 7-42 : Yuvarlanma otopilotu kontrol yüzeyi açısai hızı cevabı ($\delta_0=1^\circ$)	107
Şekil 7-43 : Füze kontrol yüzeyi açılarının zamana göre değişim grafiği.....	109
Şekil 7-44 : Füze yörüngesi	111
Şekil 7-45 : Klasik kontrol ile dikey (<i>y ve z eksenleri</i>) ivme komutu ve cevabı grafiği	112

Şekil 7-46 : Kutup atamalı kontrol ile dikey (<i>y</i> ve <i>z</i> <i>eksenleri</i>) ivme komutu ve cevabı grafiği.....	113
Şekil 7-47 : Model öngörülü kontrolcü ile dikey (<i>y</i> ve <i>z</i> <i>eksenleri</i>) ivme komutu ve cevabı grafiği	114
Şekil 7-48 : 3 kontrolcü için füze hücum açısının zamana göre değişimi	115
Şekil 7-49 : 3 kontrolcü için füze kayma açısının zamana göre değişimi	115
Şekil 7-50 : Füze eluer açılarının zamana göre değişim grafiği	116
Şekil 7-51 : Füze açısal hızlarının zamana göre değişim grafiği.....	117

ÇİZELGELER

Sayfa

Çizelge 2-1 : Hareket değişkenleri tanımları	9
Çizelge 3-1 : Yunuslama/sapma ve yuvarlanma modeli aerodinamik türevsel katsayıları.....	34
Çizelge 4-1 : Üç döngülü yunuslama otopilotları kazanç ve performans çizelgesi ..	41
Çizelge 4-2 : İki döngülü yuvarlanma otopilotu kazanç ve performans çizelgesi	46
Çizelge 4-3 : Kutup atamalı yunuslama/sapma otopilot kazançları ve performans çizelgesi	52
Çizelge 4-4 : Kutup atamalı yuvarlanma otopilot kazançları ve performans çizelgesi	55
Çizelge 4-5 : MPC otopilot kısıtları	64
Çizelge 4-6 : Yunuslama/Sapma MPC Otopilot	64
Çizelge 4-7 : Yuvarlanma MPC Otopilot	67
Çizelge 6-1 : Örnek tank modelleri ve hızları	86
Çizelge 7-1 : Doğrusal Olmayan Benzetim Otopilot Performans Tablosu	118

HAVADAN KARAYA ATILAN BİR TANK-SAVAR FÜZESİ İÇİN OTOPILOT TASARIMLARI, KARŞILAŞTIRILMASI VE TERMİNAL GÜDÜM ÇALIŞMASI

ÖZET

Bu tezde, havadan karaya bir anti-tank füzesi modellenmiş ve modellenen füze için üç farklı kontrol yöntemiyle tasarlanan otopilot ve terminal faz güdüm tasarımları yapılmış ve performansları incelenmiştir. Bu kapsamda, aerodinamik dataları Missile DATCOM programı kullanılarak elde edilmiş bir anti-tank füzesinin, Matlab SIMULINK kullanılarak doğrusal olmayan benzetimi yapılmış ve daha sonra bu benzetime hedef modeli eklenmiştir. Füzenin istenilen performansta gürbüz bir şekilde çalışabilmesi için hazırlanan doğrusal olmayan füze modeli tasarım noktaları etrafında doğrusallaştırılmış ve bu noktalar etrafında otopilot algortması tasarımları yapılmıştır. Savunma sanayi sektöründe sıklıkla tercih edilden üç çevrimli klasik kontrol ve kutup atamalı kontrol yöntemleri kullanılarak otopilot algoritması tasarlanmıştır. Füzenin kontrol döngüsü tasarlandıktan sonra güdüm algoritması geliştirilerek füzenin hedefi vurması sağlanmıştır. Benzetimde doğrusal olmayan füze modeli üzerinde doğrusal füze modeli kullanılarak tasarlanan otopilot algortması koşturulmuş ve performans incelemesi yapılmıştır.

Uçuş sırasında harcanan kontrol eforunu minimize etmek, modelleme belirsizliklerine ve stotastik bozuculara karşı kapalı döngü sistemi duyarsız hale getirmek için Model Öngörülü Kontrol yöntemi üçüncü bir otopilot algoritması olarak tasarlanmış ve doğrusal olmayan benzetimde testleri yapılmıştır.

Otopilot algortmalarını test edebilmek için MATLAB SIMULINK kullanılarak doğrusal ve doğrusal olmayan füze benzetimi hazırlanmıştır. Füze benzetimleri koşturularak otopilotlar önce doğrusal ortamda ardından doğrusal olmayan ortamda çalışma performansları gözlemlenmiştir. Daha sonra benzetimlere bozucu etkiler katılarak otopilot gürbüzlük ve performans gözlemleri yapılmıştır. Doğrusal füze benzetiminde otopilot performansı basamak girdiye karşılık gelen sistem cevabı incelenerek yapılırken, doğrusal olmayan benzetimde arafaz ve terminal faz güdüm kanunu tarafından hesaplanan otopilot referans girdilerine göre füzenin sergilediği performans incelenmiştir.

DESIGN AND COMPARISON OF AUTOPILOTS OF AN AIR-TO-SURFACE ANTI-TANK MISSILE AND ITS TERMINAL GUIDANCE STUDY

SUMMARY

In this thesis, the mathematical model of from air to surface an anti-tank missile was obtained and its autopilot and terminal guidance algorithm were designed. In the scope of the thesis, the aerodynamic coefficients of an anti-tank missile were obtained by using Missile DATCOM program. The nonlinear missile simulation was constituted by using Matlab SIMULINK and then the target model was added at the simulation. The nonlinear missile model was linearized around the equilibrium points were used to make autopilot designs. The autopilot algorithm designs were made by using three different control methods: *Three-Loop Classic Control*, *Pole Placement Control* and *Model Predictive Control*. After designing of the control algorithm of the missile, the guidance algorithm was added the simulation to hit the target. Linear autopilots are used in nonlinear simulation and its performances were observed.

The aim of the autopilot designed by employing model predictive control method is to minimize the flight control effort, and to make the close-loop system insensitive for modeling uncertainties and stochastic shattering factors. This thesis is to show that the missile is able to move in desired performance with more robustness and less control effort by using an alternative control method instead of Classic and Pole Placement Control methods which are generally preferred by the defence industry. MATLAB SIMULINK was used for preparing linear and nonlinear missile simulation.

By running missile simulations, autopilots were observed firstly in linear and then in nonlinear environment. The robustness and the performances of the autopilot were observed by adding disturbance factors to simulations. When the performance of the autopilot was examined by observing step response in linear missile simulation, the autopilot reference inputs which were examined by using midcourse and terminal phase guidance law were used to examine the missile performance in nonlinear missile simulation.

1. GİRİŞ

Füzeler, günümüzde ülkelerin askeri alanda söz sahibi olmasında en önde gelen mühimmatlardan biridir.

1.1. Genel Bilgi

Güdümlü roketler olarak adlandırılabilen füzeler, güdüm sistemleri sayesinde otonom olarak hedefe kilitlenip hedefle buluşabilmektedirler.

Günümüzde hem uzun hem de kısa menzile sahip birçok sayıda ve görev profilinde füze mevcuttur. Savunma sanayi sektörünün hızla büyümesi, sistemlerin güvenilirliğini ve hedefleri yakalamadaki başarılarını hızla arttırmaktadır. Bu sayede güdümsüz sistemlere göre daha pahalı olmalarına rağmen görevdeki başarımları sayesinde daha fazla tercih edilmeye başlanmıştır.

Görev profillerine göre füzeler aşağıdaki başlıklar altında toplanabilir.

- Havadan havaya füzeler,
- Havadan karaya füzeler,
- Karadan karaya füzeler,
- Karadan havaya füzeler,
- Denizden karaya füzeler,
- Denizden havaya füzeler.

Havadan karaya ve karadan karaya füzelerde en çok göze çarpan görev profili anti-tank füzeleridir. Bu füzelerin ana görevi ağır zırhlı tank veya savaş araçlarını vurmak, etkisiz hale getirmektir. Yeni geliştirilen anti-tank füzeleri sahip oldukları güçlü harp başlıkları sayesinde günümüz ana muharebe tanklarını tek bir atışla etkisiz hale getirebilmektedirler. Anti-tank füzeleri üç nesil altında toplanabilirler [http://tr.wikipedia.org/wiki/Güdümlü_tanksavar_füzesi – 21.12.2010].

Birinci nesil anti-tank füzeleri, iyi eğitilmiş bir operatörün bir kumandadan füzeyi kontrol etmesi sonucunda istenen hedefi bulabiliyordu.

İkinci nesil anti-tank füzeleri, yarı otomatik güdümlenme ile hedef ile buluşabiliyordu. Yarı güdümlenme, bir operatörün hedef vurulana kadar hedefi füzeye göstermesi

demektir. Bu sistemde füzeye kablo yardımı, radyo sinyal, lazer işaretlemesi veya füzeye yerleştirilen bir kameradan yararlanılarak güdümlene yapılyordu.

Üçüncü nesil olan günümüz anti-tank füzeleri ise lazer, elektronik görüş ya da radyo sinyalleri kullanarak hedef takibi yapabilme kabiliyetine sahiptirler. Füzeye hedefi bir kere gösterdikten sonra güdümlene işini füze kendi yapar. Bu tür güdüm yöntemine at-unut adı verilir.



Şekil 1-1 : Anti-tank füzesi

Füzeler uçuş sırasında yaptıkları manevra tiplerine göre ikiye ayrılırlar. Bunlar; kayarak dönen (skid-to-turn) ve yuvarlanarak dönen (bank-to-turn) füzelerdir. Yuvarlanarak dönen füzeler seyir füzeleri olup uzun menziller için tasarlanmışlardır. Geniş kanatları olduğundan manevra kabiliyetlerini arttırmak için yuvarlanma hareketi yaparak dönmektedirler. Kayarak dönen füzeler ise düzlemsel olarak manevra yaparlar. Manevra anında yuvarlanma söz konusu değildir. Böylece arayıcının hedefe kilitlendikten sonra kilit kırılmasını minimize etmeye çalışırlar. İlaveten yuvarlanarak dönen füzelere kıyaslan daha hızlı yön değiştirebilirler.

1.2. Literatür Bilgisi

Bu tezde havadan karaya atılan anti-tank füzesinin kontrol algortimaları üzerinde durulmuştur. Anti-tank füzesi ateşlendikten sonra sırasıyla arafaz ve terminal faz evrelerinden geçerek hedef ile buluşması amaçlanmaktadır. Füze üzerinde bulunan arayıcı (IR, lazer, elektronik görüş, RF vb.) hedefe kilitlendikten sonra füze arafazdan terminal faza geçiş yapmaktadır. Terminal faza geçiş yapıldıktan sonra vuruş başarısını (vuruş hızı, açısı, hedefe yaklaşma mesafesi, fark edilebilirlik vs.) arayıcının hassasiyeti, güdüm ve otopilot algoritmalarının tasarımı belirler Bu konu ile ilgili [17] ve [18]'de verilen yüksek lisans tezleri incelenmiştir. Bu kaynaklarda kızılötesi arayıcı başlık kullanan bir füze için arayıcı modellemesi ve terminal faz güdüm algoritmaları çalışılmıştır. Terminal fazda arayıcı ile ilgili çalışmak kadar

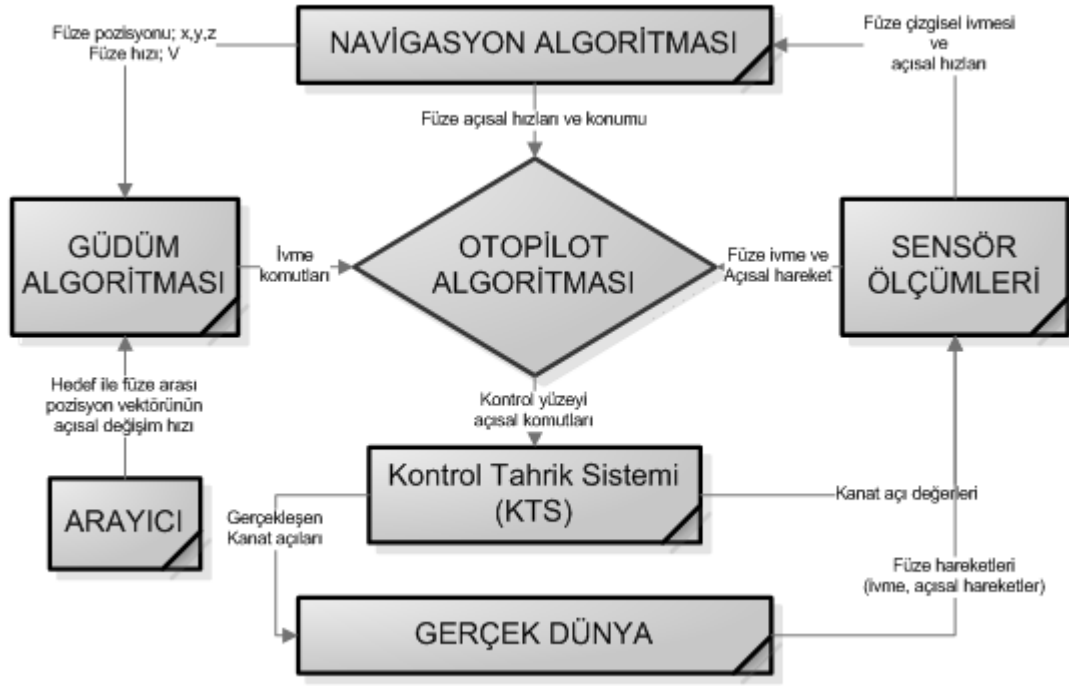
terminal güdüm kanunlarıyla ilgili de çalışmak vuruş başarımı açısından önem arz etmektedir. [21]-[24]'te verilen makalelerde terminal faz güdüm yöntemi Oransal Seyrüsefer güdüm yöntemleri incelenmiştir. Bu makaleler Oransal Güdüm yöntemlerinin çeşitlerini ve bunların başarımlarını ele almaktadır. Hedefin istenen başarıda vurulabilmesi için güdüm algoritmasından üretilen komutların (ivme, açı, açısal hız vs.) füze tarafından doğru ve belirlenen performans altında yerine getirilmesi gerekmektedir. Bunun için füze kararlılık algoritması olan otopilot tasarımının yapılması gerekmektedir. [19]'da klasik kontrol yöntemiyle tasarımı yapılmış otopilot çalışması incelenmiş ve güdüm algoritmasıyla birleştirilen bu çalışmanın sonuçları gözlemlenmiştir. [25]-[31]'de ise referans olarak alınan füzeler için çeşitli kontrol yöntemleriyle (Klasik, Kutup Atamalı, Gürbüz, Adaptif, Yapay Sinir Ağları vb.) tasarlanan otopilotların performans, gürbüzlük incelemeleri yapılarak başarımları gözlemlenmiştir.

Yapılan tez çalışmasında *Üç-İki Çevrimli Klasik, Kutup Atamalı ve Model Öngörülü Kontrol* yöntemleriyle havadan karaya bir anti-tank füzesi için otopilot algoritması tasarımları yapılmış ve tasarlanan otopilotlara girdi verebilmesi için terminal faz güdüm yöntemleri üzerinde durulmuştur.

Bu çalışmada ele alınan *Model Öngörülü Kontrol* yöntemi ile tasarlanan otopilot, literatürde yer edinmeye başlamamış olup, bu çalışmanın bu konuda öncü olması amaçlanmaktadır.

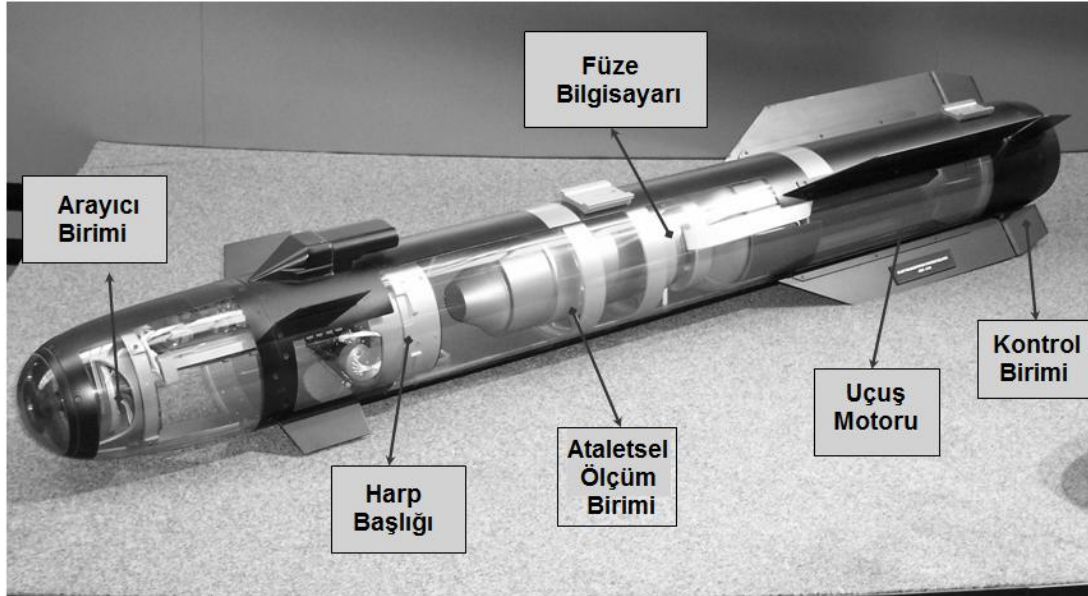
1.3. Füzenin Çalışma Prensibi ve Bölümleri

Füzenin ateşlenmesinden sonra, füze bilgisayarına önceden yüklenmiş olan yörüngeyi takip eder. Bu esnada devamlı olarak arayıcı hedefi arar. Kilitlenme sonrası arayıcı (IR, lazer vs.), hedef bilgileri (bakış hattı açısı gibi) güdüm bilgisayarına iletir. Güdüm bilgisayar gerekli hesaplamaları yaparak füzenin hedef ile buluşabilmesi için gereken komutları (ivme, açı vb.) otopilota yollar. Otopilot sensörlerden ve navigasyondan gelen bilgileri de kullanarak kontrol tahrik sistemine (KTS) kontrol yüzeyi komutlarını yollar. KTS, kendisine gönderilen komutları kendi dinamiği içinde yerine getirerek, füzenin üstüne düşen kuvvetlerin yönleri değiştirir. Böylece füze yeni konumuna yerleşir.



Şekil 1-2 : Füze birimleri arası akış diyagramı

Füzenin bölümleri Şekil 1-3'te gösterilmektedir.



Şekil 1-3 : Lockheed martin – Hellfire II

2. FÜZENİN MATEMATİKSEL MODELİ

Bu bölümde, füzenin kararlılık algoritması olan otopilotun tasarımı için gereken matematiksel modelin çıkartılışı anlatılmaktadır. 6 serbestlik dereceli füze sisteminin matematiksel modeli 6 kinematik, 6 dinamik olmak üzere 12 doğrusal olmayan denklemden oluşmaktadır.

Kinematik denklemlerden yararlanılarak referans eksen takımları arasında geçişler yapılabilmekte ve böylece istenilen eksen takımındaki denklemler elde edilebilmektedir.

2.1. Kontrol Tahrik Sistemi (KTS) Modeli

KTS modeli, bu tip çalışmalarda genellikle kabul gören bir yaklaşım olan, ikinci dereceden transfer fonksiyonuna indirgenmiştir (Bkz. Denklem 2.1).

$$\frac{\delta(s)}{\delta_{com}(s)} = \frac{\omega_n^2}{s^2 + 2 \cdot \zeta \cdot \omega_n \cdot s + \omega_n^2} \quad (2.1)$$

Burada benzer çalışmalar göz önünde bulundurularak KTS transfer fonksiyonundaki parametreler aşağıdaki gibi seçilmiştir.

$$\begin{aligned} \omega_n &= 20 \text{ Hz} \\ \zeta &= 0.7 \end{aligned}$$

KTS, otopilot tasarımının performansı ve sınırları belirlenirken etkin rol oynar. Otopilot tasarımı yapılırken KTS'nin çalışma limitlerinin de göz önünde bulundurulması gerekmektedir. Bu limitler aşağıdaki gibi kabul edilmiştir.

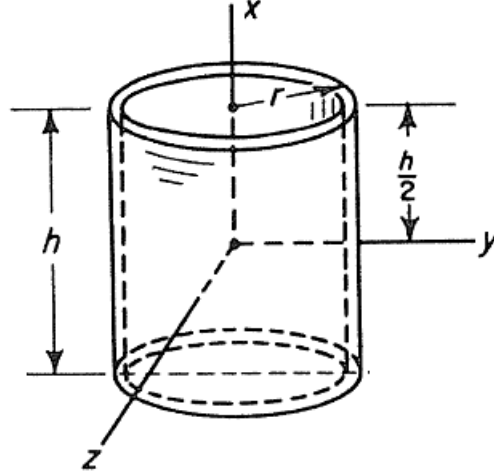
- KTS açısal limiti : 10°
- KTS açısal hız limiti : $250^\circ/\text{s}$

2.2. Kütle ve İtke Modeli

Füzede, ivme ve seyrüsefer motorlarının olması gerektiği öngörülmüştür. Motorların yanması sırasında füzenin kütsel özelliklerinin (kütlesi, ataletsel momentleri, ağırlık merkezinin yeri vb.) değişmesi gerekmektedir. Benzer görev profiline sahip füzeler

incelendiğinde itki öncesi ve sonrası kütleler sırasıyla 34 ve 28 kg olarak belirlenmiştir.

Füzeyi basit bir silindir olarak kabul edilip ataletsel momentleri hesaplanmıştır (Bkz. Denklem 2.2-2.3).



Şekil 2-1 : Silindirik yaklaşım

$$I_{xx} = m \cdot r^2 \quad (2.2)$$

$$I_{yy} = I_{zz} = \frac{m}{12} (6 \cdot r^2 + h^2) \quad (2.3)$$

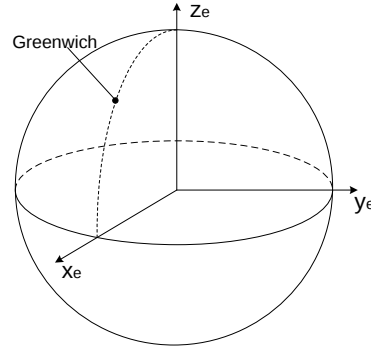
Füzenin 2 saniyede 0 m/s hızdan 200 m/s hıza çıkması öngörülmüş. Bu doğrultuda ortalama bir kütle referans alınarak ve hava direnci ihmal edilerek, Newton'un 2. kanunundan gereken itki hesaplanmıştır.

$$F = m \cdot a \Rightarrow m = 30kg \quad \& \quad a = 100m/s^2 \rightarrow F = 3000N$$

2.3. Eksen Takımları

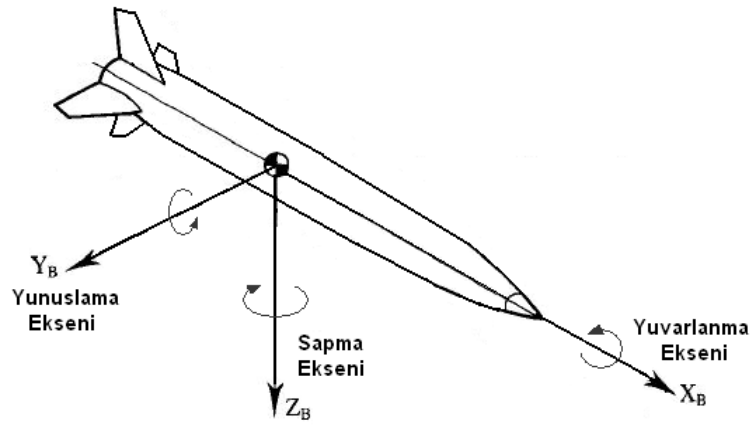
Füzenin hareketlerini ifade edebilmek için iki koordinat sistemi tanımlanmıştır; Dünya eksen takımı, Füze eksen takımı. İki eksen takımının yönleri sağ el kuralına göre belirlenmiştir.

→ **Dünya Eksen Takımı** : Eksen takımının merkezi dünya merkezi ile çakışık olup z-ekseni kuzey kutup noktasından geçmektedir. x-ekseni ise Greenwich üzerinden geçen boylamı kesmektedir.



Şekil 2-2 : Dünya eksen takımı

→ **Füze Eksen Takımı** : Füze eksen takımının orijini füze ağırlık merkezine yerleştirilmiştir. x-eksen takımı füze burnuna doğru olup, füzeye arkadan bakıldığında y-ekseni sağa doğru ve z-ekseni de aşağıya yöne bakacak şekilde yerleştirilmiştir. x-ekseni, yuvarlanma, y-ekseni, yunuslama ve z-ekseni sapma hareketlerinin yapıldığı eksenlerdir.



Şekil 2-3 : Füze eksen takımı

→ **Dünya Eksen Takımı ile Füze Eksen Takımı Arası Dönüşüm Matrisi** : Eksen takımları arasındaki dönüşüm;

- *z-eksenindeki dönü*: ' φ ' sapma açısı
- *y-eksenindeki dönü*: ' θ ' yunuslama açısı
- *x-eksenindeki dönü*: ' ϕ ' yuvarlanma açısı

Dünya eksen takımından füze eksen takımına geçiş sırasıyla z_e , y_e ve x_e eksenlerinin döndürülmesiyle elde edilir.

Sapma, yunuslama ve yuvarlanma açılarına Euler açıları denilir. Eksen takımları arasındaki geçiş denklem 2.4'teki gibi elde edilebilir.

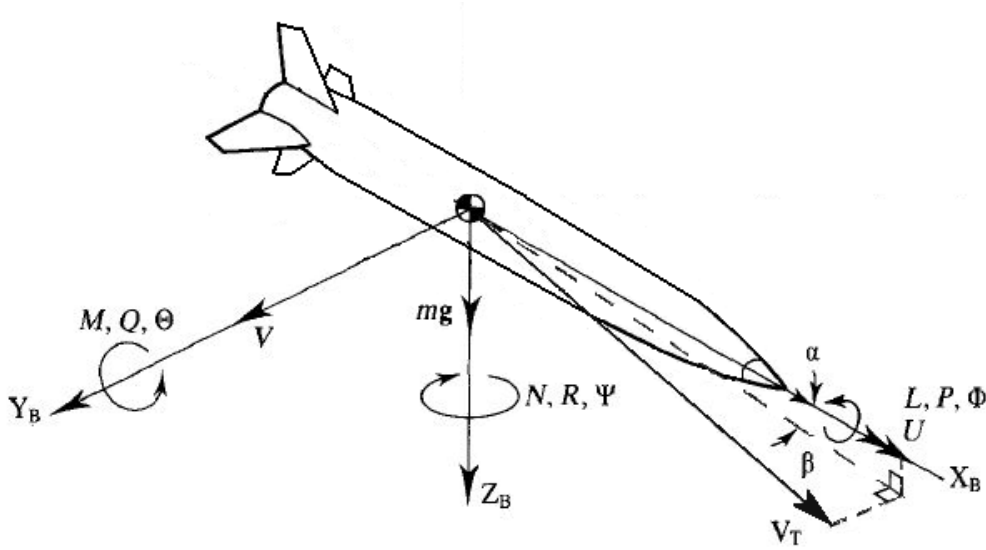
$$F^E = (T_\varphi \cdot T_\theta \cdot T_\phi) \cdot F^B \rightarrow C^{(eb)} = (T_\varphi \cdot T_\theta \cdot T_\phi) \quad (2.4)$$

$C^{(eb)} \Rightarrow$ Füze eksen takımından Dünya eksen takımına olan dönüşüm matrisi

$$T_\varphi = \begin{bmatrix} \cos \varphi & -\sin \varphi & 0 \\ \sin \varphi & \cos \varphi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, T_\theta = \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & \sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix}, T_\phi = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi & \cos \phi \end{bmatrix} \quad (2.5)$$

$$\begin{aligned} C^{(eb)} &= \begin{bmatrix} \cos \varphi & -\sin \varphi & 0 \\ \sin \varphi & \cos \varphi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & \sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi & \cos \phi \end{bmatrix} \\ &= \begin{bmatrix} \cos \theta \cdot \cos \varphi & \sin \theta \cdot \sin \phi \cdot \cos \varphi - \sin \varphi \cdot \cos \phi & \cos \varphi \cdot \sin \theta \cdot \cos \phi + \sin \varphi \cdot \sin \phi \\ \cos \theta \cdot \sin \varphi & \sin \theta \cdot \sin \phi \cdot \sin \varphi + \cos \varphi \cdot \cos \phi & \sin \varphi \cdot \sin \theta \cdot \cos \phi - \cos \varphi \cdot \sin \phi \\ -\sin \theta & \cos \theta \cdot \cos \phi & \cos \theta \cdot \sin \phi \end{bmatrix} \quad (2.6) \end{aligned}$$

2.4. Füze Hareket Denklemleri



Şekil 2-4 : Füze eksen takımı üstünde hareket değişkenleri

Çizelge 2-1 : Hareket değişkenleri tanımları

	x-Eksen (Yuvarlanma Hareketi)	y Eksen (Yunuslama Hareketi)	z Eksen (Sapma Hareketi)
Açı [rad]	ϕ	θ	φ
Hız [m/s]	U	V	W
Pozisyon [m]	xe	ye	ze
Açısal hız [rad/s]	P	Q	R
Kuvvet [N]	Fx	Fy	Fz
Moment [Nm]	L	M	N

2.4.1. Dinamik denklemler

Newton'un 2. kanunundan yararlanılarak kuvvet denklemi, denklem 2.7'deki gibi elde edilebilir.

$$\vec{F} = \frac{d}{dt} \{ m \vec{V}_T \} \quad (2.7)$$

Burada F , füze üzerine oluşan kuvvetlerin toplamıdır. m ise füze kütlesini, V_T ise füzenin toplam hızını temsil etmektedir. Füze üzerinde oluşan kuvvetler, aerodinamik, itki ve yer çekimi kuvvetlerinden oluşur.

Füzelerde, itki kuvvetinin oluşabilmesi için bir kütlenin yakılarak füzeden atılması gerekmektedir. Bu aşamada momentumun korunumu prensibinden yararlanılarak kütlenin atılması ile ortaya çıkan itki kuvveti arasındaki ilişki bulunabilir.

$$m_{ilk} \cdot \vec{V}_{ilk} = m_k \cdot \vec{V}_k \quad k: \text{Örnekleme zamanı} \quad (2.8)$$

$$m_{ilk} - m_k = m_{atılan} \Rightarrow m_{ilk} \cdot \vec{V}_{ilk} = (m_{ilk} - m_{atılan}) \cdot \vec{V}_k \quad (2.9)$$

Momentumun zamana göre değişimi bize anlık kuvveti verir. Buna göre;

$$\vec{F} = \frac{d}{dt} \{ m \vec{V}_T \} \Rightarrow \vec{F} = \dot{m} \vec{V}_T + m \vec{\dot{V}}_T \quad (2.10)$$

$$\dot{m} = \frac{m_{ilk} - m_k}{\Delta t_{itki}} = \frac{m_{atılan}}{\Delta t_{itki}} \quad (2.11)$$

$$\vec{F}_{ilk} = \vec{F}_k + \vec{F}_{itki} \rightarrow \frac{d}{dt} \{ m_{ilk} \cdot \vec{V}_{ilk} \} = \frac{d}{dt} \{ (m_{ilk} - m_{atılan}) \cdot \vec{V}_k \} \quad (2.12)$$

$$\vec{F}_{ilk} = \frac{d}{dt} \{ m_{ilk} \cdot \vec{V}_{ilk} \}; \vec{F}_k = \frac{d}{dt} \{ m_{ilk} \cdot \vec{V}_k \}; \vec{F}_{itki} = - \frac{d}{dt} \{ m_{atılan} \cdot \vec{V}_{ilk} \} \quad (2.13)$$

Denklem 2.7'de verilen Newton'un 2. kanununda toplam kuvvet itki bileşenini de içerdiğinden kütle (m) sabit olarak kabul edilebilir.

$$\vec{F} = m \cdot \frac{d}{dt} \left\{ \vec{V}_T \right\}_E \quad (2.14)$$

Denklem 2.14'teki ifade dünya eksen takımında ifade edilmiştir $\left(\left\{ \right\}_E \right)$. Dünya eksen takımında ifade edilen hız vektörünün zamana göre değişimi denklem 2.15'teki gibi ifade edilebilir.

$$\frac{d}{dt} \left\{ \vec{V}_T \right\}_E = \frac{d}{dt} \left\{ \vec{V}_T \right\}_B + \vec{\omega} \times \vec{V}_T \quad (2.15)$$

ω : Açısal Hız [rad/s], $\left\{ \right\}_B$: Füze Eksen Takımı

$$\vec{\omega} = i \cdot P + j \cdot Q + k \cdot R \quad (2.16)$$

$$\vec{V}_T = i \cdot U + j \cdot V + k \cdot W \quad (2.17)$$

Denklem 2.14 açıldığında denklem 2.18'deki üç denklem elde edilir.

$$\vec{F} = \begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} m(\dot{U} + WQ - VR) \\ m(\dot{V} + UR - WP) \\ m(\dot{W} + VP - UQ) \end{bmatrix} \quad (2.18)$$

Bir uçan cismin hareketinde, aksenal hareketin yanı sıra, açısal harekette söz konusudur. Bunu denklem 2.19'daki gibi Euler Denklemiyle ifade etmek mümkündür.

$$\vec{M} = \frac{d}{dt} \left\{ \vec{H} \right\}_E \quad (2.19)$$

$$\vec{H} = I \vec{\omega} \rightarrow H : \text{Açısal Momentum} \quad (2.20)$$

Ataletsel moment matrisi, I , denklem 2.21'deki gibi ifade edilebilir.

$$I = \begin{bmatrix} I_{xx} & -J_{xy} & -J_{xz} \\ -J_{xy} & I_{yy} & -J_{yz} \\ -J_{xz} & -J_{yz} & I_{zz} \end{bmatrix} \quad (2.21)$$

Dünya eksen takımında tanımlanan açısal momentumun zamana göre türevi denklem 2.22'deki gibidir.

$$\frac{d}{dt} \left\{ \vec{H} \right\}_E = \frac{d}{dt} \left\{ \vec{H} \right\}_B + \vec{\omega} \times \vec{H} \quad (2.22)$$

Denklem 2.22, denklem 2.19'da yerine konulursa denklem 2.23'deki üç denklem elde edilebilir.

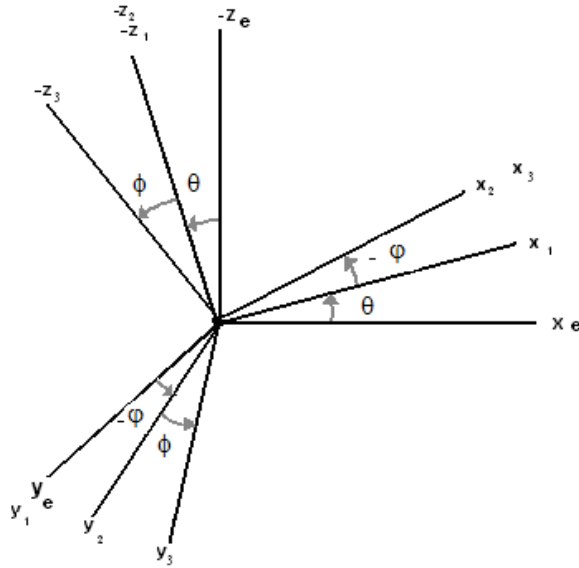
$$M = \begin{bmatrix} L \\ M \\ N \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{P}I_x - \dot{R}J_{xz} + QR(I_z - I_y) - PQJ_{xz} \\ \dot{Q}I_y + PR(I_x - I_z) + (P^2 - R^2)J_{xz} \\ \dot{R}I_z - \dot{P}J_{xz} + PQ(I_y - I_x) - QRJ_{xz} \end{bmatrix} \quad (2.23)$$

2.4.2. Kinematik model

Füzenin yere göre durumunu takip edebilmek için Bölüm 2.3'teki dönüşüm matrisinden yararlanılmıştır.

$$T_\phi = \begin{bmatrix} \cos \phi & -\sin \phi & 0 \\ \sin \phi & \cos \phi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, T_\theta = \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & \sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix}, T_\psi = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi & \cos \phi \end{bmatrix}$$

ϕ , x ekseninde, θ , y ekseninde, ψ , z ekseninde yönelim açıları olarak adlandırılmıştır.



Şekil 2-5 : Dönüşüm açılarının gösterimi

Füze modellenmesinde, vektörel ifadelerin füze hareket eksen takımından, yer eksen takımına geçilmesi gerektiğinde dönüşümü sağlayan rotasyon matrisine (denklem 2.6) ihtiyaç duyulmaktadır. Denklem 2.6 kullanılarak, füze hareket eksen takımından, dünya eksen takımına ekstenel dönüşüm aşağıdaki gibi olmaktadır.

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_e \\ \dot{y}_e \\ \dot{z}_e \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \theta \cdot \cos \phi & \sin \theta \cdot \sin \phi \cdot \cos \phi - \sin \phi \cdot \cos \phi & \cos \phi \cdot \sin \theta \cdot \cos \phi + \sin \phi \cdot \sin \phi \\ \cos \theta \cdot \sin \phi & \sin \theta \cdot \sin \phi \cdot \sin \phi + \cos \phi \cdot \cos \phi & \sin \phi \cdot \sin \theta \cdot \cos \phi - \cos \phi \cdot \sin \phi \\ -\sin \theta & \cos \theta \cdot \cos \phi & \cos \theta \cdot \sin \phi \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix}$$

Her bir örnekleme zamanında dönüşüm matrisi (direction cosine matrix) denklem 2.24 kullanılarak güncellenmektedir.

$$\hat{C}^{(e,b)} = \int \hat{C}^{(e,b)} \tilde{\omega}^{(b)} dt \quad (2.24)$$

Burada $\tilde{\omega}^{(b)}$ skew-simetrik olup denklem 2.25'teki gibi tanımlanmıştır.

$$\tilde{\omega}^{(b)} = \begin{bmatrix} 0 & -r & q \\ r & 0 & -p \\ -q & p & 0 \end{bmatrix} \quad (2.25)$$

Denklem 2.24, açılıp, düzenlenirse denklem 2.26, 2.27 ve 2.28 elde edilebilir.

$$\dot{\phi} = p + \tan \theta (q \cdot \sin \phi + r \cdot \cos \phi) \quad (2.26)$$

$$\dot{\theta} = q \cdot \cos \phi - r \cdot \sin \phi \quad (2.27)$$

$$\dot{\phi} = \frac{r \cdot \cos \phi + q \cdot \sin \phi}{\cos \theta} \quad (2.28)$$

Yunuslama açısı θ , 90 ve 270 derece olduğunda çözümsüzlük meydana gelmektedir.

NOT: Yapılan çalışmada füzenin görevi gereği yunuslama açısı θ hiçbir zaman 90 ve 270 dereceleri görmemektedir.

2.5. Aerodinamik Model

Uçuş anında füzenin girdilere verdiği cevapların gözlemlenebilmesi için füzenin aerodinamik karakteristiğinin oluşturulması gerekmektedir. Bu yüzden aerodinamik model oluşturulmuştur.

2.5.1. Aerodinamik kuvvetlerin ve momentlerin alt fonksiyonları

Füze dinamik denklemlerindeki (Bkz. Denklem 2.18 ve 2.23) eşitliğin sol tarafında bulunan kuvvet toplamını oluşturan kuvvetlerden biri de aerodinamik kuvvetlerdir. Aerodinamik kuvvetler, füzenin geometrisine, dinamik basınca ve hava içinde füzenin hareket açılarına (hücum ve kayma açıları) ve hızına (Mach) bağlıdır.

$$F_{aero} = Q \cdot S \cdot C_f \quad (2.29)$$

$$M_{aero} = Q \cdot S \cdot l_{ref} \cdot C_m \quad (2.30)$$

Burada Q , dinamik basınç, S , referans füze alanı, l_{ref} , referans uzunluk (füze çapı), C_f ve C_m ise aerodinamik kuvvet ve moment katsayılarıdır.

Dinamik Basınç: Dinamik basıncın büyüklüğü ile füze üzerinde oluşan aerodinamik kuvvetin büyüklüğü orantılıdır. Dinamik basınç, havanın yoğunluğu ile füzenin hızının karesinin bir katsayı ile çarpılmasıyla elde edilir.

$$Q = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \quad (2.31)$$

Burada Q , dinamik basınç (Pa), ρ , hava yoğunluğu (kg/m^3) ve V ise füze toplam hızıdır (m/s).

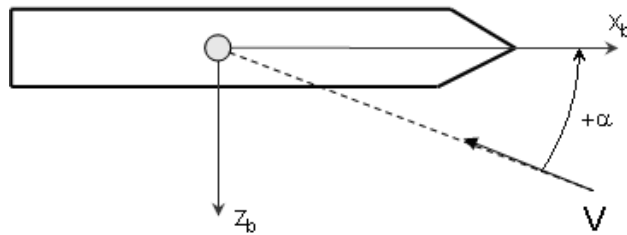
Hücum Açısı (α (rad / s)): Füze hareket eksen takımındaki xy-düzlemi ile füze hız vektörünün yaptığı açı olarak tanımlanabilir. Başka bir deyişle, füze eksen takımında, hız vektörünün x-eksenindeki bileşeni ile z-eksenindeki bileşeni arasındaki açı, hücum açısıdır.

$$\alpha = \tan^{-1} \left(\frac{w}{u} \right) \quad (2.32)$$

Hız vektörünün x-eksenindeki bileşeni u , z-eksenindeki bileşeni w 'dan çok büyük olduğundan dolayı denklem 2.32, denklem 2.33'e indirgenebilir.

$$\alpha \cong \left(\frac{w}{u} \right) \quad (2.33)$$

Yandan Bakış



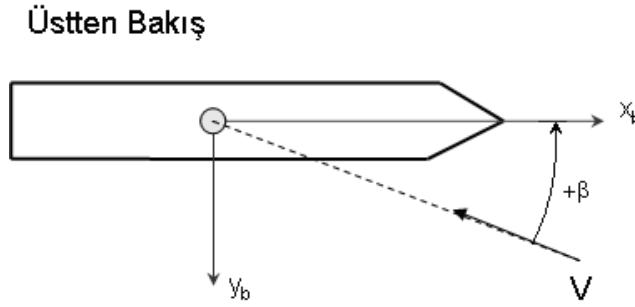
Şekil 2-6 : Hücum açısı gösterimi

Kayma Açısı (β (rad / s)): Füze hareket eksen takımındaki xy-düzlemi ile füze hız vektörünün yaptığı açı olarak tanımlanabilir. Başka bir deyişle, füze eksen takımında, hız vektörünün x-eksenindeki bileşeni ile y-eksenindeki bileşeni arasındaki açı, hücum açısıdır.

$$\beta = \tan^{-1} \left(\frac{v}{u} \right) \quad (2.34)$$

Hız vektörünün x-eksenindeki bileşeni u, y-eksenindeki bileşeni v'den çok büyük olduğundan dolayı denklem 2.34 denklem 2.35'e indirgenebilir.

$$\beta \cong \left(\frac{v}{u} \right) \quad (2.35)$$



Şekil 2-7 : Sapma açısı gösterimi

Mach Sayısı: Mach sayısı birimsiz bir ifade olup, füze hız büyüklüğünün anlık ses hızına bölünmesiyle elde edilir.

$$M = \frac{V_T}{a} \quad (2.36)$$

V_T : Füze Hızı (m/s)

a : Ses Hızı (m/s)

Geometrik Etki: Füze kuyruk açılarının hareketiyle yönelim gerçekleşmektedir. Füzenin anlık olarak kanat açılarını değiştirmesi yeni bir geometrinin oluşmasına, dolayısıyla füze üzerindeki kuvvetlerin değişmesine sebep olmaktadır. Füzenin çapraz kanat konfigürasyonuna (X) sahip olması öngörülmüştür. Buna göre gerçek kanat açılarından füze aerodinamik katsayıların bağlı olduğu efektif kanat açılarna (Elevator, Rudder, Aileron - ERA) geçiş yapılmalıdır.

$$\delta_1 = \delta_e + \delta_r + \delta_a \quad (2.37)$$

$$\delta_2 = \delta_e - \delta_r + \delta_a \quad (2.38)$$

$$\delta_3 = -\delta_e - \delta_r + \delta_a \quad (2.39)$$

$$\delta_4 = -\delta_e + \delta_r + \delta_a \quad (2.40)$$

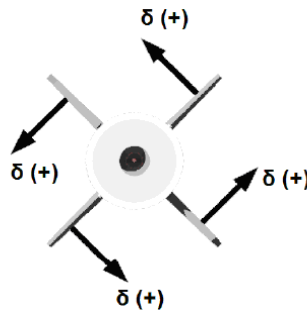
Bu kanatçık açılarından efektif kanat açılarna geçiş denklem 2.41, 2.42 ve 2.43'teki gibi ifade edilebilir.

$$\delta_e = \frac{\delta_1 + \delta_2 - \delta_3 - \delta_4}{4} \quad (2.41)$$

$$\delta_r = \frac{\delta_1 - \delta_2 - \delta_3 + \delta_4}{4} \quad (2.42)$$

$$\delta_a = \frac{\delta_1 + \delta_2 + \delta_3 + \delta_4}{4} \quad (2.43)$$

Kanatların isimlendirilmesi füzeye arkadan bakıldığında sağ üstten başlanılarak saat yönünde devam edilerek verilmiştir. Pozitif yönde dönü yaratacak kanat hareketi negatif olarak kabul edilmiştir.



Şekil 2-8 : KTS kanat yönü

2.5.2. Füze aerodinamik modelinin elde edilmesi

Füze aerodinamik katsayıları, Missile DATCOM programı kullanılarak elde edilmiştir. Bu programın girdilerini füze geometrisi ve çalışma koşulları (irtifa, hücum açıları, füze hızı vb.) oluşturmaktadır. Missile DATCOM programının çıktıları delta kanatçık açılarına, füze hücum açılarına ve açısal hızlarına ve füze mach hızına bağlıdır.

Aerodinamik veriler aşağıdaki girdilere göre elde edilmiştir. Bu girdiler benzer çalışmalara ve füze çalışma şartları göz önünde bulundurularak seçilmiştir.

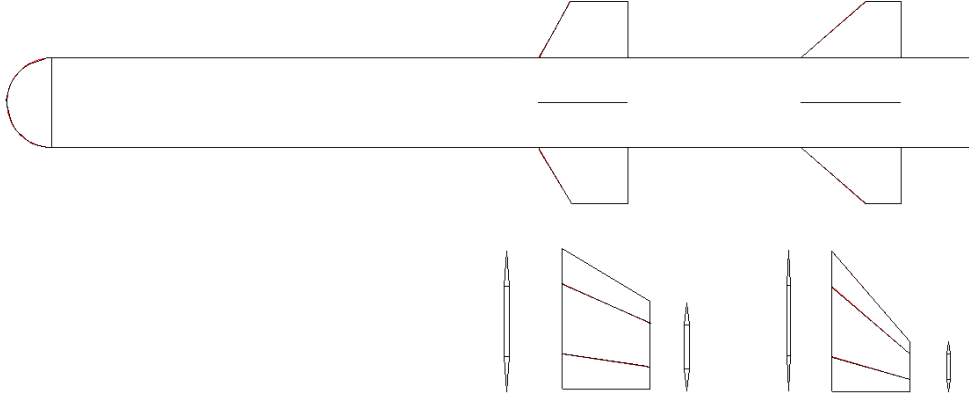
Hücum açısı $(\alpha [^\circ])$: -15,-12,-10,-8,-6,-4,-2,0,2,4,6,8,10,12,15

Kayma açısı $(\beta [^\circ])$: -15,-12,-10,-8,-6,-4,-2,0,2,4,6,8,10,12,15

Mach : 0.1, 0.2, 0.3, 0.4, 0.5, 0.6, 0.7, 0.8

Kontrol Yüzeyi Açıları $(\delta [^\circ])$: -10,-8,-6,-4,-2,0,2,4,6,8,10

İrtifa (m) : 1000



Şekil 2-9 : Anti-tank füzesi teknik resmi

Aerodinamik kuvvetler ve momentler, kuvvet ve moment bileşenleri cinsinden ifade edilebilir. Kuvvet ve moment bileşenleri Missile DATCOM programının çıktılarıdır.

$$F_x = Q \cdot A \cdot C_x \quad (2.44)$$

$$F_y = Q \cdot A \cdot C_y \quad (2.45)$$

$$F_z = Q \cdot A \cdot C_z \quad (2.46)$$

$$L = Q \cdot A \cdot l_{ref} \cdot C_l \quad (2.47)$$

$$M = Q \cdot A \cdot l_{ref} \cdot C_m \quad (2.48)$$

$$N = Q \cdot A \cdot l_{ref} \cdot C_n \quad (2.49)$$

Missile DATCOM kuvvet ve moment katsayılarını girdiler doğrultusunda aşağıdaki gibi değişkenlere bağlı olarak verir.

$$C_x = C_x(M, \alpha, \beta, \delta_r, \delta_a, p) \quad (2.50)$$

$$C_y = C_y(M, \beta, \delta_r, r) \quad (2.51)$$

$$C_z = C_z(M, \alpha, \delta_e, q) \quad (2.52)$$

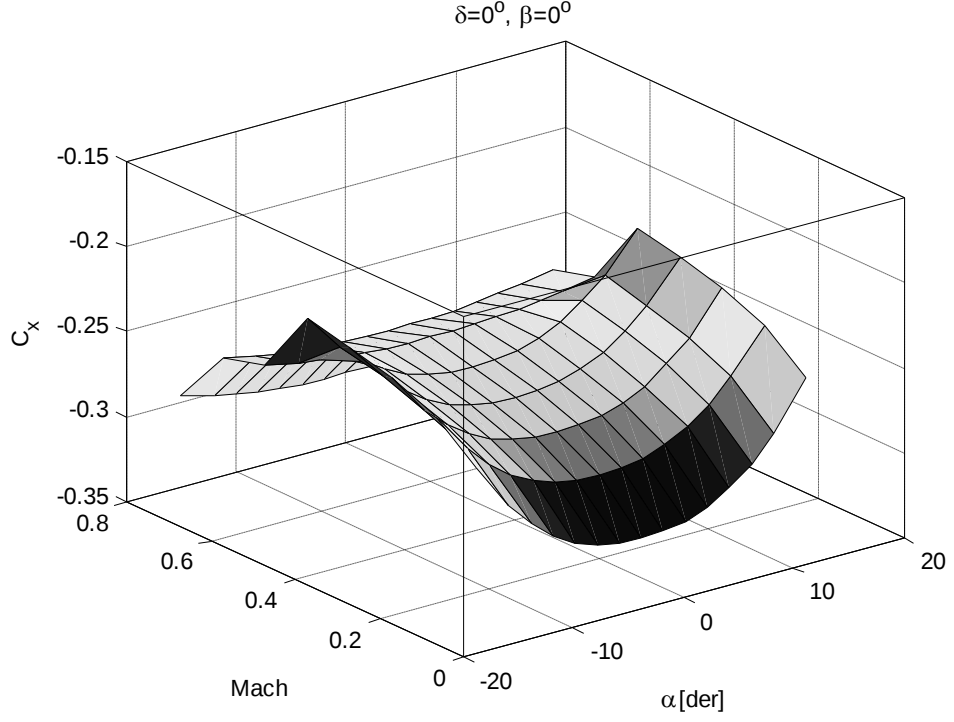
$$C_l = C_l(M, \alpha, \beta, \delta_a, p) \quad (2.53)$$

$$C_m = C_m(M, \alpha, \delta_e, q) \quad (2.54)$$

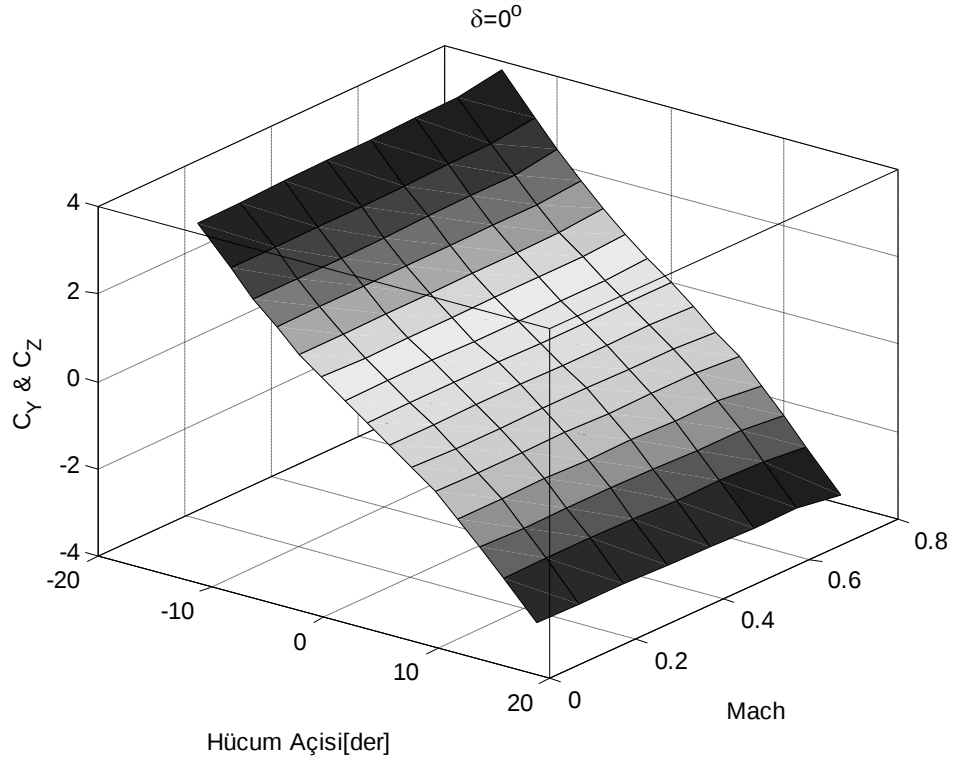
$$C_n = C_n(M, \beta, \delta_r, r) \quad (2.55)$$

Tasarımı yapılan füzenin Missile DATCOM girdi kodu ve örnek olarak 0.6 Mach hız için çıktısı EK-A.1'de verilmiştir.

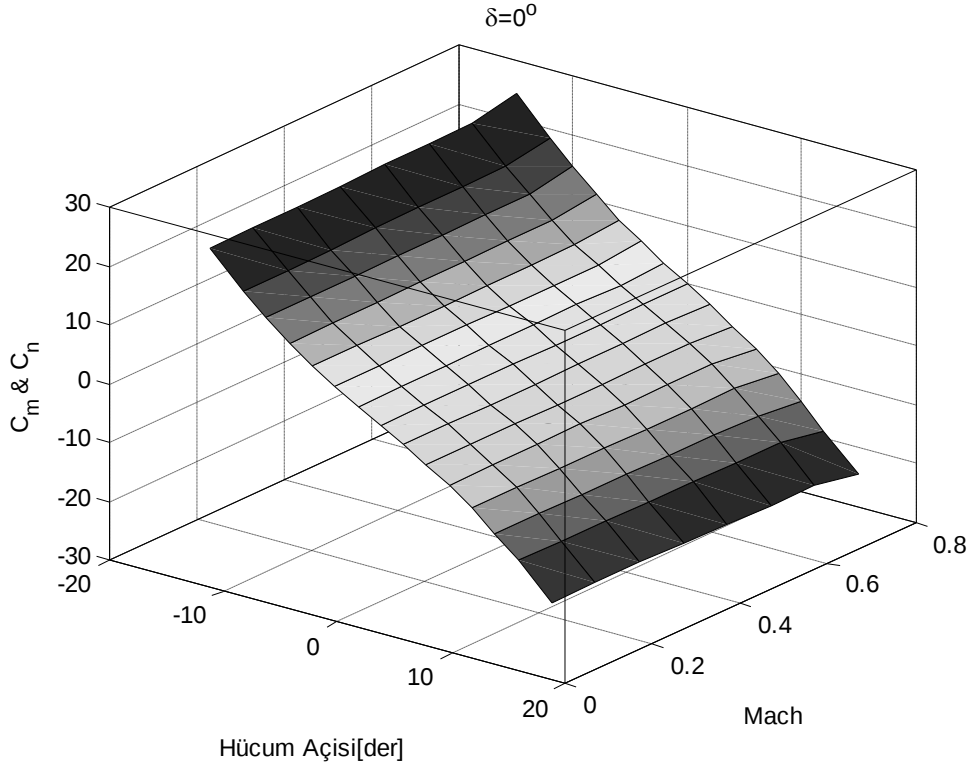
Missile DATCOM kullanılarak elde edilen eksenel ve normal aerodinamik kuvvet ile yunuslama/sapma ve yuvarlanma aerodinamik moment bileşenlerinin grafikleri sıfır (0) kanat açısı etrafında, hücum açısı (α, β) ve mach hızına göre değişimi aşağıda görüldüğü gibi olmaktadır.



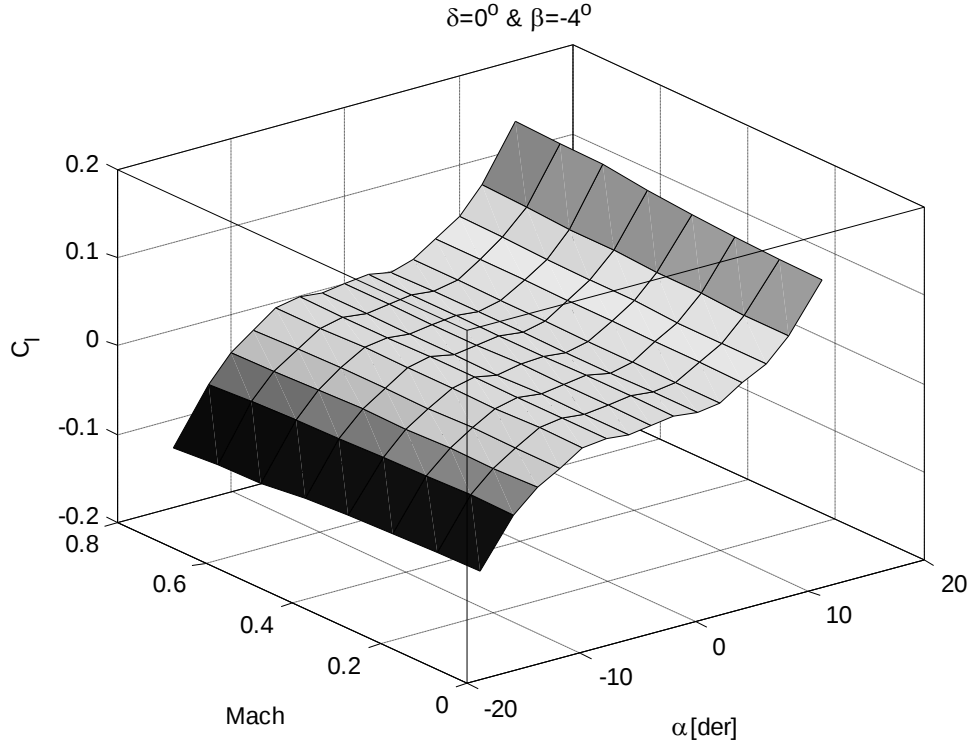
Şekil 2-10 : Eksenel kuvvet bileşeni



Şekil 2-11 : Normal kuvvet bileşenleri



Şekil 2-12 : Yunuslama ve sapma moment bileşenleri



Şekil 2-13 : Yuvarlanma moment bileşeni

2.6. Füze Hareket Denklemlerinin Doğrusallaştırılması

Doğrusal olmayan hareket denklemlerinin doğrusallaştırılması için birden fazla yöntem kullanılması mümkündür. Doğrusallaştırma sırasında perturbation teoreminden yararlanılmıştır. Buna göre bir denge noktası etrafında hareket denklemleri (Bkz. Denklem 2.18 ve 2.23) aşağıdaki gibi açılmıştır.

$$U=U_0+u$$

$$V=V_0+v$$

$$W=W_0+w$$

$$P=P_0+p$$

$$Q=Q_0+q$$

$$R=R_0+r.$$

$$F_{x0} = m[Q_0W_0 - R_0V_0] \quad (2.62)$$

$$F_{y0} = m[U_0R_0 - P_0W_0] \quad (2.63)$$

$$F_{z0} = m[P_0V_0 - Q_0U_0] \quad (2.64)$$

$$L_0 = Q_0R_0(I_z - I_y) - P_0Q_0J_{xz} \quad (2.65)$$

$$M_0 = P_0R_0(I_x - I_z) + (P_0^2 - R_0^2)J_{xz} \quad (2.66)$$

$$N_0 = P_0Q_0(I_y - I_x) + Q_0R_0J_{xz} \quad (2.67)$$

Doğrusallaştırma Sonrası;

$$f_x = m[\dot{u} + W_0q + Q_0w - V_0r - R_0v] \quad (2.68)$$

$$f_y = m[\dot{v} + U_0r + R_0u - W_0p - P_0w] \quad (2.69)$$

$$f_z = m[\dot{w} + V_0p + P_0v - U_0q - Q_0u] \quad (2.70)$$

$$l = \dot{p}I_x - \dot{r}J_{xz} + (Q_0r + R_0q)(I_z - I_y) - (P_0q + Q_0p)J_{xz} \quad (2.71)$$

$$m = \dot{q}I_y + (P_0r + R_0p)(I_x - I_z) + (2P_0p - 2R_0r)J_{xz} \quad (2.72)$$

$$n = \dot{r}I_z - \dot{p}J_{xz} + (P_0q + Q_0p)(I_y - I_x) + (Q_0r + R_0q)J_{xz} \quad (2.73)$$

Doğrusallaştırma sırasında sadeleştirmelerin yapılabilmesi için aşağıdaki kabuller yapılmıştır [3,9].

- Yuvarlanma eksenini yunuslama eksenine göre daha hızlı dinamiğe sahiptir. Bu yüzden füzenin yuvarlanmadığı kabulü yapılmıştır. ($p=0 \text{ rad/s}$)
- Yer çekiminin yarattığı kuvvet, aerodinamik kuvvetlere kıyasla etki daha küçük olduğundan ihmal edilmiştir. Yer çekimi kuvveti sisteme bozucu olarak etkiyecektir. Dolayısıyla hareket denklemlerinin sol tarafında bulunan toplam kuvvet ve moment kısmı sadece aerodinamik etkileri taşımaktadır.
- Füze eksen takımında XY ve XZ düzlemlerinde füzenin kütleli ve geometrik olarak simetrik olduğu kabul edilmiştir. ($J_{xz}=0 \text{ kgm}^2, J_{xy}=0 \text{ kgm}^2$)
- Herhangi bir örnekleme anında füze hızının x füze ekseninde sabit kaldığı varsayımı yapılmıştır. (Short Period Approximation) ($\dot{u} = 0$)
- Denge uçuş anında sapma ve/veya düşey yöndeki hız bileşenleri sıfırdır. ($W_0=V_0=0 \text{ m/s}$)
- Denge uçuş anında füze açısal konumunun sıfır etrafında değişmektedir. ($\Phi_0=\Theta_0=\Psi_0=0 \text{ rad}, Q_0=P_0=R_0=0 \text{ rad/s}$)

Bu kabuller doğrultusunda doğrusallaştırılmış hareket denklemleri, aşağıdaki gibi olur.

$$f_x = m[\dot{u} + W_0 q] \quad (2.74)$$

$$f_y = m[\dot{v} + U_0 r] \quad (2.75)$$

$$f_z = m[\dot{w} - U_0 q] \quad (2.76)$$

$$l = \dot{p} \cdot I_{xx} \quad (2.77)$$

$$m = \dot{q} \cdot I_{yy} \quad (2.78)$$

$$n = \dot{r} \cdot I_{zz} \quad (2.79)$$

Aerodinamik kuvvet ve moment terimleri de bağlı oldukları alt fonksiyonlar ($\alpha, \beta, \delta, p, q, r$) cinsinden tüm tasarım noktalarında aerodinamik türevlerin bulunması gerekmektedir.

$$f_x = Q \cdot A \cdot \left(C_{x\alpha} \cdot \alpha + C_{x\beta} \cdot \beta + C_{x\delta r} \cdot \delta_r + C_{x\delta a} \cdot \delta_a + C_{xp} \cdot \frac{d}{2V} \cdot p \right) \quad (2.80)$$

$$f_y = Q \cdot A \cdot \left(C_{y\beta} \cdot \beta + C_{y\delta r} \cdot \delta_r + C_{yr} \cdot \frac{d}{2V} \cdot r \right) \quad (2.81)$$

$$f_z = Q \cdot A \cdot \left(C_{z\alpha} \cdot \alpha + C_{z\delta} \cdot \delta_e + C_{zq} \cdot \frac{d}{2V} \cdot q \right) \quad (2.82)$$

$$l = Q \cdot A \cdot l_{ref} \cdot \left(C_{l\delta} \cdot \delta_a + C_{lp} \cdot \frac{d}{2V} \cdot p \right) \quad (2.83)$$

$$m = Q \cdot A \cdot l_{ref} \cdot \left(C_{m\alpha} \cdot \alpha + C_{m\delta} \cdot \delta_e + C_{mq} \cdot \frac{d}{2V} \cdot q \right) \quad (2.84)$$

$$n = Q \cdot A \cdot l_{ref} \cdot \left(C_{n\beta} \cdot \beta + C_{n\delta r} \cdot \delta_r + C_{nr} \cdot \frac{d}{2V} \cdot r \right) \quad (2.85)$$

Doğrusal denklemler otopilot tasarımında kullanılacaktır. Buna göre kontrol edilecek hareketlere (yunuslama, sapma ve yuvarlanma hareketleri) göre denklemleri gruplayabiliriz .

Yunuslama Hareketi;

$$f_z = Q \cdot A \cdot \left(C_{z\alpha} \cdot \alpha + C_{z\delta} \cdot \delta_e + C_{zq} \cdot \frac{d}{2V} \cdot q \right) = m[\dot{w} - U_0 q] \quad (2.86)$$

$$m = Q \cdot A \cdot l_{ref} \cdot \left(C_{m\alpha} \cdot \alpha + C_{m\delta} \cdot \delta_e + C_{mq} \cdot \frac{d}{2V} \cdot q \right) = \dot{q} \cdot I_{yy} \quad (2.87)$$

Sapma Hareketi;

$$f_y = Q \cdot A \cdot \left(C_{y\beta} \cdot \beta + C_{y\delta r} \cdot \delta_r + C_{yr} \cdot \frac{d}{2V} \cdot r \right) = m[\dot{v} + U_0 r] \quad (2.88)$$

$$n = Q \cdot A \cdot l_{ref} \cdot \left(C_{n\beta} \cdot \beta + C_{n\delta r} \cdot \delta_r + C_{nr} \cdot \frac{d}{2V} \cdot r \right) = \dot{r} \cdot I_{zz} \quad (2.89)$$

Yuvarlanma Hareketi;

$$l = Q \cdot A \cdot l_{ref} \cdot \left(C_{l\delta} \cdot \delta_a + C_{lp} \cdot \frac{d}{2V} \cdot p \right) = \dot{p} \cdot I_{xx} \quad (2.90)$$

3. OTOPILOT TASARIMI

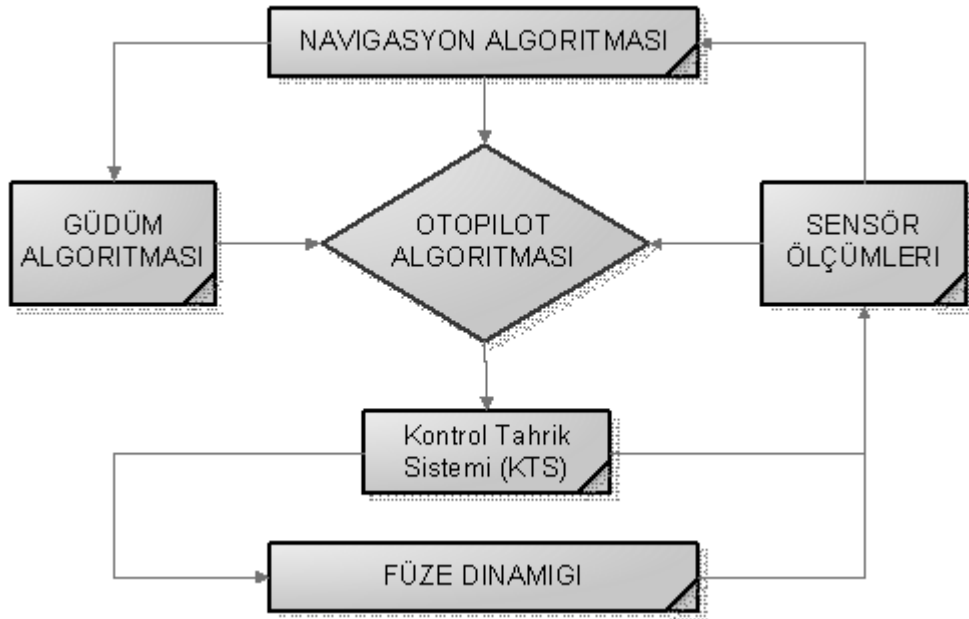
Bu bölümde, otopilot tanımı, gereksinimleri ve otopilot tasarımı için gereken füze matematiksel modelinin elde edilmesine değinilmiştir.

3.1. Otopilotun Tanımı

Füzenin uçuşu boyunca güdüm algoritması tarafından üretilen komutların, füze performans gereksinimlerini gözeterek gerçekleştirilebilmesi için gereken kanat açısı komutlarını üreten kararlılık algoritmasına **otopilot** denilir.

3.2. Otopilot İşlevi ve Arayüzleri

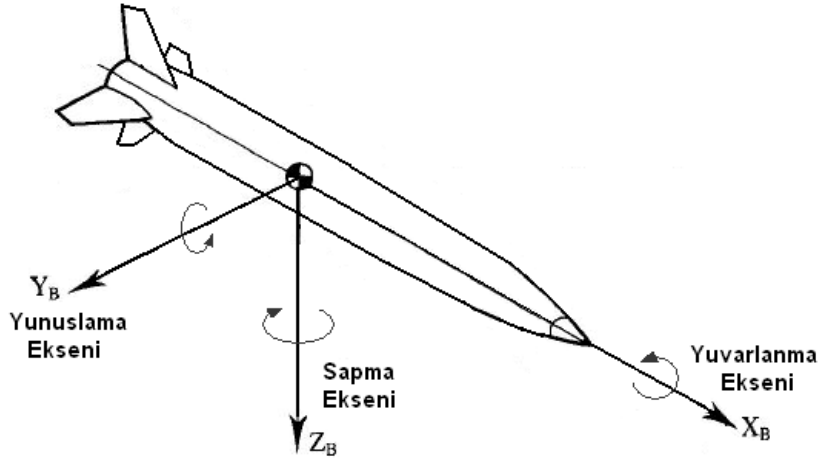
Füze bilgisayarı üzerinde koşan otopilot, güdümden gelen komutların (ivme, açı vb.) füzenin gerçekleştirebilmesi için gereken kontrol yüzeyi açısı komutlarını üretir ve bu açısı komutlarını kontrol tahrik sistemine (KTS) iletir. Kontrol yüzeylerinin hareketi için gereken komutlar üretilirken sensör ölçümleri ve navigasyon sisteminden aldığı bilgilerden (açısal hız, euler açıları, kanat açısal pozisyonları, irtifa ve hız bilgileri vb.) yararlanır.



Şekil 3-1 : Füze döngüsü

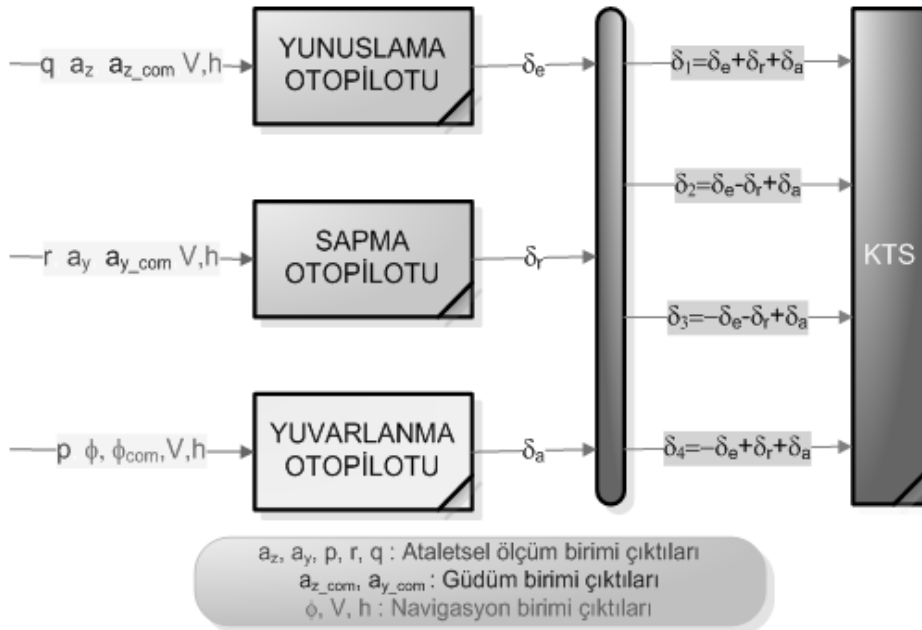
3.3. Otopilot Yapısı ve Çalışma Eksenleri

Kontrolü sağlanacak füze kayarak dönen (skid to turn) bir manevra yapısına sahiptir. Dolayısıyla füzenin kontrolü üç hareket ekseninde ayrı ayrı yapılmıştır. Her ekseninde bir otopilot füzenin kontrolünü sağlayacaktır; Yunuslama Otopilotu, Sapma Otopilotu ve Yuvarlanma Otopilotu. Füze hareket eksenleri Şekil 3-2’de gösterilmiştir.



Şekil 3-2 : Füze eksen takımları

Füze simetrik olduğundan yunuslama ve sapma eksenlerindeki dinamiğinin aynı olduğu kabul edilebilir. Bu doğrultuda yunuslama ve sapma eksenleri için geliştirilecek otopilot algoritması da birbirinin aynısı olur. Buna göre tek bir eksen için otopilot tasarlamak yeterlidir.



Şekil 3-3 : Otopilot yapısı

Füzenin kontrol yüzeyi yerleşimi çapraz (X) durumdadır. Bunun anlamı üretilen kontrol yüzeyi komutlarının KTS'ye gönderilmeden önce çapraz yerleşime göre işleminden geçmesinin gerekmesidir.

3.4. Otopilot Tasarım Noktaları

Uçuş süresince füzenin otopilotu çalışacaktır. Uçuş boyunca füzenin hızı, ağırlık merkezinin yeri, kütleli özellikleri ve hava basıncı değışiklik göstermektedir. Füzenin istenen komutlara gereksinimler çerçevesinde cevap verebilmesi için değışiklik gösteren parametreler ön planda tutularak birden fazla tasarım noktası seçilmelidir. Otopilotlar bu tasarım noktaları etrafında tasarlanmıştır. Ara noktalar için ise kazanç tablosu (gain scheduling) kullanılmıştır. Bu sayede ara noktalarda da füze istenen performansı sergileyebilecektir.

Motorun yanması boyunca, füzenin kütleli özelliklerinin ciddi boyutlarda değışmesi nedeniyle motor yanması sırasında ve yandıktan sonra olmak üzere iki temel uçuş bölgesi bulunmaktadır. Bu sebeple otopilot tasarımı bu iki bölge için ayrı ayrı değerlendirilmiştir.

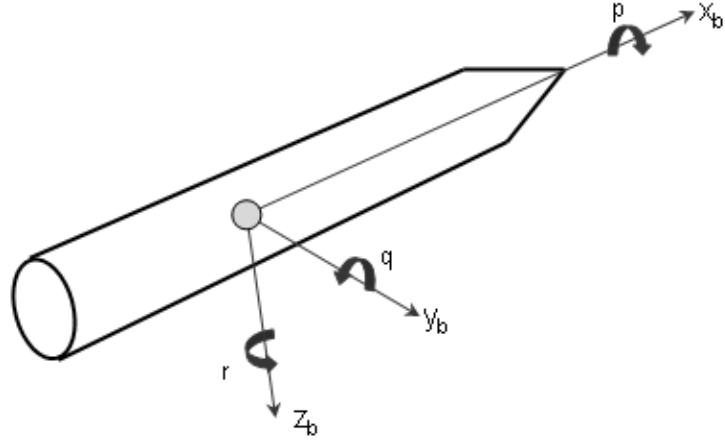
Dinamik basınç, füzenin oluşturduğu aerodinamik kuvvetlerin en etkili alt fonksiyonudur. Dinamik basınç, füzenin toplam hızına ve havanın yoğunluğuna başka bir değışle irtifaya bağlıdır. Dolayısı ile otopilot tasarım noktaları füzenin uçuş profili göz önünde bulundurularak kritik uçuş irtifalarına ve hız değerlerine göre seçilmiştir. Buna göre tasarım noktaları;

- Mach sayıları : 0.1, 0.2, 0.3, 0.4, 0.5, 0.6, 0.7, 0.8
- İrtifa (m) : 1000

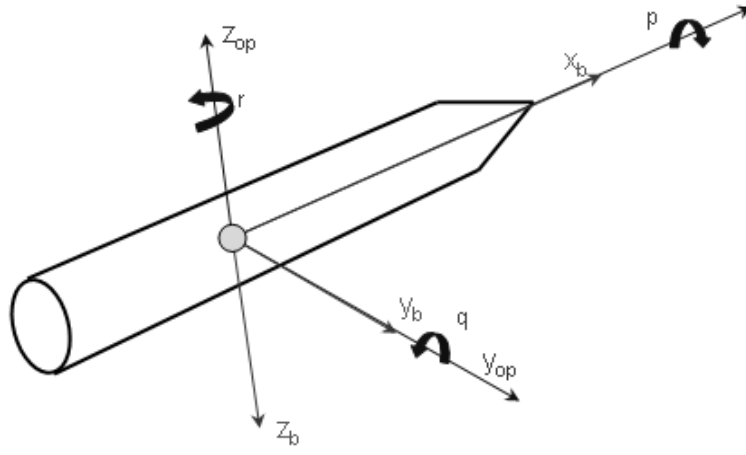
Bunlara ek olarak itki motorunun yanması süresince kütleli özelliklerin değışimi çok küçük bir zaman aralığında gerçekleştiğinden (2sn.) ve bu değışimin açık döngü füze modeli üzerinde köklerin yerini çok etkilemediğinden dolayı ortalama kütleli değerler (füze ağırlığı, ataletsel momenti, ağırlık merkezinin yeri vb.) kullanılarak tasarımların yapılmasına karar verilmiştir.

3.5. Otopilot Eksen Takımı

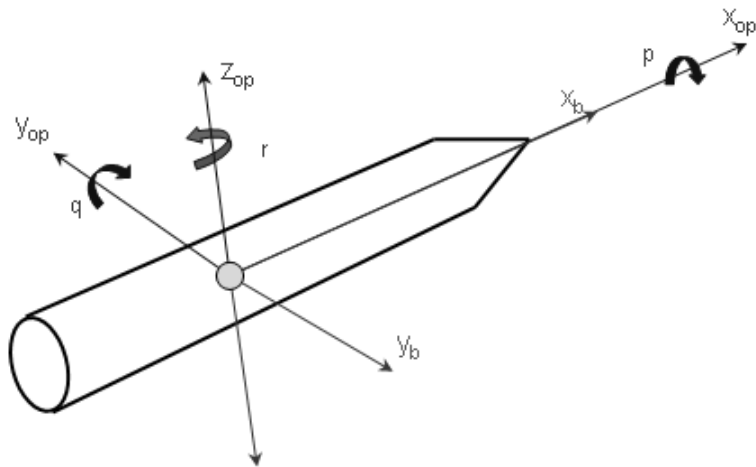
Otopilot tasarımı yapılmadan, eksen takımlarını ve işaretlendirme sisteminin tanımlanması gerekir. Otopilot tasarımı yapılırken Şekil 3-4, Şekil 3-5 ve Şekil 3-6'deki eksen takımları kabulü dikkate alınmış ve pozitif α (hücum açısı) ve pozitif β (kayma açısı) açıları Şekil 3-7'teki gibi tanımlanmıştır.



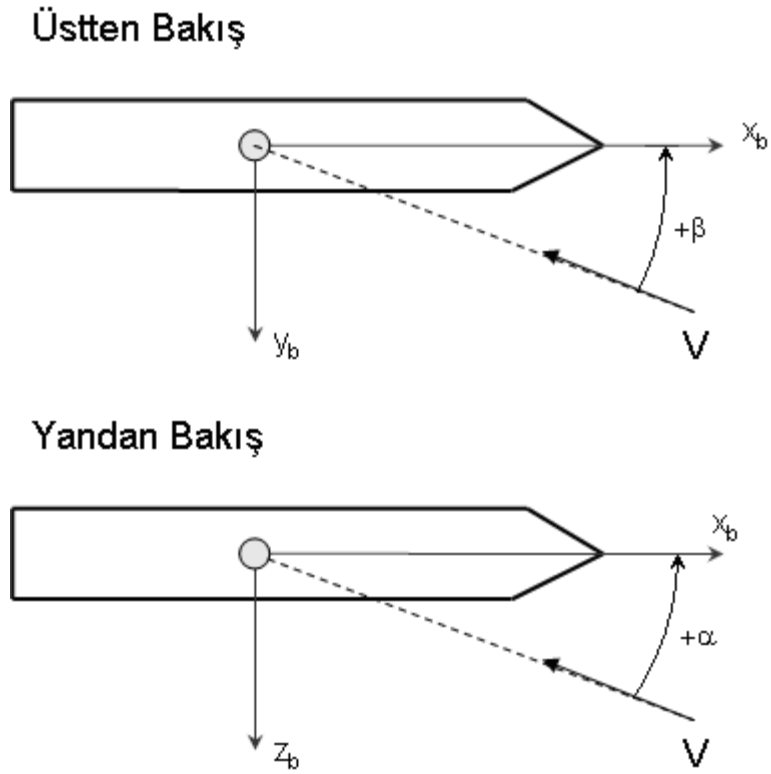
Şekil 3-4 : Füze eksen takımı



Şekil 3-5 : Yunuslama otopilotu eksen takımı



Şekil 3-6 : Sapma otopilotu eksen takımı



Şekil 3-7 : Pozitif hücum açısı ve kayma açısı

Burada;

- p : Yuvarlanma açısal hızı (rad/s)
- q : Yunuslama açısal hızı (rad/s)
- r : Sapma açısal hızı (rad/s)
- α : Hücum açısı (rad)
- β : Kayma açısı (rad)
- V : Füze toplam hızı (m/s)

3.6. Yunuslama/Sapma Otopilotu Transfer Fonksiyonlarının ve Durum Uzay Modellerinin Oluşturulması

Yunuslama ekseninde tanımlanan doğrusal hareket denklemleri denklem 2.86 ve 2.87’de gösterilmişti.

$$F_z = m(\dot{w} - qu)$$

$$M = \dot{q}I_y$$

Denklem 2.86 ve 2.87 tekrar düzenlenirse denklem 3.1 ve 3.2 haline dönüşür.

$$\dot{w} = \frac{F_z}{m} + qu \quad (3.1)$$

$$\dot{q} = \frac{M}{I_y} \quad (3.2)$$

Hücum açısının tanımı denklem 3.3'teki gibi yapılabilir.

$$\alpha = a \tan\left(\frac{w}{u}\right) \quad (3.3)$$

Küçük açı varsayımı yapılarak denklem 3.3, denklem 3.4 halini alır.

$$\alpha = \left(\frac{w}{u}\right) \Rightarrow w = \alpha \cdot u \quad (3.4)$$

Denklem 3.4, denklem 3.1 ile birleştirilse denklem 3.5 elde edilir.

$$\dot{w} = \dot{\alpha} \cdot u + \alpha \cdot \dot{u}^0 = \dot{\alpha} \cdot u \rightarrow \dot{\alpha} = \frac{F_z}{m \cdot u} + q \quad (3.5)$$

Denklem 3.1'de bulunan “ F_z ” ve denklem 3.2'de bulunan “ M ” sırasıyla füze z eksenindeki toplam kuvveti ve y eksenindeki bileşke momenti temsil etmektedir. İtki ve yer çekimi etkileri ihmal edilerek “ F_z ” ve “ M ”, bağlı oldukları değişkenler cinsinden aşağıdaki gibi yazılabilir.

$$F_z = Q \cdot A \cdot \left(C_{z\alpha} \cdot \alpha + C_{z\delta} \cdot \delta_e + C_{zq} \cdot \frac{d}{2V} \cdot q \right) \quad (3.6)$$

$$M = Q \cdot A \cdot l_{ref} \cdot \left(C_{m\alpha} \cdot \alpha + C_{m\delta} \cdot \delta_e + C_{mq} \cdot \frac{d}{2V} \cdot q \right) \quad (3.7)$$

Denklem 3.6 ve 3.7'deki statik ve dinamik türevler mach sayısının fonksiyonlarıdır.

Yazımın basitleştirilmesi için aşağıdaki tanımlar yapılmıştır.

$$Z_\alpha = \frac{Q \cdot A}{m \cdot V} C_{z\alpha} \quad (3.8)$$

$$Z_\delta = \frac{Q \cdot A}{m \cdot V} C_{z\delta} \quad (3.9)$$

$$Z_q = \frac{Q \cdot A}{m \cdot V} \cdot \frac{d}{2V} C_{zq} \quad (3.10)$$

$$M_{\alpha} = \frac{Q \cdot A}{I_y} \cdot l_{ref} \cdot C_{m\alpha} \quad (3.11)$$

$$M_{\delta} = \frac{Q \cdot A}{I_y} \cdot l_{ref} \cdot C_{m\delta} \quad (3.12)$$

$$M_q = \frac{Q \cdot A}{I_y} \cdot \frac{d}{2V} \cdot l_{ref} \cdot C_{mq} \quad (3.13)$$

Denklem 3.6 ve 3.7, denklem 3.2 ve 3.5 ile birleştirilip yukarıda tanımlanan değişkenler yerlerine yazılarak denklem 3.14 ve 3.15 elde edilir.

$$\dot{\alpha} = Z_{\alpha} \cdot \alpha + Z_{\delta} \cdot \delta + (Z_q + 1) \cdot q \quad (3.14)$$

$$\dot{q} = M_{\alpha} \cdot \alpha + M_{\delta} \cdot \delta + M_q \cdot q \quad (3.15)$$

Denklem 3.14 ve 3.15'e laplace dönüşümleri yapıp sistemin transfer fonksiyonları elde edilmiştir.

$$\frac{\alpha(s)}{\delta(s)} = \frac{Z_{\delta} \cdot s + (M_q \cdot (Z_q + 1) - M_q \cdot Z_{\delta})}{s^2 - (M_q + Z_{\alpha}) \cdot s - (M_{\alpha} \cdot (Z_q + 1))} \quad (3.16)$$

$$\frac{q(s)}{\delta(s)} = \frac{M_{\delta} \cdot s + (M_{\alpha} \cdot Z_{\delta} - Z_{\alpha} \cdot M_{\delta})}{s^2 - (M_q + Z_{\alpha}) \cdot s - (M_{\alpha} \cdot (Z_q + 1))} \quad (3.17)$$

Denklem 3.16 ve 3.17'deki transfer fonksiyonlarındaki payda kısmı sistemin karakteristik denklemdir. Sistemin davranışı bu kısma bakılarak yorumlanabilir.

$$\text{Karakteristik denklem} \rightarrow s^2 - (M_q + Z_{\alpha}) \cdot s - (M_{\alpha} \cdot (Z_q + 1))$$

İvme transfer fonksiyonun elde edilebilmesi için denklem 3.5 tekrar düzenlenip füzenin z eksenindeki ivmesi elde edilir.

$$a_z = \frac{F_z}{m} = u \cdot (\dot{\alpha} - q) \quad (3.18)$$

Denklem 3.18'in laplace dönüşümü alınırsa ivme transfer fonksiyonu denklem 3.19'daki gibi bulunur.

$$\frac{a_z(s)}{\delta(s)} = V \cdot \frac{Z_{\delta} \cdot s^2 + (M_{\delta} \cdot Z_q - M_q \cdot Z_{\delta}) \cdot s + (M_{\delta} \cdot Z_{\alpha} - M_{\alpha} \cdot Z_{\delta})}{s^2 - (M_q + Z_{\alpha}) \cdot s - (M_{\alpha} \cdot (Z_q + 1))} \quad (3.19)$$

Elde edilen transfer fonksiyonları füze gövde eksenine göre yazılmıştır. Fakat otopilot eksenleri farklı olduğundan aşağıdaki dönüşüm yapılmıştır.

$$N_{\alpha} = -Z_{\alpha}$$

$$N_{\delta} = -Z_{\delta}$$

$$N_q = -Z_q$$

$$a_N = -a_Z$$

Burada ivme çıkışının sadece yönü değişeceğinden sistemin karakteristik fonksiyonundaki terimlerde herhangi bir değişiklik yapılması gerekmemektedir. Buna göre denklem 3.19 tekrar düzenlenirse denklem 3.20 elde edilir.

$$\frac{a_n(s)}{\delta(s)} = -V \cdot \frac{N_{\delta} \cdot s^2 + (M_{\delta} \cdot N_q - M_q \cdot N_{\delta}) \cdot s + (M_{\delta} \cdot N_{\alpha} - M_{\alpha} \cdot N_{\delta})}{s^2 - (M_q + Z_{\alpha}) \cdot s - (M_{\alpha} \cdot (Z_q + 1))} \quad (3.20)$$

KTS'nin dinamik denkleminin de sistem modelinin içine katılmasıyla yunuslama eksenindeki durum uzay modeli aşağıdaki gibi elde edilir.

$$\dot{\underline{x}} = A \cdot \underline{x} + \underline{b} \cdot u \quad (3.21)$$

$$y = C \cdot \underline{x} + \underline{d} \cdot u \quad (3.22)$$

Burada;

- $\underline{x}$: Durum değişkenleri vektörü
- $\underline{u}$: Giriş (Kontrol) vektörü
- $\underline{y}$: Sistem çıkış vektörü
- A : Durum (sistem) matrisi
- $\underline{b}$: Giriş vektörü ($u \rightarrow 1 \times 1$)
- C : Çıkış matrisi
- $\underline{d}$: İleri besleme vektörü ($u \rightarrow 1 \times 1$)

Yunuslama eksenini için sistem parametreleri ve durum değişkenleri durum uzay modelinde yerine yazılırsa denklem 3.23 sistem modeli ve denklem 3.24 çıkış modeli elde edilir.

$$\begin{bmatrix} \dot{\alpha} \\ \dot{q} \\ \dot{\delta e} \\ \ddot{\delta e} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Z_{\alpha} & 1 + Z_q & Z_{\delta} & 0 \\ M_{\alpha} & M_q & M_{\delta} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & -w_n^2 & -2\zeta w_n \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \alpha \\ q \\ \delta e \\ \dot{\delta e} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ w_n^2 \end{bmatrix} \delta_{e_com} \quad (3.23)$$

$$y = a_z = \begin{bmatrix} V \cdot N_\alpha & V \cdot N_q & V \cdot N_\delta & 0 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \alpha \\ q \\ \delta e \\ \dot{\delta e} \end{bmatrix} \quad (3.24)$$

Sapma otopilotunun tasarımı için kullanılan sistem modeli, füzenin simetrik olmasından dolayı yunuslama otopilotu ile aynıdır. Ancak eksen takımlarının farklı olması sebebiyle, transfer fonksiyonlarının ve durum uzay modelinin tekrar düzenlenmesi gerekmektedir.

$$\begin{aligned} C_{z\alpha} \rightarrow C_{y\beta} \Rightarrow Z_\alpha \rightarrow Y_\beta & \quad C_{m\alpha} \rightarrow C_{n\beta} \Rightarrow M_\alpha \rightarrow N_\beta \\ C_{z\delta} \rightarrow C_{y\delta} \Rightarrow Z_\delta \rightarrow Y_\delta, & \quad C_{m\delta} \rightarrow C_{n\delta} \Rightarrow M_\delta \rightarrow N_\delta \\ C_{zq} \rightarrow C_{yr} \Rightarrow Z_q \rightarrow Y_r & \quad C_{mq} \rightarrow C_{nr} \Rightarrow M_q \rightarrow N_r \end{aligned}$$

$$\frac{r(s)}{\delta(s)} = \frac{N_\delta \cdot s + (N_\beta \cdot Y_\delta - Y_\beta \cdot N_\delta)}{s^2 - (N_r + Y_\beta) \cdot s - (N_\beta \cdot (Y_r + 1))} \quad (3.25)$$

$$\frac{a_{sapma}(s)}{\delta(s)} = -V \cdot \frac{Y_\delta \cdot s^2 + (N_\delta \cdot Y_r - N_r \cdot Y_\delta) \cdot s + (N_\delta \cdot Y_\beta - N_\beta \cdot Y_\delta)}{s^2 - (N_r + Y_\beta) \cdot s - (N_\beta \cdot (Y_r + 1))} \quad (3.26)$$

Sapma eksenindeki durum uzay modeli ise 3.27 ve 3.28'deki gibi olur.

$$\begin{bmatrix} \dot{\beta} \\ \dot{r} \\ \dot{\delta r} \\ \ddot{\delta r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Y_\beta & 1 - Y_r & Y_\delta & 0 \\ N_\beta & N_r & N_\delta & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & -w_n^2 & -2\zeta w_n \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \beta \\ r \\ \delta r \\ \dot{\delta r} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ w_n^2 \end{bmatrix} \delta_{r-com} \quad (3.27)$$

$$y = a_y = \begin{bmatrix} \frac{Q \cdot A}{m} C_{Y\beta} & \frac{Q \cdot A}{m} C_{Yr} \frac{d}{2V} & \frac{Q \cdot A}{m} C_{Y\delta} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \beta \\ r \\ \delta r \\ \dot{\delta r} \end{bmatrix} \quad (3.28)$$

3.7. Yuvarlanma Otopilotu Transfer Fonksiyonlarının Çıkartılması

Füze x eksenindeki dönüyü tanımlayan doğrusal yuvarlanma hareket denklemi denklem 2.90'da bulunmuştu. Bu denklem türevsel terim solda kalacak şekilde tekrar düzenlenirse denklem 3.29 elde edilir.

$$\dot{p} = \frac{L}{I_x} \quad (3.29)$$

Burada “L”, füzenin x eksenini etrafında oluşan toplam yuvarlanma momentini temsil etmektedir. Momentin hesaplanmasında, itki kaçıklığı, aerodinamik bozukluklar gibi bozucu etmenler ihmal edilmiştir. Yuvarlanma momentinin sadece aerodinamik kuvvetler tarafından oluşturulduğu varsayımı yapılırsa “L” aşağıdaki gibi fonksiyonu olduğu parametreler cinsinden denklem 3.30 gibi yazılabilir.

$$L = Q \cdot A \cdot l_{ref} \cdot \left(C_{l\delta} \cdot \delta_a + C_{lp} \cdot \frac{d}{2V} \cdot p \right) \quad (3.30)$$

Gösterimi basitleştirmek için aşağıdaki tanımlamalar yapılmıştır.

$$L_\delta = \frac{Q \cdot A}{I_x} \cdot l_{ref} \cdot C_{l\delta}$$

$$L_p = \frac{Q \cdot A}{I_x} \cdot \frac{d}{2V} l_{ref} \cdot C_{lp}$$

Bu tanımlamalar kullanılarak denklem 3.31 elde edilmiştir ve transfer fonksiyonu denklem 3.32’de gösterilmiştir.

$$\dot{p} = L_p \cdot p + L_\delta \cdot \delta \quad (3.31)$$

$$\frac{p(s)}{\delta(s)} = \frac{L_\delta}{s - L_p} \quad (3.32)$$

Füzenin aldığı yuvarlanma açısı (ϕ) aşağıdaki şekilde ifade edilebilir.

$$\dot{\phi} = p \quad (3.33)$$

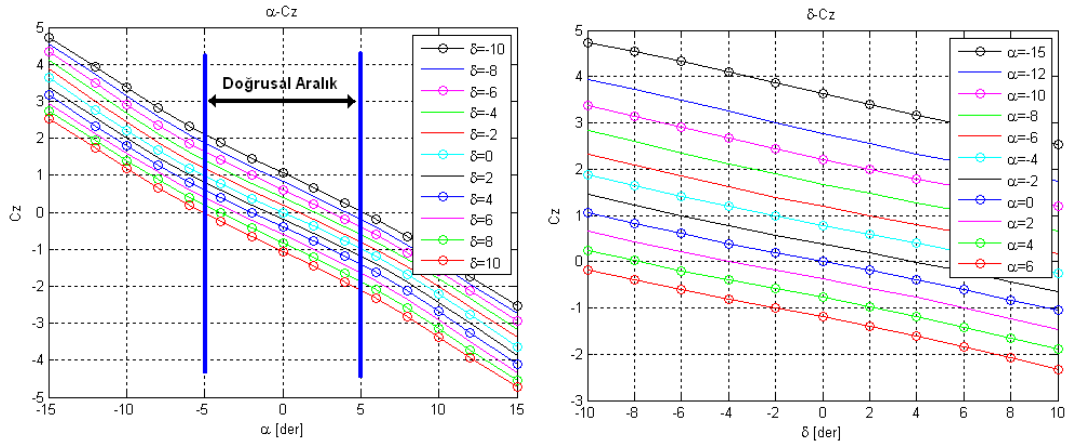
Yapılan kabuller doğrultusunda yuvarlanma eksenini durum uzay modeli ise aşağıdaki gibidir. KTS’nin dinamiği yine göz önünde bulundurulmuştur.

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{p} \\ \dot{\delta a} \\ \ddot{\delta a} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1_r & 0 & 0 \\ 0 & L_p & L_\delta & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & -w_n^2 & -2\zeta w_n \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \phi \\ p \\ \delta a \\ \dot{\delta a} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ w_n^2 \end{bmatrix} \delta_{a_com} \quad (3.34)$$

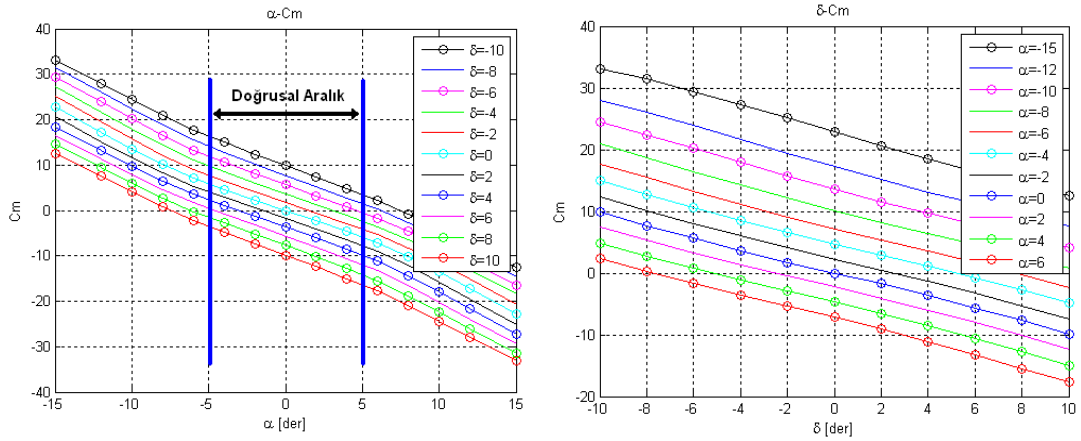
$$y = \phi = [1 \quad 0 \quad 0 \quad 0] \begin{bmatrix} \phi \\ p \\ \delta a \\ \dot{\delta a} \end{bmatrix} \quad (3.35)$$

3.8. Aerodinamik Türevlerin Bulunması

Aerodinamik veritabanında bulunan C_z , C_y , C_l , C_m , ve C_n değerleri Mach sayısına, kanat açlarına (δ), hücum ve kayma açlarına (α , β) bağlı parametrelerdir. Aerodinamik katsayıların, bağlı oldukları değişkenlere göre türevleri ilgi tasarım koşulunda grafiksel yöntemlerden yararlanılarak bulunabilir. Dikkat edilmesi gereken önemli bir nokta, bulunacak türevlerin aerodinamik katsayıların doğrusal olduğu bölgelerde bulunması gerektiğidir. Doğrusal bölgeyi sınırlayan hücum ve delta kanat açlarının değerleri aynı zamanda otopilotun istenen performansta çalışacağı aralığı da belirler.



Şekil 3-8 : Hücüm ve kanat açlarına göre C_z 'nin değişimi



Şekil 3-9 : Hücüm ve kanat açlarına göre C_m 'nin değişimi

Şekil 3-8 ve Şekil 3-9'da yunuslama eksen takımındaki kuvvet ve moment katsayı değerlerinin hücum ve kontrol yüzeyi açlarına göre değişimi verilmiştir. Örnek olarak verilen grafikler incelendiğinde otopilot çalışma aralıkları belirlenebilir. Bu aralıkların sınırlarını, füze hareket denklemlerinin doğrusallaştırıldığı noktalar etrafında, grafiklerin doğrusal değişimini sınırlayan noktalar belirler.

Şekil 3-8’de soldaki grafiğe bakıldığında, C_z katsayısının hücum açısına göre değişimi $-5^\circ \leq \alpha \leq 5^\circ$ aralığında doğrusalken, kontrol yüzeyi açısına göre değişimi ise $-10^\circ \leq \delta \leq 10^\circ$ aralığında doğrusaldır. Buna göre $C_{z\alpha}$ ve $C_{z\delta}$ türevsel terimleri hesaplanabilir. Bu işlemler gereken her türevsel aerodinamik terim için tekrarlanır.

Çizelge 3-1 : Yunuslama/sapma ve yuvarlanma modeli aerodinamik türevsel katsayıları

mach	Kütle [kg]	I_{yy} [kg.m ²]	I_{xx} [kg.m ²]	$C_{m\alpha}$ [1/deg]	$C_{m\delta}$ [1/deg]	$C_{z\alpha}$ [1/deg]	$C_{z\delta}$ [1/deg]	C_{nq} [1/deg]	$C_{l\delta}$ [1/deg]	C_{lp} [1/deg]
0.10	33.50	7.35	0.10	-0.03	-0.34	0.21	0.10	-24.30	-0.05	-0.13
0.20	33.50	7.35	0.10	-0.03	-0.35	0.21	0.10	-24.57	-0.05	-0.12
0.30	33.50	7.35	0.10	-0.03	-0.35	0.21	0.10	-24.66	-0.06	-0.12
0.40	33.50	7.35	0.10	-0.04	-0.36	0.21	0.10	-24.87	-0.06	-0.12
0.50	33.50	7.35	0.10	-0.04	-0.36	0.21	0.10	-25.27	-0.06	-0.13
0.60	33.50	7.35	0.10	-0.04	-0.37	0.22	0.11	-25.52	-0.06	-0.13
0.70	33.50	7.35	0.10	-0.04	-0.37	0.22	0.11	-25.56	-0.06	-0.13
0.80	33.50	7.35	0.10	-0.08	-0.37	0.23	0.11	-26.35	-0.06	-0.13

4. OTOPILOT TASARIM YÖNTEMLERİ

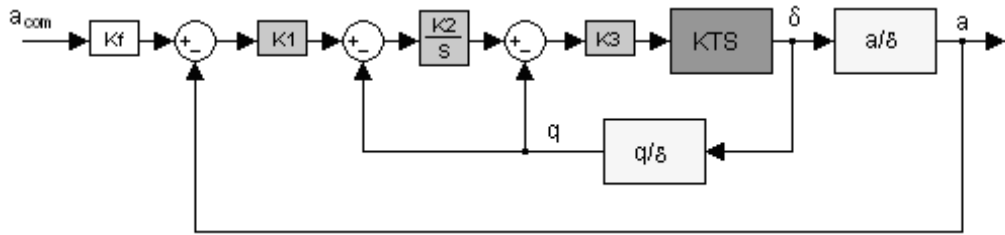
Bu bölümde tez kapsamında kullanılması öngörülen otopilot tasarım yöntemleri anlatılmaktadır. Füze otopilot tasarım çalışmalarında sıklıkla kullanılan klasik ve kutup atamalı kontrol yöntemlerinin yanı sıra ileri teknik kontrol yöntemi olan model öngörülü kontrol yöntemi ile de kontrolcü tasarımı doğrusal ortamda yapılmış ve üç farklı kontrol yönteminin doğrusal olmayan füze benzetiminde başarımları incelenmiştir.

Otopilotlar tasarlanırken füzenin kontrol yüzeyleri, yuvarlanma/yunuslama/sapma/ açışal hızları ve hücum/kayma açıları limit değerlerine dikkat edilerek, füzenin mach hızına bağlı olarak ön görülen hızda otopilotlar tasarlanmıştır.

4.1. Klasik Kontrol ile Otopilot

Klasik kontrol yöntemi s-uzayında çalışır. Tasarım yapılırken sistemin frekans cevabı ve kök eğrisinden yararlanılır.

Yunuslama ve sapma otopilotları için üç döngülü klasik kontrolcü yapısı kullanılmıştır. Bu kontrolcü yapısı ile geniş güvenlik payları elde edilebilmekte ve sistemin gürbüzlüğü sağlanabilmektedir. Kontrolcü blok diyagramı Şekil 4-1 gösterilmektedir.

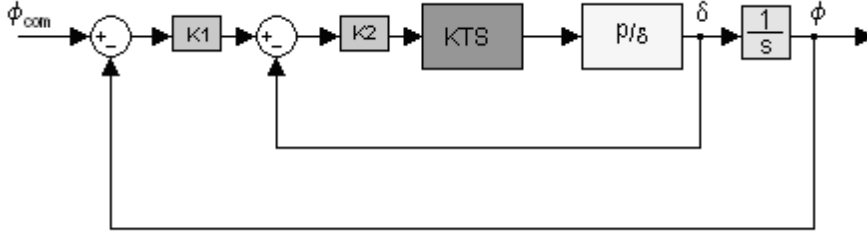


Şekil 4-1 : Klasik kontrollü yunuslama/sapma otopilot blok diyagramı

Burada;

- a/δ : delta kanat dönüşünün ivmeye olan transfer fonksiyonu
- q/δ : delta kanat dönüşünün yunuslama hızına olan transfer fonksiyonu
- KTS : delta kanat komutunun delta kanat açısına olan transfer fonksiyonu

Yuvarlanma otopilotunda ise kararlılık marjininin yunuslama ve sapmadaki kadar sıkıntılı olmamasından dolayı iki döngülü otopilot tasarımı kullanılmıştır. İki döngülü otopilot yapısı blok diyagramı Şekil 4-2'deki gibidir.



Şekil 4-2 : Klasik kontrollü yuvarlanma otopilot blok diyagramı

Burada;

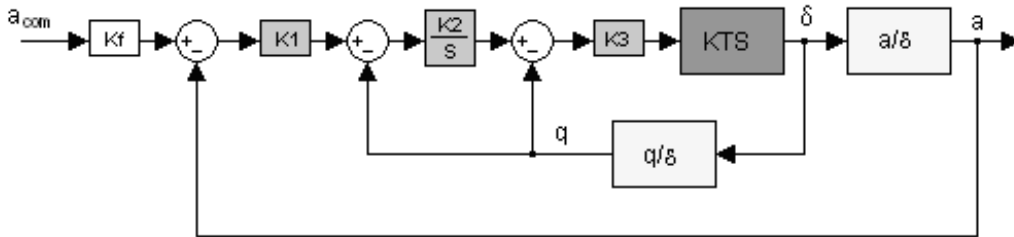
- p/δ : Delta kanat dönüşünün yuvarlanma hızına olan transfer fonksiyonu
- KTS : Delta kanat komutunun delta kanat açısına olan transfer fonksiyonu

Yuvarlanma otopilotuna referans olarak beslenen yuvarlanma açı referans değeri, ϕ_{com} 0 (sıfır) derecedir. Bunun sebebi füzenin kayarak dönen manevra kabiliyetine sahip olmasıdır. Bundan dolayı yuvarlanma dinamiğinin, yunuslama ve sapma dinamiğine göre daha hızlı olması gerekmektedir.

Blok diyagramlarında gözüken transfer fonksiyonları füzenin hareket denklemlerinin doğrusallaştırmasıyla elde edilir.

4.1.1. Üç döngülü yunuslama/sapma otopilot tasarımı ve cevabı

Blok diyagramı Şekil 4-3'de verilen yunuslama otopilotunun tasarımına en iç döngüden başlanmalıdır. İç döngüler kapatıldıkça dışa doğru tasarım devam eder. Dolayısıyla sırasıyla $K3$, $K2$ ve $K1$ kazançları hesaplanır. Kf kazancı, referansın düzeltilip, sistem kalıcı durum hatasının minimize etmeye yönelik seçilir.

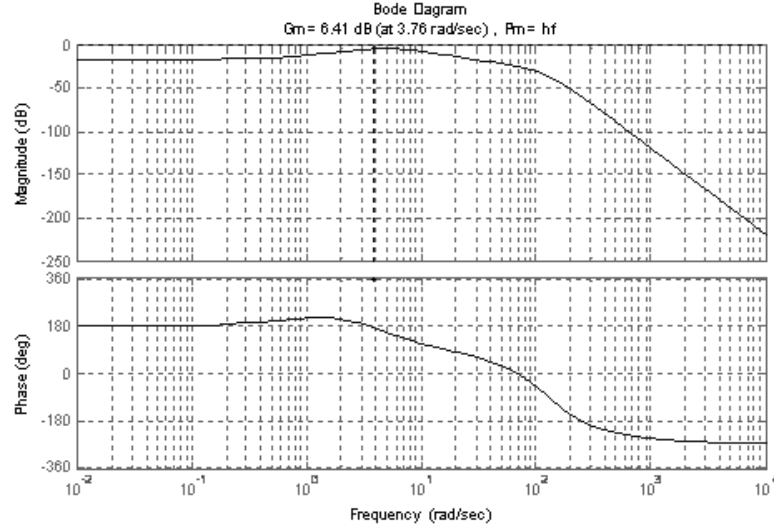


Şekil 4-3 : Üç döngülü yunuslama/sapma otopilot blok diyagramı

Füze, negatif kanat komutuna pozitif yunuslama hızı ve hücum açısı oluşturmaktadır. Bu sebeple $K3$ kazancı sıfırdan küçük, negatif bir değer olmalıdır. Bu döngü oluşan salınımların sönümlenmesinde önemli bir yer tutar bu yüzden

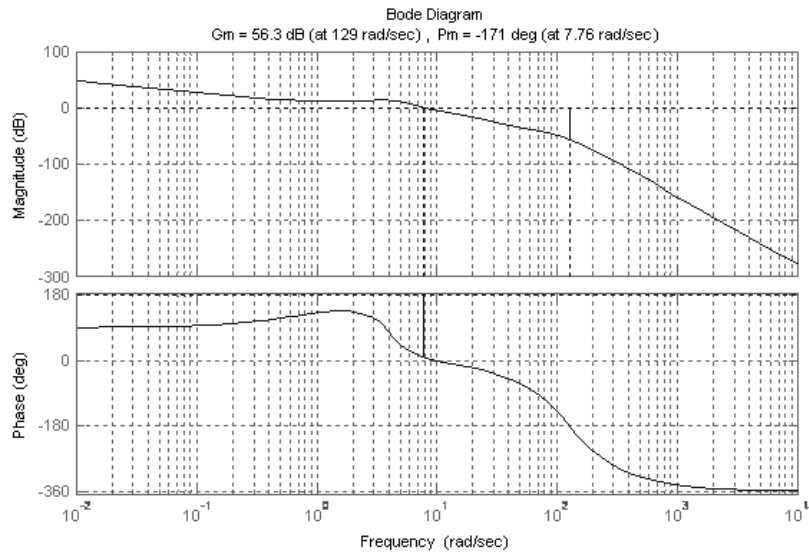
sönümlleme döngüsü (Damping Loop) olarak adlandırılır. Bu döngünün tasarımı sırasında kararlılık payının (gain margin-GM) 6 dB'den ve faz payının (phase margin-PM) 60 dereceden fazla olmasına dikkat edilmiştir.

Örnek olarak, Şekil 4-4'te füzenin 1000m irtifada 0.6 Mach hızında doğrusallaştırıp tasarlanan yunuslama/sapma otopilotunun iç döngüsünün (sönümlleme döngüsü) Bode Diyagramı gösterilmektedir.



Şekil 4-4 : Üç döngülü yunuslama otopilotu, sönümlleme döngüsü Bode diyagramı

K3 kazancının belirlenmesinden sonra bu döngü kapatılıp K2 kazancının tasarımı yapılmıştır. Bu döngünün amacı, sistemin gürbüzlüğünü arttırmak olduğundan döngünün kazanç payı yüksek (>15 dB) tutulmaya çalışılmıştır. Şekil 4-5'te 0.6 mach uçuş hızında ve 1000m irtifada doğrusallaştırılmış sistemin kararlılık döngüsünün bode diyagramı gösterilmektedir.

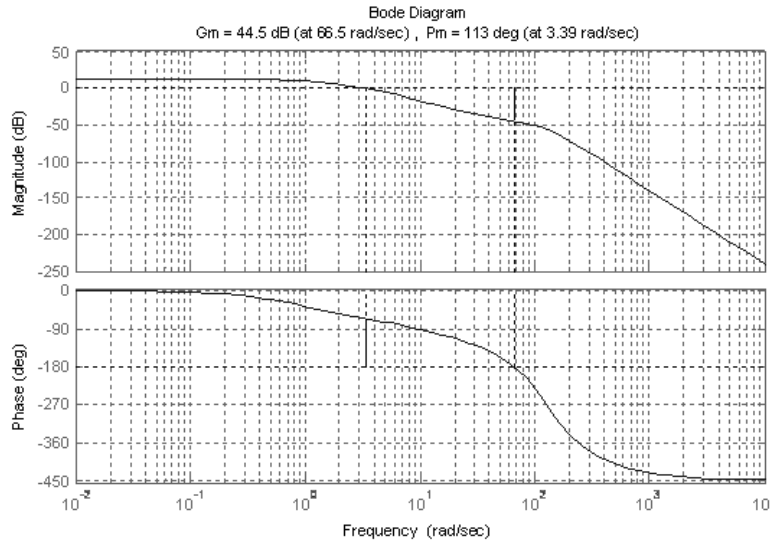


Şekil 4-5 : Üç döngülü yunuslama otopilotu kararlılık döngüsü Bode diyagramı

En dış döngü, füzenin ivme cevabının kontrolünü gerçekleştirir. İstenen performans kriterlerine göre K1 kazancı, otopilot limitleri göz önünde bulundurularak seçilmelidir. Tasarım ihtiyacı doğrultusunda performans ve kararlılık gereksinimleri aşağıda görülmektedir.

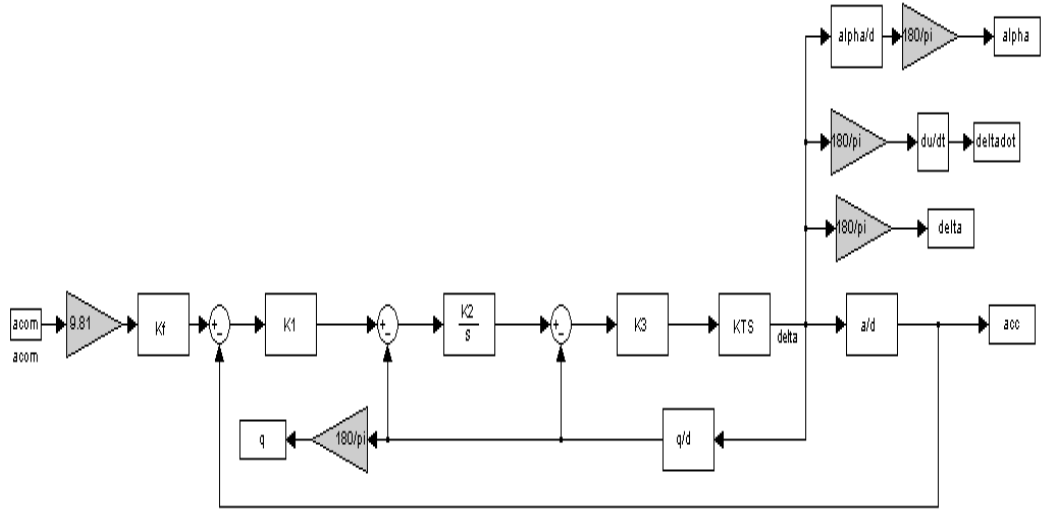
- Kararlılık payı : $GM > 6 \text{ dB}$
- Faz Payı : $PM > 60 \text{ der}$
- Maksimum Aşım : $M_p < \%20$

Örnek olarak 0.6 Mach ve 1000m irtifada doğrusallaştırılıp tasarlanan üç döngülü kontrolcü ile ivme kontrol döngüsünün bode diyagramı Şekil 4-6'te gösterilmektedir.



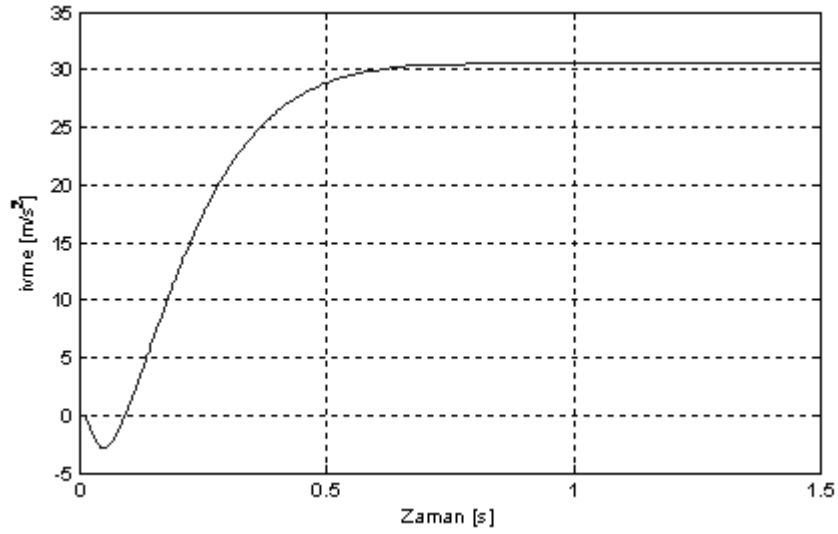
Şekil 4-6 : Üç Döngülü yunuslama otopilotu ivme kontrol döngüsü Bode diyagramı

Üç döngülü klasik kontrolcü metodu ile tasarlanan yunuslama/sapma otopilotları MATLAB SIMULINK'te oluşturulan doğrusal model üzerinde test edilmiştir. Sistemin ivme (a), hücum açısı (α), yunuslama hızı (q), kontrol yüzeyi açısı (δ) ve açısal hızının ($\dot{\delta}$) değişimleri kontrol edilmiştir. Yunuslama ekseninde tasarlanan otopilotun SIMULINK modeli Şekil 4-7'deki gibidir.

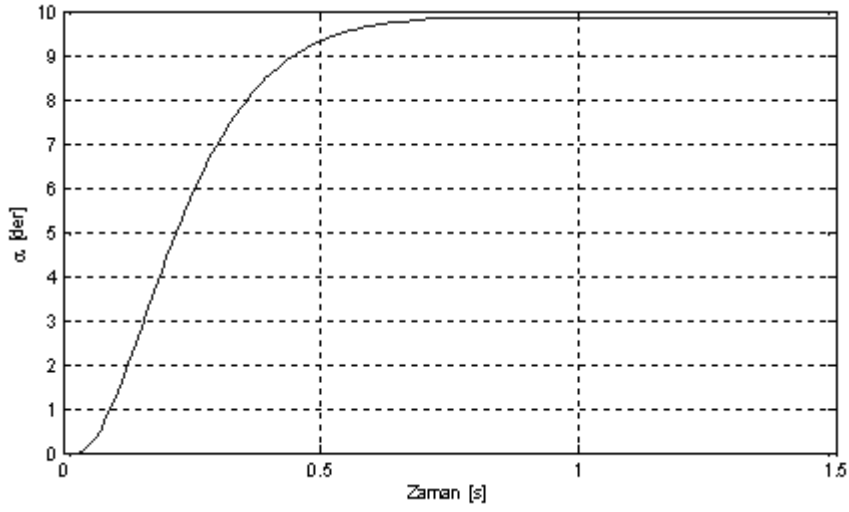


Şekil 4-7 : Yunuslama otopilot SIMULINK modeli

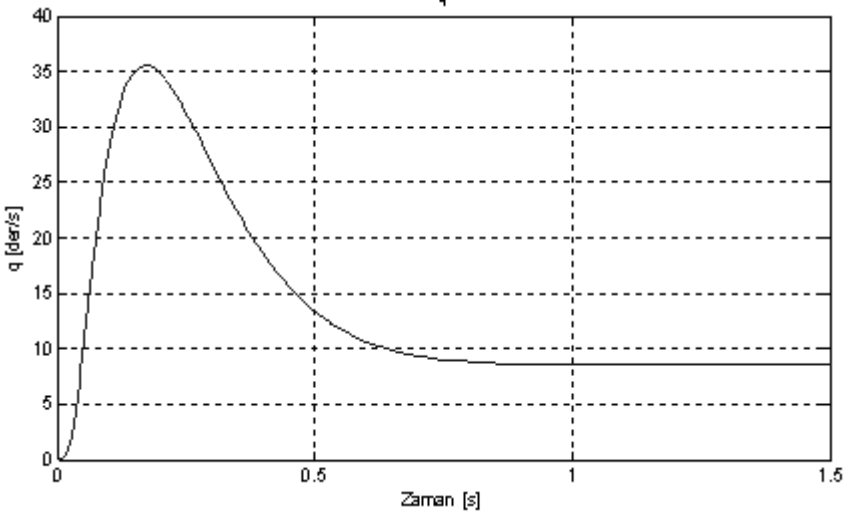
0.6 Mach ve 1000m irtifada tasarlanan üç döngülü yunuslama otopilotu ile sistemin cevabı örnek olarak aşağıdaki gibi olmaktadır. Burada füze limit hücum açısı değerine (10°) ulaştığı anda elde edilen ivme (a), hücum açısı (α), yunuslama hızı (q), kontrol yüzeyi açısı (δ) ve açısal hızının ($\dot{\delta}$) sırasıyla verilmiştir.



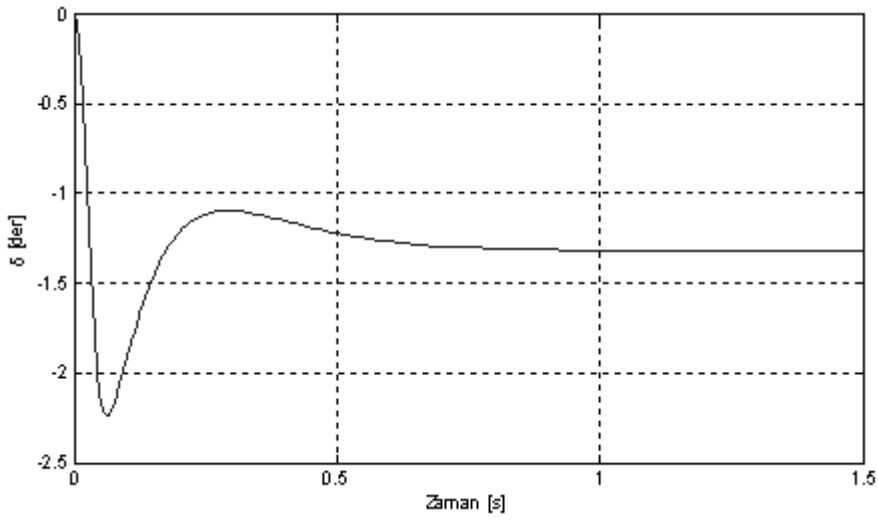
Şekil 4-8 : Üç döngülü yunuslama otopilotu ivme (a) cevabı



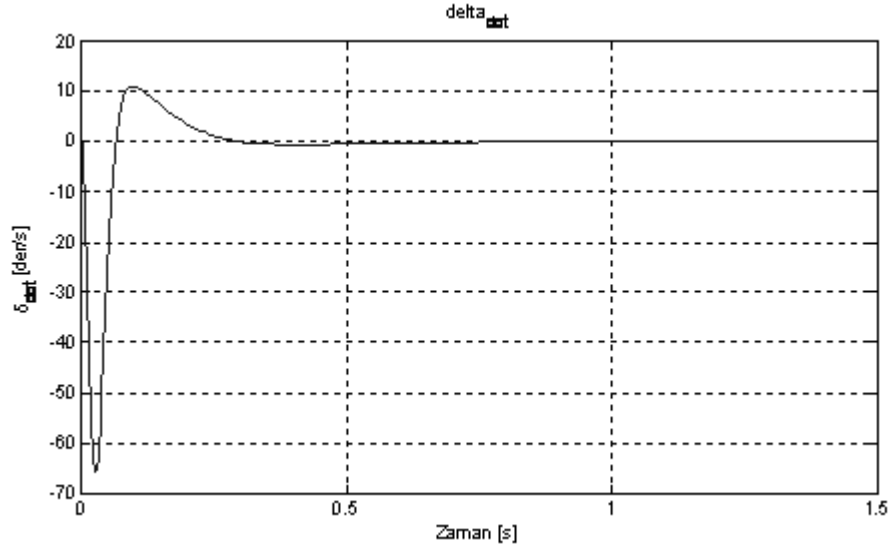
Şekil 4-9 : Üç döngülü yunuslama otopilotu hücum açısı (α) cevabı



Şekil 4-10 : Üç döngülü yunuslama otopilotu yunuslama hızı (q) cevabı



Şekil 4-11 : Üç döngülü yunuslama otopilotu kontrol yüzeyi açısı (δ) cevabı



Şekil 4-12 : Üç döngülü yunuslama otopilotu kontrol yüzeyi açışal hız ($\dot{\delta}$) cevabı

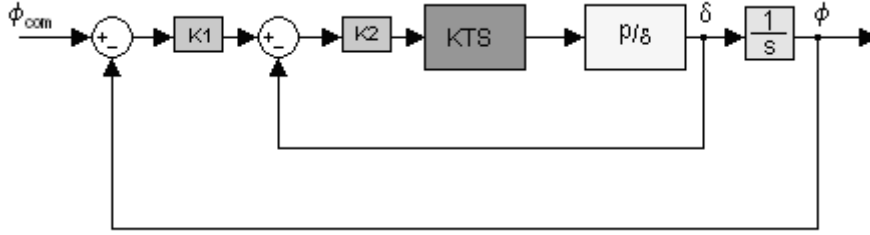
Belirlenen doğrusallaştırma noktalarında üç döngülü klasik kontrol yöntemi ile tasarlanan yunuslama ve sapma otopilot kazançları ve kapalı döngü performansları Çizelge 4-1'de verilmiştir.

Çizelge 4-1 : Üç döngülü yunuslama otopilotları kazanç ve performans çizelgesi

Mach	0.10	0.20	0.30	0.40	0.50	0.60	0.70	0.80
K1	0.11	0.05	0.04	0.03	0.02	0.02	0.02	0.02
K2	2.20	3.80	5.30	7.20	9.80	12.00	15.00	18.00
K3	-0.18	-0.17	-0.17	-0.16	-0.16	-0.15	-0.14	-0.14
Kf	1.27	1.27	1.26	1.25	1.25	1.25	1.25	1.24
an max [g]	0.06	0.24	0.77	1.37	2.15	2.80	4.27	5.64
q max [deg/s]	3.68	7.46	16.34	22.25	28.93	35.51	42.48	49.61
delta max [deg]	1.00	1.06	1.62	1.74	2.01	2.24	2.60	3.16
Deltadot Max [deg/s]	1.92	6.06	17.95	29.93	48.95	65.89	87.12	119.29
GM [dB]	9.35	10.82	11.65	11.97	12.03	12.01	11.76	11.56
PM [deg]	74.82	75.92	74.85	75.22	76.50	76.31	77.43	78.26
AP BW [Hz]	0.20	0.37	0.56	0.75	0.95	1.17	1.37	1.56
Tırmanma Zamanı [s]	1.90	0.99	0.65	0.48	0.39	0.32	0.27	0.25
Oturma Zamanı [s]	6.22	1.94	1.20	0.89	0.73	0.59	0.52	0.47
Üst Aşım [%]	0.12	0.00	0.09	0.18	0.02	0.05	0.00	0.00
Alt Aşım [%]	2.77	3.94	5.05	6.13	8.08	9.38	10.75	13.07

4.1.2. İki döngülü yuvarlanma otopilot tasarımı ve cevabı

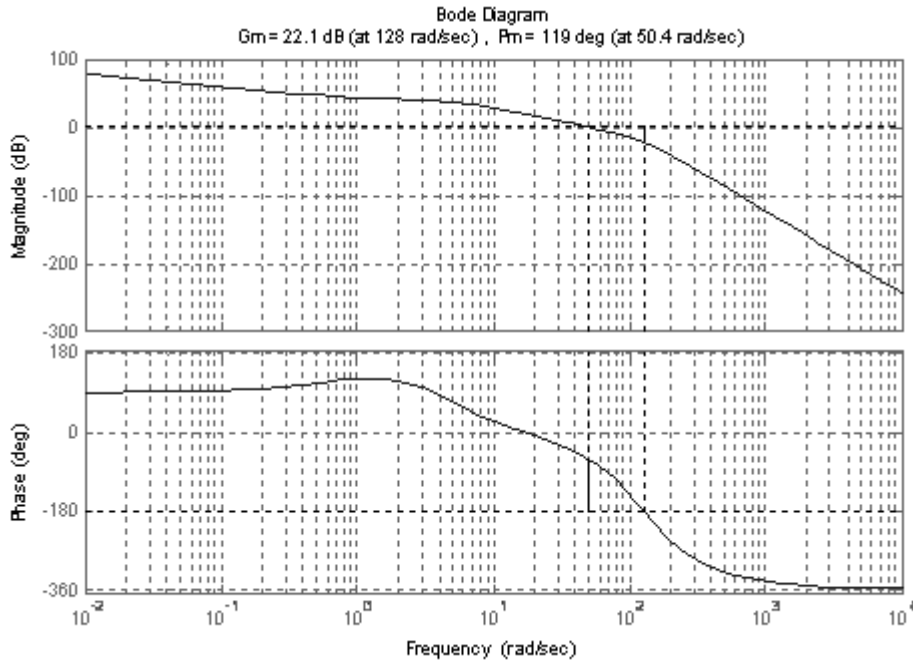
Blok diyagramı Şekil 4-2'de verilen yuvarlanma otopilotunun tasarımına en iç döngüden başlanmalıdır. İç döngüler kapatıldıkça dışa doğru tasarım devam eder. Dolayısıyla sırasıyla K2 ve K1 kazançları hesaplanır. Sistem kendi içinde integratör barındırdığından kontrolcüye integratör ekleme ihtiyacı yoktur. Sistemin ideal durumda kalıcı durum hatasının sıfır olması beklenmektedir.



Şekil 4-13 : İki döngülü yuvarlanma otopilotu blok diyagramı

Füze, negatif kanat komutuna pozitif yuvarlanma hızı ve açısı oluşturmaktadır. Bu sebeple K2 kazancı sıfırdan küçük negatif bir değer olmalıdır. Bu döngü oluşan salınımların sönümlenmesinde önemli bir yer tutar (Damping Loop). Bu döngünün tasarımı sırasında kararlılık payının (gain margin-GM) 6 dB'den ve faz payının (phase margin-PM) 60 dereceden fazla olmasına dikkat edilmiştir.

1000m irtifada 0.6 Mach hızında doğrusallaştırıp tasarlanan iki döngülü yuvarlanma otopilotunun iç döngüsünün (yuvarlanma hızı (p) kontrolü) Bode Diyagramı Şekil 4-14'de gösterilmektedir.

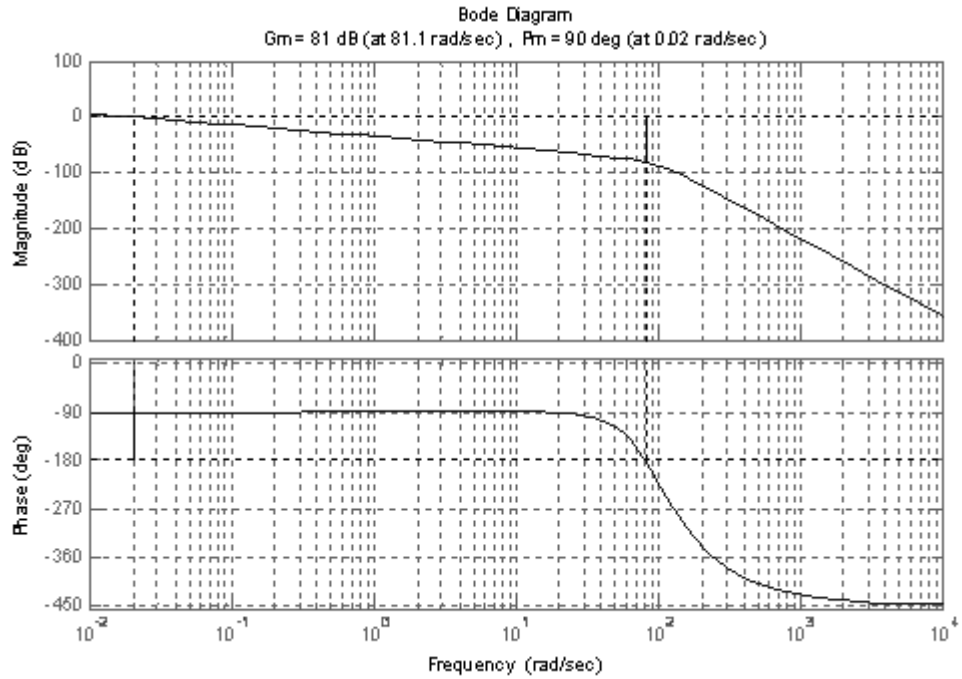


Şekil 4-14 : İki döngülü yuvarlanma otopilotu yuvarlanma hızı kontrol döngüsü Bode diyagramı

Dış döngü, füzenin yuvarlanma açısı (ϕ) kontrolünü gerçekleştirir. İstenen performans kriterlerine göre K1 kazancı otopilot limitleri göz önünde bulundurularak seçilmelidir. Tasarım ihtiyacı doğrultusunda performans ve kararlılık gereksinimleri aşağıda görülmektedir.

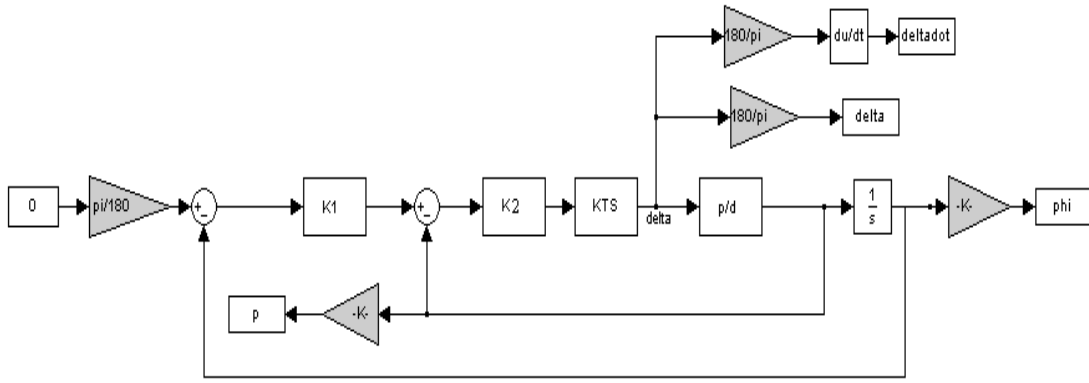
- Kararlılık payı : $GM > 6 \text{ dB}$
- Faz Payı : $PM > 60 \text{ der}$
- Maksimum Aşım : $M_p < \%20$

Örnek olarak 0.6 Mach ve 1000m irtifada doğrusallaştırılıp tasarlanan iki döngülü kontrolcü ile yuvarlanma açısı (ϕ) kontrol döngüsünün Bode diyagramı Şekil 4-15'te gösterilmektedir.



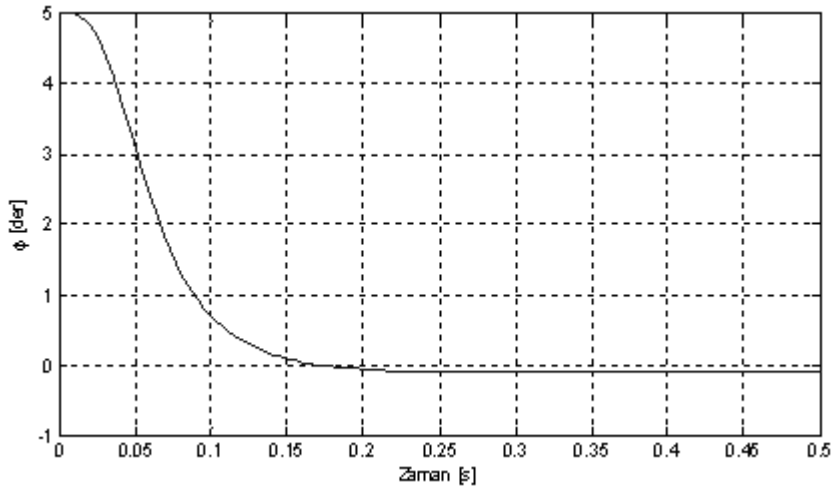
Şekil 4-15 : İki döngülü yuvarlanma otopilotu yuvarlanma açısı kontrol döngüsü Bode diyagramı

İki döngülü klasik kontrolcü metodu ile tasarlanan yuvarlanma otopilotu MATLAB SIMULINK'te oluşturulan doğrusal model üzerinde test edilmiştir. Sistemin yuvarlanma açısı (ϕ), yuvarlanma açısal hızı ($\dot{\phi}$), kontrol yüzeyi açısı (δ) ve açısal hızının ($\dot{\delta}$) değişimleri kontrol edilmiştir. Yuvarlanma ekseninde tasarlanan otopilotun SIMULINK modeli Şekil 4-16'teki gibidir.

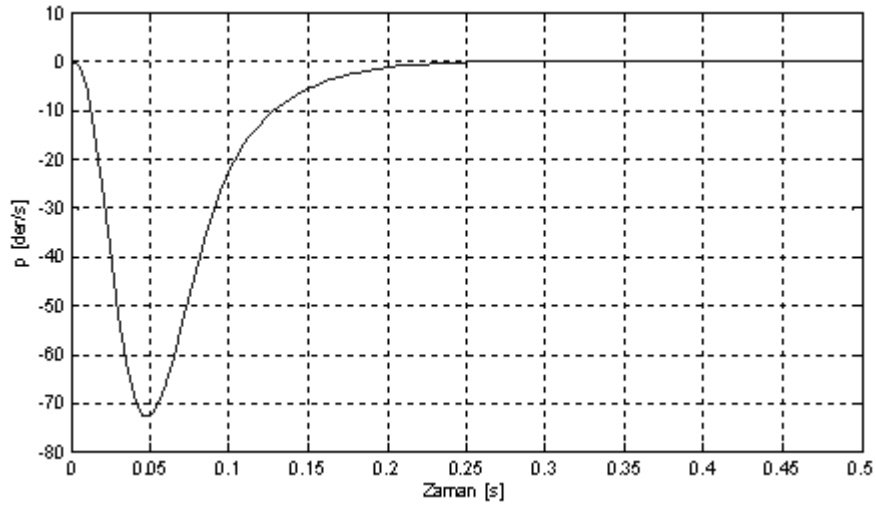


Şekil 4-16 : Yuvarlanma otopilot SIMULINK modeli

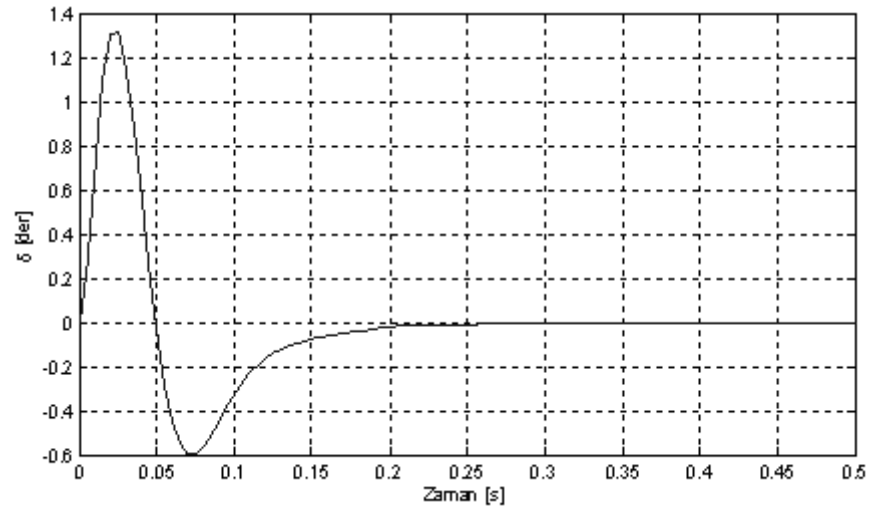
0.6 Mach ve 1000m irtifada tasarlanan iki döngülü yuvarlanma otopilotu ile sistemin cevabı örnek olarak aşağıdaki gibi olmaktadır. Burada başlangıç yuvarlanma açısı değeri 5° olan füzenin, yuvarlanma açısını 0° 'ye getirmesi anında elde edilen yuvarlanma açısı (ϕ), yuvarlanma açısal hızı (p), kontrol yüzeyi açısı (δ) ve açısal hızının ($\dot{\delta}$) değişimleri incelenmiştir.



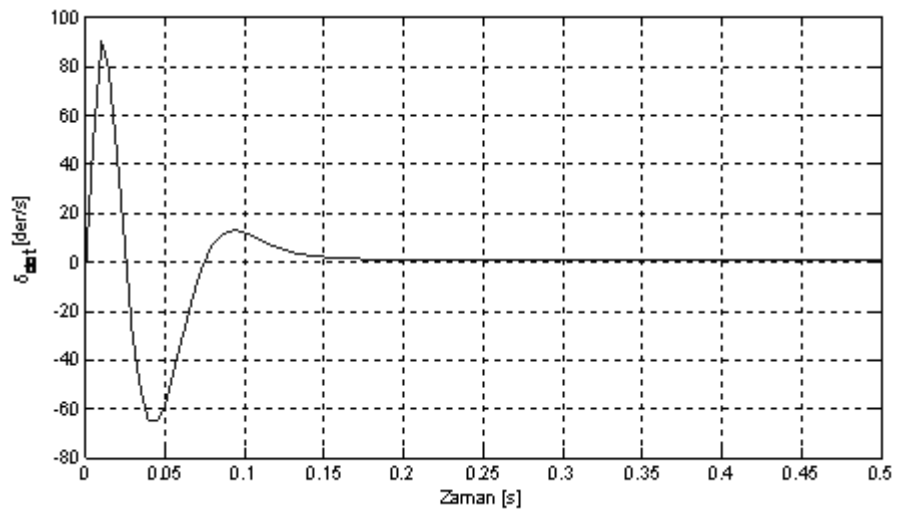
Şekil 4-17 : İki döngülü yuvarlanma otopilotu yuvarlanma açısı (ϕ) cevabı



Şekil 4-18 : İki döngülü yuvarlanma otopilotu yuvarlanma açısai hızı (p) cevabı



Şekil 4-19 : İki döngülü yuvarlanma otopilotu kontrol yüzeyi (δ) cevabı



Şekil 4-20 : İki döngülü yuvarlanma otopilotu kontrol yüzeyi açısai hız ($\dot{\delta}$) cevabı

Belirlenen doğrusallaştırma noktalarında iki döngülü klasik kontrol yöntemi ile tasarlanan yuvarlanma otopilot kazançları ve kapalı döngü performansları Çizelge 4-2’de verilmiştir.

Çizelge 4-2 : İki döngülü yuvarlanma otopilotu kazanç ve performans çizelgesi

Mach	0.10	0.20	0.30	0.40	0.50	0.60	0.70	0.80
K1	3.10	7.00	8.50	11.00	14.00	15.50	17.50	18.50
K3	-0.13	-0.07	-0.05	-0.04	-0.03	-0.02	-0.02	-0.01
phicom	5.00	5.00	5.00	5.00	5.00	5.00	5.00	5.00
p max [deg/s]	10.53	24.73	34.21	47.36	67.87	72.78	80.67	85.70
delta max [deg]	1.98	2.26	1.91	1.70	1.81	1.32	1.10	0.89
Deltadot max [deg/s]	111.84	135.52	119.41	109.01	123.94	90.02	75.83	61.25
GM [dB]	29.13	21.67	19.30	16.64	13.82	13.14	12.22	11.66
PM [deg]	66.59	66.25	70.40	69.75	71.23	68.97	67.78	66.31
AP BW [Hz]	0.70	1.65	2.01	2.74	3.46	4.10	4.79	5.41
Tırmanma Zamanı [s]	0.55	0.24	0.17	0.12	0.10	0.08	0.07	0.06
Oturma Zamanı [s]	5.90	0.66	0.27	0.21	0.49	0.15	0.13	0.11
Üst Aşım [%]	5.05	3.53	1.78	1.37	2.03	1.88	1.73	1.66
Alt Aşım [%]	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00

4.2. Kutup Atamalı Kontrol ile Otopilot

Kutup atamalı kontrolcü yöntemi, modern kontrol yöntemidir. Dolayısı ile kutup atamalı kontrolcü, durum uzay modelinin temel oluşturduğu zaman uzayında tasarlanır. Durum uzay modeli denklem 4.1’deki gibi ifade edilebilir.

$$\begin{aligned}\dot{\underline{x}} &= \underline{A} \cdot \underline{x} + \underline{b} \cdot u \\ y &= \underline{C} \cdot \underline{x} + \underline{d} \cdot u\end{aligned}\tag{4.1}$$

Bu gösterimde;

- $\underline{x}$: Durum değişkenleri vektörü
- u : Sistem girdisi (tek giriş için)
- y : Sistem çıktısı (tek çıkış için)
- A : Sistem matrisi
- b : Girdi vektörü (tek giriş için)
- C : Çıktı matrisi
- d : Direkt aktarma vektörü (tek giriş için)

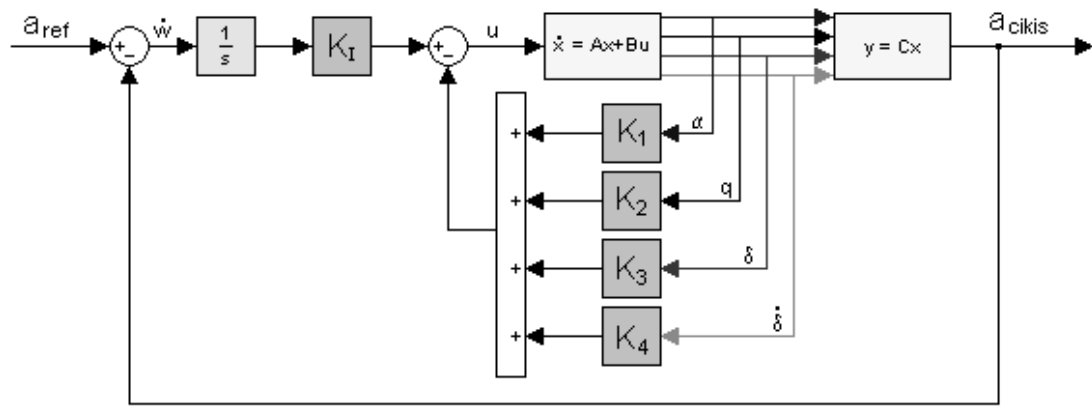
Durum uzay modelinde tanımlanan A , b , C ve d matrislerinin ve vektörünün doğrusal tanımlanması nedeniyle doğrusal modeller oluşturulmalıdır. Dolayısıyla otopilot tasarımı doğrusal noktalarda oluşturulan sistem modeline göre tasarlanmıştır (Bkz. Bölüm 2.6).

Kutup atamalı kontrolcü yöntemi, kapalı-döngü sistem kutuplarının istenen sistem performansı doğrultusunda seçilen kutuplara eşlenmesiyle gereken geri besleme kazançlarının elde edilmesiyle yapılır. Geri besleme denklem 4.2'deki gibi ifade edilebilir [10].

$$u = -K \cdot \underline{x} \quad (4.2)$$

4.2.1. Kutup atamalı otopilot yapıları

Yunuslama/sapma ve yuvarlanma otopilotu için seçilen yapılar birbirinden farklıdır. Yunuslama/sapma modeli tip-0 yani sistem modelinin integral terimi içermediği bir yapıdadır. Bundan dolayı, ivme kontrolü sırasında kalıcı durum hatası oluşması söz konusu olmaktadır. Yunuslama ve sapma modellerinde kontrolcüye integratör eklenerek kalıcı durum hatasının önüne geçilmesi amaçlanmıştır. Bu durumda oluşan blok diyagramı Şekil 4-21'teki gibidir [10].



Şekil 4-21 : Yunuslama ve sapma kutup atamalı otopilot blok diyagramı

İntegratörlü kutup atamalı kontrolcü modelinde ivme hatasına $\dot{w}$ olarak tanımlanırsa;

$$y = a_{cikis} \quad (4.3)$$

$$\dot{w} = a_{ref} - a_{cikis} = a_{ref} - C \cdot \underline{x} \quad (4.4)$$

$$u = K_I \cdot w - K \cdot \underline{x} = - \begin{bmatrix} K & -K_I \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \underline{x} \\ w \end{bmatrix} \quad (4.5)$$

Denklem 4.1 ile denklem 4.4 ve 4.5 birleştirilirse denklem 4.6 elde edilir.

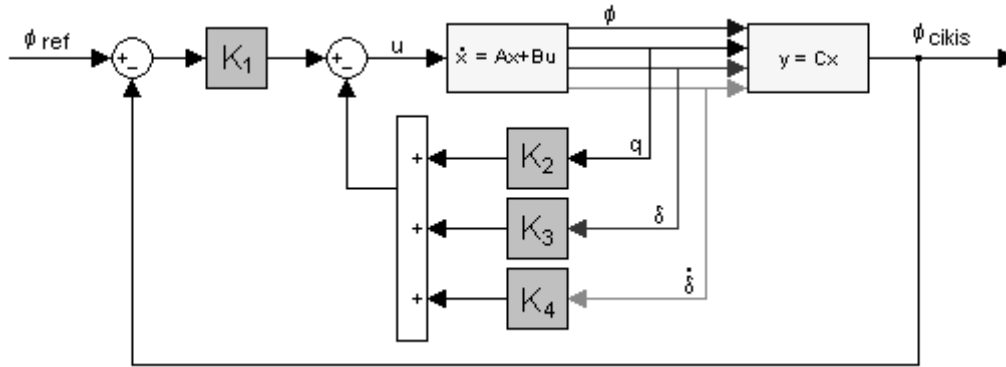
$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{w} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A & 0 \\ -C & 0 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} x \\ w \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} b \\ 0 \end{bmatrix} \cdot (-1) \cdot [K \quad -K_I] \cdot \begin{bmatrix} x \\ w \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix} \cdot a_{ref} \quad (4.6)$$

Aşağıdaki kabuller doğrultusunda denklem 4.6 tekrar yazılırsa denklem 4.7 bulunur.

$$\tilde{z} = \begin{bmatrix} x \\ w \end{bmatrix}, \quad \tilde{A} = \begin{bmatrix} A & 0 \\ -C & 0 \end{bmatrix}, \quad \tilde{b} = \begin{bmatrix} b \\ 0 \end{bmatrix}, \quad \tilde{k}^T = [K \quad -K_I], \quad \tilde{f} = \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix}$$

$$\dot{\tilde{z}} = (\tilde{A} - \tilde{b} \cdot \tilde{k}^T) \cdot \tilde{z} + \tilde{f} \cdot a_{ref} \quad (4.7)$$

Yuvarlanma modelinde ise tip-1 sistemdir yani sistem kendi içinde bir integratör barındırmaktadır. Bu sebeple sistemde kalıcı durum hatası her zaman sıfır olmaktadır. Dolayısı ile referans yuvarlanma açısı ile ölçülen yuvarlanma açısı arasındaki hatanın integralinin alınmasına gerek kalmamıştır. Buna göre yunuslama otopilotu blok diyagramı Şekil 4-22’te gösterilmektedir [10].



Şekil 4-22 : Yuvarlanma kutup atamalı otopilot blok diyagramı

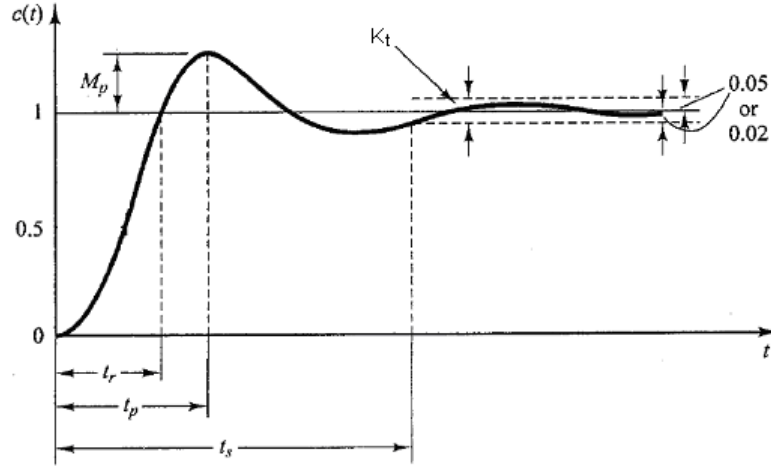
Kapalı döngü sistem durum uzay modelini elde etmek için denklem 4.1 denklem 4.2 ile birleştirilebilir.

$$\left. \begin{aligned} \dot{x} &= A \cdot x + b \cdot u \\ u &= -K \cdot x \end{aligned} \right\} \dot{x} = (A - b \cdot K) x \quad (4.8)$$

4.2.2. Kutup yerleştirme yöntemi ve uygulaması

Sistemin istenen performansı sağlayabilmesi için otopilot ile kapatılan döngünün köklerinin belirli yerlere taşınması gerekmektedir. Kök taşıma işlemi, otopilot kazançlarının bulunması ile yapılır. Kazançların bulunması istenen performansı sağlayacak köklerin kapalı döngü karakteristik denkleme eşitlenmesi ile veya Ackermann Formülü [10] ile bulunabilir.

Kutup atamalı kontrolcü yöntemi ile otopilot tasarımı sırasında kapalı döngü sistemin köklerinin yeri seçilirken sistemin beş kökünden üçünün baskın olması öngörülmüştür. İstenilen otopilot performansını sağlayacak ikinci dereceden transfer fonksiyonu bulunmuş ve bu transfer fonksiyonun kökleri referans alınarak baskın kökler seçilmiştir. Şekil 4-23'de sistem cevabının maksimum aşımı (M_p), oturma zamanı (t_s), tırmanma zamanı (t_r), maksimum aşım zamanı (t_p) ve kararlı rejim toleransı (K_t) gösterilmiştir.



Şekil 4-23 : Sistem performans parametreleri [10]

İstenilen sistem cevabının performans parametreleri (M_p , t_s , t_r , t_p ve K_t) kullanılarak ikinci mertebeden sistemin doğal frekansı (ω_n) ve sönümlenme katsayısı (ζ) bulunabilir (Bkz. Denklem 4.9 ve 4.10).

$$M_p = e^{-\left(\frac{\zeta}{\sqrt{1-\zeta^2}}\right)\pi} \Rightarrow \zeta = \frac{\sqrt{\left(\ln M_p / \pi\right)^2}}{\sqrt{1 + \left(\ln M_p / \pi\right)^2}} \quad (4.9)$$

$$\omega_n = \frac{\pi - \arctan\left(\sqrt{1-\zeta^2}\right)/\zeta}{t_r \cdot \sqrt{1-\zeta^2}} \quad (4.10)$$

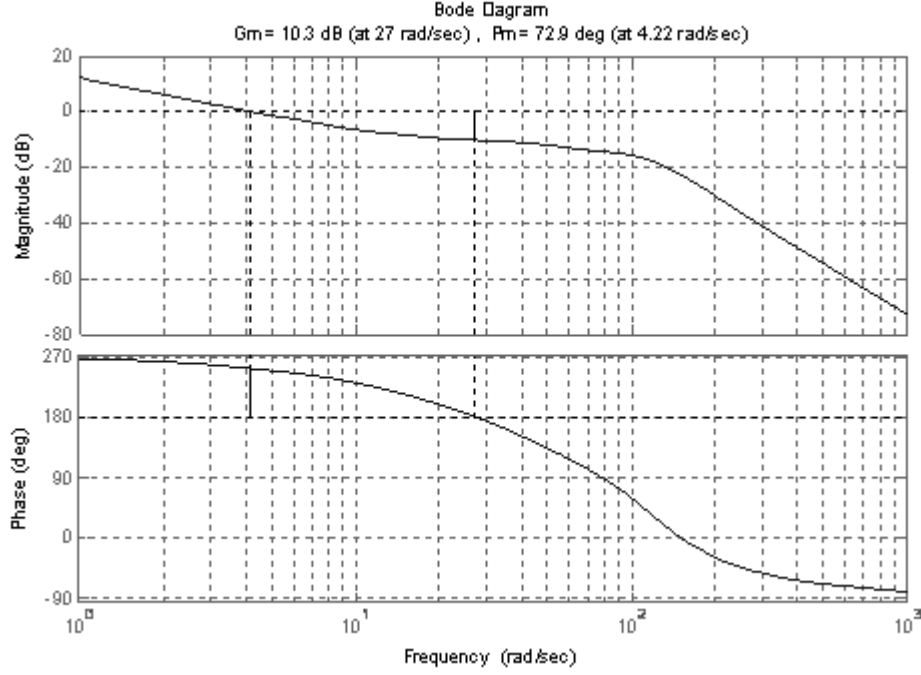
Denklem 4.9 ve 4.10 kullanılarak bulunan doğal frekans (ω_n) ve sönümlenme katsayısı (ζ) ile ikinci mertebeden bir sistem yakınsaması yapılabilir.

$$S(s) = \frac{\omega_n^2}{s^2 + 2 \cdot \zeta \cdot \omega_n + \omega_n^2}$$

İkinci mertebe sistemin karakteristik fonksiyonu " $s^2 + 2 \cdot \zeta \cdot \omega_n + \omega_n^2$ " şeklindedir. Kapalı döngü sistem köklerinden baskın olan üç tanesi iki mertebeden transfer

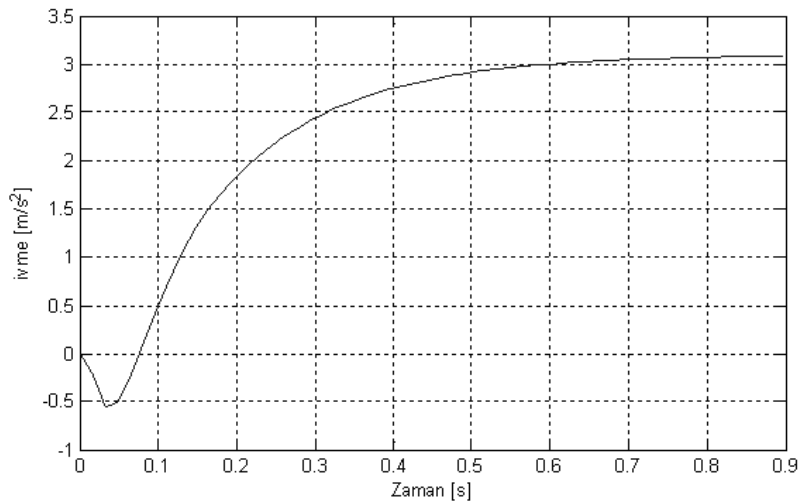
fonksiyonunun köklerinin etrafında ve diğer iki kök ise KTS'nin kökleri etrafında seçilmiştir. Seçilen kökler doğrusal simülasyon kullanılarak füzenin performansı değerlendirilmiş ve kök yerleri bu doğrultuda optimize edilmiştir.

Şekil 4-24'te füzenin 1000m irtifada 0.6 Mach hızında doğrusallaştırıp tasarlanan kutup atamalı yunuslama/sapma otopilotunun Bode Diyagramı görülmektedir.

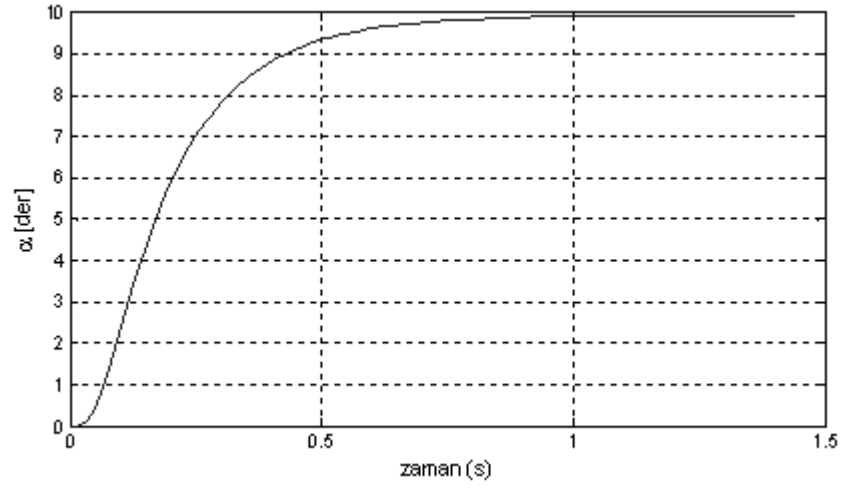


Şekil 4-24 : Kutup atamalı yunuslama/sapma otopilotu Bode diyagramı

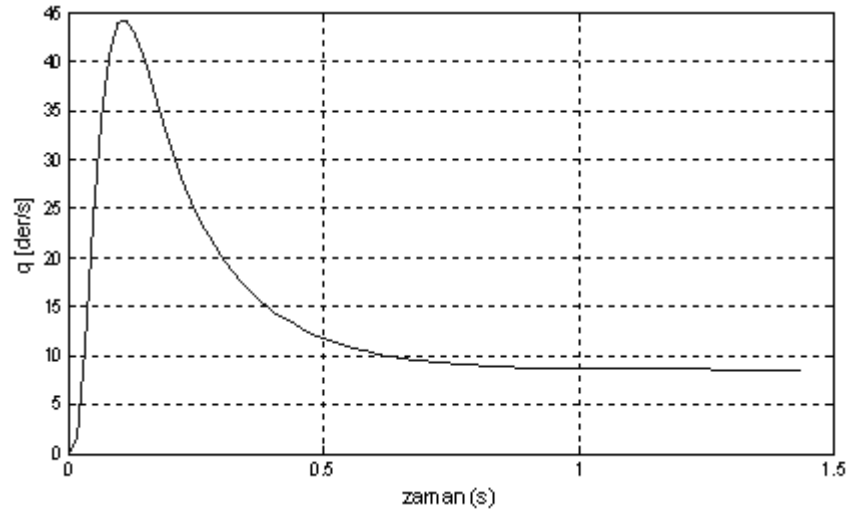
0.6 Mach ve 1000m irtifada tasarlanan kutup atamalı yunuslama otopilotu ile sistemin cevabı örnek olarak aşağıdaki gibi olmaktadır. Burada füze limit hücum açısı değerine (10°) ulaştığı anda elde edilen ivme (a), hücum açısı (α), yunuslama hızı (q), kontrol yüzeyi açısı (δ) ve açısal hızının ($\dot{\delta}$) sırasıyla verilmiştir.



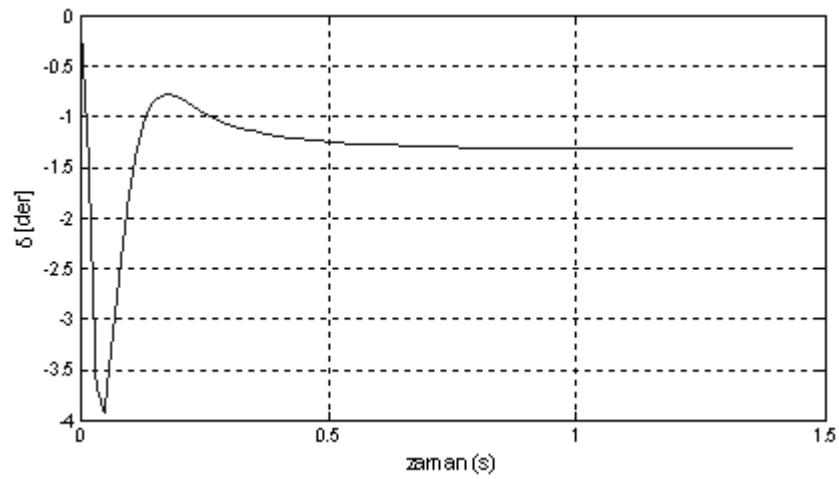
Şekil 4-25 : Kutup atamalı yunuslama otopilotu ivme (a) cevabı



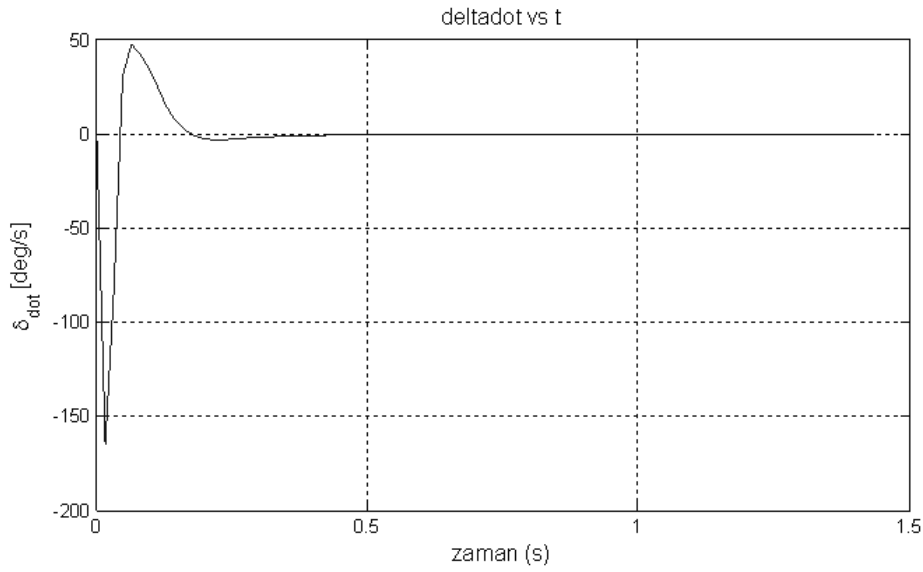
Şekil 4-26 : Kutup atamalı yunuslama otopilotu hücum açısı (α) cevabı



Şekil 4-27 : Kutup atamalı yunuslama otopilotu yunuslama aısal hızı (q) cevabı



Şekil 4-28 : Kutup atamalı yunuslama otopilotu kontrol yüzeyi açısı (δ) cevabı



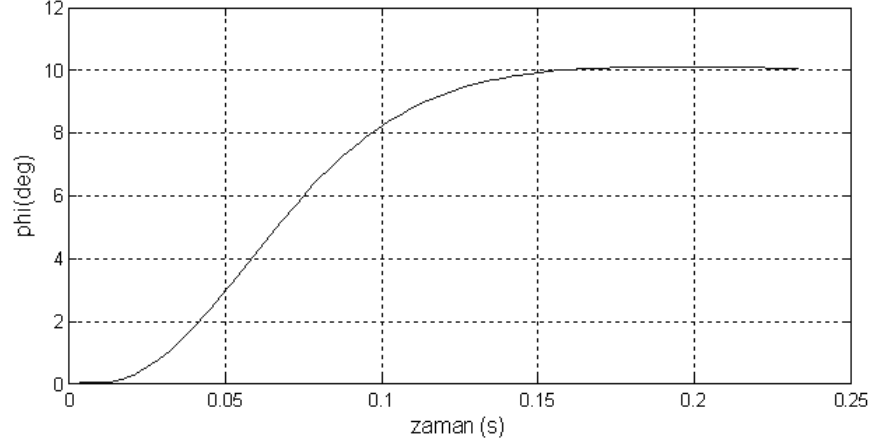
Şekil 4-29 : Kutup atamalı yunuslama otopilotu kontrol yüzeyi açışal hızı ($\dot{\delta}$) cevabı

Yapılan çalışmalar sonucunda elde edilen kutup atamalı yunuslama/sapma otopilot kazançları ve otopilot performansı Çizelge 4-3'te gösterilmektedir.

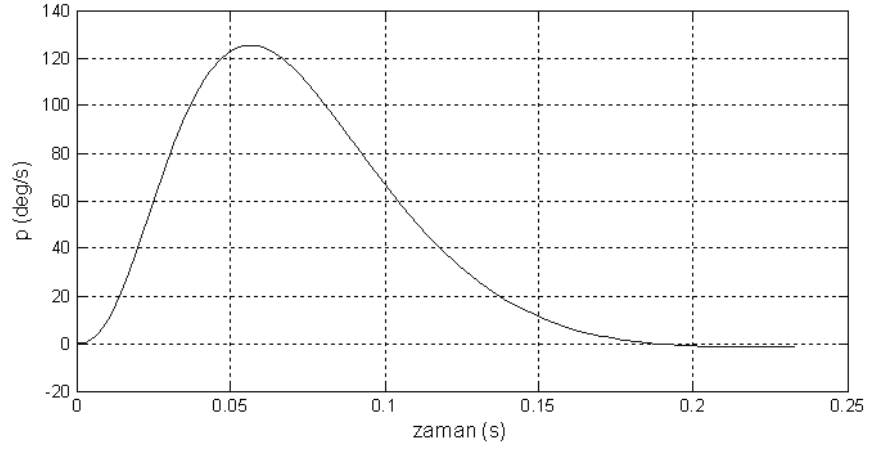
Çizelge 4-3 : Kutup atamalı yunuslama/sapma otopilot kazançları ve performans çizelgesi

mach	0.10	0.20	0.30	0.40	0.50	0.60	0.70	0.80
K1	-6.45	-6.21	-6.28	-6.21	-6.12	-6.03	-6.02	-5.80
K2	-1.82	-0.86	-0.61	-0.46	-0.36	-0.28	-0.26	-0.22
K3	0.12	0.21	0.28	0.37	0.45	0.55	0.61	0.69
K4	0.02	0.03	0.03	0.05	0.01	0.00	0.04	0.02
KI	1.13	0.54	0.38	0.30	0.23	0.21	0.16	0.16
an max [g]	0.06	0.24	0.77	1.37	2.14	2.80	4.27	5.64
q max [deg/s]	5.30	10.29	22.26	29.64	36.79	44.35	51.57	59.46
Delta max [deg]	2.89	2.74	3.95	3.95	4.03	3.96	4.04	4.15
Deltadot max [deg/s]	33.71	52.05	105.28	129.97	148.67	165.61	170.02	167.23
GM [dB]	10.61	10.72	10.53	10.40	10.41	10.29	10.27	10.19
PM [deg]	72.34	72.78	72.43	72.21	72.27	72.09	72.07	71.86
AP BW [Hz]	0.25	0.42	0.68	0.90	1.04	1.30	1.48	1.68
Tırmanma Zamanı [s]	1.91	1.03	0.67	0.51	0.45	0.36	0.30	0.28
Oturma Zamanı [s]	3.76	1.98	1.33	0.98	0.81	0.67	0.61	0.54
Üst Aşım [%]	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00
Alıt Aşım [%]	0.10	0.20	0.30	0.40	0.50	0.60	0.70	0.80

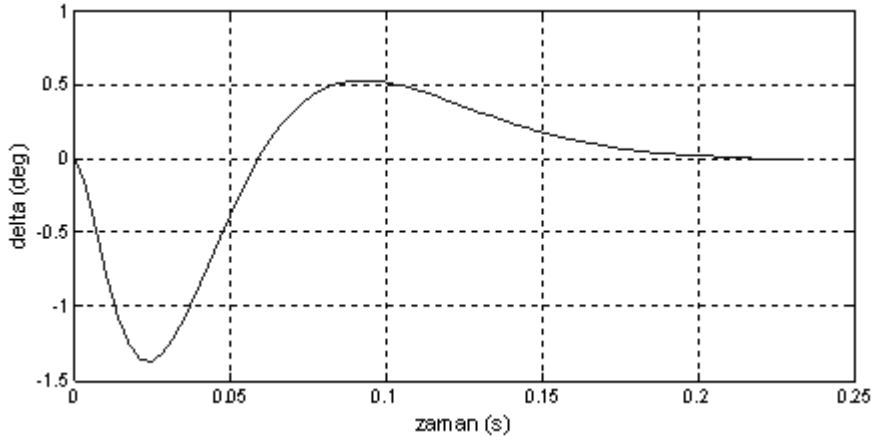
0.6 Mach ve 1000m irtifada tasarlanan kutup atamalı yuvarlanma otopilotu ile sistemin cevabı örnek olarak aşağıdaki gibi olmaktadır. Burada füzenin, referans yuvarlanma açısı değerine ($\phi=10^\circ$) ulaştığı anda elde edilen yuvarlanma hızı (p), kontrol yüzeyi açısı (δ) ve açısal hızının ($\dot{\delta}$) sırasıyla değişimleri verilmiştir.



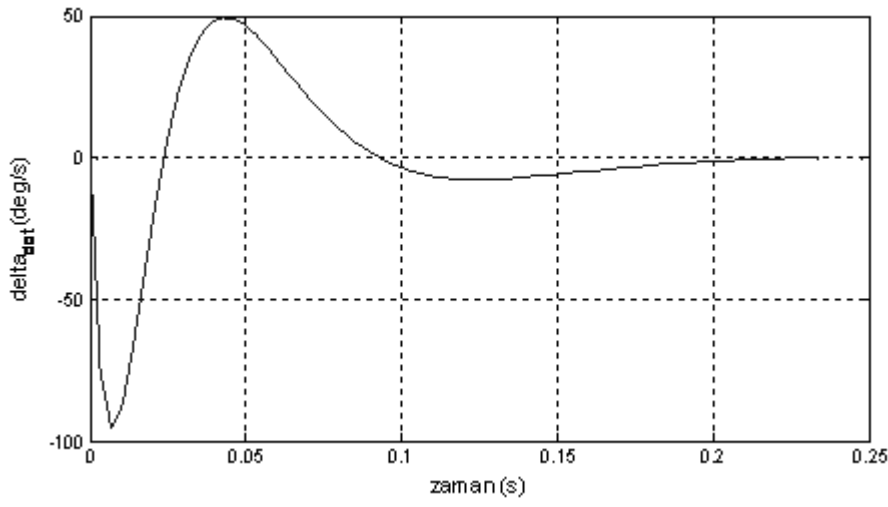
Şekil 4-30 : Kutup atamalı yuvarlanma otopilotu yuvarlanma açısı (ϕ) cevabı



Şekil 4-31 : Kutup atamalı yuvarlanma otopilotu yuvarlanma açısal hızı (p) cevabı



Şekil 4-32 : Kutup atamalı yuvarlanma otopilotu kontrol yüzeyi açısı (δ) cevabı



Şekil 4-33 : Kutup atamalı yuvarlanma otopilotu kontrol yüzeyi açısal hızı ($\dot{\delta}$) cevabı

Elde edilen kutup atamalı yuvarlanma otopilot kazançları ve performansı Çizelge 4-4'te gösterilmektedir.

Çizelge 4-4 : Kutup atamalı yuvarlanma otopilot kazançları ve performans çizelgesi

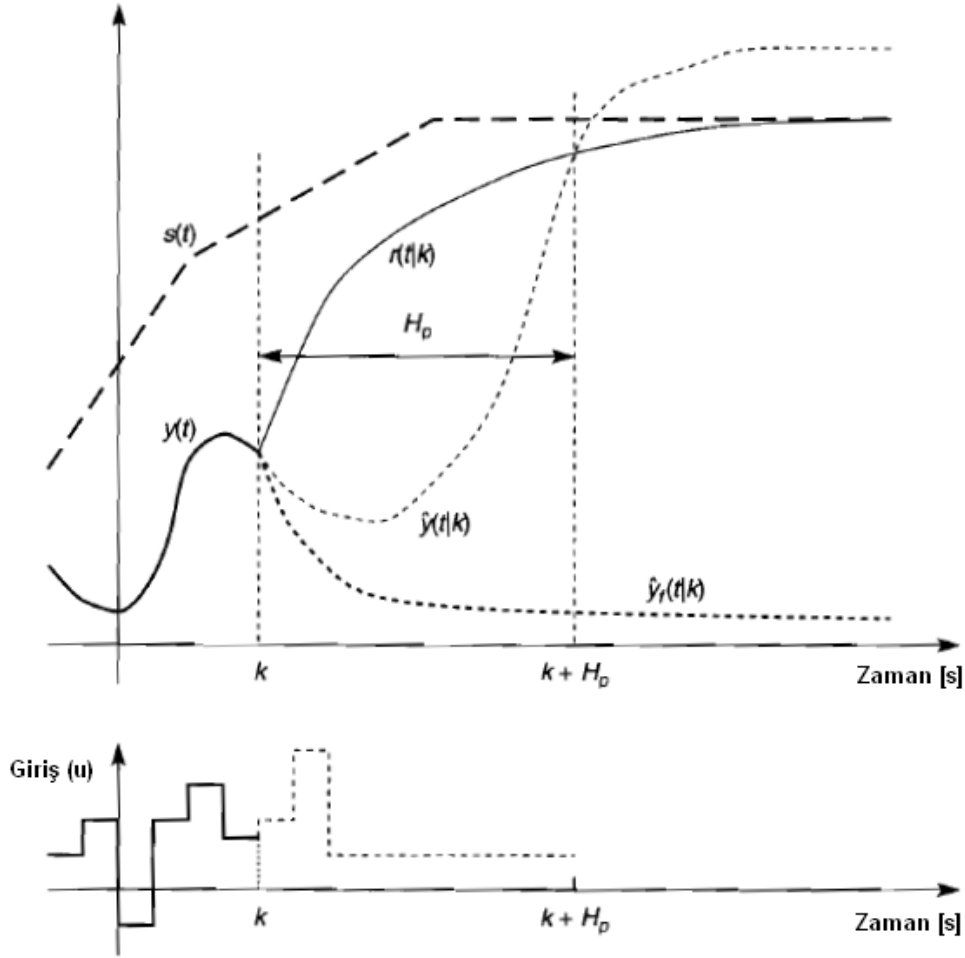
mach	0.10	0.20	0.30	0.40	0.50	0.60	0.70	0.80
K1	-0.16	-0.16	-0.18	-0.18	-0.19	-0.21	-0.20	-0.23
K2	-0.06	-0.03	-0.02	-0.02	-0.01	-0.01	-0.01	-0.01
K3	-0.46	-0.37	-0.25	-0.14	0.01	0.17	0.29	0.50
K4	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.01
phicom	10.06	10.03	10.08	10.07	10.06	10.02	10.04	10.06
p max [deg/s]	19.78	40.56	64.36	84.62	106.24	125.93	139.03	158.21
Delta max [deg]	2.56	2.13	1.98	1.68	1.50	1.38	1.23	1.18
Deltadot max [deg/s]	100.01	97.48	102.74	90.33	94.81	95.76	89.25	93.59
GM [dB]	24.61	19.57	16.79	15.34	14.25	13.66	13.39	13.00
PM [deg]	69.44	69.06	67.74	67.09	67.13	66.58	66.93	67.22
AP BW [Hz]	0.64	1.30	2.08	2.75	3.53	4.17	4.62	5.24
Tırmanma Zamanı [s]	0.54	0.26	0.17	0.13	0.10	0.08	0.08	0.07
Oturma Zamanı [s]	0.86	0.43	0.27	0.21	0.17	0.14	0.13	0.12
Üst Aşım [%]	1.07	1.05	1.05	0.98	0.88	0.72	0.61	0.40
Alıt Aşım [%]	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00

4.3. Model Öngörülü Kontrol (Model Predictive Control - MPC) ile Otopilot

Model öngörülü kontrol, 1970'li yıllarından sonundan günümüze kadar kullanılan bir kontrol stratejisidir. Model öngörülü kontrol, amaç fonksiyoneli (Cost function) minimize edecek u kontrolcü çıkışı (sistem girişi) üreterek istenen performans aralıklarında verilen komutları yerine getirmeyi amaçlar. Bu kontrol stratejisi ile doğrusal kontrolcü elde edilir.

Öngörülü kontrol, aşağıdaki prensipleri içerir; [5]

- Açık döngü sistem modeli kullanılarak, ilerideki bir zaman adımında, sistem çıktısının tahmin edilmesi,
- Amaç fonksiyonelinin minimize edilmesiyle kontrolcü çıkışının/sistem girişinin hesaplanması,
- Kontrolcü dizisinin ilk sinyalinin uygulanmasını içeren, ufkun kaydırılması işlemi her bir adımda tekrarlanması.



Şekil 4-34 : Model öngörülü kontrol stratejisi [8]

Şekil 4-34'te;

$s(t)$: " t " anındaki referans yörünge

$y(t)$: " t " anındaki sistem çıktısı

$r(t | k)$: " t " anında " k " anındaki referansın tahmini

$\hat{y}(t | k)$: " t " anında " k " anındaki sistem çıkışının tahmini

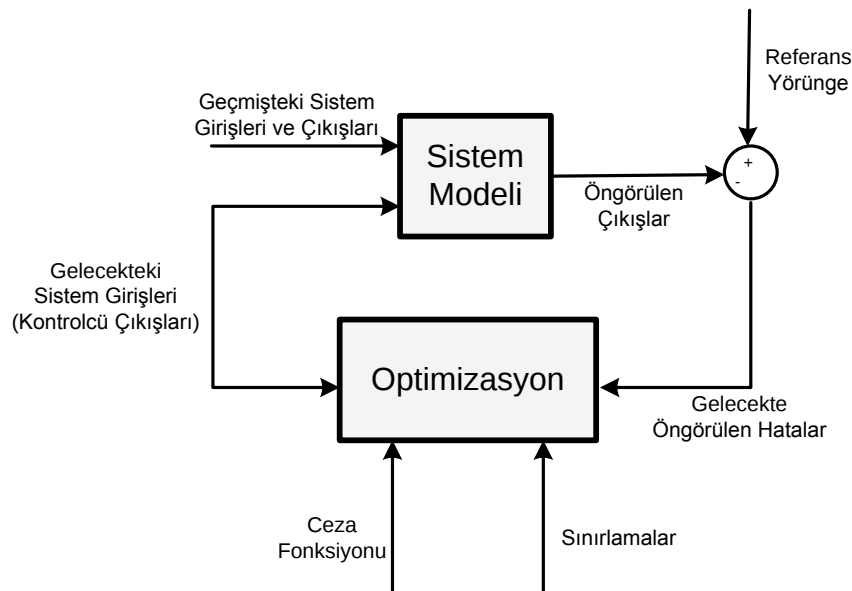
Günümüzde geniş bir kullanım alanı olan model öngörülü kontrol stratejisinin diğer kontrol stratejilerine göre avantajları aşağıdaki gibi maddeler halinde yazılabilir. [5]

- Öngörülü kontrolde, kavramlar sezgisel olduğu ve kontrol parametrelerinin ayarlanması kolay olduğundan, kontrol bilgisi az olan sistemlere kolay uygulanabilir.

- Basit dinamiğe sahip sistemlerden karmaşık dinamiğe (minimum fazlı olamayan sistemler, faz kayması fazla olan sistemler vb.) sahip sistemlere kadar çok çeşitli uygulamalarda kullanılabilir.
- Durum değişkeni fazla sistemlere kolaylıkla uygulanabilir.
- Faz kaymalarının önüne geçebilir.
- İleri beslemeli kontrol içerdiğinden ölçülebilen gürültüleri sönümleme etkisine sahiptir.
- Doğrusal kontrol kanununa sahiptir, dolayısı ile uygulaması kolaydır.
- Gelecekteki sistem girişleri biliniyorsa oldukça yararlı ve kullanışlıdır.

Bu kontrol stratejisinin dezavantajları ise;

- Sistem dinamiğinin değişmediği durumlarda, kontrolcü önceden bulunabilir. Ancak öngörülü kontrol gibi adaptif kontrolcülerde her bir adımda kontrol kazançları sistem giriş-çıkışına göre yeniden hesaplanacağından işlem yükünü artırır.
- Sistemin matematiksel ifadesi ile gerçek sistem arasındaki farklılık attıkça sistemin gelecekteki giriş-çıkışlarına ilişkin tahminlerin yanlışlığı giderek artacak ve öngörülü kontrol ile istenen performans aralıklarında sistem cevabını elde etmek zorlaşacaktır.



Şekil 4-35 : Model öngörülü kontrol yapısı

4.3.1. Model öngörülü kontrol algoritması tahmin modelleri

Model Öngörölü Kontrol algoritmasında, gereken tahminleri elde edebilmek için çeşitli yöntemler mevcuttur. Bu yöntemler aşağıdaki gibidir;

- Basamak cevap modeli
- Darbe cevap modeli
- Transfer fonksiyonu modeli
- Durum-uzay modeli

Basamak ve darbe cevap modellerinin ana fikri, sistemin her bir girişine birim basamak girdisi uygulamak ve açık döngü cevaplarını, çıkış değişkenleri bir sabit değere oturana kadar kaydetmekten geçer. Sistem modelinin doğrusal olduğu var sayıldığından, basamak girdinin büyüklüğüne bakılmaksızın elde edilen sonuçlar aynı olur. Basamak ve darbe cevap modelleri, sadece kararlı sistemlere uygulanabilir. Düşük frekanslarda sistem parametrelerinin basamak ve darbe cevaplarıyla kestirilmesi önemlidir. Eğer doğru frekans değeri bulunabilirse kestirilen parametrelerin doğruluğu fazla olur. Bu model sadece sistemin bütün parametreleri kontrol edilebiliyorsa yeterlidir. Aksi halde ölçülemeyen değişkenleri tahmin etmek için bir gözlemleyici gerekmektedir. Buna göre sistem girdisi ile çıktısı arasındaki ilişki denklem 4.11'deki gibidir. h , birim girdiye karşılık olan sistem çıkışını temsil etmektedir. k ise örnekleme zaman adımı olarak tanımlanır.

$$y(k) = \sum_{i=0}^k h(k-i) \cdot u(i) \quad (4.11)$$

Transfer fonksiyonu modeli, “z” ayrık zaman tanım bölgesinde kullanılır. Parametre sayısı az olduğundan her türlü doğrusal model için uygundur. Ayrık zamanlı sistem modeli denklem 4.12'deki gibidir.

$$y(k) + a_1 \cdot y(k-1) + \dots + a_n \cdot y(k-n) = b_0 \cdot u(k-d) + b_1 \cdot u(k-d-1) + \dots + b_n \cdot u(k-d-n) \quad (4.12)$$

$$A(z^{-1}) = 1 + a_1 \cdot z^{-1} + a_2 \cdot z^{-2} + \dots + a_n \cdot z^{-n} \quad (4.13)$$

$$B(z^{-1}) = b_0 \cdot z^{-d} + b_1 \cdot z^{-1-d} + b_2 \cdot z^{-2-d} + \dots + b_n \cdot z^{-n-d} \quad (4.14)$$

d : Giriş ile çıkış arasındaki gecikme

z^{-n} : n adım önceki veri

Sistem çıkışının tahmin edildiği transfer fonksiyon modeli denklem 4.15'deki gibi yazılabilir.

$$\hat{y}(k+t|k) = \frac{B(z^{-1})}{A(z^{-1})} \cdot u(k+t) \quad (4.15)$$

Durum-uzay modeli, çok sayıda durum değişkenine sahip sistemlerin matematiksel ifadesinde kolaylık sağladığından Model Öngörülü Kontrol algoritmalarında sıklıkla tercih edilir. Ayırık zamanlı durum-uzay modeli kullanılarak istenen adım sonrasındaki parametreler 4.16 numaralı denklemlere konularak bulunabilir.

$$\hat{\underline{x}}(k+i|k) = A \cdot \underline{x}(k+i-1) + B \cdot \hat{\underline{u}}(k+i-1|k) \quad (4.16)$$

- $\underline{x}$: Durum değişkenleri vektörü
- $\underline{u}$: Sistem girdisi
- A : Sistem matrisi
- B : Girdi matrisi

Gelecekteki sistem çıkışı ise denklem 4.17 ve 4.18 kullanılarak elde edilir. y , sistem çıkışı vektörü ve z ise kontrol edilecek parametreler vektörüdür. Genelde sistem çıkışı kontrol edildiğinden y ile z vektörleri dolayısı ile C_y ve C_z aynı olur.

$$\hat{\underline{y}}(k+i|k) = C_y \cdot \hat{\underline{x}}(k+i|k) \quad (4.17)$$

$$\hat{\underline{z}}(k+i|k) = C_z \cdot \hat{\underline{x}}(k+i|k) \quad (4.18)$$

- $\underline{y}$: Sistem çıkış vektörü
- $\underline{z}$: Kontrol edilecek parametreler vektörü
- C_y, C_z : Çıktı matrisi

Bu model, ölçülebilen ve ölçülemeyen bozucuların/gürültülerin etkileri eklenerek genişletilebilir.

Her bir örnekleme adımında (k) işlem sırası aşağıdaki gibi olmaktadır.

1. Sistem çıktısı $y(k)$ ölçülür.
2. Sistemin gerçek çıkışı ile referans arasındaki hata bulunur.
3. Bu hata, kontrol ve tahmin ufukları göz önünde bulundurularak hesaplanan kontrolcü kazancından geçirilir ve sistem girişleri $u(k)$ hesaplanır.
4. $u(k)$ sisteme uygulanır.

4.3.2. Amaç fonksiyoneli

Amaç fonksiyoneli, referans yörünge için gelecekte öngörülen sistem çıkışlarının takip edebilmesi için ve bu takip işlemini istenen performans aralığında sağlayabilmesi için belirlenir. Amaç fonksiyoneli istenen amaç için (harcanan enerjinin, kat edilen yolun vb. minimum olması) minimize edilmesiyle istenen sistem girişi elde edilir.

$$J(k) = \sum_{i=1}^{H_p} \|\hat{z}(k+i|k) - r(k+i)\|_{Q(i)}^2 + \sum_{i=1}^{H_u-1} \|\Delta \hat{u}(k+i|k)\|_{R(i)}^2 \quad (4.19)$$

- H_p : Tahmin Ufku
- H_u : Kontrol Ufku
- Q, R : Ağırlık Matrisi
- $r(k)$: Referans Yörünge
- $\hat{z}$: Sistemin tahmin edilen çıkışı
- $\Delta \hat{u}$: Sistem girdisi/Kontrolcü çıkışı

4.3.3. Durum-uzay modeline dayalı model öngörülmesi kontrol

Bir sistemin ayırık zamanlı durum-uzay gösterimi 4.20 ve 4.21'deki eşitliklerdeki gibi olmaktadır.

$$\underline{x}(k+i) = A \cdot \underline{x}(k+i-1) + B \cdot \underline{u}(k+i-1) + P \cdot \underline{v}(k+i-1) \quad (4.20)$$

$$\underline{y}(k+i) = C_z \cdot \underline{x}(k+i) + w(k+i) \quad (4.21)$$

- $\underline{x}$: Durum değişkenleri vektörü
- $\underline{u}$: Sistem girdisi
- $\underline{y}$: Sistem çıkışı
- $\underline{v}$: Bozucu vektörü
- $\underline{w}$: Gürültü vektörü
- A : Sistem matrisi
- B : Girdi vektörü
- C_y, C_z : Çıktı matrisi
- P : Bozucu Dinamiği

Sistemin ayırık zamanlı durum-uzay modeli kullanılarak istenilen adımdaki durum sistem değişkenleri ve çıkışı tahmin edilebilir. k örnekleme anında, tahmin edilmek istenen adımdaki durum değişkenlerini veren denklem 4.22'deki gibidir.

$$\begin{aligned}
\hat{x}(k+1|k) &= A \cdot x(k) + B \cdot \hat{u}(k|k) \\
\hat{x}(k+2|k) &= A \cdot \hat{x}(k+1|k) + B \cdot \hat{u}(k+1|k) \\
&= A^2 \cdot x(k) + A \cdot B \cdot \hat{u}(k|k) + B \cdot \hat{u}(k+1|k) \\
&\vdots \\
\hat{x}(k+H_p|k) &= A \cdot \hat{x}(k+H_p-1|k) + B \cdot \hat{u}(k+H_p-1|k) \\
&= A^{H_p} \cdot x(k) + A^{H_p-1} \cdot B \cdot \hat{u}(k|k) + \dots + B \cdot \hat{u}(k+H_p-1|k)
\end{aligned} \tag{4.22}$$

Gösterim kolaylığı için denklem 4.23'deki tanımlamalar yapılabilir.

$$\begin{aligned}
\hat{u}(k|k) &= \Delta \hat{u}(k|k) + u(k-1) \\
\hat{u}(k+1|k) &= \Delta \hat{u}(k+1|k) + \Delta \hat{u}(k|k) + u(k-1) \\
&\vdots \\
\hat{u}(k+H_u-1|k) &= \Delta \hat{u}(k+H_u-1|k) + \dots + \Delta \hat{u}(k|k) + u(k-1)
\end{aligned} \tag{4.23}$$

Burada H_u , kontrol ufku, H_p ise tahmin ufkudur. Denklem 4.22 ve 4.23'i gösterim kolaylığı için matris formda ifade edilebilir (Bkz. 4.24).

$$\begin{aligned}
\begin{bmatrix} \hat{x}(k+1|k) \\ \vdots \\ \hat{x}(k+H_u|k) \\ \hat{x}(k+H_u+1|k) \\ \vdots \\ \hat{x}(k+H_p|k) \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} A \\ \vdots \\ A^{H_u} \\ A^{H_u+1} \\ \vdots \\ A^{H_p} \end{bmatrix} \cdot x(k) + \underbrace{\begin{bmatrix} A \\ \vdots \\ \sum_{i=0}^{H_u-1} A^i B \\ \sum_{i=0}^{H_u} A^i B \\ \vdots \\ \sum_{i=0}^{H_p-1} A^i B \end{bmatrix}}_{GEÇMİŞ} \cdot u(k-1) + \\
&\quad \underbrace{\begin{bmatrix} B & \dots & 0 \\ AB+B & \dots & 0 \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ \sum_{i=0}^{H_u-1} A^i B & \dots & B \\ \vdots & \vdots & \vdots \\ \sum_{i=0}^{H_p-1} A^i B & \dots & \sum_{i=0}^{H_p-H} A^i B \end{bmatrix}}_{GELECEK} \cdot \begin{bmatrix} \Delta \hat{u}(k|k) \\ \vdots \\ \Delta \hat{u}(k+H_u-1|k) \end{bmatrix}
\end{aligned} \tag{4.24}$$

İstenilen zaman adımındaki sistem çıkışı ve kontrol edilecek parametre çıkışları denklem 4.25 ve 4.26'daki denklemler kullanılarak bulunabilir.

$$\begin{aligned}
\hat{y}(k+1|k) &= C_y \cdot \hat{x}(k+1|k) \\
\hat{y}(k+2|k) &= C_y \cdot \hat{x}(k+2|k) \\
&\vdots \\
\hat{y}(k+H_p|k) &= C_y \cdot \hat{x}(k+H_p|k)
\end{aligned} \tag{4.25}$$

$$\begin{aligned}
\hat{z}(k+1|k) &= C_z \cdot \hat{x}(k+1|k) \\
\hat{z}(k+2|k) &= C_z \cdot \hat{x}(k+2|k) \\
&\vdots \\
\hat{z}(k+H_p|k) &= C_z \cdot \hat{x}(k+H_p|k)
\end{aligned} \tag{4.26}$$

Tahmin edilen kontrol edilecek parametreler, gösterim kolaylığı için matris formunda denklem 4.27'deki gibi ifade edilebilir.

$$\begin{bmatrix} \hat{z}(k+1|k) \\ \vdots \\ \hat{z}(k+H_p|k) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_z & 0 & \dots & 0 \\ 0 & C_z & \dots & 0 \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & 0 & \dots & C_z \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \hat{x}(k+1|k) \\ \vdots \\ \hat{x}(k+H_p|k) \end{bmatrix} \tag{4.27}$$

Denklem 4.24, denklem 4.27'de yerine yazılarak k örnekleme anındaki durum değişkenleri, bir önceki adımdaki sistem girişi ve öngörülen adım sonraki tahmin edilen sistem girişleri kullanılarak gelecekteki sistem çıkışları bulunabilir (Bkz. 4.28).

$$Z(k) = \Psi \cdot x(k) + \Upsilon \cdot u(k-1) + \Theta \cdot \Delta U(k) \tag{4.28}$$

Burada;

$$Z(k) = \begin{bmatrix} \hat{z}(k+1|k) \\ \vdots \\ \hat{z}(k+H_p|k) \end{bmatrix}$$

$$\Psi(k) = \begin{bmatrix} C_z & 0 & \dots & 0 \\ 0 & C_z & \dots & 0 \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & 0 & \dots & C_z \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} A \\ \vdots \\ A^{H_u} \\ A^{H_u+1} \\ \vdots \\ A^{H_p} \end{bmatrix}$$

$$Y(k) = \begin{bmatrix} C_z & 0 & \dots & 0 \\ 0 & C_z & \dots & 0 \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & 0 & \dots & C_z \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} A \\ \vdots \\ \sum_{i=0}^{H_u-1} A^i B \\ \sum_{i=0}^{H_u} A^i B \\ \vdots \\ \sum_{i=0}^{H_p-1} A^i B \end{bmatrix}$$

$$\Theta(k) = \begin{bmatrix} C_z & 0 & \dots & 0 \\ 0 & C_z & \dots & 0 \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & 0 & \dots & C_z \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} B & \dots & 0 \\ AB + B & \dots & 0 \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ \sum_{i=0}^{H_u-1} A^i B & \dots & B \\ \vdots & \vdots & \vdots \\ \sum_{i=0}^{H_p-1} A^i B & \dots & \sum_{i=0}^{H_p-H} A^i B \end{bmatrix}$$

$$\Delta U(k) = \begin{bmatrix} \Delta \hat{u}(k | k) \\ \vdots \\ \Delta \hat{u}(k + H_u - 1 | k) \end{bmatrix}$$

Sistemin referans yörünge vektörü;

$$T(k) = \begin{bmatrix} r(k+1) \\ \vdots \\ r(k+H_p) \end{bmatrix}$$

İse sistemin k anındaki geleceğe yönelik hata vektörü denklem 4.29'daki gibi olur.

$$\varepsilon(k) = T(k) - \psi \cdot x(k) - Y \cdot u(k-1) \quad (4.29)$$

Denklem 4.19'da verilen amaç fonksiyoneli yukarıda yapılan kısaltamalar ve tanımlamalar doğrultusunda tekrar yazılırsa denklem 4.30 şeklini alır.

$$J(k) = \|Z(k) - T(k)\|_Q^2 + \|\Delta U(k)\|_R^2 \quad (4.30)$$

Denklem 4.30 düzenlenirse;

$$\begin{aligned}
 J(k) &= \|\Theta \cdot \Delta U(k) - \varepsilon(k)\|_Q^2 + \|\Delta U(k)\|_R^2 \\
 &= \left[\Delta U(k)^T \cdot \Theta^T - \varepsilon(k)^T \right] \cdot Q \cdot \left[\Theta \cdot \Delta U(k) - \varepsilon(k) \right] + \Delta U(k)^T \cdot R \cdot \Delta U(k) \\
 &= \varepsilon(k)^T \cdot Q \cdot \varepsilon(k) - 2\Delta U(k)^T \cdot \Theta^T \cdot Q \cdot \varepsilon(k) + \Delta U(k)^T \left[\Theta^T \cdot Q \cdot \Theta + R \right] \Delta U(k)
 \end{aligned}
 \tag{4.31}$$

Denklem 4.31’de elde edilen amaç fonksiyoneli, minimum efor harcayarak istenen referansı takip edebilmek için sistem girişine göre minimize edilirse optimal sistem girişi vektörü denklem 4.32’deki gibi elde edilir.

$$\frac{\partial J(k)}{\partial \Delta U(k)} = 0 \rightarrow \Delta U(k)_{opt} = \left[\Theta^T \cdot Q \cdot \Theta + R \right]^{-1} \cdot \Theta^T \cdot Q \cdot \varepsilon(k)
 \tag{4.32}$$

Elde edilen optimal sistem girişi vektörünün ilk satırı sisteme girdi olarak uygulanır ve her bir zaman adımında sistem hatasına göre sistem girişi revize edilir.

MATLAB MPCtool kullanılarak doğrusal noktalarda tasarımı yapılan MPC ile otopilot tasarımının kısıtlamaları Çizelge 4-5’teki gibi seçilmiştir.

Çizelge 4-5 : MPC otopilot kısıtları

Maksimum Kontrol Yüzeyi Açısı [der]	Minimum Kontrol Yüzeyi Açısı [der]	Maksimum Kontrol Yüzeyi Açıl Hızı [der/s]	Minimum Kontrol Yüzeyi Açıl Hızı [der/s]
10	-10	200	-200

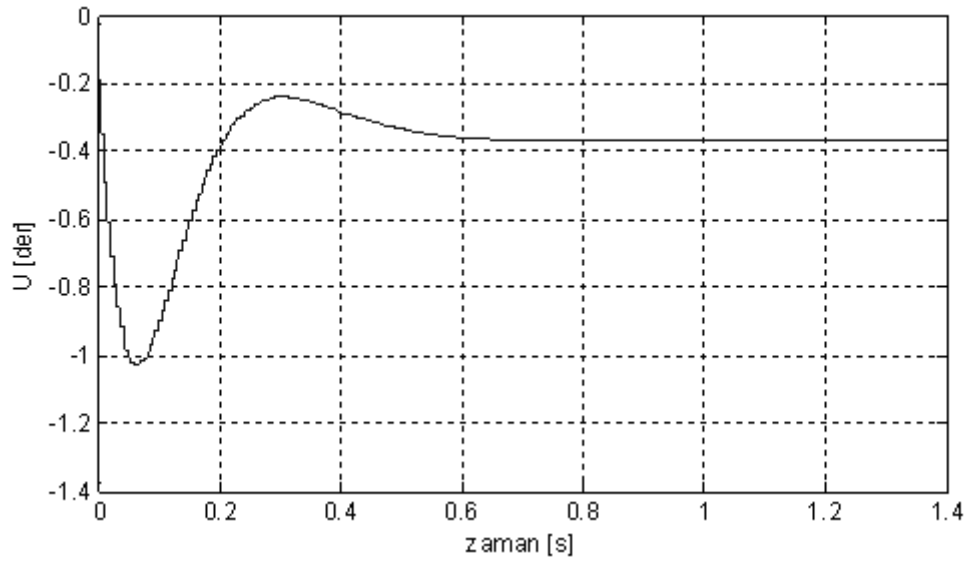
Bu kısıtlamalar göz önünde bulundurularak yapılan yunuslama/sapma ve yuvarlanma MPC otopilot tasarımının ufukları, ağırlık matrisleri istenen performans gereksinimleri göz önünde bulundurularak seçilmiştir.

Çizelge 4-6’da yunuslama/sapma otopilotları için yapılan tasarım verilmiştir.

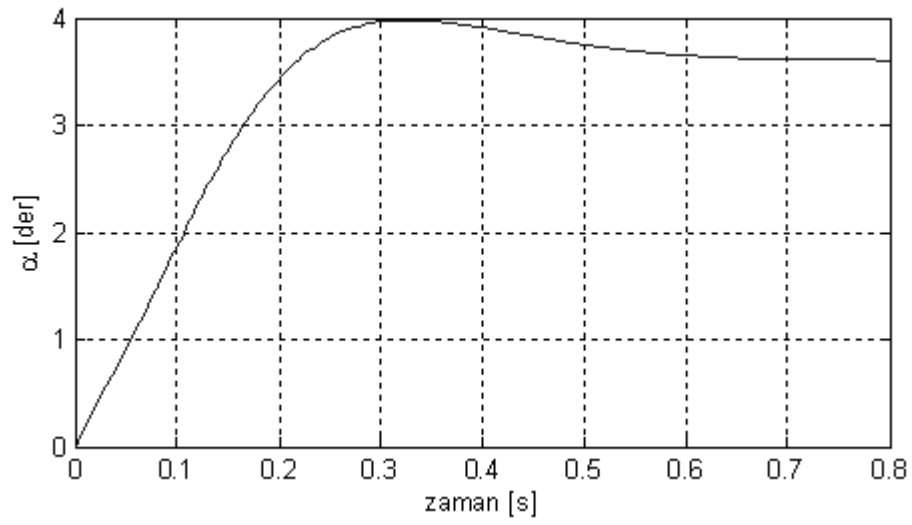
Çizelge 4-6 : Yunuslama/Sapma MPC Otopilot

Mach	0.1	0.2	0.3	0.4	0.5	0.6	0.7	0.8
Örnekleme Zaman Adımı	5ms	5ms	5ms	5ms	5ms	5ms	5ms	5ms
Tahmin Ufku (H_p)	300	150	95	83	78	60	50	175
Kontrol Ufku (H_u)	10	10	10	10	10	10	10	10
Sistem Giriş Ağırlığı (R)	9	13	14	15.5	18	20.3	22.6	25
Sistem Çıkış Ağırlığı (Q)	0.01	0.084	0.008	0.0077	0.0074	0.007	0.007	0.0066

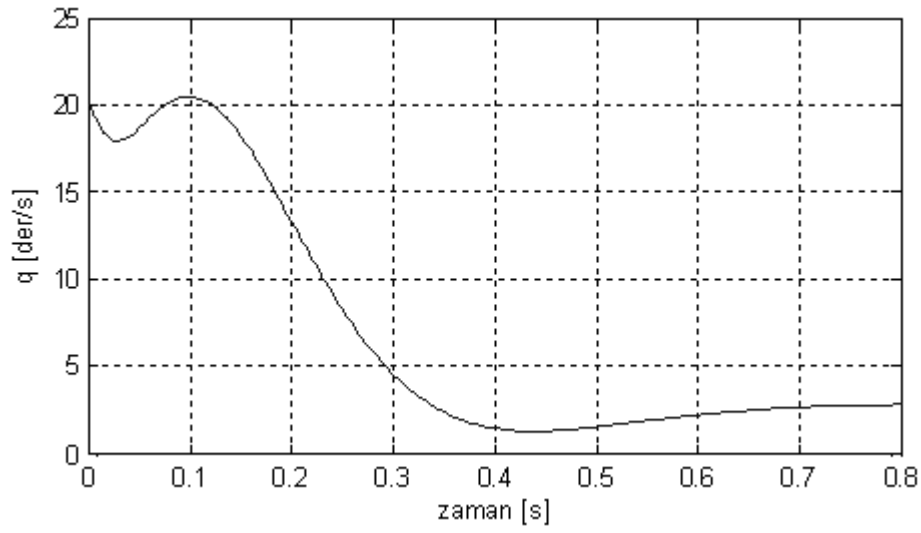
Örnek olarak 0.6 Mach ve 1000m irtifada doğrusallaştırılan füzenin yunuslama otopilot performansı aşağıda görülmektedir.



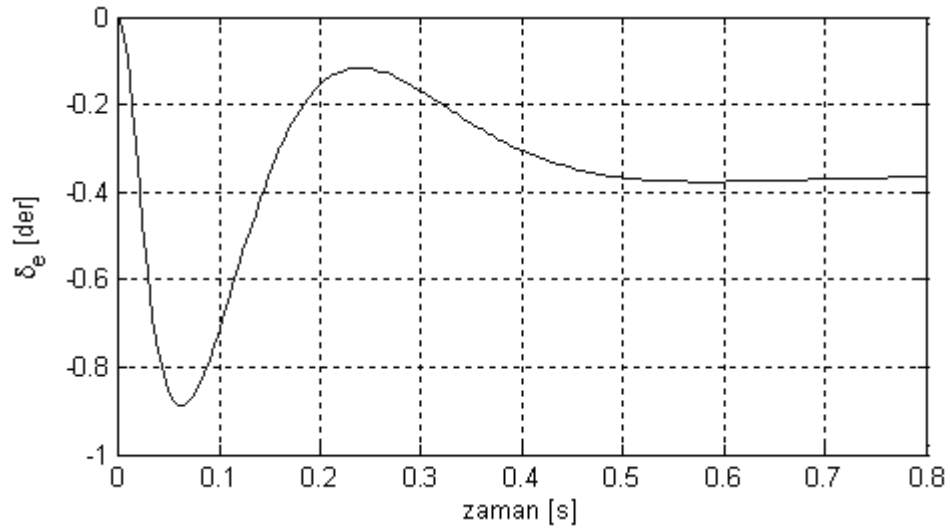
Şekil 4-36 : MPC yunuslama otopilotu sistem girişi



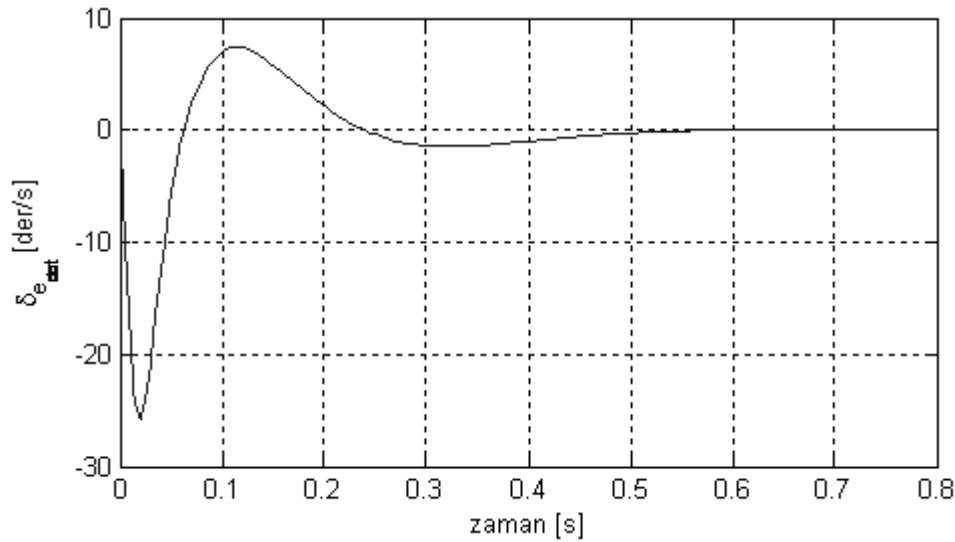
Şekil 4-37 : MPC yunuslama otopilotu hücum açısı (α) cevabı



Şekil 4-38 : MPC yunuslama otopilotu yunuslama açısai hız (q) cevabı



Şekil 4-39 : MPC yunuslama otopilotu kontrol yüzeyi açi cevabı



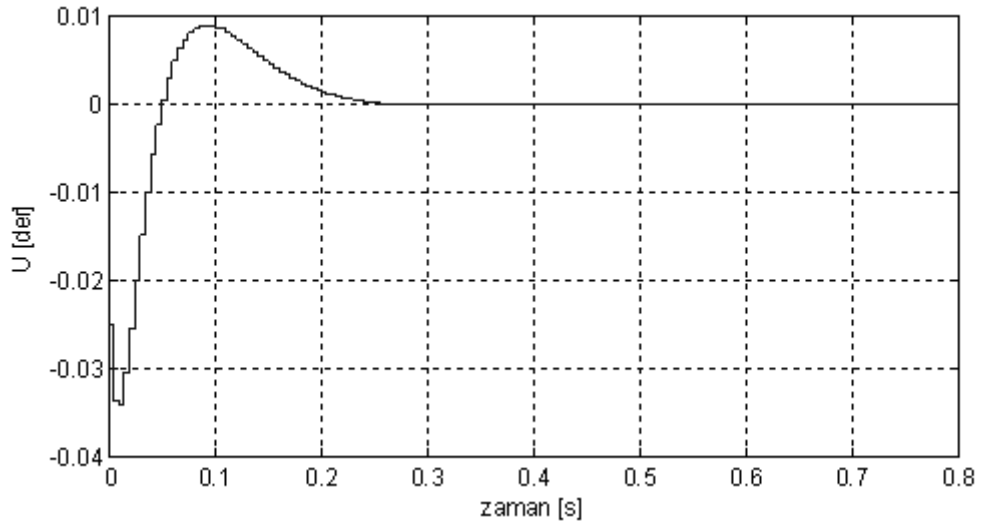
Şekil 4-40 : MPC yunuslama otopilotu kontrol yüzeyi açısai hız cevabı

Çizelge 4-7’de yuvarlanma otopilotu için yapılan tasarım gösterilmiştir.

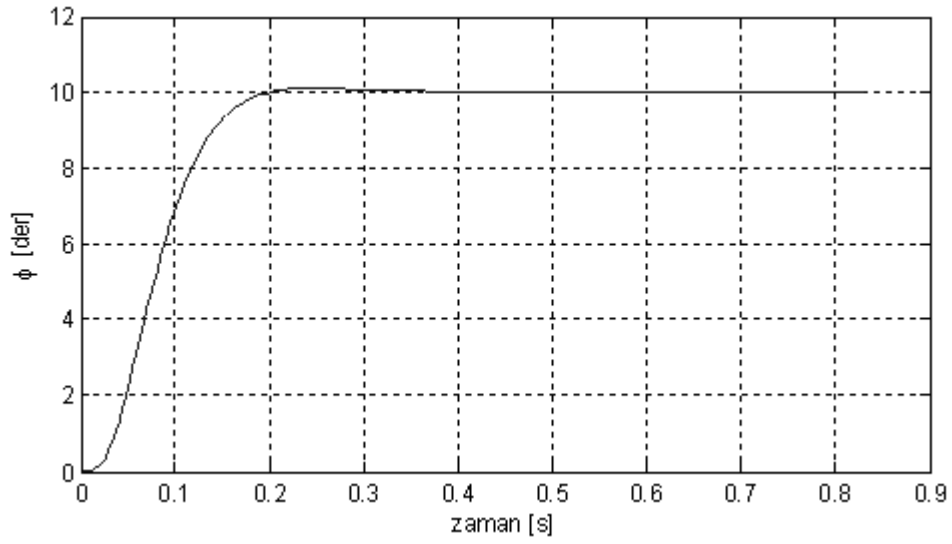
Çizelge 4-7 : Yuvarlanma MPC Otopilot

Mach	0.1	0.2	0.3	0.4	0.5	0.6	0.7	0.8
Örnekleme Zaman Adımı	5ms	5ms	5ms	5ms	5ms	5ms	5ms	5ms
Tahmin Ufku (H_p)	400	350	250	225	200	150	150	150
Kontrol Ufku (H_u)	2	2	2	2	2	2	2	2
Sistem Giriş Ağırlığı (R)	0.82	1.26	2.28	4.7	6.2	7.7	10	12.6
Sistem Çıkış Ağırlığı (Q)	0.03	0.076	0.08	0.09	0.095	0.1	0.13	0.13

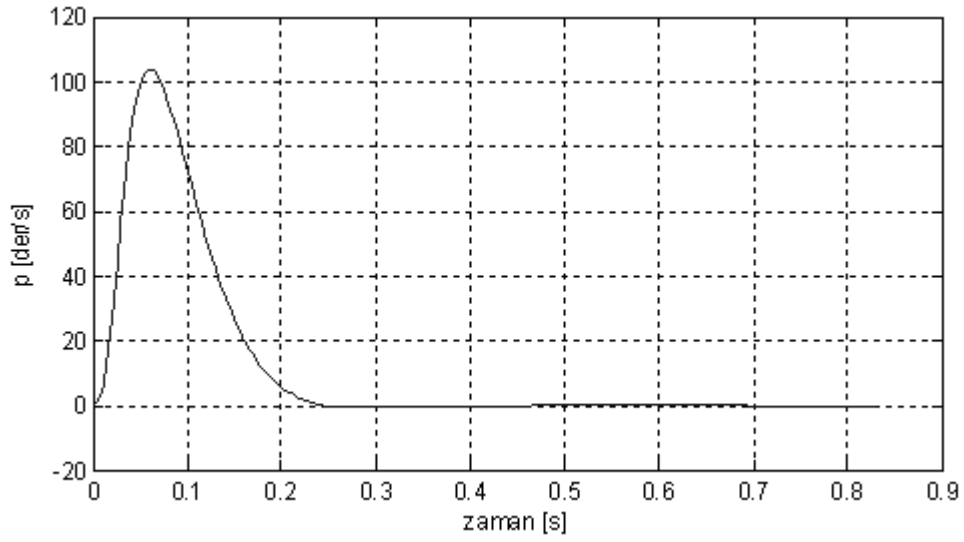
Örnek olarak 0.6 Mach ve 1000m irtifada doğrusallaştırılan füzenin x-eskenindeki açisal konumunu 0 dereceden 10 dereceye çekerken yuvarlanma otopilot performansı aşağıda görülmektedir.



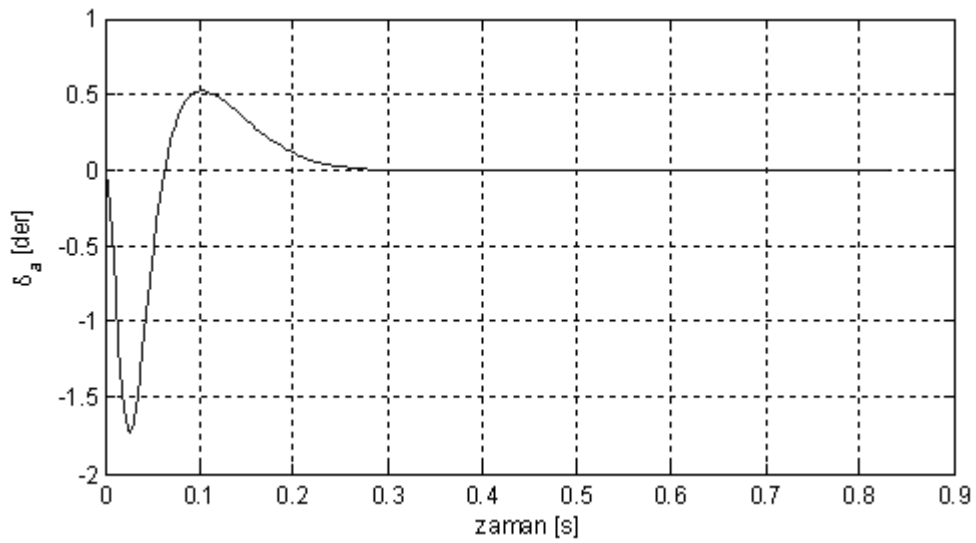
Şekil 4-41 : MPC yuvarlanma otopilotu sistem girişi



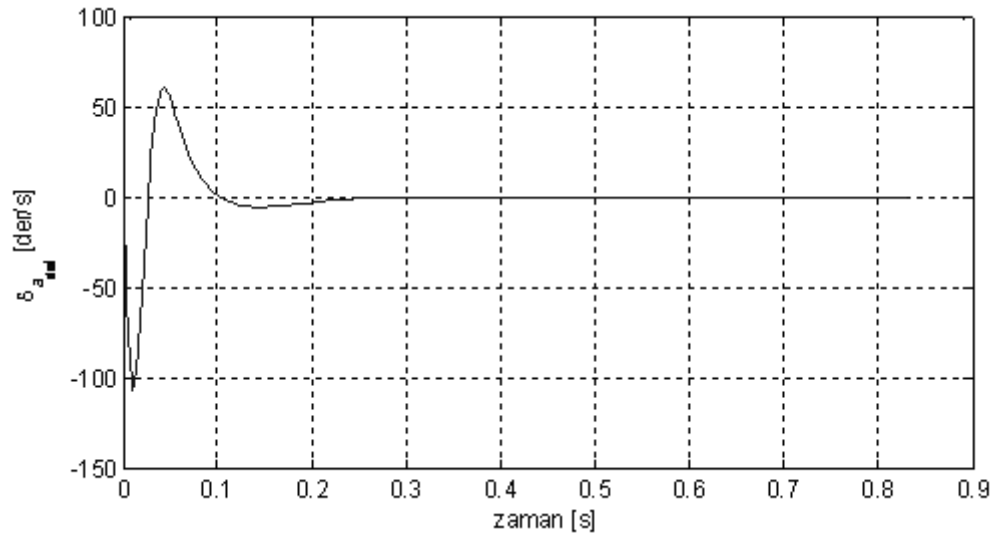
Şekil 4-42 : MPC yuvarlanma otopilotu yuvarlanma açısı (ϕ) cevabı



Şekil 4-43 : MPC yuvarlanma otopilotu yuvarlanma açısal hız (p) cevabı



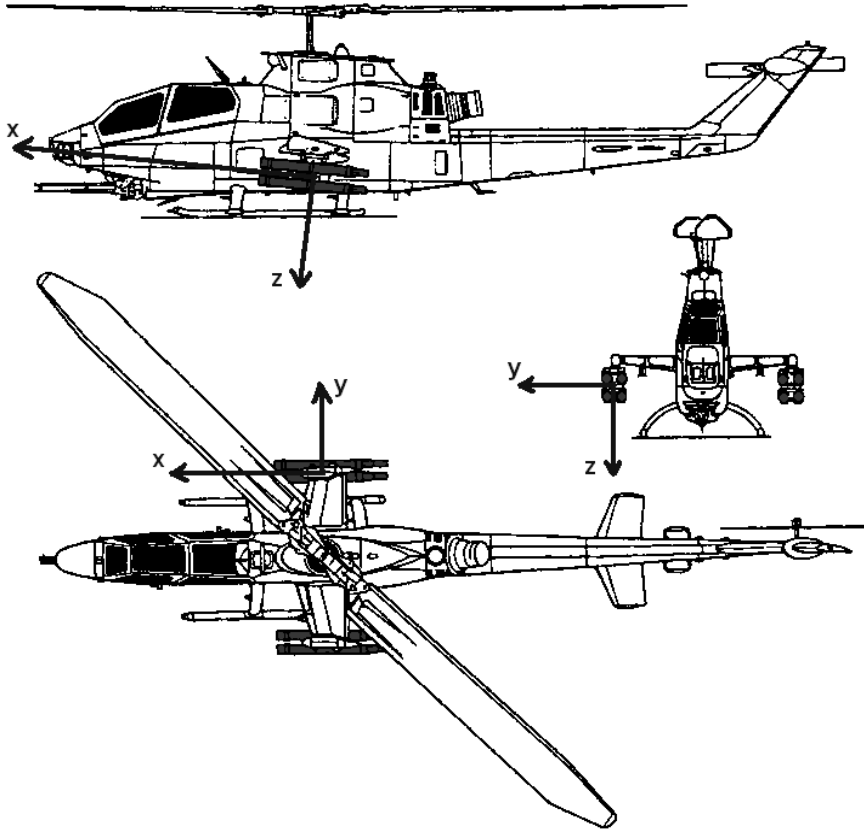
Şekil 4-44 : MPC yuvarlanma otopilotu kontrol yüzeyi açısı cevabı



Şekil 4-45 : MPC yuvarlanma otopilotu kontrol yüzeyi açısal hız cevabı

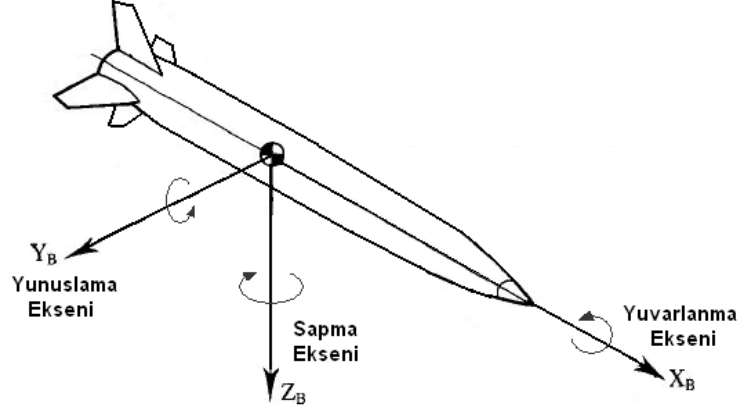
5.2. Güdüm alışma Eksenleri

Füze lançerin içindeyken, atış anı öncesi, bulunduğu konum referans alınarak füzenin ağırlık merkezine referans koordinat sistemi yerleştirilmiştir (ateşleme koordinat sistemi). Bu eksen takımının *x eksen*i hedef doğrultusunda, füzeye arkadan bakıldığında ise *y eksen*i sağa doğrudur. Buna göre sağ el kuralına uygun olarak *z eksen*i belirlenmiştir.



şekil 5-2 : Ateşleme koordinat sistemi

Tezde modellenen anti-tank füzesi kayarak dönen (skid-to-turn) bir manevra yapısına sahiptir. Dolayısıyla güdüm kanunu, füzenin, sapma ve dikey hareket yapması için komut oluşturacaktır. Bu durum göz önünde bulundurularak güdüm algoritmasının, füzenin hareket eksenlerinde (şekil 5-3) oluşturulması öngörülmüştür. Füzenin yönelim hareketi, füze eksen takımına göre, *y* ve *z* eksenlerindedir. Bu sebeple güdüm algoritması bu eksenlerde ivme komutu üretmektedir. Her iki eksende otopilot, güdüm biriminden gelen komutları gerçekleştirecek ve füzenin kontrolünü sağlayacaktır.



Şekil 5-3 : Füze eksen takımları

5.3. Arafaz GÜDÜM Kanunu

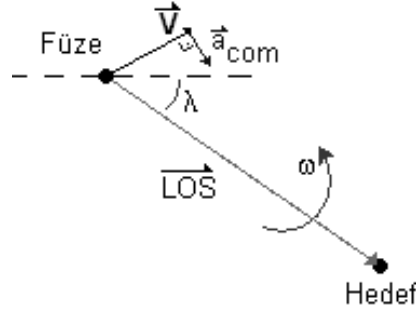
Arafazın amacı, arayıcının kilitlenebileceği koşulları oluşturabilmek için gereken yönelim/yörünge komutlarını oluşturmak ve füzenin terminal faza geçmesini sağlamaktır.

Bu çalışmada füze hedefe kilitlenene kadar ilk hareketini korumakta yani sadece yer çekimine karşı bir iş yapmaktadır. Başka bir deyişle arafaz güdüm yer çekiminin etkisini sönmüleyecek, yer çekimi yönünün tersi yönde 1g komutunu otopilota göndermektedir.

5.4. Terminal Faz GÜDÜM Kanunu

Terminal faz, arayıcı hedefe kilitlendikten sonra füzenin hedef ile buluşmasının sağlandığı güdümün son aşamasıdır. Genel olarak yapılan çalışmalarda ve bu çalışmada terminal güdüm algoritması olarak, Oransal Seyrüsefer GÜDÜM (OSG) ve türevleri kullanılmaktadır.

Oransal seyrüsefer kanunu, görüş hattı vektörünü (Line-Off-Sight (LOS)) açısal olarak sabit tutmaya çalışır. LOS'un açısal hızının sıfıra yakınsamasıyla, füzenin hedef ile çarpışması kaçınılmaz olur. Saf oransal seyrüseferde görüş hattı vektör açısının kontrolü, hız vektörüne uygulanacak ivme komutlarıyla mümkündür.



Şekil 5-4 : Görüş hattı vektörü

Görüş hattı vektörünün açısal hızı denklem 5.1'deki gibi ifade edilebilir.

$$\vec{r} = \vec{P}_{hedef} - \vec{P}_{füze} \rightarrow \dot{\vec{\lambda}} = \frac{\vec{r} \times \dot{\vec{r}}}{|\vec{r}|^2} \quad (5.1)$$

Burada;

$\dot{\vec{\lambda}}$: LOS çizgisi açısal hızı

$\vec{P}_{hedef}$: Hedefin Konumu

$\vec{P}_{füze}$: Füzenin Konumu

Yukarıdakilere ek olarak, vuruş anında füze ile hedef arasındaki mesafe çok küçük olduğundan görüş hattı vektörü açısının zamana göre değişimi $(\dot{\vec{\lambda}})$ sonsuza gider.

Dolayısıyla vuruş anında güdümden çıkan ivme referansı sonsuz olur.

Oransal Seyrüsefer Güdüm aşağıdaki güdüm kanunları gibi alt başlıklar altında toplanabilir.

- Saf OSG
- İdeal OSG
- Gerçek OSG
- Arttırılmış OSG

Saf OSG (SOS) : Saf oransal seyrüsefer güdüm kanununda, ivme komutu, füzenin hız vektörüne dik üretilmektedir. Böylece hız vektörünün büyüklük değerini sabit tutarken, hız vektörünü hedefe doğru çevirerek görüş hattı açısal hızını sıfırlamayı amaçlar.

$$\vec{a}_{com} = N \cdot \dot{\vec{\lambda}} \times \vec{V}_{füze} \quad (5.2)$$

İdeal OSG : İdeal oransal seyrüsefer güdüm kanununda, ivme komutu, füzenin hedefe göre bağıl hız vektörüne dik üretilmektedir.

$$\vec{a}_{com} = N \cdot \vec{\lambda} \times \vec{V}_{bağıl} \quad (5.3)$$

$$\vec{V}_{bağıl} = \vec{V}_{füze} - \vec{V}_{hedef} \quad (5.4)$$

Gerçek OSG :Gerçek oransal seyrüsefer güdüm kanunu ivme komutunu, görüş hattı vektörüne (LOS) dik olarak üretir.

$$\vec{a}_{com} = N \cdot |\vec{V}_f| \left(\vec{\lambda} \times \vec{u}_r \right) \quad (5.5)$$

Burada $\vec{u}_r = \frac{\vec{r}}{|\vec{r}|}$; görüş hattı birim vektörüdür.

Arttırılmış OSG : anevra yapan hedeflere karşı kullanılabilen arttırılmış oransal seyrüsefer algoritması, OSG algoritmasına göre, hedefin ivmesinin oransal bir kat sayı ile çarpılıp eklenmesiyle oluşturulabilir. Buna göre denklem 5.6 gözlemlenebilir.

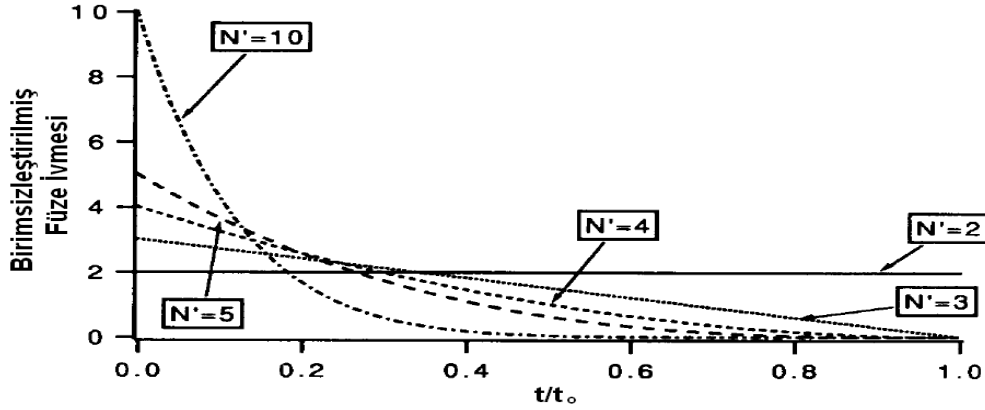
$$\vec{a}_{com} = N \cdot \vec{\lambda} \times \vec{V} + \frac{N'}{2} \vec{a}_T \quad (5.6)$$

Burada hedefin ivmesi, a_T şeklinde ifade edilmektedir. N , OSG katsayısını temsil ederken, N' , APN kat sayısı temsil etmektedir. Bu yöntemin uygulanmasındaki amaç, hedefi daha az güç harcayarak yakalamak ve aradaki mesafeyi minimuma indirmektir.

5.5. Oransal Güdüm Sabitinin (N) Seçimi

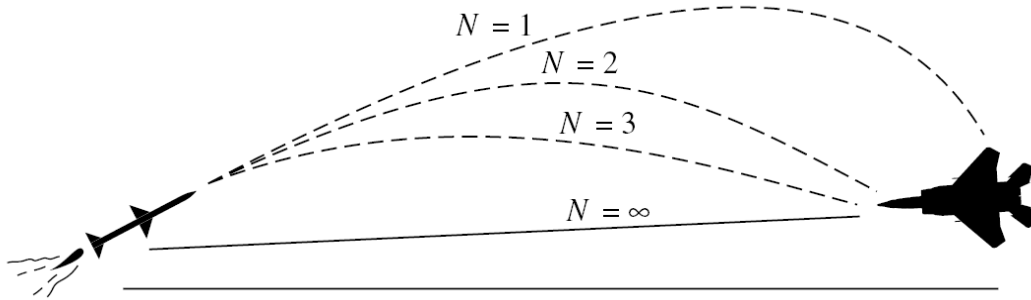
Oransal seyrüsefer güdüm yöntemi, hedef ile füzeyi buluşturan kapalı döngü bir sistemdir. Oransal güdüm sabiti (N), bu sistemin ileri beslemeli kontrolcü kazancıdır. Bu kazancın seçimi, sistemin hedefe yönelme hızını belirler. N katsayısı büyüdüğünde, sistem hızlanacağından, terminal faza geçiş anında, güdüm algortması tarafından yüksek ivme üretilir. Üretilen ivmenin büyüklüğü, füzenin hedefe bakış açısına ve füzenin hedefe olan uzaklığına bağlı olarak değişir. Füze hedefe ne kadar yakınsa ve bakış açısı ne kadar büyükse güdüm algoritması tarafından o kadar büyük ivme komutu üretilir. Üretilen yüksek ivme komutuyla birlikte füze kafasını hedefe doğru hızla çevirir. Füze üzerinde hiç bir kısıtlama olmaz ve N katsayısı sonsuz seçilirse, füzenin bir doğruyu izleyerek hedefe ulaşacağı varsayılabilir.

Füze hızının sabit kaldığı varsayımından yola çıkılarak, hesaplanan ivme ile GH vektörü açısının zamana göre değişimi ($\dot{\lambda}$) doğru orantılıdır. Hedef ile füze arasında kalan mesafe sıfıra yaklaşırken ($|\vec{r}| \rightarrow 0$), $N > 2$ iken hesaplanan ivme sıfıra yaklaşmaktadır, $N < 2$ iken ise hesaplanan ivme sürekli artmaktadır. Bu durum, Şekil 5-5'de gösterilmiştir. $\dot{\lambda}_0$ ve R_0 sırasıyla, terminal faza geçiş anındaki görüş hattı vektörü açısal hızı ve hedef ile füze arasındaki mesafeyi ifade etmektedir.



Şekil 5-5 : Oransal güdüm sabitinin füze ivmesine etkisi [12]

Terminal fazda güdüm tarafından üretilen ivmenin karakteristiğine, dolayısı ile N katsayısına bağlı olarak, füzenin izleyeceği yörünge ve vuruş açısı değişmektedir. Şekil 5-6'de, değişken N katsayılarına göre füzenin izleyeceği yörüngeler gösterilmektedir.



Şekil 5-6 : Oransal güdüm sabitinin yörünge üzerindeki etkisi [12]

N katsayısı seçilirken hem otopilot tarafından belirlenen ivme limitleri hem de füze fiziksel yapısından kaynaklanan limitasyonlar dikkate alınmalıdır. Bu kısıtlar göz önünde bulundurularak N katsayısı, 3 olarak belirlenmiştir. N katsayısının seçimi, terminal fazda izlenecek yörüngeyi değiştirmekte ve füzenin vuruş açısını etkilemektedir.

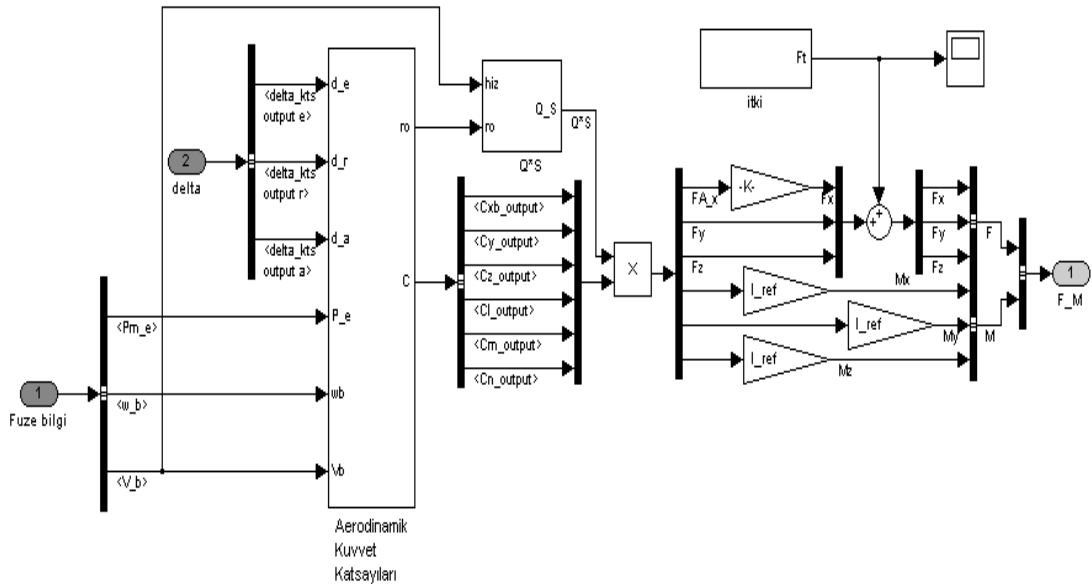
6. DOĞRUSAL OLMAYAN FÜZE BENZETİMİ

Doğrusal olmayan füze benzetimi hazırlanarak tasarlanan otopilotların koşturulacağı bir ortam hazırlanması amaçlanmıştır. Böylece doğrusal olmayan ortamda otopilot performansları incelenebilmesi ve gerekli performans kıyaslamalarının yapılması söz konusu olabilecektir. Buna ek olarak hata modelleri oluşturulup füzenin çeşitli hata seneryoları altında çalışma performansı incenmesi hedeflenmiştir. Doğrusal olmayan füze benzetimi MATLAB SIMULINK ortamında hazırlanmıştır.

6.1. Benzetim Elemanları

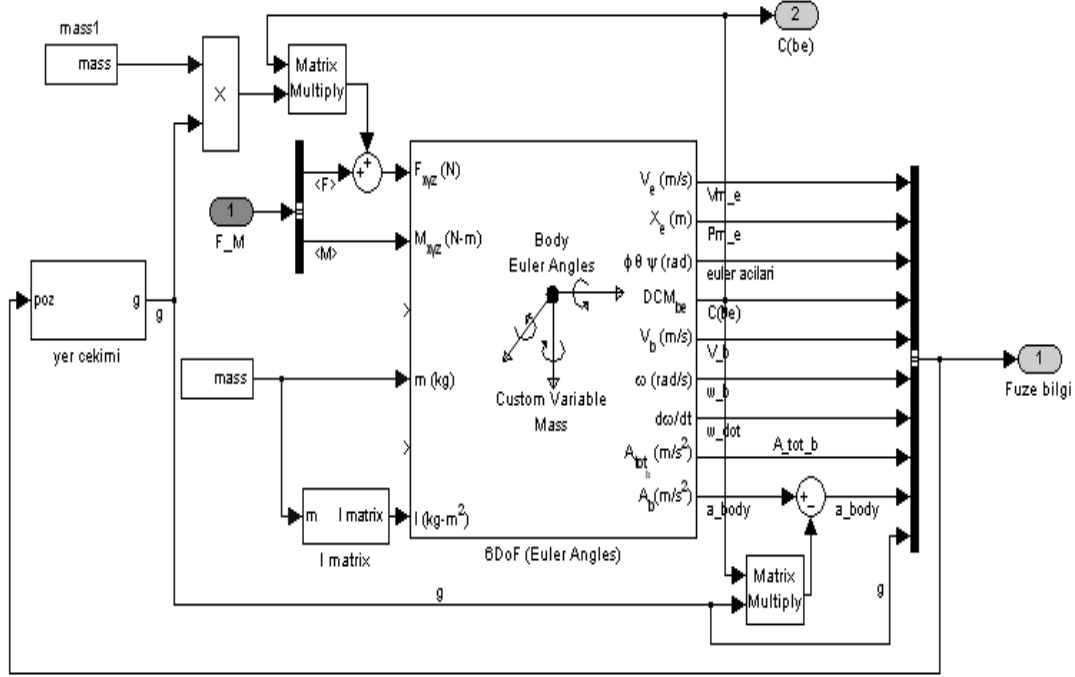
Benzetim, aşağıdaki alt ana başlıkların birleşiminden oluşmaktadır.

Aerodinamik/İtke Kuvvet ve Moment Hesaplama Bloğu : Füzenin bulunduğu irtifa, çizgisel hızları, kontrol yüzeyi açıları, açısal konumları ve açısal hızları dikkate alınarak füze üzerine düşen aerodinamik, itke ve yer çekimi kuvvetlerinin hesaplandığı bölümdür. MATLAB SIMULINK blok diyagramı Şekil 6-1'de gösterilmektedir.



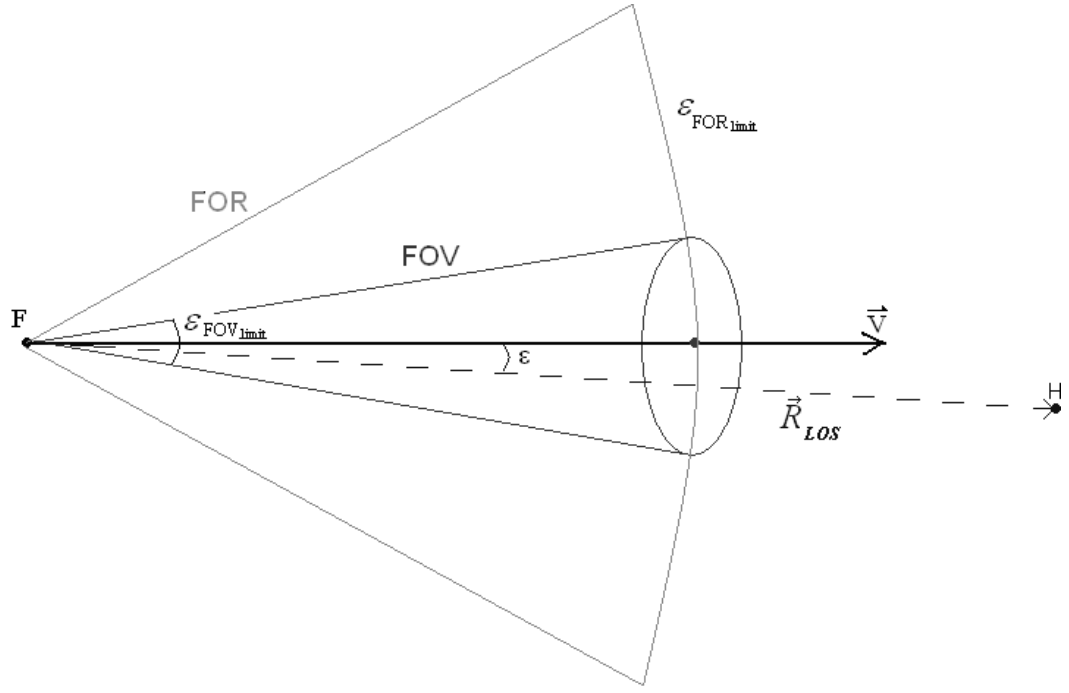
Şekil 6-1 : Doğrusal olmayan füze benzetimi - Kuvvet fonksiyonu

Seyrüsefer Hesaplama Bloğu : Füze üzerine düşen kuvvetler sonucunda füzünün çizgisel ivmelerinin, çizgisel hızlarının ve pozisyonlarının yanı sıra açısal hız ve pozisyonlarının doğrusal olmayan hareket denklemleri kullanılarak hesaplandığı birim. Bu hesaplamalar sırasında kütsel değişimler (itki dolayısıyla kutlenin azalması, ataetsel momentlerin değişimi vb.) gözönünde bulundurulmuştur. MATLAB SIMULINK blok diyagramı Şekil 6-2’de gösterilmektedir.



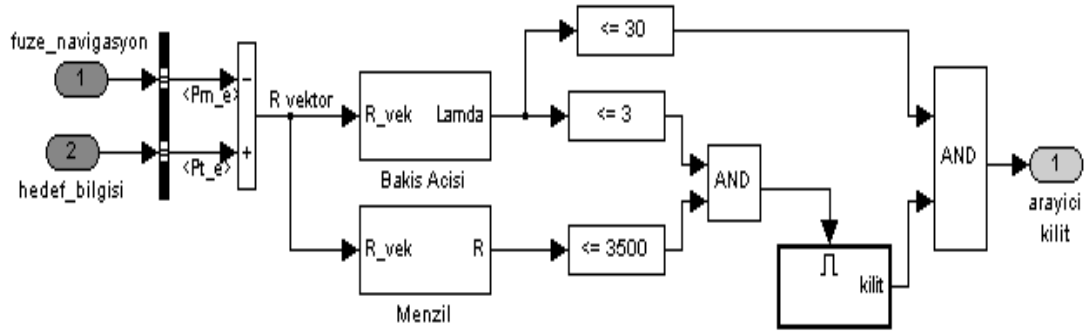
Şekil 6-2 : Doğrusal olmayan füze benzetimi - Seyrüsefer birimi

Arayıcı Birimi Bloğu : Bakış açısı (FOV) 3° ve arayıcı menzili (R) 3500m olan bir arayıcı modeli oluşturulmuştur. Buna ek olarak bir gimbal oluşturulmuş ve $\pm 30^\circ$ 'lik gimbal açısı (FOR) tanımlanmıştır. Sanal olarak oluşturulan hedef modeline arayıcı kilitlendikten sonra FOV yerine FOR sınırları geçerli olmaktadır. Arayıcı hedefe kilitlendikten sonra füze terminal faza geçiş yapmaktadır. Şekil 6-3’de arayıcı açı tanımları gösterilmektedir.



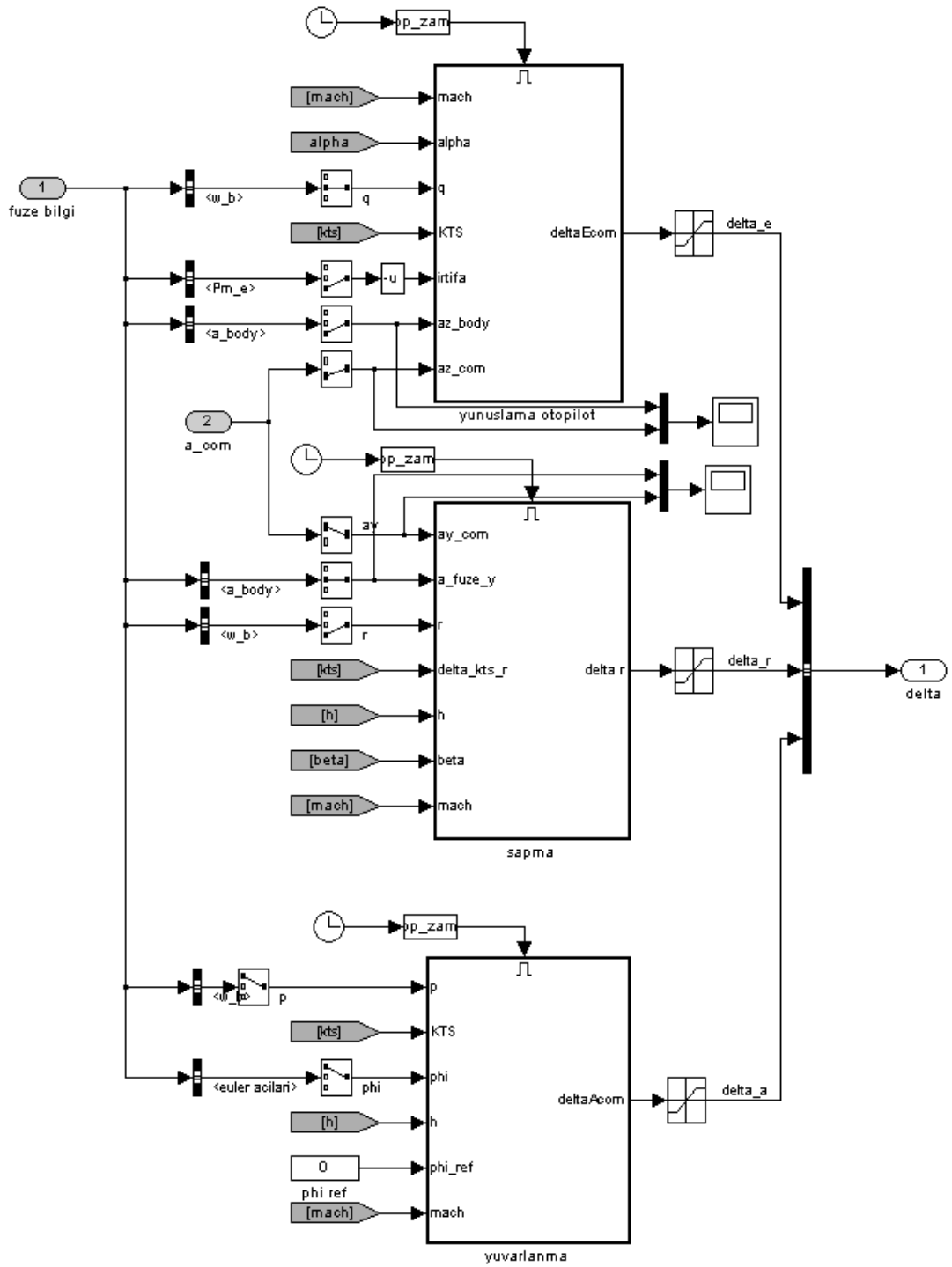
Şekil 6-3 : Arayıcı modeli

Şekil 6-4'te arayıcı modelinin MATLAB SIMULINK'te hazırlanmış blok diyagramı verilmiştir.



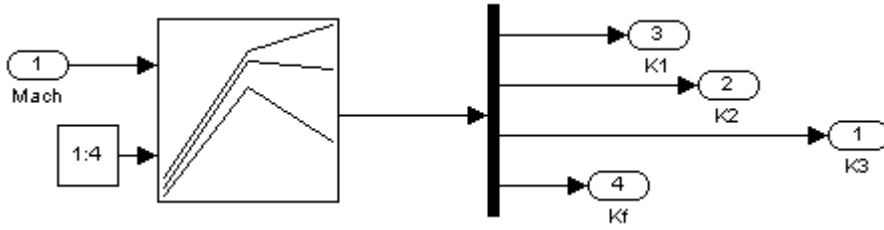
Şekil 6-4 : Doğrusal olmayan füze benzetimi - Arayıcı birimi

Güdümlü Algoritması Bloğu : Arafaz ve terminal faz güdümlü algoritmalarını içeren birimdir. Şekil 6-5'te güdümlü algoritması genel blok diyagramı verilirken Şekil 6-6'da ise terminal faz diğer bir değişle saf oransal seyrüsefer güdümlü kanunun blok diyagramı gösterilmektedir. Bu blok, arayıcı modelinden gelen kilit komutuna göre arafaz ya da terminal faz güdümlü hesaplamalarını çalıştırmakta gereken güdümlü komutlarını elde etmektedir.

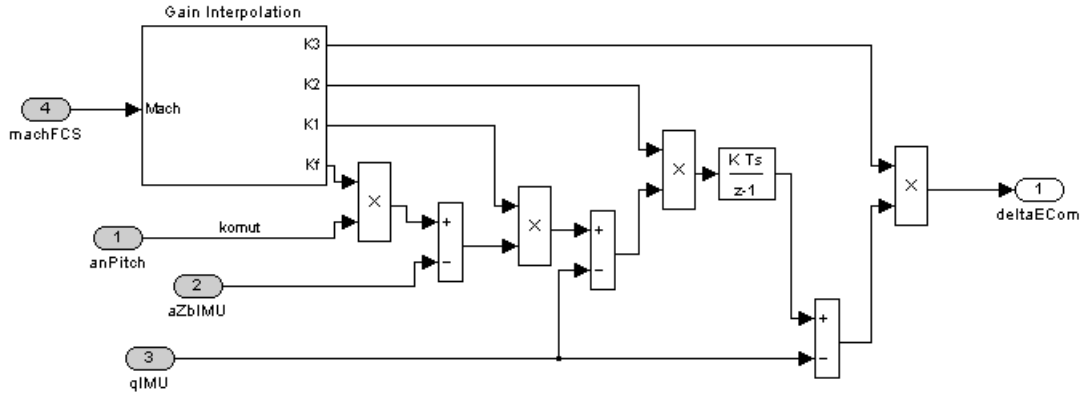


Şekil 6-7 : Doğrusal olmayan füze benzetimi - Otopilot birimi

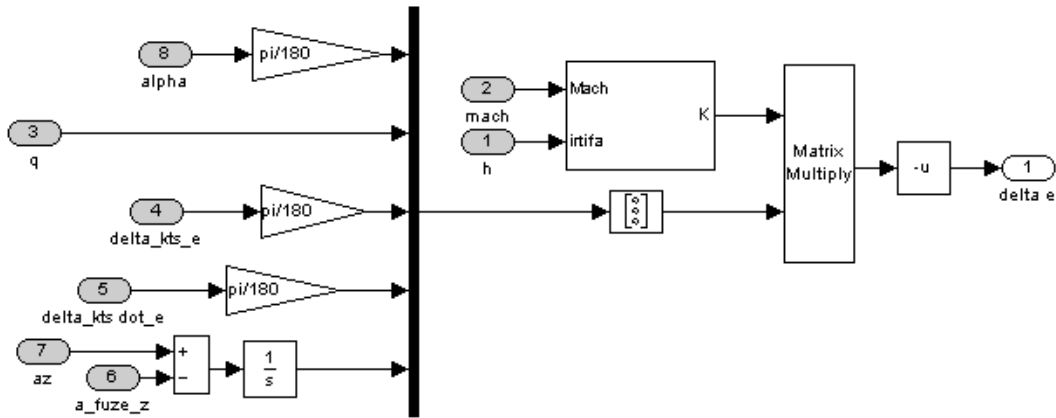
Doğrusal ortamda klasik, kutup atamalı ve model öngörülü kontrol yöntemleriyle tasaranan otopilot algoritmaları doğrusal olmayan ortamda çalışacaktır. Bunun için tasarım yapılmayan ara çalışma bölgelerinde çalışacak otopilot kazançlarının seçimi füze performansı ve kararlılığı açısından önemlidir. Bunun için kutup atama ve klasik kontrol otopilot kazanç tablosu yöntemiyle otopilot kazançları hesaplanmaktadır (Bkz. Şekil 6-8).



Şekil 6-8 : Kazanç tablosu

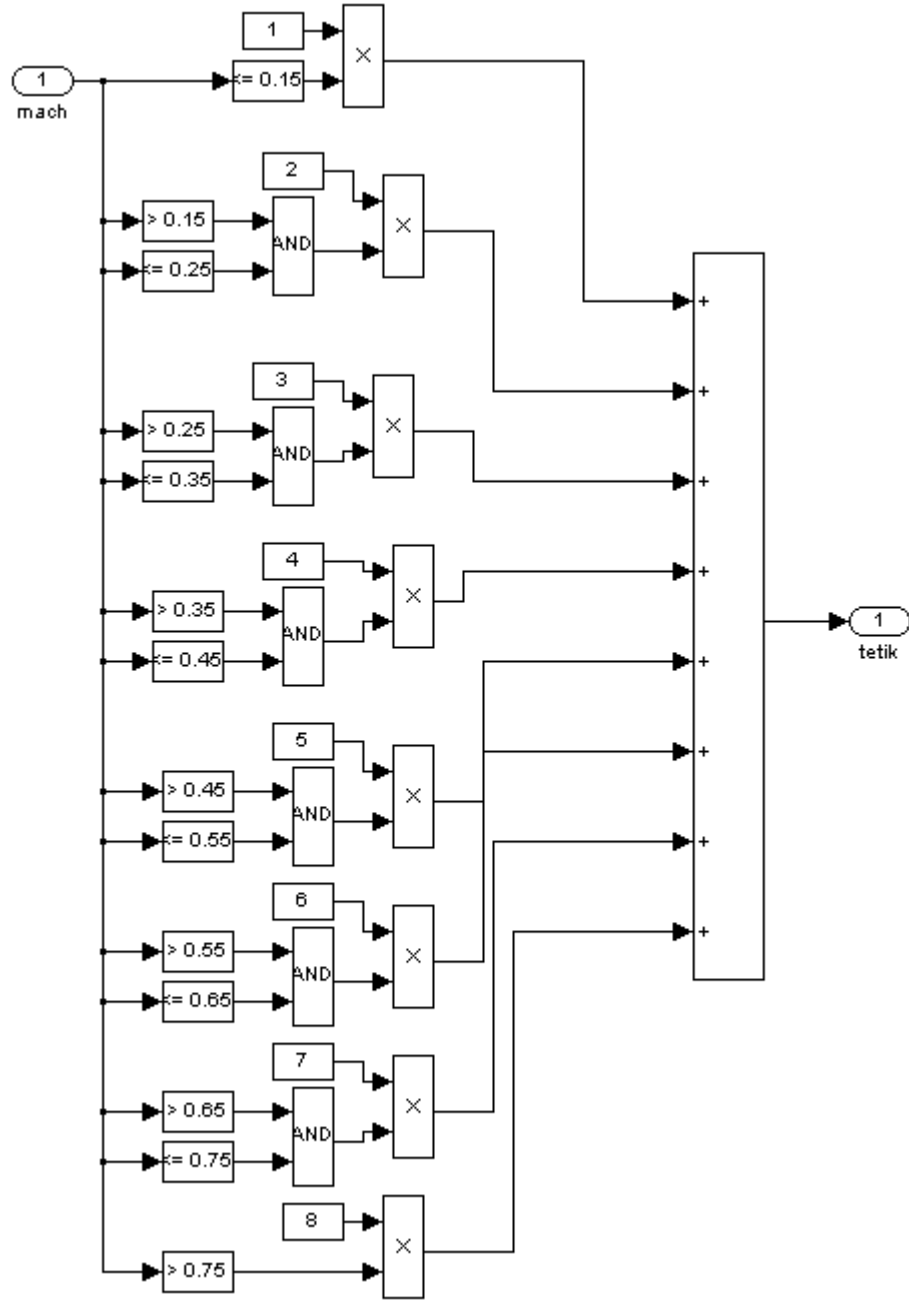


Şekil 6-9 : Klasik kontrol MATLAB SIMULINK blok diyagramı

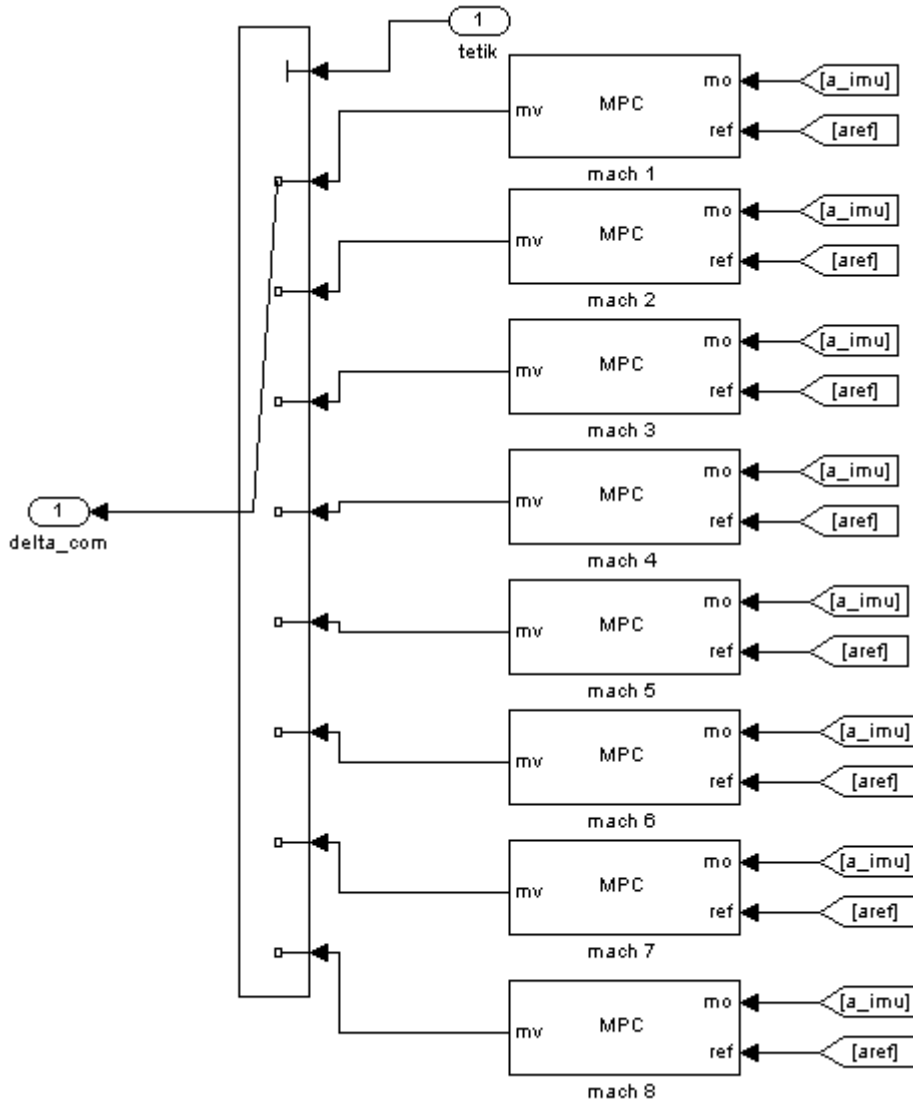


Şekil 6-10 : Kutup atamalı kontrol MATLAB SIMULINK blok diyagramı

Öngörülü kontrol yönteminde ise anahtarlama yöntemi kullanılarak (Bkz.Şekil 6-11) füzenin anlık olarak bulunduğu noktaya en yakın tasarım bölgesindeki otopilot, kontrolcü olarak kullanılmaktadır.

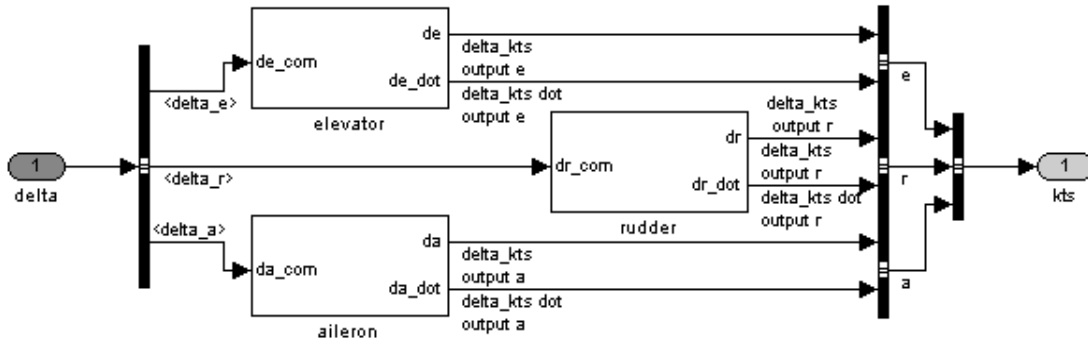


Şekil 6-11 : Model öngörülü kontrol anahtarlama yöntemi MATLAB SIMULINK blok diyagramı



Şekil 6-12 : Model öngörülü kontrol MATLAB SIMULINK blok diyagramı

KTS Birimi Bloğu : Otopilottan gelen komutları gerçekleştiren ve füzenin yeni konumu için üzerindeki aerodinamik kuvvetleri değiştiren birimdir. Şekil 6-13'te KTS MATLAB SIMULINK blok diyagramı, Şekil 6-14 ise KTS dinamiği MATLAB SIMULINK blok diyagramı gösterilmektedir.



Şekil 6-13 : Doğrusal olmayan füze benzetimi - KTS birimi

Çizelge 6-1 : Örnek tank modelleri ve hızları

Tank	Maksimum Hızı
<i>Challenger 2</i>	37-59 km/s
<i>M1 Abrams</i>	52 km/s
<i>Leopard 1</i>	65 km/s
<i>M48 Patton</i>	48 km/s

Hedef senaryosu; hedef atış doğrultusuna 15m/s (54km/h) hızla dik bir hareket yapmaktadır. Senaryo doğrultusunda arayıcının hedefe kilitlemesi ile füze hedefin hareket yönünde doğru bir sapma hareketi yapacaktır.

6.3. Benzetim Hata Modeli

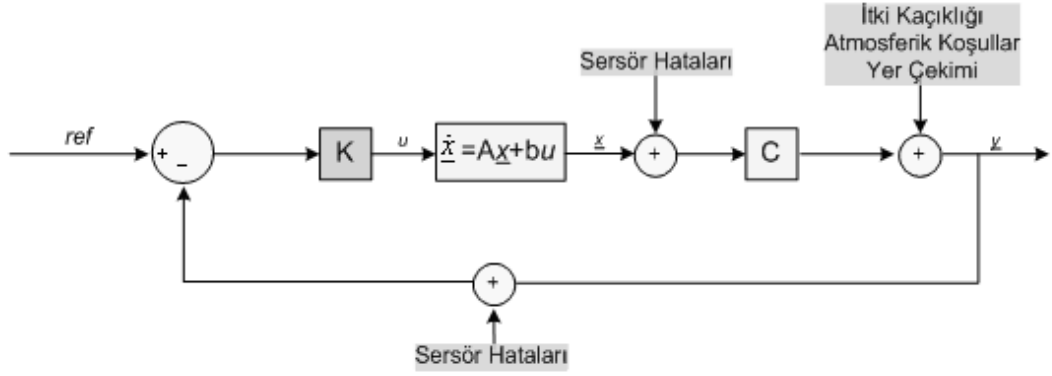
Otopilotların gürültü/bozucu etkiler altındaki çalışma performansını gözlemlemek ve gürbüzlüklerini test etmek amacıyla füze benzetimine hata modeli eklenmiştir. Bunun için sisteme etki edecek hatalar belirlenmiştir;

İtki kaçıklığı : Füzenin nozulu üretimi sırasında işleme hatalarından kaynaklanır. Bu durum itki vektörünün yönünün x-ekseninden kaymasına neden olur. Bu durum füze ek momentlerin oluşmasına dolayısı ile itki kaçıklığına bağlı olarak x, y, z eksenlerinde yuvarlanmalara neden olur. Otopilotların bu yuvarlanma hareketlerini uçuş sırasında engellemesi beklenmektedir.

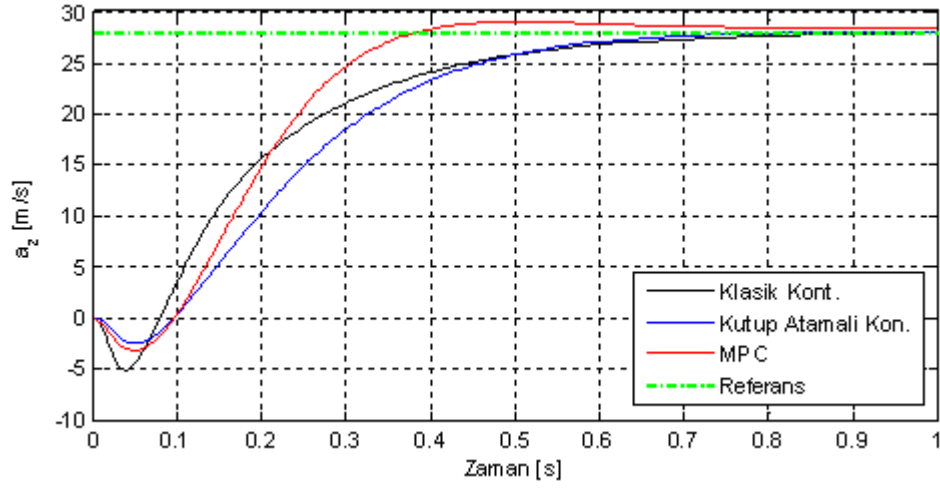
Atmosferik Koşullar (rüzgar, yağmur vb.) : Seyir anında oluşan atmosferik değişiklikler füzenin belirlenen yörüngeden sapmasına sebep olur. Bunun sebebi otopilota, güdüm tarafından gönderilen komutları yerine getirirken füzenin, istenen ivme değerlerinden fazla veya az cevap vermesidir. Otopilotun oluşan bu hatayı sönümlemesi gerekmektedir.

İlk Durum Hataları : Füze atış anında durum değişken parametrelerinin ilk değerlerinin hatalı olması ilk anda otopilot girişlerinin hatalı olması anlamına gelmektedir. Gürbüz bir otopilot, bu hataları toparlamalıdır.

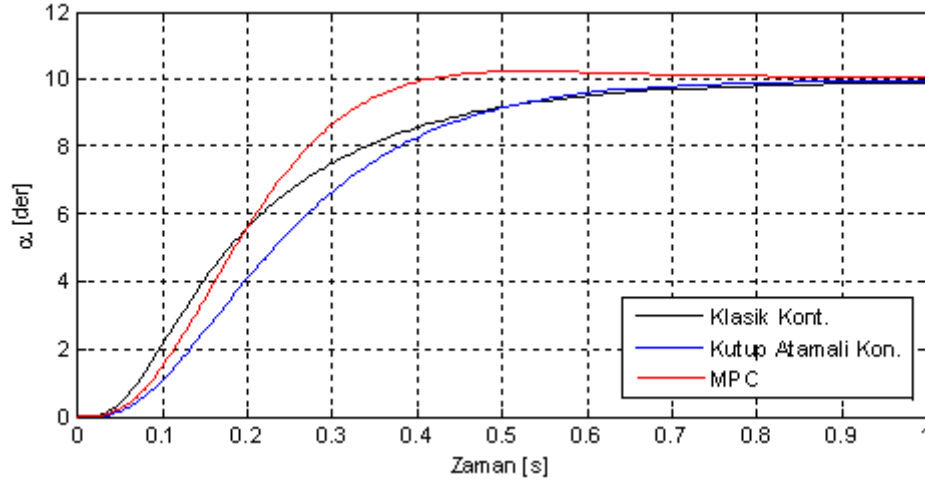
Sensör Hataları: Sensör hataları otopilot girişleri üzerinde gürültü oluşturacağından otopilotların gürbüzlüğüne etki eder.



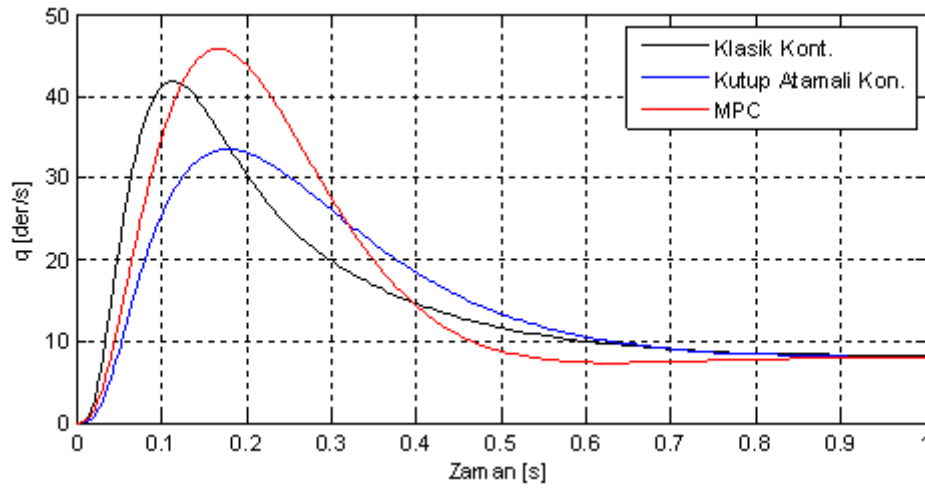
Şekil 6-16 : Hata modeli



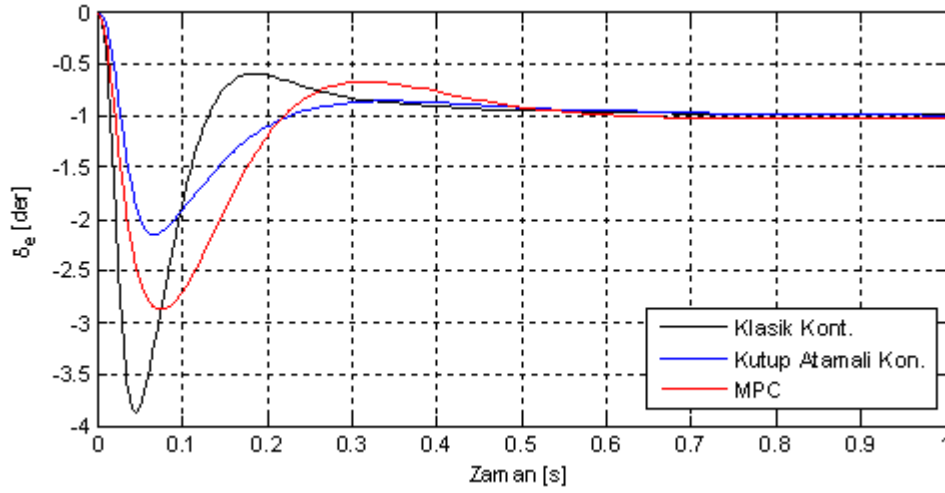
Şekil 7-4 : Yunuslama otopilotu ivme cevabı



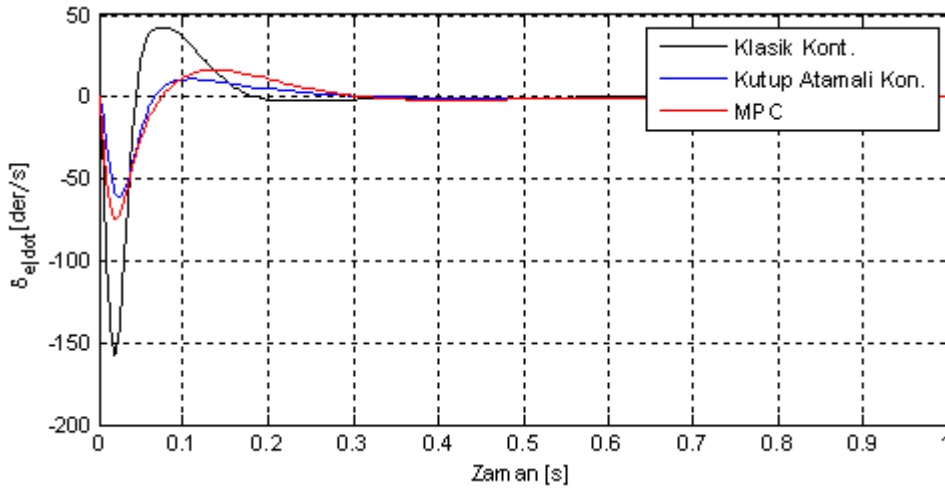
Şekil 7-5 : Yunuslama otopilotu hücum açısı cevabı



Şekil 7-6 : Yunuslama otopilotu yunuslama açısal hızı cevabı



Şekil 7-7 : Yunuslama otopilotu kontrol yüzeyi açısı cevabı



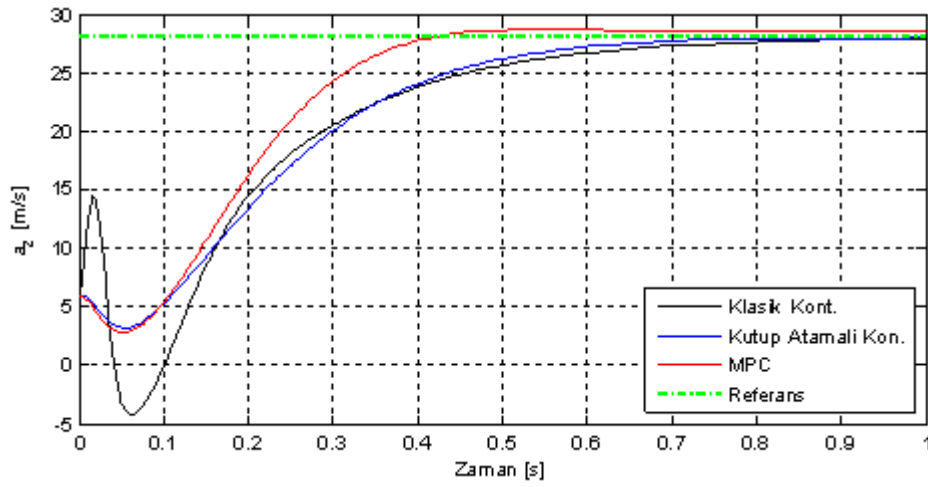
Şekil 7-8 : Yunuslama otopilotu kontrol yüzeyi açısal hızı cevabı

Füze limit hücum açısına ulaştıran maksimum ivme referansı altında füzenin cevapları yukarıda verilmişti. Yukarıda verilen sistem cevaplarından Şekil 7-4 ve Şekil 7-5 incelendiğinde MPC ile tasarlanan otopilotun, klasik ve kutup atamalı kontrol yöntemlerine göre daha hızlı cevap verdiği gözlemlenebilir. Model öngörülü kontrol ile kararlılığı oluşturulan füzenin, istenen referansı takip edebilmesi için gereken kontrol yüzeyi açısı, klasik kontrolcü ile kontrol edilen sistemden az fakat kutup atamalı kontrolcü ile kontrol edilen sistemden fazladır. Kontrol yüzeyi açısal hızları da aynı şekildedir. Şekil 7-8’de verilen kontrol yüzeyi açısı grafiğine bakıldığında en fazla enerji harcayan kontrolcünün klasik kontrolcü olduğu ve en az enerji harcayanın da kutup atamalı kontrol yöntemi olduğu görülmektedir. Ancak MPC daha hızlı cevap verdiği için ve harcadığı enerji kutup atamalı kadar az olduğundan 3 kontrolcü arasında en verimlisinin MPC olduğu görülmektedir.

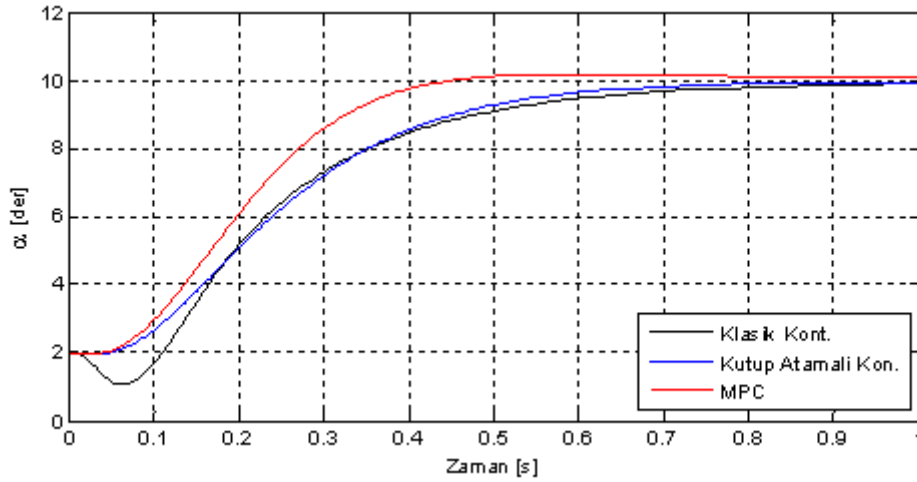
Füze durum değişkenlerinin sıfır denge konumundan daha farklı bir değerde başlaması otopilot üzerinde bozucu etki olarak yansımaktadır. Bu durumdan otopilotun performansı, otopilot gürbüzlüğüne göre fazla ya da az etkilenecektir.

Yunuslama füze modelinde durum değişkenleri hücum açısı (α), yunuslama açısal hızı (q), kontrol yüzeyi açısı (δ) ve açısal hızı ($\dot{\delta}$), sistem çıktısı ise dikey yöndeki ivmeyi.

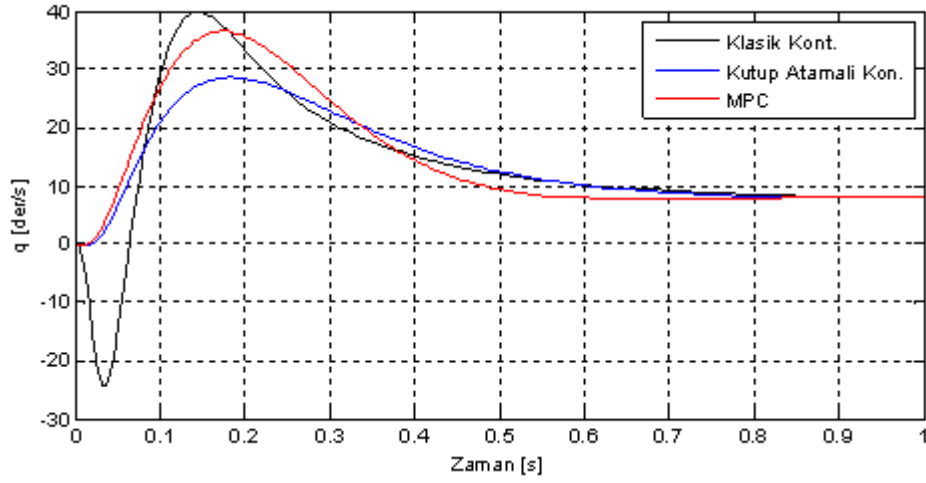
İlk anda durum değişken değerlerinden hücum açısı, α_0 'nın 2° , diğerlerinin ise 0 olduğu durumda, 3 kontrolcünün performansı Şekil 7-9, Şekil 7-10, Şekil 7-11, Şekil 7-12 ve Şekil 7-13'teki gibi olmaktadır.



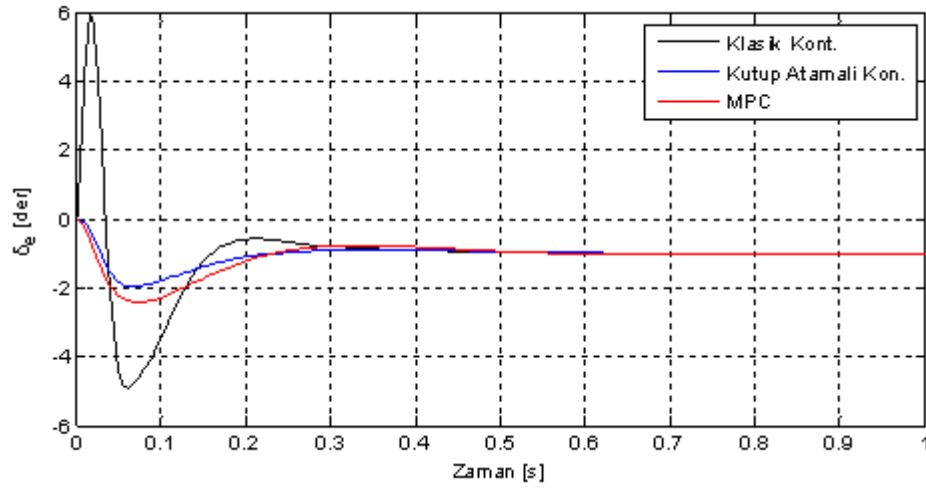
Şekil 7-9 : Yunuslama otopilotu ivme cevabı ($\alpha_0 = 2^\circ$)



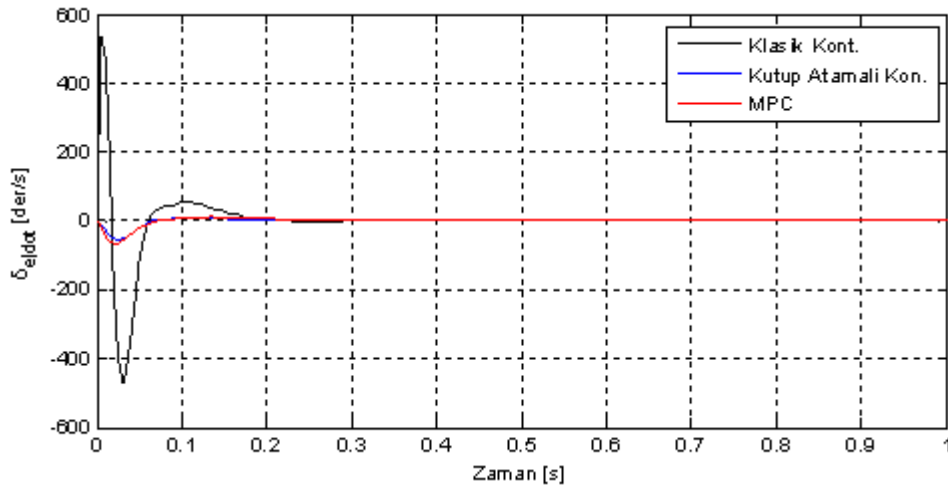
Şekil 7-10 : Yunuslama otopilotu hücum açısı cevabı ($\alpha_0 = 2^\circ$)



Şekil 7-11 : Yunuslama otopilotu yunuslama açışal hızı cevabı ($\alpha_0 = 2^\circ$)



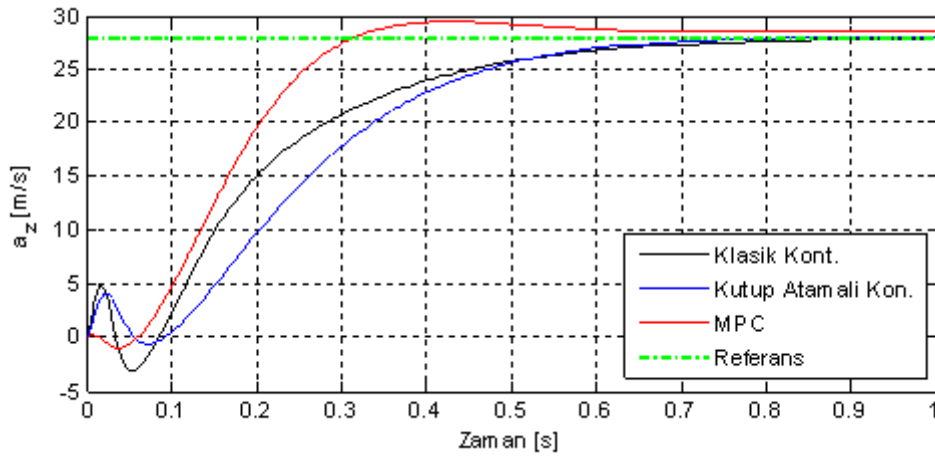
Şekil 7-12 : Yunuslama otopilotu kontrol yüzeyi açışa cevabı ($\alpha_0 = 2^\circ$)



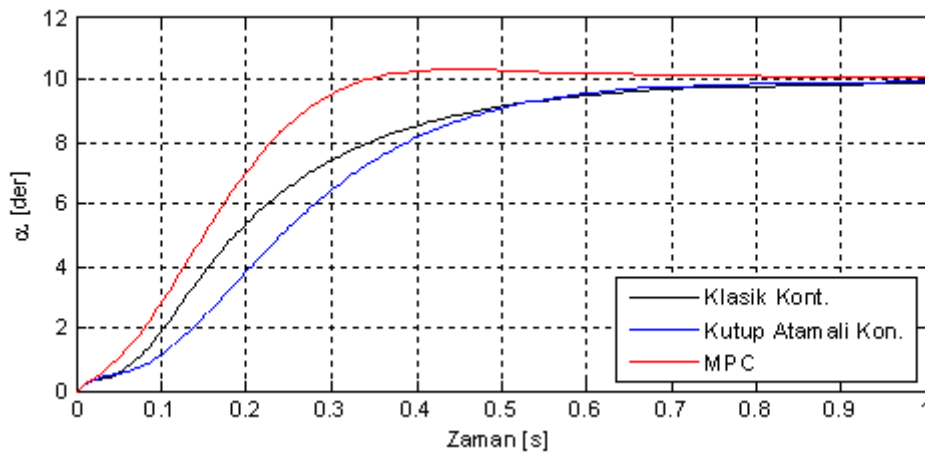
Şekil 7-13 : Yunuslama otopilotu yüzeyi açışal hızı cevabı ($\alpha_0 = 2^\circ$)

$\alpha_0 = 2^\circ$ olduğu durumda otopilot performansları incelendiğinde MPC ile kutup atamalı kontrol yönteminin kontrol yüzeyi açısı ve açısal hız değişimleri birbirine çok yakın olarak görülmektedir (bkz. Şekil 7-12 ve Şekil 7-13). Buna karşın istenen referansa MPC daha kısa sürede ulaşmaktadır (Bkz. Şekil 7-9). Öte yandan klasik kontrolcü ile yapılan tasarımda, kullanılan kontrol yüzeyi diğer kontrolcülere göre oldukça fazladır, ek olarak kontrol yüzeyi açısal hızı KTS limitlerinin üzerine çıkmata başka bir değişle pratikte kullanılması mümkün olmamaktadır. Kullanılan kontrol yüzeyi ve tepki hızı olarak MPC ile tasarlanan otopilot en başarılısı gözükmemektedir.

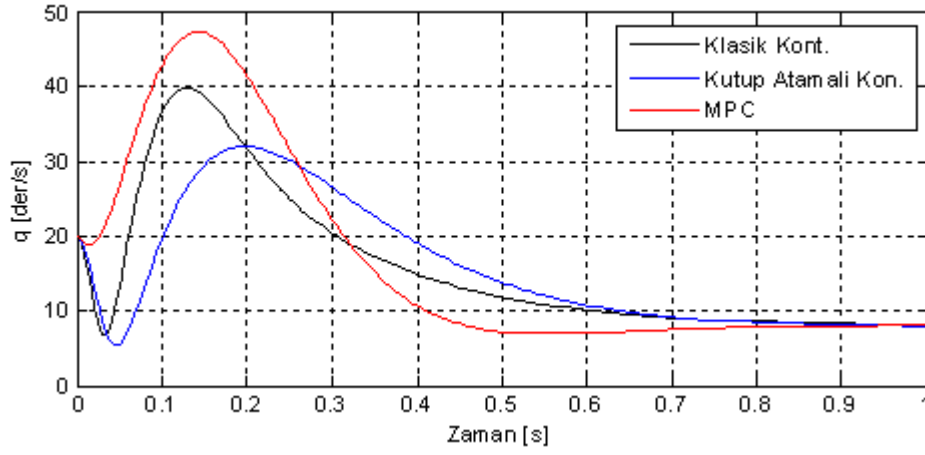
İlk anda durum değişken değerlerinden yunuslama açısal hızı, q 'nın $20^\circ/s$, diğerlerinin ise 0 olduğu durumda, 3 kontrolcünün performansı Şekil 7-14, Şekil 7-15, Şekil 7-16, Şekil 7-17 ve Şekil 7-18'deki gibi olmaktadır.



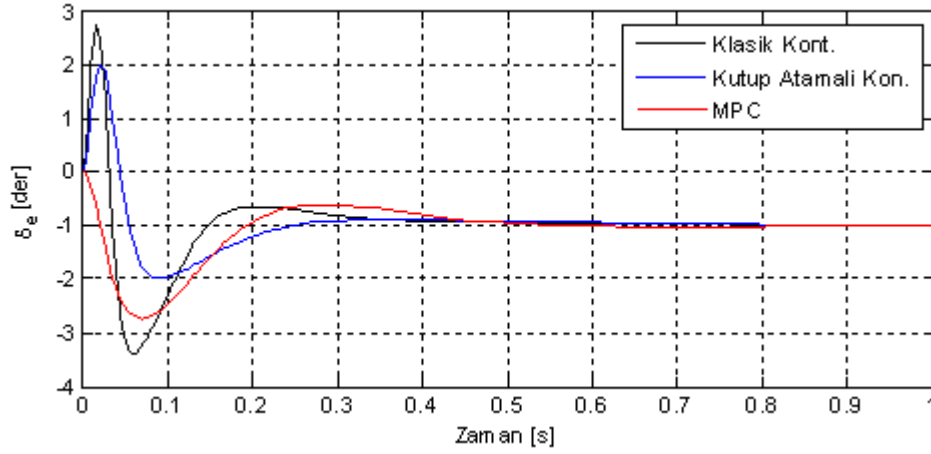
Şekil 7-14 : Yunuslama otopilotu ivme cevabı ($q_0 = 20^\circ / s$)



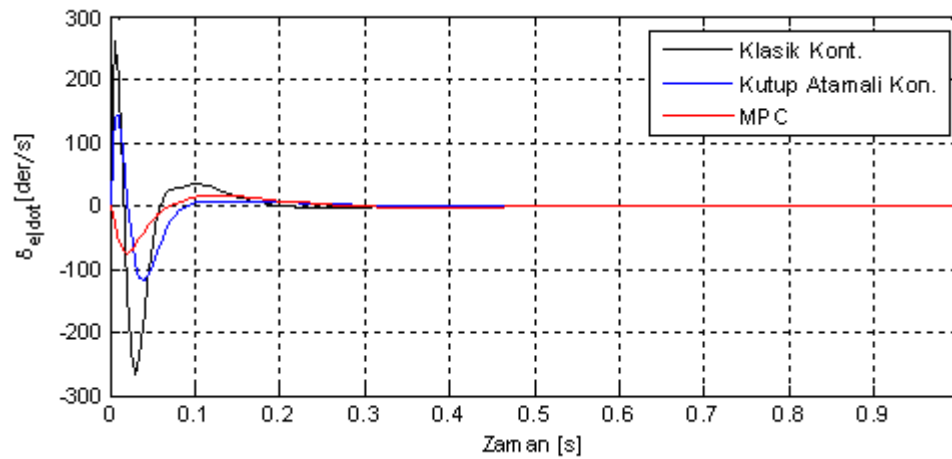
Şekil 7-15 : Yunuslama otopilotu hücum açısı cevabı ($q_0 = 20^\circ / s$)



Şekil 7-16 : Yunuslama otopilotu yunuslama açısai hızı cevabı ($q_0 = 20^\circ / s$)



Şekil 7-17 : Yunuslama otopilotu kontrol yüzeyi açısı cevabı ($q_0 = 20^\circ / s$)

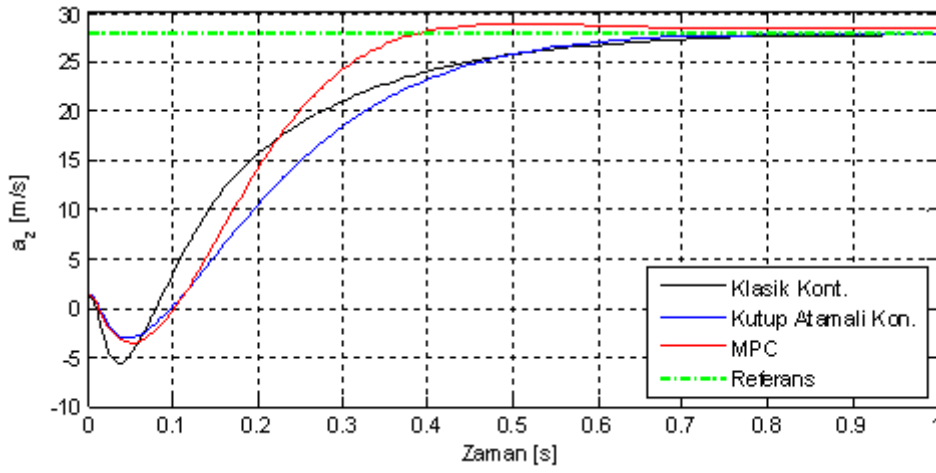


Şekil 7-18 : Yunuslama otopilotu yüzeyi açısai hızı cevabı ($q_0 = 20^\circ / s$)

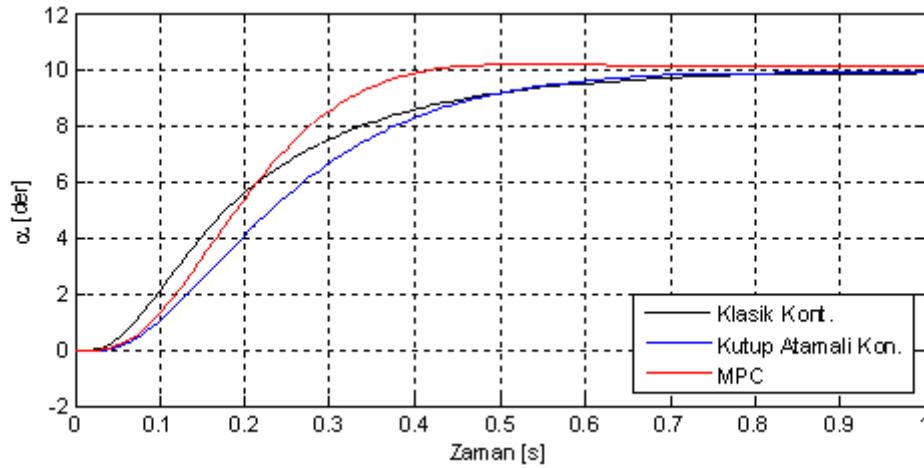
$q_0 = 20^\circ / s$ olduğu durumda otopilot performansları incelendiğinde MPC'nin en az kontrol yüzeyi eforu harcaması ve klasik ve kutup atamalı kontrole göre daha hızlı

istenen referansa ulaşıldığı gözlemlenmektedir. Füzenin ivme cevabına (Bkz. Şekil 7-14) bakıldığında 0-0.1 saniye arasında klasik ve kutup atamalı kontrolcü ile kararlılığı sağlanan sistemin çırpındığı görülürken MPC ile tasarlanan otopilotla uçan füzede bu çırpınmanın olmadığı görülmektedir. Bu durum Şekil 7-17 ve Şekil 7-18'deki kontrol yüzeyi açısı ve açısal hız grafiklerinde de gözlemlenebilmektedir. Kullanılan kontrol yüzeyi ve tepki hızı olarak MPC ile tasarlanan otopilot en başarılısı gözükmemektedir.

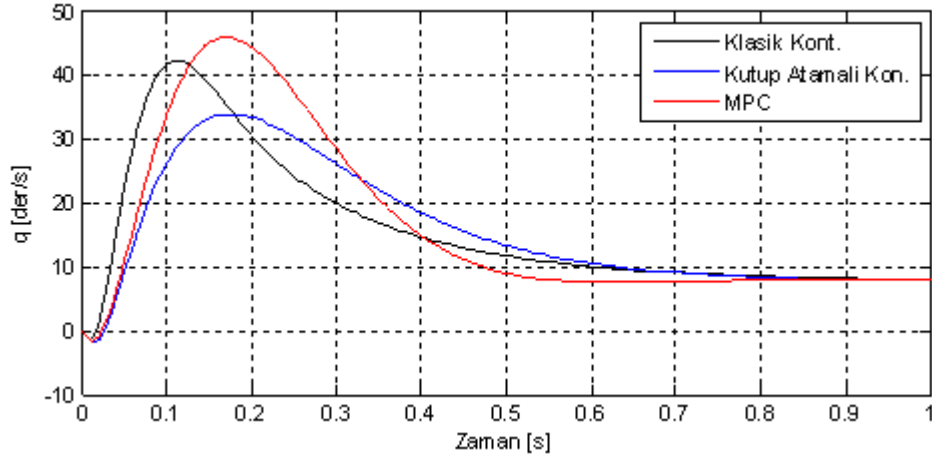
İlk anda durum değişken değerlerinden yunuslama açısal hızı, δ 'nın 1° , diğerlerinin ise 0 olduğu durumda, 3 kontrolcünün performansı Şekil 7-19, Şekil 7-20, Şekil 7-21, Şekil 7-22 ve Şekil 7-23'teki gibidir.



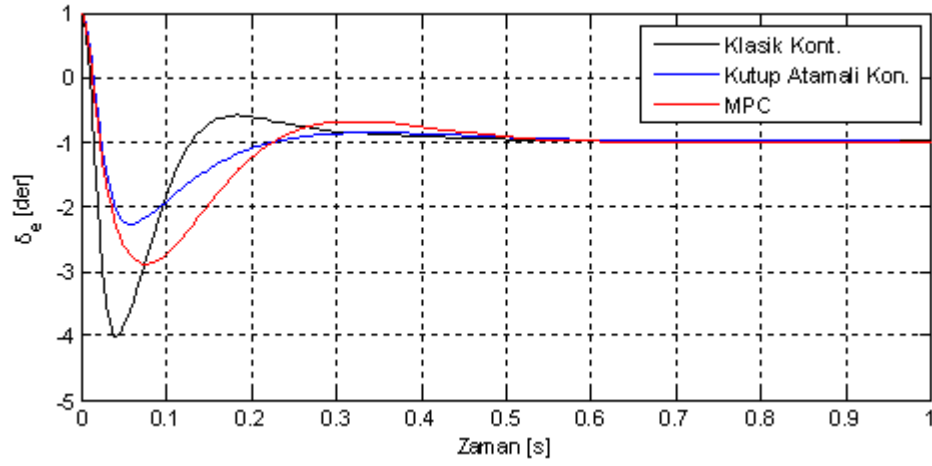
Şekil 7-19 : Yunuslama otopilotu ivme cevabı ($\delta_0 = 1^\circ$)



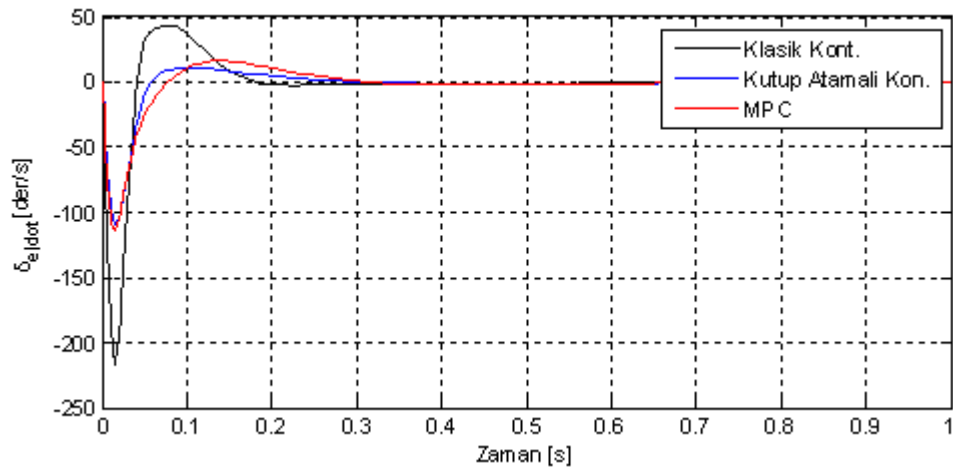
Şekil 7-20 : Yunuslama otopilotu hücum açısı cevabı ($\delta_0 = 1^\circ$)



Şekil 7-21 : Yunuslama otopilotu yunuslama açısai hızı cevabı ($\delta_0 = 1^\circ$)



Şekil 7-22 : Yunuslama otopilotu kontrol yüzeyi açısı cevabı ($\delta_0 = 1^\circ$)

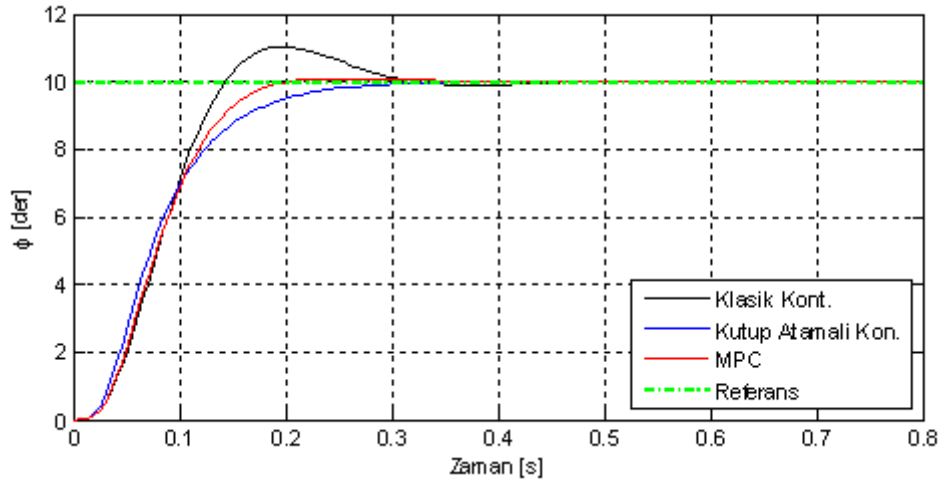


Şekil 7-23 : Yunuslama otopilotu yüzeyi açısai hızı cevabı ($\delta_0 = 1^\circ$)

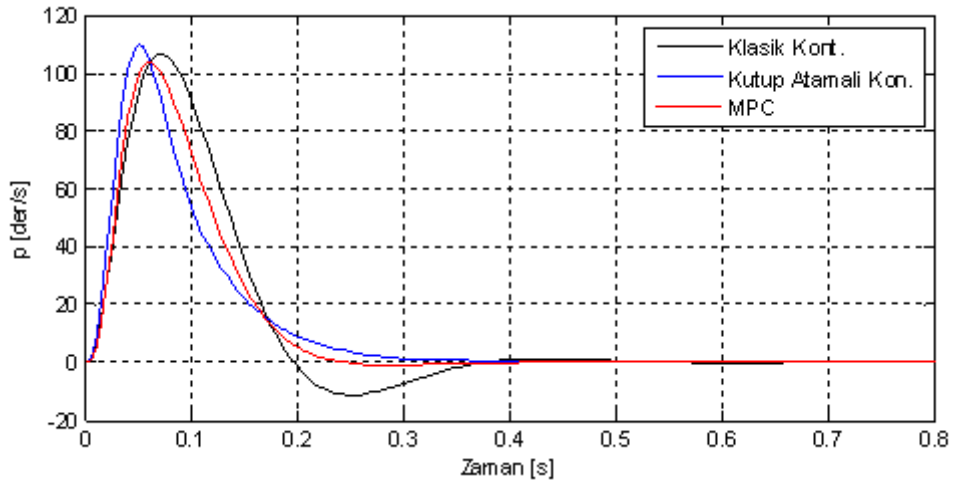
7.1.2. Yuvarlanma hareketi doğrusal benzetimi ve çıktıları

The diagram illustrates a control system for a two-link robot arm. The reference input ϕ_{com} is compared with the feedback signal ϕ at a summing junction. The error signal is processed by a controller $KR(1)$ and a feedforward path Kf . The control signal u_{kutup} is the output of the system. The system also includes a disturbance input u_{kutup} and a feedback path $K(2:4)$.

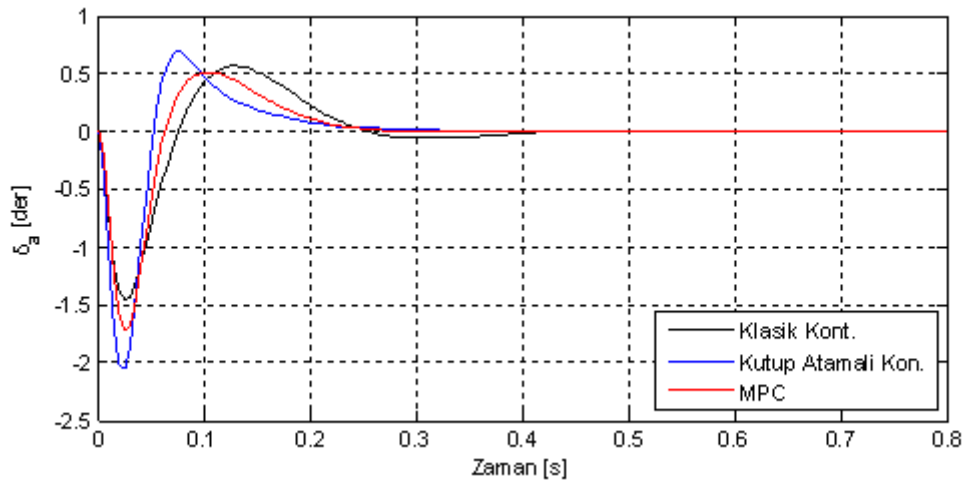
99



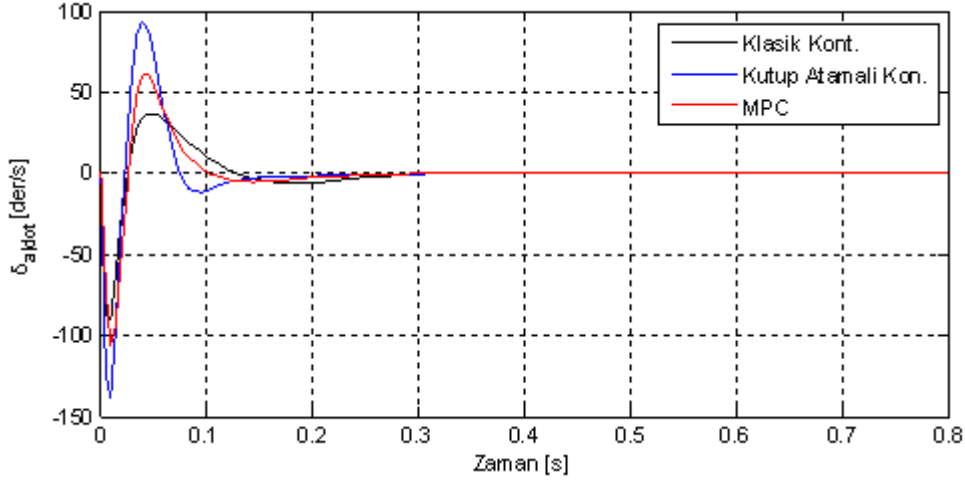
Şekil 7-27 : Yuvarlanma otopilotu yuvarlanma açısı cevabı



Şekil 7-28 : Yuvarlanma otopilotu yuvarlanma açısal hızı cevabı



Şekil 7-29 : Yuvarlanma otopilotu kontrol yüzeyi açısı cevabı



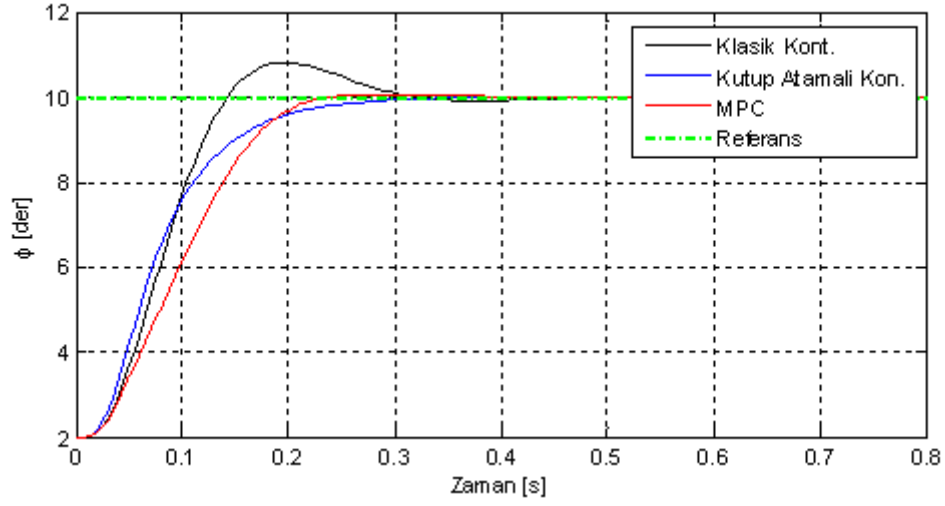
Şekil 7-30 : Yuvarlanma otopilotu kontrol yüzeyi açısı hız cevabı

Füze 0° ’lik yuvarlanma açısından, referans olarak girilen 10° ’lik yuvarlanma açısını gerçekleştirirken verdiği cevap Şekil 7-27, Şekil 7-28, Şekil 7-29 ve Şekil 7-30’da verilmiştir. Şekil 7-27 incelendiğinde kontrolcülerin (kutup atamalı, klasik ve öngörülü kontrol), füzeyi istenen referans değere getirebilmesi için geçen zamanın birbirine çok yakın olduğu görülmektedir. Bu durum Şekil 7-28’e bakılarak da görülebilmektedir. Ancak, Şekil 7-29 ve Şekil 7-30’da verilen, kontrolcülerin kontrol yüzeylerinin hareketleri incelendiğinde kutup atamalı kontrolcünün diğer iki kontrolcüye göre daha fazla efor harcadığı görülebilmektedir. MPC ile klasik kontrolcünün performansları birbirine yakındır.

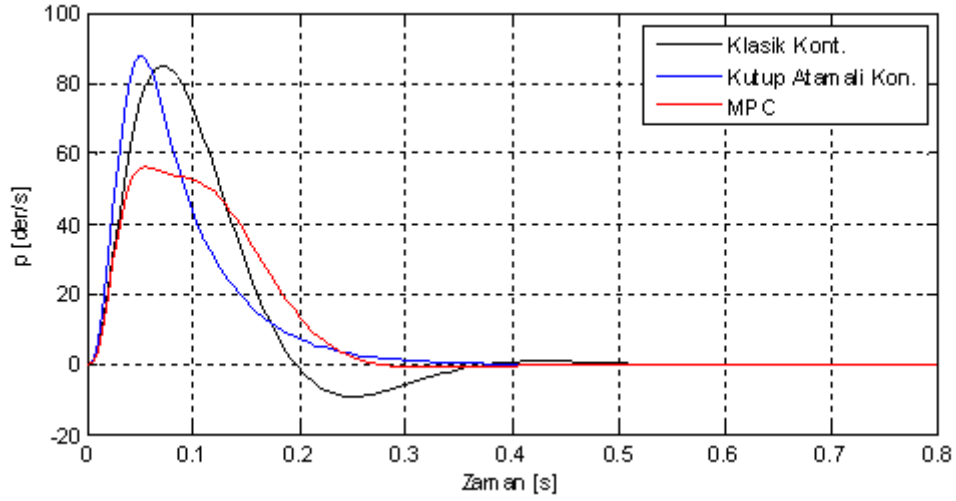
Füze durum değişkenlerinin sıfır denge konumundan daha farklı bir değerde başlaması otopilot üzerinde bozucu etki olarak yansımaktadır. Bu durumdan otopilotun performansı, otopilot gürbüzlüğüne göre fazla ya da az etkilenecektir.

Yunuslama füze modelinde durum değişkenleri yuvarlanma açısı (ϕ), yuvarlanma açısı hızı ($\dot{\phi}$), kontrol yüzeyi açısı (δ) ve açısı hızı ($\dot{\delta}$), sistem çıktısı ise birinci durum değişkeni yuvarlanma açısıydı.

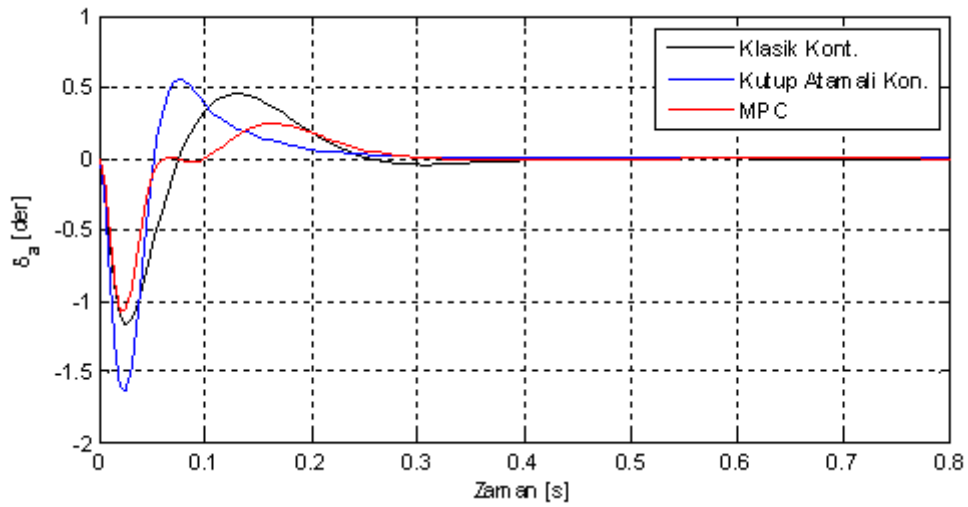
İlk anda durum değişken değerlerinden yuvarlanma açısı, ϕ ’nın 2° , diğerlerinin ise 0 olduğu durumda, 3 kontrolcünün performansı Şekil 7-31, Şekil 7-32, Şekil 7-33 ve Şekil 7-34’teki gibi olmaktadır.



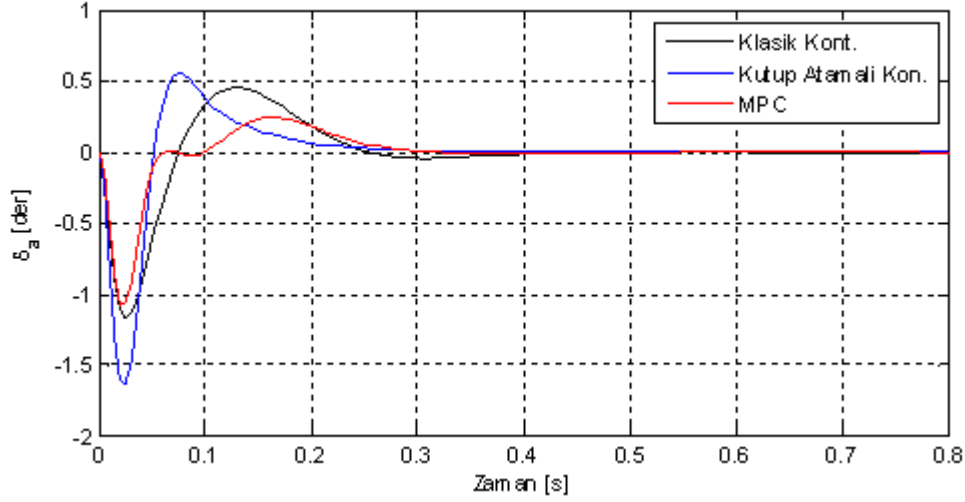
Şekil 7-31 : Yuvarlanma otopilotu yuvarlanma açısı cevabı ($\phi = 2^\circ$)



Şekil 7-32 : Yuvarlanma otopilotu yuvarlanma açısal hız cevabı ($\phi = 2^\circ$)



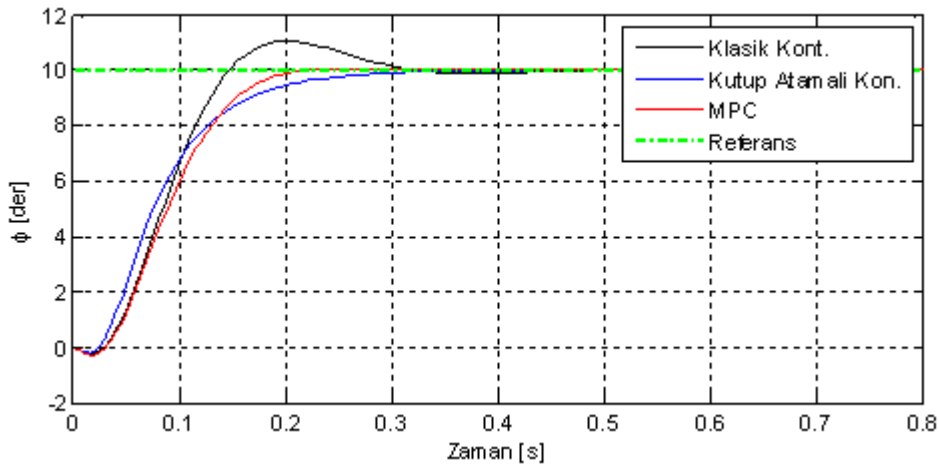
Şekil 7-33 : Yuvarlanma otopilotu kontrol yüzeyi açısı cevabı ($\phi = 2^\circ$)



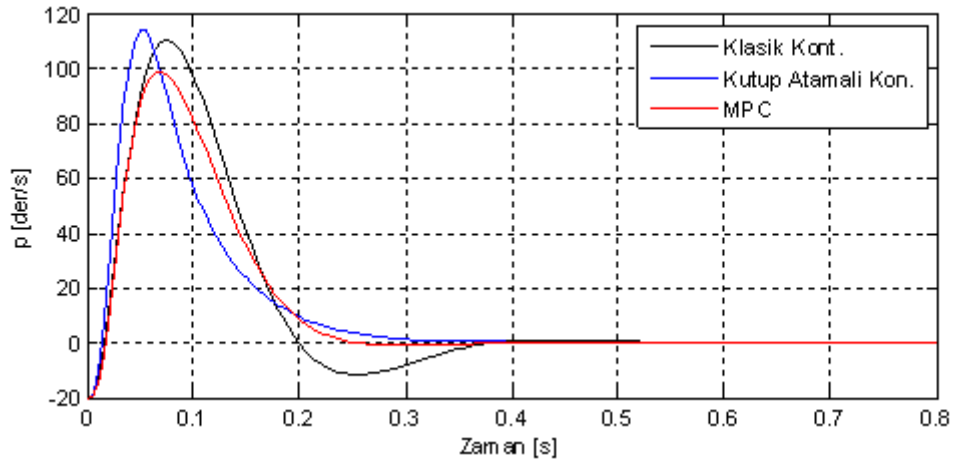
Şekil 7-34 : Yuvarlanma otopilotu kontrol yüzeyi açısı hızı cevabı ($\phi = 2^\circ$)

$\phi_0 = 2^\circ$ olduğu durumda otopilot performansları incelendiğinde MPC ile kontrolü yapılan füzenin en fazla etkilendiği görülmüştür. Şekil 7-32’de füze referansı gerçekleşirken yuvarlanma açısı hızlarının değişimi görülmektedir. Burada MPC ile yapılan tasarım sonucunda oluşan yuvarlanma hızı diğer iki otopilota göre daha küçüktür. Bu durum Şekil 7-31’de de gözlemlenebilmektedir, sistem istenen referansa MPC yöntemiyle yapılan otopilotta daha yavaş oturmaktadır. Kullanılan kontrol yüzeyi açılarına ve açısı hızlarına bakıldığında kutup atamalı kontrol yönteminin başarılı olduğu görülmektedir.

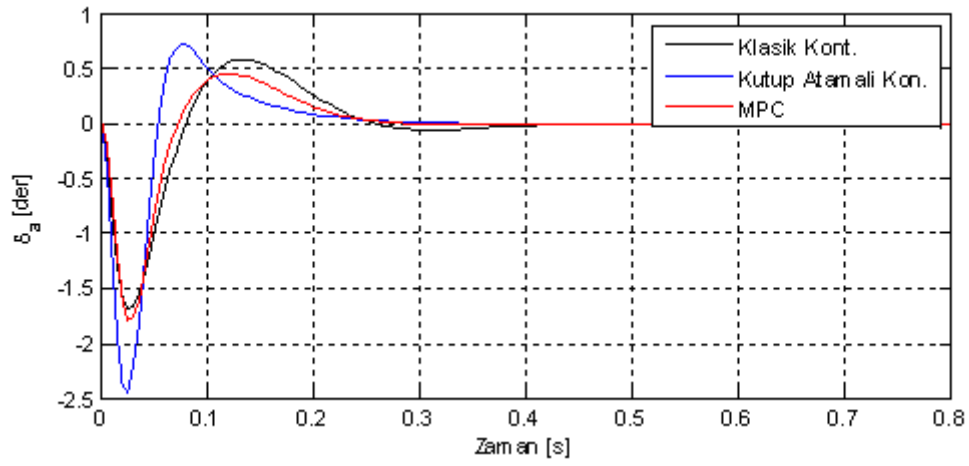
İlk anda durum değişken değerlerinden yunuslama açısı hızı, p ’nın $-20^\circ/s$, diğerlerinin ise 0 olduğu durumda, 3 kontrolcünün performansı Şekil 7-35, Şekil 7-36, Şekil 7-37 ve Şekil 7-38’deki gibidir.



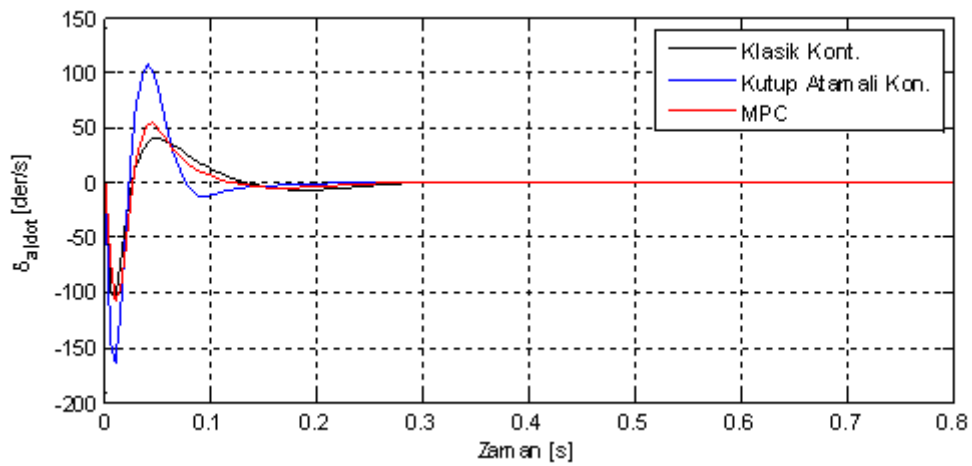
Şekil 7-35 : Yuvarlanma otopilotu yuvarlanma açısı cevabı ($p_0 = -20^\circ / s$)



Şekil 7-36 : Yuvarlanma otopilotu yuvarlanma açışal hızı cevabı ($p_0 = -20^\circ / s$)



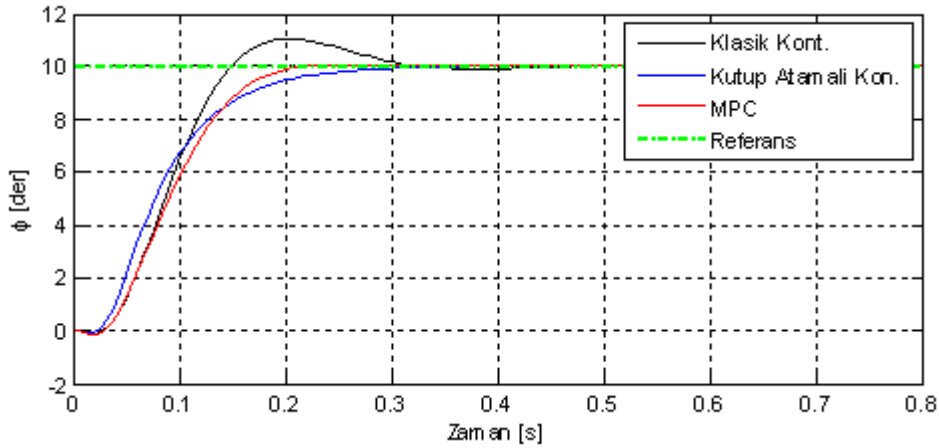
Şekil 7-37 : Yuvarlanma otopilotu kontrol yüzeyi açışa cevabı ($p_0 = -20^\circ / s$)



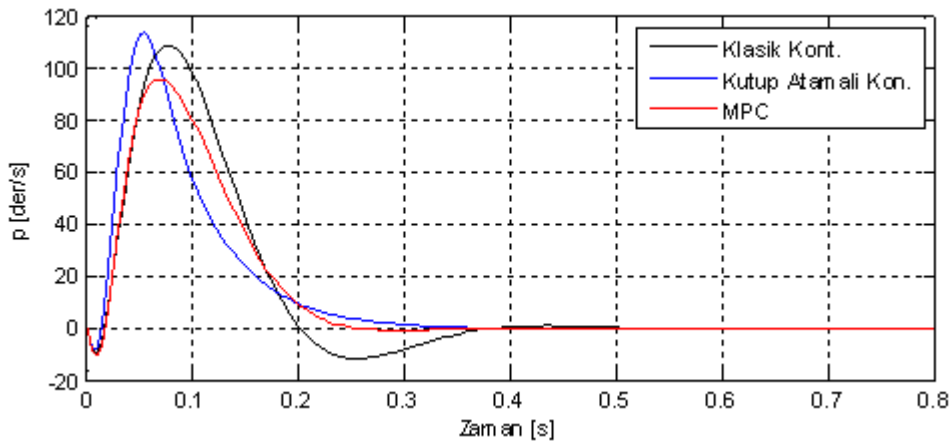
Şekil 7-38 : Yuvarlanma otopilotu kontrol yüzeyi açışal hız cevabı
($p_0 = -20^\circ / s$)

$p_0 = -20^\circ / s$ olduğu durumda otopilot performansları incelendiğinde, füzenin verilen referans değere birbirine yakın zamanlarda oturduğu görülmektedir (Bkz. Şekil 7-35). Şekil 7-36'da 3 kontrolcü için sistemin yuvarlanma hızları verilmiş olup, bu hızların birbirine yakıl olduğu gözlemlenmektedir. Ancak Şekil 7-37 ve Şekil 7-38 incelendiğinde klasik kontrol yönteminin diğer iki yöntemle göre daha fazla kontrol yüzeyi açısı kullandığını ve daha fazla kontrol yüzeyi açısal hızına sahip olduğu görülmektedir. Başka bir değişle yuvarlanma açısal hızı ilk değeri denge durumu dışında farklı bir değer aldığı anda klasik kontrol yöntemi daha fazla efor harcayacaktır. MPC ile kutup atamalı kontrol yöntemlerinin harcadıkları efor birbirlerine yakındır ama tepki süreci kutup atamalı kontrol yönteminde daha kısadır.

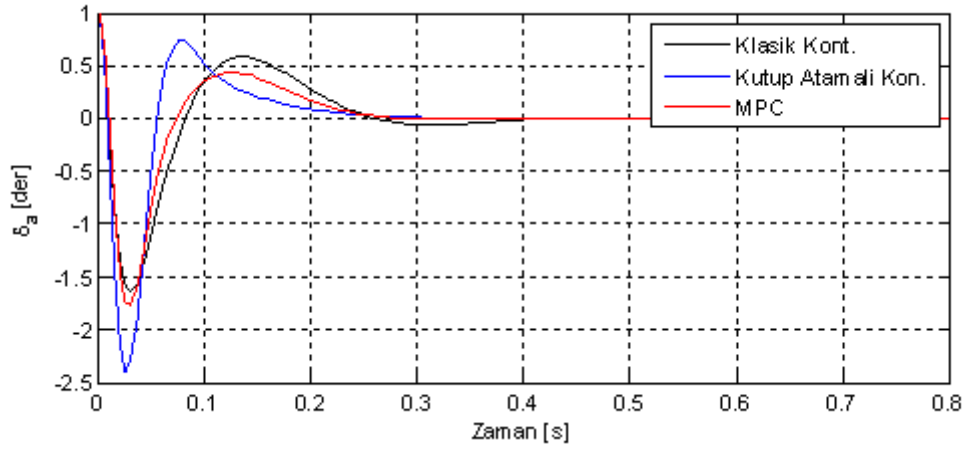
İlk anda durum değişken değerlerinden yunuslama açısal hızı, δ 'nın 1° , diğerlerinin ise 0 olduğu durumda, 3 kontrolcünün performansı Şekil 7-39, Şekil 7-40, Şekil 7-41 ve Şekil 7-42'deki gibi olmaktadır.



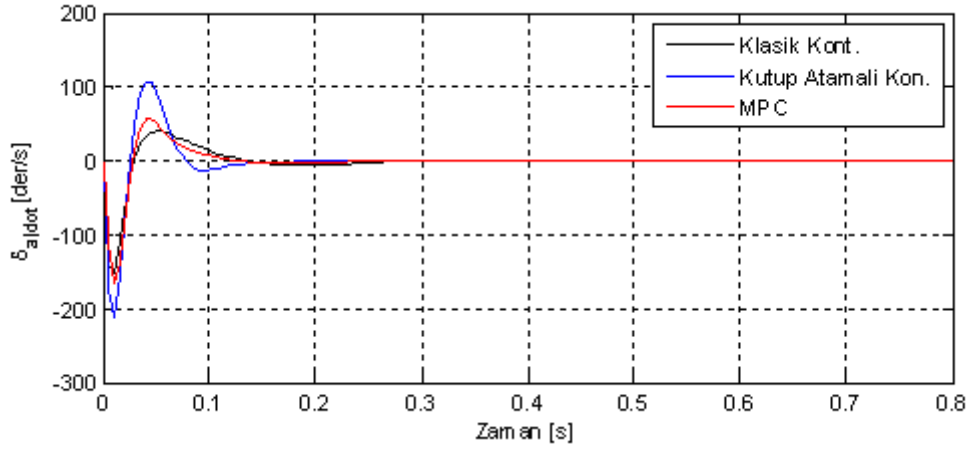
Şekil 7-39 : Yuvarlanma otopilotu yuvarlanma açısı cevabı ($\delta_0 = 1^\circ$)



Şekil 7-40 : Yuvarlanma otopilotu yuvarlanma açısal hızı cevabı ($\delta_0 = 1^\circ$)



Şekil 7-41 : Yuvarlanma otoplotu kontrol yüzeyi açısı cevabı ($\delta_0 = 1^\circ$)



Şekil 7-42 : Yuvarlanma otoplotu kontrol yüzeyi açısal hız cevabı ($\delta_0 = 1^\circ$)

$\delta_0 = 1^\circ$ olduğu durumda otopilot performansları incelendiğinde otopilot performanslarının birbirine oldukça yakın olduğu gözlemlenmekte ancak klasik kontrol yönteminin daha fazla kontrol yüzeyi açısı kullandığını ve daha fazla efor harcadığı görülmektedir (Bkz. Şekil 7-41 ve Şekil 7-42).

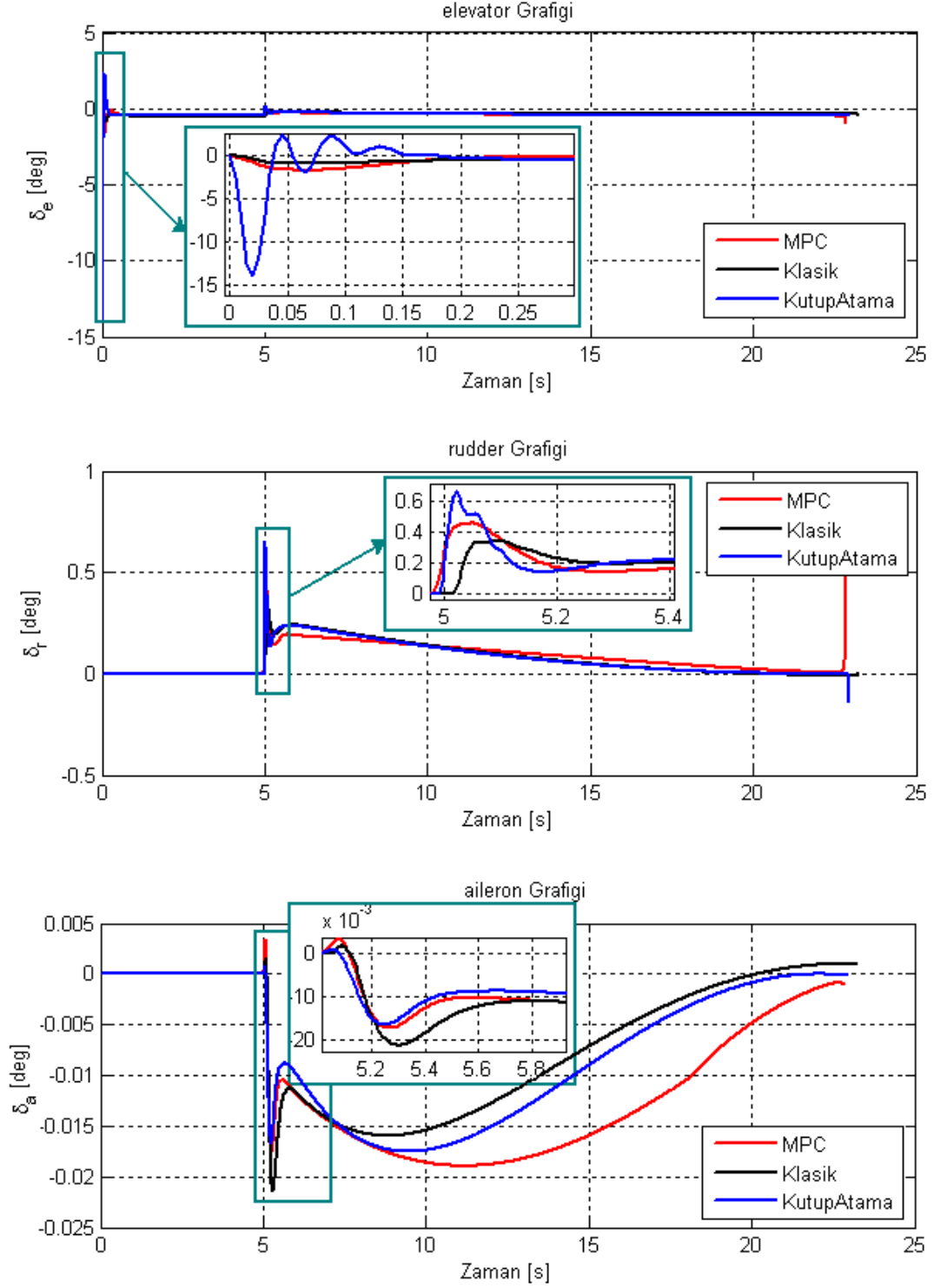
7.2. Doğrusal Olmayan Füze Benzetim Çıktıları

Bu bölümde Matlab SIMULINK'te hazırlanan ve Bölüm 6'da anlatılan doğrusal olmayan füze benzetimi kullanılmıştır.

Benzetimde, arayıcı ve seyrüsefer birimi tarafından güdüm bölümüne gönderilen bilgiler (görüş hattı vektörü açısal hızı ($\dot{\lambda}$), füze gövde hızları (u,v,w) vb.) kullanılarak güdüm ivme referans komutları elde edilmiştir. Güdüm komutları ve seyrüsefer çıktıları (füze açısal hızları (p,q,r) ve çizgisel ivmeleri (a_y, a_z)) otopilot birimine gönderilmiştir. Otopilot, gelen ivme referansını kullanarak gereken kontrol yüzeyi açısı komutları hesaplamış ve bu açı değerlerini kontrol tahrik sistemine (KTS) göndererek füze tarafından gerçekleştirilmesini sağlamıştır. Kontrol yüzeylerinin hareketiyle füze yeni açısal konum ve çizgisel ivmeye ulaşmıştır. Bu döngü her bir örnekleme anında tekrarlanarak füzenin hedef ile çarpışması sağlanmıştır.

Arafaz güdüm ile başlayan doğrusal olmayan benzetim aracı, arayıcı sınırları içerisine (bakış hattı açısı ve bakış menzili) hedef girdiği anda terminal faza geçiş yapılmaktadır. Arafazda yerçekimi sönümlemesi yapılırken başka bir değişle yer çeminin ters yönünde 1g'lik bir ivme komutu üretilirken, terminal fazda saf oransal seyrüsefer kanunu kullanılarak güdüm komutları üretilmektedir. Üretilen komutlar, otopilot tarafından gerçekleştirilerek füzenin hedef ile çarpıştırılması sağlanmaktadır.

Füzenin otopilotları üç farklı kontrol yöntemiyle tasarlanmıştır. Otopilotların aynı referans girdiye verdiği cevaplar her ne kadar birbirine yakın olsa da farklıdır. Dolayısıyla, füze farklı davranışlar (farklı hızlar, yörüngeler, açısal hızlar vb.) sergilemektedir. Herbir otopilot ile koşturulan benzetim sonucunda kontrol yüzeyi açıları, füze pozisyon yörüngeleri, füze çizgisel ivmeleri, füze gövde açıları ve açısal hızları, vuruş açıları ve hızları birbirinden farklı olarak elde edilmektedir. Durumla ilgili grafikler aşağıda verilmiştir.



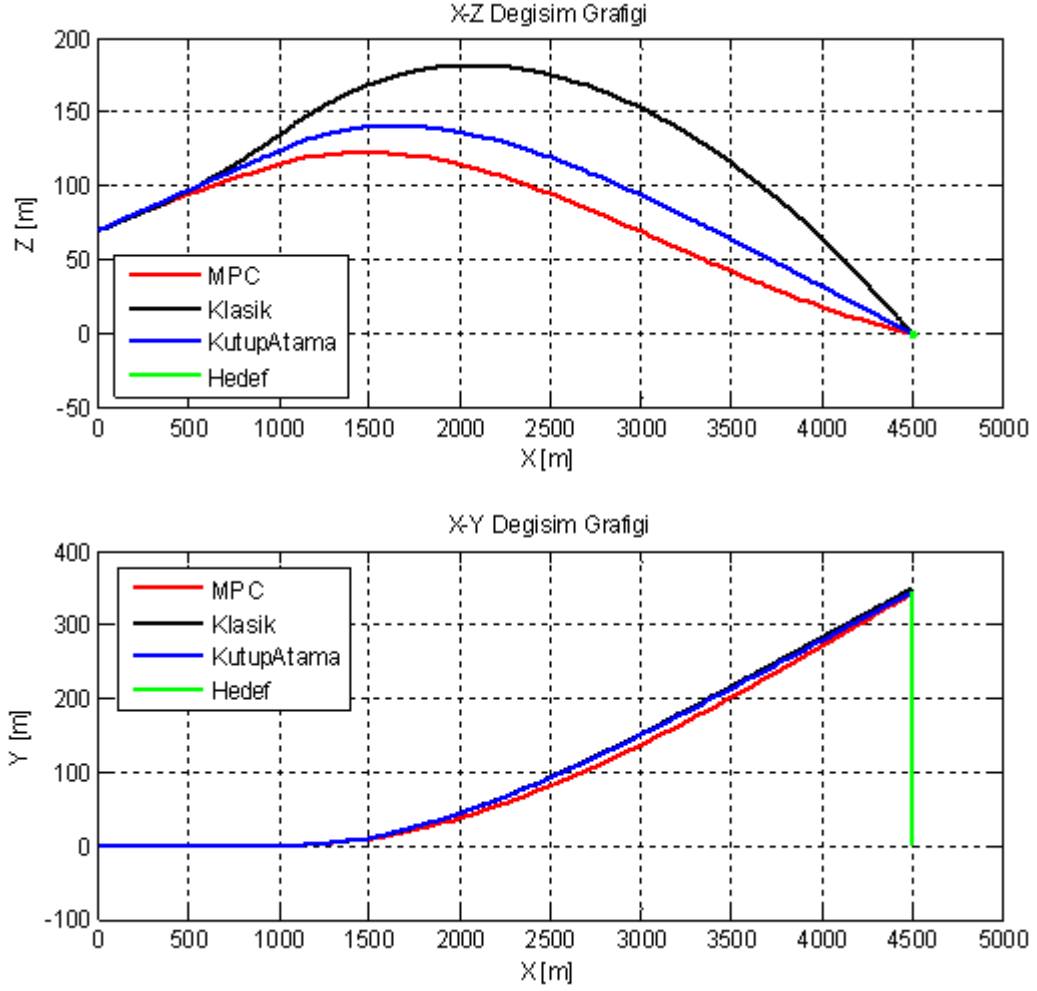
Şekil 7-43 : Füze kontrol yüzey açılarının zamana göre değişim grafiği

Uçuş süresi boyunca otopilot tarafından üretilen kontrol yüzeyi açılarının zamana göre değişimi Şekil 7-43'de verilmiştir. Birinci grafikte, elevator kontrol yüzeyinin zamana göre değişimi verilmektedir. Elevator, yunuslama hareketinin kontrolünde kullanılan kontrol yüzeyidir. Birinci grafik incelendiğinde, kutup atamalı kontrol yöntemiyle tasarlanan otopilot çıktısının en fazla kontrol yüzeyi açısı kullandığı

görülmektedir. Kutup atamalı kontrol ile tasarlanan otopilot, kontrol yüzeyi maksimum açısı $\pm 10^\circ$ olması gerekirken daha fazla bir kontrol yüzeyi açısı kullanmaya ihtiyaç duymaktadır. Ek olarak bu kontrol yöntemini kullanan otopilot çıktısı daimi rejime diğer iki kontrol yöntemi kullanan otopilotlara göre daha geç geçmekte ve bu geçiş sırasında salınım yaparak daha fazla efor harcamaktadır. MPC ile üç döngülü klasik kontrol yöntemiyle tasarlanan otopilot çıktıları birbirine yakındır. Elvator kontrol yüzeyi çıktısı ile yunuslama hareketi kontrol edilmekte ve uçuş boyunca yunuslama hareketine yer çekimi bozucu olarak etki etmektedir. Başka bir deyişle otopilotlar yer çekimi bozucu etkisi altında çalışmakta ve performanslarını bu bozucu etmen altında sergilemektedir. Kontrol yüzeyi çıktılarının füzeye etkileri Şekil 7-45, Şekil 7-46 ve Şekil 7-47’de z-yönündeki ivme grafiklerinde görülebilmektedir. İlk anda, MPC ile klasik kontrol yöntemleri ile tasarlanan otopilot çıktıları birbirine yakınken, kutup atamalı kontrol diğer iki kontrolcü kadar gürbüz cevap verememektedir.

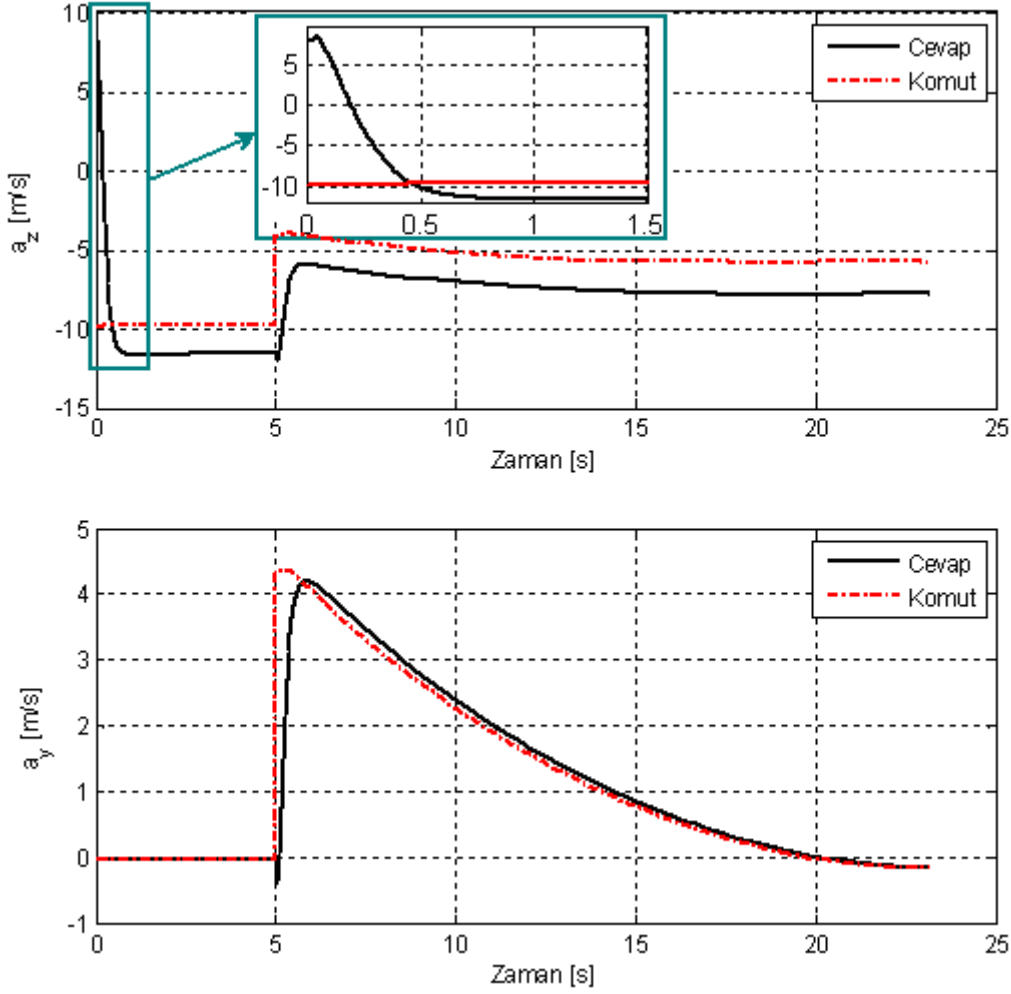
İkinci grafiğe bakıldığında rudder kontrol yüzeyinin zaman göre değişimi görülmektedir. Rudder, sapma hareketinin kontrolünde kullanılmaktadır. İkinci grafikte, kontrolcü çıktılarının birbirine yakın olduğu görülmektedir. Arayıcının hedefe kilitlenme anında sapma güdümü başlamaktadır. Bu sebepten dolayı farklı zamanlarda otopilotlar komut üreterek sapma hareketini başlatmıştır.

Üçüncü grafikte ise aileron çıktıları verilmiştir. Aileron kontrol yüzeyi kullanılarak füzenin yuvarlanma hareketi kontrol edilmektedir. Yuvarlanma hareketi için ilk anda otopilot çıktıları birbirine yakınken zamanla MPC otopilotunun daha fazla kontrol yüzeyi açısına ihtiyaç duyduğu görülmektedir.



Şekil 7-44 : Füze yörüngesi

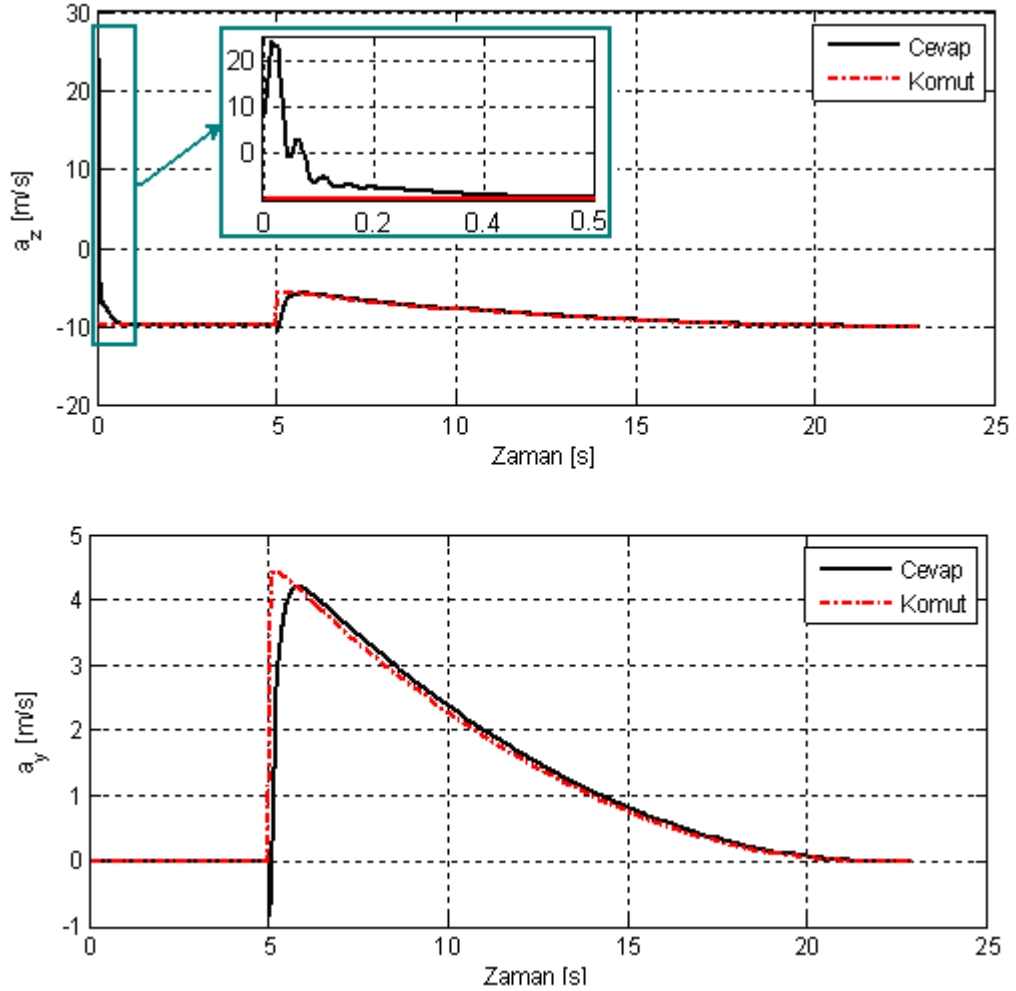
Şekil 7-44'te üç farklı otopilotla koşturulan füze benzetiminin yörünge çıktıları verilmiştir. Model öngörülü kontrol (MPC) ile tasarlanan otopilotu kullanan füzenin en kısa yörüngeyi izlediği, klasik kontrollü ile kontrolü sağlanan füzenin izlediği yörünge en uzun yörünge olduğu görülmektedir. Kutup atamalı kontrolcü ile tasarlanan otopilotu kullanan füzenin ise MPC ile klasik kontrollü füze yörüngeleri arasında MPC'ye yakın bir yörünge izlediği görülmektedir. MPC tasarımı yapılırken amaç fonksiyonelinin minimize edilme ilkesi kullanılmıştır. Elde edilen pozisyon grafikleri de bu durumu doğrulamıştır. En kısa yörüngeye takip eden MPC'li füze olmuştur.



Şekil 7-45 : Klasik kontrol ile dikey (y ve z eksenleri) ivme komutu ve cevabı grafiği

Klasik kontrol ile otopilot tasarımı yapılan füzenin hedefi vurabilmesi için güdüm bölümünden üretilen referans ivme komutları ve bu komutların füze tarafından takibi Şekil 7-45'te verilmiştir. z -yönündeki ivme kontrolü yapılırken kullanılan kontrolcü yapısında integratör bulunmadığından referans takibi sırasında kalıcı durum hatası meydana gelmektedir (bkz. Bölüm 4.1). Tasarım sırasında doğrusal modelde oluşan durum hatasını kapatacak bir kazanç ile kontrolcü girişi yükseltmişti. Ancak, füze doğrusal modeli yer çekimi terimini içermemektedir. Bu sebeple doğrusal olmayan füze benzetiminde kalıcı durum hatası oluşmaktadır. Oluşan bu hata güdüm tarafından sonumlenerek füzenin hedef ile çarpıştırılması sağlanmaktadır. y -yönünde yer çekimi gibi bir dış kuvvet ekti etmediğinden otopilot tasarımının yapıldığı doğrusal model, doğrusal olmayan füze modeline oldukça yakın olmakta ve sonuçta z -eksenine göre daha iyi bir performans gösterirken kalıcı durum hatasını da minimum olmaktadır. Uçuş sırasında otopilot kazançları füze hızına ve irtifaya bağlı olarak ara değerlendirme (interpolasyon) yapılarak bulunmaktadır. Dolayısıyla uçuş boyunca istenen performansta otopilot çalışmaktadır. Benzetim başlangıç

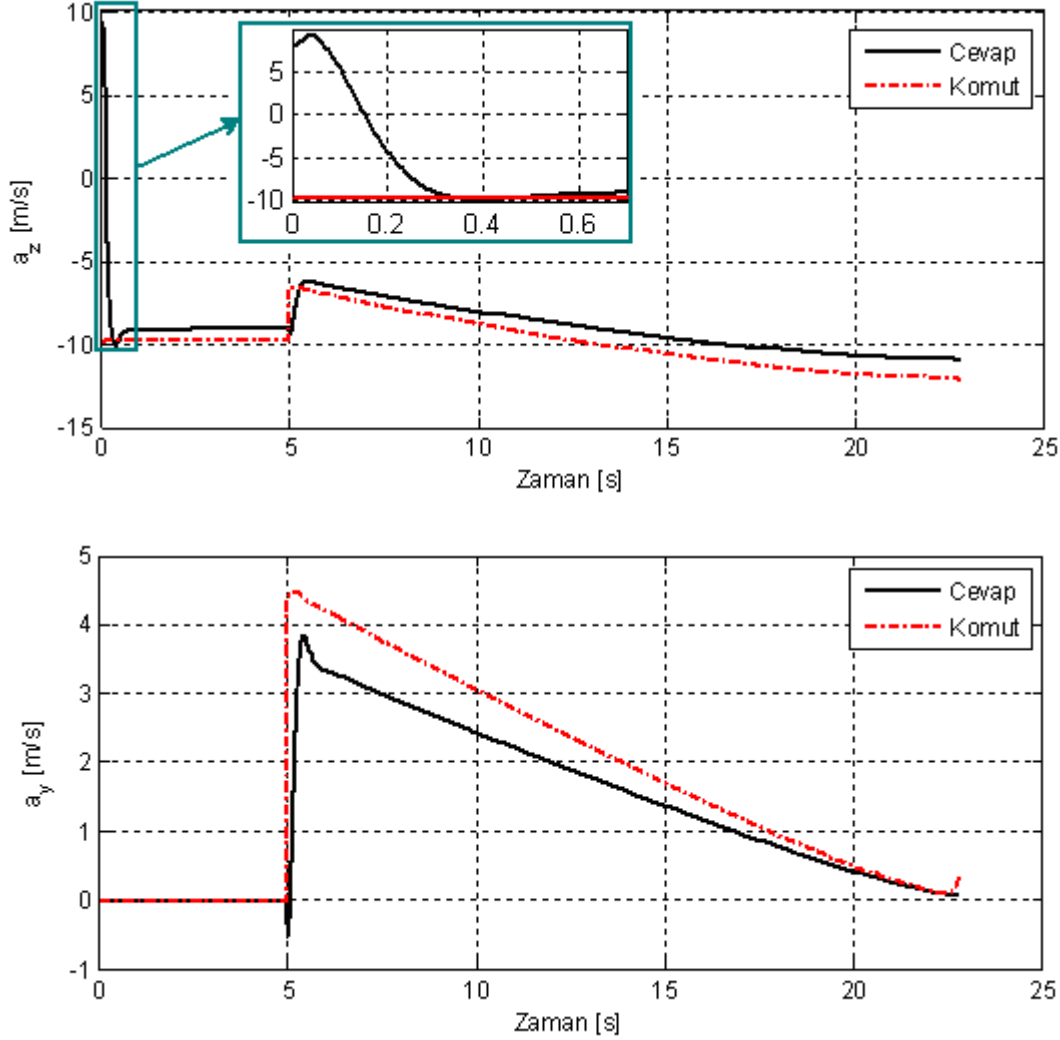
anında z yönündeki füze ivmesinin ilk değeri 0'dan yani otopilotların tasarımının yapıldığı denge konumundan farklıdır. Üç döngülü otopilot yeterince gürbüz olduğundan ivme değerini istenen referans değerine belli durum hata ile çekebilmiştir ve referans takibini sürdürmüştür.



Şekil 7-46 : Kutup atamalı kontrol ile dikey (y ve z eksenleri) ivme komutu ve cevabı grafiği

Şekil 7-46'te kutup atamalı kontrol ile otopilot tasarımı yapılan füzenin hedefi vurabilmesi için güdüm bölümünden üretilen referans ivme komutları ve bu komutların füze tarafından takibi verilmiştir. Yunuslama/sapma füze modeli integratör içermemektedir (tip-0 model). Bu sebepten ötürü sistemde kalıcı durum hatası oluşması muhtemeldir. Bu durumu ortadan kaldırmak için kutup atamalı sisteme integratör eklenmiş ve durum hatasının sıfıra yakınsamasının sağlanması hedeflenmiştir (bkz. Bölüm 4.2). Füze, güdüm tarafından üretilen referans ivme komutlarını kalıcı durum hatası bırakmadan takip edebilmektedir. Uçuş sırasında otopilot kazançları füze hızına ve irtifaya bağlı olarak ara değerlendirme (interpolasyon) yapılarak bulunmaktadır. Dolayısıyla uçuş boyunca istenen performansta otopilot

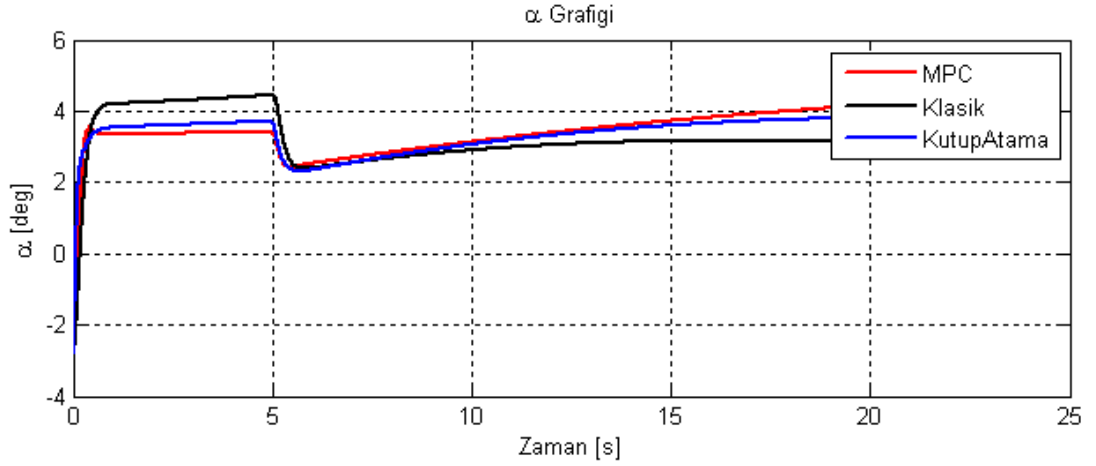
çalışmaktadır. Fakat benzetim başlangıç anında z yönündeki füze ivmesinin ilk değeri 0'dan yani otopilotların tasarımının yapıldığı denge konumundan farklıdır. Bu sebepten z yönünde ilk anda otopilot performansının yetersiz olması söz konusu olmuştur. Başka bir deyişle ilk değer hatası otopilot gürbüzlüğüne etki etmiştir.



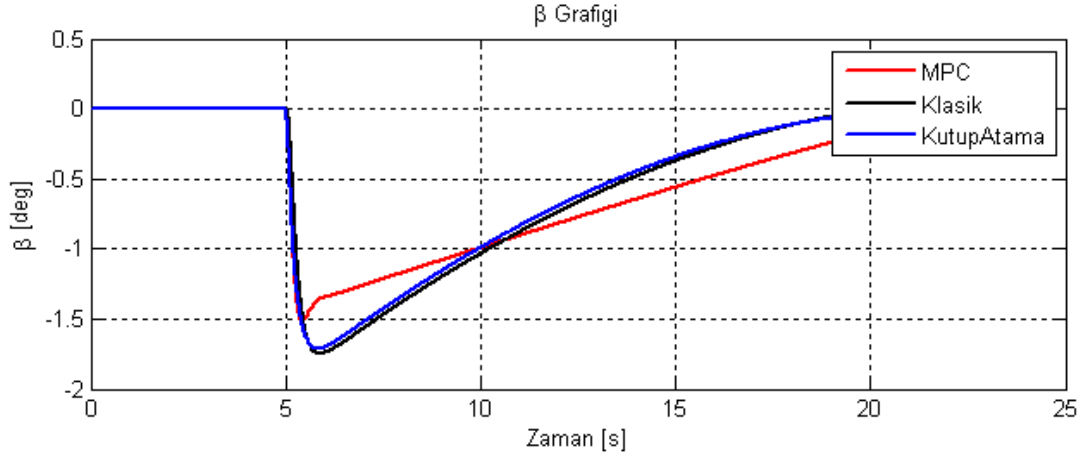
Şekil 7-47 : Model öngörülü kontrolcü ile dikey (*y* ve *z* *eksenleri*) ivme komutu ve cevabı grafiği

Şekil 7-47’da model öngörülü kontrol ile otopilot tasarımı yapılmış ivme grafiği verilmiştir. Grafikte güdümden çıkan referans ivme komutları ve füzenin ivme cevabı yer almaktadır. MPC yöntemiyle tasarlanan otopilot Matlab SIMULINK’teki benzetime *MPCtool* kullanılarak entegre edilmiştir. MPC otopilotu içinde integratör barındırmamakta dolayısıyla kalıcı durum hatası ile ivme komutunu takip edebilmektedir. Bir adım girdi sisteme uygulandığında sistem durum hatası ile cevap vermekte ancak zamanla MPC algortiması bu hatayı kapatmaya çalışmaktadır. Bu durum Şekil 7-47’da *y* eksenindeki grafikte açıkça görülebilmektedir. Öte yandan

MPC otopilotunda ara değerleme (interpolasyon) yöntemi kullanılamamaktadır. Füzenin anlık uçuş koşulları otopilot tasarımının yapıldığı iki nokta arasından hangisine yakınsa o noktadaki otopilot kullanılmaktadır (bkz. Şekil 6-11 ve ekil 6-12). Bu sebeple füze tasarım noktasından uzaklaştıkça otopilot performansı azalmakta, referans ivme komutunu takip etme performansı düşmektedir. Benzetim başlangıç anında z yönündeki füze ivmesinin ilk değeri 0'dan yani otopilotların tasarımının yapıldığı denge konumundan farklıdır. MPC yeterince gürbüz olduğundan ivme değerini istenen referans değerine belli durum hata ile ekebilmitir ve referans takibini srdrmtır.



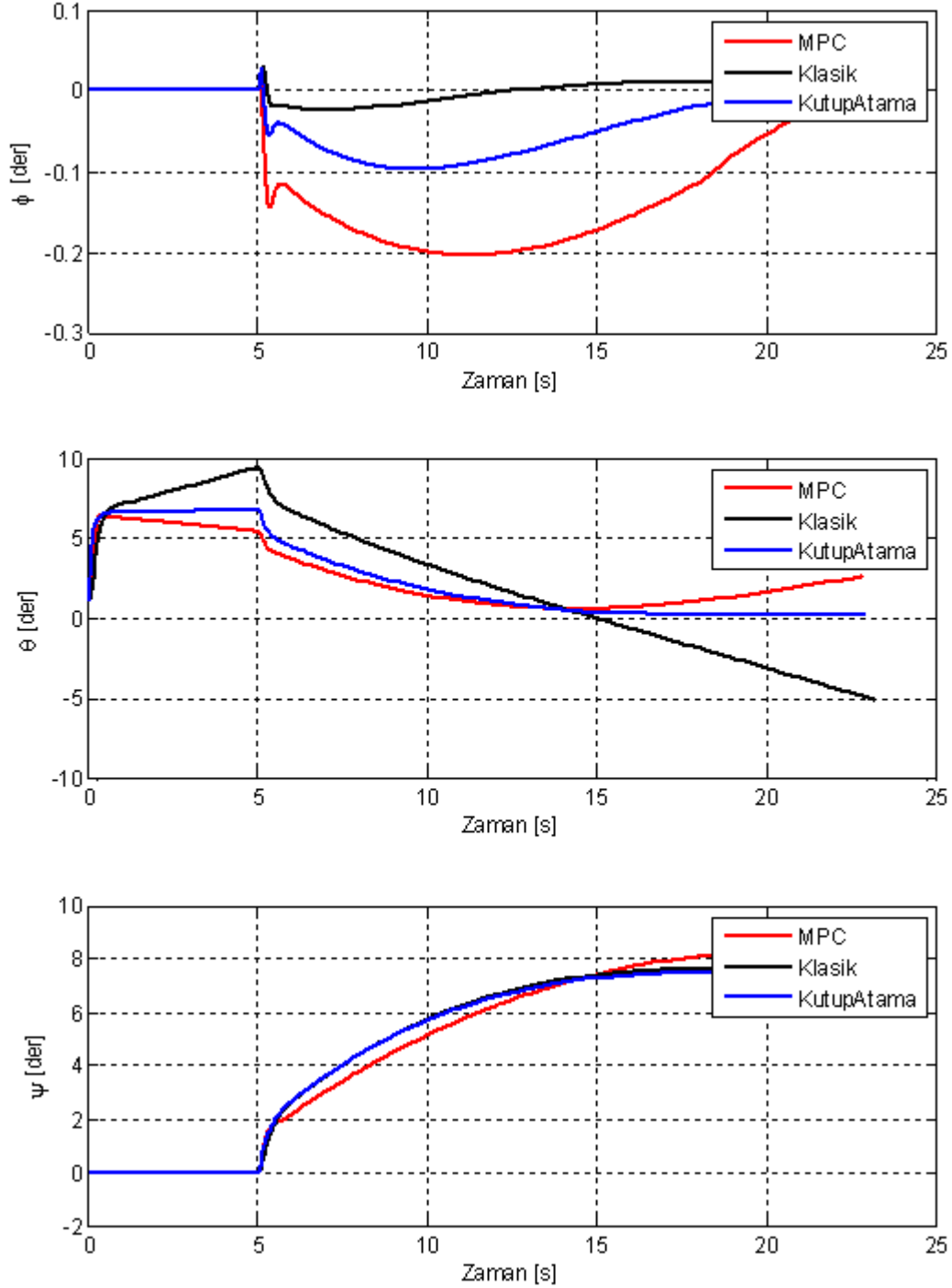
Şekil 7-48 : 3 kontrolcü için füze hücum açısının zamana göre değişimi



Şekil 7-49: 3 kontrolcü için füze kayma açısının zamana göre değişimi

Sırasıyla Şekil 7-48 ve Şekil 7-49'de verilen hücum (α) ve kayma (β) açıları, dikey yönde (y-z eksenlerinde) ekilen ivmelere bağlıdır. Oluşan α ve β füzenin x-ekseni etrafında yuvarlanma hareketi yapmasına sebep olmaktadır. Yuvarlanma açısı, ϕ yuvarlanma otopilotu tarafından sıfır etrafında tutulmaya çalışılır. α ve β değerlerinin büyüklüğü yuvarlanma otopilot performansını olumsuz etkiler. Şekil 7-50'de 3 farklı

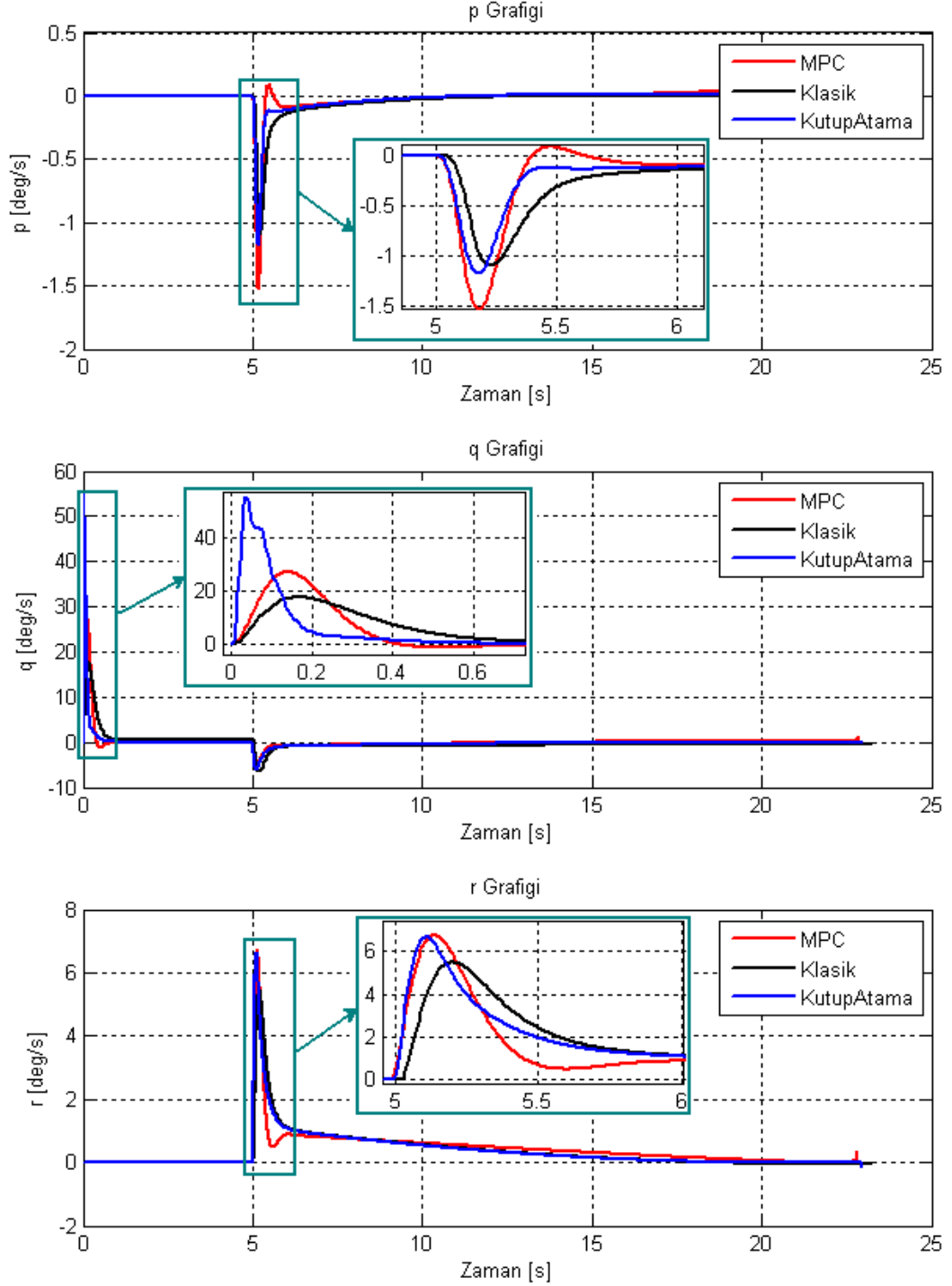
otopilot ile koşturulan benzetim sonucunda elde edilen euler açıları verilmektedir. Birinci grafikte yunuslama otopilot performansı başka bir değişle yuvarlanma açısı, ϕ verilmiştir. İkincin ve üçüncü grafikte verilen yunuslama açısı (θ) ve sapma açısı (ψ) ise izlenen yörüngeye bağlı olarak değişmektedir.



Şekil 7-50 : Füze eluer açılarının zamana göre değişim grafiği

Şekil 7-51'de füze gövdesinin açısai hızları verilmiştir. Yüksek açısai hızlar füze kararlılığına olumsuz etki yapacağı gibi arayıcının hedefe kilitlenmesini de

zorlaştırmaktadır. İlâveten yüksek açısai hız fûze gövdesinde burkulmaya sebep olabilmektedir. Bu olumsuz sonuçlar dikkate alındığında fûze açısai hızları istenen değeri aralığının içindedir.



Şekil 7-51 : Fûze açısai hızlarının zamana göre değışim grafiğı

7.3. Sonuç

Doğrusal olmayan füze benzetiminde, füzedeki ilk anda 4500m uzakta bulunan ve füze hareketine dik yönde 15m/s hızla hareket eden hedefi vurma senaryosu işlenmiştir.

Bölüm 7.1-7.2’de verilen grafikler ve Çizelge 7-1 incelendiğinde yunuslama ve sapma eksenleri için Model Öngörülü Kontrol yönteminin diğer iki kontrol yöntemine göre daha başarılı olduğu görülmüştür. Ancak füzenin yuvarlanma hareketinin kontrolünde istenen performans elde edilememiştir.

Çizelge 7-1’de üç farklı kontrol yöntemiyle uçan füzenin vuruş anındaki hızı, vuruş zamanı, hedefi kaçırma mesafesi ve harcanan eforu verilmiştir.

Çizelge 7-1 : Doğrusal Olmayan Benzetim Otopilot Performans Tablosu

Hedef Uzaklığı [m]	4500		
Hedef Hızı [m/s]	15		
	Klasik Kontrol	Kutup Atamalı Kontrol	Model Öngörülü Kontrol
Vuruş Hızı [Mach]	0.5771	0.574	0.5718
Vuruş Zamanı [s]	23.24	22.98	22.85
Kaçırma Mesafesi [m]	0.4849	0.3835	0.07756
Kontrol Yüzeyi Eforu (Yunuslama Eksen)			
$\left(\int_0^{t_{son}} (e(t))^2 \cdot dt \right)$	3.1367	6.3205	3.8519
Pozisyon Eforu (Yunuslama Eksen)			
$\left(\int_0^{t_{son}} e(t) \cdot dt \right)$	$5.1902 \cdot 10^4$	$5.1278 \cdot 10^4$	$5.1027 \cdot 10^4$

Çizelge 7-1 incelendiğinde üç otopilot için vuruş hızlarının birbirine oldukça yakın olduğu gözlemlenmektedir. Öte yandan, hedefin füzeyi fark etmeden imha edilebilmesi için vuruş süresi önemlidir. Model öngörülü kontrol ile tasarlanan otopilotu kullanan füze en kısa zamanda hedefe ulaşabilirken, üç döngülü kontrol yöntemini kullanan otopilot en uzun zamanda hedefe ulaşmaktadır. Bu durum füzenin uçuş anında izlediği yörünlere bakılarak da görülebilmektedir. Model öngörülü kontrol ile otopilot tasarımı yapılan füze en kısa yörüngeyi izleyerek hedefe ulaşmaktadır. Dolayısıyla hedefe ulaşmak için harcadığı pozisyon efor en küçük olan MPC’dir. Vuruş anında harp başlığının etkinliğinin fazla olabilmesi için hedefi

kaçırma mesafesinin minimum olması gerekmektedir. MPC ile uçan füze, kutup atamalı ve klasik kontrolcü ile tasarlanan otopilotları kullanan füzelere göre çok daha küçük kaçırma mesafesi elde etmektedir. Üç kontrolcünün çıkışları diğer bir değişle kontrol yüzeyi açılarının eforu incelendiğinde, kutup atamalı kontrolrünün en fazla eforu harcadığı görülmektedir. Model öngörülü kontrol yöntemi ile üretilen kontrol yüzeyi komutlarının eforu kutup atamalı kontrol yöntemine göre yarı yarıya azalmasına karşın klasik kontrol yöntemine göre biraz daha fazladır. Fakat bunun sebebi füzenin daha alçak irtifadan uçmasıdır. Füze daha alçak irtifadan uçabilmek için kafasını daha hızlı aşağı indirmesi gerekmektedir, bunun için yüksek kontrol yüzeyi açılarına ihtiyaç duyulmaktadır.

KAYNAKLAR

- [1]. **Agachi, P.Ş. ve Nagy Z.K.**, 2007. Model Based Control, Wiley-VCH Verlag CmbH & Co. KGaA.
- [2]. **Bishop, R.H.**, 2004. Model Based Predictive Control – A Practical Approach, CRC Press.
- [3]. **Blakelock, John H.**, 1991. Automatic Control of Aircraft and Missiles, 2nd ed., John Willey & Sons, Inc.
- [4]. **Brogan, W.L.**, 1991. Modern Control Theory, 3rd ed., Prentice Hall International.
- [5]. **Camacho, E.F. ve Bordons, C.**, 1999. Model Predictive Control, Springer.
- [6]. **Dorf C.R. ve Bishop H.**, 2001. Modern Control Systems, Prentice Hall International.
- [7]. **Etkin, B. ve Reid, L.D.**, 1996. Dynamics of Flight Stability and Control, 3rd ed., John Willey & Sons, Inc.
- [8]. **Maciejowski, J.M.**, 2002. Predictive Control wiht Constraints, Prentice Hall International.
- [9]. **McLean, D.**, 1990. Automatic Flight Control Systems, Prentice Hall International.
- [10]. **Ogata, K.**, 2002. Modern Control Engineering, 4th ed., Prentice Hall International.
- [11]. **Shneydor, N.A.**, 1998. Missile Guidance and Pursuit, Horwood Publishing.
- [12]. **Siouris, G.M.**, 2003. Missile Guidance and Control Systems, Springer.
- [13]. **Yanushevsky, R.**, 2008. Modern Missile Guidance, CRC Press.
- [14]. **Yechout, T. R.**, 2003. Introduction to Aircraft Flight Mechanics, AIAA.
- [15]. **Zarchan, P.**, 1994. Tactical and Strategic Missile Guidance, 2nd ed., Progress in Astronautics and Aeronautic, Vol 176, AIAA.
- [16]. **Swee, J. CS.**, 2000. Missile Terminal Guidance and Control Against Evasive Targets, Tez, Naval Postgraduate School, Monterey, California
- [17]. **Kılıç K.Ç.**, 2006. Autopilot and Guidance Algorithms for Infrared Guided Missiles, Yüksek Lisans Tezi, ODTÜ Elektrik ve Elektronik Mühendisliği Bölümü
- [18]. **Özcan, A.E.**, 2008. Autopilot and Guidance for Anti-tank Imaging Infrared Guided Missiles, Yüksek Lisans Tezi, ODTÜ Elektrik ve Elektronik Mühendisliği Bölümü
- [19]. **Özkan B.**, 2005. Dyanmic Modelling, Guidance and Control of Homing Missiles, Yüksek Lisans Tezi, ODTÜ Makine Mühendisliği Bölümü

- [20]. **Kim, M.J. ve Kwon W.H.**, 1997. Autopilot Design for Bank-to-Turn Missiles Using Receding Horizon Predictive Control Scheme, Journal of Guidance, Control and Dynamics, Vol 20, No:6, Sayfa:1248-1254
- [21]. **Özkan B., Özgören M.K. ve Mahmutyazıcıoğlu G.**, 2008. Havadan Karaya Kısa Menzilli Bir Füzeye Uygulanabilecek İvme ve Açılı Esaslı Güzüm Kurallarının Karşılaştırılması, TOK 2008, Cilt 1, Sayfa 76-81
- [22]. **Erer K.S. ve Merttopçuoğlu O.**, 2010. Indirect Control of Impact Angle Against Stationary Targets Using Biased PPN, AIAA Guidance, Navigation and Control Conference, AIAA 2010-8184
- [23]. **Evcimen Ç. ve Leblebicioğlu K.**, 2007. Füzeler için Optimal Oransal-Tümlevsel Güzüm Yaklaşımı, TOK 2007, Sayfa:22-27
- [24]. **Peng C. ve Wu S.**, 2008. Guidance Law Design for Air-to-Surface Missile to Attack Low Velocity Target, IEEE, Sayfa: 3646-3649
- [25]. **Devaud E., Harcaut J.P. ve Siguerdidjan H.**, 2001. Three-Axes Missile Autopilot Design: From Linear to Non Linear Control Strategies, Journal of Guidance, Control and Dynamics, Vol 24, No:1, Sayfa:64-71
- [26]. **Stilwell D.J.**, 2001. State-Space Interpolation for a Gain-Scheduled Autopilot, Journal of Guidance, Control and Dynamics, Vol 24, No:1, Sayfa:460-465
- [27]. **Wise K.A.**, 1990. Bank-to-Turn Missile Autopilot Design Using Loop Transfer Recovery, Journal of Guidance, Control and Dynamics, Vol 13, No:1, Sayfa:145-152
- [28]. **Arrow A. ve Williams D.E.**, 1989. Comparison of Classical and Modern Missile Autopilot Design and Analysis Techniques, Journal of Guidance, Control and Dynamics, Vol 12, No:2, Sayfa:220-227
- [29]. **Gorrec Y.L., Magni J-F. ve Döll C.**, 1998. Modal Multimodel Control Design Approach Applied to Aircraft Autopilot Design, Journal of Guidance, Control and Dynamics, Vol 21, No:1, Sayfa:77-83
- [30]. **Williams D.E. ve Friedland B.**, 1987. Modern Control Theory for Design of Autopilots for Bank-to-Turn Missiles, Journal of Guidance, Control and Dynamics, Vol 10, No:4, Sayfa:378-386
- [31]. **Burchett B. ve Costello M.**, 2002. Model Predictive Lateral Pulse Jet Control of an Atmospheric Rocket, Journal of Guidance, Control and Dynamics, Vol 25, No:5, Sayfa:860-867
- [32]. **The MATHWORKS**, MATLAB Aerospace Blockset Help, Modeling a Classical Three Loop Autopilot
- [33]. **The MATHWORKS**, MATLAB Model Predictive Control Toolbox Help, MPC Design

EKLER

EK-A.1 : Tasarımı yapılan tank savar füzesinin 0.6 Mach hızda Missile DATCOM girdi kodu ve çıktısı.

EK-A.1 – Missile DATCOM Girdi Kodu

```
CASEID CELAL_TANK_SAVAR_FUZE
DIM M
DERIV RAD
SOSE
PLOT3
DAMP
PRINT AERO HINGE

$REFQ
  SREF=0.0201,XCG=0.,$

$FLTCON
  NALPHA=15.,ALPHA=-15.,-12.,-10.,-8.,-6.,-4.,-2.,0.,2.,4.,
  ALPHA(11)=6.,8.,10.,12.,15.,
  NMACH=8.,MACH=0.1,0.2,0.3,0.4,0.5,0.6,0.7,0.8
  BETA=0.,
  ALT=1000.,1000.,1000.,1000.,1000.,1000.,1000.,1000.,1000.
  .,
  ALT(11)=1000.,1000.,1000.,1000.,1000.,$

$AXIBOD
  XO=0.,LNOSE=0.08,DNOSE=0.16,BNOSE=0.08,
  LCENTR=1.65,DCENTR=0.16,DEXIT=0.16,$

$FINSET1
  SECTYP=0.,SWEEP=0.,STA=1.,
  SSPAN=0.0,0.1,XLE=.95,NPANEL=4.,
  PHIF=45.,135.,225.,315.,CHORD=.18,0.0645,
  LMAXU=0.045,0.016125,LFLATU=0.09,0.03225,ZUPPER=0.0025,0.0025$

$FINSET2
  SECTYP=0.,SWEEP=0.,STA=1.
  SSPAN=0.0,.1,XLE=1.42,NPANEL=4.,
  PHIF=45.,135.,225.,315.,CHORD=0.16,0.1,
  LMAXU=0.04,0.025,LFLATU=0.08,0.05,
  ZUPPER=0.003,0.003,$

$DEFLCT
  DELTA2=20.0,0.0,0.0,20.0,$
  SAVE
  NEXT CASE
```


EK-A.1 – Missile DATCOM Çıktısı

```
1          ***** THE USAF AUTOMATED MISSILE DATCOM * REV 5/97 *****
          AERODYNAMIC METHODS FOR MISSILE CONFIGURATIONS

CONERR - INPUT ERROR CHECKING
ERROR CODES - N* DENOTES THE NUMBER OF OCCURENCES OF EACH ERROR
A - UNKNOWN VARIABLE NAME
B - MISSING EQUAL SIGN FOLLOWING VARIABLE NAME
C - NON-ARRAY VARIABLE HAS AN ARRAY ELEMENT DESIGNATION - (N)
D - NON-ARRAY VARIABLE HAS MULTIPLE VALUES ASSIGNED
E - ASSIGNED VALUES EXCEED ARRAY DIMENSION
F - SYNTAX ERROR

***** INPUT DATA CARDS *****

1 CASEID CELAL_TANK_SAVAR_FUZE
2 DIM M
3 DERIV RAD
4 SOSE
5 PLOT3
6 DAMP
7 PRINT AERO HINGE
      8 ** BLANK CARD - IGNORED
9 $REFQ
10 SREF=0.0201,XCG=0.,$
      11 ** BLANK CARD - IGNORED
12 $FLTCON
13 NALPHA=15.,ALPHA=-15.,-12.,-10.,-8.,-6.,-4.,-2.,0.,2.,4.,
14 ALPHA(11)=6.,8.,10.,12.,15.,
15 NMACH=1.,MACH=0.6,
16 BETA=0.,
17 ALT=1000.,1000.,1000.,1000.,1000.,1000.,1000.,1000.,1000.,
      ** ERROR ** UNKNOWN CONTROL CARD - IGNORED
18 ALT(11)=1000.,1000.,1000.,1000.,1000.,$
      19 ** BLANK CARD - IGNORED
20 $AXIBOD
21 XO=0.,LNOSE=0.08,DNOSE=0.16,BNOSE=0.08,
22 LCENTR=1.65,DCENTR=0.16,DEXIT=0.16,$
      23 ** BLANK CARD - IGNORED
24 $FINSET1
25 SECTYP=0.,SWEEP=0.,STA=1.,
26 SSPAN=0.0,0.1,XLE=.95,NPANEL=4.,
27 PHIF=45.,135.,225.,315.,CHORD=.18,0.0645,
28 LMAXU=0.045,0.016125,LFLATU=0.09,0.03225,ZUPPER=0.0025,0.0025$
29 ** BLANK CARD - IGNORED
$END          ** MISSING NAMELIST TERMINATION ADDED **
```

```

30 $FINSET2
31 SECTYP=0.,SWEEP=0.,STA=1.,
32 SSPAN=0.0,.1,XLE=1.42,NPANEL=4.,
33 PHIF=45.,135.,225.,315.,CHORD=0.16,0.1,
34 LMAXU=0.04,0.025,LFLATU=0.08,0.05,
35 ZUPPER=0.003,0.003,$
36 ** BLANK CARD - IGNORED
37 $DEFLCT
38 DELTA2=20.0,0.0,0.0,20.0,$
39 SAVE
40 NEXT CASE

1 ***** THE USAF AUTOMATED MISSILE DATCOM * REV 5/97 ***** CASE 1
      AERODYNAMIC METHODS FOR MISSILE CONFIGURATIONS PAGE 1
      CASE INPUTS
      FOLLOWING ARE THE CARDS INPUT FOR THIS CASE

CASEID CELAL_TANK_SAVAR_FUZE
DIM M
DERIV RAD
SOSE
PLOT3
DAMP
PRINT AERO HINGE
$REFQ
SREF=0.0201,XCG=0.,$
$FLTCON
NALPHA=15.,ALPHA=-15.,-12.,-10.,-8.,-6.,-4.,-2.,0.,2.,4.,
ALPHA(11)=6.,8.,10.,12.,15.,
NMACH=1.,MACH=0.6,
BETA=0.,
ALT(11)=1000.,1000.,1000.,1000.,1000.,$
$AXIBOD
XO=0.,LNOSE=0.08,DNOSE=0.16,BNOSE=0.08,
LCENTR=1.65,DCENTR=0.16,DEXIT=0.16,$
$FINSET1
SECTYP=0.,SWEEP=0.,STA=1.,
SSPAN=0.0,0.1,XLE=.95,NPANEL=4.,
PHIF=45.,135.,225.,315.,CHORD=.18,0.0645,
$END
$FINSET2
SECTYP=0.,SWEEP=0.,STA=1.,
SSPAN=0.0,.1,XLE=1.42,NPANEL=4.,
PHIF=45.,135.,225.,315.,CHORD=0.16,0.1,
LMAXU=0.04,0.025,LFLATU=0.08,0.05,
ZUPPER=0.003,0.003,$

```

```

$DEFLCT
DELTA2=20.0,0.0,0.0,20.0,$
SAVE
NEXT CASE

* WARNING * THE REYNOLDS NUMBER IS NOT DEFINED, FOR INPUT SPEED 1
SEA LEVEL ALTITUDE ASSUMED

* WARNING * THE REFERENCE LENGTH IS UNSPECIFIED, DEFAULT VALUE ASSUMED
THE BOUNDARY LAYER IS ASSUMED TO BE TURBULENT
THE INPUT UNITS ARE IN METERS, THE SCALE FACTOR IS 1.0000
1 ***** THE USAF AUTOMATED MISSILE DATCOM * REV 5/97 ***** CASE 1
AERODYNAMIC METHODS FOR MISSILE CONFIGURATIONS PAGE 2
CELAL_TANK_SAVAR_FUZE
FIN SET 1 PANEL HINGE MOMENTS (ABOUT HINGE LINE)

***** FLIGHT CONDITIONS AND REFERENCE QUANTITIES *****
MACH NO = .60 REYNOLDS NO = 1.391E+07 /M
ALTITUDE = .0 M DYNAMIC PRESSURE = 25533.94 N/M**2
SIDESLIP = .00 DEG ROLL = .00 DEG
REF AREA = .020 M**2 MOMENT CENTER = .000 M
REF LENGTH = .16 M LAT REF LENGTH = .16 M

ALPHA PANL 1 PANL 2 PANL 3 PANL 4 PANL 5 PANL 6 PANL 7 PANL 8

-15.0 -2.30E-02 -2.06E-02 2.06E-02 2.30E-02
-12.0 -2.11E-02 -1.86E-02 1.86E-02 2.11E-02
-10.0 -1.88E-02 -1.68E-02 1.68E-02 1.88E-02
-8.0 -1.60E-02 -1.46E-02 1.46E-02 1.60E-02
-6.0 -1.26E-02 -1.19E-02 1.19E-02 1.26E-02
-4.0 -8.67E-03 -8.52E-03 8.52E-03 8.67E-03
-2.0 -4.41E-03 -4.37E-03 4.37E-03 4.41E-03
.0 0.00E+00 0.00E+00 0.00E+00 0.00E+00
2.0 4.37E-03 4.41E-03 -4.41E-03 -4.37E-03
4.0 8.52E-03 8.67E-03 -8.67E-03 -8.52E-03
6.0 1.19E-02 1.26E-02 -1.26E-02 -1.19E-02
8.0 1.46E-02 1.60E-02 -1.60E-02 -1.46E-02
10.0 1.68E-02 1.88E-02 -1.88E-02 -1.68E-02
12.0 1.86E-02 2.11E-02 -2.11E-02 -1.86E-02
15.0 2.06E-02 2.30E-02 -2.30E-02 -2.06E-02

1 ***** THE USAF AUTOMATED MISSILE DATCOM * REV 5/97 ***** CASE 1

```

CELAL_TANK_SAVAR_FUZE

FIN SET 2 PANEL HINGE MOMENTS (ABOUT HINGE LINE)

***** FLIGHT CONDITIONS AND REFERENCE QUANTITIES *****

MACH NO = .60 REYNOLDS NO = 1.391E+07 /M
 ALTITUDE = .0 M DYNAMIC PRESSURE = 25533.94 N/M**2
 SIDESLIP = .00 DEG ROLL = .00 DEG
 REF AREA = .020 M**2 MOMENT CENTER = .000 M
 REF LENGTH = .16 M LAT REF LENGTH = .16 M

ALPHA	PANL 1	PANL 2	PANL 3	PANL 4	PANL 5	PANL 6	PANL 7	PANL 8
-15.0	2.21E-02	-3.46E-02	1.77E-02	6.78E-02				
-12.0	3.51E-02	-3.03E-02	1.30E-02	6.70E-02				
-10.0	4.26E-02	-2.80E-02	1.04E-02	6.62E-02				
-8.0	4.82E-02	-2.53E-02	7.53E-03	6.55E-02				
-6.0	5.23E-02	-2.24E-02	4.39E-03	6.45E-02				
-4.0	5.53E-02	-1.92E-02	1.12E-03	6.33E-02				
-2.0	5.79E-02	-1.45E-02	-3.81E-03	6.19E-02				
.0	6.01E-02	-9.17E-03	-9.17E-03	6.01E-02				
2.0	6.18E-02	-3.66E-03	-1.46E-02	5.79E-02				
4.0	6.32E-02	1.77E-03	-1.99E-02	5.57E-02				
6.0	6.39E-02	7.21E-03	-2.50E-02	5.39E-02				
8.0	6.46E-02	1.33E-02	-3.07E-02	5.21E-02				
10.0	6.51E-02	2.05E-02	-3.71E-02	5.02E-02				
12.0	6.54E-02	2.90E-02	-4.44E-02	4.85E-02				
15.0	6.60E-02	4.13E-02	-5.41E-02	4.48E-02				

1 ***** THE USAF AUTOMATED MISSILE DATCOM * REV 5/97 ***** CASE 1

AERODYNAMIC METHODS FOR MISSILE CONFIGURATIONS

PAGE 4

CELAL_TANK_SAVAR_FUZE

STATIC AERODYNAMICS FOR BODY-FIN SET 1 AND 2

***** FLIGHT CONDITIONS AND REFERENCE QUANTITIES *****

MACH NO = .60 REYNOLDS NO = 1.391E+07 /M
 ALTITUDE = .0 M DYNAMIC PRESSURE = 25533.94 N/M**2
 SIDESLIP = .00 DEG ROLL = .00 DEG
 REF AREA = .020 M**2 MOMENT CENTER = .000 M
 REF LENGTH = .16 M LAT REF LENGTH = .16 M

----- LONGITUDINAL -----

-- LATERAL DIRECTIONAL --

ALPHA	CN	CM	CA	CY	CLN	CLL
-15.00	-3.717	22.994	.410	-.869	8.016	-.460
-12.00	-2.896	17.876	.436	-.915	8.437	-.505
-10.00	-2.359	14.552	.452	-.945	8.718	-.535
-8.00	-1.847	11.406	.464	-.969	8.932	-.559
-6.00	-1.360	8.432	.471	-.981	9.043	-.576
-4.00	-.897	5.606	.475	-.985	9.079	-.586
-2.00	-.434	2.726	.477	-.984	9.077	-.593
.00	.000	.000	.477	-.983	9.066	-.595
2.00	.434	-2.727	.477	-.985	9.078	-.593
4.00	.897	-5.613	.475	-.986	9.091	-.587
6.00	1.365	-8.472	.473	-.989	9.118	-.579
8.00	1.860	-11.529	.470	-.991	9.139	-.570
10.00	2.392	-14.858	.466	-.993	9.155	-.560
12.00	2.964	-18.502	.460	-.995	9.174	-.549
15.00	3.848	-24.205	.446	-.987	9.104	-.532
ALPHA	CL	CD	CL/CD	X-C.P.		
-15.00	-3.484	1.358	-2.566	-6.186		
-12.00	-2.742	1.029	-2.665	-6.173		
-10.00	-2.245	.855	-2.627	-6.169		
-8.00	-1.764	.716	-2.463	-6.176		
-6.00	-1.304	.611	-2.135	-6.198		
-4.00	-.861	.536	-1.607	-6.252		
-2.00	-.417	.492	-.848	-6.285		
.00	.000	.477	.000	-9.220		
2.00	.417	.492	.848	-6.286		
4.00	.862	.537	1.607	-6.254		
6.00	1.308	.613	2.133	-6.207		
8.00	1.777	.724	2.453	-6.198		
10.00	2.275	.874	2.603	-6.211		
12.00	2.803	1.066	2.629	-6.243		
15.00	3.602	1.427	2.524	-6.290		
X-C.P. MEAS. FROM MOMENT CENTER IN REF. LENGTHS, NEG. AFT OF MOMENT CENTER						

```

1 ***** THE USAF AUTOMATED MISSILE DATCOM * REV 5/97 ***** CASE 1
AERODYNAMIC METHODS FOR MISSILE CONFIGURATIONS PAGE 5
CELAL_TANK_SAVAR_FUZE
STATIC AERODYNAMICS FOR BODY-FIN SET 1 AND 2

```

***** FLIGHT CONDITIONS AND REFERENCE QUANTITIES *****

```

MACH NO = .60 REYNOLDS NO = 1.391E+07 /M
ALTITUDE = .0 M DYNAMIC PRESSURE = 25533.94 N/M**2
SIDESLIP = .00 DEG ROLL = .00 DEG
REF AREA = .020 M**2 MOMENT CENTER = .000 M
REF LENGTH = .16 M LAT REF LENGTH = .16 M

```

----- DERIVATIVES (PER RADIAN) -----

ALPHA	CNA	CMA	CYB	CLNB	CLLB
-15.00	15.8269	-99.0376	-16.5038	104.1616	2.6374
-12.00	15.5319	-96.4652	-16.0585	99.9112	.8500
-10.00	15.0263	-92.6201	-15.5313	96.2622	.5182
-8.00	14.3011	-87.6224	-14.8037	91.6978	.3831
-6.00	13.6093	-83.0424	-14.0706	87.2575	.2764
-4.00	13.2741	-81.7242	-13.1673	81.6475	.0821
-2.00	12.8438	-80.2583	-12.6150	78.9661	.1423
.00	12.4279	-78.1117	-12.3433	77.8146	.1631
2.00	12.8545	-80.3549	-12.6141	78.9580	.1604
4.00	13.3352	-82.2908	-13.1783	81.7489	.2095
6.00	13.7901	-84.6836	-14.1461	87.9544	.0735
8.00	14.7126	-91.3517	-15.0084	93.5853	.1136
10.00	15.8071	-99.7245	-15.8549	99.2464	.1362
12.00	16.6356	-106.6189	-16.4867	103.8594	-.0155
15.00	17.1464	-111.2264	-16.6188	105.2215	-1.3939

PANEL DEFLECTION ANGLES (DEGREES)

SET	FIN 1	FIN 2	FIN 3	FIN 4	FIN 5	FIN 6	FIN 7	FIN 8
1	.00	.00	.00	.00				
2	20.00	.00	.00	20.00				

```

1 ***** THE USAF AUTOMATED MISSILE DATCOM * REV 5/97 ***** CASE 1
AERODYNAMIC METHODS FOR MISSILE CONFIGURATIONS PAGE 6
CELAL_TANK_SAVAR_FUZE
BODY + 2 FIN SETS DYNAMIC DERIVATIVES

```

***** FLIGHT CONDITIONS AND REFERENCE QUANTITIES *****

```

MACH NO = .60 REYNOLDS NO = 1.391E+07 /M
ALTITUDE = .0 M DYNAMIC PRESSURE = 25533.94 N/M**2
SIDESLIP = .00 DEG ROLL = .00 DEG
REF AREA = .020 M**2 MOMENT CENTER = .000 M
REF LENGTH = .16 M LAT REF LENGTH = .16 M

```

----- DYNAMIC DERIVATIVES (PER RADIAN) -----

	ALPHA	CNQ	CMQ	CAQ	CNAD	CMAD	
	-15.00	204.948	-1446.766	1.708	30.435	-119.423	
	-12.00	199.749	-1405.687	-.029	30.435	-119.423	
	-10.00	196.638	-1380.869	-1.042	30.435	-119.423	
	-8.00	194.518	-1362.012	-1.872	30.435	-119.423	
	-6.00	193.473	-1349.709	-2.483	30.435	-119.423	
	-4.00	193.648	-1344.607	-2.933	30.435	-119.423	
	-2.00	194.522	-1344.509	-3.334	30.435	-119.423	
	.00	194.971	-1342.418	-3.760	30.435	-119.423	
	2.00	193.816	-1330.714	-4.152	30.435	-119.423	
	4.00	191.075	-1311.059	-4.550	30.435	-119.423	
	6.00	187.143	-1286.667	-4.858	30.435	-119.423	
	8.00	181.210	-1248.851	-5.172	30.435	-119.423	
	10.00	173.563	-1197.537	-5.443	30.435	-119.423	
	12.00	164.126	-1130.144	-5.663	30.435	-119.423	
	15.00	147.327	-1003.260	-6.037	30.435	-119.423	
PITCH RATE DERIVATIVES NON-DIMENSIONALIZED BY Q*LREF/2*V							
1	***** THE USAF AUTOMATED MISSILE DATCOM * REV 5/97 *****					CASE 1	
	AERODYNAMIC METHODS FOR MISSILE CONFIGURATIONS					PAGE 7	
	BODY + 2 FIN SETS DYNAMIC DERIVATIVES						
	***** FLIGHT CONDITIONS AND REFERENCE QUANTITIES *****						
	MACH NO =	.60	REYNOLDS NO = 1.391E+07 /M				
	ALTITUDE =	.0 M	DYNAMIC PRESSURE = 25533.94 N/M**2				
	SIDESLIP =	.00 DEG	ROLL = .00 DEG				
	REF AREA =	.020 M**2	MOMENT CENTER = .000 M				
	REF LENGTH =	.16 M	LAT REF LENGTH = .16 M				
	----- DYNAMIC DERIVATIVES (PER RADIAN) -----						
	ALPHA	CYR	CLNR	CLLR	CYP	CLNP	CLLP
	-15.00	191.803	-1375.617	7.661	-1.062	12.313	-8.928
	-12.00	194.095	-1386.176	9.619	-1.868	17.594	-9.303
	-10.00	195.354	-1389.907	9.065	-1.719	15.320	-9.237
	-8.00	196.992	-1395.762	8.141	-1.258	11.226	-9.028
	-6.00	198.850	-1403.108	6.707	-.839	7.559	-8.853
	-4.00	200.895	-1412.683	4.781	-.475	4.340	-8.738
	-2.00	202.861	-1423.924	2.374	-.171	1.569	-8.645
	.00	204.207	-1433.745	-.655	.064	-.587	-8.600
	2.00	203.934	-1433.814	-3.960	.265	-2.430	-8.663
	4.00	202.647	-1428.837	-7.128	.505	-4.614	-8.778
	6.00	200.921	-1422.208	-9.806	.827	-7.446	-8.938
	8.00	198.811	-1412.529	-11.898	1.238	-11.042	-9.201
	10.00	196.006	-1395.921	-13.024	1.737	-15.488	-9.577
	12.00	193.271	-1378.577	-13.618	2.074	-19.494	-9.918
	15.00	188.263	-1342.980	-11.903	1.871	-19.777	-10.007

Özgeçmiş

Ad Soyad : Celâl ADA
Doğum Yeri ve Tarihi : Ankara / 30.01.1987
İlk Öğretim : Başkent Üni. Kolej Ayseabla Okulları
Orta Öğretim : Başkent Üni. Kolej Ayseabla Okulları Fen Lisesi
Lisans : Başkent Üniversitesi Makine Mühendisliği
e-posta : celal_ada@yahoo.com