

**YILDIZ TEKNİK ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ**

**UÇAKLARDA OTOMATİK UÇUŞ
KONTROL SİSTEMLERİ VE
OTOPİLOT TASARIMI**

Mak. Müh. Nuh DÖNMEZ

**Fen Bilimleri Enstitüsü
Makine Teorisi ve Kontrol Programında
Hazırlanan**

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Tez Danışmanı : Doç. Dr. İsmail YÜKSEK

İSTANBUL, 2005

İÇİNDEKİLER

	Sayfa
SİMGE LİSTESİ	i
KISALTMA LİSTESİ	iii
ŞEKİL LİSTESİ	iv
ÇİZELGE LİSTESİ	vi
ÖNSÖZ	vii
ÖZET	viii
ABSTRACT	ix
1. GİRİŞ	1
1.1 Problemin Tanımı	1
1.1.1 Otopilot ve Otomatikleşmenin Amaçları	3
1.1.2 Otomatik Pilotun Görevleri	4
1.1.3 Otomatik Pilotun Çalışma Prensipleri	6
1.1.4 Otomatik Pilotun Analizi	8
1.2 Otomatik Pilot ve İniş Sistemleri	10
1.2.1 Otomatik Pilot Sistemlerinin Temel Prensipleri	10
1.2.2 Elektriksel Prensipler	11
1.2.3 Basit Elektronik Otopilot Sistemi	13
1.3 Tipik Otomatik Pilot ve Uçuş Kontrol Sistemi	14
1.3.1 Sistem Elemanları	15
1.3.1.1 Uçuş Kontrolörü	15
1.3.1.2 Dönüş ve Bank Açısı (Turn & Bank) Göstergesi	16
1.3.1.3 Yönlendirici Yatay (Director Horizon) Göstergesi	16
1.3.1.4 Servolar	18
1.3.1.5 Bilgisayar Amplifikatörü	18
1.3.1.6 Yatay Durum Göstergesi	18
1.3.1.7 Yardımcı Yön Ciroosu	20
1.3.1.8 Akı Sensörü	21
1.3.1.9 İrtifa Kontrolü	21
1.3.1.10 Kayma Sensörü	21
1.4 Otomatik Uçuş ve İniş Sistemleri, ILS	21
1.4.1 Alt Sistemler	22
1.4.1.1 Merkezi Hava Veri Bilgisayarı, CADC	23
1.4.1.2 Durgunluk Düzenleme Sistemi, SAS	23
1.4.1.3 Hız Kontrol Sistemi, SCS	24
1.4.1.4 Birincil Uçuş Kontrol Elektronik Sistemi, PFCES	26
1.4.2 Uçuş Durumu Techizatları	27
1.4.2.1 Uçuş Kumandaları	30
1.4.2.1.1 Ana Uçuş Kumandaları	30

1.4.2.1.2	Tali (İkinci Derece) Uçuş Kumandaları	33
1.4.2.1.3	Yardımcı Uçuş Kumandaları	34
1.4.2.2	Temel Birincil Kontrol Yüzeyleri	34
1.4.2.3	Diğer Birincil Kontrol Yüzeyleri	35
1.4.2.3.1	Değişken Oranlı Yatay Dengeleyici, VIHS	35
2.	KONTROL SİSTEM TASARIMI	40
2.1	Kompanzasyon	43
2.1.1	İleri Besleme Kompanzasyonu	44
2.1.2	Geri Besleme Kompanzasyonu	48
2.2	PID Kontrolcüler	50
2.2.1	PID Kontrolcü Tasarımı	52
3.	UÇAK OTOPILOT TASARIMI İÇİN KLASİK KONTROL TEORİSİ	55
3.1	Uçak Transfer Fonksiyonları	56
3.1.1	Kısa Periyot Dinamikleri	58
3.1.2	Uzun Periyot Dinamikleri	60
3.1.3	Sağa-sola Yatma (Roll) Hareket Dinamikleri	62
3.1.4	Sağa-sola Yatma (Dutch-Roll) Hareket Dinamikleri	62
3.2	Kontrol Yüzey Tahrik Elemanları	67
3.3	Yerdeğiştirme Otopilotu	69
3.3.1	Uçuş Açısı (Pitch) Kontrol Otopilotu	70
3.3.2	Sağa-sola Yatma (Roll) Hareket Otopilotu	76
3.3.3	Yükseklik (İrtifa) Kontrol Sistemi	82
3.3.4	Hız Kontrol Sistemi	89
3.4	Kararlılık Geliştirme Sistemi	92
3.5	Otomatik İniş Sistemi, ILS	93
4.	MODERN KONTROL TEORİSİ	99
4.1	State - space Modelleme	99
4.2	Kanonik (Canonic) Dönüşümler	104
4.3	Kontroledilebilirlik ve Gözlemlenebilirlik	106
4.4	Durum Geribesleme (State Feedback) Tasarımı	108
4.5	Geribesleme Kazancının Sayısal Metot ile Hesaplanması	109
4.6	Optimal Durum Değişken Kontrol Sistem Tasarımı	111
4.7	Durum Değişken Gözlemcisi (State Observer) Tasarımı	113
4.8	Uçak Otopilot Tasarımında Modern Kontrol Teorisi Yaklaşımı	114
4.8.1	Kararlılık Geliştirme	116
4.8.1.1	Dikey Kararlılık Geliştirme	116
4.8.1.2	Yatay Kararlılık Geliştirme	119
5.	OTOPİLOT TASARIMI	121
5.1	Yetersiz kısa-periyot uçuş kontrol karakteristiğine sahip STOL nakliyeuçağının uçuş kalitesini artırmak ve uçuş açısı otopilot kontrolcü tasarımının gerçekleştirilmesi	121

5.2	Durum geri besleme metodunu kullanarak STOL nakil uçağının sabit yükseklik kontrolünü gerçekleştiren otopilotun tasarımının gerçekleştirilmesi	127
5.3	Optimal Kontrol Yasasını (LQR) kullanarak STOL nakil uçağı sabit yükseklik kontrolünü gerçekleştiren otopilotun tasarımının gerçekleştirilmesi	132
6.	SONUÇLAR ve ÖNERİLER	138
	KAYNAKLAR	139
	EKLER	141
Ek 1	Uçak lineerleştirilmiş dikey ve yatay hareket doğrultusundaki rijit gövde hareket denklemleri	142
Ek 2	Dikey hareket doğrultusundaki kararlılık türevleri	143
Ek 3	Yatay hareket doğrultusundaki kararlılık türevleri	144
Ek 4	Dikey hareket doğrultusundaki kararlılık katsayıları	145
Ek 5	Yatay hareket doğrultusundaki kararlılık katsayıları	146
Ek 6	Uçak lineerleştirilmiş dikey hareket doğrultusundaki rijit gövde hareket denkleminde durum değişkenleri matris eşitliğinin oluşturulması	147
EK 7	Genel durum matris eşitliğinden kısa periyot durum denkleminin oluşturulması	148
	ÖZGEÇMİŞ	149

SİMGE LİSTESİ

α	Uçak kafa açısı
β	Uçağın sağa sola doğrusal hareket açısı (sideslip açısı)
θ	Uçuş açısı (pitch açısı)
ϕ	Uçağın sağa sola yatma açısı (roll açısı)
ψ	Uçağın sağa sola doğrusal sapma açısı (yaw açısı)
h	Uçağın yüksekliği (iltifa)
δ_e	Elevator hareket açısı
δ_r	Rudder hareket açısı
u	Uçağın ilerleme hızı
v	Uçağın yanal ilerleme hızı
w	Uçağın yükselme yada alçalma hızı
g	Yerçekimi ivmesi
p	Uçağın sağa sola yatma hareket (roll) hızı
q	Uçağın aşağı yukarı hareket (pitch) hızı
r	Uçağın sağa sola doğrusal hareket (yaw) hızı
I_x	Uçağın sağa sola yatma hareketi (roll) atalet momenti
I_y	Uçağın aşağı yukarı hareketi (pitch) atalet momenti
I_z	Uçağın sağa sola doğrusal hareketi (yaw) atalet momenti
I_{xz}	Uçağın pitch hareketi için bileşik atalet momenti
I_{yz}	Uçağın roll hareketi için bileşik atalet momenti
I_{xy}	Uçağın yaw hareketi için bileşik atalet momenti
AR	Kanat yüzey oranı
C_{D0}	Sürtünme katsayısı
$C_{L\alpha}$	Uçak kaldırma eğrilik katsayısı
C_{L0}	Referans kaldırma katsayısı
$C_{L\alpha w}$	Kanat kaldırma eğrilik katsayısı
$C_{L\alpha}$	Kuyruk kaldırma eğrilik katsayısı
C_m, C_n, C_l	Mach hızıyla değişen kararlılık türev katsayıları
e	Oswald'ın mesafe etki faktörü
l_t	Ağırlık merkezinin kuyruk çögrek girişine olan mesafesi
l_v	Ağırlık merkezinin dikey kuyruk aerodinamik merkeze olan mesafesi
V_H	Yatay kuyruk hacim oranı
V_v	Dikey kuyruk hacim oranı
M	Mach hızı
S	Kanat alanı
S_t	Yatay kuyruk alanı
S_v	Dikey kuyruk alanı

Q	Dinamik basınç
\bar{c}	Ortalama aerodinamik kiriş
z_v	Dikey kuyruk basınç merkezden uçak gövdesi merkez çizgisine olan mesafe
m	Uçağın kütlesi
Λ	Kanat süpürme açısı
η_v	Dikey kuyruk etki faktörü
K	Amirik faktör
η	Yatay kuyruk etki faktörü
λ	Sivrilik (taper) oranı
b	Kanat mesafesi, yada kanat açıklığı
Γ	Kanat dihedral açısı
ρ	Çevresel hava yoğunluğu
$\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}$	Kafa açısındaki değişime karşı oluşan türbülans etki değişimi (downwash)
$\frac{\partial \sigma}{\partial \beta}$	Sağa-sola doğrusal hareket açısındaki değişime karşı türbülans etki değişimi (sidewash)

KISALTIMA LİSTESİ

ADF	Activate-Deactivate Frequency (Aktif-Aktif olmayan Frekans)
AFCS	Automatic Flight Control System (Otomatik Uçuş Kontrol Sistemi)
ALT	Altitude (Yükseklik, İrtifa)
AP	Auto Pilot (Otopilot)
APFD	Auto Pilot Flight Director (Otopilot Uçuş Yönlendiricisi)
APFDS	Auto Pilot Flight Director System (Otopilot Uçuş Yönlendirme Sistemi)
APPR	Approach (Yaklaşma)
ATT	Attitude (Davranış)
CADC	Central Air Data Computer (Merkezi Hava Data Bilgisayarı)
CP	Course Pointer (Rota Belirleyicisi)
GA	Go-Around (Gezinti)
GS	Glide Slope (Eğimli İniş Rotası)
HDG	Heading (İstikamet)
HSD	Horizontal Status Displayer (Yatay Durum Göstergesi)
HSI	Horizontal Status Indicator (Yatay Durum Bildirgeci)
IAS	Indicated Air Speed (Bildirilen Hava Hızı)
ILS	Instrument of Landing System (İniş Sistemi Cihazı, Otonişi Sistemi)
LOC	Localizer (Rota Belirleyici)
LOC-REV	Localizer Reverse (Ters Yön Rota Belirleyicisi)
NAV	Navigation (Seyrüsefer)
PFCES	Primary Flight Control Electronic System (Birincil Uçuş Kontrol Elektronik Sistemi)
RNAV	R Navigation (R Seyrüsefer)
SAS	Stability Augmented System (Kararlılık Geliştirme Sistemi)
SCS	Speed Control System (Hız Kontrol Sistemi)
TAT	Total Air Temperature (Toplam Hava Sıcaklığı)
VOR	VHF Omnidirectional Range (VHF Çok Yönlü Gezinti)

ŞEKİL LİSTESİ

	Sayfa	
Şekil 1.1	Ciroskop	10
Şekil 1.2	Sinyal üretici	12
Şekil 1.3	Basit bir otopilot	13
Şekil 1.4	Otopilot üniteleri	14
Şekil 1.5	Otopilot kontrol ünitesi	15
Şekil 1.6	Uçuş durum göstergesi	16
Şekil 1.7	Yatay durum göstergesi	19
Şekil 1.8	Yardımcı yön cirosu	20
Şekil 1.9	AFCS modülleri	28
Şekil 1.10	Uçak eksenleri	29
Şekil 1.11	Uçağın uçuş esnasındaki hareketleri	30
Şekil 1.12	Kuyruk takımı	31
Şekil 1.13	Elevonlar	32
Şekil 1.14	Otopilot kanat kumanda yüzeyleri	34
Şekil 2.1	Kontrol sistemi tasarım düşüncesinin akış diyagramı	41
Şekil 2.2	Kanat seviye ayarı yapan otopilot sistemi	42
Şekil 2.3	İleri besleme kompanzasyonu (Ogata, 2002)	44
Şekil 2.4	Seri ve Paralel kompanzasyon (Ogata, 2002)	44
Şekil 2.5	İleri beslemeli kompanzasyonlu kontrol sistemi (Nelson, 1998)	45
Şekil 2.6	$G(s)H(s)=k/s(s+1)(s+3)$ 'ün root locus eğrisi	45
Şekil 2.7	$G(s)H(s)=k(s+1.1)/s(s+1)(s+3)$ 'in root locus eğrisi	46
Şekil 2.8.	Kompansatör olarak kullanılan elektrik devreleri	47
Şekil 2.9	İkinci derece kontrol sistemi	48
Şekil 2.10	İç geri beslemeli kontrol sistemi	49
Şekil 2.11	Çeyrek çökme cevap eğrisi	51
Şekil 2.12	PID Kontrolcü tasarımı (Nelson, 1998)	52
Şekil 2.13	Kontrol sisteminin root locus eğrisi	53
Şekil 2.14	PID kontrollü sisteminin basamak (step) girişine cevabı	54
Şekil 3.1	a) Kısa periyot ve b) Uzun periyot için tanımlamalar (Nelson, 1998)	57
Şekil 3.2	Oransal geri beslemeli motor	67
Şekil 3.3	Kontrol yüzeyi hareketi için basit servo pozisyon kontrolü	68
Şekil 3.4	Uçuş açısı değiştirme otopilot blok diyagramı (Nelson, 1998)	69
Şekil 3.5	Uçuş kafa açısı değişim otopilot blok diyagramı	70
Şekil 3.6	Jet uçağı için kafa açısı otopilotu (Nelson, 1998)	71
Şekil 3.7	Uçuş açısı otopilotu için root locus eğrisi	71
Şekil 3.8	Derece geri beslemeli uçuş açısı kontrol sistemi (Nelson, 1998)	71
Şekil 3.9	Derece geri beslemeli jet uçağı uçuş açısı kontrol sistemi	72
Şekil 3.10	PID Kontrolcülü uçuş açısı otopilotu	73
Şekil 3.11	$G(s)H(s)=3/(s+10)(s^2+2s+5)$ 'in root locus eğrisi	74
Şekil 3.12	P, PI, PID kontrolcülü uçuş açısı otopilot için adım (step) girişine sistemin cevapları	75
Şekil 3.13	Genel bir sağa-sola yatma hareket kontrol sistemi	76
Şekil 3.14	Sağa-sola yatma (roll) hareket kontrol sistemi(Nelson, 1998)	76
Şekil 3.15	Basit sağa-sola yatma (roll) hareket kontrol sistemi	77
Şekil 3.16	$G(s)H(s)=k/s(s+0.5)$ 'in root locus eğrisi	79

Şekil 3.17	Derece geri beslemeli sağa-sola yatma hareket blok diyagramı (Nelson, 1998)	80
Şekil 3.18	Kontrol sisteminin ilk durum bozucu açı değişimine karşı sağa-sola yatma (roll) açı değişim cevabı	81
Şekil 3.19	Yükseklik (irtifa) kontrol sistemi (Nelson, 1998)	82
Şekil 3.20	Tırmanmanın dikey incelemesi için gerekli kinematik ilişkiler (Internet, 4)	83
Şekil 3.21	Yükseklik otopilot kontrol şeması (Nelson, 1998)	85
Şekil 3.22	$G(s)H(s)=k/s(s+1.4)(s+10)$ yükseklik kontrol sisteminin root locus eğrisi	86
Şekil 3.23	Yükseklik kontrol sisteminin birim basamak adım girişine cevabı	87
Şekil 3.24	Kompanze edilmiş yükseklik kontrol sisteminin root locus eğrisi	88
Şekil 3.25	Kompanze edilmiş yükseklik kontrol sisteminin birim basamak adım girişine cevabı	88
Şekil 3.26	Hız kontrol sistemi blok diyagramı	89
Şekil 3.27	$G(s)H(s)=3.8k_a(s+0.1)/(s+10)(s^2+0.039s+0.053)$ 'in transfer fonksiyonunun root locus eğrisi	90
Şekil 3.28	Farklı kazanç değerleri için hız kontrol sisteminin basamak giriş cevapları	91
Şekil 3.29	Dereceli cirooskop geribeslemeli kararlılık geliştirme sistemi	92
Şekil 3.30	Yörünge merkezleme sistemi	93
Şekil 3.31	Uçak eğimli iniş sistemi	94
Şekil 3.32	Eğimli rota üzerindeki uçağın konumu	96
Şekil 3.33	Otomatik eğimli rota kontrol sistemi	96
Şekil 3.34	Otomatik hız kontrol sistemi	97
Şekil 3.35	Flare manevrası	97
Şekil 3.36	Otomatik flare kontrol sistemi	98
Şekil 4.1	Lineer durum denklikleri (Ogata, 2002)	102
Şekil 4.2	Lineer bir sistem için durum geri besleme şeması	108
Şekil 4.3	Geri beslemeli ve gözlemcili bir lineer sistem	113
Şekil 4.4	Çok giriş ve çıkışlı bir sistem için durum gözlemci tasarımı	114
Şekil 5.1	Geri beslemesiz ileri yön uçak otopilot sisteminin 1° açı değişimine karşı cevabı	123
Şekil 5.2	Geri beslemeli kontrol edilen ileri yön uçak otopilot sisteminin 1° açı değişimine karşı cevabı	123
Şekil 5.3	Gözlemcili bir kapalı kont. sist. detaylı şeması (Ogata, 2002)	126
Şekil 5.4	Gözlemcili (observer) geri beslemeli ileri yön uçak otopilot sisteminin 1° açı değişimine karşı cevabı	126
Şekil 5.5	STOL nakil uçağının tasarlanan yükseklik değerinden 100 ft lik bir yükseklik yer değiştirme hareketinin cevabı	129
Şekil 5.6	STOL uçağı için istenilen yükseklik (irtifa) değerinden 100 ft.lik bir değişime karşı otopilot kontrol sisteminin cevabı	134
Şekil 5.7	Yükseklik otopilot kontrol sistemi MATLAB / simulink lineer quadratik kontrol diyagramı	135
Şekil 5.8	Elevator açısı $\Delta\delta_e = 1^\circ$ için 100 ft.lik bir değişime karşı otopilot kontrol sisteminin cevabı	136
Şekil 5.9	Elevator açısı $\Delta\delta_e = 5^\circ$ için 100 ft.lik bir değişime karşı otopilot kontrol sisteminin cevabı	136
Şekil 5.10	Kontrol yüzeyi (elevator) açısal değişimi ile uçağın kararlı uçuş seviyesine geliş süresi grafiği	137

ÇİZELGE LİSTESİ

		Sayfa
Çizelge 2.1	P, PI, PID Kontrolcüler için kazanç değerleri (Nelson,1998)	52
Çizelge 3.1	Otomatik uçuş kontrol sistemleri	56
Çizelge 3.2	Kısa-periyot transfer fonksiyonu katsayıları (Nelson,1998)	59
Çizelge 3.3	Uzun-periyot transfer fonksiyonu katsayıları (Nelson,1998)	61
Çizelge 3.4	Dutch Roll fonksiyonu katsayıları (Nelson,1998)	64
Çizelge 3.5	Düşey kontrol transfer fonksiyonları katsayıları (Nelson,1998)	65
Çizelge 3.6	Yatay kontrol transfer fonksiyonları katsayıları (Nelson,1998)	66
Çizelge 3.7	Uygulama için datalar (Nelson, 1998)	73
Çizelge 3.8	P, PI, PID kontrolcüler için kazançlar (Nelson,1998)	74
Çizelge 5.1	Farklı elevator açısı değerleri için R matris değerleri	135

ÖNSÖZ

Bu çalışmam süresince, bana gerek bilgisiyle gerek kişisel yardımlarıyla desteğini esirgemeyen çok değerli hocam, Sn. Doç. Dr. İsmail YÜKSEK 'e teşekkürü bir borç biliyorum, kendisine saygılarımı sunuyorum.

ÖZET

Son yıllarda otomatik kontrol sistemlerinin tasarımı askeri ve ticari alanda hızlı bir gelişim göstermiştir. Otomatik kontrol sistemleri ve otopilotlar her iki sektör açısından yapay kararlılığın geliştirilmesi, kötü hava şartlarında pilotların yön bulmasında (navigasyon), uçağın kontrollerine yardımcı olmada ve uçağın güvenli bir şekilde yeryüzüne indirilmesinde büyük destek sağlamaktadırlar.

Bu tezin amacı uçak kararlılığı, uçuş kontrolü ve otomatik pilot tasarımı hakkında sistemin temel bileşenleriyle birlikte bütünlük sağlayacak detaylı bir anlatımı sunmaktır. Uçak klasik kontrol teorisi dahilinde uçuş kararlılığını geliştiren Root locus tekniği ve PID kontrol anlatıldıktan sonra çeşitli uçuş kontrol sistemleri yapıları bu metotlar yardımıyla incelendi. Analizlerin temelini oluşturan modern kontrol teorisi tanımlandı. Bölüm 5 'de STOL nakliye uçağına ait sistem matrislerini kullanarak otopilot tasarımı için 3 farklı analiz gerçekleştirildi. Bu analizler neticesinde, tasarımcının hedefleri doğrultusunda uygun uçuş konforu için optimum değerler elde edildi.

Anahtar kelimeler: Otopilot, Otopilot tasarım, Kararlılık geliştirme, Uçuş kararlılığı, Otomatik kontrol, Otomatik iniş sistemi, ILS, Uçuş kontrol, Kontrol sistem tasarımı, Kompanzasyon, Root locus, PID kontrol, Pitch, Pitch kontrol, İrtifa kontrol, Modern kontrol teorisi, Geri besleme tasarımı, Optimal kontrol, LQR, Gözlemci tasarımı

ABSTRACT

In later years the design of automatic controls supported in the rapid development of commercial and military aircraft systems to provide artificial stabilization and autopilots to aid pilots in navigating and landing their aircraft in adverse weather conditions.

The goal of this thesis is to present an integrated detailed expression of basic elements of whole aircraft stability, flight control and autopilot design. Including classical flight control theory, Root locus technique and PID control were explained that augments flight stability. Then Various control flight control system structures were investigated by using these methods. That based on analysis, Modern control theory was described. At the chapter 5, by using system matrices for STOL transport aircraft, 3 different analyses were fulfilled to design an autopilot. At the end of these analyses, optimum values were obtained for comfortable flight direction on designer targets.

Keywords: Autopilot, Autopilot design, Stability augmentation, Flight stability, Automatic control, Automatic landing system, ILS, Flight control, Control system design, Compensation, Root locus, PID control, Pitch, Pitch control, Altitude control, Modern control theory, Feedback design, Optimal control, LQR, Observer design

1. GİRİŞ

1.1 Problemin Tanımı

Günümüzün en hızlı ulaşımını sağlayan, uçak endüstrisinde kararlı ve kontrol edilebilir bir uçuşun anlaşılması, uçak tasarımları açısından önemli bir rol oynamaktadır. Son yıllarda otomatik kontrol sistemlerinin tasarımı askeri ve ticari alanda hızlı bir gelişim göstermiştir. Otomatik kontrol sistemleri ve otopilotlar her iki sektör açısından yapay kararlılığın geliştirilmesi, kötü hava şartlarında pilotların yön bulmasında (navigasyon), uçağın kontrollerine yardımcı olmada ve uçağın güvenli bir şekilde yeryüzüne indirilmesinde büyük destek sağlamaktadırlar. Bilindiği üzere uçakların kontrolünde doğabilecek ufacık bir sorun dahi uçağın kontrolünü kaybetmesine ve geri dönüşü olmayan felaketlere yol açabilmektedir.

Dr. Nelson R. C., 1975 yılında Notre Dame Üniversitesinde uçak aerodinamiği ve uçuş dinamiği üzerine başladığı çalışmalarda, uçuş kararlılığı, kontrol ve otopilot sistemleri üzerine bir çok sayıda makaleler yayınlamıştır. Çalışmalarında uçak dinamiklerinin kontrol sistemleri üzerindeki etkilerini araştırarak, özellikle modern kontrol teorisinin, klasik kontrol teorilerine göre uçağın kararlı ve daha kontrol edilebilir güvenli bir uçuşu sağlamada ne kadar daha başarılı olduğunu göstermiştir. Bunun başlıca sebebi ; temel düzeyde işlemler kapsayan ve ana görevi uçak mürettebatının iş yükünü hafifletmek olan klasik kontrol teorisine nazaran modern kontrol teorisinin, yüksek işlem kapasitesine sahip olan bilgisayarlar tarafından differansiyel eşitliklerin çözülmesi esasına dayanmasıdır. Bu teori bize ayrıca kontrol sistem tasarımına daha sistematik bir yaklaşımı ve analizlerde optimizasyon metodlarının kullanımını sağlamaktadır.

Schmidt L.V., 1998 yayınladığı uçuş dinamiği kitabında, bir çok fiziksel tasarım bileşenine (aerodinamik, mekanik, itme sistemi, v.b.) sahip olan uçakların bu sistemlerle olan uçuş dinamiği ve yapısal titreşimlerin ilişkilerini incelemiştir. Matris denklemlerinden kurulan uçuş hareket eşitlikleriyle, modern kontrol teorisi yöntemiyle matlab analizleri gerçekleştirilmiştir. Bu çalışmasındaki en göze çarpan gelişme bir çok farklı türde uçuş kontrol sistemi için rasyonel matlab analizleri gerçekleştirmiş olmasıdır.

Kulcsar B., 2000. Bu alanda LQR (Lineer Qudratic Regulator) ve LQG (Lineer Quadratic Gaussian) kontrolcüler kullanarak kısa ve uzun periyot uçuş dinamikleri için zaman domaininde optimal kontrol gerçekleştirmiştir. Kontrol sonucunda ayrıca geliştirdiği kalman filitresi ve durum gözlemcisi yardımıyla uçağın uçuş açısı ve kafa açısı kontrolünde ve kararlılığında önemli iyileştirmeler elde etmiştir.

Vincent J.H.1994. Yaptığı çalışmada, yatay doğrultudaki uçuş kontrol yasasına istenilen kalitedeki uçuş kararlılığını yakalamak için LQR ve H^∞ kontrolcüler uygulamıştır. Bu çalışması ile uçuş kontrolünün farklı kontrol sistemleri altındaki davranışlarını incelemiş oldu. Çalışma neticesinde her iki kontrolcüsünde uçuş kararlılığını sağlamada iyi derecede performans (robustness) özelliklerine sahip oldukları sonucuna ulaştı.

Görülmektedir ki, uçak kontrol sistemleri tasarımında en önemli nokta modellenen otomatik kontrol sistemin gerçeklik faktörü ve tasarımda elde edilen sonuçların bize ne kadar kararlılık sağlayacağıdır. Bu doğrultuda gerçekleştirilen çalışmada, uçakların uçuş kontrolünde önemli yer tutan klasik ve modern kontrol teorileri anlatılarak bir otopilotun hangi bileşenlere ve parametrelere sahip olduğu detaylı açıklanıp, nasıl geliştirileceği sistematik olarak anlatılmıştır. Bölüm 4 'de modern kontrol teorisinin matematiksel teorisi anlatıldı. Bölüm 5 'de ise bu teoriler ışığında optimal kontrol yasası kullanılarak, STOL nakil uçağına ait gerçek veriler kullanılmak suretiyle bilgisayar ortamında simülasyonlar oluşturuldu. Bir otomatik uçuş kontrolü tasarımının, istenilen performans seviyesinde kademe kademe nasıl geliştirileceği ve yetersiz bir kararlılıktaki uçuşun nasıl daha kararlı ve emniyetli hale getirileceği analizler neticesinde gerçekleştirilmiştir.

1.1.1 Otopilot ve Otomatikleşmenin Amaçları

Bir uçağı, verilen bir doğrultuda, sürekli olarak yatay uçuşta tutmak ve yönetmek için geliştirilmiş seri kontrol mekanizmaları "Otomatik Pilot" yada "Otopilot" olarak adlandırılır. Bu sistem sayesinde, uzun süreli uçuşların yorucu yükü pilot üzerinden alınarak, gerekli seyrüsefer işlemlerini yapabilmesi için yeterli olarak sağlanır.

Pilot ; sürekli uçuşta, uçağı kontrol ederken, uçağın seçilen sürekli durumdan ayrıldığını gözleriyle görerek anlamak, uçağı ilk duruma geri getirmek için uygulanacak manevraya karar vermek ve bunun sonucu olarak kas gücüyle, ilgili kumanda yüzeyinin lövyesine uygun yönde ve miktarda kuvvet uygulamak zorundadır. Bu durumda, bir otomatik pilot sistemi, bir insan tarafından yerine getirilen anlama, komuta etme ve uygulama görevlerini aynen kopya etmelidir.

Havayolu ulaşımı, tepkili uçakların hizmete girmesinden sonra, yeni işletme problemleriyle karşılaştı. Tepkili uçaklar, yerlerini almış oldukları piston motorlu uçaklardan çok daha geniş bir menzile sahiptir. Tepkili uçakların, seyrüsefer ve yaklaşma hızları, hemen hemen piston motorlu uçaklara göre iki kat daha fazladır. Bundan başka, tepkili uçakların "koltuk x kilometre" cinsinden üretim özellikleri, öncekilerden iyice üstün olmakla birlikte, fiyatları çok yüksektir. Bu durum, havayolu işletme şirketlerini, uçaklardan maksimum faydalanma yöntemleri aramaya sevk etmiştir.

İlk tepkili uçakların sınırlı uçuş süresi, daha hassas bir seyrüseferin gerekli olduğunu ortaya çıkarmıştır. Performansların çabuk gelişmesi, daha etkin otomatik uçuş kumanda sistemlerine ihtiyaç olduğunu göstermiştir.

Havayolu ulaşımı, meteorolojik faktörlerin yarattığı engellemeleri yenmek için devamlı bir şekilde uğraşmaktadır. Havacılıkta, otomatikleşme eğilimi, son yıllarda gelişmiş ve zorunlu bir hale gelmiştir. Bu otomatikleşme, büyük ölçüde, uzay araştırmaları ile gerçekleşen elektroniğin hızla ilerlemesi sayesinde mümkün olmuştur.

İlk başta, uçak bordasındaki bazı görevlerin otomatik oluşu, hizmetin kalitesini, emniyetini, düzgünlüğünü ve rahatlığını iyileştirme olanağı sağlar, meteorolojik şartlar nedeniyle de bir uçuşun gerçekleştirilememesi riskini azaltır.

Mürettebat, sıkça tekrarlanan ve yorucu olan mekanik işlerden kurtulur ve bir insanın yapmasının zorunlu olduğu işlere daha fazla zaman ayırması sağlanır. İş yükünün hafiflemesi sayesinde, bütün uçuş süresince gerçekleşen olaylar daha iyi gözlemlenebilir ve böylece daha emniyetli uçuş gerçekleştirilebilmektedir.

Buna ek olarak, yeni uçakların fazla karışık olmalarına rağmen, mürettebat sayısını azaltmak mümkün görülmektedir.

1.1.2 Otomatik Pilotun Görevleri

Uçak, üç kumanda ekseninde yeterli bir kararlılığa sahiptir ve bu eksenler etrafındaki durumunda herhangi bir değişim olmaz ise havada yatay doğrusal uçuş yapmak üzere ayarlanabilir. Yakıt depolarının boşalması ve uçak içindeki mürettebat ve yolcuların yer değiştirmeleri sonucu, uçağın denge ayarı değişebilir. Bu değişim, otomatik olarak veya pilot tarafından düzeltilmedikçe, uçağın uçuş durumu bozulacaktır. Diğer taraftan, en büyük ve en sık denge değişimleri, bazı atmosferik şartlar altında görülen havadaki çalkantılardan yada sağanaklardan doğmaktadır. Sağanaklar, uçağa herhangi bir doğrultuda çarpabilir ve uçağın tamamını veya bir parçasını etkileyebilir.

Örneğin ; yatay doğrusal devamlı uçuş yapmakta olan uçağın sol yanına, zaman başlangıcı olarak seçilen bir anda, sağanak çarmış olsun. Uçak, düşey eksen etrafında kararlı bir dengeye sahip olduğundan, ortalama sağanak basınç kuvveti, uçak kütle merkezinin gerisinde etkili olacaktır ve uçakta sola doğru bir sapma momenti doğuracaktır. Bu momenti karşılamak ve uçağın uçuş doğrultusundaki bozulmayı önlemek için, düşey kumanda yüzeyi sağ yana oynatılmalıdır.

Pilot veya otomatik pilot, uçağın uçuş durumunda meydana gelen bir bozulmayı, ancak bozulma başladıktan sonra anlayabilir. Bu yüzden uçağın uçuş doğrultusundaki bozulma anlaşılmadan önce, uçakta bir miktar sapma olacaktır. Bundan başka, mekanik sınırlamalar, kumanda yüzeyinin derhal harekete

geçirilmesini gerektireceğinden, sola yönelmiş sağanak sapma momentini karşılayacak olan, kumanda yüzeyinin sağa hareketinin etkisi başlayıncaya kadar da bir süre geçecektir.

Uçak ilk uçuş doğrultusuna gelmeden önce, bu durumu aşmaması için kumanda yüzeyleri bir süre sonra zıt tarafa oynatılmalıdır.

Herhangi bir anda, düşey eksen etrafında uçağı etkileyen net sapma momenti, sağanak momenti ve kumanda yüzeyi momentinin cebirsel toplamına eşittir. Burada, basitlik düşüncesiyle, aerodinamik dirençten doğan sökümlük momentini ihmal etmek sureti ile, uçağın bu sapma hareketindeki açısal ivmenin, dinamik kanunlarına göre, her an net sapma momenti ile orantılı olduğu söylenebilir. Böylece, zamanın fonksiyonu olarak çizilen net sapma momenti eğrisi, sapma hareketindeki açısal ivmenin değişimini gösterecektir.

İvme eğrisinin zamana bağlı olarak integrali alınır, herhangi bir andaki açısal hız elde edilir. İkinci bir integral ile de uçak doğrultusundaki açısal sapmanın derecesi bulunabilir.

Günümüzde, askeri ve sivil bütün uçaklarda standart bir donanım olarak bulunan otomatik pilotun görevleri şunlardır:

- Pilotun işini hafifletme : Devamlı doğrusal ve yatay uçuşun tutulması, daha ayrıntılı olarak, yüksekliğin, hava hızının veya mach sayısının ve rotanın daima sabit tutulması sık sık tekrarlanan, usandırıcı ve yorucu bir işdir. 1939-1945 yılları arasındaki İkinci Dünya Savaşı'ndan önce, daha basit bir sisteme sahip olan otomatik pilot ile yüksekliği ve rotayı sabit tutma olanağı sağlanmıştır.
- Hassas manevraların yapılması : Bazı manevralar, pilottan büyük bir beceri ve devamlı dikkat gerektirir. Bunların dikkatsizce yapılması uçuş emniyetini tehlikeye sokabilir. Bunun tipik bir örneği, kapalı havalarda ve çok zayıf görüş şartları altında iniş pistine yaklaşma manevrasıdır. Pilot, yerel bir radyo-elektrik cihazdan, ideal bir yaklaşma doğrultusu ile birlikte uçağın yeri hakkında bilgi alır ve bu yaklaşma doğrultusu üzerinde tutunmak için uygun manevraları saptayarak uygular. Bu yaklaşma manevrası, bir otomatik pilottan istenebilir. Böylece uçuş emniyeti artırılır, yaklaşma doğrultusu daha hassas şekilde tutulur

ve yaklaşma sırasında pilot, kendini tamamen uçuşun kontrolüne ve izlenmesine verebilir.

- Uçuş özelliklerinin geliştirilmesi : Yeni uçaklarda, performanslar ve uçuş özellikleri (kumanda ve kararlılık) arasındaki en iyi uzlaşmanın saptanması zordur. Uçuşun bazı evrelerinde, pilotun yerine, tamamen otomatik pilot konamaz. Otomatik pilot, uçağa daha iyi bir kararlılık sağlamak için, pilota yardımcı olmak üzere kullanılır, gerekli kumandaları vererek kontrol yüzeylerini hareketlendirir. Bu tip otomatik pilota, otomatik kumanda da denir ve otomatik kumanda yaygın olarak kullanılır. Hızlı manevraları sınırlayan "amortisörler" de bu kategoriye dahildir.

Ayrıca, otomatik pilot, seyrüsefer ünitesine, VOR ve ILS donanımına bağlanabilir ve böylelikle, verilen bir rota veya yol doğrultusu, otomatik olarak izlenebilir.

Özetlersek, uçak bordalarında, otomatikleşme ile gerçekleştirilmesi düşünülen amaçlar ; hizmet kalitesinin, emniyetin ve düzenin geliştirilmesi, altyapı tesislerinden daha iyi yararlanılması ve personel ile bakım etkinliğinin artırılmasıdır.

1.1.3 Otomatik Pilotun Çalışma Prensipleri

Daha önce de söylediğimiz gibi, bir otomatik pilot, bir pilotun görevlerini başarabilmelidir. Buna göre de otomatik pilot, en az üç temel birime sahip olmalıdır:

- Alıcı : Bu birim, insan beyninin görevini yapan, uçağın durumunu tespit etmek üzere yere bağlı sabit referans doğrultular veren ve bu referans doğrultulardan itibaren uçak eksenlerinin ayrışımı fark eden veya alan cihazlardır. Yapay ufuk tipi bir düşey cirooskop, uçağın uzunlama ve yanlama eksenlerinin yatay durumdan ayrışımı alır. Ayrıca bir yön ciroskobu da, uçak uzunlama eksenini ve meridyen doğrultusu arasındaki açığı, yani uçak rotasının değişimini alır. Ciroskoplar, donanımın yapısına bağlı olarak, pnömatik veya elektrik enerjisi ile çalışır. Daha yeni otomatik pilot donanımında, bu iki alıcı cihaza ek olarak, uçağın her üç eksenini etrafındaki açısız hızını ölçen, ciroskoplu üç tane açısız hız göstergesi de bulunmaktadır.

- İletici devre, amplifikatör ve röle : Bu birim, alıcı tarafından saptanan, uçağın durumundaki değişimi düzeltmek için üçüncü birim servo-motora uygun komutu iletir. Ciroskopta tepkinin küçük olması istendiğinden, alıcıdan gelen sinyal genellikle zayıftır. Bu sinyal, yükseltici veya röle ile büyütülür ve işletici ile kumanda edilir. İletici birim, donanımın özelliğine göre, pnömatik, hidrolik veya elektrikli olabilir.
- İşletici, servo-motorlar : Bu sonuncu birim, donanımın yapısına bağlı olarak, pnömatik, hidrolik veya elektrikli motordan oluşur. Servo-motorların sayısı, her eksene ait kumanda yüzeyi (kanatçıklar, yatay ve düşey kontrol yüzeyleri) olarak üç tanedir ve her birine uygun yönde ve büyüklükte kuvvetler uygulanır.

Bütün otomatik pilot donanımı, uçağın durumundaki bozulmayı karşılamak üzere, uçak kumanda yüzeylerini çalıştırmak için bir komut oluşturan araç olarak, kararlı bir referanstan itibaren meydana gelen açısal değişimi esas almaktadır veya kullanmaktadır. Sönümün gerçekleşmemesi halinde, açısal değişim kumandası, denge durumunun aşılmasına veya ortalama bir doğrultu etrafında devamlı salınımına sebep olabilir. Genellikle, uçağın aerodinamik sönümü bunu önlemeye yeterlidir. Özel bazı otomatik pilot donanımları, açısal değişim kontrolüne ek olarak, açısal hız veya açısal ivme kontrollerinden birini veya her ikisini de kullanmaktadır. Uçağın, her üç ekseninin referans doğrultulardan ayrılışını ve durumunda meydana gelen bozulmayı daha çabuk anlamak ve kumanda yüzeylerinin daha çabuk karşılık vermesini sağlamak için, özellikle yüksek hızlı yeni uçaklarda, açısal hız göstergeleri tercih edilmektedir.

Bundan başka, otomatik pilot; uçuş hızı, lineer ivmeler, yükseklik gibi büyüklüklerin değişimlerinden sorumlu olmak üzere de üretilebilir ve böylece daha sıkı bir kontrol sağlanabilir.

Otomatik pilot donanımının kendi iç kontrolü için, dördüncü bir birim daha gereklidir. Bu birim, denge durumunun aşılmasını önlemek ve kumanda yüzeyinin etkisini durdurmak üzere, yüzey hareketini alıcı birime bildiren ve ileticiyi tarafsız kılan "gözetleyici" bir devreden ibarettir.

Uçak, sağanak momenti etkisi ile dűşey eksenini etrafında sola doğru bir açısıal hız kazanarak sola dönüş yapmakta iken, basınç etkisiyle, cirokobun çemberi sađa yatar ve çembere bağlı bulunan ibre sola doğru hareket eder. Böylece ibre, ya bir elektrik devresini açar yada bir ayarlı direncin kontak kolu olarak, iletici birimde voltajı, açısıal hız ile orantılı olarak elektrik akımı üretir. Bu akım amplifikatörde büyütüldükten sonra, dűşey kumanda yüzeyini hareket ettiren servo-motorun devresini açar ve çalıştırır. Kumanda yüzeyinin hareketi, onun miline bağlı bir ayarlı dirençte, yüzeyin açısıal hareketi ile orantılı zıt bir akım oluşturur ve bu zıt akım, gözetleyici birim aracılığı ile kontak kolunu tarafsız duruma getirir ve kumanda yüzeyini durdurur.

1.1.4 Otomatik Pilotun Analizi

Yeni otomatik pilot donanımları, duyarlılığı yüksek transistör sistemlerine sahiptir. Sinyaller ; manyetik, cirokobik ve radyo kaynaklarından uçağın üç eksenine ait cirokoplu açısıal hız göstergelerinden ve pilotun yol göstergesinden alınmaktadır.

Tutulması gereken referans değerler, komuta düğmeleri ile cihazlarda belirtilmektedir. Alıcılar, kontrol edilecek durum parametrelerini ölçer. Yükseltici, ölçülen durum parametrelerini referans değerlerle karşılaştırır ve pilotaj bağına uygun olarak, servo-motora gönderilen enerjinin miktarını ayarlar. Pilotaj bağı, yükselticinin karşılaştırma sonunda saptadığı farklar ve servo-motorun hareketi arasındaki fonksiyonu ifade etmektedir.

Otomatik kontrol ve komutanın başarılı olabilmesi için ; gerekli anlama ve uygulama birimlerinin bulunması ve donanımın karakteristiklerinin, geçerli bir duyarlılık ve kararlılık sağlayan, uygun bir pilotaj bağını kurmaya yeterli olması gerekmektedir.

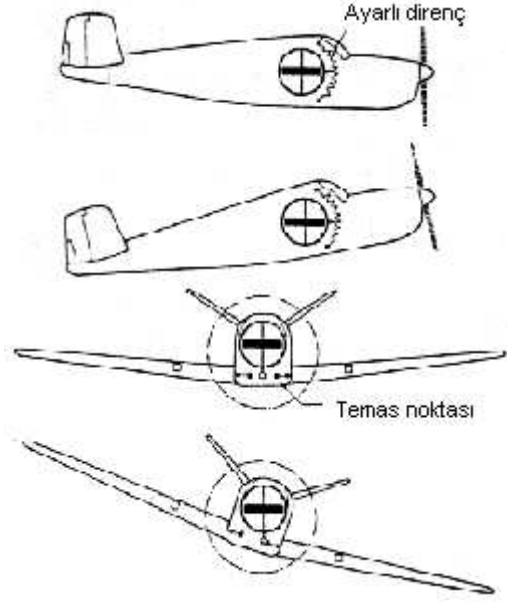
Ulaşım sınıfı uçaklarda, otomatik pilot kalkıştan hemen sonraki ilk yükselme manevrasından itibaren, son yaklaşma manevrasına kadar süren uçuşun büyük bir kısmında kullanılmaktadırlar.

Buna göre gerçekleştirilen gevler özetle Şunlardır :

- Uzunlamasına durumun veya ykseklilđin tutulması
- Rotanın alınması ve tutulması, sabit yatışlı virajların yapılması,
- Bir seyrüsefer bilgisayarının otomatik kontrolü
- Kumanda yüzeyi fletnerlerinin otomatik olarak ayarlanması
- Bir VOR doğrultusunun otomatik kontrolü
- ILS ile yaklaşmanın gerçekleştirilmesidir.

1.2 Otomatik Pilot ve İniş Sistemleri

Yıllar boyunca uçağın, güvenli bir şekilde, pilotun ve uçuş ekibinin sorumluluklarını azaltarak uçuşunu sürdürebilmesi için yolcu, kargo ve askeri uçaklar otomatik pilot sistemiyle donatılmıştır. Bugün birçok askeri ve ticari büyük kapasiteli uçakların yanı sıra küçük uçaklar da otopilot sistemleri ile donatılmıştır. Hafif uçaklarda otopilot sistemlerinin kullanılması bu tip uçakları pilotlar ve sahipleri için çok cazip hale getirmiştir.



Şekil 1.1 Cirooskop

Bu bölümde otopilot sistemlerinin çalışma prensipleri ve benzer sistemleri biraz teknik ayrıntılara girerek incelenmektedir. Bazı temel prensipler aynı olmasına karşın göreceli olarak daha karmaşık görevlerde bu temel sistemlere eklenmiştir.

Uçaklarda kullanılan asıl otopilot sistemleri fonksiyonlarını daha çok sahip oldukları mekanik sistemlerle yerine getiriyorlardı. Örneğin yoğun olarak hem askeri hem de ticari alanda kullanılan bir sistemde, bir ciro, hidrolik valfleri harekete geçirmede kullanılıyordu. Bu valflerde basınçlı sıvıyı hidrolik sistemlere yönlendiriyordu. Halatlara bağlı olan silindirlere ve uçağın kontrol yüzeyleri uçuş yüksekliğini ayarlamak amacıyla kullanılmaktaydı.

1.2.1 Otomatik Pilot Sistemlerinin Temel Prensipleri

Cironun elektrik sinyalleri üreterek kontrol yüzeylerini kontrol etmesi Şekil 1.1 de gösterilmiştir. Bu sistemin temelinde kullanılan cironun uzayda sabit bir düzlemde kalarak bunu çevreleyen sistemin hareket etmesidir. Şekilde görüleceği üzere cironun halkalarla çevrelenerek uçağa yerleştirilmesiyle uçağın yatay yada düşey eksen boyunca yapacağı herhangi bir hareket bu sistemle algılanabilecektir. Bu hareket bağlantı noktalarının hareket etmesini, böylece ayarlı direncin hareketli

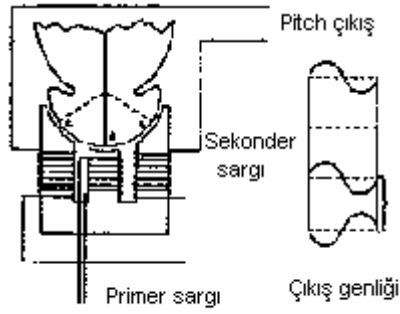
ucunun yer değiştirmesini yada hidrolik valflerin hareket etmesini sağlayarak kontrol yuzyelerinin gureceli hareketine neden olacaktır. Şekil 1.1 'de uştteki ilk iki Şekilde bir cironun, bağlı olduğu ayarlı direnci hareket ettirmesi gurelmektedir. Oluşan elektrik sinyali yukseltilerek bir uğuş duzeltme sistemine giriş oluşturabilir. Altteki iki Şekilde ise ciro ve iki kontak gurelmektedir. Kontakların kapanmasıyla oluşacak elektrik sinyali bir rileyi harekete geğirecek ve buna bağlı olan servo motorda kontrol yuzyelerini uygun bir Şekilde hareket ettirerek uğağın uygun seviyeye gelmesini sağlayacaktır.

1.2.2 Elektriksel Prensipler

Biręok elektro-mekanik ve elektronik otopilot sistemi tek ve ęift motorlu uçaklar için tasarlanmış ve uretilmiştir. Tım bu sistemlerde cironun sağladığı duzeltici sinyaller kullanılarak yapılmıştır. Bu sinyallerin kullanılması ise uygulanan sistemin karmaşıklığına gure değişmektedir.

Herhangi bir otopilot sisteminde duzeltici sinyalin etkinliği, uçak istenen konuma gelene kadar surmelidir. Oreğin uğağın yonunu duzeltmek için rudder otopilot tarafından sağa hareket ettirildiğinde bu hareket, uçak istenilen pozisyona geldiği anda duzeltilmelidir. Aksi takdirde uçak aşırı bir hareket yapacaktır. Sistemin istenilen hareketleri hatasız yapabilmesi için geri besleme sistemleri kullanılmaktadır.

Elektronik otopilot sistemlerinde, sapmaları hissedenden ciro transformatör prensibiyle duzeltici sinyaller oluşturacaktır. Bu yontemde mekanik sirtunmeler hatasız algılamanın yapılabilmesi için en alt duzeyeye indirilmelidir. Sinyal ureten cihazlara orenek olarak EI Pick-off 'un diyagramı Şekil 1.2 'de gosterilmiştir. Pick-off cihazı 3 sargıdan oluşmaktadır ve bunlar E Şeklindeki ince ęelik levhalar uzerine monte edilmiştir. Sargılar levhaların uğlarına sarılmış ve birbirlerine bağlanarak ortadaki sargı uzerinde induklenen gerilim ile sifırlanmıştır. Hareketli ęelik armatür manyetik alan için az direnęli bir yol oluşurmaktadır. Bu armatür E Şeklindeki levhaya gure hareket ettirildiğinde primer sargılarından sekonder sargılarına doğru aktarma oranında değişikliğe sebep olur. Boylece diş sargılara sarılı sargılar arasında bir potansiyel gerilim farkı oluşur. Armatürün hareketiyle oluşan indukleme voltajı ęıkıř voltajıyla aynı yada farklı fazda olabilir.



Şekil 1.2 Sinyal üretici

Sekonder sargılarda (çıkışta) oluşacak gerilim miktarı armatürün ilk pozisyonuna oranla yer değiştirmesine bağlıdır. İlk durumda dış sargılarla arasındaki gerilim farkı 0 dır. Bu durum uçağın düzgün pozisyonda olduğunu gösterir. Uçağın istenilen pozisyondan çıkma oranı sargılarda oluşacak potansiyel farkla doğru orantılıdır. Sonuçta oluşan fark sinyali bir düzeltici sinyal görevi görecektir ve gerekli kontrolleri harekete geçirecektir.

Şekil 1.2 incelendiğinde sinyalin genliği armatürün yer değiştirmesiyle ilgiliyken faz farklılığı ise armatürün dönüş yönüyle ilişkilidir. Bu şekilde gerekli kontrol yüzeylerine şu bilgiler aktarılabilir :

Eğer voltaj 0 ise uçak istenilen pozisyonda uçuyordur.

Eğer ciro çıkışındaki sinyal genliği artarsa bu uçağın istenilen pozisyondan artan derecede uzaklaştığını gösterir. Girişteki sinyal ile çıkıştaki sinyal arasındaki faz farkı, uçağın hangi yöne doğru istenilen pozisyondan uzaklaştığını gösterir.

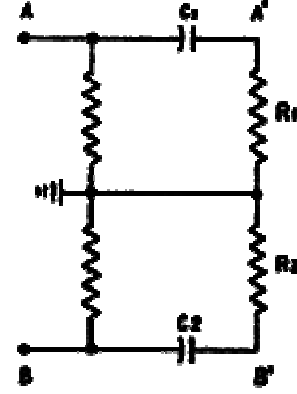
Sinyal genliğindeki değişme oranı, uçağın pozisyon değiştirmedeki açısal hızı verir.

Sinyal sisteminden elde edilen değerler uçağın istenilen pozisyona dönebilmesi için kontrol yüzeylerine yaptırılması gereken hareketleri belirler. Ciro ünitesinde elde edilen sinyal değerleri yeterli güçte olmadığı için yükseltilecek kontrol yüzeylerini hareket ettirmede kullanılır. Söz konusu yükseltme işlemi fark alıcı devresi bulunan servo yükselteçlerle yapılabilir.

Yakın zamanlarda üretilen bazı ciro sistemlerinde optik yöntemlerle pozisyon algılaması yapılmaktadır. Armatür yerine bir led diyot ve levhayla üzerindeki sargılar yerine bir foto transistör kullanılarak sapma yönü ve şiddeti tespit edilmektedir. Ciro'daki değişim transistörün algıladığı ışık oranıyla orantılı olacaktır.

1.2.3 Basit Elektronik Otopilot Sistemi

Geri besleme sistemi ciro'dakine benzer bir sistemle algılanır, farkı ise algılayıcı sistemin kontrol yüzeylerine mekanik olarak bağlantılı olmasıdır. Kontrol yüzeylerindeki yer değiştirme geri besleme sistemiyle algılanıp bir ön yükselticiye aktarılır. Kapalı devre kontrol sistemine uygulanan bu negatif geri besleme, kontrol yüzeyinin daha doğru bir şekilde hareket etmesini sağlar. Şekil 1.3 'de bir oran devresi görülmektedir. Devre, servo yükselteç devresinin çıkışına bağlanacak ek devreyi oluşturmaktadır. Ciro'dan gelen sinyal önce ön yükselticiye daha sonra fark devresine ve oradan da oran devresine geçmektedir.



Şekil 1.3 Basit bir otopilot

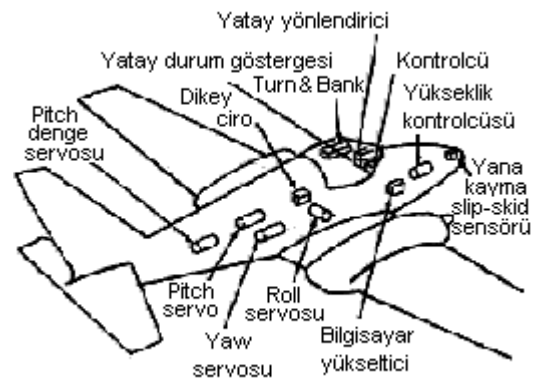
A ve B noktaları fark devresinin çıkışlarıdır ve bu noktalarda doğru akım bulunur. Doğal olarak C1 ve C2 kondansatörleri üzerinden akacak olan akım R1 ve R2 üzerinde bir gerilim oluşturacak ve A' ve B' noktalarında gerilim düşümü oluşabilecektir. A ve B uçlarındaki zamanla değişen ani akım ancak A' ve B' noktalarından algılanabilecektir. Kullanılan R ve C değerleri bilindiğinde A ve B uçlarında oluşacak gerilimin A' ve B' noktalarındakine oranı da bilinecektir. Bu, uçak pozisyon değiştirirken içinde bulunduğu açısal hız değerini verecektir. Oran devresinden gelen bu sinyal, fark devresine uygulanarak yer değiştirme değeri bulunur. Elde edilen sinyal ise çıkışa uygulanır.

Sistemdeki değer değişimlerini, uçak hareketleriyle bütünleştirmek için şu örneği inceleyelim. Bu örnekte uçağın sadece yaw ekseninde hareket edeceği varsayılacaktır ve uçağın normal rotadan sağa dönmüş olduğu kabul edilecektir. Bu durumda ciro değişimi algılayacak ve servo sistem ile uçağı sola doğru çevirmesi söylenecektir. Rudder'ın hareket miktarı ise uçağın rotadan çıkarken içinde bulunduğu açısal hızla orantılı olacaktır.

Ciro da oluşan sinyalin değişme hızındaki artış, servo sisteme daha çok sola hareket etme komutu verecektir. Sonuçta oluşacak tepkiyle uçağın önce sapmadaki açışal hızı sıfırlanacak ve oran devresi çıkışı 0 yapılacaktır. Daha sonra ise yer değıştirme sinyali hala etkin olduğu için bu sinyal 0 değgerine ulaşana kadar servo sisteme sola doğru hareket komutu sürdürülecektir. Fark sinyali azaldıkça sola rudder hareketi azalacak ve uçak istenilen pozisyona döndüğünde rudder normal konumuna dönecektir. Geri besleme, sinyali rudder normal pozisyonu dışında olduğu sürece sürekli var olacaktır. Geri besleme sinyalinin görevi statik sürtünme etkisini yok ederek, kontrol yüzeylerinin doğru hareketini sağlamaktır. Yukarıda bahsedilen temel kontrol örneği her üç düzlemde de aynı şekilde uygulanmaktadır. Buna karşın eklenecek her düzlem için ek sistemler uygulanarak herhangi bir düzlemdeki kontrolün diğer düzlemdeki dengeyi bozması engellenmelidir.

1.3 Tipik Otomatik Pilot ve Uçuş Kontrol Sistemi

Otopilot sistemleri birçok üretici firma tarafından farklı konfigürasyonlarda üretilmektedir. Bazıları oldukça basit yapıdayken, bazıları ise çok karmaşıktır. Fakat tüm sistemlerde sapmaları algılayan yapı ciro' dur. Bu bölümde bendix' in M-4D otopilot ve uçuş kontrol sistemi anlatılacaktır. Sistem otopilotun yanı sıra otomatik uçuş kontrolü için de gerekli donanıma sahiptir. Diğer üreticiler tarafından üretilen sistemlerde de benzer yapılar kullanılmaktadır. Söz konusu sistemde uçuş öncesinde uçuş yönü programlanır. NAV yada RNAV yükseklik algılamada, VOR yada ILS ise diğer fonksiyonları yerine getirmede kullanılır. Sistem ek olarak irtifa kontrolü ve yükseklik senkronizasyonu özelliklerine sahiptir. Sistemdeki bilgisayar modülü ise uçuş programının girilmesi, uçuş takibi ve kontrol komutlarını uygulamada kullanılır. Böylece sistem tümüyle entegre bir uçuş kontrolü sağlamaktadır.



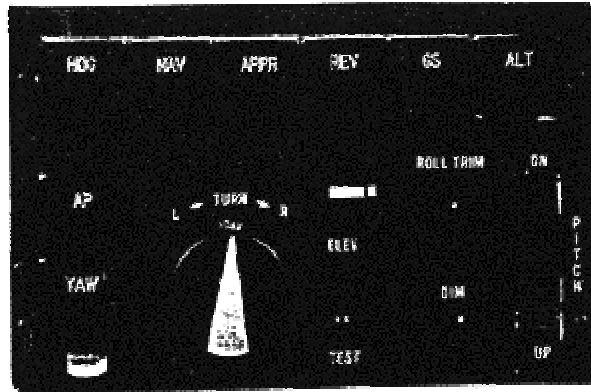
Şekil 1.4 Otopilot üniteleri

1.3.1 Sistem Elemanları

Şekil 1.4 'de M-4D otomatik uçuş kontrol sisteminin temel elemanları gösterilmiştir. Temel otopilot kontrolör, ciro, servolar ve bilgisayar yükselticiden oluşur. Bilgisayar yükseltici, cirodan gelen sinyalleri alır ve servolar için gerekli uçuş komutlarını üretir.

1.3.1.1 Uçuş Kontrolörü

Otopilotun çalışmasının pilot tarafından kontrol edildiği ünite şekil 1.5 'de gösterilmiştir. Otopilot, AP butonuna basılarak ayarlanır. Otopilot ayarlandığı zaman AP butonunun altındaki ışık yanar. YAW butonu, hava hızı değişikliğinde rudder



Şekil 1.5 Otopilot kontrol ünitesi

dengeleyicisinin otomatik kontrolünü sağlar. HDG ve NAV butonları, otopilotun, seçilen RNAV rotasında uçmayı ve VOR radyali ile birleşmesini veya ilk seçilen girişi takip etmesini sağlar. APPR butonu, havaalanına yaklaşma esnasında localizer ışığını yakalamada veya VOR radyali veya RNAV bilgisini kullanarak havaalanına yaklaşırken otopilotu kumanda eder. Eğer uçak normal rota sinyalinin tam tersi yönünden yaklaşma yapmak zorunda ise REV butonuna basılarak ters rota bilgisine ulaşılır. GS butonu, eğimli iniş rotası (glide slope) sinyalinin yakalamasında ve izlenmesinde kullanılır. ALT butonu, otopilotun seçilen barometrik irtifanın korunmasını sağlar. Bütün butonlar çalışır duruma geçtiklerinde bildirici ışıkları yanar. RNAV bilgisayardan gelen bilgi veya VOR radyalinin izlenmesinden oluşan bilgiyle sistemin çalışıp çalışmadığına bağlı olarak NAV butonu, ya RNAV yada ON'u gösterir. Uçak, eğimli iniş rotası (glide slope) ışığının aşağısında ve sinyal yaklaşık 20 sn. süreyle yayınlandığında GS bildiricisi APPR modunda ARM'ı gösterir. Uçak ışık merkezine ulaştığında, yükseldiğinde bildirici ON'u gösterir. Bu durumda ALT ve ARM bildiricileri kapanır.

Turn kontrol, 12° veya 24° lik sağa veya sola yatarak dönüşlere başlamada kullanılır. Dönüş kontrollerinin çalışması esnasında diğer dikey modlar serbest

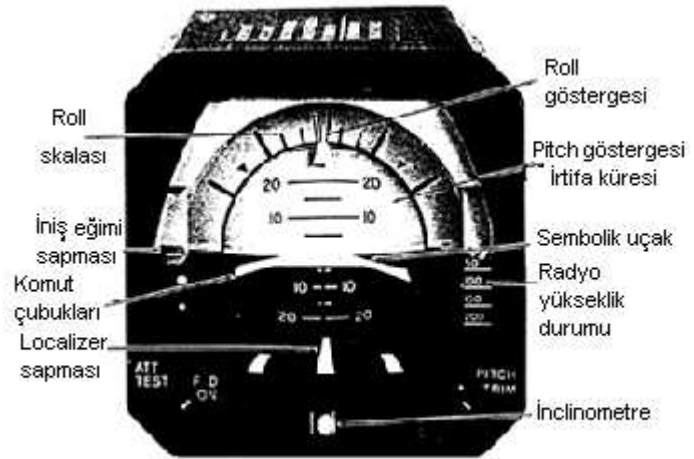
bırakılır. Otopilotun ilk ayarlanması sırasında turn kontrol, mutlaka merkez (orta) konumda olmalıdır. Pitch kontrol merkez konumda durmalıdır. Pitch kontrolün aşağı veya yukarı hareketiyle $\pm 20^\circ$ 'ye kadar pitch değişiklikleri kontrol edilir. Bu çalışma esnasında GS, ALT veya GA gibi boylamsal modlar ayarlanmaz. GA butonu kontrol lövyesi üzerindedir ve hatalı yaklaşma olduğu takdirde gezintiyi (GA) kumanda eder.

ELEV göstergesi, elevatörün sabit pozisyonunda olup olmadığını gösterir. Otopilotun ayarlanmasından önce, göstergede uçağın pitch eksenini ile otopilot sinyalinin mevki karşılaştırılması görünür. Merkeze yakın bir yerde olmalıdır. Çünkü sistem otomatik pitch senkronizasyonuna sahiptir. Otopilot ayarlandığında ise ; göstergede, uçağı arzu edilen pitch durumunda tutmak için birincil servoya gereken güç iletilir.

Roll Denge (Roll Trim), Uçağı belli bir seviyede tutmak için aileronların dengelenmesinde kullanılır. Dikey durumları ayarlama için kullanılan butonlar veya merkez pozisyonda kaymayı sağlayan Turn kontrolle hiçbir şekilde kullanılmaz.

1.3.1.2 Dönüş ve Bank Açısı (Turn & Bank) Göstergesi

Elektrik sinyali ile çalışan ve cironun bir parçası olan bu gösterge, dönüş oranı bilgisini görsel olarak sağlar ve dönüş oranı bilgisi ile otopilota elektriksel sinyal gönderir. Bu gösterge içindeki inclinometre topu, uçağın koordine edilmiş rudder ve aileron kontrolünde uçup uçmadığını pilota gösterir.



Şekil 1.6 Uçuş durum göstergesi

1.3.1.3 Yönlendirici Yatay (Director Horizon) Göstergesi

Şekil 1.6 'da gösterilen durum göstergesi ve durum sensörü, uçuş yönlendirme göstergesi veya durum yönlendirme göstergesi ile benzerlik gösterir. Bu cihaz

davranışı hisseder ve elektrik sinyaline dönüştürerek bilgisayar yükselticiye gönderir. Bu sinyaller yükseltilerek pitch ve roll hareketi için kontrol yüzeylerinin hareketini sağlayan birincil servoya gönderilir. Aynı anda gösterge, pilotu bilgilendirmek için pitch ve roll'ün derecesini de ölçer.

Gösterge içindeki dikey ciro, sistem için seçilen cironun özelliğine bağlı olarak vakum sistemi veya elektrikle çalıştırılır. Ciro dünya yüzeyine dik olarak sabit biçimde kaldığı zaman, uçağın pitch ve roll hareketi ciro ve göstergenin birlikte hareketine neden olur. Buda otopilot ve göstergede gösterim için sinyallerin üretilmesini sağlar.

Localizer sapması, yatay skalaya yerleştirilmiştir ve metrik değerler veren göstergedir. Metrik gösterge seyrüsefer sisteminin alıcısından gelen sinyallerce kontrol edilir.

V şeklindeki kumanda çubukları, pilota yeterli uçuş kumandaları ile uçağı nasıl uçuracağını gösterir. Sembolik uçağın V' nin içinde olması kumandanın yeterli olduğunu bildirir. Eğer kumanda çubukları sağa yukarı doğru yatmışsa sembolik uçağı V ile buluşturabilmek için uçak yukarı sağa doğru yönlendirilmelidir. Kumanda çubukları parlak sarı, sembolik uçak kavuniçi renktedir ki bu da kolay görülebilirliği sağlar.

İniş eğimi sapması, dikey skalaya yerleştirilmiş ve metrik değerler veren göstergedir. Metrik gösterge glide slope alıcısından gelen sinyallerle kontrol edilir.

Pitch denge anahtarı, uçak rotasının değişiminde veya pilotun göz seviyesinin değişimlerini telafi etmek için durum küresinin manuel olarak ayarlanmasını sağlar.

Inclinometre, uçağın süzülmesini veya yana kaymasını ölçmede kullanılır. Uçuşun yana yatışını telafi etmek için ayarlanabilir. Göstergenin herhangi bir elemanı geçerli bilgi sağlamazsa pilotu uyarır. Bunu görüşü engelleyecek bir bayrakla sağlar. Örneğin ATT'de bayrak görünürse bu bize ya pitch yada roll servolarında veya dikey ciroda düzensiz bir çalışma olduğu haberini verir.

1.3.1.4 Servolar

Otopilottan gelen komutalara karşılık elevator, rudder ve aileronların hareketinden oluşan pitch, yaw ve roll hareketleri üç birincil servo ile kontrol edilir. Küçük elektrik motorlarıdır ve manyetik kavramalar içindeki çıkırığı döndürürler. Her bir servodaki çıkırıklar ayarlı sıkıştırıcı çıkırıklardır.

Dengeleyici servo, birincil servodan yüksek güç gerektirmeden elevator yüzeyinin rahat hareketine yardımcı olur. Dengeleyici servo, bilgisayar yükselticisinden gelen pitch hata sinyalini kullanarak ya otomatik olarak çalışır yada isteğe bağlı manual olarak elektrikli dengeleyici adaptör kullanılarak çalışır hem elle hem de otomatik olarak ayarlanabilme özelliğine sahiptir.

Tüm servoların konumu ve yerleştirme yöntemi kullanıldığı uçağın tipine bağlıdır.

1.3.1.5 Bilgisayar Yükseltici

Bilgisayar yükseltici sistemi, otomatik uçuş kontrol sistemini temsil etmektedir. Sistemin kalbi ve beynidir. 9 tane fişli modülden oluşur. Bunlardan bir tanesi uçak tipinin teçhizatına özgü, diğerleri uçuş yönlendirme teçhizatının özel tipiyle bağlantı kurar. Modüller taşınabilir ve arıza durumunda kolayca sökülebilir.

Bilgisayar yükseltici ; ciro sensörlerinin, kontrol panelinin, istikamet (heading) ve radyo kaynaklarının (NAV ve RNAV) girdilerini hesaplar. Bunları da kontrol yüzey servolarına ve uçuş yönlendirme teçhizatına uygun elektrik komutları olarak dağıtır.

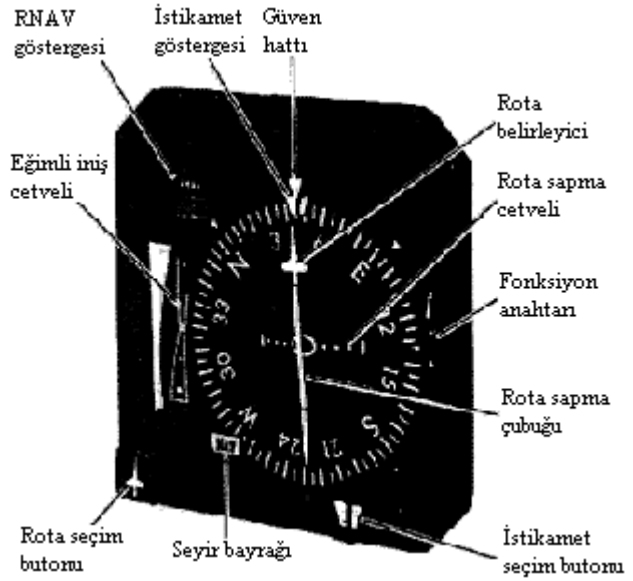
Bilgisayar amplifikatörü bir kalıbın içine monte edilmiştir. Techizatın yerleştirilmesi uçağın tipine bağlıdır.

1.3.1.6 Yatay Durum Göstergesi

Yatay Durum Göstergesi (HSD), tipik bir yatay durum bildiricidir. (HSI), ancak bir çok farklı özellik ve yeteneklere sahiptir. HSD, otopilot sisteminin temel bir elemanı değildir. Bununla beraber pilota daha hassas ve kullanışlı görsel bilgi sunar.

Bu sistemin parçaları ;

- İstikamet Kartı (Heading Card) : Manyetik istikameti grafiksel olarak gösterir.
- Güven Hattı (Lubber Line) : Seyrüsefer esnasında uçağın boyuna eksenine paralel olan sabit çizgidir ve bu sistemde gerçek manyetik kuzeyi gösterir.
- İstikamet Göstergesi (Heading Bug) : Uçuş kontrol sistemi tarafından korunan istikameti gösterir.
- İstikamet Seçim Butonu (Heading Select Knob) : İstikamet göstergesi üzerinde istikamet belirleme düğmesidir.
- İstikamet Bayrağı (Heading Flag) : İstikamet cirosunda oluşan hatayı belirtir.
- Fonksiyon Anahtarı (Function Switch) : Çalışılmak istenen modu belirler. (ADF, Standart HSI, otomatik VOR).
- RNAV Göstergesi (RNAV Annunciator) : HSD'nin RNAV programlayıcısı ile birlikte çalışıp çalışmadığını gösterir.
- Rota Belirleyicisi (Course Pointer) : HSI modunda çalışırken seçilen VOR veya LOC belirleyicisi, VOR veya ADF modunda verici istasyon ile olan kerterizdir.
- Rota Seçim Butonu (Course Select Knob) : Rota belirleme düğmesidir. Sadece HSI modunda kullanılır.
- Rota Sapma Çubuğu (Course Deviation Bar) : Uçağın VOR radyaline veya localizer düzlemine göre orantılı durumunu gösterir.
- Seyir Bayrağı (Navigation Flag) : Seyrüsefer sistemlerinin sinyallerinin alınıp alınmadığını belirtir.



Şekil 1.7 Yatay durum göstergesi

HSD istikamet sistemi, üç değişik modda (yardımcı mod, manyetik mod, serbest ciro mod) çalışabilmektedir ve mod seçimleri kontrol panelinden yapılmaktadır.

HDG anahtarı önceden belirlenmiş rota için istikamet göstergesi (heading bug) değerini ayarlar.

İstikamet ibresi ile istikamet göstergesi (heading bug) arasındaki açı değeri uçağın uygulaması gereken manevra belirleyicisidir ve bu iki eleman bir doğru oluştuğu zaman uçak istenilen istikamettedir denir.

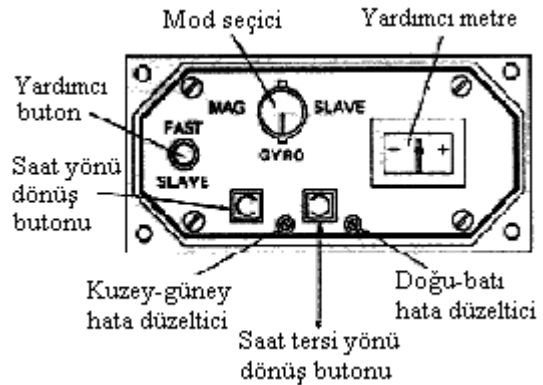
Yardımcı Mod : Akı sensörünün doğruluğunu ve uzun seyrüsefer uçuş kararlılığını ciro'nun kısa seyrüsefer kararlılığı ile karşılaştırır ve düzenler. Ciro içinde bulunan mikroişlemcinin yavaş ve doğru yardımcı sinyaller göndermesi ile hata sinyallerini düzelterek daha düzgün ve doğru istikamet bilgisi verir. Mikroişlemci katı yardımcı sinyaller ile akı sensörü sinyallerini ciro çıkış sinyallerini düzenlemek için kullanılır.

Manyetik Mod : İstikamet kartını çabucak yardımcı moda alır. Bu durumda HSD, manyetik pusula gibi görev yapar. Bu mod sadece ciro arızalı olduğu durumlarda kullanılır.

Serbest Ciro Modu : İstikamet cirosundan sadece yön bilgisi verir. Bu modda istikamet göstergesi periyodik olarak manyetik istikamet bilgisi ile manuel olarak kontrol edilmelidir. Bu durum sadece akı sensörü arızalı ise seçilmelidir.

1.3.1.7 Yardımcı Yön Cirosu

Yardımcı yön cirosu (Slaved Directional Gyro) akı sensörü ile birlikte HSD için gerekli doğrulukta istikamet bilgisi verir. HSD içindeki mikroişlemci sayesinde akı sensörü tarafından belirlenen manyetik istikamete göre düzeltmeler yapılarak ciro'nun doğruluğu arttırılır.



Şekil 1.8 Yardımcı yön cirosu

1.3.1.8 Akı Sensörü

Akı sensörü (Flux Sensör) dünya kuzey-güney manyetik çizgilerini hisseder ve manyetik istikamet bilgisi verir. Bu bilgi HSD, HIS veya diğer gerekli seyrüsefer sistemlerine gönderilir.

1.3.1.9 İrtifa Kontrolü

Aneroid barometre prensibi ile çalışan ve yükseklik sabitleyicisi olarak çalışan sistemdir. Uçuş kontrol sistemi ALT modunda ise yükseklik ölçer mikroişlemci yükselticisine düzenleyici bir hareket için uyarıda bulunur. Bu uyarılar irtifa dümeni için eski seviyeyi buldurmayı amaçlar.

1.3.1.10 Kayma Sensörü

Kayma sensörü (Slip-skid sensor), çok motorlu bir uçak için motorlardan birinin çalışmadığı durumlarda yalpa hareketini önlemek için otopilota gerekli dataları verir.

1.4 Otomatik Uçuş ve İniş Sistemleri (Automatic Flight & Landing Systems)

Tam olarak teçhiz edilmiş bir uçuş kontrol sistemi, insan faktörü olmaksızın bir hava taşıtının kalkışına, önceden belirlenmiş bir rota izlemeyi veya belirlenmiş bir havaalanına inmeyi sağlar.

Şu ana kadar bir çok otomatik uçuş kontrol sistemi geliştirilmiştir. Bu çeşitli şekillerde karşımıza çıkar. Bazı sistemler ILS ve VOR'ın izlerini sürer, önceden belirlenmiş irtifayı korurlar, kalkış, yükselme, seyahat, iniş için güç ayarı yapar, gerekli hallerde flapları, spoilerleri, iniş takımlarını kumanda ederler ve hatta uçuş durumunu korurlar. Her bir sistemde otopilot durum sensörlerinden, seyrüsefer sistemlerinden, uçuş kontrol ünitelerinden gelen bilgilere göre uçuşu sağlar. Güç kontrolü motor gaz kolu servoları ile gaz kolu işletimcisi tarafından sağlanır.

1.4.1 Alt Sistemler

Bu konu elektronik uçuş kontrol sistemlerinin ve otomatik uçuş sistemlerinin yardımcı alt sistemlerini içermektedir.

Otopilot uçuş yönlendirme sistemi (APFD) : Bu sistem otopilot için gerekli olan yatış ve yunuslama hareketlerinin dengeli bir şekilde olmasını ve seçilen durum, yükseklik ve istikamet bilgisini düzenler. Bu mod uçuşunda, pilot uçuş yönlendirme sistemini takip edebilir, aynı zamanda pilota rehberlikte yapabilir.

APFD sistemi aşağıdaki modlarda çalışabilir.

- Yükseklik Seçici ve Sabitleyici (Altitude Select and Hold) ; bu modda otopilot önceden programlanmış yüksekliği korur.
- Dikey Hız Seçici ve Sabitleyici (Vertical Speed Select and Hold) ; bu mod otopilota daha önceden belirlenen alçalma ve yükselme hızlarını uygular.
- İstikamet Seçici ve Sabitleyici (Heading Select and Hold) ; bu mod uygulaması seçilen istikamet ve kafa açısı değerini uygular.
- Kontrol Tekerleği Kumandası (Control Wheel Steering) ; otopilota önceden girilmiş bilgiler yerine yeni verilerin girilmesi durumudur.
- IAS Seçimi ve Sabitleme (IAS Select and Hold) ; otopilot sistemi ile hız kontrol sisteminin birlikte çalışarak hava hızının ayarlamasıdır.
- Mach Sabitleyici (Mach Hold) ; hava hızı terimi yerine mach sayısını kullanır.
- Localizer ; bu mod yaklaşma modudur ve piste ILS yaklaşması yapan uçakların, pistin merkez hattı doğrultusunda yaklaşmalarını sağlar.
- RNAV(VOR and Area Navigation) ; bu mod da otopilot otomatik olarak VOR veya RNAV bilgisayarından faydalanır.

Yaklaşma ve İniş (Approach and Land) : Bir uçağın bir hedef doğrultusunda yaklaşma aşamasında, gerekli hız azaltmaları ve düzenlemeler yapılır. Bu ayarlamalar ILS hattında kalmayı sağlar. Radyo altimetre iniş için yükseklik bilgisi verir ve iz üzerinden iniş gerçekleştirilir. İniş gerçekleştirildikten sonra motor rölantiye alınır ve uçuş sonlanır.

1.4.1.1 Merkezi Hava Veri Bilgisayarı (CADC)

İki adet CADC (Central Air-Data Computer), otomatik ve elle yapılan uçuşlara bilgi sağlamak amacıyla kullanılırlar. CADC'ler pitot-statik sistemden pnömatik girişleri ve irtifayı, hava hızını ve sıcaklık bilgisini ölçmek için toplam hava sıcaklığı problemlerinden (TAT_Total Air Temperature) elektriksel bilgiyi alırlar. Bu bilgiler daha sonra CADC bileşenlerini yada kaydedicilerini, otomatik uçuş kontrol sistemleri, durgunluk düzeltme sistemi (stability augmentation system), mach hızı ayar, düzeltme sistemleri ve değişken amaçları desteklemektedir.

İki CADC'nin birleşmesi elektriksel olarak da cihazların birbirini desteklemesine izin verir. Bunun içinde birincil uçuş elemanları, uçuş veri kaydedicileri (flight data recorders), gerçek hava hızı göstergesi (TAS) ve statik hava sıcaklığı göstergeleri bulunur. Elektriksel beslemeli cihazların bu şekilde kullanılması hava hızı göstergesi yada altimetre gibi cihazların arka girişlerine kadar boru tesisatı döşeyip boru kalabalığının artması önlenir. Ayrıca bu şekilde, kullanılan cihazların (mach ve yüksek hız uyarı ışıkları gibi) birlikte çalışması mümkün kılındığı gibi, normal ve alternatif CADC sistemlerinin de çalışmalarını düzenler. Bu durum sorunlu pitot-statik sistemi ayırıcı anahtarların gereğini ortadan kaldırır.

1.4.1.2 Durgunluk Düzenleme Sistemi, SAS (Stability Augmentation System)

Uçuşta durgunluk ve uçağın kontrolü durgunluk düzeltme sistemi tarafından uçağın Z eksenindeki hatası düzeltilerek yapılır. Sapma (yaw) hareketinin bastırılması, uçağın sapma açısının belirli, güvenli ve kontrol edilebilir bir seviyede tutulması işlemidir. İki bilgisayarla güvenilirlik arttırılmıştır ve limitlenmiştir ortalama değer ile servoların sürülmesi kolaylaştırmıştır.

Her iki kanallı bilgisayarın birleştirilmesi ile tüm uçuş durumlarında SAS, dutch-roll (dutch-roll ; uçağın bir kanadının aşağı indirilerek taşıma kuvvetinin bileşenlerinden yararlanılarak uçağın kaymasının sıfırlanması anlamına gelmektedir) hareketinin bastırılmasını ve dönüş hareketinin koordinasyonunu sağlar. Bu uçağın otoland olarak inmesi için özelleştirilmiş hata-işlemsel gereksinimi sağlar.

Hata-işlemsel'in anlamı, sistemin alt parçalarında yada yardımcılarında herhangi bir arıza olsa dahi sistem işlerine devam etmesi ve uçağı tehlikeye atmamasıdır. Sistem bu gereksinimlerinden dolayı 3. kategori sistemler olan tam otomatik sistem, kör iniş özelliğine sahip olmalıdır.

Otoland süresince sapma bilgisayarı pistin hizasını ve uygunluğunu göstermeye başlar. Aynı zamanda hiza (roll-out) ve sonuçlar yaklaşma ve iniş süresince, eğer sistem normal olarak çalışıyorsa AFCS modunda gösterilir. Hatalar ise uyarı göstergelerinde gösterilir.

Tüm bilgisayar kanalları sapma oranı sinyalini üç adet olan sapma cirosundan alırlar. Basit bir sapma SAS modunda, dönüş koordinasyonu dört elerondaki sensörlerden gelen bilgilerin işlenmesiyle yapılır. LOC durumunda ve otoland durumunda eleron durum sensörlerinden gelen bilgi devre dışı kalır.

Pist hizası irtifa ve hiza (roll-out) bilgisinin bir fonksiyonu olarak üretilir. Ayarlama ise baş ve baş oranı sinyallerinin sapma oranı sinyalleriyle karşılaştırılması ile sağlanır. 'Hizalama planı' uçağın bir kanadının alçaltılması ve uçağın kaydırılması ile, başlangıç kayma açısının 8°'e kadar değiştirildiği limitli ileri kayma manevrasıdır. Bu, uçağın yandan aldığı rüzgara karşı pistin ayarlanmasını sağlar.

Hiza (roll-out) modu irtifanın bir fonksiyonu olarak yere teker koymaya ön ayak olur. Hiza (roll-out) rehber sistemi uçağın hızını taksi hızına düşürerek pist hizasını LOC-Beam sinyalinden alır.

1.4.1.3 Hız Kontrol Sistemi, SCS (Speed Control System)

Bu sistem hava hızı-otogaz ve hücum açısı-otogaz modlarını destekler. Hava hızı modu tüm uçuş durumlarında başlangıç yaklaşımı ve hava hızı modunda son yaklaşma ve iniş aşamasında kullanılır. SCS bunlardan başka tüm otomatik ve elle kumanda durumlarında yerde hareket komutlarını ve elle kalkışta kalkış rehberliğini destekler.

SCS iki tekil bilgisayardan oluşur ve ikişer adet tanıtım kanalı vardır. Tek olarak kullanıldığında göstergeli otogaz servosu ve ikili olarak kullanıldığında ise bilgi girişlerine açık olarak kullanılır.

Otogaz fonksiyonu seçilen hava hızına göre motorun olması gereken gaz kolu parametresini belirler. Yada önceden belirlenmiş hücum açışı, stall noktasına göre hava hızı belirlenir.

Uçak seyir konfigürasyonunda iken otogaz için çalışmanın normal modu hava hızının seçimidir (Airspeed select). İniş ve yaklaşma konfigürasyonunda otogaz fonksiyonu stall noktası için uygulanır. İrtifanın ani düşüşünde SCS Flare-mode'a (alev-modu) geçer. Bu da yere teker koymadan önce otomatik kapalı devre gaz geçikmesini sağlar (automatic closed-loop throttle retard). Teker koyulduktan sonra sistem touchdown moduna geçer ve otogaz sistemi otomatik olarak devre dışı kalır. Motorlar rölantiye geçerler. Kalkış ve yerdeki manevralar sırasında iniş (take-off) ve gezinti (go-around) bilgileri APFDS'ye yunuslama hareketinin kontrolü için gönderilir. Her pilot gaz kolunun bulunduğu panele kolayca ulaşabilir ve uçak hızını kolaylıkla kontrol edebilir. Gaz kolunun bulunduğu panelde otogaz kilitleme düğmesi, hava hızı seçme bölümü, seçilmiş hava hızı sayısal göstergesi ve stall noktası modu göstergesi vardır. Ek olarak bu panelde, SCS hava hızı seçme modunda çalışırken SCS'de hava hızı hata sinyalini üreten bazı önemli parçalar da bulunmaktadır.

Tek kumandalı servo sürücüleri, motor gazını komut sinyallerinin genliği ile orantılı olarak uygulanır. Gaz koluna dışarıdan bir etki yapılmadığı sürece bu kol sabit tutma takozları ile sabit tutulur.

Otogaz işlem mesafesi limit düğmeleri ile tanımlıdır. Bu limitler maksimum tepki, minimum tepki ve rölanti gazı sınırlarıdır. Bu sınırlarla servo motoru kontrol edilir. Böylece sabit tutma takozları gaz kolunun hareketini ilerleme yönünde yada azaltma yönünde sınırlar ve limitler dışına çıkmasını engeller. Uçak yere teker koyduğunda bu ana iniş takımlarındaki destek sıkışma düğmeleri tarafından hissedilir. Rölanti ayar (idle-disconnect) anahtarlarının hareketlendirilmesi otogazın tamamen devreden çıkması ile sonuçlanır. Otogaz servosu gazkolu panelindeki devreye alma düğmesinin ATS konumuna alınmasıyla çalışır. Bu durumda hesaplanmış gazkolu parametresi komutu doyuma ulaşınca dek servo sistem motor gaz kolunu sürer. Otogaz servosunun devreden çıkarılması, devreye alma anahtarının OFF konumuna getirilmesi, gaz kolu bağlama-ayırma anahtarlarından birinin hareketlendirilmesi, otogaz hesaplama kanallarında yada servo gözlerinde hatanın tespit edilmesi, APFDS'nin IAS HOLD, MACH HOLD, yada TURBULANCE modarından birinin

seçilmesi yada iniş(take-off) gezinti(go-around) modlarının devreye sokulması yollarıyla olur. Otogaz devreden çıkarıldığında AFCS uyarı göstergesi üzerindeki uyarı ışıkları yanacaktır.

1.4.1.4 Birincil Uçuş Kontrol Elektronik Sistemi, PFCES (Primary Flight Control Electronic System)

Prensip olarak manuel uçuş kontrolü ile bağlantılı, çeşitli otomatik kontrol, uyarı ve gösterge alt sistemlerini içerir. Bu alt sistemler, büyük boy bir uçağın güvenli ve verimli uçuşu için gerekli olan bir çok kontrol yüzeylerinin işletimi ve görüntülenmesi için imkan sağlar. Sistem otomatik ve manuel olarak işleyebilir.

Uçuş kontrol yüzeylerinin pozisyonları pilot tarafından bilinmelidir. Bu pozisyonlar yüzey pozisyon göstergesi yardımıyla görüntülenir. Bu pilota ; ilk olarak yer işletimi süresince, uçuş kontrol yüzeylerinin uygun düzeyde çalıştığına emin olması konusunda yardımcı olur. Ayrıca bir otopilot mistrim göstergesi içermektedir. Kontrol ve ayar pozisyonları spoilerler, rudder, stabilizatör ayarı ve eleron ayarı için sağlanmıştır.

Bir Birincil Uçuş Kontrol Görüntüleme Sistemi (PFCS) : Düzeltmesi amacıyla yunuslama ekseni ve roll ekseni kontrol sistemlerindeki karmaşaların varlığını tespit edip pilota gösterir. Her iki örnekte de iki bağımsız sensör ve görüntüleme kanalı kullanılmaktadır ve uyarılar her iki kanaldan yada herhangi birinden yapılabilir.

Rudder kontrol limitleme sistemi otomatik olarak rudder kumandasını engelleyebilir ve yüksek hızlı uçuş süresince rudder'ın hidrolük gücünü limitler. Sistem, flaplar, flap sapmasının 4 altında kapanması halinde, hava hızının bir fonksiyonu olarak rudder sapmasını mekanik olarak limitler.

Spoiler mod, kontrol sistemi düşük ve yüksek hızlı uçuşlar için roll'ü optimize etmek amacıyla spoilerlerin roll ve hava freni girdilerinin konfigürasyonunu, direkt taşıma kontrol konfigürasyonunu hız freni kontrol karakteristiklerini değiştirir. Spoilerler taşıma hız ve roll'ün kontrolünde kullanıldığında her modda kullanılacak spoilerlerin seçimi çok kritiktir.

Spoillerler, yaklaşma ve iniş sırasında DLC'nin kullanımıyla ve indikten sonra yada iptal edilen kalkışta spoilerlerin otomatik olarak açılmasını sağlamak için DLC/AGSB sistemi ile müşterek olarak çalıştırılırlar.

Stall Uyarı Sistemi, olası bir stall'a karşı, kontrol sütunlarını yapay olarak titreterek bir uyarı oluşturur. Stall uyarı hesaplamaları, flap ve firar kenarı slatlarının pozisyon hesapları ile modifiye edilmiş hücum açısı hesaplarını referans alır.

Elektrikli Yunuslama Ayar sistemi, yunuslama eksenini ayarının, pilot tarafından kontrol tekerleri yoluyla elektrikli olarak kontrol edilmesine izin verir. Sistem otomatik uçuş boyunca otomatik olarak çalışır.

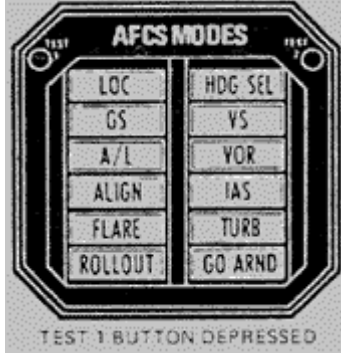
Mach Ayarı, lövyeye uygulanan güce karşı hızın oluşturduğu eğrinin sabit eğiminin ortalama değişiminin 6 knot'luk hız değişimi için 1 libreden az olmasını kontrol eder. Ayar değişimleri iki CADC'den alınan mach verisi ile düzenlenir. Sistem normal olarak elektrikli ayar/hissetme mekanizmasındaki motorlardan yalnızca birini kontrol eder. Veriler ayar artırma bilgisayarı tarafından işlenirler.

Mach Hissetme Sistemi, her uçuş durumu için yunuslama eksenini hissetme-kuvvet değişimini otomatik olarak ayarlar. Bu, FAR kurallarında yayınlanan uygun yunuslama kontrol kuvveti karakteristiğini sağlayan mach sayısı ve stabilizatör ayar açısı ile birlikte çalışan, iki kanallı aktif beklemeli bir sistemdir.

Yunuslama Ayar Ayırma Sistemi, sistemdeki mekanik karmaşaları hafifletmeye yarayan bir sistemdir. Sistemin devreden çıkması halinde yunuslama ayar kontrolü elektrikli ya da mekanik ayar tekerlerinin kullanılmasıyla devam edebilir. Eğer sadece elektrikli ayar devrede ise sadece ayar çıktısı kaybı olur. Eğer sadece mekanik ayar devrede ise ayar sisteminin performansı etkilenmez.

İrtifa Alarm Sistemi, seçilen irtifaya yaklaşırken yada irtifadan saparken görsel ve sesli uyarılarda bulunur. Sistem çift barometrik altimetre hesap kanalları ve göstergeler içerir. Her kanal bağımsızdır. Güç kaynağı içerir; böylece uyarılar her iki kanaldan yayınlanabilir.

İrtifa alarm sistemi, APFDS'nin irtifa belirleme ve irtifa tutma fonksiyonları ile bütünleşik çalışır ve APFDS'nin ALT SELECT fonksiyonunun kullanıldığı kontrol panelini kullanır. Buna rağmen irtifa alarm sistemi otopilottan bağımsız çalışır.



Şekil 1.9 AFCS modülleri

AFCS kontrolü, rudder limitleme, direct-taşıma kontrolü, otomatik yer spoilerleri kontrolü, stall uyarısı, irtifa uyarısı, hata-kontrol göstergesidir.

Ayar-düzeltilme bilgisayarının fonksiyonları ise elle ve otomatik yunuslama ayarı ve mach ayarı ile mach hissetme karşılaştırma yapmasıdır. Hata-yalıtımı kontrol belirtisinin görevi, otoland gereksinimlerini gideren hata-işlemsel özelliğe sahip direkt taşıma kontrolünü yapan bir bilgisayar kanalına sahiptir. Tüm diğer fonksiyonlar çift bilgisayar kanalı ile faal- pasif özelliğine sahiptir.

1.4.2 Uçuş Durumu Teçhizatları (Flight Station Equipment)

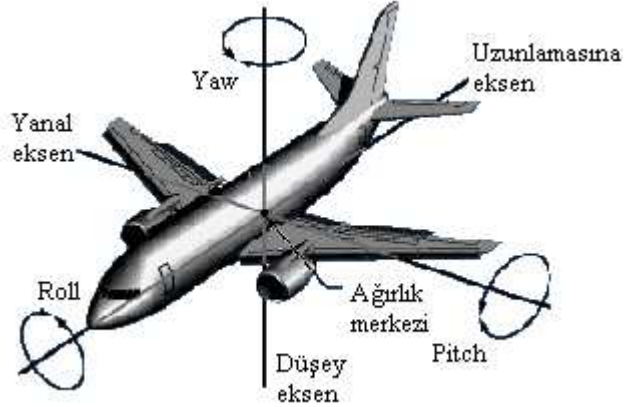
Otopilot uçuş yönetim sistemi teçhizatı pilotlar için kolayca kontrol edilebilip kullanılabilir şekilde yerleştirilmiştir. Herhangi bir APFDS uygulamasına ek olarak uçuş sırasında yeni seçimler yapılabilir. Ne zaman tam otomatik uçuş programlanmışsa o zaman kanallar sadece bilgi girişlerine açıktır.

Uçak hareket eksenleri

Dönüş hareketi yapan bütün cisimler hareket ekseni denilen düz bir doğru etrafında hareket ederler. Eksen bir cismin içinden geçen ve o cismin etrafında hareket ettiği hakiki veya hayali bir doğrudur. Dönen bir bisiklet tekerleği için tekerlek mili bir eksen vazifesi görür. Buna karşılık bir topacın dönüş ekseni, gözle görülmeyen hayali bir eksenidir.

Bir uçak üç hayali eksen etrafında hareket eder. Bu üç eksende birer hayali hat olup, uçağın ağırlık merkezinden geçerler. Uçuş durumunda olan bir uçak, durumunu değiştirdiğinde bu eksenlerden birinin veya birden fazlasının etrafında hareket eder. Uçak hareket eksenlerinin kesiştiği ağırlık merkezi etrafında dengede olup tüm hareketler ağırlık merkezi etrafında meydana gelir. Bir uçağın etrafında hareket ettiği üç eksen vardır ve şunlardır :

- Uzunlamasına eksen
(longitudinal axis, boyuna)
- Yanlamasına eksen
(lateral axis, enine)
- Düşey, normal eksen
(vertical axis)



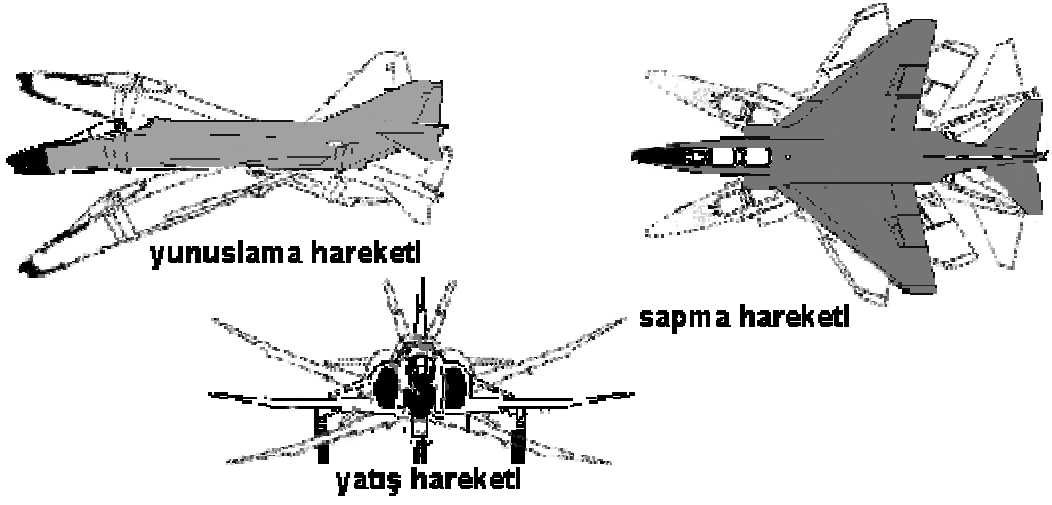
Şekil 1.10 Uçak eksenleri

Uzunlamasına eksen : Bir uçağın ağırlık merkezinden geçen burnundan kuyruğuna uzanan eksendir. Uçağın boyuna eksen etrafında yaptığı harekete yatış hareketi denir. Uçağın bu eksen etrafında hareketlerini kanatçık, elevon veya spoiler ile kontrol edilir.

Yanlamasına eksen : Uçağın ağırlık merkezinden geçerek bir kanat ucundan diğer kanat ucuna doğru uzanan eksendir. Bir uçağın bu eksen etrafında yaptığı harekete yunuslama denir. Uçağın bu eksen etrafında yaptığı yunuslama hareketi, irtifa dümeni (elevatör), hareketli yatay stabilize (stabilizör) ve elevonlar tarafından kontrol edilir.

Düşey eksen : Uçağın ağırlık merkezinden geçerek gövde üst kısmından gövde alt kısmına uzanan eksendir. Bir uçağın düşey eksen etrafında yaptığı harekete sapma hareketi denir. Uçağın düşey eksen etrafındaki hareketi istikamet dümeni tarafından sağlanır.

Uçağın uçuş esnasında üç eksen etrafında yaptığı hareketlere yatış (roll), yunuslama (pitch) ve sapma (yaw) adı verilir.



Şekil 1.11 Uçağın uçuş esnasındaki hareketleri

1.4.2.1 Uçuş Kumandaları

Uçak havada boyuna, enine, düşey eksenler etrafında hareket eder. Bu üç eksen etrafında hareketlerinin kontrol edilmesini uçuş kumandaları sağlar. Uçuş kumandaları üç ana grup altında toplanır.

1. Ana (birinci derecede) uçuş kumandaları
2. Tali (ikinci derecede) uçuş kumandaları
3. Yardımcı (utility) uçuş kumandaları

1.4.2.1.1 Ana Uçuş Kumandaları

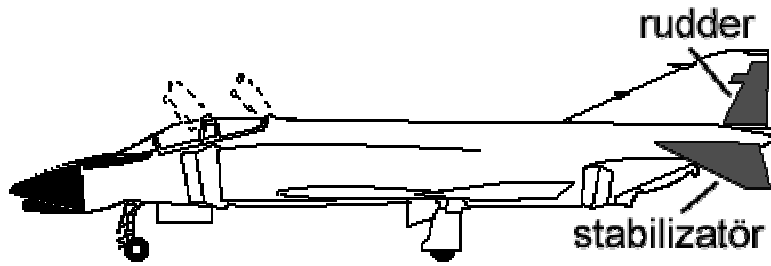
Ana uçuş kumandaları içinde yer alan başlıca kumandalar şunlardır:

- Kanatçıklar (aileronlar)
- Spoilerler kuyruk takımı (empennage-tail)
 - İrtifa dümeni (elevator)
 - Hareketli yatay stabilize (stabilizator)
 - Elevonlar (elevator + aileron)
 - İstikamet dümeni (rudder)

Kanatçıklar : Uçağın boyuna eksenini etrafındaki yatış hareketini kontrol ederler. Kanatların firar kenarına yerleştirilmişlerdir. Kanatçıklar pilot mahallindeki lövyeye o şekilde irtibatlandırılmışlardır ki lövyenin sağa sola yatış hareketi ile aşağı yukarı hareket ederler.

Aşağı yukarı hareketi yaparken, kanatçıklardan biri yukarı hareket ederken diğeri aşağı iner. Örneğin lövyeye sağa yatırıldığında, sağ kanatçık yukarı sol kanatçık aşağı hareket eder. Yukarı kalkan kanatçık sağ kanat üzerindeki taşıma kuvvetini azaltır, buna karşın sürüklenme kuvvetini artırır. Dolayısı ile sağ kanat aşağı doğru hareket eder. Lövyenin hareketi ile aşağı inen sol kanatçık, sol kanat üzerindeki taşıma kuvvetini artırır ve bunun sonucu sol kanat yukarı kalkar. Sağ kanadın aşağı inmesi ve sol kanadın yukarı kalkması sonucu uçak boyuna eksenini etrafında yatış hareketi yapar.

Spoiler : Kanat üzerine yerleştirilmiş olan spoilerler kanatçık gibi görev yaparak uçağın boyuna eksenini etrafındaki yunuslama hareketini kontrol ederler. Ancak bunların çalışmaları farklıdır. Lövyeye sağa yatırıldığında sadece sağ kanat üzerindeki spoiler hareket ederek yukarı kalkar, sol spoiler hareket etmez. Yukarı kalkan spoiler, kanat üzerindeki hava akışını keserek taşıma kuvvetinin azalmasıyla birlikte sürüklenme kuvvetinin artmasına sebep olur. Bunun sonucu olarak sağ kanat aşağı doğru hareket ederek, uçağın sağa yatış hareketi yapması sağlanmış olur. Bazı tip uçaklarda spoiler sürat freni olarak kullanılır. Bu durumda her iki taraftaki spoiler aynı anda yukarı kalkar.

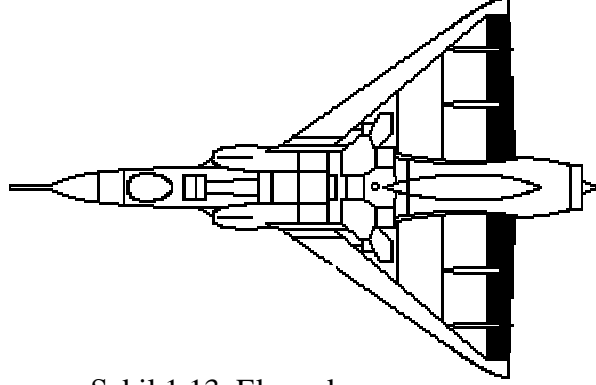


Şekil 1.12 Kuyruk takımı

Kuyruk takımı : Uçağın arka kısmına kuyruk takımı denir. Kuyruk takımı yatay ve dikey stabilizerler ve bunlara irtibatlanmış olan uçuş kumanda yüzeylerinden meydana gelir. Dikey stabilize uçuşta uçağın sağa, sola yapacağı sapma hareketlerini (kaçışını) azaltır. Dikey stabilizenin firar kenarına istikamet dümeni irtibatlanmıştır.

Yatay stabilize uçuşta uçağın aşağı yukarı yunuslama hareketini azaltır. Yatay stabilizenin firar kenarına irtifa dümeni irtibatlanmıştır. Bazı uçaklarda irtifa dümeni yerine komple hareketli yatay stabilize bulunur. Bunlara stabilizör denir.

İrtifa dümeni : Uçağın enine eksenini etrafındaki yunuslama hareketini kontrol ederler. Yatay sabit stabilizenin firar kenarına yerleştirilmiştir. Lövyeden kumanda alırlar. Lövyeye geri çekildiğinde irtifa dümeni yukarı kalkar. Bu durumda yatay



Şekil 1.13 Elevonlar

stabilize üzerindeki kaldırma kuvveti azalır ve kuyruk aşağı doğru hareket eder. Kuyruğun aşağı doğru hareketi ile burun yukarı doğru kalkar ve uçak tırmanışa geçer. Yatay sabit stabilize üzerindeki kaldırma kuvvetinin artması, kuyruğun yukarı burnun aşağı hareket etmesine neden olur. Bu durumdaki uçak dalışa geçer. Böylelikle irtifa dümeni uçağın enine eksenini etrafındaki yunuslama hareketlerini kontrol etmiş olur.

Hareketli yatay stabilize (stabilizatör) : Bazı tip uçaklarda yatay stabilize komple hareket ederek irtifa dümeni görevini yapar ve uçağın enine eksenini etrafındaki yunuslama hareketini kontrol eder. Aynen irtifa dümeni gibi çalışır ve lövyeden kumanda alır.

Elevon : Bazı tip uçaklarda (delta kanatlı uçaklarda) kanatçık ve irtifa dümeni olmayıp, bunların yerine her ikisinin görevini yapan elevonlar kullanılmıştır. Elevonlar lövyeye o şekilde irtibatlandırılmışlardır ki lövyeye ileri geri hareket ettiğinde elevonlar yukarı ve aşağı hareket ederek irtifa dümeni görevi yapar, lövyeye sağa sola hareket ettirildiğinde, biri aşağı diğeri yukarı hareket ederek kanatçık görevini yapar.

İstikamet dümeni (rudder) : İstikamet dümeni, uçağın dikey eksen etrafındaki sapma hareketini sağlar. Düşey kuyruğun stabilizenin firar kenarına yerleştirilmiştir. Pilot mahallinde bulunan pedallardan kumanda alırlar. Sağ pedala basıldığında, istikamet dümeni sağa doğru hareket ederken kuyruğu sola doğru iterek uçağın sağa sapmasını sağlar.

1.4.2.1.2 Tali (İkinci Derece) Uçuş Kumandaları

Aerodinamik denge tali uçuş kumandalarının kullanılması ile sağlanır. Tali uçuş kumandalarına fletner adı verilir. Ana uçuş kumandalarının firar kenarlarına yerleştirilmişlerdir. Uçuşta ana kumandalarının hareket ettirilmesine ve durumlarının muhafaza edilmesine yardımcı olurlar. Başlıcaları, ayar fletneri, denge fletneri, servo fletneri ve yaylı fletnerleridir.

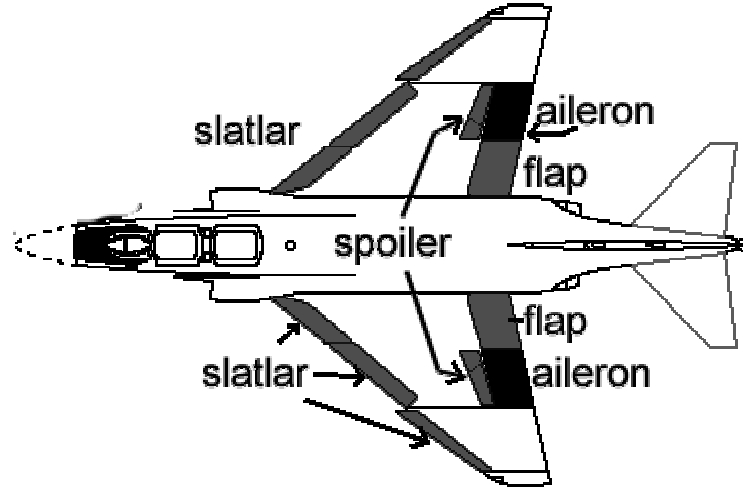
Ayar fletneri : Uçağın herhangi bir dengesiz durumunu düzeltmek için kullanılır. Örneğin kanatlardan biri diğerinden ağır olduğunda, ağır kanat diğerinden hafifçe aşağıda uçar. Bu durumu düzeltmek için alçak kanattaki kanatçık hafifçe aşağı indirilerek kanadın yukarı kalkması sağlanır. Ancak kanatçığın bu durumda muhafaza edilmesi pilotu yorar. Buna mani olmak için kanatçık ayar fletneri kullanılır. Ayar fletnerinin hafifçe yukarı kaldırılması, kanatçığın hafifçe aşağı inmesine ve bunun sonucu ağır olan kanadın yukarı hareket ettirilerek dengenin sağlanması temin edilir.

Denge fletneri : Ana uçuş kumandalarının hareket ettirilmesine yardımcı olurlar. Ana uçuş kumandalarına menteşe tipi irtibatlar ile bağlanmış olup, ana uçuş kumandalarının aksi yönde hareket ederler. Fletnere çarpan hava akışı, ana uçuş kumandasını hareket ettirmek için gerekli kuvvetin bir kısmını verir.

Servo fletneri : İrtibatlı oldukları ana uçuş kumandalarını hareket ettirmek için kullanılırlar. Bu tip fletnerler ana uçuş kumandasını hareket ettirmek için verilen kumanda ilk önce servo fletneri hareket ettirir. Hareket eden servo fletnerde meydana gelen kuvvet ile ana uçuş kumandası hareket ettirilir.

Yaylı fletner : Ana uçuş kumandalarını hareket ettirmek için kullanılırlar. Denge fletneri ile aynı görevi yaparlar. Başlıca farkları fletneri hareket ettirmek için mekaniki irtibatlar yerine yay yükü kullanılmasıdır.

1.4.2.1.3 Yardımcı Uçuş Kumandaları



Şekil 1.14 Otopilot kanat kumanda yüzeyleri

Uçak üzerinde kullanılan diğer değişik tip kumanda yüzeylerine yardımcı uçuş kumandaları adı verilir. Flaplar, sürat frenleri, slot ve slatlar' dır.

Çağdaş uçuş kontrol yüzeyleri fonksiyonlarına ve kritiklerine bağlı olarak birincil ve ikincil kontrol yüzeyleri olarak sınıflandırılır. Çoğu birincil kontrol yüzeyleri güvenli uçak kontrolünü korumak için devamlı olarak hareket ettirilir. Bazı birincil kontrol yüzeyleri sadece belirli uçuş evrelerinde hareket ettirilir. Eğer bunların uçuş kritik yüzeylerinin kontrolü kaybedilirse, uçak kontrolü kaybedilir ve uçak muhtemelen düşer.

İkincil kontrol yüzeyleri genellikle güvenli uçuş kontrolü açısından daha az kritiktir, ikincil kontrol yüzeyleri çoğunlukla aralıklı olarak yerleştirilmiştir.

1.4.2.2 Temel Birincil Kontrol Yüzeyleri

Hemen hemen bütün uçaklarda (geniş ve dar gövdeli) birincil uçuş kontrol yüzeyleri kanatlara ve kuyruk takımına yerleştirilmiştir. (şekil 1.12 ve şekil 1.14) Temel birincil kontrol yüzeyleri şunları içerir : Elevator, Rudder, Aileron, Spoiller

Elevator : Uçağın enine eksenini etrafındaki yunuslama (pitch) hareketini kontrol ederler. Yatay sabit stabilizenin firar kenarına yerleştirilmişlerdir. Lövyeden kumanda alırlar.

Rudder : Rudder uçağın dikey eksen etrafındaki sapma (yaw) hareketini sağlar. Düşey kuyruk stabilizenin firar kenarlarına yerleştirilmişlerdir. Pilot mahallinde bulunan pedallardan kumanda alırlar.

Aileron : Uçağın boyuna eksen etrafındaki yatış (roll) hareketini kontrol ederler. Kanatların firar kenarlarına yerleştirilmişlerdir. Aileronlar pilot mahallindeki lövyeye o şekilde irtibatlandırılmışlardır ki lövyenin sağa, sola yatış hareketi ile aşağı ve yukarı hareket ederler.

Boeing 737 üzerindeki ikincil kontrol yüzeyleri; her kanatta,

- İç ve dış firar kenarı flapları (1 tane)
- İç firar kenarı Krueger flapları (2 tane)
- Dış firar kenarı slatları (3 tane)
- Yer spoilerleri (2 tane)
- Full slab horizontal stabilizer (pitch trim için kullanılır)

1.4.2.3 Diğer Birincil Kontrol Yüzeyleri

Temel birincil kontrol yüzeylerine ilave olarak, diğer birincil kontrol yüzeyleri vardır. Bunlar, belirli uçak konfigürasyonlarında yunuslama, yatış ve sapma manevralarını kontrol etmeyi sağlamak için kullanılır.

1.4.2.3.1 Değişken Oranlı Yatay Dengeleyici, VIHS

(Variable - Incidence Horizontal Stabilizers)

Yunuslama hareketinin kontrolü için, elevator yüzeyinin yetersiz büyüklükte olduğu yerlerde, yatay kuyruk çoğunlukla bir veya daha fazla geniş hidrolik servo aktuatörler tarafından bir mil üzerinden döndürülür.

Boeing yolcu uçağı gibi nakliye uçağında ve onların askeri uçak türevlerinde, stabilize pitch trim için kullanılır. Bunun kullanımı elevator'ün sapmasını önlemek için kullanılır.

Trim : Esas kumanda yüzeyleri tabi durumlarında iken düz uçuşta uçağın tam dengeli halde kalması.

Stabilizer : Uçak dümen hareketlerindeki titreşimleri azaltarak hareketleri daha kararlı hale koyan kısım.

Lockheed L-1011 yolcu uçağında, stabilize 4 servo aktuatör tarafından pozisyonlandırılır ve her biri uçağın 4 tane hidrolik sisteminden biri tarafından beslenir.

Süpersonik savaş uçaklarında (F-111, F-14, F-15, F-16, F-18 ve B-1 bombardıman uçağında), yatay kuyruk (horizontal tail) sağ ve sol olmak üzere ikiye ayrılmıştır. Yatay kuyruk yunuslama hareketinin kontrolü için simetrik olarak, yatış hareketinin kontrolü için asimetrik olarak hareket eder. F-111 üzerindeki çift yönlü tandem yatay kuyruk aktuatörlerinden herbiri yaklaşık olarak 100.000 pounds çıkış gücü sağlar. Bu uçağın maksimum brüt ağırlığını aşar.

Variable - Camber Horizontal Stabilizer : Çift menteşeli (double-hinged) stabilize, etkisini artırmak için yüzey çıkıntısında (profil) artış sağlayabilir. 4 tane çok geniş hidrolik servo aktuatör ile kumanda edilen böyle stabilize Boeing'in B2707-300 SST modeli için planlanmıştır ve "Iron Bird" uçuş kontrol sistemi simülasyonunun tam sürümünde test edilmiştir.

Canards : Yunuslama kontrol yüzeyleri bazı uçaklarda gövdenin ön kısmına yerleştirilebilir. Ön gövdeye yerleştirilen bu yüzeyler canards olarak adlandırılır. Bu kontrol yüzeyleri kanat uç kontrol yüzeyleri ile birlikte konumlandırılabilir veya bütün canards yüzeyi bir mil üzerinden kontrol edilecek şekilde kontrol edilebilir. Ayrıca bu yüzeyler ilk trim pozisyonuna direkt getirebilir.

Wright kardeşler, kanadın hem ön hemde arkasındaki yatay yüzeyleri test ettikten sonra, ilk uçaklarında ön irtifa dümeni kullanmışlardır. Çünkü ön pozisyon daha iyi kontrol sağlardı ve havacılıkta öncülük yapanların öldüğü burun dalışlarını önleyecekti. Pilot eğik durumda iken bu yüzey el ile hızlıca kaldırılır veya indirilir. Bu gibi yüzeylere canard denir.

Canard kavramını diğer birçok tasarımcı taklit edilmeye çalışılmıştır, fakat yakın zamanda arka yatay kuyruk bunun yerini almıştır Asıl statik dengeden dolayı canard' in yerini aldı.

Buna karşın, bu başarılı yıllardan sonra, birçok uçak tandem kanat ve/veya canards ile dizayn edildi. Bu uçaklar hem askeriye de hem de sivil alanda faaliyet göstermektedir. En ünlü örneği Swedish Viggen Mach-2 süpersonik avcı uçağıdır. Bu uçak Svenska Aeroplane Alotiebolaget tarafından 1967 yılında tanıtılmıştır. Bu uçağın çift delta konfigürasyonu firar kenarı elevonları ile bir delta ana kanat ve firar kenarı elevonları ile bir canard' a sahiptir.

Son tip canard uçağı Grumman X-29 ön ok şeklinde kanatlı avcı uçağı'dır. Bu uçak canard' ların tüm hareketlerine sahiptir.

Elevonlar : Elevon bir kanadın firar kenarındaki yüzeyidir. Elevon'un fonksiyonları hem yunuslama hareketinin kontrolünde elevator gibi, hem de yatış hareketinin kontrolünde aileron olarak görev yapar. Elevonlar kuyruksuz delta kanatlı uçaklarda kullanılmıştır. Elevonlar yüksek performanslı avcı uçaklarında yatış ve yunuslama hareketinin kontrolünü sağlamada çok etkili ve verimlidirler.

Delta kanadın modern kullanımını uzun mesafelere uçan süpersonik uçakların bulunmasını sağladı. Yüksek ok açılı hücum kenarı, yüksek hızlı sürüklemeyi minimum etmek için gereklidir. Keskin uçlu delta kanat en verimli yakıt taşıyıcısıdır.

Stabilators, Stabilons ve Tailerons : Bazı tip uçaklarda yatay stabilize komple hareket ederek irtifa dümeni görevini yapar ve uçağın enine eksenini etrafındaki yunuslama hareketini kontrol eder. Kumandasını lövyeden alır ve aynen irtifa dümeni gibi çalışır.

Bu yüzeyler, ana yatay stabilizenin sağ ve sol parçasıdır. Her iki yüzey simetrik olarak tek parça stabilize gibi yunuslama hareketinin kontrolü için hareket ettirilir ve asimetric olarak aileron ve spoiler'in etkisini artırarak yatış hareketinin kontrolü için hareket ettirilir. Bu tip yatay stabilize F-111, F-14 ve B-1 gibi uçaklarda bulunur.

Flaperons : Bazı uçaklarda aileronların ve firar kenarı flaplarının fonksiyonları birleştirilmiştir. Flaperon'lar simetrik olarak flaplar gibi ve asimetric olarak aileronlar gibi hareket ederler.

Air Force F-16 Lightweight Fighter ve Navy A-6 Assault Aircraft modern floperon uçağının en iyi örnekleridir.

Spoilers : Kanat üzerine yerleştirilmiş olan spoilerler, aileron gibi görev yaparak uçağın boyuna eksenini etrafındaki yatış hareketini kontrol ederler. Ancak bunların çalışmaları farklıdır. Hareketlerini spoiler kolundan alırlar. Lövyeye sağa yatırıldığında sadece sağ kanat üzerindeki spoiler hareket ederek kalkar, sol spoiler hareket etmez. Uçağın sağa yatış hareketi yapmasını sağlamış olur.

Bazı tip uçaklarda spoiler sürat freni olarak kullanılırlar. Bu durumda her iki spoiler aynı anda yukarı kalkması geri sürüklenme kuvvetinin artmasına sebep olarak, uçağın yavaşlamasını temin eder.

Multiple Rudders : Tek rudder'ın yetersiz olduğu yerlerde rudder'a birleştirilmiş iki veya üç tane düşey stabilize kullanılabilir. Bazı çift rudder'lı uçaklar 2. Dünya Savaşında vardı. Bunlar Convair B-24 ve North American Aviation B-25 bombardıman uçağı ve Beechcraft C-45 kargo nakliye uçağıdır. Bu tip uçakların günümüzdeki örnekleri, Lockheed SR-71 Mach-3 keşif uçağı, Grumman F-14, McDonnell F-15, F/A-18 avcı uçağı ve Fairchild-Republic A-10 yakın destek uçağıdır.

İkinci Dünya Savaşından önce, Boeing Clipper ve çeşitli İngiliz yolcu uçaklarında üç tane sabit stabilize ve rudder yapılmıştır. En ünlü üç kuyruklu uçak Lockheed C-69 askeri nakliye uçağıdır. Bu uçak İkinci Dünya Savaşının son evrelerinde kullanılmıştır.

Aerodynamic Trim Control Surface : Aerodinamik trim fletnerleri başlangıçta uzun süreli uçuşlar boyunca aynı seviyede ve düz bir uçuşu el kontrolü ile sağlayarak uçağı trime getirmek için kullanılır. Bu küçük yedek kontrol yüzeyleri ana kontrol yüzeylerinin firar kenarlarına, ana kontrol yüzeyi üzerinde kontrol momentlerini faal duruma getirmek için, menteşelendirilmişlerdir.

Fletner : Daha büyük bir kumanda yüzeyine konulmuş veya ilave edilmiş yardımcı kumanda yüzeyidir.

Trim fletneri, kontrol fletnerleri olabilir. Kontrol fletnerlerinde, kontrol bağlantısı kablo kontrol kadranını fletnere direkt birleştirir ve böylece pilot ana kontrol yüzeyini hareket ettirmek istediğı yönün tersine fletneri kablo kontrol sistemi

aracılığı ile hareket ettirir. Fletner üzerindeki aerodinamik kuvvetler ana kontrol yüzeyinin yönünün değişmesine neden olur.

Denge fletnerlerinde, kontrol bağlantısı kontrol yüzeyinin bağlandığı yapıya direkt olarak birleştirilmiştir. Kablo kontrol sisteminin pilot hareketi direkt olarak kablo kadranı veya tork tübü içinden kontrol yüzeyine uygulanır. Bu hareket, ana kontrol yüzeyinin ters yönünde denge fletnerini hareket ettirmek için hizmet verir. Ve kontrol fletneri yüzeyin yönünü değiştirmeye yardımcı olur, bu suretle pilot tarafından kontrol yükleri azaltılır.

Ayrıca güç kontrol yüzeyleri çalıştırma sisteminin ortaya çıkması ile antibalans fletnerleri kullanıma girmiştir. Bu tipin kontrol ve denge fletnerlerinden farkı, yüzeyin menteşeli moment yükünü azaltmaktansa antibalans fletner bunu artırır. Buna karşın antibalans fletner kontrol yüzeyinin profilinin etkisini artırır ve daha etkili aerodinamik kontrol yüzeyi meydana getirir. Boeing 707 ve 727 uçaklarında antibalans fletnerler, rudder'da sapma kontrol momentlerini artırmak için kullanılır.

Antibalans fletneri, avcı ve akrobasi uçaklarında ana uçuş kumandalarının firar kenarında bulunur. Fazla dalış, yatış vb. durumlarda belli bir noktadan sonra fletnerler ters çalışır. Kullanıcıyı ikaz amacı ile kullanılır.

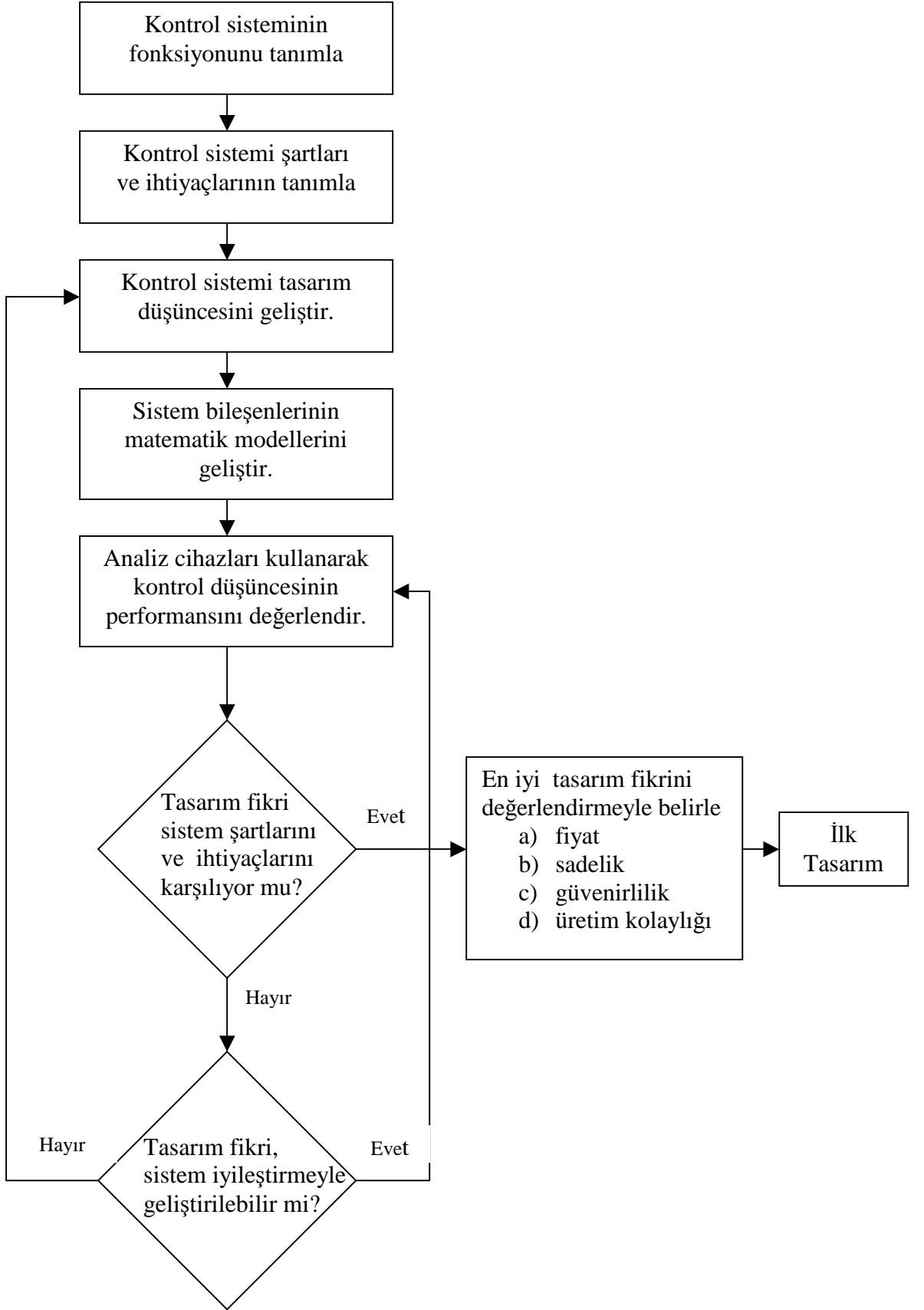
2. KONTROL SİSTEM TASARIMI

Bu bölümde yeni bir kontrolcü tasarımı ve geliştirilmesi süreci incelenecektir. Şekil 2.1 'de bu sürecin elemanları görülmektedir. Tasarım süreci üç kısımda incelenebilir. Kavramsal tasarım, genel tasarım ve detaylı tasarımdır. Kavramsal tasarımda, tasarımcı tüm sistemin fonksiyonlarını yerine getirebilecek bir veya daha fazla tasarım gerçekleştirmelidir. Sonraki adım olan genel tasarımda, analizler yapılarak sistem üzerinde düzenlemeler ve iyileştirmeler yapılmalıdır. Son tasarım detaylı tasarım safhasında mühendislik takımı detaylı mühendislik çizimleri yaparak, kontrol sisteminin, üretim safhasını gerçekleştirmelidir.

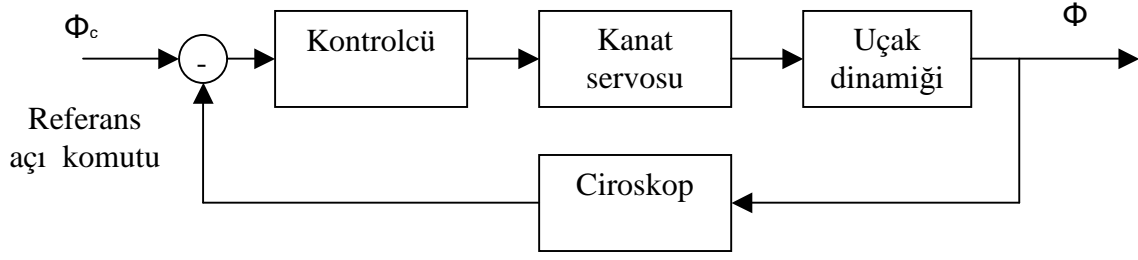
Bu sürecin tamamı yeni bir kontrol sistemine ihtiyacın olması halinde ortaya çıkmaktadır. Bu süreçte kontrol sisteminin amacı tanımlanarak, bu amaca ulaşacak şartlar ve ihtiyaçlar tespit edilmelidir. Kontrol sisteminin performansı, fiyatı, güvenilirliği, onarım ve ayar yapılabilmesi v.b. kriterleri tasarımda düşünülmesi gereken önemli maddelerdir.

Kontrol sistemlerini tanımlarken tasarımcı ihtiyaçlarını ve özelliklerini tanımlamalıdır. Bu maddeler genellikle performans, fiyat, güvenilirlik, tamir ve bakım yapılabilirliği v.b. kriterlerdir. Sistemin performansı genellikle frekans aralığı karakteristiği veya zamana göre değişimden oluşmaktadır. Zaman performans analizi, yükselme zamanı, yerleşme zamanı, tepe noktası, kararlı durum hatası v.b. bileşenleri içerir. Diğer bir yönden frekans özellikleri, faz sınırı, kazanç sınırı v.b. bileşenleri içerir. Havacılık uygulamalarında kritik olarak ekstra bileşenler ağırlık ve hacim olabilir.

İstenilen kontrol fonksiyonunu genel olarak başarabilmek için tasarımcı bir veya daha fazla fikir geliştirmelidir. Bu fikirler tasarımcının deneyim ve farklı düşünme yeteneği doğrultusunda gelişir. Genellikle fikirle istenilen kontrol fonksiyonunun nasıl sağlanacağı doğrultusunda düşünülmektedir. Bu fonksiyonun basit blok diyagramı oluşturulmalıdır. Şekil 2.2 'de basit bir otopilot tasarımı görülmektedir. Bu kontrol sisteminde kanat hareket davranışının kontrolünün nasıl sürdürüleceği görülmektedir.



Şekil 2.1 Kontrol sistemi tasarım düşüncesinin akış diyagramı



Şekil 2.2 Kanat seviye ayarı yapan otopilot sistemi

Tasarım işleminin diğer bir adımı ise, her bir fikrin tasarım performanslarının değerlendirilmesi aşamasıdır. Tasarımcı her tasarlanan bileşen için uygun matematiksel modeller geliştirmelidir. Örneğin kontrolcüler, tahrik elemanları, sistem ve sensörlerdir. Bu noktada gerekli bileşenlerin dinamik karakteristiklerinin doğru olarak elde tutulması için matematiksel model oldukça basit olmalıdır.

Matematik formülasyonu tamamlanınca, kontrol sisteminin kararlı durum tasarım teknikleri kullanılarak analizleri gerçekleştirilmelidir. Bölüm 5’de bu metotlar anlatılacaktır. Bu analiz metotları tasarımcıya değişen kontrol sistem tasarım parametreleriyle kontrol sistem performansının nasıl değerlendirileceğini göstermektedir. Kontrol sistem fikri performansı ile istenilen performans değerleri bu noktada karşılaştırma yapılabilir. Pratikte tasarımcı genellikle şu problemle karşılaşır. Tasarım fikri performans özellikleri ile tam olarak uyuşmaz. Tasarımcının 3 seçeneğe sahiptir. İlki, mevcut elde edilen performans şartlarının, gerçekte tüm sistemden istenen performans değerinden farklı olduğunun kabul edilip tasarımın gerçekleştirilmesidir. İkincisi, başka bir kontrol konseptini seçip mevcut performans değerini yakalamaya çalışmaktır. Üçüncüsü ise sistem performans değerini geliştirmek için bazı kompozasyon formları eklemektir.

2.1 Kompanzasyon

Tasarımın testinin yapılmasıyla istenilen performans değeriyle uyuşup uyuşmadığı önemli bir konudur. Kontrol sistem performansı, süresizlik davranışı ve kararlılık durum hatasına göre şekillenmektedir. Yükselme ve yerleşme zamanı tarafından belirlenen süresizlik performansı, zamana bağlı olarak sönüm oranı, tepe noktası ve zamanın hızına göre tanımlanmaktadır. İzafi kararlılık ise frekansa ve performansa göre şekillenmektedir. Örneğin rezonans tepesi (M_r) kazanç ve faz sınırı gibi. Cevabın hızı rezonans frekansı, rezonans frekansı ve sistemin band genişliği tarafından belirlenir.

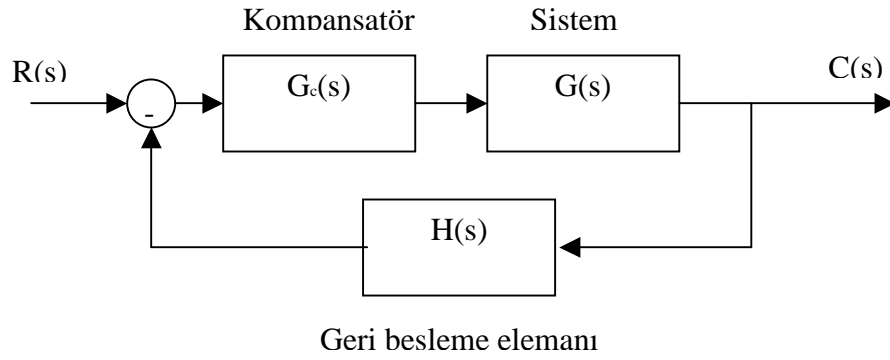
Tasarımcı kontrol sisteminde sistem kazancını değiştirmek suretiyle sistem performansını ayarlayabilir. Sistem kazancı, root locus analiz tekniği kullanılarak incelenecektir. Fakat bir çok durumda tasarımcı, sadece kazanç ayarlaması yaparak sistem performans değerini yakalayamayacaktır. Sistem performans değeri istenilen seviyeye gelmediğinde tasarımcı kontrol sistemine kompensatör denen bileşenler eklemelidir. Kompensatörlerin kullanılma amaçları kontrol sisteminin tüm performansını iyileştirmektir. Root locus tekniğiyle bulunan ekstra kutuplar ve kökler bize root locus çizgisinin değişmesine müsaade etmektedir. Bu ekstra kutuplar ve kökler kontrol sisteminin transfer fonksiyonunda kompensatör görevi yapmaktadır. Tasarımcı root locus eğrisini değiştirerek sistemin performans özelliğini istenilen seviyeye getirebilir. Kompensatörler, kontrol sistemine şekil 2.3 'deki gibi ileri veya geri besleme olarak eklenebilen transfer fonksiyonları olarak düşünülebilirler. İleri yön kompensatörleri seri olarak, geri yön kompensatörleri paralel olarak sisteme eklenirler. Genellikle kompensatörler, tasarımcı tarafından komple sistemin performansını düzenlemek için ayar parametreleri olarak kullanılan elektrik devreleri veya mekanik alt sistemlerdir.

2.1.1 İleri Besleme Kompanzasyonu

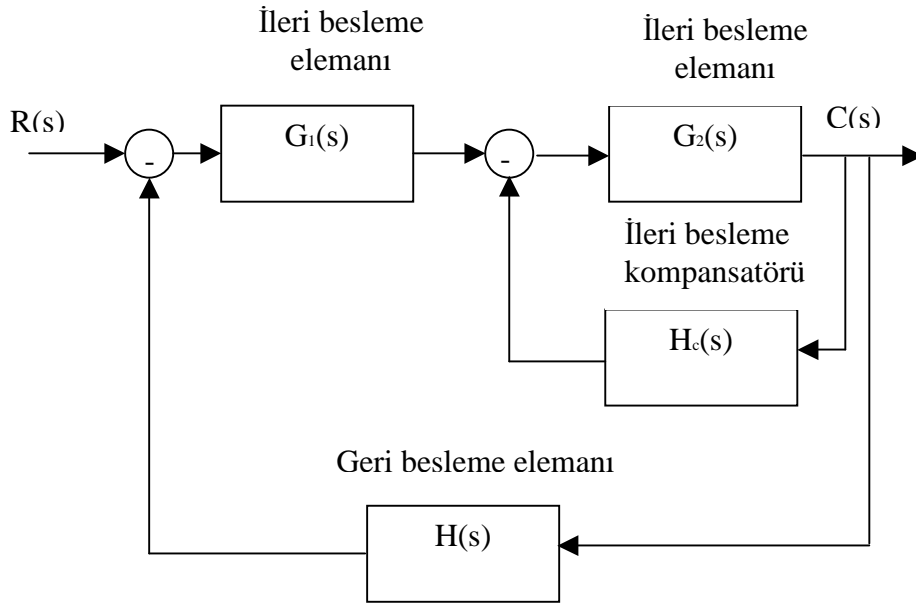
İleri beslemeli bir kompanzatorun bir kontrol sisteminin performansını nasıl iyileştirdiği Şekil 2.4 'deki transfer fonksiyonundan incelenilebilir. Performans oranları, sönüm oranı ve yerleşme zamanı olarak istenildiğini düşünülürse ;

$$\xi := 0.707$$

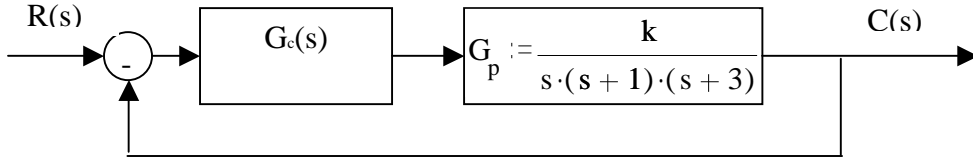
$$t_s < 3 \text{ s}$$



Şekil 2.3 İleri besleme kompanzasyonu (Ogata, 2002)



Şekil 2.4 Seri ve Paralel kompanzasyon (Ogata, 2002)

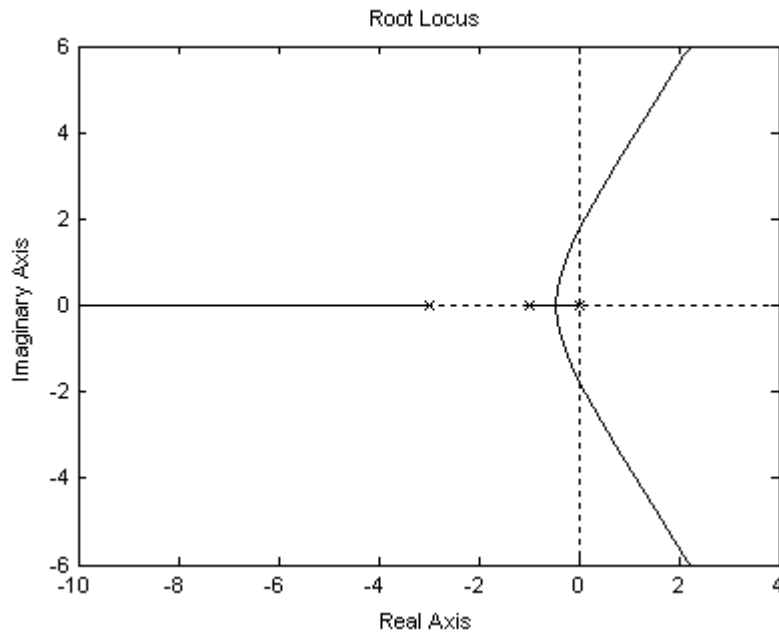


Şekil 2.5 İleri beslemeli kompanzasyonlu kontrol sistemi (Nelson, 1998)

Şekil 2.5 'de gösterilen transfer fonksiyonuna ait şekil 2.6 'daki root locus eğrisinden orijinden, negatif gerçekteksene 45° açı yapan ve radyal çizgiyi kesen root locus noktasında kazancın bulunmasıyla istenilen sönüm oranına ulaşılabilir. Sönümlenmemiş ω_n , doğal frekansı orijinden root locus'a sabit radyal çizgi mesafesidir. Bu örnek için $\omega_n = 0.5$ rd/s dir. Yerleşme zamanı ise şu şekilde hesaplanır.

$$t_s := \frac{3.0}{\zeta \cdot \omega_n} \quad (2.1)$$

$\omega_n = 0.5$ rd/s için yerleşme zamanı 3 sn.'den azdır. Root locus çizgisi $\zeta=0.707$ çizgisinde ω_n 'in en büyük değerinde yerleşme zaman sabiti ile bulunduğu yerde kesişim yapmalıdır.



Şekil 2.6 $G(s)H(s) = \frac{k}{s \cdot (s + 1) \cdot (s + 3)}$ 'ün root locus eğrisi

Açık döngü transfer fonksiyonu $G(s)H(s)$ 'e eklenen basit bir sıfır root locus'un kompleks düzlemde daha fazla sola doğru eğrilmesine sebep olacaktır. Şekil 2.7 $s = -1.1$ olarak ekstra bir sıfırlı root locus çizgisini göstermektedir. Yerleşme zamanının 3 sn ' den az olduğu $\zeta = 0.707$ sönüm oranı için ω_n değeri 1.98 rd/sn'dir.

Mâlesef bir basit sıfır çok pratik değildir. Pratikte bir transfer fronsiyonu formu eklenebilir.

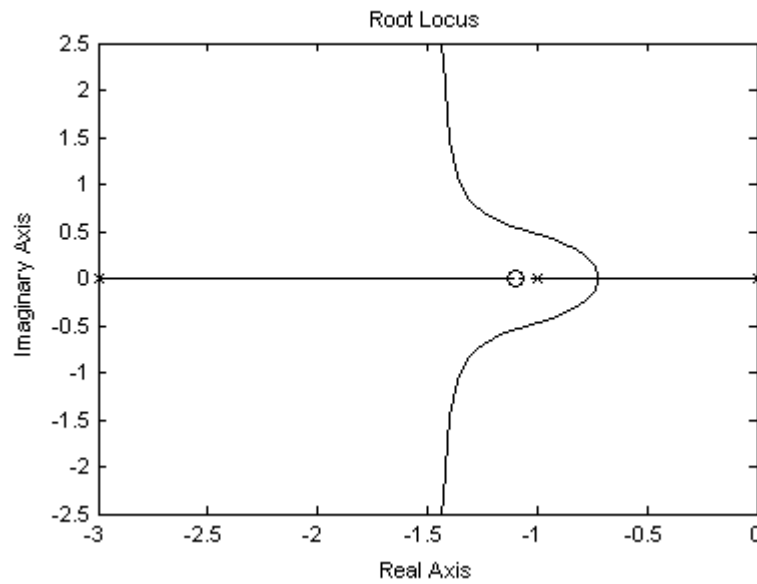
$$G_c(s) = \frac{s + z_c}{s + p_c} \quad (2.2)$$

$z_c/p_c < 1$ veya kompensatör kutupları, kompensatör sıfırlarının soluna yerleşmiştir. Bu tip kompensatörler öncü kompensatör olarak adlandırılır. Tasarımcı, kutubu ve root locus şeklinde kompensatörün yerini ayarlayabilir. Bu yüzden sönüm oranı ve yerleşme zamanı aynı anda buluşabilir. Kompensatörün kutbunun hareketi ve sıfırlar, uygun elektrik devresi bileşeni seçimiyle başarıya ulaşabilir.

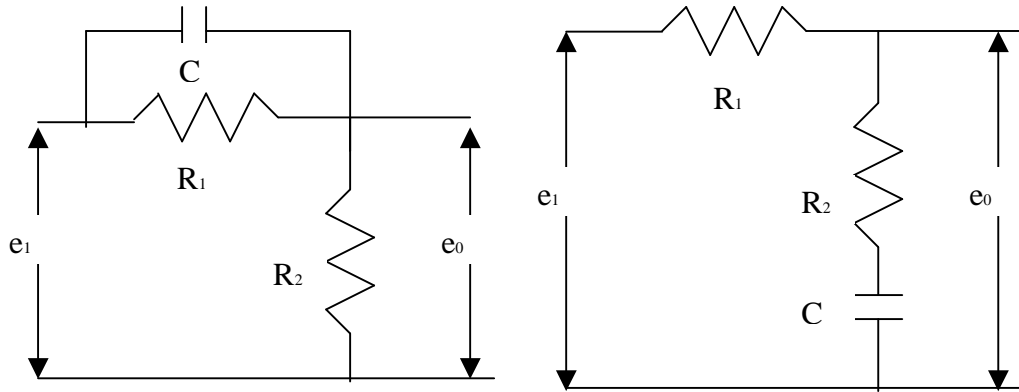
Özet olarak öncü kompensatörler kontrol sisteminin geçiş cevabını iyileştirmede kullanılırlar.

İyi geçiş karakteristikli bir kontrol sistemine sahip olmak mümkündür fakat genellikle kararlı durum hatası vardır. Kararlı durum hatası büyük olduğu zaman yavaş ilerleyen bir kompensatör bu hatayı düzeltmede kullanılır. Yavaş ilerleyen kompensatör şu formdadır.

$$G_c(s) = \frac{s + z_c}{s + p_c}$$

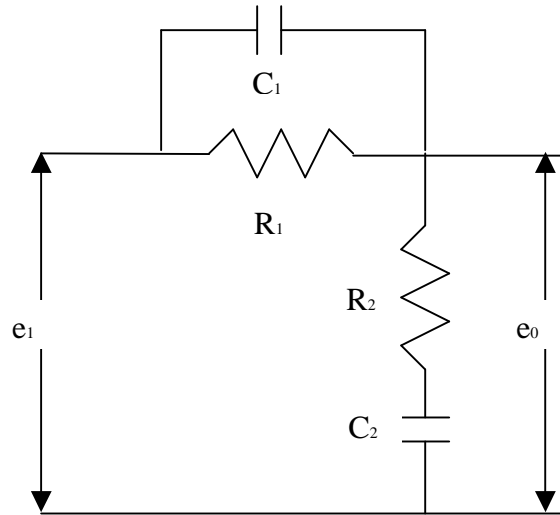


Şekil 2.7 $G(s)H(s)=k(s+1.1)/s(s+1)(s+3)$ 'in root locus eğrisi



a) Öncü devre

b) Yavaş ilerleyen devre



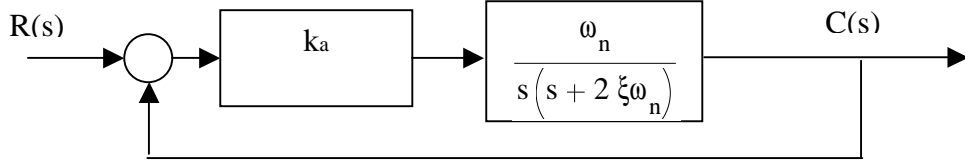
c) Yavaş ilerleyen ve öncü devre

Şekil 2.8. Kompansatör olarak kullanılan elektrik devreleri

Şekil 2.8 'de elektrik devreleri gösterilmektedir. Bu devreler öncü ve yavaş ilerleyen kompansatörler oluşturmak için kullanılmaktadırlar.

Orijine yakın olan kompansatör kutubu, kompansatör sıfırının sağına yerleşir. ($Z_c/p_c > 1$) Bu hem geçiş hemde kararlı cevabın yeterli olmadığı durumlarda bir çeşit öncü ve yavaş ilerleyen kompansatör oluşturmak için kullanılır. Öncü ve yavaş ilerleyen kompansatöre örnek olarak aşağıdaki form verilebilir.

$$G_c(s) = \frac{(s + z_1) \cdot (s + z_2)}{(s + p_c) \cdot (s + z_2)} \quad (2.3)$$



Şekil 2.9 İkinci derece kontrol sistemi

2.1.2 Geri Besleme Kompanzasyonu

Gerri besleme kompansatörleri bir iç gerri besleme döngüsü kullanarak sistemin sönümünü iyileştirmek için kullanılır. İç gerri besleme döngüsünün düzenleyici etkisi bir örnek ile açıklanabilir. Şekil 2.9 'da ikinci derece bir kontrol sistemine sahibiz. Yükseltme kazancı sistem cevabını değiştirmede ayarlanmaktadır. Bu sistemin root locus kökleri 0 ve $-2\xi\omega_n$ dir.

Sistemin kapalı transfer fonksiyonu şu şekilde verilmiştir.

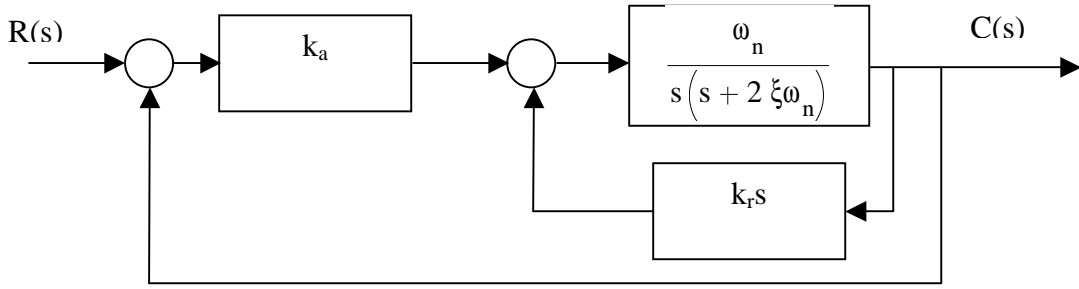
$$M(s) := \frac{k_a \cdot \omega_n}{s^2 + 2 \cdot \xi \cdot \omega_n \cdot s + k_a \cdot (\omega_n)^2}$$

Şimdi, şekil 2.10 'da iç gerri besleme döngüsü eklersek kapalı döngü sistem transfer fonksiyonu şu şekilde elde edilir. İç döngü transfer fonksiyonları :

$$G_1(s) = \frac{(\omega_n)^2}{s \cdot (s + 2 \cdot \xi \cdot \omega_n)} \quad H_1(s) = k_r \cdot s$$

Transfer fonksiyonu birleştirilirse ;

$$M(s)_{1.L} = \frac{G_1(s)}{1 + G_1(s) \cdot H_1(s)} = \frac{(\omega_n)^2}{s^2 + [2 \cdot \xi \cdot \omega_n + k_r \cdot (\omega_n)^2] \cdot s}$$



Şekil 2.10 İç geri beslemeli kontrol sistemi

Kapalı döngü transfer fonksiyonu şu şekilde elde edilir.

$$G_2(s) = \frac{k_a (\omega_n)^2}{s^2 + [2 \cdot \xi \cdot \omega_n + k_r \cdot (\omega_n)^2] \cdot s} \quad H_2(s) = 1$$

İki transfer fonksiyonu birleştirilirse ;

$$M(s)_{0.L} = \frac{G_2(s)}{1 + G_2(s) \cdot H_2(s)} = \frac{k_a (\omega_n)^2}{s^2 + [2 \cdot \xi \cdot \omega_n + k_r \cdot (\omega_n)^2] \cdot s + k_a (\omega_n)^2}$$

Eğer kapalı döngü transfer fonksiyonlarını geri beslemeli veya geri beslemesiz olarak karşılaştırılırsa, şu gözlemlenir. Kapalı döngü karakteristik eşitliği sönüm terimi $k_r \omega_n^2$ tarafından artmaktadır. Kazanç, k_r sistemin sönümünü artırmaktadır.

2.2. PID Kontrolcüler

Çeşitli kontrol fikirleriyle ilgili örnekler inceledik. En basit geri besleme kontrolcüsü, çıkışı kontrol eden hata sinyaline orandır. Bu kontrolcüye oransal kontrol denir. Bu kontrolcünün ana avantajı basit olmasıdır. Fakat kararlı durum hatasına karşı dezavantajlıdır.

Kararlı durum hatası integral kontrolcü kullanılarak yok edilebilir.

$$\eta(t) := k_i \cdot \int_0^t e(t) dt \quad \text{veya} \quad \eta(s) := \frac{k_i}{s} \cdot e(s) \quad (2.4)$$

k_i , integral kazancıdır. İntegral kazancının avantajı çıkışın biriken hataya karşı oranlı olmasıdır. Dezavantajı ise orijine kutup ekleyerek, sistemi daha az kararlı yapmasıdır. İleri besleme transfer fonksiyonuna bir kutubun eklenmesi ile root locus eğrisinin sağ yarım düzlemine doğru eğildiği hatırlanmalıdır.

Ayrıca türev kontrolcüler kullanmakta mümkündür. Şu şekilde tanımlanırlar.

$$\eta(s) := k_d \cdot \frac{de}{dt} \quad \text{veya} \quad \eta(s) := k_d \cdot s \cdot e(s) \quad (2.5)$$

Türev kontrolcülerin avantajı hata büyümeden geniş düzeltmeler yapmasıdır. Dezavantajları ise eğer hata sabit ise bir kontrol çıkışı üretmemesidir. Türev kontrolcülerin bir diğer zorluğu ise gürültüden etkilenmeleridir. Bu durumdan aşağıdaki formdaki bir türev kontrolcü kullanarak kaçınılabılır.

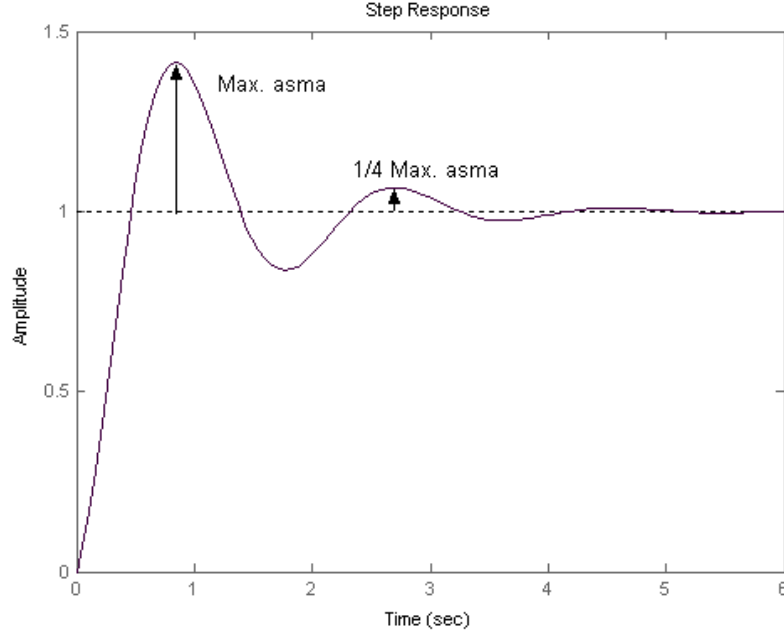
$$\eta(s) := k_p e(s) \quad \eta(s) := k_d \cdot \frac{s}{\tau \cdot s + 1} \cdot e(s) \quad \eta(s) := k_p \left(1 + \frac{1}{k_i s} + k_d s \right) \quad (2.6)$$

$1 / (\tau s + 1)$ terimi hata sinyalindeki yüksek frekanslarını yani gürültüyü dikkate alır. Bundan dolayı gürültü sorunundan sakınılmaktadır.

Oransal, İntegral ve türev kontrolü destekleyen tüm kontrolcüler bazı avantaj ve dezavantajlara sahiptirler. Her kontrolcünün dezavantajları bu üç kontrolcünün birleştirilmesiyle (PID kontrolcü) giderilmektedir.

PID kontrolcüler için kazanç seçimi Zeigler ve Nicols tarafından geliştirilen bir metod ile hesaplanmaktadır. Bu metod mutlak hatanın integralini hesaplayarak, PID kontrolcülerin performansını incelemektedir.

$$IAE := \int_0^{\infty} |e(t)| dt \quad (2.7)$$



Şekil 2.11 Çeyrek çökme cevap eğrisi

Analizlerde şunlar gözlemlendi. Eğer hatanın indeksi minimum iken kontrol sistemi adım girişine şekil 2.11 'deki gibi bir cevap vermektedir. 2. aşamaya dikkat edersek 1. maks. aşmanın $\frac{1}{4}$ 'ü kadardır. Bu olayı çeyrek çökme kriteri olarak adlandırdılar. Bu analize göre PID kazançlarının ayarlaması için şu kural geliştirildi. K_p , K_i ve K_d kazançları iki parametreye göre hesaplanmaktadır. Bunlar k_{pu} en büyük kazanç ve en büyük kazançta oluşan T_u , salınım periyodudur. Çizelge 2.1 oransal (P) , oransal – integral (PI) ve oransal – integral – türev (PID) kontrolcüler için kazanç değerlerini vermektedir.

İntegral ve türev kazançlarının sıfır olduğu kontrol sistemi için bu root locus eğri tekniğini uygulamak yararlı olmaktadır. Yani oransal kazanç artarsa locus imajiner eksenle kesişmelidir. Oransal kazanç k_p , bunun için oluşan en büyük kazanç k_{pu} sade imajiner kökler, $\lambda = \pm i\omega$ dir. T_u şu şekilde hesaplanır.

$$T_u := \frac{2 \cdot \pi}{\omega} \quad (2.8)$$

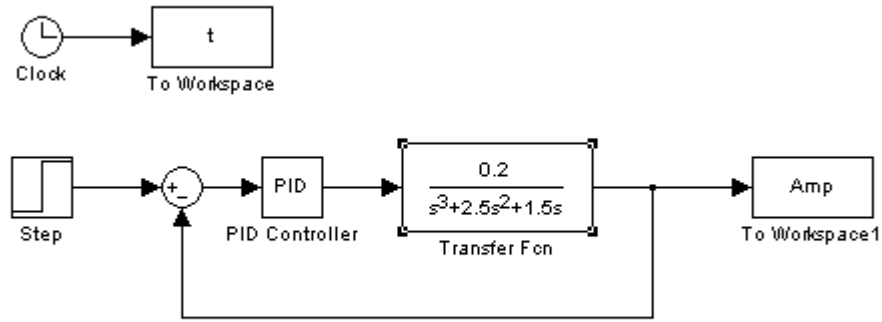
Sistemin tüm diğer kökleri, negatif gerçek kısımda bulunmalıdır.

Çizelge 2.1 P, PI, PID Kontrolcüler için kazanç değerleri (Nelson,1998)

Kontrolcü tipi	K _p	K _i	K _d
P (oransal kontrolcü)	K _p = -0.5.k _{pu}		
PI (oransal – integral kontrolcü)	K _p = 0.45.k _{pu}	K _i = 0.45.k _{pu} /0,83.Tu	
PID (oransal – integral – türev kontrolcü)	K _p = 0.6.k _{pu}	K _i = 0.6k _{pu} /0,5.Tu	K _d = 0,6k _{pu} (0.125Tu)

2.2.1 PID Kontrolcü Tasarımı

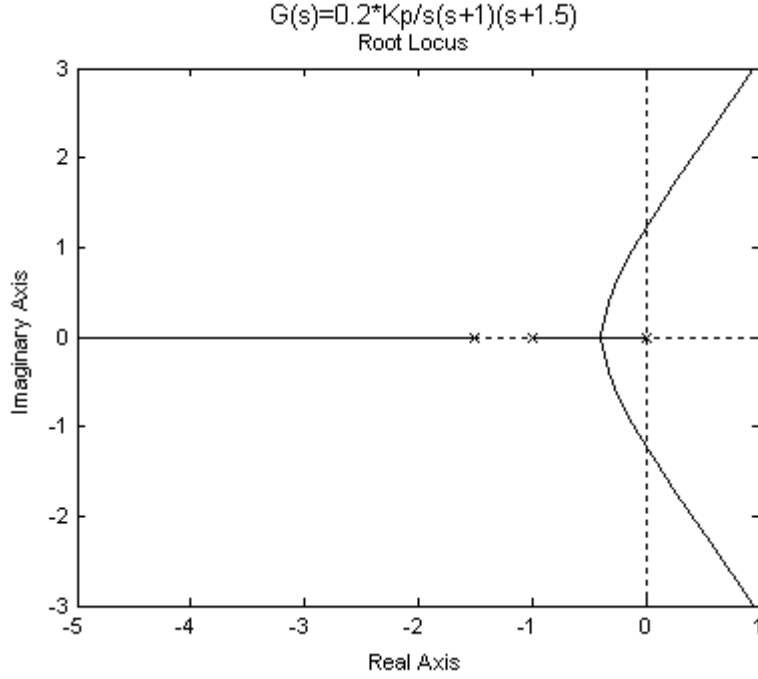
Transfer fonksiyonu yardımıyla otopilot sistemi için PID kontrolcü tasarımı gerçekleştirilecektir. Şekil 2.12 bu otopilot sistemi için oluşturulan MATLAB / Simulink kapalı kontrol diyagramını göstermektedir.



Şekil 2.12 PID Kontrolcü tasarımı (Nelson, 1998)

PID kontrolcü kazanç katsayıları, Ziegler-Nichol metodu kullanılarak root locus metodu yardımıyla hesaplanacaktır. İntegral ve türev kontrol kazançları sıfıra eşitlendiğinde sistemin kısmen kararlı yapan oransal kazanç k_p nin hesaplanmasıyla diğer integral ve türev kazanç katsayıları hesaplanacaktır.

$$G(s) = \frac{0,2.k_p}{s(s+1)(s+1.5)}$$



Şekil 2.13 Kontrol sisteminin root locus eğrisi

Root locus eğrisinden simetrik iki eğrinin imajinel (sanal) eksenle kesiştikleri yerler $s = \pm 1.25i$ noktalarıdır. Bu noktaların yardımıyla sönümlenmemiş titreşim periyodu T_u hesaplanacaktır. Magnitude (genlik) kriterini kullanarak k_{pu} maksimum kazanç değeri hesaplanacaktır.

$$\frac{|0.2|k_{pu}}{|s||s+1||s+1.5|} = 1$$

$$s^3 + 2.5s^2 + 1.5s + 0.2k_{pu} = 0$$

Root kararlılık kriteri ile k_{pu} hesaplanması ;

$$s^3 \quad : \quad 1 \quad 1.5$$

$$s^2 \quad : \quad 2.5 \quad 0.2k_{pu}$$

$$s \quad : \quad 3.75 - 0.2k_{pu} / 2.5$$

$$s^0 \quad : \quad 0.2k_{pu}$$

$$3.75 - 0.2k_{pu} / 2.5 = 0 \quad \Rightarrow \quad k_{pu} = 18.75$$

Sönümlenmemiş sistemin maksimum periyodu :

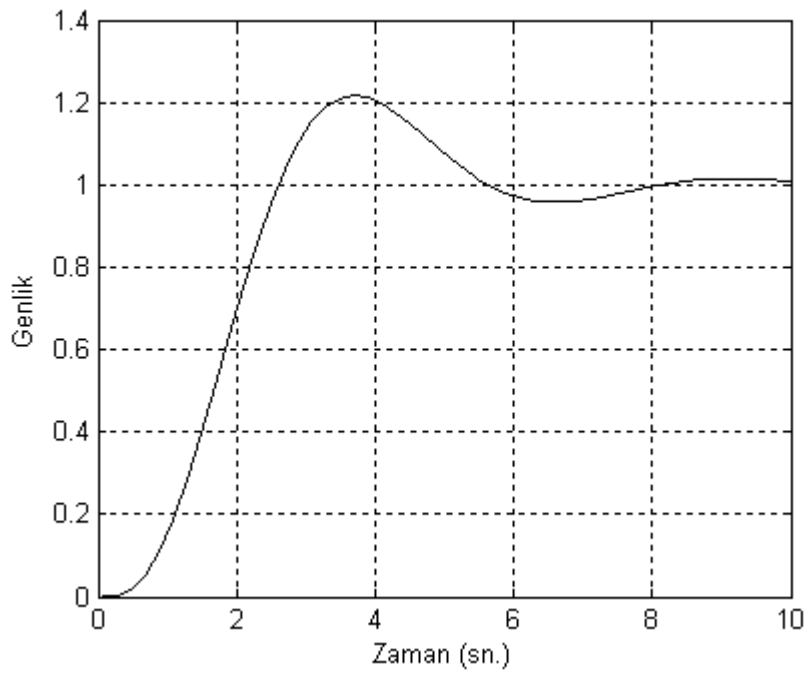
$$T_u = \frac{2 \cdot \pi}{\omega} = \frac{2 \cdot \pi}{1.25} = 5.03$$

k_{pu} ve T_u değerlerinin bilinmesiyle, Çizelge 2.1 'i kullanarak oransal k_p , integral k_i , ve türev k_d kazançları hesaplanacaktır.

$$k_p = 0,6.k_{pu} = (0.6)(18.75) = 11.25$$

$$k_i = 0,6.k_{pu}/(0.5T_u) = 4.47$$

$$k_d = 0,6.k_{pu}(0.125.T_u) = 7.07$$



Şekil 2.14 PID kontrollü sisteminin basamak (step) girişine cevabı

3. UÇAK OTOPILOT TASARIMI İÇİN KLASİK KONTROL TEORİSİ

Çok sınırlı kapasitedeki Wright kardeşlerin ilk başarılı uçağından günümüz yüksek performanslı askeri, ticari, sivil ve genel amaçlı uçaklarının tasarımındaki hızlı gelişim bir çok alanda teknolojik desteğe ihtiyaç duymaktadır. Bu ihtiyaçlar aerodinamik, konstrüksiyon, malzeme, itme sistemi ve uçuş kontrolüdür. Günümüz uçaklarının tasarımı ağırlıklı olarak otomatik kontrol sistemleri üzerine yapılmaktadır. Bu kontroller uçağın alt sistemlerinin kontrollerini de kapsamaktadır.

Otomatik kontrol sistemlerinin gelişimi sivil ve askeri havacılığın gelişiminde önemli rol oynadı. Bir çok otomatik kontrol sistemine sahip modern uçaklar, uçak personeline yön bulmada, uçuş yönetiminde ve uçağın kararlı bir şekilde havada seyretmesinde önemli avantajlara sahiptir. Bu bölümde basit otopilot tasarlamak için kontrol teorileri kullanılacaktır. Bu kontrol sistemleri, uçuş esnasında mürettebatın iş yükünü hafifletip, hava koşullarına karşı önlemler almada yardımcı olarak kullanılmaktadırlar. Ayrıca otomatik kontrol sistemlerinin nasıl yapay kararlılığı ve uçuş kalitesini geliştireceği incelenecektir.

Çizelge 3.1 uçuş kontrolü için bazı fonksiyonların otomatik kontrol sistemlerinin listesini vermektedir. Ayrıca otomatik uçuş kontrol sistemlerine ek olarak, modern uçaklarda uçağın rota tayini için kontrol sistemleri kullanılmaktadırlar.

Otopilotların gelişimi güçlü, insan taşıyan uçakları izledi. 1914'de Sperry kardeşler ilk başarılı otopilot'u geliştirdiler. Bu otopilot sağa-sola yatma(roll), uçuş açısı (pitch) ve yükseklik kontrolünde başarılıydı.

Çizelge 3.1 Otomatik uçuş kontrol sistemleri

Otomatik Uçuş Kontrol Sistemleri
<p>Pilotun iş yükünü hafifleten uçuş kontrol sistemleri :</p> <p>Sağa-sola yatma(roll), uçuş açısı(pitch) yada kafa açısı için kontrol sistemleri.</p> <p>İstenilen irtifanın sürdürülmesi için irtifa kontrol sistemleri.</p> <p>Sabit hız veya mach cinsinden hızı ayarlayan kontrol sistemleri.</p>
<p>Kararlılık sağlayan sistemler :</p> <p>Eğer uçak sınırlı kararlı veya kararsız ise otomatik kontrol sistemi uygun uçuş kararlılığını sağlar.</p> <p>Otomatik kontrol sistemi, uçağın istenilen kalite seviyesinde kontrolünü ; sağa-sola yatma(roll), aşağı-yukarı hareket(pitch) ve sağa-sola düz sapma hareket(yaw) sönümleme elemanları kullanılmasıyla sağlar.</p>
<p>İniş kolaylıkları :</p> <p>Uçağın emniyetli inişini sağlayan seyir eğimini kontrol eden elektronik rehber kontrol sistemi.</p> <p>Uçağın yatay olarak merkezi çizgiyi hizalamasını ve iniş eğim açısı düzenleyen kontrol sistem.</p> <p>Uçağın eğimli iniş açısından yatay iniş konumuna geçmesini sağlayan kontrol sistemi.</p>

3.1 Uçak Transfer Fonksiyonları

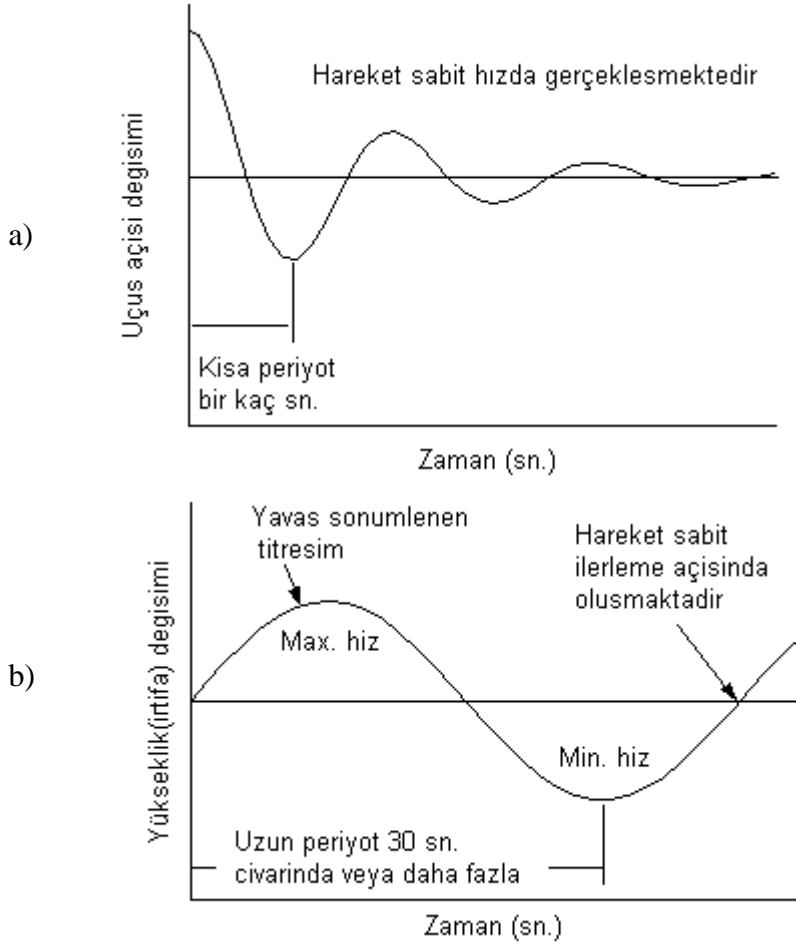
Dikey ve yatay hareket eşitlikleri bu bölümde lineer diferansiyel eşitlikler ile açıklanacaktır. Kontrol sistemlerinin tasarım ve analizi için transfer fonksiyonları çok faydalı bir metottur. Transfer fonksiyonları, bir sistemin girişi ve çıkışı arasındaki ilişkiyi verir. Uçak dinamiklerine göre kontrol girişiyle, hareket değişkenleri arasındaki ilişki de belirlenmektedir. Diğer bir ifadeyle transfer fonksiyonu, çıkışın laplace dönüşümünün, ilk durumu sıfıra ayarlı olan girişin laplace dönüşümüne oranı olarak tanımlanmaktadır.

Kısa ve Uzun Periyot Uçuş Karakteristikleri

Sistem değişkenleri	:	α	Uçak kafa açısı (rad.)
		q	Uçağın aşağı yukarı hareket (pitch) hızı (ft/s)
		θ	Uçuş açısı (pitch açısı) (rad.)
		h	Uçağın yüksekliği (irtifa) (ft.)
		u	Uçağın ilerleme hızı (ft/s)
Sistem girişi	:	δ_e	Elevator hareket açısı (rad.)

Kısa periyot uçuş durumu, uçak için birkaç saniyede gerçekleşen ve sönüm oranının yüksek olduğu harekettir. Uçağın uçuş açısı kontrolü kısa periyotta gerçekleşmektedir.

Uzun periyot uçuş durumu, uçak için 30 saniye civarında yada daha fazla sürede gerçekleşen ve sönüm oranının düşük olduğu harekettir. Uçağın yükseklik (irtifa) kontrolü uzun periyotta gerçekleşmektedir.



Şekil 3.1 a) Kısa periyot ve b) Uzun periyot için tanımlamalar (Nelson, 1998)

3.1.1 Kısa Periyot Dinamikleri

Uçağın irtifasını ayarlayan kontrol girişi state-space formundaki eşitlik aşağıda verilmiştir. (Ek 1 ve Ek 6)

$$\begin{bmatrix} \Delta\alpha \\ \Delta q \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{Z_u}{u_0} & 1 \\ M_{\alpha} + M_{\alpha'} \cdot \frac{Z_{\alpha}}{u_0} & M_q + M_{\alpha'} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta\alpha \\ \Delta q \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \frac{Z_{\delta_e}}{u_0} \\ M_{\delta_e} + M_{\alpha'} \cdot \frac{Z_{\delta_e}}{u_0} \end{bmatrix} \cdot \Delta\delta_e \quad (3.1)$$

İtme sisteminin kontrolü basit olarak ihmal edilmiştir. Eşitliklerin laplace dönüşümleri çıkartılırsa ;

$$\left(s - \frac{Z_{\alpha}}{u_0} \right) \cdot \Delta\alpha(s) - \Delta q(s) = \frac{Z(\delta_e)}{u_0} \cdot \Delta\delta_e(s) \quad (3.2)$$

$$\left[- \left(M_{\alpha} + M_{\alpha'} \cdot \frac{Z_{\alpha}}{u_0} \right) \cdot \Delta\alpha(s) + \left[s - \left(M_q + M_{\alpha'} \right) \right] \cdot \Delta q(s) \right] = \left[M(\delta_e) + M_{\alpha'} \cdot \frac{Z(\delta_e)}{u_0} \right] \cdot \Delta\delta_e \quad (3.3)$$

Bu iki eşitliği $\Delta\delta_e(s)$ 'e bölersek $\Delta\alpha(s) / \Delta\delta_e(s)$ ve $\Delta q(s) / \Delta\delta_e(s)$ transfer fonksiyonları cinsinden cebri eşitlikler elde edilir.

$$\left(s - \frac{Z_{\alpha}}{u_0} \right) \cdot \frac{\Delta\alpha(s)}{\Delta\delta_e(s)} - \frac{\Delta q(s)}{\Delta\delta_e(s)} = \frac{Z(\delta_e)}{u_0} \quad (3.4)$$

$$\left[- \left(M_{\alpha} + M_{\alpha'} \cdot \frac{Z_{\alpha}}{u_0} \right) \cdot \frac{\Delta\alpha(s)}{\Delta\delta_e(s)} + \left[s - \left(M_q + M_{\alpha'} \right) \right] \cdot \frac{\Delta q(s)}{\Delta\delta_e(s)} \right] = \left[M(\delta_e) + M_{\alpha'} \cdot \frac{Z(\delta_e)}{u_0} \right] \quad (3.5)$$

Kramer kuralına göre $\Delta\alpha(s) / \Delta\delta_e(s)$ ve $\Delta q(s) / \Delta\delta_e(s)$ için çözüm yapılırsa :

$$\frac{\Delta\alpha(s)}{\Delta\delta_e(s)} = \frac{(N^{\alpha})_{\delta_e}(s)}{\Delta_{sp}(s)} = \frac{\begin{bmatrix} \frac{Z_u}{u_0} & 1 \\ M_{\alpha} + M_{\alpha'} \cdot \frac{Z_{\alpha}}{u_0} & M_q + M_{\alpha'} \end{bmatrix}}{\begin{bmatrix} s - \frac{Z_{\alpha}}{u_0} & -1 \\ - \left(M_{\alpha} + M_{\alpha'} \cdot \frac{Z_{\alpha}}{u_0} \right) & s - \left(M_q + M_{\alpha'} \right) \end{bmatrix}} \quad (3.6)$$

Bölen ve bölünenler laplace değişkeni s cinsinden polinomlardır. Genişletme yapılırsa polinomların katsayıları kararlılık türevlerinin bir fonksiyonudur. McReur, Ashkenas ve Graham [8.2] transfer polinom fonksiyonlarını tanımlamak için kısa notasyon kullanmışlardır.

$$\frac{\Delta\alpha(s)}{\Delta\delta_e(s)} = \frac{(N^\alpha)_{\delta e}}{\Delta_{sp}(s)} = \frac{A_\alpha \cdot s + B_\alpha}{A \cdot s^2 + B \cdot s + C} \quad (3.7)$$

Pay ve paydadaki katsayılar çizelge 3.2 'de verilmiştir. Uçağın kafa hareket açısındaki değişim için transfer fonksiyonu aşağıda görülmektedir.

$$\frac{\Delta q(s)}{\Delta\delta_e(s)} = \frac{(N^q)_{\delta e}}{\Delta_{sp}(s)} = \frac{\begin{bmatrix} s - \frac{Z_\alpha}{u_0} & \frac{Z_{\delta e}}{u_0} \\ -\left(M_\alpha + M_\alpha \cdot \frac{Z_\alpha}{u_0}\right) & M_{\delta e} + M_\alpha \cdot \frac{Z_{\delta e}}{u_0} \end{bmatrix}}{\begin{bmatrix} s - \frac{Z_\alpha}{u_0} & -1 \\ -\left(M_\alpha + M_\alpha \cdot \frac{Z_\alpha}{u_0}\right) & s - \left(M_q + M_\alpha\right) \end{bmatrix}} \quad (3.8)$$

$$\frac{\Delta q(s)}{\Delta\delta_e(s)} = \frac{(N^q)_{\delta e}(s)}{\Delta_{sp}(s)} = \frac{A_q \cdot s + B_q}{A \cdot s^2 + B \cdot s + C} \quad (3.9)$$

Tekrar, katsayılar çizelge 3.2 'de tanımlanmıştır.

Çizelge 3.2 Kısa-periyot transfer fonksiyonu katsayıları (Nelson,1998)

A, A _α veya A _q		B, B _α veya B _q	C
$\Delta_{sp}(s)$	1	$-\left(M_q + M_\alpha \cdot \frac{Z_\alpha}{u_0}\right)$	$Z_\alpha \frac{M_q}{u_0} - M_\alpha$
$(N^\alpha)_{\delta e}$	$\frac{Z_{\delta e}}{u_0}$	$M_{\delta e} + M_\alpha \cdot \frac{Z_{\delta e}}{u_0}$	
$(N^q)_{\delta e}$	$M_{\delta e} + M_\alpha \cdot \frac{Z_{\delta e}}{u_0}$	$M_\alpha \cdot \frac{Z_{\delta e}}{u_0} - M_{\delta e} \cdot \frac{Z_\alpha}{u_0}$	

3.1.2 Uzun Periyot Dinamikleri

Uzun periyot yaklaşım için state-space denklemi aşağıdaki gibidir. (Ek 1, Ek 6 ve Ek 7)

$$\begin{bmatrix} \Delta \mathbf{u} \\ \Delta \theta \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{X}_u & -g \\ -\mathbf{Z}_u & 0 \\ \mathbf{u}_0 & \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta \mathbf{u} \\ \Delta \theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{X}_{\delta e} & \mathbf{X}_{\delta T} \\ -\mathbf{Z}_{\delta e} & -\mathbf{Z}_{\delta T} \\ \mathbf{u}_0 & \mathbf{u}_0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta \delta_e \\ \Delta \delta_T \end{bmatrix} \quad (3.10)$$

Uzun periyot için state-space denklemleri aşağıdaki gibidir.

$$(s - \mathbf{X}_u) \cdot \Delta \mathbf{u}(s) + g \cdot \Delta \theta(s) = \mathbf{X}_{\delta e} \cdot \Delta \delta_e(s) + \mathbf{X}_{\delta T} \cdot \Delta \delta_T(s) \quad (3.11)$$

$$\frac{\mathbf{Z}_u}{\mathbf{u}_0} \cdot \Delta \mathbf{u}(s) + s \cdot \Delta \theta(s) = \frac{-\mathbf{Z}_{\delta e}}{\mathbf{u}_0} \cdot \Delta \delta_e(s) - \frac{\mathbf{Z}_{\delta T}}{\mathbf{u}_0} \cdot \Delta \delta_T(s) \quad (3.12)$$

Transfer fonksiyonu $\Delta u_s / \Delta \delta_e(s)$ ve $\Delta \delta(s) / \Delta \delta_T$ $\Delta \delta_T$ 'in sıfıra ayarlanıp aşağıdaki uygun transfer fonksiyonun çözümünü hesaplanabilir.

$$(s - \mathbf{X}_u) \cdot \frac{\Delta u(s)}{\Delta \delta_e(s)} + g \cdot \frac{\Delta \theta(s)}{\Delta \delta_e(s)} = \mathbf{X}_{\delta e} \quad (3.13)$$

$$\frac{\mathbf{Z}_u}{\mathbf{u}_0} \cdot \frac{\Delta u(s)}{\Delta \delta_e(s)} + s \cdot \frac{\Delta \theta(s)}{\Delta \delta_e(s)} = \frac{-\mathbf{Z}_{\delta e}}{\mathbf{u}_0} \quad (3.14)$$

Hareket eşitlikleri istenen transfer fonksiyonuna göre cebri eşitliğe indirgenebilir. Bu eşitlikler transfer fonksiyonlarının çözümüyle elde edilir.

$$\frac{\Delta u(s)}{\Delta \delta_e(s)} = \frac{\begin{bmatrix} \mathbf{X}_{\delta e} & g \\ -\mathbf{Z}_{\delta e} & s \\ \mathbf{u}_0 & \end{bmatrix}}{\begin{bmatrix} s - \mathbf{X}_u & g \\ \mathbf{Z}_u & s \\ \mathbf{u}_0 & \end{bmatrix}} \quad (3.15)$$

$$\frac{\Delta u(s)}{\Delta \delta_e(s)} = \frac{\mathbf{X}_{\delta e} \cdot s + g \cdot \frac{\mathbf{Z}_{\delta e}}{\mathbf{u}_0}}{s^2 + \mathbf{X}_u s - \frac{\mathbf{Z}_u g}{\mathbf{u}_0}} \quad (3.16)$$

Benzer şekilde $\Delta\theta(s) / \Delta\delta_e(s)$ aşağıda görülmektedir.

$$\frac{\Delta\theta(s)}{\Delta\delta_e(s)} = \frac{\left[\frac{-Z_{\delta e}}{u_0} s + \left(\frac{X_u Z_{\delta e}}{u_0} - \frac{Z_u X_{\delta e}}{u_0} \right) \right]}{s^2 - X_u s - \frac{Z_u g}{u_0}} \quad (3.17)$$

Çizelge 3.3 Uzun-periyot transfer fonksiyonu katsayıları (Nelson, 1998)

A, A _u veya A _θ		B, B _u veya B _θ	C
$\Delta_p(s)$	1	$-X_u$	$\frac{-Z_u \cdot g}{u_0}$
$(N^u)_{\delta e}(s)$	$X_{\delta e}$	$\frac{g Z_{\delta e}}{u_0}$	
$(N^\theta)_{\delta e}(s)$	$\frac{-Z_{\delta e}}{u_0}$	$\frac{X_u Z_{\delta e}}{u_0} - \frac{Z_u X_{\delta e}}{u_0}$	

Transfer fonksiyonları sembolik olarak aşağıdaki formda yazılmaktadır.

$$\frac{\Delta u(s)}{\Delta\delta_e(s)} = \frac{(N^u)_{\delta e}(s)}{\Delta_p(s)} = \frac{A_u \cdot s + B_u}{A \cdot s^2 + B \cdot s + C} \quad (3.18)$$

$$\frac{\Delta\theta(s)}{\Delta\delta_e(s)} = \frac{(N^\theta)_{\delta e}(s)}{\Delta_p(s)} = \frac{A_\theta \cdot s + B_\theta}{A \cdot s^2 + B \cdot s + C} \quad (3.19)$$

A_u, B_u, Çizelge 3.3 'de tanımlanmıştır. İtme için transfer fonksiyonu $\Delta u(s)/\Delta\delta_t(s)$ ve $\Delta\theta(s) / \Delta\delta_t(s)$ aynı formlara sahiptirler. Tek fark türevlerin $\Delta\delta_t$ yerine $\Delta\delta_e$ ye göre alınacak olmasıdır. Bundan dolayı çizelge 3.3 hem aerodinamik hem de itme kontrol transfer fonksiyonları için kullanılabilir.

3.1.3 Sağa-sola Yatma (Roll) Hareket Dinamikleri

Basit bir sağa-sola yatma (roll) hareket denklemleri aşağıdaki gibidir. (Nelson, 1998)

$$\Delta p' - L_p \Delta p = L_{\delta a} \Delta \delta_a \quad (3.20)$$

$\Delta p(s) / \delta_a(s)$ ve $\Delta \phi(s) / \delta_a(s)$ sağa-sola yatma (roll) hareket eşitliğinin Laplace dönüşümünün alınmasıyla elde edilir.

$$(s - L_p) \Delta p(s) = L_{\delta a} \Delta \delta_a \quad (3.21)$$

$$\frac{\Delta p(s)}{\Delta \delta_a(s)} = \frac{L_{\delta a}}{s - L_p} \quad (3.22)$$

Δp , sağ-sol hareket oranı $\Delta \phi$ olarak tanımlanır. Bundan dolayı ;

$$\Delta p(s) := s \Delta \phi(s) \quad (3.23)$$

$$\frac{\Delta \phi(s)}{\Delta \delta_a(s)} = \frac{L_{\delta a}}{s(s - L_p)} \quad (3.24)$$

3.1.4 Sağa-sola Yatma (Dutch-Roll) Hareket Dinamikleri

Geliştireceğimiz son basitleştirilmiş transfer fonksiyonu Dutch sağa-sola yatma (roll) hareketidir. (Nelson, 1998)

$$\begin{bmatrix} \Delta \beta' \\ \Delta r' \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{Y_\beta}{u_0} - \left(1 - \frac{Y_r}{u_0}\right) \\ N_\beta & N_r \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \Delta \beta \\ \Delta r \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \frac{Y_{\delta r}}{u_0} & 0 \\ N_{\delta r} & N_{\delta a} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \Delta \delta_r \\ \Delta \delta_a \end{bmatrix} \quad (3.25)$$

Laplace dönüşümü alınıp eşitlik yeniden düzenlenirse ;

$$\left(s - \frac{Y_\beta}{u_0}\right) \cdot \Delta \beta(s) + \left(1 - \frac{Y_r}{u_0}\right) \cdot \Delta r(s) = \frac{Y_{\delta r}}{u_0} \cdot \Delta \delta_r(s) \quad (3.26)$$

$$-N_\beta \cdot \Delta \beta(s) + (s - N_r) \cdot \Delta r(s) = N_{\delta a} \Delta \delta_a(s) + N_{\delta r} \Delta \delta_r(s) \quad (3.27)$$

Transfer fonksiyonları $\Delta\beta(s) / \Delta\delta_r(s)$, $\Delta r(s) / \Delta\delta_r(s)$, $\Delta\beta(s) / \Delta\delta_a(s)$ ve $\Delta r(s) / \Delta\delta_a(s)$, $\Delta\delta_a(s)$ 'ın 0 'a eşitlenmesiyle ve $\Delta\beta(s) / \Delta\delta_r(s)$ ve $\Delta r(s) / \Delta\delta_r(s)$ çözümüyle elde edilir. Diğer ifade için $\Delta\delta_r(s)$ 0 'a eşitlenip $\Delta\beta(s) / \Delta\delta_a(s)$ ve $\Delta r(s) / \Delta\delta_a(s)$ çözülmelidir. Transfer fonksiyonları $\Delta\beta(s) / \Delta\delta_a(s)$ ve $\Delta r(s) / \Delta\delta_a(s)$

$$\left(s - \frac{Y_\beta}{u_0}\right) \cdot \frac{\Delta\beta(s)}{\Delta\delta_r(s)} + \left(1 - \frac{Y_r}{u_0}\right) \cdot \frac{\Delta r(s)}{\Delta\delta_r(s)} = \frac{Y_{\delta r}}{u_0} \quad (3.28)$$

$$-N_\beta \cdot \frac{\Delta\beta(s)}{\Delta\delta_r(s)} + (s - N_r) \cdot \frac{\Delta r(s)}{\Delta\delta_r(s)} = N_{\delta r} \quad (3.29)$$

transfer fonksiyonları çözümlerse :

$$\frac{\Delta\beta(s)}{\Delta\delta_r(s)} = \frac{\begin{bmatrix} \frac{Y_{\beta r}}{u_0} & 1 - \frac{Y_r}{u_0} \\ N_{\beta r} & s - N_r \end{bmatrix}}{\begin{bmatrix} s - \frac{Y_\beta}{u_0} & 1 - \frac{Y_r}{u_0} \\ -N_\beta & s - N_r \end{bmatrix}} \quad (3.30)$$

$$\frac{\Delta r(s)}{\Delta\delta_r(s)} = \frac{\begin{bmatrix} s - \frac{Y_{\beta r}}{u_0} & \frac{Y_{\delta r}}{u_0} \\ -N_\beta & N_{\delta r} \end{bmatrix}}{\begin{bmatrix} s - \frac{Y_\beta}{u_0} & 1 - \frac{Y_r}{u_0} \\ -N_\beta & s - N_r \end{bmatrix}} \quad (3.31)$$

veya ;

$$\frac{\Delta\beta(s)}{\Delta\delta_r(s)} = \frac{(N^\beta)_{\delta r}(s)}{\Delta_{DR}(s)} = \frac{A_\beta \cdot s + B_\beta}{A \cdot s^2 + B \cdot s + C} \quad (3.32)$$

$$\frac{\Delta r(s)}{\Delta\delta_r(s)} = \frac{(N^\beta)_{\delta r}(s)}{\Delta_{DR}(s)} = \frac{A_r \cdot s + B_r}{A \cdot s^2 + B \cdot s + C} \quad (3.33)$$

Benzer şekilde aileron transfer fonksiyonu aşağıdaki gibidir :

$$\frac{\Delta\beta(s)}{\Delta\delta_a(s)} = \frac{(N^\beta)_{\delta a}(s)}{\Delta_{DR}(s)} = \frac{A_\beta \cdot s + B_\beta}{A \cdot s^2 + B \cdot s + C} \quad (3.34)$$

$$\frac{\Delta r(s)}{\Delta\delta_a(s)} = \frac{(N^r)_{\delta a}(s)}{\Delta_{DR}(s)} = \frac{A_r \cdot s + B_r}{A \cdot s^2 + B \cdot s + C} \quad (3.35)$$

Çizelge 3.4 Dutch Roll fonksiyonu katsayıları (Nelson, 1998)

A, A _β veya A _r		B, B _β veya B _r	C
$\Delta_{DR}(s)$	1	$-\frac{(Y_\beta + u_0 N_r)}{u_0}$	$\frac{(Y_\beta \cdot N_r - N_\beta \cdot Y_r + N_\beta \cdot u_0)}{u_0}$
$(N^\beta)_{\delta r}(s)$	$\frac{Y_r}{u_0}$	$\frac{(Y_r N_{\delta r} - Y_{\delta r} N_r - N_{\delta r} u_0)}{u_0}$	
$(N^r)_{\delta r}(s)$	$N_{\delta r}$	$\frac{(N_\beta Y_{\delta r} - Y_\beta N_{\delta r})}{u_0}$	
$(N^\beta)_{\delta a}(s)$	0	$\frac{(Y_r N_{\delta a} - u_0 N_{\delta a})}{u_0}$	
$(N^r)_{\delta a}(s)$	$N_{\delta a}$	$\frac{-Y_\beta N_{\beta a}}{u_0}$	

Dutch sağa-sola yatma (roll) hareket fonksiyonları içindeki polinom katsayıları Çizelge 3.4 'de gösterilmiştir. Polinom katsayıları ilk sırada, pay katsayıları her transfer fonksiyonları sırası ile tanımlanmaktadır.

Bir önceki bölümde, transfer fonksiyonları düşey ve yatay tasarım için türevi alınmıştır. Ön otopilot tasarımı için bu yaklaşımlar uygundur. Bununla birlikte yatay ve düşey kontrol eşitlikleri için otopilot düşüncesi iyileştirilip geliştirilebilir. Özellikle yatay eşitlikler için bu önemlidir.

Komple eşitlik setleri için düşey ve yatay transfer fonksiyonları türev alınan yaklaşım gibi, aynı durumlarda incelenir.

Çizelge 3.5 Düşey kontrol transfer fonksiyonları katsayıları (Nelson, 1998)

	A	B	C	D	E
Δ_{long}	1	$-M_q - u_0 M_w - Z_w - X_u$	$Z_w M_q - u_0 M_w - X_w Z_u$ + $X_u (M_q + u_0 M_w + Z_w)$	$- X_u (Z_w M_q - u_0 M_w)$ + $Z_u (X_w M_q + g M_w)$ - $M_u (u_0 X_w - g)$	$g (Z_u M_w - M_u Z_w)$
$(N^\theta)_\delta$	$M_\delta + Z_\delta M_w$	$X_\delta (Z_u M_w + M_u)$ + $Z_\delta (M_w - X_u M_w)$ - $M_\delta (X_u + Z_w)$	$X_\delta (Z_u M_w - Z_w M_u)$ + $Z_\delta (M_u X_w - M_w X_u)$ + $M_\delta (Z_w X_u - X_w Z_u)$		
$(N^\omega)_\delta$	Z_δ	$X_\delta Z_u - Z_\delta (X_u + M_q) + M_\delta u_0$	$X_\delta (u_0 M_u - Z_u M_q)$ + $Z_\delta X_u M_q - u_0 M_\delta X_u$	$g (Z_\delta M_u - M_\delta Z_u)$	
$(N^u)_\delta$	X_δ	$-X_\delta (Z_w + M_q + u_0 M_w) + Z_\delta X_w$	$X_\delta (Z_w M_q - u_0 M_w)$ - $Z_\delta (X_w M_q + g M_w)$ + $M_\delta (u_0 X_w - g)$	$g (M_\delta Z_w - Z_\delta M_w)$	

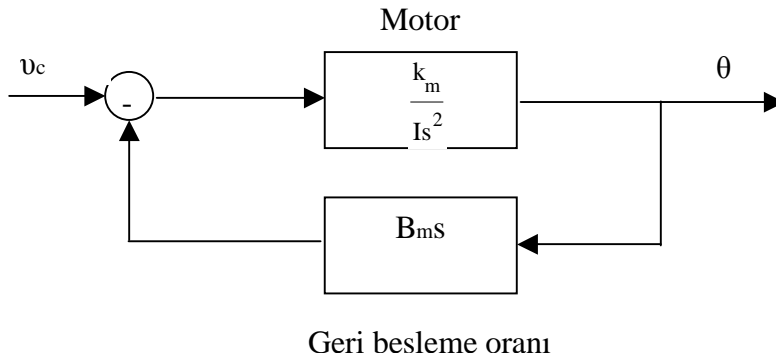
Çizelge 3.6 Yatay kontrol transfer fonksiyonları katsayıları (Nelson,1998)

	A	B	C	D	E
Δ_{lat}	$1 - \frac{(I_{xz})^2}{I_x I_z}$	$-Y_v \left[1 - \frac{(I_{xz})^2}{I_x I_z} \right] - L_p - N_r$ $-\left(\frac{I_{xz}}{I_x} \right) N_p - \left(\frac{I_{xz}}{I_x} \right) L_r$	$u_0 N_v + L_p (Y_v + N_r) + N_p \left[\left(\frac{I_{xz}}{I_x} \right) Y_v - L_r \right]$ $+ Y_v \left[\left(\frac{I_{xz}}{I_x} \right) L_r + N_r \right] + u_0 \left(\frac{I_{xz}}{I_z} \right) L_v$	$-u_0 N_v L_p - Y_v (N_p L_r - L_p N_r)$ $+ u_0 N_p L_v - g \left[L_v + \left(\frac{I_{xz}}{I_x} \right) N_v \right]$	$g(L_v N_r - N_v L_r)$
$(N^v)_\delta$	$Y_\delta \left[1 - \frac{(I_{xz})^2}{I_x I_z} \right]$	$-Y_\delta \left[L_p + N_r + \left(\frac{I_{xz}}{I_x} \right) N_p + \left(\frac{I_{xz}}{I_z} \right) L_r \right]$ $-u_0 \left[\left(\frac{I_{xz}}{I_z} \right) L_\delta + N_\delta \right]$	$Y_\delta (L_p N_r - N_p L_r) + u_0 (N_\delta L_p - L_\delta N_p)$ $+ g \left[L_\delta + \left(\frac{I_{xz}}{I_x} \right) N_\delta \right]$	$g(N_\delta L_r - L_\delta N_r)$	
$(N^\phi)_\delta$	$L_\delta + \left(\frac{I_{xz}}{I_x} \right) N_\delta$	$Y_\delta \left[L_v + \left(\frac{I_{xz}}{I_x} \right) N_v \right] - L_\delta (N_r + Y_v)$ $+ N_\delta \left[L_r - \left(\frac{I_{xz}}{I_x} \right) Y_v \right]$	$Y_\delta (L_r N_v - L_v N_r) + L_\delta (Y_v N_r + u_0 N_v)$ $- N_\delta (u_0 L_v + Y_v L_r)$		
$(N^r)_\delta$	$N_\delta + \left(\frac{I_{xz}}{I_z} \right) L_\delta$	$Y_\delta \left[N_v + \left(\frac{I_{xz}}{I_x} \right) L_v \right]$ $+ L_\delta \left[N_p - \left(\frac{I_{xz}}{I_z} \right) Y_v \right]$ $- N_\delta (Y_v + L_p)$	$Y_\delta (L_v N_p - N_v L_p) - L_\delta Y_v N_p + N_\delta Y_v L_p$	$g(L_\delta N_v - N_\delta L_v)$	

3.2 Kontrol Yüzey Tahrik Elemanları

Uçak dinamiklerini belirleyen farklı transfer fonksiyonlarına ilave olarak. Kontrol sistemini oluşturan diğer elemanlar içinde transfer fonksiyonları geliştirmeye ihtiyacımız vardır. Bunlar kontrol döngüsündeki herhangi bir sensör için transfer fonksiyonları ile, aerodinamik kontrol yüzeylerini hareket ettiren servo tahrik elemanlarından oluşmalıdır. Örnek olarak irtifa cirosu, derece cirosu, yükseklik ölçer, hız sensörü v.b. Bu bölümde otomatik sistem içerisinde aerodinamik kontrol yüzeylerini hareket ettirmede kullanılan basit bir konum servo kontrol transfer fonksiyonu geliştirilecektir.

Kontrol yüzey servo tahrik elemanları elektriksel, hidrolik, pnömatik veya bu üçünün kombinasyonu şeklinde olabilir. Her tip için transfer fonksiyonları aynıdır. Burada servo veya elektrik motoru üzerine kontrol yüzeyi servo tahrik elemanı transfer fonksiyonu geliştirilecektir.



Şekil 3.2 Oransal geri beslemeli motor

Bir motordan alınan tork kontrol voltajına oranlı olarak aşağıdaki gibidir.

$$T_m := k_m v_c \quad (3.36)$$

k_m , bir sabit. Motor şaftının açısız pozisyonu aşağıdaki eşitle tanımlanır.

$$I \cdot \theta'' = T_m \quad (3.37)$$

Motor shaftı açısız pozisyonu (çıkış) ve motor kontrol voltajı (giriş) arasındaki ilişki aşağıdaki transfer fonksiyonuyla tanımlanır.

$$\frac{\theta}{v_c} = \frac{k_m}{I s^2} \quad (3.38)$$

Genel olarak, motor oran geribeslemesini içine almaktadır. Şekil 3.2 'deki motor kontrol geribesleme devresinin transfer fonksiyonu şu şekildedir ;

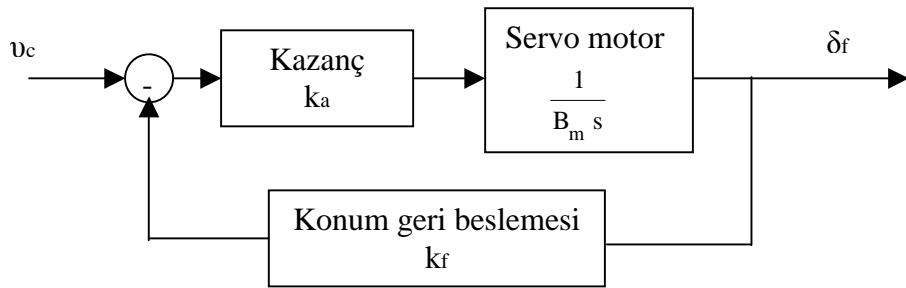
$$\frac{\theta}{v_c} = \frac{k}{s(\tau_m s + 1)} \quad (3.39)$$

$$\tau_m := \frac{I}{k_m B_m} \quad \text{ve} \quad k := \frac{1}{B_m} \quad (3.40)$$

Motor zaman sabiti τ_m motor voltaj değişimine karşı motorun cevap hızının bir ölçüsüdür. Eğer τ_m küçük ise motor hızlı cevap verir ve geribesleme oranlı motorun transfer fonksiyonu için şöyle bir yaklaşımda bulunulabilir..

$$\frac{\theta}{v_c} = \frac{k}{s} \quad (3.41)$$

Basit bir pozisyon kontrol servo sistemi Şekil 3.3 'deki diyagramdan geliştirilebilir. Motor shaft açısı, θ kanat açısıyla değiştirilebilir.



Şekil 3.3 Kontrol yüzeyi hareketi için basit servo pozisyon kontrolü

Şekil 3.3 'deki kontrol sisteminin giriş ve çıkışı arasındaki transfer fonksiyonun aşağıdaki formda yazılabilir.

$$\frac{\delta_f}{v_c} = \frac{k}{\tau s + 1} \quad (3.42)$$

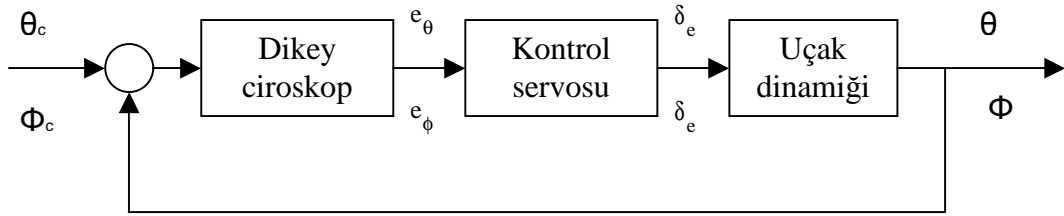
k ve τ katsayıları servonun karakteristik özelliğine göre tanımlanır.

$$k := \frac{1}{k_f} \quad \text{ve} \quad \tau := \frac{B_m}{k_f k_a} \quad (3.43)$$

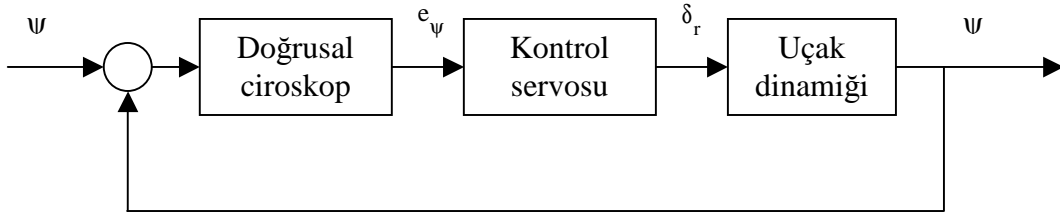
3.3 Yerdeğiştirme Otopilotu

Uçakların kontrolünde kullanılan otopilot sistemlerinden en yaygın olanı yerdeğiştirme otopilotlarıdır. Yerdeğiştirme tipi otopilot, uçağın açısız konumunu kontrol etmede kullanılırlar. Çalışma sistemleri şu şekildedir. Uçuş açısı (pitch) değiştirme otopilot sistemi için uçuş açısı (pitch) dikey cirooskop tarafından ölçülür ve hata açısı oluşması için istenilen açı değeri ile karşılaştırılır. Uçuş açısındaki fark yada hata elevatör'ün açısız hareketini gerçekleştirmek için kullanılır. Bundan dolayı kontrol ile hata sinyali azaltılacaktır. Şekil 3.4 , uçuş açısı hareket (pitch) veya sağa – sola yatma hareket (roll) yerdeğiştirme otopilot sisteminin blok diyagramıdır.

Ayrıca benzer şema kullanılarak uçağın kafa açısı da kontrol edilmektedir. Uçuş açısı doğrusal cirooskop ve hata sinyali tarafından ölçülüp, rudder'in yerdeğiştirmesi sağlanıp hata sinyali düşürülmektedir. Şekil 3.5 'de uçak kafa açı değişim otopilot sistemi görülmektedir.



Şekil 3.4 Uçuş açısı değiştirme otopilot blok diyagramı (Nelson, 1998)



Şekil 3.5 Uçuş kafa açısı değişim otopilot blok diyagramı

3.3.1 Uçuş Açısı (Pitch) Kontrol Otopilotu

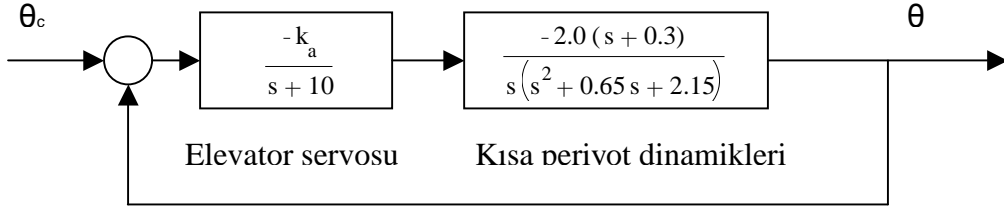
Uçuş açısı kontrol sisteminin temel bileşenleri şekil 3.4 'de görülmektedir. Bu tasarım için referans açısı, cirooskop tarafından ölçülen açı değeri ile karşılaştırılarak kontrol servosunun harekete geçmesi için hata sinyali üretilir. Genellikle hata sinyali yükseltilir ve yüzey kontrol tahrik elemanını harekete geçirmesi için gönderilir. Kontrol yüzeyi tahrik elemanı uçağın yeni bir hareket açısı kazanmasına sebep olacak olacaktır. Bu durum ise geri besleme ile sürekli kontrol altında tutulmaktadır.

Bir otopilot'un nasıl tasarlanacağını kolaylaştırmak için bir jet uçağında özel uçuş açısı otopilot sistemi ele alınacaktır. İlk olarak kontrol düşüncesi hakkında karar almalıyız. Diğer adımımız ise bu kontrol sisteminin performansını değerlendirme hakkında olmalıdır. Bunu başarabilmek için sistemi tanımlayan blok diyagramı içindeki her bir eleman için transfer fonksiyonları tanımlamalıyız. Bu tanımlar için cirooskop ve yükselticinin basit kazançlar ile temsil edileceğini kabul ediyoruz. 1.derece sistem için elevator transfer fonksiyonu şu şekilde gösterilmektedir :

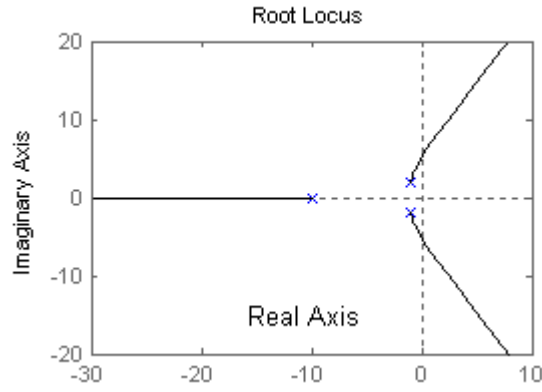
$$\frac{\delta_e}{v} = \frac{k_a}{\tau s + 1}$$

δ_e, v, k_a ve τ sırası ile, elevator hareket açısı, giriş voltajı, elevator servo kazancı ve servo motor zaman sabitidir. Zaman sabitleri tüm servo motorlar için 0.05-0.25 sn. arasında değişmektedir. Hesaplamalarımızda zaman sabitini 0.1 sn. olarak kabul edilecektir. Sonuç olarak uçak için transfer fonksiyonu belirlemeye ihtiyacımız vardır. Uçak dinamikleri kısa-periyot transfer fonksiyonu kullanarak temsil edilecektir.

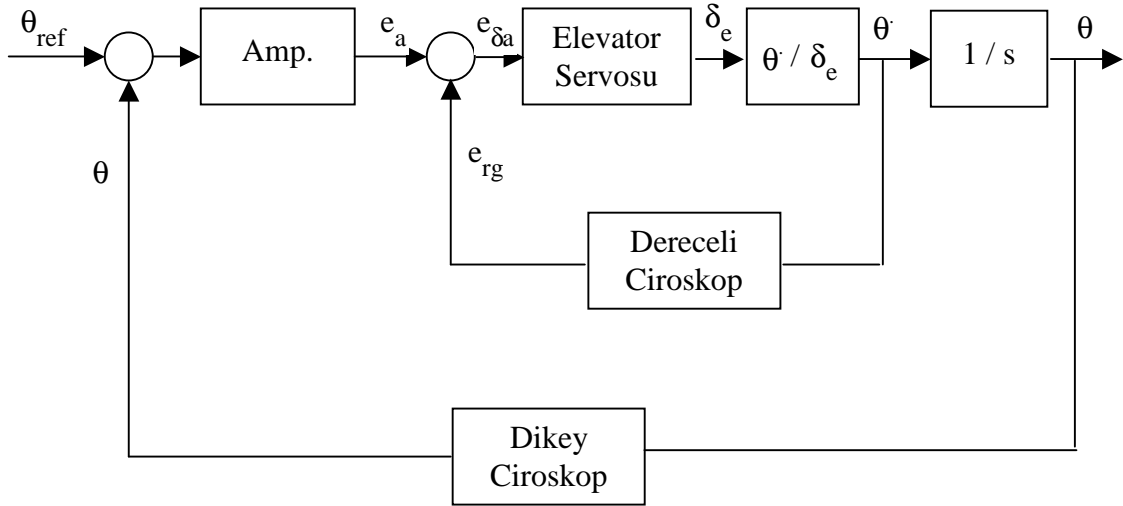
$$\frac{\Delta\theta}{\Delta\delta_e} = \frac{-2.0(s + 0.3)}{s(s^2 + 0.65s + 2.15)}$$



Şekil 3.6 Jet uçağı için kafa açısı otopilotu (Nelson, 1998)

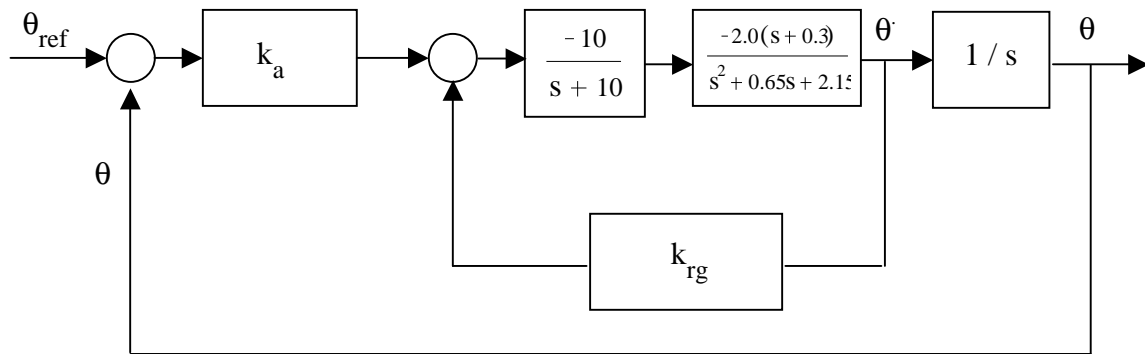


Şekil 3.7 Uçuş açısı otopilotu için root locus eğrisi

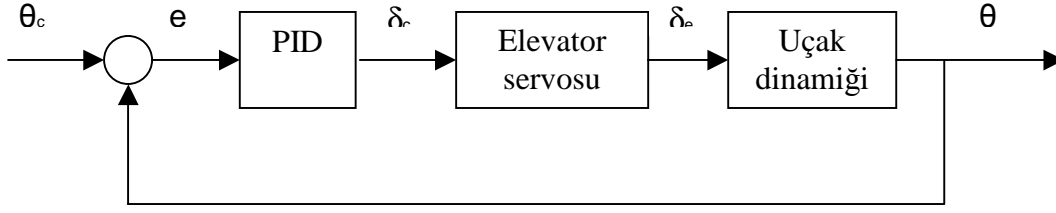


Şekil 3.8 Derece geri beslemeli uçuş açısı kontrol sistemi (Nelson, 1998)

Şekil 3.6 , otopilot'un blok diyagram gösterimidir. Şimdi problem k_a katsayısının hesaplanmasıdır. Çünkü kontrol sistemi istenilen performansı yakalamalıdır. k_a 'nın seçimi transfer fonksiyonun root locus eğrisinin çizdirilmesiyle hesaplanacaktır. Şekil 3.7 jet uçağı, uçuş açısı kontrol otopilot'u için root locus eğrisidir. Eğer kazanç sıfırdan artırılırsa, sistem sönümü hızlıca azalacaktır ve sistem kararsız olacaktır. Hatta k_a 'nın düşük değerleri için istenilen performans için sistem sönümü oldukça düşük olacaktır. Tasarımda zayıf performans için sebep, uçağın çok küçük doğal sönüme sahip olmasıdır. Tasarımı iyileştirmek için sisteme iç geribesleme döngüsü ekleyerek kısa-periyot'un sönümü artırılabilir. Şekil 3.8, geliştirilmiş sönüm için uçuş açısı derece geribeslemeli otopilot blok diyagramıdır. İç döngü uçuş açısı oranı dereceli cirooskop tarafından ölçülür ve hata sinyaline eklenerek ölçümdeki derece ile değişim gerçekleştirilir. Şekil 3.9 Jet uçağı için uçuş açısı derecesi tasarıma eklendiği zaman oluşan yeni blok diyagramıdır. Bu problem için iki parametreye sahibiz sırası ile k_a ve k_{rg} . Root locus metodu, bu iki parametreyi saptamada kullanılmaktadır. Prosedür deneme yanılma metodudur. İlk olarak iç döngü için root locus hesaplanır, cirooskop kazancı seçilir ve dış root locus eğrisi çizdirilir. İstenilen performans değerine ulaşmak için bu işlemi birkaç iterasyonla gerçekleştirmek gereklidir.



Şekil 3.9 Derece geri beslemeli jet uçağı uçuş açısı kontrol sistemi



Şekil 3.10 PID Kontrolcülü uçuş açısı otopilotu

Uygulama : Şekil 3.10 ‘daki kontrolcü yöntemine göre çizelge 3.7 ‘de verilen uçak transfer fonksiyonlarıyla PID kontrol gerçekleştirilmesi : $\frac{\delta_c}{e} = k_p + \frac{k_i}{s} + k_d s$

$$G(s) H(s) = \frac{3 \cdot k_p}{(s + 10) (s^2 + 2s + 5)} \frac{\delta_e}{\delta_c} = \frac{A}{\tau s + 1}$$

$$\frac{\theta}{\delta_e} = \frac{M_{\delta_e}}{3s^2 - M_q s - M_\alpha}$$

Çizelge 3.7 Uygulama için datalar (Nelson)

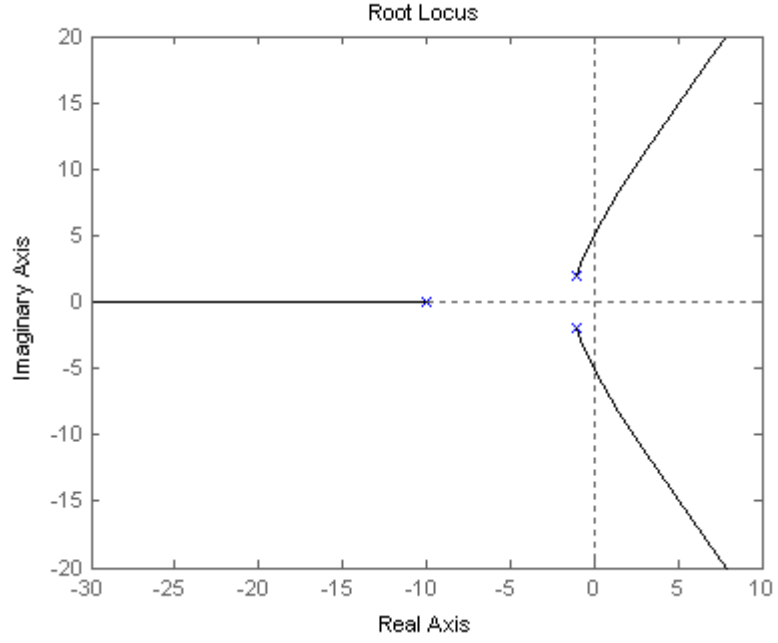
Kontrolcü tipi	Parametreler	Transfer Fonksiyonu
PID	$K_p = ?$ $K_i = ?$ $K_d = ?$	
Elevator Servosu	$A = -0.1$ $\tau = 0.1$	
Uçak dinamikleri	$M_{\delta_e} = -3 s^{-2}$ $M_q = -2 s^{-1}$ $M_\alpha = -5 s^{-2}$	

PID kazançları, çizelge 2.1 ‘de k_{pu} ‘dan hesaplanmaktadır. Root locus eğrisi x eksenini $s = \pm 5.13i$ de kesmektedir. Sistemin kazancı oransal kontrol kullanılıyorken ve sistem uç noktada kararlıyken, büyüklük kriterinden $k_{pu} = 88.7$ bulunur.

$T_u = 2\pi / \omega = 1.22$ çizelge 3.8 P, PI ve PID kontrolcülerin kazançlarını vermektedir.

Şekil 3.12 ise bu kazançlara ait sistemin cevaplarını göstermektedir. Oransal kontrolde kararlı durum steady-state hatası vardır. Sistem, 1 yerine $1 - 0.27 = 0.73$ ‘ de dengeye gelmektedir.

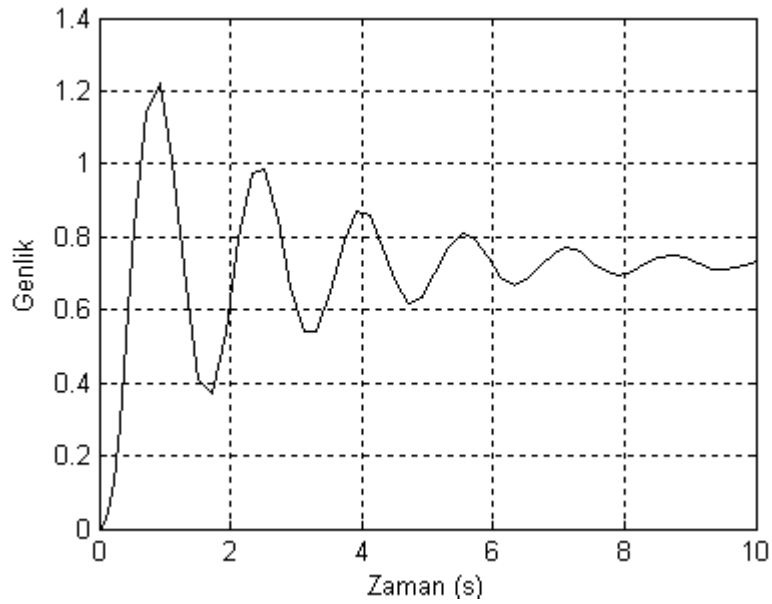
$$K_p = \lim_{s \rightarrow 0^+} G(s) H(s) = \frac{3 \cdot k_p}{(s + 10) (s^2 + 2s + 5)} = 2.66 \quad e_{ss} := \frac{1}{1 + K_p} = \frac{1}{3.66} = 0.27$$



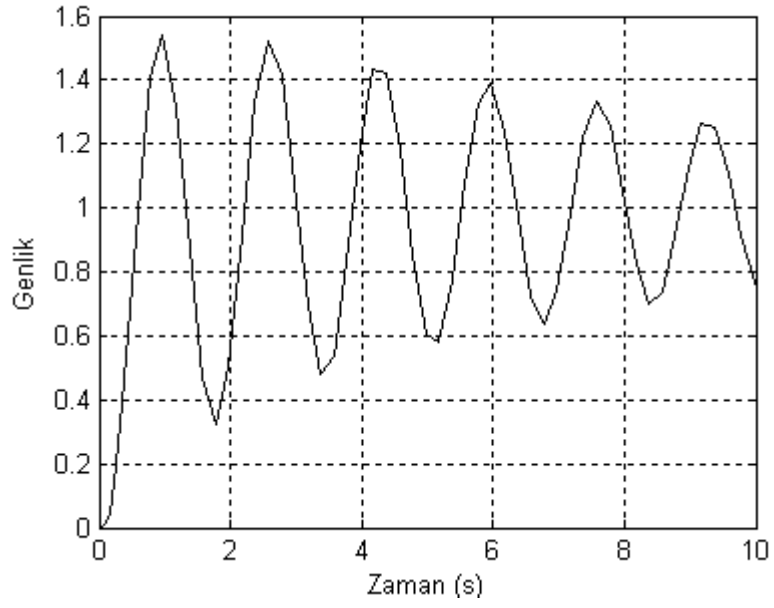
Şekil 3.11 $G(s)H(s)=3/(s+10)(s^2+2s+5)$ 'in root locus eğrisi

Çizelge 3.8 P, PI, PID kontrolcüler için kazançlar (Nelson,1998)

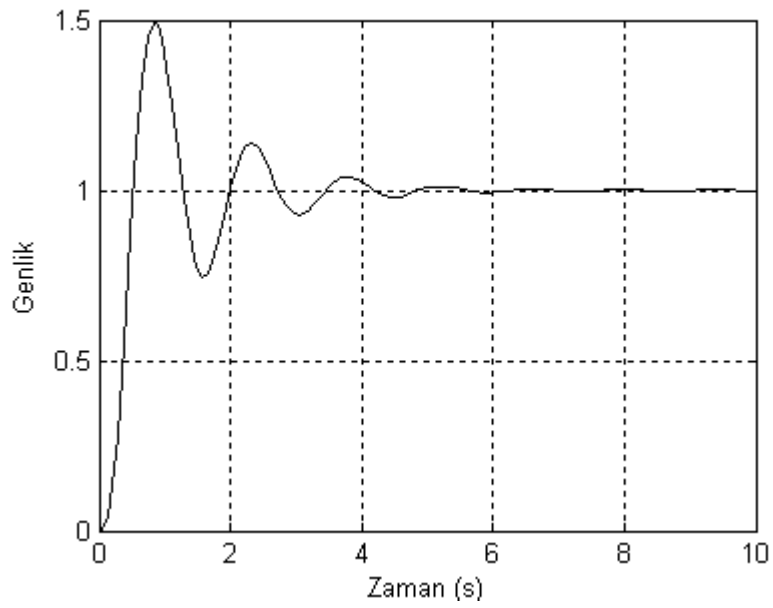
Kontrolcü tipi	Kp	Ki	Kd
P (oransal kontrolcü)	$K_p = -0,5.k_{pu}$ = 44.35		
PI (oransal – integral kontrolcü)	$K_p = 0,45.k_{pu}$ = 39.92	$K_i = 0,45.k_{pu}/0,83.T_u$ = 39.42	
PID (oransal – integral – türev kontrolcü)	$K_p = 0,6.k_{pu}$ = 53.22	$K_i = 0.6k_{pu}/0,5.T_u$ = 87.24	$K_d = 0,6k_{pu}(0.125T_u)$ = 8.12



a) Oransal kontrol (P)



b) Oransal ve integral kontrol (PI)

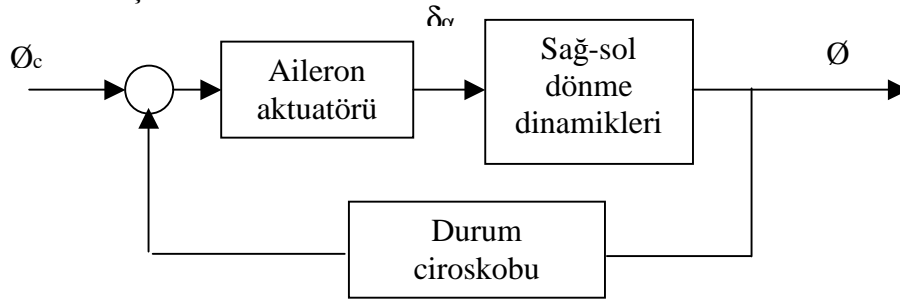


c) Oransal,integral ve türev kontrol (PID)

Şekil 3.12 P, PI, PID kontrolcülü uçuş açısı otopilot için adım (step) girişine sistemin cevapları

3.3.2 Sağa-sola Yatma (Roll) Hareket Otopilotu

Bir uçağın sağa-sola yatma hareketi şekil 3.13 'de gösterildiği üzere kenar açısı (bank açısı) otopilotu tarafından kontrol edilmektedir. Uçak sağa-sola yatma açısı değişimini istenilen seviyede sürdürmektedir. Pratik olarak otopilotu kanatların seviye açılarını (yada $\emptyset = 0$) ayarlama yapacak şekilde tasarlamalıyız. Otopilot, bir karşılaştırma ünitesi, aileron, tahrik elemanı, uçak hareket eşitliği (örn. transfer fonksiyonu) ve uçağın sağa-sola yatma hareketi açısı değişimini ölçecek durum ciroskobundan oluşmaktadır.

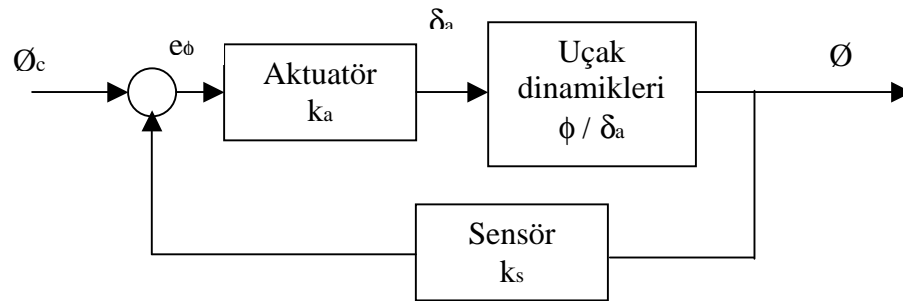


Şekil 3.13 Genel bir sağa-sola yatma hareket kontrol sistemi

Uygulamalı hesaplama (Nelson, 1998) : Aşağıdaki tasarım kriterleri ışığında kanatların seviyesini ayarlayacak bir sağa-sola yatma kontrol sistemi tasarlanacaktır.

$$L_{\delta_a} := 2.0 /s^2 \quad L_p := -0.5 /s$$

Sistem sönüm performansı için sönüm oranı $\zeta = 0.707$ ve sönümsüz doğal frekans $\omega_n = 10$ rad/s dir. Komple sağa-sola yatma (roll) hareket kontrol sisteminin gösterimi şekil 3.14 'dedir.



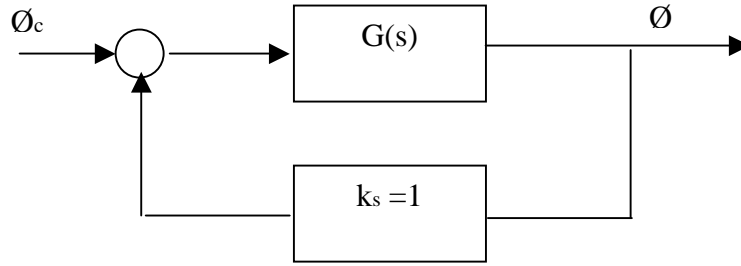
Şekil 3.14 Sağa-sola yatma (roll) hareket kontrol sistemi (Nelson,1998)

Bu uygulama için servo tahrik elemanı ve sensör kazançları sırasıyla k_a ve k_s dir. Basit sağ-sol yuvarlanma hareket değişimi için transfer fonksiyonu $\Delta\phi(s) / \Delta\delta_a(s)$ dir. Bu transfer fonksiyonu aşağıdaki şekilde geliştirilmiştir.

$$\frac{\Delta\phi(s)}{\Delta\delta_a(s)} = \frac{L_{\delta a}}{s(s - L_p)}$$

Bu uygulamada sensörü mükemmel cihaz olarak kabul ettik. Geribesleme yönü şekil 3.15 'deki gibi birim geribesleme olarak gösterilebilir.

$$\begin{aligned} G(s) &:= \frac{\Delta\delta_a(s)}{e(s)} \cdot \frac{\Delta\phi(s)}{\Delta\delta_a(s)} \\ &= k_a \cdot \frac{L_{\delta a}}{s(s - L_p)} \end{aligned}$$



Şekil 3.15 Basit sağa-sola yatma (roll) hareket kontrol sistemi

Geri besleme transfer fonksiyonu idealize edilmiş sensör olarak kabul edilmektedir.

$$H(s) := 1$$

Sonuç olarak geri ve ileri besleme transfer fonksiyonlarını birleştirirsek ;

$$G(s) H(s) = \frac{k}{s(s - L_p)}$$

$$k := k_a L_{\delta a}$$

$$G(s) H(s) = \frac{k}{s(s + 0.5)}$$

Sönüm oranı $\xi=0.707$ bu kontrol sistemiyle başarılabilir. Sistemin kazancı, root locus çizgisinde belirtildiği gibi, orijinden 45° açıyla bir çizgi çizilmesiyle hesaplanabilir. Sönüm oranının $\xi = \cos\theta$ formülü ile hesaplanmaktadır. θ açısı pozitif gerçek eksenden saat tersi yönünde yapılan açı olarak tanımlanır. Bu çizgiyi kesen herhangi bir kök 0.707 sönüm oranına sahiptir. Bu noktadaki kazanç, aşağıdaki büyüklük kriteri tarafından hesaplanmaktadır.

$$\frac{|k|}{|s| |s + 0.5|} = 1$$

$$s = -0.25 + 0.25i \text{ dir.}$$

Büyüklük eşitliğinden s çıkartılır ve her bileşenin büyüklüğü k için hesaplanır.

$$k = 0.0139$$

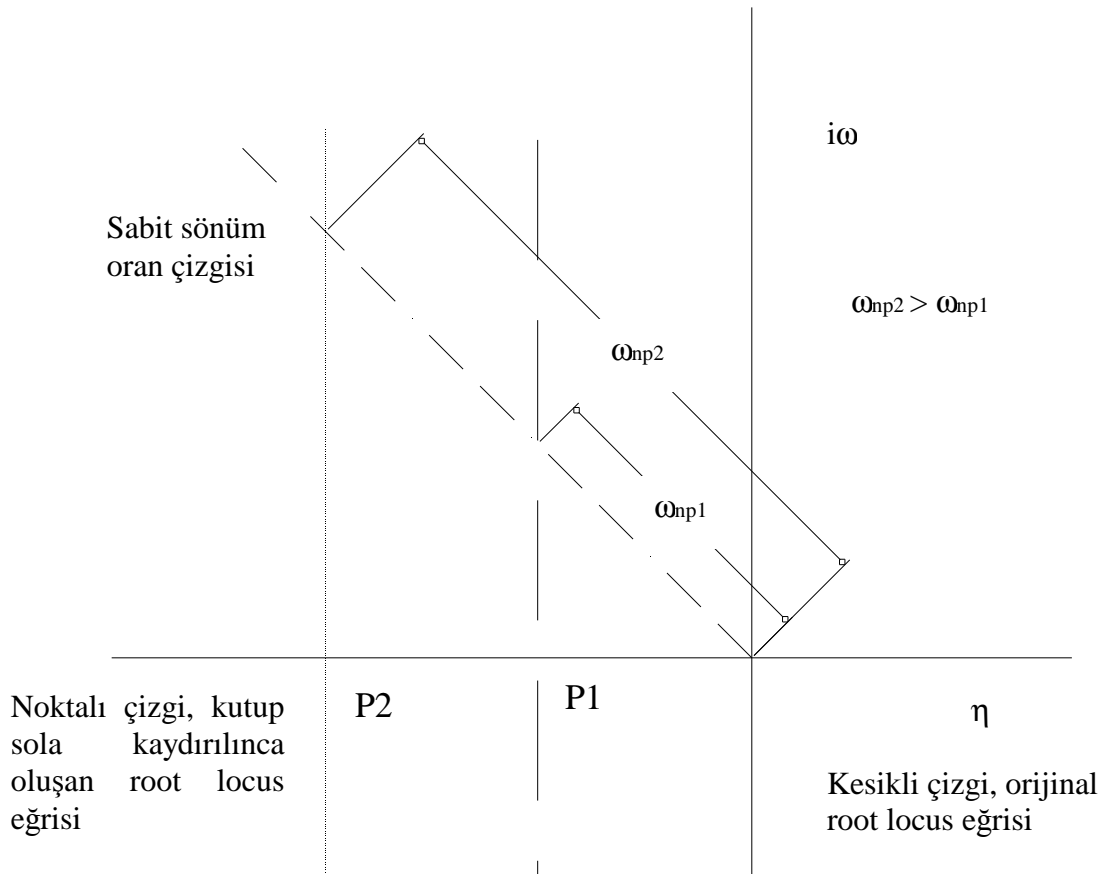
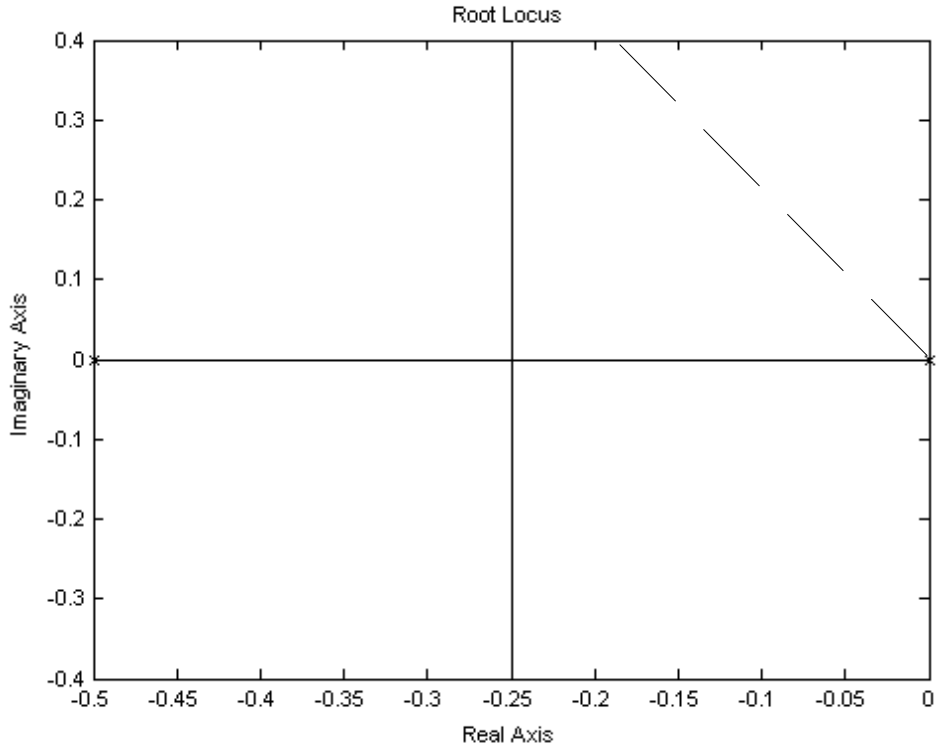
Bu uygulama için şu görülebilir. Bir kazanç seçmek mümkündür. Çünkü sönüm oranı ihtiyacı uygun değerdedir. Bununla birlikte sönümlenmemiş doğal frekans değeri belirtilenden çok düşük değerdedir.

$$\omega_n = 0.35 \text{ rad/sn}$$

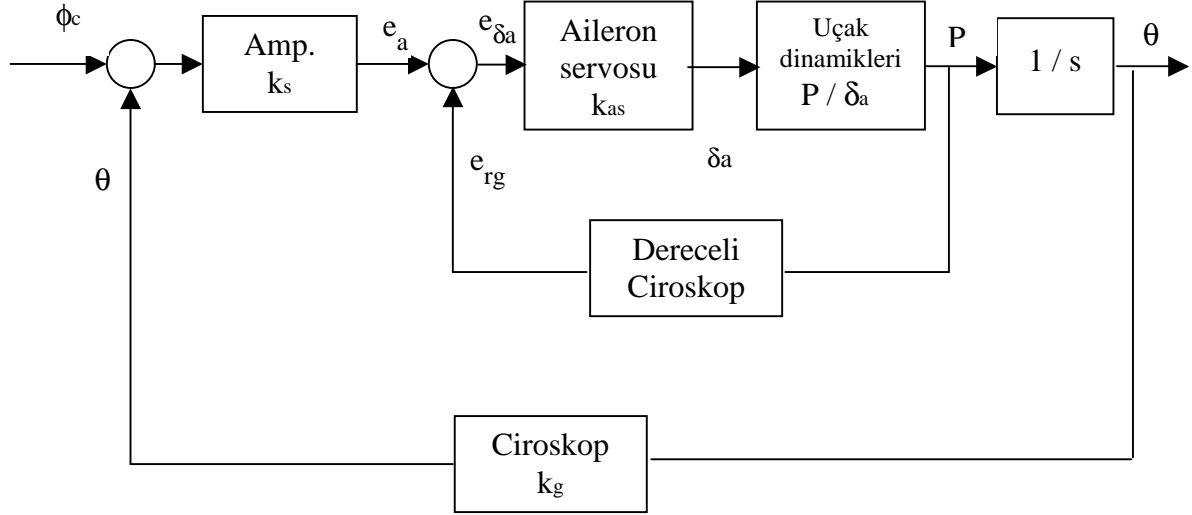
Sönümlenmemiş doğal frekansın orijinden root locus çizgisi üzerine olan çizgiye olan radyal uzaklık olduğunu hatırlayınız. Bu sistemle ilgili problem düşük sağa-sola yatma hareket sönümüne sahip olmasıdır. Eğer sağa-sola yatma hareket kökü L_p negatif yönde daha büyük olsaydı. Root locus eğrisinin dikey asimtotu sola kayardı. Bu durum şekil 3.16 'da noktalı çizgi şeklinde root locus eğrisinde gösterilmiştir.

L_p , sağa-sola yatma hareket sönüm kökü kanat açıklığının bir fonksiyonu olarak görünmektedir. Bundan dolayı uçağın kanat açıklığı artırılarak L_p daha negatif yapılabilir. Bu durum belki pratik olmayabilir ve bu yüzden artırılmış sönüm oranı elde edilmeye ihtiyaç duyulacaktır. Bu şekil 3.17 'deki gibi derece geribeslemesi eklenerek başarılabilir. İç döngü transfer fonksiyonu şu şekilde açıklanabilir :

$$\frac{\Delta p(s)}{\Delta \delta_a(s)} = \frac{L_{\delta a}}{(s - L_p)}$$



Şekil 3.16 $G(s)H(s) = k/s(s+0.5)$ 'in root locus eğrisi



Şekil 3.17 Derece geri beslemeli sağa-sola yatma hareket blok diyagramı

(Nelson, 1998)

Uçak dinamikleri, k_{as} , aileron servosu ve dereceli ciroskop için $k_{rg} = 1$ için iç döngü transfer fonksiyonu :

$$G(s)_{IL} := \frac{k_{IL}}{s + 0.5}$$

$$k_{IL} := k_{as} L_{\delta a}$$

$$H(s)_{IL} := 1$$

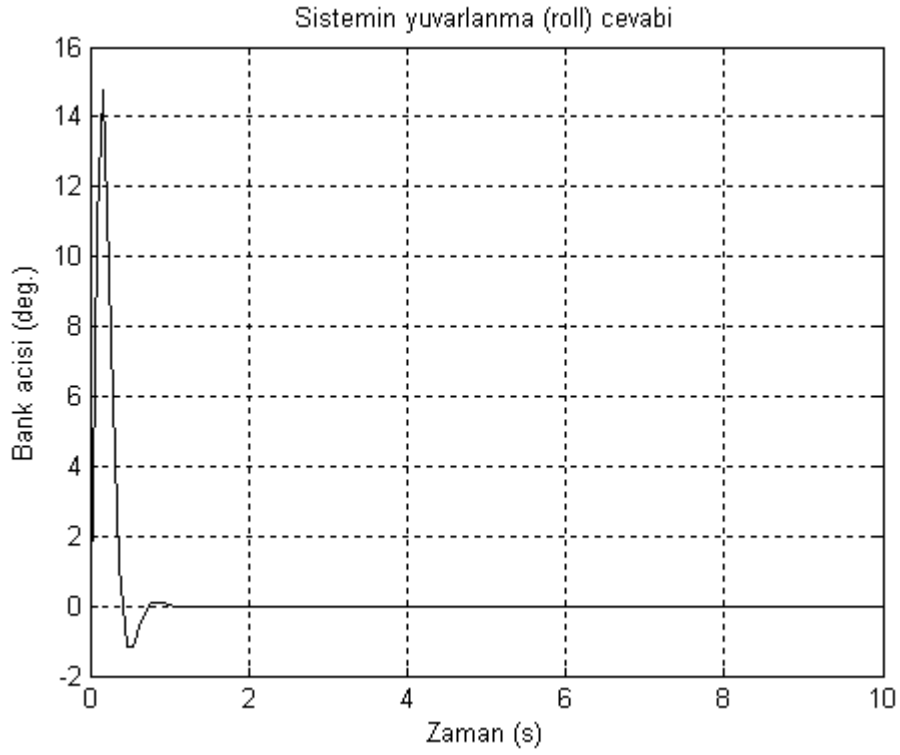
İç döngü transfer fonksiyonu tarafından yer değiştirilirse :

$$\begin{aligned} M(s)_{IL} &:= \frac{G(s)_{IL}}{1 + G(s)_{IL} H(s)_{IL}} \\ &= \frac{k_{IL}}{s + 0.5 + k_{IL}} \end{aligned}$$

İç döngü kazancı, genişlemiş sağ-sol yuvarlanma hareket kökünü daha fazla negatif eksen boyunca kaydırmak için seçilebilir. Eğer iç döngü kökü $s = -14.14$ de olursa root locus eğrisi sola kayacaktır. Bu yüzden istenen sönüm oranı ve sönümlenmemiş doğal frekans, ω_n elde edilmiş olacaktır. Bunun manası, iç döngü kazancı k_{IL} 13.64 'e eşit olması gerektiğidir. Dış döngü için transfer fonksiyonu $G(s)H(s)_{OL}$ şu şekilde tanımlanır.

$$G(s) H(s) = \frac{k_a (13.64)}{s(s + 14.14)}$$

Yükseltici kazancı k_a , 7.33 'e eşittir. Şekil 3.18 , 15° kenar açısı için ilk bozucu etki ile kontrol sisteminin zamana karşı cevabının değişimini göstermektedir. Kontrol sistemi hızlıca kanatların uygun seviyeye gelmesini sağlamaktadır. Bu uygulamada tasarımcı tüm tasarım özellikleriyle karşılaşmıştır. Özel durum olarak ilk duruma dereceli geribesleme döngüsünü ekleyerek hem sönüm oranını hemde sönümlenmemiş doğal frekans özelliklerinin sağlanması gerçekleştirilmiştir.

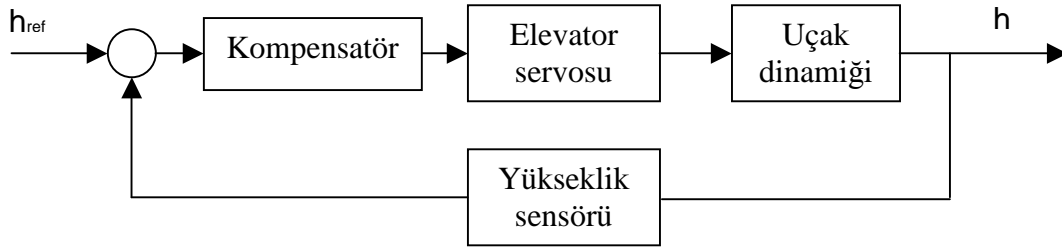


Şekil 3.18 Kontrol sisteminin ilk durum bozucu açı değişimine karşı sağa-sola yatma (roll) açı değişim cevabı

3.3.3 Yükseklik (İrtifa) Kontrol Sistemi

Bir uçağın yüksekliği, yükseklik otopilotu tarafından korunmaktadır. Basitleştirilmiş bir yükseklik kontrol otopilotu şekil 3.19 'da görülmektedir. Temel olarak otopilot uçağın mevcut yüksekliği ile istenilen yükseklik arasındaki farkı sıfır yapmaya çalışır.

Böyle bir otopilotun nasıl çalıştığını ve fonksiyonlarını nasıl gerçekleştirdiğini analiz etmek için şu kabulleri yapmamız gerekir, ilk olarak uçağın hızı bir kontrol sistemi tarafından kontrol ediliyor olmalı, ikinci olarak herhangi bir yatay etki ihmal edilmelidir. Bu sınırlamalar ile sadece hareketin dikey düzlemde olduğu kabul edilecektir.



Şekil 3.19 Yükseklik (irtifa) kontrol sistemi (Nelson, 1998)

Elevator transfer fonksiyonu aşağıdaki şekilde 1. dereceden tanımlanmaktadır.

$$\frac{\delta_e}{e} = \frac{k_a}{s + 10}$$

Uçak dinamikleri için daha önce geliştirilen transfer fonksiyonları kullanılacaktır.

Yükseklik kontrol sistemi için $\Delta h / \Delta \delta_e$ transfer fonksiyonu bulmalıyız. Bu şekil 3.20 'de görülen uçağın tırmanma derecesi, uçuş açısı ve ilerleme açıları arasındaki kinematik eşitlikler çıkarılmaktadır. Şekil 3.20 'den şu ilişkiler çıkarılabilir.

$$\Delta h' = u_0 \sin(\Delta \theta - \Delta \alpha)$$

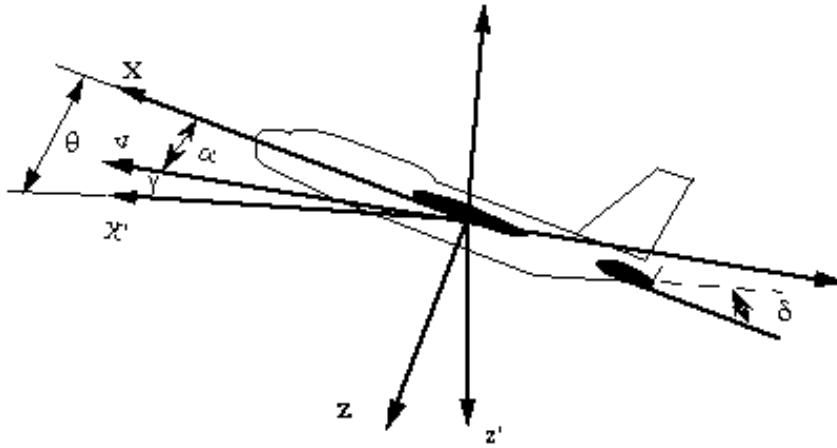
Küçük açılar için eşitlik şu şekilde yazılabilir.

$$\Delta h' = u_0 (\Delta \theta - \Delta \alpha)$$

Şimdi $\Delta h / \Delta \delta_e$ 'i bulunabilir

$$s \Delta h(s) := u_0 (\Delta \theta(s) - \Delta \alpha(s))$$

$$\Delta h(s) := \frac{u_0}{s} (\Delta \theta(s) - \Delta \alpha(s))$$



Şekil 3.20 Tırmanmanın dikey incelemesi için gerekli kinematik ilişkiler

(Internet, 4)

$\Delta \delta_e$ 'e bölerek istenilen transfer fonksiyonu eşitliği elde edilir.

$$\frac{\Delta h(s)}{\Delta \delta_e(s)} := \frac{u_0}{s} \left[\frac{\Delta \theta(s)}{\Delta \delta_e(s)} - \frac{\Delta \alpha(s)}{\Delta \delta_e(s)} \right]$$

$\Delta \theta(s) / \Delta \delta_e(s)$ transfer fonksiyonu $\Delta q(s) / \Delta \delta_e$ 'den şu şekilde elde edilir.

$$\Delta q := \Delta \theta'$$

$$\Delta q(s) := s \Delta \theta(s)$$

$$\begin{aligned} \frac{\Delta \theta(s)}{\Delta \delta_e(s)} &= \frac{1}{s} \cdot \frac{\Delta q(s)}{\Delta \delta_e(s)} \\ &= \frac{A_\alpha + B_\alpha}{s(A_\alpha s^2 + B_\alpha s + C)} \end{aligned}$$

$\Delta\alpha(s) / \Delta\delta_e(s)$ transfer fonksiyonu daha önce çıkartılmıştı.

$$\frac{\Delta\alpha (s)}{\Delta\delta_e (s)} = \frac{A_\alpha + B_\alpha}{s(As^2 + Bs + C)}$$

$\Delta\theta(s) / \Delta\delta_e(s)$ ve $\Delta\alpha(s) / \Delta\delta_e(s)$ transfer fonksiyonun katsayıları çizelge 3.3 'de verilmiştir.

Uygulama (Nelson, 1998) : Bir STOL nakil uçağı direk kaldırma kontrol yüzeyine sahiptir. Bu konvensional ağır kaldırma kanatçıklarından farklıdır. Direk kaldırma kanatçıkları yukarı aşağı dönerek kanadın kaldırma gücünü artırır veya azaltır. Bu örnekte direk kaldırma kontrol yüzeyi kullanarak, yükseklik kontrol sistem tasarımı yapılacaktır. Analizi basitlendirmek için uçağın hızı ve sağa-sola yatma hareket kontrolünün ayrı bir otopilot tarafından kontrol edildiği kabul edilmiştir. STOL uçağının aerodinamik karakteristiği ve yükseklik otopilotunun istenilen performans şu şekildedir.

Z_α ft/s ²	$Z_{\delta f}$ ft/s ²	u_0 ft/s
-560	-50	400

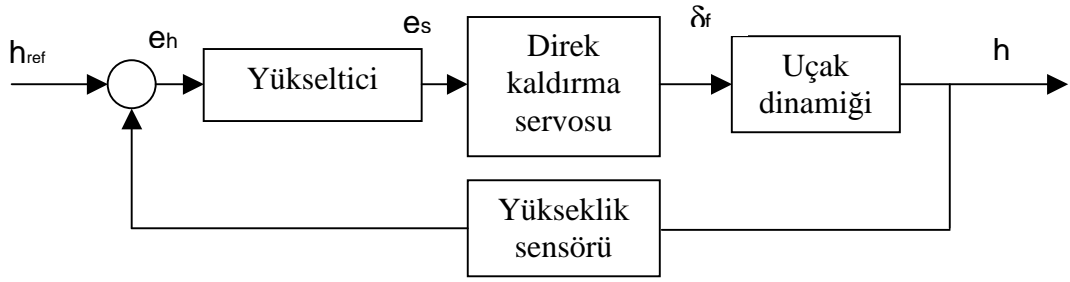
Otopilot performans özellikleri yerleşme zamanı $t_s < 2.5$ s ve sönüm oranı $\xi = 0.6$ olmalıdır.

Uçağın yükseklik kontrolü için potansiyel tasarım konsepti şekil 3.21 'de verilmiştir.

Kontrol sisteminin her elemanın için transfer fonksiyonları çıkartılacaktır. Yükseltici transfer fonksiyonu kazancı, k_a , direk kaldırma servosu 1. derece olarak tanımlandı ve geri besleme yapan, sensör mükemmel olarak kabul edilmiştir.

$$\frac{e_h}{e_s} = k_a$$

$$\frac{\delta_f}{e_s} = \frac{-10}{s + 10}$$



Şekil 3.21 Yükseklik otopilot kontrol şeması (Nelson, 1998)

Uçak dinamikleri için transfer fonksiyonları dikey yön hareket eşitliklerinden çıkartılmaktadır. Uçağın hız ve sağ-sol hareket davranışlarının istenilen değerler için ayrı otopilotlar tarafından kontrol edildiği kabulünü yapmıştık. Dikey yöndeki hareket eşitliği şu şekildedir.

$$\Sigma \text{ Dikey yöndeki kuvvetler} = m \cdot \frac{dw}{dt}$$

$$W + Z = m \cdot \frac{dw}{dt}$$

Değişkenler bir referans değerlerinin değişkenlerine göre açıklanırsa ;

$$W + Z + \Delta Z = m \cdot \frac{d}{dt} (w_0 + \Delta w)$$

Fakat $W + Z_0 := 0$ ve $w_0 := 0$ seviye uçuş eşitliği için ;

$$\Delta Z := m \Delta w'$$

Aerodinamik kuvvet ΔZ 'in değişimi sadece Δw 'in ve $\Delta \delta_f$ 'in bir fonksiyonu olarak kabul edilmektedir.

$$\Delta Z := \frac{dZ}{dw} \cdot \Delta w + \frac{dZ}{d\delta_f} \cdot \Delta \delta_f$$

Diferansiyel eşitlikleri çıkartarak ;

$$\dot{\Delta w} = Z_w \Delta w + Z_{\delta_f} \Delta \delta_f$$

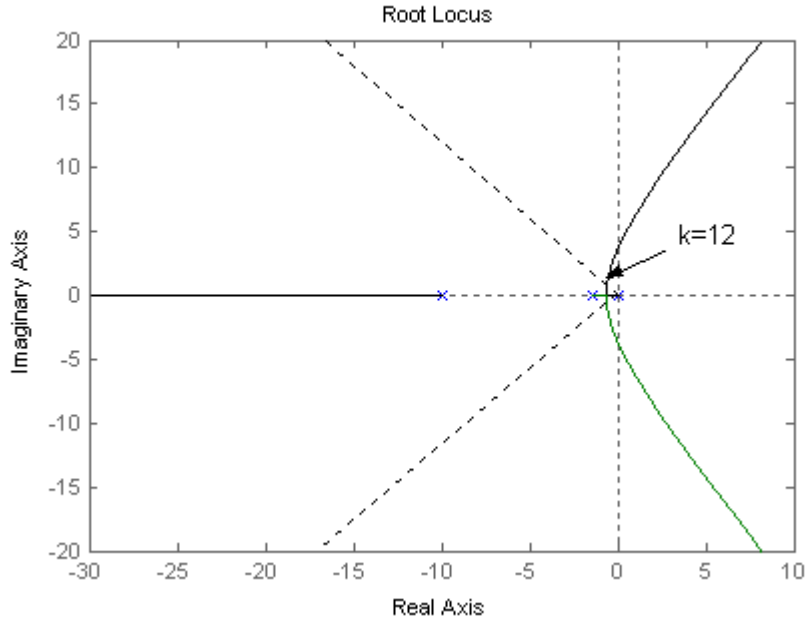
$$Z_w = \frac{\partial Z / \partial w}{m} = \frac{1}{u_0} \cdot \frac{\partial Z / \partial (w/u_0)}{m} = \frac{1}{u_0} \cdot Z_{\alpha}$$

$\Delta h / \Delta \delta_f$ transfer fonksiyonu şu şekilde elde edilebilir.

$$\frac{\Delta w(s)}{\Delta \delta_f(s)} = \frac{Z_{\delta_f}}{s - Z_w}$$

$$h = -\Delta w$$

$$\frac{\Delta w(s)}{\Delta \delta_f(s)} = \frac{-1}{s} \cdot \frac{Z_{\delta_f}}{s - Z_w}$$



Şekil 3.22 $G(s)H(s) = k/s(s+1.4)(s+10)$ yükseklik kontrol sisteminin root locus eğrisi

STOL nakil uçağı için aerodinamik dataları çıkartılarak ;

$$\frac{\Delta h(s)}{\Delta \delta_f(s)} = \frac{-50}{s(s+1.4)}$$

İleri yön tranfer fonksiyonu ;

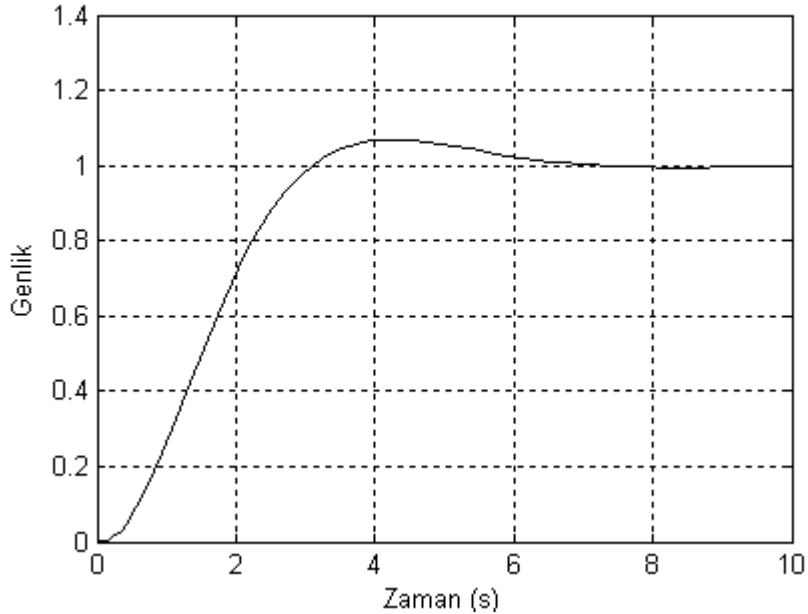
$$G(s) := \frac{k}{s(s+1.4)(s+10)}$$

$$k = k_a(-10)(-50) = 500.k_a$$

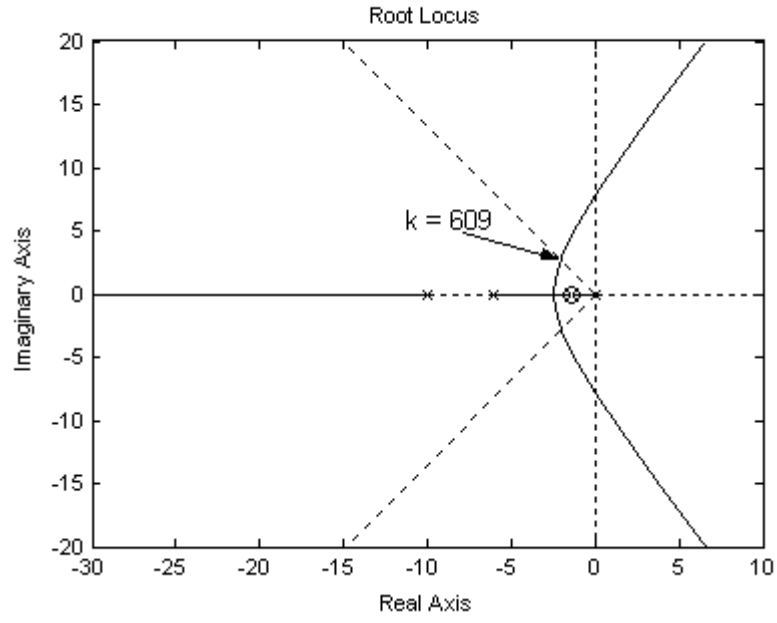
$G(s)H(s)$ 'in root locus eğrisi şekil 3.22 'de görülmektedir. Her ne kadar istenilen sönüm oranı $\xi = 0.6$ başarlısa da yerleşme zamanı 2.5 sn. 'den büyüktür. Yükseklik için kapalı kontrol sisteminin birim basamak girişe cevabı şekil 3.23 'de görülmektedir. Sistemin performansını geliştirmek için bazı çeşit kompanzasyona ihtiyaç vardır. Bir öncü devre ileri yön kompanzasyonu sistemin performansını iyileştirmede kullanılabilir. Şekil 3.24 sistemin kompanzasyonlu root locus eğrisidir.

$$T.E = \frac{s+a}{s+b} \quad a < b$$

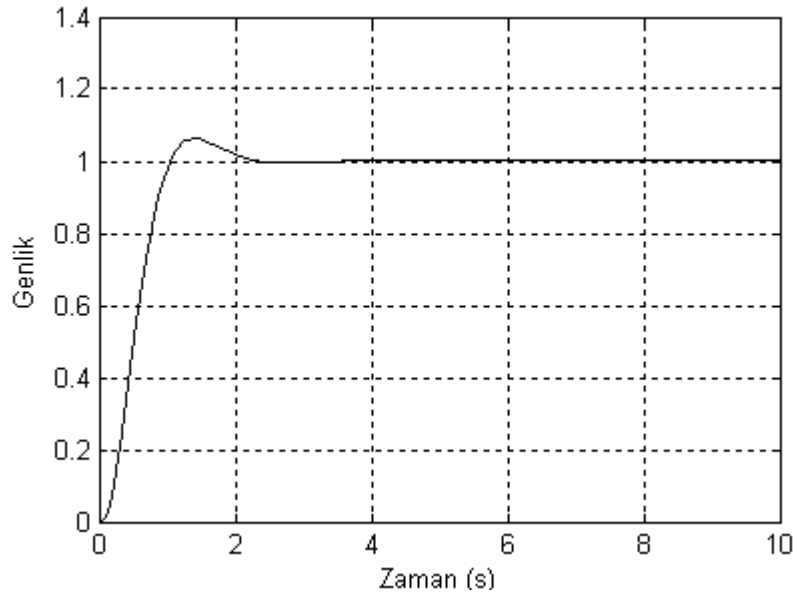
Öncü devrenin sıfırı sadece kutubun soluna $s = -1.4$ 'de yerleşmiştir. Öncü devreden dolayı root locus eğrisi sönümsüz sisteme göre sola kaymıştır. Sönümlü sistem için hem sönüm oranına hamde yerleşme zamanı hedefimize ulaşmaktayız. Şekil 3.25 sistemin kompanzasyonu yapılmış sistemin birim basamak fonksiyonuna cevabını göstermektedir.



Şekil 3.23 Yükseklik kontrol sisteminin birim basamak adım girişine cevabı



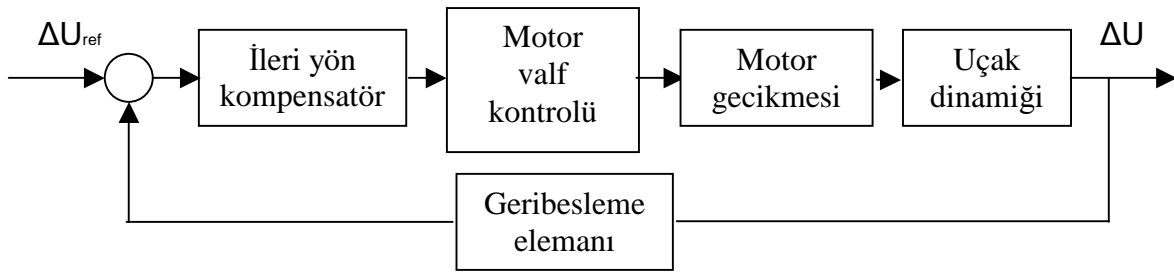
Şekil 3.24 Kompanze edilmiş yükseklik kontrol sisteminin root locus eğrisi



Şekil 3.25 Kompanze edilmiş yükseklik kontrol sisteminin birim basamak adım girişine cevabı

3.3.4 Hız Kontrol Sistemi

Uçağın ileri yön kontrolü itme sistemindeki değişim vasıtasıyla kontrol edilmektedir. İstenilen uçak hızı bu sayede istenilen seviyede sürdürülmektedir. Bu ise motor nozulunun kapağının açılıp kapatılmasıyla itmeyi kontrol etmektedir. Şekil 2.26 basit hız kontrol sisteminin tanımlanmasıdır. Sistem bileşenleri ; kompensatör, motor nozulu, uçak dinamikleri ve geri besleme elemanlarıdır. Bu elemanlar hızla birlikte aynı zamanda uçağın ivmesinide kontrol etmektedir.



Şekil 3.26 Hız kontrol sistemi blok diyagramı (Nelson,1 998)

Uygulama (Nelson, 1998) : STOL nakil uçağı için hız kontrol otopilot performans karakterlerinin incelenmesi ; valf servosu, motor gecikmesi ve ileri yön kompanzasyonu ve geribesleme elemanları için transfer fonksiyonları :

$$G_{\text{valf}}(s) = \frac{10}{s + 10}$$

$$G_{\text{motorgec}}(s) = \frac{1}{s + 0.1}$$

$$G_c(s) = 1 + \frac{0.1}{s} = \frac{k_a(s + 0.1)}{s}$$

$$H(s) = 10s + 1$$

Uçak dinamikleri uzun periyot yaklaşımı yapılarak hesaplanmaktadır.

$$X_{\dot{\alpha}} = 0.038 \frac{\text{ft} \cdot \text{deg}}{\text{s}^2} \quad Z_{\dot{\alpha}} = 0$$

Bölüm 3’de kısa periyot yaklaşım ile geliştirilen uçağın transfer fonksiyonu aşağıdaki formdadır ;

$$\frac{\Delta u}{\Delta \delta_r} = \frac{0.038s}{s^2 + 0.039s + 0.053}$$

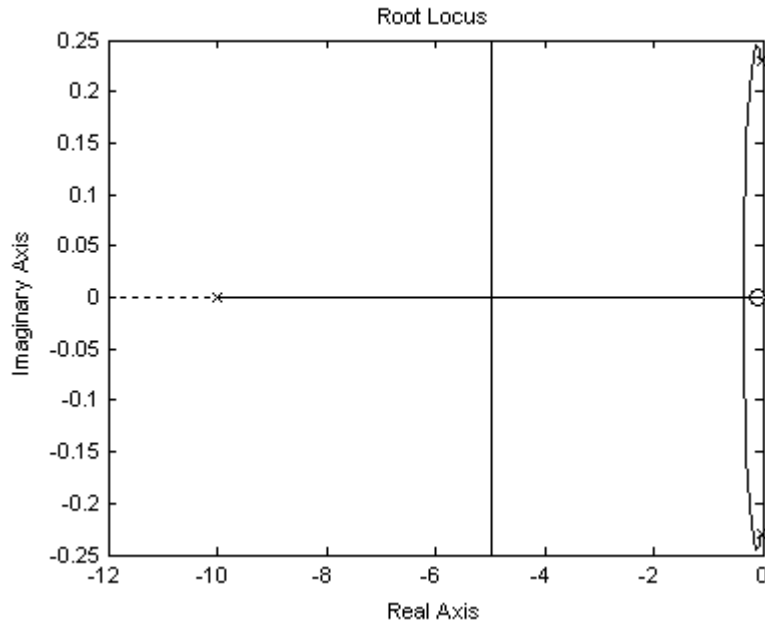
Bu otopilotta geribesleme yönü için hem ivme hemde hız değişimlerinin ikisi içinde kullanılmıştır. Geri besleme transfer fonksiyonu aşağıdaki gibidir.

$$H(s) = 10s + 1$$

Uçağın hız kontrol sisteminin, komple transfer fonksiyonu şu şekildedir ;

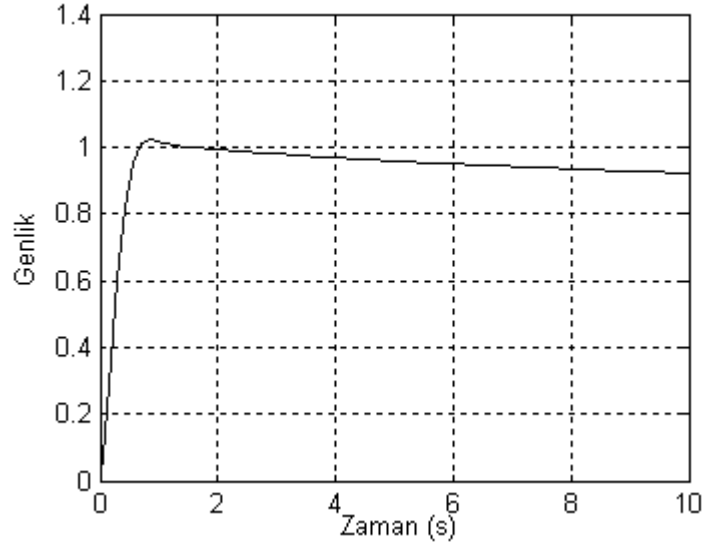
$$G(s) H(s) = \frac{3.8k_a \cdot (s + 0.1)}{(s + 10) \cdot (s^2 + 0.039s + 0.053)}$$

Şekil 3.27 ‘de kapalı transfer fonksiyonun root locus eğrisi verilmiştir. Şekil 3.28 birkaç farklı yükseltici k_a kazancı için birim basamak girişine sistemin vereceği cevapları göstermektedir.

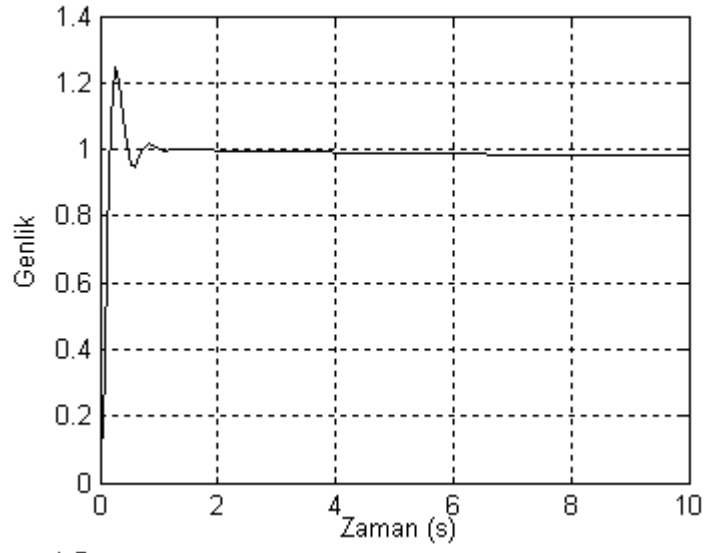


Şekil 3.27 $G(s) H(s) = \frac{3.8k_a (s + 0.1)}{(s + 10) (s^2 + 0.039s + 0.053)}$ in transfer fonksiyonunun
root locus eğrisi

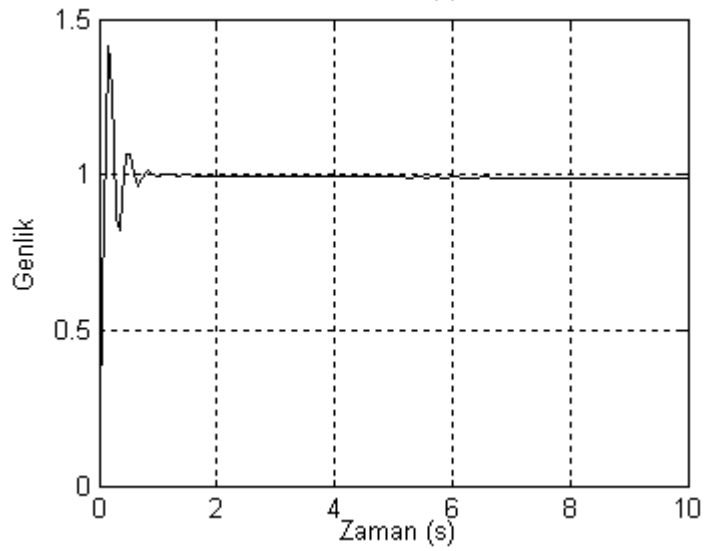
a) Kazanç $k_a=10$



b) Kazanç $k_a=40$



c) Kazanç $k_a=100$

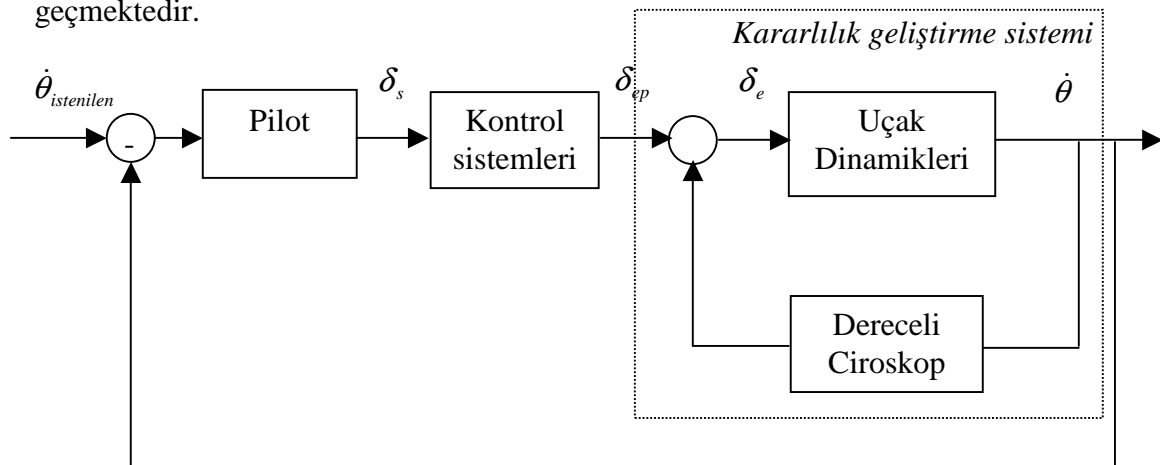


Şekil 3.28 Farklı kazanç değerleri için hız kontrol sisteminin basamak giriş cevapları

3.4 Kararlılık Geliştirme Sistemi

Bir uçağın istenilen uçuş kalitesine sahip olması için yapay uçuş kararlılığını geliştirmek gerekmektedir. Bu fonksiyonu gerçekleştiren kontrol sistemlerine kararlılık geliştirme sistemleri, SAS (Stability augmentation systems) olarak adlandırılmaktadır.

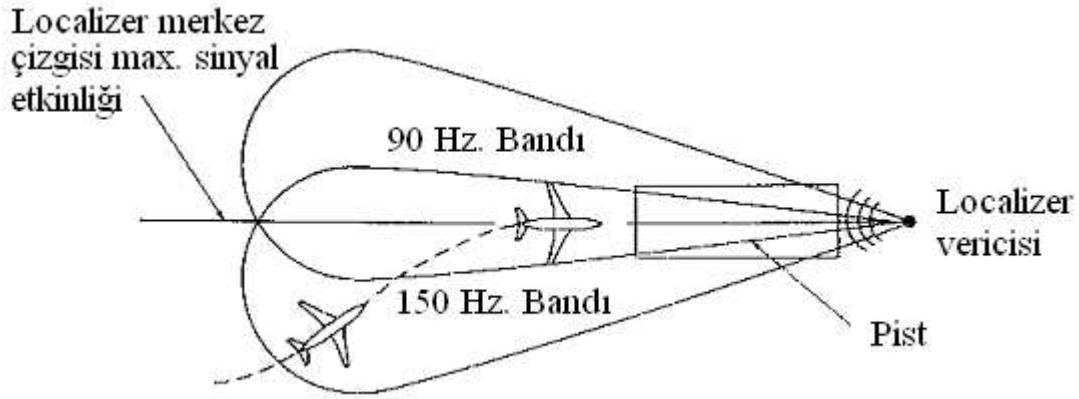
Uçağın yapısal kararlılığı aerodinamik kararlılık türevlerine bağlıdır. Türevlerin büyüklüğü uçağın yatay ve uçuş hareketlerinin sönüm ve frekans değerlerinin her ikisini birden etkilemektedir. Bundan dolayı kararlılık türevleri uçağın aerodinamik ve geometrik karakteristik özelliklerinin birer fonksiyonudur. Özel bir uçuş rejimi, istenilen uçuş kalitesine sahip bir tasarımla mümkün hale gelmektedir. Düzlemsel uçuş kararlılık katsayıları yatay kuyruk hacminin bir fonksiyonudur. Tasarımlarda kuyruk genişliğini ve yerleşimini seçme hakkına sahibiz. $C_{m\alpha}$, C_{mq} uçağın kısa-periyot modu için uygun sönüm ve frekans değerlerini sağlamaktadır. Baştan sona geniş bir uçuş için uçağın durumundaki değişikliklere (flap hareketleri, iniş takımlarının pozisyon değişikliği v.s.) bağlı olarak yada Mach ve Reynold katsayılarının kararlılık katsayıları üzerindeki etkilerinden dolayı kararlılığın değişmesi beklenmelidir. Çünkü uçuş esnasında uçak bir çok farklı konumda olacağı için kararlılık türevleride bu hareketlere bağlı olarak değişecektir. Kararlılık türevlerinin değişimi uçuş kalitesini de değiştirecektir. Bundan dolayı tüm uçuş değişimleri esnasında uçuş kalitesini istenilen seviyenin üzerinde tutmak durumundayız. Bunu başarmamızın yolu kararlılık kontrol sistemlerinin kullanımından geçmektedir.



Şekil 3.29 Dereceli cirooskop geribeslemeli kararlılık geliştirme sistemi

3.5 Otomatik İniş Sistemi (ILS)

Otomatik iniş sistemi ILS (Instrument of Landing System) yardımıyla uçak görüş alanının kısıtlı olduğu durumlarda güvenli bir şekilde iniş gerçekleştirmektedir. Bu sistem, yer üssü sinyal verici merkez tarafından gönderilen sinyallerin pano yardımıyla değerlendirilip bulutlu ortamlarda sanal bir rota çizerek pilota rehberlik etmesini sağlamaktadır. Tamamen otopilot kontrollü uçaklarda ise bu durumun bütün safhalarını yaklaşma, iniş açısını ayarlayıp inişe geçme ve yere güvenli dokunma işlemlerini otopilot sistemi gerçekleştirmektedir.

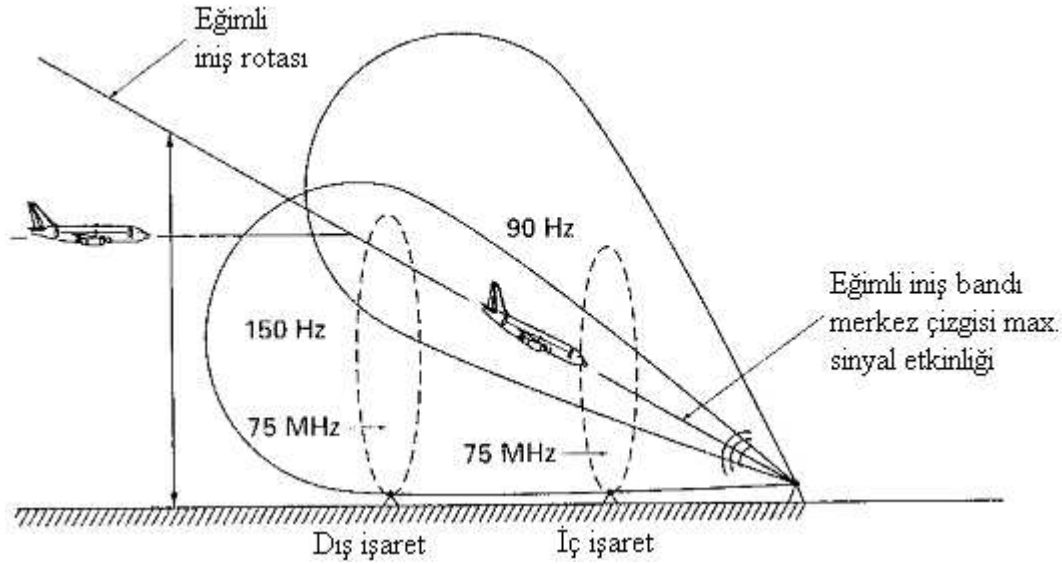


Şekil 3.30 Yörünge merkezleme sistemi

Otomatik iniş sistemine geçmeden önce ILS cihazının fonksiyonu incelenecektir. ILS' in arkasındaki temel fikir uçağa rehberlik edip onu yatayda ve dikeyde uçağın ineceği piste karşı uçağı düz bir hale getirmektir. Yörünge çubuğu uçağı pist çizgisi üzerinde sabit bir şekilde tutmaktadır. Bu üretilen azimuth sinyalleri ile başarılmaktadır. Alınan sinyaller elektronik pano üzerinde yörünge alıcı ile denetlenmektedir. Verici 108-112 MHz. arasında sinyal üretmektedir. Azimuth rehber sinyalleri 90 Hz. lik sol tarafa yönlendirilen bir sinyal ile 150 Hz. lik sağ yöne doğru yönlendirilen bir sinyalin birleştirilmesiyle oluşturulmaktadır. (Şekil 3.30) Eğer uçak doğru olarak planlanan pist çizgisi üzerinde ise birleştirilen her iki sinyal eşit büyüklükte ölçülecektir. Eğer uçak pist çizgisinin sağında ise 150 Hz. lik sinyal 90 Hz. lik frekansa göre daha kuvvetli oranda ölçülecektir.

Bu frekans farklılığı ILS sistemindeki alıcı ile otomatik olarak ölçülüp, farklılık göstergede normal denge çizgisinin sağında dikey bir çubuk ile pilota iletilecektir. Yine aynı şekilde uçak pistin solunda ise 90 Hz. lik frekans kuvvetli ölçülecektir ve ILS göstergesi uçağı pist çizgisinin solunda temsili bir çubuk ile göstermek suretiyle pilotu bilgilendirecektir. Tam otomatik otopilot sistemlerinde, bu ayarlama pilot tarafından değil otopilot sistemi tarafından kusursuz bir şekilde gerçekleştirilmektedir.

Eğimli iniş yolu bölgesi, pist üzerinde konumlanmaktadır ve bu bölge için 329.3 - 335.0 MHz. arasında bir frekans yayımlamaktadır. Bu frekansın amacı uçağı önceden belirlenen iniş yolu üzerinde rehberlik edip güvenli inişini gerçekleştirmektir. İniş eğim açısı genellikle yatayla $2.5 - 3^\circ$ açığı sahiptir. Şekil 3.31 bu eğim yolunu açığı biraz abartılı olarak göstermekle birlikte detaylı açıklamaktadır.



Şekil 3.31 Uçak eğimli iniş sistemi

Taşıyıcı frekans üzerine iki adet sinyal bindirilerek yörünge belirleyicinin uçağın doğru eğim yolu üzerinde veya altında olduğunu gösteren hata sinyali oluşturulur. Bu hata sinyali ILS göstergesinde aşağı yukarı doğru kayabilen yatay çubuk ile temsil edilmek suretiyle pilota uyarı iletilmektedir. İki adet işaretleyici uçağı yörüngede tutmaktadır. İlk işaretleyici pist başlangıcından 4 deniz mili uzaklık mesafede konumlanmaktadır. İkinci işaretleyici ise pist başlangıcından 3500 ft.

mesafede konumlanmaktadır. Her iki işaretleyici de dikey olarak 75 Mhz. frekansda sinyal üretmektedir. Sinyaller kodlanmaktadır. Uçak bu sinyallerin üzerindeki doğrultudan geçtiklerinde pano üzerindeki alıcı ile bu sinyaller tespit edilmektedir. Sinyaller yakalandığında pilot sesli ve görsel olarak ikaz edilmektedir.

Görüntünün zayıf olduğu durumlarda Pilot ILS'i şu şekilde kullanmaktadır. Pilot, iniş için uçağın seyir uçuş yüksekliğini yerden 1200 ft. yüksekliğe çekmelidir. Bu başarıldıktan sonra uçak pistten en az 6 deniz mili mesafede yörünge ayarlayıcısına rastlamaktadır. Pilot bu sinyalleri kullanarak uçağın doğrultusunu pist merkez yörüngesine oturtmalıdır. Uçak dış yörünge işaretleyicisine rastladığında, eğimli uçak yörünge sinyalleri alınmaktadır. Uçak son yaklaşma noktasına gelince pilot ILS deki yatay ve dikey gösterge çubuklarını izleyerek uçağa yön vermelidir.

ILS sistemi, uçağın piste dokunması için rehberlik yapmaz. Bunu pilot, ILS göstergesinden vede dışarı bakmak suretiyle pisti görerek bir iniş referans yolu izlemelidir. Bu işlem pilot için 5-6 sn. sürmektedir. Pilot bunu pistten yeterli bir yükseklikte gerçekleştirmelidir. Eğer pist görünmüyorsa daha fazla ileri gidilemeyeceği için pilot bu iniş işlemini iptal etmelidir. Buna önceden belirlenen karar yüksekliği de denilmektedir.

İniş işleminin pilot ile görsel çizgi yardımı olmadan yapılmasını istiyorsak otomatik iniş sistemi kullanılmalıdır. Bu sistem yörünge belirleyicisi ve eğimli iniş yolu sinyalleri ile uçağı seçilen yükseklikten alıp seyir yüksekliğini kademe kademe azaltıp piste dokundurmakta. Otomatik iniş sistemi (autoland) birkaç otomatik kontrol sisteminin bileşiminden oluşmaktadır. Bunlar yörünge belirleyici ve eğimli iniş yolu birleştirici sistemi, yükseklik ve uçak hız kontrol sistemi ve otomatik piste dokunuş (auto flare system) sistemleridir.

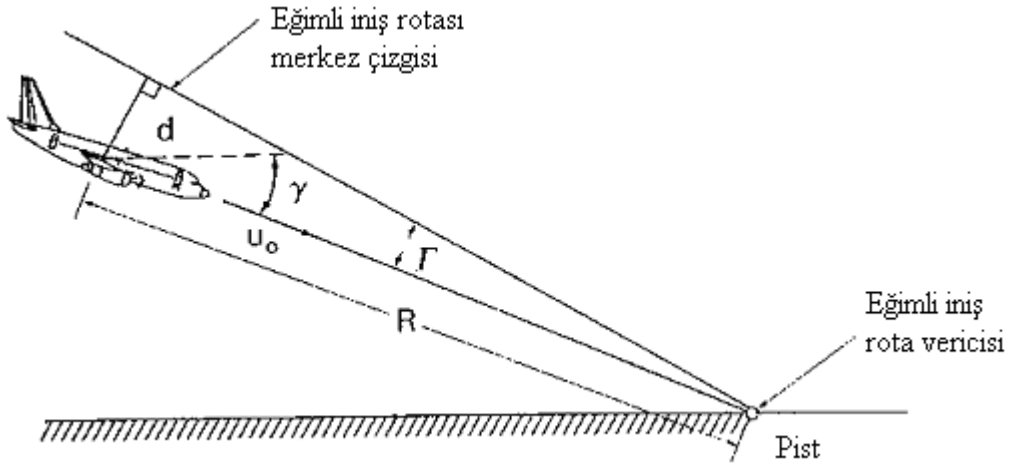
Şekil 3.32 uçağın piste doğru seyrini göstermektedir. Uçak istenilen eğimli rotanın altında gözükmektedir. İstenilen eğimli rotadan uçağa dik olan normal mesafe farkı d olarak tanımlanmaktadır. Γ , iniş noktasına göre istenilen eğim noktası ile uçağın rotası arasındaki açı farkı olarak tanımlanmaktadır. R , eğim rota vericisinin uçağa olan dik mesafesidir. Uçağı eğimli iniş rotası üzerinde tutmak için Γ açısı sıfır yapılmalıdır.

$$d = u_0 \cdot \sin \gamma = u_0 \cdot \gamma$$

$$\frac{\gamma}{d} = \frac{u_0}{57.3s} \left[\frac{\text{derece}}{\text{ft \& metre}} \right]$$

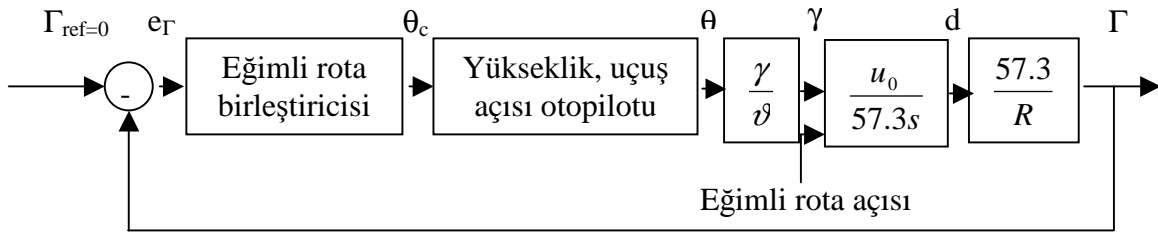
$$\tan \Gamma = \frac{d}{R}$$

$$\Gamma = \frac{d}{R} \text{ yada } \frac{\Gamma}{d} = \frac{57.3}{R} \left[\frac{\text{derece}}{\text{ft. \& metre}} \right]$$



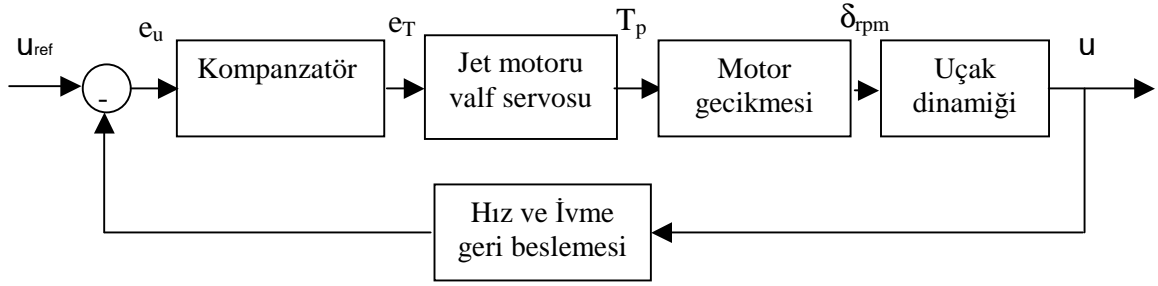
Şekil 3.32 Eğimli rota üzerindeki uçağın konumu

Uçağı bu eğimli iniş rotası üzerinde tutma fonksiyonunu gerçekleştirecek otopilot tasarım fikri Şekil 3.33 'de detaylı bir şekilde gösterilmektedir. Γ ve d için transfer fonksiyonları yukarıda matematiksel olarak ifade edilmiştir.



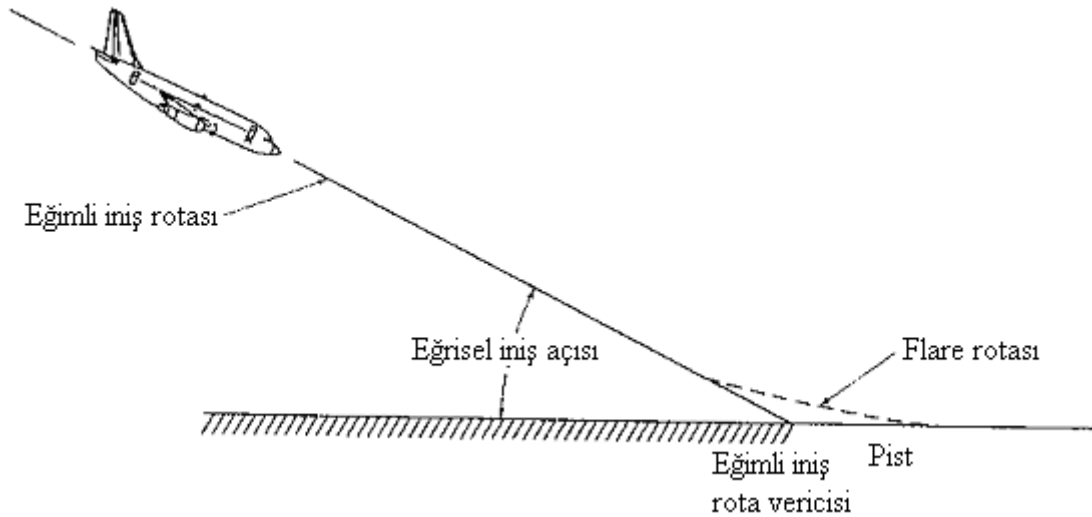
Şekil 3.33 Otomatik eğimli rota kontrol sistemi (Nelson, 1998)

Uçağın alçalması esnasında, uçağın uçuş açısı ve hızında kontrol edilmelidir. Uçuş açısı kontrol sistemi daha önce bölüm 3.4 ve 3.4.1 de detaylı açıklanmıştır. Şekil 3.34 'de gösterilen otomatik hız kontrol sistemi uçağın iniş boyunca sabit hızda uçmasını sağlamaktadır. Uçak hızı jet motorlarındaki kısma valfleri ile oransal olarak denetlenmektedir.



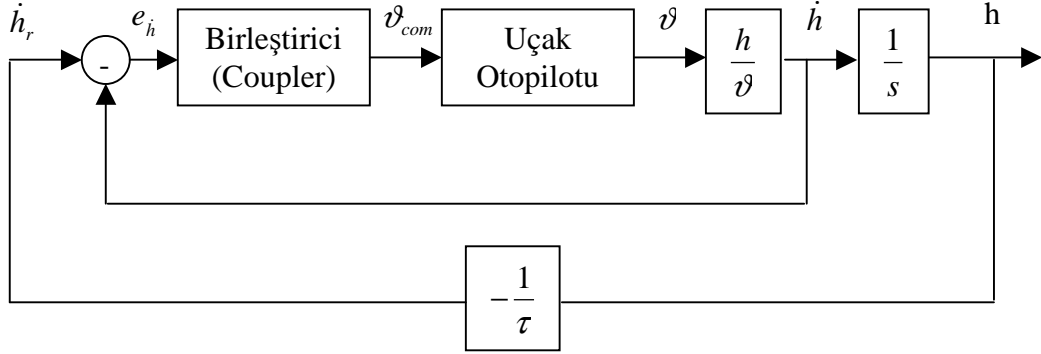
Şekil 3.34 Otomatik hız kontrol sistemi

Sonuç olarak uçak piste iniş için çok yaklaştığında, eğimli iniş rotası devre dışı bırakılarak, uçak flare manevrasına geçirilmelidir. (Şekil 3.35) Flare manevrasının amacı dikey alçalma oranını azaltarak, uçağın yere teması esnasındaki çarpma enerjisini en az seviyeye düşürmektir.



Şekil 3.35 Flare manevrası

Otomatik Flare kontrol sistemi aşağıda Şekil 3.36 'da detaylı bir şekilde açıklanmıştır.



Şekil 3.36 Otomatik flare kontrol sistemi

Yük azaltma aktif kanat kontrolü ile tasarımcı kanadın eğilme momentlerini düşürebilir. Aktif kontrol kanat tasarım yükünü azaltma ile tasarımcı kanadın mesafesini artırabilir yada kanadın ağırlığını düşürebilir. Kanat mesafesini genişletme işlemi ile kanatların aerodinamik etkileri artırılabilir. Bu işlem kaldırma/sürtünme oranını artırmaktadır. Aerodinamik etkinin artırılması ve kanat genişliğinin düşürülmesi daha kaliteli uçuş ve daha az yakıt sarfiyatı sağlar.

Kararlılık geliştirme sistemi uçağın hiçbir özelliğini düşürmeden, yüksek kalitede uçuşun gerçekleşmesini sağlar. Eğer yatay ve dikey kuyruk kontrol yüzeyleri aktif kontrol sistemi dahilinde ise kuyruk alanı daraltılabilir. Statik kararlılığın düşürülmesi daha az sürtünme kuvvetinin etkimesini sağlayacaktır. Daha küçük kuyruk alanı kombinasyonu ile azaltılmış statik kararlılık, kuyruğa daha az sürtünme kuvveti etkimesini sağlayarak uçağın performans karakterini geliştirecektir.

Kanat alanı aktif kontrolü diğer yönden uçuş vuruntusunda etkili olmaktadır. Kanat, kuyruk, uçak gövdesi ve kontrol yüzeyleri yapılarında vuruş kendini göstermektedir. Vuruntunun sebebi, yapısal titreşimler ve uçuş esnasında uçağa etkileyen aerodinamik kuvvetlerdir. Aktif kontrolcülü otomatik kontrol sistemlerinin tasarımı, yapısal titreşim kontrolü ile vuruşun önlenmesinde önemli rol oynayacaktır.

4. MODERN KONTROL TEORİSİ

Bölüm 3’de geribesleme kontrol sistemlerinin tasarımı, root locus tekniği kullanılarak gerçekleştirilmiştir.

Bu bölümde modern kontrol teorisi incelenecektir. Bu teorinin uygulaması da incelenip, sistem üzerindeki avantajları tespit edilecektir. Geçen on yılda yüksek hızlı bilgisayarların gelişimiyle kontrol sistem tasarımına yeni bir yaklaşım getirildi. Bu yaklaşım genel olarak modern kontrol teorisi olarak adlandırılmaktadır ve kontrol sistemlerine daha çok sistematik faydalar getirmiştir. Modern kontrol sistemleri, 1. derece diferansiyel eşitlikler olarak tanımlanmaktadır. Problemler bu durum içerisinde formülize edildikten sonra, kontrol sistem tasarımcısı karmaşık kontrol problemleri dijital bilgisayarlarda çözebilmektedir. Modern kontrol sistemlerinin diğer bir avantajı ise optimizasyon tekniklerinin optimal kontrol sistemlerinin tasarımına uygulanabilir olmasıdır. Bu teorinin tamamen anlaşılması için matris cebirinin de çok iyi bilinmesi gerekmektedir.

4.1. State - space Modelleme

Kontrol sistemleri analizine ve tasarımına, state-space sistem yaklaşımı zamana bağlı bir tanımlama metodudur. Daha önce çıkarttığımız hareket eşitlikleri kolaylıkla state – space formunda yazılabilmektedir. Bu durum değişkenlerinin kontrol problemlerine uygulanması modern kontrol teorisi olarak adlandırılmaktadır. Durum değişkenleri analiz edilen sistem dinamiklerini yöneten 1. derece diferansiyel eşitliklerdir. Herhangi bir yüksek dereceden diferansiyel eşitlikler, 1. derece diferansiyel eşitliklere göre ayarlanabilmektedir.

Matematiksel olarak, durum değişkenleri ve durum eşitlikleri tamamen sistemi tanımlamaktadır. Sistemin durum değişkenleri , $x_1(t) . . . x_n(t)$ min. değişkenlerin takımıdır ve t_0 anında ve girişle birlikte bilinmesi, herhangi bir başka zamanda $t > t_0$ sistemin durumunu hesaplamak için yeterli olacaktır. Durum değişkenleri sistemin çıkışı ile karıştırılmamalıdır. Bir çıkış değişkeni ölçülebilir ama durum değişkenleri her zaman bu durumu beslemez. Çıkış durum değişkenlerinin bir fonksiyonu olarak tanımlanır.

İlk olarak fiziksel sistem bir diferansiyel eşitlikler takımına indirgenmelidir. Eşitlik uygun matris formunda yeniden yazılmalıdır.

$$\dot{x}^* = Ax + B\eta \quad (4.1)$$

Sistem çıkışı durum ve kontrol girişlerine göre aşağıdaki gibi açıklanmaktadır.

$$y = Cx + D\eta \quad (4.2)$$

Durum, kontrol ve çıkış vektörleri şu şekilde tanımlanmaktadır.

$$x := \begin{bmatrix} x_1(t) \\ x_2(t) \\ \cdot \\ \cdot \\ \cdot \\ x_n(t) \end{bmatrix} \quad \text{Durum vektörü (n x 1)} \quad (4.3)$$

$$\eta := \begin{bmatrix} \delta_1(t) \\ \delta_2(t) \\ \cdot \\ \cdot \\ \cdot \\ \delta_p(t) \end{bmatrix} \quad \text{Kontrol ve giriş vektörü (p x 1)} \quad (4.4)$$

$$y := \begin{bmatrix} y_1(t) \\ y_2(t) \\ \cdot \\ \cdot \\ \cdot \\ y_p(t) \end{bmatrix} \quad \text{Çıkış vektörü (q x 1)} \quad (4.5)$$

A, B, C ve D matrisleri şu şekilde tanımlanmaktadır.

$$A = \begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} & \cdot & \cdot & \cdot & a_{1n} \\ a_{21} & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot \\ \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot \\ \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot \\ \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot \\ a_{n1} & a_{n2} & \cdot & \cdot & \cdot & a_{nn} \end{bmatrix} \quad \begin{array}{l} \text{Sistem matrisi (n x n)} \\ \end{array} \quad (4.6)$$

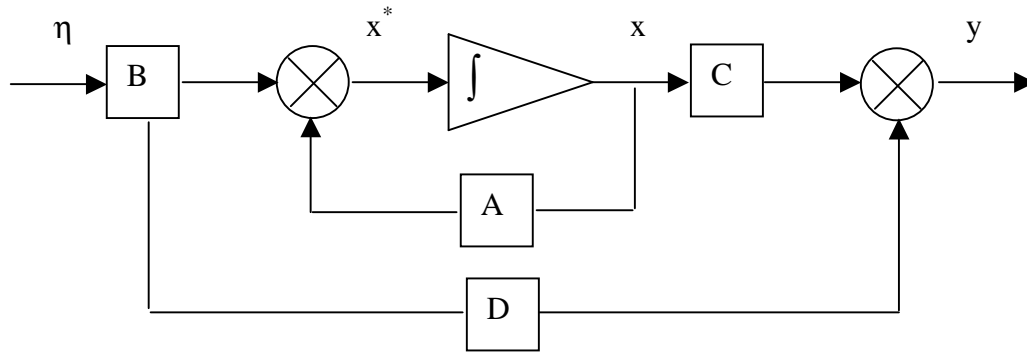
$$B = \begin{bmatrix} b_{11} & b_{12} & \cdot & \cdot & \cdot & b_{1n} \\ b_{21} & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot \\ \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot \\ \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot \\ \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot \\ b_{n1} & b_{n2} & \cdot & \cdot & \cdot & b_{nn} \end{bmatrix} \quad \begin{array}{l} \text{Kontrol ve giriş matrisi (n x p)} \\ \end{array} \quad (4.7)$$

$$C = \begin{bmatrix} c_{11} & c_{12} & \cdot & \cdot & \cdot & c_{1n} \\ c_{21} & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot \\ \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot \\ \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot \\ \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot \\ c_{n1} & c_{n2} & \cdot & \cdot & \cdot & c_{nn} \end{bmatrix} \quad \begin{array}{l} (q \times n) \\ \end{array} \quad (4.8)$$

$$D = \begin{bmatrix} d_{11} & d_{12} & \cdot & \cdot & \cdot & d_{1n} \\ d_{21} & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot \\ \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot \\ \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot \\ \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot \\ d_{n1} & d_{n2} & \cdot & \cdot & \cdot & d_{nn} \end{bmatrix} \quad \begin{array}{l} (q \times p) \\ \end{array} \quad (4.9)$$

Durum eşitlikleri 1. dereceden diferansiyel eşitliklerdir. A ve B matrisleri sabit yada zamanın fonksiyonu olabilirler. Her uygulama için uçak hareket eşitliklerini ve sabit dizilerden oluşan matrisler incelenmemiştir. A ve B matrisleri, kararlılık ve uçağın kontrol türevleridir.

Eğer eşitlikler yüksek mertebeden diferansiyel eşitlikler ise bunlar 1. derece diferansiyel denklemlere indirgenmelidir.



Şekil 4.1 Lineer durum denklileri (Ogata, 2002)

Örneğin fiziksel sistemin, n. dereceden diferansiyel denklem şeklinde tanımlandığı kabul edilirse ;

$$\frac{d^n}{dt^n} c(t) + a_1 \frac{d^{n-1}}{dt^{n-1}} c(t) + a_2 \frac{d^{n-2}}{dt^{n-2}} c(t) + \dots + a_{n-1} \frac{d}{dt} c(t) + a_n c(t) = r(t) \quad (4.10)$$

c(t) ve r(t) değişkenleri sırası ile çıkış ve giriş değişkenleridir. Bu diferansiyel denklem durum değişkenleri tanımlayarak 1. derece diferansiyel eşitlik takımına indirgenmelidir.

$$\begin{aligned}
x_1(t) &:= c(t) \\
x_2(t) &:= \frac{d}{dt}c(t) \\
&\cdot \\
&\cdot \\
&\cdot \\
x &:= \frac{d^{n-1}}{dt^{n-1}} c(t)
\end{aligned} \tag{4.11}$$

Durum değişkenleri şu şekilde yazılabilir.

$$\begin{aligned}
&x_1^* \\
&\cdot \\
&x_1(t) = x_2(t) \\
&\cdot \\
&x_2(t) = x_3(t) \\
&\cdot \\
&\cdot \\
&x_n(t) = a_n x_1(t) - a_{n-1} x_2(t) - \dots - a_1 x_n(t) + r(t)
\end{aligned} \tag{4.12}$$

En son eşitlik, yüksek dereceden turev eşitliği için orijinal diferansiyel eşitlikler cinsinden ozümü yapılarak elde edilir. Denklem durum değişkeni cinsinden yazılırsa ;

$$\dot{x} = Ax + B\eta \tag{4.13}$$

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & \cdot & \cdot & \cdot & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & & & & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & & & & 0 \\ \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & & & & \cdot \\ \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & & & & \cdot \\ \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & & & & \cdot \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & & & & 1 \\ -a_n & -a_{n-1} & -a_{n-2} & -a_{n-3} & -a_{n-4} & \cdot & \cdot & \cdot & -a_1 \end{bmatrix} \tag{4.14}$$

$$B = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ \cdot \\ \cdot \\ \cdot \\ 1 \end{bmatrix} \quad (4.15)$$

çıkış eşitlikleri :

$$y = Cx \quad (4.16)$$

$$C = [1 \ 0 \ 0 \ \cdot \ \cdot \ \cdot \ 0] \quad (4.17)$$

Kısmi diferansiyel eşitlik için çıkış vektörü kontrol vektörünün bir fonksiyonu değildir. D matrisi, 0 matrisidir. Problemlerde D matrisini bu şekilde kabul edilecektir. Bir çok sistemde analiz edilen fiziksel sistem, birkaç diferansiyel eşitlik ile tanımlanırlar. Durum değişkeni metodu bu tarz denklemlere uygulanmaktadır.

4.2. Kanonik (Canonic) Dönüşümler

Fiziksel sistemi formül olarak state - space gösterimine dönüşümünde sistemi tanımlamak için bir takım değişken seti seçilmesi gerekmektedir. Bu değişken seçimi de matematiksel işlemlerin dayanağı için çok uygun olmayabilir. Sistemin durum eşitliklerinin çözümünün gerçekleştirilip incelemeye ihtiyacımız vardır. Bunun için orjinal durum eşitliklerini daha uygun forma dönüştürecek bir P matrisi tanımlamak mümkündür.

Verilmiş olan durum eşitliğinin karakteristiğini incelemek için, bir diagonal matris olan kontrol edilecek sistemin matrisinden canonic formdaki durum denklemlerine sahip olmak faydalı olacaktır.

Bir sistemin durum denklemleri taraflarından modellendiğini düşünülürse ;

$$\dot{x} = Ax + B\eta \quad (4.18)$$

$$y = Cx \quad (4.19)$$

Burada A sistemin matrisi diagonal matris değildir. Yeni bir z durum vektörü tanımlanırsa, x, z ve dönüşüm matrisi P arasındaki ilişki şu şekilde olur.

$$x = P.z \quad (4.20)$$

Durum eşitliği yeni durum vektörü z'ye göre yeniden yazılır ise ;

$$\dot{z} = P^{-1} \cdot A \cdot P \cdot z + P^{-1} \cdot B \cdot \eta \quad (4.21)$$

$$z = \Lambda \cdot z + \bar{B}\eta \quad (4.22)$$

$$y = \bar{C}z \quad (4.23)$$

Burada Λ matrisi diagonal yada diagonal matrise yakın bir matrisdir.

$$\Lambda = P^{-1} \cdot A \cdot P \quad (4.24)$$

$$\bar{B} = P^{-1} \cdot B \quad (4.25)$$

$$\bar{C} = C \cdot P \quad (4.26)$$

Dönüşümü yapılan durum denklemi orijinal denklem ile aynı formdadır. Eğer dönüşüm matrisi P olarak seçilirse, Λ matrisi diagonal matrise dönüşecektir ve eşitlik canonical formda olacaktır.

Dönüşüm matrisi P, A sistem matrisinin özdeğer vektörlerinden hesaplanmaktadır. A matrisinin öz değerleri ise aşağıdaki denklemin çözülmesinden hesaplanmaktadır.

$$|\lambda \cdot I - A| = 0 \quad (4.27)$$

Karakteristik olarak denklem şu şekilde yazılabilir.

$$\lambda^n + a_n \cdot \lambda^{n-1} + a_{n-1} \cdot \lambda^{n-2} + \dots + a_2 \cdot \lambda + a_1 = 0 \quad (4.28)$$

Karakteristik denklemin kökleri sistemin öz değerleridir. Öz değer vektör bu eşitliklerin çözülmesiyle elde edilir.

$$(\lambda_i \cdot I - A) \cdot P_i = 0 \quad \text{ve} \quad i = 1, 2, 3, \dots, n \quad (4.29)$$

P dönüşüm matrisi, sistemim matrisinin öz değer vektörlerinden dönüştürülür. Öz değer vektörler, dönüşüm matrisinin kolonlarını oluşturur.

$$P = [P_1 \ P_2 \ P_3 \ \dots \ P_n] \quad (4.30)$$

4.3. Kontrol edilebilirlik ve Gözlemlenebilirlik (Controllability and Observability)

Bir sonraki bölümde uçak kontrol sistemiyle ilgili durum geri besleme tasarım ve optimal kontrol teorisi kullanılacaktır. Bu modern kontrol teorisinde önemli rol oynayan iki konsept kontrol edilebilirlik ve gözlemlenebilirliktir.

Kontrol edilebilirlik, kontrol girişi tarafından etkilenen dinamik sistemin değişkenleriyle ilgilidir. Eğer bir kontrol, ilk durum değişkeni $x_i(t)$, herhangi bir son değişkene $x_i(t)$ bir sonlu zamanda taşıyorsa, bu sistem hakkında tamamen kontrol edilebilir denebilir. Eğer bu kontrol tarafından bir yada daha fazla değişken etkilenmiyorsa, sistem tamamen kontrol edilebilir değildir.

Lineer bir dinamik sistem için kontrol edilebilirliğin matematiksel tanımı aşağıdaki gibi yazılabilir. Eğer dinamik sistem durum değişkenleri tarafından tanımlanırsa ;

$$\dot{x} = Ax + B\eta \quad (4.31)$$

burada x ve η sırasıyla durum değişkenleri ve kontrol vektörleridir. Sistemin tamamen kontrol edilebilir olması için gerekli ve yeterli şart V kontrol edilebilirlik matrisinin derecesi, durum değişkeni sayısına eşit olmasına bağlıdır.

$$V = [B, A \cdot B, A^2 \cdot B, \dots, A^{n-1} \cdot B] \quad (4.32)$$

Matrisin derecesi en geniş sıfır olmayan determinant olarak tanımlanır. Her ne kadar bu tanım özet olsa da, bu test, kolay kontroledilebilirlik için uygulanabilir.

Gözlemlenebilirlik, sistemin durum değişkenlerinin sistemin çıkışı tarafından tanımlanabilirliği ile ilgilidir. Eğer tüm x durum değişkenleri bir sonlu zaman aralığında çıkışın $y(t)$ ölçümüyle hesaplanabiliyorsa bu sistem için tamamen gözlemlenebilir denebilir. Eğer bir yada daha fazla durum değişkeni, sistemin çıkışı tarafından tanımlanamıyorsa bu sistem için tam olarak gözlemlenebilir denilememektedir. Denklemler tarafından yönetilen n . dereceden gözlemlenebilir bir dinamik sistem için matematiksel test ;

$$\begin{aligned} \dot{x} &= Ax + B\eta \\ y &= Cx + D\eta \end{aligned} \quad (4.33)$$

$$y = Cx + D\eta \quad (4.34)$$

Bir sistemin tamamen gözlemlenebilir olması için gerekli ve yeterli şart için U gözlemlenebilirlik matrisi şu şekilde tanımlanır.

$$U = [C^T, A^T.C^T, \dots, (A^T)^{n-1}.C^T] \quad (4.35)$$

Burada n sistemin derecesidir.

Kontroledilebilirlik ve gözlemlenebilirliğin matematiksel tanımları kolayca tanımlanabilir. Kontroledilebilirliğin veya gözlemlenebilirliğin kontrolünün bir diğer alternatif metodu durum değişkenlerini canonical forma dönüştürmektir. Durum değişkenlerini canonical forma dönüştürdükten sonra yeni sistem matrisi diagonal matris olacaktır böylece eşitlik yönetimi de ayrılmış olacaktır. Eğer sistem tamamen kontroledilebilir ise düzenlenmiş yeni sistem için kontrol matrisi incelenebilecektir. Çünkü denklemler ayrılmış durumdadır. Eğer kontrol matrisi (B) herhangi bir satırı tamamen sıfır ise durum değişkenleri kontroledilebilir formda değildir. Benzer olarak determinant alınırsa yeni çıkış matrisi (C) tarafından sistemin gözlemlenebilir olup olmadığı anlaşılabilir. Eğer çıkış matrisinin herhangi bir kolonu tamamen sıfır ise ilgili durum için çıkış vektöründe, değişkenler gözlemlenebilir değildir.

4.4. Durum Geribesleme (State Feedback) Tasarımı

Durum geribesleme, belirlenmiş öz değerler yardımıyla kontrol sistemi tasarımında kullanılmaktadır. Aşağıda verilen sistem için ;

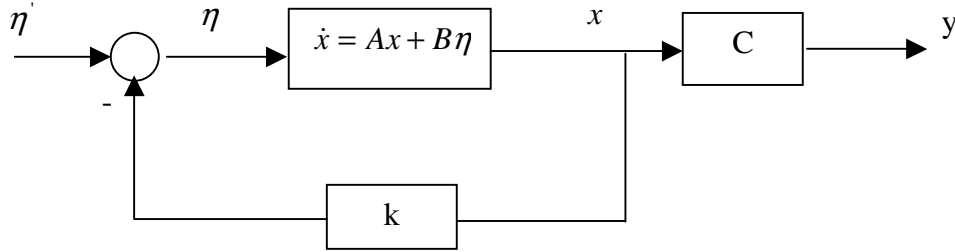
$$\dot{x} = Ax + B \quad (4.36)$$

$$y = Cx \quad (4.37)$$

Eğer sistem kontroledilebilir ise kapalı kontrol sisteminin öz değerlerini elde etmek için lineer bir kontrol yasası tanımlanabilir.

$$\eta = k^T x + \eta' \quad (4.38)$$

η' state geri beslemesiz kontrol girişidir. k geri besleme kazançlarının vektörüdür aynı zamanda kolon matrisidir.



Şekil 4.2 Lineer bir sistem için durum geri besleme şeması

4.36 ve 4.38 formüllerini birleştirirsek kapalı kontrol sistemi şu şekilde dönüşür.

$$\dot{x} = (A - Bk^T)x + B\eta' \quad (4.39)$$

$$\dot{x} = A^*x + B\eta' \quad (4.40)$$

A^* geliştirilmiş matrisdir. A matrisi arzu edilmeyen öz değerlere sahip olan matris olabilir fakat. A^* matrisi, uygun seçilen geri besleme kazançları ile belirlenen öz değerlere sahip olabilmektedir.

Eğer bir sistemin ilk durum değişkeni $t = t_0$ dan $t = t_1$ 'e doğru istenilen durum değişkenine hareket ediyorsa bu sistem hakkında tamamen kontrol edilebilir denilir. Bir başka tanımlamayla şu ifadede söylenebilir. Kontrol giriş sinyalinden tüm değişkenler (stateler) etkileniyorsa bu sistem hakkında da kontrol edilebilir denilir.

4.5. Geribesleme Kazancının Sayısal Metot ile Hesaplanması

Bu bölümde verilmiş olan öz değerli yapının kazançlarının hesaplanması için analitik yöntem kullanılacaktır. Friedland, geri besleme kazançlarını bulmak için Bass ve Gura metodundan geliştirilen sayısal bir algoritma sunmaktadır. Bu bölümde bu metot incelenecektir. Metot tekli giriş ve çıkış sistemleri için öz değerlerin yerleşmesi için gösterilecektir.

Genel durumlar için durum denklemi şu formdadır ;

$$\dot{x} = Ax + B\eta \quad (4.41)$$

B kolon matrisi ;

$$B = \begin{bmatrix} b_1 \\ \cdot \\ \cdot \\ \cdot \\ b_k \end{bmatrix} \quad (4.42)$$

Kontrol yasası şu şekilde açıklanabilir ;

$$\eta = -k^T \cdot x \quad (4.43)$$

Burada k, tekli giriş çıkışlı sistem için bilinmeyen kazançların vektörüdür. Eğer orijinal sistem, yardımcı formda ise, sistem matrisi şu şekilde olacaktır ;

$$A = \begin{bmatrix} -a_1 & -a_2 & -a_3 & \cdot & \cdot & \cdot & -a_n \\ 1 & 0 & 0 & \cdot & \cdot & \cdot & 0 \\ \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & 0 \\ \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot \\ \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot \\ 0 & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & 1 & 0 \end{bmatrix} \quad (4.44)$$

a_i , diferansiyel denklem içerisindeki katsayılarıdır. Yardımcı formdaki kontrol matrisi aşağıdaki gibi basitleştirilmiş forma düşürülebilir ;

$$B = \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \\ \cdot \\ \cdot \\ \cdot \\ 0 \end{bmatrix} \quad (4.45)$$

Eğer durum denklemlerinden kontrol yasasını çıkartırsak sonraki form elde edilir.

$$\dot{x} = (A - B.k^T).x \quad (4.46)$$

$$A^* = A - B.k^T \quad (4.47)$$

A^* istenilen değerdeki sistemin matrisidir. Türevi alınan sistemin öz değerleri aşağıdaki gibi açıklanabilir ;

$$\lambda^n + \bar{a}_1.\lambda^{n-1} + \dots + \bar{a}_n \quad (4.48)$$

\bar{a}_1 istenilen karakteristik denklemin katsayılarıdır. Geliştirilmiş A^* matrisi, ilerleyen matris işlemlerinden sonra elde edilebilmektedir.

Geliştirilmiş matris katsayıları, kazançların istenilen sistem matrisi vermesi için ayarlanabilir.

$$A^* = \begin{bmatrix} -a_1 - k_1 & -a_2 - k_2 & \cdot & \cdot & \cdot & -a_n - k_n \\ 1 & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & 0 \\ 0 & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & 0 \\ \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot \\ \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot \\ \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot \\ 0 & 0 & \cdot & \cdot & 1 & 0 \end{bmatrix} \quad (4.49)$$

$$-a_i - k_i = -\bar{a}_i \quad \text{ve} \quad i = 1, \dots, n \quad (4.50)$$

$$k = (\bar{a} - a) \quad (4.51)$$

ve

$$a = \begin{pmatrix} a_1 \\ \cdot \\ \cdot \\ a_n \end{pmatrix} \quad \text{ve} \quad \bar{a} = \begin{pmatrix} \bar{a}_1 \\ \cdot \\ \cdot \\ \bar{a}_n \end{pmatrix} \quad (4.52)$$

\bar{a} ve a sırası ile sistem matrisi ve istenilen karakteristik özellikteki denklemin kılavuz form katsayılarıdır. Bass-Gura metodu özel öz değerli yapıya kazançları hesaplamak için kolaylıkla uygulanabilir.

$$k = [(V.W)^T]^{-1}[\bar{a} - a] \quad (4.53)$$

V = Kontrol edilebilirlik test matrisi

W = Üçgen (triangular) matris

$$W = \begin{bmatrix} 1 & a_1 & \cdot & \cdot & \cdot & a_{n-1} \\ 0 & 1 & & & & a_{n-2} \\ \cdot & & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot \\ \cdot & & & & & \cdot \\ \cdot & & & & & \cdot \\ 0 & 0 & \cdot & \cdot & \cdot & 1 \end{bmatrix} \quad (4.54)$$

\bar{a} = istenilen kapalı kontrol sistemin karakteristik denklem katsayıları

a = kapalı kontrol sistemi matrisi karakteristik denklem katsayıları

4.6. Optimal Durum Değişken Kontrol Sistem Tasarımı

Kontrol sistemi, state-space formunda şu şekilde yazılmaktadır.

$$\dot{x} = Ax + B\eta \quad (4.55)$$

Optimal kontrol problemleri için $x(t_0)$ ilk durum değişkeni verilip, seçilmiş olan performans indeks şekli içerisinde bu $x(t_0)$ durum değişkenlerini istenilen son durum değişkenine göre türevini alacak kontrol vektörü η bulunmalıdır.

$$J = \int_{t_0}^{t_f} g(x, \eta, t) dt \quad (4.56)$$

Minimize edilmelidir. Performans indeksinin fonksiyonel şekli değişik formlarda açıklanabilir. En yaygın quadratik indeks 4.57 formülündeki gibidir.

$$J = \int_{t_0}^{t_f} x^T Q x dt \quad (4.57)$$

Burada Q ağırlık matrisidir. Bir çok pratik kontrol problemde fiziksel kısıtlamalar için bir hatanın dahil edilmesi isteğe bağlıdır. Performans indeksi şu şekilde tekrar yazılabilir.

$$J = \int_{t_0}^{t_f} (x^T Q x + \eta^T R \eta) dt \quad (4.58)$$

Quadratik performans indeksini kullanarak, tek girişli sistemler için optimal kontrol lineer geri besleme yasası şu şekildedir.

$$\eta = -k^T x \quad (4.59)$$

k, bilinmeyen kazançların matrisidir. Bu problem sık olarak lineer regülatör problemi olarak gösterilmektedir. Eğer performans indeksi minimizasyonuna değişimlerin hesap ilkeleri uygulanırsa Riccati denklemleri elde edilir. Riccati eşitlikleri S(t), Riccati kazançları için çözülmesi gereken lineer olmayan denklem takımlarıdır.

$$\frac{dS(t)}{dt} = S(t).B.R^{-1}.B^T.S(t) - S(t).A - A^T S(t) - Q \quad (4.60)$$

Riccati matrisi, S pozitif tanımlı simetrik matrisdir. Zamana bağlı değişen kazançlar aşağıdaki formdaki Riccati kazançları ile ilgilidir.

$$k(t) = R^{-1}B^T S(t) \quad (4.61)$$

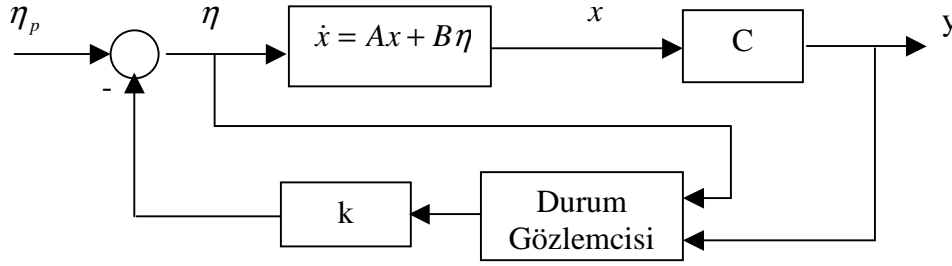
Son zaman t_f sonsuza giderken, Riccati kazanç matrisleri sabit olur ve 4.60 denklemi aşağıdaki forma indirgenmiş olur.

$$SBR^{-1}B^T S - SA - A^T S - Q = 0 \quad (4.62)$$

Bu formdaki Riccati denklemi, Riccati kazançlarına göre bir takım lineer olmayan cebri denklemlerden oluşmaktadır. 4.62 denkleminin uygulanacağı basit problem çözümleri haricindeki problemler için kompleks bilgisayar kodları kullanılmalıdır.

4.7. Durum Değişken Gözlemcisi (State Observer) Tasarımı

Bölüm 4.4 de, her durum değişkenleri ile durum geri besleme sisteminin nasıl tasarlanacağı anlatılmıştır. Bazı sistemlerde sistemin kompleks yapısına ve belirtilen durum değişkenlerin ölçümündeki giderlerden dolayı bu mümkün olmamaktadır. Eğer durum değişkenleri bu sebeplerden dolayı ölçülemez ise kontrol yasası tamamlanmış olmaz. Durum değişkenlerinin geçerli olmadığı durumlarda alternatif bir tasarım yaklaşımı da durum vektörüne bir yaklaşım kullanmaktır. Geçerli olmayan durum değişkenlerine olan bu yaklaşım gözlemci denilen bir alt sistem ile gerçekleştirilmektedir. Bu tasarım şekli iki aşamadan oluşmaktadır. Birinci durumda, kontrol sistemi sanki tüm durum değişkenleri biliniyormuş gibi tasarlanır. Tasarımın ikinci durumu ise geçerli olmayan durum değişkenlerinin tahmin yoluyla sistemin tasarlanmasıyla ilgilidir.



Şekil 4.3 Geri beslemeli ve gözlemcili bir lineer sistem

Tasarımcı durum gözlemcisinin öz değerlerini seçebilir. Bu değerleri seçmekteki amaç gözlemlenmiş olan sisteme göre gözlemcili sistemin daha hızlı cevap vermesini sağlamak olmalıdır. Bunun anlamı gözlemcinin öz değerlerinin gözlemlenmiş sistemin değerlerinden daha negatif olması demektir. Pratik olarak, gözlemci öz değerleri, gözlemlenen sistemin öz değerlerinden daha fazla negatif olacak şekilde seçim yapılmalıdır. Eğer gözlemci öz değerleri son derece büyük negatif değerler seçilirse gözlemcinin öz değerlerinin seçimiyle gözlemlenmiş olan sisteme göre gözlemcili sistemin daha hızlı cevap veren kapalı kontrol sistemi cevabı bulunmuş olacaktır.

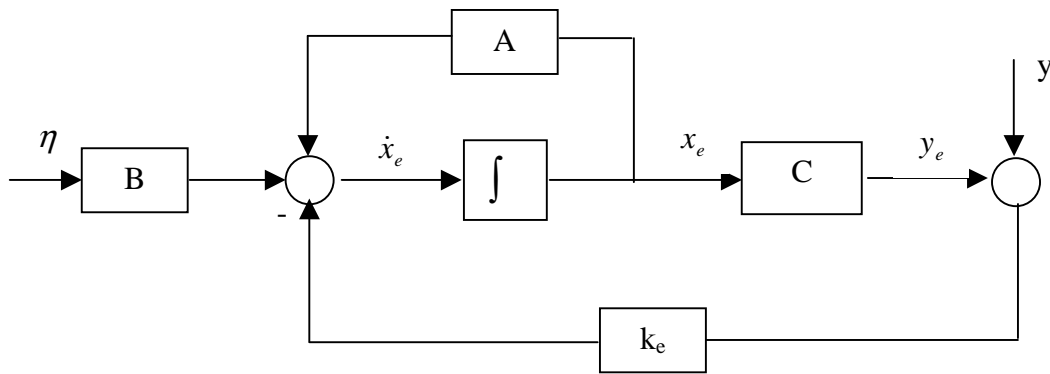
Bir durum gözlemcisi birkaç yolla tasarlanmaktadır. Temel amaç tahmin edilen x_e durum değişkeninin gerçek durum değişkeni x 'e çok yakın bir değere almasını sağlamaktır. Çünkü x bilinmiyor. Sistemin gerçek durum değişkeni ile tahmin edilen durum değişkenini karşılaştıracak direk bir yöntem bulunmamaktadır. Bununla birlikte sistemin çıkışı da bilinmemektedir ve gözlemcinin çıkışında tahmin edilen değer ile karşılaştırma yapılabilir.

Şimdi bir tekli giriş çıkışlı bir kontrol sistemi için durum gözlemcisi nasıl tasarlanır o incelenecektir. Çıkış vektörü y vektör türünde olmayan (skalar) formdadır. Tahmin edilen çıkış tahmin edilen durum değişkenlerine göre şu şekilde açıklanır.

$$y_e = C \cdot x_e \quad (4.63)$$

C , $1 \times n$ kolon matrisidir.

Gözlemci sistemi kolaylaştırılarak durum geri besleme sistemi gibi yeniden düzenlenip şekil 4.4 'de gösterilmektedir. Problem şimdi geri besleme kazancı k_e nin hesaplanması şeklindedir. Bunun amacı y_e ' nin hızlı bir şekilde y 'ye yaklaşmasını sağlamaktır.



Şekil 4.4 Çok giriş ve çıkışlı bir sistem için durum gözlemci tasarımı

Gözlemcinin dinamik karakteristiği şu şekilde ifade edilmektedir.

$$\dot{x}_e = (A - k_e C)x_e + B\eta + k_e y \quad (4.64)$$

$$y = Cx \quad (4.65)$$

$$\dot{x}_e = (A - k_e C)x_e + B\eta + k_e Cx \quad (4.66)$$

4.65 denklemini durum denkleminde gerçek sistem için çıkartılabilir

$$\dot{x} - \dot{x}_e = (A - k_e C)(x - x_e) \quad (4.67)$$

Gözlemci için karakteristik denklem şu formun çözülmesiyle elde edilir.

$$|\lambda I - (A - k_e C)| = 0 \quad (4.68)$$

Gözlemcinin kazanç matrisi 4.68 denklemine göre hesaplanmaktadır.

4.8. Uçak Otopilot Tasarımında Modern Kontrol Teorisi Yaklaşımı

Bu bölümde Modern Kontrol teorisi ile uçakların otopilot kontrolleri hakkında uygulama gerçekleştirilecektir. Durum geri beslemesi bir uçağın yatay ve dikey uçuş kalitesini artırmak için sistemin kararlılığını iyileştirmektedir.

4.8.1. Kararlılık Geliştirme

Durum geri besleme kontrol, uçuş kalitesi iyi olmayan uçağın kararlılığını iyileştirmede kullanılır. Bir sistemin öz değerleri durum geri besleme ile değişebilir. Dikey öz değişkenleri kısa ve uzun periyotludur.

Eğer dikey öz değerler kontrol kalite özellikleriyle buluşmazsa, uçağın uçuşu zorluk içinde olarak devam eder ve pilotlar tarafından uygunsuz durum olarak düşünülmektedir.

4.8.1.1. Dikey Kararlılık Geliştirme

Daha önce geliştirilen dikey durum değişkenleri ile bilinmeyen geri besleme kazançlarına göre bir takım cebri eşitlikler geliştirilecektir. Uçak lineerleştirilmiş dikey hareket doğrultusundaki rijit gövde hareket denklemi (Nelson, 1998) (Ek 1, Ek 6 ve Ek 7)

$$\begin{bmatrix} \Delta u' \\ \Delta w' \\ \Delta q' \\ \Delta \theta' \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_u & X_w & 0 & -g \\ Z_u & Z_w & u_0 & 0 \\ M_u & M_w & M_q & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta u \\ \Delta w \\ \Delta q \\ \Delta \theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ Z_\delta \\ M_\delta \\ \Delta \theta \end{bmatrix} \left| \Delta \delta_e \right| \quad (4.69)$$

veya

$$\dot{x} = Ax + B\eta \quad (4.70)$$

A ve B kararlılık ve kontrol matrisleridir x ve η durum değişkenleri ve kontrol vektörleridir.

A matrisinin öz değeri kısa ve uzun periyot köklerdir. Eğer bu kökler pilot için kabul edilebilir değerlerde değilse bir kararlılık sistemi gereklidir. Durum geri besleme sistemi tasarımı sistemin kararlılığını geliştirmede kullanılmalıdır. Durum geri besleme tasarımında durum değişkenlerine orantılı olan lineer bir kontrol yasası kabulü yapılmaktadır.

$$\eta = -k^T x + \eta_p \quad (4.71)$$

k^T , geri besleme kazancının transpozesi ve η_p pilot girişidir. Kontrol yasasını durum eşitliklerinden çıkartarak ;

$$\dot{x} = (A - Bk^T)x + B\eta_p \quad (4.72)$$

$$\dot{x} = A^*x + B\eta_p \quad (4.73)$$

A^* geliştirilmiş matrisdir ve şu şekilde tanımlanır.

$$A^* = A - Bk^T \quad (4.74)$$

Dikey sistem eşitliğinin geliştirilmiş matrisi şu şekildedir.

$$A^* = \begin{bmatrix} X_u & X_w & 0 & -g \\ Z_u - Z_\delta k_1 & Z_w - Z_\delta k_2 & u_0 - Z_\delta k_3 & -Z_\delta k_4 \\ M_u - M_\delta k_1 & M_w - M_\delta k_3 & M_q - M_\delta k_3 & -M_\delta k_4 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \quad (4.75)$$

Geliştirilmiş matris için karakteristik eşitlik aşağıdaki eşitliğin çözümüyle elde edilir.

$$|\lambda I - A^*| = 0 \quad (4.76)$$

Quadratik karakteristik eşitlik

$$A\lambda^4 + B\lambda^3 + C\lambda^2 + D\lambda + E = 0 \quad (4.77)$$

Katsayılar şu şekilde tanımlanır

$$A = 1.0 \quad (4.78)$$

$$B = Z_{\delta}k_2 + M_{\delta}k_3 - (X_u + Z_w + M_q)$$

$$C = Z_{\delta}X_wk_1 + (u_0M_{\delta} - X_uZ_{\delta} - Z_{\delta}M_q)k_2 + (Z_{\delta}M_w - X_uM_{\delta} - Z_wM_{\delta})k_3 + M_{\delta}k_4 \\ + X_uM_q + X_uZ_w + Z_wM_q - u_0M_w - X_wZ_u$$

$$D = (u_0X_wM_{\delta} - gM_{\delta} - X_wZ_{\delta}M_q)k_1 + (X_uZ_{\delta}M_q)k_1 + (X_uZ_{\delta}M_q - u_0X_uM_{\delta})k_2 \\ + (Z_{\delta}M_w - X_uM_{\delta} - Z_wM_{\delta})k_4 + gM_u - X_uZ_wM_q + u_0X_uM_w + X_wZ_uM_q - \\ u_0X_wM_u$$

$$E = (gZ_wM_{\delta} - gZ_{\delta}M_w)k_1 + (gZ_{\delta}M_u - gZ_uM_{\delta})k_2 + (X_uZ_wM_{\delta} - X_uZ_{\delta}M_w - X_wZ_uM_{\delta} \\ + X_wZ_{\delta}M_u)k_4 + gZ_uM_w - gZ_wM_u$$

Geliştirilmiş sistemin karakteristik eşitliği bilinmeyen kararlılık türevlerinin ve bilinmeyen geri besleme kazançlarının bir fonksiyonudur. Geri besleme kazançları, istenilen dikey karakteristik belirlendiğinde hesaplanabilir. Örneğin, eğer istenilen karakteristik kökler :

$$\lambda_{1,2} = -\zeta_{sp} \omega_n \pm i\omega_n \sqrt{1 - (\zeta_{sp})^2} \quad (4.79)$$

$$\lambda_{3,4} = -\zeta_p \omega_n \pm i\omega_n \sqrt{1 - (\zeta_p)^2} \quad (4.80)$$

ve istenilen karakteristik eşitlikleri

$$\left[\lambda^4 - (\lambda_1 + \lambda_2 + \lambda_3 + \lambda_4) \right] \lambda^3 + \left[\lambda_1 \lambda_2 + \lambda_3 \lambda_4 + (\lambda_1 + \lambda_2) \cdot (\lambda_3 + \lambda_4) \right] \lambda^2 \\ - \left[\lambda_1 \lambda_2 (\lambda_3 + \lambda_4) + \lambda_3 \lambda_4 (\lambda_1 + \lambda_2) \right] \lambda + \lambda_1 \lambda_2 \lambda_3 \lambda_4 = 0 \quad (4.81)$$

Geliştirilen ve istenilen karakteristik eşitlikleri için λ 'nın üslerinin katsayılarını eşitleyerek, bilinmeyen kazançlara göre, 4 adet lineer cebri eşitlik elde edilir. Bu eşitlikler geri besleme kazançları için çözülebilir.

4.8.1.2. Yatay Kararlılık Geliştirme

Bir uçağın yatay öz değerleri geri besleme kullanarak düzenlenebilir. Uçak lineerleştirilmiş yatay hareket doğrultusundaki rijit gövde hareket denklemi (Nelson, 1998) Bu denklemin çıkarımında Ek 1 yatay eşitlik ana denklemi kullanılmıştır. Bu denklemde $I_{xz}=0$ kabulü yapılmıştır. Yatay eşitlikler state-space formunda aşağıdaki şekilde açıklanmaktadır.

$$\begin{bmatrix} \Delta v \cdot \\ \Delta p \cdot \\ \Delta r \cdot \\ \Delta \phi \cdot \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Y_v & 0 & -u_0 & g \\ L_v & L_p & L_r & 0 \\ N_v & N_p & N_r & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta v \\ \Delta p \\ \Delta r \\ \Delta \phi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} Y_{\delta a} & Y_{\delta r} \\ L_{\delta a} & L_{\delta r} \\ N_{\delta a} & N_{\delta r} \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta \delta_a \\ \Delta \delta_r \end{bmatrix} \quad (4.82)$$

Yada kısaca şu matematik form ile gösterilebilir

$$\dot{x} = Ax + B\eta \quad (4.83)$$

Kontrol vektörü iki kontrol girişinden oluşur. Bunlar aileron ve rudder yer değiştirme açılarıdır. Kontrol matrisi, B sadece 1 kolon matrisi değildir 4x2 dörtgen matrisdir.

Çok giriş sistemine sahip olduğumuzda, durum geri besleme kazanç vektörü $n \times m$ sıralı bir kazanç matrisi olur. Burada n sistemin sırası, m kontrol giriş sinyalleridir. Bazı istenilen konumdaki öz değerleri konumlandırmak tasarımcıya kazançların n değerini tanımlamaya müsaade edecektir. Aynı zamanda hâlâ seçilmesi gereken $n \times (m-1)$ kazançlarına sahibiz. Çoklu girişi kontrol etmede kullanılabilecek farklı teknikler vardır.

Bu tekniklerden biriside kazanç matrisini kazanç vektörüne indirgemektedir. Ochmen ve Suddath, bu yaklaşımı yatay kararlılık geliştirme de durum geri besleme kontrol uygulaması için kullanmışlardır. Kontrol yasası bir sabit sıra matrisi g' ye , kazanç vektörü k' ya ve pilot kontrol girişi η_p 'ye göre açıklanabilir.

$$\eta = -g.k^T x + \eta_p \quad (4.84)$$

Prosedür dikey kararlılık geliştirme eşitliklerin çözümü ile aynıdır. Sabit vektör g aileron ve rudder arasında geliştirme için bir ilişki kurmaktadır. g_1 ve g_2 1'e eşittir. ve oran $g_1 / g_2 = \Delta\delta_a / \Delta\delta_r$ kontrol yer değiştirme sınırları tarafından belirlenir.

Kontrol vektörünü durum eşitlik içerisinde yerine yazılmalıdır :

$$\dot{x} = (A - Bgk^T) x + B\eta_p \quad (4.85)$$

$$\dot{x} = A^*x + B\eta_p \quad (4.86)$$

Burada A^* geliştirilmiş matristir ve şu şekildedir.

$$A^* = A - B.g.k^T \quad (4.87)$$

5. OTOPILOT TASARIMI

Bir otopilotun fonksiyonu, uçak için iyi derecede bir kontrol sağlamaktır. Bu bölümde uçağın yükseklik (irtifa) kontrol sisteminin otopilotu nasıl tasarlanır, hangi kriterler göz önünde bulundurulmalıdır, tasarım hedefine ulaşıyor mu ? sorularına çalışması yapılan teorik altyapı çerçevesinde cevaplar aranıp, çözümler gerçekleştirilecektir.

5.1. Yetersiz kısa-periyot uçuş kontrol karakteristiğine sahip STOL nakliye uçağının uçuş kalitesini artırmak ve uçuş açısı otopilot kontrolcü tasarımının gerçekleştirilmesi

Analizler için durum geri besleme metodu kullanılıp kademe kademe kararlılık geliştirmesi yapılacaktır. STOL nakil, uçağı uçuş açısı otopilot kontrol sisteminin dinamik denkleminde ait sayısal veriler ve kararlılık türev değerleri, “Flight Stability and Automatic Control” Dr. Robert C. Nelson kitabından referans olarak alınmıştır.

Sistem değişkenleri : α Uçak kafa açısı
 q Uçağın aşağı yukarı hareket (pitch) hızı
Sistem girişi : δ_e Elevator hareket açısı

Kısa periyot çözümü için bölüm 3 ‘de açıklanan 3.1 formülü kullanılacaktır. Kontrol değişkenleri de şekil 3.20 ‘de detaylı gösterilmektedir.

$$\begin{bmatrix} \Delta \dot{\alpha} \\ \Delta \dot{q} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0.334 & 1.0 \\ -2.52 & -0.387 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta \alpha \\ \Delta q \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -0.027 \\ -2.6 \end{bmatrix} \Delta \delta_e$$

Öz değerler $\lambda_{sp} = -2.1 \pm 2.14i$ ‘de konumlanmaktadır. 4.74 denklemini kullanarak A^* geliştirmiş matrisi hesaplanmalıdır.

$$A^* = A - B.k^T$$
$$A^* = \begin{bmatrix} -0.334 + 0.027.k_1 & 1.0 + 0.027.k_2 \\ -2.52 + 2.6.k_1 & -0.387 + 2.6.k_2 \end{bmatrix}$$

Geliştirmiş olan A^* matrisinin öz değerleri aşağıdaki karakteristik denklem vasıtasıyla hesaplanabilmektedir.

$$|\lambda.I - A^*| = 0$$

$$\begin{vmatrix} \lambda + 0.334 - 0.027.k_1 & -1.0 - 0.027.k_2 \\ 2.52 - 2.6.k_1 & \lambda + 0.387 - 2.6.k_2 \end{vmatrix} = 0$$

Determinant matrisi açılımı gerçekleştirilirse ;

$$\lambda^2 + (0.721 - 0.027k_1 - 2.6k_2)\lambda + 2.65 - 2.61k_1 - 0.8k_2 = 0$$

İstenilen karakteristik denklemi şu şekildedir.

$$(\lambda - \lambda_{1OB})(\lambda - \lambda_{2OB}) = 0$$

$$\lambda^2 + 4.2\lambda + 9 = 0$$

Determinant açılımından elde edilen denklemin λ terimli katsayılarını istenilen değerlerden elde edilen karakteristik denklemdeki λ katsayılı terimlere eşitlenir. Bu sayede bilinmeyen geri besleme kazanç katsayıları k_1 ve k_2 hesaplanmış olacaktır.

$$0.721 - 0.027k_1 - 2.6k_2 = 4.2$$

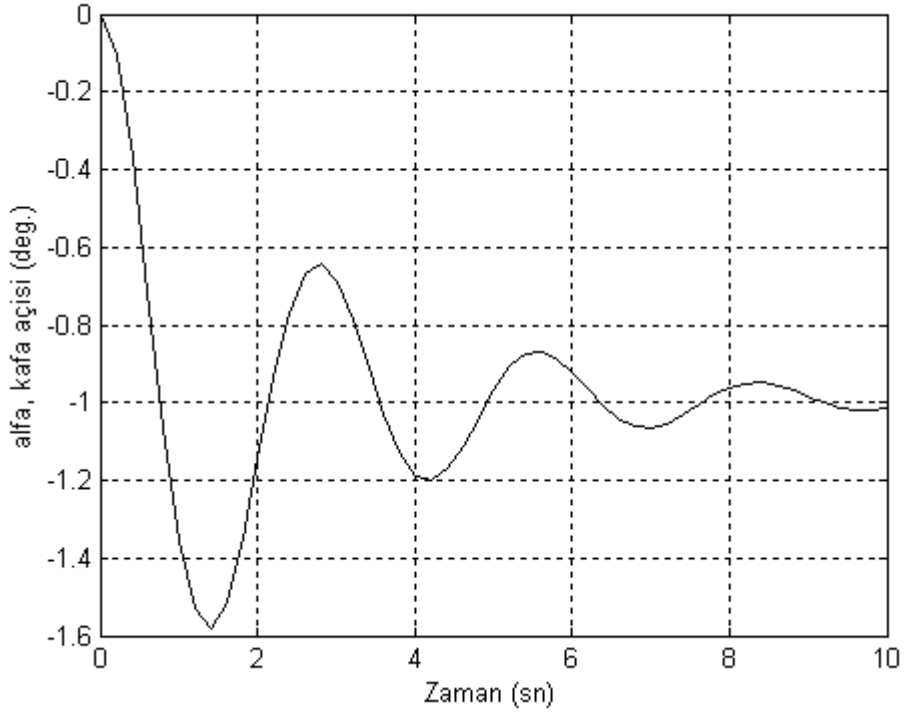
$$2.65 - 2.61k_1 - 0.8k_2 = 9$$

$$k_1 = -2.03$$

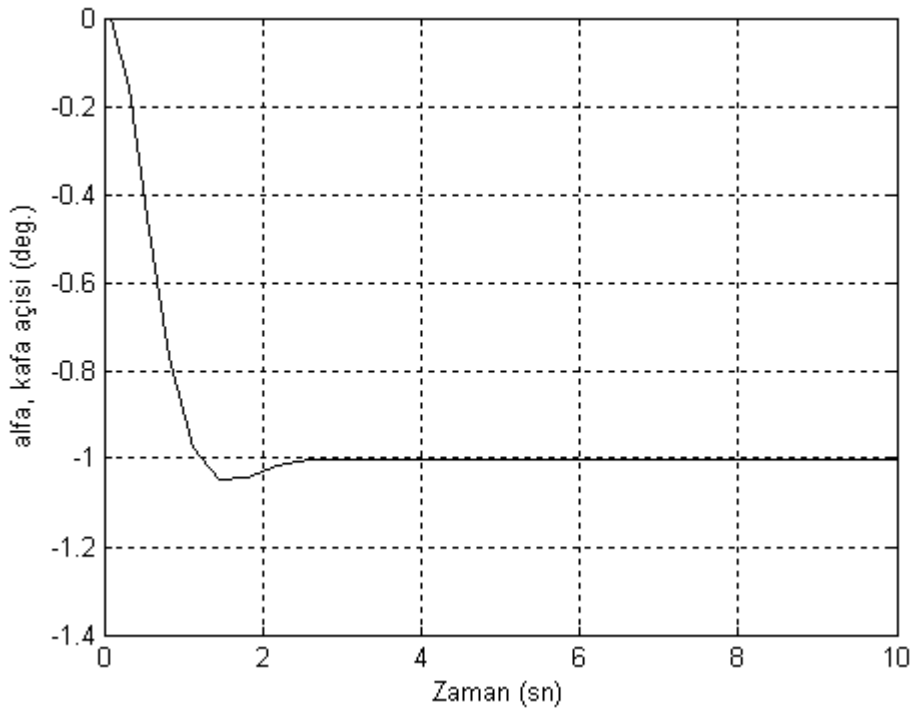
$$k_2 = -1.318$$

Durum geri besleme kontrol denklemi :

$$\Delta\delta_e = 2.03\Delta\alpha + 1.318\Delta q$$



Şekil 5.1 Geri beslemesiz ileri yön uçak otopilot sisteminin 1° açı değişimine karşı cevabı



Şekil 5.2 Geri beslemeli kontrol edilen ileri yön uçak otopilot sisteminin 1° açı değişimine karşı cevabı

Sistemin durum geri besleme kontrol yasası, $\eta = k^T \cdot x$ uçağın yetersiz kontrolünü geliştirmek için gerçekleştirilmiştir. Sistemin tamamen kontrolünü gerçekleştirebilmek için tüm durum değişkenlerinin ölçülmesi ve geçerli olması gerekir. Bu problem için durum değişkenlerinin board sensörleri tarafından ölçülemediğini kabul edip gözlemci (observer) tasarımı gerçekleştirilecektir.

Yüksek mertebeden sistemler için gözlemci (observer) kazanç matrislerini hesaplamak için Bass-Gura metodu kullanılmaktadır. Gözlemci kazançlarını hesaplamak için aşağıdaki denklemi kullanılacaktır.

$$k_e = \left[(U \cdot W)^T \right]^{-1} (\bar{a} - a)$$

U Kontrol edilebilirlik matrisi, W daha önce tanımlanan (formül 4.54) dönüşüm matrisidir. a ve \bar{a} matrisleri sırasıyla istenilen gözlemci karakteristik ve sistem katsayılar matrisidir.

$$(\lambda - 4 \cdot \lambda_{1OB})(\lambda - 4 \cdot \lambda_{2OB}) = 0$$

$$(\lambda + 8.4 + 8.56i)(\lambda + 8.4 - 8.56i) = 0$$

$$\lambda^2 + 16.8\lambda + 143.8 = 0$$

$$\bar{a} = \begin{bmatrix} \bar{a}_1 \\ \bar{a}_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 16.8 \\ 143.8 \end{bmatrix}$$

$$|\lambda I - A| = 0$$

$$\lambda^2 + 0.721\lambda + 2.65 = 0$$

$$a = \begin{bmatrix} a_1 \\ a_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0.721 \\ 2.65 \end{bmatrix}$$

İkinci mertebeden sistem için gözlemlenebilirlik matrisi şu şekildedir.

$$U = \begin{bmatrix} C^T & A^T C^T \end{bmatrix}$$

$$C^T = \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \end{bmatrix}$$

$$A^T C^T = \begin{bmatrix} -0.334 & -2.52 \\ 1.0 & -0.387 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0.334 \\ 1 \end{bmatrix}$$

$$U = \begin{bmatrix} 1 & 0.721 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}$$

Dönüşüm matrisi W sistem matrisi katsayılarına göre tanımlanmaktadır.

$$W = \begin{bmatrix} 1 & \bar{a}_1 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0.721 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}$$

Gözlemci kazançları artık aşağıdaki formüle göre hesaplanabilir.

$$k_e = [(U.W)^T]^{-1} (\bar{a} - a)$$

$$UW = \begin{bmatrix} 1 & -0.387 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0.721 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0.387 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$(UW)^T = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0.387 & 1 \end{bmatrix}$$

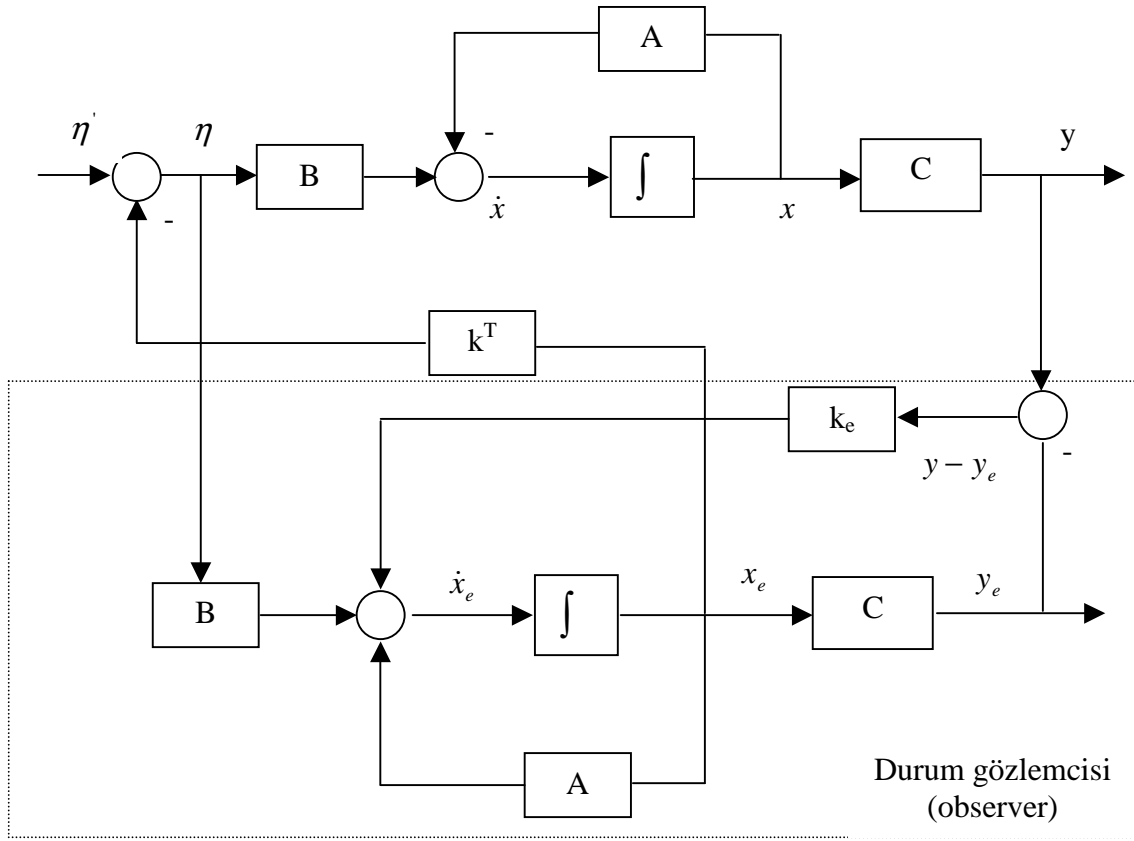
$$[(UW)^T]^{-1} = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ -0.387 & 1 \end{bmatrix}$$

Gözlemci kazançları :

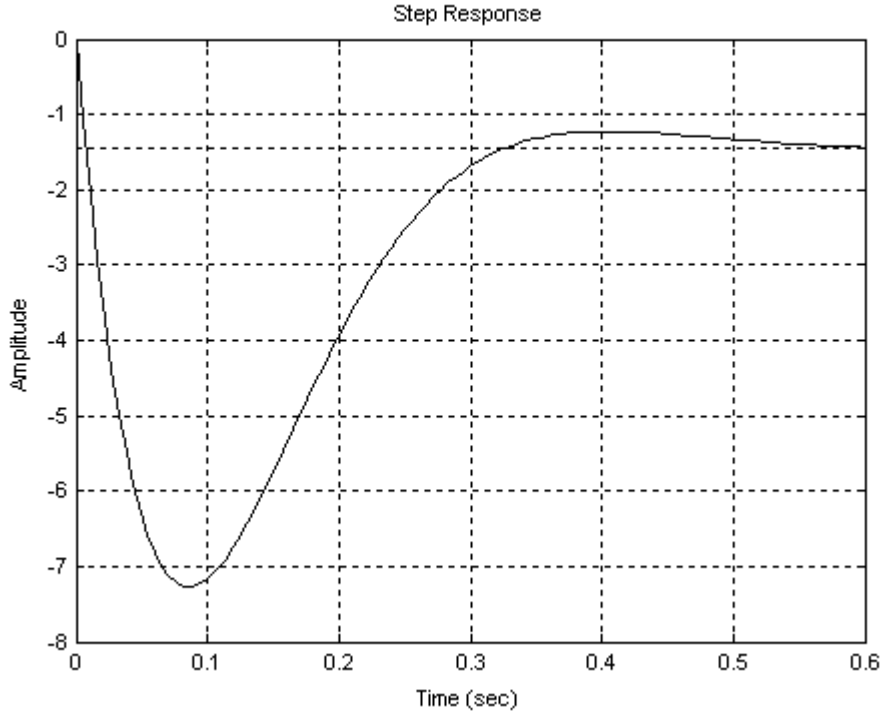
$$k_e = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ -0.387 & 1 \end{bmatrix} \left[\begin{bmatrix} 16.8 \\ 143.8 \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} 0.721 \\ 2.65 \end{bmatrix} \right]$$

$$k_e = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ -0.387 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 16.079 \\ 141.13 \end{bmatrix}$$

$$k_e = \begin{bmatrix} 16.08 \\ 134.9 \end{bmatrix}$$



Şekil 5.3 Gözlemcili bir kapalı kontrol sisteminin detaylı şeması (Ogata, 2002)



Şekil 5.4 Gözlemcili (observer) geri beslemeli ileri yön uçak otopilot sisteminin 1° açı değişimine karşı cevabı

5.2. Durum geri besleme metodunu kullanarak STOL nakil uçağının sabit yükseklik kontrolünü gerçekleştiren otopilotun tasarımının gerçekleştirilmesi

Kabuller : Uçağın ileri yöndeki hızı, u_0 başka bir hız kontrol sistemi tarafından yönetilmektedir ve sisteme bu şekilde dahil edilmiştir. Ayrıca kontrol yüzeyi tahrik elemanlarının dinamik davranışları ihmal edilmektedir. Bu kabuller sistemi mümkün olduğunca kolaylaştırmak ve çözümü basit hale getirmek için yapılmıştır.

Kontrol sistemi için kullanılacak uçak modeli STOL nakil uçağıdır. Uçak için Durum eşitlikleri kısa periyot yaklaşımı ile temsil edilecektir. $\Delta\alpha$ ve $\Delta\theta$ açı değişimlerine göre yükseklikteki (irtifa) değişimleri gösteren kinematik eşitler bölüm 3 'de çıkartılmıştı. Ayrıca kontrol değişkenleri şekil 3.20 'de detaylı gösterilmektedir.

$$\Delta \dot{h} = u_0 (\Delta\theta - \Delta\alpha)$$

STOL nakil, uçağı uçuş açısı otopilot kontrol sistemine ait dinamik denklemin sayısal verileri ve kararlılık türev değerleri, "Flight Stability and Automatic Control" Dr. Robert C. Nelson kitabından referans olarak alınmıştır.

Sistem değişkenleri	:	α	Uçak kafa açısı
		q	Uçağın aşağı yukarı hareket (pitch) hızı
		θ	Uçuş açısı (pitch açısı)
		h	Uçağın yüksekliği (irtifa)
Sistem girişi	:	δ_e	Elevator hareket açısı

Kısa periyot eşitliklerine dikey hız eşitliklerinin de ilave edilmesiyle, aşağıdaki 4. dereceden sistem denklemleri elde edilir.

$$\begin{bmatrix} \Delta \dot{\alpha} \\ \Delta \dot{q} \\ \Delta \dot{\theta} \\ \Delta \dot{h} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Z_{\alpha}/u_0 & 1 & 0 & 0 \\ M_{\alpha} + M_{\dot{\alpha}} \cdot Z_{\alpha}/u_0 & M_q + M_{\dot{q}} & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ -u_0 & 0 & u_0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta\alpha \\ \Delta q \\ \Delta\theta \\ \Delta h \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} Z_{\delta_e}/u_0 \\ M_{\delta_e} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} [\Delta\delta_e]$$

STOL nakil uçağı için elde edilen kararlılık türevlerinin sayısal değerleri :

Z_{α} (ft/s ²)	Z_{δ_e} (ft/s ²)	M_{α} (ft/s ²)	M_{δ_e} (ft/s ²)	$M_{\dot{\alpha}}$ (ft/s ²)	M_q (ft/s ²)	u_0 (ft/s)
-560	-50	-2.67	-13.2	2	-5.27	400

$$\begin{bmatrix} \Delta \dot{\alpha} \\ \Delta \dot{q} \\ \Delta \dot{\vartheta} \\ \Delta \dot{h} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -1.397 & 1 & 0 & 0 \\ -5.47 & -3.27 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ -400 & 0 & 400 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta \alpha \\ \Delta q \\ \Delta \vartheta \\ \Delta h \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -0.124 \\ -13.2 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \cdot [\Delta \delta_e]$$

Durum geri besleme tasarımında, tasarımcı öz değerlerin istenilen konumunu belirleyebilir. Bu çalışma için öz değerler aşağıdaki gibi seçilmiştir.

$$\lambda_{1,2} = -1.0 \pm 3.5i$$

$$\lambda_{3,4} = -2.0 \pm 1.0i$$

Durum geri besleme kazançları Bass-Gura metodu kullanılarak hesaplanacaktır. Bunun için matris eşitliği kullanılacaktır.

$$k = [V.W^T]^{-1} [\bar{a} - a]$$

V, kontroledilebilirlik matrisidir. W, dönüşüm matrisidir. \bar{a} ve a sırası ile kapalı kontrol sistemi, $A^* = (A - B.k^T)$ ve açık sistem matrisi, A'nın karakteristik denklem katsayılarından oluşan vektörlerdir. İstenilen kapalı kontrol sistemi için öz değerler kapalı kontrol sistemi karakteristik denklemini vermesi için birlikte çarpılmalıdır.

$$(\lambda - \lambda_1).(\lambda - \lambda_2).(\lambda - \lambda_3).(\lambda - \lambda_4) = 0$$

İstenilen öz değerleri yukarıdaki denklemde yerine yazıp gösterilen çarpma işlemini yerine getirirsek, karakteristik denklem şu şekli olacaktır.

$$\lambda^4 + 6.0\lambda^3 + 26.25\lambda^2 + 63\lambda + 66.25 = 0$$

\bar{a} vektörü istenilen karakteristik denklemlerinin katsayılarından oluşmaktadır.

$$\lambda^4 + \bar{a}_1\lambda^3 + \bar{a}_2\lambda^2 + \bar{a}_3\lambda + \bar{a}_4 = 0$$

$$\bar{a} = \begin{bmatrix} \bar{a}_1 \\ \bar{a}_2 \\ \bar{a}_3 \\ \bar{a}_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 6.0 \\ 26.25 \\ 63.0 \\ 66.25 \end{bmatrix}$$

A matrisi için karakteristik denklem A matrisinin öz değerlerinin çözülmesiyle bulunur.

$$|\lambda.I - A| = 0$$

Bilgisayar yardımıyla çözülürse :

$$\lambda^4 + 4.667\lambda^3 + 10.04\lambda^2 + 0\lambda + 0 = 0$$

elde edilir.

$$\lambda^4 + a_1\lambda^3 + a_2\lambda^2 + a_3\lambda + a_4 = 0$$

$$a = \begin{bmatrix} a_1 \\ a_2 \\ a_3 \\ a_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 4.667 \\ 10.04 \\ 0.0 \\ 0.0 \end{bmatrix}$$

Bir sonraki adım V, kontroledilebilirlik matrisinin hesaplanmasıdır. Kontroledilebilirlik matrisi, A sistem matrisi ve B kontrol matrisi ile tanımlanmaktadır.

$$V = [B \ A.B \ A^2.B \ A^3.B]$$

V matrisinin elemanları basit matris çarpım metoduyla elde edilmektedir.

$$A.B = \begin{bmatrix} -1.397 & 1.00 & 0 & 0 \\ -5.47 & -3.27 & 0 & 0 \\ 0 & 1.00 & 0 & 0 \\ -400 & 0 & 400 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} -0.124 \\ -13.20 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -13.03 \\ 43.84 \\ -13.20 \\ 49.6 \end{bmatrix}$$

$$A^2.B = A.[A.B] = \begin{bmatrix} -1.397 & 1.00 & 0 & 0 \\ -5.47 & -3.27 & 0 & 0 \\ 0 & 1.00 & 0 & 0 \\ -400 & 0 & 400 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} -13.03 \\ 43.84 \\ -13.20 \\ 49.6 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 62.04 \\ -72.11 \\ 43.84 \\ -69.29 \end{bmatrix}$$

$$A^3.B = A.[A^2.B] = \begin{bmatrix} -1.397 & 1.00 & 0 & 0 \\ -5.47 & -3.27 & 0 & 0 \\ 0 & 1.00 & 0 & 0 \\ -400 & 0 & 400 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 62.04 \\ -72.11 \\ 43.84 \\ -69.29 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 158.8 \\ -103.6 \\ -72.1 \\ -72.79 \end{bmatrix}$$

$$V = \begin{bmatrix} -0.12 & -13.03 & 62.04 & -158.8 \\ -13.20 & 43.84 & -72.11 & -103.6 \\ 0 & -13.20 & 43.84 & -72.1 \\ 0 & 49.60 & -69.29 & -72.79 \end{bmatrix}$$

V matrisinin derecesi 4 dür. Bu yüzden sistem tamamen kontrol edilebilirdir. Bir sonraki adım ise W dönüşüm matrisinin hesaplanmasıdır.

$$W = \begin{bmatrix} 1 & a_1 & a_2 & a_3 \\ 0 & 1 & a_1 & a_2 \\ 0 & 0 & 1 & a_1 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 4.66 & 10.04 & 0 \\ 0 & 1 & 4.66 & 10.04 \\ 0 & 0 & 1 & 4.66 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

Artık durum geri besleme kazançları hesaplanabilir.

$$k = [(VW)^T]^{-1} [a - a]$$

$$V.W = \begin{bmatrix} -0.12 & 13.03 & 62.04 & -158.8 \\ -13.20 & 43.84 & -72.11 & -103.6 \\ 0 & -13.20 & 43.84 & -72.1 \\ 0 & 49.60 & -69.29 & 72.79 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 4.66 & 10.04 & 0 \\ 0 & 1 & 4.66 & 10.04 \\ 0 & 0 & 1 & 4.66 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$V.W = \begin{bmatrix} -0.12 & -13.6 & 0.1 & -0.5 \\ -13.2 & -17.7 & -0.3 & 0.6 \\ 0 & -13.2 & -17.7 & -0.3 \\ 0 & 49.6 & 161.8 & -7.104 \end{bmatrix}$$

(V.W) çarpım matrisinin satır ve kolanlarını simetrik olarak yerleri değiştirilerek transpozesi alınmalıdır.

$$(V.W)^T = \begin{bmatrix} -0.12 & -13.2 & 0 & 0 \\ -13.6 & -17.7 & -13.2 & 49.6 \\ 0.1 & -0.3 & -17.7 & 161.8 \\ -0.5 & 0.6 & -0.3 & -7.104 \end{bmatrix}$$

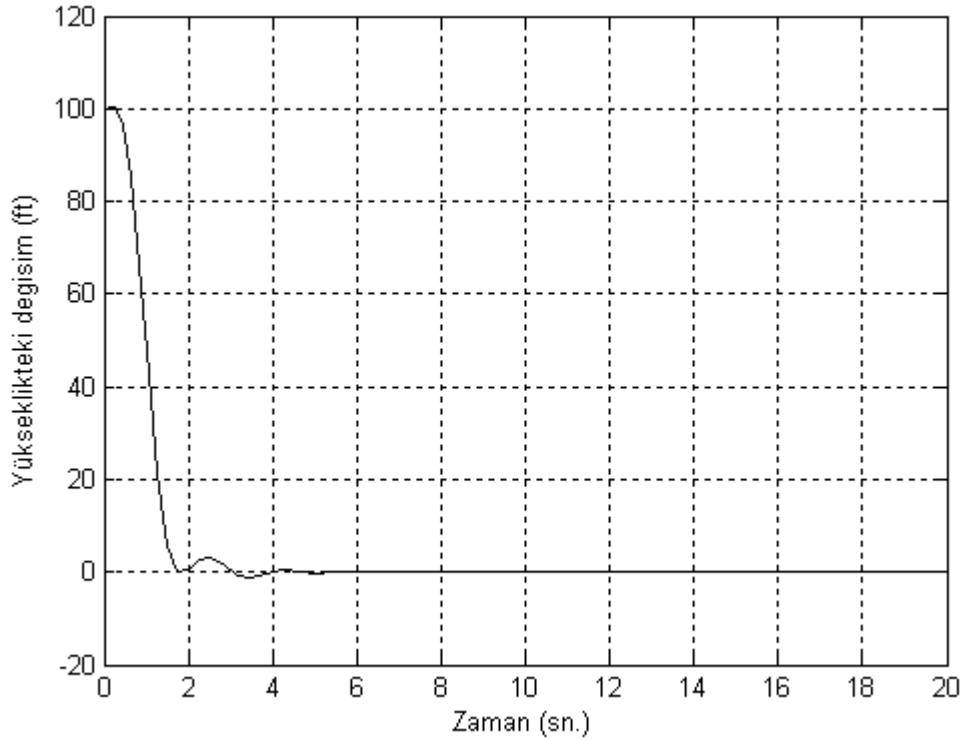
$(V.W)^{-1}$ in ters matrisi şu şekildedir :

$$[(V.W)^T]^{-1} = \begin{bmatrix} 0.0978 & -0.0741 & 0.0553 & 0.007 \\ -0.0767 & 0.0007 & -0.0005 & 0.000 \\ 0.0018 & -0.0003 & -0.0563 & -0.0013 \\ 0.000 & 0.000 & 0.000 & -0.0001 \end{bmatrix}$$

Durum geri besleme kazançları :

$$k = [(VW)^T]^{-1} [\bar{a} - a]$$

$$k = \begin{bmatrix} 0.0978 & -0.0741 & 0.0553 & 0.007 \\ -0.0767 & 0.0007 & -0.0005 & 0.000 \\ 0.0018 & -0.0003 & -0.0563 & -0.0013 \\ 0.000 & 0.000 & 0.000 & -0.0001 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} 6.0 \\ 20.5 \\ 63.0 \\ 66.25 \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} 4.67 \\ 10.04 \\ 0.00 \\ 0.00 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 2.445 \\ -0.124 \\ -3.636 \\ -0.009 \end{bmatrix}$$



Şekil 5.5 STOL nakil uçağının tasarlanan yükseklik değerinden 100 ft lik bir yükseklik yer değiştirme hareketinin cevabı

Sabit yükseklik (irtifa) konumunu sürdürmek için geliştirilen kontrol yasası, sayısal simülasyon kullanılarak hesaplanmıştır. Otopilot'a istenilen yükseklik değerinden itibaren 100 ft lik bir gezinti değişim değeri verilmiştir. Şekil 5.1 bu yükseklik değişiminin cevabını göstermektedir. Otopilot uçağı hızlı bir şekilde istenilen yükseklik değerine ulaştırmaktadır.

5.3. Optimal Kontrol Yasasını (LQR) kullanarak STOL nakil uçağı sabit yükseklik kontrolünü gerçekleştiren otopilotun tasarımının gerçekleştirilmesi

Tasarım parametreleri, uçağın uçuş açısı, yükseklikteki (irtifa) değişim oranı ve kontrol yüzeyi yer değiştirme oranıdır.

STOL nakil, uçağı uçuş açısı otopilot kontrol sistemine ait dinamik denklemin sayısal verileri ve kararlılık türev değerleri, "Flight Stability and Automatic Control" Dr. Robert C. Nelson kitabından referans olarak alınmıştır.

Sistem değişkenleri	:	α	Uçak kafa açısı
		q	Uçağın aşağı yukarı hareket (pitch) hızı
		θ	Uçuş açısı (pitch açısı)
		h	Uçağın yüksekliği (irtifa)
Sistem girişi	:	δ_e	Elevator hareket açısı

Ayrıca, kontrol değişkenleri şekil 3.20 'de detaylı olarak gösterilmektedir.

$$\Delta\alpha_{\max} = 5^\circ = 0.087 \text{ rad.}$$

$$\Delta h_{\max} = 100 \text{ ft.}$$

$$\Delta\delta_{e\max} = 10^\circ = 0.175 \text{ rad.}$$

R matrisi şu şekilde hesaplanacaktır.

$$R = \left[\left(\frac{1}{\alpha_{e\max}} \right)^2 \right]$$

Q ağırlık matrisi :

$$Q = \begin{bmatrix} \left(\frac{1}{\alpha_{\max.}}\right)^2 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \left(\frac{1}{h_{\max.}}\right)^2 \end{bmatrix}$$

STOL nakil uçağı için sistem kontrol denklemi :

$$\begin{bmatrix} \Delta \dot{\alpha} \\ \Delta \dot{q} \\ \Delta \dot{\vartheta} \\ \Delta \dot{h} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Z_{\alpha}/u_0 & 1 & 0 & 0 \\ M_{\alpha} + M_{\dot{\alpha}} \cdot Z_{\alpha}/u_0 & M_q + M_{\dot{q}} & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ -u_0 & 0 & u_0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta \alpha \\ \Delta q \\ \Delta \vartheta \\ \Delta h \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} Z_{\delta_e}/u_0 \\ M_{\delta_e} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \cdot [\Delta \delta_e]$$

$$\begin{bmatrix} \Delta \dot{\alpha} \\ \Delta \dot{q} \\ \Delta \dot{\vartheta} \\ \Delta \dot{h} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -1.397 & 1 & 0 & 0 \\ -5.47 & -3.27 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ -400 & 0 & 400 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta \alpha \\ \Delta q \\ \Delta \vartheta \\ \Delta h \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -0.124 \\ -13.2 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \cdot [\Delta \delta_e]$$

Riccati, matrisinin hesaplanmasında MATLAB programı kullanılmıştır.

Matrisin çözümünde kullanılan matlab programı şu şekildedir :

$$A = [-1.397 \ 1 \ 0 \ 0 ; -5.47 \ -3.27 \ 0 \ 0 ; 0 \ 1 \ 0 \ 0 ; -400 \ 0 \ 400 \ 0]$$

$$B = [-0.124 ; -13.2 ; 0 ; 0]$$

$$Q = [132.12 \ 0 \ 0 \ 0 ; 0 \ 0 \ 0 \ 0 ; 0 \ 0 \ 0 \ 0 ; 0 \ 0 \ 0 \ 0.0001]$$

$$R = [32.84]$$

$$[K, S, E] = \text{lqr}(A, B, Q, R)$$

Riccati matrisi şu şekilde bulunmaktadır :

$$R = \begin{bmatrix} 75.6886 & -0.9547 & -74.87768 & -0.0865 \\ -0.9547 & 0.7648 & 4.9711 & 0.0052 \\ -74.8768 & 4.9711 & 106.1849 & 0.1208 \\ -0.0865 & 0.0052 & 0.1208 & 0.0002 \end{bmatrix}$$

Riccati matrisi hesaplandıktan sonra optimal kontrol matrisi de yine aşağıdaki cebri eşitliğin çözümü ile yada MATLAB programı kullanılarak hesaplanabilmektedir.

$$k^T = R^{-1} \cdot B^T \cdot S$$

$$R^{-1} = [\delta^2_{e \max}] = 0.0306$$

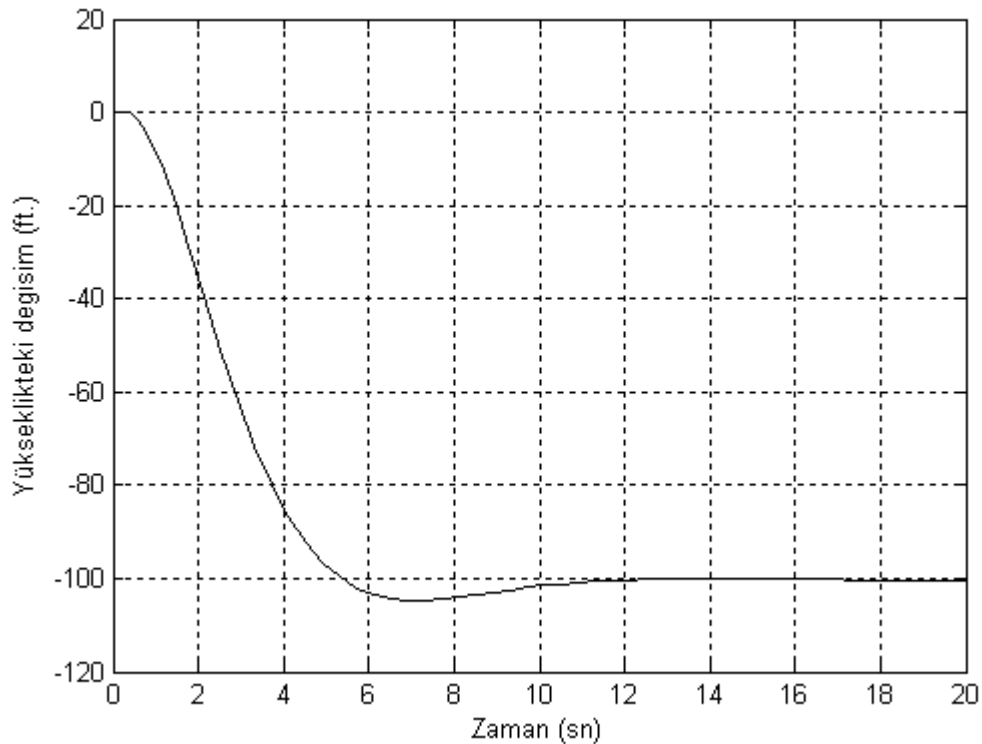
$$k^T = [0.0306] \begin{bmatrix} -0.124 & -13.2 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 75.6886 & -0.9547 & -74.87768 & -0.0865 \\ -0.9547 & 0.7648 & 4.9711 & 0.0052 \\ -74.8768 & 4.9711 & 106.1849 & 0.1208 \\ -0.0865 & 0.0052 & 0.1208 & 0.0002 \end{bmatrix}$$

$$k^T = [0.098 \quad -0.0304 \quad -1.715 \quad -0.0017]$$

Optimal kontrol yasası şimdi şu şekilde yazılabilir.

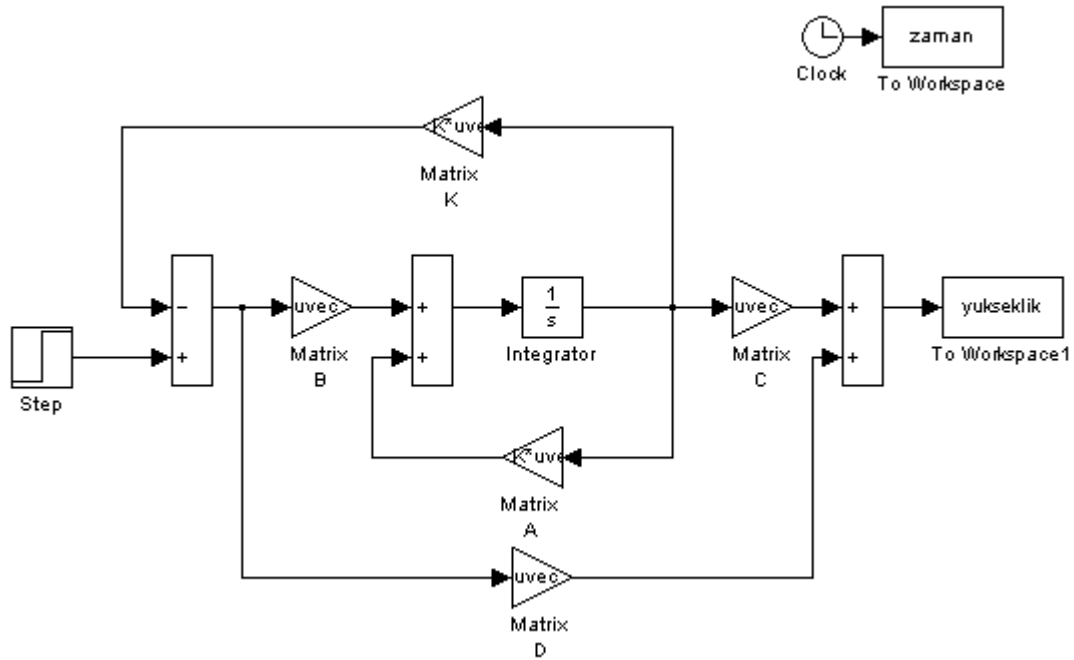
$$\eta = -k^T x$$

$$\Delta \delta_e = -0.098 \Delta \alpha + 0.0304 \Delta q + 1.715 \Delta \vartheta + 0.0017 \Delta h$$



Şekil 5.6 STOL uçağı için istenilen yükseklik (irtifa) değerinden 100 ft.lik bir değişime karşı otopilot kontrol sisteminin cevabı

Şekil 5.6 istenilen yükseklikten, 100 ft. lik bir değişime karşı uçağın cevabını göstermektedir. Kontrol sistemi ilerleme uçuş açısı $\Delta\alpha_{max}$. ve kontrol yüzey açısını $\Delta\delta_{max}$. değerlerini sabit tutarak uçağı hızlı bir şekilde istenilen yükseklik değerine getirmektedir.



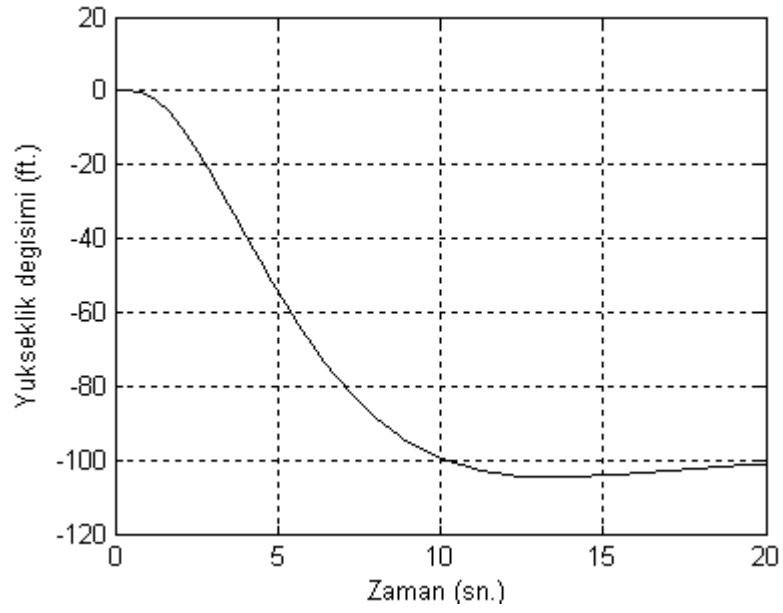
Şekil 5.7 Yükseklik otopilot kontrol sistemi
MATLAB/simulink lineer quadratik kontrol diyagramı

Tasarım parametrelerinin değiştirilmesiyle kontrol sisteminde optimum cevabın hesaplanması :

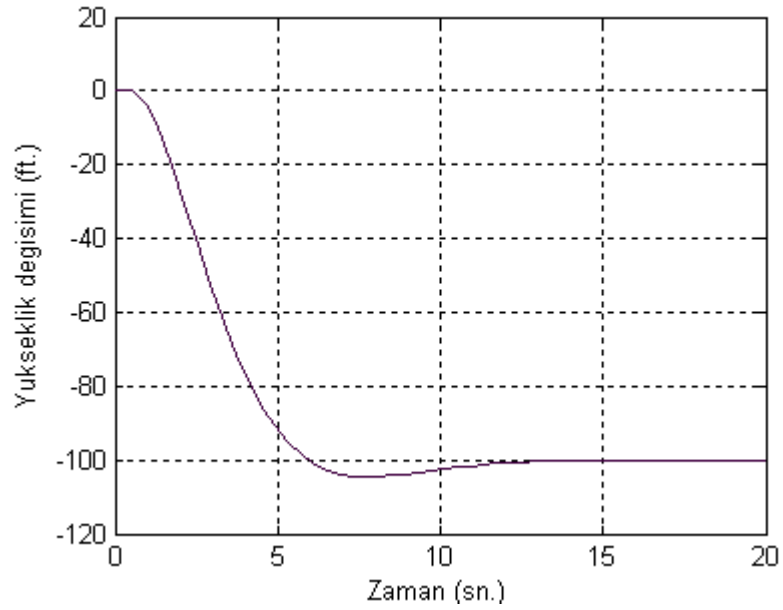
Tasarım parametresi, kontrol yüzeyi (elevator) açısı olan $\Delta\delta$ değiştirilerek kontrol sisteminin 100 ft. lik bir yükseklik değişimi için uçağın ne kadar sürede kararlı bir seviyeye geldiği incelenecektir.

Çizelge 5.1 Farklı elevator açı değerleri için R matris değerleri

$\Delta\delta_{max}$ (derece)	R matrisi
1°	3282.806
5°	131.312
10°	32.828

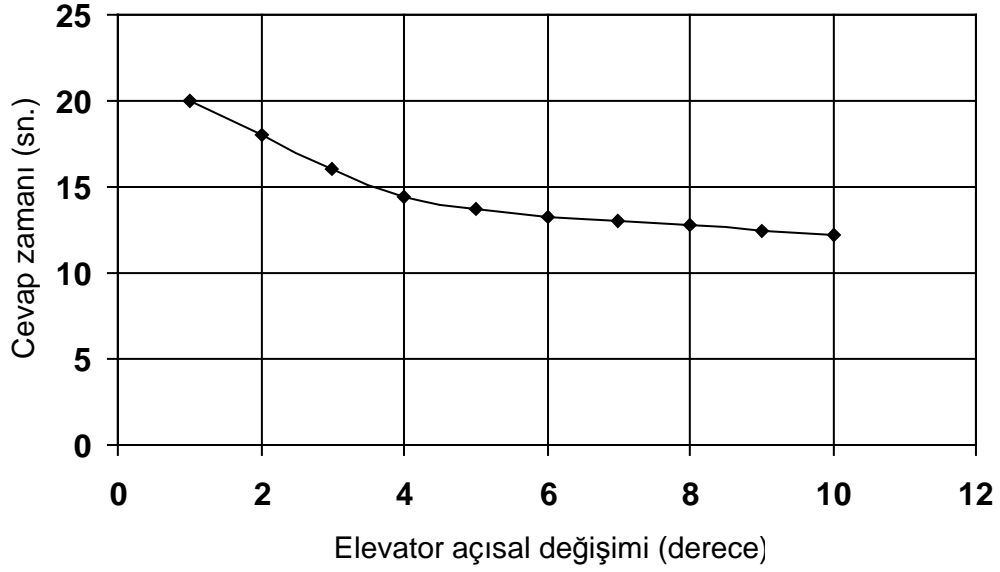


Şekil 5.8 Elevator açısı $\Delta\delta_e = 1^\circ$ için 100 ft.lık bir değişime karşı otopilot kontrol sisteminin cevabı



Şekil 5.9 Elevator açısı $\Delta\delta_e = 5^\circ$ için 100 ft.lık bir değişime karşı otopilot kontrol sisteminin cevabı

Elde edilen 3 farklı analiz grafiğinde görüldüğü üzere, farklı kontrol yüzeyi açısız değişimleri ($1^\circ - 5^\circ - 10^\circ$) ile istenilen yükseklik değişimi için , sistem farklı sürelerde kararlı hale gelmektedir.



Şekil 5.10 Kontrol yüzeyi (elevator) açısız değişimi ile uçağın kararlı uçuş seviyesine geliş süresi grafiğı

Yapılan 10 farklı kontrol yüzeyi açısız değişimi analizinde uçağın istenilen 100 ft. lik yükseklik değişimine ne kadar sürede kararlı bir cevap verdiği tasarım parametreleri kullanılarak MATLAB / Simulink yazılımı yardımıyla saptanmıştır. Elevator kontrol açısının max. sınırı tasarım gereğı 10° olarak belirlenmiştir. Kontrol yüzeyi elevatorun $1-10^\circ$ lik değişimi uçağın 20 ile 12 sn. arasında kararlı dengeye gelme süresini etkilemektedir. Uygun uçuş konforu için optimum bir değer tasarımcının hedefleri doğrultusunda belirlenebilmektedir.

6. SONUÇLAR ve ÖNERİLER

Bu bölümde, STOL nakliye uçağına ait sistem matrislerinden yola çıkarak otopilot tasarımı için 3 farklı analiz gerçekleştirildi.

İlk analizde, yetersiz uçuş kararlılığına sahip kontrol sisteminde durum geri besleme metodu kullanımıyla uçuş kararlı hale getirilmeye çalışıldı. Bu analiz sonucunda 1° lik kafa açısı değişimi için, kontrol edilmiş ve kontrol edilmemiş sistem cevap grafikleri matlab simülasyonu kullanılarak gerçekleştirildi. Kontrol öncesindeki sistem 10. sn. den sonra kararlı düzeye gelirken, kontrol edilen sistemde bu süre 2 sn. ye düşmektedir. Bu tasarımda, durum geri besleme kontrol yasası kullanıldı. Sistemin tamamen kontrol edilebilmesi için tüm durum değişkenlerinin ölçülmesi de gerekmektedir. Bu ölçümü gerçekleştirmek için sisteme ikinci basamakta, gözlemci tasarımı gerçekleştirildi. Gözlemcili geri besleme sisteminin cevabı ise genlikte biraz artışa karşın çok daha hızlı olmaktadır. Geri besleme kontrol sisteminin cevabı 2. sn. de kararlı olurken, gözlemcili kontrol sistemi 0.5 sn. de kararlı olacak şekilde tasarım gerçekleştirildi.

İkinci analizde, yine STOL nakil uçağı datalarını kullanarak tasarımcının belirleyeceği öz değerler doğrultusunda kontrol sistemi geliştirildi. Analizde, uçağın 100 ft. lik bir gezinti değeri için sistemin vereceği cevap incelenmiştir. Sistem 5. sn. den sonra kararlı bir düzeye gelerek istenilen tasarım hedefini gerçekleştirmektedir.

Üçüncü analizde, STOL nakil uçağı için verilen sistem değişkenleri kullanılarak bölüm 4' de matematiksel altyapısı anlatılan optimal kontrol yasası kullanıldı. Analizler MATLAB / Simulink yazılımında gerçekleştirildi. Analiz sonucunda 100 ft. lik bir gezinti yüksekliği için kontrol sisteminin vereceği cevaplar gözlenmiştir. Bu analiz ile 10 farklı kontrol yüzeyi açısal değişimine karşın uçağın kararlı cevap verme süreleri, tasarım parametrelerinin değiştirilmesiyle saptanmıştır. Kontrol yüzeyi elevator'un $1 - 10^\circ$ lik açı değişimi, uçağın 20 ile 12 sn. arasında kararlı dengeye gelme süresini etkilemektedir.

Uçak, max. kontrol yüzey açısında, en kısa sürede 12. sn. de kararlı bir seviyeye gelerek hedeflenen tasarımı gerçekleştirilmiştir. Bu noktada uygun uçuş konforu için optimum bir kararlı değer tasarımcının hedefleri doğrultusunda belirlenebilmektedir.

KAYNAKLAR

- Menevşe A. Aircraft Motion Control Inverse Simulation, İstanbul Teknik Üniversitesi,1995
- Bass, R. W.; and I. Gura. "High-Order System Design via State-Space Considerations." In Proceeding of the Joint Automatic Control Conference, June 1965.
- Blakelock,J.H. Automatic Control of Aircraft and Missiles. New York: Wiley, 1991.
- Bollay W. "Aerodynamic Stability Control" Journal of the Aeronautical Sciences 18, no. 9 (1951), pp. 569-617
- Bryson, A.E.; and Y.C.Ho. Applied Optimal Control. Washington, D.C.: Hemisphere,1975.
- Bryson, A.E. Control of Spacecraft and Aircraft. Princeton, NJ: Princeton University,1994.
- Cavent H. Spacecraft Attitude Control By Using Root Locus Technique İstanbul Teknik Üniversitesi,2003
- Culick, F.E.C. "Building a 1973 Wright Flyer-by Committee," AIAA Paper 88-0094, 1988.
- Çetin G. İnsansız Hava Aracı Tasarımı, İstanbul Teknik Üniversitesi,1995
- D'Souza, A.F. Design of Control Systems. Englewood Cliffs, NJ: Prentice-Hall, 1988.
- Deniz G. PI ve PID Tipi Kontrol Organlarının Ayarlanmasında Deneysel ve Simulasyon Metotlarının Karşılaştırılması İstanbul Teknik Üniversitesi,1998.
- Fırat N.Y. Bir Mikro Hava Aracının Çok Disiplinli Tasarım Optimizasyonu İstanbul Teknik Üniversitesi, 2000.
- Friedland,B. Control System Design: An Introduction to State-Space Methods. New York: McGraw-Hill, 1986.
- Hale, F.J. Introduction to Control System Analysis and Design. Englewood Cliffs, NJ: Prentice-Hall, 1988.
- Hasanov R. Uçuş Kontrol Sisteminin Robust Kalman Filtresi Temelinde Geliştirilmesi İstanbul Teknik Üniversitesi, 2003
- Kulcsar B. LQG / LTR Controller Design for an Aircraft Model, Budapest University of Technology and Economics, 2000.
- Kuo, B. C. Automatic Control Systems. Englewood Cliffs, NJ: Prentice-Hall, 1975.
- McRuer,D.;I.Ashkenas;and D.Graham. Aircraft Dynamics and Automatic Control, Princeton, N.J.:Princeton University Press, 1973.

Mc.Ruer, D.; and D.Graham. "Eighty Years of Flight Control:Triumphs and Pitfalls of the Systems Approach." AIAA Journal of Guidance and Control 4, no.4 (1981), pp. 353-362

Nagrath,I.J.;and M.Gopal. Control Systems Engineering. New York: John Wiley and Sons,1975.

Nelson, R.C. Flight Stability and Automatic Control. Singapore International editions, 1998

Nesline, F.W.; and P.Zarchan. "A Classical Look at Modern Control for Missile Autopilot Design. " AIAA Paper 82-1512, August 1982.

Oehman,W.E.; and J.H..Suddath."State-Vector Control Applied to Lateral Stability of High Performance Aircraft." NASA TN D-29084, July 1965.

Pallett, E.H.J. Automatic Flight Control, London: Granada Publishing, 1979.

Patchter M.;Huang Y.S. Fault Tolerant Flight Control, U.S. Air Force Institute of Technology, 2003.

Paynter, H.M. Analysis and Design of Engineering Systems. Cambridge, MA: MIT Press,1961.

Raven, F.H. Automatic Control Engineering. New York: McGraw-Hill, 1995.

Sharma V. Twin Otter Autopilot Analysis, Design and Envelope Protection Scheme for

Ogata K. Modern Kontrol Engineering, University of Minnesota, 2002.

Operation in Icing Conditions, B. Tech., Indian Institute of Technology Bombay, 2000.

Shinners, S. M. Modern Control System Theory and Application. Reading, MA: Addison Wesley, 1978.

Takahashi, Y.; M.J. Rabins; and D.M. Auslander. Control and Dynamic Systems. Reading, MA: Addison-Wesley, 1970.

INTERNET KAYNAKLARI

[1] <http://www24.brinkster.com/shyo/html>

[2] <http://www.library.cmu.edu/ctms/ctms/examples/pitch/rlpitch.htm>

[3] <http://www.library.cmu.edu/ctms/ctms/simulink/examples/pitch/pitchsim.htm#setup>

[4] <http://www.library.cmu.edu/ctms/ctms/examples/pitch/pidpitch.htm>

EKLER

- EK 1 Uçak lineerleştirilmiş dikey ve yatay hareket doğrultusundaki rijit gövde hareket denklemleri
- EK 2 Dikey hareket doğrultusundaki kararlılık türevleri
- EK 3 Yatay hareket doğrultusundaki kararlılık türevleri
- EK 4 Dikey hareket doğrultusundaki kararlılık katsayıları
- EK 5 Yatay hareket doğrultusundaki kararlılık katsayıları
- EK 6 Uçak lineerleştirilmiş dikey hareket doğrultusundaki rijit gövde hareket denkleminin durum değişkenleri matris eşitliğinin oluşturulması
- EK 7 Genel durum matris eşitliğinden kısa periyot durum denkleminin oluşturulması
- EK 8 MATLAB / Simulink çalışması analiz programları CD'si

EK - 1

Uçak lineerleştirilmiş dikey hareket doğrultusundaki rijit gövde hareket denklemi (Nelson, 1998)

$$\begin{aligned} \left(\frac{d}{dt} - X_U \right) \Delta u - X_W \Delta w + (g \cos \theta_0) \Delta \theta &= X_{\delta_e} \Delta \delta_e + X_{\delta_r} \Delta \delta_r - Z_U \Delta u + \left[(1 - Z_{\dot{w}}) \frac{d}{dt} - Z_W \right] \Delta w - \left[(u_0 + Z_q) \frac{d}{dt} - g \sin \theta_0 \right] \Delta \theta \\ &= Z_{\delta_e} \Delta \delta_e + Z_{\delta_r} \Delta \delta_r - M_U \Delta u - \left(M_{\dot{w}} \frac{d}{dt} + M_W \right) \Delta w + \left(\frac{d^2}{dt^2} - M_q \frac{d}{dt} \right) \Delta \theta = M_{\delta_e} \Delta \delta_e + M_{\delta_r} \Delta \delta_r \end{aligned}$$

Uçak lineerleştirilmiş yatay hareket doğrultusundaki rijit gövde hareket denklemi (Nelson, 1998)

$$\begin{aligned} \left(\frac{d}{dt} - Y_v \right) \Delta v - Y_p \Delta p + (u_0 - Y_r) \Delta r - (g \cos \theta_0) \Delta \phi &= Y_{\delta_r} \Delta \delta_r - L_v \Delta v + \left(\frac{d}{dt} - L_p \right) \Delta p - \left(\frac{I_{yz}}{I_z} \frac{d}{dt} + L_r \right) \Delta r \\ &= L_{\delta_r} \Delta \delta_r - N_v \Delta v - \left(\frac{I_{xz}}{I_z} \frac{d}{dt} + N_p \right) \Delta p + \left(\frac{d}{dt} - N_r \right) \Delta r = N_{\delta_r} \Delta \delta_r + N_{\delta_r} \Delta \delta_r \end{aligned}$$

Not : Tez içerisinde kullanılan State-space matris formundaki uçak hareket denklemleri, yukarıdaki denklemlerden elde edilmiştir.

EK - 2

Dikey hareket doğrultusundaki kararlılık türevleri (Nelson, 1998)

$$X_U = \frac{-(C_{Du} + 2C_{D0})QS}{mu_0} = \frac{C_{Xu}QS}{mu_0} (s^{-1}) \quad Q = 1/2 \cdot \rho \cdot u_0^2$$

$$X_w = \frac{-(C_{D\alpha} - C_{L0})QS}{mu_0} (s^{-1})$$

$$Z_U = \frac{-(C_{Lu} + 2C_{L0})QS}{mu_0} (s^{-1})$$

$$Z_w = \frac{-(C_{L\alpha} + C_{D0})QS}{mu_0} (s^{-1})$$

$$Z_{\alpha} = u_0 Z_{\dot{w}} (ft/s^2) \text{ yada } (m/s^2)$$

$$Z_{\dot{w}} = -C_{Z\dot{\alpha}} \frac{c}{2u_0} QS / (u_0 m)$$

$$Z_{\dot{\alpha}} = -C_{Z\dot{\alpha}} QS / m (ft/s^2)$$

$$Z_{\ddot{\alpha}} = -C_{Z\ddot{\alpha}} QS / m (ft/s^2)$$

$$M_{\alpha} = u_0 M_w (s^{-2})$$

$$M_w = C_{m\alpha} \frac{(QS\bar{c})}{u_0 I_y} \left(\frac{1}{ft \cdot s}\right) \text{ yada } \left(\frac{1}{m \cdot s}\right)$$

$$M_{\dot{\alpha}} = u_0 M_{\dot{w}} (s^{-1})$$

$$M_{\dot{w}} = C_{m\dot{\alpha}} \frac{\bar{c}}{2u_0} \cdot \frac{QS\bar{c}}{u_0 I_y} (ft^{-1})$$

$$M_q = C_{mq} \frac{\bar{c}}{2u_0} (QS\bar{c}) / I_y (s^{-1})$$

$$M_{\ddot{\alpha}} = C_{m\ddot{\alpha}} (QS\bar{c}) / I_y (s^{-2})$$

$$M_u = C_{mu} \left(\frac{1}{u_0}\right) QS\bar{c} / I_y (s^{-2})$$

EK - 3

Yatay hareket doğrultusundaki kararlılık türevleri (Nelson, 1998)

$$Y_{\beta} = \frac{QSC_{y\beta}}{m} (ft / s^2) \text{ yada } (m / s^2)$$

$$Y_p = \frac{QSB C_{yp}}{2mu_0} (ft / s) \text{ yada } (m / s)$$

$$Y_r = \frac{QSC_{yr}}{2mu_0} (ft / s) \text{ yada } (m / s)$$

$$Y_{\dot{\alpha}} = \frac{QSC_{y\dot{\alpha}}}{m} (ft / s^2) \text{ yada } (m / s^2)$$

$$Y_{\dot{\delta}} = \frac{QSC_{y\dot{\delta}}}{m} (ft / s^2) \text{ yada } (m / s^2)$$

$$N_{\beta} = \frac{QSB C_{n\beta}}{I_z} (s^{-1})$$

$$N_p = \frac{QSB^2 C_{np}}{2I_x u_0} (s^{-1})$$

$$N_r = \frac{QSB^2 C_{nr}}{2I_x u_0} (s^{-1})$$

$$N_{\dot{\alpha}} = \frac{QSB C_{n\dot{\alpha}}}{I_z} (s^{-2})$$

$$N_{\dot{\delta}} = \frac{QSB C_{n\dot{\delta}}}{I_z} (s^{-2})$$

$$L_{\beta} = \frac{QSB C_{l\beta}}{I_x} (s^{-2})$$

$$L_p = \frac{QSB^2 C_{lp}}{2I_x u_0} (s^{-1})$$

$$L_r = \frac{QSB^2 C_{lr}}{2I_x u_0} (s^{-1})$$

$$L_{\dot{\alpha}} = \frac{QSB C_{l\dot{\alpha}}}{I_x} (s^{-2})$$

$$L_{\dot{\delta}} = \frac{QSB C_{l\dot{\delta}}}{I_x} (s^{-2})$$

EK - 4

Dikey hareket doğrultusundaki kararlılık katsayıları (Nelson, 1998)

$$C_{Xu} = -[C_{Du} + 2C_{D0}] + C_{Tu}$$

$$C_{X\alpha} = C_{L0} - \frac{2C_{L0}}{\pi e} \frac{C_{L\alpha}}{AR}$$

$$C_{Zu} = -\frac{M^2}{1-M^2} C_{L0} - 2C_{L0}$$

$$C_{Z\alpha} = -(C_{L\alpha} + C_{D0})$$

$$C_{Z\dot{\alpha}} = -2\eta C_{L\alpha} V_H \frac{d\epsilon}{d\alpha}$$

$$C_{Zq} = -2\eta C_{L\alpha} V_H$$

$$C_{Z\delta_e} = -C_{L\delta_e} = -\frac{S_t}{S} \eta \frac{dC_{L_t}}{d\delta_e}$$

$$C_{Mu} = \frac{\partial C_m}{\partial M} M_0$$

$$C_{M\alpha} = C_{L\alpha v} \left(\frac{X_{cg}}{c} - \frac{X_{ac}}{c} \right) + C_{M\alpha fus} - \eta V_H C_{L\alpha} \left(1 - \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha} \right)$$

$$C_{M\dot{\alpha}} = -2\eta C_{L\alpha} V_H \frac{l_t}{c} \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha}$$

$$C_{Mq} = -2\eta C_{L\alpha} V_H \frac{l_t}{c}$$

$$C_{M\delta_e} = -\eta V_H \frac{\partial \epsilon}{\partial \delta_e}$$

EK - 5

Yatay hareket doğrultusundaki kararlılık katsayıları (Nelson, 1998)

$$C_{y\beta} = -\eta \frac{S_v}{S} C_{L\alpha v} \left(1 + \frac{\partial \delta}{\partial \beta}\right)$$

$$C_{yp} = C_L \frac{AR + \cos \Lambda}{AR + 4 \cos \Lambda} \tan \Lambda$$

$$C_{yr} = -2 \left(\frac{l_v}{b}\right) (C_{y\beta})_{tail}$$

$$C_{y\delta r} = \frac{S_v}{S} \tau C_{L\alpha v}$$

$$C_{n\beta} = C_{b\beta v f} + \eta_v V_v C_{L\alpha v} \left(1 + \frac{\partial \sigma}{\partial \beta}\right)$$

$$C_{np} = -\frac{C_L}{8}$$

$$C_{nr} = -2\eta_v V_v \left(\frac{l_v}{b}\right) C_{L\alpha v}$$

$$C_{n\delta a} = 2KC_{L0} C_{l\delta a}$$

$$C_{n\delta r} = -V_v \eta_v \tau C_{L\alpha v}$$

$$C_{l\beta} = \left(\frac{C_{l\beta}}{\Gamma}\right) \Gamma + \Delta C_{l\beta}$$

$$C_{l\beta} = -\frac{C_{L\alpha}}{12} \frac{1+3\lambda}{1+\lambda}$$

$$C_{lr} = \frac{C_L}{4} - 2 \frac{l_v}{b} \frac{z_v}{b} C_{y\beta tail}$$

$$C_{l\delta a} = \frac{2C_{L\alpha} \tau}{Sb} \int_{y_1}^{y_2} cy \cdot dy$$

$$C_{l\delta r} = \frac{S_v}{S} \left(\frac{z_v}{b}\right) \tau C_{L\alpha v}$$

EK – 6

EK 1 Uçak lineerleştirilmiş dikey hareket doğrultusundaki rijit gövde hareket denkleminde durum değişkenleri matris eşitliğinin oluşturulması :

Ek 1 denkleminde, Z_q ve Z_w Kararlılık türevleri pratikte etkilerinin çok küçük olmaları nedeniyle ihmal edilmektedirler. Bu terimlerin ihmal edilmeleriyle denklem şu formda yazılabilmektedir. δ ve δ_T terimleri ise sırasıyla aerodinamik ve itme kontrol girişleri

$$\begin{bmatrix} \Delta \dot{u} \\ \Delta \dot{w} \\ \Delta \dot{q} \\ \Delta \dot{\vartheta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_u & X_w & 0 & -g \\ Z_u & Z_w & u_0 & 0 \\ M_u + M_{\dot{w}}Z_u & M_w + M_{\dot{w}}Z_w & M_q + M_{\dot{w}}u_0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta u \\ \Delta w \\ \Delta q \\ \Delta \theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} X_\delta & X_{\delta T} \\ Z_\delta & Z_{\delta T} \\ M_\delta + M_{\dot{w}}Z_\delta & M_{\delta T} + M_{\dot{w}}Z_{\delta T} \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta \delta \\ \Delta \delta_T \end{bmatrix}$$

Kısa periyot durum denklemleri :

Kısa periyot yaklaşımı $\Delta u=0$ kabulü ve X kuvvet eşitliklerinin atılmasıyla denklem şu hale gelmektedir. (Nelson, 1998)

$$\begin{bmatrix} \Delta \dot{w} \\ \Delta \dot{q} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Z_w & u_0 \\ M_w + M_{\dot{w}}Z_w & M_q + M_{\dot{w}}u_0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta w \\ \Delta q \end{bmatrix}$$

İlerleme uçuş açısı eşitliğine göre denklem yeniden yazılırsa :

$$\Delta \alpha = \frac{\Delta w}{u_0}$$

Aşağıdaki M_α eşitliğini kullanarak w ve \dot{w} türevleri α ve $\dot{\alpha}$ ile değiştirilebilmektedir.

$$M_\alpha = \frac{1}{I_y} \cdot \frac{\partial M}{\partial \alpha} = \frac{1}{I_y} \cdot \frac{\partial M}{\partial (\Delta w / u_0)} = \frac{u_0}{I_y} \cdot \frac{\partial M}{\partial w} = u_0 M_w$$

Benzer olarak :

$$Z_\alpha = u_0 Z_w \quad \text{ve} \quad M_{\dot{\alpha}} = u_0 M_{\dot{w}} \quad \text{elde edilir.}$$

Bu açıklamaların kullanımı ile kısa periyot durum denklemleri şu şekilde elde edilebilir.

$$\begin{bmatrix} \Delta \dot{\alpha} \\ \Delta \dot{q} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{Z_\alpha}{u_0} & 1 \\ M_\alpha + M_{\dot{\alpha}} \cdot \frac{Z_\alpha}{u_0} & M_q + M_{\dot{\alpha}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta \alpha \\ \Delta q \end{bmatrix}$$

EK – 7

Ek 6’da oluşturulan genel durum matris eşitliğinden kısa periyot durum denkleminin oluşturulması :

Kısa periyot durum denklemi :

Bu denklem için genel denklemden pitching moment eşitliğini ihmal edip ilerleme uçuş açısı değişimini sıfır kabul edilecektir. (Nelson, 1998)

$$\Delta\alpha = \frac{\Delta w}{u_0} \quad \Delta\alpha = 0 \rightarrow \Delta w = 0$$

Bu kabuller ile homojen ileri yön uçuş denklemi şu şekilde elde edilir :

$$\begin{bmatrix} \Delta\dot{u} \\ \Delta\dot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_u & -g \\ -Z_u & 0 \\ u_0 & \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta u \\ \Delta\theta \end{bmatrix}$$

ÖZGEÇMİŞ

Ad Soyad : Nuh DÖNMEZ
Doğum tarihi ve yeri : 5.Kasım.1979 , KAYSERİ

Eğitim Durumu :

1993 Kayseri Merkez Endüstri Meslek Lisesi, Elektrik Bölümü
1994-1997 Kayseri Merkez Teknik Lisesi, Bilgisayar programcılığı
1998 Teknik Lise Mezuniyeti

1998 – 2002 Erciyes Üniversitesi, Makine Mühendisliği Bölümü
2002 Üniversite mezuniyeti

2003 – 2005 Yıldız Teknik Üniversitesi, Yüksek Lisans,
Fen Bilimleri Enstitüsü, Makine Müh. Anabilim Dalı,
Makine Teorisi ve Kontrol Programı

İş Tecrübesi :

2002-2003 Kayseri Ercan Soba Fabrikası
Sektör Elektrikli fırın imalatı, katı yakıt sobası ve boiler imalatı
Pozisyon Ar-ge ve projelendirme

2003-2005 İstanbul KMS KUBA Makine San..
Sektör El örgü, Remayöz, Teğel ve Textil makineleri imalatı, montajı
Pozisyon İmalat mühendisliği ve Üretim müdür yardımcılığı

E-mail : nuhdonmez@gmail.com