

**SABİT KANATLI İNSANSIZ HAVA ARAÇLARI İÇİN MODELLEME VE
ÇEVİRİM-ŞEKİLLENDİREN KONTROLÇÜ TASARIMI**

ŞEYMA AKYÜREK

YÜKSEK LİSANS TEZİ

ELEKTRİK VE ELEKTRONİK MÜHENDİSLİĞİ

TOBB EKONOMİ VE TEKNOLOJİ ÜNİVERSİTESİ

FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

ARALIK 2015

ANKARA

Fen Bilimleri Enstitü onayı

Prof. Dr. Osman EROĞUL

Müdür

Bu tezin Yüksek Lisans derecesinin tüm gereksinimlerini sağladığını onaylarım.

Prof. Dr. Murat ALANYALI

Anabilim Dalı Başkanı

Şeyma AKYÜREK tarafından hazırlanan SABİT KANATLI İNSANSIZ HAVA ARAÇLARI İÇİN MODELLEME VE ÇEVİRİM-ŞEKİLLENDİREN KONTROLCÜ TASARIMI adlı bu tezin Yüksek Lisans tezi olarak uygun olduğunu onaylarım.

Doç. Dr. Coşku KASNAKOĞLU

1. Tez Danışmanı

Prof Dr. Ünver KAYNAK

2. Tez Danışmanı

Tez Jüri Üyeleri

Başkan : Yrd. Doç. Dr. Sevgi Zübeyde GÜRBÜZ _____

Üye : Prof Dr. Ünver KAYNAK _____

Üye : Doç. Dr. Coşku KASNAKOĞLU _____

Üye : Yrd. Doç. Dr. Ali Türker KUTAY _____

Üye : Doç. Dr. Dilek Funda KURTULUŞ _____

TEZ BİLDİRİMİ

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

Şeyma AKYÜREK

Üniversitesi	: TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi
Enstitüsü	: Fen Bilimleri
Anabilim Dalı	: Elektrik ve Elektronik Mühendisliği
1. Tez Danışmanı	: Doç. Dr. Coşku KASNAKOĞLU
2. Tez Danışmanı	: Prof. Dr. Ünver KAYNAK
Tez Türü ve Tarihi	: Yüksek Lisans – Aralık 2015

Şeyma AKYÜREK

**SABİT KANATLI İNSANSIZ HAVA ARAÇLARI İÇİN MODELLEME VE
ÇEVİRİM-ŞEKİLLENDİREN KONTROLCÜ TASARIMI**

ÖZET

Otopilot sistemleri, insan müdahalesi gerektirmeden herhangi bir görevi tamamlamak için veya uçuşta pilota yardımcı olmak için kullanılan sistemlerdir. Bir başka deyişle, uçağın gerçekleştireceği görevi daha güvenilir ve etkili kılmak için kullanılırlar. Otopilot tasarımı sırasında ilk atılan adım otopilotun dengeleyici modudur. Geleneksel otopilot sistemlerinde en az bir iç ve bir de dış döngü bulunur. Dengeleyici mod otopilotun iç döngüsü olup, eklenecek diğer (hız, yükseklik, yön tutuşu gibi) görevler otopilotun dış döngüsünü oluşturur. Bir otopilot sistemini kontrol edebilmek için geçmişten günümüze pek çok yöntem uygulanmıştır. Başlangıçta klasik kontrol yöntemleri sıkça kullanılsa da günümüzde modern yöntemlerle tasarlanan otopilot sistemleri ağırlık kazanmıştır. Bu çalışmada, modern kontrol yöntemlerinden biri olan H_{∞} çevrim şekillendirme kontrol metodu ile sabit kanatlı bir insansız hava aracının otomatik uçuşu sağlanacaktır. Önce otopilotun dengeleyici modu olan iç döngü, ardından yükseklik kontrolü yapan dış döngü, MATLAB/Simulink ortamında modellenmiştir. Kontrol sisteminde kullanılmak üzere, oluşturulan uçak modelinin uçuş dinamik katsayıları ve kararlılık kontrol türevleri belirlenmiştir. Yukarıdaki kuramsal adımlar atıldıktan sonra tasarlanan otopilot, sanal ortamda ve gerçek uçuş deneylerinde test edilmiştir. Önerilen tezin literatüre en büyük katkısı çevrim şekillendirme kontrol yönteminin uçuş dinamiklerinin tüm durumlarını kapsayacak şekilde tasarlanan bir otopilot sisteminde kullanılması ve gerçek sisteme uygulanmasıdır.

Anahtar Kelimeler: H_{∞} Çevrim şekillendirme kontrol yöntemi, İnsansız hava araçları, Stabilizasyon, MATLAB/Simulink, Otopilot sistemi, Uçuş dinamikleri,

University : TOBB Economics and Technology University
Institute : Institute of Natural and Applied Sciences
Science Programme : Electrical and Electronics Engineering
1. Supervisor : Associate Professor Dr. Coşku KASNAKOĞLU
2. Supervisor : Professor Dr. Ünver KAYNAK
Degree Awarded and Date : M.Sc. – December 2015

Şeyma AKYÜREK

**MODELING AND LOOP-SHAPING CONTROL DESIGN FOR FIXED-WING
UNMANNED AERIAL VEHICLES**

ABSTRACT

Autopilot systems are used to complete missions without any human intervention or to assist the pilot during flight. In other words, they are used to make flight missions more reliable and efficient. The first step is a stabilizer mode when it comes to autopilot designing. Conventional autopilot systems have at least one inner and one outer loop. The stabilizer mode is the inner loop and, additional missions, such as speed, altitude, and heading hold are outer part of the system. From past to present, to control an autopilot system several types of methods are used. Although at the beginning classical control methods are used frequently, designing an autopilot system with modern control methods is much more preferable now. In this study with H_∞ loop-shaping control method which is one of the modern techniques, automatic flight for fixed-wing unmanned aerial vehicle will be provided. Primarily, the inner loop which is the stabilizer mode then outer loop which is the altitude hold is modeled in the MATLAB/Simulink environment. Flight dynamic coefficients and stability control derivatives are calculated for the generated aircraft model to be included in the control system. After the theoretical steps above are taken, generated autopilot tested in both simulation and real flight. The main improvement of this thesis to literature is already existed H_∞ loop shaping control method is used for an autopilot which is designed including the full state flight dynamics and applied to real system.

Keywords: H_∞ loop shaping control method, Unmanned aerial vehicles, Stabilization, MATLAB/Simulink, Autopilot system, Flight dynamics,

TEŞEKKÜR

Bu tezin hazırlanmasının her aşamasında engin tecrbesini, zamanını, desteğini ve hoşgörüsünü benden esirgemeyen ve beni karşılaştığım her zorlukta yönlendiren değerli hocam Doç. Dr. Coşku KASNAKOĞLU'na, bana farklı bir bakış açısı kazandıran, bir uçak sistemine yalnızca bir kontrolcü olarak bakmayıp sistemin dinamiğini de algılama yetisi kazandıran, bana her durumda destek olan, öğretim heyecanı asla bitmeyecek değerli hocam Prof. Dr. Ünver KAYNAK'a, lisans yıllarımda bana kontrolü sevdiren, yönlendiren, bilgisini koşulsuzca aktaran, mühendisin sözlükteki anlamı Anıl Ufuk BATMAZ'a, modern kontrol yöntemlerini bir öğretmen edasıyla bana öğretmeyi görev edinen, yeri geldiğinde hem bir arkadaş hem bir hoca desteğiyle bilgilerimi aktaran Burak KÜRKCÜ'ye teşekkürlerimi bir borç bilirim.

Lisans ve yüksek lisans eğitimim süresince imkanlarından faydalandığım ve yüksek lisans eğitimim sırasında bursiyeri olduğum TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi'ne ve okuldaki bana destek veren, yanımda olan tüm arkadaşlarıma özellikle teknik problemlerde yardımcı olan Can DEĞERLİ'ye teşekkürlerimi bir borç bilirim.

Bu çalışma TÜBİTAK tarafından 113E581 referans numaralı "Sabit Kanatlı İnsansız Hava Araçları İçin Kontrol Yüzey Kaybını Dengeleyici Otopilot Tasarımı" başlıklı proje tarafından desteklenmiştir. Eğitimim süresince projedeki desteklerinden dolayı TÜBİTAK'a teşekkür ederim.

Ayrıca, bu süreç boyunca bana koşulsuz destek olan, yanımdan hiç ayrılmayan, beni bugüne kadar büyüten, koruyan, hayattaki doğruları gösteren, dürüstlüğü, çalışmayı, hak yememeyi, sorumluluğu öğreten değerli ailem Ragıp AKYÜREK, Hülya AKYÜREK ve Bengisu AKYÜREK'e gönülden teşekkür ederim. Onların büyük sevgisi ve desteği olmasaydı bu çalışma ortaya çıkamazdı.

İÇİNDEKİLER

ÖZET.....	iv
ABSTRACT.....	v
TEŞEKKÜR.....	vi
İÇİNDEKİLER.....	vii
ÇİZELGELERİN LİSTESİ.....	ix
ŞEKİLLERİN LİSTESİ.....	x
KISALTMALAR.....	xiv
SEMBOL LİSTESİ.....	xv
1. GİRİŞ.....	1
2. UÇAK DİNAMİĞİ.....	7
2.1 Kısa Periyot Dinamiği Yaklaşımı.....	19
2.2 Uzun Periyot Dinamiği Yaklaşım.....	22
2.3 Yükseklik Tutuş Otopilot Sistemi.....	24
3. SİSTEM MODELLEMESİ VE KONTROLCÜ TASARIMI.....	26
3.1 H_{∞} Çevrim Şekillendirme Yöntemi İle Kontrolcü Tasarımı.....	26
3.1.1 Norm Kavramı.....	26
3.1.2 Temel Bir Geri Besleme Döngüsü.....	26
3.1.3 Performans Özellikleri.....	29
4. OTOPILOT SİSTEMİ MODELLERİ.....	38
4.1 Cessna 172 Uçağı için Kontrol Modeli.....	38
4.2 Apprentice S Model Uçağı için Kontrolcü Tasarımı.....	46
4.3 Cessna 172 Uçağına Yükseklik Tutucu Otopilot Tasarımı.....	53
5. OTOPILOT UÇUŞ TESTİ SONUÇLARI.....	59

5.1	Apprentice S Model Uçağının Dengeleyici Otopilotu için X – Plane ile Haberleşecek MATLAB / Simulink Modeli.....	59
5.2	Apprentice S Model Uçağı için Yükseklik Kontrolünün X – Plane ile Haberleşecek MATLAB / Simulink Modeli.....	66
6.	SAHA UÇUŞ SONUÇLARI.....	69
	KAYNAKLAR.....	90
	EK – 1.....	95
	EK – 2.....	98
	ÖZGEÇMİŞ.....	108

ÇİZELGE LİSTESİ

Çizelge 2.1. Kinematik denklemler	11
Çizelge 2. 2. Uzunlamasına eksenindeki boyutsuz kararlılık türevleri	12
Çizelge 2. 3. Yanlamasına eksenindeki boyutsuz kararlılık türevleri	12
Çizelge 2. 4. Uzunlamasına ekseninde kararlılık katsayıları	13
Çizelge 2. 5. Yanlamasına eksenindeki kararlılık katsayıları	13

ŞEKİL LİSTESİ

Şekil 2. 1. Cessna 182 model uçak görüntüsü	8
Şekil 2. 2. Train Star model uçak görüntüsü	8
Şekil 2. 3. Apprentice S model uçak görüntüsü	8
Şekil 2. 4. Aerodinamik kontrolcü yüzeyleri	9
Şekil 2. 5. Bir uçağın hareketlerinin tanımlandığı eksenler	9
Şekil 2. 6. Euler açıları	10
Şekil 2. 7. Cessna 172 uçağının ailib kütüphanesindeki modeli, kararlılık katsayıları.....	11
Şekil 2. 8. Yunuslama açısı tutucu otopilot sistemi blok diyagramı	14
Şekil 2. 9. PID kontrolcününün birim basamak çıktısı	15
Şekil 2. 10. Yunuslama tutucu tek giriş tek çıkışlı otopilot sistemi	17
Şekil 2. 11. Yuvarlanma açısı tutucu tek girişli tek çıkışlı otopilot sistemi.....	17
Şekil 2. 12. İki giriş iki çıkışlı otopilot sistemi	18
Şekil 2. 13. Yunuslama (Pitch) eksenini için döngüde donanım test platformu sonucu.....	18
Şekil 2. 14. Yuvarlanma (Roll) eksenini için döngüde donanım test platformu sonucu.....	19
Şekil 3. 1. 2. 1. Temel bir geri besleme döngüsü blok diyagramı.....	27
Şekil 3. 1. 3. 1. 1. Performans ve gürbüzlük koşulunun grafik ile gösterimi.....	30
Şekil 3. 1. 3. 1. 2. Sistem ve H_{∞} kontrolcüsü.....	37
Şekil 3. 1. 4. 1. 1s'in ve 1s2 bode diyagramı	37
Şekil 4. 1. 1. Kontrolcününün gömüldüğü ÇGÇÇ sistem modeli	42
Şekil 4. 1. 2. Çalışma Noktası Etrafında Doğrusallaştırılmış Sistemin Basamak Cevabı.....	43
Şekil 4. 1. 3. Hassasiyet (sensitivity), bütünleyici hassasiyet (complementary sensitivity), istenen biçim (desired shape) ve başarılan biçim (achieved shape) diyagramları	43
Şekil 4. 1. 4. Çok – giriş – çok – çıkış sistemin birim basamak cevabı	44
Şekil 4. 1. 5. Yükseliş dümeni, kanatçık dümeni, yön dümeni ve gaz kolu simülasyon sonuç grafikleri.....	44
Şekil 4. 1. 6. Hız bilgisi, α ve β değerlerinin simülasyon sonuç grafikleri	45
Şekil 4. 1. 7. Psi, theta ve phi açılarını simülasyon sonuçları	45
Şekil 4. 2. 1. Apprentice Model Uçağı MATLAB/Simulink Modeli.....	49
Şekil 4. 2. 2. Çalışma Noktası Etrafında Doğrusallaştırılmış Sistemin Basamak Cevabı.....	50
Şekil 4. 2. 3. Hassasiyet (sensitivity), bütünleyici hassasiyet (complementary sensitivity), istenen biçim (desired shape) ve başarılan biçim (achieved shape) diyagramları	50
Şekil 4. 2. 4. Çok – giriş – çok – çıkış sistemin birim basamak cevabı	51

Şekil 4. 2. 5. Yükseliş dümeni, kanatçık dümeni, yön dümeni ve gaz kolu simülasyon sonuç grafikleri	51
Şekil 4. 2. 6. Hız bilgisi, α ve β değerlerinin simülasyon sonuç grafikleri	52
Şekil 4. 2. 7. Psi, theta ve phi açılarını simülasyon sonuçları	52
Şekil 4. 3. 1. Apprentice model uçağı için yükseklik tutucu otopilot sistemi MATLAB/Simulink modeli	56
Şekil 4. 3. 2. Yükseklik tutucu otopilot tasarımı için PID kontrolcünün referans takip grafiğı	56
Şekil 4. 3. 3. PID kontrolcünün katsayıları	56
Şekil 4. 3. 4. Yükseliş dümeni, kanatçık dümeni, yön dümeni ve gaz kolu simülasyon sonuç grafikleri	57
Şekil 4. 3. 5. Hız bilgisi, α ve β değerlerinin simülasyon sonuç grafikleri	57
Şekil 4. 3. 6. ψ , Θ ve ϕ açılarının simülasyon sonuçları	58
Şekil 5. 1. 1. X – Plane’den gelen uçuş verileri bloğu modeli	62
Şekil 5. 1. 2. Otopilotun iç döngüdeki dengeleyici kısmı	63
Şekil 5. 1. 3. PT60 model uçağı için X – Plane Simülasyon programı görüntüsü	63
Şekil 5. 1. 4. X-Plane simülasyonundaki PT60 uçağının hızının referans takip grafiğı	64
Şekil 5. 1. 5. X-Plane simülasyonundaki PT60 uçağının Θ referans takip grafiğı.....	64
Şekil 5. 1. 6. X-Plane simülasyonundaki PT60 uçağının ϕ referans takip grafiğı	65
Şekil 5. 1. 7. X-Plane simülasyonundaki PT60 uçağının β referans takip grafiğı	65
Şekil 5. 2. 1. X - Plane’den gelen uçuş verileri bloğu modeli.....	67
Şekil 5. 2. 2. Otopilotun iç döngüdeki dengeleyici kısmı ve yükseklik kontrolü dış döngüsü	68
Şekil 5. 2. 3. Yükseklik tutucu otopilotun X-Plane simülasyon sonucu	68
Şekil 6. 1. Birinci evre ve ikinci evre seçim grafiğı	74
Şekil 6. 2. Uçağın yalpa hareketinin ilk 1000 saniyedeki birinci ve ikinci evre grafiğı	74
Şekil 6. 3. Uçağın yalpa hareketinin 1000 – 2000 saniye aralığındaki ikinci evre grafiğı	75
Şekil 6. 4. Uçağın yalpa hareketinin 2000 – 3000 saniye aralığındaki birinci ve ikinci evre grafiğı	75
Şekil 6. 5. Uçağın yalpa hareketinin 3000 – 4000 saniye aralığındaki ikinci evre grafiğı	76
Şekil 6. 6. Uçağın yunuslama hareketinin ilk 1000 saniyedeki birinci ve ikinci evre grafiğı..	76
Şekil 6. 7. Uçağın yunuslama hareketinin 1000 – 2000 saniye aralığındaki ikinci evre grafiğı	77

Şekil 6. 8. Uçağın yunuslama hareketinin 2000 – 3000 saniye aralığındaki birinci ve ikinci evre grafiği	77
Şekil 6. 9. Uçağın yunuslama hareketinin 3000 – 4000 saniye aralığındaki birinci ve ikinci evre grafiği	78
Şekil 6. 10. Uçağın β açısının ilk 1000 saniyedeki birinci ve ikinci evre grafiği	78
Şekil 6. 11. Uçağın β açısının 1000 – 2000 saniye aralığındaki ikinci evre grafiği.....	79
Şekil 6. 12. Uçağın β açısının 2000 – 3000 saniye aralığındaki birinci ve ikinci evre grafiği	79
Şekil 6. 13. Uçağın β açısının 3000 – 4000 saniye aralığındaki ikinci evre grafiği.....	80
Şekil 6. 14. Uçağın kanatçık kontrol yüzeylerinin ilk 1000 saniyedeki hareketinin birinci ve ikinci evre grafiği	80
Şekil 6. 15. Uçağın kanatçık kontrol yüzeylerinin 1000 – 2000 saniye aralığındaki hareketinin ikinci evre grafiği	81
Şekil 6. 16. Uçağın kanatçık kontrol yüzeylerinin 2000 – 3000 saniye aralığındaki hareketinin birinci ve ikinci evre grafiği	81
Şekil 6. 17. Uçağın kanatçık kontrol yüzeylerinin 3000 – 4000 saniye aralığındaki hareketinin ikinci evre grafiği	82
Şekil 6. 18. Uçağın yükseliş dümeni kontrol yüzeylerinin ilk 1000 saniyedeki hareketinin birinci ve ikinci evre grafiği	82
Şekil 6. 19. Uçağın yükseliş dümeni kontrol yüzeylerinin 1000 – 2000 saniye aralığındaki hareketinin ikinci evre grafiği	83
Şekil 6. 20. Uçağın yükseliş dümeni kontrol yüzeylerinin 2000 – 3000 saniye aralığındaki hareketinin birinci ve ikinci evre grafiği	83
Şekil 6. 21. Uçağın yükseliş dümeni kontrol yüzeylerinin 3000 – 4000 saniye aralığındaki hareketinin ikinci evre grafiği	84
Şekil 6. 22. Uçağın gaz kolunun ilk 1000 saniyedeki birinci ve ikinci evre grafiği	84
Şekil 6. 23. Uçağın gaz kolunun 1000 – 2000 saniye aralığındaki ikinci evre grafiği.....	85
Şekil 6. 24. Uçağın gaz kolunun 2000 – 3000 saniye aralığındaki birinci ve ikinci evre grafiği	85
Şekil 6. 25. Uçağın gaz kolunun 3000 – 4000 saniye aralığındaki ikinci evre grafiği.....	86
Şekil 6. 26. Uçağın yön dümeni kontrol yüzeyinin ilk 1000 saniyedeki hareketinin birinci ve ikinci evre grafiği	86
Şekil 6. 27. Uçağın yön dümeni kontrol yüzeyinin 1000 – 2000 saniye aralığındaki hareketinin ikinci evre grafiği	87

Şekil 6. 28. Uçağın yön dümeni kontrol yüzeyinin 2000 – 3000 saniye aralığındaki hareketinin birinci ve ikinci evre grafiği	87
Şekil 6. 29. Uçağın yön dümeni kontrol yüzeyinin 3000 – 4000 saniye aralığındaki hareketinin birinci ve ikinci evre grafiği	88

KISALTMALAR

İHA : İnsansız Hava Aracı

LQG : Linear Quadratic Gaussian

DME : Doğrusal Matris Eşitsizlikleri (Linear Matrix Inequalities)

DME KA : Doğrusal Matris Eşitsizlikleri Kontrol Araç Çubuğu(Linear Matrix Inequalities Control Toolbox)

ÇTSM : Çok terimli Sistem Matrisi (Polynomial System Matrix)

C172 : Cessna 172 Uçağı

C182 : Cessna 182 Uçağı

M : Mach Sayısı

TF : Transfer Fonksiyonu

ÇGÇÇ : Çok Girişli Çok Çıkışlı Sistem

TGTÇ : Tek Girişli Tek Çıkışlı Sistem

Min. Faz : Minimum Faz

PID : Oransal, İnetgral, Türevsel (Proportional, Integral, Derivative)

DU : Durum uzayı (state space)

D2R : Dereceden radyana çevirme (degree to radian)

R2D : Radyandan dereceye çevirme (radian to degree)

ÇTSM : Çok Terimli Sistem Matrisi (Polynomial System Matrix)

SEMBOL LİSTESİ

AR : Görünüm oranı (Aspect ratio)

C_{D_0} : Referans sürtünme katsayısı

C_{L_α} : Uçak kaldırma kavis açısı

$C_{L_{\alpha_w}}$: Kanat kaldırma kavis açısı

$C_{L_{\alpha_t}}$: Kuyruk kaldırma kavis açısı

C_{D_α} : Hücum açısı sürtünme katsayısı

C_{L_t} : yatay kuyruğun kaldırma katsayısı

C_{L_0} : Referans kaldırma katsayısı

C_{m_q} : Yükseliş momenti katsayısı

C_{D_q} : Yükseliş sürtünme katsayısı

$C_{m_{\delta_e}}$: Yükselme dümeni sapma momenti katsayısı

$C_{L_{\delta_e}}$: Yükselme dümeni kaldırma kuvveti katsayısı

$C_{y_p}, C_{n_p}, C_{l_p}$: Yalpalama açısal hıza göre değişen kararlılık katsayıları

$C_{y_r}, C_{n_r}, C_{l_r}$: Sapma açısal hızına göre değişen kararlılık katsayıları

α : Hücum açısı

β : Yana kayma açısı

δ_e : Yükseliş dümeni (elevator) sapması

δ_a : Kanatçık dümeni (aileron) sapması

\bar{c} : Aerodinamik kord

e : Oswald uzunluk verim faktörü

l_t : Ağırlık merkezi ile kanadın çeyrek kord mesafesi arasındaki uzaklık

V_H : Yatay kuyruk hacim oranı

M : Uçuş Mach sayısı

S : Kanat alanı

S_t : Yatay kuyruk alanı

$\frac{d\varepsilon}{d\alpha}$: Aşağı yönlü hava akımının (aşağı infirah) hücum açısına göre değişimi

η : Yatay kuyruğun verim faktörü

b : Kanat açıklığı

K : Deneysel faktör

l_v : Yatay kuyruğun aerodinamik merkezi ile ağırlık merkezi arasındaki mesafe

V_v : Dikey kuyruk hacim oranı

Z_v : Dikey kuyruğun basınç merkezi ile gövdenin merkez çizgisi arasındaki mesafe

Γ : Kanadın iki düzlemlili (dihedral) açısı

Λ : Kanadın yayılma açısı

η_v : Dikey kuyruğun verimi

λ : Konik oran (uçtaki kord/kökteki kord)

u_0 : ilk hız

I : Eylemsizlik Momenti

I_x : yalpa eksenindeki eylemsizlik momenti

I_y : yüklenme eksenindeki eylemsizlik momenti

I_z : sapma eksenindeki eylemsizlik momenti

S_{ref} : Referans alanı

S_{wet} : Islak alan

S_{exp} : Görünür alan

g : yerçekimi ivmesi sabiti

d : gövdenin çapı

W : boş ağırlık

$\frac{d\sigma}{d\beta}$: Uçağın yanından esen havaaçısının yana kayma açısı ile değişimi

1. GİRİŞ

Havacılıkla ilgili çalışmalar özellikle son zamanlarda askeri ve sivil uygulamalarda büyük önem kazanmıştır. Sayısız avantajlarından ötürü, insansız hava araçlarının kontrolü ve dinamik modellenmesi araştırma alanında ilgi çekici hale gelmektedir [1]. İHA'ların kullanımı tehlikeli pozisyonlarda ve feci durumlarda insan yaşamını riske atmayı önlemektedir [2]. İHA'lar, radyo kontrollü bir kumanda aracılığıyla manuel olarak pilot tarafından kontrol edilebildiği gibi çeşitli sensörler ve kontrolcü kartları kullanılarak otonom uçuş yapabilirler [3].

İHA'ların ilk kullanılmaya başlandığı zamanlarda, yani 1900 – 1960 yıllarında insan müdahalesi olmayan sistemlerin geliştirilme fikri pek yaygın değildi. Ordunun savaşlarda kullanılmak üzere yeni bir teknoloji arayışına girmesiyle insansız sistemlerin geliştirilmesine ihtiyaç duyuldu [4].

Artan havacılık çalışmaları beraberinde otopilot sistemlerinin de gelişmesini getirmiştir. Çünkü hızla gelişen teknolojiye insan müdahaleli sistemler yavaş veya eksik kalmaktadır. Tehlikeli görevlerde insan kaybını engellemek veya kaza anları gibi hızlı müdahale gereken durumlarda ise otopilot kullanımı gerekli ve kaçınılmaz hale gelmektedir.

Çok uzun bir geçmişi olmayan bu alanda yapılan çalışmalara ilk defa 20. yüzyılın ilk yıllarında başlandı. İlk kez bir otopilot sisteminden 1914 yılında Paris'teki bir havacılık toplantısında bahsedildi. Ancak asıl gelişme şansını 1. Dünya Savaşı'ndan sonra yakalayan otopilot sistemleri başta pilota yardımcı sistemler olarak ortaya çıksa da günümüzde uçağın kalkışından inişine kadar tüm görevlerini tek başlarına halledebilmektedirler.

1903'te ilk başarılı uçuş Wright kardeşler tarafından gerçekleştirildi. Wright kardeşler geleneksel tasarımı bir kenara bırakıp kendilerine ait bir uçak tasarladılar [5]. Wright kardeşlerden 20 yıl önce, Amerika'da ve Avrupa'daki birçok araştırmacı, planörlerle ve pilotsuz, güçlendirilmiş modellerle çalışıyordu [6]. Bu araştırmacılar, sürekli insan kontrolü altında bir uçağın güçlendirilmiş uçuşunu kendi araçlarını geliştirerek deniyorlardı [6].

Lilienthal, Pilcher, Chanute, ve Langley gibi öncüler, kendi uçan mekanizmalarını tasarlarken kullandıkları yaklaşımlar, mekanizmaları doğal olarak kararlı tasarlamak ve pilotun tek görevinin uçağı yönlendirmesi üzerineydi [7]. Örneğin Lilienthal, model ve insan taşıyan planörlerle havacılığa büyük bir katkıda bulundu. Lilienthal'ın planör tasarımları statik olarak

kararlı ama çok az kontrol kapasitesi olan tasarımlardı [6]. Kontrol etmek için, günümüzde hang – glider pilotlarının yaptığı gibi dengede uçuş sürdürebilmek için kendi ağırlığını sürekli değiştirmesi gerekiyordu [6]. Ancak bu kadar kararlı olan uçakların manevra kabiliyeti yoktu ve atmosferik bozululara karşı çok duyarlıydılar [6]. Kararlılık kısıtı yaklaşımı pilotların görevini zorlaştırdı [6] ve otomatik pilotların ya da pilota yardımcı sistemlerin gelişmesini beraberinde getirdi.

Bu doğal kararsızlık hala havacılıkta sarmal – ıraksama denilen yaygın bir formdur [7]. Sarmal – ıraksama, herhangi bir ufak bozucunun sonucu olarak yön ve yatış açısında yavaş ıraksamaya neden olur [7]. Otopilot tarihinin başlarındaki sistemlerin asıl amacı tüm bozucu etkilere rağmen uçağın dengede durması ve istenen duruşu sergilemesiydi. Böyle bir otopilot Glenn Curtis uçan botuna kuruldu ve ilk 1912'nin sonlarında test edildi. Botun otopilotunun, yükseliş dümeni ve kanatçıkları aktive eden servo motorları ile istenilen duruştan uçağın sapmasını ölçen cayroları vardı [8]. Sperry Aeroplane Stabilizer denen aygıt Curtis uçan botunun içine kuruldu [7].

1933'te Wiley Post uçağına Sperry pnömatik-hidrolik otopilotunun ilk prototipinin kurulması için ısrar etti [7]. Winnie May ile 8 günden az bir sürede dünyayı uçarak gezdi [7]. Bu uçuş otopilot yardımı olmadan gerçekleşemezdi [8]. Çünkü Post otopilotu devreye sokup kısa periyotlarla uyuyabiliyor, dinlenebiliyordu [8]. Bu hikaye otomatik uçuş alanında bir ilgi odağı olacak navigasyonel otopilotları doğurdu.

1947'de Air Force C – 54 ile Sperry A – 12 otopilotları, bağdaştırıcı yaklaşımı ile Bendix gaz kolu kontrolü, tamamen otomatik trans – Atlantik uçuşunu, iniş ve kalkış dahil, gerçek hale geldi. Bütün uçuş sırasında kontrol yüzeylerine hiç insan eli değmedi ve her şey delgili kartlara gömülü bir program tarafından kontrol edildi [9]. Bu döneme kadar olan otopilot sistemlerinde klasik geri-beslemeli kontrol sistem tasarımı yaklaşımı hiç kullanılmadı. Ancak bundan sonra geri-beslemeli kontrol sistemleri devreye girmeye başladı.

Baştaki otopilotların asıl amacı daha önce de bahsedildiği gibi uçağın duruşunu koruma ve yön kontrolü üzerineydi. Yüksek performanslı jet uçaklarının gelmesiyle havacılıkta yeni problemler ortaya çıktı [7]. Bu problemler yön kararsızlığına ek olarak, yetersiz dinamik karakteristikler meselesiydi [7].

Jet savaş uçaklarından daha çok performans elde etmeye çalışan uçak tasarımcıları, gittikçe daha büyük motorlar kurup, bunun yanında daha kısa ve ince kanatlar tasarlamaya başladılar.

Bu yenilik, uçağın eylemsizlik momentlerinde önemli değişikliklere götürdü. Bunun sorumlusu, geçmişte göz ardı edilen eylemsizlik çapraz bağlaşım problemiydi [7]. Bu fenomen, uçak yüksek açısal hızlara ulaştığında uçağın yuvarlanma hareketinden dolayı ortaya çıkmaktadır [7]. Eylemsizlik çapraz bağlaşımın etkileri düzgün tasarlanmış bir kontrol sistemi ile azaltılabilir.

Başka bir kararlılık problemi ise, yüksek hücum açılarında uzunlamasına eksenindeki kararlılık kaybıdır [7]. Bu olay genellikle yanal eksenindeki kararlılığı artırmak için dikey dengeleyicinin üzerine paralel dengeleyicinin yerleştirilmesinden kaynaklanmaktadır [7].

Kötü hava koşullarında iniş yapmak, uçuş seyri sırasında yakıtı daha ekonomik kullanmak için irtifa ve Mach tutucu kontrol sistemleri, gövde etkilerini azaltmak için kompensatörler, ve çeşitli yükseklik ve hava hızları altında otomatik olarak en iyi performansı sergileyecek kontrol sistemleri gibi kontrol mühendislerinin karşılaşılabileceği birçok farklı bağlaşım problemi vardır [7].

Uçak kararlılığı ve kontrolünde, uçağın ne kadar iyi uçtuğu ve ne kadar kolay kontrol edilebildiği araştırma konularıdır [6]. Kararlılık, uçağın bozucu bir etkiyle karşılaştıktan sonra kendi denge pozisyonuna geri dönme eğilimidir. Bozucular pilottan veya atmosferik etkilerden meydana gelebilir.

Uçağın görevini başarıyla tamamlaması için iki koşul gereklidir [6]. Uçak dengeli uçuşunu başarabiliyor olmalı ve geniş çaplı uçuş hızlarında ve yüksekliklerinde manevra kabiliyetine sahip olmalıdır [6].

Electrical Engineering dergisinde C. D. Barbulesco [10] yayınlandığı makalesi ile uçak kontrol yöntemlerinden ilk bahsedenlerden biri oldu. Uçağın kumanda ile kontrolü problemi, 1. Dünya Savaşı'nın sonlarında değerlendirilmeye başlandı [10]. Sonrasında 1944'te C. M. Young [11], P. Halpert [12], W. H. Gille [13], otomatik pilot tasarımı için yaklaşımlar önerdiler.

Otopilot sistemleri ilk defa oluşturulmaya başlandığında, bilim adamlarının yolcuların rahatını düşünmeleri de beraberinde geldi. "Relief pilots", "maneuvering pilots", "hard or soft pilots" gibi otomatik olarak bir uçağı yönlendirmeye yönelik sınıflandırma terimleri kullanılmaya başlandı [11]. Performans ölçütü bu terimlerin beraber düşünülmesi ile ortaya çıktı.

Modern kontrol yöntemleri gün geçtikçe klasiklerin yerini almaktadırlar. Çünkü modern kontrol yöntemleri performans ve gürbüzlük ölçütlerinin ikisini de göz önünde bulundurarak kontrol sistemlerini tasarlamaya yöneliktir.

Otopilot tasarımı birçok ölçüte göre değişiklik gösterebilir. İlk ve en doğrudan olan, otomatik kontrol sistemlerinin analiz yöntemidir ve bu yöntem, bazı ilk bozucular için sistemin diferansiyel denklemlerinin çözümüne dayalıdır [14]. Ayrıca kontrolcüye belirli bir zaman aralığında ya da süzülme gibi uçağın belirli bir pozisyonunda ihtiyaç duyulabilir. J. R. Shull [15], 1952’de yayınladığı makalede böyle bir yaklaşımdan bahsetmektedir.

Kontrol sistemleri genelde geri-besleme prensibine dayalıdır. Geri-beslemeli sistemlerde, kontrol edilen sinyal, istenen referans sinyali ile karşılaştırılır ve kontrol etkisini düzeltmek için bu karşılaştırmanın farkı kullanılır [16]. Bütün tasarım yaklaşımları, eğer sisteme geri besleme eklenirse daha iyi ve başarılı olacaktır. Geri-beslemeli kontrol teknikleri, yeni türde otomatik pilotlar üretmek için otomatik uçuş kontrol problemlerine uygulanmaktadır [17].

Genelleme yapılacak olunursa, bir kontrol sisteminin amacı, sistemden elde edilecek çıkış değerlerinin, buna y-diyelim, giriş değerlerini manipüle ederek istenilen hale getirilmesidir, bu giriş değerine de u-diyelim [16]. En basit kontrol ölçütü, y değerini küçük tutmak ya da denge değerine yakın bir değerde tutmak olabilir [16]. Örneğin; bir yolcu uçağında dikey ivmelenmenin, yolcuların rahatsız olmaması için belirli bir değerden düşük olması gerekir [16]. Sonuç olarak, performans ölçütünün doğal olarak “norm” kavramına bizi yönlendirdiğini görürüz [16].

Birçok modern kontrol yöntemi, bozucu azalması, kararsız sistemlerin gürbüz dengelemesi ya da açık çevrim cevabının şekillendirilmesi, H_{∞} performansı ve H_{∞} sentez teknikleri tarafından ele alınan koşullar ile ifade edilebilir [18], [19]. Sadece iki cebirsel Riccati denklemini çözmeyi içerdiği için, H_{∞} yöntemi, doğrusal – karesel – Gaussian (DKG) yöntemine göre daha az karmaşıklığa sahiptir [20]. Ancak H_{∞} tasarımı daha çok frekans tabanlı durumlarla ilgilenir ve geçici hal ve kapalı çevrim kutup bölgesi üzerine kontrol sağlar [21]. İstenen zaman cevabı ve kapalı çevrim sönümlemesi genel olarak kapalı çevrim kutupları grafiğinin sol tarafının uygun bir alt bölümüne zorlanarak başarılı (örneğin, [22]). Buna ek olarak, hızlı kontrolcü dinamiği, büyük kapalı çevrim kutuplarının önüne geçerek engellenebilir [21]. Bu yöntem daha çok sayısal uygulamalarda kullanılır. H_{∞} performansını

ve geçici hal cevabını eş zamanlı ayarlama yöntemlerinden biri, H_∞ ile kutup – yerleştirme kriterlerini birleştirmektir [21].

Birçok araştırmacı doğrusal karesel regülasyonu bağlamında kök kümeleştirme ile ilgilenirken [20], [23], [24], [25], sadece birkaç makalede H_∞ kontrolcü tasarımı ile buna ek olarak kapalı çevrim kutuplarının özelleştirilmelerinden bahsedilir [21]. Ek olarak, çoğu makalede bu konu üzerinde durum geri-besleme ile kısıtlamalar kullanılmıştır [26], [27]. Bu durum, H_∞ yöntemine standart durum uzayı yaklaşımında kutup yerleştirme kısıtlarını dâhil etmenin zorluğu ile açıklanabilir [28]. Bazı durumlar hariç [29], özel kök kümeleme ölçütlerini zorlamak için iki cebirsel Riccati denklemlerini modifiye eden sistematik bir yöntem yok gibiydi. Ancak H_∞ ve kök yerleştirme kısıtları, Lyapunov ve Riccati denklem çiftlerinin sistemine döndü ve bir Lagrange çarpıcı formülasyonu bu sistemi sayısal olarak çözmek için kullanıldı. Ancak genel yakınsaklık garanti değildi ve bu yöntem durum – uzayı meselesi ile sınırlandırılmıştı [21].

H_∞ yöntemi, doğrusal matris eşitsizliklerini (DME) içeren bir konveks eniyileme problemi olarak formüle edilebilir [30], [31]. Bu DME'ler, genel H_∞ Riccati denklemlerine karşılık eşitsizliğe cevap verirler. DME'ler doğal olarak optimallikten ziyade kısıtları yansıttığı için, kapalı çevrim sistemi üzerinde birkaç kısıt birleştirmek için daha çok esneklik sunar [32]. DME tekniklerinin bu önemli avantajı ([33]'de açıklanır) pozitif bir sabit olan α 'ya göre $Re(s) < -\alpha$ bölgesinde kutup kümeleme ile H_∞ tasarımı yapılabilmektedir [21].

Sınırlandırılmış H_∞ eniyileme DME formülasyonu pratik bir bakış açısı yaratır [21]. Dahası MATLAB'ın DME Control Toolbox'ı gibi yazılımlar, hızlı ve kullanıcı dostu bir tarzda böyle DME'ler için çözüm sunar.

1980'lerin sonunda, H_∞ kontrol teorisi, durum – uzayı formülasyonlarıyla oldukça iyi bir seviyeye ve büyük ölçüde bilinen H_2 (ya da DKG) kontrol problemi ile kapsamlı karşılaştırmalara ulaştı [31]. Bir H_∞ kontrolcüsü için var olan şartlar iki Riccati denklemi ile ve bir spectral radius koşulu ve tüm H_∞ kontrolcülerinin kümesi, bağımsız parametre Q ile Riccati denklemlerine dengeleyici çözümler kullanılarak parametrize edilmiştir [31].

Sürekli ya da ayrık zamanlı H_∞ kontrol problemleri, DME'ler üzerinden basit seviyede manipülasyonlarla çözümler [34]. H_∞ kontrolcülerini, DME – tabanlı karakterize etme yöntemi, H_∞ tasarımını geliştirmek için yeni bakış açıları açar [34].

2 – Riccati H_∞ kontrolcüsü formülü ve türevleri, bir sistemin tanımlayıcı formu olan Luenberger'e yakından alakalı olan bir çok-terimli-sistem-matrisinin (ÇTSM) bir derecesinin doğal açıklaması olan çeşitli çevrim – şekillendirme dönüşümleriyle basitleştirilir [35].

Bu çalışmada, buraya kadar anlatılan teknik yöntemler kullanılarak bir otopilot sistemi tasarlanmış, gerçek uçuş deneyleri ile kuramsal açıdan yapılan hesaplamalar doğrulanmıştır.

2. UÇAK DİNAMİĞİ

Bu çalışmada herhangi bir otopilot işlevinden bahsetmeden önce, otopilot sistemi modellenirken kullanılacak uçuş dinamiklerinden bahsedilmelidir. Uçuş dengeleme modu yani otopilotun iç döngüsü simülasyonda başarıldıktan sonra çeşitli model uçaklara otopilot sistemi gömülüp, gerçek uçuşta test edilecektir. Testin gerçekleşeceği uçaklar sırasıyla; Cessna 182, Train Star, Apprentice S model uçakları. Bu uçakların kullanılmasının sebepleri, proje kapsamında birden fazla satın alınabilecek kadar uygun fiyatlı olmaları, üstten kanatlı olmaları, model uçaklara göre dayanıklı olmaları, uçak modeli olarak birbirlerine benzemeleridir. Bu sebeplerden ötürü MATLAB / Simulink ortamında modelleme yapılırken de Cessna uçağının kararlılık katsayıları ve türevleri kullanılacaktır. Cessna 172 ile başarı gözlemlendikten sonra Şekil 2.1, 2.2, 2.3'te verilen model uçaklardan birinin kararlılık katsayıları, atalet momentleri gibi değerleri hesaplanacak ve bu modele göre otopilot sistemi tasarlanacaktır. Şekil 2.1 [37], Şekil 2.2 [38] ve Şekil 2.3'te [39] otopilotun test edileceği model uçaklar verilmiştir.

Bir uçağın, görevini başarıyla tamamlayabilmesi için iki şartın gerektiğinden bahsedilmişti. Bunlardan birincisi denge halinde uçuşunu yapabilmesi, ikincisi ise farklı birçok hız ve irtifa değerlerinde uçabilme kapasitesidir. Bu çalışmada ilk şart önce tasarlanıp, ikinci şartın sağlanması için ilave döngüler eklenecektir. Uçağın hareketi, hız kaybedip hız kaybı veya burğu ile devam ederse kontrolcüler normal uçuş için güvenli kurtarma işlemi yapabilmek için yeterli etki ile uçağı tutmak durumundadır [36].

Bir uçağın kontrolü, uçağın bir veya daha fazla kontrol yüzeylerine artan bir kaldırma kuvveti uygulanarak sağlanır [6]. Artan kaldırma kuvveti, bütün kontrol yüzeyinin yönünü değiştirerek ya da kontrol yüzeyi ile beraber çalışan bir flap'in yönünü değiştirerek sağlanabilir [6]. Şekil 2.4'te [6] üç temel aerodinamik kontrolcü yüzeyleri verilmiştir [6].



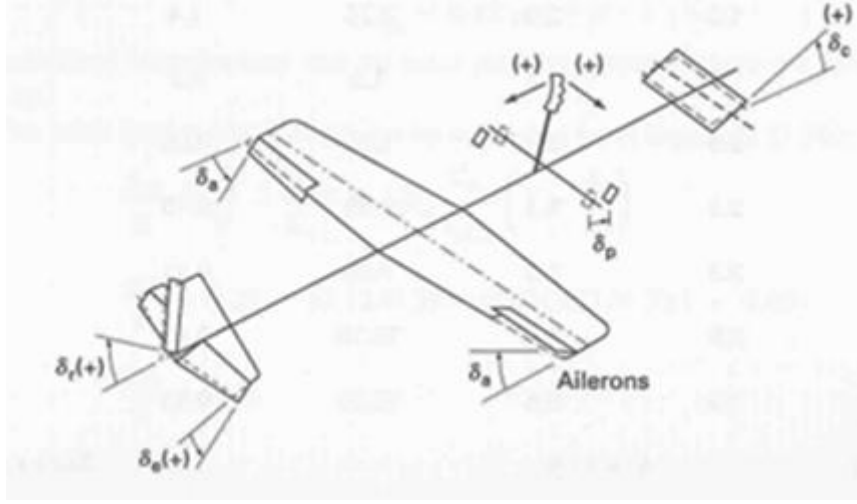
Şekil 2. 1. Cessna 182 model uçak görüntüsü



Şekil 2. 2. Train Star model uçak görüntüsü



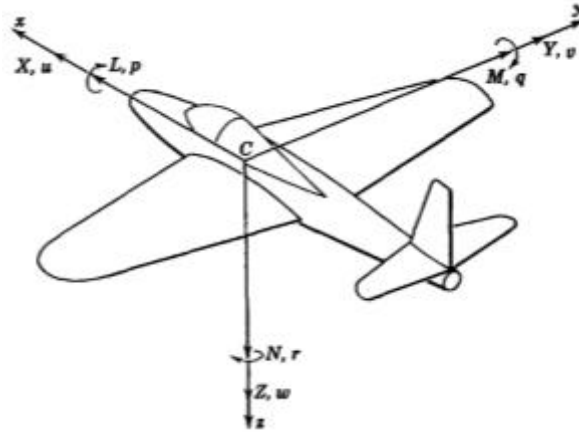
Şekil 2. 3. Apprentice S model uçak görüntüsü



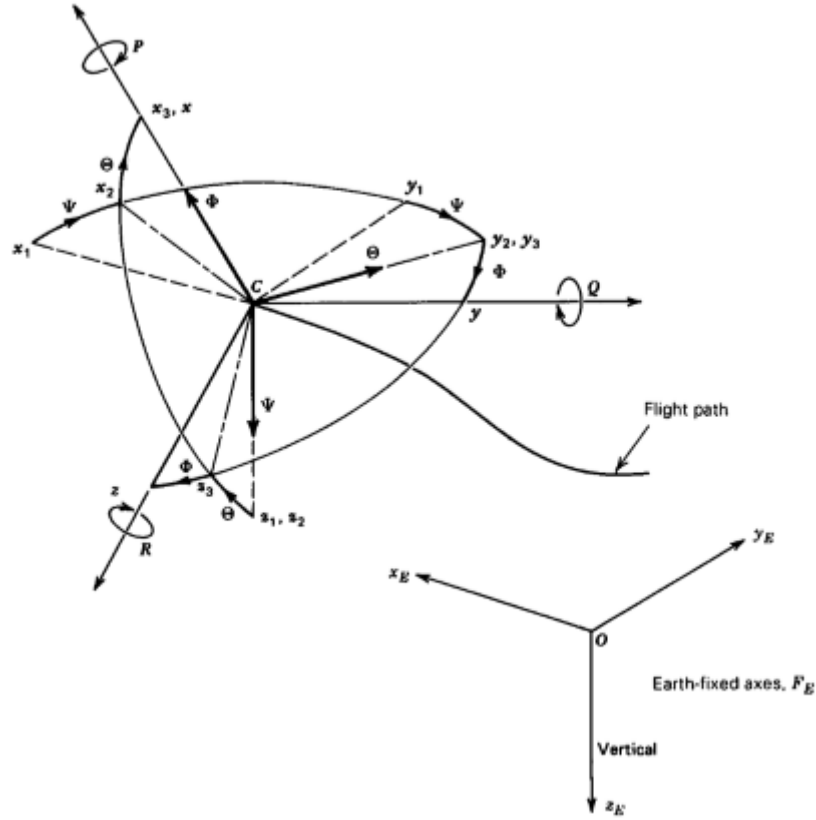
Şekil 2. 4. Aerodinamik kontrolcü yüzeyleri

Yunuslama kontrolü, kuyrukta bulunan yükseliş dümeni ya da elevatör olarak da adlandırılan kontrol yüzeylerini değiştirerek yapılır. Yalpa kontrolü, yön dümeni ya da rudder denilen kontrol yüzeyini hareket ettirerek sağlanır. Yuvarlanma kontrolü ise kanattaki kanatçık ya da eleron denilen kontrol yüzeylerinin değişimi ile sağlanır.

Şekil 2.5'te [36] uçağın yunuslama, yuvarlanma ve yalpa hareketlerini yaptığı eksenler verilmiştir. Şekil 2.6'da [36] ise Euler açılarının grafiği verilmiştir.



Şekil 2. 5. Bir uçağın hareketlerinin tanımlandığı eksenler



Şekil 2. 6. Euler açıları

Çizelge 2.1’de [6] uçuş kinematik ve dinamik denklemleri verilmiştir. Çizelge 2.2’de [6] uzunlama ekseninde boyutsuz kararlılık türevleri ve çizelge 2.3’te [6] yanlamasına ekseninde boyutsuz kararlılık türevleri verilmiştir. Çizelge 2.4’te [6] uzunlamasına ekseninde kararlılık katsayıları ve çizelge 2.5’te [6] yanlamasına ekseninde kararlılık katsayıları verilmiştir.

Bütün katsayıların hesaplanması ile uğraşmak yerine, MATLAB/Simulink ortamında kontrolcü oluşturulacağı için, MATLAB’ın bir özelliği olan airtlib uçak modeli kütüphanesinde kullanılan katsayıları hesaplamak yeterli olacaktır. Örneğin, Şekil 2.6.’da Cessna 172 uçağının gerçek değerlerini veren airtlib kütüphanesindeki model verilmiştir. Bu çalışma ortaya çıkarken önce Cessna 172 uçağının gerçek parametreleri kullanılarak otopilot sistemi kurulmuş, ardından tasarlanan her otopilot model uçaklarda deneneceği için Apprentice S model uçağı modellenmiştir. Hâlihazırda Cessna 172 uçağının kararlılık katsayıları bilindiği için Cessna 172 uçağı için otopilot sistemi, kontrolcü oluşturulurken kararlılık katsayıları hesabına girilmemiştir, ancak otopilot sistemi ile ilgili tatmin edici sonuçlar aldıktan sonra Apprentice model uçağının airtlib için kararlılık katsayılarının hesaplanmasına karar verilmiş ve aşağıdaki sırayla hesaplamalar yapılmıştır.

General Nonlinear Aircraft Model (mask) (link)	
<p>The first input contains the wind velocity and acceleration. The second input contains external forces and moments in body axis. The third input contains the deflections of elevators, ailerons, rudder, and flaps. For a list of outputs look under the mask. NB : The International measurement system (MKS) is adopted.</p>	
Parameters	
Geometry and Mass : [cbar b S Ix Iy Iz Jxy Jxz Jyz m]	[1.4935 10.9118 16.1651 1285.3 1824.9 2666.9 0 0 0 1043.3]
Aerodynamic D-Force Derivatives : [CD0 CDA CDq CDde CDih]	[0.031 0.13 0 0.06 0]
Aerodynamic L-Force Derivatives : [CL0 CLa CLq CLde CLih]	[0.31 5.143 3.9 0.43 0]
Aerodynamic Y-Moment Derivatives : [Cm0 Cma Cm q Cmde Cmih]	[-0.015 -0.89 -12.4 -1.28 0]
Aerodynamic Y-Force Derivatives : [CY0 CYb CYp CYr CYda CYdr]	[0 -0.31 -0.037 0.21 0.0 0.187]
Aerodynamic X-moment Derivatives : [Cl0 Clb Clp Clr Cl da Cl dr]	[0 -0.089 -0.47 0.096 -0.178 0.0147]
Aerodynamic Z-moment Derivatives : [Cn0 Cnb Cnp Cnr Cnda Cndr]	[0 0.065 -0.03 -0.099 -0.053 -0.0657]
Initial Condition x0 [v alpha beta p q r psi theta phi xe ye H]	[100 -0.0412737 0 0 0 0 -0.0412737 0 0 0 60]

Şekil 2. 7. Cessna 172 uçağının airlib kütüphanesindeki modeli, kararlılık katsayıları

Çizelge 2.1. Kinematik denklemler

$X - mgS_{\theta} = m(\dot{u} + qw - rv)$ $Y + mgC_{\theta}S_{\phi} = m(\dot{v} + ru - pw)$ $Z + mgC_{\theta}C_{\phi} = m(\dot{w} + pv - qu)$	Kuvvet Denklemleri
$L = I_x \dot{p} - I_{xz} \dot{r} + qr(I_z - I_y) - I_{xz} pq$ $M = I_y \dot{q} + rq(I_x - I_z) + I_{xz}(p^2 - r^2)$ $N = -I_{xz} \dot{p} + I_z \dot{r} + pq(I_y - I_x) + I_{xz} qr$	Moment Denklemleri
$p = \dot{\Phi} - \psi \dot{S}_{\theta}$ $q = \dot{\theta} C_{\phi} + \dot{\psi} C_{\theta} S_{\phi}$ $r = \dot{\psi} C_{\theta} C_{\phi} - \dot{\theta} S_{\phi}$	Euler açılarına ve Euler türevlerine göre gövde açısall hızları

$\dot{\theta} = qC_{\phi} - rS_{\phi}$ $\dot{\Phi} = p + qS_{\phi}T_{\theta} + rC_{\phi}T_{\theta}$ $\dot{\psi} = (qS_{\phi} + rC_{\phi})\sec\theta$	Gövde açısal hızlarına ve Euler açılarına göre Euler türevleri
$\begin{bmatrix} \frac{dx}{dt} \\ \frac{dx}{dt} \\ \frac{dz}{dt} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{\theta}C_{\psi} & S_{\phi}S_{\theta}C_{\psi} - C_{\phi}S_{\psi} & C_{\psi}S_{\theta}C_{\psi} + S_{\phi}S_{\psi} \\ C_{\theta}S_{\psi} & S_{\phi}S_{\theta}S_{\psi} + C_{\phi}C_{\psi} & C_{\phi}S_{\theta}S_{\psi} - S_{\phi}C_{\psi} \\ -S_{\theta} & S_{\phi}C_{\theta} & C_{\phi}C_{\theta} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix}$	Euler açılarına ve gövde hız elemanlarına göre sabit yapıdaki uçağın hızı

Çizelge 2. 2. Uzunlamasına eksendeki boyutsuz kararlılık türevleri

$M_u = C_{m_u} \frac{QSc}{u_0 I_y}$	$X_w = -\frac{(C_{D\alpha} - C_{L_0})QS}{mu_0}$
$M_w = C_{m\alpha} \frac{Qs\bar{c}}{u_0 I_y}$	$Z_u = -\frac{(C_{L_u} + 2C_{L_0})QS}{mu_0}$
$M_{\alpha} = u_0 M_w$	$Z_w = -\frac{(C_{L\alpha} + C_{D_0})QS}{mu_0}$
$M_q = C_{m_q} \frac{\bar{c}}{2u_0} \frac{Qs\bar{c}}{I_y}$	$Z_{\alpha} = u_0 Z_{\dot{w}}$
$M_{\dot{w}} = C_{m\dot{\alpha}} \frac{\bar{c}}{2u_0} \frac{Qs\bar{c}}{u_0 I_y}$	$Z_q = -C_{Z_q} \frac{c}{2u_0} \frac{QS}{m}$
$M_{\dot{\alpha}} = u_0 M_{\dot{w}}$	$Z_{\dot{w}} = -C_{Z_{\dot{\alpha}}} \frac{c}{2u_0} \frac{QS}{u_0 m}$
$M_{\delta_e} = C_{m_{\delta_e}} \frac{Qs\bar{c}}{I_y}$	$Z_{\ddot{\alpha}} = u_0 Z_{\dot{w}}$
$X_u = -\frac{(C_{D_u} + 2C_{D_0})QS}{mu_0}$	$Z_{\delta_e} = -C_{Z_{\delta_e}} \frac{QS}{m}$

Çizelge 2. 3. Yanlamasına eksendeki boyutsuz kararlılık türevleri

$L_{\delta_a} = \frac{QsbC_{l_{\delta_a}}}{I_x}$	$N_{\delta_a} = \frac{QsbC_{n_{\delta_a}}}{I_z}$	$Y_{\beta} = \frac{QScy_{\beta}}{m}$
--	--	--------------------------------------

$L_{\delta_r} = \frac{QSbC_{l_{\delta_r}}}{I_x}$	$N_{\beta} = \frac{QSb^2C_{n_{\beta}}}{2I_xu_0}$	$Y_p = \frac{QSbC_{y_{\beta}}}{2mu_0}$
$L_{\beta} = \frac{QSbC_{l_{\beta}}}{I_x}$	$N_p = \frac{QSb^2C_{n_p}}{2I_xu_0}$	$Y_r = \frac{QSbC_{y_r}}{2mu_0}$
$L_p = \frac{QSb^2C_{l_p}}{2I_xu_0}$	$N_r = \frac{QSb^2C_{n_r}}{2I_xu_0}$	$Y_{\delta_a} = \frac{QSC_{y_{\delta_a}}}{m}$
$L_r = \frac{QSb^2C_{l_r}}{2I_xu_0}$	$N_{\delta_r} = \frac{QSbC_{n_{\delta_r}}}{I_z}$	$Y_{\delta_r} = \frac{QSC_{y_{\delta_r}}}{m}$

Çizelge 2. 4. Uzunlamasına ekseninde kararlılık katsayıları

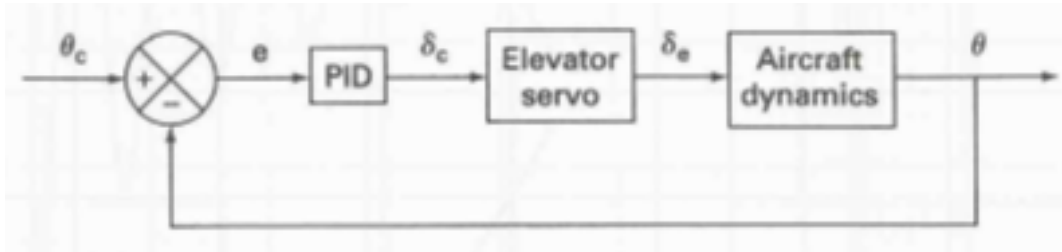
	X – Kuvvet Katsayıları	Z – Kuvvet Katsayıları	Yükseliş Moment Katsayıları
U	$C_{X_u} = -[C_{D_u} + 2C_{D_0}] + C_{\tau_u}$	$C_{Z_u} = -\frac{M^2}{1-M^2}C_{L_0} - 2C_{L_0}$	$C_{m_u} = \frac{\partial C_m}{\partial M}M_0$
α	$C_{X_{\alpha}} = C_{L_0} - \frac{2C_{L_0}}{\pi e} \frac{C_{L_{\alpha}}}{AR}$	$C_{Z_{\alpha}} = -(C_{L_{\alpha}} + C_{D_0})$	$C_{m_{\alpha}} = C_{L_{\alpha w}} \left(\frac{X_{cg}}{\bar{c}} - \frac{X_{ac}}{\bar{c}} \right) + C_{m_{\alpha fus}} - \eta V_H C_{L_{\alpha t}} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right)$
$\dot{\alpha}$	0	$C_{Z_{\dot{\alpha}}} = -2\eta C_{L_{\alpha t}} V_H \frac{d\varepsilon}{d\alpha}$	$C_{m_{\dot{\alpha}}} = -2\eta C_{L_{\alpha t}} V_H \frac{l_t}{c} \frac{d\varepsilon}{d\alpha}$
q	0	$C_{Z_q} = -2\eta C_{L_{\alpha t}} V_H$	$C_{m_q} = -2\eta C_{L_{\alpha t}} V_H \frac{l_t}{c}$
α_e	0	$C_{Z_{\delta_e}} = -C_{L_{\delta_e}} = -\frac{S_t}{S} \eta \frac{dC_{L_t}}{d\delta_e}$	$C_{m_{\delta_e}} = -\eta V_H \frac{dC_{L_t}}{d\delta_e}$

Çizelge 2. 5. Yanlamasına eksenindeki kararlılık katsayıları

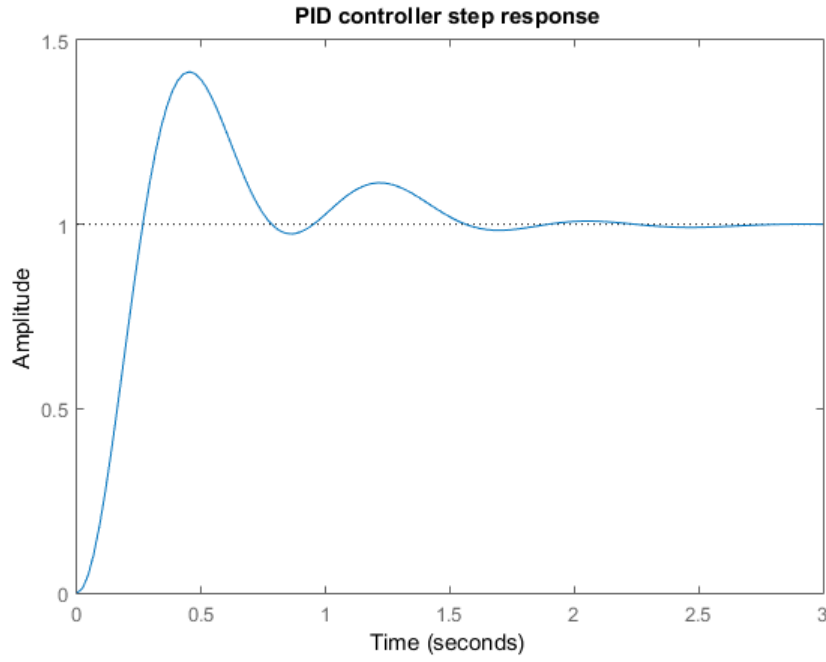
	Y – Kuvvet Katsayıları	Sapma Moment Katsayıları	Yalpalama Moment Katsayıları
β	$C_{y_{\beta}} = -\eta \frac{S_t}{S} C_{L_{\alpha t}} \left(1 + \frac{d\sigma}{d\beta} \right)$	$C_{n_{\beta}} = C_{n_{\beta wf}} + \eta_v V_v C_{L_{\alpha t}} \left(1 + \frac{d\sigma}{d\beta} \right)$	$C_{l_{\beta}} = \left(\frac{C_{l_{\beta}}}{\Gamma} \right) \Gamma + \Delta C_{l_{\beta}}$

p	$C_{y_p} = C_L \frac{AR + \cos\Lambda}{AR + 4\cos\Lambda} \tan\Lambda$	$C_{n_p} = -\frac{C_L}{8}$	$C_{l_p} = -\frac{C_{L\alpha}}{12} \frac{1 + 3\lambda}{1 + \lambda}$
R	$C_{y_r} = -2 \left(\frac{l_v}{b}\right) C_{y_{\beta tail}}$	$C_{n_r} = -2\eta_v V_v \left(\frac{l_v}{b}\right) C_{L\alpha_t}$	$C_{l_r} = \frac{C_L}{4} - 2 \frac{l_v Z_v}{b} C_{y_{\beta tail}}$
δ_a	0	$C_{n_{\delta_a}} = 25K C_{L_0} C_{l_{\delta_a}}$	$C_{l_{\delta_a}} = \frac{2C_{L\alpha}\tau}{Sb} \int_{y_1}^{y_2} cydy$
δ_r	$C_{y_{\beta_r}} = \frac{S_v}{S} \tau C_{L\alpha_t}$	$C_{n_{\delta_r}} = -V_v \eta_v \tau C_{L\alpha_t}$	$C_{l_{\delta_r}} = \frac{S_t Z_v}{S} \frac{Z_v}{b} \tau C_{L\alpha_w}$

Otopilot tasarımı yapılırken kısa veya uzun periyot yaklaşımı yapılarak, talebi karşılayacak bir sistem elde edilir. Örneğin, tek girişli, tek çıkışlı bir sisteme klasik PID kontrolcü tasarlanması gerekiyor olsun. Gözlemlenmek istenen tek durum da uçağın yükseliş dümeninin hareketi ile Θ açısının durumu olsun. Bu durumda kısa periyotlu yunuslama açısı tutucu bir otopilot ekte verilen formüller hesaplandıktan sonra bir sonraki bölümde bahsedilecek olan 2.1.18 numaralı denklemde [6] yerine konularak kontrol edilecek sistem oluşturulur ve kontrolcü hesaplanır.



Şekil 2. 8. Yunuslama açısı tutucu otopilot sistemi blok diyagramı



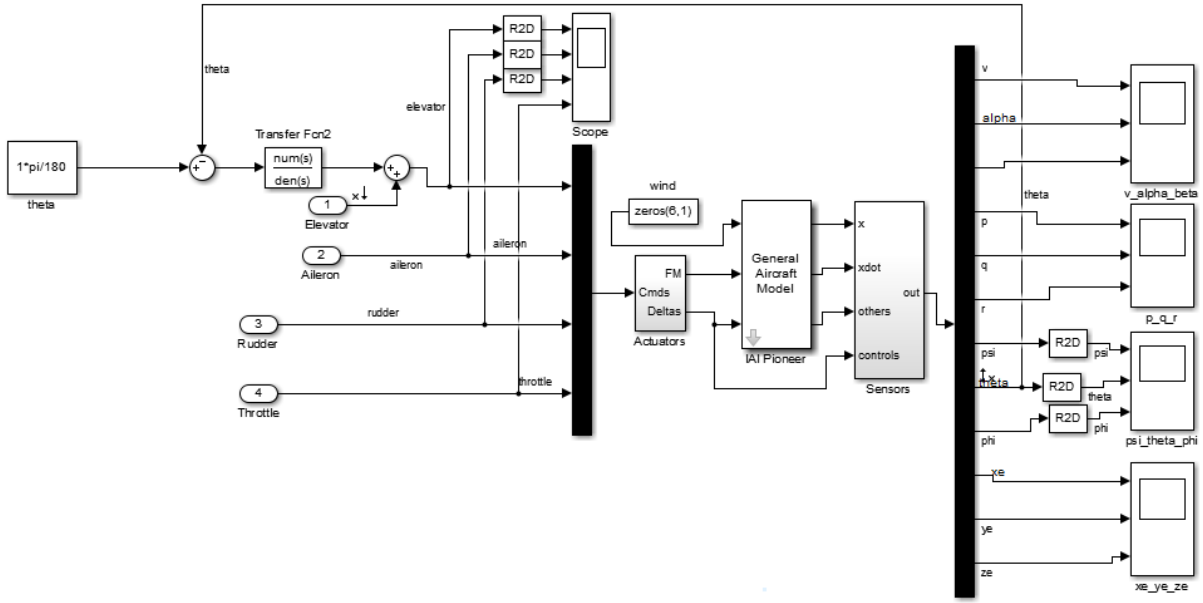
Şekil 2. 9. PID kontrolcünün birim basamak çıktısı

Literatürde bir uçağın uzunlamasına eksende uçuş dinamiği incelendiğinde, kısa periyotlu hareketin kısa + uzun periyotlu tüm hareketin genlerini taşıdığı, buna karşılık uzun periyotlu hareketin daha ziyade bir enerji transferini tanımladığına dikkat çekilerek, tüm hareketin sadece kısa periyotlu hareket denklemleri tarafından yeterince iyi tanımlanabildiği gösterilmektedir [7].

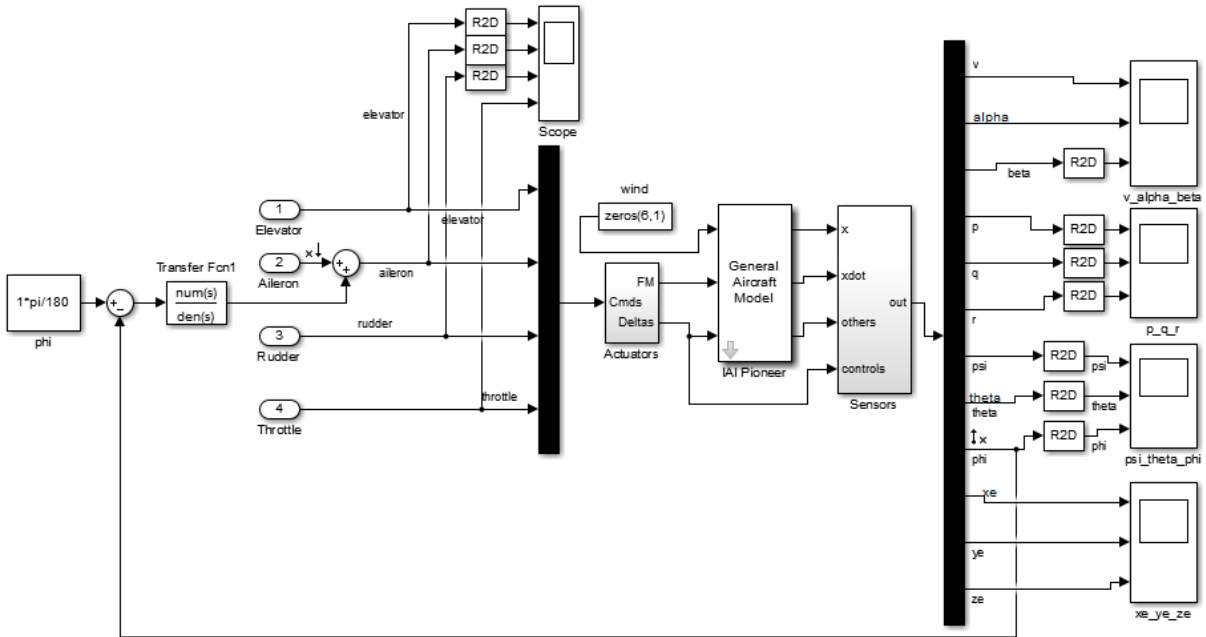
Şekil 2.8'deki [6] sistem Cessna 172 uçağı için uygulanmıştır. Tek giriş tek çıkış olan bu sisteme klasik kontrol yöntemlerinden biri olan PID kontrol uygulanmıştır. Kontrolcünün uçağı istenen yunuslama açısına getirdiğı Şekil 2.9'da görölmektedir. Sistemin cevabının hızlı olduğu da görölmüştür.

Bütün kontrol yüzeyleri Şekil 2.8'deki gibi tek giriş tek çıkış sistemlerle ayrı ayrı kontrol edilebilir. Ancak çapraz bağlaşım etkilerinin azaltılması sistemin çözülecek problemlerinden biri olarak dâhil edilemeyeceğı için günümüzde çok tercih edilmemektedir. Ancak çok giriş çok çıkış sistemlerde de kısa periyot yaklaşımı kullanılmıştır. Bu durum daha ayrıntılı olarak gelecek bölümlerde bahsedilecektir.

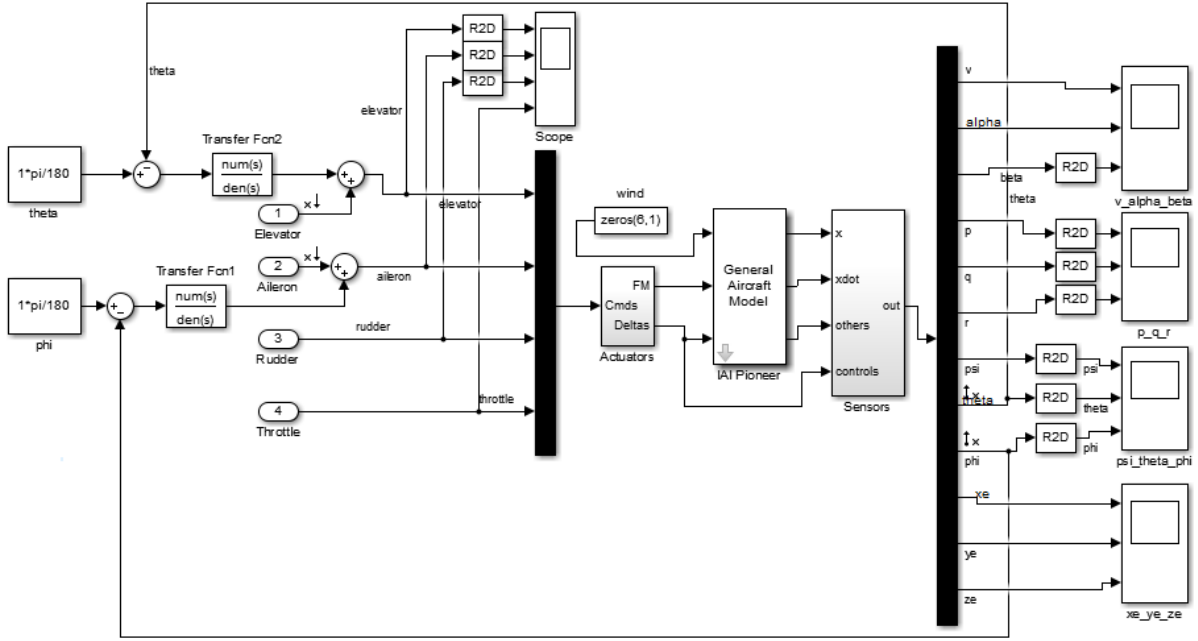
Uçakların kararlılığı ve kontrolü için genel bir işleyiş uçuş dinamikleri çalışmasını gerektirir [36]. Uçağın hareketi değil ama denge durumu dikkate alınarak otopilot tasarımı yapılmıştır. Bu yaklaşım daha çok statik kararlılık ve kontrol analizi olarak bilinmektedir [36]. Bu çalışmanın ilk adımlarında literatür araştırması yapıldıktan sonra, öğrenilen tekniklerin denenmesi için basit tek girişli tek çıkışlı sistemler oluşturulmuş ve döngüde donanım test platformunda denenmiştir. Oluşturulan ilk model Şekil 2.10'da [40] verilen yunuslama açısını kontrol eden bir sistemdir. Kontrolcü X-plane benzetim programında denenecek PT60 RC model uçağına benzediğı için Pioneer uçak modeli için oluşturulmuştur. Kontrolcü oluşturulurken MATLAB'ın Sisotool özelliğinden faydalanılmış, Sisotool'un içinde bulunan PID, IMC gibi kontrolcüler kullanılmıştır. Yunuslama tutucu otopilot sistemi başarıldıktan sonra, yuvarlanma açısı tutucu otopilot için sistem aynı yaklaşımla oluşturulmuştur. Oluşturulan sistem Şekil 2.11'de [40] verilmiştir. İki otopilotun da ayrı ayrı benzetim sonuçları kabul edilebilir şekilde başarıldıktan sonra iki otopilotun da beraber çalıştığı görebilmek için iki model birleştirilmiştir. Bu durum için olan sistem modeli Şekil 12'de [40] verilmiştir. Şekil 12'deki [40] sistemle ilk defa bu çalışma için çok giriş çok çıkışlı sisteme giriş yapılmıştır. Döngüde donanım test platformunda yapılan uçuş deneyinin sonuçları Şekil 2.13 [40] ve Şekil 2.14'te [40] verilmiştir. İki otopilotun beraber çalıştığı Şekil 2.13 ve 2.14'ten açıkça görülmektedir. Simülasyonun 14. saniye civarında yunuslama açısı için manevra tamamlanmıştır. 17. saniye civarında otopilot uçağı dengeye getirmiştir. Yuvarlanma açısı için manevralar 16. saniye civarında bitmiş ve 17. saniye civarında uçak dengeye gelmiştir. Ardından 19. saniyede başka bir manevra daha yapılmış olup, 2 saniye içinde uçak denge konumuna geri dönmüştür. Diğer zamanlarda dengeleyici modu açık değildir. Çalışmaya bu şekilde, uçağın her kontrol yüzeyi için ayrı ayrı kontrolcüler tasarlayıp beraber çalıştıklarını görmek için çok giriş çok çıkışlı bir sistem üzerinde denenebilirdi. Ancak çalışmanın bu ilk aşamalarında tecrübe edilen durum, çapraz bağlaşım etkilerinin bu yöntemle yok edilemediğı, uçuşu etkilediğı, istenilen performansta sistemin çalışmadığıdır. Bütün kontrol yüzeylerinin durumu bir arada değerlendirilmelidir. Özellikle yüzey kaybı araştırması yapılan bir çalışmada, bir kontrol yüzeyinde kayıp olduğu zaman durum değerlendirmesinin yapılması ve probleme etkili bir çözüm arayışına gidilmesi için sistem çok giriş çok çıkışlı bir sistem olmalıdır. Tek giriş tek çıkışlı sistemlerde 4 farklı otopilot ayrı ayrı çalışacak ve problemlere karşı etkili olma konusunda başarısızlıklar yaşanacaktır.



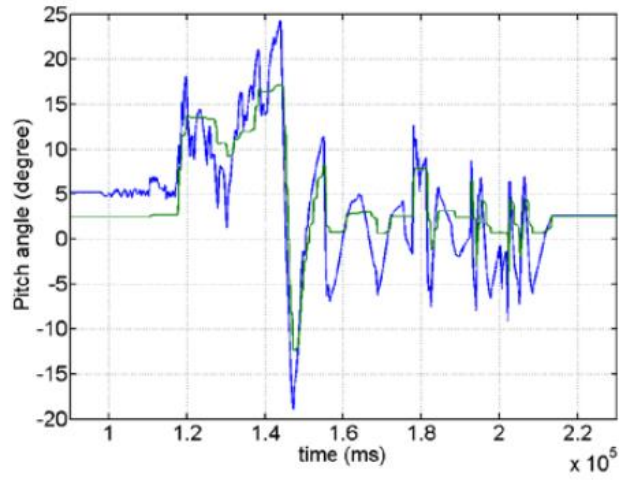
Şekil 2. 10. Yunuslama tutucu tek giriş tek çıkışlı otopilot sistemi



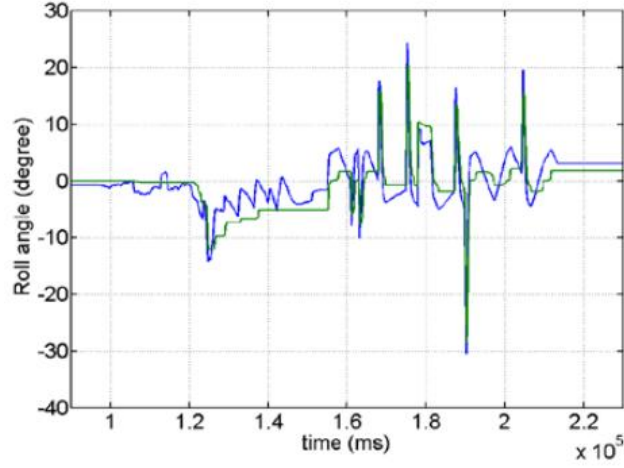
Şekil 2. 11. Yuvarlanma açısı tutucu tek girişli tek çıkışlı otopilot sistemi



Şekil 2. 12. İki giriş iki çıkışlı otopilot sistemi



Şekil 2. 13. Yunuslama (Pitch) eksenini için döngüde donanım test platformu sonucu



Şekil 2. 14. Yuvarlanma (Roll) eksenini için döngüde donanım test platformu sonucu

2.1 Kısa Periyot Dinamiği Yaklaşımı

Bir uçağın doğal salınım periyodu 10 saniye ve daha fazla ise, pilot yeterince uçağı kontrol edebilir ya da salınımı sönmüleyebilir, ancak eğer periyot 4 saniye veya daha kısa ise, pilotun tepki süresi yeterince kısa olmayacaktır ve böyle salınımların sönmülenmesi gerekir. Kısa periyotlu yunuslama ve dutch – roll (bir uçağın yön ve yan salınım kombinasyonu) denilen doğal salınımlar 4 – saniye salınım kategorisine girerler [7].

Kısa periyot yaklaşımlarından biri, hareket modunu $\Delta u = 0$ varsaymak ve X – kuvvet denklemini elimine etmektir. Uzunlamasına durum uzayı denklemleri işlemlerden sonra denklem (2.1.1)'deki [6] hali alır:

$$\begin{bmatrix} \Delta \dot{w} \\ \Delta \dot{q} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Z_w & u_0 \\ M_w + M_{\dot{w}} Z_w & M_q + M_{\dot{w}} u_0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta w \\ \Delta q \end{bmatrix} \quad (2.1.1)$$

Bu denklem, denklem (2.1.2)'deki [6] ilişki kullanılıp hücum açısına bağlı olarak yazılır:

$$\Delta \alpha = \frac{\Delta w}{u_0} \quad (2.1.2)$$

Buna ek olarak, w ve \dot{w} 'a göre olan türevleri [6] α ve $\dot{\alpha}$ 'a göre olan türevlerle değiştirilir. O halde M_α 'nın tanımı [6];

$$M_\alpha = \frac{1}{I_y} \frac{\partial M}{\partial \alpha} = \frac{1}{I_y} \frac{\partial M}{\partial \left(\frac{\Delta w}{u_0} \right)} = \frac{u_0}{I_y} \frac{\partial M}{\partial w} = u_0 M_w \quad (2.1.3)$$

$$Z_\alpha = u_0 Z_w \quad \text{and} \quad M_{\dot{\alpha}} = u_0 M_{\dot{w}} \quad (2.1.4)$$

Bu ifadeleri kullanarak, kısa – periyot yaklaşımı için durum denklemleri tekrar yazılacak olunursa denklem (2.1.5)’teki [6] sistem elde edilir.

$$\begin{bmatrix} \Delta \dot{\alpha} \\ \Delta \dot{q} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{Z_{\alpha}}{u_0} & 1 \\ M_{\alpha} + M_{\dot{\alpha}} \frac{Z_{\alpha}}{u_0} & M_q + M_{\dot{\alpha}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta \alpha \\ \Delta q \end{bmatrix} \quad (2.1.5)$$

Durum denklemlerinin özdeğerleri denklem (2.1.6) [6] çözülerek bulunur.

$$|\lambda I - A| = 0 \quad (2.1.6)$$

O halde denklem (2.1.7)’deki determinant [6];

$$\begin{vmatrix} \lambda - \frac{Z_{\alpha}}{u_0} & -1 \\ -M_{\alpha} - M_{\dot{\alpha}} \frac{Z_{\alpha}}{u_0} & \lambda - (M_q + M_{\dot{\alpha}}) \end{vmatrix} = 0 \quad (2.1.7)$$

Bu determinantın karakteristik denklemi, denklem (2.1.8)’de [6] verilmiştir.

$$\lambda^2 - \left(M_q + M_{\dot{\alpha}} + \frac{Z_{\alpha}}{u_0} \right) \lambda + M_q \frac{Z_{\alpha}}{u_0} - M_{\alpha} = 0 \quad (2.1.8)$$

Çizelge 2. 1. 1. Uzunlamasına yaklaşım özeti

	Uzun periyot (phugoid)	Kısa periyot
Frekans	$w_{np} = \sqrt{\frac{-Z_u g}{u_0}}$	$w_{nsp} = \sqrt{\frac{Z_{\alpha} M_q}{u_0} - M_{\alpha}}$
Sönümlenme Katsayısı	$\zeta_p = -\frac{X_u}{2w_{np}}$	$\zeta_{sp} = -\frac{M_q + M_{\dot{\alpha}} + \frac{Z_{\alpha}}{u_0}}{2w_{nsp}}$

Karakteristik denklemden, kısa periyot yaklaşımının kökleri (denklem (2.1.9)’da [6] verilmiştir) kolayca çıkarılabilir.

$$\lambda_{sp} = \frac{M_q + M_{\dot{\alpha}} + \frac{Z_{\alpha}}{u_0}}{2} \pm \frac{\left[\left(M_q + M_{\dot{\alpha}} + \frac{Z_{\alpha}}{u_0} \right)^2 - 4 \left(M_q \frac{Z_{\alpha}}{u_0} - M_{\alpha} \right) \right]^{\frac{1}{2}}}{2} \quad (2.1.9)$$

Sönümlenme katsayısı (denklem (2.1.11) [6]) ile frekans (denklem (2.1.10) [6]) da buradan bulunabilir:

$$w_{n_{sp}} = \left[M_q \frac{Z_\alpha}{u_0} - M_\alpha \right]^{\frac{1}{2}} \quad (2.1.10)$$

$$\zeta_{sp} = -\frac{M_q + M_\alpha + \frac{Z_\alpha}{u_0}}{2w_{n_{sp}}} \quad (2.1.11)$$

Uzunlamasına ve yanlamasına hareket denklemleri bir lineer diferensiyel denklemler serisi halinde yukarıda bahsedildi.

Yükseliş dümeninden gelen kontrol girişi denklemi, durum uzayı formunda denklem (2.1.12)'deki [6] gibi yazılabilir. O halde;

$$\begin{bmatrix} \Delta \dot{\alpha} \\ \Delta \dot{q} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{Z_\alpha}{u_0} & 1 \\ M_\alpha + M_\alpha \frac{Z_\alpha}{u_0} & M_q + M_\alpha \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta \alpha \\ \Delta q \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \frac{Z_{\delta_e}}{u_0} \\ M_{\delta_e} + \frac{M_\alpha Z_{\delta_e}}{u_0} \end{bmatrix} [\Delta \delta_e] \quad (2.1.12)$$

Bu denklemin Laplace dönüşümü denklem (2.1.13) [6] ve (2.1.14)'te [6] verilmiştir.

$$\left(s - \frac{Z_\alpha}{u_0} \right) \Delta \alpha(s) - \Delta q(s) = \frac{Z_{\delta_e}}{u_0} \Delta \delta_e(s) \quad (2.1.13)$$

$$-\left(M_\alpha + \frac{M_\alpha Z_\alpha}{u_0} \right) \Delta \alpha(s) + [s - (M_q + M_\alpha)] \Delta q(s) = \left(M_{\delta_e} + \frac{M_\alpha Z_{\delta_e}}{u_0} \right) \Delta \delta_e \quad (2.1.14)$$

Eğer bu denklemler $\Delta \delta_e(s)$ 'a bölünürse $\Delta \alpha(s)/\Delta \delta_e(s)$ ve $\Delta q(s)/\Delta \delta_e(s)$ 'a bağlı cebirsel denklem serisi denklem (2.1.15) [6] ve (2.1.16)'daki [6] gibi elde edilir. O halde;

$$\left(s - \frac{Z_\alpha}{u_0} \right) \frac{\Delta \alpha(s)}{\Delta \delta_e(s)} - \frac{\Delta q(s)}{\Delta \delta_e(s)} = \frac{Z_{\delta_e}}{u_0} \quad (2.1.15)$$

$$-\left(M_\alpha + \frac{M_\alpha Z_\alpha}{u_0} \right) \left(\frac{\Delta \alpha(s)}{\Delta \delta_e(s)} \right) + [s - (M_q + M_\alpha)] \left(\frac{\Delta q(s)}{\Delta \delta_e(s)} \right) = M_{\delta_e} + \frac{M_\alpha Z_{\delta_e}}{u_0} \quad (2.1.16)$$

Cramer kuralına göre $\Delta \alpha(s)/\Delta \delta_e(s)$ [6] ve $\Delta q(s)/\Delta \delta_e$ [6] denklemleri için çözüm yapılırsa;

$$\frac{\Delta \alpha(s)}{\Delta \delta_e(s)} = \frac{N_{\delta_e}^\alpha(s)}{\Delta_{sp}(s)} = \frac{A_\alpha s + B_\alpha}{As^2 + Bs + C} \quad (2.1.17)$$

Bu denklemin pay ve paydasındaki katsayılar Çizelge 2.1.2’de [6] verilmiştir. Yükseliş dümeni açısındaki değişimin yunuslama oranının değişimine oranının transfer fonksiyonu aşağıdaki gibi yazılabilir:

$$\frac{\Delta q(s)}{\Delta \delta_e(s)} = \frac{N_{\delta_e}^q(s)}{\Delta_{sp}(s)} = \frac{A_q s + B_q}{As^2 + Bs + C} \quad (2.1.18)$$

Çizelge 2. 1. 2. Kısa periyot transfer fonksiyonu yaklaşımı

	A, A_α or A_q	B, B_α or B_q	C
$\Delta_{sp}(s)$	1	$-(M_q + M_\alpha + \frac{Z_\alpha}{u_0})$	$\frac{Z_\alpha M_q}{u_0} - M_\alpha$
$N_{\delta_e}^\alpha(s)$	$\frac{Z_{\delta_e}}{u_0}$	$M_{\delta_e} + \frac{M_q Z_{\delta_e}}{u_0}$	
$N_{\delta_e}^q(s)$	$M_{\delta_e} + \frac{M_\alpha Z_{\delta_e}}{u_0}$	$\frac{M_\alpha Z_{\delta_e}}{u_0} - \frac{M_{\delta_e} Z_\alpha}{u_0}$	

2.2 Uzun Periyot Dinamiği Yaklaşımı

Uzun periyot yaklaşımı için durum uzayı denklemi denklem (2.2.1)’deki [6] gibidir:

$$\begin{bmatrix} \Delta \dot{u} \\ \Delta \dot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_u & -g \\ -\frac{Z_u}{u_0} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta u \\ \Delta \theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} X_{\delta_e} & X_{\delta_\tau} \\ -\frac{Z_{\delta_e}}{u_0} & -\frac{Z_{\delta_\tau}}{u_0} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta \delta_e \\ \Delta \delta_\tau \end{bmatrix} \quad (2.2.1)$$

Bu denklemin uzun periyot için Laplace transformu denklem (2.2.2) [6] ve (2.2.3)’te verilmiştir.

$$(s - X_u)\Delta u(s) + g\Delta \theta(s) = X_{\delta_e}\Delta \delta_e(s) + X_{\delta_\tau}\Delta \delta_\tau(s) \quad (2.2.2)$$

$$\frac{Z_u}{u_0}\Delta u(s) + s\Delta \theta(s) = -\frac{Z_{\delta_e}}{u_0}\Delta \delta_e(s) - \frac{Z_{\delta_\tau}}{u_0}\Delta \delta_\tau(s) \quad (2.2.3)$$

$\Delta u(s)/\Delta \delta_e(s)$ [6] ve $\Delta \theta(s)/\Delta \delta_e(s)$ [6] transfer fonksiyonları, $\Delta \delta_\tau(s)$ değerini 0’a eşitleyince ve uygun transfer fonksiyonlarını çözünce:

$$(s - X_u)\left(\frac{\Delta u(s)}{\Delta \delta_e(s)}\right) + g\left(\frac{\Delta \theta(s)}{\Delta \delta_e(s)}\right) = X_{\delta_e} \quad (2.2.4)$$

$$\frac{Z_u}{u_0}\left(\frac{\Delta u(s)}{\Delta \delta_e(s)}\right) + s\left(\frac{\Delta \theta(s)}{\Delta \delta_e(s)}\right) = -\frac{Z_{\delta_e}}{u_0} \quad (2.2.5)$$

İstenen transfer fonksiyonuna göre hareket denklemi, cebirsel denklemler setine azaltılır. O halde;

$$\frac{\Delta u(s)}{\Delta \delta_e(s)} = \frac{\begin{vmatrix} X_{\delta_e} & g \\ \frac{Z_{\delta_e}}{u_0} & s \end{vmatrix}}{\begin{vmatrix} s - X_u & g \\ \frac{Z_u}{u_0} & s \end{vmatrix}} \quad (2.2.6)$$

$$\frac{\Delta u(s)}{\Delta \delta_e(s)} = \frac{X_{\delta_e}s + g - \frac{Z_{\delta_e}}{u_0}}{s^2 X_u s - \frac{Z_u g}{u_0}} \quad (2.2.7)$$

Aynı şekilde $\Delta \theta(s)/\Delta \delta_e(s)$ [6] ifadesi de aşağıdaki gibi gösterilebilir.

$$\frac{\Delta \theta(s)}{\Delta \delta_e(s)} = \frac{-\frac{Z_{\delta_e}}{u_0}s + \left(\frac{X_u Z_{\delta_e}}{u_0} - \frac{Z_u X_{\delta_e}}{u_0}\right)}{s^2 X_u s - \frac{Z_u g}{u_0}} \quad (2.2.8)$$

Çizelge 2. 2. 1. Uzun – periyotlu transfer fonksiyonları yaklaşımı

	A, A_u or A_θ	B, B_α or B_q	C
$\Delta_p(s)$	1	$-X_u$	$-\frac{Z_u g}{u_0}$
$N_{\delta_e}^u(s)$	X_{δ_e}	$g \frac{Z_{\delta_e}}{u_0}$	
$N_{\delta_e}^\theta(s)$	$-\frac{Z_{\delta_e}}{u_0}$	$\frac{X_u Z_{\delta_e}}{u_0} - \frac{Z_u X_{\delta_e}}{u_0}$	

Uzun – periyotlu TF yaklaşımı Çizelge 2.2.1’de [6] gösterilmiştir.

Transfer fonksiyonları sembolik formda denklem (2.2.9) [6] ve (2.2.10)’daki [6] gibi sıralabilir:

$$\frac{\Delta u(s)}{\Delta \delta_e(s)} = \frac{N_{\delta_e}^u(s)}{\Delta_p(s)} = \frac{A_u s + B_u}{A s^2 + B s + C} \quad (2.2.9)$$

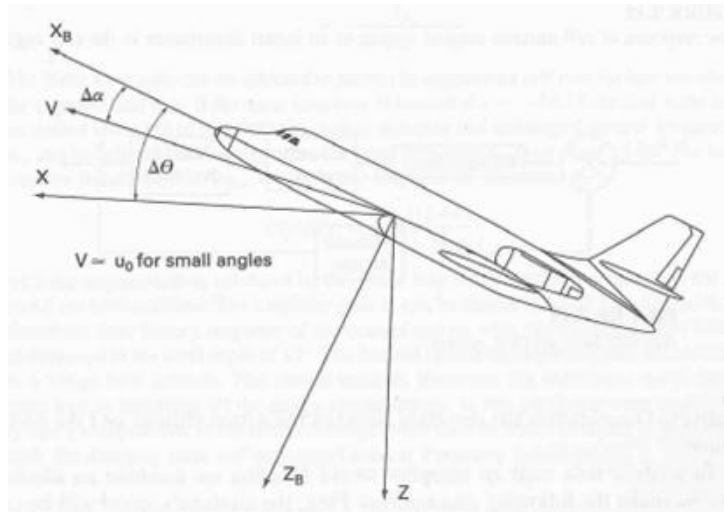
$$\frac{\Delta \theta(s)}{\Delta \delta_e(s)} = \frac{N_{\delta_e}^\theta(s)}{\Delta_p(s)} = \frac{A_\theta s + B_\theta}{A s^2 + B s + C} \quad (2.2.10)$$

2.3 Yükseklik Tutuş Otopilot Sistemi

Uçağın hızı ayrı bir kontrol sistemi ile kontrol ediliyor olsun, bu durumda yanlamasına bütün dinamik etkileri görmezden gelinsin. Bu kısıtlamalarla, hareketin sadece dikey ekseninde gerçekleştiği varsayılır. Bu analizi gerçekleştirmek için gereken transfer fonksiyonları, yükseliş dümen servo modeli ve uçak dinamiğidir. Servo motor modeli için basitleştirilmiş bir yaklaşım ile $10/(s+10)$ transfer fonksiyonu kullanılmıştır. Bu transfer fonksiyonu sadece yükseliş için değil, yuvarlanma ve yön dümeni servo motor modeli olarak da kullanılabilir. Böyle bir yaklaşım ileride anlatılacak olan sistem modelinde kullanılacaktır. Yükseliş dümeni transfer fonksiyonu birinci dereceden geriye faz ile gösterilebilir. O halde;

$$\frac{\delta_e}{e} = \frac{-10}{s+10} \quad (2.3.1)$$

Yükseklik tutuş sistemini incelemek için $\Delta h/\Delta \delta_e$ transfer fonksiyonunun bulunması gerekir.



Şekil 2. 3. 1. Dikey tırmanma oranını belirlemek için gereken kinematik ilişki

$\Delta h/\Delta \delta_e$ transfer fonksiyonunu bulmak için, uçağın tırmanma oranı, yunuslama açısı ve hücum açısı arasındaki kinematik ilişkiyi gösteren Şekil 2.6'ı [6] incelenmelidir.

$$\Delta \dot{h} = u_0 \sin(\Delta\theta - \Delta\alpha) \quad (2.3.2)$$

Küçük açılar için bu denklem şu şekilde azaltılabilir;

$$\Delta \dot{h} = u_0(\Delta\theta - \Delta\alpha) \quad (2.3.3)$$

Artık $\Delta h/\Delta\delta_e$ bulunabilir;

$$s\Delta h(s) = u_0[\Delta\theta(s) - \Delta\alpha(s)] \quad (2.3.4)$$

$$\Delta h(s) = \frac{u_0}{s} [\Delta\theta(s) - \Delta\alpha(s)] \quad (2.3.5)$$

Bu denklemi $\Delta\delta_e$ ifadesine bölerek istenen transfer fonksiyonu bulunur;

$$\frac{\Delta h(s)}{\Delta\delta_e} = \frac{u_0}{s} \left[\frac{\Delta\theta(s)}{\Delta\delta_e} - \frac{\Delta\alpha(s)}{\Delta\delta_e} \right] \quad (2.3.6)$$

$$\Delta q = \Delta\dot{\theta} \quad (2.3.7)$$

$$\Delta q(s) = s\Delta\theta(s) \quad (2.3.8)$$

$$\frac{\Delta\theta(s)}{\Delta\delta_e(s)} = \frac{1}{s} \frac{\Delta q(s)}{\Delta\delta_e} = \frac{A_q s + B_q}{s(As^2 + Bs + C)} \quad (2.3.9)$$

$$\frac{\Delta\alpha(s)}{\Delta\delta_e(s)} = \frac{A_\alpha s + B_\alpha}{As^2 + Bs + C} \quad (2.3.10)$$

Yukarıdaki transfer fonksiyonların katsayıları Çizelge 2.7'de [6] verilmiştir.

3. SİSTEM MODELLEMESİ VE KONTROLCÜ TASARIMI

Bir İHA'yı kontrol etmek için birçok yöntem bulunmaktadır. Bazı yöntemler sağlam aerodinamik performans avantajları sunarken, bazıları uçağın uzunlamasına ve yanlamasına eksenleri arasında ataletsel ve önemli ölçüde aerodinamik çapraz bağlaşım sunmaktadırlar [41]. Daha önceden de bahsedildiği gibi, uçağın kontrol yüzeyleri arasında bağlaşımlar bulunmaktadır. Aralarında bağlaşım (kuplaj) bulunan kanallara, istikamet dümeni ile kanatçık örnek olarak gösterilebilir. İstikamet dümeninin açısı ψ ve kanatçığın açısı ϕ birbirlerini etkileyebilir. Bu etkileşim, sistemin lehine olduğu gibi aleyhine de sonuç verebilir. Tasarımcı bağlaşımı kullanarak bir kontrol sistemi tasarlayabileceği gibi, tasarımcının kurduğu sistem bu kuplajdan etkilenip hasara da yol açabilir. Ancak ÇGÇÇ sistemlerin dekuplaj kontrol süreci kolay bir problem değildir [42].

Bu çalışma da sürecinde çapraz bağlaşımın etkisini asgari düzeye indirmek, uçağın bütün kontrol yüzeylerini kullanan otopilot tasarlamak, hem iyi performansa sahip hem de gürbüz bir sistem elde edebilmek için çevrim şekillendirme kontrol yöntemi kullanılmıştır.

3.1 H_∞ Çevrim Şekillendirme Yöntemi İle Kontrolcü Tasarımı

3.1.1 Norm Kavramı

Kontrol sistemleri için performans tanımının bir yolu, bazı önemli sinyallerin boyutuna bağlı olarak yapılır [43]. Örneğin; bir takip sisteminin performansı hata sinyallerinin boyutu ile hesaplanabilir [43]. Norm kavramı kısaca mesafe demektir ve $\|u\|$ ile gösterilir.

Kavramsal çalışmalarda kolaylık olmasından dolayı doğrusal ve zamanla değişmez sistemler tercih edilir. Ancak gerçek hayatta böyle sistemlere rastlamak zordur. Sistemi modellerken gerçek hayata uygunluk açısından modele bozucular eklenmelidir. Örneğin, Şekil 3.1.2.1'de gösterilen d (giriş – çıkış arasındaki bozucu) ve n (ölçüm gürültüsü) bozucular W değişkeni ile matematiksel modellenir, bozucuların sayıları artırılabilir. W ile gösterilen bir bozucu literatürde ağırlık fonksiyonu olarak geçmektedir.

3.1.2 Temel Bir Geri Besleme Döngüsü

Bu bölümdeki anahtar fikirlerden biri, kapalı çevrim TF'nun davranışının, açık çevrim TF kullanılarak tasarlanabilmesidir. Aynı yaklaşım Nyquist kıstası sayesinde kararlılık çalışmalarında da kullanılır [44]. Açık çevrim TF'nun Bode eğrisi, kapalı çevrim sistemin kararlılığını belirlemek için çizdirilir. Çevrim TF;

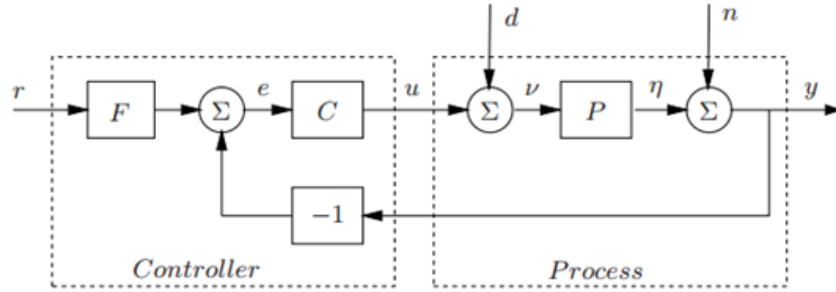
$$L = PC \quad (3.1.2.1)$$

olsun, L 'nin özelliklerine göre istenen performans belirlenirse, C kontrolcüsündeki değişimlerin etkileri hemen görülür [44]. Örneğin, kapalı çevrim sistemin cevabı hakkında doğrudan mantıklı bir sebep bulmaya çalışmaktansa bu yöntem çok daha kolaydır [44]. Bu kapalı çevrim TF;

$$G_{yr} = \frac{PC}{1+PC} \quad (3.1.2.2)$$

olur ve Şekil 3.1.2.1'de ileri yolda bulunan $F=1$ varsayılır.

Sistem döngüsü iki elemandan oluşmaktadır; kontrolcü (Şekil 3.1.2.1'de [44] sol taraf) ve sistemin bulunduğu işlem kısmı (Şekil 3.1.2.1'de [44] sağ taraf). Kontrolcünün iki bloğu vardır. Bunlar, geri besleme bloğu C ve ileri yol bloğu F 'dir. Sistemin bulunduğu işlem kısmında iki bozucu etki vardır. Biri giriş çıkış arasındaki bozucu d , diğeri ise ölçüm gürültüsü n 'dir. Giriş çıkış arasındaki bozucu, işlemi istenen davranışından uzaklaştıran bozucuları temsil ederken; ölçüm gürültüsü sistemin çıkışı hesaplanırken belirsizlikleri temsil eder [44].



Şekil 3. 1. 2. 1.Temel bir geri besleme döngüsü blok diyagramı

Şekil 3.1.2.1'deki geri besleme döngüsü üç harici sinyal tarafından etkilenir [44]. Bu sinyaller referans r , giriş çıkış arasındaki bozucu d ve ölçüm gürültüsü n 'dir. Kontrolü ilgilendiren en az üç sinyal vardır η, y ve u [44]. Sistem doğrusal ise 9 adet giriş ve çıkış sinyalleri arasında ilişki kurulur [44]:

$$\begin{pmatrix} w \\ y \\ u \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \frac{P}{1+PC} & -\frac{PC}{1+PC} & \frac{PCF}{1+PC} \\ \frac{P}{1+PC} & \frac{1}{1+PC} & \frac{PCF}{1+PC} \\ -\frac{P}{1+PC} & -\frac{C}{1+PC} & \frac{CF}{1+PC} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} d \\ n \\ r \end{pmatrix} \quad (3.1.2.3)$$

Notasyonu basitleştirmek için tüm TF'ların argümanları atılmıştır. Birkaç ilginç sonuç bu denklemden çıkarılır [44]. Bazı TF'ların aynı olduğu görülür ve geriye kalan TF'ları denklem 3.1.2.4'te verilmektedir [44].

$$\begin{pmatrix} \frac{PCF}{1+PC} & \frac{PC}{1+PC} & \frac{P}{1+PC} \\ \frac{CF}{1+PC} & \frac{C}{1+PC} & \frac{1}{1+PC} \end{pmatrix} \quad (3.1.2.4)$$

İlk sütuna ait TF'ları işlem çıkışının cevabını verir [44]. İkinci sütunu, $F=1$ iken saf hata geri beslemesi durumuna göre aynı sinyalleri verir [44]. Üçüncü sütundaki $P/(1+PC)$ TF'u, yük bozucularına işlem değişkeninin nasıl tepki verdiğini ve ikinci sütundaki $C/(1+PC)$ TF'u, kontrol sinyalinin ölçüm gürültüsüne verdiği cevabı belirtir [44].

$$S = \frac{1}{1+PC} \quad (3.1.2.5)$$

$$T = \frac{PC}{1+PC} \quad (3.1.2.6)$$

$$PS = \frac{P}{1+PC} \quad (3.1.2.7)$$

$$CS = \frac{C}{1+PC} \quad (3.1.2.8)$$

Şekil 3.1.2.1'deki sistem için bir kontrolcü tasarlamak için izlenen yöntem, iki bağımsız adıma bölünebilir [44]:

1. Giriş çıkış arasındaki bozucuların etkilerini azaltan ve sisteme çok fazla ölçüm gürültüsü vermeden süreç varyasyonlarına hassas olan geri beslemeli C kontrolcüsü tasarlamak [44].
2. Referans sinyaline istenen cevabı veren ileri yol F'yi tasarlamak [44].

3.1.3 Performans Özellikleri

Sistemin istenen performansının nasıl belirleneceği, kontrol tasarımı sürecinin anahtar elemanıdır.

3.1.3.1 Frekans Alanı Özellikleri

Çeşitli giriş – çıkış çiftlerinin frekans cevabı kullanılarak bir sistemin performansını belirlemek belli başlı yöntemlerden biridir [44]. Hata geri beslemeli bir sistem için referanstan çıkışa olan TF'nu, bütünüleyici TF'una eşit olup, $T = PC/(1 + PC)$ 'dir [44].

İyi performans sıfır frekans kazancının 1 olmasını gerektirir [44]. Yani çıkış referansı takip ediyorudur [44]. Tipik ölçütler aşağıdaki maddeleri içerir [44]:

- Rezonans tepe noktası, M_r , frekans cevabının en büyük değeridir [44].
- Tepe frekansı w_p , maksimum frekansın olduğu yerdir [44].
- Bant genişliği w_b , kazancın $1/\sqrt{2}$ 'ye düştüğü frekans noktasıdır [44].

Bu ölçümler aynı zamanda $L=PC$ transfer fonksiyonu ile de ilişkilendirilebilir [44]. Kullanışlı bazı özellikler aşağıdaki gibidir [44]:

- Çapraz geçişli frekans kazancı w_{gc} , L transfer fonksiyonu birim büyüklüğüne ulaştığında en düşük frekans değeridir [44]. Bu kabaca kapalı çevrim kazancı $1/\sqrt{2}$ 'nin altına düştüğündeki frekans değerine eşittir [44].
- Kazanç payı g_m , kararlılık limitine ulaşmadan önce döngü kazancının artabilme miktarıdır [44].
- Faz payı φ_m , kararlılık sınırına ulaşabilmek için gereken geri faz miktarıdır [44]. Genelde gürbüzlük için ve salınımsız cevap için faz payı $30^\circ - 60^\circ$ arasında tutulur [44].

Yukarıdaki maddelere ek olarak, hassasiyet ve bütünüleyici hassasiyet fonksiyonları için birkaç kullanışlı özellik daha vardır [44].

- Maksimum hassasiyet M_s , hassasiyet fonksiyonunun büyüklüğünün tepe noktasıdır ve referanstan hata sinyaline kadar maksimum yükselmeyi içerir [44].
- Maksimum hassasiyet frekansı w_{ms} , hassasiyet fonksiyonu maksimumda olduğu andaki frekans değeridir [44].

- Çapraz geçişli hassasiyet frekansı w_{sc} , ilk defa hassasiyet fonksiyonunun 1'den büyük olduğu andaki frekans değeridir [44].
- Maksimum bütünleyici hassasiyet M_t , bütünleyici hassasiyet fonksiyonunun büyüklüğünün tepe noktasıdır [44]. Referanstan çıkış sinyaline kadar maksimum yükselmeyi sağlar [44].
- Maksimum bütünleyici hassasiyet frekansı w_{mt} , bütünleyici hassasiyet fonksiyonunun maksimum olduğu noktadaki frekans değeridir [44].

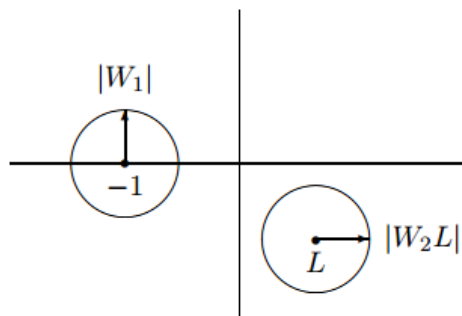
Böyle çeşitli ölçümler kapalı çevrim performansını artırmak için kullanılabilir ve sıklıkla bir kontrol tasarımı için istenen performansı belirlemede kullanılır [44].

Döngü TF'ü L, hassasiyet fonksiyonu S ve bütünleyici hassasiyet fonksiyonu T için farklı maddeler tanımlanmış olsa da, bu TF'ların hepsi birbiriyle ilişkilendirilebilir [44]:

$$S = \frac{1}{1+L} \quad T = \frac{L}{1+L} \quad S + T = 1 \quad (3.1.3.1.1)$$

- $\|W_1 S\|_\infty < 1$: Performans koşulu [43]
- $\|W_2 T\|_\infty < 1$: Gürbüzlük koşulu [43]
- $\|W_1 S\|_\infty + \|W_2 T\|_\infty < 1$: Gürbüz performans koşulu [43]

Şekil 3.1.3.1.1'de [44] performans ve gürbüzlük koşulunun grafik ile gösterimi verilmiştir.



Şekil 3. 1. 3. 1. 1. Performans ve gürbüzlük koşulunun grafik ile gösterimi

H_∞ Çevrim Şekillendirme yönteminin aradığı çözüm yukarıda maddelenmiş koşulların tamamının sağlanması olup, etkili bir yöntemdir.

Bu bölümde, ÇGÇÇ bir kontrol sisteminin H_∞ loopshaping çözüm yöntemi ile oluşturulma adımlarından bahsedilecektir. Kontrolcü tasarımının ilk adımı, minimum fazlı ve kararlı çevrim şekillendirmeyi hesaplamaktır. W yukarıda bahsedilen sisteme uygulanan bozucuları temsil etmektedir. Bu bozucu filtrenin, biçimlendirilmiş sistemin kare matrisini karşılaması gerekmektedir. Yeniden biçimlenmiş sistem aşağıdaki gibidir.

$$G_s = GW \quad (3.1.3.1.2)$$

Buna ek olarak aşağıdaki koşul da sağlanmalıdır;

$$\sigma(G_d) \approx \sigma(G_s) \quad \forall w \quad (3.1.3.1.3)$$

Bu yöntem Safonov [35] tarafından bahsedilen GCD formüllerini kullanarak oluşturulabilir. Diğer taraftan, normalleştirilmiş coprime faktörü teorisi, biçimlendirilmiş sistem için optimal bir çevrim şekillendirme kontrolcüsü hesaplamak için kullanılır [2]. Coprime (aralarında asal) faktörizasyonu için bazı gerekli tanımlar aşağıda verilmiştir:

$$G = M^{-1}N \quad (3.1.3.1.4)$$

Herhangi bozuntuya uğramış bir sistem aşağıdaki gibi tanımlanabilir;

$$G_\Delta = (M + \Delta_M)^{-1}(N + \Delta_N) \quad (3.1.3.1.5)$$

Δ_M ve Δ_N yazılı sistemdeki kararsızlıkları temsil eden, kararlı ve belirsiz transfer fonksiyonlarıdır. Gürbüz kontrolcü tasarımının koşulu, sadece nominal sistemi değil bozulmuş sistemlerin ailesini K gibi bir kontrolcü ile dengelemektir. Bu durum aşağıda tanımlanmıştır:

$$G_\varepsilon = \{(M + \Delta_M)^{-1}(N + \Delta_N) : \|\Delta_M, \Delta_N\|_\infty < \varepsilon\} \quad (3.1.3.1.6)$$

Gürbüz kararlılık için, iç kararlılığın hem yazılı hem bozulmuş sistemler için başarılması gerekir. Eğer gürbüz kararlı bir K varsa, M , N , ε için de gürbüzce kararlı duruma gelir, denebilir. Gürbüz kararlılık için aşağıdaki iki şartın sağlanması gerekir.

$$(I - GK)^{-1}, K(I - GK)^{-1}, (I - GK)^{-1}G, (I - KG)^{-1} \in RH_\infty \quad (3.1.3.1.7)$$

$$\det(I - GK)(\infty) \neq 0 \quad (3.1.3.1.8)$$

$$\inf_K \left\| \begin{bmatrix} K(I - GK)^{-1}M^{-1} \\ (I - GK)^{-1}M^{-1} \end{bmatrix} \right\|_{\infty} \leq \varepsilon^{-1} \quad (3.1.3.1.9)$$

İnfimum K, dengeleyici kontrolcü üzerinde seçilir. H_{∞} eniyileme problemi, ε^{-1} 'nin olabildiğince küçük seçilmesine izin verir. P aşağıdaki gibi olsun;

$$P \triangleq \begin{bmatrix} P_{11} & P_{12} \\ P_{21} & P_{22} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \begin{pmatrix} 0 \\ M^{-1} \end{pmatrix} & \begin{pmatrix} I \\ G \end{pmatrix} \\ M^{-1} & G \end{bmatrix} \quad (3.1.3.1.10)$$

$$\inf_K \|F_L(P, K)\|_{\infty} \leq \varepsilon^{-1} \quad (3.1.3.1.11)$$

H_{∞} eniyileme problemi için K bütün dengeleyici kontrolcü olarak ve P standart sistem olarak seçilir. Yukarıda belirtilen problemin standart çözümü referans [44]'te ayrıntılarıyla açıklanmıştır. Ayrıca, tasarlanmış kontrolcü için son ifade aşağıdaki gibi olmaktadır.

$$K_{final} = WK \quad (3.1.3.1.12)$$

Safonov yöntemi H_{∞} çevrim şekillendirme kontrol yöntemi için bir temel oluşturur. Çok terimli sistem matrisleri için, yaklaşımlardan bahsetmektedir. Bu çalışmanın giriş kısmında adı geçen 2 – Riccati denklemleri ile ilgili bilgiler içermektedir. Çok terimli sistem matrisleri, denklem 3.1.3.1.13'te ifade edilen biçimdeki transfer fonksiyonları ile gösterilir [44].

$$P(s)\xi(s) = 0 \quad (3.1.3.1.13)$$

P(s), girişleri Laplace alanında çok terimli olan bir matristir. P(s) ve ξ , ayrı ayrı denklem (3.1.3.1.14) ve (3.1.3.1.15)'teki gibi yazılabilir [44].

$$P(s) = \begin{bmatrix} P_x(s) & P_u(s) & P_y(s) \end{bmatrix} \quad (3.1.3.1.14)$$

$$\xi(s) = \mathbf{col}(x, u, y) \quad (3.1.3.1.15)$$

P(s)'nin satır sayısı ($\dim(x) + \dim(y)$), x ve y'nin boyutları toplamına eşittir, yani herhangi bir giriş için (u), tek bir x, y çözümü ve böylece u'dan y'ye tek bir transfer fonksiyonu vardır, denir [35]. Rosenbrock [45] sistem matrisi konseptindeki ikincil değişken ÇTSM'dir.

$P(s)$ 'nin çok terimli girişlerinin en yüksek dereceden olabilmesi için, ÇTSM $P(s)$ 'nin derecesinin tanımlanması gerekir [35]. Durum – uzayı formatında tanımlanan $P(s)$ denklem 3.1.3.1.16'da [35] verilmiştir.

$$P(s) = \begin{bmatrix} -ls + A & B & 0 \\ C & D & -l \end{bmatrix} \quad (3.1.3.1.16)$$

Luenberg'in açıklamasında bahsedilen form denklem (3.1.3.1.17)'de verilmiştir [35].

$$P(s) = \begin{bmatrix} -Es + A & B & 0 \\ C & D & -l \end{bmatrix} \quad (3.1.3.1.17)$$

Referans [46] ve [47]'da belirtilen biçimler birinci derece ÇTSM'dir [35].

Trivial embedding kavramı, ek bileşenlerle ve ek satır ve sütunlar ile ÇTSM'nin büyümesi için transfer fonksiyonun ve ξ çözümünün değişmeden kalması yönünde tanımlanmıştır [35].

Denklem (3.1.3.1.13)'te verilen ÇTSM bir sistemin gösteriminin faydalı bir özelliği, değişkenlerin birçok tipteki değişiminin etkisi, $R(s)$ gibi birbelirteçli çok terimli bir matris tarafından ortaya konmasıdır [35]. Özellikle ξ için denklem (3.1.3.1.13) [35] düzenlenirse denklem (3.1.3.1.18) [35] elde edilir.

$$\xi = R(s)\tilde{\xi} \quad (3.1.3.1.18)$$

Bazı birbelirteçli matrisler için $R(s)$ denklem (3.1.3.1.19) [35] ve denklem (3.1.3.1.20)'deki [35] gibi ifade edilir.

$$\tilde{P}(s)\tilde{\xi} = 0 \quad (3.1.3.1.19)$$

$$\tilde{P}(s) = P(s)R(s) \quad (3.1.3.1.20)$$

Bunlara ek olarak, eğer $R(s)$ denklem (3.1.3.1.21)'deki [35] gibi özel bir form alırsa;

$$R = \begin{bmatrix} R_{xx} & R_{xu} & R_{xy} \\ 0 & l & 0 \\ 0 & 0 & l \end{bmatrix} \quad (3.1.3.1.21)$$

R_{xx} birbelirteçli, R_{xu} ve R_{xy} ise rastgele biçimdedir [35]. Bu durumda $u - y$ arasındaki transfer fonksiyonu değişmeden kalır [35]. Ayrıca $P(s)$, herhangi bir boyutça uygun birbelirteçli çok terimli matris olan $L(s)$ ile çarpıldığında $u - x$ arasındaki transfer fonksiyonları ve $u - y$ arasındaki olanlar değişmeden kalır [35].

$$L(s)P(s)\xi(s) = 0 \quad (3.1.3.1.22)$$

Denklem (3.1.3.1.22) yalnızca $P(s)\xi(s) = 0$ olduğu durumda geçerlidir [35].

Denklem (3.1.3.1.21) ve (3.1.3.1.22)'de verilen birbelirteçli dönüşümler (SSE dönüşümleri de denir), denklem (3.1.3.1.13)'deki gibi biraz daha genel ÇTSM formu Rosenbrock'un SSE dönüşümlerinin doğal bir uzantısıdır [35]. SSE dönüşümleri, durum – uzayı formatında azaltma yapmak gibi cebirsel işlemleri etkilemek için kullanılabilir [35]. Her ÇTSM sayısal olmayan trivial embedding yoluyla tanımlayıcı forma eksiltilebilir. Bu durum da ÇTSM formatında gösterilen herhangi bir well – posed sistem durum – uzayı formatına güvenilir bir şekilde azaltılabildiği gösterilir [35].

Referans [46] ile [48] arasında verilen çalışmalarda H_∞ çevrim şekillendirme kontrol kuramında bahsedilen 2 – Riccati durum – uzayı gösteriminde bahsedilen sistemin durum – uzayı formu denklem (3.1.3.1.23)'te verilmiştir [35].

$$P_p(s) \triangleq \begin{bmatrix} -ls + A & B_1 & B_2 & 0 & 0 \\ C_1 & D_{11} & D_{12} & -l & 0 \\ C_2 & D_{21} & D_{22} & 0 & -l \end{bmatrix} \quad (3.1.3.1.23)$$

$$\xi_p \triangleq \text{col}(x, u_1, u_2, y_1, y_2) \quad (3.1.3.1.24)$$

Dengeleyici seri için tamamlanmış formül, yani denklem (3.1.3.1.25)'te [35] verilen H_∞ kontrol kuralı;

$$u_2 = K(s)y_2(s) \quad (3.1.3.1.25)$$

Limebeer [46], Glover ve Doyle [47] tarafından belirtilmiştir. Referans [28] ve [48]'de belirtildiği gibi, aşağıdaki altı değişkenlik gösterebilen varsayımlar yapılmış durum için uygulanabilir çıkarımlar sunulmuştur [35].

$$D_{22} = 0 \quad (3.1.3.1.26)$$

$$D_{12} = \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix} \quad (3.1.3.1.27)$$

$$D_{21} = [0 \quad 1] \quad (3.1.3.1.28)$$

$$D_{11} = 0 \quad (3.1.3.1.29)$$

$$D_{12}^T C_1 = 0 \quad (3.1.3.1.30)$$

$$B_1 D_{21} = 0 \quad (3.1.3.1.31)$$

(3.1.3.1.26) ile (3.1.3.1.31) numaralı denklemlerde belirtilen duruma göre [28] ve [48] numaralı referanslarda bahsedildiği üzere, oldukça kendine yeten 2 – Riccati H_∞ kuramı gösterimi mümkündür. 2 – Riccati denklemi diye bahsedilenler denklem (3.1.3.1.32) ve (3.1.3.1.33)’te verilmiştir [35].

$$P = Ric \begin{pmatrix} A & B_1 B_1^T - B_2 B_2^T \\ -C_1^T C_1 & -A^T \end{pmatrix} \quad (3.1.3.1.32)$$

$$Q = Ric \begin{pmatrix} A^T & C_1 C_1^T - C_2 C_2^T \\ -B_1^T B_1 & -A \end{pmatrix} \quad (3.1.3.1.33)$$

Notasyon;

$$P = Ric \begin{pmatrix} A & -R \\ -Q & -A^T \end{pmatrix} \quad (3.1.3.1.34)$$

[47], [28] ve [48] numaralı referanslarda, cebirsel Riccati denklemlerinin (CRD) tek çözümünü belirtmek için kullanılmıştır [35].

$$0 = PA + A^T P - PRP + Q \quad (3.1.3.1.35)$$

CRD çözümü olan denklem (3.1.3.1.34)’te verilen P varsa, bu durum matris kesir tanımı ile gösterilebilir, denir [35].

$$P = P_2 P_1^{-1} \quad (3.1.3.1.36)$$

$$\begin{bmatrix} P_1 \\ P_2 \end{bmatrix} \quad (3.1.3.1.37)$$

Denklem (3.1.3.1.37) [35], Hamiltonian matrisinin (denklem (3.1.3.1.38)’de verilmiştir) kararlı özuzayı için herhangi bir baz oluşturur [35].

$$\begin{bmatrix} A & -R \\ -Q & -A^T \end{bmatrix} \quad (3.1.3.1.38)$$

Denklem (3.1.3.1.36) ve (3.1.3.1.37)'deki formüller CRD'leri çözmek için kullanılır [35]. H_∞ kontrolcüler serisini, [28] numaralı referansta kanıtlanan ana H_∞ kontrolcüsü parametrize eder [35].

$$u_2 = K(s)y_2 \quad (3.1.3.1.39)$$

Bu durum için $u_1 - y_1$ arasında tanımlı kapalı çevrim transfer fonksiyonu, denklem (3.1.3.1.40)'1,

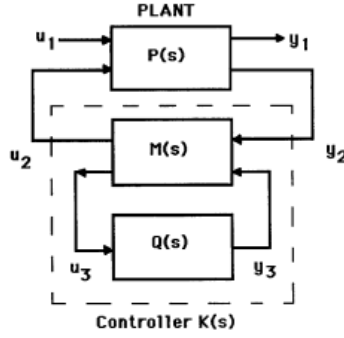
$$\|T_{y_1 u_1}\|_\infty < 1 \quad (3.1.3.1.40)$$

$\|Q\|_\infty < 1$ ve Şekil 'de gösterilen $M(s)$ matrisi ile kararlı $Q(s)$ serisi açısından sağlar [35]. [28] numaralı referansta kanıtlanan belirli kararlılık ve gözlenebilirlik koşulları konusu için, yalnızca Riccati çözümleri olan P ve Q varsa ve (3.1.3.1.41) ile (3.1.3.1.42) koşulları sağlanıyorsa, H_∞ kontrolcüler serisi boş değildir, denir [35].

$$P > 0 \quad (3.1.3.1.41)$$

$$Q > 0 \quad (3.1.3.1.42)$$

$$\lambda_{max}(PQ) < 1 \quad (3.1.3.1.43)$$

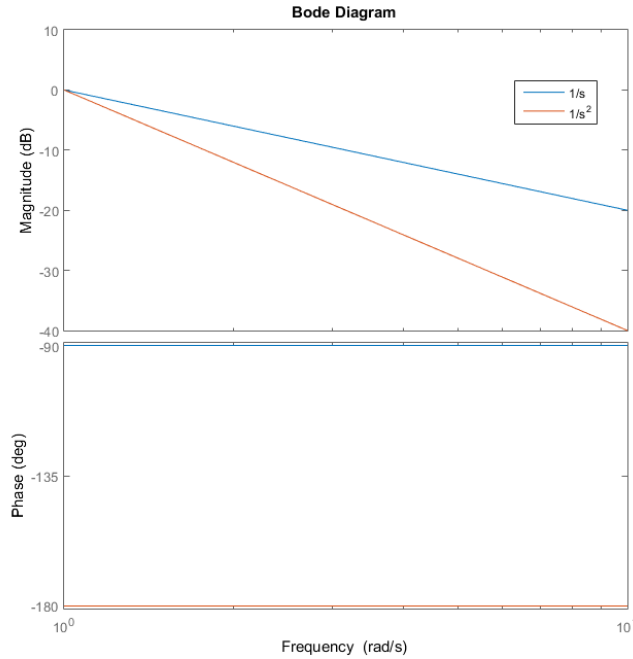


Şekil 3. 1. 3. 1. 2.Sistem ve H_∞ kontrolcüsü

3.1.4 Çevrim Şekillendirme ile Geri Besleme Tasarımı

Nyquist kararlılık teoreminin bir avantajı, teoremin, $L=PC$ formülü ile kontrolcü TF'u ile bağlantılı olan döngü TF'una bağlı olmasıdır [49]. Bu sayede kontrolcünün döngü TF'unu nasıl etkilediği rahatça görülür [49]. Kararsız bir sistemi kararlı hale getirmek için kritik noktadan Nyquist kıvrımını bükmek gerekir [49].

Bu basit fikir birçok farklı tasarım yönteminin temelini oluşturur ve genel olarak bu yöntemlerin tamamına çevrim şekillendirme denir [49]. İstenen biçime sahip döngü TF'u veren kompanseör seçimi fikrine dayanır [49]. İstenen biçimi seçerken $1/s$, $1/s^2$ 'nin Bode diyagramları Şekil 3.1.4.1'te verilmiştir. Kontrolcünün sisteme olan etkisinin bu şekillerdeki gibi olması istenmektedir.



Şekil 3. 1. 4. 1. $1/s$ 'in ve $1/s^2$ bode diyagramı

4. OTOPILOT SİSTEMİ MODELLERİ

4.1 Cessna 172 Uçağı için Kontrol Modeli

Bu çalışmada ilk olarak Cessna 172 uçağının gerçek katsayıları kullanılarak kontrolcü modeli oluşturulmuştur. Bu adım için modellenen ÇGÇÇ sistem Şekil 4.1.1’de [2] gösterilmiştir.

Bu sistem otopilot tasarımının ilk adımı olan ve otopilot tasarımında iç döngüyü oluşturan dengeleyici moddur. Dengeleyici modu için ve daha sonradan üzerine eklenecek yükseklik tutucu dış döngüsü için kontrolcü bu model baz alınarak tasarlanacaktır. Şekil 4.1.1’de [2] gösterilen model, doğrusal olmayan bir sistem olup, doğrusallaştırılmış sistemde kararsız kutupları bulunmamaktadır. Daha önceki bölümlerde yön dümeni ile kanatçık arasında bir etkileşim olduğundan bahsedilmiştir. Bu durumdan kaynaklı sistemde herhangi bir problem ile karşılaşmamak için uçağın tüm kontrol yüzeyleri aynı anda kontrol edilecektir.

Dengeleyici otopilot tasarımları son zamanlarda oldukça göze çarpan yüzey kaybından kaynaklı kazaların önlenmesinde de uygulanabilir. Yüzey kayıpları, hava taşıtı kazalarına sebep olan, kontrol yüzeylerinin işlevini yitirmelerinden ortaya çıkan durumlardır. Kuplajlar da yüzey kayıpları yaratıp, kazalara sebebiyet verebilir. Örneğin yükseliş dümeninde oluşacak bir problem veya genel adıyla yükseliş dümeni kontrol yüzeyi kaybı, sistemin transfer fonksiyonunun büyüklüğünü düşürür ve sistemin faz gerilemesini yükseltir. Bu durum, G kontrolcüsü üzerinde önemli miktarda kazanç gerektirir [50]. Burada yuvarlanma hızı p ve kayma açısı β , yanlamasına yöndeki kontrol sistemi için geri-besleme değişkenleri olarak seçilmiştir [50]. β kayma açısı, uzunlamasına ve yanlamasına eksen kanallarında dekoplajın koordinasyonlu uçuşun gerçekleşmesine yardımcı olması için seçilmiştir [50].

Şekil 4.1.1’de modellenmiş sistemin görüntüsü bulunmaktadır. Bu model incelenecek olduğunda girişler olarak elevator, aileron, rudder ve throttle verilmiştir. Yani uçağın tüm kontrol yüzeyleri sistem modeline dahil edilmiştir. Ardından önceki bölümlerde bahsedilen basit servo motor modelinin transfer fonksiyonu gelmektedir. Çünkü kontrol yüzeylerinin hareketini bu servo motorlar yapmaktadır. Servo motor transfer fonksiyonlarının ardından eyleyici bloğu gelmektedir. Bu bloğun içinde motor modeli, gaz kolu modeli bulunabilir. Bu sistemde servo motor modelleri açıkta verilmiştir ve bu nedenle eyleyici bloğunun içi boş bırakılmıştır. Eyleyici bloğunun üstünde rüzgâr bloğu bulunmaktadır. Bir uçağın gerçek uçuşu sırasında havadaki bozucuların uçuşa etkisi olacaktır. Bu bozucuların modeli rüzgâr bloğunun

içinde verilebilir. Sistem modellemesi yapılırken koşulların mükemmel olduğu ve havanın rüzgârsız olduğu varsayılmıştır. Ardından Cessna 172 uçağının kararlılık katsayıları, atalet moment değerleri, hızı, ağırlığı gibi parametrelerini içeren genel uçak model bloğu bulunmaktadır. Genel uçak modelinin ardından sensör bloğu gelmektedir. Sensör bloğunun içinde, basınç sensörü, 6 veya 3 eksenli atalet ölçüm birimi sensörü gibi sensör modelleri bulunabilir. Bu bloktan sonra kontrol etmek istenilen açı veya ölçümlerin çıktıları gelmektedir.

Kontrolcü tasarlanmadan önce yani Şekil 4.1.1'deki durum uzayı bloğu eklenmeden önce, elevator, aileron, rudder, throttle kontrol yüzeylerinin bulunduğu giriş kısmından v , α , β , p , q , r ... vb. çıktıların bulunduğu kısma kadar olan model ilk oluşturulduğunda doğrusal olmayan bir sistemdir. Doğrusal olmayan sistemlerin kontrolünün zorluğundan ötürü, modelleme yapılırken doğrusal olmayan sistem, MATLAB / Simulink ortamında, istenilen düz uçuş koşulu için hız ve yükseklik değerleri verilerek bu şartları sağlayacak itki miktarı ve kontrol yüzey açıları nümerik olarak çözdürülerek çalışma (trim) noktasında model doğrusallaştırılmıştır [40]. Bu adımda sistemin çıkış kısmında gösterilen 12 durumun eğer biliniyorsa ilk değerleri girilir. Optimal çalışma noktaları belirlendikten sonra, bunlar bir sistem haline getirilir ve durum uzayı formatında elde edilir. Bu matrisler kullanılarak sistemin doğrusallaştırma işlemi yine MATLAB kullanarak yapılır. Doğrusallaştırılmış sisteme, çevrim şekillendirme yöntemi kullanılarak kontrolcü tasarlanır.

Doğrusallaştırılmış ancak kararsız sistemin basamak cevabı Şekil 4.1.2'de verilmiştir. Şekil 4.1.2'de görüldüğü üzere 16 adet grafik bulunmaktadır. Şekil üzerinden gidilecek olunursa aileron kumanda girişi ϕ açısını, elevator kumanda girişi Θ açısını, rudder kumanda girişi β açısını, throttle kumanda girişi hızı etkilemektedir. Çapraz 4 kanal haricinde de grafiklerin olduğu görülmektedir. Bunun sebebi her bir girişin tüm çıkışlar üzerindeki etkisinin görülmesidir. Daha önceden de bahsedildiği gibi kuplajların oluşup oluşmadığı gözlemlenebilir.

Şekil 4.1.3'te hassasiyet, (sensitivity), bütünüleyici hassasiyet (complementary sensitivity), istenen biçim (desired shape) ve başarılan biçim (achieved shape) diyagramları verilmiştir. Çevrim şekillendirme yönteminin amacı sistemin şeklini, istenilen şekle sokmaya çalışmaktır. Grafiğin $\sigma(Gd) \pm GAM(dB)$ ile gösterilen kısmı, istenilen sınırlandırmaları belirtmektedir. Grafikte target loop shape ile gösterilen kısım her zaman $\sigma(Gd) \pm GAM(dB)$ aralığının arasında bulunur. Sistemin bode davranışı, grafikte target loop shape olarak gösterilen gibi

hareket etmesi için manipüle edilecektir. Grafikte open-loop olarak gösterilen kısım sistemin biçimlendirilmiş yeni davranışdır ve istenildiği gibi sınırların arasında kalmaktadır.

Şekil 4.1.4'te ÇGÇÇ sistemin birim basamak cevabı verilmiştir. Gaz kolu kumanda girişinin büyük oranla hızı kontrol edip, küçük oranla Θ açısına etki etmesi beklenen bir durumdur. Böyle bakıldığında K kontrolcüsü gaz kolu girişi ile hız verisini istenen konuma ulaştırmıştır. İkinci giriş olan yön dümeni kumanda girişinin yalnızca β açısını etkilemesi beklenir. β açısının, K kontrolcüsünün etkisiyle istenen değere geldiği görülür. Üçüncü giriş olan yükseliş dümeni kumanda girişinin, hıza ve Θ açısına etki etmesi beklenir. Θ açısı arttıkça hız değerinde düşme olmalıdır. K kontrolcüsü ile yükseliş dümeni kumanda girişi Θ açısını istenen konuma getirmiştir. Son giriş olan kanatçık kontrol yüzeyinin ϕ açısını etkilemesi beklenmektedir. K kontrolcüsü kullanıldığında kanatçık kontrol yüzeyinin ϕ açısını istenen konuma getirdiği görülmüştür. Şekil 4.1.2'deki grafikte hiçbir giriş ile çıkış arasında kontrollü bir cevap olmadığı belirtilmişti. K kontrolcüsünün sisteme olan etkisi bu grafikte açıkça görülmektedir.

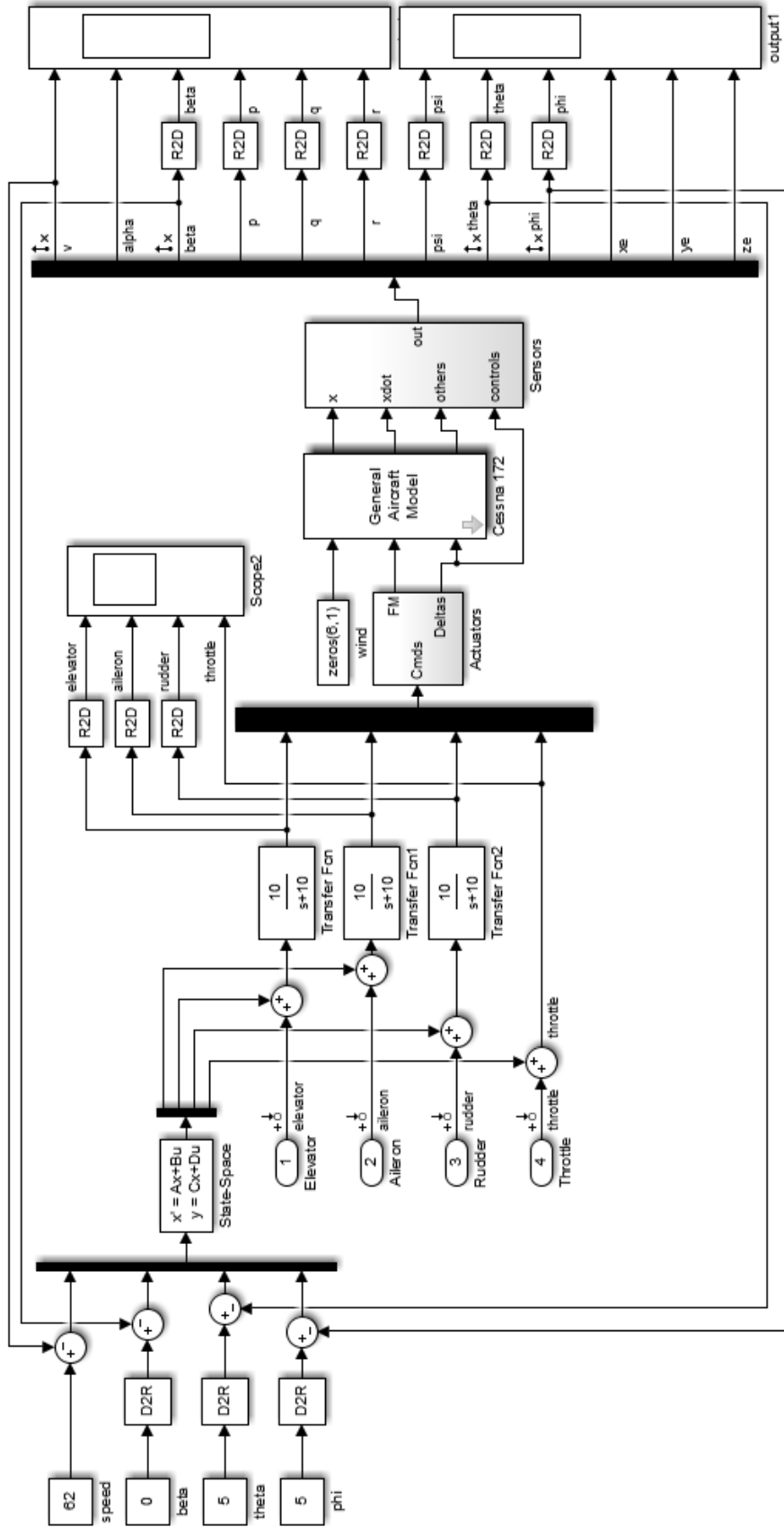
Şekil 4.1.5'te [2] Şekil 4.1.1'deki [2] modelde görülen giriş değerlerinin simülasyon sonuçları verilmiştir. Bu sonuçlara göre 10 derece Θ açısında uçağı tutmak için yükseliş dümeni kumanda girişi önce 5 derecelik bir açı yapıp, 7 saniyede az bir salınımla 0 dereceye gelmektedir. Aynı şekilde 5 derece ϕ açısı giriş referansı verildiğinde ϕ açısını kontrol eden kanatçık dümeni yüzeyi kumanda girişi yaklaşık -1.5 derecelik bir açı yapıp 4.5 saniyede 0 derece konumuna geri dönmektedir. Verilen referanslardan etkilenen yön dümeni, başta 0.5 derecelik bir yönelme gerçekleştirmiş, yaklaşık 4 saniye içinde dönüşünü bitirip ileriye doğru düz bir uçuş gerçekleştirmektedir. 62 m/s'lik referans değeri verilen hız bilgisini gerçekleştirmek için throttle kumanda girişi 2 saniye içinde 5000 değerine ulaşmış yani tama yakın gaz vermiş, 6 saniye civarında hızını sabit tutmayı başardığı için yarı gaz kolu durumuna geri gelmiştir.

Şekil 4.1.6'da [2] hız, α ve β değerlerinin değişimini gösteren grafik verilmiştir. 60 m/s başlangıç değeri olan uçağın hızının 62 m/s'ye çıkması beklenmektedir. 62 m/s'lik referans değerine uçak 6 saniyede ulaşmaktadır. Uçak uçuşunu gerçekleştirirken kayma yapmaması için β açısı hep 0 derece referansı verilmiştir. Yana kayma açısının 0 derece civarında seyir ettiği ve tam 0'a 8 saniye sonunda oturduğu görülmektedir. α hücum açısı hız ile değişkenlik göstermektedir. Bu sistemde hücum açısına bir referans değeri verilmemiştir. Görülebilecek

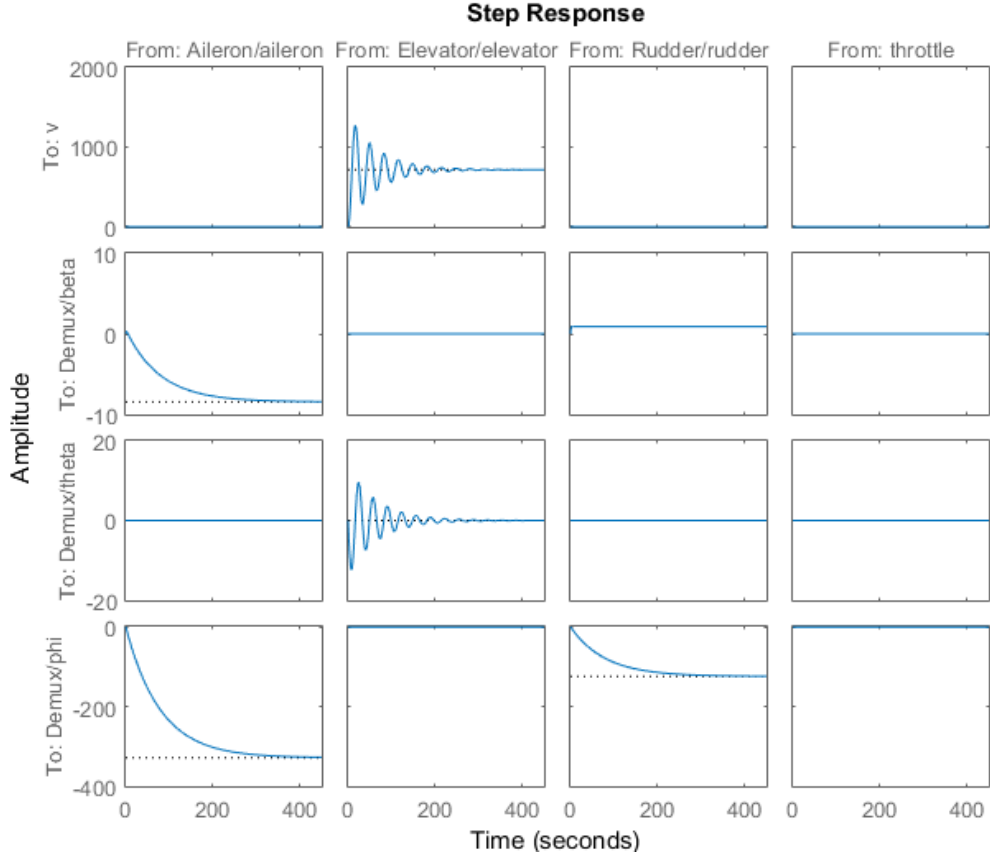
değişim hız verisi ile alakalı olmalı ancak 0'dan çok uzaklaşmamalı ve yine 0 dereceye oturmalıdır. Grafikte de 7 saniye sonunda 0 dereceye oturduğu görülmektedir.

Şekil 4.1.7'de [2] modeldeki sistemde verilen kumanda girişine göre elde edilen çıkış açısı değerlerinin değişim grafiği verilmiştir. Yön dümeni kontrol yüzeyi tarafından oluşan yalpa hareketinin bir sonucu olarak ortaya çıkan ψ açısı, Şekil 4.1.7'de yön dümeninin (rudder) etkisi sonucu uçağın dönme hareketini göstermektedir. Bu beklenen bir durumdur. Kontrolcünün uçağı 10 derecelik Θ referans değerine 6 saniyede getirdiği görülmektedir. 5 derece olarak verilen ϕ referans değerine uçağı kontrolcünün 4 saniyede getirdiği görülmektedir.

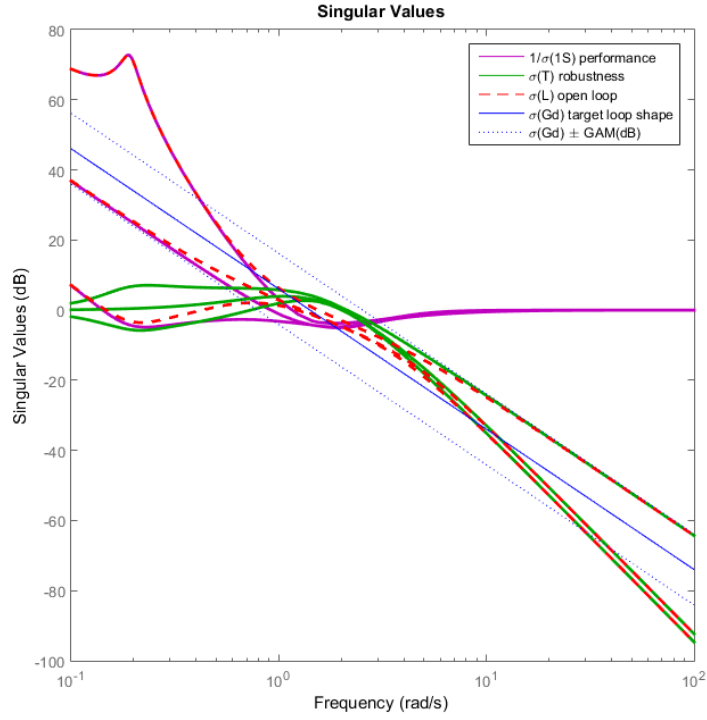
H_∞ çevrim şekillendirme yöntemi, iyi performansa sahip gürbüz kontrolcü elde edebilmek için kullanılır. Performans ile gürbüzlük ilişkisi ters orantılı çalışır ancak optimal bir nokta bulunabilir. Bu çalışmada H_∞ çevrim şekillendirme yönteminin seçilmesinin sebebi de hem performansı iyi hem de gürbüz bir sistem oluşturmak istendiği içindir.



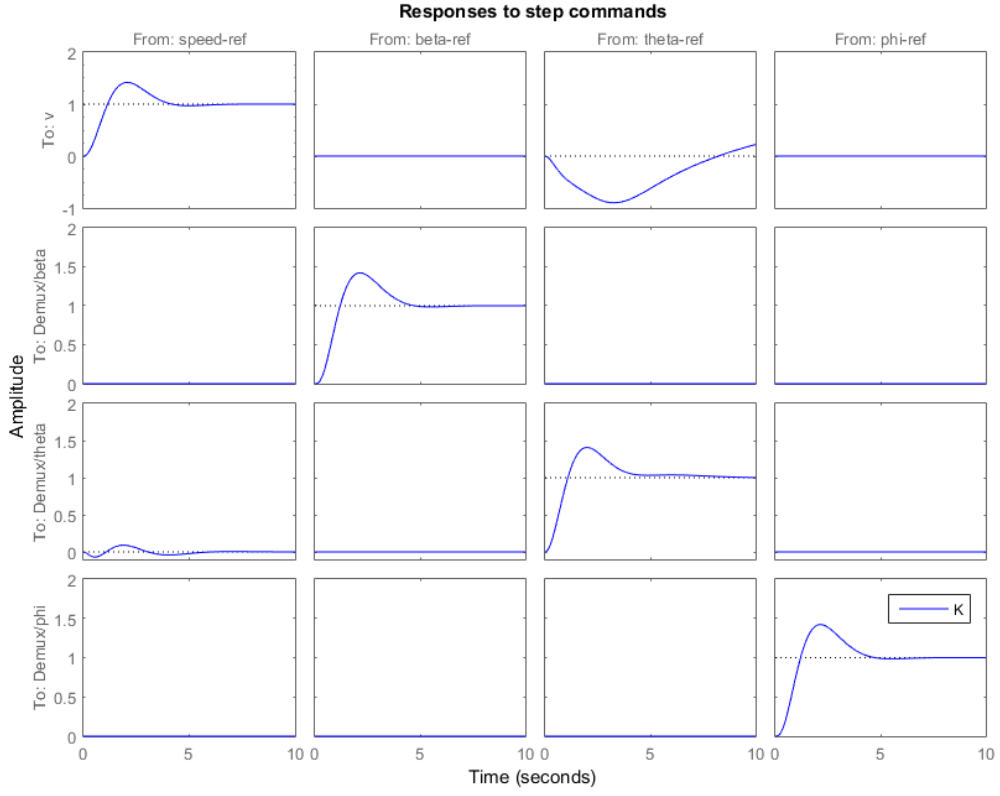
Şekil 4. 1. 1. Kontrolcünün gömüldüğü ÇGÇÇ sistem modeli



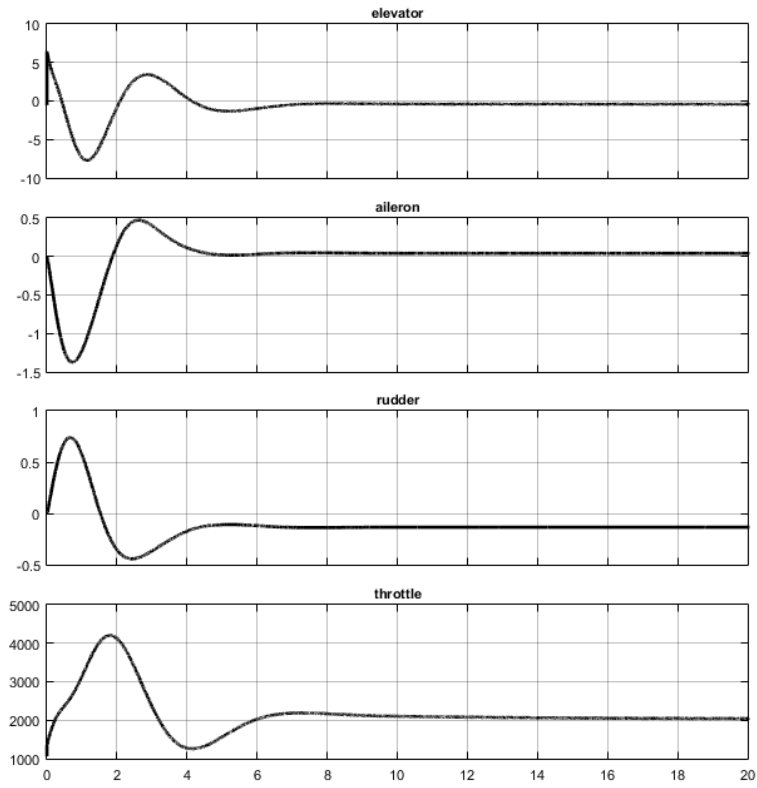
Şekil 4. 1. 2. Çalışma Noktası Etrafında Doğrusallaştırılmış Sistemin Basamak Cevabı



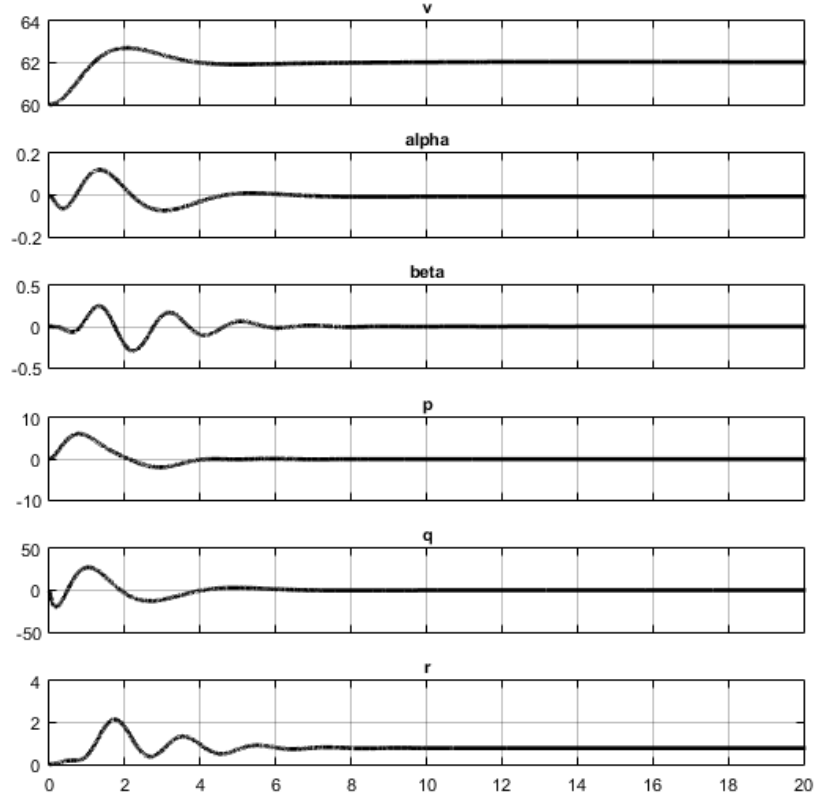
Şekil 4. 1. 3. Hassasiyet (sensitivity), bütünleyici hassasiyet (complementary sensitivity), istenen biçim (desired shape) ve başarılan biçim (achieved shape) diyagramları



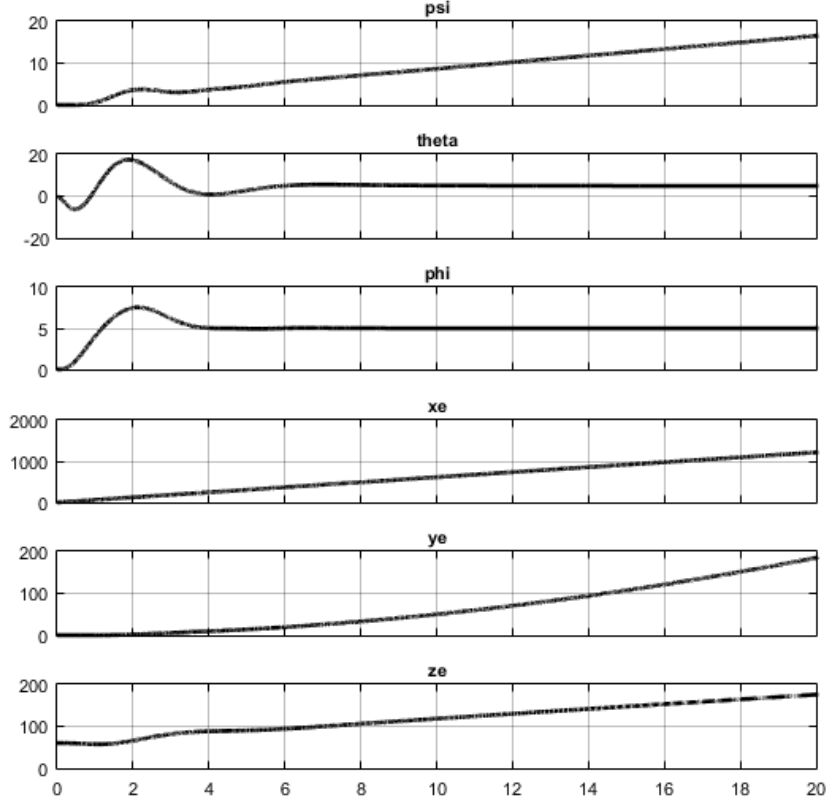
Şekil 4. 1. 4. Çok – giriş – çok – çıkış sistemin birim basamak cevabı



Şekil 4. 1. 5. Yükseliş dümeni, kanatçık dümeni, yön dümeni ve gaz kolu simülasyon sonuç grafikleri



Şekil 4. 1. 6. Hız bilgisi, α ve β değerlerinin simülasyon sonuç grafikleri



Şekil 4. 1. 7. Psi, theta ve phi açılarını simülasyon sonuçları

4.2 Apprentice S Model Uçağı için Kontrolcü Tasarımı

C172 uçağının gerçek katsayıları kullanılarak kontrolcü modeli oluşturulduktan sonra C172'nin küçük ölçekli model uçağı için bir matematiksel model oluşturulmuştur. Böylece modellenen ÇGÇÇ sistem Şekil 4.2.1'de gösterilmiştir. Modelde görülen C172 Airlib bloğunun içindeki katsayılar model uçağın katsayıları esas alınarak yeniden düzenlenmiştir.

Önceki modelden farklı olarak hız verisi 20 m/s olarak verilmiştir. Çünkü bu model küçük bir uçaktır ve çalışma noktası belirlenirken hızın ilk değeri olarak 18.9 m/s verilmiştir.

Şekil 4.2.2.'de çalışma noktası etrafında doğrusallaştırılmış sistemin basamak cevabı verilmiştir. Daha önceden de bahsedildiği gibi giriş değişkenlerinin sırası throttle, rudder, elevator, aileron şeklindedir. Modeli oluşturulan doğrusal olmayan sistemin doğrusallaştırma ve ilk değerlerinin belirlenme işlemlerinden sonraki durumları ve birbirlerine olan etkileri gözükmemektedir. Bu durumda olan sistem çevrim şekillendirme yöntemi ile kontrol edilmeye çalışılacaktır.

Bu sistem için bir çözüm oluşturacak, hassasiyet (sensitivity), bütünleyici hassasiyet (complementary sensitivity), istenen biçim (desired shape) ve başarılan biçim (achieved shape) diyagramları Şekil 4.2.3'de verilmiştir. Çevrim şekillendirme yönteminin amacı sistemin şeklini, istenilen şekle sokmaya çalışmaktır. Grafiğin $\sigma(Gd) \pm GAM(dB)$ ile gösterilen kısmı, istenilen sınırlandırmaları belirtmektedir. Grafikte target loop shape ile gösterilen kısım her zaman $\sigma(Gd) \pm GAM(dB)$ aralığının arasında bulunur. Sistemin bode davranışı, grafikte target loop-shape olarak gösterilen gibi hareket etmesi için manipüle edilecektir. Grafikte open-loop olarak gösterilen kısım sistemin biçimlendirilmiş yeni davranışdır ve istenildiği gibi sınırların arasında kalmaktadır.

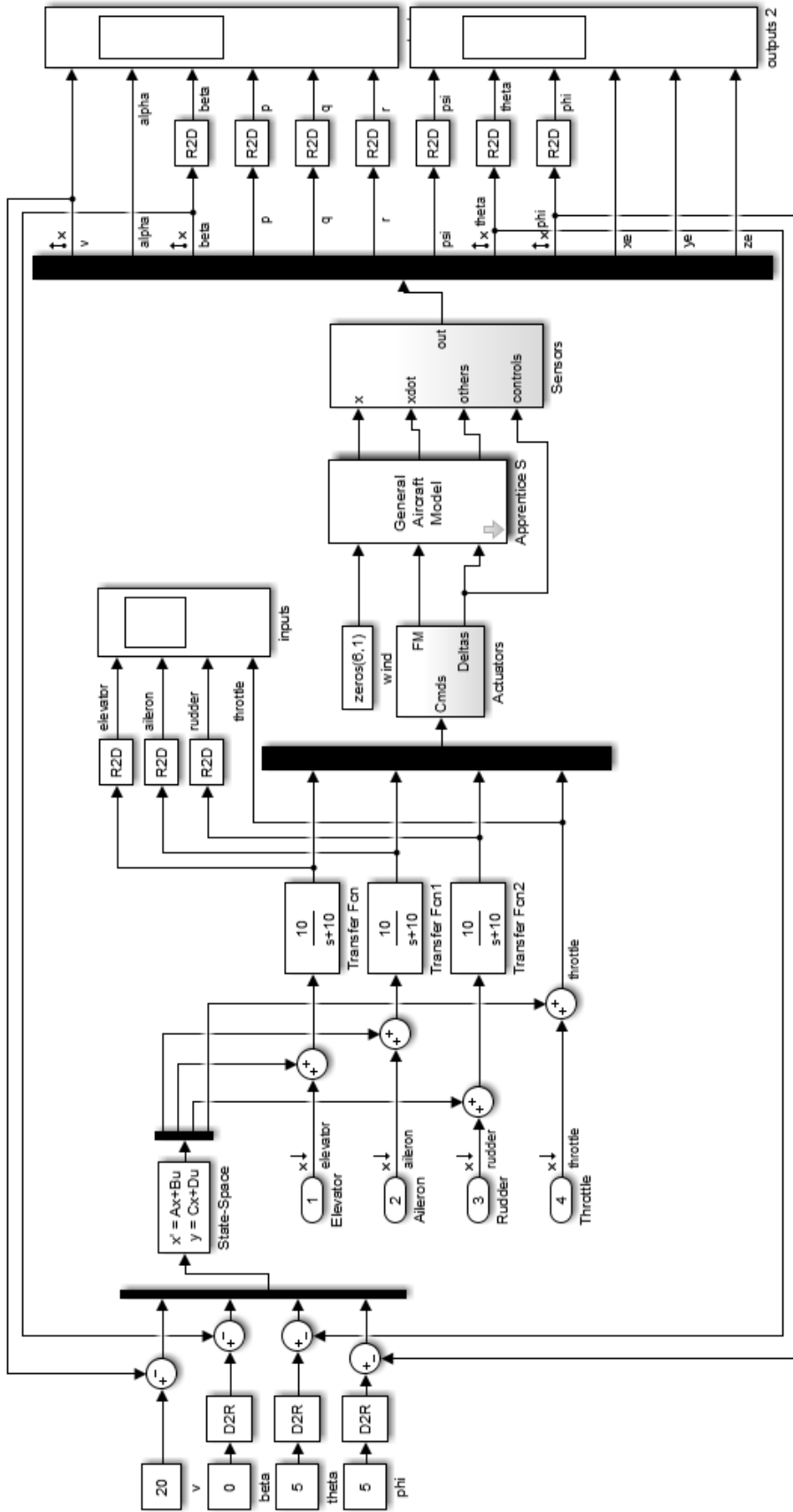
Birinci giriş olan gaz kolu kumanda girişi, K kontrolcüsü ile hız verisini istenen konuma ulaştırmıştır. İkinci giriş olan yön dümeni kumanda girişinin yalnızca β açısını etkilemesi beklenir. β açısının, K kontrolcüsü kullanılarak istenen değere geldiği görülür. Üçüncü giriş olan yükseliş dümeni kumanda girişinin, hıza ve Θ açısına etki etmesi beklenir. Θ açısı arttıkça hız değerinde düşme olmalıdır. K kontrolcüsü ile yükseliş dümeni kumanda girişi Θ açısını istenen konuma getirmiştir. Son giriş olan kanatçık kontrol yüzeyinin ϕ açısını etkilemesi beklenmektedir. K kontrolcüsü kullanıldığında kanatçık kontrol yüzeyinin ϕ açısını istenen konuma getirdiği görülmüştür. Şekil 4.2.4'te çevrim şekillendirme yönteminin ardından elde edilen K kontrolcüsünün sisteme uygulandıktan sonra sistemin basamak cevabı verilmiştir. Şekil 4.2.2'deki grafikte hiçbir giriş ile çıkış arasında kontrollü bir cevap olmadığı belirtilmişti. K kontrolcüsünün sisteme olan etkisi bu grafikte açıkça görülmektedir.

Elde edilen K kontrolcüsü MATLAB/Simulink modeline gömülüp, giriş ve çıkışların durumuna ayrıca bakılmalı ve verilen referans değerlerinde uçağı tutup tutmadığı gözlemlenmelidir.

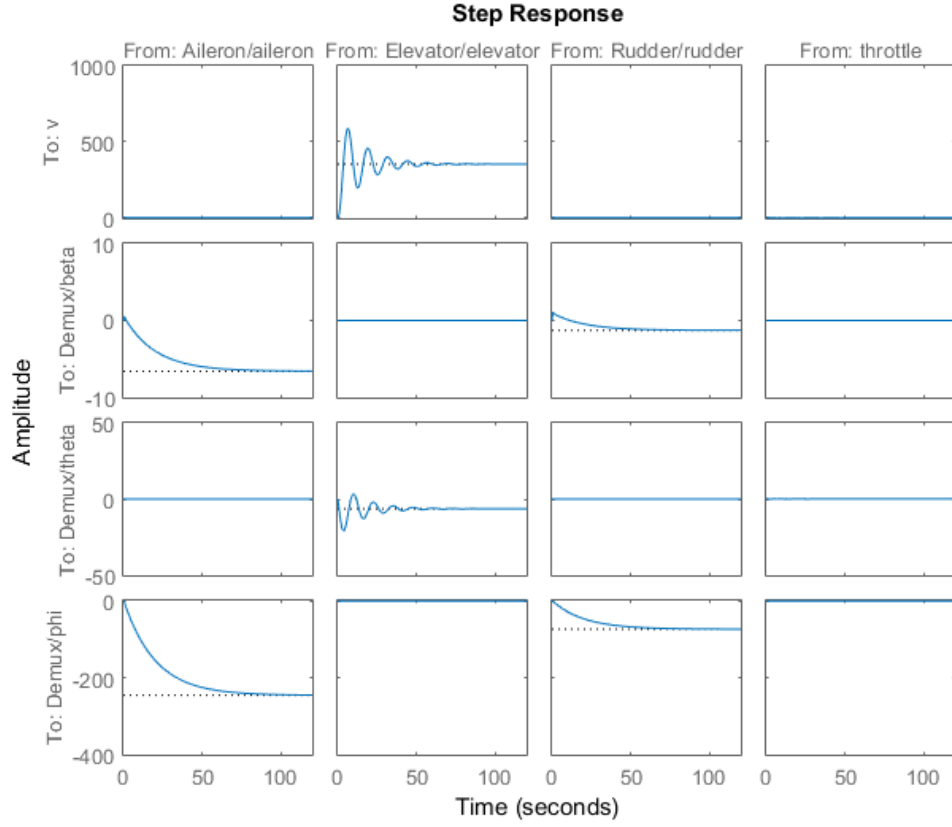
Şekil 4.2.5'te, verilen referans değerlerine göre benzetim sonuçları verilmiştir. Bu sonuçlara göre 10 derece Θ açısında uçağı tutmak için yükseliş dümeni kumanda girişi önce -0.5 derecelik bir açı yapıp, 7 saniyede az bir salınımla yaklaşık 0 dereceye gelmektedir. Aynı şekilde 5 derece ϕ açısı giriş referansı verildiğinde ϕ açısını kontrol eden kanatçık dümeni yüzeyi kumanda girişi yaklaşık -0.3 derecelik bir açı yapıp 7 saniyede yaklaşık 0 derece konumuna geri dönmektedir. Verilen referanslardan etkilenen yön dümeni, başta 0.1 derecelik bir yönelme gerçekleştirmiş, yaklaşık 6 saniye içinde dönüşünü bitirip ileriye doğru hafifçe dönerek bir uçuş gerçekleştirmektedir. 20 m/s'lik referans değeri verilen hız bilgisini gerçekleştirmek için gaz kolu kumanda girişi 2 saniye içinde 4 değerine ulaşmış, 6 saniye civarında hızını sabit tutmayı başardığı için yarı gaz kolu durumuna geri gelmiştir.

Şekil 4.2.6'da hız, α ve β değerlerinin değişimini gösteren grafik verilmiştir. 18.9 m/s başlangıç değeri olan uçağın hızının 20 m/s'ye çıkması beklenmektedir. 20 m/s'lik referans değerine uçak 7 saniyede ulaşmaktadır. Uçak uçuşunu gerçekleştirirken kayma yapmaması için β açısı hep 0 derece referansı verilmiştir. Yana kayma açısının 0 derece civarında seyir ettiği ve tam 0'a 10 saniye sonunda oturduğu görülmektedir. α hücum açısı hız ile değişkenlik göstermektedir. Bu sistemde hücum açısına bir referans değeri verilmemiştir. Görülebilecek değişim hız verisi ile alakalı olmalı ancak 0'dan çok uzaklaşmamalıdır. Grafikte de 0 derece civarında α açısının seyir ettiği gözlemlenir.

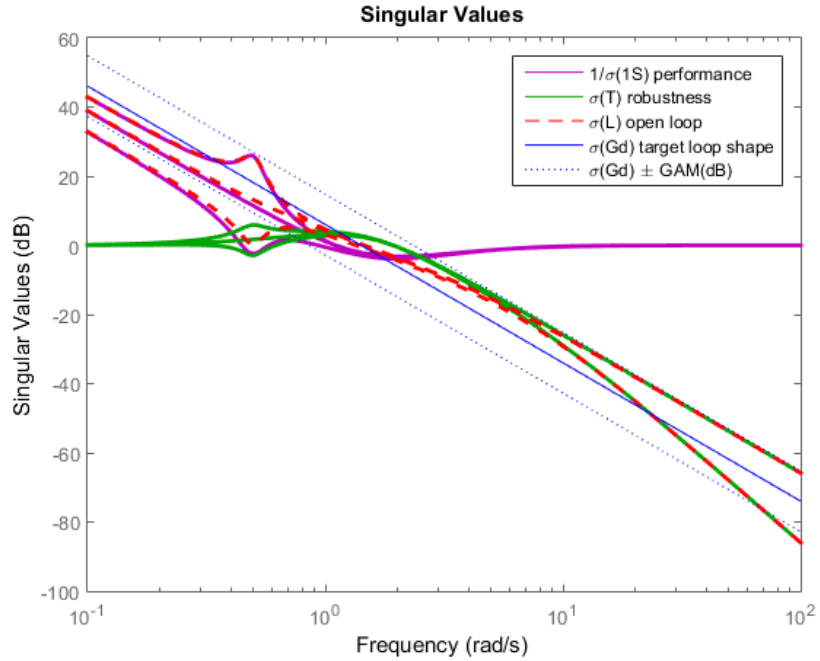
Şekil 4.2.7’de modeldeki sistemde verilen kumanda girişlerine göre elde edilen çıkış açı değerlerinin değişim grafiği verilmiştir. Yön dümeni kontrol yüzeyi tarafından oluşan yalpa hareketinin bir sonucu olarak ortaya çıkan ψ açısı, Şekil 4.2.5’de yön dümeninin (rudder) etkisi sonucu uçağın dönme hareketini göstermektedir. Bu beklenen bir durumdur. Kontrolcünün uçağı 10 derecelik Θ referans değerine 6 saniyede getirdiğı görölmektedir. 5 derece olarak verilen ϕ referans değerine uçağı kontrolcünün 6 saniyede getirdiğı görölmektedir.



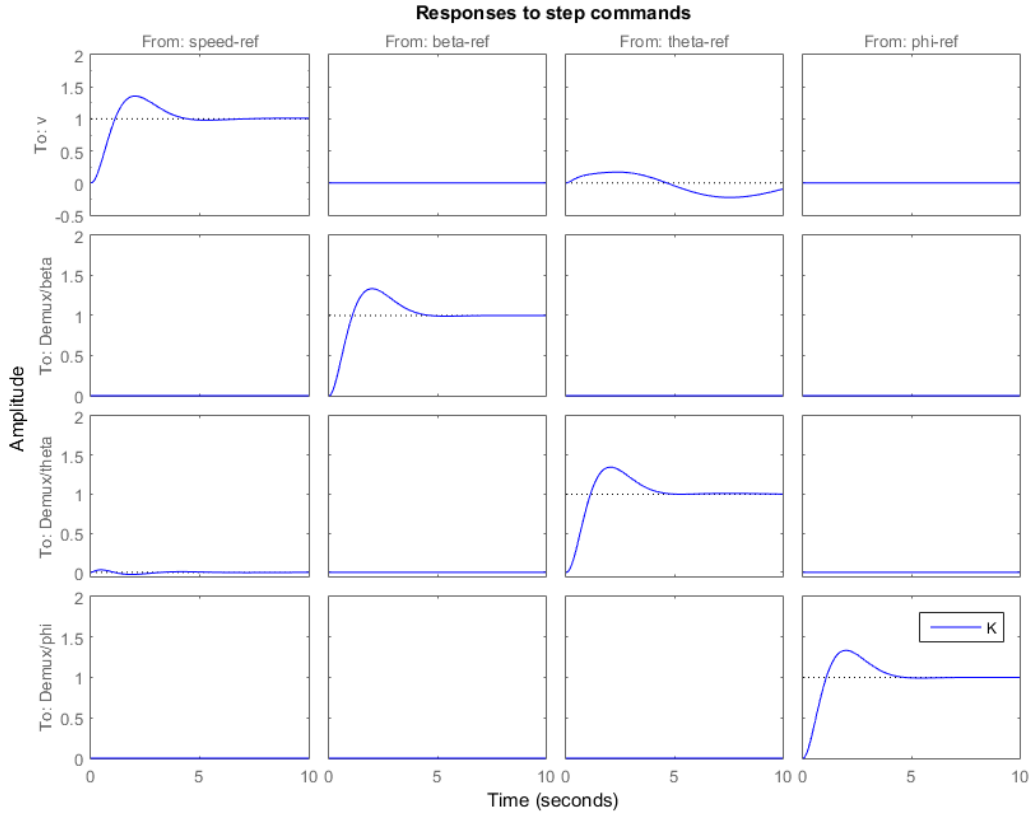
Şekil 4. 2. 1. Apprentice Model Uçağı MATLAB/Simulink Modeli



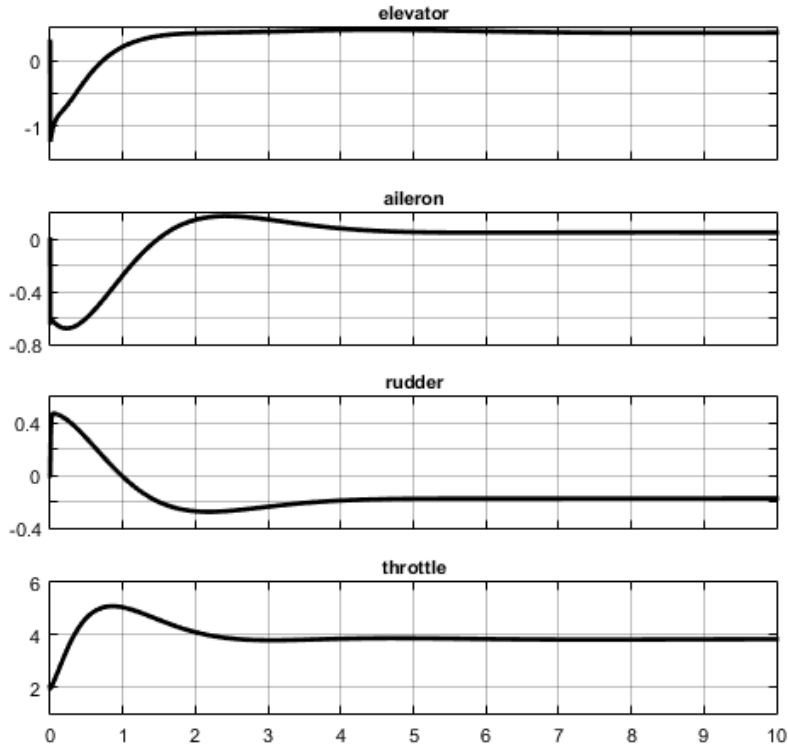
Şekil 4. 2. 2. Çalışma Noktası Etrafında Doğrusallaştırılmış Sistemin Basamak Cevabı



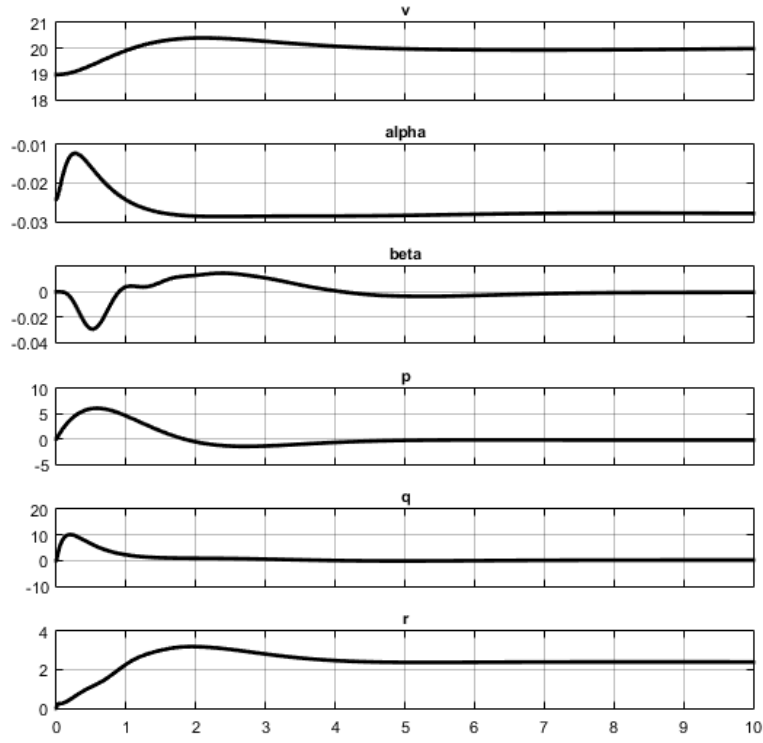
Şekil 4. 2. 3. Hassasiyet (sensitivity), bütünleyici hassasiyet (complementary sensitivity), istenen biçim (desired shape) ve başarılan biçim (achieved shape) diyagramları



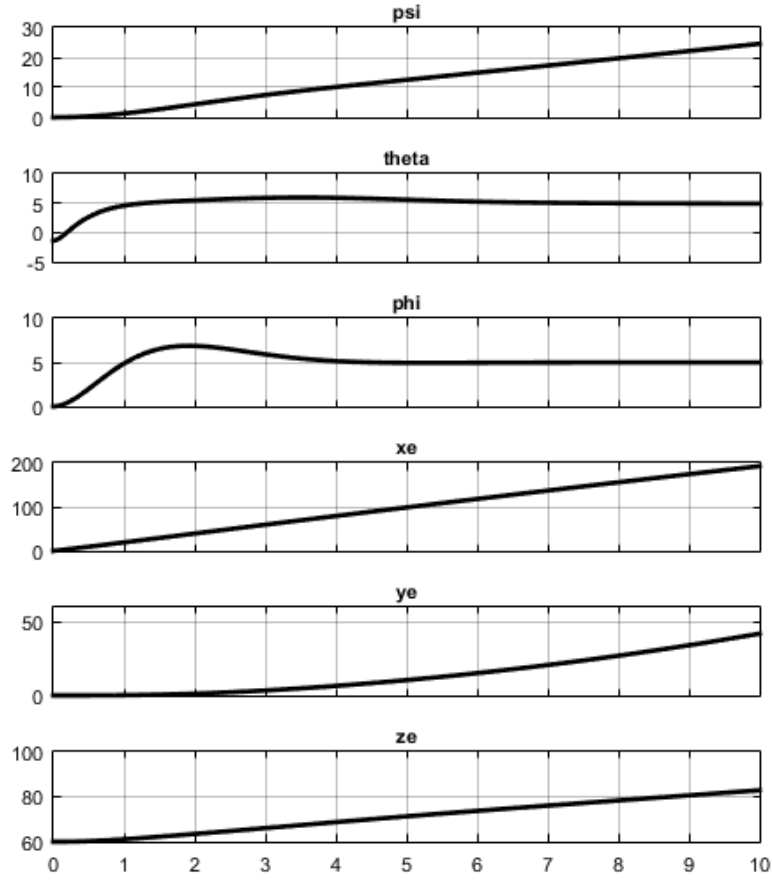
Şekil 4. 2. 4. Çok – giriş – çok – çıkış sistemin birim basamak cevabı



Şekil 4. 2. 5. Yükseliş dümeni, kanatçık dümeni, yön dümeni ve gaz kolu simülasyon sonuç grafikleri



Şekil 4. 2. 6. Hız bilgisi, α ve β değerlerinin simülasyon sonuç grafikleri



Şekil 4. 2. 7. Psi, theta ve phi açılarını simülasyon sonuçları

4.3 Cessna 172 Uçağına Yükseklik Tutucu Otopilot Tasarımı

Yükseklik tutucu otopilot tasarlanırken, 2.3. bölümdeki yaklaşım temel alınmıştır. Verilen yükseklik referans değeri ile uçağın gerçek irtifa değeri kontrolcüden geçtikten sonra bu değer Θ açısının referans değeri olacaktır. Yükseklik kontrolü için kolaylığından dolayı PID kontrolcü kullanılmıştır. Şekil 4.3.1.'de Cessna 172 uçağı için yükseklik tutucu otopilot sistemi MATLAB/Simulink modeli verilmiştir.

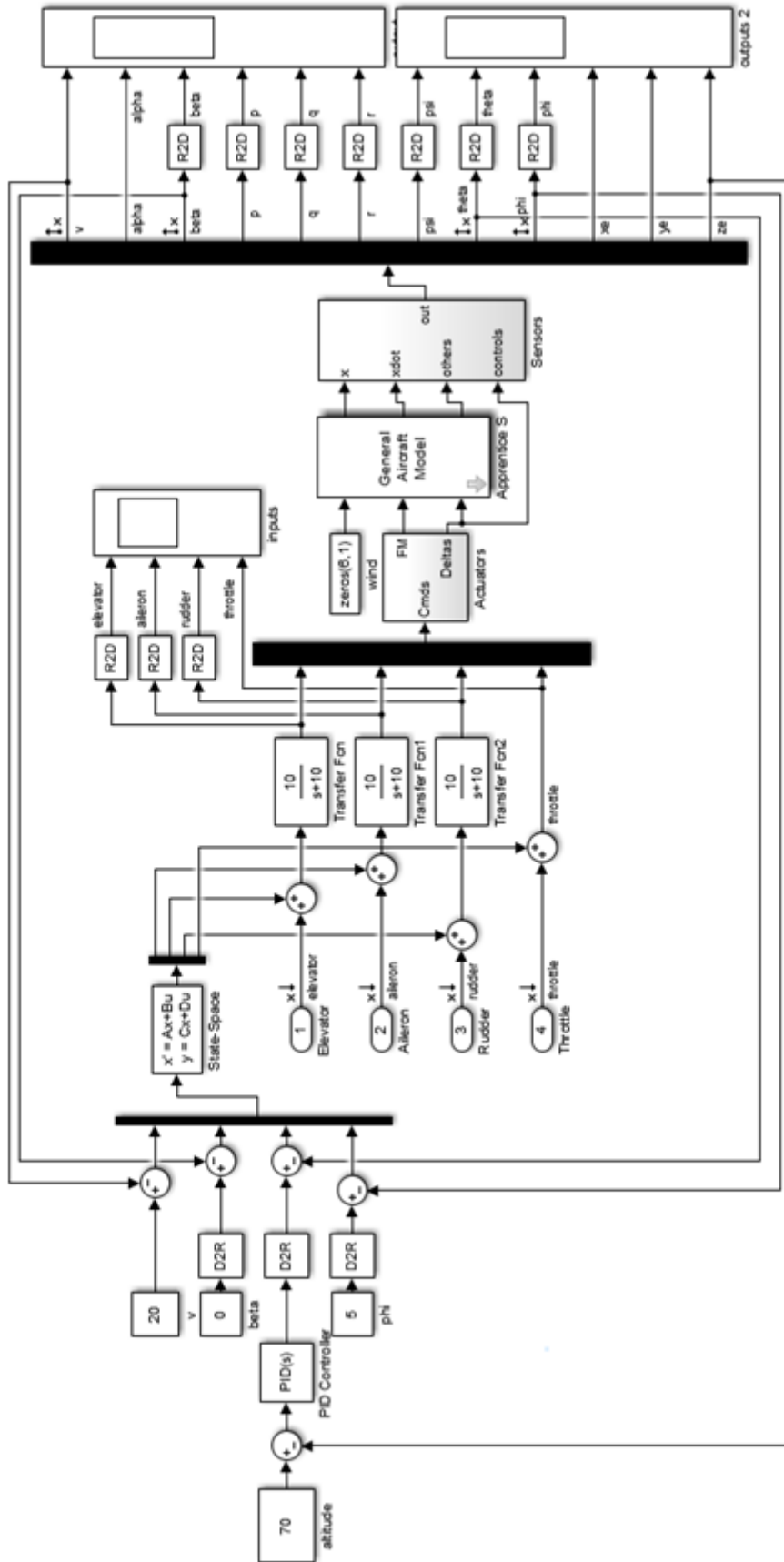
MATLAB/Simulink ortamında PID bloğu ile yükseklik değeri referans değerinde tutulacaktır. PID katsayıları belirlenirken, PID bloğunun tuning yöntemi kullanılmıştır. Şekil 4.3.3'ten de anlaşılacağı üzere; P katsayısı 0.42516, I katsayısı 0.0017672, D katsayısı -0.27756 olup, yükselme zamanı 2.12 saniye, yerleşme zamanı 6.25 saniye, aşım %7.87, tepe noktası 1.08'dir. Elde edilen kontrolcü modele gömülmüştür.

Uçak, 65 metre olarak verilen referans değerine 10 saniyede ulaşmaktadır. Uçak, bu irtifaya ulaşırken x ve y eksenlerinde de ilerlemiştir. Şekil 4.3.4'te uçağın dünyaya göre konumunun x, y, ve z eksenleri verilmiştir.

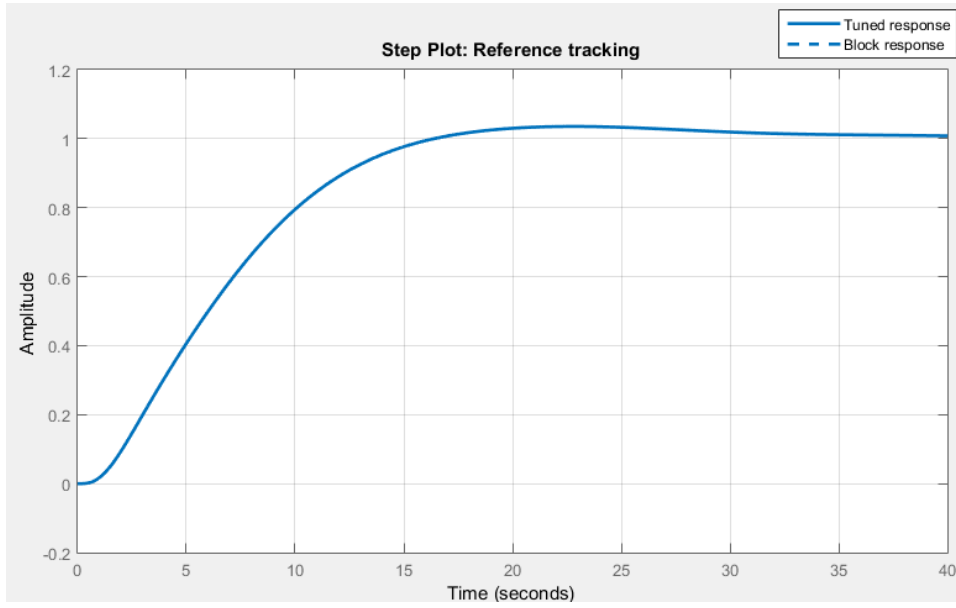
Şekil 4.3.5.'te Yükseliş dümeni, kanatçık dümeni, yön dümeni ve gaz kolu simülasyon sonuç grafikleri verilmiştir. Uçak 5 metre yükselirken yükseliş dümeni kontrol yüzeyi, 8 saniye kadar 5 derecelik bir değişim yapmış, istenilen irtifaya ulaşınca tekrar 0 derecelik konumuna dönmüştür. Modelde hala kanatçık kontrol yüzeyinin açısı olan ϕ değeri için referans verilmektedir. Bu referans konumuna gelebilmek için kanatçıklar önce -1.5 derece açılmaktadır. Ardından istenilen referansa ulaştığı için 0 derece olan eski konumuna geri dönmüştür. Yön dümeni için bir referans değeri verilmemiştir. Ancak kayma açısı olan β için bir değer verilmişti. Kayma açısı ile yön dümeni birbirini etkileyebilir. Gaz kolu kumanda girişinde olan değişiklik, modelde hala hız referans değeri verildiği için gerçekleşmiştir. 3000 civarında tam gaz verip, istenen hıza ulaşıncaya yarı gaz konumuna geri dönmüştür.

Şekil 4.3.6'da hız bilgisi, α ve β değerlerinin benzetim sonuç grafikleri verilmiştir. Yükseklik tutucu otopilot sistemi tasarlanırsa da hala iç döngüde bulunan çevrim şekillendirme yöntemi ile oluşturulan kontrolcünün çalıştığını gözlemlemek için hız referans değeri değiştirilmemiştir. 6 saniye içinde kontrolcü uçağı 60 m/s'den 62 m/s'ye getirmektedir. α değeri, hız ile orantılı olduğu için hızın değişimi onu etkilemektedir ancak hız değişimi durduğunda α değeri de 0'a geri dönmüştür. β kayma açısının 0 derece konumunda kalması istenmektedir. Çünkü uçağın kayması istenilen bir durum değildir. İç döngüdeki kontrolcü yana kayma açısını 0 dereceye 8 saniyede getirmektedir.

Şekil 4.3.7’de ψ , Θ ve ϕ açılarının benzetim sonuçları verilmiştir. Yalpa hareketini oluşturan yön dümeninin hareketinden etkilenen ψ açısının değişimi grafikteki gibidir. Uçağın dönüş hareketi yaptığı buradan anlaşılabilir. Yükseklik değişimi Θ referans değeri olarak sisteme verildiğinden daha önce bahsedilmiştir. Bu durumda Θ ’daki değişimin, 0 dereceden başlayıp 12 saniye içinde 0 dereceye geri dönmesi, istenilen irtifaya gelebilmek için uçak önce bulunduğu düz uçuş konumundan yükseliş durumuna geçip, tekrar düz uçuş durumuna döndüğünü göstermektedir. Modelde yükseklik tutucu otopilot tasarımı yapılsa da iç döngüdeki çevrim şekillendirme yöntemi ile bulunan kontrolcünün hala çalıştığını göstermek için ϕ açısına referans değeri verilmiştir. 5 derece olan bu referans değerine uçak 4 saniyede ulaşmaktadır.



Şekil 4. 3. 1. Apprentice model uçağı için yükseklik tutucu otopilot sistemi MATLAB/Simulink modeli

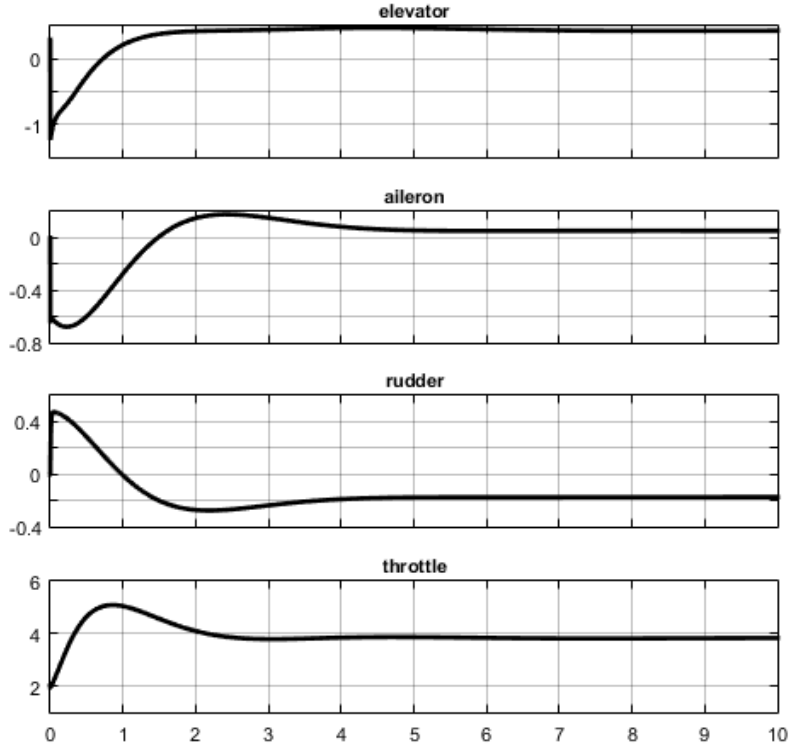


Şekil 4. 3. 2. Yükseklik tutucu otopilot tasarımı için PID kontrolcünün referans takip grafiğı

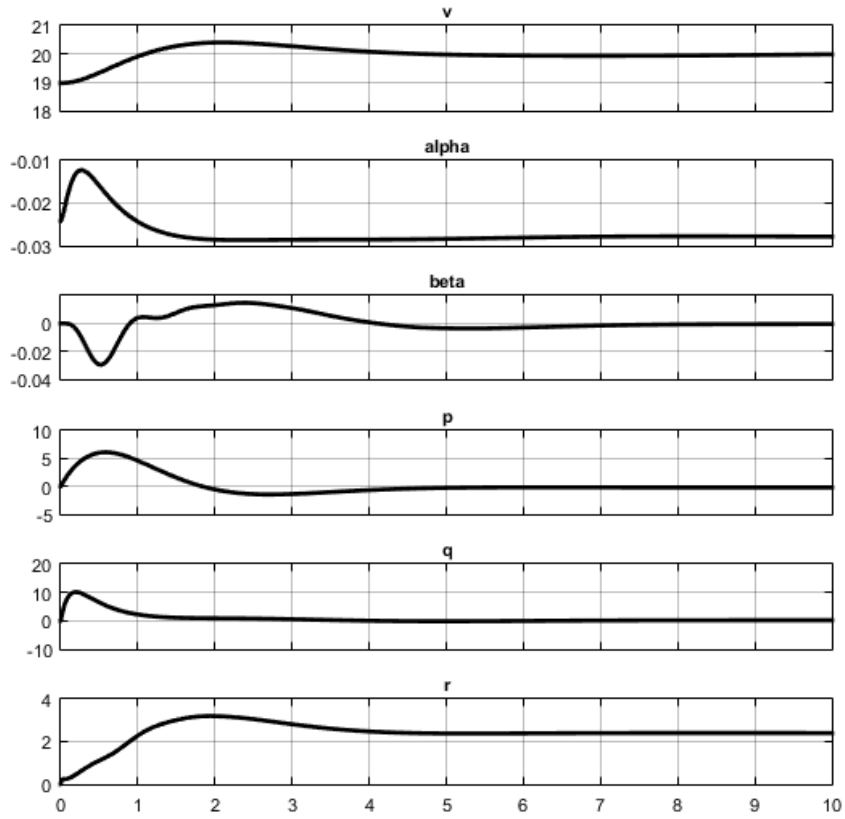
Controller Parameters		
	Tuned	Block
P	0.4744	0.4744
I	0.00059176	0.00059176
D	-1.3168	-1.3168
N	0.24441	0.24441

Performance and Robustness		
	Tuned	Block
Rise time	10.2 seconds	10.2 seconds
Settling time	29.7 seconds	29.7 seconds
Overshoot	3.54 %	3.54 %
Peak	1.04	1.04
Gain margin	24.7 dB @ 1.35 rad/s	24.7 dB @ 1.35 rad/s
Phase margin	69 deg @ 0.142 rad/s	69 deg @ 0.142 rad/s
Closed-loop stability	Stable	Stable

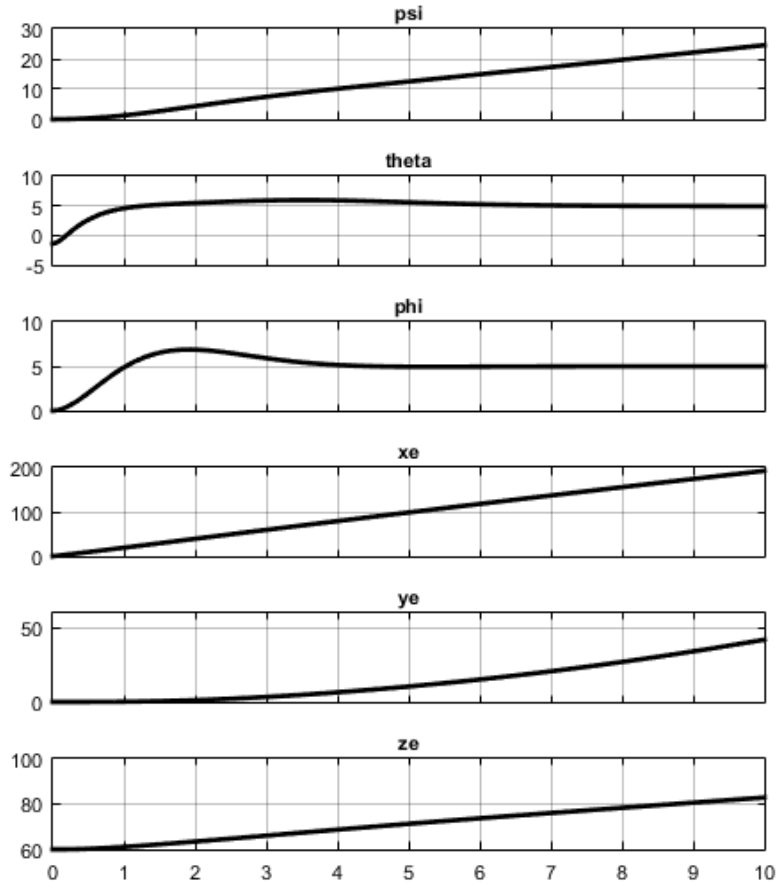
Şekil 4. 3. 3. PID kontrolcünün katsayıları



Şekil 4. 3. 4. Yükseliş dümeni, kanatçık dümeni, yön dümeni ve gaz kolu simülasyon sonuç grafikleri



Şekil 4. 3. 5. Hız bilgisi, α ve β değerlerinin simülasyon sonuç grafikleri



Şekil 4. 3. 6. ψ , Θ ve ϕ açılarının simülasyon sonuçları

5. OTOPILOT UÇUŞ TESTİ SONUÇLARI

X – Plane uçuş benzetimi, kişisel bilgisayarlar için dünyanın en kapsamlı ve güçlü uçuş benzetimidir ve olabilecek en gerçekçi uçuş modeli sunar [51]. X – Plane bir oyun değil, aksine mühendisler için, sabit veya döner kanatlı uçaklar için uçuş kalitesi için önceden bir fikir edinme aracıdır [51]. Sesaltı ve sesüstü uçuş dinamiklerini içerir, bu da kullanıcıya en yavaş uçaktan en hızlısına, uçuş karakteristiğini kestirmeye yardımcı olur [51].

Sahada model uçağa kontrolcülerini gömüp, çalışıp çalışmadığını görmeden önce ve uçak kaybı veya hasarı olmadan uçuşu tamamlayabilmek için önceden kontrolcünün gerçeğe yakın bir benzetim ortamında test edilmeleri gerekir. Burada X – Plane benzetimi devreye girmektedir. MATLAB ile iletişim kurabilen X – Plane, MATLAB / Simulink ortamında kurulan bir model ile herhangi bir kontrolcüyü kolayca test etme imkânı sunmaktadır.

5.1 Apprentice S Model Uçağının Dengeleyici Otopilotu için X – Plane ile Haberleşecek MATLAB / Simulink Modeli

MATLAB / Simulink ortamında X – Plane ile haberleşen bloktan alınan veriler Gömülü MATLAB Fonksiyonu bloğuna gelir. Şekil 5.1.1’de bu kısım açıkça görülmektedir. Burada alınan veriler özelliklerine göre ayrıştırılır. Zaman, hız, moment, yunuslama, yuvarlanma vb. olarak ayrılan verilerden kontrol modelinde gerekenler kullanılır.

Şekil 5.1.2’de, Cessna 172 uçağı için hazırlanan kontrolcü ayırık zamana çevrilip, X – Plane benzetim programından kullanılacak uçağa göre, sınırlandırmalar, katsayılar verilmiştir. Örneğin, Şekil 5.1.1’de β çıkışı -1 katsayısı ile çarpılmaktadır. Bunun sebebi, benzetimden gelen veri, model için ters kanallı olarak gelmektedir. Onu düzeltmek için -1 ile çarpılır. Bir başka örnek vermek gerekirse; Şekil 5.1.2’de ayırık zamanlı durum uzayı bloğundan sonra gelen ve kanatçık, yükseliş, yön dümenleri, gaz kolu değerlerine giden kısımda her kontrol yüzeyi bir katsayı ile çarpılmıştır. Bu katsayıların sebebi; X – Plane uçuş benzetim programında Cessna 172 uçağının gerçeği bulunup, küçük model uçağının bulunmamasıdır. Uçuş deneylerinde Şekil 2.1, 2.2, 2.3’te verilen model uçaklar kullanılacağı için simülasyonda küçük bir uçakta hazırlanan kontrolcülerin uygun olup olmadığı test edilmelidir.

Şekil 5.1.3’te kontrolcü çıkışında elde edilen yükseliş dümeni, kanatçık, yön dümeni, gaz kolu verileri tekrar X – Plane’e girip, uçak bu komutlara göre konumunu değiştirecektir.

Şekil 5.1.1, 5.1.2, 5.1.3'te verilen bloklar bir bütün model halindedir, görselin netliği için üç ayrı şekilde verilmiştir.

Bu çalışmanın üçüncü bölümünde bahsedilen çevrim şekillendirme yöntemi ile elde edilen K kontrolcüsü, sürekli zamanlıdır. Ancak X – Plane benzetimi ile beraber koşacak modelde ayrık zaman kullanılacağı için, K kontrolcüsü ayrık zamana çevrilmiştir.

Şekil 5.1.4'te PT60 uçağının X – Plane benzetim programında uçuş görüntüsü verilmiştir. Cessna 172 model uçağı için tasarlanan otopilot sisteminin X – Plane benzetim programında denenmesi için Cessna 172 model uçağına benzer ufak bir uçak üzerinde denenmesi gerekmektedir. Bu sebepten ötürü PT60 RC uçağı seçilmiştir. Otopilot için tasarlanan kontrolcü Cessna 172 model uçağına göre tasarlandığı için ve PT60 ile aralarında model olarak farklılık bulunduğu için otopilotun MATLAB/Simulink ortamında elde edilen grafikler gibi çalışması beklenmese de benzer bir davranış görülmesi istenmektedir. Önceki bölümlerde bahsedilen dengeleyici moddaki otopilot sisteminin benzetim programında gerçekleşmesi için Şekil 5.1.1, 5.1.2, 5.1.3'te verilen blok diyagramları kullanılarak kontrolcü X – Plane'e gönderilir. Otopilot sistemi tasarlandıktan sonra MATLAB/Simulink ortamında elde edilen grafiklerdeki gibi uçağın hareket etmesi beklenir. Şekil 5.1.5'te uçağın yunuslama, yalpa ve sapma açıları, hız değeri gibi bilgiler bulunmaktadır. Şekil 5.1.2'de verilen sistemin kontrolcü bloğunun bulunduğu kısımda yunuslama, yalpa ve sapma açıları için 0 derecede tut komutu X – Plane'de uçan PT60 uçağına gönderilmektedir. Şekil 5.1.5'te de görüldüğü üzere yunuslama açısı -0.001 derecede, yalpa açısı 0.025 derecede tutulmaktadır. Kayma açısı -0.002 derecede, hız ise 35.02 ktas yani 18 m/s'de tutulmaktadır. Burada Şekil 5.1.2'de hız, β , Θ , φ yazan bloklardan verilen komuta göre uçağın duruşu değişecektir. Dengeleyici otopilot sistemi devrede olduğu için uçak düz uçuşuna geri dönecektir.

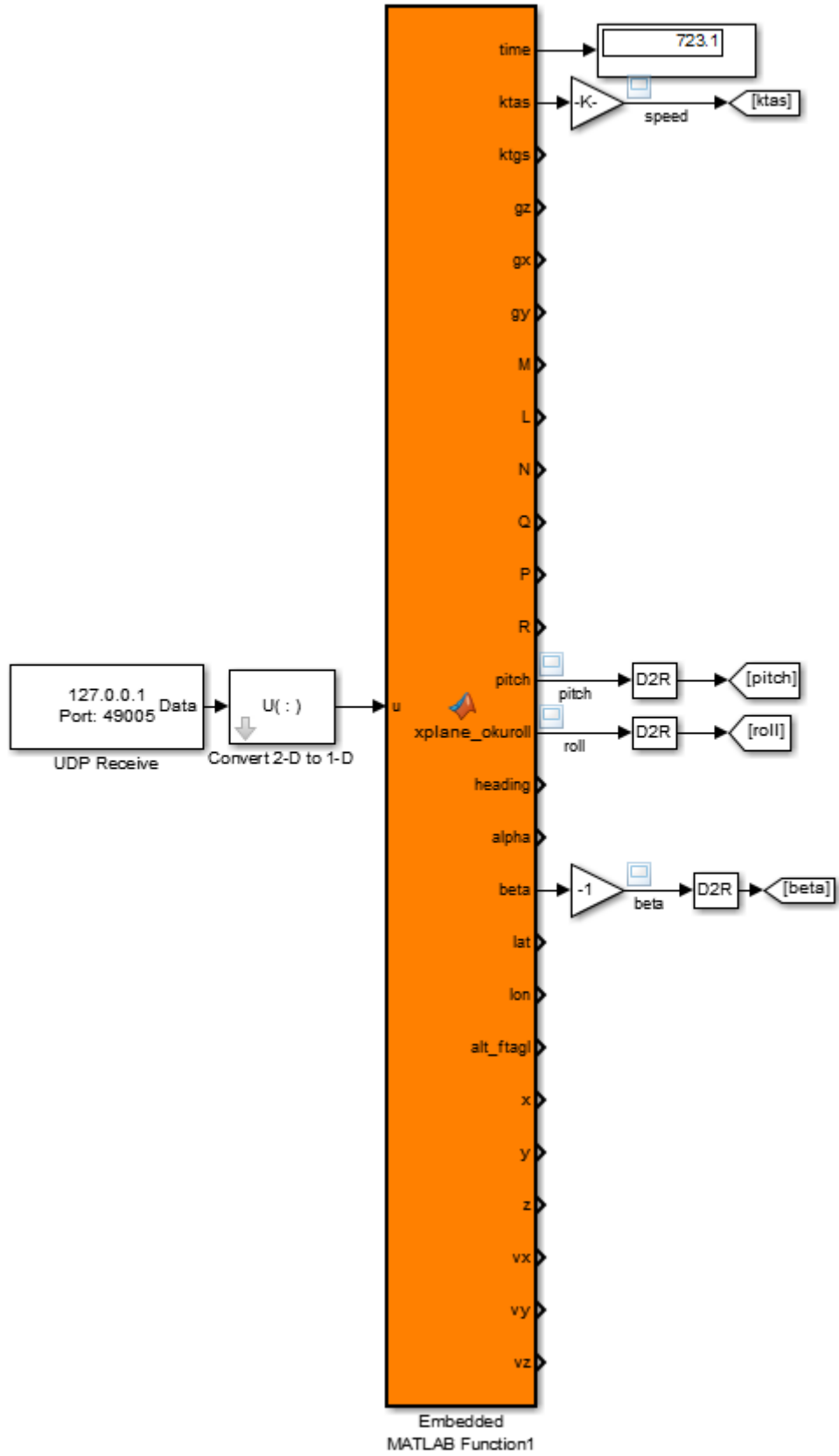
Şekil 5.1.5, 5.1.6, 5.1.7, 5.1.8'de uçuşun benzetim sonuçları yer almaktadır. Bir uçuş sırasında farklı zaman aralıklarında hız, Θ , φ ve beta değerlerine komutlar verilmiştir. Sistemin genel anlamda dengeleyici modda çalışırken kumandadan komut verildiğinde uçağı o değerde tutması, kumanda girişi kesildiğinde başlangıç noktasına dönmesi beklenmektedir. Grafiklerde referans takibinde salınımlar, Apprentice S için tasarlanan kontrolcünün X-Plane'deki PT60 uçağına denenmesinden kaynaklanmaktadır. Model farkı olsa da genel anlamda otopilotun çalıştığı görülmektedir.

Şekil 5.1.5'te 18 m/s'lik ilk hız koşulunda uçan uçağa 270 – 280 saniye arasında referansın 20 m/s olması istenmiştir. Başta 21 m/s'ye hızlanan uçak 290. saniyeden sonra 20 m/s'ye oturmuştur.

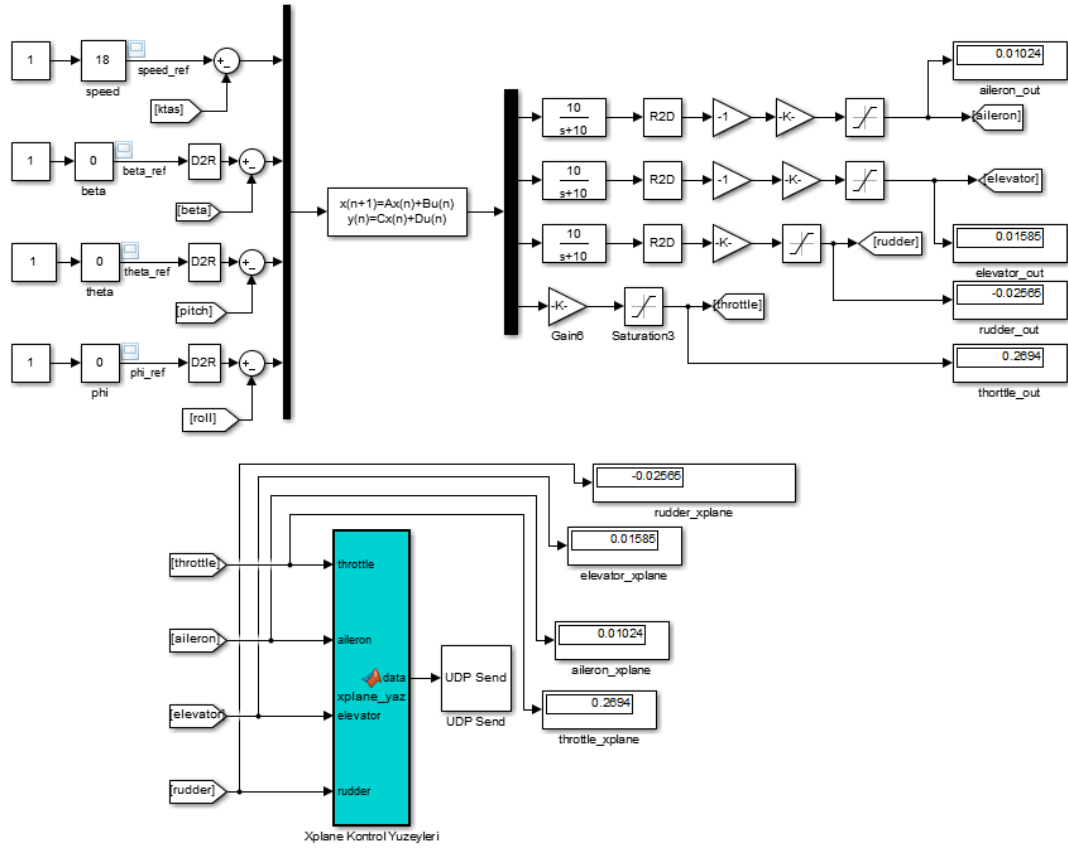
Şekil 5.1.6'da 0 derecelik açı koşulunda uçan uçağın yunuslama açısı olan Θ 'nın 50 – 100 saniye arasında 3 derecede sabitlenmesi istenmiştir. Açı 150. saniyeye kadar 3 derece civarında seyir etmiştir. 150 – 200 saniye aralığında tekrar 0 derece Θ açısı verilmiştir. Bu süre boyunca 0 derece civarında uçağı tutmaktadır. 200 – 250 saniye arasında 5 derecelik referans verilmiştir. Çok az hata ile 5 derece civarında Θ açısı ile uçak uçuşuna devam etmiştir.

Şekil 5.1.7'de 0 derece ilk açı koşulunda uçan uçağın yuvarlanma açısı olan φ 'nin 180 – 200 saniye arasında 3 derecede sabitlenmesi istenmiştir. Açı 200. saniyeye kadar 3 derece civarında seyir etmiştir. 200 – 220 saniye arasında tekrar 0 derece φ açısı verilmiştir. Bu süre boyunca 0 derece civarında uçağı tutmaktadır. 220 – 240 saniye arasında -3 derecelik referans verilmiştir. Çok az hata ile -3 derece civarında φ açısı ile uçak uçuşuna devam etmiştir.

Şekil 5.1.8'de 0 derece ilk koşulunda uçan uçağın kayma açısı olan beta hep 0 derecede tutulmalıdır ki uçak kayma eğilimine geçmesin.



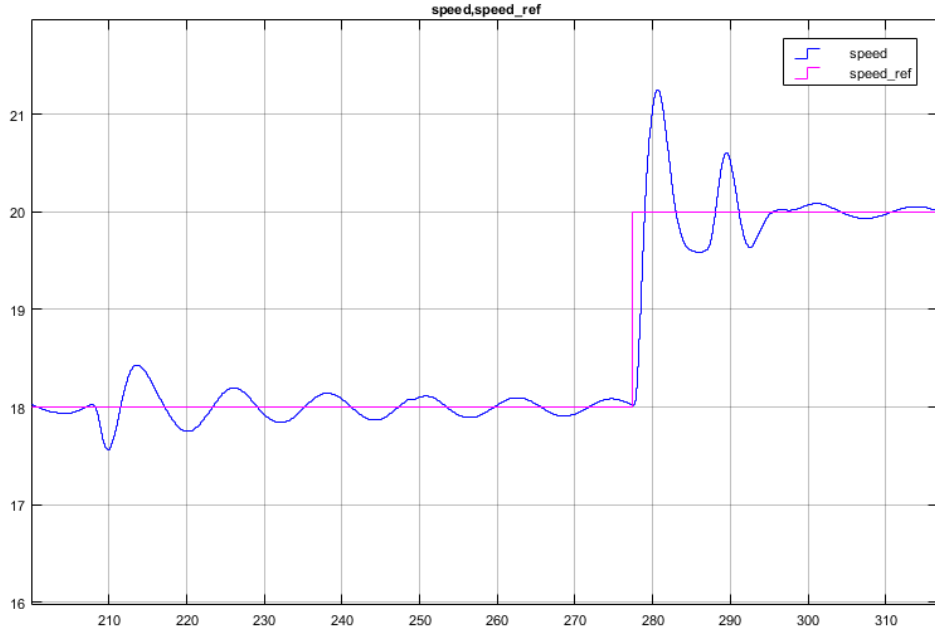
Şekil 5. 1. 1. X – Plane’den gelen uçuş verileri bloğu modeli



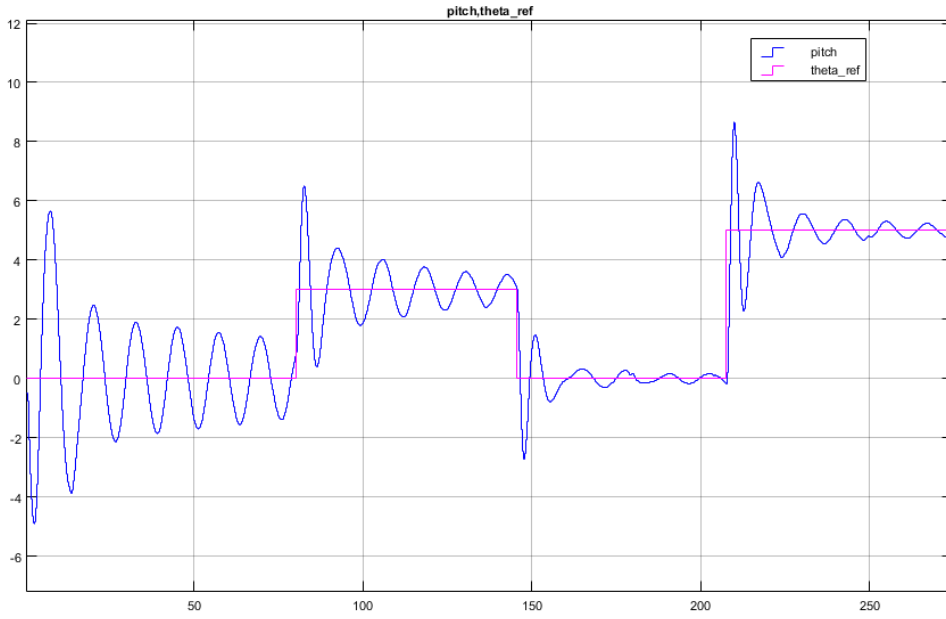
Şekil 5. 1. 2. Otopilotun iç döngüdeki dengeleyici kısmı



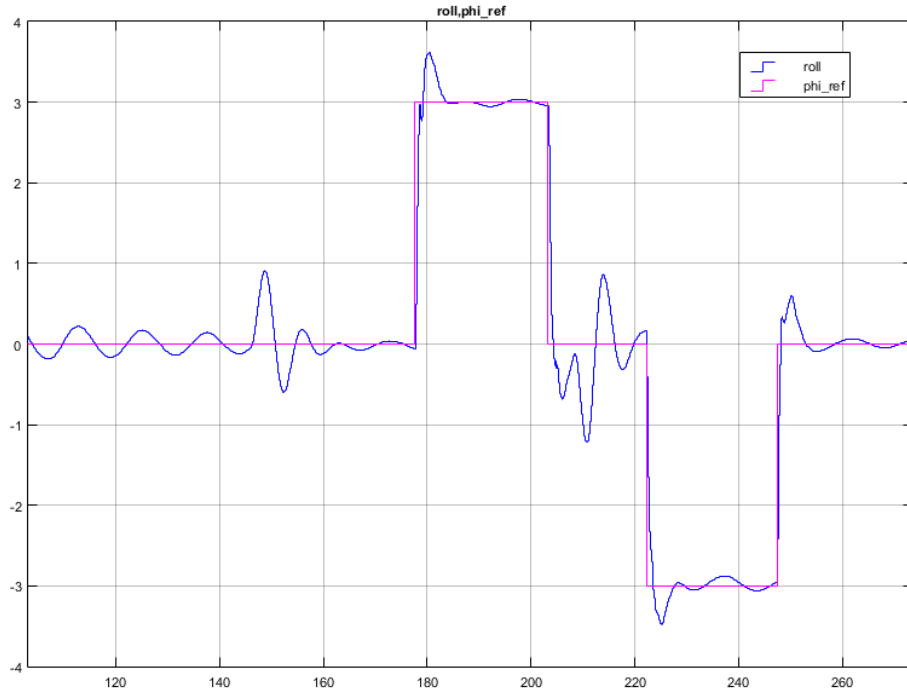
Şekil 5. 1. 3. PT60 model uçağı için X – Plane Simülasyon programı görüntüsü



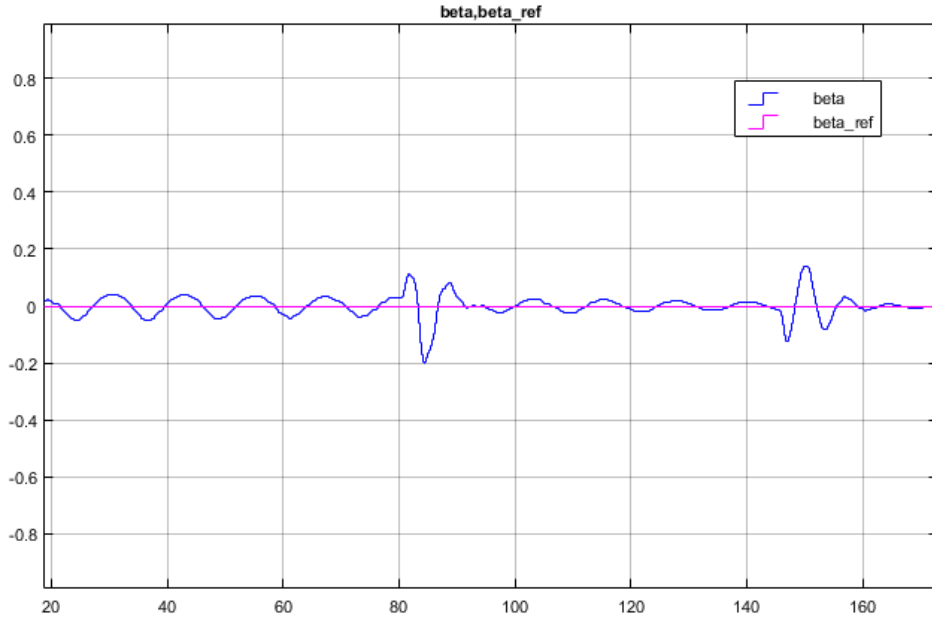
Şekil 5. 1. 4. X-Plane simülasyonundaki PT60 uçağının hızının referans takip grafiği



Şekil 5. 1. 5. X-Plane simülasyonundaki PT60 uçağının Θ referans takip grafiği



Şekil 5. 1. 6. X-Plane simülasyonundaki PT60 uçağının ϕ referans takip grafiği



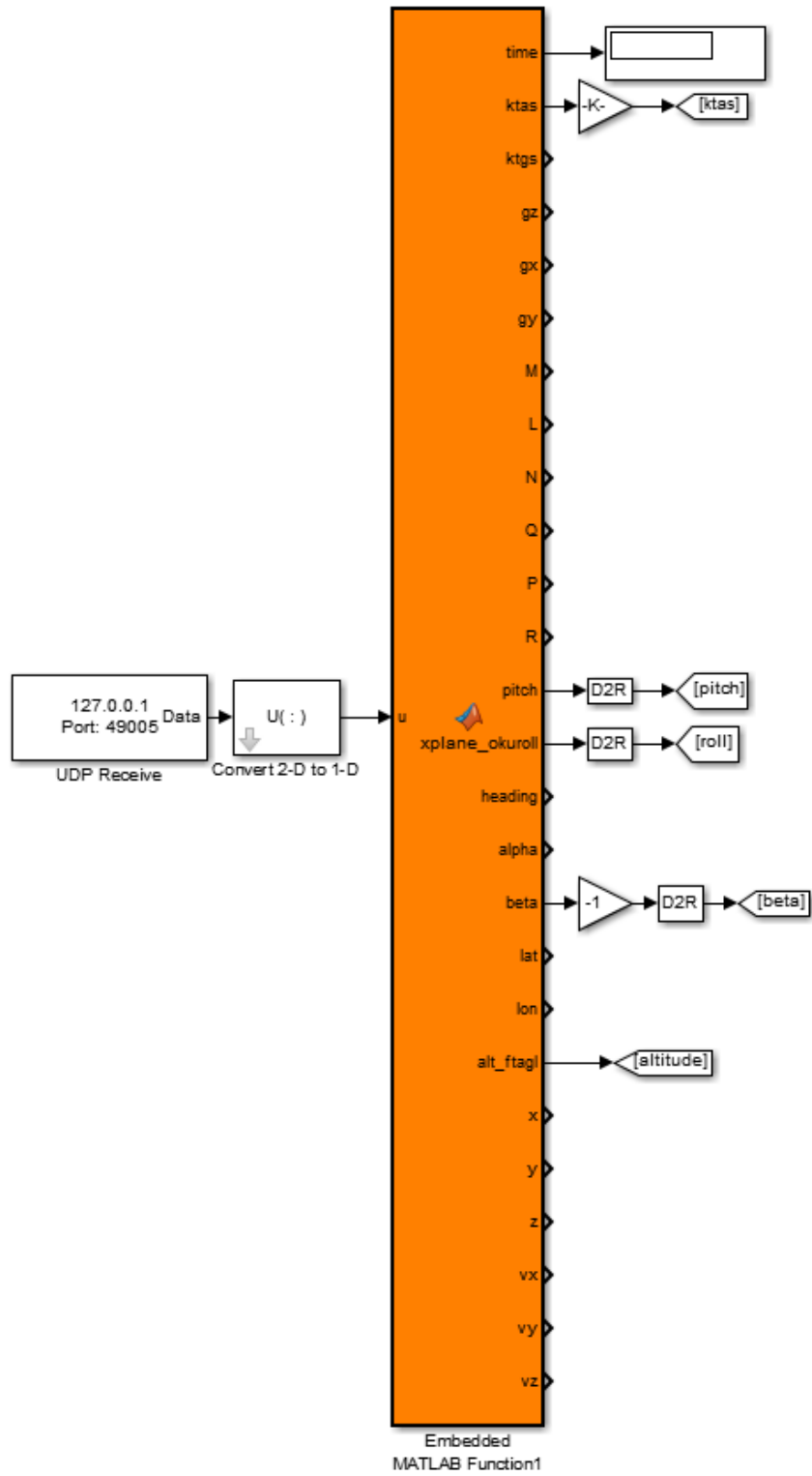
Şekil 5. 1. 7. X-Plane simülasyonundaki PT60 uçağının β referans takip grafiği

5.2 Apprentice S Model Uçağı için Yükseklik Kontrolünün X – Plane ile Haberleşecek MATLAB / Simulink Modeli

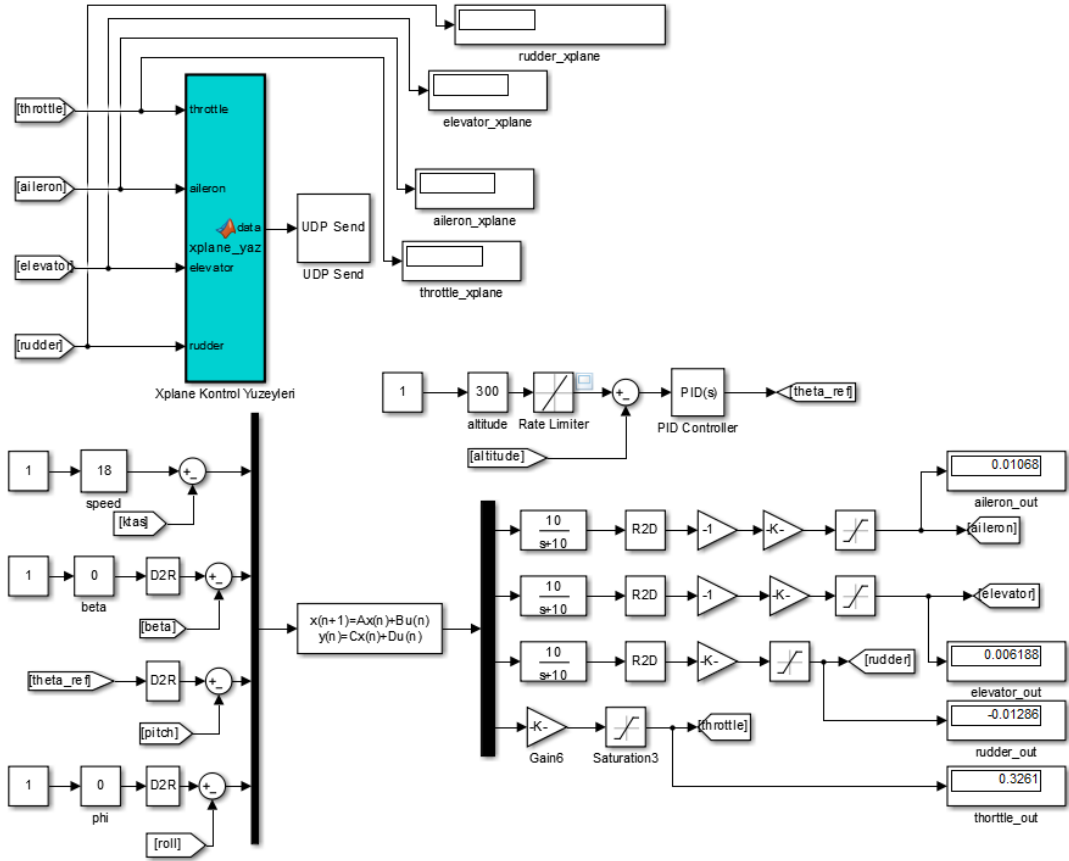
Şekil 5.2.1’de X – Plane uçuş benzetiminden gelen uçuş verileri bloğu modeli verilmiştir. Şekil 5.2.1’den farklı olarak yükseklik kontrolü de sisteme eklenmiştir. Yükseklik tutucu otopilot tasarımında, theta geri-beslemeli iç döngü ve yükseklik tutucu dış döngü eklenmiştir. Çalışmanın bu kısmında yükseklik kontrolü benzetiminde denenecektir.

Şekil 5.2.2’de otopilotun iç döngüdeki dengeleyici kısmı ve yükseklik kontrolü dış döngüsünün modeli verilmiştir. Bir önceki bölümdeki ayrık zamanlı sistem olması ve katsayıların varlığı değişmemiştir. Yükseklik kontrolü için, referans verilen irtifa değeri ile gerçek irtifa değeri arasındaki fark PID kontrolcüden geçtikten sonra, kontrolcü çıkışı Θ açısı için referans değeri oluşturmaktadır.

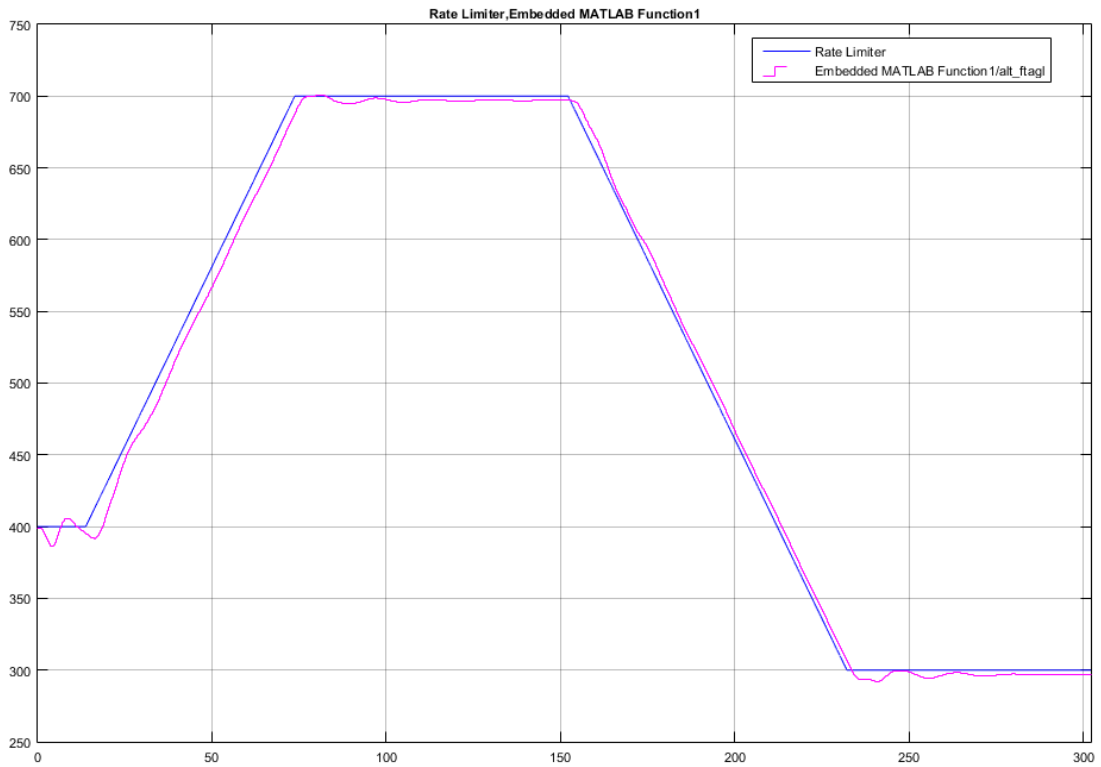
Şekil 5.2.3’te yükseklik tutucu otopilotun X-Plane benzetim sonucu verilmiştir. Mavi renkteki grafik verilen referans değeri, pembe renkli olan ise uçağın o anki durumunu göstermektedir. Aralarındaki hatanın 5 feetten fazla olmadığı görülmüştür. 5 feetlik hata da 2 veya 3 anda görülmüştür, onun dışındaki zamanlarda 5 feetten çok daha az bir fark gözükmemektedir. Yaklaşık ilk 20 saniye boyunca ilk koşul olarak verilen 400 feetlik yükseklikte uçak uçmaktadır. Ardından uçağın 700 feete yükselmesi istenmiştir. Tırmanma hareketi 70 – 75 saniye civarında bitmiştir ve 700 feete ulaşmıştır uçak. 700 feette 75 – 150 saniye arasında seyir eden uçağın 300 feetlik irtifaya inmesi istenmiştir. 235. saniye civarında 300 feete ulaşmış ve 300. saniyede uçuşunu tamamlayana kadar bu irtifada düz uçuş yapmıştır.



Şekil 5. 2. 1. X - Plane'den gelen uçuş verileri bloğu modeli



Şekil 5. 2. 2. Otopilotun iç döngüdeki dengeleyici kısmı ve yükseklik kontrolü dış döngüsü



Şekil 5. 2. 3. Yükseklik tutucu otopilotun X-Plane simülasyon sonucu

6. SAHA UÇUŞ SONUÇLARI

Bu kısımda benzetimlerin ardından oluşturulan otopilotların sahada deneme sonuçları yer almaktadır. Uçuş testlerinde dengeleyici otopilot sistemi test edilmiş olup, testler 2 farklı evre için yapılmıştır. Birinci evrede dengeleyici otopilot sistemi yana kayma açısı kontrolü yapılmadan, ikinci evrede ise yana kayma açısı da dahil edilmiş dengeleyici otopilot sistemi test edilmiştir. Çalışmanın bu kısmında uçuş testlerinden alınan sonuçların grafikleri verilmektedir. Şekil 6.1’de hangi zamanda hangi evrenin seçildiği gösterilmektedir. Bütün bir uçuş süresince kısa aralıklarla önce birinci evre ardından ikinci evre testleri yapılmıştır. Kırmızı renkte gösterilen kısımlar birinci evreyi, sarı renkte gösterilenler ise ikinci evreyi belirtmekte olup, diğer zamanlarda manuel uçuş yapılmıştır.

Çalışmanın C172 gerçek uçağı için hazırlanan otopilot sistemi 21.09.2015 tarihinde saha uçuş testinde Train Star model eğitim uçağında denenmiştir. Otopilot sistemi gerçek uçağı göre tasarlandığı için benzetim sırasında gözlemlenen sonuçların aynısı beklenmemektedir ancak benzer bir duruş sergilemesi beklenmektedir. Bu kısımda verilen grafikler, 4000 saniyelik tek uçuşun sonuçlarıdır. Şekil 6.2, 6.3, 6.4, 6.5’te uçağın yalpa hareketinin toplam 4000 saniye içindeki davranışı gösterilmektedir. Birinci ve ikinci evreler devreye girdiği zaman yalpa açısı ϕ nin 0 derece civarında olduğu görülmektedir. Örneğin Şekil 6.2’de 600 saniye civarında bir bozucu verilmiştir yani uçak yana kumanda ile yatırılmıştır. Birinci evredeki otopilot kumandadan açılmıştır ve hiçbir pilot yardımı olmadan otopilot tek başına kısa sürede ϕ açısını 0 derece civarına getirmiştir. Yani yana yatmış olan uçağın duruşunu düz uçuş konumuna getirmiştir. Şekil 6.3’te 1400 ile 1500 saniye aralığında çok yüksek bir bozucu verilmiştir. 2. evre dengeleyici otopilot kumandadan açılmıştır. Uçağı tehlikeli bir duruma sokmadan düz uçuş konumuna geri getirmiştir. Otopilot devrede oldukça kumandadan bozucular vermeye devam edilmiş ve otopilot her seferinde uçağı düzeltebilmiştir. 1600. saniyeye kadar ikinci evrede otopilot çalışmaya devam etmiştir ardından otopilot devreden çıkartılmış ve başka bir bozucu verildikten sonra tekrar açılmıştır. Aynı durum Şekil 6.4’te de mevcuttur. 2000 – 3000 saniye aralığında hem birinci hem ikinci evre otopilotları denenmiştir. Yalpa hareketi için sonuçların olduğu 4 grafik de incelendiğinde 2. evre otopilot sisteminin daha iyi çalıştığı görülmektedir. İkinci evrede yana kayma açısı da otopilot sisteminin içinde kontrol edilen elemanlardan biriydi. Yalpa hareketi gerçekleşirken uçak yana kayma durumu ile karşılaşabilir. Bu nedenle kayma açısının kontrol edildiği otopilot sisteminin daha etkili olması beklenen bir durumdur.

Şekil 6.6, 6.7, 6.8, 6.9’te uçağın yunuslama hareketinin toplam 4000 saniye içindeki davranışı gösterilmektedir. Birinci ve ikinci evreler devreye girdiği zaman yunuslama açısı θ ’nın 0 derece civarında olduğu görülmektedir. Örneğin Şekil 6.6’da 900 saniye civarında bir bozucu verilmiştir yani uçak dalışa geçmiştir. Birinci evredeki otopilot kumandadan açılmıştır ve hiçbir pilot yardımı olmadan otopilot tek başına kısa sürede θ açısını 0 derece civarına getirmiştir. Yani dalışta veya tırmanma durumunda olan uçağın duruşunu düz uçuş konumuna getirmiştir. Şekil 6.7’de 1400 ile 1500 saniye aralığında çok yüksek bir bozucu verilmiştir. 2. evre dengeleyici otopilot kumandadan açılmıştır. Uçağı tehlikeli bir duruma sokmadan düz uçuş konumuna geri getirmiştir. Bu grafikte salınımların çok olmasının sebebi, 1000 – 2000 saniye aralığında uçağı daha çok yalpa kontrolünü denemek için kumandadan yalpa bozucuları verilmiştir. Otopilot devreye girdiğinde uçağın hızı çok az bir miktara düşmektedir (bu durumun nedeninden gaz kolu grafikleri açıklanırken bahsedilecektir). Hız azalınca uçak yükseliş durumuna geçmeye çalışmıştır. Otopilot yalpa hareketini düzeltirken, yükseliş hareketini de düzeltmiştir. Otopilot devrede oldukça kumandadan bozucular verilmeye devam edilmiş ve otopilot her seferinde uçağı düzelterebilmiştir. 1600. saniyeye kadar ikinci evrede otopilot çalışmaya devam etmiştir ardından otopilot devreden çıkartılmış ve başka bir bozucu verildikten sonra tekrar açılmıştır. Aynı durum Şekil 6.8’de de mevcuttur. 2000 – 3000 saniye aralığında hem birinci hem ikinci evre otopilotları denenmiştir. Yunuslama hareketi için sonuçların olduğu 4 grafik de incelendiğinde 2. evre otopilot sisteminin daha iyi çalıştığı görülmektedir. İkinci evrede yana kayma açısı da otopilot sisteminin içinde kontrol edilen elemanlardan biriydi. Yunuslama hareketi gerçekleşirken uçak yana kayma durumu ile karşılaşabilir. Özellikle yunuslama hareketi yaparken hatalar artmaya devam eder ve salınımların genliği yükselirse böyle bir durumla karşılaşılabilir. Bu nedenle kayma açısının kontrol edildiği otopilot sisteminin daha etkili olması beklenen bir durumdur.

Şekil 6.10, 6.11, 6.12, 6.13’te uçağın yana kayma hareketinin toplam 4000 saniye içindeki davranışı gösterilmektedir. Birinci ve ikinci evreler devreye girdiği zaman yana kayma açısı β ’nın 0 derece civarında olduğu görülmektedir. Örneğin Şekil 6.10’de 600 saniye civarında bir bozucu verilmiştir yani uçak yana kumanda ile yatırılmıştır. Birinci evredeki otopilot kumandadan açılmıştır ve hiçbir pilot yardımı olmadan otopilot β açısını 0 derece civarına yaklaştırsa da 0 dereceye getirememiştir. Çünkü birinci evrede yana kayma açısı kontrol edilmemektedir. Şekil 6.11’de 1100 ile 1200 saniye aralığında çok yüksek bir bozucu verilmiştir. 2. evre dengeleyici otopilot kumandadan açılmıştır. Uçağı tehlikeli bir duruma

sokmadan beta açısını tam 0 dereceye getirmiştir. Yani düz uçuş konumuna geri getirmiştir. Otopilot devrede oldukça kumandadan bozucular verilmeye devam edilmiş ve otopilot her seferinde uçağı düzeltebilmiştir. İkinci evrede otopilot çalışmaya bir süre daha devam etmiştir ardından otopilot devreden çıkartılmış ve başka bir bozucu verildikten sonra tekrar açılmıştır. Aynı durum Şekil 6.12’de de mevcuttur. 2000 – 3000 saniye aralığında hem birinci hem ikinci evre otopilotları denenmiştir. Yana kayma açısı için sonuçların olduğu 4 grafik de incelendiğinde 2. evre otopilot sisteminin daha iyi çalıştığı görülmektedir. İkinci evrede yana kayma açısı da otopilot sisteminin içinde kontrol edilen elemanlardan biriydi. Zaten kontrol edilmeyen otopilot sisteminin beta açısı üzerinde çok etkisi olmaması, kayma açısının kontrol edildiği otopilot sisteminin çalışması beklenen bir durumdur.

Şekil 6.14, 6.15, 6.16, 6.17’te uçağın yalpa hareketini gerçekleştiren kanatçıkların toplam 4000 saniye içindeki davranışı gösterilmektedir. Birinci ve ikinci evreler devreye girdiği zaman yalpa açısı ϕ nin 0 derece civarına gelmesi için kanatçıkların 1500 değeri civarına geldiği görülmektedir. Örneğin Şekil 6.14’de 700 saniye civarında bir bozucu verilmiştir yani uçak yana kumanda ile yatırılmıştır. Birinci evredeki otopilot kumandadan açılmıştır ve hiçbir pilot yardımı olmadan otopilot tek başına kısa sürede ϕ açısını 0 derece civarına getirmiştir. Yani yana yatmış olan uçağın duruşunu düz uçuş konumuna getirmiştir. Şekil 6.15’te 1400 ile 1500 saniye aralığında çok yüksek bir bozucu verilmiştir. 2. evre dengeleyici otopilot kumandadan açılmıştır. Uçağı tehlikeli bir duruma sokmadan düz uçuş konumuna geri getirmiştir. Otopilot devrede oldukça kumandadan bozucular verilmeye devam edilmiş ve otopilot her seferinde uçağı düzeltebilmiştir. 1600. saniyeye kadar ikinci evrede otopilot çalışmaya devam etmiştir ardından otopilot devreden çıkartılmış ve başka bir bozucu verildikten sonra tekrar açılmıştır. Aynı durum Şekil 6.16’da da mevcuttur. 2000 – 3000 saniye aralığında hem birinci hem ikinci evre otopilotları denenmiştir. Yalpa hareketi için sonuçların olduğu 4 grafik de incelendiğinde 2. evre otopilot sisteminin daha iyi çalıştığı görülmektedir. İkinci evrede yana kayma açısı da otopilot sisteminin içinde kontrol edilen elemanlardan biriydi. Yalpa hareketi gerçekleşirken uçak yana kayma durumu ile karşılaşabilir. Bu nedenle kayma açısının kontrol edildiği otopilot sisteminin daha etkili olması beklenen bir durumdur.

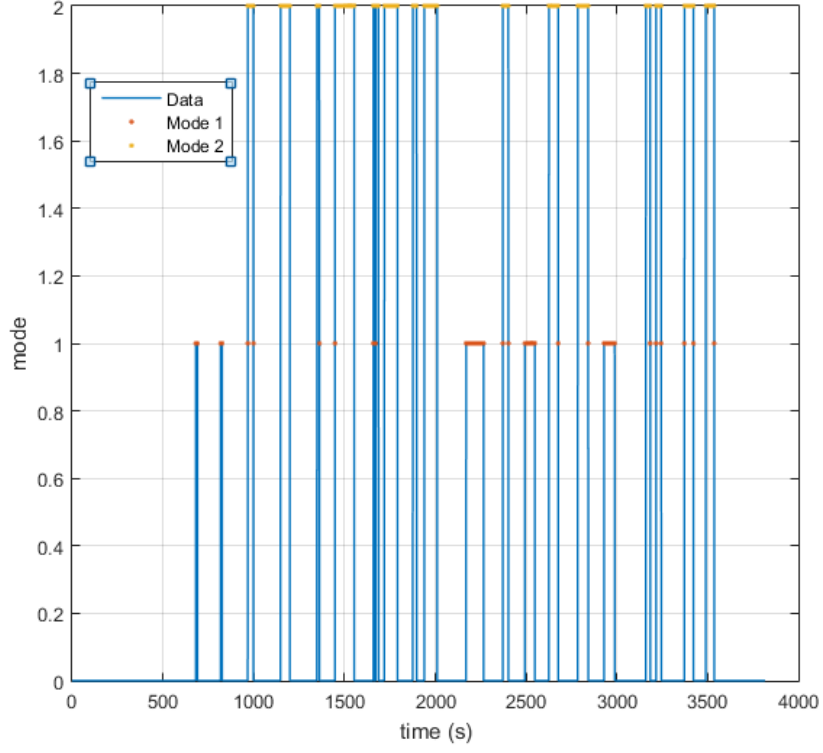
Şekil 6.18, 6.19, 6.20, 6.21’de uçağın yunuslama hareketini gerçekleştiren yükseliş dümeni kontrol yüzeylerinin toplam 4000 saniye içindeki davranışı gösterilmektedir. Birinci ve ikinci evreler devreye girdiği zaman yunuslama açısı Θ ’nın 0 derece civarında olduğu görülmektedir. Örneğin Şekil 6.18’de 900 saniye civarında bir bozucu verilmiştir yani uçak

yana kumanda ile dalıŖa geirilmiŖtir. Birinci evredeki otopilot kumandadan aılmıŖtır ve hiçbir pilot yardımı olmadan otopilot tek baŖına kısa sürede Θ açısını 0 derece civarına getirmiŖtir. Yani dalıŖa veya tırmanma durumunda olan uçağın duruŖunu düz uuŖ konumuna getirmiŖtir. Ŗekil 6.19'da 1400 ile 1500 saniye aralığında çok yüksek bir bozucu verilmiŖtir. 2. evre dengeleyici otopilot kumandadan aılmıŖtır. Uçağı tehlikeli bir duruma sokmadan düz uuŖ konumuna geri getirmiŖtir. Otopilot devrede oldukça kumandadan bozucular verilmeye devam edilmiŖ ve otopilot her seferinde uçağı dzeltebilmiŖtir. 1600. saniyeye kadar ikinci evrede otopilot alıŖmaya devam etmiŖtir ardından otopilot devreden ıkartılmıŖ ve baŖka bir bozucu verildikten sonra tekrar aılmıŖtır. Aynı durum Ŗekil 6.20'de de mevcuttur. 2000 – 3000 saniye aralığında hem birinci hem ikinci evre otopilotları denenmiŖtir. Yunuslama hareketi için sonuçların olduğu 4 grafik de incelendiğinde 2. evre otopilot sisteminin daha iyi alıŖtıđı grlmektedir. İkinci evrede yana kayma açısı da otopilot sisteminin içinde kontrol edilen elemanlardan biriydi. Yunuslama hareketi gerekleŖirken uçak yana kayma durumu ile karŖılaŖabilir. Özellikle yunuslama hareketi yaparken hatalar artmaya devam eder ve salınımın genliği yükselirse böyle bir durumla karŖılaŖılabilir. Bu nedenle kayma açısının kontrol edildiği otopilot sisteminin daha etkili olması beklenen bir durumdur.

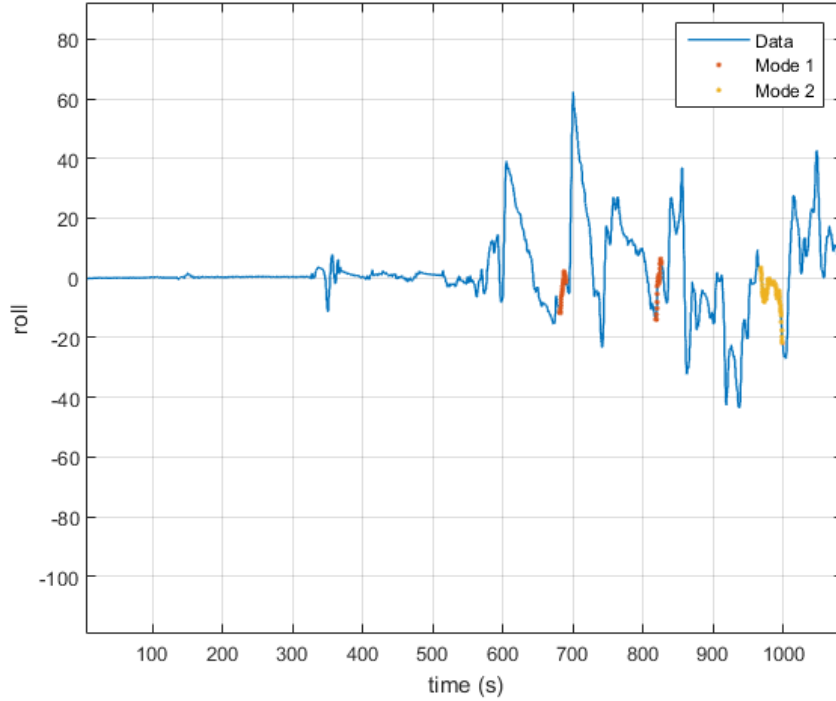
Ŗekil 6.22, 6.23, 6.24, 6.25'te uçağın gaz kolunun toplam 4000 saniye içindeki davranıŖı gösterilmektedir. Ŗekil 6.22'de 600 – 700 saniye aralığında yalpa kontrolü için otopilot aılmıŖtır. Birinci evrede de ikinci evrede de gaz kolu değerinin 1100'de sabitlendiği grlmektedir. Bunun sebebi, otopilot sistemi C172 gerçek uçağına göre tasarlandığı için ve gerçek uçağın gaz kolu değerleri model uçak için çok yüksek geldiğinden otopilot devreye girdiği anda gaz kolu değeri çok az bir seviyeye dŖmektedir. Ancak bu kadarlık hız bile uçağı %100 baŖarımda uurmasa da uçağın tehlikesiz bir Ŗekilde düz uuŖ seyir etmesini sađlamıŖtır.

Ŗekil 6.26, 6.27, 6.28, 6.29'de uçağın sapma hareketini gerekleŖtiren yn dümeni kontrol yüzeyinin toplam 4000 saniye içindeki davranıŖı gösterilmektedir. Birinci ve ikici evreler devreye girdiği zaman yn açısı ψ 'nin 0 derece civarında tutmak için yön dümeninin 1500 civarında olduğu grlmektedir. Örneğin Ŗekil 6.26'da 700 saniye civarında bir bozucu verilmiŖtir yani uçak yana kumanda ile yatırılmıŖtır. Birinci evredeki otopilot kumandadan aılmıŖtır ve hiçbir pilot yardımı olmadan otopilot tek baŖına kısa sürede ϕ açısını 0 derece civarına getirmiŖtir. Yani dalıŖa veya tırmanma durumunda olan uçağın duruŖunu düz uuŖ

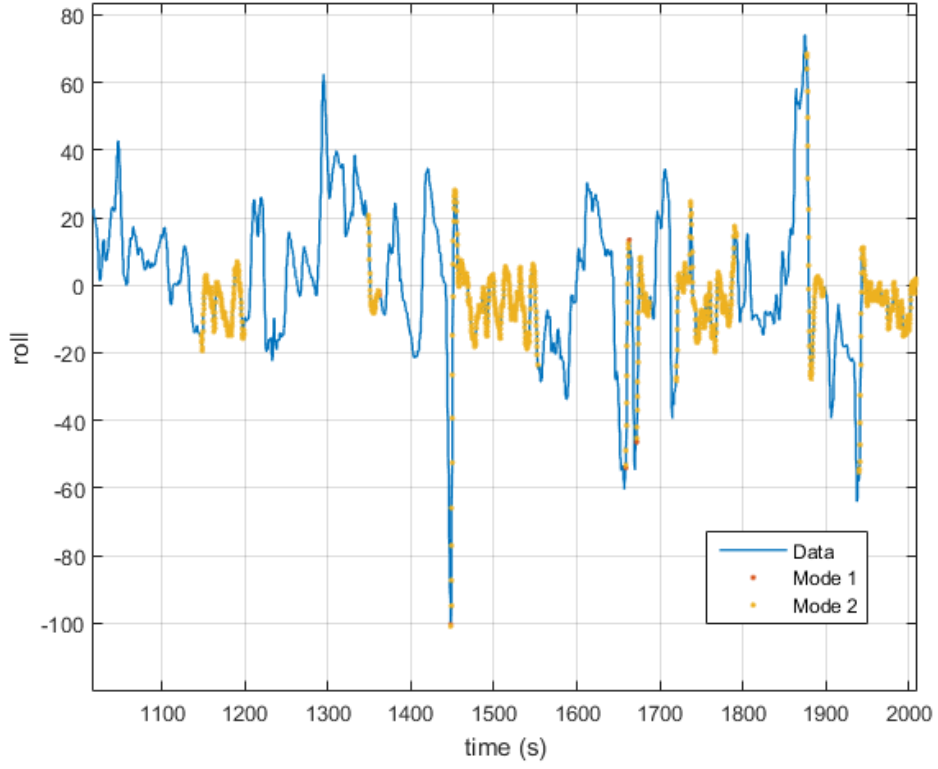
konumuna getirmiştir. Şekil 6.27’de 1400 ile 1500 saniye aralığında çok yüksek bir bozucu verilmiştir. 2. evre dengeleyici otopilot kumandadan açılmıştır. Uçağı tehlikeli bir duruma sokmadan düz uçuş konumuna geri getirmiştir. Otopilot devrede oldukça kumandadan bozucular verilmeye devam edilmiş ve otopilot her seferinde uçağı düzeltebilmiştir. 1600. saniyeye kadar ikinci evrede otopilot çalışmaya devam etmiştir ardından otopilot devreden çıkartılmış ve başka bir bozucu verildikten sonra tekrar açılmıştır. Aynı durum Şekil 6.28’de de mevcuttur. 2000 – 3000 saniye aralığında hem birinci hem ikinci evre otopilotları denenmiştir. Yön dümeninin hareketi için sonuçların olduğu 4 grafik de incelendiğinde 2. evre otopilot sisteminin daha iyi çalıştığı görülmektedir. İkinci evrede yana kayma açısı da otopilot sisteminin içinde kontrol edilen elemanlardan biriydi. Sapma hareketi gerçekleşirken uçak yana kayma durumu ile karşılaşabilir. Özellikle sapma hareketi yaparken ya da uçak herhangi bir koordinat noktasına yönelirken o noktayı geçtiği her hatasını düzeltmek için yönünü değiştirecektir. Bunlar da salınımaya yol açabilir. Hatalar artmaya devam eder ve salınımın genliği yükselirse uçak kayma durumuyla karşılaşılabilir. Bu nedenle kayma açısının kontrol edildiği otopilot sisteminin daha etkili olması beklenen bir durumdur.



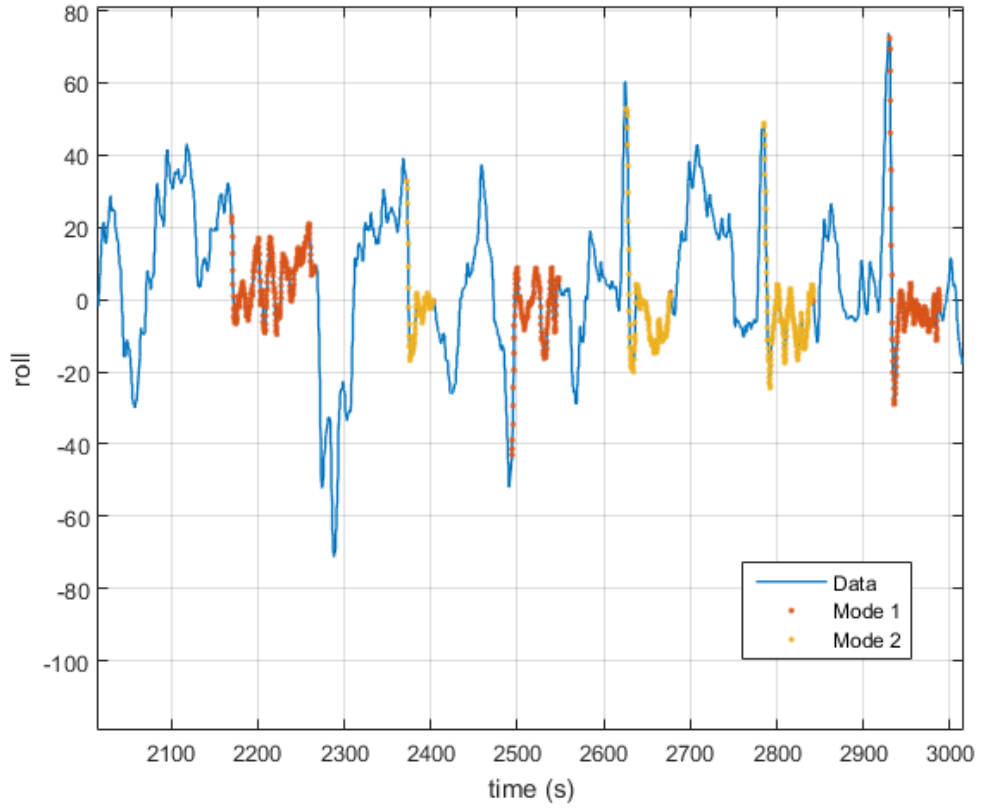
Şekil 6. 1. Birinci evre ve ikinci evre seçim grafiği



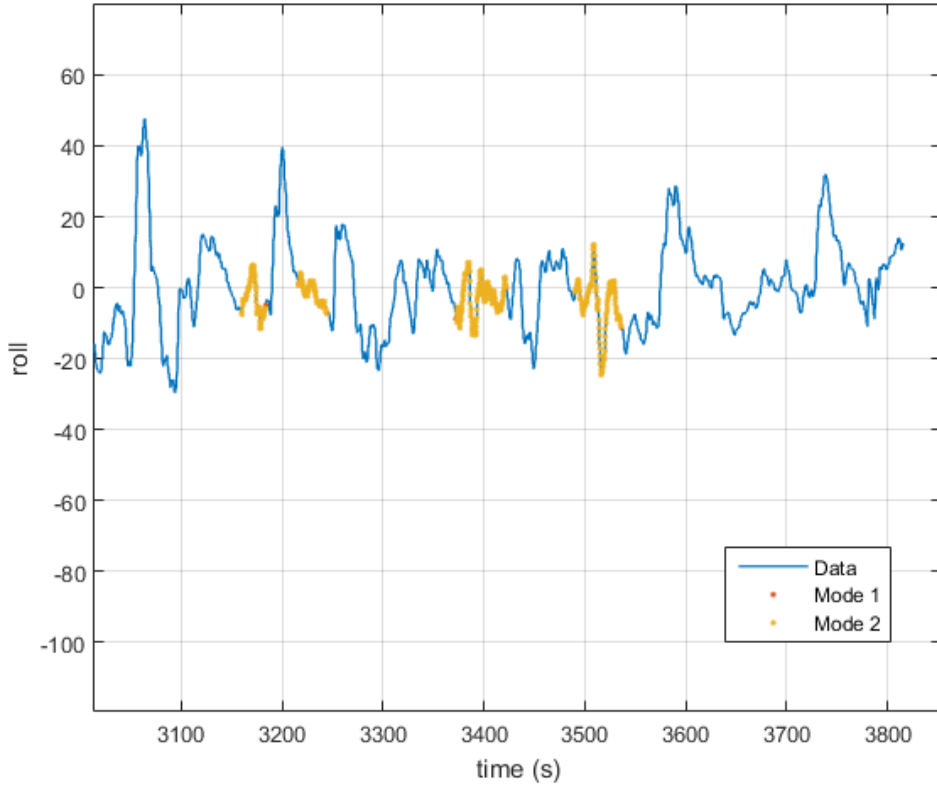
Şekil 6. 2. Uçağın yalpa hareketinin ilk 1000 saniyedeki birinci ve ikinci evre grafiği



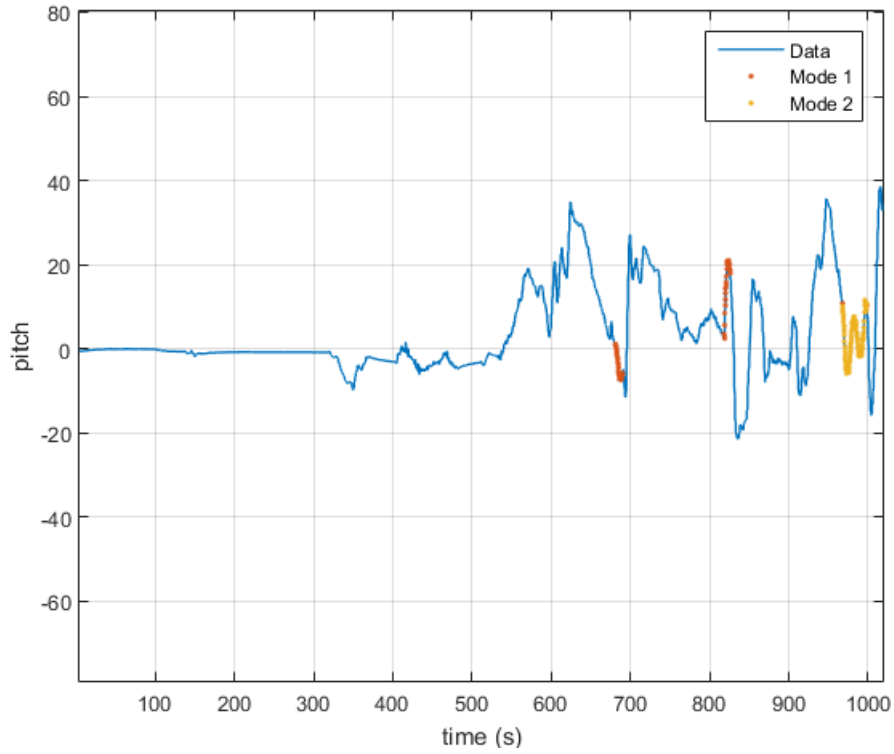
Şekil 6. 3. Uçağın yalpa hareketinin 1000 – 2000 saniye aralığındaki ikinci evre grafiği



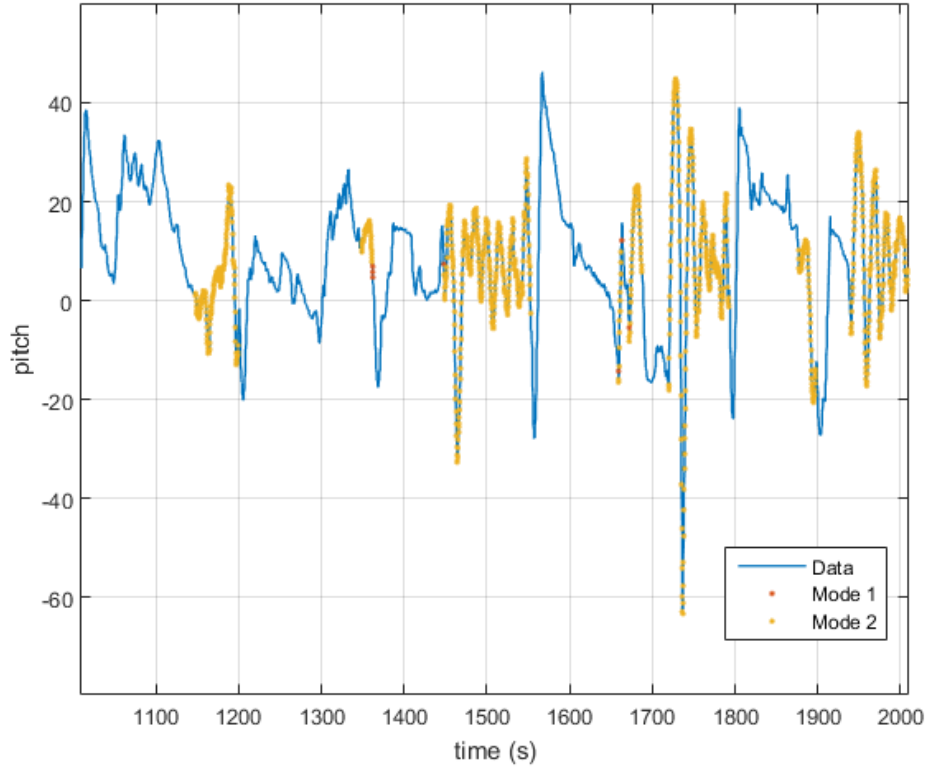
Şekil 6. 4. Uçağın yalpa hareketinin 2000 – 3000 saniye aralığındaki birinci ve ikinci evre grafiği



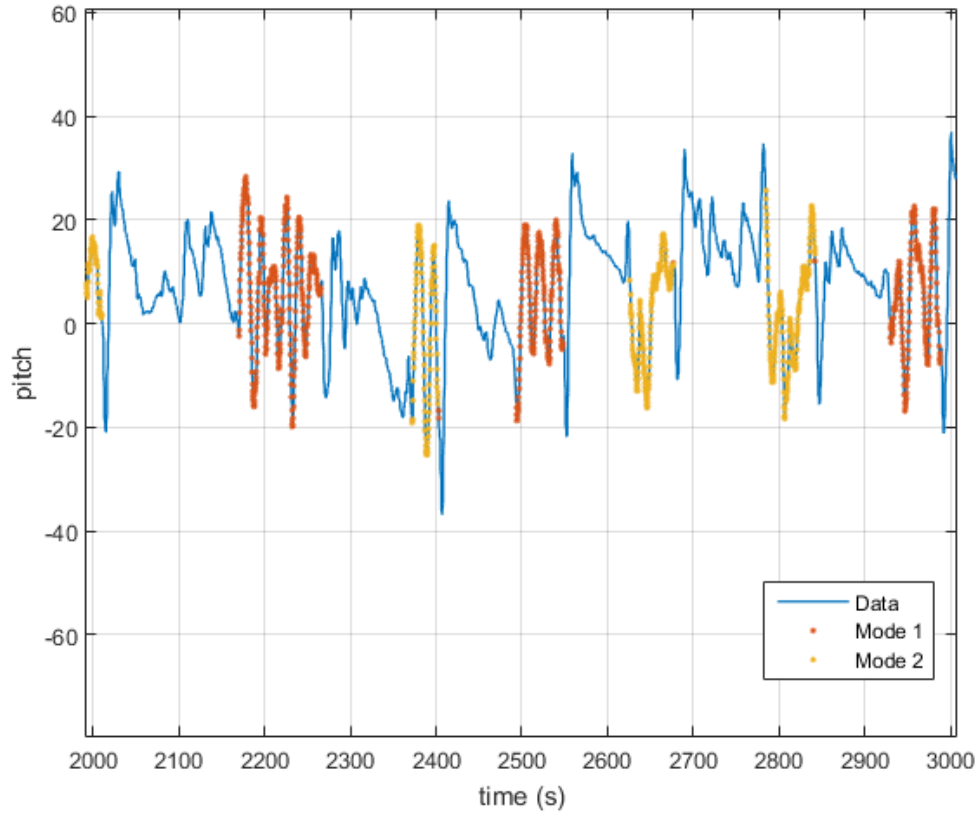
Şekil 6. 5. Uçağın yalpa hareketinin 3000 – 4000 saniye aralığındaki ikinci evre grafiği



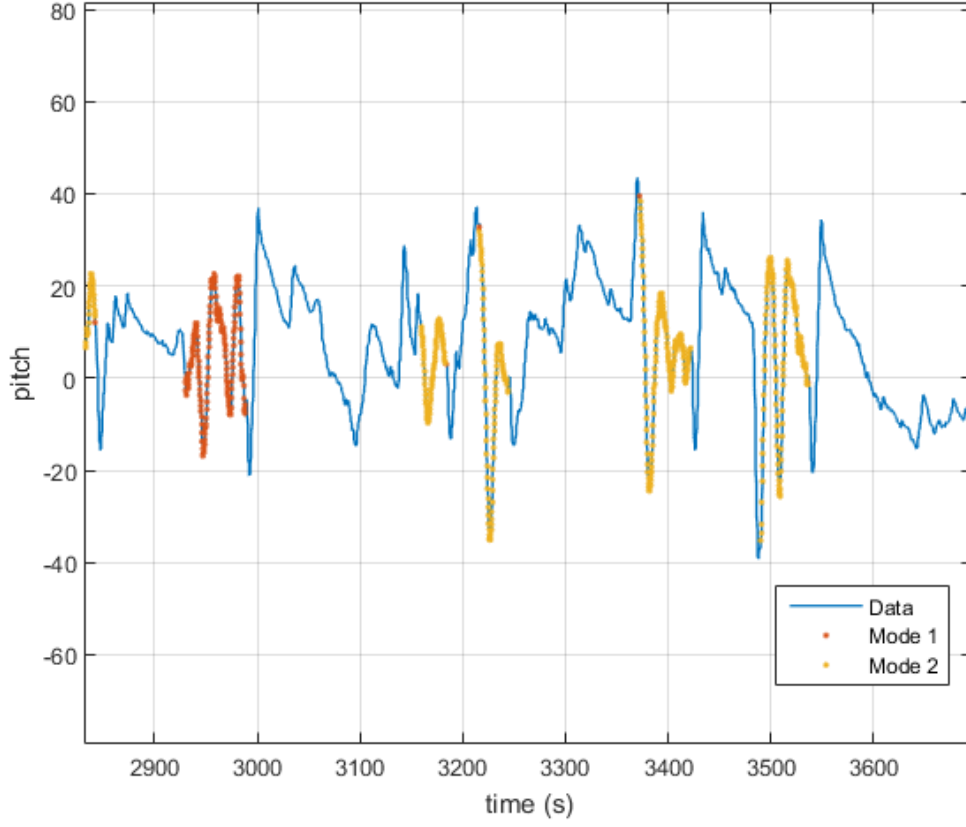
Şekil 6. 6. Uçağın yunuslama hareketinin ilk 1000 saniyedeki birinci ve ikinci evre grafiği



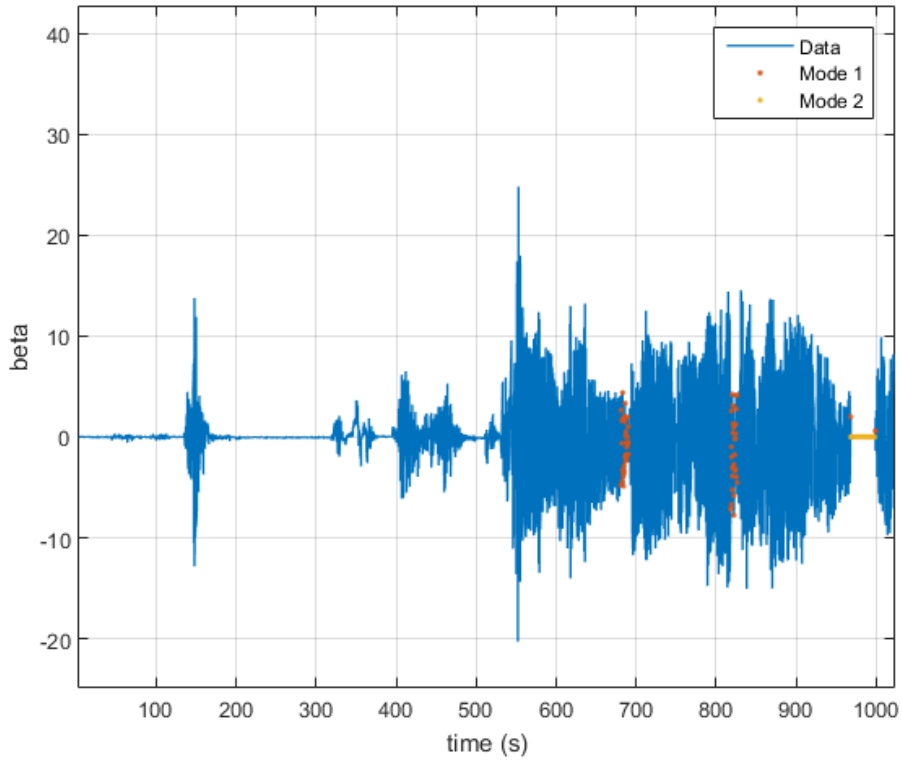
Şekil 6. 7. Uçağın yunuslama hareketinin 1000 – 2000 saniye aralığındaki ikinci evre grafiği



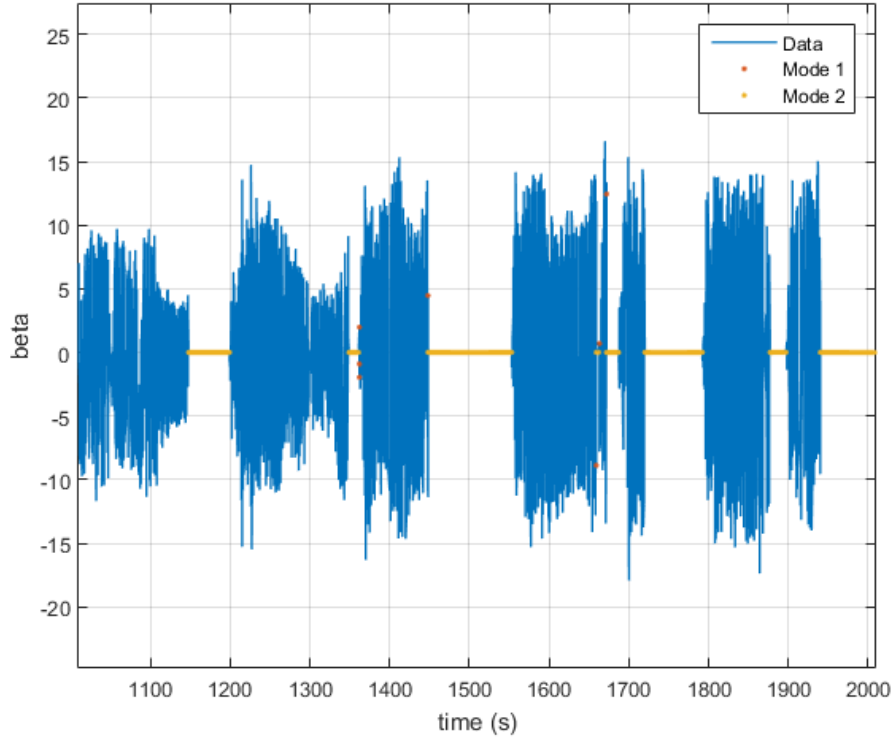
Şekil 6. 8. Uçağın yunuslama hareketinin 2000 – 3000 saniye aralığındaki birinci ve ikinci evre grafiği



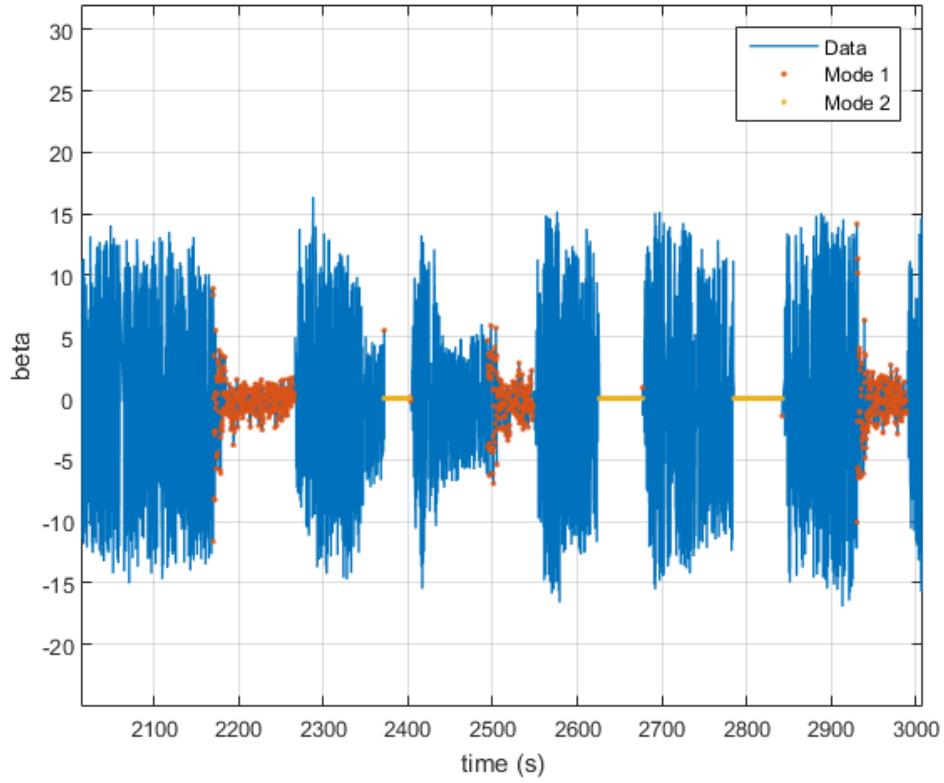
Şekil 6. 9. Uçağın yunuslama hareketinin 3000 – 4000 saniye aralığındaki birinci ve ikinci evre grafiği



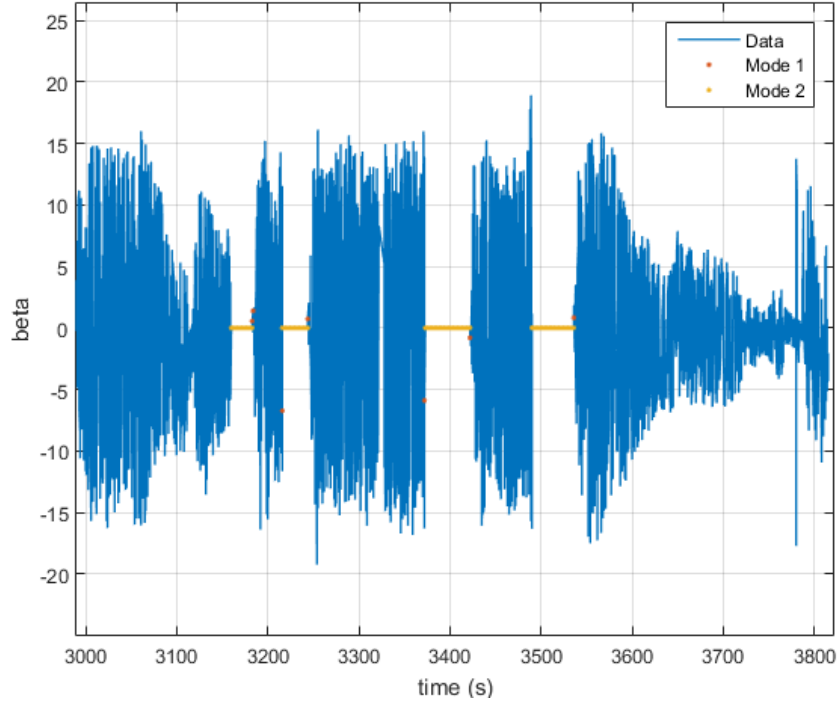
Şekil 6. 10. Uçağın β açısının ilk 1000 saniyedeki birinci ve ikinci evre grafiği



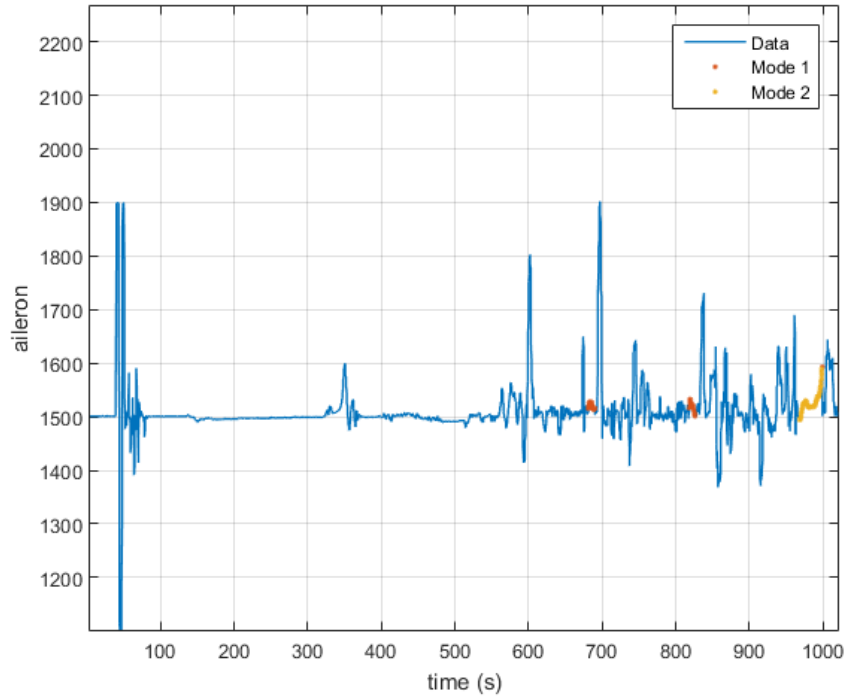
Şekil 6. 11. Uçağın β açısının 1000 – 2000 saniye aralığındaki ikinci evre grafiği



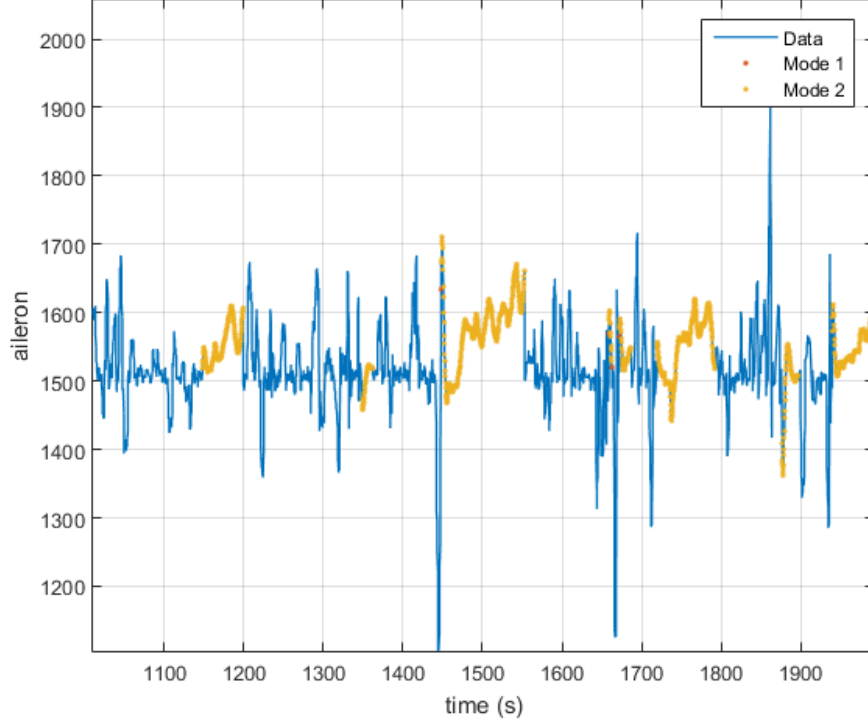
Şekil 6. 12. Uçağın β açısının 2000 – 3000 saniye aralığındaki birinci ve ikinci evre grafiği



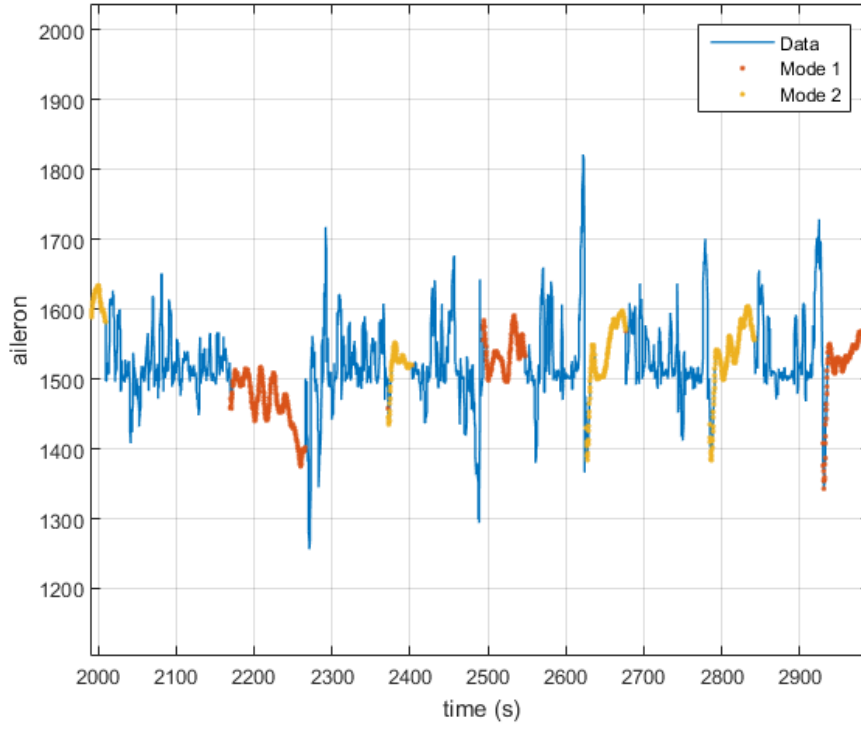
Şekil 6. 13. Uçağın β açısının 3000 – 4000 saniye aralığındaki ikinci evre grafiği



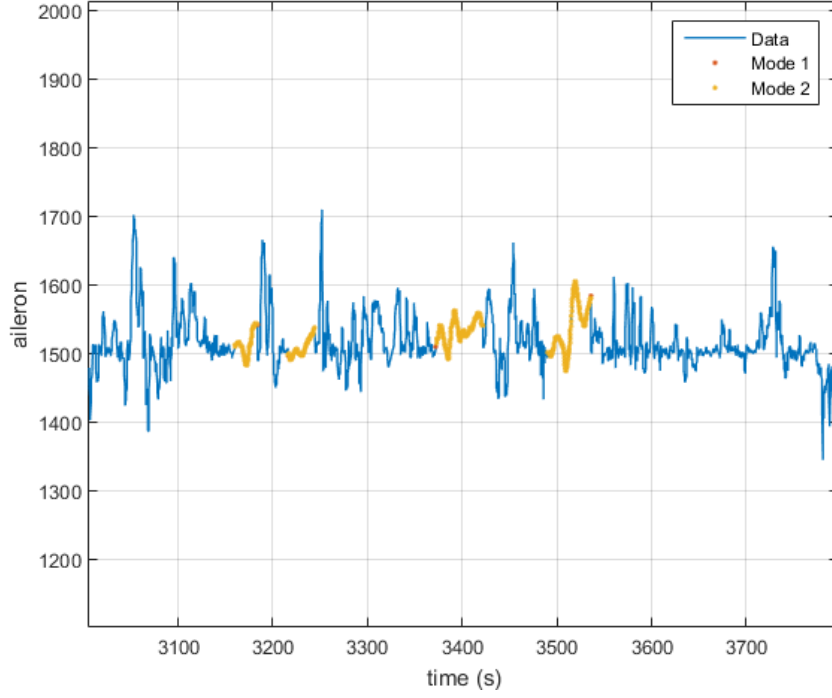
Şekil 6. 14. Uçağın kanatçık kontrol yüzeylerinin ilk 1000 saniyedeki hareketinin birinci ve ikinci evre grafiği



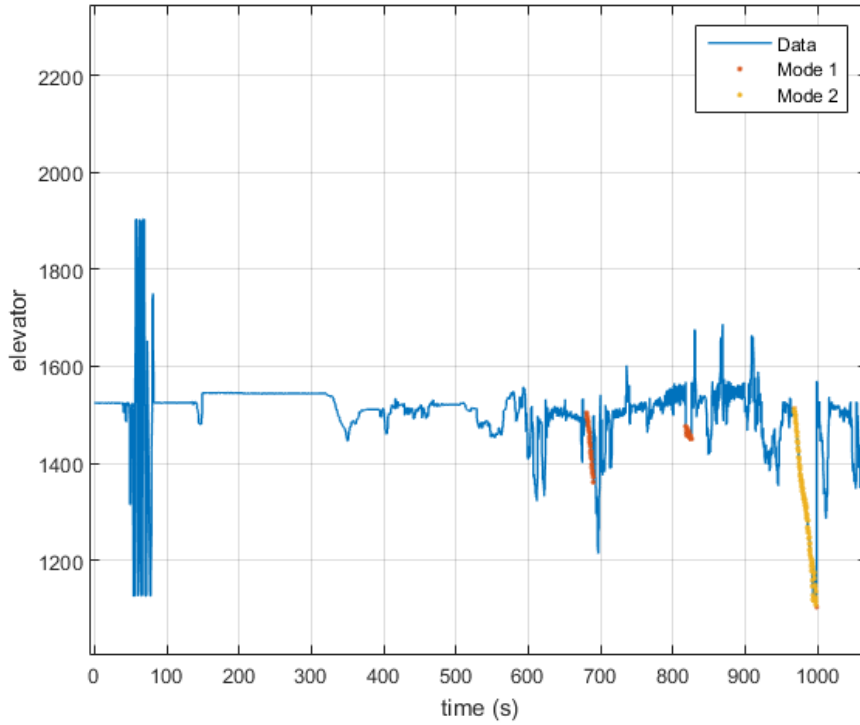
Şekil 6. 15. Uçağın kanatçık kontrol yüzeylerinin 1000 – 2000 saniye aralığındaki hareketinin ikinci evre grafiği



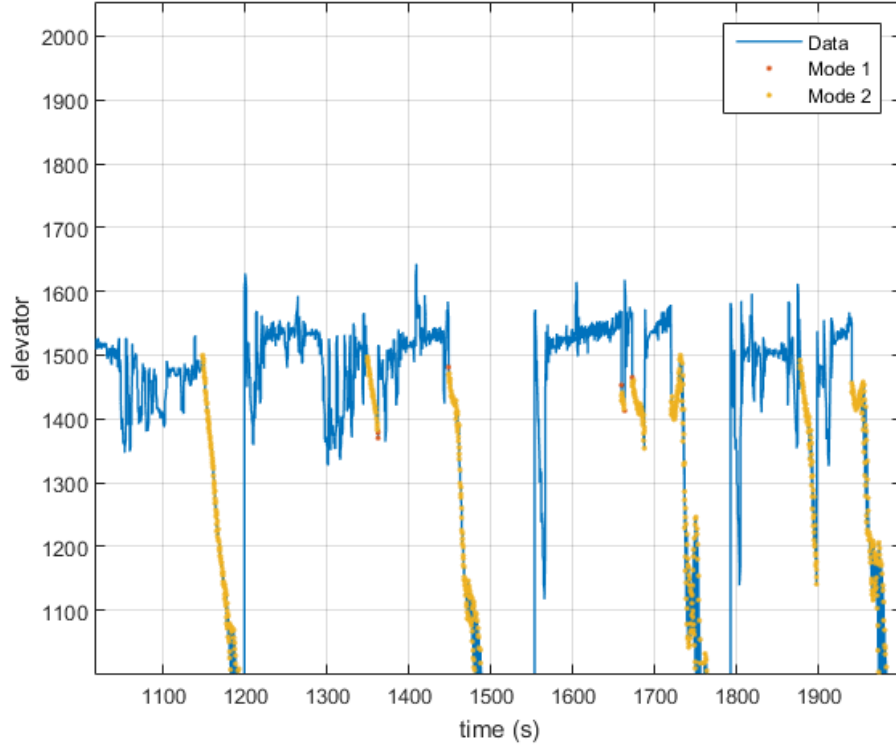
Şekil 6. 16. Uçağın kanatçık kontrol yüzeylerinin 2000 – 3000 saniye aralığındaki hareketinin birinci ve ikinci evre grafiği



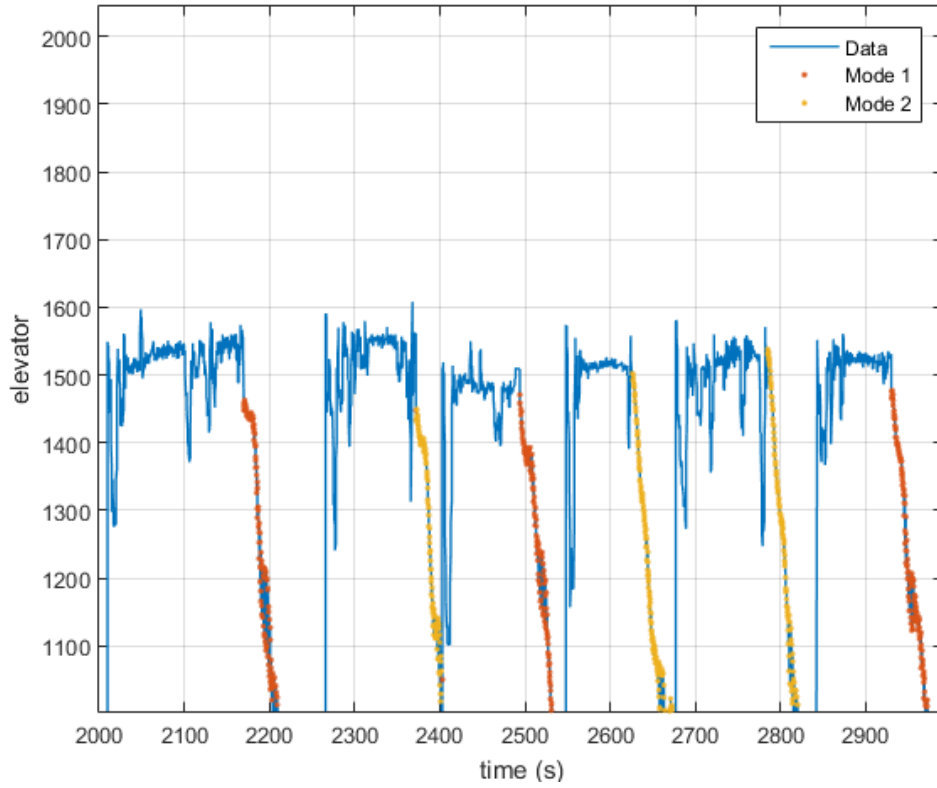
Şekil 6. 17. Uçağın kanatçık kontrol yüzeylerinin 3000 – 4000 saniye aralığındaki hareketinin ikinci evre grafiği



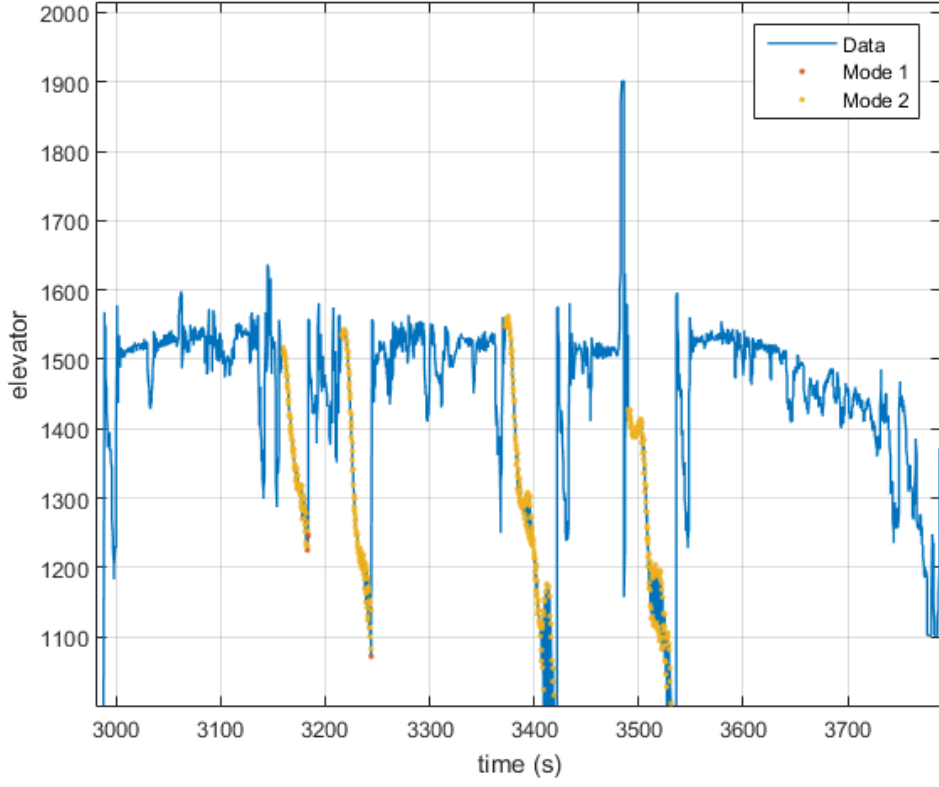
Şekil 6. 18. Uçağın yükseliş dümeni kontrol yüzeylerinin ilk 1000 saniyedeki hareketinin birinci ve ikinci evre grafiği



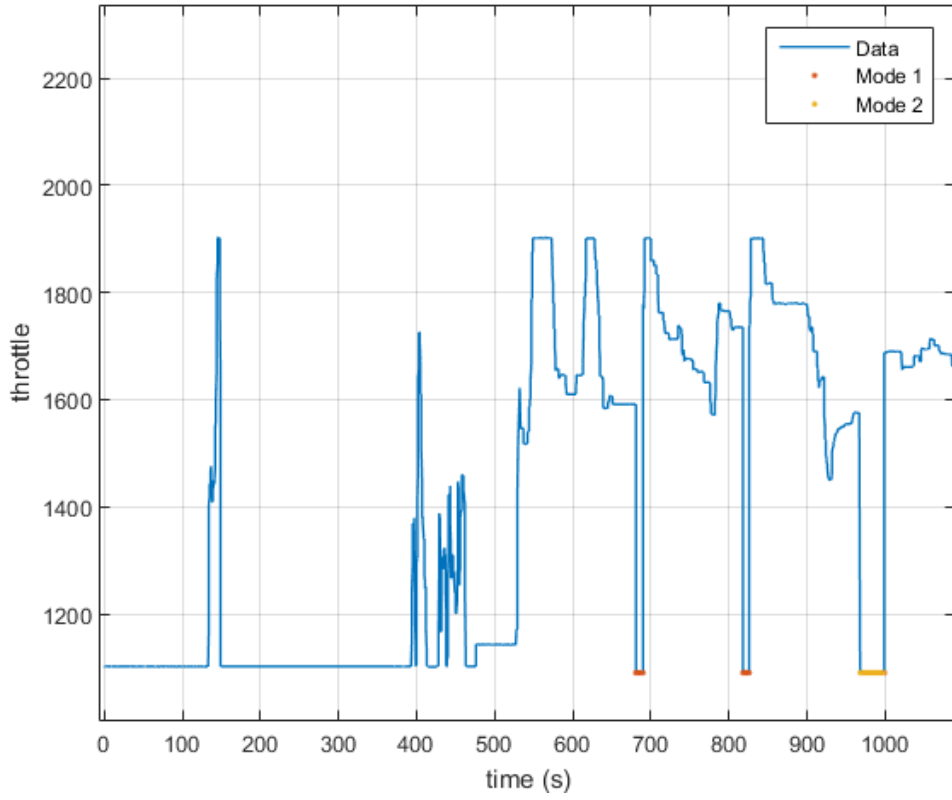
Şekil 6. 19. Uçağın yükseliş dümeni kontrol yüzeylerinin 1000 – 2000 saniye aralığındaki hareketinin ikinci evre grafiği



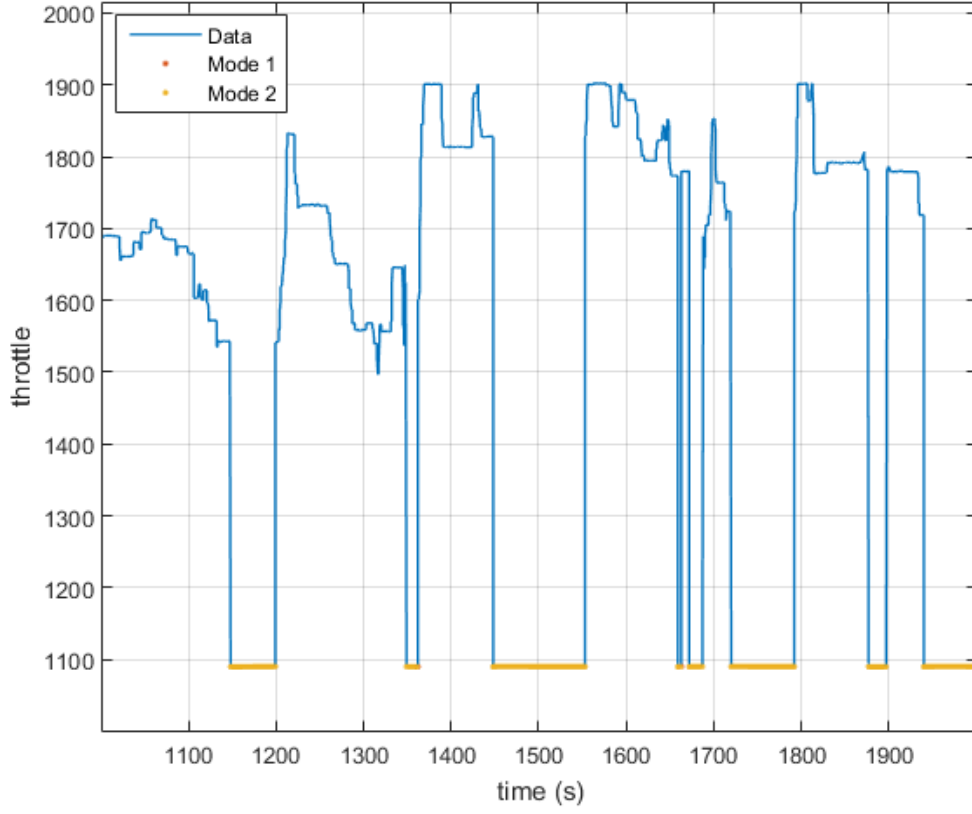
Şekil 6. 20. Uçağın yükseliş dümeni kontrol yüzeylerinin 2000 – 3000 saniye aralığındaki hareketinin birinci ve ikinci evre grafiği



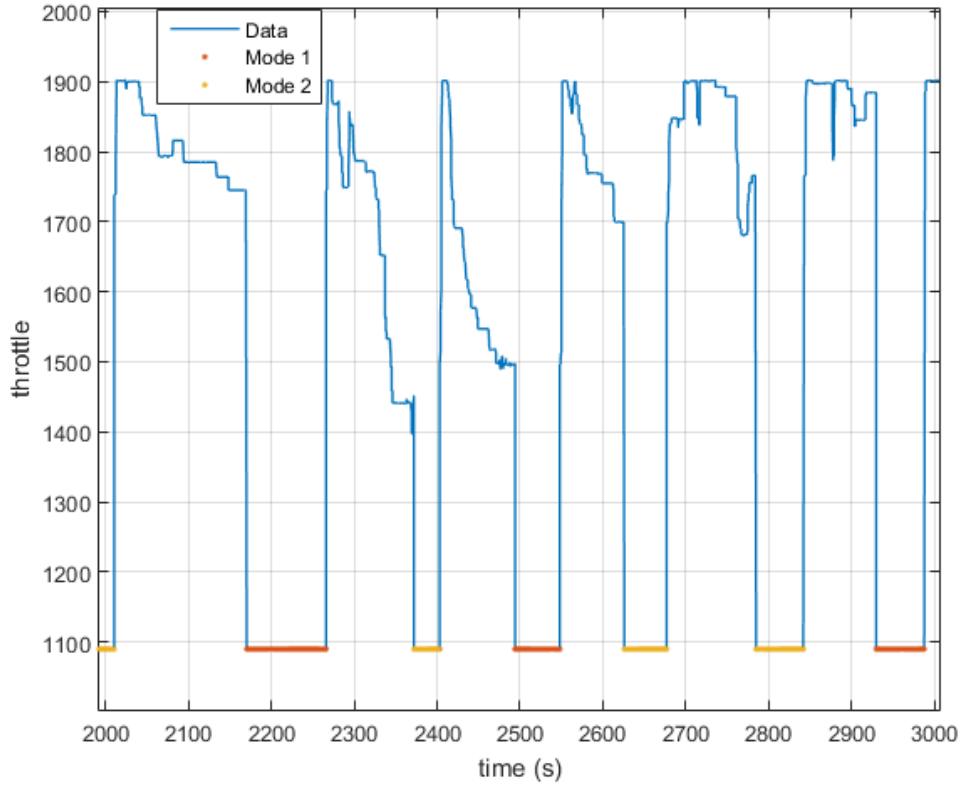
Şekil 6. 21. Uçağın yükseliş dümeni kontrol yüzeylerinin 3000 – 4000 saniye aralığındaki hareketinin ikinci evre grafiği



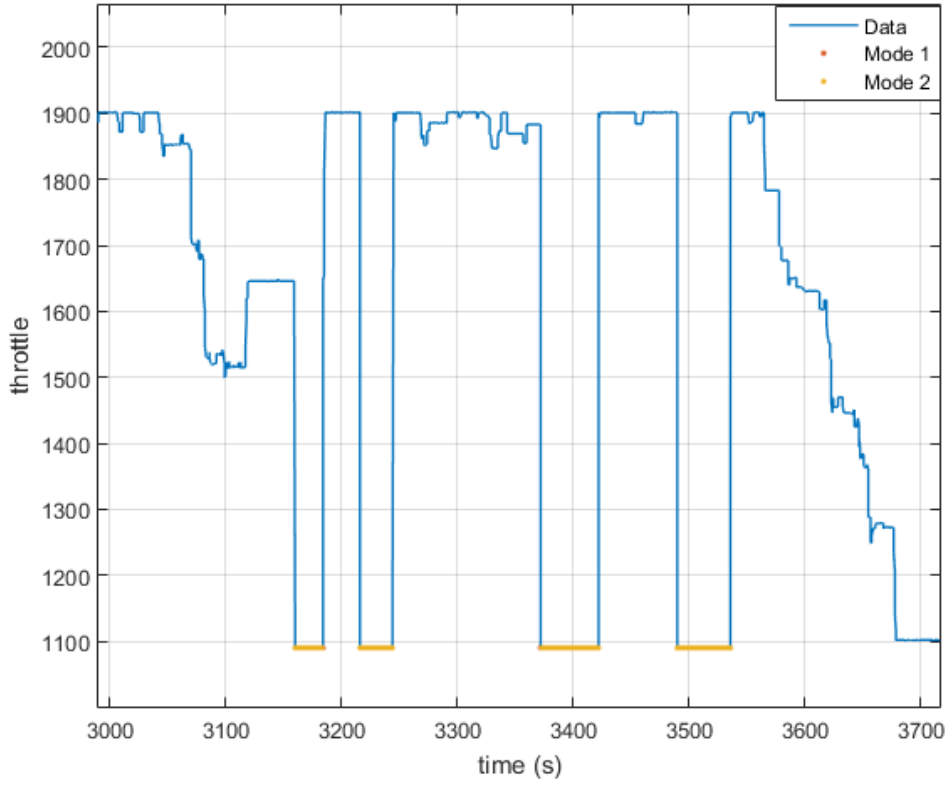
Şekil 6. 22. Uçağın gaz kolunun ilk 1000 saniyedeki birinci ve ikinci evre grafiği



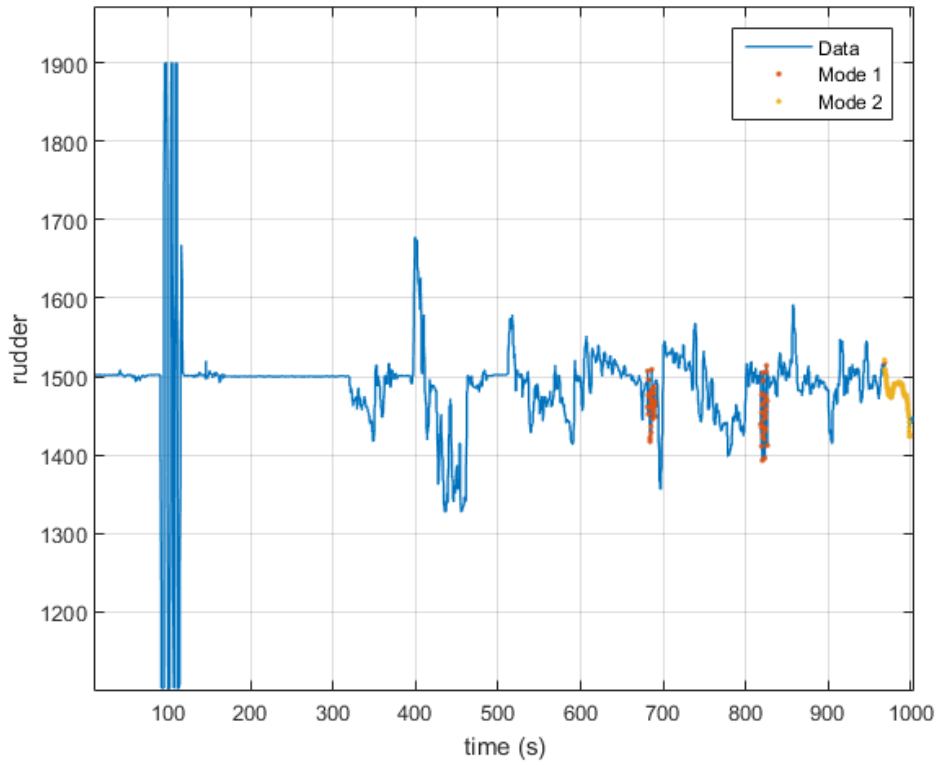
Şekil 6. 23. Uçağın gaz kolunun 1000 – 2000 saniye aralığındaki ikinci evre grafiği



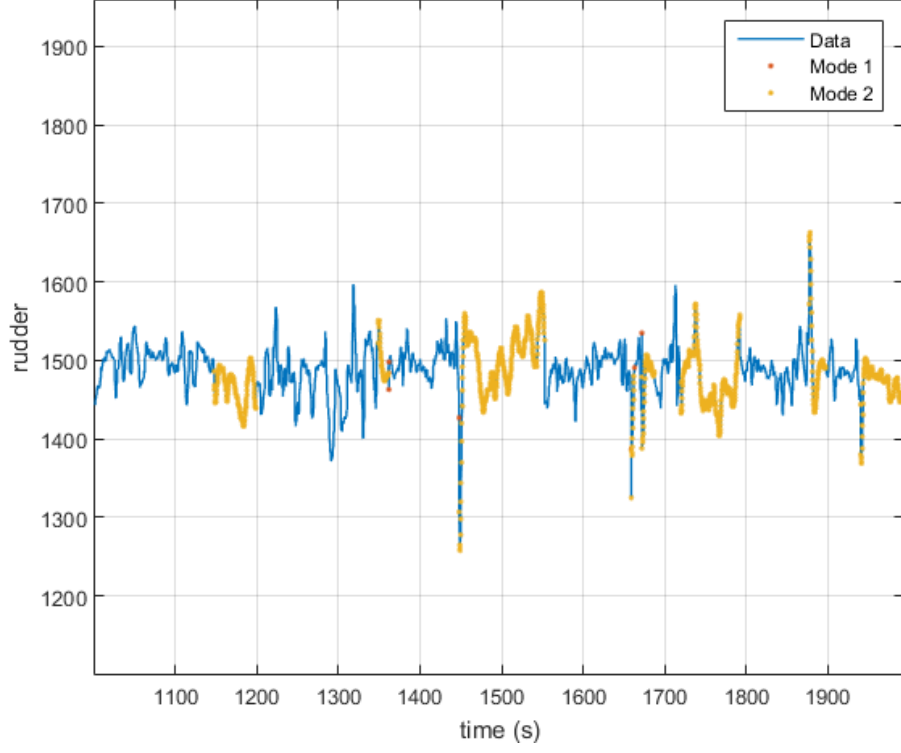
Şekil 6. 24. Uçağın gaz kolunun 2000 – 3000 saniye aralığındaki birinci ve ikinci evre grafiği



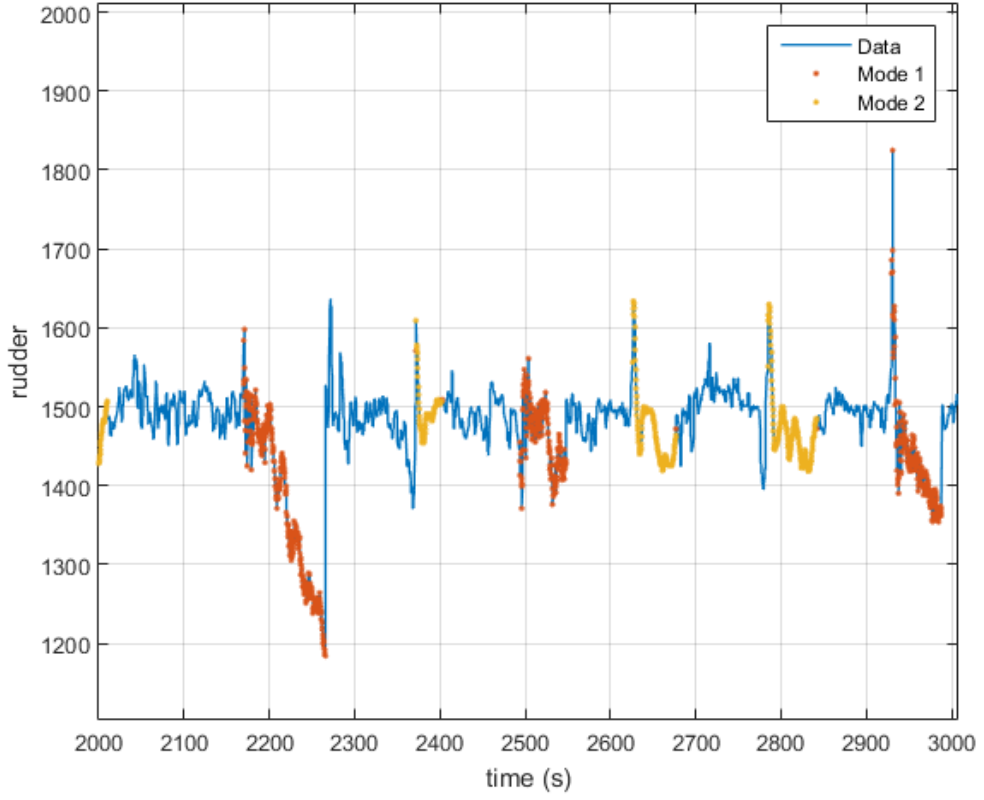
Şekil 6. 25. Uçağın gaz kolunun 3000 – 4000 saniye aralığındaki ikinci evre grafiği



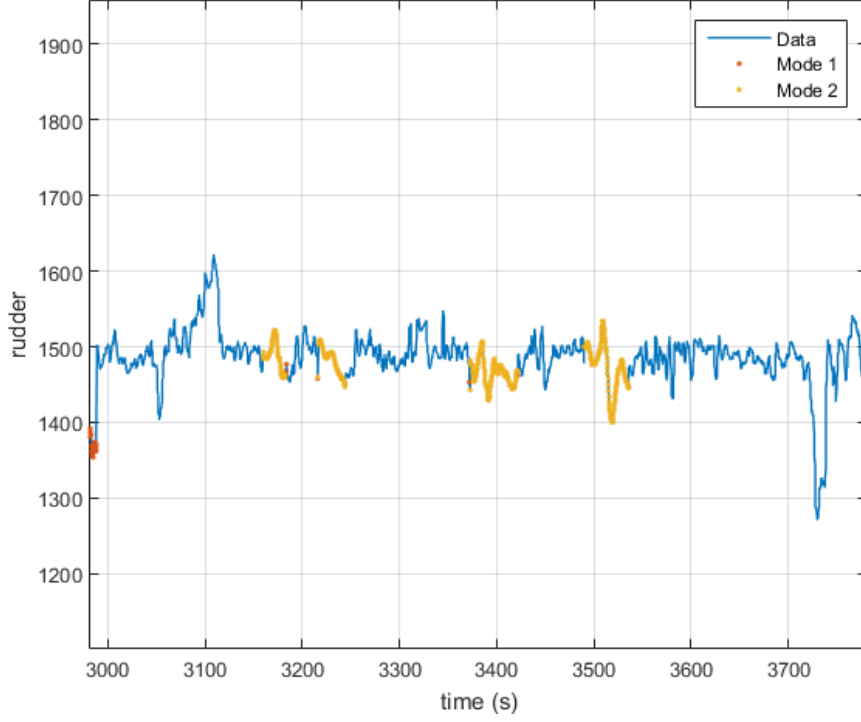
Şekil 6. 26. Uçağın yön dümeni kontrol yüzeyinin ilk 1000 saniyedeki hareketinin birinci ve ikinci evre grafiği



Şekil 6. 27. Uçağın yön dümeni kontrol yüzeyinin 1000 – 2000 saniye aralığındaki hareketinin ikinci evre grafiği



Şekil 6. 28. Uçağın yön dümeni kontrol yüzeyinin 2000 – 3000 saniye aralığındaki hareketinin birinci ve ikinci evre grafiği



Şekil 6. 29. Uçağın yön dümeni kontrol yüzeyinin 3000 – 4000 saniye aralığındaki hareketinin birinci ve ikinci evre grafiği

Bütün bu çalışmanın sonunda bir çevrim şekillendirme kontrol yöntemi ile otopilot tasarlanabildiği, tasarlanan otopilotun en iyi, tasarlandığı uçak için çalışsa da başka bir benzer uçak üzerinde de etkili olduğu görülmüştür.

Bu çalışmada oluşturulan otopilot sistemleri, TÜBİTAK tarafından desteklenen 113E581 numaralı “Sabit Kanatlı İnsansız Hava Araçları için Kontrol Yüzey Kaybını Dengeleyici Otopilot Tasarımı” isimli projede kullanılacaktır. Yüzey kaybı problemi günümüzde araştırılan bir konudur ve yüzey kaybını dengeleyici otopilot sistemleri henüz yaygınlaşmış değildir. Böyle bir çalışma bu alandaki araştırmalara yardımcı olmaya yöneliktir, denilebilir. Aynı zamanda bu çalışmada önerilen, otopilot sistem tasarımı aşamaları, yalnızca çalışmada bahsedilen dengeleyici ve yükseklik tutucu otopilot sistemleri ile kalmayıp, yön tutucu, mach tutucu gibi farklı otopilot sistemleri tasarlayacak bir araştırmacıya da yol gösterici niteliktedir.

KAYNAKLAR

- [1] Babar, M. Z., Ali, S. U., Shah, M. Z., Samar, R., Bhatti A. I., and Afzal, W., Robust Control of UAVs using H Control Paradigm, Emerging Technologies (ICET), 2013 IEEE 9th International Conference
- [2] Akyürek, Ş., Özden, G.S., Kürkçü B., Kaynak, Ü., Kasnakoğlu, C., Design of a Flight Stabilizer for Fixed – Wing Aircrafts Using H_{∞} Loop Shaping Method, 9th International Conference on Electrical and Electronics Engineering (ELECO 2015), IEEE, November 26 – 28, 2015, Bursa, Turkey
- [3] Stojcsics, D., Molnar, A., Fixed – Wing Small – Size UAV Navigation Methods With HIL Simulation for AERObot Autopilot, IEEE 9th International Symposium on Intelligent Systems and Informatics, September 8 – 10, 2011, Subotica, Serbia
- [4] Carr, E.B., Unmanned Aerial Vehicles: Examining the Safety, Security, Privacy and Regulatory, Issues of Integration into U.S. Airspace
- [5] Draper, C.S., Flight Control, Journal of the Royal Aerodynamical Society, July 1955, Vol. 59.
- [6] Nelson, R. C., Flight Stability and Automatic Control, Second Ed., *McGraw – Hill International Editions*, 1998, Singapore
- [7] Blakelock, J.H., Automatic Control of Aircraft and Missiles, Second Ed., *John Wiley & Sons, Inc.*, Canada, 1991
- [8] Richardson, K.I.T., The Gyroscope Applied, *The Philosophical Library*, New York, 1954
- [9] McRuer, D., Graham, D., Eighty Years of Flight Control: Triumphs and Pitfalls of the System Approach, Journal of Guidance and Control, July – August 1981, Vol. 4.
- [10] Barbulesco, C. D., Automatic Control of Aircraft, In Electrical Engineering, Volume 60 Issue 3, March 1941, IEEE
- [11] Young, C. M., Lynch, E.E., Boynton, E.R., Electrical Control in Automatic Pilots, In Electrical Engineering, Volume 63, Issue 12, pp 939, December 1944, IEEE
- [12] Halpert P., Electric Automatic Pilots For Aircraft, In Electrical Engineering, Volume 63, Issue 11, pp 861, November 1944, IEEE

- [13] Gille, W. H., Application of Electronics to Aircraft Flight Control, In American Institute of Electrical Engineers, Transactions of the, Volume 63, Issue 11, pp 849, November 1944, IEEE
- [14] Nims, P.T, Some Design Criteria for Automatic Controls, Electrical Engineering, 1951, Volume 70, Issue 5
- [15] Shull, J. R., An Automatic Cruise Control Computer for Long Range Aircraft, Electronic Computers, Transactions of the I. R. E. Professional Group on, Volume PGEC – 1, Issue 1, December 1952, IEEE
- [16] Doyle, J., Francis B., Tannenbaum, A., Feedback Control Theory, *Macmillan Publishing Co.*, 1990
- [17] Hanna, C.R., Oplinger, K.A., Douglas, G.R., Automatic Flight Control System Using Rate Gyros for Unlimited Maneuvering, Electrical Engineering, 1954, Volume 73, Issue 5
- [18] Doyle, J.C., Stein, G., Multivariable Feedback Design: Concepts for a Classical / Modern Synthesis, IEEE Trans. On Automatic Control, Vol. AC – 26, pp 4 – 16, 1981
- [19] Francis, B., A course in H_∞ Control Theory, No. 88, Lecture Notes in Control and Information Sciences, New York, Springer – Verlag, 1987
- [20] Haddad, W. M., Bernstein, D.S., Controller Design With Regional Pole Constraints, IEEE Trans. on Automatic Control, Vol. 37, pp 54 – 61, 1992
- [21] Chilali, M., Gahinet, P., H_∞ Design with Pole Placement Constraints: An LMI Approach, IEEE Transactions on Automatic Control, Vol. 41, NO. 3, March 1996
- [22] Ackermann, J., Robust Control: Systems with Uncertain Physical Parameters, London, Springer – Verlag, 1993
- [23] Furuta, K., Kim, S.B., Pole assignment in a Specified Disk, IEEE Transactions on Automatic Control, Vol. 34, pp 831 – 847, 1989
- [24] Khargonekar, P.P, Rotea, M.A., Mixed H_2/H_∞ Control: A Convex Optimization Approach, IEEE Transactions on Automatic Control, Vol 36, pp 824 – 837, 1991

- [25] Arzelier, D., Bernussou, J., Garcia, G., Pole Assignment of Linear Uncertain Systems in a Sector via a Lyapunov – type Approach, *IEEE Transaction on Automatic Control*, Vol 38, pp 1128 – 1131, 1993
- [26] Bambang, R., Shimemura, E., Uchia, K., Mixed H_2/H_∞ Control with Pole Placement: State – feedback Case, in *Proc. Amer. Contr. Conf.*, 1993, pp 2777 – 2779
- [27] Yedavalli, R.K., Liu, Y., H_∞ Control with Regional Stability Constraints, *Automatica*, 1993
- [28] Doyle, J.C., Glover, K., Khargonekar, P., Francis, B., State – Space Solutions to Standars H_2 and H_∞ Control Problems, *IEEE Transactions on Automatic Control*, Vol 34, pp 831 – 847, 1989
- [29] Hench, J.J, Hc, C., Kuccera, V., Mehrmann, V., Dampening Controllers via a Riccati Equation Approach, *Res. Rep. 1835*, 1995
- [30] Gahinet, P., Apkarian, P., A linear matrix inequality approach to H_∞ Control *International Journal of Robust Nonlinear Control*, Vol 4, pp 421 – 448, 1994
- [31] Iwasaki, T., Skelton, R., All Controllers for the General H_∞ Control Problem: LMI Existance Conditions and State – Space Formulas, *Automatica*, Vol 30, pp 1307 – 1317, 1994
- [32] Boyd, S., Ghaoui, L., Feron, E., and Balakrishnan, V., *Linear Matrix Inequalities in Systems and Control Theory*, Vol. 15, Philadelphia: SIAM, 1994
- [33] Chilali, M., Gahinet, P., H_∞ Design with an α – Stability Constraint, in *IFAC Proc.*, 1994
- [34] Gahinet, A., Apkarian, P., An LMI – Based Parametrization of All H_∞ Controllers with Applications, *Proceedings of the 32nd Conference on Decision and Control*, San Antonio, Texas, December 1993
- [35] Safonov, M.G., Limebeer, D. J. N., Simplifying the H_∞ Theory via Loop Shifting, *Proceedings of the 27th Conference on Decision and Control*, Austin, Texas, December 1988
- [36] B., Etkin, L.D., Reid, *Dynamics of Flight Stability and Control*, Third Edition, *John Wiley & Sons Inc.*, 1996

- [37] “Art – Tech” erişim adresi: www.art-tech.com/en/productview.asp?id=209, erişim tarihi: 05.8.2015
- [38] “Volantex RC” erişim adresi: <http://www.volantexrc.com/product/74704>, erişim tarihi: 05.8.2015
- [39] “Modellbau Paradies” erişim adresi: <http://www.modellbauparadies.de/E-flite-Apprentice-S-15e-RTF>, erişim tarihi: 05.8.2015
- [40] Akyürek, Ş., Özden, G.S., Atlas, E., Kaynak, Ü., Kasnakoğlu, C., Döngüde Donanımsal Benzetim Test Platformu Kullanarak Otopilot Tasarımı, 17. Otomatik Kontrol Türk Milli Komitesi Ulusal Toplantısı (TOK 2015), 10 – 12 Eylül 2015, Pamukkale, Denizli, Türkiye
- [41] Alag, G.S., Kempel, R.W., Pahle, J.W., Decoupling Control Synthesis for an Oblique-Wing Aircraft, June 18-20, 1986, American Control Conference
- [42] Keviczky, L., Bányász, C. S., MIMO Controller Design for Decoupling Aircraft Lateral Dynamics, 2011, 9th IEEE International Conference on Control and Automation (ICCA), Santiago, Chile.
- [43] Doyle, J., Francis, B., Tannenbaum, A., Feedback Control Theory, *Macmillan Publishing Co.*, 1990.
- [44] Glover, K., and McFarlane, D., Robust Stabilization of Normalized Coprime Factor Plant Descriptions with H_∞ Bounded Uncertainty. *IEEE Trans. Autom. Control*, AC-34(8):821–830, August 1992.
- [45] Rosenbrock, H.H., Storey, C., State Space and Multivariable Theory, *Wiley*, 1970
- [46] Limebeer, D.J.N., Kasenally, E.M., Safonov, M.G., A Characterization of All Solutions to the Four Block General Distance Problem, *SIAM Journal of Control*, April 1988
- [47] Glover, K., Doyle, J.C., State Space Formula for All Stabilizing Contrllers that Satisfy an H_∞ - Norm Bound and Relations to Risk Sensitivity, *Systems and Control Letters*, May 1988
- [48] Doyle, J.C., Glover, K., Khargonekar, P., Francis, B., State Space Slutions to Standard H_2 and H_∞ Control Problems, *Proc. American Control Conference*, June 15 – 17, 1988

[49] Aström, K.J, Murray, R.M., Analysis and Design of Feedback Systems: An Introduction for Scientists and Engineers, *Draft v01*, 24 August 2003

[50] Keating, M. S., Pachter M., Houppis C. H., Damaged Aircraft Control Using a QFT Designed Flight Controller, March 28, 1994

[51] “X-Plane ” erişim adresi: www.x-plane.com/desktop/meet_x-plane/, erişim tarihi: 25.12.2014

EK – 1

$$S_{expose} = S_{ref} - \left(d \left(\frac{d}{2} + c_{root} \right) \right) \quad (1.1)$$

$$S_{wet} = 2.0003 \cdot S_{expose} \quad (1.2)$$

$$AR = \frac{b^2}{S_{refw}} \quad (1.3)$$

$$q = \frac{1}{2} \rho V^2 \quad (1.4)$$

$$C_L = \frac{W}{q S_{refw}} \quad (1.5)$$

$$C_{D_0} = \frac{C_L^2}{\pi AR e} \quad (1.6)$$

$$\beta^2 = 1 - M^2 \quad (1.7)$$

$$\eta = \frac{C_{l\alpha}}{2\pi/\beta} \approx 0.9 \quad (1.8)$$

$$F = 1.07 \left(1 + \frac{d}{b} \right)^2 \quad (1.9)$$

$$C_{L\alpha} = \frac{2\pi AR}{2 + \sqrt{4 + \frac{AR^2 \beta^2}{\eta^2} \left(1 + \frac{\tan^2 \Lambda_{max t}}{\beta^2} \right)}} \left(\frac{S_{exposed}}{S_{ref}} \right) (F) \quad (1.10)$$

$$C_{D\alpha} = \frac{2C_L}{\pi e AR} C_{L\alpha} \quad (1.11)$$

$$C_{Dq} = 0 \quad (1.12)$$

$$C_{Dih} = 0 \quad (1.13)$$

$$V_H = \frac{l_t S_{ref t}}{S_{refw} \bar{c}} \quad (1.14)$$

$$C_{Lq} = 2\eta V_H \frac{\partial C_{L_t}}{\partial \alpha_t} \quad (1.15)$$

$$\tau = -\frac{C_{m\delta e}}{V_H \eta C_{L\alpha t}} = \text{Nelson Fig. 1.21} \quad (1.16)$$

$$\alpha_e = \frac{\partial C_{L_t}}{\partial \delta e} = C_{L\alpha t} \tau \quad (1.17)$$

$$C_{L\delta e} = \eta \frac{S_{ref t}}{S_{refw}} \alpha_e \quad (1.18)$$

$$C_{m\alpha} = C_{L\alpha} \left(\frac{X_{cg}}{\bar{c}} - \frac{X_{ac}}{\bar{c}} \right) \quad (1.19)$$

$$C_{m_0} = C_{m_\alpha} + C_{L_0} \left(\frac{X_{cg}}{\bar{c}} - \frac{X_{ac}}{\bar{c}} \right) \quad (1.20)$$

$$C_{m_q} = -\frac{l_t}{\bar{c}} C_{L_q} \quad (1.21)$$

$$C_{m_{\delta e}} = C_{L_{\delta e}} \left(\frac{l_t}{\bar{c}} + \frac{X_{ac} - X_{cg}}{\bar{c}} \right) \quad (1.22)$$

$$C_{m_{ih}} = 0 \quad (1.23)$$

$$C_{Y_0} = 0 \quad (1.24)$$

$$\frac{d\sigma}{d\beta} = 0 \quad (1.25)$$

$$C_{Y_\beta} = -\eta \frac{S_{ref t}}{S_{ref w}} C_{L_{\alpha t}} \left(1 + \frac{d\sigma}{d\beta} \right) \quad (1.26)$$

$$C_{Y_p} = C_L \frac{AR + \cos\Lambda}{AR + 4\cos\Lambda} \tan\Lambda \quad (1.27)$$

$$C_{Y_r} = -2 \frac{l_t}{b} C_{Y_{\beta t}} \quad (1.28)$$

$$C_{Y_{\delta\alpha}} = 0 \quad (1.29)$$

$$C_{Y_{\delta r}} = \frac{S_{ref t}}{S_{ref w}} \tau C_{L_{\alpha t}} \quad (1.30)$$

$$C_{l_0} = 0 \quad (1.31)$$

$$C_{l_\beta} = -\frac{2}{3\pi} C_L \quad (1.32)$$

$$C_{l_p} = -\frac{C_{L_\alpha}}{12} \frac{1+3\lambda}{1+\lambda} \quad (1.33)$$

$$C_{l_r} = \frac{C_{L_0}}{4} \quad (1.34)$$

$$C_{l_{\delta\alpha}} = \frac{2C_{L_\alpha}\tau}{S_{ref w}b} \int_{y_1}^{y_2} cydy \quad (1.35)$$

$$C_{l_{\delta r}} = \frac{S_{ref v}}{S_{ref w}} \frac{Z_t}{b} \tau C_{L_{\alpha w}} \quad (1.36)$$

$$C_{n_0} = 0 \quad (1.37)$$

$$V_V = Z_t \frac{S_{ref v}}{S_{ref w}\bar{c}} \quad (1.38)$$

$$C_{n_{\beta w}} = C_L^2 \frac{1}{4\pi AR} \left(1 - \frac{AR}{2} - \frac{AR^2}{8} \right) \quad (1.39)$$

$$C_{n_\beta} = C_{n_{\beta w}} + \eta V_V C_{L_{\alpha t}} \left(1 + \frac{d\sigma}{d\beta} \right) \quad (1.40)$$

$$C_{n_p} = -\frac{c_L}{8} \quad (1.41)$$

$$C_{n_r} = -2\eta V_t \frac{l_t}{b} C_{L\alpha_t} \quad (1.42)$$

$$C_{n_{\delta\alpha}} = 2K C_{L_0} C_{l_{\delta\alpha}} \quad (1.43)$$

$$C_{n_{\delta_r}} = -V_t \eta \tau C_{L\alpha_t} \quad (1.44)$$

$$\alpha_0 = \frac{c_L}{c_{L\alpha}} \quad (1.45)$$

EK – 2

Apprentice S	
u0	18
b(wing)	1,477
S (wing)	0,332
cbar(wing)	0,224779959
length fuselage	1,08
m	1,39
d	0,122
c_root(wing)	0,215
c_tip(wing)	0,225
S_exp(wing)	0,298328
S_wet(wing)	0,596656
AR(wing)	6,570870482
Vv	0,044809551
VH	0,575003025
F	1,254064039
e	0,8
ro	1,225
q	198,45
cbar(tail)	0,29
b(tail)	0,272
c_root(tail)	0,18
c_tip(tail)	0,11
Sv(tail)	0,0418
S(tail)	0,07888
d(tail)	0,03
S_exp(tail)	0,07303
S_wet(tail)	0,14606
AR(tail)	0,937931034
lx	0,48
ly	0,2109
lz	0,1083
Zt	0,08
lt	0,544
η	0,9
τ	0,4
Ft	1,188014706
ae	0,615697011
α_0	0,004023627
Xcg	0,285
Xac	0,295

$\tan\Lambda$ (tail) 14 derece	0,25
$\cos\Lambda$ (tail)	0,97
it	2
ϵ	
$d\epsilon/d\alpha$	0,508259263
a0t	0,001978581
b'	1,159445
Γ	0,05436959
Clb/ Γ	-0,00024
λ	1,046511628
K	-0,2
CL	0,021097239
CD0	2,69655E-05
CLa	5,243338085
CLat	1,539242528
CDa	0,013403584
CDq	0
CDde	
CLt	0,003045517
CL0	0,021097239
CLq	1,035005445
CLde	0,131655308
CLq	2,770636551
Cma(wing)	-0,233265372
Cm0	-0,234203945
Cmq	-6,705341027
Cmde	-0,31862488
CY0	0
CYb	-0,32913827
CYp	0
CYb(tail)	0,000301511
CYr	-0,000222102
Cyda	0
Cydr	0,146283675
Cl0	0
Clb	-1,30487E-05
Clp	-0,883820245
Clr	0,018406473
Cl da	-0,026939174
Cl dr	0,026990204
Cn0	0

Cnb(wing)	-4,14324E-05
Cnb	0,062034058
Cnp	-0,002637155
Cnr	-0,006724495
Cnda	0,000227337
Cndr	-0,024830196
MAC	0,220037879

ÖZGEÇMİŞ

Kişisel Bilgiler

Soyadı, adı : AKYÜREK, Şeyma
Uyruğu : T.C.
Doğum tarihi ve yeri : 28.05.1991 Ankara
Medeni hali : Bekar
Telefon : 0 (536) 630 31 64
e-mail : s.akyurek@etu.edu.tr

Eğitim

Derece	Eğitim Birimi	Mezuniyet tarihi
Lisans	TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi Elektrik Elektronik Mühendisliği	2014

İş Deneyimi

Yıl	Yer	Görev
2014 – 2015	TOBB ETÜ İnsansız Hava Araçları Laboratuvarı	Proje Burslu Öğrenci

Yabancı Dil

İngilizce

Yayımlar

1. Akyürek, Ş., Özden, G.S., Kürkçü B., Kaynak, Ü., Kasnakoğlu, C., Design of a Flight Stabilizer for Fixed – Wing Aircrafts Using H_{∞} Loop Shaping Method, 9th International Conference on Electrical and Electronics Engineering (ELECO 2015), IEEE, November 26 – 28, 2015, Bursa, Turkey
2. Akyürek, Ş., Özden, G. S., & Kasnakoğlu, C. (2015, September). Development of an Experimental Setup for the Altitude Control of a Ball in a Pipe. In Applied Mechanics and Materials (Vol. 789, pp. 1016-1020). Trans Tech Publications.
3. Akyürek, Ş., Özden, G.S., Atlas, E., Kaynak, Ü., Kasnakoğlu, C., Döngüde Donanımsal Benzetim Test Platformu Kullanarak Otopilot Tasarımı, 17. Otomatik Kontrol Türk Milli Komitesi Ulusal Toplantısı (TOK 2015), 10 – 12 Eylül 2015, Pamukkale, Denizli, Türkiye
4. Akyürek, Ş., Özden, G.S., Atlas, E., Kaynak, Ü., Kasnakoğlu, C., Design of a Flight Stabilizer System and Automatic Control Using HIL Test Platform, 3rd International Conference on Control, Robotics and Cybernetics (ICCRC 2015), August 13 – 14 2015, Berlin, Germany
5. Akyürek, Ş., Özden, G.S., Kasnakoğlu, C., Development of an Expeerimental Setup for the Altitude Control of a Ball in a Pipe, International Conference on Automatic Control (ICOAC 2015), April 28 – 29 2015, Ankara, Turkey