

TOBB EKONOMİ VE TEKNOLOJİ ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

**İNSANSIZ KONVANSİYONEL KUYRUK ROTORLU HELİKOPTER
OTOMATİK UÇUŞ KONTROLÜ**

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Volkan MERT

Elektrik-Elektronik Mühendisliği Anabilim Dalı

Tez Danışmanı: Prof. Dr. Coşku KASNAKOĞLU

NİSAN 2022

TEZ BİLDİRİMİ

Tez içindeki bütün bilgilerin etik davranış ve akademik kurallar çerçevesinde elde edilerek sunulduğunu, alıntı yapılan kaynaklara eksiksiz atıf yapıldığını, referansların tam olarak belirtildiğini ve ayrıca bu tezin TOBB ETÜ Fen Bilimleri Enstitüsü tez yazım kurallarına uygun olarak hazırlandığını bildiririm.

Volkan MERT

ÖZET

Yüksek Lisans Tezi

İNSANSIZ KONVANSİYONEL KUYRUK ROTORLU HELİKOPTER OTOMATİK UÇUŞ KONTROLÜ

Volkan MERT

TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi
Fen Bilimleri Enstitüsü
Elektrik-Elektronik Anabilim Dalı

Danışman: Prof. Dr. Coşku KASNAKOĞLU

Tarih: Nisan 2022

Son yıllarda, basit sabit-kanatlı insansız hava aracı sistemleri, savaş meydanlarında oyun değiştirici rolleriyle ön plana çıkmaktadır. Bunun sonucunda ise döner kanatlı dünyasında tasarlanabilecek ucuz, basit ve hafif helikopter platformlarının, keşif, gözetleme ve askeri özel kurye taşıma gibi önemli görevler için kullanımları gündeme gelmiştir.

Bu çalışma ile konvansiyonel kuyruk rotorlu döner kanatlı bir insansız hava aracı (RİHA) konsepti için MATLAB ve SIMULINK ortamında helikopter uçuş kontrol sistemi geliştirilerek otomatik uçuş, iniş ve kalkış yaptırılması hedeflenmektedir.

Helikopter matematik modeli olarak, literatürde denge çubuğu olmayan bir genel maksat helikopterin simülörde benzetiminin yapılabilmesi için üretilmiş bir model tercih edilmiştir.

Yapı olarak doğrusal olmayan bu matematiksel model, paket programın doğrusal analiz aracı kullanılarak giriş ve çıkış kanallarına göre doğrusallaştırılmıştır. Çalışmanın sonunda, trim noktaları olan askı uçuşu, ileri uçuş, iniş ve kalkışın farklı irtifalar için otomatik olarak başarılabilmesi amaçlanmıştır.

Uçuş kontrol sisteminde, öncelikle iç kararlılık döngüsü kurularak aksenal dengeyi sağlayan bir eksen sönümlleme kontrolcüsü katmanı (SAS) tasarlanmıştır. Ardından, konum-tutma amaçlı dış kararlılık döngüsü kurularak helikopterin hedeflenen hız, yükseklik ve yönelim durumlarına getirilip konum korunmasının (ATT) gerçekleştirildiği amaçlanmıştır.

Kontrolcülerin, içsel olarak sol yana doğru kayan modeli trim noktalarındaki durum ve giriş değerlerine göre ideal rotaya yaklaştırabilme performanslarına bakılmıştır. Bunun sonucunda, performansların iyileştirilmesi için en uygun kontrolcü kazançları saptanmıştır. P, PI ve PID gibi klasik kontrol yöntemleri kullanılmıştır.

Anahtar Kelimeler: Helikopter, Döner kanatlı insansız hava aracı, Kontrol, Doğrusallaştırma, Kontrol, Benzetim, PID

ABSTRACT

Master of Science

AUTOMATIC FLIGHT CONTROL OF UNMANNED CONVENTIONAL TAIL-ROTORED HELICOPTER

Volkan MERT

TOBB University of Economics and Technology
Institute of Natural and Applied Sciences
Electrical and Electronics Science Programme

Supervisor: Prof. Dr. Coşku KASNAKOĞLU

Date: April 2022

In recent years, simple fixed-wing unmanned aerial vehicle systems have attracted all the attention with their game-changing role on the battlefields. This has led to discussions of taking into service of cheapest, simplest, and lightest helicopter platforms, which are designed in the rotary wings' world for some substantial missions such as reconnaissance, surveillance, and military special courier transport.

In this context, this study aims to develop a helicopter flight control system in MATLAB & SIMULINK environment for a conventional tail-rotored rotary wing unmanned aerial vehicle (RUAV) concept to enable automatic flight, landing and take-off.

The model was built to simulate a general-purpose helicopter without stabilizer bar and was preferred as the helicopter mathematical model for simulators for years in historical helicopter development literature.

This mathematical model, which is inherently nonlinear, is linearized according to the input and output channels by using the linear analysis tool. Thus, controllers are developed to fit this linear model. At the end of the study, it is aimed that, the hover flight, forward flight, landing and take-off according to trim points can be achieved automatically for different altitudes.

In the flight control system, firstly, a controller for stability augmentation is designed by establishing internal stability. Then, it is aimed to keep the helicopter to desired speed, altitude, orientation, and position by establishing an attitude-hold external stability loop.

It is observed that the model is inherently flying by sliding to far left-hand side (west). After that, the performance of the controllers is examined according to keep the model into the ideal route by adjusting control command inputs for each trim points. Finally, optimum controller gains are found to improve controller performances. P, PI and PID as classical control methods are used within these loops.

Keywords: Helicopter, Rotary Unmanned Aerial Vehicle, Control, Linearization, Simulation, PID

TEŞEKKÜR

Çalıőmalarım boyunca değerli yardım ve katkılarıyla beni yönlendiren hocam Prof. Dr. Coşku KASNAKOğLU'na, kıymetli tecrübelerinden faydalandığım TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi Elektrik - Elektronik Mühendisliği Bölümü öğretim üyelerine ve destekleriyle her zaman yanımda olan kendileriyle geçirmem gereken zamandan çaldığım sevgili eőim Canan ve oğlum Mustafa Necdet' e minnettarım. Ayrıca, okul arkadaşlarım M. Aykan KÜLÜNK ve M. Sinan ORUÇ'a ve büyüklerim ve aynı zamanda da iş arkadaşlarım olan Oęuz DEMİRUS ve Emre KARALARLI' ya desteklerinden dolayı çok teşekkür ederim.

İÇİNDEKİLER

	<u>Sayfa</u>
TEZ BİLDİRİMİ	ii
ÖZET	iii
ABSTRACT	v
TEŞEKKÜR	vii
İÇİNDEKİLER	viii
ŞEKİL LİSTESİ	xi
ÇİZELGE LİSTESİ	xiv
KISALTMALAR	xv
SEMBOL LİSTESİ	xvi
1. GİRİŞ	1
1.1 Tezin Amacı	1
1.2 Tarihsel Gelişim	1
1.3 Motivasyon.....	2
2. DÖNER KANATLI İNSANSIZ HAVA ARAÇLARI	5
2.1 Helikopterin Tarihsel Gelişimi.....	5
2.2 RİHA 'ların Ortaya Çıkışı.....	6
2.3 RİHA 'ların Sınıflandırılması	7
2.4 Dünyada Geliştirilen RİHA 'lar	9
2.4.1 ARI-1T	9
2.4.2 MALAZGİRT	10
2.4.3 Titra ALPİN	11
2.4.4 TUSAŞ HC-1.....	12
2.5 Tezde Referans Alınan RİHA	14
2.5.1 Kavramsal harekât çalışması (CONOPS)	14
2.6 Yer Kontrol İstasyonları (YKİ).....	16
2.7 RİHA Harekâtı Temsili bir Uçuş Senaryosu.....	17
3. HELİKOPTER	19
3.1 Konvansiyonel Kuyruk Rotorlu Helikopter	19
3.2 Helikopter Aerodinamiği	21
3.3 Helikopter Uçuşu ve Karşılaşılan Olgular	22
3.3.1 Takatli uçuş	23
3.3.2 Askı uçuşu.....	24
3.3.2.1 Kayma	24
3.3.2.2 Sarkaç davranışı	25
3.3.2.3 TPP, ana rotor dönme düzleminin konikleşmesi	25
3.3.2.4 Açısal hızın korunumu	26
3.3.2.5 Yer etkisi	27
3.3.2.6 Dönüş yalpası	28
3.3.3 Dikey uçuş.....	29
3.3.4 İleri uçuş.....	30
3.3.4.1 Dönüşen kaldırma kuvveti	31
3.3.4.2 Etkiyen akış	32
3.3.4.3 Çapraz akış etkisi	32
3.3.4.4 Kaldırma kuvveti asimetrisi	33
3.3.5 Geriden gelen pervanenin tutunma kaybı	34

3.3.6 Yana uçuş	35
3.3.7 Geri uçuş	35
3.3.8 Dönüş uçuşu	36
3.3.9 Süzülerek takatsiz güvenlik iniş vizi ilme: otorotasyon	36
3.3.9.1 Dikey uçuşta otorotasyon	37
3.3.9.2 İleri uçuşta otorotasyon	38
4. HELİKOPTER MATEMATİKSEL MODELİ.....	39
4.1 Ana Rotor Modelinin Eşitlikleri.....	40
4.1.1 Ana rotor flaplama modeli dinamikleri modeli.....	40
4.1.2 Ana rotor içeriye akış dinamikleri modeli.....	41
4.1.3 Ana rotor takat gereksinim modeli.....	42
4.2 Gövde Aerodinamik Modeli.....	43
4.3 Kuyruk Modeli	44
4.3.1 Yatay kuyruk modeli	44
4.3.2 Dikey kuyruk modeli.....	44
4.4 Yerçekimsel Kuvvet Modeli	45
4.5 Hareket Modeli Eşitlikleri.....	45
4.5.1 Koordinat sistemi tanımlama	45
4.5.2 CG (ağırlık merkezi) modelindeki toplam kuvvet ve moment	46
4.5.3 Doğrusal hız hesaplama modeli	46
4.5.4 Dönel dinamikler modeli.....	47
4.5.5 Yer eksen pozisyon modeli	48
4.5.6 Konum dinamikleri modeli	48
4.6 Atmosfer Modeli	49
4.6.1 Gövde eksen sistemi toplam hızı.....	49
4.6.2 Hücüm açısı.....	49
4.6.3 Yana-kayma açısı	49
5. UYGULAMA.....	51
5.1 Amaç	52
5.2 Literatür Taraması	52
5.3 Model	53
5.4 Yöntemler.....	53
5.5 Elde Edilenler.....	53
5.6 Doğrusallaştırma İhtiyacı	54
5.7 İleri Uçuş Performansı	58
5.8 Uçuş Profilinin Belirlenmesi	63
5.9 Trim Noktaları ve Trim Noktalarında Doğrusallaştırma Yapılması	65
5.10 Otomatik Uçuş Kontrol Sistemi	72
5.10.1 İç kararlılık ve dış kararlılık döngüleri.....	74
5.10.2 Helikopter üzerine etkiyen akuple kuvvetler ve ayrıştırılması.....	76
5.10.3 Uçuş olgularına göre pilot komutları ve eksen etkileşimlerinin anahtarlanması.....	79
5.10.4 Doğrusallaştırılmış model transfer fonksiyonları ile kararlılık, kontrol edilebilirlik ve gözlenebilirlik	81
5.10.5 P, PI ve PID klasik kontrolcülerinin kullanılması.....	82
5.10.6 Kutup yerleştirme, PID klasik kontrol ve tam durum geri-besleme kontrol yöntemleri ödünleşimi.....	85
5.10.7 Otopilot modları açıkken uçuş profili	87
6. SONUÇ.....	89
KAYNAKLAR.....	91

EKLER.....	95
ÖZGEÇMİŞ.....	101



ŞEKİL LİSTESİ

Sayfa

Şekil 1.1 : ABD donanması RİHA' larından MQ-8B Fire Scout' ın gemiye iniş için yaklaşması [4].....	3
Şekil 2.1 : Helikopter tarihinin dönüm noktaları [6].....	6
Şekil 2.2 : Dünyanın ilk RİHA' sı, Kaman Aircraft Corporation HTK-1K, Charles H. Kaman [8].....	6
Şekil 2.3 : RİHA' ların sınıflandırılmasındaki gruplar.....	7
Şekil 2.4 : ARI-1T.....	9
Şekil 2.5 : ARI-1T' nin yer kontrol istasyonu (YKİ).....	10
Şekil 2.6 : MALAZGİRT RİHA.....	10
Şekil 2.7 : Dönüştürülmemiş haldeki CH-7 Kompres Charlie ve Titra ALPİN insansız helikopteri.....	12
Şekil 2.8 : TUSAŞ (TAI), HC-1 insansız helikopter geliştirme projesi.....	13
Şekil 2.9 : GİHA olarak kavramsal harekât çalışması.....	14
Şekil 2.10 : YİHA olarak kavramsal harekât çalışması	15
Şekil 2.11 : ZİHA olarak kavramsal harekât çalışması	15
Şekil 2.12 : Yer kontrol istasyonu ile hava aracı arasındaki sinyaller.....	16
Şekil 2.13 : RİHA Harekâtı Temsili Uçuşu Örneği.....	17
Şekil 3.1 : Konvansiyonel Kuyruk Rotorlu Bir Helikopter, T129 ATAK [23].....	19
Şekil 3.2 : Konvansiyonel kuyruk rotorlu helikopterde anti-tork oluşturulması.....	20
Şekil 3.3 : Geleneksel helikopter üzerine etki eden döndürme kuvvetleri.....	20
Şekil 3.4 : Helikopter üzerine etkiyen 4 ana kuvvet.....	21
Şekil 3.5 : Helikopter rotor disk alanında oluşturulan aşağı yönlü birim hava akışı ve yukarı yönlü oluşan kaldırma kuvveti	21
Şekil 3.6 : Helikopter uçuş kontrol manevraları: yunuslama, yalpalama, sapma ve kolektif.....	22
Şekil 3.7 : Kayma (Drift/Translating tendency).....	24
Şekil 3.8 : Sarkaç davranışı (Pendular action).....	25
Şekil 3.9 : TPP, ana rotor düzleminin konikleşmesi (Coning).....	25
Şekil 3.10 : Coriolis etkisi.....	26
Şekil 3.11 : Alttan asılı rotorlarda kütle merkezi.....	26
Şekil 3.12 : Yer-etkisinin içinde askı uçuşu (HIGE).....	27
Şekil 3.13 : Yer-etkisinin dışında askı uçuşu (HOGE).....	27
Şekil 3.14 : Dönüş yalpası (Gyroscopic precession), hareket 90° geç gelir.....	28
Şekil 3.15 : Dönüş yalpası (Gyroscopic precession), TPP, öne doğru devrilmektedir.....	28
Şekil 3.16 : TPP, kaldırma kuvvetinin verimli olduğu yerler beyazla gösterilmiştir.....	29
Şekil 3.17 : Dikey uçuş (Vertical flight).....	29
Şekil 3.18 : İleri uçuş (Forward flight).....	30
Şekil 3.19 : Dönüşen kaldırma kuvveti (Translational lift).....	31
Şekil 3.20 : Etkiyen akış (Induced flow).....	32
Şekil 3.21 : Kaldırma kuvveti asimetrisi (Dissymmetry of lift).....	33
Şekil 3.22 : Kaldırma kuvveti asimetrisinin flaplama etkisinin rotor disk üzerindeki 4 noktada gösterilmesi.....	33

Şekil 3.23 : Geri-tepme (Blowback).....	34
Şekil 3.24 : Yana uçuş (Sideward flight).....	35
Şekil 3.25 : Geri uçuş (Rearward flight).....	35
Şekil 3.26 : Dönüş uçuşu (Turning flight).....	36
Şekil 3.27 : Süzülerek takatsiz güvenlik inişi yapabilme (autorotation).....	36
Şekil 3.28 : Otorotasyon ile dikey alçalmada kuvvet vektörleri.....	37
Şekil 3.29 : Otorotasyon ile dikey alçalmada pervane bölgeleri üçe ayrılır.....	38
Şekil 3.30 : İleri uçuşta otorotasyon (autorotation in forward flight).....	38
Şekil 4.1 : Minimum complexity helicopter simulation math model [27].....	39
Şekil 4.2 : Simülasyon için en sade helikopter matematiksel modeli bileşenleri.....	39
Şekil 4.3 : Koordinat sistemleri.....	45
Şekil 5.1 : Doğrusal-olmayan helikopter modeli	51
Şekil 5.2 : Gövde ivmelerinin yer ivmelerine dönüştürülmesi ve bileşke yer ivmesinin (SAF) bulunması.....	54
Şekil 5.3 : Komut üretilirken kullanılan sönümleyicilerin iç yapısı	54
Şekil 5.4 : PI kontrolcü iç yapısı	54
Şekil 5.5 : PID kontrolcü iç yapısı	55
Şekil 5.6 : Gövde ivmeleri P, Q, R' ın gövde dönüş açıları φ , θ , ψ 'ye dönüştürülmesi	55
Şekil 5.7: Kolektif komutu üretilmesi ve PI kontrolcüden geçirilmesi	55
Şekil 5.8 : İrtifa komutu üretilmesi ve PID kontrolcüden geçirilmesi	56
Şekil 5.9 : Yanal hız komutu üretilmesi ve PI kontrolcüden geçirilmesi	56
Şekil 5.10 : İleri hız komutu üretilmesi ve PI kontrolcüden geçirilmesi	56
Şekil 5.11 : Yalpalama komutu üretilmesi ve PID kontrolcüden geçirilmesi	56
Şekil 5.12 : Yunuslama komutu üretilmesi ve PID kontrolcüden geçirilmesi	57
Şekil 5.13 : Sapma komutu üretilmesi ve PID kontrolcüden geçirilmesi	57
Şekil 5.14 : Eyleyici sönümleyicilerinin iç yapısı	57
Şekil 5.15 : Doğrusal-olmayan helikopter modeline verilen pilot kumandaları	58
Şekil 5.16 : Doğrusallaştırılmış komutlarla ileri uçuş	58
Şekil 5.17 : Pilot komutlarının derece cinsinden hareketi	59
Şekil 5.18 : Dönüş açıları değişimi	59
Şekil 5.19 : Libre cinsinden ana rotor tork ve moment güç değişimleri	60
Şekil 5.20 : Libre cinsinden ana rotor ve gövdeye etkiyen kuvvetlerin ayrıştırılıp değişimlerinin gösterilmesi	60
Şekil 5.21 : Gövde eksenel doğrusal hızları (ft/sec)	61
Şekil 5.22 : Gövde eksenel dönüş hızları (rad/sec)	61
Şekil 5.23 : Libre cinsinden ana rotor torku	62
Şekil 5.24 : Kuyruk rotoru gücü, torku, üzerine etkiyen hız değişimleri ve momentler.....	62
Şekil 5.25 : Zaman (sn) ve irtifa (ft) cinsinden uçuş profili	63
Şekil 5.26 : Perspektif açıdan 3 eksenli gösteren uçuş profili	64
Şekil 5.27 : Yan rüzgar (gust) modeli	64
Şekil 5.28 : Üretilen rüzgar modeli iç yapısı	65
Şekil 5.29 : Doğrusal-olmayan modelin Linear Analysis aracı kullanılarak doğrusallaştırılması	68
Şekil 5.30 : Model parametreleri ekranından girdi ve başlangıç durumlarının Alınması.....	68
Şekil 5.31 : Trim noktası durumlarının başlangıç değerlerinin girilmesi	69
Şekil 5.32 : Trim noktası girişlerinin başlangıç değerlerinin girilmesi	69
Şekil 5.33 : Trim noktası çıkışlarına başlangıç değerlerinin girilmesi	70

Şekil 5.34 : Trim noktası durumları	70
Şekil 5.35 : Trim noktası girişleri	71
Şekil 5.36 : Trim noktası çıkışları	71
Şekil 5.37 : Trim 0, giriş ve çıkışlar	72
Şekil 5.38 : Otomatik uçuş kontrol sistemi (mavi) ve helikopter	73
Şekil 5.39 : Otomatik Uçuş Kontrol Sistemi İç Yapısı	73
Şekil 5.40 : İç Kararlılık Döngüsü Doğrusallaştırılmış Komutlar	74
Şekil 5.41 : Dış Kararlılık Döngüsü Doğrusallaştırılmış Komutlar	75
Şekil 5.42 : Eksen sönümleyici, SAS yapısı	75
Şekil 5.43 : Konum Tutma (ATT) yapısı	76
Şekil 5.44 : Helikopter Tam Uçuşu	76
Şekil 5.45 : Pilot komutları ve yer değiştirmelerin ayrıştırılması	78
Şekil 5.46 : Pilot komutlarına göre eksenel dönüş hızlarının verilen ağırlık yüzdeleriyle çarpılarak ayrıştırılması.....	78
Şekil 5.47 : Pilot komutlarına göre eksenel dönüş açıları, ileri ve dikey hızlar ve irtifanın verilen ağırlık yüzdeleriyle çarpılarak ayrıştırılması.....	79
Şekil 5.48 : Trim 0' daki PID' lerin yerleşimi	82
Şekil 5.49 : Simulink PID bloğu örnek kazanç ve parametreler	83
Şekil 5.50 : Simulink PID bloğu örnek çıkış parametreleri	84
Şekil 5.51 : PID Tuner ekranı. Sistemin Birim Basamak Cevabı	84
Şekil 5.52 : PID bloğunu ince ayarlamak için oluşturulmuş devre	85
Şekil 5.53 : PID bloğunun giriş ve çıkış sinyalleri	85
Şekil 5.54 : Tek eksende LQR	87
Şekil 5.55 : LQR' ın birim basamak cevabı	87
Şekil 5.56 : Otopilot modları geçişi	87
Şekil 5.57 : Otopilot modları açık uçuş profili	88

ÇİZELGE LİSTESİ

	<u>Sayfa</u>
Çizelge 2.1 : ARI-1T ‘nin özellikleri.....	10
Çizelge 2.2 : MALAZGİRT‘in özellikleri.....	11
Çizelge 2.3 : Titra ALPİN insansız helikopteri özellikler.....	12
Çizelge 2.4 : TUSAŞ HC-1 özellikleri.....	13
Çizelge 3.1 : Helikopterin uçuşu ve karşılaşılan olgular.....	23
Çizelge 5.1 : Trim noktaları.....	66
Çizelge 5.2 : Uçuş olguları, trim noktaları, pilot komutları ve eksen etkileşimleri....	79
Çizelge 5.3 : PID kontrolcü parametreleri değişimi.....	82
Çizelge 5.4 : Âtıl durumları budanmış A matrisi.....	86



KISALTMALAR

6DoF	: 6 serbestlik derecesi olan (katı gövde)
ATT	: Konum Koruma Sistemi (Attitude Hold)
CONOPS	: Kavramsal Harekât Çalışması (Concept Operations Study)
CSVLR	: Çok Hafif Döner Kanatlı Hava Aracı Sertifikasyon Tanımlamaları (Certification Specifications of Very Light Rotorcraft)
EASA	: Avrupa Havacılık Ajansı (European Aviation Safety Agency)
Flaplama	: Kanat-ucu çırpınması
FLIR	: İleri-bakan kızıl-ötesi, gece görüşlü ısı taktik harekât kamerası (Front-Looking Infra-Red, night vision thermal operational tactical camera)
FS	: x-eksenindeki gövde istasyon numaraları (Fuselage Station)
GİHA	: Gemiyeye İnen İnsansız Hava Aracı
HIGE	: Yer Etkisinin İçindeki Askı Uçuşu (Hover In Ground Effect)
HOGE	: Yer Etkisi Dışındaki Askı Uçuşu (Hover Out of Ground Effect)
İHA	: İnsansız Hava Aracı (Unmanned Aerial Vehicle)
IR	: Kızıl ötesi (Infrared)
TPP	: Kanat-ucu yörünge düzlemi / Ana rotor dönme düzlemi (Tip-Path Plane)
RC	: Radyo sinyaliyle kumanda edilen (Radio Control)
RİHA	: Döner Kanatlı İnsansız Hava Aracı (Unmanned Rotary-Wing Aerial Vehicle / İnsansız Helikopter (Unmanned Helicopter)
SAS	: Eksenel Sönümleme Sistemi (Stability Augmentation System)
TSK	: Türk Silahlı Kuvvetleri
VSTOL	: Dikey ya da Kısa Kalkış ve İnişli (Vertical or Short Take-Off and Landing)
YİHA	: Yangınla Mücadele İnsansız Hava Aracı
YKİ	: Yer Kontrol İstasyonu
ZİHA	: Zirai İnsansız Hava Aracı

SEMBOL LİSTESİ

Bu çalışmada kullanılmış olan simgeler açıklamaları ile birlikte aşağıda sunulmuştur.

Simgeler	Açıklama
a	Kaldırma kuvveti eğimi (Lift slope)
A	Ana rotor disk alanı (Main rotor disc area)
\dot{a}_1	Boylamsal kanat-ucu yörünge düzlemi açısal oranı (Longitudinal Tip Path Plane angular rate)
a_1	Yunuslama eksenini flaplama açısı (Pitch axis flapping angle)
$a\sigma$	Kaldırma kuvveti grafiği eğimi ve güvenilirliğin çarpılması (Product of lift curve slope and solidity)
b	Pervane kanatçığı sayısı (Number of blades)
b_1	Yalpalama eksenini flaplama açısı (Roll axis flapping angle)
\dot{b}_1	Yanal kanat-ucu yörünge düzlemi açısal oranı (Lateral tip path plane angular rate)
c	Pervane kanatçık kirişi (Blade chord)
C_{D_0}	Ana rotor pervane kanatçığı kesiti etken profil sürüklenmesi (Effective profile drag for the main rotor blade cross section)
CG	Yer çekim merkezi (Center of Gravity)
C_T	İtke katsayısı (Thrust Coefficient)
d_{fus}	Yer çekim merkezinden gövde aerodinamik merkezine olan uzaklık (Distance of fuselage aerodynamic center from center of gravity)
d_{hub}	Yer çekim merkezinden gövde ana rotor kafasına olan uzaklık (Distance of fuselage hub from center of gravity)
dfw_{emp}	Gövde için deneysel düzeltme (Empirical correction for fuselage) Aerodinamik merkezi kaymanın büyütülmesi (aerodynamic center shift magnification)
$\frac{da_1}{du}$	kanat-ucu yörünge düzlemi hatvesinin hızla artırılması (Tip path plane pitch up with speed)
$\frac{db_1}{dv}$	kanat-ucu yörünge düzlemi dihedral etki (Tip path plane dihedral effect)
$\frac{dL}{dB_1}$ stiffness)	Birincil kanatçık çırpma katılığı (Primary flapping
$\frac{dL_1}{dA_1}$	Çapraz kanatçık çırpma katılığı (Cross flapping stiffnes)

e	Etken mafsal payı (Effective hinge offset)
$f_{S_{hub}}$	FS=0' in arkasından ölçülen ana rotor kafasının gövde referans sistemi konumu (Fuselage reference system location of the main rotor hub measured aft of the zero fuselage station)
$f_{S_{cg}}$	FS=0' dan inç cinsinden gövde referans sistemindeki ağırlık merkezinin konumu (Location of the center of gravity in the fuselage) reference system in inches from the zero fuselage station
$f_{S_{fus}}$	Dikey eksendeki etken basınç merkezine göre FS (Fuselage station corresponding to the effective center of pressure in the vertical axis)
$f_{S_{vt}}$	Dikey kuyruğun aerodinamik merkezi için FS (Fuselage station for the effective aerodynamic center of the vertical fin)
g	Yer çekimi (Gravity)
h	İrtifa (Altitude)
h_{fus}	Yer çekimi merkezinden gövde aerodinamik merkezinin yüksekliği (Height of fuselage aerodynamic center from center of gravity)
h_{hub}	Ağırlık merkezine göre ana rotor kafasının yüksekliği (Height of hub relative to center of gravity)
itb	Kanat ucu çırpılması birincil yanıtı (Flapping primary response)
I_{b_1}	Pervane kanatçığı kanat çırpılması eylemsizliği (Blade flapping inertia)
i_s	Rotor şaftının gövdeye nazaran öne devrilmesi (Forward tilt of rotor shaft w.r.t. fuselage)
I_{xx}	Gövdenin x eksenindeki eylemsizliği (Inertia in body x-axis)
I_{yy}	Gövdenin y eksenindeki eylemsizliği (Inertia in body y-axis)
I_{zz}	Gövdenin z eksenindeki eylemsizliği (Inertia in body z-axis)
I_{xz}	Gövdenin x-z düzlemi üzerindeki eylemsizliği (Inertia on body x-z plane)
I_{xy}	Gövdenin x-y düzlemi üzerindeki eylemsizliği (Inertia on body x-y plane)
I_{yz}	Gövdenin x-y düzlemi üzerindeki eylemsizliği (Inertia on body y-z plane)
K_1	Pervane kanatçığının kanatçık çırpınması-hatvelenmesi bağlanma oranı (Blade pitch-flap coupling proportion)
K_C	Kanatçık çırpınması aerodinamik bağlanma oranı (Flapping aerodynamic coupling proportion)
L_{MR}	Ana rotor z-kuvveti (Main rotor z-force)
L^{fus}	Gövde yalpalanma momenti (Fuselage rolling moment)
L	Yalpalanma Momenti (Rolling moment)
M	Yunuslama momenti (Pitching moment)
m	Kütle (Mass)

M^{fus}	Gövde yunuslama momenti (Fuselage pitching moment)
N	Sapma momenti (Yawing moment)
NED	Kuzey-Doğu-Aşağı Eksenini (North-East-Down axis)
N_{MR}	Ana rotor sapma momenti (Main rotor yawing moment)
\dot{p}	Yalpa açısal oranı (Roll angular rate)
p	Gövde Yalpalama Oranı (Body roll rate)
$P_{\text{accessories}}^{\text{mr}}$	Ana rotor aksesuarlarına göre güç kaybı (Power loss due to main rotor accessories)
p^{climb}	Potansiyel enerji değişikliğine göre güç kaybı (Power loss due to change in potential energy)
p^{fus}	Gövde aerodinamik sürüklenmesinden güç kaybı (Power loss from fuselage aerodynamic drag)
$P_{\text{induced}}^{\text{mr}}$	Ana rotora etkileyen hıza göre güç kaybı (Power loss due to main rotor induced velocity)
$P_{\text{induced}}^{\text{tr}}$	Kuyruk rotoruna etkileyen hıza göre güç kaybı (Power loss due to tail rotor induced velocity)
p^{mr}	Ana rotor ve gövdeden güç kaybı (Power loss from main rotor and fuselage)
$p_{\text{profile}}^{\text{mr}}$	Ana rotor profil sürüklenmesine göre güç kaybı (Power loss due to main rotor profile drag)
P_{total}	Toplam güç (Total power)
p^{tr}	Kuyruk rotorundan güç kaybı (Power loss from tail rotor)
\dot{q}	Yunuslama açısı oranı (Pitch angular rate)
q	Gövde yunuslama oranı (Body pitch rate)
\dot{r}	Sapma açısal oranı (Yaw angular rate)
r	Gövde sapma oranı (Body yaw rate)
R	An rotor yarıçapı (Main rotor radius)
T^{tr}	Kuyruk rotoru itkisi (Tail rotor thrust)
Torque_{MR}	Ana rotor torku (Main rotor torque)
\ddot{u}	x-ekseni gövde ivmelenmesi (x-axis body acceleration)
u	Gövde x-eksenindeki gövde hızı (Velocity in body x-body axis)
u_g	Yer eksenini boylamsal hızı (Ground axis longitudinal velocity)
\dot{v}	x-ekseni gövde ivmelenmesi (y-axis body acceleration)
v	Gövde y-eksenindeki gövde hızı (Velocity in body y-body axis)
v_a^{ht}	Yatay kuyruk bölgesel yanıl hızı (Horizontal tail local lateral velocity)
v_a^{vt}	Dikey kuyruk bölgesel yanıl hızı (Vertical tail local lateral velocity)
v_g	Yer eksenini yanıl hızı (Ground axis lateral velocity)
v_i	Ana rotora etkileyen hız (Main rotor induced velocity)
v_i^{tr}	Kuyruk rotoruna etkileyen hız (Tail rotor induced velocity)
V_T	Toplam hız (Total velocity)
V_{tip}	Kanat ucu hızı (Tip velocity)
V_{trans}	Geçiş hızı (Transition velocity)

V_{Trim}	Toplam hız trim değeri (Total velocity trim value)
\dot{w}	Z-ekseni gövde ivmelenmesi (z-axis body acceleration)
w	Gövde z-eksenindeki gövde hızı (Velocity in body z-body axis)
W	Helikopter azami ağırlığı (Helicopter gross weight)
$wake_{fun}$	Wake (hava akışının başlatılması) işlevi (Wake function)
w_a^{fus}	Gövde üzerindeki görünür dikey hız (Apparent vertical velocity on fuselage)
w_a^{ht}	Yatay kuyruk bölgesel dikey hızı (Horizontal tail local vertical velocity)
w_b	Kuyruk pervanesi kanatçığına göre net dikey hız (Net vertical velocity relative to rotor blade)
w_g	Yer eksen dikey hız (Ground axis vertical velocity)
w_n	Doğal frekans (Natural frequency)
w_r	Eyleyici diskinden geçen net dikey hız (Net vertical velocity through actuator disc)
X_{aero}^{fus}	Gövde sürüklenme bileşeni (Fuselage drag component)
X_{CG}	x-eksenindeki ağırlık merkezi (Center of gravity in x-axis)
X_{fus}	Sürüklenme kuvveti (Drag force)
X_G	Yer eksen x pozisyonu (Ground axis x-position)
X_{MR}	Ana rotor x-ekseni kuvveti (Main rotor x-axis force)
X_{TR}	Kuyruk rotoru x-ekseni kuvveti (Tail rotor x-axis force)
X_{fus}	Gövde x-ekseni kuvveti (Fuselage x-axis force)
X_{uu}^{fus}	x-eksenindeki etken düzlüklerin sürüklenmesi (Effective flat plate drag in x-axis)
Y_{aero}^{fus}	Gövde yan kuvvet bileşeni (Fuselage side force component)
Y_{aero}^{vt}	Dikey kuyruk normal kuvveti (Vertical tail normal force)
Y_{CG}	y-eksenindeki ağırlık merkezi (Center of gravity in y-axis)
Y_G	Yer eksen y-pozisyonu (Ground axis y-position)
Y_{fus}	Yan kuvvet (Side force)
Y_{min}^{vt}	Y'deki Perdövites/Tutunma kaybı etkisi (Stall effect)
Y_{MR}	Ana rotor y-ekseni kuvveti (Main rotor y-axis force)
Y^{tr}	Kuyruk rotoru y-ekseni kuvveti (Tail rotor y-axis force)
Y_{uu}^{vt}	Y'deki Aerodinamik oda etkisi (Aerodynamic camber effect)
Y_{vv}^{fus}	y-eksenindeki etken düzlüklerin sürüklenmesi (Effective flat plate drag in y-axis)
Y_{uv}^{vt}	Y'deki Kaldırma kuvveti eğimi etkisi (Lift slope effect)
Z_{aero}^{fus}	Gövdenin aşağı yönlü hava akımı bileşeni (Fuselage downwash component)
Z_{aero}^{ht}	Yatay kuyruk normal kuvveti (Horizontal tail normal force)
Z_{fus}	Gövde z-eksenindeki aerodinamik kuvvet (Fuselage z-axis aerodynamic force)

Z_G	Yer eksenini z-pozisyonu (Ground axis z-position)
Z^{ht}	Yatay kuyruk z-eksenini kuvveti (Horizontal tail z-axis force)
Z_{min}^{ht}	Z'deki Perdövites/Tutunma kaybı etkisi (Stall effect)
Z_{MR}	Ana rotor z-eksenini kuvveti (Main rotor z-axis force)
Z_{uu}^{ht}	Z'deki Aerodinamik oda etkisi (Aerodynamic camber effect)
Z_{uw}^{ht}	Z'deki Kaldırma kuvveti eğimi etkisi Lift slope effect
Z_{ww}^{fus}	z-eksenindeki etken düzlüklerin sürüklenmesi (Effective flat plate drag in z-axis)
ω	Ana rotor açısal oranı (Main rotor angular rate)
α	Hücum açısı (Angle of attack)
β	Yana kayma açısı (Sideslip angle)
ξ	Sönümlenme oranı (Damping ratio)
δ_a	Yanal saykılık kontrolü (Lateral cyclic control)
δ_c	Kolektif kontrolü (Collective control)
δ_e	Boylamsal saykılık kontrolü (Longitudinal cyclic control)
δ_p	Pedal kontrolü (Pedal control)
θ	Yunuslama/hatve açısı (Pitch angle)
θ_{twist}	Ana rotor burğu açısı (Main rotor twist angle)
ρ	Hava yoğunluğu (Air density)
τ	Basınç katsayısı (Pressure coefficient)
ϕ	Yalpalama açısı (Roll angle)
ψ	Sapma açısı (Yaw angle)

1. GİRİŞ

1.1 Tezin Amacı

EASA' nın CSVLR' sinde, 600 kg' dan hafif olan bir konvansiyonel kuyruk rotorlu helikopter olarak tarif edilen çerçeveye uygun olarak yeni bir RİHA' nın üretildiği kurgulanmıştır [1]. Bu RİHA' nın SIMULINK ortamında otomatik uçuş kontrol sisteminin tasarlanması ve benzetiminin çalışılması amaçlanmıştır.

1.2 Tarihsel Gelişim

Döner kanatlı insansız hava aracına, literatürde “mürettebatsız helikopter”, “insansız helikopter”, “uzaktan kumandalı helikopter” de denilmiştir. Bu tezde, dokümanın tamamında bir standart olması için bu noktadan sonra ana başlıklar haricinde döner kanatlı insansız hava aracı yerine RİHA kısaltması kullanılacaktır.

Dünya, “uçak” ile 1871’ de Fransız Alphonse Pénard’ un ilk yapısal dengeli uçağı kabul edilen model uçağı “Planophore” un 11 sn. 40 m’ lik insansız uçuşuyla [2], “helikopter” ile ise, yine bir başka Fransız Paul Cornu’ nun 1907’ de ilk motorlu helikopterini uçurmasıyla tanışmıştır [3].

Geçtiğimiz yüzyılın ilk yarısında gerçekleşen iki dünya savaşı boyunca uçuş bilimleri ve hava platformları çok gelişmiştir. Savaş hazırlıkları ve sonrasındaki silkinmenin ihtiyaç duyduğu kitlesel endüstriyel üretimler, kontrol alanındaki uygulamalarla gelişen elektronik teknolojisinin birleşmesiyle herkesin satın alabileceği kadar ucuzlayan kontrolcü devre paketlerinin üretilip piyasaya sürülmesine sebep olmuştur. 20. yy.’ ın ikinci yarısından sonra kablosuz iletişim araçları ve haberleşme protokolleri hız ve kalite olarak sürekli iyileştirilmiştir ve kullanım alanları çok yaygınlaşmıştır. 20. yüzyılın ikinci yarısından son çeyreğine geçerken askeri alanlar başta olmak üzere havacılıkta insansız hava araçları, İHA’ ların çağı filizlenmeye başlamıştır. Milenyum sonrasında 21. yy.’ a geçerken İHA’ ların askeri ve istihbari kullanımları büyük ve orta ölçekli ülkelerin birçoğuna yayılarak iyice artmıştır. Sabit ve döner kanatlı tam ölçekli

veya mini ölçekli otonom veya uzaktan kumandalı İHA sistemleri, 21. yy.' in ilk çeyreğine yaklaştığımız son yıllarda, askeri havacılığın en baskın hava araçları haline gelmektedirler.

Bu tarihi gelişime bakarak günümüzden ilerleyen yıllara doğru bir öngörü yapmaya çalışırsak eğer her bir hava platformu türünün gelecekte bir otonom İHA sistemine dönüşeceğini söylemek belki de çok da hayalperest bir yaklaşım olmayacaktır.

1.3 Motivasyon

Donanmanın amfibi tipi hücum gemilerinin üzerine konuşlandırılacak gemiye inişli bir RİHA sistemine ihtiyaç duyduğunun bilinmesi bu tezin motivasyonudur.

Donanmanın uçak gemisi inşa ettirebilmesi için ayrı bir sanayii ekosistemi kurduktan sonra, yaklaşık 15 milyar \$ gibi bir birim inşa maliyeti harcaması beklenmektedir. Bunun yanında, bu işleri bilen bir güçlü ortak ülke bulunması ve kritik son teknolojilerin yurt dışından çeşitli ülkelerden transfer edilmesi hususları, ülkenin ancak siyasi-politik konjonktüründe denklemin içine girdiği çok karmaşık ve zor süreçlerden geçildikten sonra başarılacağı aşikardır. Ayrıca, teknolojik bir yüzer ada olan bu dev geminin kullanım ömrü tamamlanana kadar idame ettirilebilmesi için haliyle birkaç yüz milyar \$ harcanması da bilinen bir öngörüdür.

Dolayısıyla bu muhasebe, donanmayı, 500 milyon \$ birim maliyetli daha makul seçenekler olan üzerine hava aracı da konuşlandırabileceği amfibi hücum gemileri inşa ettirmeye yöneltmiştir. Ancak, bu ölçekteki bir amfibi hücum gemisinde üzerine konulabilecek savaş jetlerine baktığımızda, dünyada F-35 ve Harrier dışında bu tarz kısa kanatlı dikey kısa iniş ve kalkış kabiliyetlerine sahip katapultsuz kalkış yapabilecek platform yok gibidir. Ayrıca bu uçaklar da hem sahip olması, hem de idamesi çok pahalı platformlardır. Kaldı ki F-35 konusu şu anda hala aleyhimize muallakta bulunmaktadır. Alternatif olarak ucuz yerli sabit kanatlı İHA' lar kullanılmak istenirse onlar için de güverte pistinin kısa geldiği görülecektir. Sonuçta sadece bu gemilere uygun yeni İHA' lar tasarlamak gerekecektir. Amfibi hücum gemilerinde eğer döner kanatlı sistem olarak, T-129 ATAK gibi yerli ve çok etkili bir taaruz helikopteri kullanılmak istenirse bunların ayak izleri güverte için çok büyük kalacaktır. Atak' ların 14,5 m boyunda 5 pervaneli olmaları ve kuyruk katlama özelliklerinin bulunmaması güverte üzerinde oldukça verimsiz bir yer kullanımına da sebep olacaktır. Ayrıca bu tarz helikopterler çalışırken etrafa parça kırıntıları

döktükleri için sabit kanatlılarla veya jetlerle aynı pistleri kullanmaları istenmemektedir.

Tüm bunlar hesaba katılıp ayrı bir kefeye konulunca, aslında amfibi hücum gemileri için, mesela 500 kg ağırlığında, toplamda 6 m çapında, 2 pervaneli, kamerası hariç 200 kg civarında mühimmat taşıyabilen dizel motorlu ve birkaç yüz bin \$ maliyetlerini aşmayan gemiye iniş-kalkışlı otonom RİHA' lar (GİHA) biçilmiş kaftan olmaktadır. Bu GİHA' nın bu ebatlarıyla güverteadaki ayak izi oldukça küçük çıkmaktadır. Bu tipte basit ve kaybının fazla önemsenmediği çok amaçlı silahlı hafif taşıyıcı GİHA' ların güverte üstünde bir anda düzinelerce konuşlandırılabilmeleri ve otonom sürüler halinde uçurulabilmeleri, denizci birliklerine, yeni, makul fiyatlı ve oldukça caydırıcı bir güç çarpanı sağlamaktadır.(Bakınız Şekil 1.1) Ayrıca, bu GİHA filoları ister sürü olarak ister münferiden olsun, amfibi hücum gemisinden kaldırılarak silahlı koruma aracı, keşif, gözetleme, taaruz ve acil kurye taşıma görevlerinde çok ucuz maliyetlerle çok etkin olarak kullanılabilme potansiyeli taşımaktadırlar.

Bu tezin motivasyonu, gemiye inebilecek bunun gibi döner kanatlı bir sistem konseptinin modellenmesinin ve otopilotunun çalışmasının literatüre ve belki de yakın gelecekte yeterli gelişimi sağlayarak Türkiye Cumhuriyeti' nin Mavi Vatan Doktrini' ne bir nebze de olsa doğrudan katkı sunabileceğine olan gönülden inançtır.



Şekil 1.1 : ABD donanması RİHA' larından MQ-8B Fire Scout' ın gemiye iniş için yaklaşması [4].



2. DÖNER KANATLI İNSANSIZ HAVA ARAÇLARI

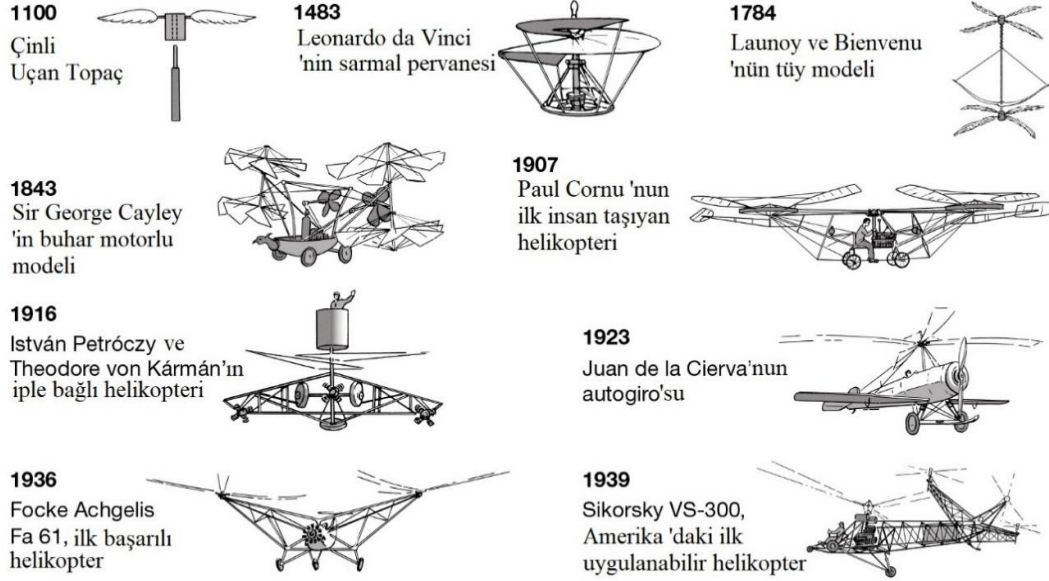
2.1 Helikopterin Tarihsel Gelişimi

Helikopter ismi, kökü Yunancada “heliko” ve “pteron” kelimelerinin birleşmesiyle oluşturulmuş “hareketli kanatlar” anlamına gelen yeni kelime “helikopteron” dan gelmektedir [5].

Helikopter, dikey kalkış ve iniş yapabilen, askıda kalabilen, dört bir yöne rahatlıkla hareket edebilen, tek veya çok ana pervaneli, uçuş mekaniği oldukça karmaşık bir hava aracıdır.

Helikopterlerin, ana rotorun pervanelerinin meydana gelen açısız ivme sebebiyle helikopter gövdesini döndürmesine engel olmak için anti-tork uygulayan konvansiyonel kuyruk rotor tipinde, ya da bir çok ana rotorlu ya da eş-eksende bir birine anti-tork uygulayan pervaneleri olan tek ana rotorlu ya da V yerleşimli pervane rotalarının birbirinin içinden geçtiği iki ana rotorlu ve bir kuyruk rotorlu ya da ağırlık merkeziyle rotorları arasındaki mesafenin açık olduğu tandem yerleşimli çift ana rotorlu vb. aktarma sistemlerinden birine sahip çeşitli kurgulara sahiptir. Helikopterlerin, yolcu veya kargo uçakları gibi büyük asfalt pistlere ihtiyaç duymadan şehir merkezlerindeki bina üstü küçük heliportlardan veya eğimli nehir kenarlarından, ya da gevşek zeminli arazilerden bile inip-kalkma kabiliyetleri bulunmaktadır. Helikopterlerin bu esneklikleri, askeri ve sivil hayatta çok geniş kullanım alanları bulmalarını sağlamıştır. Bu arada, helikopter türevleri olan otocayro, konvertipleyn ve sabit kanatlı VSTOL türünde başka dikey kalkış yapabilen hava araçları da mevcuttur. Dikey kalkışlı uçuş, tarih boyunca birçok kâşif ve mühendisin başarmaya çalıştığı bir olgu olmuştur. Ancak, diğer sabit kanatlı planör türevi araçlara göre barındırdığı yapısal karmaşıklık, motor takati olmadan havada kalamaması ve kontrol edilmesinin zorluğu, 1940' ların başına kadar kullanışlı bir helikopterin ortaya çıkmasını engellemiştir.

Çinliler' in uçan topacından, Da Vinci' nin sarmal pervanesinden, Launoy ve Bienvu' nun tüy modelinden, Sir George Cayley' in buhar motorlu modeline kadar geçen yaklaşık 750 yıl boyunca henüz adı konulmamış olan helikopter kavramı hep insansız olarak düşünülmüştür. Tarihi dönüm noktaları Şekil 2.1' deki gibi gösterilmiştir.



Şekil 2.1 : Helikopter tarihinin dönüm noktaları [6].

2.2 RİHA' ların Ortaya Çıkışı

Kaman Aircraft Corporation 'ın HTK-1 helikopterinden dönüştürülerek radyo kontrolüyle kullanılabilen dünyanın ilk pilotsuz robot helikopteri, yani dünyanın ilk RİHA' sı olan Kaman HTK-1K, Şekil 2.2' de gösterildiği gibi, 31 Mayıs 1953' te içinde güvenlik pilotu ile birlikte opsiyonel olarak pilotlu (optionally piloted) konfigürasyonu ile yer istasyonundan radyo sinyaliyle kumanda edilerek ilk uçuşunu gerçekleştirmiştir [7].

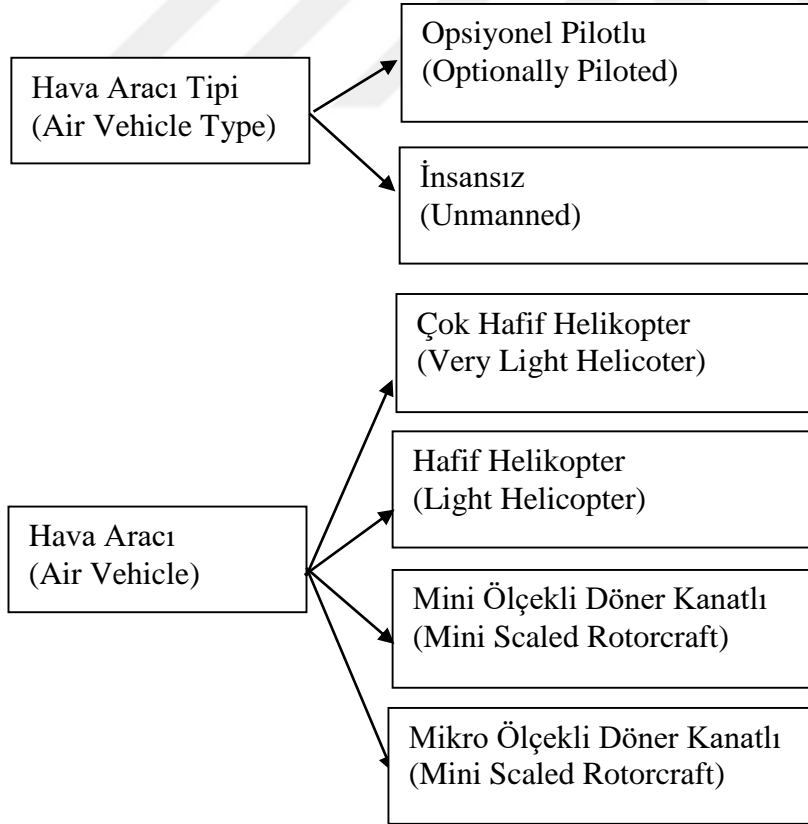


Şekil 2.2 : Dünyanın ilk RİHA' sı, Kaman Aircraft Corporation HTK-1K, Charles H. Kaman [8].

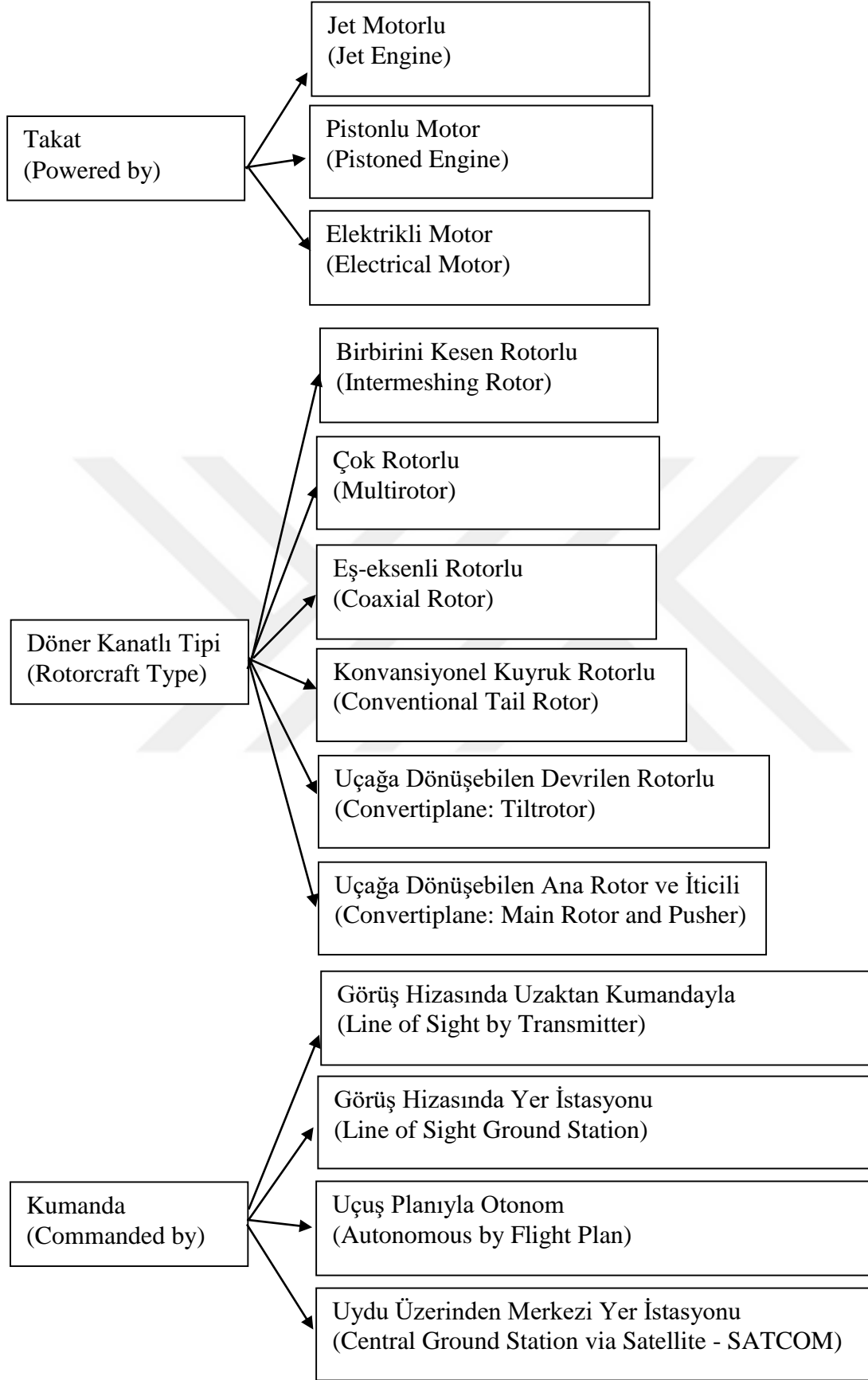
RİHA' lar, yangınlarda kızıl-ötesi ısı kameralarla yakın çekim yapma, yangın bölgelerinin izolasyonu için kontrollü yangın çıkarma, askeri özel kuryelerin taşınması, istihbarat, keşif ve gözetleme, lazerle işaretleme yapma, gemilere silahlı eskortluk etme ve karadan acil lojistik destek getirme, anti-denizaltı harekâtları için sonar taşıma, su-altı akustik şamandıra (sonobuoy) atma ve sahil güvenlikle birlikte silahlı sınır devriyesi atma, tarımsal ilaçlama ve böceklerle mücadele vb. konsept operasyonlarını icra etmek için genellikle hafif sistemleri barındıran makul paralı yük kapasiteli basit ve ucuz helikopterler olarak sahaya sürülmektedirler.

Çok rotorlu mini dronlar da RİHA sınıfına girmektedir. Ancak tez boyunca RİHA sözcüğü ile 100 kg ve üzeri azami kalkış ağırlığına sahip üzerinde mühimmat ve askeri taktik FLIR kamera taşıma kapasitesi bulunan çok hafif helikopterler kastedilmektedir. RİHA' lar, opsiyonel pilotlu ya da insansız olmasına, rotor göbeğine, tahrik türüne, kumanda edilmesine ve veri iletimine göre detaylıca Şekil 2.3' teki gibi sınıflandırılabilirler.

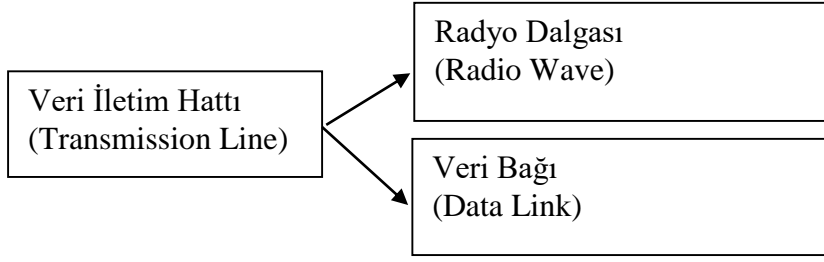
2.3 RİHA' ların Sınıflandırılması



Şekil 2.3 : RİHA' ların sınıflandırılmasındaki gruplar.



Şekil 2.3 : RİHA' ların sınıflandırılmasındaki gruplar. (devam)



Şekil 2.3 : RİHA' ların sınıflandırılmasındaki gruplar. (devam)

2.4 Dünyada Geliştirilen RİHA' lar

RİHA geliştirmeleri, piyasada kendini kanıtlamış hazır bir helikopterin dönüştürülerek insansızlaştırılması ve sıfırdan safkan insansız hava aracı olarak tasarlanması şeklinde iki yöntemden biri izlenerek yapılmaktadır. Azami kalkış ağırlığının verimli kullanılması, benzer ebatlardaki gövdeler arasında daha fazla yük taşıma becerisi, platformun geliştirilmeye daha elverişli olması, tasarımın değiştirilmeye karşı esnekliği ve seri üretiminin çok daha ucuza gelmesi konularında sıfırdan safkan insansız hava aracı olarak tasarlanan helikopterler daha makbuldürler. Bu alanda prototip aşamalarını geçen firmaların geleceği safkan RİHA' lar üretmektir. Yerli Geliştirilen RİHA' lar

2.4.1 ARI-1T

Aselsan ürünü ARI-1T Döner Kanatlı Mini İnsansız Uçan Sistem, keşif ve gözetleme görevlerini yerine getirmek için Şekil 2.4' te gösterildiği ve özellikleri ise Çizelge 2.1' de verildiği gibi Aselsan tarafından bir mini helikopter kiti üzerinde geliştirilmiş yerli bir safkan insansız helikopter platformudur. [19]. Yer kontrol istasyonu Şekil 2.5' teki gibidir.



Şekil 2.4 : ARI-1T.



Şekil 2.5 : ARI-1T' nin yer kontrol istasyonu (YKİ).

Çizelge 2.1: ARI-1T' nin özellikleri.

Paralı Yük	3 kg
Harekât Yarıçapı	15 km
Azami Kalkış Ağırlığı	38 kg
Harekât Süresi	2 saat
Servis Tavanı	610 m

2.4.2 MALAZGİRT

Baykar Makine tarafından 2006 yılında Malazgirt İHA 'nın sistem geliştirme faaliyetleri başlanmış ve 2009 yılında TSK envanterine 4 adet girmiştir. (Bakınız Şekil 2.6) 2009 yılı Kasım ayında Kara Kuvvetleri Komutanlığı Teknik Daire tarafından yazılımında hata olduğu gerekçesiyle Malazgirt İHA 'ların uçuşları durdurulmuştur [21]. Özellikleri, Çizelge 2.2' deki gibidir. Bir mini helikopter kiti üzerinde geliştirilmiş yerli bir safkan insansız helikopter platformudur.



Şekil 2.6 : MALAZGİRT RİHA.

Çizelge 2.2: MALAZGİRT'in özellikleri.

Rotor Çapı	1,8 m
Servis Tavanı	3600 m
Paralı Yük	2 eksenli kamera
Azami Kalkış Ağırlığı	12 kg
Harekât Süresi	2 saat

2.4.3 Titra ALPİN

Alpin İnsansız Hava aracı, yerli firma TİTRA Teknoloji A.Ş. tarafından 2 kişilik bir helikopterin insazlaştırılmasıyla ortaya çıkmış bir RİHA sistemidir.

Alpin' in gövdesi, 1980' lerin sonuna doğru Arjantinli tasarımcısı tarafından ultra-hafif sınıfta tek koltuklu olarak tasarlanmış ve kit halinde satın alınıp uçurulabilen CH-7 helikopterinden dönüştürülmüştür. CH-7, aslında piyasaya önce İtalyan Eli-Sport markasıyla ile, daha sonra da Arjantinli tasarımcı Augusto Cicaré tarafından önlü arkalı oturmalı (tandem) birkaç versiyonu türetilen ve asıl 335' ten fazla üretilmiş "CH-7, The Kompres Charlie" isimli konfigürasyonu ile ün kazanmış ev-yapımı tipinde bir helikopterdir. Son versiyonu "CH-7T, The Spirit Tandem" ile üretimi devam etmektedir.

CH-7, şu aşamalardan geçerek Şekil 2.7' deki gibi Alpin' e dönüştürülmüş: Bir İtalyan firması ile piyasadan alınan bir CH-7 The Kompres Charlie' nin tandem olan kokpiti aviyonik odaya çevrilmiş. Sonra uçuş kontrolleri ve servo eyleyicileri iptal edilmiş. Beyaz Rusya' dan bir başka firma ile anlaşma yapılmış ve otopilot sistemi geliştirilmiştir. Son olarak gövde içine yer kontrol istasyonundan gelen sinyalleri yorumlayan bir merkezi kontrol bilgisayarından çıkan RS422 gibi protokol sinyalleri vasıtasıyla elektrik kablosu üzerinden kumanda edilebilen (fly-by-wire) yeni elektromekanik servo eyleyicileri takılmış.

Alpin, böylece yerli bir dönüştürülmüş insansız helikopter olarak ortaya çıkarılıp Çizelge 2.3' te verilen özellikleri ile ilk uçuşunu 19 Aralık 2020' de gerçekleştirmiştir. Titra, 2021 sonunda Alpin' in seri üretimine geçmiş olmayı hedeflemektedir [22].



Şekil 2.7 : Dönüştürülmemiş haldeki CH-7 Kompress Charlie ve Titra ALPİN insansız helikopteri.

Çizelge 2.3: Titra ALPİN insansız helikopteri özellikler.

Uzunluk	7,05 m
Yükseklik	2,35 m
Paralı Yük	160 kg (Yakıt tam yüklü iken)
Azami Kalkış Ağırlığı	500 kg
Rotor Çapı	6,27 m
Kuyruk Rotor Çapı	1,02 m
Motor	Rotax 914 U/L (nominal 100 hp, azami 115 hp)
Yakıt Kapasitesi	270 lt
Harekât Hızı	160 km/saat
Azami Hızı	205 km/saat
Harekât Süresi	3 saat (tam yüklü iken)
Servis Tavanı	500 m
Uçuş Menzili	840 km

2.4.4 TUSAŞ HC-1

HC-1, ilk platformuyla 2012 yılında, viril kulesi projesinin bir alt projesi olarak hayata geçirilmiştir, üzerinde 2018' e kadar 50 saat civarında yer testi yapılmıştır, deney düzeneği olarak kullanıldığı 2 tane geliştirme projesi tamamlanmıştır. Bu süre zarfında platform, bir Alman firmasının yeni geliştirdiği 102 hp' lik çok hafif 4 silindirli pistonlu benzinli boksör motorunu dünyadaki ilk müşterilerden biri olarak kullanmıştır. Henüz geliştirmesi tamamlanmamış bir motor kullanıldığı için sürekli motor performans sorunları yaşanmıştır ve ilk uçuş başarısızdır.

2020 ilk baharında, bu ilk platforma, elektrik motoru takılmaya çalışılmıştır. Ancak bu da başarısız bir teşebbüsten öteye geçememiştir.

Bu arada, TSK, askeri kurye taşıyan ve gemiye inebilen bir insansız helikoptere ihtiyaç olduğunu yinelemiştir. Daha sonra, Tarım ve Orman Bakanlığı' da tarımsal ilaçlama ve yangınla mücadele işleri için bu ebatlardaki insansız helikopterlerden acil alım yapmak istediğini açıklamıştır. Tüm bu resmi talepler, HC-1' i tekrar gündeme getirmiştir.

2020 yazında, HC-1, TUSAŞ bünyesinde yeni bir gövde ve güvenilirliğini ispatlamış bir motor ile safkan bir insansız helikopter olarak yeni baştan üretilmesi amacıyla bütçeli bir proje olarak açılmıştır. 2021' de platformun kavramsal tasarımı bitmiştir ve kritik tasarım safhasına geçilmesi planlanmıştır. Geometrisi Şekil 2.8' deki gibidir. Özellikleri, Çizelge 2.4' te verildiği gibidir. 2021 sonunda ilk uçuşun, 2022 içerisinde de işlevsel testlerinin yapılıp, resmi makamlarla, ilgili prototiplerin türevleri üzerinde anlaşılacak konsept operasyonları çalışmalarına başlanması hedeflenmiştir. Ancak 2021 Eylül ayında proje belirsiz-sürelilik olarak dondurulmuştur.



Şekil 2.8 : TUSAŞ (TAI), HC-1 insansız helikopter geliştirme projesi.

Çizelge 2.4: TUSAŞ HC-1 özellikleri.

Uzunluk	6,5 m
Yükseklik	2,3 m
Paralı Yük	100 kg (EO kamera ve yakıt ile tam yüklü iken)
Azami Kalkış Ağırlığı	400 kg
Rotor Çapı	6 m
Kuyruk Rotor Çapı	1 m
Motor	Rotax 914 U/L (nominal 100 hp, azami 115 hp)

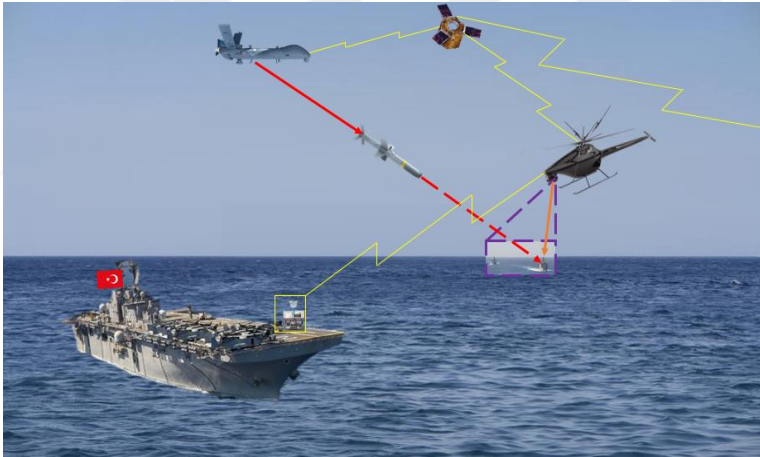
Çizelge 2.4: TUSAŞ HC-1 özellikleri. (devam)

Yakıt Kapasitesi	90 lt
Harekât Hızı	100 km/saat
Azami Hızı	130 km/saat
Harekât Süresi	5 saat (tam yüklü iken)
Servis Tavanı	3000 m
Uçuş Menzili	500 km

2.5 Tezde Referans Alınan RIHA

Bu tezde, safkan insansız olan ve en yenilikçi özellikleri bünyesinde barındıran TUSAŞ'ın HC-1 İnsansız Helikopter Projesi platformu referans olarak alınmıştır.

2.5.1 Kavramsal harekât çalışması (CONOPS)



Şekil 2.9 : GIHA olarak kavramsal harekât çalışması.

HC-1 ile muhtemel kavramsal harekât çalışmasının ilk örneği, bir amfibi hücum gemisi yakın destek RIHA' sı, yani bir GIHA olduğu senaryo olabilir. Görevleri: gemiye inip kalkması, keşif ve gözetleme yapması, daha büyük bir hava platformundan atılacak güdümlü mühimmatlar için lazerle işaretlemeci olmasıdır. GIHA Kavramsal hareket çalışması örneği Şekil 2.9' daki gibi olabilir.



Şekil 2.10 : YİHA olarak kavramsal harekât çalışması.

İkinci örnek, orman yangınlarında yaklaşım kamerasıyla yangındaki alevlerin merkezini bulması ve merkezin sıcaklığını tespit edip yer istasyonuna bildiren itfaiyeci RİHA senaryosu, yani bir YİHA olabilir. YİHA Kavramsal hareket çalışması örneği Şekil 2.10' daki gibi olabilir.



Şekil 2.11 : ZİHA olarak kavramsal harekât çalışması.

Üçüncü örnek, kamerasıyla yaprak altı görüntüleri alıp böceklerle mücadele için zirai ilaçlama veya gübreleme yapan ya da ormanların çorak kısımlarına ağaç tohumu bırakan bir zirai insansız hava aracı senaryosu, yani bir ZİHA olabilir. ZİHA Kavramsal hareket çalışması örneği Şekil 2.11' deki gibi olabilir.

Tüm senaryolarında RİHA' nın kontrol edildiği bir yer kontrol istasyonu ve kullanan bir veya birden fazla operatörü bulunmaktadır:

İlk senaryo ele alınır eğer; GİHA' yı uçuran ve lazerle işaretleme yapan iki ayrı operatör ve uydu üzerinden merkez komutanlığıyla haberleşerek SİHA' ya yaptırılacak güdümlü mühimmat atışının koordinasyonunda bulunan bir rütbeli komutan vardır.

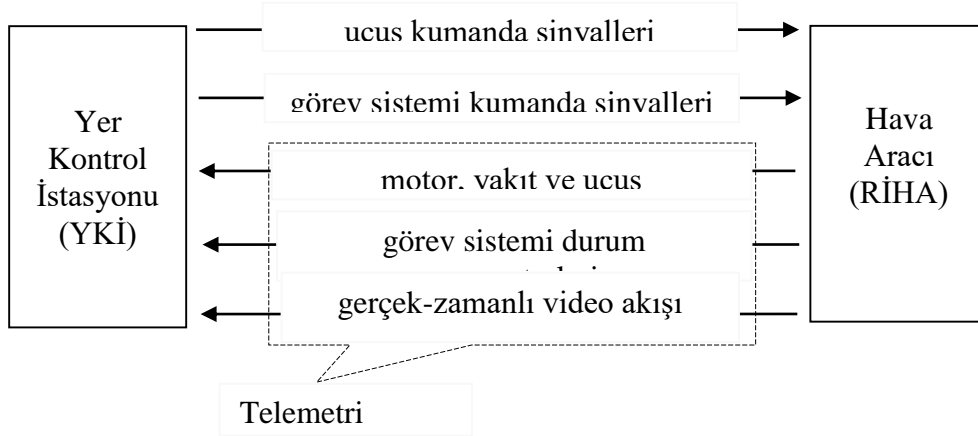
İkinci senaryoda, YİHA' yı uçuran ve yangınla mücadele merkezi ile koordinasyon kuran iki ayrı operatör vardır.

Üçüncü senaryoda ise yer kontrol istasyonunun yerini bir tablet almıştır. Tarla sahibi veya bakanlığın gönderdiği bir operatör ZİHA' yla ilaçlama yapmaktadır.

Buradan, hava aracının kendisi her ne kadar bir robot izlenimi verse de uçulup görevlerin uzaktan ifa edebilmesi için pilot (otonom ise güvenlik pilotu vasfıyla) ve görev hakekat uzmanlarının her zaman yer kontrol istasyonunun (veya SATCOM merkezinin) başında bulunması gerektiği bir ekip işidir.

2.6 Yer Kontrol İstasyonları (YKİ)

YKİ' ler, İHA' ların kumanda edildiği, pilotların ve harekât uzmanlarının bulunduğu yerlerdir. İHA' nın sistemine göre görüş hizasından (Line of Sight) veya uydu üzerinden (SATCOM) haberleşmeli türdedirler. Mesela tabletler görüş hizasından haberleşmektedirler.



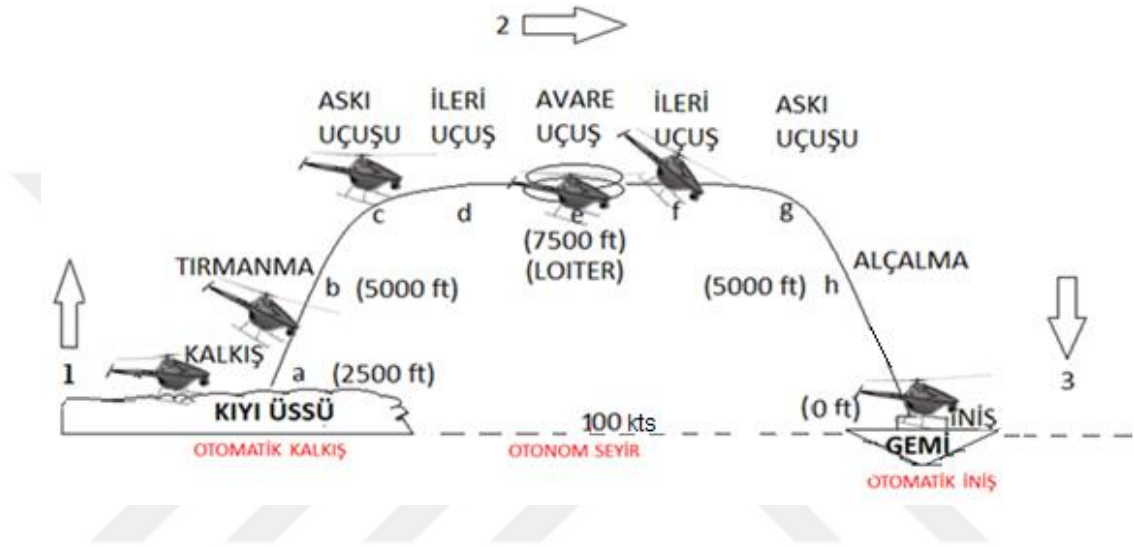
Şekil 2.12 : Yer kontrol istasyonu ile hava aracı arasındaki sinyaller.

YKİ' ler, mobil veya sabit olabilirler. Aynı RİHA' nın hem istasyon tipi hem de tablet tipi mobil YKİ' si olabilmektedir. Sabit veya mobil olmak üzere hem deniz hem de kara aracı içerisine konuşlandırılabilirler. YKİ sinyalleri Şekil 2.12' deki yönlerde iletilirler.

2.7 RİHA Harekâtı Temsili bir Uçuş Senaryosu

Şekil 2.13' teki gibi örnek bir temsili uçuş senaryosu olarak kıyıdan gemiye özel kurye taşıma senaryosu seçilmiştir.

Bu senaryoda GİHA' dan kuryeyi gemiye kadar taşıması, gemi güvertesine iniş yapması ve kurye taşıma haznesini bırakması ve sonrasında da, hiç beklemeden kıyı üssüne geri dönmesi kurgulanmıştır.



Şekil 2.13 : RİHA harekâtı temsili uçuşu örneği

GİHA, senaryo gereği burada, deniz seviyesinden 2500 ft (~760 m) yükseklikte bulunan kıyı üssünden havalanıp 100 kts (185,2 km) uzaklıkta sismik araştırma yapan sondaj gemisine, altına asılı olan kurye taşıma haznesinin içinde yaklaşık 50 kg ağırlığında bir sonda ucu yedeği taşımaktadır.



3. HELİKOPTER

3.1 Konvansiyonel Kuyruk Rotorlu Helikopter



Şekil 3.1 : Konvansiyonel kuyruk rotorlu bir helikopter, T129 ATAK [23].

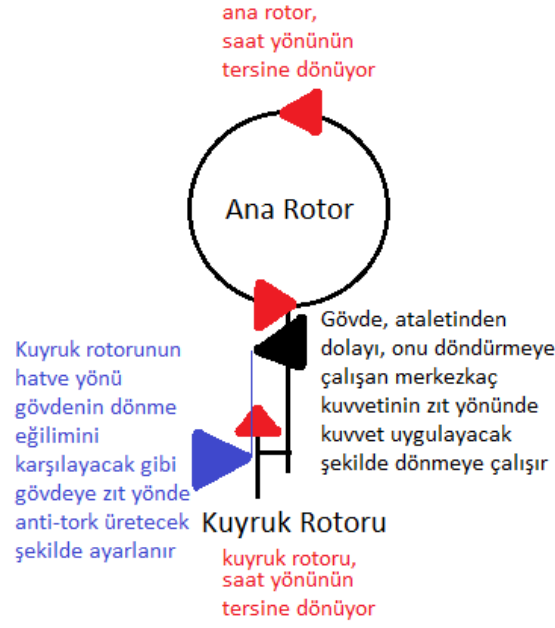
Geleneksel, yani konvansiyonel helikopter, günümüze kadar en fazla üretilmiş ve en çok bilinen helikopter tasarımıdır. Gövdenin üzerindeki tek ana rotorda oluşan merkezkaç kuvvetine, helikopter gövdesi ataletiyle kendini ters yönde döndürerek karşı koymaya çalışır. Gövdenin dönmesini engellemek için kuyruğa anti-tork uygulayan bir kuyruk rotoru konulmuştur. Şekil 3.1' deki taarruz helikopteri buna iyi bir örnektir.

Şekil 3.2' de helikoptere pervanelerinin üst tarafından bakılmıştır. Şekildeki, kırmızı oklar, rotor dönüş yönlerini, siyah oklar, gövdenin dönme eğilimini, mavi oklar ise kuyruk rotorunun gövdenin dönmesini engellemek için yaptığı anti-torku gösterir.

Kuyruk rotoru tasarlanırken kuyruk rotorunun oluşturduğu fan hava akımını kuyruk konisinden dışarı doğru verecek şekilde olan tasarımlar daha verimli kabul edilir.

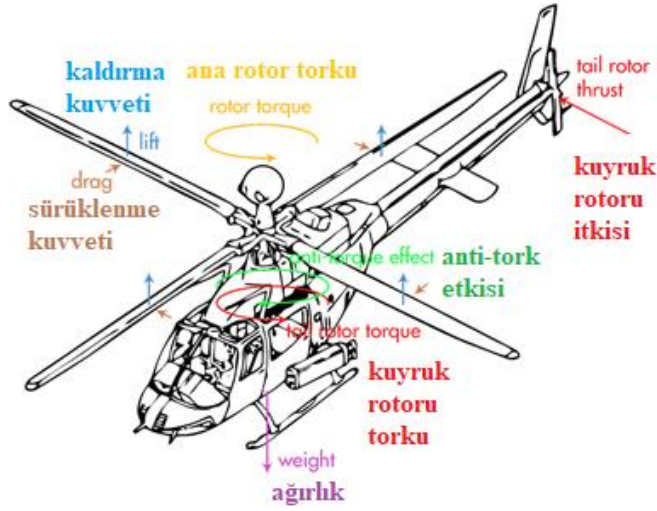
Burada da kuyruk rotoru sola doğru fan yaparken anti-torku sağa doğru sağlamaktadır.

Burada tarif edilen kuyruk anti-tork oluşturma, tıpkı T129 ATAK helikopterindeki gibidir. NATO envanterindeki helikopterlerin birçoğu bu kuyruk rotoru konvansiyonundadır (geleneğine uygundur).



Şekil 3.2 : Konvansiyonel kuyruk rotorlu helikopterde anti-tork oluşturulması.

Şekil 3.3' te özellikle geleneksel helikopter üzerine etki ederek birbirini karşılayan döndürme kuvvetleri (torklar) özet olarak gösterilmiştir.



Şekil 3.3 : Geleneksel helikopter üzerine etki eden döndürme kuvvetleri.

Tezin bundan sonraki kısmında, helikopter dendiğinde aslında uçuş mekaniği konvansiyonel kuyruk rotorlu olan geleneksel helikopter tasarımından bahsedilecektir.

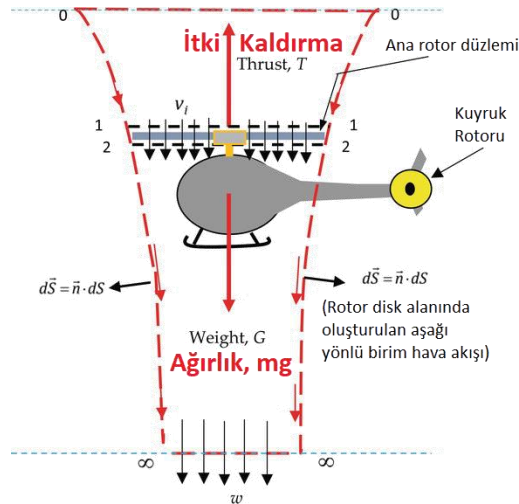
3.2 Helikopter Aerodinamiği

Şekil 3.4' te de gösterildiği gibi helikopterde, kaldırma kuvveti, ana rotora, itki kuvveti de motor gücüne dayanır. Kaldırma kuvvetinin ağırlığı yenmesiyle havalanmaya, itkinin sürüklenmeyi yenmesiyle de ana rotor pervanelerinin oluşturduğu kanat ucu yörünge düzleminin (TPP: tip-path plane) yani ana rotor dönme düzlemi yatırıldığı yöne devrilir [24].



Şekil 3.4 : Helikopter üzerine etkiyen 4 ana kuvvet.

Helikopter, ana rotorunda kaldırma kuvveti ve hava akışı aşağıdaki Şekil 3.5' teki gibi oluşur [25].



Şekil 3.5 : Helikopter rotor disk alanında oluşturulan aşağı yönlü birim hava akışı ve yukarı yönlü oluşan kaldırma kuvveti.

Helikopter uçuş kontrollerinin yaptırdığı manevralar Şekil 3.6’ daki gibidir. Dümen, saykılık (cyclic) olarak Türkçeleştirilmiştir. Yatay eksen üzerinden (y-axis) boylamsal saykılık verme (longitudinal cyclic), “yunuslama” manevrası (pitch) yaptırmaktadır, buna “irtifa dümeni” denir. Boylamsal eksen üzerinde (x-axis) yanal saykılık verme (lateral cyclic) ise “yalpalama/yuvarlanma” manevrası (roll) yaptırmaktadır, buna “yatırma dümeni” denir. Dikey eksen üzerinde (z-axis) sağ ve sola dönme hareketi, pedallara basılarak “sapma” manevrası (yaw) yaptırmaktadır, buna “istikamet dümeni” denir. Helikoptere özgü olan ve motor devrini değiştirmeden sadece ana rotor pervanelerine hatve açısı vererek (pitch) torku tutmaya yarayan kolektif verme (collective pitch), gaz açıp kapama yaparak kaldırma kuvvetini (lift) arttırıp azaltmaktadır [26].



Şekil 3.6 : Helikopter uçuş kontrol manevraları: yunuslama, yalpalama, sapma ve kolektif.

3.3 Helikopter Uçuşu ve Karşılaşılan Olgular

Helikopter uçuşlarında Çizelge 3.1’ de de sıralanan olgular (uçuş fenomenleri) meydana gelmektedir. Bir uçuş türünün başarıyla gerçekleştirilebilmesi için bu olgulara uygun davranmak gerekir. Eğer helikopterde otopilot varsa, bu olgular otopilot tarafından modu gelince karşılanabilmelidir.

Çizelge 3.1 : Helikopterin uçuşu ve karşılaşılan olgular.

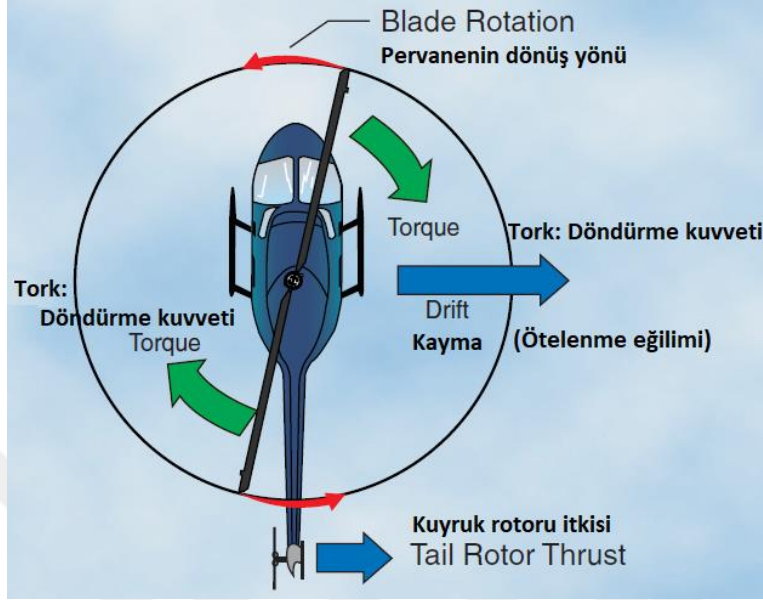
Takatli Uçuş (Powered Flight)
Askı Uçuşu (Hovering Flight)
Kayma (Drift / Translating Tendency)
Sarkaç Davranışı (Pendular Action)
Rotor Diskinin Konilemesi (Coning)
Açısal Hızın Korunumu (Coriolis Effect / Law of Conservation of Angular Momentum)
Yer Etkisi (Ground Effect)
Dönüş Yalpası (Gyroscopic Precession)
Dikey Uçuş (Vertical Flight)
İleri Uçuş (Forward Flight)
Dönüşen Kaldırma Kuvveti (Translational Lift)
Etkiyen Akış (Induced Flow)
Çapraz Akış Etkisi (Transverse Flow Effect)
Kaldırma Kuvveti Asimetrisi (Dissymmetry of Lift)
Yana Uçuş (Sideward Flight)
Geri Uçuş (Rearward Flight)
Dönüş Uçuşu (Turning Flight)
Otorotasyon Uçuşu (Autorotation)
Dikey Uçuşta Otorotasyon (Autorotation in Vertical Flight)
İleri Uçuşta Otorotasyon (Autorotation in Forward Flight)

3.3.1 Takatli uçuş

Takatli uçuşta (askı, ileri, yana ya da geriye), rotorun kaldırma ve itki kuvvetleri toplamı, TPP' ye (ya da ana rotor dönme düzlemine) diktir. Askı uçuşu (hover), motorun kaldırma kuvveti olmadan kendi başına havada kalamayan helikopterin motorunun en çok zorlandığı uçuş türüdür.

3.3.2 Askı uçuşu

3.3.2.1 Kayma



Şekil 3.7 : Kayma (Drift/Translating tendency).

Askı uçuşunda gövde, anti-tork uygulayan kuyruk rotorunun ürettiği itki Şekil 3.7' deki yönüne doğru kaymaya çalışır.

Kaymanın giderilmesi için:

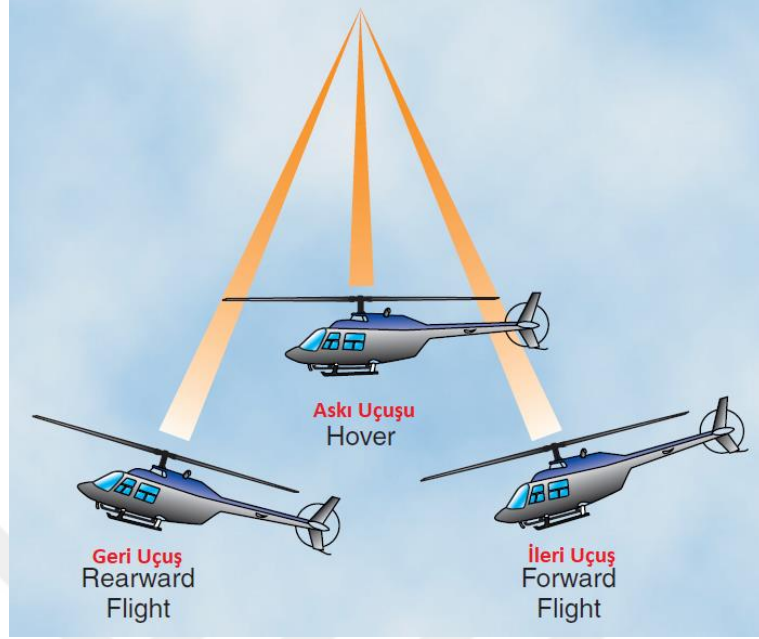
TPP, ana rotor dönme düzlemi, kuyruk rotoruna göre anti-tork uygulaması için biraz yatık monte edilmektedir.

Uçuş kontrolleri, saykılık merkezlendiğinde, ana rotorun kuyruk rotoruna göre anti-tork uygulaması için biraz yatık monte edilmektedir.

Saykılık, yunuslama (cyclic-pitch) açısı merkezlendiğinde, ana rotorun kuyruk rotoruna göre anti-tork uygulaması için biraz yatık monte edilmektedir.

Saat yönünün tersine dönen (CCW) ana rotor sistemlerinde kaymaya karşı koyması için sol iniş takımı daha aşağıda durmaktadır.

3.3.2.2 Sarkaç davranışı



Şekil 3.8 : Sarkaç davranışı (Pendular action).

Helikopter davranış olarak, ana rotor şaftıyla ana rotor pervanesi ekseninin geçtiği düzlemin kesiştiği noktadan asılmış bir sarkaç kütlesi gibi hareket etmeye çalışmaktadır.

Askı uçuşundan ileri ve geri uçuşa geçilirken bu davranış akılda tutulmalıdır ve yumuşak ve abartısız manevralar yapılmalıdır.

3.3.2.3 TPP, ana rotor dönme düzleminin konikleşmesi



Şekil 3.9 : TPP, ana rotor dönme düzleminin konikleşmesi (Coning).

Helikopter, kendi ağırlığını kaldırmaya yaklaşıncı Şekil 3.9' daki gibi merkezkaç kuvvetinin etkisiyle pervaneler gerilip konikleşmeye başlar. Azami dönüş devri kaldırma kuvvetinin kaybedilmesine kadar artan koniye göre belirlenmektedir.

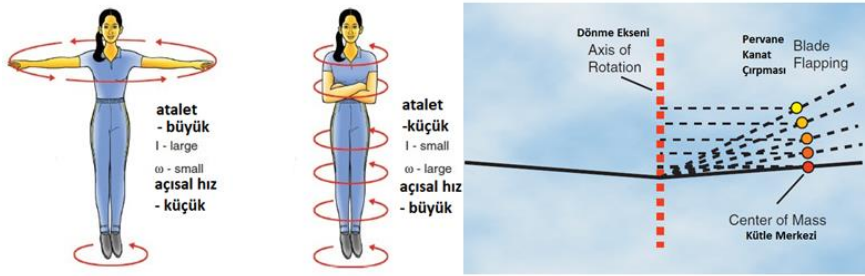
Katı ve yarı katı rotor sistemlerinde bükülme görülür, mafsallı rotor sistemlerinde ise pervaneler yukarı doğru kalkar.

Bir noktadan sonra konikleşme kaldırma kuvvetinin kaybedilmesine neden olmaktadır.

Motorun yeterli torku sağlayamadığı durumlarda hız/devir çok artarsa istenmeyen bir konikleşme görülmektedir. Bu istenmeyen konikleşme artarsa eğer helikopter düşer.

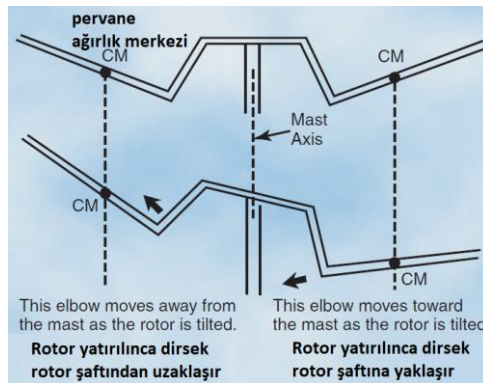
3.3.2.4 Açısal hızın korunumu

Coriolis Etkisi, Şekil 3.10' da da gösterildiği gibi kütle hareketine göre hızın değişmesidir.



Şekil 3.10 : Coriolis etkisi.

Şekil 3.11' deki gibi alttan asılı rotorlarda kütle merkezi rotor yatırılırsa da hep aynı mesafede kalmaktadır.



Şekil 3.11 : Alttan asılı rotorlarda kütle merkezi.

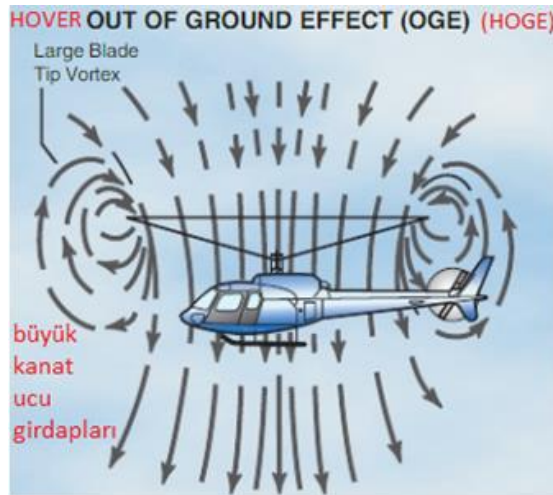
3.3.2.5 Yer etkisi

Havacılıkta, yer etkisi altındaki askı uçuşuna HIGE, yer etkisinden kurtulduktan sonraki askı uçuşuna HOGE denir.



Şekil 3.12 : Yer-etkisinin içinde askı uçuşu (HIGE).

Kabaca, helikopterler, Şekil 3.12' de de gösterildiği gibi bir ana rotor pervanesinin çapı kadar yükselene kadar yer etkisine maruz kalmaktadır. Yer etkisinde havanın aşağı akarken yere vurması sebebiyle yerden helikopter gövdesine doğru ana rotorun kaldırma kuvvetine de yardımcı olacak şekilde bir hava yastıklaması (cushoning) meydana gelmektedir.

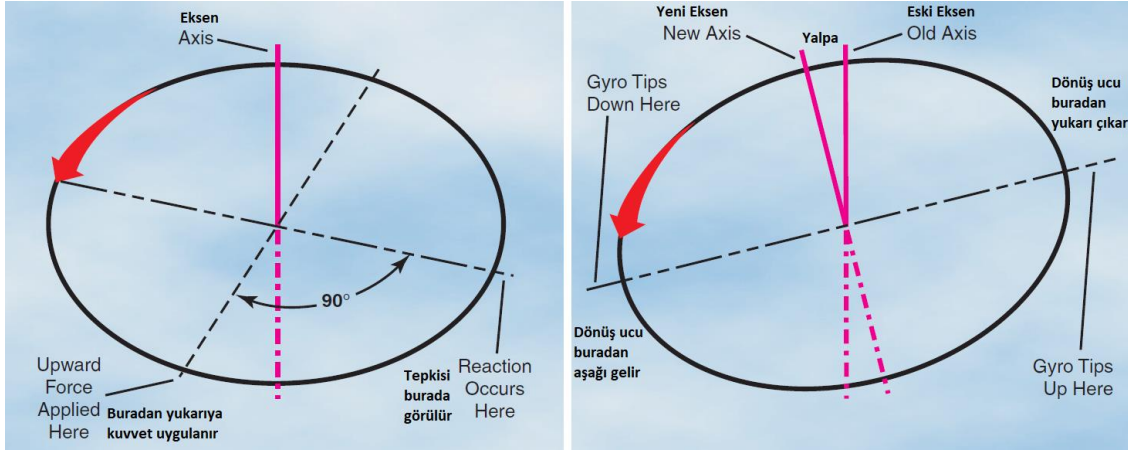


Şekil 3.13 : Yer-etkisinin dışında askı uçuşu (HOGE).

Helikopter, yükselirken pervane çapının üç katı kadar bir yüksekliğe geldikten sonra ise Şekil 3.13' deki tamamen yer etkisinin dışına çıktığı kabul edilmektedir.

3.3.2.6 Dönüş yalpası

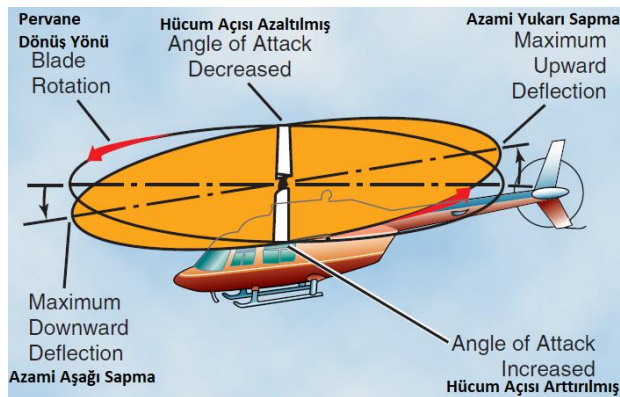
Yapılan uçuş kontrol manevrasının cevabı uygulama noktasının yaklaşık olarak 90° sonrasında alınmaktadır.



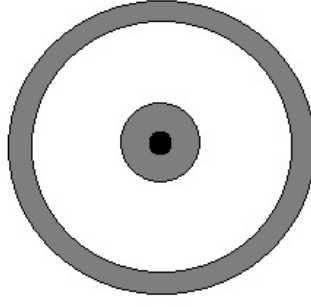
Şekil 3.14 : Dönüş yalpası (Gyroscopic precession), hareket 90° geç gelir.

Şekilde 3.14' te gösterildiği gibi saat yönünün tersine dönen ana rotorlu helikopterlerde, pervane 90° sola geçince azami hücum açısı artışı, pervane 90° sağa geçince ise azami hücum açısı azalışı görülmektedir.

Azami sapma 90° sonra oluşmaktadır. Azami yukarıya doğru sapma arkada ve azami aşağıya doğru sapma önde çıkar. Yani TPP, Şekil 3.15' teki gibi ana rotor dönme düzlemi, öne doğru devrilmektedir.



Şekil 3.15 : Dönüş yalpası (Gyroscopic precession), TPP, öne doğru devrilmektedir.

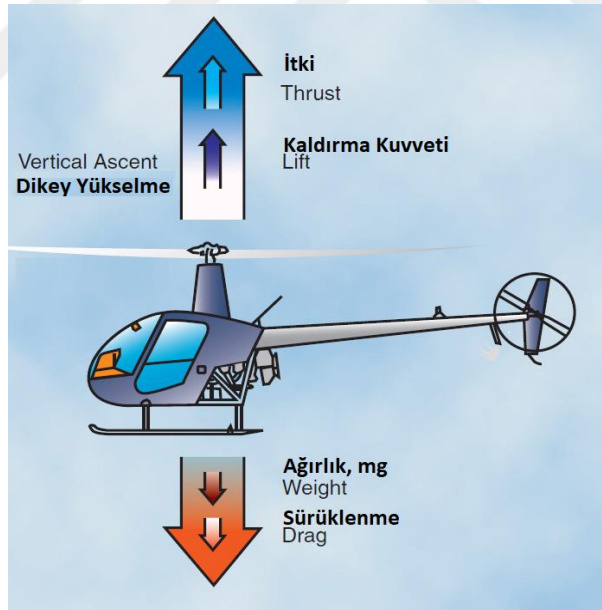


Şekil 3.16 : TPP, kaldırma kuvvetinin verimli olduğu yerler beyazla gösterilmiştir.

Pervanelerin uçlarının ve ana rotor direğine bağlanan dip kısımlarının oluşturdukları bir kısım ölü alanlar, Şekil 3.16' daki gibib kaldırma kuvveti (lift) oluşturamazlar. Kaldırma kısmı oluşturan verimli alana (yukarıdaki şekildeki beyaz bölge) rotor disk alanı denir.

3.3.3 Dikey uçuş

Askı uçuşu da dikey uçuşun bir çeşididir.



Şekil 3.17 : Dikey uçuş (Vertical flight).

İtki ve kaldırma kuvveti, Şakil 3.17' deki gibi ağırlık ve sürüklenmeden büyük olursa yükselir, küçük olursa alçalır.

Rotor hızı sabitken pervane hatvesi arttırılırsa (pitch up) pervane üstündeki basınç daha çok azalır ve oluşan negatif basınç farkının büyümesinden dolayı aşağı doğru daha çok hava akımı (downwash) oluşur ve kaldırma kuvveti (lift) artar. Rotor hızı sabitken pervane hatvesi azaltılırsa ise tersi olur ve kaldırma kuvveti azalır (bakınız Şekil 3.25).

3.3.4 İleri uçuş



Şekil 3.18 : İleri uçuş (Forward flight).

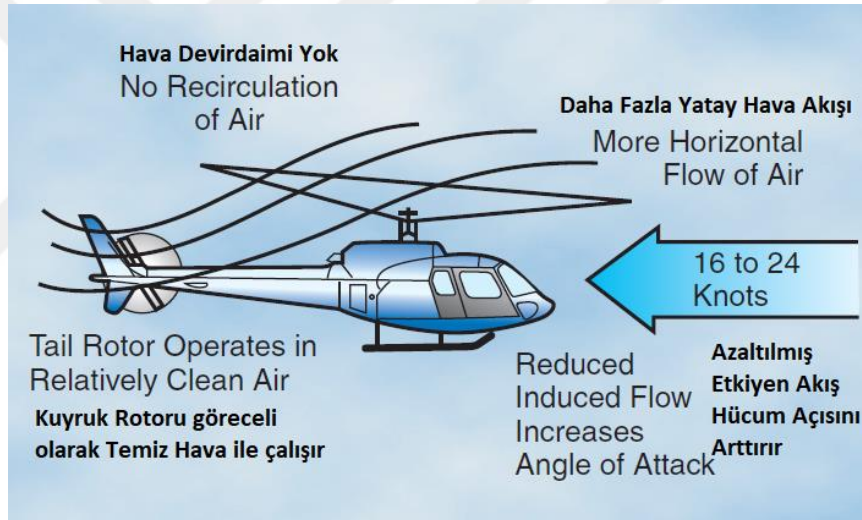
İleri saykılık (forward cyclic) hareketi verilmesiyle dikey uçuştan ileri uçuşa geçilirken, ivmelenme yoksa, Şekil 3.18' deki gibi TPP öne doğru devrilir ve kaldırma kuvveti (lift) ve ağırlık (weight) dikey ekseninde kalırken ve itme (thrust) ve sürüklenme (drag) kuvvetleri bileşenleri yatay eksene geçerler.

İtme, sürüklenmeden büyükse helikopter hızlanır, sürüklenmeden küçükse helikopter yavaşlar.

İtme, yatay eksene geçerken helikopter ivmelenirse aşağı doğru hızlanarak hareket etmeye başlar ve rotor diskinin içinden daha fazla hava geçer. Rotor sistemi daha verimli hale gelir ve askı uçuşu için ihtiyaç duyulandan fazla güç üretmeye başlar.

3.3.4.1 Dönüşen kaldırma kuvveti

Şekil 3.19' da tarif edildiği gibi rotora yatay hava akımı geldiğinde görülmektedir. Artan akım hava hızı 16-24 kts (deniz mili) arasına çıktığında belirginleşerek görülmektedir. Bu hızlarda rotor girdaplardan kurtulmuştur ve göreceli olarak daha az rahatsız edilmemiş bir hava akışı içerisinde dönmektedir. Hava akışı, daha yataydır ve hücum açısı (angle of attack) ve kaldırma kuvvetinin (lift) artmasına eş olacak şekilde akış (recirculation of air) ve sürüklenmeyi (drag) düşürmektedir. Fazladan oluşan kaldırmaya etken-dönüşen kaldırma kuvveti (effective translational lift) denir. Bu, basitçe yan akıştan kaynaklanan titreşim ve helikopterde oluşan performans artışı olarak fark edilmektedir.



Şekil 3.19 : Dönüşen kaldırma kuvveti (Translational lift).

Dönüşen Kaldırma Kuvveti şeklini analiz edince, elde edilen sonuçlar şöyledir:

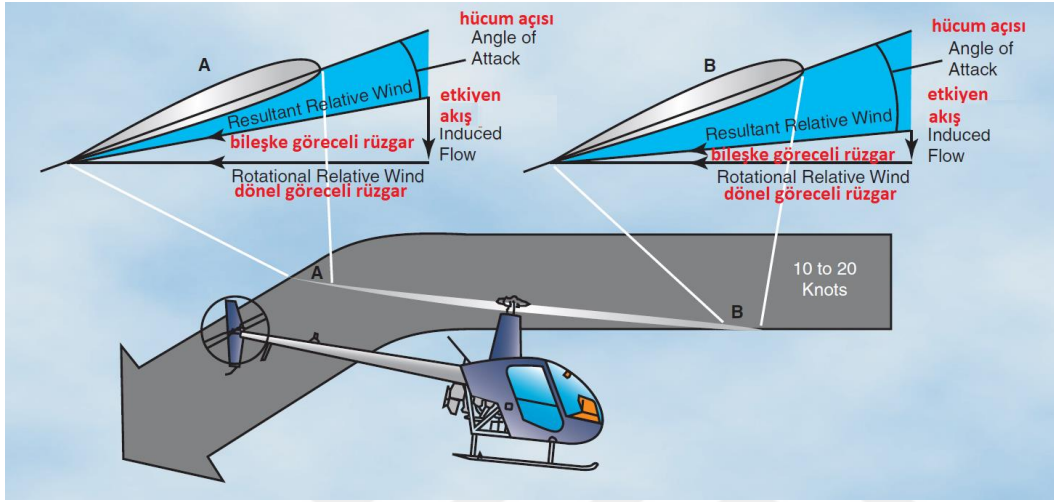
Ana ve kuyruk rotoru üzerindeki türbülans düşmektedir ve helikopter aerodinamik olarak daha verimli bir hale gelmektedir.

Kuyruk itkisi artınca saat yönünün tersine dönen helikopterlerde sola pedal verme açısı (left yaw) oluşur. Sağa pedal vererek düzeltilmelidir. Eğer cyclic düzeltmesi verilmezse helikopterin hücum açısı artar, burun yükselir ve sağa roll yapar.

Azami performans istenen durumlarda ise bu verim artışı olarak düşünölmekte ve olumlu yönde kullanılmaktadır.

Bu olgu, askı uçuşunda 16-24 deniz mili hava hızlarında meydana gelmektedir.

3.3.4.2 Etkiyen akış



Şekil 3.20 : Etkiyen akış (Induced flow).

Helikopter ileri uçuştayken ya da askı uçuşunda kafa rüzgarına ya da çapraz rüzgâra maruz kaldığında rotor pervanesinin arka kısmına daha fazla hava molekülü girmektedir. Bu nedenle, Şekil 3.20' de anlatıldığı gibi hücum açısı (angle of attack) düşmektedir ve rotor diskinin arkasındaki etkiyen akış daha da büyümektedir.

3.3.4.3 Çapraz akış etkisi

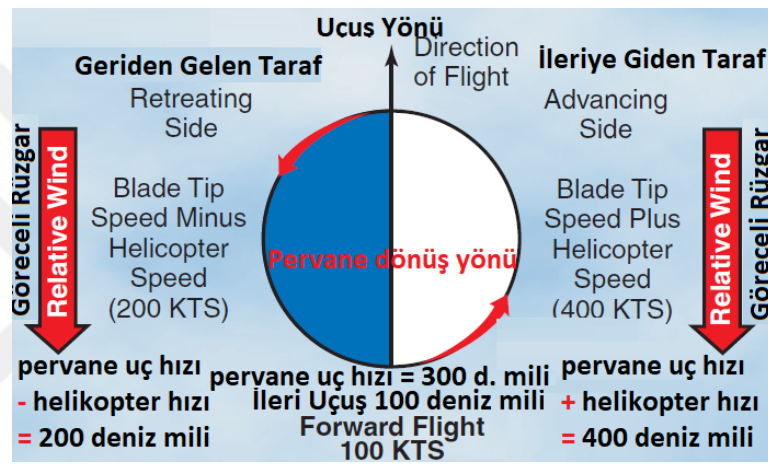
Çapraz akış etkisi, kafa rüzgârına göre yalpalamadır. Ana rotorunun dönüş yönü saat yönünün tersine olan helikopterler 20 kts kafa rüzgârıyla karşılaşınca sağa doğru yalpalamaktadırlar, ana rotorun dönüş yönü saat yönünde olan helikopterler ise 20 kts kafa rüzgârıyla karşılaşınca aksi yönde sola doğru yalpalamaktadırlar.

Helikopter ileri uçuşta ivmelenirken, rotor diskinin önündeki etkiyen akış 0'a düşmektedir ve bu da rotor diskinin önündeki pervanenin yukarı hatvelenip (pitch up) hücum açısının (angle of attack) artmasına neden olmaktadır. Benzer şekilde rotor diskinin arkasında da tam tersi olmaktadır: aşağı hatvelenme (pitch down) olmakta ve hücum açısı düşmektedir. Rotor, bir jiroskop gibi davrandığından azami yer değiştirme

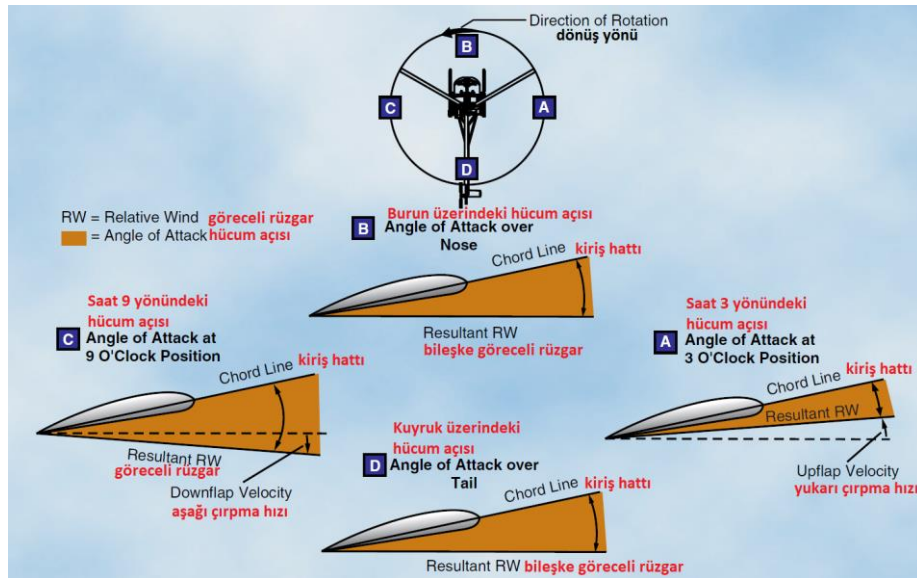
90° dönme yönünde görülmektedir. Bu sonuç, ana rotoru saat yönünün tersine (CCW) dönen bir helikopterin 20 kts (deniz mili) kafa rüzgârı varken 20 kts (deniz mili) ile ivmelenmesine ve sağa doğru yalpalamasına (right roll) da neden olmaktadır.

Çapraz akış etkisi, helikopter kalkış yaparken dönüştürülebilen verimli kaldırma kuvvetinin oluşmasından hemen sonra görülmektedir ve titreşim artmasıyla kendini belli etmektedir. İnişte de dönüştürülebilen verimli kaldırma kuvvetini geçer geçmez belli olmaktadır.

3.3.4.4 Kaldırma kuvveti asimetrisi



Şekil 3.21 : Kaldırma kuvveti asimetrisi (Dissymmetry of lift).



Şekil 3.22 : Kaldırma kuvveti asimetrisinin flaplama etkisinin rotor diski üzerindeki 4 noktada gösterilmesi.

Şekil 3.22’ de gösterildiği gibi ileriye giden tarafta geriden gelen tarafa göre daha fazla kaldırma kuvveti oluşmaktadır. C’ de artan kaldırma kuvveti A’ da azalarak kaldırma kuvveti dengelenmektedir. B ve D’ nin kaldırma kuvveti ise değişmemektedir.



Şekil 3.23 : Geri-tepme (Blowback).

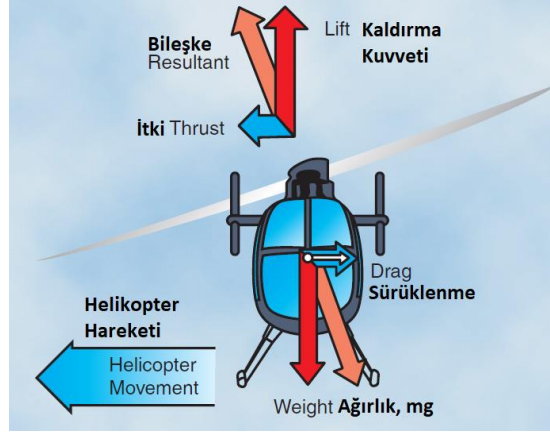
Rotor pervanesi aerodinamik olarak çarpınırken TPP (rotor diski) önden geçerken yükselmektedir, arkadan geçerkense düşmektedir. Bu olguya, geri tepme (blowback) denilmektedir.

Geri tepme, ileri hızı düşürmektedir. Saykılık (cyclic) ile öne doğru girdi verilerek düzeltilebilir.

3.3.5 Geriden gelen pervanenin tutunma kaybı

Ana rotor pervanelerinin aşağı ve yukarı çarpması (flapping) ve geriden gelen pervane (retreating blade) tarafına etkiyen yavaş göreceli rüzgâr, helikopterin ileri uçuş hızını sınırlandırmaktadır. Yüksek ileri uçuş hızı, yüksek hücum açısı ve düşük göreceli rüzgâr hızı nedeniyle geriden gelen pervane tutunma kaybı yaşar (*retreating blade stall*). Bu durumla karşılaşmamak için hava hızı göstergesinde kırmızı ile işaretlenmiş tanımlı azami hız olan VNE (*never exceed speed*) asla geçilmemelidir.

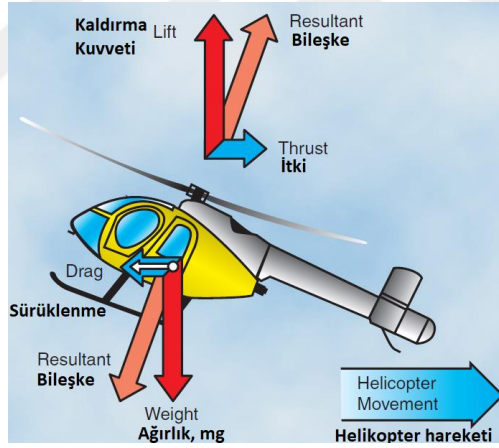
3.3.6 Yana uçuş



Şekil 3.24 : Yana uçuş (Sideward flight)

Yana uçuş, Şekil 3.24' te gösterildiği gibi ileri uçuşun yana doğru olanıdır.

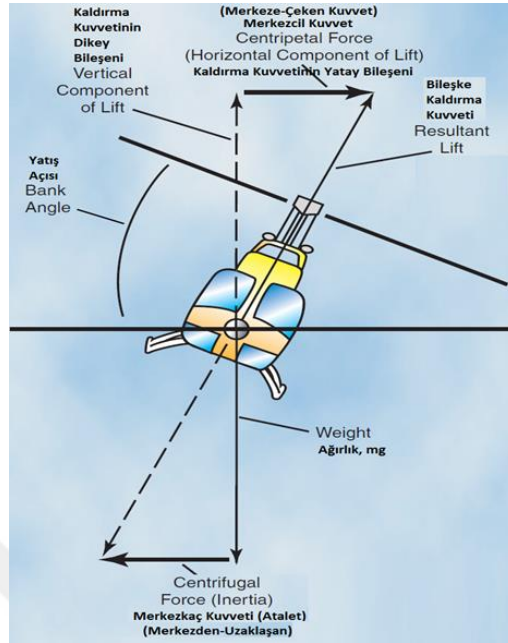
3.3.7 Geri uçuş



Şekil 3.25 : Geri Uçuş (Rearward Flight).

İtki (trust) ve sürüklenme (drag) yatay eksene düşer, ağırlık (weight) ve kaldırma (lift) dikey eksende kalır, bileşke vektörü sürüklenme yönünde geriye doğrudur. Helikopter Şekil 3.25' teki gibi geriye gider.

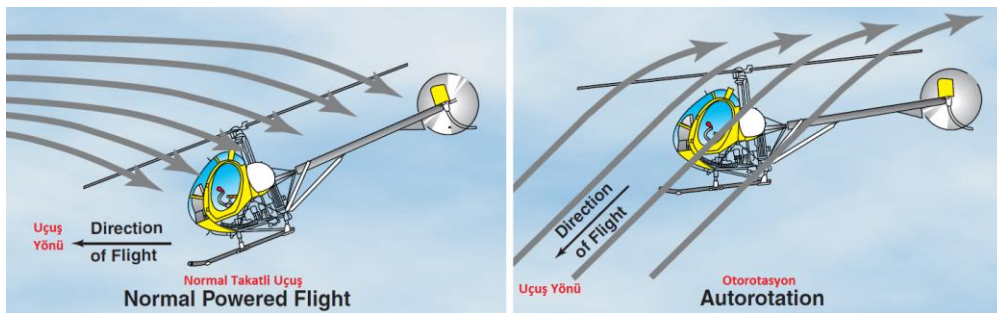
3.3.8 Dönüş uçuşu



Şekil 3.26 : Dönüş uçuşu (Turning flight)

Şekil 3.26’ da gösterildiği gibi kaldırma kuvvetiyle merkezkaç kuvvetinin açısı yaptığı uçuştur.

3.3.9 Süzülerek takatsiz güvenlik inişi yapabilme: otorotasyon



Şekil 3.27 : Süzülerek Takatsiz Güvenlik İnişi Yapabilme (Autorotation).

Otorotasyon, Şekil 3.27’ deki gibi motor takati yerine göreceli rüzgâr hareketiyle uçuş durumudur.

Havadaki motor arızası yaşanması durumunda, helikopterin güvenle inebilmesi için yapılmaktadır. Bu durumda, irtifa potansiyel enerji olarak kullanılmaktadır ve alçalma ve yere temasta kinetik enerjiye çevrilmektedir.

Sertifikasyondan geçebilmesi için tüm helikopterlerin otorotasyon kabiliyetinin bulunması gerekmektedir. Motor çalışmasa bile ana rotorun mekanik olarak avare dönmeye izin verebilecek şekilde tasarlanması, otorotasyona imkân vermektedir.

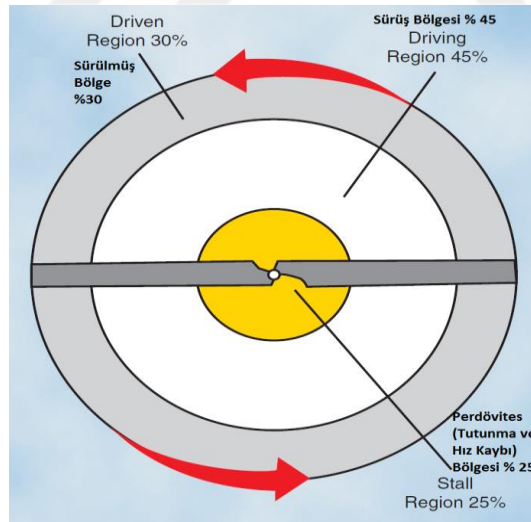
Normal takatli uçuşta ana rotor, TPP (rotor diski)' nin üstünden havayı çekmektedir ve TPP' nin altından atmaktadır.

Otorotasyonda ise, helikopter alçalırken ana rotor, hava akışını TPP' nin altından almaktadır ve TPP' nin üstünden atmaktadır.

Bu havayı ana rotorun altından alıp üstünden atma olgusu, ana rotorun aşırı devirlenmeyip (over rpm) normal hızında dönmesine izin vermektedir. Böylece, ana rotor pervaneleri, bu olgunun etkisi altındayken kuyruğun yaptığı anti-torku da bozmadan ve TPP' in eksenini değiştirmeden aşağıdan gelen havanın içinde bir ahenk içerisinde kaymaktadırlar.

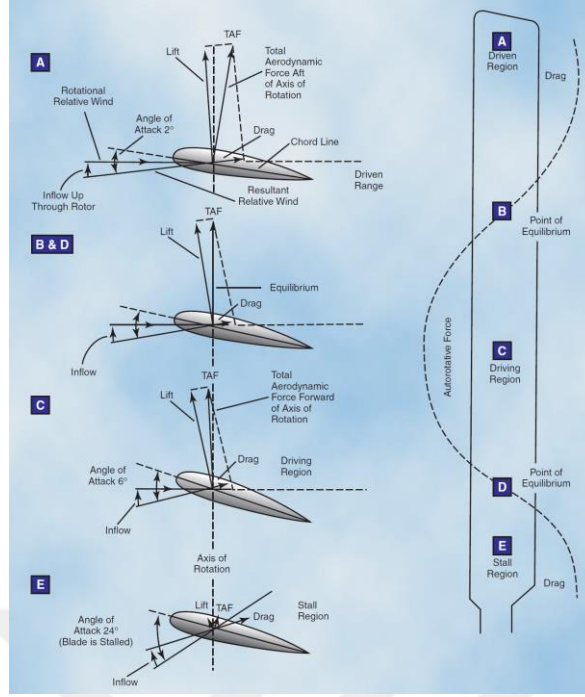
3.3.9.1 Dikey uçuşta otorotasyon

Otorotasyonlar, genelde ileri uçuşta alçalarak yapılmaktadırlar.



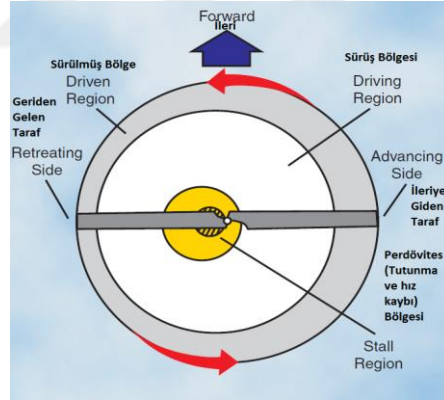
Şekil 3.28 : Otorotasyon ile dikey alçalmada pervane bölgeleri üçe ayrılır.

Otorotasyonla dikey alçalmada kuvvet vektörleri Şekil 3.29' da gösterildiği gibidir.



Şekil 3.29 : Otorotasyon ile dikey alçalmada kuvvet vektörleri.

3.3.9.2 İleri uçuşta otorotasyon

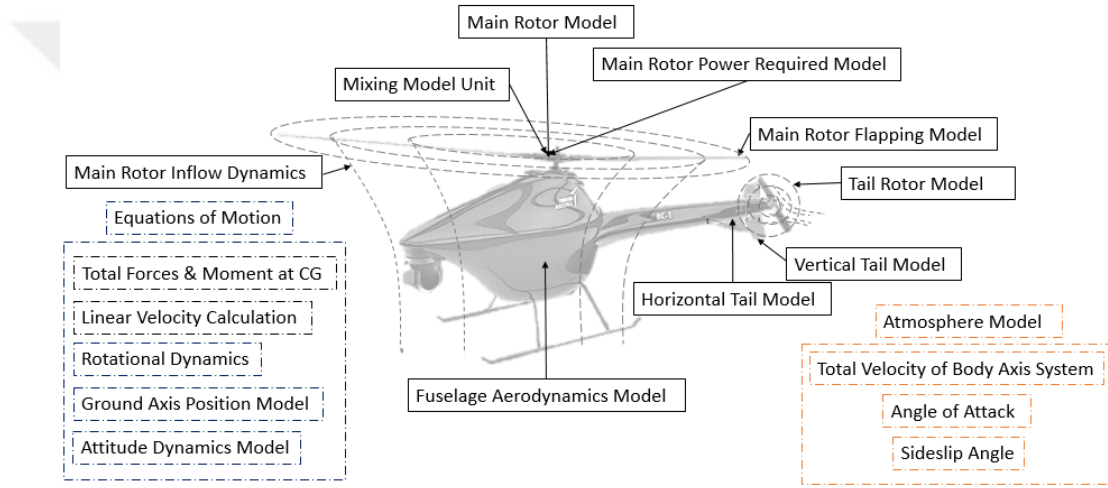


Şekil 3.30 : İleri uçuşta otorotasyon (autorotation in forward flight).

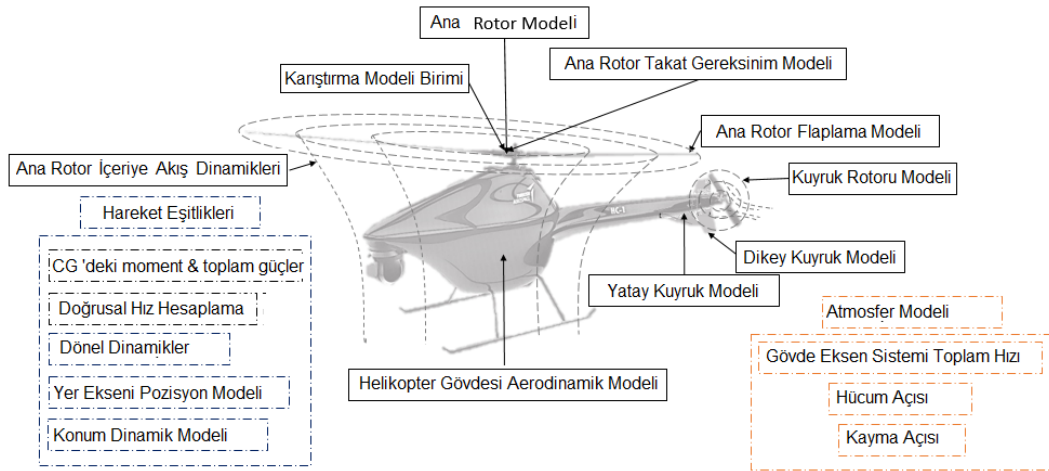
İleri uçuşta alçılırken ilerleyen tarafta (advancing side) hücum açısı azalmaktadır ve geriden gelen tarafta (retreating side) hücum açısı artmaktadır. Yani TPP, öne doğru devrilmektedir. Bu da Şekil 3.30' daki gibi sürüş bölgesinin (driving region) daha çok geriden gelen tarafa düşmesine neden olmaktadır. Hücum açısının azami sınırından fazla olduğu ve ters hava akışının olduğu perdövites (tutunma kaybı) bölgesi (stall) de daha çok geriden gelen tarafa düşmektedir. Perdövites bölgesi, şekilde sarı işaretli bölgeyle gösterilmiştir.

4. HELİKOPTER MATEMATİKSEL MODELİ

Helikopterin doğrusal olmayan (non linear) modeli “minimum complexity math model” makalesinden çıkarılmıştır [27]. Helikopter matematiksel modelini oluşturan helikopter bölümleri uçuş mekaniği modelleri, hareket eşitlikleri ve atmosfer modelleri, aşağıdaki Şekil 4.1’ deki gibi İngilizce ve Şekil 4.2’ deki gibi Türkçe olarak verilmiştir.



Şekil 4.1 : Minimum complexity helicopter simulation math model [27].



Şekil 4.2 : Simülâtör için en sade helikopter matematiksel modeli bileşenleri.

4.1 Ana Rotor Modelinin Eşitlikleri

Minimum Complexity Helicopter Simulation Math Model' i kullanarak helikopter otopilotu tasarlanmış olan bir tez incelenerek türetilen denklemleri kullanılmıştır [28].

4.1.1 Ana rotor flaplama modeli dinamikleri modeli

$$itb = \frac{I_{bl}}{16qacR^4} \Omega \left(1 + \frac{8e}{3R} \right) \quad (4.1)$$

$$\frac{itb^2}{\Omega} = 0 \quad (4.2)$$

$$K1 = 0 \quad (4.3)$$

$$KC = \left(0.75 \frac{\Omega e}{Ritb} \right) + K1 \quad (4.4)$$

$$V_{tip} = R\Omega \quad (4.5)$$

$$C_T = \frac{W}{\rho\pi R^2 V_{tip}^2} \quad (4.6)$$

$$a\sigma = \frac{abc}{\pi R} \quad (4.7)$$

$$\frac{db_1}{dv} = \frac{da_1}{du} = \frac{2}{\Omega R} \left(\frac{8C_T}{a\sigma} + \sqrt{\frac{C_T}{2}} \right) \quad (4.8)$$

$$u < v_{trans} \Rightarrow wake_{fun} = 1 \quad (4.9)$$

$$u \geq v_{trans} \Rightarrow wake_{fun} = 0 \quad (4.10)$$

$$\begin{aligned} \dot{a}_1 = & -itb \left(a_1 + B_1 - (KC * b_1) + \frac{da_1}{du} u(1 + 2wake_{fun}) \right) \\ & - \frac{itb^2}{\Omega} (b_1 - A_1 + (KCa_1) + \frac{da_1}{du} u(1 + 2wake_{fun})) - q \end{aligned} \quad (4.11)$$

$$\begin{aligned} \dot{b}_1 = & -itb \left(b_1 - A_1(KCa_1) + \frac{da_1}{du} u(1 + 2wake_{fun}) \right) \\ & + \frac{itb^2}{\Omega} (a_1 + B_1 - (KC * b_1) + \frac{da_1}{du} u(1 + 2wake_{fun})) - p \end{aligned} \quad (4.12)$$

4.1.2 Ana rotor içeriye akış dinamikleri modeli

$$T = (v_b - v_i) \frac{\rho \Omega R a b c R}{4} \quad (4.13)$$

$$v_i^2 = \sqrt{\left(\frac{(\hat{v})^2}{2}\right)^2 + \left(\frac{T}{2\rho A}\right)^2} - \frac{(\hat{v})^2}{2} \quad (4.14)$$

$$w_r = w_a + (a_1 + i_s)u^a - b_1 v_a \quad (4.15)$$

$$w_b = w_r + \frac{2}{3}R(\theta_{col} + \frac{3}{4}\theta_{twist}) \quad (4.16)$$

$$\hat{v}^2 = u_a^2 + v_a^2 + w_r(w_r - 2v_i) \quad (4.17)$$

$$A = \pi R^2 \quad (4.18)$$

4.1.3 Ana rotor takat gereksinim modeli

$$P_{total} = P^{mr} + P^{tr} + P^{fus} + P^{climb} \quad (4.19)$$

$$P^{mr} = P^{mr}_{induced} + P^{mr}_{profile} + P^{mr}_{accessories} \quad (4.20)$$

$$P^{mr}_{induced} = T + v_i \quad (4.21)$$

$$P^{mr}_{profile} = \frac{\rho C_{D_0} b c R}{2 \cdot 4} \Omega R ((\Omega R)^2 + 4.6(u_a^2 + v_a^2)) \quad (4.22)$$

$$P^{tr} = P^{tr}_{induced} = T^{tr} v_i^{tr} \quad (4.23)$$

$$P^{fus} = -X_{fus} u_a - Y^{fus} v_a + Z_{fus} (w_a - v_i) h \quad (4.24)$$

$$P^{climb} = m g \dot{h} \quad (4.25)$$

$$Torque_{MR} = \frac{P^{MR}}{\Omega} \quad (4.26)$$

$$X_{MR} = -T (a_1 - i_s) \quad (4.27)$$

$$Y_{MR} = T b_1 \quad (4.28)$$

$$Z_{MR} = -T \quad (4.29)$$

$$L_{MR} = (Y_{MR} h_{hub}) + \left(\frac{dL}{dB_1} b_1 \right) + \left(\frac{dL}{dA_1} (-a_1 + B_1 - (K_1 b_1)) \right) \quad (4.30)$$

$$N_{MR} = Torque_{MR} \quad (4.31)$$

4.2 Gvde Aerodinamik Modeli

$$d_{hub} = \frac{(f_{shub} - f_{scg})}{12} \quad (4.32)$$

$$d_{fus} = \frac{(f_{sfus} - f_{scg})}{12} \quad (4.33)$$

$$w_a^{fus} = w - v_i \quad (4.34)$$

$$dfw = \left(\frac{u}{-w_a^{fus}} (h_{hub} - h_{fus}) - (d_{fus} - d_{hub}) \right) \quad (4.35)$$

$$dfw_{emp} = 3dfw \quad (4.36)$$

$$X_{aero}^{fus} = \frac{\rho}{2} X_{uu}^{fus} u_a u_a \quad (4.37)$$

$$Y_{aero}^{fus} = \frac{\rho}{2} Y_{uu}^{fus} v_a v_a \quad (4.38)$$

$$Z_{aero}^{fus} = \frac{\rho}{2} Z_{uu}^{fus} w_a w_a \quad (4.39)$$

$$M^{fus} = Y_{aero}^{fus} h_{fus} \quad (4.40)$$

$$L^{fus} = (Z_{aero}^{fus} dfw_{emp}) - (X_{aero}^{fus} h_{fus}) \quad (4.41)$$

4.3 Kuyruk Modeli

4.3.1 Yatay kuyruk modeli

$$w_a^{ht} = w_a + v_i \quad (4.42)$$

$$Z_{aero}^{ht} = \frac{\rho}{2} (Z_{uu}^{ht} u_a u_a + Z_{uw}^{ht} u_a w_a^{ht}) \quad (4.43)$$

4.3.2 Dikey kuyruk modeli

$$v_a^{ht} = v_a + v_i^{tr} \quad (4.44)$$

$$Y_{aero}^{vt} = \frac{\rho}{2} (Y_{uu}^{vt} u_a u_a + Z_{uv}^{vt} u_a v_a^{vt}) \quad (4.45)$$

4.4 Yerçekimsel Kuvvet Modeli

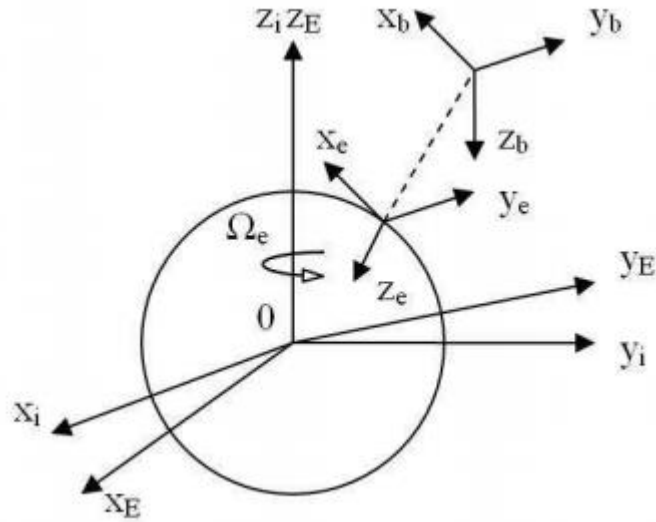
$$X_G = -mg \sin \theta \quad (4.46)$$

$$Y_G = mg \sin \theta \cos \phi \quad (4.47)$$

$$Z_G = mg \cos \theta \cos \phi \quad (4.48)$$

4.5 Hareket Modeli Eşitlikleri

4.5.1 Koordinat sistemi tanımlama



Şekil 4.3 : Koordinat sistemleri

Atalet Eksen Sistemi (Inertial Axis System)	($Ox_i y_i z_i$)
Yerle sabitlenmiş Eksen Sistemi (Earth-Fixed Axis System)	($Ox_E y_E z_E$)
Kuzey, Doğu, Aşağı Eksen Sistemi (NED Axis System)	($Ox_e y_e z_e$)
Gövde Eksen Sistemi (Body Axis System)	($Ox_b y_b z_b$)

Eksenlerin tamamı üst üste konulursa Şekil 4.3' teki gibi görünür.

4.5.2 CG (ağırlık merkezi) modelindeki toplam kuvvet ve moment

$$X_{CG} = X_G + X^{mr} + X^{fus} \quad (4.49)$$

$$Y_{CG} = Y_G + Y^{mr} + Y^{tr} + Y^{vt} \quad (4.50)$$

$$Z_{CG} = Z_G + Z^{mr} + Z^{fus} + Z^{ht} \quad (4.51)$$

4.5.3 Doğrusal hız hesaplama modeli

$$\dot{u} = \frac{X_{CG}}{m} - g \sin \theta - qw + rv \quad (4.52)$$

$$\dot{v} = \frac{Y}{m} + g \cos \theta \sin \phi - ru + pw \quad (4.53)$$

$$\dot{w} = \frac{Z}{m} + g \cos \theta \cos \phi - ru + qu \quad (4.54)$$

4.5.4 Dönel dinamikler modeli

$$\dot{p} = \frac{1}{(I_{xz}^2 - I_{xx}I_{zz})} \left(qr(I_{zz}^2 - I_{zz}I_{yy} + I_{xz}^2) - qpI_{xz}(I_{zz} - I_{yy} + I_{xx}) - (I_{zz}L + I_{xz}N) \right) \quad (4.55)$$

$$\dot{q} = \frac{1}{I_{yy}} (M + pr(I_{zz} - I_{xx}) - (p^2 - r^2)I_{xz}) \quad (4.56)$$

$$\dot{r} = \frac{1}{(I_{xz}^2 - I_{xx}I_{zz})} \left(qrI_{xz}(I_{zz} - I_{yy} + I_{xx}) - qp(I_{xz}^2 - I_{yy}I_{xx} + I_{xx}^2) - (I_{xz}L + I_{xx}N) \right) \quad (4.57)$$

$$I_{xy} = 0 \quad (4.58)$$

$$I_{yz} = 0 \quad (4.59)$$

Kabuller,

$$X_B = Y_B = Z_B = 0$$

$$PQ = QR = P^2 - R^2 = 0$$

$$R^2 = P^2 = 0$$

Bu kabullerin altında eşitlik şöyle olur:

$$\dot{p} = \frac{L}{I_{xx}} \quad (4.60)$$

$$\dot{q} = \frac{1}{I_{yy}} (M - pr(I_{xx} - I_{zz}) - I_{xz}(p^2 - r^2)) \quad (4.61)$$

$$\dot{r} = \frac{N}{I_{zz}} + \dot{p} \frac{I_{xz}}{I_{zz}} \quad (4.62)$$

4.5.5 Yer eksenli pozisyon modeli

$$u_g = (u \cos \theta + w \sin \theta) \cos \phi \cos \psi \quad (4.63)$$

$$v_g = v \cos \psi + u \sin \psi \quad (4.64)$$

$$w_g = (u \sin \theta - w \cos \theta) \cos \phi \quad (4.65)$$

4.5.6 Konum dinamikleri modeli

$$\dot{\theta} = p + (q \sin(\theta) + r \cos(\theta)) \tan \theta \quad (4.66)$$

$$\dot{\theta} = q \cos(\theta) - r \sin(\theta) \quad (4.67)$$

$$\dot{\psi} = (r \cos(\psi) + q \sin(\psi)) / \cos(\theta) \quad (4.68)$$

4.6 Atmosfer Modeli

4.6.1 Gövde eksen sistemi toplam hızı

$$V_t = \sqrt{u^2 + v^2 + w^2} \quad (4.69)$$

4.6.2 Hücüm açısı

$$\alpha = \tan^{-1}\left(\frac{w}{u}\right) \quad (4.70)$$

4.6.3 Yana-kayma açısı

$$\beta = \sin^{-1}\left(\frac{v}{V_t}\right) \quad (4.71)$$

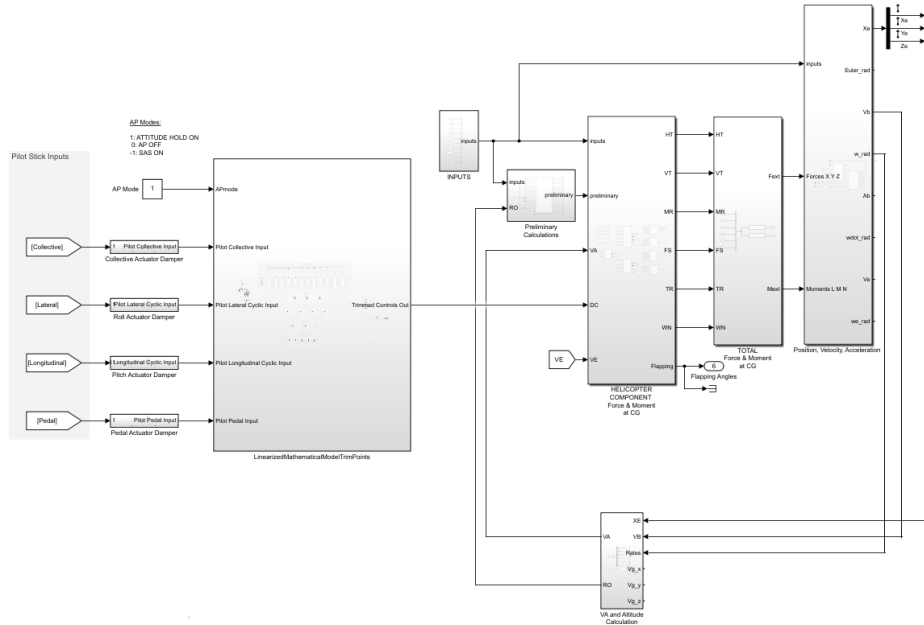


5. UYGULAMA

Bu bölümde, uygulanan kontrol yöntemlerinin matematiksel alt-yapısına girilmeden daha çok elde edilen bulguların yorumlanması yoluyla anlatılması tercih edilmiştir.

Kurulan model ve elde edilen grafiklerdeki terimlerin tamamı uluslararası uçuş mekaniği literatürüne uygun olacak şekilde İngilizceyle kullanılmıştır. Yine aynı kaygıyla birimler imperial olarak kullanılmıştır. Ancak, grafik açıklamalarının anlaşılabilir olması için anlatım esnasında terimlerin TSK literatüründeki karşılıkları kullanılmıştır.

Mnich ve Heffley' in makalesinden yararlanarak oluşturulmuş, denge çubuğu olmayan bir hafif genel maksat helikopterin doğrusal-olmayan modeli Şekil 5.1' deki gibidir [27]. Model parametreleri 400 kg kalkış ağırlıklı bir insansız helikoptere göre ölçeklenmiştir. Ölçeklenen helikopterin başlangıç trim değerlerinin girilmesi, çevresel etkilerin parametreleri, ana rotor ve gövde harmanlanma trim değerleri ve eyleyici trim değerlerinin *.m-file' lar aracılığı ile workspace' e yazılmasıyla olmaktadır. Örnekleri Ek 2' altında verilmiştir.



Şekil 5.1 : Doğrusal-olmayan helikopter modeli.

Hava yoğunluğu modeli Ek 2' deki gibi verilmiştir.

5.1 Amaç

Bu başlık altında MATLAB ve SIMULINK ortamında helikopter uçuş kontrol sistemi geliştirilerek otomatik uçuş yaptırılabilmesi amaçlanmaktadır.

5.2 Literatür taraması

Literatürdeki Minimum Complexity Helicopter Simulation Math Model [27]' i kullanan çalışmalara bakıldığında simülatör modellerinde daha çok konvansiyonel bir helikopter ileri uçuş ve biraz da askı uçuşu çalışıldığı görülmüştür. Genellikle ileri uçuş verileri paylaşılıp yorumlanmaktadır. Örneğin, yine konvansiyonel helikopter çalışmış olan ve ortak modelin kullanılmış olduğu Flight Simulation and Control of Helicopter [28] makalesinde de literatürün geri kalanında çalışmaların birçoğu gibi sadece deniz seviyesi, 100 ft ve 100 ft' teki ileri uçuş ve askı uçuşunda elde edilen sonuçlar ortaya serilip tartışılmıştır. Bu tezde ise literatüre katkı olarak:

Kalkış, tırmanma, askı uçuşu, alçalma ve inişi de içeren tam bir uçuş profili çıkarılmıştır.

Model uçuş profilinin tamamı boyunca simüle edilmiştir.

Trim noktalarının her biri için ayrı ayrı ileri hız, düşey hız, pilot komutları, irtifa ve menzil girilip, simülasyon esnasında bu değerlerin yakalanma performansına bakılmıştır.

Pilot girdileriyle, X, Y, Z eksenleri boyunca olan hareketlerin birbirleriyle alakalı olmalarına göre ağırlıklar verilip eksenlerle çarpılarak alakasız olan kısımlar izole edilmiştir. Bu şekilde komutların akuple etkileri ayrıştırılıp pilot girdilerinin etkileri güçlendirilmiştir.

Bu ayrıştırma işlemi eksen sönümleme sistemi parametreleri olan P, Q, R için de yapılmıştır. Aynı şekilde konum koruma sistemi parametreleri olan theta, phi, psi, ileri ve dikey hız, irtifa parametreleri için de tek tek ayrıştırma yapılmıştır.

5.3 Model

Helikopter matematik modeli olarak, literatürde denge çubuğu olmayan bir genel maksat helikopterin simülörde benzetiminin yapılabilmesi için üretilmiş bir model tercih edilmiştir. Bu model, ileri uçuş ve kısıtlı askı uçuşu yaptırabildiği bilinen Heffley ve Mních' in "Minimum Complexity Helicopter Simulation Math Model" isimli NASA makalesinde tanımlanan doğrusal-olmayan matematiksel helikopter modelidir [27]. Bu makaleden, temel olarak, rotor ve gövde arasındaki birbirine çapraz etki eden akuple kuvvetlerin ve ortaya çıkan diferansiyel denklem durum sayılarının bilgisayarlarda hesaplanabilecek sayılara indirildiği anlaşılmaktadır. Model, bilgisayar ortamında tıpkı makalede verildiği gibi adım adım kurulmaya çalışılmıştır.

5.4 Yöntemler

Yapı olarak doğrusal olmayan bu matematiksel model, paket programın doğrusal analiz aracı kullanılarak giriş ve çıkış kanallarına göre doğrusallaştırılmıştır. Kontrolcüler, bu doğrusal modele uyacak şekilde geliştirilmiştir. Çalışmanın sonunda, trim noktaları olan askı uçuşu, ileri uçuş, iniş ve kalkışın farklı irtifalar için otomatik olarak başarılabilmesi amaçlanmıştır.

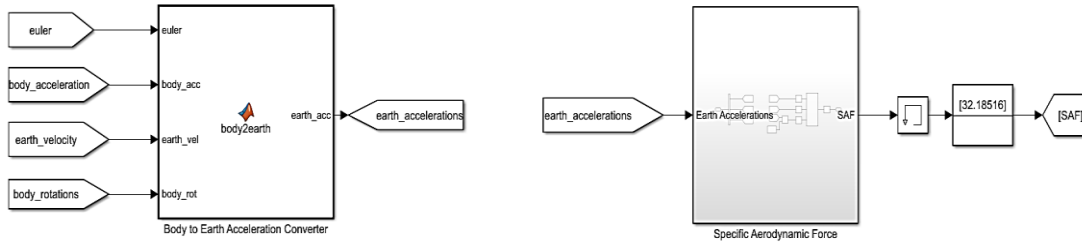
Uçuş kontrol sisteminde, öncelikle iç kararlılık döngüsü kurularak her eksenin açısal hız ve ivmelerine bakıp eksenel dengeyi sağlayan bir eksen sönümleme sistemi kontrolcüsü tasarlanmıştır. Ardından, konum-tutma amaçlı dış kararlılık döngüsü kurularak helikopterin hedeflenen hız, yükseklik ve yönelim durumlarına getirilip durumunun korunması amaçlanmıştır. Döngülerde P, PI ve PID gibi klasik kontrol yöntemleri kullanılmıştır. Tam durum geri-beslemesi ile optimal kontrol yöntemlerinin kullanılması tartışmaya açılmıştır.

5.5 Elde Edilenler

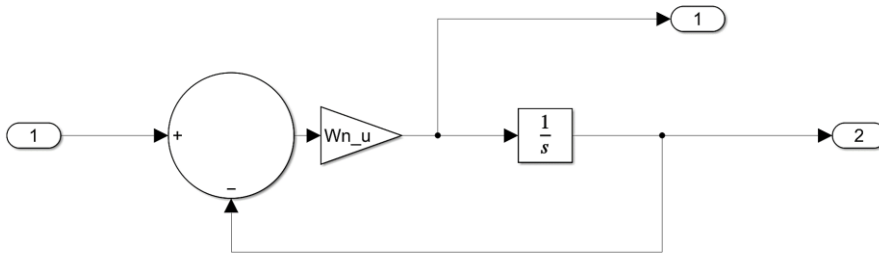
Üç boyutlu helikopter hareketi kuzey-doğu-aşağı koordinat sistemine (NED) göre grafiğe dökülmüştür. Kontrolcülerin içsel olarak sol yana doğru kayan modeli trim noktalarındaki durum ve giriş değerlerine göre ideal rotaya yaklaştırabilme performansları ölçülmüştür. Bunun sonucunda, performansların iyileştirilmesi için en uygun kontrolcü kazançları saptanmıştır.

5.6 Doğrusallaştırma İhtiyacı

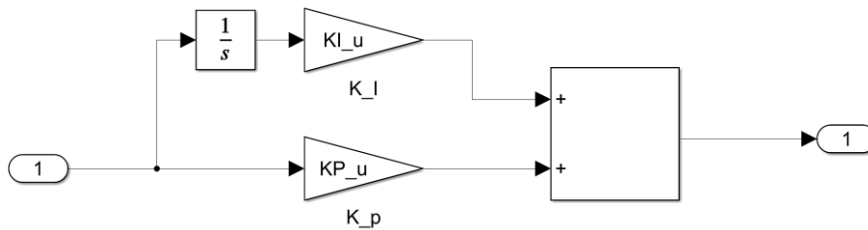
6 DoF helikopter modeline pilot girdisi verilip uygun manevraların elde edilebilmesi için modelin doğrusal bir davranış sergileyebilmesine ihtiyaç duyulmaktadır. Bunun için yunuslama, yalpalama ve sapma eksenlerindeki doğrusal ve dönel kuvvet, hız ve ivmelerin girişlerine kutup yerleştirme, LQR kazancı, PID gibi kontrol yöntemleri uygulanarak giriş sinyallerinin doğrusal-olmayan modelin çıktılarını dengeletecek formlarda oluşturulması gerekmektedir. Bu amaçla oluşturulan model yapıları, Şekil 5.2' den Şekil 5.15' e kadar aşağıdaki gibi gösterilmiştir:



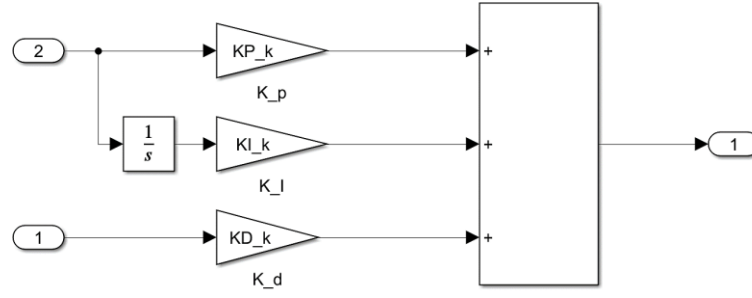
Şekil 5.2 : Gövde ivmelerinin yer ivmelerine dönüştürülmesi ve bileşke yer ivmesinin (SAF) bulunması.



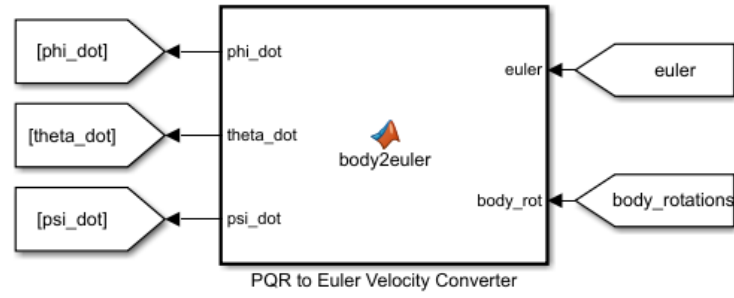
Şekil 5.3 : Komut üretilirken kullanılan sönümleyicilerin iç yapısı.



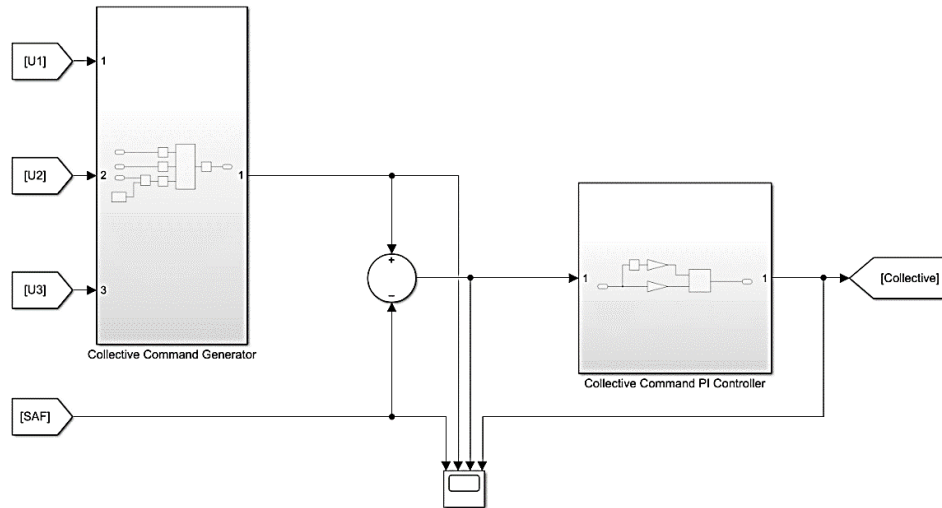
Şekil 5.4 : PI kontrolcü iç yapısı.



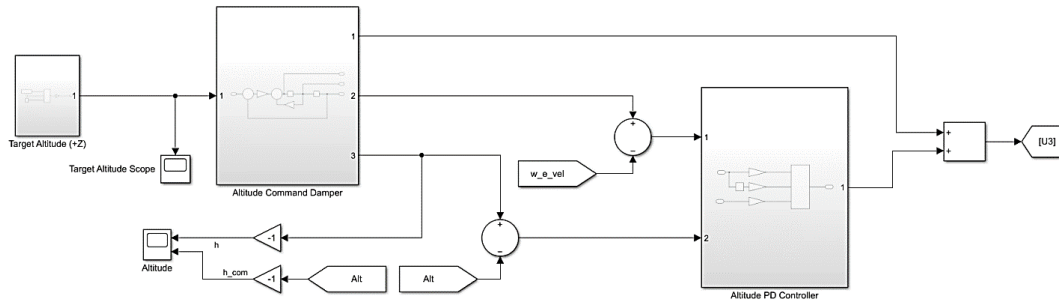
Şekil 5.5 : PID kontrolcü iç yapısı.



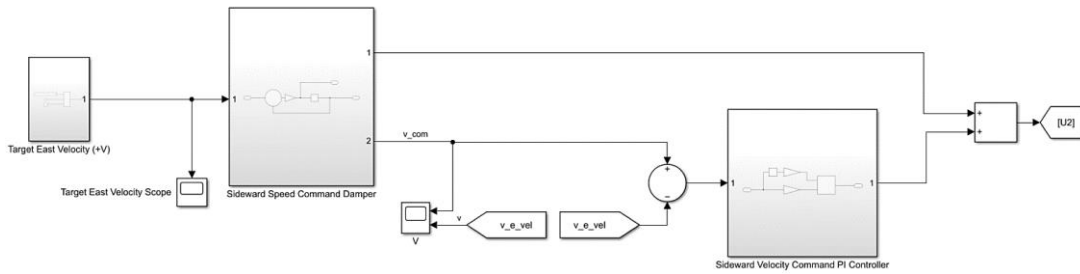
Şekil 5.6 : Gövde ivmeleri P, Q, R' ın gövde dönüş açıları ϕ , θ , ψ 'ye dönüştürülmesi.



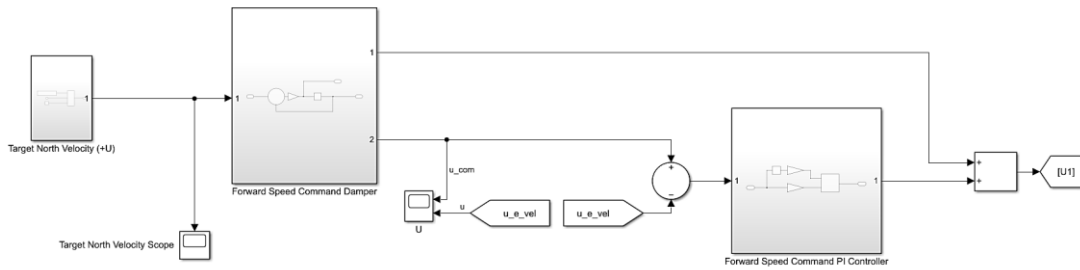
Şekil 5.7 : Kolektif komutu üretilmesi ve PI kontrolcüden geçirilmesi.



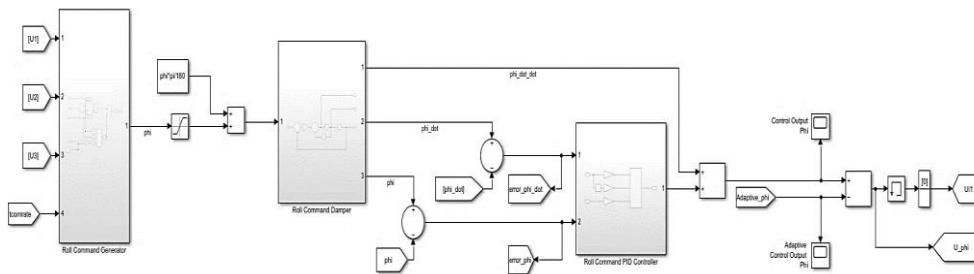
Şekil 5.8 : İrtifa komutu üretilmesi ve PID kontrolcüden geçirilmesi.



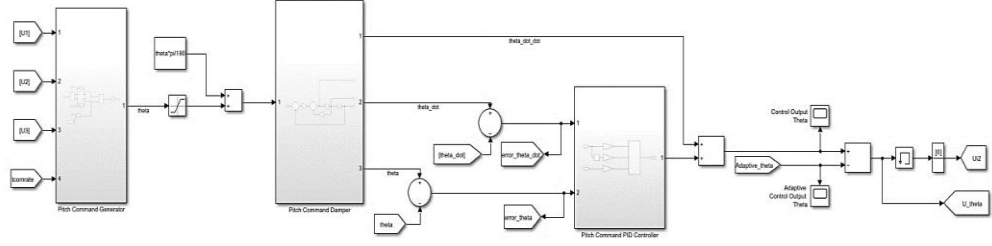
Şekil 5.9 : Yanal hız komutu üretilmesi ve PI kontrolcüden geçirilmesi.



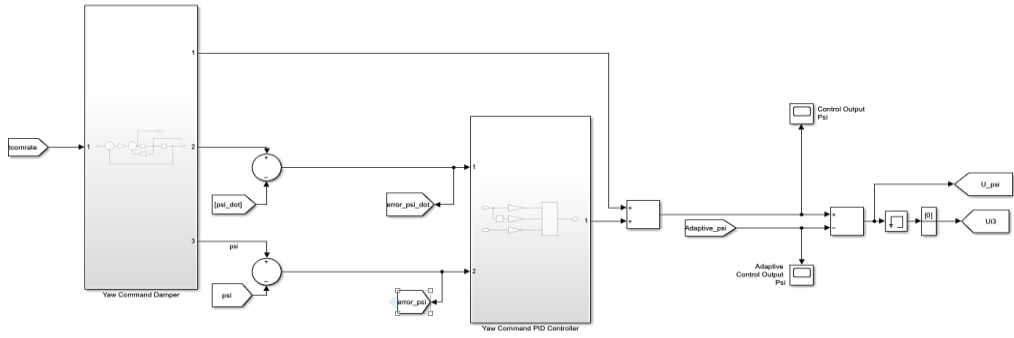
Şekil 5.10 : İleri hız komutu üretilmesi ve PI kontrolcüden geçirilmesi.



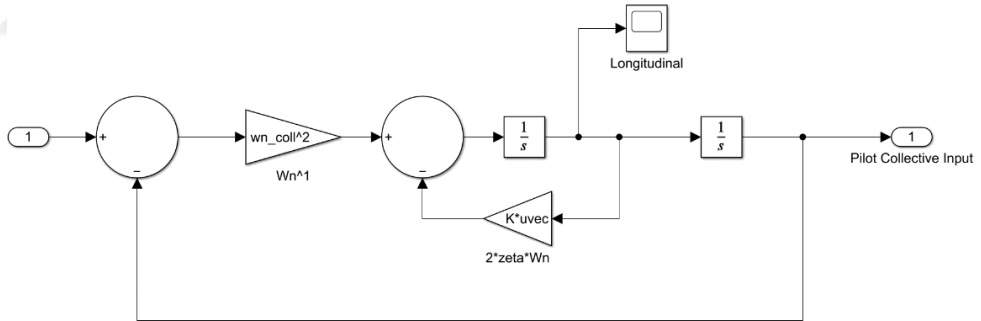
Şekil 5.11 : Yalpalama komutu üretilmesi ve PID kontrolcüden geçirilmesi.



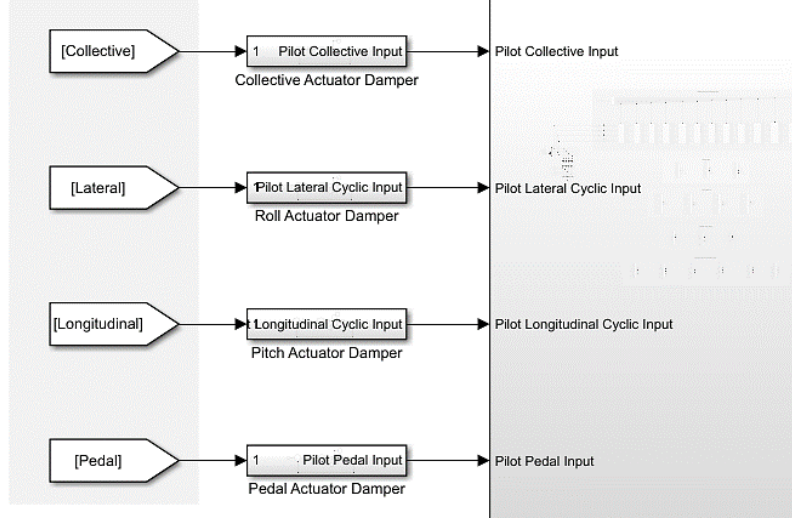
Şekil 5.12 : Yunuslama komutu üretilmesi ve PID kontrolcüden geçirilmesi.



Şekil 5.13 : Sapma komutu üretilmesi ve PID kontrolcüden geçirilmesi.



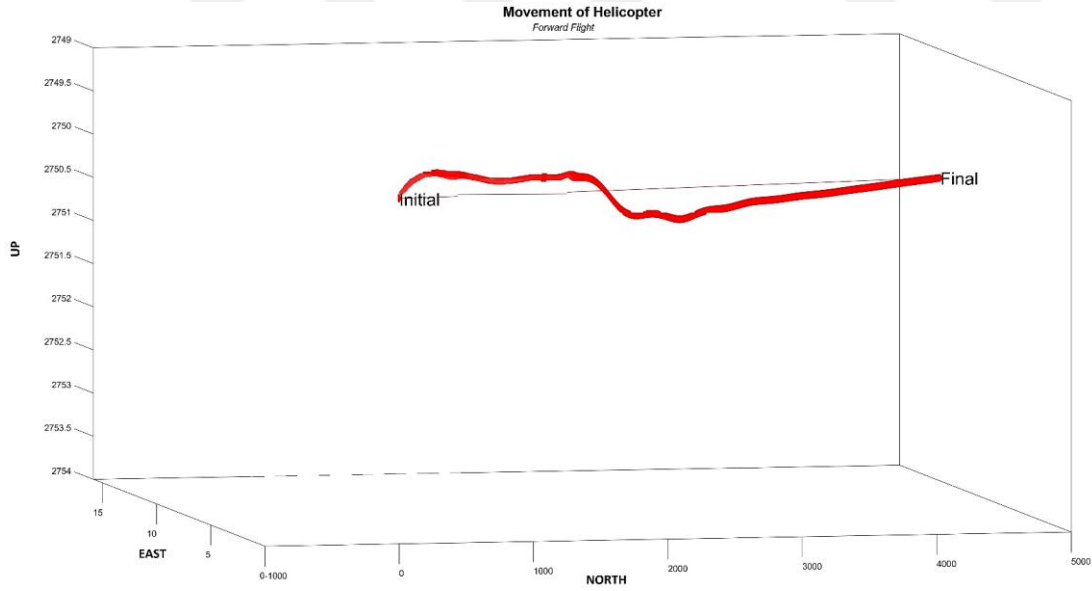
Şekil 5.14 : Eyleyici sönümleyicilerinin iç yapısı.



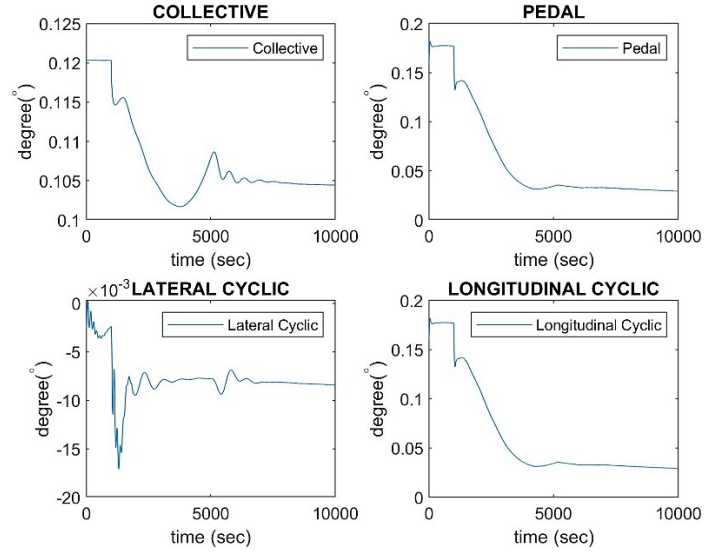
Şekil 5.15 : Doğrusal-olmayan helikopter modeline verilen pilot kumandaları.

5.7 İleri Uçuş Performansı

Bir önceki bölümdeki doğrusallaştırılmış komutlarla, 2750 ft irtifada yapılan 10000 cycle'lık (100 saniyelik) bir uçuş kesitini temsil eden simülasyondaki başarılı ileri uçuş performansından elde edilen grafikler, Şekil 5.16' daki gibidir.

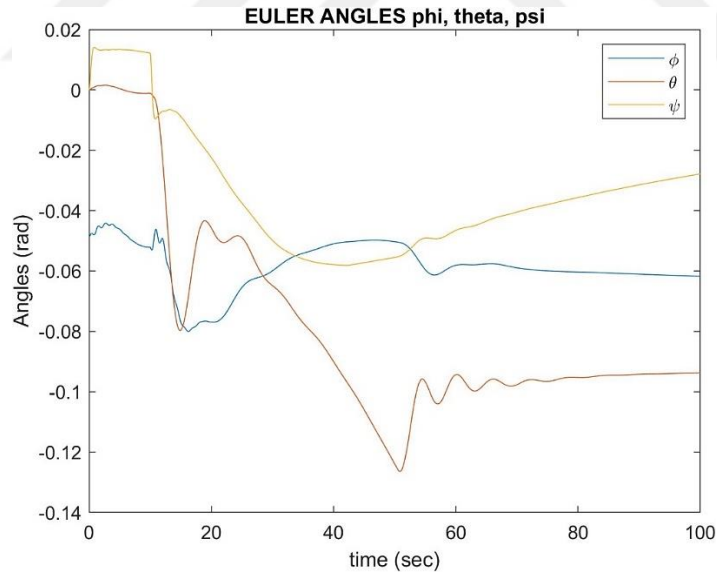


Şekil 5.16 : Doğrusallaştırılmış komutlarla ileri uçuş.



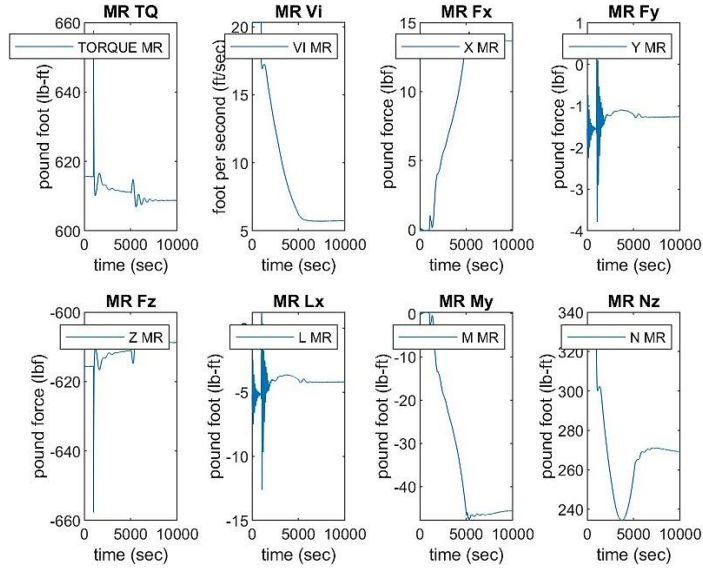
Şekil 5.17 : Pilot komutlarının derece cinsinden hareketi.

Bu uçuş kesiti boyunca Şekil 5.17' i analiz edersek, burun, %15° aşağı ve %5° sola doğru çevrilmiştir. Model, %2° motor gücünü azalmıştır ve hiç yalpalamamıştır. Simülasyon bittiğinde 5000 ft kuzey yönünde 10 ft' te doğu yönünde mesafe katedilmiş olup başarılı bir ileri uçuş gerçekleştirilmiştir.



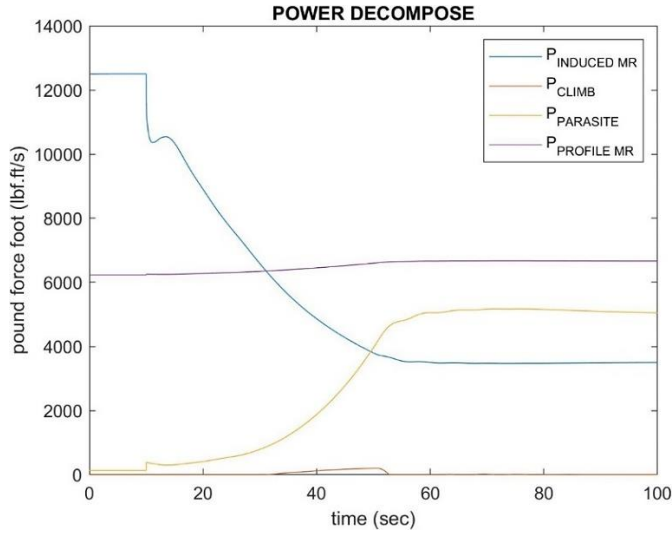
Şekil 5.18 : Dönüş açıları değişimi.

Şekil 5.18' teki bu grafikte helikopterin %32° yunuslama açısıyla daldığı, %4° yalpaladığı ve %8° sola kaydığı görülmektedir.



Şekil 5.19 : Libre cinsinden ana rotor tork ve moment güç değişimleri.

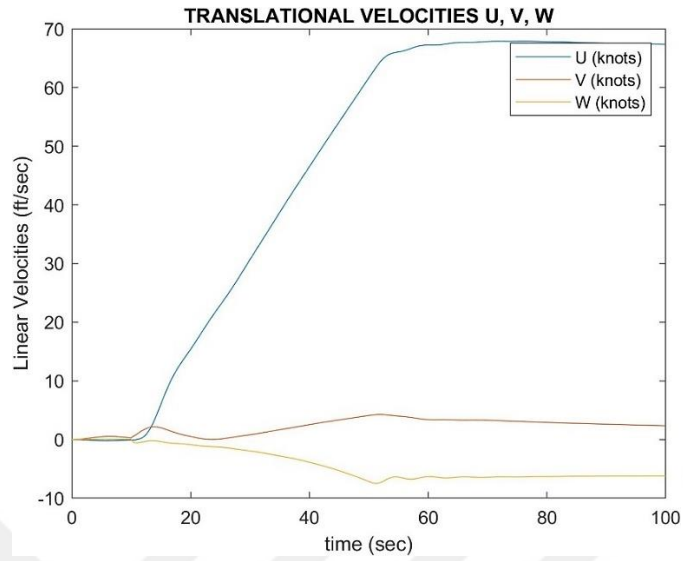
Şekil 5.19’ da verilen tork ve moment güç değişimleri, yalpalama komutu verilmemesine rağmen helikopteri sola doğru yatıran bir momentin varlığı anlaşılmaktadır. Bu durum, modelin doğasıyla ilgili olup ana rotor ve gövde üzerinde akuple olan bileşke kuvvetlerden kaynaklanmaktadır. Ayrıca iç yapı sebebiyle ana rotora etkileyen yine aynı kuvvetler aşağı yönde bir çökme kuvvetine de neden olmuştur.



Şekil 5.20 : Libre cinsinden ana rotor ve gövdeye etkileyen kuvvetlerin ayrıştırılıp değişimlerinin gösterilmesi.

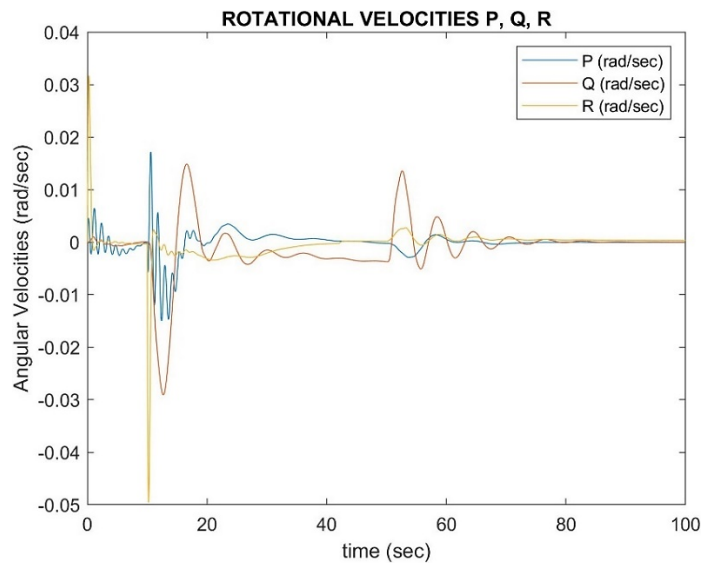
Şekil 5.20’ ye bakınca ana rotora etkileyen kuvvet %30 düşmüştür. Tırmanma ve ana rotor profilinden kaynaklanan sürtünme kuvvetleri %2 kadar düşmüştür. Ana rotorun

gövdeye çarptığı havanın gövde üzerinde oluşturduğu kuvvet ise önce artmıştır, daha sonra sabit kalmıştır.



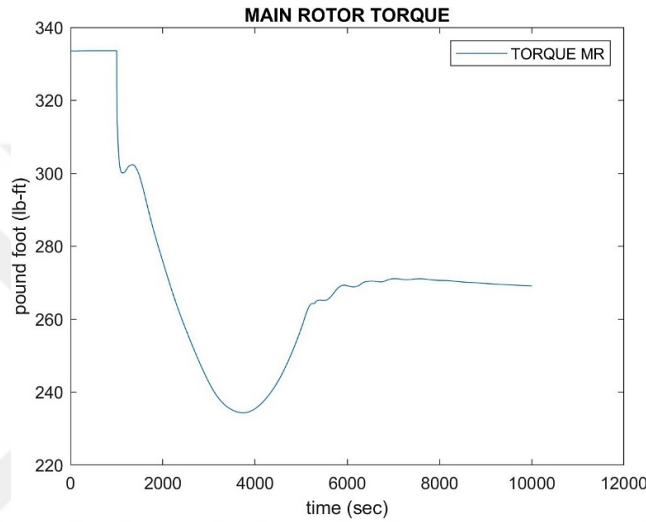
Şekil 5.21 : Gövde eksenel doğrusal hızları (ft/sec).

1 ft/sec' in 1,09728 km/h' tir. Şekil 5.21' e bakınca helikopter, 10. saniyeden sonra hızlanmaya başlamıştır. 60. saniyede ileri uçuş hızı, $U = \sim 77$ km/h' a çıkmıştır. Yatay hızı, $V = \sim 5,5$ km/h kadar oynayıp tekrar sıfırlanarak yatayda savrulmanın olduğunu belli etmiştir. Dikey hız, 60. saniyeye doğru $W = \sim 9$ km/h' lere kadar ulaşmıştır. Bu da helikopterin ileri hızı azamiye ulaştıktan sonra dalışa geçerek uçuşuna devam ettiğini göstermektedir.



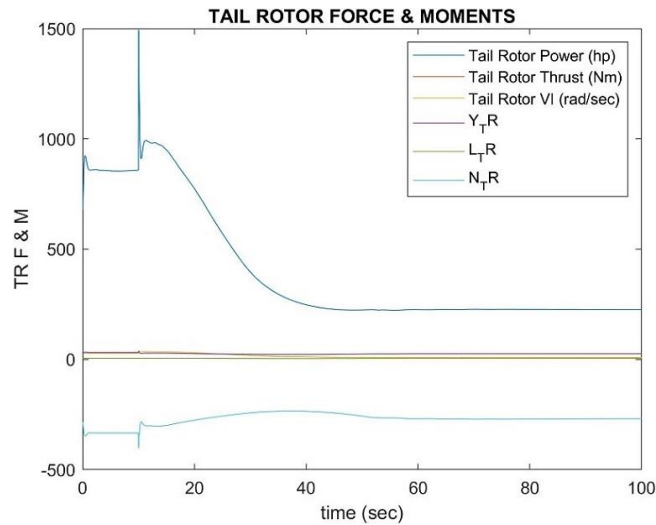
Şekil 5.22 : Gövde eksenel dönüş hızları (rad/sec).

Şekil 5.22' ye bakınca hızlanmaların başladığı 10. saniyede hızlanmaya bağlı aksel dönüş hızlarının da doğal olarak ortaya çıktığı gözlenmiştir. Doğrusal ivmenin sabitlendiği 20. saniyeye kadar da bu hızların sönümlendikleri gözlemlenmiştir. Doğrusal ivmenin sabit halden bitmeye yaklaştığı 60. saniyeye doğru da tekrar aksel dönüş hızları gözlemlenmiştir. Daha sonra ivmelenme olmadığı için sabit devam etmişlerdir. Bu grafikten de kurulan PID ve sönümleyicilerin doğru çalıştıkları anlaşılmaktadır. Böylece aksel dengeleme yani eksen sönümlemesi, SAS sağlanmıştır.



Şekil 5.23 : Libre cinsinden ana rotor torku.

Helikopter ileri hız kazanırken ivmelendiği için ana rotorun üzerindeki hava akış hızı da arttığından Şekil 5.23' teki gibi ana rotor üzerine binen torkun düştüğü gözlenmiştir.

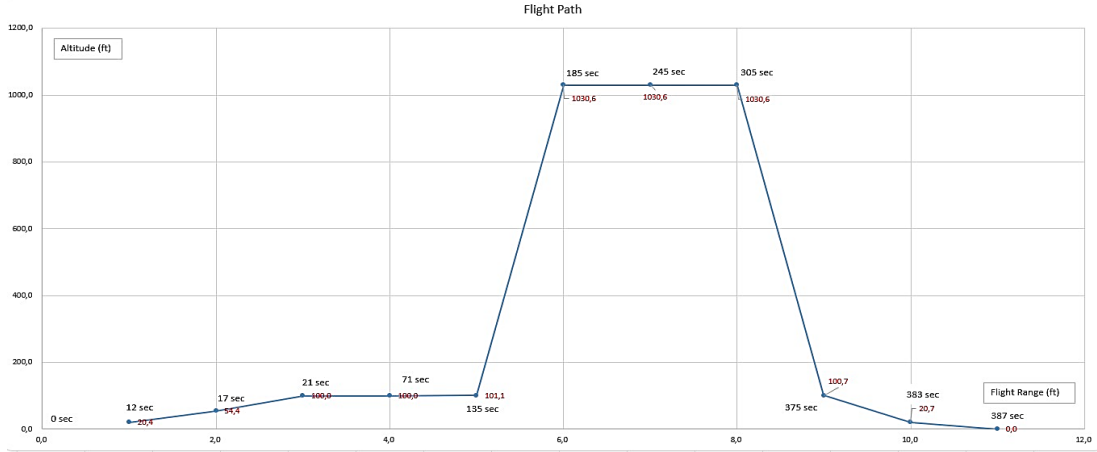


Şekil 5.24 : Kuyruk rotoru gücü, torku, üzerine etkileyen hız değişimleri ve momentler.

Grafikte en üstteki sinyale bakınca kuyruk rotorunun hp cinsinden motordan çektiği güçte, ileri doğru hızlanmanın başladığı 10. sn' de gövde burulmasına tepki olarak keskin bir zıplama görülmüştür. Sonrasında hız arttıkça hava akışı hızı da değiştiği için gövde burulması ve dolayısıyla çekilen hp' de düşmüştür. Şekil 5.24' teki En alttaki açık mavi renkli sinyal ise kuyruk anti-torku yönünde bir yalpalama momentine maruz kaldığını göstermektedir.

5.8 Uçuş Profilinin Belirlenmesi

Sık kullanılan irtifa seviyeleri olan deniz seviyesi (0 ft), 100 ft ve 1000 ft'te bulunulmasına göre ft mesafesinde kat edilen menzili de gösteren uçuş profili trapezoide benzer şekilde aşağıdaki Şekil 5.25' teki gibi oluşturulmuştur.



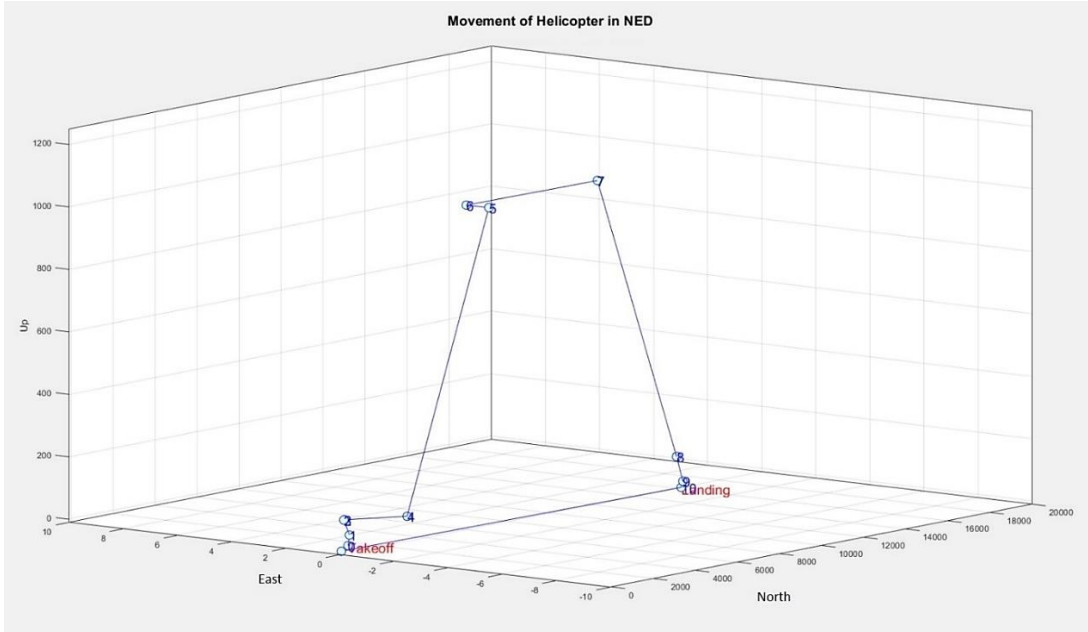
Şekil 5.25 : Zaman (sn) ve irtifa (ft) cinsinden uçuş profili.

Tezin bundan sonraki kısmında geliştirilecek olan kontrol katmanlarının bu uçuş profilini başarması için çaba gösterilmektedir. Bazı noktalarda başarılı olunmuştur. Bazı noktalarda ise anlamlı bir başarı sağlanamamıştır. Kurulan modelin doğasında bulunan ileri uçuş ve biraz da askı uçuşu başarı kabiliyeti bir kez daha görülmüştür. Doğrusallaştırılan modelin transfer fonksiyonlarında ve PID kontrolcülerin kullanıldığı eksenlerde bakılmak istenilen kontrol edilebilirliğin ve gözlenebilirliğin sağlanmasını zorlaştıran ve full rank çıkmayan büyük matrislerin varlığı sonuç almayı zorlaştırmaktadır.

Ayrıca, bunlara ek olarak, eksenler üzerinde esnek kontroller yapılabilmesi için bazı durumların köklerinin, sanal eksene özellikle yakın çıkanlarının veya marjinal

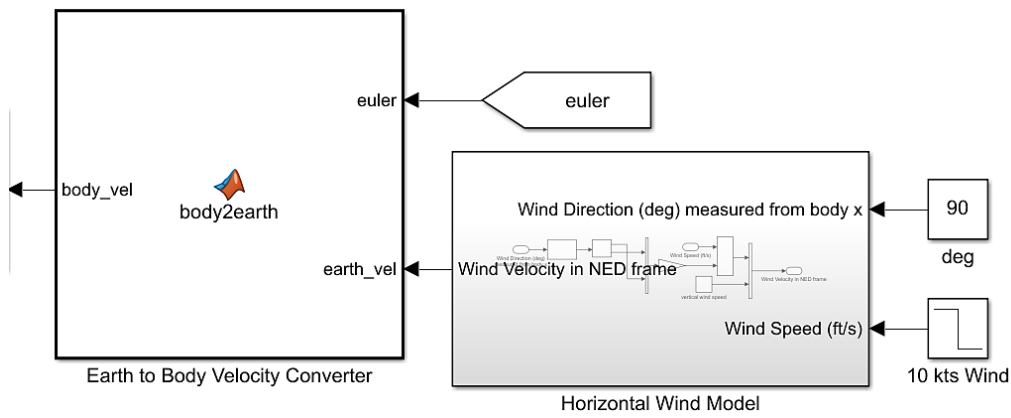
kararlılığa sebep olanlarının atılması iyi olacaktır. Bu köklerin yerine, kökleri kararlı çıkan ve baskın (dominant) kökleri sanal eksenden 10 kat gibi bir uzaklıkta bulunan suni ideal durumların oluşturulması gerektiği anlaşılmaktadır.

Uçuş profili üzerinde çalışılırken pilot girdisi olarak yalpalama ekseninde (+/-y) hareketler verilmemeye çalışılmıştır ve Şekil 5.26' da verilen modelin trapezoid formunu ne kadar takip ettiğine bakılmak istenmiştir.

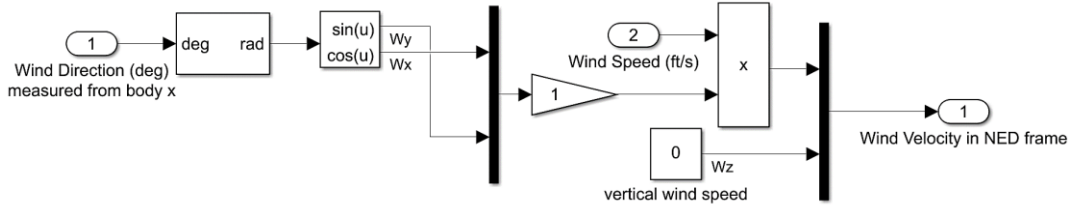


Şekil 5.26 : Perspektif açıdan 3 eksenli gösteren uçuş profili.

Yalpalama eksenine pilot girdisi verilmede Şekil 5.27' deki gibi 10 kts'lık sabit suni bir yan rüzgâr etkisi verilmektedir.



Şekil 5.27 : Yan rüzgâr (gust) modeli.



Şekil 5.28 : Üretilen rüzgâr modeli iç yapısı.

Şekil 5.28’ deki bu modeli değiştirerek farklı büyüklük ve frekanslarda değişken rüzgar etkileri üretmek de mümkündür.

5.9 Trim Noktaları ve Trim Noktalarında Doğrusallaştırma Yapılması

Bir hava aracı için trim noktası, manevra yapan hava aracının gövdesi üzerine etkiyen tüm kuvvet (F_x , F_y , F_z) ve momentlerin (L , M , N) sıfır olduğu seçilmiş bir andır. Trim noktası, alınan durum-uzay denkleminin durum değerleri, doğrusal hız ve ivmeleri, dönüş hız ve ivmeleri gibi girdileri ve çıktılarında oluşan değişkenler kümesidir.

Trim noktasından söz edildiğinde doğrusal-olmayan bir modelin var olduğu ve modelin tam da o noktada doğrusallaştırıldığı da anlaşılmalıdır.

Bir önceki bölümde belirlenmiş olan uçuş profilinde trapezoidimsi şeklin her köşesinde bir trim noktası alınarak Çizelge 5.1’ de verilen bu 11 trim noktası ortaya çıkmıştır.

Trim 0: Yer-etkisi içindeyken kalkışın başladığını ifade etmek için alınmıştır.

Trim 1: Yer-etkisinden çıktıktan sonra kalkışa devam edildiği nokta olarak alınmıştır.

Trim 2 ve Trim 5: Tırmanışa geçildiği noktalar olarak alınmıştır.

Trim 3 ve Trim 6: Askı uçuşunun başladığı noktalar olarak alınmıştır.

Trim 4 ve Trim 7: İleri uçuşun başladığı noktalar olarak alınmıştır.

Trim 8 ve Trim 9: Alçalışa geçildiği noktalar olarak alınmıştır.

Trim 10: İnişin başladığı nokta olarak alınmıştır.

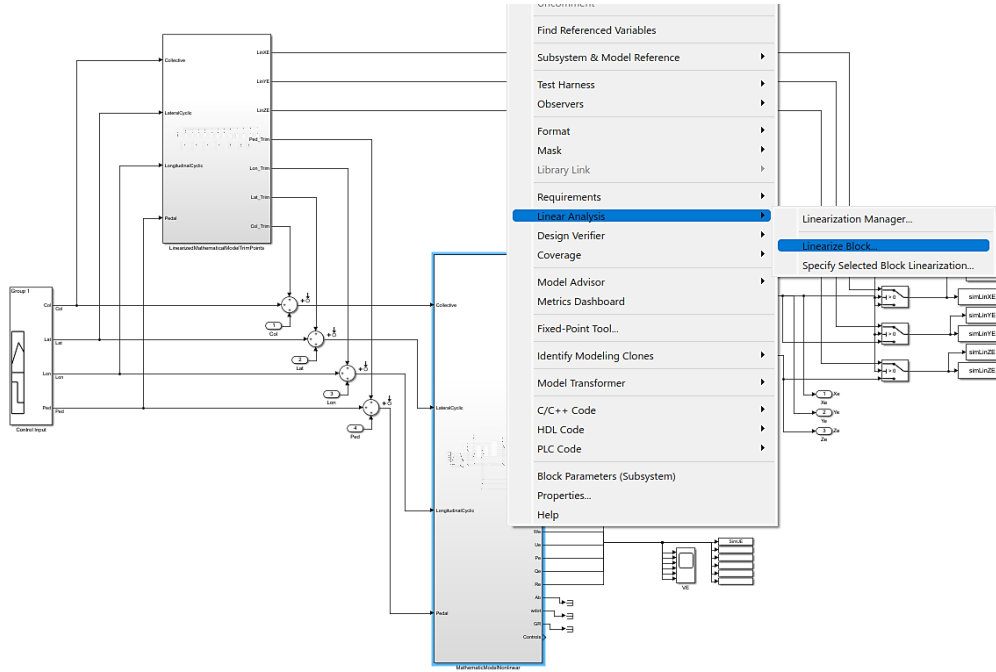
Çizelge 5.1: Trim noktaları

Min. Conn	Group	Var	TAK EOF F IGE'	TAK EOF F IGE'	TAK EOF F OGE'	TAK EOF F OGE'	CLIM BING'	CLIM BING'	HO VER'	HO VER'	FOR WAR D FLIG HT'	FOR WAR D FLIG HT'	CLIM BING'	CLIM BING'	HO VER'	HO VER'	FOR WAR D FLIG HT'	FOR WAR D FLIG HT'	DESCE NDING'	DESCE NDING'	DESCE NDING'	DESCE NDING'	LAN DING'	LAN DING'
			Trim 0 (opsp ec0)	Trim 0 (op_tr im0)	Trim 1 (opsp ec1)	Trim 1 (op_tr im1)	Trim 2 (opspe c2)	Trim 2 (op_tr im2)	Trim 3 (opsp ec3)	Trim 3 (op_tr im3)	Trim 4 (opspe c4)	Trim 4 (op_tr im4)	Trim 5 (opspe c5)	Trim 5 (op_tr im5)	Trim 6 (opsp ec6)	Trim 6 (op_tr im6)	Trim 7 (opspe c7)	Trim 7 (op_tr im7)	Trim 8 (opspe c8)	Trim 8 (op_tr im8)	Trim 9 (opspe c9)	Trim 9 (op_tr im9)	Trim 10 (opspe c10)	Trim 10 (op_tr im10)
GV 7	STATES	a _i	-0,000005	-3,82E-01	-5,00E-06	-5,37E-05	-0,0004	0,00016995	1,00E-06	0,0035222	-0,000203	0,020253	0,0015	-0,011168	-0,01	-4,39E-07	4,3916E-07	-0,014093	-0,0022	1,68E-05	-0,008487	0,0012724	0,00036207	0
GV 8		b _i	-0,000005	-6,11E-01	-5,00E-05	-0,23172	-0,004	0,013676	1,00E-05	0,0234	-0,0011	0,058207	-0,0113	0,013395	0,014	0,0031436	0,0031436	0,011931	-0,016	0,019512	0,011549	0,006418	0,0082222	-0,0041
VA 4		P	1,00E-06	6,08E+00	1,00E-06	0,079514	1,00E-06	0,0034158	1,00E-06	0,00086948	1,00E-06	-4,9342	1,00E-06	-2,9519	1,00E-06	0,003899	0,003899	9,51E-25	1,00E-06	1,14E-13	1,1397E-13	0,017347	1,73E-02	0
VA 5		Q	1,00E-06	7,23E+00	1,00E-06	0,093108	1,00E-06	0,039128	1,00E-06	0,017183	1,00E-06	-9,2647	1,00E-06	-11,538	1,00E-06	0,0039248	0,0039248	9,80E-33	1,00E-06	1,13E-13	1,1347E-13	0,10919	1,09E-01	0
VA 6		R	1,00E-06	1,48E+00	1,00E-06	0,082072	1,00E-06	0,072977	1,00E-06	0,0093535	1,00E-06	0,47973	1,00E-06	0,91755	1,00E-06	0,005603	0,005603	2,05E-23	1,00E-06	8,63E-14	8,632E-14	0,053189	5,32E-02	0
XE 4		φ	1,00E-06	7,05E-01	0,0048323	0,051213	1,00E-06	0,051923	1,00E-06	0,025343	0,08067	0,73301	0,73301	2,1048	1,00E-06	0,003925	0,003925	0,13692	0,13692	0,094131	0,094131	0,012801	1,00E-06	-1,4007
XE 5		θ	1,00E-06	2,43E+00	0,031738	0,13368	1,00E-06	0,029975	1,00E-06	0,0030048	0,1949	-4,3608	-4,3608	3,5913	1,00E-06	0,003925	0,003925	0,13643	0,13643	0,094947	0,094947	-0,20091	1,00E-06	-1,3984
XE 6		ψ	1,00E-06	2,04E+00	1,00E-06	0,1149	1,00E-06	0,037256	1,00E-06	0,0092983	0,0766	0,42033	0,42033	0,51948	1,00E-06	0,003925	0,003925	0,13702	-0,13702	0,095037	0,095037	-0,20023	1,00E-06	-2,0235
VA 1		U	1,7	0,59363	3,4	3,4766	11,4	11,1576	1,00E-06	0,00037035	25,35	26,3412	84,4	84,557	1,00E-06	0,000001	101,3	101,8357	50,6	50,7182	20,28	20,3197	5,167	0
VA 2		V	1,02E-06	8,06E-01	1,00E-06	0,053344	1,00E-06	0,037762	1,00E-06	0,0002521	1,00E-06	-1,0386	-1,0386	-3,3886	1,00E-06	0,000001	1,00E-06	-0,1469	1,00E-06	0,090159	0,090159	0,19769	1,00E-06	0
VA 3	W	1,7	0,088005	6,8	6,8115	11,4	11,614	1,00E-06	0,01007	0,017	0,51842	18,59	18,0795	1,00E-06	0,000001	-0,017	0,033147	-13,27	-14,6285	-10	-10,0189	-5,167	0	
XE 1	X	1,00E-06	2,04E+01	20,4	37,4	37,4	83	83	83,0001	83,0001	1705,4	1705,4	5925,4001	5925	5925	5925	5925	12003,4001	12003,4001	15545,4001	15545,4001	15707,6401	15728,30811	

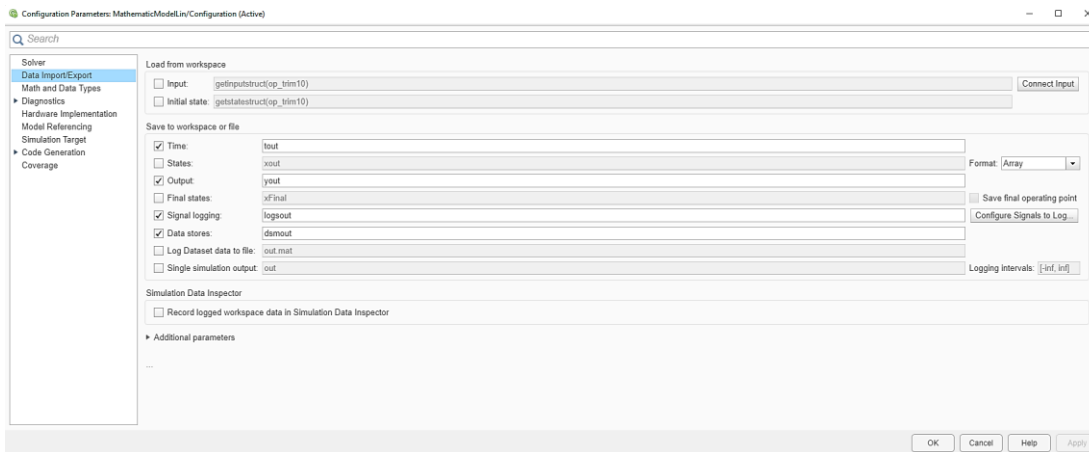
Çizelge 5.1: Trim noktaları. (devam)

XE 2		Y	1,00E-06	2,35E-01	1,00E-06	0,024495	1,00E-06	0,044708	1,00E-06	0,039804	1,00E-06	-1,1066	-1,1066	0,85072	1,00E-06	0,003925	0,003925	0,13702	-0,13702	-0,31111	-0,31111	-0,4171	0,21402	0,9844
XE 3		Z	1,00E-06	2,04E+01	20,4	54,4	54,4	100	100	100,0001	101,0816	101,0816	1030,5881	1030	1030	1030	1029,5681	1029,5681	100,6681	100,6681	20,6681	20,6681	0,00011	0,00011
DC 1		Col	0,32	0,0064925	0,25	0,35192	0,2	0,013091	0,15	0,097953	0,12	0,10254	0,27	0,43044	0,25	0,045231	0,22	0,10081	0,08	0,034709	0,1	0,047881	0,2	0,4025
DC 3		L at	0,000001	8,14E-01	1,00E-06	0,047217	1,00E-06	0,039746	1,00E-06	0,0018554	1,00E-06	0,42241	1,00E-06	0,052646	1,00E-06	0,003925	1,00E-06	0,14094	-0,0001	0,095146	1,00E-06	0,10566	1,00E-06	-0,2833
DC 2		INPUTS In	0,000001	8,34E-01	1,00E-06	0,021451	1,00E-06	0,038438	1,00E-06	0,00041253	1,00E-06	0,42035	1,00E-06	0,052646	1,00E-06	0,003925	1,00E-06	0,14094	-0,45	-0,54505	1,00E-06	0,10579	1,00E-06	0,3113
DC 4		INPUTS Ped	0,000001	2,50E-01	1,00E-06	0,02817	1,00E-06	0,12167	1,00E-06	0,030439	1,00E-06	0,215	1,00E-06	0,1623	1,00E-06	0,089061	1,00E-06	0,06493	0,06493	0,06061	1,00E-06	0,067951	1,00E-06	1,0091
ALT		Alt	0	0	54,4	54,4	100	100	100	100	101,0816	101,0816	1030,58805	1030,5881	1030	1030	1030	1029,5681	1029,5681	100,6681	20,6681	20,6681	0,00011	0,00011
Time		t	12		5		4		50		64		50		60		60		70		8		4	
SimXE		OUTPUTS Xe	20,4	20,4	37,4	37,4	83	83	83,00005	83,0001	1705,4	1705,4	5925,40005	5925,4001	5925	5930	12003,4001	12003,4001	15545,40011	15545,4001	15707,64011	15707,6401	15728,30811	15728,30811
SimYE		OUTPUTS Ye	0	0,2348	0	0,024495	0,03025	0,029965	0	0,039804	0	-1,1066	0	0,85072	0	0,71018	0	0,13702	0	-0,31111	0	-0,4171	0	0,9844
SimZE		OUTPUTS Ze	20,4	20,4	54,4	54,4	100	100	100,00005	100,0001	101,0816	101,0816	1030,58805	1030,5881	1030	1030	1029,56811	1029,5681	100,66811	100,6681	20,66811	20,6681	1,10E-04	0,00011
x			20,4000		37,4000		83,0000		83,0001		1705,4001		5925,4001		5925		12003,4001		15545,4001		15707,6401		15728,3081	
z			20,4000		54,4000		100,0000		100,0001		101,0881		1030,5881		1030		1029,5681		100,6681		20,6681		0,0001	
t			12		17		21		71		135		185		245		305		375		383		387	

Çizelge 5.1’deki beyaz kolonlarda, trim noktasını alırken başlanacak değerler göstermektedir. Yani bu değerler, Şekil 5.29’daki menüden girilerek doğrusallaştırmanın yapıldığı anda girilen beklenen değerlerdir. Çizelgedeki sarı kolonlar ise doğrusallaştırılmış sistemin elde edildiği değerlerdir. Yani, trim noktasının iterasyonlar sonunda elde edilen değerlerdir.



Şekil 5.29 : Doğrusal-olmayan modelin Linear Analysis aracı kullanılarak doğrusallaştırılması.



Şekil 5.30 : Model parametreleri ekranından girdi ve başlangıç durumlarının alınması.

Şekil 5.30’ daki model parametreleri ekranından girdilerin ve başlangıç durumlarının workspace’ ten mi yoksa trim edilmiş noktadan mı çekileceğine karar verilmektedir.

Örneğin Trim 0’ın başlangıç değerleri ve trimlenmiş değerleri aşağıda verildiği gibidir.

State	Value	State Specifications					
		<input type="checkbox"/> Known	<input type="checkbox"/> Steady State	Minimum	Maximum	dx Minimum	dx Maximum
...hematicModelLin/MathematicModelNonlinear/HELICOPTER COMPONENT Force & Moment at CG/Rotor TPP Dynamics/a1							
State - 1	-5e-06	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	-Inf	Inf	-Inf	Inf
...hematicModelLin/MathematicModelNonlinear/HELICOPTER COMPONENT Force & Moment at CG/Rotor TPP Dynamics/b1							
State - 1	-0.00505	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	-Inf	Inf	-Inf	Inf
MathematicModelLin/MathematicModelNonlinear/Subsystem5/Subsystem/P, Q, R							
State - 1	1e-06	<input type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	-Inf	Inf	-Inf	Inf
State - 2	1e-06	<input type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	-Inf	Inf	-Inf	Inf
State - 3	1e-06	<input type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	-Inf	Inf	-Inf	Inf
MathematicModelLin/MathematicModelNonlinear/Subsystem5/Subsystem/Quaternion_Euler/Phi, Theta, Psi							
State - 1	1e-06	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	-Inf	Inf	-Inf	Inf
State - 2	1e-06	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	-Inf	Inf	-Inf	Inf
State - 3	1e-06	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	-Inf	Inf	-Inf	Inf
MathematicModelLin/MathematicModelNonlinear/Subsystem5/Subsystem/U, V, W							
State - 1	1.7	<input type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	-Inf	Inf	-Inf	Inf
State - 2	0.000102	<input type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	-Inf	Inf	-Inf	Inf
State - 3	1.7	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	-Inf	Inf	-Inf	Inf
MathematicModelLin/MathematicModelNonlinear/Subsystem5/Subsystem/X, Y, Z							
State - 1	1e-06	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	-Inf	Inf	-Inf	Inf
State - 2	1e-06	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	-Inf	Inf	-Inf	Inf
State - 3	1e-06	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	-Inf	Inf	-Inf	Inf

Şekil 5.31 : Trim noktası durumlarının başlangıç değerlerinin girilmesi.

Şekil 5.31’ de Trim edildikten sonraki değerin ne olduğu biliniyorsa “known” olarak işaretlenir ve nokta o değeriyle kalır. Zamanla sıfıra götürülmek istenen durumlarsa “steady state” olarak işaretlenir.

Input	Value	Input Specifications		
		<input type="checkbox"/> Known	Minimum	Maximum
MathematicModelLin/Col				
Channel - 1	0.32	<input type="checkbox"/>	-Inf	Inf
MathematicModelLin/Lat				
Channel - 1	1e-06	<input type="checkbox"/>	-Inf	Inf
MathematicModelLin/Lon				
Channel - 1	1e-06	<input type="checkbox"/>	-Inf	Inf
MathematicModelLin/Ped				
Channel - 1	1e-06	<input type="checkbox"/>	-Inf	Inf

Şekil 5.32 : Trim noktası girişlerinin başlangıç değerlerinin girilmesi.

Burada Şekil 5.32’ de, hiçbir “known” işaretlenmediği için başlangıç olarak verilen bu girdi değerlerinin trim alınırken yani model doğrusallaştırılırken değiştirilmesine izin

verildiği anlamını taşımaktadır. Başarılı bir doğrusallaştırma yapılabildiyse yine başlangıç değerlerine oldukça yakın değerler elde edilecektir.

Edit: opspec0				
States		Inputs	Outputs	
Output	Value	Output Specifications		
		<input type="checkbox"/> Known	Minimum	Maximum
MathematicModelLin/Xe				
Channel - 1	20.4	<input checked="" type="checkbox"/>	-Inf	Inf
MathematicModelLin/Ye				
Channel - 1	0	<input type="checkbox"/>	-Inf	Inf
MathematicModelLin/Ze				
Channel - 1	20.4	<input checked="" type="checkbox"/>	-Inf	Inf

Şekil 5.33 : Trim noktası çıkışlarına başlangıç değerlerinin girilmesi.

Mesela burada Şekil 5.33’ te, Xe, kuzeye doğru kat edeceği menzil ve Ze, çıkacağı irtifa değerleridir. Bunlar, “known” olarak işaretlenerek değişiklik olmaksızın bu değerlerin tutturulması istendiği belirtilmiştir.

Girilen bu başlangıç değerlerinden sonra elde edilen durumlar, girdiler ve çıktılar sırasıyla Şekil 5.34, Şekil 5.35 ve Şekil 5.36’ da verildiği gibi şöyledir:

Durumlar:

Edit: op_trim0				
Optimizer Output Details				
State	Input	Output		
State	Desired Value	Actual Value	Desired dx	Actual dx
MathematicModelLin/MathematicModelNonlinear/HELICOPTER COMPONENT Force & Moment at CG/Rotor TPP Dynamics/a1				
State - 1	[-Inf, Inf]	-0.38178	[-Inf, Inf]	9.0864
MathematicModelLin/MathematicModelNonlinear/HELICOPTER COMPONENT Force & Moment at CG/Rotor TPP Dynamics/b1				
State - 1	[-Inf, Inf]	-0.61306	[-Inf, Inf]	5.7283
MathematicModelLin/MathematicModelNonlinear/Subsystem5/Subsystem/P, Q, R				
State - 1	[-Inf, Inf]	-6.0806	0	-0.90539
State - 2	[-Inf, Inf]	-7.2289	0	-0.38941
State - 3	[-Inf, Inf]	-1.4759	0	-0.016316
MathematicModelLin/MathematicModelNonlinear/Subsystem5/Subsystem/Quaternion Euler/Phi, Theta, Psi				
State - 1	[-Inf, Inf]	-0.70495	[-Inf, Inf]	-3.0365
State - 2	[-Inf, Inf]	-2.4342	[-Inf, Inf]	-6.4622
State - 3	[-Inf, Inf]	-2.0427	[-Inf, Inf]	-4.6842
MathematicModelLin/MathematicModelNonlinear/Subsystem5/Subsystem/U, V, W				
State - 1	[-Inf, Inf]	0.59363	[-Inf, Inf]	26.7876
State - 2	[-Inf, Inf]	-0.80638	0	-1.4274
State - 3	[-Inf, Inf]	0.088005	[-Inf, Inf]	-36.1993
MathematicModelLin/MathematicModelNonlinear/Subsystem5/Subsystem/X, Y, Z				
State - 1	[-Inf, Inf]	20.4	[-Inf, Inf]	-0.11697
State - 2	[-Inf, Inf]	-0.23478	[-Inf, Inf]	0.99641
State - 3	[-Inf, Inf]	20.4	[-Inf, Inf]	0.062303

Şekil 5.34 : Trim noktası durumları.

Bunlar, doğrusallaştırılmış modelin durumlarının trim noktasındaki son değerleridir.

Bu arada, kolektif [-0.1 ,1] radyan (~ -6° ile ~ 60°) aralığında, yatay sayıklık, boylamsal sayıklık ve pedallar ise [-1 ,1] radyan (~ -60° ile ~ 60°) aralığında çalışmaktadır.

State	Input	Output
	Input	Desired Value
	Actual Value	
MathematicModellin/Col		
Input - 1	[-Inf, Inf]	-0.064925
MathematicModellin/Lat		
Input - 1	[-Inf, Inf]	-0.81409
MathematicModellin/Lon		
Input - 1	[-Inf, Inf]	-0.83412
MathematicModellin/Ped		
Input - 1	[-Inf, Inf]	-0.25046

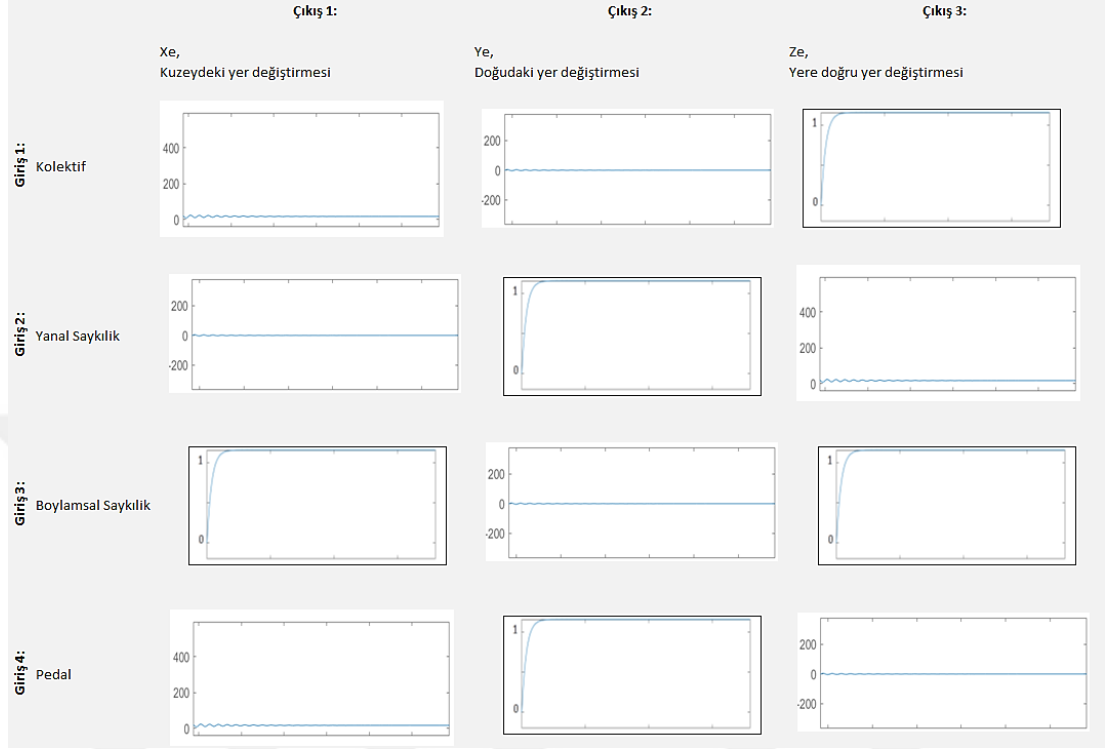
Şekil 5.35 : Trim noktası girişleri.

Yer etkisi altında kalkış olduğu için helikopter hareket ettikçe kolektifin %32'lerden %6'ya düşmesi normal görülmüştür. Ancak yanal ve boylamsal saykılık hareketlerinin %81 ve %83 oranında değişmesi anormaldir. Bu da doğrusallaştırma aracının bu trim noktasının sonucunu elde ederken maksimum iterasyon sayısına çabuk ulaştığını göstermektedir. Çıktılara bakınca da Ye' nin değerinden helikopterin sola doğru %25 yalpa yaptığı görülmektedir.

State	Input	Output
	Output	Desired Value
	Actual Value	
MathematicModellin/Xe		
Output - 1	20.4	20.4
MathematicModellin/Ye		
Output - 1	[-Inf, Inf]	-0.23478
MathematicModellin/Ze		
Output - 1	20.4	20.4

Şekil 5.36 : Trim noktası çıkışları.

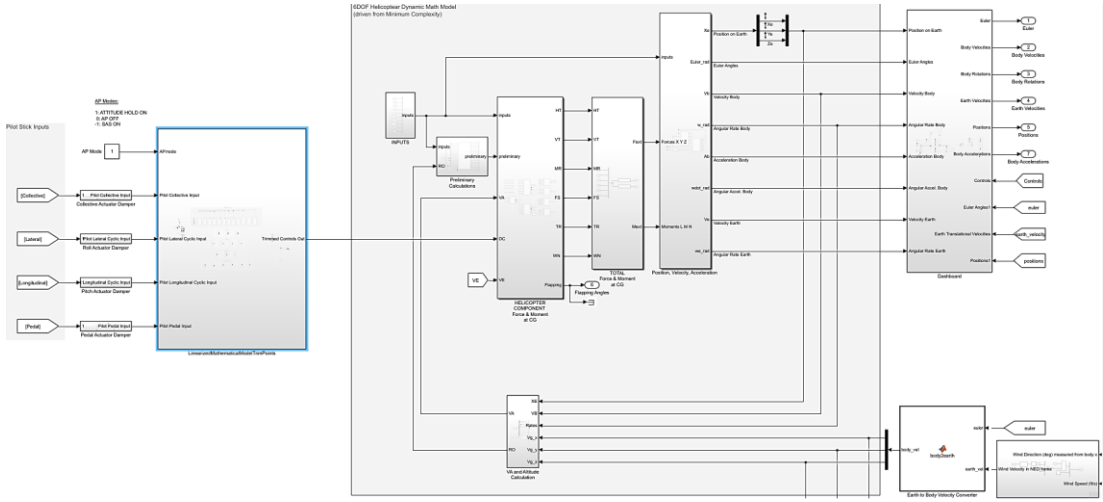
Linear Analysis aracıyla yapılan trim noktasına göre doğrusallaştırma sonucunda elde edilen “linsys0” isimli doğrusal sistemin birim basamak cevabı (step response) Şekil 5.37’ deki gibi şöyle çıkmıştır.



Şekil 5.37 : Trim 0, giriş ve çıkışlar.

5.10 Otomatik Uçuş Kontrol Sistemi

Şekil 5.38’ de de bir örneği görülen otopilotta denilen uçuş kontrol sistemleri, Şekil 5.39’ daki gibi fazlar şeklinde geliştirilmişlerdir. İlk fazı, eksen sönümleme sistemi, yani SAS olarak tanımlanmıştır. Bu, eksen sönümleme kontrolcüleridir. Bu sistem, pilotun uçarken manevra yapmadığı anlarda bile helikopterin sarsıntısız ve kararlı bir uçuş geçirmesi için sürekli yapmak zorunda kaldığı katma değer yaratmayan seri ve anlamsız saykılık, pedal ve kolektif komutlarını kendisi yapıp tamamlamaktadır. Dolayısıyla pilota ve eğer bu bir insanlı bir platformsa yolcularına konfor getiren katman burasıdır. Böylece, faydasız manevralarla yorulmayan pilotun daha güvenli bir sürüş yapmasına da katkıda bulunmuş olur. İnsansız bir helikopterden söz ediliyorsa sağlıklı bir uçuş için bu katmanın bulunması şarttır.



Şekil 5.38 : Otomatik uçuş kontrol sistemi (mavi) ve helikopter.

İkinci faz ise helikopterin konumun korumasını sağlayan “ATT” i modudur. Bu kontrolcüler katmanı, helikopterin yönelimini, hızını, irtifasını ve mevcut konumunu korumaya çalışır. Bu konum koruma kontrolcülerini katmanıyla birlikte ancak modern anlamda bir otopilotun varlığından söz edilebilir.

Doğrusallaştırılmış manevra komutları, aşağıdaki şekilde, kontrolcüler kısmında gösterilen SAS ve ATT fazlarının içinde yer aldığı trim noktalarının her birinin birbiri ardına çalıştırıldığı switch-case yapısından gelir.

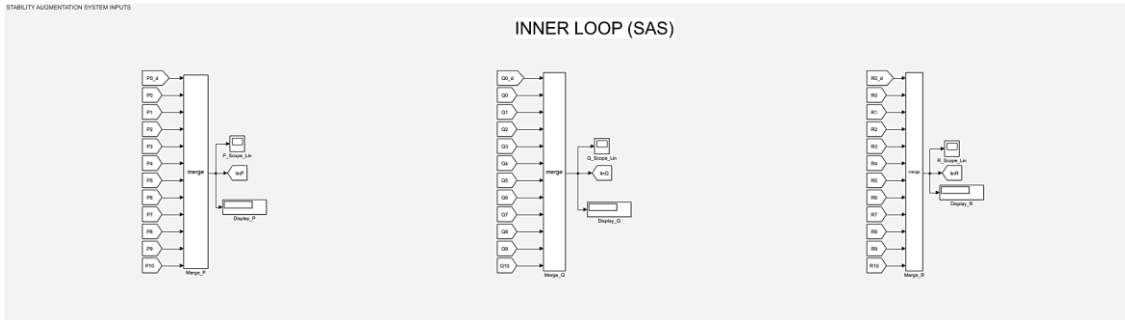


Şekil 5.39 : Otomatik Uçuş Kontrol Sistemi İç Yapısı.

5.10.1 İç kararlılık ve dış kararlılık döngüleri

İç kararlılık döngüsü olan eksen sönümleme sistemi (SAS), Şekil 5.40' taki gibi doğrusal olmayan helikopter modelinden alınan P, Q, R açısız hızlarını, bir switch-case yapısı altında toplu halde bulunan trim noktaları içerisindeki doğrusallaştırılmış eksen transfer fonksiyonlarından ve PID kontrolcülerinden tek tek ardışık olarak geçirir ve sinyali yeni bir forma kavuşturur. SAS sistemi, daha sonra, P, Q, R açısız hız sinyallerini, pilot komutlarına negatif geri besleme yaparak doğrusal olmayan helikopter modelinin ilgili ekseninin pilot komutu girişine bağlamakta ve her bir trim noktasını ardı ardına çalıştırılarak uçuş profili boyunca eksen sönümlemesini yapmaktadır.

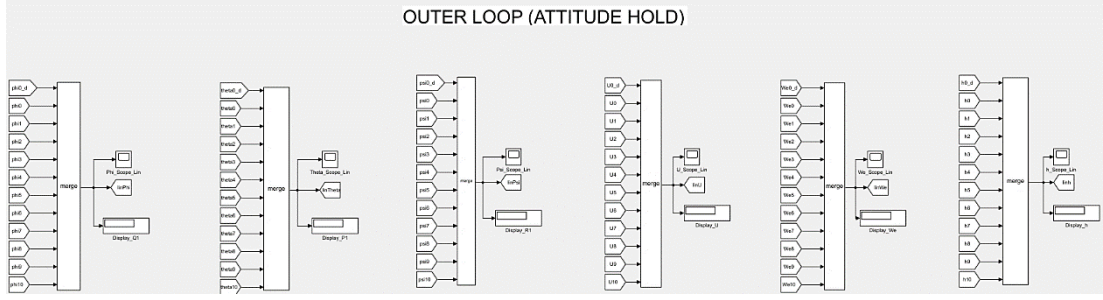
P, Q, R daha yüksek frekanslı sinyaller olduğundan bu iki döngüden hızlı olanıdır.



Şekil 5.40 : İç kararlılık döngüsü ve doğrusallaştırılmış komutları

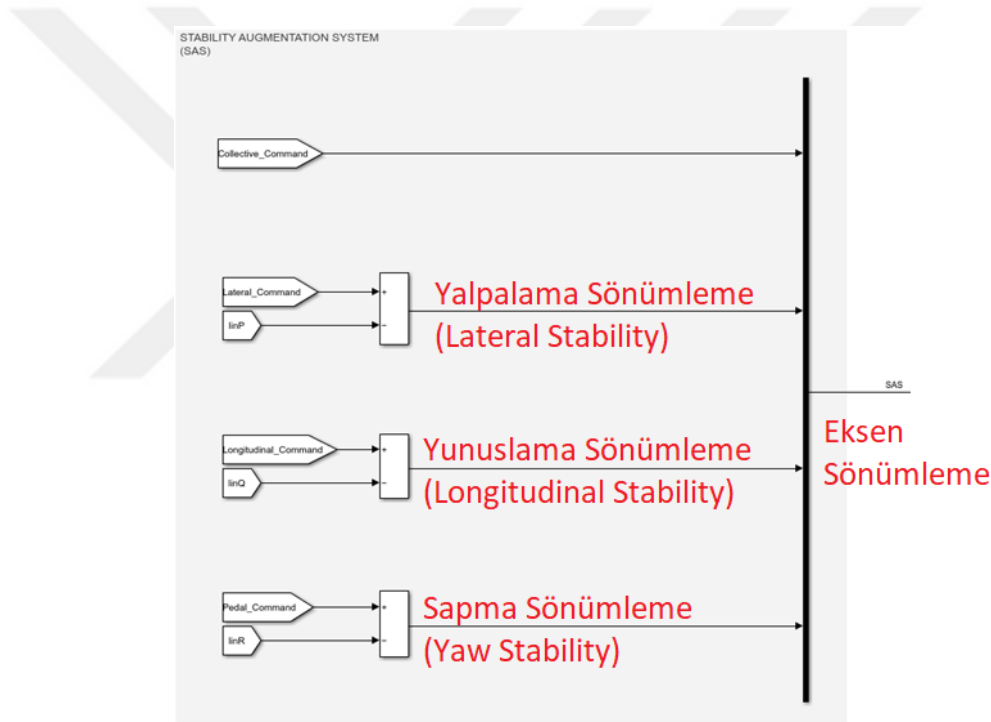
Dış kararlılık döngüsü olan ATT, Şekil 5.41' deki gibi ileri hız, irtifa, düşey hız ve Euler açıları olan ϕ , θ , ψ 'yi doğrusallaştırılmış transfer fonksiyonlarından ve PID ve sönümleyicilerden geçirerek ve sinyali yeni bir forma kavuşturduktan sonra pilot komutlarına negatif geri besleme yapacak şekilde doğrusal olmayan helikopter modelinin ilgili ekseninin pilot komutu girişine SAS' ların yanına bağlar. ATT böylece, baş açısı tutma, hız koruma, irtifa koruma, yunuslama, yalpalama ve sapma açısı tutma işlerini yapar.

İleri hız, irtifa, düşey hız ve Euler açıları olan θ , ϕ , ψ düşük frekanslı sinyaller olduğundan bu iki döngüden yavaş olanıdır.



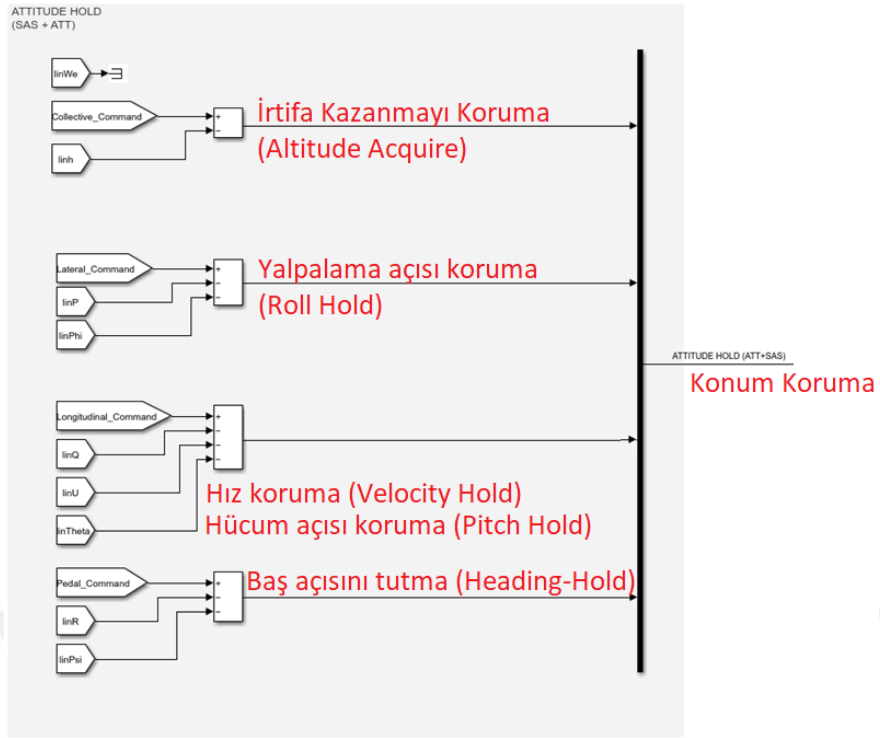
Şekil 5.41 : Dış kararlılık döngüsü ve doğrusallaştırılmış komutları

Doğrusallaştırılmış formdaki P, Q, R açısız hızları, Şekil 5.42' deki gidi eksen sönümlenme (SAS) görevlerini yapmak üzere negatif geri-besleme ile otopilot çıkışına bağlanır.



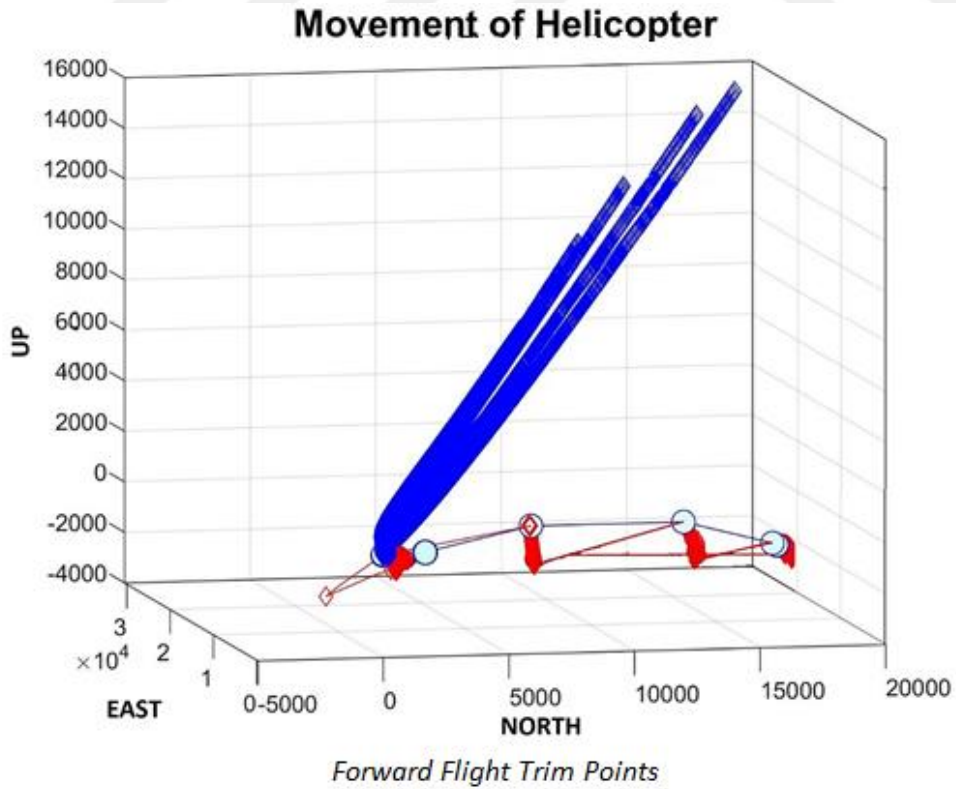
Şekil 5.42 : Eksen sönümlenme sistemi, SAS yapısı

Doğrusallaştırılmış formdaki ϕ , θ , ψ Euler dönüş açıları, Şekil 5.43' teki gibi u, ileri hızı, W_e aşağı yönlü hızı ve h irtifası, konum tutma görevlerini icra etmek üzere negatif geri-besleme ile SAS' larla birlikte otopilot çıkışına bağlanır.



Şekil 5.43 : Konum Koruma (ATT) yapısı

5.10.2 Helikopter üzerine etkiyen akuple Kuvvetler ve Ayrıştırılması



Şekil 5.44 : Helikopter Tam Uçuşu

Şekil 5.44' teki:

İçi dolu mavi küreler, trim noktalarını temsil etmektedir. Bu noktaları bağlayan mavi hat ise ideal uçuş hattı olarak görülmektedir.

Lacivert izler, doğrusal olmayan modelin otopilotsuz uçuşunu ifade etmektedir.

Kırmızı izler, her bir trim noktasındaki model giriş ve çıkışlarının doğrusallaştırılmış kanallarından oluşan modelin otopilotlu uçuşlarını göstermektedir.

Modelin simülasyon süresi uzadıkça doğu ekseninde yalpalayarak dağılıp kararlılıktan uzaklaşması yönünde bir doğal eğilimi olduğu görülmüştür.

Kurulan otomatik uçuş kontrol sisteminin bu grafikte birlikte bu modelin iç yapısı ve belki biraz da bundan kaynaklanan helikopter üzerine etkiyen akuple kuvvetlerin ayrıştırılmasından sonra bir miktar da olsa kontrol sağlayabildiği gözlemlenmiştir.

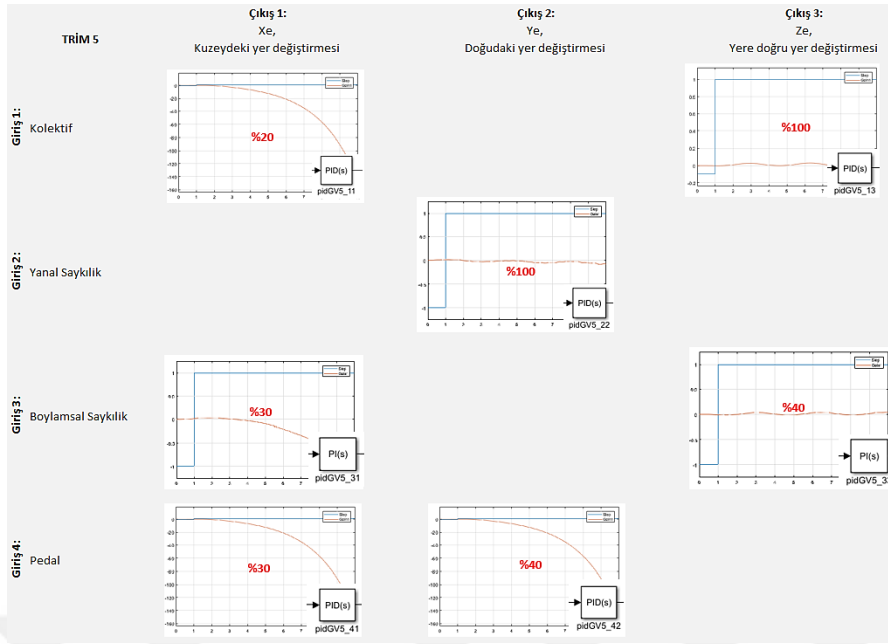
Model üzerinde PID blokları kullanılıp ince ayar çekilerek (tune edilerek) hızlı ve etkin bir şekilde klasik kontrol yapılmıştır.

Girdi ve çıktı kanalları arasında akuple olan kuvvetleri ayırmak için anahtarlama yapmak üzere pilot saykılık komutlarının doğrudan etkide bulunduğu eksenlere diğer eksenlerden izole edilebilmeleri için aşağıdaki gibi yüzdelerle ağırlıklandırma değerleri girilmiştir.

Pilot komutu sinyalleri, kendileri ile X, Y ve Z eksenlerindeki hareket miktarları arasındaki doğrusallaştırılmış transfer fonksiyonlarının akuple olmalarına göre önceden verilmiş olan yüzdelerle (kırmızı) çarpılarak ağırlıklandırılmıştır.

Şekil 5.45' te yapılan ağırlıklandırma işleminden sonra PID' lerle elde edilen birim basamak cevapları görülmektedir.

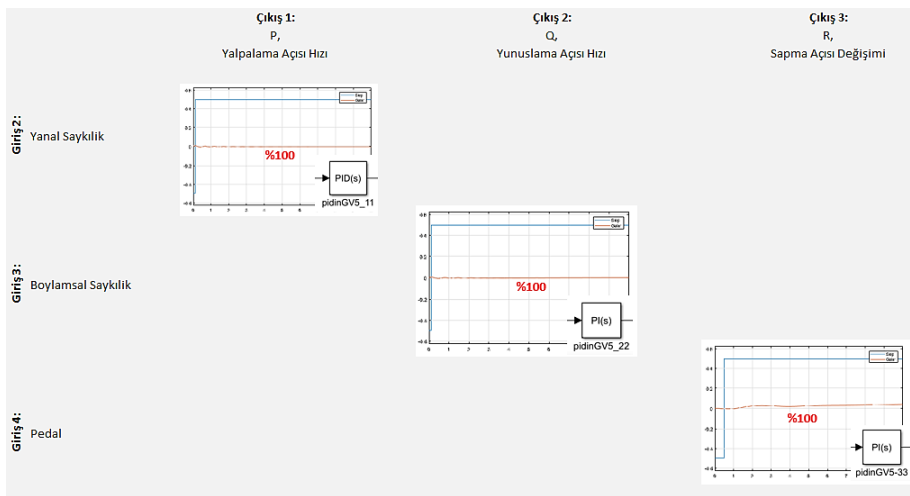
%100 katsayısı, arasına konuşlandırıldığı pilot komut sinyali ve eksenin birbirleriyle birebir ilişkili olduklarını göstermektedir.



Şekil 5.45 : Pilot komutları ve yer değiştirmelerin ayrıştırılması

Şekil 5.46’ da verilen grafiklerde, iç kararlılık döngüsündeki SAS için gerekli olan P, Q, R dönüş hızlarının etkisinin en fazla olduğu eksenler bulunmuş ve ilişki ağırlığına göre tanımlanmış yüzdelerle çarpılarak düşük akuple etkisi olanları ayrıştırılıp doğrusallaştırılmış ve anahtarlanarak modelden izole edilmiştir.

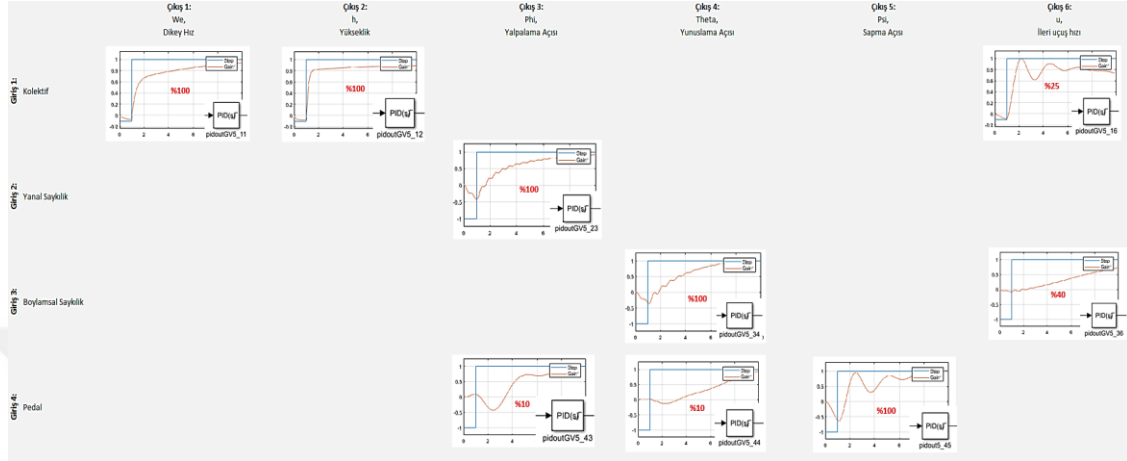
P, Q, R tepkilerinin simülasyon süresi ilerleyip durağan duruma geçildikçe yavaş yavaş sıfıra doğru gitmesi beklenmektedir. P, Q, R, yüksek frekanslı çevrim değişkenleridir. Dolayısıyla iç kararlılık döngüsü, otopilotun hızlı katmanıdır.



Şekil 5.46 : Pilot komutlarına göre aksenal dönüş hızlarının verilen yüzdelerle çarpılarak ayrıştırılması.

Şekil 5.47’ de ise dış kararlılık döngüsünde etkileşimde oldukları pilot girdilerine karşı Euler açılarının, ileri ve dikey hızların verdikleri cevaplar görülmektedir.

Konum tutma işinin yapıldığı bu dış kararlılık döngüsü değişkenleri, haliyle daha düşük frekanslıdır. Dolayısıyla, dış kararlılık döngüsü, otopilotun yavaş katmanıdır.



Şekil 5.47 : Pilot komutlarına göre eksenel dönüş açıları, ileri ve dikey hızlar ve irtifanın verilen ağırlık yüzdeleriyle çarpılarak ayrıştırılması.

5.10.3 Uçuş Olgularına göre Pilot Komutları ve Eksen Etkileşimlerinin Anahtarlanması

Model üzerinde, her bir uçuş olgusuyla ilgili kanallar bulunup tablo gibi verilen yüzdeleri pilot girdileriyle oransal bir “k” kazancı gibi çarpıp uçuş olguları üzerindeki etkileri yansıtılabilmektedir. Bu katsayılar, Çizelge 5.2’ de verildiği gibi uçuş profilindeki ilgili trim noktasındaki etkisine göre otopilota aktarılabilmektedir.

Çizelge 5.2: Uçuş olguları, trim noktaları, pilot komutları ve eksen etkileşimleri.

Uçuş Türleri	İlgili Trim Noktaları	Pilot Komutlarıyla Eksenlerin Etkileşimleri
Takatlı Uçuş (Powered Flight)		
Askı Uçuşu (Hovering Flight)	Trim 3, Trim 6	<p>Kolektif - Dikey hız, We : % 100</p> <p>Pedal - Sapma Açısı, Psi: % 40</p> <p>Pedal - Sapma Hızı, R: % 40</p> <p>Saykılık - Yunuslama hızı, P : % 10</p> <p>Saykılık - Yalpalama hızı, Q : % 10</p>

Çizelge 5.2: Uçuş olguları, trim noktaları, pilot komutları ve eksen etkileşimleri. (devam)

Kayma (Drift / Translating Tendency)	Trim 0, Trim 1,	Pedal - Sapma Açısı, Psi: % 100 Pedal - Sapma Hızı, R: % 100 Saykılık - Yalpalama hızı, Q : % 20
Sarkaç Davranışı (Pendular Action)	Trim 2, Trim 3,	Saykılık - Yunuslama açısı, P : % 80 Saykılık - Yunuslama hızı, P : % 80
Rotor Diskinin Konilemesi (Coning)	Trim 4, Trim 5, Trim 6,	Kolektif - Dikey hız, We : % 100
Açısal Hızın Korunumu (Coriolis Effect / Law of Conservation of Angular Momentum)	Trim 7, Trim 8, Trim 9, Trim 10	Saykılık - Yunuslama açısı, Theta : % 10 Saykılık - Yalpalama açısı, Phi : % 10 Pedal - Sapma açısı, Psi: % 40
Yer Etkisi (Ground Effect)	Trim 0, Trim 1	Kolektif - Dikey hız, We : % 100 Pedal - Sapma Açısı, Psi: % 30 Pedal - Sapma Hızı, R: % 30
Dönüş Yalpası (Gyroscopic Precession)	Trim 2, Trim 4, Trim 5, Trim 7 Trim 8, Trim 9	Saykılık - Yalpalama açısı, Phi : % 20 Saykılık - Yalpalama hızı, Q : % 20
Dikey Uçuş (Vertical Flight)	Trim 3, Trim 6	Kolektif - Dikey hız, We : % 100 Pedal - Sapma Açısı, Psi: % 40 Pedal - Sapma Hızı, R: % 40 Saykılık - Yunuslama hızı, P : % 10 Saykılık - Yalpalama hızı, Q : % 10
İleri Uçuş (Forward Flight)		Saykılık - Yunuslama açısı, Theta : % 50 Saykılık - Yalpalama açısı, Phi : % 40 Pedal - Sapma açısı, Psi: % 30 Saykılık - Yunuslama hızı, P : % 20 Saykılık - Yalpalama hızı, Q : % 20 Pedal - Sapma Hızı, R: % 20
Dönüşen Kaldırma Kuvveti (Translational Lift)	Trim 4, Trim 7	Pedal - Sapma Açısı, Psi: % 90 Pedal - Sapma Hızı, R: % 30
Etkiyen Akış (Induced Flow)		Kolektif - Dikey hız, We : % 100
Çapraz Akış Etkisi (Transverse Flow Effect)		Saykılık - Yalpalama hızı, Q : % 80 Saykılık - Yalpalama açısı, Phi : % 80
Kaldırma Kuvveti Asimetrisi (Dissymmetry of Lift)		Pedal - Sapma Açısı, Psi: % 100 Pedal - Sapma Hızı, R: % 100

Çizelge 5.2: Uçuş olguları, trim noktaları, pilot komutları ve eksen etkileşimleri. (devam)

Yana Uçuş (Sideward Flight)		Saykılık - Yalpalama hızı, Q : % 100 Saykılık - Yalpalama açısı, Phi : % 100 Kolektif - Dikey hız, We : % 50
Geride Uçuş (Rearward Flight)		Saykılık - Yunuslama hızı, P : % 100 Kolektif - Dikey hız, We : % 40
Dönüş Uçuşu (Turning Flight)	Trim 2, Trim 4, Trim 5, Trim 7 Trim 8, Trim 9	Saykılık - Yunuslama açısı, Theta : % 50 Saykılık - Yalpalama açısı, Phi : % 50 Pedal - Sapma açısı, Psi: % 50 Saykılık - Yunuslama hızı, P : % 30 Saykılık - Yalpalama hızı, Q : % 30 Pedal - Sapma Hızı, R: % 30
Otorotasyon Uçuşu (Autorotation)		Kolektif - Dikey hız, We : % 100 Saykılık - Yunuslama açısı, Theta : % 100
Dikey Uçuşta Otorotasyon (Autorotation in Vertical Flight)	Trim 3, Trim 6	Kolektif - Dikey hız, We : % 100 Saykılık - Yunuslama açısı, Theta : % 100 Pedal - Sapma Açısı, Psi: % 100 Pedal - Sapma Hızı, R: % 100
İleri Uçuşta Otorotasyon (Autorotation in Forward Flight)	Trim 4, Trim 7, Trim 8, Trim 9	Kolektif - Dikey hız, We : % 100 Saykılık - Yunuslama açısı, Theta : % 100

5.10.4 Doğrusallaştırılmış Model Transfer Fonksiyonları ile Kararlılık, Kontrol Edilebilirlik ve Gözlenebilirlik

Durum-uzayı gösterimindeki sistemi, transfer fonksiyonu haline getirdikten sonra paydasındaki karakteristik denklemin sifira eşitleyerek sistemin kökleri bulunur. Veya transfer fonksiyonundan yararlanarak yer-kök eğrisi çizdirilir. Bulunan kökler sanal eksenin solunda kalıyorsa eğer, sistemin kararlı olduğu kabul edilebilir. Eğer bazı kökler sanal eksen üzerine denk geliyorsa sistem marjinal kararlıdır. Bu denklemin baskın (dominant) köklerinin mümkün oldukça sanal eksenden uzaktaki kök değerleriyle değiştirilmesi gerekecektir. Kontrol edilebilirlik ve gözlenebilirlik için ise aşağıdaki matrislerin full rank olup olmamasına bakılmaktadır.

Kontrol edilebilirlik matrisi, $C_0 = [B \ AB \ A^2B \ \dots \ A^{n-1}B]$, $A_{n \times n}$, $B_{n \times m}$, $C_0 \ n \times m$

Gözlenebilirlik matrisi, $O_b = [C \ CA \ CA^2 \ \dots \ CA^{n-1}B]^{-1}$, $A_{n \times n}$, $C_{p \times n}$ O_b full rank n

5.10.5 P, PI ve PID Klasik Kontrolcülerinin Kullanılması



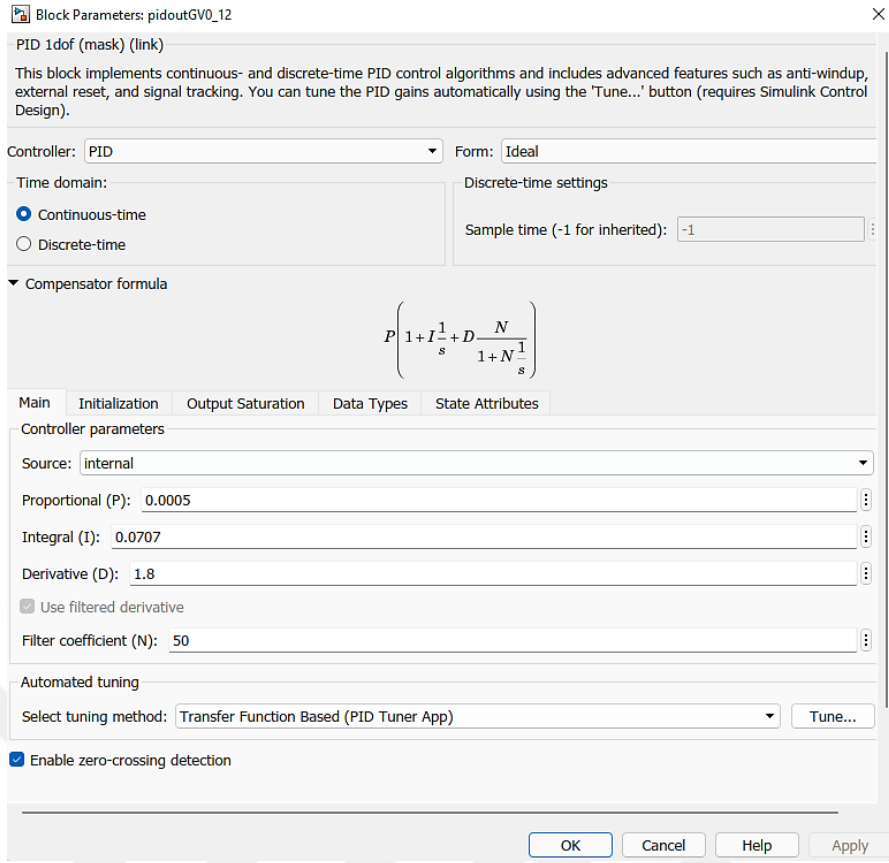
Şekil 5.48 : Trim 0' daki PID' lerin yerleşimi.

PID kontrolcüler, Şekil 5.48' de de ilk trim noktası olarak örnek verildiği gibi elde edilmiş doğrusallaştırılmış transfer fonksiyonlarıyla birlikte rahatlıkla kullanılabilmişlerdir.

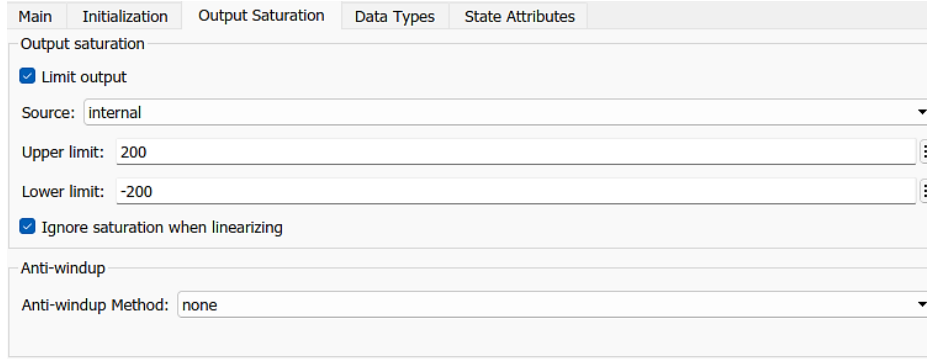
Çizelge 5.3: PID kontrolcü parametreleri değişimi

Kapalı Devre Sistemi Tepkisi	Yükselme Zamanı	Aşım	Oturma Zamanı	Durağan-hal hatası
Kp- oransal	Azalır	Artar	Az değişir	Azalır
Ki- integral	Azalır	Artar	Artar	Azalır
Kd- türev	Az değişir	Azalır	Azalır	Değişmez

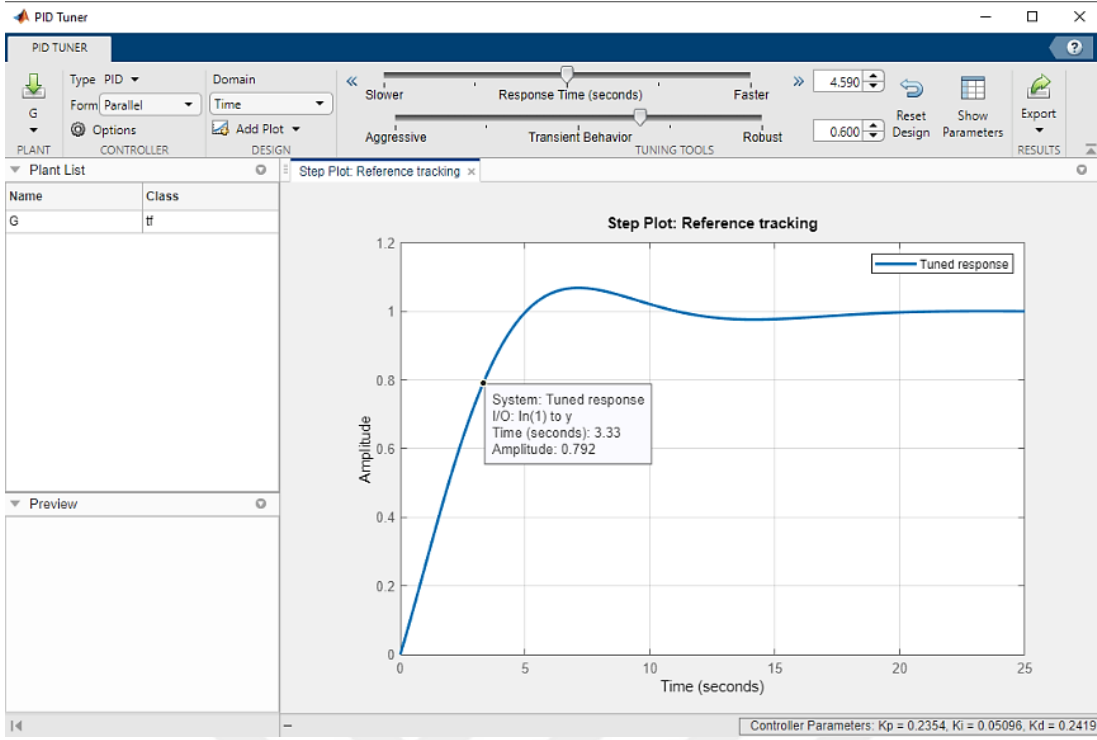
Kontrolcü katmanlarındaki P, PI ve PID blokları, Çizelge 5.3' te verilen ilişkilere dikkat edilerek oluşturulmuştur. PID bloğunun parametreleri Şekil 5.49, Şekil 50' deki gibi girilip Şekil 5.51' deki gibi ince-ayar çekilmiştir.



Şekil 5.49 : Simulink PID bloğu örnek kazanç ve parametreler.



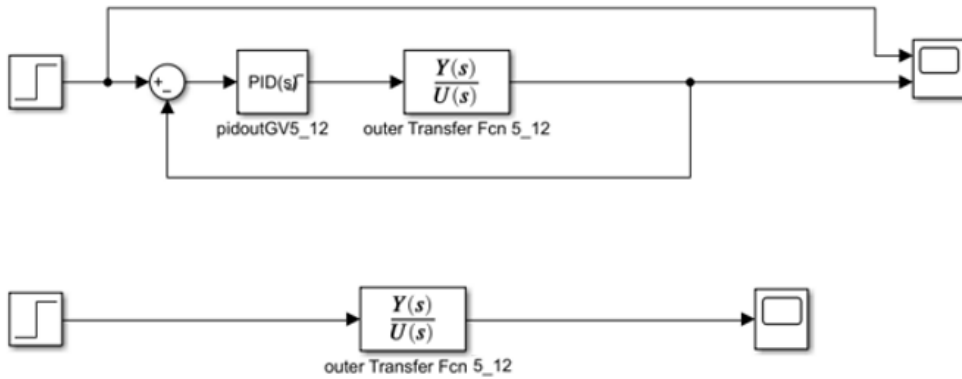
Şekil 5.50 : Simulink PID bloğu örnek çıkış parametreleri.



Şekil 5.51 : PID Tuner ekranı. Sistemin Birim Basamak Cevabı.

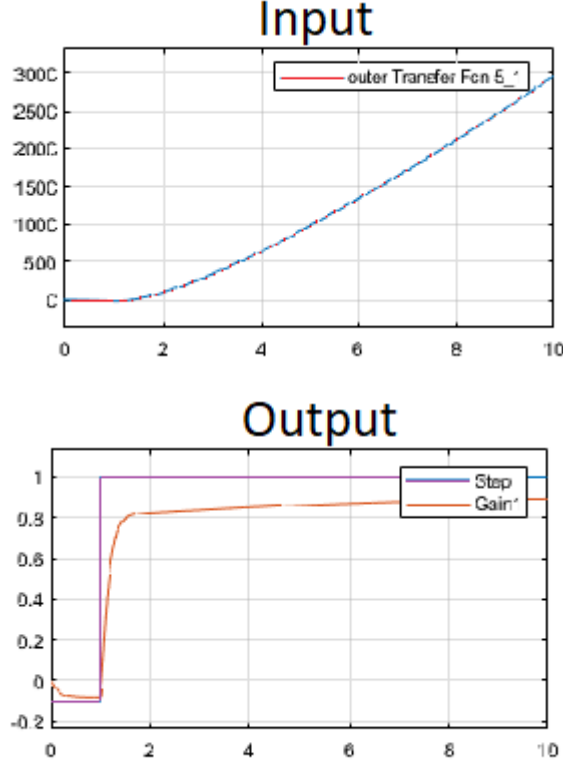
Kontrolcülerde girdi ve çıktılar arasında sadece kullanılan eksenler anahtarlandığı için her bir Trim noktasına 19 tane olmak üzere toplamda 209 tane P, PI ve PID kontrolcü bloğu kazancına ince ayar çekilerek (fine-tune) kullanılmıştır.

Bir PID bloğunu ayarlamak için oluşturulan devre Şekil 5.52’ deki gibidir.



Şekil 5.52 : PID bloğunu ince ayarlamak için oluşturulmuş devre.

PID bloğu, Şekil 5.53’ te, üstte maviyle almış olduğu giriş sinyalini, altta referans olarak konulmuş olan morla gösterilen birim basamak sinyaline göre kırmızıyla gösterildiği gibi yeterince iyi takip eder hale getirdiği görülüyor.



Şekil 5.53: PID bloğunun giriş ve çıkış sinyalleri

5.10.6 Kutup yerleştirme, PID klasik kontrol ve tam durum geri-besleme kontrol yöntemleri ödünleşimi

Çalışılan matrisler $A_{13 \times 13}$, $B_{13 \times 4}$, $C_{6 \times 13}$, $D_{6 \times 4}$, $X_{13 \times 1}$, $u_{4 \times 1}$ gibi ebatlarda büyükçe oldukları için tam durum geri besleme kontrol yöntemleri ile çalışırken takılmadan ilerleyebilmek çok zor olmuştur. Matrisler, ilk karşılaşıldığında çoğunlukla kontrol edilebilir ve gözlemlenebilir çıkmadıkları için Kalman filtresi tasarımı için Kest, Kalman filtresi kazancını hesaplarken matrislerin tekil çıkması, Q_n veya N_n parametrelerinin ebatlarıyla uyumsuzluk hatalarının olması ve dolayısıyla LQG komutlarının çalıştırılmaması sorunlarıyla karşılaşmıştır. Her şey yolunda giderken yer kök eğrisi ile veya baskın (dominant) kutupların yer değiştirilmesiyle yapılan kök atamaları sonucunda ortaya çıkan yeni matrislerin ebatları büyüdüğü için kurulan LQG' nin tümleşik sistem matrislerinin şişmesiyle karşılaşmıştır.

Helikopter modelinin kontrol matrisi A' 'yı alıp durum ve giriş ilişkilerine bakıp atıl olan durumların çıkarılması ve istenirse yerine değerleri daha uygun olarak ayarlanmış durumların kullanılarak yeni matrislerin elde edilmesi de iyi bir yaklaşım olabilecektir.

Mesela Çizelge 5.4' teki matris yapısında verildiği gibi A matrisinin âtil durumları budanıp durum değerlerine uygun sayılar ayarlanırsa:

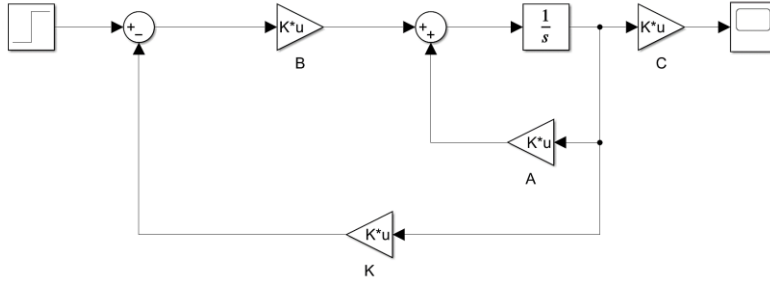
Çizelge 5.4: Âtil durumları budanmış A matrisi

	u	v	w	p	q	r	ϕ	θ
\dot{u}	-0,0572	0	0	0	0,9227	0	0	-9,81
\dot{v}	0	-0,1676	0	-0,9264	0	0,0476	9,81	0
\dot{w}	0	0	-1,4769	0	0	0	-0,0005	0
\dot{p}	0	-0,0483	0,0001	-39,891	0	0,1734	0	0
\dot{q}	0,0753	0	0	0	-21,1116	0	0	0
\dot{r}	0	1,3931	0	0,0985	0	-1,2677	0	0
$\dot{\phi}$	0	0	0	1	0	0	0	0
$\dot{\theta}$	0	0	0	0	1	0	0	0

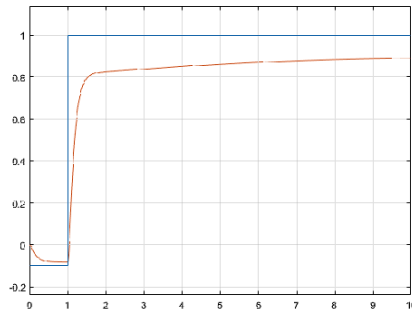
$$K = \begin{bmatrix} 1.0e+17 * & & & & & & & & \\ 0.0000 & 0.0000 & -0.0000 & -0.0000 & 0.0000 & -0.0000 & 0.0000 & -0.0011 & \\ -0.0000 & -0.0000 & 0.0000 & -0.0000 & 0.0730 & 0.0000 & -0.0000 & 0.0680 & \\ 0.0000 & 0.0000 & -0.0000 & 0.0704 & -0.0000 & 0.0000 & 0.3670 & -0.0000 & \\ -0.0000 & -0.1190 & 0.0000 & -0.0000 & 0.0000 & 0.6670 & -0.3170 & -0.0000 & \\ 0.0000 & -0.0200 & -0.0000 & 0.0000 & -0.0000 & -0.0000 & -4.0300 & 0.0000 & \end{bmatrix}$$

gibi bir LQR kazanç matrisi elde edilebiliyor.

Bu K kazancı ile Şekil 5.54' teki gibi tek ekseninde bir LQR çalışılırsa eğer



Şekil 5.54: Tek ekseninde LQR

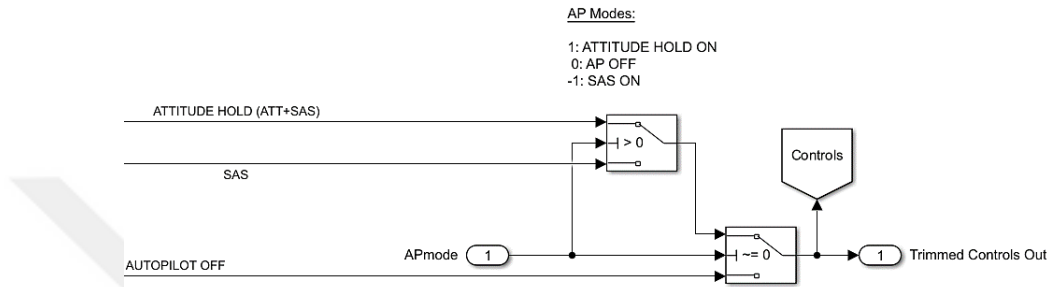


Şekil 5.55: LQR' ın birim basamak cevabı

Şekil 5.55' teki gibi bir cevap elde edilmektedir. Bu birim basamak cevabı için K, LQR kazanç matrisinin değerleri üzerinde biraz manipülasyon yapılarak ta cevap tam olarak oturtulabilmek de mümkündür.

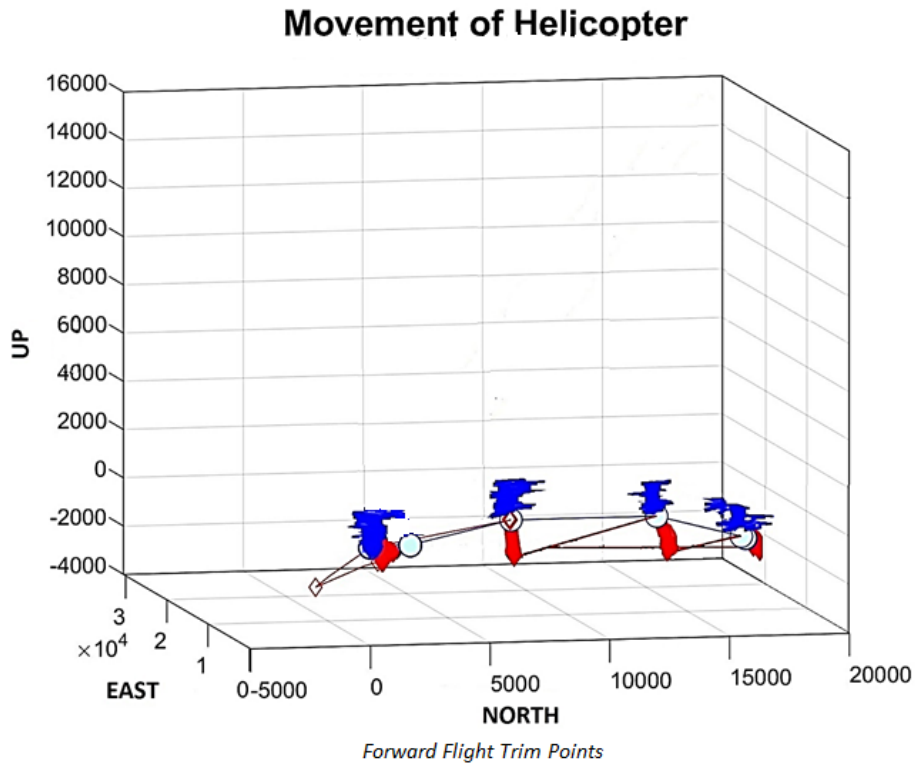
5.10.7 Otopilot modları açıkken uçuş profili

Otopilotta, kapalı, SAS ve ATT (+SAS) olmak üzere üç tane mod bulunmaktadır. Geçişlerin yapıldığı model yapısı Şekil 5.56' daki gibidir.



Şekil 5.56: Otopilot modları geçişi

Otopilot ATT modundayken gerçekleştirilen uçuş profili Şekil 5.57' deki gibidir.



Şekil 5.57: Otopilot modları açık uçuş profili

Daha önce doğrusal olmayan modelin yalpalayarak dağıldığı lacivert izlerin oldukça azaldığı ve doğu yönünde (+y) artık dar bir alan içerisinde kaldıkları görülmektedir.

Elde edilen Şekil 5.57 'deki bu grafik, kontrolcülerin modeli düzeltmekte başarıya ulaşabildiklerini göstermektedir.

Doğrusal modelin hareketini temsil eden kırmızı izlerde değişiklik olmadığı görülmektedir. Bu sonuçta doğrusal kısmın girdileri değiştirilmediği için normaldir.



6. SONUÇ

Bu tezin amacı, askeri amaçlı kullanılabilecek olan çok hafif insansız konvansiyonel bir helikopter için doğrusal olmayan bir simülasyon modeli oluşturup klasik kontrol teorilerini kullanarak doğrusal kontrolcüler tasarlamaktır. Dolayısıyla aslen denge çubuğu bulunmayan hafif bir genel maksat helikopteri için kurgulanmış bu 6 serbestlik dereceli helikopter modeli, bu tezde 400 kg kalkış ağırlıklı bu formata uyan bir insansız helikoptere ölçeklendirilmiş, uyarlanmıştır.

MATLAB ve SIMULINK ortamında bir helikopterin 6 serbestlik dereceli hareket denklemlerinin, helikopter ivmelerinin, hızlarının, konumlarının ve gövde ve yer eksenlerine göre hareketlerinin simüle edilebildiği görülmüştür.

Bu tez süresince, bu modelin ileri uçuşta çok başarılı olduğu ancak askı uçuşunda kıyasla daha az başarılı olduğu görülmüştür. Öte yandan, modelin kalkış, iniş, tırmanma ve alçalmalarda pek anlamlı performanslar sergileyemediği de görülmüştür. 6 serbestlik derecesindeki 12 durum, 4 giriş ve 3 çıkışın her bir parametresine ayrı ayrı bakılarak ileri uçuş performansı irdelenmiştir. Kontrolcülerin, içsel olarak sol yana doğru kayan modeli özellikle trim noktalarındaki durum ve giriş değerlerine göre ideal rotaya yaklaştırabilme performanslarına bakılmıştır ve bu kaymanın kontrol altına alınabildiği görülmüştür.

Doğrusal bir kontrolör tasarlamak için önce bir trim kodu yazılabileceği gibi son yıllarda SIMULINK' in Linear Analysis Tool adlı aracı da kullanılabilmektedir. Bu araçla model, trim noktalarında kolaylıkla doğrusallaştırılabilmektedir. Bu arada tez süresince hem bu araç hem de trim kodu denenmiştir. Aracın yeterince gelişmiş olduğu ve çok daha fazla şeyi pratik bir şekilde sunduğu kanısına varılmıştır.

Otomatik uçuş kontrol sistemi tasarımları, temel olarak iç içe döngüler halinde klasik kontrol yaklaşımlarıyla gerçekleştirilmektedir. İlk olarak, helikopteri bulunduğu noktada kararlı bir hale getirmek için iç kararlılık döngüsü kurulur ve kontrolcüler sırayla yerleştirilir. Yüksek frekanslı hızlı değişkenler olan P, Q, R açılma hızlarının bulunduğu döngü, iç kararlılık döngüsüdür. Daha yavaş kalan düşük frekanslı Euler

açıları ve doğrusal hızlar gibi değişkenlerin bulunduğu döngü ise dış kararlılık döngüsüdür. Dış kararlılık döngüsünün kontrolcülere, konum tutma ve sonrası için uçuş yönetim modları (Flight Director) alt yapısı olarak da düşünülebilir.

İrtifa koruması, yalpalama koruması, yunuslama koruması ve baş açısı-tutma modları ileri uçuş ve askı uçuşunun her ikisi için de uygulanabilir. Bu arada ileri uçuş için dış döngü kontrolcülerinde hız koruma modu da mevcuttur.

Klasik kontrol yöntemlerinden kutup yerleştirme, lead-compensator ve PID kullanılabilir. Optimal kontrol yöntemlerinden ise tam durum geri beslemeli kontrol veya LQG türleri kullanılabilir. Ancak helikopter uçuş kontrolü için bu yöntemlerin arasında kullanımı en pratik ve ince ayarlama açısından elverişli olan yöntemin klasikleşmiş PID kontrolü olduğu görülmüştür.

Ayrıca SIMULINK' in PID Tuner aracının da oldukça başarılı ve pratik olması ve bu tezdeki modelin kontrol trim noktası sayısının fazla olması, içinde PID Tuner bulunduran Simulink PID bloğunun çok fazla sayıda kullanılmasına neden olmuştur.

Modelin durum-uzay matrisleri biraz büyük olduğundan doğrudan tam durum geri beslemeli kontrol yöntemleriyle kullanılması pek mümkün olmayabilir.

Doğrusal-olmayan modeli anahtarlamalarla eksenlerine göre ayrıştırdıktan sonra, karışık ve akuple olan kuvvetleri sonuç alabilecek kadar manipüle ederek sunileştirmenin ve ortaya çıkan durum-uzay matrislerinin, kontrol edilebilir ve gözlenebilir daha küçük matrislere dönüştürülmesinin faydalı olacağı düşünülmektedir. Yani, bu çalışma sonucunda, LGQ vb. tam durum geri beslemeli kontrol yöntemlerinin kurulmasına izin verebilecek suni durum-uzay matrislerinin kurulması da ayrı bir yöntem olarak ortaya çıkmaktadır.

Bu tezin sonunda, doğrusal kontrolcülerin bir helikopteri uçurmada başarılı olabilecekleri ve doğrusal-olmayan modellerin üzerinde doğrusallaştırmalar yapılarak daha kontrollü uçuşlar yaptırılacağı anlaşılmıştır.

Gelecekte bu çalışma, gemiye iniş gibi tek bir konuya daraltılıp özelleştirilebilir. Ama bunun için doğrusal olmayan orjinal modelin iç yapısına özellikle iniş ve kalkış kabiliyeti kazandıracak şekilde müdahaleler edilmesi gerektiği de aşikardır.

KAYNAKLAR

- [1] **EASA**, "Easy Access Rules for Very Light Rotorcraft (CS-VLR)," 23 Kasım 2018. [Çevrimiçi]. Son erişim tarihi: 14 Nisan 2022. Erişim: <https://www.easa.europa.eu/document-library/easy-access-rules/easy-access-rules-very-light-rotorcraft-cs-vlr>
- [2] **T. D. Crouch**, "Pénaud Planophore," Encyclopedia Britannica, 6 Nisan 2007. [Çevrimiçi]. Son erişim tarihi: 28 Temmuz 2021. Erişim: <https://www.britannica.com/topic/Penaud-Planophore>
- [3] **Nihiltres**, "Paul Cornu," Wikipedia, The Free Encyclopedia, 3 Mart 2016. [Çevrimiçi]. Son erişim tarihi: 28 Temmuz 2021. Erişim: https://tr.wikipedia.org/wiki/Paul_Cornu
- [4] **AIN**, "U.S. Navy's Fire Scout Grounding Highlights UAS Losses," [Çevrimiçi], 13 Nisan 2012. [Çevrimiçi]. Son erişim tarihi: 28 Temmuz 2021. Erişim: <https://www.ainçevrimiçi.com/aviation-news/defense/2012-04-13/us-navys-fire-scout-grounding-highlights-uas-losses>
- [5] **Kibele**, "Helicopter," The Free Encyclopedia, Wikipedia, 22 Kasım 2015. [Çevrimiçi]. Son erişim tarihi: 28 Temmuz 2021. Erişim: <https://tr.wikipedia.org/wiki/Helikopter>
- [6] **B. W. J.**, "Helicopter," Encyclopaedia Britannica, Inc., 7 Mayıs 2012. [Çevrimiçi]. Son erişim tarihi: 28 Temmuz 2021. Erişim: <https://www.britannica.com/technology/helicopter>
- [7] **AHS**, the American Helicopter Society, "www.vtol.org," AHS International, 2021. [Çevrimiçi]. Son erişim tarihi: 31 Temmuz 2021. Erişim: <https://vertipedia.vtol.org/aircraft/getAircraft/aircraftID/425>
- [8] **"You Asked for It" TV Show**, "youtube video," 10 Eylül 2011. [Çevrimiçi]. Son erişim tarihi: 31 Temmuz 2021. Erişim: <https://www.youtube.com/watch?v=X1dIzvp5aMc>
- [9] **Northrop Grumman**, "Fire Scout, MQ-8C," Northrop Grumman, 2021. [Çevrimiçi]. Son erişim tarihi: 31 Temmuz 2021. Erişim: <https://www.northropgrumman.com/what-we-do/air/fire-scout>

- [10] **Northrop Grumman**, "Fire Scout, RQ-8A," Northrop Grumman, 2000. [Çevrimiçi]. Son erişim tarihi: 31 Temmuz 2021. Erişim: <https://www.helis.com/database/model/RQ-8A>
- [11] **Northrop Grumman**, "MQ-8B," Northrop Grumman, 20 Nisan 2014. [Çevrimiçi]. Son erişim tarihi: 31 Temmuz 2021. Erişim: http://www.northropgrumman.com/Capabilities/FireScout/Documents/pageDocuments/MQ-8B_Fire_Scout_Data_Sheet.pdf
- [12] **Airbus**, "VSR700," Airbus, 2021. [Çevrimiçi]. Son erişim tarihi: 31 Temmuz 2021. Erişim: <https://www.airbus.com/helicopters/UAS/VSR700.html>
- [13] **UMS**, "UMS Skeldar," UMS, 2021. [Çevrimiçi]. Son erişim tarihi: 31 Temmuz 2021. Erişim: <https://umsskeldar.aero/v-200-skeldar>
- [14] **Schiebel**, "Camcopter S-100," Schiebel, 2021. [Çevrimiçi]. Son erişim tarihi: 31 Temmuz 2021. Erişim: <https://schiebel.net/products/camcopter-s-100>
- [15] **Ö. Ekşi**, "AVIC silahlı İHA geliştirme programını açıkladı: AV500W," C4 Defence, 6 Kasım 2016. [Çevrimiçi]. Son erişim tarihi: 31 Temmuz 2021. Erişim: <https://www.c4defence.com/avic-silahl-iha-gelistirme-programini-acikladi-av500w>
- [16] **Steadicopter**, "Black Eagle," Steadicopter, 2021. [Çevrimiçi]. Son erişim tarihi: 31 Temmuz 2021. Erişim: <http://www.steadicopter.com/products/blackeagle50>
- [17] **VRTECH**, "VRT 300," VRTECH, 2019. [Çevrimiçi]. Son erişim tarihi: 31 Temmuz 2021. Erişim: <https://vrtech.aero/platforms/vrt300/>
- [18] **UAVOS**, "UVH R22," UAVOS, 2021. [Çevrimiçi]. Son erişim tarihi: 31 Temmuz 2021. Erişim: <https://www.uavos.com/products/vtols/unmanned-helicopter-uvh-r22>
- [19] **Aselsan**, "Aselsan ARI-1T," Aselsan, 2021. [Çevrimiçi]. Son erişim tarihi: 31 Temmuz 2021. Erişim: https://www.aselsan.com.tr/ARI1T_Doner_Kanatli_Mini_Insansiz_Ucan_Sistem_6784.pdf
- [20] **Leonardo**, "AWHERO," Leonardo, 2021. [Çevrimiçi]. Son erişim tarihi: 31 Temmuz 2021. Erişim: <https://www.leonardocompany.com/en/products/awhero>

- [21] **TUBITAK**, "e-dergi.tubitak.gov.tr," TUBITAK, 2021. [Çevrimiçi]. Son erişim tarihi: 31 Temmuz 2021. Erişim: <https://e-dergi.tubitak.gov.tr/edergi/yazi.pdf?dergiKodu=4&cilt=44&sayi=719&sayfa=42&yaziid=31057>
- [22] **Titra**, "Titra ALPİN İnsansız Helikopter," Titra, 2021. [Çevrimiçi]. Son erişim tarihi: 31 Temmuz 2021. Erişim: <https://titra.com.tr/projelerimiz/alpin-insansiz-helikopter>
- [23] **TUSAŞ**, "T129 Atak," TUSAŞ, 2021. [Çevrimiçi]. Son erişim tarihi: 2 Ağustos 2021. Erişim: <https://www.tusas.com/urunler/helikopter/ortak-gelistirme/t129-atak>
- [24] **www.aircraftsystemstech.com**, "Helicopter Aerodynamics Aircraft Theory," Aeronautics Guide, 2021. [Çevrimiçi]. Son erişim tarihi: 3 Ağustos 2021. Erişim: <https://www.aircraftsystemstech.com/2021/04/helikopter-aerodynamics-aircraft-theory.html>
- [25] **T. M. Rotaru C.**, "Helicopter Flight Physics," www.intechopen.com, 20 Aralık 2017. [Çevrimiçi]. Son erişim tarihi: 3 Ağustos 2021. Erişim: <https://www.intechopen.com/chapters/57483>
- [26] **Dreier. M. E.**, Introduction to Helicopter and Tiltrotor Simulation, Texas, Arlington: AIAA Education Series, 2007.
- [27] **Mnich. M. A. Heffley R. K.**, "Minimum Complexity Helicopter Simulation Math Model," Nisan 1988. [Çevrimiçi]. Son erişim tarihi: 4 Ağustos 2021. Erişim: https://robertheffley.com/docs/Sim_modeling/Heffley-Mnich--Minimum-Complexity%20Helicopter%20Simulation%20Math%20Model--NASA%20CR%20177476.pdf
- [28] **Erçin. G. H.**, Flight Simulation and Control of a Helicopter, Ankara: Orta Doğu Teknik Üniversitesi, 2008.



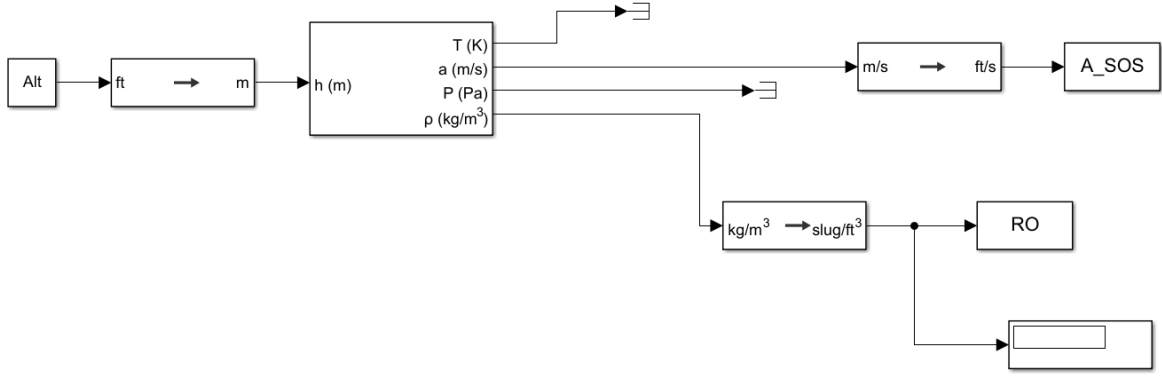
EKLER

EK 1: Hava yoğunluğu modeli

EK 2: Script'ler: Ölçeklendirilmiş insansız helikopterin trim değerleri



EK 1 Hava yoğunluğu



Şekil Ek.1 Hava yoğunluğu modelinin iç yapısı

EK 2 Script'ler: Ölçeklendirilmiş insansız helikopterin trim değerleri

```
%% ROTOR & AIRFRAME BLEND INPUT PARAMETERS
% This file contains rotor and airframe (body) blend parameters
% Loading CG, Gross Weight & Mass Moments of Inertia Parameters
FS_CG = 64; % [in] Horizontal CG of Helicopter Body/Airframe
WL_CG = 42; % [in] Vertical CG of Helicopter Body/Airframe
WT = 610; % Gross Weight [lb] of Helicopter
IX = 100; % [slug/ft^2] Mass Moment of Inertia at X-axis
IY = 150; % [slug/ft^2] Mass Moment of Inertia at Y-axis
IZ = 200; % [slug/ft^2] Mass Moment of Inertia at Y-axis
IXZ = 20; % [slug/ft^2] Mass Moment of Inertia at X&Z-axes
% Main Rotor Parameters
FS_HUB = 64; % [in] Horizontal CG of Main Rotor Hub
WL_HUB = 82; % [in] Vertical CG of Main Rotor Hub
IS = 0*pi/180;% Shaft Incidence
E_MR = 0; % Hinge offset
IB = 200; % [slug/ft^2] Flapping Inertia
R_MR = 10; % [ft] Radius of Main Rotor
A_MR = 6.3; % [1/rad] Main Rotor Lift-curve slope
RPM_MR = 540; % rpm Main Rotor RPM
CD0 = 0.01; % Profile Drag Coefficient
B_MR = 2;% Number of blades
C_MR = 0.58 ; % [ft] Chord
TWST_MR = 0*pi/180; % [rad] Main Rotor Twist Angle
K1 = 0 ;% :Blade Pitch-Flap Coupling
% Fuselage Parameters
FS_FUS = 64; % [in] Center Point at same location with FS.CG of Main Rotor Hub
WL_FUS = 42;% [in] Center Point at same location with WL.CG of Main Rotor Hub
XUU_FUS = -13;% [ft^2] Profile
YVV_FUS = -54;% [ft^2] Sideward Lift
ZWW_FUS = -13;% [ft^2] Quadratic
% Wing Parameters
FS_WNG = 0; % [in] Center of Point (CP)
WL_WNG = 0; % [in]
ZUU_WNG = 0; % [ft^2]
ZUW_WNG = 0;% % Circulation lift
ZMAX_WNG = 0;% % Maximum lift
B_WNG = 1;% [ft] wing span
%..Horizontal Tail Parameters
FS_HT = 0; % [in] Aerodyn Center location (0.25 chord)
WL_HT = 0; % [in]
ZUU_HT = 0; % [ft^2] Profile
ZUW_HT = 0; % Circulation lift
ZMAX_HT = 0; % Maximum lift
% Vertical Fin Parameters
FS_VT = 0;% [in] aerodynamic center loc.(0.25chord)
WL_VT = 0;% [in]
YUU_VT = 0;% [ft^2] Profile
YUV_VT = 0; % Circulation lift
YMAX_VT = 0 ;% Maximum lift
% Tail Rotor Parameters
FS_TR = 192; %[in]
WL_TR = 44; %[in]
R_TR = 1.66;% [ft]
A_TR = 6.6;% [1/rad] lift-curve slope
SOL_TR = 0.126;% solidity
RPM_TR = 2450; % Tail Rotor RPM [rpm]
TWST_TR = 0;% Tail Rotor Twist [rad]
B_TR = 2;% Number of Blades
C_TR = 0.33;% SOL_TR=B*C/(pi*R)
% CG Locations
H_HUB = (WL_HUB-WL_CG)/12; % CG Drift [ft] 1/12 comes from inch to feet conversion
D_HUB = (FS_HUB-FS_CG)/12; % CG Drift [ft] 1/12 comes from inch to feet conversion
H_FUS = (WL_FUS-WL_CG)/12; % CG Drift [ft] 1/12 comes from inch to feet conversion
D_FUS = (FS_FUS-FS_CG)/12; % CG Drift [ft] 1/12 comes from inch to feet conversion
H_WNG = (WL_WNG-WL_CG)/12; % CG Drift [ft] 1/12 comes from inch to feet conversion
D_WNG = (FS_WNG-FS_CG)/12; % CG Drift [ft] 1/12 comes from inch to feet conversion
H_HT = (WL_HT-WL_CG)/12; % CG Drift [ft] 1/12 comes from inch to feet conversion
D_HT = (FS_HT-FS_CG)/12; % CG Drift [ft] 1/12 comes from inch to feet conversion
H_VT = (WL_VT-WL_CG)/12; % CG Drift [ft] 1/12 comes from inch to feet conversion
D_VT = (FS_VT-FS_CG)/12; % CG Drift [ft] 1/12 comes from inch to feet conversion
H_TR = (WL_TR-WL_CG)/12; % CG Drift [ft] 1/12 comes from inch to feet conversion
D_TR = (FS_TR-FS_CG)/12; % CG Drift [ft] 1/12 comes from inch to feet conversion
% External Inputs for Initial Conditions
```

```

GRAV= 32.18152; % [ft/sec^2] Gravitational Force
Hdot= 0; % [ft/sec] Vertical Rate
HP_LOSS = 0; % [hp] Power Loss
VTRANS= 0; % [ft/s] Transient Velocity
disp('---Rotor & Airframe Blend Inputs have been entered---')

```

```
hcTrimRoutine.m
```

```

%% TRIM ROUTINE
% This file calculates trim conditions for steady flight all state derivatives are set to
zero
% Note that, 0.000001 or 1e-06 is used in the place of zero values (0.0), instead struggling
with quaternions.
% TRIM 0 INITIAL CONDITIONS
TPGV7 = op_trim0.States(1).x; % a1 at trimmed condition
TPGV8 = op_trim0.States(2).x; % b1 at trimmed condition
TPVA4 = op_trim0.States(3).x(1); % P at trimmed condition
TPVA5 = op_trim0.States(3).x(2); % Q at trimmed condition
TPVA6 = op_trim0.States(3).x(3); % R at trimmed condition
TPXE4 = op_trim0.States(4).x(1); % phi at trimmed condition
TPXE5 = op_trim0.States(4).x(2); % theta at trimmed condition
TPXE6 = op_trim0.States(4).x(3); % psi at trimmed condition
TPVA1 = op_trim0.States(5).x(1); % U at trimmed condition
TPVA2 = op_trim0.States(5).x(2); % V at trimmed condition
TPVA3 = op_trim0.States(5).x(3); % W at trimmed condition
TPXE1 = op_trim0.States(6).x(1); % X at trimmed condition
TPXE2 = op_trim0.States(6).x(2); % Y at trimmed condition
TPXE3 = op_trim0.States(6).x(3); % Z at trimmed condition
TPDC1 = op_trim0.Inputs(1).u; % Col at trimmed condition
TPDC3 = op_trim0.Inputs(2).u; % Lat at trimmed condition
TPDC2 = op_trim0.Inputs(3).u; % Lon at trimmed condition
TPDC4 = op_trim0.Inputs(4).u; % Ped at trimmed condition
% PARAMETERS of TRIM POINT 0 (TAKEOFF IGE):
% DESIRED TRIM STATES
% 1 knots (kt) = 1.68780986 feet/second (ft/sec)
VA1 = TPVA1; % u [ft/sec] 102 (UH1H), 97 (MOS), Forward Velocity (x-axis)
VA2 = TPVA2; % v [ft/sec] 0 (UH1H), 2 (MOS), Sideward Velocity (Y-axis)
VA3 = TPVA3; % w [ft/sec] -3.9 (UH1H), -26 (MOS), Vertical Velocity (Z-axis)
XE6dot = 0.000001; % psi_dot[rad/s]
Alt = TPXE3; % Altitude [ft]
XE3 = Alt; % Altitude, Height along z axis
XE1 = TPXE1; % Forward Flight Path, Range along z axis
XE2 = TPXE2; % Side Flight, Bank along z axis
sim('hcDensity.slx') % Density Calculation [slug/ft3]
% INITIAL GUESS
XE4 = TPXE4; % phi [rad]
XE5 = TPXE5; % theta [rad]
VI_MR = 0.213; % main rotor induced velocity [ft/sec]
VI_TR = 0.0147; % tail rotor induced velocity [ft/sec]
GV7 = TPGV7; % longitudinal flapping angle "a1" [rad]
GV8 = TPGV8; % lateral flapping angle "b1" [rad]
DC2 = TPDC2; % PILOT PITCH COMMAND, Longitudinal Cyclic, \Delta_{e}, B1 [rad]
DC3 = TPDC3; % PILOT ROLL COMMAND, Lateral Cyclic, \Delta_{a}, A1 [rad]
% STATE CALCULATIONS
for j=0:5 % loop for DC2 & DC3
    j=1+j;
for k=0:49 % loop for XE4 & XE5
    k=1+k;

for i=0:49 % loop for GV7 & GV8
    i=1+i;
% ANGULAR RATES
% VA4 = -XE6dot*sin(XE5); % P
VA4 = TPVA4;
% VA5 = XE6dot*sin(XE4)*cos(XE5); % Q
VA5 = TPVA5;
% VA6 = XE6dot*cos(XE4)*cos(XE5); % R
VA6 = TPVA6;
% MAIN ROTOR INPUTS & INDUCED VELOCITY CALCULATIONS
delta_VI_MR = 1;
while delta_VI_MR > 0.00001
    VI_MR_estimated = VI_MR;
    % Z_Fus Calculation
    WA_FUS = VA3-VI_MR;
    Z_FUS = RO/2*ZW_W_FUS*abs(WA_FUS)*WA_FUS;

```

```

% Z_HT Calculation
D_DW=(VA1/(VI_MR-VA3))*(H_HUB-H_HT))-(D_HT-D_HUB-R_MR);
if D_DW >0 && D_DW<R_MR % Triangular downwash
    EPS_HT=2*(1-D_DW/R_MR);
else
    EPS_HT=0.000001;
end
WA_HT=VA3-EPS_HT*VI_MR+D_HT*VA5;
VTA_HT=sqrt(VA1^2+VA2^2+WA_HT^2);
if abs(WA_HT)>0.3*abs(VA1)
    Z_HT=RO/2*ZMAX_HT*abs(VTA_HT)*WA_HT;
else
    Z_HT=RO/2*(ZUU_HT*abs(VA1)*VA1+ZUW_HT*abs(VA1)*WA_HT);
end
% Z_WN Calculation
WA_WN=VA3-VI_MR;
VTA_WN=sqrt(VA1^2+WA_WN^2);
if abs(WA_WN)>0.3*abs(VA1)
    Z_WN=RO/2*ZMAX_WNG*abs(VTA_WN)*WA_WN;
else
    Z_WN=RO/2*(ZUU_WNG*VA1^2+ZUW_WNG*VA1*WA_WN);
end
% Thrust Calculation
Z_MR=(VA2*VA4-VA1*VA5)*WT/GRAV-WT*cos(XE5)*cos(XE4)-(Z_FUS+Z_HT+Z_WN);
THRUST_MR=-Z_MR;
% Induced Velocity Calculation
WR=VA3+(GV7-IS)*VA1-GV8*VA2;
VHAT_2=VA1^2+VA2^2+WR*(WR-2*VI_MR);
VI_MR2=sqrt((VHAT_2/2)^2+(THRUST_MR/2/(RO*pi*R_MR^2))^2)-VHAT_2/2;
VI_MR=sqrt(abs(VI_MR2));
delta_VI_MR=abs(VI_MR-VI_MR_estimated);
end
% TAIL ROTOR THRUST & INDUCED VELOCITY CALCULATIONS
delta_VI_TR = 1;
while delta_VI_TR > 0.00001
    VI_TR_estimated = VI_TR;
    % N_MR (Moment of Main Rotor in Z-axis) Calculation
    OMEGA_MR = RPM_MR*2*pi/60;
    FR_MR = CD0*R_MR*B_MR*C_MR;
    WA_FUS=VA3-VI_MR;
    X_FUS=RO/2*XUU_FUS*abs(VA1)*VA1;
    Y_FUS=RO/2*YVV_FUS*abs(VA2)*VA2;
    Z_FUS=RO/2*ZWW_FUS*abs(WA_FUS)*WA_FUS;
    P_INDUCED_MR=THRUST_MR*VI_MR;
    P_CLIMB=WT*Hdot;
    P_PARASITE=-X_FUS*VA1-Y_FUS*VA2-Z_FUS*WA_FUS;
    P_PROFILE_MR=RO/2*(FR_MR/4)*OMEGA_MR*R_MR*(OMEGA_MR^2*R_MR^2+4.6*(VA1^2+VA2^2));
    POWER_MR=P_INDUCED_MR+P_CLIMB+P_PARASITE+P_PROFILE_MR;
    TORQUE_MR=POWER_MR/OMEGA_MR;
    N_MR=TORQUE_MR;
    % N_VT (Moment of Vertical Tail in Z-axis) Calculation
    VA_VT=VA2+VI_TR-D_VT*VA6;
    VTA_VT=sqrt(VA1^2+VA_VT^2);
    if abs(VA_VT)>0.3*abs(VA1)
        Y_VT=RO/2*YMAX_VT*abs(VTA_VT)*VA_VT;
    else
        Y_VT=RO/2*(YUU_VT*abs(VA1)*VA1+YUV_VT*abs(VA1)*VA_VT);
    end
    N_VT=-Y_VT*D_VT;
    % Tail Rotor Thrust Calculation
    N_TR=IXZ*VA5*VA6-(IX-IY)*VA4*VA5-(N_MR+N_VT);
    Y_TR=-N_TR/D_TR;
    THRUST_TR=Y_TR;
    % Tail Rotor Induced Velocity Calculation
    VR_TR=-(VA2-VA6*D_TR+VA4*H_TR);
    VHAT_2=(VA3+VA5*D_TR)^2+VA1^2+VR_TR*(VR_TR-2*VI_TR);
    VI_TR2=sqrt((VHAT_2/2)^2+(THRUST_TR/2/(RO*pi*R_TR^2))^2)-VHAT_2/2;
    VI_TR=sqrt(abs(VI_TR2));
    delta_VI_TR=abs(VI_TR-VI_TR_estimated);
end
% Pitch Attitude (THETA)
X_MR=-THRUST_MR*(GV7-IS);
X_FUS=RO/2*XUU_FUS*abs(VA1)*VA1;
WA_WN=VA3-VI_MR;

```

```

VTA_WN=sqrt(VA1^2+WA_WN^2);
X_WN=-RO/2/pi/VTA_WN^2*(ZUU_WNG*VA1^2+ZUW_WNG*VA1*WA_WN)^2;
% Roll Attitude (PHI)
Y_MR=THRUST_MR*GV8;
Y_FUS=RO/2*YVV_FUS*abs(VA2)*VA2;
Y_TR=THRUST_TR;
% Longitudinal Flap Angle (a1)
D_FW=(VA1/(-WA_FUS)*(H_HUB-H_FUS))-(D_FUS-D_HUB);
M_FUS=Z_FUS*D_FW-X_FUS*H_FUS;
M_HT=Z_HT*D_HT;
M_MR=-(IZ-IX)*VA4*VA6-IXZ*(VA6^2-VA4^2)-(M_FUS+M_HT);
V_TIP = R_MR*OMEGA_MR;
DL_DB1 = B_MR/2*(1.5*IB*E_MR/R_MR*(OMEGA_MR)^2);
DL_DA1 = RO/2*A_MR*B_MR*C_MR*R_MR*V_TIP^2*E_MR/6;
GV7=(M_MR-Z_MR*D_HUB+THRUST_MR*IS*H_HUB+DL_DA1*GV8+DL_DA1*DC2)/(DL_DB1-
DL_DA1*K1+THRUST_MR*H_HUB); % a1
% Lateral Flap Angle (b1)
L_FUS=Y_FUS*H_FUS;
L_TR=Y_TR*H_TR;
L_VT=Y_VT*H_VT;
L_MR=-(IY-IZ)*VA5*VA6-IXZ*VA4*VA5-(L_FUS+L_TR+L_VT);
GV8=(L_MR-DL_DA1*GV7-DL_DA1*DC3)/(THRUST_MR*H_HUB+DL_DB1-DL_DA1*K1); % b1
end
% XE4=asin((VA1*VA6-VA3*VA4)/(GRAV*cos(XE5))-(Y_MR+Y_FUS+Y_TR+Y_VT)/(WT*cos(XE5)));
XE4=TPXE4;
% XE5=asin(-(VA5*VA3-VA2*VA6)/GRAV+(X_MR+X_FUS+X_WN)/WT);
XE5=TPXE5;
end
WR=VA3+(GV7-IS)*VA1-GV8*VA2;
WB=THRUST_MR/(OMEGA_MR*R_MR*RO*A_MR*B_MR*C_MR*R_MR/4)+VI_MR;
DC1= TPDC1; % PILOT COLLECTIVE COMMAND, % DC1=(WB-WR)/(2/3*OMEGA_MR*R_MR)-0.75*TWST_MR;
OMEGA_TR = RPM_TR*2*pi/60;
VR_TR=-(VA2-VA6*D_TR+VA4*H_TR);
VB_TR=THRUST_TR/(OMEGA_TR*R_TR*RO*A_TR*SOL_TR*pi*R_TR*R_TR/4)+VI_TR;
DC4 = TPDC4; % PILOT PEDAL COMMAND, % DC4=(VB_TR-VR_TR)/(2/3*OMEGA_TR*R_TR)-0.75*TWST_TR;
CT = WT/(RO*pi*R_MR^2*V_TIP^2);
SOL_MR = B_MR*C_MR/(R_MR*pi);
A_SIGMA = A_MR*SOL_MR;
DB1DV = 2/OMEGA_MR/R_MR*(8*CT/A_SIGMA+(sqrt(CT/2)));
DA1DU = -DB1DV;
GAM_OM16=RO*A_MR*C_MR*R_MR^4/IB*OMEGA_MR/16*(1+8/3*E_MR/R_MR);
KC = (0.75*OMEGA_MR*E_MR/R_MR/GAM_OM16)+K1;
ITB2_OM = OMEGA_MR/(1+(OMEGA_MR/GAM_OM16)^2);
ITB = ITB2_OM*OMEGA_MR/GAM_OM16;
AA=[-ITB ITB2_OM;ITB2_OM ITB];
BB=[ITB*(GV7-KC*GV8+DA1DU*VA1)+ITB2_OM*(GV8+KC*GV7+DB1DV*VA2)+VA5;...
ITB*(GV8+KC*GV7+DB1DV*VA2)-ITB2_OM*(GV7-KC*GV8+DA1DU*VA1)+VA4];
DC32=AA\BB;
DC2 = TPDC2; % DC2=DC32(2,1);
DC3 = TPDC3; % DC3=DC32(1,1);
end
% XE6 = 0.000001*pi/180;
XE6 = TPXE6;
% SAVE STATE VALUES for SIMULATION
XE=[XE1 XE2 XE3];
EA=[XE4 XE5 XE6];
VB=[VA1 VA2 VA3];
WB=[VA4 VA5 VA6];
DC=[DC1 DC32(2,1) DC32(1,1) DC4];
% CALCULATE alpha (Angle of Attack), gamma (Flight Path) & beta (Sideslip)
DCM_BE=[cos(XE5) sin(XE4)*sin(XE5) cos(XE4)*sin(XE5);0 cos(XE4) -sin(XE4);-sin(XE5)
sin(XE4)*cos(XE5) cos(XE4)*cos(XE5)];
UE=DCM_BE*VB';
Vf=sqrt((UE(1,1))^2+(UE(2,1))^2+(UE(3,1))^2);
FUS_Att=atan((VB(3))/VB(1));
AoA_FUS=atan((VB(3)-VI_MR)/VB(1));
Beta=asin(UE(2,1)/Vf);
Gamma=XE5-FUS_Att;
% STATES & INPUTS FOR LINEARIZATION
xt=[XE4 XE5 XE6 VA1 VA2 VA3 VA4 VA5 VA6 GV7 GV8 XE1 XE2 XE3];
ut=[DC1 DC2 DC3 DC4];
% DISPLAYING RESULTS IN COMMAND WINDOW
disp('---End of TRIM # 0 Conditions---')

```