T.C.
ERCİYES ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ
SİVİL HAVACILIK ANABİLİM DALI

PASİF VE/VEYA AKTİF BAŞKALAŞIM İLE SABİT KANATLI İHA'LARIN OTONOM PERFORMANSININ MAKSİMİZASYONU

Hazırlayan
Mohamed Abdallah MOHAMED

Danışman
Yrd. Doç. Dr. Tuğrul OKTAY

Yüksek Lisans Tezi

Ocak 2016
KAYSERİ

T.C.
ERCİYES ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ
SİVİL HAVACILIK ANABİLİM DALI

PASİF VE/VEYA AKTİF BAŞKALAŞIM İLE SABİT KANATLI İHA'LARIN OTONOM PERFORMANSININ MAKSİMİZASYONU

(Yüksek Lisans Tezi)

Hazırlayan
Mohamed Abdallah MOHAMED

Danışman
Yrd. Doç. Dr. Tuğrul OKTAY

Ocak 2016
KAYSERİ

BİLİMSEL ETİĞE UYGUNLUK

Bu çalışmadaki tüm bilgilerin, akademik ve etik kurallara uygun bir şekilde elde edildiğini beyan ederim. Aynı zamanda bu kural ve davranışların gerektirdiği gibi, bu çalışmanın özünde olmayan tüm materyal ve sonuçları tam olarak aktardığımı ve referans gösterdiğimi belirtirim.

Mohamed Abdallah MOHAMED

İmza : 

YÖNERGEYE UYGUNLUK

"Pasif ve/veya Aktif Başkalaşım ile Sabit Kanatlı İHA'ların Otonom Performansının Maksimizasyonu" adlı Yüksek Lisans tezi, Erciyes Üniversitesi Lisansüstü Tez Önerisi ve Tez Yazma Yönergesi 'ne uygun olarak hazırlanmıştır.

Tezi Hazırlayan	Danışman
Mohamed Abdallah MOHAMED	Yrd. Doç. Dr.Tuğrul OKTAY

Sivil Havacılık ABD Başkanı
Prof. Dr. M. Kemal APALAK

Yrd. Doç. Dr. Tuğrul OKTAY danışmanlığında **Mohamed Abdallah MOHAMED** tarafından hazırlanan "**Pasif ve/veya Aktif Başkalaşım İle Sabit Kanatlı İHA'ların Otonom Performansının Maksimizasyonu**" adlı bu çalışma, jürimiz tarafından Erciyes Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Sivil Havacılık Anabilim Dalında **Yüksek Lisans** tezi olarak kabul edilmiştir.

26../.12../.2015

JÜRİ:

Danışman :Yrd. Doç. Dr. Tuğrul OKTAY .....

Üye : Yrd. Doç. Dr. Mustafa SOYLAK .....

Üye : Yrd. Doç. Dr. Mehmet Kürşat ~~YALÇIN~~ .....

ONAY:
Bu tezin kabulü Enstitü Yönetim Kurulunun 29/12/2015.....tarih ve 2015/53-0.sayılı kararı ile onaylanmıştır.

29../.12../.2015.

Prof. Dr. Kâzım KEŞLİOĞLU
Enstitü Müdürü

ÖNSÖZ / TEŞEKKÜR

Çalışmalarım boyunca farklı bakış açıları ve bilimsel katkılarıyla beni aydınlatan değerli Yrd. Doç. Dr. Tuğrul OKTAY hocama teşekkürü bir borç bilirim.

Bu tez çalışmalarım sırasında **114M856** ile **214M282 kod**lu projeler üzerinden gerek malzeme temini gerekse burs desteğinden dolayı Türkiye Bilimsel ve Teknik Araştırma Kurumu'na (TÜBİTAK) teşekkür ederim.

Ayrıca; çalışmalarım süresince sabır göstererek beni daima destekleyen, yakın ilgi ve yardımlarını esirgemeyen ve bu günlere gelmemde en büyük katkı sahibi olan aileme en içten teşekkürlerimi sunarım.

Mohamed Abdallah MOHAMED

Kayseri, Ocak 2016

PASİF VE/VEYA AKTİF BAŞKALAŞIM İLE SABİT KANATLI İHA'LARIN OTONOM PERFORMANSININ MAKSİMİZASYONU

Mohamed Abdallah MOHAMED

Erciyes Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü
Yüksek Lisans Tezi, Aralık 2015
Danışman: Yrd. Doç. Dr. Tuğrul OKTAY

ÖZET

Günümüzde insansız hava araçlarının (İHA) otonom olarak uzaktan kontrol edilerek devasa uçaklara karşın maliyet tasarrufu ve mürettebat tehlike durumunun daha az olması askeri ve sivil amaçlı çalışmalarında İHA'ları daha fazla tercih sebebi kılmaktadır. Bu çalışmada PID tabanlı otopilot ile kontrol edilen bir insansız hava aracının optimizasyon yöntemi vasıtası ile performansı ele alınmıştır.

Bu amaç için öncelikle çalışmamızda kullandığımız insansız hava aracımızın geometrik ve aerodinamik özelliklerini tanımlayıp küçük İHA'nin boylamasına ve yanlamasına hareket denklemlerini kullanarak durum uzay denklemleri üretilecektir. İnsansız hava aracımızı tasarlarken pasif ve / veya aktif başkalaşımlı olarak kanat ve kuyruk geometrik özellikleriyle oynanarak enerji tasarrufu incelenmiştir. Daha sonra üretilen otopilot sistemi için PID kontrolcü sayesinde sistemin kontrolü ele alınmıştır. Burada klasik olarak uzunlamasına hareketi için bazı kontrolör değerleriyle oynanarak istenilen kontrol cevap değerleri belirlenmiştir.

Son olarak ise bulanık mantık temelli bir optimizasyon yöntemi ele alınmıştır. Sistemin performansını belirleyen PID parametrelerinin bazı değerleri vasıtasıyla rassal olarak optimum değerleri belirlenmiştir.

Bu çalışma basit ve akıcı bir dilde yazılmıştır. Öğrenim hayatım boyunca ilgimi çeken bu konu üzerinde tezimi size sunuyorum.

Anahtar Kelimeler: İHA, Otopilot, PID, Optimizasyon, Pasif ve Aktif Başkalaşım

AUTONOMOUS PERFORMANCE MAXIMIZATION OF PASSIVE AND / OR ACTIVE METAMORPHISMS OF WING FIXED UAVS.

Mohamed Abdallah MOHAMED

Erciyes University, Graduate School of Natural and Applied Sciences
M.Sc. Thesis, December 2015
Supervisor: Yrd. Doç. Dr. Tuğrul OKTAY

ABSTRACT

Nowadays, unmanned aircraft vehicles (UAV) controlled autonomously with remote control are getting more and more interest in research projects specially for military tasks because regarding to aircrafts UAVs save cost, limit crew's life danger and improve accuracy.

In this study an autonomous performance maximization of passive and / or active Metamorphisms of a Wing Fixed UAVs is investigated. Some geometric and PID parameters of an UAV, controlled with PID based autopilot systems, are defined with a random optimization method in order to catch the best performance faster. For this purpose, equations describing longitudinal and lateral motions are derived, designed passive and active metamorphosis UAV's characteristics are given, and then autopilot system is presented. By using an adaptive random optimization method, an objective function will help to provide the optimum parameters. These parameters will be defined through an iterative task such that for a given up and down limits of parameters, the minimum cost function will correspond to the necessary parameters of the UAVs autopilot control system. Finally, Performance of our UAV and autopilot system will be simulated with Von Karman Turbulence modelling.

This work is presented on an interested topic in a simple and fluent language.

Keywords: UAV, Autopilot, PID, Optimization, Passive and Active Metamorphisms.

İÇİNDEKİLER

PASİF VE/VEYA AKTİF BAŞKALAŞIM İLE SABİT KANATLI İHA'LARIN OTONOM PERFORMANSININ MAKSİMİZASYONU

BİLİMSEL ETİĞE UYGUNLUK ..... **i**

YÖNERGEYE UYGUNLUK ..... **ii**

KABUL ONAY ..... **iii**

ÖNSÖZ / TEŞEKKÜR ..... **iv**

ÖZET ..... **v**

ABSTRACT..... **vi**

İÇİNDEKİLER ..... **vii**

KISALTMALAR VE SİMGELER..... **iix**

TABLOLAR LİSTESİ..... **x**

ŞEKİLLER LİSTESİ ..... **xi**

GİRİŞ **1**

1. BÖLÜM

UÇUŞ HAREKET DENKLEMLERİ

1.1 Boylamasına ve Yanlamasına Hareket Denklemleri ..... **2.**

1.2 Model Uçağımızı……..... ……**13.**

1.2.1 Pasif Başkalaşım. ……..... ……..**14.**

1.2.2 Aktif Başkalaşım…… ..... ……...**17.**

2. BÖLÜM

OTOPİLOT YAPISI

2.1 PID Kontrolcüler ..... **22.**

2.2 Otopilot Yapısı ..... 23.

2.3 Von Karman Türbülans Modeli…… .... …….24.

3. BÖLÜM

SPSA OPTİMİZASYON YÖNTEMİ

3.1 SPSA Optimizasyon Yönteminin Fonksyonu ..... 27.

3.1 SPSA Algoritması (Birleştirilmiş Pasif ve Atif Başkalaşım Durumunda ..... 28.

4. BÖLÜM

SONUÇLAR VE YORUMLAR

4.1 Aktif Başkalaşımı Sonuçları..... 29.

4.1 Pasif Başkalaşımı Sonuçları ..... 32.

KAYNAKLAR ..... 35.

EKLER..... 35.

ÖZGEÇMİŞ..... 38.

KISALTMALAR VE SİMGELER

Sembol	Anlamı
İHA	İnansız Hava Aracı
PID	Oransal-İntegral-Türevsel (Proportional, Integral, Derivative)
SPSA	Simultaneous Perturbation Stochastic Approximation
MEMS	Micro Electro Mechanical Systems
ESC	Elektronik Hız Kontrolu (Electronic Speed Control)
DC	Düz Akım (Direct Current)

TABLOLAR LİSTESİ

Tablo 1.1. Cismin Kinematik ve Dinamik Denklemleri 8

Tablo 1.2. Boylamasına Hareketinin Stabilite Türev Katsayıları. 10

Tablo 1.3. Yanlamasına Hareketinin Stabilite Türev Katsayıları. 11

Tablo 1.4. Boylamasına Stabilite Türevleri 12

Tablo 1.5. Yanlamasına Stabilite Türevleri 13

Tablo 1.6. ZANKA I-II Hava Aracımızın Geometrik ve Aerodinamik Özellikleri 15

ŞEKİLLER LİSTESİ

Şekil 1.1. Uçak Üzerindeki Küçük bir Eleman Kütlesi ..... 3.

Şekil 1.2. Uçağın Sabit Dünya Merkezi Referansına göre Euler Açıları ..... 7.

Şekil 1.3. ZANKA-I'nın Resimi Ve Solidwoks'te Çizilmiş 3d Görünümleri ..... 14.

Şekil 1.4. Kanat ve Kuyruk Yüzeylerini Başkalaşım Mekanizması..... 19.

Şekil 1.4. Uçuş Dinamik Modları ..... 20.

Şekil 2.1. PID Denetleyicili Kapalı Döngü Sistem ..... 23.

Şekil 2.2. Otopilot Sisteminin Kontrol Yapısı..... 24.

Şekil 2.3. Otopilot Sisteminin Blok Diyagramı..... 24.

Şekil 4.1. Pasif Başkalşımının Boylamasına Hareketin Simülasyon Cevapları ..... 30.

Şekil 4.2. Boylamasına Hareketin Simülasyon Cevapları ..... 31.

Şekil 4.4. Aktif ve Pasif Başkalaşımı için Maliyet Fonksyonun Zaman Değişimi... 32.

Şekil 4.4. Aktif ve Pasif Başkalaşımı için Maliyet Fonksyonun Zaman Değişimi... 33.

GİRİŞ

Günümüzde teknoloji hız kesmeden hayatımızın değişik alanında insanoğlunu şaşırtmaya devam etmektedir. Teknolojik ilerlemelerin sonucu olarak birçok sektörde olduğu gibi havacılık sektöründe de gelişmeler yaşanmaktadır. İnsansız hava araçları (İHA) giderek artan bir akademik araştırma konusu ve mühendislik uygulama sahası haline gelmiştir. İHA, genel olarak uzaktan kumanda edilen bir tür uçaktır. İHAlar iki sınıfa ayrılır: İlki uzaktan kumanda edilerek uçan diğeri ise kendiliğinden belli bir uçuş planı üzerinden otomatik olarak hareket edebilen uçaklardır. IHAlar hava fotoğrafçılığı, tarım (tarlalarda su püskürtmesi), ormancılık ve yangın hizmetleri, elektrik hatlarının denetlenmesi, vb sivil amaçlarında kullanılmaktadır. Ayrıca, keşif, düşman faaliyetinin gözetimi, nükleer izleme, biyolojik veya kimyasal kirlenme, sinir güvenliği, deniz saldırıdan limanların korunması, havaalanı baz güvenliği, havaalanı hasar tespiti vb askeri amaçlarında da kullanılmaktadır. İHA'ların değişik uygulamala alanları *Austin R., 2010* yazısında ele alınmıştır. Elektronik ve haberleşmenin yenilikçi yöntemelerinin gelişimi güncel olarak yaşamımıza etki etmektedir: İHA'ların hava-kara-denizde kontrol edilmesi buna en iyi örnek olarak gösterilebilir. Günümüzde İHA'ları an ve an iletişimi ve kontrolü sağlayan çeşitli otopilot sistemleri mevcuttur. Otopilot sistemi mekanik, elektrik ve hidrolik sistemleri kullanarak, herhangi bir insan komutu gerekmeden aracın kumanda edilmesini sağlayan sistemdir. Bu çalışmada PID tabanlı otopilot ile kontrol edilen insansız pasif ve aktif başkalşımlı bir hava aracının uygun geometrik ve PID parametreleri, rassal bir optimizasyon yöntemi vasıtası ile performansı iyileştirecek şekilde belirlenecektir. Ödevimizde öncelikle küçük hava aracımızın geometrik ve aerodinamik özelliklerini belirleyen boylamasına ve yanlamasına hareket denklemleri oluşturup PID tabanlı bir otopilot sistemi tasarlanacak ve son olarak tasarlanan otopilot sistemi için optimum değerleri rassal bir yöntemle daha tasarüflü bir otopilot elde edilmesini sağlanacaktır.

1. BÖLÜM

UÇUŞ HAREKET DENKLEMLERİ

1.1 Boylamasına ve Yanlamasına Hareket denklemleri

Uçuş hareket denklemleri Newtonun 2. yasasına göre cisme etki eden toplam kuvvetlerin bileşkesi ile toplam momentumun zamanla değişimine karşılık gelirken cisme etki eden toplam bileşke momenti ise açısal momentumun zamanla değişimine karşılık gelmektedir. Newtonun 2.kanunu vektor olarak aşağıdaki bağıntılarla ifade edilir:

$$\sum \boldsymbol{F_{net}} = \frac{d}{dt}(m\boldsymbol{V}) \tag{1.1}$$

$$\sum \boldsymbol{M} = \frac{d}{dt}(\boldsymbol{H}) \tag{1.2}$$

Burada **F** ile toplam kuvvet, **M** ile toplam moment, m ile kütle, v ile cismin hızı ve **H** ile açısal momentum kastedilmistir. Denklem (1.1) ve (1.2) bağıntılardaki vektörleri skaler olarak yazılabilir dolayısıyla vektör tanımı gereği 3 adet kuvvet denklemi ve 3 adet moment denklemi elde edilir ([1]). Kuvvet denklemleri

$$\sum F_{net,x} = \frac{d}{dt}(mu) \tag{1.3}$$

$$\sum \mathrm{F_{net,y}} = \frac{\mathrm{d}}{\mathrm{dt}}(\mathrm{mv}) \tag{1.4}$$

$$\sum \mathrm{F_{net,z}} = \frac{\mathrm{d}}{\mathrm{dt}}(\mathrm{mw}) \tag{1.5}$$

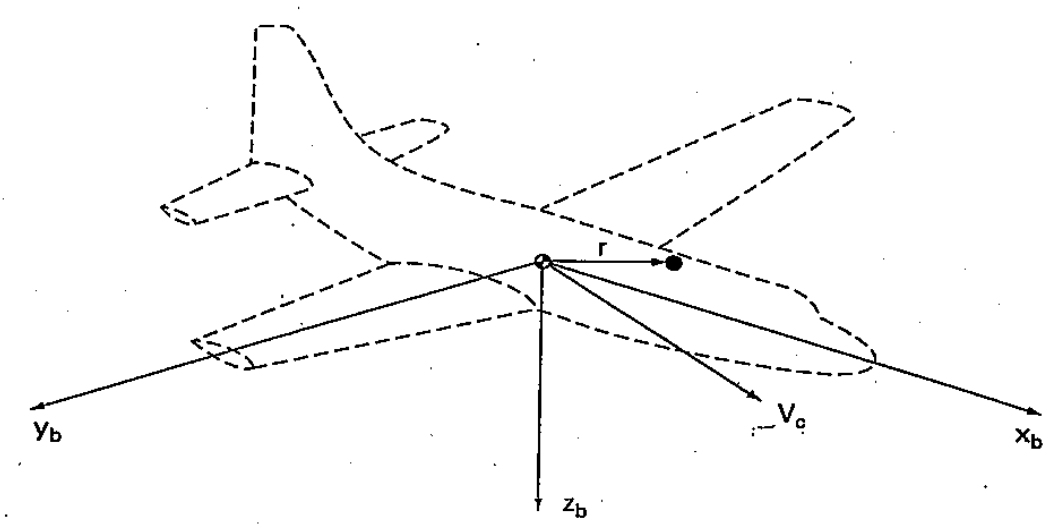
Burada F_x, F_y, F_z ve u, v, w sırasıyla kuvvetin ve hızın x, y ve z eksindeki bileşenlerini ifade eder. Kuvvet bileşenleri aerodinamik, itki ve yer çekimi etkileşiminden meydana geldiği kabul edilmektedir. Moment denklemleri ise

$$L = \frac{d}{dt}\,(H_x) \tag{1.6}$$

$$\mathrm{M} = \frac{\mathrm{d}}{\mathrm{dt}}\left(\mathrm{H_y}\right) \tag{1.7}$$

$$N = \frac{d}{dt}(H_z) \quad (1.8).$$

Burada L, M, N ile H_x, H_y, H_z sırasıyla momentin ve açısal momentumun x, y ve z eksindeki bileşenlerini ifade eder.



Şekil 1.1 Uçak üzerindeki küçük bir eleman kütlesi

Şekil 2. 1'deki uçağımız olduğunu göz önünde bulunduralım. Siyah noktayla görünen uçağımızın küçük bir elemanı olup δm kütlesi ile **V** hızına sahip iken ona etki eden bileşke kuvveti ise δ**F** olarak tanımlanır.

$$\delta \boldsymbol{F} = \delta m \frac{d\boldsymbol{V}}{dt} \quad (1.9)$$

Uçağın Toplam Bileşke kuvveti uçağı oluşturan tüm elemanların bileşke kuvvetinin toplamına karşılık gelir.Yani;

$$\sum \delta \boldsymbol{F} = \boldsymbol{F_{net}} \quad (1.10)$$

Yukarıda belirtilen elemanı uçak üzerinde bulunduğundan elemanın hızı, aslında, uçağın yer çekimine göre olan $\mathbf{v_c}$ ile elemanın uçağın ağırlık merkezine göre olan $^{dr}/_{dt}$ hızlarının toplamına karşılık gelir. Yani;

$$\boldsymbol{V} = \boldsymbol{V_c} + \frac{d\boldsymbol{r}}{dt} \quad (1.11)$$

Dolayısıyla,

$$\sum \delta \boldsymbol{F} = \boldsymbol{F_{net}} = \frac{d}{dt}\sum(\boldsymbol{V_c} + \frac{d\boldsymbol{r}}{dt})\boldsymbol{\delta m} \quad (1.12)$$

Kütle değişimi söz konusu olmadığını varsayarsak toplam kuvvet aşağıdaki gibi olur:

$$\boldsymbol{F} = m\frac{d\boldsymbol{V}}{dt} + \frac{d}{dt}\sum\frac{d\boldsymbol{r}}{dt}\delta m = m\frac{d\boldsymbol{V_c}}{dt} + \frac{d^2}{dt^2}\sum \boldsymbol{r}\,\delta m \quad (1.13)$$

Burada **r** her bir elemanın ağırlık merkezine göre uzaklık vektörü ifade eder, ayrıca ∑**r** δm toplamı uçağın ağırlık merkezine göre sıfıra eşittir. Dolayısıyla denklem (1.13)'de verilen ifade uçağa etki eden toplam kuvvet, ağırlık merkezinin ivmesi ile toplam kütlenin çarpımı olarak ifade edilir.

$$\boldsymbol{F} = m\frac{d\boldsymbol{V_c}}{dt} \tag{1.14}$$

Aynı şekilde moment denklemini ele alalım;

$$\delta\boldsymbol{M} = \frac{d}{dt}\delta\boldsymbol{H} = \frac{d}{dt}(\boldsymbol{r}x\boldsymbol{V})\delta m \tag{1.15}$$

Elemanın hızı, aslında, uçağın yerçekimine göre olan $\boldsymbol{V_c}$ ile elemanın uçağın ağırlık merkezine göre olan $^{dr}/_{dt}$ hızlarının toplamıyla ifade edilir

$$\boldsymbol{V} = \boldsymbol{V_c} + \frac{d\boldsymbol{r}}{dt} = \boldsymbol{V_c} + \boldsymbol{\omega}\, x\, \boldsymbol{r} \tag{1.16}$$

Burada **ω** uçağın açısal hız vektörü olup **r** ise her bir elemanın ağırlık merkezine göre uzaklık vektörünü ifade eder. Toplam moment momentumunun ifadesi;

$$\boldsymbol{H} = \sum \boldsymbol{\delta H} = \sum(\boldsymbol{r}\, x\, \boldsymbol{V_c})\delta m + \sum[\boldsymbol{r}\, x\, (\boldsymbol{\omega}\, x\, \boldsymbol{r})]\delta m \tag{1.17}$$

veya

$$\boldsymbol{H} = \sum \boldsymbol{r}\, \delta m\, x\, \boldsymbol{V_c} + \sum[\boldsymbol{r}\, \boldsymbol{x}\, (\boldsymbol{\omega}\, \boldsymbol{x}\, \boldsymbol{r})]\, \delta m = \sum[\boldsymbol{r}\, \boldsymbol{x}\, (\boldsymbol{\omega}\, \boldsymbol{x}\, \boldsymbol{r})]\, \delta m \tag{1.18}$$

Çünkü daha önce belirtildiği gibi $\sum \boldsymbol{r}\, \delta m = 0$.

Uçağımızın açısal hız ve konum vektörlerini aşağıdaki gibi tanımlayalım

$$\boldsymbol{\omega} = \mathrm{p}\mathbf{i} + \mathrm{q}\mathbf{j} + \mathrm{r}\mathbf{k} \tag{1.19}$$

$$\mathbf{r} = \mathrm{x}\mathbf{i} + \mathrm{y}\mathbf{j} + \mathrm{z}\mathbf{k} \tag{1.20}$$

Konum ve açısal hızına ait vektörleri yazıp vektörel çarpım yaparsak **H** açısal momentumunun ifadesini elde edilir

$$\boldsymbol{H} = (\mathrm{p}\mathbf{i} + \mathrm{q}\mathbf{j} + \mathrm{r}\mathbf{k})\sum(\boldsymbol{x^2} + \boldsymbol{y^2} + \boldsymbol{z^2})\, \delta m - \sum(\mathrm{x}\mathbf{i} + \mathrm{y}\mathbf{j} + \mathrm{z}\mathbf{k})(\mathrm{p}\mathbf{x} + \mathrm{q}\mathbf{y} + \mathrm{r}\mathbf{z})\delta m \tag{1.21}$$

Açısal momentumu **H** bileşenleriyle ifade edersek

$$\boldsymbol{H} = \begin{cases} \boldsymbol{H_x} = p\sum(\boldsymbol{y^2} + \boldsymbol{z^2})\delta m - q\sum xy\, \delta m - r\sum xz\, \delta m & (1.22) \\ \boldsymbol{H_y} = -\boldsymbol{p}\sum xy\, \delta m + q\sum(\boldsymbol{x^2} + \boldsymbol{z^2})\, \delta m - r\sum yz\, \delta m & (1.23) \\ \boldsymbol{H_z} = -\boldsymbol{p}\sum xz\, \delta m - q\sum yz\, \delta m - r\sum(\boldsymbol{x^2} + \boldsymbol{y^2})\delta m & (1.24) \end{cases}$$

Atalet veya eylemsizlik momentlerinin tanımı gereği

$$I_{xy} = \iiint xy\,\delta m\ ,\ I_{yz} = \iiint yz\,\delta m \text{ ve } I_{zx} = \iiint zx\,\delta m \tag{1.25}$$

$$I_{xx} = \iiint (z+y)^2\delta m,\ I_{zz} = \iiint (x+y)^2\delta m \text{ ve } I_{yy} = \iiint (z+x)^2\delta m \tag{1.26}$$

O halde, Uçağın xz düzleminde simetrik olduğu gözönüne alınarak çarpım eylemsizlik momentlerinin xz dısındakilerinin sıfır olduğu söylenebilir.açısal momentumu **H** bileşenleri aşağıdaki gibidir;

$$\boldsymbol{H} = \begin{cases} \boldsymbol{H_x} = pI_{xx} - qI_{xy} - rI_{xz} \\ \boldsymbol{H_y} = -pI_{xy} + qI_{yy} - rI_{yz} \\ \boldsymbol{H_z} = -pI_{xz} - qI_{zy} + rI_{zz} \end{cases} \tag{1.27}$$

Dünya merkezine göre belirlenen referansımız sabit ve dönmez, halbuki uçağımız momentler ve atalet momentlerinden kaynaklı sebepleriyle zaman zaman dönmektedir. Dolayısıyla, her seferinde atalet veya momentleri dünya merkez referansına göre yeniden hesaplamak yerine referansımız uçağımız olduğunu varsayıp ona göre denklemlerimizi bir kereliğine değiştirilir.

O halde uçak referansına göre **V** ve **H** vektörlerinin türevlerini belirtmemiz gerekir. Bu nedenle, uçağımız dünya merkezinin referansına göre **ω** açısal hızına sahıp dönen bir referansımız olsun. Uçağımız ile dünya merkez referanslarının arasında her hangi bir A vektörünün türevinin ötelemesini yapabilmek için aşağıdaki dönüşüm bağlantıdan faydalanır:

$$\left.\frac{d\boldsymbol{A}}{dt}\right|_I = \left.\frac{d\boldsymbol{A}}{dt}\right|_B + \boldsymbol{\omega}\ x\ \boldsymbol{A} \tag{1.27}$$

Burada I dünya merkez referansı, B ise uçağımızın referansını ifade etmektedir. Dolayısıyla toplam kuvvet ve momentleri uçak referansına göre belirleyecek olursak;

$$\boldsymbol{F} = m\left.\frac{d\boldsymbol{V_c}}{dt}\right|_B + m(\boldsymbol{\omega}\ x\ \boldsymbol{V_c}) \tag{1.28}$$

$$\boldsymbol{M} = \left.\frac{\boldsymbol{H}}{dt}\right|_B + (\boldsymbol{\omega}\ x\ \boldsymbol{H}) \tag{1.29}$$

Son olarak (1.14), (1.19), (1.22), (1.23), (1.24) denklemlerindeki ifadeleri (1.28) ve (1.29) denklemlerin tanımlandığında toplam kuvvet ve toplam moment aşağıdakigibi ifade edilir.

$$\boldsymbol{F} = F_x\boldsymbol{i} + F_y\boldsymbol{j} + F_z\boldsymbol{k} = \begin{cases} F_x = m(\dot{u} + qw - rv) \\ F_y = m(\dot{v} + ru - pw) \\ F_z = m(\dot{w} + pv - qu) \end{cases} \tag{1.30}$$

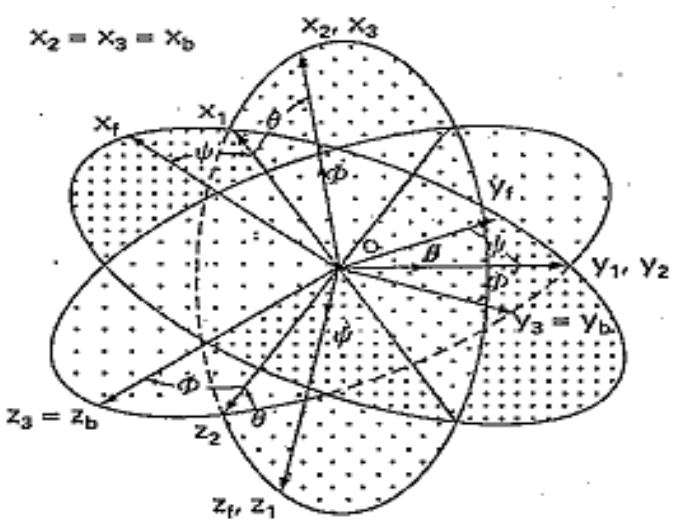
$$\boldsymbol{M} = \begin{cases} M_x = L = I_{xx}\dot{p} - I_{xz}\dot{r} + qr\left(I_{zz} - I_{yy}\right) - I_{xz}pq \\ M_y = M = I_{yy}\dot{q} + rp(I_{xx} - I_{zz}) + I_{xz}(p^2 - r^2) \\ M_z = -I_{xz}\dot{p} + I_{zz}\dot{r} + pq(\left(I_{yy} - I_{xx}\right) + I_{xz}qr \end{cases} \quad (1.31)$$

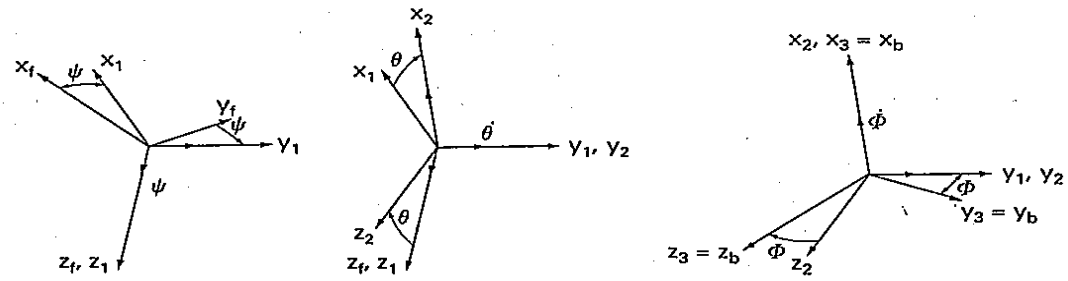
Euler Açıları

Buraya kadar hareket eden uçak referansına göre toplam kuvvet ve momentleri başka bir deyişle uçağımızın kendi ağırık merkezine göre olan hareket denklemleri belirtilmiştir. Fakat; uçağımızın konumunu ve yönünü hareket halindeki uçak referansına göre belirtmek mümkün değildir. Bunun için Euler açıları olarak tanımlanan açılardan faydalanarak uçağımızın dünya merkezi referansına göre konumu ve yönü ifade edilir.

Uçağımızın yönü sırayla üç ardaşık dönme sayesinde belirlenebilir. Dönme sırasındaki dönme açıları Euler açıları olarak adlandırılır. Uçağımızın sabit dünya merkezi referansına göre yönünü tanımlayalım. Ilk olarak uçağımızın kendi ağırlık merkezine göre belirlenen referansıyla sabit dünya merkezi referansı paralel olduğunu kabul edip aşağıdaki dönme kurallarını uygulayalım:

- x_f, y_f, z_f konumu Oz_f eksenine göre ψ sapma açısıyla x_1, y_1, z_1 konumuna döndür;
- x_1, y_1, z_1 konumu Oy_1 eksenine göre Θ yunuslama açısıyla x_2, y_2, z_2 konumuna döndür ;
- x_2, y_2, z_2 konumu Ox_2 eksenine göre Φ yuvarlanma açısıyla x_3, y_3, z_3 konumuna döndür ;





Şekil 1.2 Uçağın sabit dünya merkezi referansına göre Euler açıları

Dönmeleri sırasıyla takıp ederek belirlenen Euler açıları kullanarak sabit dünya merkezi referansına göre uçuş hızının bileşenleri bulunur.

$$\frac{dx}{dt} = u_1 cos\,\psi - v_1 sin\,\psi\,, \frac{dy}{dt} = u_1 sin\,\psi - v_1 cos\,\psi\,, \frac{dz}{dt} = w_1 \tag{1.32}$$

Burada 1 ve 2 alt simgeleri şekil 2.2'de sırasıyla x_1, y_1, z_1 ve x_2, y_2, z_2 bileşenlerini ifade eder. Ayrıca yazma kolaylığı açısından bundan sonra $S_\psi = \sin\psi$, $C_\psi = \cos\psi$, $S_\Theta = \sin\Theta$, $C_\Theta = \cos\Theta$ gibi ifade edilecektir. O halde;

$$\begin{cases} u_1 = u_2 C_\theta + w_2 S_\theta\,, & v_1 = v_2\,, & w_1 = -u_2 S_\theta + w_2 C_\theta \\ u_2 = u, & v_2 = v C_\Phi - w S_\Phi\,, & w_2 = v S_\Phi + w C_\Phi \end{cases} \tag{1.33}$$

Burada u, v ve w uçak referansı üzerindeki hız bileşenlerini temsil etmektedir. Denklem (1.33) belirtilen bağıntıları denklem (1.32) yerine yazılacaksa mutlak hız bileşenleri, Euler açıları ve uçak referansına göre hız bileşenleri cinsinden ifade edilebilir:

$$\begin{bmatrix} \frac{dx}{dt} \\ \frac{dy}{dt} \\ \frac{dz}{dt} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_\theta C_\psi & S_\Phi S_\theta C_\psi - C_\Phi S_\psi & C_\Phi S_\theta C_\psi + S_\Phi S_\psi \\ C_\theta C_\psi & S_\Phi S_\theta S_\psi + C_\psi C_\Phi & C_\Phi S_\theta S_\psi - S_\Phi C_\psi \\ & -S_\theta \quad S_\theta C_\theta & C_\Phi C_\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \tag{1.34}$$

Denklem (1.34)'den bulunacak çözümün integralini alıp uçağımızın sabit referansına göre konumu ve yeri tespit edilir.

Şekil 2.2'den anlaşılacağı gibi Euler açılarının türevleri ($\dot{\psi}, \dot{\theta}\ ve\ \dot{\Phi}$) ile uçak referansına göre açısal hızları (p, q ve r) arasındaki bağıntı

$$\begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -S_\theta \\ 0 & C_\Phi & S_\Phi C_\theta \\ 0 & -S_\Phi & C_\Phi C_\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\Phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \tag{1.35}$$

Euler açılarının türevleri aşığıda belirtilen uçak referansına göre açısal hızları yardımıyla çözülebilir;

$$\begin{bmatrix}\dot{\Phi}\\ \dot{\theta}\\ \dot{\psi}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}1 & S_\Phi tan\theta & C_\Phi tan\theta\\ 0 & C_\Phi & -S_\Phi\\ 0 & S_\Phi sec\theta & C_\Phi sec\theta\end{bmatrix}\begin{bmatrix}p\\ q\\ r\end{bmatrix} \quad (1.36)$$

Denklem (1.36)'dan bulunacak çözümün integralini alıp Euler açıları (ψ, Θ ve Φ) elde edilir.

Özetle Tablo 1.1'de hava aracımızın kinematik ve dinamik denklemleri ile ifade edilen hareket denklemleri belirtilmiştir ([1]).

Tablo 1.1 Cismin kinematik ve dinamik denklemleri

- $X - mgS_\theta = m(\dot{u} + qw - rv)$,
- $Y + mgC_\theta S_\Phi = m(\dot{v} + ru - pw)$; **Kuvvet Denklemleri**
- $Z + mgC_\theta C_\Phi = m(\dot{w} + pv - qu)$;

- $L = I_{xx}\dot{p} - I_{xz}\dot{r} + qr\left(I_{zz} - I_{yy}\right) - I_{xx}pq$;
- $M = I_{yy}\dot{q} + rq(I_{xx} - I_{zz}) + I_{xz}(p^2 - r^2)$; **Moment Denklemleri**
- $N = -I_{xz}\dot{p} + I_{zz}\dot{r} + pq\left(I_{yy} - I_{xx}\right) + I_{xz}qr$;

- $p = \dot{\Phi} - \dot{\psi}S_\theta$; **Açısal hızlarının Euler açıları ve Euler**
- $q = \dot{\theta}C_\Phi + \dot{\psi}S_\Phi C_\theta$; **açılarının türevi cinsinden**
- $r = \dot{\psi}C_\Phi C_\theta - \dot{\theta}S_\Phi$;

- $\dot{\theta} = qC_\Phi - rS_\Phi$; **Euler Açılarının türevi Euler açıları ve**
- $\dot{\Phi} = p + qS_\Phi tan\theta + rC_\Phi tan\theta$; **açısal hızları cinsinden**
- $\dot{\psi} = (qS_\Phi + rC_\Phi)sec\theta$;

Hava aracının sabit referansına göre hız bileşenleri Euler açıları ve hava aracının kendi referansına göre hız bileşenleri cinsinden ifade edilmesi

$$\begin{bmatrix}\frac{dx}{dt}\\ \frac{dy}{dt}\\ \frac{dz}{dt}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}C_\theta C_\psi & S_\Phi S_\theta C_\psi - C_\Phi S_\psi & C_\Phi S_\theta C_\psi + S_\Phi S_\psi\\ C_\theta C_\psi & S_\Phi S_\theta S_\psi + C_\psi C_\Phi & C_\Phi S_\theta S_\psi - S_\Phi C_\psi\\ -S_\theta & S_\theta C_\theta & C_\Phi C_\theta\end{bmatrix}\begin{bmatrix}u\\ v\\ w\end{bmatrix}$$

Stabilite Türevleri

Uçuş hızı, yükseklik, açısal hızları, hucüm açısı, vb parametrelerinin meydana getirdiği stabilite değişiminin uçağa etki eden kuvvetleri ve momentlerine olan etkisini ölçen sabitler stabilite türevleri veya kontrol türevleri olarak tanımlanır. Hareket denklemleri bu değişiklikleri ve küçük bozuntuları analiz etmek için kullanılır. Hareket denklemleri basitleştirmek için stabilite türevleri kullanılır ve böylece hava aracını daha kolay analiz

edilir. Basitleştirme için küçük değişimler yaklasımı kullanılır. Eğer harekete ait denklemlerde her yönde denge durumundan bir sapma olduğu düsünülerek bir ekleme yapılırsa ve değişimlerin çarpımlarının her zaman küçük değerler aldığı varsayılarak bu değerler sıfıra eşitlenirse yeni lineerlestirilmiş denklemler elde edilebilir ([1]).
Kabüller:

- Ağırlık hava aracının ağırlık merkezine etki eder dolayısıyla herhangi bir moment yaratmıyor ve sadece z-yöndeki kuvvetine katkısı olacaktır;
- Sabit uçuş durumunda küçük sapmalar meydana gelmesi;
- Referans uçuş simetrik olduğu varsayılır ve güç kuvvetleri sabit kalacağı varsayılmıştır;
- Uçağın gövdesi x-ekseniyle çakıştığı varsayılmıştır;

Her denkleme ait aerodinamik kuvvet ve momentleri tahmin etmek için o yöndeki kuvvet veya momentin hangi değişkenlere bağlı olduğunu yazmamız gerekir. X yönündeki kuvvet için bu değişim denklemi şu şekilde yazılabilir:

$$\Delta X = \frac{\partial X}{\partial u}\Delta u + \frac{\partial X}{\partial w}\Delta w + \frac{\partial X}{\partial \delta_e}\Delta\delta_e + \frac{\partial X}{\partial \delta_T}\Delta\delta_T \qquad (1.37)$$

X yönündeki aerodinamik kuvvetler ileri yöndeki u hız, w dikey hız, $\delta_e$elevator açısı ve δ_T gaz kolu oranının değişiminden etkilenmektedir. Aynı şekilde hareket denklemlerdeki ifadeleri küçük sapmalar oluştuğu durumundaki değişimleri ifade edilir.Böylece moment ve kuvvet bileşenleri sapmalar sırasında değişimleri sağlayabilecek etkenler cinsindden ifade edilerek hareket denklemleri yeniden oluşturulmalıdır.

$\Delta Y = \frac{\partial Y}{\partial v}\Delta v + \frac{\partial Y}{\partial p}\Delta p + \frac{\partial Y}{\partial r}\Delta r + \frac{\partial Y}{\partial \delta_r}\Delta\delta_r$; Y-yöndeki kuvvet değişimi

$\Delta Z = \frac{\partial Z}{\partial u}\Delta u + \frac{\partial Z}{\partial w}\Delta w + \frac{\partial Z}{\partial \dot{w}}\Delta\dot{w} + \frac{\partial Z}{\partial q}\Delta q + \frac{\partial X}{\partial \delta_e}\Delta\delta_e + \frac{\partial X}{\partial \delta_T}\Delta\delta_T$; Z-yöndeki kuvvet değişimi

$\Delta L = \frac{\partial L}{\partial v}\Delta v + \frac{\partial L}{\partial p}\Delta p + \frac{\partial L}{\partial r}\Delta r + \frac{\partial L}{\partial \delta_r}\Delta\delta_r + \frac{\partial L}{\partial \delta_a}\Delta\delta_a$; X-yöndeki moment değişimi

$\Delta M = \frac{\partial M}{\partial u}\Delta u + \frac{\partial M}{\partial w}\Delta w + \frac{\partial M}{\partial \dot{w}}\Delta\dot{w} + \frac{\partial M}{\partial q}\Delta q + \frac{\partial M}{\partial \delta_e}\Delta\delta_e + \frac{\partial M}{\partial \delta_T}\Delta\delta_T$; Y-yöndeki moment değişimi

$\Delta N = \frac{\partial N}{\partial v}\Delta v + \frac{\partial N}{\partial p}\Delta p + \frac{\partial N}{\partial r}\Delta r + \frac{\partial N}{\partial \delta_r}\Delta\delta_r + \frac{\partial N}{\partial \delta_a}\Delta\delta_a$; Z-yöndeki moment değişimi

Burada $\frac{\partial X}{\partial u}\Big/_{m}$; $\frac{\partial X}{\partial w}\Big/_{m}$; $\frac{\partial X}{\partial \delta_e}\Big/_{m}$; $\frac{\partial X}{\partial \delta_T}\Big/_{m}$ stabilite türevleri olup x-yöndeki kuvvetine olan sırasıyla ileriyöndeki hız, dikey yöndeki hız, elevatör açısı ve gaz kolunun etkilerini ifade eder.

Stabilite türevleri küçük-sapma teorisi (small-disturbance theory) kullanılarak boyutsuzlaştırılıp kuvvet ve moment belirlemek için kullanılır. Boyutsuz stabilite türevleri stabilite türev katsayısı olarak adlandırılır. Hava aracının hareket denklemleri yeniden stabilite türev katsayılar cinsinden ifade etmeden önce hava aracının farklı hareketlerinin tanımlamasını yapalım.

Uçağın uçuş sırasındaki hareketi iki ayrı hareket olarak sınıflandırılır: boylamasına hareket ve yanlamasına hareket. Boylamasına hareket x-ekseni boyunca etki eden kuvvet, z-ekseni boyunca etki eden kuvvet ve y-ekseni etrafında oluşan yunuslama momentine tekabül eden hareket iken yanlamasına hareket ise y-ekseni boyunca etki eden kuvvet, x-ekseni ve z-ekseni etrafında oluşan sırasıyla sapma moment ve yanlama (roll) momentine takabül eder.

Tablo 1.2 Boylamasına hareketinin stabilite türev katsayıları

	X-eksenindeki kuvvet	Z- eksenindeki kuvvet	Yunuslama Momenti
u	$C_{X_u} = (C_{D_u} + 2C_{D_0}) + C_{T_u}$	$C_{Z_u} = -\frac{M^2}{1-M^2}C_{L_0} - 2C_{L_0}$	$C_{m_u} = \frac{\partial C_m}{\partial M} M_0$
α	$C_{X_\alpha} = C_{L_0} - \frac{2C_{L_0}}{\pi e}\frac{C_{L_\alpha}}{AR}$	$C_{Z_\alpha} = -(C_{L_\alpha} + C_{D_0})$	$C_{m_\alpha} = C_{L_{\alpha,W}}\left(\frac{X_{cg}}{\bar{c}} - \frac{X_{ac}}{\bar{c}}\right) + C_{m_{\alpha,fus}} - \eta V_H C_{L_{\alpha,t}}(1 - \frac{d\varepsilon}{dt})$
$\dot{\alpha}$	0	$C_{Z_{\dot{\alpha}}} = -2\eta V_H C_{L_{\alpha,t}}\frac{d\varepsilon}{dt}$	$C_{m_{\dot{\alpha}}} = -2\eta V_H C_{L_{\alpha,t}}\frac{l_t}{c}\frac{d\varepsilon}{dt}$
q	0	$C_{Z_q} = -2\eta V_H C_{L_{\alpha,t}}$	$C_{m_q} = -2\eta V_H C_{L_{\alpha,t}}\frac{l_t}{c}$
α_e	0	$C_{Z_{\delta_e}} = -C_{L_{\delta_e}} = -\frac{S_t}{S}\eta\frac{dC_{L_t}}{d\delta_e}$	$C_{m_{\delta_e}} = -\eta V_H \frac{dC_{L_t}}{d\delta_e}$

Tablo 1.2'de boylamasına hareketi için stabilite türev katsayıları verilmiş olup x-yöndeki u uçuş hızı, α hücüm açısı, $\dot{\alpha}$ hücüm açısının türevi, q y-yöndeki açısal hız, α_e elevatör açısının boylamasına hareketteki etkinliği, stabilite türev katsayılarının alt simgelerinden anlaşılmaktadır.

Tablo 1.3'de yanlamasına hareketi için stabilite türev katsayıları verilmiş olup x-yöndeki u uçuş hızı, α hücüm açısı, $\dot{\alpha}$ hücüm açısını türevi, q y-yöndeki açısal hız, α_e

elevatör açısının boylamasına hareketteki etkinliği stabilite türev katsayılarının alt simgelerinden anlaşılmaktadır.

Tablo 1.3 Yanlamasına hareketinin stabilite türev katsayıları

	Y-eksenindeki kuvvet	Z-eksenindeki Moment	X-eksenindeki Moment
β	$C_{y_\beta} = -\eta \frac{S_v}{S} C_{L_{\alpha_0}} (1 + \frac{d\sigma}{d\beta})$	$C_{n_\beta} = C_{n_{\beta fus}} + \eta_v V_v C_{L_{\alpha_0}} (1 + \frac{d\sigma}{d\beta})$	$C_{l_\beta} = \left(\frac{C_{l_\beta}}{\Gamma}\right) \Gamma + \Delta C_{l_\beta}$
p	$C_{y_p} = C_L \frac{AR + \cos\Lambda}{AR + 4\cos\Lambda} \tan\Lambda$	$C_{n_p} = -\frac{C_L}{8}$	$C_{l_p} = -\frac{C_{L_\alpha}}{12} \frac{1 + 3\lambda}{1 + \lambda}$
r	$C_{y_r} = -2(\frac{l_v}{b})(C_{y_\beta})_{tail}$	$C_{n_r} = -2\eta_v V_v (\frac{l_v}{b}) C_{L_{\alpha_0}}$	$C_{l_r} = \frac{C_L}{4} - 2\frac{l_v}{b}\frac{z_v}{b}(C_{y_\beta})_{tail}$
δ_a	0	$C_{n_{\delta_a}} = 2K C_{L_0} C_{l_{\delta_a}}$	$C_{l_{\delta_a}} = \frac{2C_{L_\alpha}\tau}{Sb} \int_{y1}^{y2} cy\, dy$
δ_r	$C_{y_{\delta_r}} = \frac{S_v}{S} \tau C_{L_{\alpha_0}}$	$C_{n_{\delta_r}} = -\eta_v V_v \tau C_{L_{\alpha_0}}$	$C_{l_{\delta_r}} = \frac{S_v}{S}\frac{z_v}{b} \tau C_{L_{\alpha_W}}$

AR : Boy oranı

b: Kanat açıklığı

C_{D_0}: Referans sürükleme katsayısı

C_{L_0}: Referans taşıma katsayısı

C_{L_α}: Uçağın Taşıma eğrisinin eğimi

$C_{L_{\alpha_W}}$: Kanadın taşıma eğrisinin eğimi

$C_{L_{\alpha_t}}$: Kuyruğun taşıma eğrisinin eğimi

$\overline{c}$: Ortalama aerodinamik veter uzunluğu

l_t: Ağırlık merkezi ile kuyruğunun çeyrek veteri arasındaki mesafe

l_v: Ağırlık merkezi ile kuyruğunun aerodinamik merkezi arasındaki mesafe

M: Mach sayısı

S: Kanat alanı

S_t: Yatay kuyruğun alanı

S_v : Dikey kuyruğun alanı

V_H: Yatay kuyruğun hacim oranı (Horizontal tail volume ratio)

V_v : Dikey kuyruğun hacim oranı (Vertical tail volume ratio)

η: Yatay kuyruğunun verimlilik faktörü

η_v: Dikey kuyruğunun verimlilik faktörü

z_v: Dikey kuyruğunun basınç merkezi ile gövdenin yatay orta çizgisi arasındaki mesafe

K: Ampirik faktörü

e: Oswald'un kanat açıklık verimlilik faktörü

λ: Kanadın ok açısı (sweep angle)

Γ: Kanadın Çökelti açısı (dihadral angle)

λ: Sivrilme oranı (taper ratio)

τ: Flapetkinlik parametresi (flap effectiveness parameter)

$\frac{d\varepsilon}{dt}$: Hücum açısına bağlı aşağı sapma açısı

$\frac{d\sigma}{d\beta}$: Change in sidewash angle with a change in sideslip angle.

Tablo 1.4 Boylamasına stabilite türevleri

$X_u = -\frac{(C_{D_u}+2C_{D_0})QS}{mu_0}$ [s^{-1}]	$X_w = -\frac{(C_{D_\alpha}-C_{L_0})QS}{mu_0}$ [s^{-1}]
$Z_u = -\frac{(C_{L_u}+2C_{L_0})QS}{mu_0}$ [s^{-1}]	
$Z_w = -\frac{(C_{L_\alpha}+C_{D_0})QS}{mu_0}$ [s^{-1}]	$Z_{\dot{w}} = -C_{Z_{\dot{\alpha}}}\frac{c}{2u_0}\,QS/(mu_0)$
$Z_\alpha = u_0 Z_{\dot{w}}$ [ft/s] veya [m/s]	$Z_{\dot{\alpha}} = u_0 Z_{\dot{w}}$ [ft/s] veya [m/s]
$Z_q = -C_{Z_q}\frac{c}{2u_0}\,QS/m$ [ft/s] veya [m/s]	$Z_{\delta_e} = -C_{Z_{\delta_e}}\,QS/m$
$M_u = C_{m_u}\frac{QSc}{u_0 I_{yy}}$ [1/(ft.s)] or [1/(m.s)]	
$M_w = C_{m_\alpha}\frac{QS\bar{c}}{u_0 I_{yy}}$ [1/(ft.s)] or [1/(m.s)]	$M_{\dot{w}} = C_{m_{\dot{\alpha}}}\frac{\bar{c}}{2u_0}\frac{QS\bar{c}}{u_0 I_{yy}}$ [ft^{-1}]
$M_\alpha = u_0 M_w$ [s^{-2}]	$M_{\dot{\alpha}} = u_0 M_{\dot{w}}$ [s^{-1}]
$M_q = C_{m_q}\frac{\bar{c}}{2u_0}\frac{QS\bar{c}}{I_{yy}}$ [s^{-1}]	$M_{\delta_e} = C_{m_{\delta_e}}\frac{QS\bar{c}}{I_{yy}}$ [s^{-2}]

Tablo 1.4'te boylamasına stabilite türevleri daha önce de belirttiğimiz stabilite türev katsayıları cinsinden ifade edilmektedir.

Tablo 1.5'te boylamasına stabilite türevleri dahaönce belirttiğimiz stabilite türev katsayıları cinsinden ifade edilmektedir. Stabilite türev katsayıları ve stablite türevleri tanımlandıktan sonra kuvvet ve momentleri belirleyen yeni hareket denklemleri oluşturulacaktır.

Hareket denklemlerimizi boylamasına ve yanlamasına hareket olarak ikiye ayırıp yükarıda belirttiğimiz kuvvet ve moment bileşenlerinin değişimi veya etkileşimini tetikleyen stabilite türevleri cinsinden durum uzay modelleriyle ifade edilecektir.

Tablo 1.5 Yanlamasına stabilite türevleri

$Y_\beta = \frac{QSC_{y_\beta}}{m}$ [ft/s^2] veya [m/s^2]	$N_\beta = \frac{QSbC_{n_\beta}}{I_{zz}}$ [s^{-2}]	$L_\beta = \frac{QSbC_{l_\beta}}{I_{xx}}$[s^{-2}]
$Y_p = \frac{QSbC_{y_\beta}}{2mu_0}$ [ft/s] veya [m/s]	$N_p = \frac{QSb^2C_{n_p}}{2I_{xx}u_0}$ [s^{-1}]	$L_p = \frac{QSb^2C_{l_p}}{2I_{xx}u_0}$[s^{-1}]
$Y_p = \frac{QSbC_{y_r}}{2mu_0}$ [ft/s] veya [m/s]	$N_r = \frac{QSb^2C_{n_r}}{2I_{xx}u_0}$ [s^{-1}]	$L_r = \frac{QSb^2C_{l_r}}{2I_{xx}u_0}$ [s^{-1}]
$Y_{\delta_a} = \frac{QSC_{y_{\delta_a}}}{m}$ [ft/s^2] veya [m/s^2]	$N_{\delta_a} = \frac{QSbC_{n_{\delta_a}}}{I_{zz}}$ [s^{-2}]	$L_{\delta_a} = \frac{QSbC_{l_{\delta_a}}}{I_{xx}}$[s^{-2}]
$Y_{\delta_r} = \frac{QSC_{y_{\delta_r}}}{m}$ [ft/s^2] veya [m/s^2]	$N_{\delta_r} = \frac{QSbC_{n_{\delta_r}}}{I_{zz}}$ [s^{-2}]	$L_{\delta_r} = \frac{QSbC_{l_{\delta_r}}}{I_{xx}}$[s^{-2}]

- Boylamasına hareket denkleminin durum uzay modeli

$$\begin{bmatrix}\Delta\dot{u}\\ \Delta\dot{w}\\ \Delta\dot{q}\\ \Delta\dot{\theta}\end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_u & X_w & 0 & -g \\ Z_u & Z_w & u_0 & 0 \\ M_u + \mathrm{M}_{\dot{w}}Z_u & M_w + \mathrm{M}_{\dot{w}}Z_u & M_q + \mathrm{M}_{\dot{w}}u_0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}\begin{bmatrix}\Delta u\\ \Delta w\\ \Delta q\\ \Delta\theta\end{bmatrix} + \begin{bmatrix} X_{\delta_e} & X_{\delta_T} \\ Z_{\delta_e} & Z_{\delta_T} \\ M_{\delta_e} + \mathrm{M}_{\dot{w}}Z_{\delta_e} & M_T + \mathrm{M}_{\dot{w}}Z_{\delta_T} \\ 0 & 0 \end{bmatrix}\begin{bmatrix}\Delta\delta_e\\ \Delta\delta_T\end{bmatrix} \quad (1.38)$$

- Yanlamasına hareket denkleminin durum uzay modeli

$$\begin{bmatrix}\Delta\dot{v}\\ \Delta\dot{p}\\ \Delta\dot{r}\\ \Delta\dot{\Phi}\end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Y_v & Y_p & -(u_0 - Y_r) & g\cos\theta_0 \\ L_v & L_p & L_r & 0 \\ N_v & N_p & N_r & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix}\begin{bmatrix}\Delta v\\ \Delta p\\ \Delta r\\ \Delta\Phi\end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & Y_{\delta_r} \\ N_{\delta_a} & L_{\delta_r} \\ N_{\delta_a} & N_{\delta_r} \\ 0 & 0 \end{bmatrix}\begin{bmatrix}\Delta\delta_a\\ \Delta\delta_r\end{bmatrix} \quad (1.39)$$

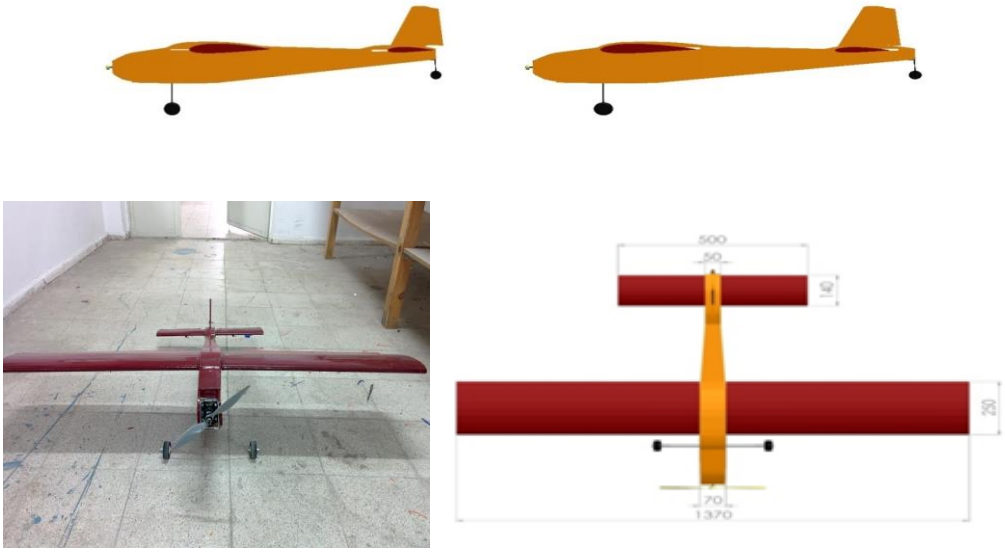
1.2 Model Uçak ZANKA

Önceki bölümde uçağımızı bazı kabüller çerçevesinde etki edebilecek kuvvet ve momentleri stabilite türevleri cinsinden durum uzay formatına uygun bir biçimde çıkarılmıştır. Bu bölümde ise tasarladığımız model uçağımızın geometrik ve

aerodinamik özellikleri tanımlayıp boylamasına ve yanlamasına durum uzay denklemlerinin parametreleri hesaplanacaktır. Uçağımız küçük bir insansız hava aracı olup *ZÜMRÜT ANKA* isiminin kısaltılmışı olarak ZANKA adı verdiğimiz insansız hava aracıdır. Zanka insansız hava aracımız enerji ve maliyet tasarruflarını azaltmak için iki şekilde ele alınmıştır: Aktif ve Pasif başkalaşımlı İHA.

1.2.1 Pasif Başkalaşımlı ZANKA-I

ZANKA-I hava aracımız NACA 2415 kanat profilinden oluşturulmuş bir kanat ve yatay kuyruğuyla beraber bir dikey stabizere sahip olup kanat ve yatay kuyruk boylamasına 3'er cm ileri ve geri dönebilecek şekilde tasarlanmıştır. Pasif başkalaşımında ZANKA-I hava aracımızın hareket esnasında kanadı ile kuyruğu alan değişimi sabitleyip incelenir.



Şekil 1.3 ZANKA-I'nın resimi ve solidwoks'te çizilmiş 3D görünümleri

Bizim küçük İHA'mız 11x5.5 çaplı APC pervaneye bağlı 7-11.1V'luk GT2815 / 05 Emax Grand Turb motoru, 50A'lik Elektronik Hız kontrolörü (kalkış ve düz uçuş için sırasıyla 36A ile 2A kullanılmıştır), 3.3mAh'lik bir pil, kanat ve kuyruk üzerinde 1.8 torku kaldırabilecek servo motorları ve 2.4GHz frekans bant alıcıya sahiptir. Yukarıda hava aracımızın kabaca resimleri verilmiş olup şimdi ise ZANKA-I hava aracımızın geometrik ve aerodinamik özellikleri aşağıda belirtilmiştir.

Tablo 1.6 ZANKA I-II hava aracımızın geometrik ve aerodinamik özellikleri			
Simge	Tanım	Değer	Birim
AR_w	Kanat Boy Oranı	5.2	[ ]
b	Kanat açıklığı	1.3	[m]
$\bar{c}$	Kanadı ortalama aerodinamik veteri	0.25	[m]
C_{D_0}	Uçağın referans sürükleme katsayısı	1.3229e-2	[ ]
C_{D_u}	Hızın yarattığı Uçağın sürükleme Stabilite Türev Katsayısı	0	[ ]
C_{D_α}	Uçağın sürükleme-hücüm açı grafiğinin eğimi	0.1	[1/rad]
C_{L_0}	Uçağın referans Taşıma katsayısı	6.4949e-1	[ ]
C_{L_α}	Uçağın Taşıma-hücüm açı grafiğinin eğimi	4.8242	[1/rad]
$C_{L_{\alpha_w}}$	Kanadın Taşıma-hücüm açı grafiğinin eğimi	4.8242	[1/rad]
$C_{L_{\alpha_t}}$	Kuyruğun Taşıma-Hücüm açı grafiğinin eğimi	4.8242	[1/rad]
$C_{L_{\alpha_{vt}}}$	Dikey kuyruğun Taşıma-hücüm açı grafiğinin eğimi	0.045, Perkins used	[1/rad]
$C_{m_{\alpha\,fus}}$	Fuselage Contribution to Rate of Pitching Moment Coefficient	-7.0473e-5	[1/rad]
C_{T_u}	Thrust stability coefficient	-1.3229e-2	[ ]
d	Maximum fuselage depth	160.38	[mm]
di	Propeller diameter	11	[in]
I_{xx}	Moment of inertia of the aircraft about the *x*- axis	9.8775e-2	[$kg\ m^2$]
I_{yy}	Moment of inertia of the aircraft about the *y*- axis	1.4218e-1+2.5599e-4*x_t_play - 1.5414e-7*x_t_play*x_w_play + 2.14422e-7 * x_t_play^2 + 4.7536e-7*x_w_play^2 - 3.7496e-5*x_w_play	[$kg\ m^2$]
I_{zz}	Moment of inertia of the aircraft about the z- axis	2.2970e-1+2.5599e-4*x_t_play - 1.5414e-7 *x_t_play*x_w_play + 2.1442e-7 * x_t_play^2 + 4.7536e-	[$kg\ m^2$]

		7*x_w_play^2 -0.3750e-4*x_w_play	
I_{xz}	Product of inertia of the aircraft about the x- and z- axes	1.2762e-2 + 1.1245e-5*x_t_play + 3.0003e-5 * x_w_play	[$kg\ m^2$]
l_t	Distance from center of gravity to tail quarter chord	(800.67/1000)+(140/4000) - (3.3263e-1 + 1.1028e-4 * x_t_play + 3.19802e-4 *x_w_play)	[m]
l_{vt}	Distance from center of gravity to vertical tail aerodynamic center	((958.84+x_t_play)/1000) - (3.3263e-1 + 1.1028e-4*x_t_play + 3.1980e-4 * x_w_play)	[m]
m	Aircraft mass	2.1853	[kg]
pitch	Propeller pitch	5.5	[in]
rpm	Propeller rpm	9400	[1/min.]
Q	Dynamic pressure	1.7014e+2 for 60 km/h	[N / m^2]
S_r	Reference area	3.8800e-1	[m^2]
S	Wing area	3.25e-1	[m^2]
S_t	Horizontal tail area	6.3e-2	[m^2]
S_{vt}	Vertical tail area	1.9087e-2	[m^2]
u_0	Aircraft speed	60/3.6=16.6667	[m/s]
V_H	Horizontal Tail Volume Ratio	3.9005e-1	[ ]
V_{vt}	Vertical Tail Volume Ratio	2.8291e-2	[ ]
$\frac{x_{cg}}{\bar{c}}$	Nondimensionalized distance from wing leading edge to the center of gravity	((3.3263e-1+1.1028e-4*x_t_play + 3.1980e-4*x_w_play) - ((194.33/1000) + (x_w_play/1000)+(250/4000)))/ $\bar{c}$	[ ]
$\frac{x_{ac}}{\bar{c}}$	Nondimensionalized distance from wing leading edge to the aerodynamic center	1/4	[ ]
x_w_play	Backward movement of wing	-	[mm]
x_t_play	Backward movement of tail	-	[mm]
y_1	Aileron beginning point	0.1 b/2= 0.065	[m]
y_2	Aileron end point	0.9 b/2= 0.585	[m]

z_T	Distance parallel to the z- axis from thrust line to cg of aircraft	29.10	[mm]
z_{vt}	Distance parallel to the z- axis from center of pressure of vertical tail to fuselage centerline	152.61	[mm]
z_w	Distance parallel to the z- axis from wing quarter chord point to fuselage centerline	74.1600	[mm]
η	Tail Efficiency	1	[ ]
η_{vt}	Vertical Tail Efficiency	1	[ ]
λ	Taper ratio of wing	0	[ ]
Λ	Wing sweep angle	0	[rad]
$\Lambda_{c/4w}$	Sweep of wing quarter chord	0	[rad]
τ_a	Aileron effectiveness parameter	0.5, p. 64	[ ]
τ_e	Elevator effectiveness parameter	0.4, p. 64	[ ]
τ_r	Rudder effectiveness parameter	0.4, p. 64	[ ]
ω	Temporal frequency of turbulent field	0.2	[1/s]

Not:

- Burada atalet momentlerinin terimleri solidworks yardımıyla paralel eksen yöntemi kullanarak elde edilmiştir.
- x_w_play ve x_t_play sırasıyla kanadın ve kuyruğun x-ekseni boyunca yer değiştirmesine karşılık gelir.

1.2.2 Aktif Başkalaşım ZANKA-II

Aktif başkalaşımında ZANKA-II hava aracımızın hareket esnasında kanadı ile kuyruğu başkalaşım yaparak kanat ve kuyruk uçlarına yerleştirilen mekanik elemanlar ile kumanda üzerinden belirlenen miktarda kanadın ve kuyruğunun ucu genişlemesi ve veya kısaltılması sağlayarak kanat ve kuyruk alanını artırmak dolayısıyla enerji ve

maliyet tasarrufunun tedbirini arttırarak optimizasyon analizi yapılır. Kanat ve kuyruk başkalaşımı için kullanılan unsurlar;

- Redüksiyonlu mikro motor,
- İki adet eşit diş sayısında dişli,
- M3 sonsuz vida,
- İki yönlü Fırçalı mini ESC,

Sistem Basit olarak yukarıda sıralanan elemanların birlikteliğinden oluşmuştur. 6-9 V aralığında çalışan mikro motor ve torku 1.8Kg olan bir DC motoru kullanılmıştır. Bu Motor miline bir adet dişli takılmıştır. Bu dişli bir rulman üzerinden takılan ikinci bir dişli ile birlikte çalışır. Rulman üzerine takılı olan dişlinin iç kısmı M3 diş açılmış vaziyettedir. Kumanda üzerinden tanımlanmış iki durumlu bir anahtar üzerinden ESC'ye gönderilen sinyal motoru sağ ya da sola dönüş verir. ESC Fırçalı ve iki yönlü bir devre olup doğrudan kumanda anahtarı üzerinden gelen sinyale göre iki yönlü çalışır. Motor ve dolayısı ile dişlilerin dönüş yönüne bağlı olarak hareket alan mekanik sistem sonsuz vidayı dışarı ya da içeri doğru yönlendirir. Bu hareket sonucu dış kalıp yöntemi ile oluşturulmuş olan Kanat ve kuyruk ucu kısımları ana kısım üzerinden hareket ederek kanat ve kuyruk alanının değişimini sağlar. Hareketin sağlıklı ve senkronize bir biçimde oluşması için genişleme kabuğu karbon miller ile ayrıca desteklenmiştir. Bu sayede aynı özellikteki mekanik sistemler sıkışmadan ve eşit aralıklı olarak her iki ucundaki değişimleri gerçekleştirir.
Sonuçta gerek ana kanat ve kuyruk üzerinde gerek ise yükseliş üzerindeki bu mekanik başkalaşım sistemleri dış kısımda her hangi bir görsel farklılık ve engel oluşmadan Şekil 2.4'te olduğu gibi bütünlük arz eder ve çalışır.

Daha önce belirttiğimiz hareket denklemleri kanada ve kuyruğa yer değiştirme değerleri cinsinden yeniden tanımlanır. Burada sadece kanat ve kuyruğa bağlı ifadeleri kanat ve kuyruğu yer değiştirme cinsinden belirlenir.



Şekil 1. 4 Kanat ve kuyruk yüzeylerini başkalaşım mekanizması

Durum Uzay Modelleri

Burada tasarlanan ZANKA-I ile ZANKA-II için 60km/sa seyir hızı ve düz uçuş koşullarında durum uzay modelinin sayisal değerleri verilmiştir;

- ZANKA-I Boylamasına Durum Uzay Modeli

$$\begin{bmatrix} \Delta\dot{u} \\ \Delta\dot{w} \\ \Delta\dot{q} \\ \Delta\dot{\theta} \end{bmatrix} = \overbrace{\begin{bmatrix} -6.518\text{e}-002 & 0.8342 & 0 & 9.81 \\ -1.974 & -7.346 & 16.67 & 0 \\ 0.3112 & -1.979 & -7.072 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}}^{A_{long}} + \overbrace{\begin{bmatrix} 0 & 6.971 \\ -8.004 & 0 \\ -58.41 & 1.393 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}}^{B_{long}} \begin{bmatrix} \Delta\delta_e \\ \Delta\delta_T \end{bmatrix} \quad (1.40)$$

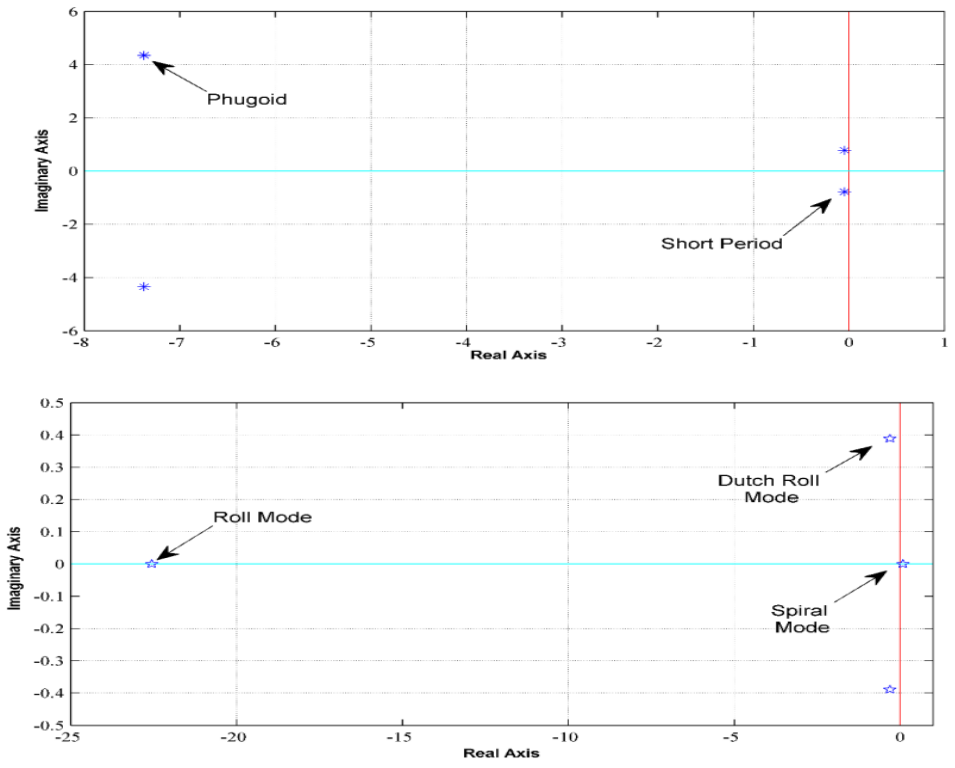
- ZANKA-I Yanlamsına Durum Uzay Modeli

$$\begin{bmatrix}\Delta\dot{v}\\ \Delta\dot{p}\\ \Delta\dot{r}\\ \Delta\dot{\Phi}\end{bmatrix} = \overbrace{\begin{bmatrix}-4.195e-003 & 0 & -0.9998 & 0.5882\\ 2.523e-002 & -23.16 & 2.326 & 0\\ 1.863e-001 & -2.481 & 9.776e-002 & 0\\ 0 & 0 & 0 & 0\end{bmatrix}}^{A_{lat}}\begin{bmatrix}\Delta v\\ \Delta p\\ \Delta r\\ \Delta\Phi\end{bmatrix} + \overbrace{\begin{bmatrix}0 & 2.006e-003\\ 3.486e+002 & 12.17\\ 7.681 & 0.4996\\ 0 & 0\end{bmatrix}}^{B_{lat}}\begin{bmatrix}\Delta\delta_a\\ \Delta\delta_r\end{bmatrix} \quad (1.41)$$

- ZANKA-II Boylamasına Durum Uzay Modeli

$$\begin{bmatrix}\Delta\dot{u}\\ \Delta\dot{w}\\ \Delta\dot{q}\\ \Delta\dot{\theta}\end{bmatrix} = \overbrace{\begin{bmatrix}-2.118e-002 & 0.1579 & 0 & 9.81\\ -0.4427 & -4.086 & 16.67 & 0\\ 9.634e-002 & 6.315e-002 & -10.904 & 0\\ 0 & 0 & 1 & 0\end{bmatrix}}^{A_{long_{Morph}}}\begin{bmatrix}\Delta u\\ \Delta w\\ \Delta q\\ \Delta\theta\end{bmatrix} + \overbrace{\begin{bmatrix}0 & 9.287\\ -2.927 & 0\\ -54.11 & 2.486\\ 0 & 0\end{bmatrix}}^{B_{long_Morph}}\begin{bmatrix}\Delta\delta_e\\ \Delta\delta_T\end{bmatrix} \quad (1.42)$$

Yukarıda belirlenen uçuş koşulları için uzunlamasına ve yanlamasına uçuş dinamik modları aşağıdaki verilmiştir.



Şekil 1.5 Uçuş dinamik modları

Tasarladığımız İHA'ların boylamasına ve yanlamasına uçuş dinamik modları ile profesör **Budiyono** ve profesör **Haciyev** ([10], [11], [15]) tarafından üretilen ve literatürde mevcut olan uçuş dinamik modları arasında niteliksel ve niceliksel benzerlik olduğundan yapılan çalışmanın doğruluğunu onaylamıştır.

2. BÖLÜM
OTOPİLOT SİSTEMİ

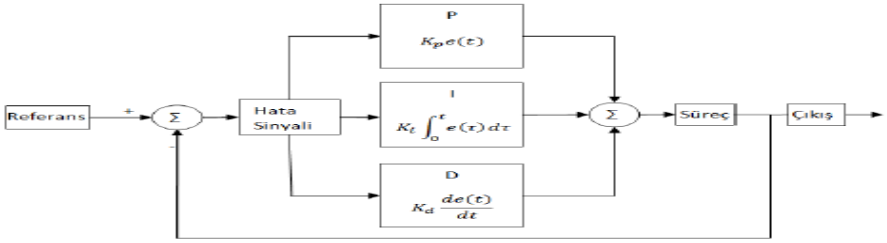
Otopilot sistemleri, elektrik ve hidrolik sistemleri kullanarak, herhangi bir insan komutu gerekmeden aracın kumanda edilmesini sağlayan sistemlerdir. Havacılığın ilk ışığında, uçağın güvenli bir şekilde uçması için bir pilotun devamlı dikkati gerekliydi. Uçuş yolunun menzili arttıkça uçuş süresi arttı dolayısıyla pilotun ciddi yorgunluğa yol açmıştır. Bir otopilot sistemi pilotun görevlerinden bazılarını gerçekleştirmek için tasarlanmıştır. İlk uçak otopilot sistemi 1912 yılında Sperry Corporation tarafından geliştirilmiştir. Otopilot sistemleri uçak, Gemi, uzay mekikleri, füzeler ve benzeri araçlar için kullanılmaktadır. Otopilot sistemleri eskiden sadece bir davranışın tutumunu sergilerken günümüzde ise bir pilot gözetiminde otomatik iniş yapabilen çağdaş otopilot sistemleriyle zamanla önemli ölçüde geliştirilmektedir. Otopilot sistemimiz, insan komuta yardımı olmadan İHA takıp etmek için kullanılan bir MEMS (Micro Electro Mechanical Systems) sistemidir. İHA otopilot sistemi İHA'nın referans yolunu takip etmesi veya bazı yol noktalarına arasında gezinmesi için tasarlanmıştır. Güçlü bir otopilot sistemi kalkış, yükselme, iniş, yörünge izlemi ve iniş dahil olmak üzere tüm uçuş aşamalarında İHA'yı takip eder.

2.1 PID Kontrolcüler

PID denetleyici endüstriyel kontrol sistemlerinde en yaygın şekilde kullanılan denetleyici çeşididir. PID denetleyici, ölçülen süreç değişkenlerinin değerleri ile istenilen değerler arasındaki farkı "hata sinyali" olarak hesaplar. Denetleyici de süreç kontrol giriş sinyalini ayarlayarak bu "hata sinyalini" en aza indirmeye çalışır. PID çıkışında elde edilen kontrol sinyalinin matematiksel ifadesi aşağıdaki gibidir;

$$c(t) = K\left(e(t) + \frac{1}{T_i}\int_0^t e(\tau)d\tau \; + \; T_d\frac{de(t)}{dt}\right) \qquad (2.1)$$

Burada c(t) kontrol sinyalini, e(t) de hata sinyalini göstermektedir. Yukarıdaki ifadede de görüldüğü gibi PID denetleyicinin üç adet parametresi vardır. Bunlar K oransal kazanç, T_i integral zamanı ve T_d türevsel zamandır. PID denetleyicide girişe uygulanan hata sinyali üç farklı blok (P-I-D) ile çarpılır. Denetleyici çıkışı bu çarpımların toplamı olarak hesaplanır. Yaygın olarak kullanılan PID denetleyicili kapalı döngü bir sistemin blok diyagramı Şekil 1'de görülmektedir.



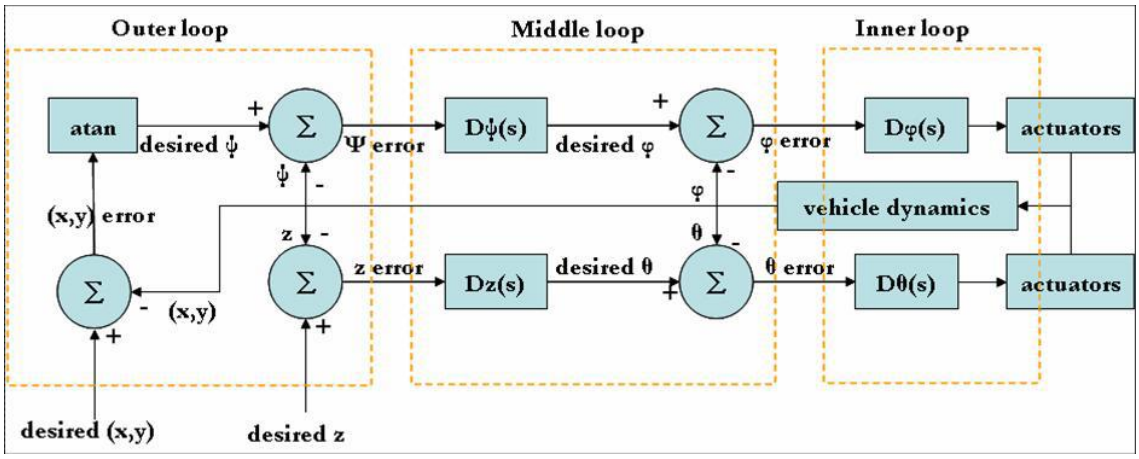
Şekil 2. 1 PID denetleyicili kapalı döngü sistem

Şekil 3,1'de görülen oransal terim (P), hata sinyalinin o anki değerini oransal kazanç ile çarpar. İntegral terimi (I) hata sinyalinin integralini, integral kazancı ile çarpılmış olarak verir ve aynı zamanda bu terimin çıktısı hata sinyalinin o ana kadarki hataların tamamının integral kazancı ile çarpılmasıyla alakalıdır. Türevsel terim (D) ise hata sinyalinin türevini türevsel kazanç ile çarpılmış olarak verir ve hata sinyalinin o anki değişimi ile alakalıdır.

2.2 Otopilot Yapısı

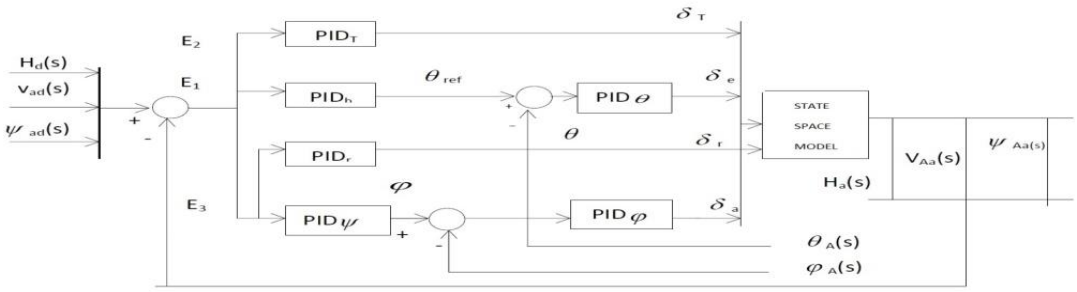
Uçağın dinamik modellemesinin tanımlanması kontrol sistemleri geliştirmesinde önemlidir. Yüksek doğruluğa sahip modelleri tasarlanmış kontrol algoritmalarının kalitesi üzerinde büyük bir etkiye sahiptir. Uçuş gözlemleri kullanarak ayarlanabilir bir otopilot kullanılmıştır ve otopilot sistemimiz klasik otopilot yapısına sahiptir. Hiyerarşik kontrol yapısı için üç kat mevcut olup dış döngü, orta döngü ve iç döngü olarak ayrılmıştır.

İç döngüsü uçağın yunuslamasını ve yuvarlanmasını kontrol eden hal dengeleme döngüsüdür. Orta döngüsü uçağın ilerleme yönünü ve yüksekliği dengeler. Dıştaki ise uçağın x-y konumlarını izler. Kontrol sinyalleri, iç döngüde değerlendirilir ([5]).



Şekil 2. 2 Otopilot sisteminin kontrol yapısı

Hiyerarşik otopilot yapısı: Otopilot sistemimiz gaz kolu, elevatör açısı, yükseklik, dümen (rudder) açısı, ailleron açısı ve dönme açısının hataları ayarlanabilmesi için 6 adet PID denetleyici kullanılmıştır.



Şekil 2. 3 otopilot sisteminin blok diyagramı

Burada yörünge takıp analizi gerek hız, yükseklik veya sapma açısı gerek onların kombinasyonu olarak davranışları incelenebilir. Ayrıca 5 adet sensör girdisinden yararlanmıştır. Çözüm analizini kolaylaştırmak amacıyla yunuslama açısının yörünge takip analizi ele alınmıştır.

2.3 Von Karman Türbülans Modeli

Tasarladığımız İHA ile otopilot sistemlerinin performansını ölçmek amacıyla gerçek zamanlı uçuş yapmadan simülasyon ortamında test edilmiştir. Bu nedenle Von karman Türbülans modeli uygulanmıştır. Von karman rüzgâr modeli veya beyaz gürültü (Von karman hava esintileri) gerçekte meydana gelebilecek devamlı rüzgârları matematiksel olarak formüle edilmesidir. Literatürde doğal ortamındaki rüzgârları en iyi temsil

edildiği bir model olup ABD savunma endüstrisinin uçak tasarı ve simülasyon uygulamalarında yaygın olarak tercih edilmektedir ([2], [1])

İHA'mızı tanımlayan hareket denklemleri ve otopilotumuz oluşturan sistemimize gürültü eklendiğinde oluşan durum uzay modelimiz:

Boylamasına hareketinin durum uzay modeli

$$\begin{bmatrix} \Delta\dot{u} \\ \Delta\dot{w} \\ \Delta\dot{q} \\ \Delta\dot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_u & X_w & 0 & -g \\ Z_u & Z_w & u_0 & 0 \\ M_u + \mathrm{M}_{\dot{w}} Z_u & M_w + \mathrm{M}_{\dot{w}} Z_u & M_q + \mathrm{M}_{\dot{w}} u_0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta u \\ \Delta w \\ \Delta q \\ \Delta\theta \end{bmatrix} +$$

$$\begin{bmatrix} X_{\delta_e} & X_{\delta_T} \\ Z_{\delta_e} & Z_{\delta_T} \\ M_{\delta_e} + \mathrm{M}_{\dot{w}} Z_{\delta_e} & M_T + \mathrm{M}_{\dot{w}} Z_{\delta_T} \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta\delta_e \\ \Delta\delta_T \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -X_u & -X_w & 0 \\ -Z_u & -Z_w & 0 \\ -M_u & -M_w & -M_q \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_g \\ w_g \\ q_g \end{bmatrix}$$

(2.2)

Yanlamasına hareketinin durum uzay modeli

$$\begin{bmatrix} \Delta\dot{v} \\ \Delta\dot{p} \\ \Delta\dot{r} \\ \Delta\dot{\Phi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Y_v & Y_p & -(u_0 - Y_r) & g\cos\Theta_0 \\ L_v & L_p & L_r & 0 \\ N_v & N_p & N_r & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta v \\ \Delta p \\ \Delta r \\ \Delta\Phi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & Y_{\delta_r} \\ N_{\delta_a} & L_{\delta_r} \\ N_{\delta_a} & N_{\delta_r} \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta\delta_a \\ \Delta\delta_r \end{bmatrix} +$$

$$\begin{bmatrix} -Y_v & 0 & 0 \\ -L_v & -L_p & -L_r \\ -N_v & -N_p & -N_r \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v_g/u_0 \\ p_g \\ r_g \end{bmatrix}$$

(2.3)

3. BÖLÜM

SPSA OPTİMİZASYON YÖNTEMİ

Otopilotun iyileştirilmesi ve İHA'nın tasarım performansını geliştirmek için eşzamanlı pertürbasyon stokastik yaklaşımı (Simultaneous Perturbation Stochastic Approximation) olarak tanımlanan bir optimizasyon yöntemi uygulanmıştır. Bu yöntem 1987 yılında Prof. Dr. James Spall tarafından geliştirilmiş olup literatürde kısaca SPSA optimizasyon yöntemi olarak ifade edilmektedir. Bu optimizasyon yöntemi ayarlanabilir parametrelerinin ilk tahmini değerlerinden amaç fonksiyonun minimum verecek değerlerine olan adım adım değiştirme işlemidir.

Amaç Fonksiyonu:

Otopilot sistemimiz PID ve hava aracının parametrelerine bağlıdır ve parametrelerinin optimum değerleri yerleşme zamanı, yükselme zamanı ve aşma gibi sistemin cevaplarına göre belirlenir. Sistemin cevaplarıyla istenilen parametreleri arasında analitik olarak tanımlanacak bir ilişki bulmak oldukça zor ve uğraş ister. Amaç veya maliyet fonksiyonu yerleşme zamanı, yükselme zamanı ve aşma değerlerinin bir fonksiyonu olarak ifade edip J ile belirlenmiştir.

$$J = \sum g(T_{st}, T_{st_u}, \%OS) \tag{3.1}$$

Tahmin edilen ayarlanabilir parametrelerinin optimum değerleri amaç fonksiyonunu minimum veya amaç fonksiyonunun türevini sıfır veren parametre değerlerine karşılık gelir. Yani minimum amaç fonksiyonu verecek değerler sistemimiz için en uygun değerleri olup optimizasyon yaparken bulmak istediğimiz değerlerdir.

3.1 SPSA Optimizasyon Yönteminin formülasyonu

Bu yöntem daha öncelerinde benzer karmaşık optimizasyon problemlerinde başarılı olarak kullanılmıştır ([3], [4], [6]). SPSA ayrıca ekonomiktir, çünkü amaç fonksiyonunun gradyanını hesaplamak sadece iki kere o fonksiyonun hesaplanmasını gerektirmektedir. Bunun yanında bu yöntem kısıtlı optimizasyon problemlerinde de başarılıdır ([3], [4]). Aşağıda kısaca bu yöntemin tanımı verilmiştir:

Ψ optimizasyon değişkenleri vektörünü temsil etmektedir. Geleneksel SPSA de eğer $\Psi_{[k]}$ Ψ 'nın k. iterasyonda tahmini ise sonrasında bir sonraki adımdaki kestirim şu şekilde ifade edilebilir: $\Psi_{[k+1]} = \Psi_{[k]} - \Psi_k g_{[k]}$ burada

$$g_k = \left[\frac{\Gamma_+ - \Gamma_-}{2d_k\Delta_{[k]}{}_i} \cdots \frac{\Gamma_+ - \Gamma_-}{2d_k\Delta_{[k]}{}_p}\right]^T \tag{3.2}$$

a_k ve d_k kazanç dizileridir, $g_{[k]}$ ise amacın $\Psi_{[k]}$ da gradyanının tahminidir, $\Delta_{[k]} \in R^p$ ise p tane karşılıklı olarak birbirinden bağımsız sıfır ortalamalı belli şartları sağlayan (rassal değişkenlerden oluşan bir vektördür, Γ_+ ve Γ_- amacın sırasıyla $\Psi_{[k]} + d_k\Delta_{[k]}$ and $\Psi_{[k]} - d_k\Delta_{[k]}$ hesaplanmış tahminleridir. Optimizasyon değişkenlerinin alt ve üst limitler arasında olması gerektiğini hesaba katan adaptif bir algoritma daha önce geliştirildi(([3], [4], ve [6]) ve İHA eş zamanlı tasarımında kullanıldı. Adaptasyon kazanç dizilerini şu şekilde değiştirdi;

$$a_k = min\left\{{}^{a}/_{(S+k)^{\lambda}}, 0.95min\{\min(u_{l_i}), \min(u_{\mu_i})\}\right\} \tag{3.3}$$

$$d_k = min\left\{{}^{d}/_{k^{\theta}}, 0.95min\{\min(\eta_{l_i}), \min(\eta_{\mu_i})\}\right\} \tag{3.4}$$

burada η_l ve η_u nin sırasıyla kısımları, herbir pozitif $\Delta_{[k]i}$ için $(x_{[k]i} - x_{min_i})/\Delta_{[k]i}$ ve herbir negatif $\Delta_{[k]i}$ için $(x_{max_i} - x_{[k]i})/\Delta_{[k]i}$. Benzeri şekilde μ_l ve μ_u nin sırasıyla

kısımları, herbir pozitif $g_{[k]i}$ için $(x_{[k]i} - x_{min_i})/g_{[k]i}$ ve herbir negatif $g_{[k]i}$ için $(x_{[k]i} - x_{max_i})/g_{[k]i}$ idir. Ayrıca d, a, λ, Θ, S diğer SPSA parametreleridir.

3.2 SPSA Algoritması (Birleştirilmiş Pasif ve Aktif Başkalaşım Durumunda)

Adım 1: k=1 ayarla ve optimizasyon parametreleri için başlangıç değerlerini seç (hem pasif hem de aktif başkalaşım parametreleri için), $\Psi = \Psi_{[k]}$, ve spesifik bir uçuş koşulu (örneğin V_A = 60 km/sa de düz seviye uçuşu) belirle.

Adım 2: A_p ve B_p yi $\Psi = \Psi_{[k]}$ kullanarak hesapla ve Denklem 3.5'te verilen Γ_k (dikkat edilmelidir ki OVC için $\Gamma_k = j_k$) amacın anlık değerini bul.

$$\min_{A_c,F,G,\psi_0,\psi_a} J = E_\infty u_p^T R u_p \tag{3.5}$$

Adım 3: $\Psi_{[k]}$ yı $\Psi_{[k]} + d_k \Delta_{[k]}$ ve $\Psi_{[k]} - d_k \Delta_{[k]}$ye perturbe et ve sırasıyla Γ_+ ve Γ_- değerlerini elde ettikten sonarasında yaklaşık gradyan $g_{[k]}$ yı Denklem (3.2) yı kullanarak, Denklem (3.6) de verilen d_k ile birlikte hesapla.

$$d_k = min\left\{ {}^{d}/_{k^\theta}, 0.95 min\{\min(\eta_{l_i}), \min(\eta_{\mu_i})\}\right\} \tag{3.6}$$

$$a_k = min\left\{ {}^{a}/_{(S+k)^\lambda}, 0.95 min\{\min(u_{l_i}), \min(u_{\mu_i})\}\right\} \tag{3.7}$$

Adım 4: Eğer $\left\| a_k g_{[k]} \right\| < \delta\Psi$ ise burada a_k Denklem (4.13) de verildiği gibidir ve $\delta\Psi$ minimum müsaade edilen Ψ değişimidir, veya k+1 müsaade edilen maksimum iterasyon sayısından daha büyük ise, programı sonlandır, aksi halde Ψ nın bir sonraki tahmini olan $\Psi_{[k+1]}$ i $\Psi_{[k+1]} = \Psi_{[k]} - a_k g_{[k]}$ ilişkisini kullanarak hesapla ve k=k+1'i ayarlayarak Adım 2 ye geri dön.

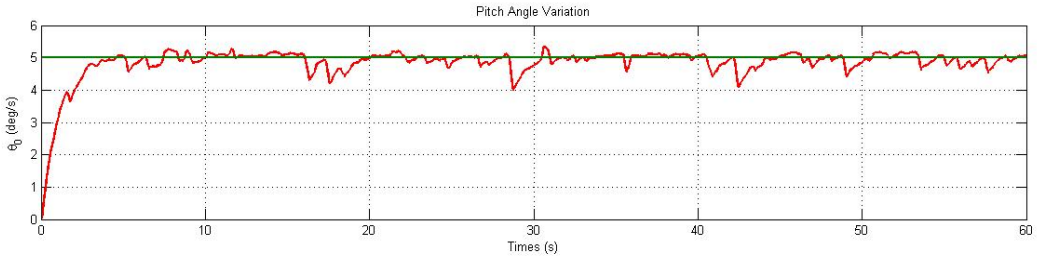
4. BÖLÜM

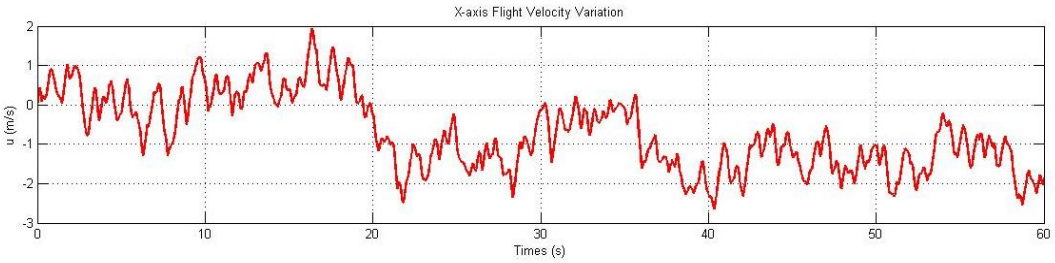
SONUÇLAR VE YORUMLAR

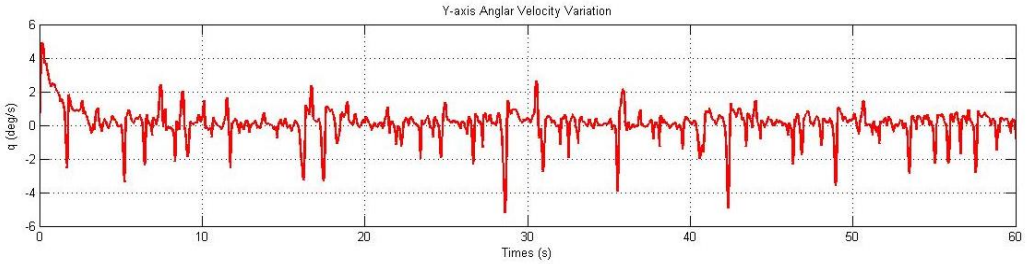
Bu bölümde SPSA optimizasyon kullanarak bulunan aktif ve pasif başkalaşımları için boylamasına ve yanlamasına hareketlerinin simülasyon sonuçları verilmiştir.

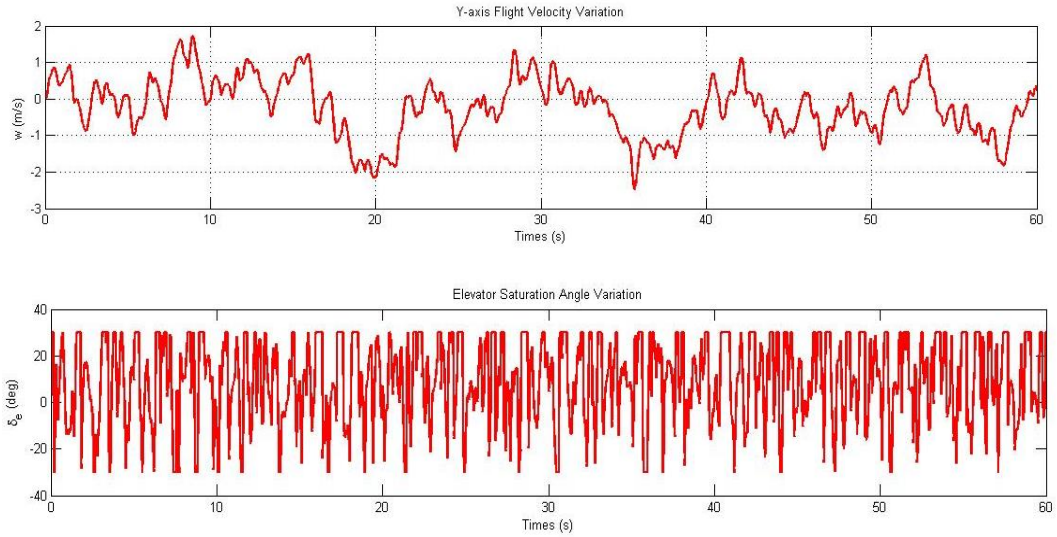
4.1 Aktif Başkalaşımı Sonuçları

- **Boylamasına Hareketin Simülasyon Sonuçları**









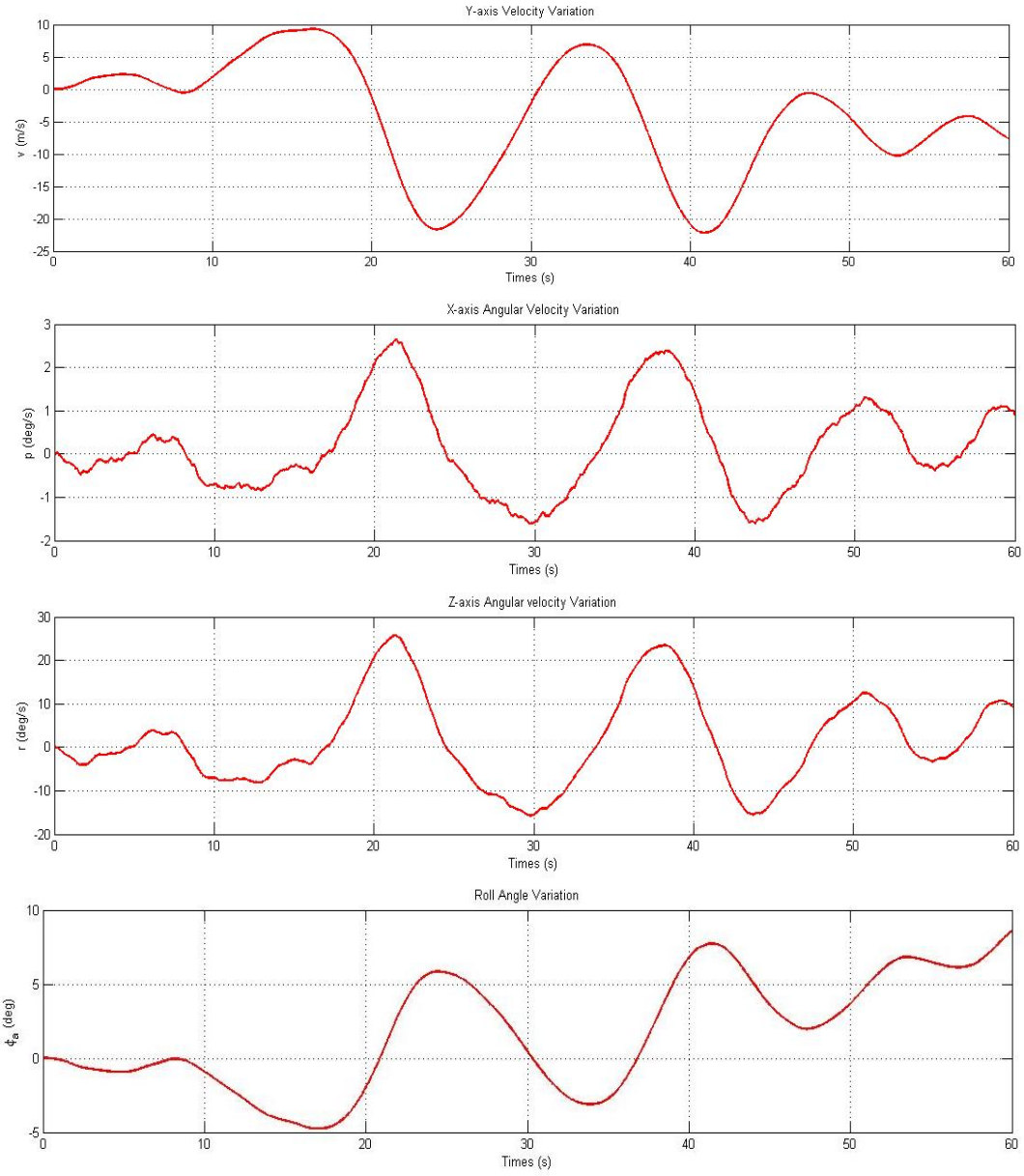
Şekil 4. 1 Pasif başkalaşımının boylamasına hareketin simülasyon cevapları

Şekil 4. 1'de pasif başkalaşımı için boylamasına hareketinin sırasıyla yunuslama açısı, x-ekseni boyunca hızı, y-ekseni boyunca açısal hızı, z-ekseni boyunca hızı ve yatay kuyruğunu elevatör açısının simülasyonlarının cevapları verilmiştir.

Burada yunuslama açısının yörünge takibi 5 derecesi için incelerken, x-ekseni boyunca hızı, y-ekseni boyunca açısal hızı, z-ekseni boyunca hızı ve yatay kuyruğunu elevatör açısının davranışlarını paralel olarak incelenmiştir. Şekil 4.1'den anlaşılacağı gibi boylaması hareket boyunca yunuslama açısını 5 derece az bir hatayla iyi takip etmiştir. Ayrıca, x-ekseni boyunca hızı, y-ekseni boyunca açısal hızı, z-ekseni boyunca hızı yörünge sıfır çizgiyi takip etmiştir. Sonuç olarak boylamasına harekette otopilot sistemimiz istenilen yunuslama açısının yörüngesi takibini edip diğer kalan davranışlarının değişimine uğramasını engellemiştir veya diğer deyişle kontrol altına almıştır. Şekil 4.1'in alt kısmında bulunan yatay stabilizatörün elevatör açısının uçuş sırasındaki davranışları gösterilmiştir ve elevatör açısının maksimum doygunluk (saturation) açısı 30 derecedir. Bu durum yanlamasına hareketi nasıl etki ettiğini de yanlamasına hareketinin simülasyon cevapları veya davranışlarından anlaşılacaktır.

- **Yanlamasına Hareketin Simülasyon Sonuçları**

Aşağıdaki şekil 5. 2'de ZANKA-I pasif başkalaşımı için yanlamasına hareketinin sırasıyla y-ekseni boyunca hızı, x-ekseni boyunca açısal hızı, z-ekseni boyunca açısal hızı ve kanadın aileron açısının simülasyonlarının cevapları verilmiştir.

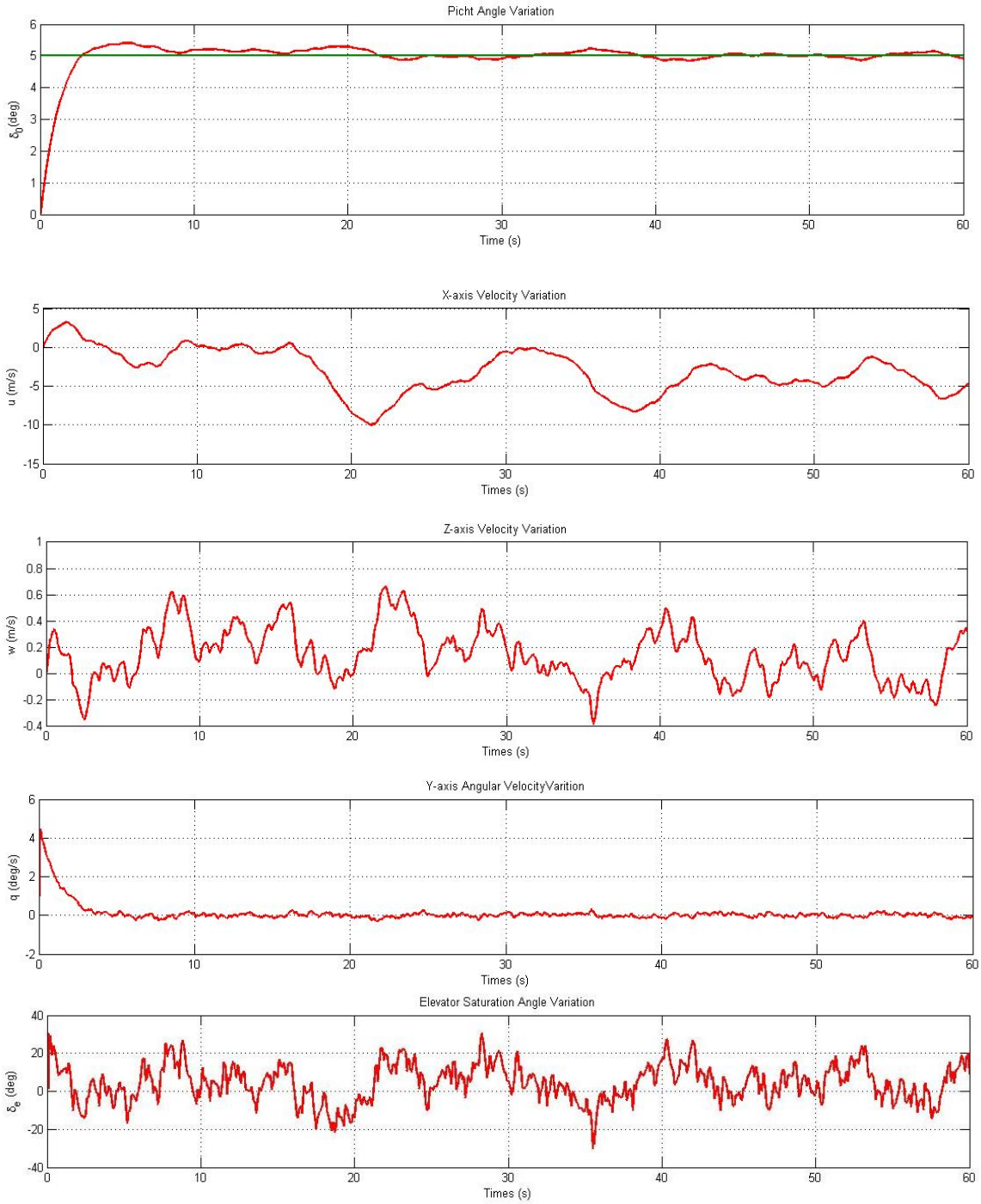


Sekil 4. 2 Boylamasına hareketin simülasyon cevapları

Burada yunuslama açısının yörünge takibi 5 derecesi için incelerken, y-ekseni boyunca hızı, x-ekseni boyunca açısal hızı, z-ekseni boyunca açısal hızı ve kanadın aileron açısının simülasyon cevaplarının davranışlarını paralel olarak incelenmiştir. y-ekseni boyunca hızı, x-ekseni boyunca açısal hızı ve z-ekseni boyunca açısal hızı 5 derece tabibi sırasında diğer boylamasına hareketteki davranışları gibi olmasa da az de olsa otopilot sistemimiz kontrol etmiştir. Şekil 4.2'nin alt kısmında bulunan dikey stabilizatörün dümen(rudder) açısının uçuş sırasındaki davranışları gösterilmiştir ve

uçuş sırasında 0 ile 10 arasında değişim sergilemiştir. Yanlamasına hareketi boylamasına hareketinin etken faktörü olan yunuslama açısıyla kontrol ederek boylamasına harekette alınan sonucuna göre biraz hatalı elde edilmiştir.

4.2 Aktif Başkalaşımı

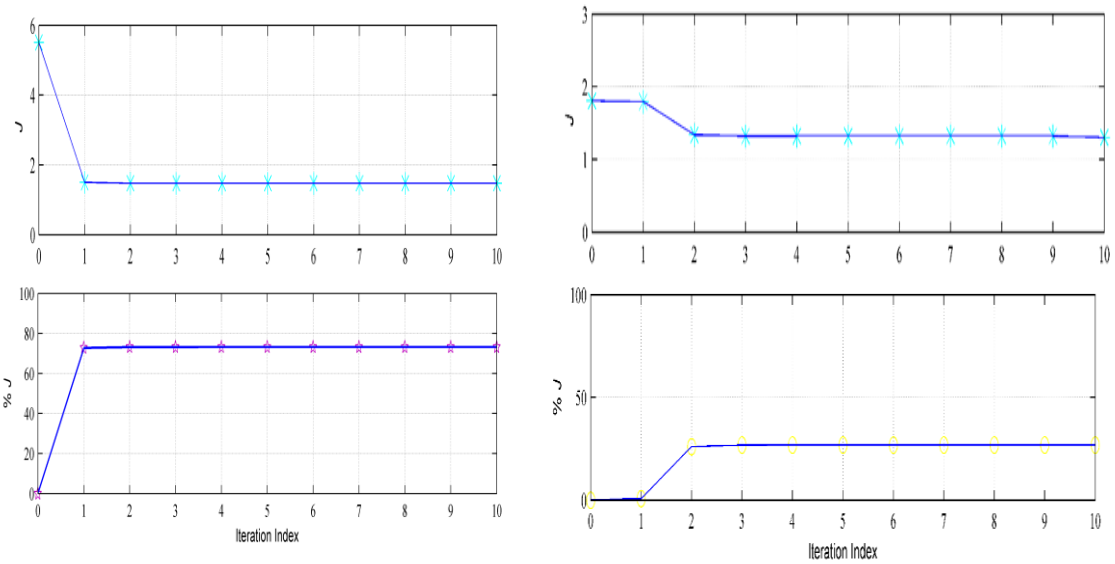


Sekil 4. 3 Pasif başkalşımının boylamasına hareketin simülasyon cevapları

Şekil 4. 3'de pasif başkalaşımı için boylamasına hareketinin sırasıyla yunuslama açısı, x-ekseni boyunca hızı, y-ekseni boyunca açısal hızı, x-ekseni boyunca hızı ve yatay kuyruğunu elevatör açısının simülasyon cevapları verilmiştir.

Burada yunuslama açısının yörünge takibi 5 derecesi için incelerken, x-ekseni boyunca hızı, y-ekseni boyunca açısal hızı, z-ekseni boyunca hızı ve yatay kuyruğunu elevatör açısının davranışlarını paralel olarak incelenmiştir. Şekil 4.3'ten anlaşılacağı gibi boylaması hareket boyunca yunuslama açısını 5 derece az bir hatayla iyi takip etmiştir. Ayrıca, x-ekseni boyunca hızı, y-ekseni boyunca açısal hızı, z-ekseni boyunca hızı yörünge sıfır çizgiyi takip etmiştir. Sonuç olarak boylamasına harekette otopilot sistemimiz istenilen yunuslama açısının yörüngesi takibini edip diğer kalan davranışlarının değişimine uğramasını engellemiştir veya diğer deyişle kontrol altına almıştır. Şekil 4.3'in alt kısmında bulunan yatay stabilizatörün elevatör açısının uçuş sırasındaki davranışları gösterilmiştir ve elevatör açısının maksimum doygunluk (saturation) açısı 30 derecedir.

Enerji Tasarrufu Değerlendirmesi



Şekil 4.4 Pasif ve aktif için maliyet fonksiyonun zamanla değişimi

Şekil 4.4'te sol tarafta pasif sağ tarafta ise aktif başkalaşım için üretilen maliyet fonksiyonu ile relativ maliyet fonksiyonun hatasının iterasyon boyunca değişimleri verilmiştir. SPSA optimizasyon yöntemi pasif başkalaşım sırasında %80 enerji tasarrufu

kaydederken bu değer aktif başkalaşımı sırasında %27 eder. Bu çalışma boyunca elde edilen optimum PID ile başkalaşım değerleri aşağıdaki gibi belirlenmiştir.

Pasif Başkalaşım Sonuç Değerleri:

X-ekseni boyunca kanadın yer değiştirmesi: 14.9mm

X-ekseni boyunca yatay kuyruğunun yer değiştirmesi 14.9mm

$K_I = 2.507$

$K_D = 74.995$

$K_P = 74.975$

Aktif Başkalaşım Sonuç Değerleri:

Y-ekseni boyunca kanadın yer değiştirmesi: 0,2665 veya %26.65

Y-ekseni boyunca yatay kuyruğunun yer değiştirmesi: 0,2874 veya %28.74

$K_I = 6.7593$

$K_D = 74.99$

$K_P = 73.356$

KAYNAKLAR

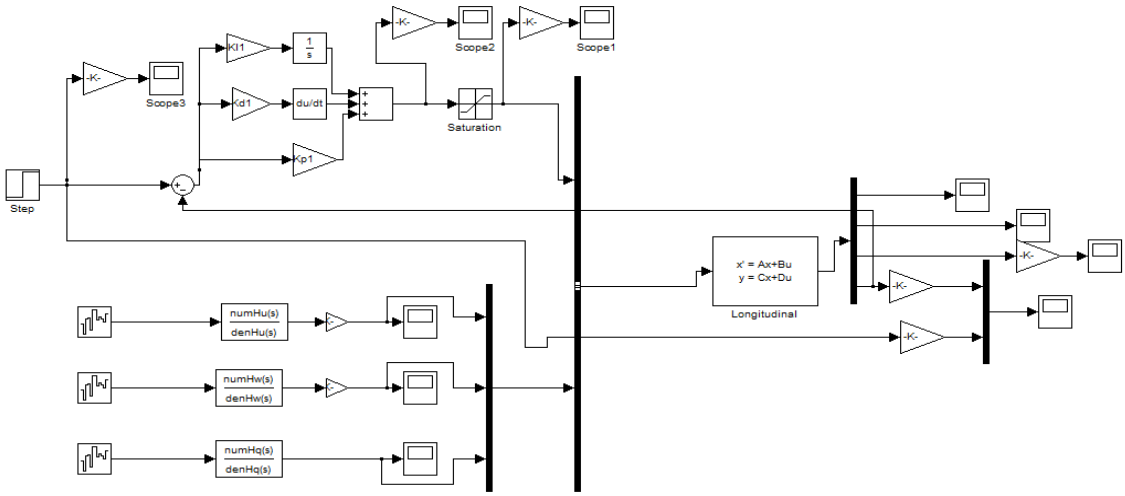
1. Nelson, R. C. (2007). Flight Stability and Automatic Control, 2nd ed., McGraw-Hill, New York, chapters 2-6.
2. U.S. Military Handbook MIL-HDBK-1797, 19 December 1997.
3. Oktay T. (2012). Constrained control of complex helicopter models. PhD Dissertation, Virginia Tech, Blacksburg, VA.
4. Oktay T. and Sultan C. (2012). Integrated maneuvering helicopter model and controller design. **AIAA Guidance**, Navigation and Control Conference, MN, USA.
5. Jung Soon Jang; Liccardo, D. (2006) Automation of Small UAVs using a Low Cost Mems Sensor and Embedded Computing Platform, 25th Digital Avionics Systems Conference, **IEEE/AIAA**
6. Sadegh, P., Spall, J. C. (1998). Optimal random perturbations for multivariable stochastic approximation using a simultaneous perturbation gradient approximation, **IEEE Transactions on Automatic Control**, 43 (10), 1480-1484.
7. He, Y., Fu, M. C., Marcus, S. I. (2003). Convergence of simultaneous perturbation stochastic approximation for non-differentiable optimization, **IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems**, 48 (8), 1459-1463.
8. Oktay T. and Sultan C. (2014). Flight control energy saving via helicopter rotor active morphing. **AIAA Journal of Aircraft 2014**, 51(6), 1784-1805.
9. Jung Soon Jang, Darren Liccardo, Crossbow Technology, Inc., San Jose, CA (2006). Automation of small UAVs using a low cost MEMS sensor and embedded computing platform, **IEEE**.
10. Hadi, G., Varianto, R., Trilaksono, B., and Budiyono, A. (2014). "Autonomous UAV System Development for Payload Dropping Mission". **Journal of Instrumentation, Automation and Systems**, 1(2), 72-77.
11. Jeni, S. D. and Budiyono, A. (2006), "Automatic Flight Control System", Lecture notes for Malaysian Institute of Aviation Technology".
12. Kim, S., Budiyono, A., Lee, J. H., Kim, D. H., and Yoon, K. J. (2010), "Control system and testing for a small-scale autonomous helicopter", **Aircraft**

Engineering and Aerospace Technology: An International Journal, Vol. 82, No. 6, pp. 353-359.

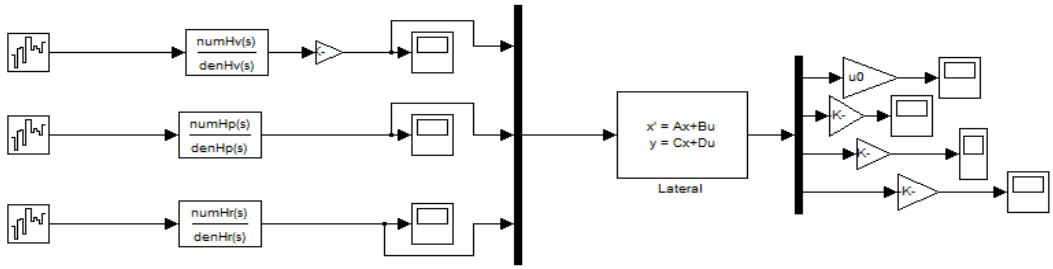
13. Hsieh, C., Skelton, R. E., & Damra, F. M. (1989). Minimum Energy Controllers with Inequality Constraints on Output Variances. Optimal Control Application and Methods, 10 (4), 347-366.
14. Skelton, R. E. (1987). Dynamic Systems Control: Linear Systems Analysis and Synthesis. John Wiley & Sons: chapter 8.
15. Skelton, R. E., & Lorenz, M. D. (1985). Space Structure Control Design by Variance Assignment**. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 8** (4), 454-462.
16. Perkins, C. D. and Hage, R. E. (1949), Aircraft Performance Stability and Control, John Wiley & Sons, USA, pp. 324-325.

EKLER

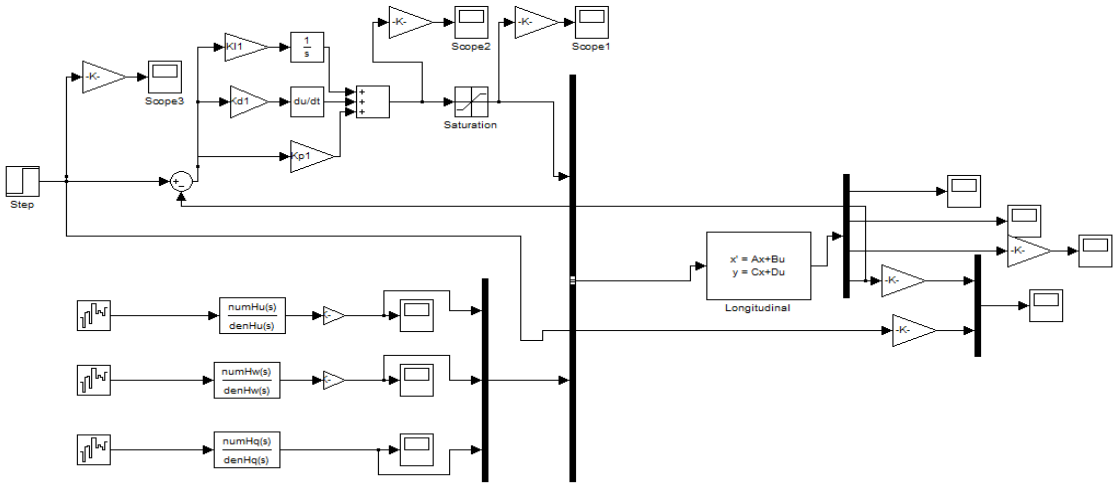
[1] ZANKA-I Boylamasına Hareketinin MATLAB Simülink Diyagramı



[2] ZANKA-I Yanlamasına Hareketinin MATLAB Simülink Diyagramı



[3] ZANKA-II Boylamasına Hareketinin MATLAB Simülink Diyagramı



ÖZGEÇMİŞ

KİŞİSEL BİLGİLER

Adı, Soyadı: Mohamed Abdallah Mohamed
Uyruğu: Cibutili
Doğum Tarihi ve Yeri: 19 Ocak 1986, Cibuti
Medeni Durumu: Bekâr
Tel: +90 505 927 34 42 - +253 77 63 52 37
Email: afarbaxa86@gmail.com
Yazışma Adresi: Esenyurt mah. Küçük Menderes Cad. No:76/32 Melikgazi Kayseri

EĞİTİM

Derece	**Kurum**	**Mezuniyet Tarihi**
Lisans	İTÜ Uçak Mühendisliği	2014
Lise	Lycee D'Etat de Djibouti, Cibuti	2005

BİLGİSAYAR DİLİ

Matlab, Solidworks, Ansys Fluent, Fortran (F90-F95), Catia V519, Microsoft Ofis & Internet

YABANCI DİL

İngilizce, Fransızca, Türkçe

YAYINLAR

Oktay T., Konar M., Onay M., Aydin M., Abdallah Mohamed M. (2015). Simultaneous Small Uav And Autopilot System Design. **Aircraft Engineering And Aerospace Technology.**

Oktay T., Konar M., Onay M., Abdallah Mohamed M. (2015). Autopilot Parameters Tunings For Best Performance. 8th Ankara International Aerospace Conferance. Ankara.

Oktay T., Konar M., Onay M., Abdallah Mohamed M. (2015). Integrated Autopilot Tunning And Unmanned Aerial Vehicle (Uav) Design. 6th European Conference For Aeronautics and Space Science, Krakow, POLONYA**.**

Oktay T., Konar M., Abdallah M., Aydin M., Şal F., Onay M., et al. (2016). Autonomous Flight Performance Improvement of Load-carrying Unmanned Aerial Vehicles by Active Morphing. ICUAST 2016 : 18th International Conference on Unmanned Aircraft Systems and Technology, Zurich, ISVIÇRE.