İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

ÇOK MAKSATLI HİBRİD İNSANSIZ HAVA ARACI SİSTEMİ GELİŞTİRİLMESİ

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Halil İbrahim DONBALOĞLU

Mekatronik Mühendisliği Anabilim Dalı

Mekatronik Mühendisliği Programı

OCAK 2014

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

ÇOK MAKSATLI HİBRİD İNSANSIZ HAVA ARACI SİSTEMİ GELİŞTİRİLMESİ

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Halili İbrahim DONBALOĞLU
518111020

Mekatronik Mühendisliği Anabilim Dalı

Mekatronik Mühendisliği Programı

Tez Danışmanı: Prof. Dr. Ata MUGAN

OCAK 2014

İTÜ, Fen Bilimleri Enstitüsü'nün 518111020 numaralı Yüksek Lisans Öğrencisi **Halil İbrahim DONBALOĞLU**, ilgili yönetmeliklerin belirlediği gerekli tüm şartları yerine getirdikten sonra hazırladığı **"ÇOK MAKSATLI HİBRİD İNSANSIZ HAVA ARACI SİSTEMİ GELİŞTİRİLMESİ"** başlıklı tezini aşağıda imzaları olan jüri önünde başarı ile sunmuştur.

Tez Danışmanı :	**Prof. Dr. Ata MUGAN** İstanbul Teknik Üniversitesi	.....
Eş Danışman :	**Doç.Dr. Vasfi Emre ÖMÜRLÜ** Yıldız Teknik Üniversitesi	.....
Jüri Üyeleri :	**Doç. Dr. İlker Murat KOÇ** İstanbul Teknik Üniversitesi	.....
	Yrd. Doç. Dr. Hayri Acar İstanbul Teknik Üniversitesi	.....
	Yrd. Doç. Dr. Erhan AKDOĞAN Yıldız Teknik Üniversitesi	.....

Teslim Tarihi : **16 Aralık 2013**
Savunma Tarihi : **30 Ocak 2014**

Aileme ve arkadaşlarıma,

ÖNSÖZ

Bu çalışma süresince beni destekleyen sayın hocam Doç.Dr. Vasfi Emre ÖMÜRLÜ'ye teşekkür ederim. Tez yazımında bilgi paylaşımında bulunan Baykar Makina A.Ş yöneticilerine verdikleri destekten dolayı teşekkür ederim.

Ocak 2014

Halil İbrahim DONBALOĞLU
Makina Mühendisi

İÇİNDEKİLER

Sayfa

ÖNSÖZ ..... **vii**
İÇİNDEKİLER ..... **ix**
KISALTMALAR ..... **xi**
TERİMLER ..... **xiii**
ÇİZELGE LİSTESİ ..... **xvii**
ŞEKİL LİSTESİ ..... **xix**
ÖZET ..... **xxi**
SUMMARY ..... **xxiii**
1. GİRİŞ **1**
2. İNSANSIZ HAVA ARAÇLARI VE SINIFLANDIRMASI **3**
2.1 İnsansız Hava Aracı Sistem Bileşenleri 7
2.2 Hava Aracı Platform Bileşenleri 8
2.3 Pipistirel Sinus Model Hava Aracı 10
3. HAVA ARACININ DİNAMİK DENKLEMLERİ **13**
3.1 Ataletsel Kuvvet ve Moment Denklemleri 15
3.2 Aerodinamik Kuvvet ve Moment Denklemleri 19
3.3 Trim Koşullarının Belirlenmesi 22
3.4 Cebirsel Yöntem ile Doğrusal Modelleme 23
3.4.1 Boylamasına durum uzay modeli 24
3.4.2 Yanlamasına durum uzay modeli 25
3.4.3 Nümerik yöntem ile doğrusal modelleme 26
3.5 Kanat Profil Aerodinamiği 27
4. KARARLILIK TÜREVLERİ **29**
4.1 Boylamasına Kararlılık Türevleri 29
4.2 Yanlamasına Kararlılık Türevleri 39
4.3 Aerodinamik Boyutsuz Katsayılar 44
5. KONTROL TASARIMI **51**
5.1 Doğrusal Modelin Simülasyonu 51
5.2 Hava Aracının Serbest Cevapları 53
5.3 Doğrusal Model ile Kontrol Tasarımı 57
5.3.1 Yükseklik kontrol sistemi 60
5.3.2 Kanat seviye kontrol sistemi 62
5.3.3 Uçuş yörünge açısı kontrol sistemi 65
6. KONTROL SİSTEMİNİN NONLİNEER SİMÜLASYON İLE TESTİ **69**
6.1 Hava Aracı Süzülme ve Yayılma Yörüngesi 70
6.2 Otomatik İniş Simülasyon Sonuçları 71
6.3 Rüzgarlı İniş 77
6.4 Rüzgar Kesmesi ile Otomatik İniş Sonuçları 78
7. SONUÇ VE ÖNERİLER **83**
7.1 Çalışmanın Uygulama Alanı 83
KAYNAKLAR **85**

EKLER **87**
ÖZGEÇMİŞ **95**

KISALTMALAR

HA	**:** Hava Aracı
İHA	**:** İnsansız Hava Aracı
UAV	**:** Unmanned Air Vechicle
İHAS	**:** İnsansız Hava Aracı Sistemleri
UAVS	**:** Unmanned Air Vechicle System
YKİ	**:** Yer Kontrol İstasyonu
YVT	**:** Yer Veri Terminali
HVT	**:** Hava Veri Terminali
FY	**:** Faydalı Yük
UKB	**:** Uçuş Kritik Bilgisayarı
YGB	**:** Yardımcı Görev Bilgisayarı
KM	**:** Kütle Merkezi
DÇS	**:** Donanım Çevrim Simülasyonu
HIL	**:** Hardware In The Loop
SAN – TEZ	**:** Sanayi Tezleri Programı
MALE	**:** Medium Altitude Long Endurance (Orta İrtifa Uzun Menzil)
HALE	**:** High Altitude Long Endurance(Yüksek İrtifa Uzun Menzil)

TERİMLER

U : Uçağın X eksenindeki hızı
V : Uçağın Y eksenindeki hızı
W : Uçağın Z eksenindeki hızı
φ : Yalpalama Açısı
θ : Yunuslama açısı
ψ : Sapma Açısı
P : Yalpalama Oranı
Q : Yunuslama Oranı
R : Sapma Oranı
l : Yalpalama momenti
M : Yunuslama Momenti
n : Sapma Momenti
X_A : X eksenindeki aerodinamik kuvvet
Y_A : Y eksenindeki aerodinamik kuvvet
Z_A : Z eksenindeki aerodinamik kuvvet
X_T : X eksenindeki itki kuvveti
Y_T : Y eksenindeki itki kuvveti
Z_T : Z eksenindeki itki kuvveti
X_G : Gövde Eksen Takımının X ekseni
Y_G : Gövde Eksen Takımının Y ekseni
Z_G : Gövde Eksen Takımının Z ekseni
X_K : Kararlılık Eksen Takımının X ekseni
X_R : Rüzgar Eksen Takımının X ekseni
m : Hava aracının kütlesi
$\bar{q}$: Dinamik Basınç
J_x : X eksenindeki kütle atalet momenti
J_y : Y eksenindeki kütle atalet momenti
J_z : Z eksenindeki kütle atalet momenti
J_{xy} : Alansal atalet momenti
p_N : Boylam
p_E : Enlem
h : Yükseklik
a : Ses hızı
μ : Havanın viskozitesi
R : Reynold sayısı
δ_s : Kontrol yüzeyindeki sapma

T_c : İtki katsayısı

e : Oswald verimlilik faktörü

V_T : Hava hızı

ρ : Havanın yoğunluğu

frl : Uçağın burun noktası ve gövde merkezinden geçen doğru

sw : Süpürmes açısı

zw : Kanat veterinin çeyrek veter noktası ile gövde merkez çizgisi arasındaki uzaklık

d : Maksimum gövde çapı

S_D : Pervane disk alanı

ε : 'Downwash' açısı

Γ : Dihedral açısı

τ : Flap verimlilik parametresi

τ_v : Dikey kuyruk için flap etkinlik parametresi

τ_h : Yatay kuyruk için flap etkinlik parametresi

l_h : Yatay kuyruk aerodinamik merkezi ile hava aracının ağırlık merkezi arasındaki uzaklık

l_v : Dikey kuyruk aerodinamik merkezi ile hava aracının ağırlık merkezi arasındaki uzaklık

V_H : Yatay kuyruk hacim oranı

V_v : Dikey kuyruk hacim oranı

i_w : Kanat yerleşme açısı

i_t : Kuyruk yerleşme açısı

b : Kanat uzunluğu

b_h : Yatay kuyruk uzunluğu

b_v : Dikey kuyruk uzunluğu

y_1 : Aileronun başlangıç noktasının kanat köküne uzaklığı

y_2 : Aileronun bitiş noktasının kanat köküne uzaklığı

η : Kuyruk verimliliği

η_v : Dikey kuyruk verimi

η_h : Yatay kuyruk verimi

S : Kanat yüzey alanı

S_h : Yatay kuyruk yüzey alanı

S_v : Dikey kuyruk yüzey alanı

Z_v : Dikey kuyruk aerodinamik merkezi ile ağırlık merkezi arasındaki uzaklık

AR_w : Kanat en boy oranı.

AR_h : Yatay kuyruk en boy oranı

AR_v : Dikey kuyruk en boy oranı

$C_{l_{aw}}$: İki boyutlu kanat stabilite türevi

$C_{l_{ah}}$: İki boyutlu yatay kuyruk stabilite türevi

$C_{l_{av}}$: İki boyutlu dikey kuyruk stabilite türevi.

a : Kök veter uzunluğu

b_r : Uç kök veter uzunluğu

λ : Kanat uç veterinin kanat kök veterine oranı

$\bar{c}$: Ortalama kanat veteri

X_{ac} : Aerodinamik basınç merkezi

X_{cg} : Hava aracının ağırlık merkezinin kanat veterinin başlangıç noktasına uzaklığı

$\overline{X}_{np}$: Nötral noktanın kanat veterinin başlangıç noktasına uzaklığının, ortalama Kanat veterine oranı

$\overline{X}_{ac}$: Aerodinamik merkezin kanat veterinin başlangıç noktasına uzaklığının Ortalama kanat veterine oranı

C_{L_α} : Taşıma kuvvetinin hücum açısına göre eğimi

C_{m_a} : Yunuslama momentinin hücum açısına göre eğimi

$C_{m_{\delta e}}$: Yunuslama momentinin yatay kuyruk sapma açısına göre eğimi

$C_{L_{\delta e}}$: Taşıma kuvvetinin yatay kuyruk sapma açısına göre eğimi

$C_{n_{\delta r}}$: Sapma momentin dikey kuyruk sapma açısına göre eğimi

$C_{l_{\delta a}}$: Yalpalama momentinin aileron sapma açısına göre eğimi

C_{n_β} : Sapma momentinin yana kayma açısına göre eğimi

C_{l_β} : Yalpalama momentinin yana kayma açısına göre eğimi

ÇİZELGE LİSTESİ

Sayfa

Çizelge 2.1 : İha tasnif tablosu 5
Çizelge 2.3.1 : Pipistirel sinus teknik verileri 10
Çizelge 4.3.1 : Pipistirel sinus uçağının aerodinamik ve geometrik verileri 47
Çizelge 4.3.2 : Pipistirel sinus model uçağın kararlılık türevleri 48
Çizelge 5.3.1 : Belirtilen trim koşullarında hava aracının durum ve kontrol girdileri 57
Çizelge 5.3.2 : Boylamasına durum uzay matrisinin özdeğer analizi 59
Çizelge 5.3.3 : Yanlamasına durum uzay matrisinin özdeğer analizi 60
Çizelge 6.2.1 : Simülasyon başlangıç koşulları 74

ŞEKİL LİSTESİ

Sayfa

Şekil 2.1.1 : İnsansız hava aracı sistemi 7
Şekil 2.3.1 : Pipistirel sinus model hava aracı 10
Şekil 3.1 : Eksenler ve aerodinamik açıların gösterimi 14
Şekil 3.2.1 : Yuvarlanma, yunuslama ve sapma moment gösterimi 20
Şekil 3.5.1 : Normal ve stall durumunda kanat üzerindeki hava akışı 27
Şekil 4.1.1 : Hava aracı bileşenlerinin boylamasına statik kararlılığa etkisi 30
Şekil 4.1.2 : Yunuslama moment katsayısının hücum açısına göre değişimi. 30
Şekil 4.1.3 : Kanat üzerindeki taşıma ve sürüklenme kuvvet gösterimi 31
Şekil 4.1.4 : Flap etkinlik parametresi 38
Şekil 4.2.1 : Kanat uç tipi ve en boy oranının C_{l_β} etkisi 41
Şekil 4.2.2 : Deneysel değer ile $C_{n_{\delta a}}$ hesaplanması 44
Şekil 4.3.1 : Ağırlık merkezi ile nötral nokta arasındaki ilişkinin C_{m_α} etkisi 47
Şekil 5.1.1 : Hava aracı doğrusal simülasyon modeli 52
Şekil 5.1.2 : Boylamasına ve yanlamasına durum uzay modelleri 53
Şekil 5.2.1 : Yatay kuyruk sapması ile değişen durumlar 54
Şekil 5.2.2 : Gaz kolundaki değişimin durum değişkenlerine etkisi 55
Şekil 5.2.3 : Aileron sapmasının durum değişkenlerine etkisi 56
Şekil 5.2.4 : Dikey kuyruk sapmasının durum değişkenlerine etkisi 57
Şekil 5.3.1 : Boylamasına durum uzay matrisleri 58
Şekil 5.3.2 : Yanlamasına durum uzay matrisleri 59
Şekil 5.3.1.1 : Yükseklik kontrol yapısı 60
Şekil 5.3.1.2 : Yükseklik kontrol adım cevabı 61
Şekil 5.3.1.3 : Eniyilenmiş yükseklik kontrol sistemi sonucu 62
Şekil 5.3.2.1 : Kanat seviye kontrol yapısı 63
Şekil 5.3.2.2 : Kanat seviye kontrolünün cevabı 64
Şekil 5.3.2.3 : Eniyilenmiş kanat seviye kontrol sistemi sonucu 64
Şekil 5.3.3.1 : Uçuş yörünge açısı kontrol yapısı 65
Şekil 5.3.3.2 : Uçuş yörünge açısı kontrolünde hava hızı 66
Şekil 5.3.3.3 : Süzülme yörüngesinden sapma mesafesi 67
Şekil 5.3.3.4 : Uçuş yörünge açısı 67
Şekil 6.1 : Altı serbestlik dereceli hava aracı modeli 69
Şekil 6.1.1 : Süzülme ve yayılma yörünge geometrisi 70
Şekil 6.2.1 : Otomatik iniş simülasyonu 73
Şekil 6.2.2 : Otomatik inişteki süzülme ve yayılma yörünge takibi 74
Şekil 6.2.3 : Hücum açısı, yunuslama açısı ve uçuş yörünge açısı 75
Şekil 6.2.4 : Otomatik inişte yana kayma açısı 75
Şekil 6.2.5 : Otomatik inişte euler açıları ve açısal oranlar 76
Şekil 6.2.6 : Otomatik inişte hava hızı 76

Şekil 6.2.7 **:** Otomatik inişte kontrol girdi durumları 77
Şekil 6.4.1 **:** Otomatik inişteki rüzgâr kesmesi 78
Şekil 6.4.2 **:** Hücum açısı, yunuslama açısı ve uçuş yörünge açısı 78
Şekil 6.4.3 **:** Rüzgarlı inişte hava hızı 79
Şekil 6.4.4 **:** Rüzgârlı inişte yana kayma açısı 79
Şekil 6.4.5 **:** Rüzgârlı inişte euler açıları ve açısal oranlar 80
Şekil 6.4.6 **:** Rüzgârlı inişte kontrol girdileri 80

ÇOK MAKSATLI HİBRİD İNSANSIZ HAVA ARACI SİSTEMİ GELİŞTİRİLMESİ

ÖZET

Bu tezde, insansız hava aracı teknolojisinin gelişiminden ve öneminden bahis edildi. İnsansız hava araçları sınıflandırması ve insansız hava aracı sistem bileşenleri hakkında bilgilendirme yapıldı. Modellemesi ve üzerine kontrol tasarlanan "**Pipistirel Sinus"** model hava aracı ile ilgili bilgilendirme yapıldı. Hava aracı dinamik denklemlerinin elde edilmesi anlatıldı. "**Pipistirel Sinus"** model hava aracının hesaplamalı akışkanlar dinamiği yöntemiyle kararlılık türevleri elde edildi. Doğrusal olmayan modellerden nümerik ve cebirsel yöntemler ile elde edilen doğrusal modeller ile kontrol tasarlandı. Kontrol sistemini kararlı yapan kazanç katsayı aralığında, en iyi cevap veren kazanç katsayıları seçildi. Doğrusal modeller ile tasarlanan kontrolörlerin altı serbestlik dereceli hava aracı modeli ile simülasyon ortamında denenmesi ve eniyilenmesi gerçekleştirildi. Doğrusal model ile tasarlanan kontrol sistemleri doğrusal olmayan modelde performansı ve dayanımı test edildi. Otomatik inişte meydana gelen rüzgar kesmeleri hava araçları için tehlikeli olmaktadır. Bundan dolayı kontrol sistemleri rüzgar kesmelerini ile birlikte test edildi.

Sonuç olarak, **"Pipistirel Sinus"** model hava aracı modellendi ve otomatik iniş kontrol sistemleri geliştirildi. Otomatik iniş kontrol sistemleri rüzgar kesmeleri ile performansı ve dayanımı test edildi. Pipistirel Sinus model hava aracı için simülasyonu gerçekleştirildi. Bu simülasyonu gerçek zamanlı çalıştırıp donanımsal olarak mevcut olan kontrol sistemi ile haberleştirilip kontrol sistemi geliştirilebileceği önerildi.

DEVELOPMENT OF OPTIONALLY PILOTED UNMANNED AERIAL VEHICLE SYSTEM

SUMMARY

Satellite communication technology, sensor technology, computer processors, with advances in technology, especially towards the end of the 1990s, smart information technology of the system take place of heavy industry products. In this time unmanned air vehicles have become the most important systems while improving from platform-centric operation strategies to Network-Centric strategy.

Unmanned aircraft will only exist if they offer advantage compared with manned aircraft. An aircraft system is designed from the outset to perform a particular role or roles. The designer must decide the type of aircraft most suited to perform the role(s) and, in particular, whether the role(s) may be better achieved with a manned or unmanned solution. In other words it is impossible to conclude that UAVs always have an advantage or disadvantage compared with manned aircraft systems. It depends vitally on what the task is. An old military adage (which also applies to civilian use) links the use of UAVs to roles which are dull, dirty or dangerous (DDD). There is much truth in that but it does not go far enough. To DDD add covert, diplomatic, research and environmentally critical roles. In addition, the economics of operation are often to the advantage of the UAV

Dangerous, high risk of supply, the human will not stand in air campaign for a long time. So Unmanned Air Vehicles play important role. There are various types of UAV according to shape, size, and function of it which change weight from kilogram to tons of takeoff weight. As the basis of the use of military and civil two main areas discussed under the title of today's UAV Strike Systems, Internal Security, Air Defence, Signal Intelligence, the Target Aircraft, Electronic Warfare, special tasks, activities, etc, as well as with the most intense form of discovery for the purpose of observation, remote sensing are used as tools. These activities during the air tools that are integrated within the electromagnetic spectrum in the daytime, infrared, near-infrared camera systems, synthetic aperture radar systems, air-to-detect microorganisms, biological sensors, air components of laser spectroscopy methods, which can determine the chemical sensors are used.

UAV payload can be gun although there are models all in the army, mostly, such as surveillance and target acquisition for the purposes of the intelligence. Different platforms in order to be able to control remotely guided with satellite communication channel from thousands of miles away.

In 2005, tactical UAV systems with up to 100,000 hours on the flight in Afghanistan and Iraq. This flight hours continues to exponentially. UAV Systems are so widely in the military area. In recent years, used for civilian purposes about UAV have been important developments. This safety to provide that, purposes-policing, border security, meteorological research, communication sub-systems, forest fires and combating smuggling of goods, the identification of environmental pollution,

observations of the planting and harvesting, fishing, 3d Mapping, Security of the pipelines, etc.

Optionally piloted conventional Air Vehicle described as hybrid between the UAV Systems. This type hybrid UAV System is low-cost alternative of a manned flight solution. Also it can be used when required piloted flight.

In this thesis, information was given about Unmanned air vehicle classification and unmanned air vehicle system components. Modeling and control of “Pipistirel Sinus” models aircraft was designed and the disclosure was made about aircraft. How to Air vehicle dynamic equations obtained are described. “Pipistirel Sinus” model of the aircraft stability derivatives were obtained by the method of computational fluid dynamics. Fixed-wing unmanned air vehicle stability variants of the aircraft depending on the calculated with the physical dimensions of aircraft and the aerodynamic effects at the flight conditions and this stability of the variants were used to obtain the aircraft dynamics. The dimensionless aerodynamic coefficients were obtained. Linear model obtained with non-linear model by numerical and algebraic methods. Designed the autolanding control systems with linear model. The control system is stable while gain coefficient is changing in the range. The gain coefficients optimized based on the control system results. Designed controllers with linear models was performed testing and optimization with six degrees of freedom air vehicle model simulation environment.

In this way, designed controllers with linear models was tested control system performance and robustness with a non-linear models simulation.

Knowing an airport’s exposure to wind-shear activity is a key factor in determining the relative accident risk at each airport. Hazardous wind shear comes primarily from microbursts that are caused by strong downdrafts in thunderstorms. The generated outflows typically range from 15 to 45 knots, but have been known to exceed 100 knots. An aircraft crossing a microburst, with its changing wind direction and shifting wind speeds, can induce a severe reduction in lift for the aircraft very near the ground. However, the leading edge of thunderstorm outflows typically occurring many kilometers ahead of an approaching thunderstorm can also be troublesome. The aviation safety hazard comes from the roll of winds at the leading edge of the outflow. Typically weaker, these gustfronts are more likely to be a problem for smaller aircraft

Most of the air vehicle accident occured last approach, or during landing. Occurring in the world of aviation accidents and 22 % due to the meteorological factors. This rate of 44%, while the wind accidents. The most dangerous disturbance is wind shear. The wind shear can be occured horizontally or vertically from the top height to near land in atmosphere. Especially in the low-level wind shear occured hazard for aircraft on landing or departure, and along the runway. So designed controllers with linear models was tested control system performance and robustness with a non-linear and wind disturbance. Automatic landing was performed with wind disturbance .

Unmanned air vehicle systems complicated system it is very hard to design accurately at the first , it does not seem possible. Therefore, Hardware in the loop simulation has two part one of them is hardware the other is sofware simulation. So prepared simulation model can be used part of HIL which is used to improve the hardware controller. A UAV and UAV’ sensors are build in mathematical models for

simulation environment and then this models executed real timely with hardware control system. This part of the thesis based on hardware in the loop simulation.

1. GİRİŞ

Uydu haberleşme teknolojisi, sensör teknolojileri, bilgisayar işlemci teknolojilerindeki gelişmelerle birlikte özellikle 1990'lı yılların sonuna doğru artık ağır sanayi ürünlerinin yerini bilgi teknolojileri içeren akıllı sistemler almaya başlamıştır. İçinde bulunduğumuz dönem itibariyle platform merkezli harekat stratejilerden, Ağ Merkezli Stratejilere doğru yaşanan süreçte insansız hava araçları en önemli sistemler haline gelmişlerdir.

Hızlı bir şekilde gelişim ivmesi gösteren İHA teknolojisi havacılıkta adeta bir çağ dönüşümünü ifade etmektedir. Bu durum ülkemiz açısından da çok önemli bir fırsat sunmaktadır. Tasarım ve beyin sermayesi odaklı, ağır sanayi yatırımı gerektirmeyen bu alanda ulusal bir vizyon kapsamında çalışmalar yürütülmesi ile ülkemiz havacılık teknolojisini son noktada yakalayabilir. İHA Sistemleri'nin milli imkânlarla geliştirilmesi, aynı zamanda paralel birçok teknolojinin de özgün olarak geliştirilmesi hususunda bir kıvılcım niteliğine sahip olduğu değerlendirilmektedir.

Tehlikeli, yüksek risk arz eden, insan fizyolojisinin dayanamayacağı kadar uzun süren hava harekâtında İnsansız Hava Araçlarının rolü öne çıkmaktadır. Şekil, büyüklük ve fonksiyonlarına göre avuç içi kadar olan boyuttan tonlarca kalkış ağırlığına sahip muhtelif tipte İHA'lar bulunmaktadır. Temel olarak askeri ve sivil amaçlı kullanım alanlarını iki ana başlık altında ele alınan günümüzün İHA Sistemleri Taaruz, İç Güvenlik, Hava Savunma, Sinyal İstihbaratı, Hedef Uçak, Elektronik Harp, özel görevler vb. faaliyetlerin yanı sıra en yoğun şekliyle keşif gözlem amacına yönelik olarak uzaktan algılama araçları olarak kullanılmaktadırlar. Bu faaliyetler esnasında hava araçlarına entegre edilen elektromanyetik spektrum içerisinde yer alan gündüz, kızılötesi (infrared), yakın kızılötesi (near infrared) kamera sistemleri, yapay açıklıklı radar sistemleri, havadaki mikroorganizmaları tespit eden biyolojik sensörler, hava bileşenlerini lazer spektroskopi yöntemi ile belirleyebilen kimyasal sensörler kullanılmaktadır.

2005 yılı içerisinde Afganistan ve Irak'ta taktik İHA sistemleri ile 100,000 saat üzerinde uçuş gerçekleştirilmekle birlikte bu süre her yıl 3'e katlanarak devam etmektedir. Askeri alanda bu kadar yaygın kullanılan İHA Sistemleri'nin sivil amaçlı kullanımında da son yıllarda önemli gelişmeler olmaktadır. Bu amaçlar emniyet-asayiş, sınır güvenliği, meteorolojik araştırmalar, haberleşme sistemlerine alt yapı sağlamak, orman yangınları ve kaçakçılık ile mücadele, çevre kirliliğinin tespiti, ekim ve hasat gözlemleri, balıkçılık, 3 Boyutlu Haritalama, Boru Hatlarının Güvenliği vb. yer almaktadır.

Akıllı Silah Sistemi kapsamında yer aldıkları için İHA Sistemlerinin ithali, özellikle elektronik ve yazılım güdüm kontrol sistemlerinin ithalatı füze rejimi kurallarına tabiidir. Dolayısıyla özel ihraç lisansları ancak ithal edilebilen kontrollü ürünlerdir. Ayrıca tamamen elektronik ve yazılım sistemleri ile kontrol edilen sistemler oldukları için dış kaynaklı olarak tedarik edilmeleri stratejik açıdan ve de ülkemiz açısından bağımsızlık adına ciddi olumsuzluklar doğurmaktadır.

Bu tez " **San – Tez"** projesi olan "**Çok Maksatlı Hibrid İnsansız Hava Aracı Sistemi Geliştirilmesi**" projesi kapsamında hazırlanmıştır. Opsiyonel Pilotlu Hava Aracı konvansiyonel ve İHA Sistemleri arasında hybrid bir hava aracı olarak da tarif edilmektedir. Bir Hava Aracı'nın opsiyonel pilotlu uçuş özelliğine sahip olması birçok açıdan açılım sağlamaktadır. Bu tip hava araçları İHA Sistemleri olarak düşük maliyetli bir alternatif oluşturmakla birlikte, pilotlu uçuşun gerekli olduğu durumlarda da bir çözüm oluşturmaktadır.

2. İNSANSIZ HAVA ARAÇLARI VE SINIFLANDIRMASI

Kendi güç sistemi olan, ölümcül olan ve olmayan faydalı yük taşıyan, otomatik olarak veya uzaktan komuta sistemi ile uçurulan pilotsuz hava araçlarına İnsansız Hava Aracı denmektedir. Balistik ve yarı balistik füzeler, seyrüsefer füzeleri ve toplarla fırlatılan mühimmatlar İHA olarak kabul edilmemektedir. Teknolojisinde ABD'nin öncülüğü bulunan İHA'lar "Drones", "robot uçak", "pilotsuz uçak", "uzaktan pilotlu uçak" gibi kavramlarla da adlandırılmaktadır. İHA'lara bu araçların uçuşunu ve görevini mümkün kılan Yer Kontrol İstasyonu, Yer Veri Terminali ve diğer teçhizatların eklenmesi ile oluşan sisteme ise İHA Sistemleri adı verilmektedir.

Askeri amaçlarla kullanılan modern İnsansız Hava Araçlarının 1970'lere giden 40 yıllık tarihinden bahsetmek mümkündür. İHA'ların askeri amaçlarla kullanımında 2000 yılı sonrası, silahlı İHA'ların yaygın kullanımı gibi pek çok önemli gelişmenin olduğu görülmektedir. İHA'ların silahlı modelleri bulunmakla birlikte tüm ordularda çoğunlukla gözetleme ve hedef tespiti gibi istihbari amaçlarla kullanılmaktadır. Farklı platformlardan uzaktan yönlendirilen bu araçlar, artık binlerce mil uzaktan uydu haberleşmesi kanalıyla kontrol edilebilmektedir.

İHA'lar sadece askeri amaçlar için değil, sınır kontrolü, kaçakçılık, çevre ve yapılaşmanın kontrolü gibi pek çok sivil alanda da etkin olarak kullanılmaktadır. İHA'larda halen mevcut olan veya yakın zamanda kazandırılması öngörülen askeri amaçlara dönük yetenekler şu şekilde sıralanabilir:

- ✓ Keşif, taktik keşif ve gözetleme
- ✓ Bomba veya füzeli hava atakları
- ✓ Endirekt (görmeyerek) atışlar için ileri gözetleyicilik
- ✓ Özel operasyonlar ve psikolojik harekat
- ✓ Sınırların kontrolü ve korunması
- ✓ Mayın arama ve imha
- ✓ Sağlık ve askeri malzeme bütünleme ikmali

- ✓ Kaçakçılık ile mücadele
- ✓ Kimyasal, biyolojik ve radyolojik tarama
- ✓ Denizcilikte gemi tanıma ve tecrit
- ✓ Muharebe arama ve kurtarma
- ✓ Hava radyolink ve role görevi
- ✓ Noktadan noktaya kargo teslimi
- ✓ Hava durumu veri toplama

Askeri amaçlı İHA'larla ilgili farklı sınıflamalar mevcuttur. Bu sınıflama türlerine göre bir İHA modeli birden fazla sınıflama modeli içinde bulunabildiği gibi aynı sınıflama modelinde birden fazla kategoriye ait özellikleri de taşıyabilmektedir.

İHA sınıflandırması

Büyüklük, irtifa, uçuş süresi ve faydalı yük kapasitesine göre:

- Micro
- Mini
- Küçük
- Taktik
- Operatif
- Stratejik

Faydalı yük türüne göre:

- Silahlı İHA'lar
- Silahsız İHA'lar

Yakıt türüne göre:

- İçten yanmalı motorlu
- Elektrik motorlu İHA'lar

Uçuş yöntemine göre:

- Sabit Kanatlı
- Döner Kanatlı

Komuta biçimine göre:

- Otomatik pilotlu
- Uzaktan komutalı

Kullanım amacına göre:

- Sahte/Hedef
- Keşif Gözetleme
- Atak/Saldırı
- Lojistik destek

Kalkış ve iniş yöntemine göre:

- Rampadan kalkan/fırlatılan
- Pistten kalkan
- Uçaktan bırakılan
- El ile fırlatılan
- Gövde üzerine iniş yapan
- Paraşütle iniş yapan

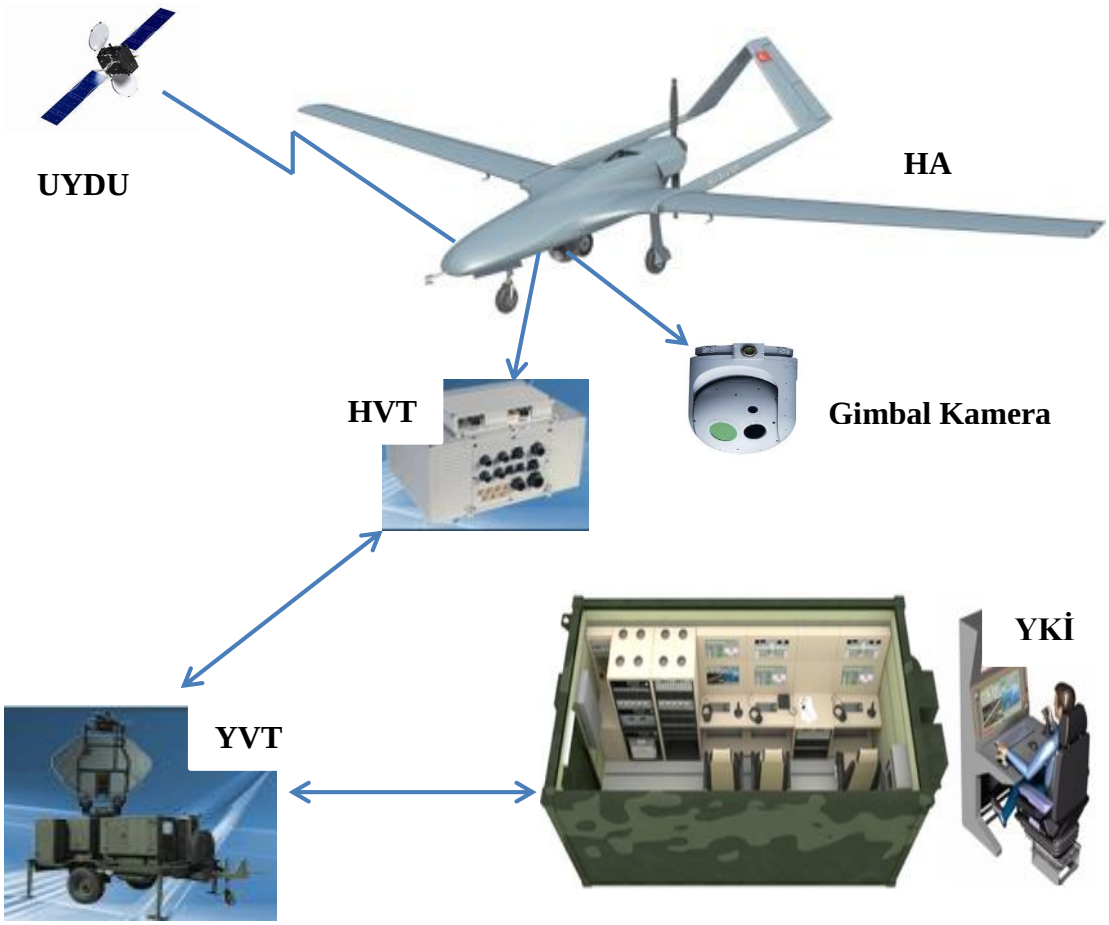
Çizelge 2.1: İHA tasnif tablosu

Sınıf	Kategori	Operasyon İrtifası (feet)	Menzil Yarıçapı (km)	Havada Kalma Süresi (saat)	Örnek Sistemler
Sınıf 1 (<150 kg)	Mikro< 2 kg	AGL* + 200	5	1	Black Widow, MicroStar, Microbat, FanCopter, QuattroCopter, M05quito, Homet, Mite, Arı
	Mini 2-20 kg	AGL + 3000	25	< 2	ScanEagle, Skylark, DH3, Mikado, Aladin, Tracker, DragonEye, Raven, Pointer II, Carolo C40/P50, 5korpio, R-Max and R-50, RoboCopter, YH-3005L, Bayraktar, Efe, Gözcü
	Küçük > 20 kg	AGL + 5000	50	3 – 6	Hermes 90, Scorpi 6/30, Luna, SilverFox, EyeView, Firebird, R-Max Agri/ Photo, Homet, Raven, phantom,

Çizelge 2.1 (devam)					
Sınıf 2 (150 – 600 kg)	Taktik	AGL +10000	200	6-10	Sperwer, İview 250, Watchkeeper, Hunter B, Mücke, Aerostar, Sniper, Falco, Armor X7, Smart UAV, UCAR, Eagle Eye+, Alice, Extender, Shadow 200/400 , Taktik (ODTÜ), Çaldıran, Karayel
Sınıf 3 >600 kg	Operatif (MALE)	AGL +45000	Sınırsız	24-48	Reaper, Hermes 900, Skyforce, Hermes 1500, Heron TP, MQ-l Predator, Predator-IT, Eagle1/2, Darkstar, E-Hunter, Dominator, Anka
	Stratejik (HALE)	AGL +65000	Sınırsız	24-48	Global Hawk, Raptor, Condor, Theseus, Hellos, Predator B/C, Libellule, EuroHawk, Mercator, SensorCraft, Global Observer, Pathfinder Plus
	Taarruz Atak	AGL+65000	Sınırsız	> 48	Pegasus
*AGL : Zemin Seviyesi (Above Ground Level)					

Çizelge 2.1'de insansız hava araçlarının sınıflandırmasını göstermektedir (Akyürek ve diğ, 2012). Tabloda insansız hava araçlarını operasyon irtifası, menzil yarıçapı ve havada kalma süresine göre sınıflandırma yapılmıştır ve her sınıfa ait örnek insansız hava araçlarına yer verilmiştir.

2.1 İnsansız Hava Aracı Sistem Bileşenleri



Şekil 2.1.1: İnsansız hava aracı sistemi.

Şekil 2.1.1'de İHAS'nin bileşenleri arasındaki ilişkiyi göstermektedir. Genel olarak insansız hava aracı sistemi Hava Aracı platformu, uydu sistemi, Hava Veri Terminali, Yer Veri Terminali, Yer Kontrol İstasyonu ve Gimbal Kamera'dan oluşmaktadır.

İnsansız hava aracı platformu

İnsansız Hava Aracı Platformu, hava aracı yapısal bileşenleri ile birlikte otopilot/aviyonik sistemi vb. elektronik ve yazılım alt sistem birimlerini içermektedir.

Yer kontrol istasyonu sistemi

Yer Kontrol İstasyonu Sistemi içerisinde kullanıcı arayüzü yazılımı, Pilot, Yardımcı Pilot ve Faydalı Yük Operatör Konsol Birimleri vb. İlgili tüm elektronik ve yazılım alt sistem birimleri yer almaktadır. YKİ Sistemi uçuş esnasında Hava Aracı'nın komuta, kontrol ve izleme fonksiyonlarının idame edildiği birimdir.

Yer veri terminali

Yer Veri Terminali içerisinde Hava Aracı ile uçuş esnasında görüş hattı boyunca iletişim sağlayan elektronik donanım, yazılım ve mekanik bileşenler bulunmaktadır. YKİ Ünitesi YVT üzerinden Hava Aracı ile çift yönlü radyo frekansı ile haberleşme sağlayabilmektedir. Ana merkezde bulunan YKİ ve YVT ünitelerinin yanı sıra, ileri uzak merkezlere kurulan YVT'ler yardımıyla Hava Aracı'nın haberleşme menzili artırılmaktadır.

Hava veri terminali

Hava veri terminali HA'nın üzerindedir. HVT Ünitesi ile YVT Ünitesi haberleşmesini gerçekleştirmektedir. Hava aracı üzerindeki sensör verilerinin HVT – YVT hattı ile YKİ'nuna iletilmektedir. YKİ'den gönderilen kontrol komutları ise YVT – HVT hattı ile UKB ve YGB'larına iletilmektedir.

Faydalı yük ekipmanı

Faydalı Yük Ekipmanı Hava Aracı'nın gece veya gündüz görev yapmasını sağlayan, içerisinde gündüz kamera sistemi, termal kamera sistemi ve de lazer mesafe ölçüm birimi vb. Algılayıcı ünitelerin bir arada bulunduğu ekipmandır.

2.2 Hava Aracı Platformu Bileşenleri

Uçuş kritik bilgisayarı

Hava aracının uçabilmesi için kritik kontrol komutlarını üreten bilgsayardır. Ivme ölçer, Dönüölçer ve Basınç sensorleri, uçuş için birinci derecede önemli sensor verilerini UKB işlemektedir.

Yardımcı görev bilgisayarı

Yardımcı Görev Bilgisayarı uçuş için kritik olamayan, havalandırmayı çalıştır veya yakıt depolarını dengele gibi ikincil derecede önem arz eden görevleri gerçekleştirmektedir.

Güç sistemi

Hava aracı platformu içerisinde bulunan enerji gereksinimli donanımlar için enerji sağlanmaktadır. Güç kaynağı olarak alternator ve Lityum – Polimer bataryalar kullanılmaktadır.

Servo sistemi

Servolar hava aracı kontrol yüzeylerini kontrol ederek hava aracını kontrolünü sağlamaktadır. Servolar hava aracında, kanatlarda, kuyruklarda, gaz kolu, iniş takımında ve fren için kullanılmaktadır.

Küresel konumlama sistemi

Uydu sistemini kullanarak HA bulunduğu konumu enlem, boylam ve irtifa olarak vermektedir. Ayrıca hava aracının yönelim ve hızını da vermektedir.

Ataletsel seyrüsefer sistemi

Dış kaynaklardan bağımsız olarak ölçüm yapma yeteneğine sahip ataletsel sensorler olan ivmeölçer ve dönüölçer verileri kullanarak hava aracının konum, hız ve yönelimini hesaplamaktadır.

Pitot tübü

Pitot tübü hava aracının burnuna ve kanatlara yerleştirilmektedir. Pitot tübü içinde iki tane hava kanalı vardır. Bunlar biri toplam basınç için diğeri ise statik basınç içindir. Statik basınç ile atmosfer yüksekliğini, toplam ve statik basınç farkından da hava aracının hava hızını elde edilmektedir.

Lazer mesafe ölçer

Lazer Mesafe Ölçer hava aracının yerden yüksekliğini hesaplamak amacıyla kullanılabilir ve hava aracı inişe geçtiğinde bu sensor verisini kullanarak piste inişi gerçekleştirebilir.

Radar yükseklik ölçer

Radar Yükseklik Ölçer yerden yükseliği ve düşme oranını ölçmektedir. Hava aracı inişe geçtiğinde bu sensor verisini kullanır. Yükseklik ölçümü Lazer Mesafe Ölçere göre daha kesindir. Lazer Mesafe Ölçer bulunduğu nokta ile yer arasındaki mutlak uzaklığı ölçmektedir. Bundan dolayı da hava aracı yere parelel olmadığında düzgün yükseklik ölçümü yapamamaktadır.

2.3 Pipistirel Sinus Model Hava Aracı



Şekil 2.3.1: Pipistirel sinus model hava aracı

Şekil 2.3.1'de görüldüğü gibi **"Pipistirel Sinus"** model hava aracı iki kişilik ve pervanelidir. Hava aracı üzerindeki motor **ROTAX 912 UL2** olup dört zamanlı dört silindirlidir. Maximum gücü 80 beygirdir.

Çizelge 2.3.1: Pipistirel sinus teknik verileri

Kanat Genişliği	14.97 m	Yakıt Tank Kapasite	2x50 L
Boyu	6.6 m	Maksimum Düşme Oranı	5.5 m/s
Yüksekliği	1.70 m	Minimum Düşme Oranında Hızı	26 m/s

Çizelge 2.3.1(Devam)			
Boş Ağırlık	285 kg	Maksimum Tavan İrtifa (450 kg)	8.800 m
Dolu Ağırlık	450 kg	Havada kalış Süresi	5.8 saat.

Çizelge 2.3.1'de Pipistirel Sinus model hava aracının teknik verilerini içermektedir.

3. HAVA ARACININ DİNAMİK DENKLEMLERİ

Hava aracının dinamik denklemleri kuvvet ve momentten oluşmaktadır. Hava aracına etkiyen kuvvet ve momentler, ataletsel ve aerodinamik kuvvet ve momentlerden oluşmaktadır. Bu kısımda, hava aracı ataletsel kuvvet ve moment denklemleri elde edildi. Bu bölümün ikinci kısmında aerodinamik kuvvet ve moment denklemleri anlatıldı.

Uçağın dinamik denklemleri Newton'nun ikinci yasasına göre çıkartılır. Newton'nun ikinci yasasına göre dış kuvvet doğrusal ivmelenme ile oluşurken iken dış momentler aracın açısal ivmelenmesiyle oluşmaktadır. Hava aracı üzerine etkiyen tüm dış kuvvetlerin toplamı momentumun zamana göre değişimine eşittir. Araç üzerine etkiyen tüm dış momentlerin toplamı ise açısal momentumun zamana göre değişimine eşittir.

Hareket denklemleri üç kuvvet, üç de moment denklemlerinden oluşmaktadır. Kuvvet denklemleri aerodinamik, itki ve yerçekimi kuvvetlerinden oluşmaktadır. Yerçekimi kuvveti herhangi bir moment üretmemektedir. Çünkü momentler uçağın ağırlık merkezine göre hesaplanıp moment denklemlerine eklenmiştir. Yerçekimi kuvveti uçağa sadece dış kuvvet uygulamaktadır. İtki kuvveti, uygulanan nokta ile ağırlık merkezi arasındaki dikey mesafe yani moment kolu sıfır ise hava aracına sadece kuvvet uygulamaktadır. Eğer moment kolu sıfır değil ise moment üretmektedir.

Gövde eksen takımı merkezi hava aracının ağırlık merkezindedir ve eksen takımı araca sabitlenmiş ve onunla birlikte dönmektedir. Atalet eksen takımı da dünyaya sabitlenmiştir. X ekseni uçağın burnu boyunca, Y ekseni sağ kanat boyunca uzamaktadır. Z ekseni ise aşağı yönde xy düzlemine diktir.

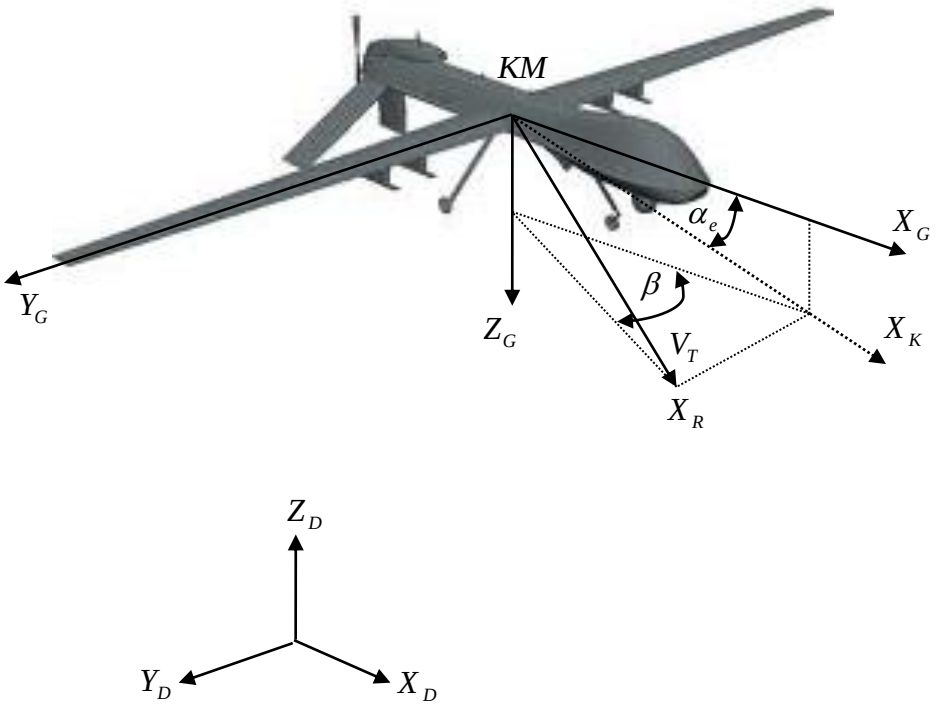
Denklemeler elde edilirken yapılan bazı varsayımlar şunlardır.

- Aracın ağırlık merkezi xz düzleminde olduğu varsayımı ile J_{yx} ve J_{yz} sıfır kabul edilmektir.
- Hava aracının kütlesi sabit olması

- Hava aracının rijit olması
- Hava akışının düzgün olması
- Atmosferin dünya yüzeyine göre dik olması

varsayımları yapılmaktadır. Atmosferin dünya yüzeyine göre dik olması varsayımı ataletsel seyrüsefer sistemlerin analizi için uygun değildir. Ancak hava araçlarının otomatik kontrol sistem analizi için uygundur ve son denklemleri büyük oranda basitleştirmektedir.

p, q, r gövde eksen takımına göre açısal oranlardır. Euler açıları, ϕ, θ, ψ, dünya eksen takımına göre açılardır.



Şekil 3.1: Eksenler ve aerodinamik açıların gösterimi.

Yukarıdaki şekilde, hava hızı vektörünün **x-z** eksinindeki izdüşümünün gövde eksen takımının **x** ekseni ile yaptığı açıya hücum açısı denilmektedir. Yana kayma açısı, hava hız vektörü ile **x-z** eksenindeki izdüşümü arasındaki açıya, denilmektedir. Hava hızı vektörü uçağın sağ tarafında olduğunda yana kayma açısı pozitiftir.

3.1 Atalesel Kuvvet ve Moment Denklemleri

Newton ikinci yasasına göre kuvvet ve moment denklemlerinin dünya eksen takımına göre yazılımı,

$$\sum F = \left.\frac{d\left(mV_T\right)}{dt}\right|_E \qquad (3.1.1)$$

$$\sum M = \left.\frac{d\,H}{dt}\right|_E \qquad (3.1.2)$$

Dış kuvvet ve momentler denge durumundaki kuvvet ve momentlerden ve de denge durumunda oluşan bozucu etkiden oluşmaktadır.

$$\sum F = \sum F_O + \sum dF \qquad (3.1.3)$$

$$\sum M = \sum M_O + \sum dM \qquad (3.1.4)$$

$\sum F_o$ ve $\sum M_o$ denge konumundaki kuvvet ve momentin toplamıdır. Dinamik analizde, bozucu etki oluşmadan önce hava aracı daima denge durumunda olduğunu düşünülmektedir. Bundan dolayı, $\sum F_o$ ve $\sum M_o$ sıfırdır. Hava aracı başlangıçta ivmesiz uçuştadır ve bozucu etki genellikle atmosferik türbülans veya kontrol yüzeylerindeki sapmalardan oluşmaktadır. Bu durumda, kuvvet ve moment denklemleri yeniden yazılabilir.

$$\sum \Delta F = \left.\frac{d}{dt}\left(mV_T\right)\right|_E \qquad (3.1.5)$$

$$\sum \Delta M = \left.\frac{d\,H}{dt}\right|_E \qquad (3.1.6)$$

Kütlenin sabit olduğu düşünüldüğünde denklem **(3.1.5)**,

$$\sum \Delta F = m\left.\frac{dV_T}{dt}\right|_E \qquad (3.1.7)$$

Dünya eksen takımına göre hava hızı vektörünün zamana göre değişimi için denklem elde etmek gereklidir. Bu işlem oldukça karmaşıktır çünkü hava hız vektörünün büyüklüğü değişirken hız vektörü dönme de yapabilmektedir. Bu gerçekler ile birlikte aşağıdaki ifade elde edilmektedir.

$$\left.\frac{d\,V_T}{dt}\right|_E = 1_{V_T}\,\frac{dV_T}{dt} + \omega \times V_T \qquad \textbf{(3.1.8)}$$

Burada, $1_{V_T}\,\frac{dV_T}{dt}$ lineer hızdaki değişimdir ve denklemin ikinci kısmı ise hava aracının lineer hızı ile açısal hızının vektörel çarpımıdır. Lineer hız ve açısal hız vektörü,

$$V_T = i\,U + j\,V + k\,W \qquad \textbf{(3.1.9)}$$

$$\omega = i\,P + j\,Q + k\,R \qquad \textbf{(3.1.10)}$$

Burada, **i, j** ve **k** birim vektörlerdir. Denklem **(3.1.7)** şekillendirildiğinde,

$$1_{V_T}\,\frac{dV_T}{dt} = i\,\dot{U} + j\,\dot{V} + k\,\dot{W} \qquad \textbf{(3.1.11)}$$

$$\omega \times V_T = \begin{vmatrix} i & j & k \\ P & Q & R \\ U & V & W \end{vmatrix} = i\,(WQ - VR) + j\,(UR - WP) + k\,(VP - UQ) \qquad \textbf{(3.1.12)}$$

$$\sum \Delta F = i\sum \Delta F_x + j\sum \Delta F_y + k\sum \Delta F_z \qquad \textbf{(3.1.13)}$$

Denklem (**3.1.7), (3.1.11),(3.1.12)** ve (**3.1.13)**'den aşağıdaki denklemler elde edilir.

$$\begin{aligned} \sum \Delta F_x &= m\left(\dot{U} + WQ - VR\right) \\ \sum \Delta F_y &= m\left(\dot{V} + UR - WP\right) \\ \sum \Delta F_z &= m\left(\dot{W} + VP - UQ\right) \end{aligned} \qquad \textbf{(3.1.14)}$$

Açısal hareket denklemlerini elde etmek için bir H ifadesi elde etmek gerekmektedir. H dönen bir gövdenin açısal momentumudur. ω açısal hızdan oluşan kütle parçacığı dm momentumu, kütle parçacığının anlık dönme merkezine göre teğet hızı ile kütle parçacığının çarpımına eşit olacaktır. Kütle parçacığının teğet hızından oluşan artım momentumu şu şekilde açıklanabilir.

$$dM = (\omega \times r)\, dm \qquad \textbf{(3.1.15)}$$

Moment momentumu, lineer momentum ile moment kolunun çarpımı ile açıklanır.

$$\begin{aligned} dH &= r \times (\omega \times r)\, dm \\ H &= \int r \times (\omega \times r)\, dm \end{aligned} \qquad \textbf{(3.1.16)}$$

Vektörel çarpımlar,

$$r = i\,x + j\,y + k\,z$$

$$\omega \times r = \begin{vmatrix} i & j & k \\ P & Q & R \\ x & y & z \end{vmatrix} = i\,(z\,Q - y\,R) + j\,(x\,R - z\,P) + k\,(y\,P - x\,Q) \qquad \textbf{(3.1.17)}$$

$$\begin{aligned} r \times (\omega \times r) = \begin{vmatrix} i & j & k \\ x & y & z \\ zQ - yR & xR - zP & yP - xQ \end{vmatrix} \\ = i\left[(y^2 + z^2)P - xyQ - xzR \right] \\ + j\left[(z^2 + x^2)Q - yzR - xyP \right] \\ + k\left[(x^2 + y^2)R - xzP - yzQ \right] \end{aligned} \qquad \textbf{(3.1.18)}$$

Denklem **(3.1.16)** de denklem **(3.1.19)** yerine konulduğunda,

$$\begin{aligned} H = \int i\left[(y^2 + z^2)P - xyQ - xzR \right] dm \\ + \int j\left[(z^2 + x^2)Q - yzR - xyP \right] dm \\ + \int k\left[(x^2 + y^2)R - xzP - yzQ \right] dm \end{aligned} \qquad \textbf{(3.1.19)}$$

$\int (y^2 + z^2)\, dm$ x eksenine göre atalet momenti I_x. $\int xy\, dm$ ise J_{xy}'dir. Ağırlık merkezinin xz düzleminde olduğu varsayımından $J_{xz} = J_{yz} = \mathbf{0}$'dır.

$$H_x = PI_x - RJ_{xz}$$
$$H_y = QI_y \qquad \textbf{(3.1.20)}$$
$$H_z = RI_z - PJ_{xz}$$

Moment denklemi

$$\sum \Delta M = 1_H \frac{dH}{dt} + \omega \times H \qquad \textbf{(3.1.21)}$$

Denklem (**3.1.20**)'nin türevi alındığında denklem (**3.1.22**) elde edilmektedir.

$$\frac{dH_x}{dt} = \dot{P}I_x - \dot{R}J_{xz}$$
$$\frac{dH_y}{dt} = \dot{Q}I_y \qquad \textbf{(3.1.22)}$$
$$\frac{dH_z}{dt} = \dot{R}I_z - \dot{P}J_{xz}$$

ve

$$\omega \times H = \begin{vmatrix} i & j & k \\ P & Q & R \\ H_x & H_y & H_z \end{vmatrix}$$

$$= i\left(QH_z - RH_y\right) + j\left(RH_x - PH_z\right) + k\left(PH_y - QH_x\right) \qquad \textbf{(3.1.23)}$$

$\sum \Delta M$ yeniden yazılırsa,

$$\sum \Delta M = i\sum \Delta L + j\sum \Delta M + k\sum \Delta N \qquad \textbf{(3.1.24)}$$

denklem (**3.1.22**) ve (**3.1.23**) toplamı denklem (**3.1.24**) elde edilir ve buradan yalpalama, yunuslama ve sapma momentleri elde edilir.

$$\sum \Delta L = \dot{P}I_x - \dot{R}J_{xz} + QR\left(I_z - I_y\right) - PQ\,J_{xz}$$
$$\sum \Delta M = \dot{Q}I_y + PR\left(I_x - I_z\right) + \left(P^2 - R^2\right)J_{xz} \qquad \textbf{(3.1.25)}$$
$$\sum \Delta N = \dot{R}I_z - \dot{P}J_{xz} + PQ\left(I_y - I_x\right) + QR\,J_{xz}$$

Denklem (**3.1.25)**'te L, M, ve N sırasıyla x, y ve z eksendeki dönme momentini göstermektedir. Denklem (**3.1.13)** ve denklem (**3.1.25)** sırasıyla üç eksende kuvvet ve moment denklemlerinden oluşmaktadır.

3.2 Aerodinamik Kuvvetler ve Momentler

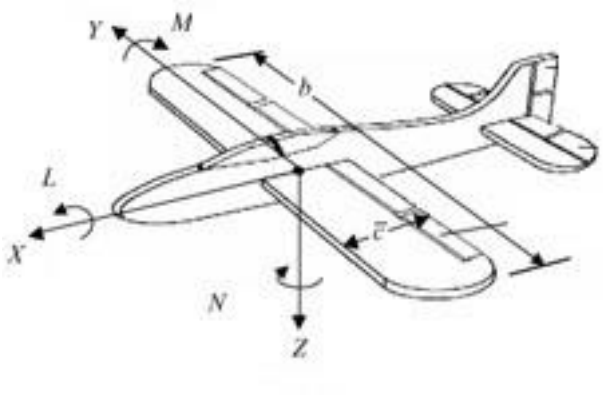
Aerodinamik kuvvet ve momentler hava aracının yapısına, hava aracının durumuna ve bulunduğu atmosfer şartlarına göre oluşmaktadır. Kuvvet ve moment birden fazla doğrusal olmayan parameterelere bağlıdır. Aerodinamik kuvvet ve moment, aerodinamik açılar (*Alfa Beta*), mach sayısı ve reynold sayısının fonksiyonudur. Bunlara ek olarak yükseklik, kontrol yüzeylerindeki sapma ve itki katsayısının da fonksiyonudur.

Areodinamik kuvvet ve momentleri matematiksel olarak tanımlayabilmek için kuvvet ve momenti etkileyen her bir parametrenin için parametre etki katsayısı tanımlamak gerekmektedir. Parametre etki katsayısına kararlılık türevi denilmektedir. Kararlılık türevleri ile kuvvet ve moment denklemlerini etkiliyen parametreleri kullanarak hava aracına etkiyen toplam moment ve kuvvet elde edilebilmektedir. Kararlılık türevleri hava aracı dinamiği doğru ifade edilmesini sağlayacak olması açısından önemlidir. Kararlılık türevleri hesaplamalı akışkanlar dinamiği, rüzgar tüneli ve uçuş testleri esnasında elde edilebilir. Kararlılık türevlerin hesabı Mach sayısı birden küçük olan hava araçları için hesaplamalı akışkanlar dinamiği yöntemi yeterli olurken Mach sayısı birden büyük olanlar için rüzgar tüneli veya uçuş testi ile elde edilen sonuçlar daha doğru olmaktadır.

Aerodinamik kuvvet ve momentler hücum açısı, yana kayma açısı, mach sayısı, yükseklik, kontrol yüzeylerindeki sapma ve itki katsayısına bağlıdır.

$$C_{(\ )} = C_{(\ )}(\alpha, \beta, M, h, \delta_s, T_c)$$

Aerodinamik kuvvet ve moment denklemleri aşırı derecede karmaşık olmaması için kararlılık türevlerini doğrusal olarak kabul edilmektedir. Bir çok değişkenin kuvvet ve moment katkısı çok küçük olduğundan ihmal edilmektedir.



Şekil 3.2.1: Yuvarlanma, yunuslama ve sapma moment gösterimi.

Şekil 3.2.1' de hava aracı üzerine etkiyen L yuvarlanma momenti, M yunuslama momenti ve N sapma momentini göstermektedir.

Atalesel ve aerodinamik kuvvet ve moment denklemleri

Taşıma kuvveti, sürüklenme kuvveti ve itki kuvvetlerinin etkileşiminden dolayı aerodinamik kuvvet ve moment oluşmaktadır. Kuvvet ve moment denklemlerinde aerodinamik ve ataletsel kuvvet ve momentler toplamıdır.

Kuvvet denklemleri

$$\begin{aligned}
\dot{U} &= RV - QW - g_D \sin\theta + (X_A + X_T)/m \\
\dot{V} &= -RU + PW + g_D \sin\varphi \cos\theta + (Y_A + Y_T)/m \\
\dot{W} &= QU - PV + g_D \cos\varphi \cos\theta + (Z_A + Z_T)/m
\end{aligned} \qquad \textbf{(3.2.1)}$$

Kuvvet denklem parametreleri gövde eksen takımına göre açısal hızlar, doğrusal hızlar, doğrusal ivmelenme, yerçekimi kuvveti, hava aracı kütlesi, aerodinamik kuvvetler ve itki kuvvetlerinden oluşmaktadır. X_A, Y_A, Z_A eksenlerdeki aerodinamik kuvvettir. X_T, Y_T, Z_T eksenlerdeki itki kuvvetleridir.

Moment denklemleri

$$\Gamma \dot{P} = J_{xz}\left[J_x - J_y + J_z\right]PQ - \left[J_z\left(J_z - J_y\right) + J_{xz}^2\right]QR + J_z l + J_{xz} n$$
$$J_y \dot{Q} = \left(J_z - J_x\right)PR - J_{xz}\left(P^2 - R^2\right) + M \qquad \textbf{(3.2.2)}$$
$$\Gamma \dot{R} = \left[\left(J_x - J_y\right)J_x + J_{xz}^2\right]PQ - J_{xz}\left[J_x - J_y + J_z\right]QR + J_{xz} l + J_x n.$$
$$\Gamma = J_x J_z - J_{xz}^2$$

M yunuslama momenti, l yuvarlanma momenti ve n ise sapma momentidir. Moment denklem parametreleri, kütlesel atalet momentleri ve gövde eksen takımına göre açısal oranlardan oluşmaktadır.

Kinematik denklemler

$$\dot{\phi} = P + \tan\theta\left(Q\sin\phi + R\cos\phi\right)$$
$$\dot{\theta} = Q\cos\phi - R\sin\phi \qquad \textbf{(3.2.3)}$$
$$\dot{\psi} = \left(Q\sin\phi + R\cos\phi\right)/\cos\theta$$

Kinematik denklem parametreleri, gövde eksen takımına göre açısal oranlar, euler açısal ivmelenmeler ve euler açılarından oluşmaktadır. Gövde eksen takımına göre açısal oranları dünya eksen takımına göre açılar olan euler açısal hızlarına dönüştürmektedir.

Seyrüsefer denklemleri

$$\dot{p}_N = U\,c\theta\,c\psi + V\left(-c\phi\,s\psi + s\phi\,s\theta\,c\psi\right) + W\left(s\phi\,s\psi + c\phi\,s\theta\,c\psi\right)$$
$$\dot{p}_E = U\,c\theta\,s\psi + V\left(c\phi\,c\psi + s\phi\,s\theta\,c\psi\right) + W\left(-s\phi\,c\psi + c\phi\,s\theta\,s\psi\right) \qquad \textbf{(3.2.4)}$$
$$\dot{h} = U\,s\theta - V\,s\phi\,c\theta - W\,c\phi\,c\theta$$

Seyrüsefer denklem parametreleri, euler açılarından ve dünya eksen takımına göre doğrusal hızlardan oluşmaktadır.

3.3 Trim Koşullarının Belirlenmesi

Hava aracının düzgün uçuş durumu yani ivmesiz uçuş durumları vardır. Bunlar düzgün kanat seviye uçuşu, düzgün dönüş uçuşu ve düzgün yalpalama uçuşudur. Düzgün kanat seviye uçuşunda kontrol yüzeylerindeki sapma, havanın hızı, hücum açısı ve uçuş yörünge açısı dışındaki diğer durumlar sıfır. Hava aracının hava hızı ve uçuş yörünge açısı belirlendikten sonra hucum açısı ve kontrol yüzeylerindeki sapmaların yani trim koşullarını kuvvet ve moment dengelerini gözeterek hesaplanabilir. Trim durumunda sabit hava hızında kanatların ürettiği taşıma hava aracının ağırlığına eşit olmalıdır. İtki kuvveti sürüklenmeye eşit olmalıdır.

Düzgün kanat seviye uçuşu için yatay kuyruk sapması ve hucüm açısı hesabı

Düzgün kanat seviye uçuşunda taşıma kuvveti hava aracı ağırlığına eşittir.

$$L = mg$$

$$\frac{1}{2}\rho V^2 S C_L = mg$$

$$C_L = \frac{2mg}{\rho V^2 S} \qquad \textbf{(3.3.1)}$$

Denklem **(4.3.1)** denklem **(3.3.1)'** de yerine konulduğunda,

$$\delta f = \dot{\alpha} = q = C_L^M = 0$$

$$C_{L_\alpha}\alpha + C_{L_{\delta e}}\delta e = \frac{2mg}{\rho V^2 S} - C_{L_0} \qquad \textbf{(3.3.2)}$$

Düzgün kanat seviye uçuşunda yunuslama momenti sıfırdır. Denklem (**4.3.4**) yeniden düzenlendiğinde denklem (**3.3.3**) elde edilir.

$$C_m = \delta f = \dot{\alpha} = q = C_m^M = 0$$

$$C_m = C_{m_0} + C_{m_\alpha}\alpha + C_{m_{\delta e}}\delta e$$

$$C_{m_\alpha}\alpha + C_{m_{\delta e}}\delta e = -C_{m_0} \qquad \textbf{(3.3.3)}$$

Denklem (**3.3.2**) ve denklem (**3.3.3**) beraber çözüldüğünde hucüm açısı ve yatay kuyruk sapma açısı elde edilir.

Düzgün kanat seviye uçuşu için dikey kuyruk girdisi, aileron girdisi ve yana kayma açı hesaplanması

Düzgün kanat seviye uçuşunda yalpalama ve sapma momentleri yaklaşık olarak sıfırdır. Pervaneli uçaklarda pervane itki kuvveti ve açısal ivmeden dolayı moment üretmektedir. Ancak kanat seviye uçuşunda ivmelenme olmadığı için pervaneden dolayı oluşan moment sıfırdır. Buna ek olarak sapma ve yalpalama momentleri de sıfırdır. İtki kuvvet doğrultusu **x** ekseni ile çakışmadığında yanal kuvvet oluşmakta ve yanal kuvvetin oluşturduğu yana kayma açısını dikey kuyruk ile giderilirken yalpalama ve sapma momentleri oluşmaktadır. Bu oluşan momentleri dikey kuyruk ve aileron sapması ile sıfırlanmaktadır. Yana kayma açısı, dikey kuyruk ve aileron sapması oldukça küçüktür ve yaklaşık olarak sıfırdır. Denklem (**4.2.3**), denklem (**4.2.5**) ve denklem (**4.2.6**) denklemlerini beraber çözerek yana kayma açısı, dikey kuyruk sapma ve aileron sapma açıları elde edilebilir.

3.4 Cebirsel Yöntem ile Doğrusal Modelleme

Hava aracının kontrol sistemi performansını değerlendirmek için doğrusal olmayan modeller kullanılırken kontrol sistemi tasarımı için doğrusal modeller kullanılır. Çoğunlukla, doğrusal modeller doğrusal olmayan modellerden nümerik yöntem ile elde edilmektedir. Hava aracının dinamiğinin anlaşılmasında ve kontrol sistemindeki en yeni gelişmeler küçük disturbans yöntemiyle doğrusal denklemler ile çalışmaktan gelmiştir. Küçük disturbans yöntemi 1911 yılında G. H. Brayn tarafından önerilmiştir. Küçük disturbans yöntemi ivmesiz uçuş şartlarında, küçük disturbans ile oluşan kuvvet ve momentlerin toplamı, hava aracının maruz kaldığı kuvvet ve momente eşittir. Bu yöntem kontrol sistemi geliştirilmesinde hala kullanılmaktadır. Kararlılık türevlerini küçük disturbans yönteminde kullanarak belirli uçuş koşullarında hava aracına etkiyen kuvvet ve momentleri hesaplanabilmektedir. Hava aracı konfigürasyonuna ve uçuş koşullarına göre elde edilmiş kararlılık türevleri ve hava aracının ataletsel parametrelerini küçük disturbans yönteminde kullanılarak hava aracının kontrolü için gerekli matematiksel model elde edilir.

$\dot{P},\dot{Q},\dot{R}$ ***ve*** $\dot{U},\dot{V},\dot{W} \equiv \mathbf{0}$ bu durum ivmesiz uçuş durumudur ve lineerleştirme bu durum için gerçekleştirilir. Küçük disturbans teorisinde uçağın hareketi ivmesiz uçuş esnasında küçük sapmalar yaptığı varsayımı kabul edilir ve bu varsayım ile

değişkenlerdeki küçük değişimlerin çarpımı diğerlerine göre oldukça küçük olduğundan ihmal edilebilir veya lineer olmayan sinus ve kosinus terimleri küçük açı yaklaşımıyla denklemlerden arındırılır. Hareket denklemleri lineerleştirilirken kontrol girdileri sabittir. Açısal ivmeler ve doğrusal ivmeler sıfır veya çok küçük kabul edildiği durum için haraket denklemleri boylamasına ve yanlamasına olmak üzere ikiye ayrılabilmektedir.

3.4.1 Boylamasına durum uzay modeli

Boylamasına denklemler yunuslama momenti, yunuslama açısı, x ekseninde ve z ekseninde oluşan kuvvetlerden oluşmaktadır. Boylamasına modeller performans analizi ve kontrol tasarımırı için kullanılır. Durum uzay modelinde, $\boldsymbol{x}$ matrisi durumları, A matrisi sistem dinamiğini, B matrisi eyleyici dinamiğini ifade eder, $\boldsymbol{u}$ matrisi uygulanan kontrol girdisidir. Boylamasına durum uzay modelinde durumlar, hucüm açısı, yunuslama oranı, havanın hızı ve yunuslama açısından oluşmaktadır. A matrisi $\mathbf{4\times4}$ boyutunda bir matristir. Bu matrisi oluşturan değerler boylamasına denklemlerin katsayılarıdır. A matrisinin karakteristiği uçağın boylamasına kararlı veya kararsız yapar. Kontrol edilebilir bir hava aracına ait A matrisinin öz değerlerinin reel kısımları negatif olmalıdır. Yani köklerin tümü kararlı bölge olan sanal eksenin solunda yer alıyorsa sistem kararlıdır. B matrisi yatay kuyruk etkileri ve itki kuvvetinin stabilite türevlerinde oluşmaktadır. $\boldsymbol{u}$ matrisi yatay kuyruktaki sapma ve gaz kolu değişimden oluşmaktadır. $\boldsymbol{u}$ matrisi sistemin girdilerinden oluşmaktadır. Boylamasına durum ve kontrol matrisi,

$$x=\left[\alpha \quad q \quad V_{Te} \quad \theta\right],\ u=\left[\delta_e \quad \delta_t\right]^T$$

Durum uzay modelleri boyutsuz kararlılık katsayılarından oluşmaktadır. Boyutsuz kararlılık türevleri, uçağın kararlılığını, manevra kabiliyeti ve kontrol yuzeyinin etkinliği hakkında bilgi verir. Uçuş koşullarında göre çoğu kararlılık türevleri değişmektedir.

$$E=\begin{bmatrix} V_{Te}-Z_{\dot{\alpha}} & 0 & 0 & 0 \\ -M_{\dot{\alpha}} & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \qquad B=\begin{bmatrix} Z_{\delta e} & -X_{\delta t}\sin\left(\alpha_e+\alpha_T\right) \\ M_{\delta e} & M_{\delta t} \\ X_{\delta e} & X_{\delta t}\cos\left(\alpha_e+\alpha_T\right) \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$A = \begin{bmatrix} Z_\alpha & V_{Te} + Z_q & Z_v - X_{Tv}\sin(\alpha_e + \alpha_T) & -g_D \sin\gamma_e \\ M_\alpha + M_{Te} & M_q & M_v + M_{Tv} & 0 \\ X_\alpha & 0 & X_v + X_{Tv}\cos(\alpha_e + \alpha_T) & -g_D \cos\gamma_e \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$\boldsymbol{\alpha}_T$, itki doğrultusu ile gövde refarans çizgisi arasındaki açıdır. Kanat seviye koruma uçuşunda A matrisinin (1, 4) elementi sıfırdır. Trim durumunda, düşük mach sayılarında moment türevlerinde element (2,3) sıfırdır. Element (1,3) birinci satırdaki diğer elementler ile karşılaştırıldığında her zaman ihmal edilebilir. Bu sadeleştirmeler ile hücum açısı ve yunuslama oranı diferansiyal denklemler hıza bağımlılığı yoktur. Denklemler çözülürken yatay kuyruk ve gaz kolu girdileri sabittir. B matris elementi (3,1) genellikle ihmal edilmektedir. Çünkü bu element yatay kuyruk sapmasından dolayı oluşan sürüklenmedir. İtki kuvvet vektörü uçağın ağırlık merkezi ile çakışık olduğunda gaz kolu girdisinden dolayı oluşan yunuslama momenti, element (2,2) ,sıfırdır. Element (1,2) küçük açılardan dolayı ihmal edilebilir. Bu şartlarda, yatay kuyruk girdisi sadece hücum açısı ve yunuslama oranı hareketlendirirken, gaz kolu girdisi, hız ve yunuslama açısını hareketlendirmektedir. Bu ayrıştırma transfer fonksiyon analizlerini basitleştirir.

3.4.2 Yanlamasına durum uzay modeli

Yanlamasına denklemler yuvarlanma momenti, yuvarlanma açısı, sapma momenti ve yanal kuvveten oluşmaktadır. Yanlamasına durum uzay modelinin durumları, yana kayma açısı, yalpalama açısı, yalpalama oranı ve sapma oranından oluşmaktadır. Hava aracının yanlamasına kararlılığı A matrisine bağlıdır. Yanlamasına durum uzay modelinin A matrisi yanlamasına denklemlerin katsayılarından oluşmaktadır. B matrisi aileron ve dikey kuyruk servo dinamiğinden oluşmaktadır. **u** matrisi aileron kontrol yüzeyindeki sapmadan ve dikey kuyruk kontrol yüzeyindeki sapmadan oluşmaktadır. Yanlamasına durum ve kontrol matrisi,

$$x = \begin{bmatrix} \beta & \varphi & p_s & r_s \end{bmatrix} \qquad u = \begin{bmatrix} \delta a & \delta_r \end{bmatrix}^T$$

$$E = \begin{bmatrix} V_{Te} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \qquad B = \begin{bmatrix} Y_{\delta a} & Y_{\delta r} \\ 0 & 0 \\ L'_{\delta a} & L'_{\delta r} \\ N'_{\delta a} & N'_{\delta r} \end{bmatrix}$$

$$A = \begin{bmatrix} Y_{\beta} & g_D cos\theta_e & Y_p & Y_r - V_{Te} \\ 0 & 0 & c\gamma_e / c\theta_e & s\gamma_e / c\theta_e \\ L'_{\beta} & 0 & L'_p & L'_r \\ N'_{\beta} & 0 & N'_p & N'_r \end{bmatrix}$$

$\mu \; ve \sigma_{\mathrm{i}}$ sabit değerlerini matrisleri hesaplarken kullanılır.

$$\mu = \frac{(J'_z \; J'_x)}{\Gamma}, \quad \sigma_1 = \frac{(J'_z \; J'_{xz})}{\Gamma}, \; \sigma_2 = \frac{(J'_x \; J'_{xz})}{\Gamma}$$

$$L'_{\beta} = \mu L_{\beta} + \sigma_1 N_{\beta} \qquad L'_p = \mu L_p + \sigma_1 N_p \qquad L'_r = \mu L_r + \sigma_1 N_r$$
$$N'_{\beta} = \mu N_{\beta} + \sigma_2 L_{\beta} \qquad N'_p = \mu N_p + \sigma_2 L_p \qquad N'_r = \mu N_r + \sigma_2 L_r$$
$$L'_{\delta a} = \mu L_{\delta a} + \sigma_1 N_{\delta a} \qquad L'_{\delta r} = \mu L_{\delta r} + \sigma_1 N_{\delta r}$$
$$N'_{\delta a} = \mu N_{\delta a} + \sigma_2 L_{\delta a} \qquad N'_{\delta r} = \mu N_{\delta r} + \sigma_2 L_{\delta r}$$

Denklemlerdeki e indisi, hava aracının denge durumundaki parametreleridir.

(Boylamasına ve Yanlamasına durum uzay matris elementlerindeki değişkenler referans[3]' sayfa 130 ve 131'deki tablolardan alınmıştır.)

3.4.3 Nümerik yöntem ile doğrusal modelleme

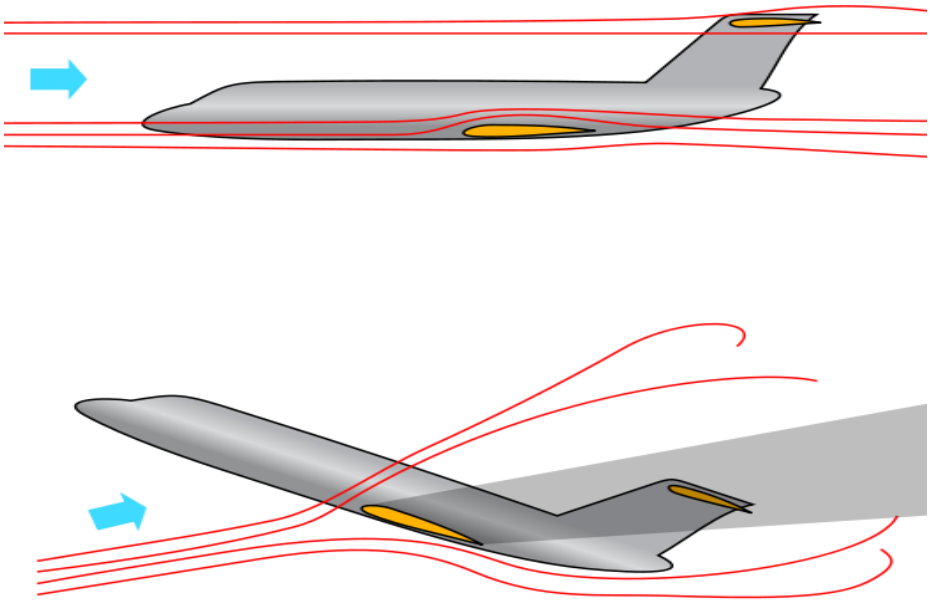
Nümerik doğrusal model elde edilmesinde ivmeli durum değişkenleri ve yana kayma açısı sıfırdır. Buna ek olarak belirlenen hava hızı, belirnen yüksekliği, belirlenen yuvarlanma açısını ve belirlenen hava aracı ağırlığı için gerekli kontrol girdileri, belirlenen uçuş koşullarında, kabul edilebilir hata toleransı ile iteratif olarak hesaplanır. Bu iterasyon işlemi için **"Matlab/Simulink/Aerosim"** proğramında oluşturulan **"Pipistirel Sinus"** model hava aracının doğrusal olmayan simülasyon modeli kullanılır. Belirlenen uçuş koşulları için iteratif hesapalanna kontrol girdisi ile çalışan simülasyon modelinden doğrusal model matrisleri **"Matlab/trim"** fonksiyonunu ile elde edildi.

3.5 Kanat Profil Aerodinamiği

Kanat profilinin şekli uçağın aerodinamiğini etkilemektedir. Aerodinamik kuvvetler birbirine dik olan taşıma ve sürüklenmeden oluşmaktadır. İki farklı fiziksel mekanizma aerodinamik kuvvetin oluşturmaktadır. İlki, yüzey alanındaki herbir yüzey alanı zerreciğinin bulunduğu yerdeki basınçla çarpılması yüzey alanda kuvvet oluşmasını sağlar. İkinci ise kanat yüzeyinden geçen hava zerreciklerinden dolayı yüzeyde kayma gerilmesi oluşturmaktadır ve kayma gerilmesinin yüzey alanı ile çarpılmasıyla teğetsel bir sürüklenme kuvveti elde edilmektedir.

Kanatın oluşturduğu taşıma ve sürüklenme kabiliyetini boyutsuz katsayılar belirlemektedir. Boyutsuz katsayılar aerodinamik katsayılardır ve kanat profil şekline ve kanat hucüm açısına bağlıdır. Aerodinamik katsayı havanın viskozitesinin de fonksiyonudur. Viskozite ise akışkanın şekile gösterdiği dirençtir.

$R_e = \frac{\rho l V_T}{\mu}$, l karakteristik uzunluk genellikle kanat veteridir. μ akışkanın viskozitesidir. İnsansız hava araçlarında reynold sayısı 10^5 ve küçük olduğunda taşıma eğrisi eğimi reynolds sayısından bağımsız olmaktadır.



Şekil 3.5.1 : Normal ve stall durumunda kanat üzerindeki hava akışı.

Şekil 3.5.1' de normal ve stall durumunda kanat üzerindeki hava akışını göstermektedir. Stall durumu, kanat üzerindeki hava akışının ayrıklaştığında yatay kuyruğun etkinliğini kaybettiği görülmektedir. Bundan dolayı uçağın yunuslama

momenti dengeleyecek katkısı yoktur. Çünkü yatay kuyruk üzerinde dinamik basınç stall durumunda akışdan dolayı azalmıştır.

Rüzgar tünelinde akış görüntüleme çalışmalarında yüksek hücum açılarında akışın kanatın üst yüzeyini kanat boyunca takip etmediğini ve ayrışmasını gözlemlenmiştir. Kanat üst yüzeyinin üst bölgelsinde, kanat arka kenarına yakın yerde hız düşmekte ve akış türbülanslı olmaktadır. Hücum açısı artırıldığında, ayrılmış akışın başlangıç noktası kanat ön kenarına doğru ilerlemektedir. Böyle durumda kanat üzerindeki basınç dağılımı değişmektedir. Aerodinamik taşıma kuvveti hızlı bir şekilde düşerken sürüklenme hızlı bir şekilde artmaktadır. Bu duruma stall denir ve uçuş durumunda stall durumundan kaçınılır.

Kanat basınç merkezi mach sayısı ile değişmektedir. Bu durum kanat aerodinamik merkez konumunun değişmesine sebep olmaktadır. Aerodinamik merkez, düşük mach sayısı ses altı hızlarda genellikle kanat ön kenarından veter uzunluğunun %25 kadar ötesindedir.

Kanat taşıma ürettiğinde, kanat alt bölgesinde yüksek basınç oluşurken kanat üst bölgesinde düşük basınç oluşmaktadır. Bu durum kanat uçlarında yüksek basınçtan düşük basınca doğru hava spiral hareket etmektedir. Bu durumda kanat üzerindeki sürtünme artmaktadır.

Kanatın aerodinamik özelliklerini etkileyen en önemli parametreler en boy oranı ve kanat ön kenar süpürme açısıdır. Düşük en boy oranı çok yüksek yunuslama oranlarına izin verir. Uçak gövdesi biraz taşıma ve ihmal edilmeyecek derecede sürüklenme sağlar. Düşük hızlarda taşımanın yeterli olması için en yaygın metot kanat kavisi ve kanat alanını artırmaktır.

4. KARARLILIK TÜREVLERİ

Kararlılık türevleri hava aracı dinamiği doğru ifade edilmesini sağlayacak olması açısından önemlidir. Kararlılık türevleri hesaplamalı akışkanlar dinamiği, rüzgar tüneli ve uçuş testleri esnasında elde edilebilir. Kararlılık türevlerin hesabı Mach sayısı birden küçük olan hava araçları için hesaplamalı akışkanlar dinamiği yöntemi yeterli olurken Mach sayısı birden büyük olanlar için rüzgar tüneli veya uçuş testi ile elde edilen sonuçlar daha doğru olmaktadır.

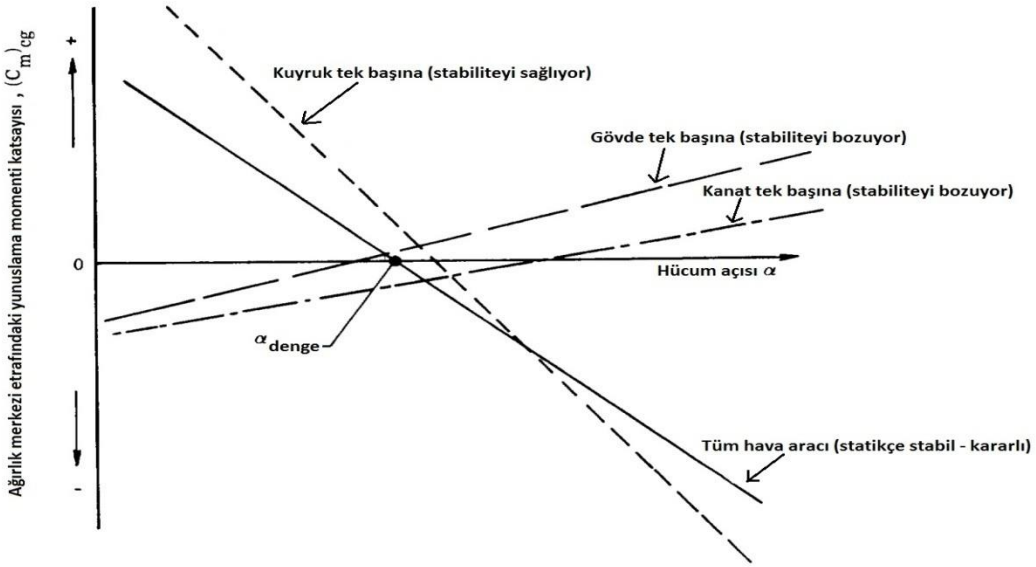
Kararlılık bozulma geldikten sonra hava aracının denge konumuna geri dönme eğilimini tanımlar. Kararlılık, statik ve dinamik kararlılık olmak üzere ikiye ayrılır. Statik kararlılık, hava aracının bozulma geldikten sonra denge konumuna ilk dönme eğilimine denir. Dinamik kararlılık, hava aracının denge konumunda bozulma geldikten sonra hareketinin zamana göre değişimini tanımlar. Bir uçağın statikçe kararlı olması dinamikçe kararlı olduğu anlamına gelmez. Ancak, uçağın dinamikçe kararlı olması için statikçe kararlı olması şarttır.

4.1 Boylamasına Kararlılık Türevleri

Boylamasına kararlılık türevleri yunuslama momenti, taşıma ve sürüklenme kuvvetini etkileyen kararlılık türevleridir.

Hava aracı bileşenlerinin boylamasına statik kararlılığa etkisi

Boylamasına kararlılığı etkileyen üç önemli hava aracı bileşeni vardır. Bunlar kuyruk, gövde, kanattan ibarettir. Gövde ve kanatın boylamasına kararlılığa etkisi negatif iken kuyruğun etkisi pozitiftir. Gövdenin kararsızlığa etkisi kanatın kararsızlığa etkisiden daha büyüktür. Boylamasına kararlılığı berlirleyen en önemli parametre kuyruktur. Çünkü kuyruğun tek başına stabiliteye katkısı ile tüm bileşenlerin katkısının toplamına yaklaşık olarak eşittir.

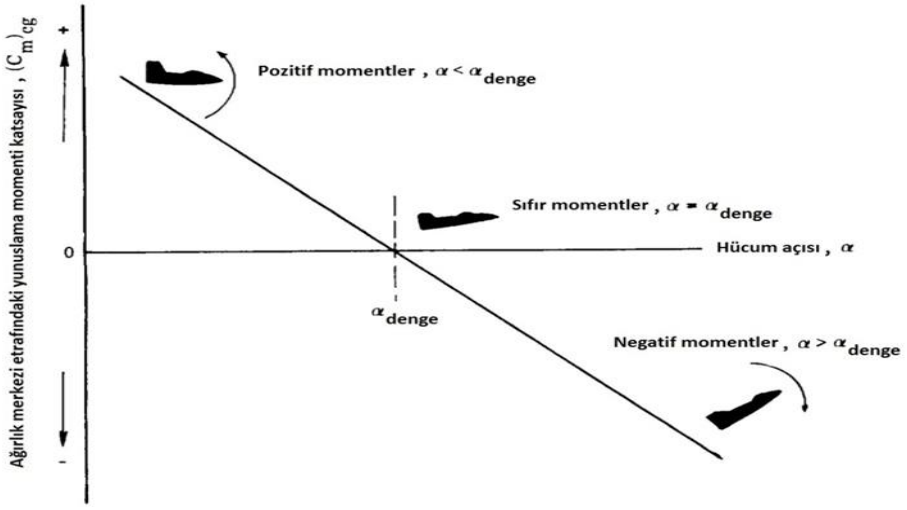


Şekil 4.1.1: Hava aracı bileşenlerinin boylamasına statik kararlılığa etkisi

Şekil 4.1.1' de kuyruğun, gövdenin, kanatın ve hava aracının boylamasına statik kararlılığa etkisini göstermektedir.

Kanatın yunuslama momentine katkısı

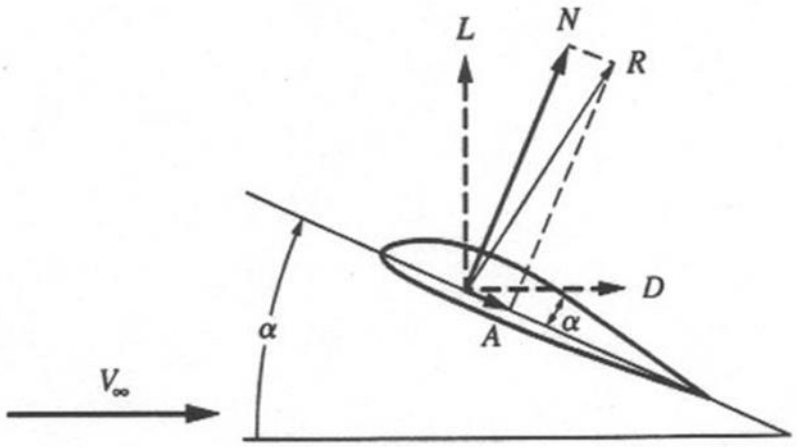
Hava aracı boylamasına statik kararlı olabilmesi için $\frac{dC_m}{d\alpha} < 0$ olmalıdır. Ayrıca, pozitif hücum açılarında denge sağlamak için sıfır derece hücum açısındaki yunuslama momenti katsayısı Cm_0 pozitif olmalıdır. Cm_0 hucüm açısı sıfir iken moment katsayısının değeridir.



Şekil 4.1.2 : Yunuslama moment katsayısının hücum açısına göre değişimi.

Şekil 4.1.2' de yunuslama moment katsayısının hücum açısına göre eğimini göstermektedir. Uçağın yunuslama eksenindeki moment dengesi, performans ve kararlılık için kritik öneme sahiptir. Yunuslama momenti kanat, gövde ve yatay kuruğun oluşturduğu momentlerin toplamıdır.

$$\sum M = M_w + M_f + M_t \qquad \textbf{(4.1.1)}$$



Şekil 4.1.3 : Kanat üzerindeki taşıma ve sürüklenme kuvvet gösterimi.

Şekil 4.1.3 kanat üzerindeki taşıma ve sürüklenme kuvvetini göstermektedir. Kanat hücum açısı ve hava hızı da göstermektedir.

Kanatın ürettiği moment,

$$\begin{aligned} M_{cg_w} &= L_w \cos(\alpha_w - i_w)\left[x_{cg} - x_{ac}\right] + D_w \sin(\alpha_w - i_w)\left[x_{cg} - x_{ac}\right] \\ &+ L_w \sin(\alpha_w - i_w)\left[z_{cg} - z_{ac}\right] + D_w \cos(\alpha_w - i_w)\left[z_{cg} - z_{ac}\right] \\ &+ M_{ac_w} \end{aligned} \qquad \textbf{(4.1.2)}$$

Momentlerin toplamını $\frac{1}{2}\rho V^2 S \bar{c}$ ifadesine bölündüğünde

$$C_{m_{cg_w}} = C_{L_w}\left(\frac{x_{cg} - x_{ac}}{\bar{c}}\right)\cos(\alpha_w - i_w) + C_{D_w}\left(\frac{x_{cg} - x_{ac}}{\bar{c}}\right)\sin(\alpha_w - i_w) + C_{L_w}\left(\frac{z_{cg} - z_{ac}}{\bar{c}}\right)\sin(\alpha_w - i_w) + C_{D_w}\left(\frac{z_{cg} - z_{ac}}{\bar{c}}\right)\cos(\alpha_w - i_w) + C_{m_{ac_w}} \quad \textbf{(4.1.3)}$$

elde edilir. Yukaridaki ifade, alpha açısının küçük olduğu varsayımını yaparak sadeleştirilebilir.

Bu varsayıma dayanarak $\cos(\alpha_w - i_w) = 1$, $\sin(\alpha_w - i_w) = \alpha_w - i_w$, $C_L >> C_D$

$$C_{m_{cg_w}} = C_{m_{ac_w}} + C_{L_w}\left(\frac{x_{cg} - x_{ac}}{\bar{c}}\right) \quad \textbf{(4.1.4)}$$

$$C_{L_w} = C_{L_{0_w}} + C_{L_{\alpha_w}}\alpha_w \quad \textbf{(4.1.5)}$$

Hücum açısı sıfır iken kanatın yunuslama momentine etkisi

$$C_{m_{0_w}} = C_{m_{ac_w}} + C_{L_{0_w}}\left(\frac{x_{cg} - x_{ac}}{\bar{c}}\right) \quad \textbf{(4.1.6)}$$

Hücum açısı değişirken kanatın yunuslama momentine etkisi

$$C_{m_{\alpha_w}} = C_{L_w}\left(\frac{x_{cg} - x_{ac}}{\bar{c}}\right) \quad \textbf{(4.1.7)}$$

Gövdenin yunuslama momentine katkısı

Gövdenin yunuslama momentine katkısını, Caughey (2011) "Slender Body Theory" ile hesabı.

$$\frac{dL}{dx} = 2Q\alpha \frac{dS_f}{dx} \tag{4.1.8}$$

$$S_f = \frac{\pi\omega^2}{4}$$

$$M_f = -\int_0^{l_f} xdL = -2Q\alpha \int_0^{l_f} xdS_f = 2Q\alpha \int_0^{l_f} S_f\, dx = 2Q\alpha\alpha \tag{4.1.9}$$

S_f : Gövde kesit alanı

V : Gövdenin yaklaşık hacmi

ω : Ortalama Gövde Çapı

$$C_m = \frac{M_f}{QSc} = \frac{2V}{Sc}\alpha$$

$$C_{m_{\alpha_f}} = \left(\frac{\partial C_m}{\partial \alpha}\right)_f = \frac{2V}{Sc} \tag{4.1.10}$$

Yatay kuyruğun yunuslama momentine katkısı

Kanat ve gövde kombinasyonu akışı yatay kuyruk üzerinden geçişini sağlamasıyla downwash etkisi oluşur yatay kuyruk altından geçmesi ise upwash etkisi oluşur. Uçak tasarımına ve uçuş koşullarına göre kuyrukta oluşan aerodinamik kuvvet yönü değişebilir. Kuyuruk hücum açısı küçük olduğu düşünülerek kuyruğun sürüklenme katsayısını ihmal edilibilir. Toplam taşıma kuvveti şu şekilde ifade edilebilir.

$$L = L_w + L_t \rightarrow C_L = C_{L_w} + \eta \frac{S_t}{S} C_{L_t} \tag{4.1.11}$$

Denklem **(4.1.11)**'deki η kuyruk verimidir. Kuyruktan dolayı oluşan toplam yunuslama momenti,

$$M_t = -l_t \left[L_t cos(\alpha_{frl} - \varepsilon) + D_t sin(\alpha_{frl} - \varepsilon) \right]$$

$$- z_{cg_t} \left[D_t\, cos(\alpha_{frl} - \varepsilon) - L_t sin(\alpha_{frl} - \varepsilon) \right] + M_{ac_t} \tag{4.1.12}$$

Genellikle ilk terim dikkate alınır. Diğer terimler ilkine göre çok küçük olduğundan sıfır kabul edilebilir. Küçük açı varsayımı tekrar kullanıldığında $C_{L_t} >> C_{D_t}$

$$M_t = -l_t L_t \tag{4.1.13}$$

$$C_{m_t} = \frac{M_t}{\frac{1}{2}\rho V^2 S\bar{c}} = \frac{l_t S_t}{S\bar{c}} \eta C_{L_t} = -V_H \eta C_{L_t} \tag{4.1.14}$$

Kuyruk hücum açısı

$$\alpha_t = \alpha_w - i_w - \varepsilon + i_t \tag{4.1.15}$$

Kuyruk taşıma kuvveti katsayısı

$$C_{L_t} = C_{L_{\alpha t}} \alpha_t \tag{4.1.16}$$

Downwash açısının hücum açısına göre değişimi

$$\frac{d\varepsilon}{d\alpha} = \frac{2C_{L_{\alpha t}}}{\pi A R_w} \tag{4.1.17}$$

Yatay kuyruğun ağırlık merkezindeki moment katkısının toplamı

Yatay kuyruk hacim oranı $V_H = \frac{l_h S_h}{S\bar{c}}$ 'dır.

$$C_{m_{cg_t}} = C_{m_{0_t}} + C_{m_{\alpha_t}} \alpha \tag{4.1.18}$$

$$C_{m_{0_t}} = \eta V_H C_{L_{\alpha_t}} (\varepsilon_0 + i_w - i_t) \tag{4.1.19}$$

$$C_{m_0} = C_{m0_w} + C_{m0_t} \tag{4.1.20}$$

$$C_{m_{\alpha_t}} = -\eta V_H C_{L_{\alpha_t}} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right) \tag{4.1.21}$$

Yunuslama momentinin hücum açısına göre eğimi

$$C_{m_\alpha} = C_{m_0} + C_{m_{\alpha_w}} + C_{m\alpha_f} + C_{m_{\alpha_t}} \quad \textbf{(4.1.22)}$$

Yunuslama momentinin hücum açısına göre eğimi uçağın ağırlık merkezinin konumu ve kanat önemli parametrelerdir. Boylamasına kararlılık için, C_{m_α} değeri sıfırdan küçük olmalıdır ve hava aracı burnuna göre aerodinamik merkez ağırlık merkezinin önünde olmalıdır.

Yunuslama momentinin hücum açısı türevine göre değişimi

$$Cm_{\dot{\alpha}} = -2V_H \eta_h C_{L_{\alpha_h}} \frac{l_h}{\bar{c}} \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \quad \textbf{(4.1.23)}$$

Yunuslama momentinin hücum açısı türevine göre değişimi downwash açısının hücum açısına göre türevi ile doğru orantılıdır. Sabit durum uçuşlarında ihmal edilebilir.

Yunuslama momenti katsayısının yatay kuyruk açısına göre değişimi

$$C_{m_{\delta e}} = -V_H \eta_h C_{L_{\alpha_h}} \tau_h \quad \textbf{(4.1.24)}$$

Yatay kuyruk açısındaki sapmanın yunuslama momenti katsayısına katkısı kuyruk yatay hacim oranı ve yatay kuyruğun hücum açısına göre yaptığı taşıma ile doğru orantılıdır. τ_h parametresini **Şekil 4.1.4**'teki grafikten elde edilebilir.

Yunuslama moment katsayısının yunuslama oranına göre değişim

$$C_{m_q} = -2V_H \eta_h C_{L_{\alpha_h}} \frac{l_h}{\bar{c}} \quad \textbf{(4.1.25)}$$

Kanatın C_{m_q} katkısı ile kuyruğun katkısını karşılaştırıldığında kanat katkısı ihmal edilebilir. Eğer kanat en boy oranı çok küçük olursa kanat katkısı önemli olabilmektedir.

Taşıma katsayısı

Uçağın taşıma katsayısı, yatay kuyruk, gövde ve kanatlar belirlemektedir. Taşıma katsayısı hücum açısı ve mach sayısı ile değişmektedir. Taşıma katsayısının hücum açısıyla değişimi stall durumuna kadar doğrusaldır. Taşıma katsayısının eğimi en boy oranı ile artarken kanat ön kenar süpürme açısıyla azalmaktadır. Taşıma katsayısının yana kayma açısına bağımlılığı, yana kayma açısı birkaç dereceye ulaşana kadar genellikle çok küçüktür.

İtki katsayısı, T_C, normalde pervaneli uçaklarda uygulanır ve pervanin kanat ve gövde üzerindeki etkisi dikkate alındığında kullanılır. $T_C = \frac{itki}{qS_D}$, S_D pervane disk alanıdır. Pervane hava akımı, kanat üzerindeki hava hızını artırır, kanat gerisinde downwash açısını değiştirir. Pervane kuyruğa yakın ise kuyruktaki dinamik basıncı artırır.

İki boyutlu kanat profilinin kararlılık türevini kullanarak kanat ve kuyruk için kararlılık türevlerinin elde edilmesi

$$C_{L_\alpha} = \frac{C_{l_\alpha}}{1 + C_{l_\alpha} / (\pi \mathrm{AR})} \qquad \textbf{(4.1.26)} \ .$$

C_{l_α} kanat profilinden deneysel olarak elde edilen stabilite türevidir.

$$C_{L_{\alpha_w}} = \frac{C_{l_{\alpha_w}}}{1 + C_{l_{\alpha_w}} / (\pi AR)} \qquad \textbf{(4.1.27)}$$

Denklem **(4.1.27)** kanat için taşıma kuvvetinin hücum açısına göre eğimidir.

Hücum açısı sıfır iken uçağa gelen taşıma

Hücum açısı sıfır iken kanata gelen taşıma

$$CL_{0_w} = CL_{\alpha_w} (i_w - aL_{0_w}) \qquad \textbf{(4.1.28)}$$

Hücum açısı sıfır iken kuyruğa gelen taşıma

$$CL_{0_h} = -CL_{\alpha_h}\left(aL_{0_h} + \varepsilon_0\right)$$

$$CL_0 = CL_{0_w} + \eta\frac{S_h}{S}CL_{0_h} \qquad \textbf{(4.1.29)}$$

Denklem (4.1.29)'daki a kuyruğa profilene özgü deneysel bir değerdir.

Taşıma kuvvet katsayısının hücum açısına göre eğimini

$$CL_\alpha = CL_{\alpha_w} + \eta\frac{S_h}{S}CL_{\alpha_h}\left(1 - \frac{\partial\varepsilon}{\partial\alpha}\right) \qquad \textbf{(4.1.30)}$$

Taşıma kuvvetinin hücum açısı türevine göre eğimi

$$V_H = \frac{l_h S_h}{S\bar{c}}$$

$$CL_{\dot{\alpha}} = 2V_H\eta CL_{\alpha_h}\frac{\partial\varepsilon}{\partial\alpha} \qquad \textbf{(4.1.31)}$$

Taşıma kuvvetinin yunuslama oranına göre eğimi

$$B = \left(1 - M^2\right)^{0.5}$$

$$CL_{q_{w_M}} = \frac{0.5 + 2rAC_x}{\bar{c}}CL_{\alpha_w}$$

$$CL_{qH} = 2V_H\eta CL_{\alpha_h}$$

$$CL_{q_w} = \frac{AR + 2\cos\lambda}{AR\bullet B + 2\cos\lambda}CL_{q_{w_M}}$$

$$CL_q = CL_{q_w} + CL_{qH} \qquad \textbf{(4.1.32)}$$

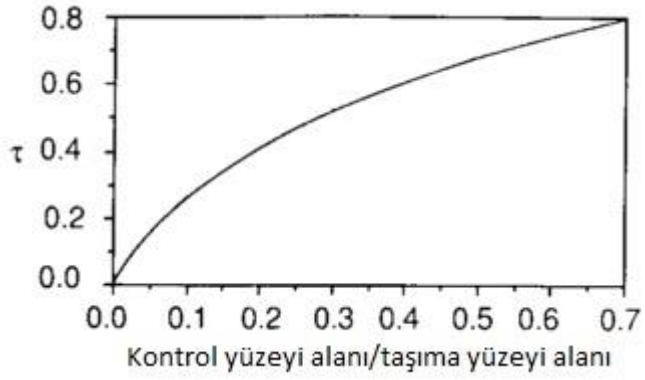
r kanat veteridir. AC_x aerodinamik merkezin kanat ön kenarına olan mesafesedir. λ kanat süpürme açısıdır.

Taşıma kuvvetinin mach sayısına göre türevi

$$CL_M = \frac{M^2}{1 - M^2}CL_0 \qquad \textbf{(4.1.33)}$$

Taşıma kuvvetinin mach sayısı ile değişimini mach sayısı ve hücum açısı sıfır iken taşıma değeri etkili parametrelerdir.

Taşıma kuvvetinin katsayısının yatay kuyruk açısına göre eğiminin hesaplanması



Şekil 4.1.4 : Flap etkinlik parametresi

Şekil 4.1.4'de flap etkinlik parametre eğrisini göstermektedir. Flap etkinlik parametresi eğrisini uçak kanatı, yatay kuyruğu ve dikey kuyruğu için kullanılabilir. Kontrol yüzey alanın taşıma yüzeyi alanına oranına karşılık gelen τ değerini kararlılık türevleri hesabında kullanılır.

$$C_{L_{\delta e}} = \frac{S_h}{S}\eta_h C_{L_{\alpha_h}} \tau_h \qquad \textbf{(4.1.34)}$$

Minimum sürüklenmedeki taşıma katsayısı

$$CL_{min} = CL_0 + CL_\alpha(-i_w) \qquad \textbf{(4.1.35)}$$

Minimum sürüklenmedeki taşıma katsayısı hücum açısı sıfır iken ki taşıma kuvveti katsayısı, taşıma kuvveti katsayısının hücum açısına göre değişimi ve kanat yerleşme açısına bağlıdır.

Taşıma kuvvet katsayıları

$$C_{L_{\alpha v}} = \frac{C_{l_{\alpha v}}}{1 + C_{l_{\alpha v}} / (\pi \mathrm{A}\, R)} \qquad \textbf{(4.1.36)}$$

Dikey kuyruk için taşıma kuvvetinin hücum açısına göre eğimidir. İki boyutlu profil kararlılık türevini kullanarak kuyruk taşıma kuvvetinin hücum açısına göre değişiminin elde edilmesidir. Stabilite türevi elde edilirken en boy oranı kullanılmaktadır.

Sürüklenme katsayısının hücum açısına göre türevi

$$CD_\alpha = \frac{\partial C_D}{\partial \alpha} + \frac{2 C_L C_{L_\alpha}}{\pi ARe} \qquad (4.1.37)$$

$$\frac{\partial C_D}{\partial \alpha} = 0$$

Düşük ses altı hızında uçuş yapan uçakların dinamik kararlılık analizlerinde, sürüklenmenin hücum açısına göre değişimi genellikle ihmal edilir. Ancak, özellikle iniş ve kalkış gibi uçak hızının düşük olduğu durumlarda, kararlılık ve kontrolünde ihmal edilmesi doğru değildir. İlk terim genellikle çok küçük olduğundan dolayı sıfır kabul edilir. Sürüklenmenin hücum açısına göre değişimi, taşıma katsayısı, taşıma katsayısının hücum açısına göre değşimine, kanat en boy oranına ve oswald'ın verimlilik parametresine bağlıdır.

4.2 Yanlamasına Kararlılık Türevleri

Yanlamasına kararlılık türevleri yanal kuvveti, sapma ve yalpalama momentini oluşturan kararlılık türevleridir.

Yanal kuvvet katsayısının yana kayma açısına göre değişimi

$$CY_\beta = -\frac{S_V}{S} CL_{\alpha v}\left(0.724 + \frac{3.06\, S_V}{S(1+\cos(sw))} + 0.4\frac{zw}{d} + 0.009\, AR\right) \qquad (4.2.1)$$

Yanal kuvvet katsayısının yana kayma açısına göre değişimi, dikey kuyruk alanına, kanat alanına, kanat en-boy oranına, kanat verterinin çeyrek veter noktası ile gövde merkez çizgisi arasındaki uzaklığı ve gövde çapına bağlıdır. Kanat katkısı, genellikle dihedral açısı sıfır olmayan kanat tiplerinde önemli olmaktadır. Dikey kuyruk

katkısını hesaplarken, uçağın simetrik düzlemine göre dikey kuyruğun konumu hesaba katılması önem arz etmektedir.

Yanal kuvvet katsayısının dikey kuyruk sapmasına göre değişimi

$$CY_{\delta r} = \frac{S_v}{S}\tau_v CL_{\alpha_v} \qquad \textbf{(4.2.2)}$$

Dikey kuyruk açısında değişimin yanal kuvvete katkısını tanımlayan kararlılık türevidir. Dikey kuyruk alanına, kanat alanına ve dikey kuyruk profil değerine bağlıdır.

Yanal kuvvet katsayısının sapma oranına göre değişimi

$$CY_r = 2CL_{\alpha_v}\eta_v \frac{S_v l_v}{Sb} \qquad \textbf{(4.2.3)}$$

Bu kararlılık türevine en önemli katkıyı dikey kuyruk yapmaktadır.Yanal kuvvet katsayının sapma oranına göre değişimini, dikey kuyruk alanına, dikey kuyruk profiline, kanat referans alanına, kanat uzunluğuna ve dikey kuyruk aerodinamik merkezi ile ağırlık merkezi arasındaki uzaklığa bağlıdır.

Yalpalama moment katsayısının aileron açısına göre değişim

$$C_{l_{\delta a}} = \frac{2C_{L_{\alpha_w}}\tau}{Sb}\int_{y_1}^{y_2} c\,y\,dy \qquad \textbf{(4.2.4)}$$

Yalpalama momenti katsayısının aileron açısına göre değişimi, aileron başlangıç noktasının kanat köküne uzaklığı, aileron bitiş noktasının kanat köküne uzaklığı, ortalama kanat veteri, kanat alanı ve kanat uzunluğu gibi parametrelere bağlıdır.

Yalpalama momenti katsayısının dikey kuyruk açısına göre değişimi

$$C_{l_{\delta r}} = \frac{S_v}{S}\frac{Z_v}{b}\tau_v C_{L_{\alpha_v}} \qquad \textbf{(4.2.5)}$$

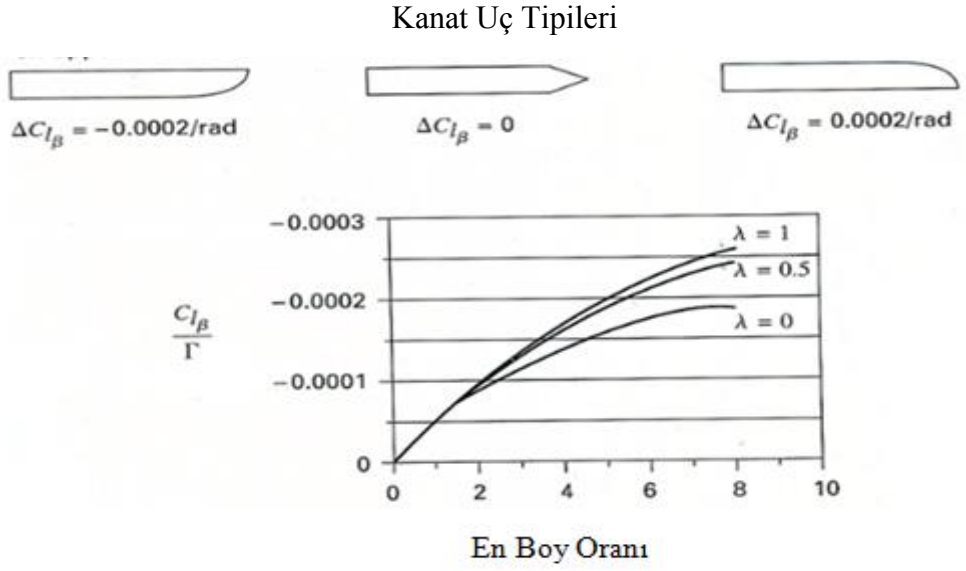
Dikey kuyruğun yalpalama momentine katkısı aileron çok daha azdır. Yalpalama momenti aileron sapmasından oluşmaktadır. Yalpalama moment katsayısının Dikey kuyruk açısına göre değişimi kanat referans alanı ve kanat uzunluğu ile ters orantılı iken dikey kanat alanı ve dikey kanatın aerodinamik merkezi ile ağırlık merkezi arasındaki mesafe ile doğru orantılıdır.

Yalpalama moment katsayısının yana kayma açısına göre eğiminin hesaplanması

Pipistirel Sinus uçağının dihedral açısı 5 derece olarak kabul edildi.

$$C_{l_\beta} = \left(\frac{C_{l_\beta}}{\Gamma} \right) \Gamma \times 57.3 + \Delta C_{l_\beta} \qquad \textbf{(4.2.6)}$$

ΔC_{l_β} ve $\frac{C_{l_\beta}}{\Gamma}$ bu değerleri aşağıdaki şekilden elde edilmektedir.



Şekil 4.2.1 : Kanat uç tipi ve en boy oranının C_{l_β} etkisi

C_{l_β} önemli bir kararlılık türevidir. Bu kararlılık türevi yalpalama direnci ve uçağı kanat seviyesinde uçurma meyillindedir. Kararlılık türevine en önemli katkı kanat dihedral açısından dolayıdır ve bunun yanında en boy oranı ve süpürme açısı önemli

parametrelerdir. **Şekil 4.2.1**' de ve denklem **(4.2.7)**' de λ kanat uç veterinin kanat kök veterine olan oranıdır.

Yalpalama moment katsaysının yalpalama oranına göre değişimi

$$C_{l_p} = -\frac{C_{L_\alpha}}{12}\frac{1+3\lambda}{1+\lambda} \qquad \textbf{(4.2.7)}$$

Kanat uç veterinin kanat kökünü oranı ve hucüm açısına göre taşıma yükü katsayısı artıkça yalpalama moment katsayısının yalpalama oranına göre değişimi artmaktadır.

Yalpalama momentinin sapma oranına göre değişimi

$$C_{l_r} = \frac{C_L}{4} - 2\frac{l_v}{b}\frac{Z_v}{b}C_{y_{\beta_{tail}}} \qquad \textbf{(4.2.8)}$$

Yalpalama momentinin sapma oranına göre değişimi taşıma katsayısı , dikey kuyruğun aerodinamik merkezinin ağırlık merkezine yatay uzaklığı ve dikey uzaklığı ile doğru orantılıdır. Kanat uzunluğu ile de ters orantılıdır.

Sapma moment katsayısının yana kayma açısına göre eğiminin hesaplanması

$$C_{n_\beta} = V_v CL_{\alpha_V}\left(0.724 + 3.06\frac{S_v}{S(1+\cos(sw))} + 0.4\frac{zw}{d} + 0.009\,AR_v\right) \qquad \textbf{(4.2.9)}$$

$$V_v = \frac{S_v l_v}{Sb}$$

Bu stabilite türevi uçağın çeşitli parçalarının katkılarının sentezinden oluşmaktadır. Başlıca katkı uçağın gövdesi ve dikey kuyruktan olmaktadır. Cm_α'nın tersine bir çok durumda kanat çok az etkimektedir ve ağırlık merkezinin konumu zayıf bir parametredir. Stabilite türevinin değerinin pozitif veya negatif olması yanlamasına kararlılığı belirleyecektir. Yanal kararlı olabilmesi için pozitif olmalıdır.

Sapma momentinin yalpalama oranına göre değişimi

$$C_{n_p} = -\frac{C_L}{8} \qquad \textbf{(4.2.10)}$$

Sapma momenti ağırlıklı olarak dikey kuyruk sapmasında oluşmaktadır. Yalpalamadan dolayı oluşan sapma çok daha azdır.

Sapma momentinin sapma oranına göre değişimi

$$C_{n_r} = -2\eta_V V_V \frac{l_V}{b} C_{L_{\alpha_V}} \qquad \textbf{(4.2.11)}$$

Sapma momentinin sapma oranına göre değişimi dikey kanat hacim oranı ve dikey kanat aerodinamik merkezi ile ağırlık merkezi arasındaki mesafe ile doğru orantılıdır. Kanat uzunluğu ile ters orantılıdır.

Sapma moment katsayısının dikey kuyruk açısına göre değişimi

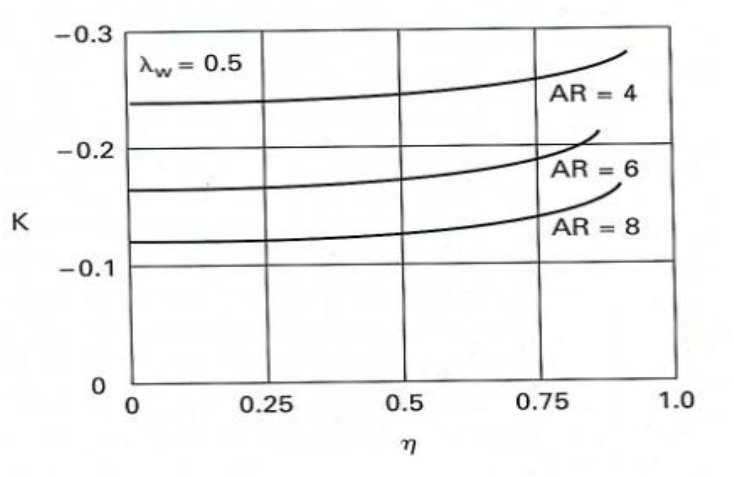
$$C_{n_{dr}} = -\eta_V V_V C_{L_{\alpha_V}} \tau_V \qquad \textbf{(4.2.12)}$$

Sapma momenti katsayısının dikey kuyruk açısına göre değişimi, dikey kuyruk profiline, dikey kuyruk hacim oranına, kanat ve dikey kuyruk alanına ve kanat uzunluğu gibi parametrelere bağlıdır.

Sapma moment katsayısının aileron açısına göre değişimi

$$C_{n_{\delta a}} = 2KC_{L_0} C_{l_{\delta a}} \qquad \textbf{(4.2.13)}$$

K değeri **Şekil 4.2.2**' den okunabilir.



Şekil 4.2.2 : Deneysel değer ile $C_{n_{\delta a}}$ hesaplanması

η değeri aileron başlangıç noktasına kadar olan kanat uzunluğunun iki katının kanat uzunluğuna bölünmesiyle eldedilir.

4.3 Aerodinamik Boyutsuz Katsayılar

Aerodinamik boyutsuz katsayılar taşıma kuvveti, sürüklenme kuvveti, yunuslama momenti, yanal kuvvet, yalpalama ve sapma momentinden oluşmaktadır.

Taşıma katsayısı

$$C_L = C_{L_0} + C_{L_\alpha}\alpha + C_{L_{\delta f}}\delta f + C_{L_{\delta e}}\delta e + \frac{\bar{c}}{2V_T}\left(C_L^{\dot{\alpha}}\dot{\alpha} + C_L^{q} q\right) + C_L^{M} M \qquad \textbf{(4.3.1)}$$

$$L = \frac{1}{2}\rho V^2 S C_L$$

Taşıma katsayısı hücum açısı, flap açısı, elevator açısı, ortalama kanat veteri, havanın hızı ve mach sayısı gibi parametrelerden oluşmaktadır.

Sürüklenme katsayısı, C_D

Uçağın toplam sürüklenme katsayısı uçak tasarımı için çok önemlidir. Düşük sürüklenme yakıt tüketimi ve maksimum hız açısından daha iyi performans sağlar. Genellikle, uçağın tüm yüzey alınındaki basınç toplamı sıfır olmadığında sürüklenme kuvveti sürüklenme sürtünmesi ve sürüklenmenin kombinasyonudur.

$$C_D = C_{D_0} + \frac{\left(C_L - C_{L_0}\right)^2}{\pi eAR} + C_{D_{\delta f}}\delta f + C_{D_{\delta e}}\delta e$$
$$+ C_{D_{\delta a}}\delta a + C_{D_{\delta r}}\delta r + C_{L_M} M \qquad \textbf{(4.3.2)}$$
$$\mathrm{D} = \frac{1}{2}\rho V^2 S C_{\mathrm{D}}$$

Sürüklenme katsayısı kanat en boy oranına ve oswald sayılarına bağlıdır.

Yanal kuvvet katsayısı

Yanal kuvvet yana kayma hareketinden oluşmaktadır. Pozitif yana kayma negatif yanal kuvvet oluşturur.

$$C_Y = C_{Y_\beta}\beta + C_{Y_{\delta a}}\delta a + C_{Y_{\delta r}}\delta r + \frac{b}{2V_T}\left(C_{Y_p} p + C_{Y_r} r\right) \qquad \textbf{(4.3.3)}$$
$$\mathrm{Y} = \frac{1}{2}\rho V^2 S C_{\mathrm{Y}}$$

Yanal kuvvet kanat uzunluğu ile doğru orantılıdır.

Yunuslama katsayısı

$$C_m = C_{m_0} + C_{m_\alpha}\alpha + C_{m_{\delta f}}\delta f + C_{m_{\delta e}}\delta e + \frac{\bar{c}}{2V_T}\left(C_{\dot{m}}^{\dot{\alpha}}\dot{\alpha} + C_m^q q\right) + C_m^M M \qquad \textbf{(4.3.4)}$$
$$M = \frac{1}{2}\rho V_T^2 S c C_m$$

Yunuslama katsayısı yatay kuyruk sapması, hucüm açısı, yunuslama oranı, ortalama kanat veteri ve havanın hızı gibi parametrelere bağlıdır.

Yalpalama moment katsayısı

Yalpalama momenti, yana kayma açısı, aileron ve dikey kuyruk kontrol aktivitesinden oluşmaktadır. Eğer sağ kanatta aşağı yönde yalpalama olursa, yer çekimi etkisinden pozitif yana kayma açısı oluşmaya başlar. Eğer uçak aerodinamiği pozitif yana kaymadan pozitif yalpalama momenti oluşmasına neden olursa yalpama açısı aşırı artar ve kararsız olur. Kararlı yalpalama için, yalpalama momentinin yana kayma açısına göre eğimi negatif olmalıdır. Kanatlar pozitif dihedral açısına sahip olduğunda pozitif yana kayma açısı negatif yalpalama momenti üretmektedir. Dikey

kuyruğun basınç merkezinin konumuna ve uçak hucüm açısına bağlı olarak, yalpalama momenti pozitif veya negatif olabilir. Sadece gövdenin etkisi, pozitif yunuslama momenti karşılığında yana kayma açısında pozitif artım olmaktadır. Yalpalamada kararsızlığın oluşmasında gövde etkisinden dolayı olmaktadır. C_{l_p} yalpalama sönüm türevidir. C_{l_β} dihedral türevidir ve yalpalamadaki statik kararlılığı belirler.

$$C_l = C_{l_\beta}\beta + C_{l_{\delta a}}\delta a + C_{l_{\delta r}}\delta r + \frac{b}{2V_T}\left(C_{l_p}p + C_{l_r}r\right) \qquad \textbf{(4.3.5)}$$

$$l = \frac{1}{2}\rho V_T^2 SbC_l$$

Yalpalama moment katsayısı oluşumunda aileron etkisi daha çoktur.

Sapma moment katsayısı

Sapma momenti dikey kuyruk aktivitesinden oluşana yana kayma açısından oluşmkatadır. Kanat ok açısından dolayı pozitif yana kayma pozitif sapma momenti oluşturur. Gövde, pozitif yana kayma olduğunda negatif sapma momenti üretmektedir. C_{n_r} sapma sönüm türevidir. C_{n_β} yönsel kararlılığı belirler.

$$C_n = C_{n_\beta}\beta + C_{n_{\delta a}}\delta a + C_{n_{\delta r}}\delta r + \frac{b}{2V_T}\left(C_{n_p}p + C_{n_r}r\right) \qquad \textbf{(4.3.6)}$$

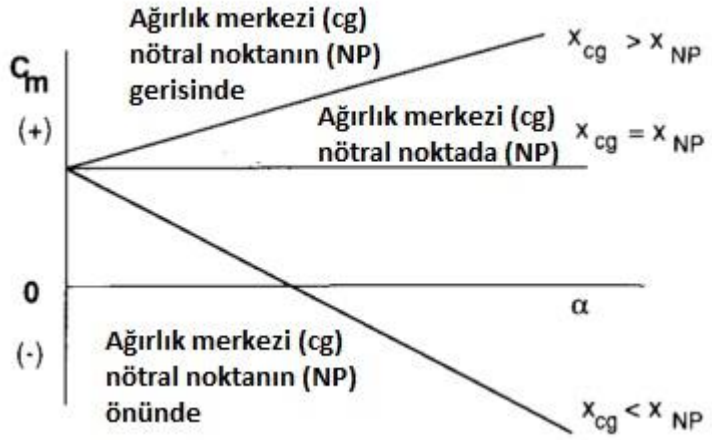
$$n = \frac{1}{2}\rho V_T^2 SbC_n$$

Sapma moment katsayısı oluşumunda dikey kuyruk etkisi daha çoktur.

Nötral nokta

Yunuslama momentinin hucüm açısına göre değişmediği noktadır.

$$\frac{X_{np}}{\bar{c}} = \frac{X_{ac}}{\bar{c}} - \frac{C_{m_\alpha f}}{C_{L_{\alpha_w}}} + \eta V_h \frac{C_{L_{\alpha_t}}}{C_{L_{\alpha_w}}}\left(1 - \frac{\partial\varepsilon}{\partial\alpha}\right) \qquad \textbf{(4.3.7)}$$



Şekil 4.3.1: Ağırlık merkezi ile nötral nokta arasındaki ilişkinin C_{m_α} etkisi

Nötral nokta, boylamasına kararlılık ile kararsızlık arasında sınırdır. **Şekil 4.3.1** incelendiğinde, boylamasına kararlılık için ağırlık merkezi nötral noktanın önünde olmalıdır.

Statik margin

Ağırlık merkezi ile nötral nokta arasindaki uzaklığın ortalama kanat veterine oranına statik margin denilmektedir. Pozitif statik margin uçağın kararlı olduğunu gösteri

$$S.M = \frac{X_{np} - X_{cg}}{\bar{c}} \qquad \textbf{(4.3.8)}$$

Çizelge 4.3.1 : Pipistirel sinus uçağının aerodinamik ve geometrik verileri.

Uçuş koşulları		
M = 450 kg	V= 40 m/s	$X_{cg} = 0.29\bar{c}$ $X_{ac} = 0.25\bar{c}$
Kanat profil karakteristiği		
$C_{mac} = -0.116$	$C_{l\alpha} = 5.55/rad$	$\alpha_{0_L} = -5\deg$
$i_w = 1\deg$	Kanat yerleştirme açısıdır.	
Kuyruk profil karakteristiği		
$C_{l_\alpha} = 5.7/rad$	$Cm_{ac} = 0$	$i_t = -1$

Çizelge 4.3.1 (Devam)		
Referans geometrik kanat		
$S = 12.26\ m^2$	$b = 14.97$	$\bar{c} = 0.8167$
Referans geometrik yatay kuyruk		
$S_h = 1.63\,m^2$	$l_h = 3.5\ m$	
Referans geometrik dikey kuyruk		
$S_v = 1.1\,m^2$	$l_v = 3.5$	

Çizel 4.3.1' de Pipistirel Sinus uçağının aerodinamik ve geometrik verileri içermektedir. Kanat ve kuyruklara ait geometrik değerleri içermektedir.

Hesaplanan kararlılık türevleri

Kararlılık türev hesabı **Çizelge 4.3.1**' deki aerodinamik ve geometrik değerler ile kararlılık türevi denklemler kullanılarak hesaplanmıştır. **"Pipistirel Sinus"** model uçağın yanlamasına ve boylamasına kararlılık türevleri **Çizelge 4.3.2** gösterilmektedir.

Çizelge 4.3.2 : Pipistirel sinus model uçağının kararlılık türevleri.

Pipistirel sinus model uçağın kararlılık türevleri					
Taşıma kuvvet katsayıları		**Sürüklenme kuvvet katsayıları**		**Yanal kuvvet katsayılar**	
CL_0	0.2658	$CL_{\min d}$	0.1672	CY_β	$-0.5357\ /rad$
$CL_{\alpha}^{\bullet}$	0.6884 /rad	$CD_{\min}$	0.037	$CY_{\delta r}$	$0.1834\ /rad$
CL_α	5.6530 /rad	$CD_{\delta e}$	$0.009\ /rad$	$CY_{\delta a}$	0.0
CL_q	9.5784 /rad	$CD_{\delta r}$	0.0	CY_p	$-0.1328\ /\ rad$
CLM	0.0027	$CD_{\delta a}$	0.0	CY_r	$0.1225\ /\ rad$
$CL_{\delta e}$	0.2925	CD_α	0.1951		

Çizelge 4.3.2 (Devam)					
Yunuslama moment katsayıları		**Yalpalama moment katsayıları**		**Sapma moment katsayıları**	
C_{m_0}	0.0147	$Cl\beta$	-0.0774 /rad	$Cn\beta$	0.1074 /rad
$Cm\alpha$	$-0.7611 / rad$	$Cl\delta a$	0.4156 /rad	$Cn\delta a$	0.0088 /rad
$Cm_{\dot{\alpha}}$	-2.5289 /rad	$Cl\delta r$	0.0036 /rad	$Cn\delta r$	-0.0368 /rad
Cmq	-14.2111 /rad	Clp	-0.8244 /rad	Cnp	-0.074 /rad
$Cm\delta e$	-0.9671 /rad	Clr	0.19 /rad	Cnr	-0.099 /rad
$X_{np} = 0.41\bar{c}$, η = 0.75, $\boldsymbol{e}$ =0.75.					

Çizelge 4.3.2'de Pipistirel Sinus uçağının boylamasına ve yanlamasına kararlılık türevlerini içermektedir.

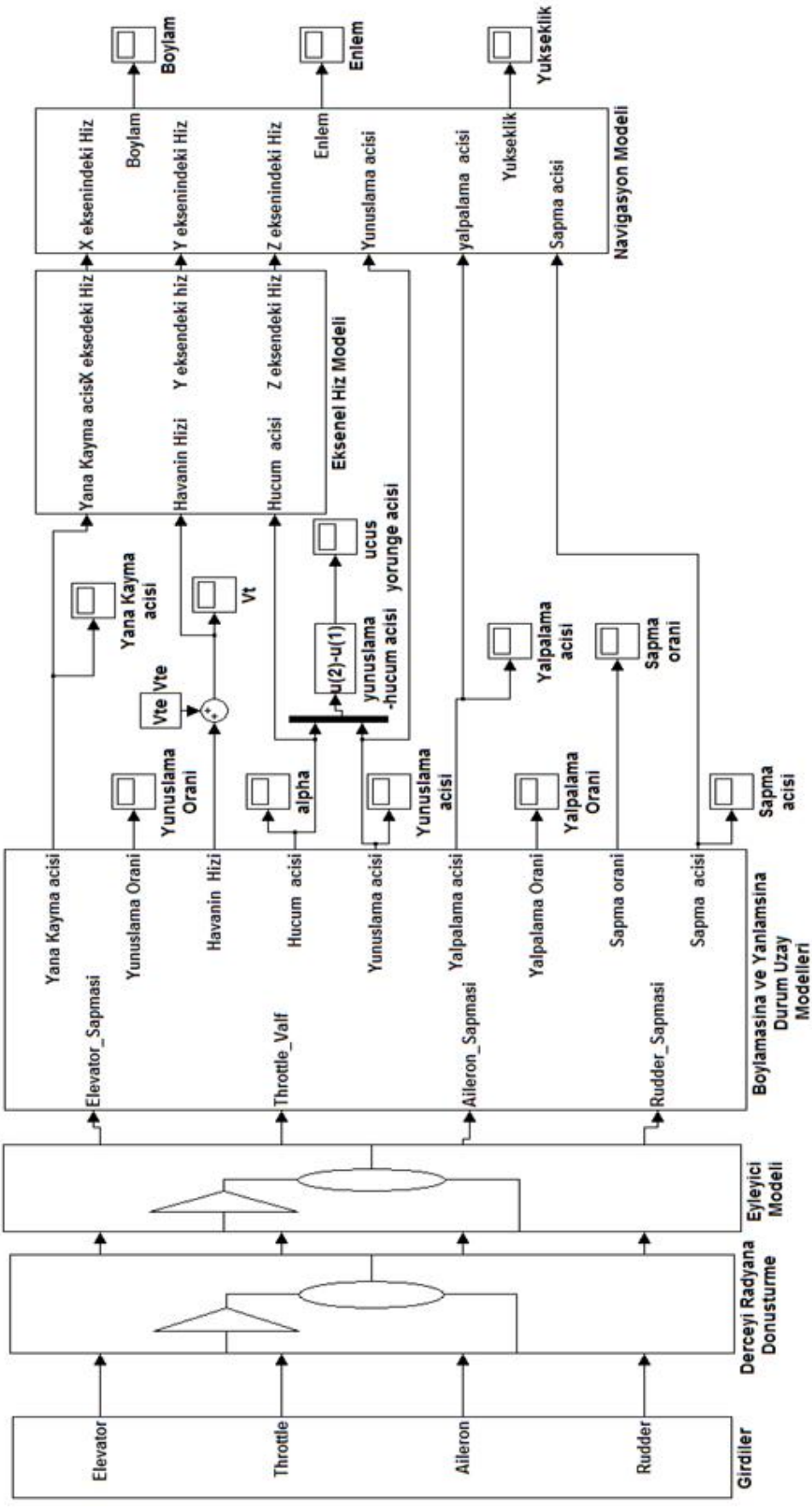
5. KONTROL TASARIMI

Hava aracının kontrol tasarımı doğrusal modeller ile geliştirilmektedir. Hava aracının doğrusal modeli cebirsel ve nümerik olarak elde edilebilmektedir. Cebirsel yöntem ile elde edilen doğrusal model ile nümerik olarak elde edilen doğrusal model bir birine yakındır. Ancak Cebirsel yöntem ile elde edilen doğrusal modeller ile yükseklik kontrolü çalışılamamaktadır. Nümerik yöntem ile elde edilmiş doğrusal modeller ile yükseklik kontrolü çalışılabilmektedir. Bundan dolayı kontröler tasarımında nümerik yöntem ile elde edilmiş doğrusal modeller kulanılmıştır. Ancak Hava aracı serbest cevaplarını sonuçları cebirsel yöntem ile elde edilmiş doğrusal modeller kullanılmıştır.

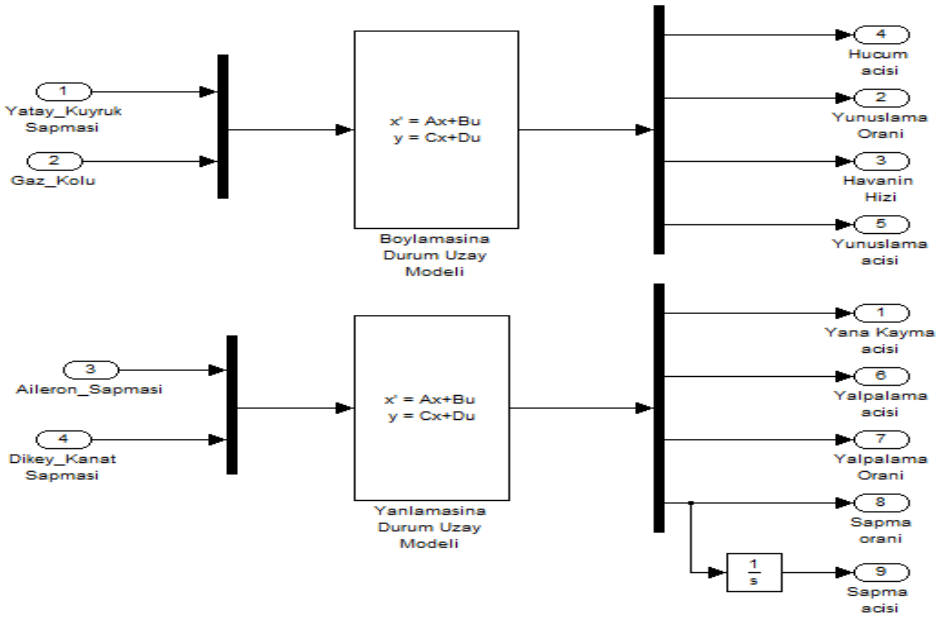
5.1 Doğrusal Modelin Simülasyonu

Şekil 5.1.1'de simülasyonda kullanılan durum uzay modelleri (**3.4.1**) ve (**3.4.2**) bölümlerinde cebirsel olarak elde edilen modellerdir. Bunlara ek olarak eyleyici modeli, eksenel hız modeli ve navigasyon modelini de içermektedir. Eksenel hız modeli aerodinamik açılar olan yana sapma ve hucüm açısını kullanarak, hava hızının gövde eksen takımının eksenlerine göre izdüşümleri hesaplamaktadır. Navigasyon modeli (**3.2.4**) denklemlerini kullanarak enlem, boylam ve yüksekliği hesaplamaktadır.

Simülasyon modelinin girdileri, Yatay Kuyruk Sapması, Gaz Kolu, Aileron Sapması ve Dikey Kuyruk Sapmasından oluşmaktadır. Simülasyon çıktıları Yana Kayma açısı, Yunuslama Oranı, Havanın Hızı, Hücum Açısı, Yunuslama Açısı, Yalpalama Açısı, Yalpalama Oranı, Sapma Oranı ve Sapma Açısından oluşmaktadır.



Şekil 5.1.1.: Hava Aracı Doğrusal Simülasyon Modeli.



Şekil 5.1.2: Boylamasına ve yanlamasına durum uzay modelleri.

Şekil 5.1.2' de hava aracının doğrusal ve dönüsel ivmelenmensi, yana kayma açısı, yuvarlanma açısı, yuvarlanma oranı, yunuslama oranı ve sapma oranı sıfırdır ve aynı zamanda ivmesiz uçuş gerçekleştiren hava aracının bu koşullar için lineerleştirilmiş dinamiğini yansıtan durum uzay matrislerini içermektedir. Durum uzay matrisleri hava aracının yapısal konfigürasyonuna ve uçuş koşullarına bağlıdır.

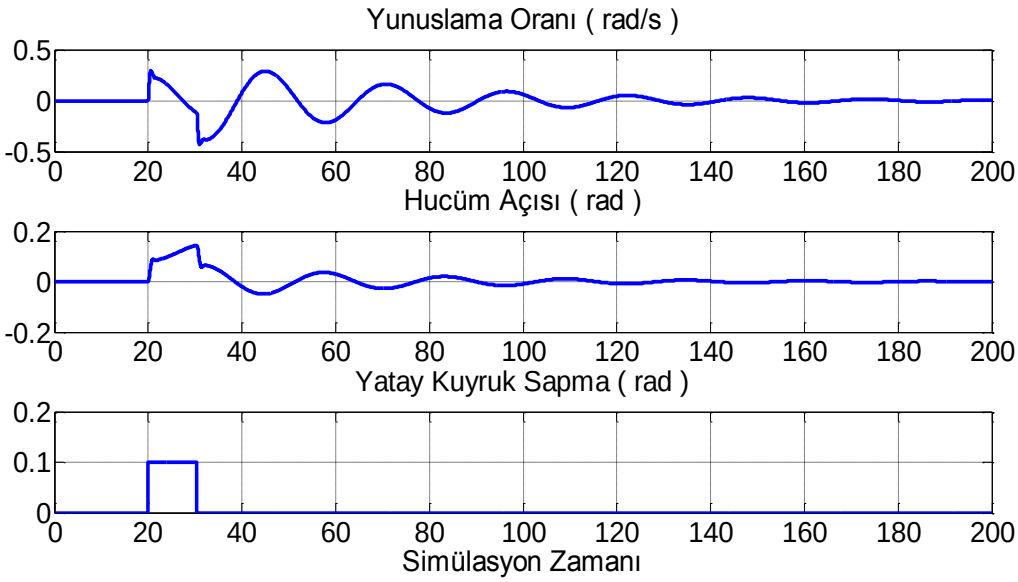
Boylamasına durum uzay modelinin girdisi gaz kolu ve yatay kuyruk sapması iken bu girdeler oluşan çıktılar, hücum açısı, yunuslama oranı, havanın hızı ve yunuslama açısıdır. Yanlamasına durum uzay modelinin girdisi dikey kanat sapması ve aileron sapması iken bu girdiler ile oluşan çıktılar, yana kayma açısı, yalpalama açısı, yalpalama oranı, sapma oranı ve sapma açısıdır.

5.2 Hava Aracı Serbest Cevapları

Cebirsel yöntem ile elde edilmiş doğrusal modelinin kontrol girdileri ile hangi durum değişkenlerine etki ettiğini analiz edilmektedir. Kontrol girdileri, Yatay Kuyruk kontrol yüzeyinde sapma, Gaz Kolu girdisi, Aileron girdisi ve Dikey Kuyruk girdisinden oluşmaktadır.

Yatay kuyruk kontrol yüzeyi sapma

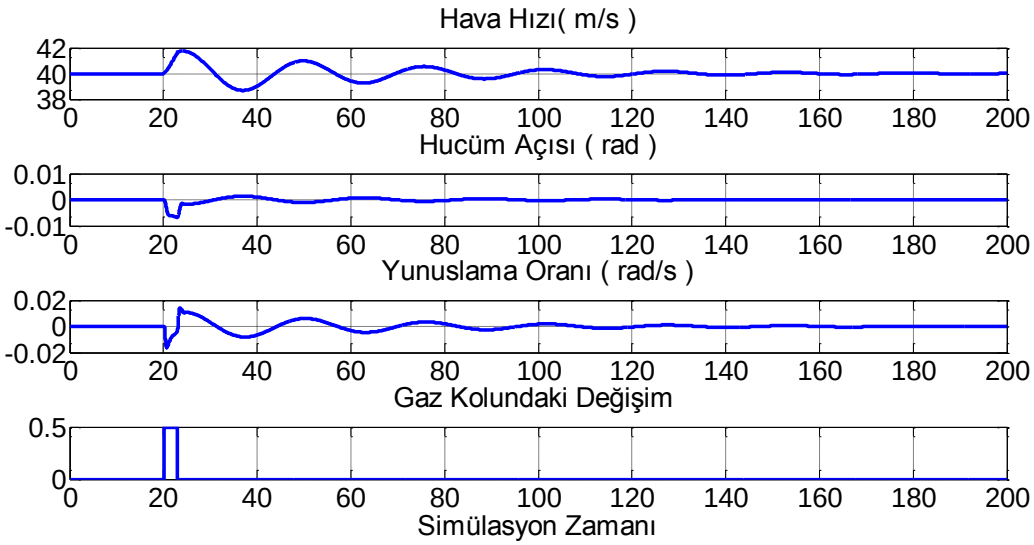
Yatay kuyruktaki sapma yunuslama momenti oluşturmaktadır. Sapma aşağı yönde ise hava aracı burnu aşağı yönde **y** ekseninde dönmektedir. Sapma yukarı yönde ise burun yukarı **y** ekseninde dönmektedir.



Şekil 5.2.1 : Yatay kuyruk sapması ile değişen durumlar.

Yatay kuyruğun kontrol yüzeyi yukarı yönde dönüşü pozitif yöndür. **Şekil 5.2.1**' de dikey kuyrukta **0.1** radyan sapma oluştuğunda hava aracı burnu kalkmaktadır. Hucüm açısı ve yunuslama oranı zamanla ile sönümlenmektedir. Hava aracının statik olarak kararlı olduğu görülmektedir. Yatay kuyruk girdisi, yanlamasına durum değişkenlerini harketlendirmemektedir. Ancak yunuslama oranı ve hücum açısını hareketlendirdiğini görülmektedir.

Gaz kolu

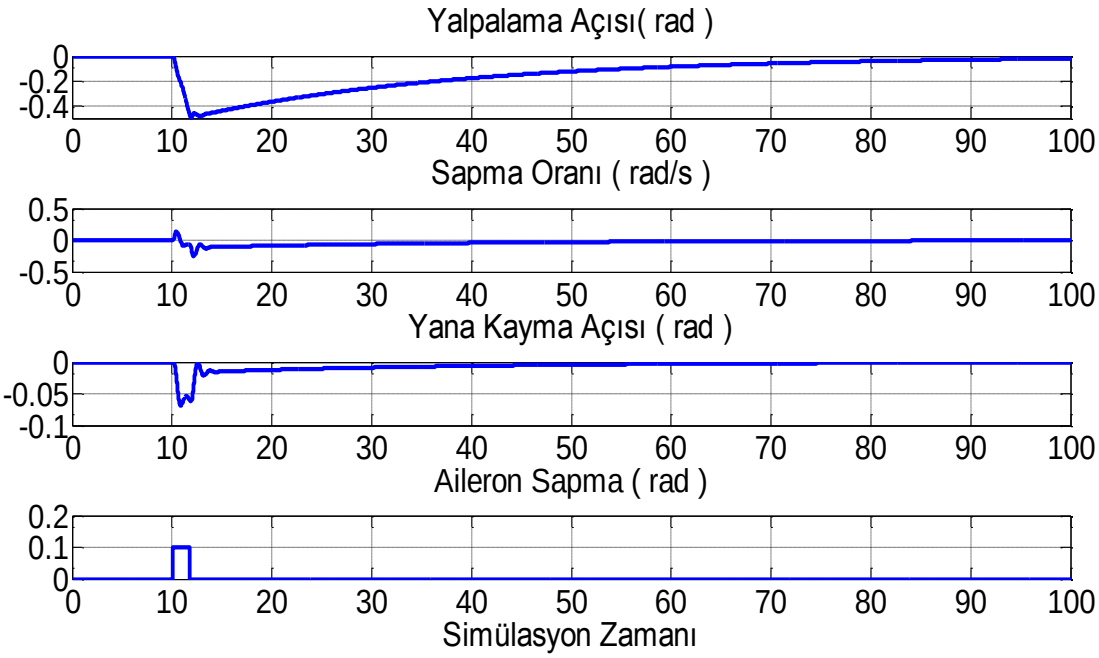


Şekil 5.2.2: Gaz kolundaki değişimin durum değişkenlerine etkisi.

İtki kuvveti tesir çizgisi ağırlık merkezinden geçmemektedir. Bundan dolayı yunuslama momenti üretmiştir. Gaz kolundaki değişim etkisi hava hızındaki değişim, hucüm açısı ve yunuslama oranına göre daha fazladır. Gaz kolundaki değişim itki kuvvetini değiştirmektedir. Boylamasına dinamiği etkilerken yanlamasına dinamiğe etkisi yoktur. Çünkü itki kuvvetinin doğrultusu **x** ekseni ile çakışmaktadır. **Şekil 5.2.1** ve **Şekil 5.2.2**' deki yunuslama oranı ve hücum açısı incelendiğinde yatay kuyruğun bu durum değişkenleri üzerindeki etkisinin daha fazla olduğu görülürken gaz kolu girdisinin etkisi daha olduğu görülmektedir. **Şekil 5.2.2'**deki durum değişkenleri zaman içerisinde sönümlenmektedir. Bundan dolayı statik ve dinamik kararlıdır.

Aileron sapma

Sağ kanat ve sol kanat üzerindeki aileron kontrol yüzeyleri bir birene göre ters yönde hareket etmektedir. Pozitif yalpalama momenti için sağ kanat aileron kontrol yüzeyi yukarı doğru açı alırken sol kanat aileron kontrol yüzeyi aşağı doğru yönelir. Yalpalama açısı yönünü belirlerken sağ kanat üzerindeki aileron kontrol yüzeyi referans alınabilir. Sağ kanat aileron kontrol yüzeyi yukarı yönde ise pozitif yalpalama açısı aşağı ise negatif yalpalama açısı üretmektedir.

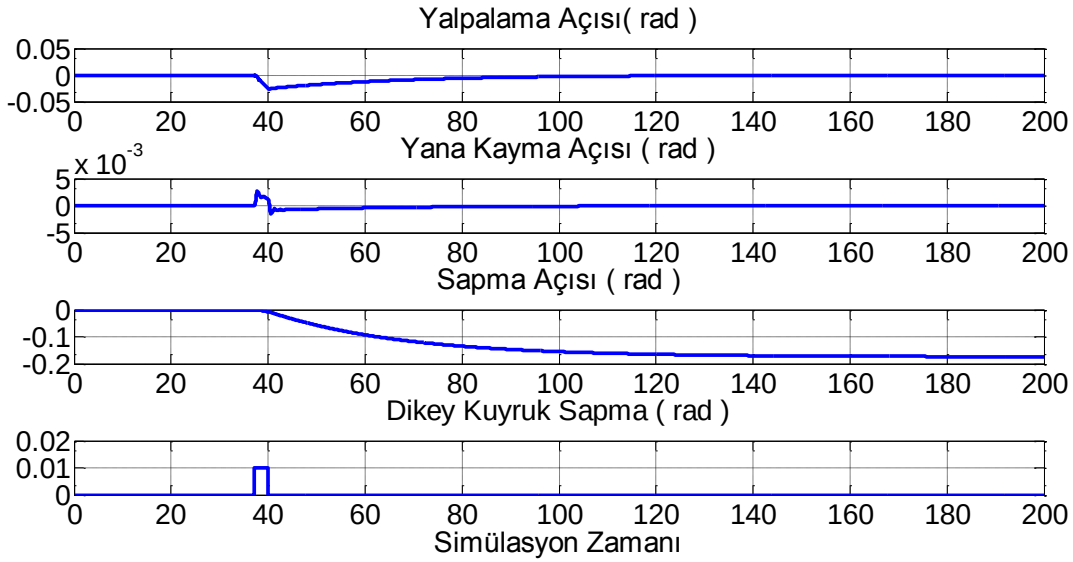


Şekil 5.2.3 : Aileron sapmasının durum değişkenlerine etkisi.

Aileron sapması yanlamasına dinamik değişkenlerini etkilemektedir. Aileron sapma yalpalama açısı üretirken az olarak da yana kayma açısı üretmektedir. Yalpalama ve sapma hareketinin kararlı olabilmesi için yalpalama açısının işaret yönü ile yana kayma açısının işaret yönüde aynı olamlıdır. **Şekil 5.2.3**'de yalpalama hareketi yavaş kaldığı görülmektedir. Aileron girdisi ile sapma oranında hareketlenme olduğu görülmektedir.

Dikey kuyruk kontrol yüzeyindeki sapma

Dikey kuyruk kontrol yüzeyinin sağa sapması pozitif yana kayma açısı üretmektedir. Dikey kuyruk hem yalpalama açısı üretirken hem de sapma açısı üretmektedir.



Şekil 5.2.4 : Dikey kuyruk sapmasının durum değişkenlerine etkisi.

Dikey kuyruk sapması, aileron girdisinden daha az yana kayma açısı üretmektedir. Hava aracı yönelimi statik olarak kararlı olmadığı görülmektedir. Yönelim bozuntu geçtikten sonra eski durumuna dönme eğilimi göstermemektedir. Yalpalama hareketinin statik olarak kararlı olduğu görülmektedir.

5.3 Doğrusal Model ile Kontrol Tasarımı

Nümerik yöntem ile elde edilmiş doğrusal model ile hava aracının, Yükseklik, Yunuslama Oranı, Yunuslama Açısı, Yuvarlanma Açısı, Yönelim Açısı, Otomatik iniş ve Kanat Seviye kontrol sistemi geliştirildi.

Çizelge 5.3.1 : Belirtilen trim koşullarında hava aracının durum ve kontrol girdileri.

Trim koşulları	**Trim koşullarında durumlar**		**Trim koşullarında kontrol girdileri**
Hava hızı = 40 (m/s)	U = 40 (m/s)	θ = 0.53 (derece)	Yatay Kuyruk Girdisi = 0.02(rad)
Yükseklik = 50 (m)	V = 0.0(m/s)	ψ = -0.03(derece)	Aileron Girdisi = -0.0014 (rad)
φ =0	W=0.37(m/s)	Yükseklik = 50(m)	Dikey Kuyruk Girdisi =-0.0002(rad)
Çizelge 5.3.1 (Devam)			

Yakıt Miktarı = 45 (kğ)	p = q = r = 0.0	Yakıt Miktarı = 45 (kğ)	Gaz Kolu =0.9
	φ =0.01 (derece)	Motor Devri = 2876 (d/dk)	
I_x=800 kğm^2	I_y=360 kğm^2	I_z=1193 kğm^2	I_{xz}=50 kğm^2

Çizelge 5.3.1'de belirtilen trim koşullarında hava aracının durum değişkenlerini ve kontrol girdilerini içermektedir. Kütlesel atalet momentleri trim durumunda elde edilecek olan doğrusal modelin dinamik karakteristiğini etkilemektedir.

Şekil 5.3.1' de durum değişkenleri ileri hız, düşey hız, yunuslama oranı, yunuslama açısı, yükseklik ve motor hızıdan oluşmaktadır. Girdiler, yatay kuyruk girdisi ve gaz kolundan oluşmaktadır. Gözlemlenen durum değişkenleri hava hızı, hücum açısı, yunuslama oranı, yunuslama açısı ve yükseklikten oluşmaktadır. ***A*** matrisi boylamasına dinamiği yansıtmaktadır. **U** ve **W** sırasıyla x ve z eksenlerindeki hava hız parametreleridir. Theta ve q sırasıyla yunuslama açısı ve yunuslama açısal hız parametreleridir. **h** yükseklik parametresidir. Omega motor açısal hızıdır. ***B*** matrisi eyleyici dinamiği ile ilgilidir. ***C*** geri besleme matrisidir.

$$A = \begin{bmatrix} -0.1412 & 0.2505 & -0.3644 & -9.8272 & -0.0000 & 0.0190 \\ -0.4516 & -4.3166 & 37.0326 & -0.0906 & 0.0009 & 0 \\ -0.0317 & -0.4740 & -3.6112 & 0 & -0.0000 & 0.0048 \\ 0 & 0 & 1.0000 & 0 & 0 & 0 \\ 0.0092 & -1.0000 & 0 & 39.9998 & 0 & 0 \\ 14.4722 & 0.1334 & 0 & 0 & -0.0879 & -3.9060 \end{bmatrix}$$

$$x = [u\ w\ q\ \theta\ h\ \omega]$$
$$u = [\delta_e\ \delta_t]$$
$$y = [V_T\ \alpha\ q\ \theta\ h]$$

$$B = \begin{bmatrix} -0.0267 & 0 \\ -8.8711 & 0 \\ -24.0746 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 481.8980 \end{bmatrix}$$

$$C = \begin{bmatrix} 1.0000 & 0.0092 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -0.0002 & 0.0250 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1.0000 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1.0000 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1.0000 & 0 \end{bmatrix}$$

Şekil 5.3.1: Boylamasına durum uzay matrisleri.

Çizelge 5.3.2' de hava aracının boylamasına durum uzay matrisinin özdeğerlerinin analizi göstermektedir. Özdeğerler ikisi kompleks birleşik iken diğer ikisi reeldir. Kompleks olan özdeğerlerden sönüm oranı büyük olan kısa mod olarak

adlandırılırken sönüm oranı küçük olan phugoid mod olarak adlandırılır. Yunuslama açısı ve hava hızı phugoid modu hareketlendiren durum değişkenleridir. Hucüm açısı ve yunuslama oranı ise kısa modu hareketlendirmektedir.

Çizelge 5.3.2 : Boylamasına durum uzay matrisinin özdeğer analizi**.**

Öz Değerler	-3.98	-3.9617 ± 4.1836 i	-0.0308 ± 0.2107 i	-0.0034
	Zaman Sabiti = 0.25 (s)	Sönüm Oranı = 0.6876	Sönüm Oranı = 0.1446	Zaman Sabiti = 295.20 (s)
		Doğal Frekans = 5.76 (rad/s)	Doğal Frekans = 0.2130 (rad/s)	
		Periyot = 1.50(s)	Periyot = 29.81(s)	
		Kısa Mod	Phugoid mod (Uzun Mod)	

Şekil 5.3.2'de durum değişkenleri, yanal hız, yuvarlanma oranı, sapma oranı, yuvarlanma açısı ve sapma açısından oluşmaktadır. Girdiler, aileron girdisi ve dikey kuyruk girdisinden oluşmaktadır. Gözlemlenen durum değişkenleri, yana kayma açısı, yuvarlanma oranı, sapma oranı, yuvarlanma açısı ve sapma oranından oluşmaktadır. ***V*** yana hızdır. ***P*** ve ***R*** sırasıyla yuvarlanma ve sapma açısal hızlarıdır. *Beta* yana kayma açısıdır. *Fi* ve *psi* sırasıyla yuvarlanma ve sapma açısıdır.

$$A = \begin{bmatrix} -0.4347 & -0.3849 & -39.3030 & 9.8272 & 0 \\ -1.9788 & -17.1510 & 7.4464 & 0 & 0 \\ 0.3110 & -2.8011 & -2.4173 & 0 & 0 \\ 0 & 1.0000 & 0.0092 & -0.0000 & 0 \\ 0 & 0 & 1.0000 & -0.0000 & 0 \end{bmatrix}$$

$$x = [v \ p \ r \ \varphi \ \psi]$$

$$u = [\delta_a \ \delta_r]$$

$$y = [\beta \ p \ r \ \varphi \ \psi]$$

$$B = \begin{bmatrix} 0 & 4.7612 \\ -88.9922 & 0.4264 \\ -2.5917 & -5.4307 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$C = \begin{bmatrix} 0.0250 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1.0000 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1.0000 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1.0000 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1.0000 \end{bmatrix}$$

Şekil 5.3.2: Yanlamasına durum uzay matrisleri.

Çizelge 5.3.3' Yanlamasına durum uzay matrisinin özdeğer analizini göstermektedir. Özdeğerlerden ikisi reel iken diğeri ise kompleks birleşiktir. Yanlamasına dinamiği üç moddan oluşmaktadır. Yuvarlanma modu yuvarlanma açısı ve yuvarlanma açısı

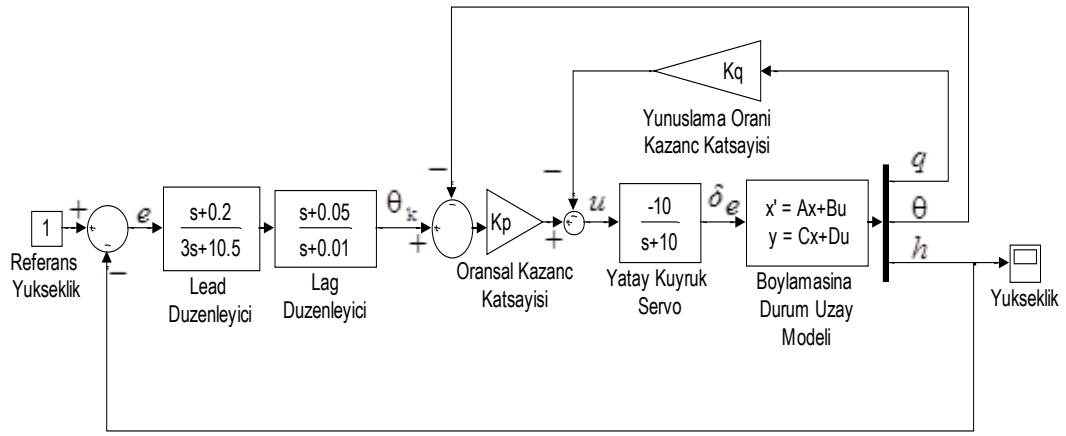
durum değişkenleri ile ilgilidir. Zaman sabiti spiral moddan daha küçüktür. Salınımlı mod yuvarlanma ve sapma hareketleri ile yana kayma açısından oluşmaktadır. Spiral mod yuvarlanma modundan daha fazla yuvarlanma ve sapma oranı içermektedir.

Çizelge 5.3.3 : Yanlamasına durum uzay matrisinin özdeğer analizi**.**

Öz Değerler	-16.9805	-1.5898 ± 5.0431 i	-0.049
	Zaman Sabiti = 0.060 (s)	Sönüm Oranı = 0. 30	Zaman Sabiti = 20.15(s)
		Doğal Frekans = 5.2878 (rad/s)	
		Periyot = 1.24(s)	
	Roll Mod	Dutch Roll Mod	Spiral Mod

5.3.1 Yükseklik kontrol sistemi

Yükseklik kontrolü hava trafik kontrol gereksinimleri karşılanması açısından önemlidir. İniş harici yükseklik kontrolünde yükseklik ölçümü, hava veri bilgisayarının statik basınç değerlendirmesiyle hesaplanan basınç yüksekliğidir. Hava aracı inişe geçtiğinde radar altimetre gibi daha hassas yükseklik ölçüm sensörü kullanılır.

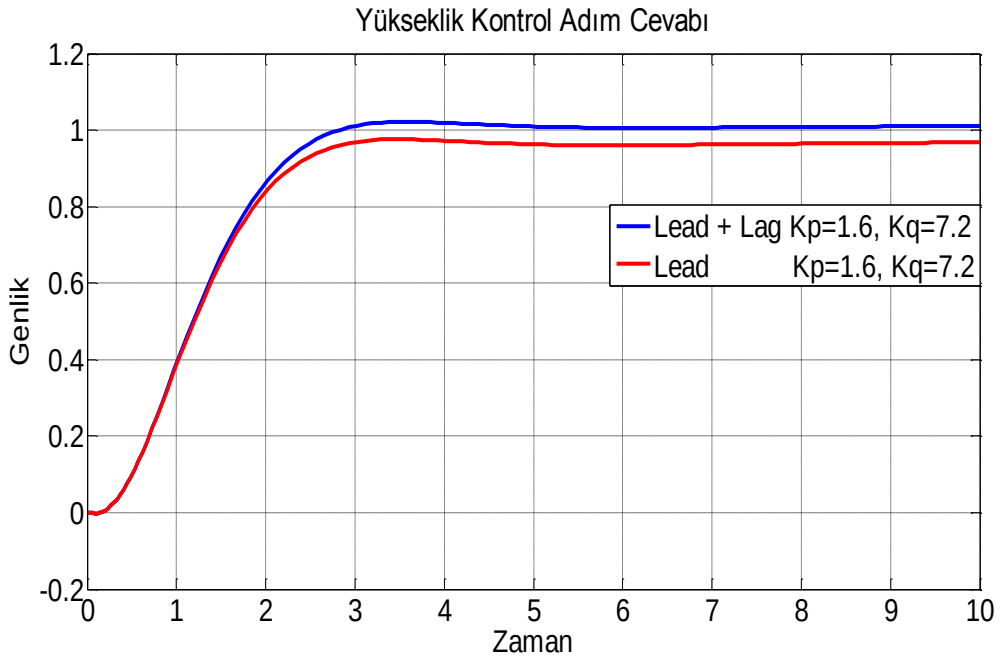


Şekil 5.3.1.1 : Yükseklik kontrol yapısı

Şekil 5.3.1.1'de yükseklik kontrol yapısı hava aracının boylamasına dinamiği, servo dinamiği, lead ve lag düzenleyiciden oluşmaktadır. Boylamasına durum uzay modeli **Çizelge 5.3.1**'deki trim koşullarında nümerik olarak doğrusallaştırma ile elde edilmiştir. Kontrol kazanç katsayları oransal ve yunuslama oranı kazanç katsayılarıdır. Hava aracı yükseklik kontrol girdisi yatay kuyruk sapmasıdır. Geri besleme yapılan durum değişkenleri yunuslama oranı, yunuslama açısı ve

yüksekliktir. Yunuslama oranı geri beslemesi ile sönüm oranı düzenleyebilmek içindir. K_q kazanç katsayısını artırıldığında sönüm oranı artmaktadır. Oransal kazanç katsayısı ile kalkış zamanını düzenlenmektedir. K_p kazanç katsayısı artırıldığında kalkış zamanı azalırken sönüm oranı azalmakta ve salınım artmaktadır.

Lead düzenleyici yüksek frekanslarda fazı sabitler. Lead düzenleyici sistem zaman cevaplarını ve kararlığı artırır. Lag düzenleyici düşük frekanslarda fazı sabitler. Kalıcı hatayı azaltır. Lag kökü ve sıfırı, lead kökü ve sıfırına göre kararsız bölgeye daha yakındır. Lag düzenleyici düşük frekansı sistemi etkilemesi için kök ve sıfırın sanal eksene daha yakın olmalıdır. Lag ve Lead'in kök ve sıfırlarının konumu sistem cevabını etkilemektedir.

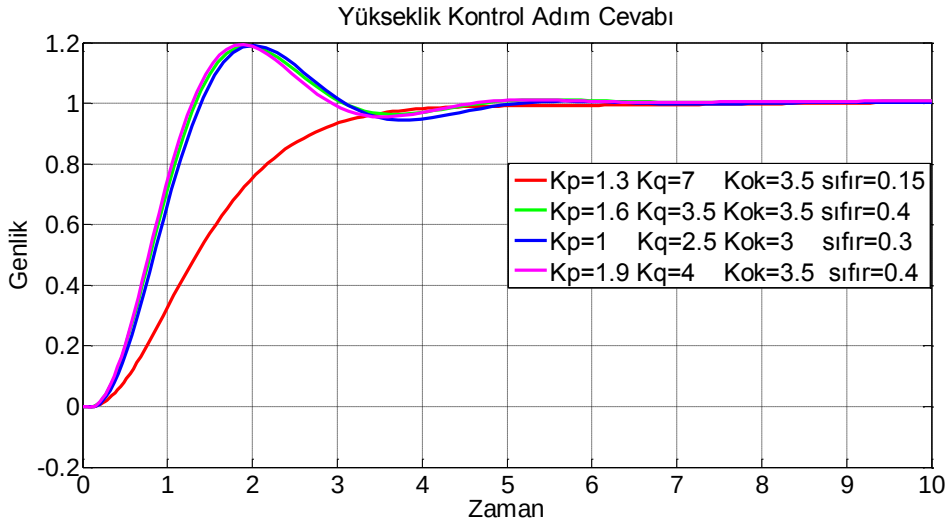


Şekil 5.3.1.2 : Yükseklik kontrol adım cevabı

Şekil 5.3.1.2'de kontrol yapısından lag çıkartıldığında kalıcı hatanın artığı görülmektedir. Lead ve Lag düzenleyici ile birlikte kullanıldığında kalıcı hatanın daha az olduğu görülmektedir. Tasarlanan yükseklik kontrolörünün aşma değeri % 2, yerleşme zamanı 5 saniye, kalıcı hata %0.9, gecikme zamanı 1.2 saniye, zaman sabiti 1.4 saniye ve kalkış zamanı 1.7 saniyedir.

Yükseklik kontrol sistemini etkileyen parametreler lead düzenleyici kökü ve sıfırı, K_p ve K_q'dür. Bu parametreler belli aralıklarda kontrol sistemini kararlı yapmaktadır. En iyi kontrol cevabını veren parametre grubunu bulmak için herbir

parametrenin aralığını makul sayıda örneklendirilip ve herbir paremetrenin örnekleme sayılarının çarpımı kadar olası kontrol tasarım elde edilir. Olası kontrol tasarımlarının her birini denemek için kod yazıp, denen herbir tasarımın sonuçlarına ve kontrol girdilerine, aşma durumu, kalıcı durum hatası, kontrol girdi sınırları gibi kırıterler ile tasarım eleyerek en iyi sonuç veren kontrol tasarımı elde edilir. En küçük aşma değerini, en küçük kalıcı durum hatası veren, en küçük kontrol girdisi veren tasarımları en iyi çözüm olarak kabul edilir. Yapılan örnekleme sayısı ile işlem süresi doğru orantılıdır. Örnekleme sayısı artıkça çözüm hassasiyeti de armaktadır.

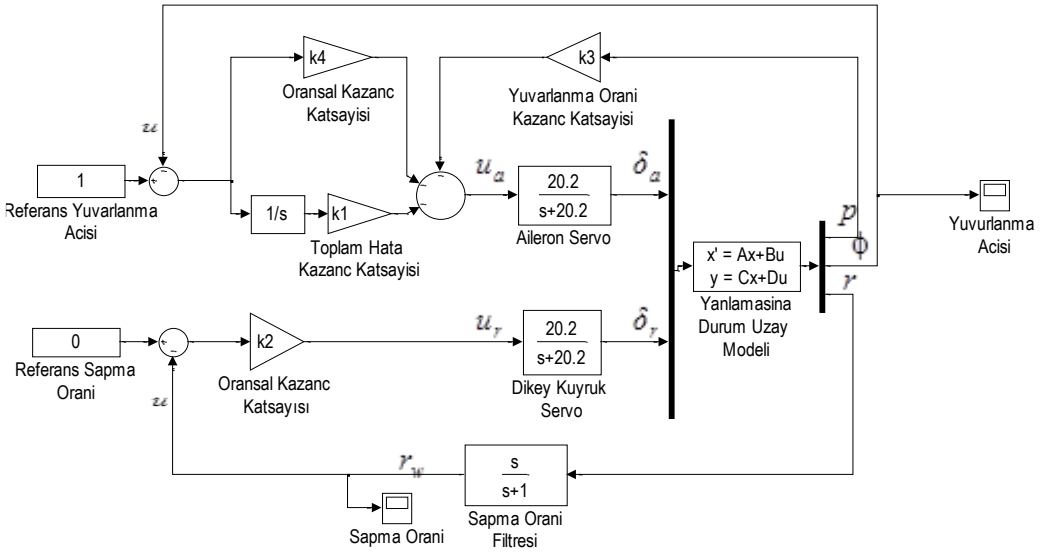


Şekil 5.3.1.3 : Eniyilenmiş yükseklik kontrol sistemi sonucu.

Lead düzenleyicisinin sıfırı **0.15** olan kontrol sisteminin, zaman cevabları iyi olmadığı için elendi. Ancak diğer üç kontrol sistemi kullanılabilir.

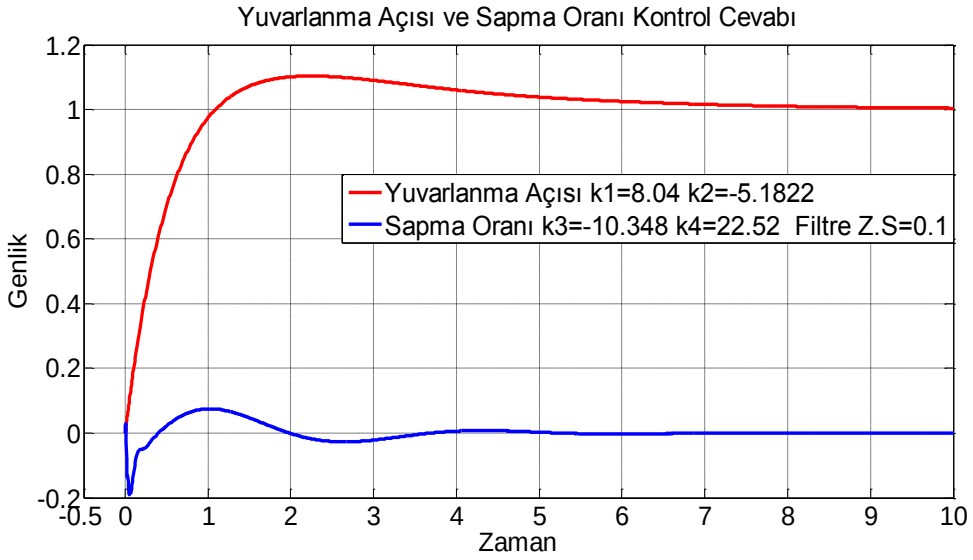
5.3.2 Kanat seviye kontrol sistemi

Kanat seviye kontrol sistemi yuvarlanma açısı ve sapma oranını kontrol etmektedir. Kontrol girdileri aileron ve dikey kuyruk sapmasıdır. Geri beslenen durum değişkenleri yuvarlanma oranı, yuvarlanma açısı ve sapma oranıdır.



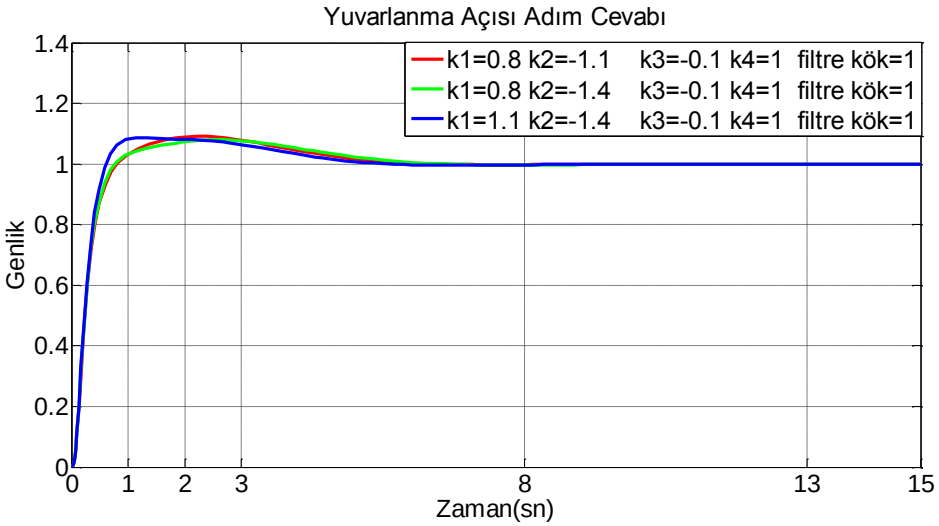
Şekil 5.3.2.1 : Kanat seviye kontrol yapısı

Şekil 5.3.2.1'de kanat seviye kontrol sistemi yapısı gösterilmektedir. Kontrol yapısı aileron servo dinamiği, dikey kuyruk servo dinamiği, sapma oranı filtresi ve hava aracı yanlamasına durum uzay modelinden oluşmaktadır. Aileron girdisinin iç geri besleme çevrimi yuvarlanma oranı iken dış geri besleme çevrimi yuvarlanma açısıdır. Aileron girdi çevrimi oransal kazanç katsayısı, toplam hata kazanç katsayısı, yuvurlanma oranı kazanç katsayısından oluşmaktadır. Aileron girdi çevriminde hata toplamı kazanç katsayısı ile kalıcı hatayı sıfırlamaktadır. Dikey kuyruk girdisinin geri besleme çevrimi filtrelenmiş sapma oranıdır. Dikey kuyruk girdi çevrimi oransal kazanç katsayısı ile düzenlenmektedir. Yuvarlanma açısı kontrolü daha önemli olduğundan dolayı hata toplamı kazanç katsayısı kullanılmıştır ve kalıcı durum hatası sıfırlanmıştır.



Şekil 5.3.2.2 : Kanat seviye kontrolünün cevabı

Şekil 5.3.2.2'de hava aracının yuvarlanma hareketi sonucunda oluşan sapmayı hareketinin kontrolünü göstermektedir. Sapma oranın hızlıca sıfırlanması dikey kuyruk girdi hattındaki oransal kazanç değeri ve sapma oranı filtresinin zaman sabiti bağlıdır.

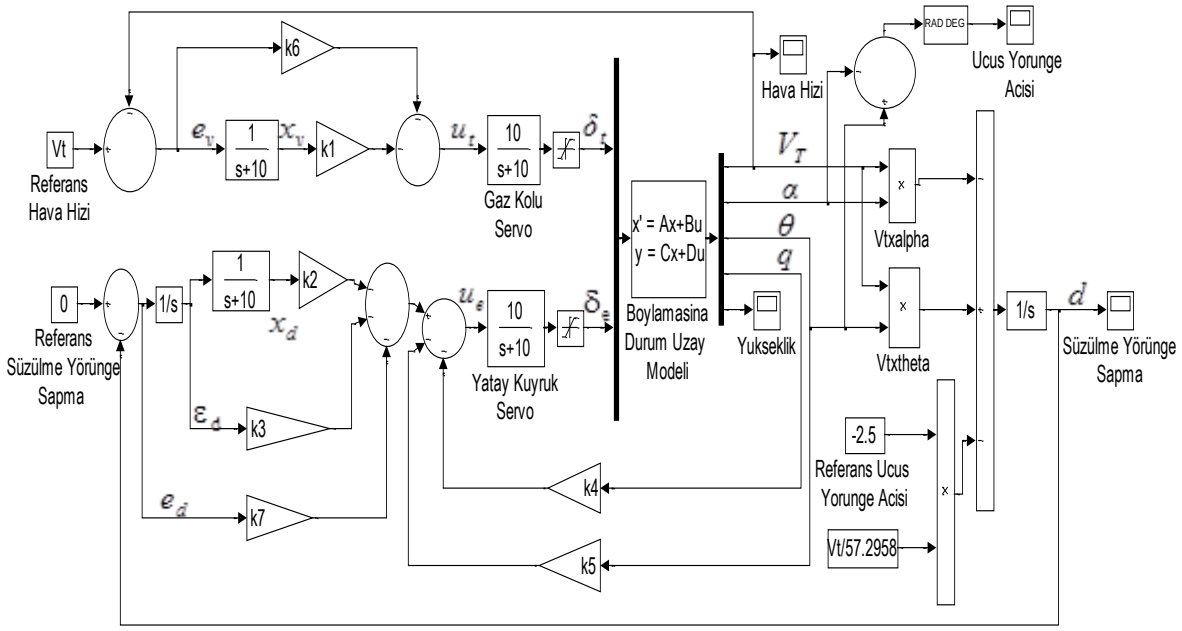


Şekil 5.3.2.3: Eniyilenmiş kanat seviye kontrol sistemi sonucu.

Kanat seviye kontrol sisteminin performansını etkileyen paremetreler kazanç katsayıları ve sapma oranı filtre transfer fonksiyonun köküne bağlıdır. Bu paremetreleri kontrol sistetmini kararlı yapan aralıkta örnekleme yaparak en iyi kontrol sistemi parametreleri iteratif olarak elde edilir.

5.3.3 Uçuş yörünge açısı kontrol sistemi

Uçuş yörünge açısı kontrolü süzülme eğrisi boyunca uçuş yörünge açısını kontrol etmektedir. Bu kontrol yapısıyla hava hızını ve süzülme eğrisinden sapmayı da kontrol etmektedir. Hava hızı gaz kolu kontrol girdisi ile kontrol edilirken uçuş yörünge açısı yatay kuyruk sapma girdisi yapılmaktadır. Referans uçuş yörünge açısı **-2.5** derecedir. Gaz kolu girdi çevriminde hava hızı geri beslenmektedir ve lead düzenleyici yer almaktadır. Yatay kuyruk servo girdi çevrimine yunuslama oranı ve yunuslama açısı geri beslenmektedir. Bu çevrimde de lead düzenleyici yer almaktadır.



Şekil 5.3.3.1 : Uçuş yörünge açısı kontrol yapısı.

Şekil (**5.3.3.1**)' uçuş yörünge açısı kontrol yapısını göstermektedir.

Süzülme yörüngesinden sapma matematiksel modeli,

$$\dot{d} = V_T\theta - V_T\alpha - \frac{V_T}{57.2948}\gamma^r \qquad (5.3.3.1)$$

Denklem (**5.3.3.1**) 'deki matematiksel model **Şekil 5.3.3.1**'de uygulanmıştır. γ^r referans uçuş yörünge açısıdır.

Gaz kolu girdi çevriminin düzleyecisinin transfer fonksiyonu,

$$\frac{w_v}{e_v} = \frac{s+(10+k_1/k_6)}{s+10} \longrightarrow (10+k_1/k_6) > 0 \qquad (5.3.3.2)$$

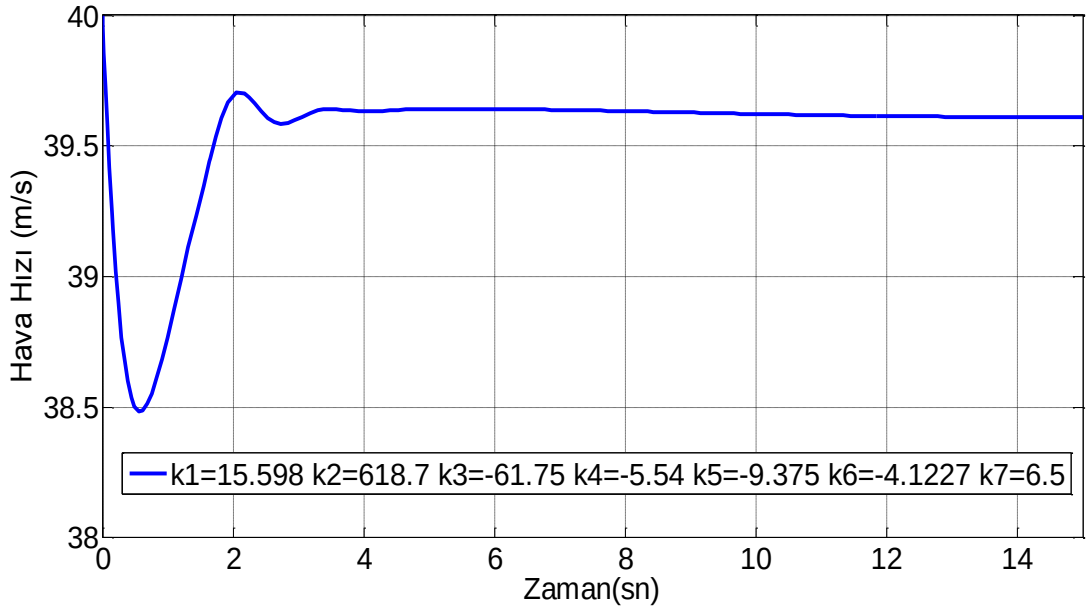
Denklem **(5.3.3.2)**' deki transfer fonksiyonun sıfırı kararlı bölge olabilmesi için kazanç katsayılarının oranı **-10**'den büyük olmaldır. Bu kısıtlamalar kontrol kazanç katsayılarını seçilmesinde kolaylık sağlamaktadır.

Yatay kuyruk girdi çevrimini düzenleyicisinin transfer fonksiyonu,

$$\frac{w_d}{e_d} = \frac{s^2 + (10 + k_3/k_7)\,s + (k_2 + 10\,k_3)/k_7}{s + 10}$$

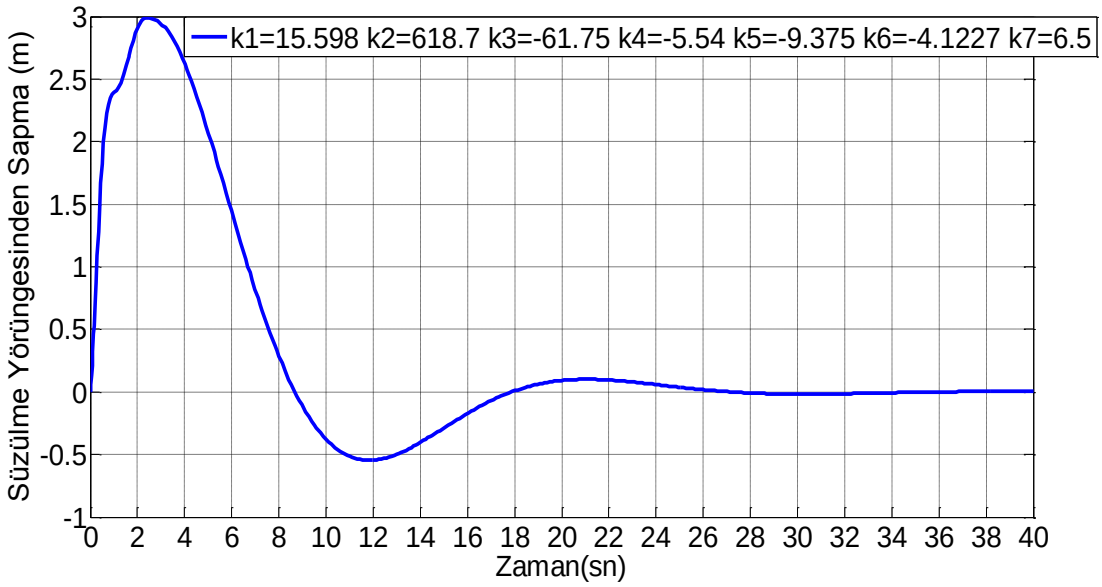
$$\longrightarrow (10 + k_3/k_7) > 0, \qquad (k_2 + 10\,k_3)/k_7 > 0 \qquad \textbf{(5.3.3.3)}$$

Denklem **(5.3.3.3)**' deki transfer fonksiyonun sıfırlarının kararlı bölge olması için transfer fonksiyonun katsayıları sıfırdan büyük olmalıdır.



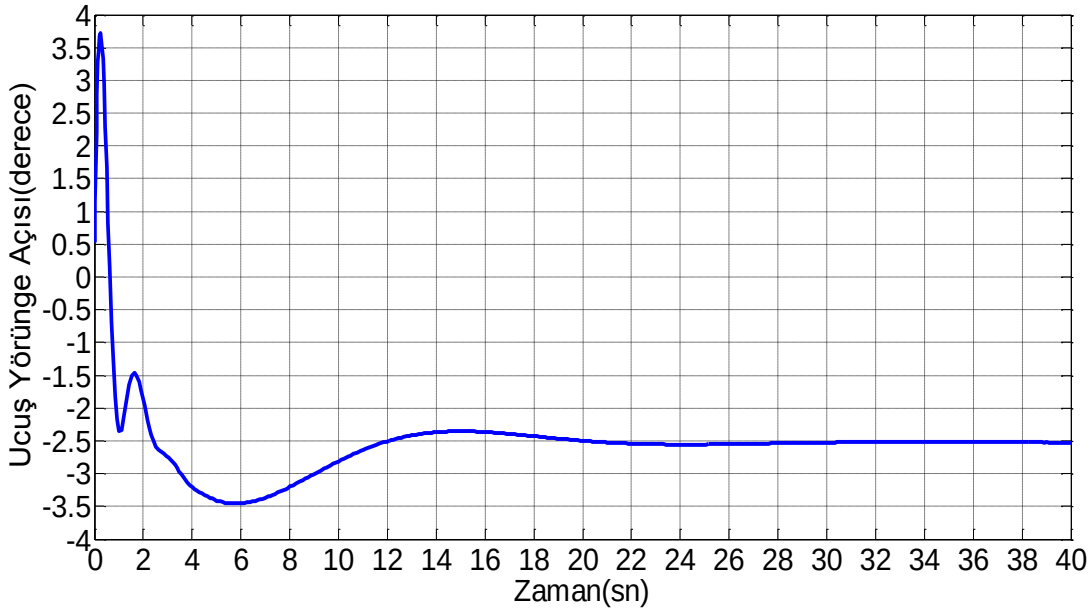
Şekil 5.3.3.2 : Uçuş yörünge açısı kontrolünde hava hızı.

Şekil 5.3.3.2' de uçuş yörünge açısı kontrolünde hava hızı kontrolünü göstermektedir. Hava hızı kalıcı hatası **0.5**'den küçük olduğu görülmektedir. Hava hızı gaz kolu girdisi ile kontrol edilmektedir.



Şekil 5.3.3.3 : Süzülme yörüngesinden sapma mesafesi.

Şekil 5.3.3.3' de süzülme yörüngesinden sapma mesafesini göstermektedir. Yörüngeden sapama yatay kuyruk girdisi ile kontrol edilmektedir.

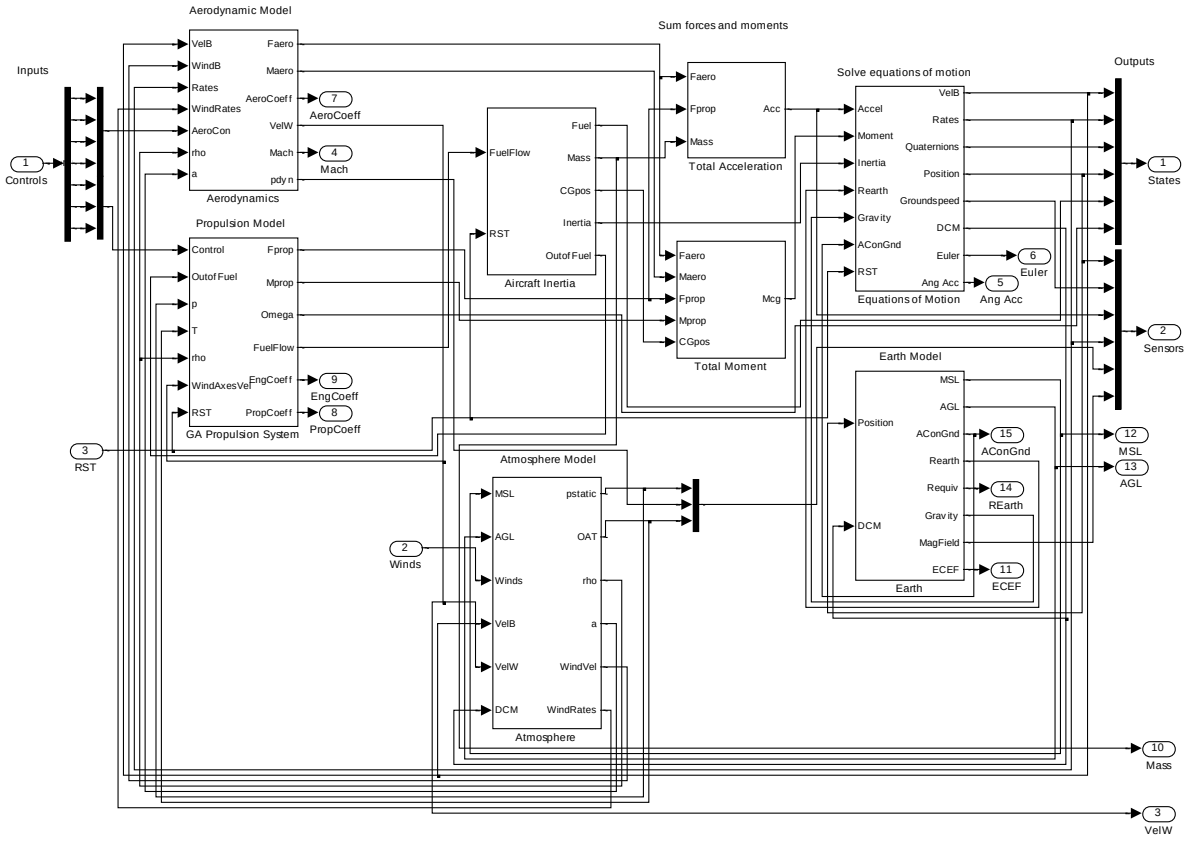


Şekil 5.3.3.4 : Uçuş yörünge açısı

Şekil 5.3.3.4'de hava aracının süzülme yörüngesindeki uçuş yörünge açısını göstermektedir. Şekilde görüldüğü gibi referans uçuş yörünge açısına gelmiştir.

6. KONTROL SİSTEMİNİN NONLİNEER SİMÜLASYON İLE TESTİ

Doğrusal modeller ile tasarlanan kontrol sistemi, doğrusal olmayan simülasyon ile denenerek, tasarlanan kontrol sisteminin performansı ve dayanıklılığı test edilmektedir. Bu bölümde, **"Pipistirel Sinus"** model hava aracı için elde edilen doğrusal modeller ile tasarlanan kontrol sistemi, doğrusal olmayan modeller ile otomatik iniş gerçekleştiren hava aracının kontrolünde test edildi. Otomatik iniş kontrol sisteminde uçuş yörünge açısı kontrol, yükseklik kontrol ve kanat seviye kontrolünden oluşmaktadır. **"Pipistirel Sinus"** model hava aracının doğrusal olmayan simülasyonu **"Matlab/Simulink/Aerosim"** yazılımı ile gerçekleştirilmiştir. Hava aracının doğrusal olmayan simülasyonunu **"Aerosim"** de oluşturmak için hava aracına ait kararlılık türevleri, yapısal veriler, pervane ait veriler ve motor verileri gerekmektedir.

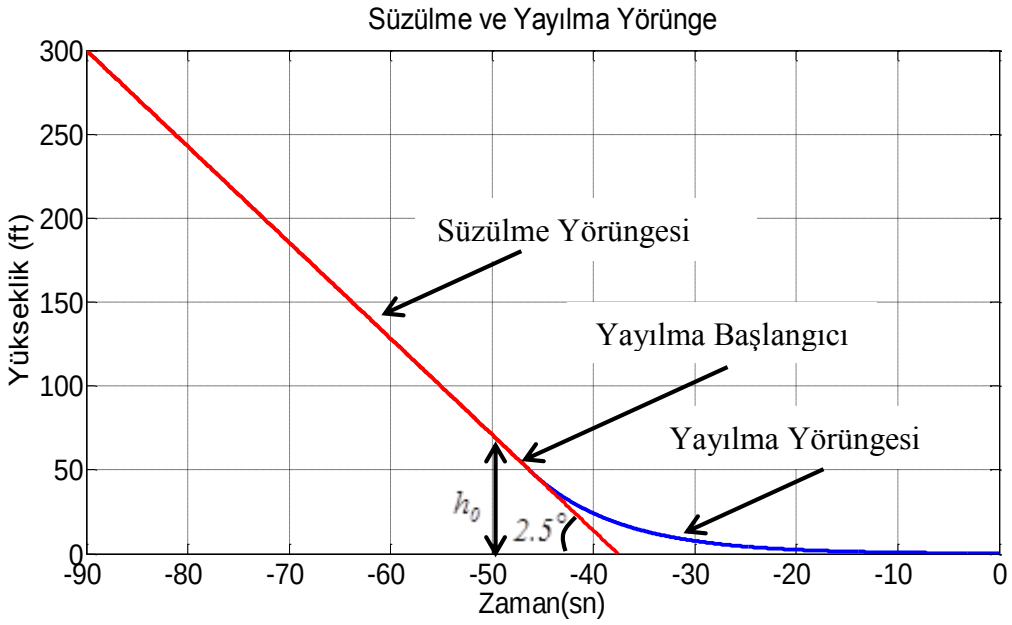


Şekil 6.1: Altı serbestlik dereceli hava aracı modeli.

Şekil 6.1' de altı serbestlik dereceli hava aracı modeli göstermektedir. Şekil içindeki modeller Aerodinamik, İtki, Atmosfer, Hava Aracı Eylemsizlik, hareket denklemleri ve dünya modelinden oluşmaktadır. Aerodinamik model kararlılık türevlerini, rüzgâr etkisini ve hava aracı kontrol girdilerini kullanarak aerodinamik kuvvet ve momentleri hesaplamaktadır. İtki sistemi motor verilerini kullanarak yakıt miktarını ve itkiyi hesaplamaktadır. Atmosfer Modeli hava aracının bulunduğu yüksekliği kullanan standart atmosfer modeli statik basınç, sıcaklık, yoğunluğu ve ses hızını hesaplamaktadır. Buna ek olarak, türbülans ve anlık rüzgâr modellerinden rüzgâr değişimlerini ve rüzgâr hızlarını hesaplamaktadır. Dünya modeli hava aracının bulunduğu pozisyondaki yer çekimini, deniz seviyesinden yüksekliğini ve manyetik alanı hesaplamaktadır. Hareket denklemleri modeli, kuvvet, moment, kinematik ve seyrüsefer denklemlerinden oluşmaktadır.

Altı serbestlik dereceli hava aracı modeli girdileri rüzgâr ve kontrol girdilerinden oluşmaktadır. Çıktılarından bazıları hava durum değişkenleri, KKS pozisyon verisi, KKS hız verisi, hava verisi, dönü ölçer verisi, ivme ölçer, manyetik alan gibi sensör verileri ve aerodinamik açılar ve hava hızı verisinden oluşmaktadır.

6.1 Hava Aracı Süzülme ve Yayılma Yörüngesi



Şekil 6.1.1: Süzülme ve yayılma yörünge geometrisi.

Şekil 6.1.1'de otomatik iniş esnasında hava aracının izleyeceği yörüngeyi göstermektedir. Yayılma başlangıcına kadar uçuş yörünge açısı kontrolü aktif iken yayılma başlangıcı ile beraber yükseklik kontrolü aktif olmaktadır.

Yayılma yörüngesi referans yükseklik modeli

Yayılma yörüngesi exponansiyel olarak tanımlanmıştır. Referans yükseklik komutu batma oranı ve hava aracı yayılma yörüngesi başlangıç yüksekliği parametrelerine bağlıdır.

Zamana bağlı referans yükseklik komutu,

$$h(t) = h_0 e^{-t/\tau} \qquad (6.1.1)$$

$$\tau = -\frac{h_0}{\dot{h}} \qquad (6.1.2)$$

$$\dot{h} = V_T \sin(\gamma^r) \qquad (6.1.3)$$

V_T , iniş esnasındaki hava hızıdır. γ^r uçuş yörünge açısıdır.

6.2 Otomatik İniş Simülasyon Sonuçları

Otomatik iniş simülasyonu altı serbestlik dereceli doğrusal olmayan hava aracının modelini, doğrusal modeller ile tasarlanmış kontrolörün kontrolü ile süzülme yörüngesi ve yayılma yörüngelerini izleyerek piste indirilir.

Şekil 6.2.1'de otomatik iniş simülasyonunu göstermektedir. Altı serbestlik dereceli doğrusal olmayan hava aracı modeli, servo modeli, süzülme yörüngesi takip kontrolörü, yayılma yörüngesi takip kontrolörü, Kontrolör değiştirme ve simülasyonu bitirme modellerinden oluşmaktadır. Altı serbestlik dereceli hava aracı modeli "Pipistirel Sinus" model hava aracının model parametrelerini içermektedir. Kontrolör değiştirme modeli yükseklik verisini kullanarak süzülme yörüngesi takip kontrolöründen yayılma yörüngesi takip kontrolörüne geçişi sağlamaktadır. Servo modeli yatay kuyruk servo, dikey kuyruk servo, aileron servo, gaz servo modellerini içermektedir.

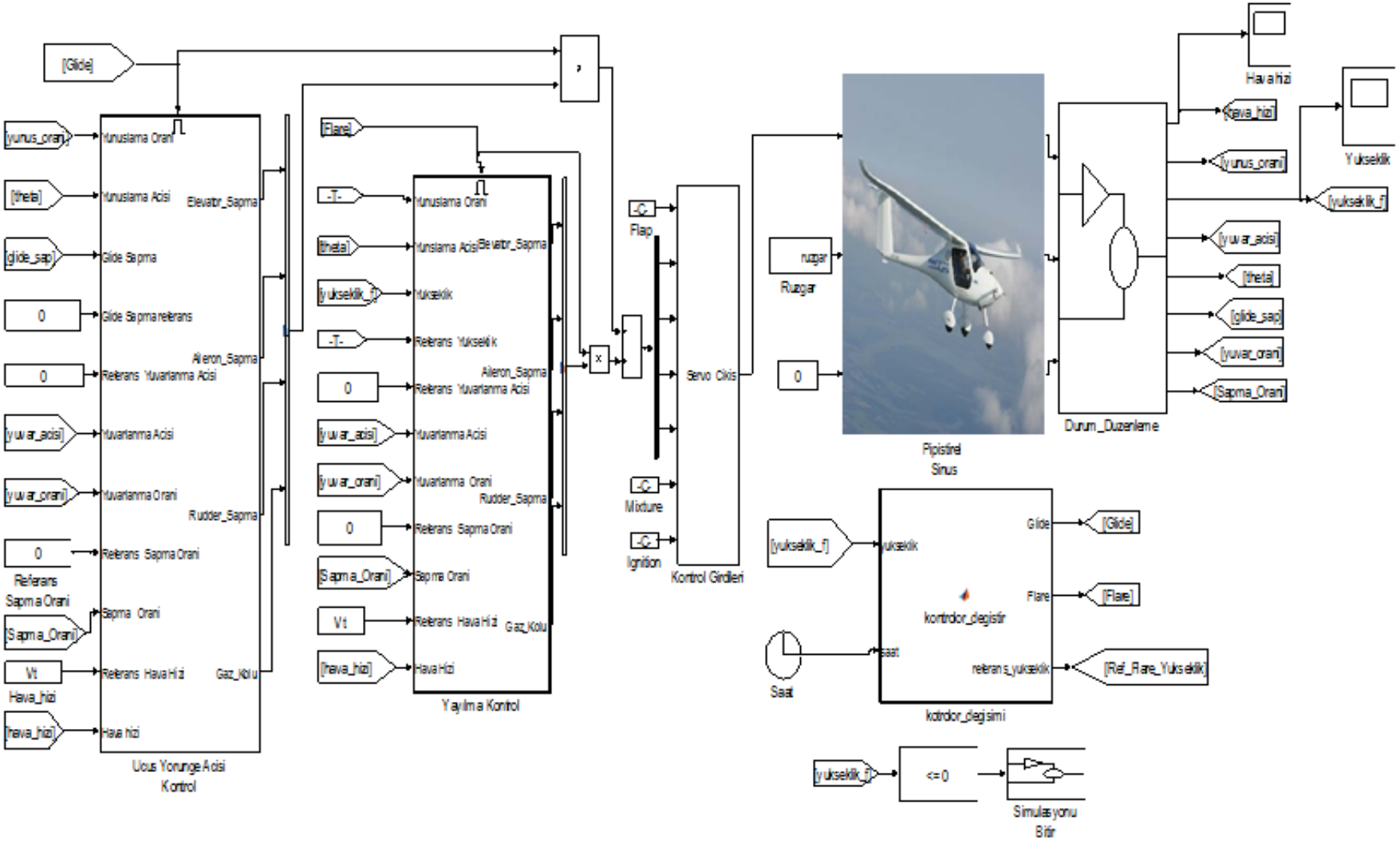
Gaz Kolu ve Dikey Kuyruk servo transfer fonksiyonu,

$$S(s) = \frac{10}{s+10}$$

Aileron ve Dikey Kuyruk servo transfer fonksiyonu,

$$S(s) = \frac{20}{s+20}$$

Servo transfer fonksiyonun kökleri sanal eksen uzak olduğundan sistem dinamiğini etkilememektedir.

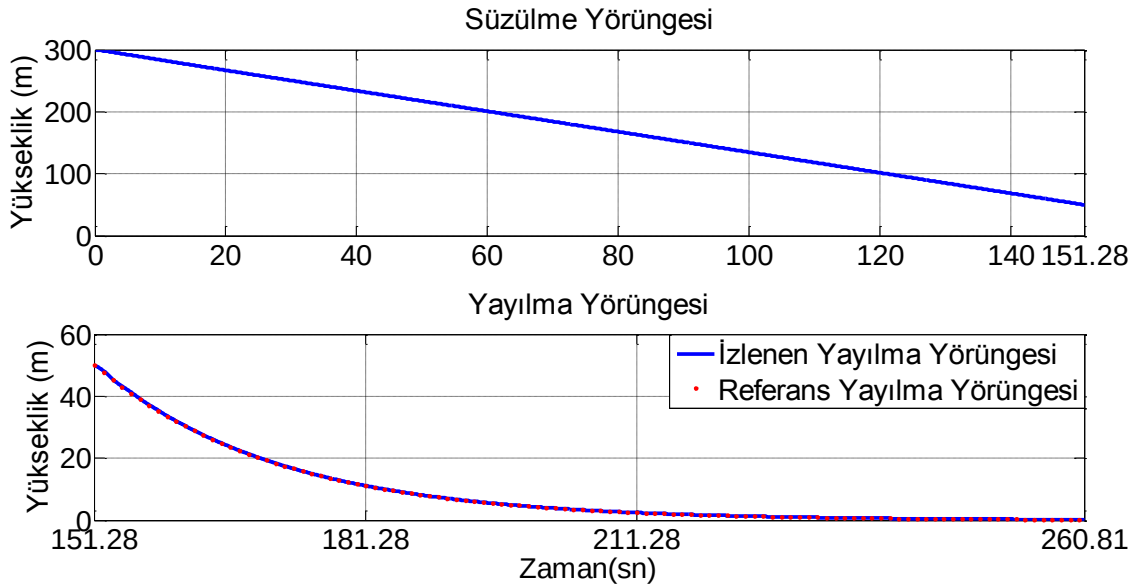


Şekil 6.2.1: Otomatik İniş Simülasyonu

Çizelge 6.2.1: Simülasyon başlangıç koşulları.

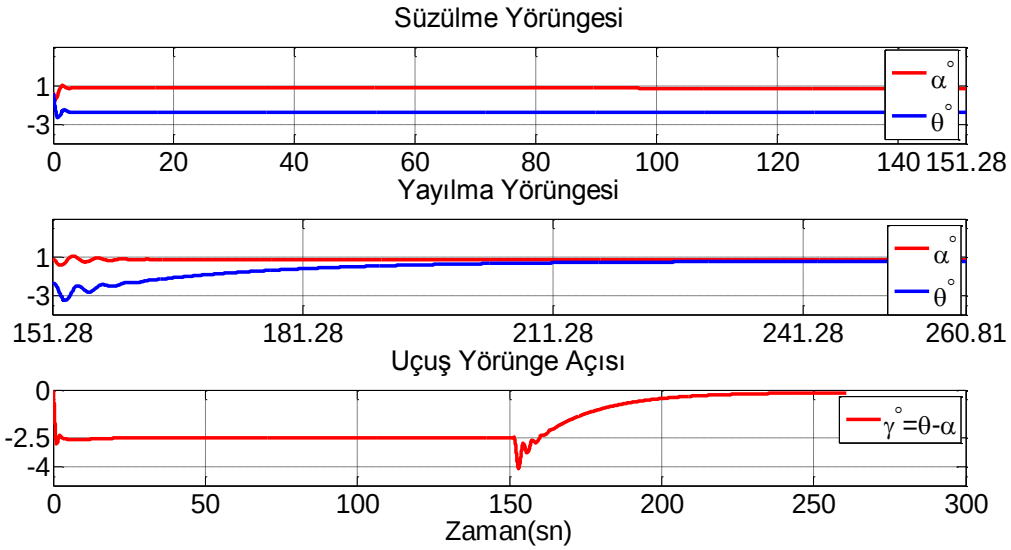
Başlangıç Hız	Başlangıç Açısal Oranlar	Başlangıç Pozisyonu		Başlangıç Rüzgar Hızı
$V_x = 40$ (m/s)	$p = 0$ (rad/s)	Enlem = 40.995318 (derece)	Harici Yük = 150 (kğ)	$Vr_x = 0$ (m/s)
$V_y = 0$ (m/s)	$q = 0$ (rad/s)	Boylam = 28.807136 (derece)	Motor devri = 2400 (d/dk)	$Vr_y = 0$ (m/s)
$V_z = 0$ (m/s)	$r = 0$ (rad/s)	Yükseklik = 300 (m)		$Vr_z = 0$ (m/s)

Otomatik iniş simülasyonunda **Çizelge 6.2.1**'deki başlangıç koşullarında gerçekleşmektedir. Hava aracı yerden 300 metre yükseklikte, süzülmenin başlama noktası, hava hızı 40 m/s ve rüzgar hızı sıfırdır.



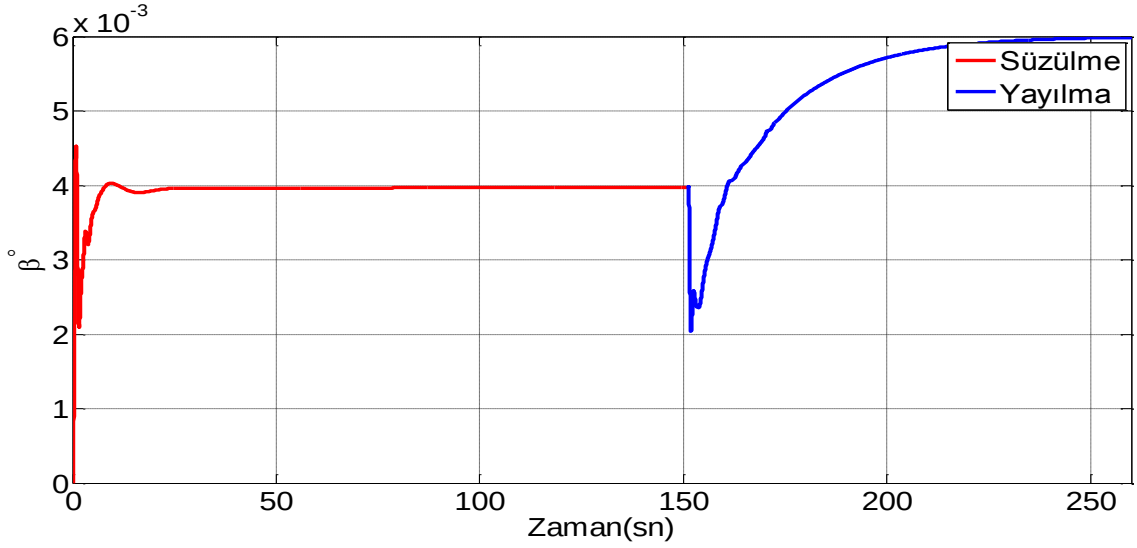
Şekil 6.2.2: Otomatik inişteki süzülme ve yayılma yörünge takibi.

Şekil 6.2.2' süzülme yörüngesinden ile yayılma yörüngesi takibini göstermektedir. Otomatik iniş simülasyonu süzülme ile başladıktan sonra yükseklik **50** metrenin altına indiğinde yayılma yörüngesiyle inişi tamamlamaktadır.



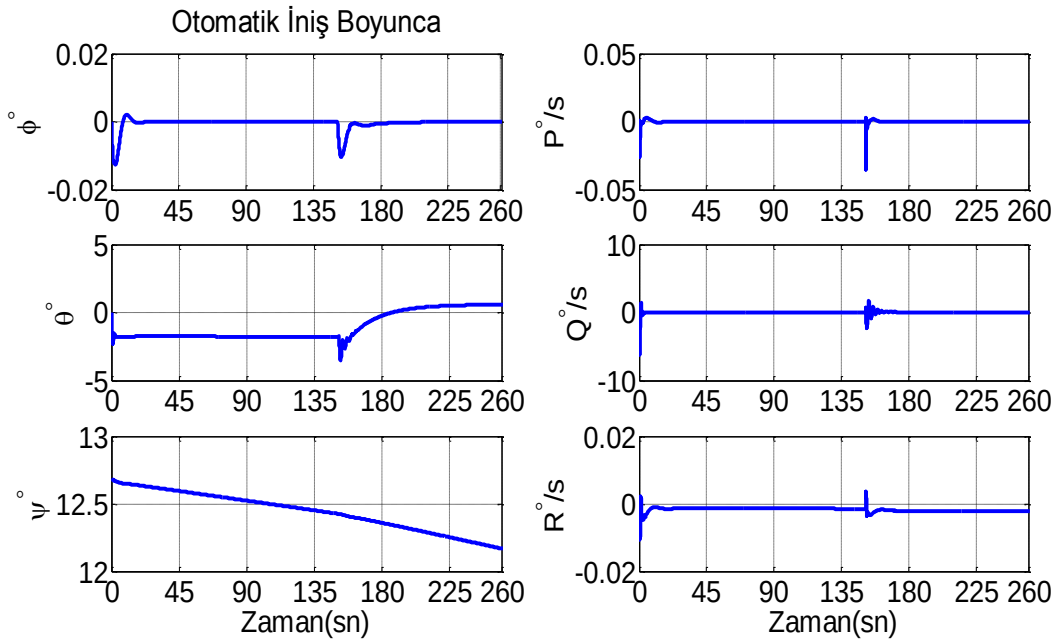
Şekil 6.2.3 : Hücum açısı, yunuslama açısı ve uçuş yörünge açısı.

Şekil 6.2.3'de süzülme yörüngesi ve yayılma yörüngesi boyunca hava aracının hücum açısını, yunuslama açısını ve uçuş yörünge açısını göstermektedir. Süzülme yörüngesi boyunca uçuş yörünge açısının **-2.5**° civarında olduğu görülmektedir. Yayılma yörüngesi boyunca hücum açısı sabit kalırken yunuslama açısı hücum açısına yaklaşmaktadır. Otomatik iniş sonuna doğru hava aracı uçuş yörünge açısı sıfıra yaklaşmaktadır.



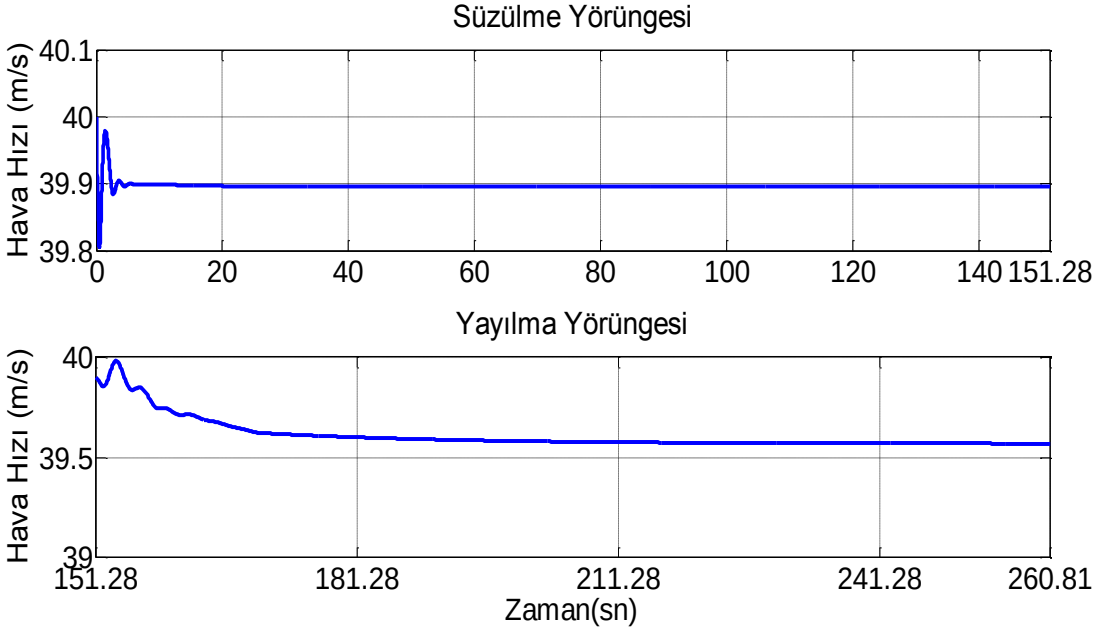
Şekil 6.2.4: Otomatik inişte yana kayma açısı.

Şekil 6.2.4'de otomatik iniş esnasında yana kayma açsını göstermektedir. Yana kayma açısı yaklaşık olarak sıfırdır.



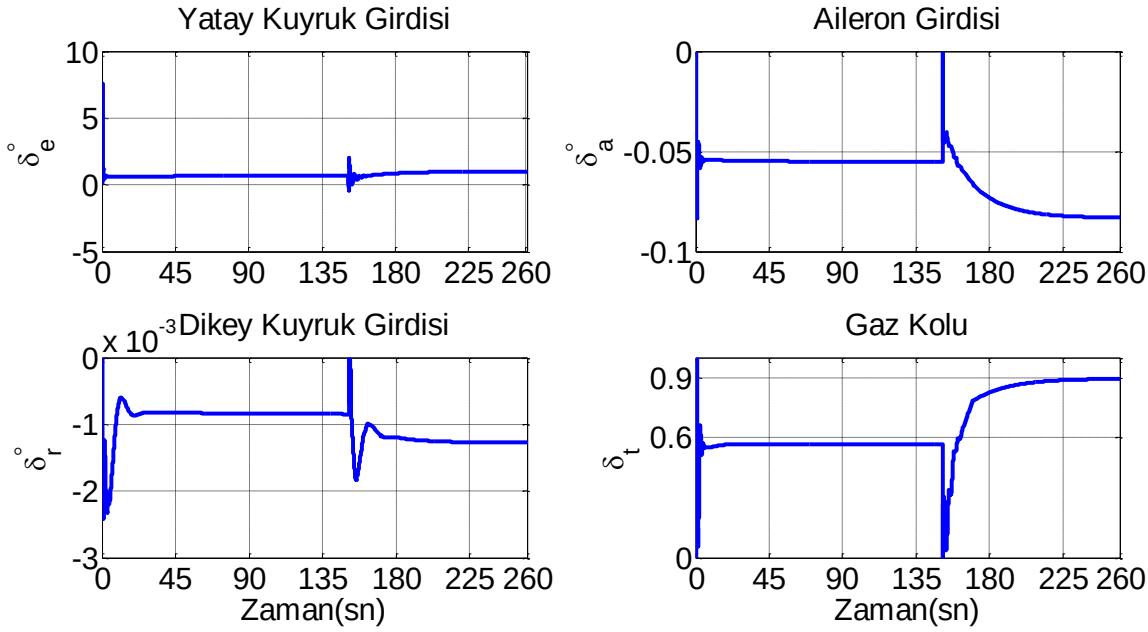
Şekil 6.2.5: Otomatik inişte euler açıları ve açısal oranlar.

Şekil 6.2.5'te otomatik iniş esnasında euler açıları ve açısal oranları göstermektedir. Süzülmeden yayılma yörüngesine geçerken durum değişkenlerinin hareketlendiği görülmektedir. Yuvarlanma açısının sıfıra yaklaştığı yunuslama açısının süzülme yörüngesinde sabit kalırken yayılma yörüngesinde sıfıra yaklaşmaktadır.



Şekil 6.2.6: Otomatik inişte hava hızı.

Şekil 6.2.6'de otomatik iniş esnasında süzülme ve yayılma yörüngesindeki hava aracının hava hızını göstermektedir. Otomatik iniş esnasında hava hızını koruduğunu görülmektedir.



Şekil 6.2.7: Otomatik inişte kontrol girdi durumları.

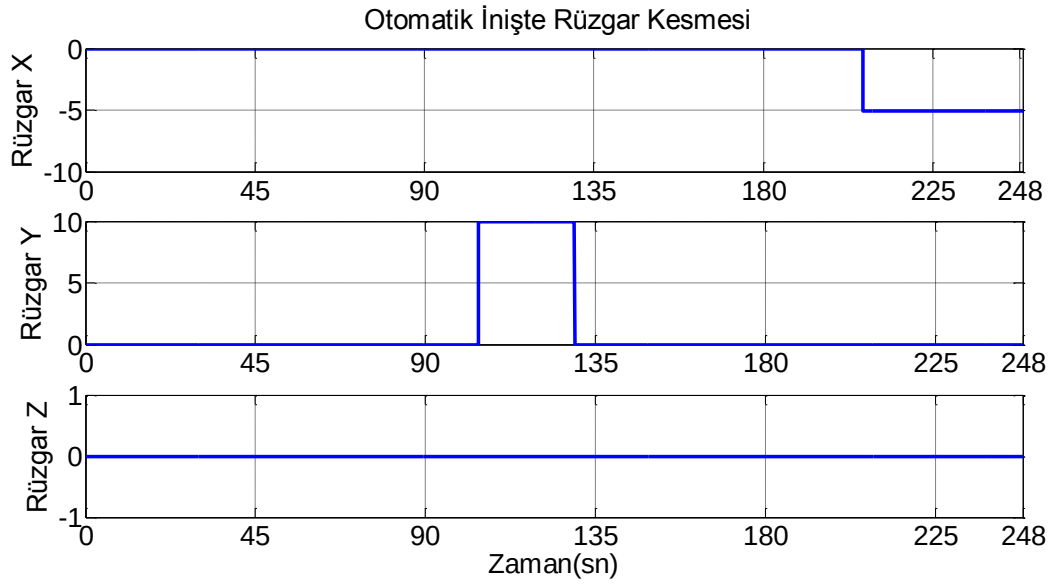
Şekil 6.2.7'de Otomatik inişte kontrol girdi durumlarını göstermektedir. Dikey kuyruk girdisi yaklaşık olarak sıfırdır.

6.3 Rüzgârlı İniş

Çoğu hava aracı kazası son yaklaşım veya iniş esnasında olmuştur. Dünyada meydana gelen havacılık kazalarının %22' sinin nedenini meteorolojik faktörler oluşturmaktadır. Bu oranın %44'ü ise rüzgâra bağlı kazalardır. Atmosferik bozuntu, büyüklüğü önemli olmaksızın herhangi bir uçağın dengesini bozabilir. En tehlikeli bozuntu rüzgâr kesmesidir. Rüzgâr kesmesi anlık rüzgâr hızında ve yönünde büyük değişmeler olmasına denilmektedir. Rüzgâr kesmesi yerden en üst yüksekliğe kadar her yükseklikte yatay veya dikey olabilmektedir. Özellikle alçak seviyede meydana gelen rüzgâr kesmesi inişte, kalkışta ve pist boyunca uçaklar için tehlike oluşturmaktadır. Bu noktalarda meydana gelen rüzgâr kesmesi inişte, enerji kazanımı veya kaybına, ani irtifa değişikliklerine, pisti kaçırmaya neden olur. Kalkışta ise, yine çok ani irtifa değişikliklerine enerji kaybına ve kalkış zorluklarına neden olabilmektedir. Hava tahminleri pilotları bozuntulara karşı uyarmaktadır ancak

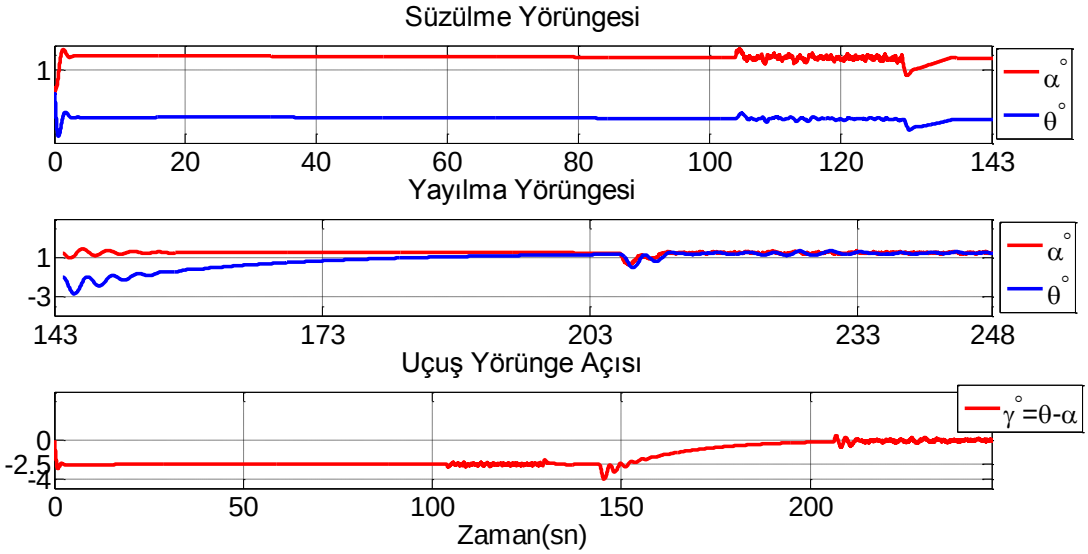
sadece genel tahminleri verebilmektedir. Bundan dolayı tasarlanan kontrolörlerin performanslarını rüzgârlı ortamlarda test etmek daha doğru olur.

6.4 Rüzgâr Kesmesi ile Otomatik İniş Sonuçları



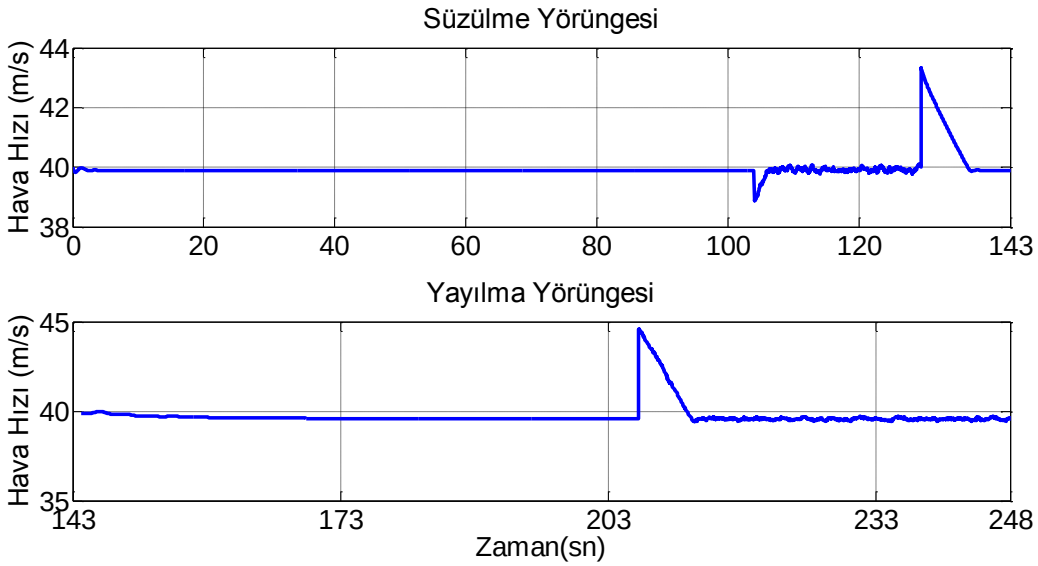
Şekil 6.4.1: Otomatik inişteki rüzgâr kesmesi.

Şekil 6.4.1'de otomatik iniş esnasında oluşan rüzgar kesmelerini göstermektedir. Hava aracına yanal rüzgâr kesmesi süzülme yörüngesinde denk gelirken önden rüzgâr kesmesi yayılma yörüngesinde ve yere yakınken oluşmaktadır. Önden rüzgar yere yakınken geldiğinde pisti kaçırabilir. İnişte yere yakınken arkadan rüzgarlar hızlı irtifa kaybından dolayı yere çarpabilir.



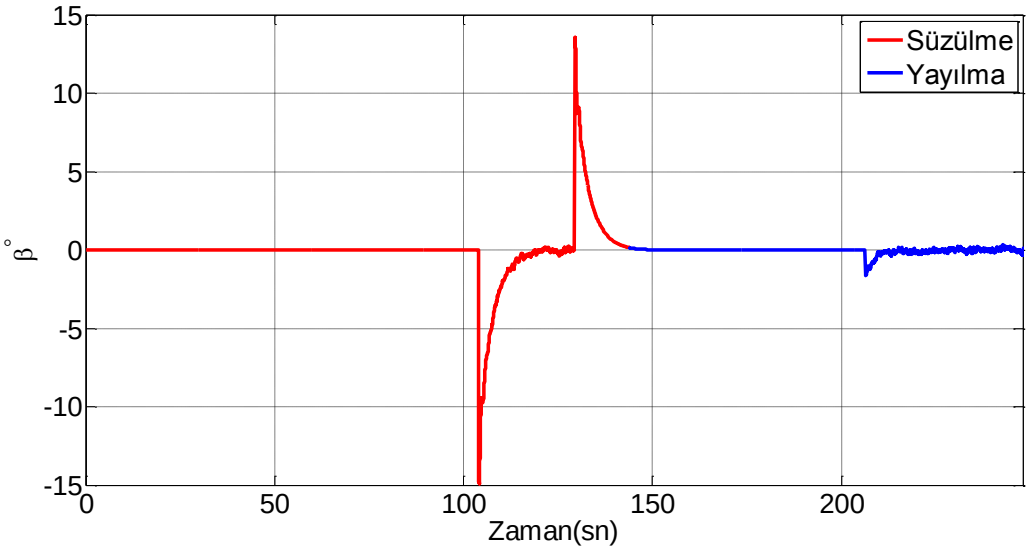
Şekil 6.4.2: Hücum açısı, yunuslama açısı ve uçuş yörünge açısı.

Şekil 6.4.2' de görüldüğü gibi hücum açısı, yunuslama açısı ve uçuş yörünge açısı, hava aracının yanal rüzgar almasından fazla etkilenmezken önden rüzgar aldığında daha fazla etkilenmemektedir. Bunu yanal yüzgar yanlamasına dinamiği hareketlendirirken ön rüzgar boylamasına dinamiği hareketlendirmesi ile açıklanabilir.



Şekil 6.4.3: Rüzgarlı inişte hava hızı

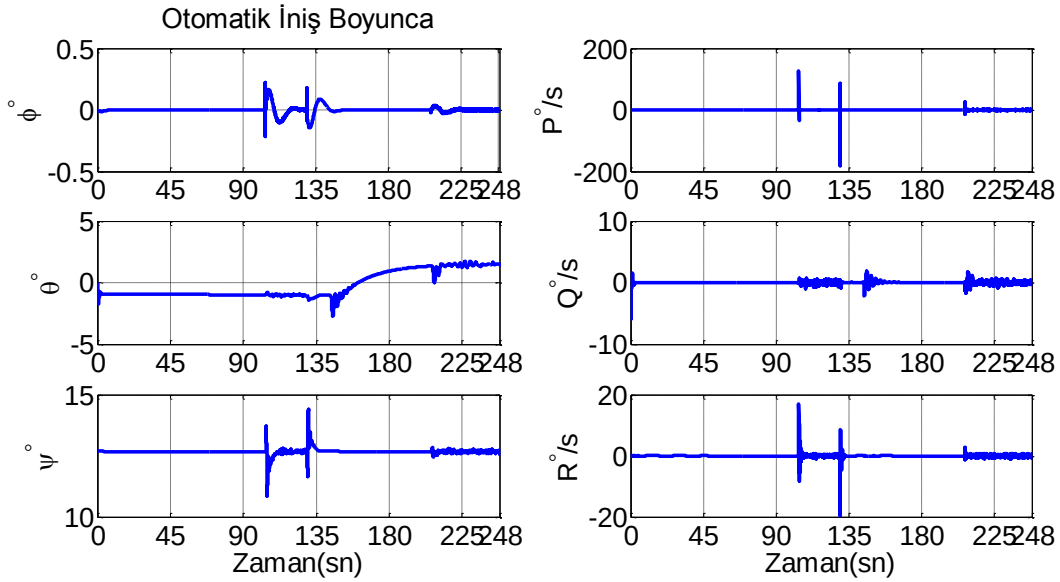
Şekil 6.4.3'de otomatik inişte yanal rüzgar ve önden rüzgar hava hızının etkilendiği görülmektedir. Önden rüzgar hava hızını daha fazla artırdığını görülmektedir.



Şekil 6.4.4 : Rüzgarlı inişte yana kayma açısı.

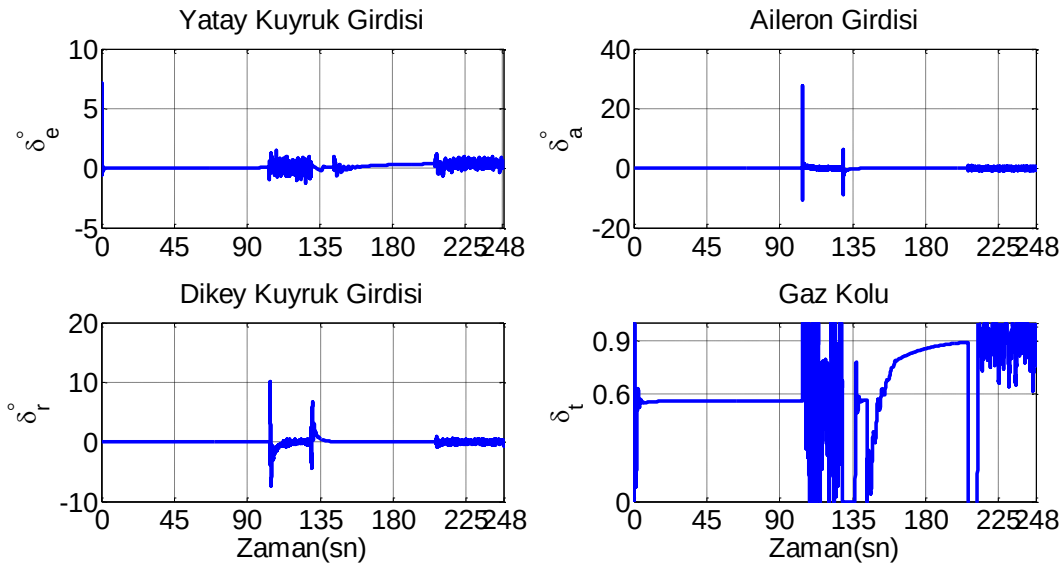
Otomatik iniş esnasında 90'nıncı saniye ile 135'inci saniye arasında yanal rüzgar kesme meydana gelirken 200'üncü saniyeden sonra hava aracı önden rüzgar

almaktadır. Yanal rüzgar kesmesi esnasında yana kayma açısının daha fazla hareketlendiği görülmektedir.



Şekil 6.4.5 : Rüzgarlı inişte euler açıları ve açısal oranlar

Şekil 6.4.5'de otomatik iniş esnasında euler açılarını ve açısal oranlarını göstermektedir. Yuvarlanma açısı yanal rüzgarda daha fazla etkilenmektedir. Çünkü yanal rüzgardan dolayı oluşan yana kayma açısını dikey kuyruk sapması ile sönümlenmektedir. Dikey kuyruk sapması yuvarlanma hareketi de oluşturduğundan yuvarlanma açısı hareketlenmektedir. Yunuslama açısının süzülme yörüngesinden yayılma yörüngesine geçerken yön değiştirmektedir. Sapma açısının yan rüzgardan daha fazla etkilendiği görülmektedir.



Şekil 6.4.6 : Rüzgarlı inişte kontrol girdileri.

Şekil 6.4.6'da otomatik iniş esnasında kontrol girdilerini göstermektedir. Aileron ve dikey kuyruk girdileri yanal rüzgar ile artmaktadır. Yatay kuyruk girdisi rüzgardan daha az etkilendiği görülmektedir. Gaz kolu girdisi rüzgar ile kararsızlaştığı görülmektedir. Gaz kolu girdisi yanal rüzgardan daha olumsuz etkilendiği görülmektedir.

7. SONUÇ VE ÖNERİLER

7.1 Çalışmanın Uygulama Alanı

Bu tezde, **"Pipistirel Sinus"** model hava aracının simülasyonu ve otomatik iniş için kontrol sistemi tasarlandı. Bu çalışma donanım çevrim simülasyonunda kullanılabilir. Donanım çevrim simülasyonu, gerçek zamanlı simülasyonun kontrol sisteminin gömülü olduğu donanım ile haberleşmesinden oluşur. Simülasyondan gelen sensör verileri, donanımda içerisinde gömülü olan kontrol sisteminde işlendikten sonra elde edilen kontrol çıktıları gaz kolu, dikey kuyruk girdisi, yatay kuyruk girdisi ve aileron girdisini simülasyona göndererek çevrim tamamlanır. Simülasyon boyunca hava aracı durum değişkenleri ve kontrol girdileri kayıt edilip sonuçlar incelenebilir.

Donanım çevrim simülasyonu sistem bileşenleri genel olarak, simülasyon modellerinin hazırlanabileceği bir bilgisayar, gerçek zamanda simülasyonu çalıştıran ayrı bir bilgisayar, gerçek zamanlı çalışan bilgisayar ile kontrol sistemini işleten donanımın haberleşmesini sağlayacak RS-232 veya CAN haberleşme donanımlarından oluşmaktadır.

Donanım çevrim simülasyonu insansız hava araçları gibi pahalı sistemlerin test ve geliştirilmesinde kullanılmaktadır. Bu sistem ile test ve ar-ge faaliyetleri güvenli olarak gerçekleştirmek mümkündür. Donanım çevrim simülasyonu kontrol sistemi geliştirilmesinde veya uçuş kritik ve yardımcı görev bilgisayarlarının haberleşme mimarisinin tasarım aşamalarında da kullanılabilir.

KAYNAKLAR

[1] **Akyürek S., YILMAZ M.A. ve TAŞKIRAN M.** "İnsansız Hava Araçları" Rapor No : 53 BİLGESAM, Aralık 2012.

[2] **Blakelock J.** 'Automatic Control of Aircraft and Missiles – 2nd Edition'. (ISBN: 0-471-50651-6) A Wiley & Sons Publication, 1991.

[3] **Stevens L. ve Lewis F.** "Aircraft Control and Simulation – 2nd Edition" (ISBN: 0-471-37145-9) A Wiley & Sons Publication, 2003.

[4] **Etkin B. ve Reid D.** ''Dynamics of Flight : Stability and Control – 3rd edition'' (ISBN:0-471 03418-5) A Wiley & Sons Publication, 1996.

[5] **Caughey D. A.** "Introduction to Aircraft Stability and Control Course Notes" Sibley School of Mechanical & Aerospace Engineering Cornell University, Ithaca, New York 14853-7501, 2011.

[6] **Ho C. Weng C. ve Guan M.** "A Crosswind Hazard Study with Using FDR Data" Department of Aeronautics and Astronautics, National Cheng Kung University, Tainan 701, Taiwan.

[7] **Lan C. ve Lin P.** "Aerodynamic Derivatives and Wind Field Estimation in a Flight Accident Involvig Cross Wind" 2010 2nd International Conference on Mechanical and Electronics Engineering. (ICMEE 2010)

[8] **C. Lee ve Juang J.** "Aircraft Landing Control In Wind Shear Condition" Department of Communications, Navigation and Control Engineering, National Taiwan Ocean University, Keelung, Taiwan.

[9] **Riseborough P.** "Automatic Take Off and Landing Control For Small UAV's" 2004 5th Asian Control Conference. Australia, Melbourne.

[10] **Ghalia M. B ve Alouani .A** "Robust Control Design of an Autolanding System" Tennessee Technological University Cookeville, TN 38505.

[11] **Skarpetis M. G. Koumboulis F. N ve Ntellis A.S** "Longitudinal flight Multi Condition Control Using Robust PID Controllers", Halkis Institute of Technology, Department of Automation, 34400 Psahna Evoias, Halkis, Greece IEEE ETFA, 2011.

[12] "Aerosim Blockset Version 1.2 User's Guide" Unmanned Dynamics, LLC No.8 Fourth St. Hood River, OR 97031 (503) 329-3126, Alındığı Tarih: 15.10.2013 adres: http://web.archive.org/web/20090512224330/http://www.u-dynamics.com/aerosim/default.htm

[13] **Mueller E. R**. "Hardware-in-the-loop Simulation Design for Evaluation of Unmanned Aerial Vehicle Control Systems" AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit 20 - 23 August 2007, Hilton Head, South Carolina.

[14] **Jung D. ve Tsiotras P.** "Modeling and Hardware-in-the-Loop Simulation for a Small Unmanned Aerial Vehicle" Georgia Institute of Technology, Atlanta, GA, 30332-0150.

[15] **Ateş S. Bayezıt İ ve İnalhan G.** "Design and Hardware-in-the-Loop Integration of a UAV Microavionics System in a Manned–Unmanned Joint Airspace Flight Network Simulator" Controls and Avionics Lab, Faculty of Aeronautics and Astronautics, Istanbul Technical University, Istanbul, Turkey.

[16] **T.T. Fujita**, The Downbursts: Microbursts and Macrobursts,Chicago: University of Chicago Press, 1985

EKLER

EK A : Cebirsel yöntem ile elde edilen durum uzay matrisleri için matlab kodu.

EK A

Hava aracının boylamasına ve yanlamasına durum uzay matrislerini elde eden matlab kodu

```
%Hava Aracının Denge Durumundaki Durumları
Vte     = 40    ;       % m/s Hava Hızı
m       = 500   ;       % kg
rho     = 1.2   ;       % Havanın yoğunluğu
pitch   = 12*pi/180 ;   % Yunuslama açısı
alpha_e = 8*pi/180  ;   % Denge Durumundaki Hücum Açısı
alpha_t = 0*pi/180  ;   % Kuyruk hücum açısı
alpha   = alpha_t+alpha_e; % Hücum Açısı
gama    = pitch - alpha_e; % Uçuş Yörünge Açısı
% Atalet Momentleri
J_y     = 660  ;                % kgm^2
J_x     = 800  ;                % kgm^2
J_z     = 1193 ;                % kgm^2
J_xz    = 50   ;                % kgm^2
%Gövde Eksen Takımına Göre Atalet Momentleri
J_px = J_x * cos( alpha ) ^ 2 + J_z * sin( alpha ) ^ 2 -
J_xz * sin( 2 * alpha ) ;
J_py = J_y ;
J_pz = J_x * sin( alpha ) ^ 2 + J_z * cos( alpha ) ^ 2 +
J_xz * sin( 2 * alpha ) ;
J_pxz=.5 *(J_x - J_z ) * sin( 2 * alpha ) + J_xz * cos( 2
* alpha )              ;
dih  = J_px * J_pz - J_pxz ^ 2 ;
%EYLEMSIZLIK KATSAYILARI
mu   = ( J_pz * J_px ) / dih ;
sig1 = ( J_pz * J_pxz) / dih ;
sig2 = ( J_px * J_pxz) / dih ;
%Hava Aracının Geometrik Değerleri
S       = 12.26 ;       % Ana Kanat Referans Alanı
b       = 14.97 ;       % Kanat Uzunluğu.
rc = 1.0 ; % Kanat Kök Veter Uzunluğu(m)
```

```
tc = 0.6 ; % Kanat Uç Veter Uzunluğu
%Ortalama Aerodinamik Veter
c  = 2 * ( rc + tc - rc * tc / ( rc + tc ) ) / 3;    %
gD = 9.85 ; % Yer Çekimi
%İtki doğrultusu ile ağırlık merkezi arasındaki mesafe.
zp = 0.15 ;                  %(m)
q  = rho * Vte ^ 2 / 2 ;    %dinamik basinç
% BOYLAMASINA KARALILIK TÜREVLERİ
CL_de       = 0.2925 ;
CL_alphadot = 0.6884 ;
Cm_de       = -0.9671;
CD_de       = -0.0013;
Cm_alphadot = -2.5289;
CD          = 0.044  ;
CD_v        = 0      ;
CL_a        = 5.6530 ;
Cm_a        = -0.7611;  % Cm_a<0 olmali
CL          = 0.3646 ;
CL_v        = 0      ;
CD_a        = 0.2606 ;
CL_q        = 9.5784 ;
Cm_q        = -14.21 ; %Cm_q<0 olmali.
Cme         = -0.9479;
Cm_v        = 1.9    ; %Cm_v>0 olmali.
% B MATRİSİNİ OLUŞTURAN DEĞERLER
Z_de    = -q * S * CL_de / m        ;
M_de    =  q * S * c * Cm_de / J_y  ;
X_de    = -q * S * CD_de / m        ;
X_dt    = 50                        ;
M_dt    = -X_dt * zp                ;
% A MATRİSİNİ OLUŞTURAN DEĞERLER
M_alphadot = q * S * c ^ 2 * Cm_alphadot / J_y / 2 / Vte;
Z_alpha    =-q * S *( CD + CL_a ) / m ;
Z_alphadot =-q * S * c * CL_alphadot / 2 / m / Vte ;
```

```
M_alpha    = q * S * c * Cm_a / J_y        ;
X_alpha    = q * S * ( CL - CD_a ) / m     ;
Z_q        =-q * S * c * CL_q / 2 / m / Vte;
M_q        = q * S * c ^ 2 * Cm_q / J_y / 2 / Vte ;
Z_v        =-q * S *( 2 * CL + CL_v ) / m / Vte   ;
Xtv        = 0.0130;
M_v        = q * S * c * ( 2 * Cme + Cm_v ) / J_y / Vte ;
X_v        =-q * S * ( 2 * CD + CD_v ) / m / Vte        ;
E = [ Vte - Z_alphadot 0 0 0;
     -M_alphadot 1 0 0      ;
      0 0 1 0               ;
      0 0 0 1];
B=[Z_de, -X_dt*sin((alpha_e+alpha_t));
    M_de, M_dt;
    X_de, X_dt*cos((alpha_e+alpha_t));
    0, 0];
A=[Z_alpha, Vte + Z_q ,  Z_v - Xtv * sin(( alpha_e +
alpha_t )), -gD * sin( gama ) ;
    M_alpha, M_q, M_v, 0;
    X_alpha, 0, X_v+Xtv*cos((alpha_e+alpha_t)), -
gD*cos(gama);
    0 1 0 0
    ];
A = E \ A ;
B = E \ B ;
C = eye(4,4);
D = zeros(4,2);
[De Ve] = ss2tf(A,B,C,D,1);
[Dt Vt] = ss2tf(A,B,C,D,2);
```

% YANLAMASINA KARARLILIK TÜREVLERİ

```
CY_da = 0.0      ;
CY_dr = 0.1834   ;
CY_b  =-0.5357   ;
CY_P  =-0.1328   ;
```

```
CY_R  = 0.1225   ;
Cl_b  =-0.374    ;        % Cl_b<0 olmali.
Cn_b  = 0.1074   ;        % Cn_b>0 olmali.
Cl_P  =-0.4244   ;        % Cl_P<0 olmali.
Cn_P  =-0.074    ;
Cl_R  = 0.19     ;
Cn_R  =-0.099    ;        % Cn_R<0 olmali.
Cl_da =-0.4156   ;
Cn_da = 0.0088   ;
Cl_dr = 0.0036   ;
Cn_dr =-0.0368   ;
```

% A ve B matrisini oluşturan değerler

```
Y_da   = q * S * CY_da / m ;
Y_dr   = q * S * CY_dr / m ;
Y_beta = q * S * CY_b  / m ;
Y_p    = q * S * b * CY_P / 2 / m / Vte ;
Y_r    = q * S * b * CY_R / 2 / m / Vte ;
L_beta = q * S * b * Cl_b / J_px ;
N_beta = q * S * b * Cn_b / J_pz ;
L_p    = q * S * b ^ 2 * Cl_P / J_px / 2 / Vte ;
N_p    = q * S * b ^ 2 * Cn_P / J_pz / 2 / Vte ;
L_r    = q * S * b ^ 2 * Cl_R / J_px / 2 / Vte ;
N_r    = q * S * b ^ 2 * Cn_R / J_pz / 2 / Vte ;
L_da   = q * S * b * Cl_da / J_px ;
N_da   = q * S * b * Cn_da / J_pz ;
L_dr   = q * S * b * Cl_dr / J_px ;
N_dr   = q * S * b * Cn_dr / J_pz ;
% prime
L_pbeta = mu * L_beta + sig1 * N_beta ;
N_pbeta = mu * N_beta + sig2 * L_beta ;
L_pp    = mu * L_p + sig1 * N_p       ;
N_pp    = mu * N_p + sig2 * L_p       ;
L_pr    = mu * L_r + sig1 * N_r       ;
N_pr    = mu * N_r + sig2 * L_r       ;
```

```
L_pda   = mu * L_da + sig1 * N_da     ;
N_pda   = mu * N_da + sig2 * L_da     ;
L_pdr   = mu * L_dr + sig1 * N_dr     ;
N_pdr   = mu * N_dr + sig2 * L_dr     ;
ELa=[Vte 0 0 0;
       0 1 0 0;
       0 0 1 0;
       0 0 0 1
       ];
BLa=[Y_da, Y_dr;
     0, 0;
     L_pda, L_pdr;
     N_pda, N_pdr
     ];
ALa=[ Y_beta gD*cos(pitch) Y_p Y_r-Vte;...
    0 0 cos(gama)/cos(pitch) sin(gama)/cos(pitch);...
    L_pbeta 0 L_pp L_pr;
    N_pbeta 0 N_pp N_pr
    ];
AL  = ELa \ ALa  ;
BL  = ELa \ BLa  ;
CLa = eye(4,4)   ;
DL  = zeros(4,2) ;
[Da Va] = ss2tf( AL, BL, CLa, DL, 1) ;
[Dr Vr] = ss2tf( AL, BL, CLa, DL, 2) ;
Lo    = roots( Vt ) ;
La    = roots( Va ) ;
% Uzun periyot sönüm oranı
pm_so = cos( atan( imag(Lo(4,1) ) / real(Lo(4,1)) ) );
% uzun periyot doğal frekansı
pm_df = sqrt( Lo(4,1) * Lo(3,1));
% kısa periyot sönüm oranı
sm_so = cos( atan( imag( Lo(2,1) ) / real( Lo(2,1) ) ));
```

```
% kısa periyot dogal frekansı
sm_df = sqrt( Lo(1,1) * Lo(2,1) ) ;
% dutch roll sönüm oranı
dr_so = cos( atan( imag( La(3,1) ) / real( La(3,1) ) ));
% dutch roll dogal frekansı
dr_df = sqrt( La(2,1) * La(3,1) ) ;
% kısa periyot zaman sabiti
t_ks  = 0.693 / sm_so /sm_df      ;
% kısa periyot, periyotu
p_s   = 2 * pi/ sm_df  ;
% uzun periyot zaman sabiti
t_kp  = 0.693 / pm_so / pm_df ;
% uzun periyot doğal frekans
p_p   = 2 * pi / pm_df ;
% dutch roll zaman sabiti
t_kdr = 0.693 / dr_so / dr_df ;
% dutch roll periyotu
p_dr  = 2 * pi / dr_df ;
% spiral mod zaman sabiti
t_ksp = -1 / La(4,1)   ;
% roll mod zaman sabiti
t_kr  = -1 / La(1,1)   ;
```

ÖZGEÇMİŞ



Ad Soyad **: Halil İbrahim DONBALOĞLU**

Doğum Yeri ve Tarihi **: Düziçi - 1986**

E-Posta **: hidonbaloglu@hotmail.com**

Lisans **: Makina Mühendisliği**

Mesleki Deneyim

2010 Aralık - 2011 Haziran

TEYDEB destekli bir proje olan "**4 Serbestlik Dereceli Delta Robot Tasarımı ve Gerçeklenmesi**" projesinde çalıştım.

2011 Kasım – 2013 Ocak

Sanayi ve Teknoloji Bakanlığının desteklediği **"Çok Maksatlı Hibrid İnsansız Hava Aracı Sistemi Geliştirilmesi"** projesinde bursiyer olarak Baykar Makina A.Ş ile çalıştım.

2013 Şubat – 2013 Ekim

İnsansız Hava Araçları Sistemi üreten Baykar Teknoloji A.Ş de Yazılım ve Kontrol Mühendisi olarak çalıştım.