

**İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ**

**SABİT KANATLI İNSANSIZ HAVA ARACININ  
DALDIRMA VE DEĞİŞMEZLİK YÖNTEMİYLE  
DOĞRUSAL OLMAYAN UÇUŞ KONTROLÜ**

**YÜKSEK LİSANS TEZİ**

**Fırat ASLAN**

**Mekatronik Mühendisliği Anabilim Dalı**

**Mekatronik Mühendisliği Programı**

**Tez Danışmanı: Doç. Dr. Yaprak YALÇIN**

**KASIM 2019**



**İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ**

**SABİT KANATLI İNSANSIZ HAVA ARACININ  
DALDIRMA VE DEĞİŞMEZLİK YÖNTEMİYLE  
DOĞRUSAL OLMAYAN UÇUŞ KONTROLÜ**

**YÜKSEK LİSANS TEZİ**

**Fırat ASLAN  
(518151008)**

**Mekatronik Mühendisliği Anabilim Dalı**

**Mekatronik Mühendisliği Programı**

**Tez Danışmanı: Doç. Dr. Yaprak YALÇIN**

**KASIM 2019**



İTÜ, Fen Bilimleri Enstitüsü'nün 518151008 numaralı Yüksek Lisans Öğrencisi Fırat ASLAN, ilgili yönetmeliklerin belirlediği gerekli tüm şartları yerine getirdikten sonra hazırladığı “SABİT KANATLI İNSANSIZ HAVA ARACININ DALDIRMA VE DEĞİŞMEZLİK YÖNTEMİYLE DOĞRUSAL OLMAYAN UÇUŞ KONTROLÜ” başlıklı tezini aşağıda imzaları olan jüri önünde başarı ile sunmuştur.

**Tez Danışmanı :** **Doç. Dr. Yaprak YALÇIN** .....

Istanbul Teknik Üniversitesi

**Jüri Üyeleri :** **Prof. Dr. Leyla GÖREN SÜMER** .....

Istanbul Teknik Üniversitesi

**Dr. Öğr. Üyesi Janset DAŞDEMİR** .....

Yıldız Teknik Üniversitesi

**Teslim Tarihi** : **7 Ekim 2019**  
**Savunma Tarihi** : **4 Kasım 2019**



## **ÖNSÖZ**

Yüksek lisans eğitimim boyunca yardımcı ve yönlendirici olan danışman hocam Doç. Dr. Yaprak YALÇIN'a teşekkür ederim.

Her konuda destek olmaktan çekinmeyen anneme ve aileme teşekkür ederim.

Kasım 2019

Fırat ASLAN  
(Makine Mühendisi)





## İÇİNDEKİLER

### Sayfa

ÖNSÖZ .....	v
İÇİNDEKİLER .....	vii
SEMBOLLER .....	ix
ÇİZELGE LİSTESİ.....	xi
ŞEKİL LİSTESİ.....	xiii
ÖZET .....	xv
SUMMARY .....	xvii
<b>1. GİRİŞ</b> .....	<b>1</b>
1.1 Tezin Amacı .....	1
1.2 Literatür Araştırması .....	1
<b>2. UÇUŞ DİNAMİĞİ</b> .....	<b>3</b>
2.1 Uçuş Mekanığı .....	3
2.1.1 Eksen takımları .....	4
2.1.2 Katı cisim hareket denklemleri .....	6
2.1.3 Atalet kuvvetleri ve momentleri .....	8
2.1.4 Aerodinamik, yerçekimi ve itki kuvvetlerinin çözülmesi .....	9
2.2 Hareket Denklemleri .....	10
2.2.1 Kartezyen koordinatlarda hareket denklemleri .....	11
2.2.2 Kutupsal koordinatlarda hareket denklemleri .....	12
2.3 Hava Aracı Aerodinamik Katsayıları .....	13
<b>3. DALDIRMA VE DEĞİŞMEZLİK YÖNTEMİ</b> .....	<b>15</b>
3.1 Daldırma ve Değişmezlik Teorisi .....	15
<b>4. SİSTEM MODELİ VE KONTROLÖR TASARIMI</b> .....	<b>19</b>
4.1 Problemin Tanımı.....	19
4.2 İnsansız Hava Aracının Yapısı .....	19
4.3 Matematiksel Model.....	21
4.4 Daldırma ve Değişmezlik Yöntemiyle Kontrolör Tasarımı .....	22
4.4.1 Hedef sistem.....	22
4.4.2 Daldırma koşulu .....	23
4.4.3 Kapalı manifold.....	23
4.4.4 Manifold çekim özelliği ve yörünge sınırlılığı .....	24
4.5 Kontrol Modeli ve Simülasyon .....	28
4.5.1 Yuvarlanma açısal hız kontrolü .....	28
4.5.2 Yunuslama açısal hız kontrolü .....	33
4.5.3 Yönelim açısal hız kontrolü .....	37
<b>5. SONUÇ VE ÖNERİLER</b> .....	<b>41</b>
5.1 Çalışmanın Uygulama Alanı .....	41
<b>KAYNAKLAR</b> .....	<b>43</b>
<b>EKLER</b> .....	<b>45</b>
<b>ÖZGEÇMİŞ</b> .....	<b>51</b>



## SEMBOLLER

<b>AR</b>	: Kanat açıklık oranı
<b>b</b>	: Kanat açıklığı
<b>c</b>	: Kanat veteri
<b>c<sub>c</sub></b>	: Kontrol girişi dönüşümü
<b>C<sub>D</sub></b>	: Sürüklenme kuvveti
<b>C<sub>L</sub></b>	: Kaldırma kuvveti
<b>C<sub>Lmin</sub></b>	: Kaldırma kuvveti alt sınırı
<b>C<sub>l</sub></b>	: Yuvarlanma momenti aerodinamik katsayısı
<b>C<sub>m</sub></b>	: Yunuslama momenti aerodinamik katsayısı
<b>C<sub>n</sub></b>	: Yönelim momenti aerodinamik katsayısı
<b>C<sub>x</sub></b>	: Aerodinamik kuvvet katsayısı
<b>C<sub>y</sub></b>	: Aerodinamik kuvvet katsayısı
<b>C<sub>z</sub></b>	: Aerodinamik kuvvet katsayısı
<b>e</b>	: Oswald verim faktörü
<b>g</b>	: Yerçekimi ivmesi
<b>H</b>	: Açısal momentum vektörü
<b>I</b>	: Atalet tensörü
<b>I<sub>x</sub>, I<sub>y</sub>, I<sub>z</sub></b>	: Atalet momenti terimleri
<b>I<sub>xy</sub>, I<sub>xz</sub>, I<sub>yz</sub></b>	: Atalet momenti terimleri
<b>k<sub>φ</sub>, k<sub>θ</sub>, k<sub>ψ</sub></b>	: Hedef sistem dinamiği katsayıları
<b>k<sub>p</sub>, k<sub>q</sub>, k<sub>r</sub></b>	: Manifold dışı koordinat dinamiği katsayıları
<b>L, M, N</b>	: Gövde eksen takımında toplam moment bileşenleri
<b>l<sub>tz</sub>, l<sub>tx</sub></b>	: Ağırlık merkezi ile motor (itki kuvveti) arasındaki uzaklıklar
<b>m</b>	: Toplam kütle
<b>n<sub>φ</sub>, n<sub>θ</sub>, n<sub>ψ</sub></b>	: Hedef sistem dinamiği üstel katsayıları
<b>n<sub>p</sub>, n<sub>q</sub>, n<sub>r</sub></b>	: Manifold dışı koordinat dinamiği üstel katsayıları
<b>P</b>	: Doğrusal momentum vektörü
<b>p, q, r</b>	: Gövde eksenini yuvarlanma, yunuslama ve yönelim açısal hızları
<b>q̄</b>	: Dinamik basınç

$S$	: Kanat alanı
$T$	: İtke kuvveti
$u, v, w$	: Gövde eksen takımında hız bileşenleri
$V$	: Hava aracının kutupsal koordinatlarda hızı
$x_\phi, x_\theta, x_\psi$	: Yuvarlanma, yunuslama ve yönelim açıları sistem durumları
$x_p, x_q, x_r$	: Yuvarlanma, yunuslama ve yönelim açısal hızları sistem durumları
$z$	: Manifold dışı koordinat
$\alpha$	: Hücüm açısı
$\alpha_c$	: Yörünge dönüşümü
$\beta$	: Yana kayma açısı
$\delta_a$	: Kanatçık sapması
$\delta_e$	: Yükseliş dümeni sapması
$\delta_r$	: Yönelim dümeni sapması
$\xi$	: Hedef durum vektörü
$\xi_\phi$	: Yuvarlanma açısı hedef durumu
$\xi_\theta$	: Yunuslama açısı hedef durumu
$\xi_\psi$	: Yönelim açısı hedef durumu
$\pi$	: Daldırma dönüşümü
$\pi_p, \pi_q, \pi_r$	: Gövde eksen takımında açısal hızlara ait dönüşümler
$\rho$	: Hava yoğunluğu
$\sigma_T$	: Motor eğim açısı
$\zeta$	: Manifold dışı koordinat
$\tau_i$	: Atalet momenti terimleri
$v$	: Sistem durumları ve manifold dışı koordinatlara bağlı kontrol girişi
$\phi, \theta, \psi$	: Euler yuvarlanma, yunuslama ve yönelim açıları
$\varphi$	: Manifold dışı koordinat dönüşümü
$\omega$	: Hava aracının açısal hızı
$\delta a$	: Kanatçık sapması
$\delta e$	: Yükseliş dümeni sapması
$\delta r$	: Yön dümeni sapması
$\dot{\phi}$	: Euler yuvarlanma açısal hızı
$\dot{\theta}$	: Euler yunuslama açısal hızı
$\dot{\psi}$	: Euler yönelim açısal hızı
$\mathcal{M}$	: Manifold

## ÇİZELGE LİSTESİ

### Sayfa

Çizelge 4.1 : Temel tasarım parametreleri.....	20
Çizelge 4.2 : Aerodinamik kuvvet katsayıları .....	20
Çizelge 4.3 : Aerodinamik moment katsayıları .....	21
Çizelge 4.4 : Atalet momentleri.....	21





## ŞEKİL LİSTESİ

### Sayfa

Şekil 2.1 : Yeryüzü eksen takımı .....	4
Şekil 2.2 : Gövde eksen takımı .....	4
Şekil 2.3 : Kararlılık eksen takımı .....	5
Şekil 2.4 : Hücüm açısı $\alpha$ ve yana kayma açısı $\beta$ .....	12
Şekil 3.1 : Daldırma ve değişmezlik yaklaşımının görsel temsili .....	17
Şekil 4.1 : Ultra Stick 25e uzaktan kumandalı uçak modeli.....	20
Şekil 4.2 : Yuvarlanma açısal hızı birim basamak cevabı .....	29
Şekil 4.3 : Sistem cevapları .....	29
Şekil 4.4 : Kontrol yüzey sapmaları ve manifold dışı koordinatlar .....	29
Şekil 4.5 : Bozucu olduğunda yuvarlanma açısal hızı birim basamak cevabı.....	30
Şekil 4.6 : Sistem cevapları .....	30
Şekil 4.7 : Kontrol yüzey sapmaları ve manifold dışı koordinatlar .....	30
Şekil 4.8 : Bozucu olduğunda yuvarlanma açısal hızı birim basamak cevabı.....	31
Şekil 4.9 : Sistem cevapları .....	31
Şekil 4.10 : Kontrol yüzey sapmaları ve manifold dışı koordinatlar .....	31
Şekil 4.11 : Bozucu olduğunda yuvarlanma açısal hızı birim basamak cevabı.....	32
Şekil 4.12 : Sistem cevapları .....	32
Şekil 4.13 : Kontrol yüzey sapmaları ve manifold dışı koordinatlar .....	32
Şekil 4.14 : Yunuslama açısal hızı birim basamak cevabı.....	33
Şekil 4.15 : Sistem cevapları .....	33
Şekil 4.16 : Kontrol yüzey sapmaları ve manifold dışı koordinatlar .....	33
Şekil 4.17 : Bozucu olduğunda yuvarlanma açısal hızı birim basamak cevabı.....	34
Şekil 4.18 : Sistem cevapları .....	34
Şekil 4.19 : Kontrol yüzey sapmaları ve manifold dışı koordinatlar .....	34
Şekil 4.20 : Bozucu olduğunda yuvarlanma açısal hızı birim basamak cevabı.....	35
Şekil 4.21 : Sistem cevapları .....	35
Şekil 4.22 : Kontrol yüzey sapmaları ve manifold dışı koordinatlar .....	35
Şekil 4.23 : Bozucu olduğunda yuvarlanma açısal hızı birim basamak cevabı.....	36
Şekil 4.24 : Sistem cevapları .....	36
Şekil 4.25 : Kontrol yüzey sapmaları ve manifold dışı koordinatlar .....	36
Şekil 4.26 : Yönelim açısal hızı birim basamak cevabı.....	37
Şekil 4.27 : Sistem cevapları .....	37
Şekil 4.28 : Kontrol yüzey sapmaları ve manifold dışı koordinatlar .....	37
Şekil 4.29 : Bozucu olduğunda yuvarlanma açısal hızı birim basamak cevabı.....	38
Şekil 4.30 : Sistem cevapları .....	38
Şekil 4.31 : Kontrol yüzey sapmaları ve manifold dışı koordinatlar .....	38
Şekil 4.32 : Bozucu olduğunda yuvarlanma açısal hızı birim basamak cevabı.....	39
Şekil 4.33 : Sistem cevapları .....	39
Şekil 4.34 : Kontrol yüzey sapmaları ve manifold dışı koordinatlar .....	39
Şekil 4.35 : Bozucu olduğunda yuvarlanma açısal hızı birim basamak cevabı.....	40
Şekil 4.36 : Sistem cevapları .....	40

<b>Şekil 4.37</b> : Kontrol yüzey sapmaları ve manifold dışı koordinatlar .....	<b>40</b>
<b>Şekil C.1</b> : Simulink modeli .....	<b>50</b>





# **SABİT KANATLI İNSANSIZ HAVA ARACININ DALDIRMA VE DEĞİŞMEZLİK YÖNTEMİYLE DOĞRUSAL OLMAYAN UÇUŞ KONTROLÜ**

## **ÖZET**

Bu tez çalışmasında, sabit kanatlı insansız hava aracı için daldırma ve değişmezlik yöntemiyle doğrusal olmayan uçuş kontrolörü tasarımı önerilmiştir. Kontrolör temel olarak gövde eksen takımında yuvarlanma, yunuslama ve yönelim açısal hızlarının istenilen değerlerde ayarlanmasını sağlamaktadır. Daldırma ve değişmezlik yönteminin seçilmesindeki en önemli neden, sistemin doğrusallaştırılmaya ihtiyaç duyulmadan kullanılabilmesidir. Çapraz terimlerin etkileri indirgenmektedir.

İnsansız hava araçları diğer otonom sistemler gibi önemi gittikçe artan bir çalışma konusudur. İnsan faktöründen bağımsız olarak yeterince yüksek doğrulukta çalışması beklenen bu sistemlerin, bir kontrol sisteminden bağımsız olarak çalışması mümkün değildir. Gerçek sistem modeline uygun kontrol tasarımı yapılabilmesi için doğrusal olmayan durum denklemlerinin çözülmesi gerekir.

Birinci bölümde tezin amacından bahsedilerek literatür araştırmasına geçilmiştir. Literatürde daldırma ve değişmezlik yönteminin kullanıldığı çalışmalardan ve havacılık konusundaki örneklerinden bahsedilmiştir.

İkinci bölümde farklı eksen takımları tanıtılarak bir insansız hava aracının kontrolü için gerekli olan çok serbestlik dereceli doğrusal olmayan uçuş dinamiğine ait denklemler nasıl elde edildiği anlatılmıştır. Katı cisim hareket denklemleri, atalet kuvvetleri ve momentleri, aerodinamik, yerçekimi ve itki kuvvetleri çözülmüştür. Kartezyen ve kutupsal koordinatlarda denklemlerin ifadeleri elde edilmiştir. Bu denklemler geleneksel yapıdaki diğer sabit kanatlı hava araçları için de geçerlidir.

Üçüncü bölümde daldırma ve değişmezlik yöntemi anlatılmış ve bir kontrolör tasarlanırken gerçekleştirilmesi gereken koşullar belirtilmiştir.

Dördüncü bölümde uçuş denklemlerine uygulanabilecek daldırma ve değişmezlik yönteminin kullanıldığı bir kontrolör önerilmiştir. Kararlı durum uçuş şartlarının geçerliği olduğu kabul edilmiştir. Kullanılan insansız hava aracının yapısından bahsedilmiş ve uçuş dinamiğinde gerekli olan parametre ve katsayılar belirtilmiştir. Kontrol yüzeyleri kanatçık, yükseliş dümeni ve yön dümeni olmak üzere gövde eksen takımında yuvarlanma, yunuslama ve yönelim açısal hız kontrolü yapılmıştır. Daldırma ve değişmezlik özelliğine ait koşullar sisteme uygun bir şekilde gerçekleştirilmiştir. Bunun için bir hedef sistem dinamiği belirlenmiş ve hedef dinamiklerle çakışan bir manifold oluşturularak sistem dinamiklerinin kısıtlanması sağlanmıştır. Tüm sistem yörüngelerini sınırlayan ve manifoldun çekim özelliğine sahip olmasını sağlayan bir kontrol kuralı tasarlanmıştır. Daha sonra kontrol edilmek istenilen bilgisayar ortamında simülasyon yapılmıştır.



# **NONLINEAR FLIGHT CONTROL OF FIXED WING UNMANNED AERIAL VEHICLE VIA IMMERSION AND INVARIANCE METHODOLOGY**

## **SUMMARY**

In this thesis, nonlinear flight controller design is proposed via immersion and invariance methodology for a fixed wing unmanned aerial vehicle. The controller basically adjusts the pitch, roll and yaw angular velocities in the body axes frame to the desired values. One of the reasons for choosing immersion and invariance methodology is that the mathematical model of the system can be used without the need for linearization.

Unmanned aerial vehicles are matters of increasing importance as other autonomous systems. It is not possible for these systems to operate independent from a control system, which are expected to operate with high accuracy regardless of the human factor.

Unmanned aerial vehicles today have applications in many different areas. Detection of natural disasters such as forest fires and landslides, monitoring of power lines and pipelines, search and rescue, prevention of crime and military applications are the most needed areas. Their importance increases especially in situations where the danger is high and human access or skills are limited.

Problems encountered in aviation were encouraging the development and implementation of control methods. Even the first aircraft designs based on the control of the wings that change the aerodynamic forces and moments using human feedback. Later, the development of jet engines, navigation devices, sensors and other actuators in the aircraft design show the necessity of control systems. The nonlinear state equations must be solved in order to make the control design suitable for the real system model.

In the first chapter, the aim of the thesis was discussed and literature research was done. In literature, the use of immersion and invariance methodology in aviation was mentioned.

In the second chapter, different axes were introduced. Multi-degree of freedom nonlinear flight equations and coefficients required to control unmanned aerial vehicles were explained. Equations of rigid body, inertial forces and moments, aerodynamics, gravity forces and propulsion forces were resolved. In the cartesian and the polar coordinates, expressions of equations were obtained. These equations also apply to other conventional fixed wing aircrafts.

In the third chapter, the method of immersion and invariance was explained and the conditions to be performed when designing a controller were shown. These conditions are defining a target system, immersion condition, implicit manifold and manifold attractivity and trajectory boundedness.

In the fourth chapter, a controller which uses the immersion and invariance methodology to apply to flight equations was proposed. All steps to design a controller were applied for fixed wing unmanned aerial vehicle.

While designing the controller, steady state flight conditions were considered valid. The basic structure of the unmanned aerial vehicle was mentioned and the parameters and coefficients required in flight dynamics were given.

The conditions for immersion and invariance were carried out in accordance with the system. For this purpose, a target system dynamics was determined. System dynamics were bounded by creating a manifold that coincided with the target dynamics. A stabilizing control rule that bounds all system trajectories and makes the manifold attractive was designed.

Aileron, elevator and rudder were chosen as control inputs. Controls of roll, pitch and yaw angular velocities were performed and system responses were observed.

When meaningful reference inputs are applied, this control method provides accurate results before the control surfaces reach their limit values. When improper reference inputs are applied, the control surfaces reached the limit values and the system remained at the stable limit values.

In the case of unstable flight conditions, e.g. when two or three different angular velocity references were applied, angular velocities remained at the desired reference but Euler angles did not change as intended.

There are singularities due to the nature of flight equations when the pitch angle is  $90^\circ$  and also side-slip angle is  $90^\circ$ . More suitable controller was designed by changing the mapping selections leading to these values. The expression between the off-the-manifold dynamics and off-the-manifold coordinate were edited and the overshoot of the system response was improved.

In body axes frame, speed in the x axis was fixed to 24 m/s. Speeds in the other axes were neglected. The controller operates meaningfully as long as the value of the air vehicle is constant at different air velocities which does not cause stall. When the angular velocities of roll, pitch and yaw were zero, trim control was also performed.

Process of designing controller was done in Matlab and Simulink. For every different angular velocity, controller blocks were defined with off-the-manifold coordinates and off-the-manifold dynamics. Control surface limits were also defined as saturation.

To find proper mappings, different attempts were made. Mappings of roll, pitch and yaw angular velocities were obtained. After obtaining the off-the-manifold coordinates, derivation of the results were off-the-manifold dynamics. From off-the-manifold dynamics expressions, control input terms were obtained. Also control inputs are dependent to each other. In the Simulink model, output of controller blocks were connected to the other controllers as feedbacks.

Simulations were performed where roll, pitch and yaw angular velocities equal to  $\pi/9$  rad/s. And also these simulations were extended in case of  $\pi/18$  rad/s step disturbance,  $(\pi/36) \sin(t/2)$  rad/s sinusoidal disturbance and white noise disturbance.

An unmanned aerial vehicle with a stabilizing controller designed via immersion and invariance methodology may operate independently in situations where it is desired to follow an angular trajectory and also, when trim control is required or there is wind as

disturbance in level flight. It can be an example for other complex physical systems that include nonlinear equations.





## 1. GİRİŞ

İnsansız hava araçları günümüzde birçok farklı alanda uygulamalara sahiptir. Arama kurtarma, orman yangınları, heyelanlar gibi doğal afetlerin tespiti ve izlenmesi, fotoğrafçılık ve film endüstrisi, güç hatlarının ve boru hatlarının durum takibi, suçların önlenmesi ve askeri uygulamalar insansız hava araçlarına en çok ihtiyaç duyulan alanlardır. Özellikle tehlikenin yüksek, insan erişiminin ve becerilerinin kısıtlı olduğu durumlarda önemleri artmaktadır.

Teknoloji ilerledikçe insandan bağımsız, kendi başına hareket edebilen, etrafını algılayabilen ve değiştirebilen sistemler ön plana çıkmaktadır. İnsan etkeninin ön planda olduğu sistemlerde daha yüksek hata ve maliyet, daha düşük üretim hızı ve hassasiyet görülmektedir. Havacılık alanında da insansız hava araçlarının kullanımı gittikçe artmaktadır.

Havacılıkta karşılaşılan problemler kontrol yöntemlerinin geliştirilmesi ve uygulanması için teşvik edici olmuştur. Geliştirilen ilk uçak tasarımları bile, pilot tarafından yönetilen aerodinamik kuvvetlerin ve momentlerin değişmesini sağlayan kanatların kontrolüne dayanmaktadır. Daha sonra ilerleyen hava aracı tasarımlarında jet motorlarının, navigasyon cihazlarının, sensörler ve diğer aktüatörlerin kullanılması kontrol sistemlerinin gerekliliğini göstermektedir.

### 1.1 Tezin Amacı

Bu tezin amacı, sabit kanatlı bir insansız hava aracını, doğrusal olmayan matematiksel modeli üzerinden yuvarlanma, yunuslama ve yönelim açısal hızlarının kararlı uçuş durumu şartlarını sağlayacak şekilde değiştirilmesiyle kontrol etmektir. Kontrol yöntemi olarak daldırma ve değişmezlik (immersion and invariance) yöntemi seçilmiştir.

### 1.2 Literatür Araştırması

Daldırma ve değişmezlik yöntemi doğrusal olmayan sistemlerde kullanılmak üzere asimptotik kararlılığı sağlayan kontrol kurallarının tasarlanması için geliştirilmiştir ve

uyarlamalı kontrol kuralları için de kullanılabilir [1]. Yöntem sistem daldırma ve manifold değişmezliği kavramlarına dayanır. Uyarlamalı kontrolün kullanılmadığı durumlarda Lyapunov fonksiyonu bilgisini prensipte gerektirmez. Daldırma ve değişmezlik yöntemi bazı temel basamaklara dayanır. Bunlar, derecesi asıl sistemden daha düşük olan hedef sistemin tanımlanması, asıl sistemin, hedef sistemle örtüşecek şekilde kısıtlanmasını sağlayan bir manifoldun inşa edilmesi ve bu manifoldun (çekim özelliğiyle birlikte) tüm sinyalleri sınırlanmasını sağlayacak bir kontrol kuralı tasarımıdır. Literatürde uygulama alanları genellikle fiziksel, doğrusal olmayan sistemler üzerine olsa da birçok farklı çalışma görülebilir.

Arabanın hareketi ile ters sarkaç kontrolü probleminde bu yöntemin uygulanması, eksik eyleyici sistemlerde kullanılabileceğini göstermektedir [2,3]. Çok değişkenli doğrusal sistemlere de uygulanabilmektedir [4]. Daldırma ve değişmezlik yöntemi gözlemci tasarımı için de uygundur [5].

Havacılık konusunda yapılan çalışmalarda yöntem uyarlamalı kontrol ile birlikte [6] ya da bilinmeyen parametrelerin kestirilmesi için kullanılmıştır [7]. Ayrıca doğrudan daldırma ve değişmezlik yöntemiyle değil ancak, manifold değişmezliği kullanılarak da uyarlamalı uçuş kontrolörü tasarımı yapılmıştır [8]. Dikey kalkış yapabilen uyarlamalı geri adımlamalı kontrolöre sahip hava aracı tasarımı da mevcuttur [9]. Quadratorlar için pozisyon kontrolü amacıyla uyarlamalı daldırma ve değişmezlik kontrolü tasarımı bulunmaktadır [10]. Literatürde sabit kanatlı insansız hava araçları için daldırma ve değişmezlik yöntemine dayalı asimptotik kararlı açıl hız kontrolü tasarımı bulunmamaktadır.



## 2. UÇUŞ DİNAMIĞI

Hava aracı, farklı bileşenleri için çeşitli modeller gerektiren karmaşık bir sistemdir. Bir hava aracı uçuştayken, gövde eksen takımı üzerindeki hava akışından kaynaklanan yerçekimi, itki ve atalet kuvvetleri oluşur. Sabit hızda bir uçuş için bu kuvvetlerin birbirini dengelemesi gerekir. Kaldırma nedeniyle yukarı doğru kuvvet, uçağın ağırlığından dolayı oluşan aşağı doğru kuvvetle dengede olmalıdır, böylece kararsızlık yaşanmaz. Benzer şekilde, itki kuvveti, sürükleme kuvveti ile dengede olmalıdır, böylece uçak ivmelenmez ve dolayısıyla sabit hızda kalır. Bu gereklilikleri yerine getiren bir uçağın, denge durumunda veya trim koşullarında uçmakta olduğu söylenebilir [11].

Kararlı hal uçuşunda (steady-state flight) uçağa etki eden kuvvetler ve momentler gövde eksen takımında sabittir (i.e., statik). Statik analiz, uçağın boyutlandırılması ve yapılandırılması ile performansının değerlendirilmesi için temel bilgi sağlar. Ayrıca, dinamik analiz için temel oluşturur. Bir “statik kararlılık” analizi, düşük boyutlarda atmosferik bozucuya maruz kaldıktan sonra uçağın kararlı hal uçuş durumuna dönüp dönmeyeceğini belirlemek için kullanılır [12].

Bir hava aracı herhangi bir dinamik uçuş durumunda bulunuyorsa dinamik bir sistem olarak kabul edilir. Kanatçık, yükseliş dümeni ve yön dümeni kontrol yüzeylerinin aerodinamik olarak yönlendirilmesi ve motor tarafından üretilen itki kuvvetinin değiştirilmesi sistemin girişlerini oluştururken, araç hareketinin denge durumuna ulaşması, bozucudan sonra dengenin tekrar sağlanması, bir denge durumunun başka bir denge durumuna geçmesi sistemin cevaplarını oluşturur [11].

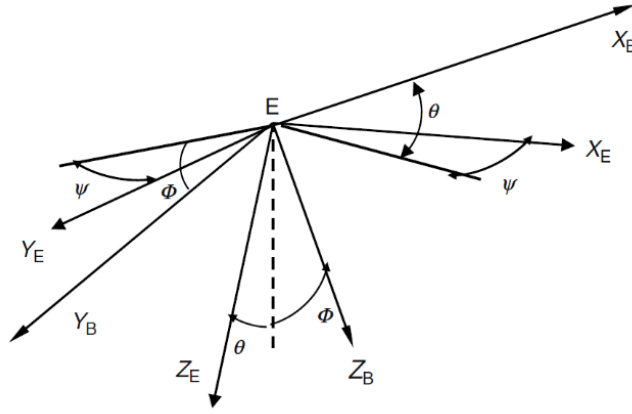
### 2.1 Uçuş Mekanığı

Hava aracının uçuş yörüngesini tarif ederken aracın referans eksen takımını ve Yeryüzü ile ilişkisinden bahsedilmelidir. Bu nedenle, ilk olarak farklı eksen takımları arasındaki geçişi anlamak gerekir. Genellikle atalet, Yeryüzü, gövde, rüzgar ve kararlılık eksen takımları kullanılmaktadır [11].

### 2.1.1 Eksen Takımları

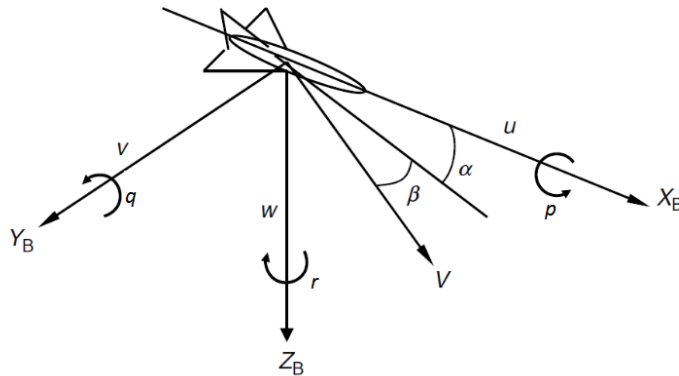
Atalet eksen takımı orijininin, Yeryüzü'nün merkezinde olduğu kabul edilir. Bu referans çerçevesinin z ekseninin Kuzey Kutbu'nu ve x ekseninin  $0^\circ$  boylamını gösterecek şekilde sabit olduğu kabul edilir. Y eksenini de XZ düzlemine diktir.

Yeryüzü eksen takımında orijin, Dünya yüzeyinde yerde sabitlenmiştir. X eksenini Kuzey'i, y eksenini Doğu yönlerini işaret etmektedir. Z eksenini Yeryüzü'nün merkezine doğrudur. Bu eksen takımı her zaman sabittir (Şekil 2.1) [11].



Şekil 2.1 : Yeryüzü eksen takımı [11].

Gövde eksen takımında orijin hava aracının ağırlık merkezine sabitlenmiştir. Dolayısıyla eksen takımı uzayda araç ile birlikte hareket etmekte ve dönmektedir. Boylamsal eksen olarak adlandırılan x eksenini ileri doğru aracın burnunu gösterirken yanal eksen olarak adlandırılan (pozitif) y eksenini aracın sağ kanadını göstermektedir. Bundan dolayı x ve y eksenleri aracın geometrik özellikleri ile hizalanmıştır. XY düzlemine dik olan Z eksenini araç düz ve yatay (straight and level flight) uçuyken Yeryüzü'nü göstermektedir (Şekil 2.2) [11].

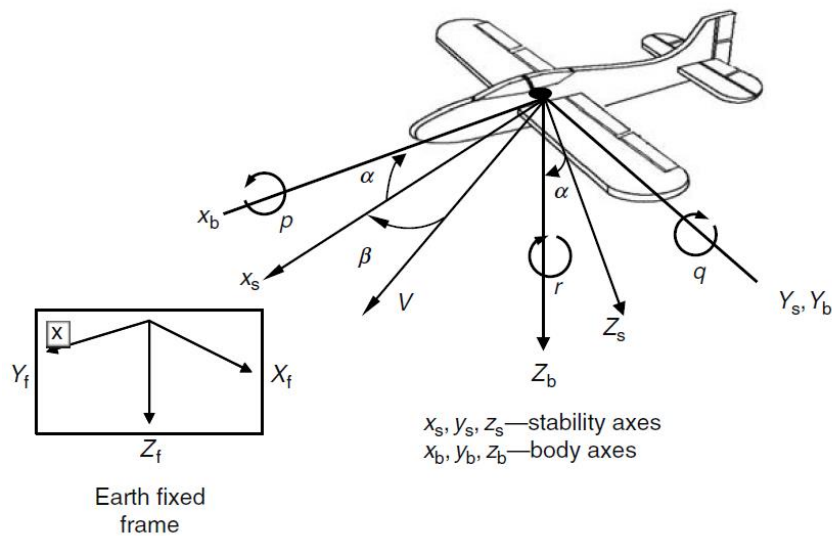


Şekil 2.2 : Gövde eksen takımı [11].

Başka bir alternatif temel gövde ekseninde x eksenini atalet eksenine hizalanmıştır. Dolayısıyla  $I_{zx}$  atalet çapraz terimi sıfırdır. Bu yanal uçuş hareket denklemlerini sadeleştirebilmektedir. Ayrıca, aerodinamik gövde ekseninde x eksenini referans uçuş durumunda simetri düzlemi üzerinde hız vektörünün projeksiyonu ile hizalanmıştır. Aerodinamik gövde eksenini, geometrik gövde eksenine  $\alpha$  açısı (hücum açısı) kadar fark vardır. Bu eksenler doğal eksen takımları olduğundan, temel aerodinamik kuvvetler olan kaldırma ve sürüklenme kuvvetlerini tanımlamak için kullanılır. Euler açıları ve gövde eksen takımı açısal hızları doğal olarak ölçülebilen niceliklerdir. Bu sistem kuvvet katsayılarının gövde ekseninde kullanılmasına imkan verecek şekilde tutarlıdır. Ancak, akış açısı ve hız doğrusal olmayan denklemlerinin kullanımını gerektirir ve yunuslama açısı  $90^\circ$  olduğunda tekilliğe sahiptir [11].

Rüzgar eksen takımında orijin hava aracının ağırlık merkezinde bulunur. X eksenini ileriye gösterir ve hız vektörüyle hizalanmıştır. Pozitif y eksenini sağ kanat yönünden geçer ve z eksenini aşağıya doğrudur. Hava aracı akış açıları (hücum açısı ve yana kayma açısı) rüzgar eksen takımı ile gövde eksen takımı arasındaki ilişkiyi tanımlar. Hava aracının hız vektörü değiştiği sürece rüzgar eksen takımı, gövde eksen takımının aksine sabit değildir [11].

Kararlılık eksen takımı gövde eksen takımına benzerdir. Orijin aracın ağırlık merkezinde bulunur. Y kararlılık eksenini, y gövde eksenine hizalır ve sağ kanattan geçer. X kararlılık eksenini, x gövde eksenine göre hücum açısı kadar yatıktır (Şekil 2.3) [11].



Şekil 2.3 : Kararlılık eksen takımı [11].

### 2.1.2 Katı cisim hareket denklemleri

Uçuş mekaniğinde temel problem hava aracının performansının ve dinamiklerinin değerlendirilmesidir. Aracın menzile, tırmanma oranı, kalkış ve iniş mesafesi gibi performans göstergelerini değerlendirmek için araç noktasal kütle olarak modellenir ve kaldırma, sürüklenme ve itki (veya çekme) kuvvetleri tanımlanır.

Noktasal kütle modeli kısaca hava aracı dinamiklerini anlamakta yardımcı olsa da, ayrıntılı bir hava aracı dinamiği tanımı için doğrusal olmayan altı serbestlik dereceli denklemler gerekmektedir [11].

Uçuş sırasında hava aracının bir dinamik sistem gibi davranması beklenir. Pilot tarafından verilen girdiler, aracın doğal karakteristiğiyle etkileşime geçecek şekilde araç üzerine etkiyen kuvvet ve momentlerin oluşmasına yol açar ve sistem yanıtları oluşur. Bu yanıtlar, hava aracının doğal dinamik davranışını içerir ve aşağıda verilen belirli önemli kabullerle birlikte hareket denklemleri denilen denklem grubundan oluşur [11].

1. Hava aracı rijit bir gövdeye sahiptir. Bu kabul tamamen geçerli olmasa da, hava aracının uçuş sırasındaki hareketini tanımak için yeterince isabetlidir. Araç hareketini ağırlık merkezi etrafında yer değiştirme ve dönme olarak tanımlamaya olanak tanır. Gerçekte, hava aracının farklı parçaları birbiriyle bağıntılı olarak hareket eder.
2. Yeryüzü eksen takımı, Newton'un kanunlarının geçerli olduğu atalet çerçevesi olarak kullanılabilir ve Dünya uzayda sabit kabul edilir.
3. Hava aracının kütlesi sabittir. Her zaman doğru olmasa da kütle dağılımı değişmez kabul edilir.
4. Yapılan dinamik analizde Yeryüzü düz kabul edilmektedir. Yeryüzü şekillerinin etkisi sadece roketler ve uzay araçlarının uçuşları gibi uzun menzile uçuşları için dikkate alınır.
5. Hava aracında XZ düzlemi bir simetri düzlemidir.
6. Denklemler elde edilirken bozucu girişin olmadığı varsayılmıştır. Bu bazı denklemlerin sadeleşmesini sağlar. Eğer akış açıları küçük kabul edilirse sinüs ve kosinüs terimleri basitleştirilebilir.

Bu temel kabuller durumlara göre hareket denklemlerinin sadeleştirilmesi ve formüle edilmesine uygun olarak kullanılır.

Hareket denklemleri aracın doğrusal ve açısal momentumları dikkate alınarak yazılabilir.

Atalet referans çerçevesinde ölçülen, doğrusal momentum vektörü  $P$  ve açısal momentum vektörü  $H$  olarak tanımlanırsa, Newton'un ikinci kanunu bir cisme etki eden dış kuvvetlerin toplamının, cismin momentumunun zamana göre değişimine eşit olduğunu belirtir [11].

$$\frac{dP}{dt} = \frac{d(mV)}{dt} = \sum F \quad (2.1)$$

$$\frac{dH}{dt} = \sum M \quad (2.2)$$

Kuvvet ve açısal momentum  $x$ ,  $y$  ve  $z$  eksenleri boyunca çözümlenerek denklem 2.1 ve 2.2, vektörel formdan skaler forma dönüştürülürse, hareket denklemleri şu şekilde yazılabilir [11];

$$\begin{aligned} F_x &= \frac{d}{dt}(mu) \\ F_y &= \frac{d}{dt}(mv) \\ F_z &= \frac{d}{dt}(mw) \end{aligned} \quad (2.3)$$

Benzer şekilde, moment denklemleri de skaler formda şu şekilde yazılabilir [11];

$$L = \frac{d}{dt}H_x \quad M = \frac{d}{dt}H_y \quad N = \frac{d}{dt}H_z \quad (2.4)$$

Açısal momentum denklemi şu şekilde tanımlanır [11];

$$H = I\omega \quad (2.5)$$

$H$  hava aracının açısal momentumunu,  $I$  atalet tensörünü ve  $\omega$  açısal hızını ifade eder. Denklem 2.5'in türevi aşağıdaki eşitliği verir [11];

$$\frac{d}{dt}H = I \frac{d\omega}{dt} + \frac{dI}{dt}\omega \quad (2.6)$$

Atalet ekseninde verilen denklem 2.1 ve 2.2 gövde ekseninde tanımlanacak olursa aşağıdaki denklemler elde edilir [11] ( $ae$  atalet eksen takımını ve  $ge$  gövde eksen takımını göstermektedir);

$$F = m \frac{dV}{dt} \Big|_{ae} = m \frac{dV}{dt} \Big|_{ge} + m(\omega \times V) \quad (2.7)$$

$$M = \frac{dH}{dt} \Big|_{ae} = \frac{dH}{dt} \Big|_{ge} + \omega \times H$$

### 2.1.3 Atalet kuvvetleri ve momentleri

Denklem 2.7'de eşitliğin sağ tarafında kalan  $\dot{V}$  terimi gövde eksten takımında hızın zamana göre türevi ifade eder.  $(\omega \times V)$  çapraz terimleri atalet ve gövde eksenleri üzerindeki açısal hızlardan dolayı, herhangi bir eksen boyunca oluşan merkezci ivmeden kaynaklanmaktadır.

Hız, açısal hız ve açısal momentleri bileşenleri ile aşağıdaki şekilde ifade edilir [11];

$$V = u\hat{i} + v\hat{j} + w\hat{k}$$

$$\omega = p\hat{i} + q\hat{j} + r\hat{k} \quad (2.9)$$

$$H = H_x\hat{i} + H_y\hat{j} + H_z\hat{k}$$

Bu ifadeler denklem 2.7'de kullanılırsa kuvvet denklemleri aşağıdaki şekilde olur [11];

$$F = m[\dot{u}\hat{i} + \dot{v}\hat{j} + \dot{w}\hat{k}] + (p\hat{i} + q\hat{j} + r\hat{k}) \times (u\hat{i} + v\hat{j} + w\hat{k}) \quad (2.10)$$

$$F = m[\dot{u} + qw - rv]\hat{i} + m[\dot{v} + ru - pw]\hat{j} + m[\dot{w} + pv - qu]\hat{k}$$

Böylece,  $x$ ,  $y$  ve  $z$  gövde eksenleri boyunca etki eden kuvvet bileşenleri şu şekilde olmaktadır [11];

$$F_x = m(\dot{u} + qw - rv)$$

$$F_y = m(\dot{v} + ru - pw) \quad (2.11)$$

$$F_z = m(\dot{w} + pv - qu)$$

Atalet eksenini üzerindeki toplam moment, o eksen üzerindeki hem doğrusal hem de açısal ivmelenme ve tüm eksenlerin üzerindeki birleşik rotasyonlar neyle oluşan doğrusal ivmelerin gradyanlarından oluşmaktadır.

Üç eksen üzerinde bulunan açısal momentumlar aşağıdaki şekildedir [11];

$$H_x = pI_x - qI_{xy} - rI_{xz}$$

$$H_y = -pI_{xy} + qI_y - rI_{yz} \quad (2.12)$$

$$H_z = -pI_{zx} - qI_{zy} + rI_z$$

Hava aracının yakıt tüketiminden dolayı kütlede ve kütle dağılımında bir değişim olsa bile, bunların sabit olduğu kabul edilebilir ve açısal momentumun değişimindeki ifadeyi basitleştirmektedir. Gövde ekseninde ifade edilen açısal momentum bileşenlerinin zamana göre türevleri şu şekildedir [11];

$$\begin{aligned}\dot{H}_x &= \dot{p}I_x - \dot{q}I_{xy} - \dot{r}I_{xz} \\ \dot{H}_y &= -\dot{p}I_{xy} + \dot{q}I_y - \dot{r}I_{yz} \\ \dot{H}_z &= -\dot{p}I_{xz} - \dot{q}I_{yz} + \dot{r}I_z\end{aligned}\quad (2.13)$$

Açısal momentumun zamana göre toplam değişme oranını ve buna bağlı olarak skaler moment elemanlarını bulmak için kararlı ( $\omega \times V$ ) rotasyonlarından dolayı ortaya çıkan aşağıdaki katkılar eklenmelidir [11];

$$\begin{aligned}L &= \dot{H}_x - rH_y + qH_z \\ M &= r\dot{H}_x + \dot{H}_y - pH_z \\ N &= -qH_x + pH_y + \dot{H}_z\end{aligned}\quad (2.14)$$

Açısal momentum bileşenleri yerlerine koyularak ve sonuçlar toparlanarak, moment denklemleri gövde eksen takımına göre şu şekilde bulunur [11];

$$\begin{aligned}L &= \dot{p}I_x - \dot{q}I_{xy} - \dot{r}I_{xz} + qr(I_z - I_y) + (r^2 - q^2)I_{yz} - pqI_{xz} + rpI_{xy} \\ M &= -\dot{p}I_{xy} + \dot{q}I_y - \dot{r}I_{yz} + rp(I_x - I_z) + (p^2 - r^2)I_{xz} - qrI_{xy} + pqI_{yz} \\ N &= -\dot{p}I_{xz} - \dot{q}I_{yz} + \dot{r}I_z + pq(I_y - I_x) + (q^2 - p^2)I_{xy} - rpI_{yz} + qrI_{xz}\end{aligned}\quad (2.15)$$

#### 2.1.4 Aerodinamik, yerçekimi ve itki kuvvetleri

Dış kuvvet ve momentlere en büyük etken aracın aerodinamiğidir. Doğrusal olmayan katsayılarla ifade edilen üç aerodinamik kuvvet ve üç aerodinamik moment aşağıdaki şekilde tanımlanır [11];

$$\begin{aligned}F_{xA} &= \bar{q}SC_X & F_{yA} &= \bar{q}SC_Y & F_{zA} &= \bar{q}SC_Z \\ L &= C_l\bar{q}Sb & M &= C_m\bar{q}Sc & N &= C_n\bar{q}Sb\end{aligned}\quad (2.16)$$

Burada  $C_X$ ,  $C_Y$ ,  $C_Z$ ,  $C_l$ ,  $C_m$  ve  $C_n$  katsayıları boyutsuz gövde eksen kuvvet ve moment katsayılarını,  $\bar{q}$  dinamik basıncı,  $S$  referans kanat alanını,  $c$  kanat veterini,  $b$  kanat açıklığını ve ifade etmektedir. Bu katsayılar Mach sayısına, akış açlarına, yüksekliğe ve kontrol yüzeyi sapmasına ve itki sistemine bağlıdır. Örneğin, kontrol yüzeyindeki

bir sapma (kanatçıkların hareket ettirilmesi gibi) kanadın kavisinin değişmesi anlamına gelir. Bu yüzden kaldırma, sürüklenme kuvvetleri ve momentler ile birlikte aerodinamik katsayılar da değişecektir. Bu statik katsayılar rüzgar tüneli testlerinde deneysel olarak belirlenmektedir [11].

Hava aracına etki eden yerçekimsel kuvvetin gövde ekseninde bileşenlerine ayrılabilmesi için yerçekim vektörünün gövde eksen takımı üzerinde göreceli yöneliminin belirlenmesi gerekmektedir. Eğer  $\phi$ ,  $\theta$ ,  $\psi$  yerçekimi vektörünün gövde x, y, z, eksenlerine bağlı olarak açısız yönelimleri olarak kabul edilirse, yerçekimi vektör elemanları şu şekilde yazılabilir [11];

$$\begin{aligned} F_{xG} &= -mg \sin \theta \\ F_{yG} &= mg \sin \phi \cos \theta \\ F_{zG} &= mg \cos \phi \cos \theta \end{aligned} \quad (2.17)$$

Motor itki sisteminden dolayı oluşan kuvvetler şu şekildedir [11];

$$\begin{aligned} F_x &= \bar{q}SC_x - mg \sin \theta + T \cos \sigma_T \\ F_y &= \bar{q}SC_y + mg \sin \phi \cos \theta \\ F_z &= \bar{q}SC_z + mg \cos \phi \cos \theta - T \sin \sigma_T \end{aligned} \quad (2.18)$$

Gövde eksenini açısal hızları  $p$ ,  $q$  ve  $r$  ile Euler açısal hızları  $\dot{\phi}$ ,  $\dot{\theta}$ ,  $\dot{\psi}$  arasında aşağıdaki şekilde bağıntı vardır [11].

$$\begin{aligned} \dot{\phi} &= p + q \tan \theta \sin \phi + r \tan \theta \cos \phi \\ \dot{\theta} &= q \cos \phi + r \sin \phi \\ \dot{\psi} &= r \cos \phi \sec \theta + q \sin \phi \sec \theta \end{aligned} \quad (2.19)$$

## 2.2 Hareket Denklemleri

Denklem 2.11, 2.15, 2.16, 2.17, 2.18 ve 2.19 bir araya getirildiğinde aşağıdaki dokuz denklem hava aracının uçuştaki hareketini tanımlar [11];

Kuvvet denklemleri:

$$\begin{aligned} m(\dot{u} + qw - rv) &= \bar{q}SC_x - mg \sin \theta + T \cos \sigma_T \\ m(\dot{v} + ru - pw) &= \bar{q}SC_y + mg \sin \phi \cos \theta \\ m(\dot{w} + pv - qu) &= \bar{q}SC_z + mg \cos \phi \cos \theta - T \sin \sigma_T \end{aligned} \quad (2.20)$$



Moment denklemleri:

$$\begin{aligned}
\bar{q}SbC_l &= \dot{p}I_x - \dot{q}I_{xy} - \dot{r}I_{xz} + qr(I_z - I_y) + (r^2 - q^2)I_{yz} - pqI_{xz} \\
&\quad + rpI_{xy} \\
\bar{q}ScC_m &= -\dot{p}I_{xy} + \dot{q}I_y - \dot{r}I_{yz} + rp(I_x - I_z) + (p^2 - r^2)I_{xz} - qrI_{xy} \\
&\quad + pqI_{yz} \\
\bar{q}SbC_n &= -\dot{p}I_{xz} - \dot{q}I_{yz} + \dot{r}I_z + pq(I_y - I_x) + (q^2 - p^2)I_{xy} - rpI_{yz} \\
&\quad + qrI_{xz}
\end{aligned} \tag{2.21}$$

Euler açısal hızları:

$$\begin{aligned}
\dot{\phi} &= p + q \tan \theta \sin \phi + r \tan \theta \cos \phi \\
\dot{\theta} &= q \cos \phi + r \sin \phi \\
\dot{\psi} &= r \cos \phi \sec \theta + q \sin \phi \sec \theta
\end{aligned} \tag{2.22a}$$

Ayrıca, gövde eksenli açısal hızları Euler açısal hızları ile aşağıdaki şekilde ifade edilir;

$$\begin{aligned}
p &= \dot{\phi} - \dot{\psi} \sin \theta \\
q &= \dot{\theta} \cos \phi + \dot{\psi} \sin \phi \cos \theta \\
r &= -\dot{\theta} \sin \phi + \dot{\psi} \cos \phi \cos \theta
\end{aligned} \tag{2.22b}$$

Bu denklemler hava aracının uçuş modelini oluşturmaktadır ve tekrar düzenlenerek iki birbirine eş denklem formları olarak gösterilebilir [11].

### 2.2.1 Kartezyen koordinatlarda hareket denklemleri

Hız, kartezyen koordinat sisteminde gösterildiğinde denklem 2.20, 2.21 ve 2.22a tekrar düzenlenerek aşağıdaki kartezyen koordinatlarda bulunan denklemleri meydana getirir [11];

$$\begin{aligned}
\dot{u} &= -qw + rv - g \sin \theta + \frac{\bar{q}S}{m} C_x + \frac{T}{m} \cos \sigma_T \\
\dot{v} &= -ru + pw + g \cos \theta \sin \phi + \frac{\bar{q}S}{m} C_y \\
\dot{w} &= -pv + qu + g \cos \theta \cos \phi + \frac{\bar{q}S}{m} C_z - \frac{T}{m} \sin \sigma_T \\
\dot{p} &= \frac{1}{I_x I_z - I_{xz}^2} [\bar{q}Sb(I_z C_l + I_{xz} C_n) - qr(I_{xz}^2 + I_z^2 - I_y I_z) + pqI_{xz}(I_x \\
&\quad - I_y + I_z)]
\end{aligned} \tag{2.23}$$

$$\dot{q} = \frac{1}{I_y} [\bar{q} S c C_m - (p^2 - r^2) I_{xz} + pr(I_z - I_x) + T(l_{tx} \sin \sigma_T + l_{tz} \cos \sigma_T)]$$

$$\dot{r} = \frac{1}{I_x I_z - I_{xz}^2} [\bar{q} S b (I_x C_n + I_{xz} C_l) - qr I_{xz} (I_x - I_y + I_z) + pq (I_{xz}^2 + I_x^2 - I_x I_y)]$$

$$\dot{\phi} = p + q \tan \theta \sin \phi + r \tan \theta \cos \phi$$

$$\dot{\theta} = q \cos \phi + r \sin \phi$$

$$\dot{\psi} = r \cos \phi \sec \theta + q \sin \phi \sec \theta$$

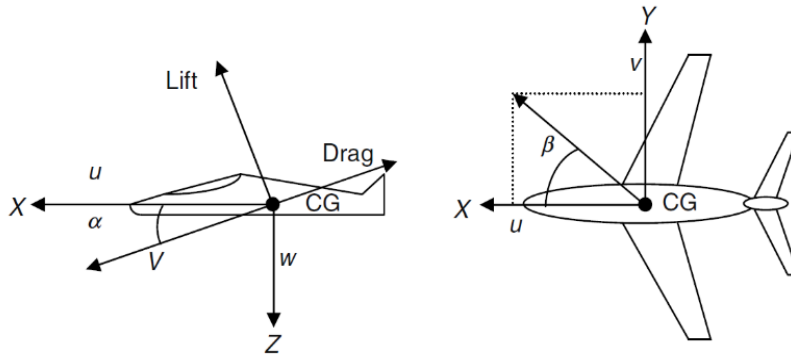
### 2.2.2 Kutupsal koordinatlarda hareket denklemleri

Bazen, aşağıdaki nedenlerle kutupsal koordinatlarda ifade edilen denklemlerle çalışmak faydalı olabilmektedir [11];

1. Denklemlerin kutupsal koordinat terimlerinde kullanılması daha uygundur çünkü aerodinamik kuvvetler ve momentler hücum açısı  $\alpha$ , yana kayma açısı  $\beta$  ve hız  $V$  açısından görselleştirilir ve ifade edilirler.
2. Akış açıları  $\alpha$  ve  $\beta$  doğrudan ölçülebilir ve basit gözlem denklemlerini meydana getirirler.
3. Başlıca dezavantajı, sistemde sıfır hız değerinde tekillik olmasıdır. Ayrıca,  $\beta$   $90^\circ$  olduğunda da tekillik meydana gelir.

$u$ ,  $v$  ve  $w$  terimleriyle  $V$ ,  $\alpha$ ,  $\beta$  ve ifade edilecek olursa aşağıdaki denklemler elde edilir ve Şekil 2.4'te görülmektedir [11];

$$V = \sqrt{u^2 + v^2 + w^2} \quad \alpha = \tan^{-1} \frac{w}{u} \quad \beta = \sin^{-1} \frac{v}{V} \quad (2.24)$$



Şekil 2.4 : Hücum açısı  $\alpha$  ve yana kayma açısı  $\beta$  [11].

Bu denklemlerin türevlerinin alınmasıyla da şu denklemler bulunur [11];

$$\dot{V} = \frac{1}{V}(u\dot{u} + v\dot{v} + w\dot{w}) \quad \dot{\alpha} = \frac{u\dot{w} - w\dot{u}}{u^2 + w^2} \quad \dot{\beta} = \frac{V\dot{v} - v\dot{V}}{V^2\sqrt{(1 - \frac{v^2}{V^2})}} \quad (2.25)$$

Hız bileşenleri  $u$ ,  $v$  ve  $w$   $V$ ,  $\alpha$ ,  $\beta$  cinsinden şu şekilde tanımlanır [11];

$$\begin{aligned} u &= V \cos \alpha \cos \beta \\ v &= V \sin \beta \\ w &= V \sin \alpha \cos \beta \end{aligned} \quad (2.26)$$

Denklem 2.23'ten 2.26'ya kadar elde edilen ifadeler yerleştirilerek  $V$ ,  $\alpha$  ve  $\beta$  formunda denklemler şu şekilde yazılır [11];

$$\begin{aligned} \dot{V} &= g(\cos \phi \cos \theta \sin \alpha \cos \beta + \sin \phi \cos \theta \sin \beta - \sin \theta \cos \alpha \cos \beta) \\ &\quad - \frac{\bar{q}S}{m} C_{Dwind} + \frac{T}{m} \cos(\alpha + \sigma_T) \cos \beta \\ \dot{\alpha} &= \frac{g}{V \cos \beta} (\cos \phi \cos \theta \cos \alpha + \sin \theta \sin \alpha) + q \\ &\quad - \tan \beta (p \cos \alpha + r \sin \alpha) - \frac{\bar{q}S}{mV \cos \beta} C_L \\ &\quad - \frac{T}{mV \cos \beta} \sin(\alpha + \sigma_T) \end{aligned} \quad (2.27)$$

$$\begin{aligned} \dot{\beta} &= \frac{g}{V} (\cos \beta \sin \phi \cos \theta + \sin \beta \cos \alpha \sin \theta - \sin \alpha \cos \phi \cos \theta \sin \beta) \\ &\quad + p \sin \alpha - r \cos \alpha + \frac{\bar{q}S}{mV} C_{Ywind} \\ &\quad + \frac{T}{mV} \cos(\alpha + \sigma_T) \sin \beta \end{aligned}$$

Kartezyen veya kutupsal koordinatların herhangi biri hareket halindeki hava aracını tanımlamak için kullanılabilir.  $\theta$  açısı  $90^\circ$  derece olduğunda denklemlerde tekillik oluşmaktadır. Ayrıca, altı serbestlik dereceli denklemlerde birkaç trigonometrik ve kinematik doğrusalsızlıklar bulunmaktadır.

### 2.3 Hava Aracı Aerodinamik Katsayıları

Boyutsuz aerodinamik kuvvet ve moment katsayıları hava aracının hareketine ve kontrol değişkenlerine bağlı olarak ifade edilebilmektedir [14]. Bunlar şu şekildedir;

$$\begin{aligned}
C_L &= CL_0 + CL_\alpha \alpha + \frac{CL_q qc}{2V} + CL_{\delta_e} \delta_e \\
C_D &= C_{D_0} + C_{D_{\delta_e}} \delta_e + C_{D_{\delta_r}} \delta_r + \frac{(C_L - C_{L_{min}})}{\pi e AR} \\
C_X &= C_L \sin \alpha - C_D \cos \alpha \\
C_Y &= C_{Y_\beta} \beta + C_{Y_{\delta_r}} \delta_r + \frac{b}{2V} (C_{Y_p} p + C_{Y_r} r) \\
C_Z &= -C_D \sin \alpha - C_L \cos \alpha \\
C_l &= C_{l_\beta} \beta + C_{l_{\delta_a}} \delta_a + C_{l_{\delta_r}} \delta_r + \frac{b}{2V} (C_{l_p} p + C_{l_r} r) \\
C_m &= C_{m_0} + C_{m_\alpha} \alpha + C_{m_{\delta_e}} \delta_e + \frac{c}{2V} (C_{m_\alpha} \dot{\alpha} + C_{m_q} q) \\
C_n &= C_{n_\beta} \beta + C_{n_{\delta_a}} \delta_a + C_{n_{\delta_r}} \delta_r + \frac{b}{2V} (C_{n_p} p + C_{n_r} r)
\end{aligned} \tag{2.28}$$

Burada kontrol girişleri olan  $\delta_e$  yükseliş dümeni sapmasını,  $\delta_r$  yön dümeni sapmasını,  $\delta_a$  kanatçık sapmasını göstermektedir.  $C_{L_{min}}$  kaldırma kuvvetinin alt sınırını,  $e$  Oswald verim faktörünü,  $AR$  kanat açıklık oranını ifade etmektedir.  $\dot{\alpha}$ 'a bağlı ifadeler kontrolör tasarımında ihmal edilmiştir.

Ayrıca,  $\beta$  yana kayma açısı ihmal edilirse aşağıdaki eşitlikler yazılabilir [11];

$$\begin{aligned}
C_{D_{wind}} &= C_D \cos \beta - C_Y \sin \beta = C_D \\
C_{Y_{wind}} &= C_Y \cos \beta + C_D \sin \beta = C_Y
\end{aligned} \tag{2.29}$$

### 3. DALDIRMA VE DEĞİŞMEZLİK YÖNTEMİ

#### 3.1 Daldırma ve Değişmezlik Teorisi

Daldırma ve değişmezlik (immersion and invariance) yaklaşımında temel fikir, kontrol edilmek istenilen sistemin davranışına uygun bir hedef dinamik sistem tanımlamaktır. Kontrol problemi, kontrol edilmek istenen sistemin asimptotik olarak hedef sistem gibi davranmasını sağlayan bir kontrol kuralı tasarımına indirgenir. Daldırma ve değişmezlik yöntemi durum uzayında değişmez hale getirilebilecek ve çekim özelliğine sahip bir manifold bulmaya ve sistemin durumunu bu manifoldta yeterince yakınlaştıracak bir kontrol kuralı tasarlamaya dayanır. Hedef sistemin mümkün olduğunca daha düşük bir derecede olması istenir. Daldırma ve değişmezlik yönteminin başlıca avantajları şunlardır [13];

1. Kontrolör tasarımı problemini, bazı durumlarda çözülmesi daha kolay olabilecek diğer alt problemlere indirger.
2. Mevcut kontrolör tasarım yöntemlerinin çoğundan farklıdır. Çünkü prensipte, bir Lyapunov fonksiyonu bilgisi gerektirmez.
3. Sistemin düşürülmüş derecedeki modeline uygulanmış bir kararlılık kontrolörünün bulunduğu durumlara çok uygundur.
4. Uyarlamalı kontrol problemlerinde bu yöntem, dayanıklılık perspektifini benimseyerek belirsiz parametrelerin etkisine karşı kararlılık sağlayan bir yapı oluşturabilir. Daldırma ve değişmezlik yöntemi parametre tahminleri ile Lyapunov fonksiyonundaki sistem durumları arasında çapraz terimler eklenmesi için bir prosedür sağlar.
5. Gözlemci tasarımı ve çıkış geri beslemesiyle dayanıklı kararlılaştırılma (robust output feedback stabilisation) problemlerinin formülasyonu ve çözümü için doğal bir çerçeve sağlar.
6. Düşük dereceli sistemler sınıfı için doğrusal olmayan oransal integral (proportional-integral) kontrolörü tasarlama problemini formülleştirmeyi ve çözmeyi sağlar.

Doğrusal olmayan bir sistemin kararlı kılınması problemi,  $x \in \mathbb{R}^n$  ve kontrol  $u \in \mathbb{R}^m$  olmak üzere aşağıdaki şekilde bir sistem tanımlanırsa [13];

$$\dot{x} = f(x) + g(x)u \quad (3.1)$$

kapalı çevrim sistemin orijinde asimptotik kararlı bir denge noktası olmasını sağlayacak  $u = v(x)$  şeklinde bir durum geribeslemesi kontrol kuralının bulunması olarak tanımlanabilir. Daldırma ve değişmezlik yönetminde bu problem,  $\xi \in \mathbb{R}^p$  ve  $p < n$  olmak üzere orijinde asimptotik kararlı bir denge noktası bulunan,  $x = \pi(\xi)$  düzgün dönüşümünün var olduğu aşağıdaki şekilde bir hedef dinamik sisteminin bulunması problemi olarak ele alınır ve gerçek sistemin dinamiklerini bu hedef sisteme sürecek  $u = v(x)$  kontrol kuralı oluşturulmaya çalışılır [13].

$$\dot{\xi} = \alpha_c(\xi) \quad (3.2)$$

Dönüşüm aşağıdaki şartları sağlamalıdır ve bu şartlar sağlandığında, aşağıdaki kapalı çevrim sistemin herhangi  $x(t)$  yörüngesi  $\pi(\cdot)$  dönüşümü boyunca hedef sistemin bir  $\xi(t)$  yörüngesinin görüntüsü olacaktır [13].

$$\pi(\xi(0)) = x(0) \quad (3.3)$$

$$\pi(0) = 0 \quad (3.4)$$

$$f(\pi(\xi)) + g(\pi(\xi))v(\pi(\xi)) = \frac{\partial \pi}{\partial \xi} \alpha_c(\xi) \quad (3.5)$$

$$\dot{x} = f(x) + g(x)v(x) \quad (3.6)$$

Hedef sistemin sıfır denge noktasında asimptotik kararlı olmasından ve 3.4'te görüldüğü üzere,  $x(t)$  orijine yakınsamaktadır. Dolayısıyla, 3.1'deki sistemin sıfır denge noktasındaki kararlılık problemi, 3.5'te verilen kısmi diferansiyel denklemin, 3.3 ve 3.4'teki sınır koşulları içerisinde çözülmesiyle yeniden tanımlanabilir.

Aşağıdaki şekilde tanımlanan durum uzayında  $n$  boyutlu 3.3 ve 3.4 koşullarını sağlayan bir manifold ve 3.6'daki kapalı çevrim sistemi düşünüldüğünde [13];

$$\mathcal{M} = \{x \in \mathbb{R}^n \mid x = \pi(\xi), \xi \in \mathbb{R}^p\} \quad (3.7)$$

Denklem 3.5'ten, 3.2 iç dinamiklerine sahip olan manifold  $\mathcal{M}$  'nin değişmez (invariant) olduğu görülür. Böylece, manifold üzerinde başlayan tüm  $x(t)$  yörüngeleri manifold içinde kalır ve 3.2 iç dinamikleri nedeniyle orijine yani  $\pi(0) = 0$  noktasına

asimptotik olarak yakınsar. Ayrıca, 3.3 şartı 3.6 nın başlangıç durumunun  $\mathcal{M}$  üzerinde olmasını garanti eder [13].

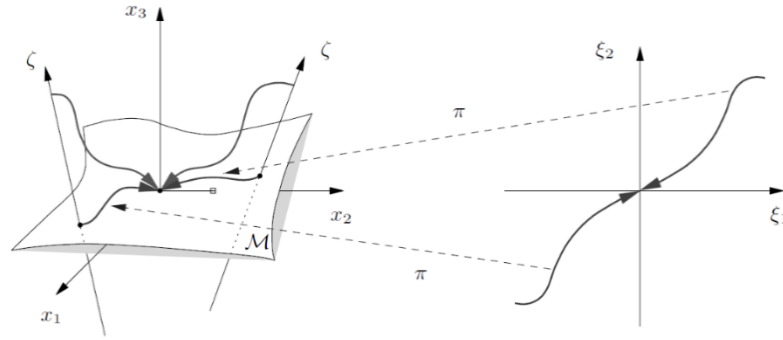
Yukarıdaki formülasyon iki nedenden ötürü pratik değildir [13];

1. Denklem 3.3 ve 3.5'ten dolayı, dönüşüm  $\pi(\cdot)$  ve kontrol  $v(\cdot)$  başlangıç koşullarına bağlıdır.
2. Herhangi bir  $x(0) \in \mathbb{R}^n$  için denklem 3.3, 3.4 ve 3.5 in geçerli olduğu bir  $\pi(\xi)$  dönüşümü bulmak mümkün olmayabilir.

Bu engeller, 3.6 sisteminin bütün yörüngelerinin her başlangıç koşulu için sınırlı kalmasını, manifold  $x = \pi(\xi)$ 'ye asimptotik olarak yakınsamasını ( $\mathcal{M}$  manifoldunun çekim özelliğine sahip olmasını) ve 3.4 ile 3.5'e bir çözümün bulunmasını sağlayan bir kontrol kuralı  $u = v(x)$ 'in inşası ile aşılabılır.  $\mathcal{M}$  manifoldunun çekim özelliği uzaklık cinsinden aşağıdaki ifadeyle gösterilebilir [13];

$$|\zeta| = \text{dist}(x, \mathcal{M}) \quad (3.8)$$

$|\zeta|$  mesafesi sıfıra sürülmelidir ve birden çok şekilde tanımlanabilir. Şekil 3.1'de daldırma ve değişmezlik yaklaşımının  $p = 2$  ve  $n = 3$  olmak üzere görsel temsili verilmiştir.



**Şekil 3.1 :** Daldırma ve değişmezlik yaklaşımının görsel temsili [13].

Şekil 3.1'de görüldüğü gibi  $\pi(\cdot)$  dönüşümü,  $\xi$  uzayındaki bir yörüngeyi  $x$  uzayındaki bir yörüngeye götürmektedir ve bu yörüngeler  $\mathcal{M}$  manifoldu içerisine sınırlandırılmıştır. Ayrıca,  $\mathcal{M}$  dışında başlayan bütün yörüngeler (örneğin,  $|\zeta| \neq 0$  şartındaki bir yörünge için) orijine yakınsar [13].

Göz önüne alınan,  $x^* \in \mathbb{R}^n$  kararlı hale getirilmek istenen bir denge noktası bulunan 3.1 sisteminde,  $x \in \mathbb{R}^n$  ve kontrol  $u \in \mathbb{R}^m$  olsun. Daldırma ve değişmezlik yöntemi  $p < n$  olmak üzere aşağıdaki dönüşümlerin bulunması olarak özetlenebilir [13];

$$\begin{aligned}
\alpha_c(\cdot): \mathbb{R}^p &\rightarrow \mathbb{R}^p & \pi(\cdot): \mathbb{R}^p &\rightarrow \mathbb{R}^n & c_c(\cdot): \mathbb{R}^p &\rightarrow \mathbb{R}^m & (3.10) \\
\varphi(\cdot): \mathbb{R}^n &\rightarrow \mathbb{R}^{n-p} & v(\cdot, \cdot): \mathbb{R}^{n \times (n-p)} &\rightarrow \mathbb{R}^m & & &
\end{aligned}$$

Bu dönüşümler için aşağıdaki koşullar geçerli olmalıdır [13];

H1) (*Hedef sistem*)  $\xi \in \mathbb{R}^p$  durumuyla aşağıdaki hedef sistem,  $x^* = \pi(\xi^*)$ 'de ve  $\xi^* \in \mathbb{R}^p$ 'de global asimptotik kararlı bir denge noktasına sahip olmalıdır;

$$\dot{\xi} = \alpha_c(\xi) \quad (3.11)$$

H2) (*Daldırma koşulu*) Her  $\xi \in \mathbb{R}^p$  için aşağıdaki denklem geçerli olmalıdır;

$$f(\pi(\xi)) + g(\pi(\xi))c(\pi(\xi)) = \frac{\partial \pi}{\partial \xi} \alpha_c(\xi) \quad (3.12)$$

H3) (*Kapalı manifold*) Aşağıdaki tanım geçerli olmalıdır;

$$\{x \in \mathbb{R}^n \mid \varphi(x) = 0\} = \{x \in \mathbb{R}^n \mid x = \pi(\xi), \xi \in \mathbb{R}^p\} \quad (3.13)$$

H4) (*Manifold çekim özelliği ve yörünge sınırlılığı*) Aşağıda verilen sistemin

$$\dot{z} = \frac{\partial \varphi}{\partial x} [f(x) + g(x)v(x, z)] \quad (3.14a)$$

$$\dot{x} = f(x) + g(x)v(x, z) \quad (3.14b)$$

tüm yörüngeleri sınırlı olmalı ve 3.14a orijinde ( $z = 0$ ) global asimptotik kararlı bir denge noktasına sahip olmalıdır. Yani,

$$\lim_{t \rightarrow \infty} z(t) = 0 \quad (3.15)$$

şartı sağlanmalıdır [1,16]. Dolayısıyla  $x^*$  noktası,  $\dot{x} = f(x) + g(x)v(x, \varphi(x))$  kapalı çevrim sisteminin global asimptotik kararlı denge noktası olacaktır [13].



## 4. SİSTEM MODELİ VE KONTROLÖR TASARIMI

### 4.1 Problemin Tanımı

İnsansız hava araçlarının belirli amaçlara yönelik verilen görevleri hassas bir şekilde yapmaları beklenir. Bu görevlere örnek olarak bir konuma veya irtifaya ulaşma, bir alan etrafında sürekli olarak tur atma, iniş veya kalkış gerçekleştirme ve rüzgar gibi bozucu etmenlerin olduğu hava durumlarında uçabilme söylenebilir. Dolayısıyla hava aracının insandan bağımsız olarak kararlı uçuş yapabilmesi gerekir. Kararlı uçuş durumunda aşağıdaki ifadeler geçerlidir [12];

1. Yuvarlanma, yunuslama ve yönelim açısız hızlarının değişimi sıfırdır.
2. Yer hızların değişimi sıfırdır.

Ayrıca düz uçuş, kararlı dönüş, kararlı tırmanma ve kararlı yuvarlanma durumlarında aşağıdaki ifadelerin de ayrı ayrı geçerli olması gerekir [12];

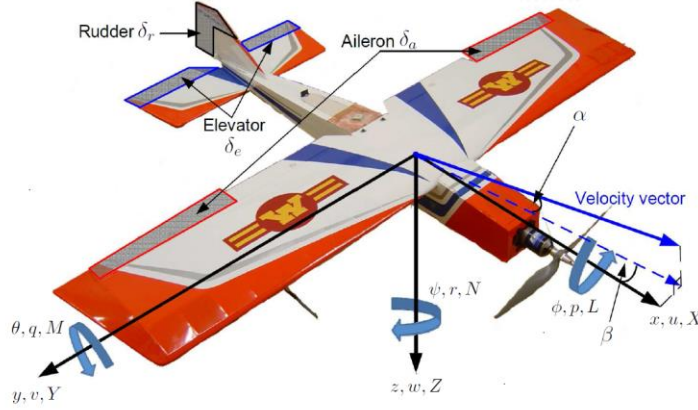
1. Kararlı düz uçuşta (steady wings-level flight) yuvarlanma açısız hızı, yunuslama açısız hızı ve yönelim açısız hızı sıfırdır.
2. Kararlı dönüş uçuşunda yuvarlanma açısız hızı ve yunuslama açısız hızı sıfırken yönelim açısız hızı sabittir.
3. Kararlı tırmanmada yuvarlanma açısı, yuvarlanma açısız hızı ve yönelim açısız hızı sıfırken yunuslama açısız hızı sabittir.
4. Kararlı yuvarlanmada yunuslama açısız hızı ve yönelim açısız hızı sıfırken yuvarlanma açısız hızı sabittir.

Bunların gerçekleştirilebilmesi için yuvarlanma açısız hızı, yunuslama açısız hızı ve yönelim açısız hızı kontrolü yapılmıştır.

### 4.2 İnsansız Hava Aracının Yapısı

Bu tez çalışmasında sabit kanatlı insansız hava aracının matematiksel modelinin oluşturulması için uzaktan kumandalı Ultra Stick 25e uçak modeline ait değerler kullanılmıştır [14]. Uçak modeli geleneksel kanat ve kuyruk tasarımına sahiptir (Şekil

4.1). Kontrol yüzeyleri olarak geleneksel kanatçık (aileron), yükseliş dümeni (elevator) ve yön dümeni (rudder) bulunmaktadır. Tasarım simetriktir ve aracın önünde, ağırlık merkezi üzerinden geçen eksenle bulunan pervaneyle itki kuvveti oluşturulmaktadır. Tasarım katı cisim olarak kabul edilmektedir. Dolayısıyla, rijit, elastik olmayan yapıda olduğu düşünülerek hesaplamalar yapılmıştır.



Şekil 4.1 : Ultra Stick 25e uzaktan kumandalı uçak modeli [14].

Temel tasarımla ilgili parametreler Çizelge 4.1’de verilmiştir.

Çizelge 4.1 : Temel tasarım parametreleri[14,15].

Parametre	Tanım	Değer
$S$	Kanat alanı	$0.32 \text{ m}^2$
$b$	Kanat açıklığı	1.2 m
$c$	Kanat veteri	0.3 m
$m$	Toplam kalkış kütlesi	1.9 kg
$AR$	Açıklık oranı	5.2075
$e$	Oswald verim faktörü	0.75

Aerodinamik kuvvet katsayıları Çizelge 4.2’de verilmiştir.

Çizelge 4.2 : Aerodinamik kuvvet katsayıları [14,15].

Kaldırma Kuvveti		Sürüklenme Kuvveti		Yanal Kuvvet	
$C_{L_0}$	0.23	$C_{D_0}$	0.0434	$C_{Y_\beta}$	0.83
$C_{L_\alpha}$	4.58	$C_{D_{\delta_e}}$	0.0135	$C_{Y_{\delta_r}}$	0.191
$C_{L_{\dot{\alpha}}}$	1.97	$C_{D_{\delta_r}}$	0.0303	$C_{Y_p}$	0
$C_{L_q}$	7.95			$C_{Y_r}$	0
$C_{L_{min}}$	0.23				
$C_{L_{\delta_e}}$	0.098				

Aerodinamik moment katsayıları Çizelge 4.3'te verilmiştir.

**Çizelge 4.3 : Aerodinamik moment katsayıları [14].**

Yuvarlanma Momenti		Yunuslama Momenti		Yönelim Momenti	
$C_{l\beta}$	-0.13	$C_{m_0}$	0.135	$C_{n\beta}$	0.0726
$C_{l\delta a}$	0.0855	$C_{m\alpha}$	-1.5	$C_{n\delta a}$	-0.012
$C_{l\delta r}$	-0.0024	$C_{m\delta e}$	-0.992	$C_{n\delta r}$	-0.0693
$C_{l_p}$	0.505	$C_{m\dot{\alpha}}$	-10.4	$C_{n_p}$	-0.069
$C_{l_r}$	0.252	$C_{m_q}$	-38.2	$C_{n_r}$	-0.0946

Atalet momentleri Çizelge 4.4'te verilmiştir (hava aracı  $XY$  düzleminde simetrik olduğundan  $I_{xy}$  ve  $I_{yz}$  sıfıra eşittir).

**Çizelge 4.4 : Atalet momentleri [14].**

Atalet Momenti	(kgm <sup>2</sup> )
$I_x$	0.0894
$I_y$	0.144
$I_z$	0.162
$I_{xy}$	0
$I_{xz}$	0.014
$I_{yz}$	0

Kanatçık sınır değeri  $\pm 0.401$  radyan, yükseliş dümeni sınır değeri  $\pm 0.349$  radyan ve yön dümeni sınır değeri  $\pm 0.436$  radyandır [14]. Aracın hızı 13 m/s ile 27 m/s arasında seçilebilir. Bu çalışmada 24 m/s sabit hız seçilmiştir. Hava yoğunluğu sabit 1.166 kg/m<sup>3</sup> kabul edilmiştir ( $h = 500$  m).

### 4.3 Matematiksel Model

Denklem 2.23'te motor eğim açısı  $\sigma_T = 0$  ve motorun ağırlık merkezinden olan uzaklıkları  $l_{tz} = l_{tx} = 0$  kabulleri yapılırsa doğrusal olmayan dinamik sistem modeli aşağıdaki şekilde basitleştirilmiş olur;

$$\begin{aligned}
 \dot{u} &= -qw + rv - g \sin \theta + \frac{\bar{q}S}{m} C_x + \frac{T}{m} \\
 \dot{v} &= -ru + pw + g \cos \theta \sin \phi + \frac{\bar{q}S}{m} C_y \\
 \dot{w} &= -pv + qu + g \cos \theta \cos \phi + \frac{\bar{q}S}{m} C_z
 \end{aligned} \tag{4.1a}$$

$$\dot{p} = \frac{1}{I_x I_z - I_{xz}^2} [\bar{q} S b (I_z C_l + I_{xz} C_n) - q r (I_{xz}^2 + I_z^2 - I_y I_z) + p q I_{xz} (I_x - I_y + I_z)]$$

$$\dot{q} = \frac{1}{I_y} [\bar{q} S c C_m - (p^2 - r^2) I_{xz} + p r (I_z - I_x)] \quad (4.1b)$$

$$\dot{r} = \frac{1}{I_x I_z - I_{xz}^2} [\bar{q} S b (I_x C_n + I_{xz} C_l) - q r I_{xz} (I_x - I_y + I_z) + p q (I_{xz}^2 + I_x^2 - I_x I_y)]$$

$$\dot{\phi} = p + q \tan \theta \sin \phi + r \tan \theta \cos \phi$$

$$\dot{\theta} = q \cos \phi + r \sin \phi \quad (4.1c)$$

$$\dot{\psi} = r \cos \phi \sec \theta + q \sin \phi \sec \theta$$

#### 4.4 Daldırma ve Değişmezlik Yöntemiyle Kontrolör Tasarımı

Kanatçık ( $\delta a$ ), yükseliş dümeni ( $\delta e$ ) ve yön dümeni ( $\delta r$ ) kontrol yüzeyleri kullanılarak yuvarlanma, yunuslama ve yönelim açısal hızlarının (sırasıyla  $p$ ,  $q$  ve  $r$ ) kontrol edilebilmesi için hedef dinamik sistem seçimi yapılmış ve buna bağlı olarak dönüşüm bulunmuştur. Hız sabit 24 m/s kabul edilmiştir.

Kontrolör denklem 3.11, 3.12, 3.13, 3.14a ve 3.14b'deki daldırma ve değişmezlik yöntemi koşulları takip edilerek tasarlanmıştır.

##### 4.4.1 Hedef sistem

H1 hedef sistem koşuluna göre (3.11), bir kararlılık kontrolörünün tasarlanması ve koşulların sağlanabilmesi için ilk önce hedef sistem dinamiği  $\dot{\xi} = \alpha_c(\xi)$  seçilmelidir [1,16]. Bu çalışmada hedef sistem dinamiği aşağıdaki şekildedir;

$$\begin{aligned} \dot{\xi}_\phi &= -k_\phi \xi_\phi^{n_\phi} \\ \dot{\xi}_\theta &= -k_\theta \xi_\theta^{n_\theta} \\ \dot{\xi}_\psi &= -k_\psi \xi_\psi^{n_\psi} \end{aligned} \quad (4.2)$$

#### 4.4.2 Daldırma koşulu

H2 daldırma koşuluna göre (3.12), Hedef dinamik sistem durumları ile gerçek sistem durumları arasındaki ilişki şu şekilde seçilmiştir ( $x = [x_\phi, x_\theta, x_\psi, x_p, x_q, x_r]^T = [\phi, \theta, \psi, p, q, r]^T$ );

$$\pi(\xi) = \begin{bmatrix} \xi_\phi \\ \xi_\theta \\ \xi_\psi \\ \pi_p(\xi_\phi, \xi_\theta, \xi_\psi) \\ \pi_q(\xi_\phi, \xi_\theta, \xi_\psi) \\ \pi_r(\xi_\phi, \xi_\theta, \xi_\psi) \end{bmatrix} \quad (4.3)$$

Yuvarlanma, yunuslama ve yönelim açısal hızlarına ait  $\pi_p$ ,  $\pi_q$  ve  $\pi_r$  dönüşümleri aşağıdaki şekilde bulunur [1,16];

Aşağıda verilen H2 daldırma koşulu (3.12) göz önünde bulundurularak,

$$f(\pi(\xi)) + g(\pi(\xi))c(\pi(\xi)) = \frac{\partial \pi}{\partial \xi} \alpha_c(\xi) \quad (4.4)$$

denklem 2.19'den  $\dot{x}_\phi(\pi(\xi))$ ,  $\dot{x}_\theta(\pi(\xi))$  ve  $\dot{x}_\psi(\pi(\xi))$ 'e ait ifadeler yazılır ve 4.3 dönüşümleriyle birlikte 4.2 hedef dinamiği denklemleri göz önünde bulundurulursa;

$$\begin{aligned} \pi_p + \pi_q \tan \xi_\theta \sin \xi_\phi + \pi_r \tan \xi_\theta \cos \xi_\phi &= -k_\phi \xi_\phi^{n_\phi} \\ \pi_q \cos \xi_\phi + \pi_r \sin \xi_\phi &= -k_\theta \xi_\theta^{n_\theta} \\ \pi_r \cos \xi_\phi \sec \xi_\theta + \pi_q \sin \xi_\phi \sec \xi_\theta &= -k_\psi \xi_\psi^{n_\psi} \end{aligned} \quad (4.5)$$

ifadeleri elde edilir. Bu ifadeler tekrar düzenlendiğinde  $\pi_p$ ,  $\pi_q$  ve  $\pi_r$  dönüşümleri şu şekilde bulunur;

$$\begin{aligned} \pi_p &= -k_\phi \xi_\phi^{n_\phi} + k_\psi \xi_\psi^{n_\psi} \sin \xi_\theta \\ \pi_q &= -k_\theta \xi_\theta^{n_\theta} \cos \xi_\phi - k_\psi \xi_\psi^{n_\psi} \sin \xi_\phi \cos \xi_\theta \\ \pi_r &= k_\theta \xi_\theta^{n_\theta} \sin \xi_\phi - k_\psi \xi_\psi^{n_\psi} \cos \xi_\phi \cos \xi_\theta \end{aligned} \quad (4.6)$$

#### 4.4.3 Kapalı manifold

H3 kapalı manifold şartına göre (3.13),  $z = \varphi(x)$  manifold dışı koordinatlar şu şekilde tanımlanmıştır [1,16];

$$\begin{aligned}
z_p &= \varphi_p(x) = x_p - \pi_p(x) \\
z_q &= \varphi_q(x) = x_q - \pi_q(x) \\
z_r &= \varphi_r(x) = x_r - \pi_r(x)
\end{aligned} \tag{4.7}$$

Manifold dışı koordinatlar  $z_p$ ,  $z_q$  ve  $z_r$  denklem 4.7'e göre 4.6 ifadeleri kullanılarak şu şekilde bulunur [1];

$$\begin{aligned}
z_p &= x_p + k_\phi x_\phi^{n_\phi} - k_\psi x_\psi^{n_\psi} \sin x_\theta \\
z_q &= x_q + k_\theta x_\theta^{n_\theta} \cos x_\phi + k_\psi x_\psi^{n_\psi} \cos x_\theta \sin x_\phi \\
z_r &= x_r - k_\theta x_\theta^{n_\theta} \sin x_\phi + k_\psi x_\psi^{n_\psi} \cos x_\phi \cos x_\theta
\end{aligned} \tag{4.8}$$

#### 4.4.4 Manifold çekim özelliği ve yörünge sınırlılığı

H4 manifold çekim özelliği ve yörünge sınırlılığı koşulu 3.14 e göre kapalı çevrim sistemin bütün yörüngelerinin hem sınırlı olması hem de manifold  $\mathcal{M}$  ye yakınsaması için kontrol kuralı  $u = v(x, \varphi(x))$ 'nin tasarlanması gerekir [12,16]. Manifold dışı dinamik şu şekildedir (3.14a) [13];

$$\dot{z} = \frac{\partial \varphi}{\partial x} [f(x) + g(x)v(x, z)] \tag{4.9}$$

Açısal hızlar  $p$ ,  $q$  ve  $r$  için seçilen manifold dışı dinamikler kısaca aşağıdaki gibi gösterilebilir ( $i = p, q, r$ );

$$\dot{z}_i = \frac{\partial \varphi_i}{\partial x_\phi} \dot{x}_\phi + \frac{\partial \varphi_i}{\partial x_\theta} \dot{x}_\theta + \frac{\partial \varphi_i}{\partial x_\psi} \dot{x}_\psi \tag{4.10a}$$

Bu dinamikler aynı zamanda şu şekilde de ifade edilebilir ( $i = p, q, r$ )

$$\dot{z}_i = \dot{x}_i - \dot{\pi}_i(x) = \dot{x}_i - \left( \frac{\partial \pi_i}{\partial x_\phi} \dot{x}_\phi + \frac{\partial \pi_i}{\partial x_\theta} \dot{x}_\theta + \frac{\partial \pi_i}{\partial x_\psi} \dot{x}_\psi \right) \tag{4.10b}$$

ve aşağıdaki şekilde (sadeleştirilerek) hesaplanmıştır ( $\tau_i$  atalet momenti terimleri Ek A'da verilmiştir) [13,16];

$$\begin{aligned}
\dot{z}_p = & \left( \tau_2 x_p x_q - \tau_1 x_q x_r \right. \\
& + S b \bar{q} \left( I_z \left( C_{l_\beta} \beta + C_{l_{\delta_a}} \delta_a + C_{l_{\delta_r}} \delta_r \right. \right. \\
& + \left. \left. \left( b \left( C_{l_p} x_p + C_{l_r} x_r \right) \right) \left( \frac{1}{2V} \right) \right) \right. \\
& + I_{xz} \left( C_{n_\beta} \beta + C_{n_{\delta_a}} \delta_a + C_{n_{\delta_r}} \delta_r \right. \\
& + \left. \left. \left( b \left( C_{n_p} x_p + C_{n_r} x_r \right) \right) \left( \frac{1}{2V} \right) \right) \right) \left( \frac{1}{\tau_3} \right)
\end{aligned} \tag{4.11}$$

$$\begin{aligned}
& + k_\phi n_\phi x_\phi^{(n_\phi-1)} (x_p + x_r \cos x_\phi \tan x_\theta \\
& + x_q \sin x_\phi \tan x_\theta) \\
& - k_\psi x_\psi^{n_\psi} \cos x_\theta (x_q \cos x_\phi - x_r \sin x_\phi) \\
& - k_\psi n_\psi x_\psi^{(n_\psi-1)} \sin x_\theta \left( \frac{x_r \cos x_\phi}{\cos x_\theta} + \frac{x_q \sin x_\phi}{\cos x_\theta} \right) \\
\dot{z}_q = & \left( \tau_4 x_p x_r - I_{xz} (x_p^2 - x_r^2) \right. \\
& + \left( S c \bar{q} \left( 2 C_{m_0} V + 2 C_{m_\alpha} V \alpha + 2 C_{m_{\delta_e}} V \delta_e \right. \right. \\
& + \left. \left. C_{m_q} c x_q \right) \right) \left( \frac{1}{2V} \right) \left( \frac{1}{I_y} \right) \\
& - \left( k_\theta x_\theta^{n_\theta} \sin x_\phi - k_\psi x_\psi^{n_\psi} \cos x_\phi \cos x_\theta \right) (x_p \\
& + x_r \cos x_\phi \tan x_\theta + x_q \sin x_\phi \tan x_\theta) \\
& + \left( \left( k_\theta n_\theta x_\theta^{n_\theta} \cos x_\phi \right. \right. \\
& - \left. \left. k_\psi x_\psi^{n_\psi} x_\theta \sin x_\phi \sin x_\theta \right) (x_q \cos x_\phi \right. \\
& - \left. x_r \sin x_\phi) \right) \left( \frac{1}{x_\theta} \right) \\
& + k_\psi n_\psi x_\psi^{(n_\psi-1)} \sin x_\theta (x_r \cos x_\phi + x_q \sin x_\phi)
\end{aligned} \tag{4.12}$$

$$\begin{aligned}
\dot{z}_r = & \left( \tau_5 x_p x_q - \tau_2 x_q x_r \right. \\
& + S b \bar{q} \left( I_{xz} \left( C_{l_\beta} \beta + C_{l_{\delta_a}} \delta_a + C_{l_{\delta_r}} \delta_r \right. \right. \\
& + \left. \left. \left( b \left( C_{l_p} x_p + C_{l_r} x_r \right) \right) \left( \frac{1}{2V} \right) \right) \right. \\
& + I_x \left( C_{n_\beta} \beta + C_{n_{\delta_a}} \delta_a + C_{n_{\delta_r}} \delta_r \right. \\
& + \left. \left. \left( b \left( C_{n_p} x_p + C_{n_r} x_r \right) \right) \left( \frac{1}{2V} \right) \right) \right) \left( \frac{1}{\tau_3} \right) \\
& - \left( k_\theta n_\theta x_\theta^{(n_\theta-1)} \sin x_\phi \right. \\
& + \left. k_\psi x_\psi^{n_\psi} \cos x_\phi \sin x_\theta \right) (x_q \cos x_\phi - x_r \sin x_\phi) \\
& - \left( k_\theta x_\theta^{n_\theta} \cos x_\phi + k_\psi x_\psi^{n_\psi} \cos x_\theta \sin x_\phi \right) (x_p \\
& + x_r \cos x_\phi \tan x_\theta + x_q \sin x_\phi \tan x_\theta) \\
& + k_\psi n_\psi x_\psi^{(n_\psi-1)} \cos x_\phi \cos x_\theta \left( \frac{x_r \cos x_\phi}{\cos x_\theta} + \frac{x_q \sin x_\phi}{\cos x_\theta} \right)
\end{aligned} \tag{4.13}$$

Manifold dışı koordinat  $z$ 'nin bütün yörüngelerinin sınırlı olması ve  $\lim_{t \rightarrow \infty} z(t) = 0$

koşulunun sağlanması için

$$\begin{aligned}
\dot{z}_p &= -k_p z_p^{n_p} \\
\dot{z}_q &= -k_q z_q^{n_q} \\
\dot{z}_r &= -k_r z_r^{n_r}
\end{aligned} \tag{4.14}$$

seçilmiştir. 4.11, 4.12 ve 4.13 dinamiklerini, 4.14 dinamiklerine eşitleyecek kontrol kuralları, ilgili ifadelerin eşitlenerek  $\delta_a$ ,  $\delta_e$  ve  $\delta_r$ 'nin yalnız bırakılmasıyla elde edilir. Kanatçık  $\delta_a$ , yükseliş dümeni  $\delta_e$  ve yönelim dümeni  $\delta_r$  için kontrol kuralı aşağıdaki şekildedir [13];





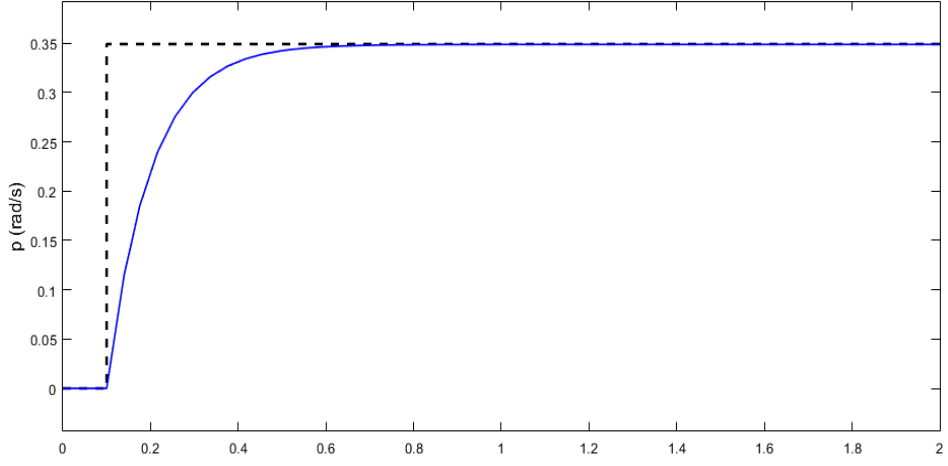
$$\begin{aligned}
\delta_r = & \left( \frac{\tau_3}{S b \bar{q} (C_{l_{\delta_r}} I_{xz} + C_{n_{\delta_r}} I_x)} \right) \left( -k_r z_r^{n_r} \right. \\
& + \left( k_\theta x_\theta^{n_\theta} \cos x_\phi + k_\psi x_\psi^{n_\psi} \cos x_\theta \sin x_\phi \right) (x_p \\
& + x_r \cos x_\phi \tan x_\theta + x_q \sin x_\phi \tan x_\theta) \\
& - \left( \tau_5 x_p x_q - \tau_2 x_q x_r \right. \\
& + S b \bar{q} \left( \left( I_{xz} (2 C_{l_\beta} V \beta + 2 C_{l_{\delta_a}} V \delta_a + C_{l_p} b x_p \right. \right. \\
& + C_{l_r} b x_r) \left. \left. \right) \left( \frac{1}{2V} \right) \right. \\
& + \left( I_x (2 C_{n_\beta} V \beta + 2 C_{n_{\delta_a}} V \delta_a + C_{n_p} b x_p \right. \\
& + C_{n_r} b x_r) \left. \left. \right) \left( \frac{1}{2V} \right) \right) \left( \frac{1}{\tau_3} \right) \\
& + \left( \left( k_\theta n_\theta x_\theta^{n_\theta} \sin x_\phi \right. \right. \\
& + \left. \left. k_\psi x_\psi^{n_\psi} x_\theta \cos x_\phi \sin x_\theta \right) (x_q \cos x_\phi - x_r \sin x_\phi) \right) \left( \frac{1}{x_\theta} \right) \\
& - \left. k_\psi n_\psi x_\psi^{(n_\psi-1)} \cos x_\phi (x_r \cos x_\phi + x_q \sin x_\phi) \right)
\end{aligned} \tag{4.17}$$

#### 4.5 Kontrolör Modeli ve Simülasyon

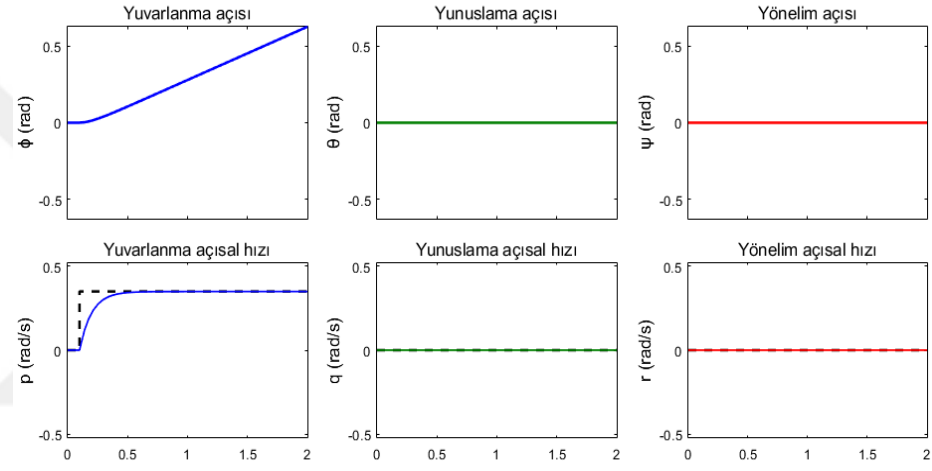
Manifold dışı koordinatlar ve kontrol kuralları bulunduktan sonra Matlab Simulink ortamında her farklı kontrol girişi için kontrol bloğu tanımlanmıştır [17]. Kontrol yüzeyleri limit değerleri modele eklenmiştir. Yükseklik değeri 500 m ve hız değeri 24 m/s kabul edilmiştir. Matlab kodu EK B’de ve Simulink model görseli Ek C’de verilmiştir.

##### 4.5.1 Yuvarlanma açısal hızı kontrolü

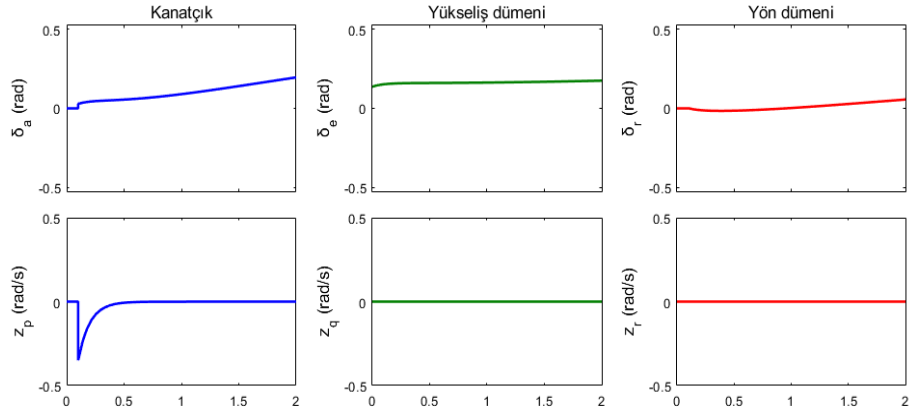
Yuvarlanma açısal hızının sabit referans (birim basamak)  $\pi/9$  rad/s (20°/s)’yi takibine ilişkin sistem cevapları, kontrol yüzey sapma ve manifold dışı koordinat değerleri şu şekildedir (Şekil 4.2, Şekil 4.3 ve Şekil 4.4);



**Şekil 4.2 : Yuvarlanma açısal hızı birim basamak cevabı**



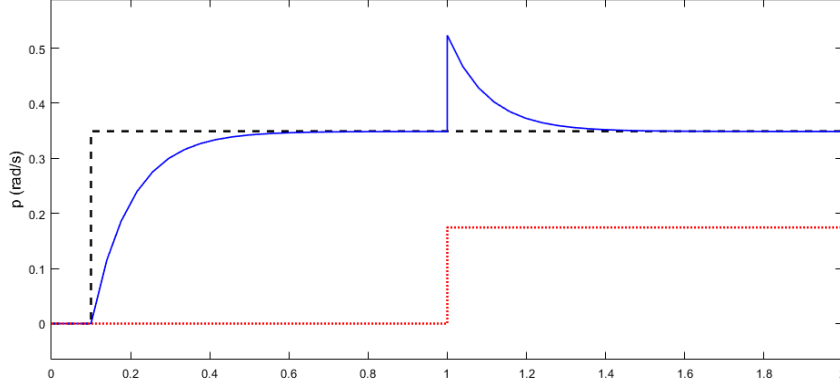
**Şekil 4.3 : Sistem cevapları**



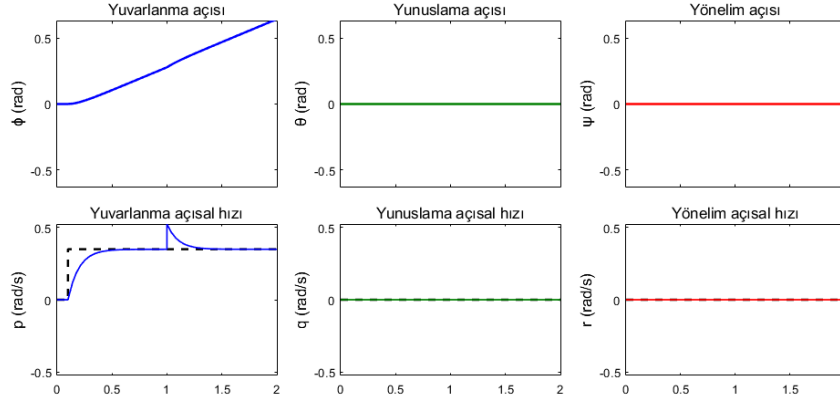
**Şekil 4.4 : Kontrol yüzey sapmaları ve manifold dışı koordinatlar**

Şekil 4.2’de yuvarlanma açısal hızının istenilen değere başarılı bir şekilde ulaştığı, Şekil 4.3’te yuvarlanma açısının doğrusal olarak artarken diğer açıların ve açısal hızların değişmediği, Şekil 4.4’te de yuvarlanma açısal hızına ait manifold dışı koordinatın da sıfıra ulaştığı görülmektedir.

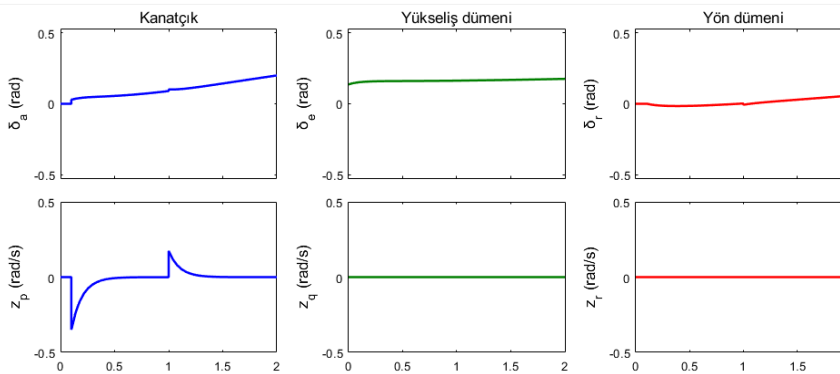
Yuvarlanma açısal hızına ait sistem cevabına  $\pi/18$  rad/s'lik birim basamak bozucu giriş uygulandığında sistem cevapları, kontrol yüzey sapmaları ve manifold dışı koordinatlar şu şekilde olmaktadır (Şekil 4.5, Şekil 4.6 ve Şekil 4.7);



Şekil 4.5 : Bozucu olduğunda yuvarlanma açısal hızı birim basamak cevabı



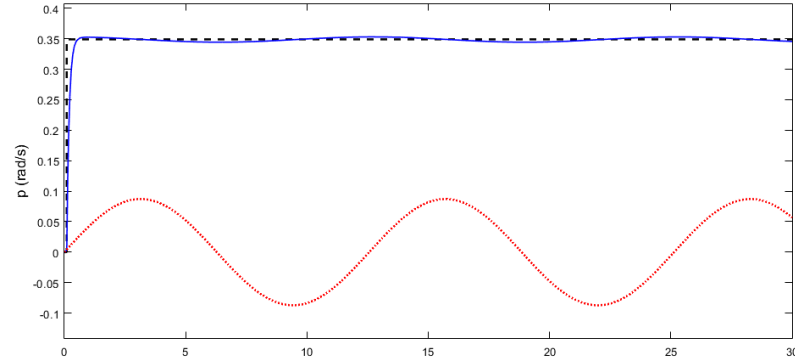
Şekil 4.6 : Sistem cevapları



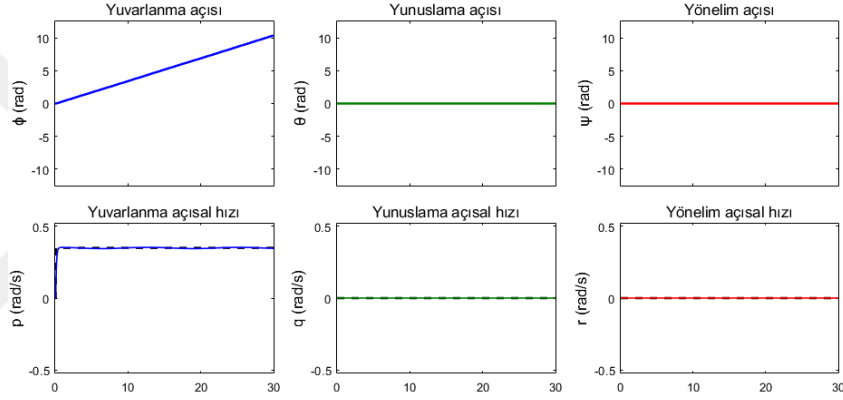
Şekil 4.7 : Kontrol yüzey sapmaları ve manifold dışı koordinatlar

Şekil 4.5'te 1 s sonra uygulanan bozucu girişin başarılı bir şekilde bastırıldığı, Şekil 4.6'da yuvarlanma açısal hızının doğrusal olarak artarken diğer açıların ve açısal hızların değişmediği, Şekil 4.7'de yuvarlanma açısal hızına ait manifold dışı koordinatın da bozucudan önce ve sonra sıfıra ulaştığı görülmektedir.

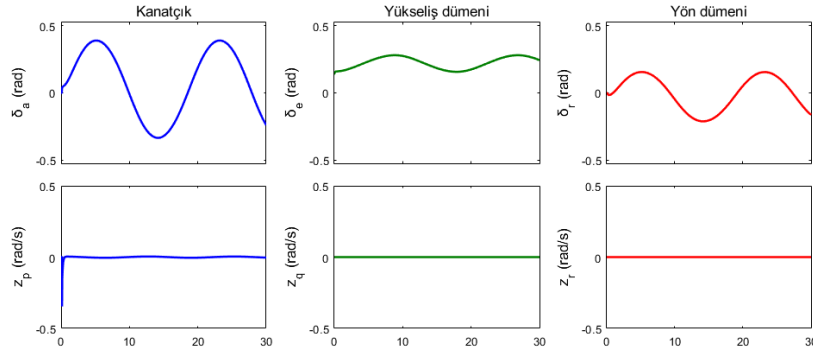
Yuvarlanma açısal hızına ait sistem cevabına  $(\pi/36) \sin(t/2)$  rad/s'lik sinüzoidal bozucu giriş uygulandığında sistem cevapları, kontrol yüzey sapmaları ve manifold dışı koordinatlar şu şekilde olmaktadır (Şekil 4.8, Şekil 4.9 ve Şekil 4.10);



**Şekil 4.8 :** Bozucu olduğunda yuvarlanma açısal hızı birim basamak cevabı



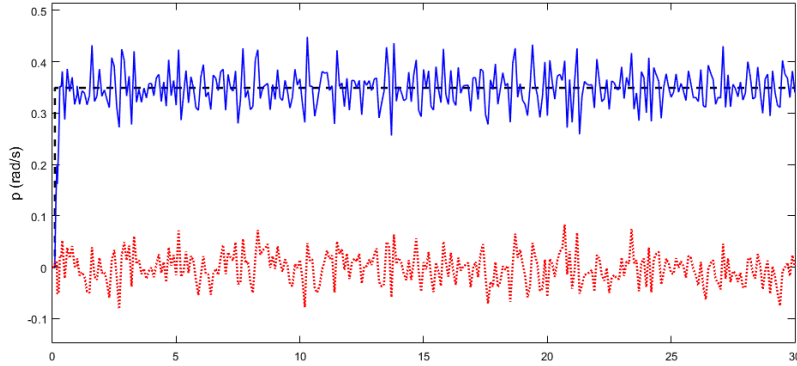
**Şekil 4.9 :** Sistem cevapları



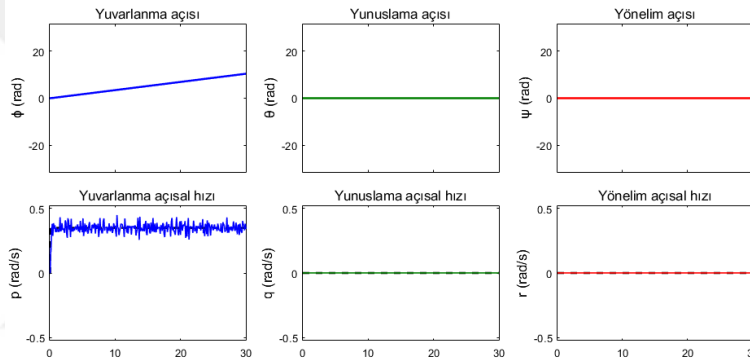
**Şekil 4.10 :** Kontrol yüzey sapmaları ve manifold dışı koordinatlar

Şekil 4.8'de yuvarlanma açısal hızına uygulanan genliği  $\pi/36$ , periyodu  $4\pi$  s olan sinüzoidal bozucunun önemli ölçüde bastırıldığı, Şekil 4.9'da yuvarlanma açısının doğrusal olarak artarken diğer açıların ve açısal hızların değişmediği, Şekil 4.10'da yuvarlanma açısal hızına ait manifold dışı koordinatın sıfır değerine yakın değerlere ulaştığı görülmektedir.

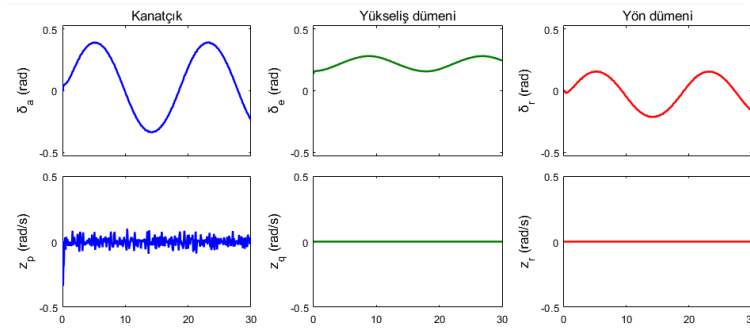
Yuvarlanma açısala hızına ait sistem beyaz gürültü bozucu giriş uygulandığında sistem cevapları, kontrol yüzey sapmaları ve manifold dışı koordinatlar şu şekilde olmaktadır (Şekil 4.11, Şekil 4.12 ve Şekil 4.13);



**Şekil 4.11 :** Bozucu olduğunda yuvarlanma açısala hızı birim basamak cevabı



**Şekil 4.12 :** Sistem cevapları

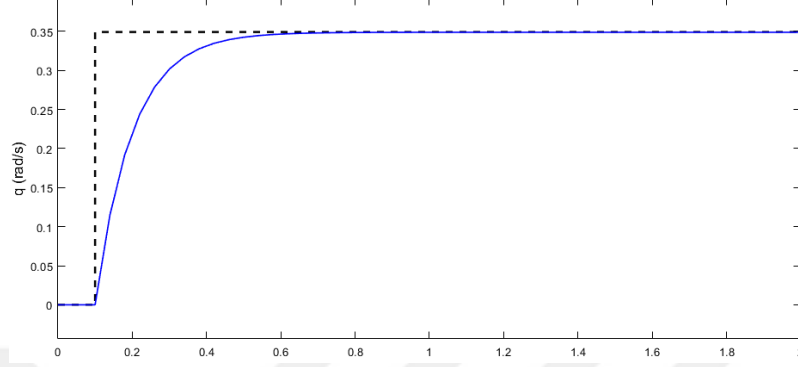


**Şekil 4.13 :** Kontrol yüzey sapmaları ve manifold dışı koordinatlar

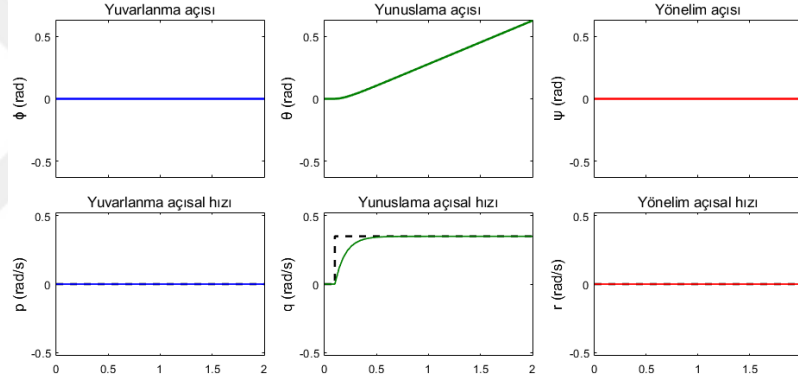
Şekil 4.11’de yuvarlanma açısala hızına uygulanan beyaz gürültü bozucunun bastırılmadığı ancak sistemin kararlılığının korunarak istenilen açısala hız değerine yakın değerlerin elde edildiği, Şekil 4.12’de bu duruma rağmen yuvarlanma açısala hızının doğrusal olarak artarken diğer açılar ve açısala hızların değişmediği, Şekil 4.13’te yuvarlanma açısala hızına ait manifold dışı koordinatın sıfır değerine yakın değerlere ulaştığı görülmektedir.

## 4.5.2 Yunuslama açısız hızı kontrolü

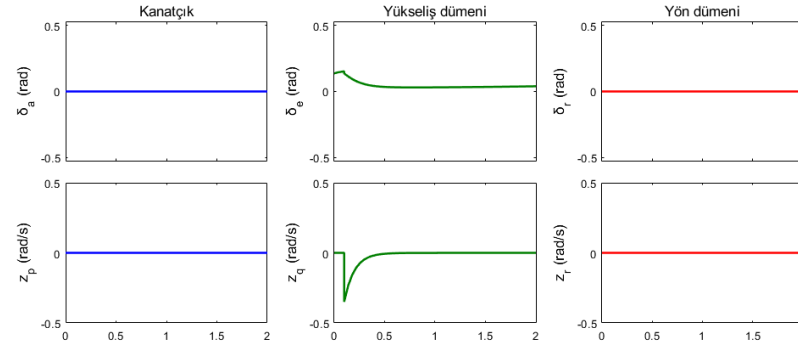
Yunuslama açısız hızının sabit referans (birim basamak)  $\pi/9$  rad/s ( $20^\circ/s$ )'yi takibine ilişkin sistem cevapları, kontrol yüzey sapma ve manifold dışı koordinat değerleri şu şekildedir (Şekil 4.14, Şekil 4.15 ve Şekil 4.16);



Şekil 4.14 : Yunuslama açısız hızı birim basamak cevabı



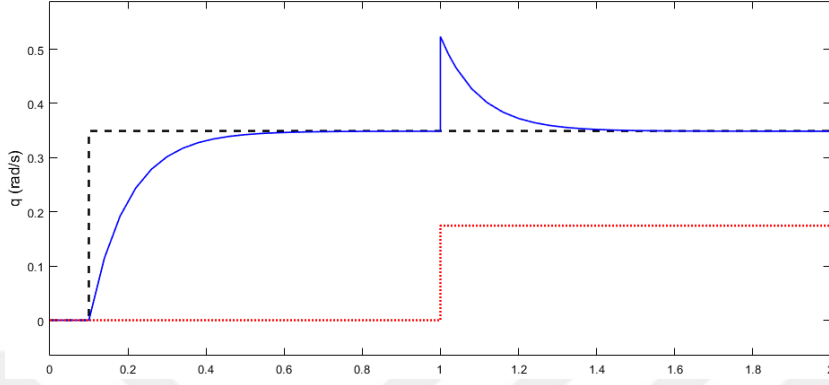
Şekil 4.15 : Sistem cevapları



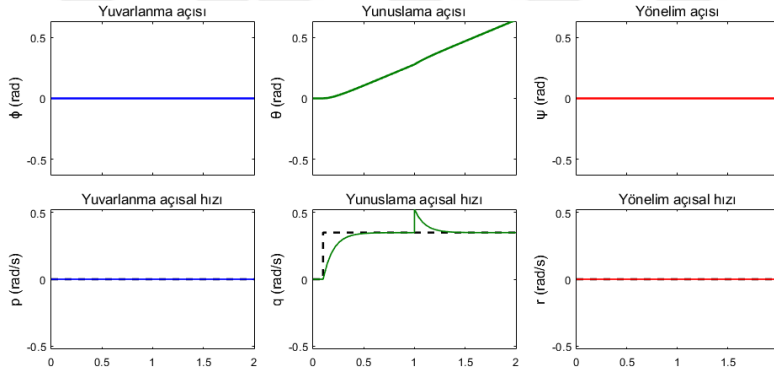
Şekil 4.16 : Kontrol yüzey sapmaları ve manifold dışı koordinatlar

Şekil 4.14'te yunuslama açısız hızının istenilen değere başarılı bir şekilde ulaştığı, Şekil 4.15'te yunuslama açısının doğrusal olarak artarken diğer açıların ve açısız hızların değişmediği, Şekil 4.16'da da yunuslama açısız hızına ait manifold dışı koordinatın da sıfıra ulaştığı görülmektedir.

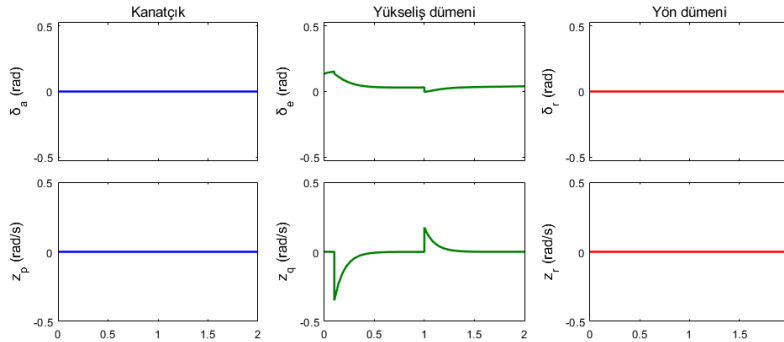
Yunuslama açısala hızına ait sistem cevabına  $\pi/18$  rad/s'lik birim basamak bozucu giriş uygulandığında sistem cevapları, kontrol yüzey sapmaları ve manifold dışı koordinatlar şu şekilde olmaktadır (Şekil 4.17, Şekil 4.18 ve Şekil 4.19);



**Şekil 4.17 :** Bozucu olduğunda yuvarlanma açısala hızı birim basamak cevabı



**Şekil 4.18 :** Sistem cevapları

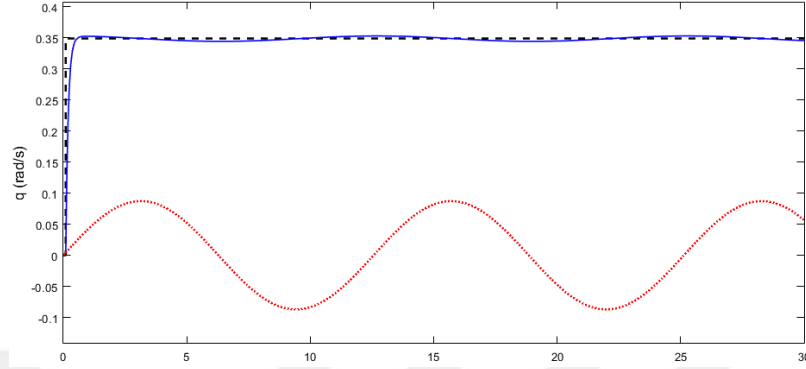


**Şekil 4.19 :** Kontrol yüzey sapmaları ve manifold dışı koordinatlar

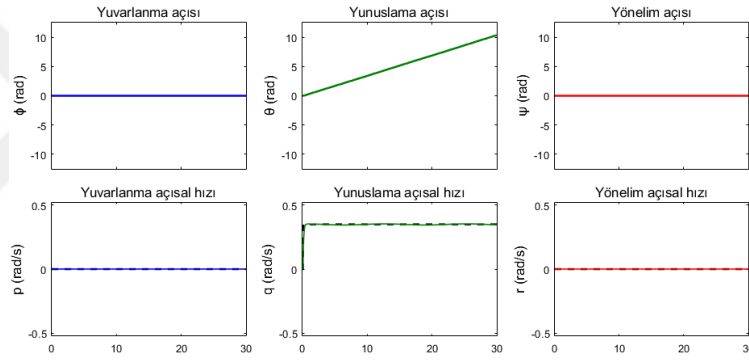
Şekil 4.17'de 1 s sonra uygulanan bozucu girişin başarılı bir şekilde bastırıldığı, Şekil 4.18'de yunuslama açısala hızının doğrusal olarak artarken diğer açıların ve açısala hızların değişmediği, Şekil 4.19'da yunuslama açısala hızına ait manifold dışı koordinatın da bozucudan önce ve sonra sıfıra ulaştığı görülmektedir.



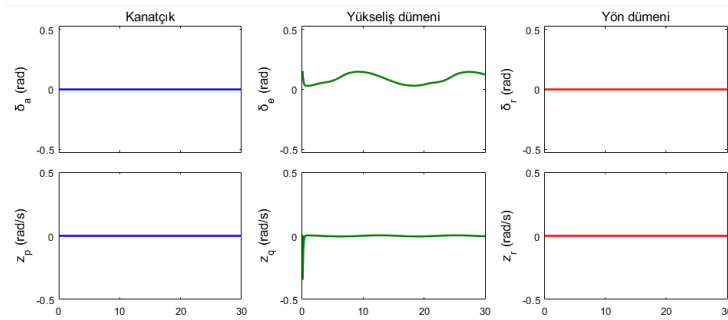
Yunuslama açısız hızına ait sistem cevabına  $(\pi/36) \sin(t/2)$  rad/s'lik sinüzoidal bozucu giriş uygulandığında sistem cevapları, kontrol yüzey sapmaları ve manifold dışı koordinatlar şu şekilde olmaktadır (Şekil 4.20, Şekil 4.21 ve Şekil 4.22);



Şekil 4.20 : Bozucu olduğunda yuvarlanma açısız hızı birim basamak cevabı



Şekil 4.21 : Sistem cevapları



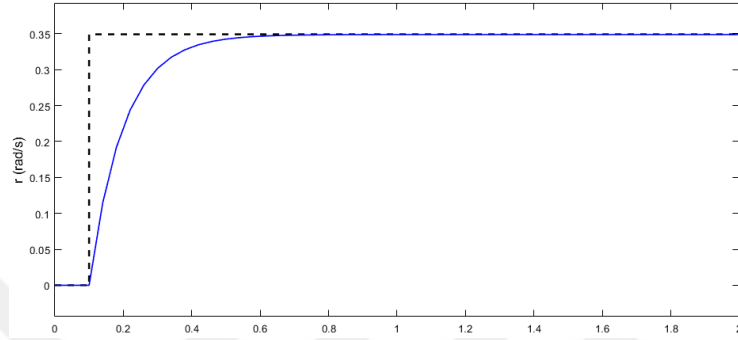
Şekil 4.22 : Kontrol yüzey sapmaları ve manifold dışı koordinatlar

Şekil 4.20'de yunuslama açısız hızına uygulanan genliği  $\pi/36$ , periyodu  $4\pi$  s olan sinüzoidal bozucunun önemli ölçüde bastırıldığı, Şekil 4.21'de yunuslama açısının doğrusal olarak artarken diğer açılarının ve açısız hızlarının değişmediği, Şekil 4.22'de yunuslama açısız hızına ait manifold dışı koordinatın sıfır değerine yakın değerlere ulaştığı görülmektedir.

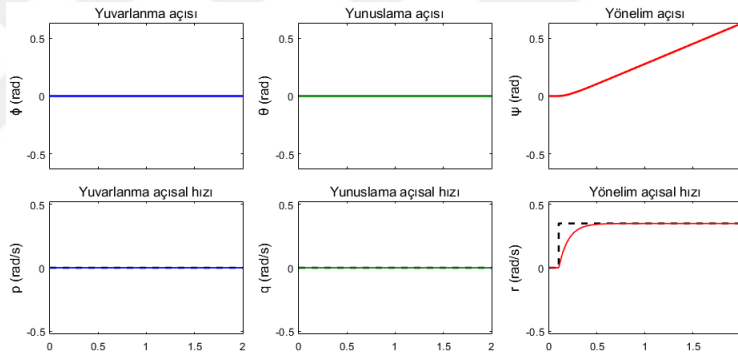


### 4.5.3 Yönelim açısai hızi kontrolü

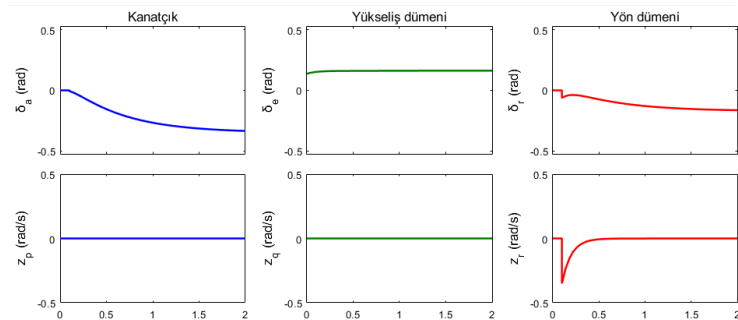
Yönelim açısai hızının sabit referans (birim basamak)  $\pi/9$  rad/s ( $20^\circ/s$ )'yi takibine ilişkin sistem cevapları, kontrol yüzey sapma ve manifold dışı koordinat değerleri şu şekildedir (şekil 4.26, şekil 4.27 ve şekil 4.28);



şekil 4.26 : Yönelim açısai hızi birim basamak cevabı



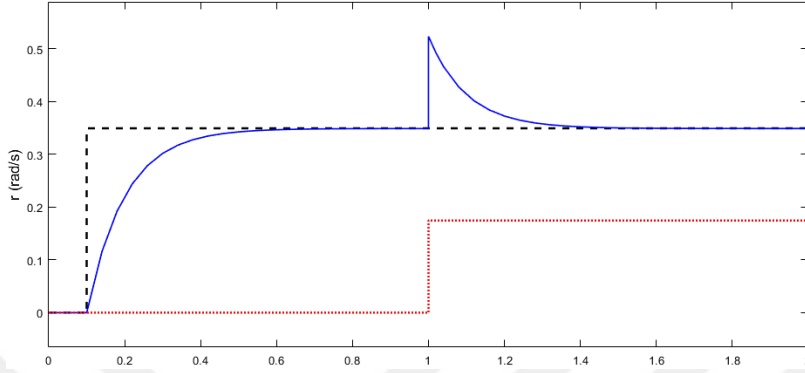
şekil 4.27 : Sistem cevapları



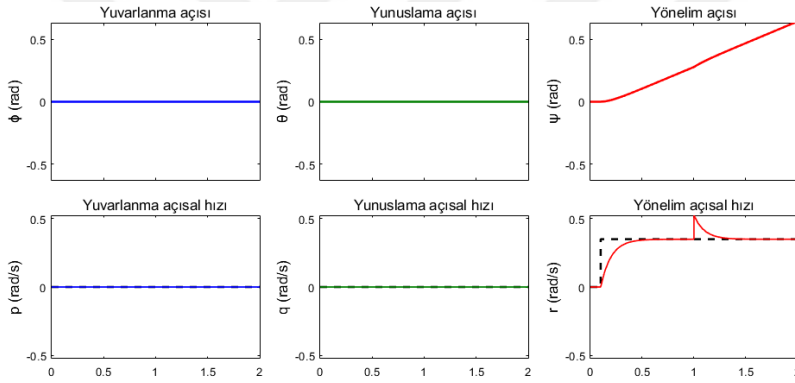
şekil 4.28 : Kontrol yüzey sapsmaları ve manifold dışı koordinatlar

şekil 4.26'da yönelim açısai hızının istenilen değere başarılı bir şekilde ulaştığı, şekil 4.27'de yönelim açısının doğrusal olarak artarken diğer açıların ve açısai hızların değişmediği, şekil 4.28'de de yönelim açısai hızına ait manifold dışı koordinatın da sıfıra ulaştığı görölmektedir.

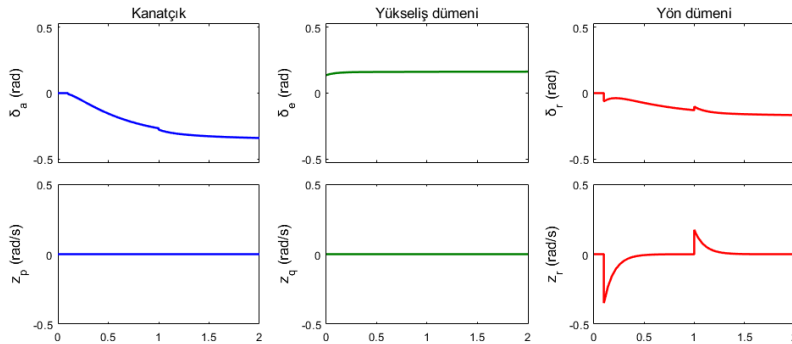
Yönelim açısına ait sistem cevabına  $\pi/18$  rad/s'lik birim basamak bozucu giriş uygulandığında sistem cevapları, kontrol yüzey sapmaları ve manifold dışı koordinatlar şu şekilde olmaktadır (Şekil 4.29, Şekil 4.30 ve Şekil 4.31);



**Şekil 4.29 :** Bozucu olduğunda yuvarlanma açısına ait sistem cevabı



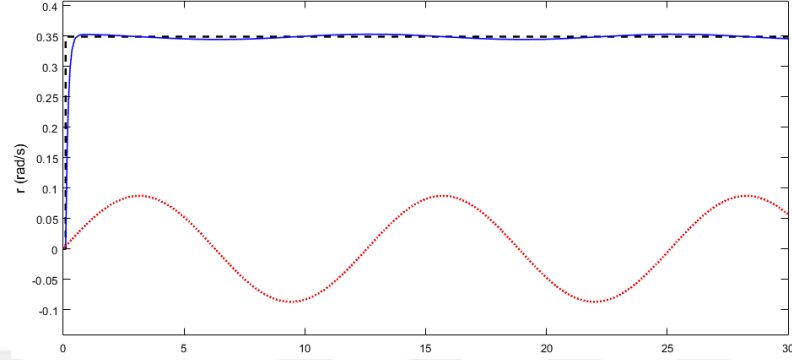
**Şekil 4.30 :** Sistem cevapları



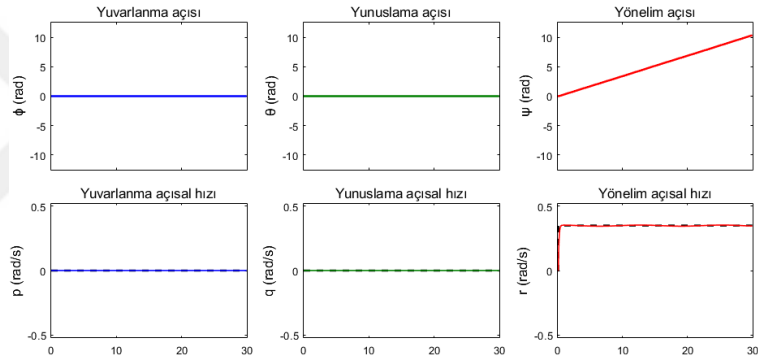
**Şekil 4.31 :** Kontrol yüzey sapmaları ve manifold dışı koordinatlar

Şekil 4.29'da 1 s sonra uygulanan bozucu girişin başarılı bir şekilde bastırıldığı, Şekil 4.30'da yönelim açısal hızının doğrusal olarak artarken diğer açıların ve açısal hızların değişmediği, Şekil 4.31'de yönelim açısal hızına ait manifold dışı koordinatın da bozucudan önce ve sonra sıfıra ulaştığı görülmektedir.

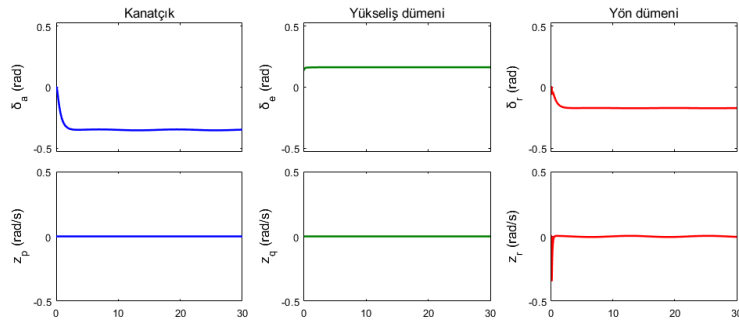
Yönelim açısal hızına ait sistem cevabına  $(\pi/36) \sin(t/2)$  rad/s'lik sinüzoidal bozucu giriş uygulandığında sistem cevapları, kontrol yüzey sapmaları ve manifold dışı koordinatlar şu şekilde olmaktadır (Şekil 4.32, Şekil 4.33 ve Şekil 4.34);



Şekil 4.32 : Bozucu olduğunda yuvarlanma açısal hızı birim basamak cevabı



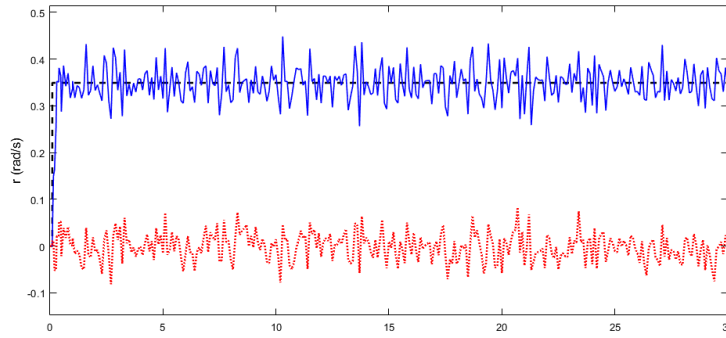
Şekil 4.33 : Sistem cevapları



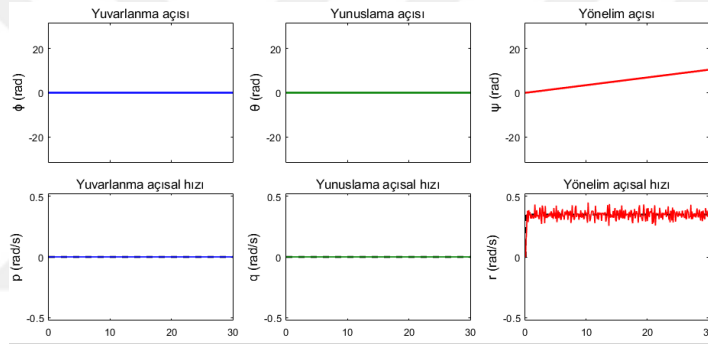
Şekil 4.34 : Kontrol yüzey sapmaları ve manifold dışı koordinatlar

Şekil 4.32'de yönelim açısal hızına uygulanan genliği  $\pi/36$ , periyodu  $4\pi$  s olan sinüzoidal bozucunun önemli ölçüde bastırıldığı, Şekil 4.33'te yönelim açısının doğrusal olarak artarken diğer açıların ve açısal hızların değişmediği, Şekil 4.34'te yönelim açısal hızına ait manifold dışı koordinatın sıfır değerine yakın değerlere ulaştığı görülmektedir.

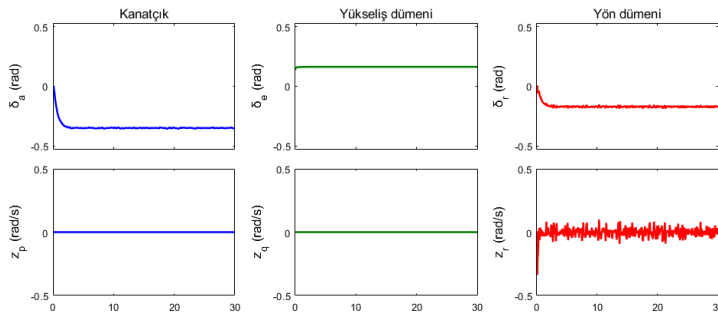
Yönelim açısına ait sistem cevabına beyaz gürültü bozucu giriş uygulandığında sistem cevapları, kontrol yüzey sapmaları ve manifold dışı koordinatlar şu şekilde olmaktadır (Şekil 4.35, Şekil 4.36 ve Şekil 4.37);



**Şekil 4.35 :** Bozucu olduğunda yuvarlanma açısal hızı birim basamak cevabı



**Şekil 4.36 :** Sistem cevapları



**Şekil 4.37 :** Kontrol yüzey sapmaları ve manifold dışı koordinatlar

Şekil 4.35'te yönelim açısal hızına uygulanan beyaz gürültü bozucunun bastırılmadığı ancak sistemin kararlılığının korunarak istenilen açısal hız değerine yakın değerlerin elde edildiği, Şekil 4.36'da bu duruma rağmen yönelim açısal hızının doğrusal olarak artarken diğer açıların ve açısal hızların değişmediği, Şekil 4.37'de yönelim açısal hızına ait manifold dışı koordinatın sıfır değerine yakın değerlere ulaştığı görülmektedir.

## 5. SONUÇ VE ÖNERİLER

Bu tez çalışmasında doğrusal olmayan uçuş denklemlerine uygulanabilecek daldırma ve değişmezlik yönteminin kullanıldığı kararlılık kontrolörü tasarımı yapılmıştır. Gövde eksen takımında tanımlanan yuvarlanma, yunuslama ve yönelim açısız hızları kararlı uçuş şartlarında değiştirilerek sistem cevapları gözlenmiştir. Anlamli referans girişleri uygulandığında bu kontrol yöntemiyle, kontrol yüzeyleri sınır değerlerine ulaşmadan doğru sonuçlar elde edilebilmiştir. Uygun olmayan referans girişleri uygulandıysa kontrol yüzeyleri sınır değerlere ulaşmış ve sistem kararlı değerlerinde kalmıştır. Manifold dışı dinamik  $\dot{z}$ 'nin manifold dışı koordinat  $z$ 'ye ait ifadesi ve diğer katsayılar düzenlenerek sistem cevaplarındaki en büyük aşım, yerleşme zamanı gibi özellikler iyileştirilmiştir. Birim basamak ve sinüs fonksiyonu bozucu olarak uygulanmış ve önemli ölçüde bastırılmıştır. Beyaz gürültü bozucu uygulandığında, bozucunun cevaplarda görülmesine rağmen, kontrolör istenilen referans değerini takip edebilmiştir. Yunuslama açısı  $90^\circ$  ve ayrı durumda yana kayma açısı  $90^\circ$  olduğunda uçuş denklemlerinin doğası gereği tekillikler mevcuttur. Bu değerlere yol açan dönüşüm seçimleri değiştirilerek daha uygun kontrolör tasarımı yapılmıştır. Gövde eksen takımında ileri yönde hız ( $u$ ) sabit 24 m/s olarak kullanılmıştır. Diğer yönlerde ise hızlar ( $v, w$ ) ihmal edilmiştir. Hava hızı sıfır olduğu durumda sistemde değerler tanımsız olabilmektedir. Hava aracının perdövitesine (stall) girmeden uçabileceği farklı hava hızlarında da kontrolör anlamlı şekilde çalışmaktadır. Yuvarlanma, yunuslama ve yönelim açısız hızlarının sıfır olduğu durumda ayrıca trim kontrolü de yapılmış olmaktadır.

### 5.1 Çalışmanın Uygulama Alanı

Daldırma ve değişmezlik yöntemiyle tasarlanmış bir kontrolöre sahip insansız hava aracı, açısız yörüngenin takip edilmesinin istendiği, uçuşta trim kontrolü gereken veya rüzgar gibi bozucuların olduğu düz uçuş durumlarında bağımsız çalışabilir. Doğrusal olmayan denklemler içeren karmaşık yapıdaki diğer fiziksel sistemlere de örnek olabilir.





## KAYNAKLAR

- [1] **Astolfi, A., & Ortega, R.** (2003). Immersion and invariance: A new tool for stabilization and adaptive control of nonlinear systems. *IEEE Transactions on Automatic control*, 48(4), 590-606.
- [2] **Acosta, J. Á., Ortega, R., Astolfi, A., & Sarras, I.** (2008). A constructive solution for stabilization via immersion and invariance: The cart and pendulum system. *Automatica*, 44(9), 2352-2357.
- [3] **Sarras, I., Acosta, J. Á., Ortega, R., & Mahindrakar, A. D.** (2013). Constructive immersion and invariance stabilization for a class of underactuated mechanical systems. *Automatica*, 49(5), 1442-1448.
- [4] **Ortega, R., Hsu, L., & Astolfi, A.** (2003). Immersion and invariance adaptive control of linear multivariable systems. *Systems & control letters*, 49(1), 37-47.
- [5] **Morbidi, F., Mariottini, G. L., & Prattichizzo, D.** (2010). Observer design via immersion and invariance for vision-based leader-follower formation control. *Automatica*, 46(1), 148-154.
- [6] **Sonneveldt, L., van Oort, E., Chu, Q., & Mulder, J.** (2010). Immersion and invariance based nonlinear adaptive flight control. In *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference* (p. 7690).
- [7] **Zhang, J., Li, Q., Cheng, N., & Liang, B.** (2011, June). Immersion and invariance based nonlinear adaptive longitudinal control for autonomous aircraft. In *2011 9th World Congress on Intelligent Control and Automation* (pp. 985-989). IEEE.
- [8] **Karagiannis, D., & Astolfi, A.** (2010). Non-linear and adaptive flight control of autonomous aircraft using invariant manifolds. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 224(4), 403-415.
- [9] **Hu, J., & Zhang, H.** (2013). Immersion and invariance based command-filtered adaptive backstepping control of VTOL vehicles. *Automatica*, 49(7), 2160-2167.
- [10] **Zhao, B., Xian, B., Zhang, Y., & Zhang, X.** (2014, July). Immersion and invariance based adaptive attitude tracking control of a quadrotor UAV in the presence of parametric uncertainty. In *Proceedings of the 33rd Chinese Control Conference* (pp. 1932-1937). IEEE.
- [11] **Raol, J. R., & Singh, J.** (2009). *Flight mechanics modeling and analysis*. Boca Raton, Fla: CRC.
- [12] **Stevens, B. L., Lewis, F. L., & Johnson, E. N.** (2015). *Aircraft control and simulation: dynamics, controls design, and autonomous systems*. John Wiley & Sons.

- [13] **Astolfi, A., Karagiannis, D., & Ortega, R.** (2007). *Nonlinear and adaptive control with applications*. Springer Science & Business Media.
- [14] **Paw, Y. C.** (2009). *Synthesis and validation of flight control for UAV* (Doctoral dissertation, University of Minnesota).
- [15] **Ülker, H.** (2016). *Model predictive control of a fixed wing unmanned aerial vehicle* (Doctoral dissertation, Istanbul Technical University, Istanbul, Turkey).
- [16] **Kanchanaharuthai, A.** (2014). Immersion and invariance-based nonlinear dual-excitation and steam-valving control of synchronous generators. *International Transactions on Electrical Energy Systems*, 24(12), 1671-1687.
- [17] **Khan, I. U.** (2013). *Robust control of elastic drive systems using the immersion and invariance methodology* (Doctoral dissertation).



## **EKLER**

**EK A:** Atalet momenti terimleri

**EK B:** Matlab kodu

**EK C:** Simulink modeli



## EK A

$$\begin{aligned}\tau_1 &= (I_{xz}^2 + I_z^2 - I_y I_z) \\ \tau_2 &= I_{xz}(I_x - I_y + I_z) \\ \tau_3 &= (I_x I_z - I_{xz}^2) \\ \tau_4 &= (I_z - I_x) \\ \tau_5 &= (I_{xz}^2 + I_x^2 - I_x I_y)\end{aligned}\tag{A 4.1}$$

## EK B

```
%Firat ASLAN, ITU Department of Mechatronics 2019
%EOM Sys Block
function
[V, alpha, beta, u_dot, v_dot, w_dot, phi_dot, theta_dot, psi_dot, p_dot, q_dot, r_dot, x_dot, y_d
ot, h_dot] = sys(u, v, w, phi, theta, psi, p, q, r, delta_a, delta_e, delta_r, T)
%V=V+0.000001; %singularity pass at zero
%(Ultrastick 25E)ref:[14] Paw, Y. C. (2009). Synthesis and validation of flight
control for UAV (Doctoral dissertation, University of Minnesota).
g=9.81;
rho=1.166;
S=0.32;
b=1.2;
c_bar=0.3;
m=1.9;
e=0.75;
AR=5.2075;
CL0=0.23;
CL_alpha=4.58;
CL_alpha_dot=1.97;
CL_q=7.95;
CL_min=0.23;
CL_delta_e=0.098;
CD0=0.0434;
CD_delta_e=0.0135;
CD_delta_r=0.0303;
CY_beta=-0.83;
CY_delta_r=0.191;
CY_p=0;
CY_r=0;
Cl_beta=-0.13;
Cl_delta_a=0.0855;
Cl_delta_r=-0.0024;
Cl_p=-0.505;
Cl_r=0.252;
Cm0=0.135;
Cm_alpha=-1.5;
Cm_delta_e=-0.992;
Cm_alpha_dot=-10.4;
Cm_q=-38.2;
Cn_beta=0.0726;
Cn_delta_r=-0.0693;
Cn_p=-0.069;
Cn_r=-0.0946;
Cn_delta_a=-0.012;
Ix=0.0894;
Iy=0.144;
Iz=0.162;
Ixz=0.014;
Ip=0.00013;
V=sqrt(u^2+v^2+w^2);
alpha=atan(w/u);
beta=asin(v/V);
%Flight Equations
q_bar=rho*V^2/2;
CL=CL0+CL_alpha*alpha+CL_q*q*c_bar/(2*V)+CL_delta_e*delta_e;%+CL_alpha_dot*alpha_dot*
c_bar/(2*V);
CD=CD0+(CL-CL_min)/(3.14*e*AR)+CD_delta_e*delta_e+CD_delta_r*delta_r;
```

```

Cm=Cm0+Cm_alpha*alpha+Cm_q*q*c_bar/(2*V)+Cm_delta_e*delta_e;%Cm_alpha_dot*alpha_dot*
c_bar/(2*V);
CY=CY_beta*beta+CY_delta_r*delta_r+b*(CY_p*p+CY_r*r)/(2*V);
Cl=Cl_beta*beta+Cl_delta_a*delta_a+Cl_delta_r*delta_r+b*(Cl_p*p+Cl_r*r)/(2*V);
Cn=Cn_beta*beta+Cn_delta_a*delta_a+Cn_delta_r*delta_r+b*(Cn_p*p+Cn_r*r)/(2*V);
CD_wind=CD*cos(beta)-CY*sin(beta);
CY_wind=CY*cos(beta)+CD*sin(beta);
CX=CL*sin(alpha)-CD*cos(alpha);
CZ=-(CL*cos(alpha)+CD*sin(alpha));
ax=q_bar*S*CX/m+T/m;
ay=q_bar*S*CY/m;
az=q_bar*S*CZ/m;
% u=V*cos(alpha)*cos(beta);
% v=V*sin(beta);
% w=V*sin(alpha)*cos(beta);
u_dot=-q*w+r*v-g*sin(theta)+ax;
v_dot=-r*u+p*w+g*cos(theta)*sin(phi)+ay;
w_dot=-p*v+q*u+g*cos(theta)*cos(phi)+az;
p_dot=(q_bar*S*b*(Iz*Cl+Ixz*Cn)-q*r*(Ixz^2+Iz^2-Iy*Iz)+p*q*Ixz*(Ix-Iy+Iz))/(Ix*Iz-
Ixz^2);
q_dot=(q_bar*S*c_bar*Cm-(p^2-r^2)*Ixz+p*r*(Iz-Ix))/Iy;
r_dot=(q_bar*S*b*(Ix*Cn+Ixz*Cl)-q*r*Ixz*(Ix-Iy+Iz)+p*q*(Ixz^2+Ix^2-Ix*Iy))/(Ix*Iz-
Ixz^2);
phi_dot=p*q*tan(theta)*sin(phi)+r*tan(theta)*cos(phi);
theta_dot=q*cos(phi)-r*sin(phi);
psi_dot=r*cos(phi)*sec(theta)+q*sin(phi)*sec(theta);
x_dot=(u*cos(theta)+v*sin(phi)*sin(theta)+w*cos(phi)*sin(theta))*cos(psi)-
(v*cos(phi)-w*sin(phi))*sin(psi);
y_dot=(u*cos(theta)+v*sin(phi)*sin(theta)+w*cos(phi)*sin(theta))*sin(psi)+(v*cos(phi)
-w*sin(phi))*cos(psi);
h_dot=u*sin(theta)-v*cos(theta)*sin(phi)-w*cos(theta)*cos(phi);
% %Polar form
% V_dot=(u*u_dot+v*v_dot+w*w_dot)/V;
% alpha_dot=(u*w_dot-w*u_dot)/(u^2+w^2);
% beta_dot=(V*v_dot-v*V_dot)/(V^2*sqrt(1-(v^2/V^2)));
% V_dot=g*(cos(phi)*cos(theta)*sin(alpha)*cos(beta)+sin(phi)*cos(theta)*sin(beta)-
sin(theta)*cos(alpha)*cos(beta))-
q_bar*S*CD_wind/m+T*cos(alpha)*cos(beta)/m;%CD_wind=CD
% alpha_dot=g*(cos(phi)*cos(theta)*sin(alpha)+sin(theta)*sin(alpha))/(V*cos(beta))+q-
tan(beta)*(p*cos(alpha)+r*sin(alpha))-q_bar*S*CL/(m*V*cos(beta))-
T*sin(alpha)/(m*V*cos(beta));
% beta_dot=g*(cos(beta)*sin(phi)*cos(theta)+sin(beta)*cos(alpha)*sin(theta)-
sin(alpha)*cos(phi)*cos(theta)*sin(beta))/(V+p*sin(alpha)-
r*cos(alpha)+q_bar*S*CY_wind/(m*V)+T*cos(alpha)*sin(beta)/(m*V);%CY_wind=CY
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%Roll Cont Block
function delta_a = u(z_p,u,v,w,phi,theta,psi,p,q,r,delta_a,delta_e,delta_r,T)
V=sqrt(u^2+v^2+w^2);
alpha=atan(w/u);
beta=asin(v/V);
k_phi=0.01;
n_phi=1;
k_theta=0.01;
n_theta=1;
k_psi=0.01;
n_psi=1;
k_p=10;
n_p=1;
z_p_dot_=-k_p*z_p^n_p;
delta_a=(1005344174317449951171875*(z_p_dot_+
(1008229855778687680512*v^2*((50109*beta)/2500000+(1359*delta_r)/1000000+
(81*((303*p)/500-(189*r)/625))/(1000*V)+(7*((207*p)/2500+
(1419*r)/12500))/(1000*V)))/64342027156316796875-
(33858061998571388928*p*q)/321710135781583984375+
(896972930584128*q*r)/4117889738004275+k_psi*psi^n_psi*cos(theta)*(q*cos(phi)-
r*sin(phi))-k_phi*n_phi*phi^(n_phi-1)*(p+r*cos(phi)*tan(theta)+
q*sin(phi)*tan(theta))+k_psi*n_psi*psi^(n_psi-
1)*sin(theta)*(r*cos(phi))/cos(theta)+
(q*sin(phi))/cos(theta)))/(215556392447184117694464*v^2);
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%Pitch Cont Block
function delta_e = u(z_q,u,v,w,phi,theta,psi,p,q,r,delta_a,delta_e,delta_r,T)
V=sqrt(u^2+v^2+w^2);
alpha=atan(w/u);
beta=asin(v/V);
k_phi=0.01;
n_phi=1;

```

```

k_theta=0.01;
n_theta=1;
k_psi=0.01;
n_psi=1;
k_q=10;
n_q=1;
z_q_dot = -k_q*z_q^n_q;
delta_e = -(46875*(z_q_dot - (121*p*r)/240 + (k_theta*theta^n_theta*sin(phi) -
k_psi*psi^n_psi*cos(phi)*cos(theta))*(p + r*cos(phi)*tan(theta) +
q*sin(phi)*tan(theta)) + (583*v^2*((3*alpha)/2 + (573*q)/(100*v) - 27/200))/1500 +
(7*p^2)/72 - (7*r^2)/72 - (q*cos(phi) - r*sin(phi))*(k_theta*n_theta*theta^(n_theta -
1)*cos(phi) - k_psi*psi^n_psi*sin(phi)*sin(theta)) - k_psi*n_psi*psi^(n_psi -
1)*cos(theta)*sin(phi)*((r*cos(phi))/cos(theta) +
(q*sin(phi))/cos(theta)))/((18073*v^2);
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%Yaw Cont Block
function delta_r = u(z_r,u,v,w,phi,theta,psi,p,q,r,delta_a,delta_e,delta_r,T)
V=sqrt(u^2+v^2+w^2);
alpha=atan(w/u);
beta=asin(v/V);
k_phi=0.01;
n_phi=1;
k_theta=0.01;
n_theta=1;
k_psi=0.01;
n_psi=1;
z_r = r - k_theta*theta^n_theta*sin(phi) + k_psi*psi^n_psi*cos(phi)*cos(theta);
k_r=10;
n_r=1;
z_r_dot = -k_r*z_r^n_r;
delta_r = -(25133604357936248779296875*(z_r_dot -
(1008229855778687680512*v^2*((116761*beta)/25000000 + (621*delta_a)/5000000 -
(7*((303*p)/500 - (189*r)/625))/(1000*v) - (447*((207*p)/2500 +
(1419*r)/12500))/(10000*v)))/64342027156316796875 +
(1350428487561046*p*q)/4117889738004275 +
(33858061998571388928*q*r)/321710135781583984375 + (k_theta*theta^n_theta*cos(phi) +
k_psi*psi^n_psi*cos(theta)*sin(phi))*(p + r*cos(phi)*tan(theta) +
q*sin(phi)*tan(theta)) + (q*cos(phi) - r*sin(phi))*(k_theta*n_theta*theta^(n_theta -
1)*sin(phi) + k_psi*psi^n_psi*cos(phi)*sin(theta) - k_psi*n_psi*psi^(n_psi -
1)*cos(phi)*cos(theta)*((r*cos(phi))/cos(theta) +
(q*sin(phi))/cos(theta)))/((2453235912594750443618304*v^2);
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
% Off-the-manifold coordinate z_p
function z_p = u(u,v,w,phi,theta,psi,p,q,r,delta_a,delta_e,delta_r,T)
V=sqrt(u^2+v^2+w^2);
alpha=atan(w/u);
beta=asin(v/V);
k_phi=0.01;
n_phi=1;
k_theta=0.01;
n_theta=1;
k_psi=0.01;
n_psi=1;
z_p = p + k_phi*phi^n_phi - k_psi*psi^n_psi*sin(theta);
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
% Off-the-manifold coordinate z_q
function z_q = u(u,v,w,phi,theta,psi,p,q,r,delta_a,delta_e,delta_r,T)
V=sqrt(u^2+v^2+w^2);
alpha=atan(w/u);
beta=asin(v/V);
k_phi=0.01;
n_phi=1;
k_theta=0.01;
n_theta=1;
k_psi=0.01;
n_psi=1;
z_q = q + k_theta*theta^n_theta*cos(phi) + k_psi*psi^n_psi*cos(theta)*sin(phi);
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
% Off-the-manifold coordinate z_r
function z_r = u(u,v,w,phi,theta,psi,p,q,r,delta_a,delta_e,delta_r,T)
V=sqrt(u^2+v^2+w^2);
alpha=atan(w/u);
beta=asin(v/V);
k_phi=0.01;
n_phi=1;
k_theta=0.01;
n_theta=1;

```

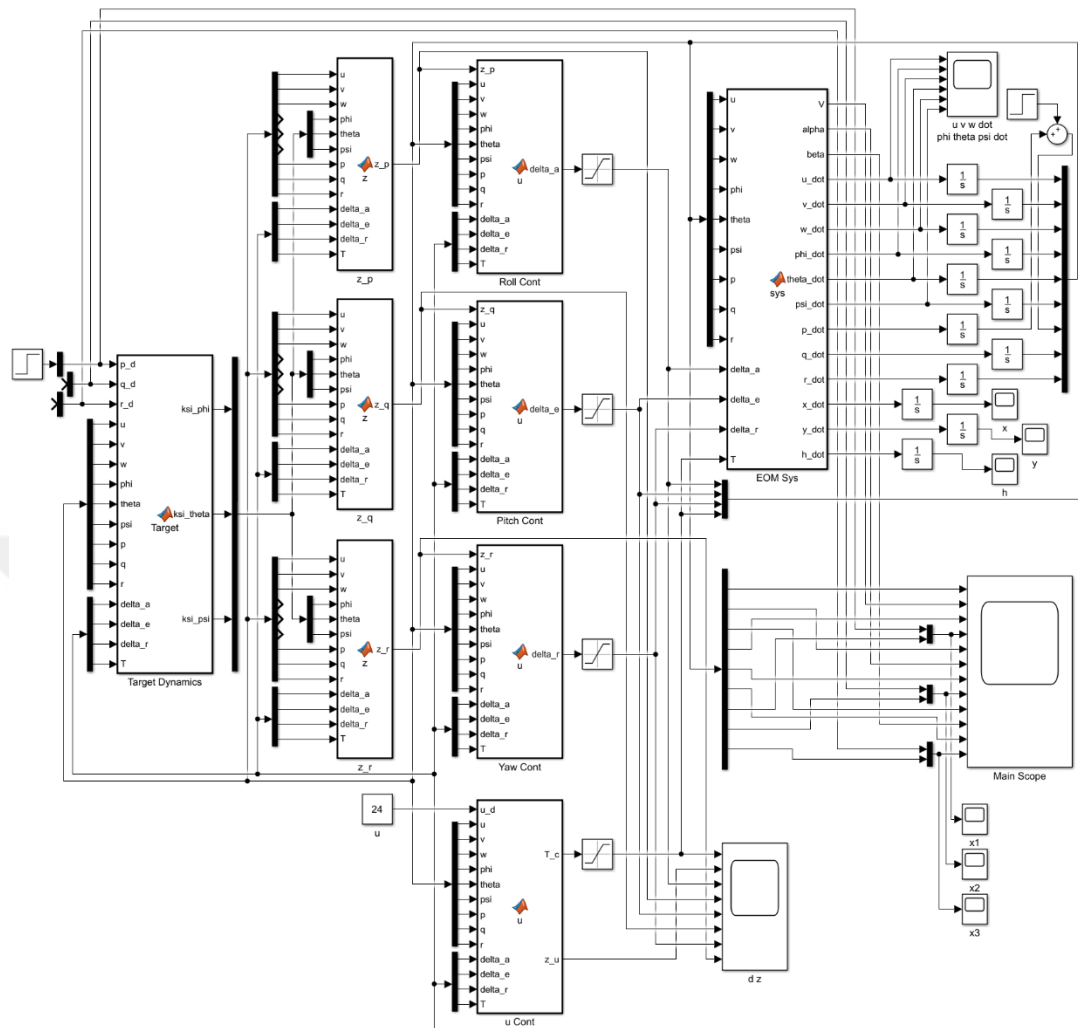
```

k_psi=0.01;
n_psi=1;
z_r=r - k_theta*theta^n_theta*sin(phi) + k_psi*psi^n_psi*cos(phi)*cos(theta);
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
% Target dynamics
function [ksi_phi,ksi_theta,ksi_psi] =
Target(p_d,q_d,r_d,u,v,w,phi,theta,psi,p,q,r,delta_a,delta_e,delta_r,T)
k_phi=0.01;
n_phi=1;
k_theta=0.01;
n_theta=1;
k_psi=0.01;
n_psi=1;
phi_dot=p_d+q_d*tan(theta)*sin(phi)+r_d*tan(theta)*cos(phi);
theta_dot=q_d*cos(phi)-r_d*sin(phi);
psi_dot=r_d*cos(phi)*sec(theta)+q_d*sin(phi)*sec(theta);
ksi_phi=nthroot((-phi_dot/k_phi),n_phi);
ksi_theta=nthroot((-theta_dot/k_theta),n_theta);
ksi_psi=nthroot((-psi_dot/k_psi),n_psi);

```



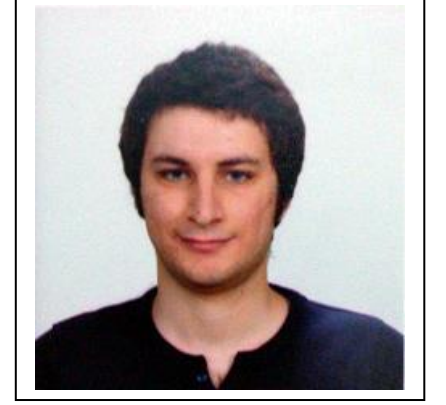
EK C



Şekil C.1 : Simulink modeli



## ÖZGEÇMİŞ



**Ad-Soyad** : Fırat ASLAN  
**Doğum Tarihi ve Yeri** : 1991, Ankara  
**E-posta** : leoeu9@gmail.com, aslanf15@itu.edu.tr

### ÖĞRENİM DURUMU:

- **Lisans** : 2015, Pamukkale Üniversitesi, Mühendislik Fakültesi, Makine Mühendisliği Bölümü

### MESLEKİ DENEYİM VE ÖDÜLLER:

- Şubat 2017'den Ekim 2019'a kadar İzmir Ekonomi Üniversitesi Mekatronik Mühendisliği Bölümü'nde araştırma görevlisi olarak çalışmıştır.

### DİĞER YAYINLAR, SUNUMLAR VE PATENTLER: