

Dört Pervaneli Bir İnsansız Hava Aracının Takip Denetiminde Giriş Zaman Gecikme
Etkilerinin Telafisi

Hüseyin Yılmaztekin

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Elektrik Elektronik Mühendisliği Anabilim Dalı

Haziran 2021

Input Time Delay Compensation in Tracking Control of a Quadrotor UAV

Hüseyin Yılmaztekin

MASTER OF SCIENCE THESIS

Electrical and Electronics Engineering Department

June 2021

Dört Pervaneli Bir İnsansız Hava Aracının Takip Denetiminde Giriş Zaman Gecikme
Etkilerinin Telafisi

Hüseyin Yılmaztekin

Eskişehir Osmangazi Üniversitesi
Fen Bilimleri Enstitüsü
Lisansüstü Yönetmeliği Uyarınca
Elektrik Elektronik Mühendisliği Anabilim Dalı
Kontrol ve Kumanda Sistemleri Bilim Dalı
YÜKSEK LİSANS TEZİ
Olarak Hazırlanmıştır

Danışman: Dr. Öğr. Üyesi Serhat OBUZ

Haziran 2021

ETİK BEYAN

Eskişehir Osmangazi Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü tez yazım kılavuzuna göre, Dr. Öğr. Üyesi Serhat OBUZ danışmanlığında hazırlamış olduğum “**Dört Pervaneli Bir İnsansız Hava Aracının Takip Denetiminde Giriş Zaman Gecikme Etkilerinin Telafisi**” başlıklı tezimin özgün bir çalışma olduğunu; tez çalışmamın tüm aşamalarında bilimsel etik ilke ve kurallara uygun davrandığımı; tezimde verdiğim bilgileri, verileri akademik ve bilimsel etik ilke ve kurallara uygun olarak elde ettiğimi; tez çalışmamda yararlandığım eserlerin tümüne atıf yaptığımı ve kaynak gösterdiğimi ve bilgi, belge ve sonuçları bilimsel etik ilke ve kurallara göre sunduğumu beyan ederim. 25/06/2021

Hüseyin Yılmaztekin

ÖZET

Giriş zaman gecikmesi, mühendislik uygulamalarında yaygınca görülmekte ve genellikle sistemleri olumsuz bir şekilde etkilemektedir. Giriş zaman gecikmelerine sebep olan etkenlere örnek olarak, algılayıcılardan elde edilen verilerde oluşan gecikmeler, haberleşme sırasında meydana gelen gecikmeler, eyleyicilerin sürücülerinde olan gecikmeler, işlemciler üzerinde yapılan hesaplamalarda oluşan gecikmeler ve eyleyicilerin verilen komutu gerçeklemesi için gerekli olan süre verilebilir.

Dört motora sahip, dikey ve iniş-kalkış yapabilen dört pervaneli hava aracı, yüksek manevra kabiliyeti ve basit fizik yapısı sebebiyle günümüzde birçok mühendislik uygulamasında yaygınca kullanılmaktadır. Bu tez kapsamında, dört pervaneli bir hava aracının pozisyon ve yönelim takibini eş zamanlı yaparken, sistemde olabilecek olan değişken ve belirsiz giriş gecikmelerinin bozan etkilerine karşı dayanıklı denetleyici tasarımları yapılmıştır. Dört pervaneli hava aracı, doğrusal olmayan bir sistem dinamiğine sahiptir ve dört eyleyiciye sahip olmasına rağmen pozisyon ve yönelim denetiminin eş zamanlı yapılabilmesi için altı serbestlik derecesinin denetlenmesi gerekmektedir. Denetleyicinin tasarımında sistemdeki belirsiz olan terimlere, dış etkilere ve modellenemeyen etkilere karşı kendini uyarlaması için uyarlamalı bir denetim yöntemi kullanılmıştır. Tasarlanan denetleyicinin Lyapunov tabanlı kararlılık analizinde Lyapunov-Krasovskii fonksiyonları kullanılmış olup, yarı küresel ve hatanın mutlak bir sınıra yakınsadığı sonuçlar elde edilmiştir. Dört pervaneli hava aracının dinamik model benzetimi ve uyarlamalı denetleyici tasarımı MATLAB/Simulink test ortamında gerçekleştirilmiştir. Zamanla değişen giriş gecikmeleri için üç farklı referans yörüngesi takip benzetimleri gerçekleştirilmiştir. Tasarlanan denetleyici, karmaşık yapıya sahip yörüngelerde ve sistemde oluşan giriş gecikmelerine karşı dayanıklı, sistem dinamiğindeki belirsiz parametrelere ve toplamsal bozan etkilere karşı dayanıklı olduğu benzetim sonuçlarında gözlemlenmiştir.

Anahtar Kelimeler: Dört pervaneli hava aracı pozisyon ve yönelim denetimi, uyarlamalı denetleyici, giriş gecikmesi

SUMMARY

Input time delay is commonly exists in engineering applications and often negatively effects systems. Communication, actuator drivers, sensors processes, calculations on processors, and the time needed for actuators to execute may be given as examples of the reasons that cause input time delays.

An unmanned aerial vehicle with four propellers can vertical takeoff and landing, is widely used nowadays in many engineering applications due to its high maneuverability and simple physics structure. In this thesis, adaptive controllers are designed to compensate for the effects of unknown time-varying input delay and unknown time-varying additive disturbances and track the reference position and attitude trajectories of a quadrotor concurrently. The dynamics of quadrotors include highly nonlinear terms and uncertain parameters with additive disturbances. In addition, although quadrotors have four propellers, six degrees of freedom have to be controlled concurrently to perform trajectory tracking. An adaptive controller is designed to track a reference position and attitude trajectories despite the challenges mentioned above for controlling a quadrotor. The numerical simulations are performed in MATLAB/Simulink test environments for three different reference trajectories. Numerical simulation results show that the designed adaptive controller is robust to the effects of the input delays and disturbances.

Keywords: Quadrotor position and attitude control, adaptive controller, input delay

İÇİNDEKİLER

	<u>Sayfa</u>
ÖZET	vi
SUMMARY	vii
TEŞEKKÜR	viii
İÇİNDEKİLER	ix
ŞEKİLLER DİZİNİ	xi
ÇİZELGELER DİZİNİ	xiii
1. GİRİŞ VE AMAÇ	1
2. LİTERATÜR ARAŞTIRMASI	3
2.1. Dört Pervaneli Hava Araçlarının Tarihçesi	3
2.2. İHA Uygulamaları	5
2.2.1. Aerodinamik Konfigürasyon Sınıflandırması	6
2.2.1.1. Sabit kanatlı İHA'lar	6
2.2.1.2. Döner kanatlı İHA'lar	6
2.2.1.3. Hibrit konfigürasyon İHA'lar	7
2.3. Dört Pervaneli Hava Aracının Sistem Hareketleri	9
2.3.1. Havada Asılı Kalma	9
2.3.2. Yalpalama Hareketi	10
2.3.3. Yunuslama Hareketi	10
2.3.4. Sapma Hareketi	11
2.4. Bilimsel Yazın Taraması	11
3. DÖRT PERVANELİ HAVA ARACI SİSTEM MODELİ	15
3.1. Dört Pervaneli Hava Aracının Dinamik Model Analizi	15
3.1.1. Dört Pervaneli hava aracı Dinamik Modeli	15
3.1.1.1. Pozisyon Dinamik Modeli	15
3.1.1.2. Açısal Dinamik Model	17
4. YÖNTEM	20
4.1. Pozisyon Denetleyici Tasarımı	21
4.1.1. Referans Euler Açılarının Elde Edilmesi	24

İÇİNDEKİLER (devam)

4.2. Yönelim Denetleyici Tasarımı	25
4.3. Pozisyon Denetleyici Kararlılık Analizi	28
4.4. Yönelim Denetleyici Kararlılık Analizi	38
5. BULGULAR VE TARTIŞMA	47
5.1. Yörünge 1 için Benzetim Sonuçları	49
5.2. Yörünge 2 için Benzetim Sonuçları	55
5.3. Yörünge 3 için Benzetim Sonuçları	61
6. SONUÇ VE ÖNERİLER	68
KAYNAKLAR DİZİNİ	69

ŞEKİLLER DİZİNİ

<u>Şekil</u>	<u>Sayfa</u>
2.1 George Cayley Hava Otomobili	3
2.2 Oehmichen Çoklu Rotoru	4
2.3 Dr. George De Bothezat Dört Pervaneli Hava Aracı Tasarımı	4
2.4 Convertawings Model A Dört Pervaneli Hava Aracı Tasarımı	5
2.5 Sabit Kanatlı İHA'lar	6
2.6 Döner Kanatlı İHA'lar	7
2.7 Hibrit Konfigürasyon İHA'lar	8
2.8 Havada Asılı Kalma Hareketi (Oflaz, 2013)	9
2.9 Yalpalama Hareketi (Oflaz, 2013)	10
2.10 Yunuslama Hareketi (Oflaz, 2013)	11
2.11 Sapma Hareketi (Oflaz, 2013)	11
4.1 Sistem Blok Diyagramı	20
5.1 Gecikme İşareti	48
5.2 Yörünge 1 Üç Boyutlu Gösterimi	49
5.3 Referans ve Gerçekleşen Pozisyon Koordinatları - Yörünge 1	50
5.4 Pozisyon için Hata İşaretleri - Yörünge 1	50
5.5 Referans ve Gerçekleşen Euler Açılıları - Yörünge 1	51
5.6 Euler Açılıları için Hata İşaretleri - Yörünge 1	52
5.7 Sisteme Verilen Giriş İşaretleri - Yörünge 1	53
5.8 Dört Pervaneli Hava Aracının Referans Motor Hızları - Yörünge 1	54
5.9 Yörünge 2 Üç Boyutlu Gösterimi	55
5.10 Referans ve Gerçekleşen Pozisyon Koordinatları - Yörünge 2	56
5.11 Pozisyon için Hata İşaretleri - Yörünge 2	56
5.12 Referans ve Gerçekleşen Euler Açılıları - Yörünge 2	57
5.13 Euler Açılıları için Hata İşaretleri - Yörünge 2	58
5.14 Sisteme Verilen Giriş İşaretleri - Yörünge 2	59
5.15 Dört Pervaneli Hava Aracının Referans Motor Hızları - Yörünge 2	60
5.16 Yörünge 3 Üç Boyutlu Gösterimi	62
5.17 Referans ve Gerçekleşen Pozisyon Koordinatları - Yörünge 3	63
5.18 Pozisyon için Hata İşaretleri - Yörünge 3	63
5.19 Referans ve Gerçekleşen Euler Açılıları - Yörünge 3	64
5.20 Euler Açılıları için Hata İşaretleri - Yörünge 3	65
5.21 Sisteme Verilen Giriş İşaretleri - Yörünge 3	66

5.22 Dört Pervaneli Hava Aracının Referans Motor Hızları - Yörünge 3	67
--	----

ÇİZELGELER DİZİNİ

<u>Çizelge</u>	<u>Sayfa</u>
2.1 VTOL ve CTOL kabiliyetleri arasında genel karşılaştırma	8

1. GİRİŞ VE AMAÇ

İnsansız Hava Aracı (İHA), üzerinde pilot olmadan otonom olarak uçabilen motorlu bir hava aracıdır. Dört pervaneli hava aracı, dikey kalkış ve dikey iniş yapabilen, insansız bir hava aracıdır. Dört pervaneli hava araçları hafif, düşük maliyet ve yüksek manevra kabiliyeti gibi avantajları sebebiyle oldukça geniş kullanım alanlarına sahiptir.

Dört pervaneli hava araçlarının basit mekanik yapısına rağmen, doğrusal olmayan dinamik modeli (Mian ve Daobo, 2008), modellenemeyen dış etkiler (Tan vd., 2016) ve sistem dinamiğindeki belirsiz parametreler (Navabi ve Mirzaei, 2017), denetlenebilen eyleyici sayısının görev uzayındaki eksen sayısından az olması (Lee vd., 2009) gibi sebeplerden dolayı denetleyici tasarımı oldukça zor ve karmaşıktır. Ayrıca, eyleyicilerin referans tork miktarını gerçekleştirmek için gerekli olan zaman, algılayıcılardaki veri ölçümleri, sistemde değişken olan belirsiz giriş zaman gecikmelerine sebep olmakta ve denetim sistemini olumsuz yönde etkilemektedir (Obuz, 2016). Ancak, hava araçları için yapılan denetleyici tasarımı ile ilgili birçok çalışmada giriş zaman gecikmeleri ve olumsuz etkileri göz önünde bulundurulmamaktadır. Mühendislik uygulamalarında giriş zaman gecikmelerinin etkilerine karşı dayanıklı bir denetleyici tasarımı için, giriş zaman gecikmeleri göz önünde bulundurulmalıdır (Obuz vd., 2017).

Bu tez kapsamında dört pervaneli hava aracında pozisyon ve yönelim denetimini sağlamak için, uyarlamalı bir denetleyici tasarımı sunulmuştur. Denetleyici tasarımı gerçekleştirilirken, sistem dinamiğinin doğrusal olmadığı, belirsiz parametreler içerdiği, bilinmeyen ve zamanla değişebilen modellenemeyen dış etkiler içerdiği ve sistem dinamiğinde belirsiz, zamanla değişen giriş gecikmesinin olduğu göz önünde bulundurulmuştur.

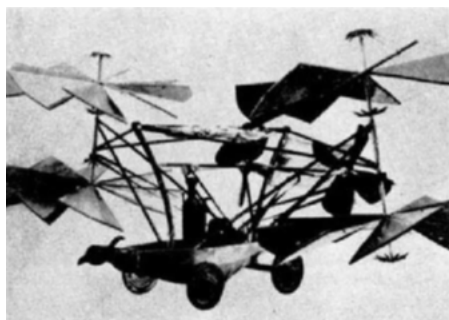
Bölüm 2’de dört pervaneli hava araçları ile ilgili genel bilgiler, dört pervaneli hava araçlarının denetimi ve giriş zaman gecikmeli sistemlerin denetimi ile ilgili yapılan bilimsel yazın taranması verilmiştir. Bölüm 3’de dört pervaneli hava aracının dinamik model bilgisi verilerek altı serbestlik derecesi için dinamik modeli elde edilmiştir. Bölüm 4’te dört pervaneli hava aracı için pozisyon ve yönelim takibi yapabilmesi ve zamanla değişen belirsiz giriş gecikmelerinin etkilerini telafi edebilmesi için uyarlamalı bir denetleyici tasarımı gerçekleştirilmiştir. Denetleyicinin kararlık analizi için Lyapunov kararlılık analizi gerçekleştirilmiştir. Dört pervaneli hava aracının benzetim kısmında ”AscTech Hummingbird” hava aracı kullanılmıştır ve parametreleri Bölüm 5’de verilmiştir.

Tasarlanan uyarlamalı denetleyicinin başarımlı durumunun gösterilmesi için benzetim sonuçları ve denetleyici kazançları Bölüm 5’de verilmiştir. Bölüm 6’da bu tezde verilen tüm bölümler yorumlanmış, gelecekte yapılacak olan çalışmalar ile ilgili bilgiler ve yapılan çalışmaların bilimsel çalışmalara olan katkısı tartışılmıştır.

2. LİTERATÜR ARAŞTIRMASI

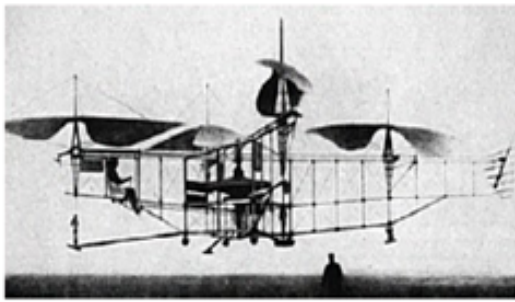
2.1 Dört Pervaneli Hava Araçlarının Tarihçesi

15. ve 20. yüzyılları arasında mevcut teknoloji ile bir hava aracı tasarlamak mümkün olmamıştır fakat Endüstri Devrimi ile fabrikaların kurulmaya başlanması, teknolojik faaliyetleri hızlandırmıştır ve bu gelişmeleri takip eden hava aracı tasarımları gelişmeye başlamıştır. Hava aracı gelişiminde önemli dönüm noktalarından biri, 1843 yılında George Cayley tarafından üretilen bir uçak fikri olmuştur. Cayley, bu aracı hava otomobili olarak isimlendirmiştir ve havada sabit tutunabilecek şekilde tasarlamıştır (Şekil 2.1). Elektrik motoru olarak buhar makinesi kullanılmıştır ancak buhar makinelerinin ağırlığından dolayı başarılı bir uçuş sağlanamamıştır. Uygun bir elektrik motoru eksikliğinden dolayı çalışmalar küçük boyutlu ve hafif ağırlıktaki buhar makineleri ile yapılmıştır fakat bu makineler ile yapılan uçuşlarda verimli sonuçlar elde edilememiştir (Oflaz, 2013).



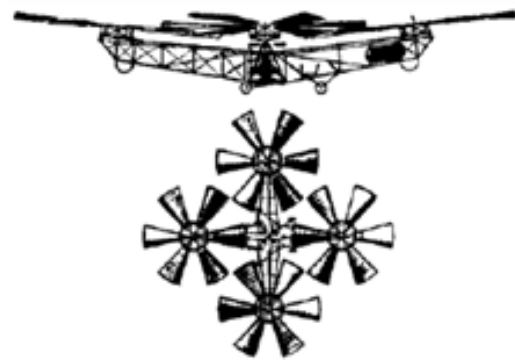
Şekil 2.1 George Cayley Hava Otomobili

Etienne Oehmichen, 1920 yılında rotorlu uçak tasarımlarını deneyen ilk bilim insanı olarak bilinmektedir (Craig vd., 1987). Çoklu rotor tasarımında, hepsi tek bir motorla çalışan dört rotor ve sekiz pervane bulunmaktadır. Oehmichen, dört kolun ucunda iki kanatlı rotor bulunan çelik borudan oluşan bir gövde yapısı kullanmıştır. Yatay düzlemde dönen pervanelerden beş tanesi multikopteri yanal olarak sabitlemiştir. Yönelim için multikopterin burnuna başka bir pervane eklenmiş, kalan pervane çifti ise ileriye doğru itme kuvveti için kullanılmıştır (Şekil 2.2). 1923 yılına gelindiğinde, bir kalkışta birkaç dakika havada kalmayı başarmış ve daha sonra ilk kez bir kilometrelik bir alan içinde uçuşunu tamamlamıştır (Sabatino, 2015).



Şekil 2.2 Oehmichen Çoklu Rotoru

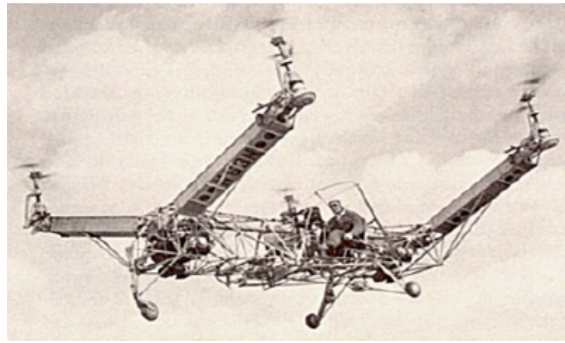
Oehmichen'den sonra, Dr. George de Bothezat ve Ivan Jerome, X şeklindeki gövde yapısının her kolunda altı kanatlı rotor bulunan Şekil 2.3'te gösterilen dört pervaneli hava aracı geliştirmişlerdir. İtme ve sapma denetimi için değişken adımlı iki küçük pervane kullanılmıştır. Ekim 1922'de yapılan ilk uçuşunun ardından 1923 yılının sonunda yaklaşık yüz metrelik ikinci uçuş yapılmıştır. Ulaştığı en yüksek mesafe yaklaşık beş metre olarak kaydedilmiştir. Uygulanabilirlik göstermesine rağmen, yeterince güçlü olmaması, tepki süresinin uzun olması ve mekanik olarak karmaşıklığı, güvenilirlik sorunlarına yol açmıştır (Craig vd., 1987).



Şekil 2.3 Dr. George De Bothezat Dört Pervaneli Hava Aracı Tasarımı

Convertawings Model A isimli dört pervaneli hava aracı 1956 yılında, çok daha büyük sivil ve askeri hava araçları için prototip olarak tasarlanmıştır. Tasarım, ileri yönlü uçuş için ek kaldırma kuvveti sağlaması amacıyla, eklenen kanatlara sahip dört rotoru çalıştıran iki motor içermektedir (Şekil 2.4). Kuyruk rotoruna ihtiyaç duyulmadan, rotorlar arasındaki itme

kuvveti değiştirilerek denetim sağlanmıştır. 1950'lerin ortalarında birçok kez başarılı uçuş yapılan bu hava aracı, dört pervaneli hava aracının tasarımının güvenilirliği kanıtlamış ve aynı zamanda başarılı bir şekilde ileri yönlü uçuşu gösteren ilk dört pervaneli hava aracı olmuştur. Ancak, projedeki yetersiz sipariş gibi maddi sorunlar nedeniyle sona erdirilmiştir (Craig vd., 1987).



şekil 2.4 Convertawings Model A Dört Pervaneli Hava Aracı Tasarımı

2.2 İHA Uygulamaları

İHA'lar, askeri kullanıma ek olarak, insanlı uçaklar için çok zorlu veya tehlikeli olan birçok sivil ya da ticari uygulamada kullanılabilir. rnek olarak, kamera takılmış arama ve kurtarma İHA'ları, depremler ve kasırgalar gibi doğal afetlerden, gemi enkazlarından ve uçak kazalarından kurtulanları aramak için kullanılmaktadır (Carrillo vd., 2012). Kızılötesi algılayıcılar ile desteklenen orman yangını söndürmek için kullanılan İHA'lar, orman yangınlarını zamanında tespit etmek ve yayılmadan önce tam konumuyla ilgili bilgileri yer istasyonuna göndermek için kullanılmaktadır (Carrillo vd., 2012). İnanlı polis helikopterlerinin maliyet etkin zm olarak kolluk kuvvetleri İHA'ları kullanmaktadır. (Carrillo vd., 2012). Sınır gözetleme İHA'ları, herhangi bir yasadışı göçmen, uyuşturucu ve silah kaçakçılığı gibi durumlar için sınırlarda gözetleme yapmak amacıyla kullanılmaktadır (Carrillo vd., 2012). Ayrıca, uygun algılayıcılar ile desteklenen İHA'lar, evre araştırma kurumları tarafından büyük şehirlerdeki kirlilik gibi belirli çevresel olayları izlemek için kullanılmaktadır (Carrillo vd., 2012). Tarımsal alanda kullanılan İHA'lar ekinlerin durumunu gözleme gibi görevler yapmanın dışında, ilaç püskürtme gibi tarımsal kullanımlara da sahiptir (Carrillo vd., 2012).

2.2.1 Aerodinamik Konfigürasyon Sınıflandırması

İHA'lar, aerodinamik konfigürasyonlarına göre sabit kanatlı, döner kanatlı ve hibrit konfigürasyon olmak üzere üç ana kategoriye ayrılabilir:

2.2.1.1 Sabit kanatlı İHA'lar

Sabit kanatlı İHA'ların, hava aracının Şekil 2.5'de gösterildiği gibi belirli bir bölgesinde sabit kanatları bulunur ve aracın ileri hızını kullanarak kaldırma kuvveti üretirler. Bu nedenle, sabit kanatlı İHA'ların kalkış ve iniş için bir piste ihtiyacı vardır. Fırlatma için fırlatma mekanizmaları veya güvenli iniş için paraşütle iniş gibi bazı sistemleri kullanmaktadırlar. İlgili bilimsel yazın taramasında, kalkış ve iniş için pistlerin kullanımını ifade eden CTOL (Konvansiyonel Kalkış ve İniş) kısaltması kullanılmaktadır. Sabit kanatlı İHA'ların temel avantajları, aerodinamik açıdan daha verimli oldukları için uzun dayanıklılık ve yüksek seyir hızlarıdır (Nonami vd., 2013; Bouffard vd., 2012). Döner kanatlı veya hibrit konfigürasyonlara göre tasarımlarının daha basit olması bir diğer avantajlarıdır. Diğer yandan, sabit kanatlı İHA'lar kalkış ve iniş için pistlere veya fırlatma sistemlerine ihtiyaç duyduğundan, Dikey Kalkış ve İniş (VTOL) kabiliyetine sahip döner kanatlı İHA'lara göre dezavantajlıdır (Nonami vd., 2013; Bouffard vd., 2012; Austin, 2011). Sabit kanatlı İHA'lar, iniş sırasında VTOL İHA'lara kıyasla hasar görmeye daha yatkındır.



Şekil 2.5 Sabit Kanatlı İHA'lar

2.2.1.2 Döner kanatlı İHA'lar

Döner kanatlı İHA'larda, kaldırma ve itme kuvveti sağlamak için sabit kanat yerine rotor kullanılmaktadır. Döner kanatlı İHA'lar, dikey olarak kalkış ve iniş yapabildikleri için kalkış ve iniş için uzun ve düzgün pistlere ihtiyaç duymamaktadır. Bu nedenle temel avantajı, sabit kanatlı İHA'lar için uygun olmayan karmaşık ve sınırlı ortamlarda çalışmayı sağlayan VTOL yeteneğidir (Valavanis, 2008). Sabit kanatlı İHA'lara göre döner kanatlı

İHA'ların bir diğer önemli avantajı ise havada süzülme kabiliyetidir. Haritalama, hava fotoğrafçılığı gibi operasyonun belirli bir safhasında havada asılı kalması gerekli ise gezinme önemlidir (Şekil 2.6).



Şekil 2.6 Döner Kanatlı İHA'lar

Ayrıca, döner kanatlı İHA'lar, sabit kanatlı İHA'lara kıyasla oldukça yüksek manevra kabiliyetine sahiptir (Nonami vd., 2013). Bu nedenle, belirli görev türleri için döner kanatlı İHA'lar daha avantajlı olabilir. Ancak, döner kanatlı İHA'lar, sabit kanatlı İHA'lara göre aerodinamik açıdan verimli değildir; bu nedenle, uzun uçuş süreleri yoktur ve sabit kanatlı İHA'lara kıyasla yüksek hızlara ve irtifalara ulaşamazlar (Barnhart vd., 2012; Austin, 2011). Dolayısıyla, döner kanatlı İHA'lar, pist olmadığı için genellikle kısa menzilli ve düşük hızlı uçuşlar için avantajlıdır (Barnhart vd., 2012; Austin, 2011). VTOL İHA'ların konfigürasyonları temelde rotor sayılarına veya konumlarına göre değişebilmektedir. En yaygın örnek, bir ana rotor ve bir kuyruk rotoruna sahip helikopterlerdir. Döner kanatlı İHA'lar genel olarak şu şekilde sınıflandırılabilir: tek rotor, koaksiyel rotor, tandem rotor ve çok rotorlu (Nonami vd., 2013; Austin, 2011). CTOL kabiliyetine sahip sabit kanatlı İHA'lar ile VTOL kabiliyetine sahip döner kanatlı İHA'lar arasındaki karşılaştırmanın özeti Çizelge 2.1'de gösterilmektedir.

2.2.1.3 Hibrit konfigürasyon İHA'lar

Hem konvansiyonel kalkış ve iniş (CTOL) sahip sabit kanatlı İHA'lar hem de dikey kalkış ve iniş (VTOL) sahip döner kanatlı İHA'lar avantajlı ve dezavantajlı özelliklere sahiptir. VTOL İHA'lar, sabit kanatlı İHA'lara kıyasla uzun menzilli ve yüksek hızlı uçuşlar için verimli değildir (Şekil 2.7). CTOL İHA'lar, piste ihtiyaç duyar ve belirli görev türleri için

Çizelge 2.1 VTOL ve CTOL kabiliyetleri arasında genel karşılaştırma

	Avantaj	Dezavantaj
VTOL İHA'lar (döner kanat)	-Pistlere gerek yoktur -Gezinme yeteneği -Yüksek manevra kabiliyeti	-Kısa menzil ve dayanıklılık -Sınırlı hız ve irtifa uçuşları -Daha karmaşık yapı -Yüksek enerji tüketimi
CTOL İHA'lar (sabit kanat)	-Uzun menzil ve dayanıklılık -Yüksek hızlı ve irtifa uçuşları -Daha basit yapı -Verimli enerji tüketimi	-Pistlere gerek vardır -Gezinme yeteneği yoktur -Düşük manevra kabiliyeti -İniş sırasında hasar görmeye daha yatkın

gezinme yeteneğini gerçekleştiremezler. Bu nedenle, son yıllarda yapılan araştırmalarda hem uzun menzilli hem de dayanıklı uçuşları yüksek aerodinamik verime ve VTOL kabiliyetine sahip olabilecek bir İHA tasarımı üzerine yoğunlaşmıştır (Austin, 2011). Burada hibrit konfigürasyonlu hava aracı tasarımları ortaya çıkmıştır. Hibrit tasarım İHA'lar genellikle hem kanatlara hem de rotorlara sahiptir. Rotorlarını, kanatlarını veya gövdelerini eğerek havada asılı kalabilirler, kanatları yardımıyla yüksek hızlı uçuşlarda uzun menzil ve dayanıklılığa sahip olabilmektedir (Austin, 2011). Hibrit tasarımlar, hem sabit kanatlı hem de döner kanatlı İHA'ların avantajlı özelliklerine sahip olmakla birlikte, eğilme mekanizmaları nedeniyle mekanik ve aerodinamik olarak çok karmaşıktır (Castillo vd., 2005). Bu nedenle tasarım ve bakım maliyetleri diğer İHA türlerine göre oldukça yüksektir.



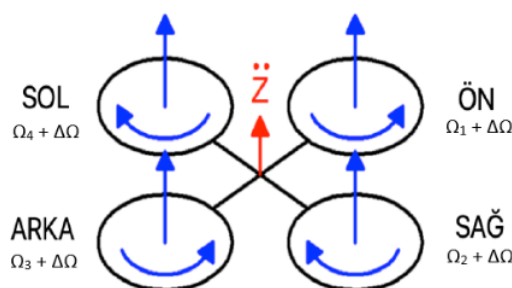
Şekil 2.7 Hibrit Konfigürasyon İHA'lar

2.3 Dört Pervaneli Hava Aracının Sistem Hareketleri

Dört pervaneli hava aracının altı serbestlik derecesi olmasına rağmen sadece dört pervanenin hızı değiştirilerek pozisyon ve yönelim denetimi sağlanmaktadır. Dört pervaneli hava aracının belirli bir yükseklik ve davranışa geçmesini sağlayan dört temel hareket bulunmaktadır. Dört pervaneli hava aracı, dört pervanenin çarpı ya da artı şeklinde bir konfigürasyondan oluşmaktadır. Bu yapı, oldukça ince ve hafif olmasına rağmen motorlar gövde yapısından çok daha ağırdır ve mekanik bağlantılar bu ağırlığı kaldıracak kadar dayanıklı ve sağlam olmalıdır. Her pervane bir motora bağlantılıdır. Tüm pervane dönüş eksenleri sabit ve paralel olmalıdır. Ön ve arka pervaneler saat yönünün tersine dönerken, sağ ve sol pervaneler saat yönünde dönmektedir (Oflaz, 2013). Yunuslanma ve yalpalama açıları genellikle dört pervaneli hava aracının yönelimi olarak adlandırılırken, sapma açısı dört pervaneli hava aracının yönü olarak adlandırılmaktadır. Dört pervaneli hava aracının temel hareketleri olan havada asılı kalma, yalpalama, yunuslama ve sapma hareketi aşağıda açıklanmaktadır.

2.3.1 Havada Asılı Kalma

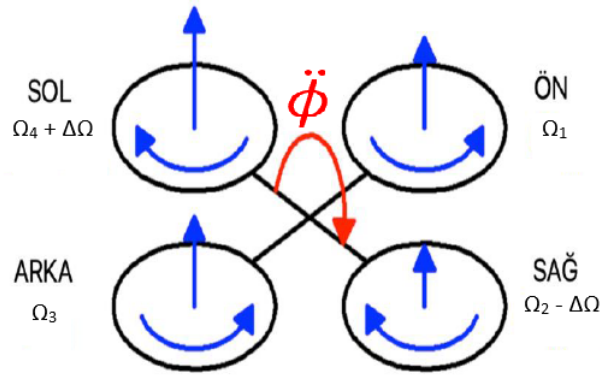
Dört pervaneli hava aracının havada sabit asılı kalması için tüm pervanelerin aynı dönme hızında ve sabit kalması gerekmektedir. Dört pervaneli hava aracını yükseltecek veya alçaltacak şekilde, ana gövdeye dikey bir kuvvet uygulanmaktadır (Şekil 2.8). Pervane hızları Ω_i , $i = 1, 2, 3, 4$ şeklinde olup, bu durumda her biri $\Omega_i + \Delta\Omega$ değerine eşit olmaktadır. $\Delta\Omega$ (rad/s) değeri, artış veya azalışı ifade eden pozitif bir değişken olarak tanımlanmaktadır. Buradaki $\Delta\Omega$ değişkeni bozulmalardan veya dış etmenlerden etkilenmemesi için çok büyük bir değer olmamalıdır (Oflaz, 2013).



Şekil 2.8 Havada Asılı Kalma Hareketi (Oflaz, 2013)

2.3.2 Yalpalama Hareketi

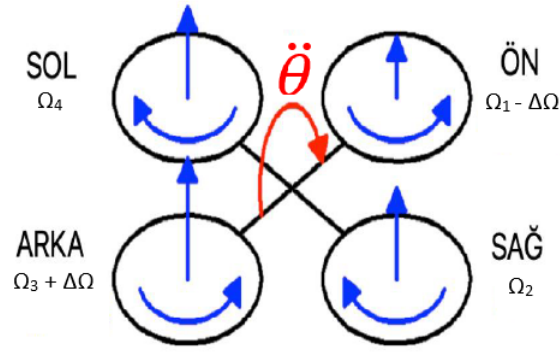
Yalpalama hareketi için sağ pervanenin hızının azaltılması/artırılması, sol pervanenin hızının ise artırılması/azaltılması gerekmektedir. Dört pervaneli hava aracını x-ekseni boyunca döndürecek şekilde bir kuvvet uygulanmaktadır (Şekil 2.9). Pozitif değişken $\Delta\Omega$, dikey itki kuvvetini değiştirmeyecek şekilde seçilmelidir. Havada asılı kalma durumunda da belirtildiği gibi, $\Delta\Omega$ değeri çok büyük bir değer olmayacak şekilde seçilmelidir (Oflaz, 2013).



Şekil 2.9 Yalpalama Hareketi (Oflaz, 2013)

2.3.3 Yunuslama Hareketi

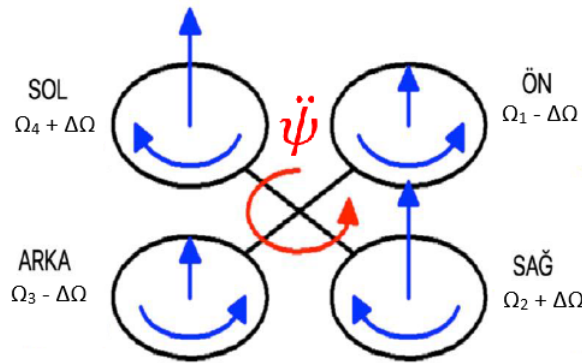
Yunuslama hareketi, yalpalama hareketiyle çok benzerdir. Arka pervanenin hızı azaltılırken/artırılırken, ön pervane hızının artırılmasıyla/azaltılmasıyla elde edilen harekettir (Şekil 2.10). Dört pervaneli hava aracını y-ekseni boyunca döndürecek şekilde bir kuvvet uygulanır (Oflaz, 2013).



Şekil 2.10 Yunuslama Hareketi (Oflaz, 2013)

2.3.4 Sapma Hareketi

Sapma hareketi için ön ve arka pervanelerin hızları artırılırken/azaltılırken, sağ ve sol pervane çiftinin hızlarının ise azaltılması/arttırılması gerekmektedir. Dört pervaneli hava aracını z-ekseni boyunca döndürecek şekilde bir kuvvet uygulanır (Şekil 2.11). Sapma hareketi, sağ ve sol pervanelerin saat yönünde dönerken, ön ve arka pervanelerin saat yönünün tersine dönmesiyle elde edilmektedir. Bu durumda, bütün kuvvetler dengelenmiş durumda iken, hava aracı kendi etrafında(z-ekseni boyunca) dönme hareketi yapmaktadır (Oflaz, 2013).



Şekil 2.11 Sapma Hareketi (Oflaz, 2013)

2.4 Bilimsel Yazın Taraması

Dört pervaneli hava araçları, yüksek hareket kabiliyetleri, mekanik basitlikleri, ulaşım, keşif ve izleme gibi farklı görevleri yerine getirme kabiliyetleri nedeniyle son yıllarda büyük ilgi görmektedir. (Valavanis, 2008; Lozano, 2013; Valavanis ve Vachtsevanos, 2015; Quan,

2017). Dört pervaneli hava aracı denetimi dinamik modelinin doğrusal olmaması (Mian ve Daobo, 2008), toplamsal bozan etkiler (Ahmed vd., 2020), sürtünme kuvveti, denetlenebilen eksen sayısının görev uzayındaki boyut sayısından az olması (Lee vd., 2009), belirsiz giriş zaman gecikmeleri (Liu vd., 2017; Cao ve Lynch, 2017) gibi etkilerden dolayı zorluklar içermektedir.

PID tabanlı denetleyiciler kolayca uygulanabilmesi, denetim kazanç katsayılarının hızlıca ayarlanabilmesi gibi avantajları sebebiyle yaygın olarak kullanılan denetim yöntemleri arasındadır (Salih vd., 2010; Romero vd., 2014; Duc vd., 2015). Romero vd. (2014) çalışmasında dört pervaneli hava aracının doğrusallaştırılmış modeli için PID tabanlı denetleyici tasarımında bulunmakta olup testlerde irtifa ve yönelim denetimi için gerçek zamanlı testler yapmıştır. Dört pervaneli hava araçlarının pozisyon ve yönelim dinamiği fazla miktarda doğrusal olmayan fonksiyonlar içerdiğinden dolayı, doğrusallaştırılmış modeller için tasarlanan denetleyiciler tatmin edici performans vermeyebilir (Kim vd., 2016). PID tabanlı denetim yöntemi, farklı akıllı denetim yöntemleri ile birlikte dört pervaneli hava araçlarının pozisyon ve yönelim denetimi sağlanması için uygulanmaktadır (Zhang vd., 2009; Bellens vd., 2012; Santos vd., 2010; Goodarzi vd., 2013; Gurdan vd., 2007). Yang vd. (2017) çalışmasında iç döngü için aktif bozulma reddetme yöntemi (ing. active disturbance rejection control), dış döngüde ise PID tabanlı bir sistemi kullanılarak gerçek zamanlı testler ile rüzgar etkisine karşı dört pervaneli hava aracının referans yörüngesini takip ettiğini göstermektedir. Gao vd. (2015) çalışmasında bulanık uyarlamalı denetleyici yöntemi kullanılmaktadır. Bir diğer denetim yöntemi olarak doğrusal kuadratik denetimi kullanılmaktadır (Bouabdallah vd., 2004; Yu vd., 2013; How vd., 2008). Ancak bu çalışmalarda tasarımı verilen yöntemler için dört pervaneli hava aracı dinamiğinin bir kısmını veya dört pervaneli hava aracı dinamiğindeki parametrelerin tamamının bilinmesi gerekmektedir.

Geri adımlamalı, kayar modlu gürbüz, geri beslemeli doğrusallaştırma, uyarlamalı kayar modlu gibi denetim yöntemleri dört pervaneli hava aracı denetim tasarımında kullanılmaktadır (Bouabdallah ve Siegwart, 2005; Xu ve Özgüner, 2008; Lee vd., 2009; Huang vd., 2010; Lee vd., 2011; Dasgupta vd., 2019; García vd., 2019). Xu ve Özgüner (2008) çalışmasında dört pervaneli hava aracı için kararlı bir şekilde referans sapma açısı ile birlikte referans yörünge takibi için kayar modlu denetleyici tasarlanmaktadır. López-Gutiérrez vd. (2017) yönelim denetlenmesi için gürbüz denetleyici, irtifa denetimi kayar mod denetimindeki "chattering" problemi için uyarlamalı kayar mod denetleyicisini birlikte kullanılmaktadır (Guldner ve Utkin, 2000). Bouabdallah ve Siegwart (2007) PID ve geri adımlamalı yöntemleri birlikte kullanarak integral geri adımlamalı yöntemi ile dört pervaneli hava aracı için denetleyici tasarlamıştır. Bouabdallah ve Siegwart (2007) 'nin tasarladığı denetleyici OS4 isimli dört pervaneli hava aracı üzerinde test edilmekte olup,

”imu” algılayıcısı ile dört pervaneli hava aracının yönelim verileri, görüntü ve sonar algılayıcıları ile pozisyon verileri elde edilmektedir. Bouadi vd. (2011) , çalışmasında dört pervaneli hava aracının irtifa ve yönelim denetimi için uyarlamalı kayan mod yöntemini sunmaktadır. Bialy vd. (2013) çalışmasında yarı küresel asimtotik sonuç veren dört pervaneli hava aracı pozisyon denetimi için gürbüz uyarlamalı denetleyici tasarımı sunmaktadır.

Zaman gecikmesi mühendislik uygulamalarındaki haberleşme, denetim giriş işareti oluşturma, motor sürücülerinde, algılayıcı verilerinin elde edilmesi gibi sebepler ile oluşmaktadır (Obuz, 2016). Giriş zaman gecikmeleri sistemlerin kararlılık performanslarını önemli ölçüde düşürmektedir veya sistemlerin kararlılıklarını kaybetmesine sebep olmaktadır (Merad vd., 2015; Obuz vd., 2016b). Bu sebeple sistemler için denetleyici tasarımında zaman gecikmesi göz önünde bulundurulmalıdır (Obuz vd., 2017; Nascimento ve Saska, 2019). Giriş işaretlerinde olan gecikmelerin denetim sistemleri üzerinde güçlü bozucu etkileri olabilmektedir (Nguyen ve Dankowicz, 2019; Obuz vd., 2020). Literatürde doğrusal olmayan sistemlere etki eden bilinen bir gecikme süresini telafi eden çalışmalar bulunmaktadır (Henson ve Seborg, 1994; Huang ve Lewis, 2003; Jankovic, 2006; Sharma vd., 2011). Obuz vd. (2012) çalışmasında doğrusal olmayan sistemlerde sabit ve bilinen bir gecikme için gürbüz denetleyici tasarımında bulunmaktadır. Ancak gecikme süresinin kesin değerinin bilinmesi her zaman mümkün değildir (Obuz vd., 2016a). Mazenc ve Bliman (2006) ve Bresch-Pietri ve Krstic (2014) yaptığı çalışmalarda doğrusal olmayan sistemlerdeki bilinmeyen giriş gecikmesini göz önünde bulundurarak tasarladığı denetleyiciler sistem dinamiğindeki tüm parametreleri kesin ve eksiksiz olarak bilindiğini kabul etmektedir. Doğrusal olmayan sistemlerdeki bilinmeyen sabit ve küçük zaman gecikmeleri için Balas ve Nelson (2011) doğrudan model referans uyarlamalı denetleyici tasarlamaktadır. Obuz vd. (2016) sabit olmayan giriş gecikme etkilerini telafi edebilmek için Lyapunov tabanlı denetleyici tasarımı gerçekleştirmiştir. Jain ve Bhasin (2020) çalışmasında toplamsal bozan etkiler, belirsizlik, zamanla değişen durum ve giriş gecikmesi içeren doğrusal olmayan sistemler için gürbüz denetleyici tasarımında bulunmaktadır. Klotz vd. (2017) eş zamanlı olarak birlikte çalışan birden çok doğrusal olmayan sistemdeki haberleşme gecikmelerin telafisi için denetleyici tasarımı sunmaktadır. Obuz vd. (2016) ve Obuz vd. (2017) çalışmalarında doğrusal olmayan sistemler için sabit olmayan giriş gecikme etkilerini telafi edebilmek için gürbüz denetleyici tasarımı sunmaktadır.

Dört pervaneli hava aracı ile ilgili bilimsel yazın taranmasında verilen çalışmaların çok az kısmında zaman gecikmeleri göz önünde bulundurulmaktadır (Li vd., 2020; Jabbari Asl vd., 2018; Cao ve Lynch, 2017; Sanz vd., 2014; Hoffmann vd., 2008; Lozano vd., 2004). Liu vd. (2017) çalışmasında dört pervaneli hava aracı için giriş gecikmesini

göz önünde bulundurarak gürbüz yönelim denetleyici tasarımında bulunmuştur. Bu çalışmada, eylemsizlik matrisinin bilinmesi gerekmekte ve tasarım yörünge takibi için değil yalnızca yönelim denetimini içermektedir. Li vd. (2020) irtifa denetimi için yaptığı çalışmasında denetleyici dört pervaneli hava aracının kütlesi bilgisine ihtiyaç duymaktadır. Armah ve Yi (2018) ve Jabbari Asl vd. (2018) dört pervaneli hava aracı için çalışmalarında sabit ve bilinen bir gecikme için denetleyici tasarımında bulunmaktadır. Zamanla değişen giriş gecikmesi etkisini telafi etmek için Wang vd. (2014) çalışmasında gürbüz denetleyici tasarımında bulunmakta olup, üstel kararlılığı sağlayan bu çalışma yalnızca yönelim denetimini içermekte ve denetleyici eylemsizlik momenti bilgisine ihtiyaç duymaktadır. Lozano vd. (2004) değişen zamana gecikmesi içeren doğrusal sistemler için kestirim tabanlı geri beslemeli denetleyici tasarımında bulunmaktadır ve çalışmasında sunduğu yöntemi dört pervaneli bir hava aracının sapma denetimi için uygulamaktadır. Ordaz vd. (2013) çalışmasında sisteme etki eden gecikme süresini GPS'den veya görüntü işleme ile ölçmekte olup, dört pervaneli hava aracının pozisyon denetimi için kestirim tabanlı denetleyici sunmaktadır. Sanz vd. (2016) sabit ve bilinen bir gecikme etkisini altında dört pervaneli hava aracının yönelim ve pozisyon denetimi için kestirim tabanlı denetleyici çalışması sunmaktadır. Rudin vd. (2011) çalışmasında dört pervaneli hava aracının yönelim denetimi için yarı küresel asimotik sonuç veren gürbüz denetleyici tasarımında bulunmaktadır. Song vd. (2012) doğrusallaştırılmış helikopter modelindeki hataları ve giriş gecikmesindeki etkilerin telafisi için aktif model tahmin tabanlı denetleyici tasarımında bulunmaktadır.

Dört pervaneli hava aracının dinamik modelini doğrusallaştırmadan, dinamik model parametrelerinin kesin veya kısmi olarak bilindiği varsayımına gerek duyulmadan, oluşan giriş zaman gecikmelerinin sabit veya bilindiğinin kabul edilmediği ve toplamsal bozucu etkilerin varlığını göz önünde bulunduran bir çalışmaya ilgili alanda ihtiyaç duyulmaktadır ve bilimsel yazın taramasında bu özelliklere sahip herhangi bir çalışma bulunmamaktadır. Bu tez çalışmasında dört pervaneli hava aracı dinamiğindeki parametrik belirsizlikler, toplamsal bozan etkiler ve zamanla değişen bilinmeyen giriş gecikmesi göz önünde bulundurularak yörünge takibi sağlamak için pozisyon ve yönelim denetleyici tasarımı yapılmaktadır.

3. DÖRT PERVANELİ HAVA ARACI SİSTEM MODELİ

3.1 Dört Pervaneli Hava Aracının Dinamik Model Analizi

Bu bölümde dört pervaneli hava aracının dinamik modeli analizi verilmekte olup, dinamik model analizi için Bialy vd. (2013) 'nin çalışması temel alınmaktadır. Dört Pervaneli hava aracının dinamik model analizi aşağıdaki varsayımlar ile elde edilmektedir (Suiçmez, 2013, Rashid ve Akhtar, 2012, Bouabdallah vd., 2004).

1. Dört pervaneli hava aracı katı bir yapıya sahiptir ve yapı üzerinde ağırlık dağılımı simetriktir.
2. Pervaneler katı bir yapıdadır.
3. Dört pervaneli hava aracının gövde çerçevesi ile dört rotorun ağırlık merkezi çakışmaktadır.
4. Yer çekimi ivmesi, dört pervaneli hava aracının kütlesi ve eylemsizlik matrisi sabittir.
5. Pervanelerin sağladığı itki ve sürüklenme kuvveti, pervanelerin dönme hızlarının karesi ile doğru orantılıdır.

3.1.1 Dört Pervaneli hava aracı Dinamik Modeli

3.1.1.1 Pozisyon Dinamik Modeli

Bu bölümde dört pervaneli hava aracının doğrusal hareketi için dinamik model analizi sunulmaktadır. Dört pervaneli hava aracının doğrusal hareketini tanımlayan dinamik model

$$m\ddot{p} \triangleq F(t - \tau) + G + d_p \quad (3.1)$$

olarak ifade edilmektedir (Bialy vd., 2013; Kendoul vd., 2007). Dört pervaneli hava aracının doğrusal pozisyon, hız ve ivmesi sırasıyla $p, \dot{p}, \ddot{p} \in \mathbb{R}^3$ ile temsil edilmektedir. Denklem (3.1)'de kullanılan pozisyon vektörü $p \triangleq \begin{bmatrix} x(t) & y(t) & z(t) \end{bmatrix}^T$ olarak tanımlanmakta olup, x eksenindeki zamana bağlı pozisyon $x(t) \in \mathbb{R}$, y eksenindeki zamana bağlı pozisyon $y(t) \in \mathbb{R}$ ve z eksenindeki zamana bağlı pozisyon $z(t) \in \mathbb{R}$ ile temsil

edilmektedir. Dünya sabit koordinat sistemine göre, dört pervaneli hava aracının doğrusal dinamik modeline uygulanan kuvvet vektörü $F(t - \tau) \triangleq \begin{bmatrix} f_x & f_y & f_z \end{bmatrix}^T \in \mathbb{R}^3$ ile ifade edilip, x eksenine etki eden kuvvet $f_x(t) \in \mathbb{R}$, y eksenine etki eden kuvvet $f_y(t) \in \mathbb{R}$, z eksenine etki eden kuvvet $f_z(t) \in \mathbb{R}$ ile temsil edilmektedir. Zamanla değişen, bilinmeyen giriş gecikmesi $\tau \in \mathbb{R}$ ile temsil edilmektedir. Dört pervaneli hava aracına etki eden yer çekimi vektörü $G \triangleq \begin{bmatrix} 0 & 0 & -mg \end{bmatrix}^T \in \mathbb{R}^3$, hava aracının kütlesi $m \in \mathbb{R}$, yer çekimi $g \in \mathbb{R}$ ile ifade edilmektedir. Toplamsal bozan etkiler $d_p \triangleq \begin{bmatrix} d_x(t) & d_y(t) & d_z(t) \end{bmatrix}^T \in \mathbb{R}^3$ ile ifade edilip, x eksenindeki toplamsal bozan etkiler $d_x(t) \in \mathbb{R}$, y eksenindeki toplamsal bozan etkiler $d_y(t) \in \mathbb{R}$, z eksenindeki toplamsal bozan etkiler $d_z(t) \in \mathbb{R}$ ile temsil edilmektedir. Ayrıca, dünya koordinat sisteminde tanımlı olan kuvvet ile gövde koordinat sistemi arasındaki ilişki

$$F(t - \tau) \triangleq R_B^W U_1(t - \tau) \quad (3.2)$$

olarak ifade edilmektedir (Bialy vd., 2013). Dört pervaneli hava aracının gövde koordinat sistemine göre doğrusal dinamik modeline etki eden kuvvet vektörü $U_1(t - \tau) \in \mathbb{R}^3$ ile ifade edilmekte olup, $U_1(t - \tau) \triangleq \begin{bmatrix} 0 & 0 & u_1(t - \tau) \end{bmatrix}^T$ olarak tanımlanmaktadır. Denklem (3.2)'de kullanılan gövde koordinat sistemi ile dünya sabit koordinat sistemi arasındaki dönüşü temsil eden matrisi $R_B^W \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$

$$R_B^W \triangleq \begin{bmatrix} c(\theta)c(\psi) & s(\phi)s(\theta)s(\psi) - c(\phi)s(\psi) & c(\phi)s(\theta)c(\psi) + s(\phi)s(\psi) \\ c(\theta)s(\psi) & s(\phi)s(\theta)s(\psi) + c(\phi)s(\psi) & c(\phi)s(\theta)s(\psi) - s(\phi)c(\psi) \\ -s(\theta) & s(\phi)c(\theta) & s(\phi)c(\theta) \end{bmatrix} \quad (3.3)$$

olarak tanımlanmaktadır (Bialy vd., 2013). Denklem (3.3)'de kullanılan $c(\xi)$, $s(\xi)$ sırasıyla $\cos(\xi)$ ve $\sin(\xi)$ temsil etmektedir. Denklem (3.3)'de kullanılan $\phi \in \mathbb{R}$, x eksenindeki açıl pozisyonu; $\theta \in \mathbb{R}$, y eksenindeki açıl pozisyonu; $\psi \in \mathbb{R}$, z eksenindeki açıl pozisyonu temsil etmektedir. Denklem (3.3)'de verilen eksenler arasındaki dönüşümü ifade eden R_B^W matrisi

$$R_B^W \triangleq R(\phi)R(\theta)R(\psi) \quad (3.4)$$

üç temel dönüşüm matrisi olan $R(\phi) \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$, $R(\theta) \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$, $R(\psi) \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$ çarpımından elde edilmektedir (Suiçmez, 2013). Denklem (3.4)'de kullanılan, x eksenini üzerindeki dönüşümü temsil eden $R(\phi)$ matrisi

$$R(\phi) \triangleq \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & c(\phi) & s(\phi) \\ 0 & -s(\phi) & c(\phi) \end{bmatrix} \quad (3.5)$$

olarak ifade edilmektedir (Suiçmez, 2013). Denklem (3.4)'de kullanılan, y eksenini üzerindeki dönüşümü temsil eden $R(\theta)$ matrisi

$$R(\theta) \triangleq \begin{bmatrix} c(\theta) & 0 & -s(\theta) \\ 0 & 1 & 0 \\ s(\theta) & 0 & c(\theta) \end{bmatrix} \quad (3.6)$$

olarak ifade edilmektedir (Suiçmez, 2013). Denklem (3.4)'de kullanılan, z eksenini üzerindeki dönüşümü temsil eden $R(\psi)$ matrisi

$$R(\psi) \triangleq \begin{bmatrix} c(\psi) & s(\psi) & 0 \\ -s(\psi) & c(\psi) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (3.7)$$

olarak ifade edilmektedir (Suiçmez, 2013).

3.1.1.2 Açısız Dinamik Model

Dört pervaneli hava aracının açısız hareketini tanımlayan için dinamik model

$$J\ddot{q} \triangleq u_q(t - \tau) + C(q, \dot{q})\dot{q} + d_q \quad (3.8)$$

olarak ifade edilmektedir. (Bialy vd., 2013; Kendoul vd., 2007). Dört pervaneli hava aracının açısız pozisyon, hız ve ivme vektörleri sırasıyla $q, \dot{q}, \ddot{q} \in \mathbb{R}^3$ ile temsil edilmektedir. Denklem (3.8)'de kullanılan açısız pozisyon $q \triangleq \begin{bmatrix} \phi(t) & \theta(t) & \psi(t) \end{bmatrix}^T$, eylemsizlik momenti $J \triangleq \text{diag} \begin{pmatrix} I_{xx} & I_{yy} & I_{zz} \end{pmatrix} \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$, x eksenine etki eden eylemsizlik momenti $I_{xx} \in \mathbb{R}$, y eksenine etki eden eylemsizlik momenti $I_{yy} \in \mathbb{R}$ ve z eksenine etki eden eylemsizlik momenti $I_{zz} \in \mathbb{R}$ ile temsil edilmektedir. Bölüm 3.1'de verilen varsayımlarda görüldüğü üzere dört pervaneli hava aracının simetrik ve esnemeyen yapısı ile $I_{xy} = I_{xz} = I_{zy} = 0$ elde edilmektedir. Dolayısıyla $I_{xx} = I_{yy}$ olarak elde edilmektedir. Denklem (3.8)'de dört pervaneli hava aracının gövde koordinat sistemine göre açısız hareket dinamik modeline etki eden kuvvet vektörü $u_q(t - \tau) \triangleq \begin{bmatrix} u_2(t - \tau) & u_3(t - \tau) & u_4(t - \tau) \end{bmatrix}^T \in \mathbb{R}^3$ olarak tanımlanmakta olup, $\phi(t)$ açısız pozisyonuna etki eden giriş işareti $u_2(t - \tau) \in \mathbb{R}$, $\theta(t)$ açısız pozisyonuna etki eden giriş işareti $u_3(t - \tau) \in \mathbb{R}$, $\psi(t)$ açısız pozisyonuna etki eden giriş işareti $u_4(t - \tau) \in \mathbb{R}$ ile temsil edilmektedir. Merkezci ve coriolis kuvvetlerini içeren $C(q, \dot{q}) \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$ matrisi

$$C(q, \dot{q}) \triangleq \begin{bmatrix} 0 & 0 & \frac{(I_{zz} - I_{yy})\dot{\theta}}{l} \\ \frac{(I_{xx} - I_{zz})\dot{\psi}}{l} & 0 & 0 \\ 0 & (I_{yy} - I_{xx})\dot{\phi} & 0 \end{bmatrix} \quad (3.9)$$

ile ifade edilmektedir. Denklem (3.9)'de kullanılan $l \in \mathbb{R}$ dört pervaneli hava aracının pervanesi ile merkezi arasındaki uzunluğu temsil etmektedir. Dört pervaneli hava aracının açısız hareketini bozabilecek toplamsal bozan etkiler $d_q \triangleq \begin{bmatrix} d_\phi(t) & d_\theta(t) & d_\psi(t) \end{bmatrix}^T \in \mathbb{R}^3$, $\phi(t)$ açısız pozisyonuna etki eden toplamsal bozan etkiler $d_\phi(t) \in \mathbb{R}$, θ açısız pozisyonuna etki eden toplamsal bozan etkiler $d_\theta(t) \in \mathbb{R}$, ψ açısız pozisyonuna etki eden toplamsal bozan etkiler $d_\psi(t) \in \mathbb{R}$ ile temsil edilmektedir. Dört pervaneli hava aracının dinamik modeline etki eden sistem giriş işaretleri ile pervanelerin açısız hızları arasındaki ilişki

$$u_1(t) \triangleq b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2), \quad (3.10)$$

$$u_2(t) \triangleq b(-\Omega_2^2 + \Omega_4^2), \quad (3.11)$$

$$u_3(t) \triangleq b(-\Omega_1^2 + \Omega_3^2), \quad (3.12)$$

$$u_4(t) \triangleq b(-\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \quad (3.13)$$

olarak özetlenmektedir (Sankaranarayanan ve Roy, 2020; Suiçmez, 2013). Denklem (3.10) - (3.12)'de verilen $b \in \mathbb{R}_{>0}$ sabiti pervanelerin açısız hızı ile üretilen kuvvet arasındaki ilişkiyi,

Denklem (3.13)'de verilen $d \in \mathbb{R}_{>0}$ pervaneler tarafından üretilen kuvvet ve tork arasındaki ilişkiyi temsil etmektedir. $\Omega_1, \Omega_2, \Omega_3, \Omega_4 \in \mathbb{R}_{>0}$ sırasıyla pervanelerin açısal hızını ifade etmektedir.

Tüm pervanelerin ürettiği toplam kuvveti temsil eden u_1 giriş işareti, z eksenindeki hareketin denetimini doğrudan sağlamaktadır. Dört pervaneli hava aracının havada asılı kalması veya yükselmesi için u_1 giriş işareti, Denklem (3.1)'de verilen yer çekimi vektörüne eşit veya daha büyük olması gerekmektedir (Valavanis ve Vachtsevanos, 2015). Referans euler açılarının elde edilmesinde, u_1 giriş işareti kullanılarak Dört pervaneli hava aracının x ve y eksenindeki denetimi yapılmaktadır.

Giriş işaretleri u_2 ve u_3 kullanılarak dört pervaneli hava aracının sırasıyla yalpalama (roll) ve yunuslama (pitch) hareketleri denetlenmektedir. Sapma (yaw) hareketi ise u_4 giriş işaretinin denetimi yapılarak sağlanmaktadır. Denklem (3.13)'de görüldüğü üzere dört pervaneli hava aracına etki eden net tork miktarı, saat yönünde dönen ön ve arka pervanelerin toplamı ile saat yönünün tersinde sağ ve sol pervanelerin toplamından çıkararak elde edilmektedir.

Bu bölümde analizi yapılan ve Denklem (3.1) ve (3.8)'de verilen dört pervaneli hava aracının altı serbestlik derecesi için dinamik modeli aşağıdaki şekilde özetlenmektedir (Sankaranarayanan ve Roy, 2020; Bialy vd., 2013).

$$\ddot{x} \triangleq \frac{u_1(t-\tau)}{m} (\cos(\phi)\sin(\theta)\cos(\psi) + \sin(\phi)\sin(\psi)) + d_x(t), \quad (3.14)$$

$$\ddot{y} \triangleq \frac{u_1(t-\tau)}{m} (\cos(\phi)\sin(\theta)\sin(\psi) - \sin(\phi)\cos(\psi)) + d_y(t), \quad (3.15)$$

$$\ddot{z} \triangleq -g + \frac{u_1(t-\tau)}{m} (\cos(\phi)\cos(\theta)) + d_z(t), \quad (3.16)$$

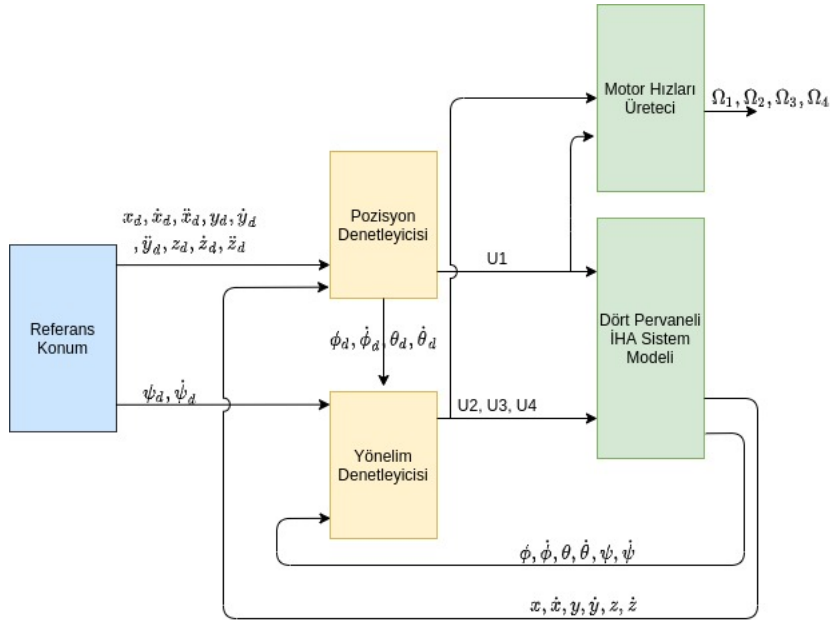
$$\ddot{\phi} \triangleq \dot{\theta}\dot{\psi} \left(\frac{I_{yy} - I_{zz}}{I_{xx}} \right) + \frac{l}{I_{xx}} u_2(t-\tau) + d_\phi(t), \quad (3.17)$$

$$\ddot{\theta} \triangleq \dot{\phi}\dot{\psi} \left(\frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}} \right) + \frac{l}{I_{yy}} u_3(t-\tau) + d_\theta(t), \quad (3.18)$$

$$\ddot{\psi} \triangleq \dot{\phi}\dot{\theta} \left(\frac{I_{xx} - I_{yy}}{I_{zz}} \right) + \frac{1}{I_{zz}} u_4(t-\tau) + d_\psi(t). \quad (3.19)$$

4. YÖNTEM

Dört pervaneli hava aracının denetlenmesi için dört giriş işareti ile altı serbestlik derecesinin denetlenmesi gerekmektedir. Bu bölümde, dört pervaneli hava aracının verilen yörüngeyi takip edebilmesi için bir önceki bölümde verilen dinamikler için denetleyici tasarımları yapılmaktadır. Dört pervaneli hava aracının giriş işaretleri tasarlanırken, doğrusal olmayan sistem dinamiğindeki belirsizlikler, sistem girişindeki zamanla değişen ve bilinmeyen zaman gecikmeleri, sistem dinamiğine etki eden zamanla değişen belirsiz bozulmalar ve modellenemeyen etkiler göz önünde bulundurulmuştur. Sistem parametrelerinin belirsizlikler içermesi ve sistem dinamiğinin doğrusal olmaması sebebiyle uyarılama tabanlı bir denetleyici bu bölümde tasarlanmıştır. Dört pervaneli hava aracı için ilgili bilimsel yayınlarda sunulan denetleyici tasarımları ile benzer şekilde, dış döngü ve iç döngü olmak üzere iki farklı denetleyici tasarımı yapılacaktır (Subudhi ve Ezhilarasi, 2018; Bialy vd., 2013). Dış döngüde, dört pervaneli hava aracının pozisyon denetimi için giriş işareti, yönelim denetimi için gerekli olan referans açıları üretmekte kullanılan denetim işaretleri tanımlanacaktır. İç döngüde kullanılacak olan ϕ_d ve θ_d açılarının hesaplanması, dış döngü bölümünde gerçekleşecektir.



Şekil 4.1 Sistem Blok Diyagramı

Şekil 4.1’de genel sistem tasarımı verilmektedir. Hava aracının x eksenindeki referans pozisyon, hız ve ivmesi sırasıyla $x_d, \dot{x}_d, \ddot{x}_d \in \mathbb{R}$ ile, y eksenindeki referans pozisyon, hız ve ivmesi sırasıyla $y_d, \dot{y}_d, \ddot{y}_d \in \mathbb{R}$ ile, z eksenindeki referans pozisyon, hız ve ivme sırasıyla $z_d, \dot{z}_d, \ddot{z}_d \in \mathbb{R}$ ile temsil edilmektedir. Yönelim denetleyiciye referans olarak sağlanan sapma açısının değeri ve hızı sırasıyla $\psi_d, \dot{\psi}_d \in \mathbb{R}$ ile temsil edilmektedir. Pozisyon denetleyicisi, dört pervaneli hava aracı sisteminden aldığı geri beslemeler ile u_1 giriş işaretini ve referans pozisyon değerlerini kullanarak referans yönelim açısı ve hızlarını $\phi_d, \dot{\phi}_d, \theta_d, \dot{\theta}_d \in \mathbb{R}$ hesaplamaktadır. Yönelim denetleyicisi, referans açıları ve dört pervaneli hava aracı sisteminden aldığı geri besleme ile u_q giriş işaretini hesaplamaktadır. Motor hızları u_1 ve u_q giriş işaretleri kullanılarak hesaplanmaktadır.

4.1 Pozisyon Denetleyici Tasarımı

Bu bölümde, dört pervaneli hava aracının x ve y eksenindeki hareketin denetlenmesi için gerekli olan f_x ve f_y giriş işaretleri ile irtifa denetiminde kullanılan u_1 giriş işaretinin tasarımı yapılmaktadır. Denklem (3.1)’de verilen sistem dinamiğindeki giriş işaretinin tasarım amacı verilen referans yörüngesinin takibini sağlamaktır. Dört pervaneli hava aracının pozisyon hatasını temsil eden $e_p \in \mathbb{R}^3$ işareti

$$e_p \triangleq p - p_d \quad (4.1)$$

olarak tanımlanmaktadır. Denklem (4.1)’de kullanılan $p_d \in \mathbb{R}^3$ referans pozisyonunu, $\dot{p}_d, \ddot{p}_d \in \mathbb{R}^3$ sırasıyla referans doğrusal hız ve referans ivmeyi temsil etmektedir. Kararlılık analizinin sadeleşmesi amacıyla yardımcı hata işareti $r_p \in \mathbb{R}^3$

$$r_p \triangleq \dot{e}_p + \alpha_{p1}e_p + \alpha_{p2}e_{up} + \alpha_{p3}F(t) \quad (4.2)$$

olarak tanımlanmaktadır. Denklem (4.2)’de, $\alpha_{p1}, \alpha_{p2}, \alpha_{p3} \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$ ayarlanabilir pozitif köşgensel denetim kazanç matrislerini temsil etmektedir. Açık döngü dinamik sisteminde zaman gecikmesinden bağımsız bir denetleyici işareti elde etmek için gösterilen $e_{up} \in \mathbb{R}^3$ işareti

$$e_{up} \triangleq \int_{t-\hat{\tau}}^t \exp(\beta_p(\varepsilon - t))F(\varepsilon)d\varepsilon \quad (4.3)$$

tasarlanmıştır. Denklem (4.3)'ün integral sınırında gösterilen $\hat{\tau} \in \mathbb{R}_{>0}$ sabit değeri, dört pervaneli hava aracının giriş işaretindeki bilinmeyen ve zamanla değişebilen gecikmenin tahminini bir değerini ifade etmekte olup, $\beta_p \in \mathbb{R}$ ayarlanabilir pozitif denetim kazancını temsil etmektedir. Denklem (4.3)'ün zamana bağlı birinci dereceden türevi

$$\dot{e}_{up} \triangleq -\beta_p e_{up} + F(t) - \exp(-\beta_p \hat{\tau})F(t - \hat{\tau}) \quad (4.4)$$

olarak elde edilmektedir. Denklem (4.2)'in zamana bağlı birinci dereceden türevi m ile çarpılarak

$$m\dot{r}_p = F(t - \tau) + d_p(t) + Y_p \Theta_p + m\alpha_{p2}F(t) - m\alpha_{p2} \exp(-\beta_p \hat{\tau})F(t - \hat{\tau}) + m\alpha_{p3}\dot{F}(t) \quad (4.5)$$

denklemini elde edilmektedir. Denklem (4.5)'deki $Y_p \in \mathbb{R}^{3 \times 2}$ regresyon matrisi ve dört pervaneli hava aracının pozisyon dinamiğindeki belirsiz sabit parametreleri içeren $\Theta_p \in \mathbb{R}^{2 \times 1}$ vektörü

$$Y_p \triangleq \begin{bmatrix} Y_a & Y_b \end{bmatrix}, \quad (4.6)$$

$$\Theta_p \triangleq \begin{bmatrix} mg \\ m \end{bmatrix} \quad (4.7)$$

olarak elde edilmektedir. Denklem (4.6)'da verilen $Y_a \triangleq \begin{bmatrix} 0 & 0 & -1 \end{bmatrix}^T \in \mathbb{R}^3$, $Y_b \triangleq [-\ddot{p}_d + \alpha_{p1}\dot{e}_p - \alpha_{p2}\beta e_{up}]^T \in \mathbb{R}^3$ ile tanımlanmaktadır. Denklem (4.5)'ün sağ tarafına $F(t - \hat{\tau})$ terimi eklenip çıkarılarak, r_p açık döngü dinamiği

$$m\dot{r}_p = F(t - \tau) - F(t - \hat{\tau}) + d_p(t) + Y_p \Theta_p + m\alpha_{p2} \left(F(t) + \eta_{p1} \dot{F}(t) \right) + (I - m\alpha_{p2} \exp(-\beta_p \hat{\tau})) F(t - \hat{\tau}) \quad (4.8)$$

elde edilmekte olup, burada kullanılan $\eta_{p1} \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$, $\eta_{p1} \triangleq \alpha_{p2}^{-1} \alpha_{p3}$ olarak tanımlanmakta olup, $I \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$ birim matrisi temsil etmektedir. Pozisyon denetimi için kullanılacak olan giriş işareti

$$\eta_{p1} \dot{F}(t) \triangleq -F(t) - k_p r_p - Y_p \hat{\Theta}_p \quad (4.9)$$

şekilde tasarlanmakta olup, $k_p \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$ ayarlanabilir pozitif tanımlı köşgensel denetim kazancıdır. Denklem (4.9)'de kullanılan $\hat{\Theta}_p$ matrisi

$$\dot{\hat{\Theta}}_q \triangleq \text{proj} \left\{ \hat{\Theta}_q \right\} = \begin{cases} 0, & \text{eğer } \hat{\Theta}_q > \bar{\Theta}_q \\ 0, & \text{eğer } \hat{\Theta}_q < \underline{\Theta}_q \\ \Gamma_p Y_p^T r_p, & \text{aksi halde} \end{cases} \quad (4.10)$$

Denklem (4.10)'da gösterilen diferansiyel denkleminin çözümünden elde edilmektedir. Denklem (4.10)'de kullanılan $\Gamma_p \in \mathbb{R}^{2 \times 2}$ ayarlanabilir pozitif tanımlı köşgensel kazanç matrisini temsil etmekte olup, $\bar{\Theta}_p$ için üst ve alt sınır değerleri $\bar{\Theta}_p$ ve $\underline{\Theta}_p \in \mathbb{R}_{>0}$ ile ifade edilmektedir ve bu sınır değerleri bilinmektedir. Denklem (4.9)'de tasarımı yapılan giriş işareti, Denklem (4.8)'in içinde kullanılarak r_p için kapalı döngü dinamiği

$$m\dot{r}_p = F(t - \tau) - F(t - \hat{\tau}) + d_p(t) + \eta_{p2} Y_p \hat{\Theta}_p - m\alpha_{p2} k_p r_p + Y_p \tilde{\Theta}_p + \eta_{p3} F(t - \hat{\tau}) \quad (4.11)$$

olarak elde edilmektedir ve burada geçen $\eta_{p2}, \eta_{p3} \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$, $\eta_{p2} \triangleq I - m\alpha_{p2}$, $\eta_{p3} \triangleq I - m\alpha_{p2} \exp(-\beta_p \hat{\tau})$, $\tilde{\Theta}_p \in \mathbb{R}^3$, $\tilde{\Theta}_p = \Theta_p - \hat{\Theta}_p$ ile temsil edilmektedir. Ek olarak $\|\eta_{p2}\| < \bar{\eta}_{p2}$ ve $\|\eta_{p3}\| < \bar{\eta}_{p3}$, burada kullanılan $\bar{\eta}_{p2}, \bar{\eta}_{p3} \in \mathbb{R}_{>0}$ bilinen pozitif sabit sayıları ifade etmektedir. Denklem (3.2) ve Denklem (3.3) kullanılarak

$$\begin{bmatrix} f_x \\ f_y \\ f_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (\cos(\phi)\sin(\theta)\cos(\psi) + \sin(\phi)\sin(\psi))u_1 \\ (\cos(\phi)\sin(\theta)\sin(\psi) - \sin(\phi)\cos(\psi))u_1 \\ \cos(\phi)\cos(\theta)u_1 \end{bmatrix} \quad (4.12)$$

elde edilmektedir. Denklem (4.12)'de tanımlandığı üzere, $u_1(t)$ giriş işareti

$$u_1(t) = \frac{f_z}{\cos(\phi)\cos(\theta)} \quad (4.13)$$

olarak elde edilmektedir. Bu bölümde z ekseninin denetiminde kullanılan u_1 giriş işaretinin tasarımı ile referans euler açılarının elde edilmesinde kullanılan f_x ve f_y giriş işaretlerinin tasarımları yapılmıştır.

4.1.1 Referans Euler Açılarının Elde Edilmesi

Bu bölümde dört pervaneli hava aracının pozisyon denetiminin yapılması için referans euler açılarının elde edilme yöntemi gösterilmektedir. Referans açıların elde edilmesinde Suiçmez (2013) 'in çalışmasına benzer olarak ters kinematik yöntemi kullanılmaktadır. Dört pervaneli hava aracının, Denklem (3.1)'de verilen sistem dinamiği ve Denklem (4.12)'de verilen kuvvet işaretleri ile Denklem (3.3) ilişkisi kullanılarak referans euler açıları elde edilmektedir. Şekil 4.1'de belirtildiği üzere, pozisyon denetleyicisi u_1 referans giriş işaretinin ϕ_d ile θ_d euler açılarının belirlenmesinde kullanılmaktadır. Bir diğer referans açısı ψ_d açısı kullanıcı tarafından sağlanmaktadır. Denklem (4.12)'de verilen matris kullanılarak

$$f_x = (\cos(\phi)\sin(\theta)\cos(\psi) + \sin(\phi)\sin(\psi))u_1(t), \quad (4.14)$$

$$f_y = (\cos(\phi)\sin(\theta)\sin(\psi) - \sin(\phi)\cos(\psi))u_1(t) \quad (4.15)$$

elde edilmektedir. Denklem (4.14)'nin her iki tarafı $\sin(\psi)$, Denklem (4.15)'nin her iki tarafı $\cos(\psi)$ ile çarpılarak

$$\sin(\psi)f_x = (\sin(\psi)\cos(\phi)\sin(\theta)\cos(\psi) + \sin(\phi)\sin(\psi)\sin(\psi))u_1(t), \quad (4.16)$$

$$\cos(\psi)f_y = (\cos(\psi)\cos(\phi)\sin(\theta)\sin(\psi) - \sin(\phi)\cos(\psi)\cos(\psi))u_1(t) \quad (4.17)$$

elde edilmektedir. Denklem (4.16)'den Denklem (4.17) çıkarılarak

$$\phi_d = \arcsin(\sin(\psi_d)f_x - \cos(\psi_d)f_y) \quad (4.18)$$

elde edilmektedir. Benzer yaklaşım θ_d açısını bulmak için kullanıldığında,

$$\theta_d = \arcsin((\cos(\psi_d)f_x + \sin(\psi_d)f_y)/\cos(\phi_d)) \quad (4.19)$$

elde edilmektedir. Denklem (4.18)'de herhangi bir tekillik noktası görülmemektedir. Ancak, Denklem (4.19) incelendiğinde, $\phi_d = n\pi$, [$n = \pm 1, 3, 5 \dots$] olduğu değerlerde tekillik gözlenmektedir. Tekillik durumunu ortadan kaldırmak için ϕ_d açısı $[-89^\circ, 89^\circ]$ ile sınırlandırılmaktadır.

4.2 Yönelim Denetleyici Tasarımı

Dört pervaneli hava aracının ϕ , θ ve ψ açılarının denetlenmesi için sırasıyla u_2 , u_3 ve u_4 giriş işaretleri tasarımı bu bölümde yapılacaktır. Tasarımı yapılan giriş işaretleri Denklem (3.8)'de verilen dört pervaneli hava aracının dinamiğine giriş olarak sağlandığında, dört pervaneli hava aracının Bölüm 4.1.1'de hesaplanan referans ϕ_d , θ_d açıları ile kullanıcı tarafından verilen ψ_d açılarını takip etmesi amaçlanmaktadır. Bu kısımda yönelim denetimi için tasarlanan uyarlamalı denetleyici, Bölüm 4.1'e benzer bir yaklaşım uygulanarak tamamlanmıştır. Dört pervaneli hava aracının yönelim hatasını temsil eden $e_q \in \mathbb{R}^3$ işareti

$$e_q \triangleq q - q_d \quad (4.20)$$

olarak tanımlanmaktadır. Denklem (4.20)'de kullanılan $q_d \in \mathbb{R}^3$ referans yönelim açılarını ifade etmekte olup, $\dot{q}_d, \ddot{q}_d \in \mathbb{R}^3$ referans yönelim hızını ve referans yönelim ivmesini temsil etmektedir. Kararlılık analizinin sadeleşmesi amacıyla yardımcı hata işareti $r_q \in \mathbb{R}^3$

$$r_q \triangleq \dot{e}_q + \alpha_{q1}e_q + \alpha_{q2}e_{uq} + \alpha_{q3}u_q(t) \quad (4.21)$$

olarak tanımlanmaktadır. Denklem (4.21)'de $a_{q1}, a_{q2}, a_{q3} \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$ ayarlanabilir köşgensel pozitif denetim kazanç matrislerini temsil etmektedir. Açık döngü dinamik sisteminde zaman gecikmesinden bağımsız bir denetleyici işareti elde etmek için gösterilen $e_{uq} \in \mathbb{R}^3$ işareti

$$e_{uq} \triangleq \int_{t-\hat{\tau}}^t \exp(\beta_q(\varepsilon - t))u_q(\varepsilon)d\varepsilon \quad (4.22)$$

tasarlanmıştır. Denklem (4.22)'ün integral sınırında gösterilen $\hat{\tau} \in \mathbb{R}_{>0}$ sabit değeri dört pervaneli hava aracının giriş işaretindeki bilinmeyen ve zamanla değişebilen gecikmenin tahminini bir değerini ifade etmekte olup, $\beta_q \in \mathbb{R}$ ayarlanabilir pozitif denetim kazancını temsil etmektedir. Denklem (4.22)'in zamana bağlı birinci dereceden türevi

$$\dot{e}_{uq} \triangleq -\beta_q e_{uq} + u_q(t) - \exp(-\beta_q \hat{\tau})u_q(t - \hat{\tau}) \quad (4.23)$$

olarak elde edilmektedir. Denklem (4.21)'in zamana bağlı türevi J ile çarpılarak

$$J\dot{r}_q = u_q(t - \tau) + d_q(t) + Y_q\Theta_q + J\alpha_{q2}u_q(t) - J\alpha_{q2} \exp(-\beta_q \hat{\tau})u_q(t - \hat{\tau}) + J\alpha_{q3}\dot{u}_q(t) \quad (4.24)$$

denklemini elde edilmektedir. Denklem (4.24)'de ki $Y_q \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$ ve dört pervaneli hava aracının açısal dinamiğindeki belirsiz sabit parametreleri içeren $\Theta_q \in \mathbb{R}^{3 \times 1}$ vektörü

$$Y_q \triangleq \begin{bmatrix} -y_1 & \frac{\dot{\theta}\psi}{l} & -\frac{\dot{\theta}\psi}{l} \\ -\frac{\dot{\psi}\phi}{l} & -y_2 & \frac{\dot{\psi}\phi}{l} \\ \dot{\phi}\dot{\theta} & -\dot{\phi}\dot{\theta} & -y_3 \end{bmatrix}, \quad (4.25)$$

$$\Theta_q \triangleq \begin{bmatrix} I_{xx} \\ I_{yy} \\ I_{zz} \end{bmatrix} \quad (4.26)$$

olarak elde edilmektedir. Denklem (4.25)'de kullanılan y_1, y_2 ve y_3 değerleri,

$$\begin{bmatrix} y_1 \\ y_2 \\ y_3 \end{bmatrix} \triangleq [\ddot{q}_d - \alpha_{q1}\dot{e}_q + \alpha_{q2}\beta_q e_{uq}] \quad (4.27)$$

olarak ifade edilmektedir. Denklem (4.24)'ün sağ tarafına $u_q(t - \hat{\tau})$ terimi eklenip çıkarılarak r_q açık döngü dinamiği

$$\begin{aligned} J\dot{r}_q = & u_q(t - \tau) - u_q(t - \hat{\tau}) + d_q(t) + Y_q\Theta_q + J\alpha_{q2}(u_q(t) + \eta_{q1}\dot{u}_q(t)) \\ & + (I - J\alpha_{q2}\exp(-\beta_q\hat{\tau}))u_q(t - \hat{\tau}) \end{aligned} \quad (4.28)$$

elde edilmekte olup, burada kullanılan $\eta_{q1} \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$, $\eta_{q1} \triangleq \alpha_{q2}^{-1}\alpha_{q3}$ olarak tanımlanmaktadır. yönelim denetimi için kullanılacak olan giriş işareti Denklem (4.9)'a benzer olarak

$$\eta_{q1}\dot{u}_q(t) \triangleq -u_q(t) - k_q r_q - Y_q\hat{\Theta}_q \quad (4.29)$$

tasarlanmakta olup $k_q \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$ ayarlanabilir pozitif tanımlı köşgensel denetim kazanç matrisidir. Denklem (4.29)'de verilen dört pervaneli hava aracı açısal dinamiğindeki belirsizlikler içeren Θ_q matrisi

$$\dot{\hat{\Theta}}_q \triangleq \text{proj} \left\{ \hat{\Theta}_q \right\} = \begin{cases} 0, & \text{eğer } \hat{\Theta}_q > \bar{\Theta}_q \\ 0, & \text{eğer } \hat{\Theta}_q < \underline{\Theta}_q \\ \Gamma_q Y_q^T r_q, & \text{aksi halde} \end{cases} \quad (4.30)$$

Denklem (4.30)'da gösterilen ifadenin diferansiyel denkleminin çözümü ile elde edilmektedir. Denklem (4.30)'da kullanılan $\Gamma_q \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$ ayarlanabilir pozitif köşgensel denetim kazanç matrisini temsil etmekte olup, $\bar{\Theta}_q$ için üst ve alt sınır değerler $\hat{\Theta}_q$ ve

$\hat{\Theta}_q \in \mathbb{R}_{>0}$ ile ifade edilmektedir ve bu sınırların bilindiği varsayılmaktadır. Denklem (4.29)'de tasarımı yapılan giriş işareti Denklem (4.28)'in içinde kullanılarak r_q için kapalı döngü dinamiği

$$J\dot{r}_q = u_q(t - \tau) - u_q(t - \hat{\tau}) + d_q(t) + \eta_{q2}Y_q\hat{\Theta}_q - J\alpha_{q2}k_q r_q + Y_q\tilde{\Theta}_q + \eta_{q3}u_q(t - \hat{\tau}) \quad (4.31)$$

olarak edilmekte olup, burada kullanılan $\eta_{q2}, \eta_{q3} \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$, $\eta_{q2} \triangleq I - J\alpha_{q2}$, $\eta_{q3} \triangleq I - J\alpha_{q2} \exp(-\beta_q \hat{T})$, $\tilde{\Theta}_q \in \mathbb{R}^3$, $\tilde{\Theta}_q = \Theta_q - \hat{\Theta}_q$ ile temsil etmektedir. Ek olarak $\|\eta_{q2}\| < \bar{\eta}_{q2}$ ve $\|\eta_{q3}\| < \bar{\eta}_{q3}$, burada kullanılan $\bar{\eta}_{q2}, \bar{\eta}_{q3} \in \mathbb{R}_{>0}$ bilinen pozitif sabit sayıları ifade etmektedir

4.3 Pozisyon Denetleyici Kararlılık Analizi

Teorem 1 *Denklem (3.1)'de verilen dinamik için Denklem (4.9)'de tasarımı verilmekte olan denetleyici girişi ve aşağıda verilmekte olan denetleyici kazanç koşulları sağlandığında yarı-küresel düzgün mutlak sınırlı pozisyon hata işareti*

$$\limsup_{t \rightarrow \infty} \|p - p_d\| \leq \epsilon_1 \exp(-\epsilon_2(t - t_0)) + \epsilon_3 \quad (4.32)$$

olarak sınırlanmakta ve burda geçen $\epsilon_1, \epsilon_2, \epsilon_3 \in \mathbb{R}_{>0}$ sabit sayılardır. Denetleyici kazanç matrisleri ve parametreleri yeterince büyük seçildiğinde aşağıda verilen kazanç koşulları

$$\underline{\alpha}_{p1} > \left(\frac{(\bar{\alpha}_{p2})^2}{2} + \frac{(\bar{\alpha}_{p3})^2}{2\epsilon} + \frac{2}{m\alpha_{p2}k_p} \right) \quad (4.33)$$

$$\beta_p > \frac{\ln(\hat{\tau})}{2\hat{\tau}} \quad (4.34)$$

$$\frac{2\underline{\eta}_{p1} \left(\frac{m\alpha_{p2}k_p}{8} - \left(\frac{\eta_{p4}\bar{k}_p^2}{\underline{\eta}_{p1}} + \frac{\beta_p\bar{\eta}_{p3}^2}{2} \right) \right)}{\left(4 + \frac{\bar{k}_p^2}{\exp(-\beta_{p3}\bar{\tau})} \right)} > \bar{\tau} \quad (4.35)$$

$$\eta_{p4} > 2\underline{\eta}_{p1} \left(\epsilon + \frac{1}{\exp(-2\beta_p\hat{\tau})\beta_p} + \frac{\bar{\tau}}{\exp(-\beta_{p2}\bar{\tau})\underline{\eta}_{p1}} \right) \quad (4.36)$$

sağlanmakta ve burada geçen $\underline{\alpha}_{p1}, \underline{\alpha}_{p2}, \underline{k}_p, \underline{\eta}_{p1}$ parametreleri sırasıyla $\alpha_{p1}, \alpha_{p2}, k_p, \eta_{p1}$ matrislerinin alt sınır özdeğerlerini, \underline{m} dört pervaneli hava aracının kütesinin alt sınır değerini, $\overline{\alpha}_{p2}, \overline{\alpha}_{p3}, \overline{k}_p, \overline{\eta}_{p3}$ parametreleri sırasıyla $\alpha_{p2}, \alpha_{p3}, k_p, \eta_{p3}$ matrislerinin üst sınır özdeğerlerini, $\varepsilon, \eta_{p4}, \beta_{p2}$ ve $\beta_{p3} \in \mathbb{R}$ pozitif sabit sayıları, $\overline{\tau} \in \mathbb{R}_{>0}$ tahmini gecikme değeri ile gerçek gecikme değeri arasındaki farkın maksimum değerini temsil eden pozitif bir sayıyı temsil etmektedir.

Not 4.3.1 Analiz sırasında herhangi bir terimin maksimum alabileceği değerini tanımlamak için \bullet , minimum alabileceği değeri ifade etmek için \blacklozenge kullanılmaktadır.

Not 4.3.2 Denklem (4.10)'de verilen projeksiyon algoritması $\hat{\Theta}_p$ için uygulandığında $\underline{\Theta}_p \leq \hat{\Theta}_p \leq \overline{\Theta}_p$, garanti edilmekte olup $\underline{\Theta}_p, \overline{\Theta}_p \in \mathbb{R}^n$ bilinen pozitif sabit sayılardan oluşmaktadır.

Not 4.3.3 Giriş işaretinin zamana göre türevi için üst sınır aşağıdaki gibi tanımlanmakta olup,

$$\|\dot{F}\| \leq \frac{\|F\| + \|k_p r_p\| + \rho_2(\|z_p\|)\|z_p\| + \rho_c}{\underline{\eta}_{p1}} \quad (4.37)$$

burada kullanılan $z_p \triangleq [e_p^T \ r_p^T \ e_{up}^T \ F^T \ \tau^T]^T \in \mathbb{R}^{13}$, $\rho_c \in \mathbb{R}_{>0}$ bilinen bir pozitif sabit sayı olarak tanımlanmakta ve $\rho_2 : [0, \infty) \rightarrow [0, \infty)$ radyal sınırsız, artı tanımlı ve sürekli artan bir fonksiyondur.

İspat 1 Not 4.3.3'de verilen eşitsizliğin sağ tarafına $Y_p(p_d, \dot{p}_d) \hat{\Theta}_p$ ifadesi eklenip çıkarıldığında ve Ortalama Değer Teoremi kullanıldığında

$$\dot{F} = - (F + k_p r_p) - \underbrace{Y_p(p, \dot{p}) \hat{\Theta}_p + Y_p(p_d, \dot{p}_d) \hat{\Theta}_p}_{\leq \rho_2(\|z_p\|)\|z_p\|} - \underbrace{Y_p(p_d, \dot{p}_d) \hat{\Theta}_p}_{\leq \rho_c} \quad (4.38)$$

ifadesi elde edilmektedir.

Not 4.3.4 Gecikmeli giriş işaretleri $F(t - \hat{\tau})$ ve $F(t - \tau)$ arasındaki farkın normunun üst sınırı

$$\begin{aligned} \|F(t - \hat{\tau}) - F(t - \tau)\| &\leq \frac{\bar{\tau}}{\underline{\eta}_{p1}} (\|F(t - \Theta_1)\| + \bar{k}_p \|r_p(t - \Theta_1)\|) \\ &\quad + \frac{\bar{\tau}}{\underline{\eta}_{p1}} \left(\frac{\rho_2 (\|z_p(t - \Theta_1)\|) \|z_p(t - \Theta_1)\|}{\underline{\eta}_{p1}} + \rho_c \right) \end{aligned} \quad (4.39)$$

olarak tanımlanmaktadır. Ayrıca, $\Theta_1 \in \mathbb{R}_{>0}$ değeri $\hat{\tau}$ ile τ arasındaki bir değeri temsil etmektedir ve tahmini gecikme değeri $\hat{\tau}$, gerçek gecikme değerinin alt sınırı ($\underline{\tau}$) ve üst sınırı ($\bar{\tau}$) arasında seçilmesi koşuluyla Θ_1 değeri

$$\underline{\tau} \leq \Theta_1 \leq \bar{\tau} \quad (4.40)$$

eşitsizliğini sağlamaktadır.

Not 4.3.5 Denklem (4.6) ve Denklem (4.7) için Ortalama Değer Teoremi kullanılarak ve Denklem (4.10)'da tanımlanan projeksiyon algoritması kullanılarak

$$Y_p(p, \dot{p}) \hat{\Theta}_p \leq \rho_2(\|z_p\|) \|z_p\| + \rho_c \quad (4.41)$$

eşitsizliği elde edilir.

Pozisyon denetleyici için aday Lyapunov fonksiyonu

$$V_p \triangleq \frac{1}{2} e_p^T e_p + \frac{1}{2} r_p^T m r_p + \frac{\eta_{p4}}{2} F^T(t) F(t) + \frac{1}{2} \tilde{\Theta}_p^T \Gamma_p^{-1} \tilde{\Theta}_p + V_{p1} + V_{p2} + V_{p3} + V_{p4} \quad (4.42)$$

olarak tanımlanmaktadır. Denklem (4.42)'de kullanılan V_{p1} , V_{p2} , V_{p3} ve V_{p4} fonksiyonları sırasıyla

$$V_{p1} \triangleq \frac{1}{2 \exp(-2\beta_p \hat{\tau}) \beta_p} \int_{t-\hat{\tau}}^t \exp(2\beta_p(\varepsilon - t)) \|F(\varepsilon)\|^2 d\varepsilon, \quad (4.43)$$

$$V_{p2} \triangleq \frac{\bar{\tau}}{2 \exp(-2\beta_{p2} \Theta_1) \underline{\eta}_{p1}} \int_{t-\Theta_1}^t \exp(\beta_{p2}(\varepsilon - t)) \|F(\varepsilon)\|^2 d\varepsilon, \quad (4.44)$$

$$V_{p3} \triangleq \frac{\bar{\tau}}{2 \exp(-2\beta_{p3} \Theta_1) \underline{\eta}_{p1}} \int_{t-\Theta_1}^t \exp(\beta_{p3}(\varepsilon - t)) \|r_p(\varepsilon)\|^2 d\varepsilon, \quad (4.45)$$

$$V_{p4} \triangleq \frac{\bar{\tau}}{2 \exp(-2\beta_{p4} \Theta_1) \underline{\eta}_{p1}^3} \int_{t-\Theta_1}^t \exp(\beta_{p4}(\varepsilon - t)) \rho_2^2(\|z_p(\varepsilon)\|) \|z_p(\varepsilon)\|^2 d\varepsilon \quad (4.46)$$

olarak tanımlanmakta ve Denklem (4.46)'de kullanılan $\beta_{p4} \in \mathbb{R}_{>0}$ değeri ise artı sabit bir sayıyı temsil etmektedir. Denklem (4.42)'de verilen Lyapunov fonksiyon

$$\lambda_{1p} \|y_p\|^2 \leq V_p(y_p) \leq \lambda_{2p} \|y_p\|^2 \quad (4.47)$$

olarak sınırlandırılmak ve burada geçen $\lambda_{1p}, \lambda_{2p} \in \mathbb{R}$ pozitif sabit sayılardır. Denklem (4.47)'de kullanılan $y_p \in \mathbb{R}^{13}$

$$y_p \triangleq \left[\dot{z}_p^T \quad \sqrt{V_{p1}} \quad \sqrt{V_{p2}} \quad \sqrt{V_{p3}} \quad \sqrt{V_{p4}} \right]^T \quad (4.48)$$

olarak ifade edilmekte ve $\dot{z}_p \in \mathbb{R}^9$, $\dot{z}_p \triangleq [e_p^T \ r_p^T \ F^T]^T$ olarak tanımlanmaktadır. Denklem (4.42)'de kullanılan V_{p1}, V_{p2}, V_{p3} ve V_{p4} 'ün zamana bağlı birinci mertebeden türevleri

$$\dot{V}_{p1} = 2\beta_p V_{p1} + \frac{1}{2 \exp(-2\beta_p \hat{\tau}) \beta_p} \|F(t)\|^2 - \frac{1}{2\beta_p} \|F(t - \hat{\tau})\|^2, \quad (4.49)$$

$$\dot{V}_{p2} = -\beta_{p2} V_{p2} + \frac{\bar{\tau}}{2 \exp(-2\beta_{p2} \Theta_1) \underline{\eta}_{p1}} \|F(t)\|^2 - \frac{\bar{\tau}}{2 \underline{\eta}_{p1}} \|F(t - \Theta_1)\|^2, \quad (4.50)$$

$$\dot{V}_{p3} = -\beta_{p3} V_{p3} + \frac{\bar{\tau}}{2 \exp(-2\beta_{p3} \Theta_1) \underline{\eta}_{p1}} \|r_p(t)\|^2 - \frac{\bar{\tau}}{2 \underline{\eta}_{p1}} \|r_p(t - \Theta_1)\|^2, \quad (4.51)$$

$$\begin{aligned} \dot{V}_{p4} = & -\beta_{p4} V_{p4} + \frac{\bar{\tau}}{2 \exp(-2\beta_{p4} \Theta_1) \underline{\eta}_{p1}^3} \rho_2^2(\|z_p(t)\|) \|z_p(t)\|^2 \\ & - \frac{\bar{\tau}}{2 \underline{\eta}_{p1}^3} \rho_2^2(\|z_p(t - \Theta_1)\|) \|z_p(t - \Theta_1)\|^2 \end{aligned} \quad (4.52)$$

olarak elde edilmektedir. Denklem (4.49), (4.50), (4.51) ve (4.52) kullanılarak Denklem (4.42)'de verilen fonksiyonun zamana bağlı türevi alındığında

$$\begin{aligned}
\dot{V}_p = & e_p^T (r_p - \alpha_{p1}e_p - \alpha_{p2}e_{up} - \alpha_{p3}F(t)) \\
& + r_p^T \left((F(t - \tau) - F(t - \hat{\tau})) + d_p(t) + \eta_{p2}Y_p\hat{\Theta}_p + \eta_{p3}F(t - \hat{\tau}) \right) \\
& + r_p^T \left(-m\alpha_{p2}k_p r_p + Y_p\tilde{\Theta}_p \right) + F^T(t) \left(-\eta_{p4}\eta_{p1}^{-1}F(t) - \eta_{p4}\eta_{p1}^{-1}k_p r_p - \eta_{p4}\eta_{p1}^{-1}Y_p\hat{\Theta}_p \right) \\
& - \dot{\hat{\Theta}}_p^T \Gamma_p^{-1} \tilde{\Theta}_p \\
& - 2\beta_p V_{p1} + \frac{1}{2 \exp(-2\beta_p \hat{\tau})\beta_p} \|F(t)\|^2 - \frac{1}{2\beta_p} \|F(t - \hat{\tau})\|^2 \\
& - \beta_{p3} V_{p3} + \frac{\bar{\tau}}{2 \exp(-2\beta_{p3}\Theta_1)\underline{\eta}_{p1}} \|r_p(t)\|^2 - \frac{\bar{\tau}}{2\underline{\eta}_{p1}} \|r_p(t - \Theta_1)\|^2 \\
& - \beta_{p4} V_{p4} + \frac{\bar{\tau}}{2 \exp(-2\beta_{p4}\Theta_1)\underline{\eta}_{p1}^3} \rho_2^2 (\|z_p(t)\|) \|z_p(t)\|^2 \\
& - \frac{\bar{\tau}}{2\underline{\eta}_{p1}^3} \rho_2^2 (\|z_p(t - \Theta_1)\|) \|z_p(t - \Theta_1)\|^2
\end{aligned} \tag{4.53}$$

olarak elde edilmektedir. Denklem (4.37) kullanılarak Denklem (4.53) tekrar düzenlendiğinde

$$\begin{aligned}
\dot{V} \leq & -\underline{\alpha}_{p1} \|e_p\|^2 - m\underline{\alpha}_{p2}\underline{k} \|r_p\| - \frac{\eta_{p4}}{\underline{\eta}_{p1}} \|F\| \\
& + \bar{\alpha}_{p2} \|e_p^T e_{up}\| + \bar{\alpha}_{p3} \|e_p^T F(t)\| \\
& + \|r_p^T (F(t - \tau) - F(t - \hat{\tau}))\| + \|r_p^T \bar{d}_p(t)\| + \bar{\eta}_{p2} \|r_p^T Y_p \hat{\Theta}_p\| \\
& + \frac{\eta_{p4} \bar{k}}{\underline{\eta}_{p1}} \|F(t) r_p\| + \frac{\eta_{p4}}{\underline{\eta}_{p1}} \|F(t) Y_1 \hat{\Theta}_p\| + \bar{\eta}_{p3} \|r_p^T F(t - \hat{\tau})\| + \|r_p^T e_p\| \\
& - 2\beta_p V_{p1} + \frac{1}{2 \exp(-2\beta_p \hat{\tau}) \beta_p} \|F(t)\|^2 - \frac{1}{2\beta_p} \|F(t - \hat{\tau})\|^2 \\
& - \beta_{p2} V_{p2} + \frac{\bar{\tau}}{2 \exp(-\beta_{p2} \Theta_1) \underline{\eta}_{p1}} \|F(t)\|^2 - \frac{\bar{\tau}}{2\underline{\eta}_{p1}} \|F(t - \Theta_1)\|^2 \\
& - \beta_{p3} V_{p3} + \frac{\bar{\tau}}{2 \exp(-\beta_{p3} \Theta_1) \underline{\eta}_{p1}} \|r_p(t)\|^2 - \frac{\bar{\tau}}{2\underline{\eta}_{p1}} \|r_p(t - \Theta_1)\|^2 \\
& - \beta_{p4} V_{p4} + \frac{\bar{\tau}}{2 \exp(-\beta_{p4} \Theta_1) \underline{\eta}_{p1}^3} \rho_2^2 (\|z_p(t)\|) \|z_p(t)\|^2 \\
& - \frac{\bar{\tau}}{2\underline{\eta}_{p1}^3} \rho_2^2 (\|z_p(t - \Theta_1)\|) \|z_p(t - \Theta_1)\|^2
\end{aligned} \tag{4.54}$$

olarak elde edilmektedir. Cauchy-Schwartz eşitsizliği yöntemini kullanarak

$$\frac{\|e_{up}\|^2}{\hat{\tau}} \leq \int_{t-\hat{\tau}}^t \exp(2\beta_p(\varepsilon - t)) \|F(\varepsilon)\|^2 d\varepsilon \tag{4.55}$$

eşitsizliği elde edilir. Eşitsizlik (4.55) kullanılarak, Denklem (4.43)'de verilen fonksiyon

$$-2\beta_p V_{p1} \leq -\frac{1}{2\hat{\tau} \exp(-2\beta_p \hat{\tau})} \|e_{up}\|^2 - \beta_p V_{p1} \tag{4.56}$$

olarak sınırlandırılmaktadır. Not 4.3.4, Not 4.3.5 ve Denklem (4.56) kullanılarak, Denklem (4.54)

$$\begin{aligned}
\dot{V}_p \leq & -\underline{\alpha}_{p1} \|e_p\|^2 - m\underline{\alpha}_{p2}k \|r_p\|^2 - \eta_{p4}\eta_{p1}^{-1} \|F\|^2 \\
& + \bar{\alpha}_{p2} \|e_p^T e_{up}\| + \bar{\alpha}_{p3} \|e_p^T F(t)\| + \eta_{p4}\eta_{p1}^{-1} \rho_c \|F(t)\| \\
& + \frac{\eta_{p4}\bar{k}_p}{\underline{\eta}_{p1}} \|F(t)r_p\| + \|r_p^T \bar{d}_p(t)\| + \bar{\eta}_{p2}\rho_c \|r_p\| + \|r_p^T e_p\| \\
& + \bar{\eta}_{p3} \|r_p^T F(t - \hat{\tau})\| + \frac{\bar{\tau}}{\underline{\eta}_{p1}} \rho_c \|r_p\| \\
& + \frac{\bar{\tau}}{\underline{\eta}_{p1}} \|r_p\| \|F(t - \Theta_1)\| + \frac{\bar{\tau}\bar{k}_p}{\underline{\eta}_{p1}} \|r_p\| \|r_p(t - \Theta_1)\| \\
& + \frac{\bar{\tau}}{\underline{\eta}_{p1}^2} \|r_p\| \rho_2 (\|z_p(t - \Theta_1)\|) \|z_p(t - \Theta_1)\| \\
& + \frac{\eta_{p4}}{\underline{\eta}_{p1}} \|F^T(t)\| \rho_2 (\|z_p\|) \|z_p\| + \bar{\eta}_{p2} \|r_p\| \rho_2 (\|z_p\|) \|z_p\| \\
& - \frac{1}{2\hat{\tau} \exp(-2\beta_p\hat{\tau})} \|e_{up}\|^2 - \beta_q V_1 + \frac{1}{2 \exp(-2\beta_p\hat{\tau})\beta_p} \|F(t)\|^2 - \frac{1}{2\beta_p} \|F(t - \hat{\tau})\|^2 \\
& - \beta_{p2} V_{p2} + \frac{\bar{\tau}}{2 \exp(-\beta_{p2}\Theta_1)\underline{\eta}_{p1}} \|F(t)\|^2 - \frac{\bar{\tau}}{2\underline{\eta}_{p1}} \|F(t - \Theta_1)\|^2 \\
& - \beta_{p3} V_{p3} + \frac{\bar{\tau}}{2 \exp(-\beta_{p3}\Theta_1)\underline{\eta}_{p1}} \|r_p(t)\|^2 - \frac{\bar{\tau}}{2\underline{\eta}_{p1}} \|r_p(t - \Theta_1)\|^2 \\
& - \beta_{p4} V_{p4} + \frac{\bar{\tau}}{2 \exp(-\beta_{p4}\Theta_1)\underline{\eta}_{p1}^3} \rho_2^2 (\|z_p(t)\|) \|z_p(t)\|^2 \\
& - \frac{\bar{\tau}}{2\underline{\eta}_{p1}^3} \rho_2^2 (\|z_p(t - \Theta_1)\|) \|z_p(t - \Theta_1)\|^2
\end{aligned} \tag{4.57}$$

üsten sınırlandırılabilir. Young's eşitsizlik yöntemi kullanılarak

$$\bar{\alpha}_{p2} \|e_p^T e_{up}\| \leq \frac{\bar{\alpha}_{p2}^2}{2} \|e_p\|^2 + \frac{1}{2} \|e_{up}\|^2 \tag{4.58}$$

$$\bar{\alpha}_{p3} \|e_p^T F(t)\| \leq \frac{\bar{\alpha}_{p3}^2}{2\varepsilon} \|e_p\|^2 + \frac{\varepsilon}{2} \|F\|^2 \tag{4.59}$$

$$\frac{\eta_{p4}\rho_c}{\underline{\eta}_{p1}} \|F(t)\| \leq \frac{\eta_{p4}\rho_c^2}{\underline{\eta}_{p1}} + \frac{\eta_{p4}}{4\underline{\eta}_{p1}} \|F(t)\|^2 \tag{4.60}$$

$$\frac{\eta_{p4}\bar{k}}{\underline{\eta}_{p1}} \|F(t)r_p\| \leq \frac{\eta_{p4}\bar{k}_p^2}{\underline{\eta}_{p1}} \|r_p\|^2 + \frac{\eta_{p4}}{4\underline{\eta}_{p1}} \|F(t)\|^2 \tag{4.61}$$

$$\frac{\bar{\tau}}{\underline{\eta}_{p1}} \rho_c \|r_p\| \leq \frac{\bar{\tau} \rho_c^2}{2\underline{\eta}_{p1}} + \frac{\bar{\tau}}{2\underline{\eta}_{p1}} \|r_p\|^2 \quad (4.62)$$

$$\|r_p^T \bar{d}_p(t)\| \leq \frac{1}{\underline{m}\alpha_{p2} \underline{k}_p} \|\bar{d}_p(t)\|^2 + \frac{\underline{m}\alpha_{p2} \underline{k}_p}{4} \|r_p\|^2 \quad (4.63)$$

$$\bar{\eta}_{p2} \rho_c \|r_p\| \leq \frac{\bar{\eta}_{p2}^2 \rho_c^2}{\underline{m}\alpha_{p2} \underline{k}_p} + \frac{\underline{m}\alpha_{p2} \underline{k}_p}{4} \|r_p\|^2 \quad (4.64)$$

$$\|r_p^T e_p\| \leq \frac{2}{\underline{m}\alpha_{p2} \underline{k}_p} \|e_p\|^2 + \frac{\underline{m}\alpha_{p2} \underline{k}_p}{8} \|r_p\|^2 \quad (4.65)$$

$$\frac{\bar{\tau}}{\underline{\eta}_{p1}} \|r_p\| \|F(t - \Theta_1)\| \leq \frac{\bar{\tau}}{2\underline{\eta}_{p1}} \|F(t - \Theta_1)\|^2 + \frac{\bar{\tau}}{2\underline{\eta}_{p1}} \|r_p\|^2 \quad (4.66)$$

$$\bar{\eta}_{p3} \|r_p^T F(t - \hat{\tau})\| \leq \frac{1}{2\beta_p} \|F(t - \hat{\tau})\|^2 + \frac{\bar{\eta}_{p3}^2 \beta_p}{2} \|r_p\|^2 \quad (4.67)$$

$$\frac{\eta_{p4}}{\underline{\eta}_{p1}} \|F^T(t)\| \rho_2 (\|z_p\|) \|z_p\| \leq \frac{\eta_{p4}}{4\underline{\eta}_{p1}} \|F(t)\|^2 + \frac{\eta_{p4}}{\underline{\eta}_{p1}} \rho_2^2 (\|z_p\|) \|z_p\|^2 \quad (4.68)$$

$$\bar{\eta}_{p2} \|r_p\| \rho_2 (\|z_p\|) \|z_p\| \leq \frac{\underline{m}\alpha_{p2} \underline{k}_p}{4} \|r_p(t)\|^2 + \frac{\bar{\eta}_{p2}^2}{\underline{m}\alpha_{p2} \underline{k}_p} \rho_2^2 (\|z_p\|) \|z_p\|^2 \quad (4.69)$$

$$\frac{\bar{\tau} \bar{k}}{\underline{\eta}_{p1}} \|r_p\| \|r_p(t - \Theta_1)\| \leq \frac{\bar{\tau}}{2\underline{\eta}_{p1}} \|r_p(t - \Theta_1)\|^2 + \frac{\bar{\tau} \bar{k}^2}{2\underline{\eta}_{p1}} \|r_p\|^2 \quad (4.70)$$

$$\begin{aligned} \frac{\bar{\tau}}{\underline{\eta}_{p1}^2} \|r_p\| \rho_2 (\|z_p(t - \Theta_1)\|) \|z_p(t - \Theta_1)\| &\leq \frac{\bar{\tau}}{2\underline{\eta}_{p1}^3} \rho_2^2 (\|z_p(t - \Theta_1)\|) \|z_p(t - \Theta_1)\|^2 \\ &+ \frac{\bar{\tau}}{2\underline{\eta}_{p1}} \|r_p\|^2 \end{aligned} \quad (4.71)$$

eşitsizlikler elde edilebilir. Denklem (4.58)'den Denklem (4.71)'a kadar verilen tüm denklemler Denklem (4.57)'de yerine eklendiğinde ve ortak terimler paranteze alınarak Denklem (4.40)'de verilen eşitsizlik kullanıldığında

$$\begin{aligned}
\dot{V}_p \leq & - \left(\underline{\alpha}_{p1} - \left(\frac{(\bar{\alpha}_{p2})^2}{2} + \frac{(\bar{\alpha}_{p3})^2}{2\varepsilon} + \frac{2}{m\underline{\alpha}_{p2}\underline{k}_p} \right) \right) \|e_p\|^2 - \frac{1}{2} \left(\frac{1}{\hat{\tau} \exp(-2\beta_p \hat{\tau})} - 1 \right) \|e_{up}\|^2 \\
& - \left(\frac{m\underline{\alpha}_{p2}\underline{k}_p}{8} - \left(\frac{\eta_{p4}\bar{k}_p^2}{\underline{\eta}_{p1}} + \frac{\beta_p\bar{\eta}_{p3}^2}{2} \right) - \frac{\bar{\tau}}{2\underline{\eta}_{p1}} \left(4 + \frac{\bar{k}_p^2}{\exp(-\beta_{p3}\bar{\tau})} \right) \right) \|r_p\|^2 \\
& - \frac{1}{2} \left(\frac{\eta_{p4}}{2\underline{\eta}_{p1}} - \left(\varepsilon + \frac{1}{\exp(-2\beta_p \hat{\tau})\beta_p} + \frac{\bar{\tau}}{\exp(-\beta_{p2}\bar{\tau})\underline{\eta}_{p1}} \right) \right) \|u_p\|^2 \\
& - \beta_p V_{p1} - \beta_{p2} V_{p2} - \beta_{p3} V_{p3} - \beta_{p4} V_{p4} \\
& + \left(\frac{\eta_{p4}\rho_c^2}{\underline{\eta}_{p1}} + \frac{\bar{\tau}\rho_c^2}{2\underline{\eta}_{p1}} + \frac{(\bar{\eta}_{p2}\rho_c)^2}{m\underline{\alpha}_{p2}\underline{k}_p} + \frac{\|\bar{d}_p(t)\|^2}{m\underline{\alpha}_{p2}\underline{k}_p} \right) \\
& + \left(\frac{\eta_{p4}}{\underline{\eta}_{p1}} + \frac{(\bar{\eta}_{p2})^2}{m\underline{\alpha}_{p2}\underline{k}_p} + \frac{\bar{\tau}}{2 \exp(-\beta_{p4}\bar{\tau})\underline{\eta}_{p1}^3} \right) \rho_2^2 (\|z_p\| \|z_p\|)^2
\end{aligned} \tag{4.72}$$

elde edilmektedir. Denklem (4.72)'de elde edilen Lyapunov fonksiyonunu zamana bağlı türevi

$$\dot{V}_p \leq -\sigma_{p1} \|z_p\|^2 + \sigma_{p2} \tag{4.73}$$

olarak sınırlandırılmaktadır. Denklem (4.73)'de kullanılan sınırlandırma parametreleri $\sigma_{p1}, \sigma_{p2}, \in \mathbb{R}$ tanımlanmakta ve

$$\sigma_{p1} \triangleq \min\{l_{p1}, l_{p2}, l_{p3}, l_{p4}\} \tag{4.74}$$

$$\sigma_{p2} \triangleq \frac{\eta_{p4}\rho_c^2}{\underline{\eta}_{p1}} + \frac{\bar{\tau}\rho_c^2}{2\underline{\eta}_{p1}} + \frac{(\bar{\eta}_{p2}\rho_c)^2}{m\underline{\alpha}_{p2}\underline{k}_p} + \frac{\|\bar{d}_p(t)\|^2}{m\underline{\alpha}_{p2}\underline{k}_p} \tag{4.75}$$

olarak elde edilmektedir. Denklem (4.74)'de kullanılan sabit terimler içeren $l_{p1}, l_{p2}, l_{p3}, l_{p4} \in \mathbb{R}$ parametreleri

$$l_{p1} \triangleq \underline{\alpha}_{p1} - \left(\frac{(\bar{\alpha}_{p2})^2}{2} + \frac{(\bar{\alpha}_{p3})^2}{2\varepsilon} + \frac{2}{m\underline{\alpha}_{p2}\underline{k}_p} \right) \tag{4.76}$$

$$l_{p2} \triangleq \frac{1}{2} \left(\frac{1}{\hat{\tau} \exp(-2\beta_p \hat{\tau})} - 1 \right) \quad (4.77)$$

$$l_{p3} \triangleq \frac{m\alpha_{p2} k_p}{8} - \left(\frac{\eta_{p4} \bar{k}_p^2}{\eta_{p1}} + \frac{\beta_p \bar{\eta}_{p3}^2}{2} \right) - \frac{\bar{\tau}}{2\eta_{p1}} \left(4 + \frac{\bar{k}_p^2}{\exp(-\beta_{p3} \bar{\tau})} \right) \quad (4.78)$$

$$l_{p4} \triangleq \frac{1}{2} \left(\frac{\eta_{p4}}{2\eta_{p1}} - \left(\varepsilon + \frac{1}{\exp(-2\beta_p \hat{\tau}) \beta_p} + \frac{\bar{\tau}}{\exp(-\beta_{p2} \bar{\tau}) \eta_{p1}} \right) \right) \quad (4.79)$$

olarak elde edilmektedir. Ayrıca, $\|z_p\| \geq \|\dot{z}_p\|$ ve $\rho_2^{-1} \left(\sqrt{\frac{\sigma_1}{2 \left(\frac{\eta_{p4}}{\eta_{p1}} + \frac{(\bar{\eta}_{p2})^2}{m\alpha_{p2} k_p} + \frac{\bar{\tau}}{2 \exp(-\beta_{p4} \bar{\tau}) \eta_{p1}^3} \right)}} \right) > \|z_p\|$ koşulu sağlanmaktadır. Denklem (4.73)'de elde edilen fonksiyon

$$\dot{V}_p \leq -\sigma_{p3} \|y_p\|^2 + \sigma_{p2} \quad (4.80)$$

olarak sınırlandırılmaktadır. Denklem (4.80)'da kullanılan sınırlandırma parametresi olan $\sigma_{p3} \in \mathbb{R}$ tanımlanmakta ve

$$\sigma_{p3} \triangleq \min \left\{ \frac{\sigma_{p1}}{2}, \beta_p, \beta_{p2}, \beta_{p3}, \beta_{p4} \right\} \quad (4.81)$$

olarak elde edilmektedir.

Denklem (4.42) ve Denklem (4.80) kullanılarak, $e_p, r_p, F \in \mathcal{L}_\infty$ sonucuna varılır (Khalil, 2002). Denklem (4.3) ve $F \in \mathcal{L}_\infty$ kullanılarak, $e_{up} \in \mathcal{L}_\infty$ olarak bulunur. Denklem (4.2) ve $e_p, r_p, e_{up}, F \in \mathcal{L}_\infty$ kullanılarak, $\dot{e}_p \in \mathcal{L}_\infty$ olarak bulunur. Denklem (3.1) ve $F \in \mathcal{L}_\infty$ kullanılarak, $\ddot{p} \in \mathcal{L}_\infty$ olduğu sonucuna varılır. Hata işaretleri $e_p, \dot{e}_p \in \mathcal{L}_\infty$ olduğundan dolayı, $p, \dot{p} \in \mathcal{L}_\infty$ sonucuna varılır. Sistemin geri kalan sinyallerin sınırlı olduğu benzer algoritmalar kullanılarak elde edilebilir.

4.4 Yönelim Denetleyici Kararlılık Analizi

Teorem 2 *Denklem (3.8)'de verilen dinamik için Denklem (4.29)'de tasarımı verilmekte olan denetleyici girişi ve aşağıda verilmekte olan denetleyici kazanç koşulları sağlandığında yarı-küresel düzgün mutlak sınırlı pozisyon hata işareti*

$$\limsup_{t \rightarrow \infty} \|q - q_d\| \leq \epsilon_1 \exp(-\epsilon_2(t - t_0)) + \epsilon_3 \quad (4.82)$$

olarak sınırlanmakta ve burda geçen $\epsilon_1, \epsilon_2, \epsilon_3 \in \mathbb{R}_{>0}$ sabit sayılardır. Denetleyici kazanç matrisleri ve parametreleri yeterince büyük seçildiğinde aşağıda verilen kazanç koşulları

$$\underline{\alpha}_{q1} > \left(\frac{(\bar{\alpha}_{q2})^2}{2} + \frac{(\bar{\alpha}_{q3})^2}{2\epsilon} + \frac{2}{J\underline{\alpha}_{q2}\underline{k}_q} \right) \quad (4.83)$$

$$\beta_q > \frac{In(\hat{\tau})}{2\hat{\tau}} \quad (4.84)$$

$$\frac{2\underline{\eta}_{q1} \left(\frac{J\underline{\alpha}_{q2}\underline{k}_q}{8} - \left(\frac{\eta_{q4}\bar{k}_q^2}{\underline{\eta}_{q1}} + \frac{\beta_q\bar{\eta}_{q3}^2}{2} \right) \right)}{\left(4 + \frac{\bar{k}_q^2}{\exp(-\beta_{q3}\hat{\tau})} \right)} > \bar{\tau} \quad (4.85)$$

$$\eta_{q4} > 2\underline{\eta}_{q1} \left(\epsilon + \frac{1}{\exp(-2\beta_q\hat{\tau})\beta_q} + \frac{\bar{\tau}}{\exp(-\beta_{q2}\hat{\tau})\underline{\eta}_{q1}} \right) \quad (4.86)$$

sağlanmakta ve burada geçen $\underline{\alpha}_{q1}, \underline{\alpha}_{q2}, \underline{k}_q, \underline{\eta}_{q1}, J$ parametreleri sırasıyla $\alpha_{q1}, \alpha_{q2}, k_q, \eta_{q1}, J$ matrislerinin alt sınır özdeğerlerini, $\bar{\alpha}_{q2}, \bar{\alpha}_{q3}, \bar{k}_q, \bar{\eta}_{q3}$ parametreleri sırasıyla $\alpha_{q2}, \alpha_{q3}, k_q, \eta_{q3}$ matrislerinin üst sınır özdeğerlerini, β_{q2}, β_{q3} ve $\eta_{q4} \in \mathbb{R}$ pozitif sabit bir sayıyı temsil etmektedir.

Not 4.4.1 *Denklem (4.30)'de verilen projeksiyon algoritması $\hat{\Theta}_q$ için uygulanadığında $\underline{\Theta}_q \leq \hat{\Theta}_q \leq \bar{\Theta}_q$, garanti edilmekte olup $\underline{\Theta}_q, \bar{\Theta}_q \in \mathbb{R}^n$ bilinen pozitif sabit sayılardır.*

Not 4.4.2 Giriş işaretinin zamana göre türevi için üst sınır aşağıdaki gibi tanımlanmakta olup,

$$\|\dot{u}_q\| \leq \frac{\|u_q\| + \|k_q r_q\| + \rho_2 (\|z_q\|) \|z_q\| + \rho_c}{\eta_{q1}} \quad (4.87)$$

burada kullanılan $z_q \triangleq [e_q^T \ r_q^T \ e_{u_q}^T \ u_q^T \ \tau^T]^T \in \mathbb{R}^{13}$ olarak ifade edilmektedir.

İspat 2 Not 4.4.2'de verilen eşitsizliğin sağ tarafına $Y_q(q_d, \dot{q}_d) \hat{\Theta}_q$ ifadesi eklenip çıkarıldığında ve Ortalama Değer Teoremi kullanıldığında

$$\dot{u}_q = -(u_q + k_q r_q) - \underbrace{Y_q(q, \dot{q}) \hat{\Theta}_q + Y_q(q_d, \dot{q}_d) \hat{\Theta}_q}_{\leq \rho_2(\|z_q\|) \|z_q\|} - \underbrace{Y_q(q_d, \dot{q}_d) \hat{\Theta}_q}_{\leq \rho_c} \quad (4.88)$$

ifadesi elde edilmektedir.

Not 4.4.3 Gecikmeli giriş işaretleri $u_q(t - \hat{\tau})$ ve $u_q(t - \tau)$ arasındaki farkın normunun üst sınırı

$$\|u_q(t - \hat{\tau}) - u_q(t - \tau)\| \leq \frac{\bar{\tau}}{\eta_{q1}} (\|u_q(t - \Theta_1)\| + \bar{k}_q \|r_q(t - \Theta_1)\|) + \frac{\bar{\tau}}{\eta_{q1}} \left(\frac{\rho_2(\|z_q(t - \Theta_1)\|) \|z_q(t - \Theta_1)\|}{\eta_{q1}} + \rho_c \right) \quad (4.89)$$

olarak tanımlanmaktadır.

Not 4.4.4 Denklem (4.25) ve Denklem (4.26) için Ortalama Değer Teoremi kullanılarak ve Denklem (4.30)'de tanımlanan projeksiyon algoritması kullanılarak

$$Y_q(q, \dot{q}) \hat{\Theta}_q \leq \rho_2(\|z_q\|) \|z_q\| + \rho_c \quad (4.90)$$

eşitsizliği elde edilir.

Yönelim denetleyici için aday Lyapunov fonksiyonu

$$V_q \triangleq \frac{1}{2} e_q^T e_q + \frac{1}{2} r_q^T J r_q + \frac{\eta_{q4}}{2} u_q^T(t) u_q(t) + \frac{1}{2} \tilde{\Theta}_p^T \Gamma_q^{-1} \tilde{\Theta}_q + V_{q1} + V_{q2} + V_{q3} + V_{q4} \quad (4.91)$$

olarak tanımlanmaktadır. Denklem (4.91)'de kullanılan V_{q1} , V_{q2} , V_{q3} ve V_{q4} fonksiyonları sırasıyla

$$V_{q1} \triangleq \frac{1}{2 \exp(-2\beta_q \hat{\tau}) \beta_q} \int_{t-\hat{\tau}}^t \exp(2\beta_q(\varepsilon - t)) \|u_q(\varepsilon)\|^2 d\varepsilon, \quad (4.92)$$

$$V_{q2} \triangleq \frac{\bar{\tau}}{2 \exp(-\beta_{q2} \Theta_1) \eta_{q1}} \int_{t-\Theta_1}^t \exp(\beta_{q2}(\varepsilon - t)) \|u_q(\varepsilon)\|^2 d\varepsilon, \quad (4.93)$$

$$V_{q3} \triangleq \frac{\bar{\tau}}{2 \exp(-\beta_{q3} \Theta_1) \eta_{q1}} \int_{t-\Theta_1}^t \exp(\beta_{q3}(\varepsilon - t)) \|r_q(\varepsilon)\|^2 d\varepsilon, \quad (4.94)$$

$$V_{q4} \triangleq \frac{\bar{\tau}}{2 \exp(-\beta_{q4} \Theta_1) \eta_{q1}^3} \int_{t-\Theta_1}^t \exp(\beta_{q4}(\varepsilon - t)) \rho_2^2(\|z_q(\varepsilon)\|) \|z_q(\varepsilon)\|^2 d\varepsilon \quad (4.95)$$

olarak tanımlanmaktadır. Denklem (4.95)'de kullanılan $\beta_{q4} \in \mathbb{R}_{>0}$ değeri ise artı sabit bir sayıyı temsil edilmektedir. Denklem (4.91)'de verilen Lyapunov fonksiyon

$$\lambda_{1q} \|y_q\|^2 \leq V_q(y_q) \leq \lambda_{2q} \|y_q\|^2 \quad (4.96)$$

olarak sınırlandırılmakta ve burada geçen $\lambda_{1q}, \lambda_{2q} \in \mathbb{R}$ pozitif sabit sayılardır. Denklem 4.96'de kullanılan $y_q \in \mathbb{R}^{13}$

$$y_q = \left[z_q^T \quad \sqrt{V_{q1}} \quad \sqrt{V_{q2}} \quad \sqrt{V_{q3}} \quad \sqrt{V_{q4}} \right]^T \quad (4.97)$$

olarak ifade edilmekte ve $\dot{z}_q \in \mathbb{R}^9$, $\dot{z}_q = [e_q^T \ r_q^T \ q^T]^T$ olarak tanımlanmaktadır. Denklem (4.91)'de kullanılan V_{q1} , V_{q2} , V_{q3} ve V_{q4} zamana bağlı birinci mertebeden türevleri

$$\dot{V}_{q1} = -2\beta_q V_{q1} + \frac{1}{2 \exp(-2\beta_q \hat{\tau}) \beta_q} \|u_q(t)\|^2 - \frac{1}{2\beta_q} \|u_q(t - \hat{\tau})\|^2, \quad (4.98)$$

$$\dot{V}_{q2} = -\beta_{q2} V_{q2} + \frac{\bar{\tau}}{2 \exp(-\beta_{q2} \Theta_1) \underline{\eta}_{q1}} \|u_q(t)\|^2 - \frac{\bar{\tau}}{2\underline{\eta}_{q1}} \|u_q(t - \Theta_1)\|^2, \quad (4.99)$$

$$\dot{V}_{q3} = -\beta_{q3} V_{q3} + \frac{\bar{\tau}}{2 \exp(-\beta_{q3} \Theta_1) \underline{\eta}_{q1}} \|r_q(t)\|^2 - \frac{\bar{\tau}}{2\underline{\eta}_{q1}} \|r_q(t - \Theta_1)\|^2, \quad (4.100)$$

$$\begin{aligned} \dot{V}_{q4} = & -\beta_{q4} V_{q4} + \frac{\bar{\tau}}{2 \exp(-\beta_{q4} \Theta_1) \underline{\eta}_{q1}^3} \rho_2^2 (\|z_q(t)\|) \|z_q(t)\|^2 \\ & - \frac{\bar{\tau}}{2\underline{\eta}_{q1}^3} \rho_2^2 (\|z_q(t - \Theta_1)\|) \|z_q(t - \Theta_1)\|^2 \end{aligned} \quad (4.101)$$

olarak elde edilmektedir. Denklem (4.98), (4.99), (4.100), (4.101) kullanılarak Denklem (4.91) verilen fonksiyonun zamana bağlı türevi alındığında

$$\begin{aligned} \dot{V}_q \leq & e_q^T (r_q - \alpha_{q1} e_q - \alpha_{q2} e_{uq} - \alpha_{q3} u_q(t)) \\ & + r_q^T \left((u_q(t - \tau) - u_q(t - \hat{\tau})) + d_q(t) + \eta_{q2} Y_q \hat{\Theta}_q + \eta_{q3} u_q(t - \hat{\tau}) \right) \\ & + r_q^T \left(-J \alpha_{q2} k_q r_q + Y_q \tilde{\Theta}_q \right) + u_q^T(t) \left(-\eta_{p4} \eta_{p1}^{-1} u_q - \eta_{p4} \eta_{p1}^{-1} k_q r_q - \eta_{p4} \eta_{p1}^{-1} Y_q \hat{\Theta}_q \right) \\ & - \hat{\theta}^T \Gamma_q^{-1} \tilde{\Theta} \\ & - 2\beta_q V_{q1} + \frac{1}{2 \exp(-2\beta_q \hat{\tau}) \beta_q} \|u_q(t)\|^2 - \frac{1}{2\beta_q} \|u_q(t - \hat{\tau})\|^2 \\ & - \beta_{q2} V_{q2} + \frac{\bar{\tau}}{2 \exp(-\beta_{q2} \Theta_1) \underline{\eta}_{q1}} \|u_q(t)\|^2 - \frac{\bar{\tau}}{2\underline{\eta}_{q1}} \|u_q(t - \Theta_1)\|^2 \\ & - \beta_{q3} V_{q3} + \frac{\bar{\tau}}{2 \exp(-\beta_{q3} \Theta_1) \underline{\eta}_{q1}} \|r_q(t)\|^2 - \frac{\bar{\tau}}{2\underline{\eta}_{q1}} \|r_q(t - \Theta_1)\|^2 \\ & - \beta_{q4} V_{q4} + \frac{\bar{\tau}}{2 \exp(-\beta_{q4} \Theta_1) \underline{\eta}_{q1}^3} \rho_2^2 (\|z_q(t)\|) \|z_q(t)\|^2 \\ & - \frac{\bar{\tau}}{2\underline{\eta}_{q1}^3} \rho_2^2 (\|z_q(t - \Theta_1)\|) \|z_q(t - \Theta_1)\|^2 \end{aligned} \quad (4.102)$$

olarak elde edilmektedir. Denklem (4.87) kullanılarak Denklem (4.102) düzenlendiğinde

$$\begin{aligned}
\dot{V}_q &= -\underline{\alpha}_{q1} \|e_q\|^2 - \underline{J}\underline{\alpha}_{q2}\underline{k}_q \|r_q\|^2 - \frac{\eta_{q4}}{\underline{\eta}_{q1}} \|u_q\|^2 \\
&+ \bar{\alpha}_{q2} \|e_q^T e_{uq}\| + \bar{\alpha}_{q3} \|e_q^T u_q(t)\| \\
&+ \|r_q^T (u_q(t - \tau) - u_q(t - \hat{\tau}))\| + \|r_q^T \bar{d}_q(t)\| + \bar{\eta}_{q2} \|r_q^T Y_q \hat{\Theta}_q\| + \bar{\eta}_{q3} \|r_q^T u_q(t - \hat{\tau})\| \\
&+ \frac{\eta_{q4} \bar{k}_q}{\underline{\eta}_{q1}} \|u_q^T(t) r_q\| + \frac{\eta_{q4}}{\underline{\eta}_{q1}} \|u_q^T(t) Y_q \hat{\Theta}_q\| + \|r_q^T e_q\| \\
&- 2\beta_q V_{q1} + \frac{1}{2 \exp(-2\beta_q \hat{\tau}) \beta_q} \|u_q(t)\|^2 - \frac{1}{2\beta_q} \|u_q(t - \hat{\tau})\|^2 \\
&- \beta_{q2} V_{q2} + \frac{\bar{\tau}}{2 \exp(-\beta_{q2} \Theta_1) \underline{\eta}_{q1}} \|u_q(t)\|^2 - \frac{\bar{\tau}}{2\underline{\eta}_{q1}} \|u_q(t - \Theta_1)\|^2 \\
&- \beta_{q3} V_{q3} + \frac{\bar{\tau}}{2 \exp(-\beta_{q3} \Theta_1) \underline{\eta}_{q1}} \|r_q(t)\|^2 - \frac{\bar{\tau}}{2\underline{\eta}_{q1}} \|r_q(t - \Theta_1)\|^2 \\
&- \beta_{q4} V_{q4} + \frac{\bar{\tau}}{2 \exp(-\beta_{q4} \Theta_1) \underline{\eta}_{q1}^3} \rho_2^2 (\|z_q(t)\|) \|z_q(t)\|^2 \\
&- \frac{\bar{\tau}}{2\underline{\eta}_{q1}^3} \rho_2^2 (\|z_q(t - \Theta_1)\|) \|z_q(t - \Theta_1)\|^2
\end{aligned} \tag{4.103}$$

olarak elde edilmektedir. Cauchy-Schwartz eşitsizliği yöntemi kullanılarak

$$\frac{\|e_{uq}\|^2}{\hat{\tau}} \leq \int_{t-\hat{\tau}}^t \exp(2\beta_q(\varepsilon - t)) \|u_q(\varepsilon)\|^2 d\varepsilon \tag{4.104}$$

eşitsizliği elde edilir. Eşitsizlik (4.104) kullanılarak, Denklem (4.92)'de verilen fonksiyon

$$-2\beta_q V_{q1} \leq -\frac{1}{2\hat{\tau} \exp(-2\beta_q \hat{\tau})} \|e_{uq}\|^2 - \beta_q V_{q1} \tag{4.105}$$

olarak sınırlandırılmaktadır. Not 4.4.3, Not 4.4.4 ve Denklem (4.105) kullanılarak, Denklem (4.103)

$$\begin{aligned}
\dot{V}_q &\leq -\underline{\alpha}_{q1} \|e_q\|^2 - \underline{J}\underline{\alpha}_{q2}\underline{k}_q \|r_q\|^2 - \eta_{p4}\eta_{p1}^{-1} \|u_q\|^2 \\
&+ \bar{\alpha}_{q2} \|e_q^T e_{uq}\| + \bar{\alpha}_{q3} \|e_q^T u_q(t)\| + \eta_{p4}\eta_{p1}^{-1} \rho_c \|u_q(t)\| \\
&+ \frac{\eta_{q4}\bar{k}_q}{\underline{\eta}_{q1}} \|u_q^T(t)r_q\| + \|r_q^T \bar{d}_q(t)\| + \bar{\eta}_{q2}\rho_c \|r_q\| + \|r_q^T e_q\| \\
&+ \bar{\eta}_{q3} \|r_q^T u_q(t - \hat{\tau})\| + \frac{\bar{\tau}}{\underline{\eta}_{q1}} \rho_c \|r_q\| + \frac{\bar{\tau}\bar{k}_q}{\underline{\eta}_{q1}} \|r_q\| \|r_q(t - \Theta_1)\| \\
&+ \frac{\bar{\tau}}{\underline{\eta}_{q1}} \|r_q\| \|u_q(t - \Theta_1)\| + \frac{\bar{\tau}}{\underline{\eta}_{q1}^2} \|r_q\| \rho_2 (\|z(t - \Theta_1)\|) \|z(t - \Theta_1)\| \\
&+ \frac{\eta_{q4}}{\underline{\eta}_{q1}} \|u_q(t)\| \rho_2 (\|z\|) \|z\| + \bar{\eta}_{q2} \|r_q\| \rho_2 (\|z\|) \|z\| \\
&- \frac{1}{2\hat{\tau} \exp(-2\beta_q \hat{\tau})} \|e_{uq}\|^2 - \beta_q V_{q1} + \frac{1}{2 \exp(-2\beta_q \hat{\tau})\beta_q} \|u_q(t)\|^2 - \frac{1}{2\beta_q} \|u_q(t - \hat{\tau})\|^2 \\
&- \beta_{q2} V_{q2} + \frac{\bar{\tau}}{2 \exp(-\beta_{q2}\Theta_1)\underline{\eta}_{q1}} \|u_q(t)\|^2 - \frac{\bar{\tau}}{2\underline{\eta}_{q1}} \|u_q(t - \Theta_1)\|^2 \\
&- \beta_{q3} V_{q3} + \frac{\bar{\tau}}{2 \exp(-\beta_{q3}\Theta_1)\underline{\eta}_{q1}} \|r_q(t)\|^2 - \frac{\bar{\tau}}{2\underline{\eta}_{q1}} \|r_q(t - \Theta_1)\|^2 \\
&- \frac{\bar{\tau}}{2\underline{\eta}_{q1}^3} \rho_2^2 (\|z_q(t - \Theta_1)\|) \|z_q(t - \Theta_1)\|^2 \\
&- \beta_{q4} V_{q4} + \frac{\bar{\tau}}{2 \exp(-\beta_{q4}\Theta_1)\underline{\eta}_{q1}^3} \rho_2^2 (\|z_q(t)\|) \|z_q(t)\|^2
\end{aligned} \tag{4.106}$$

üstten sınırlandırılabilir. Young's eşitsizlik yöntemi kullanılarak

$$\bar{\alpha}_{q2} \|e_q^T e_{uq}\| \leq \frac{\bar{\alpha}_{q2}^2}{2} \|e_q\|^2 + \frac{1}{2} \|e_{uq}\|^2 \tag{4.107}$$

$$\bar{\alpha}_{q3} \|e_q^T u_q(t)\| \leq \frac{\bar{\alpha}_{q3}^2}{2\varepsilon} \|e_q\|^2 + \frac{\varepsilon}{2} \|u_q\|^2 \tag{4.108}$$

$$\frac{\eta_{q4}\rho_c}{\underline{\eta}_{q1}} \|u_q(t)\| \leq \frac{\eta_{q4}\rho_c^2}{\underline{\eta}_{q1}} + \frac{\eta_{q4}}{4\underline{\eta}_{q1}} \|u_q(t)\|^2 \tag{4.109}$$

$$\frac{\eta_{q4}\bar{k}_q}{\underline{\eta}_{q1}} \|u_q^T(t)r_q\| \leq \frac{2\eta_{q4}\bar{k}_q^2}{\varepsilon_4\underline{\eta}_{q1}} \|r_q\|^2 + \frac{\eta_{q4}}{4\underline{\eta}_{q1}} \|u_q(t)\|^2 \tag{4.110}$$

$$\frac{\bar{\tau}\rho_c}{\underline{\eta}_{q1}} \|r_q\| \leq \frac{\bar{\tau}\rho_c^2}{2\underline{\eta}_{q1}} + \frac{\bar{\tau}}{2\underline{\eta}_{q1}} \|r_q\|^2 \tag{4.111}$$

$$\|r_q^T \bar{d}_q(t)\| \leq \frac{1}{\underline{J}\underline{\alpha}_{q2}\underline{k}_q} \|\bar{d}_q(t)\|^2 + \frac{\underline{J}\underline{\alpha}_{q2}\underline{k}_q}{4} \|r_q\|^2 \tag{4.112}$$

$$\bar{\eta}_{q2} \rho_c \|r_q\| \leq \frac{\bar{\eta}_{q2}^2 \rho_c^2}{\underline{J}_{\alpha_{q2} k_q}} + \frac{J_{\alpha_{q2} k_q}}{4} \|r_q\|^2 \quad (4.113)$$

$$\|r_q^T e_q\| \leq \frac{2}{\underline{J}_{\alpha_{q2} k_q}} \|e_q\|^2 + \frac{J_{\alpha_{q2} k_q}}{8} \|r_q\|^2 \quad (4.114)$$

$$\frac{\bar{\tau}}{\underline{\eta}_{q1}} \|r_q\| \|u_q(t - \Theta_1)\| \leq \frac{\bar{\tau}}{2\underline{\eta}_{q1}} \|u_q(t - \Theta_1)\|^2 + \frac{\bar{\tau}}{2\underline{\eta}_{q1}} \|r_q\|^2 \quad (4.115)$$

$$\bar{\eta}_{q3} \|r_q^T u_q(t - \hat{\tau})\| \leq \frac{1}{2\beta_q} \|u_q(t - \hat{\tau})\|^2 + \frac{\bar{\eta}_{q3}^2 \beta_q}{2} \|r_q\|^2 \quad (4.116)$$

$$\frac{\eta_{q4}}{\underline{\eta}_{q1}} \|u_q(t)\| \rho_2(\|z_q\|) \|z_q\| \leq \frac{\eta_{q4}}{4\underline{\eta}_{q1}} \|u_q(t)\|^2 + \frac{\eta_{q4}}{\underline{\eta}_{q1}} \rho_2^2(\|z_q\|) \|z_q\|^2 \quad (4.117)$$

$$\bar{\eta}_{q2} \|r_q\| \rho_2(\|z_q\|) \|z_q\| \leq \frac{J_{\alpha_{q2} k_q}}{4} \|r_q(t)\|^2 + \frac{\bar{\eta}_{q2}^2}{\underline{J}_{\alpha_{q2} k_q}} \rho_2^2(\|z_q\|) \|z_q\|^2 \quad (4.118)$$

$$\frac{\bar{\tau} \bar{k}_q}{\underline{\eta}_{q1}} \|r_q\| \|r_q(t - \Theta_1)\| \leq \frac{\bar{\tau}}{2\underline{\eta}_{q1}} \|r_q(t - \Theta_1)\|^2 + \frac{\bar{\tau} \bar{k}_q^2}{2\underline{\eta}_{q1}} \|r_q\|^2 \quad (4.119)$$

$$\begin{aligned} \frac{\bar{\tau}}{\underline{\eta}_{q1}^2} \|r_q\| \rho_2(\|z_q(t - \Theta_1)\|) \|z_q(t - \Theta_1)\| &\leq \frac{\bar{\tau}}{2\underline{\eta}_{q1}^3} \rho_2^2(\|z_q(t - \Theta_1)\|) \|z_q(t - \Theta_1)\|^2 \\ &+ \frac{\bar{\tau}}{2\underline{\eta}_{q1}} \|r_q\|^2 \end{aligned} \quad (4.120)$$

eşitsizlikleri elde edilebilir. Denklem (4.107)'den Denklem (4.120)'a kadar verilen tüm denklemler Denklem (4.106)'de yerine eklendiğinde ve ortak terimler paranteze alınarak Denklem (4.40)'da verilen eşitsizlik kullanıldığında

$$\begin{aligned}
\dot{V}_q \leq & - \left(\underline{\alpha}_{q1} - \left(\frac{(\bar{\alpha}_{q2})^2}{2} + \frac{(\bar{\alpha}_{q3})^2}{2\varepsilon} + \frac{2}{J\underline{\alpha}_{q2}\underline{k}_q} \right) \right) \|e_q\|^2 \\
& - \frac{1}{2} \left(\frac{1}{\hat{\tau} \exp(-2\beta_q \hat{\tau})} - 1 \right) \|e_{uq}\|^2 \\
& - \left(\frac{J\underline{\alpha}_{q2}\underline{k}_q}{8} - \left(\frac{\eta_{q4}\bar{k}_q^2}{\underline{\eta}_{q1}} + \frac{\beta_q \bar{\eta}_{q3}^2}{2} \right) - \frac{\bar{\tau}}{2\underline{\eta}_{q1}} \left(4 + \frac{\bar{k}_q^2}{\exp(-\beta_{q3}\hat{\tau})} \right) \right) \|r_q\|^2 \\
& - \frac{1}{2} \left(\frac{\eta_{q4}}{2\underline{\eta}_{q1}} - \left(\varepsilon + \frac{1}{\exp(-2\beta_q \hat{\tau})\beta_q} + \frac{\bar{\tau}}{\exp(-\beta_{q2}\hat{\tau})\underline{\eta}_{q1}} \right) \right) \|u_q\|^2 \\
& - \beta_q V_{q1} - \beta_{q2} V_{q2} - \beta_{q3} V_{q3} - \beta_{q4} V_{q4} \\
& + \left(\frac{\eta_{q4}\rho_c^2}{\underline{\eta}_{q1}} + \frac{\bar{\tau}\rho_c^2}{2\underline{\eta}_{q1}} + \frac{(\bar{\eta}_{q2}\rho_c)^2}{J\underline{\alpha}_{q2}\underline{k}_q} + \frac{\|\bar{d}_q(t)\|^2}{J\underline{\alpha}_{q2}\underline{k}_q} \right) \\
& + \left(\frac{\eta_{q4}}{\underline{\eta}_{q1}} + \frac{(\bar{\eta}_{q2})^2}{J\underline{\alpha}_{q2}\underline{k}_q} + \frac{\bar{\tau}}{2 \exp(-\beta_{q4}\hat{\tau})\underline{\eta}_{q1}^3} \right) \rho_2^2 (\|z_q\|) \|z_q\|^2
\end{aligned} \tag{4.121}$$

elde edilmektedir. Denklem (4.121)'de elde edilen Lyapunov fonksiyonun zamana bağlı türevi

$$\dot{V}_q \leq -\sigma_{q1} \|z_q\|^2 + \sigma_{q2} \tag{4.122}$$

olarak sınırlandırılmaktadır. Denklem (4.122)'de kullanılan sınırlandırma parametreleri $\sigma_{q1}, \sigma_{q2} \in \mathbb{R}$ tanımlanmakta ve

$$\sigma_{q1} \triangleq \min\{l_1, l_2, l_3, l_4\} \tag{4.123}$$

$$\sigma_{q2} \triangleq \frac{\eta_{q4}\rho_c^2}{\underline{\eta}_{q1}} + \frac{\bar{\tau}\rho_c^2}{2\underline{\eta}_{q1}} + \frac{(\bar{\eta}_{q2}\rho_c)^2}{J\underline{\alpha}_{q2}\underline{k}_q} + \frac{\|\bar{d}_q(t)\|^2}{J\underline{\alpha}_{q2}\underline{k}_q} \tag{4.124}$$

olarak elde edilmektedir. Denklem (4.123)'de kullanılan sabit terimleri içeren $l_{q1}, l_{q2}, l_{q3}, l_{q4} \in \mathbb{R}$ parametreleri

$$l_{q1} = \underline{\alpha}_{q1} - \left(\frac{(\bar{\alpha}_{q2})^2}{2} + \frac{(\bar{\alpha}_{q3})^2}{2\varepsilon} + \frac{2}{J\underline{\alpha}_{q2}\bar{k}_q} \right) \quad (4.125)$$

$$l_{q2} = \frac{1}{2} \left(\frac{1}{\hat{\tau} \exp(-2\beta_q \hat{\tau})} - 1 \right) \quad (4.126)$$

$$l_{q3} = \frac{J\underline{\alpha}_{q2}\bar{k}_q}{8} - \left(\frac{\eta_{q4}\bar{k}_q^2}{\underline{\eta}_{q1}} + \frac{\beta_q \bar{\eta}_{q3}^2}{2} \right) - \frac{\bar{\tau}}{2\underline{\eta}_{q1}} \left(4 + \frac{\bar{k}_q^2}{\exp(-\beta_{q3}\bar{\tau})} \right) \quad (4.127)$$

$$l_{q4} = \frac{1}{2} \left(\frac{\eta_{q4}}{2\underline{\eta}_{q1}} - \left(\varepsilon + \frac{1}{\exp(-2\beta_q \hat{\tau})\beta_q} + \frac{\bar{\tau}}{\exp(-\beta_{q2}\bar{\tau})\underline{\eta}_{q1}} \right) \right) \quad (4.128)$$

olarak elde edilmektedir. Ayrıca $\|z_q\| \geq \|\dot{z}_q\|$ ifade edilmekte ve $\rho_2^{-1} \left(\sqrt{2 \left(\frac{\eta_{q4}}{\underline{\eta}_{q1}} + \frac{(\bar{\eta}_{q2})^2}{J\underline{\alpha}_{q2}\bar{k}_q} + \frac{\bar{\tau}}{2 \exp(-\beta_{q4}\bar{\tau})\underline{\eta}_{q1}^3} \right)} \right) > \|z_q\|$ koşulu sağlanmaktadır. Denklem (4.122)'de elde edilen fonksiyon

$$\dot{V}_q \leq -\sigma_{q3} \|y_q\|^2 + \sigma_{q2} \quad (4.129)$$

olarak sınırlandırılmaktadır. Denklem (4.129)'da kullanılan sınırlandırma parametresi olan $\sigma_{q3} \in \mathbb{R}$ tanımlanmakta ve

$$\sigma_{q3} \triangleq \min \left\{ \frac{\sigma_{q1}}{2}, \beta_q, \beta_{q2}, \beta_{q3}, \beta_{q4} \right\} \quad (4.130)$$

olarak elde edilmektedir.

Denklem (4.91) ve Denklem (4.129) kullanılarak, $e_q, r_q, u_q \in \mathcal{L}_\infty$ sonucuna varılır (Khalil, 2002). Denklem (4.22) ve $u_q \in \mathcal{L}_\infty$ kullanılarak, $e_{uq} \in \mathcal{L}_\infty$ olarak bulunur. Denklem (4.21) ve $e_q, r_q, e_{uq}, u_q \in \mathcal{L}_\infty$ kullanılarak, $\dot{e}_q \in \mathcal{L}_\infty$ olarak bulunur. Hata işaretleri $e_q, \dot{e}_q \in \mathcal{L}_\infty$ olduğundan dolayı, $q, \dot{q} \in \mathcal{L}_\infty$ sonucuna varılır. Denklem (3.9) ve $q, \dot{q} \in \mathcal{L}_\infty$ kullanılarak, $C(q, \dot{q}) \in \mathcal{L}_\infty$ sonucuna varılır. Denklem (3.8) ve $q, \dot{q}, C(q, \dot{q}), u_q \in \mathcal{L}_\infty$ kullanılarak, $\ddot{q} \in \mathcal{L}_\infty$ olduğu sonucuna varılır. Sistemin geri kalan sinyallerin sınırlı olduğu benzer algoritmalar kullanılarak elde edilebilir.

5. BULGULAR VE TARTIŞMA

Bu bölümde, Denklem (4.9) ve Denklem (4.29)'de tasarlanan denetleyiciler için üç farklı yörünge benzetim sonuçları verilmiştir. Her benzetim sonucu için pozisyon, euler açıları, kuvvet işaretleri, motor referans hızları, pozisyon hatası ve euler açıları hataları için grafikler verilmiştir. Matlab/Simulink test ortamında, benzetimin başlangıç zamanı T_b , benzetimin bitiş zamanı T_s ve her çalışma adımında geçen süre $T_{adım}$ ile ifade edilmektedir. Tüm benzetimlerde kullanılan zaman parametrelerinin değerleri

$$\begin{aligned} T_b &= 0.0s, \\ T_s &= 60.0s, \\ T_{adım} &= 0.01s, \end{aligned} \quad (5.1)$$

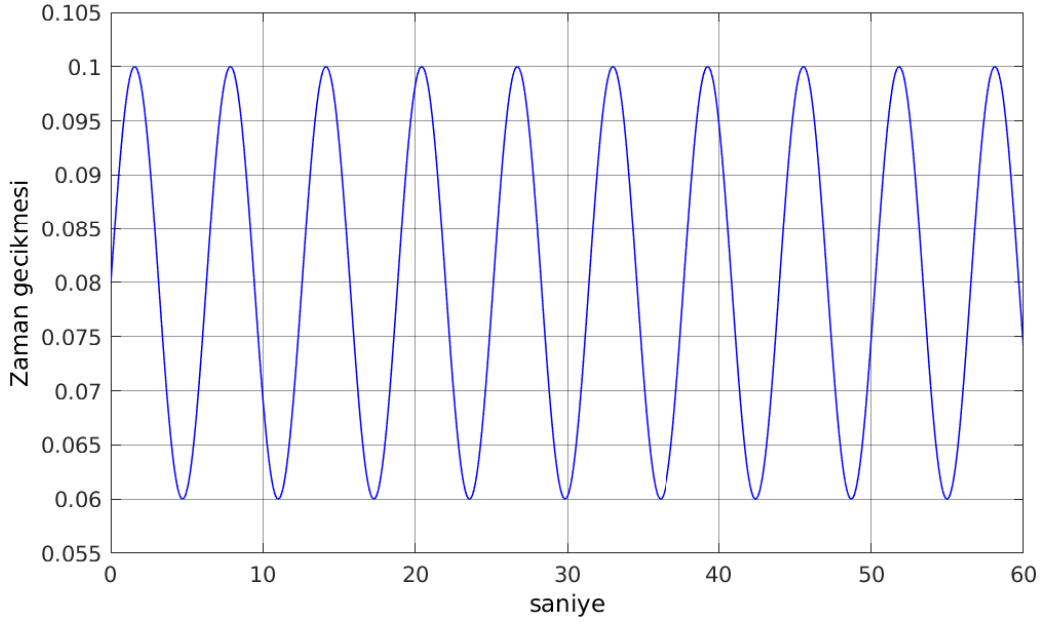
olarak verilmektedir. Benzetim ortamında modellere uygulanan toplamsal bozan işaretler

$$\begin{aligned} d_x(t) &= 0.03u_1 + 0.5\sin(0.5t + \pi/6), \\ d_y(t) &= 0.03u_1 + 0.5\sin(0.5t + \pi/6), \\ d_z(t) &= 0.03u_1 + 0.5\sin(0.5t + \pi/6), \\ d_\phi(t) &= 0.2\sin(0.1t)u_2, \\ d_\theta(t) &= 0.2\sin(0.1t)u_3, \\ d_\psi(t) &= 0.2\sin(0.1t)u_4, \end{aligned} \quad (5.2)$$

olarak verilmektedir. Benzetimde, bilinmeyen ve zamanla değişen gecikme değeri

$$\tau = 0.08 + 0.02\sin(t)ms \quad (5.3)$$

olarak verilmekte ve 60 milisaniye ve 100 milisaniye arasında değişmektedir. Denklem (5.3)'de verilen gecikme işaretinin görseli Şekil 5.1'de gösterilmektedir.



Şekil 5.1 Gecikme İşareti

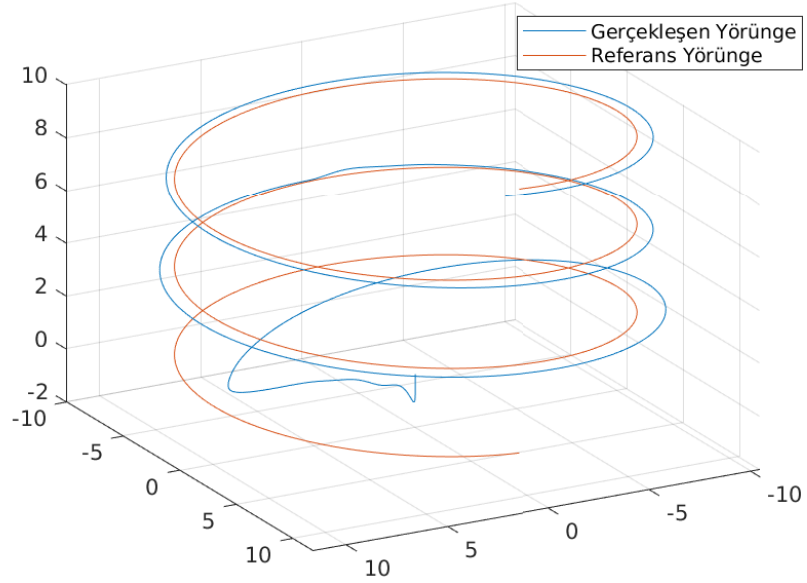
Benzetimlerde "AscTech Hummingbird" hava aracının dinamik parametreleri kullanılmaktadır. Chekakta vd. (2020) , yaptığı çalışmada parametreleri şu şekilde vermekte olup; dört pervaneli hava aracının kütlesi $m = 0.9 \text{ kg}$, eylemsizlik momenti $J = \text{diag} \left\{ 0.007 \ 0.007 \ 0.012 \right\} \text{ kg.m}^2$, kol uzunluğu $l = 0.17 \text{ m}$, pervane hızları ile kuvvet arasındaki ilişki sabiti $b = 8.54858.10^{-6} \text{ kg.m/s}^2$, kuvvet ile tork arasındaki ilişki sabiti $d = 0.016 \text{ m}$ olarak kullanılmaktadır. Denetim kazançları $\alpha_{p1} = \text{diag} \left\{ 0.4 \ 0.4 \ 2.4 \right\}$, $\alpha_{p2} = \text{diag} \left\{ 0.07 \ 0.07 \ 0.4 \right\}$, $\alpha_{p3} = \text{diag} \left\{ 0.03 \ 0.03 \ 0.01 \right\}$, $k_p = \text{diag} \left\{ 0.03 \ 0.03 \ 3 \right\}$, $\beta_p = 0.001$, $\hat{\tau} = 0.07 \text{ s}$, $\alpha_{q1} = \text{diag} \left\{ 0.5 \ 0.5 \ 0.5 \right\}$, $\alpha_{q2} = \text{diag} \left\{ 0.1 \ 0.1 \ 0.1 \right\}$, $\alpha_{q3} = \text{diag} \left\{ 0.01 \ 0.01 \ 0.01 \right\}$, $k_q = \text{diag} \left\{ 0.25 \ 0.25 \ 0.1 \right\}$, $\beta_q = 0.01$ olarak belirlenmiştir. Dinamik modeldeki bilinmeyen parametreler için uyarılama kazançları $\Gamma_p = \text{diag} \left\{ 1 \ 0.02 \right\}$, $\Gamma_q = \text{diag} \left\{ 0.5 \ 0.5 \ 0.5 \right\}$ olarak belirlenmiştir.

5.1 Yörünge 1 için Benzetim Sonuçları

Bu bölümde birinci benzetim için olan sonuçlar verilmektedir. Dört pervaneli hava aracının takip etmesi beklenen referans yörüngesi

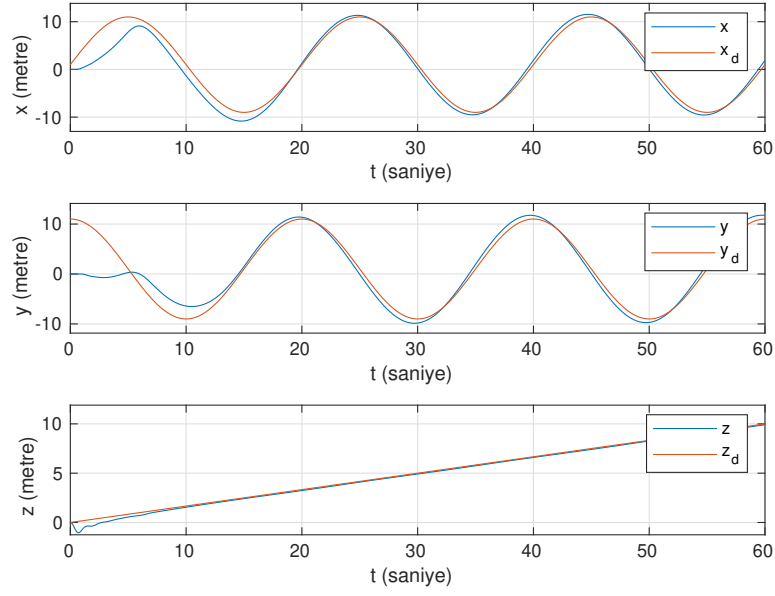
$$\begin{aligned}
 x_{ref} &= 1 + 10\sin((\pi/10)t), \\
 y_{ref} &= 1 + 10\cos((\pi/10)t), \\
 z_{ref} &= t/6, \\
 \psi_{ref} &= \pi/6,
 \end{aligned}
 \tag{5.4}$$

olarak verilmektedir. Bu benzetimde dört pervaneli hava aracının daire çizerek yükselmesi için Denklem (5.4)'de verilen yörünge kullanılmaktadır.

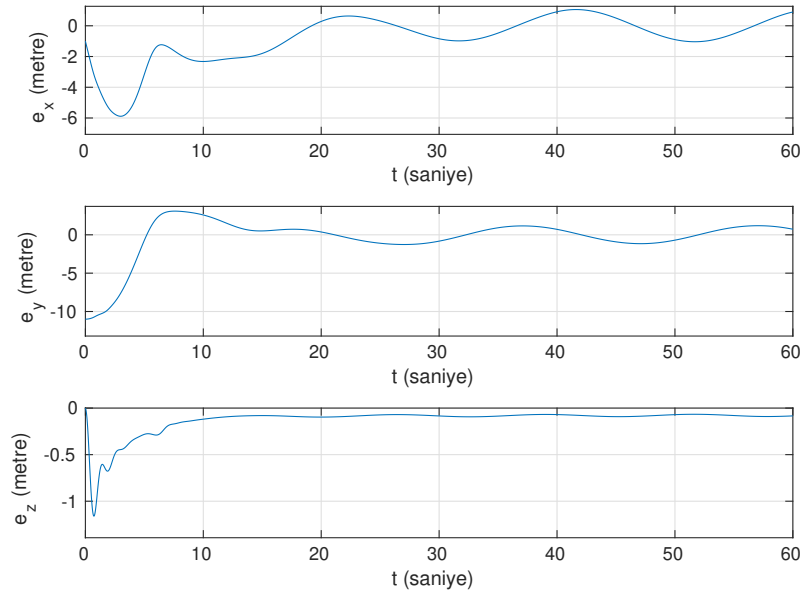


Şekil 5.2 Yörünge 1 Üç Boyutlu Gösterimi

Denklem (5.4)'de verilen referans yörüngesinin üç boyutlu çizimi Şekil 5.2'de gösterilmektedir.

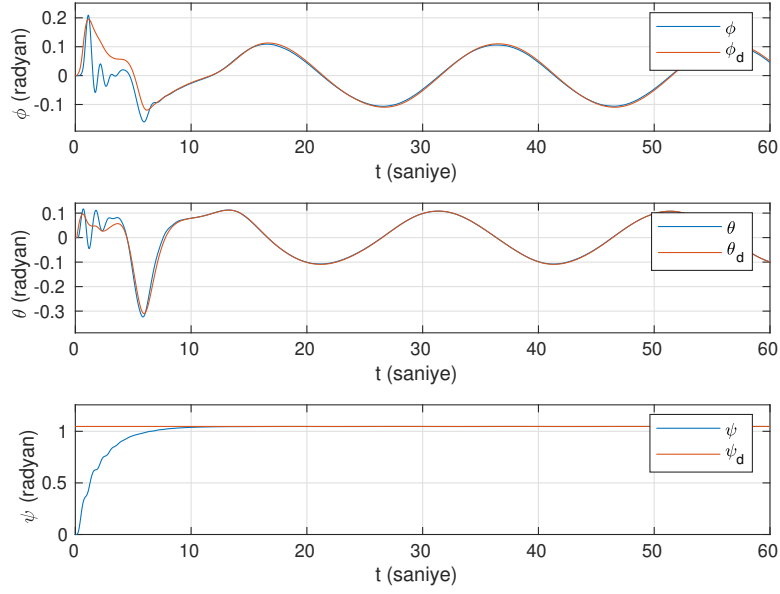


Şekil 5.3 Referans ve Gerçekleşen Pozisyon Koordinatları - Yörünge 1

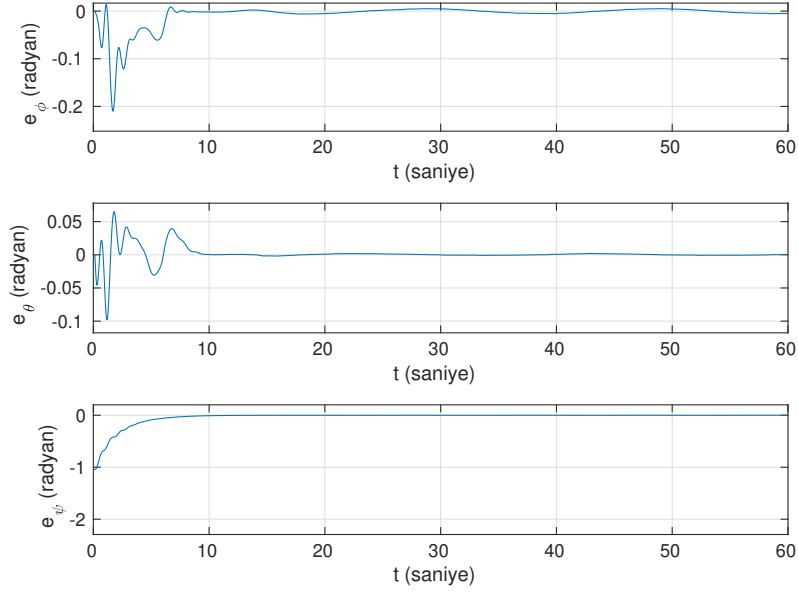


Şekil 5.4 Pozisyon için Hata İşaretleri - Yörünge 1

Şekil 5.3'de x , y ve z ekseninde dört pervaneli hava aracı hareketi ile referans pozisyonlar arasındaki ilişki verilmektedir. Şekil 5.4'de doğrusal pozisyondaki hatalar hızlıca sönümlendirebilmekte olup, grafikte gösterildiği üzere denge durumuna geçtiği yirminci saniyeden sonra x eksenindeki kök ortalama kare hatası 0.046 metre, y eksenindeki kök ortalama kare hatası 0.0508 metre, z eksenindeki kök ortalama kare hatası 0.0811 metre olarak gözlenmektedir.

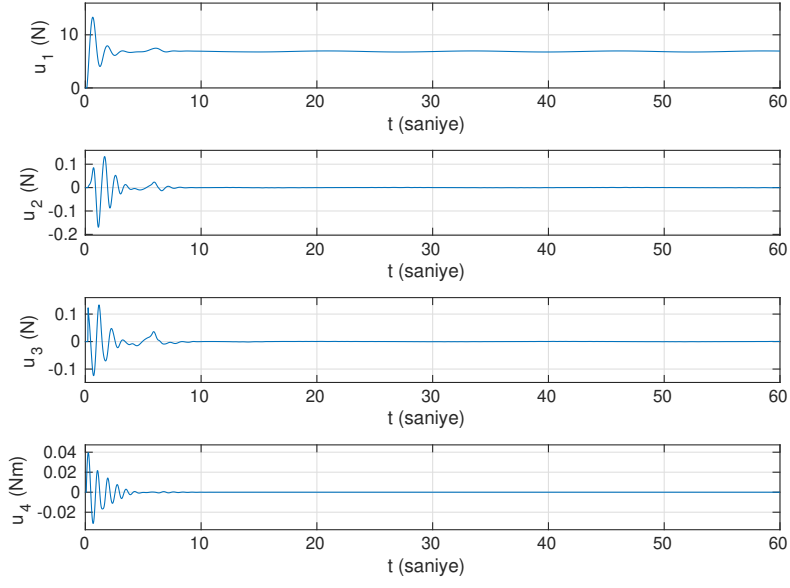


Şekil 5.5 Referans ve Gerçekleşen Euler Açılıarı - Yörünge 1



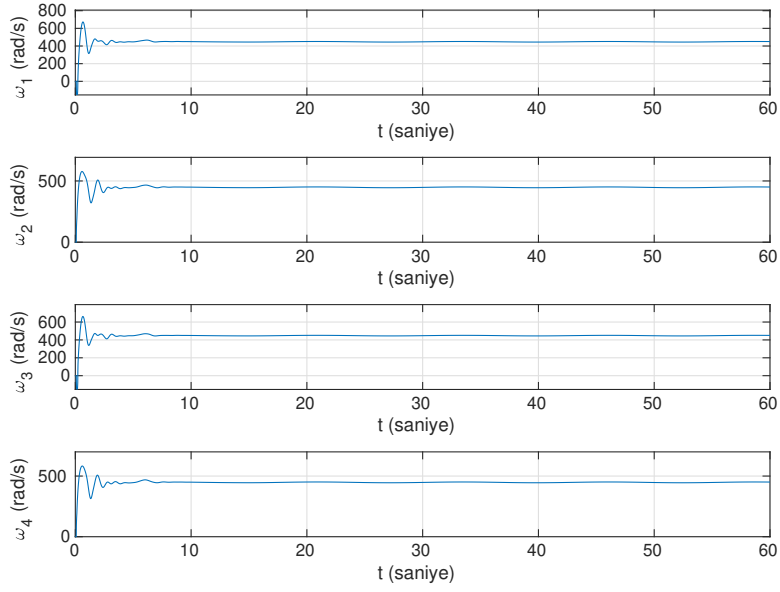
Şekil 5.6 Euler Açılarını İçin Hata İşaretleri - Yörünge 1

Şekil 5.5’de ϕ , θ ve ψ açılarının MATLAB/Simulink’den alınan değerleri ile referans değerleri arasındaki ilişkisi verilmektedir. Şekil 5.6’de doğrusal pozisyondaki hatalar hızlıca sönümlenmekte olup, ϕ açısının kök ortalama kare hatası $4.2429 \cdot 10^{-4}$ radyan, θ açısının kök ortalama kare hatası $1.99 \cdot 10^{-4}$ radyan ve ψ eksenindeki kök ortalama kare hatası $2.3 \cdot 10^{-4}$ radyan olarak gözlenmektedir.



Şekil 5.7 Sisteme Verilen Giriş İşaretleri - Yörünge 1

u_1 giriş işareti maksimum değeri 13.08 N olarak gözlenmektedir. Dört pervaneli hava aracı denge durumuna geçtiğinde u_1 giriş işareti 6.82 N olmaktadır, bu değer dört pervaneli hava aracının havada kalması için gerekli olan dört pervaneli hava aracının kütlesi ve yer çekimi ivmesinin çarpımına eşit olduğu gözlenmektedir.



Şekil 5.8 Dört Pervaneli Hava Aracının Referans Motor Hızları - Yörünge 1

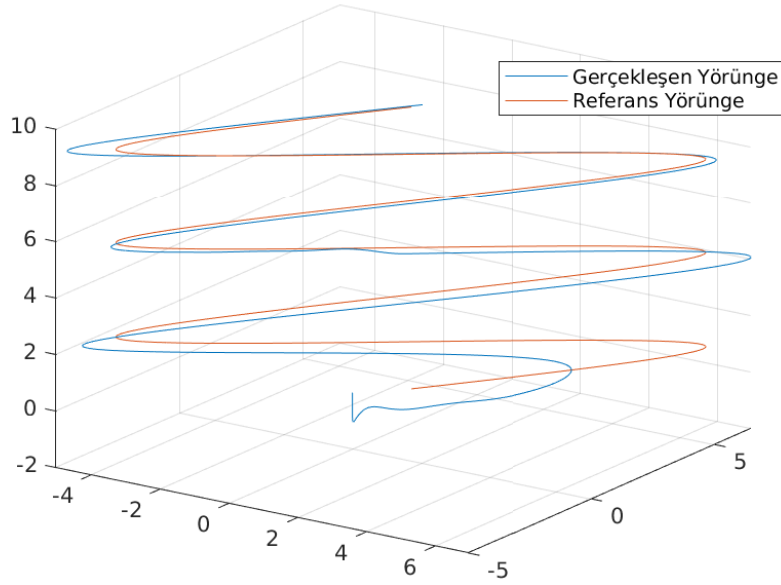
Dört pervaneli hava aracının pervane hızları Şekil 5.8’de gösterilmektedir. Pervane dönüş hızının en yüksek değerinin 637 rad/s, dört pervaneli hava aracı denge durumunda iken 450 rad/s olduğu gözlenmektedir. Bu değerler tezde kullanılan ”AscTech Hummingbird” hava aracının pervanelerinin hız sınırları içerisinde yer almaktadır.

5.2 Yörünge 2 için Benzetim Sonuçları

Bu bölümde ikinci yörünge için benzetim sonuçları verilmektedir. Dört pervaneli hava aracının takip etmesi beklenen referans yörüngesi

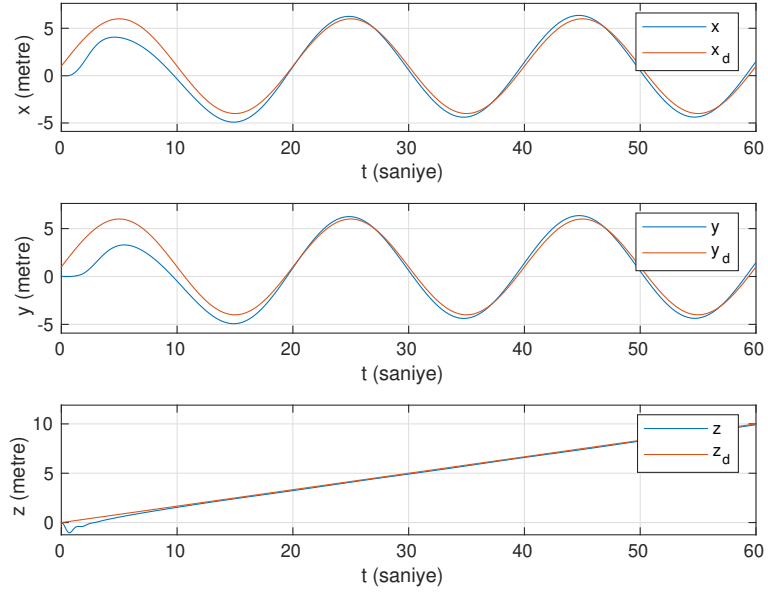
$$\begin{aligned}
 x_{ref} &= 1 + 5\sin((\pi/10)t), \\
 y_{ref} &= 1 + 5\sin((\pi/10)t), \\
 z_{ref} &= t/6, \\
 \psi_{ref} &= \pi/6,
 \end{aligned} \tag{5.5}$$

olarak verilmiştir. Bu benzetimde dört pervaneli hava aracının yükselirken x ve y ekseninde sinüsoidal yörünge takip etmesi için Denklem (5.5)'de verilen yörünge kullanılmaktadır.

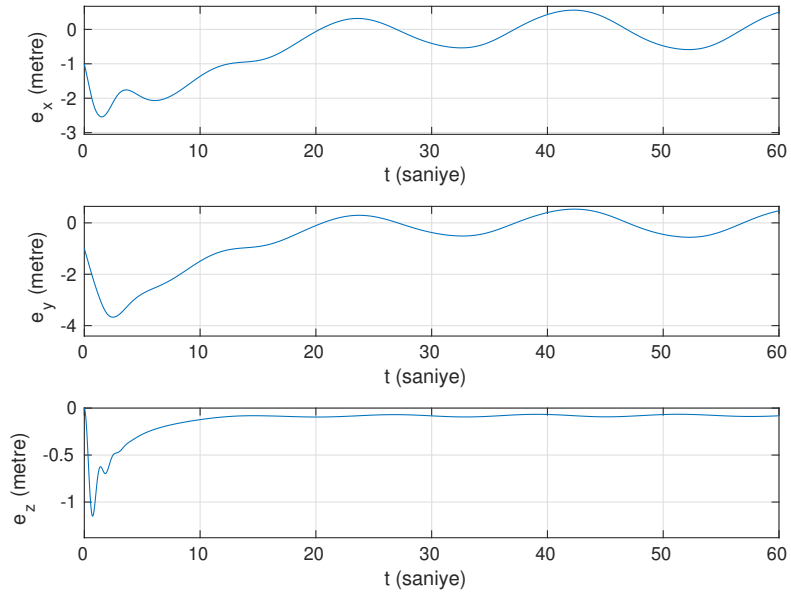


Şekil 5.9 Yörünge 2 Üç Boyutlu Gösterimi

Denklem (5.5)'de verilen referans yörüngesinin üç boyutlu çizimi Şekil 5.9'de gösterilmektedir

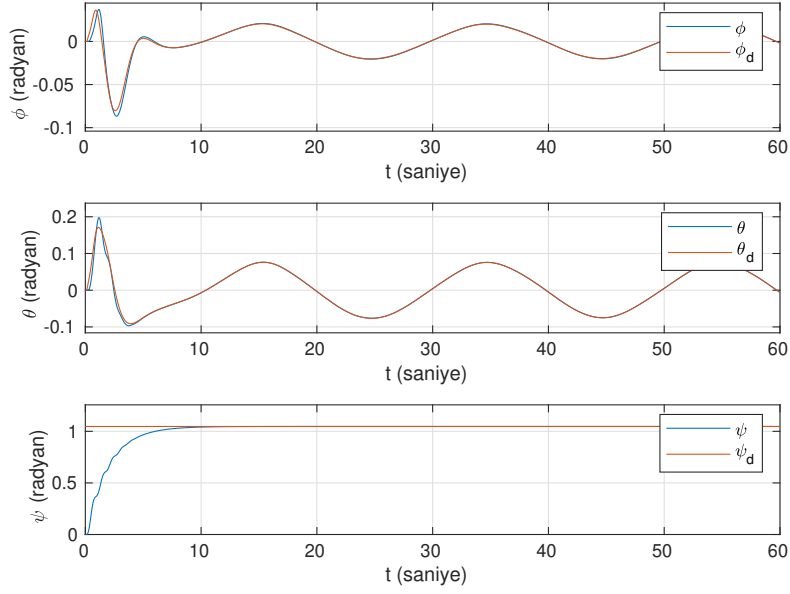


Şekil 5.10 Referans ve Gerçekleşen Pozisyon Koordinatları - Yörünge 2

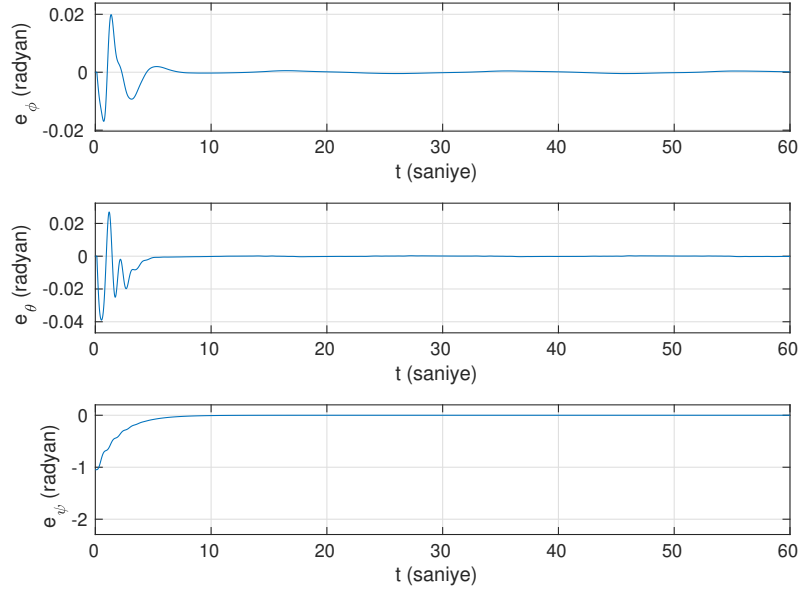


Şekil 5.11 Pozisyon için Hata İşaretleri - Yörünge 2

Şekil 5.10'de x , y , z ekseninde dört pervaneli hava aracının hareketi ile referans pozisyonlar arasındaki ilişki verilmektedir. Şekil 5.11'de doğrusal pozisyondaki hatalar hızlıca sönümlendirebilmekte olup, grafikte gösterildiği üzere denge durumuna geçtiği yirminci saniyeden sonra x eksenindeki kök ortalama kare hatası 0.0408 metre, y eksenindeki kök ortalama kare hatası 0.0407 metre, z eksenindeki kök ortalama kare hatası 0.0808 metre olarak gözlenmektedir.

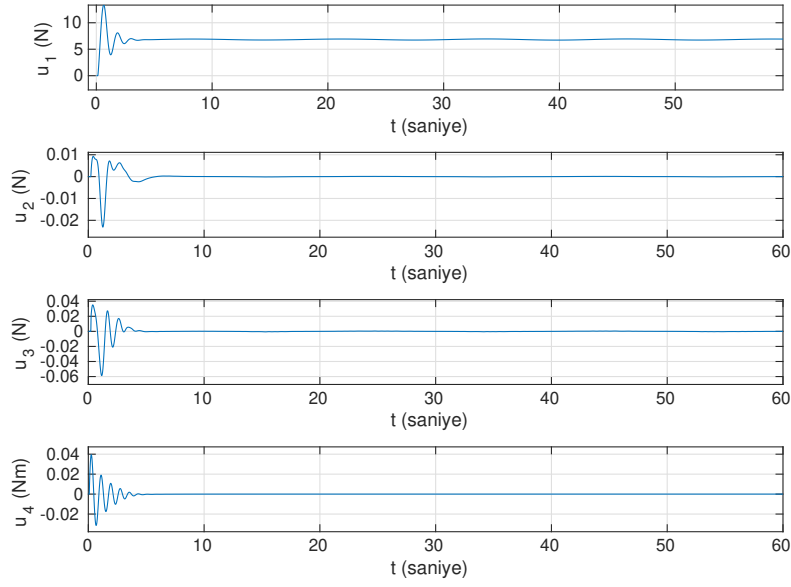


Şekil 5.12 Referans ve Gerçekleşen Euler Açılıarı - Yörünge 2



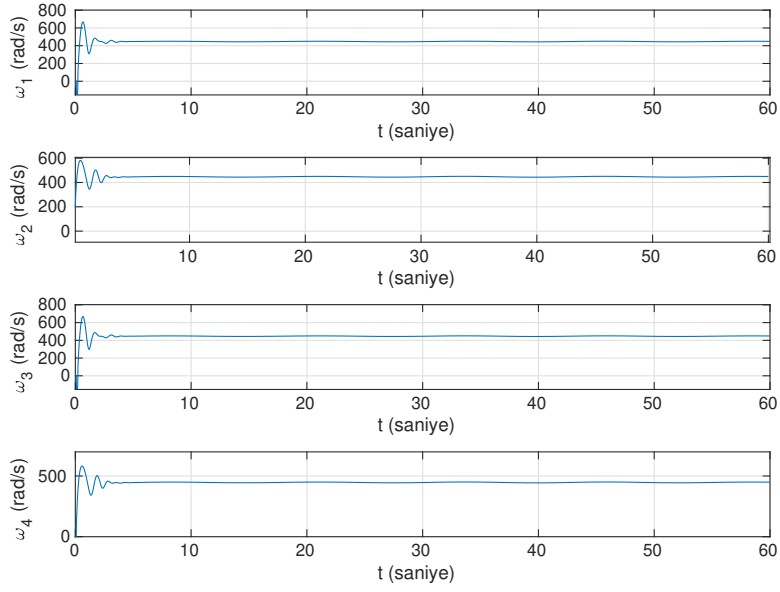
Şekil 5.13 Euler Açılımları için Hata İşaretleri - Yörünge 2

Şekil 5.12'de ϕ , θ , ψ açılarının MATLAB/Simulink'den alınan değerleri ilereferans değerleri arasındaki ilişkisi verilmektedir. Şekil 5.13'de ϕ , θ , ψ açılarının hata sönümlenme grafiği gösterilmekte olup, ϕ açısının kök ortalama kare hatası $4.1983 \cdot 10^{-5}$ radyan, θ açısının kök ortalama kare hatası $7.7119 \cdot 10^{-5}$ radyan, ψ açısının kök ortalama kare hatası $2.3 \cdot 10^{-3}$ radyan olarak gözlenmektedir.



Şekil 5.14 Sisteme Verilen Giriş İşaretleri - Yörünge 2

u_1 giriş işareti maksimum değeri 13.35 N olarak gözlenmektedir. Dört pervaneli hava aracı denge durumuna geçtikten sonra u_1 giriş işaretinin 6.85 N olduğu gözlenmektedir. Bu değer dört pervaneli hava aracının havada kalması için gerekli olan dört pervaneli hava aracının kütlesi ve yer çekimi ivmesinin çarpımına eşit olduğu gözlenmektedir.



Şekil 5.15 Dört Pervaneli Hava Aracının Referans Motor Hızları - Yörünge 2

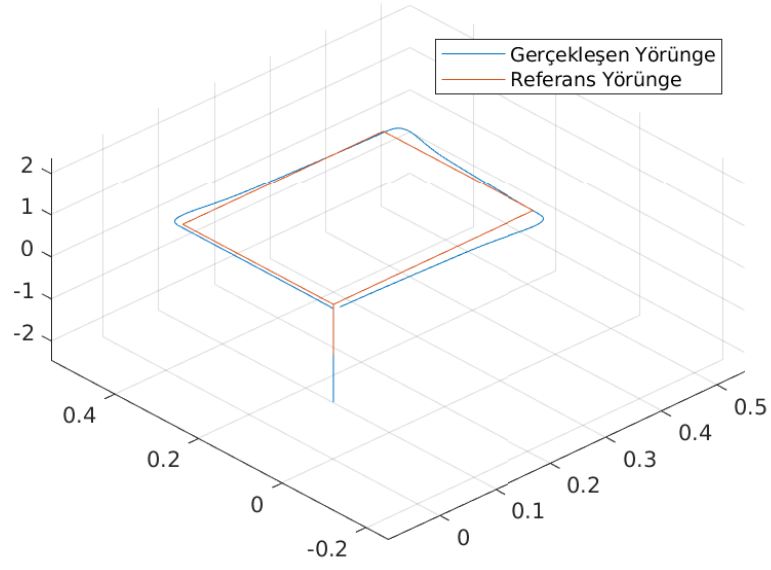
Dört pervaneli hava aracının pervane hızları Şekil 5.15’de verilmektedir. Pervane dönüş hızının en yüksek değerinin 646.5 rad/s, dört pervaneli hava aracı denge durumunda 450 rad/s olduğu gözlenmektedir. Bu değerler tezde kullanılan ”AscTech Hummingbird” hava aracının pervane hız sınırları içerisinde yer almaktadır.

5.3 Yörünge 3 için Benzetim Sonuçları

Bu bölümde üçüncü benzetim için olan sonuçlar verilmiştir. Dört pervaneli hava aracının takip etmesi beklenen referans yörüngesi

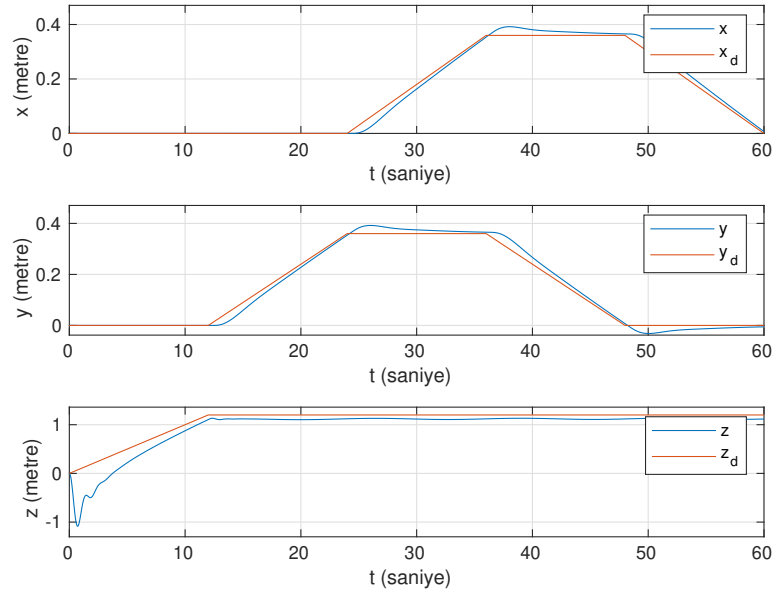
$$\begin{aligned}
 & \begin{aligned}
 xDes &= 0 \\
 yDes &= 0 \\
 zDes &= 0.1t \\
 0 \leq t < 12 \quad \psi Des &= \pi/6
 \end{aligned} \\
 & \begin{aligned}
 xDes &= 0 \\
 yDes &= 0.03(t - 12) \\
 zDes &= 1.2 \\
 12 \leq t < 24 \quad \psi Des &= \pi/6
 \end{aligned} \\
 & \begin{aligned}
 xDes &= 0.03(t - 24) \\
 yDes &= 0.36 \\
 zDes &= 1.2 \\
 24 \leq t < 36 \quad \psi Des &= \pi/6
 \end{aligned} \\
 & \begin{aligned}
 xDes &= 0.36 \\
 yDes &= 0.36 - 0.03(t - 36) \\
 zDes &= 1.2 \\
 36 \leq t < 48 \quad \psi Des &= \pi/6
 \end{aligned} \\
 & \begin{aligned}
 xDes &= 0.36 - 0.03(t - 48) \\
 yDes &= 0 \\
 zDes &= 1.2 \\
 48 \leq t \leq 60 \quad \psi Des &= \pi/6
 \end{aligned}
 \end{aligned} \tag{5.6}$$

olarak verilmiştir. Bu benzetimde dört pervaneli hava aracının 0 - 12 saniye arasında z ekseninde hareket ederek Denklem (5.6)'de verilen referans yüksekliğe ulaşması ve sapma açısının $\pi/6$ olması, 12 - 24 saniye arasında yalnızca y ekseninde hareket etmesi, 24 - 36 saniye arasında yalnızca x ekseninde hareket etmesi, 36 - 48 saniye arasında yalnızca y ekseninde hareket etmesi, 48 - 60 saniye arasında ise x ekseninde hareket ederek yörüngenin sonuna ulaştığında dörtgen çizmesi amaçlanmaktadır.

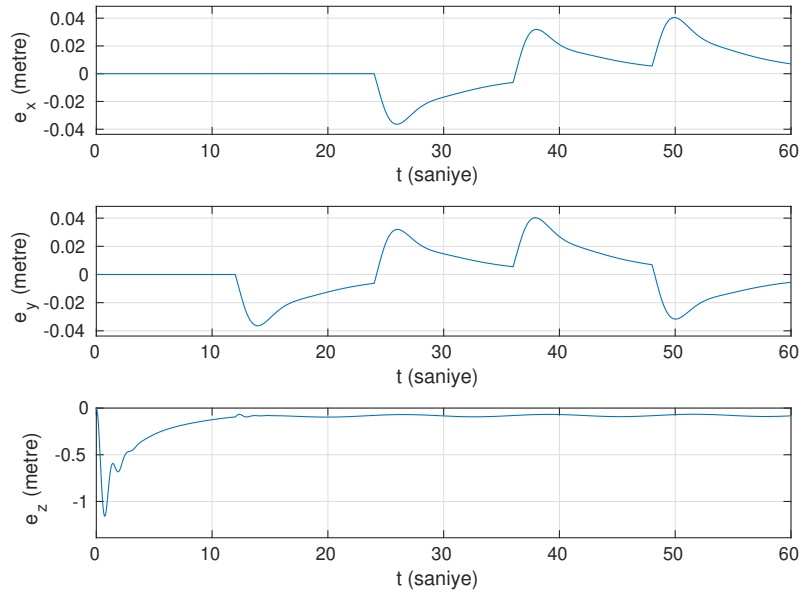


Şekil 5.16 Yörünge 3 Üç Boyutlu Gösterimi

Denklem (5.6)'de verilen referans yörüngesinin üç boyutlu çizimi Şekil 5.16'de gösterilmektedir.

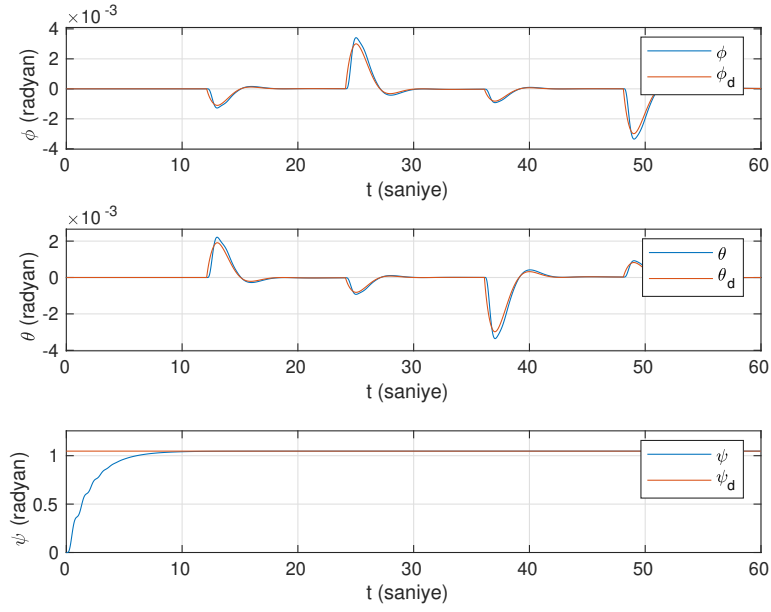


Şekil 5.17 Referans ve Gerçekleşen Pozisyon Koordinatları - Yörünge 3

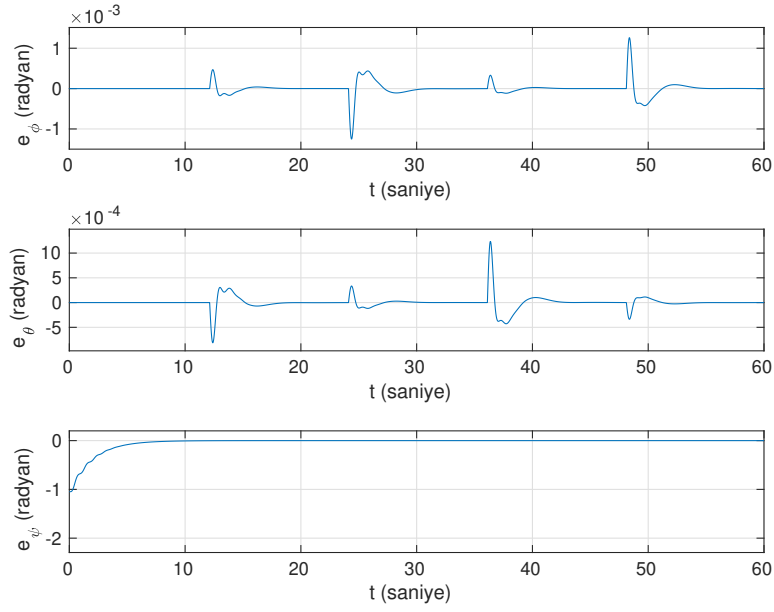


Şekil 5.18 Pozisyon için Hata İşaretleri - Yörünge 3

Şekil 5.17’de x , y ve z ekseninde dört pervaneli hava aracının hareketi ile referans pozisyon arasındaki ilişki verilmektedir. Şekil 5.18’de doğrusal pozisyondaki hataların hızlıca sönümlendirebilmekte olup, grafikte gösterildiği üzere denge durumuna geçtiği yirminci saniyeden sonra x eksenindeki kök ortalama kare hatası 0.0054 metre, y eksenindeki kök ortalama kare hatası 0.0052 metre, z eksenindeki kök ortalama kare hatası 0.0807 metre olarak gözlenmektedir.

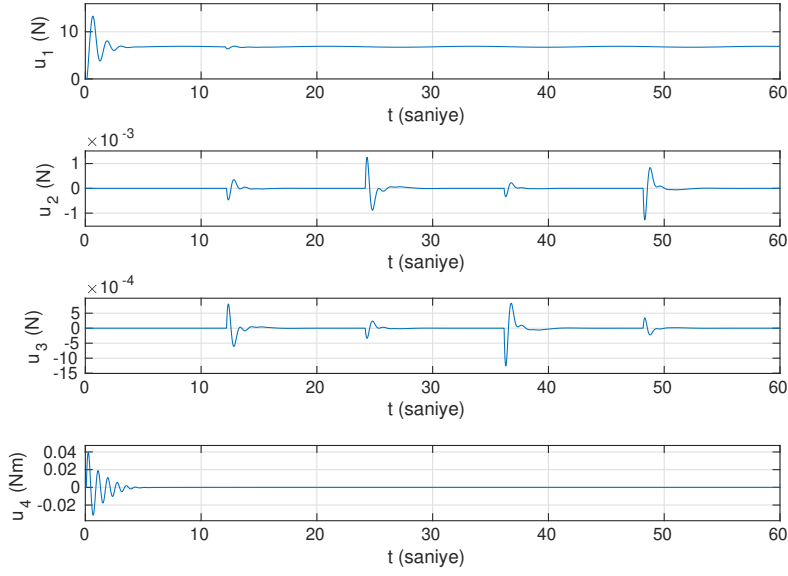


Şekil 5.19 Referans ve Gerçekleşen Euler Açılı - Yörünge 3



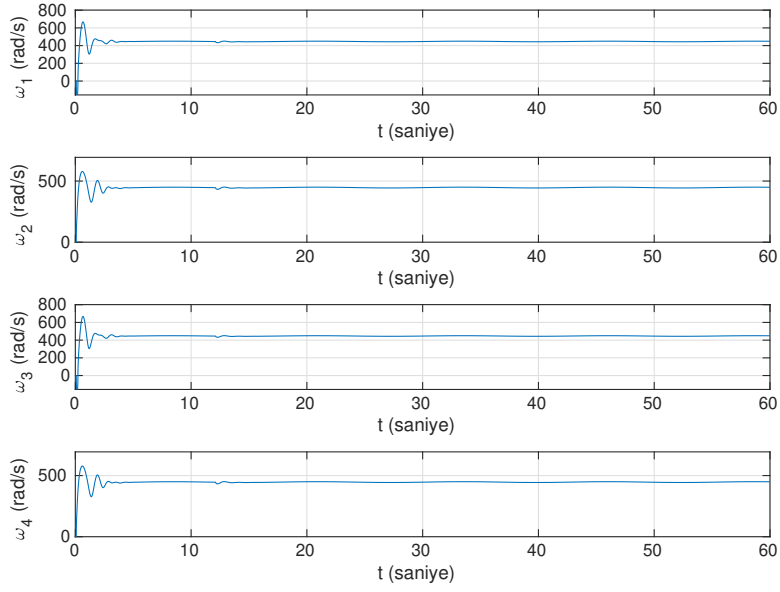
Şekil 5.20 Euler Açılımları için Hata İşaretleri - Yörünge 3

Şekil 5.19'de ϕ , θ ve ψ açılarının MATLAB/Simulink'den alınan değerler ile referans değerleri arasındaki ilişkisi verilmektedir. Şekil 5.20'de ϕ , θ ve ψ açılarının hata sönümlenme grafiği gösterilmekte olup, ϕ açısının kök ortalama kare hatası $3.4725 \cdot 10^{-7}$ radyan, θ açısının kök ortalama kare hatası $1.46 \cdot 10^{-7}$ radyan, ψ açısının kök ortalama kare hatası $3.55 \cdot 10^{-2}$ radyan olarak gözlenmektedir.



Şekil 5.21 Sisteme Verilen Giriş İşaretleri - Yörünge 3

u_1 giriş işareti maksimum değeri 13.1 N olarak gözlenmektedir. Dört pervaneli hava aracı yerden kalkışı gerçekleştirip denge durumuna geçtikten sonra u_1 giriş işaretinin 6.8 N olduğu gözlenmektedir. Bu değer dört pervaneli hava aracının havada kalması için gerekli olan dört pervaneli hava aracının kütlesi ve yer çekimi ivmesinin çarpımına eşit olduğu gözlenmektedir.



Şekil 5.22 Dört Pervaneli Hava Aracının Referans Motor Hızları - Yörünge 3

Dört pervaneli hava aracının pervane hızları Şekil 5.22’de verilmekte olup, pervane dönüş hızının enyüksek değerinin 663 rad/s, dört pervaneli hava aracı denge durumunda 448.8 rad/s olduğu gözlenmektedir. Bu değerler tezde kullanılan ”AscTech Hummingbird” hava aracının pervane hız sınırları içerisinde yer almaktadır.

6. SONUÇ VE ÖNERİLER

Dikey iniş ve dikey kalkış yapabilen dört pervaneli hava aracının denetiminde dinamik modelin doğrusal olmaması, denetim tasarımında pozisyon ve yönelim denetleyicisinin birlikte kullanımı, dinamik modele etki eden belirsiz toplamsal bozan etkiler olması ve hava aracına etki eden zaman gecikmelerinin zamanla değişen olması denetleyici tasarımını oldukça zorlaştırmaktadır.

Bu tez çalışmasında bir dört pervaneli hava aracının pozisyon ve yönelim denetimi ve uyarlamalı denetleyici tasarımı yapılmıştır. Dört pervaneli hava aracının dinamik modelin analizinde giriş işaretindeki zaman gecikmesi ve belirsiz dış etkiler göz önünde bulundurulmuştur. Gerçek zamanlı uygulamalara benzer olarak giriş işaretindeki gecikmenin bilinmediği ve zamanla değiştiği kabul edilmektedir. Dört pervaneli hava aracının dinamik analizi yapılan altı serbestlik derecesine sahip dinamik modeli için, pozisyon ve yönelim olarak iki denetleyici tasarımında bulunmuştur. Dört pervaneli hava aracının modelinin belirsizlikler içermesi denetleyici olarak uyarlamalı denetleyici seçiminde etkili olmuştur. Denetleyicilerin kararlılık analizi için Lyapunov kararlılık analiz metodu kullanılmıştır. Tasarımı yapılan denetleyicinin benzetim sonuçları MATLAB/Simulink test ortamında gerçekleştirilmiştir. Benzetim bölümünde tasarımı yapılan denetleyici göreceli olarak zor kabul edilen üç farklı yörünge için sayısal benzetim gerçekleştirilmiş olup, benzetimlerde sisteme 60 ile 100 ms arası zamanla değişen gecikme uygulanmıştır.

Tez çalışmasında tasarımı yapılan denetleyici belirsiz giriş işaretindeki gecikme ve sisteme etki eden toplamsal bozan etkilere karşı benzetimlerde verilen yörüngeleri takip ettiği gözlenmiş olup, gelecekte gerçek zamanlı veya gerçek ortam benzetimi sağlayan Robotic Operating System gibi bir ortamda testler gerçekleştirilmesi, tasarımı verilen denetleyicinin akıllı yöntemler ile birlikte kullanılması, öntanımlı performans yöntemi gibi denetleyicilerin tasarlanması planlanmaktadır.

KAYNAKLAR DİZİNİ

- Ahmed, N., Chen, M. ve Shao, S. (2020), Disturbance Observer Based Tracking Control of Quadrotor with High-Order Disturbances, *IEEE Access* 8, 8300–8313.
- Armah, S. K. ve Yi, S. (2018), Adaptive Control for Quadrotor UAVs Considering Time Delay: Study with Flight Payload, *Robot. Autom. Eng. J.* 2.5, 1–13.
- Austin, R. (2011), Unmanned Aircraft Systems: UAVS Design, Development and Deployment, *John Wiley & Sons* 54.
- Balas, M. J. ve Nelson, J. P. (2011), New Robustness Theorem with Application to Adaptive Control of Nonlinear Systems with Input/Output Delays, *2011 IEEE International Conference on Control Applications (CCA)*. IEEE, 1437–1442.
- Barnhart, R. K., Hottman, S. B., Marshall, D. M. ve Shappee, E. (2012), Unmanned Aircraft Systems, *Technical report*.
- Bellens, S., De Schutter, J. ve Bruyninckx, H. (2012), A Hybrid Pose/Wrench Control Framework for Quadrotor Helicopters, *IEEE International Conference on Robotics and Automation*. IEEE, 2269–2274.
- Bialy, B. J., Klotz, J., Brink, K ve Dixon, W. E. (2013), Lyapunov-Based Robust Adaptive Control of a Quadrotor UAV in the Presence of Modeling Uncertainties, *2013 American Control Conference*. IEEE, 13–18.
- Bouabdallah, S., Noth, A. ve Siegwart, R. (2004), PID vs LQ Control Techniques Applied to an Indoor Micro Quadrotor, *Proceedings of the 2004 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS)*. IEEE 3, 2451–2456.

KAYNAKLAR DİZİNİ (devam)

- Bouabdallah, S. ve Siegwart, R. (2005), Backstepping and Sliding-Mode Techniques Applied to an Indoor Micro Quadrotor, *Proceedings of the 2005 IEEE International Conference on Robotics and Automation*. IEEE, 2247–2252.
- (2007), Full Control of a Quadrotor, *Proceedings of the 2007 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems*. IEEE, 153–158.
- Bouadi, H., Cunha, S. S., Drouin, A. ve Mora-Camino, F. (2011), Adaptive Sliding Mode Control for Quadrotor Attitude Stabilization and Altitude Tracking, *2011 IEEE 12th International Symposium on Computational Intelligence and Informatics (CINTI)*. IEEE, 449–455.
- Bouffard, P., Aswani, A. ve Tomlin, C. (2012), Learning-Based Model Predictive Control on a Quadrotor: Onboard Implementation and Experimental Results, *2012 IEEE International Conference on Robotics and Automation*. IEEE, 279–284.
- Bresch-Pietri, D. ve Krstic, M. (2014), Delay-Adaptive Control for Nonlinear Systems, *IEEE Transactions on Automatic Control*. IEEE 59.5, 1203–1218.
- Cao, N. ve Lynch, A. F. (2017), Predictor-Based Controllers for UAVs with Input Delay, *IEEE International Conference on Advanced Intelligent Mechatronics (AIM)*. IEEE, 803–808.
- Carrillo, L. R. G., López, A. E. D., Lozano, R. ve Pégard, C. (2012), *Quad Rotorcraft Control: Vision-Based Hovering and Navigation*. Springer Science & Business Media.
- Castillo, P., Lozano, R. ve Dzul, A. E. (2005), Modelling and Control of Mini-Helicopters, *Modelling and Control of Mini-Flying Machines*, 81–119.

KAYNAKLAR DİZİNİ (devam)

- Chekakta, Z., Zerikat, M., Bouzid, Y. ve Koubaa, A. (2020), Adaptive Fuzzy Model-Free Control for 3D Trajectory Tracking of Quadrotor, *International Journal of Mechatronics and Automation* 7.3, 134–146.
- Craig, J. J., Hsu, P. ve Sastry, S. S. (1987), Adaptive Control of Mechanical Manipulators, *The International Journal of Robotics Research* 6.2, 16–28.
- Dasgupta, R., Roy, S. B. ve Bhasin, S. (2019), Lyapunov-Based Hierarchical Control Design of a Quad-Rotorcraft with Singularity Avoidance, *18th European Control Conference (ECC)*. IEEE, 2707–2712.
- Duc, M. N., Trong, T. N. ve Xuan, Y. S. (2015), The Quadrotor MAV System Using PID Control, *IEEE International Conference on Mechatronics and Automation (ICMA)*. IEEE, 506–510.
- Gao, H., Liu, C., Guo, D. ve Liu, J. (2015), Fuzzy Adaptive PD Control for Quadrotor Helicopter, *IEEE International Conference on Cyber Technology in Automation, Control, and Intelligent Systems (CYBER)*. IEEE, 281–286.
- García, O., Ordaz, P., Santos-Sánchez, O.-J., Salazar, S. ve Lozano, R. (2019), Backstepping and Robust Control for a Quadrotor in Outdoors Environments: An Experimental Approach, *IEEE Access* 7, 40636–40648. DOI: 10.1109/ACCESS.2019.2906861.
- Goodarzi, F., Lee, D. ve Lee, T. (2013), Geometric Nonlinear PID Control of a Quadrotor UAV on SE (3), *European Control Conference (ECC)*. IEEE, 3845–3850.

KAYNAKLAR DİZİNİ (devam)

Guldner, J ve Utkin, V. (2000), The Chattering Problem in Sliding Mode Systems, *Fourteenth Intenational Symposium of Mathematical Theory of Networks and Systems, MTNS2000*.

Gurdan, D., Stumpf, J., Achtelik, M., Doth, K.-M., Hirzinger, G. ve Rus, D. (2007), Energy-Efficient Autonomous Four-Rotor Flying Robot Controlled at 1 KHz, *Proceedings of the IEEE International Conference on Robotics and Automation*. IEEE, 361–366.

Henson, M. A. ve Seborg, D. E. (1994), Time Delay Compensation for Nonlinear Processes, *Industrial & Engineering Chemistry Research* 33.6, 1493–1500.

Hoffmann, G., Waslander, S. ve Tomlin, C. (2008), Quadrotor Helicopter Trajectory Tracking Control, *AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit*, 7410.

How, J. P., Behihke, B., Frank, A., Dale, D. ve Vian, J. (2008), Real-Time Indoor Autonomous Vehicle Test Environment, *IEEE Control Systems Magazine* 28.2, 51–64.

Huang, J.-Q. ve Lewis, F. L. (2003), Neural-network Predictive Control for Nonlinear Dynamic Systems with Time-Delay, *IEEE Transactions on Neural Networks* 14.2, 377–389.

Huang, M., Xian, B., Diao, C., Yang, K. ve Feng, Y. (2010), Adaptive Tracking Control of Underactuated Quadrotor Unmanned Aerial Vehicles via Backstepping, *Proceedings of the 2010 American Control Conference*. IEEE, 2076–2081.

Jabbari Asl, H., Mahdioun, S. H. ve Yoon, J. (2018), Vision-Based Control of an Underactuated Flying Robot with Input Delay, *Transactions of the Institute of Measurement and Control* 40.2, 446–455.

KAYNAKLAR DİZİNİ (devam)

- Jain, A. K. ve Bhasin, S (2020), Global Tracking of Nonlinear Systems with Simultaneous Unknown Time-Varying State and Input Delays, *International Journal of Robust and Nonlinear Control* 30.3, 882–893.
- Jankovic, M. (2006), Control of Cascade Systems with Time Delay–The Integral Cross-Term Approach, *Proceedings of the 45th IEEE Conference on Decision and Control*. IEEE, 2547–2552.
- Kendoul, F., Lara, D., Fantoni, I. ve Lozano, R (2007), Real-Time Nonlinear Embedded Control for an Autonomous Quadrotor Helicopter, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics* 30.4, 1049–1061.
- Khalil, H. K. (2002), *Nonlinear Systems; 3rd ed.* Upper Saddle River, NJ: Prentice-Hall.
- Kim, J., Wilkerson, S. A. ve Gadsden, S. A. (2016), Comparison of Gradient Methods for Gain Tuning of a PD Controller Applied on a Quadrotor System, *Unmanned Systems Technology XVIII. International Society for Optics and Photonics*.
- Klotz, J. R., Obuz, S., Kan, Z. ve Dixon, W. E. (2017), Synchronization of Uncertain Euler–Lagrange Systems with Uncertain Time-Varying Communication Delays, *IEEE Transactions on Cybernetics* 48.2, 807–817.
- Lee, D., Burg, T. C., Dawson, D. M., Shu, D., Xian, B. ve Tatlicioglu, E. (2009), Robust Tracking Control of an Underactuated Quadrotor Aerial-Robot Based on a Parametric Uncertain Model, *IEEE International Conference on Systems, Man and Cybernetics*. IEEE, 3187–3192.

KAYNAKLAR DİZİNİ (devam)

- Lee, S.-h., Kang, S. H. ve Kim, Y. (2011), Trajectory Tracking Control of Quadrotor UAV, *11th International Conference on Control, Automation and Systems*. IEEE, 281–285.
- Li, S., Duan, N., Xu, Z. ve Liu, X. (2020), Tracking Control of Quadrotor UAV with Input Delay, *2020 39th Chinese Control Conference (CCC)*. IEEE, 646–649.
- Liu, H., Li, D., Zuo, Z. ve Zhong, Y. (2017), Robust Attitude Control for Quadrotors with Input Time Delays, *Control Engineering Practice* 58, 142–149.
- López-Gutiérrez, R., Rodríguez-Mata, A. E., Salazar, S., González-Hernández, I. ve Lozano, R. (2017), Robust Quadrotor Control: Attitude and Altitude Real-Time Results, *Journal of Intelligent & Robotic Systems* 88.2, 299–312.
- Lozano, R. (2013), *Unmanned Aerial Vehicles: Embedded Control*. John Wiley & Sons.
- Lozano, R., Castillo, P., Garcia, P. ve Dzul, A. (2004), Robust Prediction-Based Control for Unstable Delay Systems: Application to the Yaw Control of a Mini-helicopter, *Automatica* 40.4, 603–612.
- Mazenc, F. ve Bliman, P.-A. (2006), Backstepping Design for Time-Delay Nonlinear Systems, *IEEE Transactions on Automatic Control* 51.1, 149–154.
- Merad, M., Downey, R. J., Obuz, S. ve Dixon, W. E. (2015), Isometric Torque Control for Neuromuscular Electrical Stimulation with Time-Varying Input delay, *IEEE Transactions on Control Systems Technology* 24.3, 971–978.

KAYNAKLAR DİZİNİ (devam)

- Mian, A. A. ve Daobo, W. (2008), Modeling and Backstepping-Based Nonlinear Control Strategy for a 6 DOF Quadrotor Helicopter, *Chinese Journal of Aeronautics* 21.3, 261–268.
- Nascimento, T. P. ve Saska, M. (2019), Position and Attitude Control of Multi-Rotor Aerial Vehicles: A Survey, *Annual Reviews in Control* 48, 129–146.
- Navabi, M ve Mirzaei, H (2017), Robust Optimal Adaptive Trajectory Tracking Control of Quadrotor Helicopter, *Latin American Journal of Solids and Structures* 14, 1040–1063.
- Nguyen, K.-D. ve Dankowicz, H. (2019), Input-Delay Compensation in a Robust Adaptive Control Framework, *IET Control Theory & Applications* 13.11, 1718–1727.
- Nonami, K., Kartidjo, M., Yoon, K ve Budiyono, A. (2013), Autonomous Control Systems and Vehicles, *Intelligent Systems, Control and Automation: Science and Engineering* 65.
- Obuz, S. (2016), Unknown Time-Varying Input Delay Compensation For Uncertain Nonlinear Systems, phdthesis. University of Florida.
- Obuz, S, Parikh, A, Chakraborty, I ve Dixon, W. (2016a), Lyapunov-Based Control of an Uncertain Euler-Lagrange System with Uncertain Time-Varying Input Delays without Delay Rate Constraints, *IFAC-PapersOnLine* 49.10, 141–146.
- Obuz, S., Ayar, M., Trevizan, R. D., Ruben, C. ve Bretas, A. S. (2020), Renewable and Energy Storage Resources for Enhancing Transient Stability Margins: A PDE-based Nonlinear Control Strategy, *International Journal of Electrical Power & Energy Systems* 116, 105510.

KAYNAKLAR DİZİNİ (devam)

- Obuz, S., Downey, R. J., Parikh, A. ve Dixon, W. E. (2016b), Compensating for Uncertain Time-Varying Delayed Muscle Response in Isometric Neuromuscular Electrical Stimulation Control, *American Control Conference (ACC)*. IEEE, 4368–4372.
- Obuz, S., Klotz, J. R., Kamalapurkar, R. ve Dixon, W. (2017), Unknown Time-Varying Input Delay Compensation for Uncertain Nonlinear Systems, *Automatica* 76, 222–229.
- Obuz, S., Tatlicioglu, E., Cekic, S. C. ve Dawson, D. M. (2012), Predictor–Based Robust Control of Uncertain Nonlinear Systems Subject to Input Delay, *IFAC Proceedings Volumes* 45.14, 231–236.
- Oflaz, T. (2013), Dört Rotorlu Hava Aracının İrtifa Denetimi için Doğrusal Olmayan Denetleyici Tasarımı ve Uygulaması, Yüksek Lisans Tezi, *Yıldız Teknik Üniversitesi*.
- Ordaz, J., Salazar, S., Mondié, S., Romero, H. ve Lozano, R. (2013), Predictor-Based Position Control of a Quad-rotor with Delays in GPS and Vision Measurements, *Journal of Intelligent & Robotic Systems* 70.1, 13–26.
- Quan, Q. (2017), *Introduction to Multicopter Design and Control*. Springer.
- Rashid, M. I. ve Akhtar, S. (2012), Adaptive Control of a Quadrotor with Unknown Model Parameters, *Proceedings of 9th International Bhurban Conference on Applied Sciences & Technology (IBCAST)*. IEEE, 8–14.
- Romero, L. E., Pozo, D. F. ve Rosales, J. A. (2014), Quadcopter Stabilization by Using PID Controllers, *Maskana* 5, 175–186.

KAYNAKLAR DİZİNİ (devam)

- Rudin, K., Hua, M.-D., Ducard, G. ve Bouabdallah, S. (2011), A Robust Attitude Controller and Its Application to Quadrotor Helicopters, *IFAC Proceedings Volumes* 44.1, 10379–10384.
- Sabatino, F. (2015), Quadrotor Control: Modeling, Nonlinear Control Design, and Simulation, Yüksek Lisans Tezi, *Stockholm University*.
- Salih, A. L., Moghavvemi, M, Mohamed, H. A. ve Gaeid, K. S. (2010), Modelling and PID Controller Design for a Quadrotor Unmanned Air Vehicle, *IEEE International Conference on Automation, Quality and Testing, Robotics (AQTR)*. IEEE, 1–5.
- Sankaranarayanan, V. N. ve Roy, S. (2020), Introducing Switched Adaptive Control for Quadrotors for Vertical Operations, *Optimal Control Applications and Methods* 41.6, 1875–1888.
- Santos, M., Lopez, V. ve Morata, F. (2010), Intelligent Fuzzy Controller of a Quadrotor, *IEEE International Conference on Intelligent Systems and Knowledge Engineering*. IEEE, 141–146.
- Sanz, R., Garcia, P., Castillo, P. ve Albertos, P. (2014), Time-Delay Compensation Using Inertial Measurement Sensors for Quadrotor Control Systems, *17th International Conference on Information Fusion (FUSION)*. IEEE, 1–6.
- Sanz, R., Garcia, P., Zhong, Q.-C. ve Albertos, P. (2016), Predictor-Based Control of a Class of Time-Delay Systems and Its Application to Quadrotors, *IEEE Transactions on Industrial Electronics* 64.1, 459–469.

KAYNAKLAR DİZİNİ (devam)

- Sharma, N., Bhasin, S., Wang, Q. ve Dixon, W. E. (2011), Predictor-Based Control for an Uncertain Euler–Lagrange System with Input Delay, *Automatica* 47.11, 2332–2342.
- Song, D., Han, J. ve Liu, G. (2012), Active Model-Based Predictive Control and Experimental Investigation on Unmanned Helicopters in Full Flight Envelope, *IEEE Transactions on Control Systems Technology* 21.4, 1502–1509.
- Subudhi, C. S. ve Ezhilarasi, D (2018), Modeling and Trajectory Tracking with Cascaded PD Controller for Quadrotor, *Procedia Computer Science* 133, 952–959.
- Suiçmez, E. C. (2013), Trajectory Tracking of a Quadrotor Unmanned Aerial Vehicle (UAV) via Attitude and Position Control, Yüksek Lisans Tezi,
- Tan, C. K., Wang, J., Paw, Y. C. ve Ng, T. Y. (2016), Tracking of a Moving Ground Target by a Quadrotor Using a Backstepping Approach Based on a Full State Cascaded Dynamics, *Applied Soft Computing* 47, 47–62.
- Valavanis, K. P. (2008), Advances in Unmanned Aerial Vehicles: State of the Art and the Road to Autonomy, *Springer Science & Business Media*.
- Valavanis, K. P. ve Vachtsevanos, G. J. (2015), *Handbook of Unmanned Aerial Vehicles*. Springer.
- Wang, Q., Wang, J.-W., Yu, Y. ve Sun, C.-Y. (2014), Robust Attitude Control of an Indoor Micro Quadrotor with Input Delay, *Proceedings of IEEE Chinese Guidance, Navigation and Control Conference*. IEEE, 2363–2368.

KAYNAKLAR DİZİNİ (devam)

Xu, R. ve Özgüner, Ü. (2008), Sliding Mode Control of a Class of Underactuated Systems, *Automatica* 44.1, 233–241.

Yang, H., Cheng, L., Xia, Y. ve Yuan, Y. (2017), Active Disturbance Rejection Attitude Control for a Dual Closed-Loop Quadrotor Under Gust Wind, *IEEE Transactions on Control Systems Technology* 26.4, 1400–1405.

Yu, B., Zhang, Y., Minchala, I. ve Qu, Y. (2013), Fault-Tolerant Control with Linear Quadratic and Model Predictive Control Techniques Against Actuator Faults in a Quadrotor UAV, *Conference on Control and Fault-Tolerant Systems (SysTol)*. IEEE, 661–666.

Zhang, T., Kang, Y., Achtelik, M., Kuhnlenz, K. ve Buss, M. (2009), Autonomous Hovering of a Vision/IMU Guided Quadrotor, *International Conference on Mechatronics and Automation*. IEEE, 2870–2875.