

# Farklı Rüzgâr Bozunumları Altında Dört Pervaneli İHA için LQI Kontrolcü Tasarımı

## LQI Controller Design for Quadrotor UAV under Different Wind Perturbation

Muhammet Fatih Canseven<sup>1</sup>, Deniz Gül Demir<sup>1</sup>, Bilal Erol<sup>1,2</sup>

<sup>1</sup>Havacılık Elektrik ve Elektronik Bölümü

Yıldız Teknik Üniversitesi

[fatih.canseven@gmail.com](mailto:fatih.canseven@gmail.com), [deniizz.demiirr@gmail.com](mailto:deniizz.demiirr@gmail.com)

<sup>2</sup>Kontrol ve Otomasyon Mühendisliği Bölümü

Yıldız Teknik Üniversitesi

[berol@yildiz.edu.tr](mailto:berol@yildiz.edu.tr)

### Özetçe

Bu çalışmada dört rotorlu insansız hava araçlarının (İHA) rüzgâr türbülansı etkisi altındaki kontrolüne odaklanılmaktadır. İHA'ların çalışma koşullarında en zorlayıcı bozucu kaynağı olarak gösterilen rüzgâr bozunumları ile başa çıkması ve bu zorlu ortamlarda İHA'ların güvenilir çalışmasının sağlanması İHA kontrol sistemleri alanında ileri araştırma ve geliştirme çalışmaları için önem arz etmektedir. Bu bağlamda dört rotorlu İHA'ların çeşitli rüzgâr koşullarında güvenli ve verimli bir şekilde çalışabilmesi için LQI kontrolcü geliştirilmiştir. Dört rotorlu İHA'nın dinamik modeli sunularak, hareket denklemleri, eyleyici dinamiğini kapsayacak şekilde modellenmiştir. Doğrusal olmayan hareket denklemleri ve bunların doğrusallaştırılmış karşılıkları, durum uzayı gösterimi ile sunulmuştur. Geliştirilen rüzgâr modeliyle rüzgâr kaynaklı kuvvetler ve momentler, İHA'nın kararlılığı ve kontrolü üzerindeki etkilerini anlamak için incelenmiştir. Farklı senaryolar için oluşturulan çeşitli rüzgâr koşullarında tasarlanan kontrolcünün performansı irdelenmiştir.

### Abstract

This study focuses on the control of quadrotor unmanned aerial vehicles (UAV) under the influence of wind turbulence. Dealing with wind disturbances, which are considered the most challenging disruptive factor in UAV operating conditions, and ensuring the reliable operation of UAVs in such harsh environments are of significant importance for advanced research and development in UAV control systems. In this context, an LQI controller has been developed for quad-rotor UAVs to operate safely and efficiently in various wind conditions. By presenting the dynamic model of the quadrotor UAV, the equations of motion are modeled to include the actuator dynamics. Both nonlinear equations of motion and linearized equivalents are provided along with the state-space representation. The wind-induced forces and moments are examined to understand their effects on the stability and control of the UAV. The performance of the designed controller in various wind conditions that are generated for different scenarios is examined.

### 1. Giriş

#### 1.1. Problem Tanımı

Son yıllarda, insansız hava araçlarının (İHA'lar) kullanımı her alanda hızlı bir büyümeye tanık oldu. İHA'lar, başlangıçta temel keşif görevleri amacıyla pilota olan bağımlılığı azaltmak için askeri amaçla geliştirilmiş olsa da [1], teknolojik ilerlemeler ve 21. yüzyılda üretim maliyetlerinin düşmesi, İHA sistemlerinin ticari ve sivil kullanım için kolayca erişilebilir hale gelmesini sağladı. İHA'lar başlıca fotogrametri, çevre felaketi izleme, gözetleme, kargo taşımacılığı, eğlence [2] gibi çeşitli sektörlerde önemli katkılarda bulunmuştur. Diğer yandan, İHA sistemlerinin maliyetinin azalması, kaçakçılık, silahlı saldırılar, uyuşturucu ticareti [3] gibi yasa dışı kullanım senaryolarına da yol açmıştır. Bunların yanı sıra, İHA'lar, kalabalık ve hatta kalabalık olmayan bölgelerde uçuşu durumunda insanlara, yapılar veya diğer araçlara yönelik doğrudan veya dolaylı tehlikeler oluşturmaktadır. 2017 yılında küçük bir dört pervaneli İHA, bir yolcu uçağına çarparak 8 yolcunun hafif şekilde yaralanmasına neden olmuştur [4]. Dayton Araştırma Enstitüsü'nden araştırmacılar, bu tip küçük İHA'ların bile büyük ticari uçaklar için yüksek risk taşıdığını göstermiştir [5].

Ticari İHA sektörü de her geçen gün otonomi ve teknoloji alanındaki ilerlemeler sayesinde önemli bir büyüme göstermektedir. İHA sistemlerinin mevcut uygulamalarının ötesinde, hava taksi hizmetleri gibi gelecek vadeden uygulamaları da vardır. Halihazırda bazı şirketler ilk nesil hava taksilerini uçursalar da bu konsept hala geliştirme aşamasındadır [6].

Genel olarak tüm senaryolarda İHA'ların verimli ve güvenli bir şekilde çalışmasını sağlamak için, İHA'ların her türlü senaryoda stabil olması gerekmektedir. Örneğin, bir paket teslimatı için, teslimatı yapan İHA'nın kararlılığı, paketin hedeflenen noktaya ulaşmasını sağlamak açısından kritik bir rol oynamaktadır [7]. Etkili stabilizasyon sistemleri olmadan, İHA hedeflenen rotasından sapabilir ve pakete zarar verebilir hatta nüfusun yoğun olduğu bölgelerde düşmeye bağlı yaralanmalara sebep olabilir. Diğer bir örnek olarak, tarım alanında İHA'ların stabil şekilde uçabilmesi, doğru veri toplanmasına ve böcek ilaçları ile gübrelerin hedefe yönelik uygulamalarını mümkün kılar [8]. Benzer şekilde, gözetleme uygulamalarında net videolar ve görüntüler elde etmek için stabil uçuş çok önemlidir [9]. Sonuç olarak, İHA kontrol/stabilizasyon sistemlerinin geliştirilmesi, araştırmacılar için önemli bir odak noktasıdır. Bu sistemler aracın içinden veya dışından gelebilecek bozucu etmenlerin

sistem performans üzerindeki etkisini minimize etmeyi amaçlar.

İHA'ların, dış etki olarak en çok türbülanslardan etkilendiği söylenebilir. Bazı ticari uçaklarda bu tür türbülansları önceden tahmin ederek onlardan kaçınmaya çalışan sistemler geliştirilmiş olsa da daha küçük İHA'lar için bu yaklaşım, beraberinde gerektirdiği hava radarları gibi ölçüm araçlarının ağırlığı ve yüksek güç tüketimi nedeniyle mümkün değildir. Bu nedenle, türbülans etkilerini minimize eden farklı kontrol yöntemlerinin tasarımı, insansız hava araçları alanında yapılan çalışmalarda büyük bir yere sahiptir.

## 1.2. Literatür Taraması

Literatür taramasında ilk olarak klasik kontrol yöntemleri, ardından modern kontrol yöntemleri ve son olarak da rüzgârın bozucu olarak odak noktada olan rüzgârın bu yöntemlerdeki etkileri ele alınmıştır. Bu kontrol yöntemleri için dört pervaneli İHA'nın gerçeğe yakın sistem dinamiği modelinin elde edilmesi oldukça önemlidir. Özellikle doğrusal karesel regülatör ve model öngörülü kontrol gibi modern metotların direkt olarak hava aracının dinamik modeli üzerinden geliştirilmesi nedeniyle makul, kabul edilebilir bir model elde etmek oldukça önemlidir [10]. İHA'ların dinamiklerini modellemek için kullanılan en yaygın yaklaşım, Euler-Newton denklemleriyle elde edilen adi diferansiyel denklemlerdir. Dört pervaneli İHA'lar, üç öteleme ve üç dönel hareket yapmak için 4 aktüatöre sahiptir, bu nedenle elde edilen diferansiyel denklemler doğrusal değildir ve birbirlerine oldukça bağlıdır. Yeterince iyi bir sistem modeli elde edilince, bu model üzerinden performans kriterleri de dikkate alınarak, istenmeyen etkileri en aza indirmek için uygun bir kontrolcü tasarlanabilir.

[11] çalışmasında araştırmacılar, dört pervaneli bir İHA'nın yönelimini dengeleyen ve rüzgar etkilerine rağmen stabil bir şekilde uçuşmasını sağlayan bir kademeli Oransal- İntegral - Türevsel PID geri besleme kontrol algoritması önermiştir. Bir başka çalışmada, parçacık sürü optimizasyonu (PSO) tekniği kullanılarak dört pervaneli bir İHA için hassas ayarlı bir PID kontrol algoritması geliştirilmiştir [12]. Dört pervaneli İHA, x-konfigürasyon tipindedir ve doğrusal olmayan dinamikleri Newton-Euler modeli kullanılarak modellenmiş, PSO algoritması, yönelim ve yükseklik kontrolü için PID parametrelerini optimize etmek için kullanılmıştır.

[13] çalışması, dört pervaneli helikopterler için bir doğrusal karesel regülatör (LQR) kontrol algoritmasının analizini ve performans değerlendirmesi üzerinedir. İlk olarak, dört pervaneli helikopterin dinamik modeli geliştirilmiş, ardından LQR kontrolörünün tasarımı ve testi yapılmıştır. LQR'nin geri besleme kazanç matrisinin (K) ayarlanmasına özen gösterilmiştir. Kontrolcünün performansı, gecikme süresi, yükselme süresi, aşma, oturma süresi ve tolerans limitleri gibi faktörler dikkate alınarak değerlendirilmiş ve LQR kontrolcüsünün genel performansı kapsamlı bir şekilde analiz edilmiştir.

[14] çalışmasında ise araştırmacılar, bir dört pervanelinin modelinde klasik bir kontrol yöntemi olan Oransal-İntegral-Türevsel (PID) denetleyicinin ve optimal bir denetleyici olan Doğrusal Kuadratik Düzenleyicinin (LQR) performansını karşılaştırmaktadır. Bir başka çalışmada da dört pervaneli İHA'nın verilen rotayı takip etmesi için dış çevrimde integral eylemi, iç çevrimde de doğrusal karesel regülatör bulunan bir kontrol yapısı önerilmiştir [15]. [16] çalışmasında ise araştırmacılar, PID, LQR ve MPC gibi üç farklı alternatif

kontrolcünün iç mekânda Parrot Mambo mini-drone üzerindeki performansını karşılaştırmışlardır.

## 2. Dört Pervaneli Dinamik Modeli

### 2.1. Hareket Denklemleri

Bu bölümde, dört pervaneli bir İHA için kinematik denklemler çıkarılmıştır. Dört pervaneli İHA'ların matematiksel modellenmesi, rotorların aerodinamiği, dış etkileri ve genel dinamikleri gibi birçok faktörü göz önünde bulundurmaya gerektirir. Doğru matematiksel modellerin geliştirilmesi, dört pervaneli İHA için istikrarlı kontrol algoritmalarının tasarlanmasında ve istenen davranışların elde edilmesinde önemli bir rol oynar. Dört pervaneli İHA'ların rotor yerleşim yapısında, artı konfigürasyonu ve çapraz konfigürasyonu olmak üzere iki yaygın konfigürasyon vardır. Bu çalışmada çapraz konfigürasyon tercih edilmiştir.

Newton denklemleri ataletsel eksen takımında geçerlidir. Bu nedenle NED (Kuzey-Doğu-Aşağı) ataletsel eksen takımı seçilmiştir. NED eksen takımı, Dünya'ya göre sabitlenmiş ve hareketsiz bir koordinat sistemidir. İHA'nın konumunu ve yönelimini tanımlamak için kullanılır. Dört pervaneli İHA'nın konumu ve hızı, yönelimi ve açılal hızlarıyla ilgili doğrudan ilişkilidir. Euler açıları, hava aracının yönelimini ifade etmek için kullanılır. Dönme matrisi ise farklı eksen takımları arasındaki ilişkiyi gösterir ve bir noktayı bir eksen takımından diğerine döndürmek için kullanılır (NED eksen takımından gövde eksen takımına döndürme). Dört pervaneli İHA'nın denklemlerinin türetilmesi için, yapılan dönüşlerin sırası literatürde de yaygın olarak kullanılan yalpalama, yunuslama ve yuvarlanma hareketleridir. Bu hareketleri de yapabilmek için hava aracının dört motoru istenen harekete göre farklı hızlarda dönmelidir. Motorlar tarafından sağlanan kaldırma kuvveti ve momentler, farklı motorların dönüş hızının karesiyle orantılıdır. Motor hızıyla üretilen kuvvetler arasındaki ilişki hava yoğunluğu, pervanelerin saldırı açısı ve yanal kayma açısı gibi parametrelere bağlı olmakla beraber kuvvet katsayısı ( $F_T^b(i) = K_t \Omega_i^2$ ) ve moment katsayısı ( $\tau^b(i) = s(45^\circ) I K_t \Omega_i^2$ ) gibi sabitlerle yeterli bir model elde edilebilir. Böylece hava aracının dinamikleri aşağıdaki şekilde elde edilmiştir:

$$\begin{bmatrix} \dot{X}_E \\ \dot{Y}_E \\ \dot{Z}_E \\ \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \\ \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \\ \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} c(\theta)c(\psi)u + (s(\phi)s(\theta)c(\psi) - c(\phi)s(\psi))v + (c(\phi)s(\theta)c(\psi) + s(\phi)s(\psi))w \\ c(\theta)s(\psi)u + (s(\phi)s(\theta)s(\psi) + c(\phi)c(\psi))v + (c(\phi)s(\theta)s(\psi) - s(\phi)c(\psi))w \\ -s(\theta)u + (s(\phi)c(\theta)v + (c(\phi)c(\theta))w \\ -gs(\theta) + rv - qw \\ gs(\phi)c(\theta) - ru + pw \\ -\frac{1}{m}(F_T) + gc(\phi)c(\theta) + qu - pv \\ p + (qs(\phi) + rc(\phi))t(\theta) \\ qc(\phi) - rs(\phi) \\ (qs(\phi) + rc(\phi))c(\theta) \\ \frac{1}{I_{xx}}(\tau_\phi + (I_{yy} - I_{zz})qr) \\ \frac{1}{I_{yy}}(\tau_\theta + (I_{zz} - I_{xx})pr) \\ \frac{1}{I_{zz}}(\tau_\psi + (I_{xx} - I_{yy})pq) \end{bmatrix}$$

### 2.2. Doğrusal Model

Yukarıdaki modelde doğrusal olmayan ifadeleri doğrusallaştırmak için küçük açı yaklaşımı kullanılmıştır. Dört rotorlu hava aracının konumunu değiştirerek için gereken yönelim açılarının küçük olduğu varsayılarak sinüs açıları açının kendisi olarak ( $\sin(\theta) \approx \theta$ ), kosinüs açıları da 1'e eşit

olduğu ( $\cos(\theta) \approx 1$ ), varsayılarak modellenilebilir. Ayrıca hava aracı denge durumunda üretilen kaldırma kuvveti yerçekimi kuvvetine eşit olacak ve herhangi ekstra bir moment üretmeyecektir. Dolayısıyla hava aracının durumları ( $x$ ) dengede

$$[X_E, Y_E, Z_E, u, v, w, \phi, \theta, \psi, p, q, r] = [\text{önemsiz}, \text{önemsiz}, \text{irtifa}, 0, 0, 0, 0, 0, 0, 0, 0, 0, 0]$$

Doğrusal sistemleri göstermek için durum-uzay gösterimi kullanılabilir. Durum-uzay gösterimi aşağıdaki gibidir:

$$\dot{x} = Ax + Bu \quad (2.1)$$

$$\dot{y} = Cx + Du$$

Burada  $x$  sistem durumu  $u = [mg - F_T, \tau_\phi, \tau_\theta, \tau_\psi]$  ve  $y$  çıkış vektörleridir.  $A$  matrisi sistemin durumlarının mevcut durumlara göre nasıl değişeceğini,  $B$  matrisi verilen girişlere göre nasıl değişeceğini,  $C$  matrisi sistemin çıkışının nasıl ölçüleceğini ve  $D$  matrisi ise girişlerin çıkışı nasıl direkt olarak etkileyeceğini gösteren sistem, kontrol, çıkış ve ileri-besleme matrisleridir. Buna göre hava aracının doğrusal dinamikleri aşağıdaki şekilde gösterilmiştir:

$$\dot{x} = \begin{bmatrix} 0_3 & I_3 & 0_3 & 0_3 \\ 0_3 & 0_3 & g & 0 \\ 0_3 & 0_3 & 0 & 0 \\ 0_3 & 0_3 & 0_3 & I_3 \\ 0_3 & 0_3 & 0_3 & 0_3 \end{bmatrix} x + \begin{bmatrix} 0_{3 \times 4} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 1/m & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0_{3 \times 4} & 0 & 1/I_x & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1/I_y & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1/I_z \end{bmatrix} u$$

Sistemin tüm durumlarının ölçülebildiği varsayımı altında çıkış matrisi  $C$  12x12 birim matrisi, girişin direkt olarak çıkışa etki etmediği varsayımı altında 4x12 sıfır matrisi seçilmiştir.

$$y = I_{12}x + 0_{4 \times 12}u$$

### 3. Türbülans Modeli

Şu ana kadar oluşturulmuş olan modelde türbülans etkileri henüz modellenmemiştir. Türbülanslar lokasyona ve zamana bağlı olarak büyük, orta ve küçük ölçekli türbülanslar olarak sınıflandırılabilir. Büyük ve orta ölçekli türbülanslar uzun mesafe uçuşları için kritik olsalar da küçük İHA'lar için göz ardı edilebilir. Küçük ölçekli türbülanslar objeler ve hava akışının etkileşimi nedeniyle oluşur. Kısa ölçekli olarak adlandırılmasının sebebi birkaç metreden birkaç yüz metreye kadar olan mekânsal etki alanı ve birkaç dakikadan birkaç saate kadar süren zamansal etki süresidir. Ne zaman ve nerede gerçekleşeceğini bilinememesi nedeniyle hem insanlı hem de insansız hava araçları için tehlike teşkil eder [17].

#### 3.1. Atmosferik Türbülans

Atmosferik türbülans, küçük ölçekli türbülans etkilerindeki ana faktördür. Rüzgâr, zamansal ve mekânsal ölçeklerde atmosferik düzensiz bir şekilde dağılır. Bu etkiyi modellemek için "Hugh Dryden" tarafından bulunduğu için Dryden rüzgâr modeli kullanılır. Beyaz gürültü filtreleme işlemi Şekil 3.1'de gösterilmiştir.



Şekil 3.1: Türbülans Üretme Süreci

Burada, beyaz gürültü üretici, ortalaması sıfır olan, standart sapması 1 olan rastgele sinyaller üretir ve şekillendirme filtreleri bu beyaz gürültüleri renkli gürültüye dönüştürür. Şekillendirme filtreleri [18]'deki şekilde modellenmiştir.

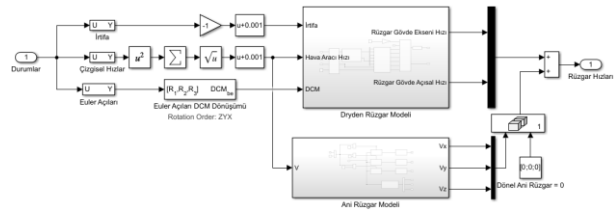
#### 3.2. Ani Rüzgâr

Ani rüzgârlar hava aracına anlık olarak etki eden kısa süreli ve güçlü rüzgârlardır. Yarı-dalga boyu "1-kosinüs" modeli ile modellenilebilir [17]:

$$V_g = \begin{cases} 0 & h < 0 \\ \frac{V_{gmax}}{2} \left( 1 - \cos\left(\frac{\pi h}{d_m}\right) \right) & 0 \leq h \leq d_m \\ V_{gmax} & h > d_m \end{cases} \quad (3.1)$$

Burada  $V_g$  ani rüzgârın hızı,  $V_{gmax}$  genliği,  $d_m$  ani rüzgâr katmanının kalınlığıdır ve genellikle 25-50 metre veya  $V_{gmax}$ 'ın 2-3 katı şeklinde seçilir.

Birleşik türbülans modeli her iki türbülans modelinin aynı eksen takımında olmaları nedeniyle toplanarak elde edilebilir. Bu modeller büyük hava araçlarına yönelik benzetim çalışmaları için geliştirilmiş olması nedeniyle 15 m/s hızı geçmeyecek şekilde ölçeklendirilmiştir. Şekil 3.2'de birleşik rüzgâr modeli verilmiştir.



Şekil 3.2: Birleşik Rüzgâr Modeli.

Rüzgâr tarafından oluşturulan kuvvet ve momentler, motorlarda olduğu gibi rüzgâr hızının işaretli karesiyle sürüklenme katsayısının çarpımı şeklinde modellenilebilir. Durum-uzay modelinde bu aşağıdaki şekilde gösterilir:

$$\dot{x} = Ax + Bu + Gw \quad (3.2)$$

$$y = Cx + Du$$

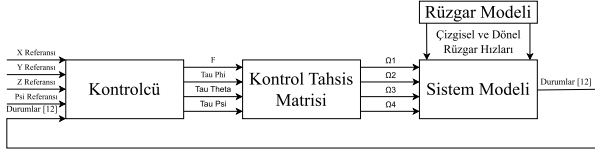
Burada  $G$  rüzgâr etkinliği matrisi ve  $w$  ise üretilen sürüklenme kuvvet ve momentleridir. Durum-uzay modelini MATLAB'de göstermek için  $G$  matrisinin içerisine dâhil edilmiştir ve aşağıdaki artırılmış durum uzay modeli elde edilmiştir:

$$\dot{x} = Ax + \begin{bmatrix} 0_{3 \times 10} & 0 & 0 & 0 & 0 & 1/m & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1/m & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 1/m & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1/m & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1/I_x & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1/I_x & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1/I_y & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1/I_y & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1/I_z & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1/I_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ F_{dragx} \\ F_{dragy} \\ F_{dragz} \\ \tau_{drag\phi} \\ \tau_{drag\theta} \\ \tau_{drag\psi} \end{bmatrix}$$

### 4. Kontrolcü Tasarımı ve Simülasyon Sonuçları

Bu bölüm,  $X_E, Y_E, Z_E$  konumları ile önceden belirlenmiş rotayı ve  $\psi$  açısını takip etmek için dört farklı kontrolcünün tasarımına

odaklanmaktadır. Dört pervaneli İHA'nın hızının  $\phi$  ve  $\theta$  yönelimlerinin ve açılal hızlarının doğrudan kontrolü, bu değerlerin doğrudan ölçülebildiği varsayımı altında göz ardı edilmiştir. Gerekli motor hızları, kuvvet ve moment kontrol girişlerine dayanarak motor yerleşim matrisi kullanılarak hesaplanır. Dört pervaneli İHA'nın rota takibine yönelik temel kontrol diyagramı Şekil 4.1'de gösterilmiştir.



Şekil 4.1: Temel Kontrol Diyagramı.

### İntegral Eylemli Doğrusal Karesel Regülatör

Doğrusal karesel Regülatör (LQR), sistemin durumlarının istenen durumlara yönlendirilmesi için optimal durum geri besleme kazanç matrisi  $K$ 'yi bulmayı sağlayan kontrol yöntemidir. Kazanç matrisini bulmak için durum cezası  $Q$  ve kontrol cezası ağırlık matrisleri  $R$ 'yi en aza indirerek maliyet fonksiyonu  $J$ 'yi minimize eder.  $Q$  ve  $R$  matrislerinin seçimi sistemin durumlarının istenen duruma yakınsama hızı ve kontrolcü eforunun azaltılmasını sağlamak için dikkatlice seçilmelidir. Karesel maliyet fonksiyonu aşağıdaki gibidir:

$$J = \int_0^{\infty} (x^T Q x + u^T R u) dt \quad (4.1)$$

Maliyeti en aza indirmek ve optimal kazanç matrisi  $K$ 'yi bulmak için sistem kontrol edilebilir olmalıdır. LTI (Lineer Zamanla Değişmeyen) bir sistemin kontrol edilebilirliği aşağıdaki şekilde ifade edilebilir:

$$C_{ctrl} = [B \ AB \ A^2B \ \dots \ A^{n-1}B] \quad (4.2)$$

Burada  $C_{ctrl}$ , kontrol edilebilirlik matrisi ve  $ctrl$ , kontrol edilebilirlik matrisinin derecesidir. Eğer  $ctrl$ ,  $A$  matrisinin derecesine eşitse (tam derece), sistem kontrol edilebilir. Sistemimiz kontrol edilebilir olduğundan,  $K$  matrisi Cebirsel Ricatti Denklemi (ARE) çözülerek bulunabilir:

$$A^T P + PA - PBR^{-1}B^T P + Q = 0 \quad (4.3)$$

Eşitlikte  $P$ , optimal kontrol kazanç matrisidir ( $K$ ). Bu denklem çeşitli sayısal yöntemlerle çözülebilir. MATLAB ile  $lqr(A, B, Q, R)$  komutuyla bu denklem çözülebilir.  $K$  Matrisi bulunduktan sonra,  $t$  zamanında optimal kontrol girişi  $u^*(t)$  aşağıdaki gibi elde edilebilir:

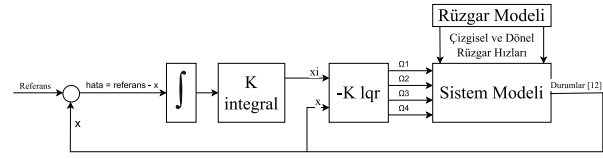
$$u^*(t) = -Kx(t) \quad (4.4)$$

Bu nedenle, LTI sisteminin denklemi genel formda aşağıdaki gibi olur:

$$\dot{x} = Ax + B(-Kx) = (A - BK)x + Bu \quad (4.5)$$

$t \rightarrow \infty$  olduğunda, sabit  $Q$  ve  $R$  matrisleri için  $P$  sürekli olarak 0'a yaklaşır. Bu, LQR'nin sonsuz ufukta optimal bir çözüm olduğu anlamına gelir. LQR yöntemi, belirli bir LTI sistemi için optimal kontrol dizisini bulmanın sistematik bir yolunu sağlar ve çoğu uygulama için yeterli olmakla beraber dört pervaneli İHA'yı etkileyen rüzgâr kuvvetleri gibi güçlü bozucu etkiler

dikkate alındığında, LQR kontrolcüsü istenen durumları takip etmek için yeterli olmayacaktır. Bu sorunu aşmak için, LQR kontrolcüsüne bir integral eylemi (LQI) eklenmelidir. LQI kontrolcüsünün genel blok diyagramı Şekil 4.2'de gösterilmektedir.



Şekil 4.2: LQI Blok Diyagramı.

LQI kontrolcüsündeki integral terimi, sabit durum hatalarını ortadan kaldırmaya ve sistemin genel performansını iyileştirmeye yardımcı olur. LQI kontrolcüde, durum hatasının, istenen durum yanıtı ile durumun gerçek yanıtı arasında izlenebilmesi için sistem matrisi  $A$  ve kontrol matrisi  $B$  ilgili yapıya uyarlanması gerekmektedir. Bir rota izlendiği için  $\psi$  açısının haricinde hız, yönelim ve açılal hız hatalarını takip etmek gerekli değildir, pozisyon hatasını takip edilmesi yeterli olacaktır. Arttırılmış  $A$  matrisi aşağıda verildiği gibidir,

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ e_x \\ e_y \\ e_z \\ e_\psi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0_3 & I_3 & 0 & -g & 0 & 0_3 & 0_3 & 0_{3 \times 1} \\ 0_3 & 0_3 & g & 0 & 0 & 0_3 & 0_3 & 0_{3 \times 1} \\ 0_3 & 0_3 & 0 & 0 & 0 & 0_3 & 0_3 & 0_{3 \times 1} \\ 0_3 & 0_3 & 0_3 & 0_3 & 0_3 & I_3 & 0_3 & 0_{3 \times 1} \\ -I_3 & 0_3 & 0_3 & 0_3 & 0_3 & 0_3 & 0_3 & 0_{3 \times 1} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -1 & 0_{1 \times 3} & 0_{1 \times 3} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ e_x \\ e_y \\ e_z \\ e_\psi \end{bmatrix}$$

Burada  $e_x, e_y, e_z$  ve  $e_\psi$  durum hatalarını gösterir ve  $e_x = x_d - x$  şeklinde tanımlanmıştır.

LQI kontrolcüsünde maliyet fonksiyonu  $J$  aşağıdaki gibi tanımlanır:

$$J = \int_0^{\infty} ((x - x_d)^T Q (x - x_d) + u^T R u) dt \quad (4.4)$$

Burada,  $x_d$  istenen durumları temsil eder. Kontrol sinyali  $u(t)$  LQR gibi olup aşağıdaki gibi verilir:

$$u(t) = -Kx(t) + K_i(x_d - x_i) \quad (4.5)$$

Burada,  $K$  LQR geri besleme matrisini,  $K_i$  ise integral geribesleme kazanç matrisini temsil eder.

LQI kontrolcüyle sistemin kararlılığı ve istenen performans ölçütlerine göre davranması sağlanabilir. Bu, dört pervaneli İHA'lar ve diğer İHA'lar için önemlidir, çünkü kararlılığı ve manevra kabiliyetini korumak için hassas ve güvenilir kontrol gerektirir. Rota takip performansını arttırmak için,  $Q$  ve  $R$  matrisleri aşağıdaki gibi seçilmiştir:

$$Q = \text{diag}([5, 5, 100, 0.5, 0.5, 0.01, 5, 5, 0.2, 0.5, 100, 100, 10000, 10])$$

$$R = \text{diag}([10000, 0.001, 0.001, 0.001])$$

Buradaki hedef, hata durumlarını çok daha hızlı bir şekilde azaltmaktır, bu nedenle hata durumları çok daha yüksek bir ağırlıkla cezalandırılmıştır. PID'deki yapının aksine yönelim açıları hıza göre yüksek katsayı ile cezalandırılmıştır, bunun nedeni  $K$  matrisi bulunurken herhangi bir sistem kısıtı olmadığı için istenen hızların açığa dönüştüğünde 15 dereceden büyük olmasıdır. Dolayısıyla küçük açı yaklaşımı geçersizleşir, sistem doğrusallıktan uzaklaşır ve en ufak türbülans etkisi altında kararsız hale gelmesine neden olur.

Buna göre ayarlanmış olan  $Q$  ve  $R$  matrisleri sayesinde  $4 \times 16$  olan kazanç matrisi  $K$  aşağıdaki şekilde elde edilir,

$$K_{LQR} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & -2.29 & 0 & 0 & -2.66 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 351.27 & 4.10^{-5} & 0 & 116.04 & 0 & 193.92 & 0 & 0 & 14.38 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -351.27 & 0 & -1.10^{-5} & -116.04 & 0 & 0 & 0 & 193.23 & 0 & 0 & 14.38 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 70.11 & 0 & 0 & 0 & 22.46 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$K_{LQI} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & -316.23 & 0 & 3.7 * 10^{-5} \\ 316.23 & 0 & 0 & 1.3 * 10^{-5} \\ 0 & 0 & 0 & -8 * 10^{-7} \end{bmatrix}$$

## 5. Simülasyon Sonuçları ve Gelecek Çalışmalar

Elde edilen LQI kontrolcüsü, dört farklı rüzgâr koşulu altında aynı sistem modeli ile simüle edilmiştir. Bu rüzgâr koşulları şunlardır:

- Rüzgâr bozucunun olmadığı,
- Düşük yoğunluklu (yavaş hızlı) rüzgâr,
- Orta yoğunluklu (orta hızlı) rüzgâr,
- Yüksek yoğunluklu (yüksek hızlı) rüzgâr.

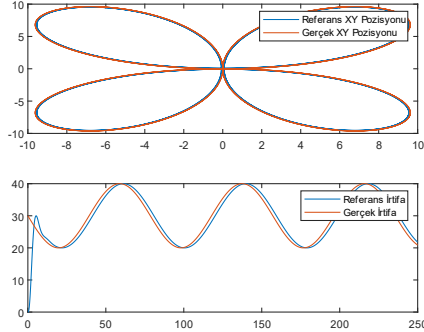
Tasarlanan kontrolcünün farklı rüzgâr koşulları altında, başarımını irdelemek adına heliks rota oluşturulmuştur;

$$x_{ref} = 25(\cos(0.1t) - \cos^3(0.1t)) \quad (5.1)$$

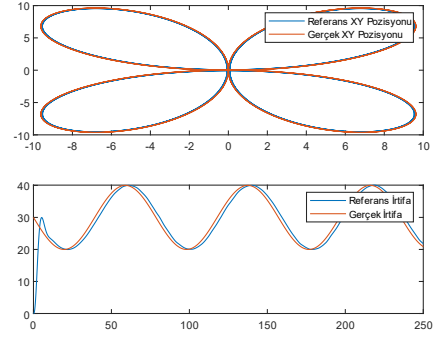
$$y_{ref} = 25(\sin(0.1t) - \sin^3(0.1t)) \quad (5.2)$$

$$z_{ref} = 30 - 10 \sin(0.08t) \quad (5.3)$$

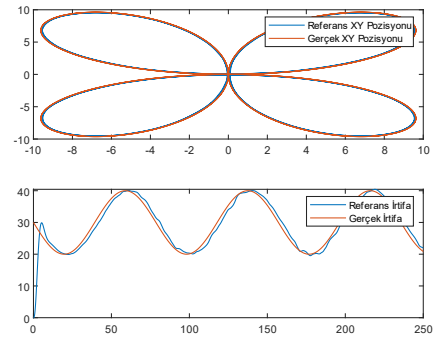
$$\psi = 0 \quad (5.4)$$



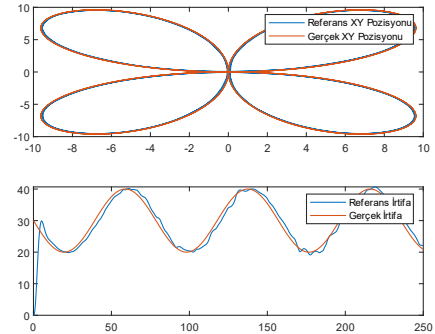
Şekil 5.1: LQI XY-Z Simülasyon Sonuçları (Rüzgârsız).



Şekil 5.2: LQI XY-Z Simülasyon Sonuçları (Yavaş rüzgâr).



Şekil 5.3: LQI XY-Z Simülasyon Sonuçları (Orta hızlı rüzgâr).



Şekil 5.4: LQI XY-Z Simülasyon Sonuçları (Yüksek hızlı rüzgâr).

Tablo 5.1: Performans Ölçütü (ITAE)

Mutlak Hatanın Zamanla Çarpımının İntegrali (ITAE) [m]	
Rüzgârsız Durum	1.712
Düşük Hızlı Rüzgâr	1.728
Orta Hızlı Rüzgâr	1.882
Yüksek Hızlı Rüzgâr	2.112

Denklem 5.1-5.4 kullanılarak oluşturulan bu heliks rotaya başvurulmasının nedenlerinden biri de performans testlerini gerçekleştirirken hava taşıtının zorlayıcı bir referans verisini takip etmesindeki başarımını ortaya koyma olmuştur. Şekil 5.1-Şekil 5.4'te kontrolcünün performansı gösterilmiştir. Bu şekillerde de gözüktüğü gibi tasarlanan kontrolcü altında hava taşıtı, hedeflenen rotayı uygun bir şekilde takip ettiği açıktır. Özellikle orta ve yüksek yoğunluklu rüzgâr koşulu altında, tasarlanan kontrolcü sayesinde, güçlü karakteristiğe sahip bozucu etkilerine maruz kalan hava taşıtı kısa sürede hedeflenen rotaya oturabilmiştir. ITAE hata ölçütünden de hata miktarının kabul edilebilir kaldığı görülmektedir.

İleriki çalışmalar için rüzgâr modeli orta ve büyük ölçekli rüzgâr etkilerini de kapsayacak şekilde geliştirilecek, model öngörülmesi gibi daha farklı ve gelişmiş kontrol yöntemleri geliştirilecektir. Ardından tasarlanan kontrolcülerin gerçekleştirilmesi hedeflenmektedir.

### Kaynakça

- [1] Fahlstrom, Paul G., Thomas J. Gleason, and Mohammad H. Sadraey. Introduction to UAV systems. John Wiley & Sons, 2022.
- [2] S. A. Hassnain Mohsan, M. A. Khan, F. Noor, I. Ullah, and M. H. Alsharif, "Towards the Unmanned Aerial Vehicles (UAVs): A Comprehensive Review" MDPI, Jun. 15, 2022. doi: 10.3390/drones6060147
- [3] Yaacoub, Jean-Paul, et al. "Security analysis of drones systems: Attacks, limitations, and recommendations." Internet of Things 11 (2020): 100218. doi: 10.1016/j.iot.2020.100218
- [4] C. Caron, "After Drone Hits Plane in Canada, New Fears About Air Safety (Published 2017)," The New York Times, Oct. 17, 2017. Available: <https://www.nytimes.com/2017/10/17/world/canada/canada-drone-plane.html>
- [5] "Risk in the Sky?: University of Dayton, Ohio," Udayton.edu, Jan. 15, 2020. <https://udayton.edu/udri/news/18-09-13-risk-in-the-sky.php>
- [6] "Vulnerability assessment and federated intrusion detection of Air Taxi enabled smart cities", Vulnerability assessment and federated intrusion detection of Air Taxi enabled smart cities - ScienceDirect, Sep. 20, 2022. doi: 10.1016/j.seta.2022.102686

- [7] I. V. Kovalev, A. A. Voroshilova, and M. V. Karaseva, "Analysis of the current situation and development trend of the international cargo UAVs market", IOPscience, Dec. 01, 2019. doi: 10.1088/1742-6596/1399/5/055095
- [8] "UAV application for precision agriculture", Emerald Insight, Oct. 08, 2018. doi: 10.1108/AEAT-01-2018-0056
- [9] D. Liu, W. Bao, X. Zhu, B. Fei, T. Men and Z. Xiao, "Cooperative Path Optimization for Multiple UAVs Surveillance in Uncertain Environment," in IEEE Internet of Things Journal, vol. 9, no. 13, pp. 10676-10692, 1 July1, 2022, doi: 10.1109/JIOT.2021.3125784.
- [10] M. Liu, F. Zhang and S. Lang, "The Quadrotor Position Control Based on MPC with Adaptation," 2021 40th Chinese Control Conference (CCC), Shanghai, China, 2021, pp. 2639-2644, doi: 10.23919/CCC52363.2021.9549626.
- [11] P. Wang, Z. Man, Z. Cao, J. Zheng and Y. Zhao, "Dynamics modelling and linear control of quadcopter," 2016 International Conference on Advanced Mechatronic Systems (ICAMechS), Melbourne, VIC, Australia, 2016, pp. 498-503, doi: 10.1109/ICAMechS.2016.7813499.
- [12] Noordin, Aminurrashid, et al. "Modelling and PSO fine-tuned PID control of quadrotor UAV." Int. J. Adv. Sci. Eng. Inf. Technol. 7.4 (2017): 1367-1373. doi: 10.18517/ijaseit.7.4.3141
- [13] E. Okyere, A. Bousbaine, G. T. Poyi, A. K. Joseph, and J. M. Andrade, "LQR controller design for quad - rotor helicopters," The Journal of Engineering, vol. 2019, no. 17, pp. 4003-4007, Jun. 2019, doi: 10.1049/joe.2018.8126.
- [14] P. Saraf, M. Gupta and A. M. Parimi, "A Comparative Study Between a Classical and Optimal Controller for a Quadrotor," 2020 IEEE 17th India Council International Conference (INDICON), New Delhi, India, 2020, pp. 1-6, doi: 10.1109/INDICON49873.2020.9342485.
- [15] "Linear Quadratic Regulator for Trajectory Tracking of a Quadrotor," Linear Quadratic Regulator for Trajectory Tracking of a Quadrotor - ScienceDirect, Nov.25, 2019.
- [16] M. Okasha, J. Kravev, and M. Islam, "Design and Experimental Comparison of PID, LQR and MPC Stabilizing Controllers for Parrot Mambo Mini-Drone," MDPI, Jun. 01, 2022. doi: 10.3390/aerospace9060298
- [17] J. Verberne, "Development of Robust Control Laws for Disturbance Rejection in Rotorcraft UAVs," Scholarly Commons, May 07, 2019. <https://commons.erau.edu/edt/447>
- [18] MATLAB, Dryden Wind Model Documentation, <https://www.mathworks.com/help/aeroblks/drydenwindturbulencemodelcontinuous.html>