

Çoklu İHA Kullanımı ile Kabloya Asılı Yük Taşınımı Transportation of Cable Suspended Slung Load System Using Multiple UAVs

Süleyman Emre Can^{1,2,b}, M.Kemal Leblebicioğlu^{2,a}, Halit Ergezer³

¹MGEO Sektör Başkanlığı,
ASELSAN A.Ş., Ankara
secan@aselsan.com.tr

²Elektrik-Elektronik Mühendisliği Bölümü
Orta Doğu Teknik Üniversitesi, Ankara
^akleb@metu.edu.tr
^bcan.emre@metu.edu.tr

³Mekatronik Mühendisliği Bölümü
Çankaya Üniversitesi, Ankara
halitergezer@cankaya.edu.tr

1. Giriş

Özetçe

Bu çalışmada, kablolar ile asılı esnemeyen bir yükün ortaklaşa taşınımı için kontrolcü tasarımı tanıtılmıştır. Yük, birden çok insansız hava aracına (İHA) yükün kablo ile bağlanması ile taşınmakta olup, istenen üç boyutlu rota üzerinde hareket etmesi sağlanmaktadır. Sistemde yük lider olarak alınmaktadır. Hiyerarşik ve merkezci bir yapıda kontrol edilmektedir. Taşıma görevi, bir optimizasyon problemi olarak ele alınmıştır. Sistemi istenen rotada hareket ettirebilmek için bir otopilot algoritması tasarlanmış olup PD yapıları kullanılarak oluşturulmuştur. Pozisyon kontrolcüsünün çıktısı kontrol atama matrisi tarafından ele alınmaktadır ve uygun kuvvet dağılımını sistemin istenen davranışlarına uygun olacak şekilde türetmektedir. Kontrolcü performansları, takip edilmesi istenen bir rota üzerinde test edilmektedir.

Abstract

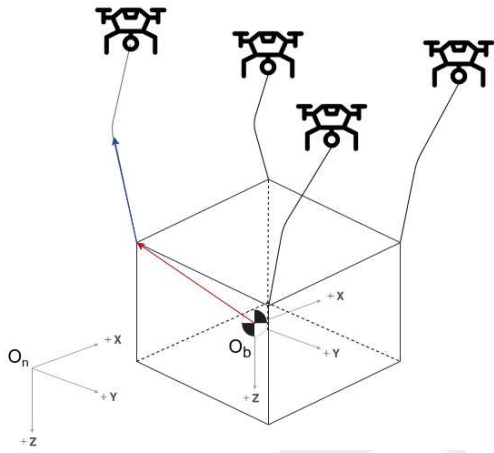
This paper presents the controller design for cooperative transportation of a cable-suspended rigid body load system. The load is manipulated by a team of unmanned air vehicles (UAVs) attached to the load via cables to track the desired three-dimensional trajectory of the load. The system is modeled by considering the load as the leader. System is controlled in a hierarchical and centralized manner. The load transportation is formulated as an optimization problem. An autopilot algorithm is designed using PD controllers to navigate the system, and according to the output of the position controller, control allocation matrix handles the proper force allocation for the desired behavior of the system. The performance of the controllers is tested on a desired trajectory to be tracked.

Günümüzde, insansız hava aracı (İHA) kullanımı pek çok amaç için hayatımıza entegre edilmiş durumdadır. Arama kurtarma görevleri, erişimi zor bölgelerde bulunan elektrik hatlarının kontrolü, kırsal ve ormanlık alanlarda erken yangın tespiti, faydalı yük teslimatı gibi görevler İHAların yaygın olarak kullanıldığı görevlere örnek olarak gösterilebilir. Kabloya bağlı yüklerin taşınması ise geleneksel olarak helikopter yardımı ile gerçekleştirilmekte ve kara yolu ile erişilmesi güç bölgelere hızlı bir şekilde teslim edilmesini sağlamaktadır. Bir tane hava aracının taşımakta güçlük yaşadığı yükler için birden fazla hava aracına kablo ile bağlanmış yüklerin ortaklaşa taşınması, [3] çalışmasında iki helikopter ile başarılı bir şekilde yapılmış ve [8],[1] çalışmaları ile ortak taşıma sisteminin kararlılığı ve kontrolü incelenmiştir. Ancak helikopter kullanımının operasyonel maliyeti ve kullanım alanlarının kısıtlı olması, daha uygun maliyet ve esnek çalışma aralığı sunabilen İHAların kullanımını ortak taşıma görevlerinde çekici kılmıştır. İHA sistemleri ile yük taşınması için kontrol sistemi geliştirilmesi [6], [10], [5] ve optimize rota oluşturulması [4] gibi farklı çalışmalarda incelenmiştir.

Bu çalışmada, dört adet İHA kullanılarak asılı olan bir yükün istenen rota üzerinde 6 serbestlik derecesinde kontrolü tanıtılmıştır. Yükün taşınmasında kullanılan kablolarındaki şekil değişimi modellenerek yüke etkiyen kuvvetlerin daha gerçekçi modellenmesi sağlanmıştır. Çalışma içerisinde öncelikle asılı yük sisteminin kinematik ve dinamik modelleri ile kablo davranışının modeli türetilmiştir. Sonrasında rota takibi için kullanılan otopilot algoritması verilmiş olup, kablo kuvvetleri kullanılarak yükün nasıl hareket ettirileceği anlatılmıştır. Son olarak örnek bir rota üzerinde kontrolcü performansı MATLAB simülasyonu kullanılarak sunulmuştur.

2. Asılı Yük Sistemi Matematiksel Modeli

Asılı yük sisteminin matematiksel modeli, yüke etki eden çekme kuvvetlerini inceleyerek doğrusal olmayan diferansiyel denklemler aracılığıyla Newton-Euler metodu kullanılarak türetilebilir. Değişkenler, X^Y simgelemi ile ifade edilmekte olup X değişkeninin Y referans koordinat çerçevesi (RKÇ) içerisinde ifade edilmiş halini belirtmektedir. Gövde referans çerçevesini (GRÇ) ifade etmek için b üst simgesi, eylemsiz referans çerçevesini (ERÇ) ifade etmek için i üst simgesi kullanılmaktadır. Üst simge kullanılmayan ifadeler ERÇ içerisinde ifade edilmektedir. Model hareketlerini tanımlamak için kullanılan durumlar,



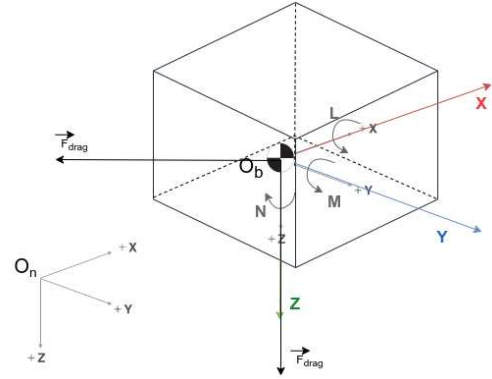
Şekil 1: Asılı yük sistemi.

Tablo 1'de verilmiştir. Asılı yüke etki eden hareket değişkenleri

Tablo 1: Asılı yük sistemi durumları

Durum	Tanım
x	Eylemsiz ref. çerçevesinde x-ekseni pozisyonu (m)
y	Eylemsiz ref. çerçevesinde y-ekseni pozisyonu (m)
z	Eylemsiz ref. çerçevesinde z-ekseni pozisyonu (m)
ϕ	Eylemsiz ref. çerçevesinde dönme açısı (rad)
θ	Eylemsiz ref. çerçevesinde yunuslama açısı (rad)
ψ	Eylemsiz ref. çerçevesinde yalpalama açısı (rad)
u^b	Gövde ref. çerçevesinde x-ekseni doğrusal hızı (m/s)
v^b	Gövde ref. çerçevesinde y-ekseni doğrusal hızı (m/s)
w^b	Gövde ref. çerçevesinde z-ekseni doğrusal hızı (m/s)
p^b	Gövde ref. çerçevesinde dönme hızı (rad/s)
q^b	Gövde ref. çerçevesinde yunuslama hızı (rad/s)
r^b	Gövde ref. çerçevesinde yalpalama hızı (rad/s)

ve RKÇleri şekil 2'de verilmiştir. Hareket denklemlerinin ifade edilebilmesi adına iki ayrı referans çerçevesi arasında göreceli açıların dönüşümü için sırasıyla x , y ve z eksenleri etrafında dönüşüm yapılması gerekmektedir. GRÇ'den ERÇ'ye dönüşümü ifade eden dönüşüm matrisi R_b^i , Denklem 1 de verildiği gibi



Şekil 2: Sisteme etki eden kuvvetler.

ifade edilmektedir.

$$R_b^i = \begin{bmatrix} c(\psi)c(\theta) & -s(\psi)c(\phi) + c(\psi)s(\theta)s(\phi) & s(\psi)s(\phi) + c(\psi)s(\theta)c(\phi) \\ s(\psi)c(\theta) & c(\psi)c(\phi) + s(\psi)s(\theta)s(\phi) & -c(\psi)s(\phi) + s(\psi)s(\theta)c(\phi) \\ -s(\theta) & c(\theta)s(\phi) & c(\theta)c(\phi) \end{bmatrix} \quad (1)$$

Trigonometrik ifadelerin kısaltması için: $\sin(\cdot) = s(\cdot)$, $\cos(\cdot) = c(\cdot)$ olarak ifade edilmiştir.

2.1. Hareket Denklemleri

2.1.1. Kinematik Model

Yük gövdesinin hızı ve gövde açısındaki değişimlerin ERÇ içerisinde matematiksel olarak ifadesi denklem 2 ve denklem 3'de verilmiştir.

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{bmatrix} = R_b^i \begin{bmatrix} u^b \\ v^b \\ w^b \end{bmatrix} \quad (2)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & s(\phi)\tan(\theta) & c(\phi)\tan(\theta) \\ 0 & c(\phi) & -s(\phi) \\ 0 & s(\phi)\sec(\theta) & c(\phi)\sec(\theta) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p^b \\ q^b \\ r^b \end{bmatrix} \quad (3)$$

2.1.2. Dinamik Model

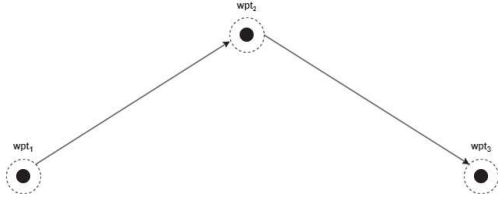
Yük gövdesine etki eden kuvvet ve açısal kuvvetlerin, yükün hareketine olan etkisini türetebilmek adına Newton-Euler metodu ile yükün dinamik modeli çıkarılmıştır. Yük gövdesine etki eden toplam kuvvet $F^b = [X \ Y \ Z]^T$ ve toplam açısal kuvvet $\tau^b = [L \ M \ N]^T$ şeklinde ifade edilmiş olup, dinamik hareket denklemleri aşağıdaki gibi yazılabilir[2].

$$F^i = \frac{d}{dt}(mv) \quad (4)$$

$$\tau^i = \frac{d}{dt}(J\omega) \quad (5)$$

Denklem 4 ve Denklem 5 ERÇ içerisinde ifade edilmektedir. GRÇ içerisinde içerisinde ifade edilmek istendiği zaman denklem 4 aşağıdaki gibi ifade edilmektedir [2].

$$F^b = \frac{d}{dt}(mv) + m\omega \times v \quad (6)$$



Şekil 5: Rota noktaları.

toplam kuvvet ve açıl kuvvet vektörüne aşamalı olarak geçilmektedir. Bu geçişlerin sağlanması için otopilot algoritmasında PD kontrolcü kullanılmaktadır. Otopilot algoritmasında yük gövdesinin ERÇ içerisinde pozisyon ve yönelim durumları, $X = [x \ y \ z \ \phi \ \theta \ \psi]^T$, kontrol edilmektedir. Otopilot algoritması içerisinde kullanılan kontrolcü 17'de verilmiştir.

$$W_{des} = \ddot{X}_{des} + K_P(X_{des} - X) + K_D(\dot{X}_{des} - \dot{X}) \quad (17)$$

Denklem 17 içerisinde, X_{des} ile istenen yük durum vektörü, K_P ve K_D ile kontrolcü katsayıları ifade edilmektedir.

3.2. Kablo Kuvvetlerinin Analizi ve Kontrol Etkililik Matrisi

Yüke bağlı olan her kablo, yüke bağlı oldukları konuma göre yük gövdesinin ağırlık merkezine etki eden kuvvet ve açıl kuvvet üretmektedir. Yüke c_i^b noktasından bağlı olan i numaralı kablo tarafından üretilen f_i çekme kuvvetinin, yük gövdesinin ağırlık merkezinde oluşturduğu kuvvet direkt olarak etki etmektedir. Çekme kuvvetlerinin oluşturduğu açıl kuvvet denklemi 18'de verilmiştir.

$$\tau_i = c_i^b \times f_i = \begin{bmatrix} 0 & -c_{i,z} & c_{i,y} \\ c_{i,z} & 0 & -c_{i,x} \\ -c_{i,y} & c_{i,x} & 0 \end{bmatrix} f_i \quad (18)$$

İşlem sadeliği adına ilerleyen aşamalarda, f_i ve τ_i vektörleri denklem 19 içerisinde verildiği gibi w_i vektörü içerisinde ifade edilmektedir.

$$w_i = \begin{bmatrix} f_i \\ \tau_i \end{bmatrix} \quad (19)$$

Denklem 18 ve 19'nin birleştirilmesi ile aşağıda verilen ifade elde edilmektedir.

$$w_i = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ 0 & -c_{i,z} & c_{i,y} \\ c_{i,z} & 0 & -c_{i,x} \\ -c_{i,y} & c_{i,x} & 0 \end{bmatrix} f_i \quad (20)$$

G_i

Yük gövdesine etki eden toplam kuvvet F^i ve açıl kuvvet τ^i , aşağıda ifade edildiği gibi geometri matrisleri G_i cinsinden bulunabilmektedir.

$$W = \underbrace{\begin{bmatrix} G_1 & G_2 & G_3 & G_4 \end{bmatrix}}_G \begin{bmatrix} f_{t,1} \\ f_{t,2} \\ f_{t,3} \\ f_{t,4} \end{bmatrix} \quad (21)$$

Denklem 21 içerisinde $W = [F^b \ \tau^b]^T$ ve kontrol etkililik matrisi G olarak tanımlanmaktadır. Bu sayede çekme kuvvetlerinin yük gövdesinde oluşturduğu toplam kuvvet ve açıl kuvvet elde edilebilmektedir.

3.3. Kontrol Atama Matrisi

Kontrol atama matrisi, P , otopilot tarafından iletilmekte olan toplam kuvvet ve açıl kuvvetleri çekme kuvvetlerine atamaktadır. 21 içerisinde tanımlı olan kontrol etkililik matrisi G tam dereceli matris olmadığı için, çekme kuvvetlerinin dağılımı tek çözüm olarak bulunamamaktadır. Çözüm olarak sözde ters matris kullanılarak, istenen toplam kuvvet ve açıl kuvvet çekme kuvvetlerine dağıtılabilmektedir. Elde edilen bu sonuç, minimum uzunluk çözümü olarak adlandırılmaktadır[9].

$$P = G^T(GG^T)^{-1} \quad (22)$$

Denklem 22 ile elde edilen P matrisi kullanılarak, gerekli olan kuvvet ve açıl kuvvet miktarını karşılayacak çekme kuvvetleri 23 ile bulunabilmektedir.

$$\begin{bmatrix} f_{t,1} \\ f_{t,2} \\ f_{t,3} \\ f_{t,4} \end{bmatrix} = PW \quad (23)$$

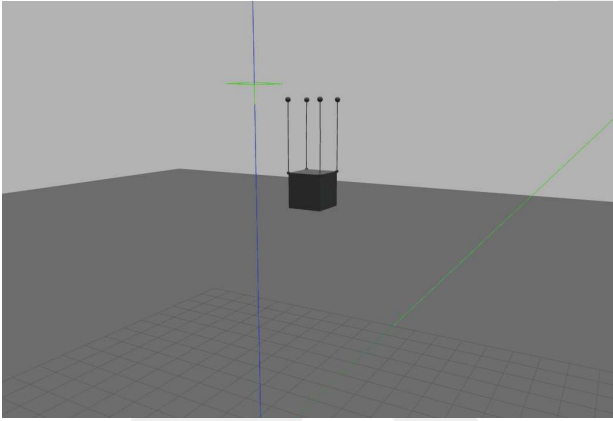
4. Simulasyon Sonuçları

Modellemesi yapılan asılı yük sistemi ve kontrol yöntemi, MATLAB içerisinde oluşturulan model ile Gazebo simulasyonu kullanılarak yol noktaları arasında kontrol edilmiştir. MATLAB üzerinden üretilen kontrol girdileri, Robot Operating System (ROS) mesajları aracılığı ile Şekil 6'da verilen Gazebo simulasyon ortamı ile paylaşılarak sistemin davranışı incelenmiştir. Simulasyon parametreleri olarak Tablo 2'de tanımlanmış olan değerler kullanılmıştır. Rüzgar etkisi, hareketin hızı göze alınarak yok sayılmıştır. Tablo 3 içerisinde verilen kontrolcü parametreleri MATLAB üzerinden üretilmiş olup, sistem davranışı doğrultusunda elle ayarlanmıştır.

Tablo 2 içerisinde verilen yol noktaları kullanılarak ve yükün yönelim açıları sabit tutularak oluşturulan rota üzerinde sistemin davranışı Şekil 7 içerisinde görülebilir. Şekil 7'de verilen rotanın takibi sırasında ulaşılmak istenen yol noktaları ile oluşan konumsal hatalar Şekil 8 içerisinde verilmiştir. Bir yol noktasına ulaşıldıktan sonra oluşan konum hatası, kontrol atama matrisinin çıktıları doğrultusunda İHA'lara verilen komutlar aracılığıyla giderilebilmiş ve rotanın takibi sağlanmıştır. Şekil 8'de görülebileceği gibi kontrolcü performansı, z eksenini üzerindeki hareketlerde daha yüksektir. Bu durum, z eksenini üzerindeki hareketlerin daha az kontrol girdisi gerektirmesinin etkisiyle oluşmuştur. Yol noktaları arasında geçiş yapıldığı sırada, sabit tutulması istenen, yük yöneliminde oluşan değişim Şekil 9 içerisinde gözlemlenebilir. Yol noktaları arasında konum hatası miktarlarının hızlı bir şekilde artması yönelimde 0.2 (rad) seviyelerinde bozulmaya neden olup, bu bozulma etkisi otopilot kontrolcüsü tarafından giderilmiştir. Sabit bir şekilde asılı duran yüke, 0.4 (rad) seviyesinde bozucu etken uygulandığı zaman yatış, yunuslama ve sapma açısı üzerinde düzeltme davranışı Şekil 10 içerisinde verilmiştir.

Tablo 2: Simulasyon Parametreleri

Parametre	Değer
m_l	1 (kg)
l_{cable}	2 (m)
m_{cable}	0.1 (kg)
Yük Boyutları	1 x 1 x 1 (m)
J_{xx}	0.17 ($kg.m^2$)
J_{yy}	0.17 ($kg.m^2$)
J_{zz}	0.17 ($kg.m^2$)
c_1^b	[0.5 0.5 -0.5] (m)
c_2^b	[-0.5 0.5 -0.5] (m)
c_3^b	[-0.5 -0.5 -0.5] (m)
c_4^b	[0.5 -0.5 -0.5] (m)
wpt_1	[0 0 5] (m)
wpt_2	[-5 0 5] (m)
wpt_3	[-5 -5 5] (m)
wpt_4	[-5 0 5] (m)
wpt_5	[-5 5 7] (m)
wpt_6	[-0 5 2] (m)



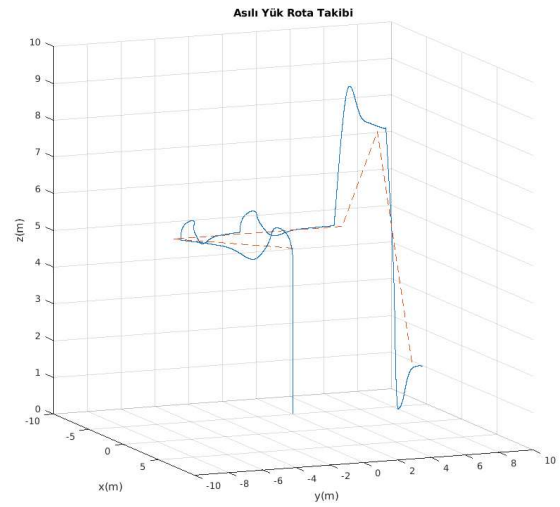
Şekil 6: Gazebo simulasyon ortamı.

5. Sonuçlar

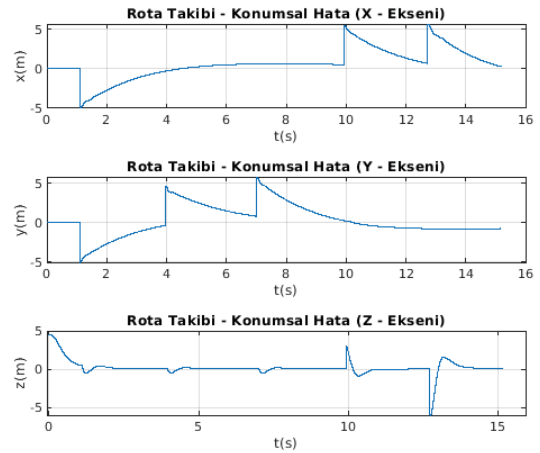
Bu çalışmada, asılı bir yükün matematiksel olarak modellenmesi ve kontrol yöntemi tanıtılmıştır. Yükün üç boyutlu ortamda 6 serbestlik derecesi ile kontrolü için 4 adet İHA ile bahsedilen model, kablo davranışı ve hava sürtünmesi dahil edilerek MATLAB ortamında modellenip, ROS ve Gazebo simülasyonu yardımıyla gözlemlenmiştir. Otopilot algoritması ile yükün izlemesini istediğimiz yol noktalarına ulaşması için gereken toplam kuvvet ve tork miktarları hesaplanmış, yüke bağlı olan çekme kablolarına kuvvet ve tork gereksinimlerini sağlayacak şekilde atanmıştır. Otopilot kontrolcüsünün parametre seçimleri ile kararlı bir sistem davranışı gözlemlenmiş olup, sistem hareket hızının artırılması adına parametre iyileştirmesine açıktır. İlerleyen çalışmalarda, otopilot algoritmasının çıktısının, optimize bir kontrolcü içerisinde kullanılması ile daha düşük güç tüketimi ve ortam kısıtlarına uygun bir davranışın gözlemlenmesi olasıdır. Bu çalışma sonucunda yükün daha hassas bir şekilde kontrol edilmesini sağlamak istiyoruz.

Tablo 3: Kontrolcü Parametreleri

Sistem Durumu	Kontrolcü Parametreleri
x	$K_P=1.19 K_D=0.27$
y	$K_P=1.19 K_D=0.27$
z	$K_P=2.3 K_D=0.52$
ϕ	$K_P=0.89 K_D=0.07$
θ	$K_P=0.89 K_D=0.07$
ψ	$K_P=0.89 K_D=0.07$



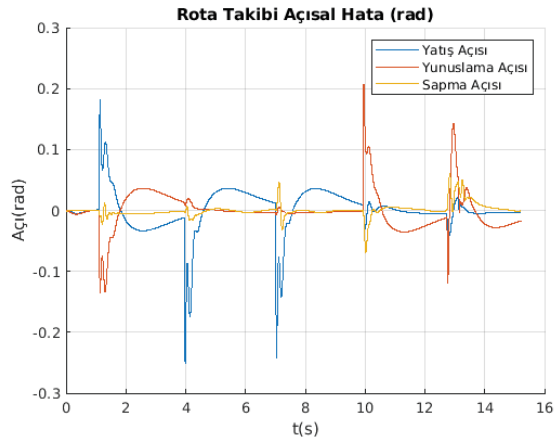
Şekil 7: Asılı yük rota takibi.



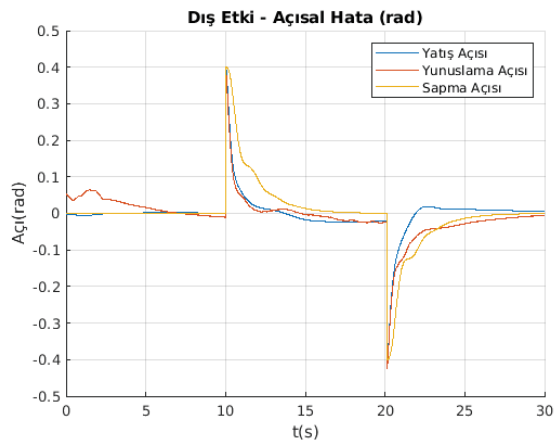
Şekil 8: Takip edilen yol noktalarına referansla konum hataları.

6. Kaynakça

- [1] M. Bernard and K. Kondak. Generic slung load transportation system using small size helicopters. In *2009 IEEE International Conference on Robotics and Automation*, pages 3258–3264. IEEE, 2009.
- [2] J. Boiffier. *The Dynamics of Flight, The Equations*. The Dynamics of Flight. Wiley, 1998.
- [3] L. S. Cicolani, G. Kanning, and R. Synnestvedt. Simulation of the dynamics of helicopter slung load systems. *Journal of the American Helicopter Society*, 40(4):44–61, 1995.
- [4] H. Ergezer. Multi-objective trajectory planning for slung-load quadrotor system. *IEEE Access*, 9:155003–155017, 2021.
- [5] J. Geng and J. W. Langelaan. Cooperative transport of a slung load using load-leading control. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 43(7):1313–1331, 2020.
- [6] X. Liang, Y. Fang, N. Sun, and H. Lin. Dynamics analysis and time-optimal motion planning for unmanned quadrotor transportation systems. *Mechatronics*, 50:16–29, 2018.
- [7] N. Lv, J. Liu, H. Xia, J. Ma, and X. Yang. A review of techniques for modeling flexible cables. *Computer-Aided Design*, 122:102826, 2020.
- [8] M. Mittal, J. Prasad, and D. P. Schrage. Comparison of stability and control characteristics of two twin-lift helicopter configurations. *Nonlinear Dynamics*, 3(3):199–223, 1992.
- [9] G. Özdoğan and K. Leblebicioğlu. Design, modeling, and control allocation of a heavy-lift aerial vehicle consisting of large fixed rotors and small tiltrotors. *IEEE/ASME Transactions on Mechatronics*, 2022.
- [10] K. Sreenath and V. Kumar. Dynamics, control and planning for cooperative manipulation of payloads suspended by cables from multiple quadrotor robots. *m*, 1(r2):r3, 2013.



Şekil 9: Rota takibi sırasında yönelimsel sapma hataları.



Şekil 10: Yönelimsel durumların bozucu etkenlere tepkisi.