

KUYRUK KANATÇIK KONTROLLÜ BİR İNSANSIZ HAVA ARACI İÇİN L₁ ADAPTİF KONTROL TASARIMI

Alican Demirli¹
Aselsan A.Ş.,
Ankara

İlker Murat Koç²
İstanbul Teknik Üniversitesi,
İstanbul

Burak Kürkcü³
Hacettepe Üniversitesi,
Ankara

ÖZET

Bu çalışmanın amacı, kuyruk kanatçık kontrollü sabit kanatlı jenerik bir insansız hava aracı için, model belirsizliklerinin, bozucuların ve gürültülerin üstesinden gelebileceği gürbüz kontrol yöntemlerinden biri olan L₁ adaptif kontrol tasarlamaktır. Bu kapsamda öncelikle altı serbestlik dereceli aracın hareket denklemleri çıkarılmıştır. İkinci olarak, insansız hava aracının yuvarlanma, yunuslama ve sapma kanalları tek giriş-tek çıkış sistem olarak ele alınmış ve bir çalışma noktası etrafındaki doğrusal modelleri elde edilmiştir. Daha sonra bu kanallar için kontrol yapıları oluşturulmuştur. Son olarak insansız hava aracı için tasarlanan kontrol yapısının performansı üç ayrı kanal için benzetim çalışmalarıyla ortaya konmuştur. Ele alınan sisteme harici parametre hataları eklenerek verilen açı komutunu takip etme özellikleri gözlemlenmiştir. Sisteme parametre hataları eklenmesi durumunda L₁ adaptif kontrol yapısının hızlı adaptasyon sergilediği görülmüştür.

GİRİŞ

İnsansız hava aracı (İHA), üzerinde insan barındırmayan, otonom, yarı-otonom veya uzaktan kumanda ile yönlendirilebilen uçan araçtır. İHA'lar sivil ve askeri hayattaki birçok kullanım şekillerinden dolayı bilimsel çalışmalarda yaygın olarak ele alınan sistemlerdendir [Valavanis ve Vachtsevanos, 2015]. 1900'lü yıllarda ilk deneme sürüşlerinin yapıldığı İHA'lar, birçok hava taşıtına göre ucuz olması ve insan kaybını aza indirmesiyle günümüz hayatında geniş kullanım alanlarına sahip olmuştur. İHA'lar insan müdahaleleri için zararlı sayılabilecek kimyasal sızıntıların gerçekleştiği yerlerde veya orman yangınlarında kullanılabilmeyle birlikte sınır güvenliği, arama kurtarma çalışmaları, uydu sistemleri, tarımsal faaliyetler, hava durumu tahminleri ve lojistik gibi birçok alanda da tercih edilirler.

Bir İHA'nın dinamikleri havada kaldığı süre zarfında sürekli değişiklik göstermektedir. İHA'ların görece küçük yapıda olması rüzgâr, algılayıcı gürültüsü vb. bozucular altında kontrol edilebilmelerini zora sokar ve sistem kararsız hale gelebilir. Ayrıca modellenmemiş sistem dinamikleri de İHA'yı kararsızlaştırabilir. Tüm bu sebeplerden ötürü İHA'yı havada kaldığı süre boyunca kararlı halde tutacak ve dayanıklılığı sağlayacak gürbüz bir kontrol yapısı tasarımı oldukça elzem hale gelir.

Zhong ve beraberindekiler, kuyruğu üzerine inebilen ve kalkış yapabilen tandem rotorlu bir İHA'ya L₁ adaptif kontrol yapısı uygulamış ve kontrol yüzeyi açıların satürasyona girdiği durumlarda dahi referans takibinde aşımaların önemli ölçüde azalığını görmüşlerdir [Zhong, Song, Li ve diğerleri, 2019]. Xi ve Zhao, kuyruksuz, uçan kanat bir hava taşıtı oto pilotunda L₁ adaptif kontrol tasarımı kullanmış ve zamanla değişen bilinmeyen belirsizliklere rağmen sistemin hızlı adaptasyon ve gürbüzlük sergilediğini ortaya koymuşlardır [Xi ve Zhao, 2017]. Bir diğer çalışmada Fan ve arkadaşları, ortak eksenli kanallı pervaneli yapıya sahip bir İHA kontrolünde belirsizlik tahminleri ve bastırılabilmeleri için L₁ adaptif kontrol yapısını kullanmış, zamanla değişen geniş ölçekli belirsizlikler ve harici bozucular mevcudiyetinde dahi sistem performansında iyileşmeler gözlemlenmişlerdir [Fan, Xiang, Najjaran ve diğerleri, 2018].

¹ Mühendis II., Mikroelektronik, Güdüm ve Elektro-Optik Sektör Başkanlığı, E-posta: ademirli@aselsan.com.tr

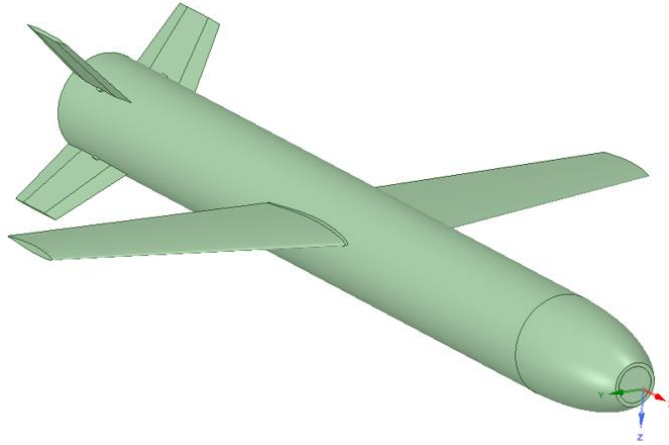
² Prof. Dr., Makina Müh. Böl., E-posta: ilker.koc@itu.edu.tr

³ Dr., Bilgisayar Müh. Böl., E-posta: bkurkc@cs.hacettepe.edu.tr

Literatürdeki bu ve benzeri güncel çalışmalardan yola çıkılarak, ele alınan kuyruk kanatçık kontrollü sabit kanatlı İHA için L_1 adaptif kontrol yapısı tasarlanmış ve sistemde belirsizlik, bozucu ve/veya gürültü olması durumunda performans iyileşmelerinin görülmesi hedeflenmiştir. İHA'nın 3 ayrı kanalı için belirsizlik de içeren senaryolar hazırlanarak referans takip başarımları benzetim çalışmalarıyla ortaya konmuştur.

İNSANSIZ HAVA ARACI MODELİ

Çalışma kapsamında ele alınan sistem altı serbestlik dereceli bir İHA modelidir. Sistem kuyruk kanatçık kontrollü ve sabit kanatlı bir yapıya sahiptir (Şekil 1). Çalışılan sistemde itki kuvveti bulunmamaktadır ve araç hareketini platformdan atıldığı andaki enerjisi ile devam ettirmektedir.

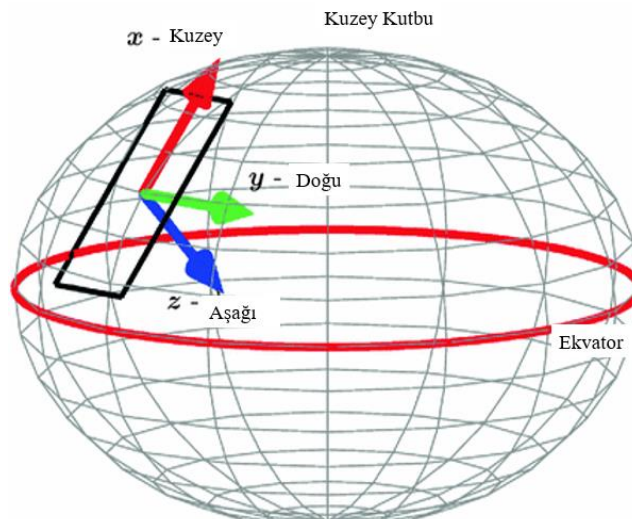


Şekil 1: İnsansız Hava Aracı Modeli

Koordinat Sistemleri

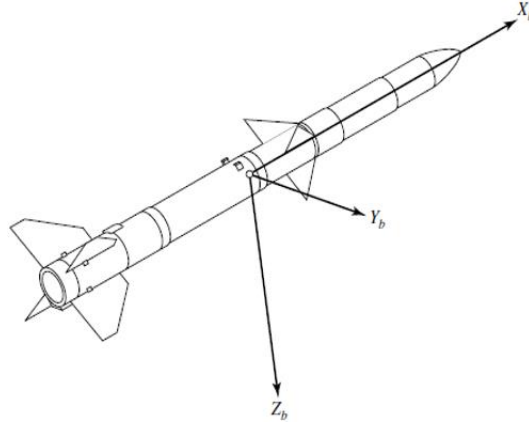
Hava aracının hareket denklemlerinin çıkarılması aşamasında düzgün tanımlanmış birkaç koordinat eksen takımına ihtiyaç duyulmaktadır. Bu çalışmada kullanılan koordinat sistemleri Kuzey-Doğu-Aşağı (ing. North-East-Down, NED) ataletsel koordinat sistemi, insansız hava aracı koordinat sistemi ve rüzgâr koordinat sistemidir.

Kuzey-Doğu-Aşağı koordinat sistemi: Bu koordinat sistemi Dünya yüzeyine yerleşik olarak kabul edilmiştir. Koordinat sisteminin x eksenini Kuzey kutbunu, y eksenini Doğu yönünü ve z eksenini de sağ el kuralını tamamlayacak biçimde aşağı yönü gösterir (Şekil 2). İnsansız hava aracının uçuş süresinin ve mesafesinin kısa olması göz önünde bulundurularak Dünya yüzeyi düz kabul edilebilir. Bu varsayım ile koordinat eksen takımı Newton hareket yasalarının uygulanabileceği sabit bir ataletsel koordinat sistemi olarak ele alınabilir. Ele alınan sistemin pozisyonu ve Euler açıları bu koordinat sistemi referans alınarak ifade edilir.



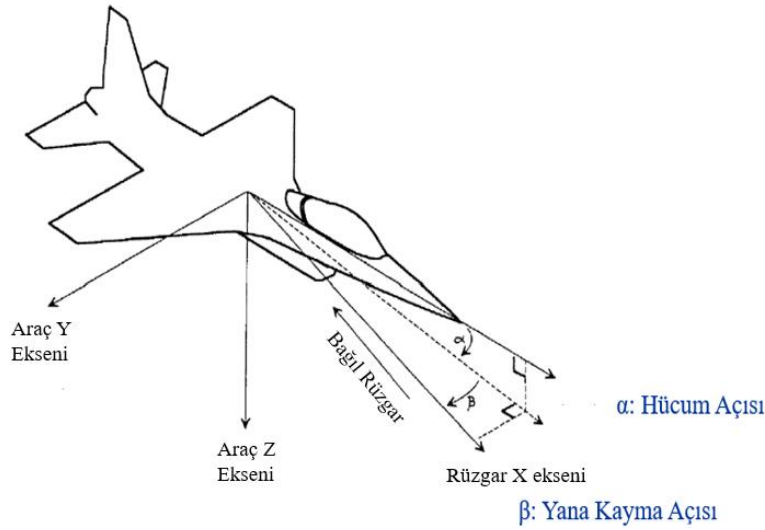
Şekil 2: Kuzey-Doğu-Aşağı Koordinat Sistemi

İnsansız hava aracı koordinat sistemi: Bu koordinat sistemi hava aracı ile birlikte hareket eder ve orijini ele alınan sistemin kütle merkezindedir. Koordinat sisteminin x eksenini insansız hava aracının burun yönünü, y eksenini sağ kanat yönünü ve z eksenine de sağ el kuralını tamamlayacak biçimde aşağı yönü gösterir (Şekil 3) [Siouris,2004].



Şekil 3: İnsansız Hava Aracı Koordinat Sistemi

Rüzgâr koordinat sistemi: Aerodinamik kuvvetler ve momentler, havanın İHA etrafındaki hareketi ile meydana gelirler. Rüzgâr eksen takımının orijin noktası da İHA eksen takımında olduğu gibi sistem kütle merkezindedir. Rüzgâr koordinat sisteminin x eksenini, İHA'nın havaya göre hareketi ile çakışıktır (Şekil 4) [McLean,1990].



Şekil 4: Rüzgâr Koordinat Sistemi

İHA koordinat sisteminde tanımlanmış çizgisel hızları sırasıyla u , v ve w durum değişkenleri ile ifade ederek, hücum açısı (ing. angle of attack, α) ve yana kayma açısı (ing. side-slip angle, β) tanımları araç hız vektörü V dikkate alınarak eşitlik (1) ve eşitlik (2)'deki gibi gösterilebilir.

$$\tan(\alpha) = \frac{w}{u} \quad (1)$$

$$\sin(\beta) = \frac{v}{V} \quad (2)$$

Durum Değişkenleri

İHA denklemlerinin çıkarılması öncesinde ele alınan durum değişkenlerinin tanımlanması önemlidir. Aracın, İHA koordinat sisteminde tanımlanmış çizgisel hızları sırasıyla u , v ve w , açısal hızları da p , q , r durum değişkenleri olarak tanımlanmıştır. Aracın Kuzey-Doğu-Aşağı koordinat sistemine göre oryantasyonunu gösteren Euler açıları sırasıyla φ (yuvarlanma açısı), θ (yunuslama

açısı) ve ψ (sapma açısı) durum değişkenleri olarak seçilmiştir. Son olarak aracın Kuzey-Doğu-Aşağı ataletsel koordinat sistemindeki konum bileşenleri x, y, z durum değişkenleri olarak tanımlanmıştır.

Koordinat Eksen Dönüşümleri

İHA koordinat sisteminde tanımlanmış bir vektörü, Kuzey-Doğu-Aşağı ataletsel koordinat sisteminde ifade etmek için ilgili vektörü (3) numaralı denklemdeki rotasyon matrisi ile çarpmak gereklidir. Benzer yöntemle Kuzey-Doğu-Aşağı ataletsel koordinat sisteminde tanımlanmış bir vektörü, araç koordinat sisteminde göstermek için yine bu denklemde verilen rotasyon matrisinin devriği ile çarpmak gerekir.

$$R_B^n = \begin{bmatrix} \cos\theta \cos\psi & -\cos\varphi \sin\psi + \sin\varphi \sin\theta \cos\psi & \sin\varphi \sin\psi + \cos\varphi \sin\theta \cos\psi \\ \cos\theta \sin\psi & \cos\varphi \cos\psi + \sin\varphi \sin\theta \sin\psi & -\sin\varphi \cos\psi + \cos\varphi \sin\theta \sin\psi \\ -\sin\theta & \sin\varphi \cos\theta & \cos\varphi \cos\theta \end{bmatrix} \quad (3)$$

Araç çizgisel hareketinin ataletsel koordinat sistemi ve araç koordinat sistemi arasındaki ilişkisi eşitlik (3)'teki ile rotasyon matrisi yardımıyla (4) numaralı denklemdeki gibi gösterilebilir.

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\theta \cos\psi & -\cos\varphi \sin\psi + \sin\varphi \sin\theta \cos\psi & \sin\varphi \sin\psi + \cos\varphi \sin\theta \cos\psi \\ \cos\theta \sin\psi & \cos\varphi \cos\psi + \sin\varphi \sin\theta \sin\psi & -\sin\varphi \cos\psi + \cos\varphi \sin\theta \sin\psi \\ -\sin\theta & \sin\varphi \cos\theta & \cos\varphi \cos\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \quad (4)$$

Araç açısal hareketinin ataletsel koordinat sistemi ve araç koordinat sistemi arasındaki ilişki (5) numaralı denklem ile verilebilir.

$$\begin{bmatrix} \dot{\varphi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin\varphi \tan\theta & \cos\varphi \tan\theta \\ 0 & \cos\varphi & -\sin\varphi \\ 0 & \sin\varphi/\cos\theta & \cos\varphi/\cos\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (5)$$

Hareket Denklemleri

Benzetim çalışmalarında elde edilecek neticeler ve tasarlanacak kontrol sisteminin doğruluğu göz önünde bulundurulduğunda sistem modellemesinin düzgün yapılması oldukça elzemdir. Bu nedenlerden ötürü ele alınan sistemin modellenmesi aşamasında altı serbestlik dereceli hareket denklemleri kullanılmıştır. Hareket denklemleri çıkarılırken ele alınan sistem rijit cisim kabul edilmiş ve Newton-Euler hareket yasalarından faydalanılmıştır. F_{X_B} , F_{Y_B} ve F_{Z_B} araç üzerine etkiyen kuvvetin, araç koordinat sistemindeki bileşenleri ve M_{X_B} , M_{Y_B} ve M_{Z_B} de araç üzerine etkiyen momentin, araç koordinat sistemindeki bileşenleri olmak üzere çizgisel ve açısal hareket denklemleri (6) ve (7) numaralı eşitlikler ile verilebilir.

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} rv - qw + (F_{X_B})/m \\ pw - ru + (F_{Y_B})/m \\ qu - pv + (F_{Z_B})/m \end{bmatrix} \quad (6)$$

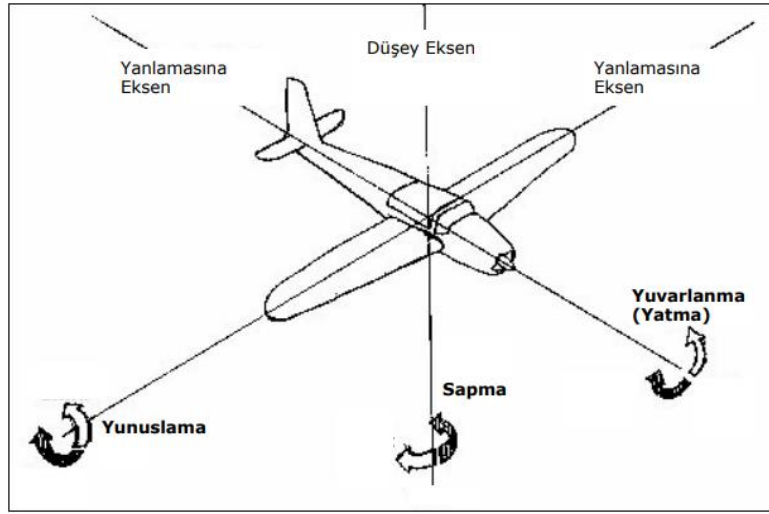
$$\begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (M_{X_B} + qr(J_{yy} - J_{zz}))/J_{xx} \\ (M_{Y_B} - pr(J_{xx} - J_{zz}))/J_{yy} \\ (M_{Z_B} + pq(J_{xx} - J_{yy}))/J_{zz} \end{bmatrix} \quad (7)$$

Açısal hareket denklemleri elde edilirken (8) numaralı eşitlikte verilen eylemsizlik matrisinin ana köşegen üzerindeki elemanları dışında kalan eylemsizlikler sıfır olarak kabul edilmiştir ($J_{xy} = J_{xz} = J_{yz} \cong 0$).

$$[J] = \begin{bmatrix} J_{xx} & -J_{xy} & -J_{xz} \\ -J_{yx} & J_{yy} & -J_{yz} \\ -J_{zx} & -J_{zy} & J_{zz} \end{bmatrix} \quad (8)$$

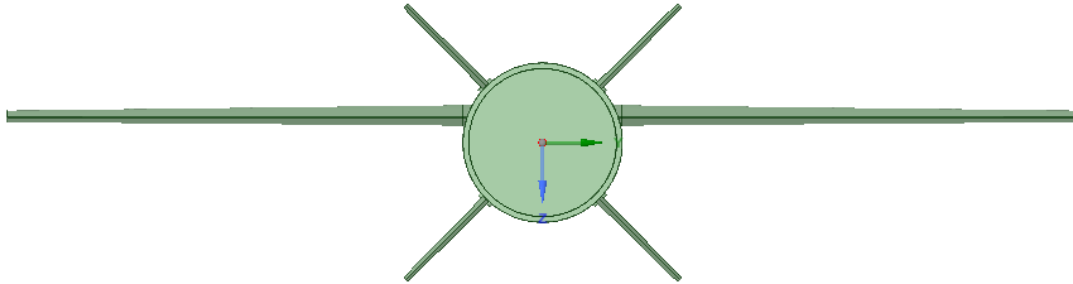
Kontrol Eyleyici Sistemi

Kontrol eyleyici sistemi havada süzülen İHA'yı yönlendirmek için kullanılır. İHA'nın dönme hareketleri genellikle yatırğaç (ing. aileron), irtifa dümeni (ing. elevator) ve dümen (ing. rudder) kontrol yüzeyleri ile sağlanır. Şekil 5 üzerinde hava aracının pozitif dönme yönleri beyaz oklar ile gösterilmiştir [Uyar, 2018].



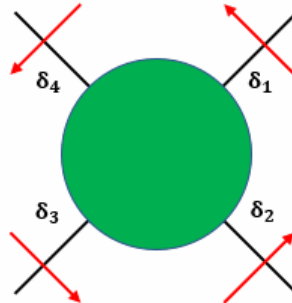
Şekil 5: Hava Aracının Dönme Hareketleri

Ele alınan sistemde kontrol yüzeyleri kuyruk kısmında bulunan ve birbirinden bağımsız çalışan 4 adet kanatçığın (Şekil 6) çeşitli hareketleri ile sağlanmıştır. Göz önüne alınan referans geometride kanatçıklar araç eksen takımına göre "x" şeklinde konumlandırılmıştır.



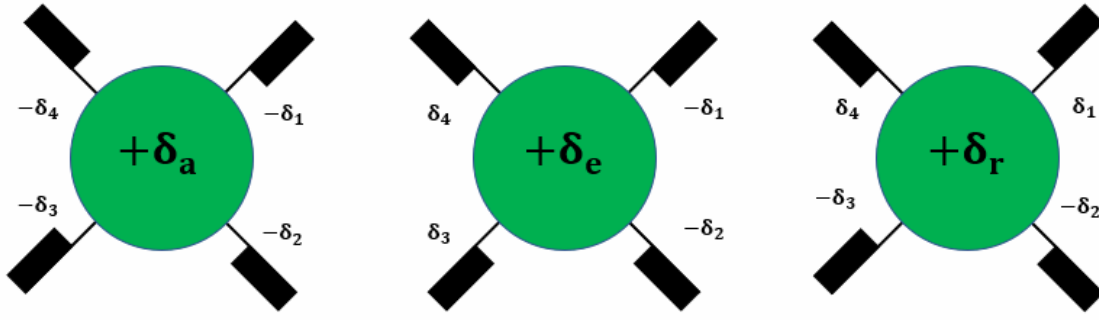
Şekil 6: İnsansız Hava Aracı Kuyruk Kanatçıkları

"x" konfigürasyon durumunda kanatçıkların numaraları ve hücum kenarlarının (ing. leading edge) pozitif işaretli dönme yönleri Şekil 7'de gösterilmiştir.



Şekil 7: Arkadan Bakış "x" Konfigürasyon Kanatçık Hücum Kenarı Pozitif Dönme Yönleri

Bu tür bir yerleşim neticesinde farklı kanatçık dönme açıları ve yaratacağı pozitif kontrol yüzeyi etkileri ise Şekil 8'de gösterilmiştir. Arkadan bakışta ve araç ağırlık merkezinin kanatçıkların önünde kaldığı durumda, pozitif irtifa dümeni burnu yukarı, pozitif dümen burnu sağa ve pozitif yatırğaç ise sağ kanadı aşağı döndürecek (araç eksen takımına göre pozitif işaretli) momentlerin oluşmasına neden olmaktadır.



Şekil 8: Arkadan Bakış "x" Konfigürasyon Kanatçık Sapma Açıları ve Etkileri

Kanatçık dönme açılarından kontrol yüzeyi açılarna geçiş ifadeleri denklem (9)'da verilmiştir.

$$\begin{bmatrix} \delta_a \\ \delta_e \\ \delta_r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0.25 & -0.25 & -0.25 & -0.25 \\ -0.25 & -0.25 & +0.25 & +0.25 \\ +0.25 & -0.25 & -0.25 & +0.25 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_1 \\ \delta_2 \\ \delta_3 \\ \delta_4 \end{bmatrix} \quad (9)$$

Kontrol yüzeyi dönme açılarından, kanatçık dönme açılarna geçişi gösterecek olan tersleme matrisi Moore-Penrose tersi ile bulunabilir. Denklem (10)'da verilen A matrisi bağımsız doğrusal satırlara sahip olduğundan A⁺ sözde ters matrisi (ing. pseudoinverse matrix), denklem (11)'deki gibi hesaplanabilir.

$$A = \begin{bmatrix} -0.25 & -0.25 & -0.25 & -0.25 \\ -0.25 & -0.25 & +0.25 & +0.25 \\ +0.25 & -0.25 & -0.25 & +0.25 \end{bmatrix} \quad (10)$$

$$A^+ = A^T(AA^T)^{-1} \quad (11)$$

$$A^+ = \begin{bmatrix} -1 & -1 & +1 \\ -1 & -1 & -1 \\ -1 & +1 & -1 \\ -1 & +1 & +1 \end{bmatrix} \quad (12)$$

A⁺ sözde ters matrisinin denklem (12)'de verilen şekilde bulunmasının ardından kontrol yüzeyi dönme açılarından, kanatçık dönme açılarna geçiş ifadeleri denklem (13)'teki hali alır.

$$\begin{bmatrix} \delta_1 \\ \delta_2 \\ \delta_3 \\ \delta_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -1 & -1 & +1 \\ -1 & -1 & -1 \\ -1 & +1 & -1 \\ -1 & +1 & +1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_a \\ \delta_e \\ \delta_r \end{bmatrix} \quad (13)$$

Aerodinamik Model

İHA'ya etkiyen aerodinamik kuvvetler ve momentler dinamik basınç Q_d , referans yüzey alanı S_{ref} , ve/veya referans uzunluk d_{ref} ve birimsiz aerodinamik katsayıların C çarpımı ile ifade edilebilir. (14) numaralı denklemdeki X , Y , Z ifadeleri aerodinamik kuvvet bileşenlerini; L , M , N ifadeleri de aerodinamik moment bileşenlerini temsil etmektedir.

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \\ L \\ M \\ N \end{bmatrix} = Q_d S_{ref} \begin{bmatrix} C_X \\ C_Y \\ C_Z \\ d_{ref} C_L \\ d_{ref} C_M \\ d_{ref} C_N \end{bmatrix} \quad (14)$$

(14) numaralı denklemde bulunan birimsiz aerodinamik katsayılar bazı değişkenlerin fonksiyonları olarak ifade edilebilirler. Ma , Mach sayısını göstermek üzere (15) numaralı denklemde aerodinamik katsayıların baskın olarak hangi değişkenlere bağlı oldukları görülebilir [Stengel, 2004].

$$\begin{bmatrix} C_X \\ C_Y \\ C_Z \\ C_L \\ C_M \\ C_N \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_X(Ma, \alpha, \beta, \delta_e) \\ C_Y(Ma, \beta, r, \delta_r) \\ C_Z(Ma, \alpha, q, \delta_e) \\ C_L(Ma, \beta, p, r, \delta_a, \delta_r) \\ C_M(Ma, \alpha, q, \delta_e) \\ C_N(Ma, \beta, p, r, \delta_a, \delta_r) \end{bmatrix} \quad (15)$$

Doğrusal Modeller

Kontrol tasarımı öncesinde üzerinde çalışılan doğrusal olmayan sistem Tablo 1’de verilen çalışma noktası etrafında Matlab linmod fonksiyonu kullanılarak doğrusallaştırılmıştır.

Tablo 1: Doğrusallaştırmanın Yapıldığı Çalışma Noktası Değerleri

Parametre	Değer	Birim
Sürat	0.95	Ma
İrtifa	12000	m
φ_0	0	derece
θ_0	-4	derece
ψ_0	0	derece
α_0	0	derece
p_0	0	derece/s
q_0	0	derece/s
r_0	0	derece/s
δ_{a0}	0	derece
δ_{e0}	0	derece
δ_{r0}	0	derece

Doğrusallaştırma aşamasında kullanılan giriş vektörü, durum vektörü ve çıkış vektörü sırasıyla denklem (16), denklem (17) ve denklem (18)’de verilmiştir.

$$u = [\delta_a \delta_e \delta_r]^T \quad (16)$$

$$x = [u \ v \ w \ p \ q \ r \ \varphi \ \theta \ \psi]^T \quad (17)$$

$$y = [u \ v \ w \ p \ q \ r \ \varphi \ \theta \ \psi]^T \quad (18)$$

Yuvarlanma kanalı: Yuvarlanma kanalı giriş değişkeni δ_a kontrol yüzeyi; durum değişkenleri p açısal hızı ve φ açısı ve çıkış değişkeni de φ açısı olarak seçilmiştir. Yuvarlanma kanalına ait durum-uzay gösterimi denklem (19)’da verilmiştir.

$$\begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{\varphi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0.6704 & 0 \\ 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ \varphi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 719.062 \\ 0 \end{bmatrix} \delta_a$$

$$y = [0 \ 1] \begin{bmatrix} p \\ \varphi \end{bmatrix} + [0] \delta_a \quad (19)$$

Yunuslama kanalı: Yunuslama kanalı giriş değişkeni δ_e kontrol yüzeyi; durum değişkenleri w çizgisel hızı, q açısal hızı ve θ açısı ve çıkış değişkeni de θ açısı olarak seçilmiştir. Yunuslama kanalına ait durum-uzay gösterimi denklem (20)’de verilmiştir.

$$\begin{bmatrix} \dot{w} \\ \dot{q} \\ \dot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0.0638 & 280.2312 & 0.6843 \\ -0.1818 & -0.3842 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} w \\ q \\ \theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 14.777 \\ 84.1579 \\ 0 \end{bmatrix} \delta_e$$

$$y = [0 \ 0 \ 1] \begin{bmatrix} w \\ q \\ \theta \end{bmatrix} + [0] \delta_e \quad (20)$$

Sapma kanalı: Sapma kanalı giriş değişkeni δ_r kontrol yüzeyi; durum değişkenleri v çizgisel hızı, r açılmal hızı ve ψ açısı ve çıkış değişkeni de ψ açısı olarak seçilmiştir. Sapma kanalına ait durum-uzay gösterimi denklem (21)'de verilmiştir.

$$\begin{bmatrix} \dot{v} \\ \dot{r} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0.0934 & -280.2493 & 0 \\ 0.2253 & -0.3870 & 0 \\ 0 & 1.0024 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v \\ r \\ \psi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -14.8823 \\ 86.1608 \\ 0 \end{bmatrix} \delta_r \quad (21)$$

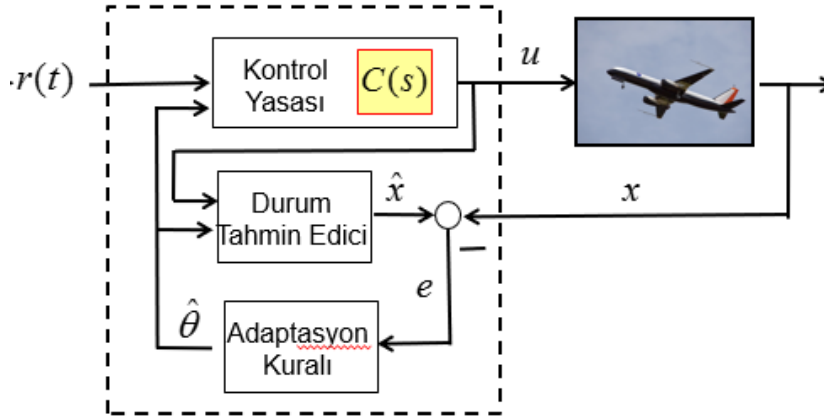
$$y = [0 \quad 0 \quad 1] \begin{bmatrix} v \\ r \\ \psi \end{bmatrix} + [0] \delta_r$$

KONTROL TASARIMI

Bu çalışmada kullanılan L_1 adaptif kontrol yöntemi, model referans adaptif kontrol yönteminden türetilmiş gürbüz (ing. robust) bir kontrol yöntemidir. Bu kontrol yöntemiyle denklem (22)'deki gibi doğrusal bir sistem modelinden yola çıkılarak genel yapısı denklem (23)'te verilen bilinmeyen bir sistemi kontrol etmek amaçlanır.

$$\dot{x}(t) = A_{id}x(t) + B_{id}u(t) \quad (22)$$

$$\dot{x}(t) = f_x(t, x(t)) + f_u(t, x(t), u(t)) \quad (23)$$



Şekil 9: L_1 Adaptif Kontrol Yapısı

L_1 adaptif kontrol bloğu hızlı kestirim ve kontrol yasası yapılarından oluşur (Şekil 9). Hızlı kestirim yapısında sistem durum tahminleri \hat{x} ve sistem belirsizliklerinin tahminleri $\hat{\theta}$ üretilir. Gerçek sistem durumları x ve tahminleri \hat{x} arasındaki hata e , adaptasyon sürecini yönetir. Adaptasyon kuralı, sistem belirsizliklerinin tahminlerini hızlı bir şekilde günceller. Kontrol yasası, belirsizlik tahminleri doğrultusunda kontrol işaretini $C(s)$ alçak geçiren filtre çıkışı olarak oluşturur. Model referans adaptif kontrol yapısında, hızlı adaptasyon sürecinde oluşan yüksek kazançlı geribesleme işareti, sistemin kontrol işaretinde hızlı salınımlara neden olabilir ve sistemin gürbüzlüğü azaltabilir. L_1 adaptif kontrol yasasında bulunan alçak geçiren filtre ile bu olumsuzlukların önüne geçilmesi amaçlanır [Holhjem, 2012]. Denklem (24) ile gösterilen sistemde (A_m, B) çifti kontrol edilebilir olmak şartıyla A_m istenilen kapalı çevrim dinamiğini veren Hurwitz matrisini; w bilinmeyen sabiti; $\theta(t)$ zamanla değişen bilinmeyen parametreleri ve $\sigma(t)$ de model bozucularını temsil eder. Kontrol yapısının amacı denklem (24)'deki $y(t)$ çıkış işaretinin verilen bir sınırlı giriş işareti $r(t)$ 'yi takip etmesidir. k_g sabiti denklem (25)'teki gibi olmak üzere istenen referans takibi denklem (26)'da verilen ideal kontrol işaretiyle sağlanır.

$$\begin{aligned} \dot{x}(t) &= A_m x(t) + B(wu(t) + \theta^T(t)x(t) + \sigma(t)) \\ y(t) &= C^T(t)x(t) \end{aligned} \quad (24)$$

$$k_g = \frac{-1}{C^T A_m^{-1} B} \quad (25)$$

$$u_{id}(t) = \frac{1}{w} \left(-\theta^T(t)x(t) - \sigma(t) + k_g r(t) \right) \quad (26)$$

İdeal kontrol işareti ile çıkış işareti, giriş işaretini sürekli hal hatası olmaksızın takip eder, sistemdeki belirsizlikler ortadan kalkar ve denklem (27)'de verilen ideal sistem ortaya çıkar.

$$\begin{aligned} \dot{x}(t) &= A_m x(t) + B k_g r(t) \\ y(t) &= C^T(t)x(t) \end{aligned} \quad (27)$$

Ancak ideal kontrol işareti $\sigma(t)$, w ve $\theta(t)$ gibi bilinmeyen parametreleri içerdiğinden bu kontrol işaretini uygulamak mümkün değildir. Bu nedenle istenen kontrol işaretini elde etmek için adaptasyon kuralı gerekir. Denklem (28)'de durum tahmin edicisinin yapısı gösterilmiştir.

$$\begin{aligned} \hat{x}(t) &= A_m \hat{x}(t) + B \left(\hat{w}u(t) + \hat{\theta}^T(t)\hat{x}(t) + \hat{\sigma}(t) \right) \\ \hat{y}(t) &= C^T(t)\hat{x}(t) \end{aligned} \quad (28)$$

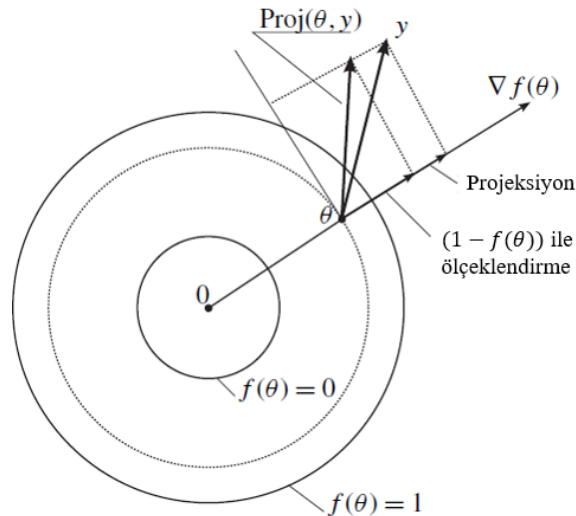
Durum tahmin edicisi yapısı denklem (24) ile gösterilen sistem yapısına benzer. Bu denklemde durum değişkenleri yerine tahmin edilen durum değişkenleri ve bilinmeyen parametreler yerine de denklem (29) ile üretilen parametre tahminleri kullanılır. Parametre tahminlerinde görülen \tilde{x} vektörü tahmin edilen durumlar ve gerçekleşen durumlar arasındaki farkı ifade eder. Denklem (29)'da bulunan Γ , adaptasyon kazancıdır. Aynı denklemde bulunan simetrik pozitif tanımlı P matrisi, Q matrisi de simetrik pozitif tanımlı olmak üzere denklem (30)'da verilen Lyapunov eşitliğini sağlar.

$$\begin{aligned} \hat{w}(t) &= \Gamma \text{Proj}(\hat{w}(t), -\tilde{x}^T(t)PBu_{ad}(t)) \\ \hat{\theta}(t) &= \Gamma \text{Proj}(\hat{\theta}(t), -\tilde{x}^T(t)PBx(t)) \\ \hat{\sigma}(t) &= \Gamma \text{Proj}(\hat{\sigma}(t), -\tilde{x}^T(t)PB) \end{aligned} \quad (29)$$

$$A_m^T P + P A_m = -Q \quad (30)$$

Parametre tahminlerinde kullanılan Proj ifadesi, $f: \mathbb{R}^n \rightarrow \mathbb{R}$ düzgün dışbükey fonksiyon olmak üzere, tanımı denklem (31)'de verilen projeksiyon işlemi gerçekleştirir ve tahmin edilen parametrelerin denklem (32)'deki düzgün dışbükey bölge içerisinde kalmasını sağlar (Şekil 10) [Hovakimyan ve Cao, 2010].

$$\text{Proj}(\theta, y) \triangleq \begin{cases} y, & \text{if } f(\theta) < 0 \\ y, & \text{if } f(\theta) \geq 0 \text{ and } \nabla f^T y \leq 0 \\ y - \frac{\nabla f}{\|\nabla f\|} \left\langle \frac{\nabla f}{\|\nabla f\|}, y \right\rangle f(\theta), & \text{if } f(\theta) \geq 0 \text{ and } \nabla f^T y > 0. \end{cases} \quad (31)$$



Şekil 10: Adaptasyonda Kullanılan Projeksiyon İşlemi

$$f(\theta) \triangleq \frac{\theta^T \theta - \theta_{maks}^2}{\epsilon_0 \theta_{maks}^2} \quad (32)$$

$$\Omega_c \triangleq \{ \theta \in \mathbb{R}^n \mid f(\theta) \leq c \}, \quad 0 \leq c \leq 1 \quad (33)$$

$f(\theta)$ fonksiyonundaki θ_{maks} , bilinmeyen parametreler vektörü θ 'nın büyüklük sınırını ve $\epsilon_0 > 0$ da projeksiyon tolerans sınırını ifade eder. Çalışma esnasında durum geribesleme kazancı K 'nın hesabında doğrusal karesel düzenleyici (ing. Linear Quadratic Regulator, LQR) kullanılmıştır. Bu yöntemle denklem (34)'teki $u = -Kx$ kontrol işaretinin, denklem (35)'te verilen amaç fonksiyonunu en küçükleyen K optimal kazancı bulunabilir.

$$\dot{x} = Ax + Bu \quad (34)$$

$$J(u) = \int_0^{\infty} (x^T Q x + u^T R u) dt \quad (35)$$

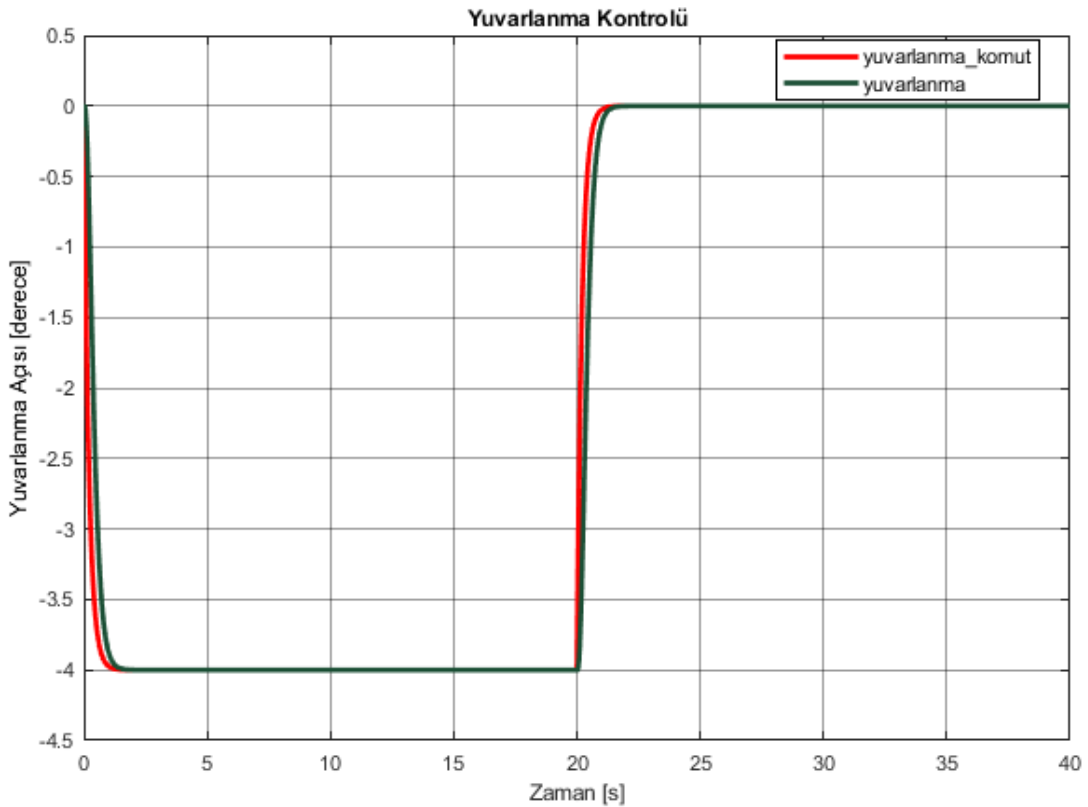
Kontrol tasarımı aşamasındaki bazı adımlara uzun işlemler barındırdığından bu yazıda değinilmemiş olup detaylara [Hovakimyan ve Cao, 2010] kaynağından ulaşılabilir.

UYGULAMALAR VE DEĞERLENDİRME

Yuvarlanma Kontrolü

Yuvarlanma açısı kontrolünde kullanılan Q ve R matrisleri denklem (36)'daki gibi seçilmiştir. Bu kanalda kontrol edilecek değişken yuvarlanma açısı φ olduğundan o durum değişkenine ait ağırlıklandırma katsayısı yüksek tutulmuştur. Sistemde bozucu ve belirsizlik olmadığı durumda gerçekleşen yuvarlanma açısı takibi Şekil 11'de gösterilmiştir.

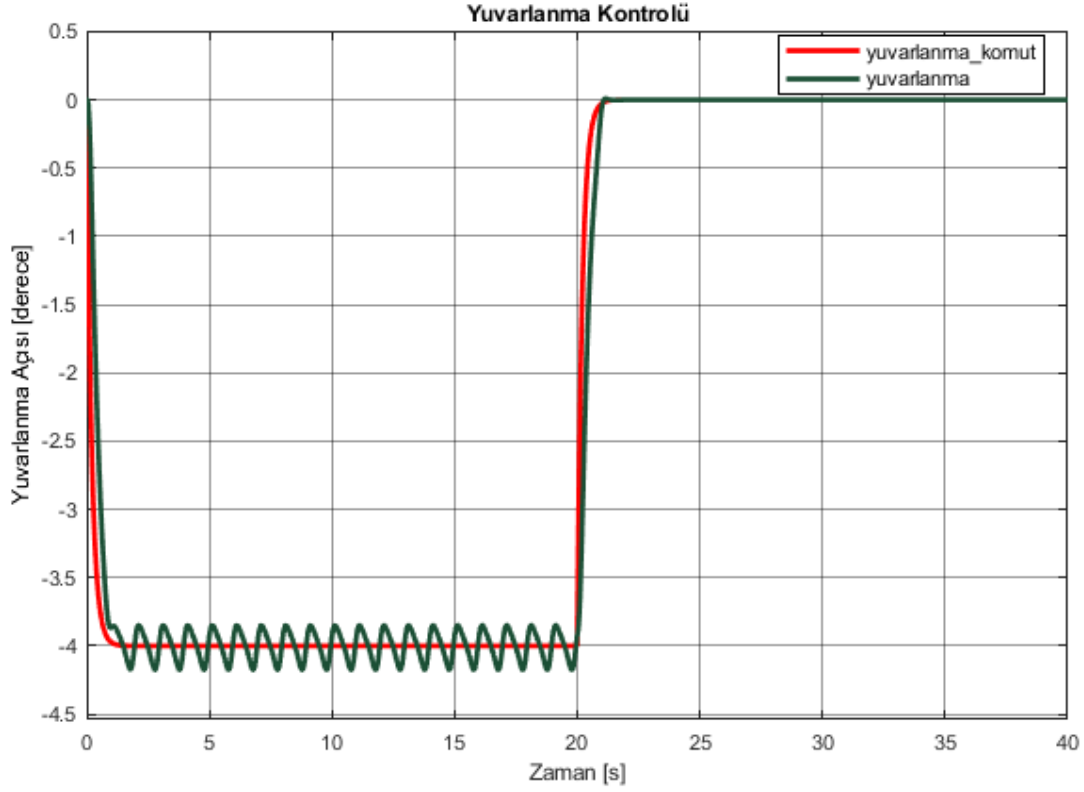
$$Q = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 50 \end{bmatrix}, \quad R = 5 \quad (36)$$



Şekil 11: Yuvarlanma Açısı Kontrolü

Yuvarlanma kanalının belirsizlik altında çalışma performansını incelemek üzere sistem matrisi A'ya sırasıyla denklem (37) ve denklem (38)'de verilen ve sinüs dalgaları içeren hata matrisleri eklenmiş ve referans takipleri incelenmiştir (Şekil 12 ve Şekil 13). Hata matrislerindeki sinüs dalgalarının genlikleri, A sistem matrisi ilgili elamanlarının %50'si alınarak belirlenmiştir. Sinüs dalgalarının frekansı ilk durumda 1 Hz; ikinci durumda 10 Hz olarak ayarlanmıştır. Yuvarlanma kanalının yüksek salınımlı parametre değişimlerinde daha az aşım ile referans takibi yaptığı görülmüştür.

$$A_{\Delta} = \begin{bmatrix} -0.3352 \sin(2\pi t) & 0 \\ 0.5 \sin(2\pi t) & 0 \end{bmatrix} \quad (37)$$



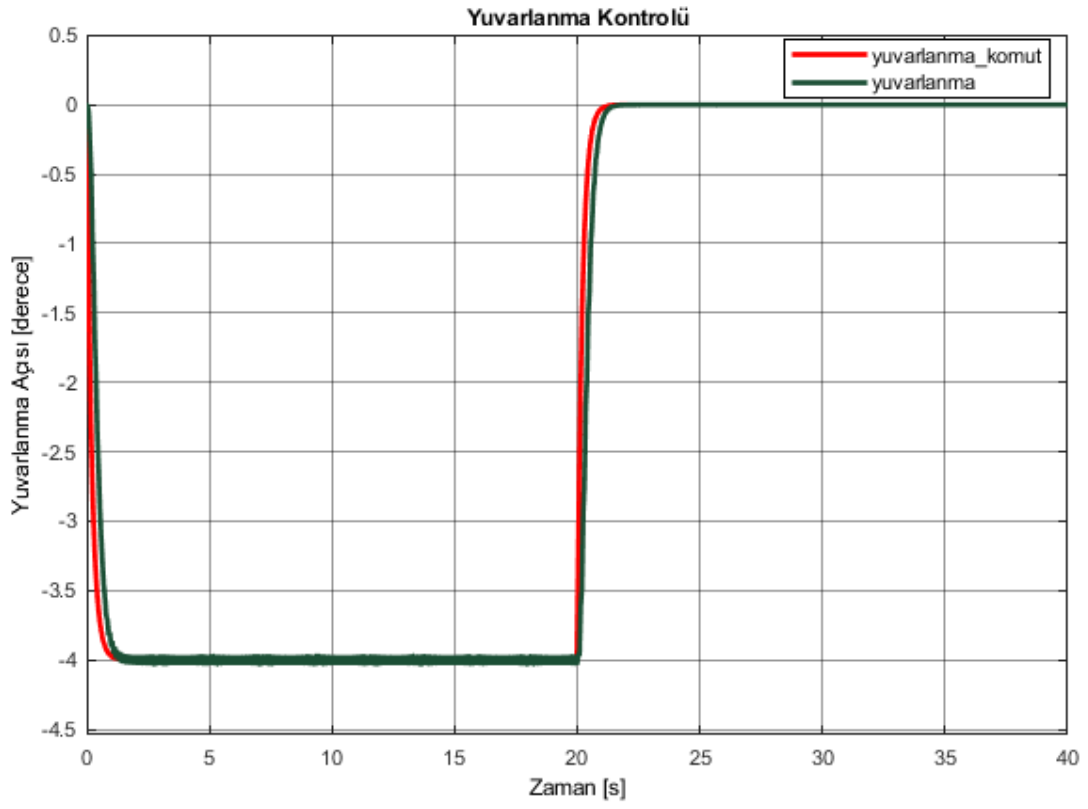
Şekil 12: Yuvarlanma Açısı Kontrolü (1 Hz Salınımlı Belirsizlik Durumu)

$$A_{\Delta} = \begin{bmatrix} -0.3352 \sin(20\pi t) & 0 \\ 0.5 \sin(20\pi t) & 0 \end{bmatrix} \quad (38)$$

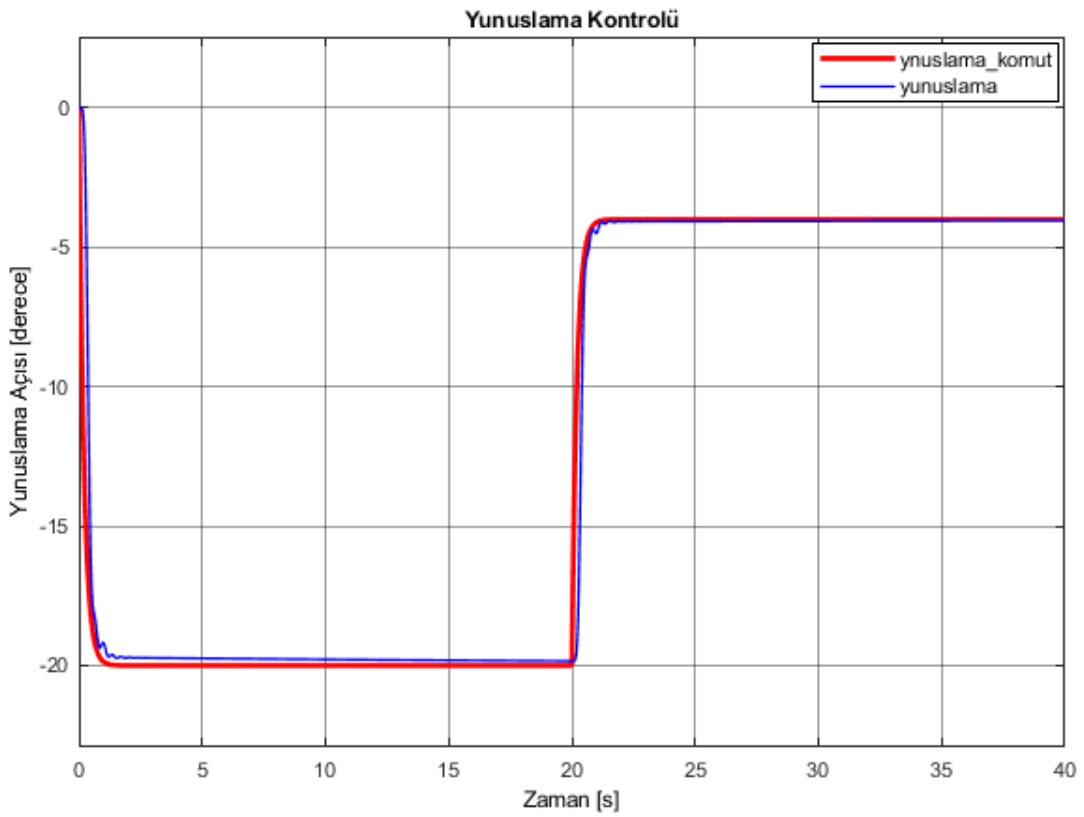
Yunuslama Kontrolü

Yunuslama açısı kontrolünde kullanılan Q ve R matrisleri denklem (39)'daki gibi seçilmiştir. Bu kanalda kontrol edilecek değişken yunuslama açısı θ olduğundan o durum değişkenine ait ağırlıklandırma katsayısı yüksek tutulmuştur. Sistemde bozucu ve belirsizlik olmadığı durumda gerçekleşen yunuslama açısı takibi Şekil 14'te gösterilmiştir.

$$Q = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 30 \end{bmatrix}, \quad R = 2.5 \quad (39)$$



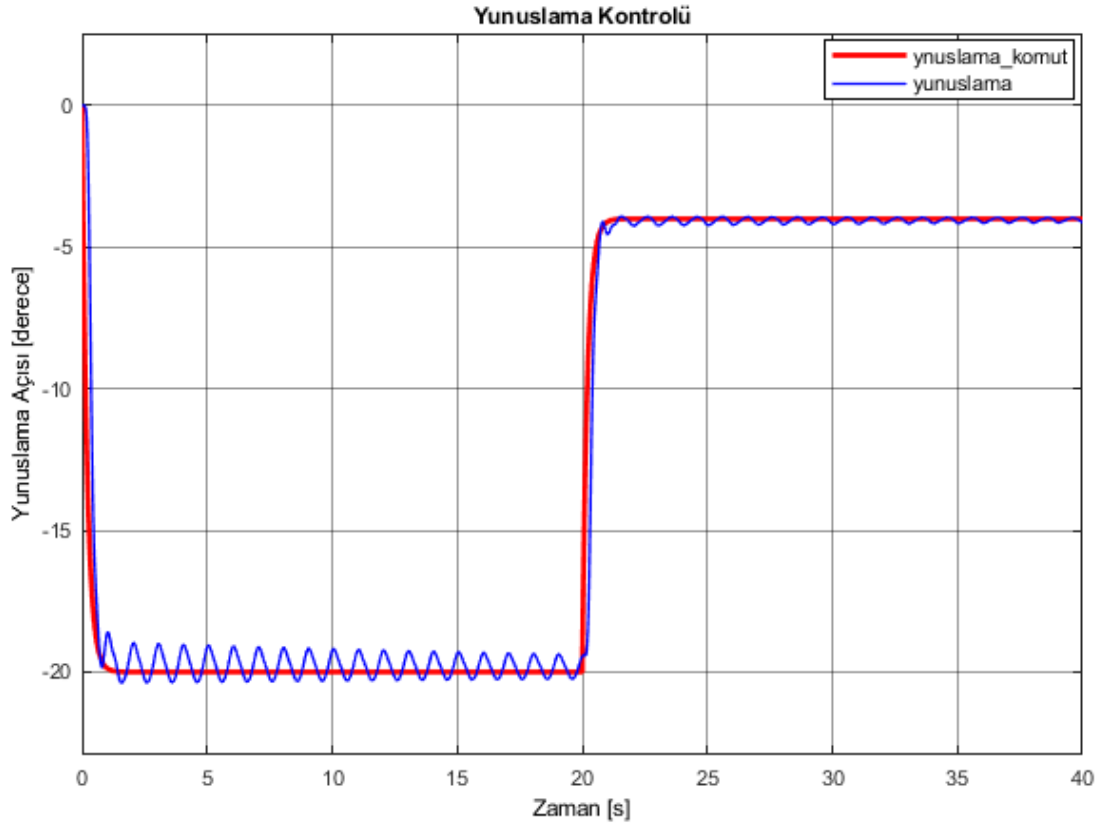
Şekil 13: Yuvarlanma Açısı Kontrolü (10 Hz Salınlımlı Belirsizlik Durumu)



Şekil 14: Yunuslama Açısı Kontrolü

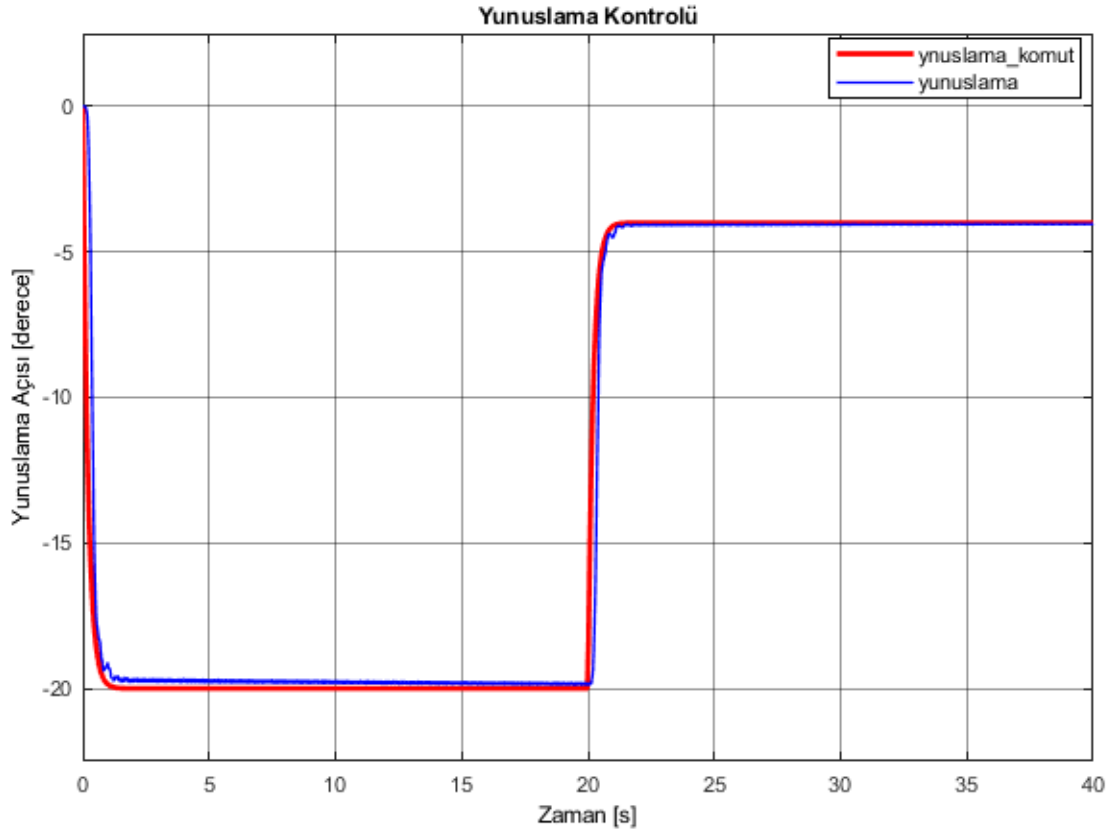
Yunuslama kanalının belirsizlik altında çalışma performansını incelemek üzere sistem matrisi A'ya sırasıyla denklem (40) ve denklem (41)'de verilen ve sinüs dalgaları içeren hata matrisleri eklenmiş ve referans takipleri incelenmiştir (Şekil 15 ve Şekil 16). Hata matrislerindeki sinüs dalgalarının genlikleri, A sistem matrisi ilgili elamanlarının %20'si alınarak belirlenmiştir. Sinüs dalgalarının frekansı ilk durumda 1 Hz; ikinci durumda 10 Hz olarak ayarlanmıştır. Yunuslama kanalının kararlı kaldığı ve parametre değişimlerine hızlı adaptasyon sağladığı görülmüştür.

$$A_{\Delta} = \begin{bmatrix} -0.0128 \sin(2\pi t) & 56.0462 \sin(2\pi t) & 0.1369 \sin(2\pi t) \\ -0.0364 \sin(2\pi t) & -0.0768 \sin(2\pi t) & 0 \\ 0 & 0.2 \sin(2\pi t) & 0 \end{bmatrix} \quad (40)$$

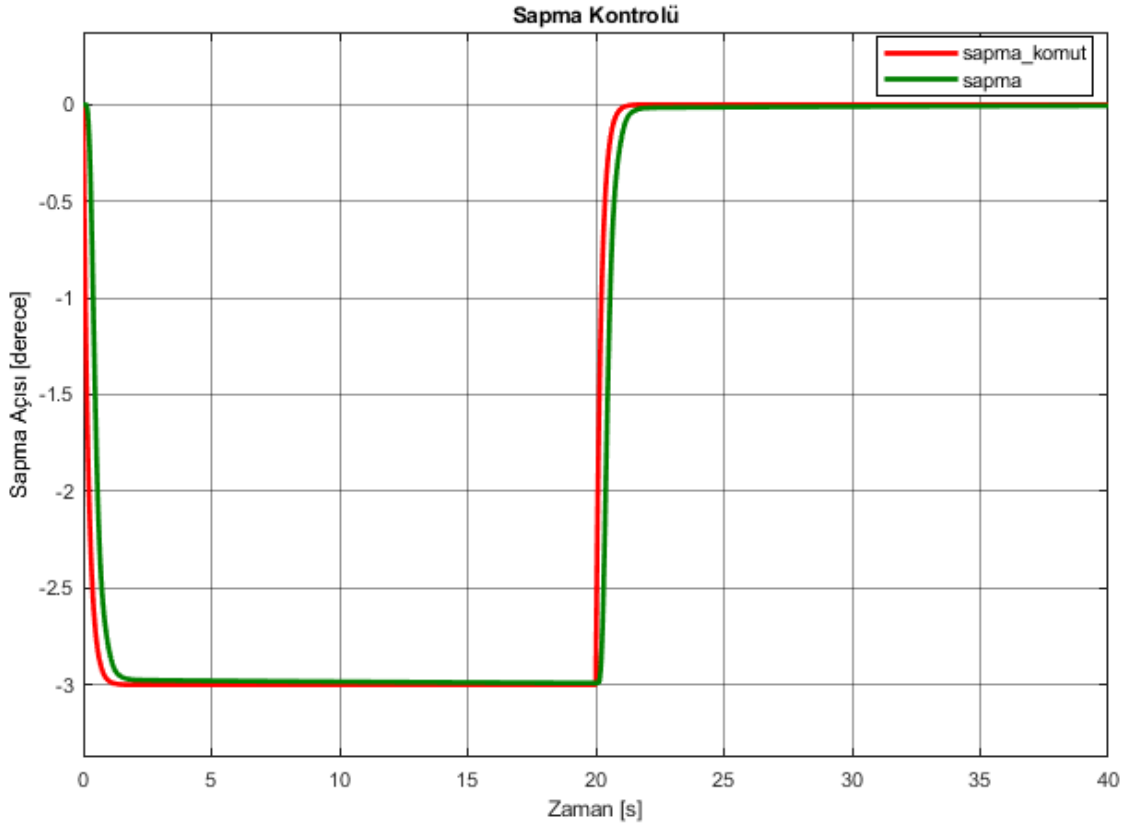


Şekil 15: Yunuslama Açısı Kontrolü (1 Hz Salınlı Belirsizlik Durumu)

$$A_{\Delta} = \begin{bmatrix} -0.0128 \sin(20\pi t) & 56.0462 \sin(20\pi t) & 0.1369 \sin(20\pi t) \\ -0.0364 \sin(20\pi t) & -0.0768 \sin(20\pi t) & 0 \\ 0 & 0.2 \sin(20\pi t) & 0 \end{bmatrix} \quad (41)$$



Şekil 16: Yunuslama Açısı Kontrolü (10 Hz Salınımlı Belirsizlik Durumu)



Şekil 17: Sapma Açısı Kontrolü

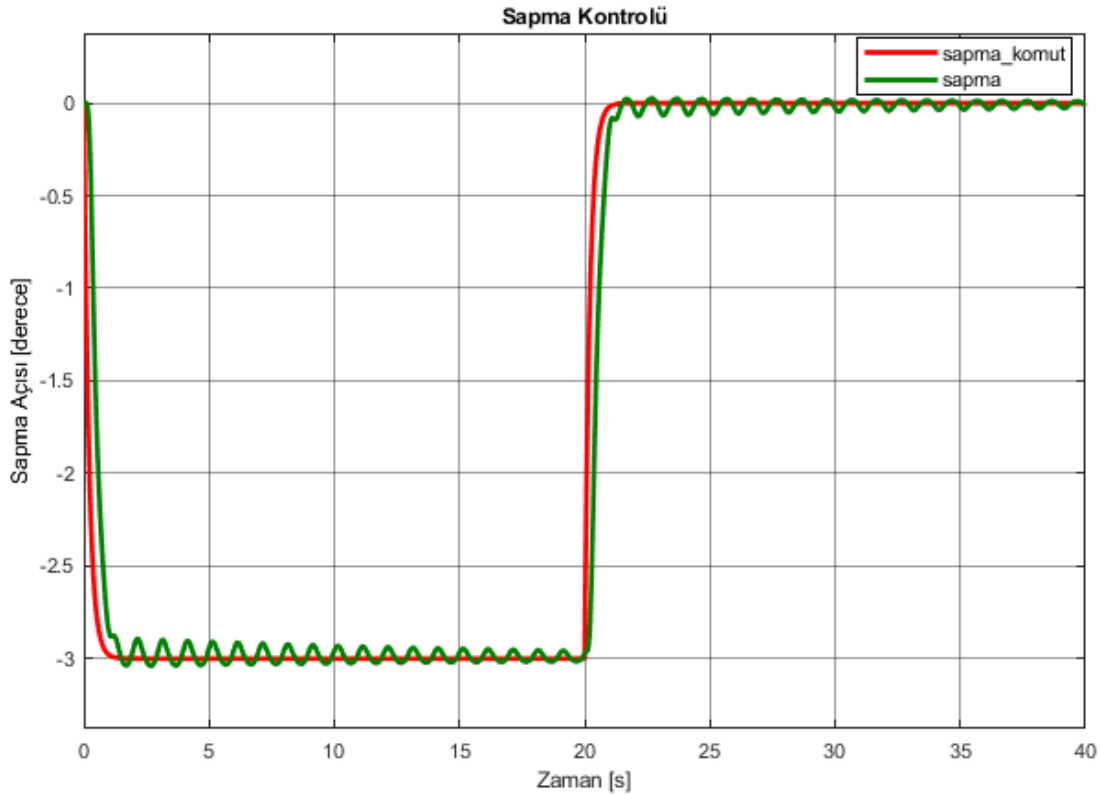
Sapma Kontrolü

Sapma açısı kontrolünde kullanılan Q ve R matrisleri denklem (42)'deki gibi seçilmiştir. Bu kanalda kontrol edilecek değişken sapma açısı ψ olduğundan o durum değişkenine ait ağırlıklandırma katsayısı yüksek tutulmuştur. Sistemde bozucu ve belirsizlik olmadığı durumda gerçekleşen sapma açısı takibi Şekil 17'de gösterilmiştir.

$$Q = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 30 \end{bmatrix}, \quad R = 1 \quad (42)$$

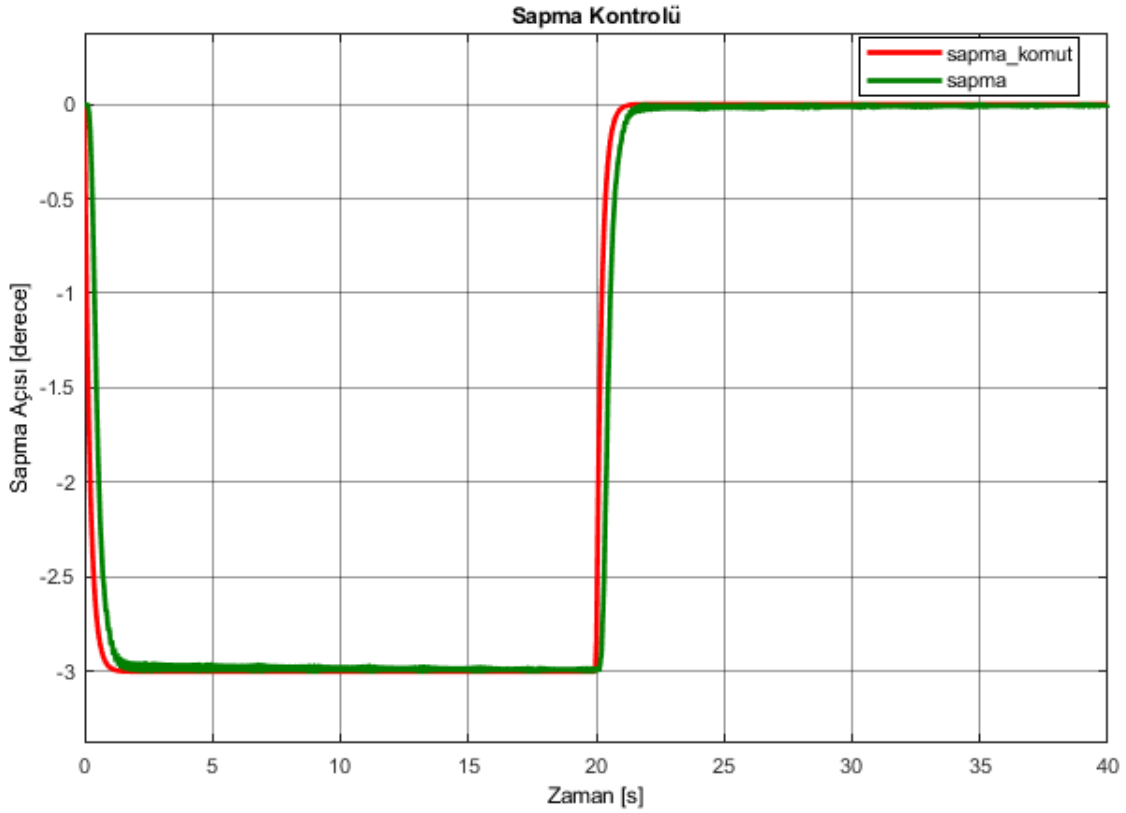
Sapma kanalının belirsizlik altında çalışma performansını incelemek üzere sistem matrisi A 'ya sırasıyla denklem (43) ve denklem (44)'te verilen ve sinüs dalgaları içeren hata matrisleri eklenmiş ve referans takipleri incelenmiştir (Şekil 18 ve Şekil 19). Hata matrislerindeki sinüs dalgalarının genlikleri, A sistem matrisi ilgili elamanlarının %30'u alınarak belirlenmiştir. Sinüs dalgalarının frekansı ilk durumda 1 Hz; ikinci durumda 10 Hz olarak ayarlanmıştır. Sapma kanalının kararlı kaldığı ve parametre değişimlerine hızlı adaptasyon sağladığı görülmüştür.

$$A_{\Delta} = \begin{bmatrix} -0.028 \sin(2\pi t) & -84.0748 \sin(2\pi t) & 0 \\ 0.0676 \sin(2\pi t) & -0.1161 \sin(2\pi t) & 0 \\ 0 & 0.3007 \sin(2\pi t) & 0 \end{bmatrix} \quad (43)$$



Şekil 18: Sapma Açısı Kontrolü (1 Hz Salınlı Belirsizlik Durumu)

$$A_{\Delta} = \begin{bmatrix} -0.028 \sin(20\pi t) & -84.0748 \sin(20\pi t) & 0 \\ 0.0676 \sin(20\pi t) & -0.1161 \sin(20\pi t) & 0 \\ 0 & 0.3007 \sin(20\pi t) & 0 \end{bmatrix} \quad (44)$$



Şekil 19: Sapma Açısı Kontrolü (10 Hz Salınlı Belirsizlik Durumu)

SONUÇ

Bu çalışmada kontrolün kuyruk kanatçıkları vasıtasıyla yapıldığı sabit kanatlı bir İHA için, sistemde model belirsizlikleri, bozucular ve gürültüler olması halinde iyi performans gösterebilmesi için L_1 adaptif kontrol tasarlanmıştır. Bu kapsamda öncelikle altı serbestlik dereceli İHA'nın hareket denklemleri çıkarılmıştır. İkinci olarak, İHA'nın yuvarlanma, yunuslama ve sapma kanalları tek giriş-tek çıkış sistem olacak şekilde bir çalışma noktası etrafında doğrusallaştırılmış ve modelleri elde edilmiştir. Daha sonra bu kanallar için benzer adımlar izlenerek kontrol yapıları oluşturulmuştur. Son olarak insansız hava aracı için tasarlanan kontrol yapısının performansı üç ayrı kanal için benzetim çalışmalarıyla ortaya konmuştur. Ele alınan sistemlerin verilen açı komutunu takip etme özellikleri parametre hatası olduğu ve olmadığı durumlar için gözlemlenmiştir. Sisteme bazı parametre belirsizlikleri eklenmesi halinde L_1 adaptif kontrol yapısının hızlı adaptasyon sergilediği ve sistemi kararlı yapıda tuttuğu görülmüştür. Uygulanan kontrol yapısının avantajlarını ve dezavantajlarını daha iyi görebilmek için aynı senaryolar bir başka gübüz kontrol yapısı kullanılarak da test edilebilir.

Kaynaklar

- Fan, W., Xiang, C., Najjaran, H., Wang, X. ve Xu, B., 2018. *Mixed adaptive control architecture for a novel coaxial-ducted-fan aircraft under time-varying uncertainties*, Elsevier Masson SAS, s.1-14
- Holhjem, H. H., 2012. *L1 Adaptive Control of the Inner Control Loops of an F-16 Aircraft*, Norwegian University of Science and Technology, s.104-105
- Hovakimyan, N. ve Cao, C., 2010. *L1 Adaptive Control Theory Guaranteed Robustness with Fast Adaptation*, Society for Industrial and Applied Mathematics
- McLean, D., 1990. *Automatic Flight Control Systems*, Prentice Hall, 1st ed.
- Siouris, G. M., 2004. *Missile Guidance and Control System*, Springer-Verlag New York, Inc. s. 21
- Stengel, R., 2004. *Flight Dynamics*, Princeton University Press, 1st ed.
- Uyar, T., <http://www.tevfikuyar.com/raporlar/ucusdenetim.pdf> adresinden 18.12.2018 tarihinde görüntülenmiştir.

- Valavanis, K. P. ve Vachtsevanos, G. J., 2015. *Handbook of unmanned aerial vehicles*, Springer.
- Xi. A. ve Zhao, Y., 2017. *L₁ Adaptive Control of the Flying Wing UAV with Unknown Time-varying Disturbances*, 11th Asian Control Conference (ASCC), Australia, 17-20 Aralık.
- Zhong, J., Song, B., Li, Y. ve Xuan, J., 2019. *L₁ Adaptive Control of a Dual-Rotor Tail-Sitter Unmanned Aerial Vehicle With Input Constraints During Hover Flight*, IEEE, vol. 7, s. 51312-51328.