

İHA'lar İçin Gürbüz Takip Denetçisi Robust Tracking Controller for UAVs

İlker Tanyer, Enver Tatlıcıoğlu
Elektrik ve Elektronik Mühendisliği Bölümü
İzmir Yüksek Teknoloji Enstitüsü
Email: ilkertanyer,envertatlicioglu@iyte.edu.tr

Erkan Zergeroğlu
Bilgisayar Mühendisliği Bölümü
Gebze Yüksek Teknoloji Enstitüsü
Email: ezerger@bilmuh.gyte.edu.tr

Özetçe —Bu bildiri, insansız hava araçlarının sistem dinamiklerindeki belirsizliklere ve toplam doğrusal olmayan bozan etkenlere karşı çıktı takibini üstel olarak garanti eden doğrusal olmayan bir denetim tekniği geliştirildi. Literatürde, Dinamik Ters çevirme yöntemi hava aracının dinamiklerini dayanak bir model ile değiştiren, doğrusal olmayan bir denetim tekniğidir ve genellikle havacılık topluluğu tarafından kullanılır. Dinamik Ters çevirme ile gürbüz denetim yöntemleri belirsizliklerle başa çıkarak çıktı takibini sağlamak için genellikle birlikte kullanılır. Literatür taramaları göstermiştir ki, önceki çalışmalarda belirsiz sistem matrislerinin kestirimleri denetçi tasarımında kullanılmıştır. Çalışmamızda, dayanak bir modelin takibini üstel olarak garanti ederken belirsiz sistem matrislerinin kestirimlerinin gereksinimini ortadan kaldırdık.

Anahtar Kelimeler—gürbüz denetim, insansız hava aracı, üstel takip

Abstract—In this study, a nonlinear control technique that guarantee exponential output tracking for unmanned aerial vehicles subject to uncertainties in system dynamics and additive nonlinear disturbances is developed. In the literature, dynamic inversion method which is a nonlinear control technique commonly used within the aerospace community to replace aircraft dynamics with a reference model. Dynamic inversion and robust control methods were usually utilized together to compensate for the uncertainties and ensure output tracking. Review of the literature highlights the fact that, in previous works, estimate of the uncertain system matrices was used in the controller design. In our study, we removed the requirement for the estimate of the uncertain system matrices and yet still guarantee exponential tracking of a reference model.

Keywords—robust control, unmanned aerial vehicle, exponential tracking

I. GİRİŞ

İnsansız hava araçları (İHA)'lar uçmak için bir pilota ihtiyaç duymayan, önceden planlanmış bir rotayı izleyen veya uzaktan kumanda edilebilen araçlardır. Genellikle keşif, istihbarat veya yük taşıma amaçlı kullanılsa da nadiren saldırı amaçlı da kullanılabilir. Son dönemde, İHA'ların geliştirilmesi ve bu araçlar için uçuş denetim sistemlerinin tasarlanması konularında yapılan çalışmalar artmıştır.

Dinamik ters çevirme (DT) yöntemi doğrusal olmayan sistemler için bir denetim tasarımı yaklaşımıdır ve ilk olarak hava aracı sistemleri için geliştirilmiştir [1]. Bu yöntemin dayandığı

temel fikir, doğrusal olmayan bir sistem için değişken değişimi yaparak sistemi doğrusal, zamandan bağımsız bir sisteme çevirme ve bir denetçi kullanarak sistemin bir dayanak sistemi takip etmesini sağlamaktır [2], [3], [4]. Literatürde DT yöntemi genellikle sistem dinamikleri bilindiği zaman kullanılır. Fakat genellikle hava araçlarında gerçek sistem dinamikleri tam olarak bilinemez, belirsizdir. Sistemdeki bu belirsizliklerle başa çıkabilmek için DT yöntemi gürbüz veya uyarlanı denetim yöntemleri ile birleştirilmelidir. Örneğin [5]'de Yamasaki gürbüz bir denetçi ile DT yöntemini birleştirerek bir İHA'nın çıktı takipli denetimini sağlamıştır. Wang ve Stengel uyarlanı denetim ve DT yöntemini birlikte kullanarak minyatür bir İHA'nın denetimini sağlamışlardır [6]. Bu çalışmalarda yapısı belli olan belirsizliklerle başa çıkılabilmıştır fakat yapısı belli olmayan belirsizliklerle başa çıkılamamıştır. Shin uyarlanı denetim, DT yöntemi ve sınır ağlarını birlikte kullanarak yapısı belli olmayan belirsizlikleri dengelemiş fakat hata işaretinin sınırlılığı ortadan kalkmıştır ayrıca asimtotik takip sağlanamamıştır [7]. MacKunis gürbüz denetim ve DT yöntemi kullanarak belirsiz bir girdi matrisi ve belirsiz bir bozan etkene rağmen İHA'nın asimtotik olarak çıktı takipli denetimini sağlamıştır [8], [9]. Fakat bu çalışmada da denetim işaretinin içinde girdi matrisinin bir kestirimi kullanılmıştır. Çalışmamızda tasarlanacak denetçi ile sistem matrislerinin kestirimini kullanmadan, İHA'nın üstel olarak çıktı takipli denetimi sağlanacaktır.

Çalışmanın ikinci bölümünde İHA'nın matematiksel modeli, üçüncü bölümde denetim amacı, dördüncü bölümde denetçi tasarımı anlatılmıştır. Beşinci bölümde Lyapunov kararlılık analizine yer verilmiş, altıncı bölümde tasarlanan denetçi için yapılan benzetimlerin sonuçları verilmiş son bölümde ise sonuçlar değerlendirilmiştir.

II. İHA MODELİ

İHA'lar genellikle alttaki gibi modellenir [8], [9]

$$\dot{x} = Ax + Bu + f(x, t), \quad y = Cx. \quad (1)$$

Üstteki modelde $x(t) \in \mathbb{R}^n$ durum vektörünü, $A \in \mathbb{R}^{n \times n}$ durum matrisini, $B \in \mathbb{R}^{n \times m}$ girdi matrisini, $y(t) \in \mathbb{R}^m$ çıktı vektörünü, $C \in \mathbb{R}^{m \times n}$ çıktı matrisini, $u \in \mathbb{R}^m$ denetim girdisini, $f(x, t) \in \mathbb{R}^n$ ise durum-bağımlı doğrusal olmayan bir bozan etkeni simgeler. Buradaki bozan etken genellikle yerçekiminden, aracın eylemsizliğinden veya rüzgardan kaynaklanır. İHA modellerinde genellikle sistem matrisleri A , B ve bozan etken f belirsiz olarak kabul edilir. Ayrıca (1)'de ifade edilen modelin denetlenebilir olduğu, modeldeki bozan

etkenin ve zaman türevlerinin sürekli türevlenebilir ve sınırlı olduğu kabul edilir.

Osprey test uçağı denetim çalışmalarında kullanılan ucuz bir test uçağıdır [9]. Benzetim çalışmalarımızda bu uçağına ait model ve sistem matrisleri kullanılmıştır. Modelin sistem matrislerinin yapısı alttaki gibidir

$$A = \begin{bmatrix} A_{boy} & 0_{4 \times 4} \\ 0_{4 \times 4} & A_{yan} \end{bmatrix} \quad B = \begin{bmatrix} B_{boy} & 0_{4 \times 2} \\ 0_{4 \times 2} & B_{yan} \end{bmatrix}$$

$$C = \begin{bmatrix} C_{boy} & 0_{2 \times 4} \\ 0_{2 \times 4} & C_{yan} \end{bmatrix}. \quad (2)$$

Uçağın boylamsal ve yanal eksenleri sistem matrisleri içinde ayrıştırılmıştır. Modelin 8 adet durum değişkeni vardır, bu değişkenleri alttaki gibi yazabiliriz

$$x_{boy} = [V \quad \alpha \quad q \quad \theta]^T, \quad x_{yan} = [\gamma \quad p \quad \mu \quad \phi]^T. \quad (3)$$

Durum değişkenlerinden $V(t)$ hızı, $\alpha(t)$ hücum açısını, $q(t)$ yunuslama oranını, $\theta(t)$ yunuslama açısını, $\gamma(t)$ yana kayış açısını, $p(t)$ yuvarlanma oranını, $\mu(t)$ sapma oranını ve $\phi(t)$ yana yatış oranını simgeler.

III. DENETİM AMACI

Denetim amacımız İHA modelinin çıktısı $y(t)$ 'nin başka bir dayanak modelin çıktı takibini sağlayan bir gürbüz denetim kuralı geliştirmektir. Ayrıca bunu yaparken tüm kapalı döngü işaretlerin sınırlı kalması gerekmektedir. Bir önceki bölümde bahsedildiği gibi sistem matrisleri A , B ve bozan etken f belirsizdir, dolayısıyla bunların denetçi içinde kullanılması mümkün değildir. Denetim amacımıza ulaşmak için denetçi içinde sisteme ait kullanabileceğimiz tek şey ölçülebilir çıktı vektörüdür. Dayanak model

$$\dot{x}_m = A_m x_m + B_m u_m, \quad y_m = C x_m \quad (4)$$

şeklinde gösterilmektedir. Denklem (4)'deki modelde $x_m(t) \in \mathbb{R}^n$ dayanak durum vektörünü, $A_m \in \mathbb{R}^{n \times n}$ dayanak durum matrisini, $B_m \in \mathbb{R}^{n \times m}$ dayanak girdi matrisini, $y_m(t) \in \mathbb{R}^m$ dayanak çıktı vektörünü, $u_m(t) \in \mathbb{R}^m$ dayanak girdisini simgeler. Çıktı matrisi C , denklem (1)'deki ile aynıdır.

Denetim amacını gerçekleştirmek için çıktı takip hatası, $e(t) \in \mathbb{R}^m$, alttaki gibi tanımlanmaktadır

$$e \triangleq y - y_m = C(x - x_m). \quad (5)$$

Denetçi tasarımı kolaylaştırmak için alttaki yardımcı hata işareti

$$r \triangleq \dot{e} + \Lambda e \quad (6)$$

tanımlanmıştır ki $\Lambda \in \mathbb{R}^{m \times m}$ sabit, kesin artı, köşegen denetim kazanç matrisidir.

IV. DENETÇİ TASARIMI

Denklemler (1), (4) ve (5), denklem (6)'da kullanıldığında yardımcı hata işareti $r(t)$,

$$r = CAx + \Omega u + Cf - CA_m x_m - CB_m u_m + \Lambda e \quad (7)$$

şeklinde yazılabilir. Denklem (7)'deki $\Omega \triangleq CB \in \mathbb{R}^{m \times m}$ sabit bir matristir ve bu matrisin SDU ayrıştırması

$$\Omega = SDU \quad (8)$$

şeklinde yazılabilir. Denklem (8)'deki $S \in \mathbb{R}^{m \times m}$ simetrik, kesin artı bir matrisi, $D \in \mathbb{R}^{m \times m}$ köşegen ve elemanları ± 1 'lerden oluşan bir matrisi, $U \in \mathbb{R}^{m \times m}$ 'da birim ve üst üçgenel bir matrisi simgeler. SDU ayrıştırmasının detayları [10]'da verilmiştir.

Önemli bir not olarak literatürdeki farklı hava aracı modelleri ve benzetimlerimizde kullandığımız model için Ω 'nın SDU ayrıştırmasını yaptığımızı söyleyebiliriz. Bütün bu modeller için D matrisinin birim matrise eşit çıktığını gördük. Bu nedenle D 'nin denetim işareti içinde kullanılabileceğini söyleyebiliriz.

Denklem (7)'nin türevini alıp sonra her iki tarafını $M \triangleq S^{-1} \in \mathbb{R}^{m \times m}$ ile çarparsak alttaki ifadeyi elde edebiliriz

$$M\dot{r} = N_d + \tilde{N} - e + DU\dot{u}. \quad (9)$$

Üstteki ifadeye $N_d(x_m, \dot{x}_m, t)$, $\tilde{N}(x, x_m, \dot{x}, \dot{x}_m, e, \dot{e}, r) \in \mathbb{R}^m$ ile gösterilen yardımcı işaretler alttaki şekilde tanımlanmıştır

$$N_d \triangleq M[CA\dot{x}_{u\xi} + Cf - CB_m\dot{u}_m + C(A - A_m)\dot{x}_{m0}] \quad (10)$$

$$\tilde{N} \triangleq MC[A(\dot{x}_o - \dot{x}_{m0}) + A\dot{x}_{u\rho} - A_m\dot{x}_{mu}] + M\Lambda\dot{e} + e. \quad (11)$$

Üstteki ifadelerde kullanılan işaretlerden $\dot{x}_{u\xi}$, \dot{x}_{m0} , \dot{x}_o , \dot{x}_{mu} , durumun ve dayanak durumun alttaki şekilde bölütlenmesi ile elde edilmiştir

$$x = x_o + x_u, \quad x_u = x_{u\rho} + x_{u\xi} \quad (12)$$

$$x_m = x_{m0} + x_{mu}, \quad x_{mu} = x_{mu\rho} + x_{mu\xi}. \quad (13)$$

Bu bölütlemelerde, x_o çıkışta gözlemlenebilen durumları (ve x_{m0} bu durumlara karşılık gelen dayanak durumlarını) ve x_u çıkışta gözlemlenemeyen durumları (ve x_{mu} ise bu durumlara karşılık gelen dayanak durumlarını) göstermektedir. İlaveten, x_u da hata işaretleri ile sınırlandırılabilen durumlar ($x_{u\rho}$) ve sabit ile sınırlandırılabilen durumlar ($x_{u\xi}$) şeklinde bölütlenmiştir. Matematiksel olarak ifade etmek gerekirse,

$$\|x_{u\rho}\| \leq c_1 \|z\|, \quad \|x_{u\xi}\| \leq \xi_{x_u} \quad (14)$$

$$\|\dot{x}_{u\rho}\| \leq c_2 \|z\|, \quad \|\dot{x}_{u\xi}\| \leq \xi_{\dot{x}_u} \quad (15)$$

şeklinde yazılabilir ki burada c_1 , c_2 , ξ_{x_u} , $\xi_{\dot{x}_u}$ artı sabitlerdir ve $z \triangleq [e^T, r^T]^T \in \mathbb{R}^{2m}$ vektörü ise birleştirilmiş hata işaretidir.

Üstteki bölütlemelerin sebebi alttaki üst sınırları yazabilmektir

$$\|\tilde{N}\| \leq \rho \|z\|, \quad \|N_d\| \leq \zeta_{N_d}. \quad (16)$$

Denklem (16)'da ρ ve $\zeta_{N_d} \in \mathbb{R}$ pozitif, sınırlayan sabitlerdir. Bu durumda denetim girdisi

$$u = -DK[e(t) - e(0) + \Lambda \int_0^t e(\tau) d\tau] - D\Pi \quad (17)$$

şeklinde tasarlanmıştır. Denetim girdisinde $\Pi(t) \in \mathbb{R}^m$ alttaki şekilde güncellenmektedir

$$\dot{\Pi}(t) = \beta \text{Sgn}(r(t)), \quad \Pi(0) = 0_{m \times 1}. \quad (18)$$

(17)'deki $K \in \mathbb{R}^{m \times m}$ sabit, kesin artı, köşegen denetim kazanç matrisidir ve

$$K = I_m + k_g I_m + \text{diag}\{k_{d,1}, k_{d,2}, \dots, k_{d,m-1}, 0\} \quad (19)$$

şeklinde tanımlanmıştır, ve denklem (18)'deki $\beta \in \mathbb{R}^{m \times m}$ sabit, kesin artı ve köşegen denetim kazanç matrisidir. Denklem (17)'nin zaman türevi denklem (9)'da yerine koyulursa

$$M\dot{r} = N_d + \tilde{N} - e - DUD\beta\text{Sgn}(r) - D(U - I_m)DKr - Kr \quad (20)$$

denklemi elde edilebilir. Yardımcı matris olan U 'nun birim ve üst üçgenel olmasından faydalanarak $D(U - I_m)DKr$ terimini

$$D(U - I_m)DKr = [\Phi^T, 0]^T \quad (21)$$

şeklinde yazabiliriz. Hatırlatmak isteriz ki D 'nin elemanları ± 1 'lerden oluşmaktadır ve bu sayede Φ için alttaki üst sınırı yazabiliriz

$$|\Phi_i| \leq \sum_{j=i+1}^m k_j \zeta_{U_{i,j}} |r_j| \leq \zeta_{\Phi_i} \|z\|. \quad (22)$$

Denklem (20)'deki $DUD\beta\text{Sgn}(r)$ terimini

$$DUD\beta\text{Sgn}(r) = [\Psi^T, 0] + \beta\text{Sgn}(r) \quad (23)$$

şeklinde yeniden yazabiliriz ve Ψ 'nin elemanları için üst sınırlar

$$|\Psi_i| \leq \sum_{j=i+1}^m \beta_j \zeta_{U_{i,j}} \leq \zeta_{\Psi_i} \quad (24)$$

şeklinde yazılabilir.

V. KARARLILIK ANALİZİ

Teorem: Denklemler (17) ve (18)'de verilen denetim girdisi, denetim kazanç matrisleri K ve β 'nin aşağıda verilen yöntemle göre seçilmesi durumunda, takip hatası $e(t)$ üstel hızla sıfıra gider:

- 1) $i = m$ için, β_m kazancı $\beta_m > \zeta_{N_{d,m}}$ olacak şekilde seçilir. $i = m - 1$ 'den $i = 1$ 'e kadar, β_i ,

$$\beta_i > \zeta_{\Psi_i} + \zeta_{N_{d,i}} \quad (25)$$

olacak şekilde seçilir.

- 2) Denetim kazancı k_g mümkün olduğunca büyük seçilerek $\frac{\rho^2}{4k_g}$ terimi küçültülmelidir.
- 3) Denetim kazançları $k_{d,i}$ 'ler mümkün olduğunca büyük seçilerek $\sum_{i=1}^{m-1} \frac{\zeta_{\Phi_i}^2}{4k_{d,i}}$ terimi küçültülmelidir.

İspat: Teoremin ispatında Lyapunov tarzı kararlılık analizleri kullanılacaktır. Altta Lyapunov fonksiyonu önerilmiştir

$$V \triangleq \frac{1}{2} e^T e + \frac{1}{2} r^T M r. \quad (26)$$

Lyapunov fonksiyonu alttan ve üstten alttaki şekilde sınırlandırılabilir

$$\frac{1}{2} \min\{1, m_1\} \|z\|^2 \leq V \leq \frac{1}{2} \max\{1, m_2\} \|z\|^2. \quad (27)$$

Üstte, m_1 ve m_2 , sırasıyla, M matrisinin en küçük ve en büyük özdeğerlerini göstermektedir. Lyapunov fonksiyonunun zaman türevi

$$\begin{aligned} \dot{V} &= e^T \dot{e} + r^T M \dot{r} \\ &= e^T (r - \Lambda e) - r^T r - k_g r^T r - \sum_{i=1}^{m-1} k_{d,i} r_i^2 \\ &+ r^T [N_d + \tilde{N} - e - [\Phi^T, 0]^T - [\Psi^T, 0]^T - \beta\text{Sgn}(r)] \end{aligned} \quad (28)$$

şeklinde yazılabilir. Denklemler (16), (22) ve (24)'deki üst sınırları denklem (28)'de yerine koyarsak, V 'nin zaman türevini

$$\begin{aligned} \dot{V} &\leq -e^T \Lambda e - r^T r + [\rho \|r\| \|z\| - k_g \|r\|^2] \\ &+ \sum_{i=1}^{m-1} [\zeta_{\Phi_i} |r_i| \|z\| - k_{d,i} r_i^2] \\ &+ \left[\sum_{i=1}^m |r_i| \zeta_{N_{d,i}} + \sum_{i=1}^{m-1} \zeta_{\Psi_i} |r_i| - \sum_{i=1}^m \beta_i |r_i| \right] \end{aligned} \quad (29)$$

şeklinde üstten sınırlayabiliriz. Denetim kazancı β 'yi Teorem'de verilen yöntemle göre seçtiğimizde ve birkaç matematiksel işlemle sonra V 'nin zaman türevini

$$\dot{V} \leq -[\min\{\Lambda_{\min}, 1\} - \frac{\rho^2}{4k_g} - \sum_{i=1}^{m-1} \frac{\zeta_{\Phi_i}^2}{4k_{d,i}}] \|z\|^2 \quad (30)$$

şeklinde üstten sınırlayabiliriz. Diğer denetim kazançlarını Teorem 1'deki gibi seçtiğimizde, denklem (30)'daki parantezin içi artı olacaktır ve denklem (27) kullanılarak V 'nin zaman türevi

$$\dot{V} \leq -\epsilon \|z\|^2 \leq -\frac{2\epsilon}{\max\{1, m_2\}} V \quad (31)$$

şeklinde yazılabilir ki ϵ artı, sabit bir katsayıdır. Bu durumda hata işareti üstel olarak sıfıra gidecektir.

VI. BENZETİM SONUÇLARI

Denetçinin doğruluğunu test etmek için Matlab Simulink ortamında benzetimler gerçekleştirilmiştir. Altta verilen sistem matrisleri 60 metre irtifada uçan ve 25 m/s hızla giden bir Osprey test uçağına aittir ve deneysel çalışmalar sonucunda bulunmuştur

$$A_{boy} = \begin{bmatrix} -0.15 & 11.08 & 0.08 & 0 \\ -0.03 & -7.17 & 0.83 & 0 \\ 0 & -37.35 & -9.96 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \quad B_{boy} = \begin{bmatrix} 310^{-3} & 0.6 \\ 10^{-5} & 10^{-4} \\ 0.98 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$A_{yan} = \begin{bmatrix} -0.69 & -0.03 & -0.99 & 0 \\ -3.13 & -12.92 & 1.1 & 0 \\ 17.03 & -0.10 & -0.97 & 0 \\ 0 & 1 & -0.03 & 0 \end{bmatrix} \quad B_{yan} = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 1.5 & -0.02 \\ -0.09 & 0.17 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$C_{boy} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 & 0 \\ 1 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad C_{yan} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix}.$$

Durum bağımlı, doğrusal olmayan bozan etken terimi f ,

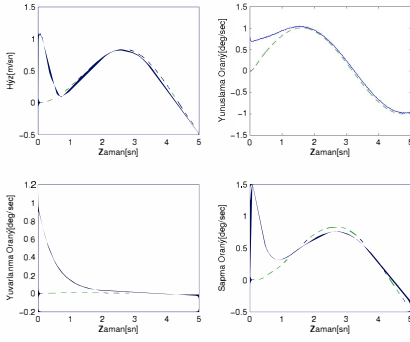
$$\begin{aligned} f(x, t) &\triangleq [f(x_{boy}, t)^T, f(x_{yan}, t)^T]^T \\ f(x_{boy}, t) &= [-9.81 \sin \theta \quad 0 \quad 0 \quad 0]^T + g(x) \\ f(x_{yan}, t) &= [0.39 \sin \theta \quad 0 \quad 0 \quad 0]^T \end{aligned}$$

şeklinde tanımlanmıştır ki $g(x) \in \mathbb{R}^4$ ani bir rüzgardan kaynaklanan bir bozan etkeni simgeler ve

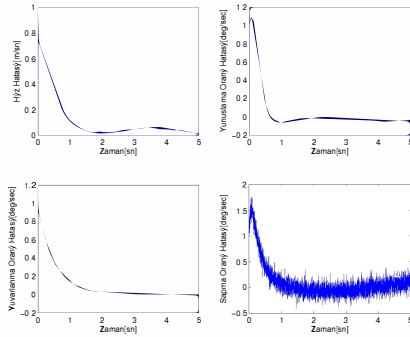
$$g(x) = \frac{1}{V_0} \frac{U_{ds}}{2} [1 - \cos(\frac{\pi s}{H})] [-11.1, 7.2, 37.4, 0]^T$$

şeklinde tanımlanmıştır. Üstte, V_0 uçağın rüzgara giriş anındaki hızını, H rüzgarın en yüksek hızına ulaşması için uçuş yolunda gereken mesafeyi, $s = \int_{t_1}^{t_2} V(t) dt$ rüzgarın içinde kat edilen mesafeyi, U_{ds} de tasarlanan rüzgar hızını simgeler. Parametrelerin değerleri $U_{ds} = 10.12[m/s]$, $H = 15.24[m]$, $s = 2[m]$ and $V_0 = 25[m/s]$ olacak şekilde seçilmiştir. Dayanak modelin sistem matrisleri

$$A_{boyd} = \begin{bmatrix} 0.6 & -1.1 & 0 & 0 \\ 2 & -2.2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -4 & -600 \\ 0 & 0 & 0.1 & -10 \end{bmatrix} \quad B_{boyd} = \begin{bmatrix} 0 & 0.5 \\ 0 & 0 \\ 10 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$$



Şekil 1: Gerçek sistemin çıktısı (düz çizgi) ve dayanak sistemin çıktısı (kesikli çizgi)



Şekil 2: Hata işareti $e(t)$

$$A_{yand} = \begin{bmatrix} -4 & -600 & 0 & 0 \\ 0,1 & -10 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0,6 & -1,1 \\ 0 & 0 & 2 & -2,2 \end{bmatrix} B_{yand} = \begin{bmatrix} 10 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0,5 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$$

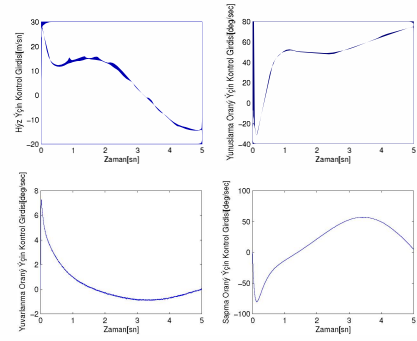
şeklinde seçilmiştir. Dayanak modelin girdisi $u_m(t) \in \mathbb{R}^4$ 'nin her elemanı $\sin(t)$ olacak şekilde seçilmiştir. Benzetimlerde sistemin durum vektörünün başlangıç değerleri 1, dayanak durum vektörünün başlangıç değerleri ise 0 olarak seçilmiştir.¹ Denetim kazançları, $\beta = 20I_4$, $\Lambda = 2I_4$, $k_g = 100I_4$, $k_{d,i} = 5 \forall i = 1, 2, 3$ olacak şekilde seçilmiştir.

Çıktı vektörümüz boylamsal eksene ait yunuslama oranı ve hız durumlarını, ayrıca yanal eksene ait yuvarlanma oranı ve sapma oranını içerir. Denetçinin gürültüye karşı gürbüzlüğü göstermek için, sistemin çıktısına 20dB'lik bir toplanır beyaz Gauss gürültüsü ekledik. Benzetim sonuçlarında durum takip performansı Şekil 1'deki gibi oldu. Ayrıca Şekil 2 ve Şekil 3'de takip hataları ve denetim girdileri gösterilmiştir. Benzetim sonuçlarına bakıldığında denetim amacının yakalandığı açıktır.

VII. SONUÇLAR

Bu çalışmada İHA'lar için sistem dinamiklerindeki belirsizliklerle ve doğrusal olmayan bozan etkenlerle başa çıkabilen bir gürbüz denetçi tasarlanmıştır. Lyapunov kararlılık analizleri

¹Değişik başlangıç değerleri için koşturulan benzetimlerde başlangıç hatasının büyümesiyle denetim girdisi büyüse de hatanın üstel hızla sıfıra sürüldüğü gözlenmiştir.



Şekil 3: Denetim girdisi $u(t)$

kullanılarak denetçinin üstel takibi sağladığı ispat edilmiştir. Tasarlanan gürbüz denetçinin etkisini test etmek için benzetimler yapılmıştır.

Literatürdeki diğer çalışmalarla karşılaştırıldığında, çalışmamızın getirdiği katkılar üstel takibin sağlanması ve denetçi tasarımı içinde sistem matrislerinin kestirimlerine yer verilmemesidir. Çalışmamıza en yakın çalışma MacKunis'in çalışmasıdır [8]. Bu çalışmada denetçi tasarımı içinde girdi matrisinin kestirimine yer verilmiştir ve asimtotik takip sağlanabilmiştir. Biz bu çalışmayı bir aşama ileri götürdük ve herhangi bir kestirime gerek olmadan İHA'nın bir dayanak sistemi üstel olarak takip etmesini sağladık.

KAYNAKÇA

- [1] B. L. Stevens and F. L. Lewis, "Aircraft Control and Simulation", John Wiley & Sons, 2003.
- [2] C. G. L. Bianco and A. Piazzi, "A servo control system design using dynamic inversion," *Control Engineering Practice*, vol. 10, no. 8, pp. 847 – 855, 2002.
- [3] M. W. Oppenheimer and D. B. Doman, "Control of an unstable, nonminimum phase hypersonic vehicle model," in *IEEE Aerospace Conference*, 2006, pp. 1–7.
- [4] Z. Szabo, P. Gaspar, and J. Bokor, "Tracking design for wiener systems based on dynamic inversion," in *IEEE International Conference on Control Applications*, Munich, Germany, 2006, pp. 1386 –1391.
- [5] T. Yamasaki, H. Sakaida, K. Enomoto, H. Takano, and Y. Baba, "Robust trajectory-tracking method for uav guidance using proportional navigation," in *International Conference on Cont. Autom. Sys.*, 2007, pp. 1404 –1409.
- [6] Q. Wang and R. F. Stengel, "A dynamic inversion controller design for miniature unmanned aerial vehicles," in *Consumer Electronics, Communications and Networks*, 2011, pp. 1916 – 1921.
- [7] Y. Shin, *Neural network based adaptive control for nonlinear dynamic regimes.*, Ph.D. thesis, Georgia Tech. Inst., Atlanta, GA, USA, 2005.
- [8] W. MacKunis, P.M. Patre, M.K. Kaiser, and W.E. Dixon, "Asymptotic tracking for aircraft via robust and adaptive dynamic inversion methods," *IEEE Control Systems Technology*, vol. 18, no. 6, pp. 1448 –1456, 2010.
- [9] W. Mackunis, *Nonlinear Control for Systems Containing Input Uncertainty via a Lyapunov-Based Approach.*, Ph.D. thesis, University of Florida, Gainesville, FL, USA, 2009.
- [10] Gang Tao, *Adaptive Control Design and Analysis*, John Wiley & Sons, New York, NY, USA, 2003.