

TURAÇ* İNSANSIZ HAVA ARACININ YUVARLANMA HAREKETİ İÇİN ORANSAL VE UYARLAMALI DENETLEYİCİ TASARIMI

Burak Yüksek†
İstanbul Teknik Üniversitesi,
İstanbul

Uğur Özdemir‡
İstanbul Teknik Üniversitesi,
İstanbul

Gökhan İnalhan§
İstanbul Teknik Üniversitesi,
İstanbul

ÖZET

Bu çalışmada dikey iniş ve kalkış yapabilen bir insansız hava aracı olan TURAÇ'ın, yuvarlanma hareketi için oransal (P) ve model referans uyarlamalı denetleyici sistemlerinin tasarımları yapılmış, bu denetleyiciler kullanılarak hava aracının doğrusal olmayan matematik modeli üzerinde benzetim çalışmaları gerçekleştirilmiştir. Oransal denetleyici katsayısı, kapalı çevrim sistemin istenen sönüm oranına ve doğal frekansa sahip olabilmesi için köklerin yer eğrisi yöntemi ile hesaplanmıştır. Uyarlamalı denetleyici tasarımı için gerekli olan referans model, arzu edilen sistem dinamiklerini sağlayacak şekilde seçilmiştir. Uyarlamalı denetleyici algoritmaları Lyapunov teorisi kullanılarak elde edilmiş ve denetleyici çıkış sinyali oluşturulmuştur.

GİRİŞ

Gelişen teknolojiyle beraber insansız hava araçlarının kullanım alanı oldukça genişlemiştir. Başta keşif ve gözetleme amaçlı askeri uygulamalar olmak üzere meteorolojik araştırmalar, karayolu trafik denetleme, tarımsal gözlem ve arama/kurtarma gibi sivil uygulamalarda da önemli rol üstlenmişlerdir.

Kullanım alanlarının genişlemesiyle birlikte farklı özelliklere ve uçuş profillerine sahip insansız hava araçlarının tasarımı da zorunlu hale gelmiştir. Özellikle, iniş ve kalkış için piste gerek duymayan rotorlu insansız hava araçları üzerinde çalışmalar yoğunlaştırılmıştır. Bu sınıftaki insansız hava araçlarının en önemli özelliği, belli bir süre havada asılı kalabilmeleri ve belirlenen özel bölge içerisinde görevlerini yerine getirebilmeleridir. Buna karşılık rotorlu insansız hava araçları, yüksek hız, irtifa ve faydalı yük kapasitesi gerektiren uygulamalarda yüksek performans gösteremeyebilirler.

Özellikle soğuk savaş döneminin de etkisiyle oldukça gelişen sabit kanatlı insansız hava araçları, döner kanatlı insansız hava araçlarına kıyasla çok daha yüksek hızda ve irtifada, birçok faydalı yük ile uçuş gerçekleştirebilirler. Düşük ağırlıktaki sabit kanatlı insansız hava araçları, elden veya bir mancınık ile atılabilirler. İnişlerini ise gövde üzerine yapabilir veya bir paraşüt yardımı ile gerçekleştirebilirler. Uçağın kalkış ağırlığı arttıkça kalkış için mancınık yeterli olmayacaktır ve pistte hızlanarak havalanması zorunlu hale gelecektir. Aynı durum uçağın inişi için de geçerlidir. Ağırlığı yüksek bir insansız hava aracının pist dışında bir alana iniş yapması, yapısal bütünlüğü ve taşıdığı hassas faydalı yükler açısından (yapay açıklıklı radar, kızıl ötesi kamera, vs) tehlike oluşturabilir.

* TURAÇ dikey iniş-kalkış yapabilen İnsansız Hava Aracı projesi 1585.STZ.2012-2 numaralı SANTEZ projesi olup T. C. Bilim, Sanayi ve Teknoloji Bakanlığı tarafından desteklenmektedir.

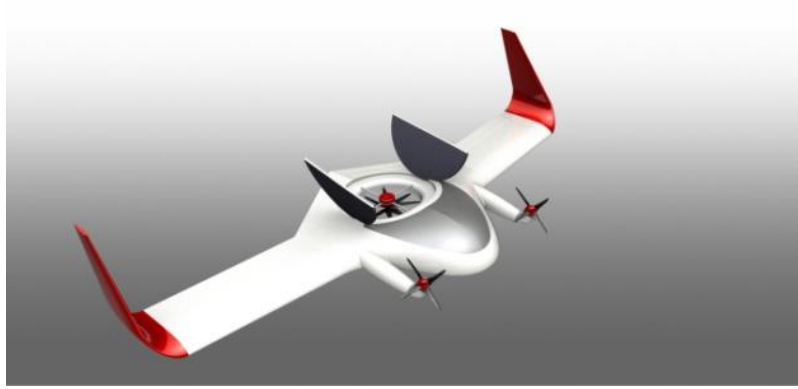
† Doktora öğrencisi, Mekatronik Müh. Böl., E-posta: yuksekb@itu.edu.tr

‡ Araştırma görevlisi, Uçak Müh. Böl., E-posta: ugur.ozdemir@itu.edu.tr

§ Doç. Dr., Uçak Müh. Böl., E-posta: inalhan@itu.edu.tr

Yapılan son çalışmalar ile rotorlu ve sabit kanatlı insansız hava araçlarının avantajlarını aynı yapıda bulunduran hibrit insansız hava araçları geliştirilmişlerdir. Yatay ve dikey iniş-kalkış yapabilen hibrit insansız hava araçları, pistin bulunmadığı veya kullanımının mümkün olmadığı durumlarda araziye, hareketli/sabit kara ve deniz platformlarına iniş-kalkış yapabilme kabiliyetine sahiptirler.

Konsept tasarım, prototipleme ve aviyonik sistem tasarımı çalışmalarının İstanbul Teknik Üniversitesi Uçak-Uzay Fakültesi laboratuvarlarında gerçekleştirilen hibrit insansız hava aracı TURAÇ Şekil 1'de görülmektedir. Ön kısımda bulunan, hareketli eksenlere sahip iki adet motor-pervane grubu ve gövde içine yerleştirilmiş eş merkezli fan sistemi sayesinde dikey uçuş durumundan yatay uçuş durumuna geçebilmektedir [Ozdemir, Aktas, Vuruskan, Dereli, Tarhan, Demirbag, Erdem, Kalaycioglu, Ozkol, Inalhan, 2013].



Şekil 1: Turaç'ın bilgisayar ortamında genel görünümü.

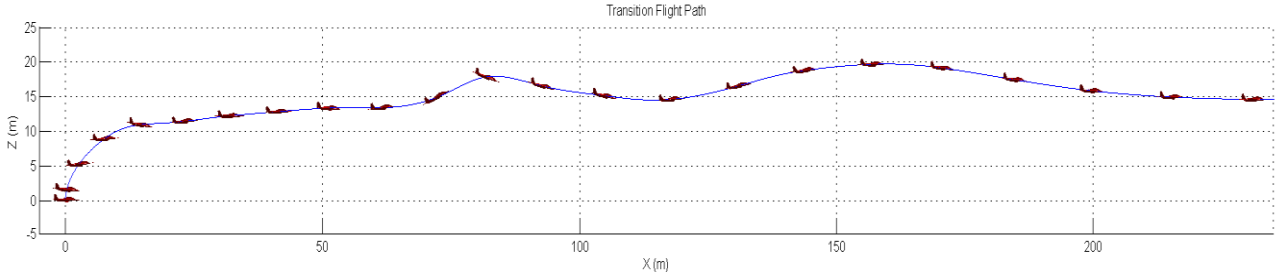
Turaç'ın genel özellikleri Çizelge 1'de verilmiştir.

Çizelge 1: Turaç'ın genel özellikleri.

Kanat açıklığı	4.2 m
Uzunluk	1.8 m
Yükseklik	1.05 m
Ön pervane çapı	0.43 m
Boş ağırlığı	39 kg
Maksimum kalkış ağırlığı	47 kg
Seyir hızı	20 m/s
Uçuş irtifası	1000 m

Hibrit bir insansız hava aracı olduğundan dolayı Turaç, dikey uçuştan yatay uçuşa sorunsuz bir şekilde geçmesi gerekmektedir. Askı uçuşunda taşıma kuvveti sadece itki sistemi ile elde edilmektedir ve uçak rotorlu bir hava aracının dinamiklerini sergilemektedir. Ön motorlara eğim açısı verilerek geçiş uçuşu başlatılır. Geçiş uçuşunun başlangıç aşamasında uçağın hızı düşük olduğu için taşıma kuvveti büyük oranda itki sistemi ile elde edilmektedir. Uçak hızlandıkça kanatlar ve gövde üzerinde aerodinamik taşıma kuvveti oluşmakta ve itki sisteminin taşıma kuvvetine doğrudan olan katkısı azaltılmaktadır. Uçağın hızı daha önce hesaplanan perdövites hızını geçtikten sonra ön motorların dönme eksenini, gövdenin X eksenine yaklaşık olarak paralel konuma getirilmekte ve eş merkezli ana taşıma fanının çalışması tamamen durdurulmaktadır. Böylece geçiş uçuş rejimi tamamlanmıştır ve insansız hava aracı yatay uçuşuna devam etmektedir.

Geçiş uçuş rejiminin karmaşık dinamiklere sahip olmasından dolayı bu rejim özel olarak incelenmiş ve detaylı bir matematik modeli oluşturulmuştur [Vuruskan, Yuksek, Ozdemir, Inalhan, 2014]. Yapılan çalışmaları sonucunda elde edilen geçiş uçuşu benzetimi Şekil 2'de gösterilmiştir.



Şekil 2: Geçiş uçuşu benzetim sonuçları.

Konsept tasarımı tamamlanan hava aracı, hızlı prototipleme teknikleri kullanılarak üretilmiş ve uçuş testleri (Şekil 3) gerçekleştirilmiştir. [Aktas, Ozdemir, Dereli, Tarhan, Cetin, Vuruskan, Yuksek, Cengiz, Basdemir, Ucar, Genctav, Yükselen, Ozkol, Kaya, Inalhan, 2014].



Şekil 3: Prototipin askı uçuş testi.

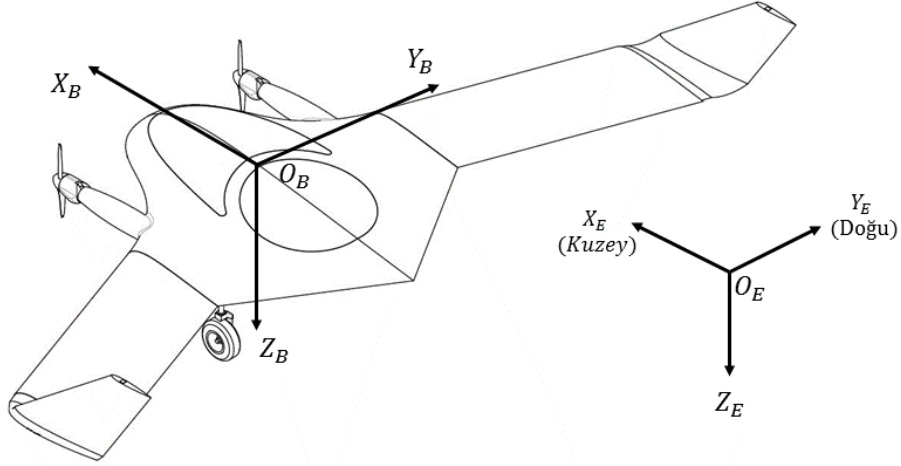
Bu çalışmada öncelikle TURAÇ'ın altı serbestlik dereceli, doğrusal olmayan matematik modeli oluşturulmuş ve yuvarlanma dinamiği belirlenen uçuş şartlarında doğrusallaştırılmıştır. Elde edilen doğrusal model kullanılarak oransal (P) yuvarlanma kontrol sistemi tasarımı yapılmıştır. Daha sonra model referans uyarlamalı denetleyici tasarımı için gerekli olan referans model oluşturulmuş ve Lyapunov Teoremi kullanılarak denetleyici için uyarlama algoritması elde edilmiştir. Çalışmanın son bölümünde ise, tasarlanan iki denetleyici doğrusal olmayan matematik model üzerinde çalıştırılmış ve performansları karşılaştırılmıştır.

İNSANSIZ HAVA ARACININ MATEMATİK MODELİNİN OLUŞTURULMASI

Doğrusal Olmayan Matematik Model

İnsansız hava aracının doğrusal olmayan matematiksel modelinin oluşturulması için kullanılacak olan gövde ve dünya eksen takımları Şekil 4'te gösterilmiştir. Atalet eksen takımında tanımlı Newton'un 2. Hareket Kanunu kullanılarak altı serbestlik dereceli matematiksel model oluşturulacaktır. Fakat matematiksel model oluşturulmadan önce aşağıdaki kabuller yapılmalıdır [Nelson, 1998].

- Dünya eksen takımı, atalet eksen takımı olarak kabul edilmiştir.
- Hava aracı rijit bir yapıya sahiptir. Gövde üzerindeki diferansiyel kütle elemanları gövde eksen takımına göre hareketsizdirler.
- Hava aracı sabit bir kütleye sahiptir.



Şekil 4: Gövde ve dünya eksen takımları.

Uçağın altı serbestlik dereceli hareketi, on iki adet doğrusal olmayan hareket denklemi ile ifade edilir. Bunlar, gövde eksen takımı üzerine tanımlı kuvvet (Denkem (1)), moment (Denklem (2)), kinematik (Denklem (3)) ve uçağın dünya eksen takımına göre konumunu ifade eden koordinat denklemleridir (Denklem (4)).

$$\begin{aligned}
 m(\dot{U} + QW - RV) &= F_{Gx} + F_{Ax} + F_{Tx} \\
 m(\dot{V} + RU - PW) &= F_{Gy} + F_{Ay} + F_{Ty} \\
 m(\dot{W} + PV - QU) &= F_{Gz} + F_{Az} + F_{Tz}
 \end{aligned} \tag{1}$$

$$\begin{aligned}
 \dot{P}I_{xx} + QR(I_{zz} - I_{yy}) - (\dot{R} + PQ)I_{xz} &= L_A + L_T \\
 \dot{Q}I_{yy} - PR(I_{zz} - I_{xx}) + (P^2 - R^2)I_{xz} &= M_A + M_T \\
 \dot{R}I_{zz} + PQ(I_{yy} - I_{xx}) + (QR - \dot{P})I_{xz} &= N_A + N_T
 \end{aligned} \tag{2}$$

$$\begin{aligned}
 P &= -\sin(\theta)\dot{\psi} + \dot{\phi} \\
 Q &= \sin(\phi)\cos(\theta)\dot{\psi} + \cos(\phi)\dot{\theta} \\
 R &= \cos(\phi)\cos(\theta)\dot{\psi} - \sin(\phi)\dot{\theta}
 \end{aligned} \tag{3}$$

$$\begin{aligned}
 \dot{x}_E &= U \cos(\theta) \cos(\psi) + V(\sin(\phi) \sin(\theta) \cos(\psi) - \cos(\phi) \sin(\psi)) + \\
 &W(\cos(\phi) \sin(\theta) \cos(\psi) + \sin(\phi) \sin(\psi)) \\
 \dot{y}_E &= U \cos(\theta) \sin(\psi) + V(\sin(\phi) \sin(\theta) \sin(\psi) + \cos(\phi) \cos(\psi)) + \\
 &W(\cos(\phi) \sin(\theta) \sin(\psi) - \sin(\phi) \sin(\psi)) \\
 \dot{z}_E &= -U \sin(\theta) + V \sin(\phi) \cos(\theta) + W \cos(\phi) \cos(\theta)
 \end{aligned} \tag{4}$$

Burada U, V, W gövde ekseninde tanımlı doğrusal hız bileşenleri; P, Q, R gövde ekseninde tanımlı açısal hız bileşenleri; ϕ, θ, ψ Euler açıları; x_E, y_E, z_E hava aracının dünya eksen takımına göre konum bileşenleri; I_{xx}, I_{yy}, I_{zz} hava aracının eylemsizlik momentleridir. G, A, T indisleri ise sırasıyla yerçekimi, aerodinamik ve itki kuvvetinin etkilerini ifade etmektedirler.

Doğrusal Matematik Model

Doğrusal olmayan hareket denklemleri Küçük Bozuntular Teoremi kullanılarak 20 m/s uçuş hızı, 5° hücum açısı ve 1000 m uçuş irtifası için doğrusallaştırılmış ve yuvarlanma dinamiği Denklem (5)'te gösterildiği gibi ikinci dereceden transfer fonksiyonu ile modellenmiştir.

$$\frac{\Delta\phi(s)}{\Delta\delta_a(s)} = \frac{L_{\delta_a}}{s(s-L_p)} \quad (5)$$

Burada L_{δ_a} kanatçık kontrol türevini, L_p yuvarlanma açısal hızından kaynaklanan yuvarlanma momenti türevini ifade etmektedir. Bu türevler Denklem (6) ve Denklem (7) ile hesaplanabilirler.

$$L_{\delta_a} = \frac{Q S b C_{l\delta_a}}{I_{xx}} (s^{-2}) \quad (6)$$

$$L_p = \frac{Q S b^2 C_{lp}}{2 I_x u_0} (s^{-1}) \quad (7)$$

Transfer fonksiyonunun faz değişkeni formunda durum-uzay gösterimi Denklem (8)'de görülmektedir.

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \ddot{\phi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & L_p \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \phi \\ \dot{\phi} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ L_{\delta_a} \end{bmatrix} \delta_a \quad (8)$$

$$y = [1 \quad 0] \begin{bmatrix} \phi \\ \dot{\phi} \end{bmatrix}$$

DENETLEYİCİ TASARIMLARI

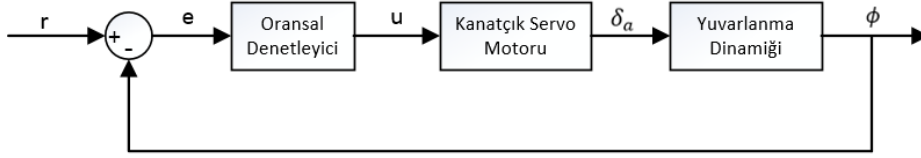
Savunma sanayiinin etkisiyle havacılık alanındaki uygulamalar geliştikçe çok daha karmaşık dinamiklere sahip hava araçları tasarlanmıştır. Yüksek manevra kabiliyeti, uzun menzil ve dikey iniş-kalkış gibi özellikleri olan bu hava araçlarının kontrol sistemleri de ihtiyaçları karşılayacak seviyede olmalıdır. Örneğin; uzun uçuş menzili olan insansız hava araçlarının yakıt tüketiminden dolayı ağırlıklarında ve eylemsizlik momentlerinde değişimler olmaktadır. Bu nedenle uçağın dinamikleri sürekli değişmekte ve zamanla-değişmeyen sistemler temel alınarak tasarlanan kontrol algoritmaları yetersiz kalmaktadır.

Modern kontrol teorisinin gelişmesinden sonra kazanç tablolaştırma tekniği uyarlamalı kontrol algoritması olarak kullanılmaya başlanmıştır. Örneğin; bir uçağın pilot girişine verdiği cevap, uçağın bulunduğu irtifaya bağlı olmaktadır. Eğer tasarımcı uçağın bulunduğu irtifayı doğru bir şekilde ölçebilirse, uçuş profilindeki her bir irtifa aralığı için özel bir sabit katsayılı kontrol sistemi tasarımı yapabilir ve bu katsayıları bir tablo şeklinde uçuş bilgisayarına yükleyebilir. Böylece uçuş kontrol sistemi, irtifa değiştikçe o anki uçuş şartları için özel olarak hesaplanan denetleyici katsayısını kullanacak ve dinamik model değişse de istenen uçuş performansı sağlanabilecektir.

Bir diğer uyarlamalı kontrol sistemi olan model referans uyarlamalı kontrol sistemi, ilk olarak Whitacker tarafında 1958 yılında geliştirilmiştir [Butler, 1992]. Denetleyici parametreleri, referans sinyal, sistem çıkışı ve referans model çıkışı kullanılarak, bir uyarlama algoritması ile sürekli olarak hesaplanır. Böylece sistem parametreleri değişse bile denetleyici parametreleri oluşan yeni koşula göre güncellendiği için sistemin kapalı çevrim davranışı referans modeli takip edecektir.

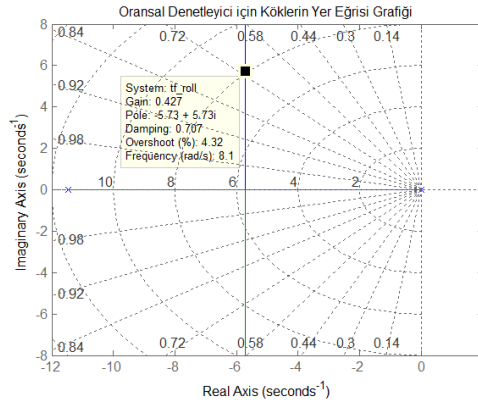
Oransal Denetleyici Tasarımı

Oransal denetleyiciler, otomatik pilot olarak kullanılan ilk denetleyici elemanlarından biridir. Yuvarlanma açısı kontrol sisteminin işleyişine genel olarak bakarsak, öncelikle yuvarlanma açısı bir dikey jiroskop veya IMU (Inertial Measurement Unit - Ataletsel Ölçüm Birimi) gibi daha modern sensörler ile ölçülmekte ve referans açı değeri ile karşılaştırılıp bir hata sinyali üretilmektedir. Elde edilen bu hata sinyali ile orantılı olarak kanatçıklara açı verilerek yuvarlanma momenti oluşturulmakta ve referans ile ölçülen yuvarlanma açısı arasındaki hata gittikçe azaltılmaktadır [Nelson, 1998]. Oransal yuvarlanma açısı denetleyici sisteminin blok şeması Şekil (5)'te gösterilmiştir.



Şekil 5: Oransal yuvarlanma kontrol sistemi blok şeması.

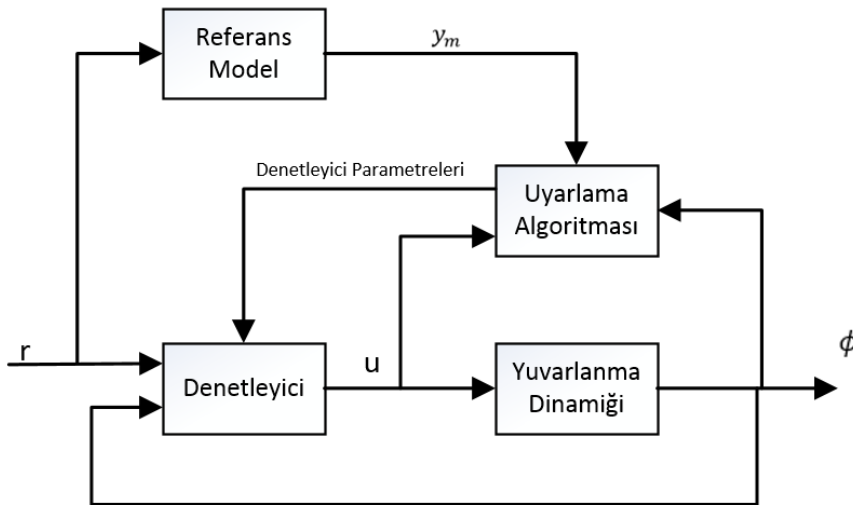
Oransal denetleyici kazanç köklerin yer eğrisi yöntemi kullanılarak hesaplanmıştır. Kanatçıkların hareketini sağlayan RC servo motorları, giriş sinyaline oldukça hızlı cevap verdikleri için yaklaşık olarak $K_{aileron} = 1$ kazanç ile modellenmişlerdir. Kapalı çevrim sistemin sönüm oranı $\zeta = 0.707$ ve doğal frekansı $\omega_n = 8.09 \text{ rad/s}$ olması için için kazanç $K_p = 0.427$ olarak Şekil (6)'daki köklerin yer eğrisi grafiğinden seçilmiştir.



Şekil 6: Yuvarlanma açısı oransal denetleyicisi için köklerin yer eğrisi grafiği.

Model Referans Uyarlamalı Denetleyici Tasarımı

Uçuş şartlarının veya hava aracın ağırlık, eylemsizlik momenti gibi mekanik özelliklerinin değiştiği durumlarda sabit kazançlı denetleyici istenen performansı sağlayamayacaktır. Bu durumun üstesinden gelebilmek için denetleyici parametrelerinin, uçuş süresince değişen koşullara göre sürekli olarak güncellenmeleri gerekmektedir. Şekil (7)'de blok diyagramı gösterilen model referans uyarlamalı denetleyici sisteminde denetleyici parametreleri, Lyapunov teorisi kullanılarak oluşturulan bir algoritma ile uçuş esnasında sürekli güncellenmekte ve böylece referans sinyal ile sistem çıkışı arasındaki hata giderilmektedir.



Şekil 7: Model referans uyarlamalı denetleyici sistemi blok diyagramı.

Lyapunov teorisine göre eğer bir fonksiyon Denklem (9)'daki şartları sağlıyorsa sistem asimptotik kararlı bir karakteristik sergilemektedir [Butler, 1992].

$$\begin{aligned}
 x \neq 0 \text{ için } V(x) &> 0 \text{ (Kesin pozitif)} \\
 x \neq 0 \text{ için } \dot{V}(x) &< 0 \text{ (Kesin negatif)} \\
 V(x) &\rightarrow \infty \text{ for } \|x\| \rightarrow \infty \\
 V(0) &= 0
 \end{aligned} \tag{9}$$

Lyapunov fonksiyonu, sistem hatasını ve parametre hatasını içeren, kuadratik bir fonksiyonudur ve Denklem (10)'daki gibi seçilebilir [Butler, 1992].

$$V = e^T P e + \phi^T \Gamma^{-1} \phi \tag{10}$$

Burada $e = x_p - x_m$, P kesin pozitif simetrik matris ve Γ uyarılama kazanç matrisidir. P matrisi Denklem (11) ile hesaplanabilir [Butler, 1992].

$$A^T P + P A = -Q \tag{11}$$

Uyarılmalı denetim sisteminde kullanılacak referans modelin $\zeta = 0.707$ sönüm oranına ve $\omega_n = 8 \text{ rad/s}$ doğal frekansına sahip olması istenmektedir. Bu bilgiler kullanılarak referans modelin transfer fonksiyonu Denklem (12)'de görüldüğü gibi elde edilmiştir.

$$G_m(s) = \frac{\phi_m(s)}{r(s)} = \frac{\omega_n^2}{s^2 + 2\zeta\omega_n s + \omega_n^2} = \frac{64}{s^2 + 11.312s + 64} \tag{12}$$

Referans modelin durum uzay gösterimi, faz değişkenleri formunda Denklem (13)'te verilmiştir.

$$\begin{aligned}
 \begin{bmatrix} \dot{\phi}_m \\ \ddot{\phi}_m \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ -64 & -11.312 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \phi_m \\ \dot{\phi}_m \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 64 \end{bmatrix} r \\
 y &= [1 \quad 0] \begin{bmatrix} \phi_m \\ \dot{\phi}_m \end{bmatrix}
 \end{aligned} \tag{13}$$

Mükemmel model takibi için kontrol sinyali Denklem (14)'teki gibi ifade edilebilir [Butler, 1992].

$$\begin{aligned}
 u &= k_b^T x_p + k_0 r = [k_1 \quad k_2 \quad \dots \quad k_n] x_p + k_0 r \\
 u &= \theta^T \omega \\
 \theta^T &= [k_0 \quad k_b^T] \\
 \omega^T &= [r \quad x_p^T]
 \end{aligned} \tag{14}$$

Burada θ denetleyici parametreleri vektörü, ω sinyal vektörüdür.

Asimptotik kararlılığı sağlayabilmek için Lyapunov fonksiyonunun türevinin kesin negatif olması gerekmektedir. Bu şartı sağlayacak parametre güncelleme kuralı Denklem (15)'te gösterilmiştir [Butler, 1992].

$$\dot{\phi} = -\Gamma e^T P B_I \omega \tag{15}$$

Elde edilen parametre güncelleme kuralı kullanılarak model referans uyarılmalı denetleyici sistemi oluşturulmuştur. Q ve Γ parametreleri için;

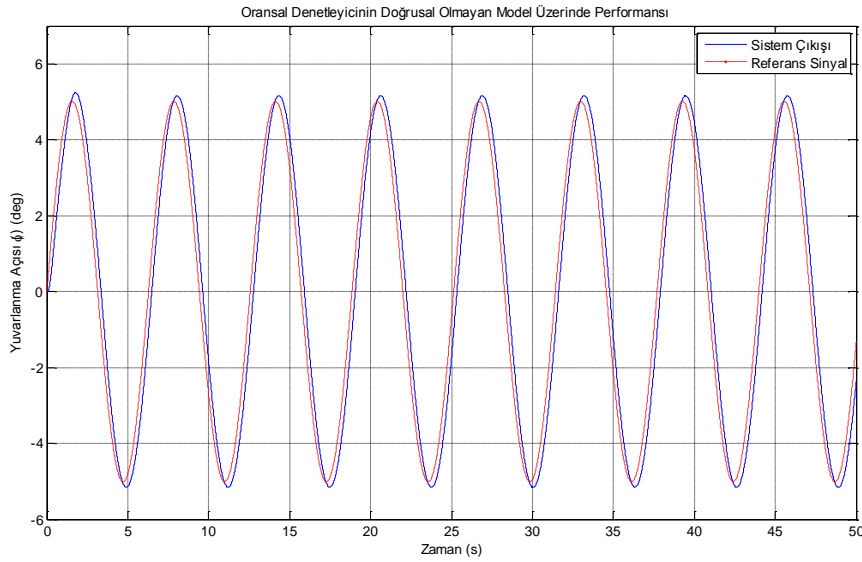
$$Q = \begin{bmatrix} 2 & 0 \\ 0 & 2 \end{bmatrix}; \Gamma = \begin{bmatrix} 5 & 0 & 0 \\ 0 & 5 & 0 \\ 0 & 0 & 5 \end{bmatrix}$$

değerleri seçilerek insansız hava aracının doğrusal olmayan modeli üzerinde benzetim çalışmaları yapılmıştır.

DOĞRUSAL OLMAYAN MODEL ÜZERİNDE ORANSAL VE UYARLAMALI DENETLEYİCİ PERFORMANSLARININ KARŞILAŞTIRILMASI

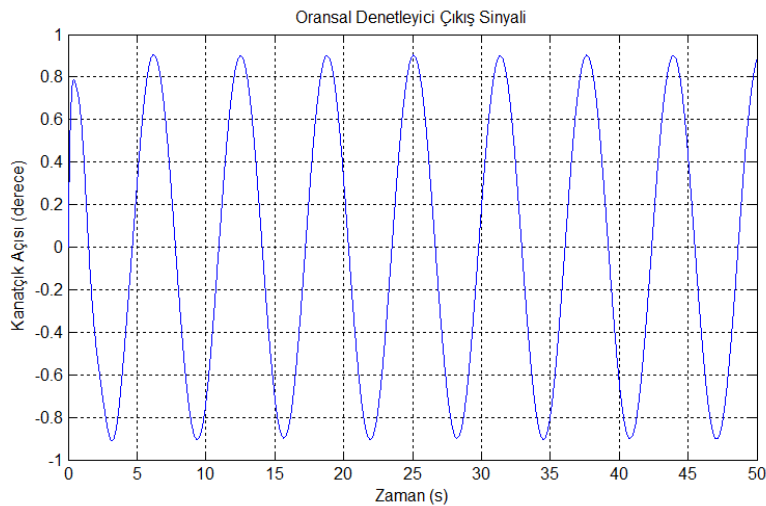
Tasarlanan oransal ve model referans uyarlamalı denetleyici sistemleri doğrusal olmayan matematik modele uygulanmış kapalı çevrim sistemlerin sinüs sinyali referans girişine verdikleri cevaplar incelenmiştir.

Şekil (8)'de oransal denetleyici ile kontrol edilen sistemin referans sinüs sinyali ve sistem çıkış sinyali görülmektedir. Sabit katsayılı oransal denetleyici, uçuş şartlarının değişmediği durumlarda iyi bir performans göstermekte ve verilen referans sinyali bir miktar aşım ve gecikme ile takip etmektedir.



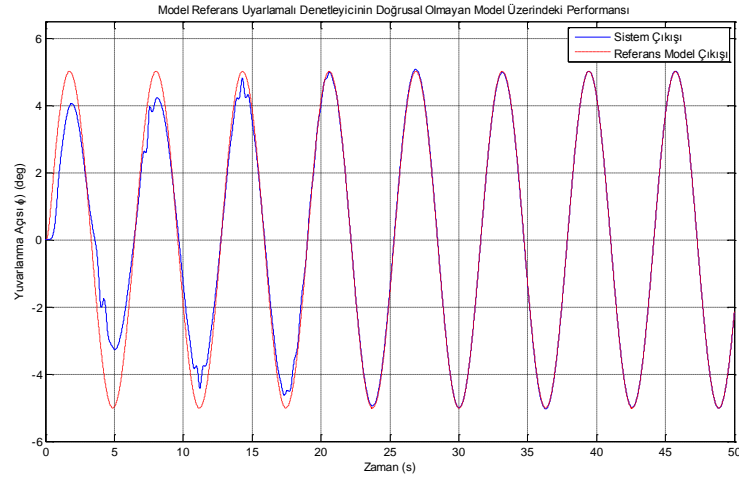
Şekil 8: Oransal denetleyici performansı.

Oransal denetleyicinin çıkış sinyali Şekil (9)'da görülmektedir.



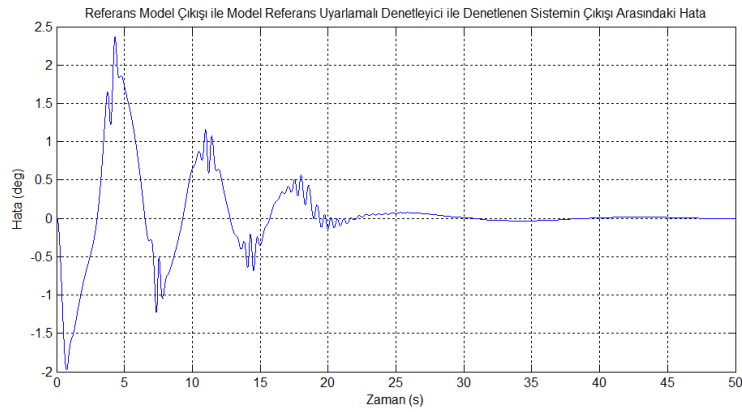
Şekil 9: Oransal denetleyicinin çıkış sinyali.

Model referans uyarlamalı denetleyici ile kontrol edilen sistemin takip ettiği referans model çıkışı ve kapalı çevrim sistemin çıkışı Şekil (10)'da görülmektedir. Simülasyonun başlangıcında doğrusal olmayan model çıkışı ile referans model çıkışı arasında bir miktar hata oluşmaktadır. Bunun nedeni, denetleyici parametrelerinin henüz tam olarak uyarlanamamış olmasıdır.



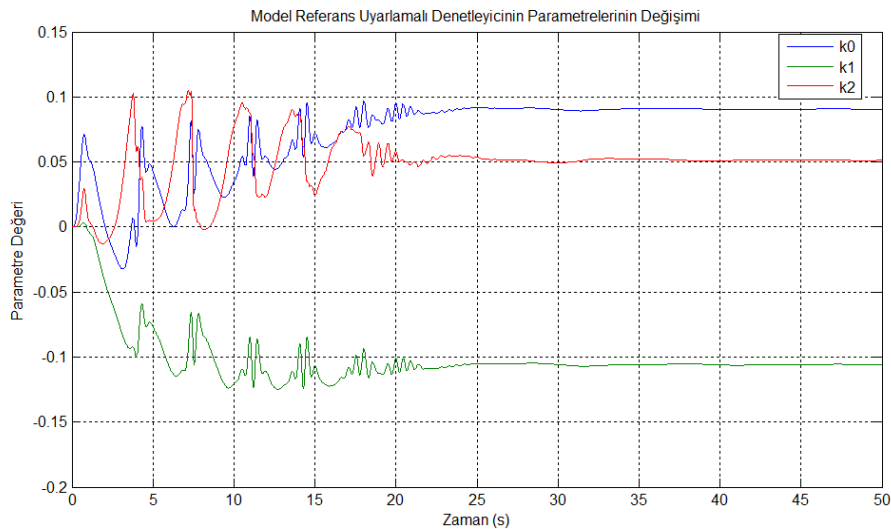
Şekil 10: Model referans uyarlamalı denetleyici sisteminin performansı.

Model referans uyarlamalı denetleyici ile kontrol edilen sistemin hatası Şekil (11)'de görülmektedir.



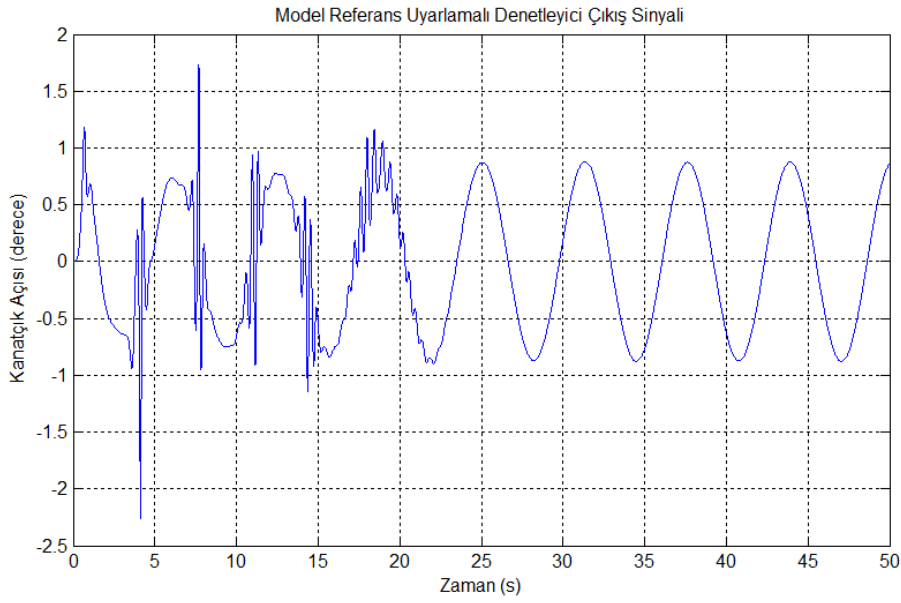
Şekil 11: Model referans uyarlamalı denetleyici ile denetlenen sistemin hatası.

Lyapunov teorisi üzerine kurulmuş olan uyarlama algoritması kullanılarak denetleyici parametreleri sürekli güncellenmekte ve referans model ile doğrusal olmayan sistem arasındaki hatayı yok edecek şekilde belli bir değere yakınsamaktadırlar. Model referans uyarlamalı denetleyicinin parametrelerinin değişimi Şekil (12)'de gösterilmiştir.



Şekil 12: Model referans uyarlamalı denetleyicinin parametrelerinin değişimi.

Model referans uyarlamalı denetleyicinin çıkış sinyali Şekil (13)'te görülmektedir.



Şekil 13: Model referans uyarlamalı denetleyicinin çıkış sinyali.

SONUÇ

Sabit kazançlı oransal denetleyici kullanılarak tasarlanan yuvarlanma kontrol sistemi, hareket denklemlerinin doğrusallaştırıldığı uçuş şartlarında istenen performansı gösterse de uçuş şartları değiştiğinde aynı performansı gösteremeyecektir. Buna karşılık model referans uyarlamalı denetleyici sistem, uçuş şartları değiştiğinde kontrol parametrelerini Lyapunov fonksiyonunu temel alarak güncelleyecek ve kapalı çevrim sistem referans modeli takip edecektir.

İlerleyen çalışmalarda Turaç'ın yanal hareketlerinin kontrolü için çok-girişli-çok-çıkışlı model referans uyarlamalı denetleyici tasarımı yapılacaktır. İnsansız hava aracının eylemsizlik momenti ve toplam kütle gibi mekanik özellikleri benzetim esnasında değiştirilerek, oransal ve uyarlamalı denetleyicilerin performansları karşılaştırılacaktır.

Kaynaklar

- Aktas, Y. O., Ozdemir U., Dereli Y., Tarhan A. F., Cetin A., Vuruskan A., Yuksek B., Cengiz H., Basdemir S., Ucar M., Genctav M., Yukselen A., Ozkol I., Kaya M. O., Inalhan G., 2014. *A low cost prototyping, analyzing and flight testing for the TURAC VTOL UAV*, ICUAS 2014, Orlando, 27-30 Mayıs.
- Butler, H., 1992. *Model Reference Adaptive Control*, Prentice Hall International, s.1-76.
- Nelson, R., 1998. *Flight Stability and Automatic Control*, 2. Basım, McGraw-Hill, s.281-302.
- Ozdemir, U., Aktas, Y.O., Vuruskan, A., Dereli, Y., Tarhan, A.F., Demirbag, K., Erdem, A., Kalaycioglu, G. D., Ozkol, I., Inalhan, G., 2014. *Design of a Commercial Hybrid VTOL UAV System*, Journal of Intelligent Robotic Systems, Cilt.74, s.371-393.
- Vuruskan, A., Yüksek, B., Özdemir, U. ve İnalhan, G., 2014. *Dynamic Modeling of a Fixed Wing VTOL UAV*, ICUAS 2014, Orlando, 27-30 Mayıs.