

# İnsansız Hava Araçları için Çift Telli Sarkaç Kullanarak Atalet Momentlerinin Hesaplanması ve Otopilot Tasarımı

Şeyma Akyürek<sup>1</sup>, Anıl Güçlü<sup>2</sup>, Ünver Kaynak<sup>3</sup>, Coşku Kasnakoğlu<sup>4</sup>

<sup>1</sup>Elektrik-Elektronik Mühendisliği Bölümü  
TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi, Ankara  
s.akyurek@etu.edu.tr

<sup>2</sup>Sistem Test ve Değerlendirme Müdürlüğü  
ROKETSAN Roket Sanayi ve Ticaret A.Ş., Ankara  
guclu@roketstan.com.tr

<sup>3</sup>Makine Mühendisliği Bölümü  
TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi, Ankara  
ukaynak@etu.edu.tr

<sup>4</sup>Elektrik-Elektronik Mühendisliği Bölümü  
TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi, Ankara  
kasknakoğlu@etu.edu.tr

## Özetçe

Bu çalışmada bir insansız hava aracının modelleme süreci ve çift telli sarkaç deneyi tekniği kullanılarak atalet momentlerinin bulunması anlatılmıştır. Apprentice S model uçağı matematiksel olarak modellenmiş, atalet moment değerleri ise çift telli sarkaç yöntemi kullanılarak hesaplanmıştır. Bu hesaplamaların ardından elde edilen model için dengeli uçuş modunda çalışan bir otopilot sistemi çevrim şekillendirme yöntemi kullanılarak oluşturulmuştur.

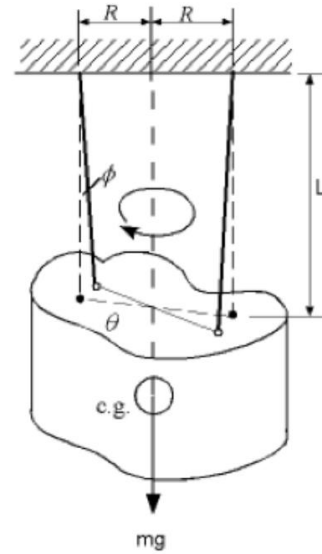
## Abstract

In this study, modeling process of an unmanned aircraft and to determine the inertia moments by using the bifilar pendulum technique are explained. Apprentice S model aircraft is mathematically modeled and its inertia moments are calculated by using the bifilar pendulum experiment. After these calculations for the obtained model an autopilot system which runs in the stabilizer mode oriented by loop shaping method.

## 1. Giriş

İnsansız hava araçları insan kaybına yol açacak her türlü riski önlemek için otomatik veya manuel olarak kontrol edilebilirler. Birçok avantajlarından ötürü, bir İHA sisteminin kontrolü ve dinamik olarak modellenmesi önemli bir konu olmasının yanında bir İHA sistemi feda edilecek kadar ucuz olup çeşitli faydalı yükleri taşıyabilecek kadar da güçlüdür [1]. Uçağın görevini başarıyla tamamlaması için iki koşul gereklidir [2]. Uçak dengeli uçuşunu başarabiliyor olmalı ve geniş çaplı uçuş hızlarında ve yüksekliklerinde manevra kabiliyetine sahip olmalıdır [2].

Düşük maliyetli mikro elektromekanik sensörler, mikroişlemciler ve yüksek enerji yoğunluğuna sahip lipo pillerdeki yenilikler sayesinde insansız hava araçları araştırma konusu olarak ilgi görmektedir [3],[4],[5]. Dinamik modelin elde edilmesi sistem kontrolünün önemli bir parçasıdır [6]. İnsansız hava araçları için görev odaklı daha agresif uçuş kontrolcülere tasarlayabilmek için uçağın atalet momentleri (I) hakkında iyi bir bilgi düzeyine sahip olmak çok önemlidir [7]. Ancak uçakların kompleks geometrilerinden dolayı atalet momentlerinin belirlenmesi zordur.



Şekil 1.1: Çift telli sarkaç deneyi

Atalet momentlerinin belirlenmesinde matematiksel hesaplamalar kullanılabilir de deneysel yaklaşımların daha basit oldukları ve vakit kazandırdıkları görülmüştür. Bu yaklaşımlardan biri olan paralel eksen teoremi [8],[9] tabanlı bilgisayar destekli tasarım modellemesi yöntemi ile doğru bir uçak modeli çıkabilse de bu yöntem meşakkatli bir yaklaşımdır [7]. Zorlanmış rotasyon cihazlarının [10],[11]kullanımı dahil deneysel yaklaşımların bazılarında ve serbest osilasyonlar [9],[12],[13], sıklıkla bir süspansiyon sarkacı ile, örneğin çift telli sarkaç, bahsedilmiştir [7]. Bir çift telli sarkaç sistemi iki adet tel ve bu tellerle asılan bir cisimden oluşmaktadır [12].

Performans ve gürbüzlük kriterlerinin devreye girmesi, bir yolcu uçağında yolcuların rahatlığının düşünülmesi vb. sebeplerden ötürü kontrol yöntemleri geliştirilmektedir. Gün geçtikçe klasik yöntemler bazı görevlerde yerlerini modern yöntemlere bırakmıştır. Bu çalışmada modern yöntemlerden biri olan çevrim şekillendirme yöntemi otopilot tasarımı için kontrolcü olarak kullanılmıştır. Önceki çalışmalarda [14], [15] düz uçuş yapan otopilot sistemlerinde tek giriş tek çıkışlı sistemler PID kontrolcü tasarlanarak kontrol edilmiştir. Ancak çevrim şekillendirme yöntemi ile çok girişli çok çıkışlı bir sistem rahatlıkla kontrol edilebildiği için bu yöntem bu çalışmada tercih sebebi olmuştur. Bunun yanında dış etkenlerden kaynaklı her türlü bozucunun sistem modeline dahil edilebilmesi bu yöntemin gerçeğe daha yakın olduğunu göstermekte ve gerçek uçuş testlerinde yaşanabilecek aksaklıkları asgari seviyeye indirmektedir.

## 2. Atalet Momentlerinin Bulunması

Çift telli sarkaç sistemi kendiliğinden hareket etmeyen deneysel bir platform olup asılı bir kütle için atalet momentlerini belirlemek için kullanılır. Kütleyle bulunması istenen moment eksenini etrafında bir ilk döndürme uygulanır, bu kuvvet kütle için o ekseninde salınmasına neden olur [16]. Salınım bittikten sonra periyot elde edilir. Formüldeki değişkenlerin değerleri de belirlendikten sonra atalet momentleri elde edilir.

Atalet matrisi 1. denklemden gibidir.

$$I = \begin{bmatrix} I_{xx} & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{yx} & I_{yy} & -I_{yz} \\ -I_{zx} & -I_{zy} & -I_{zz} \end{bmatrix} \quad (1)$$

$-I_{xy}, -I_{xz}, -I_{yx}, -I_{yz}, -I_{zx}, -I_{zy}$  atalet değerleri, uçağın x, y ve z eksenlerinde simetrik olduğu kabul edilerek 0 olarak kabul edilmiş,  $I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}$  atalet değerleri ise çift telli sarkaç kullanılarak hesaplanmıştır.



Şekil 2.1: Apprentice S model uçağı için çift telli sarkaç deneyi

Yunuslama, yuvarlanma ve yalpa eksenlerindeki atalet momentleri belirlenirken sistemin simetrikliğinden ötürü ayrı ayrı yunuslama ve yuvarlanma eksenlerinin pozitif ve negatif kısımları aynı kabul edilmiştir. Herhangi bir eksen için atalet momentinin hesabı 2. denkleme verilmiştir.

$$I = \left[ \frac{T_n}{2\pi} \right]^2 \frac{mgR^2}{L} \quad (2)$$

Burada  $T_n$  ölçülen salınım periyodu (saniye), m sistemin kütlesi (kg), g yerçekimi ivmesi ( $m/s^2$ ), R ipler arasındaki mesafenin yarıçapı (m), L iplerin uzunluğu (m) olarak alınmaktadır. Açısal hız verisi, uçak ağırlık merkezine sabitlenmiş ataletsel ölçüm birimi ile ölçülmektedir. Apprentice S model uçağının yuvarlanma eksenini atalet ölçümü için yapılan deney Şekil 2.1'de verilmiştir

Tablo 1: Atalet Momentleri

$I_{xx} (kgm^2)$	0.48
$I_{yy} (kgm^2)$	0.2109
$I_{zz} (kgm^2)$	0.1083

Deney sonucunda ölçülen salınım periyodu,  $T_n$ , 2. denkleme yerine konularak, yuvarlanma, yunuslama ve sapma eksenlerindeki atalet momentleri hesaplanmaktadır. Hesaplanan atalet moment değerleri Tablo 1'de verilmiştir. Bu değerler MATLAB/Simulink ortamında model uçağın kararlılık katsayılarının bulunduğu bloğa eklenecektir.

## 3. Sistem Modeli ve Kontrolcü Tasarımı

Bu çalışmada, çapraz bağlaşım etkisini minimuma indirmek için, uçağın tüm kontrol yüzeylerinin aynı anda kontrol edilebilmesi için ve performans – gürbüzlük ilişkisinin en verimli kullanıldığı bir sistem oluşturabilmek için çevrim şekillendirme kontrol yöntemi kullanılmıştır. Dengeleyici evre tasarlanırken çok girişli çok çıkışlı kontrol sistemi  $H_\infty$  çözümü formunda tasarlanmıştır.

Uçağın kontrol yüzeyleri arasında çapraz bağlaşım etkileri bulunmaktadır. Yön dümeni ile kanatçıklar arasındaki durum kuplaj kavramına örnek olarak verilebilir. Bu etkileşimin sistemin aleyhine sonuçlanacağı bilinmektedir. Ancak çok girişli, çok çıkışlı sistemlerde kuplajları elimine etme problemi kolayca çözülememektedir [17].

Bu bölümdeki anahtar fikirlerden biri, kapalı çevrim transfer fonksiyonunun davranışının, açık çevrim transfer fonksiyonu kullanılarak tasarlanabilmesidir. Aynı yaklaşım Nyquist kistası sayesinde kararlılık çalışmalarında da kullanılır [18]. Açık çevrim transfer fonksiyonunun Bode eğrisi, kapalı çevrim sisteminin kararlılığını belirlemek için çizdirilir. Çevrim transfer fonksiyonu;

$$L = PC \quad (3)$$

olsun, L'nin özelliklerine göre istenen performans belirlenirse, C kontrolcüsündeki değişimlerin etkileri hemen görülür [18].

Glover ve McFarlane'in yaptığı çalışmada belirtilen hesaplamaların ardından performans ve gürbüzlük kriterleri denklemin 4'deki gibi yazılır.

$$S = \frac{1}{1+PC} \quad T = \frac{PC}{1+PC} \quad (4)$$

- $\|W_1 S\|_\infty < 1$  : Performans koşulu [19]
- $\|W_2 T\|_\infty < 1$  : Gürbüzlük koşulu [19]

- $\|W_1S\|_\infty + \|W_2T\|_\infty < 1$  : Gürbüz performans koşulu [19]

$H_\infty$  çevrim şekillendirme yönteminin aradığı çözüm, yukarıda maddelenmiş koşulların tamamının sağlanması ile bulunur ve etkili bir yöntemdir.

Bu bölümde, çok giriş çok çıkışlı bir kontrol sisteminin  $H_\infty$  çevrim şekillendirme çözümü yöntemi ile oluşturulma adımlarından bahsedilmiştir [20]. Kontrolcü tasarımının ilk adımı, minimum fazlı ve kararlı çevrim şekillendirmeyi hesaplamaktır.  $W$  yukarıda bahsedilen sisteme uygulanan bozucuları temsil etmektedir. Bu bozucu filtrenin, biçimlendirilmiş sistemin kare matrisini karşılması gerekmektedir. Yeniden biçimlenmiş sistem denklem 5'te verilmiştir.

$$G_s = GW \quad (5)$$

$$\sigma(G_d) \approx \sigma(G_s) \quad \forall w \quad (6)$$

Bu yöntem Safonov [21] tarafından bahsedilen GCD formüllerini kullanarak oluşturulabilir. Diğer taraftan, normalleştirilmiş coprime faktörü teorisi, biçimlendirilmiş sistem için optimal bir çevrim şekillendirme kontrolcüsü hesaplamak için kullanılır [22]. Coprime faktörizasyonu için bazı gerekli tanımlar aşağıda verilmiştir. Herhangi bir bozuntuya uğramış bir sistem denklem 8'deki gibi tanımlanır.  $\Delta_M$  ve  $\Delta_N$  yazılı sistemdeki kararsızlıkları temsil eden, kararlı ve belirsiz transfer fonksiyonlarıdır. Gürbüz kontrolcü tasarımının koşulu, sadece nominal sistemi değil bozulmuş sistemleri de  $K$  gibi bir kontrolcü ile dengelemektir. Bu durum denklem 9'da verilmiştir. Gürbüz kararlılık için, iç kararlılığın hem yazılı hem bozulmuş sistemler için başarılması gerekir. Eğer gürbüz kararlı bir  $K$  varsa,  $M$ ,  $N$ ,  $\varepsilon$  için de gürbüzce kararlı duruma gelir, denebilir. Gürbüz kararlılık için denklem 10 ve 11'deki iki şartın sağlanması gerekir. İnfimum  $K$ , dengeleyici kontrolcü üzerinde seçilir.  $H_\infty$  eniyileme problemi,  $\varepsilon^{-1}$ 'nin olabildiğince küçük seçilmesine izin verir.  $P$ , denklem 13'te verilmiştir.  $H_\infty$  eniyileme problemi için  $K$  bütün dengeleyici kontrolcü olarak  $P$  standart sistem olarak seçilir. Yukarıda belirtilen problemin standart çözümü referans [23]'te ayrıntılarıyla açıklanmıştır. Ayrıca, tasarlanmış kontrolcü için son ifade denklem 15'teki gibi olmaktadır

$$G = M^{-1}N \quad (7)$$

$$G_\Delta = (M + \Delta_M)^{-1}(N + \Delta_N) \quad (8)$$

$$G_\varepsilon = \{(M + \Delta_M)^{-1}(N + \Delta_N) : \|\Delta_M, \Delta_N\|_\infty < \varepsilon\} \quad (9)$$

$$(I - GK)^{-1}, K(I - GK)^{-1}, (I - GK)^{-1}G, (I - KG)^{-1} \in RH_\infty \quad (10)$$

$$\det(I - GK)(\infty) \neq 0 \quad (11)$$

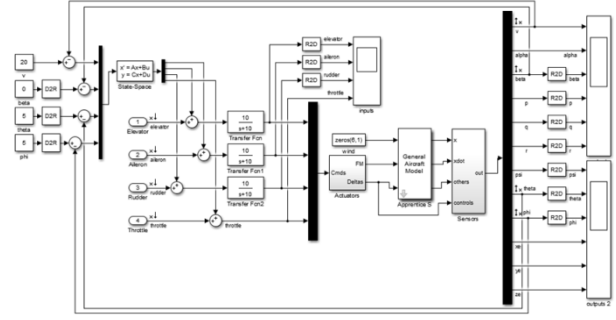
$$\inf_K \left\| \begin{bmatrix} K(I - GK)^{-1}M^{-1} \\ (I - GK)^{-1}M^{-1} \end{bmatrix} \right\|_\infty \leq \varepsilon^{-1} \quad (12)$$

$$P \triangleq \begin{bmatrix} P_{11} & P_{12} \\ P_{21} & P_{22} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & (I) \\ (M^{-1}) & G \end{bmatrix} \quad (13)$$

$$\inf_K \|F_L(P, K)\|_\infty \leq \varepsilon^{-1} \quad (14)$$

$$K_{final} = WK \quad (15)$$

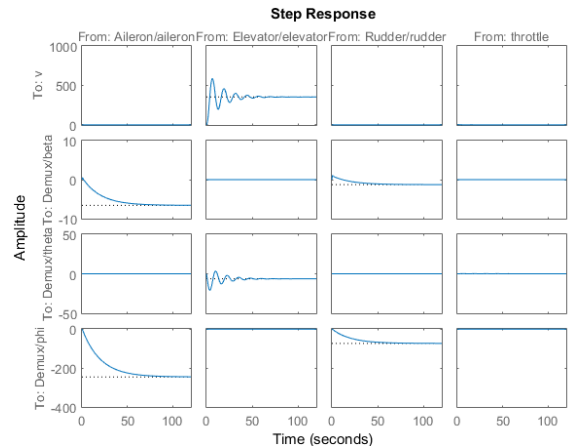
Çevrim şekillendirme yöntemi ile tasarlanan kontrolcü MATLAB/Simulink ortamında tasarlanan Şekil 3.1'deki modelde test edilmiştir.



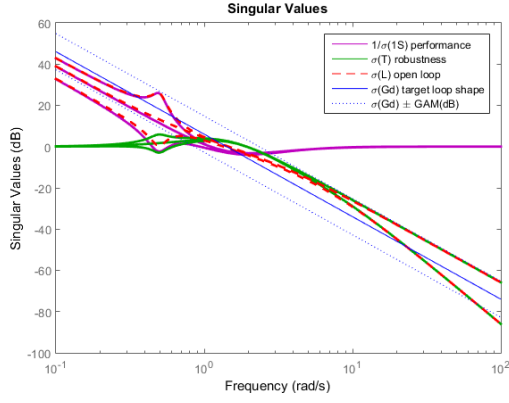
Şekil 3.1: Apprentice S model uçağı için dengeleyici otopilot sistemi.

Düz uçuş gerçekleştiren bir otopilot sistemi, irtifa tutucu veya navigasyonel bir otopilot sisteminin iç döngüsünü oluşturduğu için iyi çalışması kritiktir. Şekil 3.1'de [22] dengeleyici evrede çalışan bir otopilot sisteminin MATLAB/Simulink modeli verilmiştir. Modelde verilen 1-4 numaralı girişler uçağın kontrol yüzeylerini ve gaz kolunu belirtmektedir. İlk üç girişin (kontrol yüzeyleri) eklenen transfer fonksiyonları basitleştirilmiş servo motor modelleridir. Şekilde verilen model için kontrolcü oluşturulurken çevrim şekillendirme kontrolcüsünün durumlarının yer aldığı durum uzayı bloğu kaldırılıp, yalnızca uçak modeli kullanılarak çalışma noktalarında sistem doğrusallaştırılmıştır. dengeleyici evre için çevrim şekillendirme yöntemi ile doğrusallaştırılmış sistemin durum uzayı kullanılarak kontrolcü oluşturulmuştur.

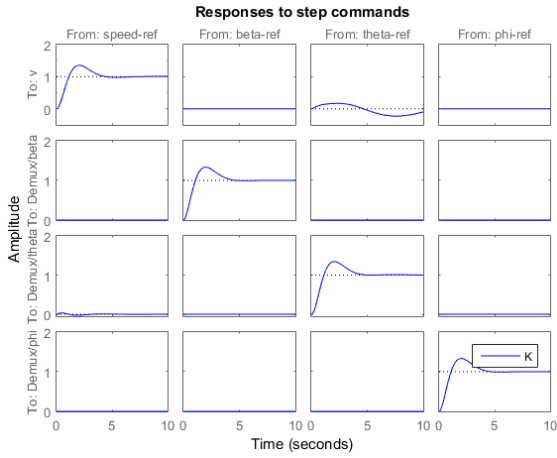
Sistem oluşturulurken giriş olarak belirtilen uçağın tüm kontrol yüzeyleri için çıkışlar sırası ile hız,  $\beta$ ,  $\Theta$  ve  $\Phi$  değerleri olarak belirlenmiştir. Böyle bir seçim yaparken amaç, uçağın düz uçuşunu engelleyecek hemen hemen her senaryonun ortadan kaldırılabilmesi ve sonradan eklenebilecek irtifa, rota tutucu gibi dış döngülere cevap verebilecek bir iç döngü oluşturabilmektir. İrtifa tutucu otopilot sistemi için hız ve yunuslama açısı değişiminin uçağı istenen irtifa değerine getirebilmesi için önemlidir. Aynı bakış açısı ile, rota tutucu bir otopilot sistemi için  $\beta$  ve  $\Phi$  açıları önem arz etmektedir.



Şekil 3.2: Çalışma koşulları etrafında doğrusallaştırılmış sistemin birim basamak cevabı



Şekil 3.3: Hassasiyet, bütünüleyici hassasiyet, istenen biçim ve başarılı biçim diyagramları

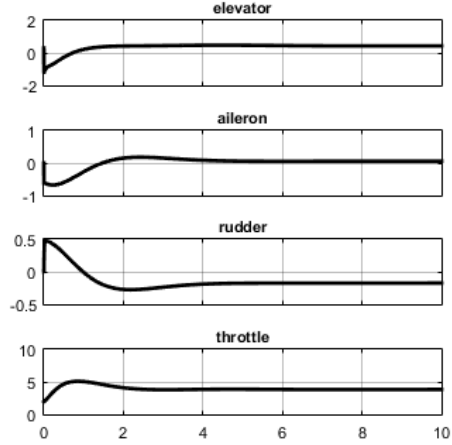


Şekil 3.4: Dengeleyici evre için tasarlanan kontrolcünün birim basamak cevabı.

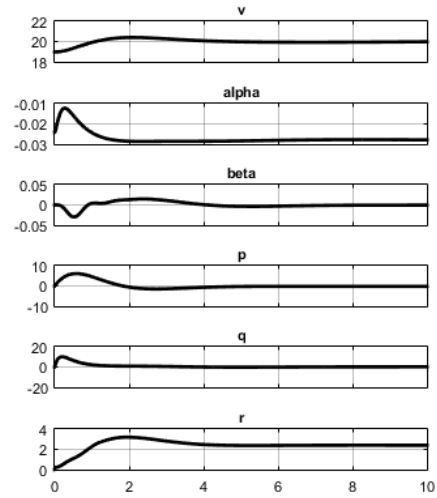
Şekil 3.2'de çalışma noktası etrafında doğrusallaştırılmış sistemin basamak cevabı verilmiştir. Modeli oluşturulan doğrusal olmayan sistemin doğrusallaştırılma ve ilk değerlerinin belirlenme işlemlerinden sonraki durumları ve birbirlerine olan etkileri verilmiştir. 16 grafik halinde tüm kontrol yüzeylerinin birbirlerine olan durumları sütunlara ayrılarak incelenirse; ilk sütunda kanatçıkların  $\beta$  ve  $\Phi$  açılarını etkilediği, ancak hız değerine ve  $\Theta$  açısına etki etmediği görülmektedir. Kanatçıkların kayma açısını etkilemesi beklenen bir durumdur. İkinci sütunda ise yükseliş dümeni hız değeri ile  $\Theta$  açısını etkilediği görülmektedir. Hız değişimi yunuslama açısında etki yaparken, yunuslama açısındaki değişim de hız değerini etkileyeceği için böyle bir sonuç beklenmektedir. Yön dümeni,  $\beta$  ve  $\Phi$  açılarını etkilemiştir. Çapraz bağlaşım etkilerinden ötürü  $\Phi$  açısında görülen değişim olasıdır.

Şekil 3.3'te hassasiyet, tamamlayıcı hassasiyet, istenen biçim ve başarılı biçim grafikleri bulunmaktadır. Mavi çizgi ile hedeflenen biçim gösterilmektedir. Çizgili kısım, istenen biçimin etrafında sınırlandırılmış alanı belirtir. Gürbzlük (yeşil) kriterinin ve açık çevrim transfer fonksiyonu olan L'nin bu sınırlandırılmış alan arasında kalmaları gerekmektedir. Bu çalışmada açıklanan sistemin dengeleyici evresi için oluşturulacak kontrolcü için elde edilen performans ve gürbzlük kriterleri tatmin edici sonuçlar vermiştir.

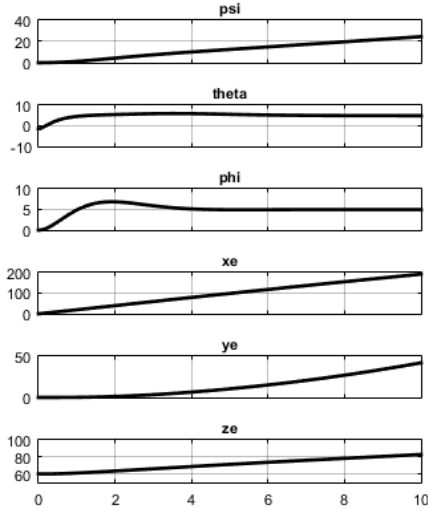
Şekil 3.4'te bu çalışmada bahsedilen sistemin dengeleyici evresi için çalışan çevrim şekillendirme yöntemi ile hesaplanan kontrolcünün basamak cevabı verilmiştir. Doğrusallaştırılmış sisteme uygulanan kontrolcü sayesinde 16 kanal halinde incelendiğinde hız referansı verilen gaz kolunun yalnızca hıza etki ettiği ve referans noktasına getirdiği görülmektedir. Uçağın kaymadan ilerlemesi için  $\beta$  referansı verilmişti. Kontrolcünün  $\beta$  açısını referans değerine getirdiği görülmektedir.



Şekil 3.5: Yükseliş dümeni, kanatçık dümeni, yön dümeni ve gaz kolu simülasyon sonuç grafikleri



Şekil 3.6: Hız,  $\alpha$ ,  $\beta$ , p, q, r değerlerinin simülasyon sonuç grafikleri



Şekil 3.7:  $\psi$ ,  $\Theta$ ,  $\phi$ ,  $x_e$ ,  $y_e$ ,  $z_e$  çıkış değerlerinin grafikleri

Şekil 3.5'ta yükseliş dümeni, kanatçıklar, rota dümeni ve gaz kolu girişlerinin zamanla değişimi verilmiştir. Yükseliş dümeni ilk durumda 1 derece açılmış, 2 saniye sonra sabitlenmiştir. Şekil 2.1'de verilen modelde  $\Theta$  referans açısı 5 derece olarak verilmişti. Yunuslama açısındaki değişim nedeniyle yükseliş dümeni, uçağı referans  $\Theta$  değerine getirdikten sonra sabitlenmiştir. MATLAB modelinde 5 derecelik  $\Phi$  referans değeri verildiği için kanatçıklar ilk durumda yaklaşık 1 derece açılmıştır. Kanatçıklar ile rota dümeni arasında çapraz bağlaşım etkisinin bulunduğundan önceki bölümlerde bahsedilmiştir.  $\Phi$  açısı için verilen referans değeri uçağın yönünü de değiştirdiği için rota dümeninde yarım derecelik bir açılma görülmektedir. Şekil 3.1'de hız referans değeri 20 m/s olarak verilmişti. Apprentice S model uçağının ilk hız değeri 18 m/s idi. Model uçağın hızlanması için gereken gazın verildiği Şekil 3.5'te gaz pedali grafiğinde görülmektedir.

Şekil 3.6'da hız,  $\alpha$ ,  $\beta$  değerlerinin sonuçları verilmiştir. verilen ilk grafik hız bilgisini içermektedir. Uçağın başlangıç hızı olan 18 m/s'den referans değeri olarak verilen 20 m/s'ye 5 saniyeden az bir sürede ulaştığı görülmektedir.  $\alpha$  değeri hız ile orantılı olduğu için bu değerde değişim beklenmektedir. Ancak  $0^\circ$  civarında kalmalıdır. Grafikte de görüldüğü üzere  $\alpha$  değeri istenen konumunu korumuştur. Uçağın yana kayması istenen bir durum değildir. Otopilotun düz uçuş gerçekleştirmesi için  $\beta$  açısı  $0^\circ$ 'den çok uzaklaşmamalıdır. Şekil 3.6'da açıkça görülmektedir ki uçak 4. Saniyeden itibaren düz uçuş gerçekleştirmiştir.

Şekil 3.7'de  $\psi$ ,  $\Theta$ ,  $\phi$ ,  $x_e$ ,  $y_e$ ,  $z_e$  çıkış değerlerinin grafikleri verilmiştir. Yuvarlanma açısının 5 derecelik referans değeri nedeniyle uçağın yönünde değişim görülmektedir. Şekil 3.7'de ilk grafikte görülen  $\psi$  açısından da bu durum rahatlıkla anlaşılmaktadır. Sırasıyla ikinci ve üçüncü grafiklerde, uçağı  $\Theta$  referans değerine otopilotun 1 saniyede ve  $\phi$  referans değerine otopilotun 3 saniyede getirdiği görülmektedir.

#### 4. Sonuçlar ve Gelecek Çalışmalar

Çift telli sarkaç deneyi yapılarak Apprentice S model uçağı için hesaplanan atalet momentleri eklenmiş MATLAB/Simulink ortamında oluşturulan model için hazırlanan dengeleyici evrede çalışan otopilot sistemi bu

çalışmada anlatılmıştır. Oluşturulan sistemin istenen koşullarda çalıştığı gösterilmiştir. Böyle bir sistem, daha sonradan yükseklik tutucu veya yön tutucu otopilot sistemleri tasarlamak için bir iç göngü oluşturacaktır.

#### Teşekkür

Bu çalışmaya katkıda bulunan yazarlar 113E581 numaralı proje altında sürdürülen bu çalışmayı desteklediği için Tübitak'a teşekkür eder.

#### Kaynakça

- [1] M. Onder Efe, "Robust low altitude behavior control of a quadrotor rotorcraft through sliding modes," *Control & Automation, 2007. MED '07. Mediterranean Conference on*, Athens, 2007, pp. 1-6.
- [2] Nelson, R. C., *Flight Stability and Automatic Control*, Second Ed., McGraw – Hill International Editions, 1998, Singapore
- [3] S. K. Phang, K. Li, K. H. Yu, B. M. Chen, and T. H. Lee, "Systematic design and implementation of a micro unmanned quadrotor system," *Unmanned Systems*, vol. 2, no. 02, pp. 121–141, 2014.
- [4] K. Peng, G. Cai, B. M. Chen, M. Dong, K. Y. Lum, and T. H. Lee, "Design and implementation of an autonomous flight control law for a UAV helicopter," *Automatica*, vol. 45, no. 10, pp. 2333–2338, 2009.
- [5] A. Kushleyev, D. Mellinger, C. Powers, and V. Kumar, "Towards a swarm of agile micro quadrotors," *Autonomous Robots*, vol. 35, no. 4, pp. 287–300, 2013.
- [6] C. Kasnakoglu, M. Onkol, "Modelling and control of a robot arm on a two wheeled moving platform" *Applied Mechanics and Materials Vols. 789-790*, pp 735-745, 2015.
- [7] C. Ma, M. Z. Q. Chen, J. Lam and K. C. Cheung, "Joint unscented Kalman filter for dual estimation in a bifilar pendulum for a small UAV," *Control Conference (ASCC), 2015 10th Asian*, Kota Kinabalu, 2015, pp. 1-6.
- [8] T. Jirinec, "Stabilization and control of unmanned quadcopter," Master's thesis, Czech Technical University in Prague, 2011.
- [9] D. Zafirov, "Mass moments of inertia of joined wing unmanned aerial vehicle," *International Journal of Research in Engineering and Technology*, vol. 02, no. 12, pp. 325–331, December 2013.
- [10] M. Da Lio, A. Doria, and R. Lot, "A spatial mechanism for the measurement of the inertia tensor: Theory and experimental results," *Journal of Dynamic Systems, Measurement, and Control*, vol. 121, no. 1, pp. 111–116, 1999.
- [11] C. L. Bottasso, D. Leonello, A. Maffezzoli, and F. Riccardi, "A procedure for the identification of the inertial properties of small-size UAVs," in *XX AIDAA Congress*, 2009.
- [12] M. R. Jardin and E. R. Mueller, "Optimized measurements of UAV mass moment of inertia with a bifilar pendulum," in *AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit*, 2007, pp. 20–23.
- [13] M. R. Jardin, "Improving mass moment of inertia measurements," *MATLAB Digest*, 2010.

- [14] S. Akyurek, G. S. Ozden, E. Atlas, C. Kasnakoglu, U. Kaynak, "Design of a flight stabilizer system and automatic control using hil test platform", *International Journal of Mechanical Engineering and Robotics Research*, 5(1), pp. 77-81, 2016.
- [15] H. Korkmaz, O. B. Ertin, C. Kasnakoglu, U. Kaynak, "Design of a Flight Stabilizer System for a Small Fixed Wing Unmanned Aerial Vehicle Using System Identification" IFAC Workshop on Advances in Control and Automation Theory for Transportation Applications (ACATTA 2013), pp. 145-149, Istanbul Turkey, 2013.
- [16] A. Guclu, "Attitude and altitude control of an outdoor quadrotor", 2012
- [17] L. Keviczky and C. Bányász, "MIMO controller design for decoupling aircraft lateral dynamics," *2011 9th IEEE International Conference on Control and Automation (ICCA)*, Santiago, 2011, pp. 1079-1084.
- [18] K. Glover and D. McFarlane, "Robust stabilization of normalized coprime factor plant descriptions with  $H_\infty$  bounded uncertainty," in *IEEE Transactions on Automatic Control*, vol. 34, no. 8, pp. 821-830, Aug 1989.
- [19] J. Doyle, B. Francis, A. Tannenbaum, "Feedback Control Theory" *Macmillan Publishing Co.*, 1990.
- [20] B. Kurkcu, C. Kasnakoglu, "Estimation of Unknown Disturbances in Gimbal Systems" *Applied Mechanics and Materials*, pp. 951-956, 2015.
- [21] M. G. Safonov and D. J. N. Limebeer, "Simplifying the  $H^\infty$  theory via loop shifting," *Decision and Control, 1988., Proceedings of the 27th IEEE Conference on*, Austin, TX, 1988, pp. 1399-1404 vol.2.
- [22] Akyurek, S., Ozden, G.S., Kurkcu, B., Kaynak, U., Kasnakoglu, C., Design of a flight stabilizer for fixed-wing aircrafts using  $H_\infty$  loop shaping method, *2015 9th International Conference on Electrical and Electronics Engineering (ELECO)*, Bursa, 2015, pp. 790-795.
- [23] K. Glover and D. McFarlane, "Robust stabilization of normalized coprime factor plant descriptions with  $H_\infty$ -bounded uncertainty," in *IEEE Transactions on Automatic Control*, vol. 34, no. 8, pp. 821-830, Aug 1989.