

## BİR İNSANSIZ HAVA ARACINDA KONTROL YÜZEYİ KİLİTLENMESİNİ TAKİBEN OTOMATİK DÜZELTME VE ÖZERK UÇUŞ YETENEĞİ

Coşku KASNAKOĞLU <sup>(a)</sup>, Ünver KAYNAK <sup>(b)</sup>, Abdullah Giray YAĞLIKÇI <sup>(a)</sup>,  
Fahrettin KOÇ <sup>(a)</sup>, Arif Önder IŞIKMAN <sup>(a)</sup>

<sup>(a)</sup> TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniv. Elektrik Elektronik Müh. Böl., 06560,  
Ankara, [kasnakoğlu@etu.edu.tr](mailto:kasnakoğlu@etu.edu.tr)

<sup>(b)</sup> TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniv. Makine Müh. Böl., 06560, Ankara,  
[ukaynak@etu.edu.tr](mailto:ukaynak@etu.edu.tr)

### ÖZET

Çok sayıda uçak kazasının uçak sistem arızası ya da servo kilitlemesi sebebiyle uçuş kontrol yeteneğinin kaybedilmesi neticesinde oluştuğu bilinmekte/şüphelenilmektedir. Bu çalışmada, hasarlı bir insansız hava aracının (İHA) hareketinin otomatik düzeltilmesi ve özerk seyrüseferi gösterilmektedir. Örnek olarak bir yön dümeni kontrol servosu kilitlenen insansız uçağın hareketinin otomatik düzeltilmesi ve özerk seyrüseferi için bir otopilot tasarımı üzerinde durulmaktadır. Değişik senaryolara dayalı benzetimler, yeni otopilotun bu kabil durumlarda uçuşu emniyetle devam ettirebildiğini ve özerk seyrüsefer sağlayabildiğini göstermektedir.

**Anahtar Kelimeler:** Servo kilitlemesi, otomatik düzeltme, özerk seyrüsefer, doğrusal olmayan dinamik model, dümen kilitlemesi, alışılmadık durum, eşgüdüksüz hareket

### ABSTRACT

Loss of flight control authority in result of a system damage or an actuator jam is known or suspected to be the potential cause of many aviation accidents. In this study, automatic recovery and autonomous guidance of a disabled unmanned air vehicle (UAV) is demonstrated. As an example the case of a rudder actuator jam is considered and an autopilot design is carried out for automatic recovery and autonomous navigation of the aircraft. Different scenario based simulations show that the new autopilot design is capable of sustaining safe flight and autonomous navigation under such malfunctions.

**Keywords:** Servoactuator jam, automatic recovery, autonomous navigation, nonlinear dynamic model, rudder failure, unusual attitude, uncoordinated motion

### 1. GİRİŞ

Son yıllarda oluşan çok sayıda uçak kazasının kontrol yüzey hasarı ya da kilitlemesi sonucu meydana geldiği bilinmektedir [1]. Bilhassa yön dümeni

kilitlenmesi bu konuda başta gelen şüpheli durumdur [2-3]. Bir uçağın kontrol yüzeyi kaybına uğraması durumunda takip eden uçuş durumuna “alışılmadık durum” denmekte olup uçuş esas olarak “eşgüdüm dışıdır.” Bunun sebebi sağlam kalan kontrol yüzeylerinin, ortaya çıkan anormal kuvvet ve momentleri karşılamak üzere, normal olarak açılmaları gereken yönün ters yönünde açılmaları gerekmesidir. Buna normal durumlar dâhilinde en güzel örnek yan rüzgâr altında iniş yapan bir uçağın yaptığı kayma hareketini sağlamak için kontrol yüzeylerinin yönleridir. Kontrol yüzeyi servo kilitlenmesi veya hasarı olduğunda, hasarın erken veya otomatik teşhisi, kalan yüzeyleri kullanarak uçuşa devam edilmesi ve nihayet uçağın salimen yere indirilmesi hayatı idame açısından çok önemlidir [4]. Hangi hasar durumunda kalan kontrol yeteneğiyle uçuşun devam ettirilebileceği hususu da önemli bir husus olup, kalan kontrol yeteneği yeterli bile olsa pilot için gereken iş yükü aşırı olabilir ve bu durumu karşılayan bir otomatik pilot tasarımı gerekir. Bu konuda yapılan çalışmalar daha ziyade akıllı kontrol yönünde gelişmektedir [5]. Bunlar arasında bilhassa gürbüz kontrol, doğrusal olmayan kontrol ve son zamanlarda bulanık, genetik ve sinir ağı kontrol teknikleri göze çarpmaktadır [6].

## 2. PROBLEMİN TANIMI

Bu çalışmada bir insansız hava aracı için “alışılmamış (olağandışı) durumları” karşılayacak uçuş kontrol yasalarını kapsayan bir otomatik pilot tasarlanacaktır. Bu otopilotun bir yön dümeni kilitlenmesini takiben uçağı otomatik olarak düzeltebileceği ve uçağın sabit irtifada bir manevra yaparak yakındaki bir havaalanının yaklaşma hattına girebileceği gösterilecektir. Bu amaçla, uçuş kontrol yasalarını türetmek için serbestçe bulunabilen “FDC 1.2 – A SIMULINK Toolbox for Flight Dynamics and Control Analysis” [7] bilgisayarlı benzetim ve kontrol yazılımı kullanılacaktır. Benzetimlerde Airlib kütüphanesindeki RQ-2 Pioneer insansız hava aracının doğrusal olmayan dinamik modeli kullanılacaktır [15].

## 3. DOĞRUSAL OLMAYAN UÇAK MODELİ

Doğrusal olmayan uçak modelinin durum uzayı şekli uçak gövde, kararlılık ve rüzgâr eksenlerinde (1)'de verilmiştir. Burada  $x$  durum vektörü,  $F_{tot}$  ve  $M_{tot}$  sırasıyla dış kuvvet ve momentlerdir.

$$\dot{x} = f(x, F_{tot}(t), M_{tot}(t)) \quad (1)$$

Durum vektörü rüzgâr eksenlerinde

$$x = [V, \alpha, \beta, p, q, r, \varphi, \theta, \psi, x_e, y_e, h]^T \quad (2)$$

şeklinde verilmekte olup burada  $V$  toplam hızı  $\alpha$  ve  $\beta$  hücum ve kayış açıları,  $p, q, r$  gövde açısal hızları,  $\varphi, \theta, \psi$  Euler açıları,  $x_e, y_e$  ve  $h$  yere bağlı ataletsel eksenlerdir [7]. Aerodinamik, itkisel, yerçekimi ve atmosfer kuvvetleri

$$F_{tot} = f_F(x(t), u(t), v(t), t) \quad (3)$$

$$M_{tot} = f_M(x(t), u(t), v(t), t) \quad (4)$$

şeklinde verilmekte olup, örneğin aerodinamik kuvvet ve girdi vektörleri

$$F_{aero} = f_{aero}(x, \dot{x}, u_{aero}) \quad (5)$$

$$u_{aero} = [\delta_e, \delta_a, \delta_r, \delta_f]^T \quad (6)$$

şeklinde. Burada  $\delta_e$  elevatör açısını,  $\delta_a$  eleron açısını,  $\delta_r$  yön dümeni açısını ve  $\delta_f$  gaz kolu mesafesini temsil etmektedir. Aerodinamik kuvvet ve momentler ise “kararlılık türevleri” adı verilen boyutsuz katsayılarla ( $C_{Xa}$ ,  $C_{Ya}$ ,  $C_{Za}$ ,  $C_{la}$ ,  $C_{ma}$ ,  $C_{na}$ ) tanımlanırlar [7]. Örneğin, uzunlamasına ekseninde aerodinamik kuvvet aşağıdaki gibi verilir:

$$C_{X_a} = C_{X_0} + C_{X_\alpha} \alpha + C_{X_{\alpha^2}} \alpha^2 + C_{X_{\alpha^3}} \alpha^3 + C_{X_q} \frac{q\bar{c}}{V} + C_{X_{\delta_r}} \delta_r + C_{X_{\delta_f}} \delta_f + C_{X_{\alpha\delta_f}} \alpha\delta_f \quad (7)$$

Pioneer insansız hava aracının bilgisayar modeli için FDC yazılımı içinde MATLAB/SIMULINK’in Airlib [15] modeli kullanılmaktadır.

#### 4. OLAĞANDIŞI UÇUŞ DURUMU İÇİN OTOMATİK PİLOT TASARIMI

Bu bölümde örnek olarak uçak  $40m/s$  hızla ve  $1000m$  yükseklikte normal uçuşunu gerçekleştirirken yön dümeninin on derecelik bir açıda (yani  $\delta_r = 10^\circ = 0.1745 rad$ ) sıkıştığı durum incelenecektir. Kontrolsüz uçuş durumu için Airlib kütüphanesi dâhilindeki doğrusal olmayan Pioneer İHA modeli kullanılarak gerçekleştirilen SIMULINK benzetim sonuçları Şekil 1’de görülebilir.

Şekilden görülebileceği üzere uçak kendi eksenini etrafında dönmeye başlamakta, irtifa kaybetmekte ve 40 saniyeden daha kısa bir süre içinde yüksek bir hızla yere vurmaktadır. Bu süre bir insan pilotun uçağı kurtarmak için uygun bir tepki gösterebilmesi için oldukça kısa ve yetersiz bir süredir. Bu da, böyle acil durumlara müdahale edecek bir otomatik pilot tasarımının büyük fayda sağlayacağını bir göstergesidir.

Otomatik pilot tasarımı için ilk adım, istenilen şartları sağlayan bir çalışma noktası hesaplanmasıdır. Bunun için MATLAB altındaki Control and Estimation Tools Manager aracından ve Airlib kütüphanesindeki fonksiyonlardan faydalanılmıştır. Uçağın yön dümeninin on dereceye kilitlendiği durumda, sağlanması gereken şartlar aşağıdaki gibi ifade edilebilir

$$v = 40 \text{ m/s}, \quad z_e = 1000 \text{ m}, \quad \delta_r = 0.1745 \text{ rad},$$

$$\frac{\partial \alpha}{\partial t} = \frac{\partial \beta}{\partial t} = \frac{\partial p}{\partial t} = \frac{\partial q}{\partial t} = \frac{\partial r}{\partial t} = \frac{\partial \psi}{\partial t} = \frac{\partial \theta}{\partial t} = \frac{\partial \phi}{\partial t} = \frac{\partial z_e}{\partial t} = 0 \quad (8)$$

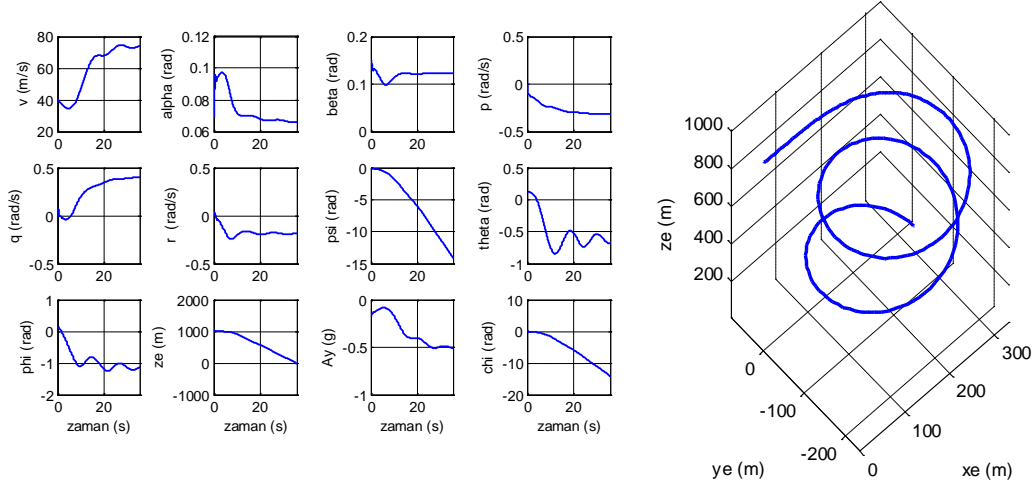
Bu şartları sağlayan bir çalışma noktası aşağıdaki gibi hesaplanmıştır

$$x_0 = [v, \alpha, \beta, p, q, r, \psi, \theta, \phi, x_e, y_e, z_e] =$$

$$[40, 0.068633, 0.15125, 0, 0, 0, -0.15125, 0.09395, 0, 0, 1000] \quad (9)$$

$$u_0 = [F_x, \delta_e, \delta_a, \delta_r] = [276.09, 0.027556, -0.02409, 0.17453]$$

Yön dümeni kilitlenmesi durumunda İHA, istenilen hız ve yükseklikte uçmaya

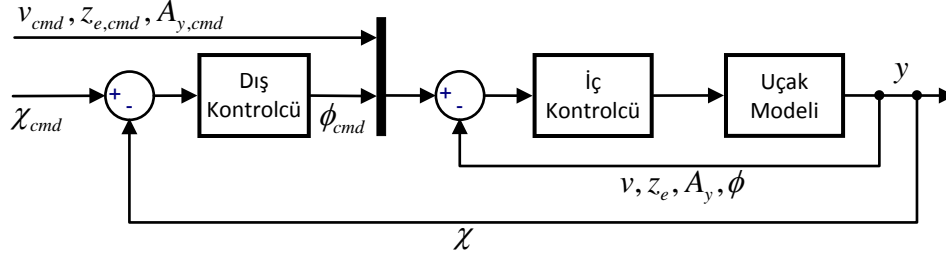


**Şekil 1. Doğrusal olmayan uçak modelinin  $v = 40m / s$  hızda ve  $h = 1000m$  yükseklikte yön dümeni sıkışması durumu altındaki kontrolsüz SIMULINK benzetimleri.**

devam edebilmek için olağandışı bir durumda uçmak zorundadır. Bu durumu daha net anlayabilmek için yana kayma açısı  $\beta(rad)$  ve yatış açısı  $\phi(rad)$  değerlerinin sıfırdan farklı olduğu gözlemlenebilir ki bu da uçağın yana yatmış olduğu ve kayarak uçmakta olduğu anlamına gelmektedir. Yön dümeni kilitlemesi durumunda geriye kullanılabilir sadece üç tane giriş ( $F_x$ ,  $\delta_e$  ve  $\delta_a$ ) kaldığı için bu girişleri kullanarak en fazla üç çıkışı kontrol etmek mümkün olacaktır. Bu çıkışlar uçağın hızı  $v(m/s)$ , yüksekliği  $z_e(m)$  ve uçuş yönü  $\chi(rad) = \psi + \beta$  olarak seçilmiş olup, bu durumda çıkış vektörü  $y = [v, z_e, \chi]$  olarak ifade edilebilir; burada  $\psi(rad)$  uçağın sapma açısıdır. Uçuş yönünü ( $\chi$ ) değiştirmek için uçağın yana yatırılması (yani  $\phi$  açısının değiştirilmesi) gereklidir. Bu nedenle önce yatış açısı  $\phi$ 'yi istenilen bir değere getirecek bir iç kontrolör tasarlandıktan sonra, uçuş yönünü istenilen bir  $\chi_{cmd}$  açısına getirmek için gereken  $\phi_{cmd}$  yatış açısını üretecek bir dış kontrolör oluşturulacaktır (bkz Şekil 2).

İç kontrolörün tasarımı için önce doğrusal olmayan uçak modeli çalışma koşulları olan  $(x_0, u_0)$  noktası etrafında doğrusallaştırılmıştır. Bu işlemin sonucunda aşağıdaki gibi bir doğrusal durum uzayı sistemi ortaya çıkmıştır

$$G \begin{cases} \dot{x} = Ax + Bu \\ y = Cx + Du \end{cases} \quad (10)$$



**Şekil 2. Otopilot tasarımı için kullanılan kapalı çevrim sisteminin yapısı.**

Burada çıkış vektörü  $y$  kontrol edilmesi istenilen sinyallerden oluşmaktadır, yani  $y = [v, z_e, \phi]$ . Bu aşamada amaç,  $G$  sistemi için verilen bir  $y_{cmd} = (v_{cmd}, z_{e,cmd}, \chi_{cmd})$  referansını takip edecek bir kontrolcü tasarlamaktır; bunun için *çevrim şekillendirme* tekniği kullanılacaktır. Kısaca özetlemek gerekirse çevrim şekillendirme tekniği ile tasarlanan  $K$  kontrolcüsü, kapalı çevrim sistemini kararlaştıracak ve  $GK$  transfer fonksiyonunun sigma çizgesinin şeklini istenilen bir  $G_d$  şekline mümkün olduğunda yakın kılacak bir  $H_\infty$  kontrolördür [12-14]. Eldeki kontrolör tasarımı için istenilen çevrim şekli  $G_d$  aşağıdaki gibi seçilmiştir

$$G_d(s) = \text{diag}\left(\frac{1}{s}, \frac{1}{s}, \frac{1}{s}, \frac{1}{s}\right) \quad (11)$$

Burada  $\text{diag}$  kısaltması köşegen (diyagonal) matris için kullanılmıştır. Yukarıda seçilen çevrim şeklinin elde edilmesi demek,  $(v_{cmd}, z_{e,cmd}, \phi_{cmd})$  referanslarından  $(v, z_e, \phi)$  çıkışlarına tanımlanan kapalı çevrim transfer fonksiyonu matrisi  $T(s)$ 'nin yaklaşık olarak aşağıdaki gibi olması demektir

$$T(s) = G_d(s)[I + G_d(s)]^{-1} \approx \text{diag}\left(\frac{1}{s+1}, \frac{1}{s+1}, \frac{1}{s+1}, \frac{1}{s+1}\right) \quad (12)$$

Bu da köşegenlerde kalan kanalların  $5\tau = 5s$  içinde bire yakınsaması, köşegen dışı kanalların da sıfırda kalması demektir. Bu da istenilen referans takiplerinin başarılması, bunun yanında ilgisiz komutlar ve tepkiler arasındaki etkileşimin ortadan kaldırılması anlamına gelir.

Sonraki adım, istenilen bir uçuş yönünden  $(\chi_{cmd})$  gerekli yatış açısı komutunu  $(\phi_{cmd})$  üreten bir dış kontrolör tasarlanması ve yukarıda elde edilen iç kontrolörün çevresine sarılmasıdır (bkz. Şekil 2). Bu iş için ihtiyaç duyulan kontrolcü tek giriş ve tek çıkışlı bir kontrolcü olduğundan, basit bir oransal türevsel integral (PID) kontrolcü kullanılması uygun görülmüştür. Sistemin fiziksel olarak daha gerçekleştirilebilir olması ve türevden gelen gürültü etkilerinin

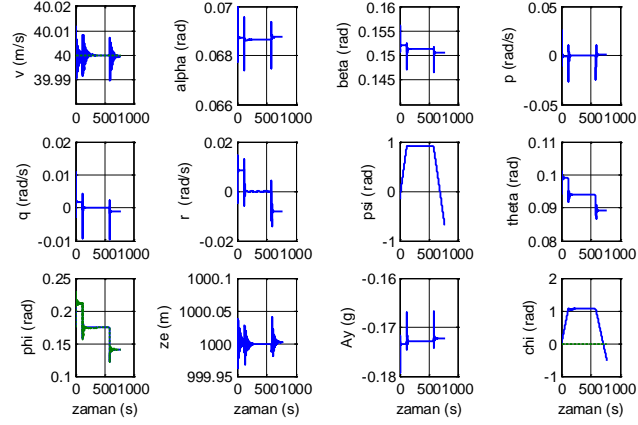
azaltılabilmesi için türev terimine bir filtre eklenmiştir. Özetle, kullanılan kontrolcü aşağıdaki biçimdedir

$$\frac{\Phi_{cmd}(s)}{X_{cmd}(s)} = K_p + \frac{K_i}{s} + \frac{K_d s}{s/N + 1} \quad (13)$$

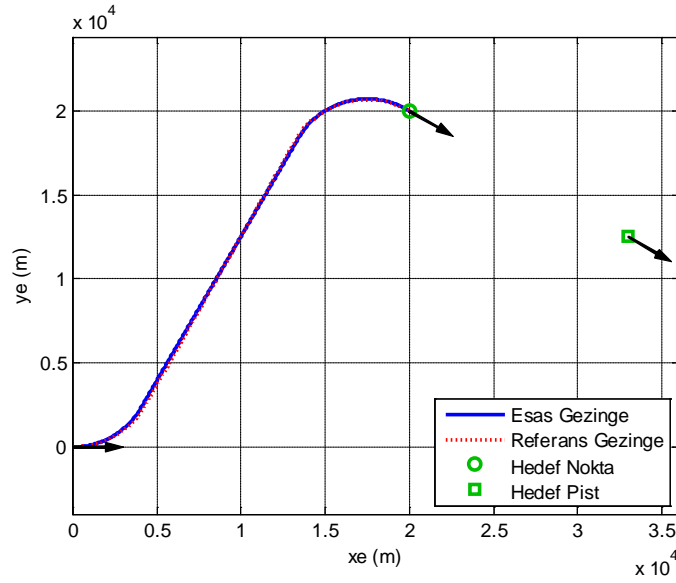
Burada kontrolcü katsayıları deneysel olarak  $K_p = 4$ ,  $K_i = 3$ ,  $K_d = 3$  ve  $N = 100$  biçiminde belirlenmiştir. Son olarak bu dış kontrolcü, daha yukarıda tasarlanan iç kontrolcü ve doğrusal olmayan Pioneer İHA modeli Şekil 2'de gösterildiği gibi bağlanarak SIMULINK benzetimleri yapılmıştır. Benzetimlerde ele alınan senaryo aşağıdaki gibidir: Pioneer İHA  $p_{current} = (0,0)$  konumunda iken,  $\chi_{current} = 0^\circ$  yönünde  $v = 40m/s$  hızla ve  $z_e = 1000m$  yüksekliğinde ilerlerken  $t = 0$  anında yön dümeni servosu sıkışmış ve yön dümeni  $10^\circ$ 'lik bir açığa kilitlemiştir. Bu durumda İHA'nın acil iniş yapması gereklidir. İHA'nın inebileceği en yakın pist  $p_{runway} = (32990m, 12500m)$  konumunda bulunmaktadır ve piste yaklaşma yönü  $-30^\circ$  derecedir. Amaç İHA'nın hızını ve yüksekliğini muhafaza ederek aracı piste en az  $15000m$  uzaklıkta bir hedef noktaya getirmek ve bu noktadaki uçuş yönünü piste yaklaşma yönü ile uyumlu hale getirmektir; yani bu noktadaki uçuş yönü  $\chi_{target} = -30^\circ = -0.5236rad$  olmalıdır. Bu hedef nokta basit geometrik hesaplamalar ile  $p_{target} = (20000m, 20000m)$  olarak elde edilebilir. Uçağı başlangıç noktası  $p_{current}$ 'dan hedef nokta  $p_{target}$ 'a yönlendirecek manevralar yine geometrik bağıntılar veya grafiksel yöntemler ile aşağıdaki gibi elde edilebilir: 1)  $t \in [0, 120]$  aralığında açığı  $\chi = 0$ 'dan  $\chi = 1.057rad$ 'a doğrusal olarak değiştirir, 2)  $t \in [120, 585]$  aralığında açığı  $\chi = 1.057rad$ 'da sabit tut. 3)  $t \in [585, 775]$  aralığında açığı  $\chi = 1.057rad$ 'dan  $\chi_{target} = -0.5236rad$ 'a doğrusal olarak değiştirir. Kapalı çevrim sisteminin yukarıda anlatılan senaryo altındaki SIMULINK benzetim sonuçları Şekil 3-4'te görülebilir. Uçağın yüksekliği  $z_e = 1000m$ 'de sabit olduğu için yörüngenin sadece  $x_e$  ve  $y_e$  bileşenleri gösterilmiştir. Bu şekillerden uçağın istenilen yörüngeyi oldukça yakın bir biçimde takip ettiği ve en sonunda istenilen uzaklıkta ( $15000m$ ) pist ile hizalandığı görülmektedir.

## 5. SONUÇLAR VE GELECEKTEKİ ÇALIŞMALAR

Bu çalışmada, hasarlı bir insansız hava aracının hareketinin otomatik düzeltilmesi ve özerk seyrüseferi için alışılmadık durumları kapsayan bir otomatik pilot geliştirilmiştir. Otomatik pilot tasarımı çevrim şekillendirme teknikleri kullanılarak yapılmış olup uzunlamasına ve yanlamasına hareketlerin etkileşimi açık olarak ele alınmıştır. Gelecek çalışmada, yön dümeni servosu



**Şekil 3. Doğrusal olmayan uçak modelinin  $v = 40\text{ m/s}$  hızda ve  $h = 1000\text{ m}$  yükseklikte yön dümeni sıkışması durumu altındaki kontrollü SIMULINK benzetimleri.**



**Şekil 4. Doğrusal olmayan uçak modelinin  $v = 40\text{ m/s}$  hızda ve  $h = 1000\text{ m}$  yükseklikte yön dümeni sıkışması durumu altındaki kontrollü SIMULINK benzetimleri.**

kilitlenen bir insansız hava aracının yan rüzgâr altında otomatik inişi gösterilecektir.

## TEŞEKKÜR

Yazarlar “*The Flight Dynamics and Control (FDC) Toolbox*” için Dr. Marc Rauw ve “*Airlib toolbox*” için Dr. Giampiero Campa'ya teşekkür ederler.

## KAYNAKÇA

- [1] National Transportation Safety Board, Aircraft Accident Report, PB90-910406, NTSB/ARR-90/06, United Airlines Flight 232, McDonnell Douglas DC-10, Sioux Gateway Airport, Sioux City, Iowa, July 1989.
- [2] The Joint Unmanned Combat Aircraft Systems (J-UCAS) program sponsored by DARPA. <http://www.rockwellcollins.com/athena/demos/damage-tolerance/>
- [3] Brady C., "The Rudder Story", The Boeing 737 Technical Guide, 2007. <http://www.b737.org.uk/rudder.htm>
- [4] Burcham, Frank W., Jr., Trindel A. Maine, C. Gordon Fullerton, and Lannie Dean Webb, "Development and Flight Evaluation of an Emergency Digital Flight Control System Using Only Engine Thrust on an F-15 Airplane", NASA TP-3627, Sept. 1996.
- [5] Gundy-Burlet, K., Krishnakumar, K., Limes, G., Bryant, D., "Augmentation of an Intelligent Flight Control System for a Simulated C-17 Aircraft". JACIC 2004, 1542-9423 Vol.1 no.12 (526-542).
- [6] Kaneshige, John, John Bull, and Joseph J. Totah, "Generic Neural Flight Control and Autopilot System", AIAA 2000-4281, August 2000.
- [7] Rau, M., "FDC 1.2 – A Simulink Toolbox for Flight Dynamics and Control Analysis", 2nd Edition, May 10, 2001, <http://www.dutchroll.com>.
- [8] Rysdyk, Rolf T., and Anthony J. Calise, "Fault Tolerant Flight Control via Adaptive Neural Network Augmentation", AIAA 98-4483, August 1998.
- [9] Stevens, B.L. and Lewis, F.L., "Aircraft Control and Simulation," Wiley, 2e, 2003.
- [10] Tjee, R.T.H., Mulder, J.A., "Stability and Control Derivatives of the De Havilland DHC-2 Beaver Aircraft," Report LR-556, Delft University of Technology, Faculty of Aerospace Engineering, Delft, The Netherlands, 1988
- [11] Gage, S., "Fly a Plane", September 22, 2004, <http://www.mathworks.com/matlabcentral/fileexchange/3114>, MATLAB Central.
- [12] Le, V.X., and Safonov, M.G., "Rational matrix GCD's and the design of squaring-down compensators--a state space theory". IEEE Trans. Autom.Control, AC-36(3):384-392, March 1992.
- [13] Gundy-Glover, K., and McFarlane D., "Robust stabilization of normalized coprime factor plant descriptions with H-bounded uncertainty". IEEE Trans. Autom. Control, AC-34(8):821-830, August 1992.
- [14] Chiang, R.Y., and Safonov, M.G., "H-infinity synthesis using a bilinear pole-shifting transform". AIAA J. Guidance, Control and Dynamics, 15(5):1111-1115, September-October 1992.
- [15] Campa, G., "Airlib Toolbox", February 13, 2003, <http://www.mathworks.com/matlabcentral/fileexchange/3019-airlib>, MATLAB Central.