

# İnsansız Hava Araçları için Kontrol Yüzey Kaybını Dengeleyici ve Yan Rüzgâr Koşullarında Çalışabilen Otomatik Uçuş ve İniş Sistemi Tasarımı

Coşku Kasnakoglu<sup>1</sup>, Ünver Kaynak<sup>2</sup>,  
Arif Önder Işıkman<sup>1</sup>, Abdullah Giray Yağlıkçı<sup>1</sup>, Fahrettin Koç<sup>1</sup>

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

<sup>2</sup>Makine Mühendisliği Bölümü  
TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi/Ankara  
ukaynak@etu.edu.tr

## Özetçe

Bu çalışmada, hasarlı bir insansız hava aracının (İHA) hareketinin otomatik düzeltilmesi, özerk seyrüseferi ve yan rüzgâra rağmen inişi gösterilmektedir. Örnek olarak bir yön dümeni kontrol servosu kilitlenmesi ele alınmıştır. Değişik senaryolara dayalı benzetimler sonucunda, tasarlanan bu yeni otopilotun bu kabil durumlarda uçağı başarı ile emniyete ulaştırdığı görülmüştür.

**Anahtar Kelimeler:** Servo kilitlenmesi, otomatik düzeltme, özerk seyrüsefer, doğrusal olmayan dinamik model, dümen kilitlenmesi, alışılmadık durum, eşgüdümsüz hareket, otomatik iniş, yan rüzgâr.

## 1. Giriş

Havacılık alanında karşılaşılan uçak kazalarının bir bölümünün kontrol yüzeylerini denetleyen servoların kilitlenmesi sonucu oluştuğu bilinmektedir veya bundan şüphelenilmektedir [1]. Bilhassa yön dümeni kilitlenmesi bu konuda başta gelen şüpheli durumdur [2-3]. Pek çok uçak kazasının temelinde yattığı düşünülen başka bir sebep de, yan rüzgâr koşulları altında yapılması gereken inişlerdir. Bu tür inişlerde uçağı kontrol etmek oldukça güçtür ve buna ilaveten iniş takımlarının bu tür rüzgârlara dayanıklılığı sınırlıdır. Bu nedenle özellikle iniş sırasında meydana gelen güçlü yan rüzgârlar, vahim sonuçlar doğurma potansiyeline sahip bir tehlikedir [18-19].

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 gerekmektedir. Kontrol yüzeyi servo kilitlenmesi veya hasarı oluştuğunda, 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



Şekil 1. RQ-2 Pioneer İHA. (Fotoğraf: ABD Deniz Piyadeleri)

durumunda kalan kontrol yeteneğiyle uçuşun devam ettirilebileceği de önemli bir husus olup, kalan kontrol yeteneği yeterli bile olsa pilot için gereken iş yükü aşırı olabilir. Buna bir de hasarlı uçağı mümkün olan en kısa sürede indirme zorunluluğu eklenirse ve bu inişin yan rüzgâr koşullarında gerçekleştirilmesi gerekebileceği hatırlanırsa bu durumun bir insan pilot için ne kadar zorlayıcı olabileceği takdir edilebilir. Bu nedenle böyle bir durumda kontrolü ele alacak bir otomatik pilot tasarımının sağlayacağı fayda açıktır. Bu konularda yapılan otomatik pilot tasarımı ile ilgili 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]. Yukarıda sözü geçen yüzey kaybı durumu ile ilgili çalışmaların yanı sıra, yan rüzgâr koşulları altındaki uçuşlar ve inişler ile ilgili de literatürde çalışmalar bulmak mümkündür [16-17]. Ancak hem yüzey kilitlenmesi hem de yan rüzgârın aynı anda etkili olduğu durumlar için yapılmış bir çalışma bilinmemektedir.

Bu bildirinin amacı, bu iki sıkıntılı durumun birlikte görüldüğü koşullarda uçağın kontrolünü sağlayacak ve salimen yakın bir piste inişi gerçekleştirecek bir otomatik pilot tasarımı üzerinde durmaktır. Bildirinin bundan sonraki kısmı aşağıdaki gibi düzenlenmiştir: Önce problemin tanımı verilecek, ardından benzetimlerde kullanılan doğrusal olmayan uçak modeli tanıtılacaktır. Takip eden bölümde olağandışı uçuş durumu için otomatik pilot tasarımından bahsedilecek, bu tasarımın etkinliği MATLAB/Simulink benzetimleri ile gösterilecektir ve Sonuç kısmı ile bildiri sonlandırılacaktır.

## 2. Problemin Tanımı

Bu çalışmada bir insansız hava aracı için “alışılmamış (olağandışı) durumları” ve yan rüzgârları karşılayacak uçuş kontrol yasalarını kapsayan bir otomatik pilot tasarlanacaktır. Bu otopilotun bir yön dümeni kilitlenmesini takiben uçağı otomatik olarak düzeltebileceği, uçağın sabit irtifada bir manevra yaparak yakındaki bir havaalanının yaklaşma hattına girebileceği ve uçağı indirebileceği 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 (Şekil 1) doğrusal olmayan dinamik modeli kullanılacaktır [15].

## 3. Doğrusal Olmayan Uçak Modeli

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 açısız 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

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

$$u_{aero} = [\delta_e, \delta_a, \delta_r, F_x, u_w, v_w, w_w]^T \quad (6)$$

şeklinde olup, burada  $\delta_e$  elevatör açısını,  $\delta_a$  eleron açısını,  $\delta_r$  yön dümeni açısını,  $F_x$  uygulanan itkiyi,  $u_w, v_w,$  ve  $w_w$  de uzunlamasına, yanlamasına ve dik eksenlerdeki rüzgâr şiddetlerini 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 eksende 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’ın Airlib [15] modeli kullanılmaktadır.

## 4. Olağandışı Uçuş Durumu ve Yan Rüzgâr İnişi için Otomatik Pilot Tasarımı

Bu bölümde örnek olarak uçak  $40 \text{ m/s}$  hızla ve  $1000 \text{ m}$  yükseklikte normal uçuşunu gerçekleştirirken yön dümeninin  $10^\circ$  derecelik bir açıda (yani  $\delta_r = 10^\circ = 0.1745 \text{ rad}$ ) sıkıştığı durum incelenecektir. Buna ek olarak uçağın iniş esnasında  $8 \text{ m/s}$  şiddetinde bir yan rüzgâra maruz kaldığı farz edilecektir. Kontrolsüz uçuş durumu için Airlib Kütüphanesi dâhilindeki doğrusal olmayan Pioneer İHA modeli kullanılarak gerçekleştirilen SIMULINK benzetim sonuçları Şekil 2 ve 3’te görülebilir. Şekillerden görülebileceği üzere uçak kendi ekseni 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 sağlayacağına 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

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

$$\delta_r = 0.1745 \text{ rad}, \quad v_w = 8 \text{ m/s}$$

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

$$\frac{\partial \psi}{\partial t} = \frac{\partial \theta}{\partial t} = \frac{\partial \phi}{\partial t} = \frac{\partial z_e}{\partial t} = 0$$

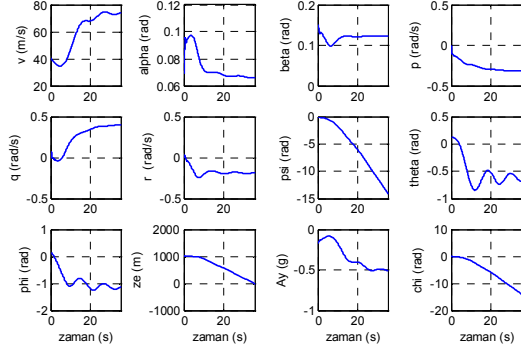
Bu şartları sağlayan bir çalışma noktası aşağıdaki gibi hesaplanmıştır

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

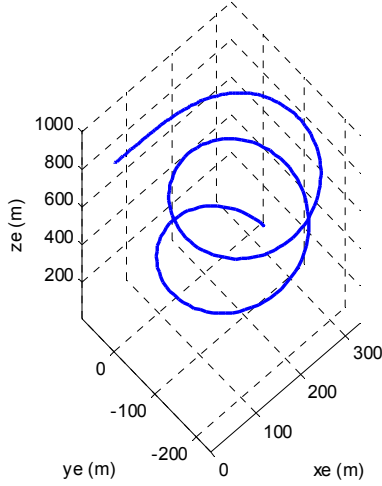
$$[40, 0.068, 0.151, 0, 0, 0, -0.151, 0.128, 0.175, 0, 0, 1000] \quad (9)$$

$$u_0 = [F_x, \delta_e, \delta_a, \delta_r] = [340.88, 0.028, -0.025, 0.175]$$

Yön dümeni kilitlenmesi durumunda İHA, istenilen hız ve yükseklikte uçmaya devam edebilmek için olağandışı bir durumda uçmak zorundadır. Bu durumu daha net anlayabilmek için yana kayma açısı  $\beta(\text{rad})$  ve yatış açısı  $\phi(\text{rad})$  değerlerinin sıfırdan farklı olduğu gözlemlenebilir ki bu da uçağın yana yatmış olduğu ve kayarak uçmakta olduğu anlamına gelmektedir. Yön dümeni kilitlenmesi durumunda geriye kullanılacak 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  $v(\text{m/s})$ , yüksekliği  $z_e(\text{m})$  ve uçuş yönü  $\chi(\text{rad}) = \psi + \beta$  olarak seçilmiş olup, bu durumda çıkış vektörü  $y = [v, z_e, \chi]$  olarak



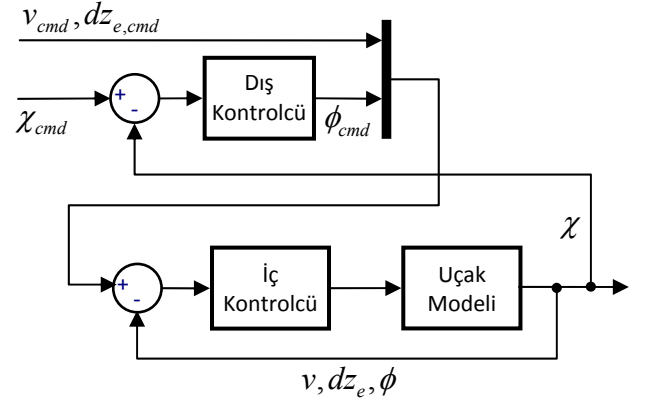
Şekil 2. Doğrusal olmayan uçak modelinin  $v = 40 m/s$  hızda ve  $h = 1000 m$  yükseklikte yön dümeni sıkışması ve yan rüzgâr durumu altındaki kontrolsüz SIMULINK benzetimleri.



Şekil 3. Doğrusal olmayan uçak modelinin  $v = 40 m/s$  hızda ve  $h = 1000 m$  yükseklikte yön dümeni sıkışması durumu ve yan rüzgâr altındaki kontrolsüz SIMULINK benzetimleri.

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 4).

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.



Şekil 4. Otopilot tasarımı için kullanılan kapalı çevrim sisteminin yapısı.

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

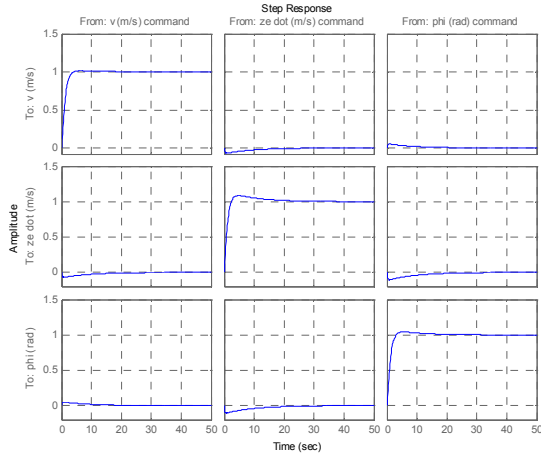
Burada çıkış vektörü  $y$  kontrol edilmesi istenilen sinyallerden oluşmaktadır, yani  $y = [v, dz_e, \phi]$ ; burada  $dze := dz_e / dt$  olup uçağın yükselme/alçalma hızını temsil etmektedir. Bu aşamada amaç,  $G$  sistemi için verilen bir  $y_{cmd} = (v_{cmd}, dz_{e,cmd}, \chi_{cmd})$  referansını 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 fonksiyonun 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 diag kısaltması köşegen (diyagonal) matris için kullanılmıştır. Yukarıda seçilen çevrim şeklinin elde edilmesi demek,  $(v_{cmd}, dz_{e,cmd}, \phi_{cmd})$  referanslarından  $(v, dz_e, \phi)$  çıkışlarına tanımlanan kapalı çevrim transfer fonksiyonu matrisi  $T(s) = G_d(s)[I + G_d(s)]^{-1}$ 'in yaklaşık olarak aşağıdaki gibi olması demektir

$$T(s) \approx \text{diag} \left( \frac{1}{s+1}, \frac{1}{s+1}, \frac{1}{s+1}, \frac{1}{s+1} \right) \quad (12)$$

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. Tasarlanan kontrolcü ve doğrusallaştırılmış uçak modeli ile oluşturulan kapalı çevrim sisteminin birim basamak cevabı Şekil 5'te görülebilir.

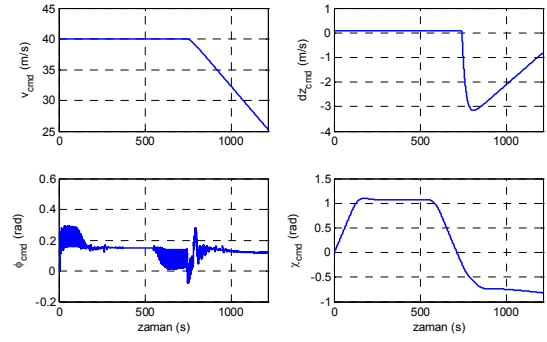


Şekil 5.  $v = 40 m/s$  ve  $h = 1000 m$  çalışma noktası etrafında doğrusallaştırılmış uçak modelinin kapalı çevrim birim basamak cevabı.

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 4'te 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  $v = 40 m/s$  hızla ve  $z_e = 1000 m$  yüksekliğinde ilerlerken  $t = 0$  anında yön dümeni servosu sıkışmış ve yön dümeni  $10^\circ$ 'lik bir açığa kilitlenmiştir. Bu durumda İHA'nın acil iniş yapması gereklidir. İHA'nın inebileceği en yakın pist  $p_{runway} = (32990 m, 12500 m)$  konumunda bulunmaktadır ve piste yaklaşma yönü  $-30^\circ$  derecedir. İlk amaç İHA'nın hızını ve yüksekliğini muhafaza ederek aracı piste en az  $15000 m$  uzaklıkta bir hedef noktaya getirmek ve bu noktadaki uçuş yönünü piste yaklaşma yönü ile uyumlu hale getirmektir; yani bu noktadaki uçuş yönü  $\chi_{target} = -30^\circ = -0.5236 rad$  olmalıdır. Bu hedef nokta basit geometrik hesaplamalar ile  $p_{target} = (20000 m, 20000 m)$  olarak elde edilebilir. Uçak

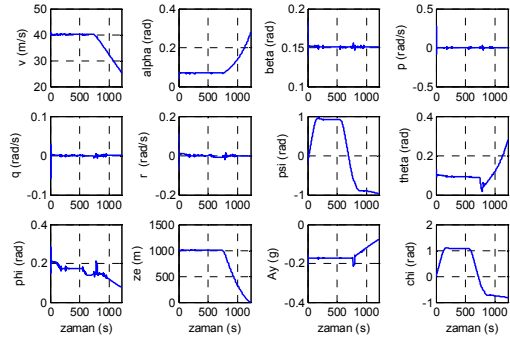


Şekil 6. Doğrusal olmayan uçak modelinin  $v = 40 m/s$  hızda ve  $h = 1000 m$  yükseklikte yön dümeni sıkışması ve yan rüzgâr durumu altındaki kontrollü SIMULINK benzetimlerinde kullanılan referans sinyalleri.

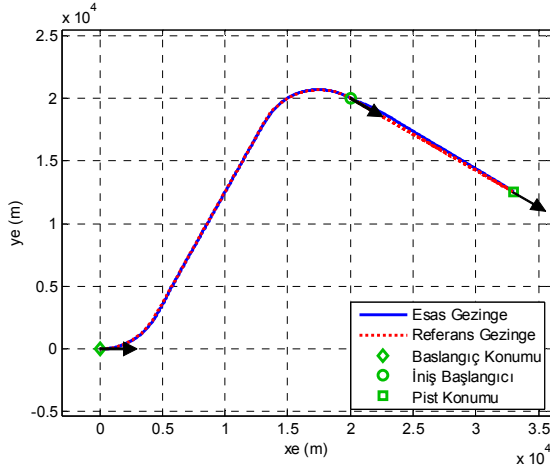
bu noktaya ulaştıktan sonra iniş prosedürleri başlatılarak uçağın  $p_{runway}$  konumundaki piste indirilmesi gerekmektedir. Bu iniş,  $8 m/s$  şiddetindeki bir yan rüzgâr altında yapılacaktır. İniş sırasında uçağın hızını  $40 m/s$ 'den  $25 m/s$ 'ye indirmesi gerekmektedir. Aynı zamanda uçağın, inişin son kısımlarında alçalma hızını azaltması, yani  $dz_e$ 'yi arttırması arzulanmaktadır. Bunun sebebi uçağın yere iniş anında burnunun havada olmasını, başka bir deyişle  $\theta$  açısının pozitif olmasını sağlamaktır. Uçağı başlangıç noktası  $p_{current}$ 'dan hedef nokta  $p_{target}$ 'a yönlendirecek ve daha sonra  $p_{runway}$  konumundaki piste indirecek manevralar için uygulanan referans sinyalleri Şekil 6'da gösterilmiştir. Burada  $\phi_{cmd}$  sinyalinin iç kontrolcü tarafından otomatik olarak üretildiğini hatırlayınız (bkz. Şekil 4); bu sebeple bu referans diğerlerine göre daha az düzgün niteliktedir. Ayrıca inişin son aşamalarında  $dz_e$ 'nin arttığına dikkat ediniz. Kapalı çevrim sisteminin yukarıda anlatılan senaryo altındaki SIMULINK benzetim sonuçları Şekil 7-8'de görülebilir. Bu şekillerden uçağın istenilen yörüngeyi oldukça yakın bir biçimde takip ettiği, istenilen uzaklıkta ( $15000 m$ ) pist ile hizalandığı ve bunun ardından başarılı bir şekilde piste iniş yaptığı gözlemlenmektedir.

## 5. Sonuçlar

Bu çalışmada, hasarlı bir insansız hava aracının hareketinin otomatik düzeltilmesi ve özerk seyrüseferi için alışılmadık durumları ve yan rüzgâr koşullarını kapsayan bir otomatik pilot geliştirilmiştir. Otomatik pilot tasarımı çevrim şekillendirme teknikleri kullanılarak yapılmış olup uzunlamasına ve yanlamasına hareketlerin etkileşimi açık olarak ele alınmıştır. Gelecek çalışmalarda, farklı servo kilitlenmeleri ve farklı uçak modelleri ele alınacaktır.



Şekil 7. Doğrusal olmayan uçak modelinin  $v = 40 m/s$  hızda ve  $h = 1000 m$  yükseklikte yön dümeni sıkışması ve yan rüzgâr durumu altındaki kontrollü SIMULINK benzetim sonuçları.



Şekil 8. Doğrusal olmayan uçak modelinin  $v = 40 m/s$  hızda ve  $h = 1000 m$  yükseklikte yön dümeni sıkışması ve yan rüzgâr durumu altındaki kontrollü SIMULINK benzetimleri.

## 6. Teşekkür

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

## 7. 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.
- [16] Riseborough, P., "Automatic take-off and landing control for small UAVs", 5th Asian Control Conference, 2004.
- [17] Boothe, E.M. and Ledder, H.J., "Direct Side Force Control for STOL Crosswind Landings", Journal of Aircraft, 11: 631-638, 1974.
- [18] CBS News, "Experts Cite Crosswinds In Denver Crash", January 2009. <http://www.cbsnews.com/stories/2009/01/06/national/main4703337.shtml>
- [19] Pierce County Herald, "Crosswinds may have caused plane crash in Sauk County, April 2010. <http://www.piercecountyherald.com/event/article/id/25744/group/News/>