

PID ve Bulanık Denetime Dayalı Otopilot Tasarımlarının Karşılaştırılması

Tuna Bulut ve Mehmet Önder Efe

Elektrik ve Elektronik Mühendisliği Bölümü
TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi, Söğütözü, 06560, Ankara, Türkiye
{st04120122, onderefe}@etu.edu.tr

Özetçe

Bu çalışmada basitleştirilmiş dinamik denklemler kullanılarak otomatik iniş problemi PID ve bulanık denetleyicilerle gerçekleştirilmiş ve sadece uygun koşullarda değil, kötü hava koşullarında da başarılı sonuçlar verecek bir denetleyici tasarımı hedeflenmiştir. Farklı çevresel ortamlarda elde edilen sonuçlar, uçağın iniş yaparken izlemesi istenen zeminin takip etme performansı bakımından değerlendirilmiş ve bulanık denetimin, PID denetime göre daha iyi sonuç verdiği gözlemlenmiştir.

Abstract

This paper considers the solution of the autoland problem with a simplified set of dynamic equations. PID and fuzzy controllers are studied not only under the good weather conditions. The landing performance of the aircraft has been assessed under different environmental conditions and it is observed that the fuzzy controller performs better than the PID controller.

1. Semboller

| | |
|------------|---|
| u | : Uzunlamasına hız (ft/sn) |
| w | : Dikey hız (ft/sn) |
| q | : İniş hızı (derece/sn) |
| θ | : İniş açısı (derece) |
| α | : Hücüm açısı (derece) |
| x | : Yatay konum (ft) |
| h | : İrtifa (ft) |
| g | : Yerçekimi ivmesi (32.2 ft/sn ²) |
| u_g | : Uzunlamasına rüzgar hızı (ft/sn) |
| w_g | : Dikey rüzgar hızı (ft/sn) |
| δ_E | : Yükseltici açı ayarı (derece) |
| δ_T | : Gaz ayarı (ft/sn) |
| U_0 | : Nominal hız (235 ft/sn) |
| γ_0 | : Uçuş yolu açısı (-3 derece) |
| V_G | : İstenen yatay hız (ft/sn) |
| h_c | : İstenen irtifa (ft) |
| h_s | : İlk aşama başlangıç irtifası (500 ft) |
| x_c | : İstenen yatay konum (ft) |
| t_{gs} | : İlk aşamanın başladığı an (sn) |
| h_0 | : İkinci aşama başlangıç irtifası (45 ft) |
| t_{TD} | : Uçağın yere indiği an (sn) |
| x_{c0} | : İkinci aşama başlangıç yatay konumu (ft) |
| u_c | : İstenen uzunlamasına hız (ft/sn) |

2. Giriş

Otomatik uçak iniş sistemi hava koşulları uygun olduğu sürece ticari uçaklarda kullanılan bir sistemdir. Bu sistemin kullanılmasının sebeplerinden biri, uçağın daha güvenilir ve düzgün bir iniş yaparak yolcu konforunu arttırması, bir diğeri ise pilotun iniş sırasında sistemi tanımlayarak tecrübe edinmesine olan katkısıdır.

Otomatik iniş sistemi inişin son aşamalarını tamamlamak için enstruman iniş sistemi (ILS) adı verilen havaalanı tabanlı bir sistem üzerine kurulmuştur. ILS'lerde iki radyo istasyonu bulunmaktadır, bu istasyonlar uçağın uygun bir irtifada ve açıda seyretmesini sağlarlar. İniş alanının yaklaşık 45 ft yüksekliğinde uçağın burnunu kaldıran ve hızını düşüren bir düzeltme manevrası yapılır. Düzeltme manevrasında ILS sinyalleri kullanılmaz, çünkü bu sinyaller 200 ft altında çok gürültülüdür. Bu yüksekliğin altında bir irtifa ölçer veya görsel bir veri referans alınır. Düzeltme manevrasının yapıldığı noktadan iniş anına kadar, uçak dikey ve yatay hızını azaltarak inişini tamamlar. Günümüzdeki otomatik iniş sistemleri, güvenilir sonuçlar vermesi açısından belirli çevresel sınırlamalar altında kullanılır. FAA¹ kuruluşunun belirlediği standartlara göre baş, yan ve kuyruk rüzgar hızları sırasıyla 25, 15 ve 10 knot hızlarını geçmemelidir. Ayrıca sistem çok güçlü hava akımlarında da kullanılamaz [1].

Birçok sisteme uygulanabilmesi, basit olması ve tatminkar sonuçlar vermesi bakımından PID denetim tekniği günümüzde sıkça kullanılan bir yöntemdir. Günümüzde kullanılan endüstriyel denetleyicilerin yarısından fazlası PID denetleyici ve türevlerini içermektedir [2]. PID denetleyiciler tek başına kullanılmalarının yanısıra bulanık ve sinirsel sistemlerin eğitimlerinde de kullanılmaktadırlar. PID denetleyici otomatik iniş sisteminde de tatminkar sonuçlar vermektedir, ancak belirli performans isterlerini karşılayabilmek için bu tip denetleyiciler sistem dinamiği hakkında olabildiğince kesin bilgiler isterler [3]. Bu yüzden sistem dinamiğini etkileyen rüzgar, türbülans gibi çevresel faktörlerin olduğu ortamlarda PID denetleyiciler istenen sonuçları üretemez, bir başka

¹ Federal Aviation Administration

değişle kesinsizliklere karşı gürbüz değildirler. Sistem dinamiğindeki değişimlere karşı daha iyi sonuç veren akıllı denetim yöntemlerinden olan bulanık denetim, dilsel değişkenlerden ve yerel kararlar arası interpolasyon özelliğinden dolayı farklı çevresel etmenler altında –belli bir işlemsel karmaşıklıkla birlikte– daha iyi sonuçlar üretebilmektedir. Karmaşık, gerçek sistemleri denetlemede bulanık denetim, klasik denetleyicilerdeki gibi basitleştirmeler ve doğrusallaştırmalar gerektirmeden başarılı sonuçlar verebilmektedir [4].

Bu çalışmada sistemin denetimi önce PID denetleyici ile sağlanmış, daha sonra da buradan edinilen deneyimle etkin bir bulanık denetim modeli tasarlanarak istenen yörünge takibi performansı elde edilmiştir. Çalışmanın üçüncü bölümünde problem tanımı yapılmış, dördüncü bölümde basitleştirilmiş uzunlamasına uçak denklemleri, beşinci bölümde rüzgar modeli, altıncı bölümde hız ve açı denetimlerine ait ifadeler verilmiş, yedinci bölümde PID denetleyici ile yapılan denetim, sekizinci bölümde bulanık denetleyici ile yapılan denetim ele alınmış, dokuzuncu bölümde benzetim sonuçları karşılaştırılmış ve onuncu bölümde ise sonuçlar sunulmuştur.

3. Problemin Tanımı

Bu çalışmanın amacı otomatik iniş sisteminin denetimini PID ve bulanık denetleyiciler ile gerçekleyerek sonuçların karşılaştırılmasıdır. Üç boyutlu uçak dinamikleri karmaşık olduğu için bu çalışmada uzunlamasına ve dikey hareket üzerine kurulmuş basitleştirilmiş dinamikler kullanılmıştır. Uçak, inişini iki aşamada gerçekleştirmektedir. Şekil 1’de görüldüğü gibi ilk aşamada uçak sabit bir eğimle inerken, düzeltme manevrasının yapıldığı ikinci aşamada üstel bir gezingeyi takip etmektedir. Uçağın sabit eğimle indiği ilk aşama² aşağıdaki gibi ifade edilmektedir.

$$V_G = U_0 \cos(\theta - \alpha) + u_{gc} \quad (1)$$

$$\dot{x}_c = V_G \quad (2)$$

$$x_c(t_{gs}) = \frac{h_s}{\tan \gamma_0} \quad (3)$$

$$h_c = x_c \tan(\gamma_0) \quad (4)$$

$$h_s = 500 \text{ ft}, \gamma_0 = -3^\circ \quad (5)$$

İlk aşama $t=t_{gs}$ anında başlamaktadır. Uçağın üstel bir gezingeyi takip ettiği ikinci aşamayı³ ifade eden denklemler ise şöyledir:

$$h_c = h_0 \left(\frac{\dot{h}_0}{(h_0 - \dot{h}_{TD})} e^{-\frac{(x_c - x_{c0})}{\tau}} - \frac{\dot{h}_{TD}}{(h_0 - \dot{h}_{TD})} \right) \quad (6)$$

$$\tau = - \left(\frac{h_0 V_G}{(\dot{h}_0 - \dot{h}_{TD})} \right) \quad (7)$$

$$h_0 = 45 \text{ ft}, \dot{h}_{TD} = -1.5 \text{ ft / sn} \quad (8)$$

İkinci aşama $t=t_0$ anında başlamaktadır.

4. Basitleştirilmiş Uçak Denklemleri

Uygulama kolaylığı açısından basitleştirilmiş uzunlamasına ve dikey hareket denklemleri kullanılmıştır ve [1] kaynağında da verildiği üzere bu denklemler şu şekildedir:

$$\dot{u} = X_u(u - u_g) + X_w(w - w_g) + X_q q - g(\pi / 180) \cos(\gamma_0)\theta + X_E \gamma_E + X_T \gamma_T \quad (9)$$

$$\dot{w} = Z_u(u - u_g) + Z_w(w - w_g) + (Z_q - (\pi / 180)U_0)q + g(\pi / 180) \sin(\gamma_0)\theta + Z_E \gamma_E + Z_T \gamma_T \quad (10)$$

$$\dot{q} = M_u(u - u_g) + M_w(w - w_g) + M_q q + M_E \gamma_E + M_T \gamma_T \quad (11)$$

$$\dot{\theta} = q \quad (12)$$

$$\dot{h} = -w + (\pi / 180)U_0\theta \quad (13)$$

Başlangıç koşulları ise (14)-(16) ifadelerinde verilmektedir.

$$u(0) = w(0) = q(0) = \theta(0) = 0 \quad (14)$$

$$h(0) = 500 \text{ ft}, x(0) = h(0) / \tan(\gamma_0) \quad (15)$$

$$\dot{x}(0) = U_0 = 235 \text{ ft / sn} \quad (16)$$

Modelde yer alan normal koşullardaki kararlılık ve denetim türevlerinin tipik değerleri şu şekildedir:

$$X_u = -0.038 \quad Z_u = 0.313 \quad M_u = -0.0211$$

$$X_w = -0.0513 \quad Z_w = -0.605 \quad M_w = 0.157$$

$$X_q = 0.00152 \quad Z_q = -0.0410 \quad M_q = -0.612$$

$$X_E = 0.00005 \quad Z_E = -0.146 \quad M_E = 0.459$$

$$X_T = 0.158 \quad Z_T = 0.031 \quad M_T = 0.0543$$

5. Rüzgar Modeli

Rüzgar bozucusu (u_g, w_g), sabit hız ($u_{gc}, 0$) ve türbülans (u_{gl}, w_g) bileşenlerinden oluşmaktadır. Sabit hız bileşeninin sadece yatay yönde olduğu kabul edilmektedir. N_1 ve N_2 sıfır ortalama ve farklı varyanslara sahip rastgele Gauss gürültüleridir. Bu yaklaşımla farklı hız ve yoğunluklarda rüzgar profilleri elde edilebilir [3]. Liguni vd. [5] kaynağında rüzgar modelini şu şekilde vermektedir:

$$u_{gc} = \begin{cases} -u_0(1 + \ln(h / 510) / \ln 51) & h \geq 10 \\ 0 & h < 10 \end{cases} \quad (17)$$

² İniş eğimi, İng. *glide-slope*

³ Düzeltme manevrası, İng. *flare*

u_0 510 ft yükseklikteki rüzgar hızı ve tipik değeri 20 ft/sn [3].

$$u_g = u_{g1} + u_{gc} \quad (18)$$

$$w_g = \sigma_w \sqrt{a_w} (a_w w_{g1} + \sqrt{3} w_{g2}) \quad (19)$$

$$\dot{u}_{g1} = 0.2 |u_{gc}| \sqrt{2a_u} N_1 - a_u u_{g1} \quad (20)$$

$$\dot{w}_{g1} = w_{g2} \quad (21)$$

$$\dot{w}_{g2} = N_2 - a_w^2 w_{g1} - 2a_w w_{g2} \quad (22)$$

$$a_u = \begin{cases} U_0 / (100\sqrt[3]{h}) & h > 230 \\ U_0 / 600 & h \leq 230 \end{cases} \quad (23)$$

$$a_w = U_0 / h \quad (24)$$

$$\sigma_w = \begin{cases} 0.2 |u_{gc}| & h > 500 \\ 0.2 |u_{gc}| (0.5 + 0.00098h) & h \leq 500 \end{cases} \quad (25)$$

σ_w türbülans hızının rms değerini göstermektedir.

Bu rüzgar modeliyle sistem dinamiğinin doğrusal olmayan bozuculara maruz kaldığı açıktır.

6. Hız ve Açı Denetimleri

Uçak modeli denetim kurallarını uygulamak için çok salımlı bir yapıya sahip olduğundan bu salımlı bastırma için doğrusal hareket denklemleri ile otomatik gaz⁴ ve yükseltici⁵ denetimleri birleştirilmiştir. Otomatik gaz, uçağı sabit bir hızda tutarken, yükseltici, uçağın iniş açısını ve iniş hızını denetler [1]. Buna göre hız denetimi (26), (27) ifadeleriyle, açı denetimi ise (28) ifadesiyle gerçekleştirilmektedir.

$$T = K_T(u_c - u) + K_T \omega_T \int_0^t (u_c - u) dt \quad (26)$$

$$u_c = 0, K_T = 3, \omega_T = 0.1 \quad (27)$$

$$E = K_\theta(\theta_c - \theta) - K_q \dot{\theta} \quad (28)$$

Sabit eğimin izlendiği ilk aşamadaki kazançlar (29) ifadesinde, üstel gezinenin izlendiği ikinci aşamadaki kazanç değerleri ise (30) ifadesinde verilmiştir. T ve E altsimgeleri, hareket denklemlerindeki δ_T ve δ_E değişkenleri ile ilişkilidir.

$$K_\theta = 3, K_q = 3 \quad (29)$$

$$K_\theta = 12, K_q = 6 \quad (30)$$

7. PID Denetleyici

Şekil 2'de PID denetleyiciye ait blok diyagramı görülmektedir. PID denetim kuralı şu şekildedir:

$$\theta_c = K_h(h_c - h) + K_h \omega_h \int_0^t (h_c - h) dt + K_i(\dot{h}_c - \dot{h}) + \theta_p \quad (31)$$

$$K_h = 0.3, \omega_h = 0.1, K_i = 0.3 \quad (32)$$

Sabit eğimin izlendiği ilk aşamada $\theta_p = 0$ iken üstel gezinenin izlendiği ikinci aşamada $\theta_p = 0.0698$ dir. İstenen iniş açısı (θ_c), h ve \dot{h} hatalarının fonksiyonu olarak alınmıştır. h_c uçağın istenen irtifasıdır ve (4) ve (6) ile belirtilen ifadelerle sahiptir. PID denetleyici kazançları, Malaek vd. tarafından LMI metoduyla bulunmuştur [3] ve bu yöntem tasarlanan sistemin kararlılığını garanti etmektedir [6].

8. Bulanık Denetleyici

PID denetleyiciden elde edilen sonuçlar gözlenerek, daha iyi sonuçlar almak için bulanık denetim yapılmıştır. Bulanık model, Sugeno tipi bulanık sistem temel alınarak tasarlanmıştır. x_1 , x_2 ile gösterilen iki girişli ve y ile gösterilen bir çıkışlı Sugeno tipi bulanık sistemin ağırlıklı ortalama alınarak elde edilen çıkışı, kural tabanında iki kural olduğu ve bu kuralların da aşağıda verilen şekilde tanımlandığı varsayımları altında (33) ifadesi ile hesaplanır.

Kural 1: EĞER $x_1 \in A_1$ ve $x_2 \in B_1$ ise

O HALDE $y_1 = P_1 x_1 + Q_1 x_2 + r_1$

Kural 2: EĞER $x_1 \in A_2$ ve $x_2 \in B_2$ ise

O HALDE $y_2 = P_2 x_1 + Q_2 x_2 + r_2$

$$y = \frac{w_1 y_1 + w_2 y_2}{w_1 + w_2} \quad (33)$$

Şekil 3'de de görüldüğü üzere bulanık denetleyici girişleri sırasıyla (34) ve (35) denklemlerinde verilen irtifa hatası ve bu hatanın türevidir (e_h, \dot{e}_h), çıkış ise istenen iniş açısıdır (θ_c).

$$e_h = h_c - h \quad (34)$$

$$\dot{e}_h = \dot{h}_c - \dot{h} \quad (35)$$

Her bir giriş düşük, orta ve yüksek olmak üzere üç, çıkış ise dokuz adet üçgen üyelik fonksiyonu ile örtüşen dilsel bölgelere ayrılmıştır. e_h girişi için $[-20, 10]$, \dot{e}_h girişi içinse $[-14, 14]$ aralığı seçilmiştir, bu aralıklar ve dokuz adet kural PID denetleyici ile yapılan benzetim sonuçlarından tahmin edilmiş ve deneme yanılma yöntemiyle değerler iyileştirilmiştir. Ayrıca bulanık denetleyici çıkışı olan θ_c değerinin uygun aralığa eşleştirilmesi için $11(\theta_c - 8/11)$ ile verilen düzeltme işleminden geçirilmiştir. Kural tabanı ise şu şekildedir:

1. EĞER ($e_h \in \text{düşük}$) ve ($\dot{e}_h \in \text{düşük}$) ise

O HALDE ($\theta_c = \dot{e}_h$)

2. EĞER ($e_h \in \text{düşük}$) ve ($\dot{e}_h \in \text{orta}$) ise

O HALDE ($\theta_c = \dot{e}_h + 0.125$)

3. EĞER ($e_h \in \text{düşük}$) ve ($\dot{e}_h \in \text{yüksek}$) ise

O HALDE ($\theta_c = \dot{e}_h + 0.250$)

⁴ İng. *autothrottle*

⁵ İng. *elevator*

4. EĞER ($e_h \in orta$) ve ($\dot{e}_h \in düşük$) ise
O HALDE ($\theta_c = \dot{e}_h + 0.375$)
5. EĞER ($e_h \in orta$) ve ($\dot{e}_h \in orta$) ise
O HALDE ($\theta_c = \dot{e}_h + 0.500$)
6. EĞER ($e_h \in orta$) ve ($\dot{e}_h \in yüksek$) ise
O HALDE ($\theta_c = \dot{e}_h + 0.625$)
7. EĞER ($e_h \in yüksek$) ve ($\dot{e}_h \in düşük$) ise
O HALDE ($\theta_c = \dot{e}_h + 0.750$)
8. EĞER ($e_h \in yüksek$) ve ($\dot{e}_h \in orta$) ise
O HALDE ($\theta_c = \dot{e}_h + 0.875$)
9. EĞER ($e_h \in yüksek$) ve ($\dot{e}_h \in yüksek$) ise
O HALDE ($\theta_c = \dot{e}_h + 1$)

9. Benzetim Çalışmaları

Başarılı iniş durumu Jorgensen ve Schley tarafından şu şekilde tanımlanmıştır [1]:

$$\text{Dikey Hız (ft/sn): } -3 \leq \dot{h}[T] \leq -1 \quad (36)$$

$$\text{Yatay Konum (ft): } -300 \leq x[T] \leq 1000 \quad (37)$$

$$\text{İniş Açısı (derece): } -10 \leq \theta[T] \leq 5 \quad (38)$$

T değeri uçağın yere indiği anı temsil etmektedir. Bu kriterler göz önünde bulundurularak Şekil 4 – 6 ile gösterilen farklı rüzgar profillerinde elde edilmiş benzetim sonuçları Şekil 7 – 12’de gösterilmiş olup bu benzetim sonuçlarının karşılaştırmalı değerlendirmesi Tablo 1 ve Tablo 2’de verilmiştir.

Tablo 1-Değişik Rüzgar Profillerinde PID Denetleyici Benzetim Sonuçları

| Yöntem Rüzgar | PID Denetleyici | | |
|------------------|-----------------|--------|-------------|
| | $\dot{h}[T]$ | $x[T]$ | $\theta[T]$ |
| Orta Şiddetli | -2.27 | 773 | -0.24 |
| Şiddetli | -2.54 | 600 | 0.32 |
| Çok Şiddetli | -4.48 | 264 | 1.8 |

Tablo 2-Değişik Rüzgar Profillerinde Bulanık Denetleyici Benzetim Sonuçları

| Yöntem Rüzgar | Bulanık Denetleyici | | |
|------------------|---------------------|--------|-------------|
| | $\dot{h}[T]$ | $x[T]$ | $\theta[T]$ |
| Orta Şiddetli | -1.73 | 991 | -0.17 |
| Şiddetli | -1.78 | 987 | 0.2 |
| Çok Şiddetli | -2 | 980 | 1.48 |

Denklem (36), (37) ve (38) ile belirtilen koşullar göz önünde bulundurulduğunda PID denetleyici orta şiddetli ve şiddetli olarak tanımlanan rüzgar profillerinde başarılı sonuç verirken, çok şiddetli rüzgar profiline başarısız sonuç vermiştir. Bulanık denetleyici ise her üç

rüzgar profiline de başarılı sonuçlar üretmiştir. Ancak otomatik inişi bu kriterlere göre başarılı veya başarısız olarak değerlendirmek yeterli görülmediğinden, uçağın iniş yaparken istenen gezingeyi takip etmedeki başarısı da yüksekte alçağa doğru seviye 1, seviye 2, seviye 3 ve seviye 4 olarak derecelendirilerek sonuçlar Tablo 3’de verilmiştir.

Tablo 3-Uçağın İstenilen Gezingeyi Takip Etmedeki Başarısı Açısından PID ve Bulanık Denetleyici Benzetim Sonuçlarının Karşılaştırılması

| Yöntem Rüzgar | PID | Bulanık |
|------------------|----------|----------|
| Orta Şiddetli | Seviye 2 | Seviye 1 |
| Şiddetli | Seviye 3 | Seviye 1 |
| Çok Şiddetli | Seviye 4 | Seviye 2 |

Tablo 3’e bakıldığında bulanık denetleyici ile denetlenen sistemin, istenen gezingeyi takip etmede çok daha iyi ve gürbüz sonuçlar verdiği görülmektedir.

10. Sonuçlar

Karmaşık bir kontrol problemi olan otomatik iniş sürecinde akıllı sistemlerin kullanılması giderek yaygınlaşmaktadır [1,3,5,7,8]. Bu çalışmada bir uçağın otomatik iniş probleminin çözümü PID ve bulanık denetleyicilerle gerçekleştirilmiştir. Genel olarak beklendiği gibi bulanık denetleyici, PID tipi denetleyiciden çok daha iyi sonuçlar vermiştir. İlk olarak Jorgensen ve Schley tarafından belirtilen (Bkz. [1]) başarılı iniş koşuluna göre değerlendirme yapılmış, ardından uçağın iniş yaparken istenen gezingeyi takip etmedeki başarısına göre değerlendirme yapılmıştır. Elde edilen bulgulara göre yerel denetim kurallarının tümleştirilmesine dayanan bulanık denetleyici, PID denetleyiciden çok daha iyi izleme performansı ve gürbüzlük göstermiştir.

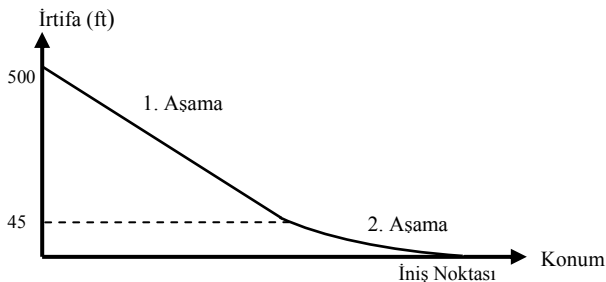
11. Teşekkür

Bu çalışma 107E137 numaralı TÜBİTAK projesi tarafından desteklenmiştir.

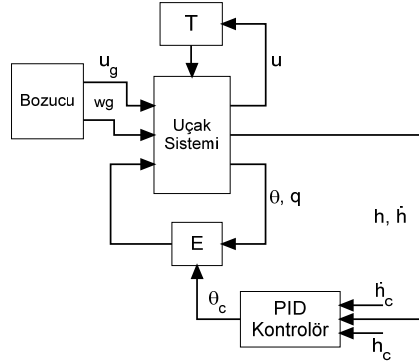
12. Kaynakça

- [1] C.C.Jorgensen ve C.Schley, “A Neural Network Baseline Problem For Control of Aircraft Flare and Touchdown,” Neural Networks for Control, 1991, s. 403-425.
- [2] K. Ogata, “Modern Control Engineering,” 1997, s. 669-670.
- [3] S. M. B. Malaek, N. Sadati, H. Izzadi, M. Pakmehr, “Intelligent Autolanding Controller Design Using Neural Networks and Fuzzy Logic,” Asian Control Conference, Cilt 1, Temmuz 2004, s. 365-373.
- [4] K. M. Passino, S. Yurkovich, *Fuzzy Control*, 1997, s.10-12.

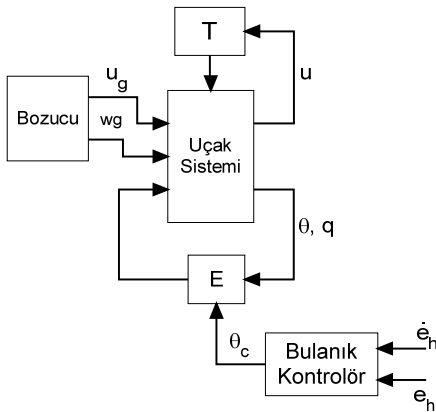
- [5] Y. Liguni, H. Akiyoshi, N. Adachi, "An Intelligent Landing System Based On a Human Skill Model", *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, Cilt 34, no. 3, Temmuz 1998.
- [6] F. Zheng, Q. Wang, T. H. Lee, "Brief Paper On The Design of Multivariable PID Controllers via LMI Approach", *Automatica*, Cilt 38, 2002, s. 517-526.
- [7] C. Cox, S. Stepniewski, C. Jorgensen, R. Saeks, C. Lewis, "On The Design of a Neural Network Autolander," *International Journal of Robust and Nonlinear Control*, Cilt.9, No.14, s. 1071-1096, 1999.
- [8] J.G. Juang, K.C. Cheng, "Wind Disturbances Encountered During Controlled Landings Using Neural Network Approaches," *IEEE Int. Conf. on Control Applications*, Sep. 5-7, s. 835-840, 2001 Mexico City, Mexico.



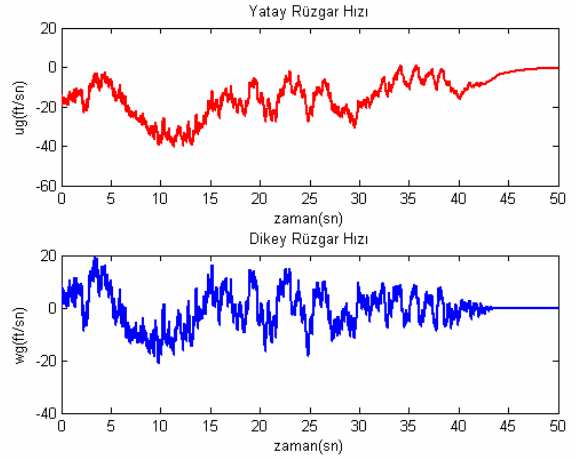
Şekil 1-Uçağın İnerken İzlediği Gezine



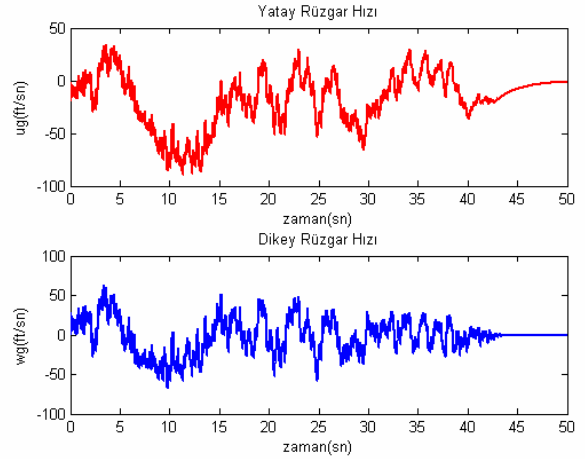
Şekil 2-PID Denetleyici Blok Diyagramı



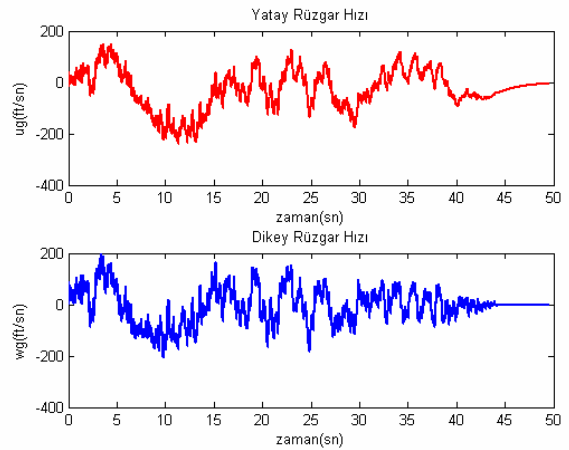
Şekil 3-Bulanık Denetleyici Blok Diyagramı



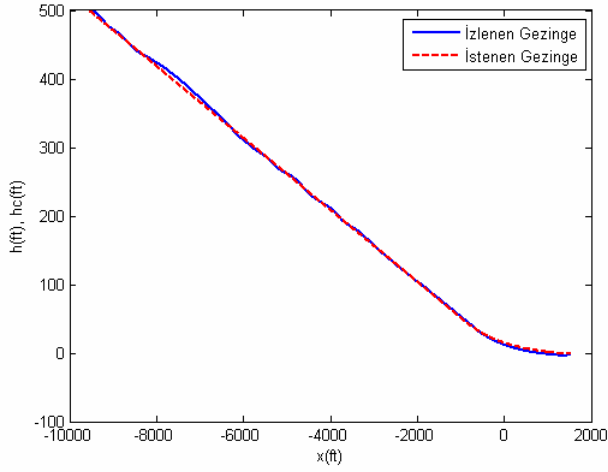
Şekil 4-Orta Şiddetli Rüzgar Profili, $N_1, N_2=10^3$



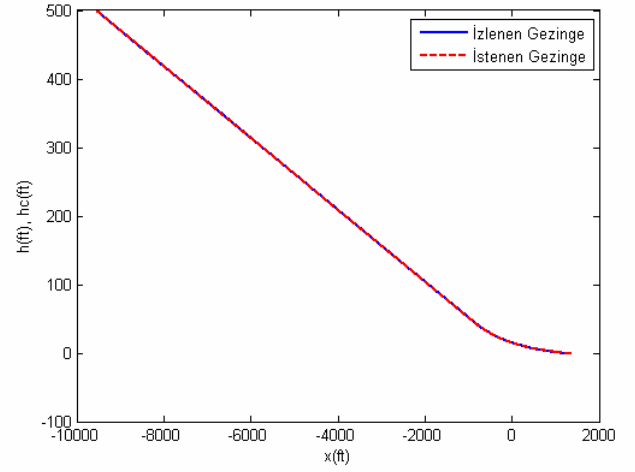
Şekil 5-Şiddetli Rüzgar Profili, $N_1, N_2=10^4$



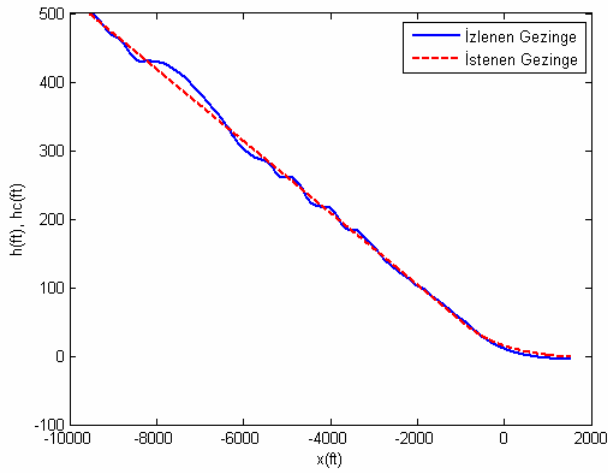
Şekil 6-Çok Şiddetli Rüzgar Profili, $N_1, N_2=10^5$



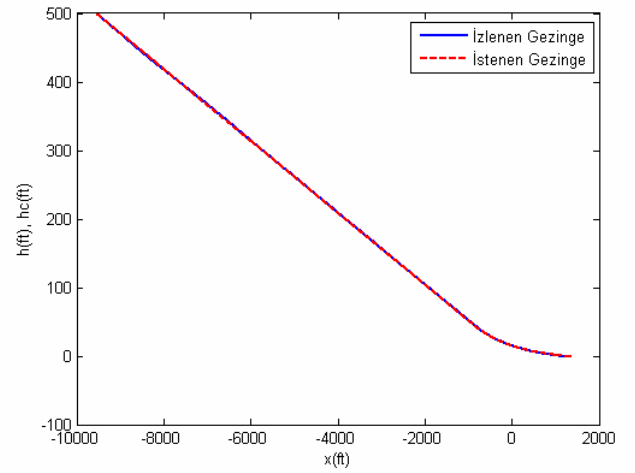
Şekil 7-Orta Şiddetli Rüzgarda PID Denetleyici ile Elde Edilmiş Gezinge



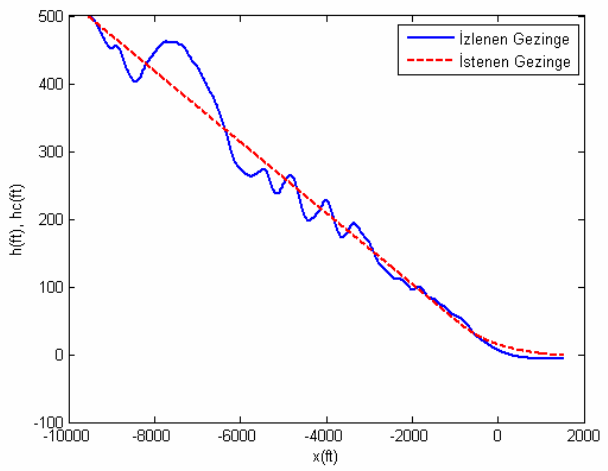
Şekil 10-Orta Şiddetli Rüzgarda Bulanık Denetleyici ile Elde Edilmiş Gezinge



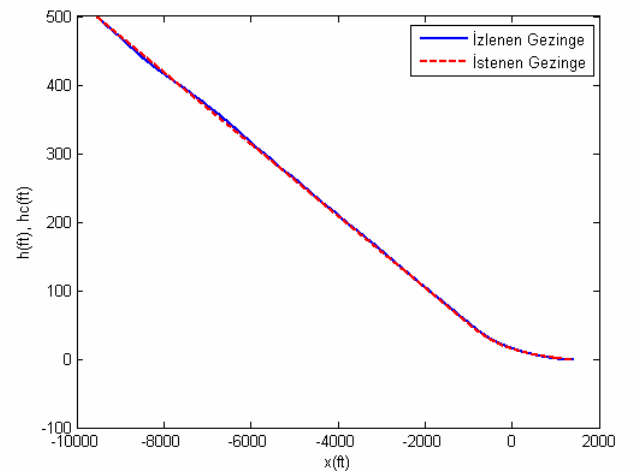
Şekil 8-Şiddetli Rüzgarda PID Denetleyici ile Elde Edilmiş Gezinge



Şekil 11-Şiddetli Rüzgarda Bulanık Denetleyici ile Elde Edilmiş Gezinge



Şekil 9-Çok Şiddetli Rüzgarda PID Denetleyici ile Elde Edilmiş Gezinge



Şekil 12-Çok Şiddetli Rüzgarda Bulanık Denetleyici ile Elde Edilmiş Gezinge