

# OTOMATİK İNİŞ KONTROL SİSTEMİ TASARIMI VE SİMÜLASYONU

Aydoğın SAVRAN<sup>1</sup>, Ramazan TAŞALTIN<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Sakarya Üniversitesi, Mühendislik Fakültesi, Elektrik-Elektronik Mühendisliği Bölümü,  
54040 Esentepe Kampüsü, ADAPAZARI

<sup>2</sup>İstanbul Teknik Üniversitesi, Uçak-Uzay Fakültesi, Uçak Mühendisliği Bölümü  
Ayazağa Kampüsü, Maslak-İSTANBUL

**Özet** - Bu çalışmada, rüzgar bozucularına maruz ticari bir uçağın iniş problemi ele alınmıştır. Uçak lineer bir model ile modellenmiştir. Uçak modeli çoğu ticari uçaklarda bulunan iki geribeslemeli kontrolör içermektedir. Bunlar itki ve pitch otopilot'udur. Uçağın alçalışı pitch otopilot'una gerekli elevator açısı uygulanarak sağlanmaktadır. İtki otopilot'u ile uçağın hızı sabit tutulmaktadır. Gerçeklenen PI kontrolör uçağın irtifası, dikey hızı ve bunların ILS (Instrument Landing System)'den elde edilen istenilen değerlerini kullanarak gerekli elevator açılarını üretir.

**Abstract** - In this study, it is concerned that the landing of an commercial aircraft while it is subjected to wind disturbances. The aircraft is represented by a linearized model. The aircraft model includes two feedback controllers typically found in commercial aircrafts. These are an autothrottle and a pitch autopilot. The decent of the aircraft is provided by applying the desired elevator angle to the pitch autopilot. The function of the autothrottle is to maintain constant airspeed. The implemented PI controller generates the desired elevator angles by means of the aircraft's altitude, vertical speed and the desired values of them obtained from an Instrument landing system (ILS).

## I. GİRİŞ

İlk otomatik iniş 11-Haziran-1965'te British Airline (BEA)'a ait bir Trident uçağı ile gerçekleştirilmiştir. Bundan sonra bu sistemler dahada iyileştirilmiş ve halen aralarında Lockheed L1011'ler ve Boeing 747'lerinde bulunduğu pekçok uçakta kullanılmaktadırlar. Şu anda ticari uçakların pekçoğunda otomatik iniş sistemi mevcuttur. bu sistemler genellikle açık, durgun havalarda aktif edilirler ancak rüzgar dinginse, yağmurlu ve sisli havalarda da kullanılabilirler. Bu sistemlerin pilot yerine kullanılmalarının iki sebebi vardır. Birincisi otomatik

sistem daha yumuşak bir iniş sağlayarak yolcuların rahatsız olmasını önler ve aynı zamanda iniş takımlarının ve lastiklerinin zarar görmesini azaltır. İkincisi pilotlar için eğitim fonksiyonu sağlar.

Otomatik iniş sistemleri, hava alanlarındaki ILS (Instrument Landing system)'lerle birlikte çalışırlar. ILS uçağın piste göre uygun yükseklik (elevation) ve yaklaşım açısını (azimuth) sağlamak için glide slope ve localizer beamları denilen iki radyo vericisi ile uçağı yönlendirir. Pist yüzeyinden yaklaşık 50ft yükseklikte flare başlatılarak uçağın burnu kaldırılıp, hava hızı kesilir ve böylece yumuşak bir iniş sağlanır. 200ft'in altındaki irtifalarda ILS işaretleri çok gürültülü olduklarından flareden önce kullanılmaları kesilir. Bu irtifanın altında bir radyo altimetresi yada görsel veriler referans olarak kullanılır. Flare başlangıcından yere değinceye kadar uçağın dikey hızı ve hava hızı azaltılır. Mevcut otomatik iniş kontrol sistemleri, baş rüzgarının (head wind) 25 knots(28.75m/saat)'dan çapraz rüzgarın (cross wind) 15 knots (17.25m/st)'dan, ve kış rüzgarının (tail wind) 10 knots (11.5m/st) dan, az olduğu durumlarda kullanılır [1].

## II. UÇAK MODELİ VE KONTROLÖR

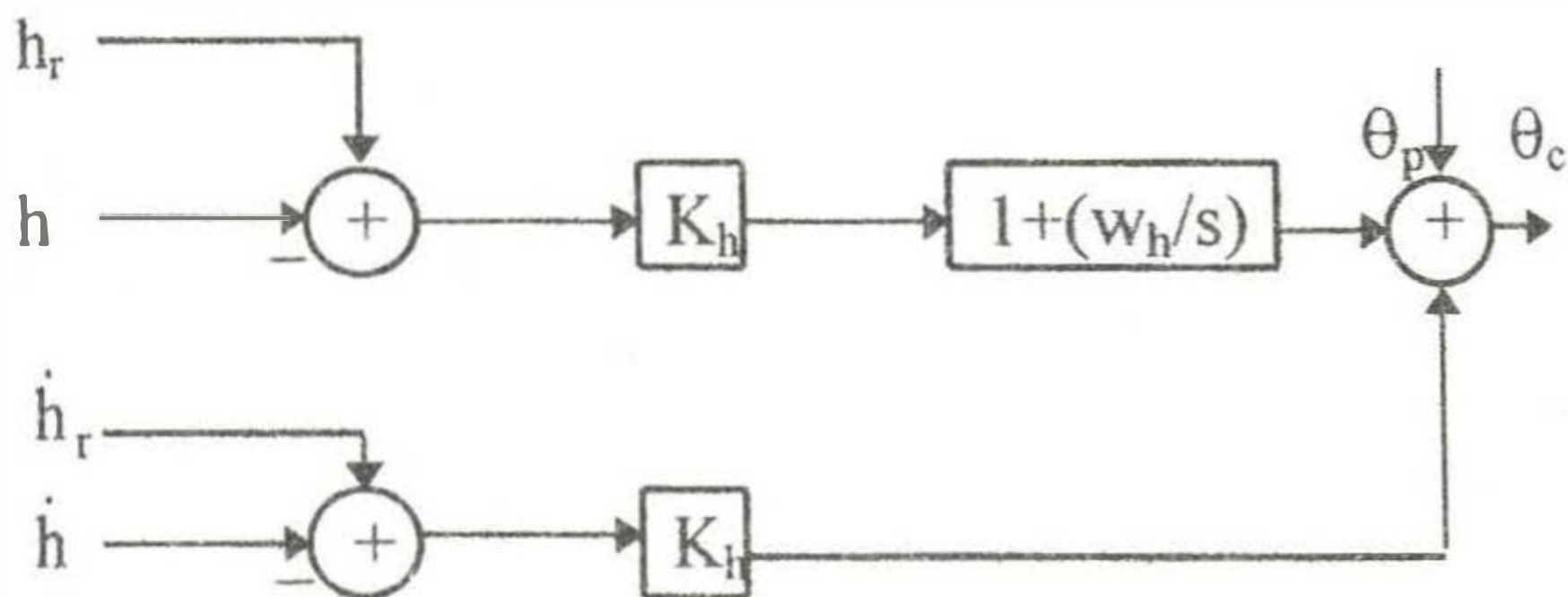
Bu çalışmada kullanılan uçak modeli, ticari bir uçağın boylamsal hareketini gösteren lineerleştirilmiş modeldir. (1) ifadesi model eşitliklerini göstermektedir [1]. Burada  $u$  boylamsal hızı (ft/sn),  $w$  dikey hızı (derece/sn),  $q$  pitch hızı (derece/sn),  $\theta$  pitch açısı (derece),  $h$  irtifa (ft),  $\delta_E$  elevator açısı,  $\delta_T$  itki komutu,  $u_g$  yatay rüzgar hızı ve  $w_g$  dikey rüzgar hızıdır.  $X_u, X_w, X_q, X_E, X_T, Z_u, Z_w, Z_q, Z_E, Z_T, M_u, M_w, M_q, M_E, M_I$  kararlılık ve kontrol türevleridir.  $U_0, \gamma_0, g$  sırasıyla nominal hız, uçuş yörünge açısı ve yerçekimidir. Uçak modeli bir kararlılık artırma sistemi ile pitch otopilotu ve itki otopilotu birleştirilerek elde edilir. Pitch otopilotunun



görevi uygulanan komuta yeterince hızlı pitch cevabı sağlarken uçağın titreşimli davranışını söndürmektir. İtki otopilotunun görevi sabit hızı sürdürmektir. Uçağın alçalması pitch otopilotuna istenilen elevator açısı uygulanarak gerçekleştirilir.

$$\begin{aligned} \dot{u} &= X_u(u - u_g) + X_w(w - w_g) + X_q q \\ &\quad - g(\pi / 180) \cos \gamma_0 \theta + X_E \delta_E + X_T \delta_T \\ \dot{w} &= Z_u(u - u_g) + Z_w(w - w_g) \\ &\quad + (Z_q - (\pi / 180) U_0) q \\ &\quad + g(\pi / 180) \sin \gamma_0 \theta + Z_E \delta_E + Z_T \delta_T \quad (1) \\ \dot{q} &= M_u(u - u_g) + M_w(w - w_g) + M_q q \\ &\quad + M_E \delta_E + M_T \delta_T \\ \dot{\theta} &= q \\ \dot{h} &= -w + (\pi / 180) U_0 \theta \end{aligned}$$

Gerçeklenen kontrolör yapısı şekil 1. de gösterilmektedir. Kontrolör oransal-integral (PI) türü bir kontrolördür.  $K_h$  ve  $w_h$  kontrolör parametrelerini belirlemektedir.  $\theta_p$  açısı sadece flare başlangıcında uygulanır. Kontrolör girişleri, uçağın irtifası(h), dikey hızı ve bunların ILS' den elde edilen istenilen değerleridir. Kontrolör çıkışı uçağın piste verilen yatay konum , hız ve pitch aralığı içinde inmesini sağlayacak elevator açılarının ( $\theta_c$ ) bir dizisidir.



Şekil 1. Kontrolör yapısı

### III. RÜZGAR BOZUCULARININ MODELE KATILMASI

Bir uçak otomatik olarak kontrol edildiği zaman hareketi , manevra komutları , atmosferik etkiler , ile sistem ve sensörlerden kaynaklanan gürültüler tarafından etkilenir. Manevra komutları ya bir pilot yada güdüm sistemi tarafından sağlanır. Bu girişler otomatik uçuş kontrol sistemlerinin (AFCS) girişleridir ve uçağın yörüngesini değiştirmeyi amaçlarlar. Diğer etkenler istenmeyen bozuculardır. AFCS'lerin en önemli fonksiyonlarından birisi böyle bozucuların istenmeyen etkilerinin mümkün olduğunca bastırılmasıdır.

Uçağın uçuşu boyunca hava hiçbir zaman durgun değildir. Uçağa etkiyen atmosferik bozuculardan birisi

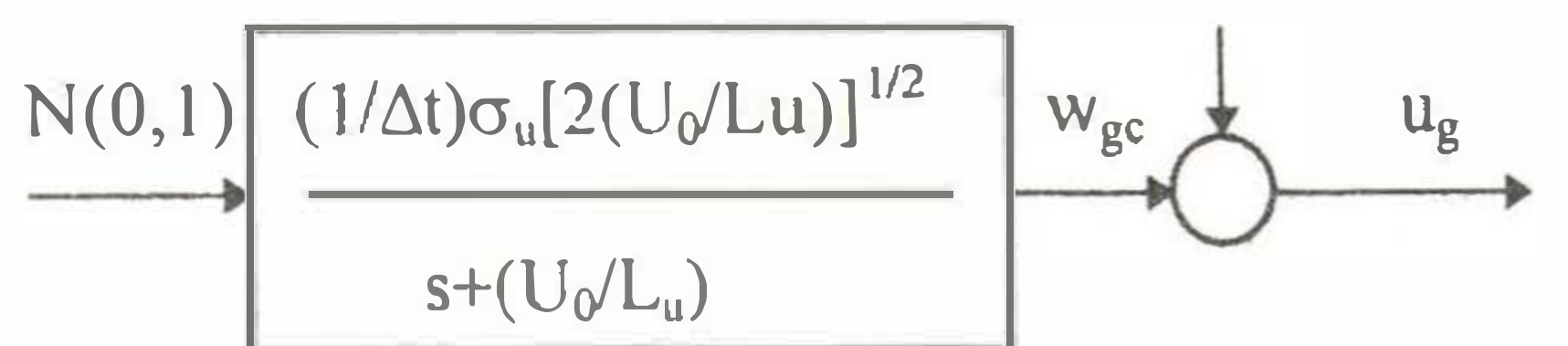
wind sheardir. Wind shear oldukça küçük bir alanda rüzgar vektöründeki kayda değer değişikliklerdir. Wind shear uçağın aerodinamik yüzeylerindeki hava akışında hızlı değişimlere neden olur. Bu tür değişimler özellikle düşük irtifalarda ve hızlarda iken tehlikelidirler. Wind shear'in bir formu microburst'tür Microburst hareketli bulutlardan kaynaklanan büyük bir hava kütesinin aşağı doğru iletilmesidir [2].

Turbulence mekanizması oldukça değişken olduğundan, turbulence'i ilgilendiren dinamik problemlerin analizinde istatistiksel metodlar kullanılır. Bununla birlikte rastgele zamanlarda ortaya çıkan , özel deterministik fonksiyonlar ile tanımlanan büyük gustlarda mevcuttur. Bu çalışmada çevrenin etkisi rüzgarlar ile sınırlandırılmıştır. Rüzgar bozucularının iki bileşenin olduğu varsayılmıştır. Bunlar sabit hız ve turbulencedır. Sabit hız bileşeninin genliği irtifanın bir fonksiyonudur. Sabit hız bileşeni sadece yatay doğrultuda ortaya çıkar (head wind , tail wind ) ve irtifa ile logaritmik olarak değişir.

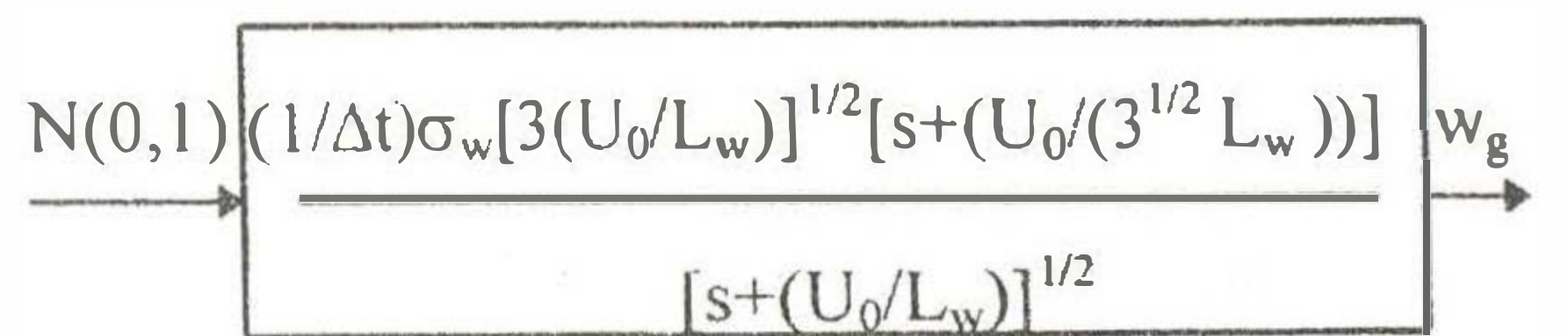
$$u_{gc} = -u_{510} [(1 + \ln(h/510) / \ln(510))]$$

Burada ifadesi verilen  $u_{gc}$   $u_g$ 'nin sabit bileşenidir.  $u_{510}$  510 ft'deki rüzgar hızını ve h uçağın irtifasını göstermektedir.

Uzaysal turbulence bozucuları için Dryden spectra düşünülmüştür. Bu spectrada kullanılan rüzgar bozucu modeli zamandan bağımsızdır. Böylece rüzgar bozucularının yatay ( $u_g$ ) ve dikey ( $w_g$ ) hız bileşenlerinin ifadesi elde edilmiştir. Şekil 2 ve 3 de sırasıyla rüzgar bozucularının yatay ve dikey hız bileşenleri gösterilmektedir.



Şekil 2. Yatay rüzgar hızı modeli



Şekil 3. Dikey rüzgar hızı modeli

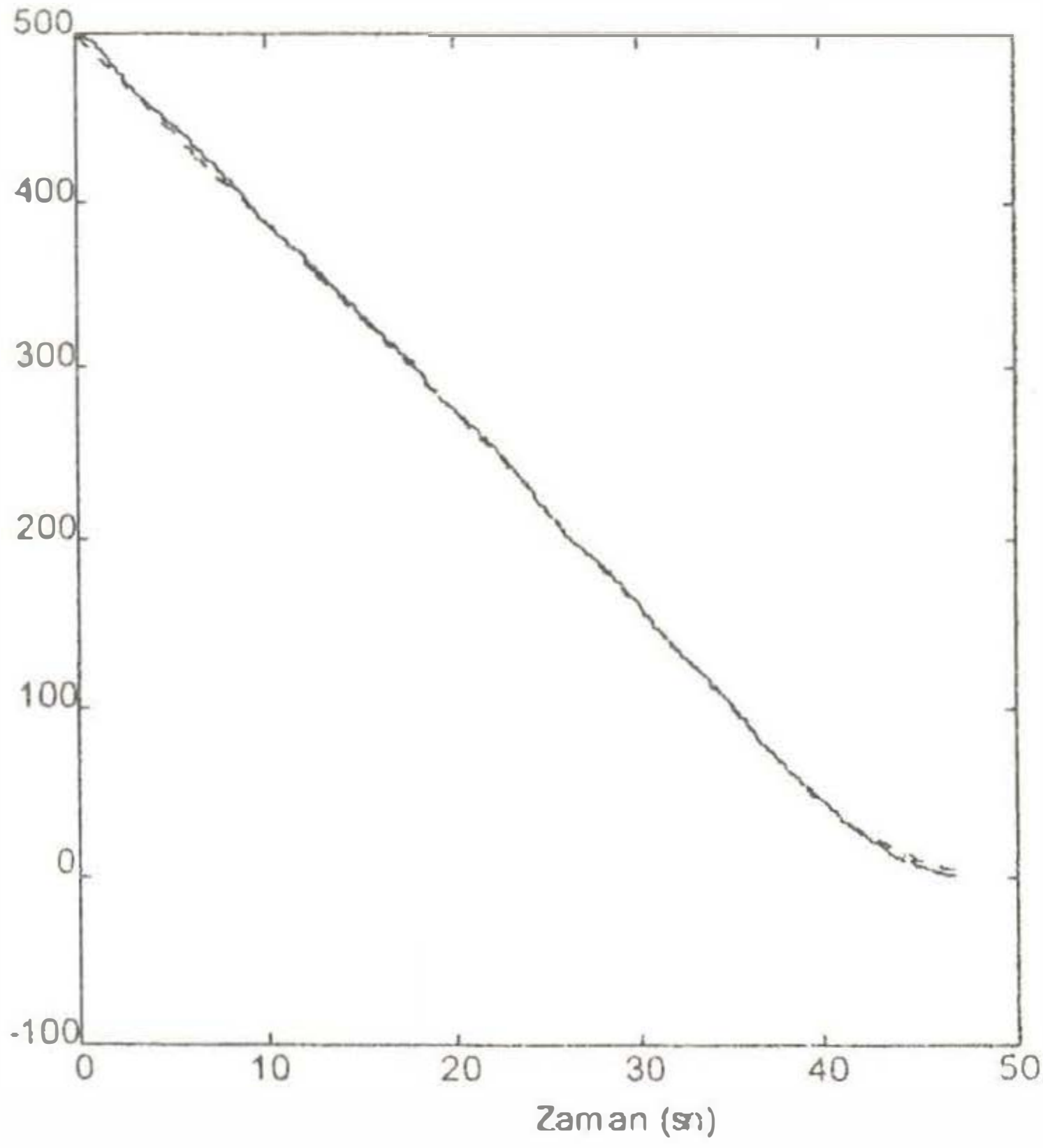
Burada  $U_0$  uçağın nominal hızı,  $L_u$  ve  $L_w$ , ölçekleme uzunlukları (ft),  $\sigma_u$  ve  $\sigma_w$  turbulence hızlarının rms değerleri (standart sapmalar) (ft/sn),  $\Delta t$  simulasyon adımı (sn),  $N(0,1)$  sıfır ortalamalı birim standart sapmalı Gaussian beyaz gürültü'dür.



#### IV. SİMÜLASYON SONUÇLARI

Bu çalışmadaki tüm yazılımlar MATLAB yazılım paketi kullanılarak yapılmıştır [3]. Uçak denklemlerinin integrasyonunda dördüncü dereceden Runge-Kutta algoritması kullanılmıştır [4]. Uçağın istenilen iniş şartlarını belirlemek için performansının ölçülmesi gereklidir. Aşağıda uçağın iniş performansı özetlenmiştir. Bu performans ölçütleri önem sırasına göre uçağın dikey hızı, yatay konumu, pitch ve yatay hızdır. Bunlar tipik olarak aşağıda ki değerler arasında olmalıdırlar [1].

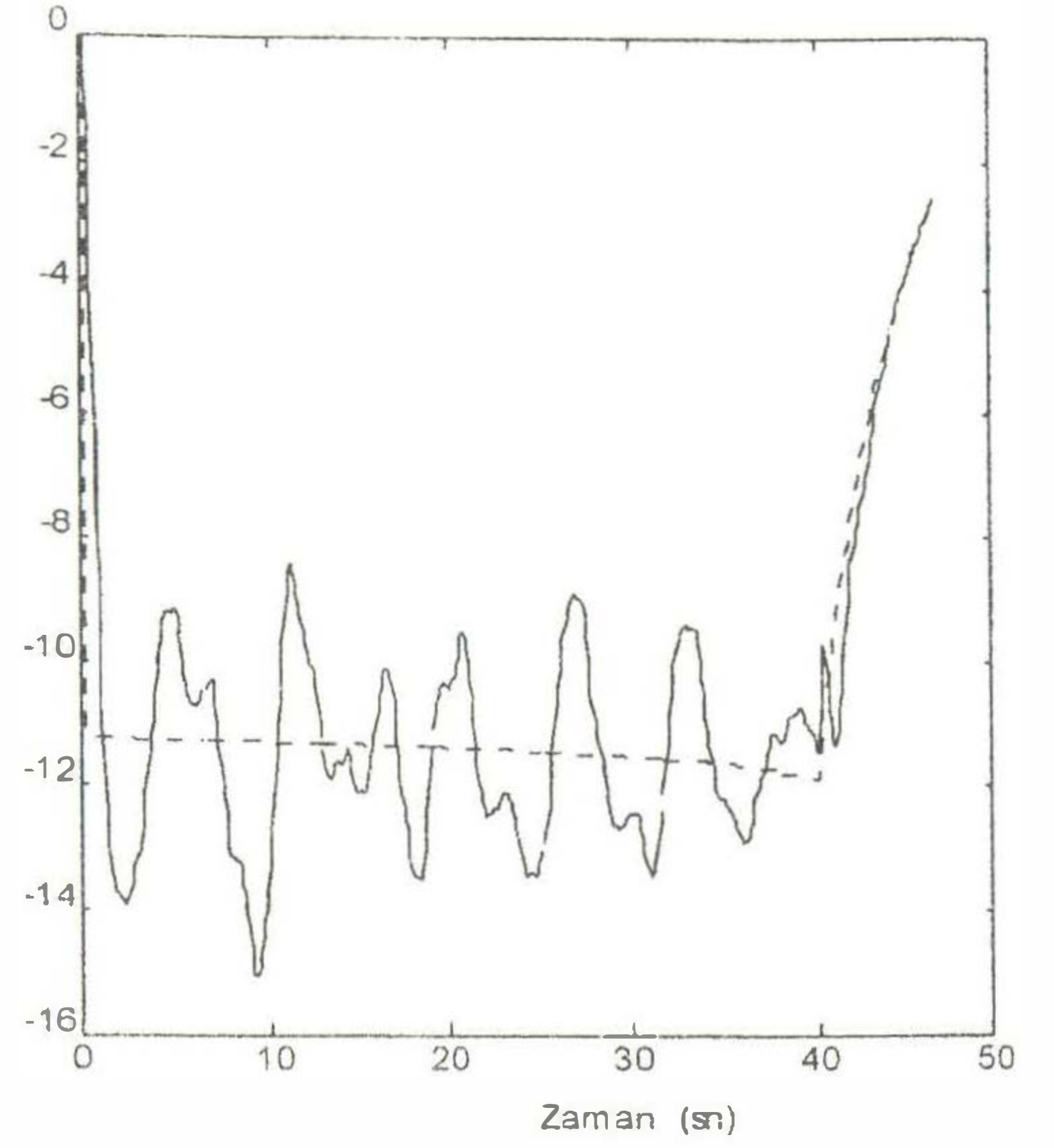
dikey hız :  $-3 \leq \dot{h} \leq -1$  ft / sn  
yatay konum :  $-300 \leq x(T) \leq 1000$  ft  
pitch :  $-10 \leq \theta(T) \leq 5$  derece  
yatay hız :  $200 \leq V_s \leq 270$  ft / sn



Şekil 4. İrtifa yörüngesi

Yapılan simülasyon çalışmasında uçak 500ft yükseklikten inişe geçmektedir. Şekil 4 ve 5’de sırasıyla rüzgar bozucularına maruz uçağın zamana (sn) göre irtifa (ft) ve yatay hız (ft/sn) yörüngeleri ile bunların referans değerleri (noktalı çizgi) gösterilmektedir. Yere dokunuş anındaki değerler aşağıda verilmiştir. Bu değerler performans ölçütü ile verilen sınırlar içindedir.

dikey hız ( $\dot{h}$ ) :  $-2.28$  ft / sn  
yatay konum  $x(T)$ :  $900$  ft  
pitch ( $\theta(T)$ ) :  $-0.53$  derece  
yatay hız ( $V_s$ ) :  $234.67$  ft / sn.



Şekil 5. Dikey hız yörüngesi

#### V. SONUÇ

Bu çalışmada ele alınan otomatik iniş sistemi problemi rüzgar bozucularına maruz bir uçağın inişi ile ilgilidir. Uçak parametre değerleri ticari bir uçağın parametre değerleridir. Uçak lineer bir model kullanılarak modellenmiştir. Uçak modeli çoğu ticari uçaklarda bulunan, iki geribeslemeli kontrolör içerir. Bunlar itki ve pitch otopilotudur. Uçağın inişi pitch otopilota istenilen elevator açısı uygulanarak kontrol edilir. Uçağın hızı itki otopilotu ile sabit bir değerde tutulur. Gerçeklenen kontrolörün girişleri uçağın irtifası, dikey hızı ve bu değişkenlerin ILS’den elde edilen istenilen değerleridir. Kontrolör uçağın verilen dikey hız, yatay konum, pitch ve yatay hız sınırları içinde piste inmesini sağlamaktadır.

#### KAYNAKLAR

- [1] Miller, W.T., et.al. “Neural Networks for Control”, MIT Press, London, 1992.
- [2] Mclean, D., “Automatic Flight Control Systems”, Prentice-Hall, Cambridge, 1990.
- [3] Ogata, K., “Solving Control Engineering Problems with Matlab”, Prentice-Hall, USA, 1994.
- [4] Stevens, B., L., Lewis, F., L., “Aircraft Control and Simulation”, John Wiley & Sons, USA, 1992.

