

ARTİFİCİAL RADYAL ESASLI YAPAY SİNİR AĞLARI KULLANILARAK BİR SAVAŞ UÇAĞININ İNİŞ TAKIMI TİTREŞİM ANALİZİ

Şahin YILDIRIM¹, Hamdi TAPLAK², İbrahim UZMAY¹

¹Erciyes Üniversitesi, Müh. Fak., Makine Müh. Bölümü, 38039 KAYSERİ

²Erciyes Üniversitesi, Kayseri Meslek Yüksekokulu, Teknik Prog. Böl. 38039 KAYSERİ

Özet: Bu çalışmada, öncelikle F-16 uçağının ön kısım iniş takımının pürüzlü pistlerde ilerlemesi halinde meydana gelebilecek titreşim hareketinin parametreleri, uçağın hızına ve yüzey pürüzlülüğüne göre klasik analitik çözüm metoduyla belirlenmiştir. Daha sonra, bu parametre değerleri, istenen sonuçlar olarak kabul edilip, Yapay Sinir Ağları (YSA) kullanarak, bu değerlere yaklaşabilen sinir ağı dizayn edilmiştir. Kullanılan YSA'ı Radyal Esaslı Yapay Sinir Ağı (REYSA) olup, on-line programlamada çok kolaylık sağlamıştır. REYSA sonucu ile teorik (istenen) sonuç arasındaki hata çok küçük bir değerde elde edilmiştir.

VIBRATION ANALYSIS OF A WAR AIRCRAFT LANDING GEAR USING RADIAL BASIS NEURAL NETWORK

Abstract: In this study, firstly, during the taxiing of a F-16 war aircraft along a rough runway, the vibration parameters taking place on the landing system depending on velocity of aircraft and roughness runway have been determined using analytical method. Secondly, this parameters results were assumed as desired results. A neural network was designed to predict this parameters. The used neural network was a radial basis neural network. It was supplied easy on-line programming. The results shows that there is small errors between desired and actual results.

1. Giriş

Uçakların yerde ilerlemesi esnasında meydana gelen titreşimler; uçakların ömrünü etkileyen önemli faktörlerden birisi olarak bilinir. Bu etkiler, uçakların pürüzlü pistlerde yüksek ilerleme hızlarında daha belirgindir. Uçağın bu pistlerdeki performansı, iniş takımı sisteminin performansına bağlıdır. İniş takımının performansını belirlemede kullanılan düşme testleri fazla zaman alması, yüksek maliyet gerektirmesi ve uçak üzerindeki aero-dinamik kuvvetlerin tam olarak simüle edilememesi sebebiyle yetersiz kalır. Bu durum, iniş takımı davranışının belirlenmesi için teorik metotların geliştirilmesine sebep olmuştur [1].

Teorik araştırmalar; yeni iniş takımı yapısı tasarımında, seçilen iniş takımının çeşitli iniş şartlarına vereceği cevabın tahmininde, yerde ilerleme esnasındaki dinamik yüklerin belirlenmesinde ve gövde, iniş takımı ve bağlantı noktalarındaki yapısal yorulma analizlerinde uygulama alanı bulmaktadır. Bu hesaplamalar ve araştırmalardaki temel zorluk, uçağın karşılaşılabileceği muhtemel pist pürüzlülüğünün tam olarak belirlenememesidir. Araştırmalarda kullanılan pist pürüzlülükleri belirli matematik fonksiyonlar olarak tanımlanmaktadır.

Bu konudaki çeşitli araştırmalardan birinde lineer fiziksel modellerle, iniş takımının pist pürüzlülüğüne karşı dinamik cevabı ve yapısal yorulmalar araştırılmıştır [2]. Tung ve araştırma grubu; iniş takımını, nonlineer pnömatik yay, viskoz sönüm ve Coulomb sürtünmesiyle modellemiş ve çözümünde nümerik metotlardan faydalanmışlardır [3]. Kirk-Perry ve Kirk azaltılmış pist uyarısı için dinamik cevabın belirlenmesinde eşdeğer linearizasyon teknikleri kullanmışlardır [4]. Dewispelare-Stager pürüzlü pist performansı ve aktif kontrol konfigürasyonları geliştirmek için

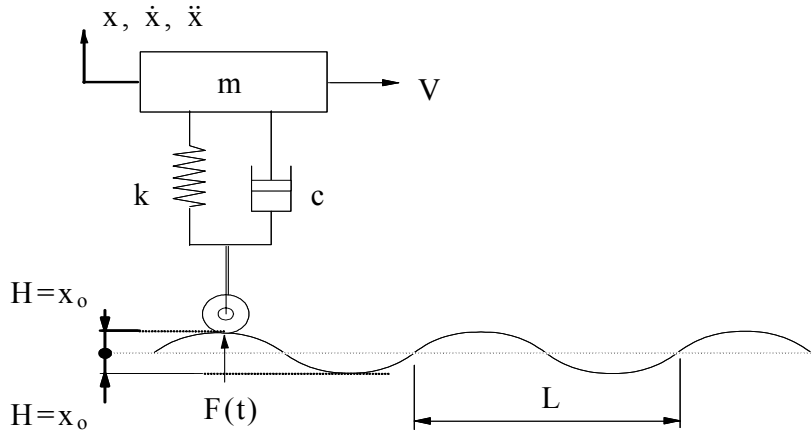
nonlinear iniş takımı modeli kullanmış, pist pürüzlülüğünden kaynaklanan ve burun iniş takımına etkiyen kuvvetin zamana göre değişimini araştırmıştır. Reddy tarafından, formülasyonda uzuv kinematiğinin dikkate alınmasıyla manivelalı ve yarı manivelalı süspansiyon tipi iniş takımları incelenmiştir [5]. Yadav-Kapadia rastgele pürüzlü pist titreşimlerine uçağın istatistik cevabını geliştirmek için havalı-hidrolik iniş takımının manivelalı şeklini dikkate almışlardır [6]. Su ve Taplak, F-16 uçağının yerde ilerleme hızı ve pist pürüzlüğünün titreşim karakterine etkilerini araştırdıkları çalışmalarında, yerde ilerleme hızındaki artışa paralel olarak titreşim hareketinin genliğinde belirli bir azalma olduğu sonucunu elde etmişlerdir [7]. Cerino ve Ambrogi, C27J uçak iniş takımının düşme testlerinin doğruluğu için nümerik simülasyona dayalı bir araştırma yaparak, iniş takımı elemanları ve deney düzeneğindeki elemanların tamamının dinamik karakteristiklerini ADAMS yazılımından faydalananarak elde etmişlerdir [8]. Bianchi ve araştırma grubu, helikopter iniş takımı düşme test sonuçlarını kendi geliştirdikleri modele uygulayarak, sonlu elemanlar metoduyla helikopter iniş takımının yorulma analizini gerçekleştirmişlerdir [9].

Bu çalışmada ise, tek serbestlik dereceli lineer bir sistem dikkate alınarak, F-16 burun iniş takımının pist pürüzlülüğüne karşı dinamik davranışı, yapay sinir ağları kullanılarak incelenmiştir.

2. F-16 Uçağının İniş Takımı Teorisi

Bir uçağın pürüzlü pist üzerinde ilerlemesine ilişkin fiziksel model Şekil 1’de verilmiştir. Problem, bir taşıtın hasarlı bir yolda ilerlemesi esnasında meydana gelecek titreşim problemine benzetilmiş ve çözümü için genel titreşim teorisinden faydalanılmıştır. Sistem; kütle, yay ve viskoz sönüm elemanlarıyla modellenmiş, tek serbestlik dereceli lineer bir titreşim sistemi olarak dikkate alınmıştır.

Bu modelde; (m) burun iniş takımına etki eden uçak kütlesi, (V) uçağın pistte ilerleme hızı, (k) uçak iniş takımı rijit liği ve (c) ise iniş takımı amortisörünün sönüm katsayısıdır. Hareketin denklemi şu şekilde ifade edilebilir [10];



Şekil 1. Fiziksel Mode

$$m \frac{d^2 x}{dt^2} + c \frac{dx}{dt} + k x = F(t) \quad (1)$$

Burada, $F(t)$ pist pürüzlülüğünden iniş takımına etkiyen kuvvet, ω_0 ise tahrik frekansdır:

$$F(t) = P_0 \sin(\omega_0 t) \quad (2)$$

$$\omega_0 = \frac{2\pi V}{L} \quad (3)$$

(1) denkleminde sadelik için $k = 2\xi w/w_n$, $\omega_n^2 = k/m$, $F=P_0/m$ yazılarak aşağıdaki denklem elde edilir:

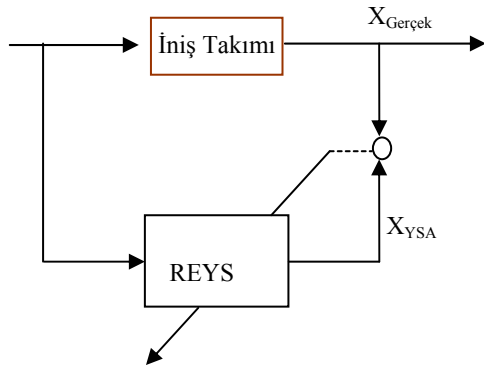
$$\frac{d^2x}{dt^2} + k \frac{dx}{dt} + \omega_n^2 x = F \sin(\omega_0 t) \quad (4)$$

(4) denkleminin çözümü için zorlayıcı kuvvet (F) ve iniş takımı amortisörünün sönüm katsayısı (c) nın bilinmesi gerekmektedir. Bu arada, yapılmış deneysel bir çalışma referans alınarak, pürüzlü bir pistte ilerleyen bir uçağın burun iniş takımına etki eden kuvvetin zamanla değişimi, $P_0 \sin(\omega_0 t) = F(t)$ şeklinde belirlenmiştir [11]. Diğer bir ifadeyle, sisteme etki eden kuvvet tespit edilmiş ve bu kuvvetin etkisi altında meydana gelecek titreşim hareketi incelenmiştir. c, sönüm katsayısı ise ideal bir havalı-hidrolik amortisörün sönüm katsayısı olarak $c=13000$ Ns/m değeri kullanılmıştır [12]. Ayrıca, F-16 burun iniş takımına etki eden ağırlık, toplam uçak ağırlığının 1/3' ü olarak kabul edilmiş ve $W_{\text{burun}} = 385.6$ kN alınmıştır. Pist profilini tanımlayan parametreler ise, yükseklik $0.05 \leq H \leq 1.27$ m, periyot $L_{\text{min}} = 0.61$ m olarak tespit edilmiştir [13]. Bu çalışmada ise $H=0.05$ m ve $L=0.61$ m değerlerine sahip olan pist pürüzlülüğü dikkate alınmıştır.

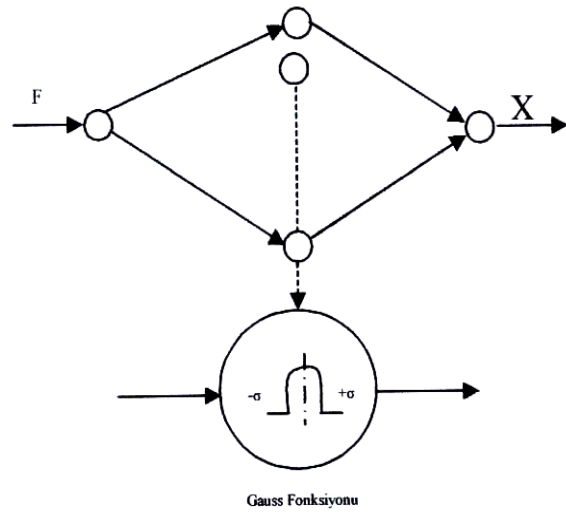
Klasik yöntemle (4) denklemini, zamana bağlı olarak çözülerek titreşim hareketinin temel parametreleri; genlik – hız – ivme belirli çalışma şartları için elde edilmiştir.

3. Radyal Esaslı Yapay Sinir Ağları (Reysa)

Bu tip ağ yapısı, non-linear bir gizli kademe ve değişebilen bir çıkış ihtiva etmektedir. Sinir ağları, bir çeşit üç kademeli ileri beslemeli sinir ağı olarak adlandırılır. Gizli kademedeki her sinir temel fonksiyon biriminden ibarettir. Bu fonksiyon bir parametrik vektör ve bu alanda onu kavrayan olarak bilinir. Bu birimler, giriş vektörü ile merkez alanı arasındaki ağırlıklı hesaplar.



Şekil 2. İniş Takımı Sisteminin Modellenmesi



Şekil 3. Yapay sinir ağı

Burada, radyal esaslı fonksiyon aşağıdaki şekilde tanımlanır [14];

$$f(x) = \sum_{j=1}^N w_j y_j(x - c_j) \quad (5)$$

Burada, w_j ; sinir ağındaki bağlantılardaki ağırlıklar, $f(x)$; gizli katmandaki çıkış değeri fonksiyonu, x ; n boyutlu giriş vektörü, N ; gizli kademedeki sinir sayısı $c_j=(\xi_j, \sigma_j)$, kavrama alanıdır. Sadece c_j 'nin komşuluğunda yeterli sonuca ulaşırsa, bunlar temel fonksiyondur.

Temel fonksiyon seçiminde birkaç olasılık vardır. Fakat, Gaussian tip fonksiyonlar, gizli kademeli sinirleri onları istenen duruma getirmede, ayarlama üstün özellikler göstermektedir.

Temel fonksiyonlara örnekler ise;

a) İnce-tabakalı

$$y_j(x) = (x - \xi_j)^2 \times \log(x - \xi_j) \quad (6)$$

b) Gaussian

$$y_j(x) = \exp \left[- \frac{(x - \xi_j)^2}{(\sigma_j)^2} \right] \quad (7)$$

c) Çok eşitlikli

$$y_j(x) = \sqrt{((x - \xi_j)^2 + \sigma^2)} \quad (8)$$

d) Ters çok eşitlikli

$$y_j(x) = \frac{1}{\sqrt{((x - \xi_j)^2 + \sigma^2)}} \quad (9)$$

Buradaki çalışmada kullanılan sinir ağlarında, neuronları ayarlama üstün özellikler gösteren Gaussian tipi temel fonksiyon kullanılmıştır.

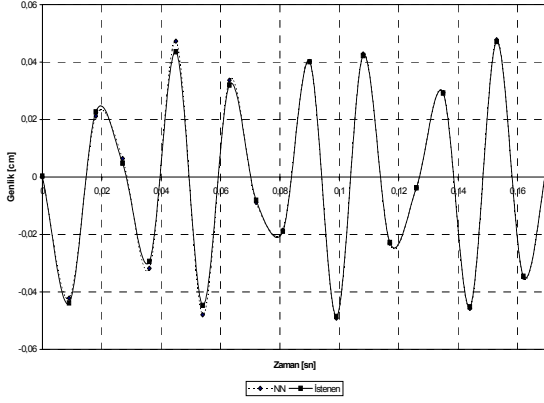
4. Simülasyon Sonuçları

Başlangıçta, REYSA'nı belirli bir aralıkta kabul edilen gelişigüzel (random) datalar için 20 çevrimde denendi. Bu denemeler sonucu REYSA bu dataları öğrendi. Öğrendikten sonra, teorik olarak bulunan datalar REYSA'da test datası olarak kullanıldı ve REYSA sonucu ile teorik (istenen) sonuç arasındaki hata çok küçük bir değerde gerçekleşti. REYSA' da giriş katmanında 1 adet hücre, gizli katmanda 10 adet lineer olmayan hücre ve çıkış katmanında 1 adet hücre kullanıldı.

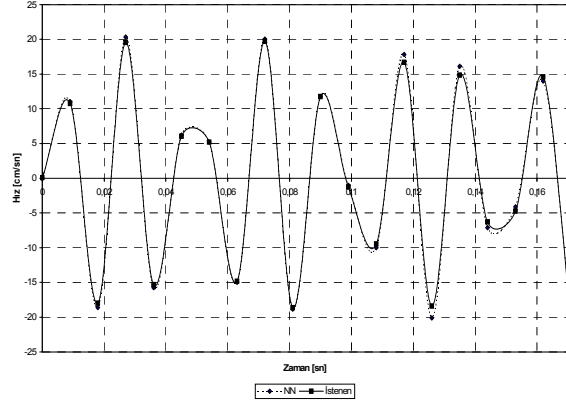
Uçağın iniş yaptıktan sonra 40 m/sn'lik bir hızla ilerlemesi durumunda, ön iniş takımının genlik değişimi, her iki çözüm metodu için Şekil 4(a)'da verilmiştir. Uçağın aynı hızda ilerlemesi halinde, ön iniş takımının hız değişimi Şekil 4(b)'de gösterilmiştir.

Uçağın indikten sonra ilerleme hızı yaklaşık %50 oranında artırıldığında, iniş takımının genlik değişimi Şekil 5(a)'da gösterilmiştir. Şekil 5(b)'de ise aynı hız için, iniş takımının hız değişimi verilmiştir.

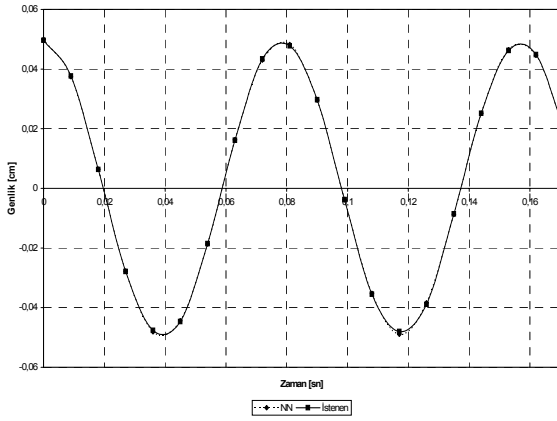
Şekil 6(a)'da uçağın indikten sonra ilerleme hızı, başlangıçtaki ilerleme hızının iki katı kadar artırılması halinde, genlik değişimi verilmiştir. İniş takımı, hız değişimi ise Şekil 6(b)'de özetlenmiştir.



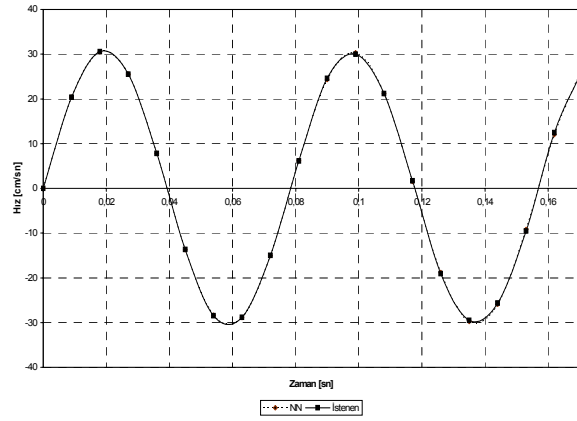
Şekil 4(a). İniş takımının genlik değişimi ($V = 40$ m/sn)



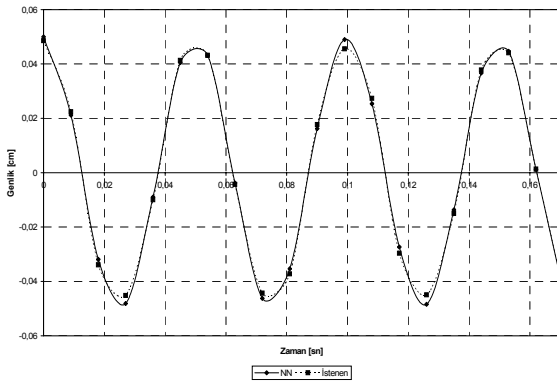
Şekil 4(b). İniş takımının hız değişimi ($V = 40$ m/sn)



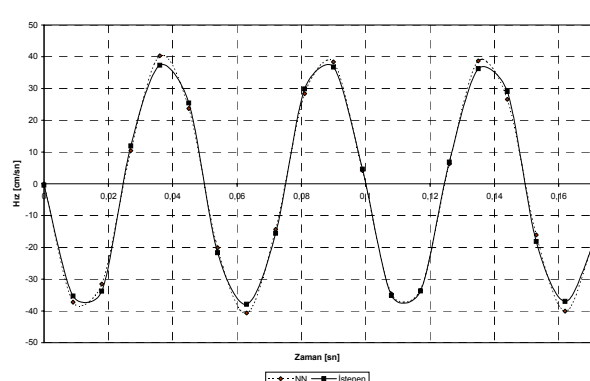
Şekil 5(a). İniş takımının genlik değişimi ($V = 60$ m/sn)



Şekil 5(b). İniş takımının hız değişimi ($V = 60$ m/sn)



Şekil 6(a). İniş takımının genlik değişimi ($V = 80$ m/sn)



Şekil 6(b). İniş takımının hız değişimi ($V = 80$ m/sn)

5. Sonuçlar

Bu araştırmada, F16 savaş uçağının iniş takımlarının titreşim analizi, yapay sinir ağları kullanılarak

gerçekleştirilmiştir. Sonuçlardan da görüldüğü gibi, yapay sinir ağı çözümü en iyi yaklaşımı göstermiştir. Uçağın yerde ilerleme hızı arttıkça, sönüm süresi kısalmaktadır. Bu durum, yüksek hızlarda sistemin daha kısa zamanda kararlı hale geldiğini göstermektedir.

Sonuç olarak denilebilir ki, bu tür uçakların titreşim parametrelerini en uygun ve kabul edilebilir şekilde tespit için, klasik çözüm metodlarına göre, hızlı, daha iyi doğruluğa sahip ve çabuk uyum sağlayan yapay sinir ağları kullanılabilir. Bununla birlikte, uçakların inişi esnasında yer baskı kuvvetinin yüksek ve random değerde olması YSA' nın deneysel uygulama zorunluluğunu vermektedir.

Farklı pist profilleri ve farklı uçaklar için ana iniş takımı veya burun iniş takımlarına etki eden kuvvetler deneysel olarak ölçülebilirse, her bir değişik durum için meydana gelebilecek titreşim karakteristikleri belirlenebilir. Ayrıca, bu çalışmada amortisör olarak, gerçek bir oleo-pnömatik (havalı-hidrolik) amortisör dikkate alınarak hesaplamalar yapılmıştır. Farklı tip amortisörler kullanılarak, hangi amortisörün hangi aralıktaki titreşimleri sönümleyebileceği konusunda da araştırmalar yapılabilir.

Kaynaklar

1. Howell, W.E., McGehee, J.R. and Daugherty, R.H., F-106B Airplane Active Control Landing Gear Drop Test Performance , AGARD - CP - 484, pp.19-1,19-8, 1988.
2. Yadav, D. and Nigam, N.C., Reliability Analysis of Landing Gear Fatigue Life, Probabilistic Methods in the Mechanics of Solids and Structures, 61,117-126, Stockholm, 1985.
3. Tung, C.C., Penzien J. and Horonjeff, R., The Effect of Runway Unevenness on the Dynamic Response of Supersonic Transports'', NASA - CR - 119, 1964.
4. Kirk, C.L. Perry, P.J., Analysis of Taxiing Induced Vibrations in Aircraft by the Power Spectral Density Method , The Aeronautical Journal of the Royal Aeronautical Society, **75**, 182-194, March 1971.
5. Reddy, P.J., Nagaray, V.T. and Ramamurthi, V., Analysis of Articulated Landing Gear Behavior, Sixth IFTOMM Congress on Theory of Machines and Mechanisms, pp.391-394, New Delhi, 1983 .
6. Yadav, D., and Kapadia, K.E., Non-Homogeneous Track-Induced Response of Vehicles with Non-linear Suspension During Variable Velocity Runs, Journal of Sound and Vibration, Vol.143, no.1, pp.51-64, January 1990.
7. Su, Ş. Ve Taplak, H., Burun İniş Takımının Belirli Hızlarda Pist Pürüzlülüğüne Karşı Dinamik Davranışının Analizi , Niğde Üniversitesi Mühendislik Bilimleri Dergisi, **4**,1, 29-36, 2000.
8. Cerino, G. and Ambrogio, F., Numerical Simulation of Drop Test of the C27J Aircraft Landing Gear System Taking Into Account The Test Rig Flexibility, 16th European Mechanical Dynamics Users' Conferences, Berchtesgaden, Germany, November 14th - 15th 2001.
9. Bianchi, C., Cozzolino, G., Rossiello, G., Sordelli, E. and Uselli, M., Fatigue Analysis on A Helicopter Skid Landing Gear, 16th European Mechanical Dynamics Users' Conferences, Berchtesgaden, Germany, November 14th - 15th 2001.
10. Thomson, W.T., Theory of Vibration with Applications, 13-119, 1981.
11. Dewispelare, A.R. and Stager, R.P., Investigation of Landing Gear Alternatives for High Performance Aircraft'', Journal of Aircraft, **20**, 4, 319-326, 1983 .
12. Haines, G.H., Landing Gear Shock Absorber Development to Improve Aircraft Operating Performance on Rough and Damaged Runways , AGARD-CP-326, pp.16-1,16-19, 1982 .
13. Hacklinger, M., The Problem of Design Criteria for Aircraft Loads Due to Rough Runway Operation, AGARD Conference Proceedings, No.326, NATO, 15-1,15-13, 1982.
14. Yıldırım, Ş., and I. Uzmay, I., Vertical Vibration Analysis of Vehicles Depending on Road Roughness Using Radial Basis Neural Network, Proc. Of the 6th Int. Conference on Mechatronics and Machine Vision in Practice, Vol.1 pp.63-70, Ankara, Turkey, Sept. 1-3, 1999.