

Savaş Uçağı Koltuğunun Durum Geri Beslemeli H_{∞} Yarı Aktif Kontrolü

Rahmi Güçlü*¹, Ömer Faruk Sancak²

ÖZ

Bu çalışmada savaş uçağı koltuklarının yarı aktif titreşim azaltma problemi için Doğrusal Matris Eşitsizlikleri (DME) tabanlı durum geri beslemeli H_{∞} kontrolcü tasarlanması gerçekleştirilmiştir. Uçağın pistteki taksi hareketi esnasında yoldan gelen uyarıların sebep olduğu, on serbestlik dereceli yarı aktif koltuklara sahip tam uçağın matematiksel modelinin koltuk titreşimlerinin kontrolü ve analizi yapılmıştır. Bu amaçla, yarı aktif koltuklar olarak pasif sönümleyici yerine Manyeto-Reolojik (MR) sönümleyici kullanılmıştır. MR sönümleyici doğrusal olmayan karaktere sahiptir ve sönümleme kuvveti elektromanyetik sargılara uygulanan gerilim ile değişir. MR sönümleyicili koltukların performansı DME tabanlı durum geri beslemeli H_{∞} kontrolcü ile sağlanmıştır. Kontrol yöntemi sistemin pasif hali (MR 0 V) ile karşılaştırılmıştır.

Anahtar Kelimeler: Uçak iniş takımları, koltuklu insan modeli, MR sönümleyici, taksi hareketi analizi, yarı aktif kontrol, doğrusal matris eşitsizlikleri, durum geri beslemeli H_{∞} kontrol

State Feedback H_{∞} Semi Active Control of Fighter Jet Seat

ABSTRACT

This paper deals with the design of a Linear Matrix Inequalities (LMI) based state feedback H_{∞} controller for a semi active vibration mitigation problem of fighter jet seats. Ten degrees of freedom detailed full aircraft mathematical model having semi active seats are controlled and analyzed seat vibrations caused by runway excitations during taxiing. For this purpose a Magneto-Rheological (MR) damper is used instead of a passive damper as semi active seats. The MR damper has non-linear characteristics and its damping force varies by voltage which is applied to electromagnetic coil. The performance of seats with the MR damper is controlled via LMI based state feedback H_{∞} controller. The control method is compared with the passive case (MR 0 V).

Keywords: Aircraft landing gear, seated human model, MR damper, taxiing analysis, semi active control, linear matrix inequalities, state feedback H_{∞} control

* İletişim Yazarı
Geliş/Received : 22.04.2018
Kabul/Accepted : 30.07.2018

¹ Yıldız Teknik Üniversitesi Makina Mühendisliği - guclu@yildiz.edu.tr

² Yıldız Teknik Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü - omerfaruksancak@gmail.com



1. GİRİŞ

Araştırmacılar son yıllarda dikkatlerini araçların seyir konforu üzerine yoğunlaştırmışlardır. Bu da doğrudan insan güvenliği ve konforu ile ilgilidir. Koltuklar araçların insan güvenliği ve seyir konforu açısından en önemli parçasıdır. Bu sebeple, insan konforunun artırılmasına yönelik bu alanda birçok çalışma yapılmıştır. Ayrıca kontrol edilebilir koltuklar uygulamadaki kolaylık ve ekonomik sebeplerden ötürü daha tercih edilebilir bir seçenektir.

Sistemlerin yarı aktif kontrolü teorik ve uygulamalı olarak birçok alanda kendisine yer bulmuştur. Bu bazı sebeplere bağlıdır; çalışmadığı durumlarda yarı aktif sistemler emniyet açısından pasif sistemler gibi güvenilirliğe sahiptir ve çalışma esnasında aktif sistemlere göre daha az enerjiye ihtiyaç duyarlar. MR sönümleyici kontrol edilebilir akışkan sıvı içerir ve titreşimleri azaltarak enerjiyi sönümler. Bu yolla, sistemin kararlılığının sağlanması amaçlanır. MR sönümleyiciler doğrusal olmayan karaktere sahiptir. MR sönümleyicinin doğrusal olmayan karakterinin modellenmesinde farklı yöntemler kullanılmaktadır. Karmaşık yapısına rağmen geliştirilmiş Bouc-Wen modeli MR sönümleyicinin dinamik özelliklerini yansıtan en uygun modeldir. Bu sebeple, bu çalışmada MR sönümleyici modeli olarak geliştirilmiş Bouc-Wen modeli kullanılmıştır [1-4].

Kontrol yöntemleri sürücüler tarafından hissedilen titreşimleri azaltmak için kullanılır. Bu insanların koşullarını iyileştirmek ve rahatsızlığı azaltmak içindir [5]. Bu sebeple, Güçlü [6] yarım taşıt için bulanık mantıklı kontrolcü tasarlamıştır. Güçlü ve Gülez [7] doğrusal sabit miktatsız senkron motorlar kullanarak yapay sinir ağı ile tam araç modelinde hem sürücü koltuğu titreşimi hem de araç titreşimi için bir kontrol yöntemi geliştirmişlerdir. Paksoy, Güçlü ve Çetin [8] MR sönümleyici eklenmiş tam araç modeli için bulanık mantıklı kontrol yöntemi kullanmışlardır. Wang, Sivamakumar ve Haran uçak iniş takımlarının iniş ve diğer hareketleri esnasındaki dikey yer değiştirmeyi azaltmak için PID kontrol yöntemini kullanarak aktif ve yarı aktif denetleyici tasarlamışlardır [9-10]. Böylece yolcu konforu ve uçağın yorulma ömrü düşünüldüğünde bu yöntemin aktif iniş takımları için uygulanabileceğini göstermişlerdir. Zapateiro yolcu konforunu iyileştirmek için uyarlamalı kontrolcü yaklaşımını kullanarak aktif ve yarı aktif iniş takımlarını karşılaştırmışlardır [11]. Margolis basit ve gelişmiş dinamik modeller için bağ grafiği (bond graph) tekniğini kullanmıştır ve yarı aktif sistemin uygulanabilirliğinin en uygun kontrol tekniği olduğunu ispatlamıştır [12]. Youn ve Hac iki serbestlik dereceli araç modeli için sürüş konforunu, yol sarsıntısını ve süspansiyon salınım hızını iyileştirmek amacıyla optimal kontrol yöntemini uygulayarak yarı aktif süspansiyon tasarımını kullanmışlardır [13]. Sims ve Stanway pasif süspansiyonlar üzerinde yarı aktif süspansiyonların performans kazancını ispat etmek amacıyla yarı aktif bir süspansiyon sistemi geliştirmiştir. Bu çalışmada kontrol edilebilir bir viskoz sönümleyici geri beslemeli kuvvetle oluşturulmuştur [14]. Adap-

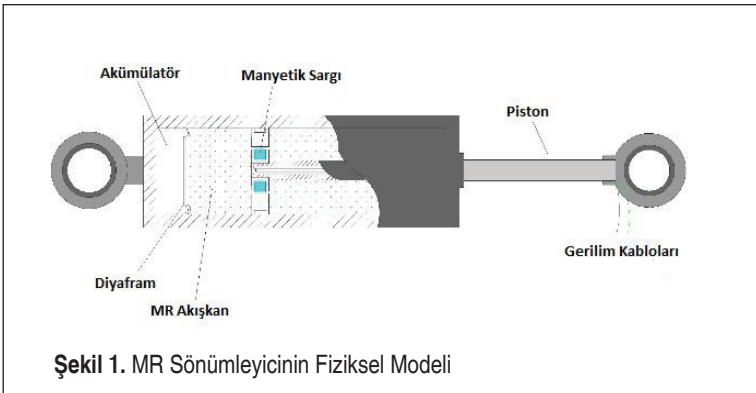
tif uçak iniş takımı tasarımı iniş anındaki değişkenlikle başa çıkmak ve sönümleme kapasitesinin etkisini iyileştirmek için Mikulowski ve Holnicki-Szulc tarafından önerilmiştir [15]. Kruger üç kontrolörün kontrol parametrelerini en iyi duruma getirmek adına çok amaçlı optimizasyon algoritması tasarlamıştır ve yarı aktif iniş takımları için Skyhook kontrolör, bulanık mantıklı kontrolör ve durum geri-beslemeli kontrolör olmak üzere üç farklı kontrol yaklaşımı kullanmıştır [16]. Choi ve Werely tarafından MR iniş takımı tasarlamak için kayan kipli kontrolör kullanılmıştır [17]. Ghiringhelli iniş esnasında uçak üzerindeki dikey yer değiştirmeyi azaltmak amacıyla sönümleyicideki orifis bölgesini kontrol ederek yarı aktif iniş takımlarının uygulanabilirliğini kanıtlamıştır [18]. Wang, Kim, Jeon, Lam ve Liao sürüş konforunun gelişiminde MR sönümleyicinin uygulanabilirliğini doğrulamış ve çeyrek taşıtta yarı aktif kontrol sistemi tasarımı için MR sönümleyiciyi kullanmışlardır [19-21].

Bu çalışmada, savaş uçağının taksi hareketi esnasında koltukların titreşimlerini azaltmak için MR sönümleyici kullanılmıştır. MR sönümleyiciye verilen gerilim Heaviside fonksiyonu vasıtasıyla belirlenmiştir. Kontrol yönteminin performansı MATLAB-Simulink yazılım programı ile test edilmiş ve kontrolcünün tasarımında YALMIP ayrıştırıcı kullanılmıştır.

2. MATEMATİKSEL MODEL

2.1 MR Sönümleyicinin Matematiksel Modeli

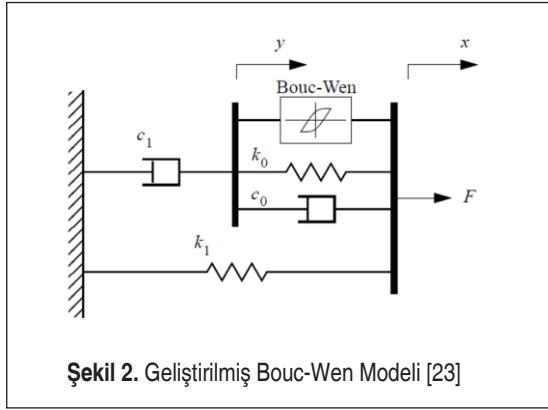
MR sönümleyici piston, akümülatör, manyetik sargı, MR akışkandan meydana gelir. MR akışkan uygulanan manyetik alana göre yoğunluğunun değişmesiyle kontrol edilebilir sıvı olarak tanımlanabilir. MR sönümleyicinin fiziksel modeli Şekil 1'de gösterilmiştir.





Manyeto-Reolojik akışkanlar taşıyıcı sıvıya mikron seviyede eklenmiş parçacıklardan oluşmaktadır. Taşıyıcı sıvı petrol bazlı yağlar, silikon yağı, gazyağı, mineral yağlar, sentetik hidrokarbon yağlar, su, polyester vs. içerir. Genellikle manyetik parçacık olarak demir kullanılır. Manyetik alan uygulandığında taşıyıcı sıvıdaki gelişigüzel dağılmış demir parçacıkları iki kutuplu moment halinde dizilirler. Demir parçacıkları taşıyıcı sıvının akış yönüne dik olacak şekilde zincir sırası şeklinde sıralanır. Bu taşıyıcı sıvının akış hızının azalması anlamına gelmektedir. Bu olay manyetik alan devam ettiği sürece devam etmektedir. Manyetik alan kaldırıldığında demir parçacıklarının zincir şeklindeki dizilimi kırılır ve taşıyıcı sıvı eski haline geri döner. Bu yolla, sönüm kuvveti ayarlanabilir ve farklı sönüm kuvvetleri elde edilebilir. Ayrıca, akım uygulanmadığı takdirde MR sönümleyici pasif sönümleyici gibi davranır. Bu yarı aktif sistemin güvenliği için önemli bir özelliktir [22].

Doğrusal olmayan histeresiz karakteri sebebiyle MR sönümleyici geliştirilmiş Bouc-Wen yaklaşımıyla modellenmiştir. Bu model Bouc-Wen modeline paralel yay ve seri sönümleme eklenmesiyle oluşturulmuştur. Geliştirilmiş Bouc-Wen modeli Şekil 2’de gösterilmiştir.



Geliştirilmiş Bouc-Wen modelinin dinamik denklemleri aşağıda verilmiştir. Rijit çubuğun her iki tarafındaki denklemler;

$$c_1 \dot{y} = a_h z + c_0 (\dot{x} - \dot{y}) + k_0 (x - y) \quad (1)$$

şeklinindedir. Burada, hesap edilebilir değişken, z aşağıdaki gibi tanımlanır:

$$\dot{z} = -\gamma |\dot{x} - \dot{y}| |z|^{n-1} z - \beta (\dot{x} - \dot{y}) |z|^n + A (\dot{x} - \dot{y}). \quad (2)$$

Eğer denklem (1) için düzenlenirse, aşağıdaki eşitlik elde edilir:

$$\dot{y} = \frac{1}{c_0 + c_1} [a_h z + c_0 \dot{x} + k_0 (x - x_0)]. \quad (3)$$

Buna göre sistemde oluşan toplam kuvvet aşağıdaki gibi tanımlanır:

$$F = a_h z + c_0 (\dot{x} - \dot{y}) + k_0 (x - y) + k_1 (x - x_0) = c_1 \dot{y} + k_1 (x - x_0). \quad (4)$$

Burada x toplam bağıl yer değiştirmeyi, x_0 yay sabiti k_1 olan yayın başlangıç yer değiştirmesini, k_0 yüksek hızlardaki yay sabitini, k_1 akümülatör yay sabitini, c_0 yüksek hızlardaki viskoz sönümü ve c_1 düşük hızlarda kuvvet azalması için viskoz sönümü olarak ifade edilmektedir. MR sönümleyicinin sargılarına uygulanan gerilim ile oluşan manyetik alanın MR sönümleyici dinamiğine etkisi aşağıdaki denklemler yardımıyla belirlenir:

$$\begin{aligned} a_h &= a_{ha} + a_{hb} u, \\ c_1 &= c_{1a} + c_{1b} u, \\ c_0 &= c_{0a} + c_{0b} u. \end{aligned} \quad (5)$$

Burada u ifadesi birinci derece filtre yardımıyla

$$\dot{u} = -\eta (u - V) \quad (6)$$

olarak bulunur. Denklem (6)'da V ifadesi MR sönümleyicinin sargılarına uygulanan gerilimi temsil etmektedir.

2.2 Heaviside Fonksiyonu

Heaviside fonksiyon yönteminde, uygulanan voltaj belirlenirken üç seçenekten biri gerçekleşir, minimum voltaj değeri 0, yarım voltaj değeri $V_{maks/2}$ veya maksimum voltaj değeri V_{maks} [24]. Fonksiyonun matematiksel ifadesi denklem (7)'de verilmiştir:

$$v = V_{maks} H[(f_c - f)f]. \quad (7)$$

Burada f_c ve f sırasıyla ideal kontrol kuvvetini ve MR sönümleyicinin ürettiği kuvveti, $H(\cdot)$ ise Heaviside fonksiyonunu ifade etmektedir. Heaviside fonksiyonu denklem (8)'de açık şekilde ifade edilmiştir:

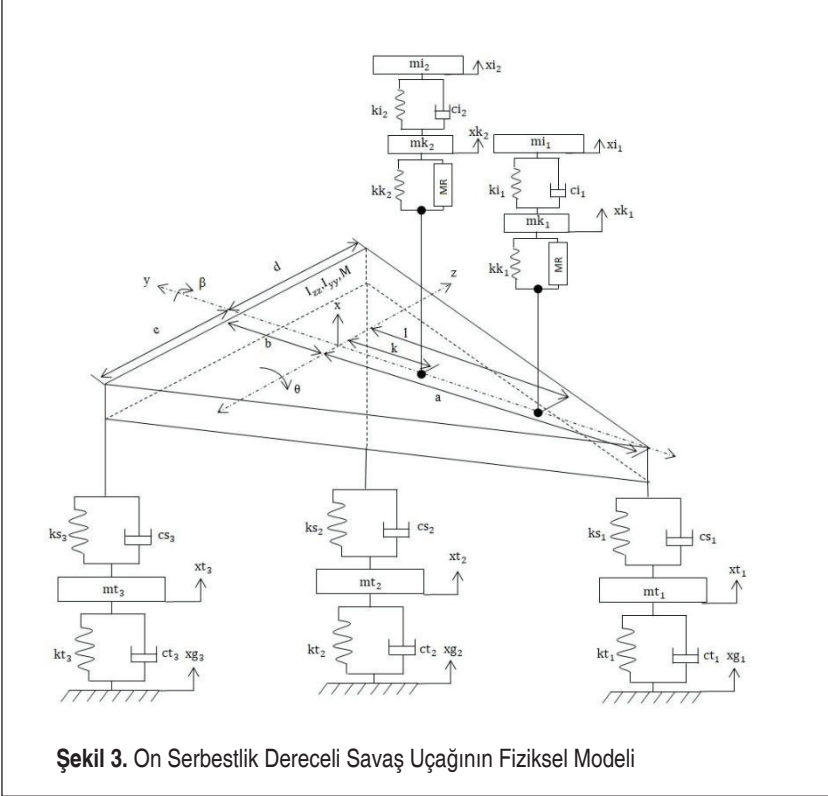
$$\begin{aligned} H(x) &= \frac{1}{2} (1 + \text{sgn}(x)) & v &= \begin{cases} 0 \\ V_{maks}/2, \\ V_{maks} \end{cases} \\ v &= \frac{V_{maks}}{2} (1 + \text{sgn}([(f_c - f)f])). \end{aligned} \quad (8)$$

2.3 Savaş Uçağı Matematik Modeli

Savaş uçağının matematiksel modeli Şekil 3'te verilmiştir. Burada M uçak gövdesinin kütlelerini; I_{xx} ve I_{yy} atalet momentlerini; mt_1 , mt_2 ve mt_3 ön ve arka tekerlek kütlelerini; ks_1 , ks_2 , ks_3 iniş takımı yay katsayılarını; cs_1 , cs_2 , cs_3 iniş takımı sönüm katsayılarını; kt_1 , kt_2 , kt_3 tekerleklerin yay katsayısını; ct_1 , ct_2 , ct_3 tekerleklerin sönüm katsayısını; ki_1 , ki_2 , ci_1 ve ci_2 sırasıyla birinci ve ikinci pilotun vücutlarının rijitlik ve sönüm katsayılarını; kk_1 , kk_2 uçak koltuklarının yay katsayılarını; a , b , e , d uçağın ölçülerini;



k ve l ise uçak koltuklarının ağırlık merkezine uzaklıklarını; x , x_{t_1} , x_{t_2} , x_{t_3} , x_{k_1} , x_{k_2} , x_{i_1} , x_{i_2} düşey yer değiştirme hareketlerini; θ ve β açısal yer değiştirme hareketlerini; x_{g_1} , x_{g_2} , x_{g_3} yol girişlerini; $F_{MR}^{k_1}$ ve $F_{MR}^{k_2}$ ise uçak koltuklarına yerleştirilmiş MR sönümleyicinin ürettiği kontrol kuvvetini ifade etmektedir.



Uçağın matematiksel modelinin hareket denklemlerini elde etmek için Lagrange yöntemi kullanılmıştır. Lagrange denkleminin genel ifadesi,

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial E_k}{\partial \dot{q}_i} \right) - \left(\frac{\partial E_k}{\partial q_i} \right) + \left(\frac{\partial E_p}{\partial q_i} \right) + \left(\frac{\partial E_d}{\partial \dot{q}_i} \right) = Q_i \quad (9)$$

şeklinde dir. E_k , E_p , E_d sırasıyla sistemin kinetik enerji, potansiyel enerji ve sönüm enerjisidir. Genelleştirilmiş koordinatlar q_i ve genelleştirilmiş kuvvetler Q_i olarak ifade edilmektedir.

Lagrange yöntemini kullanarak hareket denklemleri aşağıdaki gibi elde edilir:

$$m_1 \ddot{x}_1 + k_1(x_1 - x_{k1}) + c_1(\dot{x}_1 - \dot{x}_{k1}) = 0, \quad (10)$$

$$m_2 \ddot{x}_2 + k_2(x_2 - x_{k2}) + c_2(\dot{x}_2 - \dot{x}_{k2}) = 0, \quad (11)$$

$$m k_1 \ddot{x}_1 + k k_1(x_{k1} - x + l\theta) - k_1(x_1 - x_{k1}) - c_1(\dot{x}_1 - \dot{x}_{k1}) = -F_{MR}^{k1}, \quad (12)$$

$$m k_2 \ddot{x}_2 + k k_2(x_{k2} - x + k\theta) - k_2(x_2 - x_{k2}) - c_2(\dot{x}_2 - \dot{x}_{k2}) = -F_{MR}^{k2}, \quad (13)$$

$$M\ddot{x} + k s_1(x - a\theta - x_{t1}) + k s_2(x + b\theta - d\beta - x_{t2}) + k s_3(x + b\theta + e\beta - x_{t3}) - k k_1(x_{k1} - x + l\theta) - k k_2(x_{k2} - x + k\theta) + c s_1(\dot{x} - a\dot{\theta} - \dot{x}_{t1}) + c s_2(\dot{x} + b\dot{\theta} - d\dot{\beta} - \dot{x}_{t2}) + c s_3(\dot{x} + b\dot{\theta} + e\dot{\beta} - \dot{x}_{t3}) = F_{MR}^{k1} + F_{MR}^{k2}, \quad (14)$$

$$I_{zz}\ddot{\theta} - a k s_1(x - a\theta - x_{t1}) + b k s_2(x + b\theta - d\beta - x_{t2}) + b k s_3(x + b\theta + e\beta - x_{t3}) - l k k_1(x_{k1} - x + l\theta) - k k k_2(x_{k2} - x + k\theta) - a c s_1(\dot{x} - a\dot{\theta} - \dot{x}_{t1}) + b c s_2(\dot{x} + b\dot{\theta} - d\dot{\beta} - \dot{x}_{t2}) + b c s_3(\dot{x} + b\dot{\theta} + e\dot{\beta} - \dot{x}_{t3}) = l F_{MR}^{k1} + k F_{MR}^{k2}, \quad (15)$$

$$I_{yy}\ddot{\beta} - d k s_2(x + b\theta - d\beta - x_{t2}) + e k s_3(x + b\theta + e\beta - x_{t3}) - d c s_2(\dot{x} + b\dot{\theta} - d\dot{\beta} - \dot{x}_{t2}) + e c s_3(\dot{x} + b\dot{\theta} + e\dot{\beta} - \dot{x}_{t3}) = 0, \quad (16)$$

$$m t_1 \ddot{x}_1 + k t_1(x_{t1} - x_{g1}) - k s_1(x - a\theta - x_{t1}) + c t_1(\dot{x}_{t1} - \dot{x}_{g1}) - c s_1(\dot{x} - a\dot{\theta} - \dot{x}_{t1}) = 0, \quad (17)$$

$$m t_2 \ddot{x}_2 + k t_2(x_{t2} - x_{g2}) - k s_2(x + b\theta - d\beta - x_{t2}) + c t_2(\dot{x}_{t2} - \dot{x}_{g2}) - c s_2(\dot{x} + b\dot{\theta} - d\dot{\beta} - \dot{x}_{t2}) = 0, \quad (18)$$

$$m t_3 \ddot{x}_3 + k t_3(x_{t3} - x_{g3}) - k s_3(x + b\theta + e\beta - x_{t3}) + c t_3(\dot{x}_{t3} - \dot{x}_{g3}) - c s_3(\dot{x} + b\dot{\theta} + e\dot{\beta} - \dot{x}_{t3}) = 0. \quad (19)$$

3. DME TABANLI DURUM GERİ BESLEMELİ H_∞ KONTROL CÜ TASARIMI

H_∞ optimal kontrol probleminin çözümüne yönelik ilk çalışmalar Francis ve Doyle tarafından yapılmıştır [25-26]. H_∞ kontrol probleminin çözümünde yapılan ilk çalışmalarda sistemin durum-uzay modeli göz önüne alınarak Riccati denklemleri yardımıyla çözülmüştür. Son yıllarda sıklıkla kullanılan kullanılan ve ilk olarak Lyapunov'un kararlılık analizinde ortaya çıkan doğrusal matris eşitsizlikleri (DME) yaklaşımı H_∞ kontrolör probleminin çözümüne yeni bir bakış açısı kazandırmıştır. Sistemin bozucu girişlerden gelen etkilenmesini engellemek amacıyla bozuculardan çıkışlara olan transfer fonksiyonları matrisinin sonsuz normunu minimum yapma düşüncesiyle ortaya çıkan H_∞ kontrol yöntemi, önceden tahmin edilemeyen bozucu girişlerin etkisi altındaki yapısal sistemler için son derece uygun bir kontrol algoritmasıdır [27]. H_∞ kontrol yöntemi daha çok frekans alanıyla ilgili bir yöntemdir. Kapalı çevrim sistemi için iyi bir geçici rejim cevabı garanti etmez [28]. Durum geri beslemeli kontrol yapısının blok diyagramı Şekil 4'te gösterilmektedir.

Doğrusal zamanla değişmeyen sistem,

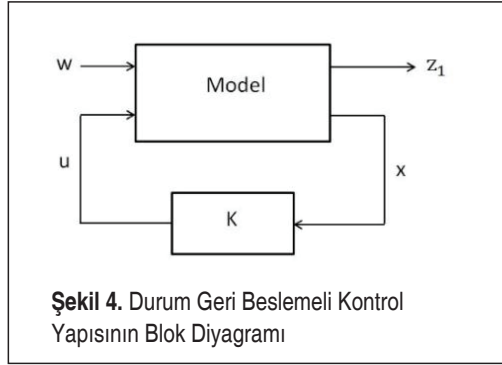
$$\begin{aligned} \dot{x} &= Ax + B_1 w + B_2 u, \\ z_1 &= C_1 x + D_{11} w + D_{12} u, \end{aligned} \quad (20)$$



şeklinde ifade edilir. Burada $x \in \mathbb{R}^n$ durum vektörünü, $z_1 \in \mathbb{R}^p$ kontrol çıkış vektörlerini, $w \in \mathbb{R}^{m_w}$ bozucu giriş vektörünü, $u \in \mathbb{R}^{m_u}$ denetim giriş vektörünü ifade etmektedir. A , B_1 , B_2 , C_1 , D_{11} ve D_{12} matrisleri sistemin uygun boyutlu durum-uzay matrisleridir. Denetim girişinin ($u = Kx$ ($u \in \mathbb{R}^{m_u \times n}$)) gibi durumların doğrusal bir fonksiyonu olduğu kabulüyle, kapalı çevrim sistemi,

$$\begin{aligned}\dot{x} &= (Ax + B_2K) + B_1w, \\ z_1 &= (C_1x + D_{12}K) + D_{11}w.\end{aligned}\quad (21)$$

şeklide elde edilir. K durum geri-beslemeli kontrolör kazancını ifade etmektedir.



H_∞ performans problemi, kapalı çevrim sistemi kararlı kılmak, sistemin girişlerinden çıkışlarına olan transfer fonksiyonları matrisinin sonsuz normunu $\|T_{Z_1w}\|$, γ_t gibi bulabilecek en küçük skaler pozitif reel bir değerden küçük kılmak bir kontrolör bulunmasıdır. $V(x)=x^TPx$, $P = P^T > 0$ şartı ile karesel Lyapunov fonksiyonudur. $\gamma_t > 0$ olmak üzere sistemin performans ve kararlılık kısıtları için tanımlanan (22) eşitsizliği, tüm x ve w 'ler için negatif olmalıdır [29]:

$$\frac{d}{dt}V(x) + z_1^T z_1 - \gamma_t^2 w^T w < 0. \quad (22)$$

Denklem (21)'in (22) eşitsizliği ile birleştirilmesiyle aşağıdaki eşitsizlik elde edilir:

$$\begin{aligned}[(A + B_2K)x + B_1w]^T P x + x^T P [(A + B_2K)x + B_1w] + [(C_1 + D_{12}K)x + D_{11}w]^T \\ [(C_1 + D_{12}K)x + D_{11}w] - \gamma_t^2 w^T w < 0.\end{aligned}\quad (23)$$

Burada (23) eşitsizliğinin düzenlenmesiyle

$$\begin{bmatrix} x \\ w \end{bmatrix}^T \begin{bmatrix} ((A + B_2K)^T P + P(A + B_2K) + (C_1 + D_{12}K)^T (C_1 + D_{12}K)) \\ B_1^T P + D_{11}^T (C_1 + D_{12}K) \end{bmatrix} \quad (24)$$

$$\begin{bmatrix} PB_1 + (C_1 + D_{12}K)^T D_{11} \\ -\gamma_t^2 I + D_{11}^T D_{11} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ w \end{bmatrix} < 0$$

matris eşitsizliği elde edilir. Schur tümleyeni [30] ile (24) eşitsizliğinin ile sağından ve solundan çarpılması sonucu,

$$P^{-1}(A + B_2K)^T + (A + B_2K)P^{-1} + P^{-1}(C_1 + D_{12}K)^T(C_1 + D_{12}K)P^{-1} - (B_1 + P^{-1}(C_1 + D_{12}K)^TD_{11})(-\gamma_t^2I + D_{11}D_{11}^T)^{-1}(B_1^T + D_{11}^T(C_1 + D_{12}K)P^{-1}) < 0 \quad (25)$$

eşitsizliği elde edilir. $X_\infty = p^{-1}$ değişken dönüşümü yardımıyla DME'ler,

$$\begin{bmatrix} ((A + B_2K)X_\infty + X_\infty(A + B_2K)^T + X_\infty(C_1 + D_{12}K)^T(C_1 + D_{12}K)X_\infty) \\ B_1^T + D_{11}^T(C_1 + D_{12}K)X_\infty \end{bmatrix} \quad (26)$$

$$\begin{bmatrix} B_1 + X_\infty(C_1 + D_{12}K)^TD_{11} \\ -\gamma_t^2I + D_{11}^TD_{11} \end{bmatrix} < 0,$$

$$\begin{bmatrix} (A + B_2K)X_\infty + X_\infty(A + B_2K)^T & B_1 \\ B_1^T & -\gamma_t^2I \end{bmatrix} + \frac{1}{\gamma_t} \begin{bmatrix} X_\infty(C_1 + D_{12}K)^T \\ D_{11}^T \end{bmatrix} \quad (27)$$

$$[(C_1 + D_{12}K)X_\infty \quad D_{11}] < 0$$

olarak elde edilir. Burada, yine Schur tümleyeni kullanılarak denklem (21)'de tanımlanan kapalı çevrim sistemin H_∞ performans kısıtları $X_\infty = X > 0$ ve $W := KX$ değişken dönüşümü yardımıyla aşağıdaki DME elde edilir:

$$\begin{bmatrix} XA^T + AX + B_2W + W^TB_2^T & B_1 & XC_1^T + W^TD_{12}^T \\ B_1^T & -\gamma_t^2I & D_{11}^T \\ C_1 + D_{12}W & D_{11} & -\gamma_t^2I \end{bmatrix} < 0. \quad (28)$$

(28) eşitsizliğindeki DME'yi çözen uygun X ve W matrisleri bulunursa, en uygun geri-beslemeli H_∞ kontrol kazancı aşağıdaki şekilde elde edilir:

$$K = WX^{-1}. \quad (29)$$

4. BENZEŞİM ÇALIŞMALARI

Simülasyon çalışmaları MATLAB-Simulink kullanılarak gerçekleştirilmiştir. DME'lerin çözümünde YALMIP [31] ayrıştırıcısı ile SeDuMi [32] çözücüsü kullanılmıştır. Uçak modeline ait parametreler Çizelge 1'de verilmiştir.

MR sönümleyicinin histeresiz karakteri Şekil 5'te verilmiştir. Bu çalışmada kullanılan MR sönümleyicinin ucuna 2 Hz olan 0,005 m genlikli bir yer değiştirme uygulan-

**Çizelge 1.** On Serbestlik Dereceli Savaş Uçağı Modelinin Parametreleri

Parametre	Değer	Parametre	Değer
M	22.000 kg	ki_1	49.340 N/m
I_{yy}	$65 \times 10^3 \text{ kgm}^2$	ki_2	49.340 N/m
I_{zz}	$100 \times 10^3 \text{ kgm}^2$	cs_1	$143 \times 10^3 \text{ Ns/m}$
mt_1	130 kg	cs_2	$625 \times 10^3 \text{ Ns/m}$
mt_2	260 kg	cs_3	$625 \times 10^3 \text{ Ns/m}$
mt_3	260 kg	ct_1	4.066 Ns/m
mk_1	15 kg	ct_2	4.066 Ns/m
mk_2	15 kg	ct_3	4.066 Ns/m
mi_1	61 kg	ci_1	2.475 Ns/m
mi_2	61 kg	ci_2	2.475 Ns/m
ks_1	$673 \times 10^3 \text{ N/m}$	a	7,76 m
ks_2	$408 \times 10^3 \text{ N/m}$	b	1,94 m
ks_3	$408 \times 10^3 \text{ N/m}$	d	3,8425 m
kt_1	$159 \times 10^4 \text{ N/m}$	e	3,8425 m
kt_2	$159 \times 10^4 \text{ N/m}$	k	3 m
kt_3	$159 \times 10^4 \text{ N/m}$	l	6 m
kk_1	31.000 N/m		
kk_2	31.000 N/m		

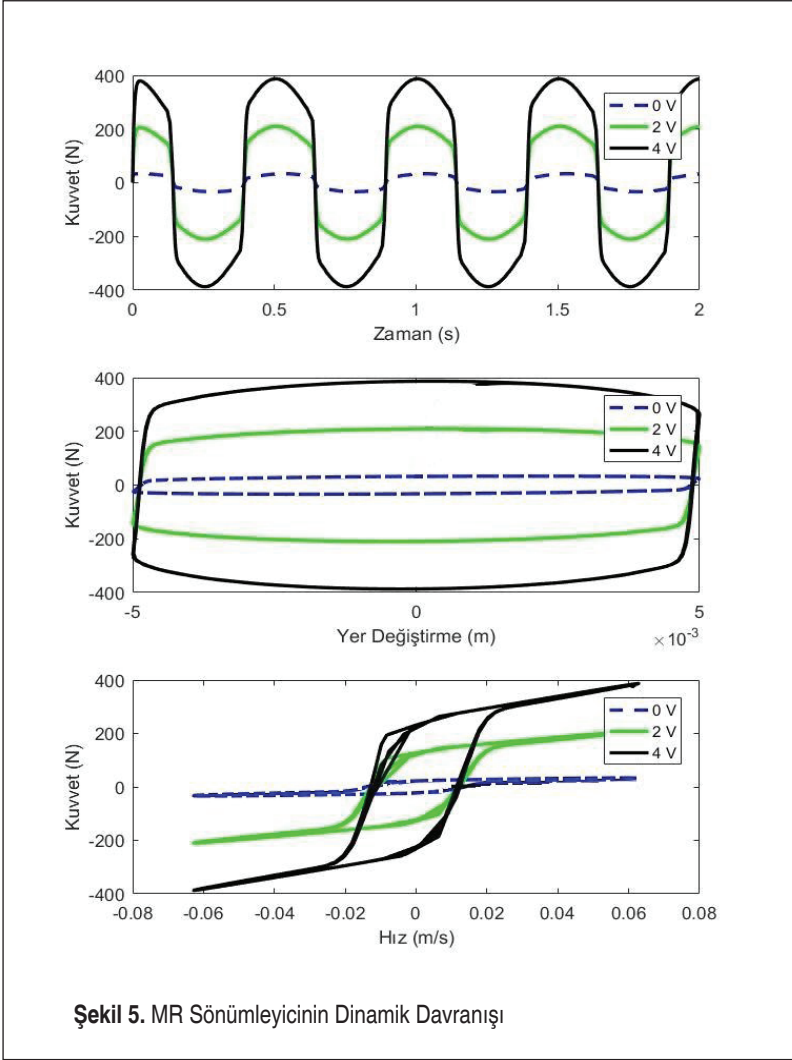
Çizelge 2. MR Sönümleyici Modelinin Parametreleri

Parametre	Değer	Parametre	Değer
k_1	840 N/m	α_a	12.441 N/m
k_0	3.610 N/m	α_b	38.430 Ns/Vm
c_{0a}	784 Ns/m	γ	136.320 $1/m^2$
c_{0b}	1.803 Ns/Vm	β	2.059.020 $1/m^2$
c_{1a}	14.649 Ns/m	η	190 1/s
c_{1b}	34.622 Ns/Vm	n	2
A	58		

mıştır. MR sönümleyiciye uygulanan gerilim 0, 2 ve 4 voltur. MR sönümleyicinin parametreleri Çizelge 2’de verilmiştir.

Durum geri beslemeli H_{∞} kontrol durumu için uygulanacak gerilim Heaviside fonksiyonu ile belirlenir. Simülasyon çalışmalarında kullanılan tekerleklere ait yol girişleri Şekil 6’da verilmiştir.

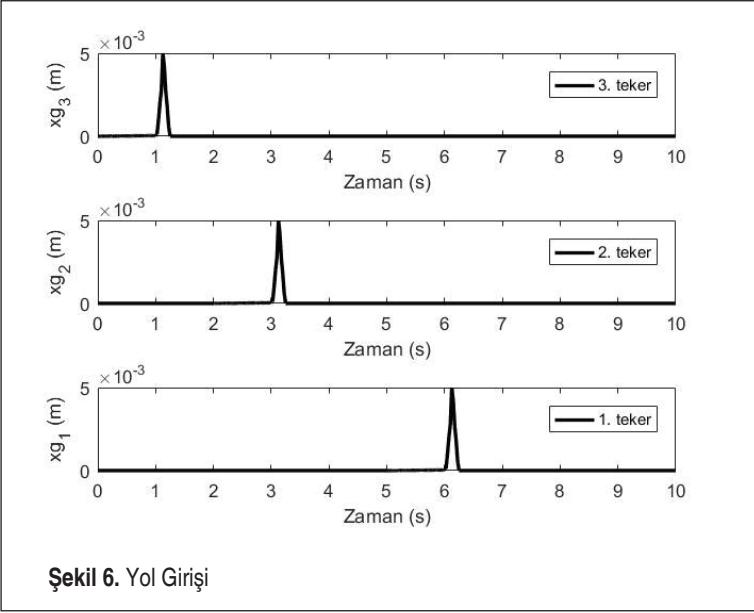
Burada yapılan H_{∞} kontrolcü tasarımında bir mühendislik problemi olarak sistemin ekonomikliğı göz önünde bulundurulmuş ve MR sönümleyiciler iniş takımları yerine



koltukların altına yerleştirilmiştir. H_{∞} kontrolcü tasarımı yapılırken sistemin 1. pilot ve 1. koltuk ayrı 2. pilot ve 2. koltuk ayrı şekilde modellenerek gövdeden koltuklara gelen titreşim yer değiştirme olarak 2 serbestlik dereceli modellere bozucu girişi olarak verilmiştir:

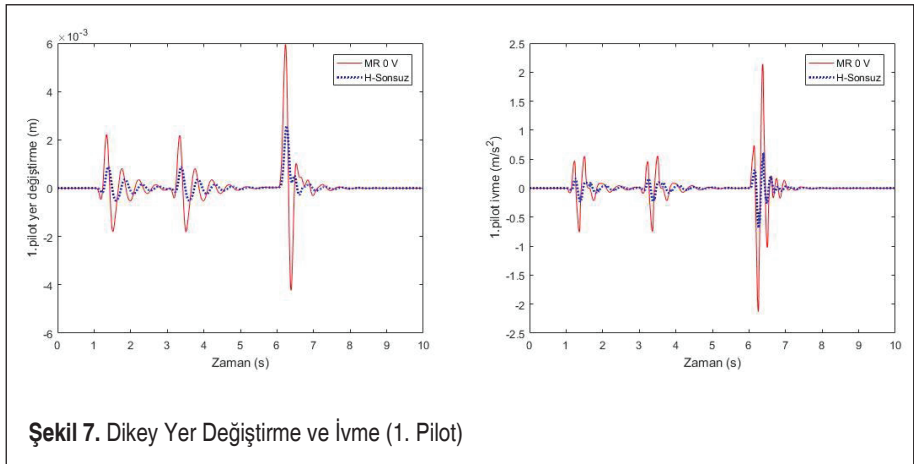
İki koltuğa ait elde edilen durum geri beslemeli kontrol matrisleri aşağıdaki gibi elde edilmiştir.

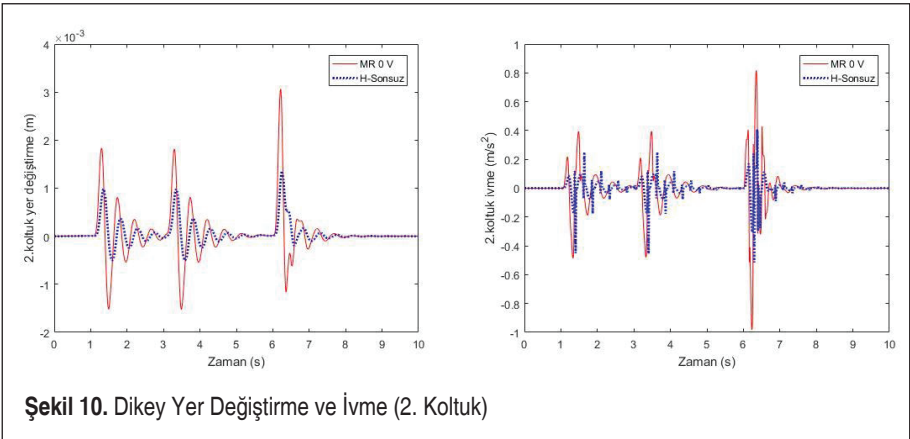
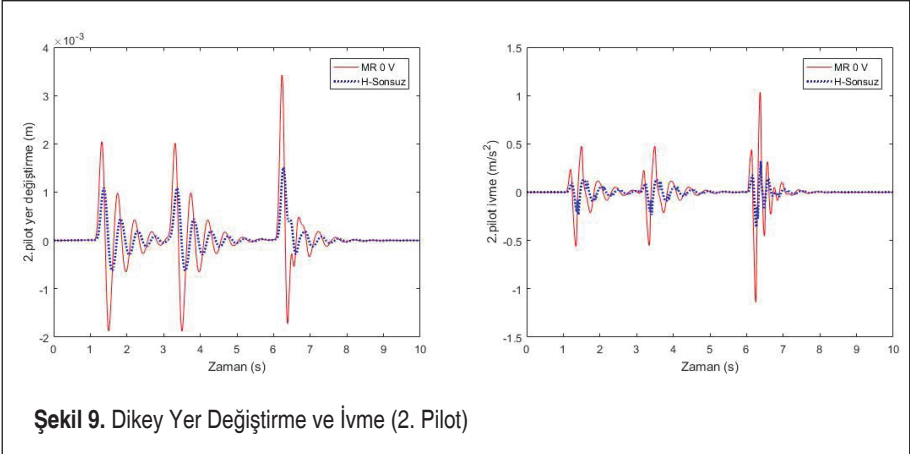
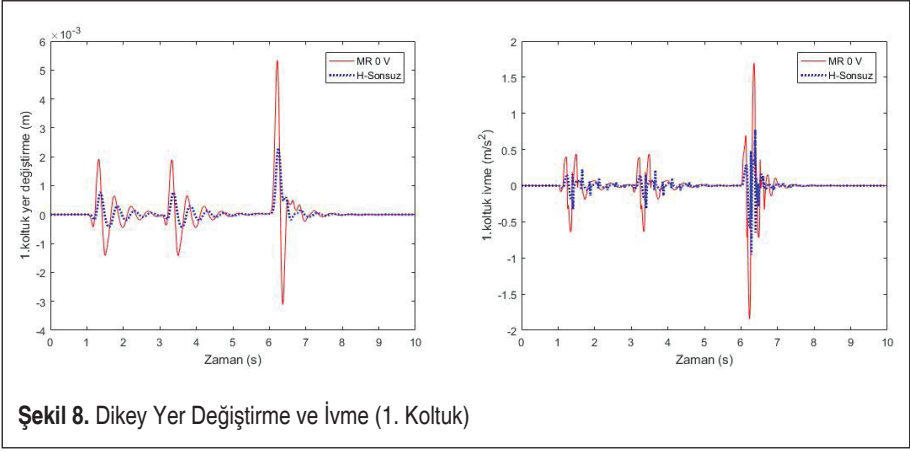
$$\begin{aligned} K_1 &= 10^4 [3.7269 \quad -6.8215 \quad 0.1911 \quad -0.1854], \\ K_2 &= 10^4 [3.7269 \quad -6.8215 \quad 0.1911 \quad -0.1854]. \end{aligned} \quad (30)$$



Burada K_1 ön koltuğa yerleştirilmiş MR sönümleyicinin durum geri beslemeli kontrol matrisi, K_2 ise arka koltuğa yerleştirilmiş MR sönümleyicinin durum geri beslemeli kontrol matrisidir. Koltukların ve pilotların kütleleri aynı olduğundan iki kontrol matrisi de eşit çıkmıştır.

DME tabanlı durum geri beslemeli H_{∞} kontrolörün performansı pasif durumla (MR 0 V) Şekil 7-10'da karşılaştırılmıştır. Düz çizgiler pasif durumu (MR 0 V) ve noktalı çizgiler ise DME tabanlı durum geri beslemeli H_{∞} kontrol durumunu ifade etmektedir.

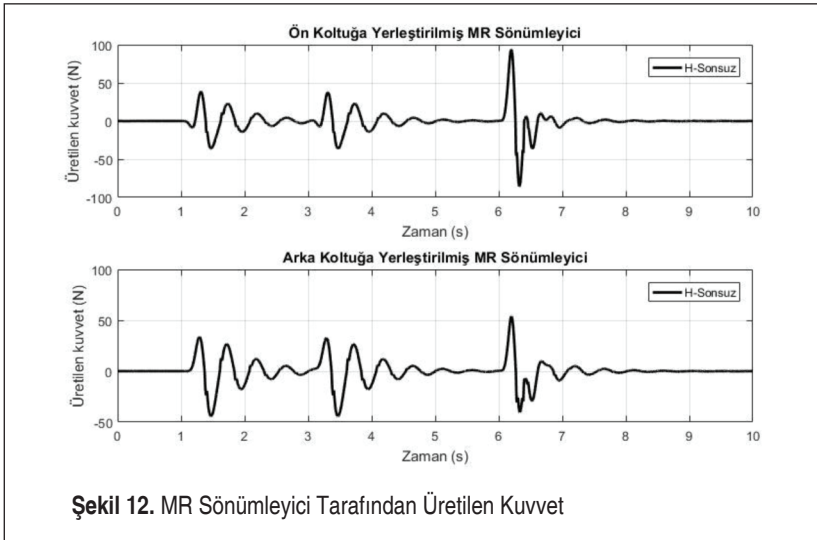
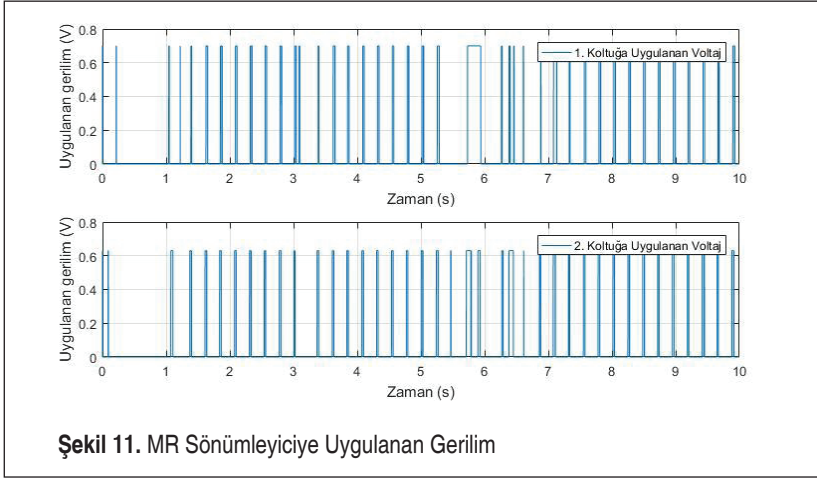






Burada, dikey yer değiştirme ve ivme cevaplarına bakıldığında DME tabanlı durum geri beslemeli H_{∞} kontrolcünün pilot ve koltuklara ait dikey yer değiştirme ve ivme cevaplarının genliklerini önemli ölçüde bastırđı görölmektedir. Sonuçlara bakılarak DME tabanlı durum geri beslemeli H_{∞} kontrolcünün koltuk ve pilotlara ait dikey yer değiştirme ve ivme cevaplarını iyileştirdiği söylenebilir.

Ayrıca DME tabanlı durum geri beslemeli H_{∞} kontrolcü vasıtasıyla üretilen gerilim değerleri Şekil 11’de gösterilmiştir. MR sönümleyiciler tarafından üretilen kuvvetler ise Şekil 12’de gösterilmiştir.



5. SONUÇ

Bu çalışmada, konfor ve pilot güvenliği açısından taksi hareketi esnasında asıl sorunun pilota gelen titreşimleri bastırmak olduğu göz önünde bulundurularak on serbestlik dereceli bir savaş uçağı modelinin yarı aktif kontrolünü gerçekleştirmek için doğrusal matris eşitsizlikleri (DME) tabanlı durum geri beslemeli H_{∞} kontrol yöntemi kullanılmıştır. Bu yöntemde sistemin kontrol altında olmadığı 0 V hali ile kontrolcü uygulanmış halinin dikey yer değiştirme ve ivme cevapları simülasyonlar vasıtasıyla karşılaştırılmıştır. Sonuçlar, DME tabanlı durum geri beslemeli H_{∞} kontrol yönteminin titreşimleri sönmlemedeki başarısını ortaya koymaktadır. Birinci koltuk ve pilota ait dikey yer değiştirme ve ivme cevapları incelendiğinde kontrolcünün genlikleri önemli oranda bastırdığı görülmektedir. Aynı şekilde ikinci koltuk ve pilot için de dikey yer değiştirme ve ivme cevapları için genliklerin bastırılmasında önemli oranda iyileşme söz konusudur. Bu yöntemde kontrolcü vasıtasıyla MR sönmleyiciye uygulanan gerilim birinci koltuk için 0,7 V ve ikinci koltuk için 0,63 V değerindedir. Uygulanan gerilimin küçük olması sistemin ekonomikliğini göstermektedir. Kontrolcü vasıtasıyla MR sönmleyicinin ürettiği kuvvet birinci koltuk için 100 N ve ikinci koltuk için 50 N değerini geçmemektedir. Kontrolcü vasıtasıyla üretilen kuvvet değerine bakılarak sistemin uygulanabilir olduğu söylenebilir.

Titreşimlerinin sönmlemede aktif sönmleyiciler daha etkili olsa da güç tüketimi, maliyet, kapladığı yer ve sisteme gelen ek yükler sebebiyle kullanılabilirliklerinin kısıtlayıcılığı söz konusudur. Buna karşın yarı aktif sönmleyiciler emniyetli olmaları, güç tüketimlerinin düşük olması ve sönmlemede aktif sönmleyicilere yakın bir performans göstermeleri sebebiyle kendilerine kullanım alanı bulmaktadır. Bu çalışma ile koltuklara yerleştirilen yarı aktif sönmleyicilerin maliyet ve gerek duyulan güç bakımından, uygulanabilir ve ekonomik olduğu gösterilmiştir. Uygulanan kontrolcü yöntemiyle de DME tabanlı durum geri beslemeli H_{∞} kontrol yönteminin titreşimleri bastırmadaki performansı ispatlanmıştır.

SEMBOLLER

A	Sistem matrisi
a	Uçağın ön teker ile ağırlık merkezi arasındaki mesafe
b	Uçağın arka tekerler ile ağırlık merkezi arasındaki mesafe
B_1	Bozucu giriş matrisi
B_2	Denetim giriş matrisi
$c_{ij=1,2}$	İnsan vücuduna ait sönm katsayısı
$ck_{i=1,2}$	Koltukların sönm katsayısı
cs_1, cs_2, cs_3	Uçak modelinin ön ve arka iniş takımlarının sönm katsayıları
ct_1, ct_2, ct_3	Tekerlerin sönm katsayısı
c_0	Bouc-Wen modeli için sönm katsayısı



C_1	Ölçüm matrisi
c_1	Düşük hızlarda kuvvet azalması için viskoz sönüm
e, d	Ağırlık merkezinin uçağın sağ ve sol tarafına olan yatay mesafesi
F	MR sönümleyicinin kuvveti
F_{MR}^{k1}	Ön koltuğa ait MR sönümleyici kuvveti
F_{MR}^{k2}	Arka koltuğa ait MR sönümleyici kuvveti
f_0	Akümülatör kuvveti
I_{xx}, I_{yy}	Uçağın atalet momentleri
K	Kontrol kazancı
k	Arka koltuğun uçağın ağırlık merkezine uzaklığı
$ki_{j=1,2}$	İnsan vücuduna ait rijitlik katsayısı
$kk_{i=1,2}$	Koltukların rijitlik katsayısı
ks_1, ks_2, ks_3	Uçak modelinin ön ve arka iniş takımlarının yay katsayıları
kt_1, kt_2, kt_3	Tekerlerin yay katsayısı
k_0	Bouc-Wen modeli için yüksek hızlardaki yay katsayısı
k_1	Akümülatör yay sabiti
l	Ön koltuğun uçağın ağırlık merkezine uzaklığı
M	Uçak gövdesinin kütlesi
$mi_{j=1,2}$	Pilotların kütlesi
$mk_{i=1,2}$	Koltukların kütleleri
mt_1	Uçağın ön tekerinin kütlesi
mt_2	Uçağın sol arka tekerinin kütlesi
mt_3	Uçağın sağ arka tekerinin kütlesi
\mathbb{R}	Reel sayılar kümesi
\mathbb{R}^n	Elemanları reel sayı olan n boyutlu Euclid uzayı
$\mathbb{R}^{mu \times n}$	mu x n boyutlu reel matrisler kümesi
V_{maks}	Maksimum voltaj
$w(t)$	Bozucu giriş vektörü
x	Uçak gövdesinin düşey yer değişimi
xg_1, xg_2, xg_3	Uçak modelinin yol girişleri
$xi_{i=1,2}$	Pilotların düşey yer değiştirmesi
$xk_{i=1,2}$	Koltukların düşey yer değiştirmesi
$xt_{i=1,2,3}$	Uçağın tekerlerine ait düşey yer değişimi
x_0	Yay sabiti k_1 olan yayın başlangıç yer değiştirmesi
z	Bouc-Wen değişkeni
θ	Uçak gövdesinin kafa vurma açısasal yer değişimi
β	Uçak gövdesinin yalpa açısasal yer değişimi
$\gamma, A, \beta, n, \eta$	Histeresiz sabitleri
γ_t	En küçük bozucu bastırma seviyesi

KAYNAKÇA

1. **Winslow, W. M.** 1949. "Induced Fibration of Suspensions," *Journal of Applied Physics*, 20 (12):1137–1140.
2. **Rabinow, J.** 1951. "Magnetic Fluid Torque and Force Transmitting Device," U.S. Patent Number: 2,575,360.
3. **Kordonsky, W.** 1993. "Magnetorheological Effect As a Base of New Devices and Technologies," *Journal of Magnetism and Magnetic Materials*, 122:395-398.
4. **Spencer, B. F. Jr., Dyke, S. J., Sain, M. K., Carlson, J. D.** 1997. "Phenomenological Model of a Magnetorheological Damper," *Journal of Engineering Mechanics, ASCE*, 123(3):230-238.
5. **Ahan, A. O., Arisoy, D. O., Muderrisoglu, K., Yazici, H., Guclu, R.** 2016. "Vibration Control of A Semi-Trailer Truck for Comfort with an Output Feedback Controller," *International Conference on Engineering and Natural Science*, 24-28 May, Sarajevo.
6. **Guclu, R.** 2004. "The Fuzzy-Logic Control of Active Suspensions without Suspension-Gap Degeneration," *Journal of Mechanical Engineering-Strojniski Vestnik*, vol. 50(10), p. 462-468.
7. **Guclu, R., Gulez, K.** 2008. "Neural Network Control of Seat Vibrations of a Non-linear Full Vehicle Model using PMSM," *Mathematical and Computer Modelling*, DOI: 10.1016/j.mcm.2007.08.013, vol. 47(11-12), p. 1356-1371.
8. **Paksoy, M., Guclu, R., Cetin, S.** 2014. "Semiactive Self-Tuning Fuzzy Logic Control of Full Vehicle Model with MR Damper," *Advances in Mechanical Engineering*, DOI:10.1155/2014/816813, vol. 2014, Article ID 816813.
9. **Wang, H.** 2008. "An Investigation of an Active Landing Gear System to Reduce Aircraft Vibrations Caused by Landing Impacts and Runway Excitations," *Journal of Sound and Vibration*, vol. 317, 50-66. 133.
10. **Sivakumar, S., Haran, A. P.** 2012. "Parametric Analysis and Vibration Control of Landing Gear with PID Controller," *European Journal of Scientific Research*, vol. 89, p. 441-453.
11. **Zapateiro, M.** 2011. "Landing Gear Suspension Control Through Adaptive Backstepping Techniques with H_{∞} Performance," *Proc. The 18th IFAC World Congress.*, p. 4809-4814, Milano.
12. **Margolis, D. L.** 1983. "A Procedure for Comparing Passive, Active and Semi-Active Approaches to Vibration Isolation", *Journal of the Franklin Institute*, vol. 315, p. 225-238.
13. **Youn, I., Hac, A.** 1995. "Semi-Active Suspensions with Adaptive Capability," *Journal of Sound and Vibration*, vol. 180, p. 475-492.
14. **Sims, N.D., Stanway, R.** 2003. "Semi-Active Vehicle Suspension Using Smart Fluid Dampers: a Modeling and Control Study", *International Journal of Vehicle Design*, vol. 33, 76-102.
15. **Mikulowski, G., Holnicki-szulc, J.** 2003. "Adaptive Aircraft Shock Absorbers", *AMAS Workshop on Smart Materials and Structures*, vol. 3, p. 63-72.
16. **Kruger, W.** 2002. "Design and Simulation of Semi-Active Landing Gears for Transport Aircraft", *Mechanics of Structures and Machines*, vol. 30, p. 493-526.



17. **Choi, Y. T., Wereley, N. M.** 2003. "Vibration Control of a Landing Gear System Featuring ER/MR Fluids", *Journal of Aircraft*, vol. 40, p. 432-439.
18. **Ghiringhelli, G. L.** 2000. "Testing of a Semi-Active Landing Gear Control for a General Aviation Aircraft", *Journal of Aircraft*, vol. 37, p. 606-616.
19. **Wang, E. R.** 2003. "Semi-Active Control of Vehicle Vibration with MR-Dampers", *Proc. 42nd IEEE Conference on Decision and Control*, vol. 3, 2270-2275.
20. **Kim, K., Jeon, D.** 1999. "Vibration Suppression in an MR Fluid Damper Suspension System", *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, vol. 10, p. 779-786.
21. **Lam, H.F., Liao, W. S.** 2003. "Semi-Active Control of Automobile Suspension Systems with Magnetorheological Dampers", *International Journal of Vehicle Design*, vol. 33, 1-3.
22. **Gharapurkar, A. A.** 2014. "Robust Semi-Active Control of Aircraft Landing Gear System Equipped with Magnetorheological Dampers," Master Thesis, Concordia University, Montreal, Canada.
23. **Paksoy, M., Guclu, R.** 2013. "Taşıt Titreşimlerinin MR Sönümleyici ile Yarı Aktif Bulanık Kontrolü," Yüksek Lisans Tezi, YTÜ, Fen Bilimleri Enstitüsü, İstanbul, Türkiye.
24. **Yıldız, A. S., Sivrioğlu, S.** 2013. "Çeyrek Taşıt Sisteminin MR Sönümleyici ile Uyarlamalı Yarı Aktif Kontrolü," Yüksek Lisans Tezi, GYTE, Fen Bilimleri Enstitüsü, Kocaeli.
25. **Francis, B. A.** 1987. "A Course in H_∞ Control Theory," *Lecture Notes in Control and Information Sciences* 88, Edited by M.Thoma and A. Wyner, Springer-Verlag.
26. **Doyle, J. C., Glover, K., Khargonekar, P. P., Francis, B. A.** 1996. "State-Space Solutions to Standart H2 and H_∞ Control Problems," *IEEE Transactions on Automatic Control*, 34(8), p. 831-847.
27. **Azeloğlu, C. O., Sağırılı, A.** 2012. "LMI Based Mixed H2/ H_∞ State-Feedback Control of Crane Structures Against Earthquake Induced Vibration," *Journal of Engineering and Natural Sciences*, Sigma30, p. 281-291.
28. **Yazıcı, H., Guclu, R.** 2011. "Active Vibration Control of Seismic Excited Structural System Using LMI-Based Mixed State Feedback Controller," *Turk J. Elec. Eng & Comp. Sci.*, vol.19, no. 6, DOI:10.3906/elk-1007-592. 2011.
29. **Yazıcı, H., Küçükdemiral, İ. Beklan, Karadeniz, O.** 2013. "Doyumlu Eyleyiciye Sahip Durum-Geri Beslemeli H_∞ Kontrolör ile Otonom Bir Helikopterin Askıda Kalma Kontrolü," TOK 2013, 26-28 Eylül 2013, Malatya.
30. **Boyd, S., Ghaoui, L.E., Feron, E., Balakrishnan, V.** 1994. "Linear Matrix Inequalities in System and Control Theory," *Society for Industrial and Applied Mathematics*, Philadelphia.
31. **Löfberg, J.** 2004. "Yalmip: A Toolbox for Modeling and Optimization in MATLAB," *Proceedings of the CACSD Conference*, Taipei, Taiwan.
32. **Strum, J. F.** 1999. "Using SeDuMi 1.02 a Matlab for Optimization over Symmetric Cones", *Optimization Methods and Software*, 11(2):625-653.