



Uçak İniş Takımının MR Damperle Yarı Aktif Kontrolünün Yapılması

Semi-active Control of Landing Gear with MR Damper

Hüseyin BALTA¹, Rahmi GÜÇLÜ¹

¹Yıldız Teknik Üniversitesi, Makine Fakültesi, Makine Mühendisliği Bölümü, 34349, İSTANBUL

Başvuru/Received: 16/07/2015

Kabul/Accepted: 06/12/2015

Son Versiyon/Final Version: 15/01/2016

Öz

Bu çalışmada, pasif süspansiyon sistemine sahip bir uçak iniş takımının titreşimleri MR damperli yarı-aktif süspansiyon sistemi yardımıyla azaltılmaya çalışılmaktadır. Yarı-aktif bir eleman olan MR damper nonlineer karaktere sahip olup, oluşturduğu sönüm kuvveti, MR dampere uygulanan gerilim ile değiştirilebilmektedir. Bu amaçla, MR damperlere gönderilen gerilimin 2 volttaki durumuna göre tasarımı yapılmıştır. Tasarlanan MR damperler yardımıyla gerilim belirlenerek sönüm kuvveti değiştirilmekte ve titreşimler azaltılabilmektedir. Benzetim çalışmaları sonucunda, tasarlanan MR damperlere uygulanan gerilimlerin titreşimlerin azaltılmasında etkin rol oynadığını göstermiştir.

Anahtar Kelimeler

“Uçak iniş takımı titreşimleri, MR sönümleyici, pasif kontrol, yarı aktif kontrol”

Abstract

In this work, an aircraft landing gear vibrations having passive suspension system, has been tried to reduce by a MR damper semi-active suspension system. MR damper being a semi-active component, has a nonlinear character and its damping force can be changed with the voltage applied to MR damper. For this purpose, the design of voltage sent to MR damper was done depending on the status of volt 2. The damping force is changed with the voltage determined and vibrations can be reduced with the help of MR dampers. The result of simulation works showed that the voltage applied to the MR damper has an active role in reducing vibration.

Key Words

“Aircraft landing gear vibrations, MR damper, passive control, semi-active control.”

1.GİRİŞ

Uçakların inişi ve kalkışı sırasında, yerdeki hareketlerinde yer ile temasını sağlayan, uçağın yatay ve düşey yönlerdeki hareketlerinden doğan yükleri en iyi şekilde karşılayan iniş takımlarına ihtiyaç vardır. Uçağın iniş takımlarının iniş ve kalkış anında olduğu kadar, taksi sırasında da en iyi performansı göstermesi beklenir.

Uçuş güvenliği açısından iniş takımları uçak için en kritik elamanlardan biridir. Uçağın yer ile temasını sağlayan iniş takımları, yerden gelecek bozucu yol etkilerini uçak gövdesine aktaran ve bozucu etkileri bastırması gereken kısım olarak incelenmiştir. İniş takımı, yerden gelecek bozucu yol etkilerini bastırmaya çalışırken, uçak kararlılığını korumalı ve taksi sırasında yolcu konforunu sağlamalıdır. Dolayısıyla, iniş takımlarının göstereceği performans oldukça önemlidir.

Sforza, P., M., yaptığı çalışmada, iniş takımlarının statik ve dinamik yükler altındaki performansını incelemiş, buna bağlı olarak iniş takımının tasarımı ve uçak gövdesi üzerindeki yerleşimi hakkında çalışmada bulunmuştur. Astori, P., yaptığı çalışmada, iniş takımının içerdiği elemanları, fonksiyonlarını, kararlılık üzerindeki etkisini incelemiş ve iniş takımını iki serbestlik dereceli çeyrek taşıt modeli olarak ele almıştır. Zapaterio, M., vd., çalışmalarında, çeyrek taşıt modelinin ele alındığı, doğrusal olmayan yay ve sönüm elamanlarını içeren, bozucu bastırıcı gürbüz kontrolcü tasarlamışlardır. Ghiringhelli, G., L., yaptığı çalışmada iniş takımı performansını deneysel olarak incelemiştir.

Günümüzde hava, kara ve deniz taşıtlarında, bozucular etkisiyle oluşan titreşimlerin analiz edilmesinde konfor önemli bir kriterdir. Sivakumar, S., ve Haran, A., P., çalışmalarında, taksi yapan bir uçakta, bozucu yol etkilerinden kaynaklı titreşimleri bastırmaya çalışan PID kontrolcü tasarımı yapmışlardır. Corsetti ve Dilow, yaptıkları çalışmada, uçağa taksi sırasında yerden gelen bozucu etkileri, aktif kontrol yapısı kullanarak bastırmaya çalışmışlardır. Guclu, R., çalışmasında, üzerinde tek serbestlik dereceli insan matematiksel modeli içeren, tam taşıt dört tekerlekli kara aracının matematiksel modelini oluşturmuş, bozucu yol etkisinden kaynaklı titreşimlerin insan modeli üzerindeki etkilerini, pasif ve aktif süspansiyon kontrollü yapılar oluşturularak karşılaştırmıştır. Jahromi vd., yaptıkları çalışmada, üç serbestlik dereceli uçak süspansiyon sistemine, yarı-aktif kontrolcü uygulamasıyla, Hw ve LQR kontrolcülerini kullanarak benzetim çalışmaları yapmışlardır.

Son yıllarda, kontrol mühendisliğinde sistemlerin yarı aktif elemanlarla kontrolü hem teorik hem de pratik açıdan oldukça fazla ilgi gören bir çalışma konusu haline gelmiştir. Bunun nedenlerinden bazıları, yarı aktif sistemlerin pasif sistemlerden daha fazla güvenilirliğe sahip olması ve aktif sistemlerden daha az enerji gereksinimi duymaları olarak sıralanabilir. Yarı aktif elemanlardan MR damperler ise içlerinde kontrol edilebilir akışkan bulunan hidrolik silindireler olarak tarif edilebilir. MR damperler, titreşimleri sistemden enerji çekerek azaltmaktadırlar. Bu özellikleri sayesinde sistemin kararlılığını da bozmamaktadırlar. Çevrimiçi olarak ayarlanabilmeleri ise kontrol tekniklerinin uygulanabilmesine olanak sağlamaktadır.

MR damperler nonlineer histeresiz karaktere sahiptirler. MR sönümleyiciyi modellemedeki amaç, sahip olduğu bu lineer olmayan hareketi iyi bir şekilde yansıtan matematiksel modeli elde etmektir. MR damperin nonlineer histerezis karakterini ifade etmek için çeşitli modelleme teknikleri kullanılmıştır. Bingham temeline dayalı, Bouc-Wen sürtünme temeline dayalı, Geliştirilmiş Bouc-Wen sürtünme temeline dayalı, bulanık mantık ve genetik algoritma temelli modeller MR sönümleyicinin modellenmesinde kullanılmıştır. Karmaşık yapıda olmaları ve parametrelerinin belirlenmesindeki zorluklar söz konusu olmasına karşın, Bouc-Wen temeline dayalı bazı modeller MR sönümleyicinin dinamiğini iyi modelleyebilmektedir. Bu çalışmada, pasif sistem ile uygulanan MR sönümleyiciye farklı gerilimler verilerek titreşimlerin azaltılması esas alınmıştır.

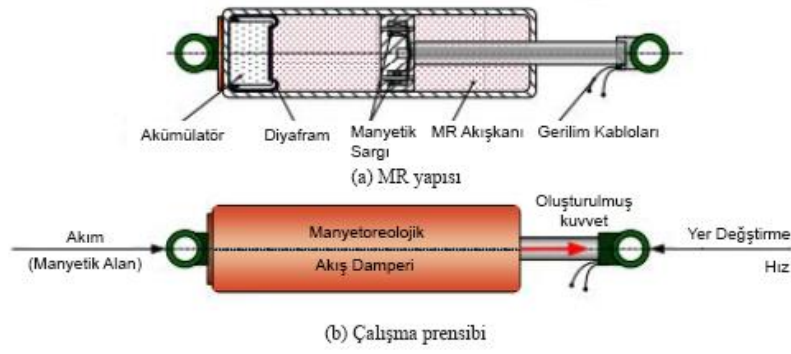
MR damper ucuna uygulanan harekete bir reaksiyon kuvveti oluşturur. Ayrıca uygulanan manyetik alan ile bu sönüm kuvvetinin büyüklüğü değiştirilebilir. Dolayısıyla istenen sönüm kuvvetinin elde edilebilmesi MR damperin gerilimine direkt olarak bağlıdır. Bu çalışmada uçak iniş takımlarının maruz kaldığı titreşimlerin azaltılması amacıyla MR damperli süspansiyon sistemi kullanılmaktadır. Tasarlanan MR damperlerin etkinliği MATLAB-Simulink ortamında benzetim çalışmaları ile test edilmiştir.

2. MATEMATİKSEL MODELLEME

MC-CDMA, çoklu erişim tekniklerinden olan Dikgen Frekans Bölmeli Çoğullama (OFDM) ve Kod Bölmeli Çoklu Erişim (CDMA) tekniklerinin birleşiminden meydana gelmiş bir tekniktir. MC-CDMA bu iki tekniğin özelliklerini taşımaktadır. OFDM'in spektrumu verimli kullanması, çoklu yol yayılımına karşı direnci; CDMA'in esnekliğe sahip veri iletim oranı gibi özellikleri taşıyan MC-CDMA haberleşme sistemleri için önem arz etmektedir. MC-CDMA sisteminin en önemli özelliği, veriyi farklı yayma kodları ile çarparak aynı alt taşıyıcı yapıları ile iletimi sağlamasıdır. Bu yayma kodlarının diğer kullanıcıların kodlarına dikgen veya minimum çarpaz-korelasyona (ilintiye) sahip olması gerekmektedir.

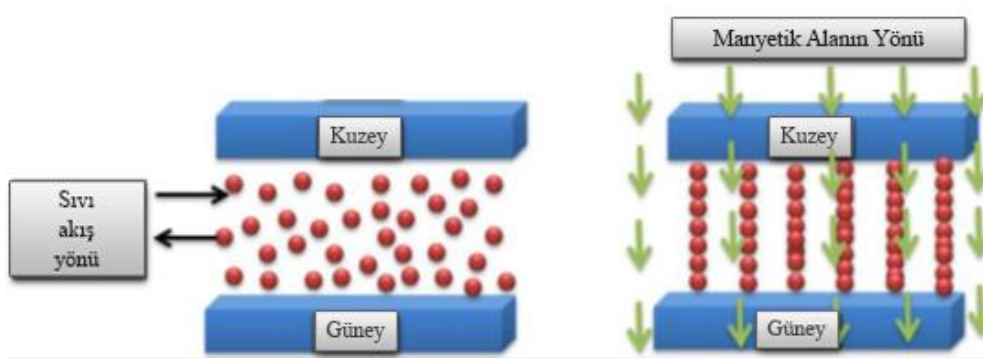
2.1. MR Damper Modeli

Yarı aktif sönümleyici olan MR damper, piston, MR sıvısı, akümülatör ve manyetik sargıdan oluşur. MR sönümleyicinin fiziksel modeli Şekil 1'de verilmiştir.



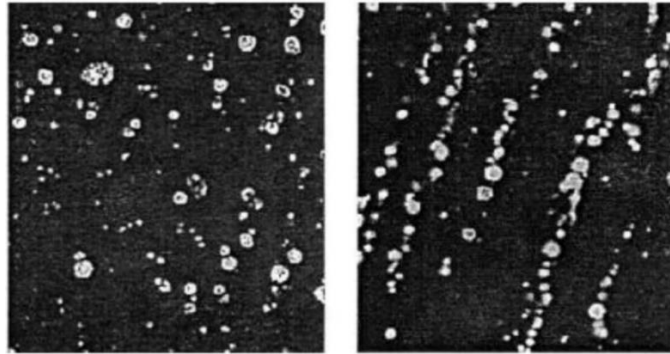
Şekil 1. MR damperin fiziksel modeli

MR sönümleyici içinde bulunan MR sıvısı, taşıyıcı sıvı içerisine mikron seviyede manyetik parçacıklar eklenerek elde edilir. Taşıyıcı sıvı olarak genelde su, silikon bazlı yağ veya petrol bazlı yağ kullanılır. Manyetik parçacık olarak ise genellikle demir kullanılır. MR sönümleyici içinde bulunan MR sıvısı pistonun hareketiyle, pistonun ucunda bulunan boşluktan akmaya zorlanır. Pistonun ucundaki boşlukta ayna zamanda elektromıknatıslar bulunmaktadır. Bu elektromıknatıslar manyetik alan oluşturmazsa MR sıvısı normal akışkan özelliği gösterir. Fakat elektromıknatıslar manyetik alan oluşturursa, MR sıvısını boşluktan geçerken, içinde bulunan manyetik parçacıklar sıralı bir şekilde dizilerek sıvının viskozitesini değiştirir ve olduğundan daha viskoz bir sıvıymış gibi davranmasını sağlar. Bu da MR sönümleyicinin oluşturduğu sönüm kuvvetinin değişmesini sağlar. Bunun için gerekli güç miktarı oldukça düşük olup bir akü ile bile sağlanabilir. Ayrıca herhangi bir sebepten dolayı güç kesilirse MR sönümleyicinin pasif sönümleyici özelliği göstermesi, emniyet açısından önemli bir özelliğidir. MR sıvısı manyetik alana maruz kaldığında oluşan zincir dizilimi Şekil 2’de verilmiştir.



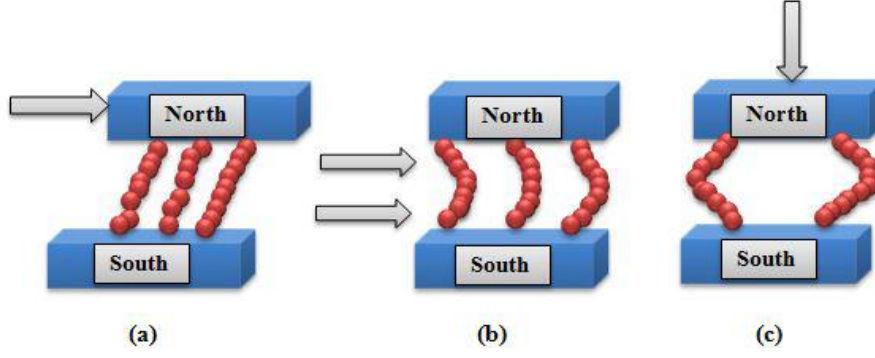
Şekil 2. Uygulanan manyetik alan için MR akışkan davranışı

Şekil 3’de ise MR sıvısının elektron mikroskobu ile çekilen fotoğrafı bulunmaktadır.



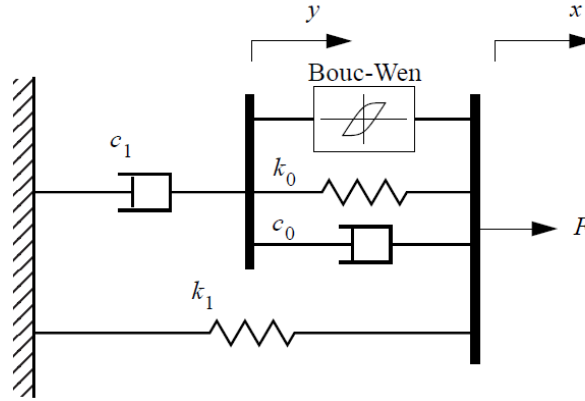
Şekil 3. MR sıvısının elektron mikroskobu ile çekilen fotoğrafı (Sol-manyetik alan yokken demir parçacıklarının durumu, sağ-manyetik alan varken demir parçacıklarının durumu)

MR sıvısının kullanıldığı araçlar çalışma şekline göre basitçe üç ana grupta toplanabilirler. Bunlar; Direk kesme modu, valf modu ve sıkıştırma modu olup Şekil 4’de gösterilmektedir.



Şekil 4. MR sıvısı çalışma modları (a) Kesme modu (b) Akış modu (c) Sıkıştırma modu

MR damperler nonlinear histeresiz karaktere sahip olduklarından histerezis sistemlerin modellenmesinde yaygın olarak kullanılan Bouc-Wen modeli kullanılarak modellenmiştir. Hız ve ivmenin birbirine zıt yönde olduğu geçiş bölgelerinde ve küçük hızlarda Bouc-Wen modeli, MR damperin lineer olmayan tepkisini yeterince iyi tanımlayamamaktadır. Geliştirilmiş Bouc-Wen modeli adı verilen model, Bouc-Wen modeline ilave edilen paralel bağlı bir yay ve seri bağlı bir sönüm elemanını içermektedir ve bu özelliğinden dolayı geçiş bölgelerinde damperin tepkisini daha iyi kestirebilmektedir. Ayrıca MR sönümleyicinin sargı dinamiği birinci dereceden bir filtre ile modelin içerisine ilave edilmiştir. Şekil 5’de geliştirilmiş Bouc-Wen modeli şematik olarak gösterilmektedir.



Şekil 5. MR damper için geliştirilmiş Bouc-Wen modelinin şematik gösterimi

Geliştirilmiş Bouc-Wen modeline ait dinamik denklemler aşağıdaki gibi verilebilir. Şekildeki modelde sadece üst kısmı ele alalım. Rijit çubuğun her iki tarafındaki kuvvetler;

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

şeklindedir. Burada hesap edilebilir değişken z

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

şeklinde ifade edilmektedir. (1) nolu denklem y için düzenlenirse

$$\dot{y} = \frac{1}{c_0 + c_1} \{az + c_0 \dot{x} + k_0(x - y)\} \quad (3)$$

elde edilir. Buna göre sistemde oluşan toplam kuvvet

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

şeklinde. Burada x toplam bağıl yer değiştirme, x_0 yay sabiti k_1 ile olan yayın başlangıç yer değiştirmesi, k_0 yüksek hızlardaki kontrol yay katsayısı, k_1 akümülatör yay katsayısı, c_0 yüksek hızlardaki viskoz sönümü ve c_1 ise düşük hızlarda kuvvet azalması için viskoz sönümü olarak ifade etmektedir. MR damperin sargılarına uygulanan gerilim sonucu oluşan manyetik alanın MR damper dinamiğine etkisi

$$\alpha = \alpha(u) = \alpha_a + \alpha_b u$$

$$c_1 = c_1(u) = c_{1a} + c_{1b} u$$

$$c_0 = c_0(u) = c_{0a} + c_{0b} u \quad (5)$$

eşitlikleri ile verilebilir. Burada u ifadesi birinci dereceden bir filtre yardımıyla

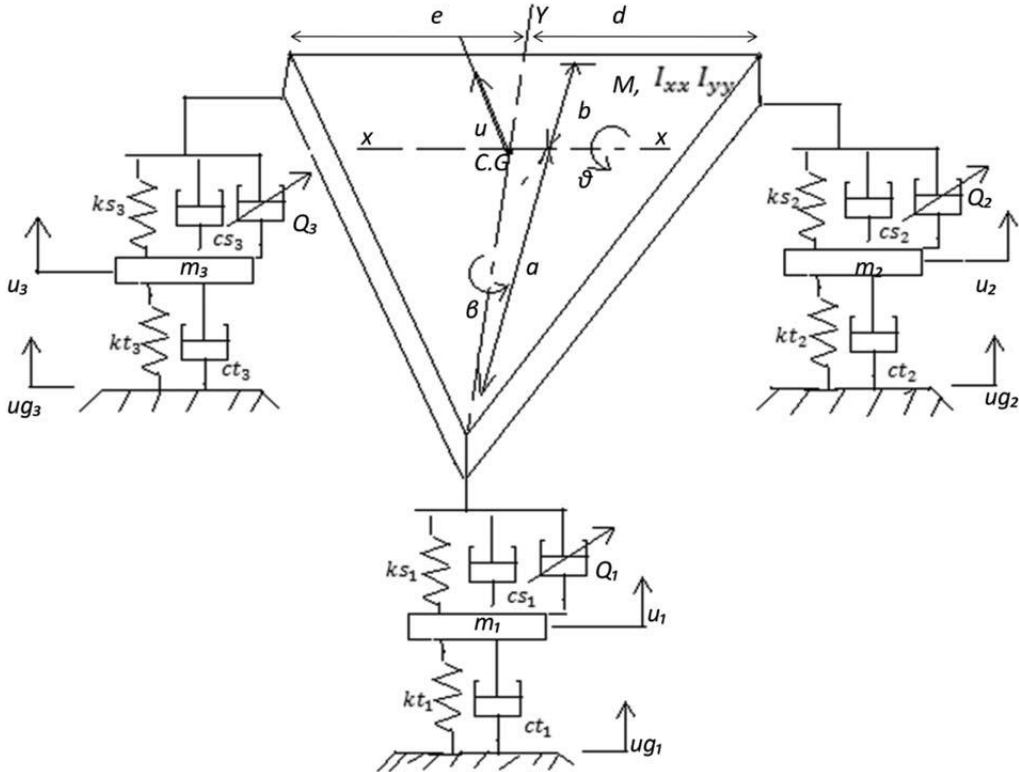
$$\dot{u} = \eta(u - V) \quad (6)$$

olarak hesaplanmaktadır. Burada V ifadesi MR damperin sargılarına uygulanan gerilimi ifade etmektedir.

2.2. Altı Serbestlik Dereceli Uçak İniş Takımı Modeli

Tam uçak modeli uçak gövdesi veya yay kütlesi, kafa vurma ve yalpalama hareketlerinden oluşmaktadır. Yay kütlesi ön, arka sol ve sağ iniş takımlarına bağlıdır. Bu yay kütleleri düşey yer değiştirme hareketinde serbest tutum göstermektedir. Tam uçak modeli üç serbestlik dereceli düşey yer değiştirme, kafa vurma ve yalpalama ile üç serbestlik dereceli ön, sol ve sağ iniş takımının kütlelerinden olmak üzere toplamda 6 serbestlik derecelidir.

Altı serbestlik dereceli uçak iniş takımı modeli, Şekil 6'da gösterilmektedir. Burada u , q ve p sırasıyla uçağın düşey yer değiştirme, kafa vurma ve yalpalama hareketlerini gösterirken; u_1 , u_2 ve u_3 ise burun, sol ve sağ iniş takımlarının yer değişimini ifade etmektedir. a ön iniş takımının ağırlık merkezine mesafesi, b arka iniş takımlarının ağırlık merkezinden mesafesi, d ve e ise sol ve sağ iniş takımlarının ağırlık merkezinden mesafesini ifade etmektedir.



Şekil 6. Uçak iniş takımı modeli

Newton'un ikinci kanunu kullanarak yarı aktif iniş takımı sisteminin hareketinin diferansiyel denklemleri aşağıdaki gibi verilebilir:

$$\begin{aligned}
p &= u - a\theta - h\beta - u_1 \\
q &= u + b\theta - d\beta - u_2 \\
r &= u + b\theta + e\beta - u_3 \\
h &= d - e
\end{aligned} \tag{7}$$

Yaylı kütlelinin düşey yer değiştirme hareketi için;

$$M\ddot{u} + k_{s1}p + k_{s2}q + k_{s3}r + c_{s1}\dot{p} + c_{s2}\dot{q} + c_{s3}\dot{r} + \theta_1 = 0 \tag{8}$$

$$M\ddot{u} + k_{s1}(u - a\theta - h\beta - u_1) + k_{s2}(u + b\theta - d\beta - u_2) + k_{s3}(u + b\theta + e\beta - u_3) + c_{s1}(\dot{u} - a\dot{\theta} - h\dot{\beta} - \dot{u}_1) + c_{s2}(\dot{u} + b\dot{\theta} - d\dot{\beta} - \dot{u}_2) + c_{s3}(\dot{u} + b\dot{\theta} + e\dot{\beta} - \dot{u}_3) + \theta_1 = 0$$

Yaylı kütlelinin kafa vurma hareketi için;

$$I_{yy}\ddot{\theta} - k_{s1}pa + k_{s2}qb + k_{s3}rb - c_{s1}\dot{p}a + c_{s2}\dot{q}b + c_{s3}\dot{r}b + \theta_2 = 0 \tag{9}$$

$$I_{yy}\ddot{\theta} - k_{s1}(u - a\theta - h\beta - u_1)a + k_{s2}(u + b\theta - d\beta - u_2)b + k_{s3}(u + b\theta + e\beta - u_3)b - c_{s1}(\dot{u} - a\dot{\theta} - h\dot{\beta} - \dot{u}_1)a + c_{s2}(\dot{u} + b\dot{\theta} - d\dot{\beta} - \dot{u}_2)b + c_{s3}(\dot{u} + b\dot{\theta} + e\dot{\beta} - \dot{u}_3)b + \theta_2 = 0$$

Yaylı kütlelinin yalpalama hareketi için;

$$I_{xx}\ddot{\beta} - k_{s1}ph + k_{s2}qd + k_{s3}re - c_{s1}\dot{p}h + c_{s2}\dot{q}d + c_{s3}\dot{r}e + \theta_3 = 0 \tag{10}$$

$$I_{xx}\ddot{\beta} - k_{s1}(u - a\theta - h\beta - u_1)h + k_{s2}(u + b\theta - d\beta - u_2)d + k_{s3}(u + b\theta + e\beta - u_3)e - c_{s1}(\dot{u} - a\dot{\theta} - h\dot{\beta} - \dot{u}_1)h - c_{s2}(\dot{u} + b\dot{\theta} - d\dot{\beta} - \dot{u}_2)d + c_{s3}(\dot{u} + b\dot{\theta} + e\dot{\beta} - \dot{u}_3)e + \theta_3 = 0$$

Ön iniş takımının yaylanmaz kütlesi için;

$$m_1 \ddot{u}_1 - k_{s1}p - c_{s1}\dot{p} + k_{t1}(u_1 - u_{g1}) + c_{t1}(\dot{u} - \dot{u}_{g1}) - \theta_1 = 0 \tag{11}$$

$$m_1 \ddot{u}_1 - k_{s1}(u - a\theta - h\beta - u_1) - c_{s1}(\dot{u} - a\dot{\theta} - h\dot{\beta} - \dot{u}_1) + k_{t1}(u_1 - u_{g1}) + c_{t1}(\dot{u} - \dot{u}_{g1}) - \theta_1 = 0$$

Sol ana iniş takımının yaylanmaz kütlesi için;

$$m_2 \ddot{u}_2 - k_{s2}q - c_{s2}\dot{q} + k_{t2}(u_2 - u_{g2}) + c_{t2}(\dot{u}_2 - \dot{u}_{g1}) - \theta_2 = 0 \tag{12}$$

$$m_2 \ddot{u}_2 - k_{s2}(u + b\theta - d\beta - u_2) - c_{s2}(\dot{u} + b\dot{\theta} - d\dot{\beta} - \dot{u}_2) + k_{t2}(u_2 - u_{g2}) + c_{t2}(\dot{u}_2 - \dot{u}_{g1}) - \theta_2 = 0$$

Sağ ana iniş takımının yaylanmaz kütlesi için;

$$m_3 \ddot{u}_3 - k_{s3}r - c_{s3}\dot{r} + k_{t3}(u_3 - u_{g3}) + c_{t2}(\dot{u}_3 - \dot{u}_{g3}) - \theta_3 = 0 \quad (13)$$

$$m_3 \ddot{u}_3 - k_{s3}(u + b\theta + e\beta - u_3) - c_{s3}(\dot{u} + b\dot{\theta} + e\dot{\beta} - \dot{u}_3) + k_{t3}(u_3 - u_{g3}) + c_{t2}(\dot{u}_3 - \dot{u}_{g3}) - \theta_3 = 0$$

3. BENZETİM ÇALIŞMALARI

Tasarlanan yarı aktif kontrol yöntemlerinin etkinliğini araştırmak için MATLAB-Simulink ortamında çalışmalar yapılmıştır. Matematiksel modeli verilen MR damper modeline ait parametreler, Tablo 1’de verilmektedir.

Tablo 1. MR damper modelinin parametreleri

Parametre	Değer	Parametre	Değer
k_1	840 N/m	α_a	12441 N/m
k_0	3610 N/m	α_b	38430 N/m
c_{0a}	784 N.s/m	β	2059020 m^{-2}
c_{0b}	1803 N.s/m	γ	136320 m^{-2}
c_{1a}	14649 N.s/m	n_u	58
c_{1b}	34622 N.s/m	n	2
x_0	0.0908 m		

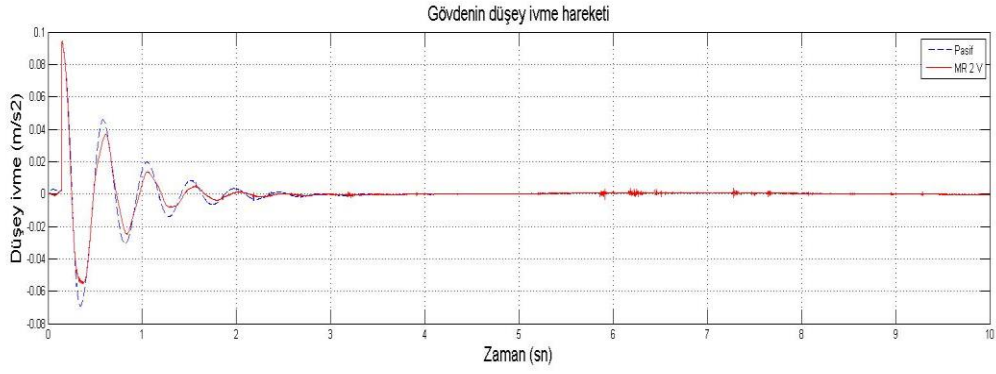
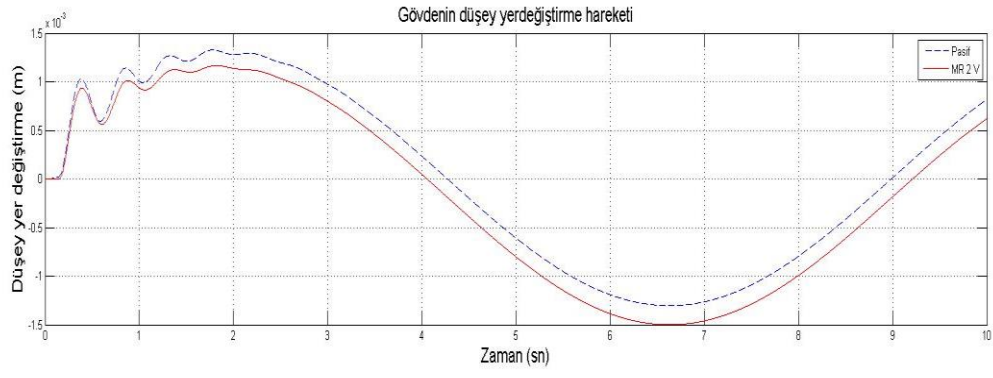
MR dampere yol fonksiyonu olarak sinüs girişi uygulanmıştır. MR damperin ucuna frekansı 0.5555 Hz olan 0.002 m genlikli bir yer değiştirme uygulanmıştır. MR dampere uygulanan gerilim 2 voltur. Yarı-aktif süspansiyon sistemine sahip uçak iniş takımı modelinin parametreleri ise Tablo 2’de verilmektedir.

Tablo 2. Uçak iniş takımı modelinin parametreleri

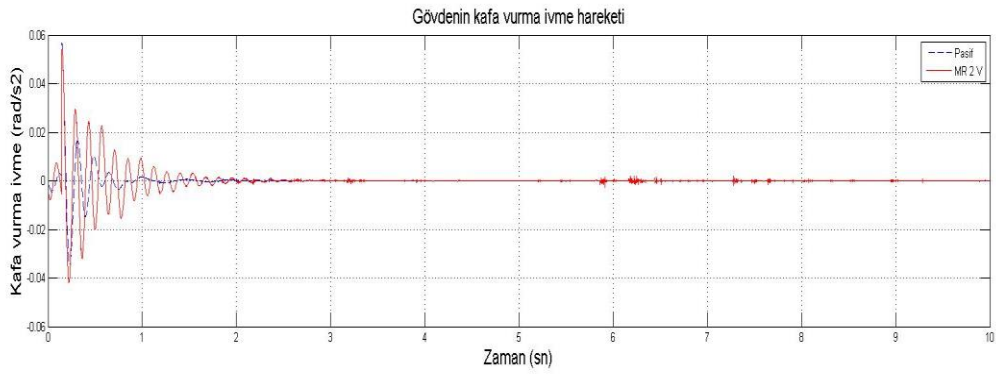
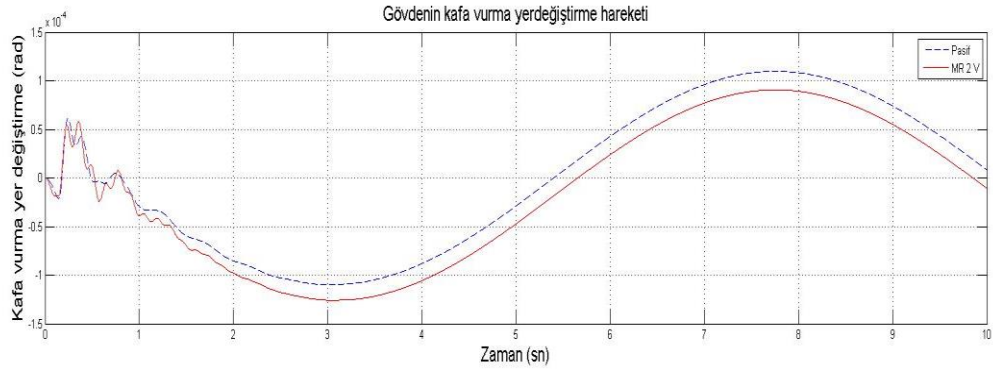
Parametre	Değer	Parametre	Değer
m	22000 kg	c_{s1}	143000 N.s/m
I_{xx}	65000 $kg.m^2$	c_{s2}	625000 N.s/m
I_{yy}	100000 $kg.m^2$	c_{s3}	625000 N.s/m
m_1	130 kg	c_{t1}	4066 N.s/m
m_2	260 kg	c_{t2}	4066 N.s/m
m_3	260 kg	c_{t3}	4066 N.s/m
k_{s1}	673000 N/m	a	7.76 m
k_{s2}	408000 N/m	b	1.94 m
k_{s3}	408000 N/m	d	3.8425 m
k_{t1}	1590000 N/m	e	3.8425 m
k_{t2}	1590000 N/m	h	h=d-e
k_{t3}	159000 N/m		

Benzetim çalışmalarında pasif ve MR 2 voltluk durumun performansları karşılaştırılmıştır. Pasif durumda MR damper sistemde bağlı değildir. Diğer durumda ise MR dampere uygulanan gerilim ile performans belirlenmektedir.

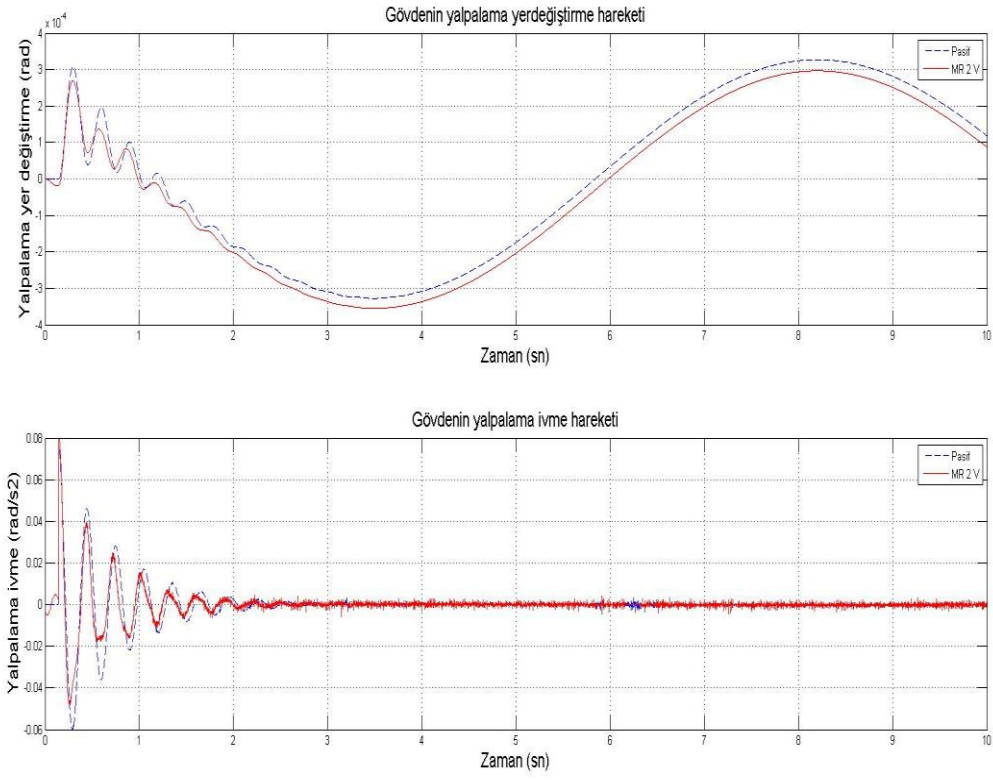
Yarı aktif MR dampere uygulanan gerilim ve pasif durum arasındaki karşılaştırma düşey yer değiştirme, kafa vurma, yalpalama ve ön-sol-sağ iniş takımlarının durumuna göre yer değiştirme ve ivme açısından yapılmıştır. Uçak iniş takımının yer değiştirme ve ivme grafikleri karşılaştırmalı olarak sırasıyla Şekil 7, 8, 9, 10, 11, 12 ’de gösterilmektedir. Burada pasif durum kesikli çizgi, MR damperin geriliminin 2 Volt ile belirlendiği durum ise düz çizgi ile gösterilmektedir.



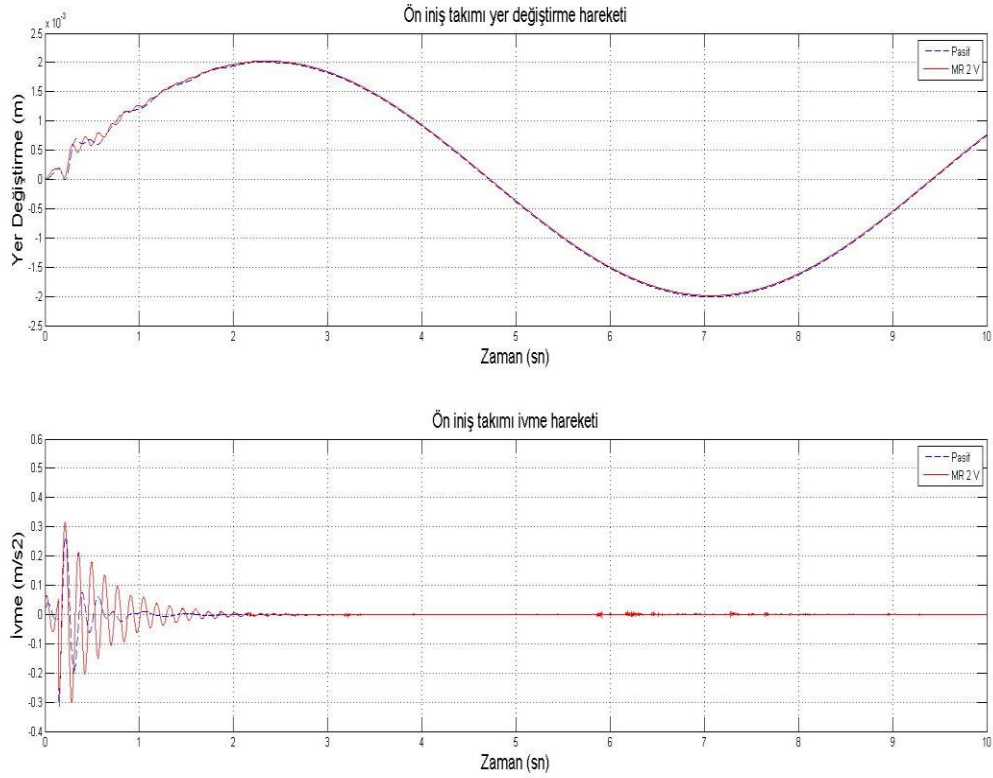
Şekil 7. Uçak gövdesinin düşey yer değiştirme ve ivme hareketi.



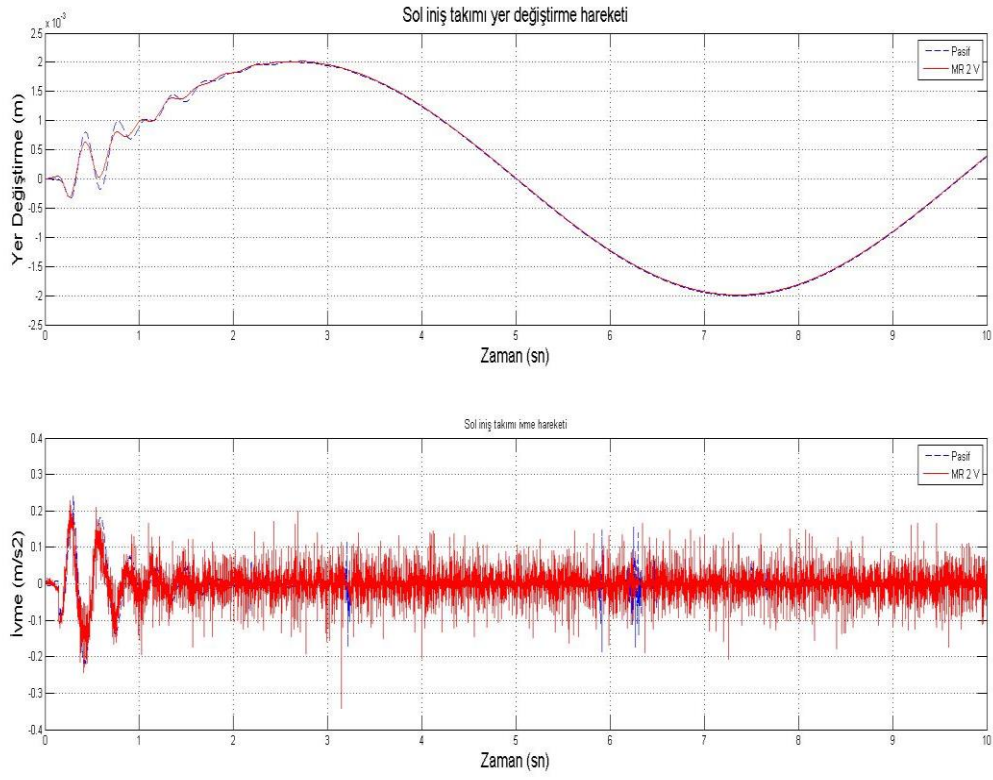
Şekil 8. Uçak gövdesinin kafa vurma yer değiştirme ve ivme hareketi.



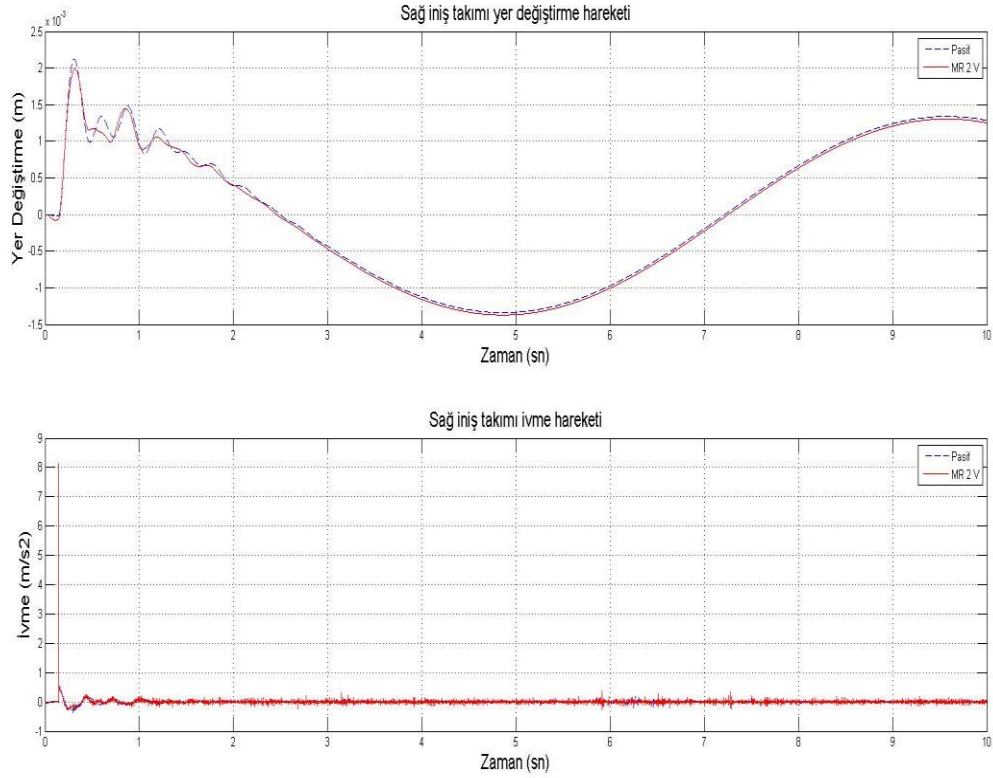
şekil 9. Uçak gövdesinin yalpalama yer değiştirme ve ivme hareketi.



şekil 10. Uçak ön iniş takımı yer değiştirme ve ivme hareketi.



şekil 11. Uçak sol iniş takımı yer değiştirme ve ivme hareketi.



şekil 12. Uçak sağ iniş takımı yer değiştirme ve ivme hareketi.

4. SONUÇ

Bu çalışmada, bir uçağın matematiksel titreşim modeli çıkartılmış ve MATLAB-Simulink kullanarak performansı simule edilmiştir. Titreşimleri azaltmak amacıyla yarı aktif kontrol için MR (Manyetoreolojik) sönümleyici kullanılmıştır. MR sönümleyiciyi modellemek için geliştirilmiş bouc-wen modeli kullanılmıştır. Sistem önce pasif olarak modellenmiş daha sonra MR sönümleyiciler kullanılarak sistem modellenmiştir. Bu amaçla tasarlanan MR sönümleyiciler ile sisteme farklı değerlerde gerilimler verilerek titreşimin azaltılması amaçlanmıştır olup, en olumlu eğrilerin 2 voltta alındığı saptanmıştır. Sonuç olarak yapılan çalışma ile; MR sönümleyiciye farklı oranlarda voltaj verilmiş olup, 2 volttaki duruma göre gövde düşey, kafa vurma, yalpalama ile ön-sol-sağ iniş takımlarının yer değiştirme ve ivme hareketlerinde iyileşmeler sağlanmıştır. MR damperlerde oluşan sönüm kuvveti sayesinde uçak iniş takımı titreşimlerinin azaldığı, MATLAB-Simulink ortamında yapılan benzetim çalışmaları ile gösterilmiştir. Bu sonuçlara göre MR sönümleyicinin yolcuların konforu, güvenliği ve mekanik aksamın yıpranma durumu açısından pasif bir sisteme göre daha olumlu olduğu sonucuna ulaşılmıştır.

REFERANSLAR

- Wentscher, H., Kortüm, W., Krüger, W.R. (1996). "Fuselage vibration control using semi-active front gear", The design, qualification and maintenance of vibration free landing gear, Advisory Group of Aerospace Research and Development, pp. 5, 112, March.
- Kruger, W., Besselink, I., Cowling, D., Boan, D.B., Kortum, W., Krabacher, W. "Aircraft landing gear dynamics: simulation and control", Vehicle system dynamics: international journal of vehicle mechanics and mobility, 28:2-3, pp. 119-158, doi:10.1080/00423119708969352
- Wang, H., Xing, J., T., Price, W., G., Li, W. (2008). "An investigation of an active landing gear system to reduce aircraft vibrations caused by landing impacts and runway excitation", Journal of Sound and Vibration, 317, pp. 50-66.
- Sforza, P., M. (2014). "Commercial Airplane Design Principles", Chapter 7, Landing Gear Design, pp. 251-300.
- Astori, P. (2009). "Numerical models for aircraft systems", Chapter 5, Landing gear system. Politecnico Di Milano.
- Zapateiro, M., Pozo, F., Rossell, J., M., Karimi, H., R., Luo, N. (2011). "Landing gear suspension control through adaptive backstepping techniques with H_{∞} performance", International Federation of Automatic Control, pp. 4809-4814, Milano, Italy.
- Ghiringhelli, G. L. "Testing of a semi-active landing gear control for a general aviation aircraft", Politecnico Di Milano, Italy.
- Sivakumar, S., Haran, A.P. (2013). "Mathematical model and vibration analysis of aircraft with active landing gears", Journal Of Vibration And Control, SAGE. doi: 10.1177/1077546313486908.
- Corsetti, C., D., Dillow, J., D. (1972). "A study of the practicability of active vibration isolation applied to aircraft during the taxi condition", Air Force Flight Dynamics Laboratory, Ohio, USA, July.
- Guclu, R., (2004). "Active suspension control of eight degrees of freedom vehicle model", Mathematical & Computational Applications, Vol. 9, No.1, pp. 1-10.
- Jahromi, A., F., Gharapurkar, A., A., Xie, W., Bhat, R., B., "Semi-active control of aircraft landing gear system using Hinfinitiy control approach".
- Paksoy, M., Guclu, R., Cetin, S. (2013). "MR damperli yarı-aktif taşıt modelinin bulanık mantık tabanlı kontrolü", Otomatik Kontrol Ulusal Toplantısı, TOK2013, Malatya.
- Gharapurkar, A. A.,(2014). "Robust semi-active control of aircraft landing gear system equipped with magnetorheological dampers", Master Thesis, Concordia University, Montreal, Quebec Canada.
- Paksoy, M., Guclu, R. (2013). "Taşıt titreşimlerinin MR sönümleyici ile yarı aktif bulanık kontrolü", Yüksek Lisans Tezi, YTÜ, Fen Bilimleri Enstitüsü, İstanbul, Türkiye.
- Spencer Jr., B. F., 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.
- Eligar, S., Banakar, R. M., (2014). "A model based approach for design of semiactive suspension using variable structure control", International Journal of Technical Research and Applications, www.ijtra.com Volume 2, e-ISSN: 2320-8163.