# 8. ULUSAL HAVACILIK VE UZAY KONFERANSI 9-11 Eylül 2020, Türk Hava Kurumu Üniversitesi, Ankara

UHUK-2020-025

# UZAY ARAÇLARINDA TEPKİ VE MOMENTUM TEKERLEKLERİ KAYNAKLI MİKRO-TİTREŞİMLERİN VE İZALASYON SİSTEMLERİNİN MATEMATİKSEL MODELLENMESİ

Mehmet Şahin<sup>1</sup>

TUSAŞ, Ankara

## ÖZET

Yüksek konum ve denge hassasiyeti gerektiren görev yükü içeren uydularda mikro titreşimler önemli bir sorun olup bu titresimlerin izole edilmesi kadar bu titresim kavnaklarının gercek modellenmesi ve hassas ekipmanlara olan etkilerinin analizlerle belirlenmesi büyük önem arz etmektedir. Bu tür uydularda en büyük ve sürekli mikro-titreşim kaynaklarının başında uzay aracının 3-eksenli dengesini sağlayan ekipmanlar olan tepki ve momentum tekerlekleri gelir. Hassas görev yükü içeren uzay araçları genellikle 3 asil bir yedekli tepki tekerlekleri içeren yörünge kontrol sistemlerine sahiptirler ve aynı andan birden fazla tepki tekerlekleri çalışır. Bu tekerlekler her ne kadar hassas bir şekilde imal edilseler bile yüksek devirlerde dönmeleri nedeniyle var olan statik ve dinamik dengesizliklerinin sebep olduğu titreşimler, yüksek dönme hızlarında uydu altsistemlerinin ana-frekanslarıyla rezonansa girerek alt sistemlerin performansını etkileyebilmektedir. Mikrotitresimler gözlem uvdularında görüntü alma sırasında odaklama düzlemi doğru eksenlerinin kavmasına ve hassas görüntü alma detektörlerinin bulanık ve bozulmuş görüntü almasına sebep olur. Bu çalışmada tepki ve momentum tekerleklerinde statik ve dinamik dengesizliklerin sebep olduğu kuvvetler ve momentler modellenerek esnek olan tekerlek bağlantı (süspansiyon) sisteminde sebep olduğu deplasman ve kuvvetlerin tespiti için geliştirilen matematiksel model açıklanmıştır. Bu modelle etkin bir izolasyon için süspansiyon sisteminin tasarımında ve süspansiyon sisteminden uzay aracı alt sistemine geçen titreşim seviyeleri modellenmesinde kullanılabilecektir. Model doğrulaması için literatürde gerçek yapılmış bir model ve model yapısı konusunda araştırmalar devam etmektedir. Alternatif olarak bir tepki-tekeri izolasyon sistemi yapılarak model doğrulaması ve diğer çalışmalar için kullanılması önerilmektedir.

<sup>&</sup>lt;sup>1</sup> Dr. Makine Mühendisi, e-posta: mehmet.sahin2@tai.com.tr

## GİRİŞ

Mikro-titreşimler hassas görev yüküne sahip uzay teleskopları, sivil ve askeri gözlem uvduları ve diğer bilimsel uydular gibi uzay araçlarında kritik bir sorun olup bu titreşimlerin kaynağında azaltılması ve izolasyon sistemleri vasıtasıyla yeterli seviyelerin altına düşürülmesi büyük önem arz etmektedir. Bu tür titreşimlerin modellenmesi ve uydu kritik ekipmanları üzerindeki oluşturacağı etkiler ininde analizlerle belirlenmesi gerekmektedir. Bu çalışmada tepki tekeri statik ve dinamik dengesizliklerinin dönme sırasında oluşturacağı dinamik yüklerin tepki tekeri bağlantı noktalarındaki destek elemanları üzerindeki kuvvet tepkilerinin hesaplanması için geliştirilen matematiksel model açıklanmıştır. Bu model mikro-titreşim izolasyon sistem tasarımında kullanılacaktır. Model sınırlı sayıda etkenleri bulundurmakta olup, volan şaftındaki, elektrik motorundaki ve diğer yapısal ve elektriksel elemanlardaki ikincil sayılacak düzensizlikleri ihmal ederek sadece ön tasarım için üreticilerinin sağladığı tepki tekeri kütle özellikleri ve statik ve dinamik dengesizlikleri değerleri göz önünde bulundurmaktadır. Modelle 4 veya daha fazla izolasyon bağlantı noktalarındaki pasif destek titreşim sönümleyici elemanların etkin bir şekilde tasarımını sağlamaya yarayacaktır. Bu matematiksel model yardımı vasıtasıyla, tasarım ve analizlerin yapılarak geliştirilen izolasyon sisteminin üretilerek testlerle modelin doğrulaması ve geliştirilmesi planlanmaktadır.

## Mikro-titreşim kaynakları

Tepki ve Momentum tekerleklerindeki dengesizlikler: Tepki ve momentum tekerlekleri yüksek hassas bilye ve rulman, elektrik motoru ve volanlar dan imal edilmektedir. Bu parçaların kendi içlerindeki bileşenleri yüksek hızlı dönme sırasında imalat hatalarından dolayı çeşitli düzensizlikler üreterek tekerlek sisteminde dengesizlikler oluşturmaktadır. Her ne kadar dengesizlik kaynakları çeşitli olsa da dengesizlikler statik ve dinamik dengesizlikler olmak üzere ikiye indirgenerek modellenebilir. Statik dengesizlik volanın dönme eksenine dik yöndeki eksen üzerindeki kütlesel kaçıklığından dolayı oluşan merkezkaç türü kuvvet dengesizliğidir. Bu dengesizlik volan dönme ekseni etrafında merkezkaç kuvvetine sebep olur ve bu kuvvetin frekansı tekerlek dönme hızının frekansına eşittir. Dinamik dengesizlik de volanın alt ve üst kısımlarındaki mesafeli kütlesel kaçıklıklardan tan dolayı oluşan mometsel dengesizliktir. Bu dengesizlik dönme eksenine dik eksen etrafında tekerleğin yalpa yapmasına sebep olur

## Mikro-titreşimlerin sebep olduğu problemler

Yüksek konum ve denge hassasiyeti gerektiren görev yükü iceren uydularda mikro titresimler önemli bir sorundur. Bu tür uydularda en büyük ve sürekli mikro-titreşim kaynaklarının başında uzay aracının 3-eksenli dengesini sağlayan ekipmanlar olan tepki ve momentum tekerlekleri gelir. Hassas görev yükü içeren uzay araçları genellikle 3+1 tepki tekerlekleri içeren yörünge kontrol sistemlerine sahiptirler ve aynı andan birden fazla tepki tekerlekleri çalışır. Bu tekerlekler her ne kadar hassas bir şekilde imal edilseler bile yüksek devirlerde dönmeleri nedeniyle var olan statik ve dinamik dengesizliklerinin sebep olduğu titreşimler, yüksek dönme hızlarında uydu alt-sistemlerinin ana-frekanslarıyla rezonansa girerek alt sistemlerin performansını etkileyebilmektedir. Mikrotitreşimler gözlem uydularında görüntü alma sırasında odaklama düzlemi doğru eksenlerinin kaymasına ve hassas görüntü alma detektörlerinin bulanık ve bozulmuş görüntü almasına sebep olur [ECSS 2013]. Bu problem gözlem uydularının en belirgin problemi olup haberleşme uydularında da istenmeyen rezonanslara sebep olmasından dolayı bu konuda mikro-titreşimlerin modellenmesi teorik ve deneysel olarak titreşim seviyelerinin tespit edilmesi gibi konularda başta uzay aracı üreticileri olmak üzere akademik ve deneysel calışmalar devam etmektedir. Tepki ve momentum tekerleklerinin mikro-titreşimlere sebep olan statik ve dinamik düzensizliklerin azaltılması yönünde de çalışmalar üreticiler tarafından yapılmaktadır.





a) Kamera odaklama düzlem merkezin mikro-titreşimi (kırmızı daire gereksinim sınırlarıdır) [Kaynak, ] b) mikro-titreşimler nedeniyle bozulan görüntü c) kısmen düzeltilmiş görüntü d) düzeltilmiş görüntü [Kaynak]

Şekil 1: Mikro-titreşimler nedeniyle oluşan görüntü bozulması

### Mikro-titreşim izolasyon yöntemleri

Mikro-titreşim etkilerinin azaltılması veya etkisinin diğer sistemlerin etkilemeyecek düzeye indirgemek için kullanılan sistemler titreşim izolasyon sistemlerinde olduğu gibi pasif ve aktif izolasyon sistemleri olarak ikiye ayrılabilir. Uzay araçlarında en büyük ister düşük kütle kriteridir. Bu nedenle izolasyon sistemlerinde titreşim kaynağı braket veya platform üzerine özel bağlantı elemanları ile tutturularak titreşim kaynağı frekansı braket ana frekansı oranı 1.414 büyük olması sağlanarak etkiye karşı tepki oranının birden küçük olması sağlanır. Etkin izolasyon için bu frekans oranının  $\sqrt{2}$  olması sağlanarak izolasyon yapılır. Tepki ve momentum tekerlekleri çalışma frekans aralıkları genellikle dakikada 600-4800 devir olup buda yaklaşık 10-80 Hertze denk gelmektedir. Temel olarak harmonik bir dış etkiye maruz kalmış tek dereceli titreşim modellerinde geçiş katsayısı

$$TR = \frac{\sqrt{1 + (2\xi\beta)^2}}{\sqrt{(1 - \beta^2)^2 + (2\xi\beta)^2}}$$
(1)

olup bu denkleme göre pasif izolasyon sistemli sistemin ana frekansının yaklaşık olarak 10/1.414=7 Hz dan küçük olması durumunda titreşim izolasyonu sağlayacağı öngörülebilir [Clough ve Penzien, 2003]. Bu hesaplamalar genel yaklaşım olup daha detaylı ön tasarım için temel teşkil etmektedir. Braket ve tepki tekerini 6 dereceli katı cisim olarak modelleyip tekeri elastik ve sönümleyici çiftlerinden oluşan lineer destek elamanları ile modelleyerek analitik model oluşturmak sureti ile daha gerçekçi modelleme yapılabilir. Bu çalışmada bu model oluşturularak statik ve dinamik yükler altındaki davranış simülasyonu yapılmıştır. Destek elemanlarının bağlantı düzleminde simetrik yerleştirilmesi dış merkezlikleri azaltıp sistemi daha basitleştireceği için tercih edilebilir.

İkinci titreşim izolasyon yöntemi, aktif izolasyon yöntemleri kullanarak titreşim seviyelerinin görece düşürülmesidir. Bu tür aktif sistemler genellikle pasif sistemlere göre karmaşık ve ağır oldukları bilinmektedir. Fakat etkinlik yönünden daha iyi olması durumunda daha ağır olmasına rağmen tercih edilebilmektedir. Konu dışı olduğu için bu tür sistemler irdelenmeyecektir.

Diğer mikro-titreşim etkilerini azaltma yöntemleri de şunlardır. Faydalı yük ve diğer hassas ekipmanlarla bunların bağlantı noktalarının mikro-titreşimler den en az etkilenecek şekilde tasarımının yapılması diğer önemli bir izolasyon sağlama yöntemidir. Özellikle gözle uydularında mikro-titreşimlerin sebep olduğu görüntüler yazılım yöntemleri ile işlenerek ile doğrultma yapılır.

Mikro-titreşim seviyesi ve isterler doğrultusunda yukarıda bahsedilen yöntemlerin hemen hemen hepsi veya birkaçı uygulanarak olumsuzluklar en aza indirgenmeye çalışılır.

#### ŞAHİN

#### Mikro-titreşim oluşumunun ve alt-sistemlere olan etkilerinin modellenmesi

Mikro-titreşim kaynaklarının gerçekçi modellenmesi ve hassas ekipmanlara olan etkilerinin analizlerle belirlenmesi büyük önem arz etmektedir. Çünkü modelin doğru olarak modellenmesi ve bu model üzerinden uydu alt sistemlerine titreşim geçiş fonksiyonlarının gerçekçi bir şekilde belirlenmesi problemin ana hedefidir. Mikro-titreşim analizinde modelleme adımları şu şekilde sıralanabilir.

- 1. Uydu uzay ortamında hareket hali düşünülerek serbest-serbest model analizi yapılır
- 2. Model analizi ile uydu ana global ve mikro-titreşimlere hassas elemanların bağlantı noktalarındaki hassas noktalar ve bölgeleri etkileyen modlar belirlenir.
- 3. Bu modların etkin kütle, etkin katılık ve katılım faktörleri belirlenir.
- 4. Titreşim kaynağındaki birim kuvvete denk gelen hassas ekipmanın bağlantı noktalarındaki transfer fonksiyonları belirlenir.
- 5. Titreşim kaynağında titreşim simülasyonunu yapılarak izolasyon sisteminin bağlantı elemanları üzerindeki tepkileri zaman ve frekans aralıklarında hesaplanır
- 6. Hesaplanan tepkilerin hassas elemanlar üzerindeki etki ve tepkileri uzay aracı sonlu elemanlar üzerinde simüle edilir.
- 7. Çıkan sonuçlara göre izolasyon seviyesi (tepki/etki) belirlenir.
- 8. Uydunun termo-elastik, statik ve dinamik yükler altındaki davranış ve tepkileri incelenerek uydu hassas ekipman isterlerini karşılayıp karşılamadığı tespit edilir.

Yukarıda belirtildiği gibi mikro-titreşimleri kaynağından hassas ekipmanlara geçişinin modellemesinde tepki tekerlerinin ana gövdeye izolasyon bağlantı noktalarındaki kuvvetlerin modellenmesi gerekmektedir. Bu çalışmada bu modelin matematiksel formulasyonu yapılarak Python programlama dilinde simülasyonu yapılmıştır. Gerçek gözlem uydusu sonlu elemanlar modeli için tepki ve momentum tekerleklerinin sebep olduğu mikro-titreşim kuvvetlerinin zaman değişiminin modellenmesi için gerekli veriler bu model ile oluşturulması sağlanacaktır.

## MATEMATIKSEL MODEL

Katı bir kütlenin pozisyon ve açı sal konumu, üçü yer değiştirme ve üçü de her bir eksen etrafında olmak üzere 6-serbest dereceli sistemle tanımlanabilir. Katı cisim üzerindeki her bir noktanın konumu  $\mathbf{p}_{i} = x_{i}\mathbf{i} + y_{i}\mathbf{j} + z_{i}\mathbf{k}$  belirlenmiş olsun. Bu noktanın sabit bir noktaya göre yer değiştirmesi tüm katı cismin yer değiştirmesi  $\mathbf{u}$  ( $\mathbf{u} = u\mathbf{i} + v\mathbf{j} + w\mathbf{k}$ ) artı katı cismin koordinat sistemi etrafında dönmesi sonucu oluşan yer değiştirmelerinin toplamıdır. Dönme açıları küçük olduğu varsayıldığında açıların sinüs ü açının kendisine ve kosinüsü bire yaklaştığından dönme vektörü açı sal olarak direkt ( $\mathbf{\theta} = \mathbf{\theta}_x \mathbf{i} + \mathbf{\theta}_y \mathbf{j} + \mathbf{\theta}_z \mathbf{k}$ ) şeklinde ifade edilebilir. Katı cisim üzerindeki herhangi bir noktanın toplam yer değiştirme vektörü şu şekilde ifade edilebilir.

$$\boldsymbol{u}'_{\boldsymbol{i}} = \boldsymbol{u} + \boldsymbol{\theta} \times \boldsymbol{r}_{\boldsymbol{i}} = \boldsymbol{I}\boldsymbol{u} + \boldsymbol{s}\boldsymbol{k}\boldsymbol{e}\boldsymbol{w}(\boldsymbol{r}_{\boldsymbol{i}})^{T}\boldsymbol{\theta}$$
(2)

$$\boldsymbol{u'}_{i} = \boldsymbol{B}_{i} \boldsymbol{q} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & z_{i} & -y_{i} \\ 0 & 1 & 0 & -z_{i} & 0 & x_{i} \\ 0 & 0 & 1 & y_{i} & -x_{i} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \boldsymbol{u} \\ \boldsymbol{v} \\ \boldsymbol{\theta}_{w} \\ \boldsymbol{\theta}_{x} \\ \boldsymbol{\theta}_{y} \\ \boldsymbol{\theta}_{z} \end{bmatrix}$$
(3)

Burada genel serbestlik vektörü  $\boldsymbol{q} = [\boldsymbol{u} \mid \boldsymbol{\theta}]^T = [\boldsymbol{u} \quad \boldsymbol{v} \quad \boldsymbol{w} \quad \theta_x \quad \theta_y \quad \theta_z]^T$ . Eğer bu katı kütle elastik bir yay sistemi üzerinde ise, yay isteminin toplam katılık matrisi tüm yayların katılık değerlerinin ilgili eksen boyundaki katılık değerlerinin toplamına eşit olacaktır. Buradaki formulasyon da tekerlek ağırlık merkezi sistem kütle ağırlık merkezi olarak kabul edilmiştir. Dolaysısıyla kütle ağırlık merkezi ile destek elemanları arasındaki dış merkezlik de katılık matrisinin içine otomatik olarak eklenmiş olmaktadır. Daha geniş detaylı matris özetleri yazarın önceki çalışmasında belirtilmiştir [Sahin, 2018].

(4)



Şekil 2: İzolasyon sistemi matematiksel modeli

Katı kütlenin kütle matrisi ise aşasıdaki gibidir. Bura da orijin kütle merkezi olarak alındığı için kütle matrisi köşegendir. Katılık matrisi dış merkezlik içeren terimler bulundurmaktadır.

$$\mathbf{M} = \begin{bmatrix} m & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & m & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & m & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & J_{xx} & J_{xy} & J_{xz} \\ 0 & 0 & 0 & J_{yx} & J_{yy} & J_{yz} \\ 0 & 0 & 0 & J_{zx} & J_{zy} & J_{zz} \end{bmatrix}$$
(5)

Statik ve dinamik dengesizlikler sistem hareket ve rotasyon yönlerinde kuvvet ve momentlere sebep olurlar bu kuvvet ve momentler şu vektörle ifade edilir[Masterson, 1999, Zhang ve ark., 2014, Ataalp ve Gürtan, 2019].

Bu denklemde  $I_s$  ve  $I_d$  sırası ile statik ve dinamik momenti göstermektedir. Bu formulasyonda tek bir tepki tekerinin hareketi göz önünde bulundurulmuştur. Her bir tekerin analizi ayrı ayrı yapılarak daha sonra tüm tepki tekerlerinin aynı andaki çalışması simülasyonu lineer üst üste koyma yöntemi ile hesaplanabilir. Burada önerilen yöntem aynı frekansta herhangi iki tekerleğin çalışmadığı varsayımıdır. Aksi takdirde rezonans sebebiyle çok büyük tepki değerleri elde edilebilir ve simülasyonu gerçekçi olmayan sonuçlara götürür. Bu modellemede tekerleklerin sabit frekans da çalıştıkları varsayılmıştır. Değişken frekanslar için lineer ve/veya üstsel süpürme yöntemleri ile frekans artırılarak veya düşürülerek değişken frekanslarda tepkiler modellenebilir. Bu durumda kuvvet vektöründeki frekanslar zamana bağlı olarak değişen fonksiyonlar olarak tanımlanır.

$$\boldsymbol{F} = \begin{bmatrix} f_{kx} \\ f_{ky} \\ f_{kz} \\ t_{kx} \\ t_{ky} \\ t_{kz} \end{bmatrix} = \begin{cases} m_s r_s(\omega(t))^2 \sin(\omega(t)t) \\ m_s r_s(\omega(t))^2 \cos(\omega(t)t) \\ 0 \\ m_d r_d h(\omega(t))^2 \cos(\omega(t)t) \\ m_d r_d h(\omega(t))^2 \sin(\omega(t)t) \\ 0 \\ \end{cases} =$$
(7)

2

Bu çalışmada varsayım olarak tekerleklerin yeterli kadar belli frekansta çalıştığı ve frekans geçişlerinin rezonansa sebep vermeyeceğidir. Komple sistemin denge denklemi sönümleme de göz önünde bulundurulduğunda denge denklemi şu şeklide yazılabilir.

$$\mathbf{M}\ddot{\mathbf{q}} + \mathbf{C}\dot{\mathbf{q}} + \mathbf{K}\mathbf{q} = \mathbf{F} \tag{8}$$

Sönümleme modeli için modal kritik sönümleme oranı kullanılmıştır. Kauçuk ve visko-elastik sönümleyici kullanılması durumunda malzeme için uygun standart visko-elastik modeller kullanılarak gerçekçi simülasyon modelleri elde edilebilir. Sistemin çözümü için modal üst üste toplama yöntemi uygulanarak çözülmüştür. Çözüm zaman aralığında yapılarak simülasyon programında geliştirilmiş olup fiziksel doğruluğu da teyit edilmiştir. Her bir destek elemanların bağlantı noktalarındaki deplasmanlar ve dönme açıları hesaplanarak mesnetlerdeki oluşan kuvvetler hesaplanmıştır. Bu kuvvetler uydu üzerine etki eden dış kuvvetler olarak modellenip uydu sonu elemanlar modelinde hassas noktalardaki, tepkilerin hesaplanmasında kullanılmaktadır. Basit uydu modeli simülasyonu yapılarak mikro-titreşimlerin uydu üzerindeki etkileri de hesaplanabilir.

## UYGULAMALAR DEĞERLENDİRMELER

Sistem modal üst-üste toplama yöntemi ile çözülerek dinamik simülasyonu yapılmıştır. Python programlama dili ile kodlanarak numerik çözümü elde edilmiştir. Modal çözümler için kısmi-tam çözüm (piece-wise exact method) metodu uygulanarak hatasız sayısal sonuçlar elde edilmeye çalışılmıştır. Python matplotlib grafik paketi kullanılarak animasyonu yapılmıştır. Şekil 3 de altı destek noktasından desteklenmiş ve yüzde 1.5 kritik sönümleme oranına sahip elastik takozlarla yapılan simülasyon gösterilmiştir. Simülasyon da sabit noktalar mesnetleri, hareketli noktalarda deplasman ve rotasyonlar nedeniyle mesnetlerdeki her üç yöndeki deplasmanları göstermektedir. Katı cisim hareketi tüm simülasyonda gözlenerek uygunluğu teyit edilmiştir. Mesnetlerdeki simetri ye bağlı olarak sistem hareketi sallanma (rocking), yalpalama (Rolling) ve zıplama modlarını veya bu hareketlerin hepsini gösterebilmektedir. Bu hareketler aynı zamanda etki eden kuvvetlerin frekans ve yönlerine bağlıdır.



Şekil 3: İzolasyon sistemi simülasyonu

Bu modelle etkin bir izolasyon için süspansiyon sisteminin tasarımında ve süspansiyon sisteminden uzay aracı alt sistemine geçen titreşim seviyelerinin tespitinde kullanılabileceği numerik olarak gösterilmiştir (Şekil-4). Bu şekilde x ve z (yatay-1 ve dikey) yönlerindeki deplasmanların zaman grafikleri görülmektedir. Model doğrulaması için literatürde gerçek yapılmış bir model ve model yapısı konusunda araştırmalar devam etmektedir. Alternatif olarak bir tepkitekeri izolasyon sistemi yapılarak model doğrulaması ve diğer çalışmalar için kullanılması önerilmektedir.



Şekil 4: 6- noktasal destekli sistemdeki destek noktaları tepki yer değiştirmeleri zaman grafikleri simülasyonu zaman-yer değiştirme grafikleri.

## SONUÇ

Bu model etkin bir izolasyon için süspansiyon sisteminin tasarımında ve süspansiyon sisteminden uzay aracı alt sistemine geçen titreşim seviyeleri modellenmesinde kullanılabilecektir. Model ve geliştirilen program dış merkezlik de göz önünde bulundurarak formulasyon yapması noktasında daha gerçekçi model simülasyonu yapabilmektedir. Model doğrulaması için literatürde gerçek yapılmış modeller ve model yapısı konusunda araştırmalar bulunmakta olup bu çalışmadaki modelle karşılaştırma çalışması daha geniş ve uzun süreli çalışma gerektirdiğinden ileri bir çalışma olarak düşünülmektedir. Alternatif olarak gerçek bir tepki-tekeri izolasyon sistemi yapılarak model doğrulaması ve diğer çalışmalar için kullanılması önerilmektedir.

## Bilgilendirme

Yazar bu çalışmaya verdiği destek ten dolayı TÜRK HAVACILIK ve UZAY SANAYİ (TUSAŞ) şirketine teşekkür etmektedir.

## Kaynaklar

Ataalp, K. ve Gürtan, M., 2019. *System Level Analysis of Reaction Wheel Micro-vibrations*: 9th International Conference on Recent Advances in Space Technologies (RAST), 11-14 June 2019 İstanbul, TURKEY

Clough, R. W ve Penzien, J., 2003. *Dynamics of Structures*, Computers and Structures, Inc., Berkeley, CA, 2003

ECSS, 2013. European Space Agency – European Cooperation for Space Standardization (ESA ECSS), *Space Engineering – Spacecraft Mechanical Loads Analysis Handbook*, Chapter 13 Micro-gravity & Micro-vibration, ECSS-E-HB-32-26A, 19 February 2013.

Masterson, R. A., 1999. *Development and Validation of Empirical and Analytical Reaction Wheel Disturbance Models*, MS Thesis, Department of Mechanical Engineering, MIT, Cambridge, MA, June 1999.

Sahin, M., 2018. *3-D, Analytical Treatment of Base Isolation for Mechanical Testing Systems*, DergiPark Gazi University Journal of Science Part A: Engineering and Innovation Cilt 5, Sayı 1, Yıl 2018, sayfalar 1 - 15

Zhang, Z., Aglietti S. G., Ren, W. ve Addari, D., 2014, *Microvibration analysis of a cantilever configured reaction wheel assembly*, Advances in Aircraft and Spacecraft Science, Vol. 1, No. 4, 2014, sayfalar 379-398