



Titreşim Temelli Uydu Yönelim Denetimi Eyleyicisi Kavramsal Doğrulaması

Program Kodu: 1001

Proje No: 214M074

Proje Yürütücüsü:
Prof. Dr. Ozan Tekinalp

Araştırmacı(lar):

Y. Doç. Dr. Kıvanç AZGIN

Bursiyer(ler):

Yüksel Lisans Öğrencisi Ferhat Arberkli

Diğer Proje Personeli:

Doktora Öğrencisi Burak Akbulut

OCAK 2019

ANKARA

ÖNSÖZ

Uydular her geçen gün daha fazla gündelik hayatımızın bir parçası olmaya devam ediyorlar. Televizyon yayınlarını dünyanın her yerinden izlemek, uydular nedeni ile daha doğru yapılmış hava tahminlerinden yararlanmak ve gideceğimiz adresi cep telefonumuzdan bulmak artık kanıksadığımız birkaç uygulama. Diğer yandan askeri amaçla kullanım ilk uydu sistemlerinden beri ana amaç oldu. Yine uyduların ürün tahmini, ormanların yönetimi, madencilik, şehir planlaması, afetlere müdahale amaçlı olarak kullanılması da artarak devam ediyor.

Uydu sistemi uygulamaları, uydularda da yeni teknolojilerin geliştirilmesini gerektiriyor. Haberleşme uydularının fırlatma ağırlıkları 1 ton civarında iken bugün 5 tonluk haberleşme uydularında bahsediyoruz. Diğer uçta ise küpsatlar veya çipsatlar gibi minyatür uydular var.

Uydu sistemlerinin en önemli parçalarından biri de hiç kuşkusuz yönelim kontrol sistemi. Bu amaçla kullanılan tepki tekeri ve benzer momentum takası yapan eyleyiciler uydu arızalarının en önemli nedeni olarak ortaya çıkmakta. Çünkü bu eyleyici rotorları ve gimballeri için yataklama gerekmekte. Rulmanlı ve burçlu tüm yataklar uzay ortamında istenildiği şekilde yağlanamadığından ana arıza kaynaklarından biri olmaktadır.

TUBİTAK tarafından 1001 araştırma projesi olarak desteklenen (Proje No: 214M074) bu çalışmada uydu yöneliminde kullanılabilecek yeni bir eyleyici geliştirilmiştir. Geliştirilen eyleyici diğer momentum takası yapan eyleyicilerden farkı olarak yatak kullanmamaktadır. Rotorun ve/veya gimbalin eksen etrafında döndürülmesi yerine çubuğun *precess* etmesi (yalpa hareketi) prensibine dayanmaktadır. Ana yapıya yay sistemleri ile bağlı olan çubuk yatak ve yağlama gerektirmediğinden yatak arızaları da söz konusu değildir.

Üzerinde çalışılan kavram ile ilgili olarak iki prototip geliştirilmiş ve bunların uydu yönelimine başarımlı deneyler ile gösterilmiştir. Piko ve çip uydular için ise aynı prensibe göre çalışan MEMS (mikro elektro mekanik sistemler) seviyesinde bir tasarım analizleri ile birlikte yapılmış ve önerilmiştir.

Özgün çalışmamızın yukarıda belirtilen avantajları nedenli ile çok kısa bir zamanda uydularda kullanılmaya başlanacağını düşünüyoruz.

Bu vesile ile projeyi desteklen Türkiye Bilimsel ve Teknik Araştırma Kurumuna teşekkür ederiz.

Ankara, Şubat 2019

Ozan Tekinalp

İÇİNDEKİLER

ÖNSÖZ	i
İÇİNDEKİLER	ii
TABLO VE ŞEKİLLERİN LİSTESİ	iii
ÖZ	iv
ABSTRACT	v
1. GİRİŞ	1
2. MATEMATİKSEL MODEL	2
4.1 Rotor Şekli ve Etkisi	4
3. DENEY DÜZENEGİ	6
4. MİKRO ELEKTROMEKANİK EYLEYİCİ TASARIMI	9
5. SONUÇLAR VE TARTIŞMA	11
6.1 Küresel Rotor Sonuçları	11
6.1.1 Benzetim Sonuçları	11
6.1.2 Deney Sonuçları	12
6.2 Çubuk Rotor Sonuçları	13
6.2.1 Benzetim sonuçları	14
6.2.2 Deney Sonuçları	15
6.3 Mikro Elektromekanik Eyleyici Analiz Sonuçları	23
6. PROJE KAPSAMINDA YAPILAN YAYINLAR VE GERÇEKLEŞTİRİLEN TEZ ÇALIŞMALARI	29
7. SONSÖZ	30
KAYNAKLAR	31

TABLO VE ŞEKİLLERİN LİSTESİ

Şekil 1. Rotor ve Gimbal Konfigürasyon ve Koordinat Sistemleri	3
Şekil 2. Yük hücresi deney düzeneği	7
Şekil 3. Hava yatağı deney düzeneği	7
Şekil 4. Eyleyici taşıyıcı tepsi	8
Şekil 5. Taşıyıcı tepsinin yük hücresi kullanılarak dengelenmesi	8
Şekil 6. Bir termo-mekanik eyleyici birimi, (Girbau (2003))	9
Şekil 7. Salınım ile şekil değiştirme temelli MEMS yönelim eyleyicisi	10
Şekil 9. ADAMS benzetiminde kullanılan model. Gimbal ve rotor yaylarını temsil eden vurgulanmış esnek elemanlara	11
Şekil 10. OCMG'nin çalışması nedeniyle hava yatağının açisal hareketini öngören ADAMS simülasyon sonucu	12
Şekil 11. ADAMS benzetim sonucu. Mavi dikdörtgen, spektrum oluşturmak için kullanılan veri kümesini gösterir.	12
Şekil 12. Sürtünmesiz hava yatağı kullanılarak elde edilen açisal enkoder değerleri. Faz farkı kullanılarak eyleyicinin dönüş yönü kontrol edilebilmektedir.	13
Şekil 13. Çubuk rotora sahip kinematik eyleyici modeli	14
Şekil 15. Tasarlanan test düzeneği	15
Şekil 16. Çubuk rotorlu eyleyici prototipi ve rotoru tutan yay geometrisi (flexure)	15
Şekil 17. Üretilen eyleyici prototipi	16
Şekil 18. Yay geometrisinin darbe testi rezonans frekansı sonuçları (21.75 Hz)	17
Şekil 19. Deney düzeneğinin genel görüntüsü (Hava rulmanının yerine kuvvet sensörü de takılabilmektedir.)	18
Şekil 20. Elektromıknatıslara uygulanan sinyaller ve çubuk rotorun devinim yönü	18
Şekil 21. Çubuk rotor devinim yaparken okunan tork değerleri	18
Şekil 22. Eyleyicinin çalışması için gerekli elektronik bileşenler ve platform üzerindeki dağılımları	19
Şekil 23. Çubuk rotor eyleyicileri ile pozitif yönde elde edilen dönme	19
Şekil 24. Pozitif yönde dönerken elde edilen açisal hız grafiği	20
Şekil 25. Açisal hız çıktısındaki dalgalanma (0.002 deg/s seviyelerinde olmakla birlikte enkoderin çözünürlüğünün altında bir dalgalanma olduğu tahmin edilmekte ve bu verinin ölçüm gürültüsü seviyesinde olduğu düşünülmektedir.)	20
Şekil 26. Negatif faz farkı ile ters yönde elde edilen dönme	21
Şekil 27. Ters yönde dönerken elde edilen açisal hız grafiği	21
Şekil 28. Pozitif ve negatif yönde elde edilen açisal pozisyon değişimleri	22
Şekil 29. Üst üste bağlanmış ve beraber çalışan eyleyiciler, senkronizasyon için bağlanan kavrama ve dengeleme kütleleri	22
Şekil 30. Tek eyleyici ve çift eyleyicinin x ve y eksenlerinde oluşturduğu torklar	23
Şekil 31. Birinci rezonans frekansı (444.37 Hz)	24
Şekil 32. İkinci rezonans frekansı (688.71 Hz)	24
Şekil 33. Üçüncü rezonans frekansı (792.51 Hz)	25
Şekil 34. X ekseninde dönme elde etmek için çalıştırılan termal eyleyiciler ve sıcaklık dağılımı	26
Şekil 35. X dönme ekseninde elde edilen deformasyon	26
Şekil 36. Y ekseninde dönme elde etmek için çalıştırılan termal eyleyiciler ve sıcaklık dağılımı	26
Şekil 37. Y dönme ekseninde elde edilen deformasyon	27
Şekil 38. Numaralandırılmış halde eyleyiciler. Sarı renkle gösterilen eyleyiciler üst yüzeyde, diğerleri alt yüzeyde yer almaktadır	27
Şekil 39. Eyleyiciler tarafından uygulanan kuvvetler	28
Şekil 40. Çubuğa etki eden tork değerleri	29



ÖZ

Bu projede özgün salınımlı rotor ve yalpalayan çubuk tipi prototip yönelim kontrol eyleyicileri geliştirilmiştir. Öncelikle eyleyicilerin uydu yönelimine etkileri matematiksel olarak modellenmiştir. Daha sonra oluşturulan matematik modelden çıkarımlar yapılarak tasarım yaklaşımları belirlenmiş ve eyleyici tasarımları yapılmıştır. Yük hücresi ve dijital-analog dönüştürücü kartlarından oluşan deneysel bir düzenekten faydalanarak eyleyicilerin çalışması kaynaklı kuvvet ve moment değerleri ölçülmüştür. Ayrıca tek eksenli bir hava yatağı kullanılarak da deneyler gerçekleştirilmiştir ve eyleyicilerin uydu yönelimindeki başarısı gösterilmiştir. Yine özgün yalpalayan çubuk temelli mikro elektromekanik seviyesi eyleyici tasarımı da yapılmıştır.



ABSTRACT

In this project, a novel vibrating rotor and precessing bar type attitude control actuators are developed. In this vein, first mathematical models are developed to show the effect of such actuators on satellite attitude is derived. Then, using the insight gained from the models, satellite attitude control actuators are designed. Using the experimental set-up that consists of a load cell, and a digital to analog converter, experiments are carried out measuring the forces and moments generated by the actuators. Additional experiments are also conducted by attaching the actuators to a single axis air bearing. The experiments have shown the success of the actuators to rotate the air bearing. In addition, another novel precessing bar type micro-electromechanical actuator design is also carried out.

1. Giriş

Birçok uydu görevinde, uydunun yönelim çevikliğinin olabildiğince fazla olması istenmektedir. Yönelim manevra kabiliyeti yüksek (çevik) bir uydu, diğer uyduların aksine tek bir geçişte farklı konumlardan çok daha fazla görüntü alabilmektedir. Sonuç olarak, daha düşük kütle ve daha yüksek güç verimi ile daha yüksek eyleyici torku sağlayan yönelim eyleyicileri hedeflenmektedir.

En yaygın yönelim kontrol eyleyicileri tepki tekerleri, manyetik tork çubukları, itici motorlar ve kontrol momenti jiroskoplarıdır (KMJ'ler). Bunlardan başka yeni yönelim kontrol eyleyicileri olarak kullanılmak üzere reaksiyon küreleri (Rossini (2013)), dönme eksenini değiştirilen rotorlar (Seddon (2012) ve Inumoh (2012)), elektroaktif polimer çıkıntıları (Carlo (2005)) ve akışkan dolaşımı için dairesel tüpler (Xiao-Wei (2011), Tayebi (2015), Nobari (2018)) gibi birçok yeni eyleyici önermesine yol açmıştır. Ayrıca, uydularda ve alt sistemlerindeki minyatürleşme eğilimi, Küpuydularla beraber daha yaygın hale gelmiştir; 2012 - 2017 yılları arasında başlatılan 1000'in üzerindeki uydu projesinin 700'ü küp uydudur (Bryce Space and Technology (2018)). Bu eğilimin önümüzdeki yıllarda hız kazanması beklenmektedir. Bu nedenle, yeni bir yönelim eyleyici için aranan özelliklerin arasında minyatürleştirilebilme de artık önem kazanmıştır.

Geleneksel yönelim eyleyicilerinden; tepki tekerleri ve KMJ'ler, uydu bakış doğrultusunu denetlemek için gerekli torku için sürekli dönen tekerlekler kullanılır ki buradaki en önemli arıza kaynağı yataklarıdır (Wayer (2013)). Tepki tekeri arızası yaşayan son uydular arasında Hayabusa (Masashi (2003)), Radarsat-1 (Kim (2003)), FUSE Gözlemevi (Sahnaw (2003)), Kepler Uzay Teleskobu ve Dawn Uzay Aracı (Hacker (2015)) örnek olarak verilebilir. Bu tür başarısızlıklar; Globalstar gibi uydu operatörlerini, gelecekteki olası arızaları önlemeye yönelik özel tepki tekeri operasyon verisi izleme prosedürleri oluşturmaya bile teşvik etmiştir (Hacker (2015)). Salınım temelli yönelim eyleyicilerinin bu tür yataklamaya ihtiyacı olmayacaktır.

Dönen cisimlere alternatif olarak yönelim denetimi sağlamanın başka bir yöntemi de şekil değiştirme vasıtasıyla yönelim değiştirmek olup, çeşitli araştırmacılar tarafından incelenmiştir. Serbest düşüşe maruz kalan bir kedinin hareketi, şekil değişikliği ile yönelim denetiminin doğada gözlemlenebilen önde gelen örneklerinden biridir. Kane, bu hareketin dinamiklerini daha iyi açıklamak için birbirlerine göre eğilebilen (ancak omurganın bütünlüğünü korumak adına birbirlerine bağlı olarak burulmayan) iki katı cisimden oluşan bir model önermiştir (Kane (1970)). Daha sonra, bu dinamik modeli doğrulamak için Kawamura (2014) tarafından yapay kauçuk kas eyleyicilerin omurga benzeri eklemlerle birbirine bağladığı iki sert gövdeden oluşan robotik bir “kedi” geliştirilmiş ve serbest düşüşte doğadakine benzer bir yönelim değişikliği gerçekleştirilmiştir. Kane, daha sonra uzuv hareketinin astronot yönelimi üzerindeki etkisini formüle ederek önceki araştırmasını astronot hareketini içerecek şekilde genişletmiştir. Çoklu katı cisim Lagrange bağıntısını kullanarak, kol ve bacakların konik olarak hareketi ile astronot yönelim değişimini ilişkilendiren bir matematiksel model ortaya koymuştur. Kollar ve bacaklar ile konik hareketler gerçekleştirerek bir astronotun sırasıyla yunuslama ve yalpalama hareketi yapabileceğini göstermiştir (Kane (1970)).

Brockett (1989), şekil değiştirme eyleyicilerini, bir eyleyicinin periyodik bir döngü tamamlaması sonucu eyleyicinin üzerinde yer aldığı aracın periyodik olmayan bir hareket gerçekleştirdiği holonomik olmayan sistemler olarak sınıflandırmaktadır. Bu nedenle salınım hareketini periyodik olmayan tek yönlü harekete çeviren

mekanik doğrultucular¹ olarak ele alınabilirler . Bu çalışma, mevcut araştırmada da gözlemlenen şu önemli noktaları vurgulamaktadır: salınım tarafından tanımlanan yörüngenin önemi; sürülmeyen bir yönde hareket tahriki yapma etme yeteneği; tek bir yönde hareket için en az iki serbestlik derecesine sahip olma zorunluluğu (örneğin mevcut araştırmadaki gimbal ve rotor); sürüş periyodik sinyaller arasındaki faz açısının önemi; ve son olarak, çıktı hızı ve yönünün faz açısı ile denetlenebilir olması.

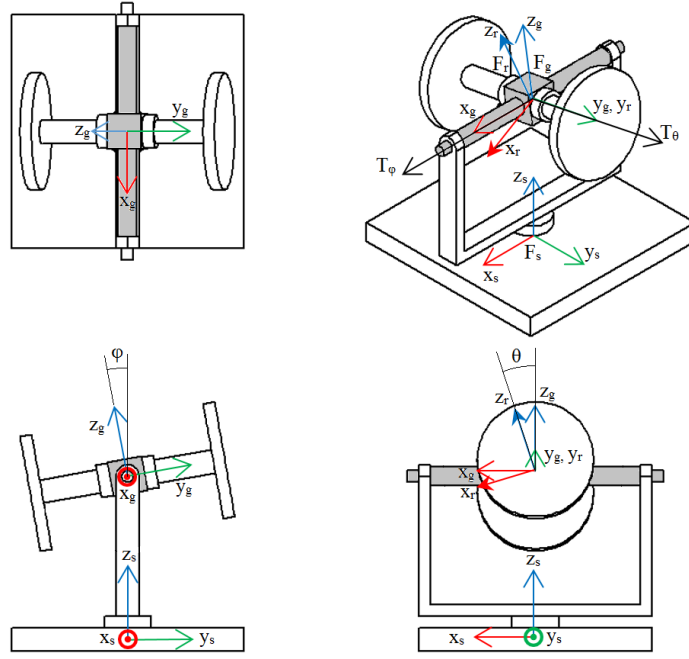
Bernstein (2003), (mevcut çalışmamızdaki döngüsel salınım yapan eyleyicilerin aksine) doğrusal salınım hareketi yapan kütleler ve sürtünmesiz bir hava yatağı üzerindeki deneysel bir platform kullanarak şekil değişimi temelli eyleyicileri araştırmıştır. Araştırma sonucu bu eyleyicilerin, en iyi ihtimalle geleneksel momentum değişim cihazlarına tamamlayıcı olabilecek düşük otoriteli yönelim denetim eyleyicileri olduğu sonucuna varmışlardır. Ayrıca bu eyleyicilerin faz farkı içeren açık döngü denetiminin, kapalı döngü denetimlerden daha etkili olduğu belirlenmiştir. Deneyde kullanılan eyleyicilerin doğrusal olması nedeniyle, hava yatağı üzerinde yer alan platformun kütle merkezinin sürekli değişiyor olması da deney sonuçlarının hassasiyetini olumsuz yönde etkilemiştir.

Reiter (1999)ö döner tarak yapısı tahrikli rotor ve paralel plaka tahrikli gimbal'den oluşan bir mikroeletromekanik sistem (MEMS) KMJ önermiştir. Geleneksel KMJ'lerin aksine, bu cihazın rotor ve gimbal'inin titreşimlerle hareket ettirilmesi önerilmiş olup, bu çalışmada ayrıntılı benzetim sonuçları yer almamaktadır. Sadece MEMS tasarım ve imalat detayları verilmiştir (Reiter (1999). Chang (2010), önerilen bir üretim süreci ile birlikte bir MEMS tasarımını ve MEMS cihazlara özel benzetim paketi kullanarak yapılmış bir benzetim ile bu kavramı daha ayrıntılı araştırmıştır. Bununla birlikte, uzay aracı yönelim dinamikleri ile olası etkileşimler bu çalışmada açıkça belirtilmemiştir. Ayrıca sonuçta elde edilen dinamik denklemler hatalıdır ve periyodik olmayan tork bağıntıları ortaya koymaktadır. Oysa bu cihazlardan elde edilen torklar periyodik olacak, sadece açısal momentum bağıntısı (belirli şartlarda) sıfır değerinin etrafında olmayan net hareket ortaya çıkarabilecektir. Bu çalışmaların her ikisinde de, yazarlar önerilen cihazları şekil değiştirme eyleyicileri yerine MKJ'ler olarak düşünmüşlerdir.

2. Matematiksel Model

Bu türetmeye göre, katı cisimlerin kütle merkezlerinin ve bağlantı noktalarının çakıştığı varsayılmıştır. Başka bir deyişle, statik bir dengesizlik yoktur; sistemin dönme dinamiklerini basitleştirilmiştir. Cisim modeli Şekil 1'de sunulmuştur. Gimbal başlangıçta X eksenine ile hizalı olup gimbal dönüşü bu eksen etrafında gerçekleşmektedir. Benzer şekilde, rotor (sarı renkle gösterilmiştir) başlangıçta Y eksenine ile hizalı haldedir. Çıktının Z eksenine doğrultusunda olması beklenmektedir.

¹ İng. “mechanical rectifier”



Şekil 1. Rotor ve Gimbal Konfigürasyon ve Koordinat Sistemleri

Türetmeyi hatırlatarak, tüm sistem için açısal momentum şöyle tanımlandı:

$$\begin{aligned}\vec{H}_{OCMG} &= \vec{H}_g + \vec{H}_r \\ \vec{H}_{Total} &= \vec{H}_s + \vec{H}_{OCMG}\end{aligned}\quad (1)$$

Bu ifade ataletsel referans eksenine göre türevi alındığında.

$$\vec{\tau}_{ext} = \frac{d}{dt}(\vec{H}_{Total})_i = \frac{d}{dt}(\vec{H}_s)_i + \frac{d}{dt}(\vec{H}_g)_i + \frac{d}{dt}(\vec{H}_r)_i \quad (2)$$

Daha sonra uydu ataleti ve yalpa için dyad terimleri aşağıdaki gibi toparlandığında,

$$\begin{aligned}\vec{J}_{sat} &= \vec{J}_s + \vec{J}_g + \vec{J}_r \\ \vec{J}_{gim} &= \vec{J}_g + \vec{J}_r\end{aligned}\quad (3)$$

Aşağıdaki ifade elde edilmektedir

$$\begin{aligned}\vec{J}_{sat}\vec{\alpha}_{s/i} + \vec{\omega}_{s/i} \times \vec{J}_{sat}\vec{\omega}_{s/i} &= -\vec{J}_{gim}\vec{\alpha}_{g/s} - \vec{\omega}_{g/s} \times \vec{J}_{gim}\vec{\omega}_{g/s} - \vec{J}_r\vec{\alpha}_{r/g} - \vec{\omega}_{r/g} \times \vec{J}_r\vec{\omega}_{r/g} \\ &+ \vec{\tau}_{ext} - \vec{\tau}_{gim}^{gyr} - \vec{\tau}_{gim}^{asy} - \vec{\tau}_{rot}^{gyr} - \vec{\tau}_{CMG}^{OUT} - \vec{\tau}_{rot}^{asy}\end{aligned}\quad (4)$$

Burada $\vec{\tau}_{ext}$ uyduya etki eden dış tork, oysa $\vec{\tau}_{gim}^{gyr}$ ve $\vec{\tau}_{rot}^{gyr}$ uzay aracının açısal hızının sırasıyla yalpa ve rotor açısal hızıyla etkileşmesinden kaynaklanan jiroskopik torklardır.

$$\begin{aligned}\vec{\omega}_{s/i} \times \check{J}_{gim} \vec{\omega}_{g/s} &= \vec{\tau}_{gim}^{gyr} \\ \vec{\omega}_{s/i} \times \check{J}_r \vec{\omega}_{r/g} &= \vec{\tau}_{rot}^{gyr}\end{aligned}\quad (5)$$

Benzer şekilde, $\vec{\tau}_{gim}^{asy}$ ve $\vec{\tau}_{rot}^{asy}$ gimbal ve rotor asimetrisinden dolayı bozulma torklarıdır ve şöyle tanımlanmaktadır:

$$\begin{aligned}\check{J}_{gim} (\vec{\omega}_{s/i} \times \vec{\omega}_{g/s}) + \vec{\omega}_{g/s} \times \check{J}_{gim} \vec{\omega}_{s/i} &= \vec{\tau}_{gim}^{asy} \\ \check{J}_r ((\vec{\omega}_{s/i} + \vec{\omega}_{g/s}) \times \vec{\omega}_{r/g}) + \vec{\omega}_{r/g} \times \check{J}_r (\vec{\omega}_{s/i} + \vec{\omega}_{g/s}) &= \vec{\tau}_{rot}^{asy}\end{aligned}\quad (6)$$

Bu terimlerin, gimbal ve rotor ataletleri dönme eksenleri etrafında eksenel simetrik olduğunda, ortadan kalktığı görülmektedir. Bunun, rotor ve gimbal mekanik tasarımında önemli etkileri vardır. Son olarak, $\vec{\tau}_{CMG}^{OUT}$ CMG çıkış torkudur olup şöyle tanımlanmaktadır:

$$\vec{\omega}_{g/s} \times \check{J}_r \vec{\omega}_{r/g} = \vec{\tau}_{CMG}^{OUT}\quad (7)$$

4.1 Rotor Şekli ve Etkisi

Bozuntu torkunu azaltmak için, gimbal ve rotor dönme eksenleri etrafında eksenel simetrik hale getirilmelidir:

$$\hat{J}_r = \begin{bmatrix} J_r^{11} & 0 & 0 \\ 0 & J_r^{22} & 0 \\ 0 & 0 & J_r^{11} \end{bmatrix} \quad \hat{J}_g = \begin{bmatrix} J_g^{11} & 0 & 0 \\ 0 & J_g^{22} & 0 \\ 0 & 0 & J_g^{22} \end{bmatrix}\quad (8)$$

(3) numaralı eşitlikteki ikinci ifade hatırlanırsa, Şekil 1'de tanımlanan gimbal referans eksenlerindeki toplam gimbal ataleti, matris formunda aşağıdaki gibidir:

$$\hat{J}_{gim} = \hat{J}_g + \hat{C}_g^s \hat{J}_r \hat{C}_s^g\quad (9)$$

Ayrıca, gimbal açısı ϕ 'nin küçük olduğunu varsayarak gimbal ve uydu referans çerçeveleri arasında dönüşüm matrisleri aşağıdaki gibi gösterilebilmektedir

$$\hat{C}_g^s = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & -\phi \\ 0 & \phi & 1 \end{bmatrix} \quad \hat{C}_s^g = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & \phi \\ 0 & -\phi & 1 \end{bmatrix}\quad (10)$$

Sonuç olarak toplam gimbal ataleti aşağıdaki gibi gösterilebilmektedir:

$$\hat{J}_{gim} = \begin{bmatrix} J_r^{11} + J_g^{11} & 0 & 0 \\ 0 & J_r^{11}\phi^2 + J_r^{22} + J_g^{22} & (J_r^{22} - J_r^{11})\phi \\ 0 & (J_r^{22} - J_r^{11})\phi & J_r^{22}\phi^2 + J_r^{11} + J_g^{22} \end{bmatrix} \quad (11)$$

$\hat{J}_{gim}$ matrisinin diagonal olması için, aşağıdaki ifadenin matrisin diğer parametrelerine göre sıfır veya küçük olması gerekmektedir

$$(J_r^{22} - J_r^{11})\phi \quad (12)$$

Bu, tamamen simetrik bir atalet rotoru (yani $J_r^{22} = J_r^{11}$) ve yeterince küçük bir gimbal açısı ile gerçekleştirilebilir. Bu nedenle, eksenel simetrik olmasının yanı sıra, eşit ataleti olan bir rotor uygulanabilir. Bu, küresel bir rotor tasarımı anlamında gelmektedir. Tam simetrik ataletli rotor, (6)'da verilmiş olan ifadenin kaybolmasını da sağlamaktadır. Rotorun aksine gimbal için, ataletin X eksenini (gimbal eksenini) etrafında eksenel simetrik olması yeterli olmaktadır.

Ayrıca gimbal ve rotorun aşağıdakiler tarafından tanımlanan küçük açılı salınım açısal hareketlerini takip ettiğini varsayarsak:

$$\begin{aligned} \phi(t) &= \Phi \sin(2\pi f t) \\ \theta(t) &= \Theta \sin(2\pi f t + \sigma) \end{aligned} \quad (13)$$

Denklem (1) 'in sağ tarafını kullanarak ve matris formunda yazarken, titreşen KMJ'nin Z (çıkış) eksenindeki açısal momentum ifadesi aşağıdaki formu alır:

$$\bar{H}_{OCMG} = \begin{bmatrix} 2J_r^{11}\Phi\pi f \cos(2\pi f t) \\ 2J_r^{11}\Theta\pi f \cos(2\pi f t + \sigma) \\ J_r^{11}\Phi\Theta\pi f [\sin(2\pi(2f)t + \sigma) - 3\sin(\sigma)] \end{bmatrix} \quad (14)$$

Faz farkı $\pi / 2$ 'nin katları ise açısal momentumun maksimum değerini almaktadır. Ayrıca, Z eksenindeki açısal momentum frekansı (çıkış eksenini) uyarma frekansının iki katıdır.

Diğer farklı bir yaklaşım ise çubuk rotor olarak anılabilir. Bu durumda atalet matrislerinin değerleri aşağıdaki gibi kabul edilebilir.

$$\hat{J}_r = \begin{bmatrix} J_r^{11} + J_r^{33} & 0 & 0 \\ 0 & J_r^{11} & 0 \\ 0 & 0 & J_r^{33} \end{bmatrix} \quad \hat{J}_g = \begin{bmatrix} J_g^{11} & 0 & 0 \\ 0 & J_g^{22} & 0 \\ 0 & 0 & J_g^{22} \end{bmatrix} \quad (15)$$

Burada J_r^{33} , J_g^{11} ve J_g^{22} değerlerinin, diğer atalet değerlerinden çok daha küçük olduğu kabul edilebilir. Bu durumda, küçük açı varsayımıyla beraber cihazdan elde edilen açısal momentum çıktısı aşağıdaki gibi olmaktadır.

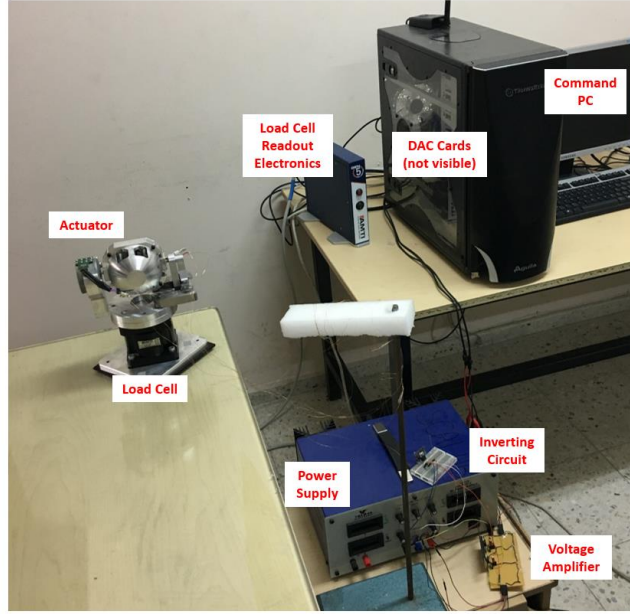
$$\bar{H}_{OCMG} = \begin{bmatrix} 2J_r^{11}\Phi\pi f \cos(2\pi ft) \\ 2J_r^{11}\Theta\pi f \cos(2\pi ft + \sigma) \\ -2J_r^{11}\Phi\Theta\pi f \sin(\sigma) \end{bmatrix} \quad (16)$$

3. Deney Düzenegi

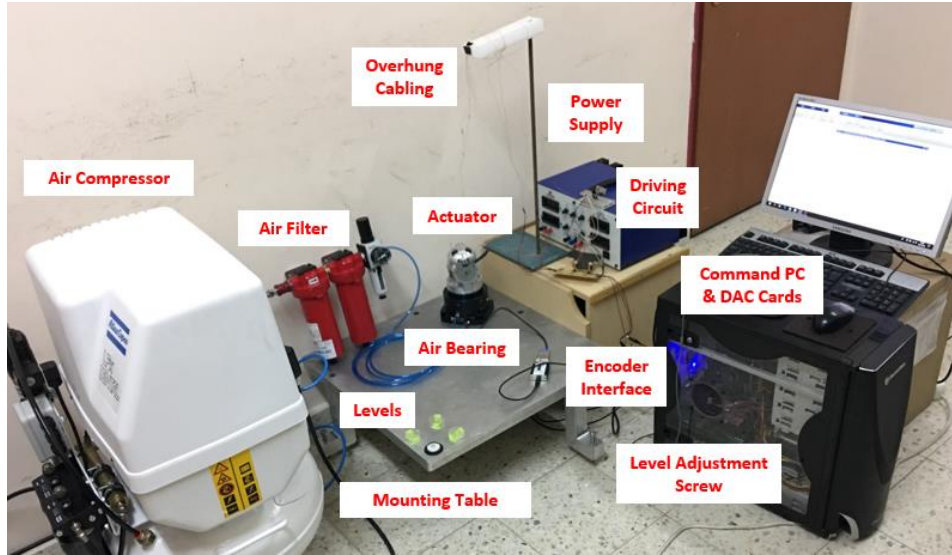
Deney kampanyasında iki farklı düzenek ile çalışılmıştır. İlk düzenek, cihazların çalışması ile meydana gelen torkların ölçülmesine odaklanırken diğeri, tek eksenli bir hava yatağı kullanarak cihazların açısal hareket tahrik kabiliyetlerini değerlendirmek için kullanılmıştır.

Yük hücresi kullanan deney düzenegi Şekil 2'da gösterilmektedir. Step motorlara sinüsoidal giriş voltajı sinyali, yüksek çözünürlüklü NI PCI-4461 sinyal üretici kartı kullanılarak iletilmektedir. Dalga formu, NI'nin özel yazılımı üzerinden kumanda edilmektedir. Mevcut deneylerde, sadece saf sinüsoidal dalga formları kullanılmıştır. Ölçümler, AMTI'nin Gen 5 amplifikatörlü MC3A-250 ölçüm cihazı tarafından yapılmaktadır. Amplifikatörün yapılandırması, düzlemde ± 1.18 N-m ve düzleme (yani masaya) dik ekseninde ± 1.47 N-m aralığında torkların % 0.1 doğrulukla ölçüleceği şekilde ayarlanmıştır.

Sürtünmesiz hava yatağı deneyleri için, Şekil 3'de gösterilen düzenek kullanılmıştır. Komut oluşturma ve sürüş devresi, yük hücresi kurulumuyla aynıdır. Kumanda sinyalleri, döner hareket üzerindeki etkilerini en aza indirmek için eyeliciye çok ince çok bakır tellerle (boyut AWG 32) iletilmiştir. Bunlara ek olarak, hava yatağı enkoderinden veri toplamak için bir MATLAB fonksiyonu da çalıştırılmaktadır. Kullanılan hava yatağı, PI Glide RT-100 döner hava yatağı, model A-603.050H'dir. Bit başına 21 yaysaniye çözünürlüğe sahip dahili bir açısal enkodere sahiptir. Çeşitli hava filtreleri üzerinden yağsız Atlas Copco LFX 0.7 tıbbi hava kompresörü ile beslenmektedir. Hava yatağı nispeten daha ağır bir taşıyıcı masaya monte edilmiş haldedir. Bu masa, yüksekliği vida mekanizmalarıyla bağımsız olarak ayarlanabilen üç ayak üzerinde durmaktadır. Ayarlanabilir ayaklar, rulman üzerinde yerçekimi yerçekimi kuvvetinin oluşturduğu torku önlemek için seviye ayarını sağlamaktadır.



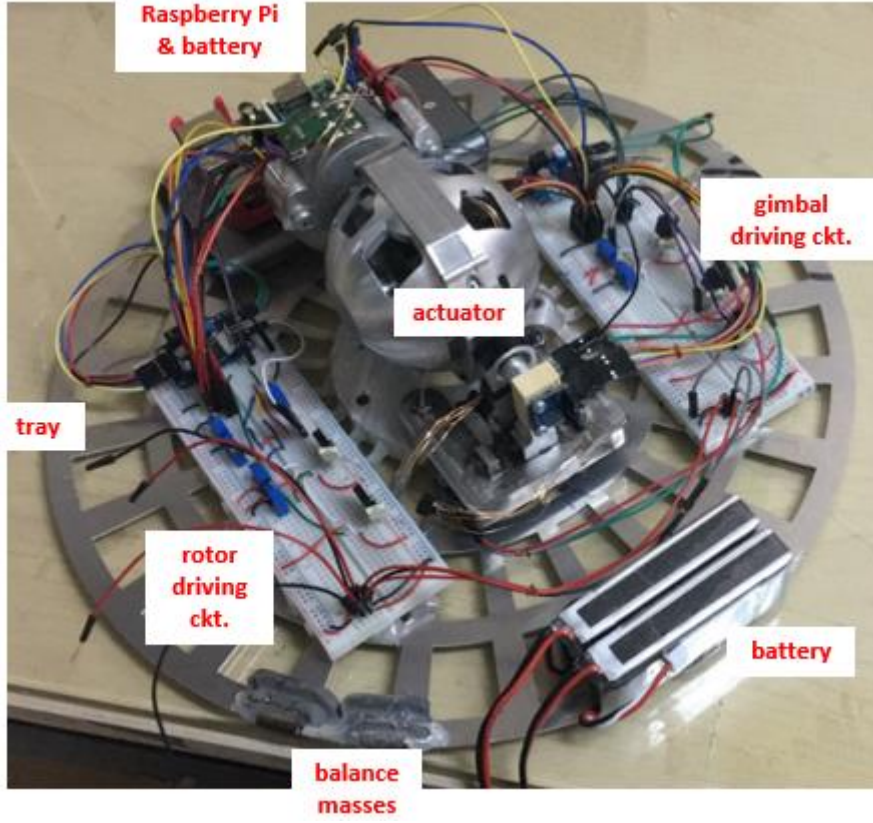
Şekil 2. Yük hücresi deney düzeneği



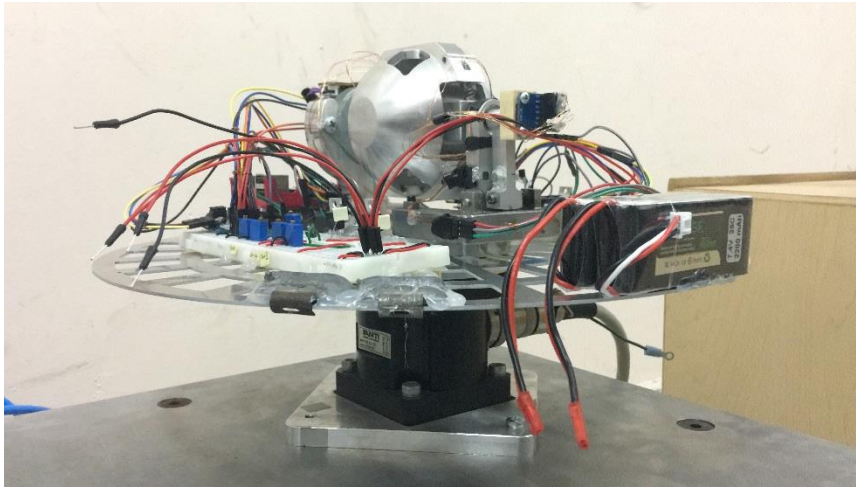
Şekil 3. Hava yatağı deney düzeneği

Tek ekseninde olsa bile, uzay ortamına yakın koşullarda deney yapabilmek için eyleyicinin tamamen kablosuz olarak sürülmesi ve komutlanması gerektiği gözlemlenmiştir. Bunun için Şekil 4’de yer alan taşıyıcı tepsi kullanılmıştır. Bu tepside komutların üretilmesi için kablosuz olarak bağlanabilen Raspberry Pi bilgisayar, bu bilgisayarın veri arayüzünü sağlayan analog-dijital ve dijital-analog dönüştürücüler, sürme sinyallerinin motor sürme seviyesine getirebilmesi için gereken amplifikatör devreleri ve bütün bunlara güç sağlamak için gereken piller yer almaktadır. Aynı dönüştürücüler cihazda yer alan jiroskop ve hall etkisi sensörlerinden elde edilen gimbal ve rotor açısal hız ve konum verilerini de komutlayıcı bilgisayara iletmektedir. Ayrıca yük hücresi kullanılarak tepsinin ağırlık

merkezi olabildiğince merkeze çekilmeye çalışılmış (Şekil 5), bu amaca yönelik olarak taşıyıcı tepsiye denge kütleleri de eklenmiştir.



Şekil 4. Eyleyici taşıyıcı tepsi



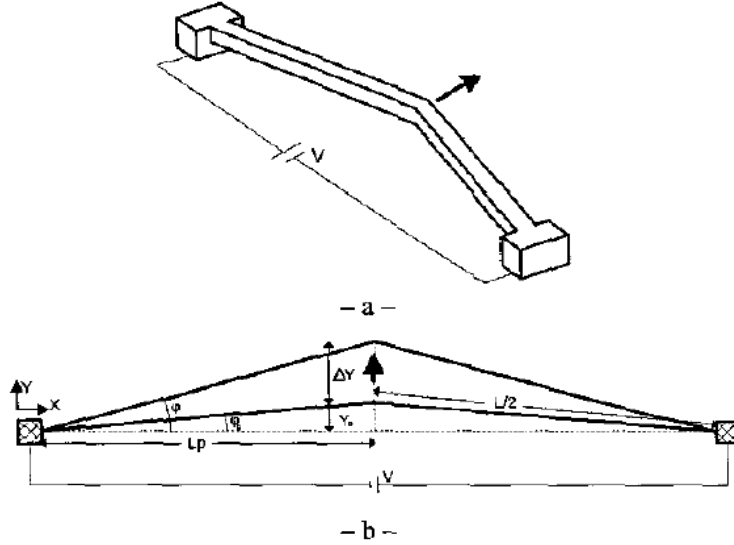
Şekil 5. Taşıyıcı tepsinin yük hücresi kullanılarak dengelenmesi

4. Mikro Elektromekanik Eyleyici Tasarımı

Denklemler (15) ve (16) incelendiğinde, bu tür eyleyicilerin açısal momentum ifadelerinde frekans ifadesinin yer aldığı gözlemlenmektedir. Bu, minyatürleştirme için bu cihazları uygun adaylar yapmaktadır; çünkü bir yapının boyutları küçüldükçe doğal frekansı da artmaktadır.

Bu bulgudan hareketle, mevcut çubuk eyleyicinin daha küçük boyutlara nasıl uygulanabileceği araştırılmıştır.

Bu boyutlarda, tahrik kaynağı olarak mevcut modellerde kullanılan elektromanyetik mıknatıs yahut adım motorlarını kullanılması söz konusu olamaz. Burada küçük boyutta görece yüksek kuvvet uygulayabilen termal-mekanik eyleyicilerin kullanımı daha uygun bulunmuştur. Termal-mekanik eyleyicilere bir örnek Şekil 6'da sunulmuştur. Termal mekanik eyleyicilerin kutuplarına uygulanan voltaj farkı sonucu akım oluşmakta, oluşan akım yapının sıcaklığını arttırmaktadır. Genleşen yapı eyleyicinin hareket etmesini sağlamakta, hareket kısıtlandığı takdirde yüksek kuvvet uygulanmasına sebep olmaktadır.



Şekil 6. Bir termo-mekanik eyleyici birimi, (Girbau (2003))

Bu tür bir eyleyicinin elektrik akımı ile ısınması sonucu uzaması aşağıdaki bağıntı ile nicelleştirilmiştir (Girbau (2003)).

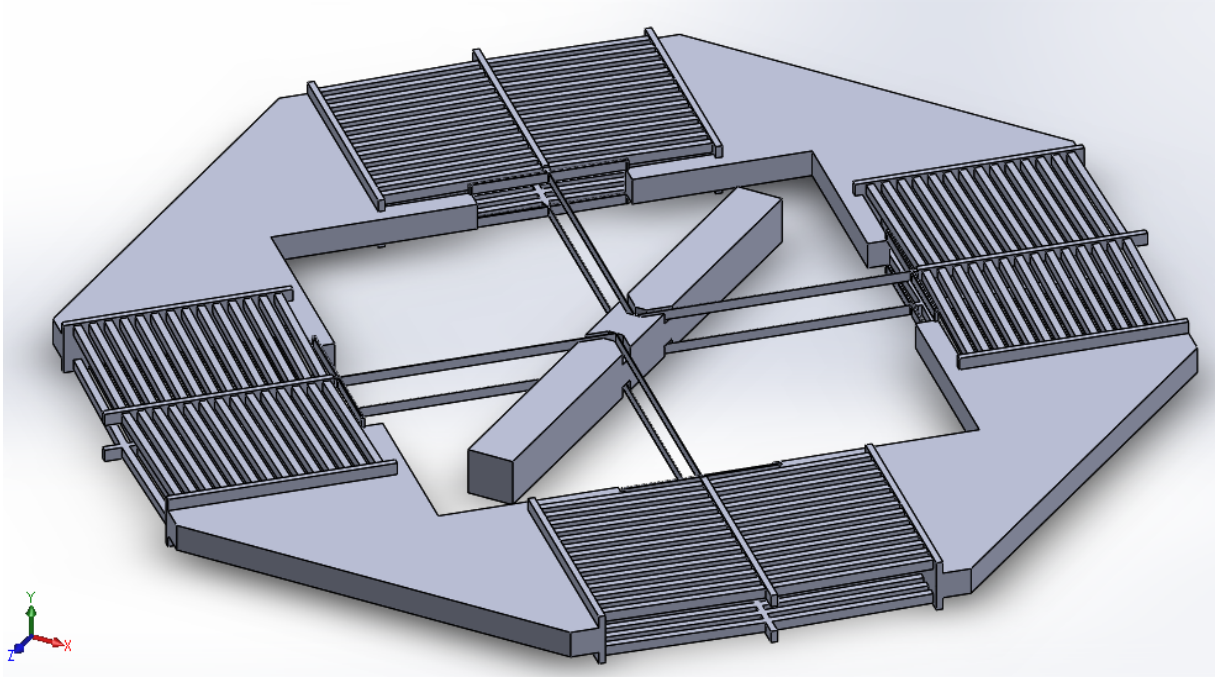
$$\Delta Y = \left(\frac{L + \Delta L}{2} \right) \sin \left(a \cos \left[\frac{2L_p}{L + \Delta L} \right] \right) - Y_0 \quad (17)$$

Burada ΔL , akım taşıyan kirişin sıcaklık sebebiyle maruz kaldığı uzama, ΔY ise tüm eyleyiciden kaynaklı uzamadır. Bu durumda meydana gelecek tahrik kuvveti ise:

$$F = N \frac{Ew^3h}{4L^3} \Delta Y \quad (18)$$

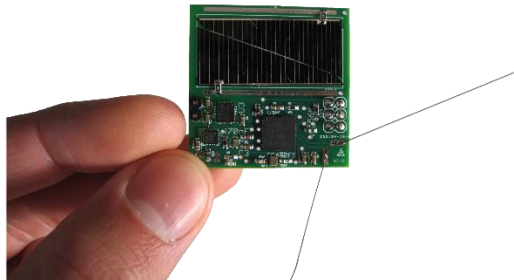
Bağıntısı ile verilebilir. Burada N toplam kiriş sayısı; w , h ve L ise sırasıyla kirişlerin eni, yüksekliği ve uzunluğudur.

Bu tahrik mekanizmalar ve minyatürleştirilmiş bir çubuk kullanılarak Şekil 7’de çizimi verilmiş olan eyleyici tasarlanmıştır. Ana yapısı silikon olan bu eyleyici 4 ana kısımdan oluşmaktadır. Bunlar; rotor görevi gören çubuk yapı, bu yapının kuvvet çiftleri ile tahrikini sağlayan dört adet üst yüzey ve dört adet alt yüzeyde bulunan termomekanik eyleyici, bu eyleyicin yay-katsayısını sistemin tasarım katsayısına eşitleme için kullanılan yay yapısı ile son olarak termomekanik eyleyicinin ortaya çıkardığı kuvveti çubuğa aktaran kiriş yapılarıdır.



Şekil 7. Salınım ile şekil değiştirme temelli MEMS yönelim eyleyicisi

Tüm bu yapılarla beraber sistemin ayakizi, köşesi yaklaşık 4 cm olan bir karenin içine sığabilecek boyuttadır. En küçük küpüyduların bir köşesinin 10 cm olduğu düşünülürse minyatürleşme hedefinin yakalandığı gözlemlenmektedir. Bu eyleyicinin üzerinde yer aldığı bir çipuyduyu (örneğin Şekil 8) yaklaşık $0.1^\circ/\text{sn}$ hız ile döndürebileceği hesaplanmıştır ($0.1^\circ/\text{sn}$ uydu dinamikleri söz konusu olduğundan orta seviye bir hız olup, $1^\circ/\text{sn}$ yüksek bir hız olarak değerlendirilebilir).



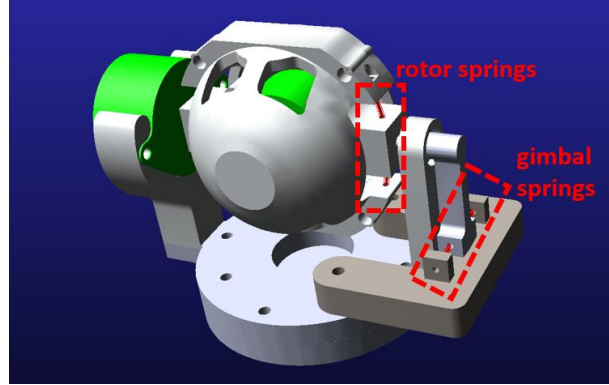
Şekil 8. Kavramı geliştirilen MEMS eyleyicinin yer alabileceği çipuydu konsepti

5. Sonuçlar ve Tartışma

6.1 Küresel Rotor Sonuçları

6.1.1 Benzetim Sonuçları

Elde edilen tasarımın, ADAMS isimli ticari yazılım kullanılarak benzetimi yapılmıştır.



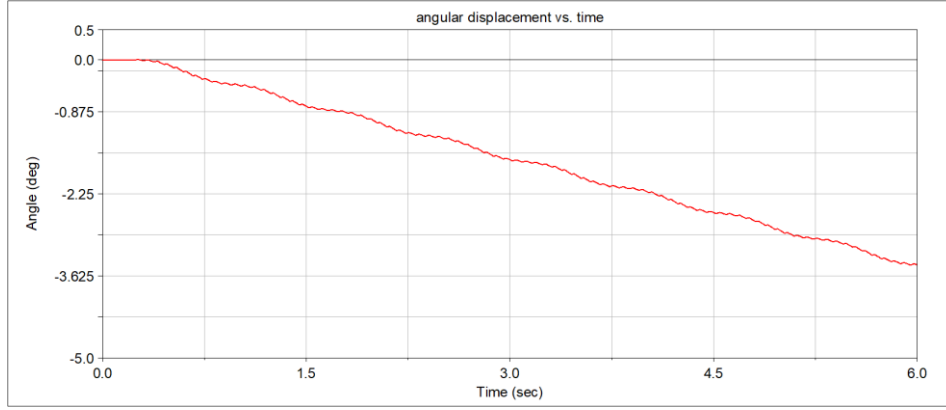
Şekil 9. ADAMS benzetiminde kullanılan model. Gimbal ve rotor yaylarını temsil eden vurgulanmış esnek elemanlara

Aşağıdaki sinüzoidal girişler (N-m cinsinden) gimbal ve rotor motorlarına 14 Hz frekansta ve 90 ° faz farkında uygulanmaktadır.

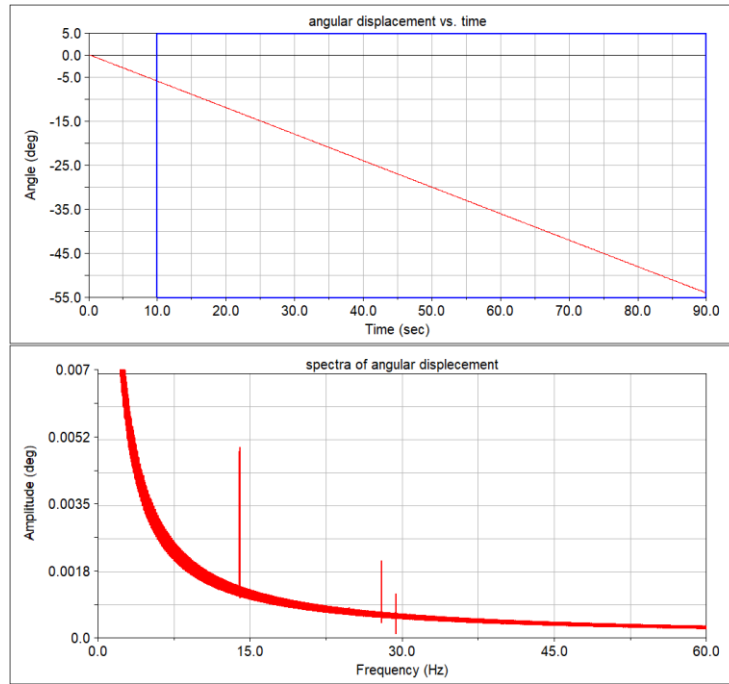
$$\begin{aligned}\tau_{gim,x}^{mot}(t) &= 0.04 \sin(28\pi t) \\ \tau_{rot,y}^{mot}(t) &= 0.03 \sin(28\pi t + 90^\circ)\end{aligned}\tag{19}$$

Hava yatağı deney düzeneğini daha iyi temsil etmek için, hava yatağının ataleti (750E-6 kg-m²) benzetime dâhil edilmiştir. Simülasyon, 1ms zaman aşaması ile 120 saniye boyunca yürütülmüştür. İlk 6 saniye için ortaya çıkan hareket, Şekil 7'de gösterilmektedir. Şekilden titreşen eyleyicinin salınımlı hareketine rağmen, yatağa net açısız hareket kazandırmakta başarılı olduğun görülebilir.

Kararlı hal hareketinin frekans spektrumu da elde edildi. Şekil 8'den görülebileceği gibi, spektrumdaki ana bileşen serbest vücut hareketidir. Ek olarak, 14 Hz'deki frekans içeriği açıktır. Bu dinamik yalpalama yayı nedeniyle; operasyon Z yönündeki bozulma momentlerini indükler. Diğer yandan, 28 Hz'de gözlenen frekans içeriği, cihazın beklenen çıktısına karşılık gelir. Denklemden tahmin edildiği gibi, (14), cihazın çalışması Z yönünde, uyarma sıklığının iki katı olan açısız bir momentum oluşturur.



Şekil 10. OCMG'nin çalışması nedeniyle hava yatağının açılma hareketini öngören ADAMS simülasyon sonucu



Şekil 11. ADAMS benzetim sonucu. Mavi dikdörtgen, spektrum oluşturmak için kullanılan veri kümesini gösterir.

6.1.2 Deney Sonuçları

İlk önce, gimbal ve rotorun sinüsoidal tork tepkisi üretebileceği şekilde uygun girdi parametrelerini belirlemek için frekans ayarlama çalışması yapılmıştır. Sürme parametreleri şöyle tanımlanabilir:

$$\begin{aligned} v_{gim}^{in}(t) &= V_{gim}^{in} \sin(2\pi ft) \\ v_{rot}^{in}(t) &= V_{rot}^{in} \sin(2\pi ft + \sigma) \end{aligned} \quad (20)$$

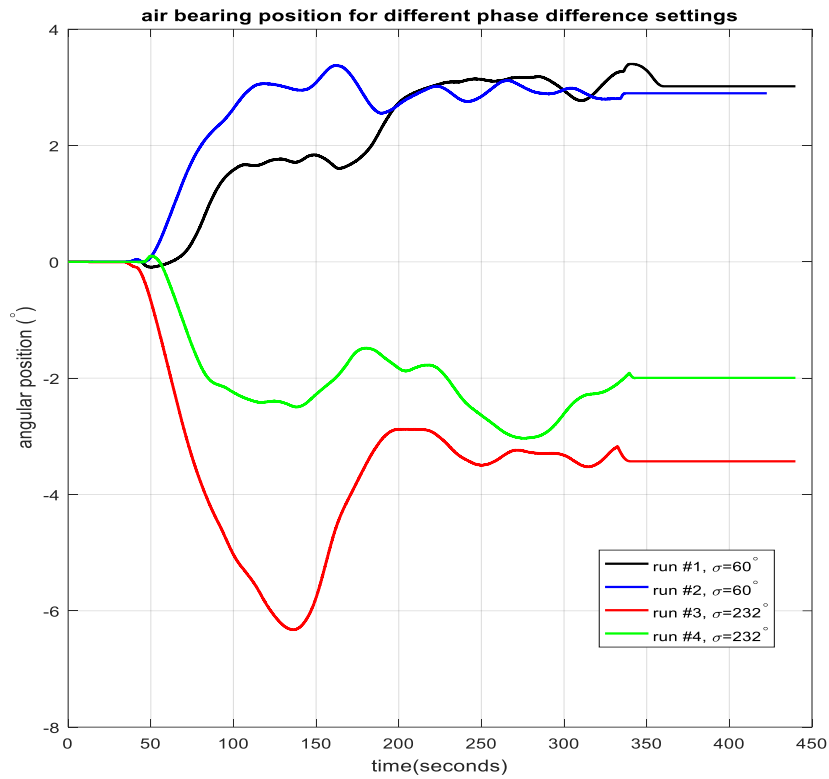
Burada girdi frekansı f , giriş sinyalleri arasındaki faz farkı σ ile gösterilmektedir.

V_{gim}^{in} ve V_{rot}^{in} motorlara uygulanan sinyallerin genlikleridir. Deneyerek, gimbal ve

rotorun sırasıyla en yüksek genlikli salınımını sağlayan 0.6V ve 1.2V genlikli voltaj sinyallerinin olduğu ve en uygun uyarma frekansının da 15 Hz olduğu saptanmıştır.

Rotor ve gimbal motorlarına uygulanan girdi sinyalleri yine deneyerek kararlaştırılmış olan 232°'lik voltaj faz farkı bulunmaktadır. Bahse konu faz farkı rotor ve gimbalin gerçek hareketlerinde yaklaşık 270 °'lik bir faz farkı oluşturmaktadır. Hava yatağı açısal enkoder verileri 100 Hz'de örneklenmiştir. Hava yatağı'nın deney başlangıcında sabit kalmasına dikkat edilmiştir. Cihaz 50. saniyede başlatılmış, yaklaşık 350. Saniyede kapatılmıştır. Deney sonuçları Şekil 12'te sunulmuştur.

Salınım hareketiyle şekil değiştiren bu eyleyici, hava yatağına monte edilmiş tepsiyi döndürmeyi başarmıştır. 5 dakikalık çalışma süresi içinde sistemi yaklaşık 3° kadar döndürülebildiği gözlemlenmiştir. Ayrıca 232°'nin yanı sıra 60° giriş faz farkı da kullanılmış, rotor ve gimbal eksenleri arasında yaklaşık 180 ° faz farkı olduğu gözlemlenmiştir. Ulaşılan bu faz farkının denklem (14)'te de tahmin edildiği gibi tepsiyi ters yönde döndürdüğü gözlemlenmiştir (Şekil 12).



Şekil 12. Sürtünmesiz hava yatağı kullanılarak elde edilen açısal enkoder değerleri. Faz farkı kullanılarak eyleyicinin dönüş yönü kontrol edilebilmektedir.

6.2 Çubuk Rotor Sonuçları

Dönme eksenindeki net açısal hız çıktısı incelendiğinde osilasyonun mevcut olduğu gözlemlenmiş ve daha önceki raporlarda da belirtildiği gibi bu osilasyonları ortadan kaldırmak üzere rotor geometrisinin atalet momenti dağılımı için bir bağlantı bulunmuştur.

(21)

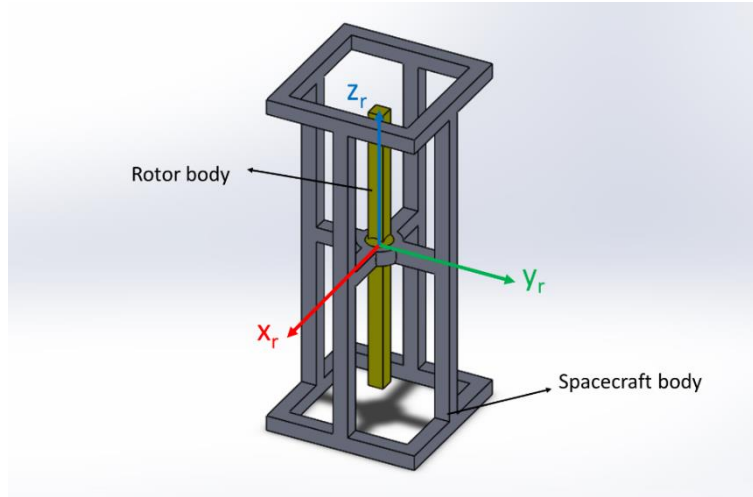
$$J_r^{yy} + J_r^{zz} = J_r^{xx}$$

6.2.1 Benzetim sonuçları

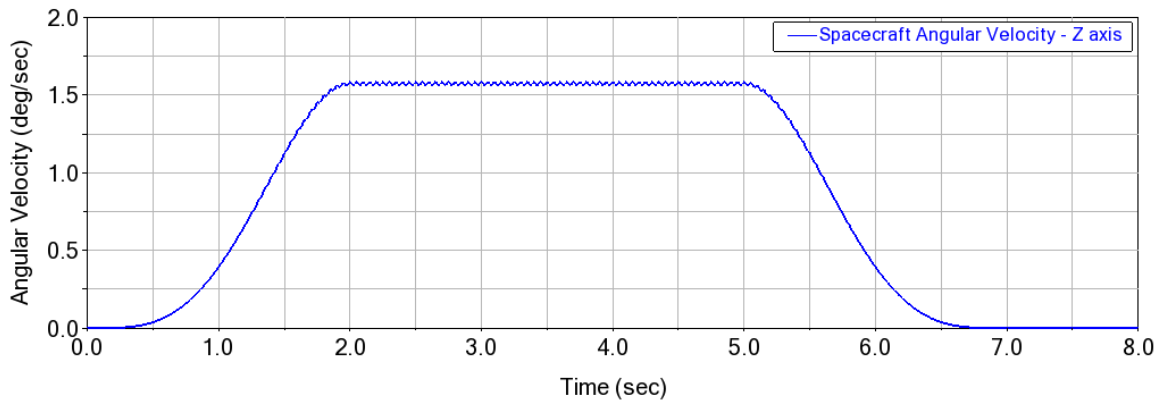
Eğer rotor geometrisi yukarıda belirtilen atalet dağılımına sahip olması istenirse, ortaya çıkan geometri Şekil 13 te görüleceği gibi çubuk şeklinde bir rotor olmaktadır. Atalet matrisi ise aşağıdaki gibi olmaktadır. Dikkat edilirse z eksenindeki atalet momentinin x ve y eksenine göre çok küçük olduğu ve istenilen atalet momentumu dağılımına oldukça yaklaştığı görülmektedir.

$$J_r = \begin{bmatrix} 1.573269E - 004 & 0 & 0 \\ 0 & 1.573269E - 004 & 0 \\ 0 & 0 & 1.246951E - 006 \end{bmatrix} \text{ kg} \cdot \text{m}^2$$

Bu durumda elde edilen açısal hız çıktısı da Şekil 14' te görülmektedir. Açısal hız çıktısındaki osilasyonların büyük ölçüde azaldığı görülmektedir. Böylelikle operasyonel anlamda uydunun daha sabit bir açısal hızla titreşimsiz olarak dönmesi mümkün olacaktır.



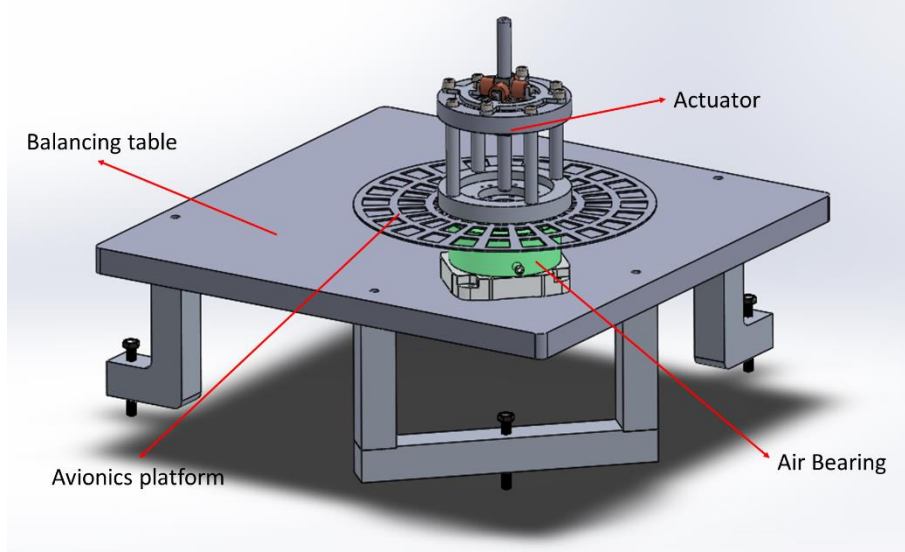
Şekil 13. Çubuk rotora sahip kinematik eyleyici modeli



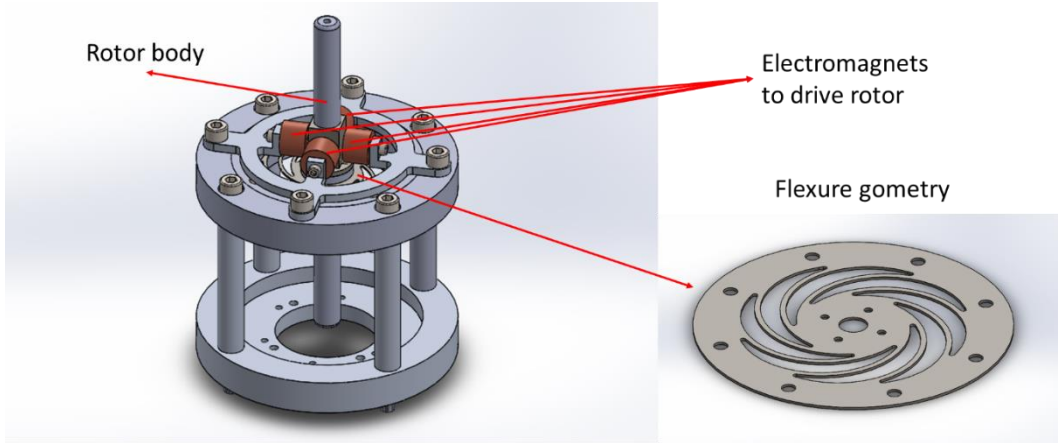
Şekil 14. Çubuk rotorlu eyleyicinin açısal hız çıktısı

6.2.2 Deney Sonuçları

Bu benzetimden yola çıkılarak bir mekanik tasarım yapılmış ve çubuk rotorlu eyleyici prototipi üretilmiştir.



Şekil 15 Tasarlanan test düzeneği



Şekil 16. Çubuk rotorlu eyleyici prototipi ve rotoru tutan yay geometrisi (flexure)

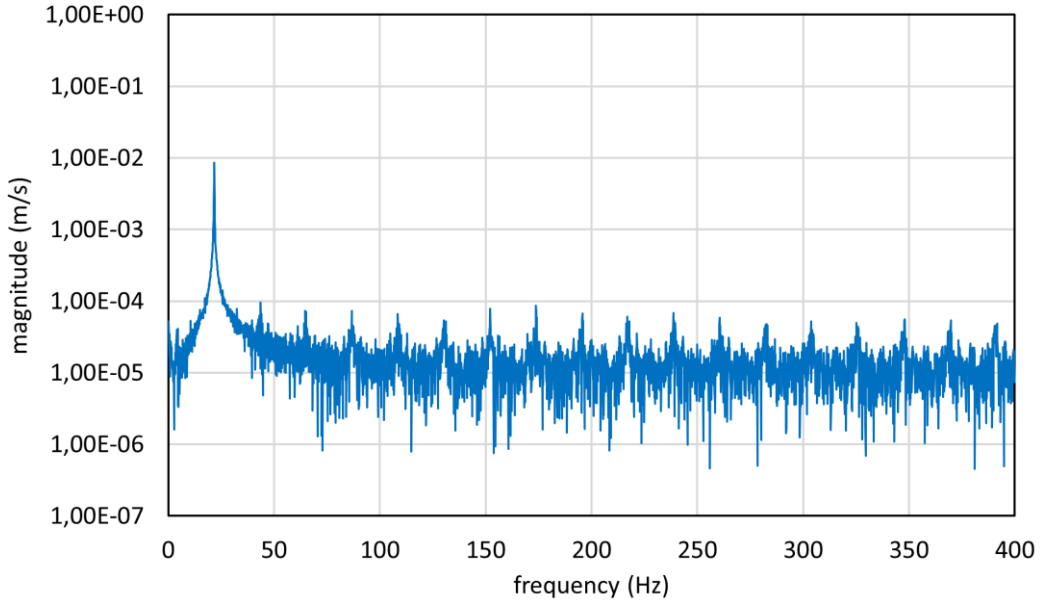


Şekil 17. Üretilen eyleyici prototipi

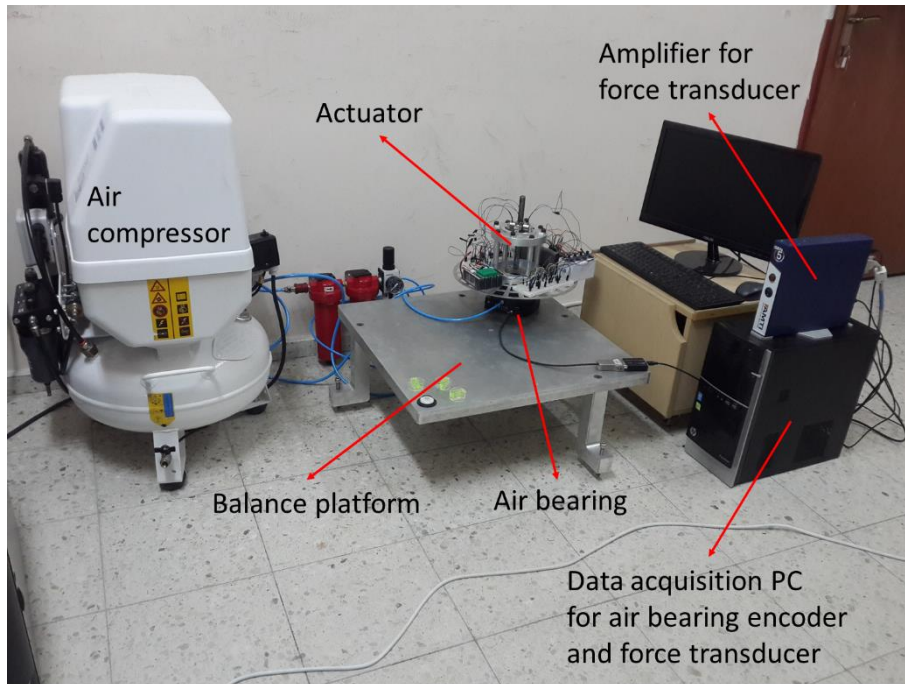
Test düzeneği dengeleyici masa, eyleyici, hava yatağı (ya da kuvvet sensörü) ve elektronik platformundan oluşmaktadır. Dengeleme masasında 3 adet ayarlı vida bulunmakta bu sayede hava rulmanının dönme eksenini yere dik olarak ayarlamak mümkün olmakta ve yer çekimden kaynaklı bozuntu torklarının seviyesi en aza indirilebilmektedir.

Kullanılan hava yatağı ve kuvvet sensörü küre rotorlu deneyin ayrıntılarında bahsedilen araçlardır.

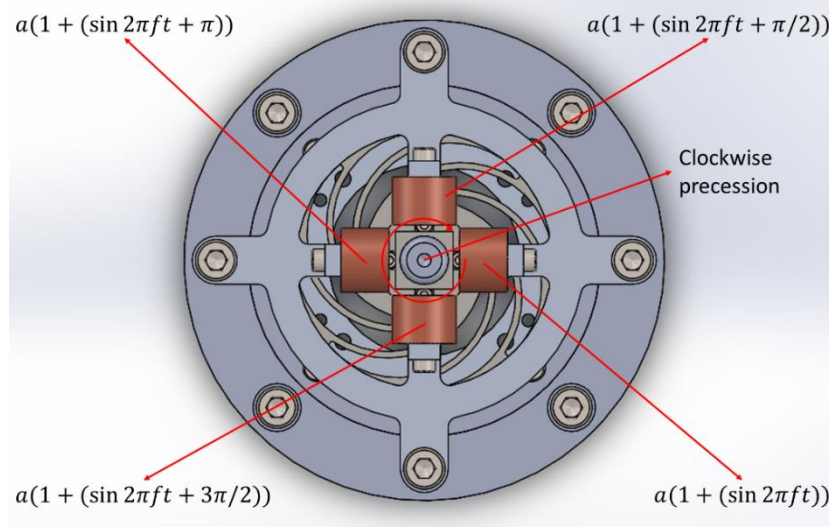
Çubuk rotorlu eyleyici modeli özel tasarlanmış bir yay içermektedir (Şekil 16) ve bu yay sayesinde rotor geometrisi x ve y ekseninde belli bir dereceye kadar dönebilme kabiliyetine sahiptir. Yayın doğal frekansı 22 Hz seviyelerine gelecek şekilde tasarlanmıştır ve çekiç testi ile rezonans frekansı teyit edilmiştir. Bu tasarımda gimbal geometrisi bulunmamaktadır. Çünkü gimbal linki, eyleyicinin açısal hız çıkışına herhangi bir katkıda bulunmamaktadır. Rotor ferromanyetik malzeme olan AISI 1010 düşük karbonlu çelikten imal edilmiştir ve hareketi elektromıknatıslarla sağlanmaktadır. Operasyon sırasında mıknatıslar rotora dokunmamaktadır ve elektromanyetik kuvvet ile rotoru hareket ettirmektedir. Sistem hareketli eklem içermeyen, tamamiyle yekpare bir tasarıma sahiptir.



Şekil 18. Yay geometrisinin darbe testi rezonans frekansı sonuçları (21.75 Hz)

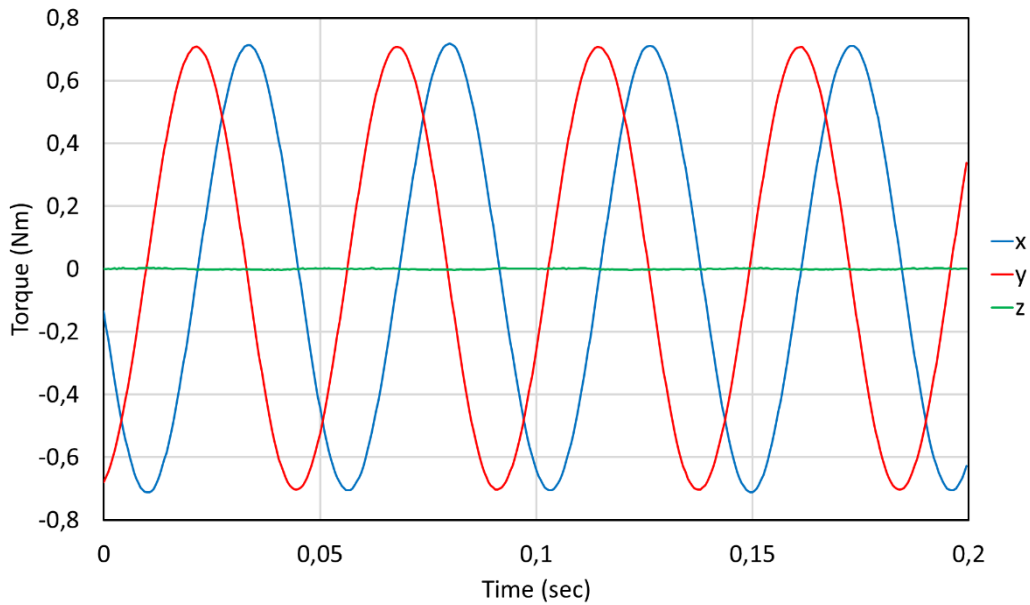


Şekil 19. Deney düzeneğinin genel görüntüsü (Hava rulmanlarının yerine kuvvet sensörü de takılabilmektedir.)



Şekil 20. Elektromıknatıslara uygulanan sinyaller ve çubuk rotorun devinim yönü

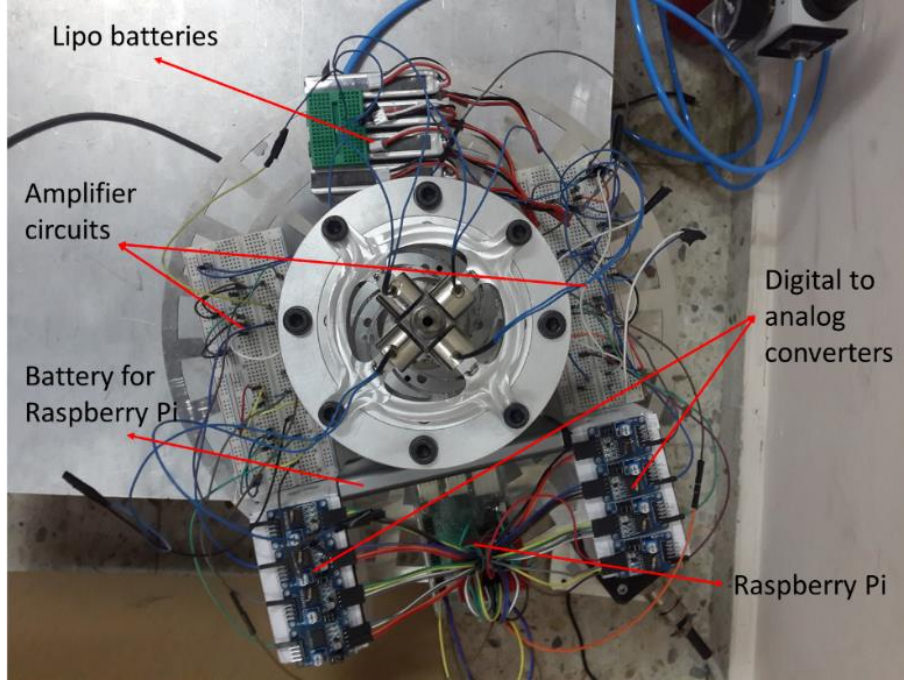
Elektromıknatıslara Şekil 20’de görülen sinyaller uygulanıp sırasıyla maksimum çekim kuvvetine ulaşmaları sağlanmıştır. Böylelikle rotor de gösterilen yönde devinim yapacaktır. İlk olarak tüm sistem kuvvet sensörü (yük hücresi) üzerine bağlanmıştır. Eyleyici 21.5 Hz (rezonans) frekansında sürülmüştür ve titreşimin genliği 2.34 derece olarak ölçülmüştür. Bu durumda her üç eksende elde edilen tork grafikleri Şekil 21’de görülmektedir.



Şekil 21. Çubuk rotor devinim yaparken okunan tork değerleri

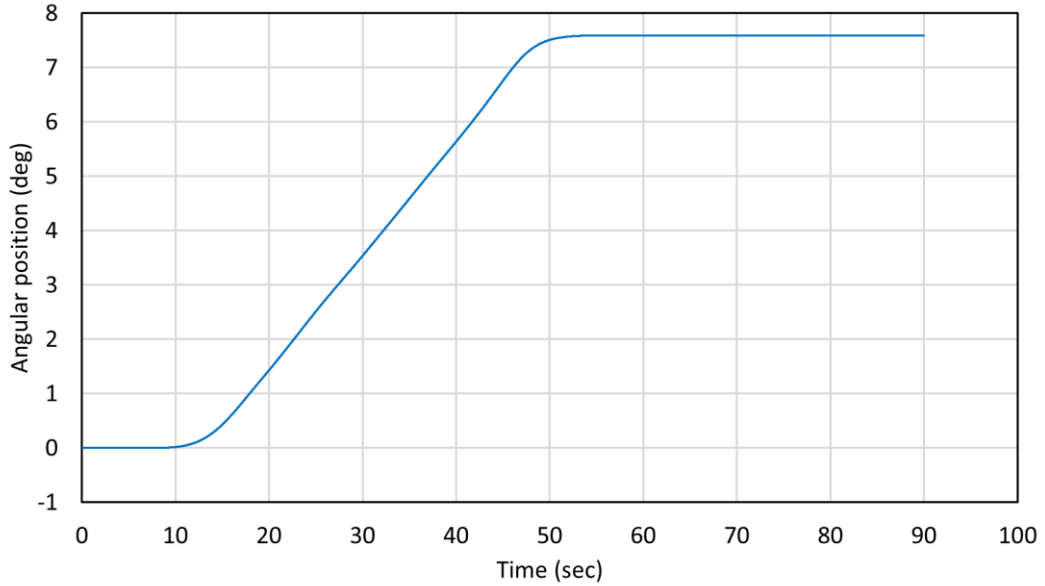
Daha sonra sisteme güç yatağına bağlanan piller ile sağlanmış ve yine yatak üzerindeki devreler ile sürülmüştür. Böylece yatak dışına uzayan kablolardan

kurtulun muştur. Elektronik bileşenlerin ağırlık dağılımı hassas bir şekilde dengelenmiştir.

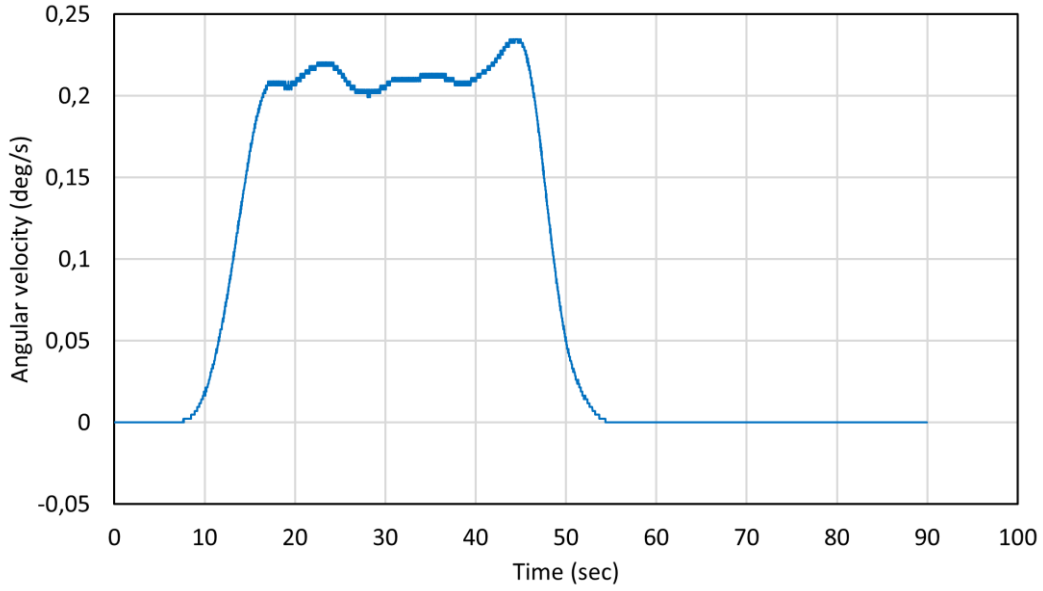


Şekil 22. Eyleyicinin çalışması için gerekli elektronik bileşenler ve platform üzerindeki dağılımları

Dengeleme işlemi tamamlandıktan sonra tüm sistem hava rulmanının üzerine alınmış ve 45 saniyelik çalıştırma ile hava rulmanının enkoderinden açısal konum verisi toplanmıştır.

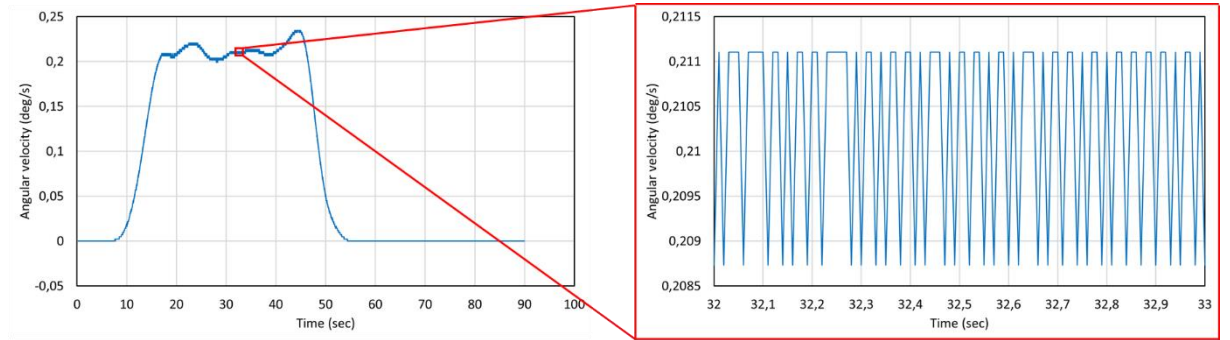


Şekil 23. Çubuk rotor eyleyicileri ile pozitif yönde elde edilen dönme



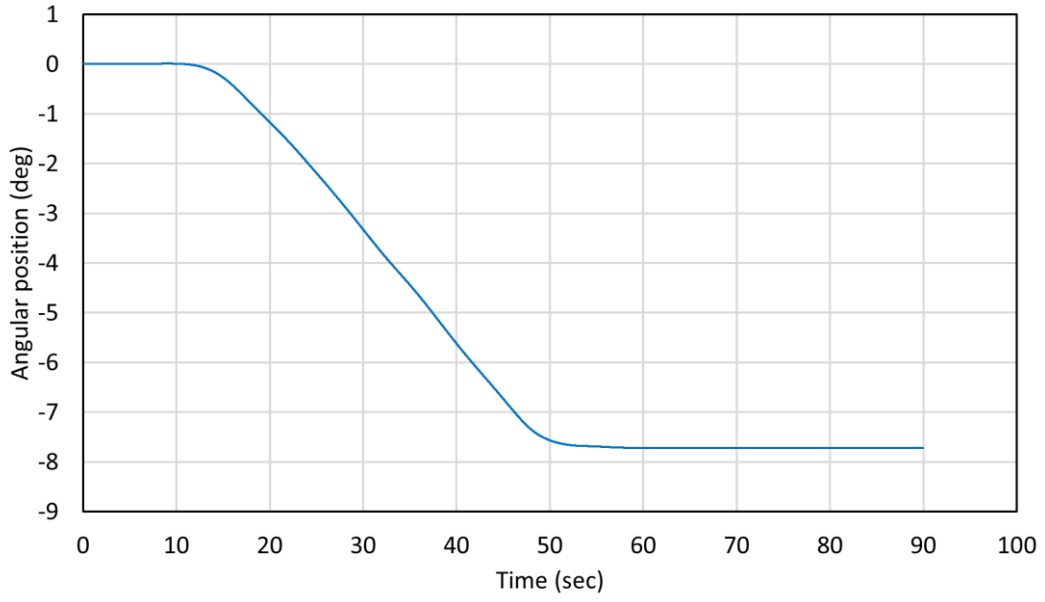
Şekil 24. Pozitif yönde dönerken elde edilen açısal hız grafiği

Burada önemli olan nokta açısal hız grafiğindeki osilasyonların açısal hızın büyüklüğüne kıyasla oldukça küçük olduğunun görülmesidir. Daha önce de belirtildiği gibi rotor geometrisinin çubuk şekilde tasarlanmasının asıl amacı budur.

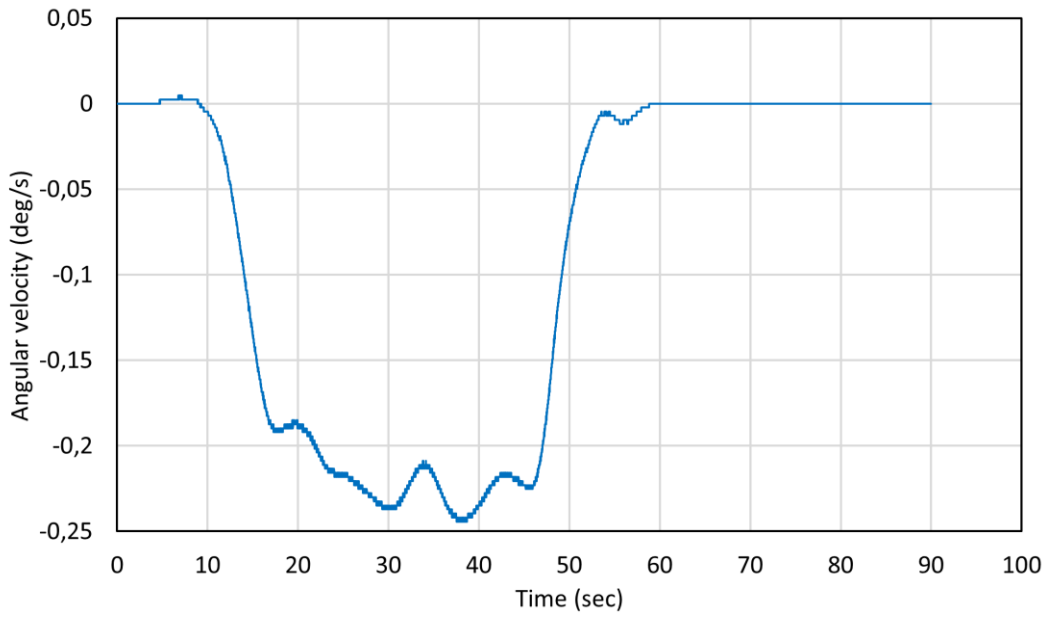


Şekil 25. Açısal hız çıktısındaki dalgalanma (0.002 deg/s seviyelerinde olmakla birlikte enkoderin çözünürlüğünün altında bir dalgalanma olduğu tahmin edilmekte ve bu verinin ölçüm gürültüsü seviyesinde olduğu düşünülmektedir.)

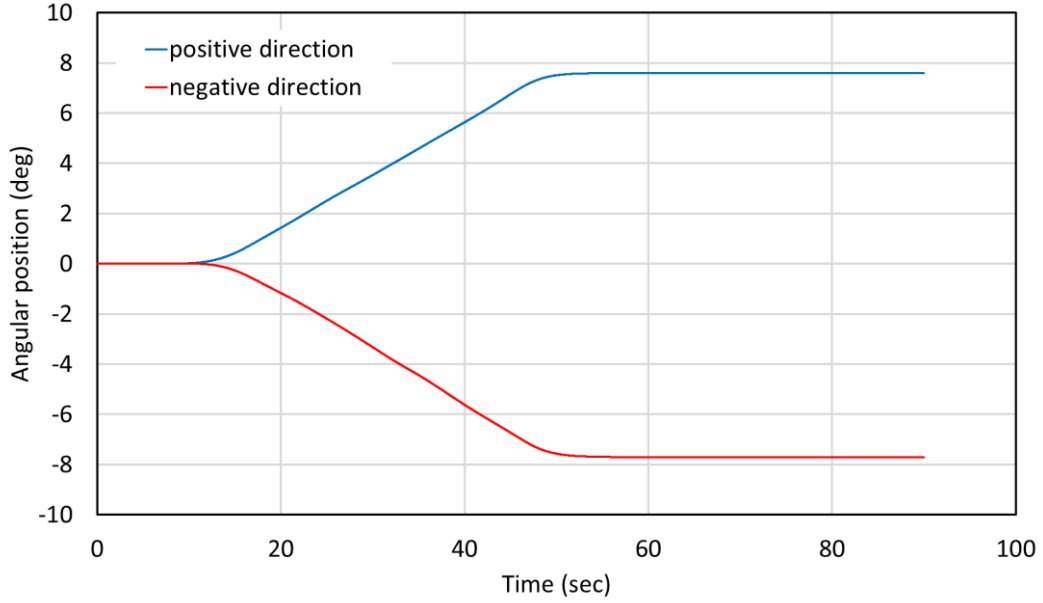
Eğer sinyallerin faz farkları negatif verilirse dönme yönü tam tersine olmaktadır. Elde edilen ölçümler Şekil 26 ve Şekil 27’de gösterilmiştir.



Şekil 26. Negatif faz farkı ile ters yönde elde edilen dönme

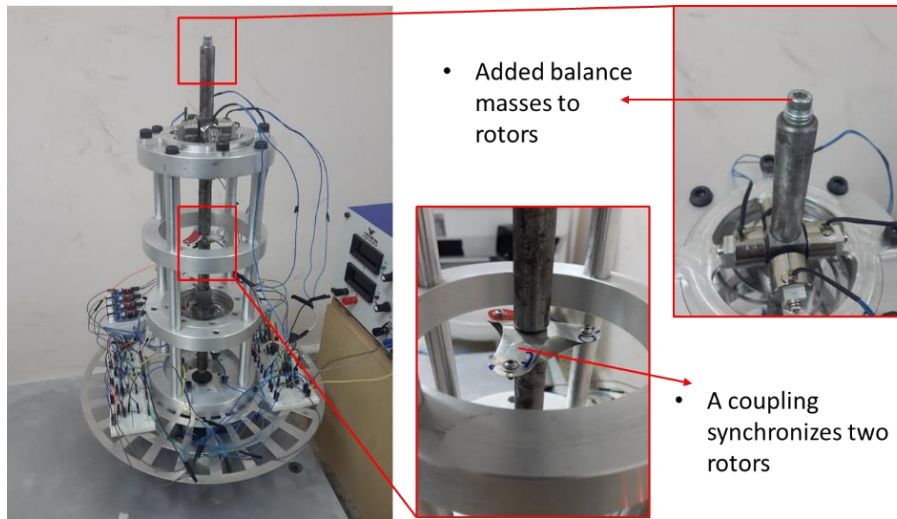


Şekil 27. Ters yönde dönerken elde edilen açısal hız grafiği



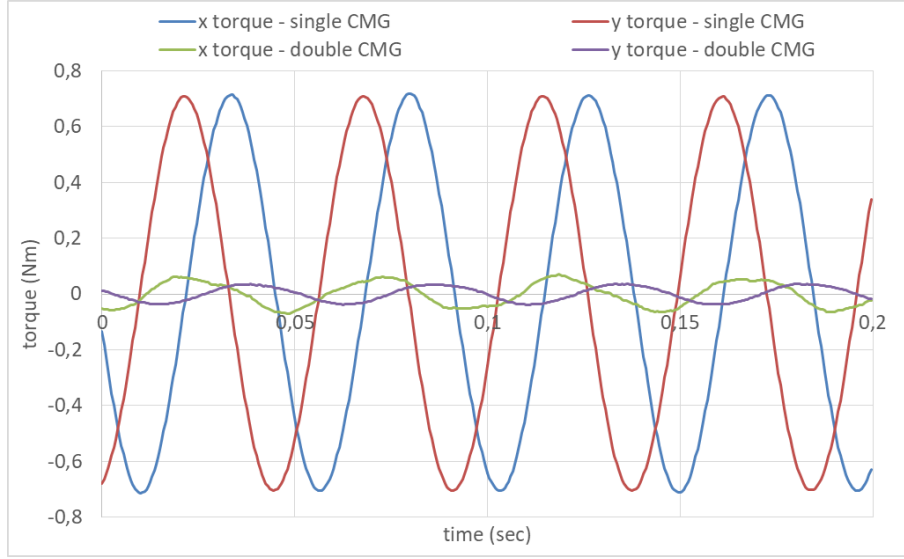
Şekil 28. Pozitif ve negatif yönde elde edilen açıl pozisyon değişimleri

Şekil 28'e bakıldığında x ve y eksenlerindeki tork değerlerinin z ekseninde oluşan tork değerine kıyasla oldukça büyük olduğu görülebilir. Bu eksenlerde oluşan titreşimleri önlemek için iki eş eyleyicinin 180 derece faz farklı konfigürasyonla çalışması gerekmektedir. Bu nedenle aynı eyleyiciden bir tane daha ürettirilmiş ve üst üste bağlanarak beraber çalışmaları sağlanmıştır (Şekil 29). Çubuk rotorların uçları oldukça esnek bir kavrama ile birbirine bağlanmıştır. Böylelikle senkronizasyon mekanik anlamda da sağlanmıştır. Ayrıca dengeleme kütleleri de kullanılarak eklenen kavramanın oluşturduğu dengesizlik ortadan kaldırılmaya çalışılmıştır.



Şekil 29. Üst üste bağlanmış ve beraber çalışan eyleyiciler, senkronizasyon için bağlanan kavrama ve dengeleme kütleleri

Bu durumda x ve y eksenlerinde oluşan torklardaki düşüşler Şekil 30'da görülmektedir. Böylelikle 180 derece faz farklı ve beraber çalışan iki eyleyicinin x ve y eksenlerinde oluşturduğu torkları başarılı bir şekilde azalttığı ve daha hassas bir üretim ve mekanik tasarım ile çok daha düşük tork değerlerinin elde edilebileceği söylenebilir.

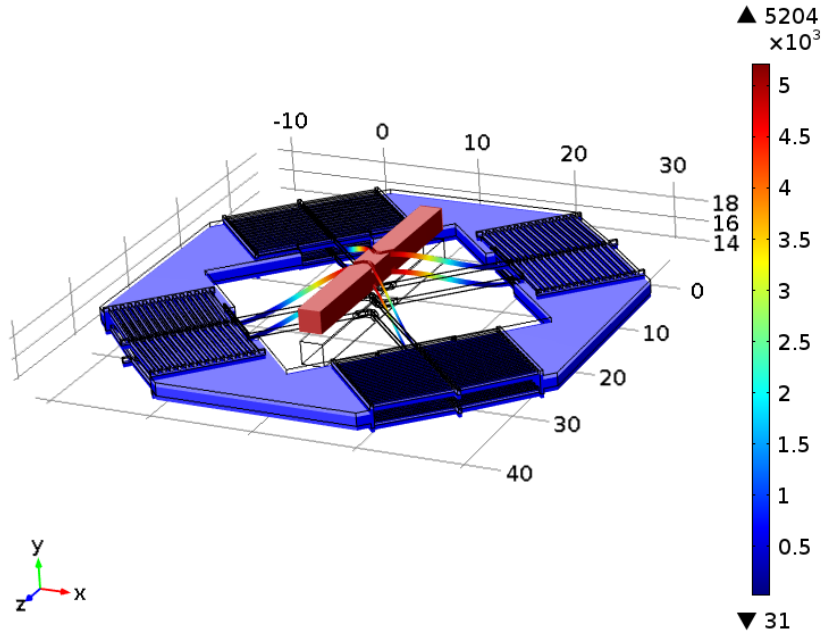


Şekil 30. Tek eyleyici ve çift eyleyicinin x ve y eksenlerinde oluşturduğu torklar

6.3 Mikro Elektromekanik Eyleyici Analiz Sonuçları

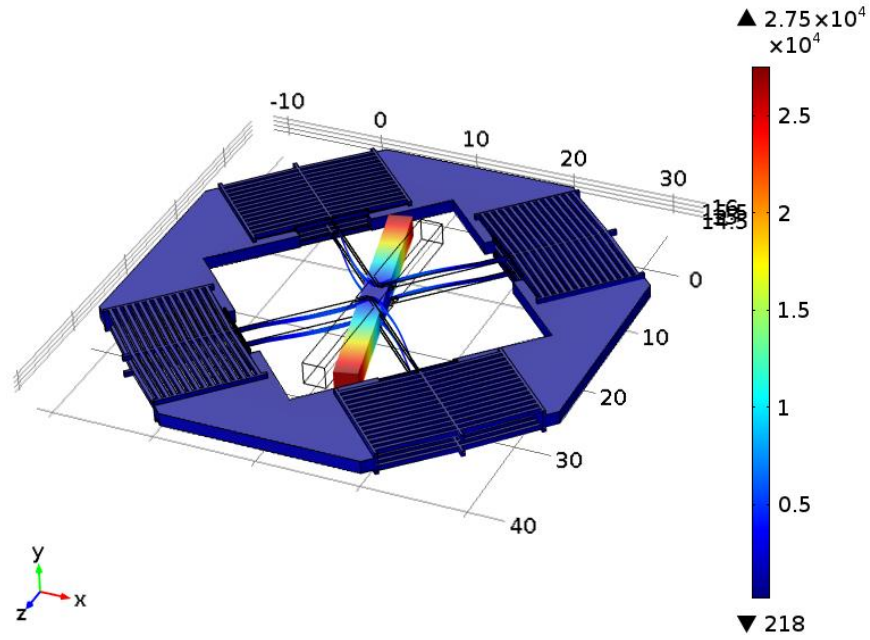
Döviz kurlarındaki meydana gelen farktan dolayı, MEMS+ Coventor yazılımı tedarik edilememiş olup ODTÜ bünyesinde hâlihazırda yer alan COMSOL yazılımı ile ilgili analizler gerçekleştirilmiştir. İlk olarak tasarımın doğal frekansları bulunmuştur. 3 boyutlu uzayda serbest olacak şekilde ilk 3 yapısal rezonans frekansının grafikleri Şekil 31, Şekil 32 ve Şekil 33'de görülmektedir.

Eigenfrequency=444.37 Surface: Total displacement (mm)

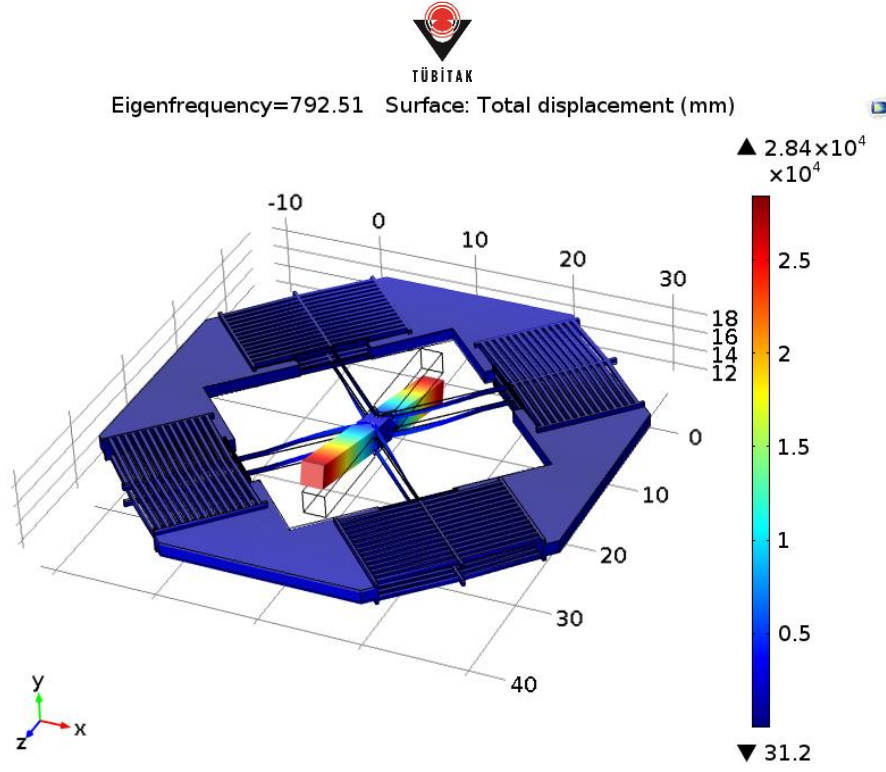


Şekil 31. Birinci rezonans frekansı (444.37 Hz)

Eigenfrequency=688.71 Surface: Total displacement (mm)

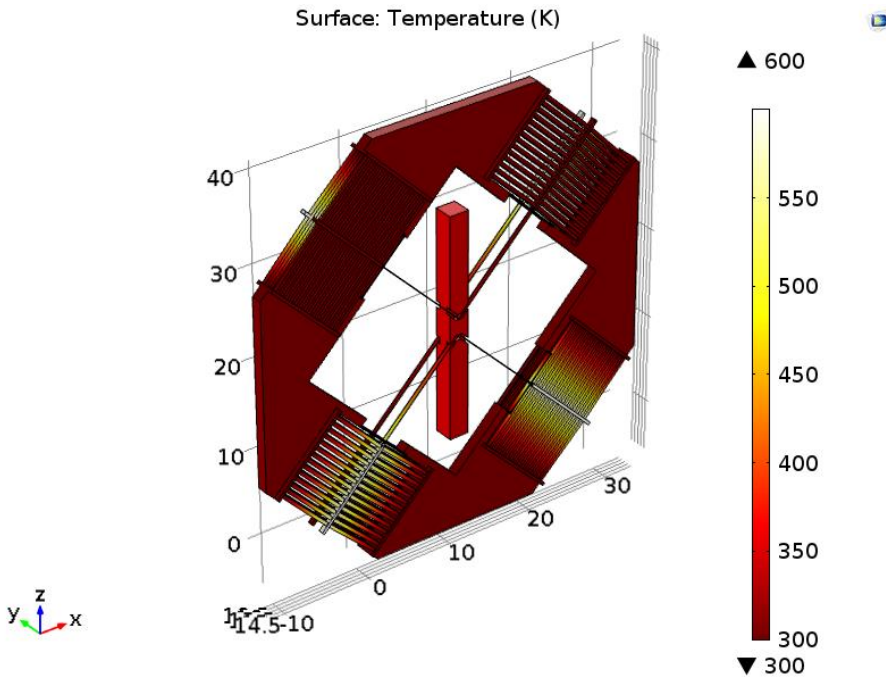


Şekil 32. İkinci rezonans frekansı (688.71 Hz)

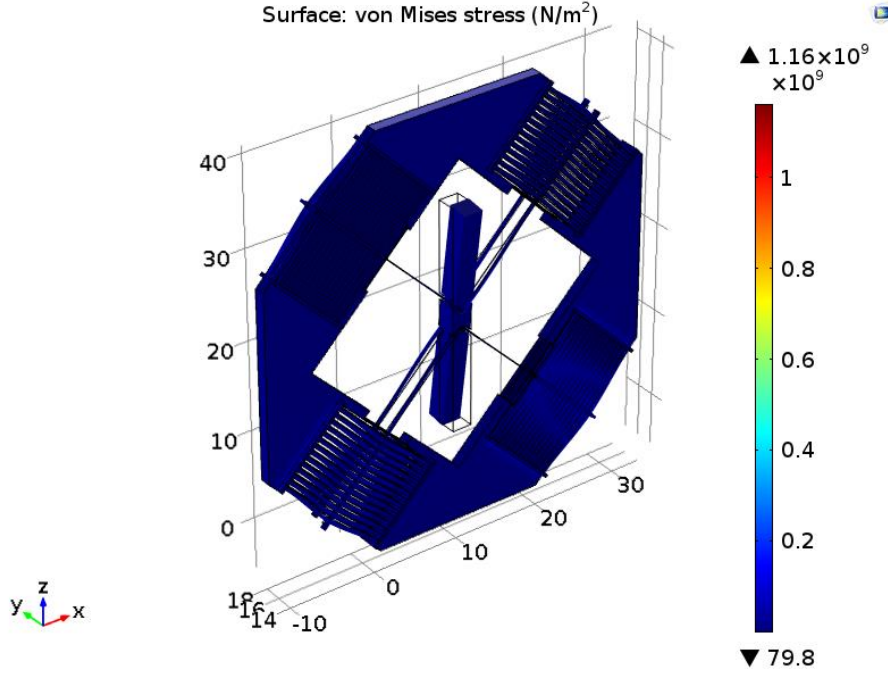


Şekil 33. Üçüncü rezonans frekansı (792.51 Hz)

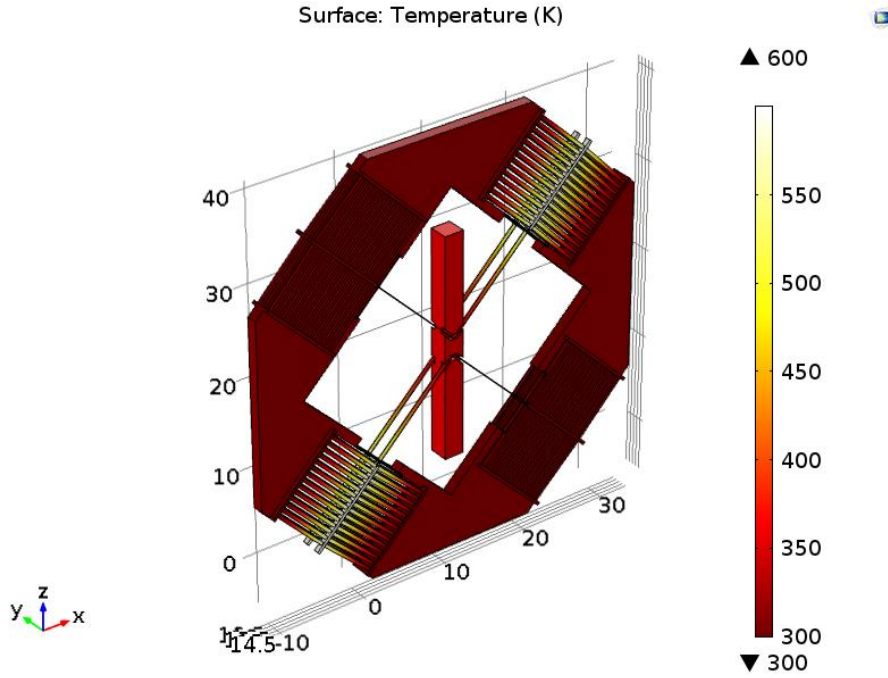
Cihazın Şekil 31, Şekil 32 ve Şekil 33'te verilmiş olan frekanslardan daha düşük frekanslarda çalıştırılacağı (< 300 Hz) öngörülmektedir. Bu analizlerin ardından COMSOL termal stres modülü kullanılarak termal eyleyici yüzeylerine sıcaklık sınır koşulları verilip x ve y dönme eksenlerinde termo-mekanik eyleyicilerin çalışması sonucu ortaya çıkan deformasyonlar elde edilmiştir. Deformasyon şekilleri rahat görülebilmeleri açısından gerçek deformasyonun 20 kat büyütülmüş halinde gösterilmiştir (Şekil 35 ve Şekil 37). Sıcaklık dağılımları ise Şekil 34 ve Şekil 36 da verilmiştir.



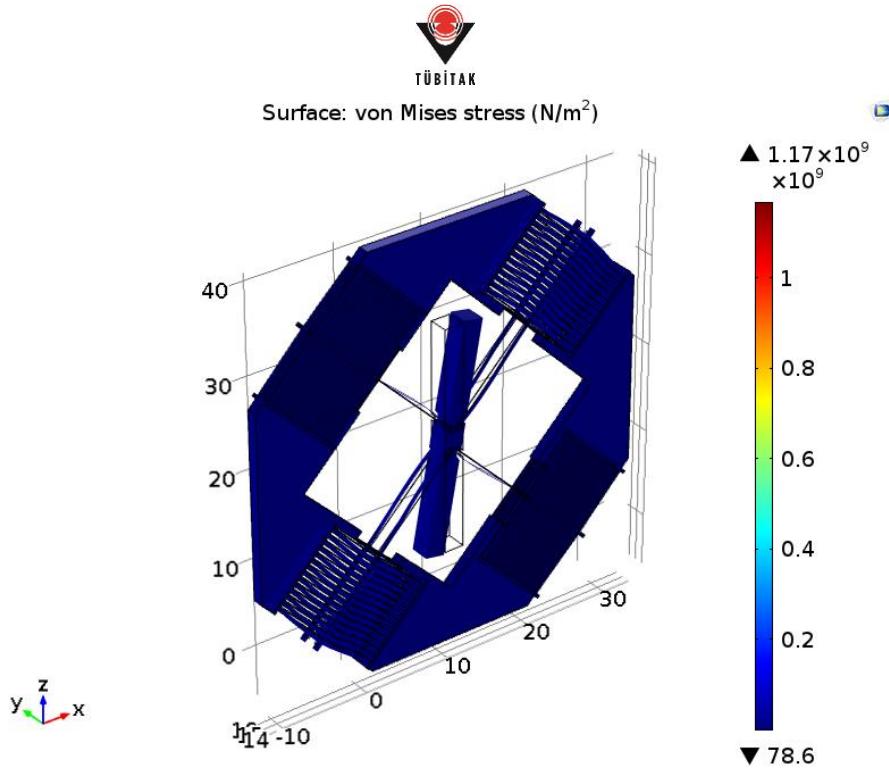
Şekil 34. X ekseninde dönme elde etmek için çalıştırılan termal eyleyiciler ve sıcaklık dağılımı



Şekil 35. X dönme ekseninde elde edilen deformasyon

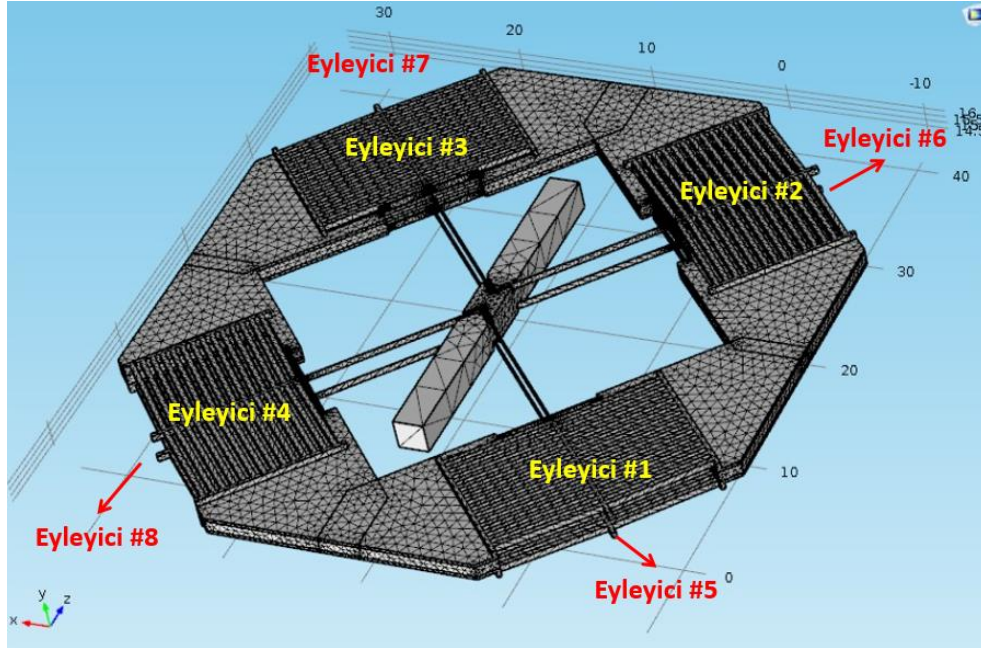


Şekil 36. Y ekseninde dönme elde etmek için çalıştırılan termal eyleyiciler ve sıcaklık dağılımı



Şekil 37. Y dönme ekseninde elde edilen deformasyon

X eksenini etrafındaki dönme açısı 0.40° olarak gerçekleşirken (Şekil 35), de Y eksenini etrafındaki dönüş 0.53° olarak gerçekleştirilmiştir (Şekil 37). Bu sonuçlardan da görülebileceği üzere termo-mekanik eyleyiciler uygun biçimde zamanlandığı takdirde; çubuk yapıyı “6.2 Çubuk Rotor Sonuçları” kısmında deneysel olarak gözlemlenmiş harekete oluşturabileceği söylenebilir. Elbette bu amaçla Şekil 38’de verilmiş olan eyleyicilerin belirli bir sırayla ve tekrarlanarak aktif hale getirilmeleri gerekmektedir.

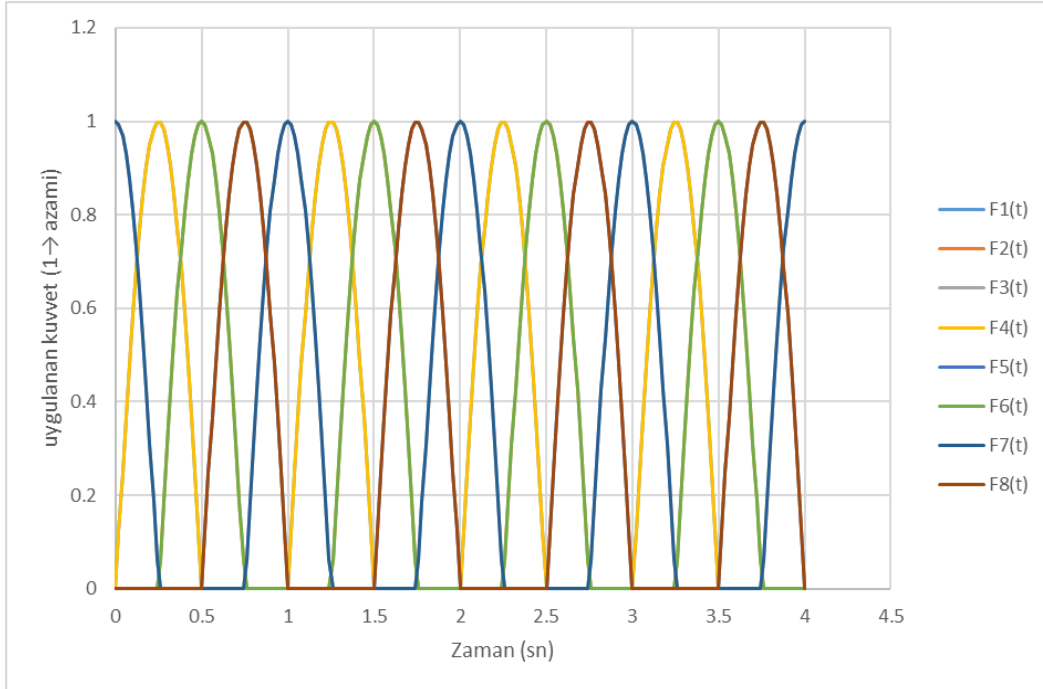


Şekil 38. Numaralandırılmış halde eyleyiciler. Sarı renkle gösterilen eyleyiciler üst yüzeyde, diğerleri alt yüzeyde yer almaktadır

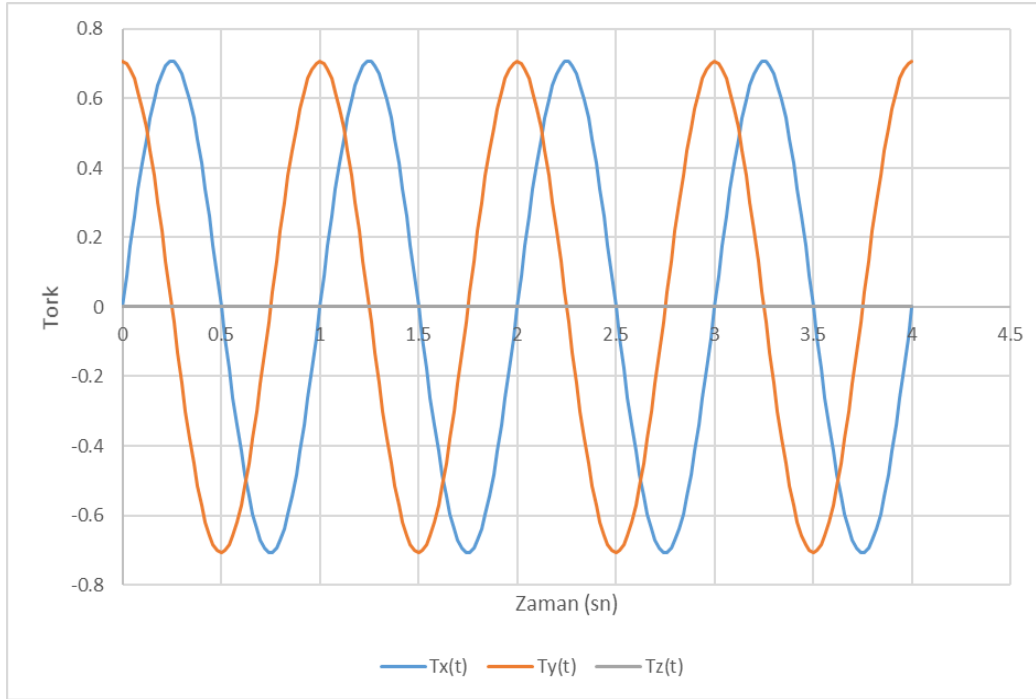
Bunu gerçekleştirmek için eyleyicilerin aşağıdaki fonksiyon ile sürülmesi gerektiği sonucuna varılmıştır.

$$\left. \begin{aligned} v_1(t) &= V_1 \sin(2\pi ft) \\ v_2(t) &= V_2 \sin(2\pi ft + \pi + \sigma) \\ v_3(t) &= V_3 \sin(2\pi ft + \sigma) \\ v_4(t) &= V_4 \sin(2\pi ft) \\ v_5(t) &= V_5 \sin(2\pi ft + \pi) \\ v_6(t) &= V_6 \sin(2\pi ft + \pi + \sigma) \\ v_7(t) &= V_7 \sin(2\pi ft + \sigma) \\ v_8(t) &= V_8 \sin(2\pi ft + \pi) \end{aligned} \right\} \sin(2\pi ft + \sigma_i) < 0 \rightarrow V_i = 0 \quad (22)$$

Bu durumda uygulanan kuvvet ve elde edilen torklar bulunmuştur. Termo-mekanik eyleyiciler sadece çekme kuvveti uygulayabilmektedirler. Şekil 39'da 1 Hz'lik frekans ve $\sigma=90^\circ$ için eyleyicilerin vermesi gereken kuvvet ve Şekil 40'ta da çubuğa uygulanan net tork sonuçları verilmiştir.



Şekil 39. Eyleyiciler tarafından uygulanan kuvvetler



Şekil 40 Çubuğa etki eden tork değerleri

6. Proje Kapsamında Yapılan Yayınlar ve Gerçekleştirilen Tez Çalışmaları

Proje kapsamında altı Adet uluslararası kongre bildirisi yayınlanmıştır. Bunlar aşağıda listelenmiştir.

1. Akbulut, B., Tekinalp, O., Arberkli, F., Azgin, K., 2019, "Oscillating Control Moment Gyroscope Experimental Results," *AIAA SciTech 2019 Forum, Guidance Navigation and Control Conference*, San Diego, CA, 7-11 Ocak.
2. Arberkli, F., Akbulut, B., Azgin, K., Tekinalp, O., 2018, "A Hypothetical Mechanical Design for Vibrating Mass Control Moment Gyroscopes," *AIAA SciTech 2018 Forum, 2018 Space Flight Mechanics Meeting*, Kissimmee, FL, 8-12 Ocak.
3. Akbulut, B., Arberkli, F., Azgin, K., Tekinalp, O., 2017, "Experimental Characterization and Validation of Vibrating Rotor Control Moment Gyroscopes," *Space and Astronautics Forum 2017*, Orlando, FL, 12-14 Eylül.
4. Arberkli, F., Akbulut, B., Azgin, K., Tekinalp, O., 2017, "Effects of Rotor Geometry on the Performance of Vibrating Mass Control Moment Gyroscopes," *AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference*, Columbia River George, Stevenson, WA, 20-24 Ağustos.
5. Akbulut, B., Arberkli, F., Azgin, K., 2017, "A Simplified Model for Vibrating Mass Control Moment Gyroscope," *AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting*, San Antonio, TX, 5-9 Şubat.
6. Akbulut, B., Arberkli, F., Azgin, K., Tekinalp, O., 2016, "Vibrating Mass Control Moment Gyroscope Dynamic Model Validation," *Space 2016, AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference*, Long Beach, CA, September 13-16, 2016.

Listede verilen yayınlara ek olarak iki adet uluslararası dergi makalesi hazırlanmakta olup, kısa süre içinde gönderilecektir.

Yine proje kapsamında bursiyer Ferhat Arberkli yüksek lisans tez çalışmasını tamamlamıştır. Doktora öğrencisi Burak Akbulut projeye katkı vermiş fakat projeden herhangi bir ödeme almamıştır. Burak Akbulut'un da tezini kısa süre içinde savunması beklenmektedir.

7. Sonsöz

Yalpalayan çubuk prensibine dayanan yönelim kontrol eyleyicileri tasarlanmış ve üretilmiştir. Bu tasarımın başarımını değerlendirmek için deney düzenekleri de geliştirilmiştir. Yük hücresi ile deney yapılarak, *prototip* eyleyici için uygun girdi parametreleri belirlenmiş; azami hareket çıktısı için faz ayarları elde edilmiştir. Beklenen çıktıları belirlemek için ADAMS ticari yazılımı ile benzetimler yapılmıştır. Tek eksenli hava yatağı, kablosuz bir düzenek olacak şekilde yapılandırılmış; eyleyiciler hava yatağını döndürmeyi başarmıştır. Matematiksel modelde tahmin edildiği üzere faz farkı ayarı ile dönme yönünün de denetlenebildiği de gözlemlenmiştir.

Geliştirilen eyleyicilerden yola çıkılarak mikro elektormekanik sistem (MEMS) tabanlı eyleyici tasarımları da yapılmıştır.

Bu çalışmanın devamında elde edilen tecrübeler ışında yeni tasarım yapılması, ürettirilmesi ve uzun dönemli testlerin ardından uzayda denemesi en önemli hedeftir. Ayrıca MEMS tabanlı eyleyici tasarımının da geliştirilerek üretilmesi ve çalıştığının gösterilmesi amaçlanmaktadır.

Kaynaklar

- Bernstein D. S., McClamroch N. H. and Shen J., 2003, "Shape Change Actuation for Precision Attitude Control," IEEE Control Systems Magazine, 44-56, October.
- Brockett R.W., 1989, "On the Rectification of Vibratory Motion," Sensors and Actuators, 20, 91-96.
- Bryce Space and Technology, "Smallsats by the Numbers 2018," 2018.
- Carlo, M., and Izzo, D., 2005, "Satellite Pointing System based on EAP actuators." Proceedings of TAROS.
- Chang, H., Jiao, W., Fu, Q., Xie, J., Yuan, W., 2010, "Design and Simulation of a MEMS Control Moment Gyro-scope for the Sub-Kilogram Spacecraft", Sensors.
- Girbau, D., Lazaro, A., Pradelli, L., 2003, "RF MEMS Switches Based on the Buckle-beam Thermal Actuator", 33rd European Microwave Conference, Munich.
- Hacker Johannes M., Ying J., and Lai Peter C., 2015, "Reaction Wheel Friction Telemetry Data Processing Methodology and On-Orbit Experience," Journal of Astronautical Sciences, 62, 254-269
- Inumoh, L., Horri, N., and Pechev, A., 2012, "Tilted wheel for three-axis attitude control of a rigid satellite," Advances in the Astronautical Sciences. 145. 289-300.
- Kane T.R. and Scher M.P., 1969, "A Dynamical Explanation of the Falling Cat Phenomenon," Int. J. Solids Structures, 5, 663- 670. Pergamon Press. UK.
- Kane T.R. and Scher M.P., 1970 " Human Self-Rotation by Means of Limb Movements," Journal of Biomechanics, 3, 39-49., Pergamon Press., UK,
- Kawamura T., 2014, "Understanding of Falling Cat Phenomenon and Realization by Robot," Journal of Robotics and Mechatronics, 26-6, 685-690.
- Kim Y.V. and Deraspe G., 2003, "Resolving Radarsat-1 Momentum Wheels Failure Problem," 54th International Astronautical Congress, Bremen, Germany.
- Uo, M., Shirkawa, K., Hashimoto, T., Kubota, T., Kawaguchi, J., 2006, "Attitude Control Challenges and Solutions for Hayabusa Spacecraft," AIAA./AAS Astrodynamics Specialist Conference, Colorado.
- Nobari, N. A., 2013, "Attitude Dynamics and Control of Satellites with Fluid Ring Actuators," Ph.D. Dissertation, Department of Mechanical Engineering, McGill Univ., Montreal, Canada.
- Reiter, J., Böhringer, K., Campbell, M., 1999, "MEMS Control Moment Gyroscope Design and Wafer-Based Spacecraft Chassis Study", Micromachined Devices and Components V, Santa Clara CA USA.
- Rossini, L., Chetelat, O., Onillon, E., and Perriard, Y., 2013, "Force and Torque Analytical Models of a Reaction Sphere Actuator Based on Spherical Harmonic Rotation and Decomposition," IEEE/ASME Transactions on Mechatronics, 18, 3.
- Tayebi, J., and Soleymani, A., 2015, "A comparative study of CMG and FMC actuators for Nano satellite attitude control system-pyramidal configuration," 7th International Conference on Recent Advances in Space Technologies (RAST), Istanbul, 359-365.



Seddon, J., and Pechev, A., 2012, "3-D Wheel: A Single Actuator Providing Three-Axis Control of Satellites," *Journal of Spacecraft and Rockets* 49, 3.

Sahnow David J., Ake, J.B, Kruk, J.W., Andersson B.G., 2006, "Operations with the new FUSE observatory: three-axis control with one reaction wheel," *Proc. of SPIE*, 6266, June.

Xiao-wei, S., Xue-qin, C., Yun-hai, G., and Shi-jie, Z., "Small satellite attitude control based on mechanically-pumped fluid loops," 6th IEEE Conference on Industrial Electronics and Applications, Beijing, 2011, pp. 149-153.

Wayer, J.K., Castet, J.F., Saleh, J. H., "Spacecraft Attitude Control Subsystem: Reliability, Multi-State Analyses, and Comparative Failure Behavior in LEO and GEO", in *Acta Astronautica*, (2013), pp:83-92.