



Alçak yörünge uydularında itki teker konfigürasyonlarının kontrol performansına etkisi

Seda (Karadeniz) Kartal^{a,*}

^aBahçelievler Mah., 138. Cadde No:33/13, Gölbaşı/Ankara, Türkiye.

MAKELE BİLGİSİ

Makale Geçmişi:

Geliş 1 Haziran 2025

Düzeltilme 6 Temmuz 2025

Kabul 26 Temmuz 2025

Çevrimiçi mevcut

Anahtar Kelimeler:

Alçak Yörünge Uydusu

Yönelim Kontrol

İtki Teker Konfigürasyonu

PID

ÖZET

Bu çalışma, alçak Dünya yörüngesinde (LEO) görev yapan bir uydunun yönelim kontrolünü sağlamak amacıyla gerçekleştirilen modelleme, analiz ve denetim sürecini kapsamaktadır. Çalışmada, uydunun x, y, z eksenlerindeki dönme hareketlerini tanımlayan roll (yuvarlanma), pitch (yunuslama) ve yaw (sapma) yönelim dinamiklerine dayalı matematiksel model oluşturulmuş, ardından yönelim kontrolünü sağlayan itki tekeri sistemlerinin elektriksel ve mekanik özellikleri detaylı şekilde incelenmiştir. Kontrol sistemi, her bir tekerin bir DC motorla sürülmesi ve bu motorların oluşturduğu tork ile açılal hızların PID denetleyiciler aracılığıyla kontrol edilmesiyle gerçekleştirilmiştir. Üç farklı itki tekeri konfigürasyonu olan ortogonal 3 teker, dörtüzlü 4 teker ve piramit 4 teker yapıları karşılaştırmalı olarak analiz edilmiştir. Her konfigürasyon için yuvarlanma, yunuslama ve sapma yönelimlerine sırasıyla 0.4 rad/s, 0.8 rad/s ve 1 rad/s yönelim açıları uygulanmış ve sistemin istenilen yönelime ulaşma süresi dörtüzlü ve piramit konfigürasyonlarda yaklaşık 1 saniye, ortogonal yapıda ise yaklaşık 0,5 saniye olarak gözlemlenmiştir. Performans değerlendirmesi sonucunda ortogonal yapı 7.266×10⁻⁷ W güç harcayarak 15.633×10⁻⁷ rad/s maksimum açılal hızla ulaşırken, dörtüzlü yapı 7.768×10⁻⁷ W güç harcamış ve 18.232×10⁻⁷ rad/s hızla ulaşmıştır; piramit yapı ise en yüksek tüketimi ve hızı sergileyerek 7.817×10⁻⁷ W güç ve 18.468×10⁻⁷ rad/s maksimum açılal hız üretmiştir. Sonuçlar, yönelim kontrol sistemlerinde görev profiline uygun konfigürasyon seçiminin, sistemin enerji verimliliği, yönelim doğruluğu ve kararlılığı üzerinde belirleyici olduğunu göstermektedir.

Effect of reaction wheel configurations on control performance in low earth orbit satellites

ARTICLE INFO

Article history:

Received 1 June 2025

Received in revised form 6 July 2025

Accepted 26 July 2025

Available online

Keywords:

Low Earth Orbit

Attitude Control

Reaction Wheel Configuration

PID

ABSTRACT

This study involves a comprehensive modeling and analysis process for the attitude control of a satellite operating in low Earth orbit (LEO). Initially, a mathematical model representing the satellite's rotational motions along the x, y, and z axes—namely roll, pitch, and yaw—was derived. Subsequently, the electrical and mechanical properties of the reaction wheel systems employed for precise attitude control were examined in detail. The attitude control was achieved by driving each reaction wheel with a DC motor, and the torque and angular velocity parameters generated by the motors were regulated using Proportional-Integral-Derivative (PID) controllers. Three different reaction wheel configurations were investigated: the standard orthogonal three-wheel setup, the tetrahedral four-wheel configuration, and the pyramid four-wheel structure. For each configuration, a comparative analysis was conducted in terms of system performance, control stability, and energy efficiency. The findings indicate that pyramid four-wheel configuration exhibits the highest energy consumption. The results demonstrate that selecting an appropriate configuration in accordance with mission requirements plays a critical role in determining the overall performance of the attitude control system.

1. GİRİŞ

Uydular, bulundukları yörüngeye göre genel olarak üç ana kategoride sınıflandırılmaktadır: jeostatik (GEO), orta irtifa (MEO) ve alçak irtifa (LEO) [1]. GEO yörüngesindeki uydular, Dünya'nın kendi eksenini etrafındaki dönüş hızıyla eşzamanlı hareket ederek belirli bir nokta üzerinde sabit kalırlar; bu özellikleriyle

*Sorumlu yazar. Tel.: 05339345634; e-mail: sedakaradeniz@gmail.com

televizyon yayıncılığı, sabit iletişim hizmetleri ve meteorolojik gözlemler gibi uygulamalarda yaygın olarak kullanılmaktadır [2]. MEO yörüngeleri, daha geniş kapsama alanı sağlamaları nedeniyle GPS ve Galileo gibi küresel konumlama sistemleri için tercih edilmektedir [3]. LEO yörüngesi ise Dünya'ya yakınlığı sayesinde düşük gecikmeli iletişim, yüksek çözünürlüklü görüntüleme, bilimsel deneyler ve keşif görevleri gibi uygulamalarda önemli avantajlar sunmaktadır [4].

LEO yörüngesinde görev yapan uyduların bu görevleri başarıyla gerçekleştirebilmesi için yönelim denetiminin yüksek hassasiyetle sağlanması gerekmektedir. Uydu, görev süresince hedef doğrultuya doğru yönelmeli, haberleşme sistemlerini Dünya ile hizalamalı ve gözlem yüklerini belirli hedeflere sabitlemelidir [5]. Bu gereksinimleri karşılamak amacıyla, LEO uydularına özel yönelim denetleyicilerinin tasarımı kritik bir öneme sahiptir. Literatürde, uydu yönelim denetimi için çeşitli kontrol yöntemleri önerilmiştir. En yaygın yaklaşımlar arasında Oransal-Türevsel-İntegral (PID) denetleyiciler ve Doğrusal Kuadratik Regülatörler (LQR) yer almaktadır [6, 7]. Daha karmaşık görevler için ise Kayma Kipli Kontrol (SMC) ve Uyarlamalı Kontrol gibi ileri düzey teknikler kullanılmaktadır [8, 9]. Astrom ve Murray [6] geri besleme sistemlerinin temellerini detaylandırırken, Bryson [7] optimal kontrol kuramına katkılar sunmuştur. Utkin [8], kayma modlu kontrolün kararlılık ve dayanıklılık özelliklerini ele almış; Ioannou ve Sun [9] ise parametre belirsizliklerine karşı dayanıklı uyarlamalı kontrol yaklaşımları geliştirmiştir. Daha yakın tarihli çalışmalarda, geleneksel yöntemlerle yapay zekâ tabanlı algoritmaların birleştiği entegre kontrol stratejileri ön plana çıkmaktadır [10, 11].

Yönelim kontrol performansını etkileyen birçok sistem parametresi bulunmaktadır. Bunlar arasında uydunun atalet momenti, yerçekimi gradyanı, atmosferik sürüklenme gibi dışsal bozucu etkiler ile birlikte, özellikle itke tekeri konfigürasyonu ön plana çıkmaktadır [12, 13]. İtke tekerlerinin yerleşim düzeni, sistemin hem yönelim doğruluğunu hem de enerji tüketimini doğrudan etkilemektedir. Bu bağlamda üç temel itke tekeri konfigürasyonu literatürde yaygın şekilde tanımlanmaktadır: Standart Ortogonal konfigürasyon, tekerlerin belirli eğimlerle yerleştirildiği piramit konfigürasyonu ve dört tekerin eşit açılarla konumlandığı tetrahedral 4 teker konfigürasyonudur [14-16]. Bu yapıların her biri farklı avantajlar ve sınırlamalar barındırmaktadır. Ortogonal yapı basitliği ve hesaplama kolaylığıyla dikkat çekerken, tek bir tekerin arızalanması durumunda sistemin denetim kabiliyeti sınırlanabilir [14]. Piramit konfigürasyonu hata dayanımı bakımından daha güvenilirdir; ancak daha karmaşık moment dağılımı hesaplamaları gerektirir [15]. Tetrahedral yapı ise üç ekseninde dengeli ve güçlü kontrol imkânı sağlar; buna karşın enerji tüketimi ve hesaplama maliyeti daha yüksektir [16]. Çeşitli çalışmalar, piramit yapının arızalara karşı daha toleranslı olduğunu, tetrahedral düzenlemenin ise yüksek hassasiyetli görevler için daha uygun olduğunu göstermektedir [17, 18]. Diğer yandan, basit görevler ve düşük maliyetli sistemlerde orthogonal yapı hâlâ geçerliliğini korumaktadır [19].

Bu çalışmada, LEO yörüngesinde görev yapan bir uydu için yönelim denetleyicisi tasarlanmış ve orthogonal 3 teker, dörtyüzlü 4 teker, piramit 4 teker gibi farklı itke tekeri konfigürasyonlarının kontrol başarımı üzerindeki etkileri karşılaştırmalı olarak incelenmiştir. Uydu yönelimi, kinematik ve dinamik modeller temelinde oluşturulmuş; yalnızca yönelim denetleyicisinin yeterli olmadığı tespit edilmiştir. Bu nedenle, itke tekerlerinin açılabilir hız ve tork çıktıları üzerinde denetim sağlayan kademeli bir kontrol yapısı geliştirilmiştir. Simülasyonlar aracılığıyla her bir konfigürasyonun kararlılık, yönelim doğruluğu ve enerji verimliliği gibi ölçütler üzerinden performansı değerlendirilmiş; elde edilen bulgular ışığında sistem tasarımı için öneriler sunulmuştur.

Bu makale altı bölümden oluşmaktadır. Giriş bölümü birinci bölümde verilmiştir. İkinci bölümde, uydu yönelim

sisteminin temel bileşenleri olan kinematik ve dinamik modeller ayrıntılı şekilde sunulmuş; Euler açıları temelinde yönelim parametreleri tanımlanarak, uydunun dönme hareketleri fiziksel ilkeler doğrultusunda modellenmiştir. Üçüncü bölümde, yönelim kontrolü amacıyla kullanılan itki tekerlerinin elektriksel modelleri ile ortogonal 3 teker, piramit ve tetrahedral 4 teker olmak üzere üç farklı fiziksel konfigürasyonu tanıtılmıştır. Dördüncü bölüm, itki tekerlerinin tork ve hız çıktılarının kontrolüne yönelik olarak geliştirilen PID tabanlı denetleyici mimarisine ve bu mimarinin 3 farklı itki teker konfigürasyonlar altındaki performans değerlendirmelerine ayrılmıştır. Beşinci bölümde, elde edilen tork referansları doğrultusunda uydunun yönelim kontrolü kapsamlı biçimde ele alınarak sistemin genel kararlılığı ve doğruluk başarımı analiz edilmiştir. Altıncı ve son bölümde ise çalışma genel hatlarıyla özetlenmiş, analiz sonuçlarına dayalı çıkarımlar sunulmuş ve gelecekteki araştırmalara ışık tutacak önerilerde bulunulmuştur.

II. ALÇAK YÖRÜNGE UYDU YÖNELİM MODELİ

LEO uydularında yönelim kontrolünün sağlıklı yürütülebilmesi için, sistemin hem dinamik hem de kinematik davranışlarını temsil eden kapsamlı bir modelleme yapılması gerekmektedir. Dinamik modelde, uydunun fiziksel kuvvetlere verdiği tepkileri ele alınmıştır. Yönelim denetiminin temelini oluşturan kinematik model, uydu yöneliminin zamanla nasıl değiştiğini kuaterniyonlar veya Euler açıları gibi parametreler kullanarak matematiksel olarak tanımlanmıştır.

2.1 Dinamik Model

Uydu dinamiği, temel olarak gövde eksenleri etrafındaki açısal hızın ve momentlerin etkileşimiyle açıklanır. Bu bağlamda, yönelim değişimini etkileyen toplam tork, itki tekerlerinden gelen momentum değişimi ve açısal hızla ilişkili moment ifadeleri dikkate alınarak aşağıdaki şekilde modellenir [20]:

$$\dot{w}_{ib}^b = I_s^{-1} [T_D - \dot{H}_{RW}^b - \Omega(w_{ib}^b) I_s w_{ib}^b - \Omega(w_{ib}^b) H_{RW}^b] \quad (1)$$

Burada kullanılan değişkenler:

I_s ; uydunun ataletsel tensör matrisi

T_D ; pertürbasyonlara bağlı tork

H_{RW}^b ; itki tekerleri tarafından üretilen momentum

$\dot{H}_{RW}^b$; itki tekerleri tarafından üretilen tork, $\dot{H}_{RW}^b = T_C$

w_{ib}^b ; uydunun gövde koordinat sistemindeki açısal hızı

$\Omega(w_{ib}^b)$; açısal hızla bağlı olarak oluşturulan eğik simetrik matris.

Uydunun yönelim dinamikleri, uzay ortamında maruz kaldığı çeşitli dışsal etkiler sonucu karmaşık bir yapıya sahiptir. Bu doğrultuda, yerçekimi gradyanı, güneş radyasyonu basıncı, atmosferik sürüklenme kuvvetleri ve

uydunun manyetik dipol momenti ile Dünya'nın manyetik alanı arasındaki etkileşim gibi çevresel faktörler, sistem üzerinde pertürbasyon torkları oluşturmaktadır [20]. Bu bozulmaların etkisini dengelemek amacıyla genellikle aktif yönelim kontrol elemanları kullanılır; bunlar arasında en yaygın olanlar itke tekerleri ve manyetik tork çubuklarıdır. Bu çalışmada, yönelim kontrolü yalnızca itke tekerlerinin ürettiği torklar üzerinden gerçekleştirilmiş ve bu torklar, kontrol girdisi olarak modele dahil edilmiştir. Pertürbasyon torklarının zamana bağlı değişimleri göz ardı edilerek, bu torkların sabit büyüklükte olduğu varsayımı yapılmıştır. Ayrıca, uydunun atalet tensör matrisinin köşegen dışı bileşenlerinin ihmal edilebilir düzeyde olduğu kabul edilerek, hesaplamalarda köşegen bir atalet matrisi kullanılmıştır [21].

$$I_s = \begin{bmatrix} I_{sxx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{syy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{szz} \end{bmatrix} \quad (2)$$

Uydunun x, y ve z eksenlerindeki açısal hızlarından türetilen eğik simetrik matris aşağıdaki şekilde ifade edilmektedir [22]:

$$\Omega(w_{ib}^b) = \begin{bmatrix} 0 & -w_{ib,z}^b & w_{ib,y}^b \\ w_{ib,z}^b & 0 & -w_{ib,x}^b \\ -w_{ib,y}^b & w_{ib,x}^b & 0 \end{bmatrix} \quad (3)$$

2.2. Kinematik Model

Kinematik model, bir uydunun yönelim bilgilerini ifade ederken farklı referans çerçeveleri (örneğin gövde ve yörünge koordinat sistemleri) arasındaki dönüşüm ilişkisini tanımlayan temel yapıdır. Uydu gövdesine ait açısal hız bileşenlerinin yörünge referans sistemine dönüştürülmesi, yönelim kontrolünün sağlıklı şekilde yürütülmesi açısından kritik öneme sahiptir. Bu dönüşüm klasik yaklaşımlarda çoğunlukla Euler açılarına dayalı dönüşüm matrisleriyle gerçekleştirilir. Ancak Euler açılarının belirli yönelim konfigürasyonlarında, özellikle yunuslama açısının ± 90 dereceye yakın değerlerde, tanımsız hâle gelmesi, bu yöntemin sınırlayıcı bir unsurdur. Bu problemten kaçınmak ve daha kararlı bir yönelim temsili elde etmek amacıyla, bu çalışmada dönüşüm işlemleri Euler açıları yerine kuaterniyonlar ile gerçekleştirilmiştir. Kuaterniyon vektörleri $[q_1 \ q_2 \ q_3 \ q_4]$, dört boyutlu bir yönelim uzayı sunarak dönüşümün sürekliliğini ve matematiksel kararlılığını sağlar. Bu çerçevede, gövde koordinat sisteminden yörünge koordinat sistemine geçiş için kullanılan dönüşüm matrisi $C(q)_o^b$, kuaterniyon bileşenlerine dayalı olarak yapılandırılmıştır [20]. Bu yaklaşım sayesinde, yönelim dinamikleri daha yüksek hassasiyetle modellenabilmekte ve kontrol algoritmalarında kararlılık korunabilmektedir. Kinematik model aşağıdaki şekilde ifade edilmektedir:

$$\dot{q} = \frac{1}{2} \Omega(w_{ob}^b)q \quad (4)$$

Burada $\Omega(w_{ob}^b)$ uydunun yörünge koordinat sistemine göre açısal hızına karşılık gelen eğik simetrik matrisi temsil etmekte olup, aşağıdaki şekilde türetilmektedir [20]:

$$\begin{bmatrix} w_x \\ w_y \\ w_z \end{bmatrix}_{ob}^b = \begin{bmatrix} w_x \\ w_y \\ w_z \end{bmatrix}_{ib}^b - C_o^b \begin{bmatrix} 0 \\ -w_0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (5)$$

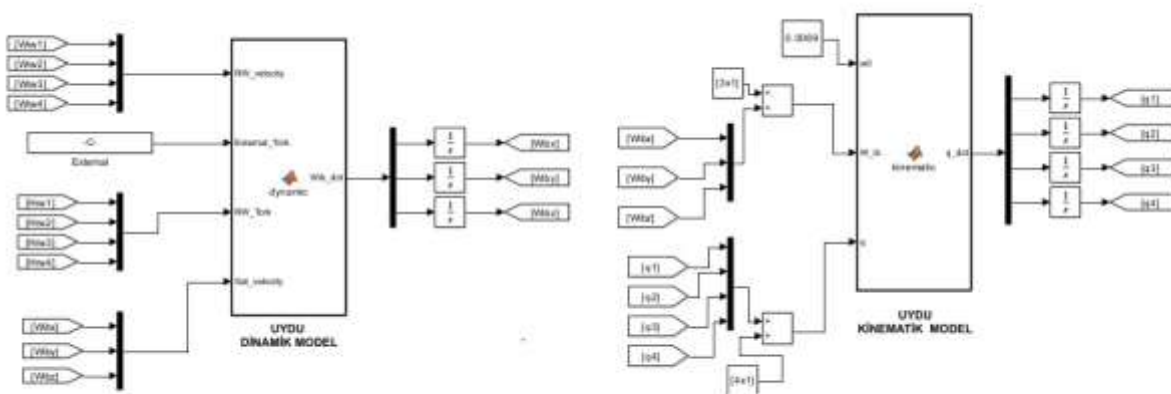
Burada w_{ob}^b , uydunun yörünge koordinat sistemindeki açısal hızını, w_{ib}^b ise uydunun gövde koordinat sistemindeki açısal hızını ifade etmektedir. Uydunun ortalama hareketi w_0 ile gösterilmekte olup, aşağıdaki şekilde belirlenmektedir:

$$w_0 = \sqrt{\frac{GM_e}{R^3}} \quad (6)$$

Denklem 6'da G, Dünya'nın evrensel çekim sabitini, M_e , Dünya'nın kütesini, R ise uydu ile Dünya arasındaki mesafeyi ifade etmektedir. Bu çalışmada w_0 değeri yaklaşık olarak 0.0069 rad/s olarak kabul edilmiştir. Gövde koordinat sisteminden yörünge koordinat sistemine dönüşüm için kullanılan dönüşüm matrisi aşağıdaki şekilde tanımlanmaktadır [20].

$$C(q)_o^b = \begin{bmatrix} C(q)_{11} & C(q)_{12} & C(q)_{13} \\ C(q)_{21} & C(q)_{22} & C(q)_{23} \\ C(q)_{31} & C(q)_{32} & C(q)_{33} \end{bmatrix} \quad (7)$$

Burada, uydunun yuvarlanma, yunuslama, sapma (roll, pitch, yaw) gibi Euler açıları, [23] numaralı çalışmada detaylandırılan kuaterniyon parametreleri kullanılarak elde edilmektedir. Yukarıda matematiksel modelleri elde edilen Flying Laptop uydusunun dinamik ve kinematik Simulink modeli Şekil 1'de verilmiştir [22].



Şekil 1. Uydunun dinamik ve kinematik Simulink modeli

Şekil 1’de, uydunun yönelim dinamikleri ve kinematiklerini temsil eden Simulink tabanlı model yapısı gösterilmektedir. Model iki ana bloktan oluşmaktadır: "Uydu Dinamik Modeli" ve "Uydu Kinematik Modeli". Uydu dinamik modeli, uydunun açısız hızlarını belirleyen Euler hareket denklemleri doğrultusunda; dış tork, itki tekerlerinden gelen tork ve uydunun ataleti gibi girdileri kullanarak açısız ivmeleri hesaplamaktadır. Bu açısız ivmeler, entegrasyon blokları aracılığıyla açısız hızlara dönüştürülmektedir. Elde edilen açısız hız vektörleri daha sonra kinematik modele aktarılmaktadır. Kinematik model, quaternion temelli yönelim gösterimi ile çalışmakta olup, açısız hızların entegrasyonu sonucunda yönelim kuaternionlarının zamanla nasıl değiştiğini hesaplamaktadır. Böylece sistem, uydunun hem açısız hız hem de yönelim bilgilerini zamana bağlı olarak güncel şekilde simüle etmektedir. Bu modelleme yapısı, yönelim kontrol sisteminde kullanılan PID tabanlı denetleyicinin etkilerini gözlemlemek, farklı itki tekeri konfigürasyonlarının dinamik tepkisini analiz etmek ve kararlılık ile enerji performansını değerlendirmek için temel simülasyon altyapısını oluşturmaktadır.

III. İTKİ TEKER KONFIGÜRASYONU

Alçak Dünya yörüngesinde görev yapan uyduların görevlerini yüksek hassasiyetle yerine getirebilmeleri için, yönelimlerinin güvenilir ve kararlı biçimde kontrol edilmesi gerekir. Bu ihtiyaca yönelik olarak geliştirilen itki teker sistemleri günümüzde birçok modern uydu platformunda yaygın şekilde kullanılan, atalet temelli aktif yönelim kontrol elemanlarıdır. Bu sistemler, herhangi bir dış kuvvete veya moment üreticiye gereksinim duymadan, uydunun yalnızca içsel momentum değişimleri yoluyla yönelimini düzenlemesine imkân tanır. Özellikle enerji tasarrufu, düşük yapısal titreşim ve yüksek doğruluk gerektiren görevlerde itki tekerlerinin kullanımı öne çıkmaktadır. Söz konusu sistemler, genellikle ortogonal üçlü yapı, piramit düzeni veya tetrahedral geometri gibi farklı teker yerleşim konfigürasyonlarıyla tasarlanarak sistemin kontrol yeteneği, görev fazlalığı ve arıza toleransı artırılmaya çalışılır. Bu noktada, teker konfigürasyonunun seçimi; yönelim hassasiyeti, dinamik kararlılık, görev güvenilirliği ve sistemin hata anında tepki kapasitesi gibi performans ölçütlerini doğrudan etkileyen belirleyici bir faktördür. Bu nedenle, görev tanımı, yörünge çevresi koşulları ve uydu gövdesinin fiziksel kısıtları göz önüne alınarak en uygun teker konfigürasyonunun seçilmesi, sistem mühendisliği açısından büyük önem taşımaktadır.

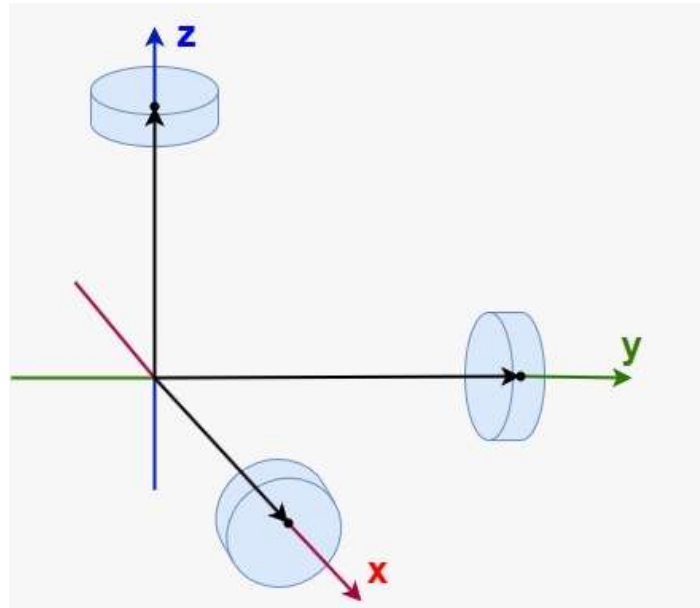
Teker konfigürasyonu yalnızca yönelim doğruluğu üzerinde değil; aynı zamanda sistem genelinde enerji tüketimi, tork üretim kapasitesi, toparlanma süresi ve uzun dönemli görev güvenilirliği üzerinde de önemli etkilere sahiptir. Bu çok boyutlu etkiler göz önüne alındığında, tasarım aşamasında yalnızca nominal performansa odaklanmak yeterli olmamakta; aynı zamanda arıza senaryoları, kütle dağılımı, mekanik entegrasyon kolaylığı gibi mühendislik kriterleri de dikkate alınmalıdır. Bu çalışmada, farklı kontrol stratejileri altında üç temel teker konfigürasyonu analiz edilmiş olup her bir yapının sistem performansına katkısı yönünden karşılaştırmalı değerlendirmesi gerçekleştirilmiştir.

3.1. Standart Ortogonal 3 Teker Konfigürasyon

Standart ortogonal üç teker konfigürasyonu, alçak Dünya yörüngesinde faaliyet gösteren küçük ve orta ölçekli uydular için en çok tercih edilen yönelim kontrol mimarilerinden biridir. Bu yapı, üç adet itki tekerinin uydu gövdesine, kütle merkezine mümkün olduğunca yakın bir noktada ve uzayda birbirine dik olan x, y ve z eksenlerine

hızlı biçimde yerleştirilmesi esasına dayanır. Şekil 2’de şematik olarak gösterilen bu konfigürasyon, her bir ekseninde bağımsız moment üretimine olanak sağlayarak, uydunun üç serbestlik derecesinde yönelimini kontrol edebilmesini mümkün kılar. Mekanik olarak yalın bir tasarıma sahip olması ve kontrol algoritmalarının daha az karmaşık yapılarla uygulanabilmesi, bu konfigürasyonu özellikle küp uydular ve mikro uydular gibi sınırlı hacim ve enerji kaynağına sahip platformlar için son derece uygun hâle getirmiştir.

Sistemin başlıca avantajları arasında; düşük üretim ve entegrasyon maliyeti, hacim ve kütle açısından tasarruf sağlaması, elektronik kontrol altyapısının sadeliği ve arayüz uyumluluğu sayılabilir. Bu nedenlerle, birçok akademik ve ticari LEO görevinde ortogonal düzenlemeye sahip itki teker sistemleri tercih edilmektedir. Ancak bu konfigürasyonun en belirgin dezavantajı, yapısal yedekliliğe sahip olmamasıdır. Yani, üç eksen kontrolü yalnızca üç bağımsız tekerle sağlandığı için, bu tekerlerden birinin arızalanması durumunda sistemin tüm yönelim kontrol yeteneği ciddi biçimde sınırlanır ya da tamamen kaybolabilir. Dolayısıyla bu yapıdaki sistemlerin görev güvenilirliği, doğrudan her bir tekerin çalışabilirliğine ve uzun ömürlü performansına bağlıdır. Kritik görevlerde, bu zayıf noktayı telafi etmek amacıyla bazı görevler, ilave kontrol elemanları veya pasif dengeleyici sistemlerle desteklenmektedir



Şekil 2. Uydu itki tekerlerinin standart ortogonal 3 teker konfigürasyonunda şematik gösterimi

Her bir itki tekeri tarafından üretilen torkları T_{w1} , T_{w2} , T_{w3} ile uydunun üzerinde etkili olan momentler arasındaki ilişki aşağıdaki şekilde tanımlanır:

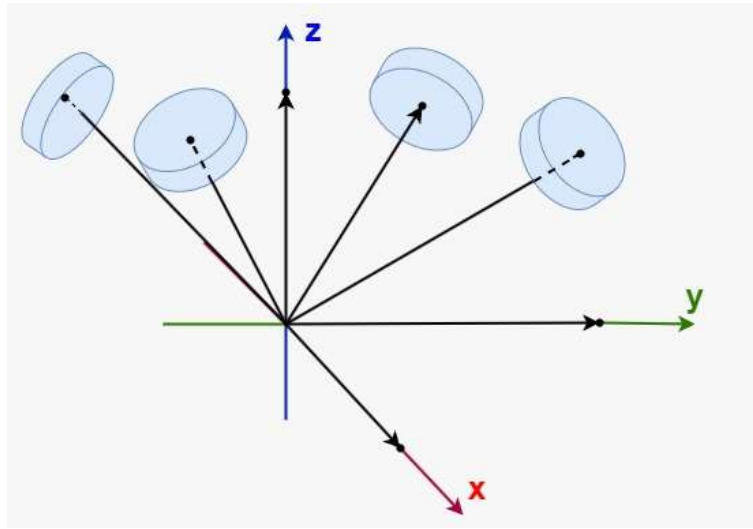
$$\begin{bmatrix} T_x \\ T_y \\ T_z \end{bmatrix} = D_{3 \times 3} \begin{bmatrix} T_{w1} \\ T_{w2} \\ T_{w3} \end{bmatrix} \quad (8)$$

Burada D itki tekerlerinin dağılım matrisi, yalnızca itki tekeri konfigürasyonuna bağlı olarak belirlenir ve her biri bir itki tekerine karşılık gelen n adet sütundan oluşur. Her bir sütun vektörü, ilgili itki tekerinin ürettiği torkların uydunun dönme eksenlerine nasıl dağıldığını temsil eder. Standart orthogonal 3 teker için dağılım matrisi aşağıdaki gibi tanımlanmıştır:

$$D = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (9)$$

3.2. Dörtüzlü Konfigürasyon

Dörtüzlü itke tekeri konfigürasyonu, alçak yörünge uydularında kullanılan alternatif bir yönelim kontrol mimarisidir ve dört adet itke tekerinin, bir düzenli dörtüzlünün köşelerine yerleştirilmiş gibi uzaydaki üç eksene simetrik olacak biçimde konumlandırılmasıyla oluşturulur. Şekil 3'te gösterildiği gibi her bir teker, merkezden dışarıya doğru eşit uzaklıkta ve yaklaşık $109,5^\circ$ 'lik (tetrahedral açı) bir yönelimle yerleştirilir. Bu konfigürasyon, tüm eksenlerde eşit moment katkısı sağlayarak sistemin izotropik davranmasına olanak tanır. Ayrıca dört tekerin her biri, sistemin hem yönelim hem de hata toleransı açısından daha dengeli çalışmasına katkıda bulunur. Bu yapı, özellikle yüksek doğruluk isteyen görevlerde, geleneksel ortogonal veya üçlü konfigürasyonlara kıyasla daha kararlı moment üretimi ve daha az yapısal rezonans riski sunar. Ancak, bu düzen daha karmaşık kontrol algoritmaları ve hassas yerleşim gerektirir. Tetrahedral konfigürasyonun sağladığı yönelim esnekliği, momentum yönetimi açısından da avantaj yaratmakta olup, literatürde gelişmiş uydu görevleri için önerilen simetrik yapılandırmalar arasında yer almaktadır.



Şekil 3. Uydu itke tekerlerinin dörtüzlü teker konfigürasyonunda şematik gösterimi

Dörtüzlü konfigürasyonda, uydunun üzerinde etkili olan momentler her bir itke tekeri tarafından üretilen torklar cinsinden, T_{w1} , T_{w2} , T_{w3} , T_{w4} , aşağıdaki şekilde tanımlanır [23]:

$$\begin{bmatrix} T_x \\ T_y \\ T_z \end{bmatrix} = D_{3 \times 4} \begin{bmatrix} T_{w1} \\ T_{w2} \\ T_{w3} \\ T_{w4} \end{bmatrix} \quad (10)$$

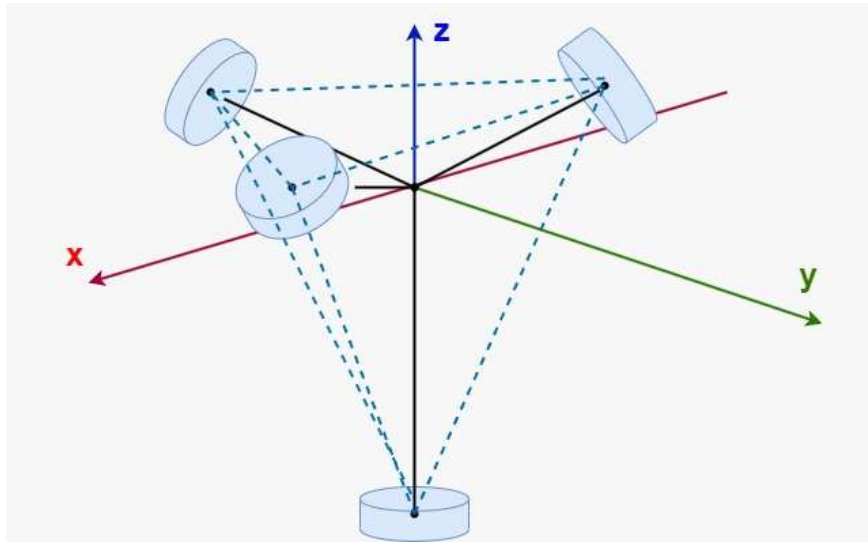
Burada D itke tekerlerinin dağılım matrisi, yalnızca itke tekeri konfigürasyonuna bağlı olarak belirlenir. Dörtlü teker konfigürasyonunda dağılım matrisi ve dörtüzlü konfigürasyon için dağılım matrisi aşağıdaki gibi

tanımlanmıştır [23]:

$$D = \begin{bmatrix} d_x^1 & d_x^2 & d_x^3 & d_x^4 \\ d_y^1 & d_y^2 & d_y^3 & d_y^4 \\ d_z^1 & d_z^2 & d_z^3 & d_z^4 \end{bmatrix}, \quad D_d = \begin{bmatrix} 1 & -1 & -1 & 1 \\ 1 & 1 & -1 & -1 \\ 1 & 1 & 1 & 1 \end{bmatrix} \times \frac{1}{\sqrt{3}} \quad (11)$$

3.3. Piramit Konfigürasyon

Alçak Dünya yörüngesindeki uyduların yönelim kontrolünde sıklıkla tercih edilen piramit konfigürasyonu, dört adet itki tekerinin üç eksenli kontrol sağlayacak şekilde eğimli düzlem üzerine yerleştirilmesi esasına dayanır. Şekil 4'te gösterildiği gibi, bu düzenlemede, her bir teker, merkez eksene yaklaşık olarak $54,7^\circ$ açı yapacak biçimde konumlandırılır. Böylece, tek bir teker yalnızca bir eksene bağlı moment üretmekle kalmaz; aynı zamanda birden fazla eksene katkı sağlayarak hem birincil hem de ikincil eksenlerde etkili olur. Bu mimari, geleneksel ortogonal yapılara kıyasla sistemin fazlalık kapasitesini artırır ve herhangi bir tekerin arızalanması durumunda yönelim kontrolünün sürdürülmesini mümkün kılar. Bu özellik, özellikle uzun görev ömrü gerektiren ve yüksek güvenilirlik hedefleyen uzay görevleri açısından önemli bir avantaj sağlar.



Şekil 4. Uydu itki tekerlerin piramit teker konfigürasyonda şematik gösterimi

Piramit yapısının bir diğer önemli özelliği, üretilmesi gereken toplam momentin dört teker arasında daha dengeli biçimde dağıtılmasına olanak vermesidir. Bu dengeleme hem termal yük dağılımını iyileştirir hem de mekanik titreşimlerin azaltılmasına katkı sağlar. Aynı zamanda, dinamik moment aktarımındaki süreklilik ve simetrik yapı sayesinde yönelim doğruluğunda artış sağlanır. Ancak bu avantajlara rağmen, piramit konfigürasyonu tasarımsal olarak daha karmaşık bir yapıya sahiptir. Tekerlerin eğimli yerleşimi nedeniyle yapısal entegrasyon, dağılım matrislerinin oluşturulması ve tork hesaplamaları klasik ortogonal sisteme göre daha sofistike kontrol algoritmalarını gerektirir. Bu bağlamda, özellikle yüksek hassasiyetli yönelim kontrolü gerektiren gözlem, lazer iletişimi veya astronomik görevlerde tercih edilmektedir. Ayrıca, bu konfigürasyonun gürültü ve titreşim iletimi üzerindeki azaltıcı etkisi sayesinde, hassas algılayıcıların bulunduğu platformlarda da önerilmektedir. Uydunun

üzerinde etkili olan momentler ve dağılım matrisi, her bir itki tekeri tarafından üretilen torklar T_{w1} , T_{w2} , T_{w3} , T_{w4} cinsinden aşağıdaki şekilde tanımlanmıştır [23]:

$$\begin{bmatrix} T_x \\ T_y \\ T_z \end{bmatrix} = D_{3 \times 4} \begin{bmatrix} T_{w1} \\ T_{w2} \\ T_{w3} \\ T_{w4} \end{bmatrix}, D_p = \begin{bmatrix} 0 & 0 & \frac{1}{3}\sqrt{6} & \frac{-1}{3}\sqrt{6} \\ 0 & \frac{-2}{3}\sqrt{2} & \frac{1}{3}\sqrt{2} & \frac{1}{3}\sqrt{2} \\ -1 & \frac{1}{3} & \frac{1}{3} & \frac{1}{3} \end{bmatrix} \quad (12)$$

IV. İTKİ TEKER KONTROLÜ

Alçak Dünya yörüngesinde görev yapan uyduların yönelim kontrolü, platformun görev yükünü doğru hedefe yönlendirebilmesi, haberleşme hatlarını sabit tutabilmesi ve bilimsel ölçümleri hassasiyetle gerçekleştirebilmesi açısından kritik bir sistem fonksiyonudur. Bu çalışmada, bir LEO uydusunun üç temel eksen etrafındaki yönelim hareketlerinin (yuvarlanma, yunuslama ve sapma), hassas şekilde denetlenebilmesi amacıyla farklı itki tekeri konfigürasyonları değerlendirilmiştir. Yönelim kontrolünde görev alan itki tekerleri, her biri ayrı ayrı doğru akım motorları ile tahrik edilen, atalet momenti yüksek disklerden oluşmaktadır. Bu motorlar çalıştırıldığında, disklerin dönmesiyle birlikte Newton'un üçüncü yasasına bağlı olarak ters yönde açısal momentum aktarımı gerçekleşir ve böylece uydu gövdesinde istenilen yönde moment oluşur. Bu süreç, uydunun yönelim açılarında kontrollü değişim sağlayarak görev doğruluğunu destekler.

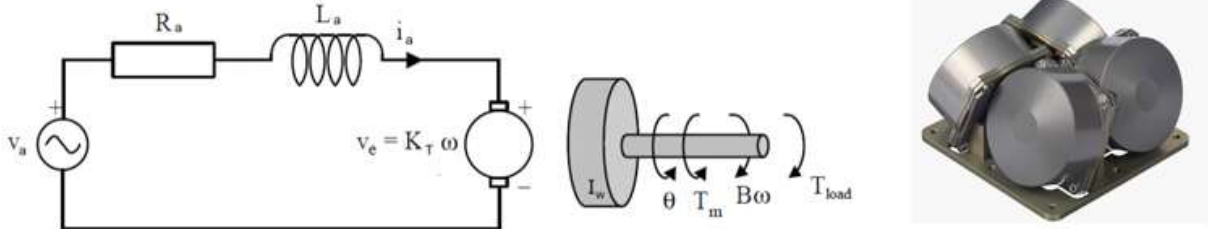
İtki tekerlerinin yerleştirme biçimi, yani konfigürasyon seçimi, sistemin genel performansı üzerinde doğrudan belirleyici rol oynar. Uygulanan konfigürasyon; yönelim torklarının etkinliği, enerji tüketimi, sistemin dengeleme süresi, kararlılık düzeyi ve manevra kabiliyeti gibi birçok temel parametreyi etkileyebilmektedir [24]. Bu nedenle, her görev profili için en uygun konfigürasyonun dikkatle belirlenmesi gerekmektedir. Bu çalışmada, klasik ortogonal 3 teker yapı, dörtyüzlü ve piramit 4 teker gibi farklı konfigürasyonlara sahip sistemlerin kontrol performansları karşılaştırmalı olarak incelenmiş ve her bir yapının avantajları ile sınırlılıkları analiz edilmiştir.

4.1 İtki Tekerlerinin Elektriksel Modeli

Bu çalışmada, bir alçak yörünge uydusunun yönelim kontrolünü sağlamak amacıyla kullanılan itki tekerleri, her biri doğru akım motorları ile tahrik edilen dönel atalet elemanları olarak modellenmiştir. Uydunun görev doğruluğunu ve yönelim kararlılığını sağlayabilmesi için yalnızca istenen yönelim açlarına ulaşması değil, aynı zamanda bu yönelimlere kontrollü bir şekilde ve minimum sapma ile erişmesi gerekmektedir. Bu bağlamda, DC motorların hem açısal hızlarının hem de ürettikleri elektromekanik torkların hassas bir biçimde denetlenmesi kritik önem arz etmektedir.

Bu kontrol ihtiyacını karşılamak üzere çalışmada, DC motorların sürülmesinde kademeli bir PID denetleyici yapısı uygulanmıştır. Bu yapı, iç içe geçmiş iki ayrı geri besleme döngüsünden oluşmaktadır: iç döngü motorun tork üretimini denetlerken, dış döngü motorun hedeflenen açısal hız profiline uygun hareket etmesini sağlamaktadır. Bu çift döngülü yaklaşım hem hızlı tepki hem de kararlı davranış hedefleyen kontrol sistemlerinde yaygın olarak tercih edilmekte olup, özellikle yüksek hassasiyet gerektiren uzay uygulamalarında sistem yanıtını iyileştirmektedir. Sistemin matematiksel kontrol modeli oluşturulurken, DC motorların elektriksel ve mekanik

bileşenleri detaylı biçimde analiz edilmiştir. Tekerlerin tork üretimi ve dönme dinamiklerinin gerçekçi biçimde modellenebilmesi için motorun elektriksel devresi, moment denklemleri ve sistem atalet etkileri dikkate alınarak tam parametrelili bir kontrol modeli kurulmuştur. Aşağıda, bu motorlara ait genel elektriksel model sunulmakta ve kontrol yapısı içinde nasıl entegre edildiği açıklanmaktadır.



Şekil 5. Bir alçak yörünge itki teker yapısı (sağda) ve her bir tekeri süren DC motorun elektriksel devre modeli (solda) [22]

Şekil 5'te, alçak Dünya yörüngesinde görev yapan uydularda kullanılan bir itki tekeri sistemi ile bu sistemde yer alan her bir tekerin sürülmesini sağlayan DC motorun elektriksel devre modeli gösterilmektedir. Sağda yer alan görüntüde, birden fazla eksenle moment üretebilen tipik bir dört tekerli itki tekeri konfigürasyonu yer almakta olup, bu yapı yönelim kontrol sistemlerinde kullanılan tork üretimini sağlayan fiziksel donanımı temsil etmektedir. Solda ise bir DC motorun temel elektriksel modeli verilmiştir. Devrede, motorun armatür direnci, endüktansı, besleme gerilimi ve akımı ile elektromotor kuvvet ilişkisi gösterilmiştir. Aynı zamanda motorun mekanik kısmı da modellenmiş olup, moment denkleminde motor momenti, yük momenti, atalet momenti ve viskoz sürtünme etkisi dikkate alınmıştır. Bu model, itki tekeri sisteminin hem elektriksel hem de mekanik yönlerini temsil ederek, yönelim kontrol algoritmalarında kullanılan tork-hız ilişkisini sayısal olarak analiz etmeye olanak sağlar. Modelin doğruluğu, uydunun kontrol performansını etkileyen önemli bir faktör olup, PID denetleyici tasarımı açısından da kritik rol oynamaktadır.

Verilen DC motor devre modeline Kirchhoff'un Gerilim Kanunu uygulandığında aşağıdaki denklem elde edilir:

$$L_a \frac{d}{dt} i_a = -R_a i_a - K_E W_{RW} + u_a \quad (13)$$

Sabit bir manyetik alan altında çalışan bir doğru akım (DC) motorunda, itki tekeri tarafından üretilen tork (T_C) ya da açısal momentum (H_{RW}), doğrudan armatürden geçen akım miktarına bağlı olarak değişmektedir. Bu doğrusal ilişki, sistemin elektromekanik dönüşüm karakteristiğini yansıtır ve aşağıdaki denklemle ifade edilir:

$$T_C = \dot{H}_{RW} = K_T i_a = I_w \dot{W}_{RW} + B W_{RW} \quad (14)$$

$$H_{RW} = I_{RW} W_{RW} \quad (15)$$

Burada, L_a : Armatür Endüktansı (H), R_a : Armatür Direnci, I_a : Giriş Akımı (A), V_a : Giriş Gerilimi (V), V_e : Endüvi Gerilimi (V), K_T : Tork Sabiti (Nm/A), K_E : Alan Sabiti (V/(rad/s)), T_L : Yük Torku (Nm), I_w : İtke Teker Ataleti (Kg.m^2), B : Rotor Sürtünmesi (Nm/(rad/s)).

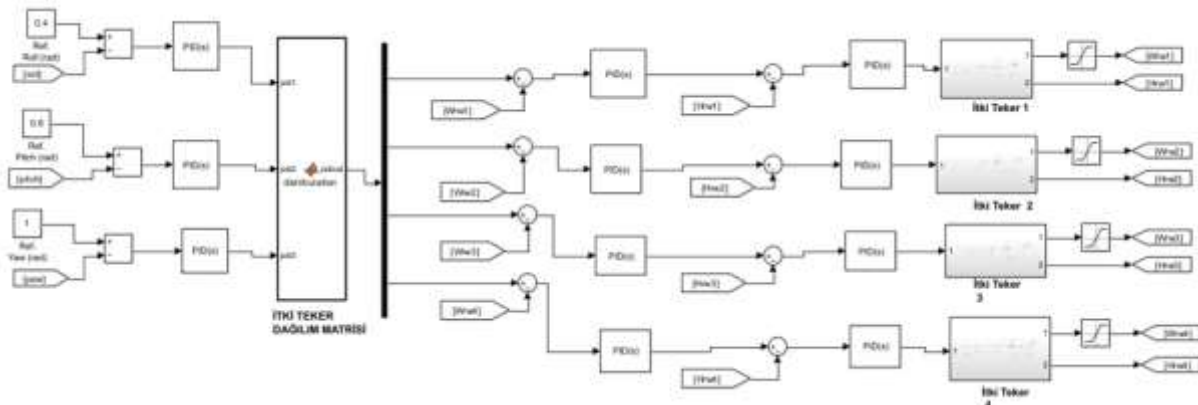
DC motor modelinden (14 ve 15 numaralı denklemler), öncelikle motor akımı ve açısal hızı belirlenmiştir. Ardından tork değeri hesaplanmıştır. Her bir itke tekeri tarafından x, y ve z eksenleri boyunca üretilen tork 3 teker ve 4 teker kullanım için aşağıdaki şekilde ifade edilmektedir [24]:

$$\begin{bmatrix} T_{c,x} \\ T_{c,y} \\ T_{c,z} \end{bmatrix} = D_{3 \times 3} \begin{bmatrix} \dot{H}_{RW1} \\ \dot{H}_{RW2} \\ \dot{H}_{RW3} \end{bmatrix}, \quad \begin{bmatrix} T_{c,x} \\ T_{c,y} \\ T_{c,z} \end{bmatrix} = D_{3 \times 4} \begin{bmatrix} \dot{H}_{RW1} \\ \dot{H}_{RW2} \\ \dot{H}_{RW3} \\ \dot{H}_{RW4} \end{bmatrix} \quad (16)$$

4.2 İtke Teker Kontrol Performans Analizi

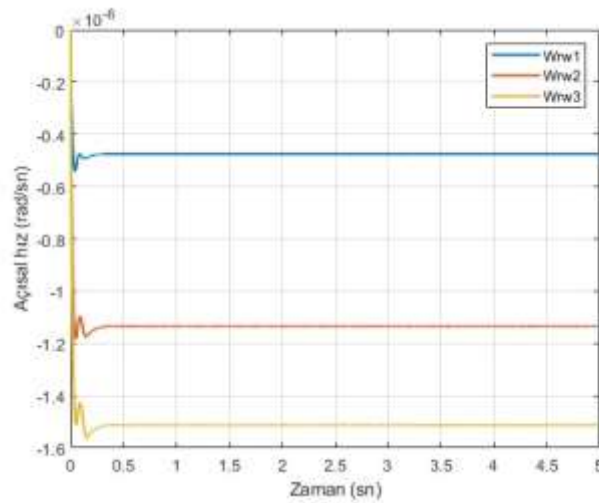
Bir PID (Proportional-Integral-Derivative) denetleyici, sistem yanıtını hassas biçimde düzenlemek amacıyla üç temel kazanç parametresinden oluşur: oransal kazanç (K_p), integral kazanç (K_i) ve türevsel kazanç (K_d). Oransal bileşen, hata sinyali doğrudan orantılı bir kontrol çıktısı üreterek sistemin yükselme süresini azaltır ve kararlı duruma daha hızlı ulaşmasına katkı sağlar. Ancak tek başına kullanıldığında kararlı durum hatasını tamamen ortadan kaldıramaz. Bu eksikliği gidermek amacıyla integral bileşen sisteme entegre edilir. İntegral denetleyici, hata sinyalini zamana göre toplayarak kararlı durum hatasını sıfıra indirir; ancak bu durum bazı durumlarda sistemde aşım ve daha uzun yerleşme süresi gibi istenmeyen yan etkiler doğurabilir. Türevsel bileşen ise hata değişim oranını dikkate alarak sistemin tepkisini yumuşatır; böylece aşımı azaltır ve genel sistem kararlılığını iyileştirir. Bu üçlü yapı, kontrol sistemine hem hızlı tepki hem de kararlı davranış kazandırır.

Bu çalışmada, alçak Dünya yörüngesindeki bir uyduda kullanılan itke tekeri sistemlerinin açısal hız ve tork kontrolü için her bir DC motor ayrı ayrı PID denetleyicilerle kontrol edilmiştir. Uygulanan kontrol yapısı, kademeli PID mimarisi ile tasarlanmış olup, iç ve dış olmak üzere iki geri besleme döngüsünden oluşmaktadır. Dış döngü denetleyicisi, uydunun yönelim denetleyicisinden gelen istenen açısal hız ile DC motorun gerçek zamanlı ölçülen açısal hızı arasındaki farkı minimize etmeyi hedefler. Bu fark üzerinden hesaplanan PID denetleyici çıktısı, motorun üretmesi gereken torku belirler. İç döngü denetleyicisi ise, bu hedef tork ile motor modelinden elde edilen gerçek tork arasındaki farkı değerlendirerek sisteme uygulanacak referans voltajı üretir. Bu yapı sayesinde motorun hem tork hem de açısal hız düzeyinde hassas kontrol sağlanmış olur. Söz konusu PID kontrolörlerinin kazanç değerleri, MATLAB/Simulink platformu üzerinde yer alan PID Controller bloğunun otomatik ayarlama özelliği kullanılarak optimize edilmiştir. Böylece her bir kontrol döngüsüne ait K_p , K_i ve K_d değerleri, sistem yanıtına göre dinamik olarak belirlenmiş ve en uygun kontrol performansı hedeflenmiştir. Şekil 6'da sunulan blok diyagramda bu çift döngülü denetleyici yapının genel işleyişi şematik olarak gösterilmektedir. Bu yapı, özellikle yüksek doğrulukta yönelim gerektiren uzay görevlerinde kararlılığı artırmak amacıyla etkin bir kontrol çözümü sunmaktadır.

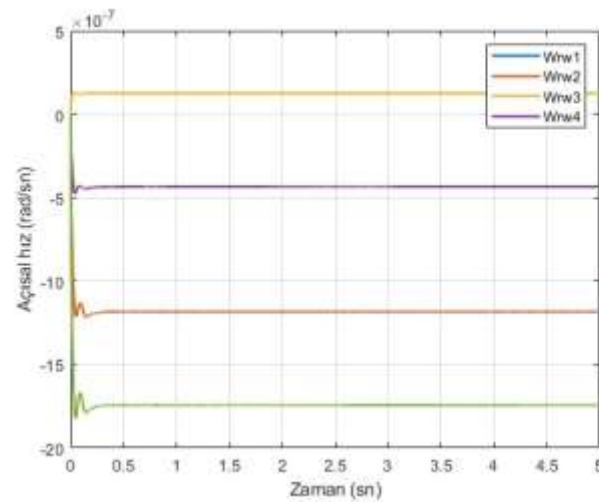


Şekil 6. Uydu itki teker kademeli (açısal hız-Tork) kontrolcü Simulink modeli: 4 tekerli yapı için

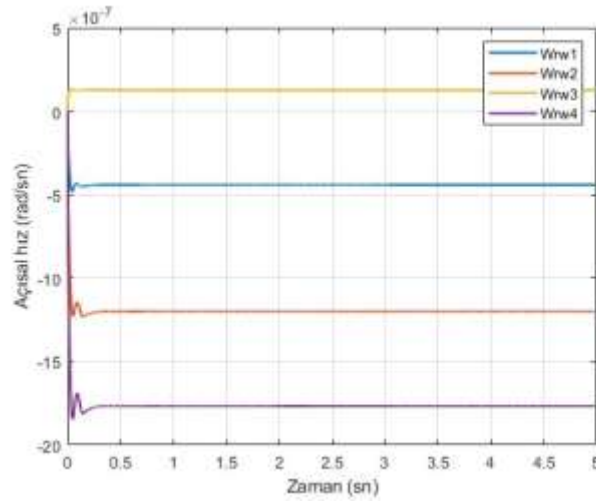
Uydunun açısal hızı, ortogonal 3 teker yapı, dörtyüzlü 4 teker yapı ve piramit 4 teker yapı için itki tekerler konfigürasyonunda sırasıyla şekil 7, şekil 8 ve şekil 9 da verilmiştir. Şekillerden de görüldüğü gibi tasarlanan kontrolcüler başarıyla çalışmıştır. Her bir farklı itki teker konfigürasyonunda harcanan enerji ve açısal hız analizi Tablo 1’de verilmiştir.



Şekil 7. Ortogonal 3 teker konfigürasyonda itki tekerlerin açısal hızları



Şekil 8. Dörtyüzlü 4 teker konfigürasyonda itki tekerlerin açısal hızları



Şekil 9. Piramit 4 teker konfigürasyonunda itki tekerlerin açısal hızları

Şekil 7’de, standart ortogonal 3 teker konfigürasyonunda her bir tekerin PID kontrolcü aracılığıyla belirli bir yönelim eksenine karşılık gelen açısal hız tepkisinin yaklaşık 0,5 saniye içerisinde kararlı hale geldiği ve her bir tekerin belirlenen yönelim eksenine göre sabit bir hızda dönmeye başladığı gösterilmiştir. Özellikle düşük büyüklükteki (10^{-6} rad/s mertebesinde) teker hızları, bu konfigürasyonun enerji verimliliği açısından avantajlı olduğunu ortaya koymaktadır. Şekil 8’de görüldüğü gibi, dörtüzlü 4 teker konfigürasyonu yapıda, dört tekerin yönelim torklarını ortak şekilde taşımasıyla birlikte, açısal hızların büyüklükleri ortogonal yapıya göre daha düşük seviyelere indiği ve 10^{-7} rad/s düzeyinde kararlı hale geldiği gözlemlenmiştir. Şekil 9’da piramit tipi 4 teker konfigürasyon yapıda da her bir tekerin farklı yönelim eksenlerinde görev aldığı ve sistemin yaklaşık 1 saniyede kararlı hale geldiği görülmektedir. Ancak, piramit yapıdaki açısal hız büyüklüklerinin (yaklaşık 10^{-7} rad/s seviyelerinde) bazı tekerler için daha yüksek değerlere ulaştığı gözlemlenmiştir. Bu durum, piramit konfigürasyonunun sağladığı yedeklilik avantajına karşın, bazı yönelim bileşenlerinin enerji açısından daha fazla yüklenmesine neden olabileceğini göstermektedir. Üç grafik birlikte değerlendirildiğinde, her bir konfigürasyonun yönelim doğruluğu, kararlılık süresi ve enerji verimliliği açısından farklı performans profilleri sunduğu; sistem tasarımında görev ihtiyaçlarına göre uygun yapı seçiminin kritik rol oynadığı sonucuna ulaşılmaktadır.

Tablo 1. Farklı itki teker konfigürasyonların performans analizi

	Ortogonal 3 Teker	Dörtüzlü 4 Teker	Piramit 4 Teker
Harcanan Güç ($H_{rw} \times W_{rw}$) (Watt)	7.266×10^{-7}	7.768×10^{-7}	7.817×10^{-7}
Maksimum Mutlak Açısal Hız (rad/s)	15.633×10^{-7}	18.232×10^{-7}	18.468×10^{-7}

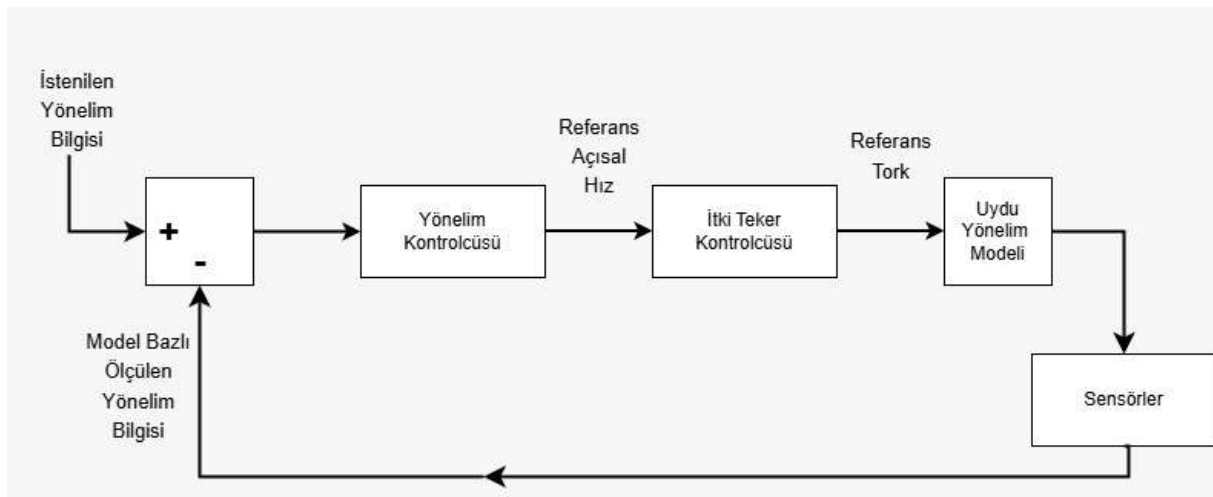
Tablo 1’de, yönelim kontrol sisteminde kullanılan üç farklı itki tekeri konfigürasyonunun enerji tüketimi ve maksimum mutlak açısal hız değerleri karşılaştırmalı olarak sunulmaktadır. Harcanan güç değerleri, her bir tekerin açısal hızı ile ürettiği torkun çarpımı üzerinden hesaplanmış olup, ortogonal 3 teker yapısı 7.266×10^{-7} W ile en düşük güç tüketimini göstermektedir. Dörtüzlü konfigürasyonda bu değer 7.768×10^{-7} W iken, piramit 4 teker yapıda ise 7.817×10^{-7} W ile en yüksek seviyeye ulaşmıştır. Benzer şekilde, maksimum mutlak açısal hız değerleri açısından da ortogonal yapı 15.633×10^{-7} rad/s değeri ile en düşük seviyededir. Dörtüzlü yapı 18.232×10^{-7} rad/s, piramit yapı ise 18.468×10^{-7} rad/s değeri ile daha yüksek açısal hızlara sahiptir. Bu sonuçlar, ortogonal yapının enerji verimliliği açısından avantaj sağladığını, piramit yapının ise yönelim kararlılığı ve yedeklilik açısından

sunduğu faydalara karşın daha fazla enerji tükettiğini göstermektedir. Dörtüzlü yapı ise bu iki uç yapı arasında dengeli bir performans profili sergilemektedir. Bu bağlamda, görev öncelikleri ve sistem sınırlamaları dikkate alınarak konfigürasyon seçiminin sistem başarımını doğrudan etkilediği anlaşılmaktadır.

V. ALÇAK YÖRÜNGE UYDUNUN YÖNELİM KONTROLÜ

Bir uydunun görevini başarıyla yerine getirebilmesi, yörüngesel konumlandırmadan bağımsız olarak, yönelim doğruluğunun yüksek hassasiyetle sağlanmasına bağlıdır. Özellikle iletişim, yer gözlem, konumlandırma ve bilimsel ölçüm gibi görevlerde, uydunun görev yükünü önceden belirlenen hedef bölgelere doğru yönlendirmesi kritik bir gerekliliktir. Yönelimin kontrolsüz ya da hatalı olması; hedef sapmalarına, veri bütünlüğünün bozulmasına, haberleşme kesintilerine ve genel olarak görev verimliliğinin düşmesine yol açabilir. Alçak Dünya yörüngesinde faaliyet gösteren uydular, atmosferik sürüklenme, manyetik alan etkileri ve güneş radyasyonu gibi dışsal pertürbasyonlara daha fazla maruz kaldıkları için, yönelim düzeltmeleri bu tür platformlarda daha sık ve dinamik biçimde gerçekleştirilmelidir.

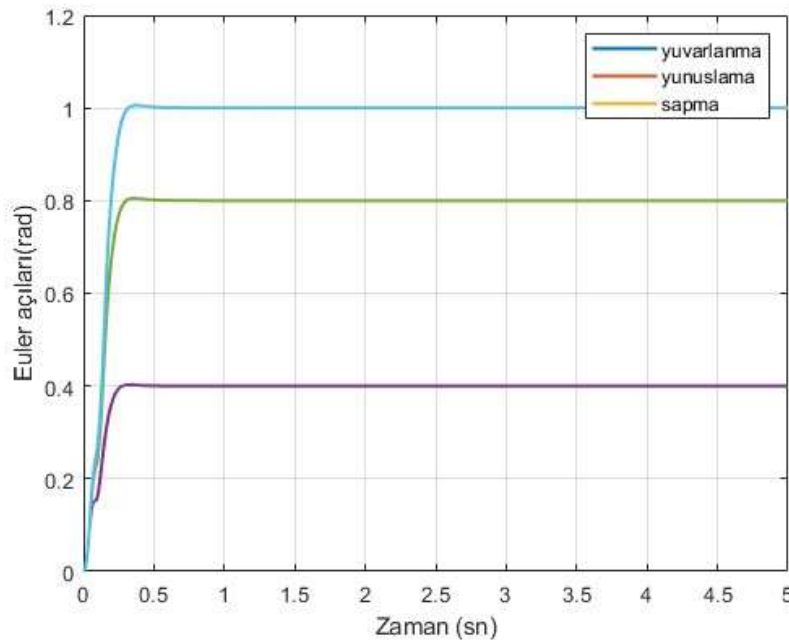
Bu çalışmada, bir LEO uydusunun yönelim kontrol sistemi tasarlanırken, itki tekeri sistemlerinin açısal hız ve tork çıktıları üzerinden Proportional-Integral-Derivative (PID) tabanlı denetleyici yapılar geliştirilmiştir. Uygulanan PID yönelim denetleyicisi, istenen yönelim açısı ile sistemden elde edilen tahmini yönelim arasındaki farkı minimize edecek şekilde yapılandırılmıştır. Bu fark üzerinden hesaplanan kontrol sinyali, yönelim düzeltmesine katkı sağlayacak referans açısal hız değerlerini üretmekte ve bu değerler doğrultusunda kontrol algoritmasının kazanç katsayıları optimize edilmektedir. Uydunun yönelim denetimini gerçekleştiren tüm alt sistemlerin etkileşimli işleyişini gösteren genel blok diyagram şekil 10'da verilmiştir.



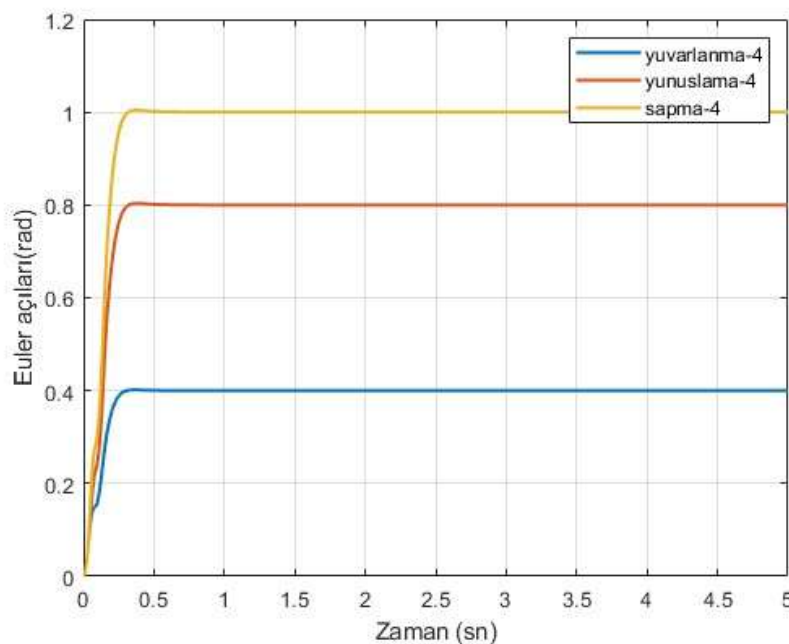
Şekil 10. Uydü yönelim kontrol blok şeması

Şekil 11, 12 ve 13'te, uydü yönelim kontrol sisteminin üç farklı itki tekeri konfigürasyonu altında verdiği Euler açıları tepkileri sunulmaktadır. Şekil 11, 12 ve 13'te, roll (yuvarlanma), pitch (yunuslama) ve yaw (sapma) eksenleri için hedeflenen yönelim değerlerine ulaşma süreci ve kararlı durum davranışları gözlemlenmektedir. Şekil 11, ortogonal 3 teker konfigürasyonuna ait olup, sistemin yaklaşık 0,5 saniyede hedef roll = 0.4 rad, pitch = 0.8 rad ve yaw = 1.0 rad değerlerine ulaştığı ve ardından bu yönelimleri kararlı biçimde koruduğu görülmektedir. Şekil 12, dörtüzlü 4 teker yapıya aittir. Bu konfigürasyonda sistemin kararlılığa ulaşma süresi yaklaşık 1 saniye

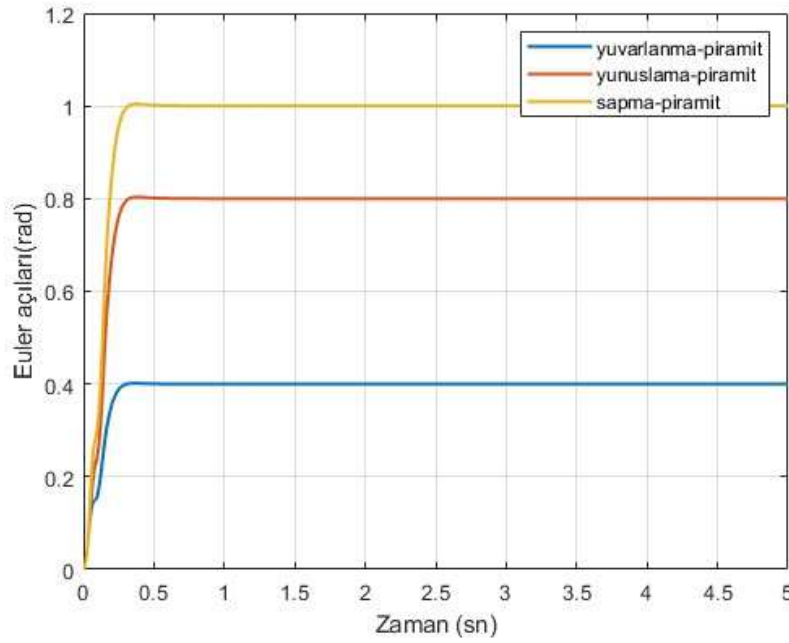
olup, yönelim hedeflerine benzer şekilde başarıyla ulaşıldığı gözlemlenmektedir. Şekil 13 ise piramit 4 teker konfigürasyonuna ait olup, dört yüzlü yapıya benzer şekilde 1 saniyeye yakın sürede yönelim hedeflerinin yakalandığı ve sistemin stabil bir hale geldiği görülmektedir. Üç yapı da yönelim hedeflerini başarıyla takip etmiş olsa da ortogonal yapının daha hızlı tepki süresi ve daha az salınım ile hedefe ulaştığı; buna karşın piramit yapının daha yüksek tork gereksinimi ve sistem yüklenmesi sebebiyle hafif gecikmeli ve daha belirgin geçici tepkilerle çalıştığı anlaşılmaktadır. Şekil 11, 12 ve 13, yönelim kontrol sistemlerinin konfigürasyonlara göre dinamik davranış farklılıklarını net bir biçimde ortaya koymakta ve kontrolcü performansının sistem mimarisine ne derece ilişkili olduğunu göstermektedir.



Şekil 11. Ortogonal 3 teker konfigürasyonda uydu yönelim bilgisi



Şekil 12. Dört yüzlü 4 teker konfigürasyonda uydu yönelim bilgisi



Şekil 13. Piramit 4 teker konfigürasyonda uydu yönelim bilgisi

V. SONUÇLAR

Bu çalışma kapsamında geliştirilen uydu yönelim modeline ve uygulanan kontrolcü yapılarına dayalı olarak, alçak Dünya yörüngesinde görev yapan uydular için farklı itke tekeri konfigürasyonlarının yönelim kontrol performansları karşılaştırmalı olarak analiz edilmiştir. Simülasyonlar sırasında roll (yuvarlanma), pitch (yunuslama) ve yaw (sapma) yönelimlerine sırasıyla 0.4 rad/s, 0.8 rad/s ve 1 rad/s'lik istenilen yönelim değerleri uygulanmış; dörtyüzlü ve piramit konfigürasyonlarının hedef yönelime yaklaşık 1 saniyede ulaştığı, ortogonal 3 teker yapının ise bu değere 0,5 saniye gibi daha kısa sürede eriştiği gözlemlenmiştir. Enerji tüketimi açısından değerlendirildiğinde, ortogonal yapı 7.266×10^{-7} W ile en düşük enerji tüketimini sergilerken, dörtyüzlü yapı 7.768×10^{-7} W, piramit yapı ise 7.817×10^{-7} W ile en yüksek değeri göstermiştir. Maksimum mutlak açısal hız açısından ise ortogonal yapı 15.633×10^{-7} rad/s, dörtyüzlü yapı 18.232×10^{-7} rad/s ve piramit yapı 18.468×10^{-7} rad/s değerlerine ulaşmıştır. Bu sonuçlar doğrultusunda, piramit konfigürasyonunun özellikle yedeklilik ve yük paylaşımı açısından avantajlı olduğu, sistem güvenilirliğini artırdığı ve karmaşık görev profillerinde tercih edilebileceği anlaşılmıştır. Ancak, enerji verimliliği ve hız açısından değerlendirildiğinde, ortogonal 3 teker yapının sadeliği, düşük maliyeti ve hızlı tepki süresi ile öne çıktığı görülmüştür. Bununla birlikte, kullanılan PID denetleyicilerin kazanç parametreleri olan K_p , K_i ve K_d değerleri, PID Tuner bloğu aracılığıyla sistemin dinamik tepkisi dikkate alınarak otomatik biçimde optimize edilmiştir. Bu sayede, sistemin tepkime süresi, kararlılık davranışı ve yönelim doğruluğu iyileştirilmiş; her bir konfigürasyon için en uygun PID ayarlarıyla hedef yönelime minimum salınım ve zamanla ulaşılması sağlanmıştır. PID parametrelerinin doğru şekilde belirlenmesi, yönelim kontrol performansını artırırken enerji verimliliğini de olumlu yönde etkilemiştir.

Genel olarak yönelim kontrolünde kullanılacak itke tekeri konfigürasyonunun seçiminin yalnızca yapısal ya da donanımsal değil, aynı zamanda görev profili, kararlılık gereksinimi, enerji tüketimi ve sistem güvenilirliği gibi çok boyutlu performans kriterleriyle doğrudan ilişkili olduğu ortaya konmuştur. Elde edilen bulgular,

konfigürasyon seçiminin yönelim performansı üzerindeki kritik rolünü açıkça gösterirken, gelecekteki hassas yönelim gerektiren ve çok işlevli uzay görevlerinde bu yapıların gelişmiş kontrol algoritmaları ile kullanılarak daha esnek ve etkin bir yönelim yönetimi sağlanabileceğini de göstermektedir.

KAYNAKLAR

1. Vatalaro F, Corazza GE, Caini C and Ferrarelli C (1995) Analysis of LEO, MEO, and GEO global mobile satellite systems in the presence of interference and fading. *IEEE Journal on Selected Areas in Communications* 13:291-300. <https://doi.org/10.1109/49.345873>
2. Jung D, Nam H, Choi J and Love D (2024) Modeling and Analysis of GEO Satellite Networks. *IEEE Transactions on Wireless Communications* 23:16757-16770. <https://doi.org/10.1109/TWC.2024.3447229>
3. Xin J, Li, K (2024) Orbit Determination Method for BDS-3 MEO Satellites Based on Multi-Source Observation Links. *Remote Sens* 16:3702. <https://doi.org/10.3390/rs16193702>
4. Pingping W and Xuemai G (2004) Key issues of multiple access technique for LEO satellite communication systems. *Journal of Systems Engineering and Electronics* 15:120-125.
5. Avanzini G, Angelis E, Giulietti F, Serrano N (2019) Attitude control of Low Earth Orbit satellites by reaction wheels and magnetic torquers. *Acta Astronautica* 160:625-634. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2019.03.013>
6. Tehrani D, Givi R, Crunteanu H, Cican D (2021) G. Adaptive Predictive Functional Control of X-Y Pedestal for LEO Satellite Tracking Using Laguerre Functions. *Applied Sciences* 11:9794. <https://doi.org/10.3390/app11219794>
7. Ofodile I, Ehrpays H, Slavinskis A and Anbarjafari G (2019) Stabilised LQR Control and Optimised Spin Rate Control for Nanosatellites. 9th International Conference on Recent Advances in Space Technologies (RAST), Istanbul, Turkey, June 11-14.
8. Utkin V (1992) *Sliding Modes in Control and Optimization*. Springer-Verlag, Berlin, Heidelberg.
9. Ioannou P and Sun J (1995) *Robust Adaptive Control*. Prentice Hall, Englewood cliffs.
10. Zhang Y, Wang J, and Wang H (2022) A Review on AI-Based Spacecraft Attitude Control. *Aerospace Science and Technology* 129:1-6.
11. Yun S (2023) Generating Low-Earth Orbit Satellite Attitude Maneuver Profiles Using Deep Neural Networks. *Sensors* 23:4650. <https://doi.org/10.3390/s23104650>
12. Fortescue P, Stark J, and Swinerd G, *Spacecraft Systems Engineering*, 4th ed. Wiley, 2011.
13. Bostan I, Simion M, and Hangan L (2020) Reaction Wheel Configurations for Fault Tolerant Control. *IEEE Access* 8:208112–208123.
14. Wertz J (1978) *Spacecraft Attitude Determination and Control*. Springer.
15. Hughes P (1986) *Spacecraft Attitude Dynamics*. New York, Wiley.
16. Reed B (2019) Tetrahedral Reaction Wheel Arrays for Improved Control. *IEEE Aerospace Conference Proceedings*, Montana, USA, March 2-9.
17. Tanygin S (2010) Analysis of Pyramid Reaction Wheel Configurations. *Aerospace Science and Technology* 14:558–567.
18. Qiao J, Liu L, and Wang M (2021) Fault Tolerant Tetrahedral Wheel Configurations for Spacecraft, *Acta Astronautica* 180:202–211.
19. Kim Y, Lee D, and Park S (2015) Orthogonal Reaction Wheel Layouts: Benefits and Limits. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems* 51:1342–1351.
20. Karataş S (2020) LEO Satellites: Dynamic Modelling, Simulations and Some Nonlinear Attitude Control Techniques. Dissertation, Middle East Technical University.
21. Kutlu A (2019) Design of Kalman Filter Based Attitude Determination Algorithms for a LEO Satellite and for a Satellite Attitude Control Test Setup. Dissertation, Middle East Technical University.
22. Efendioğlu G (2021) Design of Kalman Filter Based Attitude Determination and Control Algorithms for a LEO Satellite. Dissertation, Middle East Technical University.
23. Kök İ (2022) Comparison and Analysis of Attitude Control Systems of a Satellite Using Reaction Wheel Actuators. Dissertation, Middle East Technical University.