

AERODİNAMİK SÜRÜKLENME YARDIMIYLA BİR CEP UYDU İLE KOL UÇUŞU YAPAN BİR KÜP UYDU İÇİN YÖNELİM BELİRLEME VE KONTROL ALT SİSTEM ANALİZLERİ

Taha Kadir Okan¹, Melike Bulut²
Uzay Müh. Böl., Havacılık ve Uzay Bil. Fakültesi,
Türk Hava Kurumu Üniversitesi, Ankara

ÖZET

Bu çalışmada, seçilen kullanıma hazır bir Yönelim Belirleme ve Kontrol Sisteminin (YBKS), bir cep uydusu ile aerodinamik sürüklenme kullanılarak kol uçuşu gerçekleştirecek bir küp uyduya ait görev ve sistem gereksinimlerini sağlayıp sağlamadığı analiz edilmiştir. Bunun için sistem dinamiğine ait temel sistem parametreleri hesaplanacak ve YBKS'nin kol uçuşu için ihtiyaç duyulan yönelimleri sağlaması için gerekli tepki zamanları hesaplanmıştır. Ayrıca YBKS'nin kol uçuşunun kontrolünü gerçekleştirmesi için bir açık-kapalı kontrolcü tasarımı gerçekleştirilecektir.

GİRİŞ

Küp uydusu standardı Kaliforniya Politeknik ve Stanford Üniversiteleri'nden Jordi Puig-Suari ve Prof. Bob Twiggs tarafından öğrencilerin eğitilmesi amacıyla başlatılan "CubeSat" isimli proje ile ortaya çıkmıştır. Zaman içerisinde küp uydular diğer üniversiteler, şirketler ve devletlerin destek ve katkılarıyla geliştirilerek daha farklı boyut kazanmıştır. Küp uydular, nano boyutlarda küp şeklindeki standardize edilmiş uydulardır. Küp uyduların standardize edilmiş kriterleri kütlesi ve boyutlarıdır. Şekil 1'de görüldüğü gibi uydusu boyutuyla beraber kütle aralığı da artmaktadır. Bu standart değerler küp uydusu geliştiricilerinin boyut uyumlu tasarımlar yapmasını kolaylaştırmıştır. [Johnsont, 2022]

Küp Uydusu	Boyutları (cm)	Kütlesi (kg)
1U	10x10x10	0 – 1,3
2U	10x10x20	0 - 3
3U	10x10x30	0 - 4

Şekil 1: Küp uydusu boyutları

Küp uydusunun görevini doğru bir şekilde yapabilmesi için üzerindeki faydalı yükün ya da uydunun doğru yöne bakması gerekir. Faydalı yükler veya uydular genel olarak kendi başlarına dönemezler, tüm uydunun doğru yöne bakacak şekilde döndürülmesi ve görevin kararlı bir şekilde devam edebilmesi için, çok kararlı bir şekilde bu yönelimin korunması gerekmektedir. Bu görevin doğru yapılmadığında karşılaşılabilecek duruma örnek vermek gerekirse 700 kilometre irtifadaki bir uydunun 1 derecelik sapmayla fotoğraf çekmesinin yerde yaklaşık 12 kilometre uzaklıkta başka bölgeyi çekeceği anlamına gelmektedir. Yönelimi belirlemek için birçok yöntem vardır, örneğin Dünya'nın manyetik alanından ya da Güneş'in konumundan yararlanılabilir. Bu işi yapan araçlar sensörleri oluşturur. Belirlenen yönelime gidebilmek için de aktüatör ya da eyleyici olarak bilinen ekipmanlardan yararlanırız. Bunlara örnek vermek gerekirse, küp uydular için sırasıyla, manyetik torklayıcılar, tepki tekerleri, küçük iticilerdir. Belirtilen bu sistemler bir arada çalışarak Yönelim Belirleme ve Kontrol Sistemi'ni oluşturmaktadır. [Wie, 1998]

Literatürde yönelim belirleme ve kontrol sistemi tasarım ve analizleriyle ilgili çeşitli çalışmalar bulunmaktadır. Temel üç eksen yönelim gösterimlerinden olan rotasyon matrisleri tekillik ve küçük

açılarda trigonometrik fonksiyonlar içermediği için vektörleri bir referans çerçevesinden diğerine dönüştürmek için kullanır, fakat artık parametrelerinden dolayı tercih edilmemektir. Euler açıları artık parametre bulundurmeyen uzay araçlarının 3 eksenli tümeşik kontrollerinde, örneğin NASA tarafından uzay mekiğinde, kullanılan bir gösterimdir. Fakat bu gösterimdeki tekillik, gösterimi elverişli kılmamaktadır. Kuaterniyonlar ya da dördeyler yaygın olarak tercih edilen bir yönelim gösterimidir. Tekillik ve trigonometrik fonksiyonlar içermeyen, uygun bir gösterimdir. Buna karşın 1 tane artık parametre içerir. 3 eksenli kontrole sahip uzay araçlarında genel olarak kullanılmaktadır. [Brown, 1998]

Bu çalışmada, seçilen kullanıma hazır (commercial off-the-shelf) bir Yönelim Belirleme ve Kontrol Sisteminin (YBKS), bir cep uydusu ile aerodinamik sürüklenme kullanılarak kol uçuşu gerçekleştirecek bir küp uyduya ait görev ve sistem gereksinimlerini sağlayıp sağlamadığı analiz edilmiştir. Bunun için sistem dinamiğine ait temel sistem parametreleri hesaplanacak ve YBKS'nin kol uçuşu için gerekli yönelimleri sağlaması için gerekli tepki zamanları hesaplanmıştır. Ayrıca YBKS'nin kol uçuşunun kontrolünü gerçekleştirmesi için bir açık-kapalı (bang-bang) kontrolcü tasarımı gerçekleştirilecektir.

Küp uydular için YBKS sistemi tasarımları [Abbas, 2011], [Alves, 2021], [Farhat, 2013], [Pecorilla, 2022], [Rassölkin ve arkadaşları, 2021] gibi kaynaklarda kullanıma hazır bir YBKS'ye bağlı kalmadan ilk kabullerle başlayarak yapılmıştır. Ancak bu çalışmada ele aldığımız kol uçuşu misyonu ile uyumu nedeniyle [Franquiz, 2015] ve [Ferrario ve Furlan, 2011] tarafından yapılmış YBKS tasarımlarını, yerçekimi kolu gibi açılan bir yapı içermesi nedeniyle [Bender, 2011] ve kullanıma hazır bir YBKS'nin planlanan misyona uyumunun incelenmesi nedeniyle [Pavanello, 2020] takip edilecektir.

Kol uçuşu misyonu

Birden fazla uzay aracının koordine bir şekilde uçuşmasına kol uçuşu denir. Kümelenmiş kol uçuşu, birbiri ardına takip eden kol uçuşu, takımyıldızı kol uçuşu 3 farklı türleridir. Söz konusu misyon açısından, kol uçuşunun ilk adımı küp uydusu ve bir cep uydusu olan faydalı yükün ayrılmasıdır. Ayrılmanın gerçekleşmesi ardından, aradaki mesafenin ayarlanması ile birlikte küp uydusu ve cep uydusu iki uydulu bir takımyıldızı kol uçuşu gerçekleştirecektir. Uyduların mesafesini ve koordinasyonunu korumak için bir kontrol yöntemi kullanılmalıdır. Ancak, roket motorları gibi aktif bir sistem kullanmak maliyeti ve görev riskini artırırken, uzay aracının sınırlı kapasitesinde büyük miktarda hacim kaplayacaktır. Oluşum üzerinde mütevazı bir kontrol uygulamak için diferansiyel aerodinamik sürüklenmeden yararlanan bir teknik geliştirilecektir.

Aerodinamik sürüklenme tabanlı yörünge kontrolü ve kol uçuşu üzerinde çalışmalar diferansiyel sürüklenme kullanarak kol uçuşu fikirleri ile 1980'lerde başladı. Bu bağlamda ilk çalışma olarak, 1986 yılında Leonard'ın yüksek lisans tezinde [Leonard, 1986], yakın mesafeli uydusu grupları arasında jet dumanı çarpmasının etkilerinden kaçınma ve olası yakıt tasarrufu amaçları için formasyonu koruma eyleyicisi olarak diferansiyel sürüklenmenin kullanımı tartışılmıştır. Bu tez, diferansiyel sürüklenme eyleyicisi için basit bir geri bildirim kontrol kanunu geliştirilen, aerodinamik sürüklenmenin yörünge formasyonunu koruma amacıyla kullanılabilirliğini gösteren bir makaleye [Leonard, Hollister ve Bergmann, 1989] dönüşmüştür. Son yıllarda, diferansiyel sürüklenme ile formasyon koruma konusunda ilgi yeniden canlanmıştır. Diferansiyel sürüklenme kullanarak randevu manevralarının gerçekleştirilmesi [Riano-Rios ve arkadaşları, 2021] çalışmasına konu olmuş, bu ve konu hakkında diğer yayınların bir arada derlendiği formasyon uçuşu kontrolünde aerodinamik sürüklenmenin kullanımına ilişkin bir derleme [Traub ve arkadaşları, 2023] yayınlanmıştır. Biz bu çalışmada açık-kapalı (bang-bang) kontrolcü ile diferansiyel aerodinamik sürüklenme ile kol uçuşu kontrolü üzerine odaklanmış olan [Kumar ve Ng, 2008] ve [Zavoli, 2013] çalışmalarını takip etmeyi planlamaktayız.

YÖNTEM

Analizleri yapılan uzay görevini gerçekleştirmeye yönelik olarak hem SSS-2B görevinde tercih edilmiş olması hem de tepki tekeri ve manyetik torklayıcılar barındırması nedeniyle kullanıma hazır CubeSpace Gen1 YBKS tercih edilmiştir.

Seçilen YBKS'nin görev gereksinimlerini sağlayıp sağlamadığını belirlemek üzere ilk olarak sistem dinamik parametrelerinin belirlemek gerekmektedir. Görevde kullanılacak küp uydu 3U standardında olacak olup aerodinamik sürüklenme ihtiyaçlarının sağlanması için gerek duyulduğu üzere sürüklenme kesit artıracak şekilde (30 cm × 10 cm ölçülerindeki) yan yüzlerde açılabilir iki güneş paneli içermektedir. Bu şekilde üzerinde çalışılan uydu, 2 dikdörtgen prizma güneş paneline (30 cm × 10 cm × 0,2 cm) sahip 3U (30 cm × 10 cm × 10 cm) boyutunda bir küp uydudur. Küp uydunun kütlesi ise her birim için 1,00 kg olarak kabul edilerek toplamda 3,00 kg olarak alınmıştır. Kütlenin çalışmanın bu ilk aşamalarında bütün hacme homojen olarak dağılmış olduğu kabul edilmiştir. Analiz boyunca, küp uydunun panelleri açık bir şekilde ele alınacaktır. Analizin amacı doğrultusunda, 3U küp uydu, kütle ve ağırlık merkezi uydunun ortasında olan homojen bir katı dikdörtgenler prizması olarak kabul edilecektir. Buna ek olarak, toplam kütle atalet momentine katkıda bulunacak iki bileşen daha vardır. Bunlar, 3U küp uydunun sol uzunkenarında, diğeri ise sağ uzun kenarında yer alan açılır güneş panelleridir. Güneş panellerinin kütle eylemsizlik momentleri ayrı ayrı hesaplanacak ve küp uydunun kütle eylemsizlik momentine eklenecektir.

3U küp uydunun kütle eylemsizlik momentlerinin analizi x , y ve z olmak üzere üç koordinat ekseninde de gerçekleştirilecektir. (1)'de gösterilen eylemsizlik tensörü, köşegen üzerinde yer alan eylemsizlik momentleri ile matrisin diğer konumlarını dolduran eylemsizlik çarpımlarından oluşan bir matristir.

$$I = \begin{bmatrix} I_{xx} & I_{xy} & I_{xz} \\ I_{yx} & I_{yy} & I_{yz} \\ I_{zx} & I_{zy} & I_{zz} \end{bmatrix} \quad (1)$$

Eksenlerin gövdeye göre yönü değiştirildiğinde, eylemsizlik momentleri ve eylemsizlik çarpımlarının değeri değişecektir.

Eylemsizlik matrisindeki köşegen dışı terimleri ortadan kaldıran x - y - z eksenleri için belirli ve benzersiz bir yönelim vardır ve köşegen eylemsizlik momentleri sabit bir değeri korur. Bu basitleştirmeye izin veren eksenler kümesi ana eksenler olarak bilinir. Bu basitleşmeyi sağlayan köşegen eylemsizlik tensörünün köşegen elemanlarına ana eylemsizlik momentleri denir. Bu durum aşağıda (2)'de gösterilmektedir.

$$I_{xy} = I_{yx} = 0$$

$$I_{xz} = I_{zx} = 0$$

$$I_{yz} = I_{zy} = 0$$

$$I = \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \quad (2)$$

Ana eksenler, eylemsizlik tensörünü büyük ölçüde basitleştirir ve hesaplama açısından büyük bir sadeleştirme sağlar. Analizin geri kalanı, 3U küp uydunun x - y - z koordinat sisteminin ana eksenlerle hizalandığı varsayılarak devam edecektir.

3U küp uydu ana gövdesinin eylemsizlik tensörü için hesaplama (3)'te gösterilmiştir [Hibbeler, 2018]. Daha önce de belirtildiği gibi, gövde $m = 3,00$ kg kütlesine, $h = 10,0$ cm yüksekliğine, $w = 10,0$ cm genişliğine ve $l = 30,0$ cm uzunluğuna sahip homojen bir dikdörtgen prizma olarak kabul edilmektedir. Şekil 2'de görülebileceği gibi uzunluk l , x eksenine doğrultusunda; genişlik w , y eksenine doğrultusunda ve yükseklik h , z eksenine doğrultusunda yer almaktadır.

$$I = \begin{bmatrix} \frac{1}{12}m(h^2 + w^2) & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{12}m(l^2 + h^2) & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{12}m(w^2 + l^2) \end{bmatrix} \quad (3)$$

Seçilen YBKS için Açısal Hız ve Yönelim Süresi Hesaplamaları

YBKS'nin ihtiyaç duyulan yönelimi manyetik torklayıcılar ile ne kadar sürede sağladığının belirlenmesi için ilk olarak M manyetik momentine sahip manyetik torklayıcının yaratacağı manyetik torkun

$$\tau = MB\sin\theta \text{ (N.m)}$$

ifadesi ile hesaplanması gerekmektedir (Giancoli, 2016).

Newton'un ikinci kanunu dönme hareketi için ifade edildiğinde

$$\tau = I\dot{\omega} \text{ (N.m)}$$

halini alır ve manyetik torkun hesaplanmasını takiben açısal ivmenin hesaplanması için kullanılır (Giancoli, 2016).

Sabit bir açısal ivme için ilk açı ve ilk açısal hız sıfır kabul edildiğinde verilen bir açısal mesafeyi kat etmek için gerekli yönelim süresi hesaplanan açısal ivme kullanılarak

$$t = \sqrt{2\theta/\dot{\omega}} \text{ (s)}$$

ifadesi ile bulunur.

UYGULAMALAR VE DEĞERLENDİRME

Sistem Parametrelerinin Belirlenmesi

3U küp uydunun boyutları ve kütlesi ($m = 3,00 \text{ kg}$, $h = 10,0 \text{ cm}$, $w = 10,0 \text{ cm}$, $l = 30,0 \text{ cm}$) yukarıdaki (3)'e girildiğinde (4) ile verilen eylemsizlik tensörü elde edilir:

$$I_c = \begin{bmatrix} 0.00500 & 0 & 0 \\ 0 & 0.0250 & 0 \\ 0 & 0 & 0.0250 \end{bmatrix} \text{ kg.m}^2. \quad (4)$$

Şekil benzerliği nedeniyle aynı analiz güneş panelleri için de geçerli olacaktır. Şekil 2'de görüldüğü üzere güneş panelleri cisim çerçevesine göre $z = -5,0 \text{ cm}$ 'deki x - y düzleminde yer almakta ve $0,2 \text{ cm}$ kalınlıkla $z = -4,8 \text{ cm}$ 'deki x - y düzlemine kadar uzanmaktadır. Bu durumda, güneş panellerinin boyutlarını ve kütlesini ($m = 0,27 \text{ kg}$, $h = 0,2 \text{ cm}$, $w = 10,0 \text{ cm}$, $l = 30,0 \text{ cm}$) (3)'te yerine koyarak güneş panelleri için de eylemsizlik tensörü hesabı yapılır ve (5) ile verilen tensör elde edilir:

$$I_p = \begin{bmatrix} 0.0002 & 0 & 0 \\ 0 & 0.0020 & 0 \\ 0 & 0 & 0.0022 \end{bmatrix} \text{ kg.m}^2. \quad (5)$$

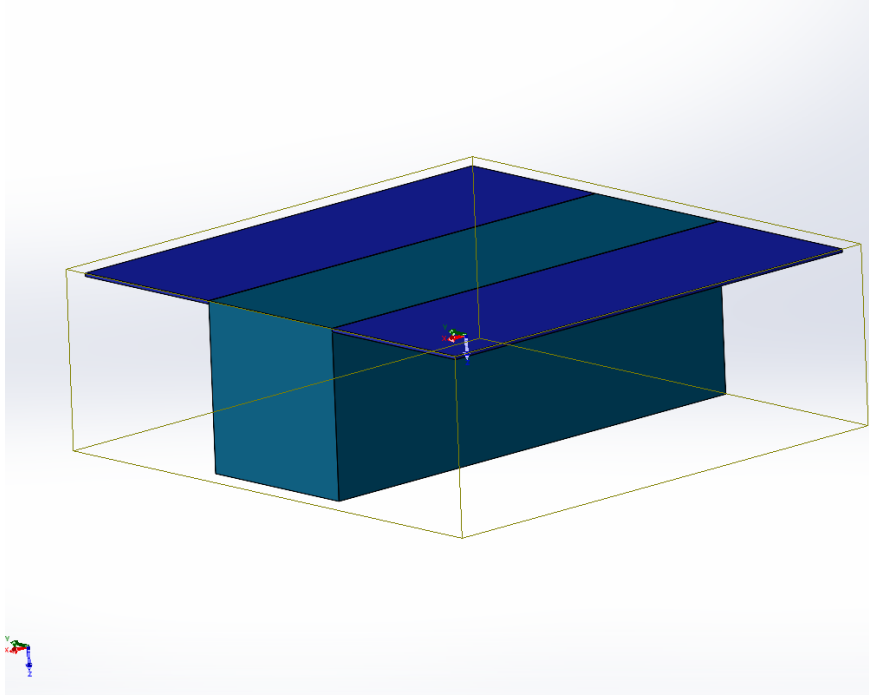
Elde edilen bu sonuç güneş panellerinin kendi kütle merkezine göredir. Güneş panellerinin 3U küp uydu üzerinde Şekil 2'de görülen konuma monte edilmesiyle, yazılım aracılığıyla yeni oluşan şeklin kütle eylemsizlik momenti (5)'te gösterildiği gibi bulunmuştur.

$$I_{\text{Total}} = \begin{bmatrix} 0.012 & 0 & 0 \\ 0 & 0.030 & 0 \\ 0 & 0 & 0.035 \end{bmatrix} \text{ kg.m}^2. \quad (5)$$

Bu sonuç paralel eksen teoremi

$$I = I_{\text{CM}} + md^2$$

kullanılarak da elde edilebilir:



Şekil 1: Yapılan Atalet Momenti Hesaplarının SolidWorks üzerinde gösterimi

Mass properties of montaj full body		
Configuration: Varsayılan		
Coordinate system: -- default --		
Mass (user-overridden) = 2.750 kilograms		
Volume = 0.003 cubic meters		
Surface area = 0.263 square meters		
Center of mass: (meters)		
X = 0.008		
Y = -0.007		
Z = 0.293		
Principal axes of inertia and principal moments of inertia: (kilograms * square meters)		
Taken at the center of mass.		
lx = (1.000, 0.000, 0.000)		Px = 0.009
ly = (0.000, 1.000, 0.000)		Py = 0.023
lz = (0.000, 0.000, 1.000)		Pz = 0.027
Moments of inertia: (kilograms * square meters)		
Taken at the center of mass and aligned with the output coordinate system. (Using positive tensor notation.)		
Lxx = 0.009	Lxy = 0.000	Lxz = 0.000
Lyx = 0.000	Lyy = 0.023	Lyx = 0.000
Lzx = 0.000	Lzy = 0.000	Lzz = 0.027
Moments of inertia: (kilograms * square meters)		
Taken at the output coordinate system. (Using positive tensor notation.)		
lxx = 0.245	lxy = 0.000	lxz = 0.007
lyx = 0.000	lyy = 0.259	lyz = -0.006
lzx = 0.007	lzy = -0.006	lzz = 0.027

Şekil 2: El ile yapılan hesapların, yazılım sonuçlarıyla karşılaştırılarak doğrulanması

Örnek Seçilen YBKS için Açısal Hız ve Yönelim Süresi Hesaplamaları

YBKS'nin net torkunu hesaplamamız gerekiyor. YBKS sistemi, 3U Küp Uydu için 2 küçük manyetik tork çubuğu, 1 manyetik bobin ve 3 tepki tekerleği içerir [Leibbrandt, 2023]

Kullanacağımız YBKS veri sayfaları, her bir reaksiyon tekerleği için maksimum tork değerini belirtmektedir. Manyetik torklayıcılar için ise manyetik moment değerleri belirtilmiştir. Bu durumda aşağıda belirtilen manyetik tork denklemini kullanarak manyetik torklayıcılar için tüm eksenlerin tork değerlerini hesaplamamız gerekmektedir, [Giancoli, 2016]

$$\tau = MB\sin\theta \text{ (N.m)}$$

Küçük çubuklar için manyetik moment (M) değeri 0.24 A.m^2 ve tek bobin için 0.13 A.m^2 olarak verilmiştir. Manyetik alan şiddeti (B) 400 km irtifa için ortalama bir değer olarak $0,00005 \text{ T}$ ($0,5 \text{ Gauss}$)'dir. θ yönelimin kaç radyan olacağına bağlıdır. Burada maksimum yönelim olduğu kabul edilir ve $\pi/2$ radyandır (≈ 90 derece).

Seçilen YBKS sisteminin veri sayfasında belirtildiği gibi, tek bobin x eksenini için, küçük çubuklar ise y ve z eksenleri için hizalanmıştır. Uygun değerlerin denklemde yerine konulmasıyla (6)'daki değerler elde edilir.

$$\begin{bmatrix} \tau_x \\ \tau_y \\ \tau_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0.0000065 \\ 0.0000120 \\ 0.0000120 \end{bmatrix} \text{ (N.m)} \quad (7)$$

Tepki tekerlekleri tüm eksenler için aynı tork değerine ($\tau = 0,23 \text{ mN.m} = 0.00023 \text{ N.m}$) sahiptir.

Tepki tekerleklerinin tork değeri ile manyetik torklayıcıların tork değerleri toplanarak her eksen için net tork bulunur.

$$\begin{bmatrix} \tau_{net_x} \\ \tau_{net_y} \\ \tau_{net_z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0.000236 \\ 0.000242 \\ 0.000242 \end{bmatrix} \text{ (N.m)} \quad (8)$$

x - y - z eksenleri için açısal ivmeler, eylemsizlik momenti ve açısal ivme cinsinden tork formülü kullanılarak hesaplanır, [Giancoli, 2016]

$$\tau = I\dot{\omega} \text{ (N.m)}$$

$$\begin{bmatrix} 0.000236 \\ 0.000242 \\ 0.000242 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0.012 & 0 & 0 \\ 0 & 0.034 & 0 \\ 0 & 0 & 0.038 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\omega}_x \\ \dot{\omega}_y \\ \dot{\omega}_z \end{bmatrix} \quad (9)$$

(9)'in sonucuna göre açısal ivmeler;

$$\begin{bmatrix} \dot{\omega}_x \\ \dot{\omega}_y \\ \dot{\omega}_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0.01966 \\ 0.00718 \\ 0.00637 \end{bmatrix} \text{ rad/s}^2$$

şeklindedir.

Yönelim için açısal mesafe en fazla $\pi/2$ radyan kadar olacaktır. Uydunun yönelim sonunda dönmeye devam etmemesini sağlamak için, vakumda geçen sürenin yarısından sonra ters yönde eşit miktarda açısal ivme uygulanmalıdır. Bu nedenle, oryantasyonun yarısı olan $\pi/4$ radyan için geçen süreyi bulmak yeterlidir. $\pi/4$ radyan yönelim için geçen süre, açısal mesafe ve açısal ivme cinsinden zaman formülü ile bulunur.

$$t = \sqrt{2\theta/\dot{\omega}} \text{ (s)}$$

Elde edilen veriler kullanılarak, x - y - z için $\pi/4$ radyan dönme cinsinden geçen süre bulunur.

$$\begin{bmatrix} t_x \\ t_y \\ t_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 12.660 \\ 20.916 \\ 22.208 \end{bmatrix} \text{ s}$$

$\pi/4$ radyan için geçen sürenin 2 ile çarpılması, $\pi/2$ radyan için geçen toplam süreyi verecektir.

$$\begin{bmatrix} t_{total x} \\ t_{total y} \\ t_{total z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 25.320 \\ 41.832 \\ 44.416 \end{bmatrix} \text{ s}$$

(10)'da başlangıç açısal hızı 0 rad/s kabul edilerek yapılan kinematik denklemlerden yola çıkılarak yapılan hesaplamalar sonucunda x-y-z için açısal hız değerleri (11)'de verilmiştir, [Curtis, 2019]

$$\begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \omega_0 + \dot{\omega}_x t \\ \omega_0 + \dot{\omega}_y t \\ \omega_0 + \dot{\omega}_z t \end{bmatrix} \text{ rad/s (10)}$$

$$\begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0.248 \\ 0.150 \\ 0.142 \end{bmatrix} \text{ rad/s (11)}$$

(11)'deki açısal hız değerleri oryantasyonun yarısı olan $\pi/4$ radyana kadar olan açısal hız değerleridir. Yönlendirme tamamlandıktan sonra, son hız 0 olacak şekilde negatif yönde eşit açısal hız uygulanacaktır.

Sonuç olarak, yönlendirme için gerekli güç ve enerji, açısal hızlara bağlı olarak kinetik enerji (12) ve güç (13) formülleri yardımıyla hesaplanabilir.

$$E = I\omega^2/2 \text{ (J) (12)}$$

$$P = \tau\omega \text{ (W) (13)}$$

Gerekli toplam güç ve enerji, zıt yönlerdeki eşit açısal hızların skaler büyüklüklerinin enerjilerinin ve güçlerinin toplamı ile hesaplanır.

$$E = I\omega^2/2 + I\omega^2/2 = I\omega^2 \text{ (J) (14)}$$

$$P = \tau\omega + \tau\omega = 2\tau\omega \text{ (W) (15)}$$

Her bir eksen için ayrı ayrı hesaplandığında elde edilen veriler sırasıyla (16) ve (17)'de gösterilmektedir.

$$\begin{bmatrix} E_x \\ E_y \\ E_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0.000738 \\ 0.000765 \\ 0.000766 \end{bmatrix} \text{ J (16)}$$

$$\begin{bmatrix} P_x \\ P_y \\ P_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0.0000186 \\ 0.0000726 \\ 0.0000688 \end{bmatrix} \text{ W (17)}$$

Örnek Seçilen YKBS'de Uygulanacak Olan Yönelim Belirleme Yöntemi

Üç eksenli yönelimi belirlemeye yönelik algoritmaları iki sınıfa ayırmak mümkündür: Deterministik yöntemler ve Özyinelemeli tahmin algoritmaları. Deterministik yöntemler, üç eksenli bir yönelimi belirlemek için zaman içinde tek bir noktada elde edilen en az iki vektör ölçümüne ihtiyaç duyar. Bir vektör ölçümü eksikse, deterministik çözümler bir yönelim sağlayamaz. Bazı yaygın deterministik çözümler şunlardır: TRIAD, SVD, Q-metodu, QUEST ve Wahba.

Özyinelemeli tahmin algoritmaları, yönelimi belirlemek için hem mevcut hem de geçmiş ölçümleri kullanır. Kalman filtresi veya genişletilmiş Kalman filtresi, sistemin bir durum-uzay modelini kullanan özyinelemeli tahmin algoritmasıdır.

Bu projede, deterministik, hızlı ve kullanımı basit olduğu için TRIAD yöntemini kullandık. Manyetometre ve kaba güneş sensörü için kullanıldı.

TRIAD Yöntemi: TRIAD algoritması yönelim için hızlı ve basit bir deterministik çözüm sağlar. Çözümler iki farklı koordinat sisteminde verilen iki vektör gözlemine dayanmaktadır. TRIAD, herhangi bir zaman örneğinde yalnızca iki vektör gözlemini barındırır [Bak,1999]. Çözümün basitliği TRIAD yöntemini araç üstü uygulamalar için ilginç kılmaktadır.

Başlangıçta TRIAD vektör ölçümlerinden birinin diğerinden daha kesin olduğunu varsayar. Uzay aracı gövde çerçevesindeki güneş sensörünün ve manyetometrenin vektör ölçümleri (v_1 ve v_2) ve referans çerçevesindeki güneş sensörünün ve manyetometrenin vektör ölçümleri (s_1 ve s_2) olarak adlandırılır. İlk vektör ölçümü olan v_1 'in en güvenilir olduğu varsayılır. Buna dayanarak (18), (19), (20), (21), (22), (23) ve (24)'deki gibi üç üçlü kurulur [Hall, 2003].

$$v_{1b} = \frac{v_1}{|v_1|} \quad (18)$$

$$v_{2b} = \frac{v_1 \times v_2}{|v_1 \times v_2|} \quad (19)$$

$$v_{3b} = v_{1b} \times v_{2b} \quad (20)$$

$$s_{1ECI} = \frac{s_1}{|s_1|} \quad (21)$$

$$s_{2ECI} = \frac{s_1 \times s_2}{|s_1 \times s_2|} \quad (22)$$

$$s_{3ECI} = s_{1ECI} \times s_{2ECI} \quad (23)$$

$$C_{bECI} = v_{1b} \times s_{1ECI}^T + v_{2b} \times s_{2ECI}^T + v_{3b} \times s_{3ECI}^T \quad (24)$$


```

clc;
clear all;
%Triad Algorithm
%Body frame vectors
v1=[1 1 1]';
v2=[0.8888 0.4444 0.1111]';

r1 = v1/norm(v1);
r2 = cross(r1,v2)/norm(cross(r1,v2));
r3 = cross(r1,r2);

%Inertial frame vectors
w1=[0.6058 -0.2125 -0.7667]';
w2=[0.496847429093723 0.796256088181093 0.345136022804778]';

s1 = w1/norm(w1);
s2 = cross(s1,w2)/norm(cross(s1,w2));
s3 = cross(s1,s2);

%DCM Matrix
CBI=r1*s1'+r2*s2'+r3*s3'

%proof
v1=CBI*w1
det(CBI)

CBI =

    0.590786914547859    0.657001195005956   -0.468316400908367
    0.751677050911888   -0.659109521167309    0.023584957897094
   -0.293176453234955   -0.365956375634236   -0.883246001067215

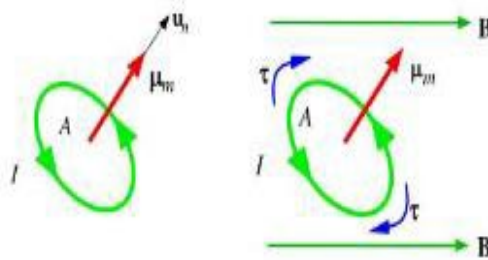
```

Şekil 3: TRIAD Yöntemi kullanılarak seçilen YKBS ile yapılmış örnek hesaplama.

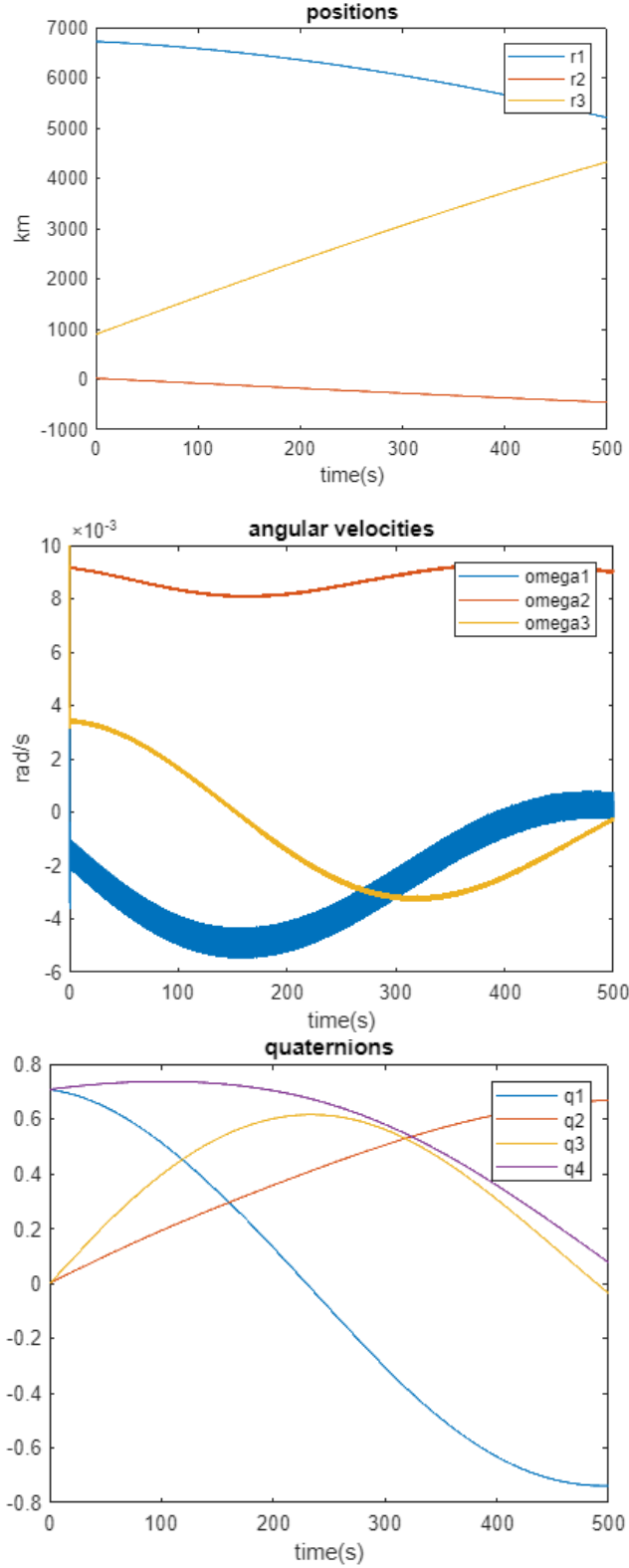
Örnek Seçilen YKBS'de Uygulanacak Olan Yönelim Kontrol Yöntemleri

Üç yönelim kontrol modu dikkate alınacaktır, detumbling modu, stabilizasyon modu ve operasyonel mod. Detumbling modunda B-Dot kontrol algoritması kullanılırken, stabilizasyon modunda dördey geri beslemeli regülatör algoritması, operasyonel modda ise formasyonun korunması için Bang-Bang kontrol algoritması kullanılacaktır.

B-Dot Kontrol Algoritması: B-Dot kontrol algoritması, küp uydunun fırlatıcıdan ayrılmasından kaynaklanan yüksek dönme hızlarını azaltmak için manyetometre ölçümlerini ve manyetorquers'ı kontrol aktüatörleri olarak kullanır. Bu yöntem, her birkaç saniyede bir manyetometre ölçümleri ile tahmin edilen manyetik alandaki değişimin tersi yönde manyetorquerler aracılığıyla manyetik bir dipol uygular[Wie, 1998].



Şekil 4: B-Dot Kontrol Yöntemi'nin gösterimi.



Şekil 5: B-Dot Kontrol Yöntemi kullanılarak yapılmış detumbling analizi sonuçları.

Yukarıda gösterilen şekillerde, aşağıda (25),(26) verilen başlangıç koşulları kullanılarak B-Dot kontrol algoritması ile detumbling işlemi gerçekleştirilmiştir. Elde edilen sonuçlar istenilene yakındır.

$$\mathbf{q}(0) = \frac{\sqrt{2}}{2} [1 \ 0 \ 0 \ 1]^T \quad (25)$$

$$\vec{\omega} = [0.01 \ 0.01 \ 0.01] \frac{\text{rad}}{\text{s}} \quad (26)$$

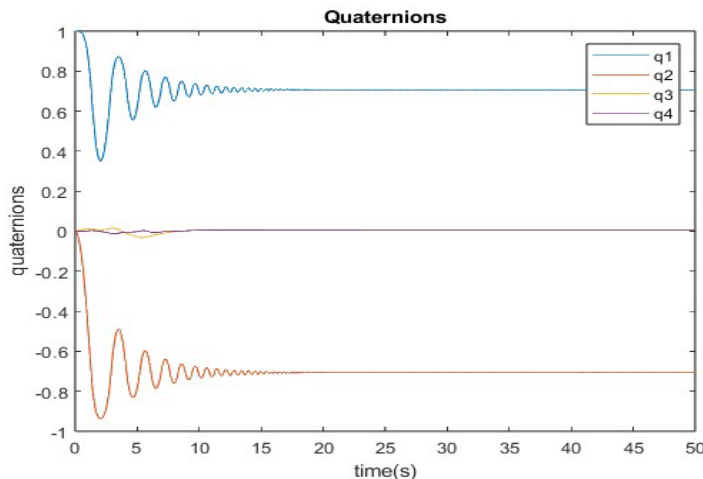
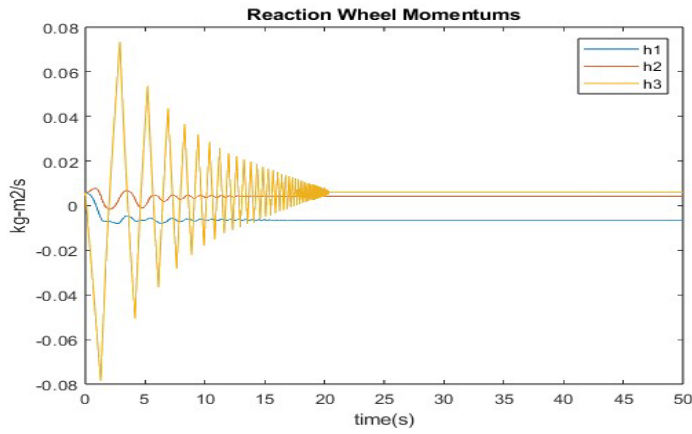
Dördey Geri Besleme Regülatörü Algoritması: Dördey geri besleme düzenleyici algoritması uyduyu kontrol etmek için gerekli torku hesaplamak için kullanılır. Dördey geri besleme regülatörünün kontrol yasası aşağıdaki gibi formüle edilir.

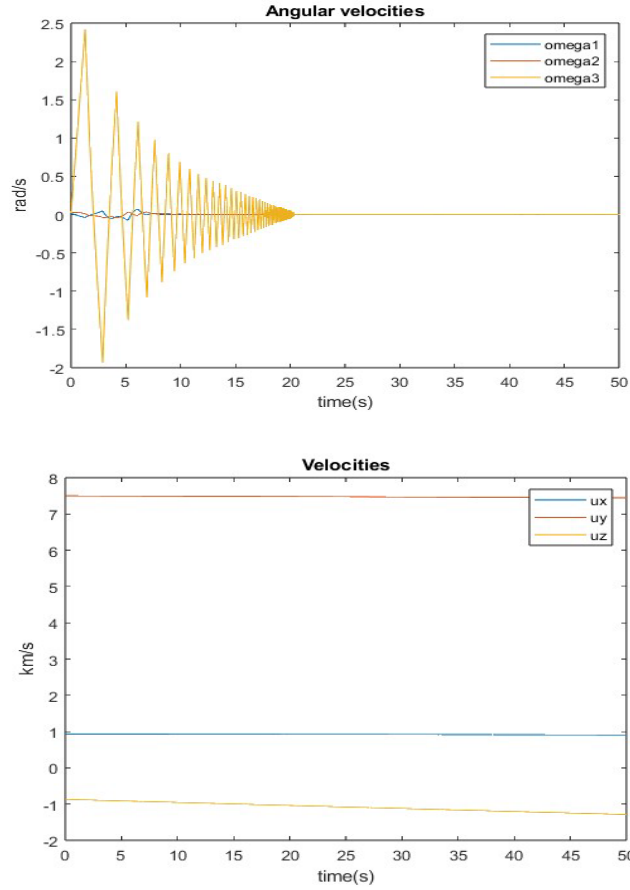
$$T_{control} = -dI\omega_e - kIq_e + \Omega i\omega \quad (27)$$

Burada d ve k kazanç parametreleri, I uydunun eylemsizlik momenti matrisi, ω_e istenen dönme ve tahmin edilen dönme hızı vektörü arasındaki hata, q_e istenen ve tahmin edilen tutum dördeyi arasındaki hatayı tanımlayan dördeyin vektör kısmı, ω uydunun tahmin edilen dönme hızları ve Ω çarpık simetrik bir matristir. $\Omega i\omega$ terimi atılabilir, çünkü çok daha fazla kontrol doğruluğu sağlamadan sadece hesaplama karmaşıklığı ekler [Wie 1998]. Bu terimi iptal ederek denklem şu hale gelir:

$$T_{control} = -dI\omega_e - kIq_e \quad (28)$$

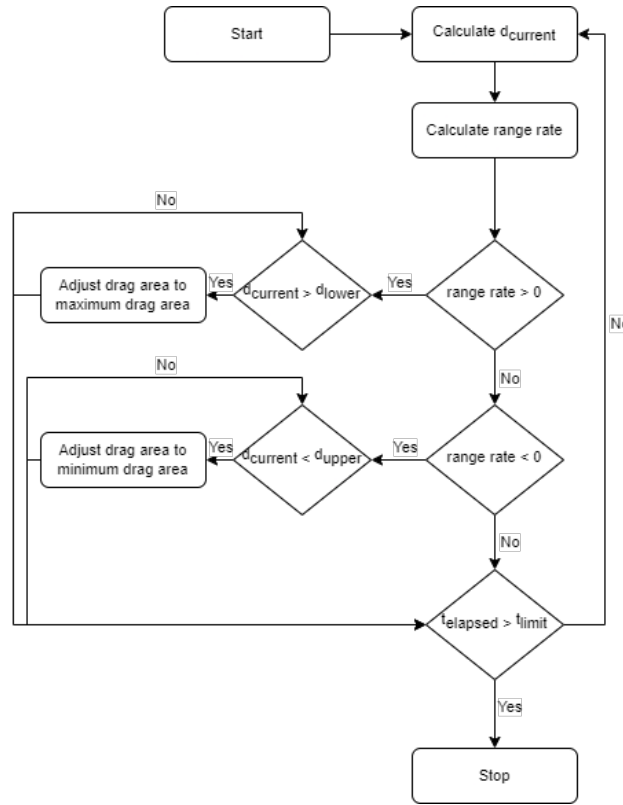
d ve k kazançları, kontrol algoritmasının yerleşme süresini ve sönümlenmesini belirler.



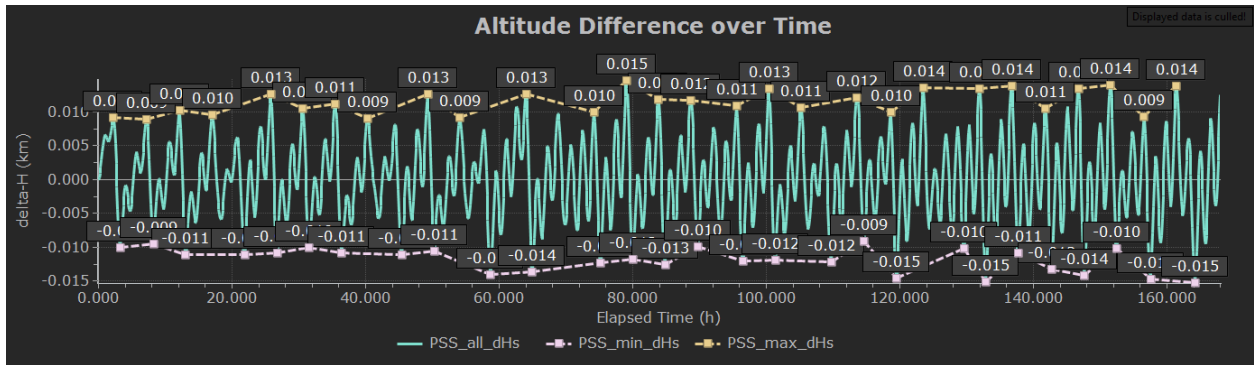


Şekil 6: Dördey Geri Besleme Regülatörü Algoritması ile 90 dereceden 0 dereceye yapılan yönelimin analiz sonuçları.

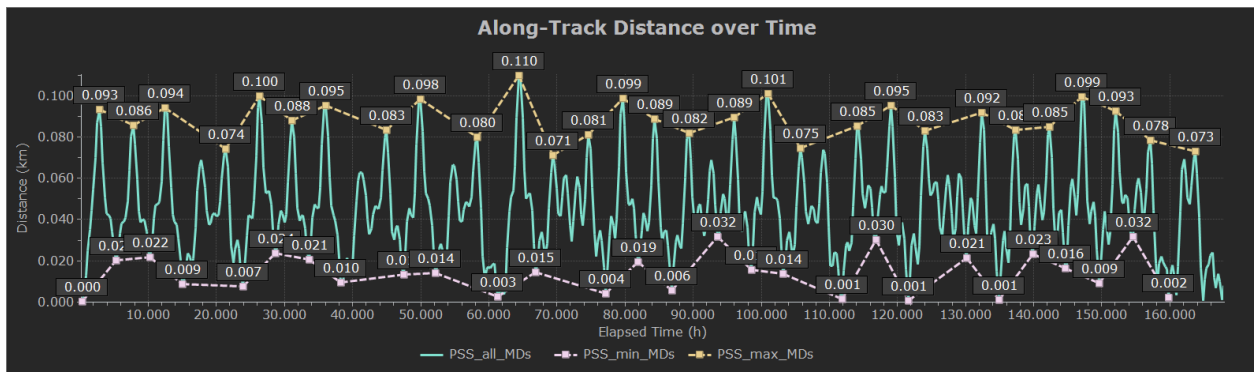
Bang-Bang Kontrol Algoritması: İki durum arasında aniden geçiş yapan bir geri besleme kontrolörüdür. Bu kontrolörler histerezis sağlayan herhangi bir eleman cinsinden gerçekleştirilebilir. Bu projede iki uydu arasındaki mesafeyi korumak için kullanılmıştır. İki uydu arasındaki bağlı mesafenin maksimum 100 ve minimum 10 metre olması amaçlanmıştır. Bu amaçla belirlenen limitlere ulaşıldığında diğer kontrol yöntemlerine geri dönüş sağlayarak uydunun yönlendirilmesini sağlayacaktır.



Şekil 8: Dördey Geri Besleme Regülatörü Algoritması ile 90 dereceden 0 dereceye yapılan yönelimin analiz sonuçları.



Şekil 9: Zaman içerisinde iki uydu arasındaki irtifa değişimi.



Şekil 10: Zaman içerisinde iki uydu arasındaki mesafe değişimi.

SONUÇ

Bir cep uydu ile kol uçuşu gerçekleştirecek olan küp uydu için kullanıma hazır YBKS analizlerini yapmak için CubeSpace Gen1 YBKS seçilmiştir. Görev gereksinimlerini bu sistemin sağlayıp sağlamadığını kontrol etmek için öncelikle sistem dinamik parametresi olarak eylemsizlik momentleri hesaplanmıştır. Daha sonra maksimum ve minimum kesit alanları arasındaki yönelim geçişini sağlayacak yönelim değişikliği için maksimum tork değerleri kabul edilerek yönelim tepki süreleri hesaplanmıştır. Bu analizler esnasında manyetik torklar Dünya için ortalama bir manyetik alan değeri kullanılarak bulunmuştur. Çalışmanın takip eden safhalarında yörünge parametreleri olarak KILIÇSAT uydusunun yörünge parametrelerine benzer parametreler kullanıldı. Küp uydunun yönelimini belirlemesi için TRIAD, uydunun stabilizasyonunu koruması ve yönelimini yapması için B-Dot ve Kuaterniyon(Dördey) Geri Besleme Yöntemi kullanıldı. Yönelimin yörünge üzerinde değişen manyetik alan değerleri dikkate alınarak tepki süreleri için maksimum ve minimum değerleri belirlendi. Belirlenen bu süreler ile de bir açık-kapalı kontrolcü tasarımı yapılarak, bu kontrolcünün kol uçuşu için planlanan 10 m ile 100 m arasındaki mesafe değişimi gereksinimini yerine getirdiği gözlemlendi.

Kaynaklar

- Abbas, N. N., Xiao, H., Jun, L. Y., & Raza, M. (2011). *An Architecture Analysis of ADCS for CubeSat: A Recipe for ADCS Design of ICUBE*. Applied Mechanics and Materials, 110–116, 5397–5404. <https://doi.org/10.4028/www.scientific.net/amm.110-116.5397>.
- Rassõlkin, A., Vaimann, T., Org, T., Leibak, A., Gordon, R., Priidel, E. (2021). *ADCS development for student CubeSat satellites – TalTech case study*, Proceedings of the Estonian Academy of Sciences Cilt 70, Sayı 3, sayfa 268.
- Alves, B. C. R. F., 2021, *A conceptual design and evaluation framework for ADCS for CubeSats*, MSc thesis, Tecnico Lisboa.
- Brown, C. D., (2002). *Elements of Spacecraft Design*, AIAA (American Institute of Aeronautics & Astronautics), 2. Düzenleme, s.281.
- Bender, E., (2011). *An Analysis of Stabilizing 3U CubeSats Using Gravity Gradient Techniques and a Low Power Reaction Wheel*, BSc Senior Project, California Polytechnic State University.
- Curtis, H. D., (2019). *Orbital Mechanics*, Elsevier, 4. Baskı.
- Giancoli, D. C., (2016). *Physics Principles with Applications*, Pearson, Küresel Baskı.
- Farhat, A., (2013). *Attitude Determination and Control System for CubeSat*, MSc thesis, Worcester Politechnic Institute.
- Ferrario, A., Furlan, B., (2011). *CubeSat formation flying mission as Wi-Fi data transmission and GPS based relative navigation technology demonstrator*, Corso di Laurea Specialistica in Ingegneria Spaziale, Politecnico di Milano.
- Franquiz, F. J., (2015). *Attitude Determination & Control System Design and Implementation for a 6U CubeSat Proximity Operations Mission*, MSc Thesis, Embry-Riddle Aeronautical University, <https://commons.erau.edu/edt/266>.
- Hibbeler, R. C., (2018). *Engineering Mechanics: Statics*, Pearson, 14. Baskı, s.530-577.
- Johnstone, A., (2022). *CubeSat Design Specification*, Revizyon 14.1), https://www.cubesat.org/s/CDS-REV14_1-2022-02-09.pdf.
- Kumar B. S., Ng, A., (2008). *A Bang-Bang Control Approach to Maneuver Spacecraft in a Formation with Differential Drag*, AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, AIAA Paper 2008-6469.
- Leibbrandt, C., (2023). *CubeADCS Interface Control Document*, https://www.cubespace.co.za/downloads/cubeadcs_-_icd_v7.4_.pdf.
- Leonard, C., (1986), MSc Thesis, Massachusetts Inst. of Technology, 1986.
- Leonard, C., Hollister, W., Bergmann, E., (1989), *Orbital Formation Keeping with Differential Drag*, Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Cilt 12, Sayı 1, Sayfa 108–113.

- Pavanello, Z., (2020). *Simulation of a Commercial Off-The-Shelf ADCS with Design of a PitchSun Tracking Attitude Mode for the ORCASat*, Corso di Laurea Magistrale in Ingegneria Aerospaziale, Universita Degli Studi di Padova.
- Pecorilla, M., 2022, *Development of the Active Attitude Determination and Control System for a 3U Educational CubeSat*, MSc thesis, Politecnico di Torino.
- Riano-Rios, C., Bevilacqua, R., Dixon, W. E., (2021). *Adaptive Control For Differential Drag-based Rendezvous Maneuvers with an Unknown Target*, Acta Astronautica, Cilt 1, Sayı 81, Sayfa 733–740.
- Traub C. ve arkadaşları, (2023). *On the exploitation of differential aerodynamic lift and drag as a means to control satellite formation flight*, 14 Kasım 2023 tarihinde erişilmiş olunan bağlantı: https://discovery.ucl.ac.uk/id/eprint/10120418/7/Kataria_CEAS_D_18_00047_revised_2_extracted.pdf.
- Wie, B., (1998). *Space Vehicle Dynamics and Control*, AIAA (American Institute of Aeronautics & Astronautics), 2. Baskı.
- Zavoli, A., (2013). *Indirect Optimization of Bang-Bang Control Problems and Applications to Formation Flying Missions*, PhD Thesis, Sapienza Universita di Roma.
- Hall, C. D. (2003). *Spacecraft Attitude Dynamics and Control*. Lecture Notes posted on Handouts page [online], 12(2003).
- Bak, T. (1999). *Spacecraft Attitude Determination: A Magnetometer Approach*. Aalborg Universitetsforlag.