BİR ALÇAK YÖRÜNGE UYDUSU İÇİN KUATERNİYON GERİBESLEMELİ REGÜLATÖR VE DOĞRUSAL KUADRATİK REGÜLATÖR TASARIMI

Mehmet Eşit¹ ve Şirin Yakupoğlu² İstanbul Teknik Üniversitesi, İSTANBUL Levent Ucun³ Yıldız Teknik Üniversitesi, İSTANBUL Halil Ersin Söken⁴ ve Farid Gulmammadov⁵ Tübitak Uzay Teknolojileri Araştırma Enstitüsü, ANKARA

ÖZET

Bu bildiride alçak yörüngede gezinen küçük bir yer gözlem uydusunun yönelimini belirlemek ve denetlenmesini sağlamak amacıyla uydu üzerinde gerçek zamanlı koşmaya uygun algoritma tasarlanmış, farklı kiplerdeki performansı incelenmiş ve benzetim karşılaştırmaları ile en uygun tasarımın seçilmesi sağlanmıştır. Uydunun üç eksen yönelim kontrolü hedeflenmiştir. Uydu yönelimini belirlemek için güneş algılayıcı ve manyetometre ölçümlerini işleyerek yönelimi kestiren QUEST algoritması kullanılmıştır. Uydunun ilk yörüngeye yerleştirilmesinin ardından Bdot algoritması kullanılarak takla sönümlemesi gerçekleştirilmiştir. Sonraki aşamada gerekli üç eksen yönelim kontrolü için iki farklı yönelim denetleme kipi; kuaterniyon geribeslemeli regülatör ve doğrusal kuadratik regülatör tartışılmış ve karşılaştırılmıştır.

GİRİŞ

Alçak yörünge uyduları, Dünya'nın yüzeyinden 160 kilometreden 2000 kilometreye kadar olan yörüngelerde bulunan uçan uzay araçlarıdır. Bu uydular genellikle yer gözlem sebebiyle kullanılmaktadır. Gözlem uydularının temel amacı Dünya üzerinde olan olayları uzaydan gözlemlemektir. Bir afet sonrası durumu incelemek, belirli bir bölgeyi görüntülemek ve bir süre sonra tekrar görüntüleyerek değişim analizi yapmak, tarımda bir yılda elde edilen herhangi bir ürünün toplamını tahmin etmek, üç boyutlu fotoğraflar çekmek ve bu fotoğraflar yardımıyla yer kabuğunun topografik haritalarını oluşturmak gibi Dünya üzerindeki çevresel olaylarla ilgili çalışmalarda kullanılmaktadırlar [Bayır, 2013].

Yer gözlem uydularının en büyük kazanımı ülke sınırları içerisinde kalmadan ve çeşitli yasal kısıtlardan etkilenmeden Dünya'nın her yerinin görüntüsünü alabilmeleridir. Uydu sayılarının artması, gelişen teknoloji ve uydu üretim maliyetlerinin giderek düşmesi sonucu uydudan çekilen fotoğraflara erişilebilirlik artmakta, fotoğrafların kalitesi ve çözünürlüğü de giderek yükselmektedir. Bu da uydu fotoğraflarının gelecekte daha da yaygın kullanımını sağlayacaktır [Erdoğan, 2015].

Yönelim, bir aracın belirtilen referans eksen takımına göre üç eksen civarındaki açısal duruşudur. Yapay bir uydunun yönelim belirleme ve kontrol sistemi, uydunun tanımlı gövde eksen takımının yönelimini referans eksen takımına göre belirleyip, istenilen şekilde kontrol etmek içindir. İstenilen yönelim durumu misyona bağlıdır ve faydalı yükün gereksinimlerinden türetilmiştir. Genel olarak kontrol edilmediği durumlarda uydu serbest bir yönelime veya dış eylemlerin belirli (önceden tanımlanmış) bir modeli altında serbest olan bir yönelime sahiptir. Hem kestirilebilir hem de

¹ Yüksek Lisans Öğrencisi, Savunma Teknolojileri Böl., E-posta: esit20@itu.edu.tr

² Yüksek Lisans Öğrencisi, Uçak ve Uzay Müh. Böl., E-posta: yakupoglu20@itu.edu.tr

³ Dr.Öğr.Üyesi, Kontrol ve Otomasyon Müh. Böl., E-posta: lucun@yildiz.edu.tr

⁴ Dr., Başuzman Araştırmacı, E-posta: ersin.soken@tubitak.gov.tr

⁵ Başuzman Araştırmacı, E-posta: farid.gulmammadov@tubitak.gov.tr

kestirilemeyen dış bozucu torklar, iticiler (kimyasal, soğuk gaz veya iyon itici ile), reaksiyon veya momentum tekerleri, manyetik eyleyiciler, yönlendirilebilir Güneş yelkenleri gibi yerleşik yönelim eyleyici sistemleri ile dengelenmelidir.

Uydu yönelimi, yerleşik algılayıcılar tarafından ölçülür ve istenilen yönelime nazari hatalar, doğru yönelimin korunarak uygun bir kontrol mantığının oluşmasını sağlar [Mazzini, 2017].

Kontrol algoritmaları, yönelim algılayıcılarından veya kestiricilerinden veri alan ve aracı istenen yönelime döndürmek için eyleyicilere uygun komutları veren bilgisayar programlarıdır. Kullanılan eyleyicilere, kontrol edilen uydunun dinamiğine ve çözülmek istenen probleme bağlı olarak basitten, karmaşığa birçok farklı algoritma mevcuttur. Tipik olarak, yönelim kontrol algoritmaları, gerçek zamanlı olarak uydu bilgisayarı üzerinde koşan, yerden komutları alan ve araç veri telemetrisini bir yer istasyonuna iletilmek üzere biçimlendiren yazılımın bir parçasıdır [Sidi, 1997].

Snap1 nano uydusunda [Steyn, Hashida, 2001], bu çalışamaya benzer biçimde öncelikle bir takla sönümleme algoritması olan Y-Thomson dönme kipi kullanılmıştır. Bu kip de Bdot algoritmasının farklı bir modelidir ve y eksenindeki açısal hızı belirli küçük bir açısal hıza sabitlerken (uyduyu bu eksen etrafında dönü kararlı hale getirirken), diğer eksenlerdeki açısal hızları sıfıra yakınsatır. Daha sonra üç eksende kararlılığın sağlanabilmesi için y eksenindeki momentum tekeri çalıştırılmış ve oransal-türevsel denetleyici tasarlanmıştır. Buna ek olarak açısal hız kestirimi için bir Kalman filtresi tasarımı yapılmıştır.

Üniversite uyduları olan Hodoyoshi-3 ve 4'te pek çok farklı uçuş modu ve bu modlara uygun yönelim belirleme ve kontrol algoritmaları üzerinde durulmuş ve sonrasında tecrübeler aktarılmıştır [Nakasuka, Miyata, Tsuruda, Aoyanagi, Matsumoto, 2018]. Uydu yörüngede iken birçok farklı anomali ya da bozulma gerçekleşebilmektedir. Çalışma, beklenmedik durumlar göz önünde bulundurularak hata toleranslı bir uydu yönelim belirleme ve kontrol sistemi tasarımı için bir ön hazırlık niteliğindedir.

Kuaterniyon geribeslemeli regülatör (Quaternion Feedback Regulator / QFB) algoritması, hata kuaterniyonları ve gövde eksen takımındaki uydu hızlarının doğrusal geri beslemesinden oluşur ve doğal sistem dönme torkuna karşı koyan bir kontrol torkunu içerir [Karataş, 2006].

Doğrusal Kuadratik Regülatör (Linear Quadratik Regulator / LQR), ise durum geri besleme ile daha gürbüz bir denetim sağlayan optimal kontrol tekniklerinden biridir [Hajiyev, Vural, 2013].

Bu çalışmada ilk olarak üç eksen civarında kararlı bir küçük uydu için yönelim kestirimi yapılmış, Bdot algoritması ile uydu takla sönümlemesi gerçekleştirilmiştir. Bunlara ek olarak uydu üç eksenli yönelim denetimi kuaterniyon geribeslemeli regülatör ile sağlanmış ve ardından sistem doğrusallaştırılarak denge noktası civarında doğrusal kuadratik regülatör ile denetimi yapılmıştır.

Uydu Matematiksel ve Durum Uzayı Modeli

Bir uydunun gövde eksen takımı ve her bir eksen civarındaki açısal harekete karşılık gelen açılar Şekil 1'deki gibi ifade edilebilir.



Şekil 1: Uydu Gövde Eksen Takımı

Uydunun dinamik modeli, Euler'in teorisi ışığında, açısal momentumun türevi etkiyen toplam torka eşittir prensibine dayanır. Uydu kinematik denklemleri ise açısal hızlara bağlı olarak uydunun yörüngedeki açısal davranışını tanımlar. Uydu kinematik ve dinamik denklemleri şu şekilde ifade edilir.

$$\dot{\boldsymbol{q}}(t) = \frac{1}{2}\boldsymbol{\omega}(t) \otimes \boldsymbol{q}(t) \tag{1}$$

$$\dot{\boldsymbol{\omega}}(t) = (J)^{-1}(-\boldsymbol{\omega}(t) \times \{J\boldsymbol{\omega}(t)\} + \boldsymbol{u})$$
⁽²⁾

Burada q kuaterniyon vektörü, ω açısal hız vektörü, J atalet matrisi ve u ise sistemin tork girişidir. Doğrusal bir sistemin durum-uzay modeli şu şekilde ifade edilir.

$$\dot{\boldsymbol{x}} = A\boldsymbol{x} + B\boldsymbol{u} \tag{3}$$

Burada *x* durum vektörü, *u* giriş vektörü, *A* sistem matrisi, *B* kontrol matrisidir. Durum vektörü $x^{T} = [\omega \quad q_{1:3}]$ seçilen uydu sisteminin durum-uzay modeli aşağıdaki şekildedir [Yang, 2014].

Burada $q_{1:3}$, kuaterniyonun vektör kısmını temsil etmektedir. u tork girişi olarak tanımlanmıştır.

YÖNTEM

Bu bölümde küçük uydunun yönelim belirleme ve kontrolü için önerilen algoritma tasarımı sunulmuştur.

Quest Algoritması

Birçok uydunun yönelim sisteminde, yönelim kestirimi vektör ölçümleri kullanılarak gerçekleştirilir. Bu vektörler genellikle Güneş, yıldız, Dünya doğrultu vektörü ve Dünya'nın manyetik alan vektörüdür. Bu bildiride de Güneş algılayıcı ve manyetometreden gelen veriler ile yönelim belirlenmiştir. Vektör ölçümleri kullanarak bir uydunun yönelimini kestiren ve çözüm üreten neredeyse bütün algoritmalar Grace Wahba tarafından 1965 yılında tanımlanan maliyet fonksiyonunu en aza indirmeye dayanmaktadır.

Maliyet fonksiyonu aşağıda tanımlanmıştır [Wahba, 1965]:

$$L(\tilde{A}) = \frac{1}{2} \sum_{i} a_{i} |\boldsymbol{b}_{i} - \tilde{A}\boldsymbol{r}_{i}|^{2}$$
(5)

 a_i , ağırlık ölçüm katsayısı, b_i , gövde eksen takımındaki ölçümler ve r_i , Dünya merkezli atalet (referans) eksen takımındaki ilgili vektörün modeller kullanılarak hesaplanan değerleridir. Yönelim matrisi \widetilde{A} , kuaterniyon cinsinden ifade edilecek olursa [Crassidis, Markley, 2014],

$$\tilde{A} = (q_4^2 - |\boldsymbol{q}_{1:3}|^2)I + 2\boldsymbol{q}_{1:3}\boldsymbol{q}_{1:3}^T - 2q_4[\boldsymbol{q}_{1:3} \times].$$
(6)

Yönelim matrisinin bu gösterimi q'nun ikinci dereceden homojen bir fonksiyonudur. Bu nedenle aşağıdaki denklem yazılabilir [Crassidis, Markley, 2014]:

$$tr(\tilde{A}B^T) = \boldsymbol{q}^T K \boldsymbol{q} \tag{7}$$

K simetrik ve izi olmayan bir matris olmak üzere [Crassidis, Markley, 2014],

$$K \equiv \begin{bmatrix} S - I \cdot tr(B) & z \\ z^T & tr(B) \end{bmatrix},\tag{8}$$

$$S \equiv B + B^T \tag{9}$$

$$z \equiv \begin{bmatrix} B_{23} - B_{32} \\ B_{31} - B_{13} \\ B_{12} - B_{21} \end{bmatrix} = \sum_{i} a_{i} \boldsymbol{b}_{i} \times \boldsymbol{r}_{i}.$$
 (10)

Yönelimi ifade edecek çözüm kuaterniyonu, en büyük öz değere sahip K'nın normalize edilmiş özvektörüdür [Crassidis, Markley, 2014],

$$Kq_{opt} \equiv \lambda_{max} q_{opt}.$$
 (11)

Simetrik özdeğer problemini çözmek için gürbüz algoritmalar vardır. Bu algoritmalardan biri Quest metodudur. Bu algoritmanın temel avantajı, yönelimi tahmin etmek için hesaplama maliyetinin azaltılmasıdır.

z için denklem tekrar düzenlenecek olursa,

$$\left[\left(\lambda_{max} + tr(B)\right)I - S\right]q_{1:3} = q_4 z \tag{12}$$

$$\left(\lambda_{max} - tr(B)\right)q_4 = \boldsymbol{q_{1:3}}^T z \tag{13}$$

elde edilir. Optimal kuaterniyon denklemi kullanılarak,

$$q_{1:3} = q_4 [(\lambda_{max} + tr(B))I - S]^{-1}z$$
(14)

$$\boldsymbol{q_{1:3}} = q_4 \{ adj [(\lambda_{max} + tr(B))I - S]z \} / det [(\lambda_{max} + tr(B))I - S]$$
(15)

ifadesine ulaşılır. 3×3 boyutunda bir G matrisi için Cayley-Hamilton teoremi kullanılırsa [Auman, 2015].

$$G^{3} - (tr(G))G^{2} + [tr(adj(G))]G - (det(G))I = 0$$
(16)

Özellikle,

$$adj[(\lambda_{max} + tr(B))I - S] = \alpha I + \beta S + S^2$$
(17)

 α ve β aşağıdaki gibi tanımlanır.

$$\alpha \equiv \lambda_{max}^2 - \left(tr(B)\right)^2 + tr(adj(S))$$
(18)

$$\boldsymbol{\beta} \equiv \lambda_{max} - tr(\boldsymbol{B}) \tag{19}$$

Ayrıca,

$$\gamma \equiv det[(\lambda_{max} + tr(B))I - S] = \alpha(\lambda_{max} + tr(B)) - det(S)$$
(20)

Optimal kuaterniyon aşağıdaki denklemle tanımlanabilir.

$$q_{opt} = \frac{1}{\sqrt{\gamma^2 + |x|^2}} \begin{bmatrix} x \\ \gamma \end{bmatrix}$$
(21)

$$x \equiv (\alpha I + \beta S + S^2)z \tag{22}$$

Tüm bu hesaplamalar özdeğerlerin en büyüğüne göre yapılır. Özdeğerlerin en büyüğünü elde etmek için denklem,

$$\mathbf{0} = \boldsymbol{\psi}(\boldsymbol{\lambda}_{max}) \equiv \boldsymbol{\gamma}(\boldsymbol{\lambda}_{max} - tr(\boldsymbol{B})) - \boldsymbol{z}^{T}(\boldsymbol{\alpha}\boldsymbol{I} + \boldsymbol{\beta}\boldsymbol{S} + \boldsymbol{S}^{2})\boldsymbol{z}$$
(23)

şeklindedir.

Çarpımsal Genişletilmiş Kalman Filtresi

Kalman filtreleri uydu yönelim ve açısal hız kestiriminde sıklıkla kullanılmaktadırlar. Ancak kuaterniyon, standart kalman filtresi yaklaşımı kullanılarak oluşturulan doğrusal ölçüm güncellemeleriyle norm kısıtı ihlal edilebilir. Kuaterniyon norm kısıtını sağlamak için önerilen Çarpımsal Genişletilmiş Kalman Filtresi, en yaygın uydu yönelim kestirimcilerinden biri haline gelmiştir [Auman, 2015]. Bu çalışmada filtre içinde ölçüm güncellemesi kısmında Quest algoritması sonucu kestirilen kuaterniyonlar kullanılmış ve filtrenin ölçüm gürültüsü kovaryans matrisi bu algoritmaya dayanarak oluşturulmuştur.

Bdot Kontrol Yöntemi

Fırlatma aracından ayrıldıktan sonra uydu üç eksende yüksek hızlarda takla atıyor olabilir. Üç eksende kontrol uygulamaya başlanmadan önce bu yüksek hızların olabildiğince sönümlenmesi gerekir. Bu sönümlemenin sağlanabilmesi için eyleyici olarak manyetik tork çubukları kullanılır. Bu eyleyiciler dünyanın manyetik alanını kullanarak tork üretirler ve böylece uydunun dönüşünü ayarlarlar. Tork çubukları kullanılarak uygulanabilecek en basit hız sönümleme yöntemlerinden biri Bdot'tur [Steyn, 1995].

$$\boldsymbol{L} = \boldsymbol{m} \times \widetilde{\boldsymbol{B}} \tag{24}$$

$$\dot{\tilde{B}} = -\omega \times \tilde{B} \tag{25}$$

$$m = -\frac{\kappa}{\|\widetilde{B}\|}\dot{\widetilde{B}}$$
(26)

$$L = \frac{k}{\|\widetilde{B}\|} (\omega \times b) \times \widetilde{B} = k(\omega \times b) \times b = -k(l_3 - bb^T)\omega$$
(27)

L, eyleyici tarafından oluşturulan tork vektörü, m manyetik tork çubuğu dipol momenti, \tilde{B} , uydunun gövde eksen takımında ölçülmüş manyetik alan vektörü, k Bdot kontrol katsayısı, b ise manyetik alan vektörünün normalize edilmiş halidir.

Uydu Denetleyicileri

Bir uydu için kontrol blok diyagramı aşağıdaki Şekil 2'deki gibi gösterilir. q_r referans girişini, q_e kestirilmiş durumları ve q_o ise çıkış sinyalini ifade eder.





<u>LQR Denetleyici:</u> LQR, durum geri besleme ile daha gürbüz bir denetim sağlayan optimal kontrol tekniklerinden biridir. Durum-uzayı biçiminde verilen sistemin optimal kontrol vektörü,

$$\boldsymbol{u}(\boldsymbol{t}) = -K\boldsymbol{x}(\boldsymbol{t}) \tag{28}$$

ile ifade edilmektedir. Optimal kontrol vektörün çözümü için maliyet fonksiyonu en aza indirilmelidir. *K* matrisini tanımlayan maliyet fonksiyonu

$$\check{J} = \int_0^\infty (x^* Q x + u^* R u) \, dt \tag{29}$$

şeklinde verilir. Denetleyicinin şematik modeli Şekil 3 'de gösterilmiştir.



Şekil 3: LQR Şematik Modeli

Q ve R ağırlık matrisleridir. Q pozitif tanımlı ve R ise pozitif yarı tanımlı bir matristir. Q sistem performansına etki eden matristir. Temel olarak sistem durumlarının sıfıra ne kadar hızlı yaklaşması gerektiği ile ilgili bilgi içerirler. R eyleyiciyi dolayısıyla girişi etkileyen matristir. Ağırlık matrislerinin değişimi sistemin oturma zamanı gibi sistem özelliklerini etkileyecektir. Maliyet fonksiyonu, sistemin durum uzayına eklenen durum geri beslemeli kontrol sistemi için K'yı bulur [Ogata, 2018].

$$A^{T}P + PA - PBR^{-1}B^{T}P + Q = 0 (30)$$

Ricatti denkleminin çözümünden bulunan *P* cebirsel değeri yardımıyla durum-geri besleme kazancı şu şekilde hesaplanır.

$$K = R^{-1}B^T P + Q \tag{31}$$

<u>Kuaterniyon Geribeslemeli Regülatör:</u> Yönelimi belirli sabit bir kuaterniyona getirir. Kuaterniyonun sabit bir değere ulaşması açısal hızın sıfıra eşit olmasıyla mümkündür. Regülatörün amacı gerçek kuaterniyonu, sabit kuaterniyon q_c 'ye götürmektir. Bu da kuaterniyon ile açısal hız arasındaki ilişkiden dolayı açısal hızın sıfıra oturması ile gerçekleşir. Hata kuaterniyonu q_e aşağıdaki gibi tanımlanır.

$$\boldsymbol{q}_{e} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{q}_{e(1:3)} \\ \boldsymbol{q}_{e(4)} \end{bmatrix} = \boldsymbol{q} \otimes \boldsymbol{q}_{c}^{-1}$$
(32)

Yukarıdaki denklemin türevi alınırsa,

$$\dot{\boldsymbol{q}}_e = \dot{\boldsymbol{q}} \otimes \boldsymbol{q}_c^{-1} \tag{33}$$

ifadesi elde edilir. Kinematik denklem ve hata kuaterniyonunun türevi kullanılarak aşağıdaki denkleme ulaşılır.

$$\dot{\boldsymbol{q}} = \frac{1}{2}\Omega(\boldsymbol{\omega})\boldsymbol{q} \tag{34}$$

 $\Omega(\omega)$ denklem tanımı kullanılarak, skaler hata kuaterniyonu ve vektörel hata kuaterniyonu denklemleri elde edilir.

$$\dot{q}_{e(1:3)} = \frac{1}{2} [q_{e(1:3)} \times] \omega + \frac{1}{2} q_{e(4)} \omega$$
(35)

$$\dot{q}_{e(4)} = -\frac{1}{2} q_{e(1:3)}{}^{T} \boldsymbol{\omega}$$
(36)

Kuaterniyon geri beslemeli kontrolün amacı anlık q kuaterniyonunu istenen referans q_c kuaterniyonuna götürmektir. Yani başka bir deyişle ω sıfıra gidiyorken q_e birim kuaterniyona ($Iq = [0 \ 0 \ 1]^T$) eşit olmalıdır. Sistem denklemlerinden de anlaşılacağı üzere kontrol girişi torktur. Kontrol girişi L aşağıdaki gibi bulunur [Barba, Wie, 1985].

$$L = -k_p q_{e(1:3)} - k_d \omega \tag{37}$$

 k_p ve k_d değerleri pozitif skaler kazançlardır.

UYGULAMALAR

Bu bölümde yönelimi belirlenmiş ve iki denetleme kipi uygulanmış küçük bir uydunun benzetim çalışmaları MATLAB ortamında yapılmıştır. Uydu atalet matrisi aşağıdaki gibi verilmiştir.

$$J = \begin{bmatrix} 9.8194 & -0.071 & -0.2892 \\ -0.071 & 9.7030 & -0.1011 \\ -0.2892 & -0.1011 & 9.7309 \end{bmatrix}$$
(38)

Görüldüğü gibi atalet matrisi diyagonal değildir. Sistem doğrusallaştırması yapıldığından atalet matrisi diyagonalize edilerek kullanılmıştır.

Tasarlanan sistemin benzetimi için $\omega_0 = \begin{bmatrix} 1.6 & 1.4 & 1.85 \end{bmatrix}^T deg/s$ ve

 $q_0 = [0.4278 \quad 0.8703 \quad -0.0493 \quad 0.2390]^T$ başlangıç değerleri seçilmiştir.

Seçilen başlangıç hızı ile birlikte uydu dönmeye başlar. Uydu, 200 saniyelik bir dönüşün ardından öncelikle Bdot algoritması ile küçük girişler verilerek takla sönümleme kipinde bir süre kalmıştır (Şekil 4). Daha sonra bir durum geri besleme yöntemi olan LQR ile uydunun üç eksenli yönelim denetimi gerçekleştirilmiştir. Gerçek bir uyduda gözlenebilecek olan maksimum torka erişme benzetim çalışmalarına da uygulanmış ve tork belirli bir değerden sonra satürasyona girmiştir.



Şekil 4: LQR Uygulanmış Sistemin Tork Grafiği

Şekil 5'te çeşitli bozuntulara maruz kalan sistemin açısal hız kestiriminin başarıyla gerçekleştiği görülmektedir. Bdot algoritması süresince oldukça yavaş bir yerleşme zamanı varken, LQR uygulandıktan sonra sistemin denetleyiciye cevabı oldukça hızlı olmuştur. Açısal hızların referans değer olan $\boldsymbol{\omega} = \begin{bmatrix} \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} \end{bmatrix}^T deg/s'$ a yakınsadığı gözlemlenir.



Şekil 5: LQR Uygulanmış Sistemin Açısal Hız Kestirim Grafiği

Kuaterniyon kestirimi Şekil 6'da verilmiştir. Bdot algoritması boyunca kuaterniyonun sürekli değiştiği gözlemlenmekte ve açısal hızların sıfıra gittikleri anda kuaternioyonların da sabit değerlere gittikleri görülmesine karşın LQR denetimi boyunca kuaterniyon arzu edilen değere ulaşmış ve uydunun üç eksende kararlılığı sağlanmıştır.



Şekil 6: LQR Uygulanmış Sistemin Kuaterniyon Kestirim Grafiği

Çarpımsal genişletilmiş Kalman filtresi uygulanmış sistemin hatasının kovaryans limitleri arasında kaldığı Şekil 7'de gözlenmiştir.



Şekil 7: LQR Uygulanmış Sistemin Açısal Hız Hatası - Kovaryans Grafiği

LQR kipi kullanılırken seçilmiş başlangıç değerleri ile benzetimi yapılan sisteme 200 saniye sonra Bdot algoritması uygulanmış ve uydunun açısal hızları referans değere oturmuştur. Daha sonra sisteme kuaterniyon geribeslemeli regülatör uygulanmış ve torkun üst bir değeri aşmayıp satürasyona girdiği görülmüştür.



Şekil 8: QFB Uygulanmış Sistemin Tork Grafiği

Kuaterniyon kestirimi Şekil 9'da verilmiştir. Bdot algoritması boyunca kuaterniyonun sürekli değiştiği gözlemlenmiş ve açısal hızların sıfıra yakınsaması ile kuaterniyon da arzu edilen değere yakınsamış ve üç eksende kararlılığı sağlanmıştır. LQR uygulanmış sistemle karşılaştırıldığında daha az üst aşım yaptığı görülmüştür.



Şekil 9: QFB Uygulanmış Sistemin Kuaterniyon Kestirim Grafiği

Şekil 10'da açısal hız kestirim grafiği kuaterniyon geribeslemeli regülatör uygulanmış sistem için verilmiştir. LQR uygulanmış sistemle benzer sonuçlar verdiği gözlenmiştir.



Şekil 10: QFB Uygulanmış Sistemin Açısal Hız Kestirim Grafiği

Çarpımsal genişletilmiş Kalman filtresi uygulanmış sistemin hatasının kovaryans limitleri arasında kaldığı Şekil 11'de gözlenmiştir.



Şekil 11: QFB Uygulanmış Sistemin Açısal Hız Hatası - Kovaryans Grafiği

SONUÇ

Bu çalışmada bir alçak yörünge uydusu için sistem modellenmiş, yönelimi belirlenmiş, doğrusal ve doğrusal olmayan denetleyiciler uygulanarak yönelim kontrolü yapılmıştır. Uydu faydalı yükünün, hedef noktaya odaklanması amaçlanmıştır. Uydu yönelim belirlemesi için çarpımsal genişletilmiş Kalman filtresi kullanılmıştır. Kalman filtresi beklendiği gibi başarılı bir kestirim sonucu vermiştir. Çalışma boyunca iki farklı denetleme kipi uygulanmıştır. İki denetleme kipinin de amacı yönelim kararlılığının sağlanmasıdır. İki denetleyici çıktılarının da birbirine oldukça benzer sonuçlar vermesine karşın kuaterniyon geribeslemeli regülatör denetimli sistemin üst aşım ve yatışma süresi kriterlerinin daha başarılı olduğu görülmüştür. Uydu yönelim belirleme ve kontrol sistemlerinin hata tolere edilebilir tasarlanması gelecek çalışmalar için esas hedefi oluşturmaktadır. Bu çalışmada tasarlanan algoritmalar temel olarak kullanılacaktır.

Kaynaklar

Auman, A. J., 2015. Geometric Attitude Estimation & Orbit Modelling. PhD thesis, University of Surrey.

Barba, P.M., Wie, B., 1985. Quaternion feedback for spacecraft large angle maneuvers. J. Guid.

Contr. Dynam. 8(3), 360–365.

- Bayır, İ., 2013. Alçak Yörünge Optik Gözlem Uydu Sistemleri. Mühendis ve Makine, 54(636), 28-31.
- Crassidis, J. L., Markley, F. L., 2014. Fundamentals of Spacecraft Attitude Determination and Control, Springer NewYork, 1st Edition.
- Erdoğan, M., 2015. Yer Gözlem Uyduları: Dünü, Bugünü, Yarını, TUFUAB VIII. Teknik Sempozyumu, Konya.
- Hajiyev, C., Vural, S., 2013. "LQR Controller with Kalman Estimator Applied to UAV Longitudinal Dynamics", Positioning, cilt:4, s:36-41.
- Karataş, S., 2006. Leo Satellites: Dynamic Modelling, Simulations and Some Nonlinear Attitude Control Techniques Master's Thesis, METU.
- Mazzini, L., 2017. Flexible Spacecraft Dynamics, Control and Guidance, Springer NewYork.
- Nakasuka, S., Miyata, K., Tsuruda, Y., Aoyanagi, Y., Matsumoto T., 2018. Discussions on attitude determination and control system for micro/nano/pico-satellites considering survivability based on Hodoyoshi-3 and 4 experiences
- Ogata, K., 2018. Modern Kontrol Mühendisliği, Türkçe, 1. Basım.
- Sidi, M. J., 1997. Spacecraft Dynamics and Control, Cambridge University Press NewYork, 1st Edition.
- Steyn, W. H., 1995. A Multi-mode Attitude Determination and Control System for Small Satellites, Phd. Thesis, University of Stellenbosch.
- Steyn, W. H., Hashida Y., 2001. In-Orbit attitude performance of the 3-axis stabilized SNAP-1 Nanosatellite, in: Proceedings of the AIAA/USU Conference on Small Satellites, Logan, UT.
- Wahba, G., 1965. "A Least Squares Estimate of Spacecraft Attitude," SIAM Review, Vol. 7, p. 409.
- Yang, Y., 2014. Quaternion-Based LQR Spacecraft Control Design Is a Robust Pole Assignment Design, Journal of Aerospace Engineering.