

BİR YER GÖZLEM UYDUSU İÇİN YÖNELİM DİNAMİĞİ PARAMETRELERİNİN TASARIM KISITLARI DAHİLİNDE KESTİRİMİ

Şemsettin Numan Sözen¹, Murat Gökçe², Halil Ersin Söken³, Ferid Gülmehmet⁴,
Çağatay Yavuzylmaz⁵
TÜBİTAK Uzay Teknolojileri Araştırma Enstitüsü, Ankara

ÖZET

Bir görüntüleme uydusunda kullanılacak yönelim kontrolcüsü tasarımı için, uydunun atalet momenti terimleri gibi yönelim dinamiği parametrelerinin yüksek doğrulukla bilinmesi gerekmektedir. Kontrolcü dahilinde kullanılan hatalı parametre girdisi, yer işaretleme doğruluğunu ve buna bağlı olarak da görev performansını düşürmektedir. Bu sorun, parametrelerin görev esnasında gerçek zamanlı kestirimi ile aşılabilmektedir. Bu çalışma, uydunun yönelim dinamiği parametrelerinin kestirimi için genişletilmiş Kalman filtresi (Extended Kalman Filter) tabanlı bir algoritma önermektedir. Filtrenin matematiksel modeli atalet eksen takımında tanımlı Euler denklemleridir ve filtre ölçüm olarak sadece bir yönelim filtresinin açısal hız kestirimlerini kullanmaktadır. Kestirim esnasında sistemi uyarmak için gerekli olan kontrol tork girdisi, uyduya, filtreyi doğru parametre kestirim sonuçlarına hızlıca yakınsatacak, optimal bir açısal hareket yaptıracak şekilde seçilmektedir. Kamera ve yıldız algılayıcıların görev sırasında güvenli bir şekilde kullanılabilmesi için kaçınılması gereken belirli yönelim açıları gibi uydu tasarım sınırlamaları, optimizasyon problemi kısıtları olarak dikkate alınmaktadır. Elde edilen sonuçlar, kestirim sonuçlarının, yönelim kısıtlamalarını ihlal etmeden gerçek değerlere hızlı bir şekilde yakınsadığını göstermektedir.

Anahtar Kelimeler – Yönelim Dinamiği Parametre Kestirimi, Yer Gözlem Uydusu, Kalman Filtresi, Yönelim Kontrol

GİRİŞ

Günümüzde, büyüklüğünden bağımsız olarak, bir görüntüleme uydusu, çekilen görüntünün kalitesini arttırmak için oldukça bağlayıcı yer işaretleme gereksinimlerine sahiptir. Bu gereksinimler elbette, ilk etapta, uydu üzerinde koşacak yüksek doğruluklu bir yönelim belirleme ve kontrol algoritmasına ihtiyaç şeklinde yorumlanmalıdır. Bu anlamda, atalet parametreleri ve eyleyici hizalaması gibi yönelim dinamiği parametrelerinin hassas şekilde bilinmesi gerekmektedir. Euler dinamik denklemi her ikisi için de kullanıldığından dolayı bu

¹ Araştırmacı, Yönelim ve Yörünge Kontrol Sistemleri Grubu, E-posta: numan.sozen@tubitak.gov.tr

² Dr., Başuzman Araştırmacı, Yönelim ve Yörünge Kontrol Sistemleri Grubu, E-posta: murat.gokce@tubitak.gov.tr

³ Dr., Başuzman Araştırmacı, Yönelim ve Yörünge Kontrol Sistemleri Grubu, E-posta: ersin.soken@tubitak.gov.tr

⁴ Dr., Başuzman Araştırmacı, Yönelim ve Yörünge Kontrol Sistemleri Grubu, E-posta: ferid.gulmehmet@tubitak.gov.tr

⁵ Başuzman Araştırmacı, Yönelim ve Yörünge Kontrol Sistemleri Grubu, E-posta: cagatay.yavuzylmaz@tubitak.gov.tr

bilgi hem bir yönelim kontrolcüsü [Soken, Hajiyev, 2014] hem de dinamik tabanlı bir yönelim filtresi [Leeghim, Bang, Lee, 2018] tasarlanırken gereklidir.

Literatürde yönelim dinamiği parametrelerinin kestirimine ilişkin birçok çalışma vardır. Bu çalışmalardan bazıları en küçük kareler gibi yöntemler kullanan yığın (batch) tahmini üzerinde yoğunlaşmaktadır [Psiaki, 2005; Tanygin, T. Williams 1997; Keim, Acikmese, Shields, 2006]. Bu yığın yöntemler parametrelerin değişimlerini algılayamama ve doğru kestirim için çok sayıda veriye ihtiyaç duyma gibi sınırlamalara tabidir. Öte yandan, atalet terimleri de dâhil olmak üzere bir dizi yönelim dinamiği parametresinin kestirimi için genellikle bir tür doğrusal olmayan Kalman filtresi (örn. Sezgisiz Kalman Filtresi – Unscented Kalman Filter / UKF [Sekhavat, Karpenko, Ross, 2009]) kullanan, özyinelemeli algoritmaların ise yakınsama hızını önemsemesi gerekmektedir. Her durumda, uzay aracının kestirilecek parametrelerin gözlemlenebilir olması için dinamiğin bir tork ile uyarılması gerekmektedir. Bu ister uzay aracının dinamikleri belirli bir açısız hız yörüngesi boyunca sürekli olarak uyarılarak sağlanabilir [Kiani, Pourtakdoust, 2014; Myung, Yong, Bang, 2007]. Aynı şekilde bu problemle alakalı olarak, tasarlanan bir optimal kontrolcü ile kontrol moment jiroskoplarının belirli bir açısız hız yörüngesi takip etmesi sağlanarak uydu dinamik parametrelerinin kestirimi hızlandırılabilir [Sekhavat, Karpenko, Ross, 2009].

Yukarıda bahsedilen çalışmalar filtrenin yakınsama zamanını minimize etmek için bir yönelim kontrolcüsü tasarlasa da manevra periyodu esnasında, uzay aracının gerçek yönelimini önemsememektedir. Örneğin Myung, Yong ve Bang'ın [2007] yaptığı çalışmada uzay aracının referans açısız hız yörüngesini takip etmek için takla attığı görülmektedir. Buna karşılık yer gözlem görevlerinin çoğu katı yönelim sınırlamalarına tabidir. Kamera ve yıldızlar zararı verebilecek koşullardan korumak için belirli yönelimlerden kaçınılmalıdır. Bu gerçeğe ilişkin olarak, parametre kestirimi sırasında, yönelim dinamiği uydunun yönelimi belirli sınırlar içinde tutulacak şekilde uyarılmalıdır.

Bu çalışmada bir yer gözlem uydusunun yönelim dinamiği parametrelerinin kestirimi için bir Genişletilmiş Kalman Filtresi (Extended Kalman Filter / EKF) tasarlanmıştır. Kestirici, kapalı çevrimde yönelim kontrolcüsü ile beraber çalışmaktadır. Atalet koordinat eksen takımındaki Euler dinamik denlemi matematiksel model olarak kullanılmaktadır. Filtre, bir yönelim filtresinin kestirdiği açısız hız değerlerini ölçüm olarak kullanmaktadır. Çalışmanın öncelikli amacı, parametreleri, uzay aracının yönelimini nominal Dünya nadir yönelimine göre istenen sınırlar içerisinde tutarken, en kısa sürede kestirebilmektir.

UYDU ATALET MATRİSİ PARAMETRELERİNİN KESTİRİMİ

Bu bölümde uydu atalet parametrelerinin kestirimi için tasarlanmış algoritma sunulmaktadır. İlk olarak yönelim kontrolcüsü tasarımı kısaca tanıtılmış ve tasarlanan kestirim algoritmasının detayları verilmiştir.

Yönelim Kontrolcüsü Tasarımı

Yönelim kontrolcüsü, uydunun, ataletsel eksen takımında istenen manevrayı yapması için dinamikleri türetmektedir ve tahmin edilecek durumların gözlemlenebilirliğini için tasarım kısıtlarını da dikkate alarak dinamikleri tahrik etmektedir.

Yönelim kontrolü için bir dizi tepki tekerine sahip bir uydunun dinamik denklemi, açısız momentumun korunumu yasasının kullanılmasıyla elde edilebilir:

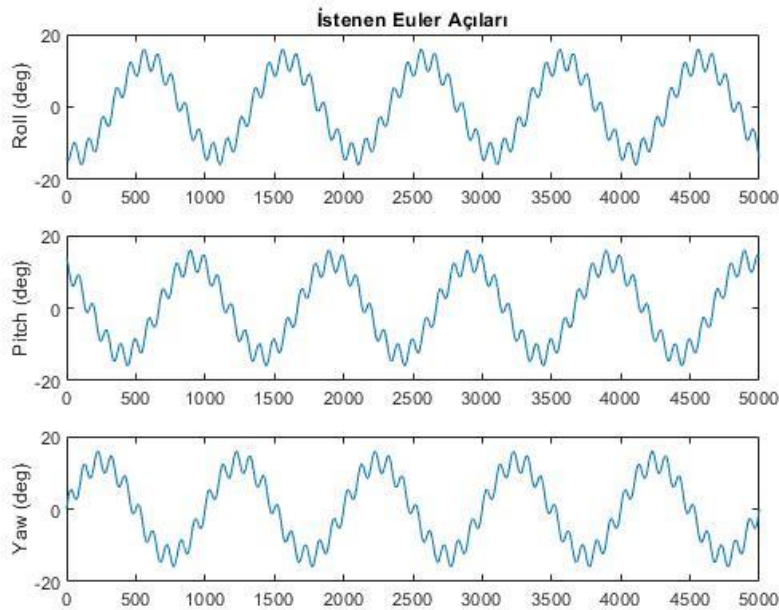
$$J\dot{\omega}_{bi} + \omega_{bi} \times (J\omega_{bi} + H_{\omega}) = T_{ext} \quad (1)$$

Burada J , uydu atalet matrisini, ω_{bi} , uydunun gövde eksenlerinin ataletsel eksen takımına göre açısal hızlarını (gövde eksen takımında tanımlanmış olarak), H_{ω} , tepki tekerleri için açısal momentum vektörünü ve T_{ext} , uyduya etkiyen, $T_{ext} = T_w + T_{dist}$ şeklinde bozucu torkları ve teker kontrol torklarından oluşan dış torkları göstermektedir. Bozucu torkların bilinmediği varsayılmaktadır.

Uydunun atalet matrisi parametrelerini kestirirken yapması istenen hareket veya tahrik manevrası, Yerel-Dikey Yerel-Yatay (LVLH) yörünge eksen takımına göre uydu gövdesinin yunuslama, devrilme ve sapma açılarının sinüzoidal bir hareketidir. Her bir açı, iki sinüzoidal toplamı olacak şekilde hareketi takip etmektedir. Biri yüksek frekanslı, düşük genlikli ve diğeri düşük frekanslı ve yüksek genliklidir. Açılar, uydunun yönelim kısıtlarından dolayı $\pm 15^\circ$ ile sınırlandırılmıştır. Ayrıca yunuslama, devrilme ve sapma hareketleri arasında 120° 'lik faz farkı bulunmaktadır. İstenen yunuslama (pitch), devrilme (roll) ve sapma (yaw) Euler açıları şu şekilde tanımlanmaktadır:

$$\begin{aligned} \theta_d(t) &= 12 \sin\left(\frac{2\pi t}{1000}\right) + \left(\frac{2\pi t}{100}\right) \\ \varphi_d(t) &= 12 \sin\left(\frac{2\pi t}{1000} + \frac{120\pi}{180}\right) + 3 \sin\left(\frac{2\pi t}{100} + \frac{120\pi}{180}\right) \\ \psi_d(t) &= 12 \sin\left(\frac{2\pi t}{1000} + \frac{240\pi}{180}\right) + 3 \sin\left(\frac{2\pi t}{100} + \frac{240\pi}{180}\right) \end{aligned} \quad (2)$$

Şekil 1, uydunun, (2) denkleminde uygun olarak tahrik edilen istenen uydu yönelimini grafiksel gösterimini vermektedir.



Şekil 1: Kestirim Manevrası Sırasındaki Uydu Yönelimi

Yönelim kontrolcüsü, özünde, yörünge-içi uygulama için kullanılabilecek uydu dinamik parametrelerini türeten klasik bir İntegral-Türev (ID) kontrolcüsüdür. Kontrolcü çıkışından elde edilen tork değerleri ve ID katsayıları şu şekilde hesaplanmaktadır:

$$\begin{aligned}
 T &= \omega_t - \omega_e \\
 T_0 &= T \\
 T_i &= T + dt \cdot T_0 \\
 T_d &= (T - T_0) / dt \\
 Torque &= T \cdot 5 + K_d \cdot T_d + K_i \cdot T_{int} \\
 Torque &= Torque + r \cdot T_{dist}
 \end{aligned} \tag{3}$$

Burada ω_t , hedeflenen gerçek açısal hızı, ω_e , kestirilen açısal hızı, K_d , türev katsayısını, K_i , integral katsayısını ve r , 3×1 boyutlu rastgele üretilmiş bozucu tork katsayı matrisini göstermektedir.

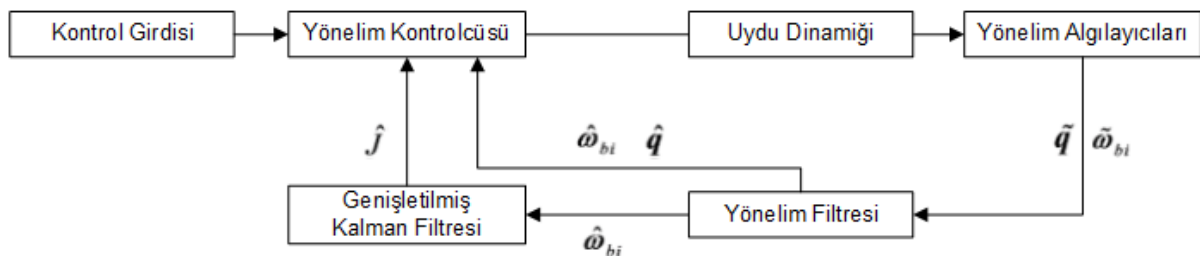
Atalet Kestirimi için Genişletilmiş Kalman Filtresi Tasarımı

Tasarlanan Genişletilmiş Kalman Filtresi (EKF), Euler denkleminin (Denklem 1) ayrık halini sistem denklemi olarak kullanarak uydu atalet parametrelerini açısal hızlar ile birlikte kestirmektedir. Filtrenin durum vektörü şu şekildedir:

$$X = [\omega_{bi} \quad J_{11} \quad J_{22} \quad J_{33} \quad J_{12} \quad J_{13} \quad J_{23}] \tag{4}$$

Önerilen algoritma için genel şema Şekil 2’de gösterildiği gibidir. Uydu dinamiğini optimal olarak uyaran kontrol girişi, yönelim kontrolcüsüne beslenir. Klasik bir PID kontrolcüsü olan bu kontrolcü, dinamiği, uydunun atalet uzayında istenen hareketi yapacağı şekilde üretmektedir. Yıldızizler ve dönüölçerden oluşan yönelim algılayıcıları hareketi algılayıp yönelim (q) ve yönelim oranı (ω_{bi}) bilgisini yönelim filtresine beslemektedirler. Yönelim filtresi, yönelimi (q) ve dönüölçer kayma terimlerini ($\hat{b}_g$) kestirmektedir ve kestirilmiş kayma

terimlerini, dönüölçer ölçümlerini düzelterek şekilde $\omega_{bi} = \omega_{bi} - \hat{b}_g$ denklemi içinde kullanmaktadır. Bu düzeltilmiş dönüölçer açısal hız ölçümleri, EKF’de yönelim dinamiği parametre kestirimi için ölçüm olarak kullanılmaktadırlar. EKF tarafından kestirilmiş dinamik parametreler her özyineleme adımında kontrolcü içerisinde güncellenmektedir.



Şekil 2: Yönelim Dinamiği Parametrelerinin Kestirimi Blok Diyagramı

Uydu atalet matrisi parametrelerinin kestirimi için tasarlanan EKF, Euler dinamik denklemini birincil sistem denklemi olarak şu şekilde kullanmaktadır:

$$\frac{d\omega}{dt} = J^{-1} \left\{ -\omega \times (J\omega + h_w) \right\} - \frac{1}{\Delta t} J^{-1} (h_w^+ - h_w^-) \quad (5)$$

Burada, h_w , 4×1 boyutlu 4 adet dört yüzlü yerleşimli tepki tekeri için açışal momentum vektörüdür. Tepki tekerlerinin sabit hızlanmaya sahip oldukları varsayıldığında, h_w^+ ve h_w^- , tahmin sonucunda elde edilen örneklelenmiş açışal momentumları göstermektedir. Δt , filtrenin zaman aralığıdır.

EKF'de, (5) denkleminin ayırık hali tahmin için şu şekilde kullanılmaktadır:

$$\bar{x}_{k+1} = f(\bar{x}_k, k) + w_k \quad (6)$$

Burada w_k , sıfır-ortalımalı, Q_k kovaryansına sahip Gaussian proses gürültüsüdür. Diğer taraftan, kovaryans tahmini için kısmi türevlerden oluşan F durum geçiş matrisinin bilinmesi gerekmektedir. Sürekli formda bu matris şu şekilde verilir:

$$F = \begin{bmatrix} F_{11} & F_{21} \\ 0_{3 \times 1} & 0_{6 \times 1} \end{bmatrix} \quad (7)$$

F_{11} ve F_{21} açık formda şu şekilde belirtilir:

$$F_{11} = J^{-1} \left\{ -[\omega \times] J + [(J\omega + h_w) \times] \right\} \quad (8)$$

$$F_{21} = J^{-1} \left\{ -[\omega \times] \Omega(\omega) \right\} \quad (9)$$

(9) denkleminde $\Omega(v)$, herhangi bir v vektörü için şu şekilde tanımlanır:

$$\Omega(v) = \begin{bmatrix} v_1 & 0 & 0 & v_2 & v_3 & 0 \\ 0 & v_1 & 0 & v_1 & 0 & v_3 \\ 0 & 0 & v_1 & 0 & v_1 & v_2 \end{bmatrix} \quad (10)$$

Ayrık formda durum geçiş matrisi şu yaklaşımla belirlenir:

$$\phi_k = I + \Delta t F_k \quad (11)$$

Böylece tahmin edilmiş kovaryans matrisi şu şekilde hesaplanır:

$$P_{k+1}^- = \phi_k P_k \phi_k^T + Q_k \quad (12)$$

Filtrelemenin bundan sonraki aşaması, doğrusal bir ölçüm modelimiz olduğundan dolayı basit olan güncelleme aşamasıdır. Durum vektörü, yönelim filtresinden gelen kestirilen açışal hız değişimi bilgisi kullanılarak güncellenir. Böylece durum güncelleme denklemi şu şekilde ifade edilir:

$$x_{k+1} = \bar{x}_{k+1} + K \left[(\omega - \hat{b}_g) - H \bar{x}_{k+1} \right] \quad (13)$$

Burada gözlemlenebilirlik matrisi H şu şekilde ifade edilir:

$$H = \begin{bmatrix} I_{3 \times 3} & 0_{3 \times 6} \end{bmatrix} \quad (14)$$

SONUÇLAR

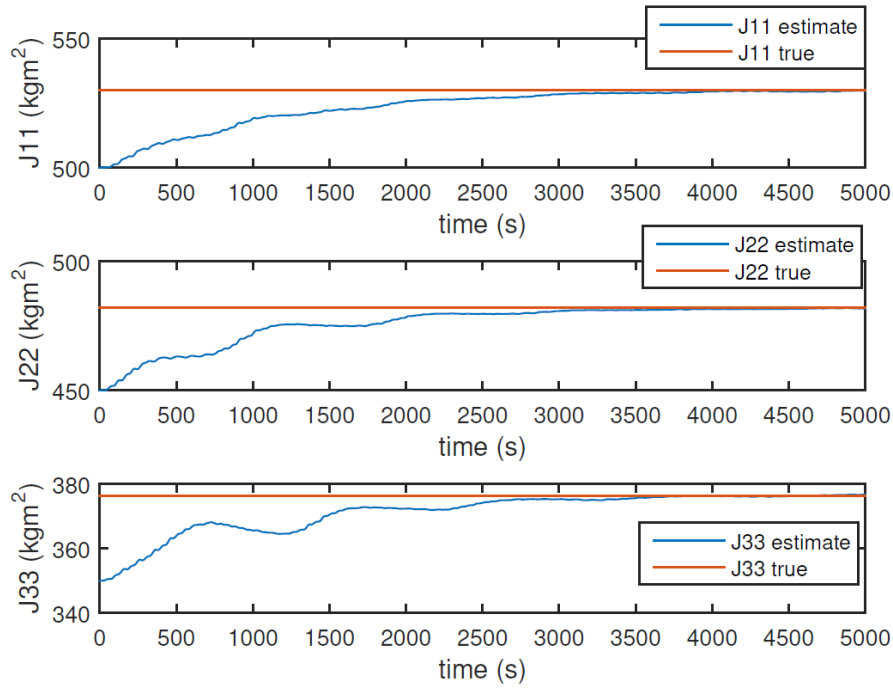
Geliştirilen algoritma, yörüngesi yaklaşık 650 km irtifalı, Güneş'e eş zamanlı alçak Dünya yörüngesindeki bir Dünya keşif uydusu için benzetimler aracılığıyla sınanmıştır. Nominal uçuşta, uzay aracı nadir doğrultusuna bakar durumdadır ve gövde eksen takımı yerel dikey yerel yatay (local vertical local horizontal / LVLH) eksen takımı ile hizalanmıştır [Markley, Crassidis, 2014]. Uzay aracının LVLH'ye göre yönelimini temsil eden Euler açılarında herhangi bir sapma gözlenmemektedir. Kestirilecek gerçek atalet matrisi şu şekildedir:

$$J = \begin{bmatrix} 530 & 4 & 2 \\ 4 & 482 & 0 \\ 2 & 0 & 376 \end{bmatrix} \quad (15)$$

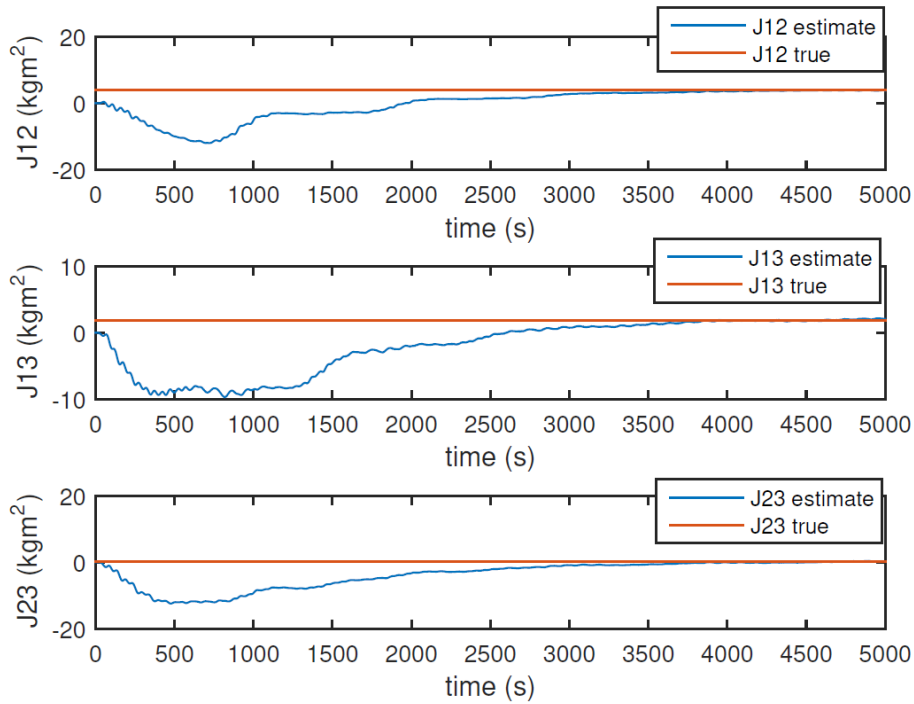
Dönüölçer ölçümleri, $\sigma_v = 6.504458 \times 10^{-6} \text{ rad} / \text{s}$ değerinde bir açısal rastgele sapma ile benzetilir ve yıldızlar için yönelim filtresinde kullanılacak varsayılan gürültü değeri $\sigma_{str} = 2.3 \text{ arcsec}$ 'dir. Algılayıcılar için hatalı hizalama varsayımı yapılmamıştır.

Filtrenin hatalı değerlerle başlatılması, genel algoritmanın, yönelim dinamik parametrelerini kabaca bildiğimizde bilir, uydunun yönelimini tasarım kısıtları dahilinde tutma yeteneğini test etmek içindir. İlâveten, uzay aracının yörünge periyoduna göre seçilen ve ortalamada $\|N_d\| \approx 1 \times 10^{-6} \text{ Nm}$ 'lik bir genliğe sahip sinüzoidal bir tork değeri, gerçek yönelim benzetimi yapıldığında uydu dinamiklerine eklenir. Bu bozucu tork tasarlanan EKF'de hesaba katılmamaktadır.

Şekil 3 ve Şekil 4, sırasıyla, atalet matrisinin köşegen ve köşegen olmayan terimlerinin kestirim sonuçlarını vermektedir. Filtre, uydunun bir yörünge periyodu içerisinde atalet parametrelerini istenen doğrulukla -1 kgm^2 (1σ) - kestirebilmektedir. Bu periyod esnasında uydunun yönelimi incelendiğinde ise, örnek olarak verilmiş Şekil 4, Euler açılarının, ayarlanmış tasarım sınırlarını ($\pm 15^\circ$) aşmadığını doğrulamaktadır. Görülebileceği gibi uydu, dinamiği uyarmak için sinüzoidal bir manevra yapmaktadır.



Şekil 3: Uydu Atalet Matrisinin Diyagonal Elemanlarının Kestirimi



Şekil 4: Uydu Atalet Matrisinin Diyagonal Olmayan Terimlerinin Kestirimi

ÇIKARIM VE İLERİ ÇALIŞMALAR

Bu çalışma, bir yer gözlem uydusunun yönelim dinamiği parametreleri kestirmek için Genişletilmiş Kalman Filtresi (EKF) tabanlı bir algoritma sunmaktadır. Kestirimci, kapalı çevrimde yönelim kontrolcüsü ile birlikte çalışmaktadır. Kestirilen parametrelerin gözlemlenebilirliğini sağlamak için uyduya yaptırılacak manevrayı, bir yandan kestirimlerin

kısa sürede yakınsayacağı şekilde optimal bir yörünge üzerinde tasarlarken bir yandan da uydunun yönelimini nominal Dünya nadir işaretleme yönelimine göre istenen sınırlar içerisinde tutmak çalışmanın temel amacıdır. İlerleyen çalışmalarda, uydudan elde edilen veriler kullanılarak geliştirilen algoritmanın doğrulanması amaçlanmaktadır.

Kaynaklar

- Keim, J. A., Açikmese, B.ve Shields, J. F., *Spacecraft inertia estimation via constrained least squares*. IEEE Aerospace Conference Proceedings, Cilt. 2006, 2006.
- Kiani, M. ve Pourtakdoust, S. H., *Spacecraft attitude and system identification via marginal modified unscented Kalman filter utilizing the sun and calibrated three-axis-magnetometer sensors*. Scientia Iranica B, Cilt. 21, No. 4, s. 1451–1460, 2014.
- Leeghim, H., Bang, H. ve Lee, C. Y. *Angular Rate and Alignment Estimation for Gyroless Spacecraft by Only Star Trackers*. International Journal of Control, Automation and Systems. Cilt. 16, No. 5, s. 2235– 2243, 2018.
- Markley, F. L. ve Crassidis J. L. *Fundamentals of Spacecraft Attitude Determination and Control*. Springer, New York, 2014.
- Myung, H., Yong, K. L. Ve Bang, H. *Hybrid estimation of spacecraft attitude dynamics and rate sensor alignment parameters*. International Conference on Control Automation and Systems. 179–183, 2007.
- Psiaki, M. L. *Estimation of a spacecraft's attitude dynamics parameters by using flight data*. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Cilt. 28, No. 4, s. 594–603, 2005.
- Sekhvat, P., Karpenko, M. ve Ross, I. M., *UKF-based spacecraft parameter estimation using optimal excitation*. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, Ağustos, Chicago, USA, 2009.
- Söken, H. Eve Hajiyev, C. *Estimation of pico-satellite attitude Dynamics and external torques via Unscented Kalman Filter*. Journal of Aerospace Technology and Management, Cilt. 6, No. 2, 2014.
- Tanygin, S. ve Williams. T. *Mass property estimation using coasting maneuvers*. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Cilt. 20, No. 4, s. 625–632, 1997.