

UYDULAR İÇİN DÜZENLEME DENETİMİ VE DEVİNİM BOŞALTMA BENZETİMİ

Demircan M.İ., Bilger M. ve Şengil N.
Türk Hava Kurumu Üniversitesi, Ankara

ÖZET

Çok fazla yönelim hassasiyeti gerektirmeyen uydularda, yönelim kontrolü için dönü ile dengeleştirme gibi basit sistemler kullanılabilirle birlikte, daha yüksek hassasiyete ihtiyaç duyulan uygulamalarda üç eksenli yönelim kontrolü tercih edilmektedir. Üç eksenli yönelim kontrol sistemleri yüksek güçlü hesaplama kaynaklarına, tepki tekerlerine veya döngü kontrol cayrolarına ihtiyaç duyarlar. Tepki tekerlerinin en büyük götürüsü belirli bir devinim değerinden sonra doyuma ulaşmalarıdır. Bunun önüne geçmek için önceden belirlenen bir devinim değerine ulaşan tepki tekerlerine devinim boşaltma işlemi uygulanmasına ihtiyaç duyulmasıdır. Bu işlem için alçak irtifa yörünge uydularında genelde manyetik buru sistemleri, manyetik alanın düşük olduğu yüksek irtifa yörüngelerinde konumlu uydularda ise dışsal itki sistemleri kullanılmaktadır. Bu çalışmanın ilk aşamasında orta büyüklükte bir uydunun istenen bir yönelime gelmesi için tepki tekerlerinin nasıl kullanılacağı matematiksel olarak modellenmiştir. Ardından tepki tekerleri üzerinde biriken aşırı devinimin dışsal itki sistemi kullanılarak nasıl boşaltılacağı yine matematiksel modeller yardımı ile açıklanmıştır. Takiben bu modeller bir uyduya uygulanarak hesaplanan neticeler raporlanmıştır.

GİRİŞ

Uydularının etkin ve yüksek doğrulukta yönelim kontrolü önemli bir araştırma konusudur [Tregouet, Arzelier, Peaucelle, Pittet ve Zaccarian, 2015]. İlk uydu uygulamalarında kısıtlı hesaplama yetenekleri nedeniyle daha çok yer çekimi düşümü veya dönü ile dengeleştirme gibi pasif yönelim kontrol yöntemleri kullanılmıştır. Hızla gelişen bilgisayar teknolojisi sayesinde karmaşık hesaplamaları kısa sürede yapabilen küçük ebatla bilgisayarların uydularda kullanılabilmesi mümkün olmuş ve bu yetenek kullanılarak çok daha hassas yönelim sağlayan üç eksenli yönelim kontrolü mümkün hale gelmiştir.

Üç eksenli yönelim kontrolünü sağlamak için manyetik buru, döngü kontrol cayroları ve dışsal itki sistemleri gibi farklı uygulayıcılar kullanılabilirle birlikte, tepki tekerleri etkinlikleri ve yüksek doğrulukları nedeniyle en çok tercih edilen cihazlardır [Acar ve Horri, 2013]. Bu elektro-mekanik cihazların kullanılması sırasında karşılaşılan en önemli sorun ise hızla doyumluğa gelmeleridir. Hem yönelim manevraları hem de dışsal bozulmalar nedeniyle üzerlerinde biriken aşırı devinimin uygun bir yöntemle boşaltılmasına ihtiyaç vardır. Bu işlem için alçak irtifa yörünge uydularında genelde manyetik buru sistemleri, manyetik alanın düşük olduğu yüksek irtifa yörüngelerinde konumlu uydularda ise dışsal itki sistemleri kullanılmaktadır. Bu çalışmada hem alçak, hem de yüksek irtifada uygulama yeteneği olması nedeniyle dışsal itki sistemi üzerinde çalışılacaktır.

Bu çalışmanın ilk bölümünde bir uydunun sabit bir yönelime gelmesi için gereken düzenleme denetlemesi kontrol sistemi modeli oluşturulmuştur. Sabit yönelim ile dördeyin özdeş olması, açışal

¹ Lisans Öğrencisi, Uzay Müh. Böl., E-posta: mehmetismail.demircan@stu.thk.edu.tr

² Lisans Öğrencisi, Uzay Müh. Böl., E-posta: mete.bilger@stu.thk.edu.tr

³ Doç.Dr., Uzay Müh. Böl., E-posta: nsengil@thk.edu.tr

hızların ise sıfırlanması kastedilmektedir. Bu modelde uygulayıcı olarak uydu gövdesinin üç ana ekseninde konuşlandırılmış tepki tekerleri kullanılmaktadır. İkinci bölümde ise düzenleme denetlemesi neticesinde tepki tekerleri üzerinde biriken aşırı devrimin uydu üzerinde bulunan itki sistemi kullanarak boşaltılması ve daha düşük bir seviyeye indirilmesi için gereken kontrol sistemi modellenmiştir. Dördüncü bölümde geliştirilen modeller Matlab ortamında orta boyutta ($500 < M < 1000$ kg) bir uyduya uygulanmış ve elde edilen neticeler şekiller kullanılarak raporlanmıştır. Son sonuçlar bölümünde ise elde edilen neticeler çeşitli parametreler açısından yorumlanarak çalışma sonuçlandırılmıştır.

DÜZENLEME DENETİMİNİN MODELLENMESİ

Yönelim dördeyi cinsinden kinematik denklemler ve Euler denklemleri ile tarif edilen dinamik denklemler aşağıda verilmiştir [Wie, 2008].

$$\dot{\mathbf{q}} = \frac{1}{2} \mathbf{\Omega}(\omega) \mathbf{q} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} 0 & \omega_3 & -\omega_2 & \omega_1 \\ -\omega_3 & 0 & \omega_1 & \omega_2 \\ \omega_2 & -\omega_1 & 0 & \omega_3 \\ -\omega_1 & -\omega_2 & -\omega_3 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_1 \\ q_2 \\ q_3 \\ q_4 \end{bmatrix} \quad (1)$$

$$\mathbf{J} \dot{\omega} = -[\omega \times] \mathbf{J} \omega + \mathbf{L} \quad (2)$$

Yukarda verilen denklemlerde $\mathbf{q}$, ω , $\mathbf{J}$, ve $\mathbf{L}$ sırası ile özdeşlik dördeyini, açısal hız vektörünü, uydunun atalet dizeyini (inertia matrix) ve içsel/dışsal buruları (torques) göstermektedir. Özdeşlik dördeyi için farklı yaklaşımlar kullanılabilmekle birlikte, bu çalışmada $\mathbf{q}$ yönelim dördeyi aşağıda verildiği gibi kullanılmaktadır [Zanardi et al., 2016]

$$\mathbf{q} = [q_1 \quad q_2 \quad q_3 \quad q_4]^T \quad (3)$$

Yukarda verilen denklemde q_1, q_2, q_3 vektör bileşenleri iken, q_4 sadece bir sayıdır. T ise devrik dizeyi ifade etmektedir. Yönelim dördeyleri aslında uydunun dönüş eksenini birim vektörü $\mathbf{n}$ ve dönüş açısı (ϕ) ile tarif edilebilmektedir.

$$[q_1 \quad q_2 \quad q_3]^T = \sin(\phi/2) \mathbf{n} \quad (4)$$

$$q_4 = \cos(\phi/2) \quad (5)$$

Atalet döngü dizeyi uydu yönelimi konusunda önemli bir işleve sahiptir. Kartezyen koordinat sisteminde uydunun atalet dizeyi hesaplaması için aşağıda verilen denklem kullanılmaktadır.

$$\mathbf{J} = \int dV \rho(x, y, z) \begin{pmatrix} y^2 + z^2 & -xy & -xz \\ -xy & x^2 + z^2 & -yz \\ -xz & -yz & x^2 + y^2 \end{pmatrix} \quad (6)$$

Uydunun yönelim belirlemede kullanılan kontrol sistemi için bir diğer önemli değişken ise hata dördeyidir ($\delta \mathbf{q}$). Hata dördeyi aşağıda verilen denklem sistemi kullanılarak hesaplanmaktadır.

$$\delta \mathbf{q} = \begin{bmatrix} \delta q_{1:3} \\ \delta q_4 \end{bmatrix} = \mathbf{q} \otimes \mathbf{q}_c^{-1} = \begin{bmatrix} q_{4c} & q_{3c} & -q_{2c} & -q_{1c} \\ -q_{3c} & q_{4c} & q_{1c} & -q_{2c} \\ q_{2c} & -q_{1c} & q_{4c} & -q_{3c} \\ q_{1c} & q_{2c} & q_{3c} & q_{4c} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_1 \\ q_2 \\ q_3 \\ q_4 \end{bmatrix} \quad (7)$$

Yukarda verilen denklemde q_c bileşenleri gelinmesi istenen dördey değerlerini, q bileşenleri ise güncel dördey değerlerini ifade etmektedir. Tepki tekerlerinin uydu yönelimini üzerindeki etkisini veren ilave denklem ise aşağıda sunulmuştur.

$$\dot{\mathbf{h}} = -[\omega \times] \mathbf{h} - \bar{\mathbf{L}} \quad (8)$$

Yukarda verilen denklemde $\mathbf{h}$ ve $\bar{\mathbf{L}}$ sırasıyla tepki tekeri açışal devinimi ve tepki tekeri etkin buru girişini göstermektedir. Tepki tekerlerinin kontrol sistemine bütünleştirilmesi sonucunda oluşan buru girişini veren ilişki ise aşağıda gösterilmiştir [Markley ve Crassidis, 2014].

$$\bar{\mathbf{L}} = -k_p \text{sign}(\delta q_4) \delta \mathbf{q}_{1:3} - k_d \boldsymbol{\omega} \quad (9)$$

Bu denklemde yer alan k_p ve k_d artı sayıl değerlerdir. Uydunun tepki tekerleri kullanılarak istenen yönelim değerlerine ulaşması için gerçekleştirilen benzetimde 10 adet bağıl adi diferansiyel denklem takımı çözülmektedir. Bunların 3 adedi açışal hızlar için, 4 adedi dördeyler için, kalan üç adedi de tepki tekeri açışal devinirliği için kullanılmaktadır.

DEVİNİM BOŞALTILMASININ MODELLENMESİ

Uydunun tepki tekerleri kullanılarak istenen yönetime gelmesinin ardından, dışsal buru ile tepki tekerlerinde toplanan momentumun azaltılması işlemi başlatılmaktadır. Bu aşamada uygulanacak dışsal buru ($\mathbf{L}_c$) uydunun açışal momentumuna ($\mathbf{H}_c$) eksi orantılı olacaktır [Karami ve Sassani, 2009].

$$\mathbf{L}_c = -k_{dump} \mathbf{H}_c \quad (10)$$

Yukarda verilen denklemde geçen k_{dump} değeri yine artı sayıdır. Geline aşamada uydunun dönmediği kabulü ve (10) un sisteme uygulanması sonucunda elde edilen bağıntı aşağıda verilmiştir.

$$\dot{\mathbf{h}} = -[\omega \times] \mathbf{h} - (k_{dump} (\mathbf{J} \boldsymbol{\omega} + \mathbf{h})) \quad (11)$$

Mevcut durumda sadece tepki tekerleri dönmekte olup, dışsal buru neticesinde tepki tekerlerinin açışal devinimi istenen değerlere yaklaşacaktır.

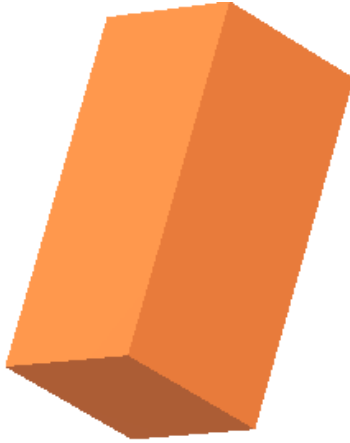
UYDU UYGULAMASI

Bu çalışmada benzetimi yapılan uydunun şekli dikdörtgenler prizması şeklinde olup, ebatları $(0.5 \times 0.5 \times 1)$ m dir. Uydunun toplam kütlesi 657 kg olup, ağırlık merkezinden geçen temel eksenler için hesaplanan atalet dizeyi aşağıda sunulmuştur.

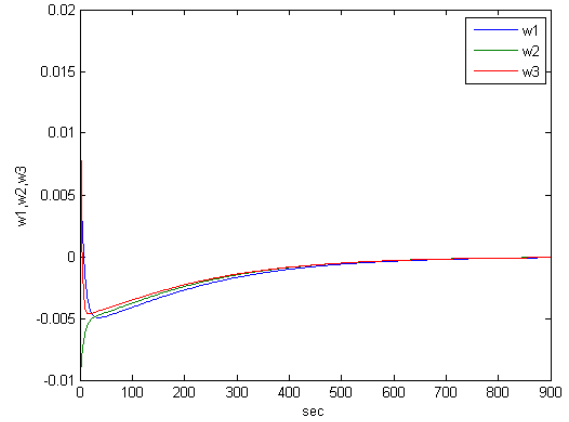
$$\mathbf{J} = \begin{bmatrix} 70.313 & 0 & 0 \\ 0 & 70.313 & 0 \\ 0 & 0 & 28.125 \end{bmatrix} \text{ kg} - \text{m}^2 \quad (12)$$

Uydunun başlangıç dördeyi ve açışal hızları $\mathbf{q}(0) = [0.5 \ 0.5 \ 0.5 \ 0.5]^T$, $\boldsymbol{\omega}(0) = [0.01 \ -0.01 \ 0.02]^T$ rad/s olarak verilmiştir. Yönelim manevrası sonunda istenen dördey ve açışal hızlar ise $\mathbf{q}_d = [0 \ 0 \ 0 \ 1]^T$, $\boldsymbol{\omega}_d = [0 \ 0 \ 0]^T$ rad/s olarak belirlenmiştir. Kontrol

sisteminde yer alan k_p ve k_d değerleri sırası ile 0.1 ve 10 olarak alınmıştır. Açısal hızların, dördeyin ve tepki tekerleri açısal devinirliklerinin zamana karşı değerlerini gösteren şekiller aşağıda sunulmuştur (Şekil-1).



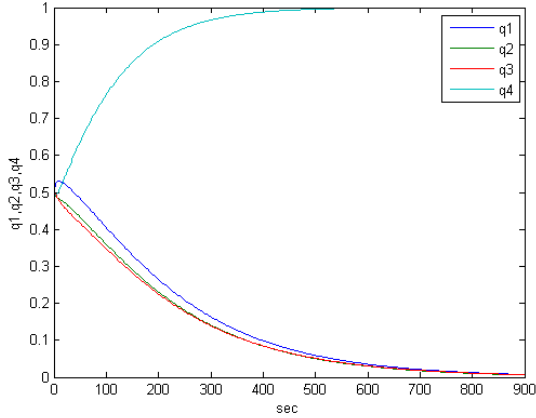
(a)



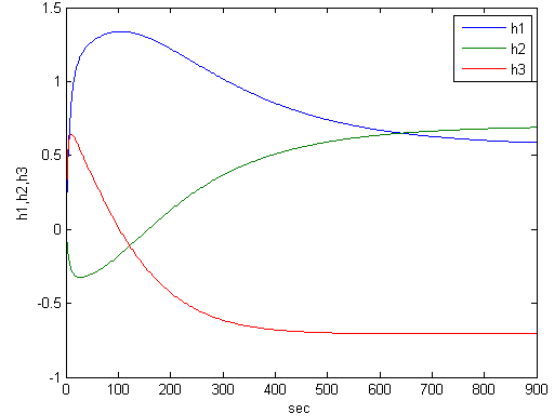
(b)

Şekil 1: (a) Uydunun şekli (b) Açısal hızların zamanda değişimi

İlk aşamada sadece tepki tekerleri kullanılarak uydunun istenen yönelim değerine gelmesi sağlanmış ve dönmesi durdurulmuştur. Uydunun tüm açısal devinirliği tepki tekerlerine aktarılmıştır (Şekil-2).



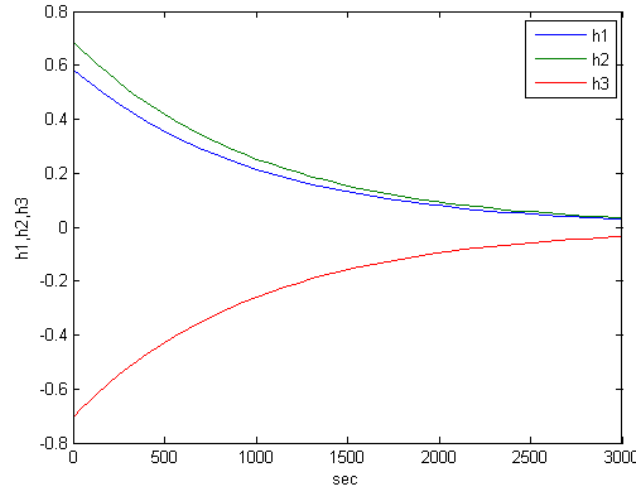
(a)



(b)

Şekil 2: Uydu (a) Dördeylerinin (b) Tepki tekeri açısal devinirliklerinin zamanda değişimi

Tepki tekerleri üzerinde biriken açısal devinimin uyduya tekrar aktarılmadan zaman zaman boşaltılmasına ihtiyaç vardır. Bu amaç için dışsal bir buru kullanılması gerekmektedir. Bu çalışmada dışsal buru ihtiyacı için uyduya ait itici sistemden faydalanılmaktadır. Yapılan benzetim çalışmasında k_{dump} için 0.001 değeri kullanılmıştır. Tepki tekerleri başlangıç açısal devinim değerleri, ilk aşamanın sonunda geline $h_1=0.5862$ Nms, $h_2=0.6895$ Nms, $h_3=-0.7043$ Nms değerleridir. Diferansiyel denklemlerde (8) yerine (11)'in kullanılması sonucunda tepki tekerleri açısal devinim değerlerinin uydu yöneliminde bir değişme olmaksızın azaldığı görülmüştür (Şekil-3).



Şekil 3: Uyduya uygulanan açısal devinirlik boşaltma işlemi sonucunda tepki tekerleri devinirliklerinde görülen azalma

SONUÇLAR

Bu çalışmada orta ölçekte bir uyduya yönelim kontrolü için uydu içinde 3 ana gövde eksenine yerleştirilmiş tepki tekerleri ve dışsal buru sağlayan bir itki sistemi ard arda kullanılmıştır. İlk aşamada orantılı-türev kontrol sistemi temelli düzenleme denetimi modeli kullanılarak tepki tekerleri vasıtasıyla uydunun herhangi bir başlangıç koşulundan istenen bir yönelime gelmesi sağlanmıştır. Bu aşamanın ardından tepki tekerleri üzerinde biriken devinirliğin boşaltılması için ikinci bir işlem gerçekleştirilmiştir. Bu işlemde ise uydu dışına yerleştirilmiş itki sistemi devreye alınmış ve her üç tepki tekerinde biriken aşırı devinirliğin boşaltılması sağlanmıştır. Özet olarak önce uydunun tepki tekerleri vasıtası ile istenen yönelime getirilmesi ve ardından itki sistemi kullanılarak tepki tekerleri üzerinde biriken devinirliğin boşaltılmasının nasıl başarıldığı matematiksel modeller kullanılarak gösterilmiştir.

Kaynaklar

- Acar, Y. ve Horri, N., 2013, Optimal Momentum Unloading of Reaction Wheels in the Presence of Attitude Control Errors, AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, Boston, MA, AIAA 2013-4962.
- Karami, M.A. ve Sassani, F, 2009, Spacecraft Momentum Dumping Using Fewer than Three External Control Torques, Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 32 (1), s.242-247.
- Markley, F.L. ve Crassidis, J.L., 2014, Fundamentals of Spacecraft Attitude Determination and Control, Springer Science, New York, s.287-297.
- Tregouet, J-F., Arzelier, D., Peaucelle, D., Pittet, Christelle ve Zaccarian, L., 2015, Reaction Wheels Desaturation Using Magnetorquers and Static Input Allocation, IEEE Transactions on Control System Technology, 23 (2), s.525-539.
- Wie, B., 2008, Space Vehicle Dynamics and Control, Second Edition, AIAA Education Series, s. 820-830.
- Zanardi, M.C., Orlando, V., Motta, G.B., Pelosi, T.ve Silva, W.R., 2016, Numerical and analytical approach for the spin-stabilized satellite attitude propagation, Comp. Appl. Math. 35, s.937-949.