ZAMANA BAĞLI YÖRÜNGELERDE HAREKET EDEN ESNEK YAPILI UZAY ARACI KONTROLÜ

Süleyman Altınışık¹ ve Ozan Tekinalp² Orta Doğu Teknik Üniversitesi, Ankara

ÖZET

Zamana bağlı yörüngelerde hareket eden esnek yapılı uzay araçlarının kontrolü üzerine çalışılmıştır. İstenilen yönelim hareketi zamana bağlı bir fonksiyon olarak seçilmiştir. İstenilen yönelim hareketinin zamana bağlı türevini hesaba katan Lyapunov tabanlı geri beslemeli kontrolcü uygulanmıştır. Güneş panellerini içeren esnek yapılı uzay aracının modellenmesi ADAMS ortamında gerçekleştirilmiştir. Elde edilen model MATLAB/Simulink ortamına taşınmış ve kontrol uygulamaları yapılmıştır.

GIRİŞ

Yeni nesil uzay araçları, gezegenler arası görevler gibi daha karmaşık görevleri yerine getirirken çok daha büyük miktarda elektrik enerjisine ihtiyaç duyacaklardır. Uzay aracına bağlı olan güneş panelleri bu enerjiyi karşılamak için kullanılabilir. Bu yüzden, güneş panelleri yeterince güneş ışığı almak için genişletilmiş yüzeylere sahip şekilde dizayn edilebilir. Ayrıca görevin maliyetini azaltmak için hafif olmalıdırlar. Bu model kısıtlamaları, uzay aracı üzerindeki esneklik ve titreşim etkilerinden dolayı önemli bir sorun haline gelmeye başlamıştır. Uzay aracı üzerindeki bu titreşim ve esneklik etkilerini telafi eden yönelim kontrol algoritması geliştirmek önemli bir iş haline gelmiştir.

Uzay aracının yönelim kontrolü, doğrusal olmayan kontrol yöntemleri gerektiren doğrusal olmayan bir problemdir. En çok kullanılan doğrusal olmayan kontrol yaklaşımı Lyapunov fonksiyonunun kullanımıdır [Wie,1998]. Düzgün şekilde planlanmış yönelim yörüngesi üzerinde yeterince detaylı, az sarsıntılı yönelim manevrası elde edebilmek için Lyapunov fonksiyonunun seçilmesi büyük bir önem arz etmektedir.

Esnek güneş panellerine sahip uzay araçları, panel titreşimleri ile uydunun dönüşü arasında karmaşık bağlantıların olduğu doğrusal olmayan ve karmaşık denklemlere sahiptir [Shen, 1993]. Doğrusal olmayan denklemleri elde etmenin Euler-Lagrange temelli modeller [Nagata vd., 2011], Kane denklemleri gibi yöntemleri vardır [Kane vd., 1980]. Ancak, bu yaklaşımların bazı ön kabulleri vardır vardır ve dolayısı ile basitleştirilmiş modellerdir. Bu modellerle elde edilen sonuçlarda güvenilirlik sorunları olabilmektedir. Bu yüzden son zamanlarda analitik modeller yerine endüstriyel yazılımlar kullanılarak oluşturulan modeller kullanılmaya başlamıştır. ADAMS, bu yazılımların en popüler örneklerinden birisidir. ADAMS, kullanıcıların çok parçalı bir araç oluşturabilecekleri, mekanik modelini ADAMS/View ile kısa sürede oluşturabilecekleri ve ADAMS/Solver ile doğrusal olmayan denklemleri çözebilecekleri bir mekanik yazılımdır [Tahmasebi vd., 2018].

¹ Yüksek Lisans Öğrencisi, Havacılık Uzay Müh. Böl., E-posta: suleymanaltinisik@gmail.com

² Prof. Dr., Havacılık Uzay Müh. Böl., E-posta: tekinalp@metu.edu.tr

Bu çalışmada, yakın zamanda geliştirilen yörünge takip eden yönelim kontrolü kullanılmıştır [Tekinalp vd., 2016]. Önerilen kontrolcü klasik oransal-türevsel kontrolcüden farklı olarak daha yumuşatılmış(smooth) yönelim hareketlerini sağlaması için, klasik oransal-türevsel kontrolcüde bulunan terimlerin yanı sıra yönelim hareketi sırasında izlenecek olan rotanın kendisi ve türevini de içermektedir [Tekinalp vd., 2015]. Esnek yapılı uzay aracı ADAMS programında oluşturulmuş ve bu model kontrol uygulamalarını gerçekleştirmek için MATLAB/Simulink ortamına aktarılmıştır. Önerilen kontrolcunün, esnek yapılı uzay aracı güneş panellerindeki titreşim etkilerini azalttığı gösterilmiştir.

Aşağıda sırasıyla Lyapunov tabanlı geri bildirim kontrol algoritması türetilmiş, esnek uzay aracı modeli verilmiştir. Son olarak, klasik oransal-türevsel kontrolcü ile türetilen izleyici kontrolcü karşılaştırılmış ve sonuçlar tartışılmıştır.

YÖNTEM

Yönelim Dörtlüğü Hesaplamaları

Uzay aracının yönelim kinematik denklemleri yönelim dörtlüğü(quaternion) cinsinden tanımlanabilir. Gidilecek yönelim dörtlüğü (t), istenen yönelim dörtlüğü (d) ile o andaki yönelim dörtlüğünden (q) elde edilebilir:

$$d = qt \tag{1}$$

ya da,

$$t = q^{-1}d \tag{2}$$

vektör matriks formunda,

$$\begin{bmatrix} t_1 \\ t_2 \\ t_3 \\ t_4 \end{bmatrix} = \begin{cases} -d_4 & -d_3 & d_2 & d_1 \\ d_3 & -d_4 & -d_1 & d_2 \\ -d_2 & d_1 & -d_4 & d_3 \\ d_1 & d_2 & d_3 & d_4 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_1 \\ q_2 \\ q_3 \\ q_4 \end{bmatrix}$$
(3)

ya da,

$$\begin{cases} \mathbf{t} \\ t_4 \end{bmatrix} = \mathbf{D} \begin{cases} \mathbf{q} \\ q_4 \end{cases}$$
 (4)

Zincir kuralını kullanarak gidilecek yönelim dörtlüğü yazılabilir:

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{t}} \\ \dot{t}_4 \end{cases} = \dot{\mathbf{D}} \begin{cases} \mathbf{q} \\ q_4 \end{cases} + \mathbf{D} \begin{cases} \dot{\mathbf{q}} \\ \dot{q}_4 \end{cases}$$
 (5)

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{q}} \\ \dot{q}_4 \end{cases} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} -\omega^x & \omega \\ -\omega^T & 0 \end{bmatrix} \begin{cases} \mathbf{q} \\ q_4 \end{cases}$$
 (6)

$$\omega^{x} = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_{3} & \omega_{2} \\ \omega_{3} & 0 & -\omega_{1} \\ -\omega_{2} & \omega_{1} & 0 \end{bmatrix}$$
(7)

Şeklinde tanımlanabilir.

Gerekli sadeleştirmeler yapıldıktan sonra, denklem (5) bu şekilde yazılabilir:

$$\begin{bmatrix} \mathbf{\dot{t}} \\ \dot{t}_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -s^x & s \\ -s^T & 0 \end{bmatrix} + \mathbf{I}s_4 + \frac{1}{2} \begin{bmatrix} -\omega^x & -\omega \\ \omega^T & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{t} \\ t_4 \end{bmatrix}$$
(8)

Ayrıca,

$$s = \begin{cases} \dot{d}_1 d_4 + \dot{d}_2 d_3 - \dot{d}_3 d_2 - \dot{d}_4 d_1 \\ -\dot{d}_1 d_3 + \dot{d}_2 d_4 + \dot{d}_3 d_1 - \dot{d}_4 d_2 \\ \dot{d}_1 d_2 - \dot{d}_2 d_1 + \dot{d}_3 d_4 - \dot{d}_4 d_3 \end{cases}, s_4 = \dot{d}_1 d_1 + \dot{d}_2 d_2 + \dot{d}_3 d_3 + \dot{d}_4 d_4 = 0$$
(9)

I birim matrisi ifade eder. Son olarak,

$$\dot{\mathbf{t}} = -(s^{x} + \frac{1}{2}\omega^{x})\mathbf{t} + (s - \frac{1}{2}\omega)t_{4}$$

$$\dot{t}_{4} = (-s^{T} + \frac{1}{2}\omega^{T})\mathbf{t}$$
(10)

Bu diferansiyel denklemler uzay aracının yönelim kontrolünde kullanılır.

Kontrol Algoritması

Doğrusal olmayan kontrol uygulaması için uygun şekilde seçilmiş Lyapunov fonksiyonu kullanılabilir. Aşağıdaki gibi bir kesin artı Lyapunov fonksiyonu seçilebilir:

$$V(s,\omega,(1-t_4)) = \frac{1}{2}(-2s+\omega)^T \mathbf{K}_p^{-1} \mathbf{J}(-2s+\omega) + 2(1-t_4)$$
(11)

Uydu yönelimi, istenen yönelim hareketine ulaştığında, $V(s=0, \omega=0, (1-t_4)=0)=0$ yazılabilir.

Lyapunov fonksiyonunun türevini alırsak,

$$\dot{V} = (-2s + \omega)^T \mathbf{K}_p^{-1} \mathbf{J} (-2\dot{s} + \dot{\omega}) - 2\dot{t}_4$$
(12)

Uydu yönelim dinamiği şu şekilde yazılabilir:

$$\dot{\omega} = \mathbf{J}^{-1}(-\omega^{x}\mathbf{J}\omega + u + \mathbf{M}_{ext})$$
(13)

Dinamik denklemlerini kullanarak,

$$\dot{V} = (-2s + \omega)^T \mathbf{K}_p^{-1} (-2\mathbf{J}\dot{s} - \omega^x \mathbf{J}\omega + u) - (-2s + \omega)^T \mathbf{t}$$
(14)

Türev asimptotik kararlılık için azalmalıdır. Türevi kesin eksi fonksiyona eşitlersek,

$$\dot{V} = (-2s + \omega)^T \mathbf{K}_p^{-1} \mathbf{K}_d (-2s + \omega)$$
(15)

$$\mathbf{K}_{p}^{-1}(-2\mathbf{J}\dot{s}-\omega^{x}\mathbf{J}\omega+u)-\mathbf{t}=-\mathbf{K}_{p}^{-1}\mathbf{K}_{d}(-2s+\omega)$$
(16)

Bu sayede kontrol kuralı şu şekilde elde edilebilir:

$$u = \omega^{x} \mathbf{J}\omega + \mathbf{K}_{p} \mathbf{t} - \mathbf{K}_{d}\omega + 2(\mathbf{K}_{d}s + \mathbf{J}\dot{s})$$
(17)

Yukarıdaki denklem, uydu yönelim kontrolünde yaygın olarak kullanılan oransal-türevsel kontrolcüden farklıdır:

$$u = \omega^{x} \mathbf{J}\omega + \mathbf{K}_{p} \mathbf{t} - \mathbf{K}_{d}\omega$$
(18)

Kesin artı ağırlık matrisi seçimi aşağıdaki gibi yapılabilir [Wie,1998]:

$$\mathbf{K}_{p} = \omega_{n}^{2} \mathbf{J}$$
, $\mathbf{K}_{p} = 2 \xi \omega_{n} \mathbf{J}$

Esnek Yapılı Uzay Aracı Modeli



Şekil 1 ADAMS Esnek Yapılı Uzay Aracı Modeli

3 Ulusal Havacılık ve Uzay Konferansı Esnek panellere sahip uzay aracı modeli ADAMS programında yapılmıştır. Şekil 1'de elde edilen model gösterilmektedir. Esnek uzay aracı modeli merkezde bir rijit cisim ve merkezi rijit cisme sabitlenmiş iki esnek panel içerir. Her esnek panel 5 özdeş alt esnek parçaya bölünmüştür. Bu alt esnek parçalar birbirlerine mafsallar, burulma yayı ve burulma sönümleyici ile bağlanmıştır. Merkezdeki rijit cisim, esnek parçaya benzer şekilde bağlanmıştır.

UYGULAMALAR

ADAMS programında oluşturulan esnek yapılı uzay aracı modeli MATLAB/Simulink ortamına aktarılmış ve kontrol uygulamaları gerçekleştirilmiştir. Simulasyon parametleri Tablo 1'de gösterilmiştir.

Parametre	Değer
İstenen Yönelim	
Dönme Açısı	$\alpha = a + bt + ct^2 + et^3$
Başlangıç & Bitiş Dönme Açıları	$\alpha_0 = 0 \ \dot{\alpha}_0 = 0 \ \alpha_f = \frac{2\pi}{3}$ $\dot{\alpha}_f = 0$
Yönelim Dörtlüğü Katsayıları	$\lambda = (1,2,3)^T / \sqrt{14}$
Süre	$t_f = 100 { m s}$
Kontrol Parametreleri	$\omega_n = 0.25$ rad/s $\xi = 0.7$
Rijit Cisim Atalet Momenti	$\mathbf{J} = \begin{bmatrix} 1000 & 0 & 0 \\ 0 & 1600 & 0 \\ 0 & 0 & 1300 \end{bmatrix}$
Merkez Parça Boyutları	1*1*1 m
Esnek Parça Boyutları(10 parça)	1*1*0.02 m
Esnek Parça Materyali(Al)	$ ho = 2700 \mathrm{kg/m^3} \upsilon = 0.35$

Tablo 1 Simulasyon Parametreleri

Simulasyonlar klasik oransal-türevsel kontrolcü ve izleyici yönelim kontrolcü olmak üzere 2 durumda gerçekleştirilmiştir. Şekil 3'te izleyici yönelim kontrolcüsü için gerçekleşen yönelim zaman geçmişi verilmiştir. Bu grafik şekil 2'de görülen istenen yönelim zaman geçmişine çok yakındır. Gerçekleşen yönelim zaman geçmişi ve istenen yönelim zaman geçmişi arasında bileşenlerden açısından oluşan fark şekil 5'te görülebilir. İzleyici yönelim kontrolcü için 10^{-3} hassasiyette yakınlık elde edilmiştir. Diğer taraftan, şekil 4'te gösterildiği üzere klasik oransal-türevsel kontrolcü istenen yönelim kontrolünü daha az hassasiyette takip edebilmiştir.

2 farklı kontrolcü için esnek parçalarda oluşan uç titreşimleri şekil 5 ve şekil 6'da elde edilmiştir. Klasik oransal-türevsel kontrolcü için esnek güneş panelleri uç titreşimi 10^{-4} büyüklüğünde elde edilmiştir. Diğer taraftan, izleyici yönelim kontrolcü esnek yapılarda oluşan titreşimleri sönümlemekte daha başarılı olmuştur.

Kaynaklar

Kane R., Levinson D., 1980. *Formulation of Equations of Motion for Complex Spacecraft*. Journal of Guidance and Control, Vol.3, No.2, pp. 99–112

Nagata T., Modi V.J., Matsuo H., 2011. *Dynamics and Control of Flexible Multibody Systems: Part I: General Formulation with an Order N Forward Dynamics*, Acta Astronautica, Vol. 49, No.11, pp. 581–594.

Shen Q., 1993. *On the Dynamics of Spacecraft with Flexible, Deployable and Slewing Appendages*. Ph.D. Dissertation, Mechanical Engineering Dept., Simon Fraser University, Burnaby, Canada.

Tahmasebi, M., Majid Esmailzadeh, S., 2018. *Modeling and co-simulating of a large flexible satellite with three reaction wheels in ADAMS and MATLAB*. International Journal of Dynamics and Control, Vol.6, pp. 79-80.

Tekinalp, O., Tekinalp, A. 2016. *Tracking Control of Spacecraft Attitude on Time Dependent Trajectories*. Space 2016, AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference, Long Beach, CA.

Tekinalp, O., Gomroki, M.M., Atas, O., 2015. *Nonlinear Tracking Attitude Control of Spacecraft on Time Dependent Trajectories*. AAS/AIAA Astrodynamics Specialist Conference, Vail, CO.

Wie, B., 1998. Space Vehicle Dynamics and Control, AIAA, Reston, VA.







Şekil 3 Gerçekleşen Yönelim Zaman Geçmişi



Şekil 4 Klasik Kontrolcü ile Gerçekleşen ve İstenen Yönelim Dörtlüğü Arasında Bileşenler Açısından Oluşan Fark



Figure 5 İzleyici Kontrolcü ile Gerçekleşen ve İstenen Yönelim Dörtlüğü Arasında Bileşenler Açısından Oluşan Fark



Figure 6 Klasik Kontrolcü ile Esnek Güneş Panellerindeki Uç Titreşimi



Figure 7 İzleyici Kontrolcü ile Esnek Güneş Panellerindeki Uç Titreşimi