VI. ULUSAL HAVACILIK VE UZAY KONFERANSI
28-30 Eylül 2016, Kocaeli Üniversitesi, Kocaeli

UHUK-2016-017

İNSANSIZ BİR HAVA ARACININ YANAL DURUM-UZAY MODELİNİN VE UÇUŞ KONTROL SİSTEMİNİN EŞ ZAMANLI TASARIMI

Sezer ÇOBAN[1]
Erciyes Üniversitesi, Kayseri

Tuğrul OKTAY[2]
Erciyes Üniversitesi, Kayseri

Harun ÇELİK[3]
Erciyes Üniversitesi, Kayseri

İsmail EKİNCİ[4]
Erciyes Üniversitesi, Kayseri

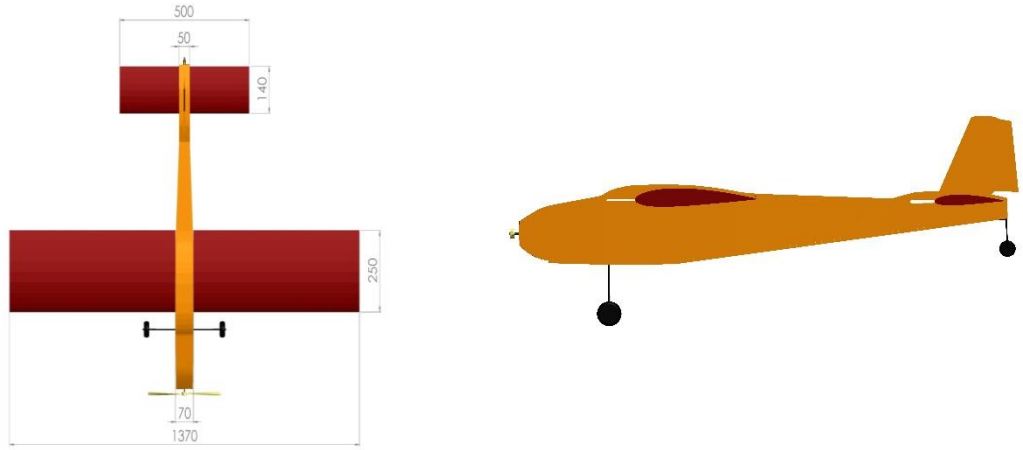
ÖZET

Bu çalışma kapsamında uçuş kontrol sistemi ve küçük bir insansız hava aracının (İHA) yanal durum-uzay modelinin eş zamanlı olacak bir şekilde tasarımı ve gerçek zamanlı uygulaması incelenmiştir. Bu amaçla kanadı ve kuyruk takımı gövdeye belli aralıklarda farklı yerlerden montajı sağlanan ve uçuş öncesinde ileri geri yer değiştiren bir İHA üretimi gerçekleştirilmiştir. Bunu takiben TÜBİTAK projesi bütçesi ile P, I, D katsayılarının istenildiği gibi belli aralıklarda değişimine izin verebilen bir otopilot temin edilmiştir. Öncelikle İHA'nın yanal durum uzay modelleri sunulmuştur ve İHA'nın bir simülasyon modeli elde edilmiştir. Aynı zamanda otopilot sisteminin de blok diyagramına ulaşılmış ve MATLAB/Simulink ortamında modellenmesi yapılmıştır. Sonrasında ise bu iki modelden faydalanılarak ve ayrıca adaptif rassal bir optimizasyon yöntemi olan SPSA'de kullanılarak yükselme zamanı, oturma zamanı ve maksimum aşımdan oluşan bir maliyet fonksiyonunu minimize edecek şekilde İHA ve otopilot sistemi eş zamanlı olarak yeniden tasarlanmıştır. Simülasyon cevaplarında ve gerçek uçuşlarda yüksek performans kolaylıkla gözlenmiştir.

GİRİŞ

Uçuş performansını arttırmak için ürettiğimiz Zanka-1, eş zamanlı insansız hava aracı ve otopilot sistem tasarımı kullanılarak Erciyes Üniversitesi Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi'nde üretilmiştir. Zanka-1 kanatları üzerinde bulunan aileronlara, yatay stabilizeye bağlı irtifa dümenlerine ve dikey stabilizeye bağlı bir istikamet dümenine sahiptir. Bununla beraber Zanka-1 itki üretmek için kullanılmış bir pervane ve pervane sisteminin enerjisini sağlayacak bir motora sahiptir. Tasarladığımız otopilot sistemimizin yardımcı elemanları olan çeşitli sensör paketleride Zanka-1 de mevcuttur.

[1]Araştırma Görevlisi, Uçak Gövde-Motor Bölümü, E-posta: sezercoban@erciyes.edu.tr
[2]Doç. Dr., Uçak Müh. Böl., E-Posta: oktay@erciyes.edu.tr
[3]Araştırma Görevlisi, Uçak Gövde-Motor Bölümü, E-posta: haruncelik@erciyes.edu.tr
[4]Doktora Öğrencisi, Uçak Gövde-Motor Bölümü, E-posta: i.ekinci1907@windowslive.com



Şekil 1: Zanka-1'in Kanat Hareket Mekanizmaları

Herhangi bir havacılık aracının ya da herhangi bir İHA'nın dinamik modellenmesini yapmak için öncelikle hava aracı gövdesinin denklemlerinin elde edilmesi gerekmektedir. Bu denklemler üç grup halinde sınıflandırılabilir. Bu denklemler gövdenin kuvvet denklemleri, moment denklemleri ve kinematik denklemlerdir. Kuvvet denklemlerinin çıkarılması için literatürde Newton'un 2. Kanunu kullanılmıştır. Denklem (1)'de bu yasa verilmiştir:

$$ {}^{I}\vec{F} = M_a \, {}^{I}\frac{d\vec{V}_{cg}}{dt} = M_a \left[\frac{\partial \vec{V}_{cg}}{\partial t} + {}^{I}\vec{\omega}^{A} \otimes \vec{V}_{cg} \right] \tag{1} $$

Kuvvetin üç eksendeki bileşenleri (X, Y, Z) hava aracının ağırlığı, lineer ivmeler ($\dot{u}$, $\dot{v}$, $\dot{w}$), lineer hızlar (u, v, w), açısal hızlar (p, q, r) ve Euler yönelim açıları (ϕ_A , θ_A) cinsinden ifade edilebilir [NelsonR.C, 1998; GreenwoodD.T, 2003].

Çizelge 1: Doğrusallaştırılmış Modellerin Durum ve Kontrol Değişkenleri

Durum Değişkeni	Nicelik	Kontrol Değişkeni	Nicelik
x_1	u	u_1	δ_e
x_2	v	u_2	δ_T
x_3	w	u_3	δ_a
x_4	p	u_4	δ_r
x_5	q		
x_6	r		
x_7	ϕ_A		
x_8	θ_A		
x_9	ψ_A		

Çizelge 1'de bulunan doğrusallaştırılmış modelin durum ve kontrol değişkenleri özetlenmiştir. Görüldüğü gibi durum vektörü 9 değişkene, kontrol vektörü ise 4 değişkene sahiptir.

Sabit kanatlı hava araçlarının dinamik modellenmesinde yukarıda ifade edilen en genel yaklaşıma nazaran çok daha basit yaklaşımlardan literatürde yaygın olarak faydalanılmaktadır. Sabit kanatlı hava araçlarında boylamasına hareket dinamiği ile yanlamasına hareket dinamiğinin birbirleri ile çok az ilişkisi bulunmaktadır ve bu ilişki ihmal edilebilir boyuttadır. Ayrıca dikey eksendeki hareketin ise hava aracı dinamiğine etkisi çok azdır [PadfieldG.D, 2007; EtkinB, ReidL.D, 1996]. Bundan dolayı boylamasına ve yanlamasına hareket birbirlerinden bağımsız olarak incelenebilir

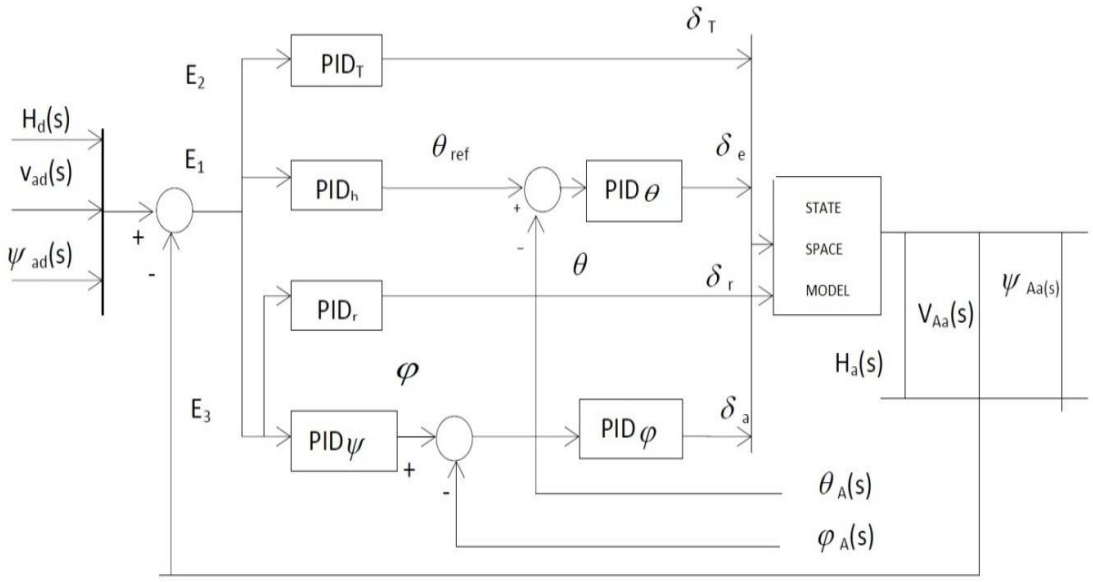
YÖNTEM

Denklem (2)' de İHA'mızın Yanal Durum Uzay Modeli verilmiştir:

$$\dot{\boldsymbol{x}}_{la} = \overbrace{\begin{bmatrix} \frac{Y_\beta}{u_0} & \frac{Y_p}{u_0} & -(1-\frac{Y_r}{u_0}) & -\frac{g}{u_0}\cos(\theta_0) & 0 \\ L_\beta^* + \frac{I_{xz}}{I_{xx}} N_\beta^* & L_p^* + \frac{I_{xz}}{I_{xx}} N_p^* & L_r^* + \frac{I_{xz}}{I_{xx}} N_r^* & 0 & 0 \\ N_v^* + \frac{I_{xz}}{I_{zz}} L_v^* & N_p^* + \frac{I_{xz}}{I_{zz}} L_p^* & N_r^* + \frac{I_{xz}}{I_{zz}} L_r^* & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \sec(\theta_0) & 0 & 0 \end{bmatrix}}^{A_{la}} \boldsymbol{x}_{la} + \overbrace{\begin{bmatrix} 0 & \frac{Y_{\delta_r}}{u_0} \\ L_{\delta_a}^* + \frac{I_{xz}}{I_{xx}} N_{\delta_a}^* & L_{\delta_r}^* + \frac{I_{xz}}{I_x} N_{\delta_r}^* \\ N_{\delta_a}^* + \frac{I_{xz}}{I_{zz}} L_{\delta_a}^* & N_{\delta_r}^* + \frac{I_{xz}}{I_{zz}} L_{\delta_r}^* \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}}^{B_{la}} \boldsymbol{u}_{la} \tag{2}$$

$$\boldsymbol{x}_{la} = \begin{bmatrix} \Delta\beta \\ \Delta p \\ \Delta r \\ \Delta\phi \\ \Delta\psi \end{bmatrix}, \quad \dot{\boldsymbol{x}}_{la} = \begin{bmatrix} \Delta\dot{\beta} \\ \Delta\dot{p} \\ \Delta\dot{r} \\ \Delta\dot{\phi} \\ \Delta\dot{\psi} \end{bmatrix}, \quad \boldsymbol{u}_{la} = \begin{bmatrix} \Delta\delta_a \\ \Delta\delta_r \end{bmatrix}$$

P-I-D tabanlı otopilot sistemimiz şekil 2.' de gösterilmiştir. Belirlenen mesafeler arası seferi kontrol edebilmek için 6 adet P-I-D kontrolcü kullanılmıştır.



Şekil 2: Zanka-1'in Hiyerarşik Detaylı Otopilot Yapısı

Optimizasyon

Deneysel olarak rüzgâr tüneline yerleştirilen bir İHA gövdesinin üzerine etkiyen aerodinamik kuvvetler bir kuvvet ölçüm sistemi ile elde edilebilir. Ancak bu kuvvetlerin hesabını her bir gövde şeklini ayrı ayrı rüzgâr tünelinde inceleyerek yapmak oldukça masraflı olmaktadır. Ayrıca

aerodinamik kuvvetlerin içerdiği doğrusal olmayan karmaşık bileşkeler nedeniyle analitik olarak hesaplanması mümkün değildir. Bu nedenle rassal tahmine dayalı yöntemler kullanılmaktadır.

Rassal tahmine dayalı yöntemlerden biri olan Eşzamanlı Dağılım Rassal Yaklaşım (Simultaneous Perturbation Stochastic Approximation - SPSA) problemin çözümünün bulunduğu değeri her bir adımda çözüm civarında sadece iki rastgele nokta seçerek hesapladığından çok hızlı işlem yapan ve sonuç bulan bir yöntemdir [OktayT, KonarM, MohamedM.A, AydinM, SalF, OnayM, SoylakM, 2016]. Yapılan birçok çalışmada da SPSA'nın genetik ve ısıl işlem gibi en iyileme algoritmalarına göre daha iyi sonuçlar verdiği gösterilmiştir ki bu algoritmaların SPSA'ya nispeten hesaplama maliyetleri daha yüksektir [SpallJ.C, 1992]. Ayrıca SPSA bu çalışmadaki gibi kısıtlı en iyileme problemleri için de oldukça başarılı sonuçlar vermektedir. SPSA'nın bir diğer özelliği de tahmine dayalı bir yöntem olduğundan doğal bir rasgelelik içermesidir. Böylece SPSA belirli bir yerel noktaya takılı kalmadan birkaç adımda en iyi çözümü bulabilmektedir [MaryakJ.L, ChinD.C, (2001)].

Genel bir SPSA'da x en iyileme değişkenlerini içeren bir vektör ve $x_{[k]}$ ise k nıncı adımda hesaplanan x değeri olduğunda

$$x_{[k+1]} = x_{[k]} - a_k g_{[k]} \tag{3}$$

olur. Burada a_k pozitif sayıların bulunduğu azalan bir dizi, $g_{[k]}$ ise $x_{[k]}$'daki hedef çözümün eğim hesabıdır. Bu hesabı yapmak için $\Delta_{[k]} \in R^p$ belirli şartları sağlayan $\{\Delta_{[k]1}\ \Delta_{[k]2} \ldots \Delta_{[k]p}\}$ bağımsız sıfır ortalamalı rastgele değişkenleri içeren p 'nin bir vektörü olsun [WangI.J, SpallJ.C, 2003; HeY, FuM.C, MarcusS.I, 2003]. Bu durumda

$$g_{[k]} = \left[\frac{\Gamma_+ - \Gamma_-}{2d_k\Delta_{[k]1}} \ldots\ldots \frac{\Gamma_+ - \Gamma_-}{2d_k\Delta_{[k]p}}\right]^T \tag{4}$$

olur. Burada Γ_+ ve Γ_- sırasıyla $x_{[k]} + d_k\Delta_{[k]}$ ve $x_{[k]} - d_k\Delta_{[k]}$ noktalarındaki hedefin hesabıdır. Bu çalışmada SPSA'ya ayrıca kısıtlar getirilerek bulduğu çözümlerin $x_{i_{\min}} \le x_i \le x_{i_{\max}}$ gibi bir aralıkta olması sağlanmıştır. $x_{[k]} + d_k\Delta_{[k]}$ ve $x_{[k]} - d_k\Delta_{[k]}$ ile dağılan vektörün tüm değerlerinin de belirlenen alt ve üst sınırlara uyması sağlanmış, [KuoB.C, 1963]'den de yararlanılarak d_k ve a_k dizilerinin seçimi şu şekilde

$$d_k = \min\left\{d/k^{\Theta}, 0.95\min_i\left\{\min\{\eta_{l_i}\}, \min\{\eta_{u_i}\}\right\}\right\} \tag{5}$$

yapılmıştır. Burada η_l ve η_u sırasıyla her pozitif $\Delta_{[k]i}$ için $(x_{[k]i} - x_{\min_i})/\Delta_{[k]i}$ ve her negatif $\Delta_{[k]i}$ için $(x_{\max_i} - x_{[k]i})/\Delta_{[k]i}$ olan bileşenlerin vektörleridir. Benzer şekilde

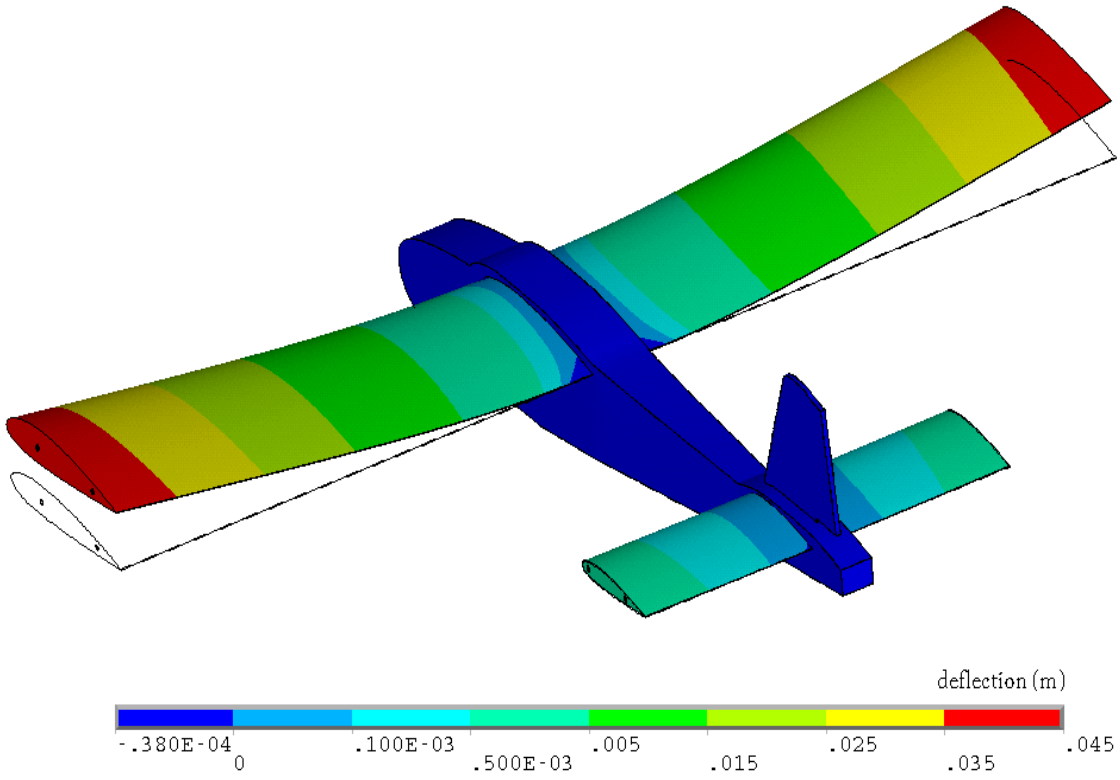
$$a_k = \min\left\{a/(S+k)^{\lambda}, 0.95\min_i\left\{\min(\mu_{l_i}), \min(\mu_{u_i})\right\}\right\} \tag{6}$$

dir. Burada da μ_l ve μ_u sırasıyla her pozitif $g_{[k]i}$ için $x_{[k]i} - x_{\min_i})/g_{[k]i}$ ve her negatif $g_{[k]i}$ için $(x_{\max_i} - x_{[k]i})/g_{[k]i}$ olan bileşenlerin vektörleridir. [Ekinci̇, 2016]

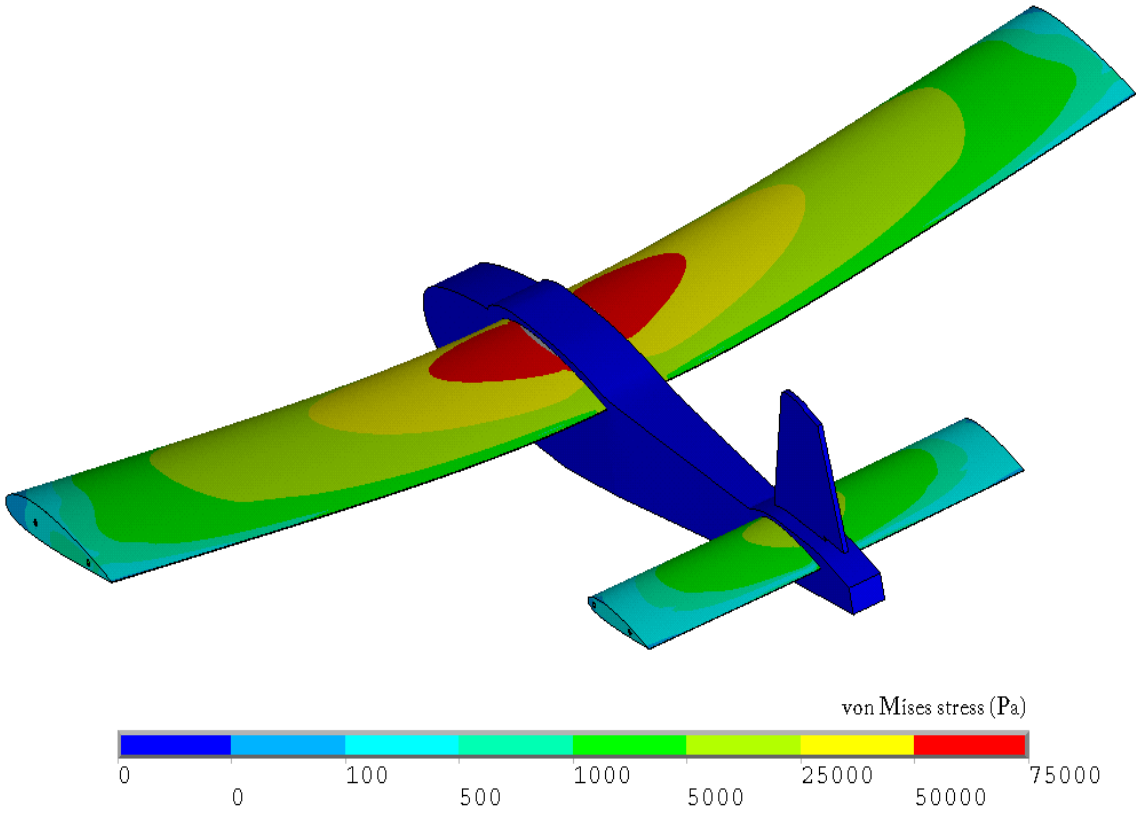
Zanka-1'in Yapısal Analizleri

Zanka-1'in yapısal analizinde ANSYS sonlu yazılım elemanları kullanıldı. Analizler, 2.5 Ghz hızında ve 32 GB RAM'e sahip 16 işlemcili bir iş istasyonu tarafından gerçekleştirildi.

Modelleme için 20 ağlı 3D elemanlar kullanıldı ve deneysel şartlar olabildiğince belirlendi. Şekil 3.'te İHA'nın kanat üzerindeki sapma gösteriliyor. Sapma kanat ucuna doğru gidildikçe artıyor ve kanadın uç kısmına ulaşıldığında en yüksek değerine ulaşıyor. Şekil 4.'te İHA'nın kanat üzerindeki Von Mises gerilme değerleri gösteriliyor. Von Mises gerilme değerleri, bükülme direncindeki değişikliğe göre kant boyunca değişiklik gösteriyor. Sonuç olarak, en büyük Von Mises gerilme değerine kanat kökünde rastlanıyor. Karbon tüpler için en iyi yer, köpük ve karbon tüplerin ürettiği gerilimin, maksimum gerilim değerinin altında olduğu yerlerdir.



Şekil 3: Zanka-1'in Sapma Sonuçları (60 km/s Hız Değeri İçin)



Şekil 4:Von Mises Gerilme Sonuçları (60 km/s Hız Değeri İçin) [PerkinsC.D, HageR.E, 1949]

BULGULAR

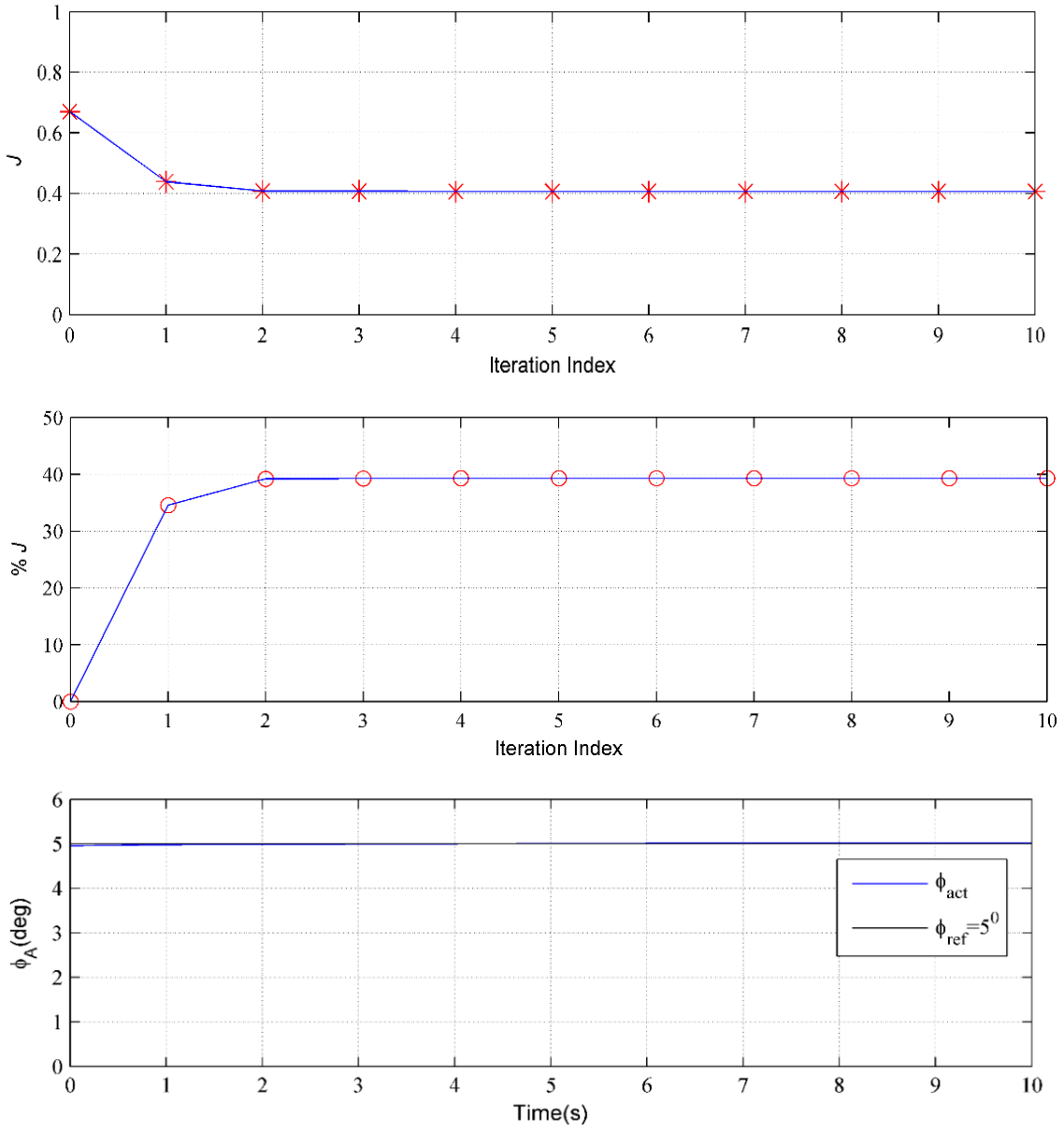
SPSA optimizasyon yöntemi kullanılarak eş zamanlı tasarım sonucunda yanlamasına hareketin simülasyon sonuçları sunulmuştur. Maliyet fonksiyonunun minimizasyonu, izafi enerji tasarrufu ve nihai yörünge takibi sonuçları verilmiştir. Türbülanslı ortamda yörünge takibi ve kontrol yüzeyinin (Aileron) kapalı çevrim cevapları sunulmuştur.

Bu çalışma kapsamında incelenen örnekte problem basitleştirilmiştir ve sadece yuvarlanma kontrolü ile ilgili bir alt örneğe dönüştürülmüştür. Bu problem için optimizasyon değişkenleri kanat ve kuyruk takımının gövdeye montaj pozisyonları ile yuvarlanma açısının ilgili PID kontrolcüsünün kazanç parametreleridir. İzlenilmesi takip edilen yörünge birim-basamak şeklinde 5 derecelik bir yuvarlanma açısı sinyalidir. Bunu sağlayan kontrol yüzeyi ise ailerondur. Türbülans ortamı da göz önünde bulundurulmuştur ve ayrıca aileron kontrol yüzeyi üzerinde 1 derecelik bir doyum fonksiyonu mevcuttur. Eş zamanlı tasarım sonucunda elde edilen sonuçlar bulunmuştur ve ayrıca kapalı çevrim cevapları atmosferik türbülansın var olduğu durumda elde edilmiştir.

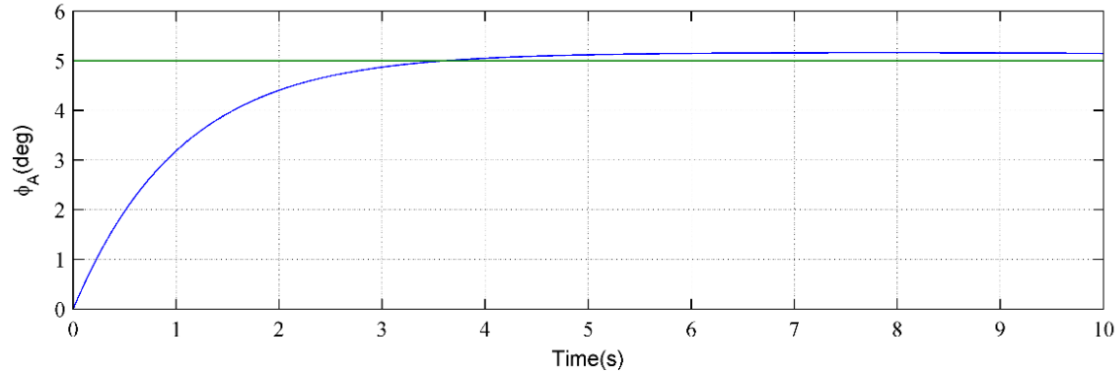
SONUÇLAR

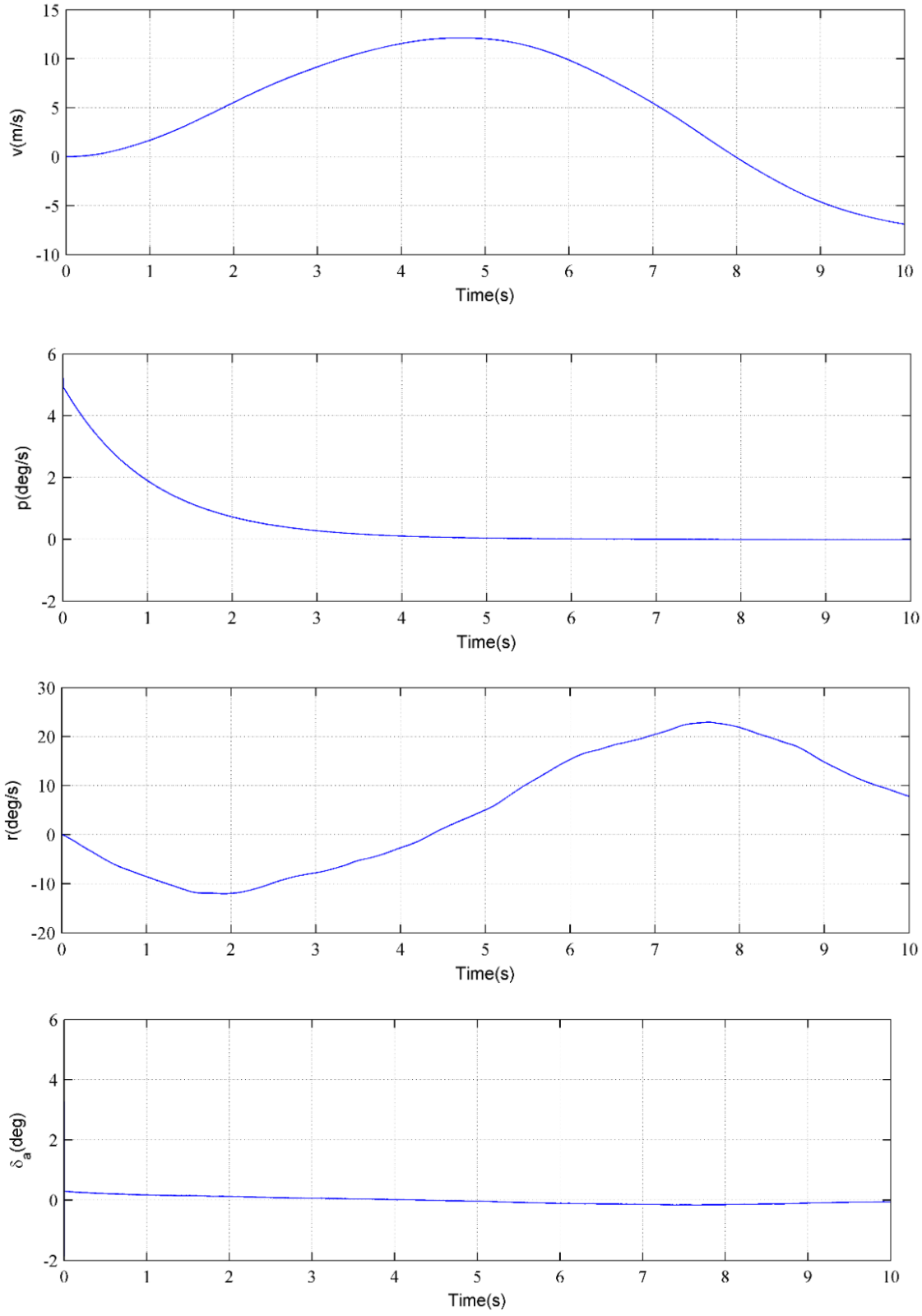
Şekil 5.'de maliyet fonksiyonunun minimizasyonu, izafi enerji tasarrufu ve nihai yörünge takibi sonuçları verilmiştir. Şekil 6.'de ise türbülanslı ortamda yörünge takibi ve diğer durum değişkenleri ve kontrol yüzeyinin (Aileron) kapalı çevrim cevapları sunulmuştur.

Eş zamanlı tasarım sonucunda oturma zamanı, yükselme zamanı ve maksimum aşımdan oluşan otonom performans indeksinde çok önemli ölçüde iyileşme (yaklaşık %40) elde edilmiştir. Bu oran yaklaşık %40 dolaylarındadır ve eş zamanlı tasarım hesabına geçilmeden elde edilen değer ile eş zamanlı hesap sonucu elde edilen değer arasındaki göreceli ilişkiden elde edilmiştir.



Şekil 5: Maliyet Minimizasyonu, İzafi Enerji Tasarrufu ve Yörünge Takibi





Şekil 6: Türbülanslı Ortamda Yörünge Takibi ve Diğer Durum Değişkenleri ve Kontrol Yüzeyinin Kapalı Çevrim Cevapları

İHA geometrisinde çok ufak değişiklikler ile önemli otonom performans iyileşmesi elde edilmiştir. Çalışma kapsamında uygulanan ve geliştirilen eş zamanlı tasarım yöntemi sonucunda otonom performans çok önemli ölçüde iyileştirilmiştir. Ayrıca türbülansın var olduğu simülasyon ortamında bile yörünge takibinde başarı elde edilmiştir. Ayrıca farklı İHA'lar içinde bu yöntem uygulanabilirdir.

Kaynaklar

Nelson, R. C. (1998). *Flight stability and automatic control* (Vol. 2). WCB/ McGraw Hill.

Greenwood, D. T. (2003). *Advanced Dynamics*, Cambridge University P ress. ISBN 0-521-82612-8.

Padfield, G. D. (2007). *Helicopter Flight Dynamics*, AIAA Education Series.

Etkin, B., & Reid, L. D. (1996*). Dynamics of flight: stability and control* (Vol. 3). New York: Wiley.

Oktay, T., Konar, M., Mohamed, M. A., Aydin, M., Sal, F., Onay, M., & Soylak, M. *Autonomous Flight Performance Improvement of Load-Carrying Unmanned Aerial Vehicles by Active Morphing. World Academy of Science, Engineering and Technology, International Journal of Mechanical, Aerospace, Industrial, Mechatronic and Manufacturing Engineering*, 10(1), 123-132, 2016.

Spall, J. C., (1992) "*Multivariate stochastic approximation using a simultaneous perturbation gradient approximation," IEEE Trans. Autom. Control*, 37 (3), 332–341.

Maryak, J. L., & Chin, D. C. (2001). *Global random optimization by simultaneous perturbation stochastic approximation. In American Control Conference*, 2001. Proceedings of the 2001, 2:756-762.

Wang, I. J., & Spall, J. C. (2003, December*). Stochastic optimization with inequality constraints using simultaneous perturbations and penalty functions. In Decision and Control*, 2003. Proceedings. 42nd IEEE Conference on (Vol. 4, pp. 3808-3813). IEEE.

He, Y., Fu, M. C., Marcus, S. I., (2003) "*Convergence of Simultaneous Perturbation Stochastic Approximation for Non-Differentiable Optimization*", IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 48 (8):1459–1463.

Kuo, B. C. (1963). *Analysis and synthesis of sampled-data control systems*. Prentice-Hall

Ekinci, İ (2016). *İnsansız Bir Hava Aracının Yanal Durum Uzay Modelinin ve Uçuş Kontrol Sisteminin Eş Zamanlı Tasarımı. Erciyes Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü*, Yayımlanmış Yüksek Lisans Tezi, Kayseri

Perkins, C. D., & Hage, R. E. (1949). *Aircraft performance, stability and control*. John Wiley