

UÇAK YUNUSLAMA KONTROLÜNÜN PID KONTROLÖR KULLANILARAK YAPAY ARI KOLONİSİ ALGORİTMASI İLE OPTİMİZASYONU

Muhammet EVREN¹
Sivas Bilim ve Teknoloji Üniversitesi, Sivas

Hasan Hüseyin BİLGİÇ²
Necmettin Erbakan Üniversitesi, Konya

ÖZET

Hava araçlarında stabilite ve kontrol, hem uçuş kalitesi hem de uçuş güvenliğini iyileştirme açısından önem verilen ve sürekli iyileştirilmeye çalışılan bir alandır. Uçuş sırasında oluşacak bozuntulara karşı uçağın denge konumuna ne kadar sürede geldiği ve ne kadar doğrulukla geldiği önemlidir. Bu bağlamda, uçağın boylamsal ve yanıl hareketini kontrol etmek için yunuslama(pitch), yuvarlanma(roll) ve sapma(yaw) açılarının uçak dinamiklerine karşı verdiği cevaplar irdelenir. Bu makalede, bir PID kontrolörünü kullanarak, uçağın yunuslama açısının verilen referans açısına ne derecede yakınsadığı görülmüş ve cevabı optimum hale getirilmiştir. Geleneksel yöntemler ile belirlenen PID parametrelerine karşılık Yapay Arı Kolonisi (ABC) ile optimize edilmiş parametrelerin sistem cevapları ayrı ayrı incelenmiştir. Sistemlerin zaman performanslarında %80 civarında iyileşme görülmüştür. ISE (Integral Square Error), IAE (Integral Absolute Error), ITAE (Integral Time Absolute Error) ve MSE (Mean Square Error) amaç fonksiyonları algoritma durdurma kriterleri olarak kullanılmıştır.

GİRİŞ

Bir uçağın ne kadar stabil uçtuğu ve ne kadar kolay kontrol edilebilir olduğu, uçak stabilitesi ve kontrolünde incelenen konulardır. Kararlılık, uçağın bozulmaya uğradıktan sonra denge konumuna geri dönme eğilimidir. Bu bozulma, pilotun eylemlerinden veya hava aracının içinde bulunduğu atmosferik olaylardan kaynaklanabilir. Atmosferik bozulmalar; ani rüzgârlar, rüzgâr eğimleri veya türbülanslı hava olabilir. Bir uçağın, pilotun harici bozulmalar nedeniyle uçağı sürekli kontrol etmek zorunda kalarak yorulmaması için yeterli stabiliteye sahip olması gerekir.

Yunuslama kontrolü, kuyruk düzleminde bulunan yatay stabilizatörün (elevatör) moment oluşturması üzerine uçağın burun yukarı-aşağı hareketi ile kontrol edilir. Pilot, elevatör kumandasını geriye doğru hareket ettirerek elevatörü yukarı doğru hareket ettirir (negatif kamber pozisyonu) ve yatay kuyruk üzerindeki aşağı doğru kuvvet artar. Kanatlardaki hücum açısı artar, böylece burun yukarı doğru eğilir ve kaldırma kuvveti genel olarak artar. Aerodinamik kuvvetlerin (taşıma ve itki) yanı sıra uçağın eylemsizliği de hesaba katılır.

Uçağın yunuslama hareketi uzunlamasına hareket denklemlerinden çıkarılır. Yunuslama kontrolü, uçağın uçuş kontrol yüzeylerinden irtifa dümeninin işleviyle gerçekleşir. Bir uçak için hareket kontrolü doğrusal olmayan bir süreçtir. Bundan dolayı, hareket kontrolü, akışkan içerisinde hava olaylarının ani değişiminden veya uçak bileşenlerinin herhangi birinin komplikasyon oluşturmasından oluşacak bir bozulmanın ardından en kısa bir şekilde stabil hale getirilmesini önceler. Bu durumu sağlayacak olan ise kontrol parametrelerinin birbirleriyle en iyi uyumu sağlayacak şekilde seçilmesinden gelir.

¹ Araştırma görevlisi, Uçak Müh. Böl., E-posta: m.evren@sivas.edu.tr

² Dr. Öğr. Üyesi, Uçak Müh. Böl., E-posta: hbbilgic@erbakan.edu.tr

YÖNTEM

Sistem Modeli

Bir hava aracının hareketini düzenleyen denklemler, doğrusal olmayan altı adet birleşik diferansiyel denklemden oluşan karmaşık bir kümedir. Bununla birlikte, belirli kabuller altında, bu denklemler doğrusallaştırılabilir ve boylamsal ve yanal denklemlere ayrıştırılabilir [We, Xiong ve Fu, 2015].

$$X - mgS_\theta = m(\dot{u} + qw - rv)$$

$$Y + mgC_\theta S_\phi = m(\dot{v} + ru - pw)$$

$$Z + mgC_\theta C_\phi = m(\dot{w} + pv - qu)$$

Kuvvet denklemleri

$$L = I_x \dot{p} - I_{xz} \dot{r} + qr(I_z - I_y) - I_{xz} pq$$

$$M = I_y \dot{q} + rp(I_x - I_z) - I_{xz}(p^2 - r^2)$$

$$N = -I_{xz} \dot{p} - I_z \dot{r} + pq(I_y - I_x) - I_{xz} qr$$

Moment denklemleri

Uçağın ideal bir rijit cisim olduğunu varsayalım, kanat malzemesinin elastiklik derecesini dikkate almayın, dönme ataletinin niteliğinin bir fonksiyonu olduğunu, gövdenin dikey eksenini kapsamında ağırlık merkezi konumunun değiştiğini, uçağın sabit durumda olduğunu varsayalım. Sabit hız ve yükseklikte seyir halindeyken, yunuslama açısındaki bir değişiklik hiçbir koşulda uçağın hızını değiştirmeyecektir [Luo, 2012]. Bu varsayımlar altında uçağın boyuna hareket denklemleri aşağıdaki gibi yazılabilir;

$$\begin{aligned} \dot{\alpha} &= \mu\Omega\sigma[-(C_L - C_D)\alpha + \frac{1}{(\mu - C_L)}q - (C_W \sin \gamma)\theta + C_l] \\ \dot{q} &= \frac{\mu\Omega}{2i_{yy}}\{[C_M - \eta(C_L - C_D)]\alpha + [C_M + \alpha C_M(1 - \mu C_L)]q + (\eta C_W \sin \gamma)\delta\} \\ \dot{\theta} &= \Omega q \end{aligned}$$

Burada, α hücum açısı, q yunuslama oranı, θ yunuslama açısı, δ elevatör sapma açısı, C_l taşıma katsayısı, C_D sürükleme katsayısı, C_W ağırlık katsayısı, C_M yunuslama momenti katsayısı, γ uçuş yörünge açısı, i_{yy} normalize edilmiş eylemsizlik momentidir.

Uçak Girdileri

Lockheed JetStar uçağının iki ayrı koşulda, referans yunuslama açısına vereceği sistem cevabı irdelenmiştir. Uçak girdileri 'Uçuş Kararlılığı ve Otomatik Kontrol' kitabından alındı [Nelson, 1998].

$$W = 38200 \text{ lb} = 1187.3 \text{ slugs}$$

$$I_x = 118773 \text{ slugs.ft}^2$$

$$I_y = 135869 \text{ slugs.ft}^2$$

$$I_z = 243504 \text{ slugs. ft}^2$$

$$S = 542.5 \text{ ft}^2$$

$$b = 53.75 \text{ ft}$$

$$\bar{c} = 10.93 \text{ ft}$$

1. Koşul

Mach=0.2 İrtifa=deniz seviyesi, bu koşullarda uçağın transfer fonksiyonu;

$$a = \sqrt{\gamma \cdot R \cdot T} = \sqrt{1.4 \cdot 287 \cdot 288.16} = 340.3 \frac{m}{s}$$

$$u_0 = M \cdot a = 0.2 \cdot 340.3 = 68.06 \frac{m}{s} = 223.24 \frac{ft}{s}$$

$$Q = 0.5 \cdot 0.002377 \cdot 223.24^2 = 59.23 \frac{lb}{ft^2}$$

$$QS = 32132.38 \text{ lb}$$

$$QS\bar{c} = 351206.96 \text{ ft. lb}$$

$$\frac{\bar{c}}{2u_0} = 0.0244 \text{ s}$$

Uçak kararlılık türevleri;

U türevleri

$$X_u = -\frac{(C_{D_u} + C_{D_0})QS}{u_0 m} = -\frac{(0.0 + 2 \cdot 0.095)(32132.38)}{223.24 \cdot 1187.3} = -0.023$$

$$Z_u = -\frac{(C_{L_u} + 2C_{L_0})QS}{u_0 m} = -\frac{(0.0 + 2 \cdot 0.737)(32132.38)}{223.24 \cdot 1187.3} = -0.178$$

$$M_u = 0$$

w türevleri

$$X_w = -\frac{(C_{D_\alpha} - C_{L_0})QS}{u_0 m} = -\frac{(0.75 + 0.737)(32132.38)}{223.24 \cdot 1187.3} = -0.0016$$

$$Z_w = -\frac{(C_{L_\alpha} + C_{D_0})QS}{u_0 m} = -\frac{(5 + 0.095)(32132.38)}{223.24 \cdot 1187.3} = -0.617$$

$$M_w = -\frac{C_{m_\alpha} QS\bar{c}}{u_0 I_y} = -\frac{(-0.80)(351206.96)}{223.24 \cdot 135869} = -0.0092$$

\dot{w} türevleri

$$M_{\dot{w}} = -\frac{C_{m\dot{\alpha}} \left(\frac{\bar{c}}{2u_0} \right) QS\bar{c}}{u_0 I_y} = -\frac{(-3)(0.0244)(351206.96)}{223.24 * 135869} = -0.00085$$

$$X_{\dot{w}} = 0$$

$$Z_{\dot{w}} = 0$$

q türevleri

$$M_q = -\frac{C_{m_q} \left(\frac{\bar{c}}{2u_0} \right) QS\bar{c}}{u_0 I_y} = -\frac{(-8)(0.0244)(351206.96)}{223.24 * 135869} = -0.5062$$

$$X_q = 0$$

$$Z_q = 0$$

Diğer türevler

$$M_{\delta_e} = \frac{C_{m_{\delta_e}} (QS\bar{c})}{I_y} = \frac{(-0.81)(351206.96)}{135869} = -2.069$$

$$z_{\delta_e} = \frac{C_{z_{\delta_e}} QS\bar{c}}{m} = \frac{(-0.81)(351206.96)}{1187.3} = -10.8253, (C_{z_{\delta_e}} = -C_{L_{\delta_e}})$$

$$M_{\alpha} = u_0 * M_w = 223.24 * (-0.0092) = -2.054$$

$$Z_{\alpha} = u_0 * Z_w = 223.24 * (-0.617) = -137.739$$

$$M_{\dot{\alpha}} = u_0 * M_{\dot{w}} = 223.24 * (-0.00085) = -0.1898$$

Uzunlamasına hareket denklemi;

Phugoid(uzun-periyot)

$$\frac{\Delta\theta_{(s)}}{\Delta\delta_{e(s)}} = \frac{-\frac{Z_{\delta_e}}{u_0} * s + \left(\frac{X_u Z_{\delta_e}}{u_0} - \frac{Z_u X_{\delta_e}}{u_0} \right)}{s^2 - X_u s - \frac{Z_u g}{u_0}}$$

$$\frac{\Delta\theta_{(s)}}{\Delta\delta_{e(s)}} = \frac{0.0485 * s + 0.0011}{s^2 + 0.023s + 0.02567}$$

Servo motor transfer fonksiyonu

$$\frac{\delta_e}{v} = \frac{k_a}{\tau s + 1}$$

$$\frac{\delta_e}{v} = \frac{10}{s + 10}$$

2. Koşul

Mach=0.8 İrtifa=40,000 ft , bu koşullarda uçağın transfer fonksiyonu;

$$a = \sqrt{\gamma \cdot R \cdot T} = \sqrt{1.4 \cdot 287 \cdot 216.66} = 295 \frac{m}{s}$$

$$u_0 = M \cdot a = 0.8 \cdot 295 = 236,04 \frac{m}{s} = 774.2 \frac{ft}{s}$$

$$Q = 0.5 \cdot 0.000587 \cdot 774.2^2 = 175.92 \frac{lb}{ft^2}$$

$$QS = 95436.43 \text{ lb}$$

$$QS\bar{c} = 1043120.18 \text{ ft} \cdot \text{lb}$$

$$\frac{\bar{c}}{2u_0} = 0.007 \text{ s}$$

Uçak kararlılık türevleri;

U türevleri

$$X_u = -\frac{(C_{D_u} + C_{D_0})QS}{u_0 m} = -\frac{(0.0 + 2 \cdot 0.04)(95436.43)}{774.2 \cdot 1187.3} = -0.0089$$

$$Z_u = -\frac{(C_{L_u} + 2C_{L_0})QS}{u_0 m} = -\frac{(0.0 + 2 \cdot 0.4)(95436.43)}{774.2 \cdot 1187.3} = -0.0893$$

$$M_u = 0$$

w türevleri

$$X_w = -\frac{(C_{D_\alpha} - C_{L_0})QS}{u_0 m} = -\frac{(0.6 - 0.4)(95436.43)}{774.2 \cdot 1187.3} = -0.0207$$

$$Z_w = -\frac{(C_{L_\alpha} + C_{D_0})QS}{u_0 m} = -\frac{(6.5 + 0.04)(95436.43)}{774.2 \cdot 1187.3} = -0.6790$$

$$M_w = -\frac{C_{m_\alpha} QS\bar{c}}{u_0 I_y} = -\frac{(-0.72)(1043120.18)}{774.2 \cdot 135869} = -0.0071$$

\dot{w} türevleri

$$M_{\dot{w}} = -\frac{C_{m_{\dot{\alpha}}} \left(\frac{\bar{c}}{2u_0}\right) QS\bar{c}}{u_0 I_y} = -\frac{(-0.4)(0.007)(1043120.18)}{774.2 \cdot 135869} = -0.000028$$

$$X_{\dot{w}} = 0$$

$$Z_{\dot{w}} = 0$$

q türevleri

$$M_q = -\frac{C_{m_q} \left(\frac{\bar{c}}{2u_0} \right) QS\bar{c}}{u_0 I_y} = -\frac{(-0.92)(0.007)(1043120.18)}{774.2 * 135869} = -0.0499$$

$$X_q = 0$$

$$Z_q = 0$$

Diğer türevler

$$M_{\delta_e} = \frac{C_{m_{\delta_e}}(QS\bar{c})}{I_y} = \frac{(-0.88)(1043120.18)}{135869} = -6.7561$$

$$z_{\delta_e} = \frac{C_{z_{\delta_e}} QS\bar{c}}{m} = \frac{(-0.44)(1043120.18)}{1187.3} = -35.3676, (C_{z_{\delta_e}} = -C_{L_{\delta_e}})$$

$$M_{\alpha} = u_0 * M_w = 774.2 * (-0.0071) = -5.4968$$

$$Z_{\alpha} = u_0 * Z_w = 774.2 * (-0.6790) = -525,6818$$

$$M_{\dot{\alpha}} = u_0 * M_{\dot{w}} = 774.2 * (-0.000028) = -0.0216$$

Uzunlamasına hareket denklemi;

Phugoid(uzun-periyot)

$$\frac{\Delta\theta_{(s)}}{\Delta\delta_{e(s)}} = \frac{-\frac{Z_{\delta_e}}{u_0} * s + \left(\frac{X_u Z_{\delta_e}}{u_0} - \frac{Z_u X_{\delta_e}}{u_0} \right)}{s^2 - X_u s - \frac{Z_u g}{u_0}}$$

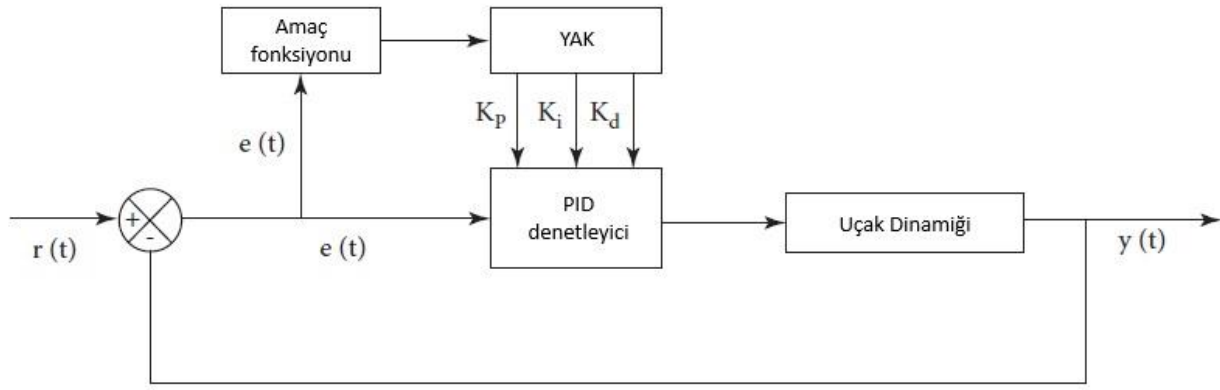
$$\frac{\Delta\theta_{(s)}}{\Delta\delta_{e(s)}} = \frac{0.0456 * s + 0.0004}{s^2 + 0.0083s + 0.00345}$$

Servo motor transfer fonksiyonu

$$\frac{\delta_e}{v} = \frac{10}{s + 10}$$

YAK Tabanlı PID Denetleyici Tasarımı

Geleneksel yöntemlerle ayarlanan PID parametrelerinin, hassas sistem cevapları istenen durumlarda yeterli olmadığı bilinmektedir. Bunun gibi durumlarda optimizasyon tekniklerinin kullanımı sistem cevabını iyileştirmektedir. Kontrolör parametrelerinin uygunluğu, kontrolörün kalitesi üzerinde önemli bir etkiye sahiptir. Modern endüstrinin gelişmesiyle birlikte, geleneksel PID kontrolör artık yüksek mertebeli, zaman gecikmeli ve doğrusal olmayan kontrol sistemlerinin gereksinimlerini karşılayamamakla birlikte, artık modern endüstrinin kullanımına da tam olarak uyum sağlayamamaktadır. Bu nedenle mühendislik uygulamaları için güncel ve verimli bir PID parametre optimizasyon tekniği üzerinde çalışmak önemlidir [Du vd, 2022]. Bu çalışmada Yapay Arı Kolonisi Algoritması kullanılarak PID parametreleri optimize edilmiştir.



Şekil 1: Sistem Blok Diyagramı

PID

Kontrol alanında çeşitli yeni kontrolörlerin ortaya çıkmasına rağmen PID kontrolörleri, basit yapıları, kolay uygulanmaları ve dayanıklı(robust) oluşları ile diğerlerine göre baskın konumdadır.

İşlem tesisinden gelen bir geri besleme sinyali, bir ayar noktası veya referans sinyali $u(t)$ ile karşılaştırılır ve karşılık gelen hata sinyali $e(t)$, PID algoritmasına beslenir. Algoritmadaki oransal, integral ve türev kontrol hesaplamalarına göre, kontrolör, tesis kontrol cihazlarına uygulanan bir kombine yanıt veya kontrollü çıktı üretir. PID transfer fonksiyonu aşağıdaki gibi yazılabilir;

$$u(t) = k_p e(t) + k_i \int e(t) dt + k_d \frac{de}{dt}$$

Yapay Arı Kolonisi Algoritması

Yapay Arı Kolonisi (ABC) algoritması sayısal problemlerin optimizasyonu için önerilmiş, arıların yiyecek arama davranışlarından esinlenen bir popülasyon tabanlı yapay sezgisel yaklaşımdır [Karaboğa, 2005].

YAK'da, yapay arı kolonisi üç grup arı içerir: belirli gıda kaynaklarıyla ilişkili çalışan arılar, bir gıda kaynağı seçmek için kovan içindeki çalışan arıların dansını izleyen izleyici arılar ve rastgele gıda kaynakları arayan gözcü arılar. Hem izleyiciler hem de gözcüler işsiz arılar olarak da adlandırılır. Başlangıçta, tüm besin kaynağı konumları gözcü arılar tarafından keşfedilir. Daha sonra, gıda kaynaklarının nektarı çalışan arılar ve gözcü arılar tarafından sömürülür ve bu sürekli sömürü sonunda tükenmelerine neden olur. Daha sonra, tükenen besin kaynağını sömüren çalışan arı, bir kez daha başka besin kaynakları arayışına giren bir izci arı haline gelir. Başka bir deyişle, besin kaynağı tükenmiş olan çalışan arı bir izci arı haline gelir. ABC'de, bir besin kaynağının konumu problemin olası bir çözümünü temsil eder ve bir besin kaynağının nektar miktarı ilgili çözümün kalitesine (uygunluğuna) karşılık gelir. Çalışan arıların sayısı besin kaynaklarının (çözümlerin) sayısına eşittir, çünkü her çalışan arı bir ve sadece bir besin kaynağı ile ilişkilidir.

Başlangıçta algoritma, aşağıda gösterildiği gibi ilk popülasyonu oluşturmak için rastgele başlatma kullanır.

Burada $(x_i, i = 1, 2, \dots, SN)$ (SN: popülasyon boyutu), her bir gıda kaynağı, x_i , optimizasyon probleminin bir çözüm vektörü olduğundan, her bir x_i vektörü, amaç fonksiyonunu en aza indirecek şekilde optimize edilecek D adet değişken ($j = 1, 2, \dots, D$) içerir. $rand(0, 1)$ 0 ile 1 arasında rastgele bir sayıyı ve x_{max} ve x_{min} sırasıyla bir bireyin j' ninci boyutunun üst ve alt sınırlarını gösterir.

$$x_i^j = x_{min}^j + rand(0,1)(x_{max}^j - x_{min}^j)$$

Çalışan arılar, hafızalarındaki besin kaynağının (x_i) komşuluğunda daha fazla nektara sahip yeni besin kaynakları (v_i) ararlar. Bir komşu besin kaynağı bulurlar ve ardından karlılığını (uygunluğunu)

değerlendirirler. Örneğin aşağıdaki denklem ile verilen formülü kullanarak komşu besin kaynağını (v_i) belirleyebilirler:

$$v_{ij} = x_{ij} + \varphi_{ij}(x_{ij} - x_{kj})$$

Burada ($k \neq i$) $\in (1, \dots, SN)$ 'den farklı rastgele seçilmiş bir besin kaynağı, bu da yeni aday çözüm ile eskisi arasında sadece bir boyutun değiştiği anlamına gelir. φ , $[-1, 1]$ üzerinde eşit olarak dağılmış rastgele bir sayıdır.

Takip eden aşamada, işçi arı tarafından kovana geri iletilen besin kaynağı bilgisine göre, gözcü arı besin kaynaklarını olasılıksal olarak seçer. Gözcü arı, işçi arılar tarafından sağlanan uygunluk değerleri kullanılarak hesaplanan olasılık değerlerine bağlı olarak bir besin kaynağı seçer. Gözcü arı tarafından x_i 'in seçildiği olasılık değeri p_i , denklem'de verilen ifade kullanılarak hesaplanabilir:

$$p_i = \frac{fit_i}{\sum_{i=1}^{SN} fit_i}$$

Olasılık değerleri hesaplandıktan sonra izleyici arılar rulet tekerleği yöntemi ile seçimi gerçekleştirir. Bu seçim sırasında $[0, 1]$ aralığında bir stokastik sayı üretilir. Bu sayı p_i 'den küçük ise ilgili kaynak bölgede ilk denklem' deki gibi yeni bir çözüm üretilir, çözümün uygunluk değeri hesaplanır ve eski çözüm ile karşılaştırılır. Daha iyi olan çözüm hafızada tutulur. Yeni çözümün seçilmesi durumunda hata sayacı sıfıra ayarlanır, değilse 1 artırılır. Devrenin sonunda bu sayaç her kaynak için kontrol edilir. Eğer bir kaynağın arıza sayacı önceden belirlenmiş sınır değerden yüksekse, bu kaynağın nektarının bittiği anlamına gelir. Böyle bir kaynakta görevli arı gözcü arıya dönüşür ve başka bir besin kaynağı arar [Karaboğa, Akay ve Karaboğa, 2020].

Algoritma içerisinde dört farklı durdurma kriteri kullanıldı. Bunlar; Integral of Time Absolute Error (ITAE), Integral of Square Error (ISE), Integral of Absolute Error (IAE) ve Mean Square Error (MSE) amaç fonksiyonlarıdır.

Integral of time absolute error (ITAE);

$$\int_0^T t|e(t)|dt$$

Hatanın mutlak değeri zaman ile çarpılarak integrale edilir. Geçici yanıt sırasındaki hatanın azaltılması öncelenir.

Integral of square error (ISE);

$$\int_0^T e(t)^2 dt$$

Hatanın karesi integrale edilir. Karesi alındığı için büyük hataların en aza indirilmesi öncelenir.

Integral of absolute error (IAE);

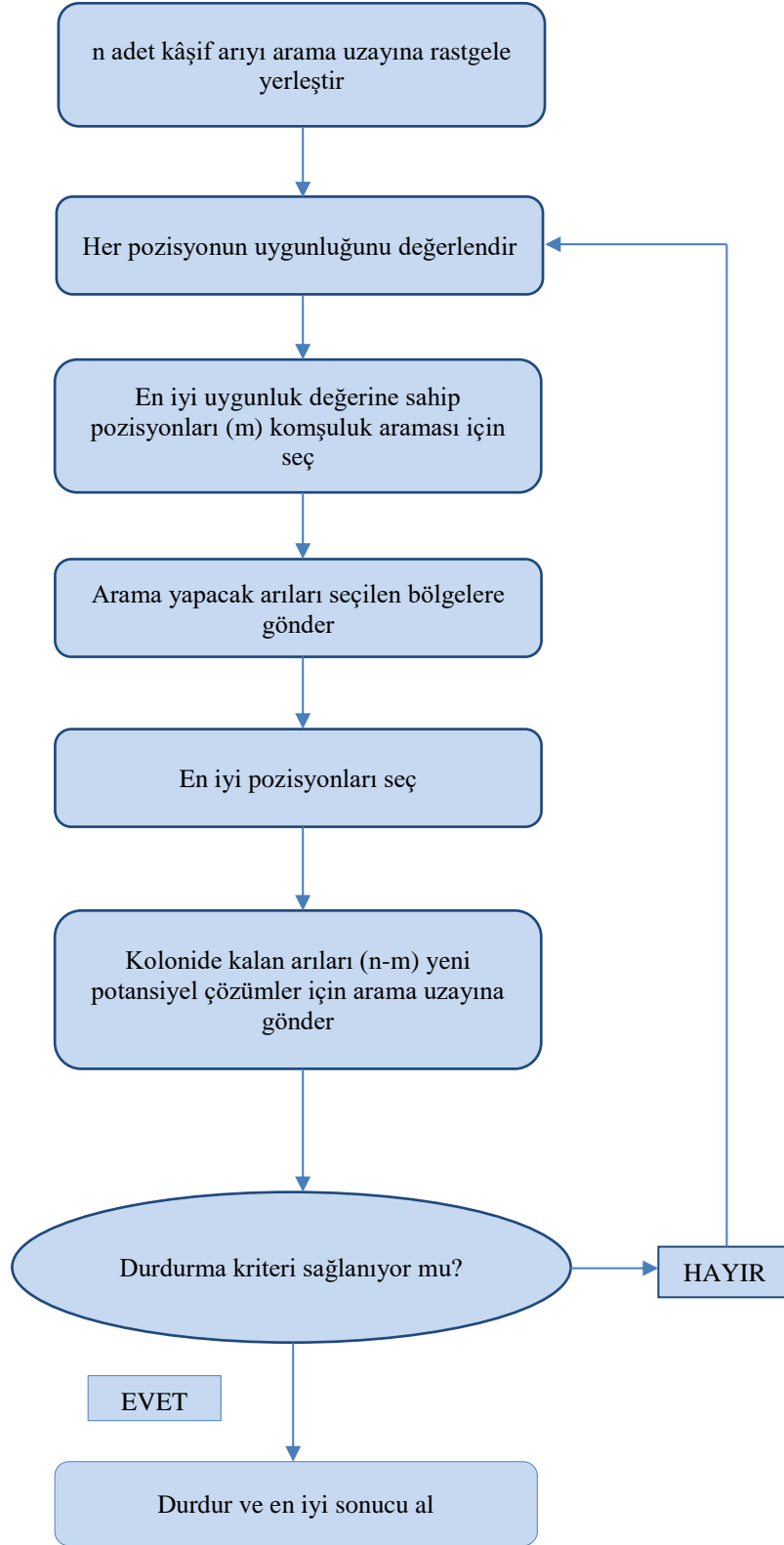
$$\int_0^T |e(t)|dt$$

Hatanın mutlak değeri integrale edilir. Hatanın mutlak değeri alındığı için tüm hatalar eşit önem verilir.

Mean squared error (MSE);

$$1/n \sum_{i=1}^n e(t)^2$$

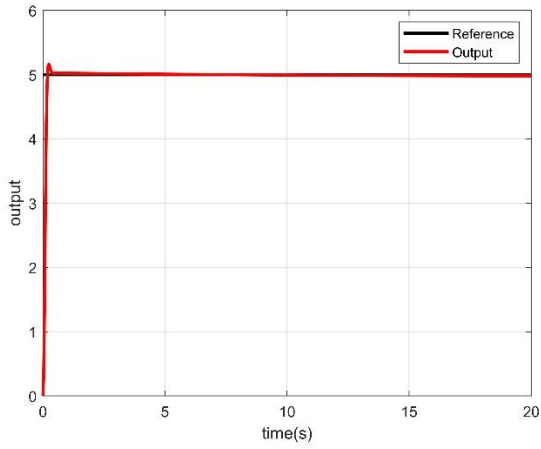
Hatalar karesinin ortalaması alınır.



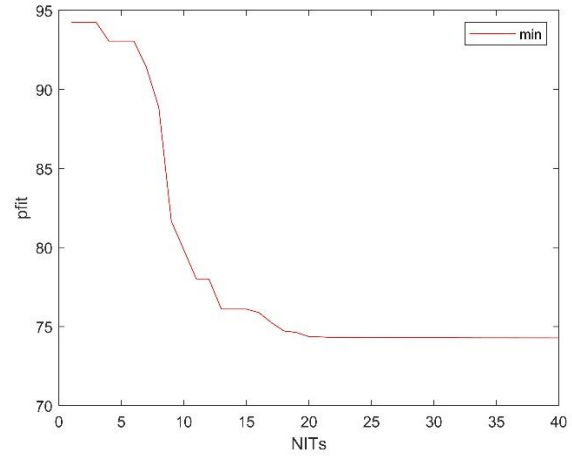
Şekil 2: Yapay Arı Kolonisi Algoritması Çalışma Prensibi

UYGULAMALAR VE DEĞERLENDİRME

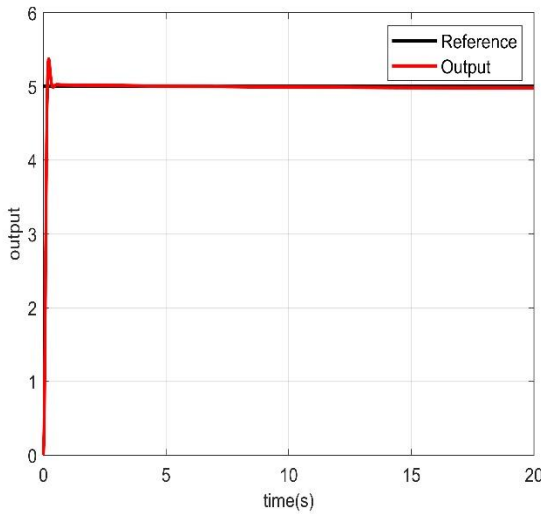
M = 0.2 irtifa : deniz seviyesi



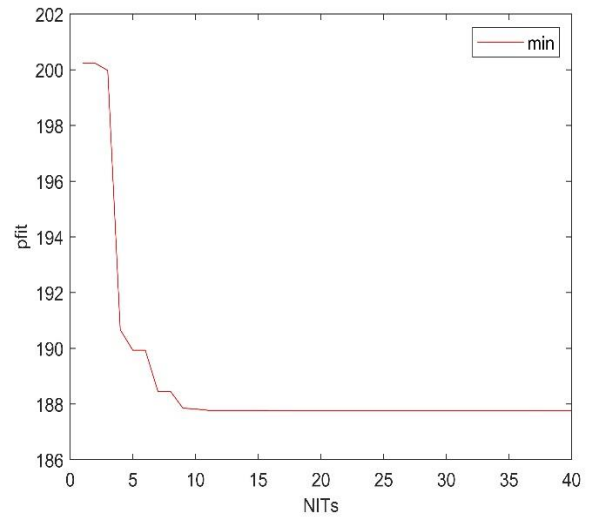
Şekil 3: Sistem cevabı (IAE)



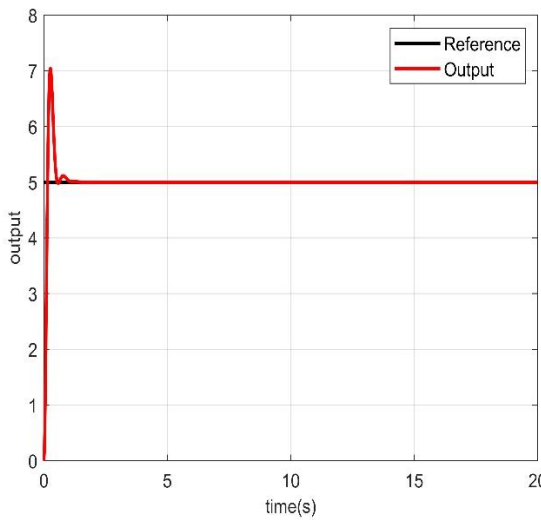
Şekil 4: IAE amaç fonksiyonu



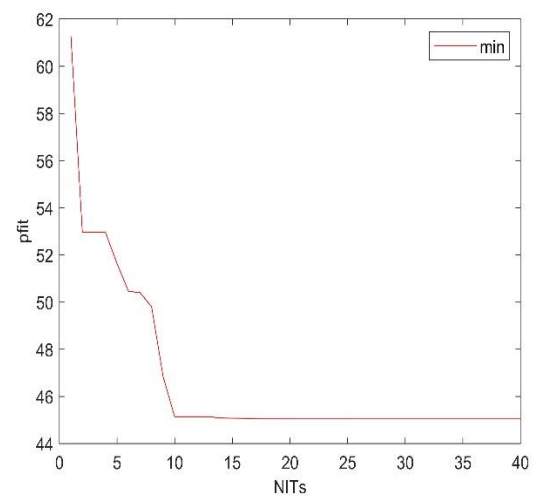
Şekil 5: Sistem cevabı (ISE)



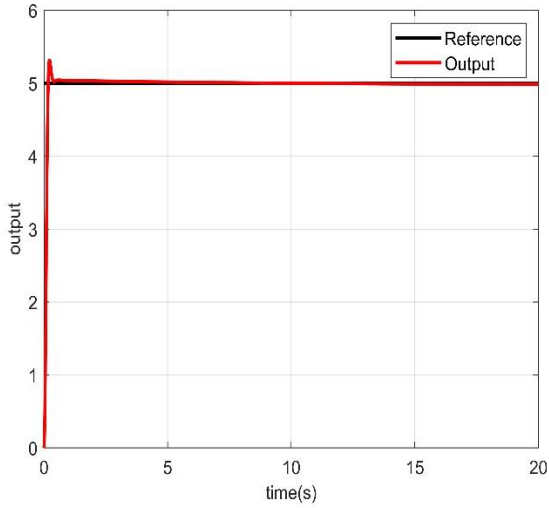
Şekil 6: ISE amaç fonksiyonu



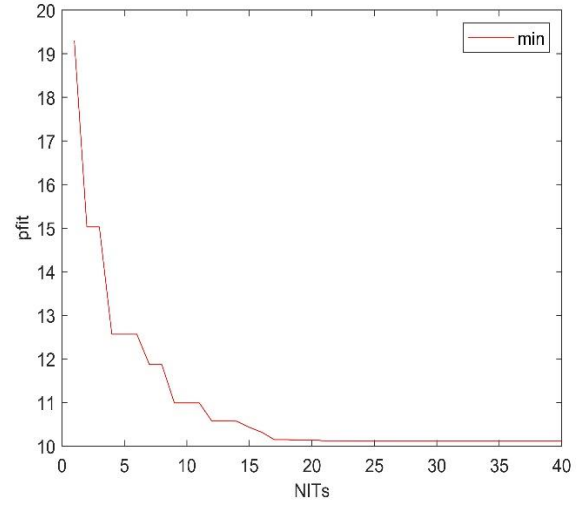
Şekil 7: Sistem cevabı (ITAE)



Şekil 8: ITAE amaç fonksiyonu

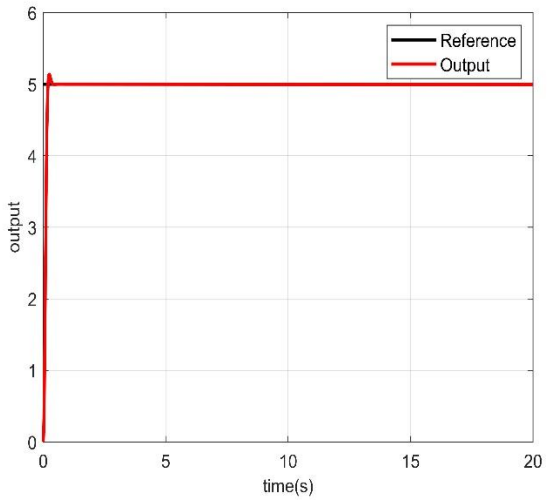


Şekil 9: Sistem cevabı (MSE)

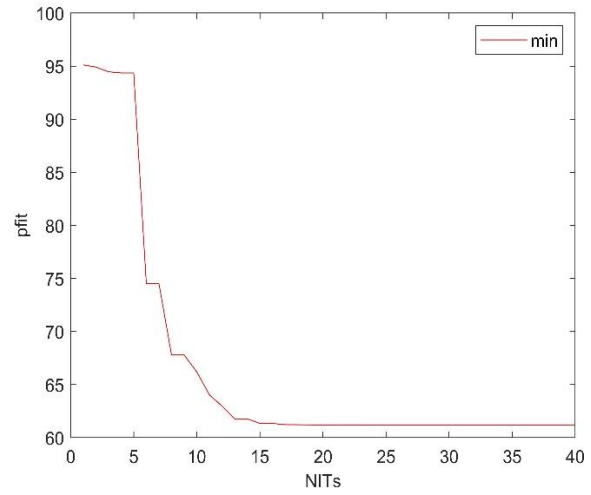


Şekil 10: MSE amaç fonksiyonu

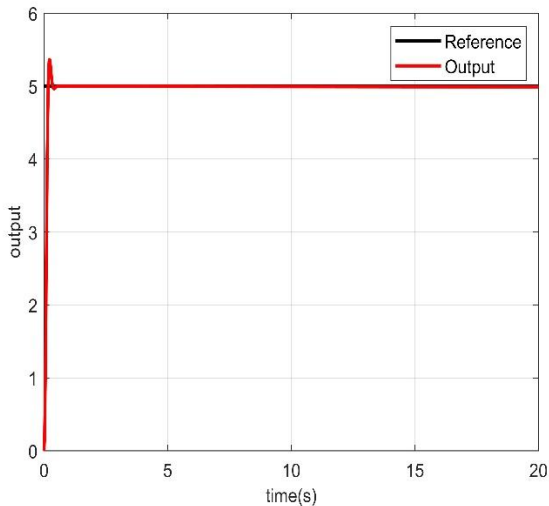
M = 0.8 irtifa: 40000 ft



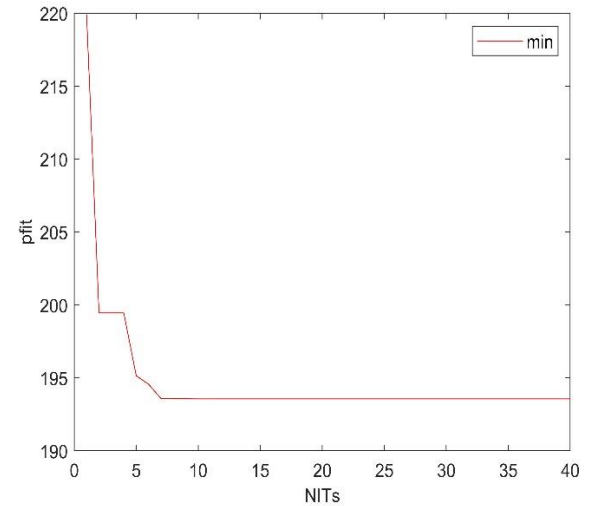
Şekil 11: Sistem cevabı (IAE)



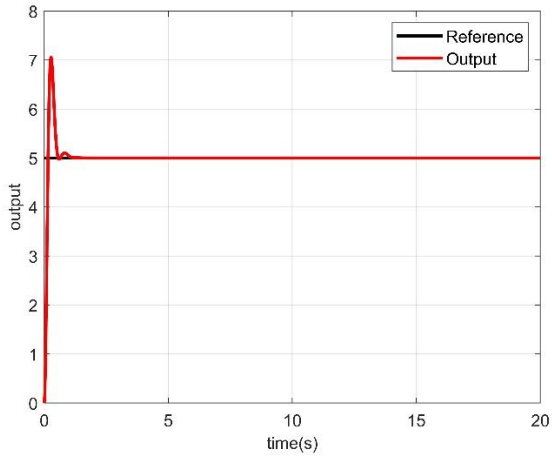
Şekil 12: IAE amaç fonksiyonu



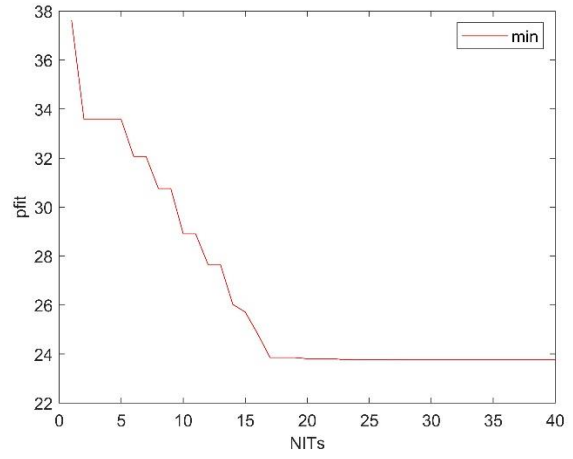
Şekil 13: Sistem cevabı (ISE)



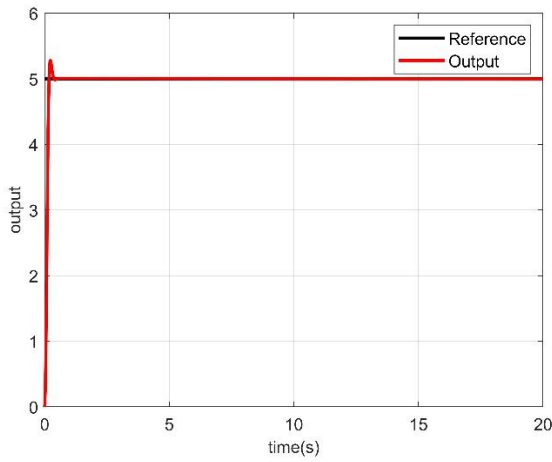
Şekil 14: ISE amaç fonksiyonu



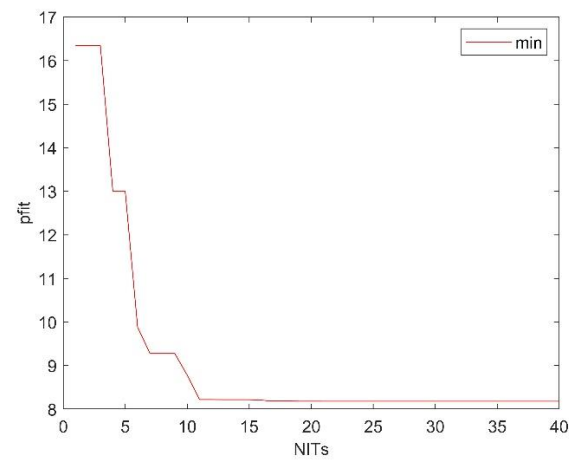
Şekil 15: Sistem cevabı (ITAE)



Şekil 16: ITAE amaç fonksiyonu



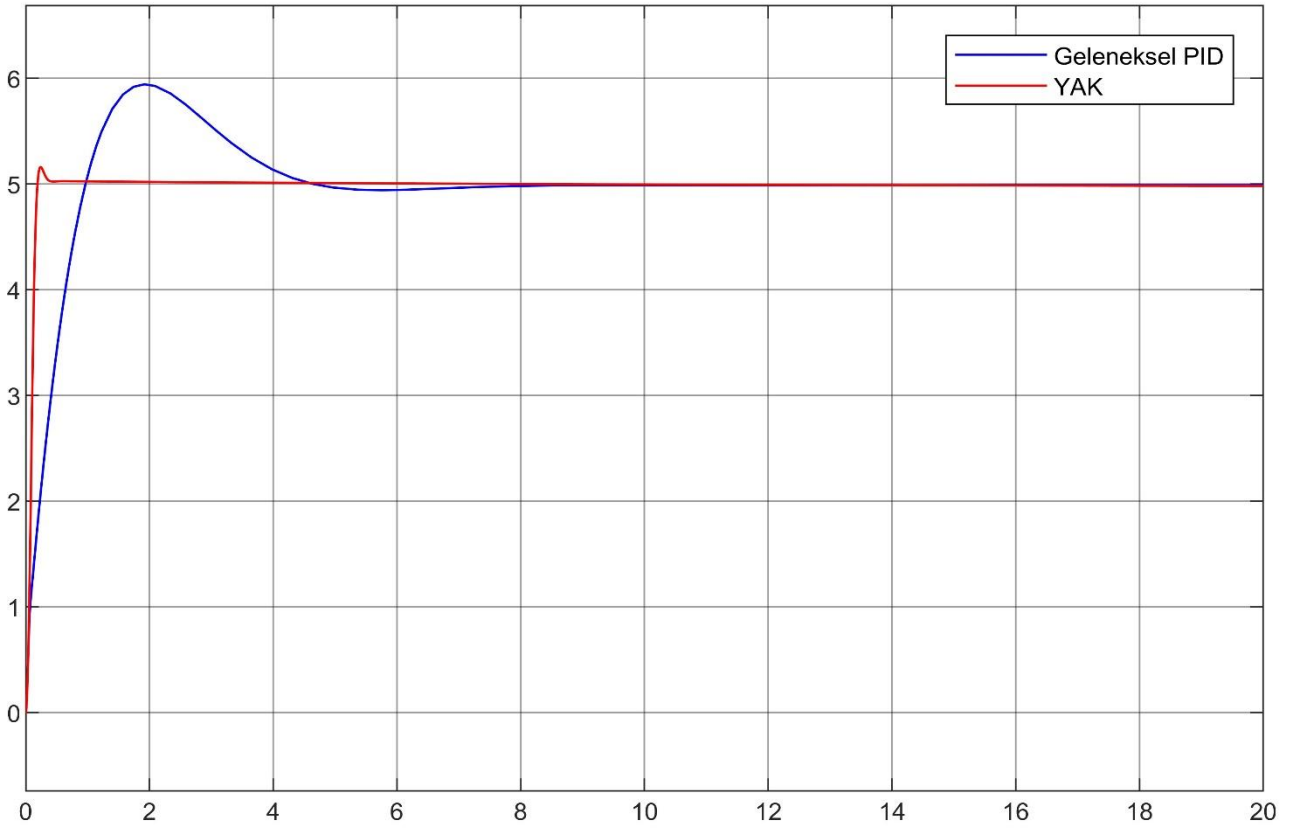
Şekil 17: Sistem cevabı (MSE)



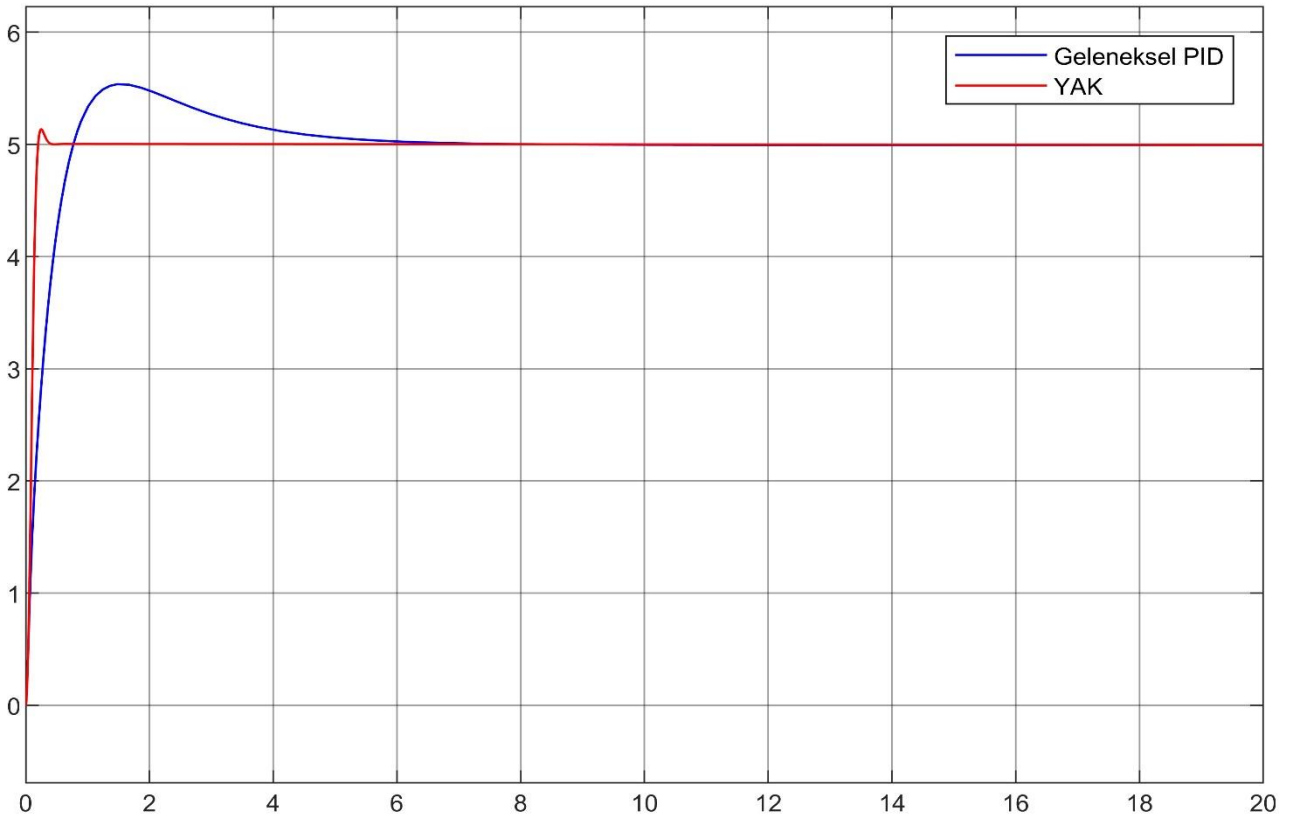
Şekil 18: MSE amaç fonksiyonu

M = 0.2, deniz seviyesi	Yükselme zamanı	Oturma zamanı	Aşım miktarı
IAE	0.114 s	1.74 s	%3.646
ISE	0.106 s	1.56 s	%6.96
ITAE	0.098 s	1.85 s	%42.25
MSE	0.108 s	2.73 s	%5.851
Geleneksel PID	0.735 s	9.4 s	%19.880

M = 0.8, 40000ft	Yükselme zamanı	Oturma zamanı	Aşım miktarı
IAE	0.12 s	1.52 s	%2.57
ISE	0.11 s	1.6 s	%6.98
ITAE	0.102 s	1.82 s	%42.143
MSE	0.112 s	1.43 s	%5.851
Geleneksel PID	0.538 s	8.5 s	%10.556



Şekil 19: Geleneksel yöntem ve YAK algoritması sistem cevapları ($M=0.2$)



Şekil 19: Geleneksel yöntem ve YAK algoritması sistem cevapları ($M=0.8$)

SONUÇ

Bu makale, basitleştirilmiş bir dinamik model bilgisine dayalı olarak, bir hava aracının otopilot kontrolünün sentezine yönelik bir yaklaşım önermektedir. Bir uzunlamasına hareket prosedürü için PID kontrolünü optimize etmeyi amaçlayan sezgisel algoritma odaklı kontrol tasarım yöntemi kullanılmıştır. ISE, IAE, MSE ve ITAE gibi farklı performans indeksleri ile optimize edilen Yapay Arı Kolonisi Algoritması tabanlı PID kontrolörü, geleneksel PID kontrolörlerinden daha yüksek performans indekslerine sahiptir. Yapay Arı Kolonisi Algoritması tabanlı PID kontrolörde geleneksel PID'e göre daha düşük yerleşme zamanı ve daha düşük aşım miktarı görülmüştür. En iyi sistem cevapları, her iki koşulda da, IAE durdurma kriteri kullanılarak alınmıştır. Sonuç olarak, PID kontrolörünün performansını artırmak için yardımcı olarak sezgisel bir optimizasyon yaklaşımı kullanmanın iyi bir tamamlayıcı çözüm olduğu görülmüştür.

Kaynaklar

- Du, H., Liu, P., Cui, Q., Ma, X., Wang, H. ve Cho, S. Y., 2022. *PID Controller Parameter Optimized by Reformative Artificial Bee Colony Algorithm*, Journal of Mathematics, s. 1-16
- Karaboğa, D., 2005. *An idea based on honey bee swarm for numerical optimization, Stability and Automatic Control*, Technical Report-TR06, Erciyes University, Engineering Faculty, Computer Engineering Department.
- Karaboğa, D., Akay, B. ve Karaboğa, N., 2020. *A survey on the studies employing machine learning (ML) for enhancing artificial bee colony (ABC) optimization algorithm*, Cogent Engineering, 7:1, 1855741
- Luo, Y., 2012. *Simulation Study on Aircraft Autopilot Pitch Control System*, Journal of civil aviation flight university of China, 3, s. 24-27.
- Nelson, R.C., 1998. *Flight Stability and Automatic Control*, McGraw Hill, Second Edition, s. 281.
- We, D., Xiong, H. ve Fu, J., 2015. *Aircraft autopilot pitch control based on Fuzzy Active Disturbance Rejection Control*, IEEE Conference on Industrial Informatics Computing Technology Intelligent Technology Industrial Information Integration (ICIICII), s. 144-147.