Dicle University Journal of Engineering (DUJE)
web: http://dergipark.gov.tr/dumf

Araştırma Makalesi / Research Article

Henry Gaz Çözünürlük Optimizasyonu ile Uçak Eğim Kontrol Sistemi için Etkin Kontrolör Tasarımı

Efficient Controller Design for Aircraft Pitch Control System Using Henry Gas Solubility Optimization

Veysi Kaçtı[1], Serdar Ekinci[2*], Davut İzci[3]

[1] Batman Üniversitesi, Elektrik Elektronik Mühendisliği Bölümü, Batman, veysikacti@gmail.com https://orcid.org/0000-0003-2244-3200
[2] Batman Üniversitesi, Bilgisayar Mühendisliği Bölümü, Batman, serdar.ekinci@batman.edu.tr https://orcid.org/0000-0002-7673-2553
[3] Batman Üniversitesi, Elektronik ve Otomasyon Bölümü, Batman, davut.izci@batman.edu.tr https://orcid.org/0000-0001-8359-0875

MAKALE BİLGİLERİ

Makale geçmişi:

Geliş: 26 Mart 2020
Düzeltme: 12 Mayıs 2020
Kabul: 1 Haziran 2020

Anahtar kelimeler:

Sezgisel-üstü algoritmalar, uçak eğim kontrol sistemi, PID kontrolör

ÖZET

Bu çalışma ile sezgisel-üstü algoritmalardan olan Henry gaz çözünürlük optimizasyonu (HGSO) kullanılarak oransal, integral ve türevsel (PID) bir kontrolöre ait parametreler bir uçağın alçalma/yükselme (eğim) açısına ait sistemin kontrolü için optimum olacak şekilde ayarlanmıştır. Kullanılan bu yaklaşım literatürde ilk defa önerilmekte olup, sistemin performans analizi için istatistiksel test, geçici hal cevabı, kutup-sıfır haritası ve bode gibi analizler gerçekleştirilmiştir. Söz konusu bu analizler aynı zamanda literatürde son beş yıl içinde yayınlanmış ve oldukça etkili olduğu gösterilmiş olan sinüs kosinüs algoritması (SCA) ve çekirge optimizasyon algoritması (GOA) gibi diğer sezgisel-üstü algoritmalar ile ayarlanmış PID kontrolörler ile de kıyaslanmıştır. Karşılaştırmalar neticesinde, bu çalışma ile önerilen HGSO ayarlı PID kontrolörün uçak eğim açısı kontrol sistemi için diğer güncel ve etkili olan sezgisel-üstü algoritmalar ile ayarlanmış PID kontrolörlerine göre daha etkili olduğu ve iyi bir performansa sahip olduğu görülmüştür.

Doi: 10.24012/dumf.709449

ARTICLE INFO

Article history:

Received: 26 March 2020
Revised: 12 May 2020
Accepted: 1 June 2020

Keywords:

Meta-heuristic algorithms, Aircraft pitch control system, PID controller

ABSTRACT

In this study, Henry gas solubility optimization (HGSO) algorithm has been proposed as a novel meta-heuristic algorithm to tune PID parameters optimally for an aircraft pitch control system. This is the first time ever that such an approach is being used since it has not been proposed in the literature previously. To evaluate the performance of the proposed approach several analyses have been carried out such as statistical test analysis, transient response analysis, pole-zero map analysis and bode analysis. Also, the effectiveness of the HGSO tuned PID controller was verified through comparisons with other recent and effective meta-heuristic algorithms based PID controllers such as sine-cosine algorithm (SCA) tuned and grasshopper optimization algorithm (GOA) tuned PID controllers. The comparisons have confirmed the effectiveness and superiority of the proposed HGSO tuned PID controller over other stated mechanisms for controlling the pitch angle of an aircraft.

* Sorumlu yazar / Correspondence
Serdar EKİNCİ
✉ serdar.ekinci@batman.edu.tr

Please cite this article in press as V. Kaçtı, S. Ekinci, D. İzci, "Efficient Controller Design for Aircraft Pitch Control System Using Henry Gas Solubility Optimization", DUJE, vol. 11, no. 3, pp. 953-964, September 2020.

Giriş

Bir uçağın uçuş kontrol sisteminin amacı güvenli ve ekonomik bir operasyon sağlamaktır. Böylece, istenen uçuş görevleri beklenmedik olaylar altında bile gerçekleştirilebilir. Uçuşun başladığı ilk zamanlarda, bir uçuş kontrol sisteminin temel endişesi güvenlikti. Şuan için gelinen noktada uçuş sayısı ve seyahat için uçak kullanan kişi sayısı arttığı için güvenlik daha da önemli bir hal almaya başlamıştır [1].

Genel olarak bir uçak, kanatçık, dümen ve havalanma gibi kontrol yüzeylerini kontrol ederek üç boyutlu bir düzlemde uçar. Bu kontrol yüzeyleri uçağın yalpalanma, eğim ve sapma eksenlerindeki hareketini kontrol eder. Kaldırıcılar genellikle bir uçağın kuyruğuna yerleştirilir ve uçağın eğimini ve dalma açısını değiştirerek bir uçağın yönünü kontrol eder [1], [2].

Doğrusal olmayan, zamanla değişen ve belirsiz uçuş dinamikleri nedeniyle, uçuş kontrol sistemlerinin tasarımı karmaşıktır. Bu sebeple, belli uçuş koşulları baz alınarak uçak dinamiği doğrusal hale getirilip, lineer olmayan bu sistemler lineer kontrolörler ile kontrol edilmeye çalışılmaktadır. Uçuş dinamiğinde doğrusal olmama ve belirsizlik gibi etkenlerden dolayı geleneksel kontrolörlerin kullanımı istenen performans ve kararlılığı sağlayamamaktadır. Bu yüzden geleneksel kontrolörleri kullanmak yerine H∞ [3], temel radyal fonksiyonlu sinirsel [4], uyarmalı sinirsel [5], kendinden ayarlı bulanık PID [6], bulanık mantık [7] ve kayan kipli [8] gibi kontrolörler kullanılmaktadırlar.

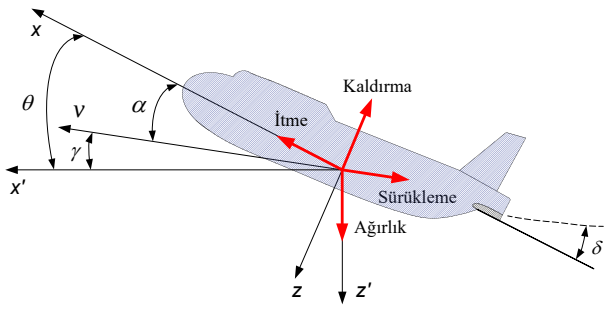
Eğim (alçalma/yükselme) açısı, bir uçağın kalkışında ve inişinde önemli bir rol oynar. Son yıllarda, genetik algoritma [9], parçacık sürü optimizasyonu [2], [10], arı algoritması [11], yarasa algoritması [12] ve bakteriyel yemleme optimizasyonu [2] gibi birçok sezgisel-üstü optimizasyon tekniği bir uçağın alçalma/yükselme açısını kontrol etmek için kullanılmıştır.

Henry gaz çözünürlüğü optimizasyonu (HGSO), Henry'nin sıvı ortamdaki gaz çözünürlüğü davranışını ifade etmek için ortaya koyduğu kanunu taklit ederek meydana getirilmiş fizik tabanlı bir algoritma olup çeşitli test fonksiyonları ve üç adet de gerçek dünya optimizasyon problemi üzerinde başarıyla test edilmiştir [13]. Söz konusu bu algoritma aynı zamanda motif keşif problemi [14], otomobil fren bileşenlerinin optimum yapısal tasarımı [15] ve özellik seçimi [16] için de kullanılmıştır.

Bu çalışmada, bir uçağın eğim açısının kontrolü için HGSO algoritması ile PID kontrolörün ayarlanmasına odaklanılmaktadır. Bu noktada belirtilmesinde fayda görülen husus; bu alanda bu çalışmaya benzer bir tarzda çalışmanın daha önce literatürde önerilmemiş olmasıdır. Bu sebeple söz konusu önerilen HGSO tabanlı PID kontrolörün etkinliğini gösterebilmek adına, güncel sezgisel-üstü algoritmalardan sinüs kosinüs algoritması (SCA) ve çekirge sürüsü optimizasyon algoritması (GOA) ayarlı PID kontrolörlerle karşılaştırılmıştır. Karşılaştırmalı analizler, alçalma/yükselme kontrol sisteminin kararlılığının HGSO algoritması sayesinde daha da iyileştirilebilmesinin mümkün olduğunu göstermiştir.

Alçalma/Yükselme Açısı: Sistem Modelleme

Bir uçağın hareketini düzenleyen denklemler, çok karmaşık yapıda altı adet doğrusal olmayan birleştirilmiş diferansiyel denklem setinden meydana gelmektedir. Bazı varsayımlar altında bu denklemler ayrıştırılabilir; uzunlamasına ve yanal denklemler olarak lineer hale de getirilebilir. Bir uçağın alçalma/yükselme açısı boyuna bir dinamiğe sahip olduğundan, söz konusu hareketler bu dinamikler ile kontrol edilmektedir. Bir uçağa etki eden temel kuvvetler ve koordinat eksenleri Şekil 1'de gösterilmiştir [17].



Şekil 1. Uçağa etkiyen temel kuvvetler
Figure 1. Basic forces acting on an aircraft

Sabit yükseklik ve hız ile seyir halinde olan bir uçağın itme, sürükleme, ağırlık ve kaldırma kuvvetleri birbirlerini x ve y yönlerinde dengeler. Ayrıca, eğim açısındaki bir değişikliğin uçağın hızını değiştirmeyeceğini varsayarsak (gerçekte böyle bir durum söz konusu değildir ancak burada problemi biraz daha basitleştirmek adına böyle bir varsayımda bulunulmaktadır), uçak için boyuna hareket denklemleri aşağıdaki gibi yazılabilir [17].

$$\frac{d\alpha}{dt} = \mu\Omega\sigma[-(C_L + C_D)\alpha + \frac{1}{\mu - C_L}q - (C_M sin\gamma)\theta + C_L] \quad (1)$$

$$\frac{dq}{dt} = \frac{\mu\Omega}{2i_{yy}}[[C_m - \eta(C_L + C_D)]\alpha + [C_M + \sigma C_M(1 - \mu C_L)]q + (\eta C_W sin\gamma)\delta] \quad (2)$$

$$\frac{d\theta}{dt} = \Omega q \quad (3)$$

Bu denklemlerde C_T, C_D, C_L, C_W ve C_M sırasıyla itme, sürükleme, taşıma, ağırlık ve moment sabitleridir. μ havanın yoğunluğuna bağlı ve Ω ise uçuş denge hızına bağlı sabitlerdir [17]. Yukarıda bahsi geçen sistemde giriş, havalanma sapma açısı δ ve çıkış, uçağın eğim açısı θ olacaktır. Yukarıda verilen denklemleri basitleştirmek adına bazı sayısal değerler ekleyerek transfer fonksiyonunu bulabiliriz [17].

$$\frac{d\alpha}{dt} = -0.313\alpha + 56.7q + 0.232\delta \quad (4)$$

$$\frac{dq}{dt} = -0.0139\alpha - 0.426q + 0.0203\delta \quad (5)$$

$$\frac{d\theta}{dt} = 56.7q \quad (6)$$

Bu değerler Boeing'in ticari uçaklarından birinden elde edilen verilerden alınmıştır [18]. Yukarıdaki sistemin transfer fonksiyonunu bulmak için söz konusu denklemlerin Laplace dönüşümü alınmalıdır. Yukarıdaki denklemlerin Laplace dönüşümü aşağıda gösterilmektedir.

$$sA(s) = -0.313A(s) + 56.7Q(s) + 0.232\Delta(s) \quad (7)$$

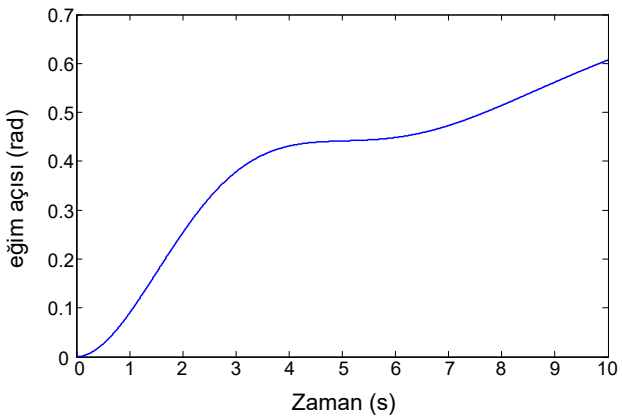
$$sQ(s) = -0.0139A(s) - 0.426Q(s) + 0.0203\Delta(s) \quad (8)$$

$$s\Theta(s) = 56.7Q(s) \quad (9)$$

Birkaç cebirsel işlemden sonra, aşağıdaki transfer fonksiyonu elde edilmektedir.

$$P(s) = \frac{\Theta(s)}{\Delta(s)} = \frac{1.151s + 0.1774}{s^3 + 0.739s^2 + 0.9215s} \quad (10)$$

Kontrolsüz bir açık çevrim sisteminin nasıl performans gösterdiğini görmek için MATLAB yazılımından faydalanılmıştır (Şekil 2). Burada havalanma sapma açısı (δ) 0.2 radyan (yaklaşık 11.46 derece) olacak şekilde girişi temsilen alınmıştır. Açık çevrim cevabından anlaşılacağı üzere sistem kararsızdır ve sistemde etkili bir kontrolör kullanılmalıdır.



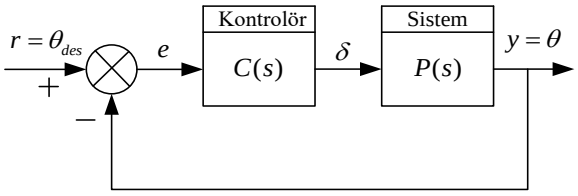
Şekil 2. Açık çevrim basamak cevabı
Figure 2. Open-loop step response

PID Kontrolör

PID kontrolör, dinamik cevabı iyileştirmek ve sürekli hal hatasını azaltmak veya ortadan kaldırmak için kullanılır. Türevsel kontrolör, sistemin açık döngü transfer fonksiyonuna sonlu bir sıfır ekler ve geçici hal cevabını geliştirir. İntegral kontrolör ise başlangıç noktasına bir kutup ekler ve sürekli hal hatasını sıfıra indirir [19]. PID kontrolörün transfer fonksiyonu aşağıdaki gibi verilmektedir. Burada K_p, K_i and K_d sırası ile oransal, integral ve türevsel kazançları ifade etmektedirler.

$$C(s) = K_p + \frac{K_i}{s} + K_d s \quad (11)$$

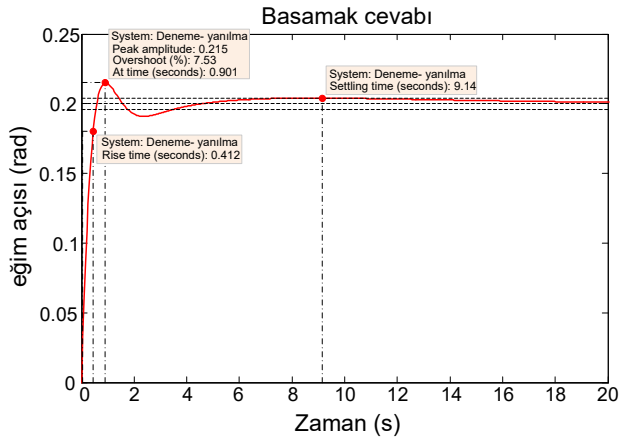
Uçak alçalma/yükselme sistemini kararlı hale getirmek için geri-beslemeli bir PID kontrolör Şekil 3'te gösterildiği gibi eklenebilir. Kullanılan kontrol yapısını gösteren şekildeki sistem için birim geri-beslemeli kapalı çevrim transfer fonksiyonu eşitlik (12)'de verilmiştir. Kaynak [17]'de PID kontrolör parametreleri deneme-yanılma yoluyla $K_p = 5.1852$, $K_i = 1.74$ ve $K_d = 2.98$ olarak bulunmuştur. Bu parametreler kullanıldığında $\theta_{des} = 0.2\,rad$ girişi için sistemin kapalı çevrim basamak cevabı Şekil 4'te gösterilmiştir.



Şekil 3. PID kontrolöre sahip sistem
Figure 3. A PID controlled system

$$T(s) = \frac{C(s)P(s)}{1 + C(s)P(s)} = \frac{(K_d s^2 + K_p s + K_i)(1.151s + 0.1774)}{s(s^3 + 0.739s^2 + 0.9215s) + (K_d s^2 + K_p s + K_i)(1.151s + 0.1774)} \quad (12)$$

Şekilden açıkça anlaşılacağı gibi sistem cevabı tasarım kriterini (yüksek aşım ve uzun yerleşme zamanından dolayı) karşılamak için yetersizdir.



Şekil 4. Deneme-yanılma tekniği ile kapalı çevrim basamak cevabı
Figure 4. Closed-loop step response using trial and error technique

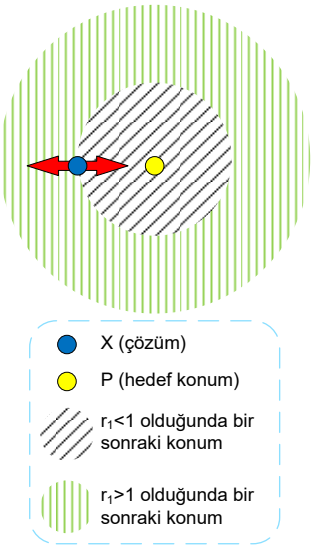
Genel olarak, optimal kontrolör parametrelerini deneme-yanılma, Ziegler-Nichols ve Cohen-Coon gibi geleneksel ayarlama teknikleri ile bulmak oldukça zordur ve uzun zaman almaktadır. Bu çalışmada, en iyi performans kontrolünü elde etmek için PID kontrolörün optimal parametrelerinin bulunmasında sezgisel-üstü algoritmalardan yararlanılmıştır.

Sinüs Kosinüs Algoritması

Sinüs kosinüs algoritması (SCA), yakın geçmişte önerilen popülasyon temelli sezgisel-üstü bir algoritmadır [20]. Bu algoritma, başlarken çoklu rastgele çözümler oluşturur. Oluşturulan bu çözümlerin daha sonra en iyi çözüme veya dışına doğru salınımlarını sağlar. Buna ek olarak, arama alanının keşfini ve sömürülmesini vurgulamak için algoritmaya rastgele ve uyarlanabilir çeşitli değişkenler entegre edilmiştir. Keşif ve sömürü, popülasyon temelli optimizasyon sürecinin ve SCA'nın yaygın olarak kullanılan iki aşamasıdır. Her iki faz da aşağıdaki pozisyon güncelleme denklemleri ile ifade edilmektedir [20], [21].

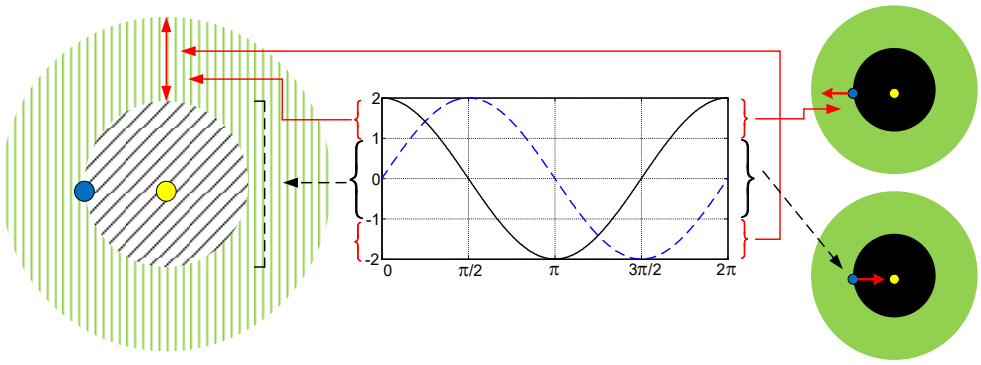
$$X_i^{t+1} = \begin{cases} X_i^t + r_1 \cdot sin(r_2) \cdot \left| r_3 \cdot P_i^t - X_i^t \right|, r_4 < 0.5 \\ X_i^t + r_1 \cdot cos(r_2) \cdot \left| r_3 \cdot P_i^t - X_i^t \right|, r_4 \geq 0.5 \end{cases} \quad (13)$$

Burada, X_i^t mevcut çözümün i yinelemesinin t boyutundaki pozisyonunu, P_i^t, i yinelemesinin t boyutundaki hedef noktasının pozisyonunu ve $|.|$ ise mutlak değeri ifade etmektedir.



Şekil 5. Eşitlik (13)'te verilen sinüs ve kosinüs fonksiyonlarının bir sonraki pozisyona etkileri [20], [21]
Figure 5. Effects of sine-cosine functions in (13) on the next position [20], [21]

Eşitlik (13)'te sırası ile r_1 bir sonraki pozisyonun bölgesini [−2, 2] aralığında, r_2 hareketin hedefe veya hedefin dışına doğru ne kadar uzak olması gerektiğini [0, 2π] aralığında ve r_3 mesafeyi vurgulayan ($r_3 > 1$) veya mesafeyi azaltan ($r_3 < 1$) stokastik bir etkiye sahip varış yeri için rastgele bir ağırlık tanımlar. Yukarıdaki parametrelerden r_4 ise sinüsten kosinüse veya tam tersi şekilde eşit geçişi tanımlar ve [0, 1] aralığına sahiptir. Eşitlik (13)'te sinüs ve kosinüs fonksiyonlarının bir sonraki pozisyona etkileri Şekil 5'te gösterilmektedir [20], [21]. Şekilde gösterildiği gibi, eşitlik (13) arama alanındaki iki çözüm arasında bir yer tanımlar. Çözümler, sinüs-kosinüs fonksiyonlarının genliğini değiştirerek karşılık gelen varış yerleri arasındaki alanın dışında arama yapabilir. Böylece, arama alanının keşfedilmesini garanti eder. Sinüs-kosinüs fonksiyonlarının periyodik modeli, bir çözümün başka bir çözüme yakın kaydırılmasını sağlayarak iki çözüm arasındaki alanın kullanılmasını garanti eder. Sinüs-kosinüs fonksiyonlarının [−2, 2] aralığında etkileri Şekil 6'da gösterilmektedir [20], [21].



Şekil 6. Sinüs-kosinüs fonksiyonları [-2, 2] aralığında bir çözümün hedefin ötesine (aralarındaki boşluğun dışına) veya çevresine (aralarındaki boşluğun içine) gitmesine izin verir [20], [21]
Figure 6. Sine-cosine functions within a range of [-2, 2] letting a solution go beyond (outside the space among them) or around (inside the space among them) the destination [20], [21]

Algoritmada dengeli keşif ve sömürü aşamalarına ulaşmak için, eşitlik (13)'te sinüs-kosinüs fonksiyonlarının genliği aşağıdaki denklemle uyarlanabilir şekilde değiştirilir [20].

$$r_1 = a - t\frac{a}{T} \tag{14}$$

Burada t, mevcut yinelemedir, T ise toplam yineleme sayısıdır ve a, 2'ye eşit olan bir sabittir. Eşitlik (14)'te r_1 lineer bir biçimde a değerinden 0'a azalmaktadır.

Çekirge Optimizasyon Algoritması

Çekirge optimizasyon algoritması (GOA), yakın zamanda önerilmiş olan tek hedefli, popülasyon tabanlı sezgisel-üstü bir algoritma olup doğada bulunan çekirge sürülerinin davranışını taklit ederek optimizasyon problemlerinin çözülmesi için oluşturulmuş matematiksel modeldir [22]. Algoritma çekirgeler arasındaki itme ve çekme kuvvetlerini simüle eder. İtme kuvvetleri çekirgelerin arama alanını keşfetmesine izin verirken, çekim kuvvetleri gelecek vaat eden bölgeleri sömürmeleri noktasında teşvikte bulunur. GOA, optimizasyon süresince keşif ve sömürü aşamalarını dengelemek için bir katsayı ile donatılmıştır. Bu sayede, yerel optimumda sıkışmanın önüne geçilip küresel optimumun kesin bir tahmininin bulunması kolaylaştırılmış olur. Mevcut duruma kadar elde edilmiş olan en iyi çözüm, sürü tarafından takip edilmesi gereken hedef olarak değerlendirildiğinden, çekirgelerin yinelemeler (iterasyonlar) boyunca hedefi iyileştirerek küresel optimumu bulma şansı yükselmektedir. GOA'nın konum güncelleme denklemi eşitlik (15)'te olduğu gibi verilir [22], [23].

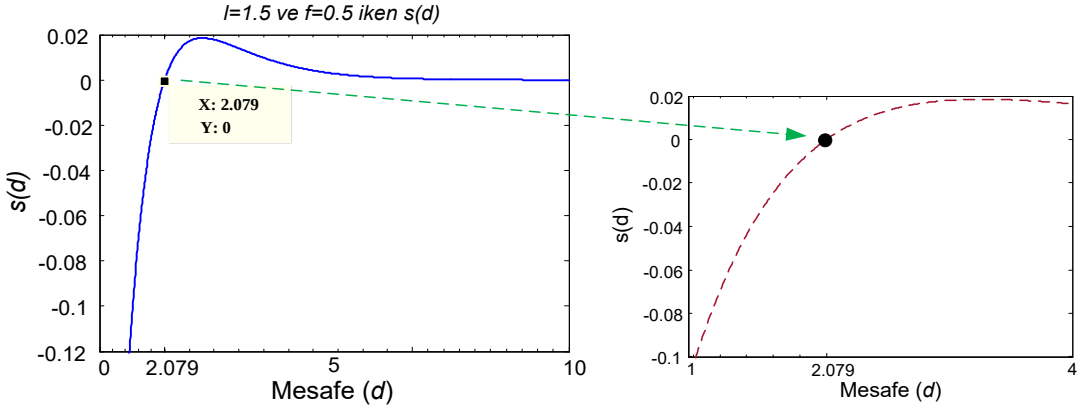
$$X_i^d = r\left(\sum_{\substack{j=1 \\ j\neq i}}^{N} r\frac{ub_d - lb_d}{2} s\left(\left|x_j^d - x_i^d\right|\right)\frac{x_j - x_i}{d_{ij}}\right) + T_d \tag{15}$$

Burada, X_i^d mevcut çözümün d boyutundaki pozisyonunu, r azalma katsayısını, ub_d ve lb_d ise d boyutunun üst ve alt sınırlarını, s çekirgeler arası sosyal kuvvetin fonksiyonunu, d_{ij} iki çekirge arası mesafenin mutlak değerini (j. (x_j) ve i. (x_i) çekirgeler arası mesafe) ve son olarak T_d ise d boyutunda şimdiye kadar ulaşılan en iyi çözüm olan hedef değeri ifade etmektedir. Eşitlik (15), bir çekirgenin bir sonraki konumunun mevcut konumuna, diğer tüm çekirgelerin konumuna ve hedefin konumuna bağlı olduğunu gösterir. Eşitlik (15)'teki sosyal kuvvet fonksiyonu aşağıdaki gibi verilmektedir [22], [23].

$$s = fe^{\frac{-d}{l}} - e^{-d} \tag{16}$$

Burada, f çekim gücünü ve l ilgili çekime ait uzunluk ölçeğinin ifadesidir. Çekirgeler arasındaki sosyal etkileşimi (çekim ve itme) göstermek için s fonksiyonu Şekil 7'de verilmiştir. Söz konusu şekilde 0 ile 10 arasındaki değerler dikkate alınmaktadır. İtme [0, 2.079] aralığında gerçekleşmektedir. Bir çekirge başka bir çekirgeden 2.079 birim uzakta olduğunda (konfor bölgesi veya rahat mesafe olarak adlandırılan mesafe), ne çekme ne de itme meydana gelmemektedir. Şekil 7 ayrıca çekim değerinin 2.079'dan yaklaşık 4'e kadar yükseldiğini ve sonra kademeli olarak azaldığını da göstermektedir. Eşitlik (16)'daki f ve l parametrelerini değiştirmenin yapay çekirgelerde farklı sosyal davranışlara neden olacağı açıktır ancak bu çalışmada söz konusu bu değerler sırası ile 0.5 ve 1.5 olarak alınmıştır [22], [23].

Bu fonksiyon 4'ten büyük mesafeler için 0'a yakın değerler verdiğinden (Şekil 7'den de görüleceği üzere), çekirgeler arası mesafe [1, 4] aralığında belirtilmiştir. Söz konusu s fonksiyonu Şekil 7'de (sağ taraf) gösterilmiştir. Çekirgeler ile konfor bölgesi arasındaki sosyal etkileşimlerin s fonksiyonu kullanılarak elde edilmiş kavramsal modeli Şekil 8'de gösterilmektedir.

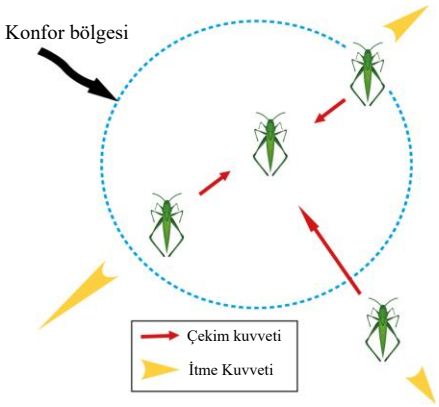


Şekil 7. Sosyal kuvvetler fonksiyonu $l = 1.5$ ve $f = 0.5$ değerlerinde olduğunda (solda) ve d [1,4] aralığında iken bu fonksiyonun sahip olduğu aralık (sağda) [22], [23]
Figure 7. Social forces function s when $l = 1.5$ and $f = 0.5$ (Left), and its range when distance d is in a range of [1, 4] (Right) [22], [23]

Eşitlik (15)'teki r parametresinin, keşif ve sömürüyü dengelemek için yineleme sayısı ile orantılı olarak azaltılması gerekmektedir. Bu durum, yineleme sayısı arttıkça sömürüyü teşvik eder. Bu parametre ayrıca konfor bölgesini yineleme sayısı ile orantılı olarak azaltır ve aşağıdaki gibi hesaplanır [22], [23].

$$r = r_{max} - t\frac{r_{max} - r_{min}}{T} \tag{17}$$

Yukarıdaki denklemde, r_{max} maximum değeri, r_{min} minimum değeri, t şu anki iterasyonu ve T ise maximum iterasyon sayısını ifade etmektedir. Bu çalışmada r_{max} ve r_{min} için sırası ile 1 ve 0.00001 kullanılmıştır.



Şekil 8. Çekirge ve konfor bölgesi arasındaki sosyal etkileşimler [22], [23]
Figure 8. Social interactions between grasshoppers and the comfort zone [22], [23]

HGSO Algoritması

HGSO algoritması, 1800'lerde formüle edilen Henry kanununa dayanmaktadır. Söz konusu kanun ile gazların sıvı ortamdaki çözünürlüğü ifade edilmektedir. HGSO algoritması söz konusu bu fiziksel olayın matematiksel olarak taklit edilmesiyle oluşturulmuştur. Söz konusu matematiksel model 8 adımda ifade edilebilir [13].

İlk adımda, eşitlik (18) kullanılarak N adet gaz parçacığı üzerine rastgele bir arama başlatılır. Bu gaz parçacıkları aynı zamanda ilk popülasyonu da oluşturmaktadırlar [13].

$$X_i(t+1) = X_{min} + r \times (X_{max} - X_{min}) \quad (18)$$

t ve r terimleri, sırasıyla yineleme süresini ve rastgele bir sayıyı (0 ile 1 arasında) temsil eder. Arama alanının alt ve üst sınırları X_{min} ve X_{max} ile gösterilir. X_i, popülasyondaki i. gaz parçacığının konumunu temsil etmektedir. Henry gaz sabiti $j(H_j(t))$, gaz parçacıklarının sayısı i, gaz parçacıklarının kısmi basıncı $P_{i,j}$ (j kümesindeki i parçacığı) ile $j(C_i)$ sabit değeri eşitlik (19) kullanılarak başlatılmaktadır. İlgili denklemde l_1, l_2, l_3 sırası ile 5×10^{-2}, 100 ve 10^{-2} değerlerindedir [13].

$$\begin{aligned} H_j(t) &= l_1 \times rand(0,1) \\ P_{i,j} &= l_2 \times rand(0,1) \\ C_j &= l_3 \times rand(0,1) \end{aligned} \quad (19)$$

HGSO algoritması, farklı tiplerde gazları barındırdığından, ikinci aşaması kümeleme ile ilgilidir. Bu sebeple her popülasyon farklı gaz sabitine (H_j) sahip kümelere ayrılmaktadır.

Üçüncü adım, j kümesindeki i gaz partikülünü değerlendirmek için bir amaç fonksiyonun kullanıldığı değerlendirme sürecinden oluşur. Bu aşamada, tüm popülasyondaki (X_{best}) ve her kümedeki ($X_{i,j}$) en iyi partikülü tanımlamak için bir sıralama aşaması da gerçekleştirilir.

Dördüncü adım, Henry katsayısının eşitlik (20) kullanılarak güncellendiği aşamadır. Burada T sıcaklığı, H_j Henry katsayısını, $iter$ ise j. kümedeki toplam yineleme sayısını ifade etmektedir. T^{θ} ise 298.15'e eşit olan bir sabittir [13].

$$\begin{aligned} H_j(t+1) &= H_j(t) \\ &\times e^{(-C_j \times (1/T(t) - 1/T^{\theta}))}, \\ T(t) &= e^{(-t/iter)} \end{aligned} \quad (20)$$

Çözünürlüğü güncelleme eşitlik (21) aracılığıyla beşinci adımda gerçekleştirilir. Burada $P_{i,j}$ kısmi basıncı, $S_{i,j}$ kümedeki parçacığın (j kümesindeki i parçacığının) çözünürlüğünü ve K ise bir sabiti ifade etmektedir [13].

$$S_{i,j}(t) = K \times H_j(t+1) \times P_{i,j}(t) \quad (21)$$

Altıncı aşamada, eşitlik (22) kullanılarak pozisyon güncellemesi yapılmaktadır. Burada, her bir j kümesindeki i parçacığının $X_{i,j}$ pozisyonu $t+1$ iterasyonu için güncellenmektedir. Söz konusu denklemde $\varepsilon = 0.05$ değerine eşittir [13].

$$\begin{aligned} X_{i,j}(t+1) &= X_{i,j}(t) + F \times r_1 \times \gamma \times \left(X_{i,best}(t) - X_{i,j}(t)\right) \\ &+ F \times r_2 \times \alpha \times \left(S_{i,j}(t) \times X_{best}(t) - X_{i,j}(t)\right), \\ \gamma &= \beta \times e^{\left(-\frac{F_{best}(t)+\varepsilon}{F_{i,j}(t)+\varepsilon}\right)} \end{aligned} \quad (22)$$

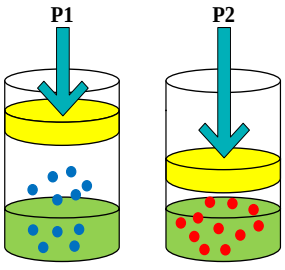
Yukarıdaki denklemde, $X_{i,best}$ kümedeki en iyi gazı, r_1 ve r_2 iki farklı rastgele sayıyı, γ gaz partikülünün (j kümesindeki i gaz partikülü) kabiliyetini, α diğer gaz partiküllerinin etkisini (j kümesindeki i gaz partikülü) ve β ise kullanıcı tarafından tanımlanan bir sabiti ifade etmektedir. j kümesindeki i gaz parçacığının uygunluğunu $F_{i,j}$, tüm popülasyonlardaki en iyi gaz partikülünü ise F_{best} ifade etmektedir. Aramanın yönü F işaretçisi ile kontrol edilmektedir. Tüm popülasyondaki en iyi gaz X_{best} ile ifade edilmektedir. Keşif ve sömürü kabiliyetleri $X_{i,best}$ ve X_{best} parametreleri ile sağlanmaktadır [13].

Yedinci basamak lokal minimumda takılı kalmamak için kullanılmaktadır. En kötü ajan sayısı N_w eşitlik (23)'e göre sıralanıp ve seçilir. Burada $c_1 = 0.1$ ve $c_2 = 0.2$'dir [13].

$$N_w = N \times (rand(c_2 - c_1) + c_1) \tag{23}$$

En son aşamada ise en kötü ajanların pozisyonu eşitlik (24) kullanılarak güncellenir. Burada, $G_{i,j}$ gaz parçacığının pozisyonunu, r rastgele bir sayıyı, G_{min} ve G_{max} ise problemin sınırlarını belirtmektedirler [13].

$$G_{i,j} = G_{\min(i,j)} + r \times (G_{\max(i,j)} - G_{\min\,(i,j)}) \tag{24}$$



Şekil 9. Henry gaz çözünürlüğü prensibi [13]
Figure 9. The principle of Henry gas solubility [13]

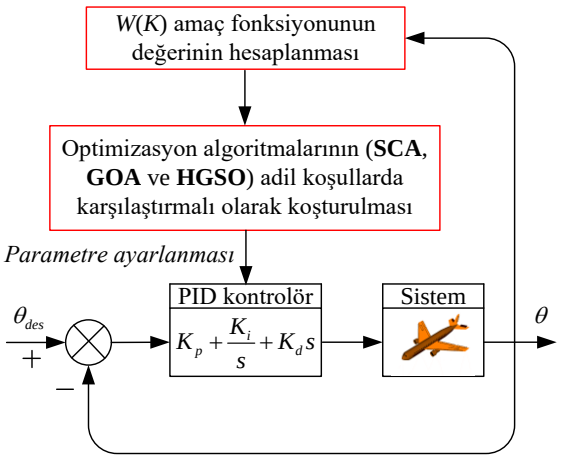
Şekil 9 Henry gaz çözünürlüğü prensibini canlandırmaktadır. Şekilden de görüleceği üzere, dengedeki gazın hacmi, basınç arttırıldıkça azalmaktadır.

Amaç Fonksiyonu ve Önerilen Tasarım

PID parametrelerini ayarlamak için genel olarak "integrated absolute error (IAE)", "integral of squared-error (ISE)", ve "integrated of time-weighted-squared-error (ITSE)" gibi çeşitli performans kriterleri amaç fonksiyonu olarak kullanılabilir [24]. Bununla birlikte, yukarıdaki performans kriterlerinin kendi dezavantajları da vardır [24]. Örneğin, IAE ve ISE'nin en aza indirilmesi uzun yerleşim süresine yol açabilir. ITSE performans kriteri IAE ve ISE kriterlerinin sahip olduğu dezavantajı elimine edebilir, ancak analitik formülün türetilme süreçleri karmaşık ve zaman alıcıdır [24]. Bu çalışmada kaynak [25]'te verilen kriter, amaç fonksiyonu olarak kullanılmıştır. Söz konusu bu kriter eşitlik (25)'te verilmiştir. Burada $K = [K_p, K_i, K_d]$, β ağırlık faktörü, M_p, E_{ss}, T_s ve T_r ise sırası ile maksimum aşım, sürekli hal hatası, yerleşme ve yükselme zamanlarıdır.

$$W(K) = (1 - e^{-\beta})(M_p + E_{ss}) + e^{-\beta}(T_s - T_r) \tag{25}$$

SCA, GOA ve HGSO tabanlı PID kontrolör ile ayarlanmış uçak alçalma/yükselme açısı kontrol sistemine ait blok diyagramı Şekil 10'da gösterilmektedir. Bu çalışmada; $\beta = 1$, PID kontrolör parametrelerinin alt sınırlarının 0.001 ve üst sınırlarının ise 100 alınması uygun görülmüştür.



Şekil 10. Önerilen yaklaşımın blok diyagramı
Figure 10. Block diagram of the proposed approach

Simülasyonlar ve Karşılaştırmalı Analizler

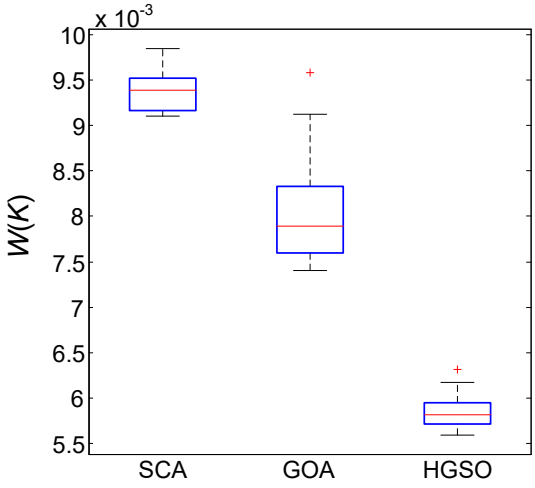
Son beş yıl içerisinde önerilen etkili sezgisel-üstü algoritmalar (SCA, GOA ve HGSO) çeşitli analizler vasıtasıyla detaylıca karşılaştırılmıştır.

İstatistiksel Test Analizi

Uygun bir kıyaslama için her bir algoritmadaki maksimum iterasyon sayısı 100 ve sürü büyüklüğü ise 30 alınarak alçalma/yükselme kontrol sistemi optimize edilmiştir. Her bir algoritma 15 kere çalıştırıldıktan sonra elde edilen $W(K)$ amaç fonksiyonunun istatistiksel sonuçları nümerik olarak Tablo 1'de listelenmiştir. Bahsi geçen $W(K)$ amaç fonksiyonunun istatistiksel kutu grafiği ise Şekil 11'de gösterilmiştir.

Tablo 1. $W(K)$ amaç fonksiyonunun istatistiksel değerleri
Table 1. Statistical values of $W(K)$ objective function

Algoritma	En iyi	En kötü	Ortalama	Standart sapma
SCA	0.0091	0.0098	0.0094	2.3515E-04
GOA	0.0074	0.0096	0.0081	6.3267E-04
HGSO	**0.0056**	**0.0063**	**0.0059**	**2.0814E-04**



Şekil 11. SCA, GOA ve HGSO algoritmalarına ait kutu grafikleri
Figure 11. Box plots of SCA, GOA and HGSO algorithms

Söz konusu tablo ve şekilden görüleceği üzere, $W(K)$ amaç fonksiyonunun minimize edilmesinde HGSO algoritması en iyi istatistiksel performansı sergilemiştir. Çoklu çalıştırmalardan sonra her bir algoritmanın minimum $W(K)$ değerine karşılık gelen PID kontrolör parametreleri Tablo 2'de listelenmiştir.

Tablo 2. PID kontrolörün optimize edilen parametreleri
Table 2. The optimized parameters of PID controller

Kontrolör Türü	K_p	K_i	K_d
SCA ayarlı PID	70.8938	64.8932	72.4551
GOA ayarlı PID	63.8156	21.5434	77.6758
HGSO ayarlı PID	69.7726	3.6054	95.1465

Tablodaki parametreler kullanıldığında SCA, GOA ve HGSO ayarlı PID kontrolör içeren sistemlerin kapalı çevrim transfer fonksiyonları sırasıyla (26) – (28) eşitlikleri ile verilmiştir.

$$T_{SCA}(s) = \frac{83.4s^3 + 94.45s^2 + 87.27s + 11.51}{s^4 + 84.14s^3 + 95.38s^2 + 87.27s + 11.51} \quad (26)$$

$$T_{GOA}(s) = \frac{89.41s^3 + 87.23s^2 + 36.12s + 3.822}{s^4 + 90.14s^3 + 88.16s^2 + 36.12s + 3.822} \quad (27)$$

$$T_{HGSO}(s) = \frac{109.5s^3 + 97.19s^2 + 16.53s + 0.6397}{s^4 + 110.3s^3 + 98.11s^2 + 16.53s + 0.6397} \quad (28)$$

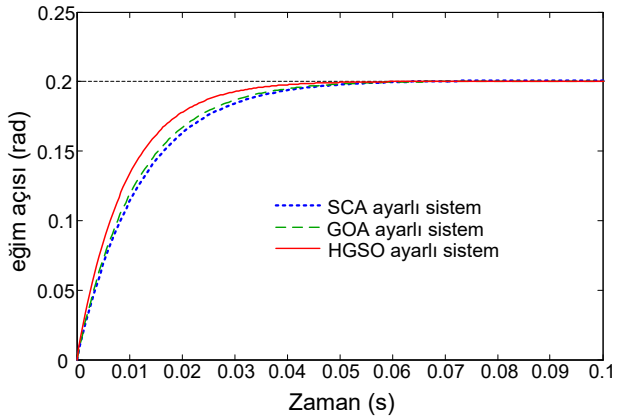
Geçici Hal Cevap Analizi

Farklı yaklaşımlar kullanılarak tasarlanan alçalma/yükselme açısı kontrol sistemine ait basamak cevapları ($\theta_{des} = 0.2\,rad$ girişi için) Şekil 12 ile verilmiştir. Şekilden görüleceği üzere HGSO ayarlı PID kontrolör ilaveli sistem daha iyi zaman cevabına sahiptir. Bu çalışmada basamak girişinin geçici hal cevabının karakterizasyonu için tepe değeri, maksimum

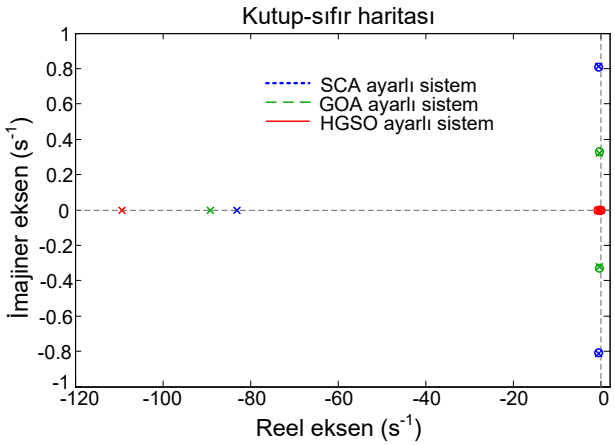
yüzdelik aşım, yükselme zamanı, yerleşme zamanı ve tepe zamanı gibi parametreler performans ölçütü olarak kullanılmıştır. Performans ölçütleri açısından karşılaştırmalı geçici hal cevabı sonuçları Tablo 3'te sunulmuştur. Tablodaki değerlere bakıldığında en iyi (minimum) sonuçlar HGSO ayarlı PID kontrolör ile tasarlanan sisteme aittir.

Tablo 3. Geçici hal cevap analizi sonuçları
Table 3. Results of transient response analysis

Kontrolör Türü	Tepe Değeri (rad)	Aşım (%)	Yükselme Zamanı (s)	Yerleşme Zamanı (s)	Tepe Zamanı (s)
SCA ayarlı PID	0.2007	0.3464	0.0260	0.0447	0.0827
GOA ayarlı PID	0.2002	0.1158	0.0244	0.0426	0.0770
HGSO ayarlı PID	0.2000	0.0000	0.0200	0.0352	0.0627



Şekil 12. Alçalma/yükselme (eğim) açısının değişim eğrileri
Figure 12. Changes of pitch angle curves



Şekil 13. Kutup-sıfır haritası çizimleri
Figure 13. Pole-zero map plots

Kutup-sıfır Haritası Analizi

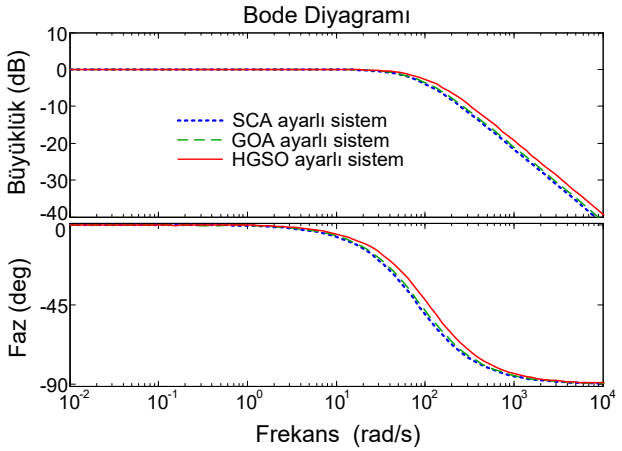
Kutup-sıfır haritası analizi, kapalı çevrim kutuplarının yerini ve karşılık gelen sönüm oranlarını verir. Aynı zamanda bir sistemin kararlılık özelliklerini de tanımlamaya yarar. Farklı algoritmalarla tasarlanan sistemlerin kutup-sıfır haritası çizimleri Şekil 13'te gösterilmiştir. Kapalı çevrim kutuplarının nümerik sonuçları ve ilgili sönüm oranları Tablo 4'te verilmiştir. Tablo 4 incelendiğinde, HGSO algoritması tarafından ayarlanan sistemin hiçbir karmaşık eşlenik kutup çiftine sahip olmadığı ve SCA ile GOA algoritmaları tarafından ayarlanan sistemlere nazaran en büyük sönüm oranına sahip olduğu fark edilmektedir.

Tablo 4. Kapalı çevrim kutupları ve sönüm oranları
Table 4. Closed loop poles and damping ratios

Kontrolör Türü	Kapalı Çevrim Kutupları	Sönüm Oranları
SCA ayarlı PID	-0.1545	1
	$-0.4910 + 0.8106i$	0.5181
	$-0.4910 - 0.8106i$	0.5181
	-82.9991	1
GOA ayarlı PID	-0.1554	1
	$-0.4144 + 0.3226i$	0.7890
	$-0.4144 - 0.3226i$	0.7890
	-89.1604	1
HGSO ayarlı PID	-0.0564	1
	-0.1507	1
	-0.6887	1
	-109.3578	1

Bode Analizi

Bode analizi, kontrol sisteminin frekans cevabı hakkında bilgi verir [19]. Bu analizden elde edilen büyüklük (magnitude) ve faz grafikleri Şekil 14'te karşılaştırmalı olarak gösterilmiştir. Bu grafikten hesaplanan kazanç payları, faz payları ve bant genişlikleri de Tablo 5'te gösterilmektedir. Sonuç olarak, en iyi frekans cevabının HGSO algoritması tarafından ayarlanan sisteme ait olduğu söylenebilir.



Şekil 14. Bode diyagramları
Figure 14. Bode diagrams

Tablo 5. Frekans cevabı analizi sonuçları
Table 5. Results of the frequency response analysis

Kontrolör Türü	Kazanç Payı	Faz Payı	Bant Genişliği
SCA ayarlı PID	∞ dB	174.4418°	83.5953 Hz
GOA ayarlı PID	∞ dB	175.9787°	89.4385 Hz
HGSO ayarlı PID	∞ dB	177.3049°	109.4116 Hz

Sonuçlar

Bu çalışma ile bir uçağın havada güvenli bir seyir halinde olması için önem arz eden parametrelerden olan alçalma/yükselme (eğim) açısının kontrol edilmesi için yeni bir algoritma tabanlı kontrol mekanizması önerilmiştir. Dinamik sistemlerin kontrolünde sıklıkla kullanılan PID kontrolörün daha etkin bir işlev sergileyebilmesi için sezgisel-üstü algoritmalardan olan HGSO kullanılarak sistemin optimum kontrol parametrelerine sahip olması sağlanmıştır. Söz konusu önerilen HGSO tabanlı PID kontrolör ilaveli sistemin performans kabiliyetini ve diğer sistemlere göre üstünlüğünü gösterebilmek için, son beş yıl içerisinde önerilmiş ve etkinliği gösterilmiş olan SCA ve GOA algoritmaları vasıtasıyla ayarlanmış PID kontrolöre sahip sistemler ile karşılaştırmalı analizler gerçekleştirilmiştir. Bu analizler neticesinde, bu çalışma ile önerilen HGSO tabanlı yaklaşımın söz konusu eğim açısının kontrolü için SCA ve GOA ile ayarlanan yaklaşımlardan daha etkin olduğu gösterilmiştir.

Kaynaklar

[1] Y. Işik and H. Korul, "Comparison of classical PD and fuzzy PD controller performances of an aircraft pitch angle control system," *Gazi University Journal of Science*, vol. 24, no. 4. Gazi University, pp. 781–789, 2011.

[2] C. S. Mohanty, P. S. Khuntia, and D. Mitra, "Design of stable nonlinear pitch control system for a jet aircraft by using artificial intelligence," *Proc. Natl. Acad. Sci. India Sect. A - Phys. Sci.*, vol. 89, no. 1, pp. 57–66, 2019, doi: 10.1007/s40010-017-0396-z.

[3] R. A. Nichols, R. A. Nichols, R. T. Reichert, and W. J. Rugh, "Gain scheduling for H-Infinity controllers: A flight control example," *IEEE Trans. Control Syst. Technol.*, vol. 1, no. 2, pp. 69–79, 1993, doi: 10.1109/87.238400.

[4] P.S. Khuntia and D. Mitra, "Radial basic function neural controller for pitch control of an aircraft," *Georg. Electron. Sci. J. Comput. Sci. Telecommun.*, no. 2, pp. 69–82, 2009.

[5] M. Vijaya Kumar, S. Suresh, S. N. Omkar, R. Ganguli, and P. Sampath, "A direct adaptive neural command controller design for an unstable helicopter," *Eng. Appl. Artif. Intell.*, vol. 22, no. 2, pp. 181–191, 2009, doi: 10.1016/j.engappai.2008.07.004.

[6] N. Wahid and N. Hassan, "Self-tuning fuzzy PID controller design for aircraft pitch control," in

Proceedings - 3rd International Conference on Intelligent Systems Modelling and Simulation, ISMS 2012, 2012, pp. 19–24, doi: 10.1109/ISMS.2012.27.

[7] E. Sayar and H. M. Ertunç, "Fuzzy logic controller and PID controller design for aircraft pitch control," in *Mechanisms and Machine Science*, 2019, vol. 59, pp. 53–60, doi: 10.1007/978-3-319-98020-1_7.

[8] A. Khalid, K. Zeb, and A. Haider, "Conventional PID, adaptive PID, and sliding mode controllers design for aircraft pitch control," in *2019 International Conference on Engineering and Emerging Technologies, ICEET 2019*, 2019, pp. 1–6, doi: 10.1109/CEET1.2019.8711871.

[9] G. Altintaş and Y. Aydin, "Comparison of fractional and integer order PID controllers on aircraft model using genetic algorithm," in *2016 National Conference on Electrical, Electronics and Biomedical Engineering (ELECO)*, 2016, pp. 242–246.

[10] A. Chowdhury and V. G. Nair, "Optimization of PID controller gains of an aircraft pitch control system using particle swarm optimization algorithm," *Int. J. Mech. Prod. Eng. Res. Dev.*, vol. 7, no. 6, pp. 223–229, Dec. 2017, doi: 10.24247/ijmperddec201724.

[11] R. Zaeri, A. Ghanbarzadeh, B. Attaran, and Z. Zaeri, "Fuzzy logic controller based pitch control of aircraft tuned with bees algorithm," in Proceedings - *2011 2nd International Conference on Control, Instrumentation and Automation, ICCIA 2011*, 2011, pp. 705–710, doi: 10.1109/ICCIAutom.2011.6356745.

[12] P. Kumar and S. Narayan, "Multi-objective bat algorithm tuned optimal FOPID controller for robust aircraft pitch control," *Int. J. Syst. Control Commun.*, vol. 8, no. 4, pp. 348–362, Jan. 2017, doi: 10.1504/IJSCC.2017.087127.

[13] F. A. Hashim, E. H. Houssein, M. S. Mabrouk, W. Al-Atabany, and S. Mirjalili, "Henry gas solubility optimization: A novel physics-based algorithm," *Futur. Gener. Comput. Syst.*, vol. 101, pp. 646–667, Dec. 2019, doi: 10.1016/j.future.2019.07.015.

[14] F. A. Hashim, E. H. Houssein, K. Hussain, M. S. Mabrouk, and W. Al-Atabany, "A modified Henry gas solubility optimization for solving motif discovery problem," *Neural Comput. Appl.*, 2019, doi: 10.1007/s00521-019-04611-0.

[15] B. S. Yıldız, A. R. Yıldız, N. Pholdee, S. Bureerat, S. M. Sait, and V. Patel, "The Henry gas solubility optimization algorithm for optimum structural design of automobile brake components," *Mater. Test.*, vol. 62, no. 3, pp. 261–264, Mar. 2020, doi: 10.3139/120.111479.

[16] N. Neggaz, E. H. Houssein, and K. Hussain, "An efficient Henry gas solubility optimization for feature selection," *Expert Syst. Appl.*, vol. 152, p. 113364, 2020, doi: 10.1016/j.eswa.2020.113364.

[17] "Control Tutorials for MATLAB and Simulink - Aircraft Pitch: System Modeling," *Published with MATLAB® 7.14*, 2012. [Online]. Available: http://ctms.engin.umich.edu/CTMS/index.php?example=AircraftPitch&section=SystemModeling. [Accessed: 23-Mar-2020].

[18] A. Johari *et al.*, "Improvement of pitch motion control of an aircraft systems," *Telkomnika (Telecommunication Comput. Electron. Control.*, vol. 16, no. 5, pp. 2263–2274, Oct. 2018, doi: 10.12928/TELKOMNIKA.v16i5.7434.

[19] K. Ogata, *Modern Control Engineering*, 4th Ed. Prentice-Hall, 2002.

[20] S. Mirjalili, "SCA: A Sine Cosine Algorithm for solving optimization problems," *Knowledge-Based Syst.*, vol. 96, pp. 120–133, 2016, doi: 10.1016/j.knosys.2015.12.022.

[21] S. Ekinci, "Optimal design of power system stabilizer using sine cosine algorithm," *Journal of the Faculty of Engineering and Architecture of Gazi University*, vol. 34, no. 3. Gazi Üniversitesi, pp. 1329–1350, 2019, doi: 10.17341/gazimmfd.460529.

[22] S. Saremi, S. Mirjalili, and A. Lewis, "Grasshopper optimisation algorithm: Theory and application," *Adv. Eng. Softw.*, vol. 105, pp. 30–47, 2017, doi: 10.1016/j.advengsoft.2017.01.004.

[23] B. Hekimoğlu and S. Ekinci, "Grasshopper optimization algorithm for automatic voltage regulator system," in *2018 5th International Conference on Electrical and Electronics Engineering, ICEEE 2018*, 2018, pp. 152–156, doi: 10.1109/ICEEE2.2018.8391320.

[24] B. Hekimoğlu, "Sine-cosine algorithm-based optimization for automatic voltage regulator system," *Trans. Inst. Meas. Control*, vol. 41, no. 6, pp. 1761–1771, 2019, doi: 10.1177/0142331218811453.

[25] Z. L. Gaing, "A particle swarm optimization approach for optimum design of PID controller in AVR system," *IEEE Trans. Energy Convers.*, vol. 19, no. 2, pp. 384–391, 2004, doi: 10.1109/TEC.2003.821821.