

Uçak Eğim Kontrolü için Gri Kurt Optimizasyonu ile Genetik Algoritma Tabanlı Hibrit Algoritmaya PID Denetleyici Tasarımı

Fatmanur ATEŞ^{1*}, Ramazan ŞENOL²

^{1,2} Isparta Uygulamalı Bilimler Üniversitesi, Teknoloji Fakültesi, Elektrik – Elektronik Mühendisliği Bölümü, 32260, Isparta

¹<https://orcid.org/0000-0001-5465-2483>

²<https://orcid.org/0000-0002-7078-3229>

*Sorumlu yazar: fatmanurates@isparta.edu.tr

Araştırma Makalesi

Makale Tarihi:

Geliş tarihi: 11.03.2025

Kabul tarihi: 28.05.2025

Online Yayınlanma: 15.12.2025

Anahtar Kelimeler:

Uçak eğim kontrolü

PID

Genetik algoritma

Gri kurt optimizasyon algoritması

Hibrit optimizasyon

Uçuş güvenliği

ÖZ

Hava taşıtlarının stabilitesini ve manevra kabiliyetini artırmak için uçak eğim kontrolünün sağlanması; kritik rol oynayan bir kontrol problemidir. Bu çalışmada, uçak eğim kontrol sistemi için kararlı ve hassas bir dinamik tepki elde edebilmek amacıyla kontrolör tasarlanmıştır. Gri Kurt Optimizasyonu (GKO) ve Genetik Algoritma (GA) tabanlı hibrit bir optimizasyon yaklaşımı kullanılarak Oransal-İntegral-Türev (PID) denetleyici parametreleri optimize edilmiştir. Önerilen hibrit GKOGA-PID denetleyicisinde, kazanç parametrelerinin optimum değerleri belirlenmeye çalışılmış, sistemin geçici ve kalıcı rejim performansı iyileştirilmesi sağlanmıştır. GKO, sürü zekâsı temelli küresel arama yeteneği sayesinde geniş çözüm uzayını tarayabilirken, GA yerel arama yeteneği sayesinde çözümleri daha hassas bir şekilde iyileştirmektedir. Tasarlanan hibrit denetleyici literatürde yer alan, sezgisel algoritma kullanan PID denetleyiciler ile karşılaştırılmış ve performans değerlendirmesi yapılmıştır. Çalışmada yakınsama analizi, geçici tepki analizi, kutupsız haritası, frekans cevabı, kontrol sinyali kısıtları altında PID denetleyici davranışı incelenmiştir. Önerilen GKOGA-PID yöntemi, sıfır aşım ($M_p = 0$), 0,0133 s yükselme süresi (t_r), 0,0241 s yerleşme süresi (t_s) ve 0,0630 s pik zamanı (t_p) ile diğer yöntemlere kıyasla daha iyi geçici cevap performansı sağlamıştır. Ayrıca GKOGA denetleyicisi ile, 179,05°'lik yüksek bir faz marjı ve 166,15 Hz'lik geniş bir bant genişliği değeri ile hem kararlılık hem de hızlı frekans cevabı açısından daha iyi performans değeri elde edilmiştir. Çalışmadaki bulgular, önerilen yönteminin hem sistem kararlılığını artırmaya hem de uçuş kontrol sistemlerinde daha verimli çözümler sunmaya katkı sağladığını göstermektedir.

Design of PID Controller with Genetic Algorithm Based Hybrid Algorithm with Grey Wolf Optimization for Aircraft Pitch Control

Research Article

Article History:

Received: 11.03.2025

Accepted: 28.05.2025

Published online: 15.12.2025

Keywords:

Aircraft pitch control

PID

Genetic algorithm

Grey wolf optimization algorithm

Hibrit optimization

Flight safety

ABSTRACT

Ensuring aircraft pitch control is a critical control problem to increase aircraft stability and maneuverability. In this study, a controller is designed to obtain a stable and sensitive dynamic response for the aircraft pitch control system. Proportional-Integral-Derivative (PID) controller parameters are optimized using a hybrid optimization approach based on Grey Wolf Optimization (GKO) and Genetic Algorithm (GA). In the proposed hybrid GKOGA-PID controller, the optimum values of the gain parameters are tried to be determined, and the transient and steady-state performance of the system is improved. While GKO can scan a wide solution space thanks to its swarm intelligence-based global search capability, GA improves the solutions more precisely thanks to its local search capability. The designed hybrid controller is compared with PID controllers using heuristic algorithms in the literature, and its performance is evaluated. In the study, convergence analysis, transient response analysis, pole-zero map, frequency response, PID controller behavior under control signal constraints are investigated. The proposed GKOGA-PID method provides better transient response

performance compared to other methods with zero overshoot ($M_p = 0$), 0.0133 s rise time (t_r), 0.0241 s settling time (t_s) and 0.0630 s peak time (t_p). In addition, with a high phase margin of 179.05° and a wide bandwidth of 166.15 Hz, better performance values are obtained in terms of both stability and fast frequency response with the GKOGA controller. The findings in the study show that the proposed method contributes to both increasing system stability and providing more efficient solutions in flight control systems.

To Cite: Ateş F., Şenol R. Uçak Eğim Kontrolü için Gri Kurt Optimizasyonu ile Genetik Algoritma Tabanlı Hibrit Algoritmaya PID Denetleyici Tasarımı. *Osmaniye Korkut Ata Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Dergisi* 2025; 8(5): 2165-2187.

1. Giriş

Kontrol sistemlerinin tasarımı ve uygulanması, birçok sektörde kritik bir rol oynamaktadır. Bu sektörlerden biri de havacılık alanıdır. Havacılıkta uçakların güvenli bir şekilde uçabilmesi aerodinamik dengenin sağlanmasına ve uçağın dinamik değişkenlerinin hassas bir şekilde kontrol edilmesine bağlıdır. Uçuş dinamiğinin en kritik unsurlarından biri, uçağın baş yukarı (pitch) hareketinin hassas bir şekilde kontrol edilmesidir.

Uçağın baş yukarı (pitch) hareketi; uçağın boylamasına stabilitesini doğrudan etkileyen önemli bir faktördür (Bingül, 2005). Pitch kontrolü; uçağın irtifa değişimlerini yöneterek dengeli ve güvenli bir uçuş sağlar. Dolayısıyla pitch açısındaki ani değişimler hem uçuş konforunu hem de uçuş güvenliğini etkilemektedir (Ponrani ve Godweena, 2021). Bu nedenle, sistem dinamiklerinin modellenmesi ve etkili denetim algoritmalarının geliştirilmesi büyük bir gerekliliktir. Ancak aerodinamik etkiler, sistemin doğrusal olmama durumu ve dış bozucu etkenler vb. sebeplerden dolayı uçak eğim kontrolü zorlu bir mühendislik problemidir (Rehman ve ark., 2021; Idir ve ark., 2023). Bu problemi çözmek için literatürde çalışmalar yapılmaktadır.

Geleneksel Oransal-İntegral-Türev (PID) denetleyiciler problemi çözmek için literatürde yaygın olarak kullanılmıştır. Ancak sistemin dinamik özellikleri nedeniyle bu denetleyicilerin performansı her zaman yeterli olmayabilir. Bu nedenle, optimizasyon tabanlı gelişmiş kontrol yaklaşımları, uçak eğim açısının hassasiyetle kontrol edilebilmesi için giderek daha fazla tercih edilmektedir (Şahin ve ark., 2022).

Yıldırım ve Savaş (2009), bir yolcu uçağının matematiksel modelini kullanarak uçağın yunuslama açısını, PID kontrolörün farklı kazanç parametrelerini kullanarak kontrol etmişlerdir (Yıldırım ve Savaş, 2009). Kaçtı ve ark. (2020), Henry gaz çözünürlük optimizasyonu (HGSO) kullanılarak uçağın alçalma/yükselme (eğim) açısını kontrol etmek için PID denetleyici tasarlamışlardır (Kaçtı ve ark., 2020). Şahin ve ark. (2020); uçak eğim kontrol sistemi için ölüm oyunu optimizasyonu (BRO) algoritması kullanarak PID ve PID-F denetleyicisi tasarlamışlardır. BRO tabanlı PID-F denetleyicisini önermişlerdir (Şahin ve ark., 2020). Abualigah ve ark. (2024), sinh cosh optimizasyonu kullanarak uçak eğim açısını kontrol eden PID-F denetleyicisi tasarlamışlardır (Abualigah ve ark., 2024). Rehman ve ark. (2021), bir uçağın eğimini kontrol etmek için PID ve doğrusal kuadratik regülatör (LQR) tasarımı yapmışlardır. Kontrolörlerin parametrelerini genetik algoritma (GA) kullanarak optimize etmişlerdir (Rehman ve ark., 2021).

Mitiku ve ark. (2024), bir Boeing 747-400 uçağın eğim kontrolü için parçacık sürü optimizasyonu (PSO) kullanarak PID denetleyici tasarlamışlar ve uçuş simülatöründen elde ettikleri gerçek verilere dayalı bir

yapay sinir ağı (ANN) kontrolörü geliştirdiklerini ifade etmişlerdir (Mitiku ve ark., 2024). Abdulla ve Mohammed (2023), uçağın eğim açısını kontrol etmek için GA kullanarak Doğrusal Kuadratik Gauss (LQG) kontrolörü tasarlamışlardır. İzci ve ark.(2020); Harris şahinleri optimizasyonu (HHO) ile PID parametrelerini optimize edip uçağın eğim açısı kontrolünde kullanmışlardır (İzci ve ark, 2020). Zaeri ve ark. (2011), bir uçağı eğimini kontrol etmek için Arılar Algoritması ile ayarlanmış Bulanık Mantık Denetleyici tasarımı üzerinde çalışmışlardır (Zaeri ve ark., 2011).

Aldeep ve Abdullah (2024), uçak eğim açısının kontrol edilebilmesi için PID denetleyiciyi manuel ayarlama, Ziegler Nichols ile ayarlama ve GA kullanarak tasarlamışlardır. Frekans cevabı analizi yaptıkları çalışmalarında klasik yöntemlere kıyasla, yapay zeka yöntemi kullanılarak tasarlanan denetleyicinin sistemin performansını ve kararlılığını artırdığını belirtmişlerdir (Aldeep ve Abdullah, 2024). Bensafia ve ark. (2023), uçak eğim açısının geçici cevabını iyileştirmek için GA kullanarak kesir dereceli PID (FOPID) tasarımı yapmışlardır (Bensafia ve ark., 2023). Motea ve ark. (2018), uçak eğim kontrol sistemi için PID denetleyici ve bulanık mantık denetleyici performansını karşılaştırmışlardır. Bulanık mantık denetleyiciyi önermişlerdir (Motea ve ark., 2018).

Köprücü ve Öztürk (2024), uçağa ait yunuslama açısının kontrolü için PID denetleyici tasarımında Ziegler-Nichols, Modifiye Edilmiş Ziegler-Nichols, Tyreus Luyben ve Astrom ve Hagglund yöntemlerini kullanmışlardır. Tyreus-Luyben Yöntemi kullanılarak tasarlanan PID denetleyicinin daha verimli olduğunu belirtmişlerdir (Köprülü ve Öztürk, 2024). Ceballos Benavides ve ark. (2023), bir uçağın eğim açısını kontrol etmek amacıyla kesirli dereceli doğrudan model referanslı uyarlamalı kontrolörlerin (FO-DMRAC) kullanımını araştırmışlardır. FO-DMRAC, klasik tamsayı dereceli uyarlamalı kontrolörle (IO-DMRAC) karşılaştırıldığında FO-DMRAC'nin daha az kontrol çabasıyla daha iyi performans sağladığı ifade edilmiştir (Ceballos Benavides ve ark., 2023). Okeya ve ark. (2024), bir insansız hava aracının pitch kontrolünü iyileştirmek amacıyla PSO tabanlı bir PID denetleyici tasarımı önerilmişlerdir. Önerdikleri denetleyicinin klasik PID denetleyiciye göre hava araçlarının pitch dinamiğini iyileştirmede daha başarılı olduğunu ifade etmişlerdir (Okeya ve ark., 2024).

Yukarıda literatür örneği verilen uçak eğim açısı kontrolünden farklı olarak diğer kontrol problemlerinde de PID denetleyici tasarımında meta-sezgisel algoritmaların etkinliği oldukça fazladır (Jaen-Cuellar ve ark., 2013; Chaturvedi ve ark., 2024; Poudel ve Bhandari, 2024; Zhang ve Yang, 2024). Ancak ele alınan her problemin doğası farklıdır, bu sebepten tek bir algoritma ile tüm problemlerde en iyi sonucun elde edilmesi beklenemez. Bu durum yeni algoritmaların önerilmeye devam edilmesiyle veya önerilen algoritmaların geliştirilmeye devam edilmesiyle sonuçlanmaktadır (Akyol, 2021). Uçak eğim açısının kontrolü için de literatürde HHO-PID (İzci ve ark., 2020), ASO-PID (İzci ve ark., 2020), SCA-PID (Kaçtı ve ark., 2020), GOA-PID (Kaçtı ve ark., 2020), HGSO-PID (Kaçtı ve ark., 2020), BRO-PID, GA-PID (Aldeep ve Abdullah, 2024) gibi farklı meta-sezgisel yaklaşımlar önerilmiştir. Ancak tekil algoritmaların ya keşif yeteneği yüksek ama yakınsama kabiliyetinin sınırlı olma durumuyla ya da güçlü yakınsama gösterip, yerel minimumlarda takılma eğiliminde olma durumlarıyla karşılaşabilmektedir. Bu sebepten bu çalışmada, özgün bir yaklaşım olarak Gri Kurt Optimizasyonu (GKO) ve Genetik

Algoritma'nın (GA) güçlü yönlerini birleştiren hibrit algoritma geliştirilmiştir ve uçak eğim açısının kontrolü için denetleyici tasarımında kullanılmıştır.

GKO, keşif-yönelimli arama stratejisine ve hızlı yakınsama özelliklerine sahipken (Mirjalili ve ark., 2014; Güven ve Yörükeren, 2022), GA ise küresel optimuma ulaşmayı kolaylaştıran genetik operatörleriyle çözüm çeşitliliğini koruyarak daha geniş bir arama alanını tarayabilme özellikleri ile bilinir (Özçakar, 1998). Bu iki algoritmanın hibrit bir şekilde kullanımı ile bir yandan GKO'nun yüksek verimli yönlendirilmiş arama yeteneği, diğer yandan GA'nın genetik çeşitlilik sağlayarak yerel minimumlardan kaçınma özelliğinin tek bir algorithmada toplanması amaçlanmıştır. Önerilen hibrit yaklaşım, uygulamalar da tek algorithmadan oluşan meta-sezgisel yöntemlere kıyasla daha kararlı ve optimize çözümler sunmuştur ve çözüm kalitesinde anlamlı iyileşmeler sağlamıştır. Bu çalışma, hibrit algoritmaların potansiyelini somut bir örnekle ortaya koymaktadır. Uçak eğim açısının kontrolü için denetleyici tasarımında yenilikçi bir çözüm sunmaktadır.

Çalışmada uçağın eğim açısını kontrol etmek GKOGA-PID kontrolör tasarımı yapılmıştır. Amaç fonksiyonu olarak Zve-Lee Gaing (ZLG) kullanılmıştır. Tasarlanan denetleyicinin yakınsama analizi, geçici tepki analizi, kutup-sıfır haritası, frekans cevabı analizi yapılmış, kontrol sinyali kısıtları altında PID denetleyici davranışı incelenmiştir. Tasarlanan GKOGA-PID denetleyicinin performansı literatürdeki ölüm oyunu optimizasyonu (BRO), harris şahinleri optimizasyonu (HHO), atom arama optimizasyonu (ASO), sinüs kosinüs algoritması (SCA), çekirge optimizasyon algoritması (GOA), henry gaz çözünürlük optimizasyonu (HGSO) ve GA' dan oluşturulan PID denetleyiciler ile karşılaştırılmıştır.

Makalenin kalan bölümleri aşağıdaki gibi yapılandırılmıştır. İkinci bölümde materyal ve metot bölümüne yer verilmiştir. Üçüncü bölüm araştırma bulgularından oluşmaktadır. Son olarak dördüncü bölümde ise çalışmanın genel sonuçları sunularak gelecekte yapılabilecek çalışmalar için önerilerde bulunulmuştur.

2. Materyal ve Metot

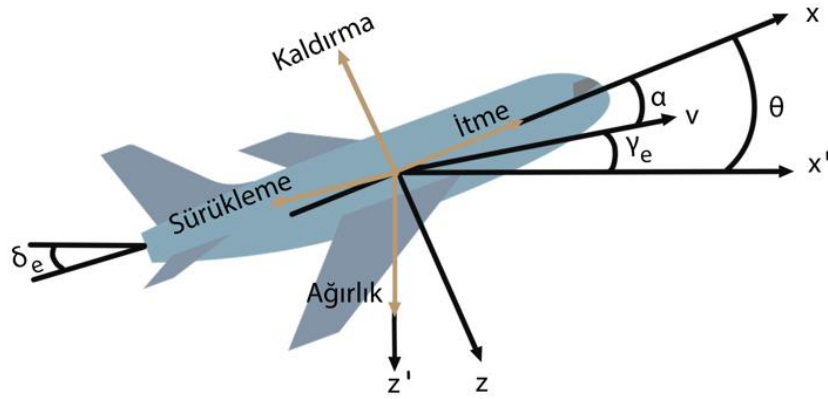
Çalışmanın materyal bölümünde, çalışmada ele alınan sistemin matematiksel modeline, PID denetleyicisi ile ilgili genel bilgilere, önerilen optimizasyon algoritması ile ilgili bilgilere ve çalışmada kullanılan amaç fonksiyonuna ilişkin bilgiye yer verilmiştir. Çalışmanın metot bölümünde ise çalışmada kullanılan yöntem akış şeması ile desteklenerek açıklanmıştır.

2.1. Materyal

Çalışmanın bu bölümünde uçak eğim sisteminin matematiksel modeli, PID denetleyicisi, önerilen algoritma tekniğine ilişkin bilgiler ve amaç fonksiyonuna ait bilgiler verilmiştir.

2.1.1. Sistemin Matematiksel Modeli

Uçağın hareketi doğrusal olmayan 6 adet karmaşık diferansiyel denklem ile ifade edilir. Denklemler bazı varsayımlar kullanılarak doğrusallaştırılıp boylamsal ve yanal denklemler olarak ayrılabilir. Bir uçağa uygulanan kuvvetler şekil 1’de verilmiştir (Bingül, 2005; Control Tutorials for MATLAB and Simulink, 2012).



Şekil 1. Uçağa uygulanan kuvvetler

Uçağın sabit yükseklikte ve hızda gittiği düşünülürse, uçağa uygulanan itme ve çekme kuvvetleri birbirini yok edecektir. Bu durumda kaldırma kuvveti ve uçağın ağırlık kuvveti birbirini dengeler. Uçağın yükseklik açısındaki değişimin uçağın hızını değiştirmeyeceği de varsayılırsa boylamsal hareket denklemleri denklem 1-3’deki gibi yazılabilir. Denklemlere ait katsayıların karşılık değerleri Tablo 1’de verilmiştir (Bingül, 2005; Control Tutorials for MATLAB and Simulink, 2012).

Tablo 1. Uçağın boylamsal hareket denklemlerine ait katsayıların karşılık değerleri

Uçak Eğim Sistemi Değişkeni	Anlamı	Uçak Eğim Sistemi Değişkeni	Anlamı
α	Saldırı Açısı	U	Dengedeki Uçuş Hızı
q	Yükseklik Oranı	C_T	İtme Katsayısı
θ	Yükseklik Açısı	C_D	Çekme Katsayısı
δ_e	İrtifa Sapma Açısı	C_L	Kaldırma Kuvveti Katsayısı
$\mu = \frac{\rho_e S \bar{c}}{4m}$		C_W	Ağırlık Katsayısı
ρ_e	Hava Yoğunluğu	C_M	Eğim Momenti Katsayısı
S	Kanat Alanı	γ_e	Uçuş Yörünge Açısı
\bar{c}	Ortalama Kiriş Uzunluğu	$\sigma = \frac{1}{1 + \mu C_L}$	Sabit
m	Uçağın Kütle	$\eta = \mu \sigma C_L$	Sabit
$\Omega = \frac{2U}{\bar{c}}$		i_y	Normalize Edilmiş Atalet Momenti

$$\dot{\alpha} = \mu \Omega \sigma [-(C_L + C_D) \alpha + \left(\frac{1}{\mu} - C_L\right) q - (C_W \sin \gamma_e) \theta + C_L] \quad (1)$$

$$\dot{q} = \frac{\mu \Omega}{2i_y} \{ [C_M - \eta(C_L + C_D)] \alpha + [C_M + \sigma C_M (1 - \mu C_L)] q + (\eta C_W \sin \gamma_e) \delta_e \} \quad (2)$$

$$\dot{\theta} = \Omega q \quad (3)$$

Boeing ticari uçak verisinden elde edilen sayısal büyüklükler diferansiyel denklemlerde yerine konulduğunda aşağıdaki denklem 4-6 arasında verilen yeni denklemler elde edilir (Bingül, 2005; Control Tutorials for MATLAB and Simulink, 2012).

$$\dot{\alpha} = -0,313\alpha + 56,7q + 0,232\delta_e \quad (4)$$

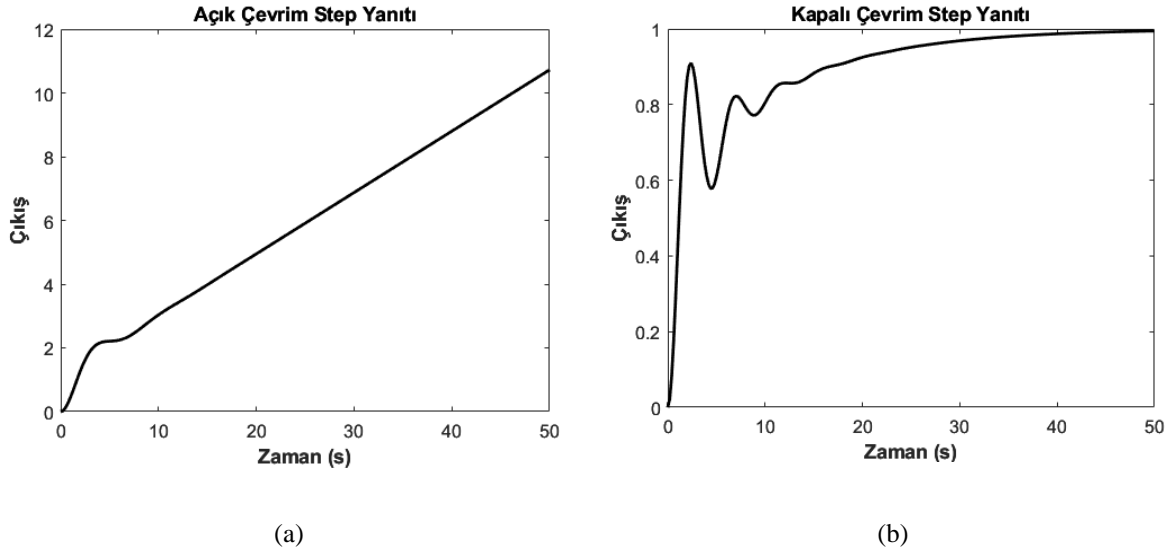
$$\dot{q} = -0,0139\alpha - 0,426q + 0,0203\delta_e \quad (5)$$

$$\dot{\theta} = 56,7q \quad (6)$$

Denklemlerin laplace dönüşümleri yapıldığında irtifa sapma açısı giriş, yükseklik açısı çıkış olacak şekilde sistemin transfer fonksiyonu denklem 7’de gösterildiği gibi elde edilir (Bingül, 2005; Control Tutorials for MATLAB and Simulink, 2012).

$$\frac{\theta(s)}{\delta_e(s)} = \frac{1.151s+0.1774}{s^3+0.739s^2+0.921s} \quad (7)$$

Uçak eğim sisteminin 0,2 rad (11 derece) için açık çevrim cevabı şekil 2(a)’da, kapalı çevrim cevabı ise şekil 2(b)’de verilmiştir.



Şekil 2. Uçak eğim sisteminin 0.2 basamak girişe gösterdiği tepki (a) Açık çevrim cevabı; (b) Kapalı çevrim cevabı

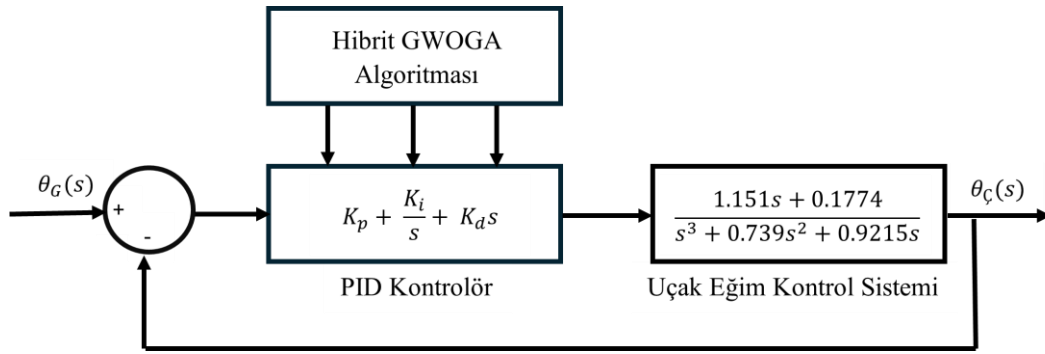
2.1.2. PID Denetleyicisi

Geri besleme esasına dayalı olarak çalışan PID denetleyicisi, endüstride en yaygın kullanılan denetleyici türlerinden biridir. Bir sistemin istenen çıkış değerine ulaşmasını sağlamak, sistemi bozucu etkilere karşı korumak PID kontrolörünün temel amaçlarındandır. PID, oransal (P), integral (I) ve türev (D) olmak üzere üç temel bileşenden oluşur. Oransal terim, hata sinyaline doğrudan tepki vererek hızlı bir yanıt sağlarken integral terim, sistemin uzun vadede hata birikimini azaltarak kararlı bir durumda kalmasını sağlar. Türev terimi ise ani değişimlere duyarlı olup sistemin aşırı tepki vermesini engelleyerek dengeyi korur. Bu üç bileşenin birlikte çalışması, PID kontrolörünü birçok dinamik sistem için ideal bir hale getirmektedir (Gong ve ark., 2024; Zhao ve ark., 2025).

PID kontrolörler basit yapıdadırlar ve geniş kullanım alanına sahiptirler. PID kontrolörler kontrol edilecek sistemin matematiksel modeline tam olarak bağımlı değildirler bu durum PID'nin farklı süreçlere kolayca uygulanmasını sağlar. Ayrıca; geçmiş, mevcut ve gelecekteki hata bilgilerini değerlendirerek sistemin daha kararlı ve hassas çalışmasını sağlarlar. PID denetleyicilerin avantajlarından bir diğeri, klasik kontrol yöntemlerine kıyasla daha az hesaplama gerektirmesi ve uygulanabilirliğinin yüksek olmasıdır. Ancak PID denetleyiciler, sistem parametrelerindeki değişimlere karşı duyarlılık gösterebilir ve doğru ayarlama yapılmadığında kararsız bir davranış sergileyebilirler. Dolayısıyla, PID kontrolörünün en iyi performansı gösterebilmesi için uygun parametre ayarlamalarının yapılması büyük önem taşımaktadır (Kumar ve Hote, 2025; Zhao ve ark., 2025). PID kontrolörün transfer fonksiyonu denklem 8'de verilmiştir.

$$G_{PID}(s) = K_p + \frac{K_i}{s} + K_d s \quad (8)$$

Denklem 8'de K_p oransal kazanç, K_i integral kazancı ve K_d türev kazancıdır (Micev ve ark., 2021). PID denetleyicisine sahip uçak eğim açısı kontrol sisteminin blok şeması ise şekil 3'te verilmiştir. Sisteme ait transfer fonksiyonu denklem 9'da tanımlanmıştır.



Şekil 3: Uçak eğim açısı kontrol sistemi

$$\frac{\theta_C(s)}{\theta_G(s)} = \frac{(K_d s^2 + K_p s + K_i)(1.151s + 0.1774)}{s(s^3 + 0.739s^2 + 0.9215s) + (K_d s^2 + K_p s + K_i)(1.151s + 0.1774)} \quad (9)$$

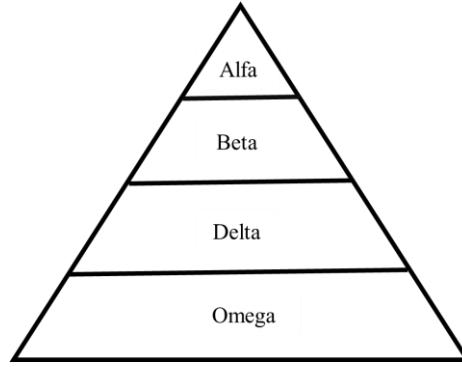
Önerilen Algoritma Tekniği

Bu bölümde tasarlanan hibrit algoritmanın temel parçası olan GA ve GKO algoritması hakkında temel bilgiler verilmiştir. Ayrıca tasarlanan hibrit algoritmanın yapısı hakkında bilgiler verilmiştir.

2.1.2.1. GKO Algoritması

Mirjalili ve ark. tarafından 2014 yılında önerilmiş olan GKO algoritması, doğadaki gri kurtların liderlik hiyerarşisini ve avlanma mekanizmasını taklit eden bir meta-sezgisel optimizasyon yöntemidir (Mirjalili, 2014).

Doğada gri kurtlar belirli bir liderlik hiyerarşisi içerisinde hareket ederler. Alfa (α), Beta (β), Delta (δ) ve Omega (ω) kurtları olarak isimlendirilen bu yapı, GKO algoritmasının temelini oluşturan dört farklı kurt sınıfını içermektedir. Alfa kurtlar, sürünün liderleri olup kararları sürü tarafından kabul edilen baskın kurttur. Beta kurtları, alfa kurtlara yardımcı olan ve sürünün organizasyonunda önemli bir rol oynayan bireyleri temsil etmektedir. Beta kurtları diğer kurtlar içerisinde alfa olmak için en iyi adaydır. Delta kurtları, alfa ve beta kurtlarına boyun eğen ancak omega kurtlarına hükmeden kurtlardır. En alt seviyede ise omega kurtları bulunur ve bu kurtlar sürünün en zayıf üyeleri olarak kabul edilir. Algoritmaya ait hiyerarşi zinciri şekil 4'te verilmiştir (Mirjalili, 2014).



Şekil 4: GKO hiyerarşisi

GKO algoritmasında, popülasyon içerisindeki en iyi çözüm alfa olarak belirlenirken, ikinci ve üçüncü en iyi çözümler sırasıyla beta ve delta olarak adlandırılır. Geriye kalan çözümler ise omega olarak modellenir. Uygulanması kolay ve az sayıda kontrol parametresi gerektiren bu algoritma, özellikle GA, PSO ve ateş böceği algoritması (FA) gibi popülasyon tabanlı optimizasyon tekniklerine kıyasla daha iyi yakınsama özelliğine sahip olduğu bilinmektedir (Toren ve Mollahasanoğlu, 2023).

GKO'nun optimizasyon süreci, gri kurtların doğadaki avlanma davranışlarına dayanmaktadır. Bu süreç; avı izleme ve takip etme, çevreleme ve saldırma aşamalarından oluşur. Algoritmanın ilk aşamasında kurtlar, arama uzayında rastgele bir şekilde konumlandırılır ve hedef çözümün yeri belirlenmeye çalışılır. Maliyet fonksiyonuna göre bulunan uygunluk değerlerinden; alfa, beta ve delta kurtları belirlenir. Bu kurtlar, avın en iyi konumunu temsil ederek diğer kurtlara rehberlik eder. Omega kurtlar ise bu lider kurtları takip ederek hareket eder. Optimizasyon sırasında her kurt, kendi pozisyonunu lider kurtların konumlarına göre güncelleyerek en iyi çözüme doğru yönlendirilir (Şenel ve ark., 2018).

2.1.2.2. GA

1975 yılında John Holland tarafından ortaya konan GA, biyolojik evrim süreçlerinden esinlenerek geliştirilmiş sezgisel optimizasyon yöntemlerindedir (Holland, 1975). Algoritma, doğal seçim prensibini temel alarak en iyi bireyin hayatta kalmasını ve gelişmesini amaçlamaktadır. Genetik algoritmalarda, rastgele çözümler içeren bir popülasyon oluşturulur ve iteratif olarak bu çözümler geliştirilir sonuçta en uygun çözüm elde edilmeye çalışılır (Vatansever ve Şen, 2013).

Algoritmada, öncelikle belirli kriterlere göre rastgele bireylerden oluşan bir başlangıç popülasyonu oluşturulur. Daha sonra, uygunluk fonksiyonu kullanılarak her bireyin probleme uygunluğu değerlendirilir. Uygulama sonucunda uygunluk değeri yüksek bireylere, çaprazlama ve mutasyon olarak adlandırılan genetik operatörler kullanılarak yeni nesiller oluşturulur. Çaprazlama, iki bireyin genetik bilgisini birleştirilmesi ile yeni bireyin oluşturulmasıdır. Mutasyon ise, rastgele değişiklikler yaparak popülasyon çeşitliliğinin artırılması işlemidir. Mutasyonla yeni çözüm bölgelerinin keşfedilmesini sağlar (Daş ve ark., 2006).

GA yöntemi, karmaşık optimizasyon problemlerine uygulanabilir ve çözümler üretebilir. Sezgisel bir yöntem olduğundan dolayı kesin çözüm garantisi bulunmasa da, büyük arama uzaylarına sahip problemlerde etkili bir yaklaşım sunar. GA, birçok alanda geniş bir kullanım alanına sahiptir. Mühendislik, yapay zeka, makine öğrenmesi ve veri bilimi gibi alanlar örnek olarak verilebilir. Algoritmanın başarısı, popülasyon büyüklüğü, mutasyon oranı vb. uygun parametrelerin seçimi ve uygunluk fonksiyonunun doğru tanımlanmasına bağlıdır (Vatansever ve Şen, 2013; Keklik ve Özcan, 2023).

2.1.2.3. GKOGA

Çalışmada PID kontrolörünün parametrelerini optimize etmek için GKO ve GA' dan oluşan bir hibrit algoritma tasarlanmıştır. Oluşturulan algoritma adım adım açıklamalı olarak verilmiştir.

- Tasarlanan algoritma; iterasyon sayısı, popülasyon büyüklüğü, çözüm boyutu, PID parametreleri için alt-üst sınır, amaç fonksiyonunun hesaplanmasında kullanılacak ZLG ağırlık katsayısı gibi kullanılacak parametrelerin belirlenmesi ile başlar.
- Daha sonra tanımlanan arama uzayı sınırları içerisinde başlangıç popülasyonu oluşturulur, rastgele bireyler üretilir.
- Oluşturulan popülasyonun bireyleri PID parametrelerini temsil etmekte olup her bireyin uygunluk değeri ZLG'ye göre hesaplanır ve en iyi çözüm alfa kurt olarak kaydedilir. Alfa kurt algoritmanın lider çözümü olarak değişkene atanır.
- Algoritmanın ana döngüsü iterasyon sayısı kadar tekrarlayacak şekilde başlatılır.
- İterasyonda öncelikle gri kurt optimizasyonu ile her bireyin konumu, mevcut en iyi birey olan alfa kurdun konumuna göre güncellenir.
- Gri kurt optimizasyonu aşamasına ait A ve C katsayı vektörleri denklem 10 ve denklem 11' e göre tanımlanır, beta ve delta kurtları her iterasyonda güncellenir.

$$A = 2 \cdot a \cdot r_1 - a \quad (10)$$

$$C = 2 \cdot r_2 \quad (11)$$

Denklem 10 ve 11'de a iterasyonlar boyunca 2'den 0'a doğru azalan değeri gösterirken r_1 ve r_2 ise [0,1] arasında rastgele vektörlerdir (Mirjalili ve ark., 2004).

- GKO algoritmasının avın etrafını sarmasını ve sürekli olarak pozisyonlarını güncelleyerek avın hareketlerini takip etmesini simüle eden denklemler, denklem 12 ve 13'te verilmiştir (Mirjalili ve ark., 2004). Algoritmaya bu adımda denklem 12 ve 13 uygulanmıştır.

$$D = |C \cdot X_p(t) - X(t)| \quad (12)$$

$$X(t + 1) = X_p(t) - A \cdot D \quad (13)$$

Burada t mevcut iterasyonu, X_p avın konum vektörünü, X gri kurdun konum vektörünü temsil eder. Bu denklemlerle, kurtların avın etrafında rastgele konumlara geçiş yapması sağlanır.

- Alfa, beta ve teta'nın en iyi konumları denklem 14'e göre bulunur (Mirjalili ve ark., 2004). Algoritmaya bu adımda denklem 14 uygulanmıştır.

$$\vec{D}_\alpha = |\vec{C}_1 \cdot \vec{X}_\alpha - \vec{X}|, \vec{D}_\beta = |\vec{C}_2 \cdot \vec{X}_\beta - \vec{X}|, \vec{D}_\delta = |\vec{C}_3 \cdot \vec{X}_\delta - \vec{X}| \quad (14)$$

- Alfa, beta ve teta kurtlarının konumları denklem 15'e göre hesaplanır (Mirjalili ve ark., 2004). Algoritmaya denklem 15 bu aşamada uygulanmıştır.

$$\vec{X}_1 = \vec{X}_\alpha - \vec{A}_1 \cdot (\vec{D}_\alpha), \vec{X}_2 = \vec{X}_\beta - \vec{A}_2 \cdot (\vec{D}_\beta), \vec{X}_3 = \vec{X}_\delta - \vec{A}_3 \cdot (\vec{D}_\delta) \quad (15)$$

- Alfa, beta ve teta kurtlarının konumlarının ortalaması alınarak diğer bireylerin yönlendirilmesi sağlanır. İlgili denklem, denklem 16 ile verilmiştir (Mirjalili ve ark., 2004). Gri kurt optimizasyonu kısmına ait son aşamada ise denklem 16 uygulanmıştır.

$$\vec{X}(t + 1) = \frac{\vec{X}_1 + \vec{X}_2 + \vec{X}_3}{3} \quad (16)$$

- GKO sürecinden sonra GA süreci başlatılır.
- Popülasyon uygunluk çözümüne göre sıralanır, ebeveyn havuzu oluşturulur.
- Çaprazlama noktalarının rastgele olarak belirlenmesi ile tek noktalı çaprazlama kullanılarak ebeveynlerden yeni bireyler oluşturulur.
- Daha sonra oluşturulan bireyler üzerinde küçük bir olasılıkla (0.1) tek nokta mutasyon işlemi uygulanır. Burada popülasyon çeşitliliğinin artırılması ve yerel minimumlardan kaçınmak amaçlanmıştır.
- Yeni oluşturulan bireyler, ebeveynler ile birleştirilerek yeni popülasyon elde edilir.
- Yeni popülasyondaki tüm bireylerin uygunluk değeri hesaplanır.
- En iyi çözüm tekrar güncellenir, ZLG değeri kaydedilir.
- Döngü tamamlandığında en iyi uygunluk değerine sahip çözüm k_p, k_i, k_d değişkenleri olarak atanır.

2.1.3. Amaç Fonksiyonu

Kontrol sistemleri için kontrolör tasarlanırken, tasarlanan sistemin performansını değerlendirmek ve iyileştirmek amacıyla farklı amaç fonksiyonları kullanılmaktadır. Bu amaç fonksiyonlarından biri ZLG'dir. ZLG, PID ve diğer denetleyicilerin optimizasyonunda etkin bir değerlendirme kriteri olarak öne çıkmaktadır (Ali ve ark., 2021; Şahin ve ark., 2022).

ZLG amaç fonksiyonunun matematiksel ifadesi denklem 17 ile ifade edilir:

$$ZLG = (1 - e^{-\beta})(M_p + E_{ss}) + e^{-\beta}(t_s - t_r) \quad (17)$$

Burada; M_p maksimum aşımı, E_{ss} kalıcı durum hatasını, t_s yerleşme zamanını, t_r yükselme zamanını, β ise ağırlık faktörünü temsil eder.

ZLG amaç fonksiyonunda β değeri genellikle 1 olarak seçilmektedir. Bu fonksiyon, sistemin hem dinamik hem de kararlı durum performansını dikkate alarak optimize edilmesini sağlar (Şahin ve ark., 2022).

PID denetleyici tasarımı için bu çalışmada oluşturulan hibrit GKO-GA algoritmasında amaç fonksiyonu olarak kullanılan Zwe-Lee Gain (ZLG) metriğindeki Beta parametresi de 1 olarak sabitlenmiştir. Bu seçim, aşımı ve sabit durum hatasını azaltmak için tercih edilir. Ancak Beta = 1 seçimi, özellikle ani giriş değişimlerinde sistemin aşırı tepki verme (overshoot) eğilimini artırabilir. Daha düşük Beta değerleri (örneğin 0.6–0.9), hata bileşeninin etkisini aşama aşama azaltarak daha yumuşak bir kontrol yanıtı ve daha kararlı bir optimizasyon süreci sağlayabilir. Bu nedenle, farklı Beta değerleri kullanılarak tasarlanan modeller, ZLG metriğinin PID optimizasyon sonuçlarına olan etkisini daha net ortaya koyabilir (Gaing, 2004).

2.2. Metot

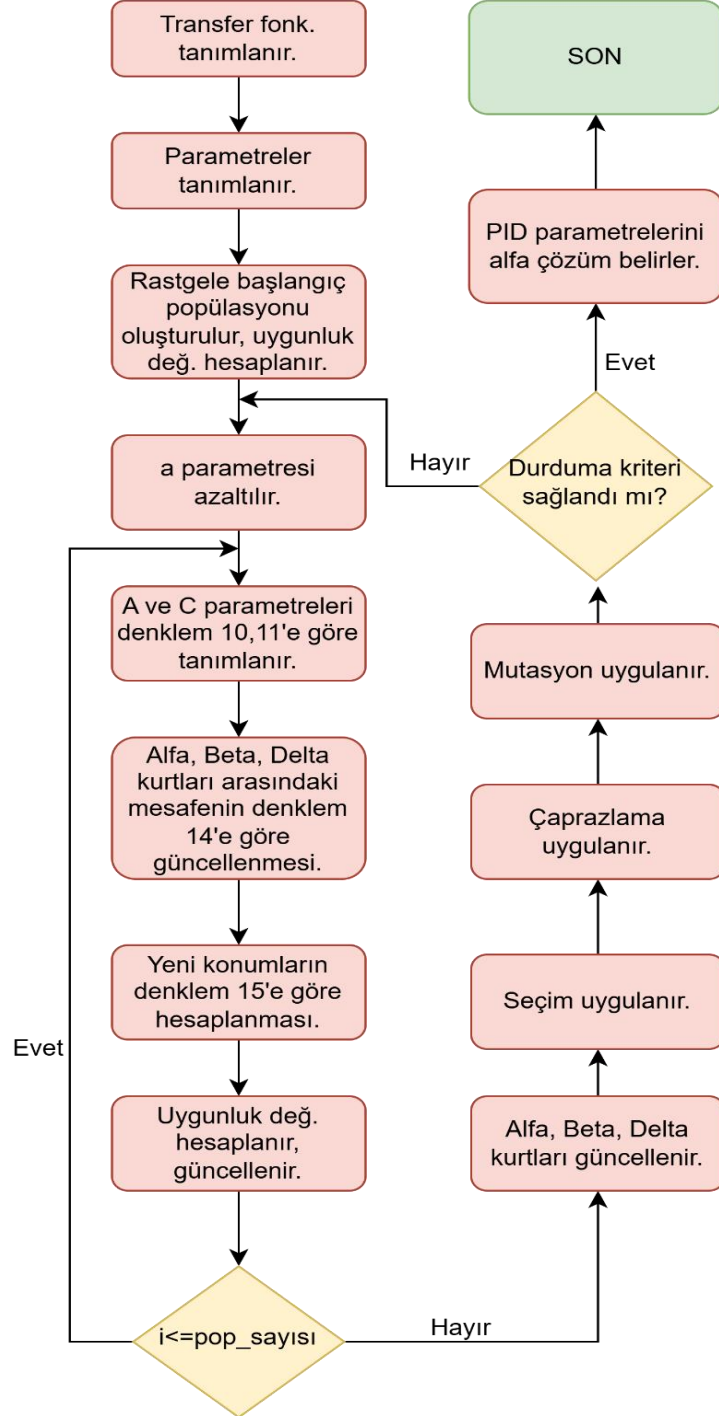
Bu çalışmada, PID parametrelerinin optimizasyonu için GKO ve GA hibrit yaklaşımı kullanılmıştır. Yöntemde önce sistemin transfer fonksiyonu ve optimizasyon parametreleri tanımlanmıştır. Tasarlanan denetleyicinin parametrelerine ait veriler Tablo 2’de verilmiştir.

Tablo 2. Optimizasyon parametreleri

Parametre	Değer
Popülasyon Büyüklüğü	30
Maksimum İterasyon Sayısı	100
Boyut (PID Parametreleri)	3 (Kp, Ki, Kd)
Alt Sınırlar (lb)	[0.1, 0.1, 0.1]
Üst Sınırlar (ub)	[150, 150, 150]
ZLG Ağırlık Faktörü (beta)	1
Başlangıç Tohum Değeri	Rasgele
Seçilim Yöntemi	Turnuva
Çaprazlama Oranı	0.8
Mutasyon Oranı	0.1
Durdurma Kriteri	Maksimum İterasyon
Gri Kurt İvme Katsayısı (a)	2 - iterasyon*(2/iterasyon sayısı)

Arama uzayı için alt ve üst sınırlar 0.1-150 aralığında tanımlanmıştır. Sonra rastgele başlangıç popülasyonu oluşturulmuş ve ilk uygunluk değerleri hesaplanmıştır. Daha sonra a parametresi azaltılması, A ve C parametreleri belirlenmesi, alfa, beta ve delta kurtları arasındaki mesafelerin güncellenmesi, yeni konumlar hesaplanarak uygunluk değerleri güncellenmesi aşamaları uygulanmıştır.

Daha sonra GA'ya ait özellikler olan seçim, çaprazlama ve mutasyon uygulanmıştır. Durdurma kriteri sağlanana kadar döngü devam etmiş olup işlem sonlandığında en iyi çözüm (Alfa kurdu) PID parametreleri olarak atanır. Bu metodoloji, optimizasyon sürecinin etkinliğini artırarak daha hızlı ve daha iyi sonuçlar elde edilmesini sağlar. Sisteme ait akış şeması şekil 5'te verilmiştir.



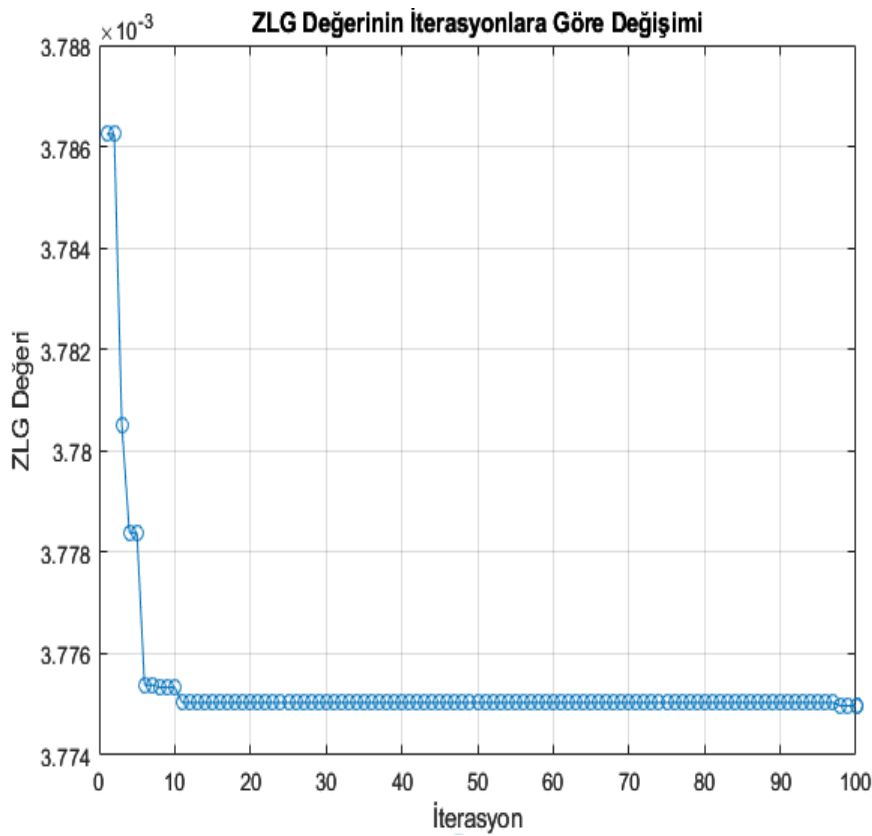
Şekil 5. Akış şeması

3. Araştırma Bulguları

Çalışmanın bu bölümünde uçak eğim açısının kontrolü için tasarlanan GKOGA-PID denetleyicinin sonuçları literatürdeki PID denetleyici tasarımları ile karşılaştırmalı olarak verilmiştir. Simülasyon çalışmaları MATLAB 2022b kullanılarak elde edilmiştir.

3.1. Yakınsama Analizi

Optimizasyon algoritmalarının başarımlarını değerlendirmek için uygunluk (fitness) değerlerinin iterasyonlara göre değişimi analiz edilir. Bu analiz sayesinde algoritmanın ne kadar sürede kararlı bir çözüme ulaştığı, arama alanında nasıl bir yol izlediği, global minimuma yakınsama davranışı gibi durumlar anlaşılabilir. Çalışmada geliştirilen GKOGA algoritmasının da ZLG değerleri üzerinden yakınsama davranışı şekil 6'da verilmiştir.

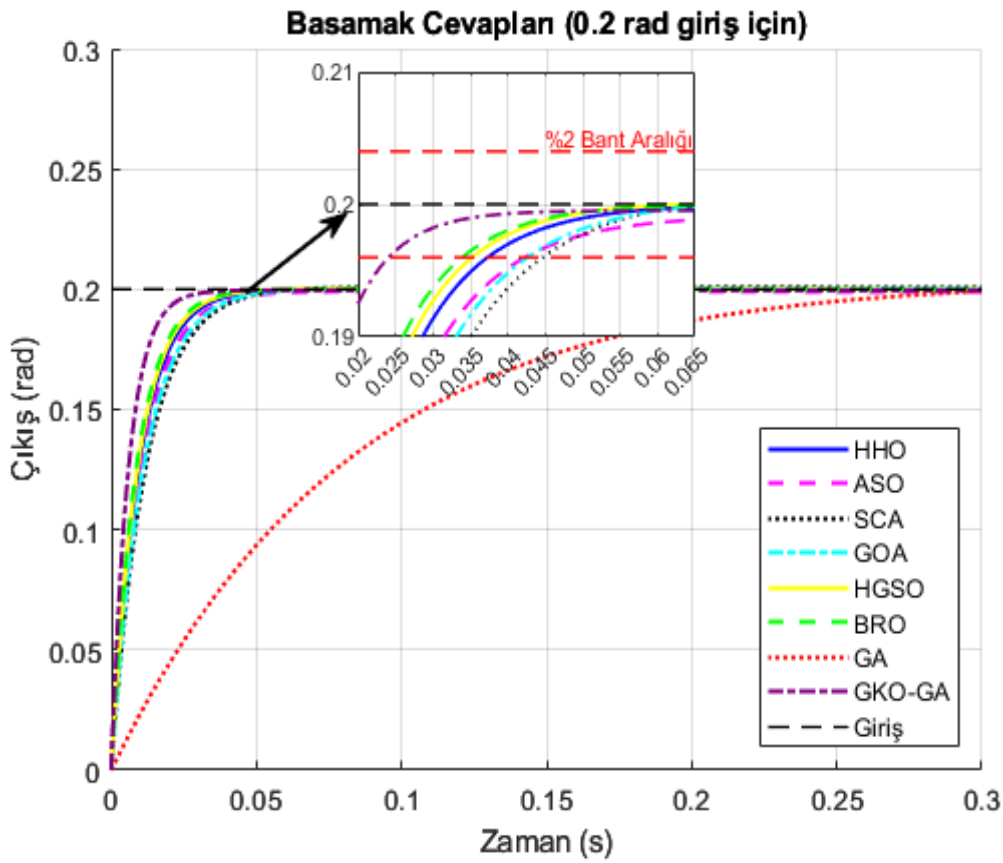


Şekil 6. Yakınsama grafiği

Şekil 6'da ZLG değerlerinin iterasyon sayısı arttıkça belirgin şekilde azaldığı gözlemlenmektedir. ZLG değerinde başlangıçta hızlı bir şekilde iyileşme görülmektedir, sonra eğri iyileşmesi yavaşlamış ve stabilize duruma gelmiştir. Algoritmanın bu yanıtı, etkin bir şekilde en iyi çözümü aradığını ve bir süre sonra yakınsama sağladığını göstermektedir. Eğrinin sonunda oluşan yataylık, algoritmanın daha iyi çözümler bulamadığını ve yakınsama durumunu gerçekleştirdiğini göstermektedir. Algoritma; ilk iterasyonlarda hızlı iyileşmeler sağlamış, ilerleyen iterasyonlarda ise çözüm kalitesini artırmaya çalışmıştır.

3.2. Frekans Cevabı

Kontrol sistemleri için denetleyici tasarlandığında, tasarlanan denetleyicinin maksimum aşım, yerleşme zamanı, oturma zamanı, tepeye erişme zamanı gibi performans kriterleri analiz edilir. Aşımın az olması yerleşme, oturma, tepeye erişme zamanlarının ise düşük olması istenir. Çalışmada tasarlanan GKOGA-PID denetleyici literatürde yer alan HHO-PID (İzci ve ark., 2020), ASO-PID (İzci ve ark., 2020), SCA-PID (Kaçtı ve ark., 2020), GOA-PID (Kaçtı ve ark., 2020), HGSO-PID (Kaçtı ve ark., 2020), BRO-PID (Şahin ve ark., 2022) denetleyicileri karşılaştırılmıştır. Şekil 7’de denetleyicilerin giriş irtifa sapma açısı $\theta=0.2$ rad için basamak giriş cevapları geçici cevap analizleri çizdirilmiştir. Denetleyicilerin yerleşme ve aşma sürelerinin daha net anlaşılabilmesi için küçük dikdörtgen çizim kullanılarak grafiğin net gözlemlenmesi amaçlanmıştır. Küçük dikdörtgen grafikten %2 bant aralığına göre tasarlanan ve karşılaştırılan denetleyicilerin yerleşme süreleri gözlemlenebilir. Ayrıca uçak eğim açısı için tasarlanmış olan denetleyicinin performans kriterleri literatürdeki PID denetleyicilerle karşılaştırmalı olarak Tablo 3’te verilmiştir. Tablo 3’te geçici cevap analizleri verilen denetleyicilerin PID parametreleri (K_p, K_i, K_d katsayıları) de yer almaktadır. Buna göre tasarlanan GKOGA-PID denetleyicinin diğer PID denetleyicilerden daha optimum sonuçlar verdiği gözlemlenebilir.



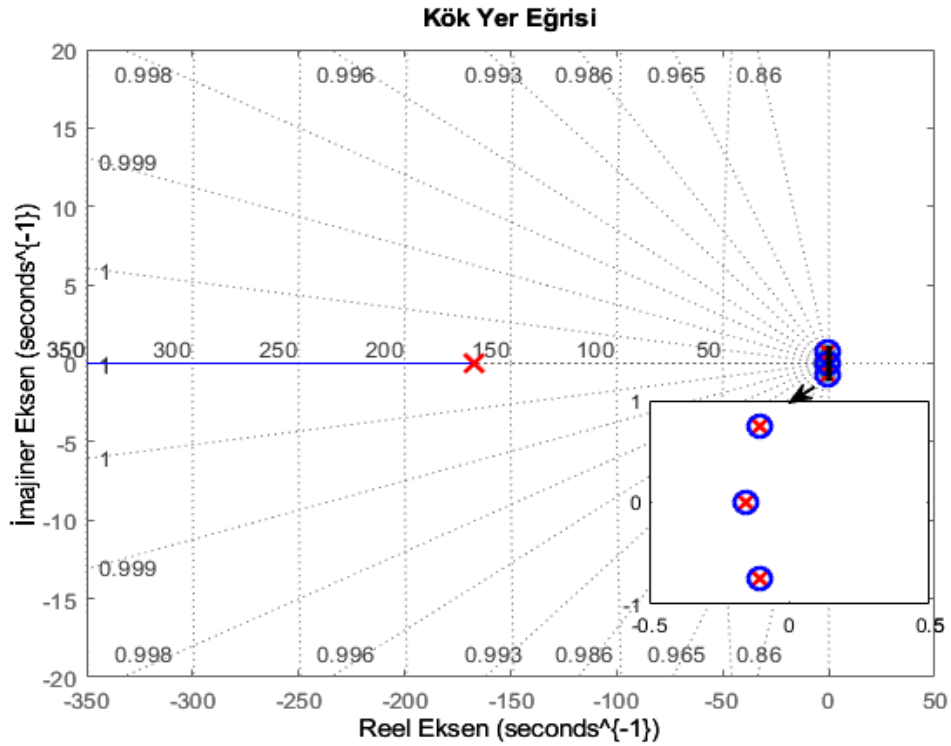
Şekil 7. Denetleyicilerin $\theta = 0.2$ rad için basamak giriş cevapları

Tablo 3. Denetleyicilerin geçici cevap analizleri ve PID denetleyici parametreleri

Denetleyici	Geçici Cevap Analizi				PID Denetleyici Parametreleri		
	Mp	ts	tr	tp	Kp	Ki	Kd
HHO-PID (İzci ve ark., 2020)	0	0,0373	0,0210	0,1020	55,2698	51,4031	90,9434
ASO-PID (İzci ve ark., 2020)	0	0,0423	0,0229	0,1022	17,3672	24,2791	84,5323
SCA-PID (Kaçtı ve ark., 2020)	0,3464	0,0447	0,0260	0,2007	70,8938	64,8932	72,4551
GOA-PID (Kaçtı ve ark., 2020)	0,1158	0,0426	0,0244	0,2002	63,8156	21,5434	77,6758
HGSO-PID (Kaçtı ve ark., 2020)	0	0,0352	0,0200	0,2000	69,7726	3,6054	95,1465
BRO-PID (Şahin ve ark.,2022)	0	0,0338	0,0191	0,0855	63,6688	11,5507	99,9028
GA-PID (Aldeep ve Abdullah, 2024)	5,79	1,25	0,204	0,619	10,0000	7,8120	10,8440
GKOGA-PID (önerilen)	0	0,0241	0,0133	0,0630	30,2615	81,2959	145,0283

3.3. Kök Yer Analizi

Kök- yer analizi yapılarak tasarlanan bir denetleyicinin kararlılığı sağlayıp sağlamadığı hakkında bilgi edinilebilir. Çalışmada uçak eğim açısı için tasarlanan denetleyicinin kutup-sıfır analizi Matlab’ de “rlocus” komutu kullanılarak yapılmıştır. Tasarlanan denetleyicinin kök-yer eğrisi grafiği şekil 8’de verilmiştir. Şekil 8 incelendiğinde; kapalı çevrim kutuplarının sol yarı düzlemde yer aldığı gözlemlenmektedir. Bu durum sistemin kararlı olduğunu ifade etmektedir. Çalışmadaki denetleyici ve karşılaştırılan literatürdeki PID denetleyicilerin kapalı çevrim sisteminin kutupları ve karşılık gelen sönüm oranları da Tablo 4’te verilmiştir. Tablo 4’ten tasarlanan ve literatürde yer alan denetleyicilerin kararlı bir yapıya sahip olduğu görülmüştür.

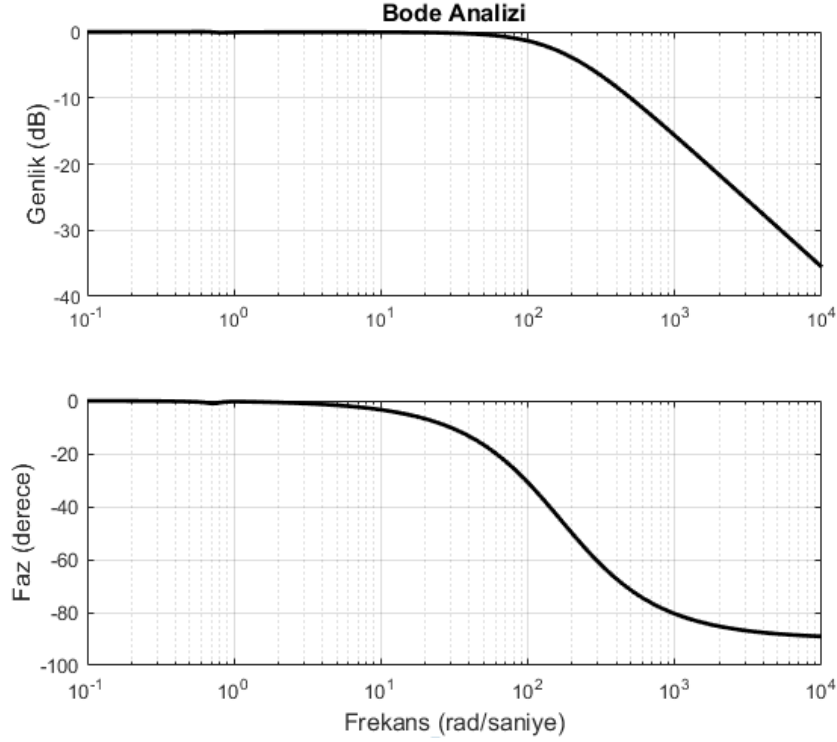
**Şekil 8:** Tasarlanan GKOGA-PID denetleyicinin kök yer analizi

Tablo 4. Uçak eğim açısı için tasarlanan denetleyicilerin kapalı çevrim kutupları ve karşılık gelen sönüm oranları

Denetleyici	Kapalı Çevrim Kutupları	Sönüm Oranları
HHO-PID (İzci ve ark., 2020)	-0,155	1
	-0,305+0,686i	0,4062
	-0,305-0,686i	0,4062
	-104,65	1
ASO-PID (İzci ve ark., 2020)	-0,1549	1
	-0,1048+0,5232i	0,1963
	-0,1048-0,5232i	0,1963
	-97,6713	1
SCA-PID (Kaçtı ve ark., 2020)	-0,1545	1
	-0,4910+0,8106i	0,5181
	-0,4910-0,8106i	0,5181
	-82,9991	1
GOA-PID (Kaçtı ve ark., 2020)	-0,1554	1
	-0,4144+0,3226i	0,7890
	0,4144-0,3226i	0,7890
	-89,1604	1
HGSO-PID (Kaçtı ve ark., 2020)	0,0564	1
	-0,1507	1
	-0,6887	1
	-109,3578	1
BRO-PID (Şahin ve ark., 2022)	-0,159	1
	-0,320+0,101i	0,954
	-0,320-0,101i	0,954
	-115	1
GKOGA-PID (önerilen)	-167,3026	1,0000
	-0,1048+0,74i	0,1402
	-0,1048-0,74i	0,1402
	-0,1543	1,0000

3.4. Bode Analizi

Bode analizi kontrol sistemlerinin frekans tepkileri hakkında fikir verir. Tasarlanan denetleyicilerin bode analiz grafikleri şekil 9’da verilmiştir. Bode analizinden elde edilen kazanç payı, faz payı ve bant genişliği gibi değerler literatürdeki PID denetleyiciler ile karşılaştırmalı olarak Tablo 5’te verilmiştir. Çalışmada tasarlanan denetleyicinin bode analizi Matlab’ de “bode” komutu kullanılarak yapılmıştır. Bode analiziyle, tasarlanan denetleyicinin ve literatürde yer alan denetleyicilerin frekans tepkisindeki kararlılık karşılaştırmaları yapılabilir. Bode analizinden çıkarılan kazanç payı, faz payı ve bant genişliği değerleri Tablo 5’te verilmiştir. Bode analizinde kazanç payının sonsuz olması, faz payının 180 dereceye yakın olması, bant genişliğinin yüksek değerde olması istenir (Şahin ve ark., 2022). Çalışmada tasarlanan GKOGA-PID yönteminin çok iyi sonuç verdiği gözlemlenebilir.



Şekil 9. Tasarlanan GKOGA-PID denetleyicinin bode çizimi

Tablo 5. Uçak eğim açısı için tasarlanan denetleyicilerin bode çizimlerinden çıkarılan sonuçlar

PID Kontrolör	Kazanç Payı (dB)	Faz Payı (Derece)	Bant Genişliği (Hz)
HHO (İzci ve ark., 2020)	∞	179,5243	104,4541
ASO (İzci ve ark., 2020)	∞	178,5423	96,6898
SCA (Kaçtı ve ark., 2020)	∞	174,4418	83,5953
GOA (Kaçtı ve ark., 2020)	∞	175,9787	89,4385
HGSO (Kaçtı ve ark., 2020)	∞	177,3049	109,4116
BRO (Şahin ve ark., 2022)	∞	179,6000	114,7877
GKOGA (önerilen)	∞	179,0472	166,1549

3.5. Kontrol Sinyali Kısıtları Altında PID Denetleyici Davranışı

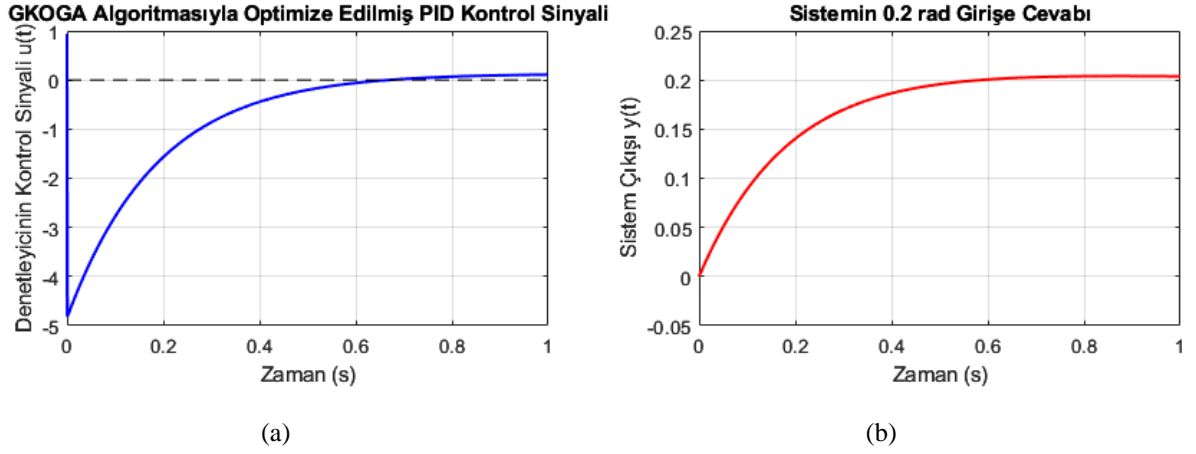
Simulasyon uygulamaları gerçek zamanlı sistemler üzerinde denenmek istendiğinde gerçek sistemlerin aktüatör sınırları olması nedeniyle kontrol sinyallerinin belli bir aralıkta tutulması gerekebilir. Bu sebepten çalışmada tasarlanan denetleyicinin uygulama açısından uygun olup olmadığını değerlendirebilmek için kontrol sinyaline belli limitler uygulanmış (0-5, 0-10, 0-100, 0-150) ve algoritma pek çok kez çalıştırılmıştır. Sistemin tepkisi uygulanan limitler aralığında da değerlendirilmiştir. PID denetleyicinin sınırlandırıldığı aralıklarda elde edilen denetleyici katsayıları ve t_r , t_s , t_p değerleri Tablo 6'da verilmiştir. Yapılan analizler incelendiğinde kontrol sinyaline sınırlama getirildiğinde daha dar limit aralıklarında denetleyicinin sistem tepkisini yeterli düzeyde ayarlayamadığı ve sistem cevabının biraz zayıfladığı gözlemlenebilir. Ancak daha geniş limit aralıklarında sistem cevabının dar aralığa göre daha tatmin edici olduğu söylenebilir. Limit aralığının çok geniş tutulması da fiziksel sistemlerde kontrol sinyalinin doyuma uğratabilir. Bu sebepten literatürdeki çoğu çalışmada doğrudan fiziksel sistem üzerinde uygulanacak şekilde bir kısıt uygulanmadan denetleyici tasarımları

yapılmış olsa da, bu bölümde önerilen analiz ile çalışmanın gerçek sistem koşullara uyum sağlayabileceğinin gösterilmesi amaçlanmıştır. Ayrıca, bu başlık altında yapılan analiz sayesinde önerilen denetleyicinin uygulama sınırları içerisindeki davranışı açıkça ortaya konmaktadır.

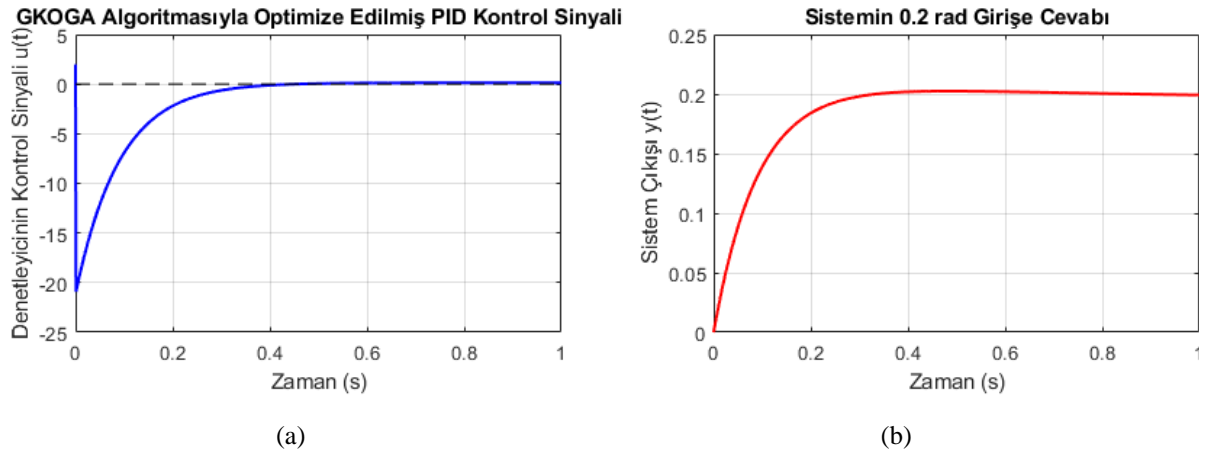
Tablo 6. Farklı limit aralıklarında denetleyici parametre değerleri ve t_s, t_r, t_p değerleri

Parametre	0-5 arası	0-10 arası	0-100 arası	0-150 arası
K_p	4,6489	9,9331	63,9028	30,2615
K_i	3,6117	4,1496	63,8079	81,2959
K_d	5,0000	10,0000	96,4250	145,0283
t_s	0,5050	0,2757	0,0350	0,0241
t_r	0,3360	0,1758	0,0198	0,0133
t_p	0,8829	0,4847	0,0619	0,0630

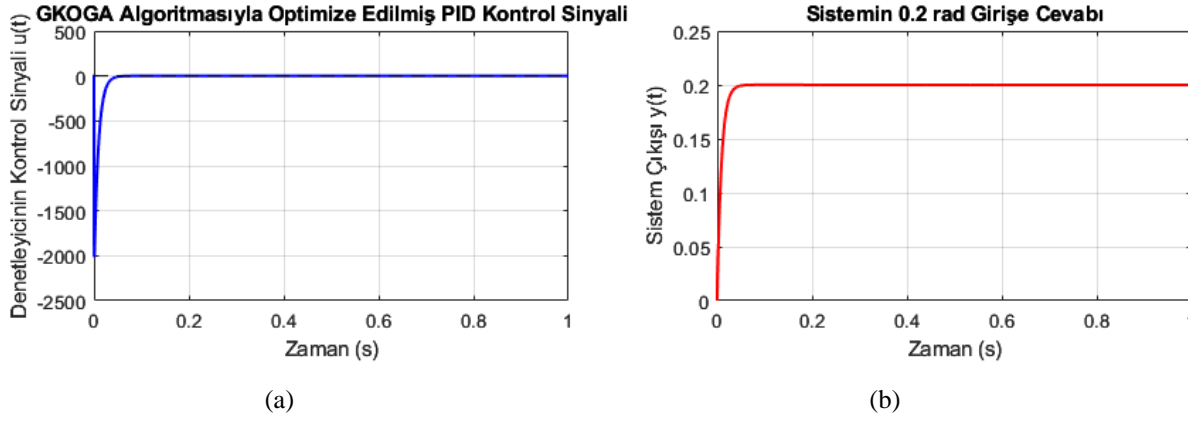
Uygulanan limit aralıklarına göre sistemin kontrol sinyali çıkışı ve sistem çıkışı sinyalleri şekil 10-13 ile verilmiştir.



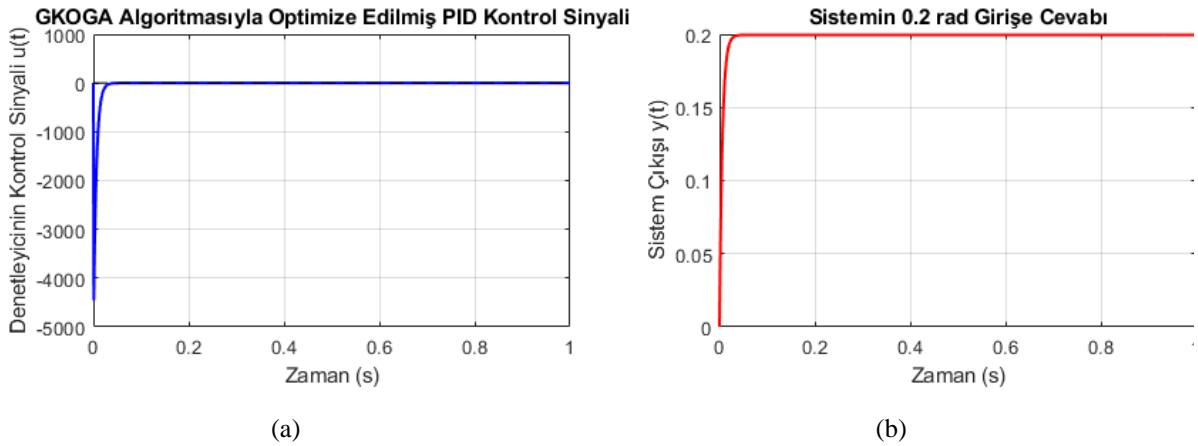
Şekil 10. Limit aralığı 0-5 olarak uygulandığında (a) Kontrol sinyali çıkışı (b) Sistem çıkışı



Şekil 11. Limit aralığı 0-10 olarak uygulandığında (a) Kontrol sinyali çıkışı (b) Sistem çıkışı



Şekil 12. Limit aralığı 0-100 olarak uygulandığında (a) Kontrol sinyali çıkışı (b) Sistem çıkışı



Şekil 13. Limit aralığı 0-150 olarak uygulandığında (a) Kontrol sinyali çıkışı (b) Sistem çıkışı

4. Sonuçlar

Uçağın havada güvenli hareketi, uçağa uygulanan yatay ve dikey kuvvetlerin dengelenmesi ile sağlanır. Uçağın yükseklik kontrolü, uçağın eğim açısının değişmesi ile sağlanır. Uçağın eğim açısı değişirken tepki süresinin kısa olması, salınımın sönümlenmesi gibi parametreler önem arz eder. Bu çalışmada bir uçağın yükseklik kontrolünü sağlamak amacıyla hibrit bir algoritma kullanılarak PID denetleyici tasarımı yapılmıştır. GKO' nun hızlı yakınsama özelliği ve GA' nın ise çaprazlama ve mutasyon işlemi sayesinde popülasyon çeşitliliğinin korunması özelliği alınarak bir hibrit algoritma oluşturulmuştur. Tasarlanan bu hibrit algoritma, sistem dinamiklerine daha hassas bir şekilde uyum sağlayarak daha kararlı ve hızlı bir yanıt elde edilmesini sağlamıştır. Literatür incelendiğinde GKO ve GA' nın güçlü yönleri kullanılarak oluşturulmuş hibrit algoritmanın eğim açısı kontrolünde uygulanmadığı gözlemlenmiştir. Tasarlanan denetleyici ile sistemin yakınsama analizi, geçici tepki analizi, kutup-sıfır haritası, frekans cevabı analizi yapılmış ve literatürdeki çalışmalar ile karşılaştırılmıştır. Ayrıca kontrol sinyali kısıtları altında PID denetleyici davranışı incelenmiştir. Elde edilen sonuçlar özetlenecek olursa;

1. Tasarlanan algoritmaya ait yakınsama analizinden en iyi ZLG değeri 0.003775 olarak elde edilmiştir. Algoritmanın ilk iterasyonlarda hızlı bir şekilde kararlı bir çözüme ulaşabildiği söylenebilir.

2. GKOGA-PID denetleyicisi ile sistemin geçici cevap analizinden $M_p = 0$, $t_r = 0,0133$ s, $t_s = 0,0241$ s ve $t_p = 0,0630$ s değerleri elde edilmiştir. Geçici cevap analizinden elde edilen sonuçlara göre PID olarak tasarlanan diğer denetleyiciler ile karşılaştırıldığında optimum sonuçları veren BRO-PID'ye göre yükselme süresinde %28,7, yerleşme süresinde %30,36 ve tepe zamanında %26,31 oranında iyileşme sağlanmıştır.
3. Tasarlanan denetleyicinin kutupları $S_1 = -167,3026$, $S_2 = -0,1048 + 0,74i$, $S_3 = -0,1048 - 0,74i$ ve $S_4 = -0,1543$ olarak elde edilmiştir. Elde edilen kutupların hepsinin reel eksenin sol yarı düzleminde yer alması sistemin kararlı olduğunu ortaya koymaktadır. Ayrıca köklerin sönüm oranları incelendiğinde, iki kökün sönüm oranının 1 (aşırı sönümlü), diğer iki kökün ise sönüm oranının 0.1402 (düşük sönümlü) olduğu görülmektedir. Aşırı sönümlü kökler sistemin hızlı bir şekilde durağan duruma ulaşmasını sağlarken, düşük sönümlü kökler sistemin geçici yanıtında sınırlı salınımlar oluşturmuştur. Bu sonuçlarla, önerilen denetleyici istenen performans kriterlerini başarıyla sağlamaktadır.
4. GKOGA-PID denetleyici kullanılarak tasarlanan sistemin bode analizi sonuçlarına göre, yine literatürdeki en optimum sonuçlara sahip olan BRO-PID ile karşılaştırıldığında kazanç payının her iki yöntem için de sonsuz olduğu ve faz paylarında ihmal edilebilir düzeyde bir değişim olduğu (yaklaşık %3) gözlemlenmiştir. GKOGA-PID ile bant genişliği %44,7 oranında artırılmıştır. Bu sonuç tasarlanan denetleyici ile sistemin frekans cevabında daha hızlı ve daha geniş bir bant aralığında etkin çalışması anlamına gelmektedir. Elde edilen artışla, sistemin hem hız hem de kontrol hassasiyeti açısından önemli bir iyileşme sağlanmıştır.
5. Çalışmanın gerçek sistem koşullara uyum sağlayabileceğinin gösterilmesi amacıyla kontrol sinyali kısıtları altında PID denetleyici davranışı da incelenmiştir. Arama uzayı [0-10] ile sınırlandırıldığında $0,2757$ t_s değeri; $0,1758$ t_r değeri; $0,4847$ t_p değeri elde edilmiştir.

Sonuçta uçak eğim açısının kontrolü için yapılan optimizasyon çalışmaları göz önüne alındığında önerilen yöntemle daha optimum sonuçlara ulaşılabilir. Geleneksel optimizasyon yöntemleriyle kıyaslandığında, önerilen hibrit algoritma sistemin yükselme süresini azaltmış, aşım miktarını minimize etmiş ve salınımları etkin bir şekilde baskılamıştır. Önerilen GKOGA-PID algoritmasının tasarlanan diğer kontrolörlerle rekabetçi bir performans gösterdiği söylenebilir. Tasarlanan denetleyici uçak eğim açısının kontrolü için uygulanabilir, GKOGA hibrit algoritmasının denetleyici parametrelerini ayarlama iyi bir optimizasyon algoritması olduğu söylenebilir. Bu çalışma, akıllı optimizasyon tekniklerinin bir araya getirilmesiyle daha etkili ve kararlı kontrol sistemlerinin tasarlanabileceğini göstermekte olup, gelecekte farklı uçuş dinamikleri ve kontrol problemleri için genişletilebilir niteliktedir.

Çıkar Çatışması Beyanı

Makale yazarları herhangi bir çıkar çatışması olmadığını beyan eder.

Araştırmacıların Katkı Oranı Beyan Özeti

Yazarlar makaleye eşit oranda katkı sağlamış olduklarını beyan eder.

Kaynakça

- Abdulla AI., Mohammed IK. Aircraft pitch control design using LQG controller based on genetic algorithm. *TELKOMNIKA (Telecommunication Computing Electronics and Control)* 2023; 21(2): 409-417.
- Abualigah L., Ekinci S., Izci D. Aircraft pitch control via filtered proportional-integral-derivative controller design using sinh cosh optimizer. *International Journal of Robotics and Control Systems* 2024; 4(2): 746–757.
- Aldeeb An., Abdullah Ah. Achieving aircraft pitch control through artificial intelligence. *African Journal of Advanced Pure and Applied Sciences (AJAPAS)* 2024; 378-387.
- Ali MS., Wang L., Alquhayz H., Rehman OU., Chen G. Performance improvement of three-phase boost power factor correction rectifier through combined parameters optimization of proportional-integral and repetitive controller. *IEEE Access* 2021; 9: 58893-58909.
- Bensafia Y., Idir A., Zemmit A., Khettab K. Performance improvement of aircraft pitch angle using the fractional order adaptive PID controller. *Przeglad Elektrotechniczny* 2023; 99(5).
- Bingül Z. MATLAB ve Simulink’le modelleme. *Kontrol 1*. Birsen Yayinevi, Kocaeli Üniversitesi 2005.
- Ceballos Benavides GE., Duarte-Mermoud MA., Orchard ME., Travieso-Torres JC. Pitch angle control of an airplane using fractional order direct model reference adaptive controllers. *Fractal and Fractional* 2023; 7(4): 342.
- Control Tutorials for MATLAB and Simulink - Aircraft Pitch: System Modeling. Published with MATLAB® 7.14, 2012. Available from: <http://ctms.engin.umich.edu/CTMS/index.php?example=AircraftPitch§ion=SystemModeling>. Accessed: 23.02.2025.
- Daş R., Türkođlu İ., Poyraz M. Genetik algoritma yöntemiyle internet erişim kayıtlarından bilgi çıkarılması. *Sakarya University Journal of Science* 2006; 10(2): 67-72.
- Gaıng ZL. A particle swarm optimization approach for optimum design of PID controller in AVR system. *IEEE Transactions on Energy Conversion* 2004;19(2): 384-391.
- Gong X., Wang X., Xiong W., Zhang H., Xin Y. An effective PID control method of air conditioning system for electric drive workshop based on IBK-IFNN two-stage optimization. *Journal of Building Engineering* 2024; 98: 111028.
- Holland JH. *Adaption in natural and artificial systems*. The MIT Press, Cambridge 1935,
- Idir A., Bensafia Y., Khettab K., Canale L. Performance improvement of aircraft pitch angle control using a new reduced order fractionalized PID controller. *Asian Journal of Control* 2023; 25(4): 2588-2603.

- İzci D., Ekinci S., Demirören A., Hedley J. HHO algorithm based PID controller design for aircraft pitch angle control system. In 2020 international congress on human-computer interaction, optimization and robotic applications (HORA), 26-28 June 2020, pp. 1-6, Ankara, Turkey. IEEE.
- Kaçtı V., Ekinci S., İzci D. Henry gaz çözünürlük optimizasyonu ile uçak eğim kontrol sistemi için etkin kontrolör tasarımı. Dicle Üniversitesi Mühendislik Fakültesi Mühendislik Dergisi 2020; 11(3): 953-964.
- Keklik G., Özcan BD. Genetik algoritmaların işleyişi ve genetik algoritma uygulamalarında kullanılan operatörler. Osmaniye Korkut Ata Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Dergisi 2023; 6(1): 1052-1066.
- Köprücü S., Öztürk M. Comparison of PID coefficients determination methods for aircraft pitch angle control. Aerospace Research Letters (ASREL) 2024; 3(1): 15-26.
- Kumar V., Hote YV. New approach of series-PID controller design based on modern control theory: Simulations and real-time validation. IFAC Journal of Systems and Control 2025; 31: 100295.
- Micev M., Čalasan M., Oliva D. Design and robustness analysis of an automatic voltage regulator system controller by using equilibrium optimizer algorithm. Computers and Electrical Engineering 2021; 89: 106930.
- Mirjalili S., Mirjalili SM., Lewis A. Grey wolf optimizer. Advances in Engineering Software 2014; 69: 46-61.
- Mitiku HM., Salau AO., Sharew EA. Design of an artificial neural network and proportional-integral-derivative controller using particle swarm optimization for Boeing 747-400 aircraft pitch control. Advanced Control for Applications: Engineering and Industrial Systems 2024; 6(3): 1-13, e224.
- Motea ZM., Wahid H., Zahid J., Lwin SH., Hassan AM. A comparative analysis of intelligent and PID controllers for an aircraft pitch control system. Applications of Modelling and Simulation 2018; 2(1): 17-25.
- Okeya DC., Mbachu CB., Muoghalu CN., Ekengwu BO. Enhancing the pitch control of an unmanned aircraft using pso based intelligent PID controller. International Journal of Research Publication and Reviews 2024; 5(3): 55-63.
- Ponrani MA., Godweena AK. Aircraft pitch control using PID controller. In 2021 International Conference on System, Computation, Automation and Networking (ICSCAN), 30-31 July 2021 pp. 1-4, Puducherry, India, IEEE.
- Rehman AU., Khan MU., Shah MS., Maqsood Q., Ullah MF., Uba S. Aircraft pitch control based on genetic algorithm tuning with PID and LQR controller. In 2021 6th International Multi-Topic ICT Conference (IMTIC), 10-12 November 2021, pp. 1-6, Jamshoro & Karachi, Pakistan, IEEE.
- Şahin AK., Akyazı Ö., Şahin E., Çakır O. Uçak eğim kontrol sistemi için ölüm oyunu optimizasyonuna dayalı PID-F denetleyicisi tasarımı. Gümüşhane Üniversitesi Fen Bilimleri Dergisi 2022; 12(2): 539-549.

- Şenel FA., Yüksel AS., Gökçe F., Yiğit T. Gri kurt optimizasyon algoritması ile iki boyutlu dizilim yazılımının geliştirilmesi. Balıkesir Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Dergisi 2018; 20(2): 293-306.
- Toren M., Mollahasanoğlu H. Gri Kurt optimizasyon algoritması ile güç ve dağıtım türü transformatörlerin ağırlık optimizasyonu. Niğde Ömer Halisdemir Üniversitesi Mühendislik Bilimleri Dergisi 2023; 12(1): 96-103.
- Vatansever F., Şen D. Genetik algoritma tabanlı PID kontrolör simülatörü tasarımı. Uludağ Üniversitesi Mühendislik Fakültesi Dergisi 2013; 18(2): 7-18.
- Yıldırım Ş., Savaş S. PID denetim organı kullanarak uçaklarda kalkış ve iniş halinde yunuslama (Pitch) açısı kontrolü. Erciyes Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Fen Bilimleri Dergisi 2009; 25(1-2): 287-301.
- Zaeri R., Ghanbarzadeh A., Attaran B., Zaeri Z. Fuzzy logic controller based pitch control of aircraft tuned with bees algorithm. In The 2nd International Conference on Control, Instrumentation and Automation, 27-29 December 2011, pp: 705-710. Shiraz, Iran, IEEE.
- Zhao C., Wang D., Xue W. Beyond linear limits: Design of robust nonlinear PID control. Automatica 2025; 173: 112075.