

Decacopter Başkalaşım Etkisi Altında Boylamasına Uçuşunun SPSA, SGD ve YSA ile Optimizasyonun Karşılaştırılması

Oguz Kose^{1*}, Firat Sal², Tuğrul Oktay³

¹Erzincan Bimali Yıldırım University, Vocational School, Department of Aircraft Technology, Erzincan, Turkey

²Iskenderun Technical University, Faculty of Aeronautics and Astronautics, Iskenderun, Turkey

³Erciyes University, Faculty of Aeronautics and Astronautics, Kayseri, Turkey

Article Info

Research article

Received: 14/05/2024

Revision: 08/07/2024

Accepted: 25/08/2024

Keywords

Decacopter

UAV

Optimisation

SGD

ANN

SPSA

Morphing

Makale Bilgisi

Araştırma makalesi

Başvuru: 14/05/2024

Düzeltilme: 08/07/2024

Kabul: 25/08/2024

Anahtar Kelimeler

Decacopter

İHA

Optimizasyon

SGD

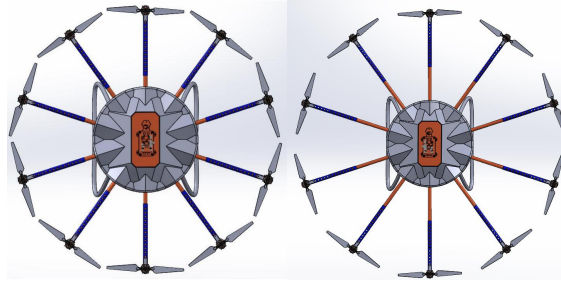
YSA

SPSA

Başkalaşım

Grafik Özet (Graphical/Tabular Abstract)

Bu çalışmada başkalaşım etkisi altında decacopter'in modellenmesi yapılmıştır. Boylamasına uçuş PID katsayıları SPSA ile tahmin edilmiştir. Başkalaşım ile değişen atalet momentleri ise hem SGD hem de YSA ile tahmin edilerek iki yöntemin karşılaştırılması yapılmıştır. / In this study, the modelling of a decacopter under the effect of morphing is carried out. Longitudinal flight PID coefficients are estimated by SPSA. Moments of inertia changing with morphing are estimated by both SGD and ANN and a comparison of the two methods is made.



Şekil A: Decacopter başkalaşım / Figure A: Decacopter morphing

Önemli Noktalar (Highlights)

- Döner kanatlı İHA'lar eksik tahrikli olduğu için modelleme ve kontrolü zordur. / Rotary wing UAVs are difficult to model and control because they are under-actuated.
- SPSA diğer optimizasyon yöntemlerine göre hızlı ve güvenilirdir. / SPSA is fast and reliable compared to other optimisation methods.
- SGD ve YSA başkalaşımına göre değişen atalet momentleri tahmininde etkilidir. / SGD and ANN are effective in predicting moments of inertia varying with morphing.

Amaç (Aim): Bu çalışmanın amacı başkalaşım etkisi altında bir decacopter'in boylamasına uçuşunu farklı optimizasyon algoritmaları kullanarak kontrol etmektir. / The aim of this study is to control the longitudinal flight of a decacopter under the effect of morphing using different optimisation algorithms.

Özgünlük (Originality): Bu çalışmanın özgünlüğü decacopter'de hem başkalaşım hem de birden fazla optimizasyon algoritmasının kullanılarak boylamasına uçuşun kontrol edilmesidir. / The originality of this study is the control of longitudinal flight in a decacopter using both morphing and multiple optimisation algorithms.

Bulgular (Results): Bulgular, başkalaşım oranına göre SPSA ile PID katsayılarının tahmin, SGD ve ANN ile atalet momentlerinin tahmin edilerek decacopter boylamasına uçuşunun kontrol edilebileceğini göstermiştir. / The findings show that the longitudinal flight of the decacopter can be controlled by estimating the PID coefficients with SPSA and the moments of inertia with SGD and ANN according to the morphing rate.

Sonuç (Conclusion): Tasarım performans kriterleri incelendiğinde YSA'nın SGD'ye göre daha iyi sonuç verdiği gözlemlenmiş ve YSA'nın atalet momenti tahmininde daha iyi olduğu sonucuna varılmıştır. / When the design performance criteria were analysed, it was observed that ANN gave better results than SGD and it was concluded that ANN was better in moment of inertia estimation.



Decacopter Başkalaşım Etkisi Altında Boylamasına Uçuşunun SPSA, SGD ve YSA ile Optimizasyonun Karşılaştırılması

Oguz Kose^{1*}, Firat Sal², Tuğrul Oktay³

¹Erzincan Bimali Yıldırım University, Vocational School, Department of Aircraft Technology, Erzincan, Turkey

²Iskenderun Technical University, Faculty of Aeronautics and Astronautics, Iskenderun, Turkey

³Erciyes University, Faculty of Aeronautics and Astronautics, Kayseri, Turkey

Makale Bilgisi

Araştırma makalesi
Başvuru: 14/05/2024
Düzeltilme: 08/07/2024
Kabul: 25/08/2024

Anahtar Kelimeler

Decacopter
İHA
Optimizasyon
SGD
YSA
SPSA
Başkalaşım

Öz

İnsansız hava araçları (İHA) üzerine kontrol çalışmaları son yıllarda popülerlik kazanan bir konudur. İHA performansının maksimize edilmesi kontrol alanının temel noktasıdır. İHA grubunda yer alan döner kanatlı İHA'lar rotor sayısına göre isimlendirilir. Bu çalışmada 10 rotora sahip İHA olan decacopter kontrolü ele alınmıştır. Decacopter'in kol uzunlukları değiştirilerek başkalaşım etkisi elde edilmiştir. Simultaneous perturbation stochastic approximation (SPSA) ile kol uzunlukları tahmin edilmiş ve tahmin edilen kol uzunluklarına göre oransal integral türev (PID) katsayıları da tahmin edilerek boylamasına uçuş için kontrol parametreleri elde edilmiştir. Değişen kol uzunluklarına göre atalet momentlerinin tahmini ise stochastic gradient descent (SGD) ve yapay sinir ağları (YSA) ile ayrı ayrı tahmin edilerek boylamasına uçuş simülasyonları yapılmıştır. SGD ve YSA ile eğitim yapılabilmesi veri seti Solidworks çizim programında çizilen modellerden elde edilmiştir. Matlab/Simulink ortamında hem SGD hem de YSA tahminlerine göre boylamasına uçuş simülasyonları yapılmış ve sonuçlar tasarım performans kriterlerine göre karşılaştırılmıştır. Tasarım performans kriterlerine göre YSA ile tahmin edilen parametrelerin SGD'ye göre başkalaşım etkisi altında boylamasına uçuşta daha iyi sonuçlar verdiği gözlemlenmiştir.

Comparison of Longitudinal Flight Optimisation of Decacopter Longitudinal Flight Under the Effect of Morphing with SPSA, SGD and ANN

Article Info

Research article
Received: 14/05/2024
Revision: 08/07/2024
Accepted: 25/08/2024

Keywords

Decacopter
UAV
Optimisation
SGD
ANN
SPSA
Morphing

Abstract

Control studies on unmanned aerial vehicles (UAVs) have gained popularity in recent years. Maximising UAV performance is the main point of the control field. Rotary wing UAVs in the UAV group are named according to the number of rotors. In this study, the control of decacopter, a UAV with 10 rotors, is considered. The morphing effect was obtained by changing the arm lengths of the decacopter. Arm lengths are estimated by simultaneous perturbation stochastic approximation (SPSA) and control parameters for longitudinal flight are obtained by estimating proportional integral derivative (PID) coefficients according to the estimated arm lengths. The moments of inertia were estimated separately with stochastic gradient descent (SGD) and artificial neural networks (ANN) and longitudinal flight simulations were performed. The data set for training with SGD and ANN was obtained from the models drawn in Solidworks drawing programme. Longitudinal flight simulations were performed in Matlab/Simulink environment according to both SGD and ANN predictions and the results were compared according to the design performance criteria. According to the design performance criteria, it was observed that the parameters estimated by ANN gave better results in longitudinal flight under the effect of morphing compared to SGD.

1. GİRİŞ (INTRODUCTION)

İnsansız Hava Araçları, içinde insan bulundurmayan, sahip olduğu sensörler ve yazılım vasıtası hızını, yönünü ayarlayabilen, koordinatlar

ile tanımlanan belirli hedefler arasında verilen görevleri yerine getiren sistemlerdir. İHA'lar, veri toplamaktan saldırı amacıyla kullanılabilmesine kadar geniş bir yelpazeyi kapsamaktadır [1]. Gelişen teknolojiyle birlikte İHA'lar askeri

savunma başta olmak üzere, çocuk eğlence araçları, medya, ilk yardım ve sağlık, enerji, tarım, trafik, kargo, gözetleme ve denetleme, arkeolojik alanların incelenmesi, yeryüzünün haritalanması, üç boyutlu şehir veya arazi modelleme olmak üzere geniş bir yelpazede kullanılmaktadır. Uzun uçuş zamanına ve menziline sahip olması, kontrollerinin helikopter ve benzeri araçlara oranla kolay olmasından ötürü geleneksel sabit kanatlı İHA'lar sıklıkla kullanılmaktadır. Ancak günümüz değişen koşullarında araştırmalar zorlu arazi şartları ve kısıtlı alanlarda görev yapabilecek araçlar üzerine yoğunlaşmış ve çalışmalar sonunda manevra kabiliyeti daha yüksek İHA'lar ortaya çıkmıştır.

Manevra kabiliyeti yüksek İHA'lar döner kanat kategorisine ait İHA'lardır [2]. Döner kanatlı insansız hava araçları, havada asılı kalabildikleri ve dikey olarak uçabildikleri için faydalı olma potansiyeline sahiptir [3]. Döner kanatlı İHA'ları sınıflandırılırken rotor sayısı dikkate alınır ve tek rotorlu, çift rotorlu, trirotor, quadrotor, hexarotor, octorotor, decarotor vb; en büyüğü 18'e kadar döner kanada sahip olabilir [4]. Yeni bir İHA yapısı geliştirmenin en basit yöntemi rotorların gövde üzerindeki sayısını ve yerlerini değiştirmektir. Rotor sayısının İHA'nın performansı üzerinde önemli bir etkisi vardır, örneğin artan döner kanatlar itiş gücünü ve manevra kabiliyetini artırır [5]. Döner kanatların sayısı belirlendikten sonra, rotorların yerleşiminin değiştirilmesi İHA'lara yeni özellikler kazandırmaktadır. Rotor yerleşiminin değiştirilmesi uçuş esnasında kol uzunluklarının değiştirilmesi ile sağlanmaktadır. Böylelikle İHA kullanılacağı amaca göre uçuş esnasında revize edilmiş olmaktadır.

Son yıllarda döner kanatlı İHA'ların kol uzunluklarının değiştirilmesi üzerine birçok çalışma yapılmıştır. Kol uzunluğunun değiştirilmesi başkalaşım olarak adlandırılır. Kol uzunluklarının değiştirilmesi İHA üzerindeki sistem parametrelerini değiştirdiğinden dolayı çeşitli algoritmik yöntemler ve yapay zekâ destekli yazılımlar ile desteklenmesi gerekmektedir. Kose ve Oktay [6] dört rotorlu quadrotor İHA'nın başkalaşım etkisi altında hem boylamasına hem de yanlamasına uçuş kontrolünü ele almışlardır. Quadrotor'un kol uzunlukları SPSA optimizasyon algoritması ile belirlenmiştir. Ayrıca SPSA ile değişen kol uzunluğuna bağlı olarak hem boylamasına hem de yanlamasına uçuş PID katsayıları da belirlenmiştir. Kol uzunluğu ile birlikte eksenler üzerindeki değişen atalet momentlerini sabit denklemler ile her kol uzunluğuna göre belirlenmiştir. SPSA yapılan tahminlerde maliyet fonksiyonu yaklaşık %45

oranında iyileştirilmiştir. Bu maliyet fonksiyonuna bağımlı olarak tasarım performans kriterleri olan yükselme zamanı, yerleşme zamanı ve aşım değerlerinde iyileşmeler elde edilmiştir. SPSA tahmin ettiği parametreler ile quadrotor, boylamasına uçuş için verilen 1° ve yanlamasına uçuş için verilen $\pi/2^\circ$ 'lik yörüngeleri başarı ile takip etmiştir. Bucki ve Mueller [7] eklem yapısı kullanarak dar alanlardan quadrotor'un geçişini kolaylaştıracak bir tasarım sunmuşlardır. Quadrotor dar alanlarda eklem yapısını kullanarak gövdeden kollarını katlayarak %50 oranında bir küçülme sağlamaktadır. Quadrotor modeli doğrusal olmayan sistem dinamiklerini kullanmakta ve kolların başkalaşım sırasında hızlı geçişini sağlayan tasarım kurallarını vermektedir. Simülasyonlarda quadrotor kollar arasındaki geçiş kolları 90° katlarken 0.15 s, tekrar açık konuma getirirken 0.09 s olarak belirlenmiştir. Kose ve Oktay [8] derin sinir ağları ve SPSA kullanarak hexarotor İHA'nın başkalaşım etkisi altında hem boylamasına hem de yanlamasına uçuşunu incelemek için otopilot sistemi üzerine çalışmışlardır. Hexarotor modellemesi ve simülasyonları Matlab/Simulink ortamında yapılmıştır. SPSA ile kol uzunluğu 37 cm ile 65 cm arasında, boylamasına ve yanlamasına uçuş PID katsayıları ayrı ayrı tahmin ettirilmiştir. Tahmin edilen kol uzunluğuna göre ise üç gizli katmana sahip bir derin sinir ağı yapısı ile atalet momentleri tahmin ettirilmiştir. Derin sinir ağlarının eğitim ve test verileri için Solidworks çizim programında 15 farklı model çizilerek bu modellerin verileri kullanılmıştır. SPSA ile maliyet fonksiyonunda yaklaşık %42.91'lik bir iyileşme elde edilmiştir. Tahmin edilen boylamasına ve yanlamasına uçuş PID katsayıları ile de hexarotor verilen yörüngeleri başkalaşım etkisi altında başarı ile takip etmiştir. Kose [9] sekiz rotora sahip bir octorotor'un başkalaşım etkisi altında boylamasına uçuşunu incelemiştir. Lineer hareket denklemlerinin kullanıldığı durum uzay modelinin Matlab/Simulink ortamında kullanıldığı çalışmada, octorotor kolları 0.45 cm, 0.51 cm, 0.39 cm, 0.57 cm ve 0.33 cm uzunluklarında değiştirilmiştir. Kol uzunluklarına göre atalet momentleri ise Solidworks çizim programında çizilen modellerde elde edilmiştir. PID kontrol algoritmasının kullanıldığı çalışmada boylamasına uçuş PID katsayıları ise geçmiş tecrübelerden faydalanılarak elde edilmiştir. Boylamasına uçuş için octorotor'un her kol uzunluğunda 1° 'lik yörüngeyi takip etmesi istenmiştir. Tasarım performans kriterleri aşım ve yükselme zamanının kol uzunluğu azaldıkça düştüğü, yerleşme zamanının ise bir miktar arttığı ancak artışın tatmin edici sınırlar içerisinde kaldığı uçuş yörünge takibini etkileyecek düzeyde olmadığı belirtilmiştir.

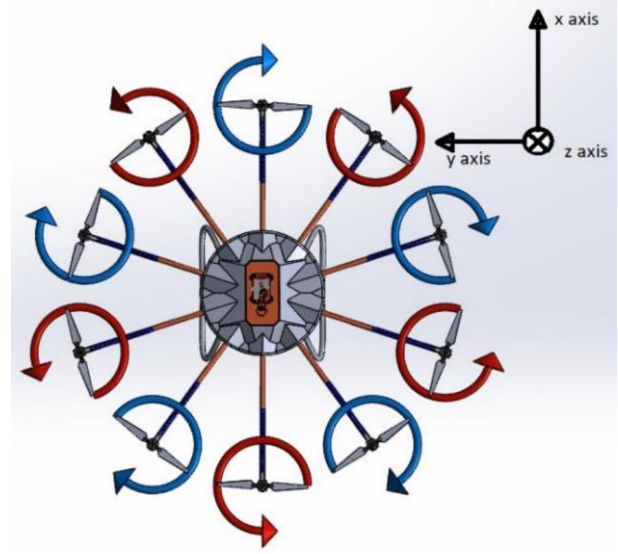
Oktay ve ark. [10] bir decacopter İHA'nın başkalaşım etkisi altında boylamasına uçuşunu incelemiş ve buna yönelik bir otopilot tasarlamışlardır. Başkalaşım oranı ve boylamasına uçuş PID katsayıları SPSA ile tahmin edilmiştir. Tahmin edilen değerler ile maliyet fonksiyonu yaklaşık %50 oranında iyileşme göstermiştir. Tahmin edilen katsayılar ile yapılan simülasyonlarda decacopter İHA'nın 1°'lik yörüngeyi izlemesi istenmiştir. Tasarım performans kriterleri incelendiğinde özellikle aşım değeri üzerinde ciddi iyileşmeler olduğu gözlemlenmiştir ve decacopter verilen yörüngeyi başarılı bir şekilde izlemiştir.

Bu çalışmada decacopter tipi bir İHA modellenmesi, SPSA kullanılarak başkalaşım ve boylamasına uçuş PID katsayıları belirlenmiştir. Ayrıca değişen başkalaşım oranına bağlı olarak değişen atalet momenti katsayıları hem SGD hem de yapay sinir ağları (YSA) kullanılarak ayrı ayrı belirlenmiş ve iki yöntemin karşılaştırılması boylamasına uçuş üzerinden tasarım performans kriterleri kullanılarak yapılmıştır. Decacopter modellenmesinde doğrusal hareket denklemleri modeli basitleştirmek için ve durum uzay modeline dahil edebilmek için kullanılmıştır. SGD ve YSA eğitimi ve test modelleri için veriler Solidworks programında çizilen decacopter farklı kol uzunluğuna sahip modellerinde elde edilmiştir. Çalışmaya ait simülasyonlar Matlab/Simulink ortamında gerçekleştirilerek tasarım performans kriterlerine göre başkalaşımın decacopter boylamasına uçuşu üzerinde nasıl bir etkiye sahip olduğu belirlenmiş sayısal ifadeler ve grafikler ile ortaya konuşmuştur. Çalışma tüm yönleri ile değerlendirildiğinde decacopter başkalaşım ve optimizasyon metodlarının birlikte kullanılarak iki farklı metodun karşılaştırılması açısından yeni bir bakış açısı getirmiş ve İHA'larda farklı optimizasyon tekniklerinin kullanılması açısından literatürde bulunan açığı kapatması hedeflenmektedir.

2. DECACOPTER TASARIMI VE BAŞKALAŞIM (DECACOPTER DESIGN AND MORPHING)

Decacopter 10 rotortan oluşan bir İHA'dır. Rotorlar kütle merkezinden eşit uzaklıkta konumlandırılmıştır. Her rotor bağımsız olarak hızı değiştirilerek decacopter kontrol edilir. Decacopter altı serbestlik derecesine (6DOF) sahiptir ve üç eksende hareketlerini gerçekleştirir. y ekseninde boylamasına hareketini gerçekleştirirken, x ekseninde yanlamasına hareketini

gerçekleştirir. Decacopter'in rotor yerleşimi ve eksenleri şekil 1'de gösterilmiştir.



Şekil 1. Decacopter ve eksenleri[10] (Decacopter and axis[10])

Decacopter modellenmesi için bir matematiksel yaklaşım kullanılmalıdır. Newton hareket kanunları ve Euler yasaları kullanılarak decacopter matematiksel modeli oluşturulur. Genel yasalar kullanılarak oluşturulan model lineer olmayan yapıya sahiptir. Simülasyonları gerçekleştirmek ve kontrol algoritmalarının başarılı bir şekilde uygulanabilmesi için çeşitli yaklaşımlar kullanılarak lineer olmayan matematiksel model lineer duruma dönüştürülür. Bununla birlikte elde edilen model durum uzay modeli yaklaşımında kolay ve anlaşılır bir şekilde ifade edilebilir. Buna göre decacopter lineer matematiksel modeli aşağıdaki şekilde ifade edilebilir.

$$\dot{x} = g\theta \quad (1)$$

$$\dot{y} = -g\phi \quad (2)$$

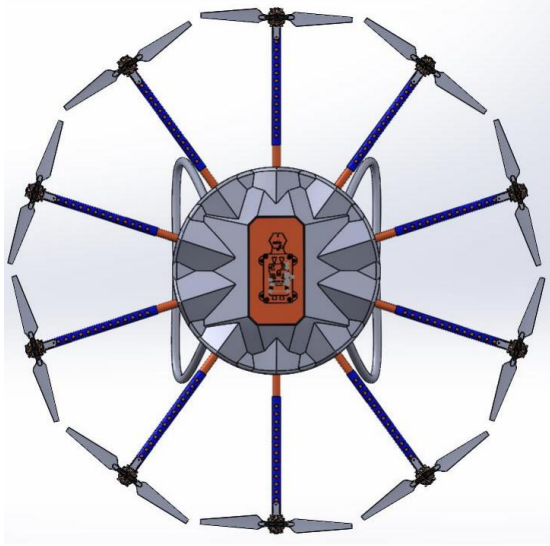
$$\dot{\phi} = \frac{\tau_x}{I_x} \quad (3)$$

$$\dot{\theta} = \frac{\tau_y}{I_y} \quad (4)$$

τ_x ve τ_y sırasıyla yanlamasına ve boylamasına hareket için üretilen torklardır. I_x ve I_y ise sırası ile x ve y eksenleri üzerindeki atalet momentleridir.

Başkalaşım uçuştan önce ya da uçuş esnasında İHA'nın geometrik özelliklerindeki değişiklikler olarak isimlendirilir. Decacopter'de başkalaşım uçuş esnasında kol uzunluklarının uzatılıp veya kısaltılması ile sağlanır. Kol uzunluklarının değiştirilmesi ile rotorların dönme eksenine yani ağırlık merkezine olan uzaklıkları değiştiği için

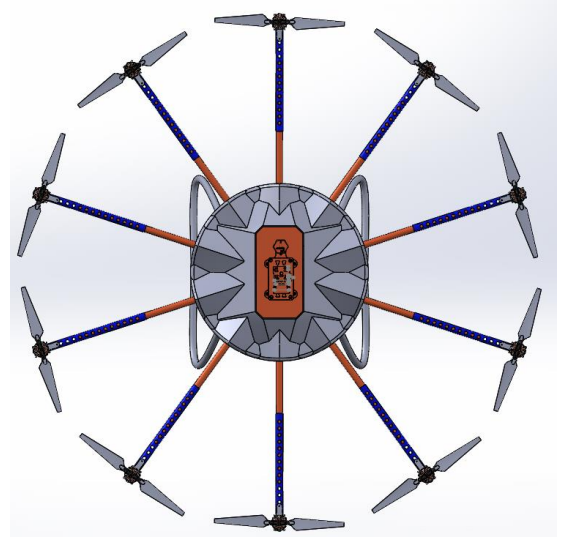
decacopter matematiksel modeli üzerinde etkisi olacaktır. Bu durum ise hem boylamasına hem de yanlamasına uçuşu etkileyecektir. Rotorların dönme eksenine olan uzaklığının değişmesi ile atalet momentleri olan I_x ve I_y değerleri üzerinde etkisi olacaktır. Başkalaşım ile decacopter kütlelerinde herhangi bir değişim meydana gelmez. Decacopter kol uzunlukları optimizasyon metodları ile 55 cm ile 95 cm arasında değiştirilir. Başkalaşım esnasında değişen kol uzunluklarına örnekler şekil 2'de gösterilmiştir.



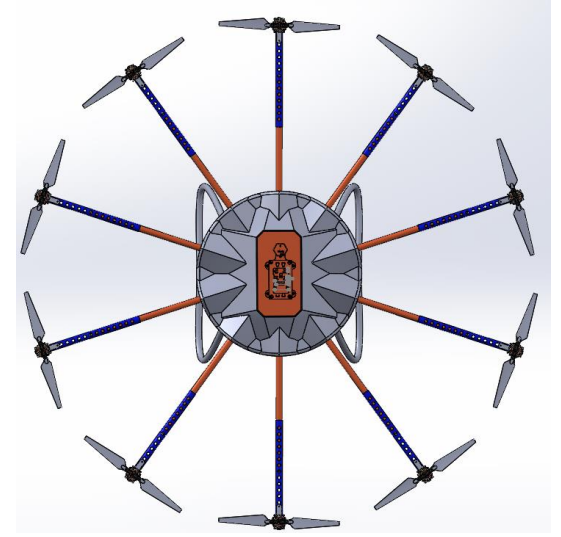
(a)



(b)



(c)



(d)

Şekil 2. (a) 65 cm kol uzunluğu, (b) 70 cm kol uzunluğu, (c) 75 cm kol uzunluğu, (d) 80 cm kol uzunluğu [10] ((a) 65 cm arm length, (b) 70 cm arm length, (c) 75 cm arm length, (d) 80 cm arm length [10])

Başkalaşım İHA'ların farklı görev türlerine adapte olması ve bu görevleri yerine getirmesi için etkin kullanılabilir. Başkalaşım özelliğine sahip bir İHA'nın başarılı bir şekilde geliştirilmesi, kabiliyetini ve zekasını belirleyen üç adımı içerir: İHA konfigürasyon tasarımı, dinamik modelleme ve uçuş kontrolü [11]. Bu çalışmada konfigürasyon tasarımı Solidworks programındaki çizimlerden, dinamik modelleme Newton hareket kanunları ve Euler yasaları ile, uçuş kontrolü ve başkalaşım ile değişen parametrelerin tahmini ise optimizasyon yöntemleri ile çözülmüştür.

3. OPTİMİZASYON YÖNTEMİ (OPTIMISATION METHOD)

3.1. SPSA (SPSA)

Optimizasyon algoritmaları, ayarlanabilir parametreleri başlangıç değerinden amaç fonksiyonunu iyileştiren bir değere doğru adım adım değiştirmek için kullanılan bir prosedürlerdir. Çeşitli klasik gradyan tabanlı algoritmalar geliştirilmiş ve çeşitli alanlara uygulanmıştır. Ancak, çok sayıda değişkene ve belirsiz ölçümlere sahip problemler için bu yöntemler verimli değildir. Bu nedenlerle, gradyansız stokastik algoritmalar son yıllarda birçok araştırmacı tarafından incelenmiştir. Bu çalışmada decacopter boylamasına uçuş PID katsayıları modellenen bağımsız olarak optimizasyon algoritması kullanılarak belirlenmiştir.

SPSA, gradyansız, ekstremleri arayan bir algoritmadır [12]. Optimizasyon problemlerinde, parametre belirsizliği ve karmaşıklığı ile aralarındaki ilişkiler nedeniyle, bir sistemin tam bir modelini geliştirmek çok zordur, bu nedenle gradyanı değerlendirmek zordur. Ancak SPSA, boyuttan bağımsız olarak çalıştığı için küresel minimumunu bulmak için iyi bir yöntemdir [13]. Bir sonraki yaklaşımına doğru bir adım atmak için amaç fonksiyonunun iki ölçümüne ihtiyaç duyar. Yani her iterasyonda iki ölçüm yapar buna karşılık genetik algoritma tabanlı optimizasyon yöntemleri 2^n ölçümü her iterasyonda gerçekleştirir. SPSA yöntemi, trafik kontrolü için sinyal zamanlaması [14], silah sistemlerinin en iyi hedeflenmesi [15], taktik İHA'nın başkalaşım parametrelerinin belirlenmesi [16] gibi alanlarda başarıyla uygulanmıştır.

SPSA ile decacopter boylamasına $(k_{p_{long}}, k_{i_{long}}, k_{d_{long}})$ PID kontrol katsayıları eş zamanlı olarak tahmin edilmiştir. SPSA hem hızlı hem de güvenli bir yakınsama gösterir. Yakınsama maliyet fonksiyonunun ölçümü ile belirlenir. Maliyet fonksiyonu ise tasarım performans kriterleri olan yükselme zamanı, yerleşme zamanı ve aşım değerlerinin fonksiyonu olarak çalışır. Decacopter maliyet fonksiyonu aşağıdaki gibi ifade edilir.

$$Cost_{Deca} = RT_{Deca} + ST_{Deca} + OS_{Deca} \quad (5)$$

burada $Cost$ maliyeti, RT yükselme zamanı, ST yerleşme zamanı ve OS maksimum aşım değerini gösterir.

Boylamasına ve yanlamasına uçuş ayrı ayrı ve eş zamanlı düşünüldüğünde ise maliyet fonksiyonu aşağıdaki gibi gösterilebilir.

$$Cost_{boy} = x * RT_{boy} + y * ST_{boy} + z * OS_{boy} \quad (6)$$

x, y, z katsayıları ilk iterasyonda belirlenen ve maliyet fonksiyonlarını minimuma getirmek için kullanılan katsayılardır. Katsayıların değerleri tablo 1'de gösterilmiştir.

Tablo 1. Maliyet fonksiyonu katsayıları (Cost function coefficients)

Katsayı	Değer
x	0.7504
y	0.0474
z	1

Toplam maliyet indeksi değeri optimizasyon parametrelerinin maliyet fonksiyonu üzerinde yüzde olarak etkisini ve maliyet fonksiyonunun iyileşmesi hakkında bilgi verir. Toplam maliyet indeksi hem boylamasına uçuşa bağlı olarak değer üretir. Toplam maliyet indeksi aşağıdaki gibi gösterilebilir.

$$\%Cost_{top_i} = \frac{Cost_1 - Cost_i}{Cost_1} \times 100 \quad (7)$$

3.2. SGD ve YSA (SGD and ANN)

SPSA ile tahmin edilen PID katsayıları haricinde başkalaşım ile değişen kol uzunluğuna göre decacopter atalet momentlerinin de tahmin edilmesi gerekmektedir. Başkalaşım ile kol uzunlukları uzayıp ya da kısalmasına göre motorların dönme eksenine olan uzaklıkları değiştiği için her ekseninde atalet momentlerinin hesaplanması gerekmektedir. Atalet momenti katı cisim şekline göre değiştiği için uçuş esnasına analitik olarak hesaplamak hem zor hem de zaman almaktadır. Bundan dolayı her eksenindeki atalet momenti kol uzunluğuna göre SGD ve YSA yöntemleri ile ayrı ayrı tahmin edilmiştir.

SGD algoritması makine öğrenmesinde yaygın olarak kullanılan bir uygulamadır. Büyük ölçekli derin öğrenme modellerinin optimizasyon işlemlerinde SGD iyi sonuçlar vermektedir [17]. Stokastik terimi, rastgele bir olasılığa bağlı bir mekanizma veya yöntem anlamına gelir. Her iterasyon için tüm veri seti yerine birkaç örnek rastgele seçilir. SGD, her eğitim aşamasından sonra ağ yapısını değiştirerek küresel minimum değeri bulmayı amaçlar. Bu yaklaşım, tüm veri kümesinin gradyanını bulmak yerine rastgele seçilen bir grup için gradyana yaklaşarak hatayı azaltır [18].

Gerçekte, rastgele örnekleme, veri kümesini rastgele karıştırarak ve gruplar arasında adım adım ilerleyerek yapılır. SGD algoritması genel olarak aşağıdaki gibi ifade edilir.

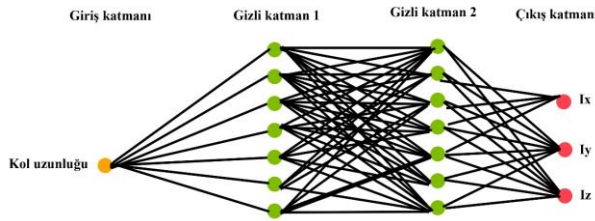
$$m^k = \beta m^{k-1} + (1 - \beta)g^k$$

$$x^{k+1} = x^k - \alpha m^k \quad (8)$$

burada $\alpha > 0$ adım boyutu, $\beta \in [0, 1)$ momentum ağırlığı ve $m^0 = 0$ 'dır. Performansı artırmak için genellikle momentum ağırlığı 0'dan büyük seçilir.

SGD küresel minimum'a erişmek için genellikle bir veri seti kullanır. Her iterasyonda veri setinden rasgele verileri seçerek eğitim ve doğrulama gerçekleştirir. Bu çalışmada eğitim setinde giriş olarak kol uzunluğu, çıkış olarak ise her eksendeki atalet momentleri (I_x, I_y ve I_z) kullanılır. Buna göre kol uzunluğuna göre SGD eğitim sonunda tahmin ettiği atalet momentlerini çıktı olarak verir. Tablo 2'de kol uzunluğu ve atalet momentlerini içeren veri seti verilmiştir.

Decacopter kol uzunluğuna göre SGD ile atalet momentlerinin tahmini yapılmıştır. Aynı kol uzunlukları kullanılarak karşılaştırma yapabilmek amacı ile atalet momentleri YSA ile de tahmin edilmiştir. YSA insan beyninin em temel özelliği olan öğrenme fonksiyonunu taklit eden sistemdir. YSA öğrenme işlemini örnekler yardımı ile gerçekleştirir. Bu ağlar birbirine bağlı yapay sinir hücrelerinden oluşur. Her bağlantının bir ağırlık değeri vardır. Yapay sinir ağının sahip olduğu bilgi bu ağırlık değerlerinde saklı olup ağa yayılmıştır. Yapay sinir hücreleri girdi katmanı, ara katmanlar ve çıktı katmanından oluşur. YSA'da bilgiler girdi katmanından iletilir, ara katmanda işlenir ve çıktı katmanına gönderilir. Bu çalışmada girdi katmanı decacopter kol uzunluğu, çıktı katmanı ise her eksendeki atalet momentleri olarak belirlenmiştir. YSA modeli Şekil 3'de gösterilmiştir.



Şekil 3. YSA yapısı (ANN structure)

YSA kol uzunluğu değerine göre çıktı üretebilmek için veri setine ihtiyaç duyar. YSA eğitiminde kullanılan veri seti Tablo 2'de gösterilmiştir.

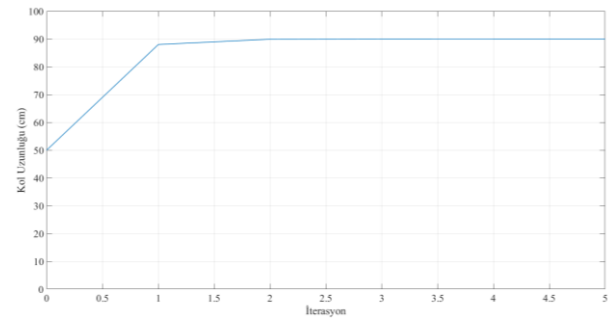
Tablo 2. SGD ve YSA veri seti (SGD and ANN dataset)

Kol uzunluğu(cm)	$I_x(kg * m^2)$	$I_y(kg * m^2)$	$I_z(kg * m^2)$
65	0,44	0,44	0,88
66	0,45	0,45	0,90
67	0,47	0,47	0,93
68	0,48	0,48	0,96
69	0,49	0,49	0,99
70	0,51	0,51	1,02
71	0,52	0,52	1,05
72	0,54	0,54	1,08
73	0,55	0,55	1,11
74	0,57	0,57	1,14
75	0,58	0,58	1,17
76	0,60	0,60	1,20
77	0,62	0,62	1,23
78	0,63	0,63	1,26
80	0,65	0,65	1,30

Şekil 3'te gösterildiği gibi YSA 1 giriş ve 3 çıkışa sahiptir ve 2 gizli katman içerir. Tablo 2'de gösterilen veri setinin %70'i eğitim ve %30'u test için kullanılmıştır. YSA eğitimi için ise Levenberg–Marquardt (LM) algoritması kullanılmıştır. LM algoritması YSA eğitiminde hızı ve kararlılığı nedeni ile tercih edilmiştir. Öğrenme oranı (η), öğrenme algoritmasının hızı ve doğruluğunu kontrol eden bir sabittir. Öğrenme oranı, eğitimde YSA ağırlıklarının değişiminde kullanılmaktadır. Öğrenme oranının çok büyük veya küçük seçilmesi öğrenmede sorunlara yol açacaktır. Tecrübeler ile öğrenme oranının $0.01 \leq \eta \leq 0.9$ olması tercih edilmektedir [19]. Bu çalışmada öğrenme oranı 0.7 seçilmiştir.

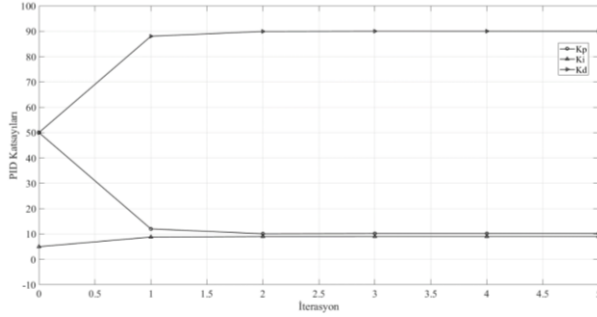
4. BULGULAR (Results)

Bu çalışmada SPSA ile decacopter kol uzunlukları 50 cm ile 100 cm arasında ve buna bağlı olarak her eksendeki atalet momentleri tahmin ettirilmiştir. Şekil 4 tahmin ettirilen kol uzunlukları gösterilmiştir.



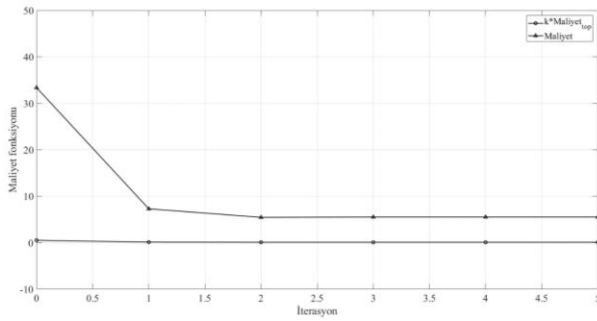
Şekil 4. SPSA ile tahmin edilen kol uzunluğu (Arm length estimated by SPSA)

SPSA 2. iterasyonda en ideal kol uzunluğunu tahmin etmiştir ve sonraki iterasyonlarda da kol uzunluğu değişmemiştir. Buna bağlı olarak boylamasına uçuş PID katsayıları da tahmin edilmiştir. Bu katsayılar hem SGD hem de YSA için kullanılmıştır. Boylamasına uçuş PID katsayıları şekil 5’de gösterilmiştir.



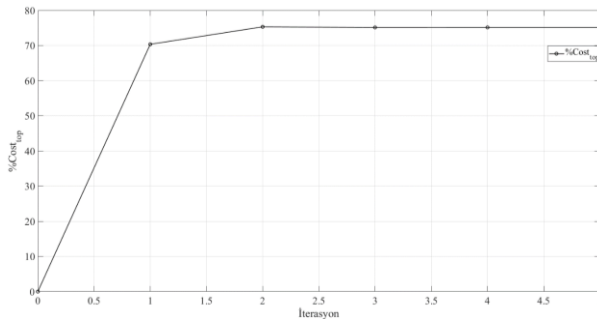
Şekil 5. SPSA tahmin ettiği PID katsayıları (SPSA estimated PID coefficients)

Şekil 4 ve 5’e göre SPSA optimizasyon yönteminin maliyet fonksiyonu şekil 6’da gösterilmiştir.



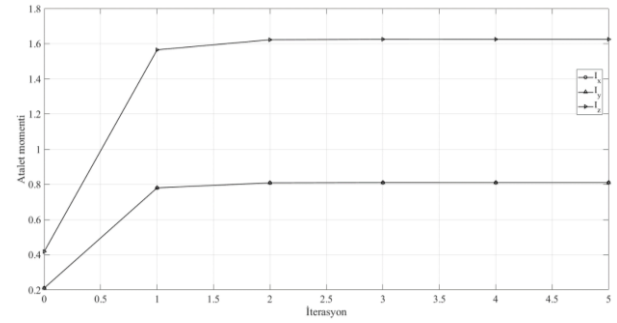
Şekil 6. Maliyet fonksiyonu (Cost function)

Toplam maliyet indeksi, SPSA yüzde olarak iyileşme miktarını gösterir. Toplam maliyet indeksi şekil 7’de gösterilmiştir.

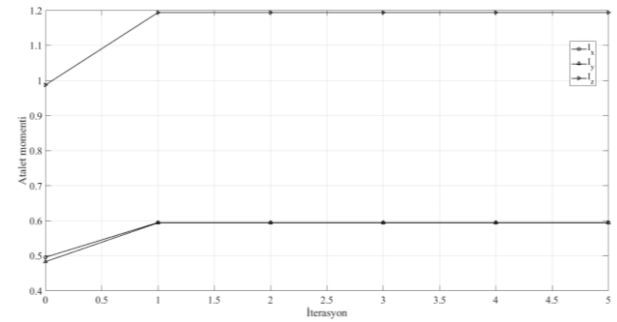


Şekil 7. Toplam maliyet indeksi (Total cost index)

SPSA ile tahmin edilen kol uzunluklarına göre Tablo 2’de verilen veri seti kullanılarak SGD ve YSA’ya her eksendeki atalet momentleri tahmin ettirilmiştir. Şekil 8 ve 9 sırası ile SGD ve YSA tahmin ettiği atalet momentlerini göstermektedir.

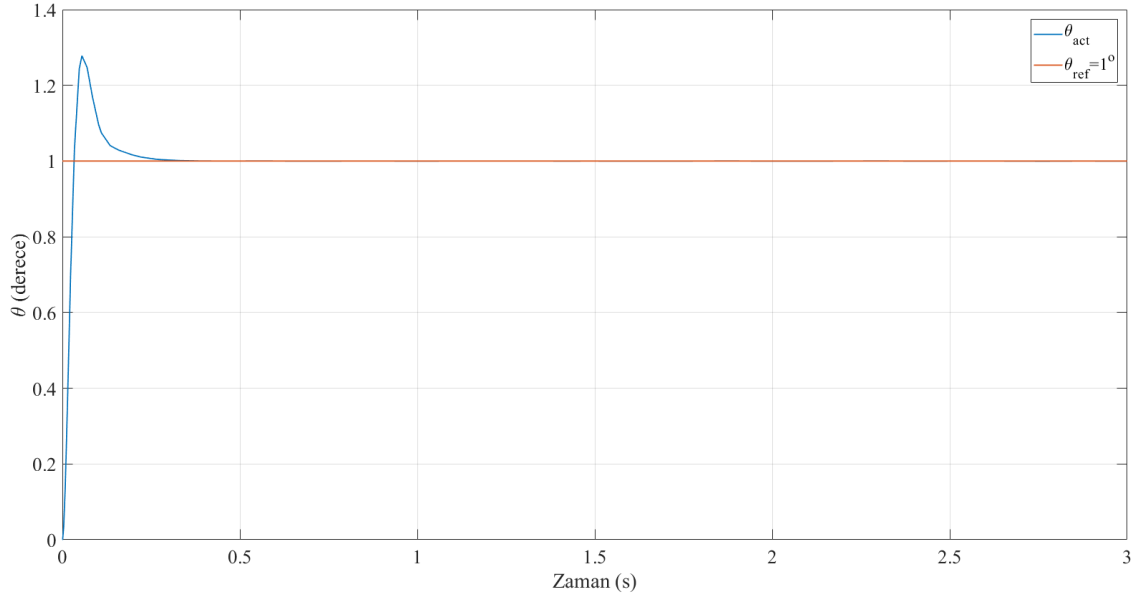


Şekil 8. SGD atalet momenti tahmini (SGD moment of inertia estimate)

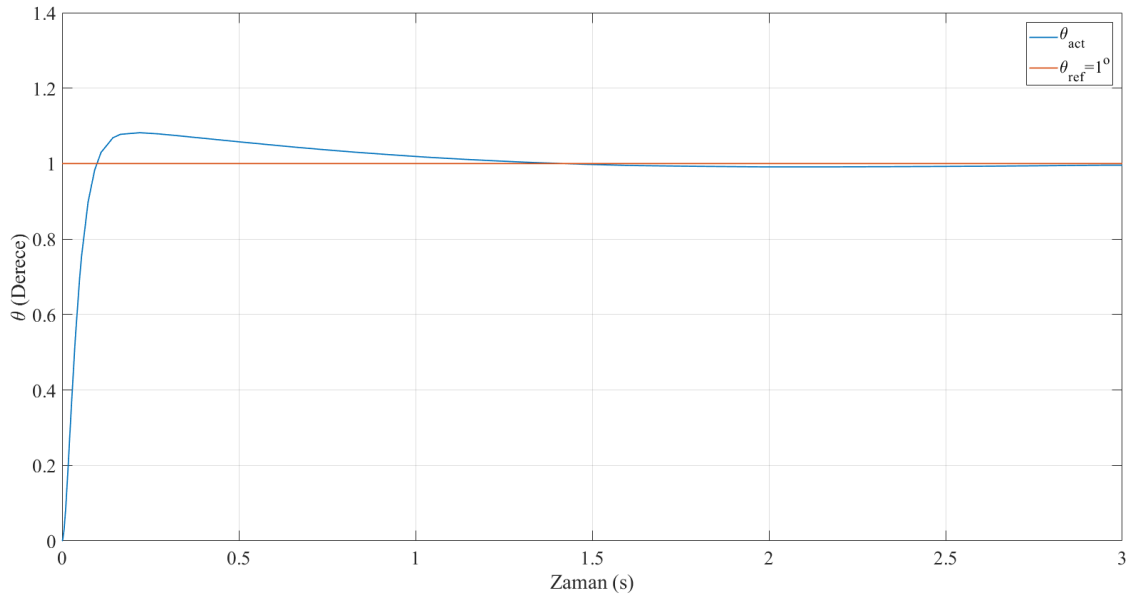


Şekil 9. YSA atalet momenti tahmini (ANN moment of inertia estimation)

SPSA ile PID katsayıları, SGD ve YSA ile atalet momentleri tahminleri yapıldıktan sonra Matlab/Simülasyon ortamında decacopter uçuş simülasyonları hem SGD hem de YSA tahminleri ile boylamasına uçuş için ayrı ayrı yapılmıştır. Decacopter’in uçuş simülasyonlarında 1°’lik yörüngeyi 3 saniye boyunca takip etmesi istenmiştir. Hem SPSA hem de SGD ve YSA tahminleri 2. iterasyonda optimum bulunduğu için simülasyonlar 1. ve 2. iterasyonlar için yapılmıştır. Şekil 10’da SGD tahminlerine göre yapılan simülasyon sonuçları gösterilmiştir. Şekil 11’de YSA tahminlerine göre yapılan simülasyon sonuçları gösterilmiştir.

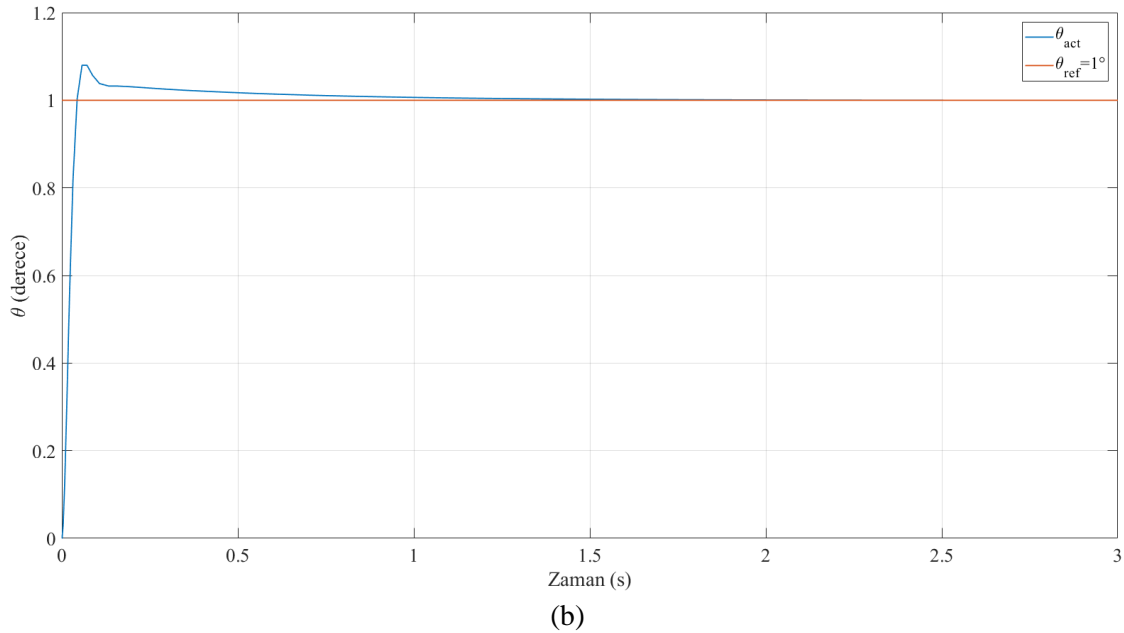
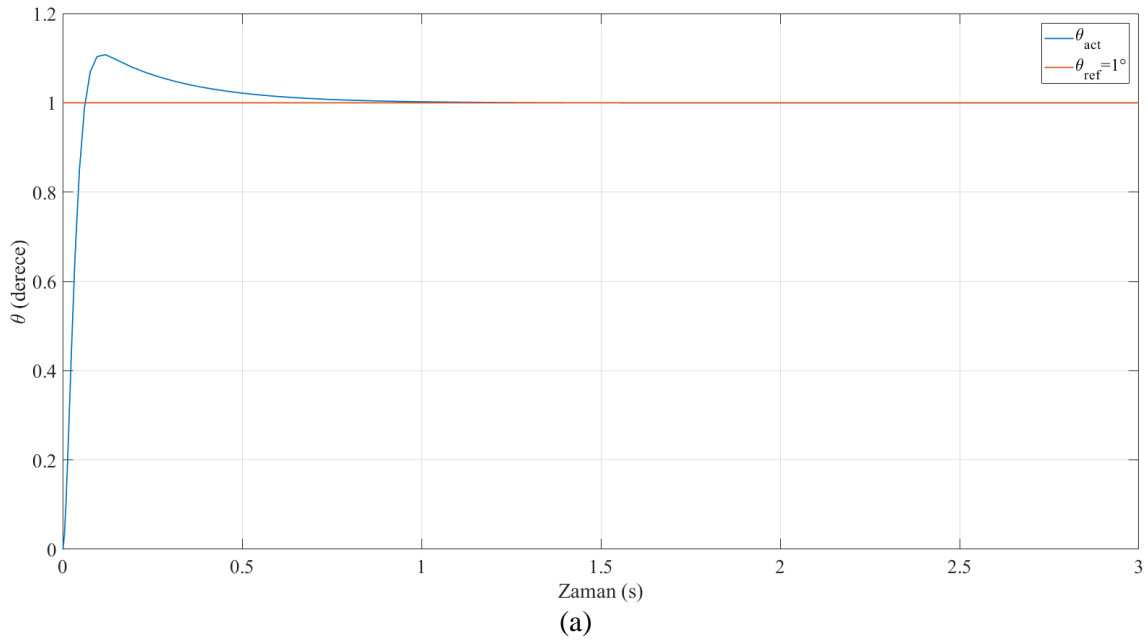


(a)



(b)

Şekil 10. SGD tahminlerine göre simülasyon sonuçları (Simulation results according to SGD estimates)



Şekil 11. YSA tahminlerine göre simülasyon sonuçları (Simulation results according to ANN predictions)

5. SONUÇLAR (CONCLUSIONS)

İHA'larının optimizasyon temelli uçuş kontrolleri son yıllarda önemli bir konu haline gelmiştir. Bu çalışmada decacopter türü bir İHA'nın başkalaşım etkisi altında PID kontrolcü parametrelerinin ve kol uzunluğunun tahmini SPSA ile kol uzunluğuna göre her eksendeki atalet momentleri tahmini ise SGD ve YSA ile yapılmıştır. SPSA'da kol uzunluğunun 50 cm'den 90 cm'ye gelmesi toplam maliyet indeksinde %75'lik bir iyileşme olduğunu göstermektedir. Tahmin edilen değerler ile hem SGD hem de YSA ile simülasyonlar yapılmıştır. Her iki yöntemde de decacopter verilen yörüngeyi başarılı bir şekilde izlemiştir. Her iki yönteminde de karşılaştırılması tasarım performans kriterleri olan

yükselme zamanı, yerleşme zamanı ve aşım değerleri üzerinden yapılmıştır. Tablo 3'de SGD ile yapılan simülasyonların tasarım performans kriterleri verilmiştir.

Tablo 3. SGD tasarım performans kriterleri (SGD design performance criteria)

	1	2	3	4	5
Yükselme zamanı (sn)	0.0224	0.0627	0.0653	0.0653	0.0653
Yerleşme zamanı (sn)	0.185	0.983	1.1	1.1	1.1
Aşım (%)	28	8.23	7.41	7.45	7.45

Tablo 4’de YSA ile yapılan simülasyonların tasarım performans kriterleri verilmiştir.

Tablo 4. YSA tasarım performans kriterleri (ANN design performance criteria)

	1	2	3	4	5
Yükselme zamanı (sn)	0.0418	0.0288	0.0288	0.0288	0.0288
Yerleşme zamanı (sn)	0.519	0.419	0.419	0.419	0.419
Aşım (%)	10.9	8.51	8.51	8.51	8.51

Tasarım performans kriterleri incelendiğinde SGD ile tahmin edilen değerlerde yapılan simülasyonlarda yükselme zamanı, yerleşme zamanı ve aşım değerlerinin yükseldiği gözlemlenmiştir. YSA ile yapılan simülasyonlarda ise yükselme zamanı, yerleşme zamanı ve aşım değerlerinin ise düşüş gösterdiği gözlemlenmiştir. YSA decacopter’in başkalaşım etkisi altında daha iyi sonuçlar verdiği gösterilmiştir.

ETİK STANDARTLARIN BEYANI (DECLARATION OF ETHICAL STANDARDS)

Bu makalenin yazarı çalışmalarında kullandıkları materyal ve yöntemlerin etik kurul izni ve/veya yasal-özel bir izin gerektirmediğini beyan ederler.

The author of this article declares that the materials and methods they use in their work do not require ethical committee approval and/or legal-specific permission.

YAZARLARIN KATKILARI (AUTHORS' CONTRIBUTIONS)

Oğuz KÖSE: Literatür taraması, simülasyonların gerçekleştirilmesi ve makale yazım işlemlerini gerçekleştirmiştir.

Performed literature review, simulations and article writing.

Fırat ŞAL: Literatür taraması ve araştırma işlemlerini gerçekleştirmiştir.

Performed literature review and research.

Tuğrul OKTAY: Literatür taraması ve danışmanlık işlemlerini gerçekleştirmiştir.

Performed literature review and consultancy activities.

ÇIKAR ÇATIŞMASI (CONFLICT OF INTEREST)

Bu çalışmada herhangi bir çıkar çatışması yoktur.

There is no conflict of interest in this study.

KAYNAKLAR (REFERENCES)

- [1] İ. ATA, “Hibrit-Elektrikli İtki Sistemine Sahip Cessna 172S Uçağında Uçuş Parametrelerinin Gri İlişkisel Analiz Yöntemi ile Optimizasyonu,” *Gazi Üniversitesi Fen Bilim. Derg. Part C Tasarım ve Teknol.*, vol. 11, no. 4, pp. 1223–1231, 2023, doi: 10.29109/gujsc.1394062.
- [2] M. M. Ferdaus, S. G. Anavatti, M. Pratama, and M. A. Garratt, “Towards the use of fuzzy logic systems in rotary wing unmanned aerial vehicle: a review,” *Artif. Intell. Rev.*, vol. 53, no. 1, pp. 257–290, 2020, doi: 10.1007/s10462-018-9653-z.
- [3] S. D. Hanford, L. N. Long, and J. F. Horn, “A small semi-autonomous rotary-wing Unmanned Air Vehicle (UAV),” *Collect. Tech. Pap. - InfoTech Aerosp. Adv. Contemp. Aerosp. Technol. Their Integr.*, vol. 3, no. September, pp. 1539–1548, 2005, doi: 10.2514/6.2005-7077.
- [4] T. Zhao and W. Li, “Design Configuration and Technical Application of Rotary-Wing Unmanned Aerial Vehicles,” *Mechatronics Intell. Transp. Syst.*, vol. 1, no. 1, pp. 69–85, 2022, doi: 10.56578/mits010108.
- [5] C. Lee, S. Kim, and B. Chu, “A Survey: Flight Mechanism and Mechanical Structure of the UAV,” *Int. J. Precis. Eng. Manuf.*, vol. 22, no. 4, pp. 719–743, 2021, doi: 10.1007/s12541-021-00489-y.
- [6] T. Oktay and O. Kose, “Simultaneous quadrotor autopilot system and collective morphing system design,” *Aircr. Eng.*

- Aerosp. Technol.*, vol. 92, no. 7, pp. 1093–1100, 2020, doi: 10.1108/AEAT-01-2020-0026.
- [7] N. Bucki and M. W. Mueller, “Design and Control of a Passively Morphing quadcopter,” in *2019 International Conference on Robotics and Automation (ICRA)*, IEEE, 2019, pp. 9116–9122.
- [8] O. Kose and T. Oktay, “Simultaneous design of morphing hexarotor and autopilot system by using deep neural network and SPSA,” *Aircr. Eng. Aerosp. Technol.*, vol. 95, no. 6, pp. 939–949, 2023, doi: 10.1108/AEAT-07-2022-0178.
- [9] O. KOSE, “Başkalaşımın Octorotor Boylamasına Uçuşuna Etkisi,” *Black Sea J. Eng. Sci.*, vol. 6, no. 3, pp. 185–192, 2023, doi: 10.34248/bsengineering.1273089.
- [10] T. Oktay, F. Sal, O. Kose, and E. Ozen, “Stochastic Longitudinal Autopilot Tuning for Best Autonomous Flight Performance of a Morphing Decacopter,” in *ICRETS 2023: International Conference on Research in Engineering, Technology and Science*, Budapest: ISRES Publishing, 2023, pp. 50–58.
- [11] L. CHU, Q. LI, F. GU, X. DU, Y. HE, and Y. DENG, “Design, modeling, and control of morphing aircraft: A review,” *Chinese J. Aeronaut.*, vol. 35, no. 5, pp. 220–246, 2022, doi: 10.1016/j.cja.2021.09.013.
- [12] J. C. Spall, “An Overview of the Simultaneous Perturbation Method for Efficient Optimization,” 1998.
- [13] Yang WANG, “Modified Simultaneous Perturbation Stochastic Approximation Method for Power Capture Maximization of Wind Turbines,” Kansas State University, 2013.
- [14] J. C. Spall and D. C. Chin, “Traffic-responsive signal timing for system-wide traffic control,” *Transp. Res. Part C Emerg. Technol.*, vol. 5, no. 3–4, pp. 153–163, 1997, doi: 10.1016/S0968-090X(97)00012-0.
- [15] D. Heydon, B and D. Hill, S, “Maximizing Target Damage Through Optimal Aimpoint Patterning,” in *A/AA 3rd Biennial National Forum on Weapon System Effectiveness*, Seal Beach, 2003, pp. 18–20.
- [16] T. Oktay and S. Coban, “Simultaneous longitudinal and lateral flight control systems design for both passive and active morphing TUAVs,” *Elektron. ir Elektrotehnika*, vol. 23, no. 5, pp. 15–20, 2017.
- [17] X. Cui, W. Zhang, Z. Tüske, and M. Picheny, “Evolutionary stochastic gradient descent for optimization of deep neural networks,” *Adv. Neural Inf. Process. Syst.*, vol. 2018-Decem, no. NeurIPS, pp. 6048–6058, 2018.
- [18] B. Gess and S. Kassing, “Stochastic Modified Flows , Mean-Field Limits and Dynamics of Stochastic Gradient Descent,” vol. 25, pp. 1–27, 2024.
- [19] A. Arı and M. Erşen Berberler, “Yapay Sinir Ağları ile Tahmin ve Sınıflandırma Problemlerinin Çözümü İçin Arayüz Tasarımı,” *Acta Infologica*, vol. 1, no. 2, pp. 55–72, 2017.