



**YOLCU UÇAKLARI VE İTKİ  
SİSTEMLERİNİN UÇUŞ PROSEDÜRLERİNE  
GÖRE PERFORMANS MODELLERİNİN  
OLUŞTURULMASI**

**Doktora Tezi**

**Emre AYDIN**

**Eskişehir 2024**

**YOLCU UÇAKLARI VE İTKİ SİSTEMLERİNİN UÇUŞ PROSEDÜRLERİNE  
GÖRE PERFORMANS MODELLERİNİN OLUŞTURULMASI**

**Emre AYDIN**

**Doktora Tezi**

**Uçak Gövde-Motor Bakım Anabilim Dalı**

**Danışman: Prof. Dr. Önder TURAN**

**Eskişehir**

**Eskişehir Teknik Üniversitesi**

**Lisansüstü Eğitim Enstitüsü**

**Mayıs 2024**

## JÜRİ VE ENSTİTÜ ONAYI

Emre AYDIN'ın YOLCU UÇAKLARI VE İTKİ SİSTEMLERİNİN UÇUŞ PROSEDÜRLERİNE GÖRE PERFORMANS MODELLERİNİN OLUŞTURULMASI başlıklı çalışması 02/05/2024 tarihinde aşağıdaki jüri tarafından değerlendirilerek “Eskişehir Teknik Üniversitesi Lisansüstü Eğitim-Öğretim ve Sınav Yönetmeliği”nin ilgili maddeleri uyarınca, Uçak Gövde-Motor Bakım Anabilim dalında Doktora Tezi olarak kabul edilmiştir.

### Jüri Üyeleri

### Unvan Adı Soyadı

### İmza

|     |                                 |
|-----|---------------------------------|
| Üye | : Prof. Dr. Önder TURAN         |
| Üye | : Doç. Dr. Işıl YAZAR           |
| Üye | : Doç. Dr. Halil Yalçın AKDENİZ |
| Üye | : Dr. Öğr. Üyesi Nevzet KAYA    |
| Üye | : Dr. Öğr. Üyesi Elif KORUYUCU  |

Prof. Dr. Semra KURAMA

Lisansüstü Eğitim Enstitüsü Müdürü

02/05/2024

## DANIşMAN ONAYI

Danişmanlığını yürüttüğüm Doktora ğrencisi Emre AYDIN, YOLCU UÇAKLARI VE İTKİ SİSTEMLERİNİN UçUş PROSEDÜRLERİNE GÖRE PERFORMANS MODELLERİNİN OLUşTURULMASI başlıklı tez çalışmasını tamamlamıştır. Hazırlamış olduğu tez tarafımca incelenmiş ve öğrencinin tez savunma sınavına alınması bilimsel ve etik açıdan uygun grlmştir.

Tez Danişmanı

Prof. Dr. nder TURAN

## ÖZET

### YOLCU UÇAKLARI VE İTKİ SİSTEMLERİNİN UÇUŞ PROSEDÜRLERİNE GÖRE PERFORMANS MODELLERİNİN OLUŞTURULMASI

Emre AYDIN

Uçak Gövde-Motor Bakım Anabilim Dalı

Eskişehir Teknik Üniversitesi, Lisansüstü Eğitim Enstitüsü, Mayıs 2024

Danışman: Prof. Dr. Önder TURAN

Havacılıkta, uçak motorunun ve bileşenlerinin doğru çalışmasına ilişkin parametrelerin izlenmesi ve değerlendirilmesi uçuş emniyeti ve uçak bakım takibi için hayati önem taşımaktadır. Bu çalışmada, bir yolcu uçağının ve motorunun itki değeri Parçacık Sürü Optimizasyonu ve Benekli Sırtlan Optimizasyonu yöntemleri ile hesaplanmıştır. Çalışmada gerçekleştirilen her iki optimizasyon yönteminde de optimizasyon yöntemlerinin karşılaştırılması için iterasyon sayısı, popülasyon aralığı ve arama uzayı eşit olarak seçilmiştir. Kullanılan veriler 50 gerçek uçuştan alınmış olup 40'ı optimizasyon yöntemlerinin eğitimi ve 10'u test amaçlı kullanılmıştır. Bu çalışma ile uçakta yedeği olmayan bazı göstergelerin sensörlerinden alınan farklı motor verileri ve algoritmalar yardımıyla hesaplanabildiği görülmektedir. Uçuşun emniyeti için pilotların kokpitte takip ettiği itki değerinin referansı olarak uçuş kontrol parametresi motor mili dönüş hızı yani N1 değeri taksiden inişe kadar tüm uçuş aşamaları için uçuş aşamaları bölünmeden yüksek doğrulukta hesaplanmıştır. Çalışmada kullanılan optimizasyon yöntemlerinin yakınsama süresi ve ulaştıkları yüksek doğruluk oranlarıyla uçuş emniyeti için verileri işleyen algoritmaların alternatif bir hesaplama yöntemi olabileceği desteklenmiştir.

**Anahtar Sözcükler:** Motor parametreleri, Turbofan, N1 hızı, Parçacık sürü optimizasyonu, Benekli sırtlan optimizasyonu.

## ABSTRACT

### CREATING PERFORMANCE MODELS OF PASSENGER AIRCRAFT AND PROPULSION SYSTEMS ACCORDING TO FLIGHT PROCEDURES

Emre AYDIN

Department of Airframe and Powerplant Maintenance

Eskişehir Technical University, Institute of Graduate Programs, May 2024

Supervisor: Prof. Dr. Önder TURAN

In aviation, monitoring and evaluation of parameters related to the correct operation of the aircraft engine and its components is vital for flight safety and aircraft maintenance monitoring. In this study, the thrust value of a passenger plane and its engine was calculated using Particle Swarm Optimization and Spotted Hyena Optimization methods. In both optimization methods performed in the study, the number of iterations, population range and search space were chosen equally to compare the optimization methods. The data used were taken from 50 real flights, 40 of which were used for training optimization methods and 10 for testing purposes. With this study, it is seen that some indicators that do not have a backup on the aircraft can be calculated with the help of different engine data and algorithms taken from the sensors. As a reference for the thrust value followed by pilots in the cockpit for flight safety, the flight control parameter engine shaft rotation speed, that is, N1 value, was calculated with high accuracy for all flight phases from taxi to landing, without dividing the flight phases. The convergence time of the optimization methods used in the study and the high accuracy rates they achieved have supported the fact that algorithms that process data for flight safety can be an alternative calculation method.

**Keywords:** Engine parameters, Turbofan, N1 speed, Particle swarm optimization, Spotted hyena optimization.

## TEŞEKKÜR

Tezimde başta desteklerini her daim yanımda hissettiğim ‘‘Aileme’’ ardından da danışmanım Prof. Dr. Önder TURAN hocama teşekkür ederim.

Emre AYDIN



## **ETİK İLKE VE KURALLARA UYGUNLUK BEYANNAMESİ**

Bu tezin bana ait, özgün bir çalışma olduğunu; çalışmamın hazırlık, veri toplama, analiz ve bilgilerin sunumu olmak üzere tüm aşamalarında bilimsel etik ve kurallara uygun davrandığımı; bu çalışma kapsamında elde edilen tüm veri ve bilgiler için kaynak gösterdiğimi ve bu kaynaklara kaynakçada yer verdiğimi; bu çalışmanın Eskişehir Teknik Üniversitesi tarafından kullanılan “bilimsel intihal tespit programı”yla tarandığını ve hiçbir şekilde “intihal içermediğini” beyan ederim. Herhangi bir zamanda, çalışmamla ilgili yaptığım bu beyana aykırı bir durumun saptanması durumunda, ortaya çıkacak tüm ahlaki ve hukuki sonuçları kabul ettiğimi bildiririm.

Emre AYDIN

## İÇİNDEKİLER

### Sayfa

|                                                                                                                                 |      |
|---------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|------|
| BAŞLIK SAYFASI .....                                                                                                            | I    |
| JÜRİ VE ENSTİTÜ ONAYI.....                                                                                                      | II   |
| DANIŞMAN ONAYI .....                                                                                                            | III  |
| ÖZET .....                                                                                                                      | IV   |
| ABSTRACT.....                                                                                                                   | V    |
| TEŞEKKÜR .....                                                                                                                  | VI   |
| ETİK İLKE VE KURALLARA UYGUNLUK BEYANNAMESİ.....                                                                                | VII  |
| İÇİNDEKİLER.....                                                                                                                | VIII |
| TABLolar DİZİNİ.....                                                                                                            | X    |
| ŞEKİLLER DİZİNİ.....                                                                                                            | XI   |
| SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ.....                                                                                             | XIV  |
| 1. GİRİŞ .....                                                                                                                  | 1    |
| 1.1. Tezin Amacı .....                                                                                                          | 3    |
| 1.2. Tezin Özgünlüğü .....                                                                                                      | 4    |
| 1.3. Literatür Taraması .....                                                                                                   | 4    |
| 1.3.1. Gaz türbinli motorlarda itkiyi etkileyen parametreler ve itki<br>modellemesinde kullanılan optimizasyon yöntemleri ..... | 4    |
| 1.3.2. Benekli sırtlan optimizasyonunun mühendislik uygulamaları .....                                                          | 10   |
| 2. GAZ TÜRBİNLİ MOTORLAR.....                                                                                                   | 12   |
| 3. UÇUŞ SAFHALARI.....                                                                                                          | 16   |
| 4. ULUSLARARASI STANDART ATMOSFER .....                                                                                         | 18   |
| 5. İTKİ KUVVETİNİN DİNAMİK OLARAK HESAPLANMASI .....                                                                            | 26   |
| 5.2. Sürüklenme Kuvvetinin Dinamik Olarak Hesaplanması.....                                                                     | 28   |
| 6. UÇUŞ VERİ KAYDEDİCİSİ .....                                                                                                  | 37   |
| 6.1. Uçuş Veri Kaydedicisi ve İçerdiği Parametreler .....                                                                       | 37   |

|                                                                                                      |    |
|------------------------------------------------------------------------------------------------------|----|
| 6.2. İtke Denkleminde Kullanılan Verilerin Uçuş Veri Cihazından Seçimleri.....                       | 41 |
| 6.3. Test Uçuşlarının İrtifa, Hız ve Yakıt Tüketimi Grafikleri.....                                  | 43 |
| 7. METASEZGİSEL YÖNTEMLER .....                                                                      | 47 |
| 7.1. Optimizasyon Yöntemlerinin Değerlendirilme Kriterleri.....                                      | 50 |
| 7.1.1. Test Fonksiyonları.....                                                                       | 50 |
| 7.2. Gerçek Uçuş Parametresi ve Hesaplanan Değerlerin Karşılaştırılmasında Kullanılan Ölçütler ..... | 62 |
| 7.2.1. Ortalama karesel hata.....                                                                    | 62 |
| 7.2.2. Ortalama karekök hatası.....                                                                  | 63 |
| 7.3. Parçacık Sürü Optimizasyonu .....                                                               | 63 |
| 7.3.1. Yöntem .....                                                                                  | 63 |
| 7.3.2. Parçacık sürü optimizasyon denklemleri .....                                                  | 65 |
| 7.3.3. Parçacık sürü optimizasyon metodunun test fonksiyonları üzerine uygulanması .....             | 67 |
| 7.3.4. Parçacık sürü optimizasyon metodunun uçuş parametreleri üzerine uygulanması.....              | 70 |
| 7.3.5. Bulgular .....                                                                                | 75 |
| 7.4. Benekli Sırtlan Optimizasyonu .....                                                             | 76 |
| 7.4.1. Yöntem .....                                                                                  | 76 |
| 7.4.2. Benekli sırtlan optimizasyonu denklemleri.....                                                | 78 |
| 7.4.3. Benekli sırtlan optimizasyonu grafikleri.....                                                 | 80 |
| 7.4.4. Benekli sırtlan optimizasyonu bulguları .....                                                 | 83 |
| 8. SONUÇ .....                                                                                       | 85 |
| KAYNAKÇA.....                                                                                        | 86 |
| EKLER                                                                                                |    |
| ÖZGEÇMİŞ                                                                                             |    |

## TABLÖLAR DİZİNİ

### Sayfa

|                                                                                                                                                     |    |
|-----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|----|
| <b>Tablo 3.1.</b> ICAO'ya göre uçuş safhaları ve tanımlamaları .....                                                                                | 16 |
| <b>Tablo 3.2.</b> Sürüklenme katsayısı hesaplarken sürüklenme kuvvetine etki eden uçak<br>elemanları.....                                           | 17 |
| <b>Tablo 4.1.</b> Uluslararası standart atmosfer tablosu .....                                                                                      | 22 |
| <b>Tablo 5.1.</b> Sürüklenme kuvveti hesaplanırken kullanılan parametreler.....                                                                     | 31 |
| <b>Tablo 5.2.</b> Uçağın özellikleri.....                                                                                                           | 31 |
| <b>Tablo 5.3.</b> Uçaklarda kalkış ve yaklaşma için kullanılan flapların kanat sapma<br>açısı sonucu oluşturduğu sürüklenme polar katsayıları ..... | 32 |
| <b>Tablo 5.4.</b> Uçaklarda kullanılan çeşitli flapların kanatta oluşturduğu taşıma<br>katsayıları.....                                             | 32 |
| <b>Tablo 6.1.</b> Uçuş veri kayıt cihazının içerdiği bazı veriler .....                                                                             | 40 |

## ŞEKİLLER DİZİNİ

### Sayfa

|                                                                                     |    |
|-------------------------------------------------------------------------------------|----|
| Şekil 1.1. Yolcu sayısı (yıllık) (IATA, 2019).....                                  | 2  |
| Şekil 1.2. ICAO tarafından yapılan havacılığın yıllık büyüme tahmini .....          | 2  |
| Şekil 2.1. Uçak motorlarına ait itki üretimi şeması .....                           | 13 |
| Şekil 3.1. Uçuş safhaları .....                                                     | 17 |
| Şekil 4.1. Standard atmosferde irtifaya bağlı basınç ve sıcaklık değişimi .....     | 20 |
| Şekil 4.2. Gerçek bir uçuş için sıcaklığın irtifaya göre değişimi.....              | 20 |
| Şekil 4.3. Gerçek bir uçuş için irtifaya bağlı basınç ve yoğunluk değişimleri ..... | 21 |
| Şekil 4.4. Önemli irtifalara karşılık gelen yoğunluk ve basınç değerleri .....      | 21 |
| Şekil 5.1. Uçak üzerindeki kuvvet dağılımları .....                                 | 27 |
| Şekil 5.2. 41.Uçuş için itki ve sürüklenme kuvveti grafikleri .....                 | 33 |
| Şekil 5.3. 42.Uçuş için itki ve sürüklenme kuvveti grafikleri .....                 | 33 |
| Şekil 5.4. 43.Uçuş için itki ve sürüklenme kuvveti grafikleri .....                 | 34 |
| Şekil 5.5. 44. Uçuş için itki ve sürüklenme kuvveti grafikleri .....                | 34 |
| Şekil 5.6. 45.Uçuş için itki ve sürüklenme kuvveti grafikleri .....                 | 34 |
| Şekil 5.7. 46. Uçuş için itki ve sürüklenme kuvveti grafikleri .....                | 35 |
| Şekil 5.8. 47. Uçuş için itki ve sürüklenme kuvveti grafikleri .....                | 35 |
| Şekil 5.9. 48.Uçuş için itki ve sürüklenme kuvveti grafikleri .....                 | 35 |
| Şekil 5.10. 49. Uçuş için itki ve sürüklenme kuvveti grafikleri .....               | 36 |
| Şekil 5.11. 50.Uçuş için itki ve sürüklenme kuvveti grafikleri .....                | 36 |
| Şekil 6.1. Uçuş veri kayıt cihazının tarihsel gelişimi .....                        | 38 |
| Şekil 6.2. Uçuş veri kayıt cihazı .....                                             | 38 |
| Şekil 6.3. Uçuş veri kayıt cihazı verilerinin alındığı uçak sistemleri .....        | 39 |
| Şekil 6.4. Uçuş veri kayıt cihazının konumu ve veri aldığı bazı sistemler.....      | 39 |
| Şekil 6.5. 41.Uçuşa ait irtifa, hız ve yakıt tüketimi .....                         | 43 |
| Şekil 6.6. 42.Uçuşa ait irtifa, hız ve yakıt tüketimi .....                         | 43 |
| Şekil 6.7. 43. Uçuşa ait irtifa, hız ve yakıt tüketimi .....                        | 44 |
| Şekil 6.8. 44. Uçuşa ait irtifa, hız ve yakıt tüketimi .....                        | 44 |
| Şekil 6.9. 45. Uçuşa ait irtifa, hız ve yakıt tüketimi .....                        | 44 |
| Şekil 6.10. 46.Uçuşa ait irtifa, hız ve yakıt tüketimi .....                        | 45 |
| Şekil 6.11. 47.Uçuşa ait irtifa, hız ve yakıt tüketimi .....                        | 45 |
| Şekil 6.12. 48. Uçuşa ait irtifa, hız ve yakıt tüketimi .....                       | 45 |

|                                                                                                                    |    |
|--------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|----|
| Şekil 6.13. 49.Uçuşa ait irtifa, hız ve yakıt tüketimi .....                                                       | 46 |
| Şekil 6.14. 50.Uçuşa ait irtifa, hız ve yakıt tüketimi .....                                                       | 46 |
| Şekil 7.1. Metasezgisel yöntemlerin sınıflandırılması.....                                                         | 48 |
| Şekil 7.2. Test fonksiyonu 1 .....                                                                                 | 51 |
| Şekil 7.3. Test fonksiyonu 2 .....                                                                                 | 51 |
| Şekil 7.4. Test fonksiyonu 3 .....                                                                                 | 52 |
| Şekil 7.5. Test fonksiyonu 4 .....                                                                                 | 52 |
| Şekil 7.6. Test fonksiyonu 5 .....                                                                                 | 53 |
| Şekil 7.7. Test fonksiyonu 6 .....                                                                                 | 53 |
| Şekil 7.8. Test fonksiyonu 7 .....                                                                                 | 54 |
| Şekil 7.9. Test fonksiyonu 8 .....                                                                                 | 54 |
| Şekil 7.10. Test fonksiyonu 9 .....                                                                                | 55 |
| Şekil 7.11. Test fonksiyonu 10 .....                                                                               | 55 |
| Şekil 7.12. Test fonksiyonu 11 .....                                                                               | 56 |
| Şekil 7.13. Test fonksiyonu 12 .....                                                                               | 56 |
| Şekil 7.14. Test fonksiyonu 13 .....                                                                               | 57 |
| Şekil 7.15. Test fonksiyonu 14 .....                                                                               | 57 |
| Şekil 7.16. Test fonksiyonu 15 .....                                                                               | 58 |
| Şekil 7.17. Test fonksiyonu 16 .....                                                                               | 58 |
| Şekil 7.18. Test fonksiyonu 17 .....                                                                               | 59 |
| Şekil 7.19. Test fonksiyonu 18 .....                                                                               | 59 |
| Şekil 7.20. Test fonksiyonu 19 .....                                                                               | 60 |
| Şekil 7.21. Test fonksiyonu 20 .....                                                                               | 60 |
| Şekil 7.22. Test fonksiyonu 21 .....                                                                               | 61 |
| Şekil 7.23. Test fonksiyonu 22 .....                                                                               | 61 |
| Şekil 7.24. Test fonksiyonu 23 .....                                                                               | 62 |
| Şekil 7.25. Parçacık Sürü Optimizasyonu şematik gösterimi.....                                                     | 65 |
| Şekil 7.26. Parçacık Sürü Optimizasyonu akış diyagramı.....                                                        | 66 |
| Şekil 7.27. Optimizasyon yönteminin 8. test fonksiyonundaki minumuma<br>yaklaşırken iterasyon sayısı .....         | 67 |
| Şekil 7.28. 8. test fonksiyonunda minimum noktanın bulunması için parçacık sürü<br>optimizasyonun uygulanması..... | 68 |

|                                                                                                                        |    |
|------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|----|
| <b>Şekil 7.29.</b> Optimizasyon yönteminin 16. Test fonksiyonundaki minumuma yaklaşırken iterasyon sayısı .....        | 69 |
| <b>Şekil 7.30.</b> 16. test fonksiyonunda minimum noktanın bulunması için parçacık sürü optimazyonun uygulanması ..... | 70 |
| <b>Şekil 7.31.</b> İterasyon sayısı ve amaç fonksiyonuna yaklaşımı .....                                               | 71 |
| <b>Şekil 7.32.</b> 41.uçuş N1 değeri ile PSO algoritma sonucunun karşılaştırılması .....                               | 72 |
| <b>Şekil 7.33.</b> 42.uçuş N1 değeri ile PSO algoritma sonucunun karşılaştırılması .....                               | 72 |
| <b>Şekil 7.34.</b> 43.uçuş N1 değeri ile PSO algoritma sonucunun karşılaştırılması .....                               | 72 |
| <b>Şekil 7.35.</b> 44.uçuş N1 değeri ile PSO algoritma sonucunun karşılaştırılması .....                               | 73 |
| <b>Şekil 7.36.</b> 45.uçuş N1 değeri ile PSO algoritma sonucunun karşılaştırılması .....                               | 73 |
| <b>Şekil 7.37.</b> 46.uçuş N1 değeri ile PSO algoritma sonucunun karşılaştırılması .....                               | 73 |
| <b>Şekil 7.38.</b> 47.uçuş N1 değeri ile PSO algoritma sonucunun karşılaştırılması .....                               | 74 |
| <b>Şekil 7.39.</b> 48.uçuş N1 değeri ile PSO algoritma sonucunun karşılaştırılması .....                               | 74 |
| <b>Şekil 7.40.</b> 49.uçuş N1 değeri ile PSO algoritma sonucunun karşılaştırılması .....                               | 74 |
| <b>Şekil 7.41.</b> 50.uçuş N1 değeri ile PSO algoritma sonucunun karşılaştırılması .....                               | 75 |
| <b>Şekil 7.42.</b> PSO RMSE eğitim ve test sonucu.....                                                                 | 75 |
| <b>Şekil 7.43.</b> Benekli sırtlanların avlarına saldırırken izledikleri dört aşama.....                               | 76 |
| <b>Şekil 7.44.</b> Benekli sırtlanların 2 boyutlu konum vektörleri .....                                               | 77 |
| <b>Şekil 7.45.</b> Test fonksiyonlarından bazıları .....                                                               | 77 |
| <b>Şekil 7.46.</b> Benekli Sırtlan Optimizasyonu akış diyagramı .....                                                  | 79 |
| <b>Şekil 7.47.</b> SHO algoritması için iterasyon sayısı .....                                                         | 80 |
| <b>Şekil 7.48.</b> 41. uçuş N1 değeri ile SHO algoritma sonucunun karşılaştırılması.....                               | 80 |
| <b>Şekil 7.49.</b> 42. uçuş N1 değeri ile SHO algoritma sonucunun karşılaştırılması.....                               | 80 |
| <b>Şekil 7.50.</b> 43. uçuş N1 değeri ile SHO algoritma sonucunun karşılaştırılması.....                               | 81 |
| <b>Şekil 7.51.</b> 44. uçuş N1 değeri ile SHO algoritma sonucunun karşılaştırılması.....                               | 81 |
| <b>Şekil 7.52.</b> 45. uçuş N1 değeri ile SHO algoritma sonucunun karşılaştırılması.....                               | 81 |
| <b>Şekil 7.53.</b> 46. uçuş N1 değeri ile SHO algoritma sonucunun karşılaştırılması.....                               | 82 |
| <b>Şekil 7.54.</b> 47. uçuş N1 değeri ile SHO algoritma sonucunun karşılaştırılması.....                               | 82 |
| <b>Şekil 7.55.</b> 48. uçuş N1 değeri ile SHO algoritma sonucunun karşılaştırılması.....                               | 82 |
| <b>Şekil 7.56.</b> 49. uçuş N1 değeri ile SHO algoritma sonucunun karşılaştırılması.....                               | 83 |
| <b>Şekil 7.57.</b> 50. uçuş N1 değeri ile SHO algoritma sonucunun karşılaştırılması.....                               | 83 |
| <b>Şekil 7.58.</b> SHO RMSE eğitim ve test sonucu .....                                                                | 84 |

## SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ

|             |                                                   |
|-------------|---------------------------------------------------|
| $\rho$      | : Yoğunluk (kg/m <sup>3</sup> )                   |
| $C_D$       | : Sürükleme katsayısı                             |
| $C_{D0}$    | : Sıfır taşıma kuvvetindeki sürükleme katsayısı   |
| $C_L$       | : Taşıma katsayısı                                |
| $\mu$       | : Viskoz akış (kg/m.s)                            |
| $b$         | : İki kanadın en uç noktaları arasındaki mesafe   |
| $d$         | : Diameter (çap)                                  |
| $d_f/b$     | : Çapın kanat açıklığına oranı                    |
| $F$         | : Force – Kuvvet (kg.m/s <sup>2</sup> )           |
| $g$         | : Yerçekimi kuvveti (m/s <sup>2</sup> )           |
| $h$         | : İrtifa (m or ft)                                |
| $k$         | : İndüklenmiş sürükleme katsayısı                 |
| $\emptyset$ | : Girdap akışı                                    |
| $R$         | : Gaz sabiti (m <sup>2</sup> / s <sup>2</sup> .K) |
| $S$         | : Uçak kanat alanı (m <sup>2</sup> )              |
| $U$         | : Uçağın hızı (m/s)                               |
| $W$         | : Ağırlık (kg.m/s <sup>2</sup> )                  |
| $\alpha$    | : Hücüm açısı (Angle of attack)                   |
| $\delta$    | : Deviation (Sapma)                               |
| $A$         | : Uçak motoru kesit alanı (m <sup>2</sup> )       |
| $C$         | : Katsayı                                         |
| $D$         | : Sürükleme Kuvveti (kg.m/s <sup>2</sup> )        |
| $L$         | : Taşıma Kuvveti (kg.m/s <sup>2</sup> )           |
| $M$         | : Mach Sayısı (Mach Number)                       |
| $P$         | : Basınç (kg/m. s <sup>2</sup> )                  |
| $T$         | : Sıcaklık (K)                                    |
| $V$         | : Uçağın yatay eksenindeki hızı (m/s)             |
| $VS$        | : Uçağın dikey eksenindeki hızı (m/s)             |
| $a$         | : İvme (m/s <sup>2</sup> )                        |
| $e$         | : Eliptiklik faktörü                              |

|        |                                                                                                             |
|--------|-------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| $f$    | : Fonksiyon                                                                                                 |
| $m$    | : Kütle (kg)                                                                                                |
| $q$    | : Dinamik basınç (kg/m.s <sup>2</sup> )                                                                     |
| $\tau$ | : İtke (N)                                                                                                  |
| ACARE  | : The Advisory Council for Aeronautical Research in Europe (Avrupa Havacılık Araştırmaları Danışma Konseyi) |
| ANN    | : Artificial Neural Network (Yapay Sinir Ağı)                                                               |
| APU    | : Auxiliary Power Unit (Yardımcı Güç Ünitesi)                                                               |
| AR     | : Aspect Ratio (Kanat açıklık oranı)                                                                        |
| AT     | : Autothrottle (Otomatik gaz kolu)                                                                          |
| BADA   | : Base of Aircraft Data (Uçak Veri Tabanı)                                                                  |
| BPR    | : Bypass Ratio (Baypas Oranı)                                                                               |
| CG     | : Conjugate Gradient (Eşlenik Gradyan)                                                                      |
| CS     | : Control Surface (Kontrol yüzeyi)                                                                          |
| CV     | : Control Volume (Kontrol hacimi)                                                                           |
| DBD    | : Delta-bar-delta                                                                                           |
| DME    | : Distance Measuring Equipment (Mesafe Ölçme Ekipmanları)                                                   |
| EFIS   | : Electronic Flight Instrument System (Elektronik Uçuş Alet Sistemi)                                        |
| EGT    | : Exhaust Gas Temperature (Egzoz Gaz Sıcaklığı)                                                             |
| EICAS  | : Engine Indicating and Crew Alerting System (Motor Gösterge ve Ekip Uyarı Sistemi)                         |
| ELT    | : Emergency Locator Transmitter (Acil Konum Vericisi)                                                       |
| EPR    | : Engine Pressure Ratio (Motor Basınç Oranı)                                                                |
| EU     | : European Union (Avrupa Birliği)                                                                           |
| FA     | : Final (Final Approach)                                                                                    |
| FDAU   | : Flight Data Acquisition Unit (Uçuş Veri Toplama Birimi)                                                   |
| FDR    | : Flight Data Recorder (Uçuş Veri Kaydedici)                                                                |
| FNN    | : Feedforward Neural Network (İleri Beslemeli Sinir Ağı)                                                    |
| GA     | : Genetik Algoritma                                                                                         |
| GO     | : Global Optimization (Global Optimizasyon)                                                                 |
| GPU    | : Graphics Processing Unit (Grafik İşleme Ünitesi)                                                          |
| GPWS   | : Ground Proximity Warning Switch (Yere Yakınlık Uyarı Cihazı)                                              |
| GS     | : Ground Speed (Yer Hızı)                                                                                   |

|           |                                                                                                                                                                     |
|-----------|---------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| GTM       | : Gaz Türbinli Motor                                                                                                                                                |
| IATA      | : International Air Transport Association (Uluslararası Hava Taşımacılığı Birliği)                                                                                  |
| IC        | : Initial Climb (İlk Tırmanış)                                                                                                                                      |
| ICAO      | : International Civil Aviation Organization (Uluslararası Sivil Havacılık Organizasyonu)                                                                            |
| IEEE      | : Institute of Electrical and Electronics Engineers (Elektrik ve Elektronik Mühendisleri Enstitüsü)                                                                 |
| kgf       | : Kilogram kuvvet                                                                                                                                                   |
| LM        | : Levenberg Marquardt                                                                                                                                               |
| MAPE      | : Mean Absolute Percentage Error (Ortalama Mutlak Yüzde Hatası)                                                                                                     |
| max       | : Maximum (Maksimum)                                                                                                                                                |
| min       | : Minimum (Asgari)                                                                                                                                                  |
| MOSHO     | : Multi Objective Spotted Hyena Optimizition (Çok Amaçlı Benekli Sırtlan Optimizasyonu)                                                                             |
| MSE       | : Mean Squared Error (Ortalama Kare Hatası)                                                                                                                         |
| OPR       | : Overall Pressure Ratio (Genel Basınç Oranı)                                                                                                                       |
| Polyphmus | : oPtimisatiOn aLgorithms librarY for PHysical complEx MUlti-objective problemS (Fiziksel karmaşık çok amaçlı problemler için en iyileme algoritmaları kütüphanesi) |
| PSO       | : Particle Swarm Optimizition (Parçacık Sürü Optimizasyonu)                                                                                                         |
| RMSE      | : Root Mean Squared Error (Karekök Ortalama Hata)                                                                                                                   |
| RPM       | : Revolution Per Munite (Dakikadaki Devir)                                                                                                                          |
| SFC       | : Specific Fuel Consumption (Özgül Yakıt Tüketimi)                                                                                                                  |
| SHO       | : Spotted Hyena Optimizition (Benekli Sırtlan Optimizasyonu)                                                                                                        |
| TAS       | : True Air Speed (Gerçek Hava Hızı)                                                                                                                                 |
| TERA      | : Techno-economic and Environmental Risk Assessment (Tekno-ekonomik ve Çevresel Risk Değerlendirmesi)                                                               |
| TET       | : Turbine Entry Temperature (Türbin Giriş Sıcaklığı)                                                                                                                |
| TO/GA     | : Take Off /Go Around (Kalkış / Pas Geçmek)                                                                                                                         |
| ULB       | : Underwater Locator Beacon (Sualtı Konum Belirleyici İşareti)                                                                                                      |
| ÜYK       | : Ücretli Yolcu Kilometresi                                                                                                                                         |
| VITAL     | : Environmentally Friendly Aero Engine (Çevre Dostu Aero Motor)                                                                                                     |

YBBO : Yıllık Bileşik Büyüme Oranı

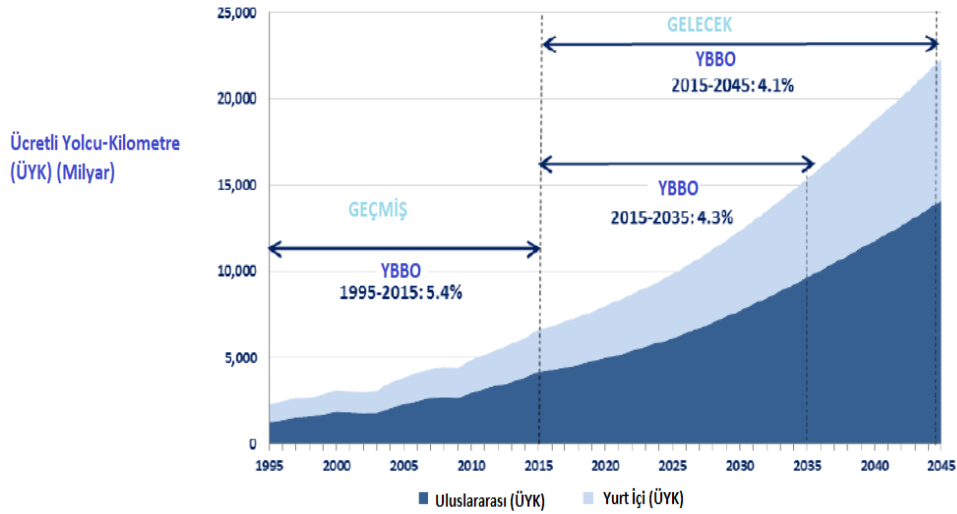
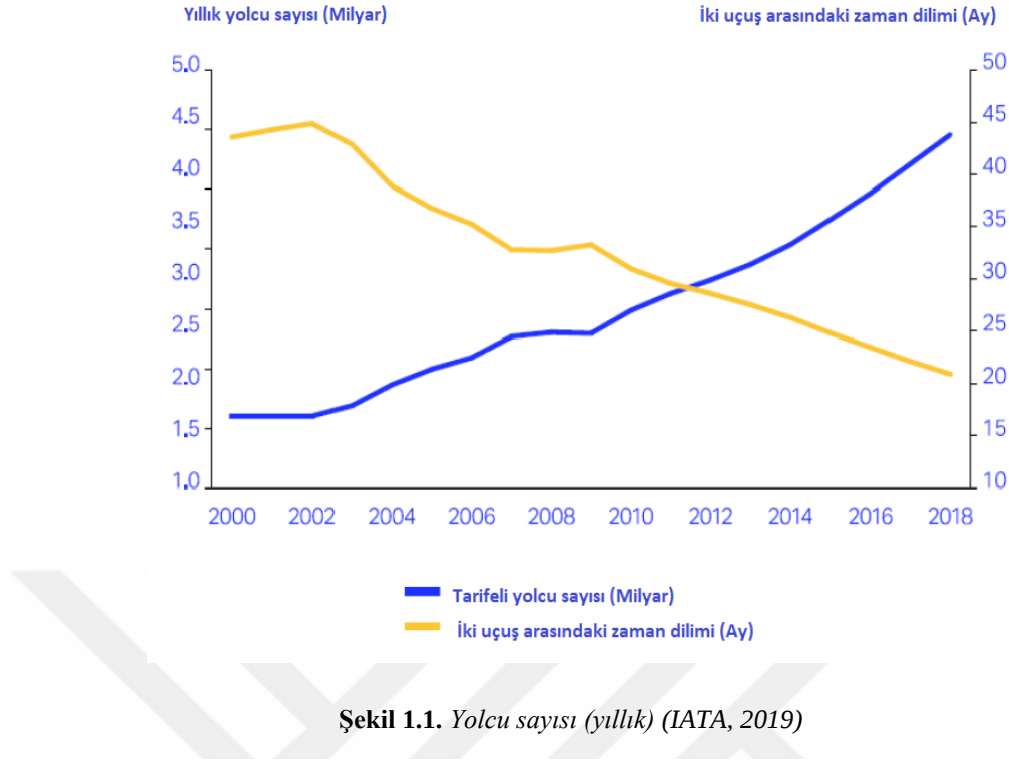
YSA : Yapay Sinir Ağı



## 1. GİRİŞ

Günümüz koşulları ve globalleşen dünyada uçaklar ulaşımında ve taşımacılıkta en hızlı ve güvenli olanakları insanlara sunduğu için diğer ulaşım araçlarıyla karşılaştırıldıklarında hem daha çok tercih edilen ve hem de zamanla vazgeçilmez ulaşım araçları olmuşlardır. Hava taşımacılığının zaman tasarrufu sunması, konforlu ve emniyetli olması gibi sağladığı olanaklarla her anlamda hayatı kolaylaştırdığı yadsınamaz bir gerçektir. Yukarıda bahsi geçen gerekçeler ile havacılık otoriteleri tarafından yayımlanan raporlarda açıklanan rakamlardan yola çıkarak havacılık sektörünün bütün yönleriyle her geçen gün daha da büyüdüğü kolayca ifade edilebilmektedir. Bu talebi karşılamak adına artan hava taşımacılığının ve uçak sayısı; yakıt tüketiminin artışı, doğaya ve insan sağlığına zarar vermeyecek sürdürülebilir yakıt arayışları, bakım masraflarının minimize edilmesi, uçuş sayılarının artışından dolayı yeni güzergâh arayışları, rekabet ortamının şirketleri uçak sistemlerinin iyileştirilmesi gerekliliğine sevk etmesi gibi bazı problemleri de beraberinde getirmektedir. Zamanla teknolojinin ilerlemesi ile daha iyi arayışına yönelen sistemler aynı zamanda oluşan problemleri de teknolojinin nimetleri yardımıyla çözümlenmektedir. Havacılık sektörünün de bu sistemler içerisinde olduğu kabulü ile çarklarını kusursuz bir şekilde çevirebilmesi için bu alanda yapılan çalışmalar titizlikle takip edilmeli ve geliştirilmeye devam etmek zorundadır.

Uçakların taşımacılıkta ve ulaşımında sayılarının ve önemlerinin her geçen yıl arttığı Uluslararası Sivil Havacılık Organizasyonu (International Civil Aviation Organization- ICAO) tarafından paylaşılan raporlarla ve verilerle desteklenmektedir. Teknolojinin gelişmesiyle birlikte havacılığın öneminin ve uçak sayısının artmasının nedenlerinden biri de farklı uçuş noktaları oluşturularak şehirlerin doğrudan birbirine bağlanmasıdır. Hem hava kargo taşımacılığının hem de yolcuların zamandan tasarruf etmelerini daha geniş kitlelere ulaştırabilmek adına hava taşımacılığın yakın gelecekte de büyümesini hızlı bir şekilde sürdüreceği havacılık otoriteleri tarafından paylaşılan veriler kullanılarak söylenebilmektedir. Uluslararası Hava Taşımacılığı Birliği (International Air Transport Association- IATA) tarafından yayınlanan raporlara göre 2018 yılında hava taşımacılığı 4,4 milyar yolcu tarafından kullanılmıştır (IATA, 2019). ICAO'nun en son uzun vadeli hava trafiği tahminlerine göre, 2017 yılında taşınan 4,1 milyar havayolu yolcu sayısının Yıllık Bileşik Büyüme Oranı (YBBO) ile 2040 yılına kadar yaklaşık 10,0 milyara ulaşması ve 2040 yılında uçak kalkış sayısının yıllık 90 milyona çıkması beklenmektedir (http-1).



**Şekil 1.2. ICAO tarafından yapılan havacılığın yıllık büyüme tahmini (ICAO, 2018)**

Bu veriler doğrultusunda her geçen gün tüm dünyada kullanılan uçakların yakıt ihtiyaçlarının ne oranda artacağı grafikler referans alınarak ifade edilebilmektedir. Teknolojinin gelişmesi ve havacılığın büyümesi ile havacılık sektöründe çok daha özgün ve farklı çalışma alanları doğmuştur. Bu alanlar; enerji, aerodinamik, insan faktörleri, uçak bakımı, pervane, gaz türbinli motorlar, yanma odası tasarımı gibi geniş başlıklar altında sınıflandırılabilir de her biri kendi disiplini içinde birçok detaylı alt başlık içermektedir. Fosil yakıtların gelecekte tükenerek olması, uçak motorundan salınan

emisyon gazlarının doğayı ve insan sağlığını tehdit etmesi, fosil yakıtların sürdürülebilir olmaması araştırmacıları alternatif yakıt kaynakları bulmaya ve yakıtın daha verimli kullanılması arayışına itmiştir (Atasoy, 2020). Bu bilgiler ekseninde havacılık sektöründe önemli bir parametre olan yakıt kullanımının azaltılması veya karşılanması; hidrojen ve biyolojik atıklar gibi alternatif yakıt kullanımı ve yakıtın uçak sensörlerinden, bilgisayarlarından ve switchlerinden aldığı veriler yoluyla optimize edilerek daha iyi koşullarda kullanılmasından geçmektedir. Özgün konulardan biri olan havacılıkta yakıtın daha verimli kullanılarak minimize edilebilmesi havacılık dünyası için hayati önem teşkil etmektedir. Bu çalışmada havacılıkta en çok kullanılan uçak modellerinden biri seçilerek güç grubunun ve yakıt kullanımının değerlendirilmesine ışık tutabilecek gaz türbinli motor üreticilerinin de üzerinde çalıştığı itki modellemesi yapılarak bu arayışa destek verilmesi düşünülmüştür.

### **1.1. Tezin Amacı**

Havacılıkta uçak, motor ve uçak sistemlerini bir araya getiren bileşenlerin doğru çalışmasına ilişkin parametrelerin izlenmesi ve değerlendirilmesi, uçuş emniyeti ve bakım takibi açısından hayati önem taşımaktadır. Bu doğrultuda günümüz dünyasında sektör araştırmasına göre uçak ve uçuş sayısına göre en çok kullanılan uçaklardan bir tanesi seçilmiş ve seçilen uçağın kullanmakta olduğu motorların Parçacık Sürü Optimizasyon (PSO) ve Benekli Sırtlan Optimizasyon (SHO) yöntemleri ile itki değerleri hesaplanmış ve modellenmiştir.

Kullanılan optimizasyon yöntemleri çalışmada ve uygulamalarda çözüm süresinin kabul edilebilir ve yakınsamanın gerçek uçuş verilerine çok yakın olduğunu kanıtlamıştır. Çalışmadaki veriler 50 gerçek uçuştan alınmış olup, 40'ı eğitim, 10'u ise test amaçlı kullanılmıştır. Yedek bir takometre (şaft dönü hızını ölçen sensörü) bulundurmeyen uçak motorları için benzer bir çalışma daha önce yapılmamıştır. Bu sebeple çalışma ilk olma sebebiyle özgündür. Sonuç, sensörlerden alınan motor verilerinin algoritmalar yardımıyla modelleme yapılarak sağlıklı verilere ulaşılabileceğini göstermektedir. Bilindiği üzere uçaklardaki birçok sistemin uçuş güvenliği açısından yedekleri bulunmaktadır.

Çalışmada aynı şaft üzerinde yedek bir sensörü kullanmak yerine hem ağırlığı azaltmak hem de uçuş güvenliğini artırabilecek farklı bir bakış açısının temellerinin atılması amaçlanmıştır.

## 1.2. Tezin Özgünlüğü

Bu çalışmada itkinin hesabı, motorun pistte çalıştırılmasından itibaren inişten sonra durdurulmasına kadar bütün uçuş aşamaları için anlık olarak hesaplanmıştır. Bu süreçte uçağa etki edecek önemli derecedeki dinamik kuvvetler hesaplamaaya dahil edilerek değerlendirilmiştir. Algoritmalar kullanılarak itki ve sürüklenme kuvvetleri hesaplanmıştır. Hesaplamalarda yoğunluk, sıcaklık, basınç, flap açısı, iniş takımlarının açıklık durumu, uçak yüzeyinin neden olduğu sürtünme sürüklenmesi gibi sürüklenme kuvvetini ve dolayısıyla itki kuvvetini etkileyecek birçok dinamik süreç dikkate alınmış ve çalışma bu bağlamda gerçekleştirilmiştir. Çalışma diğer çalışmalara fayda sağlamak amacıyla açık kaynak olarak sunulmaktadır.

Özgünlük, birinci yaklaşımda itkinin ve sürüklenme kuvvetlerinin dinamik olarak pist başından iniş aşamasında motorun durdurulmasına kadar bütün uçak için dinamik olarak hesaplanmasına, ikinci yaklaşımda ise N1 değerinin referans alınarak bir yedek sistem oluşturabilmek anlayışından yola çıkarak optimizasyon yöntemleri ile gerçek N1 değerine yaklaşımına dayanmaktadır. İzlenen her iki yolda da amaç uçak itki değişiminin hiçbir bir donanımsal yapı, sensör veya sistem kullanılmadan yazılım aracılığıyla hesaplanabilmesi üzerine kurulmuştur. Havayolu şirketlerinin performans birimleri tarafından değerlendirilmesi yapılan N1 ve yakıt akışı gibi bazı parametrelere yazılım yoluyla ulaşılan destekleyici ve doğrulayıcı farklı bir parametrenin sunulması çalışmanın özgün yönüdür.

## 1.3. Literatür Taraması

Literatür taraması Gaz Türbinli Motorları Modellemede kullanılan optimizasyon yöntemleri ve Benekli Sırtlan Optimizasyonun hangi alanlarda kullanıldığına dair çalışmalar olmak üzere iki farklı başlık altında incelenmiştir.

### 1.3.1. Gaz türbinli motorlarda itkiyi etkileyen parametreler ve itki modellemesinde kullanılan optimizasyon yöntemleri

İtki modellemesi gaz türbinli motorların icat edilmesiyle birlikte 1952 yıllarında çalışılmaya başlanmıştır. Gold ve Rosenzweig, yakıt akışındaki değişimlere karşı turbojet ve turboprop motorlardaki hız tepkisi tahmini ve hesaplanması adına bir yöntem sunmuşlardır. Kullanılan yöntem, gaz türbini motorundaki dinamik dengeye birinci dereceden doğrusal diferansiyel denklemle yaklaşmıştır (Gold ve Rosensweig, 1952).

Ceri Evans gaz türbinli uçak motorunun temel dinamik tepkilerini ve yüksek geçiş manevraları süresince termal etkilerin modellemedeki yerine dikkat etmiştir (Evans, 1998) .

2003 yılında, Kulikov gaz türbinli motorların model prosedürleri için blok-yapı modellerinin uygulamalarını gözden geçirmiştir. Bu uygulamaların içeriğinde bütün motor gecikmelerini simüle etmek için doğrusal dinamik bölüm ve farklı motor parametrelerinin birbirleri ile aralarındaki ilişkiyi simüle etmek için ise doğrusal olmayan statik bir bölüm bulunmaktadır (Kulikov ve Thompson, 2004).

Her ne kadar gaz türbinli motorların modellenenebilmesi için çok fazla çalışma olsa da hiçbir çalışma belirli bir doğruluk oranında ve makul çalışma süresinden dolayı kabul edilebilir sonuçlar vermemiştir (Jafari ve Nikolaidis, 2019).

1998 yılında Genetik programlama- NARMAX yaklaşımı, doğrusal olmayan sistemlerin tanımlanması için başarılı bir şekilde uygulanmıştır. Kullanılan evrimsel tanımlama yöntemi, üzerinde çalışılan farklı gaz türbinli motor parametrelerinin aynı anda optimize edilebilmesi adına çok amaçlı yöntem olarak genişletilmiştir. Bu çalışmada yakıt akışı ve dinamik şaft hızı arasındaki ilişkinin modelini elde etmek için bu tekniğin pratik uygulaması gösterilmiştir (Rodriguez-Vhquez ve Fleming, 1998).

Valceres ve ark. gaz türbinli motorların performans optimizasyonunu yakıt tüketimini minimize ederken nominal itkiyi sabit tutmak, aynı yakıt tüketimi ile itkiyi maksimize etmek ve türbin blade sıcaklığını minimize etmek olarak ifade etmiştir. Bu çalışma StudGA olarak adlandırılan evrimsel yaklaşımı, yukarıda sözü edilen kriterlerden optimum performans sağlanması için tasarlamaya yönelik optimizasyon çerçevesi olarak sunulmuştur. Çalışmadaki bu yaklaşım hızlı yakınsamakta ve işlem maliyetlerden potansiyel olarak tasarruf sağlayabilmiştir. Bu yaklaşımı örneklerle açıklamak için model tabanlı deneysel sonuçlar kullanılmıştır (Silvaa, Khatibb ve Fleming, 2005).

Stephen ve ark. 2009 yılında, İngiltere'deki kongrede TERA (Techno-economic and Environmental Risk Assessment) yazılımını bir veya birden fazla amaç fonksiyonu için uygulanabildiğini sunmuşlardır. Avrupa Havacılık Araştırmaları Danışma Konseyi (ACARE- The Advisory Council for Aeronautical Research in Europe) 2020 yılı için havacılık endüstrisine dair araştırma ihtiyaçlarını tanımlamışlardır. Ve aynı yıl tüm hava taşımacılığı sistemi için, bu sisteme uçak motoru, uçak ve de operasyonlarda dâhil olmak

üzere bazı hedefler belirlenmiştir. ACARE, belirlemiş olduğu çevre ile ilgili olan hedefler doğrultusunda birkaç teknoloji programı ve bu programlardan biri olan VITAL (Environmentally Friendly Aero Engine) projesine öncülük etmektedir. VITAL projesi hava araçlarındaki gürültüyü, emisyon gazlarını ve yakıt tüketimi azaltmak amacıyla Avrupa Birliği (EU-Europen Union) tarafından Program 6 çerçevesinde desteklenmektedir. VITAL teknolojisini değerlendirmek adına bir araç olan TERA'nın geliştirilmesine ihtiyaç duyulmuştur. TERA Cranfield üniversitesi tarafından icat edilen ve hala geliştirilmekte olan bir programdır. Bu program gaz türbinli motor ve uçak performansı, motor ağırlık tahmini, ses, emisyon gazları gibi bilgilere ek olarak gaz türbinli motorların çevreye etkisini ve operasyon maliyeti de dahil olmak üzere çok disiplinli modüller içermektedir. Yapılan çalışmadaki sonuçlar TERA programının gaz türbinli motor ve uçak performans modellemesi için gelecek ve umut vaat eden bir çalışma olduğunu göstermiştir (Ogaji, Pilidis ve Hales, 2007).

Gaz türbinli motorların günümüzde eskiye nazaran birçok özelliği içinde barındıran ve bu amaç doğrultusunda üretilen sistemler olması beklenmektedir. Emisyon değerlerinin azaltılması, motorun oluşturduğu gürültülerin en alt seviyeye indirilmesi, yenilenebilir kaynakların kullanabilmesi, ilk yatırım maliyetlerinin sınırlandırılması, yakıtın verimli kullanılması gibi günümüzde birden fazla amaç beklentilerinin karşılanması karşımıza karmaşık, anlaşılması güç sistemler ve bu sistemlerle birlikte cevaplanması gereken soruların ortaya çıkmasına neden olmaktadır. TERA, yapı ve araç olarak bu soruların bazılarına cevap verilebilmesini sağlamıştır. Celis ve ark. bu doğrultuda çalışmalarında, yukarıda sözü edilen Cranfield üniversitesi tarafından geliştirilen TERA yazılımına genetik algoritma tabanlı olan Polyphemus (oPtimisatiOn aLgorithms librarY for PHysical complEx MULti-objective problemS) optimizasyon yöntemini ekleyerek uçak motoru çevrim optimizasyon süreçleri için uygulamışlardır. Makalede tasarım değişkenleri olarak OPR (Overall Pressure Ratio), BPR (Bypass Ratio), TET (Turbine Entry Temperature) ve bu parametreleri dolaylı olarak etkileyen bazı parametrelere de yer verilerek, seyrüsefer fazı için SFC (Specific Fuel Consumption), yanmış yakıt ve emisyon gaz değerleri amaç fonksiyonu olarak belirlenmiş ve minimize edilmiştir. Optimum motor çevrimleri amaç fonksiyonları bakımından üç farklı motor konfigürasyonu üzerinden değerlendirilmiş ve 2 şaftlı, 3 şaftlı motor değerlerinin göreceli olarak ara soğutmalı gaz türbinli motora oranla yüksek olduğu sonucuna varılmıştır. Kullanılan bu optimizasyon yönteminin gelecekte hem başlıca gaz türbinli motorların

tasarımında hem de ideal ve ‘‘daha yeşil’’ (greener) uçak motor çevrimlerinin belirlenmesinde kullanılması beklenmektedir (Celis, Sethi, Singh ve Pilidis, 2015).

Baklacıoğlu ve Cavcar, 2014 yılında yayınladıkları makalelerinde geliştirmiş oldukları genetik algoritma modeli motor itkisini Mach sayısına ve irtifaya bağlı olarak aynı model içerisinde incelemişlerdir. Genetik algoritma gibi stokastik bir yöntem kullanarak oluşturulan modeli yerel en uygun değerlerde takılı kalması önlenmiş ve diğer klasik yöntemlerle karşılaştırıldığında daha doğru sonuçlar sağlanmıştir. Çalışmada yolcu uçaklarının uçuş manuel verilerinden genetik algoritma kullanılarak doğru yörünge tahmini için yeni uçak-itki modeli oluşturulmuştur. Kullanılan genetik algoritma hem itki hem de aerodinamik modellemenin doğruluğunu geliştirmiştir. Aerodinamik model için daha önceki çalışmaların içermediği kritik Mach sayısının üzerindeki sıkıştırılabilirlik etkisinden kaynaklanan sürükleme artışı ve profil eğriliği dikkate alınmıştir. İtki model ifadesinde Mach sayısının ve irtifanın dikkate alınmasının daha pratik bir yaklaşım olduğu gözlemlenmiştir. Önerilen genetik algoritma modeli alçalma aşaması için yörüngeyi başarıyla tahmin etmiş ve uçuş manuel verileriyle modelden elde edilen veriler karşılaştırıldığında alçalma süresi ve tırmanma süresi değerlerinin yakın uygunlukta olduğu gözlemlenmiştir (Baklacıoğlu ve Cavcar, 2014).

Baklacıoğlu, 2015 yılındaki yayınında Genetik Algoritma (GA) yöntemi kullanarak uçuşun tırmanış fazı için yeni bir yakıt akış hızı modelinin geliştirmesini meydana getirmiştir. Orta ağırlıktaki taşıma kategorisine giren uçaktan alınmış gerçek uçuş verilerini de (FDR) kullanarak iki modelleme yaklaşımını uygulamıştir. İlk modelde yakıt tüketimi sadece referans olarak irtifaya bağlı iken, ikinci modelde ise hem irtifa hem de hıza (TAS- True Air Speed) bağlı tutulmuştur. Yakıt akış hızı değerleri için hata analizi yapıldıktan sonra, iki modelleme yaklaşımının da doğru sonuçlar sağladığı bulunmuştur. İlk model pratik kullanıma uygun olarak bulunsa da ikinci modele hız (TAS) etkisinin dâhil edilmesi modelin doğruluğunu arttırdığı açıktır (Baklacıoğlu, 2015).

Baklacıoğlu ve ark. 2015 yılında yayınladıkları makalede Genetik Algoritmayı başlangıçtaki parametre değerlerinin optimum olmasını tasarlamak ve momentum etkeni kullanarak geliştirilmiş geri yayılım (backpropagation) algoritması uygulanarak eğitilmiş yapay sinir ağı topolojisini harcayan zamanı ve çabayı en aza indirmek için kullanmışlardır. Çalışmada hibrit Genetik Algoritma (GA) ve Yapay Sinir Ağı (ANN – Artificial Neural Network) stratejisi kullanılarak Turbo prop motor bileşenlerinin

kapsamlı dinamik modellemesi başarıyla uygulanmıştır. Yeni oluşturulan model için beş bağımsız değişken (tork, güç, gaz jeneratör hızı, motor içine giren hava kütlesi ve yakıt akışı) dikkate alınmıştır. Bu dinamik değişkenler YSA (Yapay Sinir Ağı) için girdi olarak kullanılırken, komponentlerin ekserji verimleri çıktı olarak hesaplanmıştır. Sonuçlar genetik algoritmayla yapılan hibritleşmenin doğruluğu iyileştirdiği ve oluşturulan model tarafından elde edilen komponentlerin ekserji verimliliklerine dair hesaplanan değerlerin referans verilerle uyum sağladığı görülmüştür (Baklacioğlu, Turan ve Aydın, 2015).

Baklacioğlu 2016 yılında yayınladığı bir diğer makalede ise yolcu uçaklarının yakıt akış miktarını tahmin etmek için uçaktan alınan gerçek verileri kullanarak genetik algoritma ile optimize edilmiş bir sinir ağı topolojisi tasarlanmıştır. Bu model seyir uçuş safhasını ve bu uçuş safhası için yakıt akışındaki değişimleri gerçek uçuş hızı ve irtifaya bağlı olarak içermektedir. Bu çalışmada Genetik algoritma, backpropagation ve Levenberg–Marquardt algoritmalarıyla yapıyı ve bağlantı ağırlıklarını optimize etmek için hibritleştirilmiştir. Feed-forward backpropagation ve Levenberg–Marquardt algoritmaları uygulanmış ve uygulamada kullanılan efor ve zaman göz önünde bulundurularak optimum ağ mimarisinin tasarlanması için genetik algorithmadan faydalanılmıştır. Eğitilmiş iki yapay sinir ağı için de hesaplanan yakıt akış oranı gerçek verilerle benzer olarak eşleştirilmiştir. Backpropagation tırmanış ve seyir safhası için en iyi doğruluğu verirken, Levenberg–Marquardt algoritması ise alçalma safhası için en uygun değer olarak ifade edilmiştir (Baklacioğlu, 2016).

Baklacioğlu ve ark. 2016 yılında yaptıkları çalışmada, çalışmanın amacını bir kargo uçağının uçuş safhalarının ekserji ve enerji verimlerinin değerlendirilmesi için nöral evrim algoritma modellemesini iyileştiren bir topoloji önermek olarak belirlemişlerdir. Bu bağlamda, genetik algoritma ile optimize edilmiş yapay sinir ağ modellerini elde etmek için farklı güç ayarlarında çalıştırılan motor çalışmasından uçağın ekserji ve enerji verileri kullanılmış ve bu verilerden faydalanılmıştır. Momentumla bir geri yayılım (backpropagation) tarafından eğitilen ileri beslemeli (feed forward) ağların nöral evrimleri ağ topolojisinin gelişmesinin yanı sıra uygun değer başlangıç ağ ağırlıklarının elde edilmesini de sağlamıştır. Türetilmiş yapay sinir ağları (ANN) modelleri için elde edilen bütünlüğe çok yakın doğrusal korelasyon katsayıları, gerçek veriler ve model tarafından verimleri hesaplanan değerlerin oldukça uyumlu olduğunu kanıtlamıştır. Son olarak, deneme yanılma yöntemi ile karşılaştırıldığında, Genetik

algoritmalar tarafından evrimleştirilmiş ağlar, enerji ve ekserji verimlilikleri için ortalama karesel hatalardaki (MSE- mean squared errors) azalmanın gösterdiği gibi modelin doğruluğunu basitçe arttırmıştır (Baklacioğlu, Aydın ve Turan, 2016).

Baklacioğlu 2017 yılında yaptığı çalışmasında ise, motor üreticilerinin gerçek verilerini kullanarak genetik algoritmalara dayalı meta sezgisel model ve Levenberg Marquardt (LM), delta-bar-delta (DBD), conjugate gradient (CG) algoritmalarıyla eğitilmiş nöral ağlara dayalı makine öğrenmesini hem uçuş irtifasının etkisini hem de Mach sayısının etkisini itkinin hesaplanmasına dâhil ederek yöntemleri başarılı bir şekilde uygulamıştır. Genetik algoritma modeli için popülasyon büyüklüğünün model üzerindeki etkisinin analizi ve model katsayılarına ilişkin veri sayısının etkisi ayrıca uygulanmıştır. Nöral ağlar içinse tek ve iki gizli katmanlı ağlar üzerinden optimum tasarım topolojisi incelenmiştir. Hesaplanan itki değerleri iki model içinde gerçek verilerle çok yakın uyum ortaya koymuştur, yöntemler arasında Levenberg Marquardt algoritmasıyla eğitilmiş nöral ağı gerçek değerlere yaklaşımda en iyi doğruluğu vermiştir. İki gizli katmanlı nöral ağların Levenberg Marquardt (LM), delta-bar-delta (DBD) ile eğitilmiş tek gizli katmanlı nöral ağlar ile karşılaştırıldığında daha iyi test performansı sağladığı görülmüştür, bunun aksine conjugate gradient (CG) ile eğitilen tek katmanlı yapılar kullanıldığında ise 3 turbofan motor değerlendirmesi içinde daha doğru sonuçlar elde edilmiştir. Çalışmada nöral ağlarla yapılan itki modelinin Genetik algoritma ile yapılan modelden daha doğru sonuçlar verdiği ve bunun nedeninin ise nöral ağların sistem girdi parametrelerinin ilişkilerindeki karmaşıklığı öğrenme yeteneğinin olması olarak ifade edilmiştir (Baklacioğlu, 2017).

Keleş 2021 yılında yaptığı çalışmasında uçuş veri kaydedicisinden (FDR-Flight Data Recorder) aldığı verilerle uçuşun yakıt sarfıyatı modeli için farklı iki metodoloji kullanmıştır. Modelleme için Genel İndirgenmiş Gradyan yöntemini Microsoft Excel Solver programından faydalananak kullanmıştır. Yapılan çalışmada sonuçları değerlendirmek için ortalama mutlak yüzde hata (MAPE- Mean Absolute Percentage Error ) ve lineer korelasyon katsayıları kullanılmıştır (Keleş, 2021).

Ray 1979 yapmış olduğu modellemede buhar türbininin doğrusal olmayan modelini deneysel verilere ihtiyaç duymadan temel termodinamik denklemlerden faydalananak formülize etmiştir. Entegre güç sistemleri modelinde dinamik simülasyon

ve kontrol sistemi tasarımı için bu modellemenin sistemin bir parçası olarak kullanılabileceğini ifade etmiştir (Ray, 1980).

### **1.3.2. Benekli sırtlan optimizasyonunun mühendislik uygulamaları**

Dhiman ve Kaur, sırtlanların sosyal davranışlarından ilham alınarak oluşturulan Benekli Sırtlan Optimizasyon yöntemini, çözümlemesi kolay olmayan iki gerçek mühendislik tasarım problemine uygulamışlardır ve elde edilen sonuçları diğer algoritma yöntemlerinden elde edilen sonuçlarla karşılaştırmışlardır. Mühendislik tasarım problemlerinin sonuçları Benekli Sırtlan Optimizasyon (SHO) yönteminin rakip olabilecek diğer meta sezgisel yöntemlerden daha iyi olduğunu ortaya çıkarmıştır (Dhiman ve Kaur, 2017).

Dhiman ve Kumar, 2017 yılında yaptıkları makalede benekli sırtlanların davranışlarından ilham alarak ismi Benekli Sırtlan Optimizasyonu (SHO) olan yeni bir meta sezgisel algoritma sunmuşlardır. Bu algoritmanın arkasındaki ana kavram benekli sırtlanların birbirleri arasındaki davranışları ve onların işbirlikçi davranışları olmuştur. SHO Algoritmasının üç temel adımı avı arama, avın çevresini sarma ve ava saldırı olarak belirlenmiş ve bu üç adım matematiksel olarak modellenip uygulanmıştır. Önerilen algoritma son zamanlarda geliştirilen ve geniş uygulama alanı olan 8 meta sezgisel algoritma yöntemiyle 29 iyi bilenen kıyaslama test fonksiyonu üzerinden karşılaştırılmıştır. Ayrıca yakınsama ve hesaplama karmaşıklığı da analiz edilmiştir. Önerilen algoritma 5 sınırlandırılmış gerçek hayat problemine ve bir tane sınırlandırılmamış mühendislik tasarım problemine, algoritmaların uygulanabilirliğini göstermek için uygulanmıştır. Deneysel sonuçlar önerilen algoritmanın diğer yöntemlerden daha iyi olduğu sonucunu göstermiştir (Dhiman ve Kumar, 2017).

Dhiman ve Kumar, çok amaçlı problemleri çözmek için Benekli Sırtlan Optimizasyon (SHO) yönteminin geliştirilmesiyle isimlendirilen Çok Amaçlı Benekli Sırtlan Optimizasyon (MOSHO- Multi Objective Spotted Hyena Optimization) yöntemini kendi çalışmalarında kullanmışlardır. Çalışmalarındaki önerdikleri bu algoritma 24 karşılaştırma test fonksiyonu üzerinden yakın zamanda geliştirilen en çok bilinen 6 meta sezgisel yöntem ile karşılaştırılmıştır. Daha sonra 6 farklı mühendislik problemi üzerinde, algoritmalarını gerçek hayat problemleri üzerinde çalışmalarının uygulanabilirliğini göstermek için uygulamışlardır. Deneysel sonuçlar önerilen algoritma

performansının diğer algoritmalarından iyi olduğunu ve yüksek yakınsama ile Pareto optimal çözümlerini ürettiğini ortaya koymaktadır (Dhiman ve Kumar, 2018).

Qifang ve ark. 2021 yılında yayınladıkları çalışmada, benekli sırtlanların davranışlarını ve onların işbirlikçi davranışlarından yola çıkarak oluşturulan yeni bir meta sezgisel optimizasyon yöntemi olan Benekli Sırtlan Optimizasyon yöntemini, yerel optimaya kolay düşebilen ileri beslemeli sinir ağını (Feedforward Neural Network - FNN) eğitmek için kullanmışlardır. Amaçları doğrultusunda meta sezgisel optimizasyon algoritmasını bu problemi çözmedeki başarısının matematiksel ve deterministik (belirleyici) yöntemlerden daha iyi olduğu için uygulamışlardır. Önerilen yöntemin performansını kıyaslamak için beş sınıflandırma veri setini ve üç fonksiyon yaklaşımını SHO algoritmasının daha verimli olduğunu onaylamak için uygulamışlardır. Deneysel sonuçlar önerilen SHO algoritmasının performans ölçütleri açısından en son yazılan veya icat edilen meta sezgisel algoritmalarından daha kapsamlı ve daha üstün performansa sahip olduğunu göstermiştir (Luo, Li, Zhou ve Liao, 2021).

2020 yılında yayınlanan makalede rüzgâr türbinlerinin deterministik ve olasılıksal optimal yerleşimi ve boyutlandırılması; kaybı azaltmak ile voltaj profilini ve stabilite indeksini iyileştirmek iki amaç adına dağıtım şebekeleri için incelenmiştir. Yeni geliştirilmiş bir meta-sezgisel yöntem olan ve b-kaotik dizi benekli sırtlan optimizasyonu olarak adlandırılan yöntem rüzgâr türbinlerinin optimal yerleşimi ve boyutlandırılması karar verilmesi için önerilmiştir. Önerilen yöntem IEEE 33-bus ve 69-bus radyal dağıtım ağlarına uygulanmıştır. Çalışmada yöntemin performansı, rüzgâr türbinlerinin optimal yerleşimi ve boyutlandırılması için daha önce yapılan çalışmalar, geleneksel benekli sırtlan optimizasyonu ve parçacık sürü optimizasyonu ile karşılaştırıldığında; daha düşük güç kaybı, daha iyi minimum voltaj ve daha fazla yakınsama hızına sahip voltaj kararlılığı bulgularıyla doğrulanmıştır. Buna ek olarak, rüzgâr türbinlerinin olasılıksal yerleşimi ve boyutlandırılması, rüzgâr oluşumun belirsizliği ve Monte Carlo talebine dayalı ağ talebi göz önünde bulundurularak uygulanmıştır. Sonuçlar deterministik yöntemler ile karşılaştırıldığında kayıpların arttığını, voltaj profilinin zayıfladığını ve voltaj kararlılık endeksinin azaldığını göstermektedir. Bu nedenle, sonuçlar açık bir şekilde göstermiştir ki olasılıksal yöntem yük ve rüzgâr oluşumundaki bütün olası olasılıklar ile içsel değişiklikler düşünüldüğünde deterministik yöntemle nazaran daha gerçekçi ve doğrudur (Naderipour, ve diğerleri, 2021).

## 2. GAZ TÜRBİNLİ MOTORLAR

Gaz türbinli motorlar (GTM), modern uçakların uçuş kabiliyetlerinin gelişmesinde ve daha uzun menzillerde uçuş yapılabilmesinde yenilikçi ve radikal rol oynamışlardır. Bir uçak motorunun kararlı ve güvenli sınırlarda operasyonunu yürütebilmesi çevre şartlarına ve motor bileşenlerinin tasarlandığı performansta çalışabilmelerini gerektirmektedir. İtki, hava aracının hareket ettirilmesinin yanı sıra hava aracının stall'a yakalanmaması ve uçuşun emniyetli bir şekilde yerine getirilebilmesi için hem tepki hızı hem de yeterli itişin sağlanması açısından uçak için en önemli bileşenlerden biridir (Montazeri-Gh ve Jaferi, 2011). İtki, uçağın iç ve dış koşullarındaki parametrelerden etkilenmektedir. İç parametreler; yolcu, yakıt, bagaj ve uçağın ağırlığı olarak belirtilirken, dış parametreler ise uçağın bulunduğu irtifa, sıcaklık, basınç, hava yoğunluğu, uçağın hızı, rüzgâr hızı, nem oranı, uçağın konfigürasyonu, uçuş kontrol yüzeylerinin konumları ve iniş takımların açık veya kapalı olması olarak belirtilebilmektedir (Dalkiran ve Toraman, 2021). Yukarıda bahsi geçen parametrelerin sayısı itki hesaplaması, tahmini ve değerlendirilmesi yapılacak çalışmanın hassasiyetine göre azaltılıp artırılabilir. Uçağın bulunduğu ortamdaki sıcaklık, basınç, nem, yoğunluk gibi değerler uçağın dünya üzerinde bulunduğu koordinatlar, uçulan irtifa, yüzey şekilleri ve mevsimlere göre değişkenlik gösterebilmektedir (Dalkiran ve Toraman, 2021). İtki değeri içinde bulunulan atmosfer koşullarından doğrudan ve dolaylı yollarla etkilenmektedir. İtkiyi etkileyen faktörler temel anlamda iki grupta incelenebilir (Sayed, 2008);

- Güç grubu
- Güç grubunu çevreleyen ortam

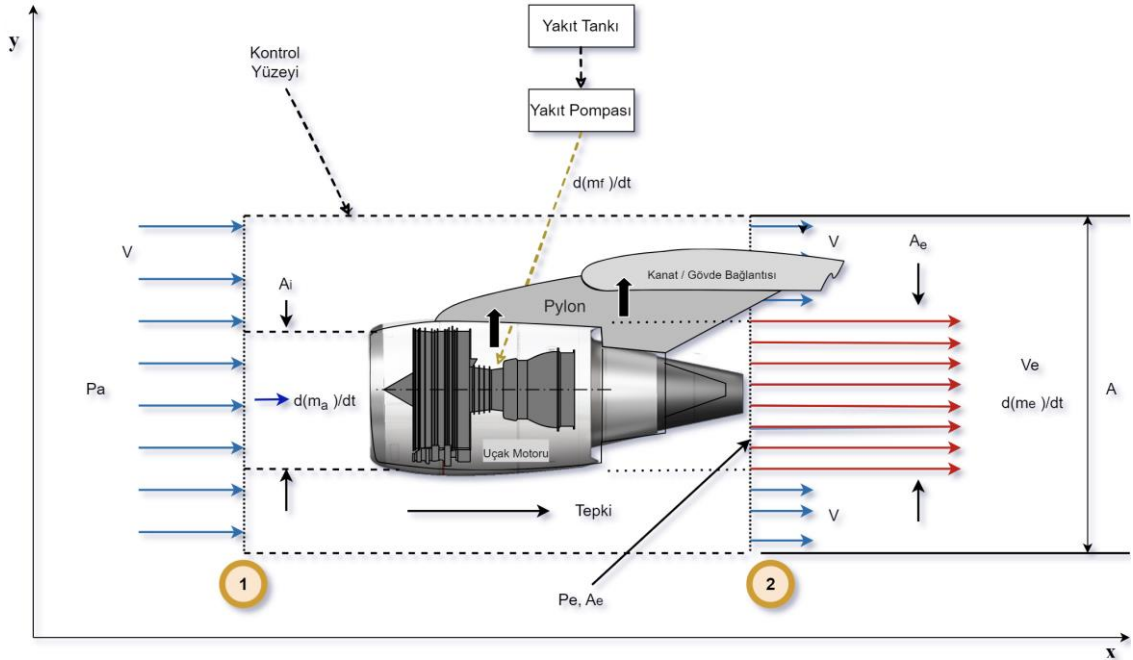
Güç grubunu oluşturan bileşenler aşağıdaki gibi ifade edilebilir;

1. Uçak motor şaftının Dakikadaki Devri (Revolution Per Minute- RPM), bu değişken hem kompresör sıkıştırma oranı hem de türbinden elde edilen işin bir göstergesidir.
2. Egzoz çıkışı kesit alanı, genellikle yakınsak bir yapı olan bu bileşenin temel amacı motordan çıkan hava hızını artırmaktır.
3. Yakıt akış oranı ve türbin giriş sıcaklığı, yanma odasından çıkan gazın sıcaklığının sınırlandırıldığı sıcaklık değeridir. Türbin giriş sıcaklığı performans parametresi olarak birçok çalışma ve üretici firma tarafından referans olarak alınmaktadır.

4. Kompresör basınçlandırılmış hava (bleed) akışı, su enjeksiyonu ve özgül işi artıracak bileşen (komponent) performansı.

İkinci grup ise motoru çevreleyen ortam olarak aşağıdaki gibi sınıflandırılabilir;

1. Motora giren havanın hızı itkinin azalmasına ve daha fazla yakıt tüketimine neden olmaktadır. Egzozdan çıkan hava hızı, bu hıza göre bağıl hava hızı olarak değerlendirilebilir. Denklem 2.4'te ifade edildiği gibi itkinin değeri, motor egzozundan çıkan hava hızı  $V_e$  ile uçağın hızı  $V_i$  arasındaki farkın fonksiyonudur.
2. Uçulan irtifadaki hava yoğunluğu; nem, havanın sıcaklığı, rüzgâr, dinamik akış gibi fonksiyonlara bağlı olarak değişmektedir.



Şekil 2.1. Uçak motorlarına ait itki üretimi şeması (Sayed, 2008)

Newton'un ikinci yasasından (momentum korunumu) yola çıkarak gaz türbinli motorlar için itkinin hesaplanabilmesi için genel denklemler aşağıdaki ifade edilebilir;

$$F = m \cdot a \quad (2.1)$$

$$F = \dot{m} \cdot V \quad (2.2)$$

Denge durumu ve düzgün akış şartlarında denklem aşağıdaki gibi ifade edilebilir (Farokhi, 2014) (Turan, 2016);

$$\sum (\dot{m} V_x)_e - \sum (\dot{m} V_x)_i = \sum (\dot{m} V_x)_{akışkan} \quad (2.3)$$

$$F = (1 + f) \dot{m}_a \cdot (V_e - V_i) + (P_e - P_i) A_e \quad (2.4)$$

Uçağın güvenli bir şekilde uçuşunu gerçekleştirebilmesi için, gerçek itki değeri bilinmek zorundadır. Bu yüzden, itki değeri ölçmek veya hesaplamak önem teşkil etmektedir. Bu amaç için günümüzde iki farklı yöntem kullanılmaktadır. İlk yöntemde gaz türbinli motor bir standı yerleştirilir ve oluşturduğu kuvvet yük hücreleri (load cell) yardımıyla hesaplanabilmektedir. İkinci yöntemde ise uçak üzerindeki çalışmakta olan motordan itkiyi ölçmek için kullanılan uygun parametreler seçilir. Bu parametreler motor üreticileri tarafından Motor Basınç Oranı (EPR-Engine Pressure Ratio) ve Dakikadaki Devir (RPM) olarak belirlenebilmektedir (Dalkiran ve Toraman, 2021). Hava taşımacılığında önemli bir yere sahip olan turbofan motorlarda dakikadaki devir (RPM) düşük basınç kompresörünü ve düşük basınç türbinini birbirine bağlayan N1 şaftının dönü hızını referans olarak vermektedir. Uçak göstergelerinden N1 değeri uçuşun güvenli bir şekilde idame ettirilebilmesi için tüm uçuş boyunca pilotlar tarafından izlenen hayati parametrelerden bir tanesidir. Uçuş emniyetinin sağlanması için N1 değerinin sensörler tarafından doğru bir şekilde ölçülmesi ve takometre sensörünün düzgün çalıştığından emin olunması diğer göstergelerin takibi gibi büyük önem taşımaktadır. N1 değerini doğrudan ölçülemediği bazı durumlarda başvurulabilecek bir referans oluşturmak amacıyla, hem örnek bir çalışma olması açısından hem de gelecekte daha geniş kapsamlı veri tabanlarıyla daha iyi sonuçlara ulaşılabilmesi için bu çalışmada kullanılan algoritmalar ile seçilen parametreler yardımıyla itki değeri hesaplanabilmekte ve çalışılan disiplinde önerilen düşünce ve yapılan çalışma atılan ilk adımlardan biri olma değeri taşımaktadır. Dolayısıyla, uçuş sırasında uygun itki değerinin hesaplanması ve göstergelere iletilmesi, bir uçağın stall'a girmesini önler ve uçuş emniyetinin sağlanması anlamına gelmektedir. Bu çalışmada gerçekleştirilen, uçak itkisini en çok etkileyen parametrelerin gerçek uçuş verileri (FDR-Flight Data Recorder) kullanılarak bir Meta-sezgisel yöntem olan Benekli Sırtlan Optimizasyon (SHO – Spotted Hyena Optimization) yöntemi ile itki değerini modellemektir.

Geliştirmekte olduğumuz sistemi daha iyi anlayabilmemiz için veya bir sistem kurmadan önce sisteme dair taslak oluşturmak için modeller oluşturulmaktadır. Gaz türbinli motorların modellenmesi sistemin ve sistem donanımlarının karmaşık dinamik bir yapıya sahip olmasından dolayı her zaman güncel ve yeniliğe açık bir konu olarak çalışılması için bilim insanlarına imkân tanımaktadır. Şu ana kadar bu alanla ilgili çok

önemli ölçüde çalışmalar bu sistemlerin doğrusal olmayan davranışlarını açıklamak, bu davranışlara yaklaşmak ve modellemek için yapılmıştır. Yakın zamandaki çalışmaların sonuçları her ne kadar tatmin edici olsa da gaz türbinli motorların ve ona bağlı sistemlerin karmaşıklığından dolayı farklı optimizasyon yaklaşımlarının ve çalışmalarının yıllarca devam edileceği düşünülmektedir. Bununlar birlikte optimizasyon modellemesi için farklı amaç fonksiyonları ve uygulamaların mevcut olması, araştırmacıların bu alanda çalışmalarını sürdürmeleri adına yüksek motivasyon kaynağıdır. Bir gaz türbinli motoru modellemenin, durum takibi, hata tespiti ve teşhisi, sensörün hassas çalışma durum onayı, sistemin tanımlanabilirliği ve sistemin optimizasyonu gibi farklı amaçları olabilir. Gaz türbinli motorların ve ilgili kontrol sistemlerinin modellerinin oluşturulması, nihai tasarım süreci ve imalattan önce sistem donanımlarının optimizasyonu için yararlı ve kullanışlı bir teknik ve maliyet tasarrufu stratejisi olmasının yanı sıra aynı zamanda üreticiye ve kullanıcıya sistem donanımları hakkında bilgi ve geri bildirim vermektedir (Asgarid, Chen ve Sainudiin, 2011).

Modellemenin önemi aşağıdaki maddeler ile özetlenebilmektedir (Booch, Rumbaugh ve Jacobson, 1999).

1. Modeller, bir sistemi olduğu gibi ve olmasını istediğimiz gibi görselleştirmemize yardımcı olur.
2. Modeller sistemin davranışlarını veya yapısını belirlememizi sağlar
3. Modeller bize bir taslak sunarak sistem kurmamızda bize yol gösterir.
4. Modeller aldığımız kararları belgeleştirir.

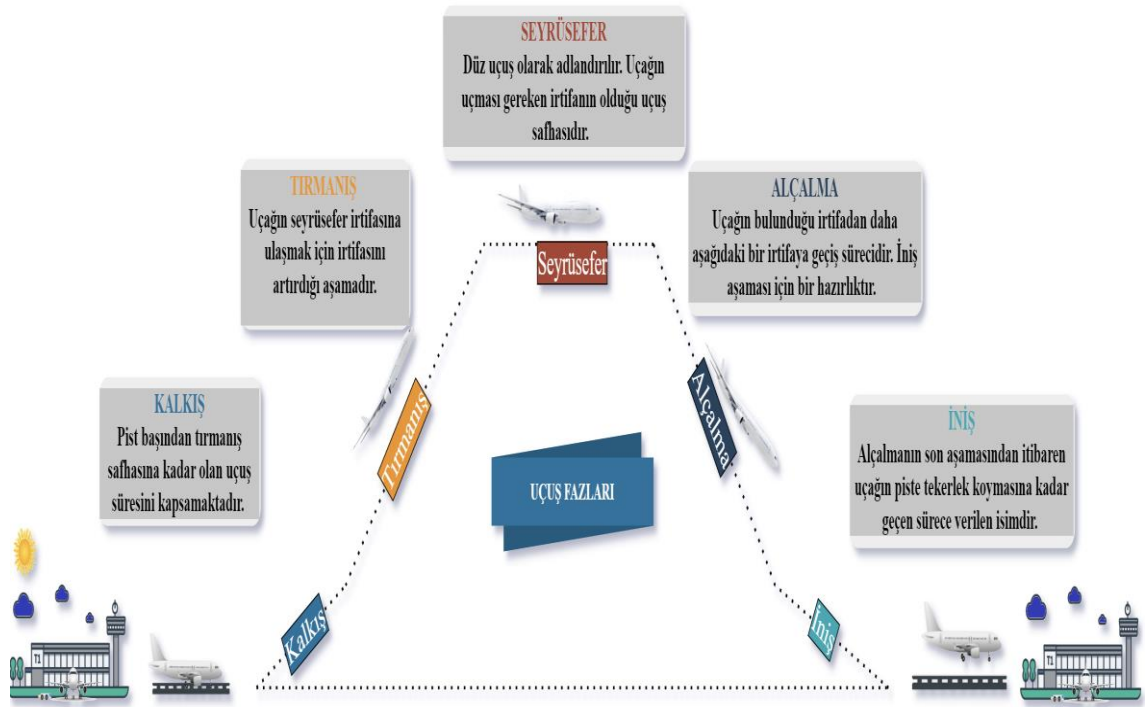
Bu çalışmada Şekil 3.1’de gösterilen uçuş safhalarına göre yolcu uçakları ve itki sistemleri için performans modelleri oluşturulmuştur.

### 3. UÇUŞ SAFHALARI

Bu çalışmada uçuşun tüm safhalarının troposfer katmanında gerçekleştiği kabulü üzerinden yola çıkılmıştır. Uçuş safhaları ICAO tarafından yapılmış tanımlamalar Tablo 3.1’de yer almakta olup yapılan bu çalışma için aşağıdaki tablodaki tanımlamalardan faydalanılmıştır (http-2). Tüm uçuş boyunca uçuşun hangi safhada gerçekleştiğine dair bilgilere seyrüsefer sistemlerindeki veriler, motor parametreleri, uçak kumanda yüzeyleri üzerindeki sensörler ve transmitterler tarafından Uçuş Veri Toplama Birimine (Flight Data Acquisition Unit) gönderilen veriler doğrultusunda karar verilmektedir. Uçuş Veri Toplama Biriminde veriler işlendikten sonra verilerin saklanması ve depolanması amacıyla uçuş verileri FDR’a aktarılmaktadır.

**Tablo 3.1.** ICAO’ya göre uçuş safhaları ve tanımlamaları

|                       |                                                                                                                                                                                                                                                                                                                    |
|-----------------------|--------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| <b>Taksi</b>          | Kalkış ve iniş hariç, bir uçağın bir havaalanı yüzeyinde kendi gücüyle hareketinin meydana geldiği uçuş aşaması. ICAO Ek 2.                                                                                                                                                                                        |
| <b>Kalkış</b>         | Gaz kolunun maksimum gücünün uygulanmasından, kalkış aşamasından pist yüksekliğinin 35 feet (12 metre) yukarısına kadar uçağın yükselmesi veya iniş takımlarını yukarıya toplayana kadar geçen süre.                                                                                                               |
| <b>Tırmanış</b>       | Pist sonu irtifasından 35 feet (12 metre) yukarısından VFR paternine ulaşıldığında öngörülen ilk güç azaltımına kadar olan uçuş aşaması.                                                                                                                                                                           |
| <b>Seyir</b>          | Tırmanışın tepesinden seyir irtifasına veya uçuş seviyesine ve varış havaalanına veya iniş sahasına doğru alçalmanın başlangıcına kadar olan uçuş aşaması.                                                                                                                                                         |
| <b>Normal Alçalma</b> | IFR: Seyirden İlk Yaklaşma Sabitlemesine (IAF) veya VFR patern girişine iniş.<br>VFR: Seyir noktasından VFR paterni girişine veya pist yüksekliğinin 1000 fit yukarısına (hangisi önce gelirse) alçalma.                                                                                                           |
| <b>Yaklaşma</b>       | Pist üzerindeki flare’dan hemen önce dış işaretleyiciden burun alçak konumundan burun yüksek konumuna geçiş noktasına kadar olan uçuş aşaması [IFR]; veya [VFR] pist sonu yüksekliğinin 1000 fit (300 metre) yukarısından veya VFR patern giriş noktasından pistin üzerindeki flare konumuna kadarki uçuş safhası. |
| <b>İniş</b>           | Alçalmadan hemen sonra burun aşağı konumdan burun yukarı konuma geçilen aşamadan yani ‘flare’ aşamasından uçak tekerleklerinin pist ile temas ettiği zamana kadar geçen uçuş süresini içermektedir.                                                                                                                |



Şekil 3.1. Uçuş safhaları

Tablo 3.2. Sürüklemeye katsayısı hesaplanırken sürüklemeye kuvvetine etki eden uçak elemanları

| Sürüklemeye katsayısı hesaplanırken sürüklemeye etki eden uçak elemanları |                                                                                                   |
|---------------------------------------------------------------------------|---------------------------------------------------------------------------------------------------|
| <b>Pistte taksi hareketi</b>                                              | Sadece $C_{D0}$ mevcut.                                                                           |
| <b>Kalkış</b>                                                             | Belirli bir irtifaya kadar iniş takımları açık pozisyonda. Flaplar 15 derece.                     |
| <b>Tırmanış</b>                                                           | Flapların açık olup olmama durumu FDR'dan alınan verilere bakılarak denklemlere dahil edilmiştir. |
| <b>Seyir</b>                                                              | Sadece $C_{D0}$ mevcut.                                                                           |
| <b>Alçalma</b>                                                            | Flaplar 30 veya 40 derece kadar açık.                                                             |
| <b>Yaklaşma</b>                                                           | Flaplar 30 veya 40 derece kadar açık.                                                             |
| <b>İniş</b>                                                               | İniş Takımları "açık" pozisyonunda                                                                |

#### 4. ULUSLARARASI STANDART ATMOSFER

Uçuşun her anında itki hesabının doğru yapılabilmesi için farklı uçuş safhalarında dinamik olarak değişen havanın, yoğunluk, sıcaklık ve basınç gibi özellikleri bilinmelidir. Standart atmosferdeki hava özelliklerin irtifaya göre değişiminin belgelenebilmesi için Mükemmel Gaz Denklemi ve Hidrostatik Denklemlerin birlikte kullanılması gerekmektedir. Mükemmel Gaz Denklemi ve Hidrostatik Denklem oranlandığında uçulan irtifadaki basınç ve yoğunluk değişimleri troposfer ve tropopoz katmanları için kolaylıkla çıkarılabilmektedir. Troposfer katmanında sıcaklık her ne kadar irtifa ile doğru orantılı olarak azalsa da tropopoz katmanına çıkıldığında sıcaklık sabit kalmaktadır (Brandth, Stiles, Bertin ve Whitford, 2004).

$$dP = -\rho \cdot g \cdot dh \quad (4.1)$$

$$P = \rho RT \quad (4.2)$$

Troposfer ile stratosfer arasındaki sınır olan tropopoz, standart atmosferde 36,152 feet'de meydana gelir. 36,152 feet ile 80,000 feet arasındaki mesafede sıcaklık sabit olarak kabul edilmektedir. Denklem 4.1'de ifade edilen hidrostatik denklem ile 4.2'deki Mükemmel gaz denklemi oranlandığında sabit sıcaklığa bağlı basınç değişimi için aşağıdaki denklem elde edilmektedir;

$$\frac{dP}{P} = \frac{-\rho g \cdot dh}{\rho RT} = -\frac{g \cdot dh}{RT} \quad (4.3)$$

$$\ln \frac{P}{P_1} = -\frac{g}{RT} \cdot (h - h_1) \quad (4.4)$$

$$\frac{P}{P_1} = e^{-\frac{g}{RT} \cdot (h - h_1)} \quad (4.5)$$

$$\frac{\rho}{\rho_1} = e^{-\frac{g}{RT} \cdot (h - h_1)} \quad (4.6)$$

36,152 feet'e kadar olan atmosferik koşullarda ise irtifa ile değişen sıcaklık göz önünde bulundurulduğunda aşağıdaki basınç ve yoğunluğun irtifaya bağlı değişimine ulaşılabilmektedir;

$$T = T_1 + T_h (h - h_1) \quad (4.7)$$

$$T_h = \frac{dT}{dh} = \frac{(T - T_1)}{(h - h_1)} \quad (4.8)$$

$$dh = \frac{dT}{T_h} \quad (4.9)$$

$$\frac{dP}{P} = -\frac{g}{RT_h} \cdot \frac{dT}{T} \quad (4.10)$$

Denklem 4.10'un integrali alındığında denklem aşağıdaki gibi oluşmaktadır;

$$\ln \frac{P}{P_1} = -\frac{g}{RT_h} \cdot \ln \frac{T}{T_1} \quad (4.11)$$

Denklem 4.11'in logaritmik karşılığı aşağıdaki gibidir;

$$\frac{P}{P_1} = \left( \frac{T}{T_1} \right)^{\left[ -\frac{g}{RT_h} \right]} \quad (4.12)$$

Denklem 4.2'deki mükemmel gaz denklemi kullanılarak sıcaklık değişiminin aynı zamanda yoğunluk değişimi üzerindeki etkileri hesaplanabilir;

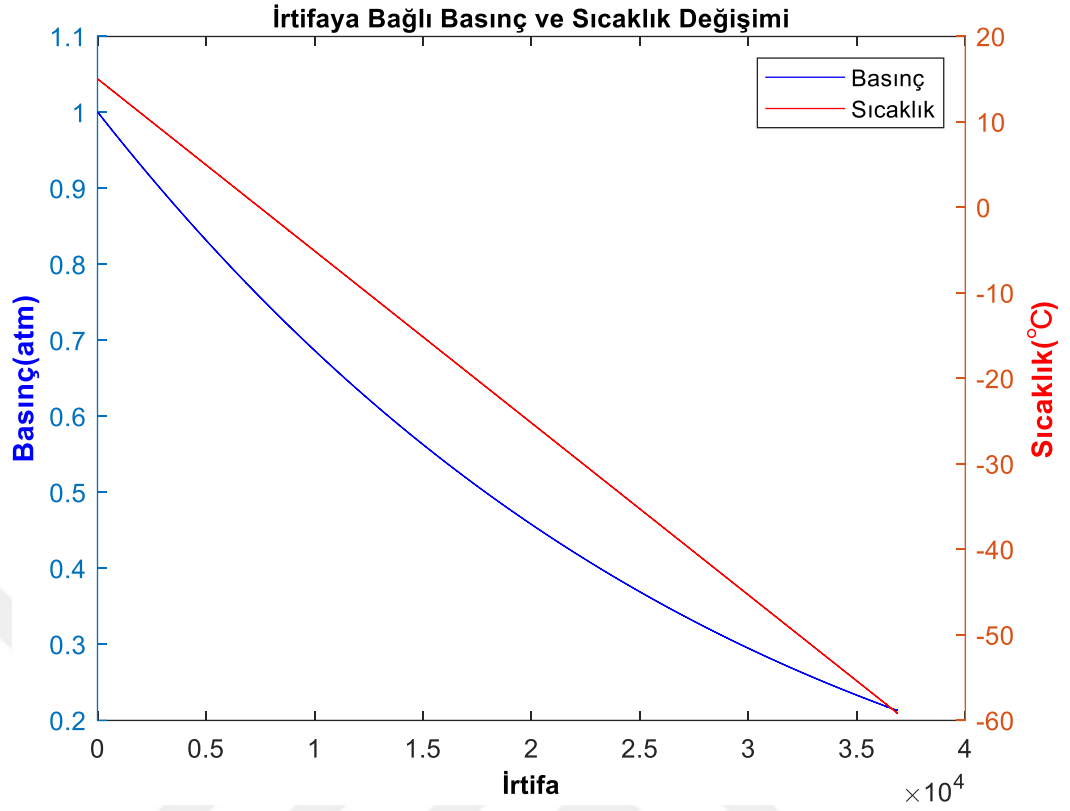
$$\frac{P}{P_1} = \frac{\rho RT}{\rho_1 RT_1} = \frac{\rho T}{\rho_1 T_1} \quad (4.13)$$

$$\frac{\rho T}{\rho_1 T_1} = \left( \frac{T}{T_1} \right)^{\left[ -\frac{g}{RT_h} \right]} \quad (4.14)$$

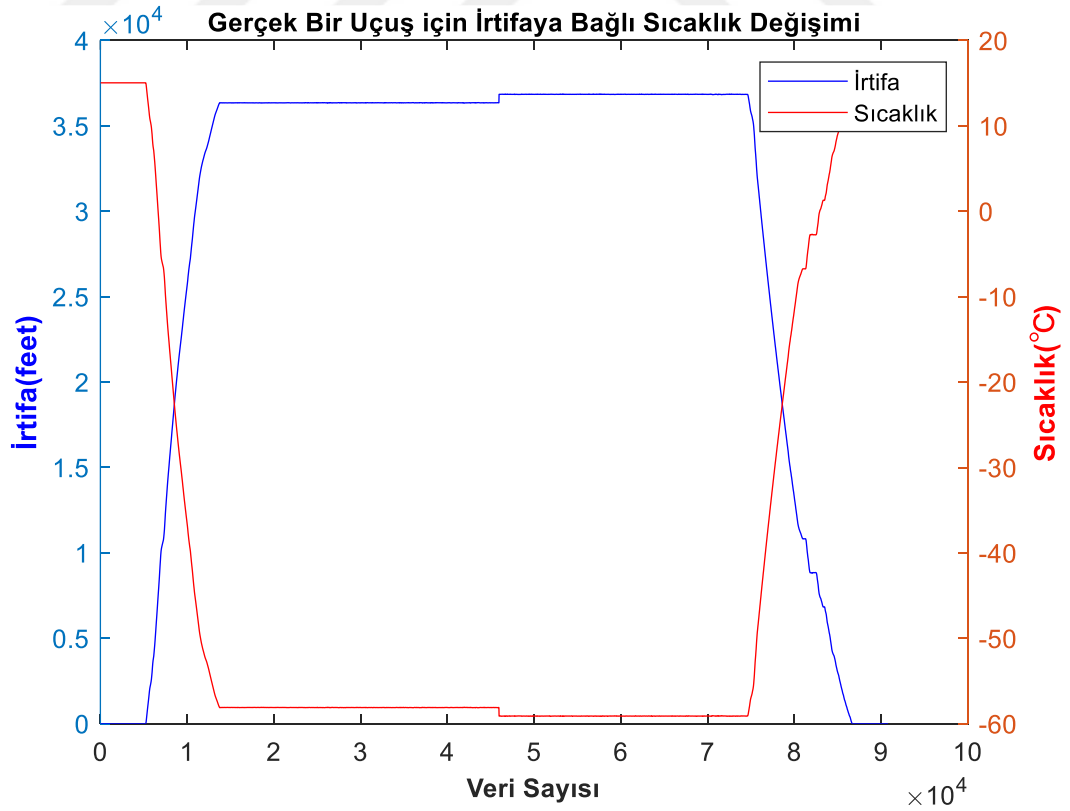
Sadeleştirmeden sonra Denklem 4.14'te yoğunluk değişiminin sıcaklık değişimine bağlı bağıntısı aşağıdaki şekilde ifade edilebilmektedir;

$$\frac{\rho}{\rho_1} = \left( \frac{T}{T_1} \right)^{\left[ -\left( \frac{g}{RT_h} + 1 \right) \right]} \quad (4.15)$$

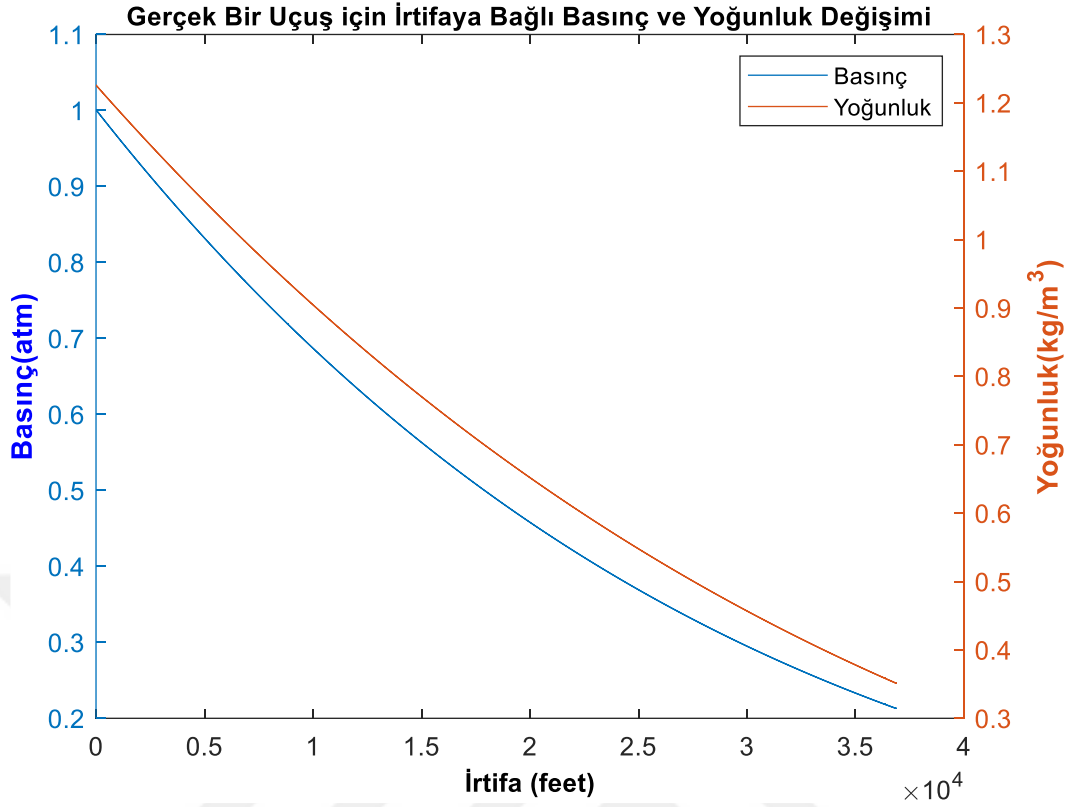
Yukarıdaki denklemler bir hava aracının bulunduğu ortamın dinamik olarak değişen basınç, sıcaklık, yoğunluk, ses hızı gibi çevresel özelliklerini ifade etmektedir. İrtifanın fonksiyonu olan özellikler grafikler ve tablo ile gösterilmiştir. Uçuş boyunca veri akışı her 125 milisaniyede yapıldığı için çalışmada gerçekleştirilen hassas dinamik hesaplanmaların göstergesi olarak yukarıdaki denklemler verilmiştir.



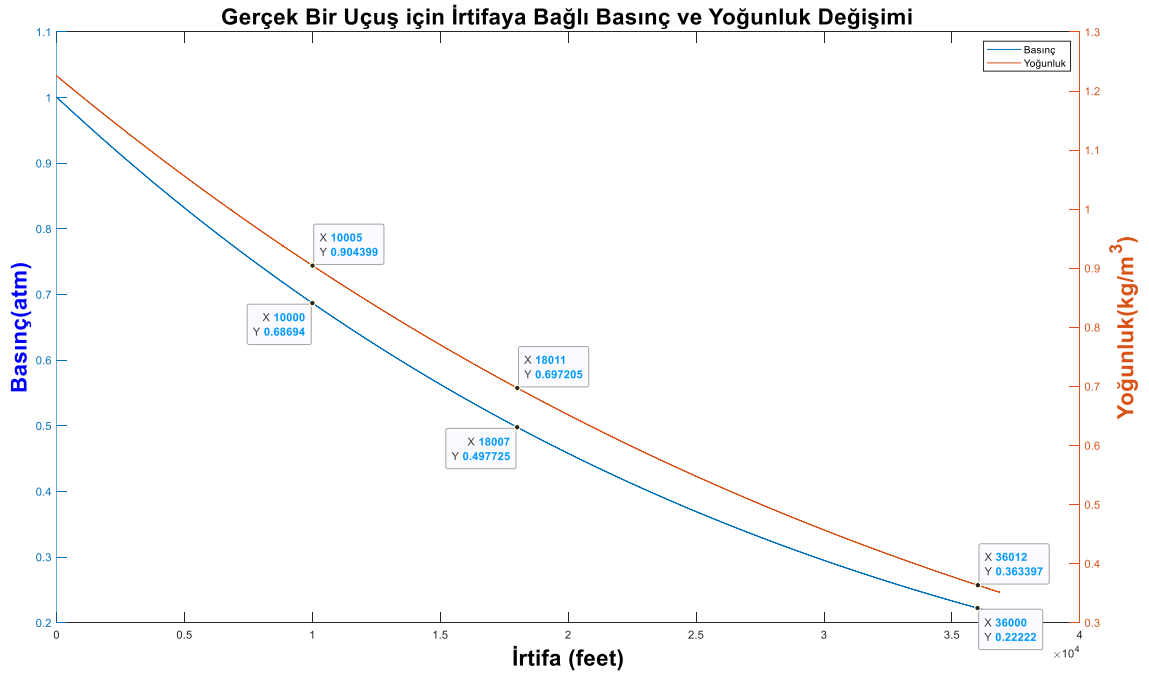
Şekil 4.1. Standard atmosferde irtifaya bağlı basınç ve sıcaklık değişimi



Şekil 4.2. Gerçek bir uçuş için sıcaklığın irtifaya göre değişimi



Şekil 4.3. Gerçek bir uçuş için irtifaya bağlı basınç ve yoğunluk değişimleri



Şekil 4.4. Önemli irtifalara karşılık gelen yoğunluk ve basınç değerleri

**Tablo 4.1.** Uluslararası standart atmosfer tablosu

| İrtifa<br>(ft) | İrtifa<br>(m) | Sıcaklık<br>(°C) | Sıcaklık<br>(K) | Basınç<br>(atm) | Basınç<br>(pa) | Yoğunluk<br>(kg/m <sup>3</sup> ) | Ses hızı<br>(m/s) | Ses hızı<br>(ft/s) |
|----------------|---------------|------------------|-----------------|-----------------|----------------|----------------------------------|-------------------|--------------------|
| -2000          | -609.6        | 19.12            | 292.12          | 1.074           | 108866         | 1.298                            | 342.60            | 1123.73            |
| -1500          | -457.2        | 18.13            | 291.13          | 1.055           | 106939         | 1.280                            | 342.02            | 1121.82            |
| -1000          | -304.8        | 17.14            | 290.14          | 1.037           | 105041         | 1.261                            | 341.44            | 1119.91            |
| -500           | -152.4        | 16.15            | 289.15          | 1.018           | 103169         | 1.243                            | 340.85            | 1118.00            |
| 0              | 0             | 15.16            | 288.16          | 1.000           | 101325         | 1.225                            | 340.27            | 1116.08            |
| 500            | 152.4         | 14.17            | 287.17          | 0.982           | 99508          | 1.207                            | 339.68            | 1114.16            |
| 1000           | 304.8         | 13.18            | 286.18          | 0.964           | 97717          | 1.190                            | 339.10            | 1112.24            |
| 1500           | 457.2         | 12.19            | 285.19          | 0.947           | 95952          | 1.172                            | 338.51            | 1110.31            |
| 2000           | 609.6         | 11.20            | 284.20          | 0.930           | 94213          | 1.155                            | 337.92            | 1108.38            |
| 2500           | 762           | 10.21            | 283.21          | 0.913           | 92500          | 1.138                            | 337.33            | 1106.45            |
| 3000           | 914.4         | 9.22             | 282.22          | 0.896           | 90812          | 1.121                            | 336.74            | 1104.51            |
| 3500           | 1066.8        | 8.23             | 281.23          | 0.880           | 89149          | 1.104                            | 336.15            | 1102.57            |
| 4000           | 1219.2        | 7.24             | 280.24          | 0.864           | 87511          | 1.088                            | 335.56            | 1100.63            |
| 4500           | 1371.6        | 6.24             | 279.24          | 0.848           | 85897          | 1.072                            | 334.96            | 1098.68            |
| 5000           | 1524          | 5.25             | 278.25          | 0.832           | 84307          | 1.056                            | 334.37            | 1096.73            |
| 5500           | 1676.4        | 4.26             | 277.26          | 0.817           | 82742          | 1.040                            | 333.77            | 1094.78            |
| 6000           | 1828.8        | 3.27             | 276.27          | 0.801           | 81200          | 1.024                            | 333.18            | 1092.82            |
| 6500           | 1981.2        | 2.28             | 275.28          | 0.786           | 79681          | 1.008                            | 332.58            | 1090.86            |
| 7000           | 2133.6        | 1.29             | 274.29          | 0.772           | 78186          | 0.993                            | 331.98            | 1088.89            |
| 7500           | 2286          | 0.30             | 273.30          | 0.757           | 76713          | 0.978                            | 331.38            | 1086.92            |
| 8000           | 2438.4        | -0.69            | 272.31          | 0.743           | 75263          | 0.963                            | 330.78            | 1084.95            |
| 8500           | 2590.8        | -1.68            | 271.32          | 0.729           | 73835          | 0.948                            | 330.18            | 1082.98            |
| 9000           | 2743.2        | -2.67            | 270.33          | 0.715           | 72429          | 0.933                            | 329.57            | 1081.00            |
| 9500           | 2895.6        | -3.66            | 269.34          | 0.701           | 71045          | 0.919                            | 328.97            | 1079.02            |

**Tablo 4.1.** (Devam) *Uluslararası standart atmosfer tablosu*

| <b>İrtifa<br/>(ft)</b> | <b>İrtifa<br/>(m)</b> | <b>Sıcaklık<br/>(°C)</b> | <b>Sıcaklık<br/>(K)</b> | <b>Basınç<br/>(atm)</b> | <b>Basınç<br/>(pa)</b> | <b>Yoğunluk<br/>(kg/m<sup>3</sup>)</b> | <b>Ses hızı<br/>(m/s)</b> | <b>Ses hızı<br/>(ft/s)</b> |
|------------------------|-----------------------|--------------------------|-------------------------|-------------------------|------------------------|----------------------------------------|---------------------------|----------------------------|
| <b>10000</b>           | 3048                  | -4.65                    | 268.35                  | 0.688                   | 69682                  | 0.905                                  | 328.36                    | 1077.03                    |
| <b>10500</b>           | 3200.4                | -5.64                    | 267.36                  | 0.674                   | 68340                  | 0.891                                  | 327.76                    | 1075.04                    |
| <b>11000</b>           | 3352.8                | -6.63                    | 266.37                  | 0.661                   | 67020                  | 0.877                                  | 327.15                    | 1073.05                    |
| <b>11500</b>           | 3505.2                | -7.62                    | 265.38                  | 0.649                   | 65720                  | 0.863                                  | 326.54                    | 1071.05                    |
| <b>12000</b>           | 3657.6                | -8.61                    | 264.39                  | 0.636                   | 64441                  | 0.849                                  | 325.93                    | 1069.05                    |
| <b>12500</b>           | 3810                  | -9.61                    | 263.40                  | 0.624                   | 63182                  | 0.836                                  | 325.32                    | 1067.04                    |
| <b>13000</b>           | 3962.4                | -10.60                   | 262.40                  | 0.611                   | 61943                  | 0.822                                  | 324.71                    | 1065.04                    |
| <b>13500</b>           | 4114.8                | -11.59                   | 261.41                  | 0.599                   | 60724                  | 0.809                                  | 324.09                    | 1063.02                    |
| <b>14000</b>           | 4267.2                | -12.58                   | 260.42                  | 0.587                   | 59524                  | 0.796                                  | 323.48                    | 1061.01                    |
| <b>14500</b>           | 4419.6                | -13.57                   | 259.43                  | 0.576                   | 58344                  | 0.783                                  | 322.86                    | 1058.99                    |
| <b>15000</b>           | 4572                  | -14.56                   | 258.44                  | 0.564                   | 57182                  | 0.771                                  | 322.25                    | 1056.96                    |
| <b>15500</b>           | 4724.4                | -15.55                   | 257.45                  | 0.553                   | 56040                  | 0.758                                  | 321.63                    | 1054.94                    |
| <b>16000</b>           | 4876.8                | -16.54                   | 256.46                  | 0.542                   | 54915                  | 0.746                                  | 321.01                    | 1052.91                    |
| <b>16500</b>           | 5029.2                | -17.53                   | 255.47                  | 0.531                   | 53810                  | 0.734                                  | 320.39                    | 1050.87                    |
| <b>17000</b>           | 5181.6                | -18.52                   | 254.48                  | 0.520                   | 52722                  | 0.722                                  | 319.77                    | 1048.83                    |
| <b>17500</b>           | 5334                  | -19.51                   | 253.49                  | 0.510                   | 51652                  | 0.710                                  | 319.14                    | 1046.79                    |
| <b>18000</b>           | 5486.4                | -20.50                   | 252.50                  | 0.499                   | 50600                  | 0.698                                  | 318.52                    | 1044.74                    |
| <b>18500</b>           | 5638.8                | -21.49                   | 251.51                  | 0.489                   | 49565                  | 0.687                                  | 317.89                    | 1042.69                    |
| <b>19000</b>           | 5791.2                | -22.48                   | 250.52                  | 0.479                   | 48548                  | 0.675                                  | 317.27                    | 1040.63                    |
| <b>19500</b>           | 5943.6                | -23.47                   | 249.53                  | 0.469                   | 47547                  | 0.664                                  | 316.64                    | 1038.57                    |
| <b>20000</b>           | 6096                  | -24.46                   | 248.54                  | 0.460                   | 46564                  | 0.653                                  | 316.01                    | 1036.51                    |
| <b>20500</b>           | 6248.4                | -25.45                   | 247.55                  | 0.450                   | 45596                  | 0.642                                  | 315.38                    | 1034.44                    |
| <b>21000</b>           | 6400.8                | -26.45                   | 246.55                  | 0.441                   | 44645                  | 0.631                                  | 314.75                    | 1032.37                    |
| <b>21500</b>           | 6553.2                | -27.44                   | 245.56                  | 0.431                   | 43711                  | 0.620                                  | 314.11                    | 1030.29                    |

**Tablo 4.1.** (Devam) *Uluslararası standart atmosfer tablosu*

| <b>İrtifa<br/>(ft)</b> | <b>İrtifa<br/>(m)</b> | <b>Sıcaklık<br/>(°C)</b> | <b>Sıcaklık<br/>(K)</b> | <b>Basınç<br/>(atm)</b> | <b>Basınç<br/>(pa)</b> | <b>Yoğunluk<br/>(kg/m<sup>3</sup>)</b> | <b>Ses hızı<br/>(m/s)</b> | <b>Ses hızı<br/>(ft/s)</b> |
|------------------------|-----------------------|--------------------------|-------------------------|-------------------------|------------------------|----------------------------------------|---------------------------|----------------------------|
| <b>22000</b>           | 6705.6                | -28.43                   | 244.57                  | 0.422                   | 42792                  | 0.610                                  | 313.48                    | 1028.21                    |
| <b>22500</b>           | 6858                  | -29.42                   | 243.58                  | 0.413                   | 41889                  | 0.599                                  | 312.84                    | 1026.13                    |
| <b>23000</b>           | 7010.4                | -30.41                   | 242.59                  | 0.405                   | 41001                  | 0.589                                  | 312.21                    | 1024.04                    |
| <b>23500</b>           | 7162.8                | -31.40                   | 241.60                  | 0.396                   | 40129                  | 0.579                                  | 311.57                    | 1021.95                    |
| <b>24000</b>           | 7315.2                | -32.39                   | 240.61                  | 0.388                   | 39271                  | 0.569                                  | 310.93                    | 1019.85                    |
| <b>24500</b>           | 7467.6                | -33.38                   | 239.62                  | 0.379                   | 38429                  | 0.559                                  | 310.29                    | 1017.75                    |
| <b>25000</b>           | 7620                  | -34.37                   | 238.63                  | 0.371                   | 37601                  | 0.549                                  | 309.65                    | 1015.64                    |
| <b>25500</b>           | 7772.4                | -35.36                   | 237.64                  | 0.363                   | 36788                  | 0.539                                  | 309.00                    | 1013.53                    |
| <b>26000</b>           | 7924.8                | -36.35                   | 236.65                  | 0.355                   | 35989                  | 0.530                                  | 308.36                    | 1011.42                    |
| <b>26500</b>           | 8077.2                | -37.34                   | 235.66                  | 0.347                   | 35204                  | 0.520                                  | 307.71                    | 1009.30                    |
| <b>27000</b>           | 8229.6                | -38.33                   | 234.67                  | 0.340                   | 34433                  | 0.511                                  | 307.07                    | 1007.18                    |
| <b>27500</b>           | 8382                  | -39.32                   | 233.68                  | 0.332                   | 33676                  | 0.502                                  | 306.42                    | 1005.05                    |
| <b>28000</b>           | 8534.4                | -40.31                   | 232.69                  | 0.325                   | 32933                  | 0.493                                  | 305.77                    | 1002.92                    |
| <b>28500</b>           | 8686.8                | -41.30                   | 231.70                  | 0.318                   | 32202                  | 0.484                                  | 305.12                    | 1000.78                    |
| <b>29000</b>           | 8839.2                | -42.29                   | 230.71                  | 0.311                   | 31485                  | 0.475                                  | 304.46                    | 998.64                     |
| <b>29500</b>           | 8991.6                | -43.29                   | 229.71                  | 0.304                   | 30781                  | 0.467                                  | 303.81                    | 996.49                     |
| <b>30000</b>           | 9144                  | -44.28                   | 228.72                  | 0.297                   | 30090                  | 0.458                                  | 303.15                    | 994.34                     |
| <b>30500</b>           | 9296.4                | -45.27                   | 227.73                  | 0.290                   | 29411                  | 0.450                                  | 302.50                    | 992.18                     |
| <b>31000</b>           | 9448.8                | -46.26                   | 226.74                  | 0.284                   | 28745                  | 0.442                                  | 301.84                    | 990.02                     |
| <b>31500</b>           | 9601.2                | -47.25                   | 225.75                  | 0.277                   | 28091                  | 0.434                                  | 301.18                    | 987.86                     |
| <b>32000</b>           | 9753.6                | -48.24                   | 224.76                  | 0.271                   | 27449                  | 0.425                                  | 300.51                    | 985.69                     |
| <b>32500</b>           | 9906                  | -49.23                   | 223.77                  | 0.265                   | 26819                  | 0.418                                  | 299.85                    | 983.51                     |
| <b>33000</b>           | 10058.4               | -50.22                   | 222.78                  | 0.259                   | 26201                  | 0.410                                  | 299.19                    | 981.34                     |
| <b>33500</b>           | 10210.8               | -51.21                   | 221.79                  | 0.253                   | 25595                  | 0.402                                  | 298.52                    | 979.15                     |

**Tablo 4.1.** (Devam) *Uluslararası standart atmosfer tablosu*

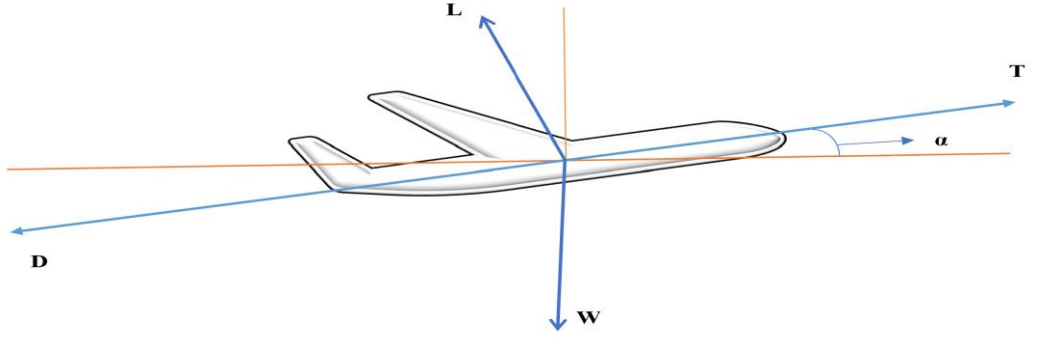
| <b>İrtifa<br/>(ft)</b> | <b>İrtifa<br/>(m)</b> | <b>Sıcaklık<br/>(°C)</b> | <b>Sıcaklık<br/>(K)</b> | <b>Basınç<br/>(atm)</b> | <b>Basınç<br/>(pa)</b> | <b>Yoğunluk<br/>(kg/m<sup>3</sup>)</b> | <b>Ses hızı<br/>(m/s)</b> | <b>Ses hızı<br/>(ft/s)</b> |
|------------------------|-----------------------|--------------------------|-------------------------|-------------------------|------------------------|----------------------------------------|---------------------------|----------------------------|
| <b>34000</b>           | 10363.2               | -52.20                   | 220.80                  | 0.247                   | 24999                  | 0.394                                  | 297.85                    | 976.96                     |
| <b>34500</b>           | 10515.6               | -53.19                   | 219.81                  | 0.241                   | 24415                  | 0.387                                  | 297.19                    | 974.77                     |
| <b>35000</b>           | 10668                 | -54.18                   | 218.82                  | 0.235                   | 23843                  | 0.380                                  | 296.51                    | 972.57                     |
| <b>35500</b>           | 10820.4               | -55.17                   | 217.83                  | 0.230                   | 23281                  | 0.372                                  | 295.84                    | 970.36                     |
| <b>36000</b>           | 10972.8               | -56.16                   | 216.84                  | 0.224                   | 22730                  | 0.365                                  | 295.17                    | 968.16                     |
| <b>36500</b>           | 11125.2               | -56.5                    | 216.5                   | 0.219                   | 22189                  | 0.357                                  | 294.94                    | 967.40                     |
| <b>37000</b>           | 11277.6               | -56.5                    | 216.5                   | 0.214                   | 21662                  | 0.348                                  | 294.94                    | 967.40                     |
| <b>37500</b>           | 11430                 | -56.5                    | 216.5                   | 0.209                   | 21147                  | 0.340                                  | 294.94                    | 967.40                     |
| <b>38000</b>           | 11582.4               | -56.5                    | 216.5                   | 0.204                   | 20644                  | 0.332                                  | 294.94                    | 967.40                     |
| <b>38500</b>           | 11734.8               | -56.5                    | 216.5                   | 0.199                   | 20153                  | 0.324                                  | 294.94                    | 967.40                     |
| <b>39000</b>           | 11887.2               | -56.5                    | 216.5                   | 0.194                   | 19674                  | 0.316                                  | 294.94                    | 967.40                     |
| <b>39500</b>           | 12039.6               | -56.5                    | 216.5                   | 0.190                   | 19206                  | 0.309                                  | 294.94                    | 967.40                     |
| <b>40000</b>           | 12192                 | -56.5                    | 216.5                   | 0.185                   | 18750                  | 0.301                                  | 294.94                    | 967.40                     |

## 5. İTKİ KUVVETİNİN DİNAMİK OLARAK HESAPLANMASI

Uçakta itki ve güç üretmenin dışında uçağa elektrik, hidrolik ve pnömatik kaynak sağlayan gaz türbinli motorlar ve APU (Auxiliary Power Unit -Yardımcı Güç Ünitesi) gibi farklı güç üniteleri uzun zamandır havacılıkta kullanılmakta olup artık havacılığın vazgeçilmez parçaları olmuşlardır. Kullanılan güç ünitelerinin itki, verimlilik, yakıt tüketim hesaplamalarının yapılması, performans modellerinin oluşturulması, emisyon azaltma ve optimizasyon çalışmalarının yapılması dünyada birçok çalışma için araştırma konusu olmaktadır (Sun, Blom, Ellerbroeka ve Hoekstra, 2019) (Padhra, 2018).

Bütün bir uçuş için itki hesabının veya modellemesinin doğru bir şekilde yapılabilmesi için uçağı etkileyen dört temel kuvvet bilinmelidir. Bu kuvvetlerden aerodinamik kuvvetler olan taşıma ve sürüklenme kuvveti farklı modelleme yöntemleri ve denklemlerle hesaplanabilmektedir. Genel olarak, serbest akış hızı  $V$  olan belirlenmiş bir kontrol hava hacminde hareket eden bir hava aracının taşıma ve sürüklenme kuvvetleri aşağıda gösterilen numaralı denklemlerle hesaplanabilmektedir. Gerçek bir uçuşta  $C_L$  ve  $C_D$  taşıma ve sürüklenme katsayıları uçuş süresi boyunca sürekli olarak dinamik bir şekilde değişmektedir. Bu değişikliğin ana sebebi, uçak ağırlığının değişimi, uçuş boyunca yeri geldiğinde uçağın kararlılığının birincil ve ikincil uçuş kontrol yüzeyleri kullanılarak korunması için otopilot tarafından yönlendirilmesi, seyrüsefer esnasında uçuş kontrol yüzeylerine verilen komutların uçaktaki yüzey alanını değiştirmesinden kaynaklanmaktadır. İniş, yaklaşma ve kalkış safhaları için artık neredeyse bütün küçük ve büyük uçaklarda kullanılan flaplar taşıma ve sürüklenme katsayısına önemli ölçüde artıran ikincil uçuş kontrol yüzeylerine örnek olarak verilebilmektedir. Denklem 5.1'deki genel itki denklemi dışında yukarıda bahsi geçen faktörlerde dolaylı yoldan itkideki değişimi etkilemektedir. Uçak üzerinde temel kuvvetler Şekil 5.1'de gösterilmiştir.

$$(\tau - D).V = m.a.V + m.g.VS \quad (5.1)$$



Şekil 5.1. Uçak üzerindeki kuvvet dağılımları

Kalkış ve tırmanış için gerekli olan denklemler aşağıda ifade edilebilmektedir;

$$L \cos(\alpha) + \tau \sin(\alpha) - D \sin(\alpha) - W = m \cdot a_{dikey} \quad (5.2)$$

$$\tau \cos(\alpha) - L \sin(\alpha) - D \cos(\alpha) = m \cdot a_{yatay} \quad (5.3)$$

Dikey bileşenler için denklemde itki için sadeleştirme yapıldığında aşağıdaki denklem elde edilir;

$$\tau = \frac{(m \cdot a)_{dikey} + W + D \sin(\alpha) - L \cos(\alpha)}{\sin(\alpha)} \quad (5.4)$$

Yatay bileşenler için denklemde itki için sadeleştirme yapıldığında aşağıdaki denklem elde edilir;

$$\tau = \frac{(m \cdot a)_{yatay} + L \sin(\alpha) + D \cos(\alpha)}{\cos(\alpha)} \quad (5.5)$$

$$\tau_{toplam} = \sqrt{\tau_{yatay}^2 + \tau_{dikey}^2} \quad (5.6)$$

Bir uçağın itki sistemi sürdürülebilirlik için iki önemli rolü yerine getirmelidir (http-3):

- Seyir sırasında itki sistemi, mümkün olduğunca az yakıt kullanarak uçağın sürüklemesini karşılamak için yeterli itki sağlamalıdır.
- Kalkış ve manevralar sırasında itki sistemi, uçağı hızlandırmak için ek itki gücü sağlamalıdır.

İtkinin hesaplanabilmesi için yukarıdaki aerodinamik kuvvetler; sürüklenme ve taşıma kuvvetleri Denklem 5.4 ve 5.5'te hesaplanmaktadır. Denklemlerdeki farklı parametrelere FDR yardımıyla ulaşılabilmektedir. Fakat uçağın aerodinamik yapısının uçuş boyunca

sabit olmaması ve dinamik olarak değişmesinden dolayı uçuşun tüm safhaları için doğru bir itki hesabı yapılabilmesi adına sürüklenme ve taşıma kuvvetlerindeki bütün değişimler göz önünde bulundurulmalıdır.

## 5.2. Sürüklenme Kuvvetinin Dinamik Olarak Hesaplanması

Uçak üzerindeki kuvvet bileşenlerinden ve iki aerodinamik kuvvet bileşeninden biri olan sürüklenme kuvveti hesaplanırken uçak üzerinde sürüklenme kuvvetini en çok etkileyen uçak elemanları iniş takımı ve flaplardır. Sürüklenme katsayısında yer alan sıfır taşımadaki sürüklenme katsayısı ( $C_D$ ) her uçak için özel olarak hesaplanmakta ve atanmaktadır. Denklem 5.7’de sürüklenme kuvveti; sürüklenme katsayısı, hava yoğunluğu, hızın karesi ve kanat alanının bir fonksiyonudur. Denklem 5.10 dinamik basıncı ifade ederken, Denklem 5.8 ve 5.9 sürüklenme ve taşıma kuvvetlerinin dinamik basınç ile farklı şekilde ifadeleridir.

$$D = C_D \frac{1}{2} \rho V^2 S \quad (5.7)$$

$$D = C_D q S \quad (5.8)$$

$$L = C_L q S \quad (5.9)$$

$$q = \frac{1}{2} \rho V^2 \quad (5.10)$$

$$L = W = C_L \frac{1}{2} \rho V^2 S \quad (5.11)$$

$$C_L = \left( \frac{2W}{\rho V^2 S} \right) \quad (5.12)$$

Taşıma ve sürüklenme katsayıları hesaplanırken bu değişkenleri en çok etkileyen durumlar ve fonksiyonlar dikkate alınmalıdır. Normal koşullarda  $C_L$  ve  $C_D$  taşıma ve sürüklenme katsayıları hücum açısı ( $\alpha$ ), Mach sayısı ( $\mu$ -uçağın hızı), flap açısı ( $\delta_f$ -kanatla yaptığı açı), iniş takımının açık olup olmadığı durumlardaki konfigürasyonların bir sonucudur. Bu katsayıların doğru hesaplanabilmesi için uçağın sahip olduğu farklı konfigürasyonlarda göz önünde bulundurulmak zorundadır (Sun, Hoekstra ve Ellerbroek, 2020).

$$C_L = f_{cl}(\alpha, \mu, \delta_f, \delta_g) \quad (5.13)$$

$$C_D = f_{cd}(\alpha, \mu, \delta_f, \delta_g) \quad (5.14)$$

Uçuşa kalkış, tırmanma ve iniş safhalarında toplam  $C_{D0}$ , iniş takımının açık olması, flapların kanatlar ile yaptığı açının artması, hücum açısının artışı ile sürüklenme katsayısı da artmaktadır. Yolcu uçaklarında uçuş süresi boyunca uçakta ve kanat üzerinde oluşan dalga sürüklemesinden uçuş emniyetini korumak açısından kaçınıldığından ve 0.82 Mach üzerine çıkılamadığından dalga sürüklemesi hesaba dahil edilmemiştir. 5.15'inci denklemde sürüklenme katsayısı hesaplanırken uçuş süreci içerisinde sıfır taşımadaki sürüklenme kuvvetine iniş takımının ve flapların oluşturduğu sürüklenme de modellemenin dinamik olarak oluşturulması için eklenmiştir.

$$C_{D0,total} = C_{D0} + C_{D0, flap} + C_{D0, gear} \quad (5.15)$$

Denklem 5.16 ve 5.17'de sürüklenme katsayısının sıfır taşımadaki sürüklenme ve indüklenmiş sürüklenme olarak toplamalarını ifade etmektedir.

$$C_D = C_{D0,total} + k \cdot (C_L)^2 \quad (5.16)$$

$$C_D = C_{D0,total} + k \left( \frac{2W}{\rho V^2 S} \right)^2 \quad (5.17)$$

Kanat yapısı ve taşımadan kaynaklı kanadın oluşturduğu indüklenmiş sürüklenme arasındaki ilişki  $k$  katsayısı ile ifade edilmektedir. Denklem 5.18'de  $k$  indüklenmiş sürüklenme katsayısını,  $AR$  kanat açıklık oranını,  $e$  eliptiklik faktörü (Oswald efficiency factor) ve  $\pi$  pi sayısını ifade etmektedir.

$$k = \frac{1}{\pi \cdot e \cdot AR} \quad (5.18)$$

Oswald faktörünün hesaplanabilmesi için birçok farklı yaklaşım ve ifade mevcuttur. İndüklenmiş akımda  $\emptyset$  denklemde viskoz olmayan ve yüzeyden çabuk ayrılan kanat uçlarındaki girdap akışı temsil ederken ve  $\mu$  ise viskoz akışı temsil etmektedir. Eliptiklik faktörü içerisindeki  $\mu$  ve  $\emptyset$  katsayıları hesaplanırken bütün uçak için geçerli olan yaklaşımların denklemleri ve hesaplamaları değerlendirilmiştir (Nita ve Scholz, 2012).

$$e = \frac{1}{\emptyset + \mu \cdot \pi \cdot AR} \quad (5.19)$$

$$k = \frac{\emptyset + \mu \cdot \pi \cdot AR}{\pi \cdot AR} \quad (5.20)$$

$$k = \frac{\emptyset}{\pi \cdot AR} + \mu \quad (5.21)$$

Denklem 5.22’de  $d_f/b$ , gövde çapının kanat açıklığına oranıdır. Uçak imalatçısı tarafından yayınlanmış olan veriler ışığında  $d_f/b$  oranına ulaşılabilir.

$$\emptyset = \frac{1}{0.99 \cdot [1 - 2(d_f/b)^2]} \quad (5.22)$$

$$\mu = 0.38 C_{D0} \quad (5.23)$$

Uçağın tümü için denklemde eliptiklik faktörünün farklı akış tipleri için değerlendirilmesi yapıldıktan sonra ifadeler yerine konduğunda en ayrıntılı ve kapsamlı haliyle sürüklenme katsayısını ifade eden 5.26 numaralı denkleme ulaşılmaktadır.

$$k = \frac{1}{(\pi \cdot e \cdot AR)} = \left( \frac{1}{0.99 \cdot [1 - 2(d_f/b)^2] \cdot \pi \cdot AR} + 0.38 \cdot C_{D0} \right) \quad (5.24)$$

$$C_D = C_{D0, total} + \left( \frac{1}{0.99 \cdot [1 - 2(d_f/b)^2] \cdot \pi \cdot AR} + 0.38 \cdot C_{D0} \right) \cdot \left( \frac{2W}{\rho V^2 S} \right)^2 \quad (5.25)$$

$$C_D = C_{D0} + C_{D0, flap} + C_{D0, gear} + \left( \frac{1}{0.99 \cdot [1 - 2(d_f/b)^2] \cdot \pi \cdot AR} + 0.38 \cdot C_{D0} \right) \cdot \left( \frac{2W}{\rho V^2 S} \right)^2 \quad (5.26)$$

**Tablo 5.1.** Sürüklenme kuvveti hesaplanırken kullanılan parametreler

| FDR<br>(Dinamik parametreler) | BADA (BADA, 2004) | Dokümanlardan Alınan Veriler      |
|-------------------------------|-------------------|-----------------------------------|
| Kütle                         | $C_{D0}$          | Gövde çapı ( $d_f$ )              |
| Yoğunluk                      | $C_{D0, flap}$    | Kanat Açıklığı (b)                |
| Hız                           | $C_{D0, gear}$    | A.R. (Aspect Ratio) = $(b^2 / S)$ |
| Sıcaklık                      | S (Kanat alanı)   |                                   |
| Basınç                        |                   |                                   |
| İrtifa                        |                   |                                   |
| Pitch Angle (Eğim açısı)      |                   |                                   |
| Flap Açısı                    |                   |                                   |

Tablo 5.1’de FDR’dan alınan veriler dışında da farklı dokümanlardan veriler alındığı ifade edilmektedir. BADA uçaklara dair performans veri seti olup Eurocontrol tarafından yayınlanmaktadır. Tablo 5.2’de bu çalışmadaki uçağa dair veriler bulunmaktadır.

**Tablo 5.2.** Uçağın özellikleri (Boeing C. , 2013)

| Uçağın Temel Ölçütleri           |           |
|----------------------------------|-----------|
| Gövde Ölçütleri                  |           |
| Gövde genişliği                  | 3.76m     |
| Gövde yüksekliği                 | 4.01m     |
| Gövde uzunluğu                   | 38.02m    |
| Hız                              |           |
| Normal Seyir                     | 833 km/h  |
| Maksimum Seyir                   | 871 km/h  |
| Ağırlık                          |           |
| Boş Operasyon Ağırlığı           | 41,413 kg |
| Maksimum 0 yakıt                 | 62,732 kg |
| Maksimum Kalkış Ağırlığı         | 79,016 kg |
| Maksimum İniş Ağırlığı           | 66,361 kg |
| Yakıt kapasitesi                 | 26,020 kg |
| Kanat Ölçütleri ve Açıklık Oranı |           |
| Kanat Açıklığı                   | 34.32m    |
| Kanat Yüksekliği                 | 2.44 m    |

**Tablo 5.3.** Uçaklarda kalkış ve yaklaşma için kullanılan flapların kanat sapma açısı sonucu oluşturduğu sürüklenme polar katsayıları (Sun, Hoekstra ve Ellerbroek, 2020)

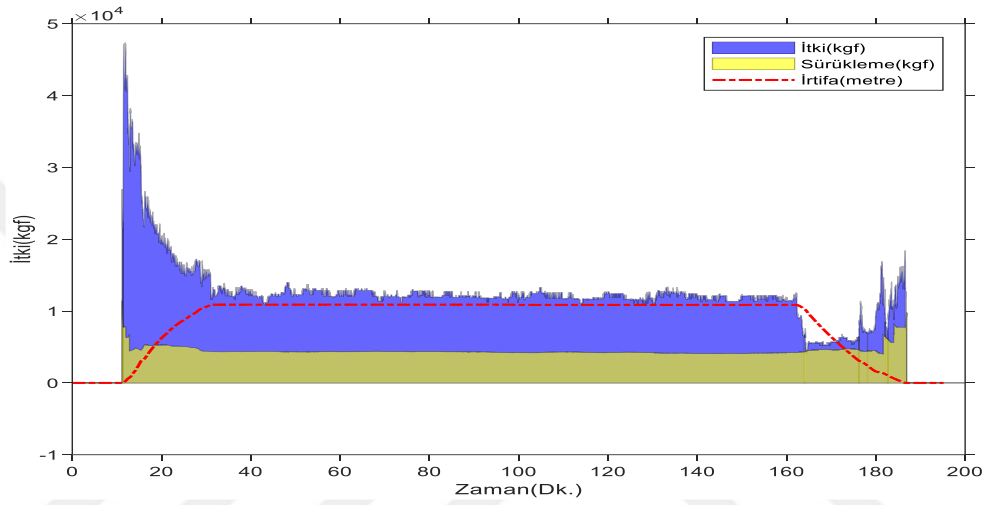
| Uçak Tipi | $\delta_{f,IC}$ | $CD_{0,IC}$ | $k_{IC}$ | $e_{IC}$ | $\delta_{f,FA}$ | $CD_{0,FA}$ | $k_{FA}$ | $e_{FA}$ |
|-----------|-----------------|-------------|----------|----------|-----------------|-------------|----------|----------|
| A319      | 20°             | 0.021       | 0.037    | 0.845    | 40°             | 0.025       | 0.035    | 0.897    |
| A320      | 20°             | 0.020       | 0.036    | 0.850    | 40°             | 0.024       | 0.034    | 0.902    |
| B734      | 20°             | 0.036       | 0.046    | 0.757    | 40°             | 0.038       | 0.043    | 0.809    |
| B737      | 20°             | 0.030       | 0.043    | 0.788    | 50°             | 0.035       | 0.039    | 0.866    |
| B738      | 20°             | 0.024       | 0.041    | 0.827    | 50°             | 0.029       | 0.037    | 0.905    |
| B739      | 20°             | 0.025       | 0.041    | 0.821    | 50°             | 0.030       | 0.038    | 0.899    |
| B744      | 20°             | 0.030       | 0.049    | 0.826    | 40°             | 0.034       | 0.046    | 0.878    |
| B748      | 20°             | 0.029       | 0.046    | 0.823    | 40°             | 0.032       | 0.043    | 0.875    |
| B772      | 20°             | 0.036       | 0.047    | 0.775    | 50°             | 0.041       | 0.043    | 0.853    |
| B77W      | 20°             | 0.039       | 0.045    | 0.739    | 50°             | 0.044       | 0.041    | 0.817    |
| B788      | 20°             | 0.029       | 0.042    | 0.800    | 40°             | 0.031       | 0.039    | 0.852    |
| B789      | 20°             | 0.030       | 0.042    | 0.789    | 40°             | 0.033       | 0.040    | 0.841    |

**Tablo 5.4.** Uçaklarda kullanılan çeşitli flapların kanatta oluşturduğu taşıma katsayıları (Sun, Hoekstra ve Ellerbroek, 2020)

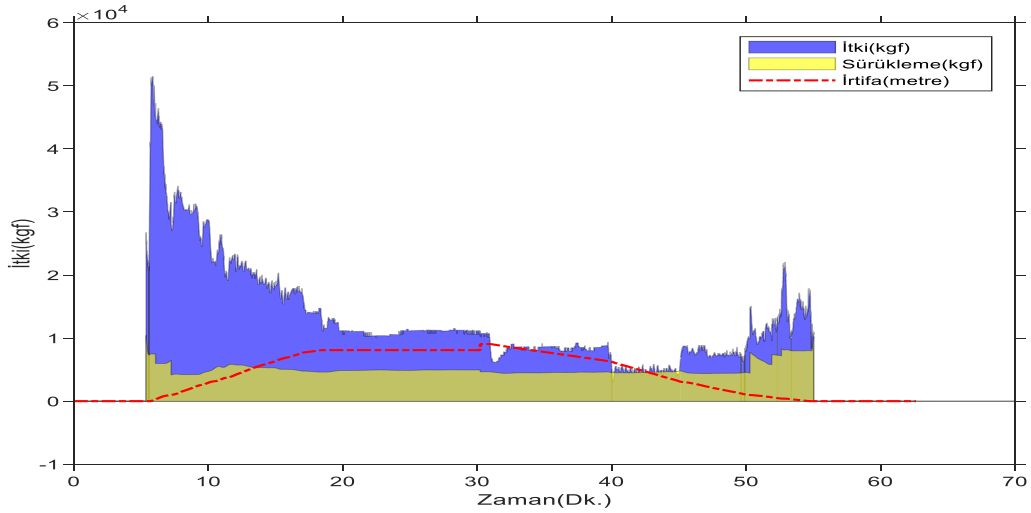
| Firar Kenarı        | Hücum Kenarı | $\delta_{IC}$ | $\delta_{FA}$ | $CL_{max,IC}$ | $CL_{max,FA}$ |
|---------------------|--------------|---------------|---------------|---------------|---------------|
| Plain flap          |              | 20°           | 60°           | 1.60          | 2.00          |
| Split flap          |              | 20°           | 40°           | 1.70          | 2.20          |
| Single-slotted flap |              | 15°           | 40°           | 2.20          | 2.90          |
| Double-slotted flap |              | 20°           | 50°           | 1.95          | 2.70          |
| Double-slotted flap | w/ slat      | 20°           | 50°           | 2.60          | 3.20          |
| Triple-slotted flap | w/ slat      | 20°           | 40°           | 2.70          | 3.50          |

Tablo 5.3, farklı uçaklar için ilk tırmanış (IC- Initial Climb) ve son yaklaşmadaki (FA -Final Approach) flap sapma açılarını ve bu açılara karşılık gelen sürüklenme katsayısı, indüklenmiş sürüklenme katsayısı ve eliptiklik faktörlerini vermektedir. Tablo 5.4, farklı tipteki flapların ilk tırmanış ve son yaklaşmadaki flap sapma açılarını ve bu açılara karşılık gelen maksimum taşıma katsayıları ifade etmektedir.

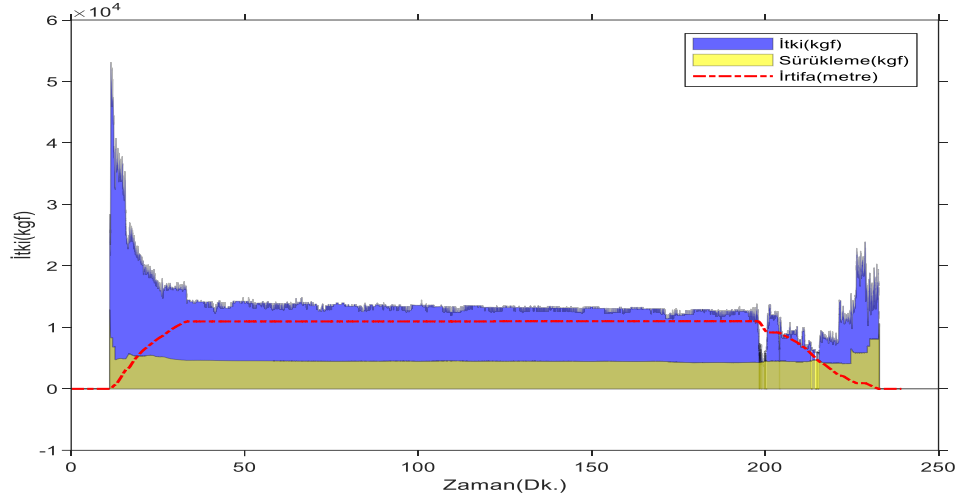
İtke kuvvetinin hesaplanmasında çok fazla değişken olduğu için ve bu değişkenlerin anlık hesaplanabilmesi için uçaklarda güçlü bir bilgisayara ihtiyaç duyulmasından günümüzde itke değeri için referans olarak uçaklarda N1 ve N2 şaft devir yüzdesi kullanılmaktadır. Şekil 5.2'den 5.11'e kadar olan grafiklerde uçuş boyunca birçok dinamik parametrenin hesaplandığı irtifa, itke kuvveti ve sürüklenme kuvveti bulunmaktadır.



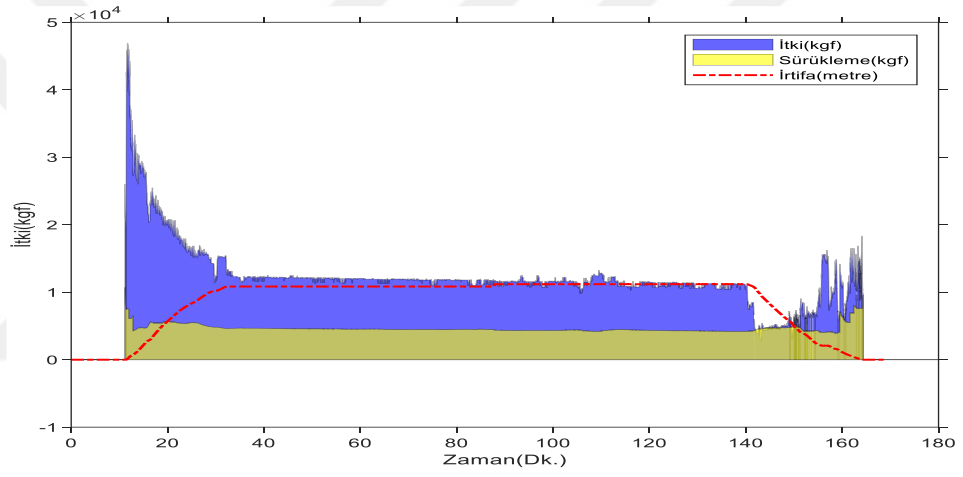
Şekil 5.2. 41. Uçuş için itki ve sürüklenme kuvveti grafikleri



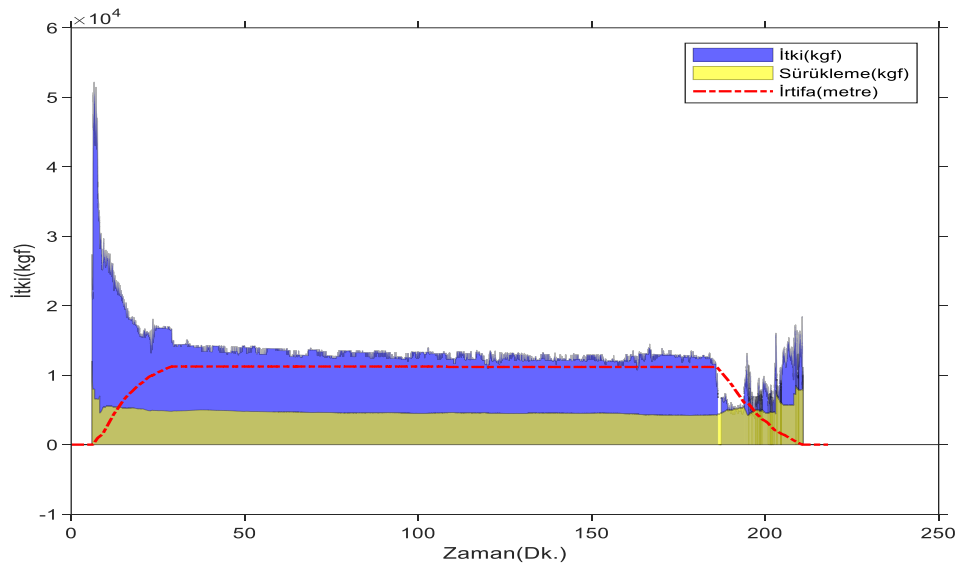
Şekil 5.3. 42. Uçuş için itki ve sürüklenme kuvveti grafikleri



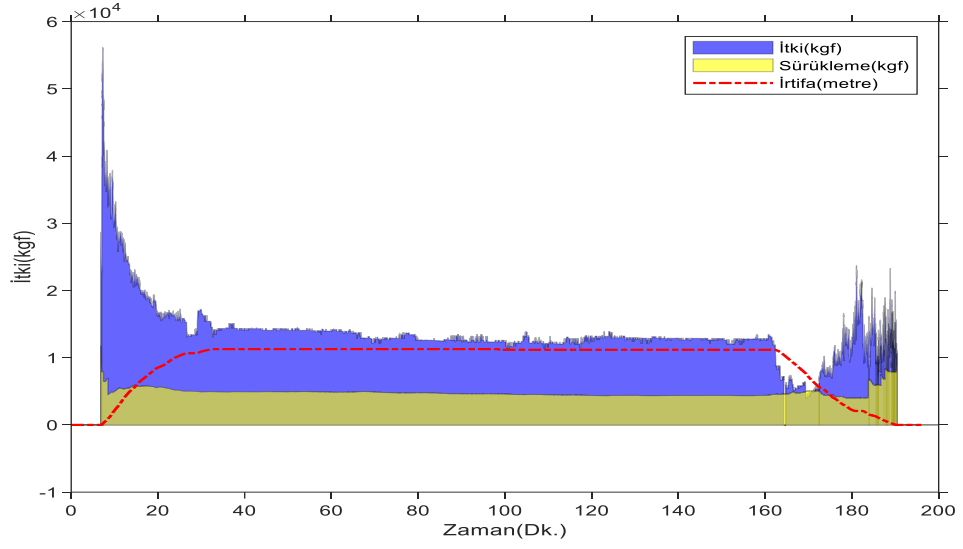
Şekil 5.4. 43. Uçuş için itki ve sürükleme kuvveti grafikleri



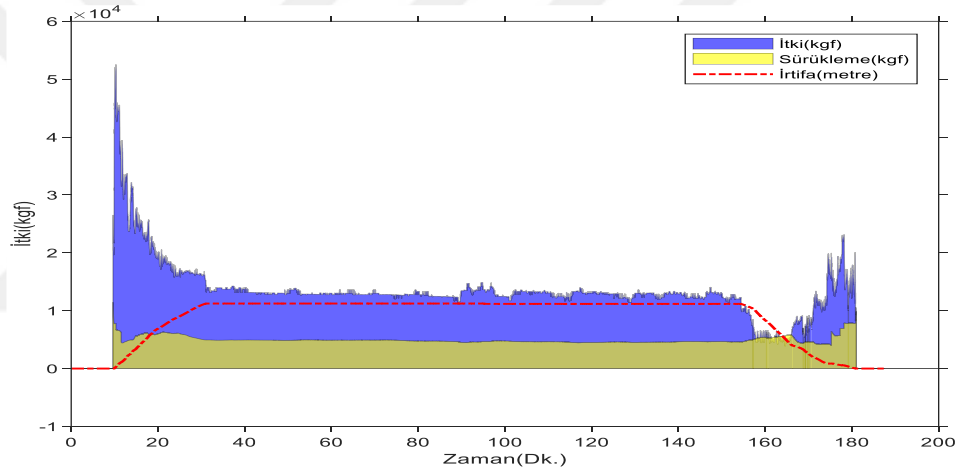
Şekil 5.5. 44. Uçuş için itki ve sürükleme kuvveti grafikleri



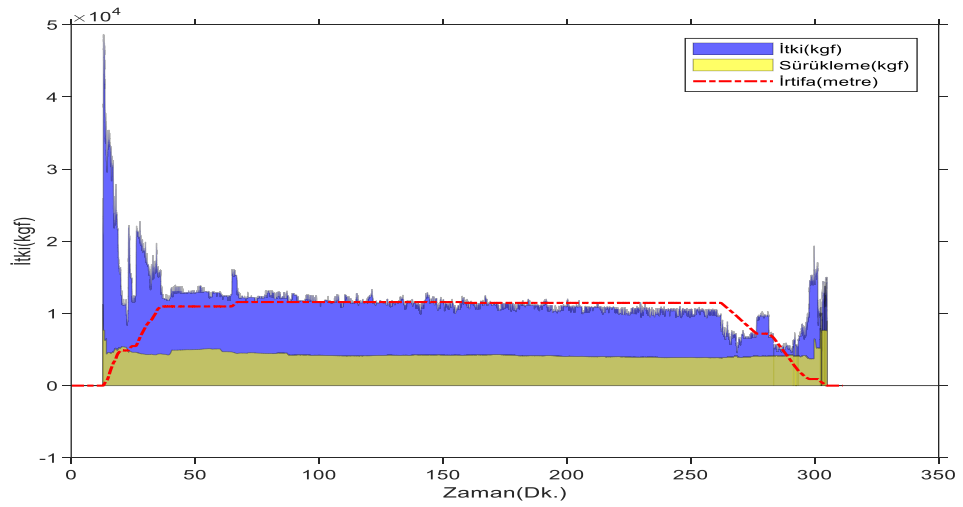
Şekil 5.6. 45. Uçuş için itki ve sürükleme kuvveti grafikleri



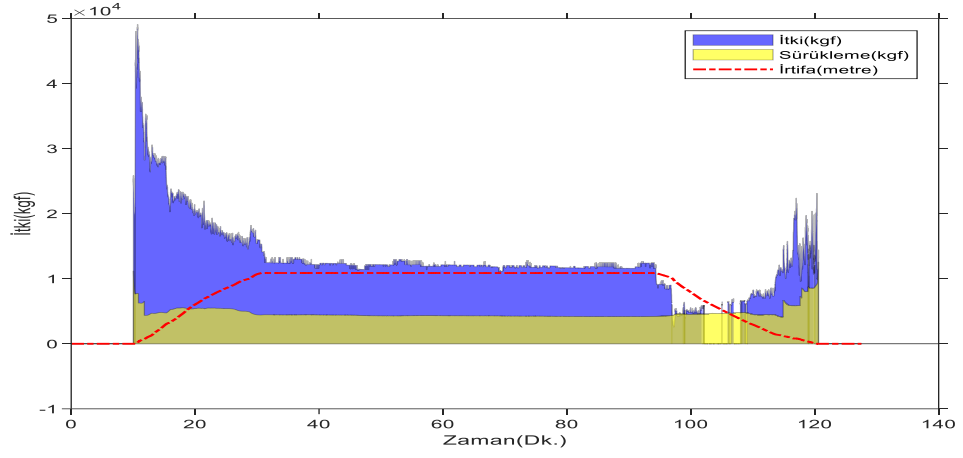
Şekil 5.7. 46. Uçuş için itki ve sürüklenme kuvveti grafikleri



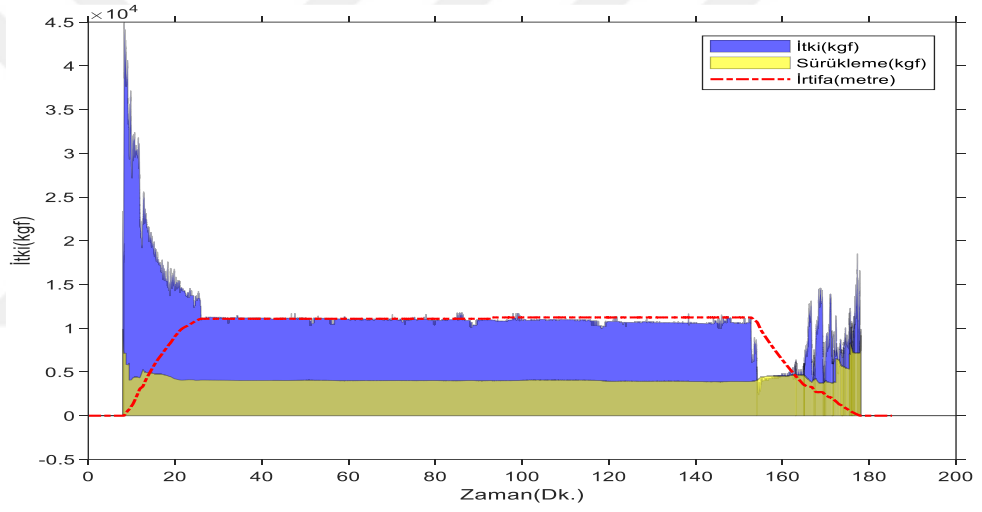
Şekil 5.8. 47. Uçuş için itki ve sürüklenme kuvveti grafikleri



Şekil 5.9. 48. Uçuş için itki ve sürüklenme kuvveti grafikleri



Şekil 5.10. 49. Uçuş için itki ve sürüklemeye kuvveti grafikleri



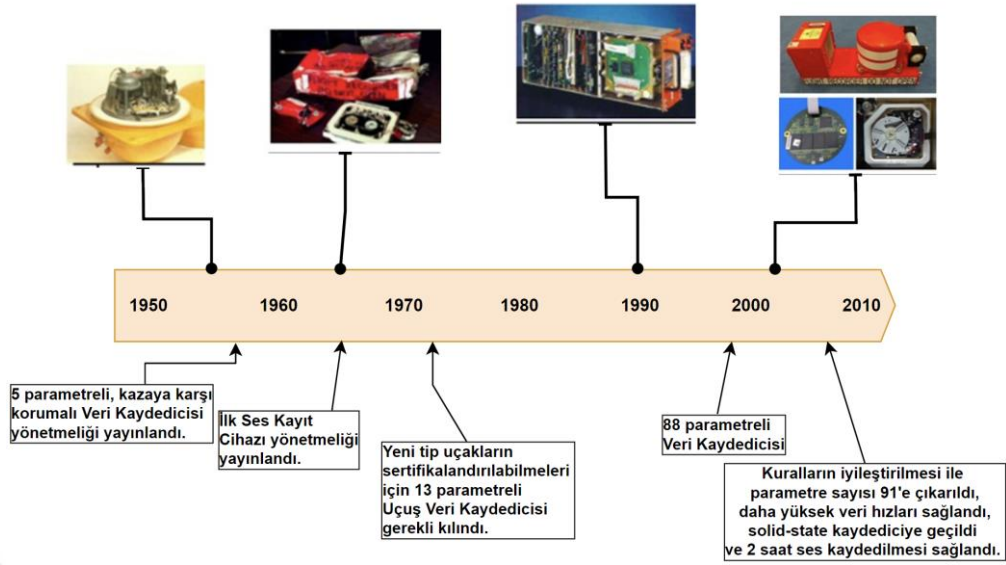
Şekil 5.11. 50. Uçuş için itki ve sürüklemeye kuvveti grafikleri

## 6. UÇUŞ VERİ KAYDEDİCİSİ

Günümüzde toplumda kara kutu olarak bilinen havacılıktaki teknik ismi ise Uçuş Veri Kaydedicisi olan veri kayıt cihazı hem performans değerlendirmesi hem de kaza kırım gibi durumlarda arıza tespiti ve durum değerlendirmesi yapılabilmesi için yolcu uçaklarında bulundurulması havacılık otoriteleri tarafından zorunlu kılınmıştır. Uluslararası Sivil Havacılık Organizasyonu (ICAO) 2018 yılında yayınladığı 10. baskısının 6 numaralı cildinde (annex-6: uçuş operasyonu) kalkış ağırlığı 5700 kg üzerinde sertifikalandırılmış bütün uçakların 2005 yılından sonra Uçuş Veri Kaydedicilerinin en az 78 parametreyi kaydedecek şekilde ekipman ile donatılması gerektiğini duyurmuş ve yayımlamıştır (ICAO, 2018). Şekil 1’de Uçuş veri kaydedicisinin zaman içerisinde değişimi görüldüğü üzere uzun yıllar verilerin daha güvenli ortamda saklanabilmesi ve ardından saklanan verilerin daha hızlı okunabilmesi için son teknoloji olarak solid sürücü depolama formuna geçilmiştir. Uçaklarda zamanla uçuşların güvenliği açısından uçuş bilgilerinin muhafazası yukarıda da bahsedildiği gibi zorunlu olup herhangi bir kaza olma ihtimaline karşın uçuş veri kaydedicisinin uçağın en güvenli yeri olarak kabul edilen kuyruğa yakın bir bölgede konumlandırılması gerekliliği tespit edilmiştir. Kazadan sonra cihazın kolay tespit edilebilmesi için cihaz turuncu renktedir. Aynı zamanda üzerinde acil yer durum bildirim cihazı (ELT-Emergency Locator Transmitter) ile su altı uyarı cihazını da (ULB- Underwater Locator Beacon) entegre olarak bulunabilmektedir.

### 6.1. Uçuş Veri Kaydedicisi ve İçerdiği Parametreler

Dijital uçuş veri toplama birimi (FDAU-Flight Data Acquisition Unit) elektronik uçuş enstrüman sistemi, motor gösterge ve ekip uyarı sistemi, farklı radyo alıcıları ve vericileri, uçak entegre (bütünleşmiş) veri sistemleri, ivmeölçer gibi sistemlerden ve sensörlerden gelen verileri toplayarak işler ve son olarak işlenmiş verileri Uçuş Veri Kaydedicisine yönlendirilerek burada depolanmasını sağlar. Tablo 6.1’de uçuş veri kaydedicisinde saklanan bazı veriler bulunmaktadır (Boeing, 2009).



Şekil 6.1. Uçuş veri kayıt cihazının tarihsel gelişimi

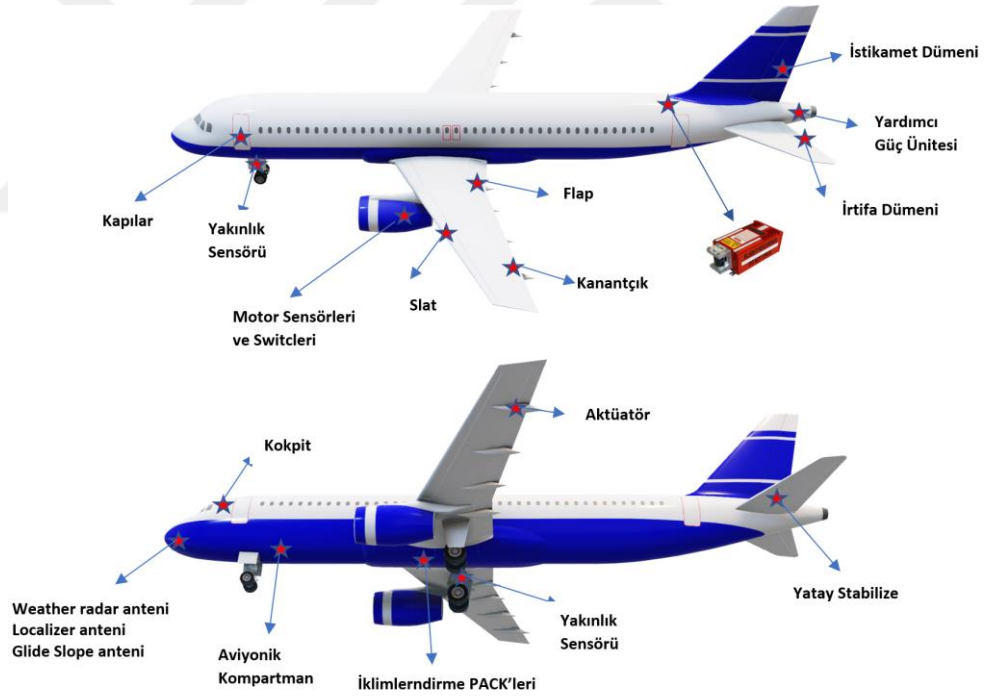


Şekil 6.2. Uçuş veri kayıt cihazı

Dijital uçuş veri toplama birimi (FDAU-Flight Data Acquisition Unit) elektronik uçuş enstrüman sistemi, motor gösterge ve ekip uyarı sistemi, farklı radyo alıcıları ve vericileri, uçak entegre (bütünleşmiş) veri sistemleri, ivmeölçer gibi sistemlerden ve sensörlerden gelen verileri toplayarak işler ve son olarak işlenmiş verileri Uçuş Veri Kaydedicisine yönlendirilerek burada depolanmasını sağlar. Tablo 6.1'de uçuş veri kaydedicisinde saklanan bazı veriler bulunmaktadır (Boeing, 2009).



Şekil 6.3. Uçuş veri kayıt cihazı verilerinin alındığı uçak sistemleri



Şekil 6.4. Uçuş veri kayıt cihazının konumu ve veri aldığı bazı sistemler

**Tablo 6.1.** Uçuş veri kayıt cihazının içerdği bazı veriler

| Uçuş Veri Kayıt Cihazının İçerdiği Veri Bilgileri                                      |                                                                       |
|----------------------------------------------------------------------------------------|-----------------------------------------------------------------------|
| • Zaman Bilgisi                                                                        | • Uzunlamasına ivme                                                   |
| • Basınç İrtifası                                                                      | • Yanal ivme                                                          |
| • Belirtilen hava hızı                                                                 | • Dikey ivme                                                          |
| • Rota                                                                                 | • Birincil kontrol yüzeyi konumları ve/veya pilotun kontrol girişleri |
| • Yunuslama düzeltme ayarı                                                             | • Radyo yüksekliği                                                    |
| • Yunuslama durumu                                                                     | • Süzülme yolu sapması                                                |
| • Yatış durumu                                                                         | • Hizalamasına sapma                                                  |
| • Radyo iletim anahtarlama                                                             | • İşaretleyici işaret vericisi                                        |
| • N1 ve N2                                                                             | • Ana ikaz                                                            |
| • Arka kenar flap konumu veya kontrol seçimi                                           | • Navigasyon radyo frekansları                                        |
| • Ön kenar flap konumu veya kontrol seçimi                                             | • DME mesafeleri                                                      |
| • Ters-itki konumu                                                                     | • Squat ve Proximity anahtarından iniş takımı durumu                  |
| • Yer ve uçuş spoiler konumları                                                        | • İniş takımı pozisyon seçimi                                         |
| • Dış hava sıcaklığı                                                                   | • GPWS (Yere Yakınlık Uyarı Sistemi)                                  |
| • Otomatik pilot, otomatik gaz kolu ve otomatik uçuş kontrol sistemi modları ve durumu | • Hücüm Açısı                                                         |
| • Hidrolik sistem basınçları                                                           | • Enlem ve Boylam Bilgileri                                           |
| • Yer Hızı                                                                             | • Sürüklenme açısı                                                    |

Tablo 6.1’de ise zaman ve zamana bağlı değişkenler olan; egzoz gaz sıcaklığı (Exhaust Gas Temperature-EGT), EGT start ve anormal koşulların (redline) çıkılması durumunda uyarı , APU EGT, uçağın hızı, uçağın yere göre hızı (groundspeed), N2 şaft dönü hızı, N1 şaft dönü hızı, yakıt akışı, APU yakıt akışı, toplam hava sıcaklığı, statik hava sıcaklığı, irtifa, otomatik fren park sistemin çalışıp çalışmadığı, o anki pozisyonun enlem ve boylam bilgileri, süzülüş açısı (glideslope) sapması, gaz kolu (autothrottle) ikazı, oto pilot ikazı, baş açısı, GPWS, rüzgar hızı ve yönü, uçağın toplam ağırlığı, uçağın 3 yön içinde yapmış olduğu ivmelenme, takometre bilgileri, radyo yüksekliği, dönme ve yunuslama hareketi durumları, TO/GA anahtar pozisyonu gibi FDR’da bulunan verilerden bazıları gösterilmiş ve bu verilerden bir kaç yapılan çalışma için parametre olarak kullanılmıştır.

## 6.2. İtke Denkleminde Kullanılan Verilerin Uçuş Veri Cihazından Seçimleri

Uçak motoru itki hesabı için kullanılan denklemler aşağıdaki gibidir (Sayed, 2008);

Kütlenin korunumu;

$$\dot{m}_a + \dot{m}_f = \dot{m}_e \quad (6.1)$$

$$\dot{m}_a = \rho A_i V \quad \dot{m}_e = \rho_e A_e V_e \quad (6.2)$$

$$\dot{m}_f = \rho_e A_e V_e - \rho A_i V \quad f = \left\{ \dot{m}_f / \dot{m}_a \right\} \quad (6.3)$$

Kontrol hacmine süreklilik denkleminin uygulanması;

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_{cv} \rho dV + \oint \rho \vec{V} \cdot \vec{dA} = 0 \quad (6.4)$$

Kararlı ve daimî akış için  $\frac{\partial}{\partial t} \iiint_{cv} \rho dV = 0$  olduğu için, itki hesabının yapılabilmesi için sadece kontrol yüzeyindeki değişimler göz önüne alınmıştır.

$$\dot{m}_e + \dot{m}_s + \rho \vec{V} (A - A_e) - \dot{m}_a - \dot{m}_f - \rho \vec{V} (A - A_i) = 0 \xrightarrow{\text{sonuç}} \dot{m}_s = \rho \vec{V} (A_e - A_i) \quad (6.5)$$

Momentum denkleminde göre;

$$\sum F_x = \frac{\partial}{\partial t} \iiint_{cv} (\rho dV) \vec{V} + \oint_{cs} \vec{V} (\rho \vec{V} \cdot \vec{dA}) \quad (6.6)$$

Momentum denkleminin x yönündeki bileşkesinin ifadesi aşağıdaki gibidir.

$$\sum F_x = \oint_{cs} \vec{V}_x (\rho \vec{V} \cdot \vec{dA}) = (P_a - P_e) A_e + \tau \quad (6.7)$$

Eğer kenarlardan akan havanın kontrol hacmini x yönünde motordan ayrıldığını kabul edersek;

$$\oint_{cs} \vec{V}_x (\rho \vec{V} \cdot \vec{dA}) = \dot{m}_e V_e + V \left[ \rho \vec{V} (A - A_e) \right] + \dot{m}_s V - \dot{m}_a V - V \left[ \rho \vec{V} (A - A_i) \right] \quad (6.8)$$

Sadeleştirmeden sonra;

$$\oint_{cs} \vec{V}_x (\rho \vec{V} \cdot \vec{dA}) = \dot{m}_e V_e - \dot{m}_a V - \rho \vec{V}^2 (A_e - A_i) + \dot{m}_s V \quad (6.9)$$

Sadeleştirdikten sonra Denklem 6.5'teki  $\dot{m}_s = \rho \vec{V} (A_e - A_i)$  eşitliğini denklemde yerine koyduğumuzda sonuç olarak aşağıdaki denklemi ulaşırlr;

$$\oint_{cs} \vec{V}_x (\rho \vec{V} d\vec{A}) = \dot{m}_e V_e - \dot{m}_a V \quad (6.10)$$

Denklem 6.10'daki ve 6.7'deki kullanılarak eşitlik kurulduğunda aşağıdaki itki denklemi bulunabilir;

$$\dot{m}_e V_e - \dot{m}_a V = -(P_e - P_a) A_e + \tau \quad (6.11)$$

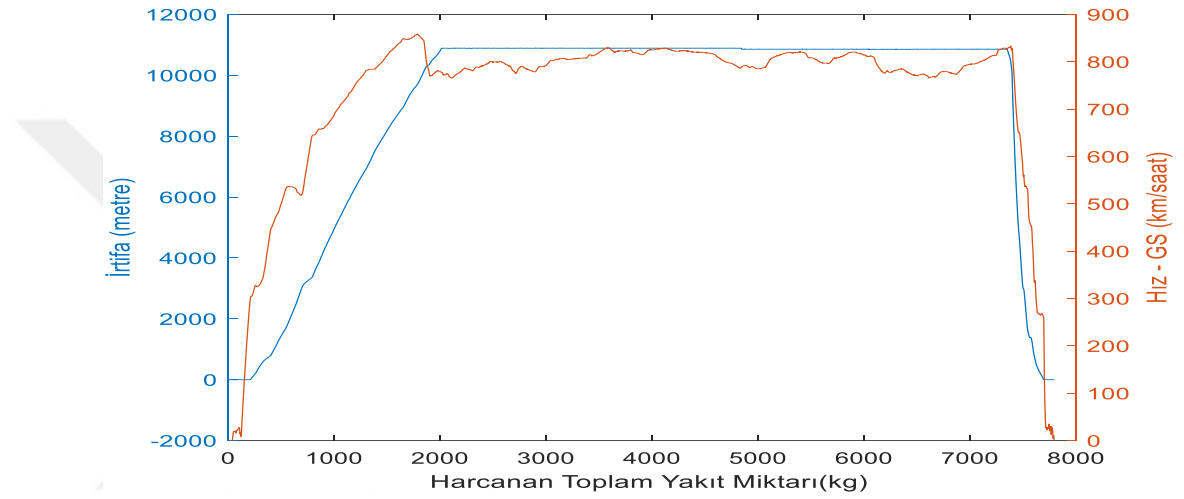
İtki denklemi aşağıdaki gibi ifade edilebilir;

$$\tau = \dot{m}_a [(1 + f) u_e - u] + (P_e - P_a) A_e \quad (6.12)$$

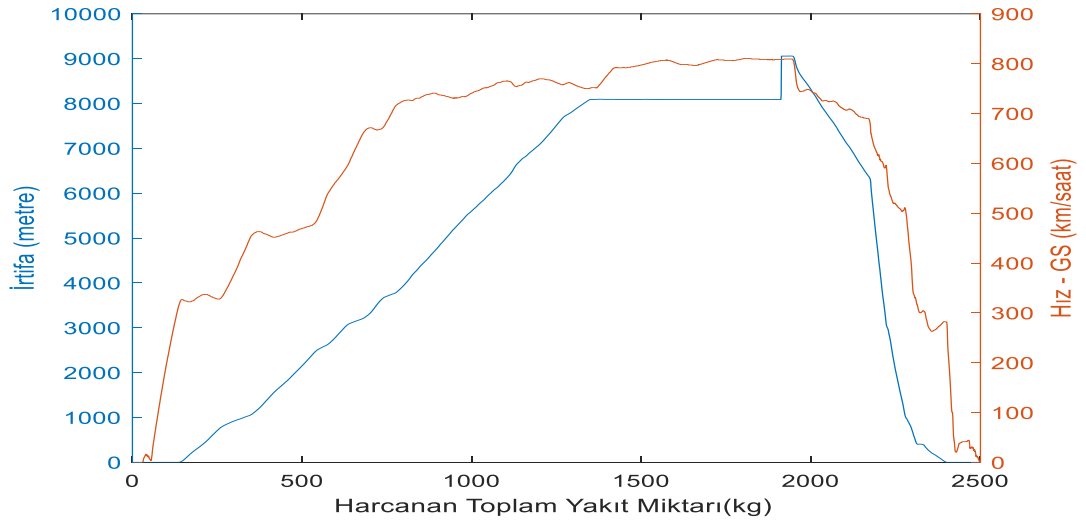
Denklem 6.12'de ki denklem referans alınarak itkiyi doğrudan en çok etkileyen parametreler itkinin seçimi için kullanılabilir. Denklem 6.12'de görülebileceği üzere motora giren kütle debisi, yakıt akışı, motordan çıkan gazın hızı, uçağın hızı, motordan çıkış basıncı ile giriş basıncı arasındaki fark ve egzoz çıkış alanı itkinin hesaplanabilmesi için girdi parametrelerini ifade etmektedir. Bahsi geçen denklemde motora giren hava kütesinin ve motor basınç oranının bütün uçuş fazlarında anlık olarak değişimi ile egzozdan çıkan gazların hızının ölçülememesi gibi durumlar itkinin anlık olarak hesaplanabilmesini zorlaştırmaktadır. Denklemdeki girdi parametrelerinin ifadesi farklı eşitlikler ile sağlanarak ve bu parametreler göz önünde bulundurularak FDR'a kayıtlı olan veriler bu çalışmada değerlendirilmiştir. Çalışmada incelenen motorda shaft N2 değeri %25 geçtikten sonra N1 shaftı hareket etmeye başladığı için N2 değeri bu anlamda referans noktası olarak kullanılmış ve N2 değeri %25 geçtikten sonra N1 hesaplaması yapılmaya başlanmıştır. Yakıt akışı (ölçülen), motordan çıkan gazın hızı, uçağın hızı (ölçülen), motordan çıkış basıncı ile giriş basıncı arasındaki fark, egzoz çıkış alanı (sabit), Denklem 6.12'deki belirtilen çalışmada kullanılan önemli parametrelerdir.

### 6.3. Test Uçuşlarının İrtifa, Hız ve Yakıt Tüketimi Grafikleri

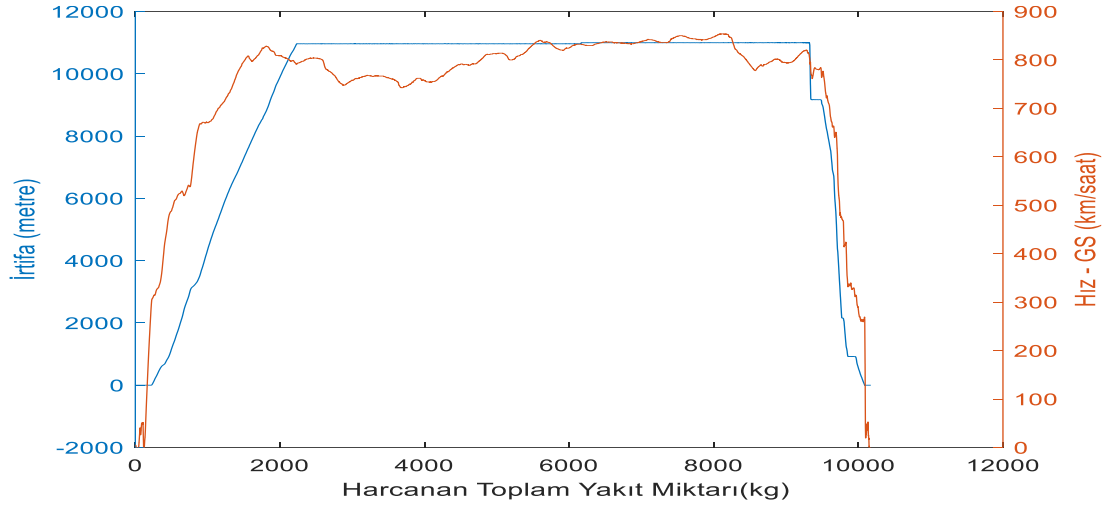
Gerçekleşmiş 10 uçuşa dair veriler işlendikten sonra irtifa, hız ve uçuş boyunca harcanan toplam yakıt miktarına dair grafikler Şekil 6.5 numaralı grafikten Şekil 6.14 numaralı grafiğe kadar gösterilmiştir. Grafiklerde hiçbir şekilde kritik hız sınırları aşılmadığı, irtifanın seyir uçuşu için yaklaşık 12,000 metre olarak belirlendiği açıkça görülmektedir. En kısa uçuş olan 42. uçuşta Şekil 6.6’da yaklaşık olarak toplam 2,500 kg yakıt harcanmışken en uzun uçuşta ise yaklaşık 12,000 kg toplam yakıt harcadığı Şekil 6.12’de görülmektedir.



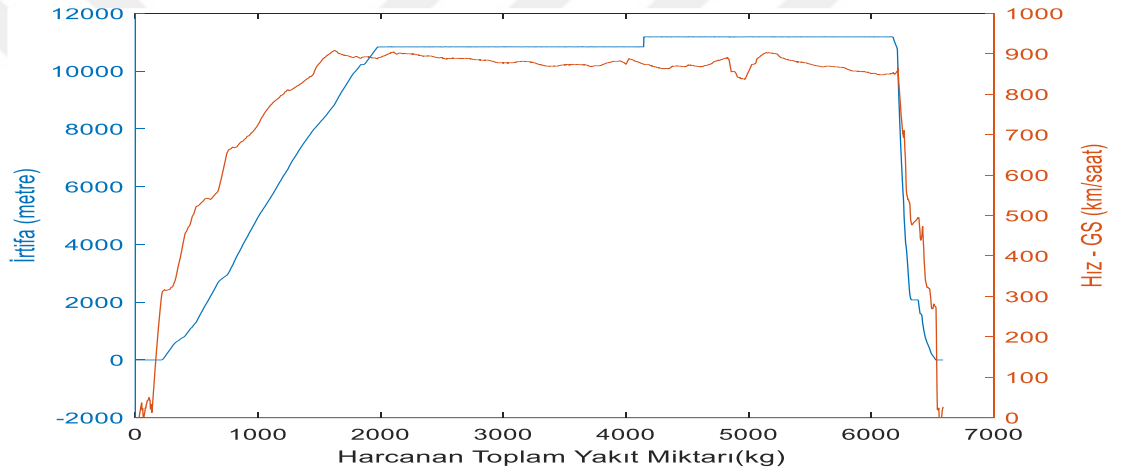
Şekil 6.5. 41. Uçuşa ait irtifa, hız ve yakıt tüketimi



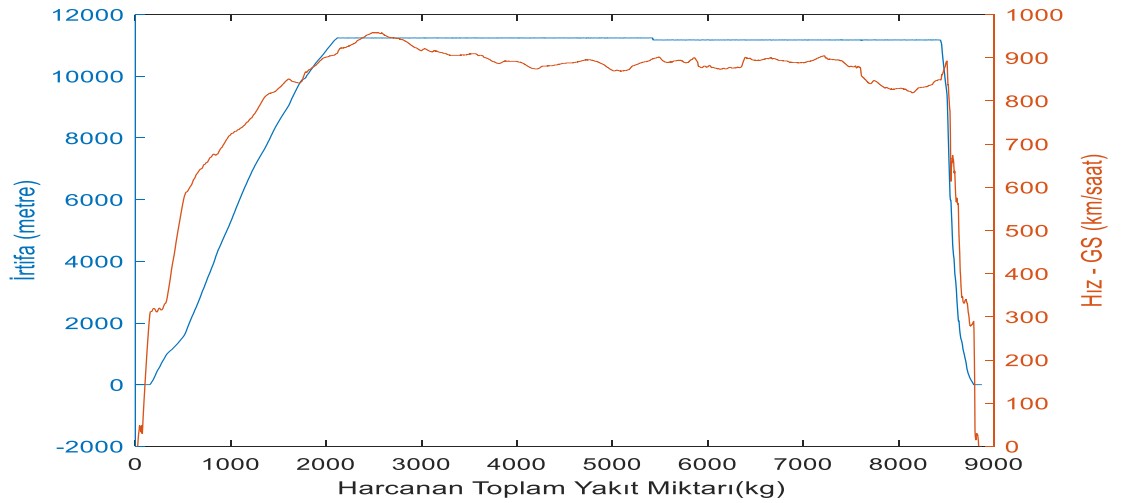
Şekil 6.6. 42. Uçuşa ait irtifa, hız ve yakıt tüketimi



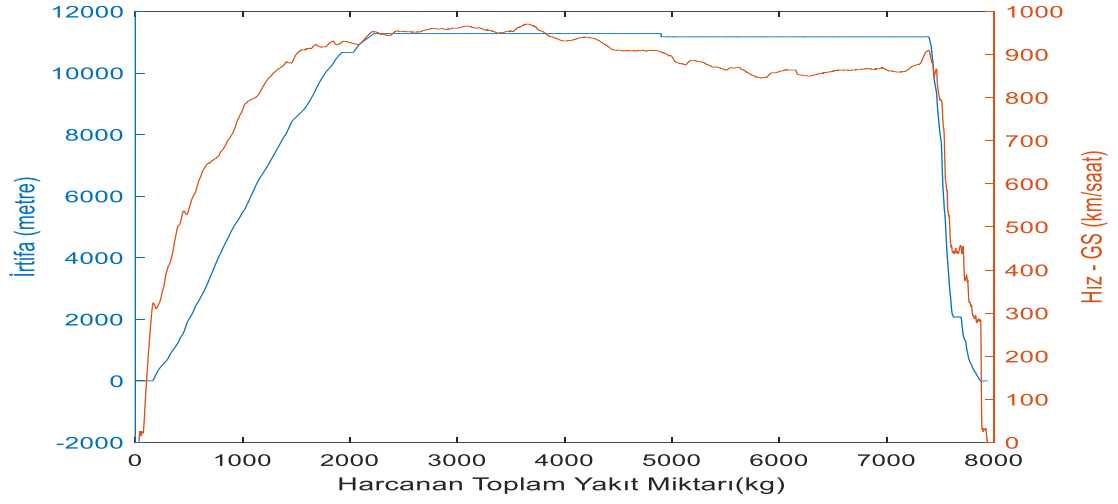
Şekil 6.7. 43. Uçuşa ait irtifa, hız ve yakıt tüketimi



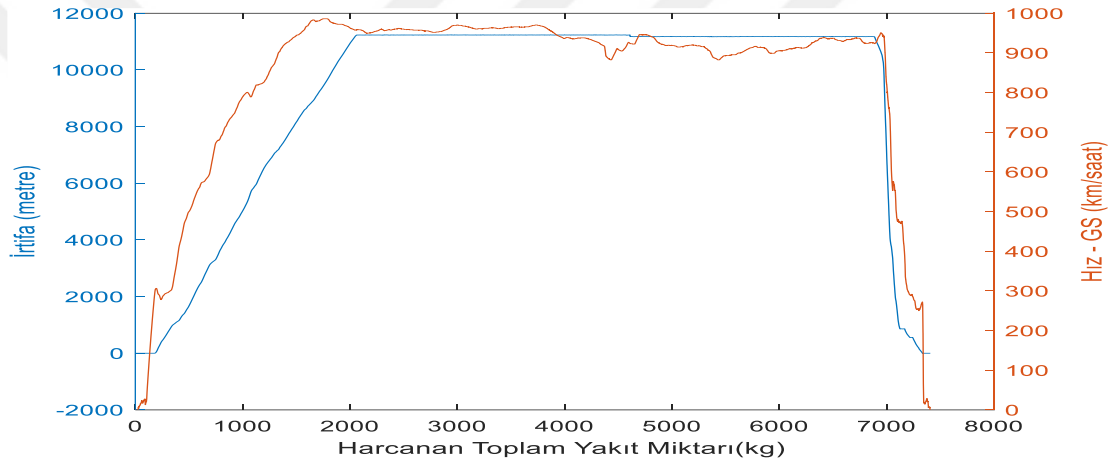
Şekil 6.8. 44. Uçuşa ait irtifa, hız ve yakıt tüketimi



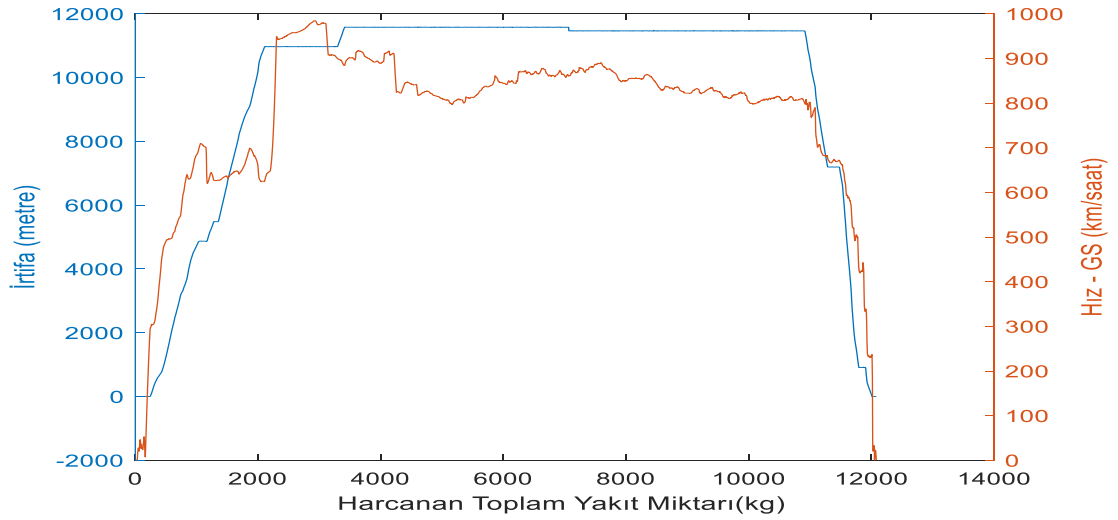
Şekil 6.9. 45. Uçuşa ait irtifa, hız ve yakıt tüketimi



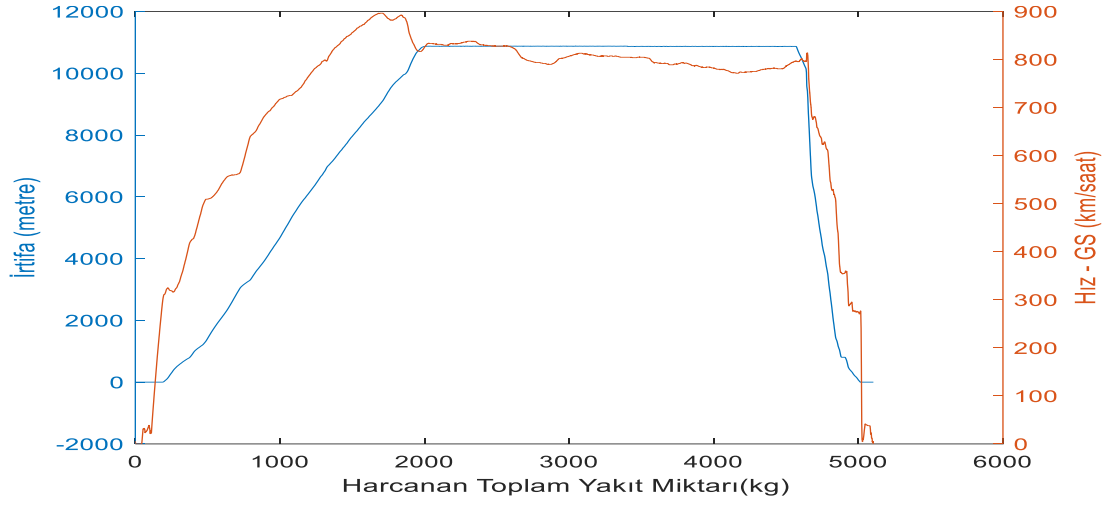
Şekil 6.10. 46. Uçuşa ait irtifa, hız ve yakıt tüketimi



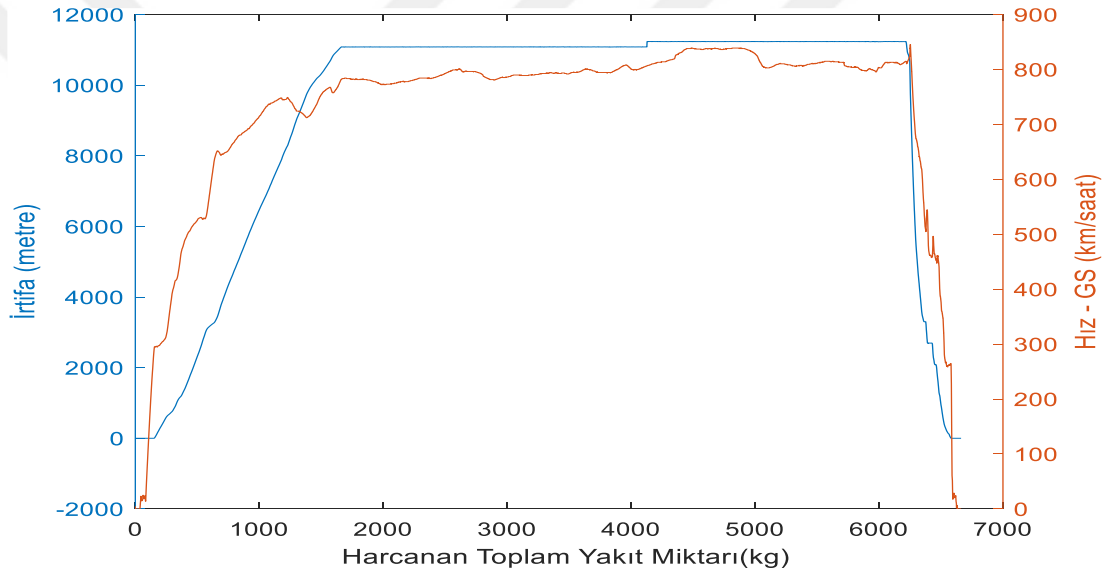
Şekil 6.11. 47. Uçuşa ait irtifa, hız ve yakıt tüketimi



Şekil 6.12. 48. Uçuşa ait irtifa, hız ve yakıt tüketimi



Şekil 6.13. 49.Uçuşa ait irtifa, hız ve yakıt tüketimi



Şekil 6.14. 50.Uçuşa ait irtifa, hız ve yakıt tüketimi

## 7. METASEZGİSEL YÖNTEMLER

Global en iyileme (Global Optimization- GO) algoritmaları, esneklikleri ve modelden bağımsız doğaları sayesinde çok çeşitli gerçek mühendislik uygulamalarında modelleme ve analiz prosedürünü geliştirmek için etkili araçlardır. Geçtiğimiz yıllarda, uçak motorları modelleme ve kontrolünde global optimizasyon algoritmaları sistematik bir yaklaşımla yaygın olarak kullanılmış ve uygulanmıştır. Bununla birlikte, uçak ve motorlardaki teknolojik gelişmelerle birlikte sistemlerin daha karmaşık olmasından dolayı, şu anda tasarım ve modelleme yapmak için çok daha fazla parametreyle karşı karşıya olduğumuz çok açıktır (Jafari ve Nikolaidis, 2019). Verimli uçaklar veya elektrikli uçaklar için teknolojinin getirdiği yenilikler ve gelişmeler daha karmaşık uçak ve gaz türbinli motor yapılarının üretilmesini neden olmuş ve bu alanda yeni modellerin ve analizlerin yapılmasını gerekli kılmıştır. Böylece uçak ve motor yapılarındaki değişimler ile ortaya çıkan yeni zorluklarla baş edilebilmesi için global optimizasyon yöntemleri de yeniden gözden geçirilip güncellenmeli ve yeni yöntemler daha karmaşık olan sistemler için uygulanmalıdır (Jafari ve Nikolaidis, 2019). Parametrelerin artışı problemin sağlıklı çözümü için hem çözüme yakınsamayı zorlaştırırken hem de problemin çözüm süresini artırmaktadır.

Meta sezgisel yöntemler ile fiziksel olarak modellenen fakat analitik yollarla aşağıdaki nedenlerden dolayı matematiksel olarak ifade edilemeyen veya matematiksel olarak çözülemeyen problemler veya denklemler çözülebilmektedir.

- Fonksiyonun türevlenebilir olmaması,
- Fonksiyonun tanımsız olması,
- Fiziksel olarak modellenen problemlerin belirlenen parametreler üzerinden matematiksel olarak ifade edilememesi,
- Fonksiyonun birden fazla değişkene bağlı olması veya fonksiyonun derecesinin çözümlenmeyecek kadar yüksek olması.

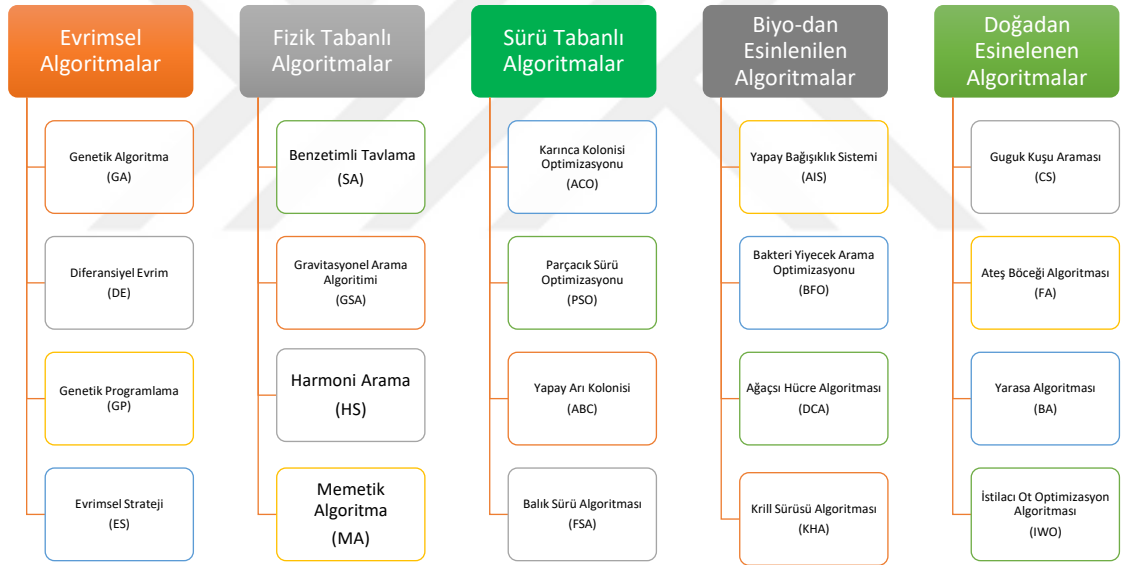
Meta sezgisel yöntemler yukarıdaki nedenlerden dolayı çözülemeyen problemleri çözme kabiliyetlerini bulundurmalarının yanı sıra makul sürelerde daha doğru sonuçlar alma veya problemi kabul edilebilir bir sürede çözme yeteneğine sahiptir.

Son yıllarda, gerçek hayat problemlerinin karmaşıklığının artış göstermesi bilim insanlarını bu problemleri çözmek için yeni arayışlar içine itmiştir (Dhiman ve Kumar,

2017). Bu alanlardan bir tanesi de meta sezgisellerdir. Uygulamada, farklı alanlarda çok çeşitli karmaşık gerçek hayat optimizasyon problemlerini çözmede etkili algoritmalar olduklarını kanıtladıkları için çeşitli teknoloji, endüstri ve hizmet alanlarında Meta sezgisellere karşı olan ilgi her geçen gün artmaktadır (Talbi, 2009). Meta sezgisel algoritmalar bilim ve mühendislik alanlarında zor ve karmaşık problemleri çözmek için makul bir sürede "kabul edilebilir" çözümler sağlamaktadır (Talbi, 2009) (Aydoğan, 2020). Meta sezgisel optimizasyon algoritmalarının tercih edilme nedenleri;

- i. Kolay uygulanabilir olmaları
- ii. Gradyan bilgisi gerektirmemeleri
- iii. Yerel en uygun değerden kaçınabilmeleri

olarak açıklanmaktadır (Dhiman ve Kaur, 2017).



**Şekil 7.1.** Metasezgisel yöntemlerin sınıflandırılması (Dhiman ve Kumar, 2017)

Meta sezgiseller genel olarak Evrimsel, Fizik ve Sürü olmak üzere üç kategoriye ayrılırlar da doğadan ve biyolojiden ilham alınarak geliştirilen meta sezgisel yöntemlerde Şekil 7.1’ de görüldüğü gibi bulunmakta ve doğanın incelenmesi sonucu gün geçtikçe meta sezgisel yöntemlerin sayıları artmaktadır. Evrimsel tabanlı meta sezgisel yöntemleri popülasyon tabanlı olup biyolojik evrimden esinlenerek meydana getirilmiştir. Evrimsel tabanlı yöntemde Genetik algoritmalar hem temel hem de iyi bir örnek olarak verilebilir (Dhiman ve Kaur, 2017).

Genetik algoritmalar, mutasyon, çaprazlama ve seçim gibi biyolojik olaylardan ve olgulardan ilham alan operatörlere güvenerek problemleri optimize etmek ve aramak için yüksek kaliteli çözümler üretmek için yaygın olarak kullanılır (Mitchell, 1996). GA (Genetik Algoritma) mühendislik problemlerinin çözümü ve en iyilemesi için kullanılan bir yazılımsal hesaplama tekniğidir. Genetik algoritma doğanın evrim sürecini taklit ederek DNA ve kromozom kombinasyonlarını ve bir sonraki nesle özelliklerini aktarmalarını temel alan olasılıksal arama yöntemidir (Montazeri-Gh ve Jaferi, 2011). GA bir popülasyon üreterek çalıştırılır. Geleneksel arama ve optimizasyon prosedürleriyle karşılaştırıldığında, GA'lar, çok modlu amaç fonksiyonunun varlığında global bir optimum çözümü bulma olasılığının artmasıyla tüm çözüm alanını arama yeteneğine sahiptir ve ayrıca ayrık ve sürekli değişkenleri optimize edebilir (Silvaa, Khatibb ve Fleming, 2005).

Fizik tabanlı algoritmalar yerçekimi, harmonik hareket gibi fizik kurallarını temel olarak oluşturulan algoritmalarlardır. Gravitasyonel Arama Algoritimi (GSA), Harmoni Arama (HS), Memetik Algoritma (MA), Benzetimli Tavlama (SA) Fizik tabanlı algoritmalar için örnek olarak verilebilmektedir.

Sürü tabanlı algoritmalar ise sosyal canlıların bulundukları grup içindeki davranışlarını ve grup üyelerinin toplu olarak davranış biçimlerini dayanak olarak oluşturulmuşlardır. Bu algoritma tabanlı en çok bilinen yöntem parçacık sürü optimizasyonu olmakla beraber Şekil 7.1. de yer alan Karınca Kolonisi Optimizasyonu (ACO), Yapay Arı Kolonisi (ABC), Balık Sürü Algoritması da (FSA) yine bu mantıkla çalışmaktadır (Dhiman ve Kumar, 2017).

Meta sezgisel algoritmaların ana bileşenleri keşif ve sömürü olarak adlandırılmaktadır. Keşif algoritmanın arama alanını farklı arama uzayına taşıırken, sömürü belirli bir bölgede optimum (en uygun) çözümün aranmasını sağlar (Lozanoa ve García-Martínez, 2010). Verilen problem için optimum çözümü bulmak için bu iki bileşenin iyi ayarlanmış olması gerekmektedir. Optimizasyon problemlerinin stokastik (olasılıksal, tahmini) olması nedeniyle bu iki bileşke arasındaki dengeyi bulmanın zor olduğu bilinmektedir (Dhiman ve Kumar, 2017). Bundan dolayı gerçek hayat mühendislik problemlerinin daha hassas ve doğru çözümlerinde ya yeni algoritmalar ya da hibrit algoritma yöntemleri kullanılmaktadır. Bu çalışmada ise biyolojiden esinlenilmiş yeni bir meta sezgisel yöntem olan Benekli Sırtlan Optimizasyon yöntemi

kullanılmıştır. Daha önceki çalışmalarda hayata dair gerçek problemlerin çözülmesinde farklı optimizasyon yöntemleri ile karşılaştırılmış ve onlarla kıyaslandığında çözüme yakınsamada başarılı bulunmuştur. Hayata dair problemlerin çözümünde kullanılması ve diğer meta sezgisel yöntemlere kıyasla daha başarılı olması nedeniyle seçilen parametreler ve belirlenen kısıtlamalar üzerine yolcu uçaklarındaki itki sistemlerinin performans hesabı için Benekli Sırtlan Optimizasyon yöntemi seçilmiştir (Dhiman ve Kumar, 2018) (Dhiman ve Kumar, 2017) (Dhiman ve Kaur, 2017). Bu optimizasyon yönteminin seçilmesinin temel sebebi üzerinde uygulandığı 29 ayrı test fonksiyonuna yakınsamadaki başarısıdır.

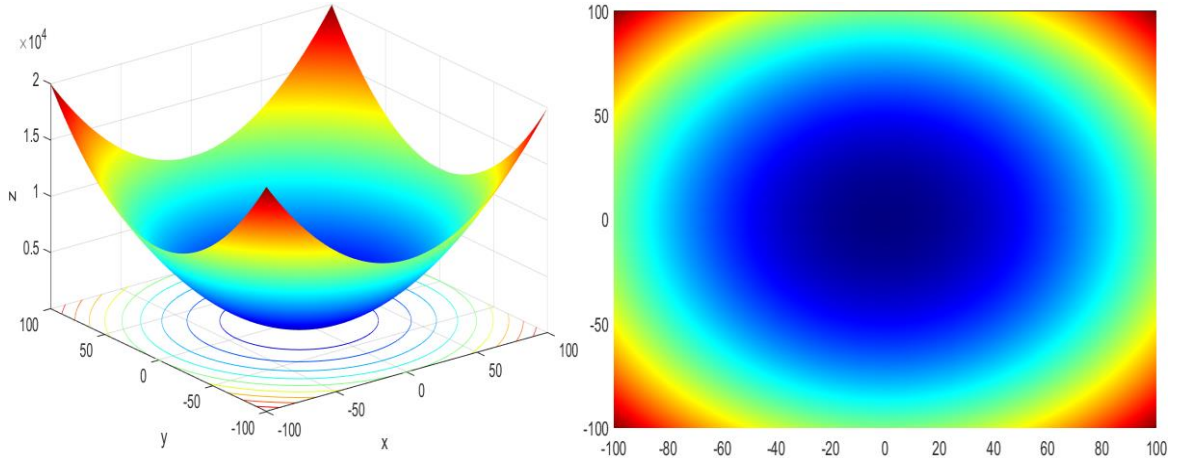
## **7.1. Optimizasyon Yöntemlerinin Değerlendirilme Kriterleri**

### **7.1.1. Test Fonksiyonları**

Optimizasyon yöntemlerinin problemi çözme zamanlarını, probleme dair en iyi çözümü yakınsamalarını değerlendiren ve optimizasyon yöntemlerini test etmek için kullanılan test fonksiyonları optimizasyon yöntemlerinin çalışılabilirliğine dair iyi birer ölçüt, kriter ve gösterge olmaktadır. Test fonksiyonları günümüz problemlerinin zamanla daha zor ve karmaşıklığa başlamasını temsil etmektedirler. Problemi çözmeye yönelik geliştirilen optimizasyon yöntemleri ve algoritmalar karmaşık test fonksiyonları çözümleyebildikleri durumlarda güvenilirliklerini ve çalışabilirliklerini kanıtlamaktadırlar. Aşağıdaki şekillerde 23 farklı test fonksiyonunun denklemleri, 2 ve 3 boyutlu çıktılarına dair görsel olarak global minimum noktaları bulunmaktadır. Belirtilen test fonksiyonları dışında da çalışmalarda farklı test fonksiyonlarına ulaşılabilmekte ve oluşturulan algoritmalar ve optimizasyon yöntemleri yeni test fonksiyonları üzerinden değerlendirilebilmektedir. Herhangi bir modellemede fonksiyonlara dair ulaşılmaya çalışan nokta minimal noktadır. Modellemede yöntem minimal noktaya en kısa zamanda ve minimuma en yakına ulaşabiliyorsa kullanılan veya oluşturulan optimizasyon yöntemi daha karmaşık sistemlerde kullanılabileceğine dair bir ön bilgi vermektedir. Test fonksiyonlarında mavi alanlar minimum noktaları gösterirken kırmızıya gidildikçe maksimum noktalara ulaşılmaktadır. Amaç gerçek değerler ile hesaplanan değerler arasındaki farkı minimize ederek gerçek değerlere en yakın sonucu bulmaktır. Test fonksiyonları çalışmada seçilen iki optimizasyon yönteminin diğer optimizasyon yöntemlerinden güçlü ve zayıf yanlarını göstermektedir. Seçilen optimizasyon yöntemleri ile aşağıda verilen 23 test fonksiyonundaki minimum değerlere ulaşılmıştır.

$$1. F_1(x) = \sum_{i=1}^n x_i^2$$

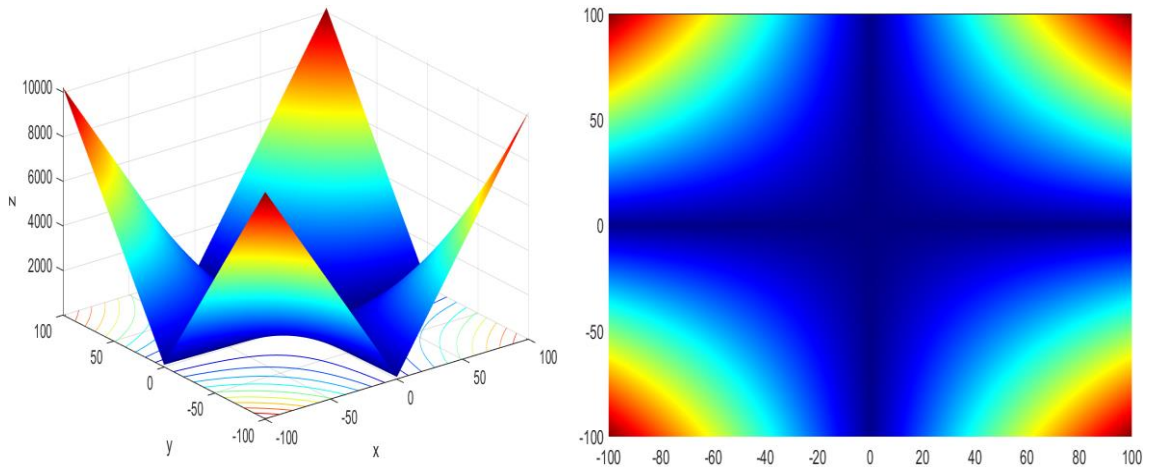
$$(f_{min} = 0)$$



Şekil 7.2. Test fonksiyonu 1

$$2. F_2(x) = \sum_{i=1}^n |x_i| + \prod_{i=1}^n x_i$$

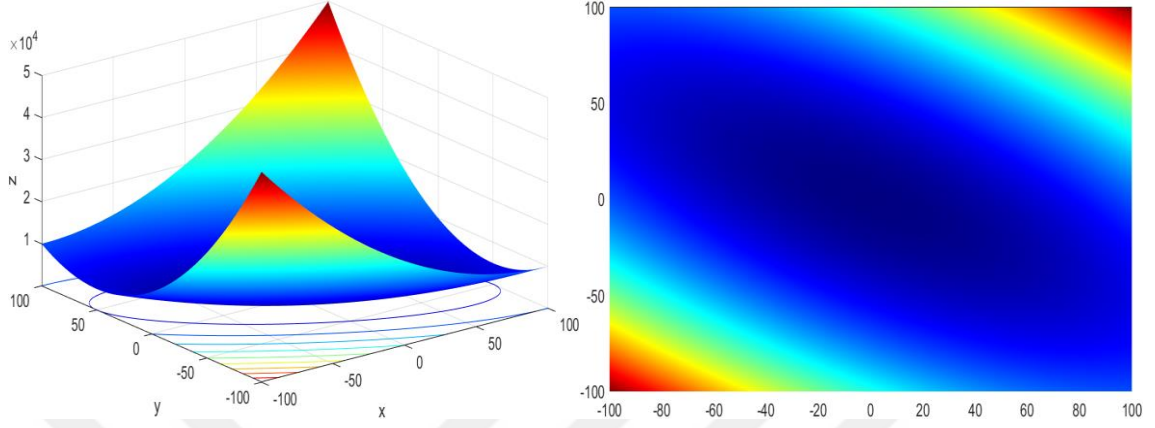
$$(f_{min} = 0)$$



Şekil 7.3. Test fonksiyonu 2

$$3. F_3(x) = \sum_{i=1}^n (\sum_{j=1}^n x_j^2)$$

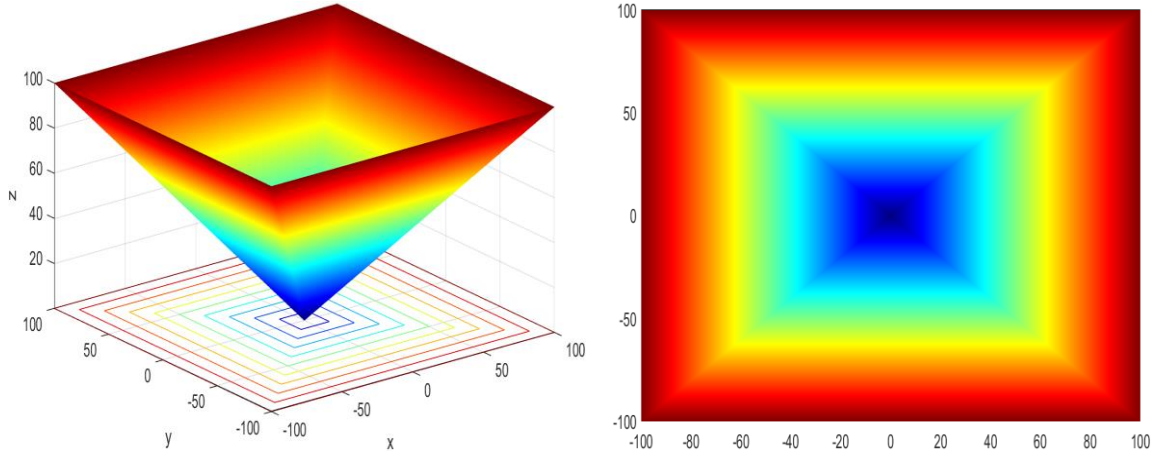
$$(f_{min} = 0)$$



Şekil 7.4. Test fonksiyonu 3

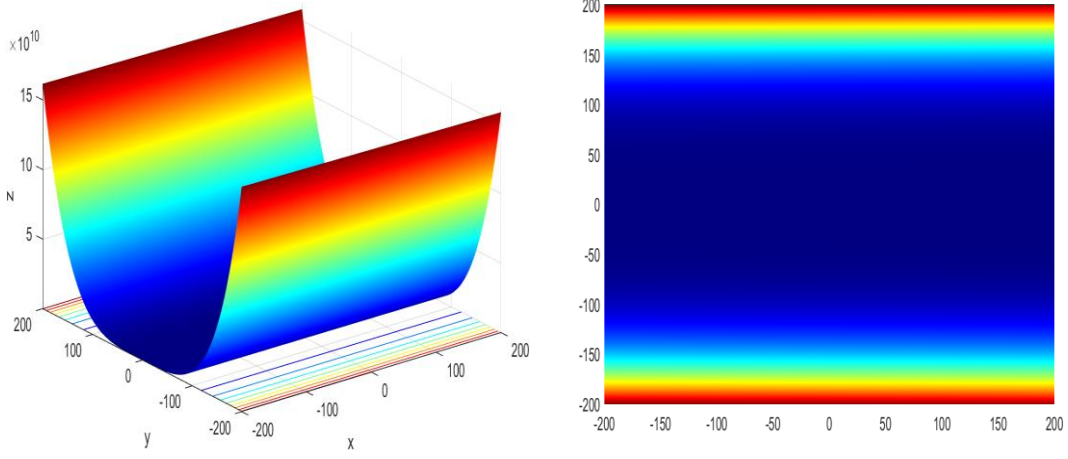
$$4. F_4(x) = \max \{|x_i|, 1 \leq i \leq n\}$$

$$(f_{min} = 0)$$



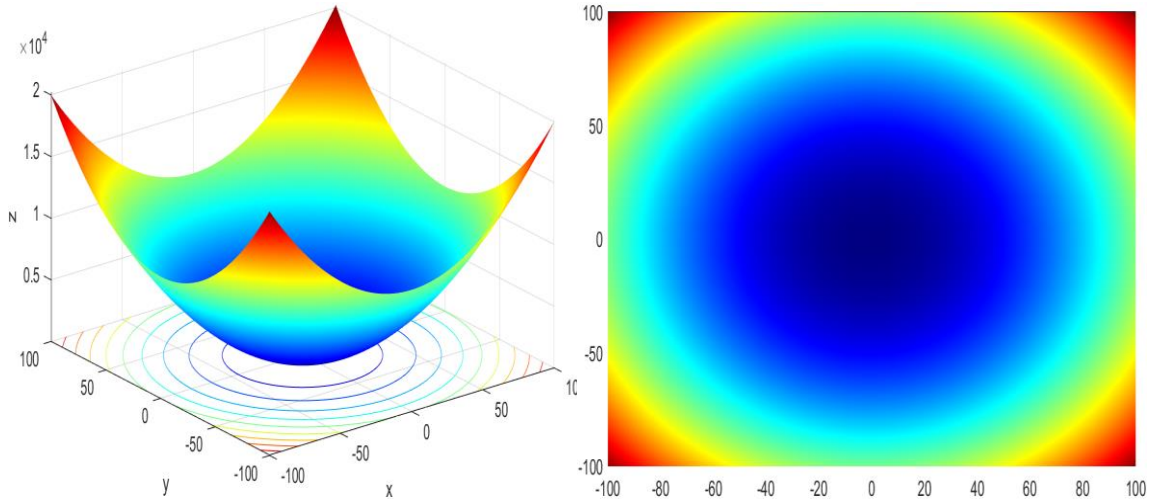
Şekil 7.5. Test fonksiyonu 4

5.  $F_5(x) = \sum_{i=1}^{n-1} (100(-x_i^2 + x_{i+1})^2 + (x_i - 1)^2) \quad (f_{min} = 0)$



Şekil 7.6. Test fonksiyonu 5

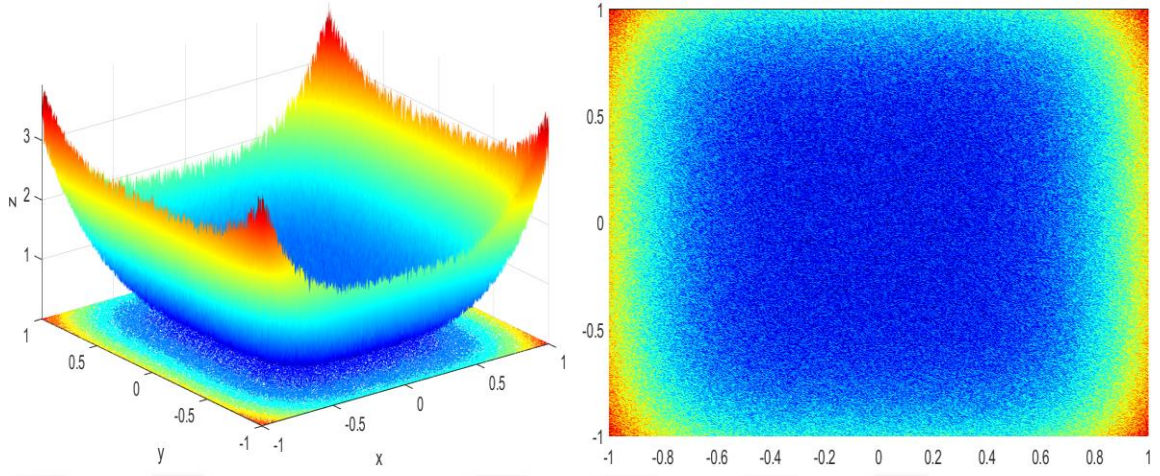
6.  $F_6(x) = \sum_{i=1}^{n-1} (|x_i + 0.5|^2) \quad (f_{min} = 0)$



Şekil 7.7. Test fonksiyonu 6

$$7. F_7(x) = \sum_{i=1}^n i \cdot x_i^4 + rand[0,1]$$

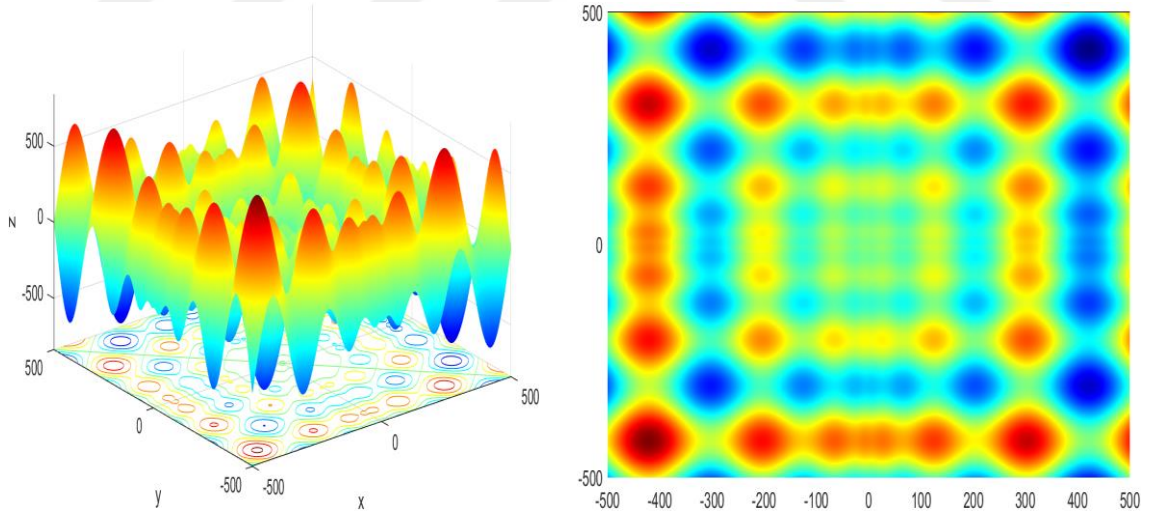
$$(f_{min} = 0)$$



Şekil 7.8. Test fonksiyonu 7

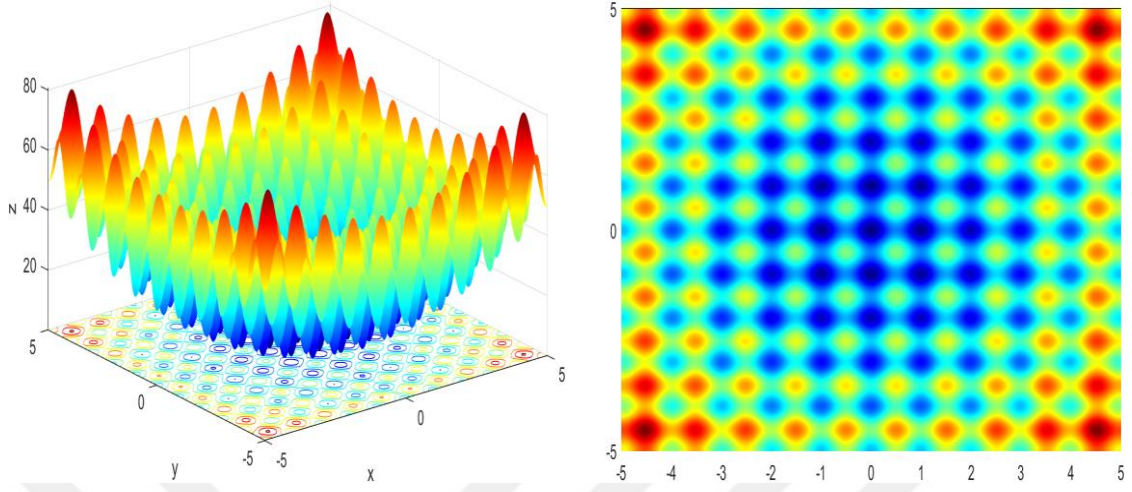
$$8. F_8(x) = \sum_{i=1}^n -x_i \cdot \sin(\sqrt{|x_i|})$$

$$(f_{min} = -837.96)$$



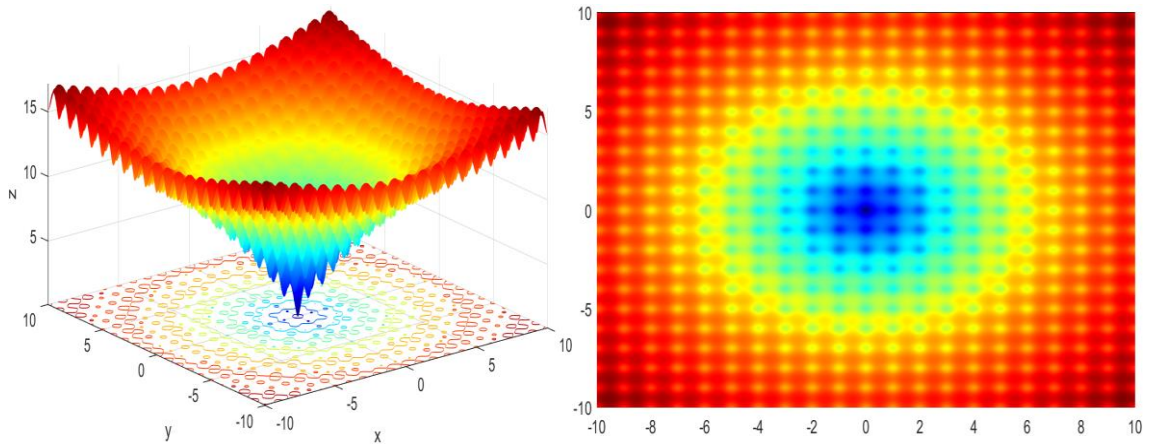
Şekil 7.9. Test fonksiyonu 8

9.  $F_9(x) = \sum_{i=1}^n x_i^2 - 10 \cos(2\pi x_i) + 10$  ( $f_{min} = 0$ )



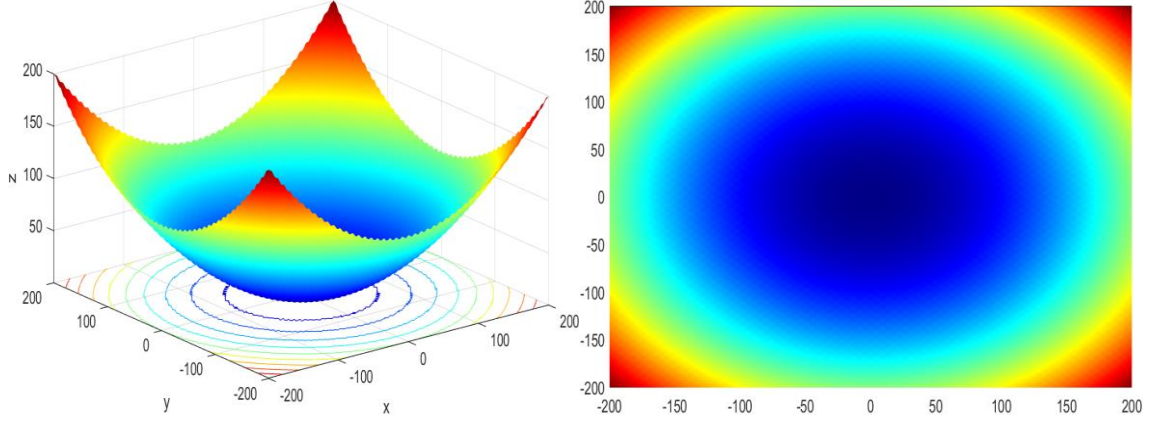
Şekil 7.10. Test fonksiyonu 9

10.  $F_{10}(x) = \sum_{i=1}^n -20 \exp\left(-\frac{1}{5} \sqrt{\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n x_i^2}\right) - \exp\left(\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \cos(2\pi x_i)\right) + 20 + e$   
( $f_{min} = 0$ )



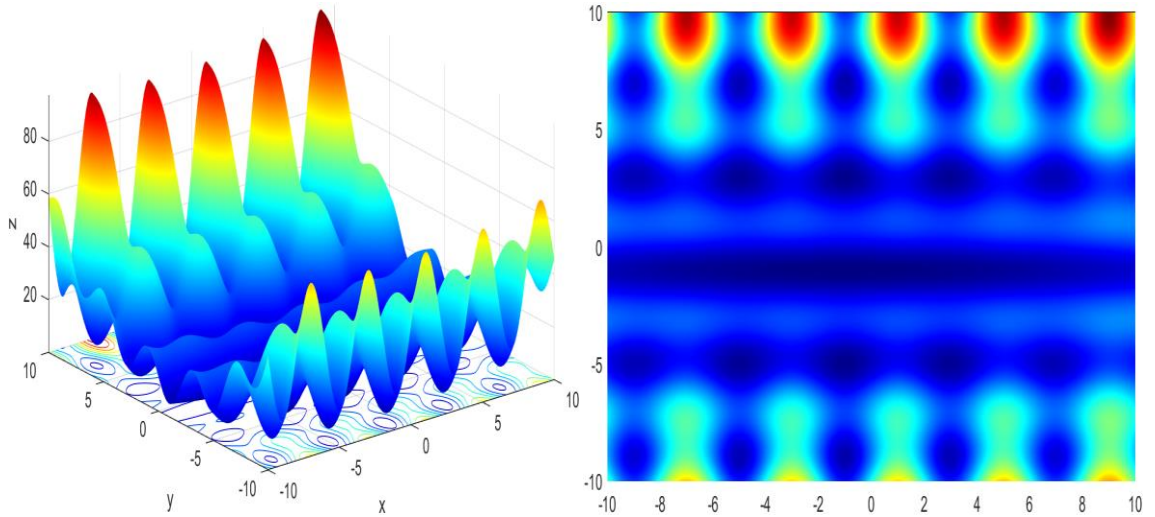
Şekil 7.11. Test fonksiyonu 10

$$11. F_{11}(x) = \frac{1}{400} \sum_{i=1}^n x_i^2 + \prod_{i=1}^n \cos\left(\frac{x_i}{\sqrt{i}}\right) + 1 \quad (f_{min} = 0)$$



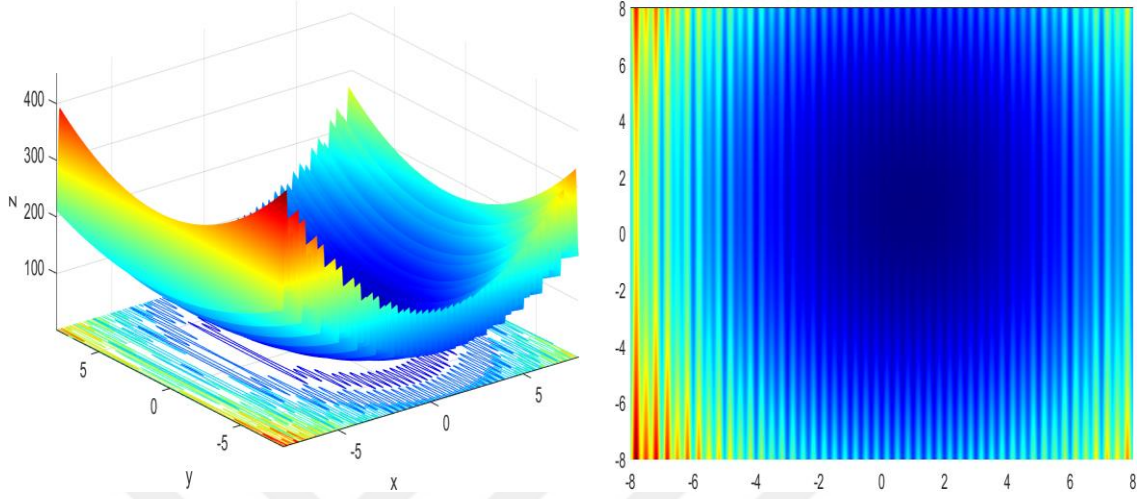
Şekil 7.12. Test fonksiyonu 11

$$12. F_{12}(x) = \frac{\pi}{n} \{10 \sin(\pi x_1) + \sum_{i=1}^{n-1} (x_i - 1)^2 + [1 + 10 \sin^2(\pi + x_{i+1})] + (x_n - 1)^2\} + \sum_{i=1}^n u(x_i, 10, 100, A) \quad (f_{min} = 0)$$



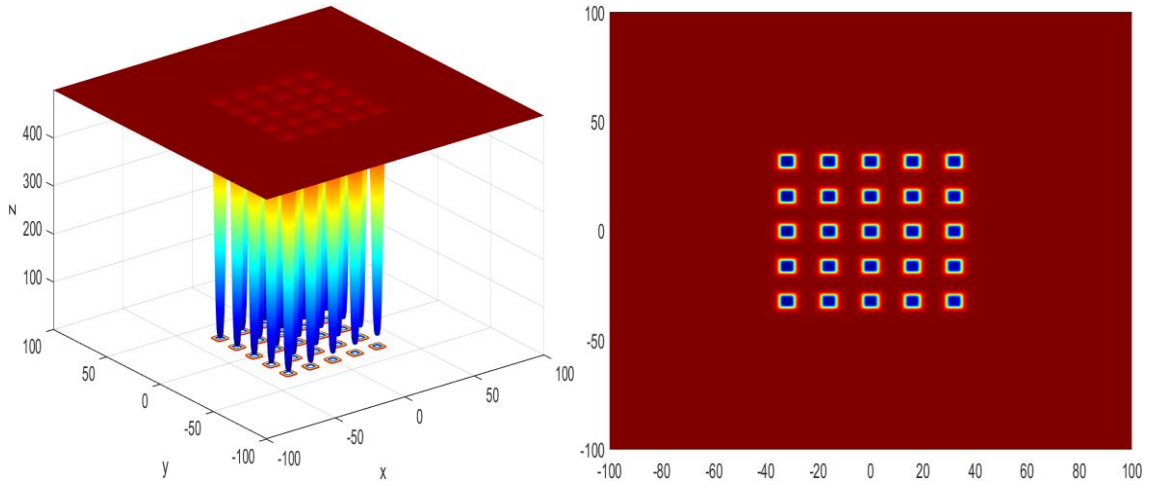
Şekil 7.13. Test fonksiyonu 12

$$13. F_{13}(x) = \frac{1}{10} \{ \sin^2(3\pi x_1) + \sum_{i=1}^{n-1} (x_i - 1)^2 [1 + \sin^2(3\pi x_i + 1)] + (x_n - 1)^2 [1 + \sin^2(2\pi x_n)] \} + \sum_{i=1}^n u(x_i, 5, 100, A) \quad (f_{min} = 0)$$



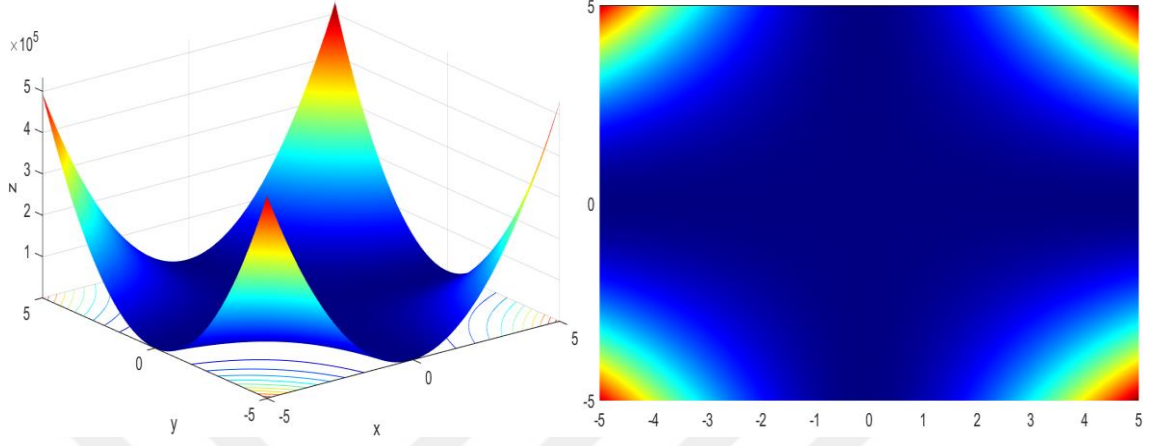
Şekil 7.14. Test fonksiyonu 13

$$14. F_{14}(x) = \left( \frac{1}{500} + \sum_{j=1}^{25} \frac{1}{j + \sum_{i=1}^2 (x_i - a_{ij})^6} \right)^{-1} \quad (f_{min} = 0.9980)$$



Şekil 7.15. Test fonksiyonu 14

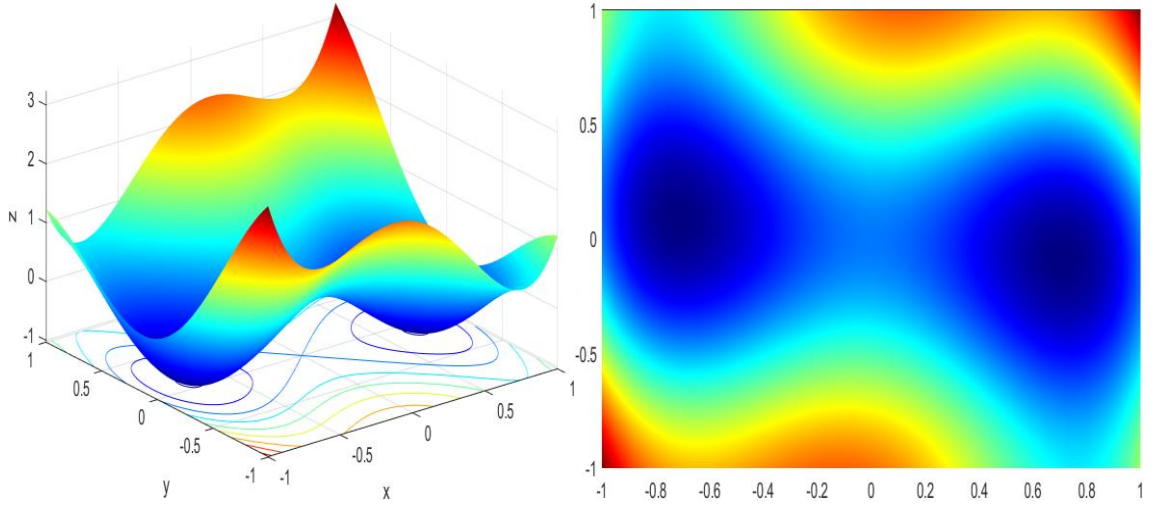
$$15. F_{15}(x) = \sum_{i=1}^{11} \left( a_i - \frac{x_1(b_i^2 + b_i x_2)}{b_i^2 + b_i x_3 + x_4} \right)^2 \quad (f_{min} = 0.003)$$



Şekil 7.16. Test fonksiyonu 15

$$16. F_{16}(x) = 4x_1^2 - \frac{21}{10}x_1^4 + \frac{1}{3}x_1^6 + x_1x_2 - 4x_2^2 + 4x_2^4$$

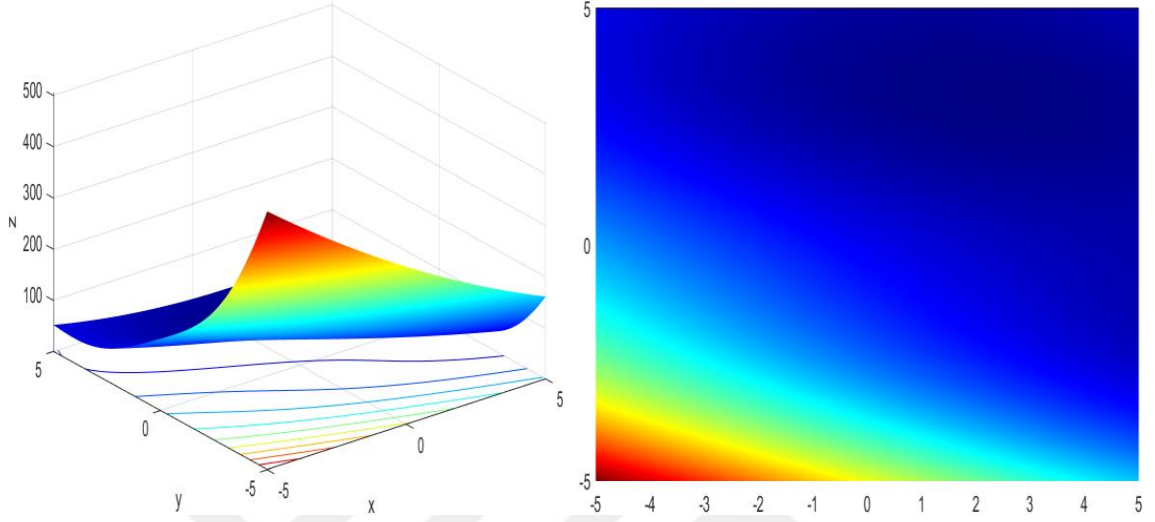
$$(f_{min} = -1.0316)$$



Şekil 7.17. Test fonksiyonu 16

$$17. F_{17}(x) = \left( -\frac{51}{4\pi^2}x_1^2 + \frac{5}{\pi}x_1 - 6 \right)^{-1} + 10 \left( 1 - \frac{1}{8\pi} \right) \cos x_1 + 10$$

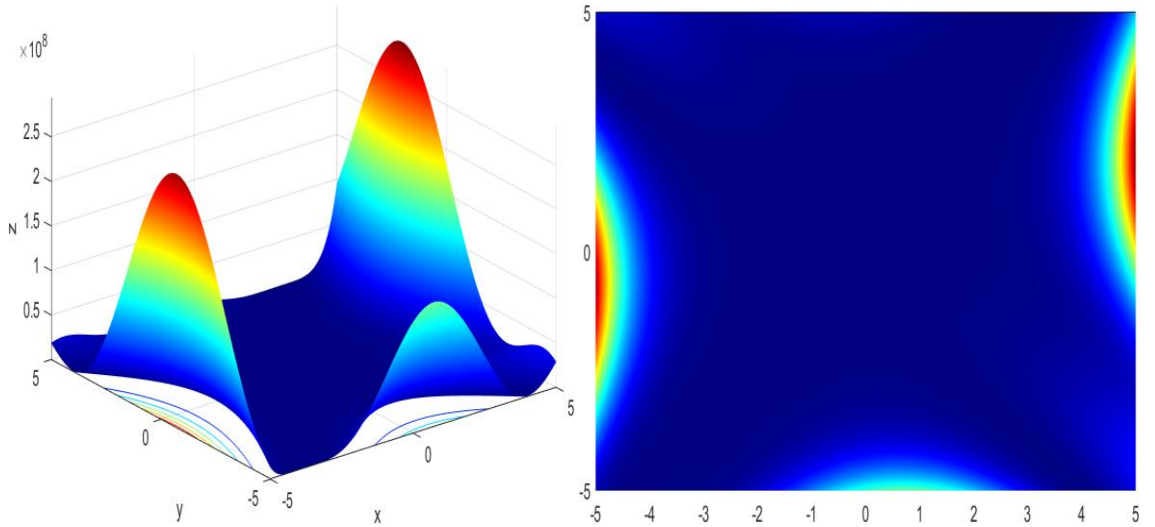
$$(f_{min} = 0.398)$$



Şekil 7.18. Test fonksiyonu 17

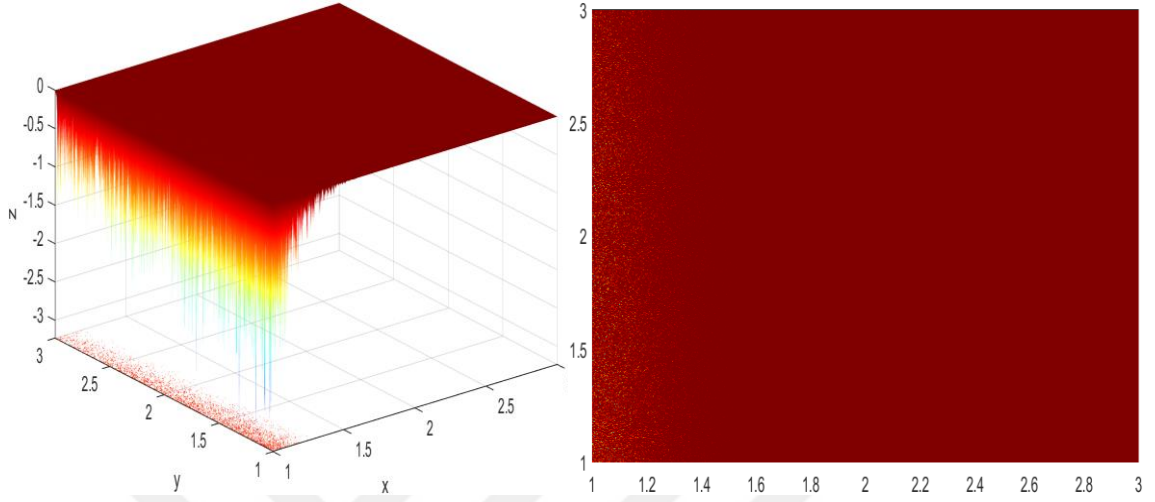
$$18. F_{18}(x) = \{[1 + (x_1 + x_2 + 1)^2(19 - 14x_1 + 3x_1^2 - 14x_2 + 6x_1x_2 + 3x_2^2)] * [30 + (2x_1 - 3x_2)^2(18 - 32x_1 + 12x_1^2 - 48x_2 - 36x_1x_2 + 27x_2^2)]\}$$

$$(f_{min} = 3)$$



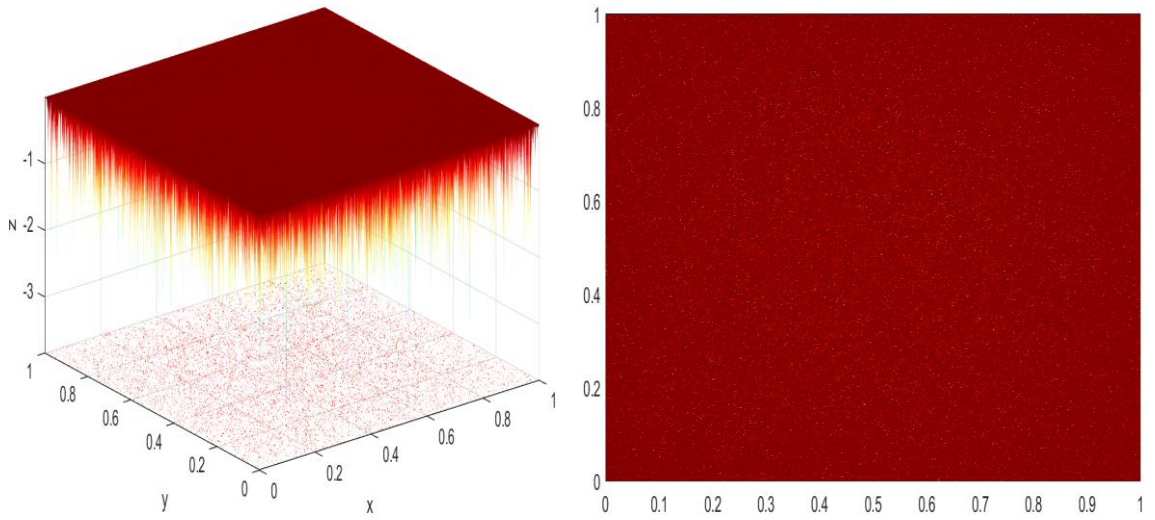
Şekil 7.19. Test fonksiyonu 18

$$19. F_{19}(x) = -\sum_{i=1}^4 c_i \exp\left(-\sum_{j=1}^3 a_{ij}(x_j - p_{ij})^2\right) \quad (f_{min} = -3.86)$$



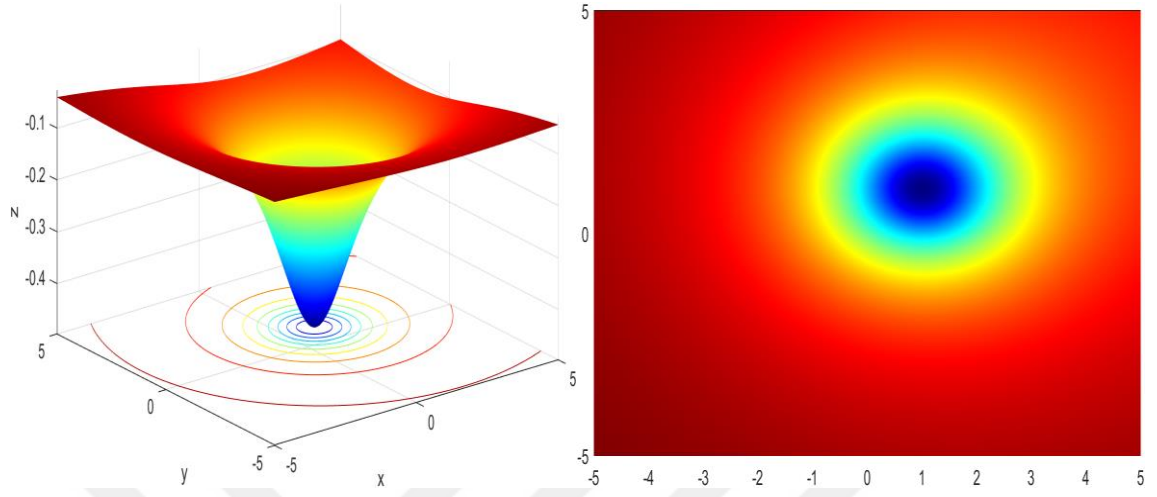
Şekil 7.20. Test fonksiyonu 19

$$20. F_{20}(x) = -\sum_{i=1}^4 c_i \exp\left(-\sum_{j=1}^6 a_{ij}(x_j - p_{ij})^2\right) \quad (f_{min} = -3.32)$$



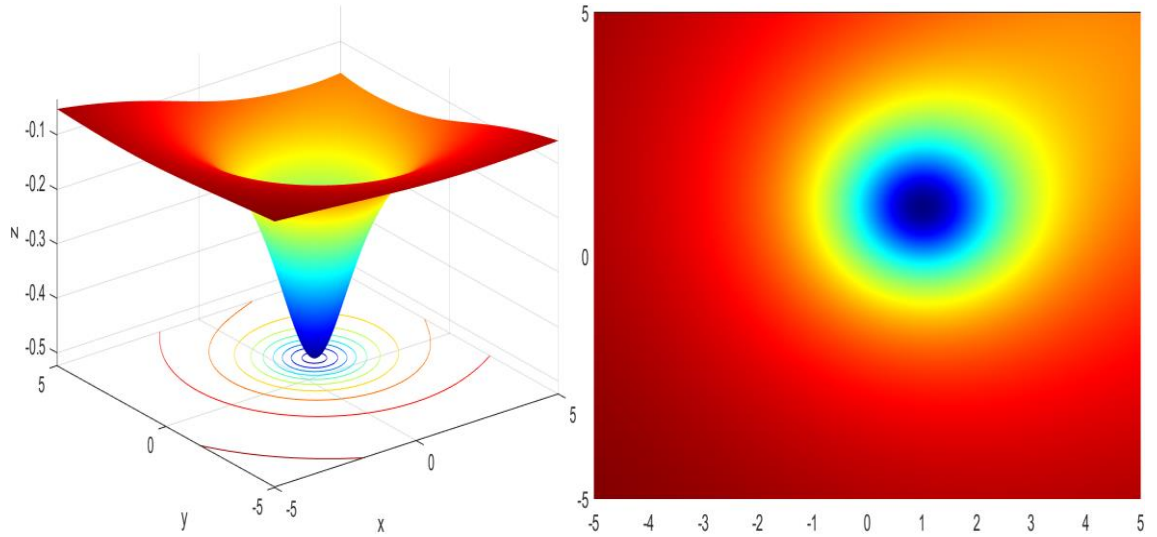
Şekil 7.21. Test fonksiyonu 20

$$21. F_{21}(x) = -\sum_{i=1}^5 [c_i + (x - a_i)^T (x - a_i)]^{-1} \quad (f_{\min} = -0.4973)$$



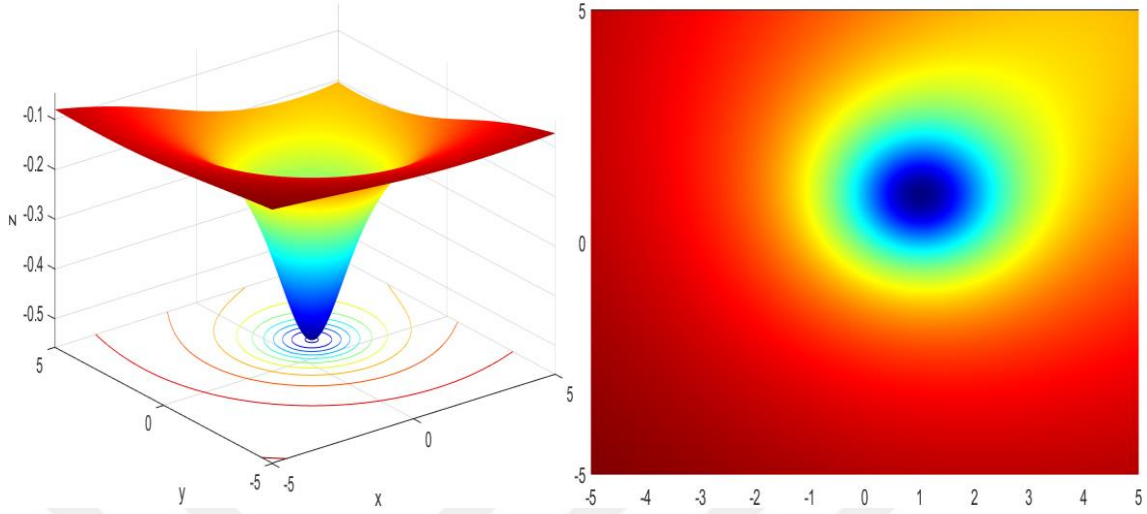
Şekil 7.22. Test fonksiyonu 21

$$22. F_{22}(x) = -\sum_{i=1}^7 [c_i + (x - a_i)^T (x - a_i)]^{-1} \quad (f_{\min} = -0.5239)$$



Şekil 7.23. Test fonksiyonu 22

$$23. F_{23}(x) = -\sum_{i=1}^{10}[c_i + (x - a_i)^T(x - a_i)]^{-1} \quad (f_{min} = -0.5573)$$



Şekil 7.24. Test fonksiyonu 23

## 7.2. Gerçek Uçuş Parametresi ve Hesaplanan Değerlerin Karşılaştırılmasında Kullanılan Ölçütler

### 7.2.1. Ortalama karesel hata

Ortalama karesel hata veya ortalama sapma (Mean Squared Error-MSE) olarak Türkçeye çevrilebilen “Mean Squared Error”, bir veri örneğini, verinin örneklediği popülasyonun parametresinin veya parametrelerinin tahminiyle eşleyen matematiksel fonksiyon olarak tanımlanabilmektedir. Ortalama karesel hata, tahmin edilen ve gerçek değer arasındaki ilişkiyi sonuç şeklinde sunduğu için algoritma ya da kullanılan optimizasyonun kalitesinin bir ölçütü veya göstergesi olarak kabul edilmektedir. Sonuç yorumlandığında gerçek veriler ile hesaplanan veriler arasındaki fark sıfıra ne kadar yakınsa kullanılan yöntem o kadar mükemmele yakındır. Birçok istatistiksel ve hesaplama yapılan çalışmadaki genel amaç ortalama karesel hatayı minimize ederek sonuca en yakın hesaplamayı bulmaktır.

$$MSE = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \left( Y_i - \hat{Y}_i \right)^2 \quad (7.1)$$

7.1. numaralı denklemde “n” örneklenen veri sayısını, “ $Y_i$ ” örneklenen gerçek değerleri ve  $\hat{Y}_i$  ise hesaplanan veya tahmin edilen değerleri belirtir.

### 7.2.2. Ortalama karekök hatası

Ortalama karekök hatası modeli (Root Mean Squared Error-RMSE), tahmin edici tarafından tahmin edilen değerler (örnek veya popülasyon değerleri) ile gözlemlenen değerler arasındaki farkların yorumlanması için sıklıkla kullanılan bir değerlendirme ölçüsüdür.

Ortalama karekök hatası veya sapması, tahmin edilen değerler ile gözlemlenen değerler arasındaki farkların karekökünü veya bu farkların ikinci dereceden ortalamasını temsil eder. RMSE matematikte ve uygulamalarında MSE'nin karekökü olarak tanımlanmaktadır.

$$RMSE = \sqrt{\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \left( Y_i - \hat{Y}_i \right)^2} \quad (7.2)$$

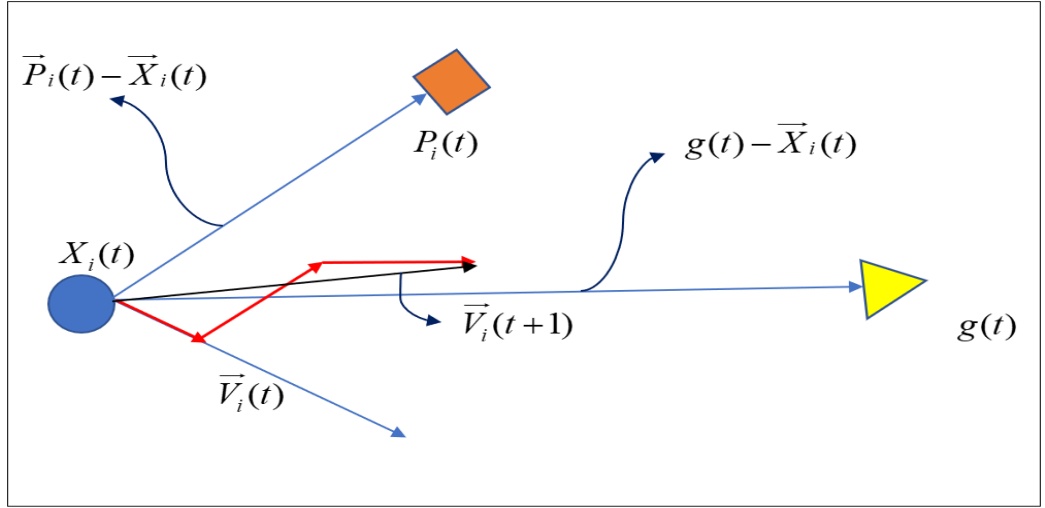
## 7.3. Parçacık Sürü Optimizasyonu

### 7.3.1. Yöntem

Günümüzde açık bir şekilde bilinmektedir ki doğada bulunan canlıların ve organizmaların her zaman bulundukları ortamlarda enerjiyi, kaynakları ve besini optimum şekilde kullandığı gözlemlenmiştir. Yakın zamanda yapılan bu gözlemlerin sonucunda doğa daha da merak uyandırıcı olmuş bilim insanlarının çalışmalarını onu anlamaya yönlendirmiştir. Bilim insanları teknolojinin de gelişmesi ile veri işlemenin ve değerlendirmenin eskiye nazaran daha da kolaylaşmasından dolayı doğayı daha iyi incelemeye ve anlamaya başlamışlardır. Bu olayların gelişiminin neticesinde doğanın işleyişinden faydalanarak günlük hayatın gerçek problemlerini çözüm odaklı algoritmalar ve simülasyonlar geliştirilmiş ve problemler üzerinde uygulanmıştır. Bu algoritmalarından bir tanesi de birçok algoritma için yol gösterici olmuş ve 1995 yılında yukarıdaki bahsi geçen yollarla geliştirilen Parçacık Sürü Optimizasyonu 'dur.

Parçacık Sürü Optimizasyonu (PSO) genetik algoritmaların çözdüğü aynı türden birçok problemi çözmek için kullanılabilmektedir (Kennedy ve Eberhart, 1995). Yöntem en iyi çözümün bulunmasına dair araştırılması gereken bir çözüm uzayına (search space) bir ilk değer atamak ve değerlerin daha önceden belirlenmiş denklemler ve algoritma üzerinden çözüm uzayını taraması anlayışına dayanmaktadır. Algoritmanın işleyişi,

rastgele atanan ilk parçacığın konumu ve hızı belirlendikten sonra her iterasyonda çözüm uzayındaki en iyi konuma sahip olan parçacık ve parçacığın daha önce bulunmuş kendi en iyi konumu arasındaki etkileşimini değerlendirerek bir sonraki iterasyonda bu konumları değerlendirmek anlayışına dayanmaktadır. Doğada beraber yaşayan hayvanlar üzerinden esinlenerek matematiksel modeli çıkarılan ve metafor kullanılarak “Parçacık” olarak adlandırılan aslında matematiksel ifade ile ilk atamada stokastik belirlenen değerlerin çözüm uzayını istenilen şekilde taramaları ve belirli bir yolu izlemeleri için katsayılar atanmış ve bu atanan katsayılar için farklı olasılıklar daha önceki çalışmalarda değerlendirilmiştir (Clerc ve Kennedy, 2002). Atanan katsayılar, parçacıkların çözüm uzayı içerisinde kontrol edilerek istenilen şekilde arama yapmasını sağlarken aynı zamanda modelin parçacıkları sürekli olarak yerel optimuma yakınsayacak şekilde parametre etmektedir (Clerc ve Kennedy, 2002). PSO için optimizasyon çalışmalarında kullanılan katsayıların daha önce matematiksel değerleri farklı modeller üzerinden hesaplanmış ve yapılacak çalışma için en iyi sonucu verecek katsayılar belirlenmiştir. Buna ek olarak PSO metodu Genetik Algoritmanın (GA) sahip olduğu bazı dezavantajları algoritmasında bulundurmamakla beraber grup içerisindeki parçacıkların etkileşimi, çözüme ulaşmayı zorlaştırmaktan daha çok kolaylaştırmaktadır (Eberhart ve Kennedy, 1995). Daha da fazlası PSO GA’nın elitizm faktörü dışında sahip olmadığı veriyi bir sonraki işleme aktarabilecek bir hafızaya sahiptir. PSO’da bundan dolayı optimumlardan uzaklaşan bireyler onlara geri dönmeye programlanır, optimum çözümler bilgisi hafıza sayesinde tüm parçalar tarafından korunur (Eberhart ve Kennedy, 1995). Parçacık sürü optimizasyonda parçacıkların bulundukları konumları, hızları, global en iyi durumları aşağıdaki şematik gösterim ile ifade edilmiştir.



Şekil 7.25. Parçacık Sürü Optimizasyonu şematik gösterimi

### 7.3.2. Parçacık sürü optimizasyon denklemleri

Parçacık Sürü Optimizasyonu uygulamak için kullanılan denklemler aşağıdaki gibidir;

$$X_{ij}(t+1) = X_{ij}(t) + V_{ij}(t+1) \quad (7.3)$$

$$V_{ij}(t+1) = wV_{ij}(t) + r_1c_1(P_{ij}(t) - X_{ij}(t)) + r_2c_2(g_{ij}(t) - X_{ij}(t)) \quad (7.4)$$

$$r_1, r_2 \sim Uniform(0,1)$$

$X_{ij} \rightarrow$  Parçacığın belirlenmiş sınırlar içerisindeki rastgele ilk atamadaki konumu.

$V_{ij} \rightarrow$  Parçacığın rastgele ilk atamadaki hızı.

$c_1 \rightarrow$  Optimizasyonun birey için yaklaşma katsayısı

$c_2 \rightarrow$  Optimizasyonun bulunduğu grup bileşeni için yaklaşma katsayısı

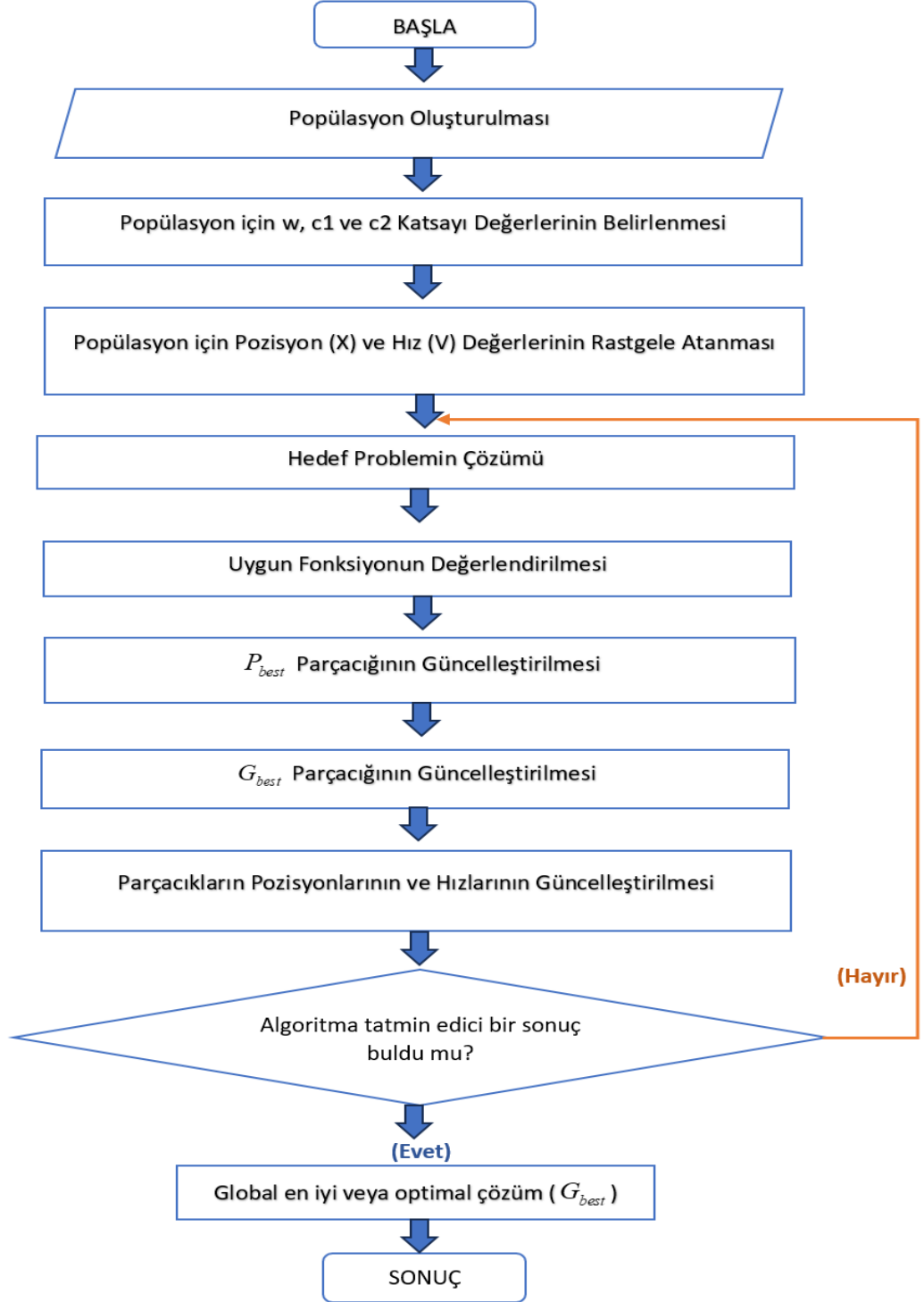
$P_{ij}(t) \rightarrow$  Parçacığın optimizasyon işlemi gerçekleşirken kendi konumunu referans alarak her iterasyon için bulunduğu en iyi konum (bulduğu en iyi çözüm)

$g_{ij}(t) \rightarrow$  Parçacığın optimizasyon işlemi gerçekleşirken sürü içerisindeki en iyi parçacığının konumunu (en iyi çözümü)

$wV_{ij}(t) \rightarrow$  Atalet terimi (inertia term)

$r_1 c_1 (P_{ij}(t) - X_{ij}(t)) \rightarrow$  Bilişsel bileşke (cognitive component)

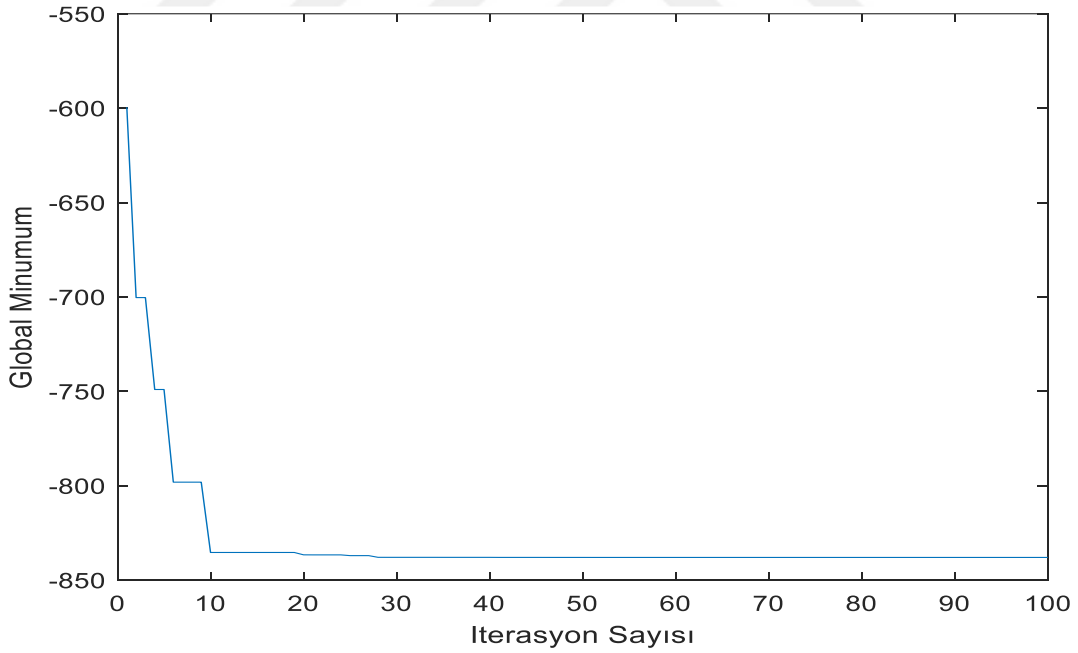
$r_2 c_2 (g_{ij}(t) - X_{ij}(t)) \rightarrow$  Sosyal bileşke (social component)



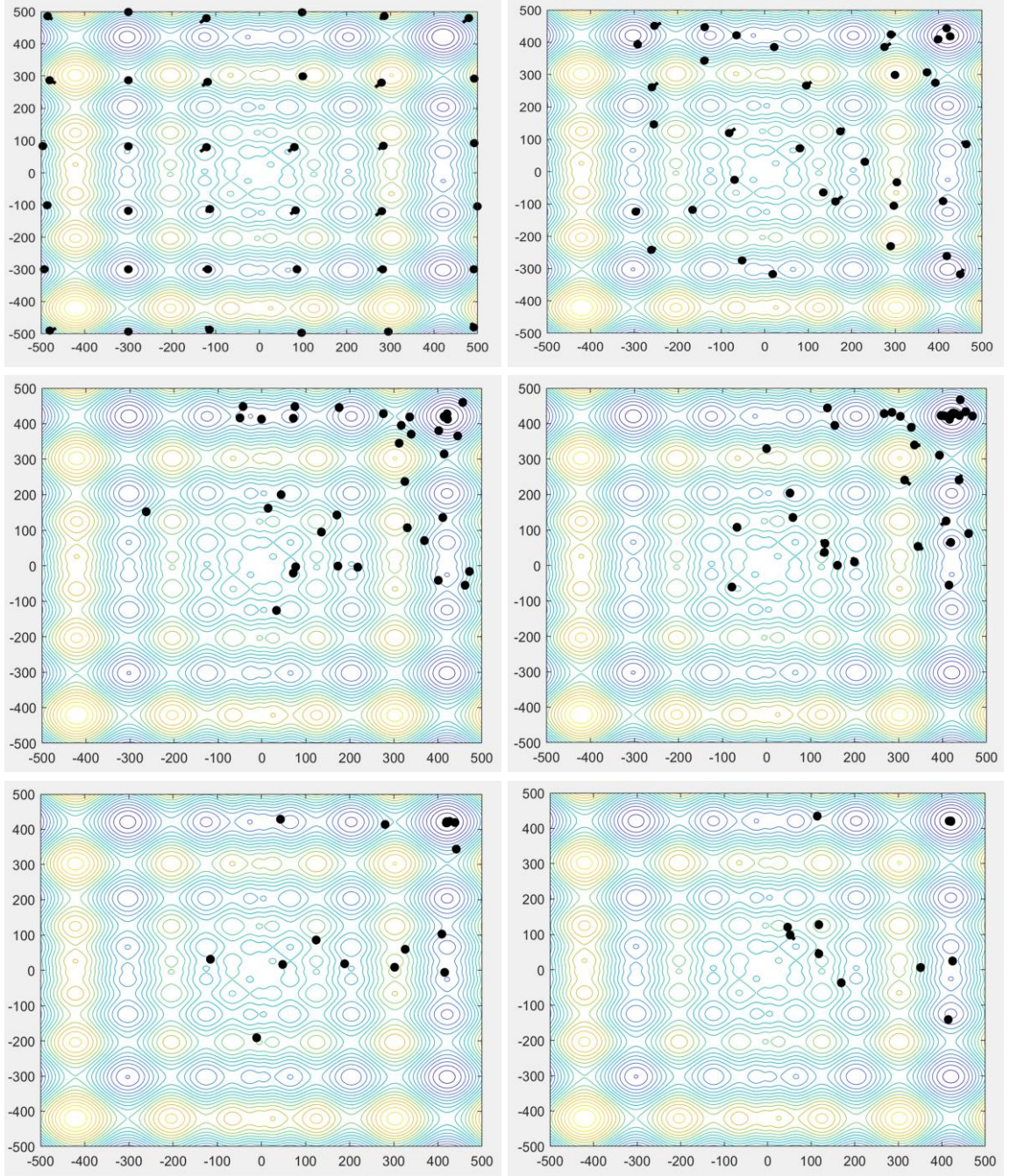
Şekil 7.26. Parçacık Sürü Optimizasyonu akış diyagramı (Yousefi, Omid, Rafiee ve Ghaderi, 2013)

### 7.3.3. Parçacık sürü optimizasyon metodunun test fonksiyonları üzerine uygulanması

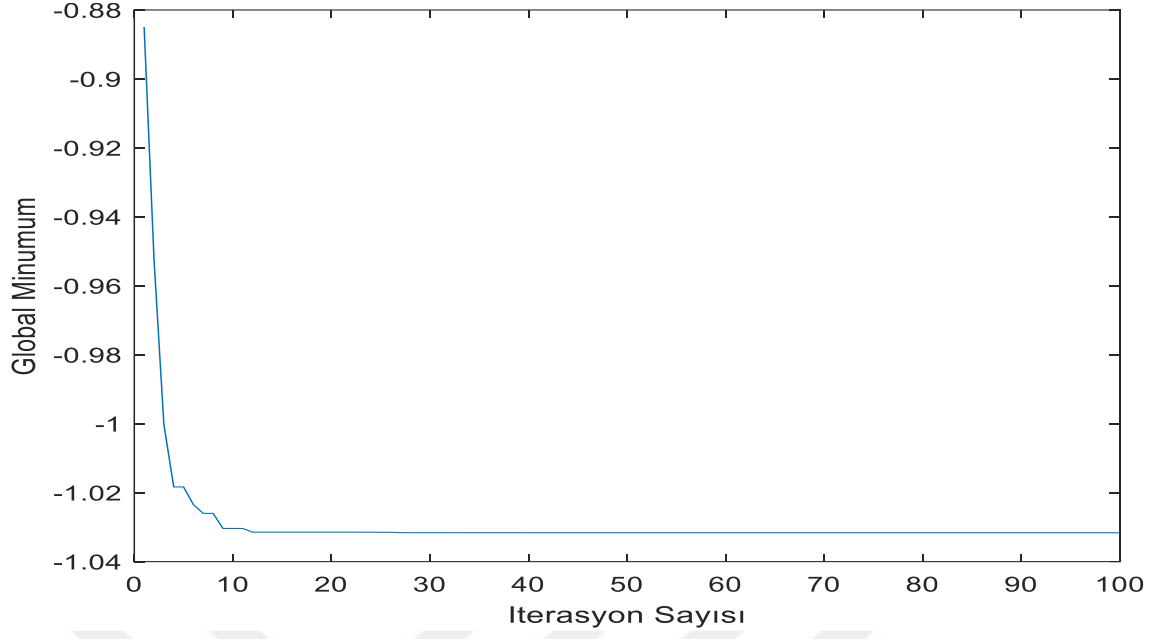
Herhangi bir algoritmanın veya optimizasyon yönteminin minimuma yaklaşma şekli, süresi ve minimuma ne kadar yakınsadığı gibi ölçüler daha önceki başlıklarda ifade edilen test fonksiyonları ile değerlendirilmektedir. Değerlendirme süreci aşağıdaki şekillerde de görüldüğü üzere rastgele atanan parçacıkların sahip oldukları matematiksel model ve formül (parçacık sürü optimizasyonu) ile parçacıkların minimum noktayı bulma mantığı üzerinden işlemektedir. Aşağıdaki şekillerde 8. ve 16. test fonksiyonlardaki minimum noktaya her iterasyonda parçacıkların zamanla yaklaşımları gösterilmiştir. Minimumu bulma anlayışı, gerçek değer ve hesaplanan değer arasındaki farkı minimize etme anlayışı üzerinden gerçek değere yakınlık olarak ifade edilebilmektedir. Sistem, sensör, switch olmaksızın uçuşta bir arıza veya hata durumunda algoritmalar veya optimizasyon yöntemleri kullanılarak hesaplanmak istenen bir parametrenin daha önce eğitilen parçacıklar tarafından gerçek değerine en yakın veya gerçek değerinin bulunması amacı güdülmüştür.



Şekil 7.27. Optimizasyon yönteminin 8. test fonksiyonundaki minimuma yaklaşırken iterasyon sayısı

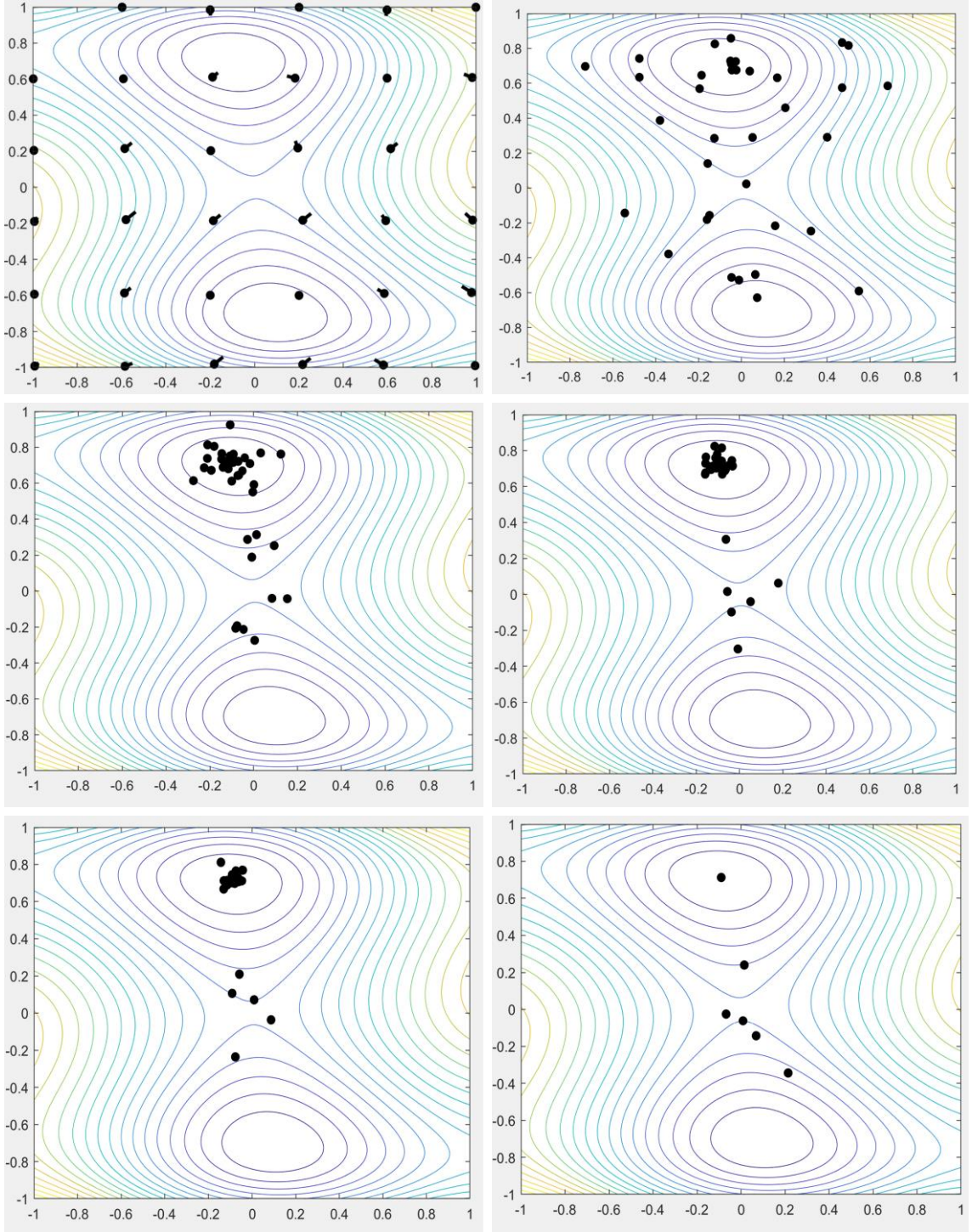


Şekil 7.28. 8. test fonksiyonunda minimum noktanın bulunması için parçacık sürü optimizasyonunun uygulanması



**Şekil 7.29.** Optimizasyon yönteminin 16. Test fonksiyonundaki minumuma yaklaşırken iterasyon sayısı

Şekil 7.28’de PSO yöntemindeki parçacıkların zaman ve iterasyonla beraber 8. test fonksiyonundaki global minimuma yaklaşımları gösterilmiştir. Şekil 7.30’da ise aynı uygulama 16. test fonksiyonu için yapılmıştır.



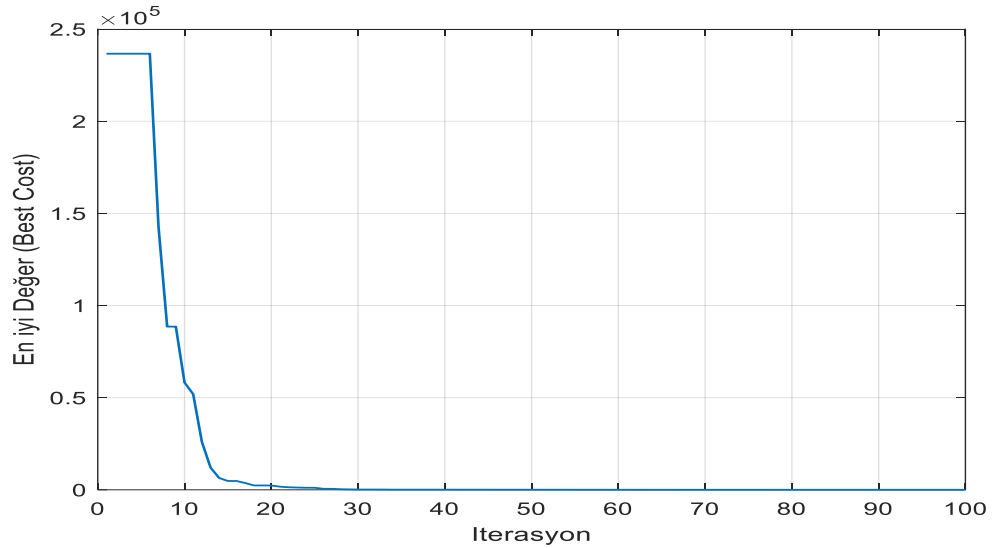
**Şekil 7.30.** 16. test fonksiyonunda minimum noktanın bulunması için parçacık sürü optimizasyonunun uygulanması

#### 7.3.4. Parçacık sürü optimizasyon metodunun uçuş parametreleri üzerine uygulanması

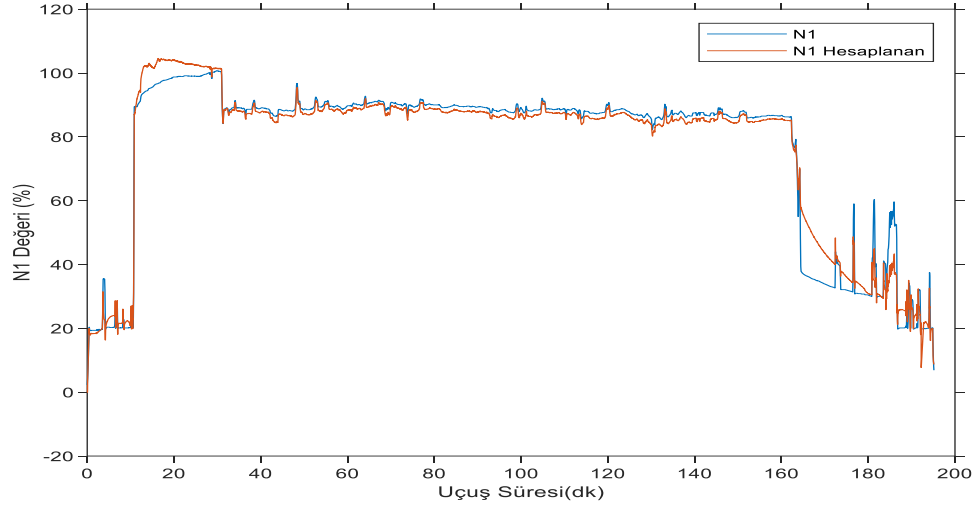
Çalışmada kullanılan algoritmalarından biri olan parçacık sürü optimizasyonundaki iterasyon sayısı 100, optimizasyonda kullanılan popülasyon ise 200 bireyden

oluşmaktadır. Optimizasyonda problemin çözümü lineer (doğrusal) yaklaşım ile hesaplanmıştır. Uçuş veri kaydedicisi (FDR) verileri 40 uçuş eğitim (training) ve 10 uçuş (test) verisi olmak üzere ikiye ayrılmıştır. Eğitim verileri 3,080,492 satır ve 10 sütun olmak üzere ve test verileri 980,482 satır ve 10 sütun olarak düzenlenmiştir. Seçilen 5 girdi (input) parametresi ve bir çıktı (output) parametresi ile yaklaşık olarak 25 milyon veri eğitim ve test amaçlı kullanılmıştır.

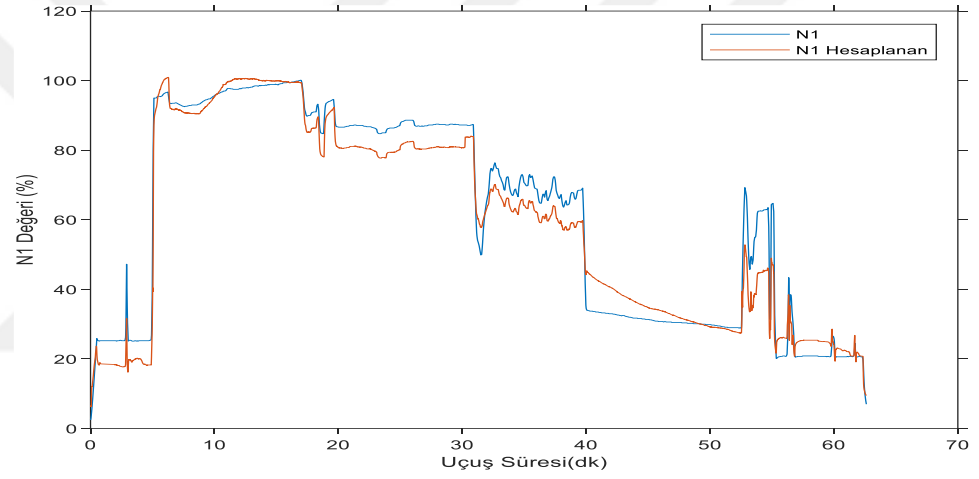
N1 değerini hesaplamak için iki farklı optimizasyon yönteminde de grafiklerdeki apsis dakika cinsinden uçuş süresini ordinat ise N1'in tahmin edilen ve gerçek değerlerini vermektedir. Çalışmada kara kutudan 50 uçuş verisi 40 eğitim ve 10 test verisi olarak ikiye ayrılmıştır. Kullanılan parametreler doğrultusunda gerçekleşmiş 50 farklı uçuştan alınan 24,365,844 veri ile N1 değeri tahmin edilmiştir. Parçacık sürü optimizasyonu ve Benekli sırtlan optimizasyonu son yıllarda önerilmiş ve gerçek hayat problemleri üzerinde kendini problemin çözümünde başarılı bir şekilde kanıtlamış yöntemlerdir. Aşağıdaki figürlerde 41'den 50'ye kadar olan test uçuşlarında N1'in hem gerçek hem de hesaplanmış değerleri iki farklı optimizasyon yöntemi için çıkarılmıştır. Çalışmanın kayda değer ve sonraki çalışmalara ışık tutması için dünyada en çok kullanılan orta menzilli uçak ve güç sistemi özellikle seçilmiştir.



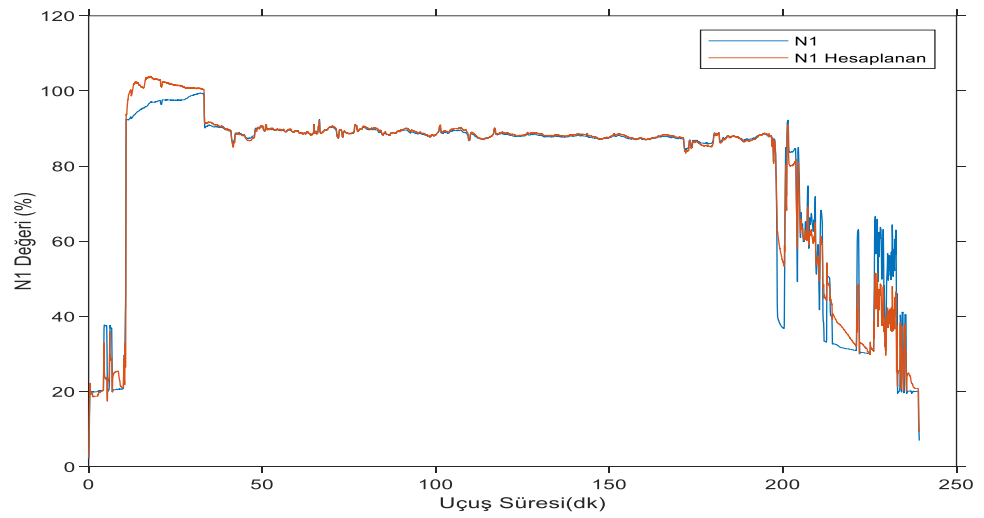
**Şekil 7.31.** İterasyon sayısı ve amaç fonksiyonuna yaklaşımı



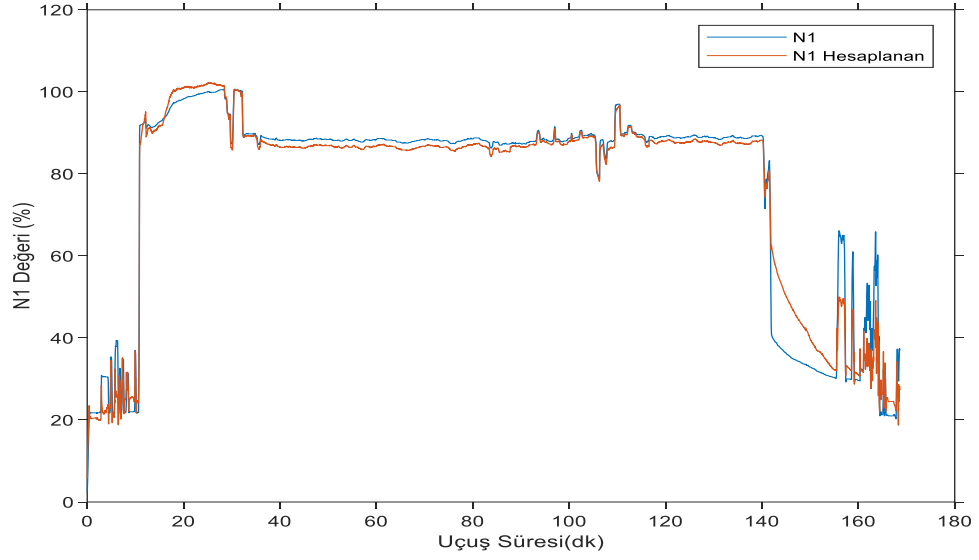
**Şekil 7.32.** 41.uçuş N1 değeri ile PSO algoritma sonucunun karşılaştırılması



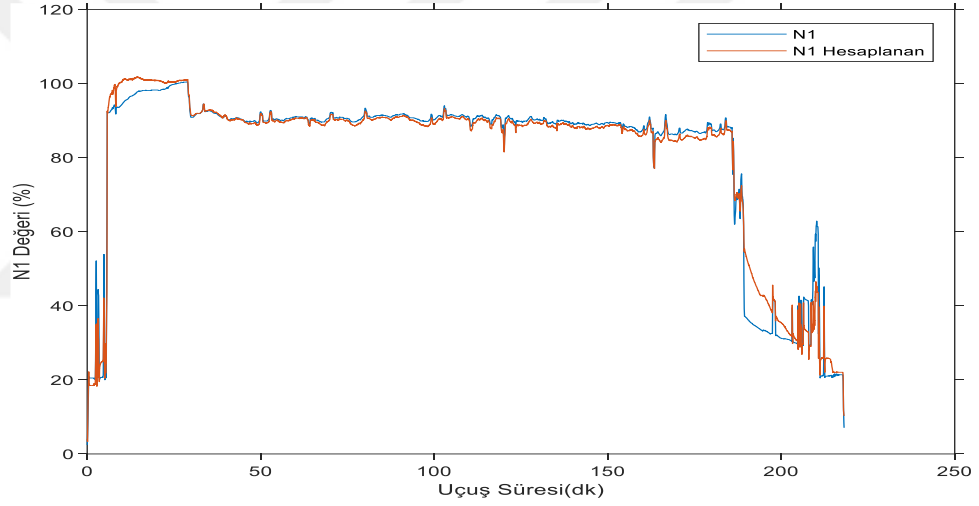
**Şekil 7.33.** 42.uçuş N1 değeri ile PSO algoritma sonucunun karşılaştırılması



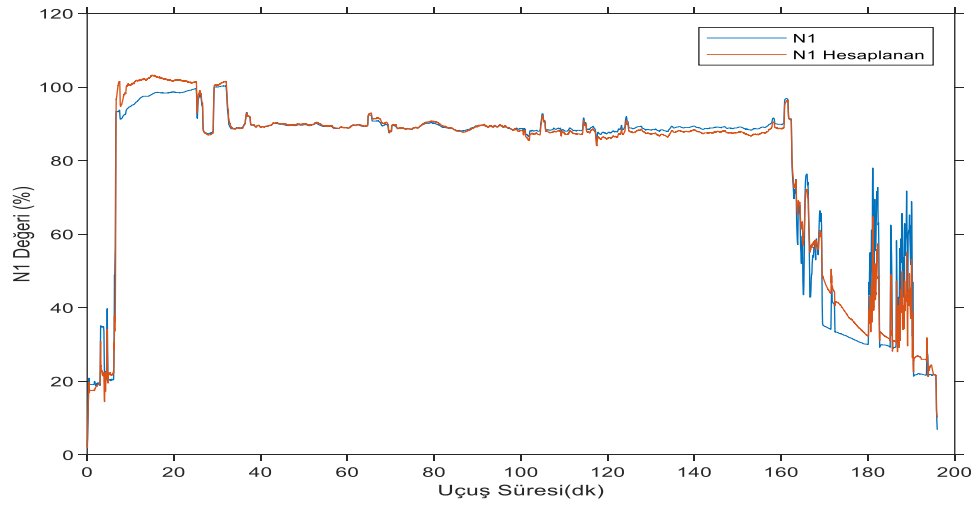
**Şekil 7.34.** 43.uçuş N1 değeri ile PSO algoritma sonucunun karşılaştırılması



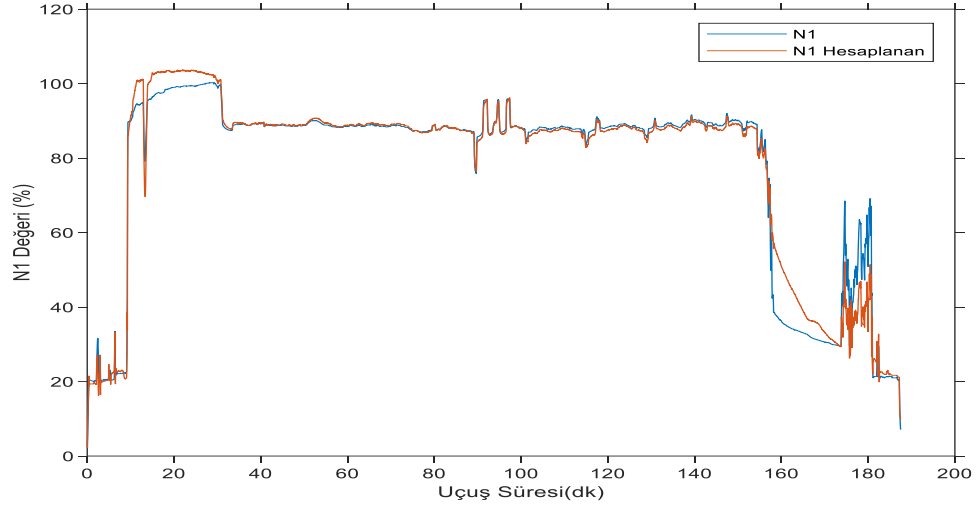
**Şekil 7.35.** 44.uçuş N1 değeri ile PSO algoritma sonucunun karşılaştırılması



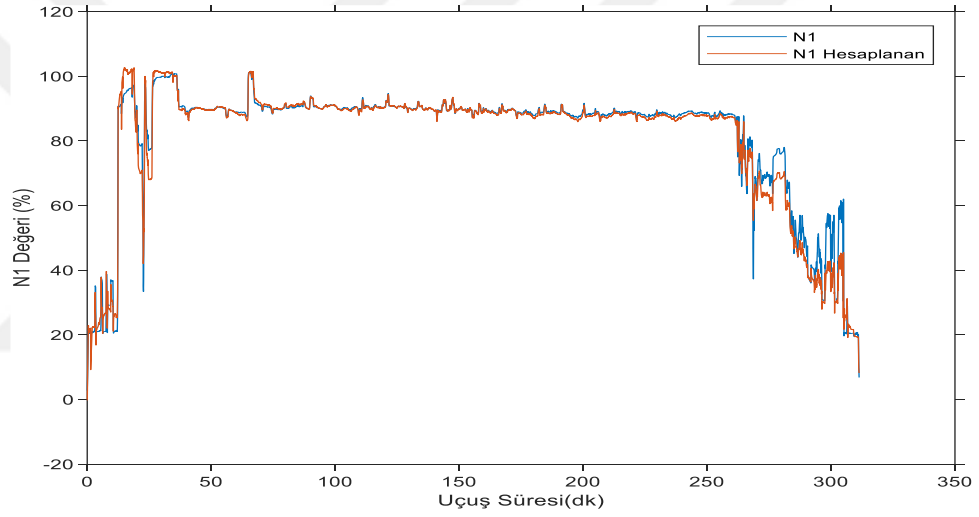
**Şekil 7.36.** 45.uçuş N1 değeri ile PSO algoritma sonucunun karşılaştırılması



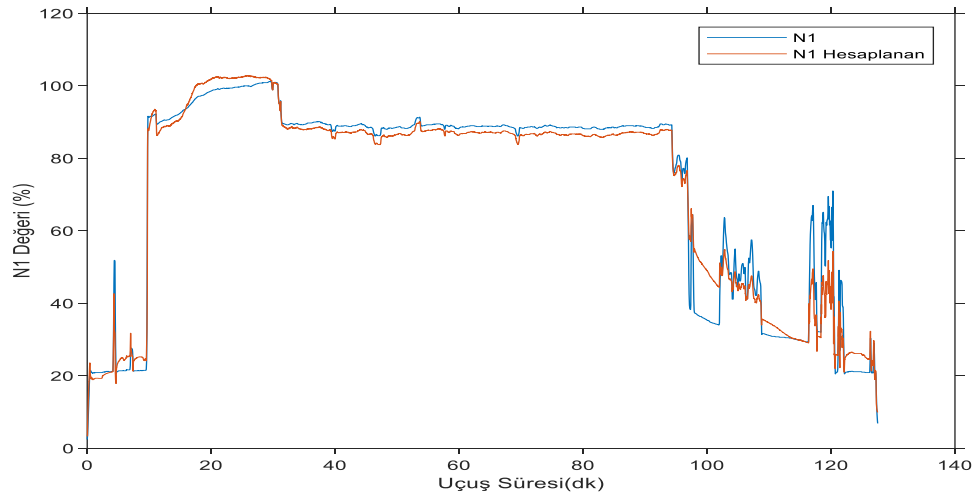
**Şekil 7.37.** 46.uçuş N1 değeri ile PSO algoritma sonucunun karşılaştırılması



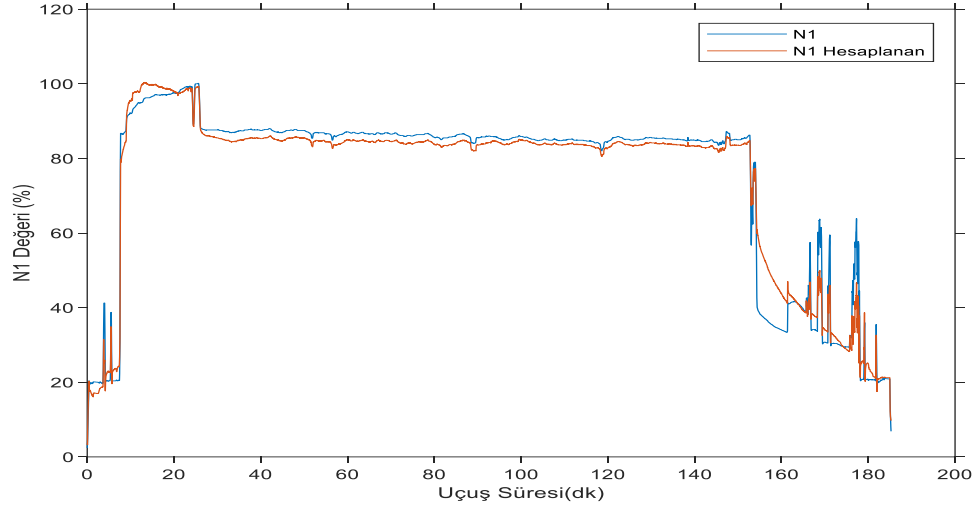
**Şekil 7.38.** 47.uçuş N1 değeri ile PSO algoritma sonucunun karşılaştırılması



**Şekil 7.39.** 48.uçuş N1 değeri ile PSO algoritma sonucunun karşılaştırılması



**Şekil 7.40.** 49.uçuş N1 değeri ile PSO algoritma sonucunun karşılaştırılması



Şekil 7.41. 50.uçuş N1 değeri ile PSO algoritma sonucunun karşılaştırılması

### 7.3.5. Bulgular

100 iterasyon sonucu eğitim RMSE'i 4.4792 ve test RMSE'i değeri 3.9289 bulunmuştur. Bu çalışmadan sonra bulunan RMSE değerlerinin daha da minimize edebilmek, hata veya sapma oranını sıfıra yaklaştırmak ve en iyi sonucu bulmak amacıyla problemin çözümü için nonlinear (doğrusal olmayan) bir yaklaşım kullanılması düşünülmektedir. Çalışmada kullanılan optimizasyon ve algoritma yöntemlerinin çalışmanın sonuçlarının gerçeğe yakın olması durumunda uçak üzerindeki herhangi bir sensörün devre dışı kalması sonucu diğer parametrelerin yardımıyla devre dışı kalmış sensörün veya sistemin çalışma aralığının bir çıktı (output) olarak sunulması öngörülmektedir.

Iterasyon: 91 RMSE\_Train = 4.5158  
 Iterasyon: 92 RMSE\_Train = 4.5118  
 Iterasyon: 93 RMSE\_Train = 4.5118  
 Iterasyon: 94 RMSE\_Train = 4.511  
 Iterasyon: 95 RMSE\_Train = 4.511  
 Iterasyon: 96 RMSE\_Train = 4.5081  
 Iterasyon: 97 RMSE\_Train = 4.5018  
 Iterasyon: 98 RMSE\_Train = 4.5013  
 Iterasyon: 99 RMSE\_Train = 4.4993  
 Iterasyon: 100 RMSE\_Train = 4.4985

RMSE\_test =

3.9141

Elapsed time is 89.873615 seconds.

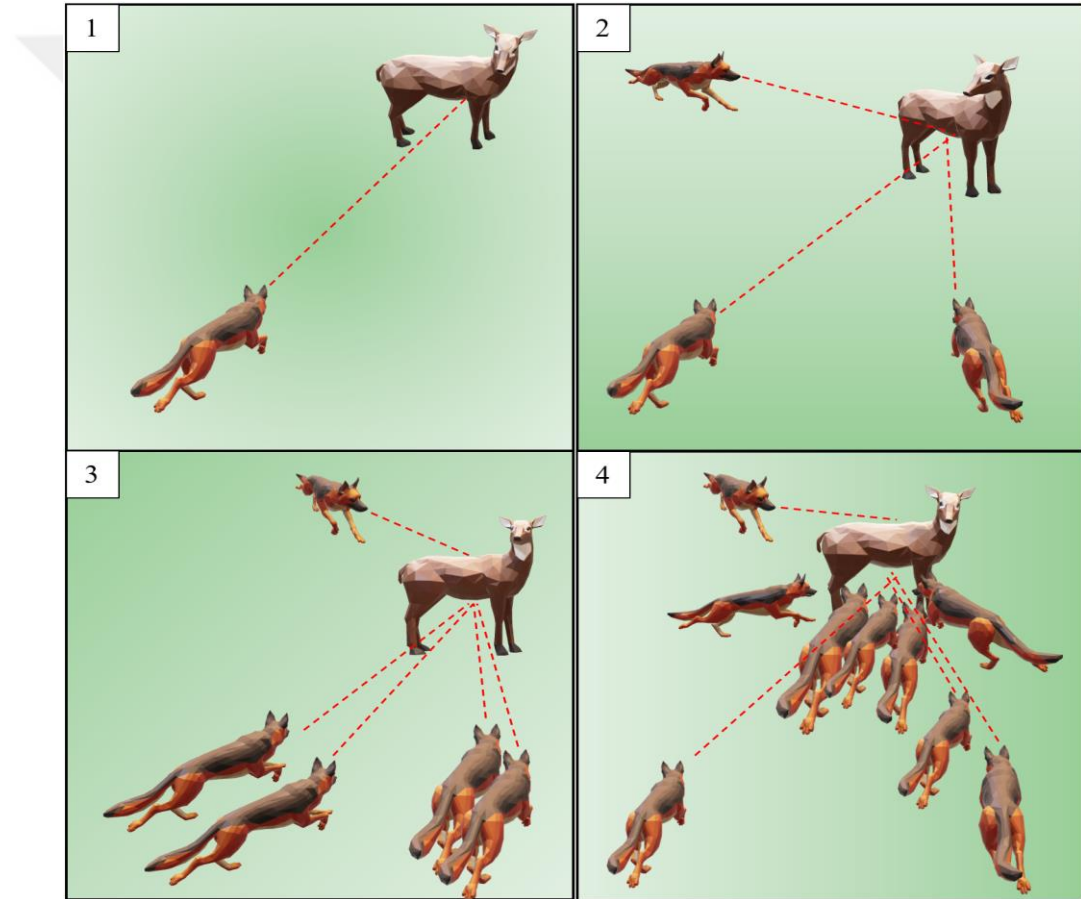
Şekil 7.42. PSO RMSE eğitim ve test sonucu

## 7.4. Benekli Sırtlan Optimizasyonu

### 7.4.1. Yöntem

Algoritma benekli sırtlanların avlarına saldırırken uyguladıkları stratejiden ilham alınarak meydana getirilmiştir. Benekli sırtlanlar Şekil 7.43'te görüldüğü gibi ava saldırırken aşağıdaki dört aşamaya göre hareket etmektedirler (Dhiman ve Kumar, 2017);

- Arama ve avı takip
- Kovalama
- Avı bıktırmak ve çevrelemek
- Avı hareketsiz bırakmak ve saldırmak



Şekil 7.43. Benekli sırtlanların avlarına saldırırken izledikleri dört aşama



#### 7.4.2. Benekli sırtlan optimizasyonu denklemleri

$$\vec{D}_h = \left| \vec{B} \cdot \vec{P}_p(x) - \vec{P}(x) \right| \quad (7.5)$$

$$\vec{P}(x+1) = \vec{P}_p(x) - \vec{E} \cdot \vec{D}_h \quad (7.6)$$

$$\vec{B} = 2r\vec{d}_1 \quad (7.7)$$

$$\vec{E} = 2\vec{h}\vec{d}_2 - \vec{h} \quad (7.8)$$

$$\vec{h} = 5 - (\text{İterasyon} * (5 / \text{Max}_{\text{İterasyon}})) \quad (7.9)$$

Yukarıdaki denklemlerde  $\vec{P}_p(x)$  avı (amaç fonksiyonu),  $\vec{P}(x)$  ise benekli sırtlanı yani avcıyı (amaç fonksiyonuna yaklaştırmaya çalışan vektörü),  $\vec{D}_h$  ise av ile avcı arasındaki mesafeyi temsil etmektedir. ‘x’ iterasyon sayısını,  $\vec{B}$  ve  $\vec{E}$  katsayı vektörlerini ifade etmektedir.

$$\vec{D}_h = \left| \vec{B} \cdot \vec{P}_h - \vec{P}_k \right| \quad (7.10)$$

Sırtlanlar genellikle grup olarak yaşar ve avlanırlar, grup içerisindeki bireyler avlanırken konumlarını ava yerini bilen veya ava en yakın grup bireyini referans alarak güncellerler. En iyi konuma sahip olan yani en optimum olan grup üyesi dışındaki diğer üyeler bir küme oluştururlar ve küme referans alınmış optimum grup üyesinin konumunu kaydederek bir sonraki adım için kendilerini konumlandırırlar.  $\vec{P}_h$  ava en yakın olan sırtlanın konumunu belirtirken,  $\vec{P}_k$  ise gruptaki diğer sırtlanların (çözüm ihtimallerinin) konumlarını temsil etmektedir (Dhiman ve Kumar, 2017).

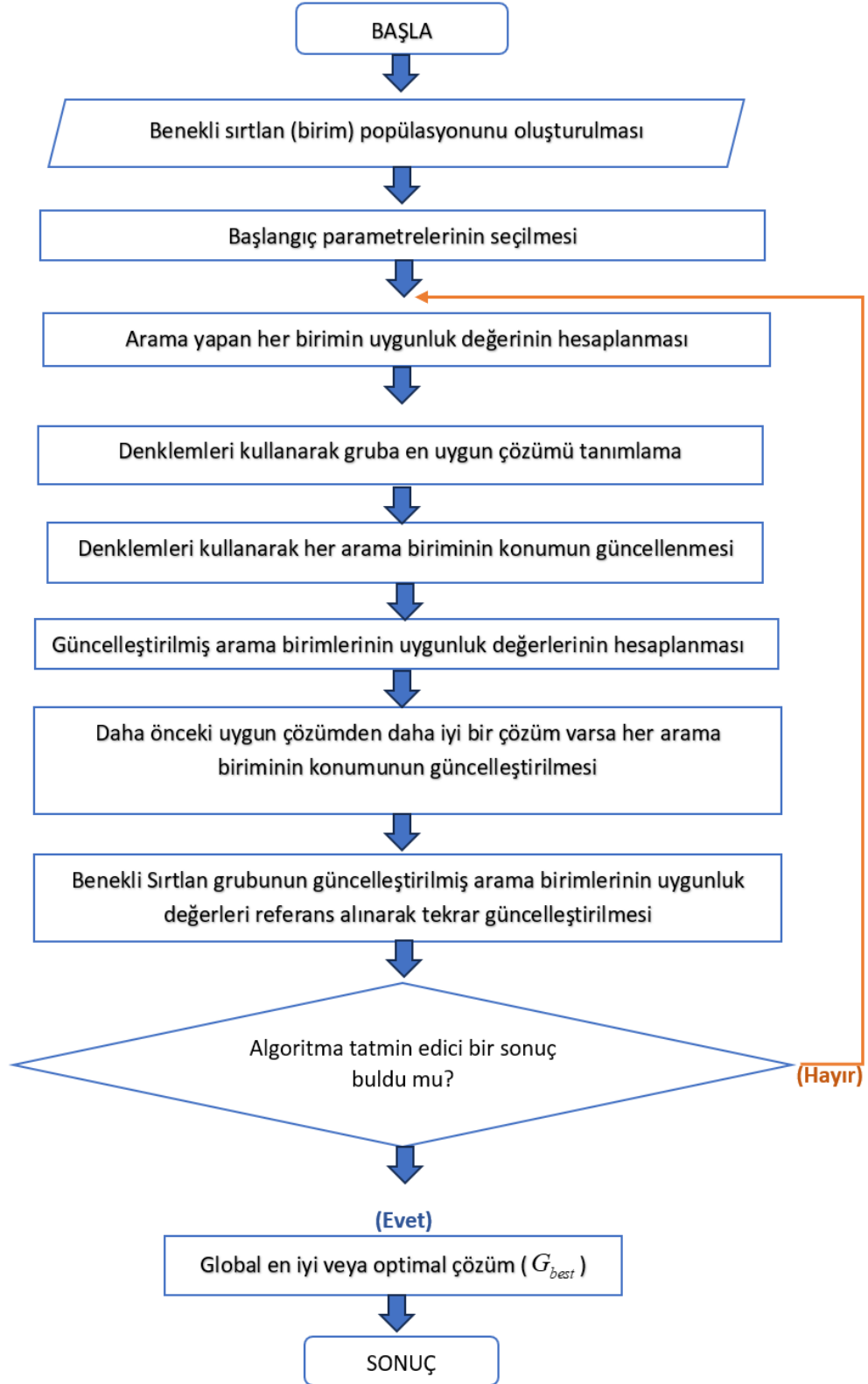
$$\vec{P}_k = \vec{P}_h - \vec{E} \cdot \vec{D}_h \quad (7.11)$$

$$\vec{C}_h = \vec{P}_k + \vec{P}_{k+1} + \vec{P}_{k+2} + \dots + \vec{P}_{k+N} \quad (7.12)$$

$$N = \text{çözüm kümelerinin sayısı}(\vec{P}_h, \vec{P}_{h+1}, \vec{P}_{h+2}, \dots, (\vec{P}_h + \vec{M})) \quad (7.13)$$

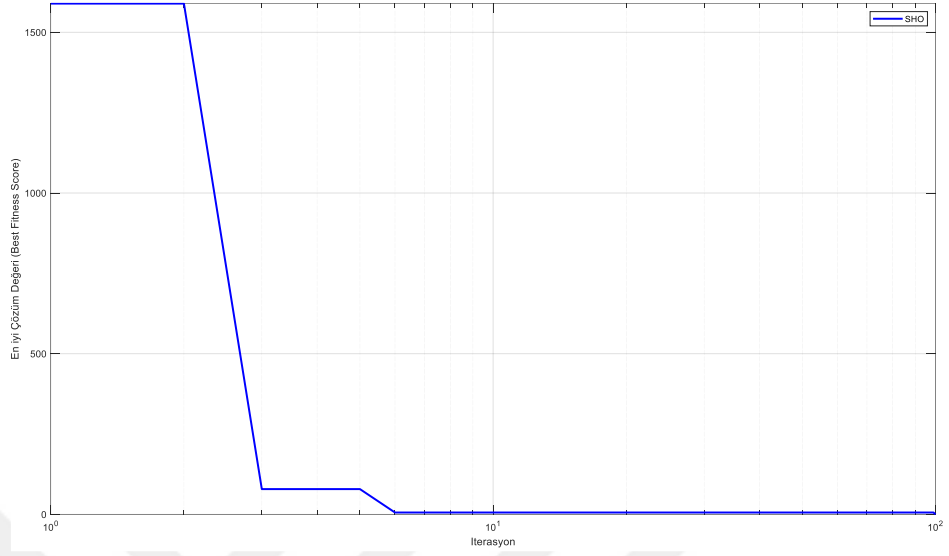
$\vec{M} = [0.5 - 1]$  aralığında rastgele atanan vektördür.

$$\vec{P}(x+1) = \frac{\vec{C}_h}{N} \quad (7.14)$$

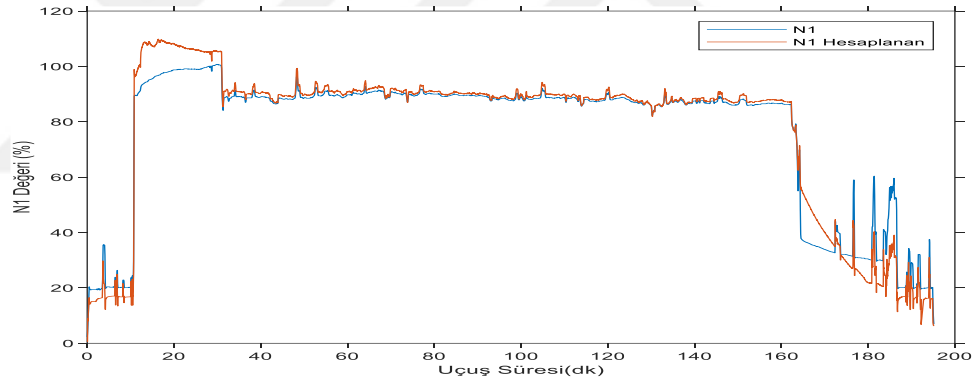


Şekil 7.46. Benekli Sırtlan Optimizasyonu akış diyagramı (Dhiman ve Kumar, 2017)

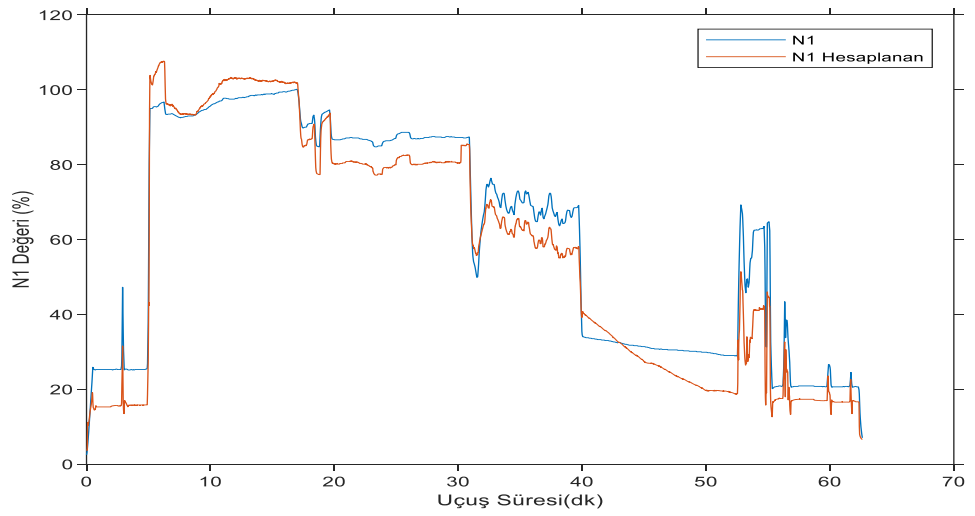
### 7.4.3. Benekli sırtlan optimizasyonu grafikleri



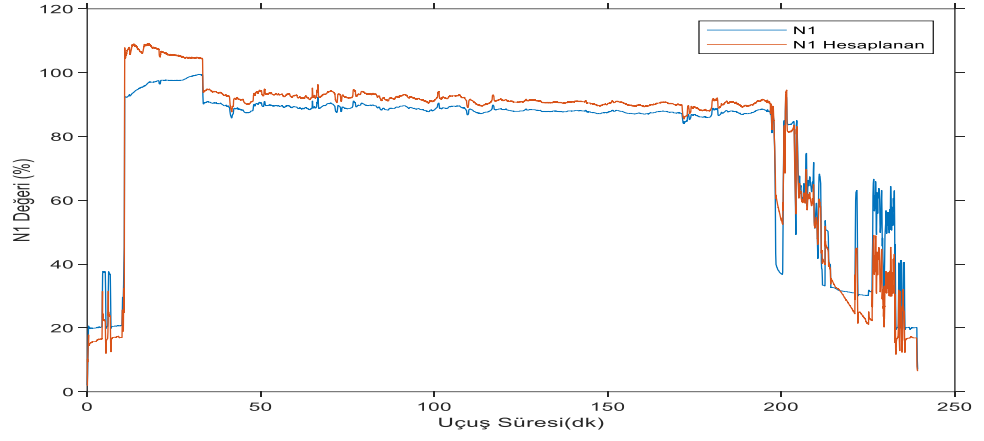
Şekil 7.47. SHO algoritması için iterasyon sayısı



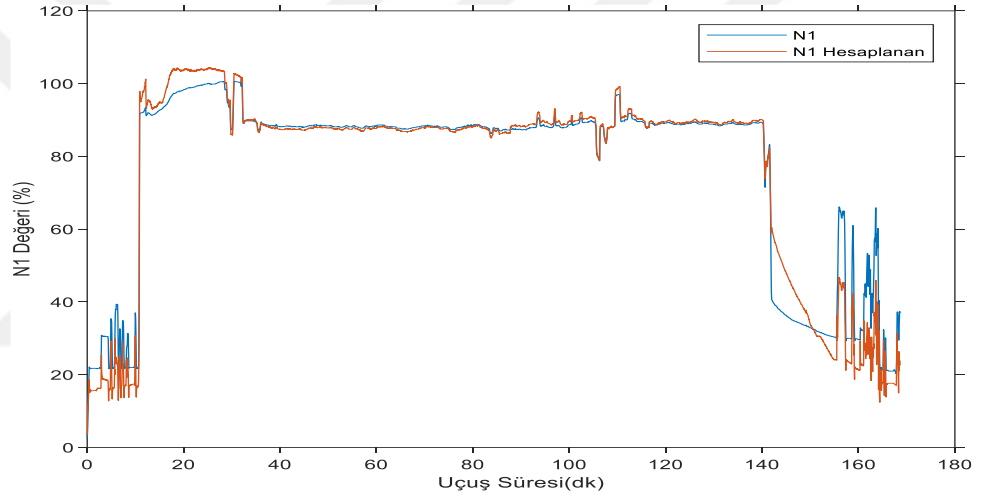
Şekil 7.48. 41. uçuş N1 değeri ile SHO algoritma sonucunun karşılaştırılması



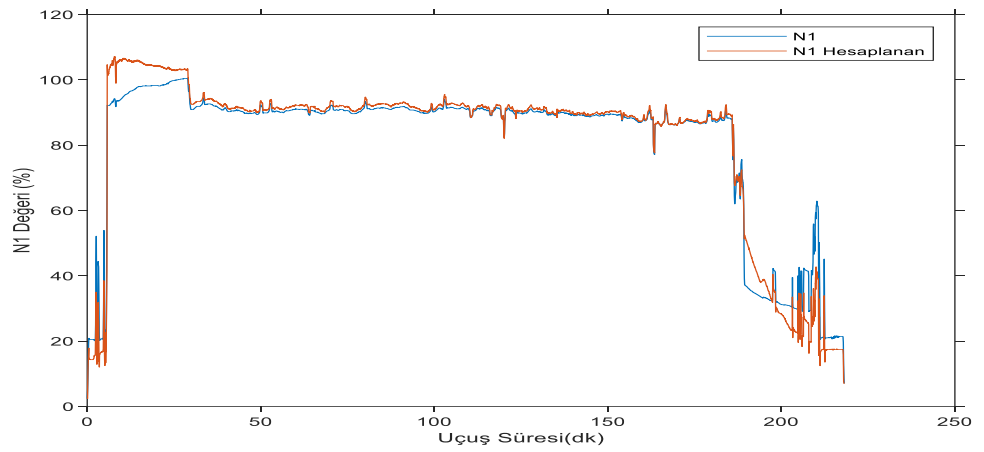
Şekil 7.49. 42. uçuş N1 değeri ile SHO algoritma sonucunun karşılaştırılması



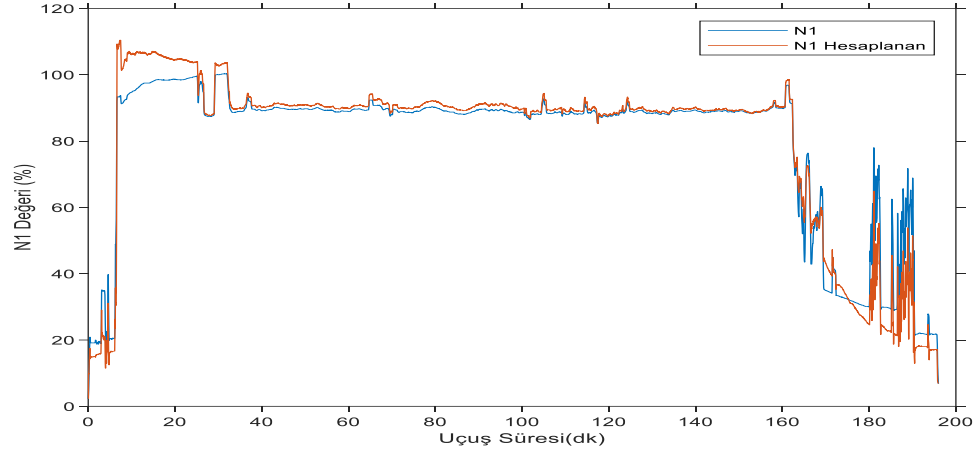
Şekil 7.50. 43. uçuş N1 değeri ile SHO algoritma sonucunun karşılaştırılması



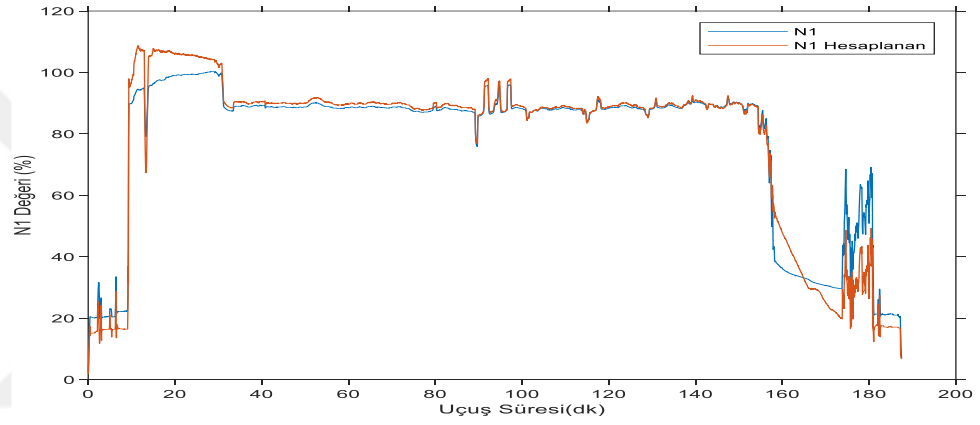
Şekil 7.51. 44. uçuş N1 değeri ile SHO algoritma sonucunun karşılaştırılması



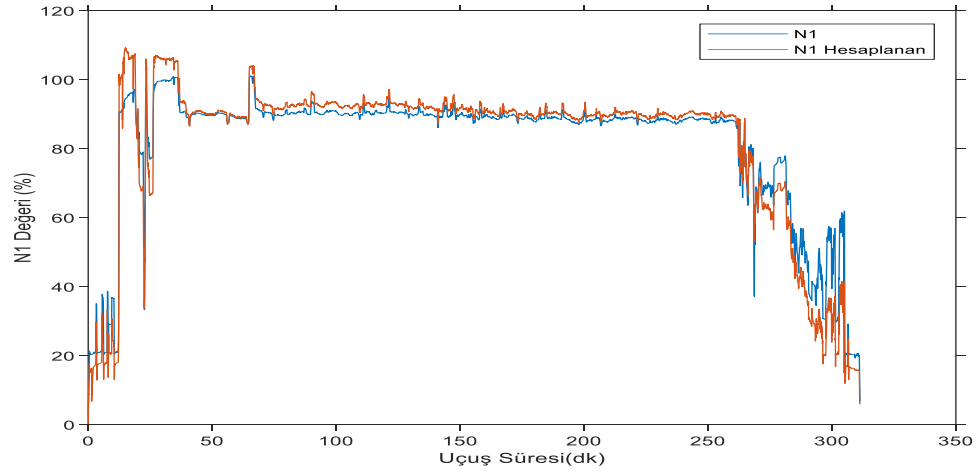
Şekil 7.52. 45. uçuş N1 değeri ile SHO algoritma sonucunun karşılaştırılması



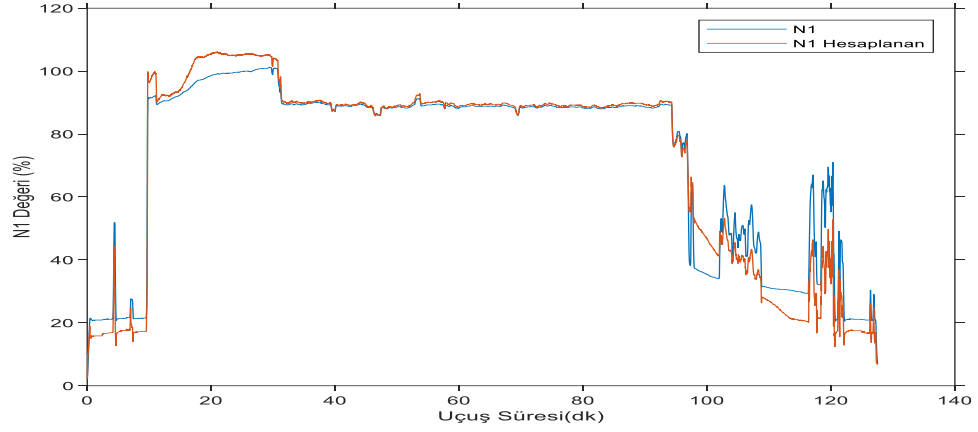
Şekil 7.53. 46. uçuş N1 değeri ile SHO algoritma sonucunun karşılaştırılması



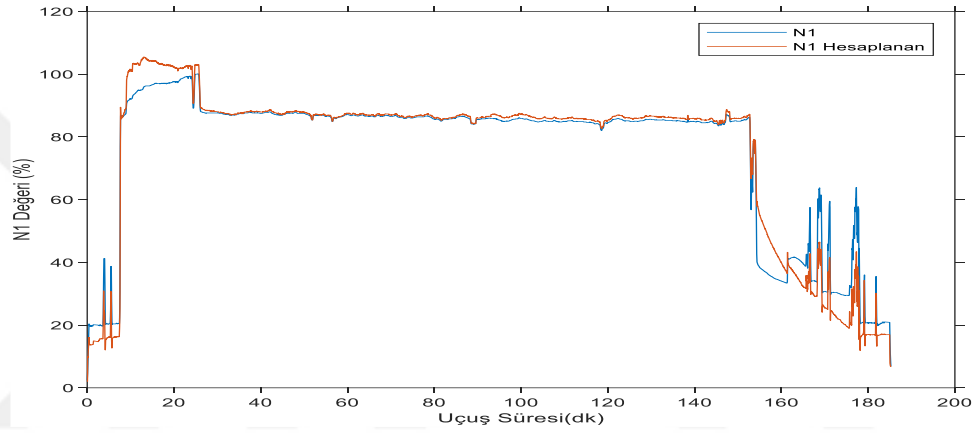
Şekil 7.54. 47. uçuş N1 değeri ile SHO algoritma sonucunun karşılaştırılması



Şekil 7.55. 48. uçuş N1 değeri ile SHO algoritma sonucunun karşılaştırılması



**Şekil 7.56.** 49. uçuş N1 değeri ile SHO algoritma sonucunun karşılaştırılması



**Şekil 7.57.** 50. uçuş N1 değeri ile SHO algoritma sonucunun karşılaştırılması

Çalışmada 41. ve 50. uçuş grafikleri için FDR'dan alınan gerçek N1 değerleri ile PSO ve SHO yöntemleriyle elde edilen hesaplamalar karşılaştırılmıştır. Grafiklerde y eksenini N1 değerinin çalışma aralığını ifade ederken x eksenini ise dakika cinsinden uçulan süreyi temsil etmektedir. FDR'dan alınan gerçek N1 değerleri kullanılarak aynı uçuşlara dair veriler farklı bir yöntem olan SHO ile optimize edilip ile SHO ve PSO yöntemleri kıyaslanmıştır. Grafiklerde PSO yönteminde olduğu gibi y eksenini N1 değerinin çalışma aralığını gösterirken x eksenini ise dakika cinsinden uçulan süreyi temsil etmektedir. Veriler değerlendirilirken performans göstergesi olan N2 RPM değerinin %25'i aştığı ve N1 şaftının dönmeye başlamasından uçağın inişinden sonra motorun durdurulmasına kadar geçen süre dikkate alınmıştır.

#### 7.4.4. Benekli sırtlan optimizasyonu bulguları

Şekil 7.58'de benekli sırtlan optimizasyonunun eğitim ve test aşamalarındaki minimuma yaklaşma süreleri verilmiştir.

Iterasyon: 96 RMSE\_Train = 5.849  
Iterasyon: 97 RMSE\_Train = 5.849  
Iterasyon: 98 RMSE\_Train = 5.849  
Iterasyon: 99 RMSE\_Train = 5.849  
SHO tarafından bulunan amaç fonksiyonunun en iyi optimal değeri: 5.849

RMSE\_train =

5.8490

RMSE\_test =

5.2764

Elapsed time is 48.962102 seconds.

**Şekil 7.58.** SHO RMSE eğitim ve test sonucu

## 8. SONUÇ

Sonuç olarak uçuş bir bütün olarak ele alındığında uçuşun kalkış, tırmanış, alçalma, yaklaşma ve iniş aşamalarında motorda meydana gelen ani değişiklikler nedeniyle RMSE değerinin belirli bir orandan sonra minimize edilemeyeceği açıkça görülmektedir. Her iki optimizasyon yöntemiyle de hesaplanmaya çalışılan 42. uçuşta yukarıda bahsedilen konuya en güzel örnektir. PSO yöntemi daha uzun sürede gerçek değerlere kendini daha iyi yakınsarken, SHO daha kısa sürede çözüm bulmuş fakat PSO'ya göre çözüme yakınsanamamıştır. SHO yöntemi yakınsama zaman aralığı 40 ile 50 saniye bandındadır, PSO yönteminde ise bu süre 80 ile 90 saniyelere kadar çıkmaktadır. Kullanılan GPU ile optimizasyon yöntemlerin bu büyüklükteki veri setini işlerken yakınsama süreleri 40 ile 90 saniye arası değişmektedir. İleride kullanılabilecek daha iyi işlemciler ve GPU'lar ile verilerin işlenme süresinin kısılacağı çok açık bir gerçektir. N1 değerini hesaplayacak algoritmanın doğruluk oranının uçuşun safhalarına ayrılarak yapılmasının çok daha iyi sonuçlara sahip olacağı düşünülmektedir. Dolayısıyla yapılacak daha sonraki çalışmalarda ve süreçlerde uçuş safhalarına ayrılabilir şekilde kodlanmalıdır. Bilindiği üzere havacılıkta dünyasında mevcut durumlarda çalışanların ve yolcuların can güvenliğini tehdit edecek tüm durumları ortadan kaldırmayı yönelik bir anlayış hakimdir ve uçaklardaki hayati önem taşıyan tüm sistemlerin uçuş emniyeti açısından yedekleri bulunmaktadır. Çalışmanın amacı, donanım olarak yedek bir sistem kullanmak yerine yazılım kullanılarak sensörlerden sağlanan verileri işleyerek göstergelere iletmektir. Daha önce hız göstergesi, irtifa bilgisi gibi göstergelerin hatalı çalışması veya eksikleri nedeniyle uçak kazaları olmuştur. Bahsi geçen göstergelerin de ileride yapılacak çalışmalarla bulunabileceği düşünülmektedir. Çalışmada her ne kadar N1 ve dinamik olarak itki değerinin hesaplanması üzerine yapılmış olsa da verilerin işlenmesini temel alarak uçuş emniyetini sağlayabilecek bir algoritma yazmanın fikri temellerini atmak esas alınmıştır.

## KAYNAKÇA

- Asgarid, H., Chen, X. and Sainudiin, R. (2011). Considerations in Modelling and Control of Gas Turbines – a Review. *2nd International Conference on Control, Instrumentation and Automation* (s. 84-89). Shiraz, İran: IEEE.
- Atasoy, V. E. (2020). *Gerçek Uçuş Verilerine Göre Belirlenmiş Sürüklenme Polar Modeli Ve Özgül Yakıt Tüketimine Bağlı Bir Menzil Denkleminin Geliştirilmesi*. Eskişehir: Eskişehir Teknik Üniversitesi.
- Aydoğan, E. (2020). *Serbest Yol Yapısına Sahip Hava Sahaları İçin Rota Planlaması ve Optimizasyonu*. Eskişehir: Eskişehir Teknik Üniversitesi.
- BADA. (2004). *User Manuel For The Base Of Aircraft Data (BADA)*. Brétigny-sur-Orge: Euro Control.
- Baklacioğlu, T. and Cavcar, M. (2014). Aero-propulsive modelling for climb and descent trajectory prediction of transport aircraft using genetic algorithms. *The Aeronautical Journal*, 118(1119), 65-79.
- Baklacioğlu, T., Aydın, H. and Turan, Ö. (2016). Energetic and exergetic efficiency modeling of a cargo aircraft by a topology improving neuro-evolution algorithm. *Energy*, 103, 630-645.
- Baklacioğlu, T., Turan, Ö. and Aydın, H. (2015). Dynamic modeling of exergy efficiency of turboprop engine components using hybrid genetic algorithm-artificial neural networks. *Energy*, 86, 709-721.
- Baklacioğlu, T. (2015). Fuel flow-rate modelling of transport aircraft for the climb flight using genetic algorithms. *The Aeronautical Journal*, 119(1212), 173-183.
- Baklacioğlu, T. (2016). Modeling the fuel flow-rate of transport aircraft during flight phases using genetic algorithm-optimized neural networks. *Aerospace Science and Technology*, 49, 52-62.
- Baklacioğlu, T. (2017). Metaheuristic and Machine Learning Models for TFE-731-2, PW4056, and JT8D-9 Cruise Thrust. *International Journal of Turbo & Jet-Engines*, 34(3), 221-232.
- Boeing. (2009). *Aircraft Maintenance Manuel, Indicating and Recording Systems*. Chicago: Boeing.
- Boeing, C. (2013). *Airplane Characteristics for Airport Planning*. Chicago: Boeing Commercial Airplanes.
- Booch, G., Rumbaugh, J. and Jacobson, I. (1999). *Unified Modeling Language User Guide*. Reading, Massachusetts: Addison Wesley.
- Brandth, S. A., Stiles, R. J., Bertin, J. J. and Whitford, R. (2004). *Introduction to Aeronautics: A Design Perspective (Second Edition)*. Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics. Inc.
- Celis, C., Sethi, V., Singh, R. and Pilidis, P. (2015). On Optimisation of Environmentally Friendly Aircraft Engine Cycles. *Journal of Aerospace Technology and Management*, 7(2), 143-156.

- Clerc, M. and Kennedy, J. (2002). The particle swarm - explosion, stability, and convergence in a multidimensional complex space. *IEEE Transactions on Evolutionary Computation*, 6(1), 58-72.
- Dalkiran, F. Y. and Toraman, M. (2021). Predicting thrust of aircraft using artificial neural networks. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, 93(1), 35-41.
- Dhiman, G. and Kaur, A. (2017). Spotted Hyena Optimizer for Solving Engineering Design Problems. *International Conference on Machine learning and Data Science*, (s. 114-119).
- Dhiman, G. and Kumar, V. (2017). Spotted hyena optimizer: A novel bio-inspired based metaheuristic technique for engineering applications. *Advances in Engineering Software*, 114, 48–70.
- Dhiman, G. and Kumar, V. (2018). Multi-objective spotted hyena optimizer: A Multi-objective optimization algorithm for engineering problems. *Knowledge-Based Systems*, 150, 175–197.
- Eberhart, R. and Kennedy, J. (1995). A New Optimizer Using Particle Swarm Theory. *MHS'95. Proceedings of the Sixth International Symposium on Micro Machine and Human Science* (s. 39-43). Nagoya, Japan: IEEE.
- Evans, C. (1998). Testing And Modelling Aircraft Gas Turbines: An Introduction And Overview. *UKACC International Conference on CONTROL* (s. 1362-1366). IEE.
- Farokhi, S. (2014). *Aircraft Propulsion*. Chichester: Wiley & Sons Ltd.
- Gold, H. and Rosensweig, S. (1952). A method for estimating speed response of gas turbine engines. *Research Memorandum . NACA RM E51K21*. Washington: National Advisory Committee for Aeronautics.
- IATA. (2019). *World Air Transport Statistics*. Montreal: IATA.
- ICAO. (2018). *Annex 6- Operaiton of Aircraft*. Montréal, Quebec, Canada: ICAO.
- ICAO. (2018). *ICAO Long-Term Traffic Forecasts*. Monreal: ICAO.
- Jafari, S. and Nikolaidis, T. (2019). Meta-heuristic global optimization algorithms for aircraft engines modelling and controller design; A review, research challenges, and exploring the future. *Progress in Aerospace Sciences*, 104, 40-53.
- Keleş, K. (2021). *Turbofan Motorlu Ticari Uçaklarda Alçalma Uçuş Safhası İçin Yakıt Akış Oranının Modellenmesi*. Eskişehir: Eskişehir Teknik Üniversitesi.
- Kennedy, J. and Eberhart, R. (1995). Particle swarm optimization. *Proceedings of ICNN'95 - International Conference on Neural Networks*. Perth, WA, Australia: IEEE.
- Kulikov, G. G. and Thompson, H. A. (2004). *Dynamic Modelling of Gas Turbines*. Glasgow: Springer.

- Lozanoa, M. and García-Martínez, C. (2010). Hybrid metaheuristics with evolutionary algorithms specializing in intensification and diversification: Overview and progress report. *Computers & Operations Research*, 37, 481-497.
- Luo, Q., Li, J., Zhou, Y. and Liao, L. (2021). Using spotted hyena optimizer for training feedforward neural networks. *Cognitive Systems Research*, 65(1–16), 1-16.
- Mitchell, M. (1996). *An Introduction to Genetic Algorithms*. Cambridge, MA: MIT Press.
- Montazeri-Gh, M. and Jaferi, S. (2011). Evolutionary Optimization for Gain Tuning of Jet Engine Min-Max Fuel Controller. *Journal of Propulsion and Power*, 27(5), 1015-1023.
- Naderipour, A., Nowdeh, S. A., Saftjani, P. B., Abdul-Malek, Z., Mustafa, M. W., Kamyab, H. and Davoudkhani, I. F. (2021). Deterministic and probabilistic multi-objective placement and sizing of wind renewable energy sources using improved spotted hyena optimizer. *Journal of Cleaner Production*, 286, 1-27.
- Nita, M. and Scholz, D. (2012). Estimating the Oswald Factor from Basic Aircraft Geometrical Parameters. *Deutscher Luft- und Raumfahrt kongress*, (s. 1-19). Hamburg.
- Ogaji, S., Pilidis, P. and Hales, R. (2007). TERA- A Tool for Aero-engine Modelling and Management. *Second World Congress on Engineering Asset Management and Fourth International*, (s. 1-12). Harrogate.
- Padhra, A. (2018). Emissions from auxiliary power units and ground power units during intraday aircraft turnarounds at European airports. *Transportation Research Part D*, 63, 433-444.
- Ray, A. (1980). Dynamic modelling of power plant turbines for controller design. *Applied Mathematical Modelling*, 4, 109-112.
- Rodriguez-Vhquez, K. and Fleming, P. (1998). Multiobjective Genetic Programming For Gas Turbine Engine Model Identification. *UKACC International Conference on CONTROL '98*,. Swansea, UK,: IEE.
- Sayed, A. E. (2008). *Aircraft Propulsion and Gas Turbine Engine*. Zagazig: CRC Press.
- Silvaa, V. V., Khatibb, W. and Fleming, P. J. (2005). Performance optimization of gas turbine engine. *Engineering Applications of Artificial Intelligence*, 18, 575-583.
- Sun, J., Blom, H. A., Ellerbroeka, J. and Hoekstra, J. M. (2019). Particle filter for aircraft mass estimation and uncertainty modeling. *Transportation Research Part C*, 105, 145-62.
- Sun, J., Hoekstra, J. M. and Ellerbroek, J. (2020). Estimating aircraft drag polar using open flight surveillance data and a stochastic total energy model. *Transportation Research Part C*, 114, 391–404.
- Talbi, E.-G. (2009). *Metaheuristics; From Design To Implementation* . New Jersey: Wiley.

Turan, Ö. (2016). Energy And Entropy Analyses Of An Experimental Turbojet Engine For Target Drone Application. *Anadolu University Journal of Science and Technology*, 17(5), 936-952.

Yousefi, M., Omid, M., Rafiee, S. and Ghaderi, S. (2013). Strategic planning for minimizing CO2 emissions using LP model based on forecasted energy demand by PSO Algorithm and ANN. *International Journal of Energy and Environment*, 4(6), 1041-1052.

**http-1:** <https://www.icao.int/annual-report-2017/Pages/the-world-of-air-transport-in-2017.aspx> (Erişim tarihi 01.07.2023)

**http-2:** <https://www.icao.int/safety/airnavigation/AIG/Documents/Forms/AllItems.aspx> (Erişim tarihi 21.02.2024)

'ICAO- ADREP Taxonomy- Events Phases ECCAIRS Aviation Data Definition Standard.'

**http-3:** <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/VirtualAero/BottleRocket/airplane/exthrst.html> (Erişim tarihi 01.12.2022)

## EKLER

### EK-1

#### Basınç, Sıcaklık ve Yoğunluk Kodları

%% Pressure and Temperature

```
clc
clear all
load databank.mat

g = 9.81; % m/s^2

Th = ((216.15 - 288.159)/36152)/0.3028; % K/m % Th = ((T2-T1)/(h2-h1)) h2 =
36152 h1 = 0 T1 =288.16K T2 = 216.15

R = 286.9; % m^2/s^2.K

u = -(g/(Th*R));

flightno = Test(:,13);
ALT= Test(:,5);
index= flightno >49 ;

title ('İrtifaya Bağlı Basınç ve Sıcaklık Değişimi','FontSize',10,
'FontWeight','bold')
xlabel('İrtifa','FontSize',10, 'FontWeight','bold','Color','k')

T = 15.04 - (0.0066 * (ALT(index)/3.28));
yyaxis right
plot(ALT(index),T,'DisplayName','Sıcaklık','Color','r')
ylabel('Sıcaklık(°C)','FontWeight','bold','Color','r')

pressure = ((T + 273.15)/288.15).^u;
yyaxis left
plot (ALT(index),pressure,'DisplayName','Basınç','Color','b')
ylabel('Basınç(atm)','FontWeight','bold','Color','b')
```

legend

%% Real Flight Altitude and Temperature

```
clc
clear all ;
load databank.mat

flightno = Test(:,13);
ALT= Test(:,5);
index= flightno >49;

xlabel('Veri Sayısı','FontSize',10, 'FontWeight','bold')
title ('Gerçek Bir Uçuş için İrtifaya Bağlı Sıcaklık Değişimi','FontSize',10,
'FontWeight','bold')
```

```

T = 15.04 - (0.0066 * (ALT(index)/3.28));
yyaxis left
plot (ALT(index),'DisplayName','İrtifa','Color','b')
ylabel('İrtifa(feet)','FontWeight','bold','Color','b')

yyaxis right
plot(T,'DisplayName','Sıcaklık','Color','r')
ylabel('Sıcaklık(°C)','FontWeight','bold','Color','r')

legend

%% Real Flight Pressure and Density

clc
clear all
load databank.mat

g = 9.81; % m/s^2

Th = ((216.15 - 288.159)/36152)/0.3028; % K/m % Th = ((T2-T1)/(h2-h1)) h2 =
36152 h1 = 0 T1 =288.16K T2 = 216.15

R = 286.9; % m^2/s^2.K

u1 = -(g/(Th*R));
u2 = -(g/(Th*R)+1);

flightno = Test(:,13);
ALT= Test(:,5);
index= flightno >49 ;
Altimeter = ALT(index);

title ('Gerçek Bir Uçuş için İrtifaya Bağlı Basınç ve Yoğunluk
Değişimi','FontSize',10)
xlabel('İrtifa (feet)','Color','k','FontWeight','bold','FontSize',10)

T = 15.04 - (0.0066 * (ALT(index)/3.28));
Pressure = ((T + 273.15)/288.15).^u1;
yyaxis left
plot(Altimeter,Pressure, 'DisplayName','Basınç');
ylabel('Basınç(atm)','FontWeight','bold','Color','b')

Density = 1.225*((T + 273.15)/288.15).^u2;
yyaxis right
plot(Altimeter,Density,'DisplayName','Yoğunluk');
ylabel ('Yoğunluk(kg/m^3)','FontWeight','bold')

legend

```

## EK-2

### Atmosfer Tablosu

%% Uluslararası Standart Atmosfer Tablosu

```

clc
clear all
load databank.mat

g = 9.81;
R = 287;
Th = ((216.5 - 288.16)/36152)/0.3048;

Altimeter = zeros(85,1);
T_Celcius = zeros(85,1);
T_Kelvin = zeros(85,1);
Pressure = zeros(85,1);
Density = zeros(85,1);
P_pascal =zeros(85,1);
a_metresaniye= zeros(85,1);
a_feetsaniye = zeros(85,1);

u1 = -(g/(Th*R));
u2 = -(g/(Th*R)+1);

Altifeet = -2000:500:40000 ;
Altifeet = Altifeet' ;

for i =1:85
if Altifeet(i) <= 36000
    Altimeter(i) = Altifeet(i)* 0.3048;
    T_Celcius(i) = 15.16 - (0.0065 * ( Altimeter(i)));
    T_Kelvin(i) = 273 + T_Celcius(i);
    Pressure(i) = ((T_Celcius(i) + 273)/288.16).^u1;
    Density(i) = 1.225*(T_Kelvin(i)/288.16).^u2;
    P_pascal(i) = 101325*Pressure(i);
    a_metresaniye(i) = sqrt(1.4*T_Kelvin(i)* R);
    a_feetsaniye(i) = a_metresaniye(i) * 3.28 ;
else

    Altimeter(i) = Altifeet(i).* 0.3048 ;
    T_Celcius(i) = -56.50* Altifeet(i).^0 ;
    T_Kelvin(i) = 273 + T_Celcius(i);
    Pressure(i) = Pressure(77)* (exp(1)^(-(g/(R * 216.5))*((Altifeet(i)-
36000)*0.3048)))));
    Density(i) = Density(77)*(exp(1)^(-(g/(R * 216.5))*((Altifeet(i)-
36000)*0.3048)))));
    P_pascal(i) = 101325*Pressure(i);
    a_metresaniye(i)= sqrt(1.4*T_Kelvin(i)* R);
    a_feetsaniye(i) = a_metresaniye(i) * 3.28 ;
end

end

ISA_TABLE = table(Altifeet, Altimeter, T_Celcius ,T_Kelvin,
Pressure,P_pascal, Density, a_metresaniye, a_feetsaniye);

```

## EK-3

### İtki Hesabı

%% İtki Hesaplama

```

clc;
clear all;
load databank.mat

%BADA datas;

Cd0 = 0.024;
Cdflap15 = 0.0252;           % 2000 ft kalkış flap = 41.8 (15 derece)
Cdflap30 = 0.0449;           % 2000 ft inişte flap = 90 (30 derece)
Cdflap40 = 0.0580;           % 2000 ft inişte flap = 107 (40 derece)
Cdgear = 0.0249;             % 150 knot üzeri up, 2000 ft te down

df_b = 3.88/34.32;           % (without unit)
S = 124.65;                   % wing surface area (m^2)
AR = 34.32^2/S;               % (without unit) (b^2/S)

EGT_not = Test(:,1);
N2 = Test(:,2);
FF_not = Test(:,3);
TAT_not = Test(:,4);
ALT_not = Test(:,5);
m_not = Test(:,6);
flap_not = Test(:,8);
GS_not = Test(:,7);
N1_not = Test(:,9);
Pitch_angle_not = Test(:,12);
a_vert_not = Test(:,10);
a_horz_not = Test(:,11);
Flightno = Test(:,13);

index = N2 > 25;

EGT = EGT_not(index);
FF = FF_not(index);
TAT = TAT_not(index);
ALT = ALT_not(index);
m = m_not(index);
Flap = flap_not(index);
Knot = GS_not(index);         %% unit(knot)
GS = GS_not(index) * 0.5144;  %% unit(m/s)
N1 = N1_not(index);
Pitch_angle = Pitch_angle_not(index);
a_vert = a_vert_not(index) * 9.81;
a_horz = a_horz_not(index) * 9.81;

W = m * 9.81;

%% Allocation
Cd_take_off_fg = zeros(length(GS),0);
Cd_take_off_f = zeros(length(GS),0);
Cd_cruise = zeros(length(GS),0);
Cd_land_f30_g = zeros(length(GS),0);
Cd_land_f30 = zeros(length(GS),0);
Cd_land_f40_g = zeros(length(GS),0);
Cd_land_f40 = zeros(length(GS),0);
fg_ALT = zeros(length(GS),0);
f_ALT = zeros(length(GS),0);

```

```

c_ALT = zeros(length(GS),0);

g = 9.81; % m/s^2

Th = ((216.15 - 288.159)/36152)*3.28; % K/m % Th = ((T2-T1)/(h2-h1)) h2 =
36152 h1 = 0 T1 =288.16K T2 = 216.15

R = 286.9; % m^2/s^2.K

u = -(g/(Th*R));

T = 15.04 - (0.0066 * (ALT./3.28));

pressure = ((T + 273.15)/288.15).^u; % (N/m^2)

rho = 1.225*(((T + 273.15)/288.15).^(u-1)); % (kg/m^3)

k = (((1/(0.99*(1-2*(df_b.^2))*pi*AR)))+ 0.38*Cd0) ; % k

%% Calculation of Cd by using Flap/LG Configuration

for i = 1:length(GS)

    if ALT(i)<1000 && Flap(i)>5 && Flap(i)<50 && FF(i)>=2000 &&
GS(i)>51.44 % Flap 15 deg-LND GEAR DOWN

        Cd_take_off_fg(i) = Cd0 + Cdgear + Cdflap15 +
k*(2*W(i)/(rho(i)*GS(i)^2*S))^2;

        fg_ALT(i) = ALT(i);

    else

        fg_ALT(i) = 0;
        Cd_take_off_fg(i) = 0;

    end

    if ALT(i) >= 1000 && Flap(i)>5 && Flap(i)<=50 && FF(i)>=2000
% Flap 15 deg - LND GEAR UP

        Cd_take_off_f(i) = Cd0 + Cdflap15 + k*(2*W(i)/(rho(i)*GS(i)^2*S))^2;

        f_ALT(i) = ALT(i);

    else

        f_ALT(i) = 0;
        Cd_take_off_f(i) = 0;

    end

    if ALT(i) >= 1000 && Flap(i) > -5 && Flap(i) <= 5 %Flap retracted

        Cd_cruise(i) = Cd0 + k*(2*W(i)/(rho(i)*GS(i)^2*S))^2;

        c_ALT(i) = ALT(i);

```

```

else

    Cd_cruise(i) = 0;
    c_ALT(i) = 0;

end

if Flap(i) > 5 && Flap(i) <= 50 && FF(i) < 2000 && ALT(i) >= 2000 %
Flap 15 deg - Landing Gear Up

    Cd_land_f15(i) = Cd0 + Cdflap15 + k*(2*W(i)/(rho(i)*GS(i)^2*S))^2;

    f15_l_ALT(i) = ALT(i);

else

    Cd_land_f15(i) = 0;

    f15_l_ALT(i) = 0;

end

if Flap(i) > 50 && Flap(i) < 100 && FF(i) < 2000 && ALT(i) >= 2000 %
Flap 30 deg - Landing Gear UP

    Cd_land_f30(i) = Cd0 + Cdflap30 + k*(2*W(i)/(rho(i)*GS(i)^2*S))^2;

else

    Cd_land_f30(i) = 0;

end

if Flap(i) > 100 && FF(i) < 2000 && ALT(i) >= 2000 % Flap 40 deg -
Landing Gear UP

    Cd_land_f40(i) = Cd0 + Cdflap40 + k*(2*W(i)/(rho(i)*GS(i)^2*S))^2;

else

    Cd_land_f40(i) = 0;

end

if Flap(i) > 5 && Flap(i) <= 50 && FF(i) < 2000 && ALT(i) < 2000 &&
GS(i) > 51.44 % Flap 15 deg - Landing Gear DOWN

    Cd_land_fg15(i) = Cd0 + Cdflap15 + Cdgear +
k*(2*W(i)/(rho(i)*GS(i)^2*S))^2;

    f15_l_ALT(i) = ALT(i);

else

    Cd_land_fg15(i) = 0;

    f15_l_ALT(i) = 0;

end

```

```

end

if Flap(i) > 50 && Flap(i) < 100 && FF(i) < 2000 && ALT(i) < 2000 &&
GS(i) > 51.44 % Flap 30 deg - Landing Gear DOWN

    Cd_land_fg30(i) = Cd0 + Cdflap30 + Cdgear +
k*(2*W(i)/(rho(i)*GS(i)^2*S))^2;

else

    Cd_land_fg30(i) = 0;

end

if Flap(i) > 100 && FF(i) < 2000 && ALT(i) <= 1500 && GS(i) > 51.44 %
Flap 40 deg - Landing Gear DOWN

    Cd_land_fg40(i) = Cd0 + Cdflap40 + Cdgear +
k*(2*W(i)/(rho(i)*GS(i)^2*S))^2;

else

    Cd_land_fg40(i) = 0;

end

end

Cd_total = Cd_take_off_fg + Cd_take_off_f + Cd_cruise + ...    %(TAKE-OFF -
CRUISE)
            Cd_land_f15 + Cd_land_f30 + Cd_land_f40 + ...    %(LAND -
above 2000 ft)
            Cd_land_fg15 + Cd_land_fg30 + Cd_land_fg40;        %(LAND -
below 2000 ft)

%% Calcualtion of D and L

for i =1:length(GS)

    if GS(i) > 51.44                                            %(100 knot = 51.44 m/s )
        CL(i) = 2*W(i)/(rho(i)*GS(i)^2*S);
    else
        CL(i) = 0;
    end

end

for i =1:length(GS)

    L(i) = 0.5*CL(i)*rho(i)*GS(i)^2*S;

end

for i =1:length(GS)

```

```

        D(i) = (0.5*Cd_total(i)*rho(i)*GS(i)^2*S);           %%lbf

    end

    for i = 1:length(GS)

        m_vert(i) = m(i)*(a_vert(i) - 9.81) ; % Yolcu uçaklarının dikey
        ivmelenmesi ne kadardır?

        T_vert(i) = (W(i) + D(i)*sind(Pitch_angle(i)) -
        L(i)*cosd(Pitch_angle(i)))/(sind(Pitch_angle(i)));

        T_horz(i) = ((m(i)*a_horz(i)) + L(i)*sind(Pitch_angle(i)) +
        D(i)*cosd(Pitch_angle(i)))/(cosd(Pitch_angle(i)));

    end

    Thrust = sqrt(T_vert.^2 + T_horz.^2)/10;

    for i =1:length(GS)

        if Thrust(i) > 200000
            Thrust(i) = 0;
        end
    end

    for i =1:length(GS)

        D_lbf(i) = D(i)/10 ;

    end

    %% Graphic PLOT T and D

    inds = Test(:,13);
    inds = inds(index);
    for ind = 41:50
        figure(ind);
        %close all;
        x =
        0:(length(Thrust(inds==ind))/480)/length(Thrust(inds==ind)):(length(Thrust(
        inds==ind))/480);
        x = x(1:end-1);

        area(x, Thrust(inds==ind), 'DisplayName',
        'İtki(kgf)', 'FaceColor', 'b', 'FaceAlpha', .6 , 'EdgeAlpha', .3);    hold on;
        legend;
        xlabel('Zaman(Dk.)');
        ylabel('İtki(kgf)')

        area(x, D_lbf(inds==ind), 'DisplayName',
        'Sürükleme(kgf)', 'FaceColor', 'y', 'FaceAlpha', .6 , 'EdgeAlpha', .3);    hold on;
        legend;
        xlabel('Zaman(Dk.)');
        ylabel('İtki(kgf)')
    end

```

```

ax = gca; % current axes
ax.FontSize = 8;
ax.TickDir = 'out';
%ax.TickLength = [0.01 0.01];
%ax.YLim = [0 110];

plot(x, ALT(inds==ind)/3.28, 'DisplayName',
'İrtifa(metre)', 'Color', 'r', 'LineStyle', '-.', 'LineWidth', 1.2);

```

end

#### EK-4

#### Test Uçuşlarının İrtifa, Hız ve Yakıt Tüketim Grafik Kodları

%% Test Uçuşlarının İrtifa, Hız ve Yakıt Tüketimi Grafikleri

```

clc
clear all
load databank.mat

N2 = Test(:,2);
N1_start = Test(:,9);
EGT_start = Test(:,1);
FF_start = Test(:,3);
GS_start = Test(:,7);
TAT_start = Test(:,4);
ALT_start = Test(:,5);
FLAP_start = Test(:,8);

index = N2 > 25;

N1 = N1_start(index);
EGT = EGT_start(index);
FF = FF_start(index);
GS = GS_start(index)*1.852;
TAT = TAT_start(index);
ALT = ALT_start(index)/3.28;
FLAP = FLAP_start(index);

flightno = Test(:,13);
flightno = flightno(index);

for ind = 41:50
    figure(ind);
    %close all;
    x =
0:((length(N1(flightno==ind))/480)/length(N1(flightno==ind))):(length(N1(flightno==ind))/480);
    x = x(1:end-1);
    H = length(FF(flightno==ind))*(1/(8*3600));
    Time = linspace(0,H,length(FF(flightno==ind)));
    Time = Time';
    FF_cum = 2*(cumtrapz(Time,FF(flightno==ind)));
    yyaxis left
    plot(FF_cum,ALT(flightno==ind))

    ylabel('İrtifa (metre)')
    xlabel('Harcanan Toplam Yakıt Miktarı(kg)')

```

```

yyaxis right

%plot3(FF(inds==ind), GS(inds==ind), ALT(inds==ind));
plot(FF_cum,GS(flightno==ind))
ylabel('Hız - GS (km/saat)')

end

```

## EK-5

### Test Fonksiyonları

%% Benchmark function for Thesis

```

function z = benchmark_function(x,y,mode,func)

    if strcmp(func,'f1')==1
        x=linspace(-100,100,1000); y=x; %[-100,100]
        zobj = @f1;
    elseif strcmp(func,'f2')==1
        x=linspace(-100,100,1000); y=x; %[-100,100]
        zobj = @f2;
    elseif strcmp(func,'f3')==1
        x=linspace(-100,100,1000); y=x; %[-100,100]
        zobj = @f3;
    elseif strcmp(func,'f4')==1
        x=linspace(-100,100,1000); y=x; %[-100,100]
        zobj = @f4;
    elseif strcmp(func,'f5')==1
        x=linspace(-200,200,1000);y=x; %[-100,100]
        zobj = @f5;
    elseif strcmp(func,'f6')==1
        x=linspace(-100,100,500); y=x; %[-100,100]
        zobj = @f6;
    elseif strcmp(func,'f7')==1
        x=linspace(-1.0,1.0,500); y=x; %[-100,100]
        zobj = @f7;
    elseif strcmp(func,'f8')==1
        x=linspace(-500,500,1000); y=x; %[-100,100]
        zobj = @f8;
    elseif strcmp(func,'f9')==1
        x=linspace(-5,5,500); y=x; %[-100,100]
        zobj = @f9;
    elseif strcmp(func,'f10')==1
        x=linspace(-10,10,500); y=x; %[-100,100]
        zobj = @f10;
    elseif strcmp(func,'f11')==1
        x=linspace(-200,200,500); y=x; %[-100,100]
        zobj = @f11;
    elseif strcmp(func,'f12')==1
        x=linspace(-10,10,500); y=x; %[-100,100]
        zobj = @f12;
    elseif strcmp(func,'f13')==1
        x=linspace(-8,8,500); y=x; %[-100,100]
        zobj = @f13;
    elseif strcmp(func,'f14')==1
        x=linspace(-100,100,500); y=x; %[-100,100]
        zobj = @f14;

```

```

elseif strcmp(func,'f15')==1
    x=linspace(-5,5,1000); y=x; %[-100,100]
    zobj = @f15;
elseif strcmp(func,'f16')==1
    x=linspace(-1,1,500); y=x; %[-100,100]
    zobj = @f16;
elseif strcmp(func,'f17')==1
    x=linspace(-5,5,500); y=x; %[-100,100]
    zobj = @f17;
elseif strcmp(func,'f18')==1
    x=linspace(-5,5,1000); y=x; %[-100,100]
    zobj = @f18;
elseif strcmp(func,'f19')==1
    x=linspace(1,3,1000); y=x; %[-100,100]
    zobj = @f19;
elseif strcmp(func,'f20')==1
    x=linspace(0,1,1000); y=x; %[-100,100]
    zobj = @f20;
elseif strcmp(func,'f21')==1
    x=linspace(-5,5,1000); y=x; %[-100,100]
    zobj = @f21;
elseif strcmp(func,'f22')==1
    x=linspace(-5,5,1000); y=x; %[-100,100]
    zobj = @f22;
elseif strcmp(func,'f23')==1
    x=linspace(-5,5,1000); y=x; %[-100,100]
    zobj = @f23;
end

z =[];

for i=1:length(x)
    for j=1:length(x)
        if strcmp (func,'f15')==0 && strcmp (func,'f19')==0 && strcmp
(func,'f20')==0 &&...
            strcmp (func,'f21')==0 &&strcmp (func,'f22')==0
&&strcmp (func,'f23')==0
            z(i,j) = zobj([x(i),y(j)]);
        elseif strcmp (func,'f15')== 1 || strcmp (func,'f21')== 1
||strcmp (func,'f22')== 1 || strcmp (func,'f23')== 1
            z(i,j)= zobj([x(i),y(j),0,0]);
        elseif strcmp (func,'f19')== 1
            z(i,j)= zobj([x(i),y(j),0]);
        elseif strcmp (func,'f20')== 1
            z(i,j)= zobj([x(i),y(j),0,0,0,0]);
        end
    end
end

if mode == "Surfc"
    tiledlayout(2,2)
    nexttile
    surf(x,y,z);
    shading interp
    xlabel('x'); ylabel('y'); zlabel('z')
    colormap (jet(2000))
    hold on
    nexttile;

```

```

        pcolor(x,y,z);
        shading interp

    end

end

% call for benchmark function =====>>>>
benchmark_function([],[],"Surfc","f1");
%% 1

function r = f1(x)

r = sum(x.^2);

end

%% 2

function r = f2(x)

r = sum(abs(x)) + prod(abs(x));

end

%% 3

function r = f3(x)

dim = size(x,2);

r = 0;
for i = 1:dim

    r = r + sum(x(1:i))^2 ;

end
end

%% 4

function r = f4(x)

r = max(abs(x));

end

%% 5

function z = f5(x)

dim = size(x,2);
z = sum(100*(x(2:dim)-(x(1:dim-1).^2)).^2+(x(1:dim-1)-1).^2);

end

%% 6

function z = f6(x)

```

```

z = sum(abs(x+(0.5)).^2) ;

end

%% 7

function z = f7(x)

dim = size(x,2);

z = sum((1:dim).*(x.^4))+rand;

end

%% 8

function z = f8(x)

z = sum(-x.*sin(sqrt(abs(x))));

end

%% 9

function z = f9(x)

z = sum (x.^2 - 10*cos(2*pi*x)+10);

end

%% 10

function z = f10(x)

dim = size(x,2);

z = (-20*exp((-0.2)*sqrt(sum(x.^2 ))/dim))-(exp((sum(cos(2*pi.*x))/dim)))
+20+ exp(1);

end

%% 11

function z = f11(x)

dim = size(x,2);

for i=1:dim
z = ((sum(x.^2))*(1/400))- prod (cos(x/sqrt(i))) + 1;
end

end

%% 12

function z = f12(x)

```

```

dim = size(x,2);

z = (pi/dim)*(10*((sin(pi*(1+(x(1)+1)/4))))^2) + sum((((x(1:dim-
1)+1)./4).^2).*...
(1+10.*((sin(pi.*(1+(x(2:dim)+1)./4))))).^2))+((x(dim)+1)/4)^2) +
sum(u(x,10,100,4));

% u is a function which regulate this equaiton

end

%% 13

function z = f13(x)

dim = size(x,2);

z = 0.1*(sin(3*pi*x(1))^2) + sum((x(1:dim)-1).^2).*...
(1+(sin(3*pi*x(2:dim))^2))+((x(dim)-1)^2)* (1+(sin(2*pi*x(dim)))^2)+
sum(u(x,10,100,4));

% u is a function which regulate this equaiton

end

%% 14

function z = f14(x)
dim = size(x,2);
A = linspace(32,-32,5);
A1 = repmat(A,1,5);
A2 = sort(A1,"ascend");
K = [A1;A2];

for j = 1:25
    M(j) = sum ((x'- K(:,j)).^6);
end
z = (0.002+sum(1./([1:25]+ M))).^(-1);
end

%% 15

function z = f15(x)

Ai = rand(1,11);
Br = 0.25;
for i=1:4
    Br(i+1) = Br(i)*2;
end
B1 = [6 8 10 12 14 16];
Bi = [Br B1];

Bi = 1./Bi;
z = sum ((Ai -((x(1).*(Bi.^2 + x(2).*Bi))./(Bi.^2 + x(3).*Bi+ x(4))))).^2);
end

%% 16
function z = f16(x)

```

```

z = 4*x(1).^2 - 2.1*x(1).^4 + (1/3)*x(1).^6 + x(1)*x(2) - 4*x(2).^2 +
4*x(2).^4;

end
%% 17
function z = f17(x)

z = (x(2)-(5.1/(4*pi^2))*(x(1)^2) + (5/pi)*x(1)-6)^2 + 10*(1-
1/(8*pi))*cos(x(1))+ 10;

end

%% 18
function z = f18(x)

z = (1+(x(1)+x(2)+1)^2 *(19 - 14*x(1)+ 3*(x(1)^2) - 14*x(2) +6*x(1)*x(2)+
3*x(2)^2))*...
(30+(2*x(1)-3*x(2))^2*(18 - 32*x(1)+12*(x(1)^2) + 48*x(2)-36*x(1)*x(2)+
27*(x(2)^2)));

end
%% 19
function z = f19(x)
%aI = randi([1 35],4,3);
aI = [3 10 30; .1 10 35; 3 10 30; .1 10 35 ];
cI = [1 1.2 3 3.2];
pI = rand(4,3)*0.8826;

z = 0;
for i =1:4
z = z-cI(i)*exp (-(sum(aI(i,:).*((x- pI(i,:)).^2))));
end
end
%% 20
function z = f20(x)

aI = randi([1 17],4,6);
cI = [1 1.2 3 3.2];
pI = rand(4,6);

z = 0;
for i =1:4
z = z-cI(i)*exp (-(sum(aI(i,:).*((x- pI(i,:)).^2))));
end
end
%% 21
function z = f21(x)

% aH = randi([1 8],10,4);
aH = [4 4 4 4;1 1 1 1; 8 8 8 8; 6 6 6 6; 3 7 3 7; 2 9 2 9; 5 5 3 3; 8 1 8 1;
6 2 6 2; 7 3.6 7 3.6];

cH = [.1 .2 .2 .4 .4 .6 .3 .7 .5 .5];

z = 0;

```

```

        for i =1:5
            z = z - ((x- aH(i,:))*(x- aH(i,:))'+ cH(i))^( -1);
        end

    end

%% 22
function z = f22(x)

% aH = randi([1 8],10,4);
aH = [4 4 4 4;1 1 1 1; 8 8 8 8; 6 6 6 6; 3 7 3 7; 2 9 2 9; 5 5 3 3; 8 1 8 1;
6 2 6 2; 7 3.6 7 3.6];

cH = [.1 .2 .2 .4 .4 .6 .3 .7 .5 .5];

z = 0;
for i =1:7
    z = z - ((x- aH(i,:))*(x- aH(i,:))'+ cH(i))^( -1);
end

end

%% 23
function z = f23(x)

% aH = randi([1 8],10,4);
aH = [4 4 4 4;1 1 1 1; 8 8 8 8; 6 6 6 6; 3 7 3 7; 2 9 2 9; 5 5 3 3; 8 1 8 1;
6 2 6 2; 7 3.6 7 3.6];

cH = [.1 .2 .2 .4 .4 .6 .3 .7 .5 .5];

z = 0;
for i =1:10
    z = z - ((x- aH(i,:))*(x- aH(i,:))'+ cH(i))^( -1);
end

end

%% "u"function

function re= u(a,b,k,m)

re=    k.*((a-b).^m).*(a>b)  + k.*((-a-b).^m).*(a<(-b));

end

```

## EK-6

### PSO Algoritması

```

%% PSO_Code_Thesis
clc;
clear all;
tic
%% load data_flight.mat

```

```

load databank.mat

N2 = Train(:,2);
EGT_not = Train(:,1);
FF_not = Train(:,3);
TAT_not = Train(:,4);
ALT_not = Train(:,5);
GS_not = Train(:,7);
N1_not = Train(:,9);

index = N2 > 25;

N1 = N1_not(index);
EGT = EGT_not(index);
FF = FF_not(index);
GS = GS_not(index);
TAT = TAT_not(index);
ALT = ALT_not(index);

data_index = gpuArray(1);
data_end = gpuArray(length(N1));

% Problem Definition

%CostFunction = @(x) MSE(x); % Cost Function

nVar = gpuArray(5); % Number of Unkown Variables

VarSize = gpuArray([1 nVar]); %Horizontal Vector

VarMin = gpuArray(-10);
VarMax = gpuArray(10);

% Parameters of PSO

MaxIt = gpuArray(100); % Maksimum Iteration

nPop = gpuArray(200);

w = gpuArray(1); % Inertia coefficient
wdamp = gpuArray(0.8);
c1= gpuArray(2); % Personel Accelaration coefficient
c2= gpuArray(2); % Social Accelaration coefficient

% Initialization

particle_Position = gpuArray(zeros(nPop,nVar));
particle_Velocity = gpuArray(zeros(nPop,nVar));
particle_Cost = gpuArray(zeros(nPop,1));
particle_Best_Position= gpuArray(zeros(nPop,nVar));
particle_Best_Cost = gpuArray(zeros(nPop,1));

%Initialize Global Best

GlobalBest_Position = gpuArray(zeros(1,nVar));
GlobalBest_Cost = gpuArray(inf);

EGT1 = gpuArray(EGT);

```

```

FF1 = gpuArray(FF);
GS1 = gpuArray(GS);
TAT1 = gpuArray(TAT);
N11 = gpuArray(N1);
ALT1 = gpuArray(ALT);

%% Initialize Population Members

for i=1:nPop

    for j = 1:nVar
        % Generate Random Solution
        particle_Position(i, j) = unifrnd(VarMin, VarMax);
    end

    % Evaluation

    Err = N11(data_index:data_end) - (particle_Position(i,
1)*EGT1(data_index:data_end) ...
    + particle_Position(i, 2)*FF1(data_index:data_end) +
    particle_Position(i, 3)*GS1(data_index:data_end) ...
    + particle_Position(i, 4)*TAT1(data_index:data_end) +
    particle_Position(i, 5)*ALT1(data_index:data_end));

    sqrd_err = Err.^2;

    particle_Cost(i) = mean(sqrd_err, 'all');

    % Update the Personel Best

    particle_Best_Position(i,:) = particle_Position(i,:);
    particle_Best_Cost(i) = particle_Cost(i);

    % Update the Global Best

    if particle_Best_Cost(i) < GlobalBest_Cost

        GlobalBest_Cost = particle_Best_Cost(i);
        GlobalBest_Position = particle_Best_Position(i,:);

    end

end

end

% Array to hold best cost value on each iteration

BestCosts = zeros(MaxIt,1);

%% Main Loop of PSO

%unifrnd(0,1) = r1;
%unifrnd(0,1) = r2;

for iteration=1:MaxIt

    for i=1:nPop

        % Renew Velocity

```

```

        particle_Velocity(i,:) = w*particle_Velocity(i,:)...
            +c1*rand(VarSize).*(particle_Best_Position(i,:) -
particle_Position(i,:))...
            +c2*rand(VarSize).*(GlobalBest_Position -
particle_Position(i,:));
        % Renew Position
        particle_Position(i,:) = particle_Position(i,:) +
particle_Velocity(i,:);

        Err = N11(data_index:data_end) - (particle_Position(i,
1)*EGT1(data_index:data_end) + ...
            particle_Position(i, 2)*FF1(data_index:data_end) +
particle_Position(i, 3)*GS1(data_index:data_end) + ...
            particle_Position(i, 4)*TAT1(data_index:data_end) +
particle_Position(i, 5)*ALT1(data_index:data_end));

        sqrd_err = Err.^2;

        particle_Cost(i) = mean(sqrd_err,'all');
        % Renew Personel Best
        if particle_Cost(i) < particle_Best_Cost(i)

            particle_Best_Position(i,:) = particle_Position(i,:);
            particle_Best_Cost(i) = particle_Cost(i);

        % Renew the Global Best
        if particle_Best_Cost(i) < GlobalBest_Cost

            GlobalBest_Cost = particle_Best_Cost(i);
            GlobalBest_Position = particle_Best_Position(i,:);

        end

    end

end

% Hold the Best Cost value

BestCosts(iteration)= GlobalBest_Cost;

% Display Iteration Information

disp(['Iterasyon: ' num2str(iteration)      ' RMSE_Train = '
num2str(sqrt(BestCosts(iteration))))];
% Damping Inertia Coefficient
w = w * wdamp;
end

%% Results

figure;
plot( BestCosts, 'LineWidth',1);
%semilogy( BestCosts, 'LineWidth',2)
xlabel ('Iterasyon');
ylabel ('En iyi Değer (Best Cost)');
grid on;

```

```

clear N1;
clear EGT;
clear FF;
clear GS;
clear TAT;
clear N1_not;
clear EGT_not;
clear FF_not;
clear GS_not;
clear TAT_not;
clear ALT_not;
clear Err;
clear sqrd_err

N2 = Test(:,2);
N1_not = Test(:,9);
EGT_not = Test(:,1);
FF_not = Test(:,3);
GS_not = Test(:,7);
TAT_not = Test(:,4);
ALT_not = Test(:,5);

index = N2 > 25;

N1 = N1_not(index);
EGT = EGT_not(index);
FF = FF_not(index);
GS = GS_not(index);
TAT = TAT_not(index);
ALT = ALT_not(index);

b = GlobalBest_Position;

N1_est = b(1)*EGT + b(2)*FF+ b(3)*GS+b(4)*TAT + b(5)*ALT;

Err = N1 - N1_est;

sqrd_err = Err.^2;

RMSE_test = sqrt(mean(sqrd_err,'all'));
display(RMSE_test)

% plot(N1); % plot(N1_est);

inds = Test(:,13);
inds = inds(index);
for ind = 41:50
    figure(ind);
    %close all;
    x =
0:((length(N1(inds==ind))/480)/length(N1(inds==ind))):(length(N1(inds==ind))/
480);
    x = x(1:end-1);
    plot(x, N1(inds==ind),'DisplayName', 'N1'); hold on;
    plot(x, N1_est(inds==ind), 'DisplayName', 'N1 Hesaplanan');
    legend;
    xlabel('Uçuş Süresi(dk)');
    ylabel('N1 Değeri (%)')

```

```

        ax = gca; % current axes
        ax.FontSize = 8;
        ax.TickDir = 'out';
        %ax.TickLength = [0.01 0.01];
        %ax.YLim = [0 110];
    end

toc

```

## EK-7

### SHO Algoritması

```

%% SHO_Code Thesis
clear all

tic
load databank.mat

EGT_not = Train(:,1);
N2 = Train(:,2);
FF_not = Train(:,3);
TAT_not = Train(:,4);
ALT_not = Train(:,5);
GS_not = Train(:,7);
FLAP_not = Train(:,8);
N1_not = Train(:,9);
index = N2 > 25;

N1 = N1_not(index);
EGT = EGT_not(index);
FF = FF_not(index);
GS = GS_not(index);
TAT = TAT_not(index);
ALT = ALT_not(index);

%FLAP = FLAP_not(index);
EGT1 = gpuArray(EGT);
FF1 = gpuArray(FF);
GS1 = gpuArray(GS);
TAT1 = gpuArray(TAT);
N11 = gpuArray(N1);
ALT1 = gpuArray(ALT);

SearchAgents = gpuArray(200);
Max_iterations = 100;
lowerbound= -10;
upperbound= 10;
dimension=5;

[fitness] = func('F1');
[Best_score, Best_position, Convergence_curve] = sho(SearchAgents,
Max_iterations, lowerbound, upperbound, dimension, fitness);
figure('Position',[500 500 300 300])
plots = semilogx(Convergence_curve,'Color','b');
set(plots,'linewidth',2)
hold on

```

```

xlabel('Iterasyon');
ylabel('En iyi Çözüm Değeri (Best Fitness Score)');
axis tight
grid on
box on
legend('SHO')
display(['SHO tarafından bulunan amaç fonksiyonunun en iyi optimal değeri: ',
num2str(Best_score)]);

b = Best_position;

N1_est = b(1)*EGT + b(2)*FF+ b(3)*GS+ b(4)*TAT + b(5)*ALT;
Err = N1 - N1_est;
sqrd_err = Err.^2;

RMSE_train = sqrt(mean(sqrd_err, 'all'));
display(RMSE_train)

clear N1;
clear EGT;
clear FF;
clear GS;
clear TAT;
clear ALT;
clear FLAP;
clear N1_not;
clear EGT_not;
clear FF_not;
clear GS_not;
clear TAT_not;
clear ALT_not;
clear FLAP_not;
clear Err;
clear sqrd_err;

EGT_not = Test(:,1);
N2 = Test(:,2);
FF_not = Test(:,3);
TAT_not = Test(:,4);
ALT_not = Test(:,5);
GS_not = Test(:,7);
%FLAP_not = Test(:,8);
N1_not = Test(:,9);

index = N2 > 25;

N1 = N1_not(index);
EGT = EGT_not(index);
FF = FF_not(index);
GS = GS_not(index);
TAT = TAT_not(index);
ALT = ALT_not(index);

%FLAP = FLAP_not(index);

b = Best_position;

```

```

N1_est = b(1)*EGT + b(2)*FF+ b(3)*GS+ b(4)*TAT + b(5)*ALT;

Err = N1 - N1_est;

sqrd_err = Err.^2;

RMSE_test = sqrt(mean(sqrd_err,'all'));

display(RMSE_test)

%plot(N1);
%hold on
%plot(N1_est);
inds = Test(:,13);
inds = inds(index);
for ind = 41:50
    figure(ind);
    %close all;
    x =
0:((length(N1(inds==ind))/480)/length(N1(inds==ind)):(length(N1(inds==ind))/
480));
    x = x(1:end-1);
    plot(x, N1(inds==ind), 'DisplayName', 'N1'); hold on;
    plot(x, N1_est(inds==ind), 'DisplayName', 'N1 Hesaplanan');
    legend;
    xlabel('Uçuş Süresi(dk)');
    ylabel('N1 Değeri (%)')
    ax = gca; % current axes
    ax.FontSize = 8;
    ax.TickDir = 'out';
    %ax.TickLength = [0.01 0.01];
    %ax.YLim = [0 110];
end

toc

%% Hyenas Position Initialization

function hyena_pos=init(SearchAgents,dimension,upperbound,lowerbound)

Boundary= size(upperbound,2);
if Boundary==1
    hyena_pos=rand(SearchAgents,dimension).*(upperbound-
lowerbound)+lowerbound;
end

if Boundary>1
    for i=1:dimension
        ub_i=upperbound(i);
        lb_i=lowerbound(i);
        hyena_pos(:,i)=rand(SearchAgents,1).*(ub_i-lb_i)+lb_i;
    end
end
end
%% Number of Hyenas

function NOH=noh(best_hyena_fitness)
min = 0.5;

```

```

max = 1;
count=0;
M=(max-min).*rand(1,1) + min;
M=M+best_hyena_fitness(1);

for i=2:numel(best_hyena_fitness)
    if M>=best_hyena_fitness(i)
        count=count+1;
    end
end

NOH=count;
clear count
clear M
clear px

end

%% Fitness Function

function [fitness] = func(~)

    fitness = @F1;

end

function E = F1(x)

    N1 = evalin('base','N11');
    EGT = evalin('base','EGT1');
    FF = evalin('base','FF1');
    GS = evalin('base','GS1');
    TAT = evalin('base','TAT1');
    ALT = evalin('base','ALT1');

    %FLAP= evalin('base','FLAP');

    Err = N1 - (x(1).*EGT + x(2).*FF + x(3).*GS + x(4).*TAT + x(5).*ALT);

    sqrd_err = Err.^2;

    E = sqrt(mean(sqrd_err,'all')); % fitness function

end

%% SHO_Main Code

function
[Best_score,Best_position,Convergence_curve]=sho(SearchAgents,Max_iterations,
lowerbound,upperbound,dimension,fitness)

hyena_pos = init(SearchAgents,dimension,upperbound,lowerbound);

Convergence_curve=zeros(1,Max_iterations);

Iteration=1;

```

```

while Iteration<Max_iterations

    hyena_fitness = zeros;
    for i=1:size(hyena_pos,1)
        H_ub=hyena_pos(i,:)>upperbound;
        H_lb=hyena_pos(i,:)<lowerbound;

hyena_pos(i,:)=(hyena_pos(i,:).*(~(H_ub+H_lb)))+upperbound.*H_ub+lowerbound.*
H_lb;

        hyena_fitness(1,i)=fitness(hyena_pos(i,:));

    end

    if Iteration==1
        [fitness_sorted, FS]=sort(hyena_fitness);
        sorted_population=hyena_pos(FS,:);
        best_hyenas=sorted_population;
        best_hyena_fitness=fitness_sorted;
    else
        double_population=[pre_population;best_hyenas];
        double_fitness=[pre_fitness best_hyena_fitness];
        [double_fitness_sorted, FS]=sort(double_fitness);
        double_sorted_population=double_population(FS,:);
        fitness_sorted=double_fitness_sorted(1:SearchAgents);
        sorted_population=double_sorted_population(1:SearchAgents,:);
        best_hyenas=sorted_population;
        best_hyena_fitness=fitness_sorted;
    end

    NOH=noh(best_hyena_fitness);

    Best_score=fitness_sorted(1);
    Best_position=sorted_population(1,:);
    pre_population=hyena_pos;
    pre_fitness=hyena_fitness;

    disp(['Iterasyon: ' num2str(Iteration) ' RMSE_Train = '
num2str(best_hyena_fitness(1))])

    a=5-Iteration*((5)/Max_iterations);

    CV=0;
    for i=1:size(hyena_pos,1)

        for j=1:size(hyena_pos,2)
            for k=1:NOH

                r1=rand();
                r2=rand();
                Var1=2*a*r1-a;
                Var2=2*r2;
                distance_to_hyena=abs(Var2*sorted_population(k)-hyena_pos(i,j));
                HYE=sorted_population(k)-Var1*distance_to_hyena;
                CV=CV+HYE;

            end
        end
    end
end

```

```
        hyena_pos(i,j)=(CV/(NOH+1));  
        CV=0;  
    end  
  
end  
  
Convergence_curve(Iteration)=Best_score;  
  
    Iteration=Iteration+1;  
end  
end
```



## ÖZGEÇMİŞ

**ORCID NO:** 0000-0001-5361-4864

**Ad Soyad** : Emre AYDIN

**Yabancı Dil** : İngilizce

### Eğitim ve Mesleki Geçmişi:

Doktora; Eskişehir Teknik Üniversitesi / Lisansüstü Eğitim Enstitüsü / Uçak Gövde Motor Bakım Anabilim Dalı / 2024

Yüksek Lisans; Anadolu Üniversitesi / Fen Bilimleri Enstitüsü / Uçak Gövde Motor Bakım Anabilim Dalı/ 2018

Lisans; Anadolu Üniversitesi / Sivil Havacılık Yüksekokulu / Uçak Gövde Motor Bakım/ 2012

Mesleki Geçmişi:

#### 2013-2013

Aircraft Maintenance Planning • MATS

#### 2013-2015

Aircraft Maintenance Engineer • Sun Express

#### 2015-2023

Araştırma Görevlisi • ESTÜ/ Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi

### Yayınları ve/veya Bilimsel/Sanatsal Faaliyetleri:

- Performance models of passenger aircraft and propulsion systems based on particle swarm and Spotted Hyena Optimization methods. (Energy – 2023)

DOI: [10.1016/j.energy.2023.126659](https://doi.org/10.1016/j.energy.2023.126659)

- Serviceability analysis of training aircraft subject to maintenance operations in a flight training organisation: a case study. (International Journal of Sustainable Aviation – 2021)

DOI: [10.1504/IJSA.2021.10037367](https://doi.org/10.1504/IJSA.2021.10037367)

- Exergy analysis of a target drone engine: An experimental study for TRS18. (International Journal of Exergy – 2018)

DOI: 10.1504/IJEX.2018.094595

