

**UÇAK ENERJİ MANEVRA YAPABİLİRLİK VE PERFORMANS
PARAMETRELERİNİN METASEZGİSEL YÖNTEMLERLE
MODELLENMESİ**

Rıdvan ORUÇ

Doktora Tezi

Uçak Gövde Motor Bakım Anabilim Dalı

Danışman: Doç. Dr. Tolga BAKLACIOĞLU

Eskişehir

Eskişehir Teknik Üniversitesi

Lisansüstü Eğitim Enstitüsü

Ocak 2022

ÖZET

UÇAK ENERJİ MANEVRA YAPABİLİRLİK VE PERFORMANS PARAMETRELERİNİN METASEZGİSEL YÖNTEMLERLE MODELLENMESİ

Rıdvan ORUÇ

Uçak Gövde Motor Bakım Anabilim Dalı

Eskişehir Teknik Üniversitesi, Lisansüstü Eğitim Enstitüsü, Ocak 2022

Danışman: Doç. Dr. Tolga BAKLACIOĞLU

Bu tez kapsamında; uçakların performans limitlerini gösteren, farklı özgül güç fazlalarında uçabilecekleri irtifa ve hız kombinasyonlarını sunan, herhangi bir matematiksel işleme gerek kalmadan minimum tırmanma süresine karşılık gelen yörüngenin belirlenmesine yardımcı olan özgül güç fazlası (P_s) eğrilerinin elde edilebilmesi için bir yöntem sunulmuştur. B737-800 uçağı için sunulan yöntem; aerodinamik model, itki ve yakıt debi modellerinden oluşan uçak performans modeli ve P_s modelini içermektedir. İtki modeli için PW4056 turbofan motoruna ait gerçek tırmanma itki verileri kullanılmıştır. Bu motor için oluşturulan modelde, itkinin irtifanın bir fonksiyonu olduğu dolayısıyla sıcaklık, yoğunluk, basınç ile değiştiği yine Mach sayısının bir fonksiyonu olduğu göz önünde bulundurulmuştur. İtki modeli dışındaki diğer tüm modellemelerde B737-800 uçağına ait gerçek uçuş veri kaydı (FDR) verileri kullanılmıştır. Yakıt debi modeli, P_s eğrilerinin yüksek doğrulukta elde edilebilmesi için önemli olan ve uçuş süresince yakıt tüketimine bağlı sürekli azalan ağırlık kuvvetinin hesaplanmasına olanak sağlamaktadır. Aerodinamik modelde ise kritik Mach sayısı üzerindeki Mach değerlerindeki sıkıştırılabilir sürüklenme artışı ve profil eğriliği göz önünde bulundurulmuştur. P_s eğrileri uçak performans modeli kullanılarak elde edilmiştir. Eğri verileri, sonrasında oluşturulan P_s modeli için kaynak veridir. Bu çalışma, bir uçağına ait gerçek FDR verilerinin bulunması durumunda o uçağına ait tırmanma yörünge tahmini ve P_s grafiklerinin nasıl elde edileceği hakkında bir yöntem sunmaktadır. Modellerin oluşturulması için guguk kuşu arama algoritması yöntemi (CSA) kullanılmıştır. Farklı bir metasezgisel yöntem olan parçacık sürü optimizasyonu (PSO) yöntemi, CSA modellerini doğrulamak için kullanılmıştır. Matlab programı kullanılarak

yapılan optimizasyon işlemlerinin tümünde, her iki metasezgisel yöntemle de doğru sonuçlar elde edilmiştir.

Anahtar Sözcükler: Özgül güç fazlası modeli, Uçak performans modeli, Guguk kuşu arama algoritması, Parçacık sürü optimizasyonu.



ABSTRACT

AIRCRAFT ENERGY MANEUVERABILITY AND MODELING OF PERFORMANCE PARAMETERS WITH METAHEURISTIC METHODS

Rıdvan ORUÇ

Department of Aircraft Airframe and Powerplant Maintenance

Eskişehir Technical University, Institute of Graduate Programs, January 2022

Supervisor: Assoc. Prof. Dr. Tolga BAKLACIOĞLU

Within the scope of this thesis; a method is presented to obtain specific excess power (P_s) contours, which show the performance limits of the aircraft, present the altitude and speed combinations at which they can fly at different specific excess powers, and help determine the trajectory corresponding to the minimum time to climb without the need for any mathematical operation. The method presented for the B737-800 aircraft includes the aircraft performance model, which consists of aerodynamic, thrust and fuel flow rate models, and the P_s model. The actual climb thrust data of the PW4056 turbofan engine is used for the thrust model. In the model created for this engine, it is taken into account that the thrust is a function of altitude, so it changes with temperature, density, pressure and is also a function of Mach number. Real flight data record (FDR) data of the B737-800 aircraft were used in all models except the thrust model. The fuel flow rate model allows the calculation of the weight force, which is important for obtaining P_s contours with high accuracy, and which is constantly decreasing due to fuel consumption during the flight. In the aerodynamic model, the increase in compressible drag at Mach values above the critical Mach number and profile camber are considered. P_s contours were obtained using the aircraft performance model. The curve data is the source data for the P_s model created afterward. This study presents a method on how to obtain the climb trajectory estimation and P_s contours of an aircraft if real FDR data is available. The cuckoo search algorithm (CSA) method was used to create the models. Particle swarm optimization (PSO) method, which is a different metaheuristic method, was used to validate the CSA models. Accurate results were obtained with both metaheuristic methods in all of the optimization processes performed using the Matlab program.

Keywords: Specific excess power model, Aircraft performance model, Cuckoo search algorithm, Particle swarm optimization.



TEŞEKKÜR

Çalışmalarım boyunca değerli bilgilerini ve yardımlarını benden esirgemeyen, farklı bakış açıları ve bilimsel katkılarıyla bugünlere gelmemde büyük emeği olan danışman hocam Sayın Doç. Dr. Tolga BAKLACIOĞLU'na en içten duygularımla teşekkürlerimi sunarım.

Tezin öneri sürecinden şu noktaya kadar değerli düşünceleri ve önerileriyle tezimin daha iyi bir noktaya gelmesini sağlayan hocalarım Sayın Doç. Dr. Özlem ŞAHİN ve Sayın Doç. Dr. Işıl YAZAR'a teşekkür ederim. Ayrıca yaptıkları önemli katkılarından dolayı tüm jüri üyelerine teşekkürlerimi sunarım.

Mesai arkadaşlarım Dr. Öğr. Üyesi Mehmet YAŞAR, Dr. Öğr. Üyesi Öztürk Özdemir KANAT, Arş. Gör. Şafak AKTEMUR'a ve değerli meslektaşım Öğr. Gör. Mehmet KIRMIZI'ya bu süreçte verdikleri desteklerden ötürü teşekkür ederim.

Çalışmayı gerçekleştirirken bana gösterdiği sabrı ve verdiği desteği her zaman hissettiğim sevgili eşim Sema ORUÇ'a ve biricik kızım Gizem Asel ORUÇ'a sevgilerimi sunuyorum.

Eğitim hayatım boyunca bana her konuda destek olan değerli aileme sonsuz teşekkürlerimi sunarım.

Rıdvan ORUÇ

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.

Rıdvan ORUÇ

İÇİNDEKİLER

Sayfa

BAŞLIK SAYFASI	i
JÜRİ VE ENSTİTÜ ONAYI.....	ii
DANIŞMAN ONAYI	iii
ÖZET	iv
ABSTRACT.....	vi
TEŞEKKÜR	viii
ETİK İLKE VE KURALLARA UYGUNLUK BEYANNAMESİ.....	ix
İÇİNDEKİLER	x
TABLolar DİZİNİ	xii
ŞEKİLLER DİZİNİ	xiii
SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ	xvii
1. GİRİŞ.....	1
1.1. Konunun Tanıtılması	1
1.2. Konunun Önemi	2
2. KAYNAK TARAMASI	5
2.1. Enerji Yöntemi Üzerine Yapılan Çalışmalar	5
2.2. Uçak Performans Modellemesi Üzerine Yapılan Çalışmalar	7
2.3. Yakıt Debi Modelleri Üzerine Yapılan Çalışmalar	10
2.4. İtke Modelleri ve Aerodinamik Modeller Üzerine Yapılan Çalışmalar	12
3. İTKİ VE YAKIT TÜKETİMİNE İLİŞKİN TEMEL KAVRAMLAR.....	15
3.1. İtke Sistemi	15
3.1.1. Turbofan motorlar	17
3.2. Yakıt Tüketimi	18
4. AERODİNAMİK MODELE İLİŞKİN TEMEL KAVRAMLAR.....	21
4.1. Aerodinamik Kuvvetler ve Sürüklenme Poleri	21

4.1.1. Taşıma ve sürüklenme kuvvetleri	23
4.1.2. Sürüklenme poleri	25
4.2. Tırmanma Performansı	30
4.3. Enerji Yöntemi	35
5. METASEZGİSEL YÖNTEMLER	41
5.1. Parametre Tahmini İçin Guguk Kuşu Arama Algoritması Yöntemi	41
5.1.1. Guguk kuşlarının üreme stratejisi	42
5.1.2. CSA	43
5.1.3. Lévy uçuşu	46
5.1.4. CSA'nın verimliliği	46
5.2. Parametre Tahmini İçin Parçacık Sürü Optimizasyonu Yöntemi	47
5.2.1. Temel PSO	47
5.2.1.1. Küresel en iyi PSO	48
5.2.1.2. Yerel en iyi PSO	49
5.2.2. PSO parametre seçimi	50
5.2.3. PSO verimliliği	53
6. ÖZGÜL GÜÇ FAZLASI EĞRİLERİNİN ELDE EDİLMESİ	55
6.1. İtke Modeli	55
6.2. Yakıt Debi Modeli	59
6.3. Hız Modeli	63
6.4. İrtifa Modeli	68
6.5. Sürüklenme Modeli ve P_s Eğrilerinin Elde Edilmesi	70
6.6. P_s Modeli	85
6.7. ROC Modeli Değişiminin P_s Eğrilerine Etkisi	100
7. SONUÇ VE ÖNERİLER	103
KAYNAKÇA	109
EKLER	117
ÖZGEÇMİŞ	

TABLÖLAR DİZİNİ

Sayfa

Tablo 6.1. PW4056 ve CFM56-7B turbofan motorlarının karşılaştırılması	56
Tablo 6.2. CSA ve PSO itki modellerine ait model katsayıları	57
Tablo 6.3. CSA yakıt debi modeline ait model katsayıları	60
Tablo 6.4. PSO yakıt debi modeline ait model katsayıları.....	60
Tablo 6.5. CSA ve PSO hız modellerine ait model katsayıları	64
Tablo 6.6. Dört farklı uçuş için oluşturulan tırmanma safhası irtifa modelleri ve tırmanma oranı modelleri.....	69
Tablo 6.7. CSA ve PSO için irtifa modellerine ait model katsayıları	69
Tablo 6.8. CSA ve PSO C_D modelleri için model katsayıları	72
Tablo 6.9. CSA ve PSO P_s modellerine ait model katsayıları (uçak ağırlığı =41413 kg).....	90
Tablo 6.10. CSA P_s modeline ait model katsayıları (uçak ağırlığı =60000 kg).....	90
Tablo 6.11. CSA P_s modeline ait model katsayıları (uçak ağırlığı =79000 kg).....	91
Tablo 6.12. CSA ve PSO modelleri hata değerleri	99
Tablo 6.13. Uçuş 2 için oluşturulan farklı CSA irtifa modelleri.....	101
Tablo 6.14. Uçuş 4 için oluşturulan farklı irtifa modelleri	102

ŞEKİLLER DİZİNİ

Sayfa

Şekil 2.1. BADA uçak performans modelinin genel yapısı	8
Şekil 3.1. Gaz türbinli motorların sınıflandırılması.....	16
Şekil 3.2. Bir turbofan motorunun genel görünümü.....	17
Şekil 3.3. SFC'nin farklı motor tipleri için Mach sayısına göre değişimi.....	19
Şekil 3.4. Pratt & Whitney JT9D-3 turbofan motoru için itki ve SFC'nin irtifa ve Mach sayısına göre değişimi.....	20
Şekil 4.1. Kanat profili ve basınç merkezinin gösterimi	22
Şekil 4.2. Bileşik kuvvetin aerodinamik merkeze taşınması ve aerodinamik kuvvetlerin gösterimi (a) orijinal kuvvet, (b) iki eşit ve zıt kuvvetin eklenmesi ve (c) bileşke kuvvet.....	23
Şekil 4.3. Taşıma ve sürüklenme katsayılarının hücum açısına göre değişimleri.....	25
Şekil 4.4. Sürüklenme poleri	26
Şekil 4.5. Bir jet nakliye uçağı için C_D ve C_L arasındaki ilişki	27
Şekil 4.6. C_D 'nin Mach sayısına göre değişimi	28
Şekil 4.7. C_L 'nin Mach sayısına göre değişimi	28
Şekil 4.8. Tipik bir uçuş profili.....	31
Şekil 4.9. Tırmanma sırasında uçağa etki eden kuvvetler	32
Şekil 4.10. DC-10-10 uçağının ROC'sinin irtifaya göre değişimi	35
Şekil 4.11. Enerji yüksekliği eğrisi.....	37
Şekil 4.12. P_s ve H_e eğrilerinin birlikte gösterimi.....	38
Şekil 4.13. Süpersonik uçaklar için P_s ve H_e eğrilerinin birlikte gösterimi.....	40
Şekil 5.1. CSA ev sahibi kuş yuvası.....	43
Şekil 5.2. CSA akış şeması.....	45
Şekil 5.3. Yıldız topolojisi.....	49
Şekil 5.4. PSO'da parçacığın bir sonraki konumunun iki boyutlu ortamda elde edilmesi	49
Şekil 5.5. Halka topolojisi	50
Şekil 5.6. PSO akış şeması	53
Şekil 6.1. CSA itki modeli ile PW4056 motor itki değerlerinin Mach sayısına göre karşılaştırılması.....	58

Şekil 6.2. PSO itki modeli ile PW4056 motor itki değerlerinin Mach sayısına göre karşılaştırılması	58
Şekil 6.3. Uçuş 1 için CSA yakıt debi modeli ile gerçek yakıt debisi değerlerinin karşılaştırılması	61
Şekil 6.4. Uçuş 2 için CSA yakıt debi modeli ile gerçek yakıt debisi değerlerinin karşılaştırılması	61
Şekil 6.5. Uçuş 3 için CSA yakıt debi modeli ile gerçek yakıt debisi değerlerinin karşılaştırılması	62
Şekil 6.6. Uçuş 4 için CSA yakıt debi modeli ile gerçek yakıt debisi değerlerinin karşılaştırılması	62
Şekil 6.7. Uçuş 1 için PSO yakıt debi modeli ile gerçek yakıt debisi değerlerinin karşılaştırılması	63
Şekil 6.8. Uçuş 2 için PSO yakıt debi modeli ile gerçek yakıt debisi değerlerinin karşılaştırılması	63
Şekil 6.9. Hız modeli için hata değerleri	65
Şekil 6.10. Uçuş 1 için CSA model değerleri ile gerçek hız verilerinin zamana göre kıyaslanması.....	65
Şekil 6.11. Uçuş 2 için CSA model değerleri ile gerçek hız verilerinin zamana göre kıyaslanması.....	66
Şekil 6.12. Uçuş 3 için CSA model değerleri ile gerçek hız verilerinin zamana göre kıyaslanması.....	66
Şekil 6.13. Uçuş 4 için CSA model değerleri ile gerçek hız verilerinin zamana göre kıyaslanması.....	67
Şekil 6.14. Uçuş 1 için PSO model değerleri ile gerçek hız verilerinin zamana göre kıyaslanması.....	67
Şekil 6.15. Uçuş 2 için PSO model değerleri ile gerçek hız verilerinin zamana göre kıyaslanması.....	68
Şekil 6.16. CSA ve PSO gerçek irtifa değerleri ile model değerlerinin zamana göre kıyaslanması.....	70
Şekil 6.17. Farklı uçuşlar için PSO ve CSA ile bulunan tırmanma oranlarının zamana göre değişimi	70
Şekil 6.18. Uçuş 1 için gerçek C_D değerleri ile CSA model değerlerinin Mach sayısına bağlı olarak kıyaslanması.....	73

Şekil 6.19. Uçuş 1 için gerçek C_D değerleri ile CSA model değerlerinin C_L 'ye bağlı olarak kıyaslanması.....	73
Şekil 6.20. Uçuş 1 için CSA modelleri ile elde edilen P_s eğrisi (uçak ağırlığı =41413 kg).....	74
Şekil 6.21. Uçuş 2 için gerçek C_D değerleri ile CSA model değerlerinin Mach sayısına bağlı olarak kıyaslanması.....	75
Şekil 6.22. Uçuş 2 için gerçek C_D değerleri ile CSA model değerlerinin C_L 'ye bağlı olarak kıyaslanması.....	75
Şekil 6.23. Uçuş 2 için CSA modelleri ile elde edilen P_s eğrisi (uçak ağırlığı =41413 kg).....	76
Şekil 6.24. Uçuş 3 için gerçek C_D değerleri ile CSA model değerlerinin Mach sayısına bağlı olarak kıyaslanması.....	77
Şekil 6.25. Uçuş 3 için gerçek C_D değerleri ile CSA model değerlerinin C_L 'ye bağlı olarak kıyaslanması.....	77
Şekil 6.26. Uçuş 3 için CSA modelleri ile elde edilen P_s eğrisi (uçak ağırlığı =41413 kg).....	78
Şekil 6.27. Uçuş 4 için gerçek C_D değerleri ile CSA model değerlerinin Mach sayısına bağlı olarak kıyaslanması.....	79
Şekil 6.28. Uçuş 4 için gerçek C_D değerleri ile CSA model değerlerinin C_L 'ye bağlı olarak kıyaslanması.....	79
Şekil 6.29. Uçuş 4 için CSA modelleri ile elde edilen P_s eğrisi (uçak ağırlığı =41413 kg).....	80
Şekil 6.30. Uçuş 1 için gerçek C_D değerleri ile PSO model değerlerinin Mach sayısına bağlı olarak kıyaslanması.....	81
Şekil 6.31. Uçuş 1 için gerçek C_D değerleri ile PSO model değerlerinin C_L 'ye bağlı olarak kıyaslanması.....	81
Şekil 6.32. Uçuş 1 için PSO kullanılarak elde edilen P_s eğrisi (uçak ağırlığı =41413 kg).....	82
Şekil 6.33. Uçuş 2 için gerçek C_D değerleri ile PSO model değerlerinin Mach sayısına bağlı olarak kıyaslanması.....	83
Şekil 6.34. Uçuş 2 için gerçek C_D değerleri ile PSO model değerlerinin C_L 'ye bağlı olarak kıyaslanması.....	83

Şekil 6.35. Uçuş 2 için PSO kullanılarak elde edilen P_s eğrisi (uçak ağırlığı =41413 kg)	84
Şekil 6.36. Uçuş 1 için CSA P_s model eğrisi (a) ve PSO P_s model eğrisi (b) (uçak ağırlığı =41413 kg)	86
Şekil 6.37. Uçuş 2 için CSA P_s model eğrisi (a) ve PSO P_s model eğrisi (b) (uçak ağırlığı =41413 kg)	87
Şekil 6.38. Uçuş 3 için elde edilen CSA P_s model eğrisi (uçak ağırlığı =41413 kg)	88
Şekil 6.39. Uçuş 4 için CSA P_s model eğrisi (uçak ağırlığı =41413 kg)	89
Şekil 6.40. Uçuş 1 verilerinden elde edilen P_s eğrisi (a) ve CSA P_s model eğrisi (b) (uçak ağırlığı =60000 kg)	91
Şekil 6.41. Uçuş 1 verilerinden elde edilen P_s eğrisi (a) ve CSA P_s model eğrisi (b) (uçak ağırlığı =79000 kg)	93
Şekil 6.42. Uçuş 2 verilerinden elde edilen P_s eğrisi (a) ve CSA P_s model eğrisi (b) (uçak ağırlığı =60000 kg)	94
Şekil 6.43. Uçuş 2 verilerinden elde edilen P_s eğrisi (a) ve CSA P_s model eğrisi (b) (uçak ağırlığı =79000 kg)	95
Şekil 6.44. Uçuş 3 verilerinden elde edilen P_s eğrisi (a) ve CSA P_s model eğrisi (b) (uçak ağırlığı=60000 kg)	96
Şekil 6.45. Uçuş 3 verilerinden elde edilen P_s eğrisi (a) ve CSA P_s model eğrisi (b) (uçak ağırlığı =79000 kg)	97
Şekil 6.46. Uçuş 4 verilerinden elde edilen P_s eğrisi (a) ve CSA P_s model eğrisi (b) (uçak ağırlığı =60000 kg)	98
Şekil 6.47. Uçuş 4 verilerinden elde edilen P_s eğrisi (a) ve CSA P_s model eğrisi (b) (uçak ağırlığı =79000 kg)	99
Şekil 6.48. Uçuş 2 için farklı irtifa modelleri kullanılarak elde edilen CSA P_s grafikleri	101
Şekil 6.49. Uçuş 4 için farklı irtifa modelleri kullanılarak elde edilen P_s grafikleri	102

SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ

α	: Hücüm Açısı
β	: Prandtl- Glauert Sıkıştırılabilirlik Düzeltme Faktörü
e	: Oswald Verimlilik Faktörü
λ	: Lévy Uçuş Parametresi
Γ	: Lévy Uçuş Parametresi İçin Verilen Bir Sabit
ρ	: Yoğunluk
θ	: Tırmanma Açısı
$\otimes$	: Giriş Yol Çarpımı
χ	: Sınırlama Faktörü
ϵ	: Tekdüze Dağılımdan Çekilen Bir Rassal Sayı
a	: İvme
a_i	: İtki Modeli Katsayıları (i=1'den 12'ye)
AR	: Aspect Ratio (Açıklık Oranı)
b_i	: Yakıt Debi Modeli Katsayıları (i=1'den 12'ye)
c_i	: Pozitif İvme Sabitleri (i=1'den 2'ye)
c_i	: Hız Modeli Katsayıları (i=1'den 5'e)
C_D	: Sürüklenme Katsayısı
C_{Do}	: Sıfır Taşıma Sürüklenme Katsayısı
C_L	: Taşıma Katsayısı
D	: Sürüklenme Kuvveti
d_i	: İrtifa Modeli Katsayıları
E	: Toplam Enerji
e_i	: Sürüklenme Modeli Katsayıları (i=1'den 12'ye)
F	: Kuvvet
FFR	: Fuel Flow Rate (Yakıt Debi)
f_i	: Özgül Güç Fazlası Modeli Katsayıları (i=1'den 12'ye)
f_i	: Sürüklenme Modeli Katsayıları (i=1'den 5'e)
g	: Yerçekimi İvmesi
h	: İrtifa
H_e	: Enerji Yüksekliği
$H(u)$	: Birim Adım Fonksiyonu
k	: İndüklenmiş Sürüklenme Faktörü
L	: Taşıma Kuvveti
m	: Kütle
M	: Mach Sayısı
M_o	: Moment
M_{cr}	: Kritik Mach Sayısı
P	: Ortam Hava Basıncı
p_a	: Anahtarlama Parametresi
P_s	: Özgül Güç Fazlası
r	: Eğrilik Yarıçapı
r_i	: Düzgün Bir Dağılımdan Elde Edilen 0 ile 1 Aralığında Rassal Sayılar (i=1'den 2'ye)
Re	: Reynolds sayısı
s	: Adım Boyutu
S	: Kanat Alanı

t	: Zaman
T	: İtke Kuvveti
V	: Gerçek Hava Hızı
V_{∞}	: Serbest Akım Hızı
w	: Eylemsizlik Ağırlığı
W	: Ağırlık Kuvveti
x_i^t	: Mevcut Çözüm
x	: Konum
y	: Parçacığın Ulaşabildiği En İyi Konum
$\hat{y}$	: Sürüdeki En İyi Konum
ac	: Aerodynamic Center (Aerodinamik Merkez)
ADS-B	: Automatic Dependent Surveillance–Broadcast (Otomatik Bağımlı Gözetim-Yayın)
Ar-Ge	: Araştırma ve Geliştirme
ATC	: Air Traffic Control (Hava Trafik Kontrol)
ATM	: Air Traffic Management (Hava Trafik Yönetimi)
BADA	: Base of Aircraft Data (Uçak Veri Tabanı)
CAS	: Calibrated Airspeed (Kalibre Edilmiş Hava Hızı)
cp	: Center of Pressure (Basınç Merkezi)
CSA	: Cuckoo Search Algorithm (Guguk Kuşu Arama Algoritması)
CTAS	: Center TRACON Automation System (Merkez Terminal Radar Yaklaşma Kontrol Otomasyon Sistemi)
EAS	: Equivalent airspeed (Eşdeğer Hava Hızı)
EUROCONTROL	: European Organisation for the Safety of Air Navigation (Avrupa Hava Seyrüsefer Emniyeti Teşkilatı)
FAA	: Federal Aviation Administration (Federal Havacılık İdaresi)
FDR	: Flight Data Record (Uçuş Veri Kaydı)
GA	: Genetic Algorithm (Genetik Algoritma)
IATA	: International Air Transport Association (Uluslararası Hava Taşımacılığı Birliği)
ICAO	: International Civil Aviation Organization (Uluslararası Sivil Havacılık Örgütü)
KE	: Kinetik Enerji
KKSP	: Kamburluklu Kanat Sıkıştırılabilir Sürüklenme Poleri
HPC	: High Pressure Compressor (Yüksek Basınç Kompresörü)
HPT	: High Pressure Turbine (Yüksek Basınç Türbini)
LPC	: Low Pressure Compressor (Alçak Basınç Kompresörü)
LPT	: Low Pressure Turbine (Alçak Basınç Türbini)
MAPE	: Mean Absolute Percentage Error (Ortalama Mutlak Yüzde Hata)
MSE	: Mean Squared Error (Ortalama Hata Karesi)
PE	: Potansiyel Enerji
PSO	: Particle Swarm Optimization (Parçacık Sürü Optimizasyonu)
ROC	: Rate of Climb (Tırmanma Oranı)
SCDP	: Simple Cambered Wing Drag Polar (Basit Kamburluklu Kanat Sürüklenme Poler)
SFC	: Specific Fuel Consumption (Özgül Yakıt Tüketimi)
TRACON	: Terminal Radar Approach Control (Terminal Radar Yaklaşma Kontrol)

TSFC : Thrust-Specific Fuel Consumption (İtke Özgöl Yakıt Tüketimi)



1. GİRİŞ

1.1. Konunun Tanıtılması

Havacılık, küresel ticaretin ve turizmin gerçekleşmesini sağlayan en önemli ulaşım türüdür. Bu yönü ile havacılık, özellikle gelişmekte olan ülkelerde ekonomik büyümeyi kolaylaştırmada hayati bir rol oynamaktadır. Ayrıca havacılığın uzun menzilli ulaşımarda en hızlı ve verimli ulaşım türü olması, son yıllarda hızlı bir büyüme gerçekleştirmesini sağlamıştır [1, 2]. Gelecekte de büyümeye devam etmesi öngörülen havacılıkla ilgili birçok havacılık kuruluşu, havacılığın gelişimi ile ilgili çalışmalar yapmışlardır. Uluslararası Sivil Havacılık Örgütü (ICAO), 2018-2038 yılları arasında küresel yolcu trafiğinin yıllık yaklaşık % 4.2 büyüyeceğini tahmin etmektedir [3]. Uçak üretiminde pazar payı en büyük şirketlerden biri olan Airbus, 2019-2038 yılları arasındaki 20 yıllık süreçte hava trafiğinin yıllık yaklaşık % 4.3, Boeing ise 2020-2039 yılları arasında yıllık yaklaşık % 4 civarında artacağını öngörmektedir [4, 5]. Koronavirüs (Covid-19) salgınının küresel hava taşımacılığını olumsuz yönde etkilemesi belirtilen tahminlerin revize edilmesini gerektirse de havacılığın yukarıda belirtilen avantajlarından dolayı büyüme potansiyelinin olduğu aşîkârdır.

Havacılığın büyümesi ile beraber artan hava trafiği havalimanları etrafındaki yoğunluk seviyesini arttıracığından, özellikle iniş ve kalkış sürelerinin beklemeyle ilgili olarak artmasına, yine yoğunluğu yönetmek adına uygulanan hava trafik prosedürleri uçakların alçalma ve tırmanma için havada daha çok kalmalarına sebep olabilmektedir. Artan hava trafiği ve uçakların bekleme sürelerine bağlı olarak havayolu işletmelerinin en büyük maliyet girdilerinden biri olan yakıt tüketiminin (Uluslararası Hava Taşımacılığı Birliği (IATA), 2021 yılında yakıt maliyetlerinin işletme giderlerinin yaklaşık %19.7'sini oluşturacağını tahmin etmektedir), yakıt tüketimine bağlı oluşan emisyonların çevreye olumsuz etkilerinin ve havalimanları etrafındaki gürültü kirliliğinin artması önemli problemlerdir [6-8].

Tüm bu faktörler göz önüne alındığında bugün ve gelecekteki hava trafik yönetimi (ATM); kapasite artışı, çevresel etkinin azaltılabilmesi, emniyetin iyileştirilmesi ve maliyet düşüşü gibi zorluklar ile karşı karşıya kalmaktadır. Bu zorluklara cevap verecek modern bir ATM sistemi tasarlamak ve geliştirmek için birçok araştırma ve geliştirme (Ar-Ge) faaliyeti yürütülmektedir. Yeni sistemleri geliştirmek ve değerlendirmek için matematiksel modellerden hızlı ve gerçek zamanlı simülasyonlara kadar çeşitli

modelleme ve simülasyon araçları kullanılmaktadır. Uçak yörüngelerinin simülasyonu ve tahmini, bu araçların temel işlevlerinden biridir [9].

Verimli bir ATM sistemi, hava trafik akışlarını planlarken uçak performanslarını doğru tahmin etmelidir. Artan hava trafiğini sorunsuz yönetecek ve kapasitede artış sağlayacak yeni operasyonel kavramlar uçak yörünge tahminine dayanmaktadır. Uçak performans modelleri, yörünge hesaplamasının temelini oluşturur ve bu nedenle gelecekteki ATM sistemlerinin geliştirilmesi ve değerlendirilmesinde merkezi bir rol oynar [10].

Tüm bunlara ek olarak uçakların farklı motor güç ayarlarında uçabileceği irtifa ve hız kombinasyonlarını bilmek emniyetli uçuş için oldukça önemlidir. Farklı uçakların manevra kabiliyetlerinin irtifa ve hız/Mach sayılarına göre kıyaslanabilmesine olanak sağlayan ve uçakların bu parametrelere bağlı maksimum performans limitlerini gösteren özgül güç fazlası (P_s) eğrileri ile bunları saptamak oldukça kolaydır. P_s eğrileri genelde enerji yüksekliği eğrileri ile birlikte kullanılır. Bu iki eğrinin birleştirilmesi uçakların bir enerji yüksekliğinden diğerine geçebilmeleri için gerekli irtifa hız kombinasyonlarını da görsel olarak sağlamaktadır. Hali hazırda askeri pilotlar kokpitte bu eğriler ile uçmaktadır. Ayrıca P_s eğrileri kullanılarak uçakların minimum tırmanma süresine karşılık gelen tırmanma yörüngesi, herhangi bir matematiksel işlem yapmaya gerek kalmadan elde edilebilmektedir. Yukarıda önemi ifade edilen P_s eğrileri uçak performans modelleri sonucunda elde edilebilmektedir [11].

1.2. Konunun Önemi

Bu çalışma uçak performans modeli ve P_s modeli olmak üzere iki ana modelden oluşmaktadır. Tırmanma uçuşu için oluşturulan bu modeller, bir uçağa ait gerçek uçuş verilerinin olması durumunda o uçağa ait tırmanma yörüngesi tahmini ve P_s grafiklerinin nasıl elde edilebileceği hakkında bir yöntem sunmaktadır. Uçak performans modeli; itki modeli, aerodinamik model ve yakıt tüketimine bağlı sürekli azalan ve uçak performans hesaplamalarında önemli bir yere sahip olan ağırlığın tahmini için yakıt debi modelinden oluşmaktadır.

İtki modeli ve yakıt debi modellerinde bu iki parametrenin sıcaklık, basınç ve yoğunluk gibi atmosferik özellikler ile değiştiği yani irtifanın bir fonksiyonu oldukları ve yine hava hızı ile değiştikleri göz önünde bulundurulmuştur. Turbofan motorlarının

benzer özellikler göstermesi nedeniyle bu çalışmada elde edilen itki modelinin uygun normalizasyon katsayısı kullanılması halinde birçok farklı turbofan motoru için de kullanılabileceği düşünülmektedir.

Aerodinamik modelde oluşturulan sürüklenme modelinde profil eğriliği ve sıkıştırılabilirlik etkilerine ek olarak kritik Mach sayısından daha büyük Mach değerlerindeki sıkıştırılabilir sürüklenme artışı da dikkate alınmıştır. Ticari hava taşımacılığında kullanılan uçakların transonik uçuş gerçekleştirdiği düşünülürse, kritik Mach sayısı üzerindeki sürüklenme artışının modele dâhil edilmesi oluşturulan performans modelinin daha doğru sonuç vermesini sağlayacaktır.

Bu çalışmanın amacı, guguk kuşu arama algoritması (CSA) yöntemi kullanılarak uçuşun tırmanma aşaması için bir uçak performans modeli oluşturmak, bu performans modeli sayesinde uçakların performans limitlerini ve manevra kabiliyetlerini gösteren P_s eğrilerini elde etmek ve en sonunda da elde edilen P_s grafik verilerini kullanarak bir CSA özgül güç fazlası modeli oluşturmaktır. CSA modellerini doğrulamak adına farklı bir metasezgisel yöntem olan parçacık sürü optimizasyonu (PSO) metodu kullanılmıştır. Çalışmanın literatüre olan katkıları aşağıda listelenmiştir.

1. Bu çalışmada elde edilen modellerin ATM karar destek sistemlerinde, simülasyon uygulamalarında, yörünge tahmini için yapılan farklı modelleme çalışmalarında, motor itki ve yakıt tüketimi optimizasyonu için yapılan çalışmalarda faydalı olacağı düşünülmektedir.
2. Kullanılan veri setinin gerçek veriler olması çalışmanın doğruluğu adına önemlidir.
3. Metasezgisel yöntemler birçok optimizasyon probleminde klasik yöntemlere göre daha iyi sonuç vermeleri nedeniyle sıklıkla kullanılmaktadır. Bu bağlamda, modellemelerde son zamanlarda birçok alanda kullanılmaya başlanan CSA ve PSO gibi iki yeni optimizasyon yönteminin kullanılması sonuçların daha doğru çıkmasını sağlamıştır.
4. Literatürde birçok uçak performans modeli bulunmaktadır. Ancak yazarın bilgisine göre bu çalışma tırmanma uçuşu için uçak performans modeli ve P_s modelini birlikte sunan ilk çalışmadır.

5. Yine CSA ve PSO ile yapılan ilk uçak performans modeli ve aynı algoritmalar ile yapılan ilk P_s modeli olması çalışmanın orijinallliğini göstermektedir.
6. Yukarıda da bahsedildiği gibi aerodinamik modelde oluşturulan sürüklenme modelinde, kritik Mach sayısı üzerindeki Mach değerlerindeki sıkıştırılabilir sürüklenme artışının modele dâhil edilmesi sonuçların daha doğru çıkmasını sağlamıştır.
7. Kullanılan veri setinin kısa ve orta menzilli mesafelerde en çok kullanılan uçak tiplerinden biri olan B737-800'e ait uçuş veri kaydı (FDR) verileri olması, çalışmanın kapsamı ve güncelliği adına önemlidir.

2. KAYNAK TARAMASI

2.1. Enerji Yöntemi Üzerine Yapılan Çalışmalar

Süpersonik uçuş yapan uçakların tırmanma sırasında yüksek ivmelenme göstermeleri sebebiyle uçağın ağırlık merkezine etkiyen kuvvetleri dikkate almak yerine, tırmanış uçuşunda uçağın toplam enerjisi (potansiyel ve kinetik enerji toplamı) için denge denklemleri yazmak bazen yararlıdır. Bu yöntem enerji yöntemi olarak da bilinmektedir [11, 12].

Klasik tırmanma irtifa değişimine odaklanır; yani bu yöntemde hava aracının potansiyel enerjisinin değişimi ile ilgilenilmektedir. Gerçek hava hızı sabit kabul edildiği için kinetik enerji de aynı şekilde sabittir. Bu yaklaşım düşük performanslı uçakların tırmanma analizlerinde oldukça iyi sonuçlar vermesine rağmen, günümüz ticari hava taşımacılığında kullanılan uçaklar ve özellikle savaş uçakları gibi yüksek performanslı uçakların tırmanma sırasında hızları da değiştiği için tercih edilmemektedir. Enerji yöntemi ise irtifa değişim oranından ziyade hız ve irtifanın fonksiyonu olan enerji değişimine odaklanır. Bu nedenle düşük performanslı uçakların dışında, yüksek performanslı uçakların analizlerinde de yüksek doğrulukta sonuçlar verir [13-14]. Bu bağlamda, bu çalışmada yapılan analizlerde de enerji yöntemi ve uçağa etki eden kuvvetlerden elde edilen hareket denklemi beraber kullanılmıştır.

Toplam uçak enerjisi kavramına dayanan ilk yöntemler 1940'lara kadar uzanmaktadır. Bu alanda yapılan ilk çalışma ilk jet avcı uçağı Messerschmitt Me 262'nin optimum tırmanış profili için "bileşke yükseklik" modelini geliştiren Alman mühendis Fritz Kaiser'e aittir. Bununla birlikte, Rutowski'nin 1954 yılında uçak performans problemlerinde enerji yaklaşımını kullandığı çalışması bu alanda yaygın olarak kabul edilmektedir [12]. Rutowski'nin çalışmasında amaç, enerji yaklaşımını açıklamak ve bu yaklaşımın tırmanma ve menzil problemlerinde uygulamalarını göstermektir. Yapılan çalışmada tırmanma problemlerinde bir irtifa hız kombinasyonundan diğerine minimum zaman veya yakıtla gidilebilecek yörüngelerini bulmaya yarayan bir yöntem belirtilmiştir [14]. Sonraları enerji yöntemi kullanılarak optimal problemlerin çözümü için Kelley ve Edelbaum (1970), Schultz ve Zagalsky (1972), Bryson vd. (1969) ve Calise (1977) tarafından çalışmalar yapılmıştır. Konuyla ilgili çalışmalar, yüksek performanslı uçakların en uygun tırmanma yörüngelerini, sabit menzil için minimum yakıt, minimum zaman veya maliyetler dâhil olmak üzere en uygun yörüngeleri içerir [15-18]. Kullanılan

bu yöntemler toplam enerji yöntemi olarak tanımlanmak üzere genişletildi ve Avrupa'daki hava trafik kontrol merkezleri için bir endüstri standardı haline geldi ve profesyonel alanda yaygın olarak kullanıldılar [12]. Örneğin Avrupa Hava Seyrüsefer Emniyeti Teşkilatı (EUROCONTROL) tarafından geliştirilen uçak veri tabanı (BADA-Base of Aircraft Data) toplam enerji modeline dayanmaktadır. Hemen hemen tüm uçak tiplerini kapsayacak kadar geniş olan BADA yaklaşımı uçağı nokta olarak modeller ve uçağın hareketine neden olan temel kuvvetlerin modellenmesini gerektirir. BADA'da sunulan bilgiler ATM yörünge simülasyonu ve tahminlerinde, ATM yer operasyonlarında stratejik planlama ve modelleme için tasarlanmıştır [10, 19].

Literatüre bakıldığında, özgül güç fazlası eğrilerinin elde edilmesi ile ilgili modelleme çalışmaları yok denecek kadar azdır. Auguste'nin 5 farklı genel havacılık uçağı için P_s eğrilerini elde etmek ve bu eğrileri karşılaştırmak için yaptığı çalışma bunlardan biridir. Analizler için gerekli veri setinin elde edilebilmesi adına, belirtilen uçakların 3000 feet irtifada hızlanma performansları gerçek zamanlı test edilmiş ve veriler kayıt altına alınmıştır. Sonrasında her bir saniyelik periyotta uçağın hız ve irtifa bilgileri bu kayıtlardan alınıp analiz için gerekli veriler sağlanmıştır. P_s eğrilerinin elde edilmesi için gerekli olan hızın zamana göre değişimi ve tırmanma oranı parametrelerini elde edebilmek için Microsoft Excel programında grafik üzerinden eğri uydurma özelliği kullanılmıştır. Bu çalışmada 3000 feet irtifa hızlanma değerleri kullanıldığı için sadece bu irtifa için P_s eğrileri elde edilebilmiştir [20].

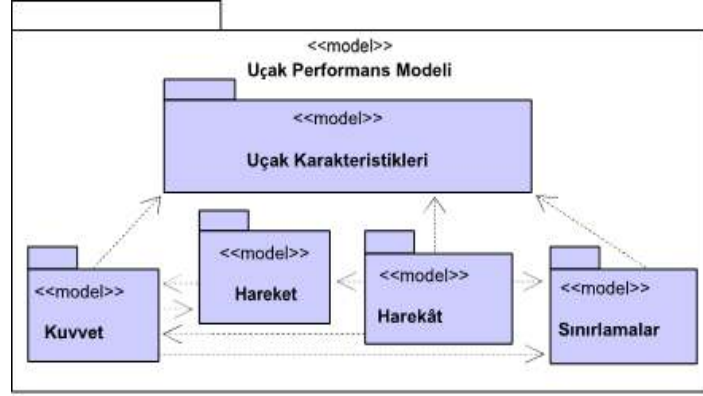
Atuahene vd. (2011) gerçek zamanlı bir enerji yönetimi ekranı geliştirmişlerdir ve ekranın bir uçağın enerji durumu hakkında gerçek zamanlı rehberlik ve bilgi sağlamadaki fizibilitesi ve faydasını araştırmışlardır. Gerçek zamanlı enerji yönetimi ekranı LabVIEW yazılımı kullanılarak programlanmış ve UTSI havacılık sistemleri mühendisliği uçuş simülatöründe süpersonik uçuş için X-30 hipersonik uçak, subsonik uçuş için Piper Saratoga genel havacılık uçağı kullanılarak test edilmiştir. Çalışmada özgül güç fazlası kübik bir fonksiyon olarak tanımlanmış ve ana kontrol parametresi hız olarak belirlenmiştir. Uçuş simülasyon sonuçları, oluşturulan ekranın sabit irtifa ivmeli uçuş testlerinden doğrudan P_s eğrilerini elde etmede ve düşük hava hızlarında sabit P_s eğrileri boyunca uçuşlar için rehberlik sağlamada başarılı olduğunu kanıtlamıştır. Ancak gerçek zamanlı enerji yönetimi ekranının çok yüksek hızlarda sıfır P_s eğrileri ve sabit P_s eğrileri

boyunca uçurmada, aynı zamanda ses altı hızda uçan “Piper Saratoga” ile sabit Ps eğrisinde uçurmada başarılı olmadığı görülmüştür [21].

2.2. Uçak Performans Modellemesi Üzerine Yapılan Çalışmalar

Mevcut ATM modernizasyon çabalarının bir parçası olarak gerçekleştirilen araştırmaların çoğu, yörünge optimizasyonunu içermektedir. Yörünge optimizasyonunun amacı, bir veya birkaç optimizasyon kriterini (yakıt giderleri, gürültü, emisyonlar) en aza indiren (veya en üst düzeye çıkaran) bazı uçuş parametrelerinin (örneğin uçuş rotası, seyir irtifa yüksekliği, hız profili) değerlerini belirlemektir. Bu tür uçuş parametrelerinin optimizasyon kriterleri üzerindeki etkisi genellikle uçak performansları tarafından belirlenir [22].

Uçak performans modeli, uçağın düşey düzlemdeki performansını, hızlanma/yavaşlama yeteneklerini ve uçağın güvenli bir şekilde çalıştırılabileceği operasyonel uçuş zarfını tanımlar [23]. Uçak performans modelleri hava trafik akışının optimizasyonu ve modellenmesinde, uçak yörüngesinin tahmini ve simülasyonunda önemli bir rol almaktadır [10, 24]. Bu nedenlerden dolayı uçak performans modelleri ATM sistemlerinin temelini oluşturmaktadır. ATM uygulamalarında en yaygın kullanılan uçak performans modeli Bölüm 2.1’de de bahsedilen BADA modelidir. BADA, EUROCONTROL’ün büyük ölçekli gerçek zamanlı simülasyon platformu ESCAPE’de kullanılmaktadır. Ayrıca, NASA’nın merkez terminal radar yaklaşma kontrol (TRACON) otomasyon sistemi (CTAS) gibi birçok operasyonel uygulama BADA’dan yararlanır [25]. Bu bağlamda, BADA uçak performans modeli aşağıda detaylı olarak anlatılmıştır. Şekil 2.1’de BADA uçak performans modelinin temel yapısı gösterilmiştir [10].



Şekil 2.1. BADA uçak performans modelinin genel yapısı

Şekil 2.1’de görüleceği gibi BADA uçak performans modeli; kuvvet, hareket, harekât, sınırlamalar ve uçak karakteristikleri olmak üzere 5 modelden oluşmaktadır. Modellerin birbirine bağımlılığı kesikli oklarla gösterilmiştir (okun çıktığı model okun ucunun gösterdiği modele bağlı).

Kuvvet modeli uçağa etki eden ve uçağın hareketine neden olan kuvvetleri temsil eder. Kuvvetler aerodinamik (taşıma (L), sürüklenme (D)), yerçekimi (ağırlık (W)) ve itki (T)) olmak üzere 3 kategoriye ayrılır. Ayrıca itki modeli, uçak kütlelerini etkileyen yakıt tüketimini hesaplamak için ilişkili bir model sağlar. Bu nedenle kuvvet modeli sürüklenme, taşıma, ağırlık, itki ve yakıt tüketimi alt modellerinden oluşur [9, 10].

Hareket modelinin temeli, toplam enerji modeline dayanmaktadır. Toplam enerji modeli, uçak hareketinin geometrik, kinematik ve kinetik yönlerini ilişkilendirerek uçak performanslarının ve yörüngesinin hesaplanmasını sağlar.

Yukarıda belirtilen hareket modeli uçak performansının ve yörüngesinin hesaplanmasını sağlasa da uçak harekâtının farklı şekilde yönetilmesi farklı yörüngelere ve bu yörüngelerin hesaplanması için farklı denklem formlarının oluşmasına yol açar. Örneğin uçağın sabit Mach sayısında uçuşu farklı denklem formu gerektirirken, yine sabit kalibre edilmiş hava hızı (CAS), sabit CAS / Mach dışındaki diğer uçuş rejimleri için farklı bir denklem formuna yol açar. Harekât modeli, ne kuvvet ne de hareket modelleri ile doğrudan ilişkili olmayan, ancak uçağın hareketinin hesaplanması sorununa dâhil edilmesi gereken, uçağın çalışma şekli hakkındaki bilgileri yakalamaktan sorumludur. Harekât modeli, kuvvet ve hareket modelleri arasındaki boşluğu dolduracak şekilde tasarlanmıştır. Dolayısıyla, uçağın çalışma şeklinin bilinmesi koşuluyla (örneğin

sabit CAS), harekât modeli, kuvvet ve hareketi bir araya getirmek için gerekli olan özellikleri sağlar ve böylece ortaya çıkan uçak yörüngesini hesaplamak için matematiksel problemi oluşturur.

Sınırlamalar, uçağın güvenli bir şekilde çalışmasını sağlamak veya ekipmanın bozulmasını engellemek için uçağın davranışını belirli sınırlar arasında tutacak şekilde kısıtlar. Uygulanabilir sınırlamalar geometrik, kinematik, dinamik ve çevresel olmak üzere dört kategoride sınıflandırılmıştır. Geometrik sınırlamalara uçağın ulaşabileceği maksimum yükseklik, kinematik sınırlamalara maksimum hız limiti örnek verilebilir. Dinamik sınırlamalar itki ve uçak ağırlığı ile ilgili limitleri (maksimum kalkış ağırlığı gibi) ve çevresel sınırlamalar ise çevre ile ilgili limitleri içerir [10].

BADA’da her uçak, önceki modeller tarafından kullanılan, ancak aerodinamik referans alanı, kanat açıklığı vb. gibi uçağa özgü özellikleri temsil eden bir dizi katsayı ile tanımlanır [10].

ATM topluluğu tarafından yaygın olarak kullanılan BADA ailesi 3 (BADA 3) ve şu anda sadece EUROCONTROL tarafından kullanılan BADA ailesi 4 (BADA 4) olmak üzere iki BADA ailesi vardır. Her iki BADA ailesi de aynı modelleme yaklaşımına dayanmaktadır ve aynı yapıya ve bileşenlere sahiptir. BADA 3’ün temel amacı, uçuş zarfının normal operasyonlar kısmı üzerinde uçak davranışını modellemek iken, BADA 4 tüm uçak uçuş zarfı için modelleme yetenekleri sağlamayı amaçlamaktadır [9].

BADA’nın kapsamı hemen tüm uçak modellerini kapsayacak kadar geniştir. Örneğin BADA’nın 3.13 revizyonu 519 farklı uçak tipini kapsayacak kadar geniştir [26].

Uçak performans modellerinin ATM uygulamalarının çekirdeğini oluşturması nedeniyle literatürde de bu konu ile ilgili birçok çalışma bulunmaktadır. Baklacioğlu’nun B737-400 uçağının uçuş el kitabı verilerini kullanıp oluşturduğu uçak performans modeli bu çalışmalardan biridir. Oluşturulan uçak performans modeli, itki modeli ve aerodinamik modelden meydana gelmektedir. Çalışmada tırmanma yörünge tahmini için modeller oluşturulmuş bu modellerin alçalma uçuşu yörünge tahmini için de iyi sonuçlar verdiği görülmüştür. Gerçek verilerin tahmini için genetik algoritma (GA) optimizasyon yöntemi kullanılmıştır [27].

Konu ile ilgili bir diğer çalışma Sun vd. (2019) tarafından yapılmıştır. Çalışmada WRAP adında açık kaynaklı bir kinematik uçak performans modeli oluşturmuştur.

Model, yaygın kullanılan 17 farklı ticari uçak tipi için yedi farklı uçuş aşamasını kapsamaktadır ve modelde uçak tipi başına 32 parametre sunulmaktadır. Bu performans parametrelerinden parametrik modeller oluşturmak için çeşitli veri madenciliği yöntemlerinin yanı sıra maksimum olabilirlik tahmini yaklaşımı kullanılmıştır. Bu araştırma için giriş verileri esas olarak, Mode-S transponderleri aracılığıyla uçak tarafından yayınlanan ADS-B mesajlarına dayanmaktadır [24].

Yine Metz vd. (2016) performansla ilgili ATM çalışmalarına olanak sağlamak için, açık kaynaklı bir simülasyon platformu olan BlueSky Hava Trafik Simülatörünü uçak performans modeliyle tamamlamak adına bir çalışma yapmışlardır. Bu çalışma kapsamında geliştirilen uçak performans modeli, gerekli performans özelliklerini uçak tipine özgü uçak ve motor katsayılarıyla bir veri tabanında saklayan bir kinetik uçuş dinamiği modelinden oluşmaktadır. Modelde farklı menzil ve ağırlık kategorilerinden 16 ticari turbofan ve turboprop uçak sunulmuştur. Uçak performans modelinin kalitesini değerlendirmek için çıktılar, gerçek uçuşların yanı sıra literatürden elde edilen sonuçlarla karşılaştırılmıştır [28].

2.3. Yakıt Debi Modelleri Üzerine Yapılan Çalışmalar

Literatürde yakıt tüketimi, itki, aerodinamik modelleri içerisinde barındıran uçak performans modelleri olduğu gibi bu performans göstergelerinin tek tek veya birkaçının beraber incelendiği çalışmalar da bulunmaktadır. Yine bu çalışmalar tüm uçuş profillerini (tırmanma, seyir, alçalma vb..) kapsayacağı gibi sadece bir uçuş profilini de kapsayabilmektedir. Bu parametrelerden yakıt tüketimi, havayolu işletme giderlerinin yüksek bir bölümünü oluşturmaktadır. Ayrıca artan hava trafiğine bağlı toplam yakıt tüketiminin ve yakıt tüketimine bağlı emisyonların artması nedeniyle bu parametrenin optimize edilmesi hayati öneme sahiptir.

Son zamanlarda yapılan yakıt tüketim modellerinin birçoğunda metasezgisel yöntemler kullanılmaktadır. Bu, özellikle tırmanma ve alçalma sırasında, yakıt tüketiminin hız ve irtifaya göre doğrusal şekilde dağılmaması ve metasezgisel yöntemlerin çözümlemesi zor problemlerdeki başarısının sonucudur. Seyir uçuşuna nazaran yakıt tüketiminin tırmanma ve alçalma sırasında tahmininin zorluğu ve bu iki uçuş fazındaki yakıt tüketiminin özellikle kısa mesafeli uçuşlarda toplam yakıt tüketiminin azımsanmayacak bir bölümünü oluşturması nedeniyle (kalkış ve tırmanma,

orta ve uzun menzilli uçuşların yaklaşık yüzde 8 ila 15'i gibi önemli bir yüzdesini oluşturmaktadır [29]) bu uçuş profilleri üzerinde daha fazla durulmaktadır.

Collins (1982) tarafından oluşturulan yakıt tüketim modeli, birçok hava trafik kontrol (ATC) prosedürü çalışmasında başarıyla uygulanmıştır. Geliştirilen modelde, ticari jet uçaklarının yakıt tüketimi tahmini bir enerji dengesi denklemi kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Bu model sonraları Federal Havacılık İdaresi'nin (FAA) havaalanı ve hava sahası simülasyon modeli olan SIMMOD'da da kullanılmıştır [30, 31].

Trani vd. (2004) uçak yakıt tüketimini tahmin eden bir yapay sinir ağı modeli geliştirmişlerdir. Model için gerekli veriler Hollanda yapımı bölgesel jet uçağı Fokker F-100 uçağı performans el kitabından alınmıştır. Bu çalışmanın sonucunda, doğrusal olmayan transfer fonksiyonlarına sahip üç katmanlı bir yapay sinir ağının; uçuşun tırmanma, seyir ve iniş aşamaları için karmaşık uçak yakıt tüketim fonksiyonlarını doğru bir şekilde temsil edebildiği görülmüştür. Son olarak çalışma sonuçları BADA modeli ile karşılaştırılmış ve geliştirilen modelin BADA modelinden daha doğru sonuçlar verdiği belirtilmiştir [32].

Baklacioğlu'nun yakıt tüketimi ile ilgili birkaç çalışması bulunmaktadır. Uçağın tırmanma, seyir ve alçalma aşaması için B737-800 tipi yolcu uçağının gerçek FDR verilerini kullanarak oluşturduğu model, bu çalışmalardan biridir. Çalışma kapsamında oluşturulan GA tarafından optimize edilmiş bir sinir ağı topolojisi modeli, gerçek verileri irtifa ve gerçek hava hızının bir fonksiyonu olacak şekilde tahmin etmeye çalışmaktadır. Çalışma sonucunda oluşturulan model, Trani vd.(2004) tarafından oluşturulan model (bir üst paragrafta bahsedilen çalışma) ile kıyaslanmıştır ve daha iyi sonuç verdiği belirtilmiştir [31]. Yine Baklacioğlu (2015) B737-800 tipi yolcu uçağına ait gerçek FDR verilerini kullanarak uçuşun tırmanma aşaması için biri sadece irtifaya bağlı, diğeri gerçek hava hızı ve irtifanın fonksiyonu olan GA yakıt debi modelleri oluşturmuştur. Çalışma sonunda model doğruluklarını ölçmek adına yapılan hata analizi metotlarında iki modelin de gerçek verileri doğru bir şekilde tahmin ettiği görülmüştür. Ayrıca gerçek hava hızının eklendiği modelin ilk modelden daha iyi sonuç verdiği belirtilmiştir [33]. Baklacioğlu (2020), üç farklı öğrenme algoritması (eşlenik gradyan, quickprop, delta-bar-delta) kullanarak eğitilmiş, üç mimariye sahip (çok katmanlı algılayıcı, radyal bazlı fonksiyon, uyarlamalı sinirsel bulanık çıkarım sistemi) yapay sinir ağları kullanarak orta ağırlıkta bir nakliye uçağının yakıt akış hızının tahmin edilmesi için yeni bir model tasarlamıştır.

Çalışma hem gerçek hava hızının hem de irtifanın değişimini giriş parametresi olarak almakta ve seyir, tırmanma ve alçalma uçuş aşamaları için çıkış parametresi olarak yakıt debisini sağlamaktadır. Çalışmada veri kaynağı Boeing 737-800 uçağından alınan gerçek FDR verileridir [34].

Turgut ve Rosen (2012) gerçek uçuş verilerini kullanarak GA yardımıyla uçuşun iniş safhası için irtifa ve yakıt tüketimi arasında ilişkiyi veren bir model oluşturmuşlardır. Bu çalışma bu alanda yapılan bir başka çalışmadır [35].

Yine Oruç ve Baklacıoğlu (2020b, 2021) B737-800 uçağına ait gerçek FDR verilerini kullanarak tırmanma uçuşu ve alçalma uçuşu için iki ayrı çalışma yapmışlardır. Tırmanma uçuşunda gerçek verileri tahmin etmek için CSA yöntemi, alçalma uçuşu için ise PSO yöntemi kullanılmıştır. Her iki modelde de yakıt debi değerleri irtifa ve gerçek hava hızına göre modellenmiştir. PSO alçalma yakıt debi modelinde uçak ağırlığının yakıt debi değerine etkisi ayrıca incelenmiştir. İki model literatürde daha önce yapılan bazı modeller ile kıyaslanmış ve daha iyi sonuçlar verdikleri belirtilmiştir [36, 37].

Oruç vd. (2022) uçuşun iniş aşaması için CSA yöntemini kullanarak yeni bir yakıt debi modeli oluşturmuşlardır. Oluşturulan model irtifa ve gerçek hava hızına bağlı olarak yakıt debisini yüksek doğrulukta tahmin etmektedir. Analiz için kullanılan gerçek hava hızı, irtifa ve yakıt debi değerleri günümüz ticari hava taşımacılığında sıklıkla kullanılan B737-800 uçağına ait gerçek FDR verileridir. Ayrıca oluşturulan CSA yakıt debi modeli, Türkiye'deki en büyük havalimanı olan İstanbul Havalimanı'na point merge alçalma prosedürü ile yaklaşımda harcanan yakıtı hesaplamak için kullanılmıştır [38].

2.4. İtke Modelleri ve Aerodinamik Modeller Üzerine Yapılan Çalışmalar

İtke, yakıt tüketimi gibi önemli bir motor performans göstergesidir. Yakıt tüketiminin optimize edilmesi, motor verimi ve ekonomi için önemli olsa da tam anlamıyla yeterli değildir. İtke ve yakıt debi modellerinin birleştirilmesi motor verimini artırmanın daha etkin bir yoludur. Bu iki modelin birleştirilmesi ile birlikte turbofan uçak motorlarında yanma odasına gönderilen yakıt debisinin optimizasyonu daha kolay sağlanacaktır. Bu da motor verimi ve performansını önemli ölçüde arttıracak, böylece motor emisyonunun azaltılması hususunda büyük katkı sağlayacaktır. Ayrıca doğru şekilde oluşturulan itke modellemeleri, sonrasına geliştirilecek aerodinamik sürüklenme poler modellerinin başarısını önemli derecede etkiler [7, 39].

Literatür incelendiğinde itki modelleri genelde aerodinamik modeller ile birlikte incelenmiştir. Ancak sadece itki ile ilgilenilen modeller de bulunmaktadır. Baklacioğlu'nun düz uçuş için GA ve yapay sinir ağı ile oluşturduğu iki itki modeli bu çalışmalardan biridir. Çalışmada amaç TFE-731-2, PW4056 ve JT8D-9 motorlarının itki değerlerini yüksek doğrulukta tahmin etmektir. Modelde belirtilen motorlara ait gerçek değerler kullanılmıştır. İtki, irtifa ve Mach sayısının fonksiyonu olarak modellenmiştir [39].

Oruç ve Baklacioğlu'nun PSO yöntemini kullanarak düz için oluşturdukları itki modeli bu alanda yapılan bir başka çalışmadır. Çalışma için kullanılan veri seti Pratt & Whitney JT9D-3, JT15D-4C ve TF-30 turbofan motorlarına ait gerçek verilerdir. Amaç, bu motorlara ait itki verilerini irtifa ve Mach sayısına göre yüksek doğrulukta tahmin edecek bir itki modeli oluşturmaktır. Bu bağlamda 13 katsayıdan oluşan 4. derece bir itki modeli oluşturulmuştur [7].

Cavcar ve Cavcar (2004), sıkıştırılabilirlik etkileri ve sürüklenme polarının doğrusal olmayan değişimlerini göz önünde bulunduran bir aerodinamik model oluşturmuşlardır. Bu modele Kamburluklu Kanat Sıkıştırılabilir Sürüklenme Poleri (KKSP) adını vermişlerdir. Modelleri oluşturmak için gerekli tırmanma veri seti B737-400 uçağına ait operasyon el kitabı verilerinden türetilirken, itki modeli için gerekli veri seti JT9D-7 motor performans verilerinden elde edilmiştir. Çalışmada önerdikleri özgül yakıt sarfıyatı ve itki modellerinde bu parametrelerin Mach sayısı ve irtifaya bağlı değişimleri göz önüne alınmıştır [40].

Bridges (2008), yüksek performansa sahip uçaklar için irtifa ve Mach sayısının fonksiyonu olacak şekilde itki ve sürüklenme modelleri oluşturmuştur. Bu modeller, yüksek hızlı uçaklar için seyir Mach sayısını, mutlak tavanı ve menzili tahmin etmek, minimum zaman ve minimum yakıt tırmanma yörüngelerini ve maksimum menzil yörüngelerini belirlemek için kullanılmıştır [41].

BADA revizyon 3.12 kaynağında maksimum tırmanma, kalkış, seyir ve iniş için itki modellemeleri oluşturulmuştur. Oluşturulan BADA modellerinde jet motorları için itki, jeopotansiyel basınç yüksekliği ve standart atmosferden sıcaklık sapmasının fonksiyonu olarak verilmiştir. Modelde hız veya Mach sayısının etkisi

araştırılmadığından her irtifada tüm hız değerleri için sadece bir itki değer i elde edilmektedir. Bu nedenle oluşturulan bu itki modeli yetersizdir [42].



3. İTKİ VE YAKIT TÜKETİMİNE İLİŞKİN TEMEL KAVRAMLAR

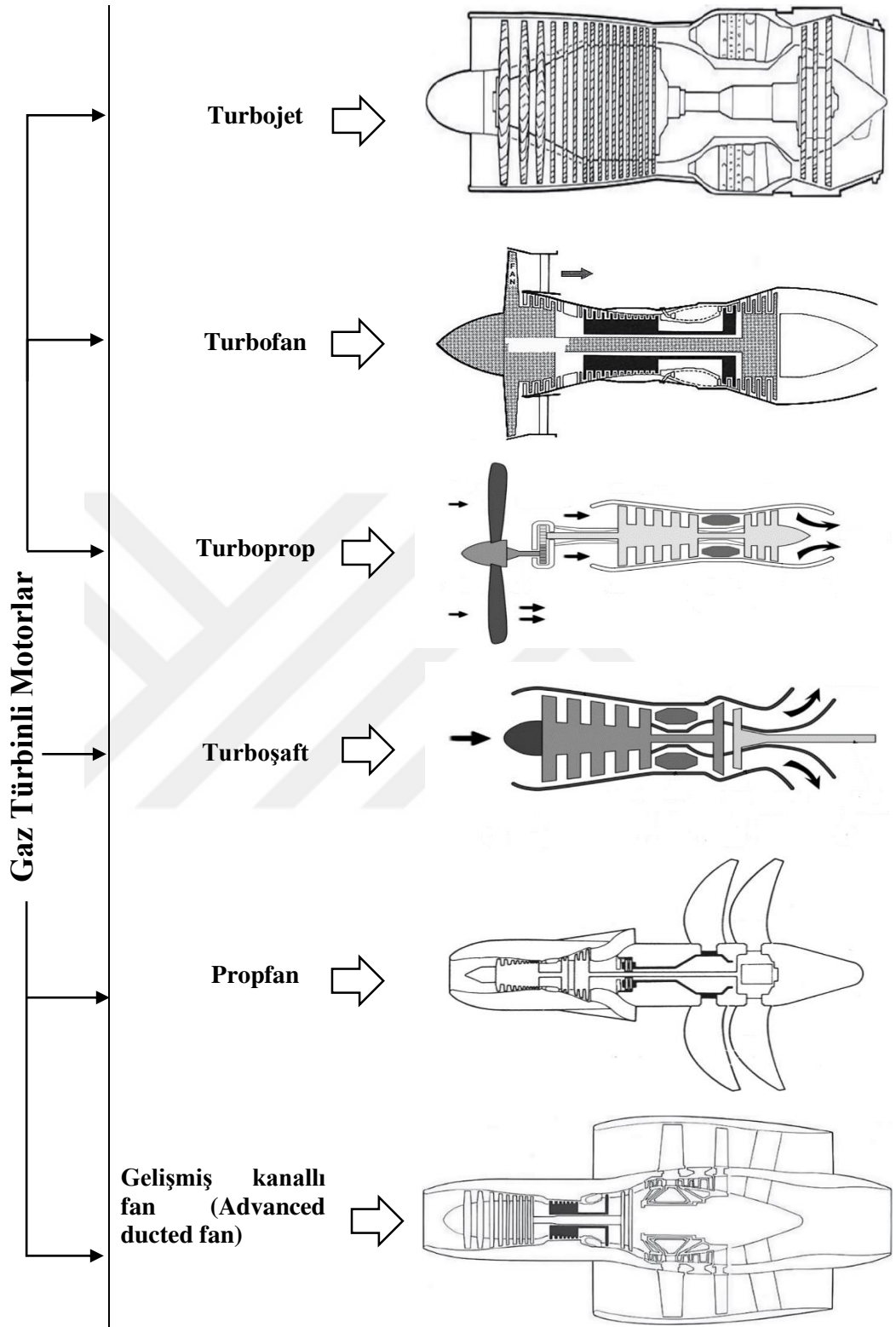
3.1. İtKi Sistemi

Uçaklarda itki kuvveti, motorlar tarafından sağlanan ve farklı uçuş rejimlerinde taşımanın devamlı olabilmesi için uçağın itilmesinden sorumlu kuvvettir. Ayrıca iniş sırasında itki kuvveti, ters itki mekanizması (thrust reverser) vasıtasıyla uçağın frenlenmesinde tamamen ya da kısmen kullanılabilir [43].

Günümüz sivil ticari hava taşımacılığında tepkili motorlu (turbofan/ turbojet) ve türbin-pervaneli (turboprop) uçaklar olmak üzere iki ana uçak tipi kullanılmaktadır [27]. Bu motor tipleri içinden turbojet motorlar 1940'lı yıllarda uçaklara güç sağlamak için kullanılan ilk jet motor tipidir. Turbojetlerin öncelerde kullanılan piston motorlara oranla birim ağırlık başına çok daha fazla itki gücü oluşturabilmesi, bu motorların uzun menzilli uçuşlarda kullanılmasını, bu motorla donatılmış uçakların daha fazla yük taşıyabilmesini, uçakların daha yüksek hızlara ulaşabilmesini (süpersonik hızlar) ve düşük bakım maliyetlerine sahip olmalarını sağlamıştır. Günümüzde bu motorlar genellikle askeri savaş uçaklarında ve hızlı iş jetlerinde kullanılmaktadır.

Turboprop motorlar turbojet motor ve pistonlu motorların üstün özelliklerini bir araya getirmektedir. Turbojet motorlar yüksek hız ve irtifalarda daha verimliyken turboprop motorlar 400-450 mil ve 30000 feet'in altındaki hızlarda daha verimlidir. Sonuç olarak turboprop motorlar, genellikle koltuk sayısı az olup nispeten kısa rotalarda uçan uçaklarda ve askeri nakliye uçaklarında kullanılmaktadır. İtkiyi egzozdan genişleyerek atılan sıcak gazdan sağlayan bir turbojetin aksine turboproplarda itki, motorun önünde bulunan pervane tarafından sağlanmaktadır [43].

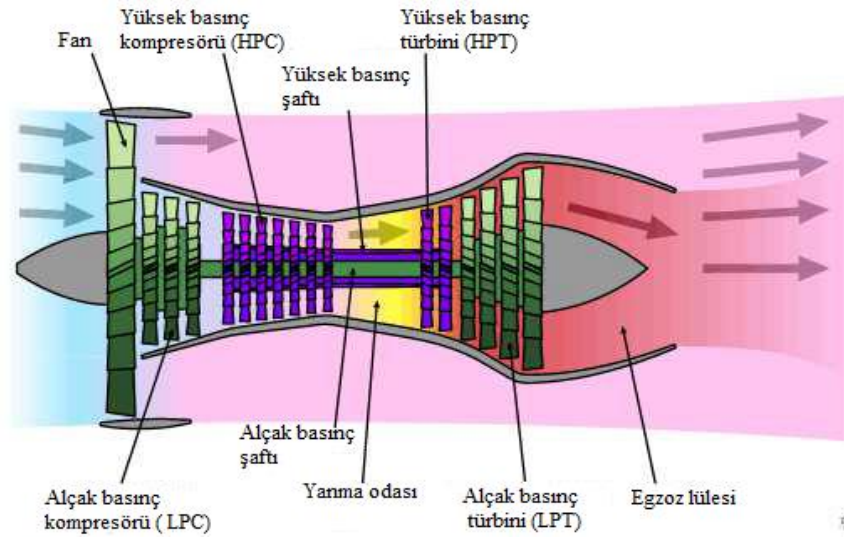
Günümüz ticari hava taşımacılığı yapan uçaklarda en çok kullanılan motor tipi turbofan motorlardır. Bu çalışma kapsamında kullanılan B737-800 tipi uçak da CFM56 turbofan motoruna sahip olduğu için turbofan motorlar üzerinde daha çok durulacaktır. Yukarıda bahsedilen motorlar ve turbofan motorlar gaz türbinli motorlar olarak bilinmektedir. Havacılıkta kullanılan gaz türbinli motorlar Şekil 3.1'de gösterilmiştir [43, 44].



Şekil 3.1. Gaz türbinli motorların sınıflandırılması

3.1.1. Turbofan motorlar

Turbofan motorlar sivil hava taşımacılığı yapan uçaklarda en çok kullanılan motor tipidir. Turbofanlar, turbojet motorlarının yüksek hız ve irtifa kabiliyeti, yine turbopropun verimi gibi üstün özelliklerini bir araya getirmektedir. Bu motorlarda turbojet motorlardan farklı olarak, ikincil bir hava akışı yanma odasının etrafına yönlendirilerek ek itki oluşturmak üzere tasarlanmıştır. Motorun soğuk kısmından geçen bu hava kütlelerinin, motorun yanma odası ve türbin kısımlarından geçen sıcak hava kütlelerine oranı bypass oranı olarak tanımlanır ve turbofan motorları için önemli bir performans göstergesidir. Turbofan motorlarda ikincil hava akışı itkinin yaklaşık % 70-75'ini sağlar, motoru soğutur ve egzoz gürültüsünün bastırılmasına yardımcı olur. Böylece, uçağın yüksek seyir hızlarına ulaşması ve daha düşük yakıt tüketimi sağlanmış olur [45, 46]. Tipik bir turbofan motorunun bölümleri Şekil 3.2'de gösterilmiştir [47].



Şekil 3.2. Bir turbofan motorunun genel görünümü

Turbofan motorlar genel itibari ile hava alığı, fan, kompresör, yanma odası, türbin ve egzoz bölümlerinden oluşur. Hava alığı motorun en kısmında bulunur ve fan ve kompresöre gelen hava akışını düzenler. Fan, gelen hava kütlelerini basınçlandırarak arkaya yönlendirir. Fan sayesinde büyük bir hava kütlelerinin motora girmesi sağlanmış olur. Fandan geçen havanın büyük bir kısmı motorun sıcak kısmının etrafından dolaşır ve sonrasında fan lülesi veya soğuk lüle şeklinde adlandırılan bir lüle vasıtasıyla dışarı atılır

ve itkinin büyük kısmı buradan sağlanmış olur. Geri kalan hava, kompresörde basıncı artırıldıktan sonra yanma odasında yakıt ile karışır ve ateşlenir. Yanma odasından gelen yüksek sıcaklıktaki gaz, türbinde düşük sıcaklık ve basınca genişletilerek yakıttan elde edilen kimyasal enerjinin mekanik enerjiye dönüştürülmesi sağlanmış olur. Türbin, fan ve kompresörün her ikisini döndürür. Egzoz bölümünde yanmış gazlar dışarı atılır. Turbofan motorlarda itkinin kalan kısmı sıcak bölümden geçen akıştan elde edilir.

Turbofan motorların turbojet ve turbopropellerlere göre çeşitli avantajları bulunmaktadır. Bunlardan ilki motorun ön kısmında bulunan fan, pervane kadar büyük değildir, bu nedenle kanat boyunca hız artışı daha azdır. Bu durum turbofan motorların 0.9 Mach hıza kadar (transonik hız) uçan uçaklarda kullanımını sağlamaktadır. Yine fanın kaporta içinde olması aerodinamik olarak daha kolay kontrol edilmesini sağlamaktadır. Turbofan motorlar turbojetlere göre daha fazla hava akışını emebilir ve dolayısıyla daha fazla itki üretebilir. Ayrıca yakıt verimliliği turbojetlere oranla daha iyidir [43].

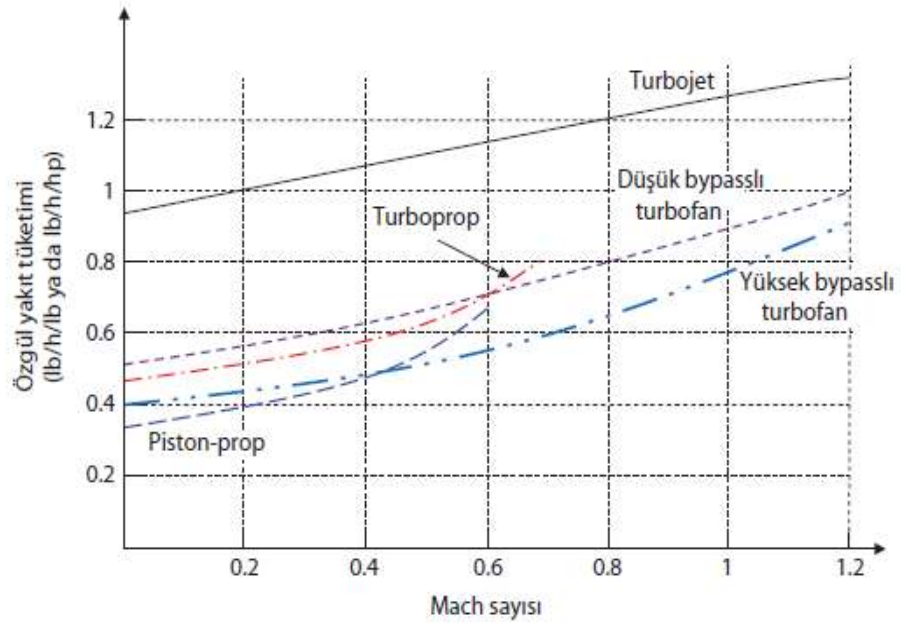
3.2. Yakıt Tüketimi

Uçak motor performansı için kritik parametrelerden biri de yakıt tüketimidir. Yakıt tüketimi ne kadar düşük olursa, uçuş maliyeti o kadar düşük ve motor o kadar iyi olur. Bu kriter, özgül yakıt tüketimi (SFC) adı verilen bir parametre ile değerlendirilir. SFC bazen itki özgül yakıt tüketimi (TSFC) olarak da ifade edilebilir [48].

Bir jet motorunun yakıt tüketimi, fiziksel olarak motor tarafından üretilen itki kuvvetine bağlıdır. SFC, motorun ne kadar verimli yakıt yaktığını ve bunu ne kadar net itiş gücüne dönüştürdüğünü gösteren motor için teknik bir değerdir. Bir jet uçağı için özgül yakıt tüketimi, birim zamanda birim itki başına tüketilen yakıtın ağırlığı olarak tanımlanır [11, 48].

$$SFC = \frac{\text{Tüketilen yakıt ağırlığı}}{\text{Birim zaman} \times \text{Birim itki}} \quad (3.1)$$

SFC gaz ayarına, uçak hızına, irtifa ve uçuş durumuna göre değişmektedir. Farklı motor tiplerinin Mach sayısına göre SFC değişimi Şekil 3.3'de gösterilmiştir [48].

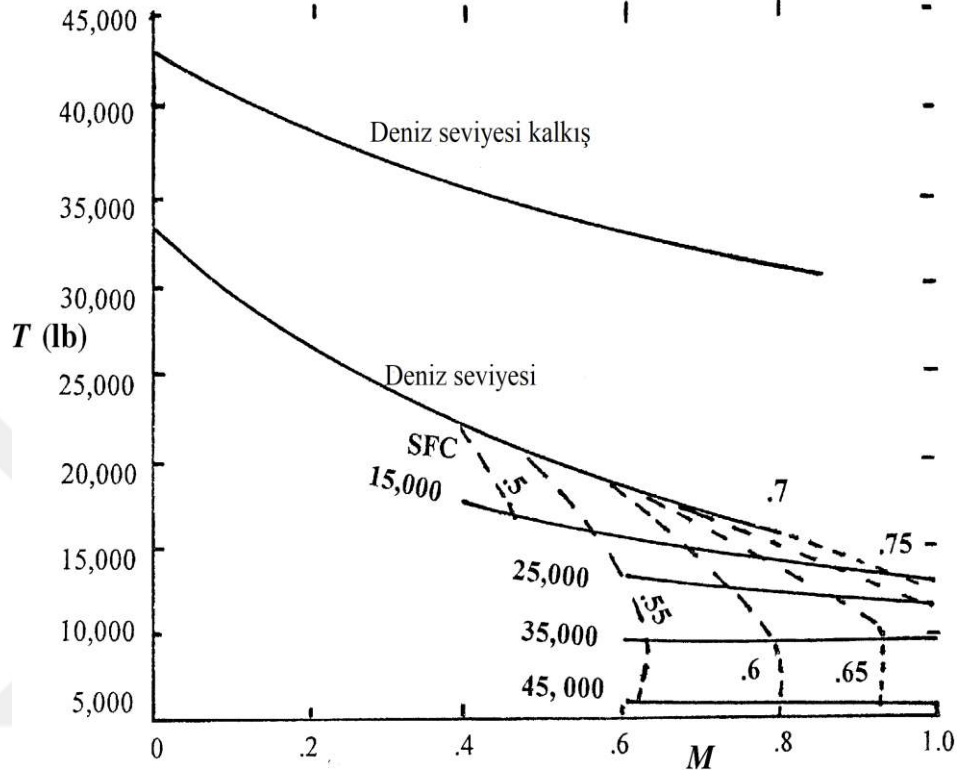


Şekil 3.3. SFC'nin farklı motor tipleri için Mach sayısına göre değişimi

Belirtilen şekilde Mach sayı artışının tüm motor tipleri için SFC'yi arttırdığı açıkça görülmektedir. Bu motor tipleri içinde turbojetlerin SFC'si en yüksek iken yüksek bypasslı (bypass oranı>1) turbofan motorlarının özgül yakıt tüketiminin daha uygun bir aralıkta seyretmesi ticari hava taşımacılığında neden kullanıldığına güzel bir örnektir. Özgül yakıt tüketimini etkileyen diğer önemli bir parametre irtifadır. Uçak daha yüksek irtifalara çıktıkça SFC azalmaktadır. Günümüz ticari hava taşımacılığı yapan sivil uçakların yüksek irtifalarda uçuşu SFC'nin daha az olmasını ve dolayısıyla daha verimli bir uçuş gerçekleştirmelerini sağlamaktadır.

Turbofan motorlarda itki hava hızının artmasıyla azalmaktadır. Ayrıca deniz seviyesinden yukarı çıkıldıkça itkide kayda değer bir azalma olmaktadır. Hava hızı ve irtifanın JT9D-3 turbofan motoru performansına etkisi Şekil 3.4'te gösterilmiştir. Belirtilen motor yüksek bypass oranına sahip (bypass oranı=5) eski bir motordur. Bu bağlamda günümüz teknolojisi ile üretilen motorlara göre yakıt tüketimi fazla olabilir. Ancak turbofan motorlar benzer özellikler gösterdiğinden şekildeki eğriler günümüzde üretilen turbofan motor eğrilerine benzeyecektir. Şekil 3.4 incelendiğinde deniz seviyesinde motor itkisinin maksimum olduğu, 45000 feet irtifalarda oldukça düştüğü görülmektedir. Ayrıca Mach sayısının itki üzerinde olumsuz etkisi de şekilde

gösterilmiştir. Şekil 3.4'te kesikli çizgiler SFC'yi ifade etmektedir ve irtifa ve Mach sayısına göre değişimi de ayrıca gösterilmiştir [49].



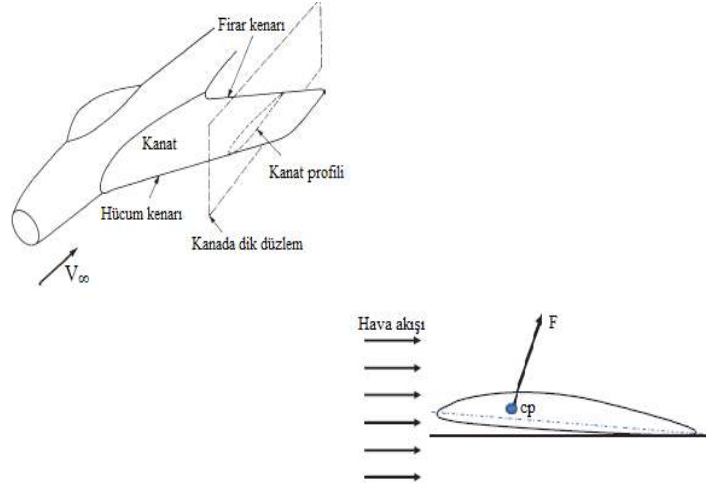
Şekil 3.4. Pratt & Whitney JT9D-3 turbofan motoru için itki ve SFC'nin irtifa ve Mach sayısına göre değişimi

4. AERODİNAMİK MODELE İLİŞKİN TEMEL KAVRAMLAR

4.1. Aerodinamik Kuvvetler ve Sürüklenme Poleri

Aerodinamik kuvvetler, uçağın atmosferdeki hareketi sonucunda uçak üzerinde oluşan hava basıncı dağılımı ile hava ve uçağın dış bileşenleri arasındaki sürtünmeden dolayı oluşur. Bu nedenle bu kuvvetlerden uçağın konfigürasyonu ve hareketi sorumludur. Uçağa etki eden aerodinamik kuvvetler taşıma ve sürüklenme kuvveti olarak ikiye ayrılır. Taşıma kuvveti uçağı kaldırmak ve havada tutmak için gerekli kuvvettir. Taşıma kuvveti L harfi (İngilizcede taşıma “lift” sözcüğü ile ifade edildiği için) ile gösterilir. Bu kuvvetin oluşmasından sorumlu olan birincil faktör uçağın kanatlarıdır, ancak kanatlar, sürüklemenin yaklaşık sadece %30'unu oluşturmaktadır. Sürüklenme kuvveti uçağın hareketini durdurmaya yöneliktir ve D harfi (İngilizcede sürüklenme “drag” sözcüğü ile ifade edildiği için) ile ifade edilir [48].

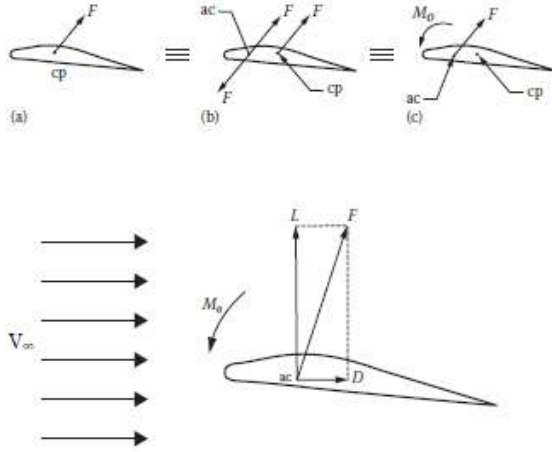
Aerodinamik kuvvetler aslında basınç merkezine uygulanır, ancak bir süreç aracılığıyla aerodinamik merkezde uygulandıkları varsayılır. Şöyle ki; uçak taşıma yüzeyine etki eden (örneğin kanat) basınç ve kayma gerilmelerini tek bir bileşke kuvvete dönüştürebilmek için bu parametrelerin integrali alınır. Bu bileşke kuvvetin yeri basınç merkezi (cp) olarak adlandırılır. Bu merkezin konumu, uçağın hızına ve kanat profilinin hücum açısına bağlıdır. Ses altı hızlarda, stall açısının altındaki hücum açıları arttıkça basınç merkezi ileriye doğru hareket eder. Basınç merkezinin sürekli değişmesinden dolayı bu kavramın aerodinamik hesaplamalarda kullanılması oldukça zordur. Bu nedenle, neredeyse sabit bir konuma sahip yeni bir merkez kullanılmaktadır. Aerodinamik merkez (ac) olarak adlandırılan bu hayali merkez veya nokta, uçak performans analizi çalışması için faydalı bir kavramdır. Kanat profili üzerindeki bu konum, uçak aerodinamiği, kararlılığı ve kontrolünde de önemli özelliklere sahiptir. Şekil 4.1’de basınç merkezi kanat profili üzerinde gösterilmiştir [11, 48]. Belirtilen şekilde V_{∞} serbest akım hızını, M_0 momenti ve F, kuvveti ifade etmek için kullanılmıştır.



Şekil 4.1. Kanat profili ve basınç merkezinin gösterimi

Bileşik kuvvetin yerini basınç merkezinden aerodinamik merkeze taşımak uygundur. Aerodinamik merkezin elde edilmesi ile görsel Şekil 4.2’de gösterilmiştir [48]. Belirtilen şekilde görüldüğü gibi ilk olarak aerodinamik merkezde iki zıt fakat eşit kuvvet düşünülmüştür (Şekil b). Bu kuvvetlerin büyüklüğü, basınç merkezindeki bileşke kuvvete eşittir. Sonrasında, basınç merkezindeki bileşke kuvvet ile aerodinamik merkezdeki zıt yöndeki kuvvet, moment ile değiştirilmiştir (Şekil c). Böylece, basınç merkezindeki aerodinamik kuvvet, aerodinamik merkezdeki bir aerodinamik kuvvete ve kanadı döndürmeye çalışan bir momente eşit olacaktır. Bir sonraki adım, bu aerodinamik kuvveti göreceli rüzgara dik olan taşıma ve göreceli rüzgara paralel olan sürüklenme kuvveti olmak üzere iki bileşene bölmektir.

Aerodinamikte, momentin hücum açısından bağımsız olduğu belirli bir noktanın var olduğu kanıtlanmıştır. Bu nokta kanadın aerodinamik merkezi olarak tanımlanır. Ses altı kanat profillerinde, aerodinamik merkezin veter üzerinde hücum kenarından yaklaşık %25 veter uzaklıkta (çeyrek veter noktası) bir nokta alınması yaygındır [11, 48].



Şekil 4.2. Bileşik kuvvetin aerodinamik merkeze taşınması ve aerodinamik kuvvetlerin gösterimi (a) orijinal kuvvet, (b) iki eşit ve zıt kuvvetin eklenmesi ve (c) bileşke kuvvet

4.1.1. Taşıma ve sürüklenme kuvvetleri

Taşıma kuvveti göreceli rüzgâra dik olan aerodinamik kuvvettir. Taşıma kuvvetini hıza ve Mach sayısına göre ifade eden eşitlikler Denklem 4.1’de gösterilmiştir.

$$L = 0.5\rho V^2 SC_L = 0.7PM^2 SC_L \quad (4.1)$$

Burada ρ yoğunluğu, V gerçek hava hızını, S kanat alanını, C_L taşıma katsayısını, P ortam hava basıncını ve M Mach sayısını ifade etmek için kullanılmıştır.

Göreceli rüzgâra paralel olan sürüklenme kuvveti aerodinamik kuvvetin uçağı durdurmaya yönelik bileşenidir. Sürüklenme kuvvetini hıza ve Mach sayısına göre ifade eden eşitlikler Denklem 4.2’de gösterilmiştir.

$$D = 0.5\rho V^2 SC_D = 0.7PM^2 SC_D \quad (4.2)$$

Havanın hareketini yöneten denklemler (süreklilik denklemi, lineer momentum denklemleri, enerji denklemi ve mükemmel gaz denklemi) ve sınır koşulları boyutsuz ise, uçağın yüzeyi üzerindeki basınç ve yüzey sürtünme katsayılarının integrali sabit konfigürasyona sahip bir uçakta taşıma katsayısı ve sürüklenme katsayısı (C_D) için aşağıdaki fonksiyonel ilişkilere yol açar [27, 50] :

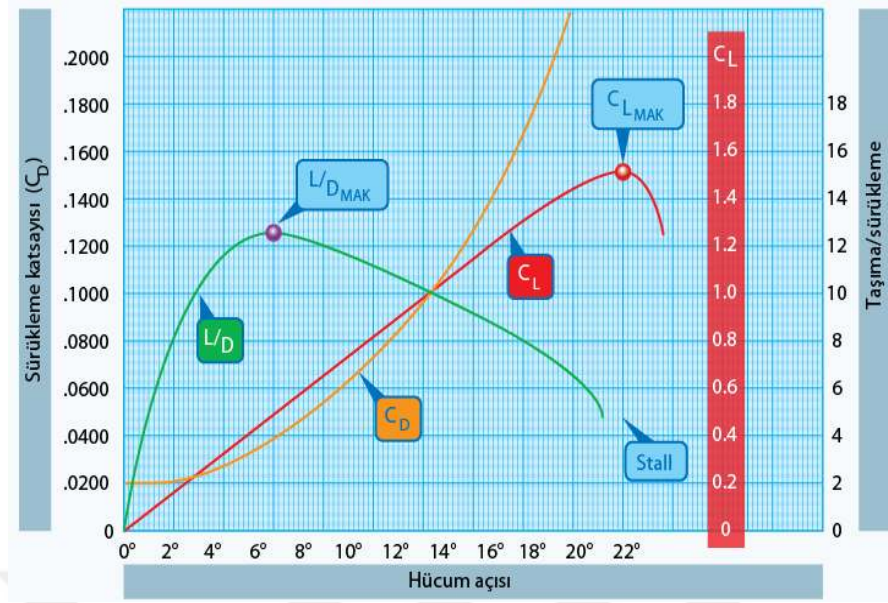
$$C_L = C_L(\alpha, M, R_e), \quad C_D = C_D(\alpha, M, R_e) \quad (4.3)$$

Denklem 4.3 sabit bir uçak konfigürasyonu için taşıma ve sürüklenme katsayılarının Reynolds sayısının (R_e), hücum açısının (α) ve Mach sayısının bir fonksiyonu olduğunu açıkça göstermektedir.

Uygulamada, taşıma katsayısının ifadesinde Reynolds sayısı etkileri ihmal edilir, böylece Denklem 4.3 aşağıdaki şekilde yeniden yazılabilir [50];

$$C_L = C_L(\alpha, M), \quad C_D = C_D(\alpha, M, R_e) \quad (4.4)$$

Sürüklenme ve taşıma katsayılarının hücum açısına göre değişimi Şekil 4.3'te gösterilmiştir [51]. Belirtilen şekilde görüldüğü gibi hücum açısının artması ile birlikte taşıma katsayısı da doğrusal bir şekilde artıp maksimum değerine ulaşır (diğer parametrelerin sabit olduğu varsayılırsa). Hücum açısının daha büyük değerlerinde (Şekil 4.3'te $\alpha > 22^\circ$ olduğu değerler) α 'nın artmasına bağlı olarak taşıma katsayısının hızlı bir şekilde düştüğü görülmektedir. Taşımanın hızlıca düştüğü α değerlerinde, kanat profilinde akım ayrılmasına bağlı tutunma kaybı gerçekleşmiştir. Tutunma kaybı uçak tasarımında kritik öneme sahiptir. Şekil 4.3'te turuncu renk ile gösterilen eğriden görüleceği üzere tipik olarak düşük α 'da, sürüklenme katsayısı düşüktür ve α 'daki küçük değişiklikler, sürüklenme katsayısında yalnızca küçük değişiklikler yaratır. Yüksek hücum açılarında ise, α 'daki küçük değişiklikler, sürüklenmede önemli değişikliklere neden olur. Şekil 4.3'te hücum açısına göre taşıma/sürüklenme (L/D) oranının değişimi ayrıca gösterilmiştir. L/D sürüklenme kuvvetine kıyasla bir kanat veya kanat profili tarafından üretilen taşıma miktarıdır ve kanat profili verimliliğini göstermektedir. L/D oranlarının daha yüksek olduğu uçaklar, daha düşük L/D oranlarına sahip olanlardan daha verimlidir [11, 51].



Şekil 4.3. Taşıma ve sürüklenme katsayılarının hücum açısına göre değişimleri

4.1.2. Sürüklenme poleri

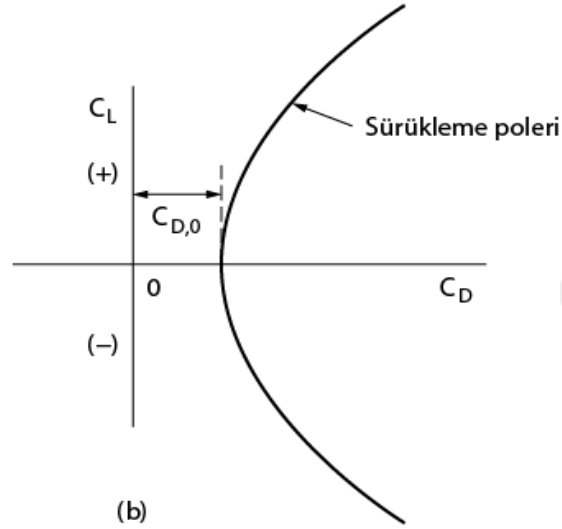
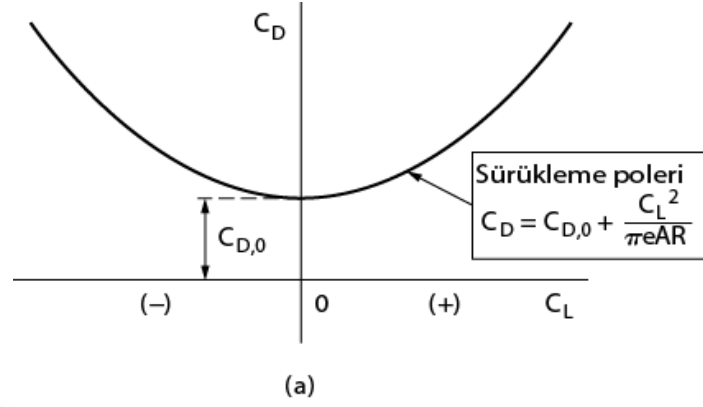
Uçak performans hesaplamalarında, hücum açısı yerine genellikle taşıma katsayısı kullanılır. Dolayısıyla, Denklem 4.4'teki C_L denklemi α için çözümlerse ve sonuç C_D ifadesine uygulanırsa, aşağıdaki ilişkiler elde edilir:

$$\alpha = \alpha(C_L, M), \quad C_D = C_D(C_L, M, R_e) \quad (4.5)$$

C_D için yukarıda verilen eşitlik sürüklenme poleri olarak adlandırılır. Reynolds sayısını değişiminin sürüklenme katsayısı üzerinde etkisinin düşük olması nedeniyle sürüklenme poleri literatürde genellikle $C_D = C_D(C_L, M)$ şeklinde ifade edilir [50]. Sürüklenme katsayısı ile taşıma katsayısı arasındaki ilişki, uçak performansını belirleyen ana faktördür. Bu nedenle, yörünge tahmini, yakıt optimizasyonu, parametre tahmini gibi çoğu ATM araştırması için sürüklenme poleri bilgisi gereklidir. Ayrıca sürüklenme poleri bir uçağın temel aerodinamiğinin çoğunu yansıtır ve sürüklenme poleri eğrileri, uçakların tasarımı için esastır [11, 52].

Sürüklenme poleri Şekil 4.4'te gösterilmiştir [11]. Şekil 4.4a C_D 'nin C_L 'ye göre değişimini, b ise C_L 'nin C_D 'ye göre değişimini göstermektedir. Bu iki eğri aynıdır sadece eksenler döndürülmüştür. Literatürde her iki gösterim de kullanılmaktadır. Belirtilen eğri parabolik bir eğridir ve dolayısıyla C_D , C_L 'nin parabolik bir fonksiyonu olarak kabul edilebilir. Yine Şekil 4.4'te C_L 'nin negatif değerleri uçak performans analizlerinde çok

sık rastlanmayan bir olay olduğu için, literatürde kullanılan sürüklenme polerlerinde genellikle C_L 'nin pozitif olduğu kısımlar gösterilir [11].



Şekil 4.4. Sürüklenme poleri

Basit sürüklenme poleri ile ilgili genel denklem formu aşağıda gösterilmiştir.

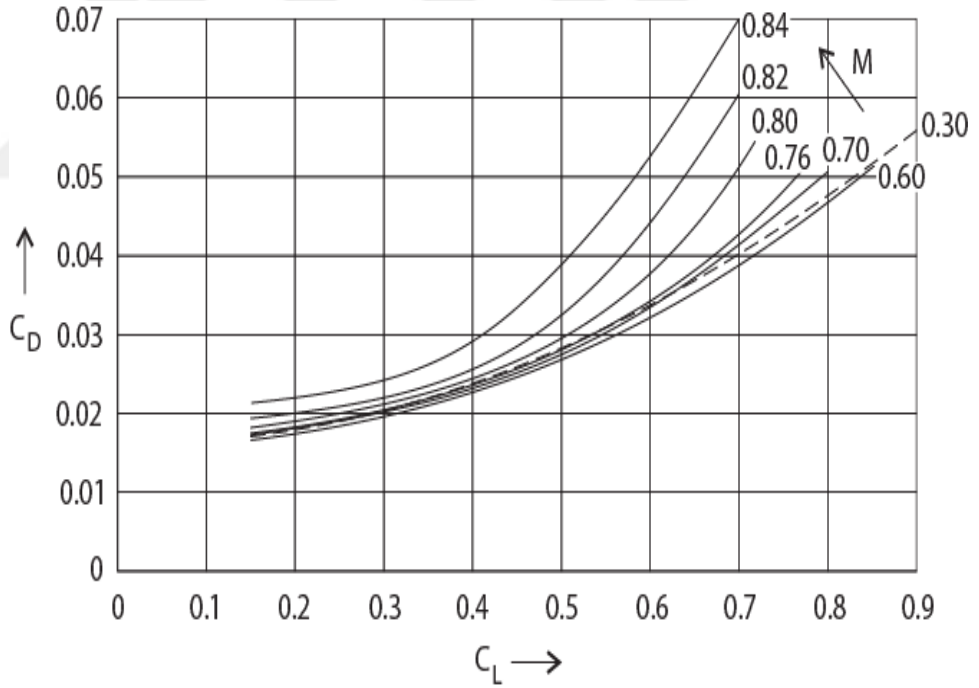
$$C_D = C_{D_0} + kC_L^2 \quad (4.6)$$

Burada C_{D_0} sıfır taşıma sürüklenme katsayısını ($C_L=0$), kC_L^2 ifadesi uçaklarda taşıma kaynaklı oluşan indüklenmiş sürüklenme katsayısını, k sembolü ise indüklenmiş sürüklenme faktörünü ifade etmek için kullanılmıştır. İndüklenmiş sürüklenme faktörü Denklem 4.7’de görüldüğü gibi kanat Oswald verimlilik faktörü (e) ve açıklık oranı (AR) ile ters orantılıdır.

$$k = \frac{l}{\pi e AR} \quad (4.7)$$

Kanat Oswald verimlilik faktörü, bir kanadın taşıma üretmedeki verimliliğini temsil eder. Taşıma dağılımı parabolik ise, Oswald verimlilik faktörünün en yüksek olduğu 1'e eşit olduğu varsayılır. Oswald verimlilik faktörü genellikle 0.7 ile 0.9 arasındadır [48].

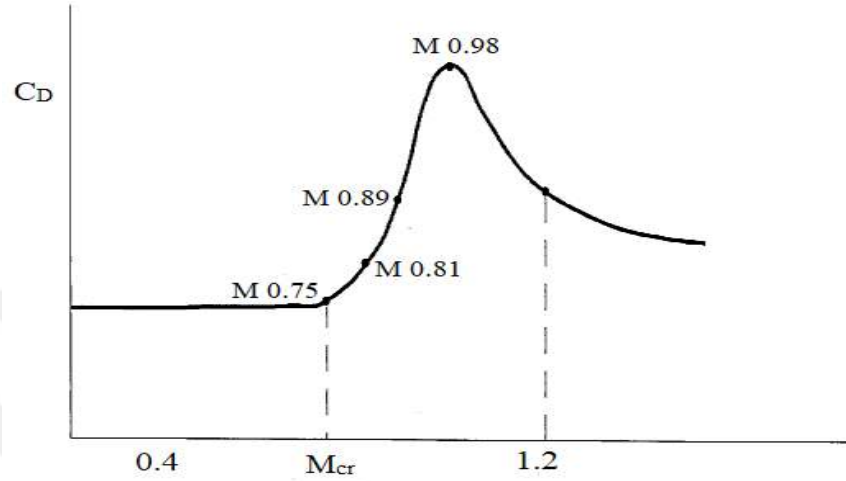
Mach sayısı, kritik Mach sayısı (M_{cr}) olarak belirtilen değerin üstünde olduğunda sürüklenme-taşıma ilişkisi üzerinde önemli bir etkisi vardır. Şekil 4.5'te Mach sayısının sürüklenme pelerine etkisi gösterilmiştir [53]. Belirtilen şekilde M_{cr} 'nin 0.6-0.7 Mach arasında olduğu varsayılmıştır. Şekil 4.5 incelendiğinde 0.7 Mach'a kadar sürüklenme pelerinde çok bir değişiklik olmadığı ancak M_{cr} üzerindeki değerlerde Mach değişiminin sürüklenme pelerini oldukça etkilediği açıkça görülmektedir.



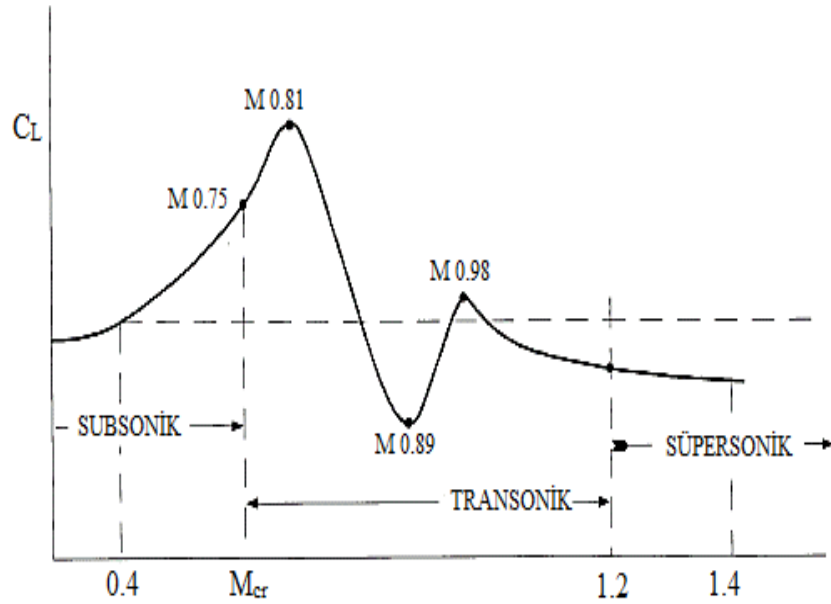
Şekil 4.5. Bir jet nakliye uçağı için C_D ve C_L arasındaki ilişki

M_{cr} 'den küçük değerlerde sürüklenme kuvvetinin Mach sayısına göre değişimi oldukça azdır. M_{cr} 'den büyük Mach değerlerinde ise sürüklenme de hızlı bir artış görülür. Günümüz ticari hava taşımacılığı yapan sivil yolcu uçakları transonik uçuş rejiminde uçtuklarından M_{cr} önemli bir parametredir. Bu bağlamda bu uçaklar ile ilgili yapılan

sürüklenme analizlerinde M_{cr} üzerindeki sıkıştırılabilir sürüklenme artışının modele dâhil edilmesi daha doğru sonuçlar alınmasını sağlayacaktır. Şekil 4.6 ve 4.7’de sırasıyla C_D ve C_L ’nin Mach sayısına göre değişimi gösterilmiştir [54].



Şekil 4.6. C_D ’nin Mach sayısına göre değişimi



Şekil 4.7. C_L ’nin Mach sayısına göre değişimi

Denklem 4.6’da verilen basit sürüklenme modelinin sıkıştırmanın önemsiz olduğu 0.3 Mach altındaki hızlarda kullanılması uygundur. Bununla birlikte, deneysel

sonuçlardan elde edilen gerçek sürüklenme polerleri, genellikle Denklem 4.6’da verilen basit parabolik formdan farklı olacaktır. Bu nedenle, basit parabolik form sadece simetrik kanatları olan uçaklar için kullanılabilir. Modern nakliye uçakları kamburlu süperkritik kanatlara sahiptir ve sıkıştırılabilirliğin uçağın sürüklenme özellikleri üzerinde etkili olduğu yüksek ses altı hızlarda uçar. Bu nedenle, bu uçaklarda yukarıda bahsedilen parametrelere ek olarak kambur kanat etkileri de dikkate alınmaktadır. Bu bağlamda basit sürüklenme polar yaklaşımının değiştirilmiş bir asimetrik biçimi (basit kamburluklu kanat sürüklenme poler– SCDP) sıklıkla kullanılır:

$$C_D = C_{Dmin} + k(C_L - C_{Lmin})^2 \quad (4.8)$$

C_{Dmin} ve k parametrelerinin her ikisi de Mach sayısı, Reynolds sayısı ve uçak şekline bağlıdır. Gong vd. (2002) tarafından Merkez/TRACON Otomasyon Sistemi (CTAS) yörünge tahmin aracı için önerilen aerodinamik model, hem sıkıştırılabilirlik etkilerini hem de kanat kamburluğunu dikkate alır. Bu model, SCDP modeline Prandtl-Glauert sıkıştırılabilirlik düzeltme faktörünün eklenmesi ile oluşturulmuştur [40, 55]:

$$\beta = \sqrt{1 - M^2}, \quad k = \frac{1}{\pi e AR \beta} \quad (4.9)$$

$$C_D = C_{Dmin} + \frac{(C_L - C_{Lmin})^2}{\pi e AR (\sqrt{1 - M^2})} \quad (4.10)$$

Cavcar ve Cavcar (2004) tarafından oluşturulan sürüklenme poleri aşağıda gösterilmiştir. C_{D0} , K_1 ve K_2 sıkıştırılabilirlik etkilerinden dolayı Mach sayısının fonksiyonlarıdır [40].

$$C_D = C_{D0} - K_1 C_L + K_2 C_L^2 \quad (4.11)$$

Baklacıoğlu ve Cavcar (2014) tarafından kuadratik bir sürüklenme poleri oluşturulmuştur. Denklem 4.12’de gösterilen sürüklenme polerinde profil eğriliği, sıkıştırılabilirlik etkileri ve kritik Mach sayısı üzerindeki sıkıştırılabilir sürüklenme artışının da etkisi modele dahil edilmiştir. Belirtilen modelde f ile gösterilen katsayılar Mach sayısının fonksiyonudur [56].

$$C_D = f_1 + f_2 C_L + f_3 C_L^2 + f_4 C_L^3 + f_5 C_L^4 \quad (4.12)$$

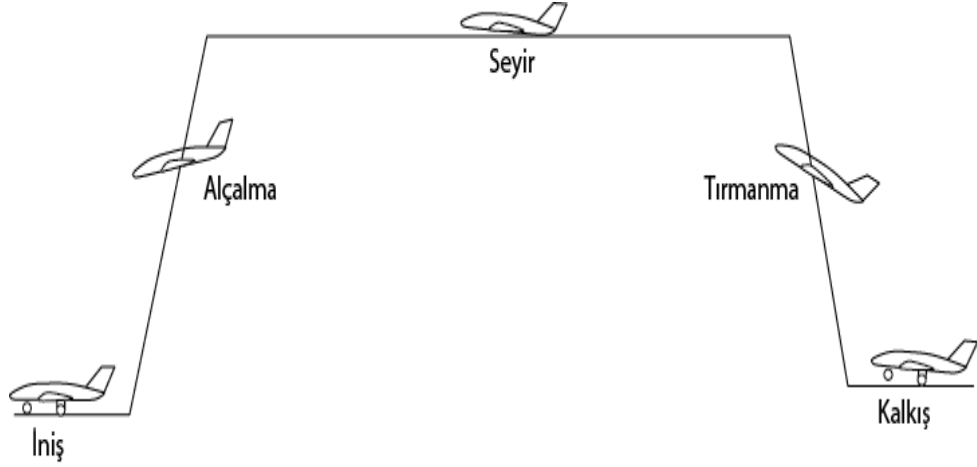
Yine yapılan çalışmalar sonucunda Denklem 4.13’de gösterildiği gibi n. dereceden bir sürüklenme poleri oluşturulmuştur. n=4 değerinin savaş uçakları için iyi sonuçlar verdiği, jet nakliye uçakları için ise tüm Mach değerlerinde n=6. dereceden polinomsal fonksiyonun iyi sonuç verdiği gözlemlenmiştir. Yapılan analizlerde düşük hız rejiminde, C_{D0} ve K_1 ’in sabit değerleri (K_2 sıfıra eşitlenmiştir) kullanılırken, yüksek hızlı rejimde, C_{D0} , K_1 ve K_2 ’nin Mach sayısının düzgün değişen fonksiyonları olarak değiştiği gözlemlenmiştir [53].

$$C_D = C_{D0} + K_1 C_L^2 + K_2 C_L^n \quad (4.13)$$

4.2. Tırmanma Performansı

Normal bir uçuş operasyonu genellikle kalkış, tırmanma, seyir, alçalma ve iniş olmak üzere 5 aşamadan oluşur. Uçuş profili olarak adlandırılan bu uçuş aşamaları Şekil 4.8’de gösterilmiştir [48].

Kalkış aşamasında uçak pist başından hızlanarak kalkış hızına ulaşır. Aynı zamanda, taşıma uçağın ağırlığına eşit olana kadar artırılır ve uçağın yerden ayrılmasına izin verilir. Ardından uçak havadayken iniş takımlarını geri çekecektir. Kalkış aşamasından sonra uçak tırmanma aşamasına geçer. Tırmanma aşamasında uçak irtifasını arttırmaya başlar. Uçak düşük hızda yeni kalktığından, tırmanışın ilk kısmında uçak belirli bir hıza kadar hızlandırılacaktır. Ardından, tırmanma uçuşu, uçak seyir irtifasına ulaşana kadar sabit hıza yakın bir hızla devam edecektir. Bu uçuş aşamasında, uçak yaklaşık 10° – 40° ’lik tırmanma açısını koruyacaktır. Uçuşun üçüncü aşaması seyir uçuşu olarak adlandırılır. Seyir uçuşunda pilot alçalmaya karar verene kadar uçak sabit bir irtifada kalacaktır. Seyir uçuşunun ilk kısmında, uçak önceden tanımlanmış bir seyir hızına ulaşana kadar hızlandırılacaktır. Daha sonra uçuş, sabit bir seyir hızında varış noktasına doğru devam edecektir. Uçuş planında herhangi bir değişiklik olmadığı takdirde, uçak hedef havalimanının yakınına kadar sabit hızda ve sabit irtifada uçuşa devam edecektir. Seyir uçuşundan sonra varış noktasına yaklaşan uçak alçalma uçuşuna geçer. Bu uçuş aşamasında uçak irtifa ve hızını azaltmak durumundadır. Uçuş profilinin son aşaması uçağın yere teker koyduğu iniş aşamasıdır [48].

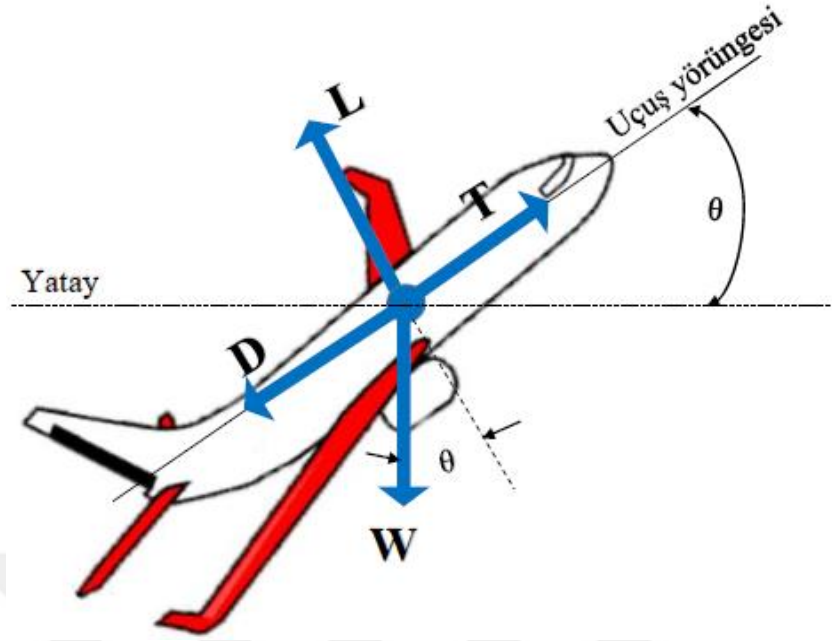


Şekil 4.8. *Tipik bir uçuş profili*

Bu çalışmada tırmanma uçuş profiline ait veriler kullanılarak analizler gerçekleştirildiği için uçağın tırmanma performansı üzerinde durulacaktır. Tırmanma sırasında uçağa etki eden 4 temel kuvvet Şekil 4.9’da gösterilmiştir [57]. Bu kuvvetler aşağıda maddeler halinde ifade edilmiştir.

- Uçuş yörünge doğrultusuna dik etki eden taşıma kuvveti (L),
- Uçuş yörünge doğrultusunda ters yönde etki eden sürüklenme kuvveti (D),
- Uçuş yörünge doğrultusunda ileri yönde etki eden itki kuvveti (T),
- Yerin merkezine doğru düşey etki eden ağırlık kuvveti (W).

Normalde itki kuvveti tam olarak uçuş yörünge doğrultusunda değildir. Bu kuvvet uçuş yörünge doğrultusu ile küçük bir açı yapacak şekilde uçağa etki eder. Açının küçük olması nedeniyle yapılan analizlerde, itki kuvveti kolaylık olması adına uçuş yörünge doğrultusunda kabul edilir.



Şekil 4.9. Tırmanma sırasında uçağa etki eden kuvvetler

Newton'un ikinci yasası (Kuvvet =kütle x ivme) kullanılarak uçağa etki eden kuvvetlerden genel hareket denklemleri aşağıdaki gibi elde edilir.

Newton yasası uçuş yörüngesi doğrultusunda şayet uygulanırsa;

$$\sum F_{\parallel} = ma = m \frac{dV}{dt} = T - D - W \sin \theta \quad (4.14)$$

$$T - D - W \sin \theta = m \frac{dV}{dt} \quad (4.15)$$

Burada $\sum F_{\parallel}$ uçuş yörünge doğrultusunda olan toplam kuvvetleri, m kütleyi, a ivmeyi ve θ tırmanma açısını ifade etmektedir. V uçağın uçuş yörüngesi doğrultusundaki hızının anlık değeridir.

Uçuş yörüngesi her ne kadar Şekil 4.9'daki gibi doğrusal görünse de, uçağın yörüngesi genel olarak eğriseldir. Uçuş yörüngesine dik doğrultuda etki eden kuvvetlere yine Newton'nun ikinci yasası uygulanırsa bu doğrultu için de bir hareket denklemi elde edilmiş olur.

$$\sum F_{\perp} = ma = m \frac{V^2}{r} = L - W \cos \theta \quad (4.16)$$

$$L - W \cos \theta = m \frac{V^2}{r} \quad (4.17)$$

Burada $\sum F_{\perp}$ uçuş yörünge doğrultusuna dik olan toplam kuvvetleri, r eğrilik yarıçapını, $m \frac{V^2}{r}$ ifadesi ise merkez kaç kuvvetini ifade etmektedir. Denklem 4.15 ve 4.17 tırmanma profili için kullanılan genel hareket denklemleridir [11].

Tırmanma oranı (ROC), tırmanma süresi ve tırmanma açısı gibi tırmanma performans değerlendirmesi için birkaç tırmanma parametresi vardır. En yüksek ROC'ye, en düşük tırmanma süresine ve en yüksek tırmanma açısına sahip bir uçak, daha yüksek bir performansa sahiptir. Bu üç kriter arasında ROC genellikle en önemlisidir. Genel olarak, çeşitli insanlı uçaklar arasında, savaş uçakları en yüksek ROC'ye sahiptir. ROC, aşağıda belirtilen iki ifadeden dolayı çok önemlidir: (1) operasyonel bakış açısı ve (2) güvenlik bakış açısı. Her iki nedenle de, bir uçak tasarımcısı, mümkün olan en yüksek ROC'ye sahip bir uçak teslim etmeye çalışır. Tırmanma analizlerinde temel olarak üç ana parametreye odaklanılmaktadır:

- Maksimum ROC (en hızlı tırmanış)
- Maksimum tırmanma açısı (en dik tırmanış)
- Minimum maliyetle tırmanma (en ekonomik tırmanış) [48].

Sivil hava taşımacılığı yapan yolcu uçaklarında yakıt tüketiminin havayolu işletmelerine maliyet girdisinin yüksek olması sebebiyle en ekonomik tırmanışı yapmaları önemlidir

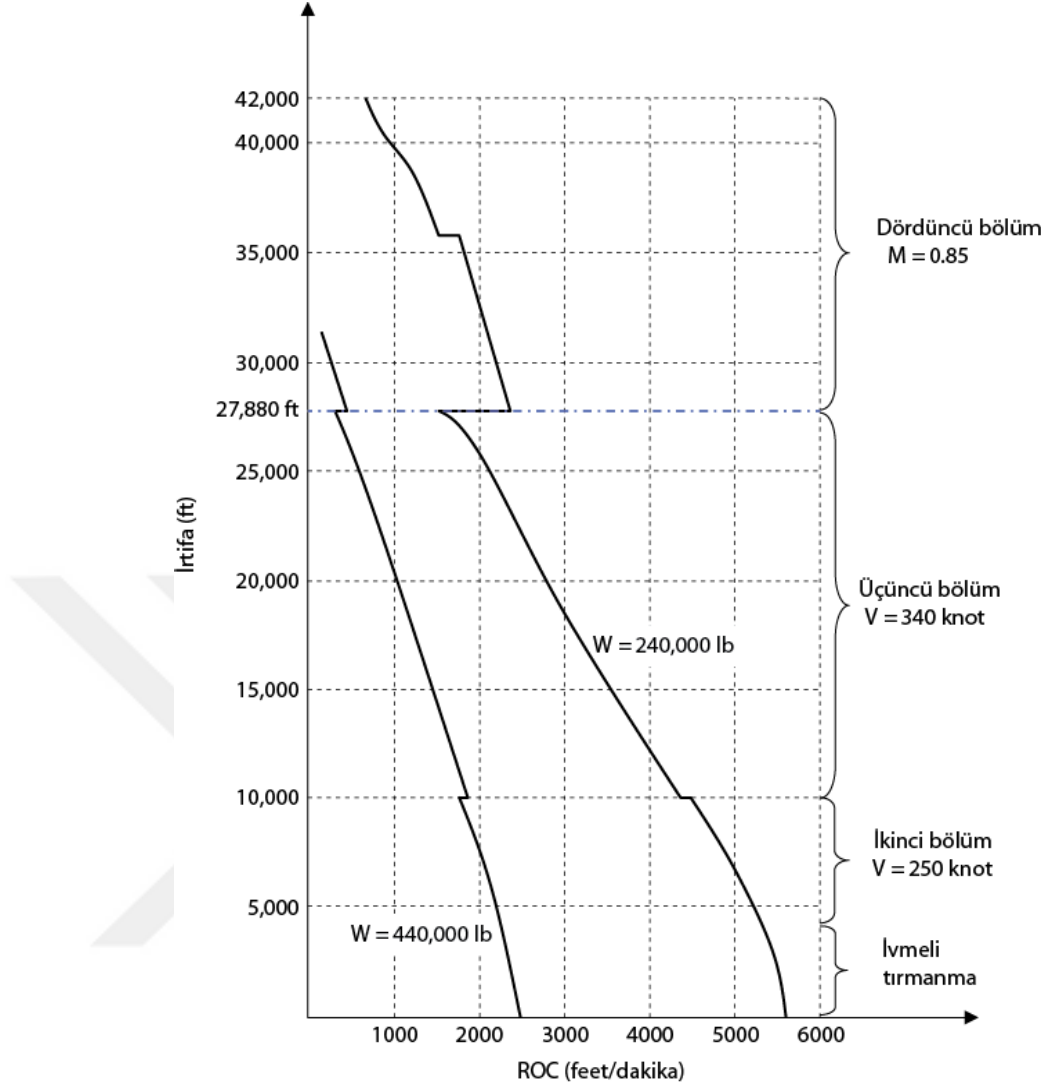
ROC, Denklem 4.18'de ifade edildiği gibi birim zamandaki irtifa değişimi olarak tanımlanabilir. Burada h irtifayı ifade etmek için kullanılmıştır.

$$ROC = \frac{dh}{dt} = V \sin \theta \quad (4.18)$$

Denklem 4.14-4.17 arasındaki hız ifadesi gerçek hava hızıdır. Ancak pratikte durum biraz farklıdır. Şöyle ki; tırmanma sırasında gerçek hava hızı sürekli değişir. Bu durumun

göstergeye yansımalarının pilotlara oluşturulacağı zorluğu önleme adına, pratikte uçuşlar sabit işari hava hızı veya sabit Mach sayısında gerçekleştirilir. İşari hava hızının pozisyon hatalarının giderilmesi sonucu CAS, CAS'ın sıkıştırma hatasının giderilmesi ile eşdeğer hava hızı (EAS) elde edilir. Mach sayısının düşük olduğu durumlarda sıkıştırılabilirlik düzeltilmesi çok düşük olduğundan CAS ile EAS denktir [27].

Şekil 4.10, iki farklı uçak kalkış ağırlığı (240000 ve 440000 lb) için McDonnell Douglas DC-10-10 uçağının tırmanma stratejisini ve tırmanma hızı varyasyonlarını göstermektedir [48]. Belirtilen şekil incelendiğinde uçak ilk olarak 250 knot'lık hıza ulaşmak için tırmanma sırasında ivmelenmektedir. Sonrasında 250 knot sabit (EAS) hız ile 10000 feet'e, ardından 340 knot (EAS) ile 27.880 feet'e tırmanmak ve ardından seyir irtifasına kadar $M = 0.85$ 'te tırmanmaya devam etmektedir. Dördüncü tırmanış bölümü, diğer tırmanış bölümlerine kıyasla çok daha küçük bir tırmanış açısına sahiptir. Şekil 4.10'da görüldüğü gibi uçak sabit EAS, sabit Mach kombinasyonunda tırmanma gerçekleştirmiştir.



Şekil 4.10. DC-10-10 uçağının ROC'sinin irtifaya göre değişimi

4.3. Enerji Yöntemi

Yüksek ivme ile tırmanma yapan yüksek performansa sahip uçakların performans analizlerinde enerji yöntemi oldukça yararlı bir yöntemdir. Enerji yöntemi tırmanma sırasında irtifa değişim oranından ziyade, hız ve irtifayı tek bir değişken olarak içinde barındıran enerji değişimine odaklanır.

Kütlesi m olan bir uçak herhangi bir h irtifasında V hızıyla uçtuğunda, hızından dolayı kinetik enerjiye (KE) ve yüksekliğinden dolayı bir potansiyel enerjiye (PE) sahip olacaktır. Uçağın toplam enerjisi bu iki enerjinin toplamıdır.

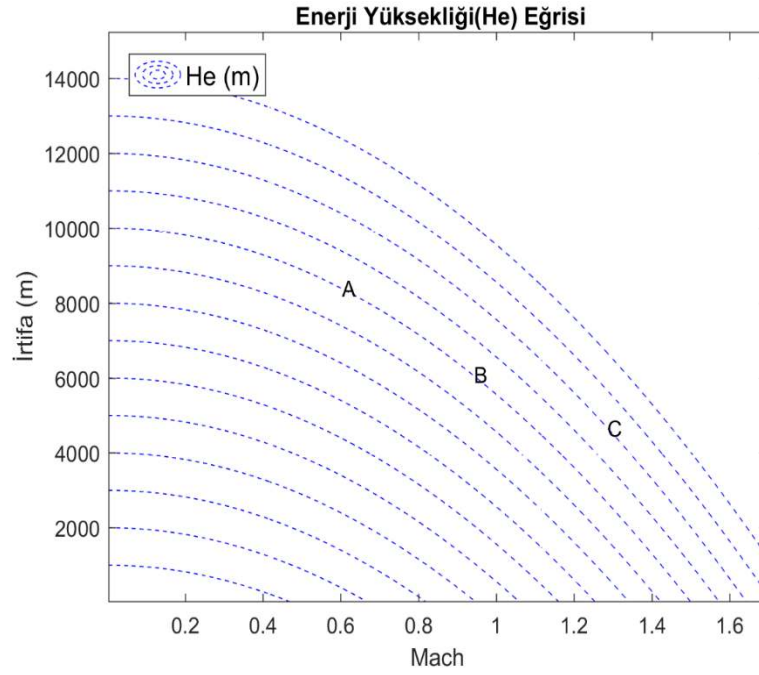
$$\text{Toplam enerji (E)} = \text{PE} + \text{KE} = mgh + \frac{1}{2}mV^2 \quad (4.19)$$

Denklem 4.19 uçağın ağırlığına ($W=mg$) bölünürse yararlı bir kavram olan özgül enerji (birim ağırlık başına enerji) elde edilmiş olur.

$$H_e = \frac{E}{W} = \frac{mgh + \frac{1}{2}mV^2}{mg} = h + \frac{V^2}{2g} \quad (4.20)$$

Burada H_e özgül enerjiyi, g yerçekimi ivmesini ifade etmek için kullanılmıştır. H_e yükseklik boyutunda olduğundan “enerji yüksekliği” şeklinde de ifade edilir. Enerji yüksekliği Denklem 4.20’de görüldüğü gibi irtifa ve hızı içinde barındırır. Böylece bir irtifadan başka bir irtifaya optimal tırmanma yerine, bir enerji yüksekliğinden başka bir enerji yüksekliğine optimal tırmanma kullanımı, hızın da işin içine katılmasından dolayı performans analizlerinde daha doğru sonuçların elde edilmesini sağlayacaktır [11].

Enerji yüksekliği eğrileri daha sonra anlatılacak özgül güç fazlası eğrileri ile birlikte kullanılmaktadır. Şekil 4.11’de sabit H_e eğrisi ile ilgili bir örnek verilmiştir. H_e eğrileri genelde irtifa-Mach/hız eksenlerinde verilen eğrilerdir. Bu eğriler birim ağırlık başına potansiyel ve kinetik enerji değişimlerini gösteren evrensel eğrilerdir. Uçak tipine ve konfigürasyonuna göre değişmez. Şekil 4.11’de A, B ve C ile ifade edilmiş 3 farklı uçağın enerji yükseklikleri verilmiştir. Şekilden görüleceği üzere A uçağı 0.6 Mach hız ve 8400 metre yüksekliğe sahipken, B uçağı yaklaşık 6100 metre yükseklikte 0.94 Mach hızında uçmaktadır. Farklı hız ve irtifa kombinasyonlara sahip bu iki uçağın enerji yükseklikleri eşit ve yaklaşık 10000 metredir. C uçağı ise 12000 metre enerji yüksekliğine sahiptir. Bu durum diğer her şey aynı olmak koşuluyla C’nin diğer iki uçağa göre daha yüksek hız ve manevra kabiliyeti olduğunu göstermektedir.



Şekil 4.11. Enerji yüksekliği eğrisi

Özgül güç fazlası ifadesinin elde edilmesi ile ilgili formüller aşağıdaki denklemlerde gösterilmiştir. Şayet tırmanma için kullanılan Denklem 4.15 V/W ifadesi ile çarpılırsa aşağıdaki ifade edilir.

$$\frac{(T - D)V}{W} = V \sin \theta + \frac{V}{g} \frac{dV}{dt} \quad (4.21)$$

Denklem 4.18'den $V \sin \theta$ ifadesinin tırmanma oranına (dh/dt) eşit olduğu bilinmektedir. Dolayısıyla Denklem 4.21 aşağıdaki gibi revize edilebilir.

$$\frac{(T - D)V}{W} = \frac{dh}{dt} + \frac{V}{g} \frac{dV}{dt} \quad (4.22)$$

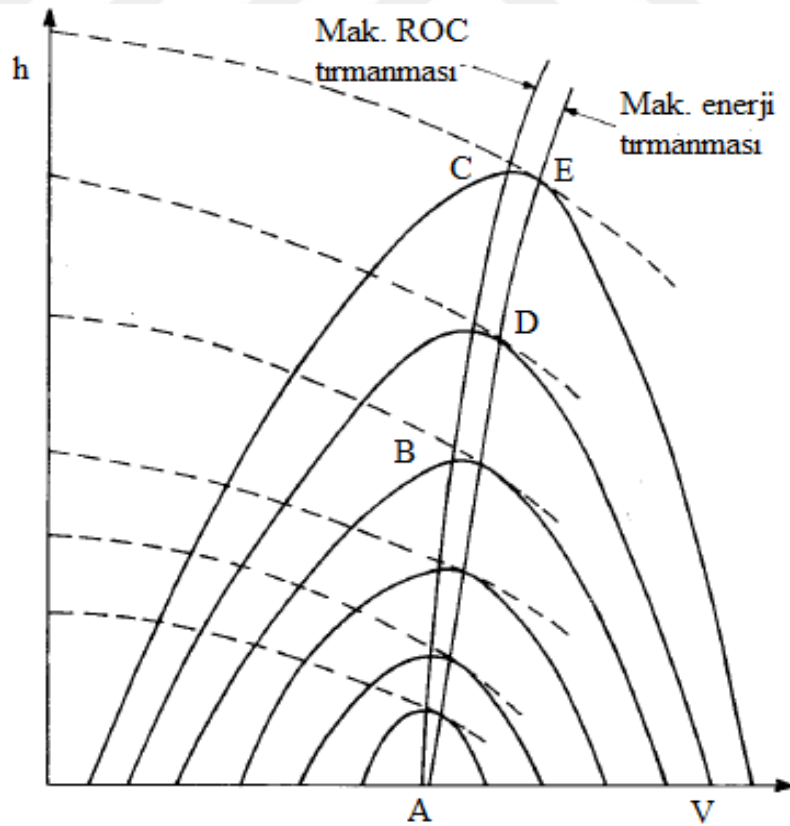
Son olarak enerji yüksekliğinin (Denklem 4.20) zamana göre türevi alınırsa aşağıdaki ifade elde edilir.

$$\frac{dH_e}{dt} = \frac{dh}{dt} + \frac{V}{g} \frac{dV}{dt} \quad (4.23)$$

Denklem 4.22 ve 4.23’de eşitliğin sağ taraflarının eşit olduğuna dikkat edilmelidir. Dolayısıyla hareket denklemleri ile enerji yöntemi analizlerinin birleştirilmesi sonucunda Denklem 4.24 elde edilmiş olur.

$$\frac{dH_e}{dt} = \frac{(T - D)V}{W} = \frac{\text{Güç fazlası}}{W} = \frac{dh}{dt} + \frac{V}{g} \frac{dV}{dt} \equiv P_s \quad (4.24)$$

Burada P_s özgül güç fazlasını ifade etmek için kullanılmıştır. Denklem 4.24, uçağın şayet yeterli güç fazlası varsa bunu enerji yüksekliğini arttırmak için kullanabileceğini ifade etmektedir. Buna göre Şekil 4.11’deki eğride A ve B uçaklarının şayet yeterli güç fazlaları varsa (yani motor tam güç ayarında değilse) C’nin enerji yüksekliğine çıkabileceği söylenebilir. Ayrıca belirtilen denkleme göre uçak güç fazlasını, sadece tırmanma oranını arttırmaya ($dV/dt=0$), sadece hızını arttırmaya ($dh/dt=0$) ya da her ikisinin kombinasyonu olacak şekilde hız ve irtifa arttırmaya kullanabilir [11]. P_s eğrisi ve H_e eğrileri Şekil 4.12’de gösterilmiştir [58].



Şekil 4.12. P_s ve H_e eğrilerinin birlikte gösterimi

Şekil 4.12, P_s eğrilerinin ses altı uçan uçaklar için gösterimini sunmaktadır. Bu uçaklar için P_s eğrileri “ters u” şeklinde bir gösterime sahiptir. P_s eğrilerinden en dışta olan $P_s = 0$ m/s eğrisidir ve uçağın ulaşabileceği maksimum limitleri belirler. $P_s = 0$ m/s, uçağın özgül güç fazlasının sıfır olduğu, başka bir ifade ile uçağın yükselmek ve/veya hızlanmak için daha fazla gücünün bulunmadığı anlamına gelmektedir. Uçak $P_s = 0$ m/s eğrisinin altındaki irtifa ve hız kombinasyonlarında uçabilir. P_s eğrileri H_e eğrileri ile beraber kullanılır. Böylece uçağın ulaşabileceği enerji yükseklikleri kolayca saptanabilmektedir. Şekilde kesikli çizgiler sabit H_e eğrileridir. Sabit P_s eğrileri yalnızca bir konfigürasyon, ağırlık, yük faktörü, hücum açısı, motor güç ayarı ve atmosferik koşul için geçerlidir. Bu parametrelerden bir veya birkaçının değişmesi sabit P_s eğrilerinin de değişmesine neden olacaktır [12].

P_s eğrileri sayesinde minimum tırmanma süreleri bulunabilmektedir. Minimum tırmanma süresi için gerekli ifade Denklem 4.25’te gösterilmiştir. Denklem 4.24’te verilen denklemden zaman ifadesi

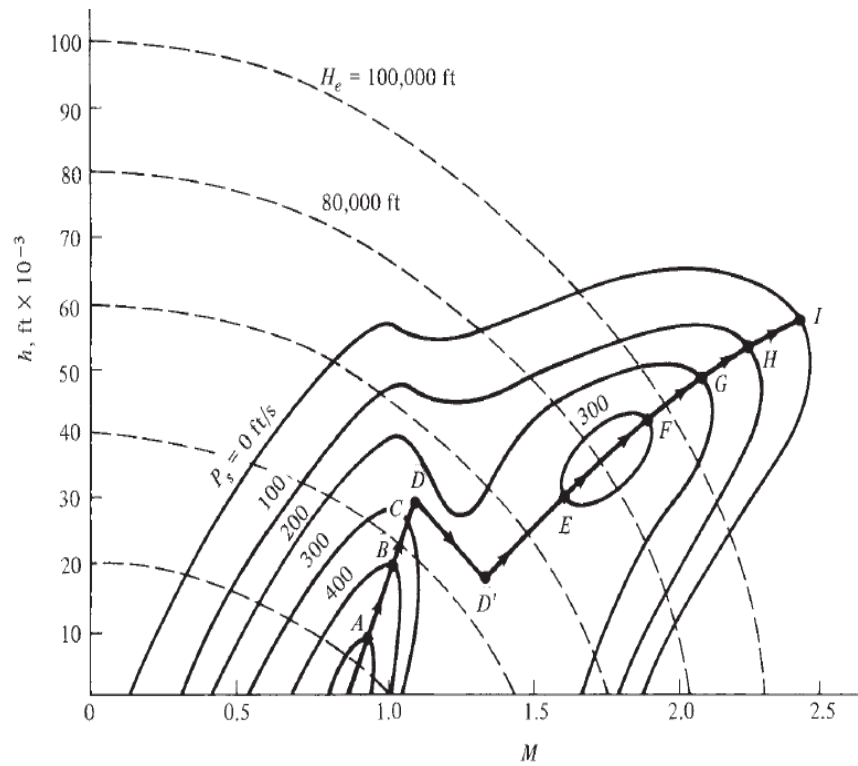
$$dt = \frac{dH_e}{P_s},$$

şeklinde elde edilip $H_{e,1}$ ve $H_{e,2}$ gibi iki enerji yüksekliği arasında integrali alınırsa minimum tırmanma için gerekli denklem aşağıdaki şekli alır [11].

$$t_2 - t_1 = \int_{H_{e,1}}^{H_{e,2}} \frac{dH_e}{P_s} \quad (4.25)$$

Denklem 4.25’e göre P_s ’nin maksimum olduğu durumda tırmanma süresi minimum olacaktır. Bu durum Şekil 4.12’de de gösterilen iç içe geçmiş P_s eğrilerinin tepe noktalarının birleştirilmesi sonucunda minimum zamanda tırmanma için gerekli hız irtifa kombinasyonunun sağlanmış olması anlamına gelmektedir. Hali hazırda Şekil 4.12’de H_e eğrisinin P_s eğrisine teğet olan noktalarının birleştirilmesi (P_s ‘nin maksimum olduğu noktaya denk gelmektedir) sonucunda minimum zamanda tırmanma yörüngesi elde edilmiştir. Şekil 4.12’de ayrıca maksimum ROC ile tırmanma da gösterilmiş ve iki farklı tırmanma türünde farklı yörüngeler elde edilmiştir. Herhangi bir irtifa için maksimum enerji ile tırmanmada, maksimum ROC ile tırmanmaya göre hız yaklaşık %5 daha fazladır. Maksimum enerji tırmanması maksimum ROC’ye göre daha doğru bir yaklaşımdır [58].

Süpersonik hızlarda uçan uçaklarda P_s eğrileri Şekil 4.12'den farklıdır. Şekil 4.13'te Lockheed F-104G süpersonik avcı uçağına ait P_s eğrisi Mach-irtifa eksenlerinde gösterilmiştir [11]. Mach 1 civarında eğrinin çukurlaşmasının temelinde bu bölgede oluşan sürüklemeye ki büyük artış yatmaktadır. Belirtilen şekilde A'dan I ya olan oklar minimum tırmanma süresi için uçuş yörüngesini ifade etmektedir. Uçuş yörüngesinin D ile D' bölgesindeki kısmı, 1 Mach civarındaki sürükleme ıraksama bölgesinde sabit enerjili bir dalışla hızlanmayı ifade etmektedir [11].



Şekil 4.13. Süpersonik uçaklar için P_s ve H_e eğrilerinin birlikte gösterimi

5. METASEZGİSEL YÖNTEMLER

Metasezgisel algoritmalar, belirli optimizasyon problemlerini çözmek için temel buluşsal yöntemlerin tasarlanmasında yol gösterici stratejiler olarak kullanılabilecek üst düzey metodolojiler olarak tanımlanabilir. Metasezgiselliğin iki önemli özelliği yoğunlaştırma ve çeşitlendirmedir. Yoğunlaştırma, mevcut en iyi çözümleri araştırmayı ve en iyi adayları veya çözümleri seçmeyi amaçlar. Çeşitlendirme, algoritmanın arama alanını genellikle rasgeleleştirme yoluyla daha verimli bir şekilde keşfetmesini sağlar.

Modern metasezgisel algoritmalar, küresel aramayı üç ana amaçla gerçekleştirmek için geliştirilmiştir: problemleri daha hızlı çözmek, büyük problemleri çözmek ve dayanıklı algoritmalar elde etmek. Metasezgisel algoritmaların verimliliği, doğadaki en iyi özellikleri, özellikle de milyonlarca yıl boyunca doğal seçimle gelişen biyolojik sistemlerde en uygun olanın seçimini taklit etmelerine bağlanabilir [59].

Son zamanlarda iyi sonuç veren birçok metasezgisel yöntem geliştirilmiştir. Bu tür yöntemler, bir miktar soyutlama düzeyinde optimizasyon süreçleri olarak kabul edilebilecek doğal, biyolojik veya sosyal sistemler hakkındaki bilimsel bilgimizi motivasyon olarak kullanır [60]. En önemli metasezgisel yöntem örneklerinden bazıları, bal arısı sürüsünün akıllı yiyecek arama davranışını örnek alan yapay arı kolonisi yöntemi [61], bir sürü içindeki kuşların sosyal davranışlarının simülasyonuna dayanan parçacık sürü optimizasyonu yöntemi [62], canlıların doğal seçim ve genetik mekanizmasına dayalı rastgele bir arama ve optimizasyon yöntemi olan genetik algoritma yöntemi [63], ateş böceklerinin parlama ve çekim özelliklerine dayalı olarak sosyal davranışlarını taklit eden ateş böceği algoritması yöntemi [64], çaprazlama ve mutasyon kullanımı nedeniyle genetik algorithmaya biraz benzerlik gösteren, vektör tabanlı bir metasezgisel algoritma olan diferansiyel gelişim algoritması yöntemi [65] ve bazı guguk kuşlarının kuluçka parazitizmi olarak adlandırılan üreme stratejilerinden esinlenerek oluşturulmuş guguk kuşu arama algoritması yöntemidir [66]. Bu çalışmada CSA ve PSO yöntemleri kullanılmıştır. Dolayısıyla bu iki yöntem üzerinde durulacaktır.

5.1. Parametre Tahmini İçin Guguk Kuşu Arama Algoritması Yöntemi

CSA, Xin-She Yang ve Suash Deb tarafından 2009 yılında doğadan ilham alınarak oluşturulmuş oldukça yeni bir metasezgisel yöntemdir. CSA, bazı guguk kuşlarının kuluçka parazitizmi olarak adlandırılan üreme stratejilerinden esinlenerek oluşturulmuştur. CSA yeni bir algoritma olmasına rağmen, yapılan çalışmalar bu

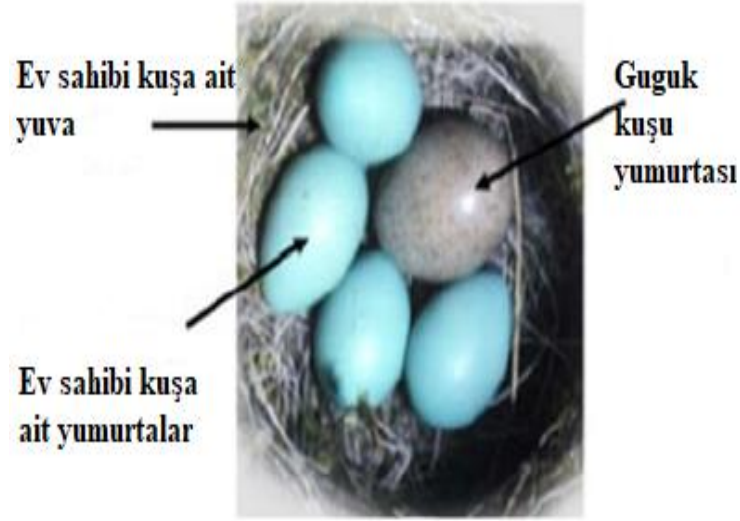
algoritmanın PSO ve GA gibi çok sıklıkla kullanılan metasezgisel yöntemlere göre çok daha iyi sonuç verdiğini göstermektedir [65].

5.1.1. Guguk kuşlarının üreme stratejisi

Ani ve Guira guguk kuşları gibi bazı türler, yumurtalarını ortak yuvalara bırakırlar, ancak kendi yumurtalarının kuluçka olasılığını artırmak için diğer kuşların yumurtalarını çıkarabilirler. Kuluçka asalaklığının üç temel türü vardır: tür içi kuluçka asalaklığı, işbirlikçi üreme ve yuva devralma. Bazı ev sahibi kuşlar, izinsiz giren guguk kuşlarıyla doğrudan çatışmaya girebilir. Ev sahibi bir kuş, yumurtaların kendilerine ait olmadığını keşfederse, ya bu yabancı yumurtalardan kurtulacak ya da yuvayı terk edip başka bir yerde yeni bir yuva yapacaktır.

Yeni Dünya kuluçka paraziti *Tapera* gibi bazı guguk kuşu türleri, seçilen birkaç ev sahibi türün yumurtalarının renk ve desenindeki taklitçilikte genellikle çok uzmanlaşacak şekilde evrimleşmiştir. Bu, yumurtalarının terk edilme olasılığını azaltır ve böylece üremelerini artırır.

Ayrıca bazı türlerin yumurtlama zamanlaması da şaşırtıcıdır. Parazit guguk kuşları genellikle ev sahibi kuşun kendi yumurtalarını bıraktığı bir yuva seçer. Genel olarak, guguk kuşu yumurtaları, ev sahibi yumurtalarından biraz daha erken yumurtadan çıkar. İlk guguklu civciv yumurtadan çıktıktan sonra yapacağı ilk içgüdüsel eylem, yumurtaları yuvadan dışarı atarak ev sahibi yumurtaları yok etmektir, bu da guguk civcivinin ev sahibi kuş tarafından sağlanan yiyecek payını artırır. Araştırmalar ayrıca bir guguk kuşu civcivinin daha fazla beslenme fırsatına erişmek için ev sahibi civcivleri taklit edebileceğini de göstermektedir [67]. Şekil 5.1’de guguk kuşu ve ev sahibi kuşa ait yumurta ile ilgili bir örnek gösterilmiştir [68].



Şekil 5.1. CSA ev sahibi kuş yuvası

5.1.2. CSA

CSA 3 temel kural üzerine inşa edilmiştir.

- Her guguk tek seferde rastgele seçilen bir yuvaya bir yumurta bırakır;
- Bırakılan bu yumurtalardan kaliteli olanlara sahip en iyi yuvalar gelecek nesillere aktarılacaktır;
- CSA’da yuva sayısı sabittir ve bırakılan yumurta, yuva sahibi kuş tarafından 0 ile 1 arasında bir olasılıkla bulunacaktır. Eğer yuva sahibi kuş guguk yumurtasını bulursa ya yumurtadan kurtulacak, ya da yeni bir yuva kurmak için mevcut yuvasını terk edecektir.

Uygulama açısından, yuvadaki her yumurtanın bir çözümü temsil ettiği ve her guguk kuşunun yalnızca bir yumurta bırakabileceği (dolayısıyla bir çözümü temsil ettiği) basit temsiller kullanılmaktadır. Amaç, yuvalarda pek de iyi olmayan bir çözümü değiştirmek için yeni ve potansiyel olarak daha iyi çözümleri (guguk kuşları) kullanmaktır. Açıkçası, bu algoritma, her yuvanın bir dizi çözümü temsil eden birden fazla yumurtaya sahip olduğu daha karmaşık duruma genişletilebilir. CSA ile analizlerde genellikle, her yuvanın yalnızca tek bir yumurtaya sahip olduğu en basit yaklaşım kullanılmaktadır. Bu durumda, yumurta, yuva veya guguk kuşu arasında hiçbir ayrım yoktur, çünkü her yuva bir yumurtaya karşılık gelir ve bu da bir guguk kuşunu temsil eder.

CSA, anahtarlama parametresi (p_a) tarafından kontrol edilen yerel ve küresel rassal yürüyüşün bir kombinasyonunu kullanır. Yerel rassal yürüyüş Denklem 5.1’de gösterilmiştir.

$$x_i^{t+1} = x_i^t + \alpha s \otimes H(p_a - \epsilon) \otimes (x_j^t - x_k^t) \quad (5.1)$$

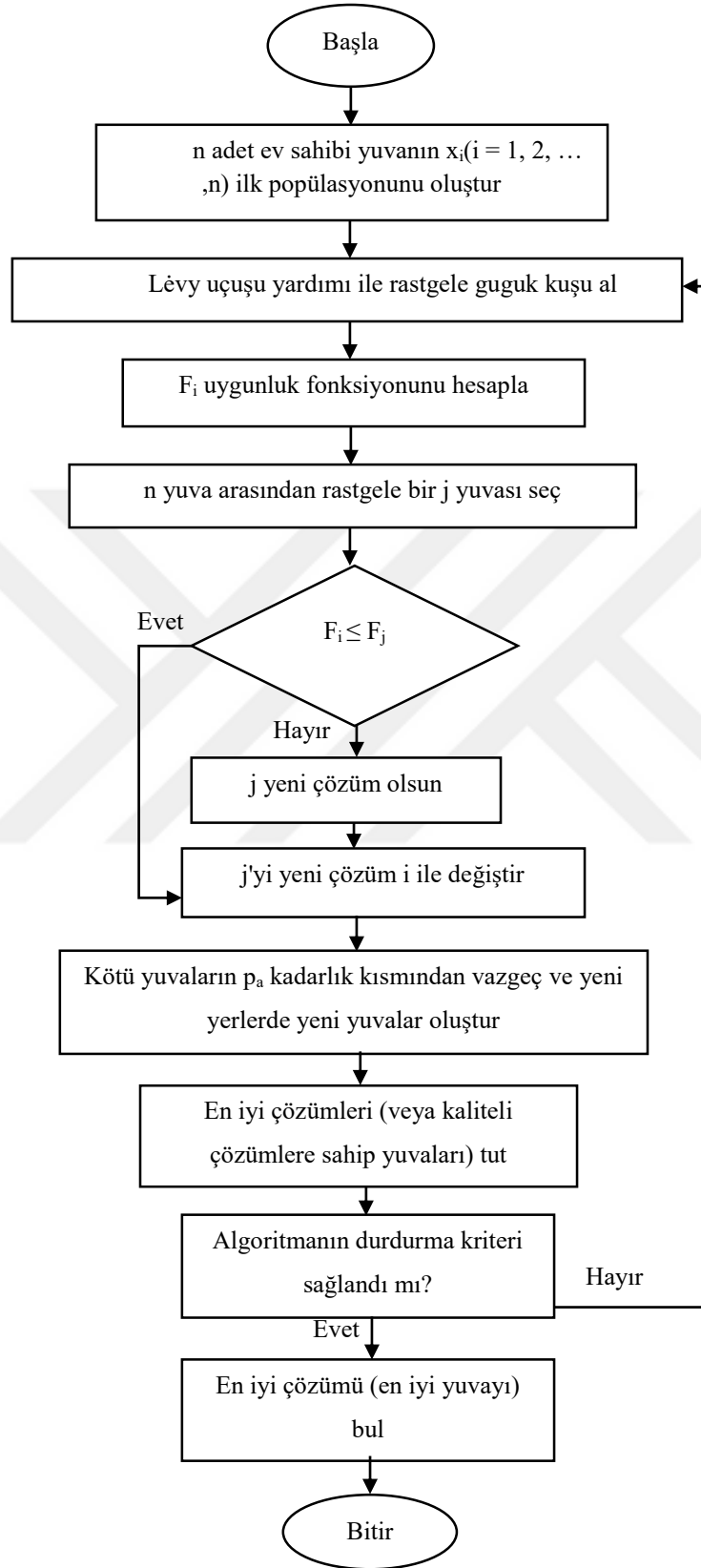
Burada x_i^t mevcut çözümü, x_i^{t+1} terimi ise yeni çözümü ifade eder. Diğer terimlerden x_j^t ve x_k^t rassal permütasyonla rastgele seçilen iki farklı çözümü, s adım boyutunu, $\alpha > 0$ ilgilenilen problemin ölçekleriyle ilgili olması gereken adım boyutu ölçeklendirme faktörünü, ϵ tekdüze dağılımdan çekilen rassal bir sayıyı, $\otimes$ giriş yol çarpımını ve $H(u)$ ise birim adım fonksiyonunu ifade etmek için kullanılmıştır. Denklem 5.2’de gösterilen küresel rassal yürüyüş, yerel rassal yürüyüşten farklı olarak Lévy uçuşlarını kullanmaktadır.

$$x_i^{t+1} = x_i^t + \alpha L(s, \lambda), \quad (5.2)$$

ve

$$L(s, \lambda) = \frac{\lambda \Gamma(\lambda) \sin(\pi \lambda / 2)}{\pi} \frac{1}{s^{1+\lambda}}, (s \gg s_0 > 0) \quad (5.3)$$

Denklem 5.3’te belirtilen λ , Lévy uçuş parametresini, Γ fonksiyonu ise bu parametre için verilen bir sabiti ifade etmektedir. Denklem 5.2 ise yeni çözümün x_i^t ile ifade edilen mevcut çözüm ile geçiş olasılığının toplamı olduğunu göstermektedir [59, 65]. CSA’ya ait temel akış şeması Şekil 5.2’de gösterilmiştir [69, 70].



Şekil 5.2. CSA akış şeması

5.1.3. Lévy uçuşu

Doğada, hayvanlar rastgele veya yarı rastgele bir şekilde yiyecek ararlar. Genel olarak, bir hayvanın yiyecek arama yolu, etkin bir şekilde rastgele bir yürüyüştür, çünkü bir sonraki hareket mevcut konuma/duruma ve bir sonraki konuma geçiş olasılığına bağlıdır. Hangi yönü seçeceği, dolaylı olarak matematiksel olarak modellenen bir olasılığa bağlıdır. Çeşitli araştırmalara göre birçok hayvanın ve böceğin uçuş davranışı Lévy uçuşlarının tipik özelliklerini göstermektedir [59].

Lévy uçuşları, adım uzunluklarının bir güç yasası kuyruğu ile bir olasılık dağılımından çizildiği bir rassal yürüyüş sınıfıdır. Bu olasılık dağılımları, Lévy dağılımları veya kararlı dağılımlar olarak bilinir. Lévy uçuş süreci, optimum rassal arama modelini temsil eder ve doğada sıklıkla bulunur. Algoritmada yeni bir yumurta üretilirken, rastgele seçilen bir yumurtanın konumundan başlayarak bir Lévy uçuşu gerçekleştirilir, eğer bu yeni koordinatlardaki amaç fonksiyon değeri, rassal seçilen başka bir yumurtadan daha iyi ise, o yumurta bu yeni konuma taşınır. Bu rassal aramanın ölçeği, oluşturulan Lévy uçuşunun bir adım boyutu ölçeklendirme faktörü ile çarpılmasıyla kontrol edilir [71, 72].

Uygulama açısından bakıldığında, Lévy uçuşlarıyla rassal sayıların oluşturulması iki adımdan oluşur: rassal bir yön seçimi ve seçilen Lévy dağılımına uyan adımların oluşturulması. Bir yönün oluşturulması, düzgün bir dağılımdan çizilmelidir, oysa adımların oluşturulması oldukça zordur. Bunu başarmanın birkaç yolu vardır, ancak en etkili ve basit yollardan biri, simetrik bir Lévy kararlı dağılımı için Mantegna algoritması olarak adlandırılan algoritmayı kullanmaktır [65].

5.1.4. CSA'nın verimliliği

CSA üzerine yapılan bazı analizler, algoritmanın küresel yakınsama gereksinimlerini karşılayabildiğini göstermiştir ve dolayısıyla algoritmanın garantili küresel yakınsama özelliklerine sahip olduğu kanıtlanmıştır.

CSA, yerel ve küresel aramanın bir kombinasyonunu kullanır. Bu kombinasyon yukarıda da bahsedilen p_a ile kontrol edilir. Şöyle ki; $p_a = 0.25$ gibi bir değer, lokal aramanın tüm arama zamanının %25'ini, küresel aramanın toplam arama süresinin %75'ini kapsadığını belirtmektedir. Dolayısıyla p_a üzerinde ayarlama yapılması,

algoritmanın küresel optimal değeri daha verimli bir şekilde bulmasına katkı sağlamaktadır.

CSA'nın bir diğer avantajı ise standart rassal yürüyüşler yerine Lévy uçuşlarını kullanmasıdır. Lévy uçuşları sonsuz ortalama ve varyansa sahip olduğundan, CSA arama alanını standart Gaussian süreçlerini kullanan algoritmalarından daha verimli bir şekilde keşfedebilir. Bu avantaj, algoritmanın yerel/küresel arama yetenekleri ve garantili küresel yakınsama ile birleştiğinde, CSA'yı oldukça verimli hale getirir [73].

5.2. Parametre Tahmini İçin Parçacık Sürü Optimizasyonu Yöntemi

Parçacık sürü optimizasyonu, 1995 yılında James Kennedy ve R. C. Eberhart tarafından önerilen popülasyon tabanlı bir arama algoritmasıdır. Algoritma kuş ve balık sürüleri gibi organizmaların sosyal davranışlarından esinlenerek oluşturulmuştur [74]. PSO; esnekliği, hızlı yakınsaması ve problemlerin çözümü için çok fazla parametre gerektirmemesi nedeniyle kısa sürede birçok alanda kullanılmaya başlanmıştır [75].

PSO'da sürü içerisindeki her bir birey parçacık olarak adlandırılır ve bu parçacıklar çok boyutlu bir arama uzayında hareket halindedirler. Parçacıkların arama uzayındaki konumlarındaki değişiklikler, bireylerin diğer bireylerin başarısını taklit etme sosyal-psikolojik eğilimlerine dayanır. Bu nedenle sürü içerisindeki parçacıklarda meydana gelen değişiklikler diğer parçacıkların davranışlarından etkilenir [62].

5.2.1. Temel PSO

PSO'da sürüdeki parçacıklar kendi başarılarını ve komşuluğundaki diğer parçacıkların başarılarını taklit ederek hareket ederler. Bu basit davranıştan oluşan toplu davranış çok boyutlu arama uzayında optimum bölgelerin bulunmasına yardımcı olmaktadır [62]. Algoritmada her parçacık potansiyel bir çözümü ifade eder. Temel PSO için genel ifade Denklem 5.4'te gösterilmiştir.

$$x_i(t+1) = x_i(t) + v_i(t+1) \quad (5.4)$$

Burada $x_i(t)$ sürü içindeki i. parçacığın t zaman adımındaki konumunu, $x_i(t+1)$ bir sonraki konumunu ve $v_i(t+1)$ terimi ise bir sonraki zaman adımı için hızı ifade etmektedir. Denklem 5.4'te görüleceği üzere parçacığın bir sonraki konumu mevcut konumuna hız vektörünün eklenmesi ile bulunur. PSO'da hız, optimizasyon sürecini yöneten ana parametredir. Bu bağlamda optimum sonucun bulunabilmesi için hızın çok iyi

ayarlanması gerekmektedir. Hız ile ilgili detaylı bilgi sonraki bölümlerde verilecektir. Orijinalde komşuluk büyüklüğüne göre küresel ve yerel en iyi PSO olmak üzere iki algoritma geliştirilmiştir [37, 62].

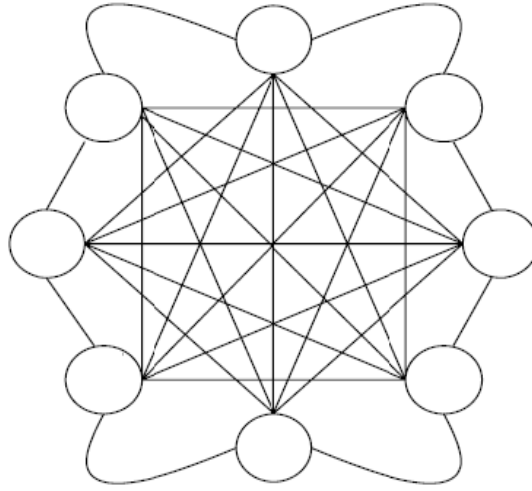
5.2.1.1. Küresel en iyi PSO

Küresel en iyi PSO için her bir parçacığın komşuluğu tüm sürüdür. Yani bir parçacığın davranışı sürüdeki diğer tüm parçacıklardan etkilenir. Küresel en iyi PSO yıldız topolojisi sosyal ağ özelliklerini yansıtır (Şekil 5.3) [62]. Küresel en iyi PSO için hız ifadesi Denklem 5.5'te gösterilmiştir.

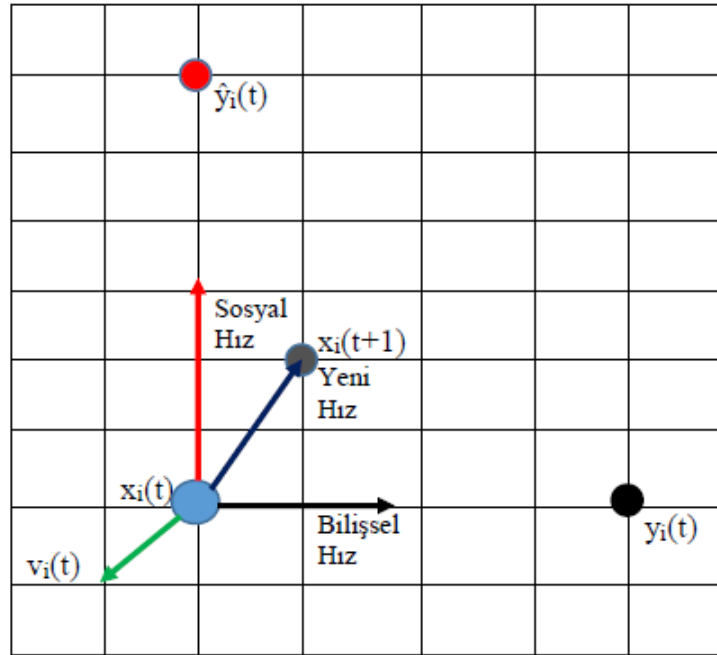
$$v_{ij}(t+1) = v_{ij}(t) + c_1 r_{1j}(t) (y_{ij}(t) - x_{ij}(t)) + c_2 r_{2j}(t) (\hat{y}_j(t) - x_{ij}(t)) \quad (5.5)$$

Burada $v_{ij}(t)$, t zaman adımında $j=1,2, \dots, n_x$ boyutunda i. parçacığın hızı, $v_{ij}(t+1)$ ise bir sonraki zaman adımı için hızdır. $x_{ij}(t)$, belirtilen boyut ve zaman adımı için i. parçacığın konumunu, $y_{ij}(t)$ bu parçacığın ulaşabildiği en iyi konumu ve $\hat{y}_j(t)$ ise sürü içerisinde herhangi bir parçacığın elde ettiği en iyi konumu ifade etmek için kullanılmıştır. Bilişsel ve sosyal bileşenlerin katkısını ölçmek için sırasıyla c_1 ve c_2 pozitif ivme sabitleri kullanılmıştır. $r_{1j}(t)$ ve $r_{2j}(t)$ ifadeleri düzgün bir dağılımdan elde edilen 0 ile 1 aralığında rassal sayılardır. $c_1 r_{1j}(t) (y_{ij}(t) - x_{ij}(t))$ ifadesi hız ifadesinin bilişsel bileşeni olarak tanımlanır ve i. parçacığı kendisinin t zaman adımına kadar ulaşabildiği en iyi konuma yönlendirir. $c_2 r_{2j}(t) (\hat{y}_j(t) - x_{ij}(t))$ ifadesi ise sosyal bileşeni ifade eder ve i. parçacığı sürüde t zaman adımına kadar bulunan en iyi konuma yönlendirir.

Yukarıdaki tüm ifadelerden parçacığın bir sonraki hız vektörünün mevcut hız vektörü, sosyal ve bilişsel bileşenlerin toplamı olduğu açıkça görülmektedir. Bu şekilde elde edilen hız vektörü Denklem 5.4'te yerine konularak bir sonraki konum bulunur. Bilişsel ve sosyal bileşenlerin PSO algoritması üzerine etkisi Şekil 5.4'te gösterilmiştir. Belirtilen şekil incelendiğinde iki boyutlu ortamda sosyal, bilişsel ve t zaman adımındaki hızın vektörel toplamının bir sonraki hızı verdiği, parçacığın sonraki konumunun mevcut konumuna bu hız vektörünün eklenmesi ile elde edildiği açıkça görülmektedir. PSO'da sürüdeki her bir parçacık için konum güncellemesi bu şekilde yapılarak sürünün optimum noktaya ulaşması amaçlanmaktadır [62].



Şekil 5.3. Yıldız topolojisi



Şekil 5.4. PSO'da parçacığın bir sonraki konumunun iki boyutlu ortamda elde edilmesi

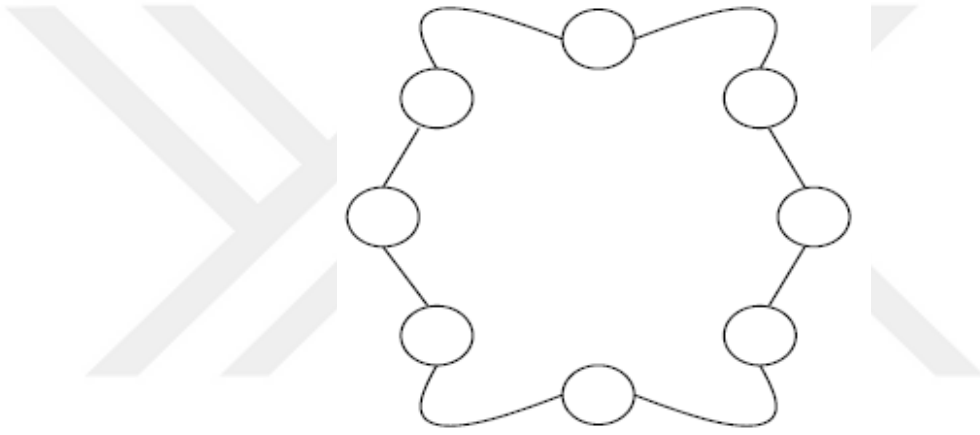
5.2.1.2. Yerel en iyi PSO

Yerel en iyi PSO parçacığının komşuluğunun tüm sürüden ziyade küçük komşuluklardan ibaret olduğu halka sosyal ağ topolojisini (Şekil 5.5) kullanmaktadır [62]. Yerel en iyi PSO için hız ifadesi Denklem 5.6'da gösterilmiştir.

$$v_{ij}(t+1) = v_{ij}(t) + c_1 r_{1j}(t) (y_{ij}(t) - x_{ij}(t)) + c_2 r_{2j}(t) (\hat{y}_{ij}(t) - x_{ij}(t)) \quad (5.6)$$

Yukarıdaki ifadenin Denklem 5.5'ten tek farkı, sosyal bileşen içerisinde sürü içerisindeki herhangi bir parçacığın elde ettiği en iyi konumu ifade etmek için kullanılan $\hat{y}_j(t)$ ifadesinin yerine, parçacığın komşuluğundaki en iyi konumu ifade etmek için kullanılan $\hat{y}_{ij}(t)$ ifadesidir.

Küresel ve yerel en iyi PSO arasındaki temel fark yakınsama hızlarıdır. Küresel en iyi PSO'da parçacıklar tüm sürü ile etkileşim halinde olduğundan yakınsama daha hızlıdır. Yerel en iyi PSO ise yavaş yakınsamadan dolayı daha fazla çeşitliliğe sahiptir ve yerel minimuma takılma ihtimali daha düşüktür [62].



Şekil 5.5. Halka topolojisi

5.2.2. PSO parametre seçimi

PSO algoritmasının en önemli problemlerinden biri algoritmanın performansının parametre değişikliğinden oldukça etkilenmesidir. Bu bağlamda parametrelerin çok iyi ayarlanması gerekmektedir. PSO performansını etkileyen en önemli parametrelerden biri sürü büyüklüğüdür. Yüksek popülasyon, sürünün çeşitliliğini ve keşif kabiliyetini artırırken, yakınsama olasılığını ve toplam yineleme sayısını da arttıracaktır. Yapılan çalışmalar 50'den büyük sürü büyüklüğüne algoritmanın duyarlı olmadığını göstermiştir [75].

Performans üzerinde önemli bir etkisi olan diğer bir parametre pozitif ivme sabitleridir. Çalışmalar bu iki parametrenin birbirine eşit ve 2 olarak alınmasının iyi sonuçlar verdiğini göstermiştir [76].

PSO algoritmasını yönlendiren temel parametre hızdır. Bu bağlamda hızın çok iyi ayarlanması gerekmektedir. Maksimum hızın ($V_{\max}$) çok yüksek olması parçacıkların hızlı hareket etmesine ve algoritmanın optimum sonuçların yanından atlayıp uzak konumlara gidebilmesine sebep olabilmektedir. $V_{\max}$ 'ın küçük değerlerinde ise hıza bağlı konum güncellemesinin sınırlı bir alanda olmasına, dolayısıyla algoritmanın yerel minimuma sıkışmasına sebep olabilir. $V_{\max}$ 'ın öneminden dolayı temel PSO'ya bazı modifikasyonlar yapıp algoritmanın arama verimliliğini artırma amaçlanmıştır [77].

Hızı kontrol altında tutmak için kullanılan modifikasyonlardan ilki, hızı eylemsizlik ağırlığı denilen bir parametre ile çarpmaktır. Eylemsizlik ağırlığı yaklaşımı ile ilgili genel ifade Denklem 5.7'de gösterilmiştir.

$$v_{ij}(t+1) = wv_{ij}(t) + c_1 r_{1j}(t)(y_{ij}(t) - x_{ij}(t)) + c_2 r_{2j}(t)(\hat{y}_j(t) - x_{ij}(t)) \quad (5.7)$$

Burada w eylemsizlik ağırlığını ifade etmektedir. Eylemsizlik ağırlığının 1'den büyük değerlerinde küresel aramanın, 1'den küçük değerlerinin ise yerel aramanın daha baskın olduğu düşünülebilir. Eylemsizlik ağırlığı sabit bir değer olarak alınabilmektedir. Ayrıca bu değerinin dinamik olarak ayarlanmasının PSO'nun yakınsama özelliklerini önemli ölçüde iyileştirebileceğini gösteren çalışmalar bulunmaktadır. Eylemsizlik ağırlığının 0.9 değerinden 0.4'e doğrusal olarak azaldığı yaklaşımın algoritmanın performansını arttırdığı görülmüştür [75, 78, 79].

Hız ile ilgili bir diğer modifikasyon sınırlama katsayısı kullanmaktır. Sınırlama katsayısı ile ilgili genel ifade Denklem 5.8'de gösterilmiştir.

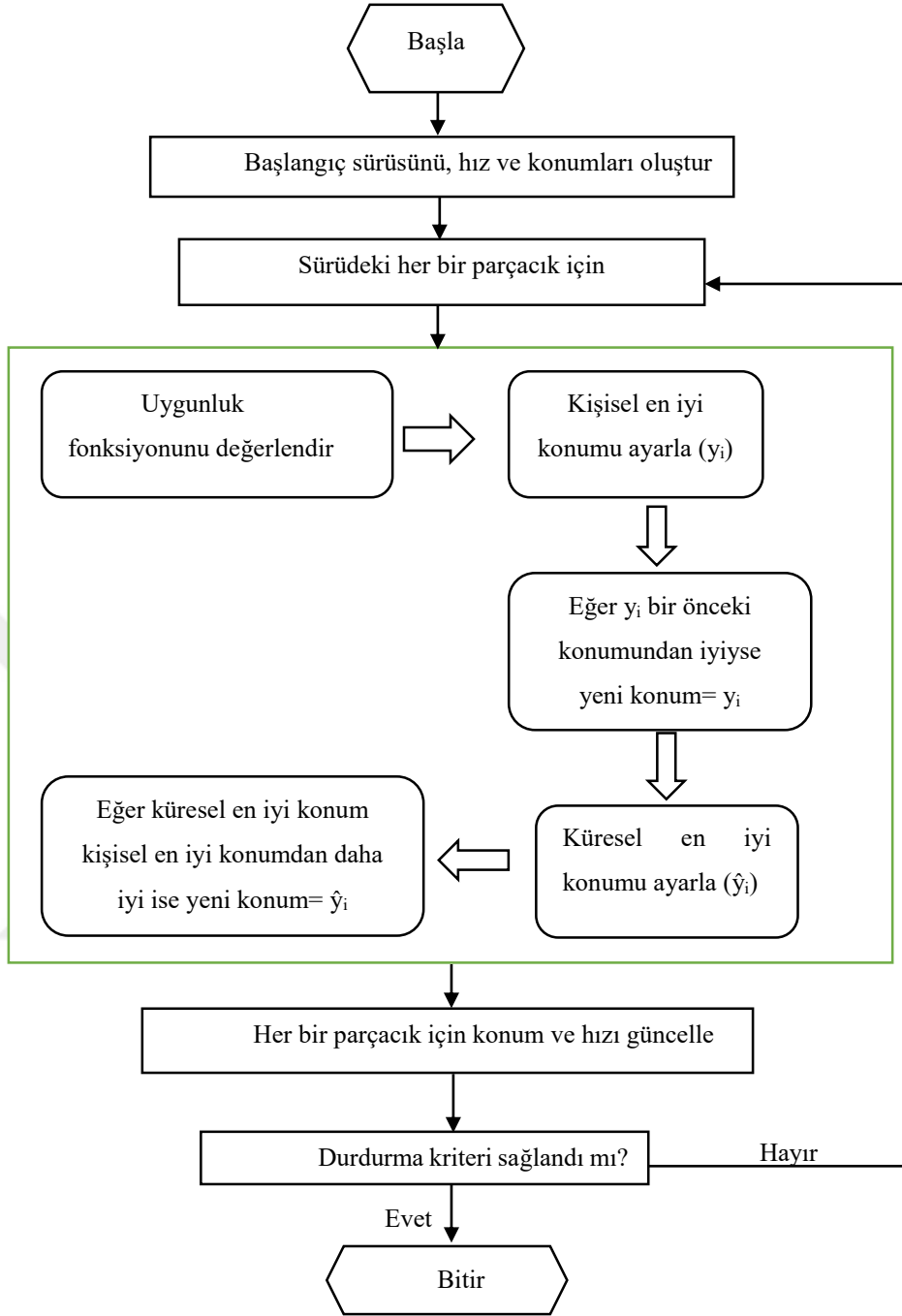
$$v_{ij}(t+1) = \chi(v_{ij}(t) + \phi_1(y_{ij}(t) - x_{ij}(t)) + \phi_2(\hat{y}_j(t) - x_{ij}(t))),$$

$$\chi = \frac{2\kappa}{2 - \phi - \sqrt{\phi^2 - 4\phi}}, \quad \phi = \phi_1 + \phi_2 \quad (5.8)$$

Burada χ terimi sınırlama faktörünü ifade etmektedir, $\phi_1 = c_1 r_1$ 'e ve $\phi_2 = c_2 r_2$ 'e eşittir. Denklem 5.8, $\phi \geq 4$ ve $\kappa \in [0,1]$ sınırlamaları altında kullanılır ve bu sınırlamalar altında yakınsamayı garanti eder. χ 0 ile 1 aralığında bir değer olduğu için, hız her zaman adımında azalmaktadır [62].

Hız engelleme yaklaşımı yine hızı yönetmek adına kullanılan başka bir modifikasyondur. Ancak yukarıda bahsedilen yaklaşımlar literatürde daha çok kullanıldığı için bu çalışmada hız engelleme yaklaşımı detaylandırılmamıştır. PSO akış şeması Şekil 5.6’da gösterilmiştir [80].





Şekil 5.6. PSO akış şeması

5.2.3. PSO verimliliği

PSO, çeşitli zor optimizasyon problemlerini çözebilir, ancak bazı problemlerde diğer evrimsel algoritmalarından daha hızlı bir yakınsama oranı göstermektedir. PSO' nun bir başka avantajı, ayarlanması gereken çok az parametreye sahip olmasıdır, bu da uygulamayı özellikle kolaylaştırır. Daha karmaşık çok modlu problemlerde, PSO, yerel minimumlar olgusuna düşmeye çok duyarlıdır. PSO' nun yeteneklerini geliştirmek için

diğer birçok iyileştirmesi kullanılmıştır. Bu nedenle, sinir ağları vb. gibi birçok alanda çok fazla ilgi ve geniş uygulama kazanmıştır [81].

Çeşitli çalışmalar, PSO algoritmalarının birçok optimizasyon problemini çözmek için genetik algoritmalarından ve diğer geleneksel algoritmalarından daha iyi performans gösterebileceğini göstermektedir [65]. PSO algoritması, düzensiz, gürültülü veya zamanla dinamik olarak değişen türevlenemeyen problemler için de çözümler elde edilmesini sağlayan metasezgisel doğası nedeniyle, bilgisayar bilimi ve uygulamalı matematiğin sinir ağı ağırlıklarının hesaplanması, zaman serisi analizi, iş optimizasyonu vb. birçok alanında geniş bir uygulama alanı bulmuştur [75].



6. ÖZGÜL GÜÇ FAZLASI EĞRİLERİNİN ELDE EDİLMESİ

Bu çalışmada amaç, ticari hava taşımacılığında sıklıkla kullanılan Boeing 737-800 tipi yolcu uçağına ait gerçek FDR verileri kullanılarak uçakların performans karşılaştırmasında büyük öneme sahip P_s eğrilerinin elde edilmesidir. Bu bağlamda, aynı uçak tipinin 4 farklı uçuşuna ait FDR verileri kullanılmıştır. P_s eğrilerinin elde edilmesi için gerekli matematiksel modeller, CSA kullanılarak elde edilmiştir. Sonrasında farklı bir metasezgisel yöntem olan PSO yöntemi kullanılarak CSA yönteminin doğrulaması yapılmıştır. Tüm analizler ve optimizasyon işlemleri Matlab programı kullanılarak gerçekleştirilmiştir.

FDR verileri içerisinde gerçek hava hızı (TAS), irtifa, yakıt debisi, N1 ve N2 motor dönme hızları ve daha birçok parametreye ilişkin bilgi bulunmaktadır. Ancak P_s modellemesi için gerekli itki değerleri bulunmamaktadır. B737-800 uçağına kullanılan CFM56 motorları için gerekli itki değerlerinin motor üreticilerinden alınmasının zorluğu düşünülerek, bu verileri elde etmek için başka bir turbofan motoruna ait gerçek itki değerlerinin modellenip CFM56 motoru için normalizasyonu gerçekleştirilmiştir. Denklem 4.24'te gösterilen ifade, enerji yöntemi kullanılarak elde edilen ve tırmanma uçuşu performans hesaplanmasında kullanılan ana denklemdir. Bundan sonraki analizlerde bu denklem kullanılacaktır.

P_s eğrilerinin elde edilmesi için Denklem 4.24'te verilen $\frac{(T - D)V}{W} \equiv P_s$ formülü

kullanılacaktır. Burada itki ve ağırlık değerlerini elde etmek adına, CFM56-7B motoru için itki modeli ve B737-800 uçağı için yakıt debi modelleri ilk olarak oluşturulmuştur. Sonrasında D ile ifade edilen sürüklenme kuvvetinin elde edilmesi için kullanılan $\frac{dh}{dt} + \frac{V}{g} \frac{dV}{dt}$ ifadesi, FDR verilerinde bulunan hız, zaman ve irtifa verileri kullanılarak oluşturulan modeller neticesinde elde edilmiştir. Sürüklenme kuvvetinin içinde barındırdığı sürüklenme katsayısının iyi şekilde ayarlanabilmesi daha düzgün P_s eğrilerinin elde edilmesini sağlamaktadır. Çalışma sonucunda elde edilen matematiksel modeller sonraki bölümlerde detaylı bir şekilde anlatılmıştır.

6.1. İtki Modeli

Denklem 4.24, P_s için genel denklemdir. Bu bağlamda, P_s eğrilerinin elde edilmesi için bu denklem kullanılmıştır. P_s eğrilerinin elde edilmesi için ilk adım motor itkisinin

modellenmesidir. Yukarıda da belirtildiği gibi CFM56-7B motoru için gerekli itki değerleri erişilebilir olmadığından ötürü, bu motora ait itki değerlerinin elde edilmesi için PW4056 turbofan motoruna ait tırmanma itki verileri kullanılarak elde edilen model, CFM56-7B motoru için normalize edilmiştir. Normalizasyon için iki değer kullanılmıştır. Bunlar kalkış itkisi ve maksimum sürekli itki değerleridir [82, 83]. Normalizasyon katsayısı 0.451 olarak bulunmuştur. PW4056 motoru için bulunan itki modeli Denklem 6.1’de, CFM56-7B ve PW4056 motorlarının karşılaştırılması ve normalizasyon katsayısı Tablo 6.1’de, itki modeli model katsayıları Tablo 6.2’de gösterilmiştir.

$$T = (a_1 + a_2h + a_3h^2 + a_4h^3) + (a_5 + a_6h + a_7h^2 + a_8h^3)M + (a_9 + a_{10}h + a_{11}h^2 + a_{12}h^3)M^2 \quad (6.1)$$

Burada a_1 ’den a_{12} ’ ye kadar olan semboller, model katsayılarını ifade etmektedir. M Mach sayısını, h 10^{-5} ft cinsinden irtifayı ve T 10^{-5} lb cinsinden itkiyi belirtmek için kullanılmıştır. T ve h değerlerinin 10^{-5} ile çarpılmasının nedeni arama uzayını 0 ile 1 aralığına daraltmaktır. Böylece hem optimizasyon süreci sonunda daha iyi sonuçlar alınacak; hem de optimizasyon süresi kayda değer bir şekilde azalacaktır. Matlab programı kullanılarak oluşturulan CSA ve PSO modelleri bir dizi deneme yanılma süreci sonucunda bulunmuştur. Şöyle ki; ilk olarak h ve M’ye bağlı formüller oluşturulmuş ve gerçek itki değerlerini en iyi şekilde tahmin edecek biçimde model katsayılarının optimizasyonu gerçekleştirilmiştir. İstenen sonuç elde edilene kadar formül üzerinde değişiklikler yapıp model katsayılarının optimizasyonuna devam edilmiştir.

Tablo 6.1. PW4056 ve CFM56-7B turbofan motorlarının karşılaştırılması

	PW4056	CFM56-7B
Kalkış itkisi (N)	252440	107650
Maksimum sürekli itki (N)	213380	101420
Normalizasyon Katsayısı	0.451	

Tablo 6.2. CSA ve PSO itki modellerine ait model katsayıları

Model Katsayıları	PW4056 (CSA)	PW4056 (PSO)
a ₁	0.4731	0.4783
a ₂	-0.579	-0.7586
a ₃	-2.8363	-1.5037
a ₄	4.1643	1.7463
a ₅	-0.4275	-0.4594
a ₆	1.0278	1.8604
a ₇	2.8766	-2.4219
a ₈	-5.2693	3.583
a ₉	0.2246	0.2681
a ₁₀	-0.8468	-1.7853
a ₁₁	0.0734	5.3248
a ₁₂	0.6767	-7.4362
Kullanılan veri sayısı	674	674

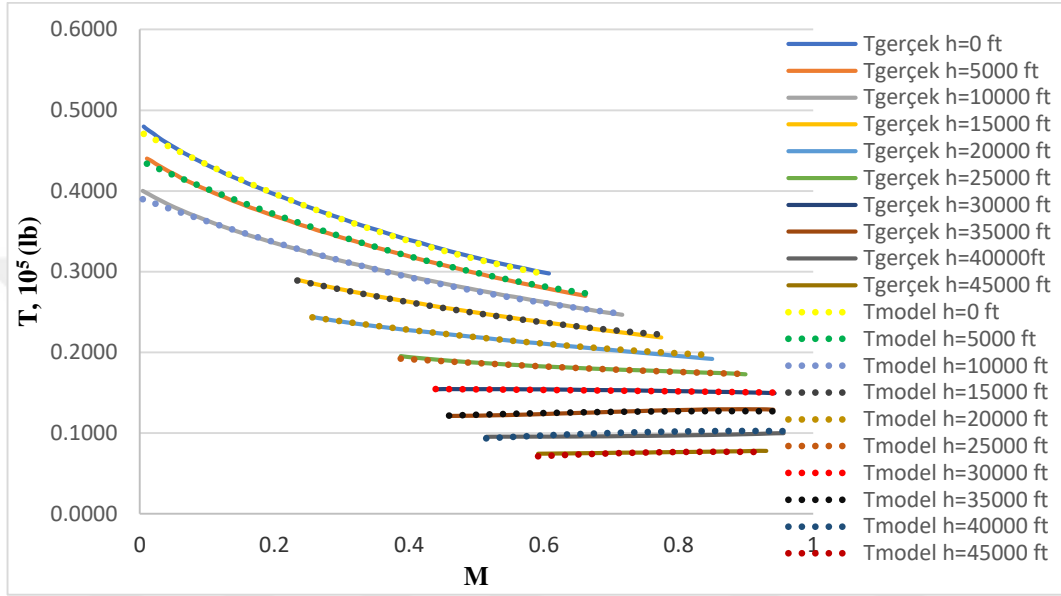
Bu çalışmada kullanılan itki verileri için genel denklem, sonuç itibari ile aşağıdaki şeklini almıştır.

$$T = 2 \times 4.4482 \times 0.451 \times 0.1 \times \left[(a_1 + a_2 h + a_3 h^2 + a_4 h^3) + (a_5 + a_6 h + a_7 h^2 + a_8 h^3)M + (a_9 + a_{10} h + a_{11} h^2 + a_{12} h^3)M^2 \right] \quad (6.2)$$

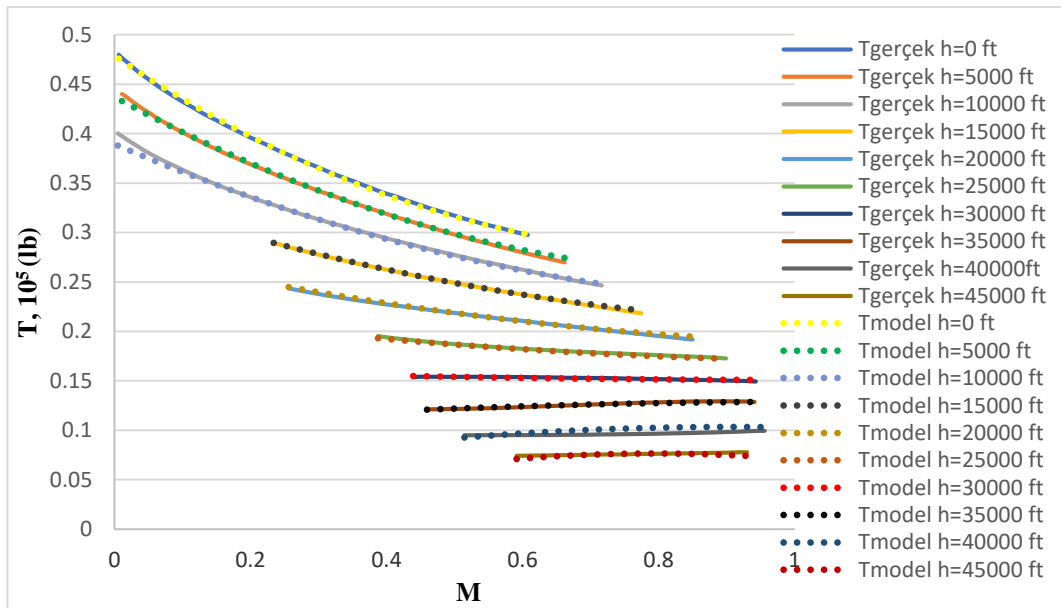
Çalışmada kullanılan B737-800 uçağı iki motora sahip olduğu için ilk olarak Denklem 6.2’de görüldüğü gibi itki modeli 2 ile çarpılmıştır. Diğer çarpım ifadelerinden 4.4482 (1 lb=4.4482 Newton) ifadesi lb olan itki verilerini Newton’a çevirmek için kullanılmıştır. 0.451 normalizasyon katsayısı olarak, 0.1 çarpanı ise itki verilerini 0 ile 1 arasına indirmek için kullanılmıştır. Sonuç itibari ile, Denklem 6.2, B737-800 uçağının 10⁻⁶ Newton cinsinden itkisini vermektedir.

CSA itki modelinde yuva sayısı 25, p_a değeri 0.25, katsayı alt ve üst limitleri sırasıyla -100 ile 100 olarak alınmıştır. Algoritmanın durdurma kriteri, 1000000 iterasyon olarak belirlenmiştir. CSA yöntemini bulan Yang, algoritma verimliliği üzerine yaptığı çalışmada, yuva sayısının 15-40 aralığında ve p_a değerinin 0.25 olduğu durumda algoritmanın iyi sonuçlar verdiğini gözlemlemiştir [65]. Bu parametreler bu nedenle belirtilen değerlerde alınmış ve iyi sonuçlar verdikleri gözlemlenmiştir. PSO itki modelinde ise sürü büyüklüğü 25, katsayı alt ve üst limitleri sırasıyla -10 ile 10 olarak alınmıştır. Algoritmanın durdurma kriteri, 100000 iterasyon olarak belirlenmiştir. CSA itki modeli ile PW4056 motoruna ait gerçek itki değerlerinin karşılaştırılması Şekil 6.1’de, PSO itki modeli ile PW4056 motoruna ait gerçek itki değerlerinin karşılaştırılması ise Şekil 6.2’de gösterilmiştir. Belirtilen şekiller incelendiğinde değerlerin yüksek oranda uyduğu görülmektedir. Gerçek veriler ile model verileri arasındaki ortalama mutlak

yüzde hata (MAPE) değerinin CSA itki modeli için % 0.655, PSO için ise % 0.709 gibi çok küçük değerler çıkması modellerin gerçek verileri yüksek doğrulukta tahmin ettiğini göstermektedir. Ayrıca bu sonuçlardan CSA itki modelinin PSO'ya nazaran daha iyi sonuç verdiği de açıkça görülmektedir.



Şekil 6.1. CSA itki modeli ile PW4056 motor itki değerlerinin Mach sayısına göre karşılaştırılması



Şekil 6.2. PSO itki modeli ile PW4056 motor itki değerlerinin Mach sayısına göre karşılaştırılması

6.2. Yakıt Debi Modeli

P_s modellemesi için kullanılan Denklem 4.24'e bakılırsa, özgül güç fazlasının elde edilmesi için uçak performansını doğrudan etkileyen diğer önemli bir parametre olan uçak ağırlığının hesaplanması gerektiği görülebilir. Uçak ağırlığı, tırmanma süresince yakıt tüketiminden dolayı sürekli olarak azalmaktadır. Dolayısıyla tırmanma süresince uçağa etki eden sürüklenme kuvvetinin yüksek doğrulukta elde edilebilmesi için bir yakıt debi modeli oluşturulmuştur. FDR verilerinde bulunan gerçek yakıt debisi değerleri, TAS ve irtifanın fonksiyonu olarak modellenmiştir. Bu model kullanılarak yakıt tüketimine bağlı, ağırlığın zamana göre değişimi hesaplanabilmektedir. Modelleme sonucunda elde edilen empirik formül Denklem 6.3' te gösterilmiştir.

$$\text{FFR} = (b_1 + b_2h + b_3h^2 + b_4h^3) + \cos(b_5 + b_6h + b_7h^2 + b_8h^3)V + \cos(b_9 + b_{10}h + b_{11}h^2 + b_{12}h^3)V^2 \quad (6.3)$$

Burada b_1 'den b_{12} ' ye kadar olan semboller model katsayılarını ifade ederken, FFR 10^{-4} kg/saat cinsinden yakıt debiyi, h 10^{-5} ft cinsinden irtifayı, V ise 10^{-3} m/s cinsinden hızı ifade etmek için kullanılmıştır. İtki modelinde olduğu gibi model, deneme yanılma süreci sonucunda bulunmuştur. Bundan sonra yapılacak tüm modellemelerde de aynı yöntem kullanılmıştır. Modelde daha iyi sonuç vermesi nedeniyle cosinüs fonksiyonu kullanılmıştır. Uçuşlarda seyir profiline yakın tırmanma irtifalarında sabit Mach prosedürüne bağlı hız düşüşü nedeniyle yakıt tüketiminde ani bir düşüşün olması ve sonrasında uçağın artık düz uçuş rotasına girmesi için yaptığı manevralardan dolayı, yakıt tüketiminde dalgalanma olması nedeniyle Denklem 6.3'teki formül, 10000 ft-32500 ft arası ile 32500 ft ve sonrası şeklinde iki ayrı irtifa aralığı için uygulanmıştır. Amaç model doğruluğunu arttırmaktır. Ayrıca yakıt debi modeli oluşturulurken minimum irtifa 10000 ft olarak belirlenmiştir. Bu irtifa altında, yoğunluğu yönetme adına uygulanan hava trafik prosedürleri, pist etrafındaki mâniyeler, uçağın uygun rotaya gitmek adına yaptığı manevralar, flap ve slat gibi elemanlarının açıklığına bağlı ekstra sürüklenme vb. nedenlerden ötürü yakıt tüketiminde dalgalanmalar olabilmektedir. Bu bağlamda, yakıt debi modeli ile birlikte FDR verilerine bağlı diğer modellemelerde de minimum irtifa 10000 ft olarak belirlenmiştir. CSA yakıt debi modeli model katsayıları Tablo 6.3'te, PSO model katsayıları Tablo 6.4'te, gerçek yakıt debi değerleri ile model değerlerinin kıyaslanması Şekil 6.3-6.8 arasında gösterilmiştir. Uçuşlar için CSA modeli MAPE değerleri uçuş 1'den başlamak üzere sırasıyla % 1.607, % 2.251, % 1.395, % 1.956 olarak

bulunmuştur. CSA yakıt debi modelinde yuva sayısı 25, p_a değeri 0.25, katsayı alt ve üst limitleri sırasıyla -100 ile 100 olarak alınmıştır. Algoritmayı durdurma kriteri 1000000 iterasyon olarak belirlenmiştir. PSO modeli MAPE değerleri ise uçuş 1 için % 1.8 ve uçuş 2 için ise % 1.872 olarak bulunmuştur. PSO modelinde amaç çalışmada asıl kullanılan model olan CSA modelini doğrulamak olduğu için sadece ilk iki uçuş modelleme için kullanılmıştır. İlk iki uçuş için iki yönteme bakılacak olunursa uçuş 1 için CSA ve uçuş 2 için ise PSO daha iyi sonuç vermiştir. Ayrıca gerek MAPE değerlerinin düşük olması, gerek yakıt debi ile ilgili aşağıda gösterilen şekillerde model verilerinin gerçek veriler ile büyük ölçüde uyuşması oluşturulan her iki modelinde doğruluğunu göstermektedir. PSO yakıt debi modelinde sürü büyüklüğü 25, katsayı alt ve üst limitleri sırasıyla -100 ile 100, durdurma kriteri ise 50000 iterasyon olarak belirlenmiştir.

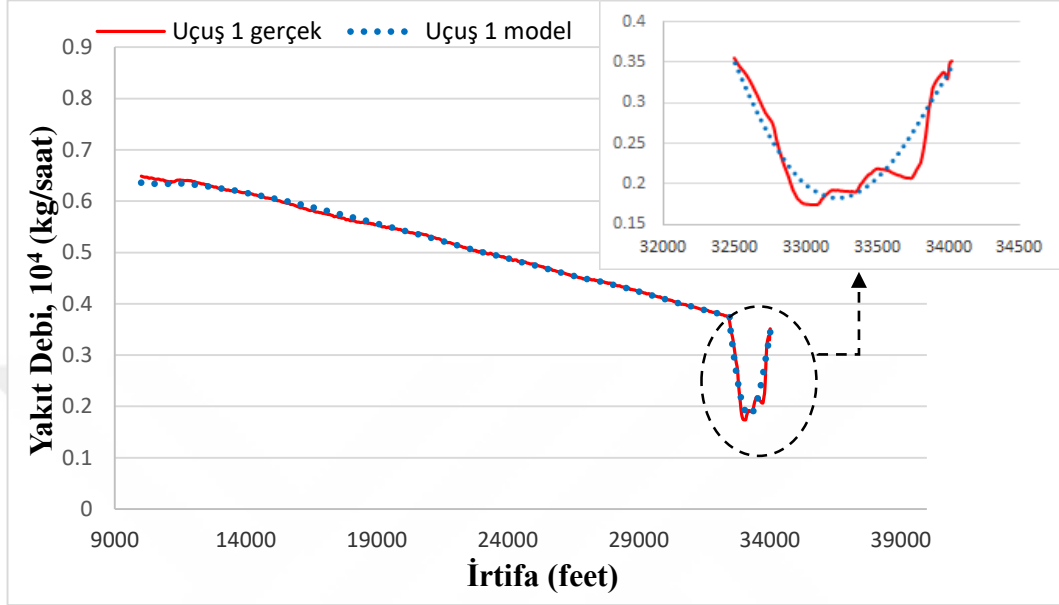
Tablo 6.3. CSA yakıt debi modeline ait model katsayıları

	10000 ft-32500 ft Arası İrtifalar İçin				32500 ft ve Daha Yüksek İrtifalar		
	Uçuş 1	Uçuş 2	Uçuş 3	Uçuş 4	Uçuş 1	Uçuş 3	Uçuş 4
b₁	0.2879	-0.0869	0.9608	1.0899	4.5525	-7.8199	2.2204
b₂	5.6335	11.7874	-5.3627	-2.6852	-14.035	24.6914	-14.6432
b₃	-32.9966	-42.7951	17.8861	-12.6686	-6.5323	19.2332	21.566
b₄	45.5468	17.6794	-25.7178	44.5853	34.4108	-58.3054	17.0541
b₅	18.6453	98.6227	92.9756	-4.0097	21.7626	29.277	99.0676
b₆	-11.4203	10.2277	-48.2051	-2.1725	-97.7555	99.9969	100
b₇	40.6687	-92.8099	96.0754	-44.6333	-72.087	99.9107	99.1074
b₈	-4.9146	13.6326	3.7631	37.1639	-96.2944	99.8809	100
b₉	49.1814	-98.2507	-2.9353	4.9848	46.947	-78.4502	100
b₁₀	-17.5352	62.911	-58.4813	-23.4557	21.7662	-99.1414	96.2998
b₁₁	12.0761	-77.3979	97.3965	73.1962	27.0278	97.457	53.6634
b₁₂	90.8894	100	-98.4167	38.3184	54.2311	77.873	-9.916

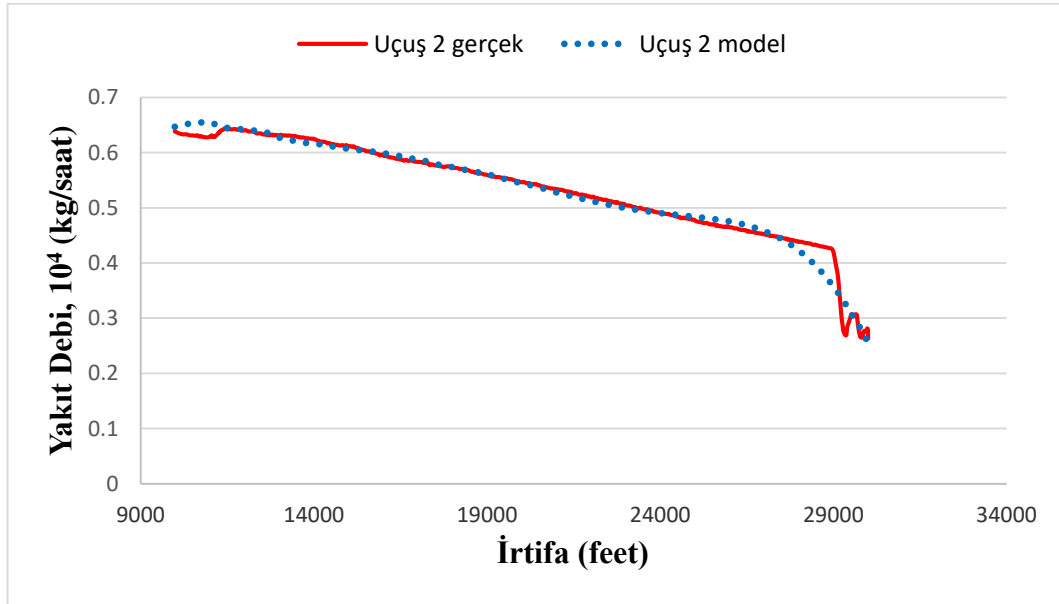
Tablo 6.4. PSO yakıt debi modeline ait model katsayıları

	10000 ft-32500 ft Arası İrtifalar İçin		32500 ft ve Daha Yüksek İrtifalar
	Uçuş 1	Uçuş 2	Uçuş 1
b₁	1.72	0.1877	-1.6346
b₂	-13.0117	0.9595	9.0929
b₃	37.9006	29.6366	2.2925
b₄	-31.152	-100	-32.7704
b₅	24.2687	35.9122	51.5587
b₆	-32.6293	-59.4076	-95.541
b₇	13.5389	98.5848	-60.8073
b₈	55.094	38.3213	-100
b₉	65.9835	34.3381	-16.7013
b₁₀	31.1556	6.9563	-64.6552
b₁₁	21.4533	90.7844	72.4047
b₁₂	-51.1349	-0.0299	65.6148

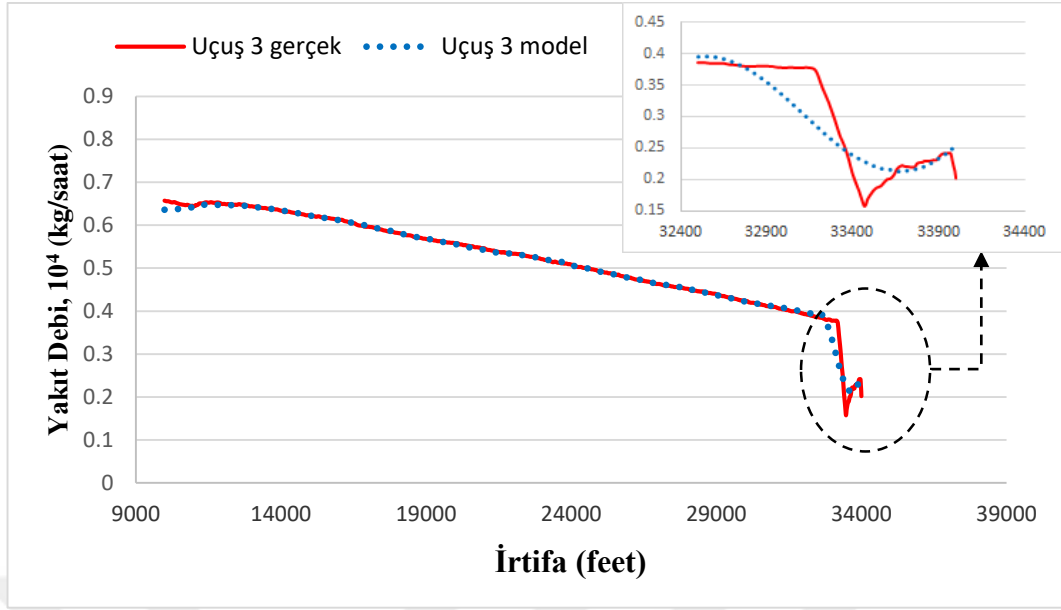
Tablo 6.3 ve Tablo 6.4’te uçuş 2’de maksimum irtifa 32500 feet’i geçmediğinden sadece 10000 ft-32500 ft arasındaki irtifalar için modelleme yapılmıştır.



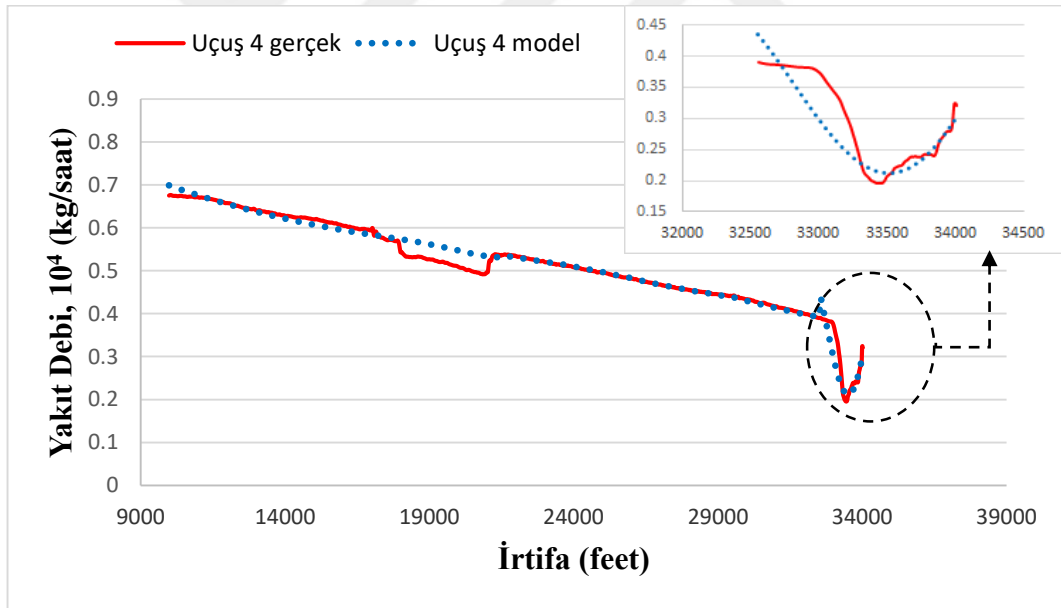
Şekil 6.3. Uçuş 1 için CSA yakıt debi modeli ile gerçek yakıt debisi değerlerinin karşılaştırılması



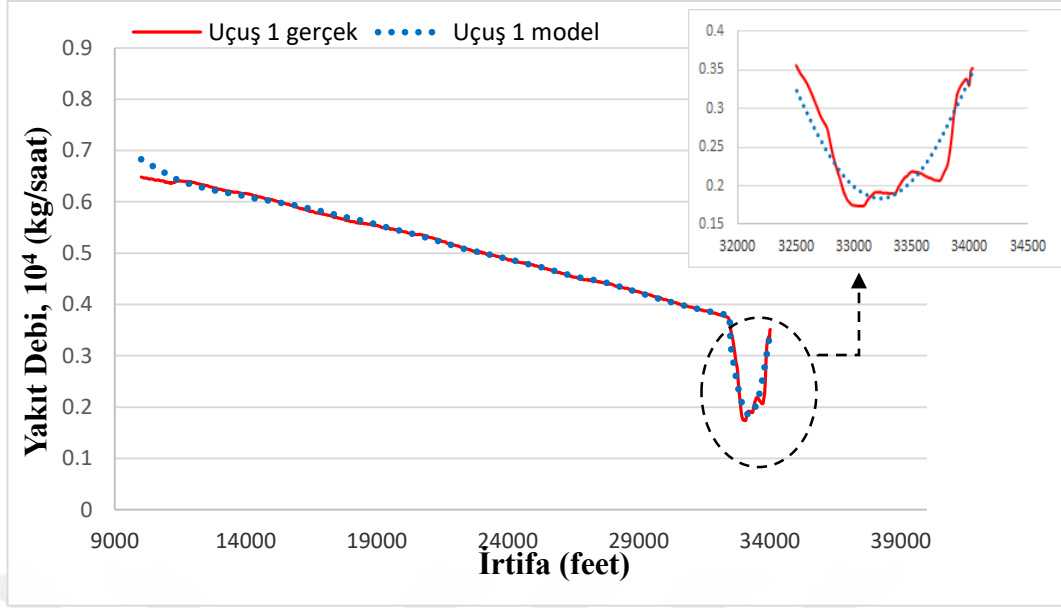
Şekil 6.4. Uçuş 2 için CSA yakıt debi modeli ile gerçek yakıt debisi değerlerinin karşılaştırılması



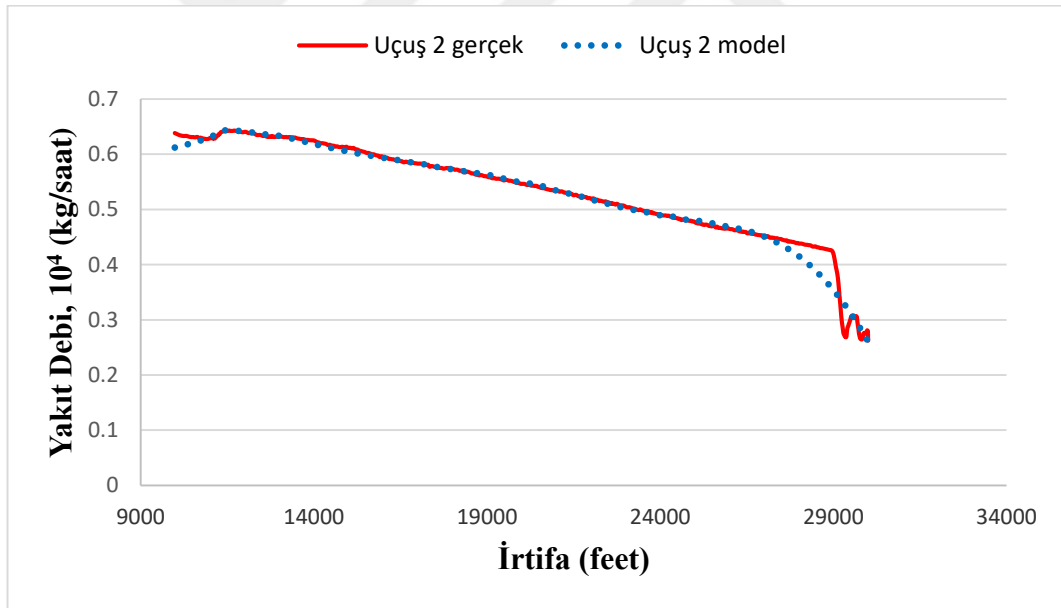
Şekil 6.5. Uçuş 3 için CSA yakıt debi modeli ile gerçek yakıt debisi değerlerinin karşılaştırılması



Şekil 6.6. Uçuş 4 için CSA yakıt debi modeli ile gerçek yakıt debisi değerlerinin karşılaştırılması



Şekil 6.7. Uçuş 1 için PSO yakıt debi modeli ile gerçek yakıt debisi değerlerinin karşılaştırılması



Şekil 6.8. Uçuş 2 için PSO yakıt debi modeli ile gerçek yakıt debisi değerlerinin karşılaştırılması

6.3. Hız Modeli

Denklem 4.24'ten görüleceği üzere, P_s eğrilerinin elde edilebilmesi için uçağa etki eden diğer bir kuvvet olan sürükleme kuvvetinin de bilinmesi gerekmektedir. Sürükleme

kuvvetinin modellenmesi için $\frac{dh}{dt}$ tırmanma oranının ve $\frac{dV}{dt}$ ifadelerinin bilinmesi

gerekmektedir. Bu nedenle ilk olarak hız zamana göre modellenmiş; daha sonra da bu modelin zamana göre türevi alınarak $\frac{dV}{dt}$ yani hızın zamana göre değişimini veren ifade elde edilmiştir. Hız modeli Denklem 6.4'te gösterilmiştir.

$$V = c_1 + c_2 t + c_3 t^2 + c_4 t^3 + c_5 t^4 \quad (6.4)$$

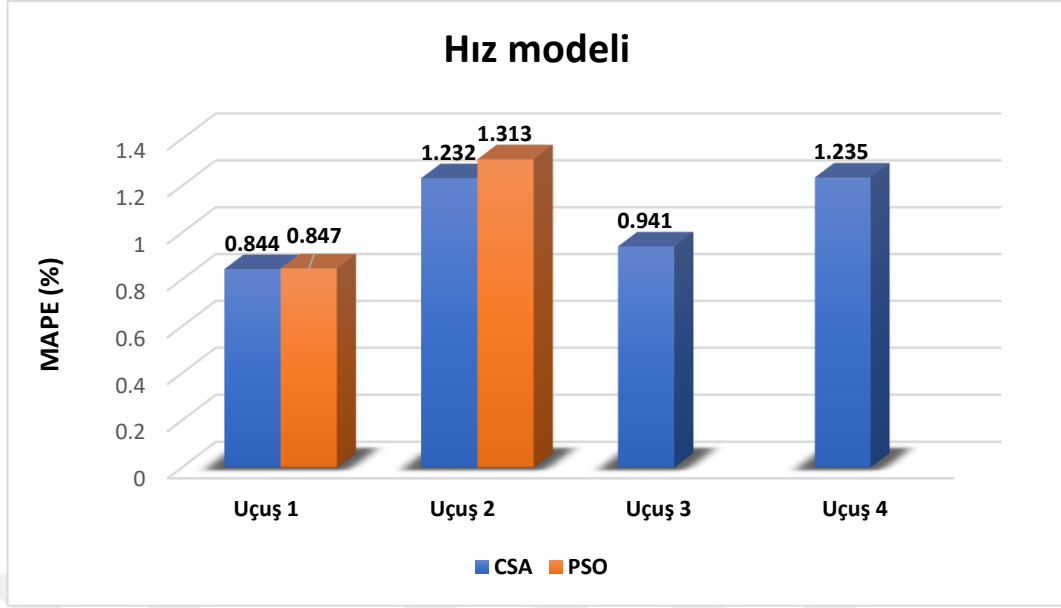
Burada V 10^{-3} m/s cinsinden hızı, t ise 10^{-3} saniye cinsinden zamanı ifade etmektedir. c_1 'den c_5 'e kadar olan semboller, model katsayılarını ifade etmektedir. CSA ve PSO hız modelleri için model katsayıları Tablo 6.5'te gösterilmiştir. Hız modeli hata değerleri Şekil 6.9'da, model değerleri ile gerçek hız verilerinin zamana göre kıyaslanması, Şekil 6.10-6.15 arasında verilmiştir. Hata değerlerinin iki algoritma için de düşük ve birbirine yakın olması hız modeli için uygun olduklarını göstermektedir. CSA hız modelinde yuva sayısı 25, p_a değeri 0.25, katsayı alt ve üst limitleri sırasıyla -1 ile 1 olarak alınmıştır. Algoritmayı durdurma kriteri 150000 iterasyon olarak belirlenmiştir. PSO hız modelinde ise sürü büyüklüğü 25, katsayı alt ve üst limitleri sırasıyla -1 ile 1 ve durdurma kriteri ise 50000 iterasyon olarak belirlenmiştir.

Özgül güç fazlası eğrileri için gerekli olan dV/dt ifadesini elde etmek için Denklem 6.4'teki matematiksel ifadenin zamana göre türevi alınmıştır.

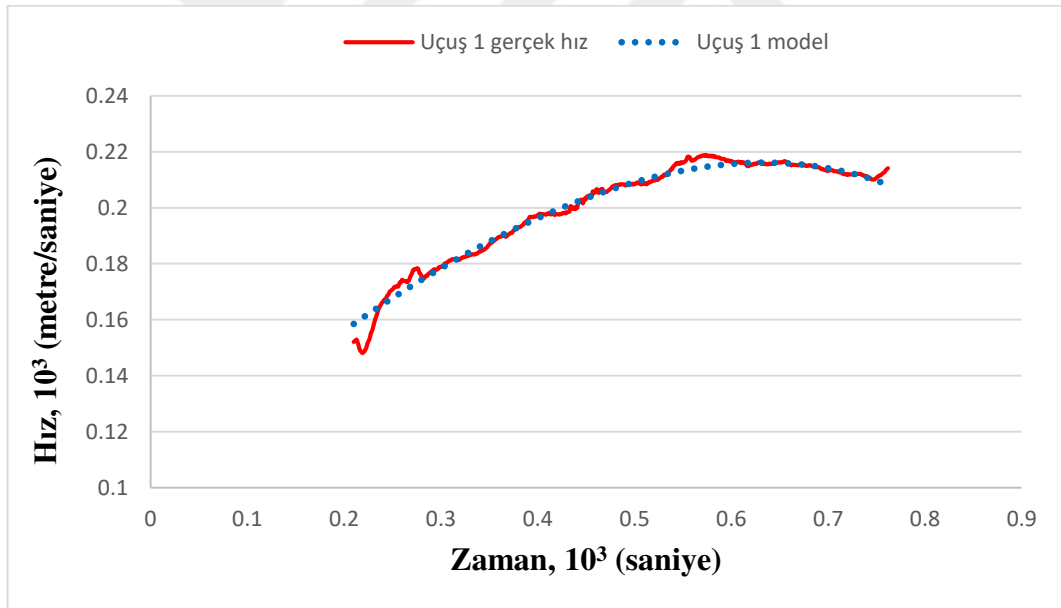
$$dV/dt = c_2 + 2c_3 t + 3c_4 t^2 + 4c_5 t^3 \quad (6.5)$$

Tablo 6.5. CSA ve PSO hız modellerine ait model katsayıları

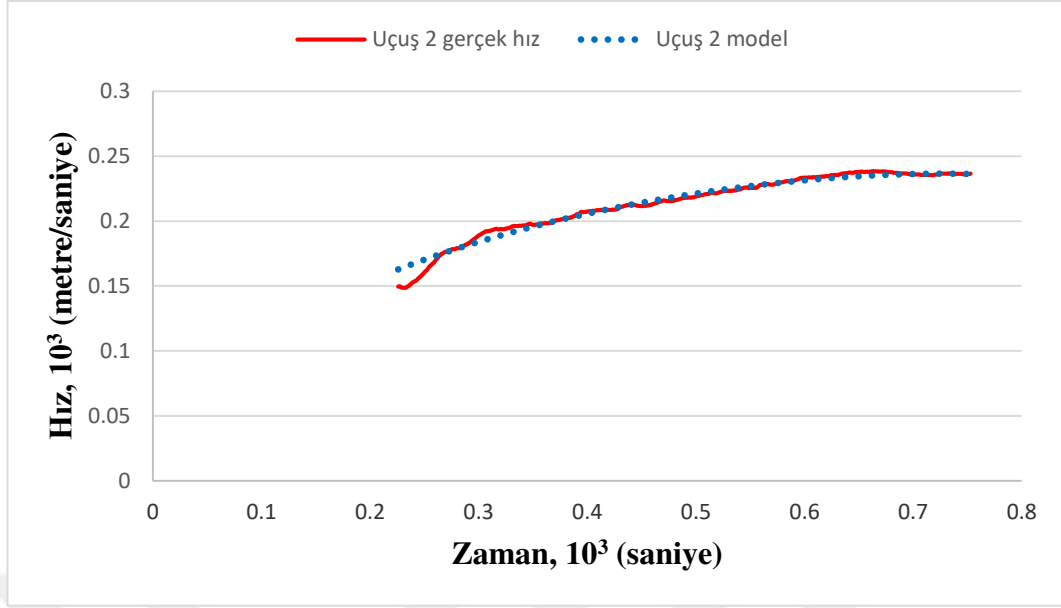
	Uçuş 1		Uçuş 2		Uçuş 3	Uçuş 4
	CSA	PSO	CSA	PSO	CSA	CSA
c_1	0.0986	0.1177	0.0572	0.0837	0.0908	0.1438
c_2	0.3352	0.1719	0.6515	0.4027	0.4542	0.1434
c_3	-0.268	0.2328	-1	-0.1668	-0.7981	-0.3203
c_4	0.1881	-0.4676	0.9173	-0.2667	1	1
c_5	-0.2178	0.0932	-0.4235	0.1811	-0.5862	-0.8556
Kullanılan veri sayısı	553	553	528	528	597	587



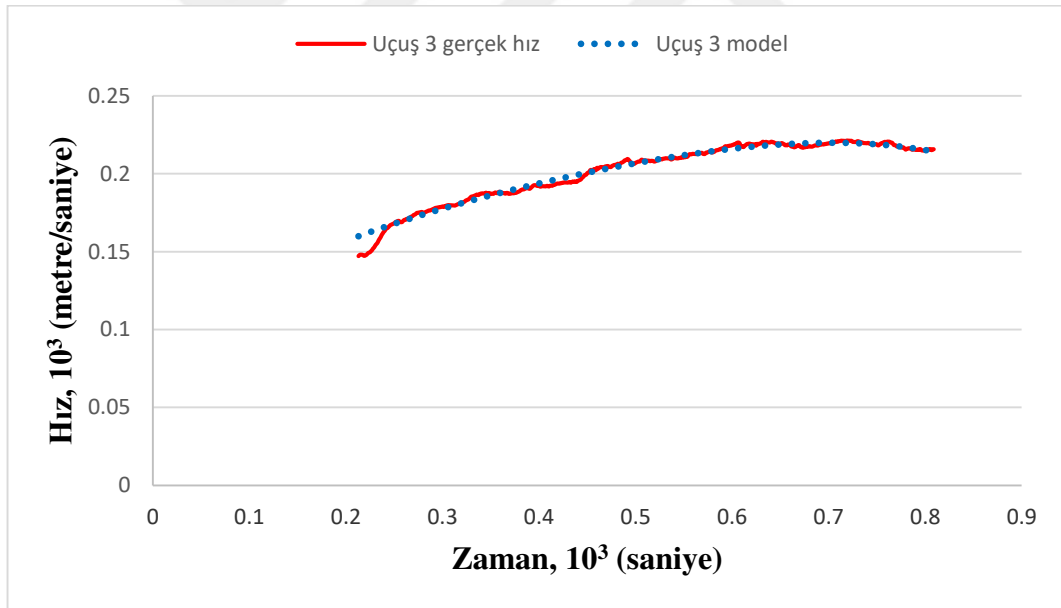
Şekil 6.9. Hız modeli için hata değerleri



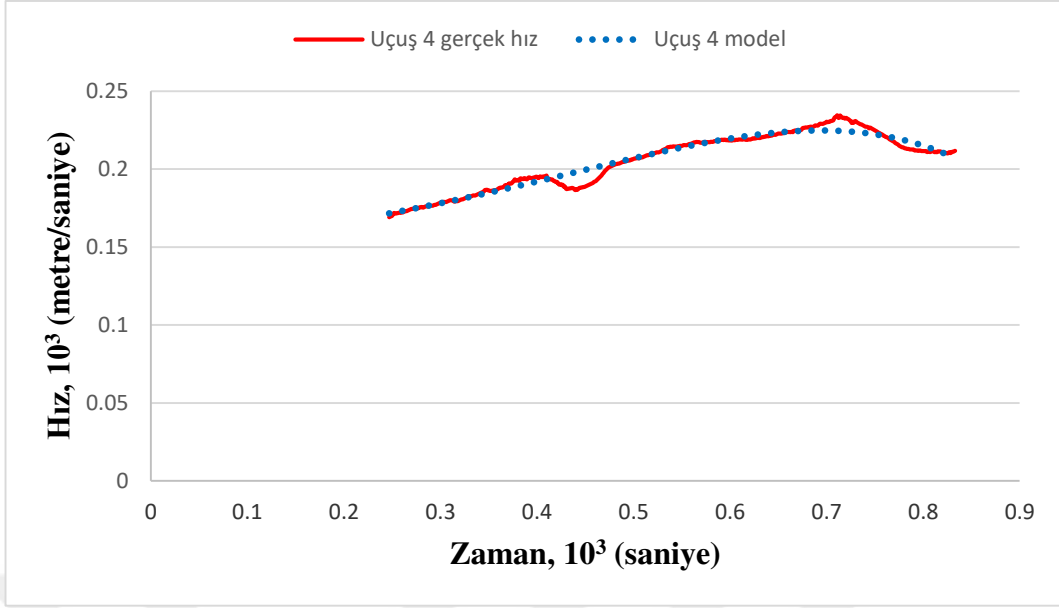
Şekil 6.10. Uçuş 1 için CSA model değerleri ile gerçek hız verilerinin zamana göre kıyaslanması



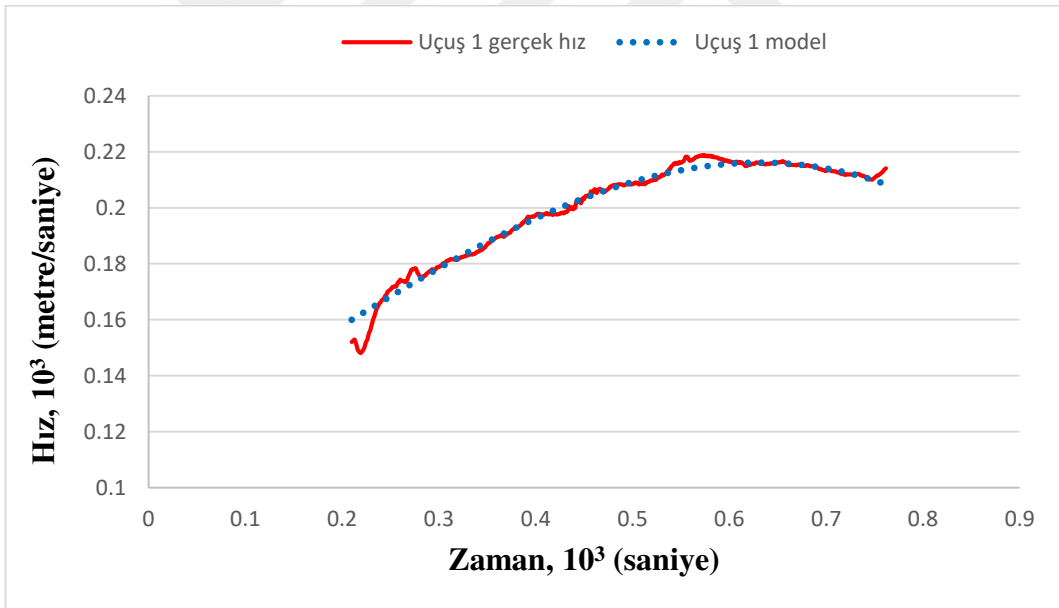
Şekil 6.11. Uçuş 2 için CSA model değerleri ile gerçek hız verilerinin zamana göre kıyaslanması



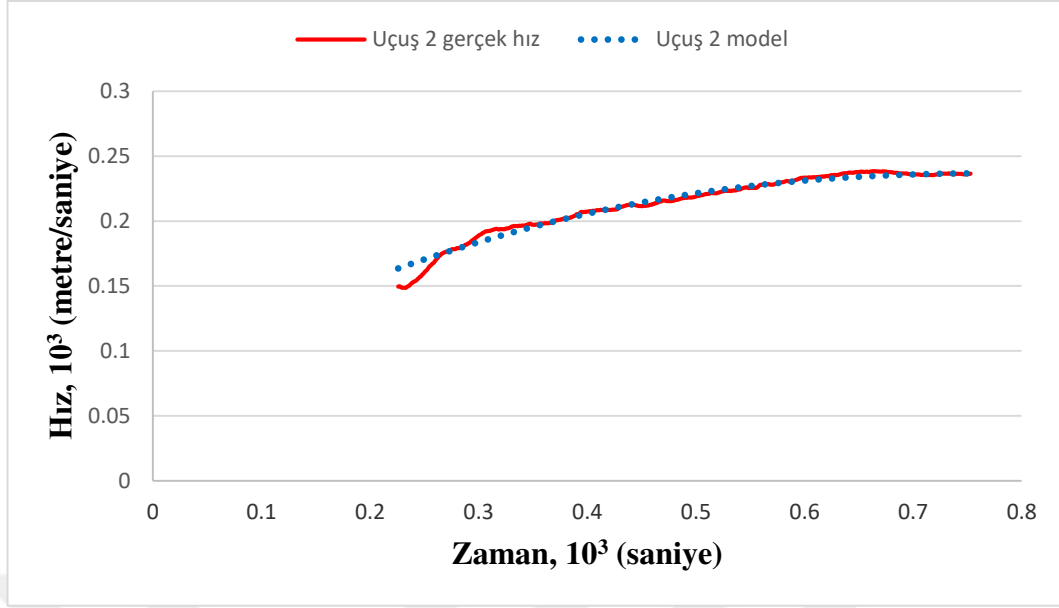
Şekil 6.12. Uçuş 3 için CSA model değerleri ile gerçek hız verilerinin zamana göre kıyaslanması



Şekil 6.13. Uçuş 4 için CSA model değerleri ile gerçek hız verilerinin zamana göre kıyaslanması



Şekil 6.14. Uçuş 1 için PSO model değerleri ile gerçek hız verilerinin zamana göre kıyaslanması



Şekil 6.15. Uçuş 2 için PSO model değerleri ile gerçek hız verilerinin zamana göre kıyaslanması

6.4. İrtifa Modeli

P_s eğrilerinin elde edilmesi için gerekli bir diğer parametre, yukarıda da belirtildiği gibi dh/dt , tırmanma oranıdır. Bu bağlamda ilk olarak irtifa, zamana göre modellenmiş, sonrasında irtifanın zamana göre türevi alınarak ROC elde edilmiştir. ROC değişiminin, P_s eğrilerini doğrudan etkileyen sürüklenme katsayısına (C_D) olan etkisi düşünülürse, bu parametrenin çok iyi ayarlanması gerektiği sonucuna varılabilir. Çalışmada kullanılan aynı uçak tipine ait 4 farklı uçuşun o anki operasyonel faaliyetlerine bağlı olarak farklı uçak ağırlıklarında gerçekleştirilmesi; uçuşların farklı tırmanma yörüngelerine sahip olmaları (hız ve irtifaların zamana göre değişiminin uçuşlara göre farklılık göstermesi) gibi nedenlerden dolayı her uçuşa özgü ayrı bir tırmanma modeli oluşturulmuştur. Oluşturulan tırmanma modelleri Tablo 6.6'da, model katsayıları Tablo 6.7'de gösterilmiştir. Tablo 6.6'da d ifadeleri model katsayılarını, h_m 10^{-4} metre cinsinden irtifayı, t 10^{-3} saniye cinsinden zamanı, dh/dt ise 10^{-1} metre/saniye cinsinden tırmanma oranını ifade etmektedir. Tırmanma oranının içinde barındırdığı dV/dt ifadesi için daha önce elde edilen ve Denklem 6.5'de gösterilen dV/dt modeli ve Tablo 6.5'deki veriler kullanılmıştır. Tırmanma modeli ile gerçek değerlerin zamana göre kıyaslanması Şekil 6.16'da, tırmanma oranına ilişkin grafik Şekil 6.17'de gösterilmiştir. CSA irtifa modelinde yuva sayısı 25, p_a değeri 0.25, katsayı alt ve üst limitleri sırasıyla -1 ile 1 olarak alınmıştır. Algoritmayı durdurma kriteri, 150000 iterasyon olarak belirlenmiştir. PSO

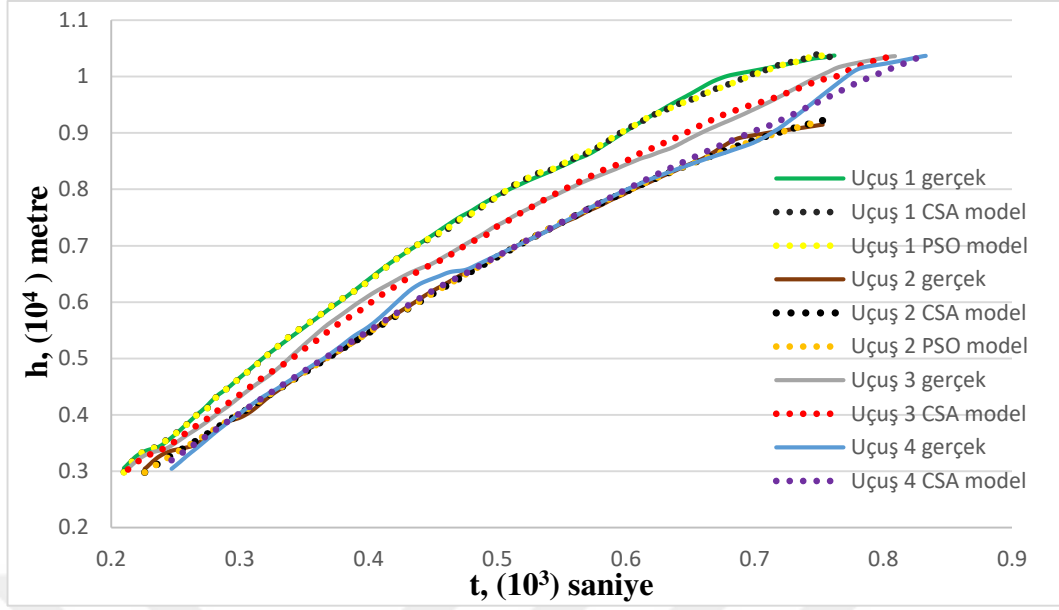
modelinde ise sürü büyüklüğü 25, katsayı alt ve üst limitleri sırasıyla -1 ile 1 ve durdurma kriteri ise 50000 iterasyon olarak belirlenmiştir. Oluşturulan tırmanma modelleri ile ilgili detaylı bilgi Bölüm 6.7’de verilmiştir.

Tablo 6.6. Dört farklı uçuş için oluşturulan tırmanma safhası irtifa modelleri ve tırmanma oranı modelleri

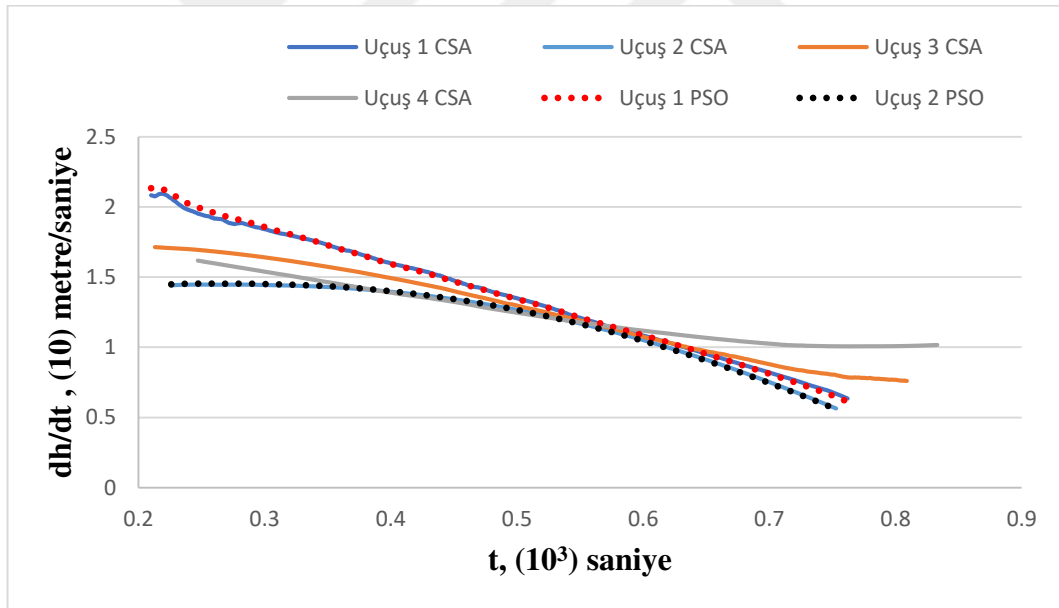
İrtifa ve ROC modelleri		
Uçuş 1	h_m	$d_1 + d_2 t + d_3 t^2 + d_4 t^3 + \ln(V)(d_5 + d_6 t + d_7 t^2 + d_8 t^3)$
	dh/dt	$d_2 + 2d_3 t + 3d_4 t^2 + \ln(V)(d_6 + 2d_7 t + 3d_8 t^2) + (dV/dt)(d_5 + d_6 t + d_7 t^2 + d_8 t^3)V^{-1}$
Uçuş 2	h_m	$d_1 + d_2 t + d_3 t^2 + \cos(V)\cos(d_4 + d_5 t + d_6 t^2)$
	dh/dt	$d_2 + 2d_3 t - \cos(V)\sin(d_4 + d_5 t + d_6 t^2)(d_5 + 2d_6 t) - \sin(V)\cos(d_4 + d_5 t + d_6 t^2)(dV/dt)$
Uçuş 3	h_m	$d_1 + d_2 t + d_3 t^2 + d_4 t^3 + e^V(d_5 + d_6 t + d_7 t^2 + d_8 t^3)$
	dh/dt	$d_2 + 2d_3 t + 3d_4 t^2 + e^V(d_6 + 2d_7 t + 3d_8 t^2) + e^V(dV/dt)(d_5 + d_6 t + d_7 t^2 + d_8 t^3)$
Uçuş 4	h_m	$d_1 + d_2 t + d_3 t^2 + d_4 t^3 + \cos(V)(d_5 + d_6 t + d_7 t^2 + d_8 t^3)$
	dh/dt	$d_2 + 2d_3 t + 3d_4 t^2 + \cos(V)(d_6 + 2d_7 t + 3d_8 t^2) - (dV/dt)(d_5 + d_6 t + d_7 t^2 + d_8 t^3)\sin(V)$

Tablo 6.7. CSA ve PSO için irtifa modellerine ait model katsayıları

	Uçuş 1		Uçuş 2		Uçuş 3	Uçuş 4
	CSA	PSO	CSA	PSO	CSA	CSA
d_1	-0.0985	-0.2593	-0.8622	-0.9197	1	-0.9996
d_2	0.1422	0.7393	0.9272	0.9726	1	1
d_3	0.5492	0.6519	0.4114	0.6116	0.7336	-0.9988
d_4	-0.4853	-0.788	0.5497	-0.4233	0.8066	-0.9381
d_5	0.0403	-0.0201	-0.6787	0.6992	-0.9787	0.884
d_6	-0.9998	-0.9144	-0.9518	1	1	0.9998
d_7	-0.5451	0.1467	-	-	-1	0.2904
d_8	0.9999	0.3999	-	-	-1	0.9985
MAPE (%)	0.466	0.473	0.62	0.614	0.943	1.147



Şekil 6.16. CSA ve PSO gerçek irtifa değerleri ile model değerlerinin zamana göre kıyaslanması



Şekil 6.17. Farklı uçuşlar için PSO ve CSA ile bulunan tırmanma oranlarının zamana göre değişimi

6.5. Sürüklenme Modeli ve P_s Eğrilerinin Elde Edilmesi

P_s eğrilerinin elde edilmesi için son olarak sürüklenme kuvvetinin hesaplanması gerekmektedir. Sürüklenme kuvveti daha önce yapılan itki, tırmanma oranı, dV/dt ve yakıt debi modelleri ile bulunan ağırlık değerlerinin Denklem 4.24'te yerine konulması ile

bulunmuştur. Sürüklenme kuvvetinin bulunması için Denklem 4.24 aşağıdaki gibi yeniden düzenlenmiştir:

$$D = T - \left(\frac{dh}{dt} + \frac{V}{g} \frac{dV}{dt} \right) \frac{W}{V} \quad (6.6)$$

Uçağa etki eden sürüklenme kuvveti değerlerinin bulunması ile birlikte; son olarak sürüklenme kuvveti ve sürüklenme katsayısı arasındaki ilişkiyi veren Denklem 6.6 kullanılarak bulunan sürüklenme katsayılarının modellenmesi gerçekleştirilmiştir. Böylece P_s eğrilerinin elde edilmesi için gerekli tüm modeller oluşturulmuştur.

$$C_D = \frac{D}{0.5\rho V^2 S} \quad (6.7)$$

Burada ρ yoğunluğu, S kanat alanını ve C_D ise sürüklenme katsayısını ifade etmektedir. S , Boeing 737-800 tipi uçak için 125 m^2 'dir. C_D uçağın performansını tahmin etmek için kullanılan önemli bir parametredir ve taşıma katsayısı (C_L), Mach sayısı, Reynold sayısı ve uçağın şekline bağlıdır. Bu bağlamda C_D ; Mach sayısı ve C_L 'nin bir fonksiyonu olacak şekilde modellenmiştir. Modelleme için gerekli C_L verileri aşağıdaki formül kullanılarak hesaplanmıştır:

$$C_L = \frac{W}{(0.5\rho V^2 S)} \sqrt{\left(1 - \left(\frac{1}{V} \frac{dh}{dt} \right)^2 \right)} \quad (6.8)$$

Çalışma sonucu oluşturulan C_D modellemesi aşağıda gösterilmiştir.

$$C_D = e_1 + e_2 M + e_3 M^2 + e_4 M^3 + (e_5 + e_6 M + e_7 M^2 + e_8 M^3) C_L^{3.5} + (e_9 + e_{10} M + e_{11} M^2 + e_{12} M^3) C_L^4 \quad (6.9)$$

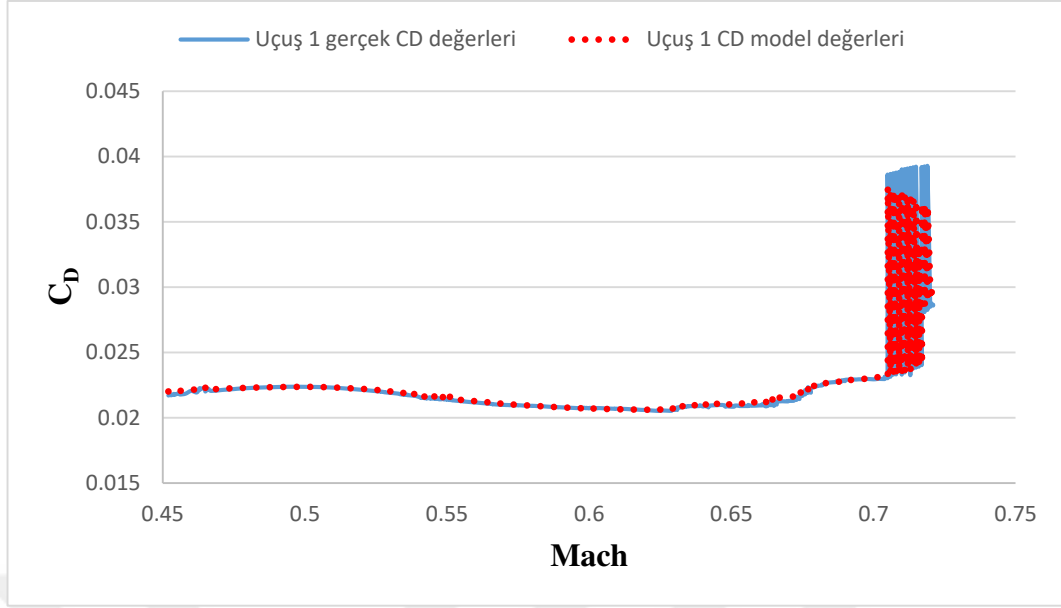
Burada e sembolleri model katsayılarını ifade etmektedir. Sürüklenme katsayısı için CSA ile yapılan modellemede yuva sayısı 25, p_a değeri 0.25, katsayı alt ve üst limitleri sırasıyla -1 ile 1 olarak alınmıştır. Algoritmayı durdurma kriteri 500000 iterasyon olarak belirlenmiştir. PSO modelinde ise sürü büyüklüğü 40, katsayı alt ve üst limitleri sırasıyla -1 ile 1 ve algoritmayı durdurma kriteri ise 100000 iterasyon olarak belirlenmiştir. Katsayı alt ve üst limitlerinin -1 ile 1 arasında alınmasının temel nedeni; bu değer aralığı için elde edilen P_s eğrilerinin daha düzgün çıkmasıdır. Daha büyük katsayı aralıkları genelde MAPE değerleri olarak daha iyi sonuç vermektedir, fakat P_s eğrileri geniş bir hız ve irtifa aralığı için oluşturulduğundan büyük değerlerde klasik P_s eğrilerinden çok farklı

görünümeler elde edilmektedir. Sürükleme modeli de oluşturulduktan sonra P_s eğrilerinin elde edilmesi gerçekleştirilmiştir. CSA ve PSO C_D modellerine ait model katsayıları Tablo 6.8’de, C_D ’nin Mach sayısı ve C_L ’ye göre değişimi ve uçuşlara göre elde edilen P_s grafikleri Şekil 6.18-6.35 arasında gösterilmiştir. Belirtilen grafiklerde görülebileceği üzere, C_D ’nin Mach sayısı ve C_L ’ye göre değişimi oldukça karmaşık bir davranış sergilemesine rağmen, her iki modelde de oldukça iyi sonuçlar elde edilmiştir. C_D ile C_L arasındaki ilişkiyi veren grafiklerinin klasik sürükleme polerlerinden farklı bir görünüme sahip olmasının temel nedeni, bu grafiklerde Mach sayısının sabit olmamasıdır.

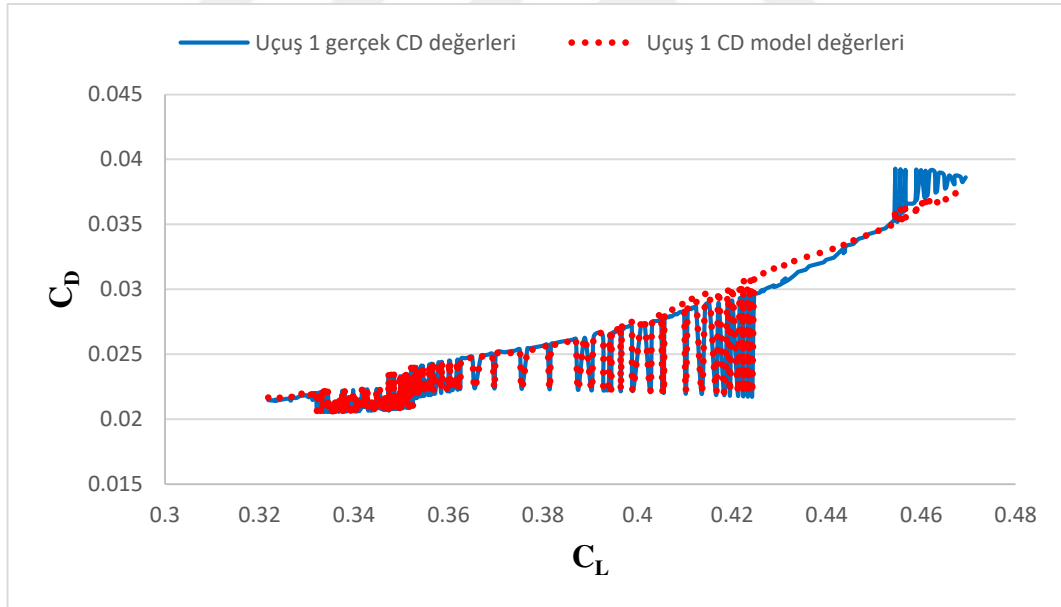
Tablo 6.8. CSA ve PSO C_D modelleri için model katsayıları

	Uçuş 1		Uçuş 2		Uçuş 3	Uçuş 4
	CSA	PSO	CSA	PSO	CSA	CSA
e_1	-0.0337	0.0123	0.0924	0.1079	-0.0163	-0.0108
e_2	0.4522	0.17	-0.1295	-0.1969	0.4207	0.4325
e_3	-0.9812	-0.429	-0.0373	0.0456	-0.9867	-0.9998
e_4	0.6469	0.2916	0.0998	0.0716	0.6611	0.6346
e_5	-1.0000	-0.2972	-0.7929	-0.2697	-0.6371	-0.6598
e_6	-0.4090	-1	-0.8613	-1	-0.9784	-0.3173
e_7	0.2947	-0.6971	-0.2401	-0.1994	0.9988	0.2054
e_8	-0.9062	0.9839	0.9618	1	0.9978	0.9684
e_9	0.8655	0.3406	0.872	0.3958	0.9934	0.9121
e_{10}	0.9936	0.8764	0.8781	0.4745	0.5932	-0.3232
e_{11}	0.9906	1	0.9997	1	-0.5315	-0.4150
e_{12}	1.0000	0.9988	0.9868	1	-0.6861	0.8707
MAPE (%)	0.9981	1.1996	0.6665	0.6367	0.556	0.798

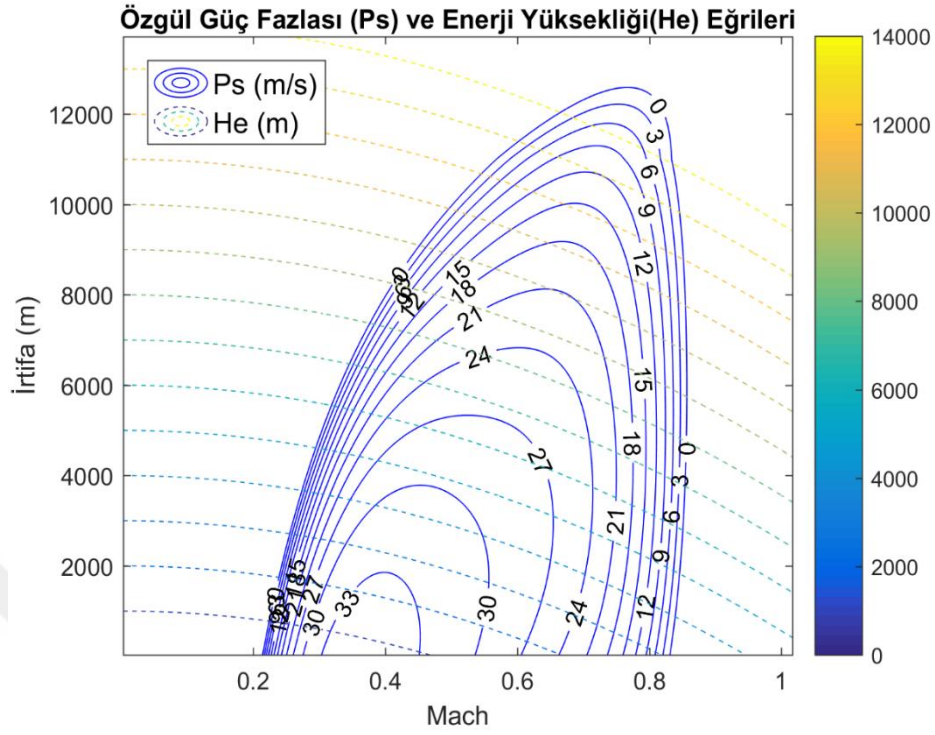
Tablo 6.8’de her iki modelin de gerçek verileri yüksek doğrulukta tahmin ettiği açıkça görülmektedir. Ayrıca uçuş 1 için CSA modelinin, uçuş 2 için ise PSO modelinin daha iyi sonuç vermesi, her iki modelin de P_s eğrileri gibi zor problemlerde başarılı olduğunu kanıtlamaktadır. Bu arada uçuşlarda kullanılan model katsayılarının her iki modelde de farklılık göstermesi, elde edilen C_D değerlerinin az da olsa farklılık göstermesine sebep olmaktadır. Bir modelin diğerine göre başarısında bunun da rolü olabileceği unutulmamalıdır.



Şekil 6.18. Uçuş 1 için gerçek C_D değerleri ile CSA model değerlerinin Mach sayısına bağlı olarak kıyaslanması



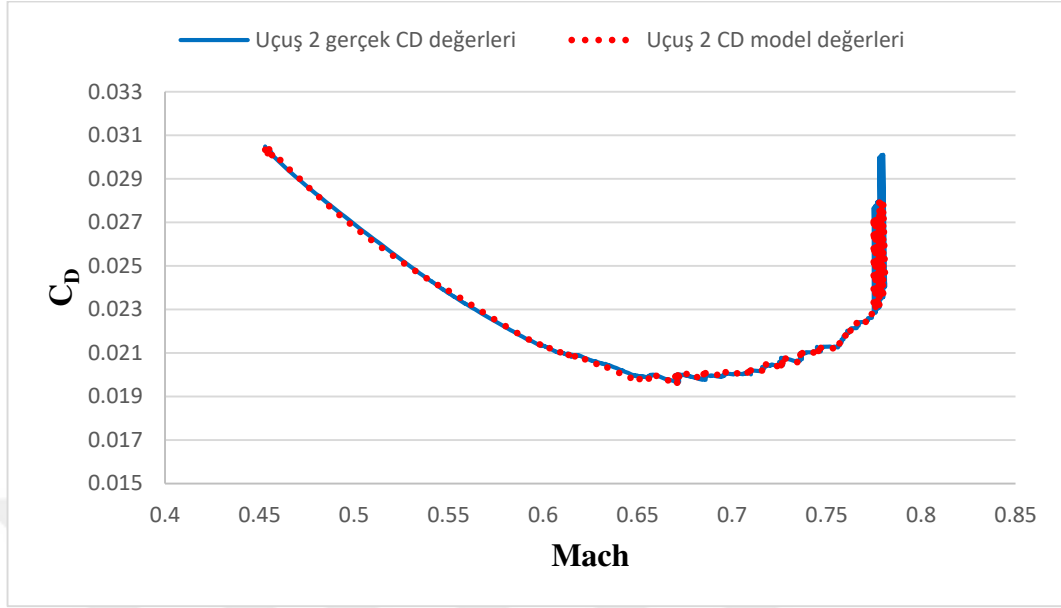
Şekil 6.19. Uçuş 1 için gerçek C_D değerleri ile CSA model değerlerinin C_L 'ye bağlı olarak kıyaslanması



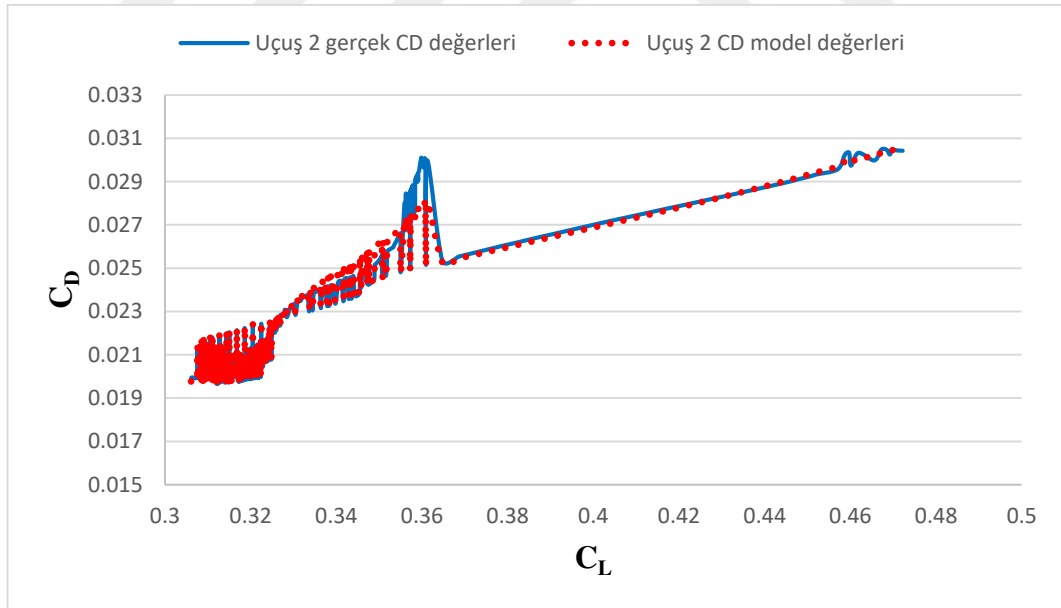
Şekil 6.20. Uçuş 1 için CSA modelleri ile elde edilen P_s eğrisi (uçak ağırlığı =41413 kg)

B737-800 uçağının boş ağırlığı 41413 kg'dır. Boş uçak ağırlığında, maksimum performans limitlerine daha yakın uçabildiğinden dolayı P_s grafikleri 41413 kg ağırlığı için elde edilmiştir. Böylece gerçek veriler ile kıyaslama daha doğru sonuçlar verecektir. Uçuş 1 için maksimum yükseklik $P_s=0$ m/s eğrisinde görüldüğü 12590 metre çıkmıştır. B737-800 uçağının maksimum irtifasının 12496 metre olması oluşturulan modelin doğruluğunu göstermektedir. Yine yukarıdaki grafikte maksimum hız 0.86 Mach olarak çıkmıştır. Boeing verilerinde uçağın maksimum Mach sayısının 0.82 Mach olarak verilmesi, oluşturulan modelin doğruluğunu ispatlayan bir başka göstergedir. Son olarak belirtilen ağırlık değerinde uçağın minimum kalkış hızı 0.21 Mach olarak bulunmuştur. P_s eğrileri gösterim kolaylığı olması amacıyla 3 m/s artırımlı olacak şekilde gösterilmiştir.

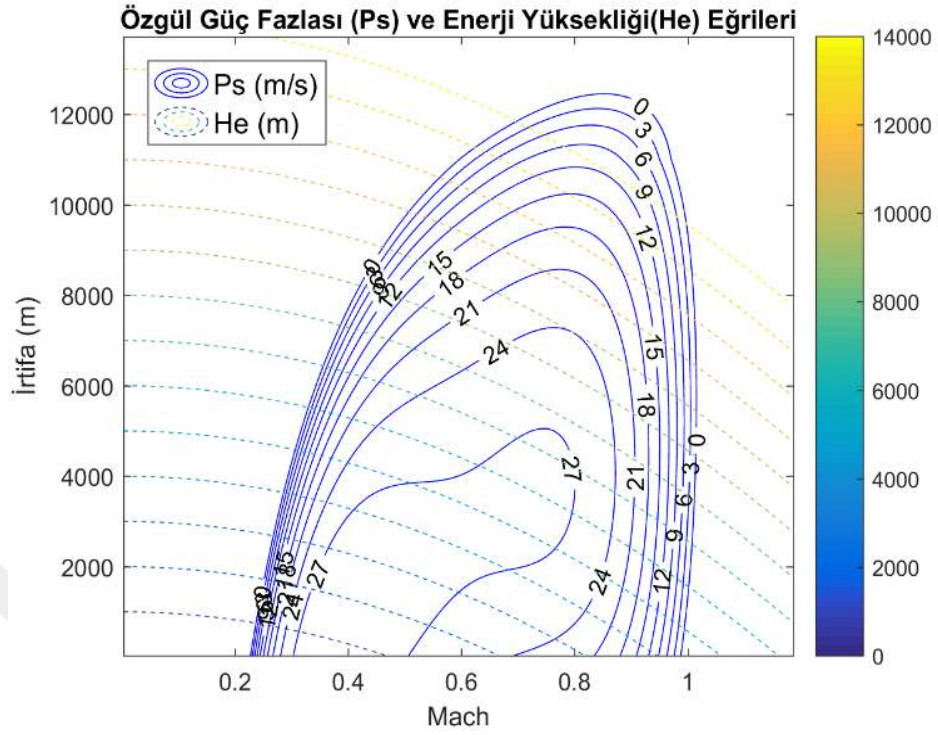
P_s eğrisinde ayrıca uçağın maksimum özgül güç fazlasının 33-36 m/s aralığında (grafik 3 m/s artırımlı gösterildiği için 34 m/s ve 35 m/s'lik terimler görünmemektedir) olduğu görülmektedir. Uçak $P_s =0$ m/s'lik değer altında kalan irtifa ve hız kombinasyonlarında uçar. Ayrıca H_e ve P_s eğrilerinin kesiştiği noktalar uçağın farklı özgül güç fazlası değerleri için herhangi bir enerji yüksekliğine ulaşabilmesi için çıkması gereken hız ve irtifa bilgilerini bize sunmaktadır.

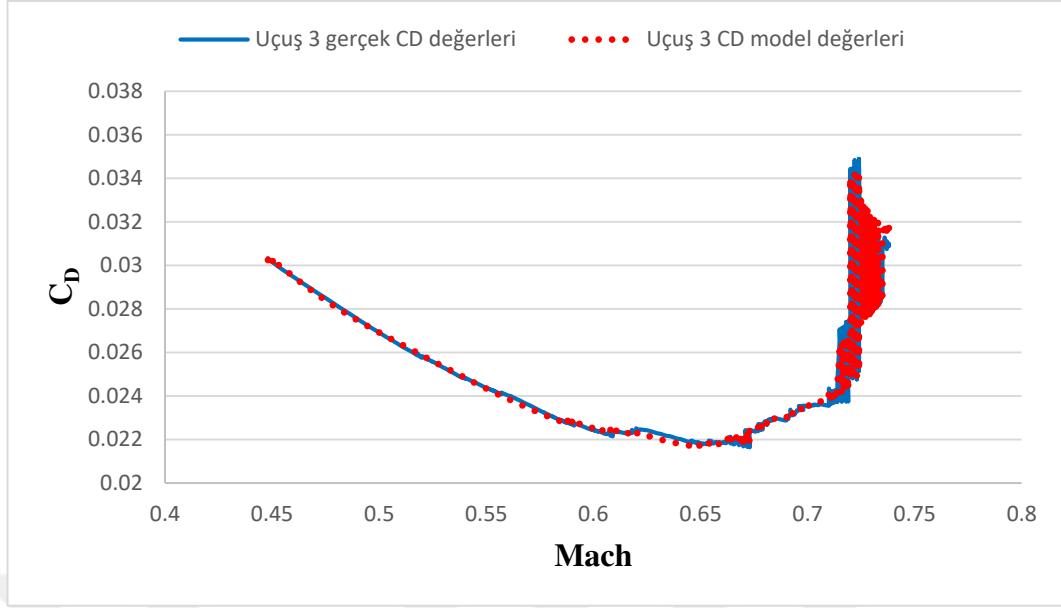


Şekil 6.21. Uçuş 2 için gerçek C_D değerleri ile CSA model değerlerinin Mach sayısına bağlı olarak kıyaslanması

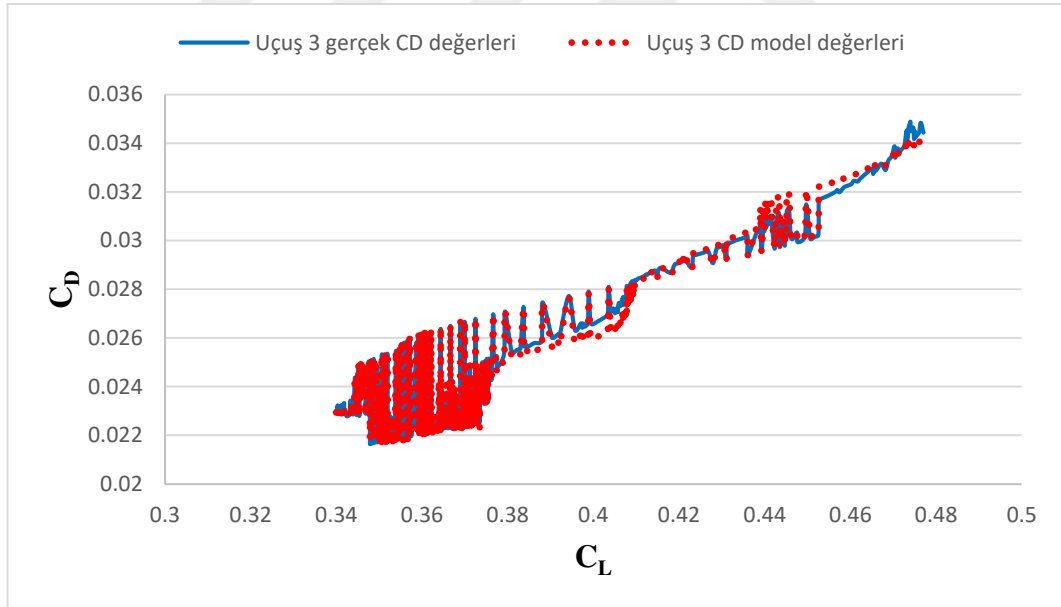


Şekil 6.22. Uçuş 2 için gerçek C_D değerleri ile CSA model değerlerinin C_L 'ye bağlı olarak kıyaslanması

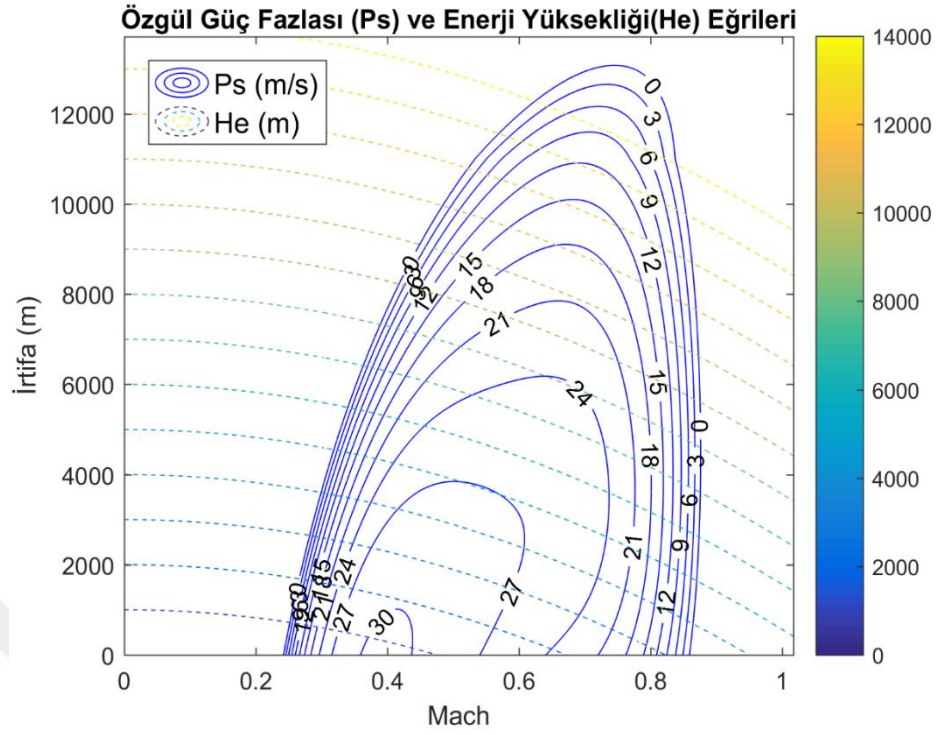




Şekil 6.24. *Uçuş 3 için gerçek C_D değerleri ile CSA model değerlerinin Mach sayısına bağlı olarak kıyaslanması*

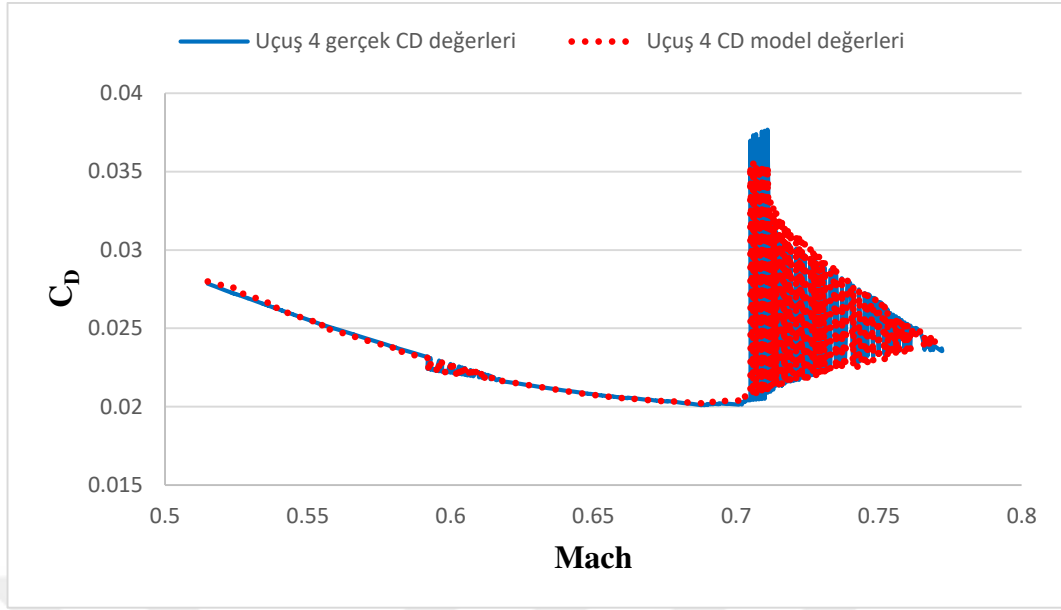


Şekil 6.25. *Uçuş 3 için gerçek C_D değerleri ile CSA model değerlerinin C_L 'ye bağlı olarak kıyaslanması*

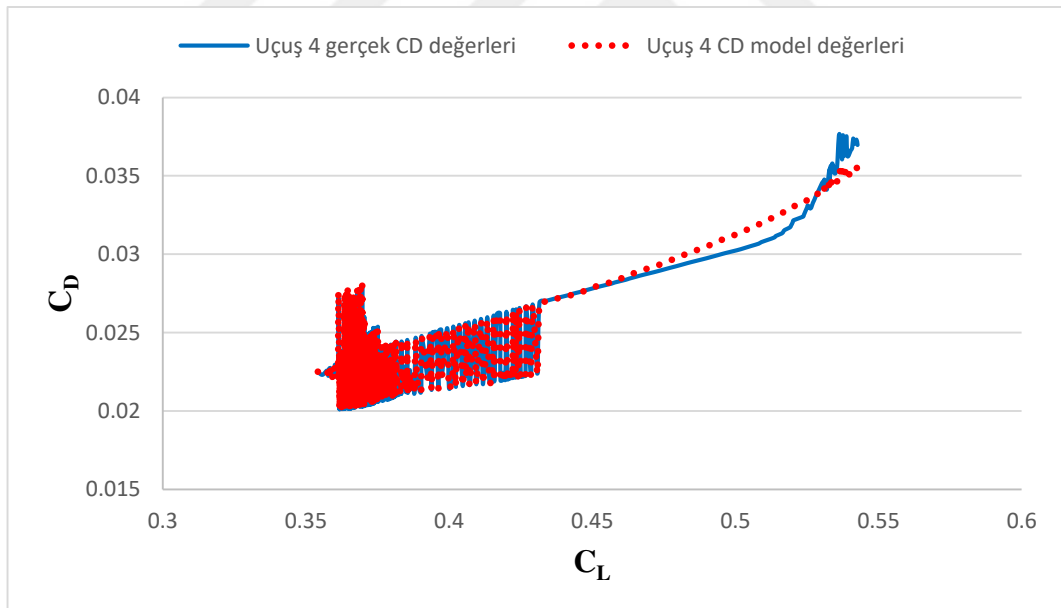


Şekil 6.26. Uçuş 3 için CSA modelleri ile elde edilen P_s eğrisi (uçak ağırlığı =41413 kg)

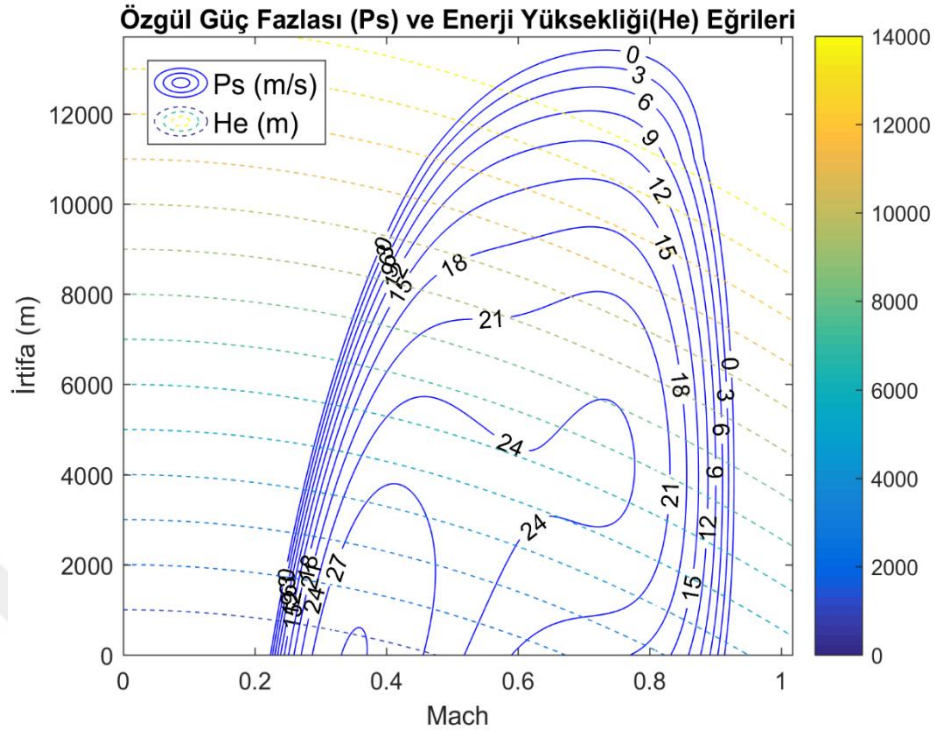
Uçuş 3 için maksimum yükseklik $P_s=0$ m/s eğrisinde görüldüğü 13075 metre, maksimum hız 0.88 Mach, minimum kalkış hızı ise 0.24 Mach şeklinde bulunmuştur. Sonuçlar itibari ile gerçek verilere yakın değerler elde edilmesi, oluşturulan modelin doğruluğunu göstermektedir.



Şekil 6.27. Uçuş 4 için gerçek C_D değerleri ile CSA model değerlerinin Mach sayısına bağlı olarak kıyaslanması

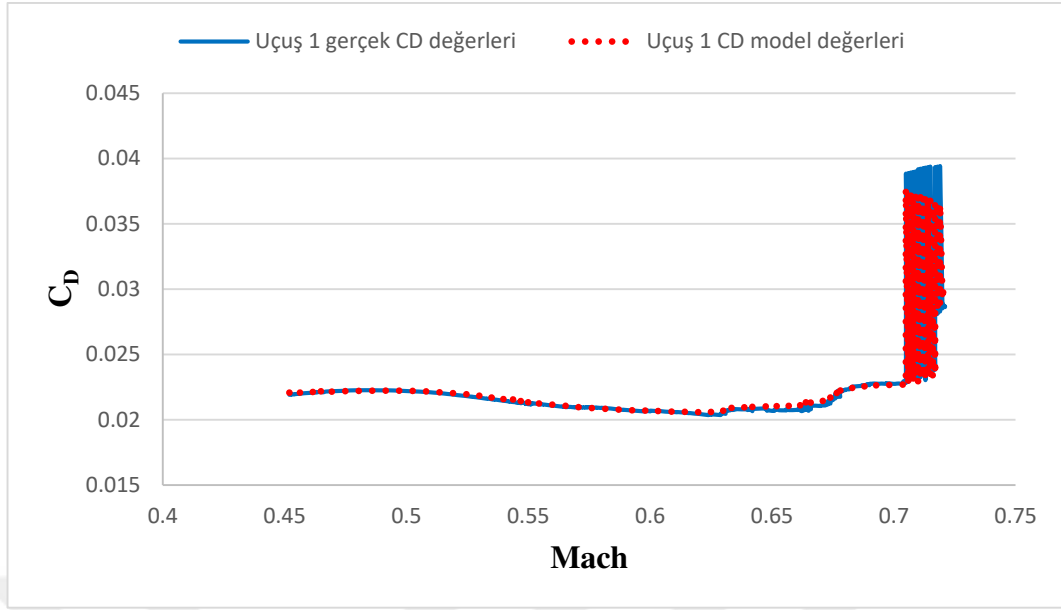


Şekil 6.28. Uçuş 4 için gerçek C_D değerleri ile CSA model değerlerinin C_L 'ye bağlı olarak kıyaslanması

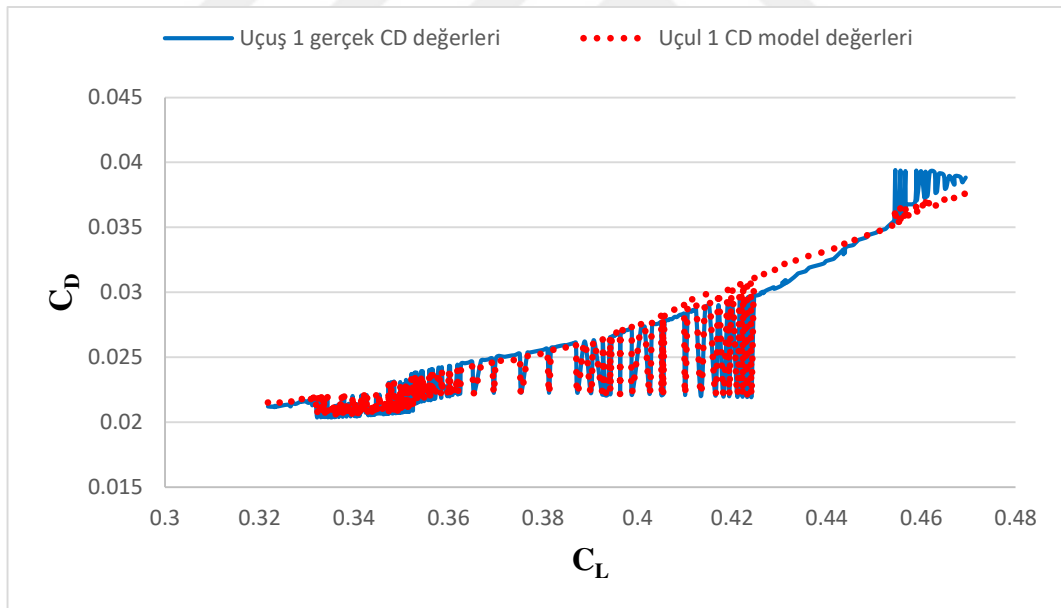


Şekil 6.29. Uçuş 4 için CSA modelleri ile elde edilen P_s eğrisi (uçak ağırlığı =41413 kg)

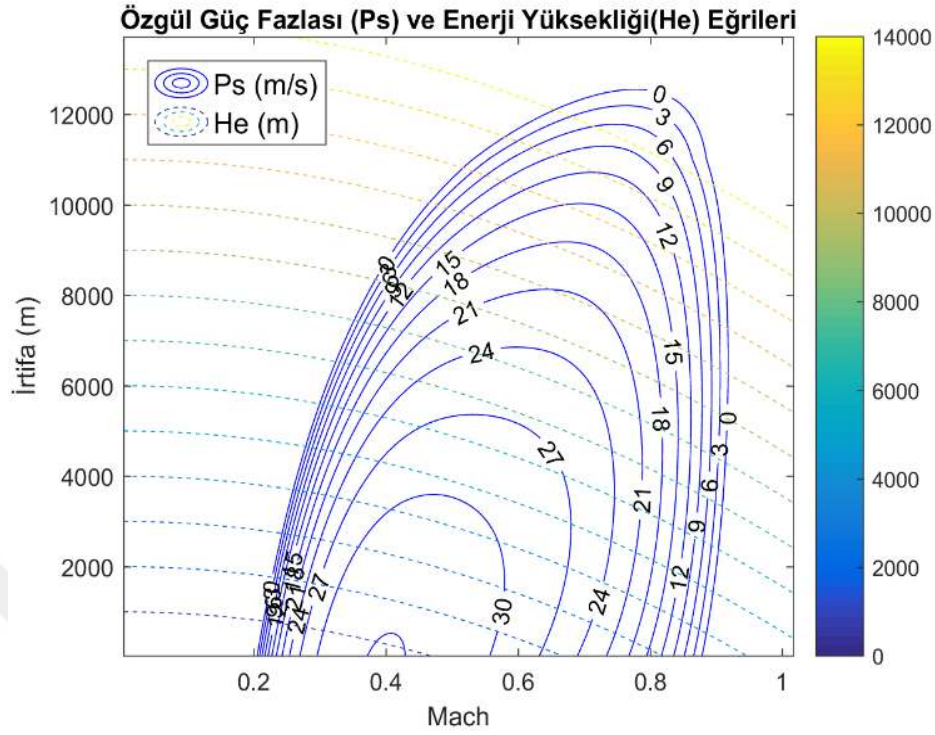
Uçuş 4 için maksimum hız ve minimum kalkış hızı sırasıyla 0.93 Mach ve 0.22 Mach olarak bulunmuştur. Şekil 6.29'a göre uçağın çıkabileceği maksimum irtifa değeri ise 13414 metredir. $P_s=24$ m/s eğrisinin normalden biraz farklı olduğu görülmektedir. P_s grafikleri elde edilirken büyük bir veri setinin kullanılması, kullanılan veri setlerinin gerçek veriler olması itibari ile o anki uçuş durumuna göre çok stabil olamaması gibi nedenler göz önünde bulundurulursa, bu durumun normal olduğu düşünülmektedir.



Şekil 6.30. Uçuş 1 için gerçek C_D değerleri ile PSO model değerlerinin Mach sayısına bağlı olarak kıyaslanması

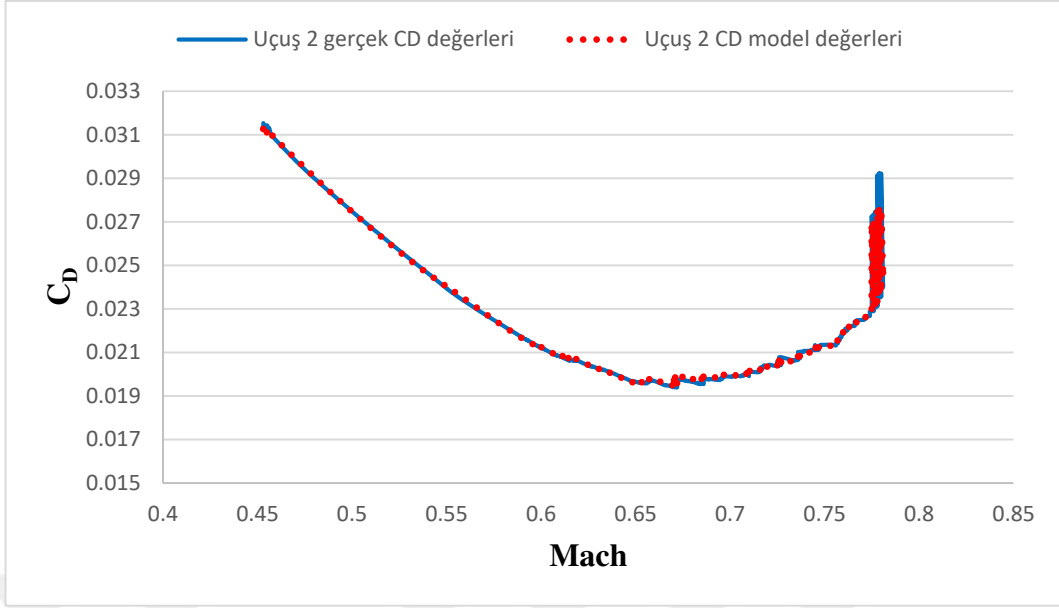


Şekil 6.31. Uçuş 1 için gerçek C_D değerleri ile PSO model değerlerinin C_L 'ye bağlı olarak kıyaslanması

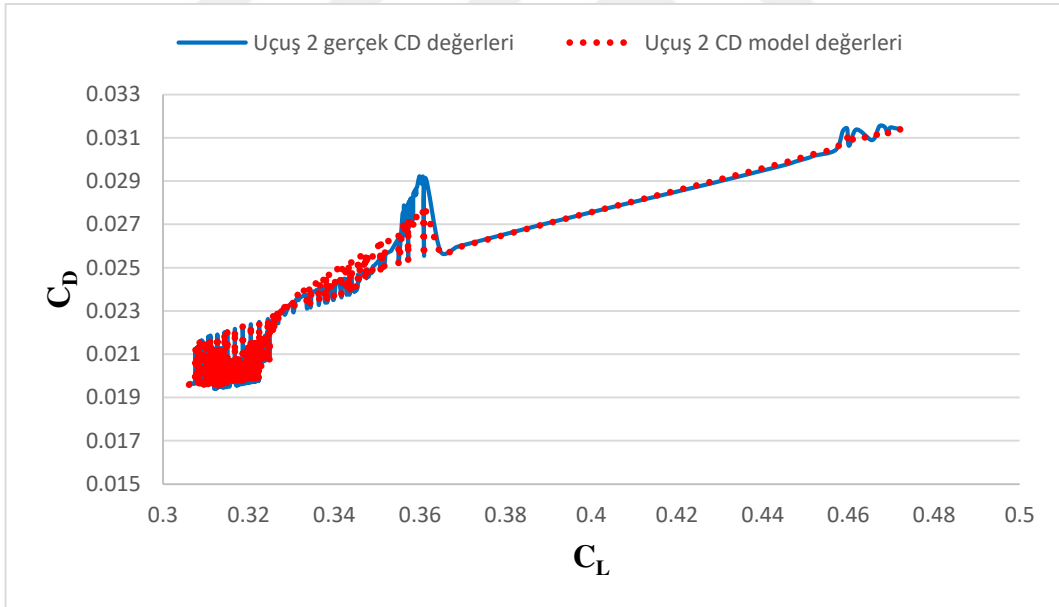


Şekil 6.32. Uçuş 1 için PSO kullanılarak elde edilen P_s eğrisi (uçak ağırlığı =41413 kg)

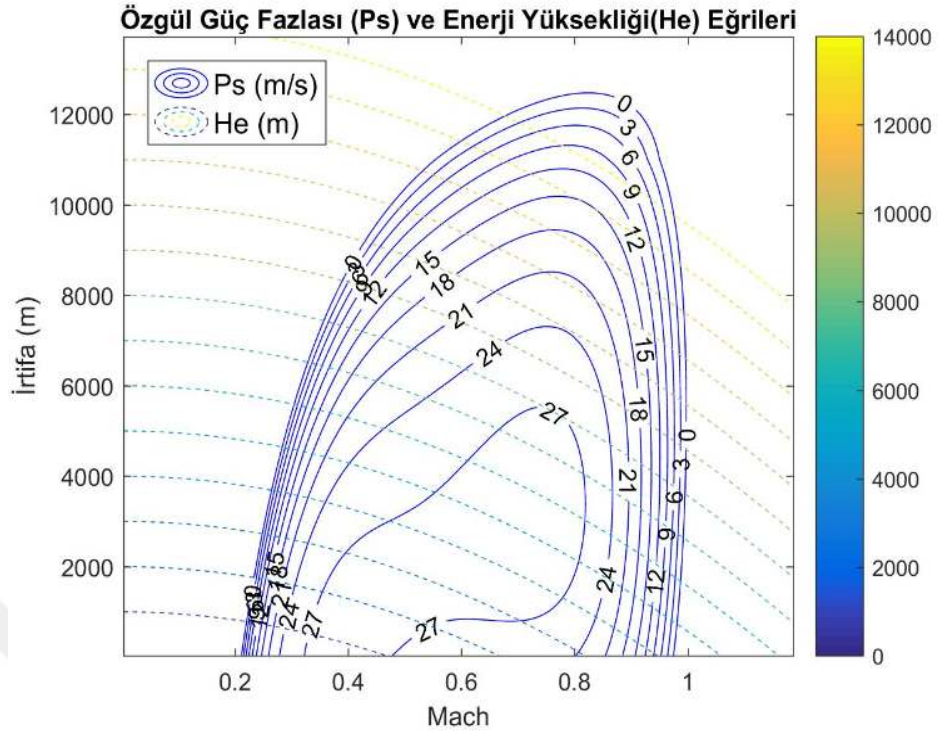
Uçuş 1 için maksimum yükseklik $P_s=0$ m/s eğrisinde görüldüğü 12552 metre olarak bulunmuştur. B737-800 uçağının maksimum irtifasının 12496 metre olması ve CSA modelinde (Şekil 6.20) $P_s=0$ m/s için elde edilen irtifa değerinin 12590 metre olması ve dolayısıyla bu değer PSO modeli ile elde edilen değere oldukça yakın olması, CSA modelini doğrulama açısından önem arz etmektedir. Ayrıca, yukarıdaki grafikte görüldüğü gibi maksimum hız 0.92 Mach olarak bulunmuştur. Boeing verilerinde uçağın maksimum Mach sayısının, 0.82 Mach ve yine uçuş 1 için CSA ile elde edilen eğride bu değer 0.86 oluşu; PSO modelinin CSA modeline göre doğruluğunun biraz daha az olmasına rağmen iyi bir performans gösterdiğinin ve kabul edilebilir düzeyde iyi sonuç verdiğinin bir başka göstergesidir. Son olarak; belirtilen ağırlık değerinde uçağın minimum kalkış hızı 0.21 Mach olarak bulunmuştur. Bu değer CSA modelinde de aynı şekilde 0.21 Mach şeklinde bulunmuştur.



Şekil 6.33. Uçuş 2 için gerçek C_D değerleri ile PSO model değerlerinin Mach sayısına bağlı olarak kıyaslanması



Şekil 6.34. Uçuş 2 için gerçek C_D değerleri ile PSO model değerlerinin C_L 'ye bağlı olarak kıyaslanması



Şekil 6.35. Uçuş 2 için PSO kullanılarak elde edilen P_s eğrisi (uçak ağırlığı = 41413 kg)

Uçuş 2 için PSO algoritması ile bulunan maksimum yükseklik 12477 metre, maksimum hız 1 Mach, minimum kalkış hızı ise 0.21 Mach'dır. PSO sonuçları aynı uçuş için yapılan CSA modeli ile (Şekil 6.23) karşılaştırıldığında aradaki hata miktarı maksimum irtifa için % 0.16, maksimum hız için % 1.96 gibi küçük değerlerdir. Minimum kalkış hızı ise CSA'ya göre 0.02 Mach daha düşük çıkmıştır. Belirtilen küçük hata değerleri, CSA modelinin doğruluğunu göstermektedir.

P_s eğrileri yalnızca bir konfigürasyon, ağırlık, yük faktörü, hücum açısı, motor güç ayarı ve atmosferik koşul için geçerlidir [12]. Tüm modellemeler sonucunda elde edilen P_s eğrileri, klasik P_s eğrilerine benzemektedir. Dört uçuş için oluşturulan eğrilerin normal şartlar altında birbirine tamamen benzemesi gerekmektedir. Ancak 4 farklı uçuşun o anki operasyonel faaliyetlerine bağlı olarak farklı uçak ağırlıklarında gerçekleştirilmesi; uçuşların farklı tırmanma yörüngelerine sahip olmaları, atmosferik koşulların farklılık göstermesi, pilotların kullanımı ile ilgili performans değişiklikleri gibi etmenler bu durumu zorlaştırmaktadır. Ayrıca FDR verilerinden P_s eğrileri elde edilirken tek bir model kullanılamaması ve bunun yerine mecburen itki, sürüklenme, hız, ROC, yakıt debi modeli gibi birçok model kullanılması girdi verilerine göre hassas bir şekilde değişen P_s eğrilerini

etkilemektedir. Ek olarak itki modelinin normalizasyon katsayısı kullanılarak elde edilmesi her ne kadar doğru ve etkin bir yaklaşım olsa da bu yöntemin gerçek verileri %100 yansıtmaması gibi diğer faktörler de P_s eğrilerini etkilemektedir. Tüm bu faktörler göz önüne alındığında P_s eğrilerinin farklılık göstermesi normal karşılanabilir.

6.6. P_s Modeli

Çalışmada son olarak; Bölüm 6.5’de elde edilen P_s eğrilerine ait veriler kullanılarak P_s modeli oluşturulmuştur. P_s modeli Denklem 6.10’da gösterilmiştir.

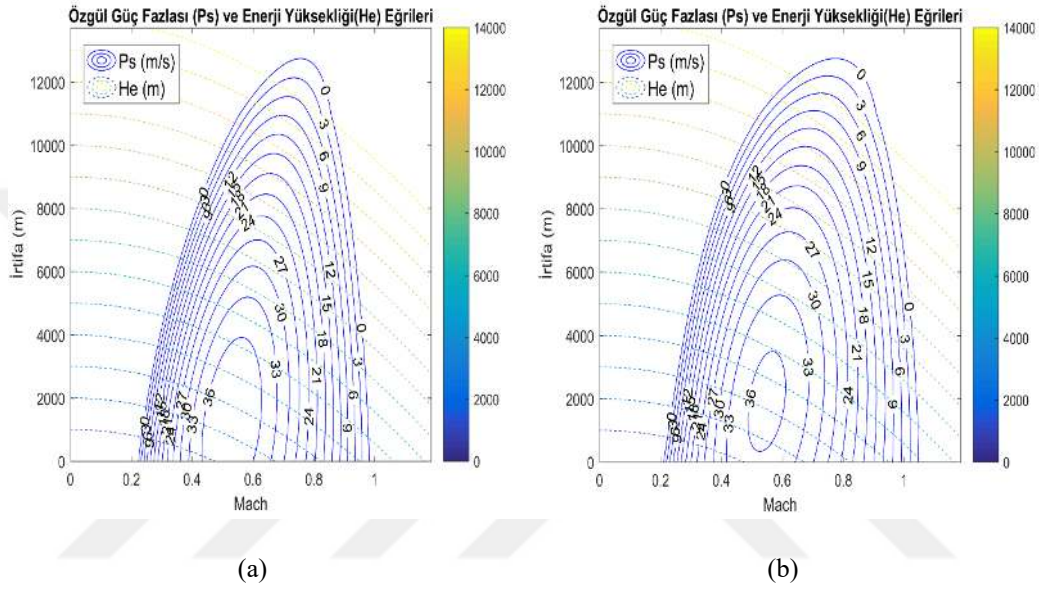
$$P_s = f_1 + f_2 h + f_3 h^2 + f_4 h^3 + (f_5 + f_6 h + f_7 h^2 + f_8 h^3)M + (f_9 + f_{10} h + f_{11} h^2 + f_{12} h^3) \ln(M) \quad (6.10)$$

Burada P_s 10^{-2} m/s cinsinden özgül güç fazlasını, h 10^{-5} metre cinsinden irtifayı, f ile gösterilen semboller model katsayılarını ve M Mach sayısını ifade etmektedir. CSA P_s modellemesinde yuva sayısı 25, p_a değeri 0.25, katsayı alt ve üst limitleri sırasıyla -100 ile 100 olarak alınmıştır. Algoritmayı durdurma kriteri 250000 iterasyon olarak belirlenmiştir. PSO P_s modellemesinde ise aynı şekilde katsayı alt ve üst limitleri sırasıyla -100 ile 100, sürü büyüklüğü 25 ve algoritmayı durdurma kriteri olan toplam iterasyon sayısı ise 100000 olarak belirlenmiştir. 41413 kg boş uçak ağırlığı için uçuşlara göre elde edilen P_s eğrileri Şekil 6.36-6.39 arasında gösterilmiştir.

Şu ana kadar elde edilen P_s eğrilerinde sadece B737-800 uçağının boş ağırlığı olan $W=41413$ kg için P_s eğrileri gösterilmiştir. Fakat Matlab’da P_s grafiklerinin elde edilmesi için Denklem 4.24’deki formül kullanılarak oluşturulan programda (Bölüm 6.5’deki kısım), sadece uçak ağırlığı değiştirilerek (model katsayıları ve modeller aynı kalacak) farklı uçak ağırlıkları için P_s grafikleri elde etmek mümkündür. Ancak Denklem 6.10’da verilen matematiksel model için gerekli olan veri seti Bölüm 6.5’de elde edilen grafiklerden sağlandığı için oluşturulan model sadece o grafiğe bağlı ağırlığı kapsamaktadır. Farklı bir ağırlıkta grafik değişeceği için Denklem 6.10’da verilen matematiksel model için gerekli olan veri seti de değişecektir. Sonuç olarak Denklem 6.10 kullanılarak farklı uçak ağırlıkları için oluşturulacak P_s grafiklerinde f_1 ’den f_{12} ’ye kadar gösterilen model katsayılarında uçak ağırlıklarına bağlı farklılıklar olacaktır. Bu farklılıklar farklı uçak ağırlıkları için verilen Tablo 6.9-6.11’de gösterilmiştir.

Bu bölüme kadar olan kısımlarda hata miktarlarını belirtmek için hep MAPE hata yöntemi kullanılmıştır. Optimizasyon süreçlerinin tamamında amaç fonksiyonu gerçek verileri minimum MAPE hata değerinde tahmin edecek modeller oluşturmaktır. Bu

bölümde P_s modeli için yapılan optimizasyon sürecinde MAPE amaç fonksiyonunu kullanmak mümkün değildir. Şöyle ki; analizler için gerekli veri seti Bölüm 6.5’deki P_s eğrileridir ve bu P_s eğrileri içerisinde $P_s=0$ m/s eğrisi MAPE hata analizi yönteminde payda kısmının sıfıra eşit olmasına sebep olmaktadır. Bu bağlamda, bu bölümde gerçek değerleri tahmin etmek için ortalama hata karesi (MSE) yöntemi kullanılmıştır.

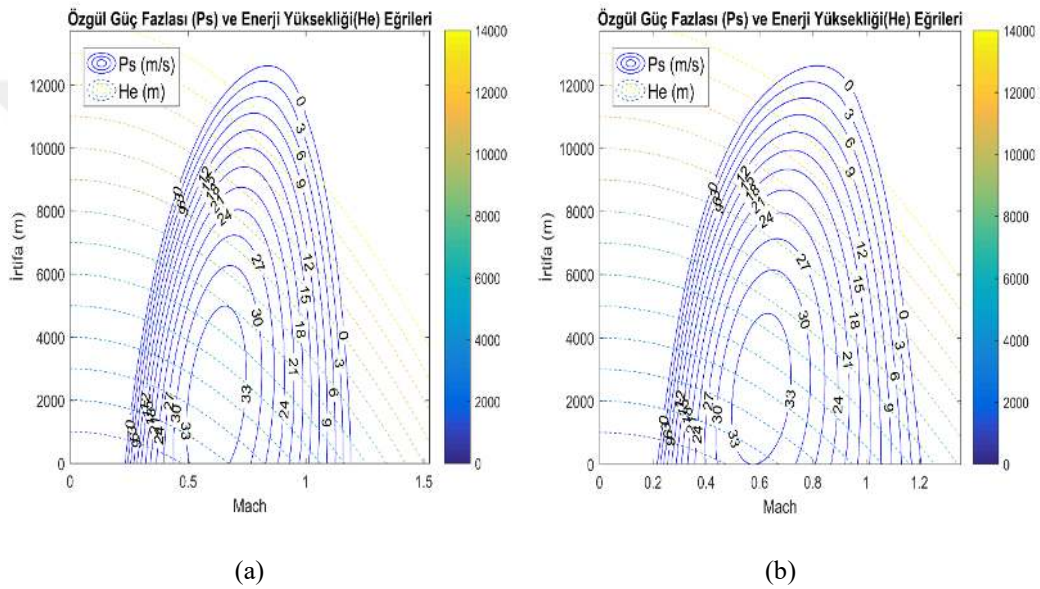


Şekil 6.36. Uçuş 1 için CSA P_s model eğrisi (a) ve PSO P_s model eğrisi (b) (uçak ağırlığı =41413 kg)

Uçuş 1 için gerçek veri setinden elde edilen CSA P_s eğrisinde (Şekil 6.20) maksimum yükseklik $P_s=0$ m/s için 12590 metre, maksimum hız 0.86 Mach, minimum kalkış hızı ise 0.21 Mach olarak bulunmuştur. CSA P_s model eğrisinde (a grafiği) ise $P_s=0$ m/s için maksimum irtifa 12740 metre, maksimum hız 0.98 Mach ve minimum kalkış hızı 0.22 Mach olarak elde edilmiştir. Özellikle maksimum irtifa ve minimum kalkış hızlarında değerlerin oldukça yakın çıkması oluşturulan modelin doğruluğunu göstermektedir. Ayrıca gerçek verilerden elde edilen Şekil 6.20’deki eğri ile a grafiği arasında korelasyon katsayısının 0.9633 (1’e yakınlığı veriler arasında iyi bir ilişki olduğunu göstermektedir) gibi iyi bir sonuç vermesi, oluşturulan P_s modelinin doğruluğunu gösteren bir başka göstergedir.

Uçuş 1 için gerçek veri setinden elde edilen P_s eğrisinde (Şekil 6.32) maksimum yükseklik $P_s=0$ m/s için 12552 metre, maksimum hız 0.92 Mach, minimum kalkış hızı ise

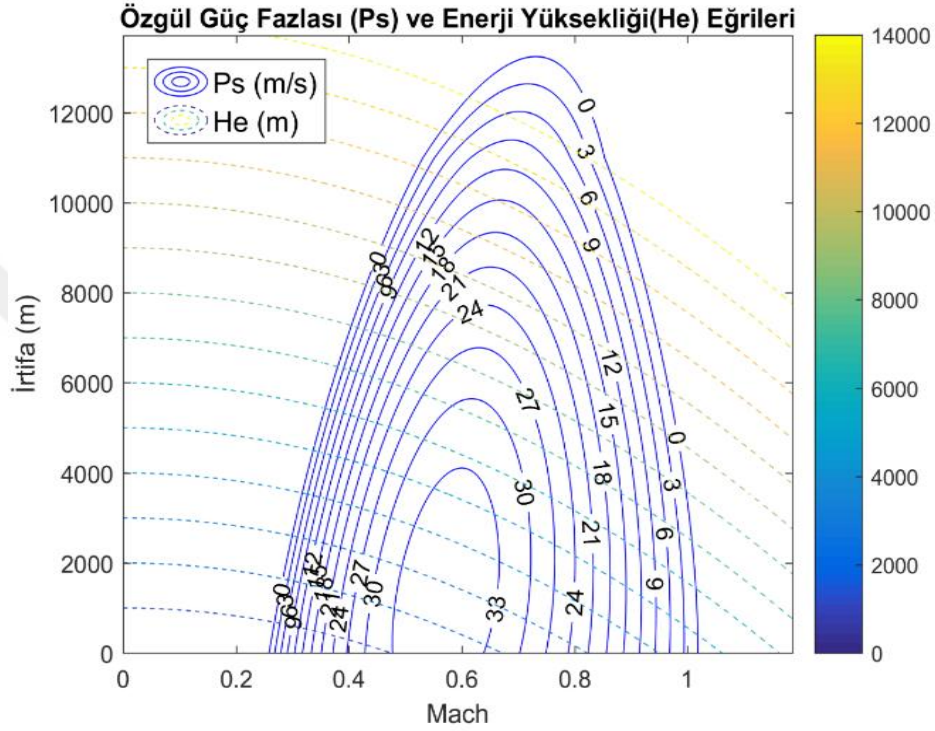
0.21 Mach olarak bulunmuştur. PSO P_s model eğrisinde (b grafiği) ise $P_s=0$ m/s için maksimum irtifa 12750 metre, maksimum hız 1.05 Mach ve minimum kalkış hızı 0.21 Mach olarak elde edilmiştir. Özellikle maksimum irtifa ve minimum kalkış hızlarında değerlerin oldukça yakın çıkması oluşturulan modelin doğruluğunu göstermektedir. Ayrıca gerçek verilerden elde edilen Şekil 6.32'deki eğri ile b grafiği arasında korelasyon katsayısının 0.97 gibi iyi bir sonuç vermesi, oluşturulan P_s modelinin doğruluğunu göstermektedir.



Şekil 6.37. Uçuş 2 için CSA P_s model eğrisi (a) ve PSO P_s model eğrisi (b) (uçak ağırlığı =41413 kg)

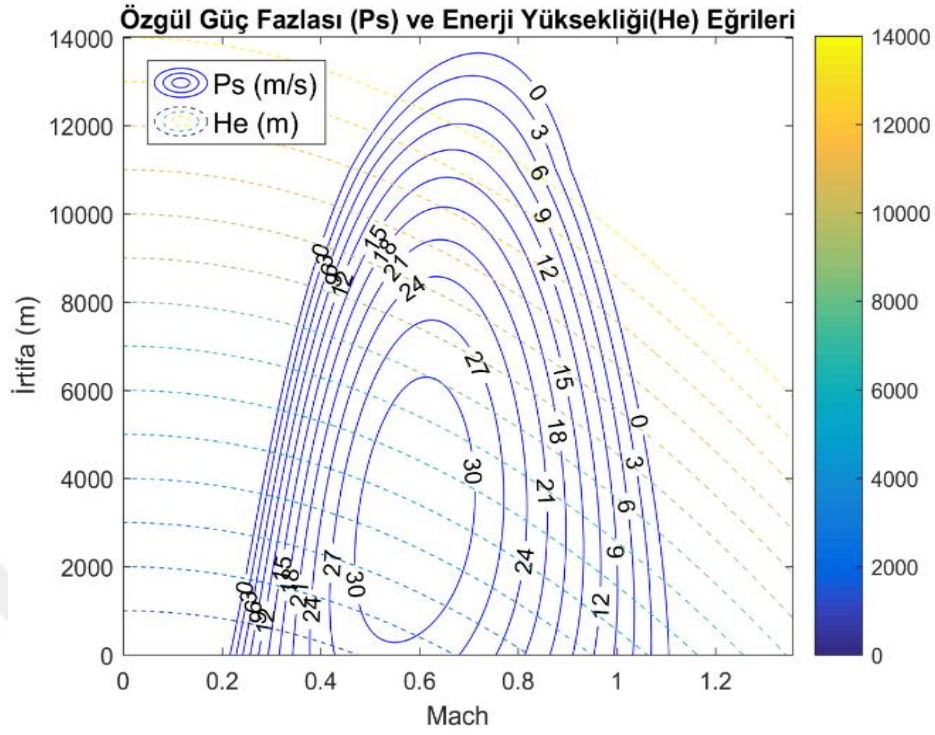
Uçuş 2 için gerçek veri setinden elde edilen P_s eğrisinde (Şekil 6.23) maksimum yükseklik $P_s=0$ m/s için 12455 metre, maksimum hız 1.02 Mach, minimum kalkış hızı ise 0.23 Mach olarak bulunmuştur. CSA P_s model eğrisinde (a grafiği) ise $P_s=0$ m/s için maksimum irtifa 12600 metre, maksimum hız 1.19 Mach ve minimum kalkış hızı 0.23 Mach olarak elde edilmiştir. Maksimum irtifa ve minimum kalkış hızlarında değerlerin oldukça yakın çıkması oluşturulan modelin doğruluğunu göstermektedir. Ayrıca gerçek verilerden elde edilen Şekil 6.23'teki grafik ile a grafiği arasında korelasyon katsayısının 0.9433 gibi iyi bir sonuç vermiştir ve bu da oluşturulan P_s modelinin doğruluğunu göstermektedir.

Uçuş 2 için PSO P_s model eğrisinde (b grafiği) maksimum irtifa 12610 metre, maksimum hız 1.2 Mach ve minimum kalkış hızı 0.22 Mach olarak elde edilmiştir. Maksimum irtifa ve minimum kalkış hız değerleri gerçek veri setinden elde edilen P_s eğrisine (Şekil 6.35) oldukça yakındır. İki eğri arasındaki korelasyon katsayısının 0.9395 çıkması, modelin Şekil 6.35'teki kaynak veriyi tahmindeki başarısını göstermektedir.



Şekil 6.38. Uçuş 3 için elde edilen CSA P_s model eğrisi (uçak ağırlığı =41413 kg)

Uçuş 3 için P_s model eğrisinde uçağın performans limitleri maksimum irtifa 13240 metre, maksimum hız 1.02 Mach ve minimum kalkış hızı 0.26 Mach olarak elde edilmiştir. Yukarıdaki grafik verileri ile bu veri setinin kaynağı olan Şekil 6.26 arasındaki korelasyon katsayısı 0.9632 gibi iyi bir sonuç çıkmıştır.



Tablo 6.9. CSA ve PSO P_s modellerine ait model katsayıları (uçak ağırlığı =41413 kg)

	Uçuş 1		Uçuş 2		Uçuş 3	Uçuş 4
	CSA	PSO	CSA	PSO	CSA	CSA
f_1	2.9624	2.4154	2.1202	1.9069	2.962	1.9002
f_2	22.7853	22.7961	18.3531	21.1991	20.9679	26.2268
f_3	-6.007	-98.752	-40.4866	-99.9999	22.9998	-82.4845
f_4	-99.9828	-99.1761	-99.7967	-98.1296	-57.7226	-99.3597
f_5	-3.2096	-2.5382	-2.0854	-1.8626	-3.1413	-1.9419
f_6	-22.6671	-22.1919	-17.2177	-20.7486	-20.0701	-25.7209
f_7	12.0007	99.9986	36.0038	99.1426	-38.9051	73.7266
f_8	75.1253	63.6287	21.5373	29.3791	96.4672	86.6718
f_9	1.4268	1.1482	1.0627	0.9312	1.5098	0.9178
f_{10}	14.4634	14.5915	12.277	13.3176	14.441	16.1012
f_{11}	53.6492	-21.2178	15.2792	-21.4996	52.8323	-15.3728
f_{12}	99.9946	64.6389	100	27.4769	97.5968	-20.2848
R (Korelasyon katsayısı)	0.9633	0.97	0.9433	0.9395	0.9632	0.9202
Kullanılan veri sayısı	2135	2156	2184	2075	1997	2139

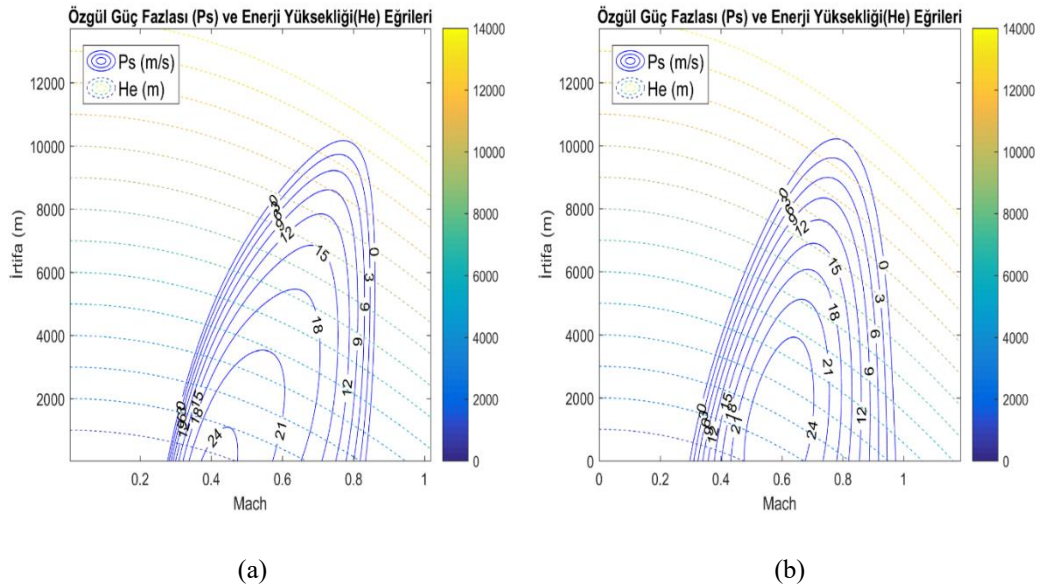
Tablo 6.10. CSA P_s modeline ait model katsayıları (uçak ağırlığı =60000 kg)

	Uçuş 1	Uçuş 2	Uçuş 3	Uçuş 4
f_1	2.8696	2.0391	2.9274	1.7531
f_2	34.0529	26.8658	27.7547	32.7565
f_3	1.4301	-99.9345	62.6003	-94.7842
f_4	-99.9866	-91.7802	-85.2913	-99.2513
f_5	-3.0919	-2.0306	-3.0987	-1.8029
f_6	-34.9487	-25.7614	-27.7112	-32.9058
f_7	30.1303	95.1196	-62.2038	99.2684
f_8	-89.2496	-15.7825	17.6917	-20.007
f_9	1.5297	1.1391	1.6451	0.9274
f_{10}	22.3026	18.5238	19.5723	21.0384
f_{11}	99.9041	7.6897	99.2429	-19.1161
f_{12}	100	65.9566	99.957	31.4942
R (Korelasyon katsayısı)	0.9734	0.9626	0.9754	0.9306
Kullanılan veri sayısı	1320	1306	1216	1379

Tablo 6.11. CSA P_s modeline ait model katsayıları (uçak ağırlığı =79000 kg)

	Uçuş 1	Uçuş 2	Uçuş 3	Uçuş 4
f_1	3.0433	1.9531	2.7824	1.707
f_2	45.9161	31.4163	47.3719	37.3884
f_3	-46.6116	-99.9601	-24.5183	-97.1756
f_4	-99.8844	-99.9867	-66.3235	-100
f_5	-3.2554	-1.9485	-2.9291	-1.7616
f_6	-46.4078	-30.702	-48.3249	-37.5383
f_7	75.4228	99.5909	34.0789	99.7384
f_8	-97.3105	-100	-31.1276	-56.359
f_9	1.7642	1.1939	1.684	0.9722
f_{10}	32.8258	22.9649	33.2914	24.9196
f_{11}	99.8446	34.1356	74.3518	-13.5959
f_{12}	99.7354	99.6459	96.508	99.6333
R (Korelasyon katsayısı)	0.9841	0.9761	0.9859	0.9442
Kullanılan veri sayısı	830	812	787	950

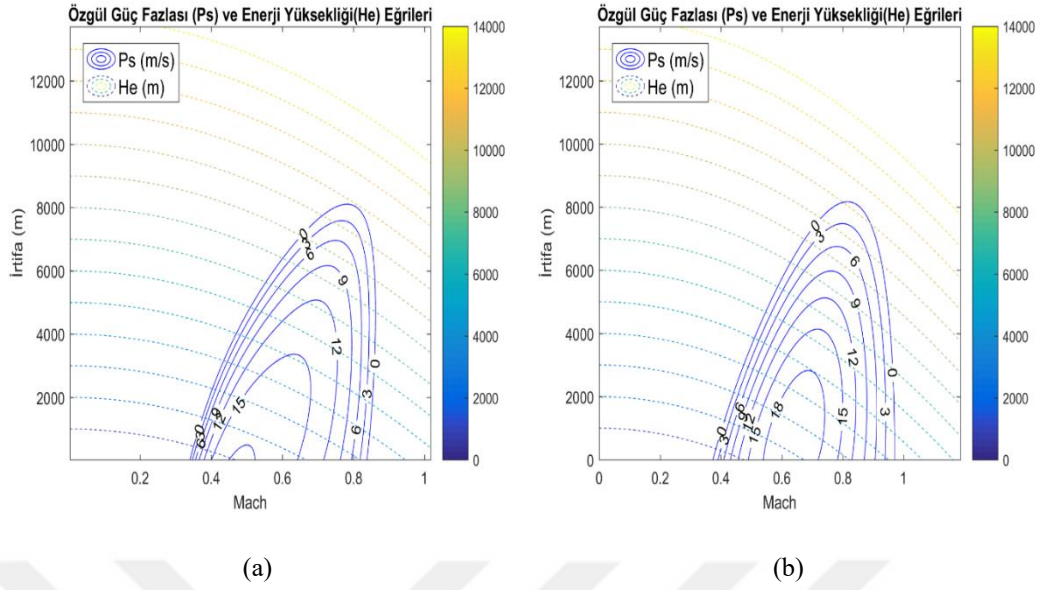
Tablo 6.9’da uçuş 1 ve uçuş 2 için CSA ve PSO P_s modellerinde elde edilen lineer korelasyon katsayısı değerlerinin yüksek değerler olmasının yanı sıra, bu değerlerin birbirine yakın çıkması durumu da, oluşturulan modellerin doğruluğunu bir kez daha göstermektedir. Ayrıca Tablo 6.10 ve Tablo 6.11’de farklı uçak ağırlıklarında, CSA modelinin yüksek veri sayısına rağmen iyi sonuçlar verdiği görülmektedir. Farklı uçak ağırlıkları için oluşturulan P_s eğrileri, Şekil 6.40-6.47 arasında gösterilmiştir.



Şekil 6.40. Uçuş 1 verilerinden elde edilen P_s eğrisi (a) ve CSA P_s model eğrisi (b) (uçak ağırlığı =60000 kg)

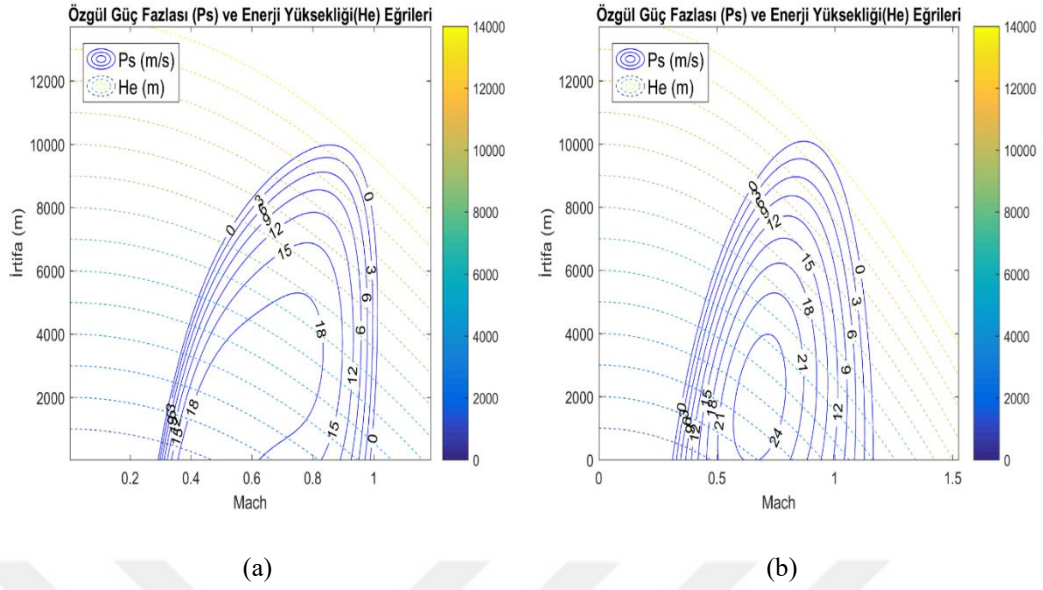
Uçak boş ağırlığına ek olarak 60000 kg ve B737-800 uçağının yaklaşık maksimum kalkış ağırlığı olan 79000 kg için de P_s grafikleri elde edilmiştir. Uçak ağırlığının performans üzerindeki olumsuz etkisi düşünüldüğünde, maksimum kalkış ağırlığına ait modellerin elde edilmesi, kötü şartlarda uçağın performans limitlerini göstermek açısından önemlidir. Uçuş 1 için gerçek veri setinden elde edilen P_s eğrisinde (a) maksimum yükseklik $P_s=0$ m/s için 10167 metre şeklinde bulunmuştur. Yine yukarıdaki grafikte maksimum hız 0.86 Mach, minimum kalkış hızı ise 0.28 Mach olarak elde edilmiştir. P_s model eğrisinde (b) ise $P_s=0$ m/s için maksimum irtifa 10210 metre, maksimum hız 0.97 Mach ve son olarak minimum kalkış hızı ise 0.3 Mach olarak bulunmuştur. Özellikle maksimum irtifa ve minimum kalkış hızları değerlerinin oldukça yakın çıkması oluşturulan modelin doğruluğunu göstermektedir. Ayrıca gerçek verilerden elde edilen a grafiği ile, b grafiği arasında korelasyon katsayısının 0.9733 gibi iyi bir sonuç vermesi, oluşturulan P_s modelinin doğruluğunu göstermektedir.

Şekil 6.40'daki eğri daha önce $W=41413$ kg için çizilen eğriler ile kıyaslandığında özellikle maksimum irtifanın düştüğü, ayrıca minimum kalkış hızının arttığı görülebilir. Maksimum hız ve irtifanın yüksek olması ve minimum kalkış hızının düşük olması uçak performansı için istenen bir durumdur. Bu nedenle Şekil 6.40'da uçak ağırlığının 60000 kilografa çıkması, ağırlığın performans üzerindeki olumsuz etkisini gösteren güzel bir örnektir.



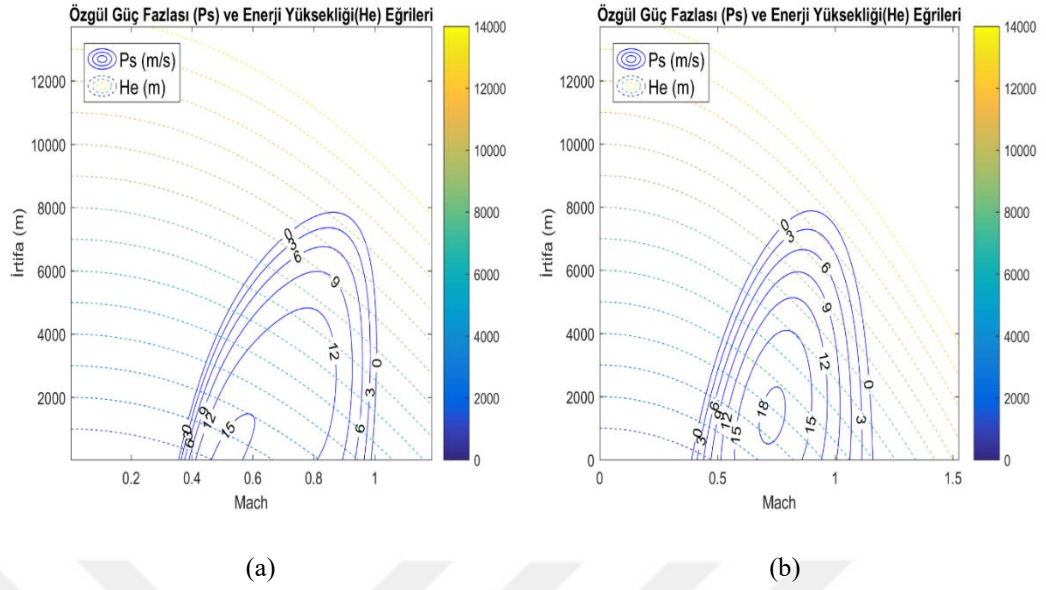
Şekil 6.41. Uçuş 1 verilerinden elde edilen P_s eğrisi (a) ve CSA P_s model eğrisi (b) (uçak ağırlığı =79000 kg)

Uçuş 1 için gerçek veri setinden elde edilen P_s eğrisinde (a), maksimum yükseklik $P_s=0$ m/s için 8103 metre iken, b eğrisinde bu değer 8170 metredir. Yine maksimum hız değerleri a ve b eğrileri için sırasıyla 0.86 ve 0.97 Mach olarak bulunmuştur. Minimum kalkış hızları a eğrisi için 0.34 Mach, b eğrisi için 0.37 Mach gibi yakın değerler çıkmıştır. İki eğri arasındaki korelasyon katsayısı 0.9841 olarak bulunmuştur



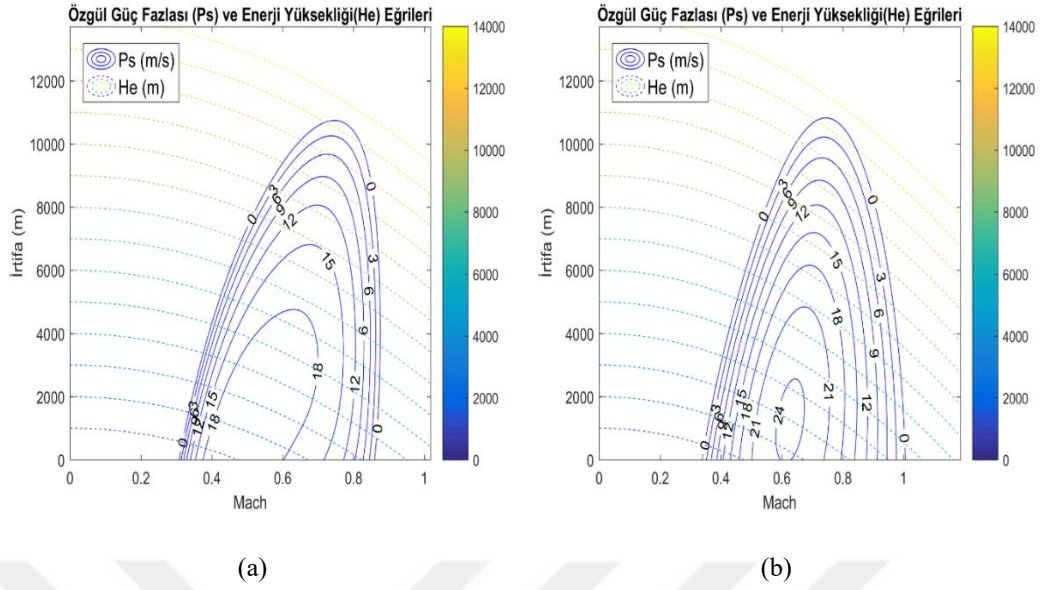
Şekil 6.42. Uçuş 2 verilerinden elde edilen P_s eğrisi (a) ve CSA P_s model eğrisi (b) (uçak ağırlığı =60000 kg)

Uçuş 2 için gerçek veri setinden elde edilen P_s eğrisinde (a) maksimum yükseklik $P_s=0$ m/s için 9978 metre olarak bulunmuştur. Yine yukarıdaki grafikte maksimum hız 1.01 Mach, minimum kalkış hızı ise 0.29 Mach olarak elde edilmiştir. P_s model eğrisinde (b) ise $P_s=0$ m/s için maksimum irtifa 10080 metre, maksimum hız 1.16 Mach ve son olarak minimum kalkış hızı 0.31 Mach şeklinde elde edilmiştir. Özellikle maksimum irtifa ve minimum kalkış hızlarında değerlerin oldukça yakın çıkması oluşturulan modelin doğruluğunu göstermektedir. Ayrıca gerçek verilerden elde edilen a grafiği ile, b grafiği arasında korelasyon katsayısının 0.9626 gibi iyi bir sonuç vermesi, oluşturulan P_s modelinin doğruluğunu gösteren bir başka göstergedir.



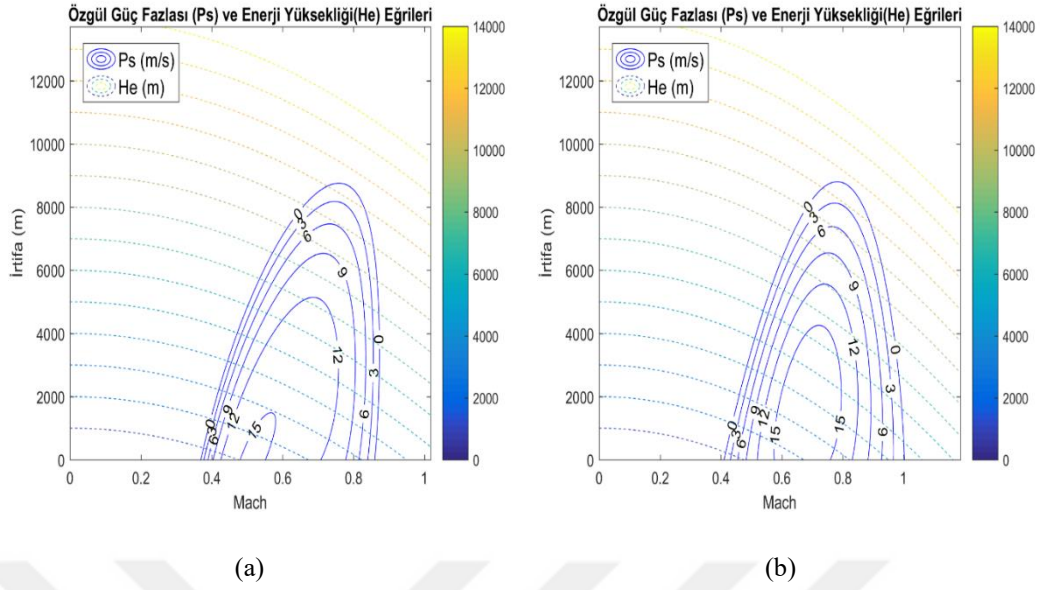
Şekil 6.43. Uçuş 2 verilerinden elde edilen P_s eğrisi (a) ve CSA P_s model eğrisi (b) (uçak ağırlığı =79000 kg)

Uçuş 2 için gerçek veri setinden elde edilen P_s eğrisinde (a), maksimum yükseklik $P_s=0$ m/s için 7850 metre iken, b eğrisinde bu değer 7880 metredir. Yine maksimum hız değerleri a ve b eğrileri için sırasıyla 1.01 ve 1.16 Mach olarak bulunmuştur. Minimum kalkış hızları a eğrisi için 0.36 Mach, b eğrisi için 0.39 Mach gibi yakın değerler çıkmıştır. İki eğri arasındaki korelasyon katsayısı 0.9761 olarak bulunmuştur



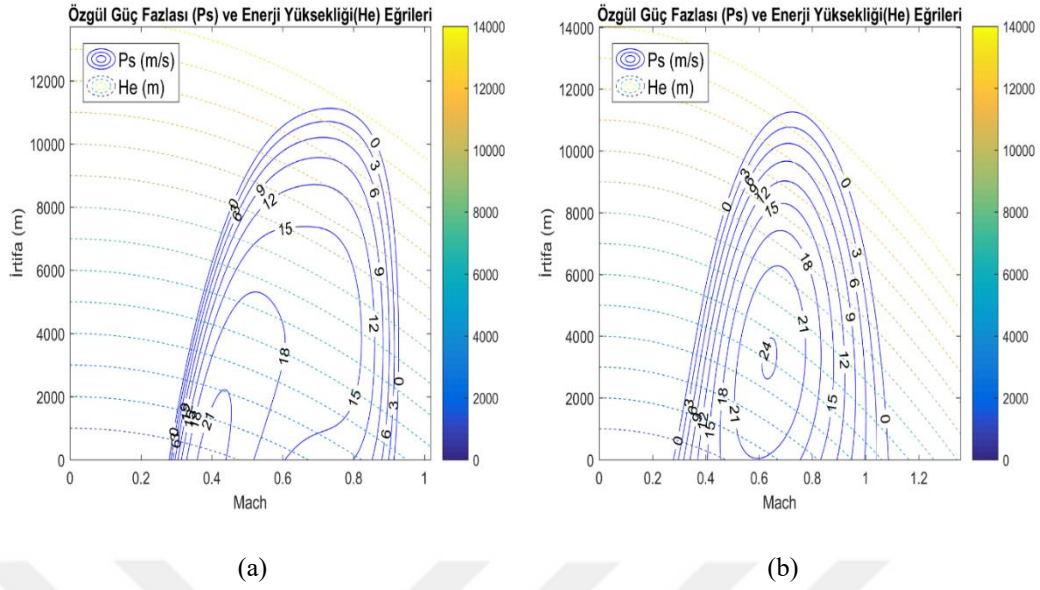
Şekil 6.44. Uçuş 3 verilerinden elde edilen P_s eğrisi (a) ve CSA P_s model eğrisi (b) (uçak ağırlığı=60000 kg)

60 ton uçak ağırlığında, a eğrisine göre uçağın çıkabileceği maksimum yükseklik yaklaşık 10743 metre, b eğrisine göre 10820 metredir. CSA P_s modeli, gerçek verilerinden elde edilen P_s eğrisini % 0.71 hata payı ile tahmin etmiştir. Uçuş 3 için hız performans parametrelerine bakılacak olunursa a ve b eğrileri için maksimum hızlar sırasıyla 0.87 ve 1 Mach olarak bulunur. Minimum kalkış hızları ise sırasıyla 0.31 Mach ve 0.34 Mach'dır. Veriler arasındaki korelasyon katsayısının 0.9753 gibi iyi bir sonuç vermesi, oluşturulan P_s modelinin doğruluğunu göstermektedir.



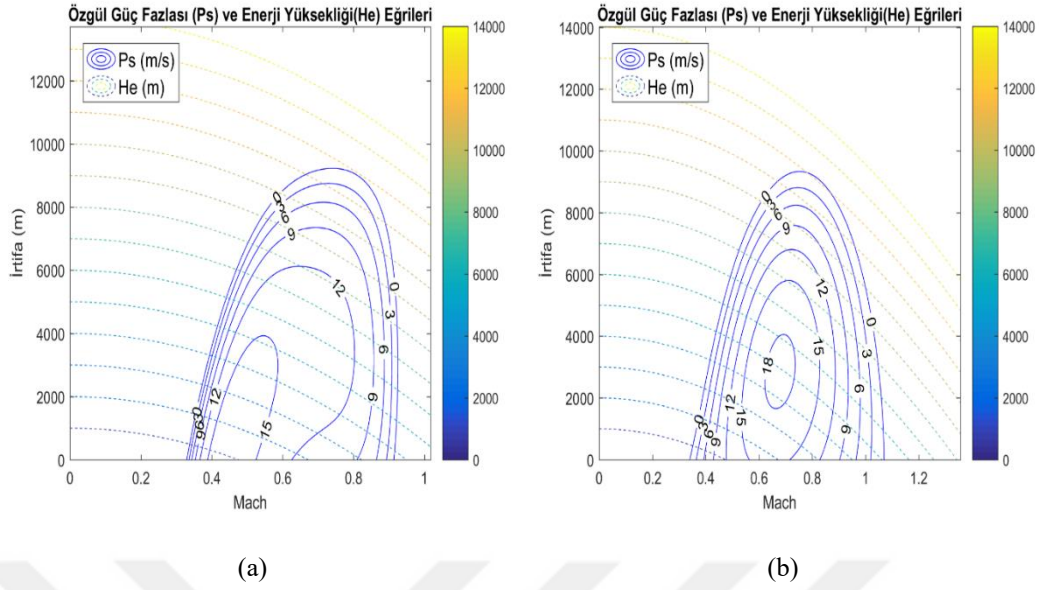
Şekil 6.45. Uçuş 3 verilerinden elde edilen P_s eğrisi (a) ve CSA P_s model eğrisi (b) (uçak ağırlığı = 79000 kg)

79 ton uçak ağırlığı için verilen yukarıdaki eğri ile 60 ton için verilen Şekil 6.44 incelenirse; uçak ağırlığının artmasının maksimum özgül güç fazlası üzerinde olumsuz etkisi olduğu görülebilir. Şekil 6.44a için maksimum P_s 18-21 m/s aralığında iken, Şekil 6.45a'da maksimum P_s 15-18 m/s aralığındadır. Uçuş 3 için a eğrisinde maksimum yükseklik 8756 metre olarak elde edilmiştir. Yine yukarıdaki grafikte maksimum hız 0.87 Mach, minimum kalkış hızı ise 0.37 Mach olarak bulunmuştur. P_s model eğrisinde ise maksimum irtifa 8800 metre, maksimum hız 1 Mach ve son olarak minimum kalkış hızı 0.41 Mach değerlerine sahiptir. Maksimum irtifa ve minimum kalkış hızlarında değerlerin oldukça yakın çıkması oluşturulan modelin doğruluğunu göstermektedir. Ayrıca gerçek verilerden elde edilen a grafiği ile, b grafiği arasında korelasyon katsayısının 0.9859 gibi iyi bir sonuç vermesi, oluşturulan P_s modelinin doğruluğunu gösteren bir başka göstergedir.



Şekil 6.46. Uçuş 4 verilerinden elde edilen P_s eğrisi (a) ve CSA P_s model eğrisi (b) (uçak ağırlığı =60000 kg)

Uçuş 4 için gerçek veri setinden elde edilen P_s eğrisinde (a) maksimum yüksekliğin $P_s=0$ m/s için 11127 metre olduğu görülmektedir. Yine yukarıdaki grafikte maksimum hız 0.93 Mach, minimum kalkış hızı ise 0.28 Mach olarak bulunmuştur. P_s model eğrisinde (b) ise $P_s=0$ m/s için maksimum irtifa 11260 metre, maksimum hız 1.09 Mach ve son olarak minimum kalkış hızı 0.28 Mach değerlerindedir. Özellikle maksimum irtifa ve minimum kalkış hızlarında değerlerin oldukça yakın çıkması oluşturulan modelin doğruluğunu göstermektedir. Ayrıca gerçek verilerden elde edilen a grafiği ile, b grafiği arasında korelasyon katsayısının 0.9306 gibi iyi bir sonuç vermesi, oluşturulan P_s modelinin doğruluğunu gösteren bir başka göstergedir.



Şekil 6.47. Uçuş 4 verilerinden elde edilen P_s eğrisi (a) ve CSA P_s model eğrisi (b) (uçak ağırlığı = 79000 kg)

79 ton uçak ağırlığında, a eğrisine göre uçağın çıkabileceği maksimum yükseklik yaklaşık 9228 metre, b eğrisine göre 9330 metredir. İki değerin oldukça yakın olduğuna dikkat edilmelidir. Uçuş 4 için hız performans parametrelerine bakılacak olunursa a ve b eğrileri için maksimum hızlar sırasıyla 0.92 ve 1.07 Mach olarak bulunur. Minimum kalkış hızları ise sırasıyla 0.33 Mach ve 0.34 Mach'dır. Veriler arasındaki korelasyon katsayısının 0.9442 gibi iyi bir sonuç vermesi, oluşturulan P_s modelinin doğruluğunu göstermektedir. Yapılan tüm modellemelerin hata değerleri Tablo 6.12'de gösterilmiştir.

Tablo 6.12. CSA ve PSO modelleri hata değerleri

Modeller	Hata Analiz Yöntemi	PW4056		Uçuş 1		Uçuş 2		Uçuş 3	Uçuş 4
		CSA	PSO	CSA	PSO	CSA	PSO	CSA	CSA
İtki	MAPE	% 0.655	% 0.709	-	-	-	-	-	-
Yakıt debi	MAPE	-	-	% 1.607	% 1.8	% 2.251	% 1.872	% 1.395	% 1.956
Hız	MAPE	-	-	% 0.844	% 0.847	% 1.232	% 1.313	% 0.941	% 1.235
İrtifa	MAPE	-	-	% 0.466	% 0.473	% 0.62	% 0.614	% 0.943	% 1.147
Sürükleme	MAPE	-	-	% 0.9981	% 1.1996	% 0.6665	% 0.6367	% 0.556	% 0.798
P_s (W=41413 kg)	R	-	-	0.9633	0.97	0.9433	0.9395	0.9632	0.9202
P_s (W=60000 kg)	R	-	-	0.9734	-	0.9626	-	0.9754	0.9306
P_s (W=79000 kg)	R	-	-	0.9841	-	0.9761	-	0.9859	0.9442

6.7. ROC Modeli Değişiminin P_s Eğrilerine Etkisi

ROC önemli bir uçuş performans göstergesidir. Denklem 4.24'de görüleceği gibi tırmanma oranının değişimi P_s değerini direkt olarak etkilemektedir. Bu bağlamda dh/dt 'nin çok iyi ayarlanması gerekmektedir. Ancak analizler her ne kadar aynı uçak tipi için yapılmış olsa da, uçakların o anki operasyonel faaliyetlerine bağlı olarak performans öğelerinin (ağırlık, tırmanma oranı, uçuş hızı) uçuşlara göre değişmesi, tek bir tırmanma oranı modelinin tüm uçuşlar için kullanılmasını zorlaştırmaktadır.

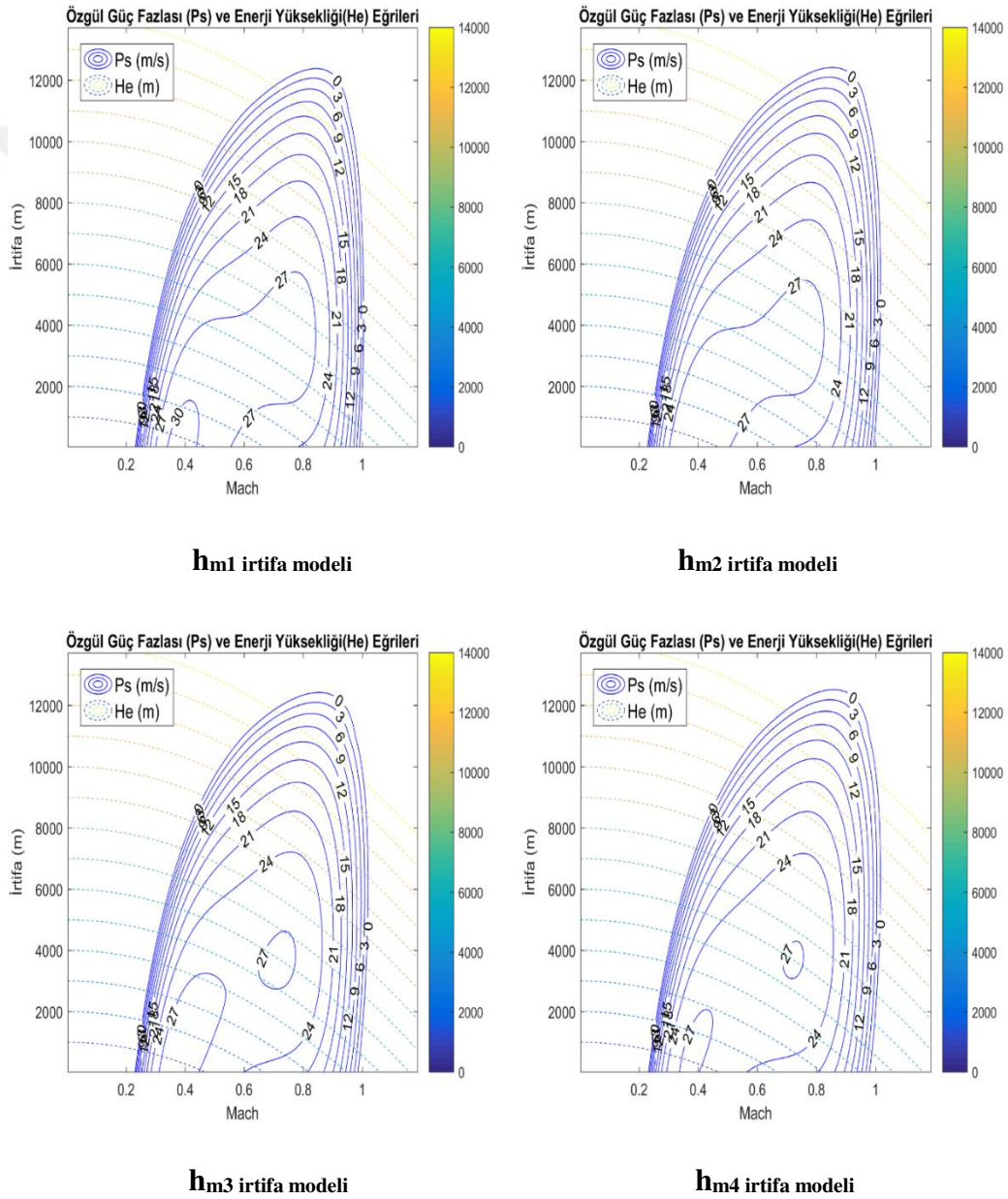
P_s eğrileri elde edilirken Denklem 4.24'de gösterilen formülün ikinci kısmı olan $\frac{(T - D)V}{W} \equiv P_s$ ifadesi kullanılmıştır. Tabii bu ifadede sürüklenme kuvvetinin bulunması için de, gerçek FDR verilerinin içinde barındırdığı hız, zaman ve irtifa bilgilerinden elde edilen ve Denklem 4.24'de gösterilen formülün ilk kısmı olan $\frac{dh}{dt} + \frac{V}{g} \frac{dV}{dt} \equiv P_s$ ifadesi kullanılmıştır. Yapılan analizler sonucunda tırmanma oranının değişiminin, sürüklenme kuvvetini (P_s eğrilerini etkileyen en önemli parametre) oldukça etkilediği görülmüştür. Bu bağlamda; ROC için oluşturulan modelin yukarıda da belirtildiği gibi iyi ayarlanması gerekmektedir.

Tırmanma oranı modellemesi ile ilgili bir diğer önemli husus ise şudur: Uçuş 2 için Tablo 6.13 ve Şekil 6.48, uçuş 4 örneklemesi için Tablo 6.14 ve Şekil 6.49'da gösterildiği gibi oluşturulan modellerin farklı olmasına ve elde edilen grafiklerin tam olarak birbirine benzememesine rağmen, aralarında genel anlamda bir benzerlik bulunmaktadır ve bize aslında o uçuş için elde edilecek P_s eğrisi hakkında genel bir kanı sunmaktadır. Farklı tırmanma modellerinde gerçek ile bağdaşmayan çok farklı grafikler ortaya çıkabilmektedir. Ancak yukarıda da belirtildiği gibi gerçeğe yakın grafikler genelde benzer özellikler göstermektedir. Dolayısıyla oluşturulan irtifa modellemelerinde, bu benzer şekiller içinden gerçeğe en yakını ya da en düzeltilmiş olanı veren tırmanma modelleri Tablo 6.6'daki gibi kullanılmıştır.

Aşağıdaki tablolarda h_m metre cinsinden irtifayı belirtmek için kullanılmıştır.

Tablo 6.13. Uçuş 2 için oluşturulan farklı CSA irtifa modelleri

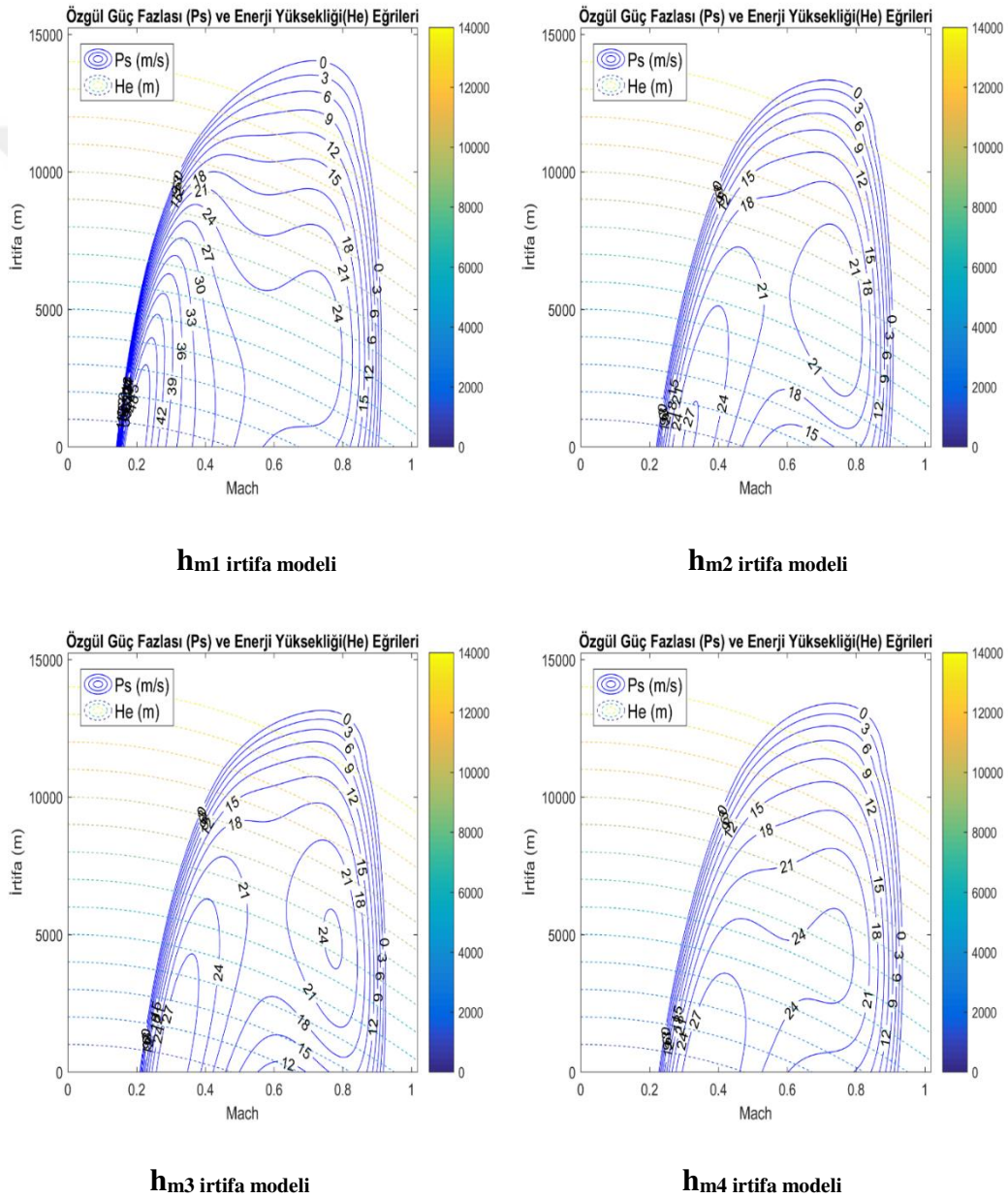
İrtifa modeli	
h_m	$d_1 + d_2 t + d_3 t^2 + \cos(V)(d_4 + d_5 t + d_6 t^2)$
h_{m1}	$d_1 + d_2 t + d_3 t^2 + d_4 t^3 + d_5 t^4 + d_6 \ln(t)$
h_{m2}	$d_1 + d_2 t + d_3 t^2 + d_4 t^3 + d_5 t^4 + d_6 e^t$
h_{m3}	$d_1 + d_2 t + d_3 t^2 + d_4 t^3 + \cos(V)(d_5 + d_6 t + d_7 t^2 + d_8 t^3)$
h_{m4}	$d_1 + d_2 t + d_3 t^2 + d_4 t^3 + V(d_5 + d_6 t + d_7 t^2 + d_8 t^3)$



Şekil 6.48. Uçuş 2 için farklı irtifa modelleri kullanılarak elde edilen CSA P_s grafikleri

Tablo 6.14. Uçuş 4 için oluşturulan farklı irtifa modelleri

İrtifa modeli	
h_m	$d_1 + d_2 t + d_3 t^2 + d_4 t^3 + \cos(V)(d_5 + d_6 t + d_7 t^2 + d_8 t^3)$
h_{m1}	$d_1 + d_2 t + d_3 t^2 + d_4 t^3 + e^V(d_5 + d_6 t + d_7 t^2 + d_8 t^3)$
h_{m2}	$d_1 + d_2 t + d_3 t^2 + d_4 t^3 + V(d_5 + d_6 t + d_7 t^2 + d_8 t^3)$
h_{m3}	$d_1 + d_2 t + d_3 t^2 + V^{0.5}(d_4 + d_5 t + d_6 t^2)$
h_{m4}	$d_1 + d_2 t + d_3 t^2 + d_4 t^3 + d_5 t^4 + d_6 e^t$



Şekil 6.49. Uçuş 4 için farklı irtifa modelleri kullanılarak elde edilen P_s grafikleri

7. SONUÇ VE ÖNERİLER

P_s eğrileri uçakların performans limitlerini gösteren, farklı özgül güç fazlalarında uçabilecekleri irtifa ve hız kombinasyonlarını sunan, herhangi bir matematiksel işleme gerek kalmadan minimum tırmanma süresine karşılık gelen yörüngenin belirlenmesine yardımcı olan önemli eğrilerdir. Aynı koşullara sahip (yük faktörü, ağırlık vb.) farklı uçaklara (özellikle savaş uçakları) ait P_s eğrileri birbiri üzerine bindirilerek, bu uçakların birbirlerine manevra üstünlükleri saptanabilmektedir. Hali hazırda askeri savaş uçakları kokpitte bu eğrileri kullanmaktadır. Bu çalışma bir uçağa ait gerçek FDR verilerinin bulunması durumunda o uçağa ait tırmanma yörüngesi tahminini ve P_s grafiklerinin nasıl elde edilebileceği hakkında bir yöntem sunmaktadır.

P_s eğrilerinin elde edilebilmesi, uçağın performans limitleri dâhilindeki tüm irtifa ve hızlara göre bu eğrinin durumunu bilmeyi gerektirmektedir. Çalışmada kullanılan gerçek FDR verileri, gerekse itki verilerinde sadece belirli hız ve irtifa değerleri bulunmaktadır. Eğrileri oluşturmak için gerekli tüm hız ve irtifa değerlerini elde etmenin en etkin yollarından biri modelleme yaklaşımını kullanmaktır. Bu bağlamda, P_s eğrilerini oluşturmak için gerekli itki, sürüklenme ve ağırlık kuvvetlerini, hız ve tırmanma oranı performans parametrelerini elde edebilmek için modellemeler yapılmıştır.

Bu çalışmanın amacı, CSA yöntemi kullanılarak B737-800 uçağının tırmanma uçuşu için bir uçak performans modeli oluşturmak, bu performans modeli sayesinde uçakların performans limitlerini ve manevra kabiliyetlerini gösteren P_s eğrilerini elde etmek ve en sonunda da elde edilen P_s grafik verilerini kullanarak bir CSA özgül güç fazlası modeli oluşturmaktır. Analizler için gerekli veri seti B737-800 uçağına ait 4 farklı uçuştan alınmış gerçek FDR verileridir. Analiz ve optimizasyon için Matlab programı kullanılmıştır.

FDR verileri içerisinde TAS, irtifa, yakıt debisi, N1 ve N2 motor dönme hızları ve daha birçok parametreye ilişkin bilgi bulunmaktadır. Ancak P_s modellemesi için gerekli itki değerleri bulunmamaktadır. Çalışmada için seçilen B737-800 uçağında CFM56 motor tipi kullanılmaktadır. Bu motor tipi için gerekli itki verilerinin motor üreticilerinden alınmasının zorluğu düşünülerek, bu verileri elde etmek için başka bir turbofan motoruna ait gerçek itki değerlerinin modellenip CFM56 motoru için normalizasyonu gerçekleştirilmiştir. Turbofan motorlarının benzer özellikler göstermesi

nedeniyle, literatüre bakıldığında da farklı motor tipleri için itki verilerini elde etmek adına bu yöntemin kullandığı görülebilir.

İtki modeli için PW4056 turbofan motoruna ait gerçek tırmanma itki verileri kullanılmıştır. Bu motor için oluşturulan modelde, itkinin irtifanın bir fonksiyonu olduğu dolayısıyla sıcaklık, yoğunluk, basınç ile değiştiği yine Mach sayısının bir fonksiyonu olduğu göz önünde bulundurulmuştur. Bu şekilde oluşturulan itki modeli, sonrasında kalkış itkisi ve maksimum sürekli itki değerleri kullanılarak CFM56-7B motoru için normalize edilmiştir. Bu çalışmada oluşturulan itki modeli uygun normalizasyon katsayıları kullanılarak farklı motor tipleri için de kullanılabilir.

CSA yöntemi optimizasyon için kullanılan ana algoritmadır. PSO yönteminde amaç CSA'yı doğrulamaktır. Bu bağlamda CSA modelleri 4 uçuş için yapılmışken, PSO ilk iki uçuş için yapılmıştır. İtki modeli için iki metasezgisel yöntem ile yapılan optimizasyon sonucunda model verileri ile gerçek veriler arasındaki MAPE değerleri CSA itki modeli için % 0.655, PSO modeli için ise % 0.709 gibi çok küçük değerler çıkması modellerin gerçek verileri yüksek doğrulukta tahmin ettiğini göstermektedir. Ayrıca bu sonuçlardan CSA itki modelinin PSO'ya nazaran daha iyi sonuç verdiği de açıkça görülmektedir. Yine çalışmada kullanılan gerçek itki veri setinin 674 (674 irtifa verisine karşılık gelen, 674 Mach ve aynı sayıda itki verisi) gibi yüksek bir değerde olması modelin güvenilirliği adına önemlidir.

P_s değerlerini yüksek doğrulukta tahmin etmek için, yakıt tüketimine bağlı sürekli değişen ağırlık kuvvetini de doğru bir şekilde tahmin etmek önemlidir. Bu bağlamda B737-800 tipi uçağına ait gerçek FDR verileri kullanılarak tırmanma profili için bir yakıt debi modeli oluşturulmuştur. Yakıt debi modelinde girdi verileri, TAS ve irtifadır. Yakıt debi modeli oluşturulurken minimum irtifa 10000 ft olarak belirlenmiştir. Bu irtifa altında, yoğunluğu yönetme adına uygulanan hava trafik prosedürleri, pist etrafındaki mânialar, uçağın uygun rotaya gitmek adına yaptığı manevralar, flap ve slat gibi elemanlarının açıklığına bağlı ekstra sürükleme vb. nedenlerden ötürü yakıt tüketiminde dalgalanmalar olabilmektedir. Bu bağlamda, yakıt debi modeli ile birlikte FDR verilerine bağlı diğer modellemelerde de minimum irtifa 10000 ft olarak belirlenmiştir.

Uçuşlarda seyir profiline yakın tırmanma irtifalarında sabit Mach prosedürüne bağlı hız düşüşü nedeniyle yakıt tüketiminde ani bir düşüşün olması ve sonrasında uçağın artık

düz uçuş rotasına girmesi için yaptığı manevralardan dolayı, yakıt tüketiminde yine dalgalanmalar olmaktadır. Bu bağlamda yakıt debi modeli, 10000 ft-32500 ft arası ile 32500 ft ve sonrası şeklinde iki ayrı irtifa aralığı için uygulanmıştır. Amaç model doğruluğunu arttırmaktır. Uçuşlar için CSA modeli MAPE değerleri uçuş 1’den başlamak üzere sırasıyla % 1.607, % 2.251, % 1.395, % 1.956 olarak bulunmuştur. PSO modeli MAPE değerleri ise uçuş 1 için % 1.8 ve uçuş 2 için % 1.872 olarak bulunmuştur. Yakıt debisinin hız ve irtifaya bağlı doğrusal olmayan değişimi her ne kadar modelleme yapmayı zorlaştırsa da her iki algoritma da elde edilen sonuçlar modellerin doğruluğunu göstermektedir. Uçuş 1 için CSA ve uçuş 2 için ise PSO daha iyi sonuç vermiştir. Ancak CSA’nın 4 farklı uçuşu kapsamasının algoritmanın doğruluğunu etkilediği de unutulmamalıdır.

Aerodinamik model içerisinde hız, irtifa ve sürükleme kuvveti modelini barındırmaktadır. Hız modelinde, hız zamana göre modellenmiştir. Model tek bir girdi değerine göre gerçek değerleri tahmin etmesine karşın gerçek değerleri yüksek doğrulukta tahmin etmiştir. Yapılan analizler sonucunda CSA hız modelinin PSO’ya daha iyi sonuç verdiği gözlemlenmiştir.

İrtifa modelinin oluşturulmasındaki temel amaç P_s eğrisinin oluşturulmasında gerekli olan ROC’nin elde edilmesidir. ROC tırmanma performans hesaplamalarında önemli bir parametredir. Ayrıca P_s eğrilerini en çok etkileyen sürükleme katsayısının değişiminde de önemli bir rol oynar. Bu bağlamda, ROC’nin çok iyi ayarlanması gerekmektedir. Çalışmada kullanılan aynı uçak tipine ait 4 farklı uçuşun o anki operasyonel faaliyetlerine bağlı olarak farklı uçak ağırlıklarında gerçekleştirilmesi; uçuşların farklı tırmanma yörüngelerine sahip olmaları (hız ve irtifaların zamana göre değişiminin uçuşlara göre farklılık göstermesi) gibi nedenlerden dolayı her uçuşa özgü ayrı bir tırmanma modeli oluşturulmuştur. ROC modelleri her ne kadar bir dizi deneme yanılma süreci sonunda bulunmuş olsa da, yapılan analizler aynı uçuş için yapılan birçok farklı ROC tırmanma modelinin benzer P_s eğrilerini sağladığını göstermektedir. Bu da bizlere o uçuş için elde edilecek P_s eğrisi hakkında genel bir kanı sunmaktadır. Ayrıca farklı tırmanma modellerinde gerçek ile bağdaşmayan çok farklı grafikler de ortaya çıkabilmektedir.

ROC modellerinde girdi verileri hız ve zaman olarak belirlenmiştir. Model MAPE değerlerinin her iki yöntem içinde % 1 civarlarında olması, yine hata değerlerinin

birbirine yakın olması CSA ve PSO yöntemlerinin tırmanma modelindeki başarısını göstermektedir.

Sürüklenme katsayısı, uçağın performansını tahmin etmek için kullanılan önemli bir parametredir ve C_L , Mach sayısı, Reynold sayısı ve uçağın şekline bağlıdır. Bu bağlamda oluşturulan sürüklenme modeli C_L ve Mach sayısının fonksiyonu olarak verilmiştir. Sürüklenme modelinde kritik Mach sayısı üzerindeki Mach değerlerindeki sıkıştırılabilir sürüklenme artışının modele dâhil edilmesi ve profil eğriliğinin dikkate alınması sonuçların daha doğru çıkmasını sağlamıştır. Modelde katsayı alt ve üst limitlerinin -1 ile 1 arasında alınmasının temel nedeni; bu değer aralığı için elde edilen P_s eğrilerinin daha düzgün çıkmasıdır. Daha büyük katsayı aralıklarında genelde MAPE değerleri olarak daha iyi sonuç vermektedir, fakat P_s eğrileri geniş bir hız ve irtifa aralığı için oluşturulduğundan büyük değerlerde klasik P_s eğrilerinden çok farklı görünümde elde edilebilmektedir.

Sürüklenme modeli sonucunda elde edilen grafikler sürüklenme polerinden farklı çıkmaktadır. Bunun temel nedenlerinden biri sürüklenme modelinde C_D 'nin C_L 'ye göre değişiminde diğer parametrelerin sabit olmamasıdır. Sürüklenme katsayısının Mach ve C_L 'ye göre değişiminin karmaşık bir yapı sergilemesine rağmen CSA modelinde MAPE değerleri uçuş 1'den başlamak üzere sırasıyla % 0.9981, % 0.6665, % 0.556 ve % 0.798 gibi oldukça küçük değerler çıkmıştır. PSO modelinde ise MAPE hata değerleri % 1.1996 ve % 0.6367 çıkmıştır. Değerlerin küçük çıkması, iki algoritmanın da çözümlemesi zor problemlerde başarısını göstermektedir. Ayrıca uçuş 1 için CSA modeli, uçuş 2 için ise PSO modeli daha iyi sonuç vermiştir. Bu arada uçuşlarda kullanılan model katsayılarının her iki modelde de farklılık göstermesi, elde edilen C_D değerlerinin az da olsa farklılık göstermesine sebep olmaktadır. Bir modelin diğerine göre başarısında bunun da rolü olabileceği unutulmamalıdır.

P_s eğrileri yalnızca bir konfigürasyon, ağırlık, yük faktörü, hücum açısı, motor güç ayarı ve atmosferik koşul için geçerlidir [12]. Tüm modellemeler sonucunda elde edilen P_s eğrileri, klasik P_s eğrilerine benzemektedir. Dört uçuş için oluşturulan eğrilerin normal şartlar altında birbirine tamamen benzemesi gerekmektedir. Ancak 4 farklı uçuşun o anki operasyonel faaliyetlerine bağlı olarak farklı uçak ağırlıklarında gerçekleştirilmesi; uçuşların farklı tırmanma yörüngelerine sahip olmaları, atmosferik koşulların farklılık göstermesi, pilotların kullanımı ile ilgili performans değişiklikleri gibi etmenler bu durumu

zorlaştırmaktadır. Ayrıca FDR verilerinden P_s eğrileri elde edilirken tek bir model kullanılamaması ve bunun yerine mecburen itki, sürüklenme, hız, ROC, yakıt debi modeli gibi birçok model kullanılması girdi verilerine göre hassas bir şekilde değişen P_s eğrilerini etkilemektedir. Ek olarak itki modelinin normalizasyon katsayısı kullanılarak elde edilmesi her ne kadar doğru ve etkin bir yaklaşım olsa da bu yöntemin gerçek verileri %100 yansıtmaması gibi diğer faktörler de P_s eğrilerini etkilemektedir. Tüm bu faktörler göz önüne alındığında P_s eğrilerinin farklılık göstermesi normal karşılanabilir.

P_s eğrilerinin elde edilmesi ile ilgili Matlab’da oluşturulan kod sayesinde B737-800 tipi uçağın farklı uçuş ağırlıkları için eğriler elde etmek mümkündür. Bu eğriler ile artan uçak ağırlıklarının uçak performansına olumsuz etkisi de ayrıca görülebilmektedir. Analizler sonucunda B737-800 uçağının boş ağırlığı için elde edilen P_s eğrilerinin belirtilen uçak tipinin maksimum Mach, irtifa ve minimum kalkış performans limitlerine yakın olması doğruluk adına önemlidir.

Çalışmada son olarak modellemeler sonucunda elde edilen P_s eğrilerine ait veriler kullanılarak P_s modeli oluşturulmuştur. Klasik P_s eğrileri, irtifa ve Mach sayısı eksenlerinde verilmektedir. Dolayısıyla P_s modeldi irtifa ve Mach sayısının bir fonksiyonu olarak verilmiştir. Model eğrileri görünüm itibari ile ses altı hızlarda uçan uçaklar için (B737-800 ses altı uçmaktadır) standart P_s eğrilerine benzemektedir. Ayrıca P_s eğrileri ile P_s model eğrileri arasındaki korelasyon katsayılarının farklı uçak ağırlıkları ve uçuşlar için 1’e yakın olması P_s modelinin doğruluğunu göstermektedir. P_s modeli için modellemeler sonucunda elde edilen P_s eğrilerine ait veriler kullanıldığı için, model sadece bu eğri için verilen uçak ağırlığını kapsamaktadır. Farklı bir ağırlıkta kaynak P_s eğrisi değişeceği için P_s matematiksel modeli için gerekli olan veri seti de değişecektir. Bu da model katsayılarının her uçak ağırlığı için değişeceği anlamına gelmektedir.

Çalışma sonucunda oluşturulan modeller yukarıda da belirtildiği gibi gerçek verileri yüksek doğrulukta tahmin etmektedir. Dolayısıyla oluşturulan modellerin ATM karar destek sistemlerinde, simülasyon uygulamalarında, yörünge tahmini için yapılan farklı modelleme çalışmalarında, motor itki ve yakıt tüketimi optimizasyonu için yapılan çalışmalarda faydalı olacağı düşünülmektedir.

Çalışmada modelleme için uçuş 1’den başlamak üzere sırasıyla 553, 528, 597 ve 587 tırmanma verisi kullanılmıştır. Bu bağlamda kullanılan veri setinin fazla olması, bu

verilerin gerçek veriler olması çalışmanın doğruluğu ve güvenilirliği adına önemlidir. Ayrıca, kullanılan veri setinin kısa ve orta menzilli mesafelerde en çok kullanılan uçak tiplerinden biri olan B737-800'e ait FDR verileri olması çalışmanın kapsamının genişliğini ve güncelliğini göstermektedir. Literatürde birçok uçak performans modeleri bulunmaktadır. Ancak yazarın bilgisine göre bu çalışma tırmanma uçuşu için uçak performans modeli ve P_s modelini birlikte sunan ilk çalışmadır. Yine CSA ve PSO ile yapılan ilk uçak performans modeli ve aynı algoritmalar ile yapılan ilk P_s modeli olması çalışmanın orijinalliğini göstermektedir.



KAYNAKÇA

[1] **http-1:**

https://www.icao.int/meetings/wrdss2011/documents/jointworkshop2005/atag_socialbenefitsairtransport.pdf (Erişim tarihi: 01.09.2021)

[2] **http-2:**

<https://www.icao.int/sustainability/Documents/AVIATION-BENEFITS-2019-web.pdf> (Erişim tarihi: 01.09.2021)

[3] **http-3:**

<https://www.icao.int/sustainability/pages/eap-fp-forecast-scheduled-passenger-traffic.aspx> (Erişim tarihi: 01.09.2021)

[4] **http-4:** <https://www.airbus.com/aircraft/market/global-market-forecast.html>

(Erişim tarihi: 01.09.2021)

[5] **http-5:** <https://www.boeing.com/commercial/market/commercial-market-outlook/>

(Erişim tarihi: 01.09.2021)

[6] Senzig, D. A., Fleming, G. G. and Iovinelli, R. J. (2009). Modeling of terminal-area airplane fuel consumption. *Journal of Aircraft*, 46(4), 1089-1093.

[7] Oruc, R. and Baklacioglu, T. (2020a). Propulsive modelling for JT9D-3, JT15D-4C and TF-30 turbofan engines using particle swarm optimization. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, 92(6), 939-946.

[8] **http-6:**

<https://www.iata.org/en/iata-repository/pressroom/fact-sheets/fact-sheet---fuel/>

(Erişim tarihi: 01.09.2021)

[9] Poles, D., Nuic, A. and Mouillet, V. (2010). Advanced aircraft performance modeling for ATM: Analysis of BADA model capabilities. *29th Digital Avionics Systems Conference*, Salt Lake City, UT, USA: IEEE, pp. 1-D.

- [10] Nuic, A., Poinsot, C., Iagaru, M. G., Gallo, E., Navarro, F. A., Querejeta, C. (2005). Advanced aircraft performance modeling for ATM: Enhancements to the BADA model. *24th Digital Avionics System Conference*, Washington, DC: AIAA/IEEE, pp. 1-14.
- [11] Anderson, J. D. (2011). *Introduction to flight, seventh edition*. New York, America: McGraw-Hill Education.
- [12] Filippone, A. (2012). *Advanced aircraft flight performance*. USA: Cambridge University Press.
- [13] **http-7:** http://www.dept.aoe.vt.edu/~cliff/aoe3104_00/kaiser.pdf
(Erişim tarihi: 4.12.2021)
- [14] Rutowski, E. S. (1954). Energy approach to the general aircraft performance problem. *Journal of the Aeronautical Sciences*, 21(3), 187-195.
- [15] Kelley, H. J. and Edelbaum, T. N. (1970). Energy climbs, energy turns, and asymptotic expansions. *Journal of Aircraft*, 7(1), 93-95.
- [16] Schultz, R. L. and Zagalsky, N. R. (1972). Aircraft performance optimization. *Journal of Aircraft*, 9(2), 108-114.
- [17] Bryson Jr, A. E., Desai, M. N. and Hoffman, W. C. (1969). Energy-state approximation in performance optimization of supersonic aircraft. *Journal of Aircraft*, 6(6), 481-488.
- [18] Calise, A. J. (1977). Extended energy management methods for flight performance optimization. *Aiaa Journal*, 15(3), 314-321.
- [19] Suchkov, A., Swierstra, S. and Nuic, A. (2003). Aircraft performance modeling for air traffic management applications. *5th USA/Europe Air Traffic Management Research and Development Seminar*, Budapest, Hungary: pp. 23-27.
- [20] Auguste, Y. F. (2018). *Comparing Specific Excess Power of General Aviation Aircraft*. PhD Thesis. Florida: Florida Institute of Technology, College of Aerospace, Physics and Space Sciences.
- [21] Atuahene, I., Corda, S. and Sawhney, R. (2011). Development and flight test of a real-time energy management display. *Aviation*, 15(4), 83-91.

- [22] Mouillet, V., Nuić, A., Casado, E. And Leonés, J. L. (2018). Evaluation of the Applicability of a Modern Aircraft Performance Model to Trajectory Optimization. *2018 IEEE/AIAA 37th Digital Avionics Systems Conference (DASC)*, London, England: AIAA/IEEE, pp. 1-9.
- [23] Swierstra, S. and Green, S. (2003). Common trajectory prediction capability for decision support tools. *5th USA/Europe Air Traffic Management Research and Development Seminar*, Budapest, Hungary: pp. 23-27.
- [24] Sun, J., Ellerbroek, J. and Hoekstra, J. M. (2019). WRAP: An open-source kinematic aircraft performance model. *Transportation Research Part C: Emerging Technologies*, 98, 118-138.
- [25] Matamoros, I., Prats, X., Leonés, J. L., Casado, E., Vilaplana, M., Mouillet, V., Nuic, A., Cavadini, L. (2016). Modelling flexible thrust performance for trajectory prediction applications in ATM. *Proceedings of the 7th International Conference on Research in Air Transportation*, Philadelphia.
- [26] Nuic, A. (2015). User manual for the base of aircraft data (BADA) revision 3.13, EEC Technical/Scientific Report No.15/04/02-43, EUROCONTROL Experimental Centre.
- [27] Baklacioğlu, T. (2011). *Uçak performans modellemesi*. Doktora Tezi. Eskişehir: Anadolu Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü.
- [28] Metz, I., Hoekstra, J., Ellerbroek, J. and Kügler, D. (2016). Aircraft performance for open air traffic simulations. *AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference*, Washington, D.C: p. 3522.
- [29] **http-8:**
www.boeing.com/commercial/aeromagazine/articles/qtr_02_10/pdfs/AERO_FuelConsSeries.pdf (Erişim tarihi: 15 Temmuz 2019).
- [30] Collins, B. P. (1982). Estimation of aircraft fuel consumption. *Journal of Aircraft*, 19(11), 969-975.

- [31] Baklacioglu, 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.
- [32] Trani, A., Wing-Ho, F., Schilling, G., Baik, H., Seshadri, A. (2004). A neural network model to estimate aircraft fuel consumption. *AIAA 4th Aviation Technology, Integration and Operations (ATIO) Forum*, Chicago, Illinois: AIAA, p. 6401.
- [33] Baklacioglu, T. (2015). Fuel flow-rate modelling of transport aircraft for the climb flight using genetic algorithms. *The Aeronautical Journal*, 119(1212), 173-183.
- [34] Baklacioglu, T. (2020). Predicting the fuel flow rate of commercial aircraft via multilayer perceptron, radial basis function and ANFIS artificial neural networks. *The Aeronautical Journal*, 125(1285), 453-471.
- [35] Turgut, E. T. and Rosen, M. A. (2012). Relationship between fuel consumption and altitude for commercial aircraft during descent: preliminary assessment with a genetic algorithm. *Aerospace Science and Technology*, 17(1), 65-73.
- [36] Oruc, R. and Baklacioglu, T. (2020b). Modelling of fuel flow-rate of commercial aircraft for the climbing flight using cuckoo search algorithm. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, 92(3), 495-501.
- [37] Oruc, R. and Baklacioglu, T. (2021). Modeling of fuel flow-rate of commercial aircraft for the descent flight using particle swarm optimization. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, 93(2), 319-326.
- [38] Oruc, R., Sahin, O. and Baklacioglu, T. (2022). Fuel flow-rate modelling of commercial aircraft for the descent flight using cuckoo search algorithm: A case study on fuel burn for point merge system procedure at Istanbul Airport. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, In Press.
- [39] Baklacioglu, 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.

- [40] Cavcar, M. and Cavcar, A. (2004). Aero-propulsive modeling of transport aircraft for air traffic management applications. *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*. Providence, Rhode Island: AIAA, p. 4792.
- [41] Bridges, D. H. (2008). Thrust and drag models for performance calculations for high-speed aircraft. *Journal of aircraft*, 45(4), 1358-1366.
- [42] Eurocontrol (2014). *User Manual for the Base of Aircraft Data (BADA)*, Revision 3.12.
- [43] El-Sayed, A. F. (2017). *Aircraft propulsion and gas turbine engines, second edition*. Boca Raton: CRC press.
- [44] El-Sayed, A. F. (2016). *Fundamentals of aircraft and rocket propulsion*. London: Springer.
- [45] FAA. (2016a). *Pilot's Handbook of Aeronautical Knowledge, Chapter 7: Aircraft Systems*.
- [46] Karakoç, T. H. ve Turgut, E. T. (2008). *GTMS: gaz türbinli motor sistemleri*. Eskişehir: Anadolu Üniversitesi.
- [47] Zarepour, G. and Aminjan, K. K. (2018). Modeling the Thrust and Specific Fuel Consumption for a Hypothetical Turbofan Engine. *International Journal of IC Engines and Gas Turbines*, 4(1), 1-10.
- [48] Sadraey, M. H. (2017). *Aircraft performance: an engineering approach*. Boca Raton: CRC Press.
- [49] Saarlal, M. (2006). *Aircraft performance*. New Jersey: John Wiley & Sons.
- [50] Hull, D. G. (2007). *Fundamentals of airplane flight mechanics*. Berlin: Springer.
- [51] FAA. (2016b). *Pilot's Handbook of Aeronautical Knowledge, Chapter 5: Aerodynamics of Flight*.
- [52] Sun, J., Hoekstra, J. M. and Ellerbroek, J. (2018). Aircraft drag polar estimation based on a stochastic hierarchical model. *8th International Conference on Research in Air Transportatio*. Barcelona.

- [53] Young, T. M. (2018). *Performance of the Jet Transport Airplane: Analysis Methods, Flight Operations, and Regulations*. John Wiley & Sons.
- [54] Atasoy, V. E. (2020). *Gerçek uçuş verilerine göre belirlenmiş sürüklenme polar modeli ve özgül yakıt tüketimine bağlı bir menzil denkleminin geliştirilmesi*. Doktora Tezi. Eskişehir: Eskişehir Teknik Üniversitesi, Lisansüstü Eğitim Enstitüsü.
- [55] Gong, C. And Chan, W. (2002). Using flight manual data to derive aero-propulsive models for predicting aircraft trajectories. *AIAA's Aircraft Technology, Integration, and Operations (ATIO) 2002 Technical Forum*, Los Angeles, California: p. 5844.
- [56] Baklacioglu, T. and Cavcar, M. (2014). Aero-propulsive modelling for climb and descent trajectory prediction of transport aircraft using genetic algorithms. *The Aeronautical Journal*, 118(1199), 65-79.
- [57] **http-9:**
<https://www.cleanpng.com/png-airplane-aircraft-flight-free-content-clip-art-car-266366/>
(Erişim tarihi: 22.11.2021)
- [58] Ojha, S. K. (1995). *Flight performance of aircraft*. Washington: AIAA.
- [59] Gandomi, A. H., Yang, X. S. and Alavi, A. H. (2013). Cuckoo search algorithm: a metaheuristic approach to solve structural optimization problems. *Engineering with computers*, 29(1), 17-35.
- [60] Cuevas, E., Gálvez, J. and Avalos, O. (2020). *Recent metaheuristics algorithms for parameter identification*, Switzerland: Springer.
- [61] Karaboga, D. and Akay, B. (2009). A comparative study of artificial bee colony algorithm. *Applied mathematics and computation*, 214(1), 108-132.
- [62] Engelbrecht, A. P. (2007). *Computational intelligence: an introduction*, Second Edition. John Wiley & Sons.
- [63] Genlin, J. (2004). Survey on genetic algorithm. *Computer Applications and Software*, 2(1), 69-73.

- [64] Gandomi, A. H., Yang, X. S., Talatahari, S., & Alavi, A. H. (2013). Firefly algorithm with chaos. *Communications in Nonlinear Science and Numerical Simulation*, 18(1), 89-98.
- [65] Yang, X.S. (2014). *Nature-Inspired Optimization Algorithms*. Elsevier.
- [66] Yang, X. S. and Deb, S. (2010). *Engineering optimisation by cuckoo search. International Journal of Mathematical Modelling and Numerical Optimisation*, 1(4), 330-343.
- [67] Yang, X. S. and Deb, S. (2009). Cuckoo search via Lévy flights. *2009 World congress on nature & biologically inspired computing (NaBIC)*. Coimbatore, India: IEEE, pp. 210-214.
- [68] Joshi, A. S., Kulkarni, O., Kakandikar, G. M., & Nandedkar, V. M. (2017). Cuckoo search optimization-a review. *Materials Today: Proceedings*, 4(8), 7262-7269.
- [69] Baştuğ, A. (2017), *Sezgisel algoritmaların denektaşı işlevler üzerinde başarımları metrikleriyle karşılaştırılması*. Doktora Tezi. Eskişehir: Anadolu Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü.
- [70] Shehab, M. (2020). Introduction of Diffusion MRI and Cuckoo Search Algorithm. *Artificial Intelligence in Diffusion MRI*, Cham, Switzerland: Springer.
- [71] Walton, S., Hassan, O., Morgan, K., Brown, M. R. (2011). Modified cuckoo search: a new gradient free optimisation algorithm. *Chaos, Solitons & Fractals*, 44(9), 710-718.
- [72] Brown, C. T., Liebovitch, L. S. and Glendon, R. (2007). Lévy flights in Dobe Ju/'hoansi foraging patterns. *Human Ecology*, 35(1), 129-138.
- [73] Yang, X. S. and Deb, S. (2014). Cuckoo search: recent advances and applications. *Neural Computing and Applications*, 24(1), 169-174.
- [74] Kulkarni, M. N. K., Patekar, M. S., Bhoskar, M. T., Kulkarni, M. O., Kakandikar, G. M., Nandedkar, V. M. (2015). Particle swarm optimization applications to mechanical engineering-a review. *Materials Today: Proceedings*, 2(4-5), 2631-2639.
- [75] Marini, F. and Walczak, B. (2015). Particle swarm optimization (PSO). A tutorial. *Chemometrics and Intelligent Laboratory Systems*, 149, 153-165.

[76] Bansal, J. C. (2019). *Particle Swarm Optimization*, J. C. Bansal, P. K. Singh and N. R. Pal (Eds.), Evolutionary and swarm intelligence algorithms (pp. 11-17). Berlin, Germany: Springer.

[77] Shi, Y. (2001). Particle swarm optimization: developments, applications and resources. *Proceedings of the 2001 congress on evolutionary computation (IEEE Cat. No. 01TH8546*, Seoul, Korea (South): IEEE, pp. 81-86.

[78] Eberhart, R. C. and Shi, Y. (2000). Comparing inertia weights and constriction factors in particle swarm optimization. *Proceedings of the 2000 congress on evolutionary computation. CEC00 (Cat. No. 00TH8512)*. California, USA: IEEE, pp. 84-88.

[79] Bratton, D., & Kennedy, J. (2007, April). Defining a standard for particle swarm optimization. *2007 IEEE swarm intelligence symposium*. Hawaii, USA: IEEE, pp. 120-127.

[80] Oruc, R., Baklacioglu, T. and Turan, O. (2020). Optimization of an afterburning turbofan engine with multi objective particle swarm method. *Journal of the Faculty of Engineering and Architecture of Gazi University*, 35(4), 1997-2012.

[81] Sahu, A., Panigrahi, S. K. and Pattnaik, S. (2012). Fast convergence particle swarm optimization for functions optimization. *Procedia Technology*, 4, 319-324.

[82] **http-10:**

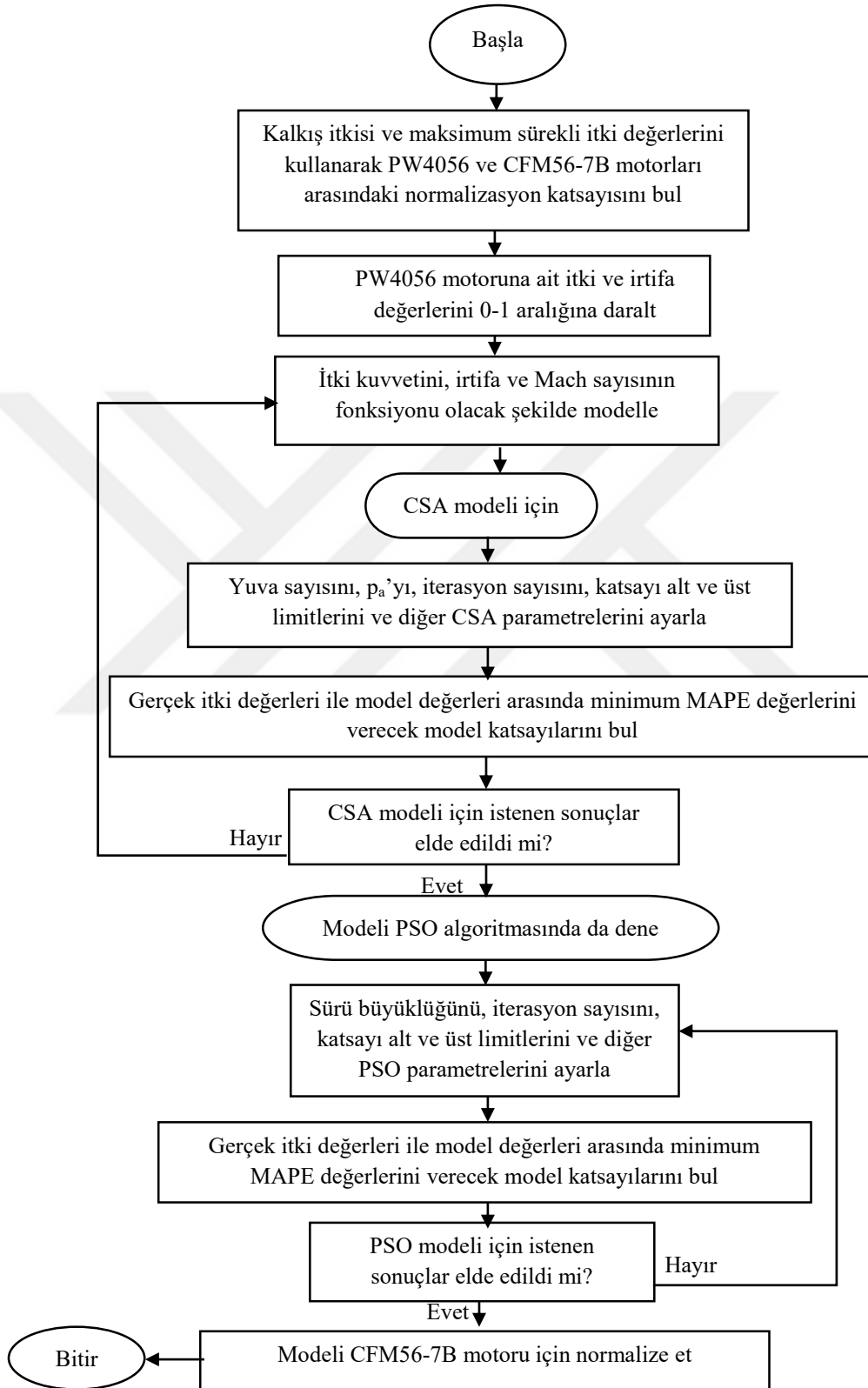
<https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/EASA%20E%200004%20TCDS%20issue%2006.pdf> (Erişim tarihi: 22.11.2021)

[83] **http-11:**

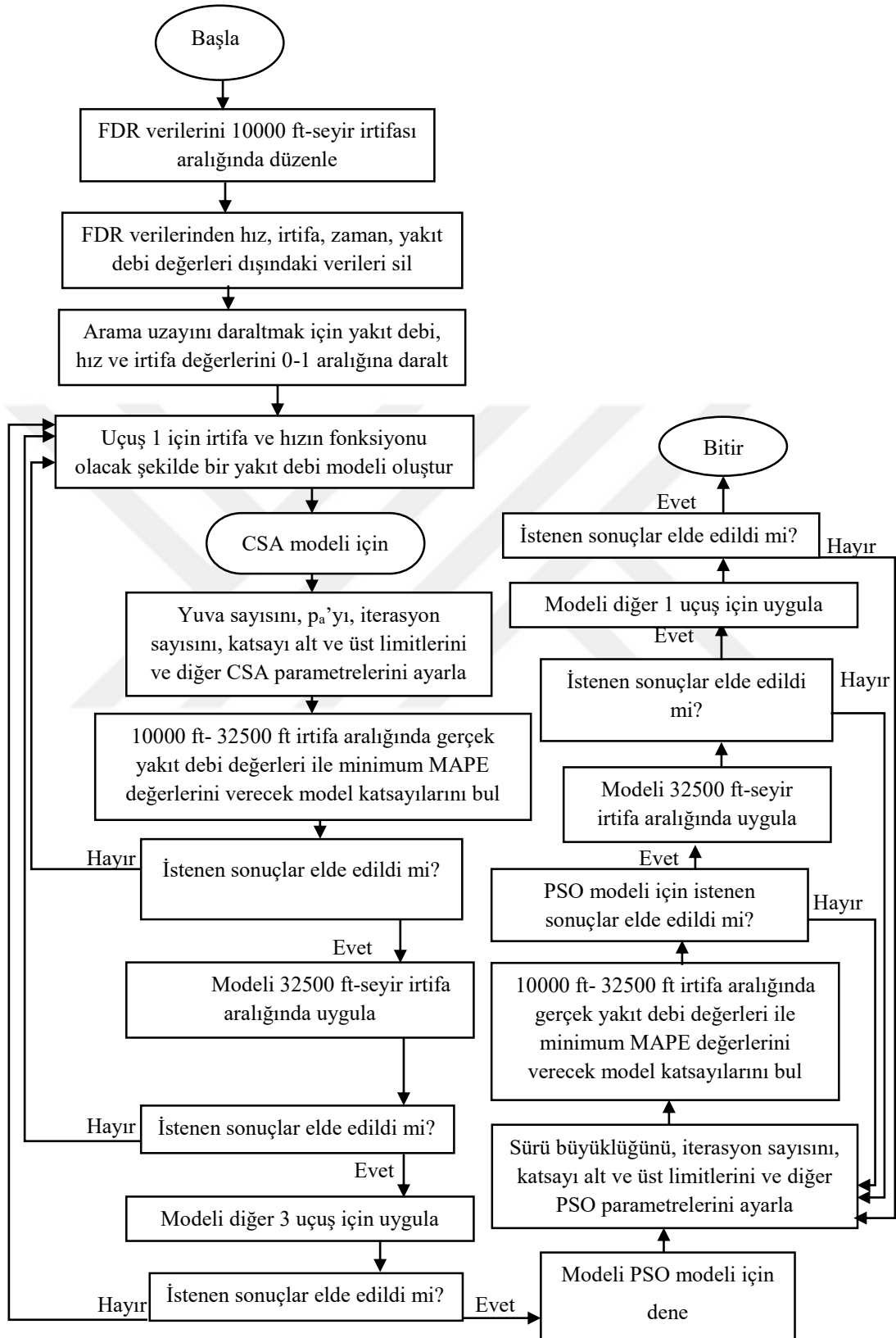
https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/EASA-TCDS-E.050_%28IM%29_Pratt_and_Whitney_PW4000--94_series_engines-01-19102012.pdf (Erişim tarihi: 22.11.2021)

EKLER

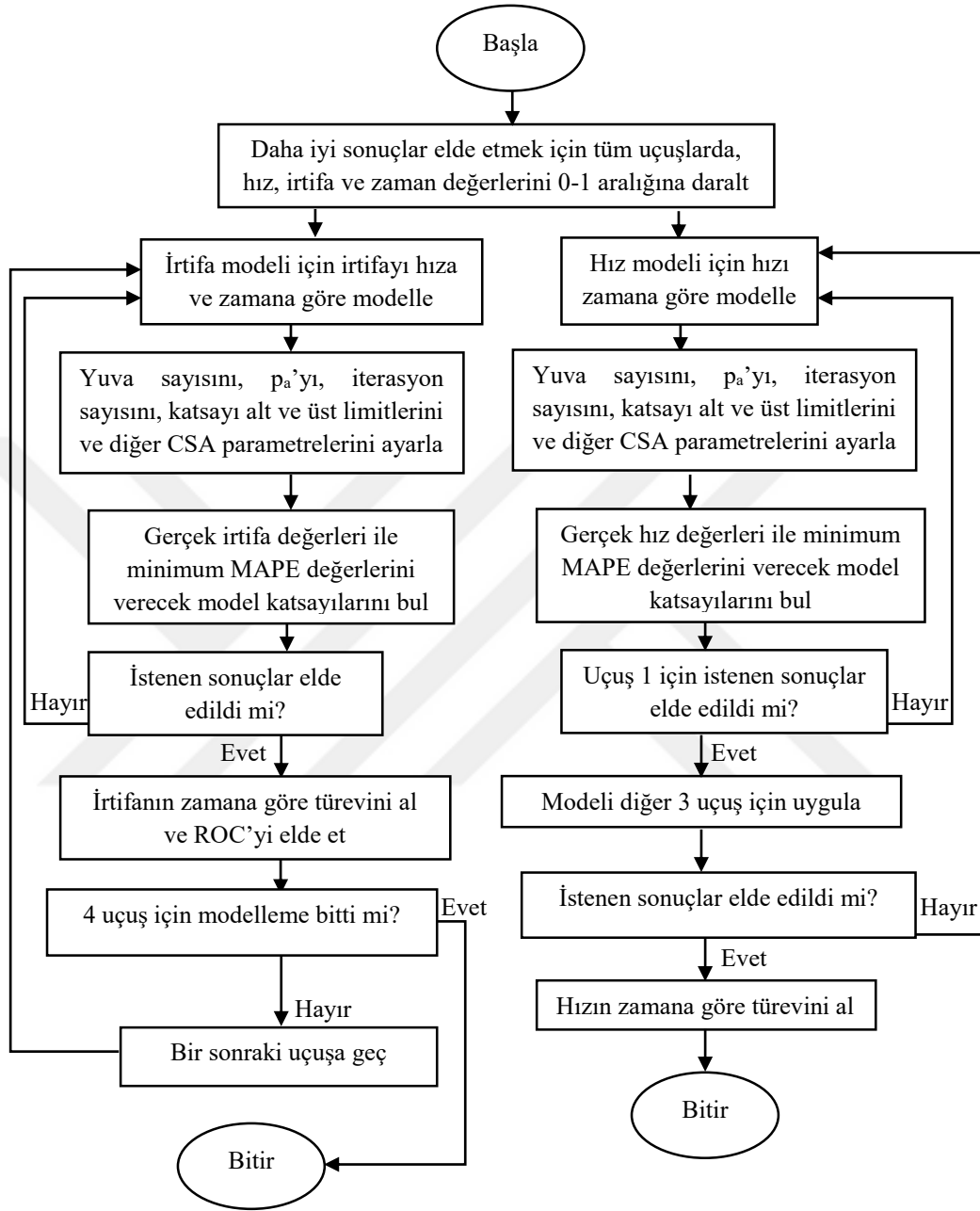
EK-1 (İtki Modeli)



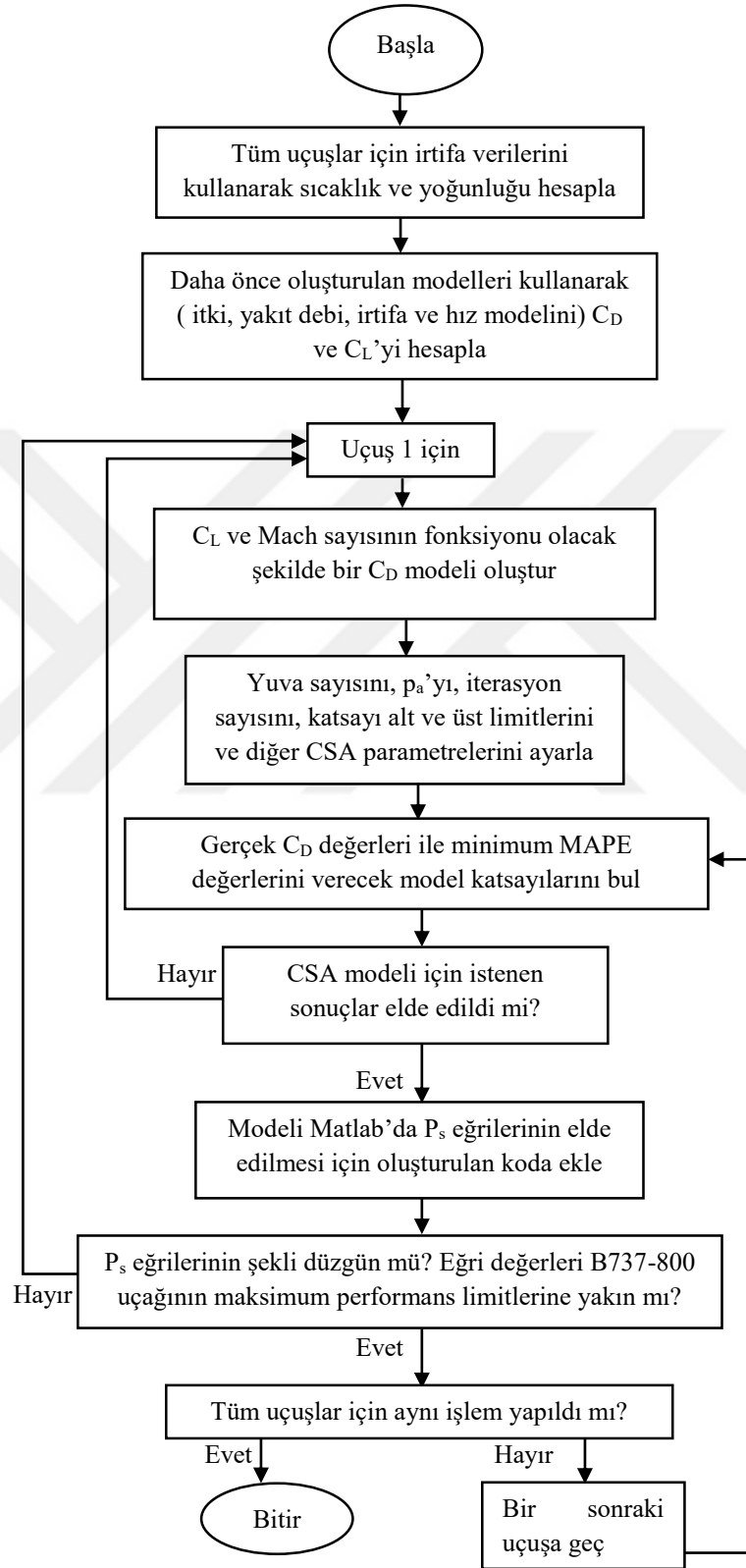
EK-2 (Yakıt Debi Modeli)



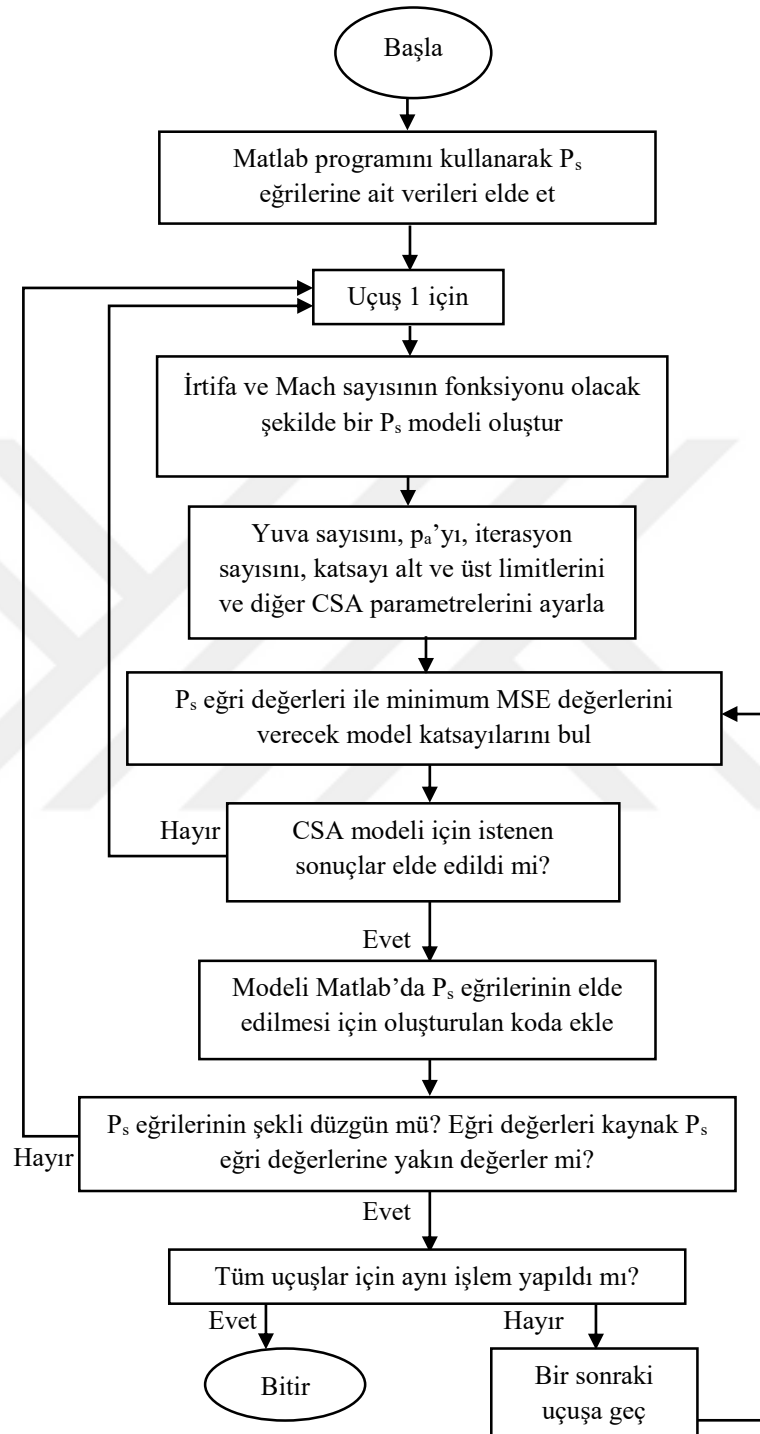
EK-3 (CSA Hız ve İrtifa Modelleri)



EK-4 (CSA Sürükleme Modelinin ve P_s Eğrilerinin Elde Edilmesi)



EK-5 (CSA P_s Modeli)



ÖZGEÇMİŞ

Adı Soyadı : Rıdvan ORUÇ

Yabancı Dil : İngilizce

Eğitim ve Meslek Geçmişi:

Lisans

- 2014, Anadolu Üniversitesi, Sivil Havacılık Yüksekokulu, Uçak Gövde Motor Bakım Bölümü

Doktora

- 2022, Eskişehir Teknik Üniversitesi, Lisansüstü Eğitim Enstitüsü, Uçak Gövde Motor Bakım Anabilim Dalı

Yayınları

- Oruc, R. and Baklacioglu, T. (2021). Modeling of fuel flow-rate of commercial aircraft for the descent flight using particle swarm optimization. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, 93(2), 319-326.
- Oruc, R., Sahin, O. and Baklacioglu, T. (2022). Fuel flow-rate modelling of commercial aircraft for the descent flight using cuckoo search algorithm: A case study on fuel burn for point merge system procedure at Istanbul Airport. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*. In Press.
- Oruc, R., Baklacioglu, T. and Turan, O. (2020). Optimization of an afterburning turbofan engine with multi objective particle swarm method. *Journal of the Faculty of Engineering and Architecture of Gazi University*, 35(4), 1997-2012.
- Oruc, R. and Baklacioglu, T. (2020). Propulsive modelling for JT9D-3, JT15D-4C and TF-30 turbofan engines using particle swarm optimization. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, 92(6), 939-946.

- Oruc, R. and Baklacioglu, T. (2020). Modelling of fuel flow-rate of commercial aircraft for the climbing flight using cuckoo search algorithm. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, 92(3), 495-501.
- Oruc, R. (2020). Türkiye'de Bakım Kuruluşları. H. BUDAK (Ed.), *Havacılık Bakım Yönetimi* içinde (s.252-270). Erzurum: Atatürk Üniversitesi AÖF yayınları

