



**HAVA TRAFİK KONTROLDE AYIRMA
YÖNTEMLERİNİN UÇAK EMİSYONLARI
ÜZERİNDEKİ ETKİSİNİN OPTİMİZASYONU**

Doktora Tezi

Mustafa ÖZDEMİR

Eskişehir, 2024

**HAVA TRAFİK KONTROLDE AYIRMA YÖNTEMLERİNİN UÇAK
EMİSYONLARI ÜZERİNDEKİ ETKİSİNİN OPTİMİZASYONU**

Mustafa ÖZDEMİR

DOKTORA Tezi

Hava Trafik Kontrolü Anabilim Dalı

Danışman: Prof. Dr. Öznur USANMAZ

Eskişehir

Eskişehir Teknik Üniversitesi

Lisansüstü Eğitim Enstitüsü

Haziran 2024

Bu tez çalışması TÜBİTAK tarafından 122M451 no.lu 1001 Araştırma Projesi kapsamında ve Eskişehir Teknik Üniversitesi BAP Komisyonu tarafından kabul edilen 20DRP212 no.lu proje kapsamında desteklenmiştir.

JÜRİ VE ENSTİTÜ ONAYI

Mustafa ÖZDEMİR'in HAVA TRAFİK KONTROLDE AYIRMA YÖNTEMLERİNİN UÇAK EMİSYONLARI ÜZERİNDEKİ ETKİSİNİN OPTİMİZASYONU başlıklı çalışması 13/06/2024 tarihinde aşağıdaki jüri tarafından değerlendirilerek "Eskişehir Teknik Üniversitesi Lisansüstü Eğitim-Öğretim ve Sınav Yönetmeliği"nin ilgili maddeleri uyarınca, Hava Trafik Kontrolü Anabilim dalında DOKTORA Tezi olarak kabul edilmiştir.

Jüri Üyeleri

Unvan Adı Soyadı

İmza

Üye	: Prof. Dr. Öznur USANMAZ
Üye	: Prof. Dr. Müjgan SAĞIR
Üye	: Prof. Dr. Enis Turhan TURGUT
Üye	: Prof. Dr. Cem ÇETEK
Üye	: Prof. Dr. Kürşat Melih GÜLEREN

Prof. Dr. Semra KURAMA

Lisansüstü Eğitim Enstitüsü Müdürü

13/06/2024

DANIşMAN ONAYI

Danişmanlığını yürüttüğüm DOKTORA ğrencisi Mustafa ÖZDEMİR, HAVA TRAFİK KONTROLDE AYIRMA YÖNTEMLERİNİN UÇAK EMİSYONLARI ÜZERİNDEKİ ETKİSİNİN OPTİMİZASYONU başlıklı tez çalışmasını tamamlamıştır. Hazırlamış olduğu tez tarafımca incelenmiş ve öğrencinin tez savunma sınavına alınması bilimsel ve etik açıdan uygun görülmüştür.

Tez Danişmanı

Prof. Dr. Öznur USANMAZ

ÖZET

HAVA TRAFİK KONTROLDE AYIRMA YÖNTEMLERİNİN UÇAK EMİSYONLARI ÜZERİNDEKİ ETKİSİNİN OPTİMİZASYONU

Mustafa ÖZDEMİR

Hava Trafik Kontrolü Anabilim Dalı

Eskişehir Teknik Üniversitesi, Lisansüstü Eğitim Enstitüsü, Haziran 2024

Danışman: Prof. Dr. Öznur USANMAZ

Saha kontrolde çalışan hava trafik kontrolörleri, uçuş yörüngeleri kesişen uçaklar arasındaki çakışmayı önlemek için hız, seviye ve vektör manevrası yöntemlerinden biri veya birkaçını kullanabilmektedir. Seçilen çözüm yöntemi, verimli bir hava trafik yönetimi için önem arz etmekle birlikte en uygun yöntemin seçimi zaman baskısı, yorgunluk, stres gibi durumlar nedeniyle her zaman mümkün olmayabilir. Bu problemlere bir çözüm sunmak amacıyla bu tez kapsamında çakışma önleme yöntemlerinin uçakların yakıt ve emisyonuna etkilerini en aza indirmek için matematiksel model ve genetik algoritma tabanlı bir yaklaşım sunulmaktadır.

Uçakların yakıt tüketimi ve NO_x emisyonlarını tahmin etmek amacıyla gerçek uçuş verileri kullanarak regresyon modelleri geliştirilmiş ve bu modeller matematiksel modele kısıt olarak tanıtılmıştır. Ayrıca, literatürdeki yaygın yaklaşımdan farklı olarak, model herhangi bir çakışma çözüm yönteminin kullanılmasına imkân tanımaktadır. Bu yönleriyle, bu tez çalışması, daha gerçekçi ve bütüncül bir yaklaşım sunmaktadır.

Sonuç olarak genetik algoritma 2 uçak içeren bir senaryo için LINDO çözücüsünün bulduğu optimum çözümü bulabilmektedir. Uçak sayısı arttıkça LINDO çözücüsünün çözüm verme süresi üstel olarak artarken genetik algoritma çok daha makul sürelerde ve daha iyi sonuçlar üretmektedir. Ayrıca yakıt tüketimini ve NO_x emisyonunu en küçükleyen çakışma çözüm stratejilerinin benzer olduğu görülmüştür. Bu tez çalışması, hava trafik kontrolörlerinin çakışma çözümünü daha verimli bir şekilde ele almasına katkı sağlayarak uçuş emniyetinin artırılması ve çevresel etkinin azaltılması konusunda önemli bir potansiyele sahiptir.

Anahtar Sözcükler: Hava trafik yönetimi, Çakışma tespiti ve çözümü, Uçak yakıt tüketimi, NO_x emisyonu, Optimizasyon.

ABSTRACT

OPTIMIZATION OF THE EFFECT OF AIR TRAFFIC CONTROL SEPARATION METHODS ON AIRCRAFT EMISSIONS

Mustafa ÖZDEMİR

Department of Air Traffic Control

Eskişehir Technical University, Institute of Graduate Programs, June 2024

Supervisor: Prof. Dr. Öznur USANMAZ

Air traffic controllers working in area control centers use one or a combination of speed, altitude, and heading maneuvers to prevent conflicts between aircraft with intersecting flight paths. The selection of these methods is crucial for efficient air traffic management; however, it may be constrained by factors such as time pressure, fatigue, and stress. To address these challenges, this thesis presents a mathematical model and a genetic algorithm-based approach to minimize the impact of conflict resolution techniques on aircraft fuel consumption and NO_x emissions.

Regression models constructed using real flight data are incorporated into the mathematical model as constraints for estimating aircraft fuel consumption and NO_x emissions. This study distinguishes itself from other approaches in the literature by allowing the use of any of the three conflict resolution methods. By integrating these components, this thesis presents a more realistic and comprehensive methodology.

In conclusion, for a scenario involving two aircraft, the genetic algorithm can find the optimal solution identified by the LINDO solver. As the number of aircraft increases, the solution time of the LINDO solver increases exponentially, whereas the genetic algorithm generates better results in much more reasonable time frames. Additionally, it was observed that the conflict resolution strategies that minimize fuel consumption and NO_x emissions are similar. This thesis has significant potential to enhance flight safety and reduce environmental impact by enabling air traffic controllers to manage conflicts more efficiently.

Keywords: Air traffic management, Conflict detection and resolution, Aircraft fuel consumption, NO_x emission, Optimization.

TEŞEKKÜR

Öncelikle, bu tezin her aşamasında bana yardımcı olan, kıymetli bilgi, birikim ve tecrübeleriyle yol gösteren, doktora yolculuğumda kendimi geliştirmem için desteğini hiç esirgemeyen, çalışma disiplini ve etik anlayışını her zaman örnek alacağım değerli hocam Prof. Dr. Öznur USANMAZ'a sonsuz teşekkürlerimi sunarım. Ayrıca tez izleme komitesinde yer alan Sayın Prof. Dr. Enis Turhan TURGUT'a ve Prof. Dr. Müjgan SAĞIR'a, tezimin daha iyi bir noktaya gelmesini sağlayan değerli katkıları için teşekkür ederim.

Doktora eğitimim sırasında EUROCONTROL'de yürüttüğüm çalışmalarım sırasında bana yol gösteren ve ufuk açıcı fikirler veren sayın Philippe BOUCHAUDON'a ve sayın Nicolas GORGUES'a şükranlarımı sunarım.

Ayrıca, bu tezin bir kısmını 2023-2024 akademik yılı Doktora Tezi Araştırma Bursu ile destekleyen Türkiye Fulbright Eğitim Komisyonu'na teşekkürlerimi sunarım.

Diğer yandan, bugünlere gelmemde büyük emekleri olan sevgili aileme, her zaman yanımda olup desteğini esirgemeyen değerli dostlarıma ve bu süreçte destek gördüğüm herkese teşekkür ederim.

Mustafa ÖZDEMİR

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.

Mustafa ÖZDEMİR

İÇİNDEKİLER

Sayfa

BAŞLIK SAYFASI	I
JÜRİ VE ENSTİTÜ ONAYI.....	II
DANIŞMAN ONAYI	III
ÖZET	IV
ABSTRACT.....	V
TEŞEKKÜR	VI
ETİK İLKE VE KURALLARA UYGUNLUK BEYANNAMESİ.....	VII
İÇİNDEKİLER.....	VIII
TABLolar DİZİNİ.....	X
ŞEKİLLER DİZİNİ.....	XII
1. GİRİŞ.....	1
1.1. Problemin tanımı.....	3
1.2. Motivasyon.....	4
1.3. Amaç.....	5
1.4. Kapsam	5
2. LİTERATÜR TARAMASI.....	6
2.1. Emisyon optimizasyonu çalışmaları	6
2.2. Çakışma saptama ve çözümleme çalışmaları	10
3. MATERYAL VE YÖNTEM.....	18
3.1. Veri seti	19
3.2. FDR verilerinin filtrelenmesi	25
3.3. FDR verileri kullanarak yakıt ve emisyon tahmini	29
3.4. Uçuşun seyir aşamasının manevralara göre sınıflandırılması.....	30
3.6.1. Varsayımlar	38
3.6.2. Küme.....	39
3.6.3. Parametreler	39

3.6.4. Karar değişkenleri.....	41
3.6.5. Kısıtlar	43
3.6.6. Amaç fonksiyonu	55
3.7. Genetik algoritma.....	56
3.7.1. Genetik algoritma kavramları ve çözüm gösterimi.....	57
3.7.2. Genetik algoritma işlem adımları	57
3.7.2.1. Başlangıç popülasyonunun oluşturulması	57
3.7.2.2. Doğal seçim.....	59
3.7.2.3. Çaprazlama	59
3.7.2.4. Mutasyon.....	60
4. BULGULAR.....	63
4.1. Yakıt tüketimi ve emisyon tahmini sonuçları.....	63
4.1.1. Sabit seyir sırasında yakıt tüketimi ve emisyon tahmini	63
4.1.2. Hız değişimi sırasında yakıt tüketimi ve emisyon tahmini.....	72
4.1.3. Uçuş başı değişiminin yakıt tüketimine etkisinin değerlendirilmesi	75
4.1.4. Tırmanma ve alçalma sırasında yakıt tüketimi ve emisyon tahmini.....	77
4.2. Hız, uçuş başı ve uçuş seviyesi değişikliği için alt ve üst limitlerin belirlenmesi.....	81
4.3. Başlangıç parametrelerinin ve senaryoların belirlenmesi.....	82
4.4. Matematiksel model ve genetik algoritma sonuçlarının karşılaştırılması	86
4.4.1. Çembersel senaryo ile modelin test edilmesi.....	86
4.4.2. Gerçekçi bir sektör üzerinde modelin test edilmesi	91
5. SONUÇ VE TARTIşMA	95
KAYNAKÇA.....	98
ÖZGEÇMİş	

TABLÖLER DİZİNİ

Sayfa

Tablo 1.1. Emisyon türlerinin çevreyi ve sağlığı etkileme şekilleri (Ruijgrok & van Paassen, 2005).....	1
Tablo 2.1. Çakışma çözümünde yakıt veya emisyonları ele alan çalışmalar.....	16
Tablo 3.1. FDR parametreleri ve açıklamaları.....	20
Tablo 3.2. Uçuş sıklığı ve seyir süresine göre seçilen uçuş seviyeleri ve bu seviyelerdeki uçuş sayıları	25
Tablo 3.3. M6 motor tipinin uçuş fazlarına göre yakıt ve emisyon indisi değerleri	35
Tablo 3.4. Genetik algoritma için çözüm gösterimi.....	57
Tablo 3.5. Bir çözüm gösteriminde kromozom ve genlerin tanıtılması.....	58
Tablo 4.1. Yakıt tüketimi tahmini için regresyon katsayıları.....	66
Tablo 4.2. Seyir uçuşunda yakıt tahmini için geliştirilen regresyon denklemlerinin R^2 değerleri ve hata payları.....	67
Tablo 4.3. NO_x emisyon indisi tahmini için regresyon katsayıları	70
Tablo 4.4. NO_x emisyon indisi için geliştirilen regresyon denklemlerinin R^2 değerleri ve hata payları.....	71
Tablo 4.5. Hız değişimiyle ilgili elde edilen sonuçların özeti.....	73
Tablo 4.6. Uçuş başı değişimiyle ilgili çıktılar ($N=2571$)	76
Tablo 4.7. 2 uçak içeren durum için başlangıç parametreleri	84
Tablo 4.8. 3 uçak içeren durum için başlangıç parametreleri	84
Tablo 4.9. 5 uçak içeren durum için başlangıç parametreleri	84
Tablo 4.10. 7 uçak içeren durum için başlangıç parametreleri	84
Tablo 4.11. Yakıt tüketimi minimizasyonu için matematiksel model ve genetik algoritma sonuçları (Uçak sayısı: 2)	87
Tablo 4.12. NO_x emisyonu minimizasyonu için matematiksel model ve genetik algoritma sonuçları (Uçak sayısı: 2)	87
Tablo 4.13. Yakıt tüketimi minimizasyonu için matematiksel model ve genetik algoritma sonuçları (Uçak sayısı: 3)	87
Tablo 4.14. NO_x emisyonu minimizasyonu için matematiksel model ve genetik algoritma sonuçları (Uçak sayısı: 3)	88
Tablo 4.15. Yakıt tüketimi minimizasyonu için matematiksel model ve genetik algoritma sonuçları (Uçak sayısı: 5)	88

Tablo 4.16. NO _x emisyonu minimizasyonu için matematiksel model ve genetik algoritma sonuçları (Uçak sayısı: 5)	89
Tablo 4.17. Yedi uçak içeren senaryoda toplam yakıt tüketimi için genetik algoritma sonuçları.....	89
Tablo 4.18. Yedi uçak içeren senaryoda toplam NO _x emisyonu için genetik algoritma sonuçları.....	89
Tablo 4.19. Toplam yakıt tüketimi minimizasyonu için gerçek sektör üzerinde 13 uçak için genetik algoritma sonuçları	93
Tablo 4.20. Toplam NO _x emisyonu minimizasyonu için gerçek sektör üzerinde 13 uçak için genetik algoritma sonuçları	94

ŞEKİLLER DİZİNİ

Sayfa

Şekil 1.1. İtki ile emisyon değişimi (Ruijgrok & van Paassen, 2005).....	3
Şekil 2.1. İncelenen çalışmaların kapsam bakımından dağılımı	7
Şekil 2.2. Çalışmalarda kullanılan yöntemlerin dağılımı	8
Şekil 2.3. Metasezgisel algoritmaların dağılımı	9
Şekil 2.4. İncelenen emisyon türlerinin (a) sayısal dağılımı, (b) yüzdelik oranları	9
Şekil 3.1. Çalışmada izlenen yöntemin özeti.....	19
Şekil 3.2. Veri setinde yer alan uçuşlarda kullanılan uçak ve motor tipi dağılımı	21
Şekil 3.3. İrtifa limiti altında kalan uçuş örneklerinin zamana bağlı irtifa değişimi	22
Şekil 3.4. (a) Uçak tipi, (b) motor tipi bazında seyir seviyesi sayısı	23
Şekil 3.5. Tüm uçak/motor tipleri için seviyelere göre uçuş sayısı	23
Şekil 3.6. (a) Uçak tipine göre (b) motor tipine göre seyir irtifalarının değişimi.....	24
Şekil 3.7. Seviyelere göre toplam seyir süresi.....	24
Şekil 3.8. Farklı uçak tiplerinin seviyelere göre toplam uçuş süreleri	25
Şekil 3.9. Bir uçağın seyir fazı sırasındaki gerçek hava hızı (TAS), uçuş başı ve yakıt tüketimi değişimi	26
Şekil 3.10. Seyir fazında yakıt tüketimindeki değişime yakından bakış	26
Şekil 3.11. Seyir uçuşunu tespit eden ve gerekli verileri filtreleyen algoritmanın akış şeması	28
Şekil 3.12. İtkiyle yakıt düzeltme faktörü değişimi.....	34
Şekil 3.13. (a) HC, (b) CO ve (c) NO _x emisyon indisleri için regresyon eğrileri	36
Şekil 3.14. (a) Uçakların başlangıç konumları ve uçuş yönleri, (b) uçaklar arası mesafe ve açılar (Alonso-Ayuso vd., (2016a)'dan uyarlanmıştır).....	42
Şekil 3.15. Uçuş başı değişikliği sonrası bir uçağın takip edeceği rota ve bu rotanın uzunluğunun hesaplanması.....	54
Şekil 3.16. n uçak içeren ve s adet bireyden oluşan başlangıç çözümü	58
Şekil 3.17. Tek nokta çaprazlama işlemi (a) Çaprazlama öncesi kromozomlar (Çaprazlama noktası = 1), (b) Çaprazlama sonrası kromozomlar	59
Şekil 3.18. Genetik algoritma akış diyagramı	62
Şekil 4.1. Farklı seyir hızlarında yakıt tüketimi (a) hız azaltma, (b) hız artırma	64
Şekil 4.2. Farklı motor tipleri için FL340'da uçak kütlesi yakıt tüketimi ilişkisi	65

Şekil 4.3. Farklı motor tipleri için FL340’da gerçek hava hızı yakıt tüketimi ilişkisi.....	65
Şekil 4.4. HC, CO ve NO _x için ortalama emisyon indisi değerlerinin seviyelere göre değişimi.....	68
Şekil 4.5. Farklı motor tipleri için NO _x emisyon indisinin seviyelere göre değişimi.....	69
Şekil 4.6. FL340 için NO _x emisyon indisinin gerçek hava hızıyla değişimi.....	69
Şekil 4.7. FL340 için NO _x emisyon indisinin uçak kütlesiyle değişimi.....	69
Şekil 4.8. Hız değişimiyle yakıt tüketimi arasındaki ilişki (a) hız azaltma, (b) hız artırma	72
Şekil 4.9. Hız değişim miktarı ile hız değişim süresinin dağılımı.....	74
Şekil 4.10. Hız değişimiyle yakıt tüketimi (FF) değişimi	74
Şekil 4.11. Hız değişimiyle NO _x emisyon indisi değişimi	75
Şekil 4.12. Uçuş başı değişim miktarının zamana göre dağılımı	75
Şekil 4.13. Farklı seviye aralıkları için tırmanma sırasında (a) yakıt tüketimi, (b) NO _x emisyon indisi, (c) tırmanma süresi, (d) tırmanma oranı.....	78
Şekil 4.14. Farklı seviye aralıkları için alçalma sırasında (a) yakıt tüketimi, (b) NO _x emisyon indisi, (c) alçalma süresi, (d) alçalma oranı	79
Şekil 4.15. Alçalma ve tırmanma sırasında yakıt tüketimi değerlerinin seyir seviyesindeki değerine göre değişimi (a) alçalma/tırmanma oranına göre, (b) irtifa değişim miktarına göre	80
Şekil 4.16. Alçalma ve tırmanma sırasında NO _x emisyon indisi değerlerinin seyir seviyesindeki değerine göre değişimi (a) alçalma/tırmanma oranına göre, (b) irtifa değişim miktarına göre	80
Şekil 4.17. Farklı senaryolar için başlangıç uçak konumları ve uçuş yönleri (a) 2 uçak içeren senaryo, (b) 3 uçak içeren senaryo, (c) 5 uçak içeren senaryo, (d) 7 uçak içeren senaryo.....	83
Şekil 4.18. Toplam yakıt tüketimi minimizasyonu için farklı senaryolarda genetik algoritmanın yakınsaması. (a) 2 uçak içeren senaryo, (b) 3 uçak içeren senaryo, (c) 5 uçak içeren senaryo, (d) 7 uçak içeren senaryo.....	90
Şekil 4.19. Toplam NO _x minimizasyonu için farklı senaryolarda genetik algoritmanın yakınsaması (a) 2 uçak içeren senaryo, (b) 3 uçak içeren senaryo, (c) 5 uçak içeren senaryo, (d) 7 uçak içeren senaryo.....	91
Şekil 4.20. Seçilen sektör üzerindeki uçuş rotaları.....	92

Şekil 4.21. Coğrafi koordinat sisteminden kartezyen koordinat sistemine dönüşüm.....	93
Şekil 4.22. Gerçek sektör üzerindeki uygulamada (a) toplam yakıt tüketimi için, (b) toplam NO _x emisyonu için genetik algoritmanın en iyi değere yakınsaması.....	94



1. GİRİŞ

Günümüzde havacılık sektöründe uçakların büyük ölçüde fosil yakıtlara bağımlı olması, yakıt tüketiminin ve buna bağlı olarak ortaya çıkan emisyonların sağlık, çevre kirliliği ve iklim değişikliği gibi çeşitli etkilerini azaltacak önlemlerin geliştirilmesini zorunlu hale getirmektedir. Uçuş aşamalarına bağlı olarak emisyon türleri ve oluşma oranları değişirken, bu emisyonların farklı aşamalarındaki olumsuz etkileri de çeşitlilik göstermektedir. Emisyonların çevreye olan başlıca etkileri hava kirliliği, asit yağmuru, küresel ısınma ve troposferik ozon yıkımı olarak sayılabilir. İnsan sağlığına olan başlıca etkiler ise kanser, solunum problemleri ve zehirlenmedir.

Bir uçağın uçuşu sırasında ortaya çıkan emisyon türleri kullanılan uçak yakıtının çeşidine ve yakıt içerisindeki katkı malzemelerinin miktarına göre farklılık gösterebilmektedir. Ancak ortaya çıkan başlıca emisyon türleri CO₂ (karbon dioksit), H₂O (su buharı), NO_x (nitrojen oksit), CO (karbon monoksit), HC (hidrokarbon), SO_x (sülfür oksit), PM (partikül madde) olarak sıralanabilir. Tablo 1.1’de emisyonların çevreye ve insan sağlığına etkileri özetlenmiştir. CO emisyonu troposferde ozon üretimine neden olurken insanda toksik (zehirlenme) etkisi göstermektedir. Diğer emisyon türlerinin çevreye başlıca etkisi küresel ısınma olurken NO_x ve SO_x emisyonlarının aynı zamanda asit yağmurlarına neden olduğu bilinmektedir. Ayrıca, NO_x emisyonu yüksek irtifalarda ozon (O₃) üretimine ve bazı durumlarda ise ozon yıkımına neden olmaktadır (Ruijgrok & van Paassen, 2005).

Tablo 1.1. Emisyon türlerinin çevreyi ve sağlığı etkileme şekilleri (Ruijgrok & van Paassen, 2005)

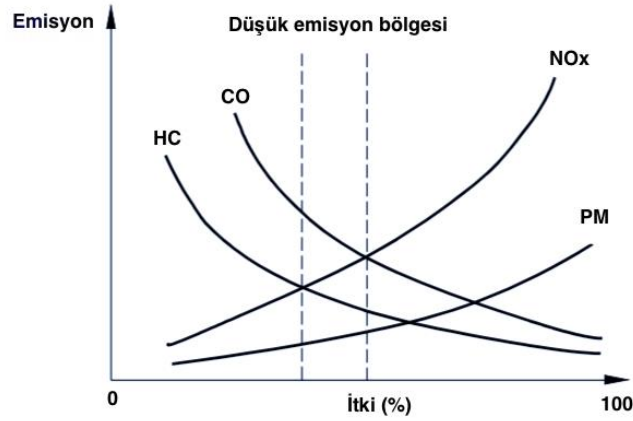
Emisyon türü	Çevreye etkisi	Sağlığa etkisi
CO	Troposferik ozon üretimi	Toksik
HC	Küresel ısınma Troposferik ozon üretimi Hava kirliliği	Toksik
Smoke (duman)	Küresel ısınma	Solunum problemleri Kanser
SO _x	Küresel ısınma Çürütme Asit yağmuru	Toksik
NO _x	Küresel ısınma Troposferik ozon üretimi Troposferik ozon yıkımı Hava kirliliği Asit yağmuru	Toksik
CO ₂	Küresel ısınma	
H ₂ O	Küresel ısınma	

Öte yandan, yüksek irtifalarda ortaya çıkan emisyonlar, bir takım meteorolojik şartlar sağlandığında jet izlerine (kontrail) sebep olmaktadır. Kontrail düşük sıcaklıklarda oluşmakta ve sera etkisine neden olmaktadır. Bu nedenle uçuş operasyonlarının neden olduğu emisyonları minimum düzeyde tutmak iklim, çevre ve insan sağlığı açısından hayati önem taşımaktadır.

Uçakların neden olduğu emisyonları azaltmak için uçak motoru ve uçağın genel aerodinamik yapısının optimizasyonu ve havacılıkta alternatif yakıt kullanımının artırılması gibi teknolojik çözümlerin yanı sıra, havaalanlarında pist, taksi yolları ve terminal binalarının uygun bir şekilde yapılandırılması gibi önlemler de etkili olabilmektedir. Ancak bu gibi önlemlerin uygulanması uzun yıllar alacak planlama, tasarım ve uygulama süreçleri gerektirebilir. Diğer taraftan uçuş operasyonlarını optimize etmek hava taşımacılığının çevresel etkilerini azaltmada önemli bir rol üstlenebilir (Reynolds, 2014). Uçuş operasyonlarının minimum emisyonu göre optimize edilmesi görece daha kısa sürede ve daha düşük maliyetlerle uygulanabilecek stratejilerdir. Çevresel faydaların yanı sıra, bu stratejilerin uygulanmasıyla yakıt tüketiminin azaltılması yoluyla ekonomik faydalar da sağlanabilir.

Emisyonlar yakıt tüketimiyle doğrudan ilişkilidir. Ancak bazı emisyon türleri yakıt tüketimiyle doğru orantılı olarak artmakla birlikte bu durum tüm emisyon türleri için geçerli değildir. Bu nedenle yakıt tüketiminin minimize edilmesi her zaman emisyonların da minimize edildiği anlamına gelmemektedir. Bununla ilgili yapılan bir çalışmada, çevresel açıdan optimum uçuş çizelgeleri ile yakıt optimum uçuş çizelgeleri karşılaştırılmıştır. Çevresel açıdan optimum zamanlamalar ile önemli ölçüde kazanımlar elde edilirken bu kazanımların yakıt-optimum zamanlamalar ile elde edilen kazanımlara yakın olduğu ancak aynı olmadığı gösterilmiştir (Sölveling vd., 2011).

Uçuş sırasında ortaya çıkan emisyon miktarları çeşitli faktörlere bağlı olarak değişmekle birlikte genel eğilimi göstermesi açısından NO_x, CO, HC ve PM emisyonlarının itkiye bağlı olarak değişimi Şekil 1.1’de verilmiştir.



Şekil 1.1. İtki ile emisyon değişimi (Ruijgrok & van Paassen, 2005)

1.1. Problemin tanımı

Bu çalışmada uçuşların seyir aşamasındaki çakışma çözümlerinden kaynaklı yakıt tüketimi ve buna bağlı ortaya çıkan NO_x emisyonları ele alınmaktadır. Seyir aşaması, uçakların kalkıştan sonra tırmanma operasyonlarını tamamlayarak genellikle sabit bir irtifada uçuşa başladıkları nokta ile iniş için alçalmaya başladıkları nokta arasındaki kısmı kapsamaktadır. Bu kısımda uçaklar gerekli durumlarda daha üst bir seviyeye tırmanma, daha alt bir seviyeye alçalma, uçuş yönünü ya da hızını değiştirme gibi manevralar yapabilir. Ancak seyir aşamasında aynı hava sahasını paylaşan çok sayıda uçak bulunabilir. Bu nedenle, bu tür manevralar yapılırken uçuş operasyonlarının emniyetli bir şekilde yürütülebilmesi için uçaklar arasında yatay ve dikey düzlemde belirli bir emniyet mesafesinin bulunması gerekmektedir. Bu mesafenin altına düşülmesi durumunda çakışma (conflict) meydana gelmektedir. Örneğin bu mesafe Türk hava sahasında saha kontrol ünitelerince aynı kategorideki uçaklar arasında yatayda 5NM, dikeyde ise FL410'a kadar 1000ft olarak uygulanmaktadır.

Çakışmayı önlemek için hava trafik kontrolörleri tarafından uygulanan yöntemler hız değişimi, seviye değişimi ve vektör manevrası olarak sıralanabilir. Bu yöntemler çakışma çözüm yöntemleri ya da ayırma yöntemleri olarak adlandırılmaktadır.

- **Hız değişimi** seyir uçuşlarında çakışma çözümü için kullanılan yöntemlerden birisi olup uçakların rotasını ve o anki uçuş seviyesini değiştirmesine gerek kalmadan çakışma çözümüne olanak tanıyabilir. Hız değişimi, uçakların mevcut hızlarını belli bir miktar artırmak ya da azaltmak vasıtasıyla çakışma noktasından bir miktar daha erken ya da daha geç geçmelerini sağlar. Bu sayede uçaklar

arasında uzunlamasına ayırma temin edilebilir. Diğer yandan, hız değişimi çakışma çözümü için her zaman etkili olmayabilir çünkü bu değişim uçak performansı ve o anki uçuş koşullarına bağlı olarak belli limitler dahilinde gerçekleştirilmelidir.

- Bu nedenle çakışma çözümünde hız değişimi uygulanacaksa uçak performansı ve uçakların çakışma noktasına olan uzaklıkları göz önüne alınmalıdır. Bu çalışmada aksi belirtilmediği sürece “hız” terimi gerçek hava hızını ifade etmektedir. Bu sebeple “hız” ve “gerçek hava hızı” (True airspeed, TAS) terimleri eşanlamlı olarak kullanılmıştır.
- **Vektör manevrası**, uçakların uçuş yönlerinin belirli bir miktar değiştirilerek mevcut rotasından çıkarılması ve çakışma riski geçtikten sonra genellikle tekrar tanımlı rotasına dönmesinin sağlanmasıyla gerçekleştirilir. Bu sayede çakışma riski barındıran uçaklar arasında yanlamasına ayırma sağlanmış olur. Bu çalışmada “vektör manevrası” ile “uçuş başı değişikliği” terimleri eşanlamlı olarak kullanılmıştır.
- **Seviye değişimi**, uçağın bir üst ya da bir alt seviyeye tırmanması ya da alçalması şeklinde gerçekleştirilir. Çakışma riski bulunan uçaklar arası dikey ayırma sağlanmış olur. Bu çalışmada “seviye değişimi” ile “irtifa değişimi” terimleri eşanlamlı olarak kullanılmıştır.

1.2. Motivasyon

Uçuş yörüngeleri kesişen uçaklar arasında ortaya çıkabilecek muhtemel bir çakışmayı önlemek için hız değişikliği, seviye değişikliği ve vektör manevrası yöntemlerden biri veya birkaçı sıralı veya eşzamanlı olarak uygulanabilir. Uygulanacak çözüm stratejisinin uygun bir şekilde belirlenmesi hava trafiğinin verimli bir şekilde yönetilebilmesi açısından büyük önem taşımaktadır. Örneğin hız değişimi ile kısa sürede çözülebilecek bir çakışmanın vektör manevrası ile çözülmesi veya vektör manevrasıyla gereğinden daha fazla verilen bir uçuş başı değişikliği uçağın uçuş süresini ve rotasını önemli ölçüde uzatabilir. Bu durum uçakların gereksiz yere gecikmesine, yakıt tüketmesine ve doğal olarak fazladan emisyon salınımına neden olabilir. Ancak bir çakışma çözümünde kullanılacak en uygun yöntemin belirlenmesi zorlayıcı olabilir. Çünkü saha kontrolde çalışan hava trafik kontrolörleri genellikle birçok uçağı izlemek ve kontrol etmek durumundadır. Ayrıca, taktiksel müdahalelerin kararlaştırılmasının ve

uygulanmasının kısıtlı bir zaman dilimi içerisinde tamamlanması gerekliliği bu durumu daha da zorlaştırmaktadır. Diğer taraftan yorgunluk ve stres gibi faktörler de doğru karar vermeyi önleyebilir. Bu gibi sorunlara bir çözüm olarak en uygun ayırma yönteminin belirlenmesini mümkün kılan bir karar destek sisteminin geliştirilmesi, hava trafik kontrolörlerinin çakışmaları daha verimli bir şekilde ele almalarını kolaylaştırabilir.

1.3. Amaç

Bu tez çalışmasında, hava trafik kontrol sisteminde saha kontrol ünitelerinin sorumluluğunda yürütülen, seyir aşamasındaki uçakların taktiksel çakışma çözümlerinde yakıt tüketimini azaltmayı ve dolayısıyla emisyonları en aza indirmeyi hedefleyen bir matematiksel modelin geliştirilmesi amaçlanmıştır. Bu model hem çevresel sürdürülebilirliğe katkı sağlamayı hem de operasyonel verimliliği iyileştirmeyi hedeflemektedir.

1.4. Kapsam

Bu çalışmada geliştirilen matematiksel model bir saha kontrol sektörünü referans olarak sektör içerisinde bulunan uçakların üç boyutlu uzayda seviye, uçuş başı ve hız değişikliği yapabilmesine olanak tanımaktadır. Seyir fazında HC ve CO emisyonları oldukça düşük seviyede ortaya çıkmakta olup CO₂ ve NO_x emisyonları daha yüksek oranlarda meydana gelmektedir. Bu nedenle bu tez kapsamında incelenen emisyonlar NO_x ile sınırlandırılmıştır. CO₂ emisyonları ise yakıt tüketimiyle orantılı olarak ortaya çıktığı için bu emisyonlar yakıt tüketimiyle birlikte ele alınabilir.

2. LİTERATÜR TARAMASI

Bu çalışmanın literatür çalışması iki aşamalı olarak gerçekleştirilmiştir. İlk aşamada, genel bir bakış sağlaması açısından, uçuş operasyonları sırasında ortaya çıkan uçak emisyonlarının etkisini azaltmayı amaçlayan optimizasyon çalışmaları derlenmiştir. Ayrıca bu çalışmalar uygulama alanına, kullanılan optimizasyon yöntemine, incelenen emisyon türlerine göre sınıflandırılmıştır. İkinci aşamada ise seyir aşamasında gerçekleştirilen çakışma saptama ve çözümleme çalışmalarına yer verilmiştir. Bu alanda çevresel etkileri gözetken çalışmalar çok kısıtlı olduğu için kontrail oluşumunu ve yakıt tüketimini optimize etmeyi amaçlayan çalışmalar da incelenmiştir.

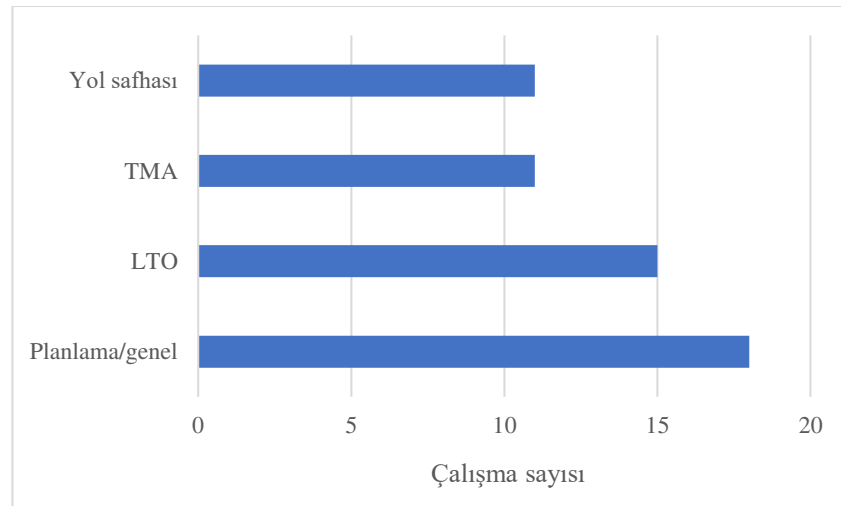
2.1. Emisyon optimizasyonu çalışmaları

Çalışma kapsamında, 1975-2020 yılları arasında uçakların hava trafik yönetimi kaynaklı emisyon salınımları üzerine yapılmış çalışmalar incelenmiştir. Bu bağlamda “aircraft emission”, “conflict resolution”, “airspace”, “en-route”, “cruise”, “altitude”, “airport”, “flight level”, “flight path”, “environmental impact”, “climate impact”, “contrail”, “fuel”, “optimization”, “linear-integer programming”, “mathematical modeling”, “heuristic” gibi anahtar kelimeler ve bunların birbiriyle kombinasyonları kullanılarak 162 farklı anahtar kelime türetilerek yapılmıştır. Anahtar kelimeye göre yapılan taramayla yaklaşık 2500 çalışma bulunmuştur. Ön eleme sonucu bu sayı 471’e düşmüştür. Bu çalışmalar arasından emisyonları hava trafik kontrol bakış açısıyla değerlendiren çalışmalar seçilmiştir. Bu bağlamda, uçak motorunun ve kanadının optimizasyonu, uçak elemanlarında yapısal değişiklikler ve uçakta yeni teknolojilerin kullanımı gibi çalışmalar kapsam dışı bırakılmıştır. Ayrıca, herhangi bir optimizasyon yönteminin uygulanmadığı çalışmalar da çıkarılarak literatür taramasının ilk aşaması için 52 çalışma belirlenmiş ve bu çalışmalar detaylı olarak incelenmiştir.

Bu çalışmanın kaynak taramasında faydalanılan çalışmalardan biri Gardi vd., (2016) tarafından yapılmıştır. İlgili çalışmada uçuş operasyonlarının çok amaçlı yörünge optimizasyonu tekniklerinin kapsamlı bir incelemesi sunulmuş ve yakıt tüketimi, emisyon, gürültü, işletme maliyetleri, kontrail, havaalanı ve hava sahası operasyonları hakkında çalışmalara yer verilmiştir. Daha çok yakıt tüketimi ve uçakların çevresel etkisinin optimizasyonu ile ilgili kaynakların incelendiği bir diğer çalışma ise Singh ve Sharma, (2015) tarafından, çakışma çözüm yöntemleriyle ilgili detaylı kaynak taraması ise Kuchar ve Yang, (2000) tarafından yapılmıştır.

Uçuş operasyonu sırasında uçakların emisyon salınımını optimize etmeyi amaçlayan çalışmalar havaalanı çevresinde, terminal manevra sahası (Terminal maneuvering area, TMA) ve seyir aşaması bazında yapılan çalışmalar olarak üç grupta incelenmiştir. Hava alanı ve çevresinde yapılan çalışmalar LTO (landing, take-off operations) kapsamında gruplandırılmıştır. LTO, bir havalimanından 3000ft irtifaya kadar olan operasyonları kapsamaktadır. Bu faz kalkış, tırmanma, yaklaşma ve taksi operasyonlarını kapsar. TMA kısmına, LTO fazının bittiği ve uçakların tırmanmasını tamamlayıp ilk seyir irtifasına ulaştığı kısma kadar olan kısımdaki uçuş operasyonlarını inceleyen çalışmalar dahil edilmiştir. Seyir aşamasında ise uçakların tırmanmasını tamamlayıp ilk seyir irtifasına ulaştığı kısımdan başlayıp iniş için alçalmaya başladığı kısma kadar olan operasyonları inceleyen çalışmalar dahil edilmiştir. Bu safhaların dışında hava trafik sistemini bütüncül bir bakış açısıyla inceleyen çalışmalar ve uçuş öncesi planlama çalışmaları ‘planlama/genel’ kısmında toplanmıştır. Çalışmalar sınıflandırılırken birden fazla yöntem kullanan ya da birden fazla alanı inceleyen çalışmalar her bir yöntem ya da alana ayrı ayrı dahil edilmiştir.

Şekil 2.1’de incelenen çalışmaların kapsam bakımından dağılımı verilmiştir. Çalışmaların çoğunluğu planlama/genel kısmında toplanmakta olup TMA ve seyir (yol) aşamasını içeren çalışmalar görece azdır.

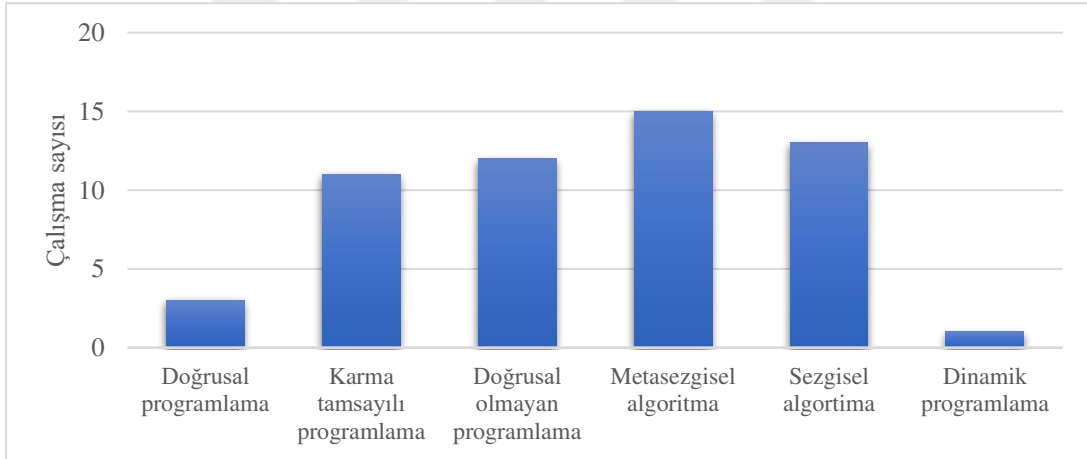


Şekil 2.1. *İncelenen çalışmaların kapsam bakımından dağılımı*

LTO kapsamındaki çalışmalarda emisyonları azaltmak için genellikle taksi yolu optimizasyonu (Zhang vd., 2019), park pozisyonu (Chao vd., 2019) ve pist atama (Kim vd., 2014) gibi stratejiler uygulanmıştır. TMA ve seyir aşamasındaki çalışmalar ise rota

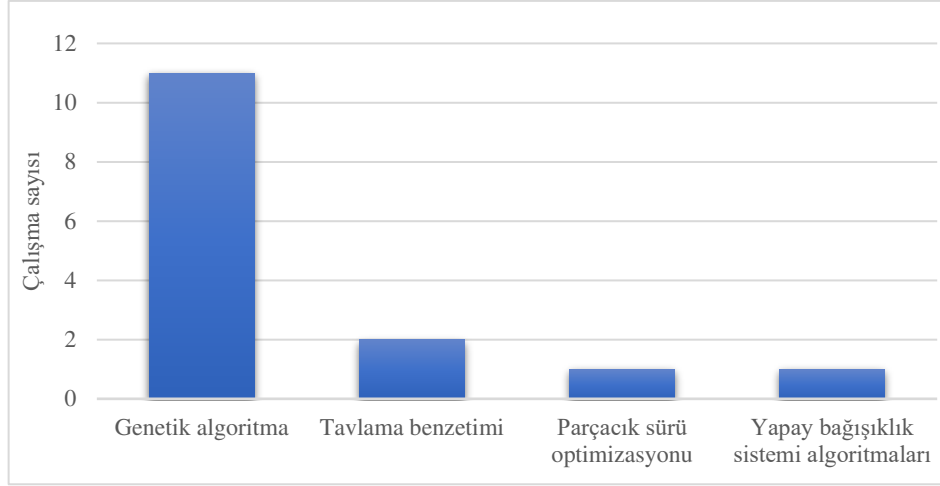
optimizasyonu (Tian vd., 2018; Tian, Wan & Ye, 2019; Yong vd., 2018) ile emisyonları azaltmayı hedeflemiştir. Problemi daha geniş çerçeveden ele alan çalışmalar ise filo atama (Cheng vd., 2018; Gürkan vd., 2016; Yang & Jiang, 2013) ve uçuş çizelgeleme (Grewe vd., 2014; Jalalian vd., 2019; Ko vd., 2017; Ng vd., 2011; Soler vd., 2014) gibi yaklaşımlarla emisyonların azaltılmasını amaçlamaktadır.

Çalışmalar kullanılan optimizasyon yöntemi bakımından incelendiğinde en sık başvuru alan yöntemin Şekil 2.2’de gösterildiği gibi metasezgisel algoritmalar olduğu görülmektedir. Metasezgiselleri takiben sezgisel algoritmalar ve doğrusal olmayan programlama yöntemi kullanılmıştır. Doğrusal olmayan programlamanın tercih edilmesinin nedeni yakıt formülünün doğrusal olmamasından kaynaklandığı belirtilmektedir. Doğrudan bir optimizasyon yöntemi yerine herhangi bir optimizasyon yönteminin gömülü olduğu bir aracın kullanıldığı çalışmalar da mevcuttur. Bu çalışmalar sınıflandırılırken kullanılan aracın baz aldığı optimizasyon yöntemi göz önüne alınmıştır.



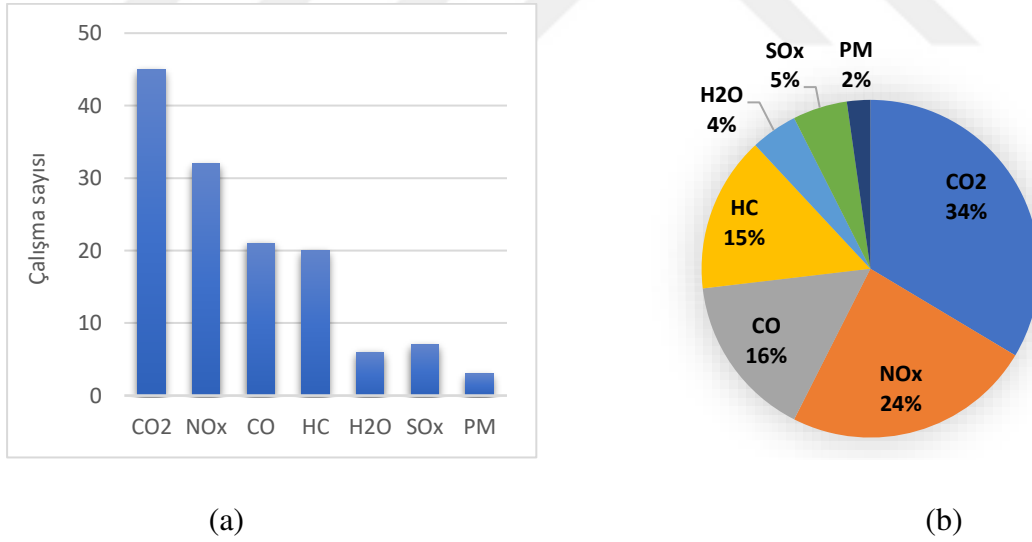
Şekil 2.2. Çalışmalarda kullanılan yöntemlerin dağılımı

Şekil 2.3 farklı metasezgisel algoritmaların kullanım sayılarını göstermektedir. Genetik algoritmanın açık ara en sık kullanılan yöntem olduğu görülmektedir. Diğer metasezgisel algoritmaların kullanımı oldukça sınırlı kalmıştır.



Şekil 2.3. Metasezgisel algoritmaların dağılımı

Şekil 2.4’te incelenen çalışmalarda ele alınan emisyon türleri verilmiştir. Buna göre, %34 ile en çok CO₂ emisyonunun incelendiği, NO_x emisyonunun ise %24 ile en sık incelenen ikinci emisyon türü olduğu görülmektedir. H₂O, SO_x ve PM emisyonlarını inceleyen çalışmaların ise çok sınırlı sayıda olduğu söylenebilir.



Şekil 2.4. İncelenen emisyon türlerinin (a) sayısal dağılımı, (b) yüzdeler oranları

Bu çalışma, uçuş aşamalarından biri olan seyir aşamasını incelemektedir. Bu safha, kısa mesafeli uçuşlar hariç, uçuşun genellikle en uzun safhasını oluşturmaktadır. Dolayısıyla bu safhadaki toplam yakıt tüketimi ve buna bağlı emisyon salınımı da daha fazla olmaktadır. Bununla ilgili Turgut vd., (2014) tarafından yapılan bir çalışmada Türkiye’de yurt içi uçuşların uçuş süreleri ve yakıt tüketimleri gerçek uçuş verilerine

dayalı olarak karşılaştırılmış ve seyir aşamasında geçen sürenin ve yakıt tüketimlerinin tüm uçuş süreci içindeki payının ortalama olarak sırasıyla %43.1 ve %45.7 seviyelerine kadar çıktığı belirtilmiştir. Seyir aşamasının çevresel etkileri azaltmaya dönük çalışmalar için önemli bir inceleme alanı olduğu vurgulanmıştır. Okyanus aşırı uçuşlarda bu oranlar çok daha yüksek seviyelerde olacaktır.

2.2. Çakışma saptama ve çözümleme çalışmaları

Literatür taramasının ikinci aşamasında çakışma saptama ve çözümleme çalışmalarına yer verilmiştir. Bu alanda yapılan çalışmaların bir kısmı tek bir uçuş bazında, uçuş yörüngesinin optimizasyonu ile uçakların yakıt tüketiminin ve çevreye olan etkisinin azaltılmasına odaklanmaktadır. Bazı çalışmalar ise sadece uçuş hızı ya da uçuş irtifasına odaklanmaktadır. Bu çalışmalar seyir hızı ve seviyesi gibi faktörlerin etkisini göstermesi açısından önemli olmakla birlikte hava trafik sisteminin daha bütüncül bir bakış açısıyla ele alınması gerçek operasyonlar sırasında gerçekleşen yakıt tüketimi ve emisyonların gerçeğe daha yakın olarak hesaplanmasını sağlayabilir. Sözgelimi, uçakların optimum yörüngelerinin kesişmesi her uçağın optimum yörüngesinde uçuşmasını engelleyebilir. Diğer taraftan hava sahasındaki yasak/kısıtlanmış hava sahaları ve meteorolojik şartlar da uçakların optimum yörüngesinde uçuşması önündeki diğer engellerdir. Bu bağlamda, hava sahasında uçaklar arası minimum emniyet mesafesi ihlal edilmeden yakıt ve emisyon açısından en uygun ayırma tekniklerinin kullanılması önem arz etmektedir.

Bir uçağı çakışmadan kaçırmak için kullanılabilecek yöntemlerin emisyon üzerindeki etkilerinin nasıl olacağı hakkında fikir sahibi olabilmek için öncelikle bu manevraların emisyon ve yakıt tüketimine etkisini değerlendirilmiş olup devamında çakışma saptama ve çözümleme üzerine yapılmış çalışmalar incelenmiştir.

Uçakların yakıt ve emisyon açısından optimum irtifalarında uçuşması çevresel etkilerin azaltılması açısından önem arz etmektedir. Uçakların çevresel açıdan optimum irtifaları uçak tipi ve uçakta kullanılan motor türü gibi faktörlere göre değişiklik göstermekle birlikte hem artan trafik talebi hem de havayolları tarafından kullanılan uçak tipi çeşitliliğinin sınırlı olması uçakların birçoğunun yakıt/emisyon optimum irtifalarının aynı olması ya da yakın olması sonucunu doğurmaktadır. Örneğin, EUROCONTROL tarafından yayınlanan bir rapora göre 2017-2018 yılları arasında Avrupa hava sahasını kullanan uçakların yaklaşık %50'sini B738, A320, A319 ve A321 tipindeki dört uçak

oluşturmaktadır (Eurocontrol, 2019). Seyir hızının değiştirilmesi emisyonu azaltıcı ya da artırıcı yönde etkileyebilir. Bu durum, uçağın incelenen emisyon açısından optimum seyir hızına yaklaşması ya da uzaklaşmasına bağlıdır. Vektör manevrasının uygulanması ise uçağın rotasının uzamasına neden oluyorsa emisyonları artırıcı yönde etkilediği söylenebilir. Ayrıca dönüşlerde uçağın mevcut irtifasını koruyabilmesi için itki kuvvetinin bir miktar artırılması gerekmekte, bu durum da emisyonların artmasına neden olabilmektedir.

Turgut vd., (2014) tarafından yapılan çalışmada gerçek uçuş verilerinin istatistiksel analizi sonucu, optimum seyir irtifasına 1000ft yaklaşılması yakıt tüketimini saatte 25 kilograma kadar azaltabildiği, gerçek hava hızının 1 kt artırılması ise yakıt tüketimini saatte 8 kilograma kadar artırdığı ifade edilmiştir.

Sövde vd., (2014), uçuş irtifasının 2000ft değiştirilmesinin NO_x , CO_2 , O_3 , CH_4 ve RF (radiative forcing) üzerindeki etkisini incelemişlerdir. Referans olarak belirlenen seviyeden 2000ft yukarıdaki bir seviyede yakıt tüketiminin %0.8 azaldığı, 2000ft aşağıdaki bir seviyede ise %1.3 arttığı belirtilmiştir. Buna bağlı olarak 2000ft daha yukarıda ve aşağıda NO_x emisyonlarının sırasıyla %0.01 azaldığı ve %0.8 arttığı belirtilmiştir.

Williams vd., (2002) tarafından Avrupa hava sahası özelinde CO_2 -kapasite sınırlaması ile kontrail oluşumu açısından dengeleme analizi yapılmıştır. Uçuş irtifasının sınırlandırılması sonucu CO_2 miktarında %4 lük bir artış olacağı, uçuş süresindeki değişimin ise uçak tipine ve rotaya bağlı olmakla birlikte ortalama %1 civarında olacağı belirtilmiştir. Çalışma sonucunda uçuş seviyesinin sınırlandırılmasının iklim etkisinin azaltılması açısından etkili bir yöntem olabileceği ancak kapasite kısıtlanmasından dolayı kontrolör iş yükünün artacağı belirtilmiştir.

Yakıt tüketimi ve emisyon salınımı genel olarak uçuş mesafesiyle artış göstermektedir. Vektör manevrasının uygulanması çoğu durumda uçuş mesafesinin de artmasına neden olacağı için yakıt/emisyon değerlerini de artıracaktır. Turgut vd., (2019) tarafından yapılan bir çalışmada, yaklaşık 200NM ile 800NM arasında değişen uçuş mesafelerini içeren uçuş verileri baz alınarak, dar gövdeli ticari bir uçak için kilometrede yolcu başına ortalama 88 gr CO_2 salınımı gerçekleştiği her 1NM mesafede ise ortalama 5.1 kg yakıt tüketimi gerçekleştiği ortaya konmuştur.

Literatürdeki çakışma çözümleme çalışmalarına bakıldığında vektör manevrası, hız ve seviye değişimi yöntemlerinin hepsinin bir arada kullanıldığı çalışmaların sınırlı

sayıda olduğu görülmektedir. Çalışmalar genellikle sadece vektör manevrası, seviye değişimi ya da hız değişimini incelemekte, bazılarıysa bunlardan ikisini seçmektedirler. İzleyen kısımda, çakışma çözümüyle ilgili literatürden seçilen çalışmalara yer verilmiştir.

Tian, Wan ve Ye, (2019) tarafından yapılan bir çalışmada, uçuş operasyonlarının sebep olduğu kontrail miktarlarını azaltmak için hava trafik kontrol tarafından uygulanan çakışma çözüm yöntemlerinin üçünün birden optimize edilmesi amaçlanmıştır. Çalışma, 4 çift yönlü rota, 7 giriş-çıkış noktası ve 2 kesişen rota bulunan bir sektör baz alınarak gerçekleştirilmiştir. Problemin çözümü için meta sezgisel yaklaşımlardan birisi olan baskın sıralı genetik algoritma II (NSGA-II) kullanılmıştır. Yüksek irtifalarda çakışmayı önlemek için uçaklardan birini tırmandırmak yerine alçaltmanın kontrail oluşumunu azaltacağı, bu durumun ise yakıt tüketimini artıracığı belirtilmiştir. Bowe ve Lauderdale, (2010) tarafından yapılan çalışmada ise çakışma çözüm yöntemlerinin minimum yakıt tüketimini sağlayacak şekilde seçilmesi araştırılmıştır. Çakışma çözümü için Advanced Airspace Concept (AAC) Autoresolver adlı algoritma kullanılmıştır. Bu algoritmanın ürettiği çakışma çözüm önerisi uygulanması sonucu toplam yakıt tüketimi ve gecikme miktarları ise Airspace Concept Evaluation System (ACES) adlı hızlı zamanlı simülasyon aracılığıyla hesaplanmıştır. Minimum yakıt tüketimi amaçlandığında, minimum gecikme stratejisine göre toplam yakıt tüketiminin %27 oranında düştüğü, toplam gecikmenin ise %25 oranında arttığı ifade edilmiştir. Hız değişiminin ise minimum yakıt açısından en verimli yöntem olduğu belirtilmiştir. Diğer taraftan yakıt tüketimi azalırken gecikme süresinin arttığına dikkat çekilmiş, bu duruma minimum yakıt tüketimi stratejisinde hız değişimi yönteminin daha çok tercih edilmesinin sebep olduğu belirtilmiştir. Bu iki çalışmada da uçak emisyonları incelenmemiş, ayrıca, optimum çözümü garanti etmeyen algoritmaların optimum çözüme yaklaşma oranları hakkında bilgi verilmemiştir.

Cecen ve Cetek, (2019) serbest rotalı hava sahasında çakışma çözümü ve yakıt tüketiminin minimizasyonu için iki aşamalı bir yaklaşım önermişlerdir. İlk aşamada, uçakların sektöre girebileceği farklı noktalar tanımlanarak oluşabilecek çakışma sayılarının azaltılması amaçlanmış, ikinci aşamada ise çözilemeyen çakışmalar için vektör manevrası önerilmiştir. İlk aşamada çözüm yöntemi olarak genetik algoritmalar ve yasaklı arama algoritması kullanılırken, ikinci aşamada ise doğrusal olmayan programlama kullanılmıştır. 20 ve 25 uçaklık deney setleri için yapılan analizde ilk aşamada genetik algoritma ve yasaklı arama algoritmasının gecikmeleri %90'a kadar

azaltılabileceği ve buna bağlı olarak yakıt tüketimeinde de önemli oranlarda iyileştirmeler olacağı ifade edilmiştir.

Clarke vd., (2008, 2012) tarafından yürütölen PARTNER projesi kapsamında karma tamsayılı modelleme ve bir algoritma yardımıyla yakıt tüketimi ve CO₂ emisyonu açısından optimum çakışma çözümü araştırılmıştır. Hız, seviye ve uçuş başı değişiminin incelendiği çalışmada, önerilen model, gerçek zamanlı simölasyonlarla kontrolör iş yükü ve durumsal farkındalık gibi insan faktörleri açısından da değerlendirilmiştir. Ancak çakışma çözümünde uçak emisyonları hakkındaki değerlendirmeler bu çalışmada da CO₂ emisyonu ile sınırlı kalmıştır. CO₂ emisyonu yakıt tüketimiyle doğru orantılı olarak ortaya çıkmakta (dolayısıyla yakıt tüketimi hesaplandıktan sonra sabit bir katsayıyla çarpılarak ortaya çıkan CO₂ emisyonu kolayca hesaplanabilmektedir), diğer emisyonların ise ortaya çıkma miktarları değerşiklik göstermektedir. Dolayısıyla ilgili çalışmada önerilen modelin diğer emisyon türlerinde nasıl değerişimlere neden olduğu belirsizdir.

Özellikle orta ve uzun mesafeli uçuşlarda seyir fazı toplam uçuş süresinin büyük bir kısmını oluşturduğu için uçaklar arası çakışma riski çoğunlukla seyir fazında ortaya çıkmaktadır. Dolayısıyla çakışma çözüm çalışmaları genellikle uçuşların seyir fazında gerçekleştirilmiştir. Tırmanma, alçalma ve yaklaşma fazında gerçekleştirilen çakışma çözüm çalışmalarında ise daha çok yakıt ve güröltü incelenmiştir. Örneğin, Visser, (2008) yaklaşma safhasındaki uçaklar arası ayırma mesafelerinin yakıt ve güröltüye etkisini doğrusal olmayan programlamaya dayalı olarak çözümler üreten NOISHHH adlı optimizasyon aracıyla ölçmüştür. Bu araçla emisyon ölçümlerinin de yapılabileceği belirtilmiş, ancak, çalışmada emisyonlarla ilgili bir sonuç verilmemiştir. Ayrıca çalışmada, sadece arka arkaya gelen iki uçak için çakışma çözümü incelenmiş, diğer durumlar (kafa kafaya çakışma, rotaları belli bir açıyla kesişen uçaklar arası çakışma, farklı seviyeler arasında çakışma gibi) göz ardı edilmiştir.

Zou vd., (2016) tarafından yapılan çalışmada karma tam sayılı programlama kullanılmıştır. İki aşamalı bir yöntem önerilmiştir. İlk aşamada tek uçak için kontrailden kaçınacak şekilde rota belirleyen bir matematiksel model önerilmiştir. Kontrailden kaçındırma için seviye ve vektör manevrası kullanılmıştır. İkinci aşamada ise birden fazla uçak için çakışma çözümünde uçaklardan birinin yerde bekletilmesi önerilmiştir.

Uçuşların seyir fazını kapsayan ve yakıt tüketiminin azaltılmasının amaçlandığı diğer çakışma çözüm çalışmalarından, hız ve uçuş başı değerişiminin kullanıldığı çalışmalar (Vela vd., 2010), (Omer, 2015a, 2015b) tarafından; hız ve seviye

manevralarının kullanıldığı bir çalışma (Vela vd., 2009) tarafından ve sadece uçuş başı değişikliğinin uygulandığı bir çalışma (Cecen & Cetek, 2019) tarafından gerçekleştirilmiştir. Bu çalışmalarda ise karma tam sayılı programlama (Omer, 2015a, 2015b; Vela vd., 2009, 2010) ve doğrusal olmayan programlama ile metasezgisel algoritma (Cecen & Cetek, 2019) gibi yöntemler kullanılmıştır. Bu çalışmalarda uçak emisyonları dikkate alınmamış ve çakışma çözüm tekniklerinin en fazla ikisi modele dahil edilmiştir. Ayrıca yakıt tüketimi hesabında, (Vela vd., 2010) yakıt tüketim formüllerinden faydalanırken diğer çalışmalar BADA veri tabanından faydalanmıştır. Çakışma çözüm çalışmalarında, çakışma çözümünde uygulanan manevraların anlık olarak gerçekleştiği varsayımı ve bu süreçteki yakıt tüketimlerinin göz ardı edilmesi yaygın bir yaklaşımdır. Yukarıda sayılan çalışmalardan yalnızca, Omer (2015a, 2015b) çakışma çözüm manevralarının (hız, seviye ve uçuş başı değişikliklerinin) gerçekleşme sürelerini bir takım formüllerle hesaplayarak modele dahil etmişlerdir.

Bilindiği kadarıyla üç ayırma tekniğinin matematiksel modelleme yöntemiyle ele alındığı ilk çalışmalardan birisi Clarke vd., (2012) tarafından gerçekleştirilmiştir. Ancak, bu çalışmada, matematiksel modelin çakışma çözümünü nasıl sağladığına dair detaylara yer verilmemiş olup çakışma çözüm manevralarının anlık olarak gerçekleştiği varsayılmıştır. Ayrıca, yakıt hesabında sadece bazı hız ve uçuş seviyeleri için yakıt tüketim değerlerini içeren BADA (Base of Aircraft Data) veri tabanı kullanılmıştır. Bir diğer çalışma ise Alonso-Ayuso vd., (2016a) tarafından gerçekleştirilmiştir. Çalışmada, üç ayırma tekniğinin de kullanılabildiği bir doğrusal olmayan karma tamsayılı model geliştirilmiştir. Alonso-Ayuso vd., (2016b) tarafından gerçekleştirilen bir diğer çalışmada ise karma tamsayılı doğrusal optimizasyon modelini yinelemeli olarak çözmeyi temel alan bir metasezgisel algoritma önerilmiştir. Ancak bu iki çalışmada uçakların yakıt ve emisyonları incelenmemiştir. Ayrıca, bu çalışmalarda da çakışma çözüm manevralarının anlık olarak gerçekleştiği varsayılmıştır.

Son zamanlarda ise Baneshi vd., (2023) tarafından yapılan bir çalışmada, geniş ölçekli rota planlaması yaparken ortaya çıkabilecek çakışmaların stratejik düzeyde hız değişimi kullanılarak çözülebilmesi ve CO₂ dışındaki emisyonların en küçüklenmesi için bir doğrusal olmayan matematiksel model önerilmiştir. Bu çalışmada sadece hız değişimi ele alınmış olup çakışmaların stratejik düzeyde yani uçuş öncesi planlama aşamasında çözülmesi hedeflenmiştir. Oysa, uçuş sırasındaki hava şartları, gecikme durumları ve

uçakların teknik elamanlarının hassasiyetiyle ilgili belirsizlikleri 6nceden hesaba katmak oldukça zordur. Bu nedenle çakışmaların taktiksel d6zeyde de ele alınması 6nemlidir.

Diğ er taraftan çakışma 6z6m6nde, emisyon ve yakıt t6ketimi genellikle BADA veri tabanı ya da aerodinamik form6ller aracılığ ıyla hesaplanmaktadır (Park & Clarke, 2016; Tian vd., 2018). BADA, birçok uçak tipi için belli uçuş seviyeleri ve uçuş hızları için yakıt t6ketim değ erlerinin sağ landığ ı bir veri tabanıdır (Eurocontrol, 2004). Ancak BADA veri tabanıyla yapılan yakıt t6ketim tahminlerinde hata payı y6ksek olabilmektedir.

Tablo 2.1’de yukarıda bahsi geçen çalışmaların kısa bir 6zeti verilmiştir. En alt satırda ise bu tez çalışmasıyla ilgili bilgiler de yer almaktadır. Tablodaki alışmalar amaç, y6ntem, 6z6m yaklaşımı, uygulanan manevra eşitleri, manevraların gerçekleşme s6relerini hesaba katma (gerçekçi manevralar) ve gerçek uçuş verisinden yararlanma bakımından karşılaştırılmıştır.

Tablo 2.1. Çakışma çözümünde yakıt veya emisyonları ele alan çalışmalar

Yazar	Yakıt/Emisyon minimizasyonu	Formülasyon	Çözüm yaklaşımı	Manevra	Gerçekçi manevra	Gerçek uçuş verisi
Vela vd., (2009)	✓	KTP	CPLEX	U ✗ S ✓ H ✓	✗	✗
Vela vd., (2010)	✓	KTP	CPLEX	U ✓ S ✗ H ✓	✗	✗
Clarke vd., (2012)	✓	KTP	CPLEX	U ✓ S ✓ H ✓	✗	✗
Omer, (2015a)	✓	KTP	Gurobi	U ✓ S ✗ H ✓	✗	✗
Omer, (2015b)	✓	KTP	Gurobi	U ✓ S ✗ H ✓	✓	✗
Zou vd., (2016)	✓	TP	SA	U ✓ S ✓ H ✗	✗	✗
Alonso- Ayuso vd., (2016a)	✗	DOKTP	Minotaur	U ✓ S ✓ H ✓	✗	✗
Alonso- Ayuso vd., (2016b)	✗	DOKTP	MA	U ✓ S ✓ H ✓	✗	✗
Cecen & Cetek, (2019)	✓	KTP	CPLEX ve MA	U ✓ S ✗ H ✗	✗	✗
Tian, Wan ve Ye, (2019)	✓	KTP ve DOKTP	MA	U ✓ S ✓ H ✓	✗	✗
Baneshi vd., (2023)	✓	DOP	MA	U ✗ S ✗ H ✓	✗	✗
Bu tez çalışması	✓	DOKTP ve MA	LINDO ve MA	U ✓ S ✓ H ✓	✓	✓
Kısaltmalar KTP: Karma tamsayı programlama TP: Tamsayı programlama DOKTP: Doğrusal olmayan karma tamsayı programlama SA: Sezgisel algoritma MA: Metasezgisel algoritma				U: Uçuş başı değişimi S: Seviye değişimi H: Hız değişimi		

Özetlemek gerekirse, çakışma çözüm tekniklerinin emisyonlar üzerindeki etkilerinin optimizasyonunun sınırlı sayıda çalışıldığı görülmüştür. Çakışma çözümü alanındaki çalışmalar genellikle yakıt tüketimini, gecikme süresini, uçuş süresini ya da çakışma sayısını optimize etmeye odaklanmıştır. Uçakların çevresel etkilerinin incelendiği çakışma çözüm çalışmalarının ise gürültü, kontrail ya da CO₂ emisyonuyla

sınırlı kaldığı görülmüştür. Dahası, birçok çalışmada çakışma çözümü için uçuş başı, seviye ya da hız manevrasından sadece bir ya da ikisi kullanılmıştır. Oysa, gerçek uçuş operasyonlarında çakışma çözüm yöntemlerinin her üçü de kullanılmaktadır. Bu çalışmada, seyir safhasındaki uçuş operasyonlarının neden olduğu emisyonlar tüm çakışma çözüm yöntemleri ele alınarak optimizasyon bakış açısıyla değerlendirilecektir.

Dahası birçok çalışma, yakıt tüketimini BADA aracılığıyla hesaplamaktadır. Ancak burada sağlanan yakıt değerleri oldukça muhafazakâr olup farklı hız ve uçuş seviyelerine karşılık yakıt tüketim değerleri mevcut değildir. Bu tez çalışmasında ise yakıt ve emisyon hesabında, bir uçağın gerçek uçuş operasyonu sırasında uçuş veri kaydedicisi (flight data recorder, FDR) tarafından kaydedilmiş gerçek uçuş verileri kullanılacaktır. FDR verileri anlık uçak konumu, süre, hız, yön, irtifa, yakıt tüketimi, alçalma/tırmanma oranı gibi birçok parametreyi içermektedir. Ayrıca, çakışma çözüm çalışmalarında hız, uçuş başı ve uçuş seviyesi değişikliklerinin anlık olarak gerçekleştiği kabulü yaygın bir yaklaşımdır. Bu değişikliklerin gerçekleşme süresi ve bu süreçte yakıt ve emisyonlardaki değişikliklerin modele dahil edilmesi önemlidir. Bu çalışmada, hız ve seviye değişikliklerinin gerçekleşme süreleri ve bu süreçteki yakıt ve emisyon değerlerinin değişimi FDR verilerinin analiziyle belirlenecek ve matematiksel modele dahil edilecektir. Ayrıca hız değişim limitleri de FDR verilerinden elde edilen değerlere göre belirlenecektir. Bu yönleriyle de bu tez çalışması özgün bir yaklaşım sunmaktadır. Özet olarak çalışmanın katkıları şu şekilde sıralanabilir:

- Çakışma çözümünde hız, uçuş başı ve seviye değişikliği yöntemlerinden uygun olanın kullanılmasıyla yakıt ve NO_x emisyonunun minimize edilmesi.
- Hız, uçuş başı ve seviye değişikliği manevraları uygulanırken yakıt tüketiminin, NO_x emisyonunun ve bu manevralar sırasında harcanan sürenin de hesaba katılması.
- Yakıt ve emisyon tahmini için oldukça zengin bir FDR veri setinin kullanılması. Bu verilere dayalı olarak geliştirilen regresyon modellerinin matematiksel modele kısıt olarak eklenmesiyle çakışma çözüm literatürüne yenilikçi bir yaklaşım katması.

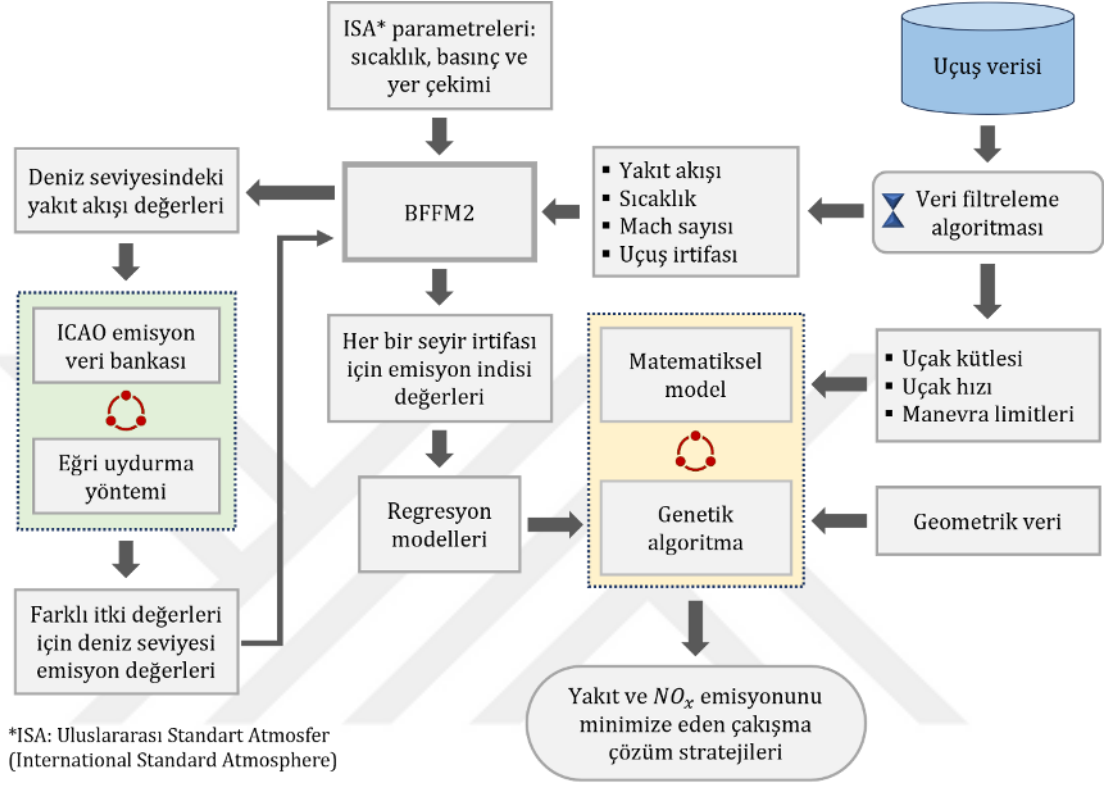
3. MATERYAL VE YÖNTEM

Uçuş operasyonları sırasında çakışma çözümünde uygulanan yöntemlerin uçakların yakıt tüketimine ve emisyonlarına olan etkisinin incelenebilmesi için öncelikle uçakların seyir uçuşu, seyir uçuşunda uçuş başı ve hız değişimi, bir üst seviyeye tırmanma ya da bir alt seviyeye alçalma sırasında yakıt tüketimindeki değişim miktarının belirlenmesi gerekmektedir. Bu amaçla bir veri işleme ve filtreleme algoritması geliştirilmiştir. Bu algoritma sayesinde çeşitli uçuş aşamaları için belirlenen yakıt tüketim miktarları kullanılarak emisyonlar da hesaplanabilmektedir.

Uçak emisyonlarının hesaplanmasında FDR verilerinden elde edilen yakıt tüketim değerleri baz alınarak Uluslararası Sivil Havacılık Örgütü (International Civil Aviation Organisation, ICAO) tarafından sağlanan emisyon veri tabanı ve Boeing Fuel Flow Method-2 (BFFM2) kullanılarak seyir irtifalarındaki emisyon değerleri uçak tipi/motor tipi, uçuş irtifası, uçak ağırlığı ve uçuş hızına göre hesaplanmıştır. Hesaplanan yakıt ve emisyon değerleri matematiksel modele parametre olarak tanıtılmıştır. Ayrıca, uçak hızı, uçak kütlesi ve manevra limitleri gibi parametreler de FDR verilerinden elde edilerek matematiksel modele girdi olarak tanıtılmıştır. Manevra limitleri uçakların çakışma çözümünde uygulayabilecekleri manevraların maksimum ya da minimum miktarlarını belirlemek amacıyla kullanılmıştır. Bu limitlerin belirlenmesiyle ilgili detaylı bilgiler sonuç kısmında verilmiştir. Diğer yandan uçakların mevcut koordinat bilgilerini de içeren geometrik veriler de modele ayrıca tanıtılmıştır. Devamında ise matematiksel modelin doğrusal olmaması ve büyük veri setleri için doğrusal olmayan çözücülerin çözüm üretememesi nedeniyle modelin çözümü için bir genetik algoritma önerilmiştir.

FDR verilerinin filtrelenmesinde Python 3.8, bu verilerin analizinde, görselleştirilmesinde ve istatistiksel olarak değerlendirilmesinde ise Python 3.8, IBM SPSS ve MS Excel programlarından faydalanılmıştır. Söz konusu matematiksel model ise GAMS (General Algebraic Modeling System) platformunda kodlanmıştır. GAMS doğrusal, karma tamsayılı, doğrusal olmayan ve karma tamsayılı doğrusal olmayan modeller gibi birçok farklı türdeki modellerin çözümü için çeşitli çözücüler sunmaktadır (Kronqvist vd., 2019). Genetik algoritma ise Python 3.8 yazılımı kullanılarak geliştirilmiştir. Çalışmada izlenen tüm metodolojiyi özetleyen akış şeması Şekil 3.1’de verilmiştir.

GAMS platformunda yer alan doğrusal olmayan çözücülerden LINDO çözücüsü ile küçük veri setleri için çözüm elde edilmiş ve bu sonuçlar genetik algoritmanın performansını değerlendirmek amacıyla kullanılmıştır.



Şekil 3.1. Çalışmada izlenen yöntemin özeti

İzleyen kısımda ilk olarak FDR verileri tanıtılmış daha sonra bu verilerin filtrelenmesi – tüm veri içerisinde istenen kısımların belirlenmesi ve çekilmesi işlemi – için izlenen yöntem açıklanmıştır.

3.1. Veri seti

FDR verileri bir uçağın operasyonu sırasında kaydedilen çok sayıda parametreden oluşmaktadır. Bu parametrelerin bazıları zaman, irtifa, uçuş hızı, uçuş yönü, tırmanma-alçalma oranları, yakıt akışı, sıcaklık ve basınç olarak sıralanabilir. Bu çalışmada emisyon hesabı için FDR verilerindeki parametrelerden faydalanılacaktır. Bu verilerin bir kısmı genel olarak Tablo 3.1’de gösterildiği gibi ifade edilebilir. Bu verilerden bazıları doğrudan motor parametreleri ya da flap ve istikamet dümeni gibi uçak elemanlarının pozisyonlarıyla ilgilidir. Bu gibi verilerden faydalanarak da yakıt tüketimini tahmin etmek mümkün olmakla birlikte uçuş sırasında bu verilere erişim birtakım zorluklar

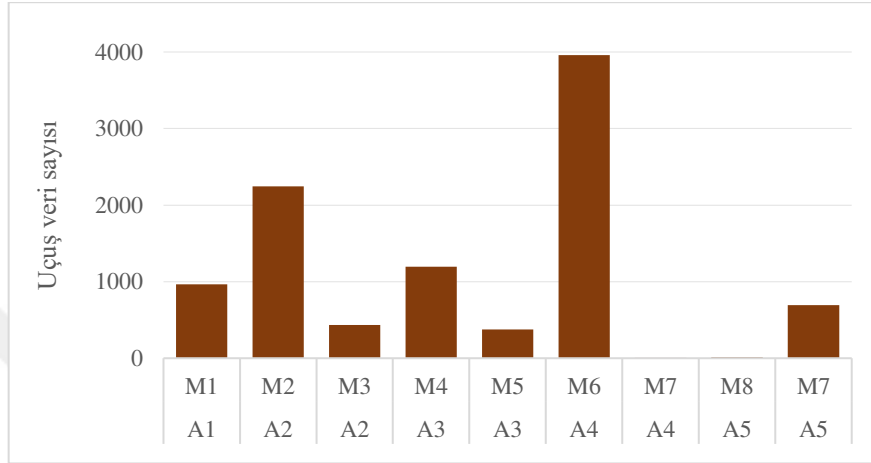
barındırmaktadır. Ancak uçuş irtifası ve hızı gibi verilerin erişimi çok daha kolaydır. Bu nedenle bu tez çalışmasında uçağın yörüngesiyle ve hareketleriyle ilgili parametrelerden yola çıkılarak yakıt ve emisyon tahmini yapılmıştır.

Tablo 3.1. *FDR parametreleri ve açıklamaları*

Parametre	Açıklama	Parametre	Açıklama
Time	Zaman (s)	WIN_DIR	Rüzgâr yönü (°)
GWC	Uçağın toplam kütlesi (kg)	HEAD	Baş açısı (°)
ALT_STD	Standart irtifa (ft)	LATPC	Enlem (°)
GS	Uçağın yere göre hızı (knots)	LONPC	Boylam (°)
FLT_PATH	Uçuş yörünge açısı (°)	TAT	Toplam dış hava sıcaklığı (°C)
TLA1	Birinci motorun gaz kolu açısı	SAT	Statik dış hava sıcaklığı (°C)
FF1C	Birinci motorun anlık yakıt tüketimi (kg/h)	BAROMB	Dış hava basıncı (hPa)
N11	Birinci motorun N1 devri (%)	FUEL_QTY	Uçakta bulunan yakıt miktarı (kg)
N21	Birinci motorun N2 devri (%)	FBURN	Toplam anlık yakıt kullanımı (kg/h)
EGT1	Birinci motorun egzoz gaz sıcaklığı (°C)	FBURN1	Birinci motorun anlık yakıt kullanımı (kg/h)
TLA2	İkinci motorun gaz kolu açısı	FBURN2	İkinci motorun anlık yakıt kullanımı (kg/h)
FF2C	İkinci motorun anlık yakıt tüketimi (kg/h)	FQTY_TON	Uçakta bulunan anlık yakıt miktarı (kg)
N12	İkinci motorun N1 devri	IASC	Düzeltilmiş gösterge hızı (knots)
N22	İkinci motorun N2 devri (%)	LONG	Uçağın boylamasına (longitudinal) ivmesi
EGT2	İkinci motorun egzoz gaz sıcaklığı (°C)	LATG	Uçağın yanal (lateral) ivmesi
TAS	Gerçek hava hızı (knots)	VRTG	Uçağın dikey (vertical) ivmesi
MACH	Mach sayısı	RUDD	İstikamet dümeni pozisyonu (°)
FLAPC	Flap açısı	ROLL	Uçağın sağa-sola yatış açısı
WIN_SPDR	Rüzgâr hızı (knots)	PITCH	Uçağın yunuslama açısı (°)

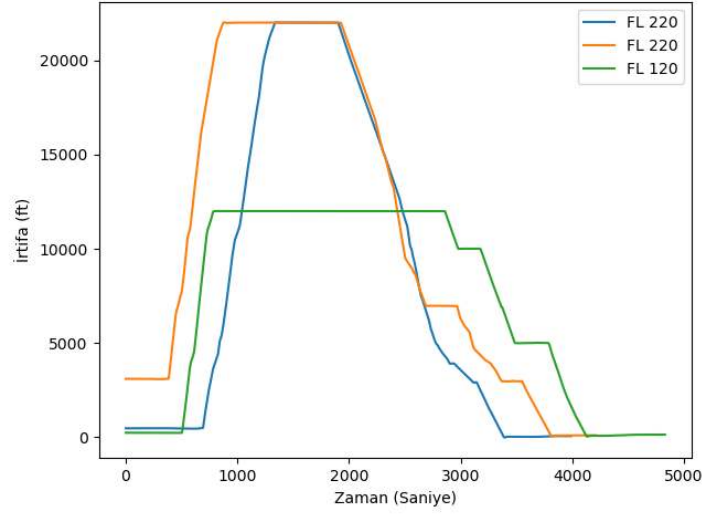
Çalışmada kullanılacak olan uçak tipleri, ticari uçuşlarda en sık kullanılan dar gövdeli uçak tipleri referans alınarak belirlenmiştir (Eurocontrol, 2019). Şekil 3.2’de veri setinde yer alan uçuşlarda kullanılan uçak ve motor tipi dağılımı verilmiştir. Bu uçakların tipleri A1, A2, A3, A4 ve A5 şeklinde isimlendirilmiş olup veri seti 5 farklı uçak tipini içermektedir. En çok veri bulunan ilk iki uçak tipi A4 ve A2’dir. Bu uçakların

kullandıkları motor tipleri ise M1’den M8’e kodlanmış olup toplam 8 farklı motor tipi mevcuttur. Şekilden de görüldüğü gibi aynı tipteki uçaklar farklı tipte motorlar kullanabilmektedir. Uçak/motor tipi bakımından çok az sayıda olmaları nedeniyle A4/M7 ve A5/M8 verileri analiz dışında tutulmuş olup buradan sonraki değerlendirmeler bu verileri kapsamamaktadır.



Şekil 3.2. Veri setinde yer alan uçuşlarda kullanılan uçak ve motor tipi dağılımı

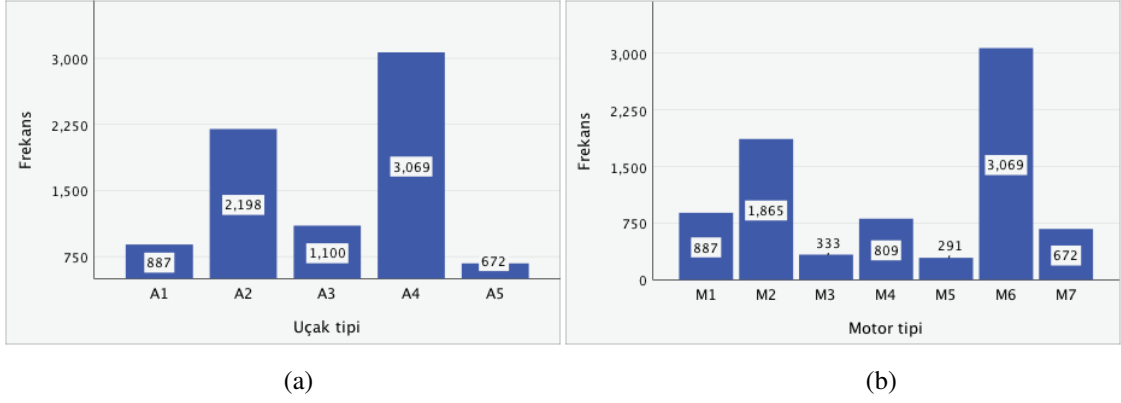
Uçuş verileri incelendiğinde uçuş seviyelerinin FL120-FL410 aralığında değiştiği görülmüştür. Ancak ortalama olarak FL240 seviyesinin altında kalan seviyeler genellikle seyir irtifası olarak kullanılmamaktadır. FL240 seviyesinin altı daha çok tırmanma-alçalma operasyonları, kısa mesafeli uçuşlar ya da kısa süreli düz uçuşlarda kullanılmaktadır. Dolayısıyla seyir seviyesi FL240’ın altında kalan uçuş verileri kapsam dışında tutulmuştur. Şekil 3.3’te seyir irtifalarının FL240’ın altında kalması nedeniyle kapsam dışında tutulan uçuş verilerinden üç tanesinin zamana bağlı irtifa değişimi gösterilmiştir.



Şekil 3.3. İrtifa limiti altında kalan uçuş örneklerinin zamana bağlı irtifa değişimi

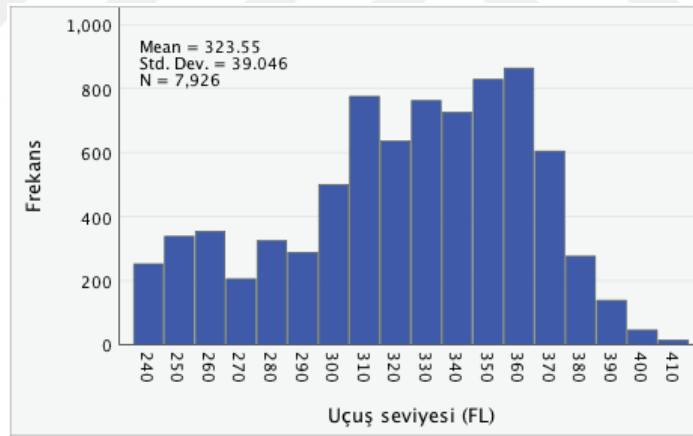
Seyir süresinin kısa olması durumunda uçakların ortalama yakıt tüketimlerinin aynı seviyedeki orta ve uzun seyir süresine sahip uçuşlara göre farklılaştığı gözlemlenmiştir. Bunun nedeni seyir fazının yakıt tüketim değerlerinin tırmanma ve alçalma fazlarındaki yakıt tüketiminden etkilenmesi olabilir. Kısa süreli seyir uçuşlarında bu etki daha fazla olmaktadır. Bu durumun seyir uçuşlarındaki yakıt tüketimine olan etkisini azaltmak için seyir safhasının ilk ve son kısımlarının bir kısmı seyir uçuşu dışında tutulmuştur. Ayrıca bazı uçuşlarda seyir aşaması çok kısa sürmekte ya da hiç seyir uçuşu gerçekleşmemektedir. Bu nedenle seyir aşaması için bir alt süre sınırı tanımlanmıştır.

Bu işlemten sonra elde edilen uçuş seviyelerinin uçak ve motor tipine göre dağılımları Şekil 3.4'te verilmiştir. Buna göre en fazla uçuş seviyesi A4 tipindeki uçak için 3069 olarak, en az uçuş seviyesi ise 672 uçuş seviyesi ile A5 tipindeki uçaklar için tespit edilmiştir. Motor tipi bakımından en çok uçuş seviyesi ise M6 motor ailesi için 3069 olarak, en az uçuş seviyesi ise M5 motor ailesi için 291 olarak belirlenmiştir (Bu noktada uçuş seviyesi (Flight level, FL) kavramını tanıtmakta fayda vardır. Uçuş seviyesi operasyonel olarak kullanım kolaylığı sağlaması açısından irtifanın 100ft ile bölünmesiyle elde edilen bir kısaltmadır. Örneğin 30000ft = FL300).



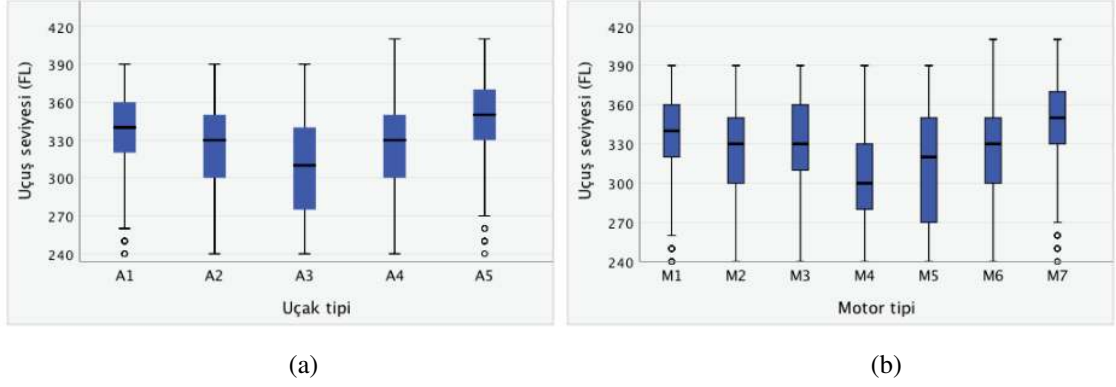
Şekil 3.4. (a) Uçak tipi, (b) motor tipi bazında seyir seviyesi sayısı

Veri setindeki tüm uçak tipleri dahil edildiğinde seviyelere göre uçuş sayısı Şekil 3.5'te gösterildiği şekildedir. Buna göre ortalama uçuş irtifası 32355ft (standart sapma 39.046) olarak elde edilmiştir. En sık kullanılan seviye FL360 iken en az kullanılan seviye FL410'dır. En sık kullanılan ilk beş seviye ise FL360, FL350, FL310, FL330 ve FL340 şeklindedir.



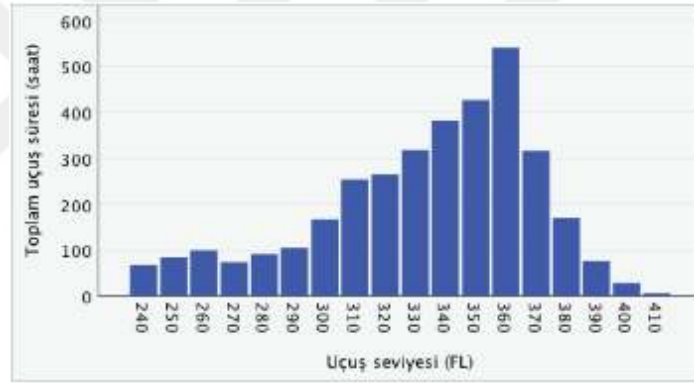
Şekil 3.5. Tüm uçak/motor tipleri için seviyelere göre uçuş sayısı

Uçak ve motor tipine göre kullanılan seviyelerin ortalaması ve değişim aralığı Şekil 3.6'da verilmiştir. Buna göre sadece A4/M6 ve A5/M7 uçak/motor tiplerinin FL400 üstünde uçuşu mevcuttur. A3/M4'ün ortalama uçuş seviyesi görece daha düşük iken en yüksek ortalama uçuş seviyesinin A5/M7 tipindeki uçak/motor tipine ait olduğu görülmektedir.



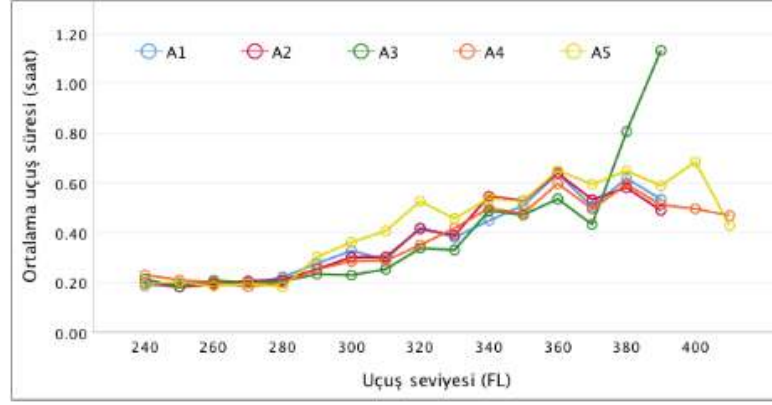
Şekil 3.6. (a) Uçak tipine göre (b) motor tipine göre seyir irtifalarının değişimi

Seviyelere göre tüm uçak tipleri için toplam uçuş süresi Şekil 3.7’de verilmiştir. Uçuş süresinin en yüksek olduğu seviye FL360 olarak gerçekleşmiştir. Uçuş süresinin en yüksek olduğu ilk beş uçuş seviyesi ise FL360, FL350, FL340, FL330 ve FL370’dır.



Şekil 3.7. Seviyelere göre toplam seyir süresi

Şekil 3.8’de uçak tiplerine göre farklı uçuş seviyelerindeki ortalama uçuş süresi verilmiştir. Şekilden görüldüğü üzere ortalama uçuş süresinin 24000ft’den 28000 ft’e kadar yaklaşık 0.2 saat civarında olduğu 28000 ft’den sonra ise bu sürenin arttığı görülmektedir.



Şekil 3.8. Farklı uçak tiplerinin seviyelere göre toplam uçuş süreleri

Uçuş seviyesine ve toplam uçuş süresine göre yapılan değerlendirmeler ışığında en sık kullanılan ve uçuş sürelerinin yüksek olduğu uçuş seviyeleri düşünüldüğünde FL300 ile FL360 arasındaki seviyeler bu çalışmada kullanılacak seyir seviyeleri olarak belirlenmiştir. Bu seviyelerdeki uçuş sayıları Tablo 3.2’de verilmiştir. Çalışmanın bundan sonraki kısmı bu seviyeler baz alınarak yürütülecektir.

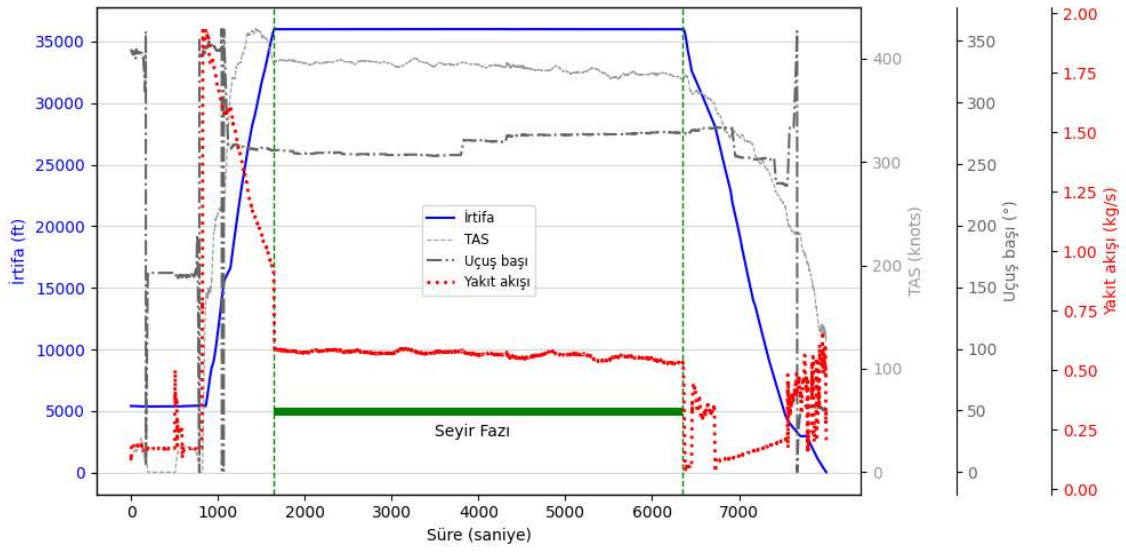
Tablo 3.2. Uçuş sıklığı ve seyir süresine göre seçilen uçuş seviyeleri ve bu seviyelerdeki uçuş sayıları

Uçak tipi	Motor tipi	FL300	FL310	FL320	FL330	FL340	FL350	FL360	Toplam
A1	M1	58	72	89	92	103	97	96	607
A2	M2	115	170	138	201	175	267	230	1296
	M3	16	43	31	22	33	36	39	220
A3	M4	88	106	53	54	50	57	42	450
	M5	15	16	17	24	28	33	26	159
A4	M6	184	327	268	302	272	256	328	1937
A5	M7	23	41	40	67	64	82	102	419
Toplam		499	775	636	762	725	828	863	5088

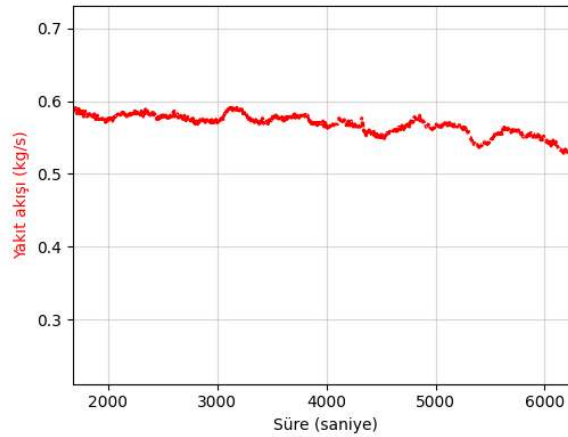
3.2. FDR verilerinin filtrelenmesi

Çalışmada seyir uçuşu ele alındığı için ilk etapta FDR verilerini tek tek inceleyerek uçağın seyir uçuşunda olup olmadığını, seyir uçuşundaysa hangi hız, seviye ve uçuş başıyla uçuşunu belirlemek ve bu süreçte uçağın yakıt tüketim değerleri ve yakıt tüketimini etkileyebilecek parametreleri filtrelemek gerekmektedir. Ayrıca bu parametrelerde bir değişim olup olmadığı da kontrol edilmelidir. Şekil 3.9’da örnek olması açısından bir uçağın yaklaşık 8000 saniye boyunca uçuşu sırasında irtifa, gerçek hava hızı, uçuş başı ve yakıt tüketimindeki değişimler gösterilmiştir. Diğer fazlara göre

daha stabil bir faz olan seyir fazında yakıt akışı çok fazla değişmiyor gibi gözükmeyle birlikte grafiğe yakından bakıldığında yakıt akışının da birtakım faktörlere bağlı olarak küçük iniş çıkışlar sergilediği görülmektedir (Şekil 3.10). İlk bakışta gerçek hava hızının seyir fazı boyunca azalma eğilimi gösterdiği yakıt akışının da buna paralel bir şekilde azalma eğilimi göstermiş olabileceği yorumu yapılabilir. Ayrıca seyir fazının uçuşun önemli bir bölümünü oluşturduğu da gözlemlenebilir.



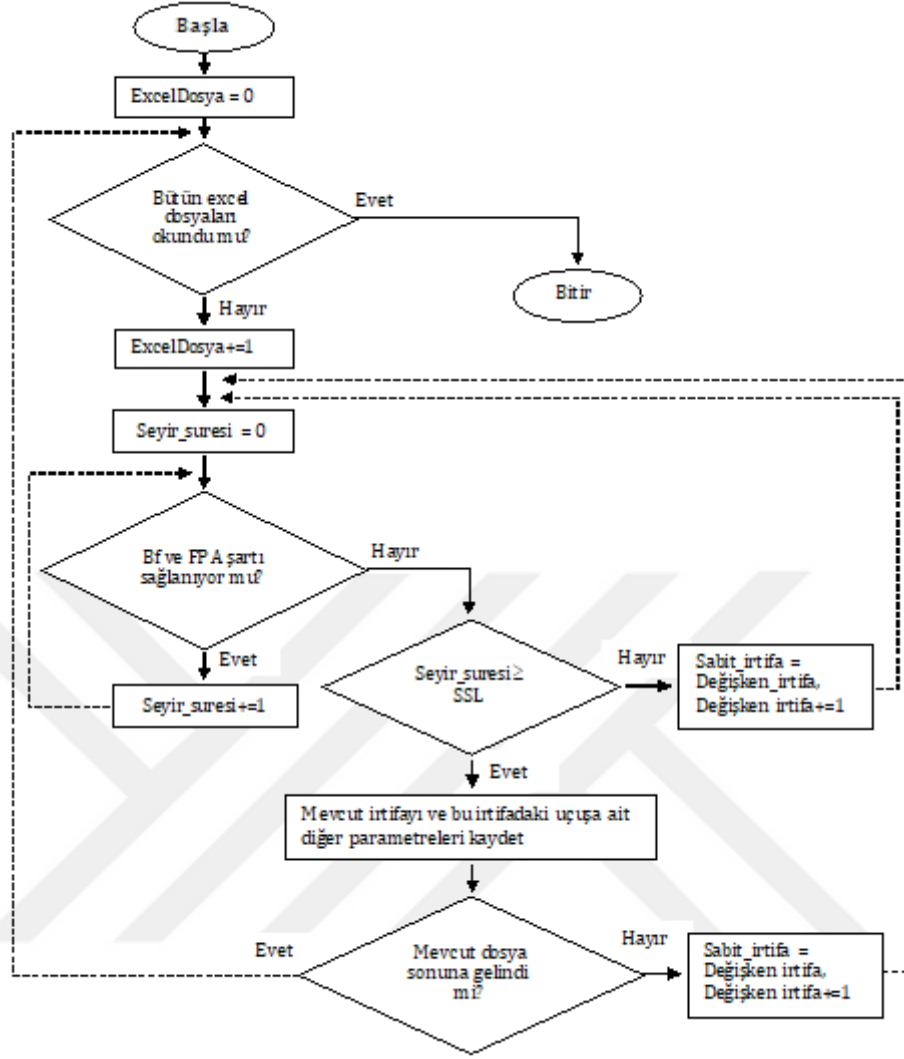
Şekil 3.9. Bir uçağın seyir fazı arasındaki gerçek hava hızı (TAS), uçuş başı ve yakıt tüketimi değişimi



Şekil 3.10. Seyir fazında yakıt tüketimindeki değişime yakından bakış

İstenen verilerin hızlı ve sistematik bir şekilde filtrelenebilmesi için Python programı kullanılarak bir algoritma yazılmıştır. Bu algoritma sayesinde 9879 adet uçuş dosyası incelenmiş ve istenen veriler filtrelenerek işlenmiştir. Her bir excel dosyası

sadece bir uçuş operasyonunun verilerini içermektedir. Seyir aşaması için geliştirilen algoritmanın akış şeması Şekil 3.11’de verilmiştir. Bu algoritmanın işleyişi şu şekildedir. Öncelikle bir dosya içerisinde yer alan ve *excel csv* formatında bulunan FDR verileri algoritma tarafından sırayla okunur. Her bir dosyanın irtifa sütunu (ALT_STD) ve uçuş yörünge açısı sütunu (FPA) bulunur. İrtifa sütunundaki ilk değer (sabit irtifa) ile bir sonraki satırda yer alan irtifa (değişken irtifa) değerleri karşılaştırılır. Eğer bu iki irtifa değeri arasında belirlenen bir tolerans değerinden (Bf) daha küçük bir fark varsa (yani $|sabit\ irtifa - değişken\ irtifa| \leq Bf$ ise) ve mevcut satırdaki FPA değeri sıfıra eşitse, sayaç değeri (*seyir suresi*) bir artırılır ve bir sonraki satırda yer alan değerle karşılaştırma yapılır. Bu şekilde ilk irtifa değeri sabit, ikinci irtifa değeri sürekli bir sonraki satıra kayacak şekilde karşılaştırma yapılır ve her defasında irtifa ve FPA kontrolü yapılarak işleme devam edilir. Sayaç değeri belirlenen seyir süre limitinden (SSL) büyük veya daha fazlaysa ilgili uçağın o seviyede düz uçuş yaptığı saptanmış olur. İlgili irtifa ve bu irtifada uçulan süreyi ifade eden sayaç değeri kaydedilir. Diğer durumda uçağın düz uçuş yapmadığı sonucuna ulaşılır. Sayaç değeri sıfırlanır ve değişken irtifanın o anki değeri sabit irtifaya atanır. Bu noktadan itibaren sabit irtifa değerinin yeni değerinden başlanarak yukarıda bahsedilen işlem tekrarlanır. Herhangi bir dosyadaki irtifa sütununun sonuna gelindiye bir sonraki dosyaya geçilir. Klasör içerisinde yer alan bütün excel dosyaları algoritma tarafından okunduysa uçakların hangi seviyede ne kadar süre düz uçuş yaptığı, düz uçuş sırasındaki yakıt akış hızı, uçak ağırlığı, uçuş hızı, uçuş başı gibi bilgiler başka bir excel dosyasına kaydedilir. Program sonlandırılır.



Şekil 3.11. Seyir uçuşunu tespit eden ve gerekli verileri filtreleyen algoritmanın akış şeması

Hız, seviye ve uçuş başı değişikliği aşaması için de Şekil 3.11’de verilen algoritmayla benzer şekilde çalışan algoritmalar geliştirilmiştir. Ancak seyir uçuşu sırasında uçak hızlarının sürekli değişim göstermesi nedeniyle bir hız değişim aralığı belirlemek faydalı olacaktır. Veriler incelendiğinde bu değişimlerin ortalama -5 knots ile +5 knots arasında yoğunlaştığı görülmüştür. Bu değişimlerin bir çakışma çözüm gereğinden değil de farklı faktörlere (hava şartları gibi) bağlı olduğu düşünülmektedir. Ayrıca küçük hız değişimlerinin bir çakışma çözümünde etkili bir yöntem olmadığı da belirtilmelidir. Bu bağlamda hız değişimi için bir alt limit belirlemek ve bu limit üstündeki hız değişimlerini incelemek daha uygun olacaktır. Bu doğrultuda veri setinde yer alan uçuşlardan uçuş seviyesi FL300 ile FL360 arasında olan ve hız değişim miktarı 20 knots ve daha fazla olan uçuşlar araştırılmıştır.

3.3. FDR verileri kullanarak yakıt ve emisyon tahmini

Uçakların yakıt tüketiminin ve emisyonlarının doğru bir şekilde tahmin edilmesi, uçuş verimliliğini artırarak emisyonların çevresel etkilerini azaltmak açısından önem taşımaktadır. Bu tahmin işlemi gerçek uçuş verisi kullanılarak yapılabilmektedir. Bu veriler kullanılarak gelecekteki bir uçuşun ya da uçuş sırasında muhtemel bir manevranın yakıt ve emisyonlara etkisi de tahmin edilebilir.

Bu çalışmada matematiksel modele kolayca entegre edilebilmesi ve görece basit ve kullanışlı olması nedeniyle yakıt tüketimi tahmini için regresyon modelleri kullanılmıştır. Regresyon analizi, geleneksel veri odaklı istatistiksel yöntemlerden biri olup taksi (Khadilkar & Balakrishnan, 2012) ve alçalma (Turgut, 2011) gibi uçuşun farklı aşamalarında ve terminal hava sahası gibi farklı hava sahası bölümlerinde (Szenczuk & Gomes, 2022) yakıt tüketimini tahmin etmek için kullanılmıştır. Regresyon analizi, bilinen bağımsız ve bağımlı değişkenleri kullanarak bağımsız değişkenlerin farklı değerleri için bağımlı değişkenin alabileceği değeri tahmin etmeye olanak sağlar. Ancak bağımsız değişkenlerin dikkatli bir şekilde seçilmesi tahmin kalitesi açısından önemlidir.

Uçakların yakıt tüketimini etkileyen birçok faktör söz konusu olup bu faktörler arasında motor tipi, gerçek hava hızı, uçak kütlesi, atmosferik yoğunluk, kanat referans alanı, tırmanma/alçalma oranı, uçuş yolu açısı gösterilebilir (Collins, 1982). Bu faktörlerden bazıları birbirleriyle de bağlantılı olabilmektedir. Bu nedenle yakıt tüketimi tahmini için değişkenlerin seçimine ilişkin evrensel bir standart mevcut değildir (Huang & Cheng, 2022). Dolayısıyla, yakıt tüketiminin modellenmesi için birçok operasyonel değişken seçilebilir. Diğer bir deyişle yakıt tüketimini etkileyen birçok faktör olmasına rağmen en doğru tahmini yapabilecek parametrelerin belirlenmesi önem arz etmektedir. Literatüre bakıldığında yakıt tüketimini tahmin etmeyi amaçlayan çalışmaların da farklı değişkenleri ele aldığı görülmüştür. Örneğin, Chati ve Balakrishnan, (2016) uçuş irtifası, yer hızı, dikey hız (tırmanma/alçalma oranı) ve kalkış kütlesini referans alarak yakıt tüketimini tahmin etmeye çalışmışlardır. Bir diğer çalışmada ise Khadilkar ve Balakrishnan, (2012) taksi sırasındaki yakıt tüketimini tahmin etmek amacıyla taksi süresi, durma sayısı, dönüş ve ivmelenme sayısı gibi değişkenleri ele alınmıştır. Huang vd., (2017) ile Huang ve Cheng, (2022) genel havacılıkta kullanılan piston motorlu uçakların yakıt tüketimini tahmin etmek için yer hızı, uçuş irtifası ve dikey hız gibi değişkenlere dayalı modeller geliştirmişlerdir.

3.4. Uçuşun seyir aşamasının manevralara göre sınıflandırılması

Bu çalışma uçuşun seyir aşamasını kapsamakla birlikte bu aşamada uçakların tırmanma, alçalma, hız ve uçuş başı değişikliği gibi çeşitli manevralar yapabildiğini hatırlamakta fayda vardır. Bu manevralar yakıt tüketimini ve ortaya çıkan emisyon miktarlarını etkileyebilmektedir. Bu nedenle seyir aşaması bu gibi manevraların varlığına bağlı olarak çeşitli kategorilere ayrılmış ve her bir kategori için yakıt tüketimi ve emisyon tahmini ayrı ele alınmıştır. Böylece her bir kategorideki yakıt tüketimini ve NO_x emisyonunu en doğru şekilde tahmin eden değişkenler ayrı ayrı belirlenebilir. Emisyonlar genellikle yakıt tüketimiyle ilişkili oldukları ve yakıt tüketimi temel alınarak hesaplandıkları için NO_x emisyonunun tahmini için de her bir kategorideki yakıt tüketimi için belirlenen değişkenler kullanılmıştır. Söz konusu kategoriler sabit seyir, hız değişimi, uçuş başı değişimi ve seviye değişimi olarak sıralanabilir. Bu kategorilerin açıklaması ve her bir kategori için belirlenen bağımlı ve bağımsız değişkenler izleyen kısımda verilmiştir.

- **Sabit seyir aşaması** uçakların seyir aşamasındayken tırmanma-alçalma, hız ve uçuş başı değişikliği gibi herhangi bir manevra yapmadığı durumları kapsamaktadır. Belirlenen tolerans dahilindeki hız değişiklikleri göz ardı edildiği için bu gibi durumlarda hız değişikliği olmadığı kabul edilmiştir. Bu aşama seyir uçuşunun büyük bir kısmını kapsadığı için yakıt tüketimini olabildiğince doğru bir şekilde tahmin etmek önemlidir. Bu aşamadaki yakıt tüketimi tahmini için ilk olarak belirlenen faktörler uçak tipi, motor tipi, irtifa, uçak kütlesi ve gerçek hava hızıdır. Ancak burada verilen tüm değişkenleri kullanarak sabit seyir aşaması için tek bir regresyon modeli geliştirmek yerine her bir uçak/motor tipi ve seyir irtifasına göre ayrı regresyon modelleri geliştirilmiştir. Bunun nedeni ise kategorik ve sürekli değişkenlerin bir arada bulunması ve doğrusal olmayan ilişkilerden dolayı regresyon modelinin hata payının artmasıdır. Bu işlemten sonra uçak ağırlıklarına ve gerçek hava hızına göre regresyon analizi yapılmıştır. Burada bağımlı değişken ortalama yakıt tüketimi ve NO_x emisyon indisi olup bağımsız değişkenler ise uçak ağırlığı ve gerçek hava hızıdır. Birden fazla bağımsız değişken olduğu için çoklu regresyon analizi uygulanmıştır.
- **Hız değişimi aşaması** uçakların seyir aşamasında belirlenen toleransı aşan hız değişikliklerini ifade etmektedir. Hız değişikliği, uçağın hızının artırılması ya da azaltılması şeklinde uygulanabilmektedir. Bu aşama sadece hız değişikliğinin

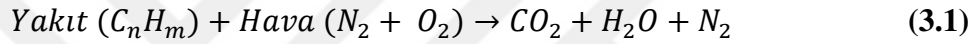
olduğu hızlanma ya da yavaşlama kısmını kapsamaktadır. Bu aşamada sabit seyir aşamasına göre tek değişen faktör uçağın hızı olduğu için hız değişim miktarı bağımsız değişken olarak belirlenmiştir. Hız azaltma durumunda bu değişken negatif değerler alırken hız artıma sırasında pozitif değerler almaktadır. Bu sayede hız değişimi aşaması için tek bir bağımsız değişken belirlenmiştir. Bağımlı değişken ise hız değişimi sırasında sabit seyir aşamasına göre yakıt tüketiminde meydana gelen ortalama değişimdir. Hız değişimi için tüm motor tiplerini ve seyir seviyelerini kapsayan tek bir regresyon denklemi geliştirilmiştir. Bunun nedeni geliştirilen regresyon denkleminin matematiksel modele kısıt olarak eklenmesi ve bu durumun matematiksel modelin karmaşıklığını ve çözüm süresini artırmasıdır. Matematiksel modelde her bir motor tipi ve seyir seviyesi ayrı bir indis ile temsil edilirse bu etki çok daha yüksek olabilmektedir. Sabit seyir aşamasına kıyasla oldukça kısa süren hız değişiminde böyle bir yol izlenmesinin toplam yakıt tüketimi tahminine etkisi oldukça sınırlı olacaktır.

- **Uçuş başı değişimi aşaması** uçakların seyir aşamasında bir vektör manevrası yaptığı kısımları belirtmektedir. Bu aşama da hız değişimi aşamasına benzer olarak uçuş başı değişimi sırasındaki dönüş manevrasının yapıldığı kısmı kapsamaktadır. Bu manevra uçuş yönüne göre sağa ya da sola doğru belirli bir açıyla gerçekleştirilir. Bu aşamanın yakıt tüketimine etkisi sınırlı olabilmektedir. Bu nedenle uçuş başı değişimi sırasında yakıt tüketiminin değişmediği varsayımıyla hareket etmek matematiksel modeli basit tutmak açısından faydalı bir yaklaşım olabilir. Yine de bu manevranın yakıt tüketimine etkisi hakkında detaylı değerlendirmelere sonuç kısmında yer verilmiştir.
- **Seviye değişimi aşaması** ise uçakların tırmanma ya da alçalma yaptıkları kısımları kapsamaktadır. Genellikle tırmanma sırasında yakıt tüketim değeri seyir uçuşuna göre daha fazla olurken alçalma sırasında ise daha düşük olmaktadır. Bu nedenle, tırmanma ve alçalma fazlarındaki yakıt tüketimi ve emisyonların hesaba katılması daha doğru sonuçlar elde edilmesini sağlayacaktır. Uçakların seyir aşamasında gerçekleştirdiği tırmanma ve alçalma manevrasına ek olarak uçakların seyir irtifasına ulaşana kadar yaptığı tırmanma hareketi ve seyir uçuşu tamamlandıktan sonraki alçalma hareketi de analize dahil edilmiştir. Diğer bir deyişle veri setinde yer alan uçuşların FL300 ile FL360 arasındaki tırmanma ve alçalma fazlarının tamamı hesaba katılmıştır. Çünkü farklı aşamalarda

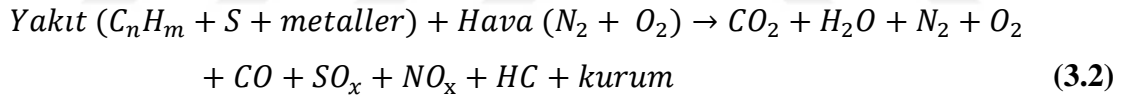
gerçekleştirilen bu tırmanma ve alçalma hareketi temelde aynı uçuş dinamiklerine dayanmaktadır. Bu aşamadaki yakıt tüketimi değerleri her bir uçak tipi için ortalama değerlerden hareketle belirlenmiştir.

3.5. Boeing Fuel Flow Method-2

BFFM2, Boeing tarafından geliştirilen bir yöntem olup deniz seviyesindeki emisyon değerlerinin istenen bir atmosfer şartına düzeltilmesine olanak sağlamaktadır. Bu yöntemle, deniz seviyesindeki emisyon değerleri kullanılarak yüksek irtifalardaki uçakların emisyonları hesaplanabilmektedir (Dubois ve Paynter, 2006). Bu işlemler emisyon indisleri kullanılarak yapılır. Emisyon indisi (EI), 1 kg yakıt yakıldığında ortaya çıkan gram cinsinden emisyon miktarıdır. Turbofan motora sahip bir uçakta ideal yanma denklemi şu şekilde ifade edilebilir (Lee vd., 2009; Masiol & Harrison, 2014).



Gerçek uçuş şartlarında ise yanma sonrası oluşan ürünler farklılık göstermektedir. Gerçek yanma denklemi ise izleyen şekilde ifade edilebilir (Lee vd., 2009; Masiol & Harrison, 2014).



CO₂ ve H₂O emisyonları yakıt tüketimi ile doğru orantılı olarak ortaya çıkmaktadır. Dolayısıyla bir uçağın yakıt tüketimi biliniyorsa bu emisyon türleri de kolayca hesaplanabilmektedir. Uçuş fazı fark etmeksizin 1 kg kerosenin tam yanması sonucu ortaya çıkan CO₂ ve H₂O emisyonları sırası ile 3156g ve 1237g'dır. Bu nedenle yakılan 1 kg kerosen için karbondioksitin emisyon indisi 3156 g/kg-yakıt ve su buharının emisyon indisi ise 1237 g/kg-yakıt olarak alınmıştır (Lee vd., 2010; Lewis vd., 1999).

NO_x, CO ve HC emisyonları ise yakıt tüketimiyle ilişkili olmakla birlikte bu ilişki doğru orantılı değildir. Bu emisyon türleri BFFM2 yönteminin işlem adımları uygulanarak hesaplanabilir. Deniz seviyesindeki emisyon indisleri farklı motor tipleri için uçağın bulunduğu uçuş fazına göre ICAO emisyon veri tabanında sağlanmaktadır (ICAO, 2017). Bu veriler kullanılarak herhangi bir uçuş irtifasındaki emisyon indisleri CO, HC ve NO_x emisyonları için izleyen şekilde hesaplanmaktadır (Dubois & Paynter, 2006).

EICO_{alt} : Uçuş irtifasında CO emisyon indisi (g/kg)

$EICO_{sl}$: Deniz seviyesi koşullarına göre CO emisyon indisi (g/kg)

$EIHC_{alt}$: Uçuş irtifasında HC emisyon indisi (g/kg)

$EIHC_{sl}$: Deniz seviyesi koşullarına göre HC emisyon indisi (g/kg)

$EINOx_{alt}$: Uçuş irtifasında NO_x emisyon indisi (g/kg)

$EINOx_{sl}$: Deniz seviyesi koşullarına göre NO_x emisyon indisi (g/kg)

H : Nem düzeltme faktörü

w : Nemlilik oranı

T_{amb} : Ortam sıcaklığı

P_{amb} : Ortam basıncı

T_{sl} : Deniz seviyesi sıcaklığı

P_{sl} : Deniz seviyesi basıncı

$\theta_{amb} = T_{amb}/T_{sl}$

$\delta_{amb} = P_{amb}/P_{sl}$

$H = -19 (w - 0.00634)$

$$EICO_{alt} = EICO_{sl} \left(\frac{\theta_{amb}^{3.3}}{\delta_{amb}^{1.02}} \right) \quad (3.3)$$

$$EIHC_{alt} = EIHC_{sl} \left(\frac{\theta_{amb}^{3.3}}{\delta_{amb}^{1.02}} \right) \quad (3.4)$$

$$EINOx_{alt} = EINOx_{sl} \left(\frac{\delta_{amb}^{1.02}}{\theta_{amb}^{3.3}} \right)^{0.5} e^H \quad (3.5)$$

Burada NO_x için emisyon indisi hesaplanırken nemlilik oranı (w) değerinin de bilinmesi gerekmektedir. Genellikle bu değer, deniz seviyesinde %60 bağıl nem varsayımına dayalı olarak (bu durumda $w = 0.0064$ kg- H_2O /kuru hava) hesaplanmaktadır. Uçuş esnasında kaydedilen yakıt akış değerlerini deniz seviyesindeki yakıt akış değerlerine düzeltmek için izleyen formül kullanılır.

Wf_{sl} : Deniz seviyesindeki yakıt akış değeri (kg/sn)

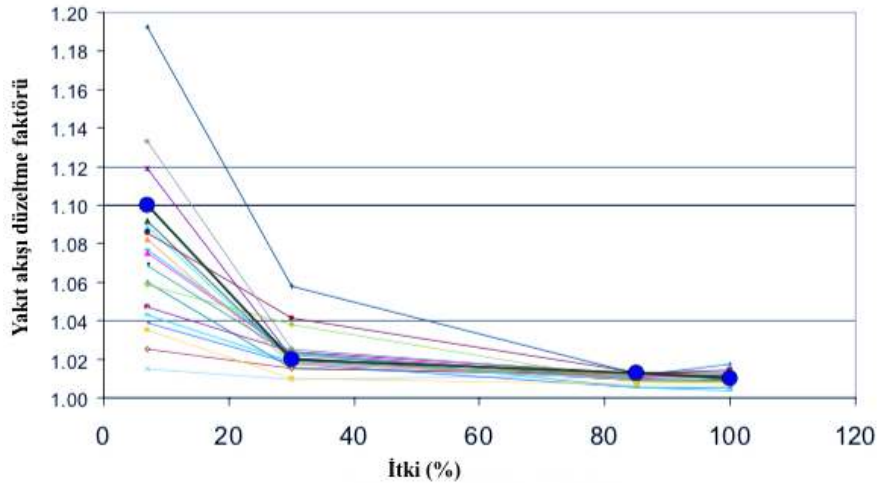
Wf_{alt} : Uçuş irtifasındaki gerçek yakıt akışı (kg/sn)

M : Mach sayısı

$$Wf_{sl} = Wf_{alt} \left(\frac{\theta_{amb}^{3.8}}{\delta_{amb}} \right) e^{0.2M^2} \quad (3.6)$$

Deniz seviyesindeki yakıt akış değerleri elde edildikten sonra, bu yakıt akış değerlerine karşılık gelen deniz seviyesindeki emisyon indisleri ICAO emisyon veri tabanı kullanılarak hesaplanabilir. Bu veri tabanında, emisyon indisleri uçakların LTO döngüsündeki taksi, kalkış, tırmanma ve yaklaşmayı içeren 4 faz için sağlanmaktadır. Her faz için sabit bir yakıt akış değeri kabul edilmektedir (ICAO, 2008).

ICAO emisyon veri tabanında sağlanan yakıt akışı değerlerinde uçakta bulunan çevre kontrol sisteminin (ECS) yakıt tüketimine etkisi hesaba katılmamaktadır. Farklı motor türleri için itkiyle yakıt düzeltme faktörünün değişimi Şekil 3.12’de verilmiştir (Dubois & Paynter, 2006). Görüldüğü gibi düşük itki değerlerinde motor türüne bağlı olarak yakıt akışını %20 ye yakın artırabilmekte iken yüksek itki değerlerinde bu oran %1’lere kadar düşmektedir. Bu çalışma, daha yüksek itki değerlerinin olduğu seyir fazını incelediği için bu fazda ECS’nin yakıt akışına etkisi sınırlı olacaktır. Diğer yandan Şekil 3.12’de görüldüğü gibi yüksek itki değerlerinde farklı motor türlerinin yakıt akışı düzeltme faktörlerinin birbirine oldukça yakın olduğu görülmektedir. Dolayısıyla yakıt düzeltme faktörü olarak her bir faz için ortalama değerleri almak uygun bir yaklaşım olabilir.



Şekil 3.12. İtkiyle yakıt düzeltme faktörü değişimi

Bu nedenle elde edilen yakıt tüketim değerleri Tablo 3.3’te belirtilen ortalama yakıt düzeltme faktörleriyle çarpılmıştır.

Tablo 3.3. M6 motor tipinin uçuş fazlarına göre yakıt ve emisyon indisi değerleri

	Kalkış	Tırmanma	Alçalma	Taksi
Güç yüzdesi (%)	100	85	30	7
FF (kg/s)	1.221	0.999	0.338	0.113
Düzeltilme faktörü	1.010	1.013	1.020	1.100
Düzeltilmiş FF (kg/s)	1.233	1.012	0.345	0.124
HC (g/kg-yakıt)	0.100	0.100	0.100	1.900
CO (g/kg-yakıt)	0.200	0.600	1.600	18.800
NO _x (g/kg-yakıt)	28.800	22.500	10.800	4.700

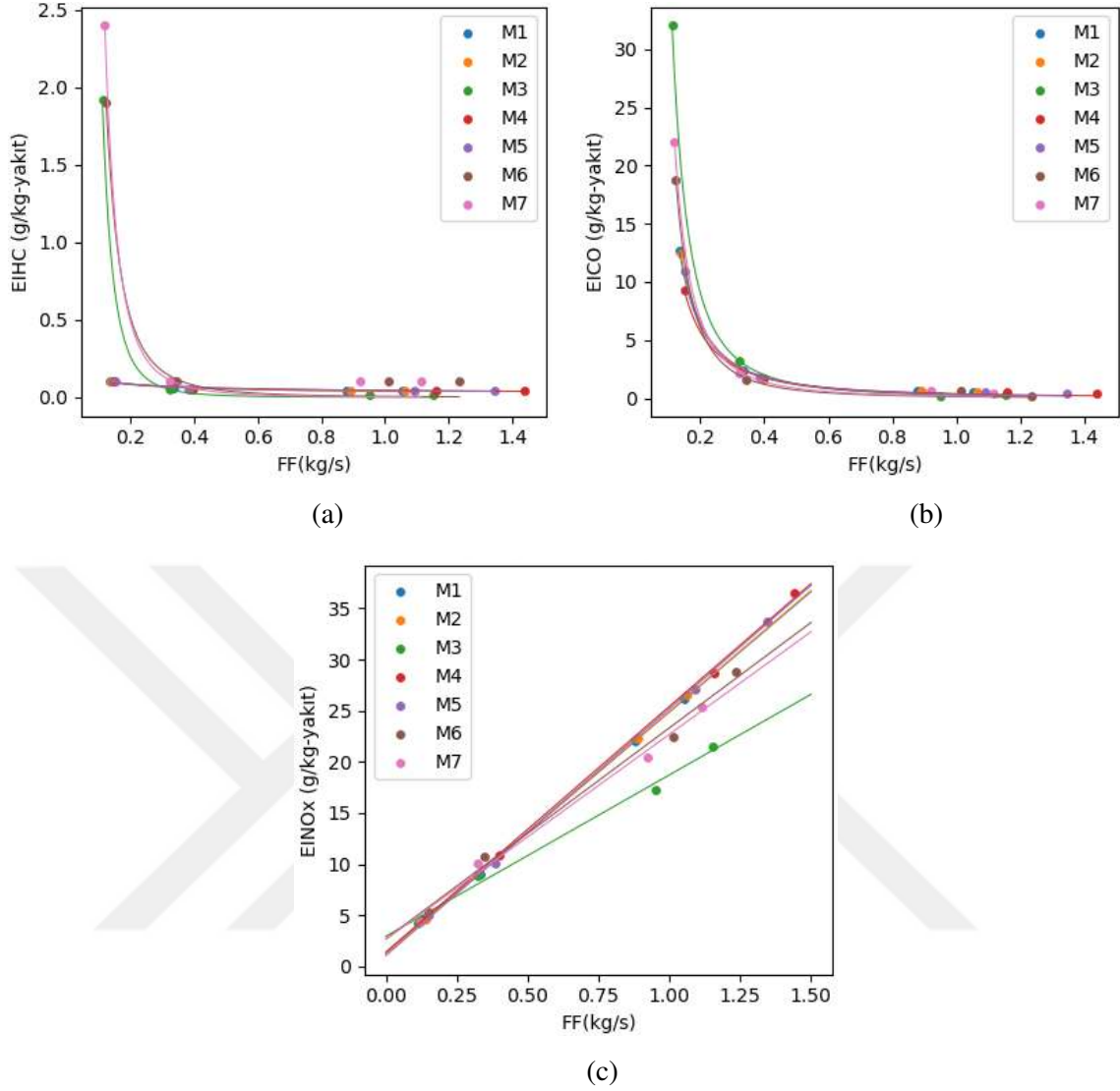
Çalışma kapsamında incelenen 7 motor türüne ait 4 farklı itki değeri için düzeltilmiş yakıt tüketim değerleri hesaplanmıştır.

Seçilen 7 motor tipi için ICAO emisyon veri bankasında HC, CO ve NO_x emisyonlarına ait emisyon indisi değerleri dört farklı itki değeri için sağlanmaktadır. Bu dört farklı itki değeri rölanti (itki: %7), yaklaşma (itki: %30), tırmanma (itki: %85) ve kalkış (itki: %100) fazlarındaki itki değerleridir. Ancak, uçaklar burada belirtilen fazların dışında (örneğin seyir fazında) ya da burada belirtilen fazda uçuşmasına rağmen farklı itki değerinde (dolayısıyla yakıt tüketimi de değişecektir) uçabileceği için bu dört fazın dışında kalan itki değerleri için emisyon indisi değerlerinin belirlenmesi gerekmektedir. Bu amaçla elde edilen regresyon eğrileri HC, CO ve NO_x için Şekil 3.13'te verilmiştir.

HC emisyon indisi yakıt tüketimindeki artışla beraber üssel bir olarak azalma eğilimi göstermektedir. Bu nedenle tüm motor tipleri için üssel azalan bir model oluşturulmuştur. Oluşturulan bu modellerin tümünün R² değerleri 0.99'dan büyüktür.

CO emisyon indisi de HC emisyon indisine benzer olarak yakıt tüketimindeki artışla beraber üssel bir olarak azalma eğilimi göstermektedir. Bu nedenle tüm motor tipleri için üssel azalan bir model oluşturulmuştur. Oluşturulan bu modellerin tümünün R² değerleri 0.88'den büyüktür.

NO_x emisyon indisiyle yakıt tüketimi arasında doğrusal bir ilişki olduğu gözlenmiştir. Bu nedenle tüm motor tipleri için doğrusal bir model oluşturulmuştur. Oluşturulan bu modellerin tümünün R² değerleri 0.99'dan büyüktür.



Şekil 3.13. (a) HC, (b) CO ve (c) NO_x emisyon indisleri için regresyon eğrileri

Farklı emisyon türlerinin emisyon indisleri belirlendikten sonra toplam emisyon miktarı izleyen formülle hesaplanabilir (ICAO, 2011).

$$E_{ik} = \sum TIM_i \times FF_i \times EI_{ik} \times Ne_i \quad (3.7)$$

Burada i uçak, k emisyon türü (HC, CO, NO_x) olmak üzere;

E_{ik} : i. uçağın k. emisyon türünden toplam emisyon miktarı (g)

TIM_i (Time in mode) : i. uçağın ilgili fazda uçuş süresi (saniye)

FF_i : i. uçağın yakıt akış miktarı (kg/s)

EI_{ik} : i. uçağın k. emisyon türünden emisyon indisi (g/kg-yakıt)

Ne_i : i. uçağın motor sayısı

Buradaki El_{ik} ilgili irtifa için BFFM2 yöntemiyle, FF_i ilgili uçak ve motor tipi için FDR veriyle ve TIM_i ise matematiksel model ile hesaplanacaktır.

3.6. Matematiksel model

Matematiksel modelleme tekniklerinin ulaşım, üretim, inşaat, iletişim, ekonomi, askeri ve sağlık gibi birçok alanda uygulama olanağı vardır. Bu teknikler, problemin yerel ya da global optimum çözümünü bularak belirlenen amacı en iyilemeye olanak tanımaktadır. Matematiksel modellerin doğrusal, doğrusal olmayan, tam sayılı, karma tam sayılı, dinamik ve rassal programlama gibi çeşitleri vardır (Hillier & Lieberman, 2005). Bir matematiksel model genel olarak amaç fonksiyonu, karar değişkenleri, kısıtlar ve parametrelerden oluşur. Bu çalışma kapsamında geliştirilen matematiksel model aşağıdaki özellikleri taşımaktadır:

- Çakışma çözümünde toplam yakıt tüketimi ve NO_x emisyonunu en aza indirecek en uygun çakışma çözüm stratejisini belirleyebilmesi.
- Hız, uçuş başı ve seviye değişikliği yöntemlerinden herhangi birinin uygulanabilmesi (Bir uçağın bir çakışma çözümü için tek bir manevra yapmasına izin verilmiştir).
- Hız, uçuş başı ve seviye değişiklikleri sırasındaki yakıt tüketiminin ve NO_x emisyonunun da hesaba katılması.
- Uçak performansı ve yolcu konforu gibi kısıtları içermesi.
- Gerçek uçuş şartlarına uygulanabilir ve hayata geçirilebilir olması.

Uçakların hava sahasında emniyetli bir şekilde uçuşunu gerçekleştirebilmesi için iki uçak arasında sağlanması gereken emniyet mesafesinin sürekli korunması gerekmektedir. Bu işlem üç boyutlu uzayda gerçekleştiği için öncelikle problemi geometrik olarak tanıtmak faydalı olacaktır.

Bu çalışmada çakışma çözümü için oluşturulan geometrik yapı Pallottino vd., (2002) ve Alonso-Ayuso vd., (2016a)'da verilen metodoloji temel alınarak oluşturulmuştur. Alonso-Ayuso vd., (2016a) tarafından yapılan çalışmada uçakların hız, uçuş başı ve uçuş seviyesi değişikliği yapabildiği bir doğrusal olmayan model sunulmuş ve ilgili model Minotaur adlı doğrusal olmayan bir çözücü tarafından çözdürülmüştür. Modelin amaç fonksiyonları ise toplam hız değişikliği, toplam uçuş başı değişikliği ve toplam seviye değişikliğini ayrı ayrı en küçüklemeektir.

Bu tez çalışmasında ise Alonso-Ayuso vd., (2016a) tarafından izlenen metodoloji toplam yakıt ve emisyonları en küçükleyecek şekilde geliştirilecektir. Çünkü toplam manevra sayısının en küçüklenmesi her zaman yakıt ve emisyonların da en küçükleneceği anlamına gelmemektedir. Örneğin bir çakışma çözümünde farklı ağırlıklardaki aynı tip iki uçaktan birisi bir üst seviyeye tırmanacaksa toplam manevra sayısını en küçüklemeyi amaçlayan model için hangi uçağın tırmandığı önemsiz iken (çünkü her halükârda manevra sayısı 1 artacaktır) toplam yakıtı en küçüklemeyi amaçlayan model genellikle daha hafif olanı tırmandırmayı seçecektir.

Bu çalışmada ele alınan problem, her uçağın başlangıç ve istenen bitiş konfigürasyonu üzerinden hareketle genel olarak n sayıda uçak için modelleneyecektir. Başlangıç ve bitiş konfigürasyonu ise bir uçağın ilk ve son pozisyonunu (x , y koordinatları), hızını ve uçuş yönünü ifade etmektedir.

3.6.1. Varsayımlar

- Çalışma, sınırları belli bir hava sahası bölümünü referans almaktadır. Hava trafiğinin yönetimi hava sahasının coğrafi ve seviye olarak tanımlanmış bölümlerinde gerçekleştirilmektedir. Coğrafi ve seviye olarak tanımlanmış bu bölümlerin her biri “sektör” olarak ifade edilmektedir. Her sektör bir hava trafik kontrolör ekibinin sorumluluğundadır. Trafik yoğunluğu ve hava trafik kontrolörlerinin iş yüküne bağlı olarak ihtiyaç halinde sektör, alt sektörlere ayrılabilmesi gibi komşu sektörler ile birleştirilerek boyutları değiştirilebilir ve sektör kapasitesi gün içinde değişen talepler doğrultusunda dengelenir. Sektör, hava sahasının bir parçası olmakla birlikte bütünü temsil eder. Bir sektörde yapılacak iyi uygulamanın tüm sektörlere yaygınlaştırılmasıyla tüm hava sahasında iyileşme sağlanması potansiyeli yüksektir. Dolayısıyla, bu çalışma kapsamında geliştirilecek model, ilgili hava sahasında görev yapan kontrolör ekibine kendi sorumluluğu altında olan sektör için karar destek sistemi olarak hizmet vermesinin yanı sıra benzer hizmet diğer sektörler için de uygulanabilecektir.
- Başlangıçta sektörde yer alan uçak sayısı bilinmektedir.
- Başlangıçta uçakların sektöre giriş koordinatları, hızları, uçuş yönleri ve uçuş seviyeleri bilinmektedir. Bu bilgiler kontrolörlerin kullandıkları radar ekranından takip edilebilmektedir.

- Bir uçak aynı anda tek bir manevra uygulayacaktır. Örneğin, uçuş başı değişikliği sırasında ilgili uçağın hızı ve irtifası sabit kalacaktır. Bu varsayım modeli gerçekçilikten uzaklaştırmamaktadır. Çünkü gerçek hava trafik operasyonlarında da yolcu konforu ve uçuş dinamiği açısından aynı anda birden fazla manevra tercih edilmemektedir.
- Uçak kütlesi olarak incelenen irtifa aralığı olan 30000ft ile 36000ft arasındaki (bu seviyeler dahil) ortalama uçak kütlesi referans alınmaktadır. Uçuş boyunca uçak kütlesinin sabit kalacağı varsayılmaktadır. Yakıt tüketiminden kaynaklı olan minimal düzeydeki kütle azalması ihmal edilecektir.
- Hava sahasında aynı anda ikiden fazla uçak çakışma durumunda olabileceği için önerilen model tüm uçakların uçuş boyunca karşılaşılabileceği tüm çakışmaları çözecek şekilde ele alacaktır. İki uçak arasındaki çakışmayı çözerken kullanılacak manevra, diğer uçaklarla yeni bir çakışmaya neden olmayacak şekilde belirlenecektir.
- Hesaplamalar x-y-z koordinat düzlemi esas alınarak yapılmıştır. Bu varsayım dünyanın şeklinden dolayı gerçek hayatta birtakım farklılıklara neden olabilir. Ancak, bu tez çalışmasında bir hava sahası sektörü ele alındığı için bu fark oldukça küçük kalmaktadır. Örneğin, 200NM uzunluğundaki bir sektörün iki ucu arasındaki Öklid mesafesi ile dünyanın şeklini hesaba katan (Great Circle Distance) Haversine mesafesi arasındaki farklılık 1 NM civarındadır. Bu fark mesafe azaldıkça daha da küçülmektedir.
- Rüzgâr hızının sıfır olduğu kabul edilmiştir.

3.6.2. Küme

i ve j uçakları, n ise sektördeki toplam uçak sayısını temsil etmektedir. Bu durumda N uçak kümesini ifade etmekte olup $N = \{1, 2, \dots, i, \dots, n\}$ ve $i, j \in N$ 'dir. z uçağın bulunduğu seyir irtifasını, Z ise seyir irtifa kümesini belirtmektedir. Her uçağın bir başlangıç seviyesi olacağı için toplam seviye sayısı da n olup $Z = \{1, 2, \dots, z, \dots, n\}$ ve $z \in Z$ 'dir.

3.6.3. Parametreler

- x_i, y_i : Uçakların başlangıç koordinatları.
 v_i : Uçakların başlangıç hızları (knots).

m_i	: Uçakların $(-\pi, \pi]$ aralığında başlangıçtaki hareket yönü (rad).
alt_i	: Uçakların başlangıç irtifaları (ft).
$qmin_i$	: Hız değişimi için alt limit (knots).
$qmax_i$	: Hız değişimi için alt üst limit (knots).
$pmax_i$	: Uçakların yapabileceği maksimum uçuş başı değişikliği (rad).
γmax_i	: Maksimum irtifa değişimi miktarı (ft).
$salt_{min}$	: Minimum sektör irtifası (ft).
$salt_{max}$	: Maksimum sektör irtifası (ft).
$upmax_i$	: İzin verilen maksimum tırmanma miktarı (ft).
$lwmax_i$	: İzin verilen maksimum alçalma miktarı (ft).
r_i	: Uçakların emniyetli ayırma mesafesi için gerekli yarıçap mesafesi (NM).
d_{ij}	: i ve j uçağı arasındaki mesafe (NM).
w_{ij}	: i ve j uçağını birleştiren doğrunun x eksenine yaptığı açı (rad).
$mass_{iz}$	: Uçak kütlesi (ton).
f_{dist_i}	: Planlanan uçuş mesafesi (NM).
ct_{iz}^{cr}	: Seyir fazında yakıt hesabı için regresyon sabiti.
cfm_{iz}^{cr}	: Seyir fazında yakıt hesabı için kütle katsayısı.
cfv_{iz}^{cr}	: Seyir fazında yakıt hesabı için hız katsayısı.
ctn_{iz}^{cr}	: Seyir fazında NO_x hesabı için regresyon sabiti.
$cfmn_{iz}^{cr}$	: Seyir fazında NO_x hesabı için kütle katsayısı.
$cfvn_{iz}^{cr}$	: Seyir fazında NO_x hesabı için hız katsayısı.
ct^{ac}	: İrtifa değişimi sırasındaki yakıt tüketimi hesabı için regresyon denklem sabiti.
cfr	: İrtifa değişimi sırasındaki yakıt tüketimi hesabı için regresyon denkleminde alçalma/tırmanma oranı katsayısı.
$cf\gamma$	: İrtifa değişimi sırasındaki yakıt tüketimi hesabı için regresyon denkleminde alçalma/tırmanma miktarı katsayısı.
ctn^{ac}	: İrtifa değişimi sırasındaki NO_x hesabı için regresyon denklem sabiti.
$cfrn$	: İrtifa değişimi sırasındaki NO_x hesabı için regresyon denkleminde alçalma/tırmanma oranı katsayısı.
$cf\gamma n$	: İrtifa değişimi sırasındaki NO_x hesabı için regresyon denkleminde alçalma/tırmanma miktarı katsayısı.
ct^{sc}	: Hız değişimi sırasındaki yakıt tüketimi hesabı için regresyon denklem sabiti.
cfq^{sc}	: Hız değişimi sırasındaki yakıt tüketimi hesabı için regresyon denkleminde hız katsayısı.
ctn^{sc}	: Hız değişimi sırasındaki NO_x hesabı için regresyon denklem sabiti.

$cfqn^{sc}$	: Hız değişimi sırasındaki NO_x hesabı için regresyon denkleminde hız katsayısı.
r_i^{si}	: i uçağının hız artırma oranı (s/knots).
r_i^{sd}	: i uçağının hız azaltma oranı (s/knots).
r_i^{ac}	: i uçağının alçalma/tırmanma oranı (ft/s).
ε	: Oldukça küçük pozitif bir sayı.
M	: Yeterince büyük pozitif bir sayı.

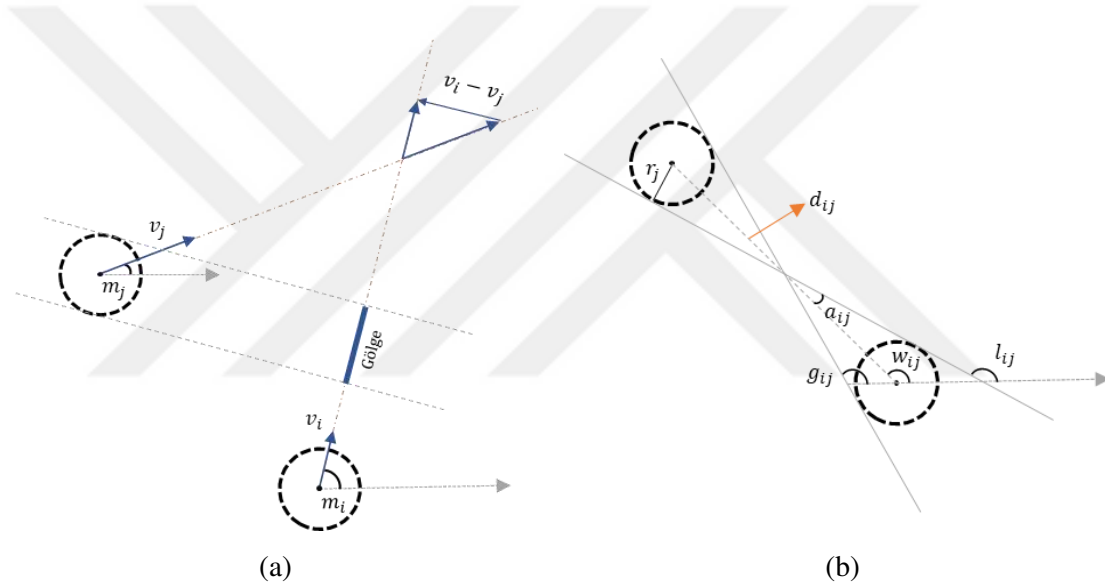
3.6.4. Karar değişkenleri

q_i	: i uçağının hız değişim miktarı (knots).
p_i	: i uçağının uçuş başı değişim miktarı (rad).
fc_{iz}	: i uçağı z irtifasına atandıysa 1, diğer durumda 0.
γ_i	: i uçağının irtifa değişim miktarı (ft).
cl_i	: i uçağı tırmandıysa 1, diğer durumlarda 0.
ds_i	: i uçağı tırmandıysa 1, diğer durumlarda 0.
cr_i	: i uçağı seviye değişikliği yapmayacaksa 1, diğer durumlarda 0.
si_i	: i uçağı hızını artırdıysa 1, diğer durumlarda 0.
sd_i	: i uçağı hızını azalttıysa 1, diğer durumlarda 0.
pc_i	: i uçağı uçuş başı değişikliği yaptıysa 1, diğer durumlarda 0.
qc_i	: i uçağı hız değişikliği yaptıysa 1, diğer durumlarda 0.
γc_i	: i uçağı seviye değişikliği yaptıysa 1, diğer durumlarda 0.
f_{time}_i	: i uçağının uçuş süresi (saat).
FF_{iz}	: i uçağının z seviyesindeki yakıt akış miktarı (kg/s).
FF_i^{cr}	: i uçağının seyir uçuşu boyunca toplam yakıt tüketimi (kg).
FF_i^{ac}	: i uçağının seviye değişimi sırasındaki toplam yakıt tüketimi (kg).
FF_i^{sc}	: i uçağının hız değişimi sırasındaki toplam yakıt tüketimi (kg).
NOx_{iz}	: i uçağının z seviyesindeki NO_x emisyon indisi (g/kg-yakıt).
NOx_i^{cr}	: i uçağının seyir uçuşu boyunca toplam NO_x emisyonu (g).
NOx_i^{ac}	: i uçağının seviye değişimi sırasındaki toplam NO_x emisyonu (g).
NOx_i^{sc}	: i uçağının hız değişimi sırasındaki toplam NO_x emisyonu (g).
$\delta_{ijz}^1, \delta_{ijz}^2, \delta_{ijz}^3, \delta_{ijz}^4, \delta_{ijz}^5, \delta_{ijz}^6, \delta_{ijz}^7, \delta_{ijz}^8, \delta_{ijz}^9$	$\in (0,1)$ olup hangi kısıtların devreye girip hangi kısıtların devre dışı kalacağına karar vermek için kullanılmaktadırlar.

i ve j uçakları temsil etmek üzere iki uçak arasındaki mesafe;

$$d_{ij} = \sqrt{(x_i - x_j)^2 + (y_i - y_j)^2} \quad (3.8)$$

şeklinde ifade edilebilir. D iki uçak arasında bulunması gereken minimum mesafe olmak üzere $d_{ij} \geq D$ ise herhangi bir çakışma yoktur. Çakışma çözümü kısıtlarını ifade edebilmek için iki uçak referans alındığında hız vektörlerinin (v_i, v_j) x-ekseniyle yaptığı açı (m_i, m_j) , bağlı hız vektörü $(\vec{v}_i - \vec{v}_j)$ Şekil 3.14 (a)'da, uçaklar arası minimum mesafeyi sağlamak için uçakların etrafında bulunması gereken r yarıçaplı emniyet çemberi (j uçağı için r_j olarak gösterilmiştir. $r = D/2$ 'dir.) ve çakışma çözümü kısıtlarında kullanılacak açılar Şekil 3.14 (b)'de verilmiştir.



Şekil 3.14. (a) Uçakların başlangıç konumları ve uçuş yönleri, (b) uçaklar arası mesafe ve açılar (Alonso-Ayuso vd., (2016a)'dan uyarlanmıştır)

Uçakların ilerideki bir noktada çakışma durumunda olup olmayacağını tahmin etmek için uçaklardan birinin diğerinin koruma çemberinin iki yanına paralel çizilen bölgenin (gölge, shadow) dışında kalıp kalmadığına bakılabilir. Şekil 3.14(a)'da i uçağı, j uçağının iki yanına çizilen paralel doğrunun oluşturduğu bölge dışındadır. Bu işlem, paralel doğruların i uçağının koruma çemberinin iki yanına çizilerek j uçağının bu bölgenin dışında kalıp kalmadığına bakılarak tekrarlanabilir (Not: koruma çemberinin iki yanına çizilen doğrular $(v_i - v_j)$ vektörüne paraleldir). Bu iki durum matematiksel olarak ifade edilerek çakışma kontrolü sağlanabilir. Bu durumda, aşağıda verilen şartlardan birisi sağlanıyorsa i ve j uçakları arasında çakışma yoktur.

$$\frac{(v_i + q_i) \sin(m_i + p_i) - (v_j + q_j) \sin(m_j + p_j)}{(v_i + q_i) \cos(m_i + p_i) - (v_j + q_j) \cos(m_j + p_j)} \geq \tan(l_{ij}) \quad (3.9)$$

$$\frac{(v_i + q_i) \sin(m_i + p_i) - (v_j + q_j) \sin(m_j + p_j)}{(v_i + q_i) \cos(m_i + p_i) - (v_j + q_j) \cos(m_j + p_j)} \leq \tan(g_{ij}) \quad (3.10)$$

Burada $(v_i + q_i)$, i uçağının çakışma çözümü için optimum hızını ifade etmektedir. $q_i = 0$ ise herhangi bir hız değişimine gerek kalmadığı, yani uçakların mevcut hızlarda uçuşuna devam etmeleri herhangi bir çakışma riski taşımadığı sonucuna ulaşılır. q_i değeri her uçak için model tarafından belirlenmesi gereken bir karar değişkenidir.

Denklem (3.9) ve (3.10)'da verilen $\tan(l_{ij})$ ve $\tan(g_{ij})$ değerlerini hesaplamak için:

$$d_{ij} = \sqrt{(x_i - x_j)^2 + (y_i - y_j)^2}$$

$$l_{ij} = w_{ij} + a \quad (3.11)$$

$$\tan a = \frac{r_i + r_j}{\sqrt{d_{ij}^2 - (r_i + r_j)^2}} \Rightarrow a = \arctan\left(\frac{r_i + r_j}{\sqrt{d_{ij}^2 - (r_i + r_j)^2}}\right)$$

i ve j uçaklarının birleştiren doğrunun eğimi:

$$\tan(180 - w_{ij}) = \frac{y_j - y_i}{x_j - x_i} \Rightarrow \tan(w_{ij}) = -\frac{y_j - y_i}{x_j - x_i}$$

$$w_{ij} = \arctan\left(-\frac{y_j - y_i}{x_j - x_i}\right) \quad (3.12)$$

w_{ij} ve a açıları kullanılarak $\tan(l_{ij})$ değeri hesaplanabilir.

$w_{ij} = g_{ij} + a$, $g_{ij} = w_{ij} - a$ bağıntısı kullanılarak $\tan(g_{ij})$ değeri hesaplanır.

$$\tan g_{ij} = \tan(w_{ij} - a) \quad (3.13)$$

3.6.5. Kısıtlar

Bir önceki kısımda çakışma çözümü için verilen Denklem (3.9) ve Denklem (3.10)'da karar değişkenlerinin bölüm halinde olması, trigonometrik fonksiyonlar içerisinde karar değişkenlerinin bulunması ve bu trigonometrik fonksiyonların karar değişkenleriyle çarpım halinde olması nedeniyle söz konusu denklemler doğrusal olmayan yapıdadır. Bu denklemleri matematiksel modelde kullanmak üzere kısıtlara

dönüştürmek için her iki denklemin paydaları eşitsizliğin karşısında yer alan $\tan(l_{ij})$ ve $\tan(g_{ij})$ ifadeleriyle çarpılabilir. Bu işlem denklemlerin sadece bölüm halinde olması durumunun önüne geçmekte olup denklemleri tamamen doğrusal hale getirmemektedir. Ancak modeldeki doğrusal olmayan yapının bir kısmının ortadan kaldırılması hem modelin karmaşıklığını azaltabilir hem de sonraki aşamalarda doğrusal olmayan diğer durumların da ele alınması için zemin oluşturabilir.

Denklem (3.9) ve Denklem (3.10)'nun paydalarının eşitsizliğin sağ tarafında bulunan sırasıyla $\tan(l_{ij})$ ve $\tan(g_{ij})$ ile çarpılması sırasında paydanın negatif olması durumunda eşitsizliğin yön değiştireceği hesaba katılmalıdır. Bu durumda model, çakışma özümü için Denklem (3.9) ya da Denklem (3.10)'dan uygun olana karar verecektir. Uygun olan denklemde paydanın negatif ya da pozitif olması durumuna da yine model karar verecektir. Paydanın negatif ya da pozitif olması uçakların hız vektörlerinin büyüklük farkından kaynaklanmaktadır.

Çakışma çözüm kısıtlarının geliştirilmesi üç aşamalı olarak gösterilmiştir. İlk iki aşama Kısıt (3.14 - 3.30)'u kapsamaktadır. Bu kısıtlar sadece anlatım kolaylığı olması açısından verilmiştir ve asıl modelde kullanılmamaktadır.

İlk aşamada Denklem (3.9) ya da Denklem (3.10)'dan birinin kullanılması ve her bir denklemin de paydasının negatif ya da pozitif olması hususları kısıtlara dönüştürülmüştür. Görüleceği üzere bu hususlar dört farklı durum ortaya koymaktadır. Bu durumlardan yalnızca bir tanesinin sağlanması çakışma çözümü için yeterli olacağından bu durumlar *veya-kısıtları (or-constraints)* olarak modellenenecektir. Bu kısıtları geliştirebilmek için yeterince büyük pozitif bir sayıyı temsil eden M ve 0-1 karar değişkenlerini ifade eden δ_{ijz}^1 , δ_{ijz}^2 , δ_{ijz}^3 ve δ_{ijz}^4 kullanılmıştır. Bu karar değişkenleri her bir i, j ve z indisi için ya 0 değerini ya da 1 değerini almaktadır. Söz konusu dört durum her i ve j uçak çifti ve z seviyesi için şu şekilde ifade edilebilir:

Durum 1: Denklem (3.9)'in paydasının 0'dan küçük olması durumunu ifade etmektedir. Eğer $(v_i + q_i) \cos(m_i + p_i) - (v_j + q_j) \cos(m_j + p_j) \leq 0$ ise eşitsizlik yön değiştireceğinden Denklem (3.9) şu şekilde yazılabilir:

$$\begin{aligned} & (v_i + q_i) \sin(m_i + p_i) - (v_j + q_j) \sin(m_j + p_j) \\ & \leq \tan(l_{ij}) \{ (v_i + q_i) \cos(m_i + p_i) - (v_j + q_j) \cos(m_j + p_j) \} \end{aligned}$$

Bu durumda Denklem (3.9) izleyen kısımda verilen Kısıt (3.14) ve Kısıt (3.15) ile ifade edilebilir. Bu iki kısıtı yazarken yeterince büyük bir sayı olan M ile δ_{ijz}^1 0-1 karar değişkeni kullanılmıştır. δ_{ijz}^1 karar değişkeni 1 değerini aldığı anda Kısıt (3.14) paydanın 0'dan küçük bir değer almasını sağlamaktadır.

$$(v_i + q_i) \cos(m_i + p_i) - (v_j + q_j) \cos(m_j + p_j) \leq M(1 - \delta_{ijz}^1) \quad (3.14)$$

Eşitsizliğin sağ tarafında bulunan ifadenin eşitsizliğin sol tarafına alınması ile Kısıt (3.15) elde edilmiştir. Kısıt (3.15), Kısıt (3.14) ile çalıştığı için aynı 0-1 karar değişkeni δ_{ijz}^1 kullanılmıştır.

$$\begin{aligned} & (v_i + q_i) \sin(m_i + p_i) - (v_j + q_j) \sin(m_j + p_j) \\ & - \tan(l_{ij}) \{ (v_i + q_i) \cos(m_i + p_i) - (v_j + q_j) \cos(m_j + p_j) \} \\ & \leq M(1 - \delta_{ijz}^1) \end{aligned} \quad (3.15)$$

Durum 2: Denklem (3.10)'in paydasının 0'dan küçük olması durumunu ifade etmektedir. Eğer $(v_i + q_i) \cos(m_i + p_i) - (v_j + q_j) \cos(m_j + p_j) \leq 0$ ise eşitsizlik yön değiştireceğinden Denklem (3.10) şu şekilde yazılabilir:

$$\begin{aligned} & (v_i + q_i) \sin(m_i + p_i) - (v_j + q_j) \sin(m_j + p_j) \\ & \geq \tan(g_{ij}) \{ (v_i + q_i) \cos(m_i + p_i) - (v_j + q_j) \cos(m_j + p_j) \} \end{aligned}$$

Tüm kısıtları küçük eşit kısıtı olarak yazabilmek için her iki taraf da (-1) ile çarpılmıştır:

$$\begin{aligned} & -(v_i + q_i) \sin(m_i + p_i) + (v_j + q_j) \sin(m_j + p_j) \\ & \leq -\tan(g_{ij}) \{ (v_i + q_i) \cos(m_i + p_i) - (v_j + q_j) \cos(m_j + p_j) \}. \end{aligned}$$

Bu durumu ifade eden Kısıt (3.16) ve Kısıt (3.17) ise şu şekilde yazılabilir:

$$\begin{aligned} & (v_i + q_i) \cos(m_i + p_i) - (v_j + q_j) \cos(m_j + p_j) \leq M(1 - \delta_{ijz}^2) \\ & -(v_i + q_i) \sin(m_i + p_i) + (v_j + q_j) \sin(m_j + p_j) \end{aligned} \quad (3.16)$$

$$\begin{aligned} & + \tan(g_{ij}) \{ (v_i + q_i) \cos(m_i + p_i) - (v_j + q_j) \cos(m_j + p_j) \} \\ & \leq M(1 - \delta_{ijz}^2) \end{aligned} \quad (3.17)$$

Durum 3: Denklem (3.9)'in paydasının 0'dan büyük olması durumunu ifade etmektedir. Eğer $(v_i + q_i) \cos(m_i + p_i) - (v_j + q_j) \cos(m_j + p_j) \geq 0$ ise eşitsizlik yön değiştirmeyeceğinden Denklem (3.9) şu şekilde yazılabilir:

$$\begin{aligned} & -(v_i + q_i) \cos(m_i + p_i) + (v_j + q_j) \cos(m_j + p_j) \leq M(1 - \delta_{ijz}^3) \\ & -(v_i + q_i) \sin(m_i + p_i) + (v_j + q_j) \sin(m_j + p_j) \end{aligned} \quad (3.18)$$

$$\begin{aligned} & + \tan(l_{ij}) \{ (v_i + q_i) \cos(m_i + p_i) - (v_j + q_j) \cos(m_j + p_j) \} \\ & \leq M(1 - \delta_{ijz}^3) \end{aligned} \quad (3.19)$$

Durum 4: Denklem (3.10)'nın paydasının 0'dan büyük olması durumunu ifade etmektedir.

Eğer $(v_i + q_i) \cos(m_i + p_i) - (v_j + q_j) \cos(m_j + p_j) \geq 0$ ise payda ile $\tan(g_{ij})$ 'nin çarpımı sonucu eşitsizlik yön değiştirmeyecek ancak Kısıt (3.20)'yi küçük-eşit kısıtı olarak yazabilmek için eşitsizliğin her iki tarafını (-1) ile çarpmak gerekecektir. Kısıt (3.21) için bu işleme gerek kalmamaktadır. Sonuçta Denklem (3.10) şu şekilde yazılabilir:

$$\frac{-(v_i + q_i) \cos(m_i + p_i) + (v_j + q_j) \cos(m_j + p_j)}{(v_i + q_i) \sin(m_i + p_i) - (v_j + q_j) \sin(m_j + p_j)} \leq M(1 - \delta_{ijz}^4) \quad (3.20)$$

$$-\tan(g_{ij}) \{(v_i + q_i) \cos(m_i + p_i) - (v_j + q_j) \cos(m_j + p_j)\} \leq M(1 - \delta_{ijz}^4) \quad (3.21)$$

Yukarıda verilen her durum bir kısıt çifti içermekte olup bu kısıt çiftlerinden sadece bir tanesinin sağlanması yeterlidir. Bu kısıt çiftlerinde yer alan p_i ve q_i karar değişkenleri sırasıyla uçuş başı ve hız değişikliği miktarını ifade etmektedir. Herhangi i ve j uçağı arasındaki bir çakışma için bu dört durumdan öyle biri sağlanmalı ki bu durumda yer alan kısıt çiftlerindeki p_i ve q_i karar değişkenlerinin aldığı değerler söz konusu çakışmayı önlesin. Yukarıdaki dört durumdan sadece bir tanesinin sağlanması için Kısıt (3.22) eklenmiştir. Bu kısıtta verilen 0-1 karar değişkenlerinden hangisi 1 değerini alırsa o karar değişkeninin kullanıldığı kısıt devreye girecektir.

$$\delta_{ijz}^1 + \delta_{ijz}^2 + \delta_{ijz}^3 + \delta_{ijz}^4 = 1 \quad (3.22)$$

İkinci aşamada ise tanjant fonksiyonunun olağan dışı davrandığı ve bu nedenle matematiksel modelin çakışma çözümünü doğru bir şekilde gerçekleştiremediği durumlar ele alınmıştır. Denklem (3.9) ve Denklem (3.10)'nin paydalarının sıfır olması durumunda model olağan dışı davranabilmekte ve herhangi bir çakışma durumu yoksa bile bir çakışma varmış gibi uçakların gereksiz manevra yapmasına neden olabilmektedir. Bu durum, $\tan(l_{ij})$ ve $\tan(g_{ij})$ fonksiyonlarının 1.5'ten büyük ya da -1.5'ten küçük değer aldığı durumlarda ortaya çıkmaktadır (Alonso-Ayuso vd., 2016a). Bunun önüne geçmek için bu olağan dışı durumları tespit etmek gerekmektedir. l_{ij} ve g_{ij} açılıları parametre olduğu için $\tan(l)$ ve $\tan(g_{ij})$ fonksiyonlarının mutlak değerlerinin 1.5'ten büyük olduğu durumlar önceden tespit edilmiştir. Bu durumlar olağan dışı durumlar olarak adlandırılmış olup bu durumlar için pt_{ij} parametresi tanımlanmıştır:

$$pt_{ij} = \begin{cases} 1, & \text{Olağan dışı durum varsa} \\ 0, & \text{Diğer durumlarda} \end{cases}$$

Söz konusu olağan dışı durumlar $-\pi/2$ ve $\pi/2$ aralığı dışında ortaya çıktığı için böyle durumlarda (pt_{ij} parametresinin 1 değerini aldığı durumlar) trigonometrik fonksiyonlara $\pi/2$ eklemesi yapılmıştır. Bu rotasyon tüm trigonometrik fonksiyonlara uygulandığı için uçaklar arası açılar sabit kalmakta ve çakışma tespiti hesaplamalarını etkilememektedir. Bu işlem Kısıt (3.14) ve Kısıt (3.15) üzerinde açıklanmıştır. Tanjant fonksiyonunun olağan davrandığı durumları içeren Kısıt (3.14) şu şekildeydi:

$$(v_i + q_i) \cos(m_i + p_i) - (v_j + q_j) \cos(m_j + p_j) \leq M(1 - \delta_{ijz}^1)$$

Burada eğer pt_{ij} değeri 0 ise yukarıdaki kısıt olduğu gibi devreye girecek pt_{ij} değeri 1 ise olağan dışı durum söz konusu olduğundan trigonometrik fonksiyonlara $\pi/2$ eklemesi yapılacaktır. Bu durumu ifade eden kısıt şu şekilde yazılabilir:

$$\begin{aligned} & (1 - pt_{ij}) \{ (v_i + q_i) \cos(m_i + p_i) - (v_j + q_j) \cos(m_j + p_j) \} \\ & + pt_{ij} \{ (v_i + q_i) \cos(m_i + p_i + \pi/2) - (v_j + q_j) \cos(m_j + p_j + \pi/2) \} \\ & \leq M(1 - \delta_{ijz}^1) \end{aligned}$$

Burada $\cos(m_i + p_i + \pi/2) = -\sin(m_i + p_i)$ dönüşümü yapılırsa;

$$\begin{aligned} & (1 - pt_{ij}) \{ (v_i + q_i) \cos(m_i + p_i) - (v_j + q_j) \cos(m_j + p_j) \} \\ & - pt_{ij} \{ (v_i + q_i) \sin(m_i + p_i) - (v_j + q_j) \sin(m_j + p_j) \} \leq M(1 - \delta_{ijz}^1) \end{aligned}$$

elde edilir. Ardından denklem $(v_i + q_i)$ ve $(v_j + q_j)$ parantezinde toplanarak düzenlendiğinde;

$$\begin{aligned} & (v_i + q_i) \{ (1 - pt_{ij}) \cos(m_i + p_i) - pt_{ij} \sin(m_i + p_i) \} \\ & - (v_j + q_j) \{ (1 - pt_{ij}) \cos(m_j + p_j) - pt_{ij} \sin(m_j + p_j) \} \leq M(1 - \delta_{ijz}^1) \end{aligned}$$

elde edilir.

Burada açıklanan işlem Kısıt (3.14-3.21)'in tamamına uygulandığında tanjant fonksiyonunun olağan dışı davrandığı durumlar uygun bir şekilde ele alınmış olur. Bu şekilde düzenlenmiş kısıtlar (Kısıt 3.23-3.30) izleyen kısımda verilmiştir.

Her i ve j uçak çifti ve z seviyesi için;

Durum 1: Denklem (3.9)'in paydasının 0'dan küçük olması durumunu ifade etmektedir.

$$\begin{aligned} & (v_i + q_i) \{ (1 - pt_{ij}) \cos(m_i + p_i) - pt_{ij} \sin(m_i + p_i) \} \\ & - (v_j + q_j) \{ (1 - pt_{ij}) \cos(m_j + p_j) - pt_{ij} \sin(m_j + p_j) \} \leq M(1 - \delta_{ijz}^1) \quad (3.23) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
& - (v_i + q_i) \{ (1 - pt_{ij}) (\tan(l_{ij}) \cos(m_i + p_i) - \sin(m_i + p_i)) \\
& \quad + pt_{ij} (-\tan(l_{ij}) \sin(m_i + p_i) - \cos(m_i + p_i)) \} \\
& + (v_j + q_j) \{ (1 - pt_{ij}) (\tan(l_{ij}) \cos(m_j + p_j) - \sin(m_j + p_j)) \\
& \quad + pt_{ij} (-\tan(l_{ij}) \sin(m_j + p_j) - \cos(m_j + p_j)) \} \\
& \leq M(1 - \delta_{ijz}^1)
\end{aligned} \tag{3.24}$$

Durum 2: Denklem (3.10)'in paydasının 0'dan küçük olması durumunu ifade etmektedir.

$$\begin{aligned}
& (v_i + q_i) \{ (1 - pt_{ij}) \cos(m_i + p_i) - pt_{ij} \sin(m_i + p_i) \} \\
& - (v_j + q_j) \{ (1 - pt_{ij}) \cos(m_j + p_j) - pt_{ij} \sin(m_j + p_j) \} \leq M(1 - \delta_{ijz}^2)
\end{aligned} \tag{3.25}$$

$$\begin{aligned}
& (v_i + q_i) \{ (1 - pt_{ij}) (\tan(g_{ij}) \cos(m_i + p_i) - \sin(m_i + p_i)) \\
& \quad + pt_{ij} (-\tan(g_{ij}) \sin(m_i + p_i) - \cos(m_i + p_i)) \} \\
& + (v_j + q_j) \{ (1 - pt_{ij}) (\tan(g_{ij}) \cos(m_j + p_j) - \sin(m_j + p_j)) \\
& \quad + pt_{ij} (-\tan(g_{ij}) \sin(m_j + p_j) - \cos(m_j + p_j)) \} \\
& \leq M(1 - \delta_{ijz}^2)
\end{aligned} \tag{3.26}$$

Durum 3: Denklem (3.9)'in paydasının 0'dan büyük olması durumunu ifade etmektedir.

$$\begin{aligned}
& - (v_i + q_i) \{ (1 - pt_{ij}) \cos(m_i + p_i) - pt_{ij} \sin(m_i + p_i) \} \\
& + (v_j + q_j) \{ (1 - pt_{ij}) \cos(m_j + p_j) - pt_{ij} \sin(m_j + p_j) \} \leq M(1 - \delta_{ijz}^3)
\end{aligned} \tag{3.27}$$

$$\begin{aligned}
& (v_i + q_i) \{ (1 - pt_{ij}) (\tan(l_{ij}) \cos(m_i + p_i) - \sin(m_i + p_i)) \\
& \quad + pt_{ij} (-\tan(l_{ij}) \sin(m_i + p_i) - \cos(m_i + p_i)) \} \\
& - (v_j + q_j) \{ (1 - pt_{ij}) (\tan(l_{ij}) \cos(m_j + p_j) - \sin(m_j + p_j)) \\
& \quad + pt_{ij} (-\tan(l_{ij}) \sin(m_j + p_j) - \cos(m_j + p_j)) \} \\
& \leq M(1 - \delta_{ijz}^3)
\end{aligned} \tag{3.28}$$

Durum 4: Denklem (3.10)'in paydasının 0'dan büyük olması durumunu ifade etmektedir.

$$\begin{aligned}
& - (v_i + q_i) \{ (1 - pt_{ij}) \cos(m_i + p_i) - pt_{ij} \sin(m_i + p_i) \} \\
& + (v_j + q_j) \{ (1 - pt_{ij}) \cos(m_j + p_j) - pt_{ij} \sin(m_j + p_j) \} \leq M(1 - \delta_{ijz}^4)
\end{aligned} \tag{3.29}$$

$$\begin{aligned}
& - (v_i + q_i) \{ (1 - pt_{ij}) (\tan(g_{ij}) \cos(m_i + p_i) - \sin(m_i + p_i)) \\
& \quad + pt_{ij} (-\tan(g_{ij}) \sin(m_i + p_i) - \cos(m_i + p_i)) \} \\
& + (v_j + q_j) \{ (1 - pt_{ij}) (\tan(g_{ij}) \cos(m_j + p_j) - \sin(m_j + p_j)) \\
& \quad + pt_{ij} (-\tan(g_{ij}) \sin(m_j + p_j) - \cos(m_j + p_j)) \} \\
& \leq M(1 - \delta_{ijz}^4)
\end{aligned} \tag{3.30}$$

Üçüncü ve son aşamada ise çakışma çözüm kısıtlarının uçakların aynı anda birden fazla manevra yapmasını önleyecek şekilde düzenlenmesini ele almaktadır. Bu düzenleme şu şekilde yapılmıştır: Eğer bir uçak herhangi bir çakışma çözümü için hız değişimi yapacaksa uçuş başı değişimi yapmasın, uçuş başı değişimi yapacaksa hız değişimi yapmasın. Bunu sağlayabilmek için öncelikle yeni 0-1 karar değişkenleri ($\delta_{ijz}^6, \delta_{ijz}^7, \delta_{ijz}^8, \delta_{ijz}^9$) eklenmiştir.

Daha sonra hız değişiminin olmayacağı kısıtlardan hız değişimini ifade eden karar değişkenleri (q_i, q_j) , uçuş başı değişiminin olmayacağı kısıtlardan ise uçuş başını ifade eden karar değişkenleri (p_i, p_j) çıkartılmıştır. Çünkü bu karar değişkenlerinin değeri 0'a eşit olacaktır. Diğer bir ifadeyle yukarıda verilen her bir durum, sadece hız değişiminin olduğu ya da sadece uçuş başı değişiminin olduğu hususlar göz önüne alınarak yeniden düzenlenmiştir. Sonuç olarak her bir durum altındaki kısıt sayısı dörde çıkmıştır. Kısıt (3.31-3.46) ile aynı anda birden fazla manevranın yapılmasının önüne geçilmektedir. Düzenlenen kısıtlar ise izleyen kısımda verilmiştir.

Durum 1: Denklem (3.9)'in paydasının 0'dan küçük olması durumunu ifade etmektedir.

a) Uçuş başı değişimi yoksa ($p_i = p_j = 0$):

$$(v_i + q_i)\{(1 - pt_{ij})\cos(m_i) - pt_{ij}\sin(m_i)\} - (v_j + q_j)\{(1 - pt_{ij})\cos(m_j) - pt_{ij}\sin(m_j)\} \leq M(1 - \delta_{ijz}^1) \quad (3.31)$$

$$\begin{aligned} & - (v_i + q_i)\{(1 - pt_{ij})(\tan(l_{ij})\cos(m_i) - \sin(m_i)) \\ & \quad + pt_{ij}(-\tan(l_{ij})\sin(m_i) - \cos(m_i))\} \\ & + (v_j + q_j)\{(1 - pt_{ij})(\tan(l_{ij})\cos(m_j) - \sin(m_j)) \\ & \quad + pt_{ij}(-\tan(l_{ij})\sin(m_j) - \cos(m_j))\} \\ & \leq M(1 - \delta_{ijz}^1) \end{aligned} \quad (3.32)$$

b) Hız değişimi yoksa ($q_i = q_j = 0$):

$$(v_i)\{(1 - pt_{ij})\cos(m_i + p_i) - pt_{ij}\sin(m_i + p_i)\} - (v_j)\{(1 - pt_{ij})\cos(m_j + p_j) - pt_{ij}\sin(m_j + p_j)\} \leq M(1 - \delta_{ijz}^2) \quad (3.33)$$

$$\begin{aligned} & - (v_i)\{(1 - pt_{ij})(\tan(l_{ij})\cos(m_i + p_i) - \sin(m_i + p_i)) \\ & \quad + pt_{ij}(-\tan(l_{ij})\sin(m_i + p_i) - \cos(m_i + p_i))\} \\ & + (v_j)\{(1 - pt_{ij})(\tan(l_{ij})\cos(m_j + p_j) - \sin(m_j + p_j)) \\ & \quad + pt_{ij}(-\tan(l_{ij})\sin(m_j + p_j) - \cos(m_j + p_j))\} \\ & \leq M(1 - \delta_{ijz}^2) \end{aligned} \quad (3.34)$$

Durum 2: Denklem (3.10)'in paydasının 0'dan küçük olması durumunu ifade etmektedir.

a) Uçuş başı değişimi yoksa ($p_i = p_j = 0$):

$$(v_i + q_i)\{(1 - pt_{ij})\cos(m_i) - pt_{ij}\sin(m_i)\} - (v_j + q_j)\{(1 - pt_{ij})\cos(m_j^*) - pt_{ij}\sin(m_j^*)\} \leq M(1 - \delta_{ijz}^3) \quad (3.35)$$

$$\begin{aligned} & (v_i + q_i)\{(1 - pt_{ij})(\tan(g_{ij})\cos(m_i) - \sin(m_i)) \\ & \quad + pt_{ij}(-\tan(g_{ij})\sin(m_i) - \cos(m_i))\} \\ & + (v_j + q_j)\{(1 - pt_{ij})(\tan(g_{ij})\cos(m_j) - \sin(m_j)) \\ & \quad + pt_{ij}(-\tan(g_{ij})\sin(m_j) - \cos(m_j))\} \\ & \leq M(1 - \delta_{ijz}^3) \end{aligned} \quad (3.36)$$

b) Hız değişimi yoksa ($q_i = q_j = 0$):

$$\begin{aligned} & (v_i)\{(1 - pt_{ij})\cos(m_i + p_i) - pt_{ij}\sin(m_i + p_i)\} \\ & - (v_j)\{(1 - pt_{ij})\cos(m_j + p_j) - pt_{ij}\sin(m_j + p_j)\} \leq M(1 - \delta_{ijz}^4) \end{aligned} \quad (3.37)$$

$$\begin{aligned} & (v_i)\{(1 - pt_{ij})(\tan(g_{ij})\cos(m_i + p_i) - \sin(m_i + p_i)) \\ & \quad + pt_{ij}(-\tan(g_{ij})\sin(m_i + p_i) - \cos(m_i + p_i))\} \\ & + (v_j)\{(1 - pt_{ij})(\tan(g_{ij})\cos(m_j + p_j) - \sin(m_j + p_j)) \\ & \quad + pt_{ij}(-\tan(g_{ij})\sin(m_j + p_j) - \cos(m_j + p_j))\} \\ & \leq M(1 - \delta_{ijz}^4) \end{aligned} \quad (3.38)$$

Durum 3: Denklem (3.9)'un paydasının 0'dan büyük olması durumunu ifade etmektedir.

a) Uçuş başı değişimi yoksa ($p_i = p_j = 0$):

$$\begin{aligned} & -(v_i + q_i)\{(1 - pt_{ij})\cos(m_i) - pt_{ij}\sin(m_i)\} \\ & + (v_j + q_j)\{(1 - pt_{ij})\cos(m_j) - pt_{ij}\sin(m_j)\} \leq M(1 - \delta_{ijz}^5) \end{aligned} \quad (3.39)$$

$$\begin{aligned} & (v_i + q_i)\{(1 - pt_{ij})(\tan(l_{ij})\cos(m_i) - \sin(m_i)) \\ & \quad + pt_{ij}(-\tan(l_{ij})\sin(m_i) - \cos(m_i))\} \\ & - (v_j + q_j)\{(1 - pt_{ij})(\tan(l_{ij})\cos(m_j) - \sin(m_j)) \\ & \quad + pt_{ij}(-\tan(l_{ij})\sin(m_j) - \cos(m_j))\} \\ & \leq M(1 - \delta_{ijz}^5) \end{aligned} \quad (3.40)$$

b) Hız değişimi yoksa ($q_i = q_j = 0$):

$$\begin{aligned} & -(v_i)\{(1 - pt_{ij})\cos(m_i + p_i) - pt_{ij}\sin(m_i + p_i)\} \\ & + (v_j)\{(1 - pt_{ij})\cos(m_j + p_j) - pt_{ij}\sin(m_j + p_j)\} \leq M(1 - \delta_{ijz}^6) \end{aligned} \quad (3.41)$$

$$\begin{aligned} & (v_i)\{(1 - pt_{ij})(\tan(l_{ij})\cos(m_i + p_i) - \sin(m_i + p_i)) \\ & \quad + pt_{ij}(-\tan(l_{ij})\sin(m_i + p_i) - \cos(m_i + p_i))\} \\ & - (v_j)\{(1 - pt_{ij})(\tan(l_{ij})\cos(m_j + p_j) - \sin(m_j + p_j)) \\ & \quad + pt_{ij}(-\tan(l_{ij})\sin(m_j + p_j) - \cos(m_j + p_j))\} \\ & \leq M(1 - \delta_{ijz}^6) \end{aligned} \quad (3.42)$$

Durum 4: Denklem (3.10)'in paydasının 0'dan büyük olması durumunu ifade etmektedir.

a) Uçuş başı değişimi yoksa ($p_i = p_j = 0$):

$$\begin{aligned} & -(v_i + q_i)\{(1 - pt_{ij})\cos(m_i) - pt_{ij}\sin(m_i)\} \\ & + (v_j + q_j)\{(1 - pt_{ij})\cos(m_j) - pt_{ij}\sin(m_j)\} \leq M(1 - \delta_{ijz}^7) \end{aligned} \quad (3.43)$$

$$\begin{aligned} & -(v_i + q_i)\{(1 - pt_{ij})(\tan(g_{ij})\cos(m_i) - \sin(m_i)) \\ & \quad + pt_{ij}(-\tan(g_{ij})\sin(m_i) - \cos(m_i))\} \\ & + (v_j + q_j)\{(1 - pt_{ij})(\tan(g_{ij})\cos(m_j) - \sin(m_j)) \\ & \quad + pt_{ij}(-\tan(g_{ij})\sin(m_j) - \cos(m_j))\} \\ & \leq M(1 - \delta_{ijz}^7) \end{aligned} \quad (3.44)$$

b) Hız değişimi yoksa ($q_i = q_j = 0$):

$$-(v_i)\{(1 - pt_{ij})\cos(m_i + p_i) - pt_{ij}\sin(m_i + p_i)\}$$

$$+(v_j)\{(1-pt_{ij})\cos(m_j+p_j)-pt_{ij}\sin(m_j+p_j)\} \leq M(1-\delta_{ijz}^8) \quad (3.45)$$

$$\begin{aligned} & -(v_i)\{(1-pt_{ij})(\tan(g_{ij})\cos(m_i+p_i)-\sin(m_i+p_i)) \\ & \quad +pt_{ij}(-\tan(g_{ij})\sin(m_i+p_i)-\cos(m_i+p_i))\} \\ & +(v_j)\{(1-pt_{ij})(\tan(g_{ij})\cos(m_j+p_j)-\sin(m_j+p_j)) \\ & \quad +pt_{ij}(-\tan(g_{ij})\sin(m_j+p_j)-\cos(m_j+p_j))\} \\ & \leq M(1-\delta_{ijz}^8) \end{aligned} \quad (3.46)$$

Kısıt (3.47), bir çakışmanın hız ya da uçuş başı değişimiyle çözülmesi yerine, eğer amaç fonksiyonunun en iyilemesine katkı sağlayacaksa, seviye değişimiyle çözülmesine olanak sağlamaktadır. i ve j uçağı için $\delta_{ijz}^1, \delta_{ijz}^2, \delta_{ijz}^3, \delta_{ijz}^4, \delta_{ijz}^5, \delta_{ijz}^6, \delta_{ijz}^7$ ve δ_{ijz}^8 'den birisi 1 değerini alırsa uçaklar arası çakışma hız ya da uçuş başı değişikliğiyle çözülür. δ_{ijz}^9 değeri 1 değerini alırsa i ve j uçakları arasındaki çakışma seviye değişikliğiyle çözülür.

$$\delta_{ijz}^1 + \delta_{ijz}^2 + \delta_{ijz}^3 + \delta_{ijz}^4 + \delta_{ijz}^5 + \delta_{ijz}^6 + \delta_{ijz}^7 + \delta_{ijz}^8 + \delta_{ijz}^9 = 1, \quad \forall ijz \quad (3.47)$$

Bu durumda, (3.48) ve (3.49) numaralı kısıtların da ilave edilmesi gerekir. Bunlardan Kısıt (3.48), her uçağın tek bir seviyeye atanmasını sağlarken Kısıt (3.49) i ve j uçağının aynı seviyeye atanmasını önlemektedir.

$$\sum_z^Z fc_{iz} = 1, \quad \forall i \quad (3.48)$$

$$fc_{iz} + fc_{jz} + \delta_{ijz}^9 \leq 2, \quad \forall ijz \quad (3.49)$$

Kısıt (3.50) ise seviye değişim miktarını hesaplamaktadır.

$$\gamma_i = \sum_z^Z z \times fc_{iz} - alt_i, \quad \forall i \quad (3.50)$$

Matematiksel model tırmanma ve alçalma sırasındaki yakıt tüketimini de hesaba kattığı için bir uçağın ilgili sektördeki seyahati sırasında bir tırmanma ya da alçalma manevrası gerçekleştirip gerçekleştirmediği belirlenmelidir. Bu işlem yapılırken uçakların bulunduğu irtifa da göz önüne alınmalıdır. Örneğin zaten seyir tavanına yakın bir irtifada bulunan bir uçağın daha üst seviyelere tırmanması mümkün olmayacağından bu durumun kısıt olarak modele eklenmesi gerekmektedir. Bu durumda $salt_{min}$ ve $salt_{max}$ sırasıyla sektörün alt ve üst irtifaları olmak üzere, bir uçağın tırmanabileceği ve alçalabileceği irtifa miktarı şu şekilde hesaplanabilir:

$$upmax_i = salt_{max} - alt_i, \quad \forall i$$

$$lwmax_i = salt_{min} - alt_i, \quad \forall i$$

$upmax_i$ değerinin daima 0 ya da pozitif bir sayı, $lwmax_i$ değerinin ise daima 0 ya da negatif bir sayı olacağı not edilebilir. Bu hesaplamalar, ön işleme kısmında gerçekleştirilmiş olup hesaplanan değerler (3.51-3.57) numaralı kısıtlarda parametre olarak kullanılmıştır. Bu kısıtlar seviye değişimiyle ilgili koşulları sağlamak amacıyla modele dahil edilmiştir. Kısıt (3.51-3.52) eğer bir uçak seviye değişimi yapmayacaksa seviye değişim miktarını kontrol eden karar değişkeninin (γ_i) 0'a eşit olmasını sağlamaktadır. Kısıt (3.53-3.54), bir uçak tırmanacaksa tırmanma miktarının izin verilen maksimum tırmanma miktarından ($upmax_i$) fazla olmamasını sağlamaktadır. Benzer şekilde, kısıt (3.55-3.56), bir uçak alçalacaksa alçalma miktarının izin verilen maksimum alçalma miktarından ($lwmax_i$) fazla olmamasını sağlamaktadır. Kısıt (3.57) ise bir uçağın seviye değişimi yapıp yapmayacağını, seviye değişimi yapacaksa bunun bir alçalmayla mı yoksa bir tırmanmayla mı gerçekleştirileceğini kontrol etmektedir.

$$\gamma_i \leq upmax_i \times (1 - cr_i), \quad \forall i \quad (3.51)$$

$$\gamma_i \geq lwmax_i \times (1 - cr_i), \quad \forall i \quad (3.52)$$

$$\gamma_i \geq \varepsilon \times cl_i + lwmax_i \times (1 - cl_i), \quad \forall i \quad (3.53)$$

$$\gamma_i \leq upmax_i \times cl_i + upmax_i \times (1 - cl_i), \quad \forall i \quad (3.54)$$

$$\gamma_i \geq lwmax_i \times ds_i + lwmax_i \times (1 - ds_i), \quad \forall i \quad (3.55)$$

$$\gamma_i \leq -\varepsilon \times ds_i + upmax_i \times (1 - ds_i), \quad \forall i \quad (3.56)$$

$$cl_i + ds_i + cr_i = 1, \quad \forall i \quad (3.57)$$

Ayrıca, çakışma çözümünü sadece bir manevrayla gerçekleştirmek için ek kısıtlara ihtiyaç vardır. Aksi taktirde diğer karar değişkenlerinin de değer alması kaçınılmazdır. Bu nedenle pc_i , qc_i ve γ_c 0-1 karar değişkenleriyle Kısıt (3.58-3.64) eklenmiştir. Kısıt (3.64) sadece pc_i , qc_i ve γ_c karar değişkenlerinden en fazla bir tanesinin 1 değerini almasını sağlamaktadır. Bu karar değişkenlerinden hangisinin değer aldığı hangi manevranın uygulanacağını belirleyecektir. Örneğin i uçağı için pc_i karar değişkeninin 1 değerini alması p_i karar değişkeninin (uçuş başı değişikliği miktarı) $-pmax_i$ ile $+pmax_i$ arasında değer almasını sağlayacaktır. Bu durumda Kısıt (3.64) sebebi ile diğer karar değişkenlerinin (qc_i ve γ_c) değeri ise 0 olmak zorundadır. Bu durumda, qc_i ve γ_c değişkenleri 0 değerini aldığı anda diğer kısıtlar (Kısıt 3.60-3.63) $q_i \geq 0$ ve $q_i \leq 0$, $\gamma_i \geq 0$ ve $\gamma_i \leq 0$ haline gelecek ve $q_i = 0$, $\gamma_i = 0$ olacaktır.

$$p_i \geq -pc_i \times pmax_i, \quad \forall i \quad (3.58)$$

$$p_i \leq pc_i \times pmax_i, \quad \forall i \quad (3.59)$$

$$q_i \geq -qc_i \times qmin_i, \quad \forall i \quad (3.60)$$

$$q_i \leq qc_i \times qmax_i, \quad \forall i \quad (3.61)$$

$$\gamma_i \geq -\gamma c_i \times \gamma max_i, \quad \forall i \quad (3.62)$$

$$\gamma_i \leq \gamma c_i \times \gamma max_i, \quad \forall i \quad (3.63)$$

$$pc_i + qc_i + \gamma c_i \leq 1, \quad \forall i \quad (3.64)$$

Bir uçak hızını değiştirdiğinde bu hız değişiminin bir hızlanma yoluyla mı yoksa bir yavaşlama yoluyla mı gerçekleştirildiğini de belirlemek hız değişimi sırasındaki yakıt tüketimini hesaba katabilmek açısından önemlidir. Bu doğrultuda, Kısıt (3.65-3.67) eklenmiştir. Kısıt (3.65), bir i uçağı hız değişimi gerçekleştirdiğinde ($qc_i = 1$) sadece sd_i ya da si_i karar değişkenlerinden birinin 1 değerini almasını sağlamaktadır. Devamında ise Kısıt (3.66), si_i değeri 1 olduğunda (hız artışı anlamına gelecektir) q_i değerinin sıfırdan büyük bir değer almasına izin vermektedir. Benzer şekilde, Kısıt (3.67) ise sd_i değeri 1 olursa (hız azalması anlamına gelecektir) q_i değerinin sıfırdan küçük bir değer almasına izin vermektedir.

$$sd_i + si_i = qc_i, \quad \forall i \quad (3.65)$$

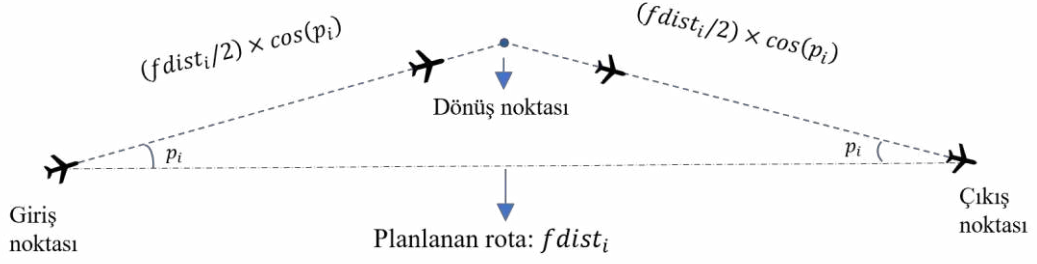
$$q_i \geq \varepsilon \times si_i + (1 - si_i) \times qmin_i, \quad \forall i \quad (3.66)$$

$$q_i \leq -\varepsilon \times sd_i + (1 - sd_i) \times qmax_i, \quad \forall i \quad (3.67)$$

Kısıt (3.68) uçuş süresini hesaplamaktadır. Uçuş süresini hesaplarken uçağın hız ve uçuş başı değişikliği yapıp yapmadığı hesaba katılmalıdır. Uçuş süresi bir uçağın ilgili hava sahasındaki planlanan uçuş mesafesi ($fdist_i$) ile hesaplanabilir. $\cos(p_i)$ uçuş başı değişikliği yapıldıysa yeni uçuş mesafesini hesaplamak için ilave edilmiştir. $p_i = 0$ ise uçuş başı değişikliği yapılmadığı için ($\cos(0) = 1$) planlanan uçuş mesafesi değişmeyecektir.

$$ftime_i = \frac{fdist_i}{\cos(p_i) \times (v_i + q_i)}, \quad \forall i \quad (3.68)$$

Kısıt (3.68)'de verilen hesaplama bir uçuş başı değişikliği sırasında uçağın planlanan çıkış noktasından sektörü terk edebilmesi için tekrardan bir dönüş hareketi gerçekleştirdiği ve bunun her uçak için simetrik bir şekilde olduğu varsayımı altında yapılmıştır. Bu sayede bir uçuş başı değişikliğinin neden olacağı uçuş mesafesinin uzaması durumu da göz önüne alınmıştır (Şekil 3.15).



Şekil 3.15. Uçuş başı değişikliği sonrası bir uçağın takip edeceği rota ve bu rotanın uzunluğunun hesaplanması

Kısıt (3.69) parametre olarak girilen uçak ağırlığı ve regresyon katsayıları kullanılarak bir uçağın saniyedeki yakıt tüketimini hesaplamaktadır. Bu denklem sayesinde bir uçağın seyir uçuşu sırasındaki yakıt tüketimini sadece bir karar değişkenine (hız değişim miktarı) bağlı olarak hesaplamak mümkündür.

$$FF_{iz} = ct_{iz}^{cr} + cfm_{iz} \times mass_{iz} + cfv_{iz} \times (v_i + q_i), \quad \forall i \quad (3.69)$$

Kısıt (3.70) seyir uçuşu sırasındaki toplam yakıt tüketimini hesaplamaktadır. fc_{iz} 0-1 karar değişkeni olup i uçağı z seviyesinde uçtuysa 1 değerini alacaktır. Bu sayede ilgili uçağın sadece uçtuğu seyir irtifalarındaki toplam yakıt tüketimi elde edilmiş olacaktır.

$$FF_i^{cr} = \sum_{z=1}^Z FF_{iz} \times fc_{iz} \times (3600 \times ftime_i), \quad \forall i \quad (3.70)$$

Kısıt (3.71), irtifa değişimi varsa uçakların tırmanma ve/veya alçalma sırasındaki toplam yakıt tüketimini hesaplamaktadır. Kısıtın ilk kısmı irtifa değişimi sırasındaki yakıt tüketimindeki değişim miktarını hesaplamakta, ikinci kısım (γ/r_i^{ac}) ise bu değişimin süresini hesaplamaktadır. İkisinin çarpımı ise irtifa değişimi sırasındaki toplam yakıt tüketiminin seyir fazına göre ne kadar farklılaştığını (kg yakıt olarak) hesaplamaktadır.

$$FF_i^{ac} = (ct^{ac} + cfr \times r_i^{ac} + cf\gamma \times \gamma_i) \times \left(\frac{\gamma}{r_i^{ac}} \right), \quad \forall i \quad (3.71)$$

Hız değişimi sırasındaki yakıt tüketimi farkı (seyir fazında herhangi bir hız değişimi olmadığı duruma göre) ise Kısıt (3.72) ile hesaplanmaktadır. Denklemin ilk kısmı hız değişimi sırasında geçen süreyi, ikinci kısmı ise hız değişimi sırasında ortalama yakıt tüketimindeki değişimi ifade etmektedir. FF_i^{sc} ise herhangi bir hız değişimi boyunca gerçekleşen toplam yakıt tüketimi farkını vermektedir.

$$FF_i^{sc} = \{si_i \times r_i^{si} \times q_i + sd_i \times r_i^{sd} \times (-q_i)\} \times (ct^{sc} + cfq^{sc} \times q_i), \quad \forall i \quad (3.72)$$

Yukarıdaki kısıtlar yakıt tüketimini hesaplayarak çakışma çözümünü sağlamak için yeterlidir. Bu kısıtlara ek olarak Kısıt (3.73-3.76) eklenerek NO_x emisyonu da hesaplanabilir. Kısıt (3.73) regresyon katsayılarını kullanarak her bir uçağın seyir fazındaki NO_x emisyon indisini hesaplamaktadır.

$$NOx_{iz} = ctn_{iz}^{cr} + cfwn_{iz} \times mass_i + cfvn_{iz} \times (v_i + q_i), \quad \forall iz \quad (3.73)$$

Kısıt (3.74) ise seyir irtifasındaki toplam NO_x emisyonu miktarını hesaplamaktadır.

$$NOx_i^{cr} = \sum_{z=1}^Z FF_{iz} \times fc_{iz} \times NOx_{iz} \times (3600 \times ftime_i), \quad \forall i \quad (3.74)$$

Kısıt (3.75) ise (Kısıt (3.71)'e benzer şekilde) irtifa değişimi sırasındaki toplam NO_x emisyonun seyir fazından farklılaşma miktarını hesaplamaktadır.

$$NOx_i^{ac} = (ctn^{ac} + cfrn \times r_i^{ac} + cf\gamma n \times \gamma_i) \times \left(\frac{\gamma}{r_i^{ac}} \right), \quad \forall i \quad (3.75)$$

Kısıt (3.76) hız değişimi sırasındaki toplam NO_x emisyonunu hesaplamaktadır. Burada, hız değişimi sırasındaki yakıt tüketimi daha önce Kısıt (3.72)'de hesaplandığı için FF_i^{sc} değeri ile hız değişimi sırasındaki NO_x emisyon indis değeri (hız değişimi sırasındaki NO_x emisyon indisini tahmin etmek için geliştirilen regresyon denklemi) çarpılmıştır.

$$NOx_i^{sc} = FF_i^{sc} \times (ctn^{sc} + cfqn^{sc} \times q_i), \quad \forall i \quad (3.76)$$

3.6.6. Amaç fonksiyonu

Model için toplam yakıt tüketimini ve toplam NO_x emisyonunu en küçükmeyi amaçlayan iki farklı amaç fonksiyonu tanımlanmıştır. Model, belirlenen kısıtlar dahilinde her bir amaç fonksiyonunu en iyileyecek şekilde çakışma çözümünü sağlayacak en uygun hız, uçuş başı ve uçuş seviyesi değişikliğine karar verecektir.

$$\min z1 = \sum_{i=1}^n (FF_i^{cr} + FF_i^{sc} + FF_i^{ac}) \quad (3.77)$$

$$\min z2 = \sum_{i=1}^n (NOx_i^{cr} + NOx_i^{sc} + NOx_i^{ac}) \quad (3.78)$$

Daha önce de belirtildiği gibi Kısıt (3.14-3.30) çakışma çözüm kısıtlarının geliştirme aşamalarını detaylı olarak açıklayabilmek için verilmiştir. Matematiksel modelde kullanılan asıl kısıtlar Kısıt (3.31-3.78)'dir.

3.7. Genetik algoritma

Sezgisel ve metasezgisel algoritmalar matematiksel modellerin makul sürede çözülemeyecek karmaşıklıkta (genellikle NP-zor) olması durumunda en iyi çözüm yerine en iyiye yakın çözümün araştırıldığı ve sıkça başvurulanan yöntemlerdendir. Hem çok daha kısa sürelerde çözüm verebilmeleri hem de en iyi çözümü de kimi durumlarda yakalayabilmeleri yönüyle tercih edilmektedirler.

Bu tez çalışmasında metasezgisel yöntem olarak genetik algoritma kullanılmıştır. Genetik algoritma, genetik bilimi ve evrim teorisinden esinlenerek ortaya çıkmış eniyileme amaçlı olarak kullanılan yinelemeli bir rassal arama algoritmasıdır. Literatürde, genetik algoritmalar optimum sonuca iyi yakınsama, hesaplama verimliliği ve gerçek zamanlı çalışma imkânı sağlayabilmesi açısından hava trafik sisteminin birçok alanında uygulanmaktadır (Tian vd., 2018). Örneğin, hava alanlarında taksi yolu planlaması, kapı ataması, iniş ve kalkış yapacak uçakların sıralanmasında (Hartjes & Visser, 2017; Zhang vd., 2019); terminal hava sahalarında uçakların sıralanması ve rota optimizasyonu amacıyla (Tian vd., 2019); seyir fazında çakışma çözüm problemlerinde (Cecen & Cetek, 2019; Tian, Wan, & Ye, 2019); hava trafik sisteminin farklı kısımlarında yakıt ve emisyon optimizasyonunda sıkça kullanılan bir yöntemdir (Hartjes & Visser, 2017; Lee vd., 2014).

Cecen ve Cetek, (2019) çakışma çözüm probleminde GAMS/CPLEX ile genetik algoritma sonuçlarını karşılaştırmış ve inceledikleri 3 farklı senaryo için genetik algoritmanın optimum sonuç ürettiğini belirtmişlerdir. Ren vd., (2020) uçakların bakım hattına transferi için çizelgeleme probleminde genetik algoritmalarından faydalanmış ve genetik algoritmaların optimum sonuçtan sadece %2 saptığı sonucuna ulaşmışlardır. Liang vd., (2020) havaalanlarında kapı atama problemi için klasik genetik algoritmanın optimumdan sapma miktarının %5, uyarlanabilir paralel genetik algoritmanın ise optimumdan sapma miktarının %3'ün altında olduğunu vurgulamışlardır. Benzer bir problemi ele alan Mokhtarimousavi vd., (2018) ise genetik algoritmaların arı kolonisi algoritması, parçacık sürü optimizasyonu, yapay arı kolonisi algoritması ve yarasa algoritmasına göre daha iyi sonuçlar ürettiğini belirtmişlerdir. Görüldüğü üzere

literatürde genetik algoritmaların optimum sonuca oldukça yakın sonuçlar ürettiğine dair çalışmalar mevcuttur.

Matematiksel model için belirlenen varsayımlar burada ele alınacak genetik algoritma için de geçerlidir.

3.7.1. Genetik algoritma kavramları ve çözüm gösterimi

Bir problemi genetik algoritmayla kodlayabilmek için öncelikle uygun çözüm gösteriminin belirlenmesi gerekmektedir. Bu çözümlerin her biri kromozom olarak adlandırılmaktadır. Amaç, başlangıçta rastgele oluşturulan sonra belli bir iterasyon sayısına ulaşıncaya kadar çeşitli aşamalardan geçerek (doğal seçim, çaprazlama ve mutasyon) bir takım değişikliğe uğrayan binlerce uygun çözüm arasından en iyisini belirlemektir. Aşağıda bu problem için geliştirilen uygun çözüm gösterimi verilmiştir (U: uçak). Tablo 3.4'te verildiği gibi her bir uçağa en fazla bir manevra uygulatıldığı için bir uçağın herhangi bir manevra değeri sıfırdan farklı ise diğer manevraların sıfır olacak şekilde çözümlerin üretilmesi sağlanmıştır.

Tablo 3.4. Genetik algoritma için çözüm gösterimi

	Manevra	U ₁	U ₂	U ₃
Hız değişikliği	q (knots)	0	0	-37.34
Uçuş başı değişikliği	p (der)	3.2	0	0
Seviye değişikliği	f (ft)	0	1000	0

3.7.2. Genetik algoritma işlem adımları

Genetik algoritmalar diğer metasezgisel algoritmalar gibi sistematik ve sıralı aşamalardan oluşmaktadır. Ancak her ne kadar sistematik bir algoritma olsa da problem bazında gerekli düzenleme ve eklemelerin yapılması gerekmektedir. Ayrıca, standart genetik algoritmanın performansının iyileştirilmesi için ek müdahaleler de yapılabilir. Bu çalışma kapsamında da bir takım düzenleme ve iyileştirmeler yapılmıştır. Bu müdahaleler ve genetik algoritmanın işlem adımları izleyen kısımda verilmiştir.

3.7.2.1. Başlangıç popülasyonunun oluşturulması

Başlangıç çözümü oluştururken uçaklar arasında bir çakışma varsa bu çakışmanın çözülmesi gerekmektedir. Yukarıda verilen ifade U₁, U₂ ve U₃ uçaklarının sırasıyla -39.34 knots hız, 3.2 derece uçuş başı ve 1000 ft irtifa değişimi yapması durumunda

mevcut çakışmaların çözüldüğü bir uygun çözümdür. Başlangıçta belirlenen bu uygun çözümlerin istenen popülasyon büyüklüğüne ulaşılmıncaya kadar üretilmesi sonucunda çok sayıda uygun çözümlerden oluşan bir başlangıç **popülasyonu** oluşturulur. Bu uygun çözümlerden her biri **kromozom** olarak her bir kromozomda yer alan değerler ise **gen** olarak adlandırılır. Örneğin Tablo 3.4'te verilen çözüm gösterimi ele alındığında Tablo 3.5'te verilen 3x3'lük matris bir kromozom (birey) olarak ifade edilirken her bir hücre bir gen olarak tanımlanır. Her bir satır ise bir alt kromozom olarak ifade edilebilir. Çaprazlama ve mutasyon işlemleri alt kromozomlar kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Çünkü her bir alt kromozomun karakteristiği farklıdır. Örneğin en alt satır seviye değişikliğini ifade etmekte olup bu satırın her bir hücresindeki değer sadece 1000ft ve katları olabilirken diğer satırlar verilen sınırlar içerisinde kesirli değerler alabilirler.

Tablo 3.5. Bir çözüm gösteriminde kromozom ve genlerin tanıtılması

0	0	-37.34
3.2	0	0
0	1000	0

q ilgili uçağın hız değişim miktarı, n uçak sayısı ve m popülasyon büyüklüğü olmak üzere, genel olarak n uçak için sadece hız değişimi ele alınırsa başlangıç popülasyonu Şekil 3.16'da gösterildiği şekilde ifade edilebilir.

Birey	U ₁	U ₂	.	.	.	.	U _n
1	q ₁₁₁	q ₁₁₂	.	.	.	.	q _{11n}
	p ₁₂₁	p ₁₂₂	.	.	.	.	p _{12n}
	f ₁₃₁	f ₁₃₂	.	.	.	.	f _{13n}
2	q ₂₁₁	q ₂₁₂	.	.	.	.	q _{21n}
	p ₂₂₁	p ₂₂₂	.	.	.	.	p _{22n}
	f ₂₃₁	f ₂₃₂	.	.	.	.	f _{23n}
.	.	.	.	.	.	.	.
.	.	.	.	.	.	.	.
.	.	.	.	.	.	.	.
s	q _{s11}	q _{s12}	.	.	.	.	q _{s1n}
	p _{s21}	p _{s22}	.	.	.	.	p _{s2n}
	f _{s31}	f _{s32}	.	.	.	.	f _{s3n}

Şekil 3.16. n uçak içeren ve s adet bireyden oluşan başlangıç çözümü

Çakışmasız başlangıç popülasyonu oluşturulduktan sonra sırasıyla doğal seçim, çaprazlama ve mutasyon işlemleri uygulanır.

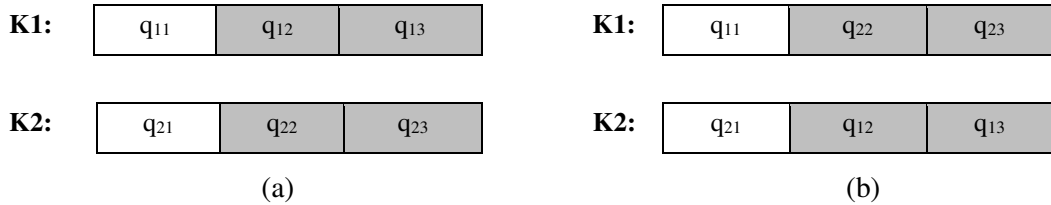
3.7.2.2. Doğal seçim

Doğal seçim işlemi her bir uygun çözümün amaç fonksiyonu değerine göre uygulanır. Uyum değeri yüksek olan kromozomların genlerini bir sonraki jenerasyona (iterasyona) aktarma ihtimali daha yüksektir. Benzer şekilde uyum değeri düşük olan kromozomların genlerini bir sonraki jenerasyona aktarma ihtimali düşüktür. Bu bağlamda, örneğin amaç fonksiyonunda minimizasyon amaçlanıyorsa uyum değeri en küçük olan kromozomların seçilme ihtimali daha yüksek olur.

3.7.2.3. Çaprazlama

Çaprazlamadaki amaç popülasyon içerisinde gen değişimi ile çeşitlilik sağlanmasıdır. Farklı çaprazlama teknikleri bulunmakta olup uygun çaprazlama tekniğinin problem bazında belirlenmesi gerekebilir. Örneğin 3 genden oluşa 2 kromozom arasındaki **tek nokta çaprazlama** işlemi Şekil 3.17’de gösterildiği gibi gerçekleştirilir:

- Öncelikle rassal bir şekilde çaprazlama noktası belirlenir. Bu örnekte 3 gen olduğu için $3-1 = 2$ adet çaprazlama noktası vardır.
- Çaprazlama noktasından sonraki kısımlar yer değiştirir. Örneğin 1. noktadan çaprazlama gerçekleştirilecekse gri işaretli kısımlar yer değiştirir. Şekil 3.17(b)’deki gibi yeni kromozomlar oluşturulmuş olur.



K: kromozom

Şekil 3.17. Tek nokta çaprazlama işlemi (a) Çaprazlama öncesi kromozomlar (Çaprazlama noktası = 1), (b) Çaprazlama sonrası kromozomlar

- Oluşturulan yeni kromozomların da uygun bir çözüm olup olmadığı ayrıca test edilmelidir. Çünkü bu yeni çözümler çakışmayı çözemiyor olabilir. Eğer çaprazlama sonrası oluşan kromozomlar çakışmayı çözemiyor ise;

- a) İlgili kromozomlar tekrardan çaprazlamaya tabi tutulabilir. Bu durumda yinelenen çaprazlama işlemi sonrası oluşan kromozomların uygun çözüm olup olmadığı tekrar test edilmelidir (Bu çalışmada belli bir limit dahilinde uygun çözüm bulununcaya kadar kromozomlar tekrar çaprazlamaya tabi tutulmuştur).
 - b) İlgili kromozomlar yerine yeni uygun çözümler koyulabilir. Bu çalışmada belirlenen limit dahilinde çaprazlama denemesi yapılır. Eğer uygun bir çaprazlama gerçekleştirilemediyse çaprazlama için belirlenen kromozomların yerine çakışmayı önleyen yeni kromozomlar koyulur. Yeni kromozomlar belirlenirken başlangıçta popülasyon oluşturulurken izlenen metodoloji takip edilmiştir.
- Başarılı bir çaprazlama işlemi gerçekleştirildikten sonra ya da yeni kromozomlar oluşturulduktan sonra bu kromozomlar popülasyondaki yerlerine kaydedilir.

Çaprazlama işlemi rassal olarak uygulanmakta olup genellikle popülasyonun en az %60'ına uygulanmaktadır. Bu işlem tamamlandıktan sonra mutasyon işlemine geçilir.

3.7.2.4. Mutasyon

Mutasyon işlemi de çaprazlamaya benzer olarak popülasyon içerisinde çeşitliliği sağlamak amacıyla yapılır. Ancak çaprazlamadan farklı olarak bir kromozomda yer alan genlerin değerinin değiştirilmesi ya da genlerin kendi arasında yer değiştirmesi şeklinde uygulanmaktadır. Mutasyon işlemi popülasyon içerisindeki genlerin değerinin istenen hassasiyette değiştirilmesine olanak sağlar. Farklı mutasyon teknikleri arasından bu tez çalışmasında ele alan probleme en uygun yöntemlerden birisi **değerini değiştirme** işlemidir. Çünkü sıra ve yer değiştirme gibi diğer mutasyon teknikleri genellikle çakışmayı önleyen çözümler üretememekte, defalarca mutasyon işlemi uygulayıp uygun çözüm olup olmadığını test etmek ise işlem yükünü artırmaktadır. Mutasyon işlemi toplam popülasyonun belli bir yüzdesine uygulanmaktadır. Bu değer genellikle %0.1 ile %1 aralığında alınmaktadır.

Bu çalışmada hız ve uçuş başı değişikliği için kullanılan mutasyon tekniği (değerini değiştirme) işlemi şu şekilde uygulanmaktadır (g : mutasyon için seçilen geni ifade etmektedir):

$$g_{12} := g_{12} + \text{delta} * (\text{alt sınır} - \text{üst sınır})$$

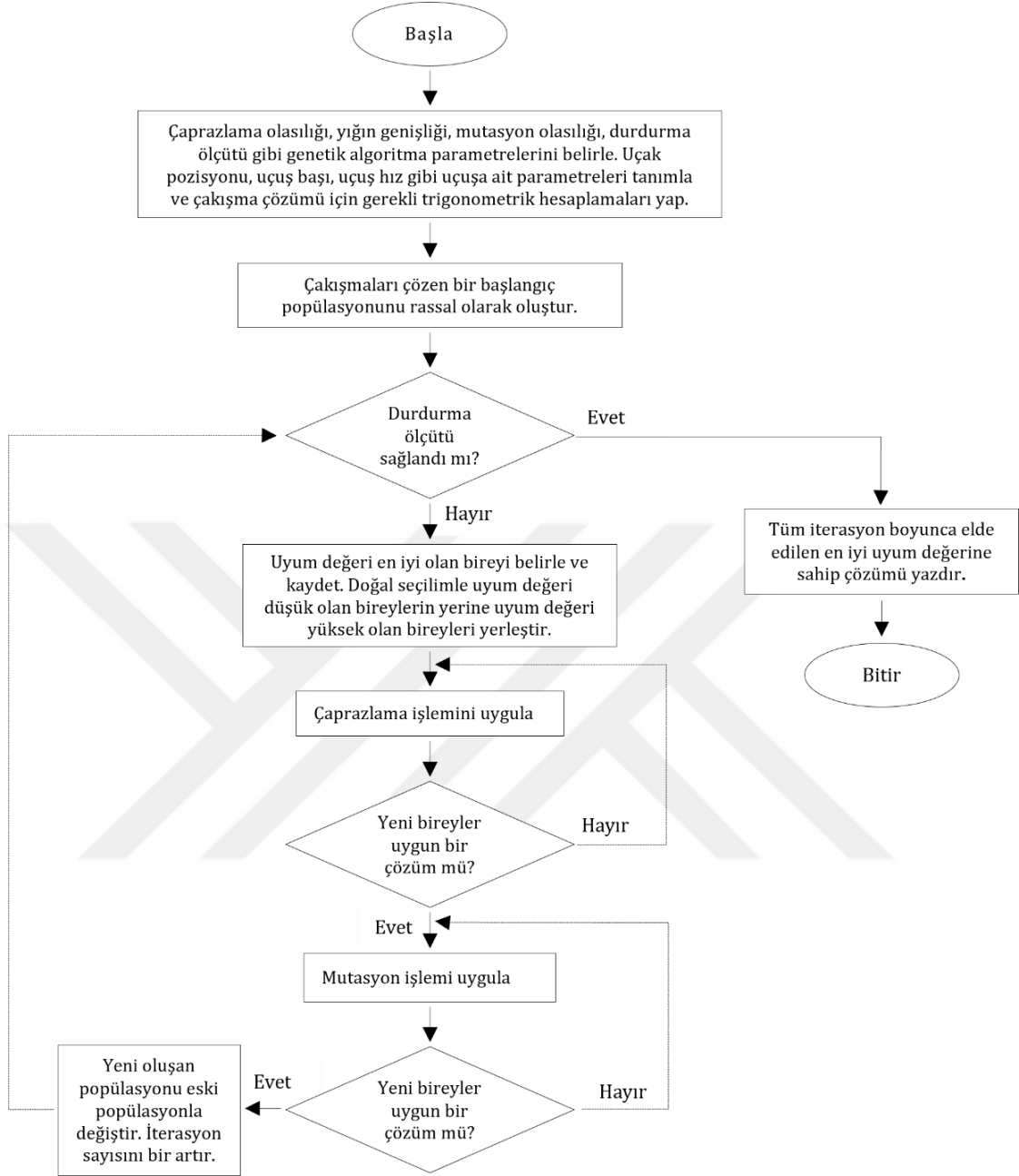
g12: Popülasyonda 1. sırada yer alan kromozomun 2. genindeki değeri ifade etmektedir.

delta: Adım büyüklüğü olup mevcut genin değer değişim miktarını belirlemek için kullanılır.

alt sınır: Hız ya da uçuş başı değişim miktarının minimum değeridir.

üst sınır: Hız ya da uçuş başı değişim miktarının maksimum değeridir.

Alt ve üst sınır değerleri ile delta değeri algoritmanın başında girdi olarak tanıtılmaktadır. Bu işlemden sonra *g12* değeri belli bir miktar değiştirilip tekrar yerine yazılmaktadır. Mutasyon işlemi tamamlandıktan sonra tekrar en başa dönülür ve yeni popülasyon üzerinde doğal seçim, çaprazlama ve mutasyon işlemleri belirlenen iterasyon sayısı kadar tekrarlanır. Burada verilen genetik algoritma adımları ve gerekli işlemler Şekil 3.18’de verilen akış şemasında özetlenmiştir.



Şekil 3.18. Genetik algoritma akış diyagramı

4. BULGULAR

Bu kısımda öncelikle uçuşun farklı aşamaları için yakıt ve emisyon tahminine dönük sonuçlar verilmiştir. Bu kapsamda geliştirilen regresyon denklemleri de sunulmuştur. Daha sonra matematiksel model ve genetik algorithma kullanılan operasyonel kısıtlar tanımlanmıştır. Devamında her iki yöntem için belirlenen başlangıç parametreleri sunulmuş ve ardından elde edilen sonuçlar karşılaştırılmıştır.

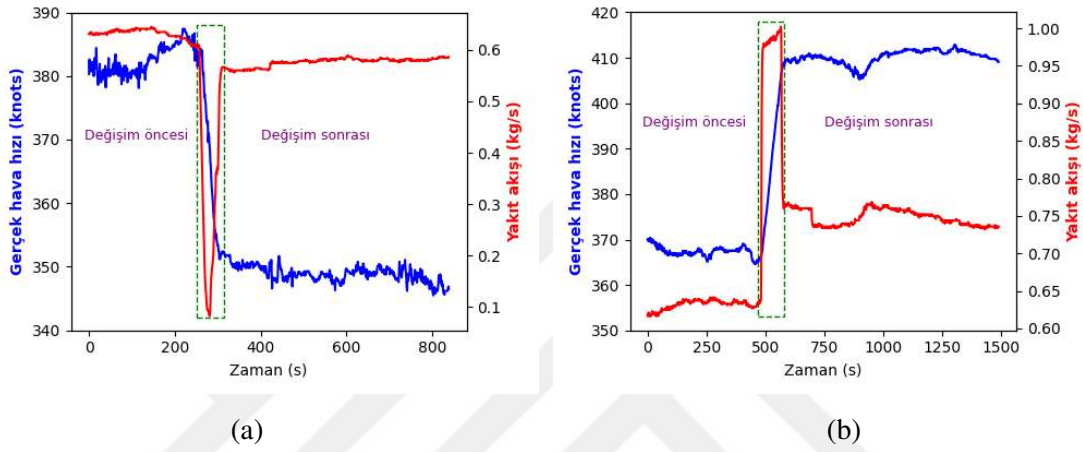
4.1. Yakıt tüketimi ve emisyon tahmini sonuçları

Uçuş verilerinin filtrelenmesi ve işlenmesi amacıyla geliştirilen algorithmada uçağın seyir aşamasında düz uçuş yapıp yapmadığını belirlemek için iki farklı sabit değer kullanılmıştır. Bunlardan biri irtifa farkı olarak belirlenen Bf değeridir. Normal şartlarda uçağın irtifası sabitse bu farkın sıfır olması beklenebilir. Ancak gerçek uçuş şartlarında bu farkın nadiren sıfıra eşit olduğu çoğunlukla ± 50 ft bandında değiştiği görülmektedir. Bu nedenle FDR verilerinin incelenmesi sonucu Bf değeri 50ft olarak belirlenmiştir. Bir diğer sabit değer ise bir uçuş bölümünün düz uçuş olarak kabul edilmesi için belirlenen SSL değeridir. Bu değer ise 600 saniye olarak alınmıştır. Ayrıca, tırmanma ve alçalma operasyonlarının seyir uçuşlarındaki yakıt tüketimine olan etkisini azaltmak için seyir safhasının ilk 70, son 30 saniyesi seyir uçuşu dışında tutulmuştur. Seyir irtifasına benzer olarak uçak hızında da uçuş boyunca küçük farklılıklar meydana gelmektedir. Bu farklılıklar çoğunlukla meteorolojik koşullardan ya da ölçüm hatalarında kaynaklanmaktadır. Bu nedenle 20 knots ve altındaki hız değişiklikleri göz ardı edilmiştir. Belirlenen bu çerçevede uçuş verilerinin filtrelenmesi ve analizi sonrası elde edilen sonuçlar izleyen kısımlarda **sabit seyir, hız değişimi, uçuş başı değişimi ve seviye değişimi** olarak ayrı başlıklar altında sunulmuştur. Ayrıca, bu çalışmada elde edilen yakıt tüketimi ve emisyon sonuçları aksi belirtilmediği sürece çift motor için verilmiştir.

4.1.1. Sabit seyir sırasında yakıt tüketimi ve emisyon tahmini

Farklı seyir hızlarında yakıt tüketimi de değişiklik gösterebilmektedir. Örneğin, Şekil 4.1’de iki uçağın sırasıyla FL310 ve FL320’deki seyir uçuşları sırasında gerçek hava hızında ve yakıt akışında meydana gelen değişimler verilmiştir. Genel olarak bakıldığında, hız azaltma tamamlandıktan sonra yakıt tüketiminin hız azaltma öncesine

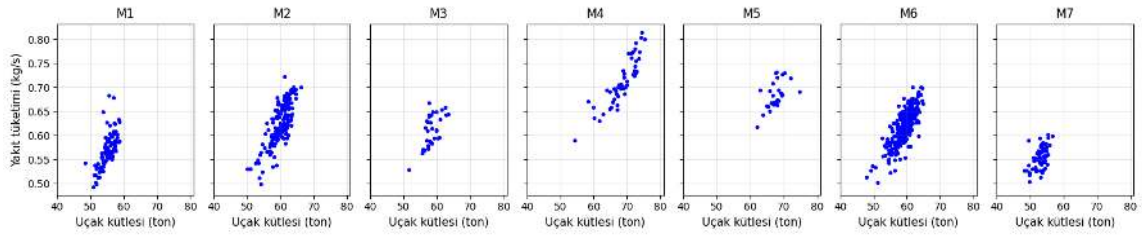
göre bir miktar düştüğü; hız artırmada ise yakıt tüketiminin hız artırma öncesine göre bir miktar arttığı not edilebilir. Hız değişiminin uygulandığı bölgeler şekillerde kesikli çizgilerle gösterilmiştir. Bu bölgelerin öncesi ve sonrası ise değişim öncesi ve değişim sonrası olarak grafik üzerinde belirtilmiştir. Sabit seyir aşamasında, bu bölgelerdeki ortalama yakıt tüketiminin ve NO_x emisyonunun tahmin edilmesi amaçlanmakta olup değişim bölgesi ise bir sonraki bölümde incelenecektir.



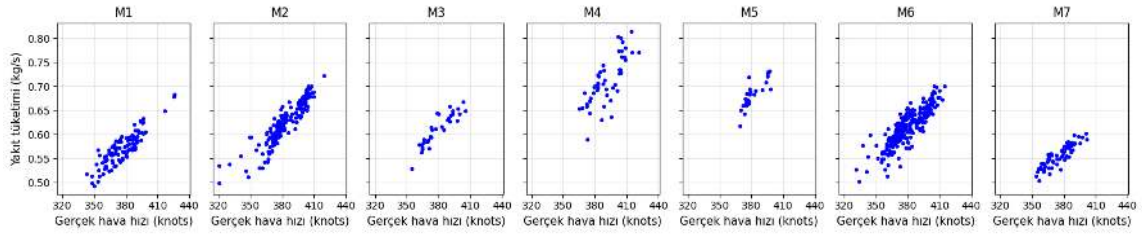
Şekil 4.1. Farklı seyir hızlarında yakıt tüketimi (a) hız azaltma, (b) hız artırma

Veri setinde 5 farklı uçak tipi yer alırken bu uçaklar 7 farklı motor tipi kullanmaktadır. Bazı uçakların birden fazla motor tipi kullanması nedeniyle motor tipine göre regresyon denklemleri elde edilmiştir. Bu sayede uçak tipleri de doğal olarak ayrı ele alınmıştır. Uçuş seviyesine göre de yakıt tüketimlerinin değişmesi nedeniyle seçilen 7 farklı motor tipi için 7 farklı uçuş seviyesinin her biri için ayrı bir regresyon denklemi elde edilmiştir.

Uçak kütlesi ve gerçek hava hızıyla yakıt tüketimi arasındaki ilişki hakkında daha fazla fikir sahibi olmak için veri setinde yer alan tüm uçuşlar seyir seviyesi ve motor tipi bazında ayrı ayrı incelenmiştir. Genel olarak hem uçak kütlesi hem de gerçek hava hızıyla yakıt tüketimi arasında doğrusal bir ilişki kurulabileceği gözlenmiştir. Örnek olarak, FL 340 için uçak kütlesi ve yakıt tüketimine ait serpilme grafiği Şekil 4.2’de, gerçek hava hızı ve yakıt tüketimine ait serpilme grafiği ise Şekil 4.3’te verilmiştir. Diğer seyir seviyeleri için de benzer eğilimler gözlemlendiğinden sabit seyir aşamasındaki yakıt tüketimi tahmini için çoklu doğrusal regresyon modelleri geliştirilmiştir.



Şekil 4.2. Farklı motor tipleri için FL340'da uçak kütlesi yakıt tüketimi ilişkisi



Şekil 4.3. Farklı motor tipleri için FL340'da gerçek hava hızı yakıt tüketimi ilişkisi

Tablo 4.1'de her seviye için elde edilen regresyon katsayıları verilmiştir. Her motor tipi ve uçuş seviyesi için elde edilen regresyon katsayılarının hepsinin negatif bir sabit değerden oluştuğu görülmektedir. Ayrıca, uçak kütlesi katsayısının gerçek uçuş hızı katsayısından büyük olduğu da görülebilir. M1 motor türü için FL300'daki regresyon denklemi $FF = -0.505 + 0.005 \times W + 0.02 \times TAS$ şeklinde ifade edilebilir.

Hata terimlerinin bağımsızlığını ifade eden Durbin-Watson değerinin 1 ile 2.5 arasında olması beklenir (Durbin & Watson, 1950; Gujarati, 2004). Elde edilen regresyon denklemleri için bu değerlerin 1.020 ile 2.411 arasında değiştiği görülmüştür. Dolayısıyla regresyon denklemlerinin bağımsızlık şartının yerine getirildiği söylenebilir. Regresyon denklemlerinin anlamlı olup olmadığını ifade eden F değerleri 47.19 ile 2192.38 aralığında değişmektedir ($p < 0.001$). Genel kabule göre F değerlerinin 4'ten büyük olması regresyon denklemlerinin anlamlı olduğunu gösterir. Bu nedenle, bu çalışmada elde edilen regresyon denklemlerinin anlamlı olduğu söylenebilir. Bu sonuç, regresyon modelini kullanmanın yakıt tüketimini tahmin etmek için sadece ortalamaya bakmaktan daha isabetli olacağını göstermektedir (Douglas C. et al., 2012). Ayrıca tüm denklemler için regresyon katsayılarının anlamlı olduğu ($\text{sig.} < 0.01$) yani her bir bağımsız değişkenin bağımlı değişken üzerinde anlamlı bir etkiye sahip olduğu söylenebilir. Genel kabule göre 2'den yüksek VIF (Variance Inflation Factor) değerleri bağımsız değişkenler arasında korelasyona işaret ettiği için bağımlı değişkenin tahmin kalitesini etkileyebilir. Bu çalışmada VIF değerleri 1 ile 1.518 aralığında değişmektedir. Dolayısıyla uçak ağırlığı

ve gerçek hava hızı değişkenlerinin aynı anda modele dahil edilmesinde bir sakınca yoktur.

Tablo 4.1. Yakıt tüketimi tahmini için regresyon katsayıları

Motor tipi	Katsayılar	Uçuş seviyesi						
		FL300	FL310	FL320	FL330	FL340	FL350	FL360
M1	Sabit	-0.505	-0.468	-0.399	-0.480	-0.327	-0.359	-0.372
	W	0.005	0.006	0.005	0.006	0.005	0.006	0.008
	TAS	0.002	0.002	0.002	0.002	0.002	0.002	0.001
M2	Sabit	-0.458	-0.491	-0.481	-0.455	-0.424	-0.441	-0.480
	W	0.004	0.005	0.005	0.005	0.006	0.006	0.006
	TAS	0.002	0.002	0.002	0.002	0.002	0.002	0.002
M3	Sabit	-0.357	-0.272	-0.285	-0.361	-0.422	-0.447	-0.423
	W	0.004	0.005	0.004	0.006	0.005	0.006	0.006
	TAS	0.002	0.002	0.002	0.002	0.002	0.002	0.002
M4	Sabit	-0.487	-0.503	-0.357	-0.429	-0.400	-0.453	-0.418
	W	0.005	0.006	0.007	0.008	0.007	0.008	0.009
	TAS	0.002	0.002	0.002	0.002	0.002	0.002	0.001
M5	Sabit	-0.473	-0.432	-0.529	-0.477	-0.537	-0.644	-0.589
	W	0.006	0.006	0.005	0.005	0.004	0.007	0.008
	TAS	0.002	0.002	0.002	0.002	0.002	0.002	0.002
M6	Sabit	-0.411	-0.398	-0.395	-0.369	-0.334	-0.346	-0.340
	W	0.005	0.005	0.005	0.006	0.006	0.006	0.007
	TAS	0.002	0.002	0.002	0.002	0.002	0.002	0.001
M7	Sabit	-0.364	-0.353	-0.384	-0.382	-0.294	-0.334	-0.302
	W	0.005	0.004	0.004	0.005	0.005	0.005	0.006
	TAS	0.002	0.002	0.002	0.002	0.002	0.002	0.001

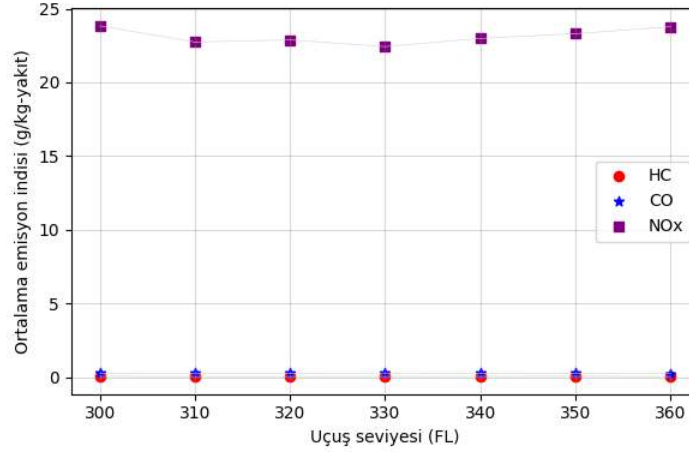
Not: W: Uçak kütlesi, TAS: Gerçek hava hızı

Elde edilen regresyon denklemlerinin R^2 değerleri ve hata payları Tablo 4.2’de verilmiştir. R^2 değerleri 0.78 ile 0.97 arasında değişmekle birlikte denklemlerin çoğunluğunun R^2 değeri 0.90 değerinin üzerindedir. R^2 değeri yakıt tüketimindeki değişimin uçak ağırlığı ve gerçek hava hızındaki değişimle açıklanma miktarını ifade eder. Burada elde edilen regresyon denklemleri yakıt tüketimindeki değişimin önemli bir bölümünü açıklamaktadır. Bu nedenle regresyon modellerinin yakıt tüketimini oldukça iyi tahmin edebildiği söylenebilir.

Tablo 4.2. Seyir uçuşunda yakıt tahmini için geliştirilen regresyon denklemlerinin R^2 değerleri ve hata payları

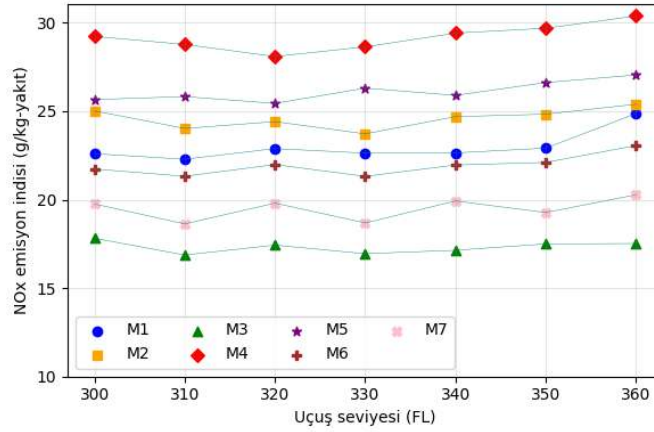
Motor tipi	Uçuş seviyesi (FL)	R^2	Düzeltilmiş R^2	Standart hata
M1	300	.905	.901	0.0157
	310	.905	.902	0.0140
	320	.865	.862	0.0149
	330	.881	.878	0.0161
	340	.855	.852	0.0134
	350	.864	.861	0.0125
	360	.818	.814	0.0124
M2	300	.928	.927	0.0136
	310	.923	.922	0.0121
	320	.931	.930	0.0115
	330	.931	.930	0.0107
	340	.947	.947	0.0098
	350	.927	.927	0.0092
	360	.914	.913	0.0094
M3	300	.877	.858	0.0108
	310	.894	.889	0.0123
	320	.896	.888	0.0083
	330	.893	.882	0.0112
	340	.938	.934	0.0086
	350	.939	.935	0.0084
	360	.958	.955	0.0062
M4	300	.857	.854	0.0162
	310	.883	.881	0.0153
	320	.925	.922	0.0125
	330	.922	.919	0.0120
	340	.919	.916	0.0143
	350	.918	.915	0.0127
	360	.790	.779	0.0151
M5	300	.958	.952	0.0098
	310	.931	.920	0.0136
	320	.974	.971	0.0065
	330	.930	.924	0.0099
	340	.888	.880	0.0100
	350	.947	.943	0.0106
	360	.929	.923	0.0095
M6	300	.908	.907	0.0122
	310	.916	.915	0.0126
	320	.921	.921	0.0116
	330	.938	.937	0.0099
	340	.935	.935	0.0092
	350	.938	.937	0.0086
	360	.912	.912	0.0092
M7	300	.902	.891	0.0102
	310	.951	.948	0.0067
	320	.859	.852	0.0106
	330	.920	.918	0.0087
	340	.939	.937	0.0058
	350	.928	.926	0.0057
	360	.927	.925	0.0063

Seyir fazında uçuş seviyesine göre ortaya çıkan HC, CO ve NO_x emisyon indislerinin ortalama değerleri incelenen tüm motor tipleri için Şekil 4.4'te verilmiştir. Grldğu gibi HC ve CO emisyonları NO_x emisyonlarına kıyasla oldukça düşük seviyelerdedir. Bu nedenle bu çalışmada sözü edilen emisyon türlerinden sadece NO_x emisyonu ele alınmıştır.



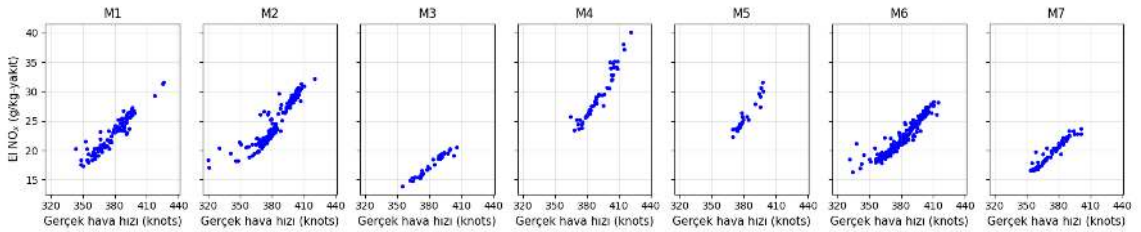
Şekil 4.4. HC, CO ve NO_x için ortalama emisyon indisi değerlerinin seviyelere göre değişimi

NO_x emisyonlarının seviyelere ve motor türüne göre değişimi ise Şekil 4.5'te verilmiştir. Motor türlerine göre emisyon indislerinde bariz farklılıklar bulunmakla birlikte bu farkın sadece kullanılan motor türünden kaynaklandığı yorumunu yapmak hatalı olabilir. Çünkü en yüksek emisyon değerlerine sahip olan M4 motor türünün bulunduğu uçak ortalama olarak kütlesi en yüksek uçak olup en düşük emisyon değerlerine sahip M3 motorunun bulunduğu uçak ise ortalama olarak kütlesi en düşük uçaklar arasında yer almaktadır.

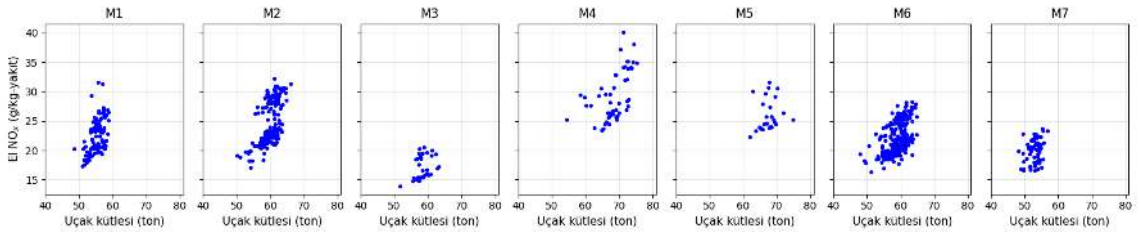


Şekil 4.5. Farklı motor tipleri için NO_x emisyon indisinin seviyelere göre değişimi

Yakıt tüketimine benzer olarak FL340 için NO_x emisyon indisinin (EI) gerçek hava hızı ve uçak kütlesine göre değişimi sırasıyla Şekil 4.6 ve Şekil 4.7’de motor tipi bazında verilmiştir. NO_x emisyon indislerinin de genel olarak gerçek hava hızı ve uçak kütlesiyle doğrusala yakın bir değişim sergilediği söylenebilir. Diğer seyir seviyeleri için de benzer eğilimler gözlenmiş olup sabit seyir aşamasında NO_x emisyonunun tahmini için de çoklu doğrusal regresyon modelleri geliştirilmiştir.



Şekil 4.6. FL340 için NO_x emisyon indisinin gerçek hava hızıyla değişimi



Şekil 4.7. FL340 için NO_x emisyon indisinin uçak kütlesiyle değişimi

NO_x emisyonu için uçak kütlesi ve gerçek hava hızına bağlı regresyon denklemleri geliştirildiğinde bazı regresyon denklemlerinde uçak kütlesi katsayısının (W) anlamlılık düzeyinin (p) 0.05 değerinden yüksek olduğu görülmüştür. Bu durum çoğunlukla M3,

M5 ve M7 motor tiplerinde gözlenmiştir. Uçak kütlesi katsayısının istatistiksel olarak anlamlı olmaması o değişkenin NO_x emisyonu tahmininde önemsiz olduğu ve ilgili denklemlerden çıkarılması gerektiği şeklinde yorumlanabilir. p değerinin 0.05'ten yüksek olduğu durumlar için uçak kütlesi değişkeni çıkarılarak regresyon analizi tekrarlanmış ve sadece gerçek hava hızına (TAS) bağlı basit regresyon denklemleri elde edilmiştir. Bu işlem sonucunda elde edilen regresyon katsayıları istatistiksel olarak anlamlı (p<0.001) olup bu katsayılar Tablo 4.3'te verilmiştir.

Tablo 4.3. NO_x emisyon indisi tahmini için regresyon katsayıları

Motor tipi	Katsayılar	Uçuş seviyesi						
		FL300	FL310	FL320	FL330	FL340	FL350	FL360
M1	Sabit	-33.43	-28.47	-40.12	-39.11	-37.15	-35.37	-48.49
	W	0.29	0.17	0.22	0.21	0.11	–	0.30
	TAS	0.11	0.12	0.14	0.14	0.15	0.16	0.15
M2	Sabit	-31.80	-39.79	-42.47	-45.90	-48.33	-55.95	-59.92
	W	0.11	0.08	0.10	0.08	0.25	0.16	0.22
	TAS	0.14	0.16	0.16	0.18	0.16	0.19	0.19
M3	Sabit	-18.77	-11.40	-26.28	-23.05	-31.26	-28.69	-37.39
	W	–	–	0.09	–	0.07	–	0.10
	TAS	0.10	0.08	0.11	0.11	0.12	0.13	0.13
M4	Sabit	-30.38	-41.02	-53.01	-56.30	-54.25	-62.84	-74.32
	W	0.16	0.15	0.18	0.19	0.20	0.24	0.30
	TAS	0.13	0.16	0.18	0.19	0.18	0.20	0.22
M5	Sabit	-35.48	-35.62	-65.05	-59.30	-70.24	-79.86	-73.91
	W	–	–	–	–	–	0.19	0.27
	TAS	0.17	0.17	0.25	0.23	0.26	0.25	0.22
M6	Sabit	-22.49	-25.52	-28.91	-30.96	-33.52	-37.89	-45.02
	W	0.11	0.09	0.09	0.10	0.12	0.10	0.17
	TAS	0.11	0.12	0.13	0.13	0.13	0.15	0.16
M7	Sabit	-21.88	-16.21	-19.26	-23.52	-33.95	-33.20	-35.42
	W	0.14	–	–	–	0.14	0.08	0.12
	TAS	0.10	0.10	0.11	0.12	0.13	0.14	0.14

Not: “–” işareti olan denklemlerde uçak kütlesi (W) denklemde kullanılmamıştır.

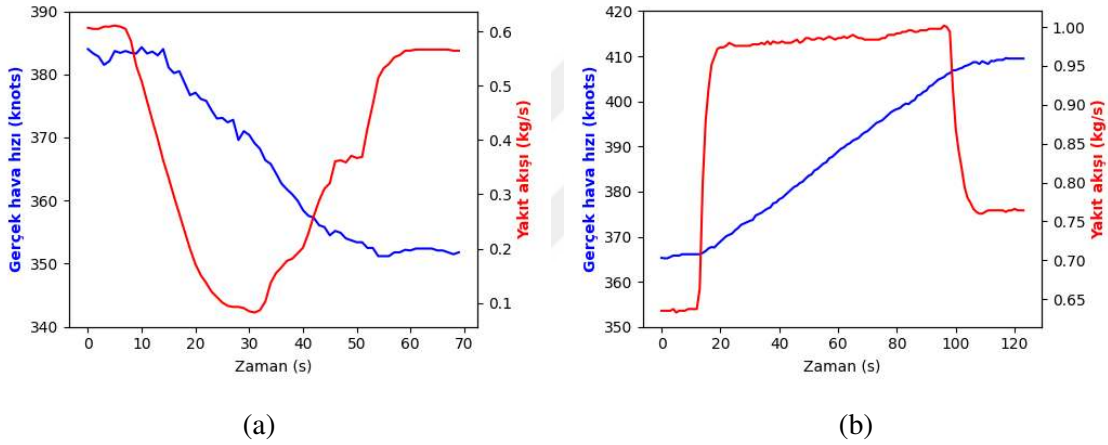
Bu kapsamda elde edilen regresyon denklemlerinin R² değerleri ve hata payları ise Tablo 4.4'te verilmiştir. R² değerleri 0.81 ile 0.98 arasında değişmekle birlikte denklemlerin çoğunluğunun R² değeri 0.90 değerinin üzerindedir. Bu değer yakıt tüketimi için elde edilen regresyon modellerine benzer olarak NO_x emisyon indisi için de oldukça yüksektir.

Tablo 4.4. NO_x emisyon indisi için geliştirilen regresyon denklemlerinin R^2 değerleri ve hata payları

Motor tipi	Uçuş seviyesi (FL)	R^2	Düzeltilmiş R^2	Standart hata
M1	300	.921	.918	0.7444
	310	.895	.892	0.7939
	320	.888	.885	0.9106
	330	.908	.906	0.9139
	340	.904	.903	0.8062
	350	.926	.925	0.7256
	360	.908	.906	0.6855
M2	300	.920	.918	0.7976
	310	.913	.912	0.8079
	320	.870	.869	1.0535
	330	.898	.897	0.9690
	340	.891	.890	1.0755
	350	.907	.906	0.8586
	360	.884	.883	0.9259
M3	300	.873	.863	0.3515
	310	.842	.839	0.5915
	320	.899	.891	0.4460
	330	.841	.833	0.6955
	340	.960	.957	0.3616
	350	.903	.900	0.5406
	360	.953	.951	0.3648
M4	300	.854	.850	0.8550
	310	.877	.875	1.0035
	320	.942	.940	0.7268
	330	.959	.957	0.6176
	340	.867	.861	1.2323
	350	.916	.913	0.8465
	360	.941	.938	0.6701
M5	300	.822	.808	1.1668
	310	.826	.814	1.3980
	320	.948	.944	0.5575
	330	.879	.874	1.0445
	340	.921	.918	0.7209
	350	.964	.962	0.6173
	360	.920	.913	0.9197
M6	300	.878	.877	0.6800
	310	.926	.926	0.5968
	320	.930	.929	0.5869
	330	.936	.935	0.5835
	340	.931	.930	0.6042
	350	.953	.952	0.5041
	360	.960	.960	0.4368
M7	300	.916	.911	0.4294
	310	.868	.865	0.5974
	320	.878	.874	0.5250
	330	.923	.921	0.5042
	340	.935	.933	0.4395
	350	.956	.955	0.3360
	360	.977	.977	0.2664

4.1.2. Hız değişimi sırasında yakıt tüketimi ve emisyon tahmini

Hız değişimi kısa bir sürede gerçekleşmekle birlikte bu süreçte yakıt tüketiminde ve dolayısıyla emisyonlarda önemli değişimler meydana gelebilmektedir. Veri setinde yer alan uçuşlardan birinde uygulanan hız azaltma manevrası diğerinde ise hız artırma manevrası sırasında yakıt tüketimindeki değişim Şekil 4.8’de verilmiştir. Hız değişimi genelde doğrusala yakın bir şekilde gerçekleşirken yakıt tüketiminin ani bir artış ya da azalma şeklinde gerçekleştiği görülmektedir. Hız azaltmada, yakıt tüketiminin hızlı bir şekilde düşüp bir süre normal yakıt tüketimine göre oldukça düşük seviyelerde seyredip tekrar hızlı bir yükseliş sergilediği, hız artırmada ise yakıt tüketiminin bunun tam tersi bir değişim gösterdiği söylenebilir. Bu durum hız değişimi ile yakıt tüketimindeki değişim miktarının yakından ilişkili olduğunun bir göstergesi olarak kabul edilebilir.



Şekil 4.8. Hız değişimiyle yakıt tüketimi arasındaki ilişki (a) hız azaltma, (b) hız artırma

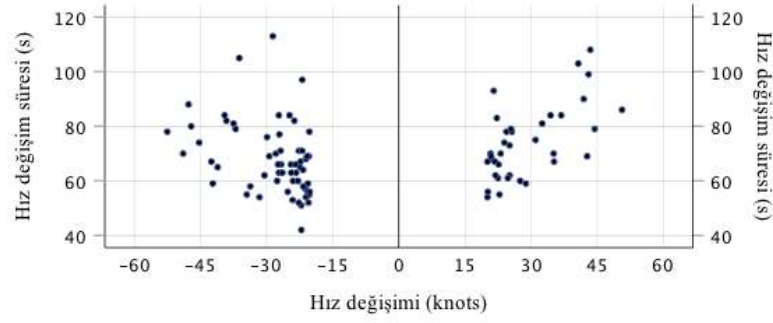
Hız değişimini tespit eden algoritmanın çalıştırılması sonucu elde edilen sonuçlar Tablo 4.5’te özetlenmiştir. Tabloda verilen sayısal değerler 20 knots ve üzerindeki hız değişimleri için verilmiş olup toplamda 36 uçuşta hız artması, 60 uçuşta ise hız azalması tespit edilmiştir. Hız artırma miktarları 20.10 knots ile 50.60 knots arasında değişirken artırma miktarının ortalaması 28.99 knots (Standart sapma (S.S.)=8.78) olarak gerçekleşmiştir. Hız azaltma miktarları ise 20.20 knots ile 52.50 knots arasında değişmekte olup azaltma miktarının ortalaması 28.47 knots (S.S.=8.60) olarak bulunmuştur. Hız artırma sırasında yakıt akışı ortalama %28.8 artarken hız azaltma sırasında ortalama %28.5 azalmıştır. NO_x emisyon indisi ise hız artışı sırasında ortalama %27 artarken hız azaltma sırasında aynı oranda azalmıştır. Hız artırma sürelerinin ortalaması 73.89 saniye (S.S.=13.39) iken hız azaltma sürelerinin ortalaması 68.05 saniye

(S.S.=13.26) olarak gerçekleşmiştir. Her iki durum için ortalama hız değişim miktarı ve bu değişikliğin gerçekleşme sürelerinin birbirine yakın olduğu not edilebilir. Diğer yandan, hız artırma sırasında ortalama 1 knots hız değişikliği 2.55 saniyede gerçekleşirken, hız azaltma sırasında 1 knots hız değişikliği ortalama 2.40 saniyede gerçekleşmiştir. Burada verilen saniyedeki hız değişim miktarı “hız değişim oranı” olarak ifade edilebilir. Bu oranlar matematiksel modelde farklı hız değişimlerinin tamamlanma sürelerinin hesaplanması için kullanılmıştır.

Tablo 4.5. Hız değişimiyle ilgili elde edilen sonuçların özeti

		Minimum	Maksimum	Ortalama	S.S.
Hız artırma (N=36)	İlk hız (knots)	301.80	401.00	362.33	22.06
	Son hız (knots)	344.50	432.20	391.32	21.90
	Hız değişim miktarı (knots)	20.10	50.60	28.99	8.78
	Hız değişim süresi (saniye)	54.00	108.00	73.89	13.39
	Normal yakıt tüketimi (kg/s)	0.50	0.73	0.62	0.06
	Hız artırma sırasında yakıt tüketimi (kg/s)	0.62	0.93	0.80	0.07
	Yakıt tüketimindeki değişim oranı (%)	0.13	0.45	0.29	0.08
	Normal durumda EI NO _x	17.99	33.54	25.00	4.04
	Hız artırma sırasında EI NO _x	22.26	41.00	31.69	4.77
	EI NO _x değişim oranı (%)	0.16	0.42	0.27	0.08
Hız azaltma (N=60)	İlk hız (knots)	340.20	435.80	392.84	18.94
	Son hız (knots)	313.10	403.40	364.37	17.82
	Hız değişim miktarı (knots)	20.20	52.50	28.47	8.60
	Hız değişim süresi (saniye)	42.00	113.00	68.05	13.26
	Normal yakıt tüketimi (kg/s)	0.46	0.76	0.60	0.05
	Hız azaltma sırasında yakıt tüketimi (kg/s)	0.30	0.55	0.43	0.06
	Yakıt tüketimindeki değişim oranı (%)	0.11	0.48	0.29	0.09
	Normal durumda EI NO _x	17.09	35.35	24.57	3.47
	Hız azaltma sırasında EI NO _x	12.55	24.50	17.98	3.16
	EI NO _x değişim oranı (%)	0.10	0.46	0.27	0.08

Hız değişim miktarıyla bu değişimin gerçekleşme süreleri arasındaki ilişkiyi gösteren dağılım grafiği Şekil 4.9’da verilmiştir.

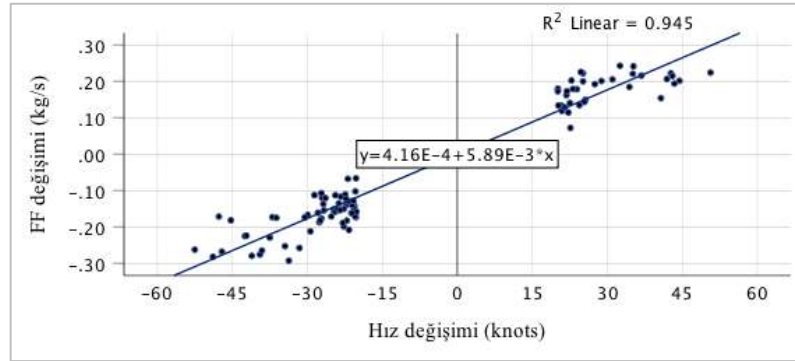


Şekil 4.9. Hız değişim miktarı ile hız değişim süresinin dağılımı

Şekil 4.10'da ortalama hız değişim miktarı ile yakıt tüketimindeki ortalama değişim (hız değişimi öncesine göre) arasındaki ilişki verilmiştir. Buna göre hız azaltma miktarı arttıkça hız değişimi sırasındaki ortalama yakıt tüketimi azalma eğilimi gösterirken hız artırma miktarı arttıkça hız değişimi sırasındaki ortalama yakıt tüketim değerleri artış eğilimi göstermektedir. Aradaki ilişki basit doğrusal regresyon yöntemi ile ifade edilebilir. Elde edilen regresyon denklemi ise şu şekildedir:

$$FF^{sc} = 0.000416 + 0.00589 \times q \quad (3.79)$$

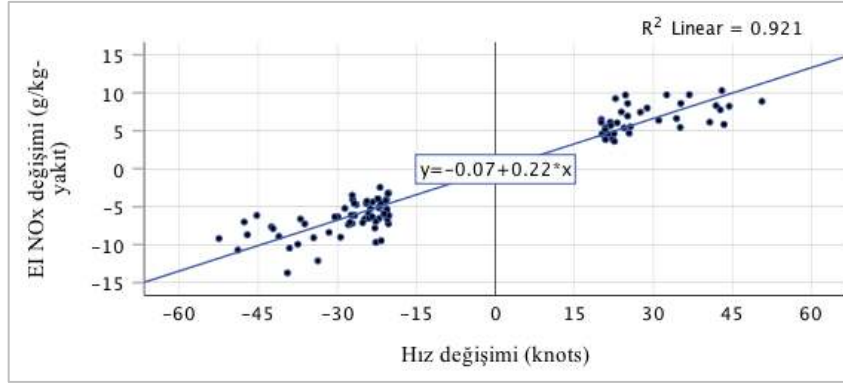
Burada FF^{sc} herhangi bir hız artışı ya da azalması sırasında uçağın yakıt tüketimindeki ortalama değişim miktarını ifade ederken q ise hız değişim miktarını temsil etmektedir.



Şekil 4.10. Hız değişimiyle yakıt tüketimi (FF) değişimi

Yakıt tüketimine benzer şekilde NO_x emisyon indisinin hız değişim miktarıyla değişimi Şekil 4.11'de verilmiştir. Elde edilen regresyon denklemi ise şu şekilde ifade edilebilir:

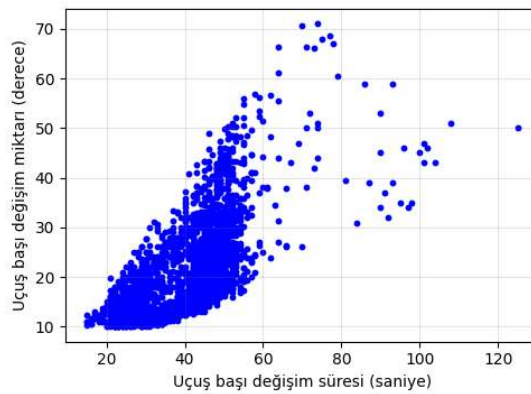
$$NO_x^{sc} = -0.07 + 0.22 \times q \quad (3.80)$$



Şekil 4.11. Hız değişimiyle NO_x emisyon indisi değişimi

4.1.3. Uçuş başı değişiminin yakıt tüketimine etkisinin değerlendirilmesi

Veri setinde yer alan FL300 ile FL360 arasındaki uçuş başı değişiklikleri incelenirken alt limit olarak 10 derece belirlenmiştir. İlk etapta bu seviyelerde tespit edilen uçuş başı değişikliği sayısı 3301 olarak bulunmuştur. Ancak tespit edilen uçuş başı değişimi aşamalarında hız değişiminin de olduğu kısımlar çıkarıldığında geriye kalan uçuş başı değişimi sayısı 2571 olarak bulunmuştur. Uçuş başı değişim ortalaması 21.1 derece (enk=11 derece, enb=71 derece, S.S.=9.60) iken uçuş başı değişim süresinin ortalaması 40.4 saniye (enk=15 saniye, enb=125 saniye, S.S.=11.18) olarak gerçekleşmiştir. Diğer taraftan uçuş başı değişim süresiyle uçuş başı değişim miktarı arasında Şekil 4.12’de gösterildiği gibi doğrusala yakın bir ilişki olduğu söylenebilir. Uçuş başı değişiminde ortalama olarak 2 saniyede yaklaşık 1 derecelik baş açısı değişikliği gerçekleştirilmektedir.



Şekil 4.12. Uçuş başı değişim miktarının zamana göre dağılımı

Uçuş başı değişikliğinin yakıt tüketimine etkisini araştırmak için veriler incelendiğinde uçuş başı değişimi sırasında 1993 veride yakıt tüketimi ortalama %2.87 (S.S.=0.026) artarken 578 veride yakıt tüketimi ortalama %1.5 (S.S.=0.018) azalmıştır. Yakıt tüketiminin arttığı durumda ortalama uçuş başı değişim miktarı ve uçuş başı değişim süresi sırasıyla ortalama 21.93 derece (S.S.=10.04) ve 40.27 saniye (S.S.=11.40) iken yakıt tüketiminin azaldığı durumda 18.20 derece (S.S.=7.19) ve 40.79 saniye (S.S.=10.37) olarak gerçekleşmiştir. Yakıt tüketimindeki artma ve azalma göz ardı edildiğinde uçuş başı değişimiyle ilgili elde edilen ortalama, standart sapma, minimum ve maksimum değerler Tablo 4.6'da verilmiştir.

Tablo 4.6. Uçuş başı değişimiyle ilgili çıktılar (N=2571)

	Minimum	Maksimum	Ortalama	S.S.
Uçuş başı değişim süresi (saniye)	15.00	125.00	40.39	11.18
Uçuş başı değişim miktarı (derece)	10.00	71.00	21.09	9.60
Yakıt tüketimi (kg/s)	0.47	0.83	0.61	0.05
Uçuş başı değişimi sırasında yakıt tüketimi (kg/s)	0.47	0.93	0.62	0.06

Yakıt tüketiminin azaldığı durumda yakıt tüketiminin arttığı duruma göre ortalama olarak daha uzun sürede daha az bir uçuş başı değişikliği gerçekleştirildiğine dikkat çekmek gerekebilir. Diğer taraftan yakıt tüketiminin arttığı durumda ortalama olarak 0.24 knots (S.S.=0.94) hız artışı gerçekleşirken yakıt tüketiminin azaldığı durumda 0.30 knots hız azalması söz konusudur. Buradan hareketle yakıt tüketimindeki değişim hız değişimiyle kısmen açıklanabilir. Ancak uçuş başı değişimiyle yakıt tüketimindeki değişimi ilişkilendirebilmek ve değişim miktarını açıklayabilmek için daha detaylı analizlere ihtiyaç vardır. Diğer taraftan uçuş başı değişiminde yakıt tüketimindeki değişim miktarının oldukça sınırlı olduğu belirtilebilir. Ortalama değerlerden hareketle uçuş başının değişimi sırasında yakıt tüketimindeki azalma miktarı 0.38kg iken artma miktarı 0.71kg olduğu görülmüştür. Bu değerlerin hız değişimi sırasındaki ortalama yakıt tüketimindeki değişim miktarlarından oldukça düşük olduğu ayrıca not edilmelidir.

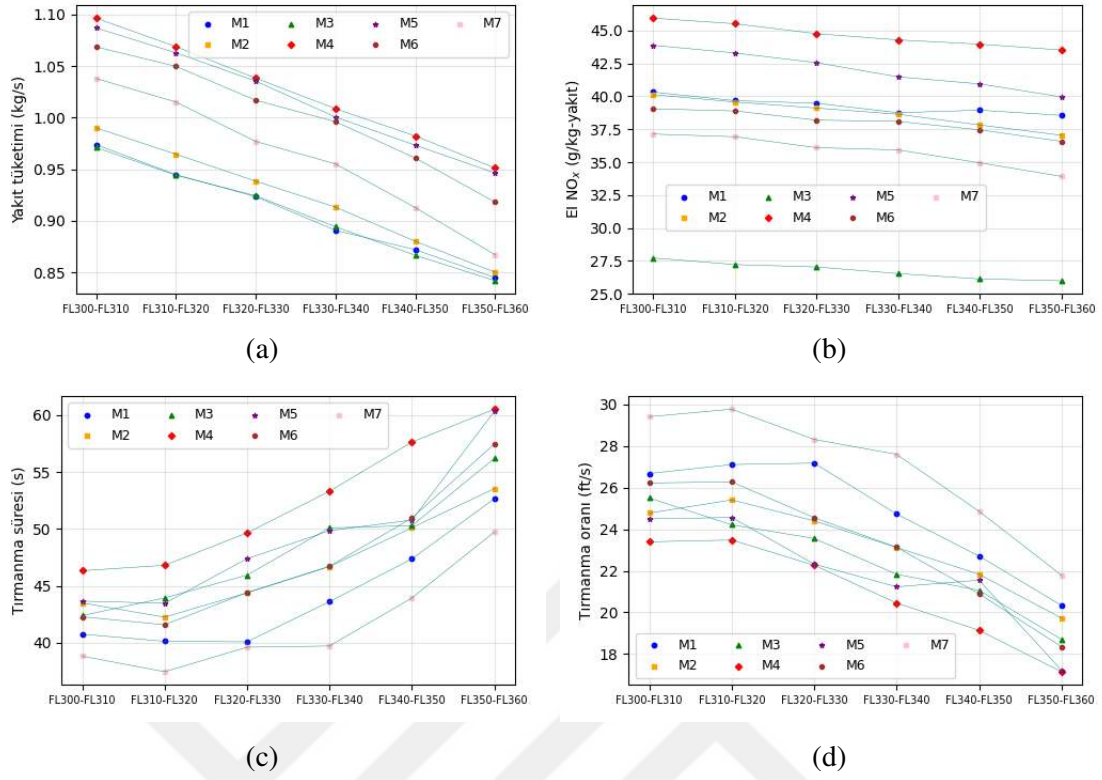
Yukarıda bahsedilen nedenlerle uçuş başı değişimi sırasındaki yakıt tüketimindeki değişim ihmal edilerek seyir uçuşundaki normal yakıt tüketim değerleri üzerinden işlem yapılabilir. Çakışma çözümünde uçuş başı değişikliğinin yakıt tüketimini etkilediği asıl nokta uçağın uçuş mesafesini ya da uçuş süresini artırma miktarı olduğunun altı

çizilmelidir. Bu durumdan kaynaklı uçuş süresi artışı ise matematiksel modelde hesaba katılmıştır.

4.1.4. Tırmanma ve alçalma sırasında yakıt tüketimi ve emisyon tahmini

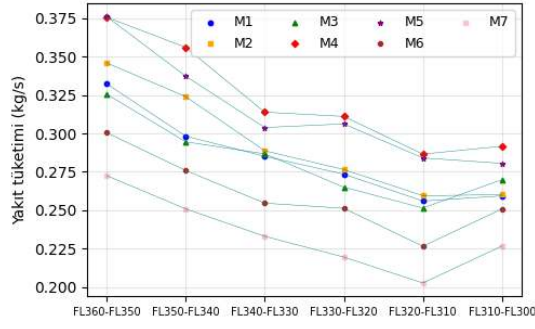
Tırmanma ve alçalma operasyonları sırasında seyir seviyesine göre yakıt tüketiminde önemli farklılıklar meydana gelmektedir. Bu nedenle, FL300 ile FL360 arasındaki tırmanma ve alçalma operasyonları motor tipi ve uçuş seviyesi aralıklarına göre incelenmiştir. Tırmanma ve alçalma sırasında yakıt ve emisyonları etkileyebilecek bir diğer faktör ise tırmanma ve alçalma operasyonlarının gerçekleşme süreleri ya da tırmanma/alçalma oranlarıdır. Çünkü hızlı bir tırmanma daha fazla itki gerektirirken hızlı bir alçalma daha az itki gerektirebilir.

Tırmanma sırasında yakıt tüketimi, NO_x emisyon indisi, tırmanma süresi ve tırmanma oranına ait ortalama değerler Şekil 4.13'te sunulmuştur. M1 ve M3 motor tiplerine sahip uçakların tırmanma sırasındaki ortalama yakıt tüketimi görece daha düşük, M4 ve M5 motor tiplerine sahip uçakların ise daha yüksek seviyelerdedir. Benzer eğilimler NO_x emisyon indisi için de gözlenmekle birlikte M3 motor tipine ait emisyonların diğerlerine göre bariz bir şekilde farklılaştığı not edilebilir. Ayrıca yüksek seviyelerde tırmanma sırasında gerçekleşen ortalama yakıt tüketimi tüm motor türleri için azalma eğilimindedir. Örneğin, FL300'dan FL310'a tırmanmaya göre FL350'dan FL360'a tırmanma sırasında yakıt tüketiminde %13 ile %16 arasında bir azalma söz konusudur. Tırmanma süreleri ise irtifayla birlikte artış eğilimi göstermektedir. Tırmanma oranı ise bir uçağın saniyedeki irtifa kazancını ifade etmekte olup bazı istisnalar hariç bu oranın irtifayla birlikte azalma eğilimi gösterdiği görülmektedir. İrtifa artışıyla genel olarak yakıt tüketimi azalma eğilimi gösterse de tırmanma sırasında irtifayla birlikte yakıt tüketimindeki azalmanın, daha çok tırmanma süresindeki artış ya da tırmanma oranındaki azalışla ilişkili olduğu söylenebilir.

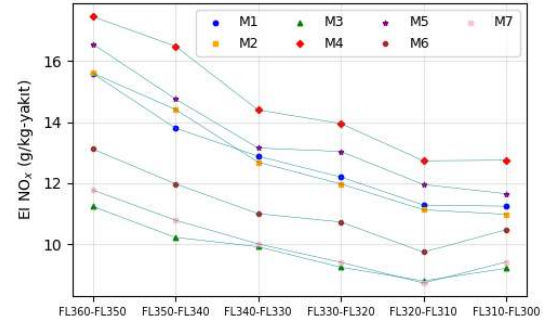


Şekil 4.13. Farklı seviye aralıkları için tırmanma sırasında (a) yakıt tüketimi, (b) NO_x emisyon indisi, (c) tırmanma süresi, (d) tırmanma oranı

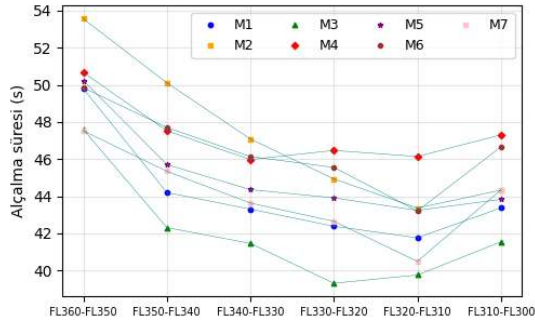
Alçalma operasyonları için elde edilen sonuçlar da tırmanmaya benzer olarak Şekil 4.14'te verilmiştir. Bu fazda, en düşük ortalama yakıt tüketimi M7 motor tipine sahip uçak için gözlenirken en yüksek yakıt tüketimi ise M4 motor tipi için gözlenmiştir. İrtifa arttıkça genel olarak alçalma sırasındaki yakıt tüketim değerlerinin artış eğilimi gösterdiği söylenebilir. Alçalma sırasında M3 motor tipi yakıt tüketimi açısından diğer motor tiplerine göre ortalama bir değişim sergilerken NO_x emisyon indisi açısından en küçük değerlere sahip motor tipinden birisidir. Diğer yandan, genel olarak alçalma süresi irtifayla artış eğilimi gösterirken alçalma oranları irtifa artışıyla birlikte azalma eğilimi göstermektedir. Yakıt tüketimi değişiminin alçalma süresindeki değişimle benzerlik gösterdiğine dikkat çekmek gerekebilir.



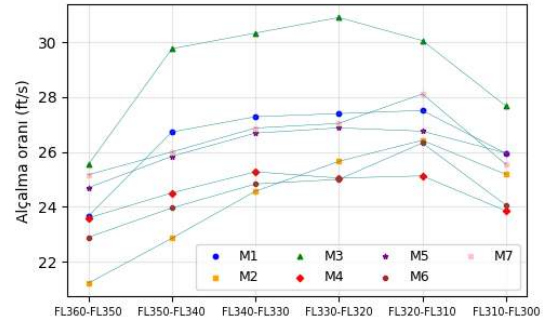
(a)



(b)



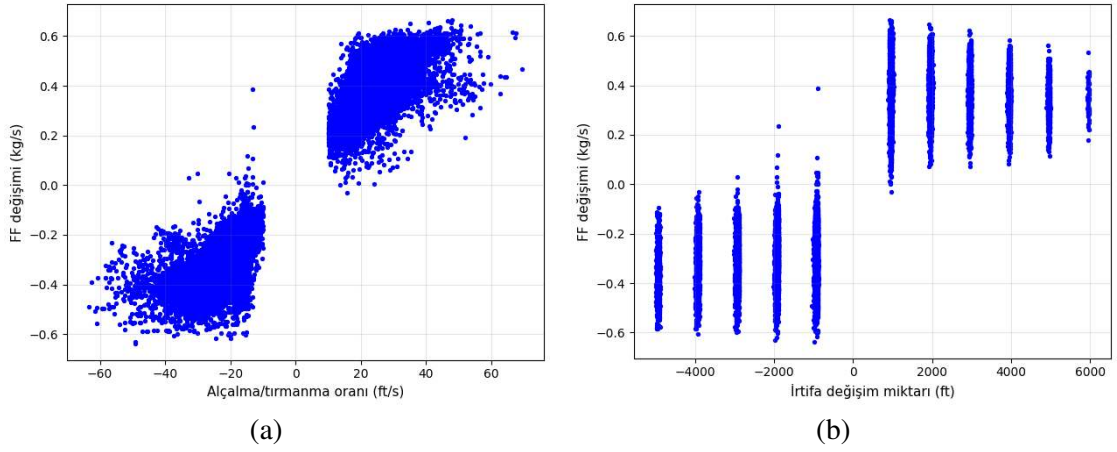
(c)



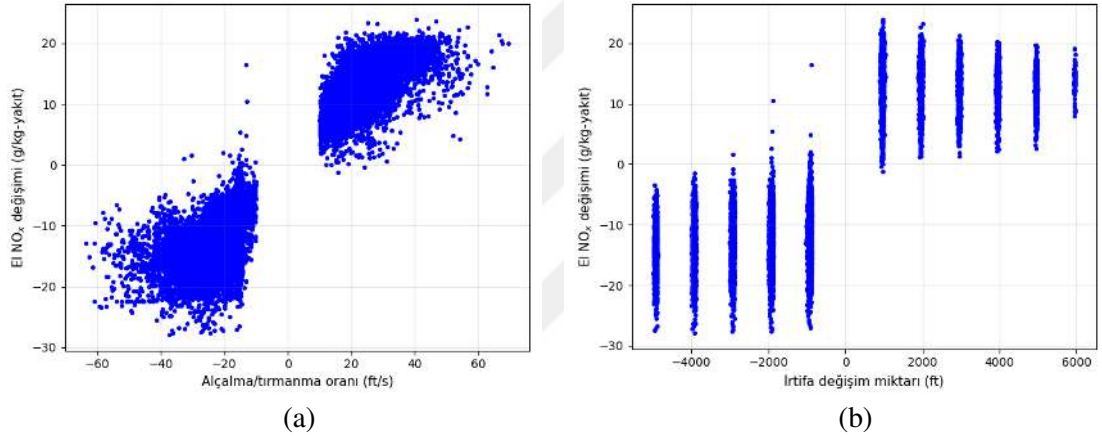
(d)

Şekil 4.14. Farklı seviye aralıkları için alçalma sırasında (a) yakıt tüketimi, (b) NO_x emisyon indisi, (c) alçalma süresi, (d) alçalma oranı

Tırmanma ve alçalma aşamasındaki yakıt tüketimi ve NO_x emisyonu tahmini için hız değişimine benzer bir yöntem izlenmiştir. Motor tipi ve uçuş seviyesi ayrımı yapılmadan alçalma/tırmanma oranı ve irtifa değişim miktarına bağlı olarak alçalma ve tırmanma sırasındaki yakıt tüketimi ve NO_x emisyonunun seyir uçuşu sırasındaki değerlerinden farklılaşma miktarları tahmin edilmiştir. Alçalma/tırmanma oranı ve irtifa değişim miktarının yakıt tüketimine ve NO_x emisyon indisine etkisi sırasıyla Şekil 4.15 ve Şekil 4.16'da gösterilmiştir. Bu grafiklerde verilen yakıt tüketimi ve NO_x emisyon indisi değerleri seyir seviyesindeki ortalama değerlerden sapma miktarını göstermektedir.



Şekil 4.15. Alçalma ve tırmanma sırasında yakıt tüketimi değerlerinin seyir seviyesindeki değerine göre değişimi (a) alçalma/tırmanma oranına göre, (b) irtifa değişim miktarına göre



Şekil 4.16. Alçalma ve tırmanma sırasında NO_x emisyon indisi değerlerinin seyir seviyesindeki değerine göre değişimi (a) alçalma/tırmanma oranına göre, (b) irtifa değişim miktarına göre

Aradaki ilişki çoklu doğrusal regresyon yöntemi ile ifade edilebilir. Elde edilen regresyon denklemleri ise şu şekildedir:

$$FF^{ac} = 0.018941 + 0.012322 \times r^{ac} + 0.000019 \times \gamma. \quad (3.81)$$

$$NO_x^{ac} = 0.021105 + 0.441179 \times r^{ac} + 0.000835 \times \gamma. \quad (3.82)$$

Burada FF^{ac} ve NO_x^{ac} , alçalma ya da tırmanma sırasında uçağın sırasıyla yakıt tüketimindeki ve NO_x emisyon indisindeki ortalama değişim miktarını ifade ederken r^{ac} alçalma/tırmanma oranını, γ ise irtifa değişim miktarını temsil etmektedir. R^2 değerleri ise sırasıyla 0.926 ve 0.913 olarak elde edilmiştir.

Özetlemek gerekirse, bu aşamaya kadar FDR verilerinin analiz edilmesiyle farklı uçuş koşullarında yakıt tüketimi ve NO_x emisyon indisini belirlemeye dönük regresyon modelleri geliştirilmiştir. Sabit seyir aşaması genellikle uçuşun en uzun aşaması olması

nedeniyle bu aşamadaki yakıt ve emisyon tahmini için motor tipi ve uçuş seviyesine göre gerçek hava hızı ve uçak kütesine dayalı regresyon denklemleri geliştirilmiştir. Diğer yandan hız değişimi ve seviye değişimi için matematiksel modeli basit tutmak amacıyla sadece birer regresyon denklemi geliştirilmiştir. Bu denklemler tüm seviyeleri ve motor tipini kapsamaktadır. Buna rağmen elde edilen R^2 değerleri oldukça yüksektir. Öte yandan, uçuş başı değişikliği sırasındaki yakıt tüketimindeki farklılıklar oldukça düşük düzeyde olduğu için göz ardı edilmiştir. Ayrıca, uçakların hız değiştirme, alçalma ve tırmanma süreleri hakkında da değerlendirmelere yer verilmiştir. Bu süreler, ilgili operasyon boyunca toplam yakıt tüketimini hesaplamak için matematiksel modelde kullanılmıştır.

4.2. Hız, uçuş başı ve uçuş seviyesi değişikliği için alt ve üst limitlerin belirlenmesi

Bir çakışma çözümü uygulanırken operasyonel, uçak performansı ve yolcu konforu açısından bazı kısıtlamaları göz önüne almak modelin gerçek operasyonları temsil etmesi açısından önemlidir. Çakışma çözümünde uçuş başı ve uçuş seviyesi değişikliği daha etkin çözümler sağlarken uçuş dinamiği, yolcu konforu, hız değişikliği uygulanan uçakların takibi ve verimli bir hız manevrası uygulayabilmek için zamanlamanın iyi ayarlanması gerekliliği gibi bazı sınırlılıklar pratikte hız değişikliklerinin çok daha az uygulanmasına neden olmaktadır (Cerulli vd., 2021).

Bonini vd., (2009) hız azaltmasının uçağın mevcut hızının %6 kadarı, hız artırmasının ise %3 ü kadarı olmasının kontrolör iş yükünü çok az etkilediği hatta %12'ye kadar olan hız değişikliklerinin kontrolörler tarafından fark edilmeyebileceği belirtilmiştir. Bu nedenle hız değişikliği miktarının %12 değerini aşmaması kontrolör iş yükü açısından da önemli olduğu belirtilmiştir. Bu kapsamda FDR verileri incelendiğinde uçak hız değişiklikleri (hız artırma 28.99, hız azaltma 28.47) ortalama 30 knots (std. sapma: 8.7) olarak gerçekleşirken en fazla değişimin 50 knots civarında olduğu görülmüştür. Oran olarak bakıldığında ise hız artırmada ortalama değişim oranı %8, hız azaltmada ortalama değişim oranı %7 olarak bulunmuştur. Diğer yandan göz önünde bulundurulması gereken bir diğer husus uçağın mevcut hızıdır. Örneğin zaten üst hız limitine yakın uçmakta olan bir uçağın hızını daha da artırmak ya da alt hız limitine yakın giden bir uçağın hızını daha da düşürmek mümkün olmayabilir. Bu çalışmada test senaryoları için hız değişikliği limiti %10 olarak belirlenmiş olmakla birlikte model her uçak için ayrı limitlerin belirlenmesine de olanak sağlamaktadır.

Uçuş başı değişikliğinin ise hem yolcu konforu açısından hem de uçuş verimliliği açısından çok yüksek olmaması gerekmektedir. Alonso-Ayuso vd., (2016a) uçuş başı değişikliğinin en fazla $\pm 30^\circ$ olması gerektiğini belirtmiştir. Bu çalışmada da en fazla 30° 'lik bir uçuş başı değişikliğine izin verilmiştir.

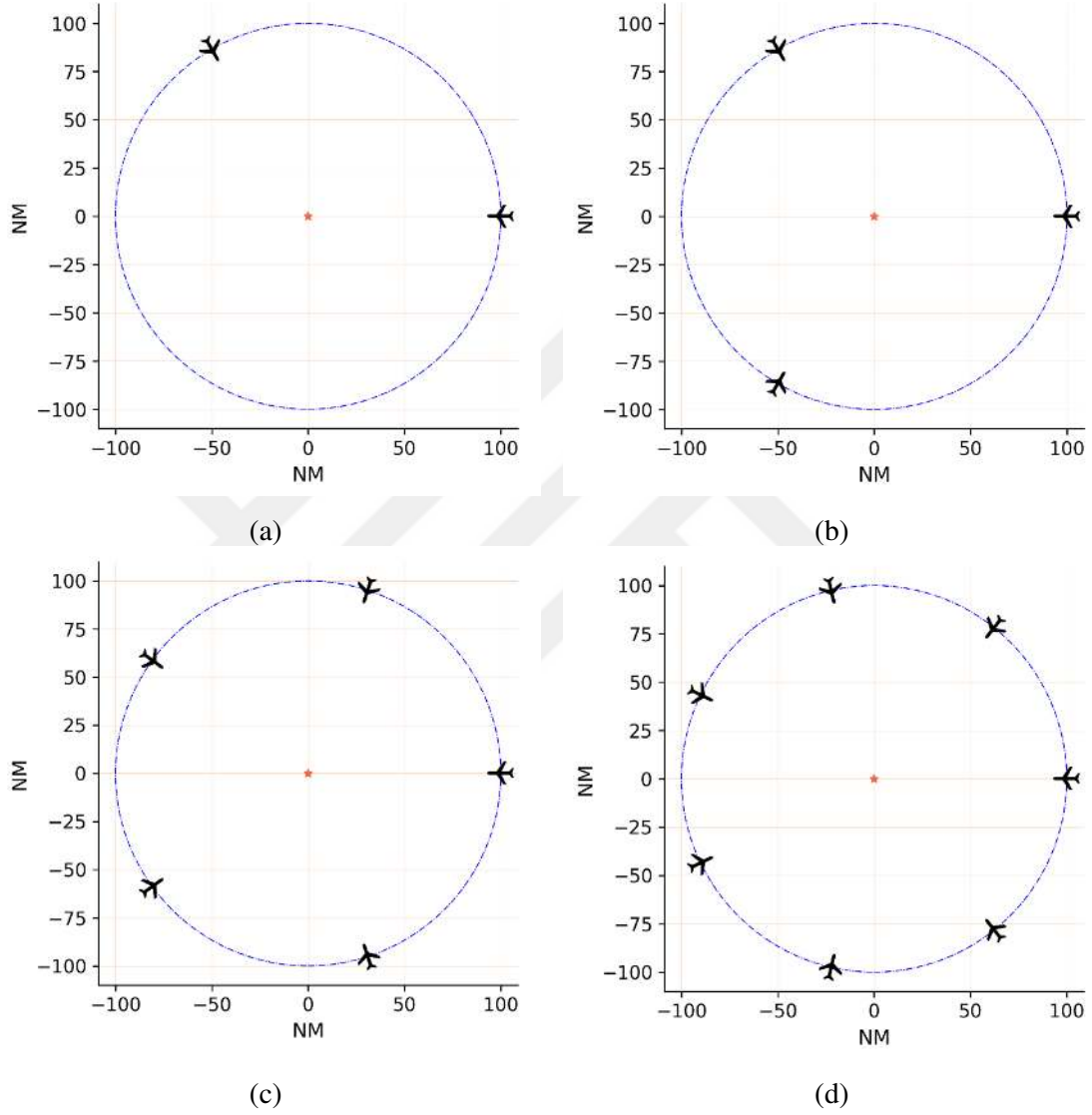
Uçuş seviyesi değişikliği ise uçakların servis tavanı ve o anki ağırlığı göz önüne alınarak gerçekleştirilmelidir. Uçuş seviyesi değişikliği genellikle 2000ft tırmanma ya da alçalma şeklinde gerçekleştirilirken 4000ft ya da 6000ft gibi değişiklikler de söz konusu olabilir. Model bu gibi yüksek irtifa aralıklarına tırmanmaya ya da alçalmaya izin verecek şekilde geliştirilmiştir. Ancak, sonuç kısmında verilen test senaryoları için uçakların başlangıçta aynı seviyede (31000ft) olduğu kabul edilmiş ve her uçağın 1000ft'lik bir irtifa değişimi yapmasına izin verilmiştir. Çünkü, saha kontrolde, genellikle tek seviye tırmanma ya da alçalma çakışma çözümü için yeterli olup daha fazlası yakıt verimsizliğine neden olabilir (Vela vd., 2010). Bu çalışmada hem test senaryolarında hem de gerçekçi senaryoda 30000ft ile 36000ft arasındaki seviyeler dikkate alınacağından uçakların servis tavanı sorun teşkil etmeyecektir (Çalışmada ele alınan uçakların servis tavanı 38000ft-42000ft aralığındadır).

İzleyen kısımda her iki yöntem için kullanılan başlangıç parametreleri ve bu parametrelere dayalı olarak elde edilen sonuçlar verilmiştir.

4.3. Başlangıç parametrelerinin ve senaryoların belirlenmesi

Matematiksel model ve genetik algoritma aynı varsayımlar altında geliştirilmiş ve aynı parametrelere dayalı olarak test edilmiştir. Dolayısıyla matematiksel model ve genetik algoritmanın performanslarını karşılaştırmak mümkün olacaktır. Çalışmada 2, 3, 5 ve 7 uçak içeren senaryolar kurgulanmıştır. Eşit uzaklıktan aynı noktaya uçmakta olan bu uçakların başlangıç pozisyonları Şekil 4.17'de verilmiştir. Şekillerden de görüleceği gibi uçaklar çember merkezine doğru uçmakta olup her bir uçağın çember merkezine olan uzaklığı 100NM'dir. Uçakların rotalarının kesiştiği noktanın uçakların başlangıç koordinatlarına olan mesafesi eşit ve 100NM'dir. Uçuş hızları ve uçuş irtifaları başlangıçta eşit kabul edilerek uçakların (0, 0) noktasında çakışma halinde olması sağlanmıştır. Bu durumda 2, 3 5 ve 7 uçak bulunan senaryolarda sırasıyla 2, 3, 10 ve 21 adet çakışma söz konusudur. Görüldüğü gibi uçak sayısının artmasıyla ortaya çıkan çakışma sayısı üstel olarak artmaktadır. İki'den fazla uçağın aynı noktada yörüngelerinin kesişmesi gerçekçi olmamakla birlikte matematiksel model ve genetik algoritmayı test

ederek sonuçlarını karşılaştırma açısından uygun bir yaklaşım olduğu söylenebilir. Nitekim literatürde de benzer yaklaşımlar kullanılmıştır (Pelegrín & Ambrosio, 2020). Hazırlanan test senaryoları için başlangıç parametreleri ise Tablo 4.7-4.10’da verilmiştir.



Şekil 4.17. Farklı senaryolar için başlangıç uçak konumları ve uçuş yönleri (a) 2 uçak içeren senaryo, (b) 3 uçak içeren senaryo, (c) 5 uçak içeren senaryo, (d) 7 uçak içeren senaryo

Tablo 4.7. 2 uçak içeren durum için başlangıç parametreleri

Uçak	Başlangıç hızı (knots)	Başlangıç yönü (der.)	Başlangıç irtifaları (ft)	Başlangıç koordinatları (x, y)
U1	380	-180	31000	(100, 0)
U2	380	-60	31000	(-50, 86.60)

Tablo 4.8. 3 uçak içeren durum için başlangıç parametreleri

Uçak	Başlangıç hızı (knots)	Başlangıç yönü (der)	Başlangıç irtifaları (ft)	Başlangıç koordinatları (x, y)
U1	380	-180	31000	(100, 0)
U2	380	-60	31000	(-50, 86.60)
U3	380	60	31000	(-50, -86.60)

Tablo 4.9. 5 uçak içeren durum için başlangıç parametreleri

Uçak	Başlangıç hızı (knots)	Başlangıç yönü (der)	Başlangıç irtifaları (ft)	Başlangıç koordinatları (x, y)
U1	380	-180	31000	(100, 0)
U2	380	-108	31000	(30.90, 95.11)
U3	380	-36	31000	(-80.90, 58.78)
U4	380	36	31000	(-80.90, -58.78)
U5	380	108	31000	(30.90, -95.11)

Tablo 4.10. 7 uçak içeren durum için başlangıç parametreleri

Uçak	Başlangıç hızı (knots)	Başlangıç yönü (der)	Başlangıç irtifaları (ft)	Başlangıç koordinatları (x, y)
U1	380	-180.00	31000	(100, 0)
U2	380	-128.57	31000	(62.35, 78.18)
U3	380	-77.14	31000	(-22.25, 97.49)
U4	380	-25.71	31000	(-90.10, 43.39)
U5	380	25.71	31000	(-90.10, -43.39)
U6	380	77.14	31000	(-22.25, -97.49)
U7	380	128.57	31000	(62.35, -78.18)

Matematiksel model ve genetik algoritmaya tanıtılan başlangıç parametrelerine ek olarak genetik algoritmanın kendine has parametrelerinin de algoritmanın en iyi şekilde sonuç verecek şekilde optimize edilmesi gerekebilir. Bu çalışmada genetik algoritmanın

hızlı bir şekilde en iyi sonuca yakınsamasını sağlayacak değerleri belirlemek için her bir parametrenin değişiminin çözüm süresine ve çözüm kalitesine etkisi göz önüne alınmıştır. Genetik algoritmanın ürettiği sonucun iyi bir çözüm olup olmadığı matematiksel model sonuçlarıyla karşılaştırılarak değerlendirilmiştir. Çünkü 2 uçak içeren senaryo için matematiksel model optimum sonucu bulabilmektedir. Genetik algoritma çözdürülürken kullanılan parametreler ise şu şekilde sıralanabilir:

- Popülasyon büyüklüğü: 200
- Mutasyon olasılığı: Her bir manevra türü için ayrı ayrı belirlenmiştir. Hız ve uçuş başı değişimi için %80, seviye değişimi için ise %20 olarak kullanılmıştır.
- Çaprazlama olasılığı: Her bir manevra türü için ayrı ayrı belirlenmiştir: Hız değişimi için %50, uçuş başı ve seviye değişimi için %60 değeri kullanılmıştır.
- Çaprazlama denemesi: Bu parametre algoritmanın uygun çaprazlamayı belli bir iterasyona kadar bulamaması durumunda söz konusu çaprazlamayı yapmadan popülasyondaki bir sonraki çaprazlama işlemine geçmesi için eklenmiştir. Bu değer çalışmada 50 olarak kullanılmıştır. Bu değer artırılması çözüm süresini önemli ölçüde artırmaktadır. Bu nedenle bu değer küçük tutulması önemlidir.
- Mutasyon denemesi: Bu parametre de çaprazlama denemesi işlemine benzer amaçla belirlenmiştir. Mutasyon işlemi tek bir gende yapılan bir işlem olduğu için genellikle kısa süre içerisinde uygun bir çözüm elde edilebilmektedir. Bu nedenle bu parametre değeri 1000 olarak belirlenmiştir.
- İterasyon sayısı: 100

Yukarıdaki parametrelerden popülasyon büyüklüğü, mutasyon olasılığı, çaprazlama olasılığı ve iterasyon sayısı standart genetik algoritma parametreleridir. Bunlara ek olarak problem bazında yeni parametreler ekleyerek algoritmanın performansını iyileştirici stratejiler geliştirilebilir. Örneğin bu çalışmada rassal olarak üretilen her çözüm çakışmayı önlemediği için üretilen her çözüm uygun bir çözüm olmayabilir. Bu nedenle bu uygunluğun kontrol edilmesi gerekmektedir. Ancak çaprazlama işlemi sırasında bazı durumlarda uygun çözüm bulmak çok zaman alabilmektedir. Bu sorunu gidermek için *çaprazlama denemesi* ve *mutasyon denemesi* parametreleri kullanılmıştır. Önceden tanımlanan bu değerlere ulaşıldığında çaprazlama ve mutasyon denemesi sonlandırılmaktadır. Bu durum popülasyon çeşitliliğini sağlamayı zorlaştıracığından çaprazlama denemesi aşıldığında, çaprazlama işlemine alternatif

olarak popülasyonda belirlenen bireylerin yerine **yeni birey ekleme** stratejisi geliştirilmiştir.

Diğer yandan her bir iterasyonda uygulanan çaprazlama, mutasyon ve yeni birey ekleme gibi işlemler popülasyondaki bireylerin çoğunluğunu değiştirmektedir. Bu durum bazen elde edilen iyi bir çözümün kaybolmasına neden olmaktadır. Bunun önüne geçebilmek için her bir iterasyonda bulunan en iyi çözüm popülasyon içerisindeki en kötü çözümle değiştirilmiştir. Bu sayede algoritmanın en iyi değere yakınsama miktarında iyileşme ve çözüm süresinde azalma olduğu gözlemlenmiştir.

4.4. Matematiksel model ve genetik algoritma sonuçlarının karşılaştırılması

Bu tez çalışmasında ele alınan problemin doğrusal olmayan yapıda olması nedeniyle optimum çözümünü bulmak oldukça zordur. Ancak küçük boyutlu senaryolar için optimum çözüm elde edilebilmiştir. Bu çözüm geliştirilen genetik algoritmanın çözüm kalitesi hakkında fikir sahibi olmak açısından önemlidir.

4.4.1. Çembersel senaryo ile modelin test edilmesi

Matematiksel model GAMS yazılımında yer alan LINDO çözücüsüyle çalıştırıldığında 2 uçak içeren senaryolar için optimum sonuç elde edilebilirken 3 ve daha fazla uçak için yerel optimum sonuçlar elde edilmiştir. Tüm senaryolar genetik algoritma ile de çözdürülmüş olup her iki yöntem tarafından elde edilen çakışma çözüm stratejileri, bu stratejilerin uygulanması durumunda toplam yakıt tüketimi ve çözüm süresi senaryo bazında karşılaştırılmış ve ilgili tablolarda verilmiştir (Tablolarda “GA” genetik algoritmanın kısaltması olarak kullanılmıştır).

Tablo 4.11’de verilen çözüm iki uçağın çakışma halinde olduğu durum için 2 numaralı uçağın (U2) hızının 38 knots azaltılması, 1 numaralı uçağın bir üst seviyeye tırmanması yönündedir. Bu senaryo için genetik algoritma da optimum çözümü bulmuştur. Her iki yöntem de kısa sürede sonuç üretebilmiştir. NO_x emisyonu için de LINDO çözücüsü ve genetik algoritma optimum sonucu bulmuştur. Çakışma çözüm önerileri ise yakıt tüketimiyle hemen hemen aynıdır (Tablo 4.12).

Görüldüğü gibi amaç toplam yakıt minimizasyonu olduğunda model daha çok uçakların hızlarının azaltılması ve genellikle daha düşük yakıt tüketiminin gerçekleştiği üst seviyelere tırmandırılması yönünde sonuç üretmektedir.

Tablo 4.11. Yakıt tüketimi minimizasyonu için matematiksel model ve genetik algoritma sonuçları (Uçak sayısı: 2)

Çözüm yöntemi	Uçak	Hız değişimi (kts) - (q_i)	Uçuş başı değişimi (der) - (p_i)	İrtifa değişimi (ft) - (r_i)	Toplam yakıt tüketimi (kg)	Çözüm süresi (s)
LINDO	U1	0	0	1000	2240.99*	2.09
	U2	-38	0	0		
GA	U1	0	0	1000	2240.99*	6
	U2	-37.97	0	0		
*Optimum sonuç						

Tablo 4.12. NO_x emisyonu minimizasyonu için matematiksel model ve genetik algoritma sonuçları (Uçak sayısı: 2)

Çözüm yöntemi	Uçak	Hız değişimi (kts) - (q_i)	Uçuş başı değişimi (der) - (p_i)	İrtifa değişimi (ft) - (r_i)	Toplam NO _x emisyonu (g)	Çözüm süresi (s)
LINDO	U1	0	0	-1000	49481.97*	1.77
	U2	-38	0	0		
GA	U1	0	0	-1000	49481.97*	17
	U2	-37.99	0	0		
*Optimum sonuç						

Tablo 4.13'te 3 uçak için LINDO ve genetik algoritma sonuçları verilmiştir. LINDO çözücüsü U1 ve U2'nin hızlarının sırasıyla 1.98 knots ve 38 knots azaltılması U3'ün ise 3.31 derece uçuş başı değişikliği yapması yönünde çözüm üretirken genetik algoritma sadece 2. uçağın hızının 38 knots azaltılması ve 1. uçağın bir üst seviyeye tırmandırılması yönünde çözüm üretmiştir. Üretilen çözümler oldukça yakındır. Her iki yöntem de hızlı bir şekilde sonuç verebilmiştir. Tablo 4.14'te ise NO_x emisyonu için elde edilen sonuçlar verilmiştir. LINDO çözücüsü yakıt tüketimindekiyle aynı çözümleri bulurken genetik algoritma ek olarak üçüncü uçağa uçuş başı değişikliği vermiş birinci uçağa ise alçalma yerine tırmanma vermiştir.

Tablo 4.13. Yakıt tüketimi minimizasyonu için matematiksel model ve genetik algoritma sonuçları (Uçak sayısı: 3)

Çözüm yöntemi	Uçak	Hız değişimi (kts) - (q_i)	Uçuş başı değişimi (der) - (p_i)	İrtifa değişimi (ft) - (r_i)	Yakıt tüketimi (kg)	Çözüm süresi (s)
LINDO	U1	-1.98	0	0	3459.47	2.33
	U2	-38	0	0		
	U3	0	-3.31	0		
GA	U1	0	0	1000	3450.58	9
	U2	-37.98	0	0		
	U3	0	0	0		

Tablo 4.14. NO_x emisyonu minimizasyonu için matematiksel model ve genetik algoritma sonuçları (Uçak sayısı: 3)

Çözüm yöntemi	Uçak	Hız değişimi (kts) - (q_i)	Uçuş başı değişimi (der) - (p_i)	İrtifa değişimi (ft) - (γ_i)	Toplam NO_x emisyonu (g)	Çözüm süresi (s)
LINDO	U1	-1.98	0	0	74790.40	1.94
	U2	-38	0	0		
	U3	0	-3.31	0		
GA	U1	0	0	-1000	71823.85	31
	U2	-37.97	0	0		
	U3	0	-1.93	0		

5 uçak içeren durum için sonuçlar Tablo 4.15’te verilmiştir. Bu iki yöntemin ürettiği çözümler ve bu çözümlerin uygulanması için gerekli yakıt miktarları oldukça yakındır. Genetik algoritma LINDO çözücüsünden %0.63 daha az yakıt tüketimi veren bir çözüm üretmiştir. Bunun nedeni ise LINDO çözücüsünün U4 uçağına bir hız artışı vermesi ve iki uçağın birden uçuş başı değişikliği yaptırması olabilir. Daha önceki analizlerde hem hız artışının hem de uçuş başı değişikliğinin (rota uzamasından kaynaklı) toplam yakıt tüketimini artırdığı belirtilmiştir. Buna karşın, genetik algoritma hız artışı içeren bir sonuç vermemiş ve sadece bir uçağın uçuş başı değişikliği yapması yönünde sonuç üretmiştir. Süre açısından bakıldığında, LINDO çözücüsü genetik algoritmaya göre 4 kat daha yavaştır. Tablo 4.16’da ise toplam NO_x emisyonu için sonuçlar verilmiştir. Elde edilen çözümler toplam yakıt tüketimine göre oldukça farklıdır. Çakışma çözümü için daha çok uçuş başı değişikliğine ağırlık verildiği görülmektedir.

Tablo 4.15. Yakıt tüketimi minimizasyonu için matematiksel model ve genetik algoritma sonuçları (Uçak sayısı: 5)

Çözüm yöntemi	Uçak	Hız değişimi (kts) - (q_i)	Uçuş başı değişimi (der) - (p_i)	İrtifa değişimi (ft) - (γ_i)	Yakıt tüketimi (kg)	Çözüm süresi (s)
LINDO	U1	0	3.01	0	6141.51	61.73
	U2	-38	0	0		
	U3	-16.17	0	0		
	U4	24.26	0	0		
	U5	0	3.01	0		
GA	U1	-37.03	0	0	6102.04	15
	U2	0	0	1000		
	U3	0	-3.98	0		
	U4	0	0	-1000		
	U5	-13.78	0	0		

Tablo 4.16. NO_x emisyonu minimizasyonu için matematiksel model ve genetik algoritma sonuçları (Uçak sayısı: 5)

Çözüm yöntemi	Uçak	Hız değişimi (kts) - (q_i)	Uçuş başı değişimi (der) - (p_i)	İrtifa değişimi (ft) - (r_i)	Toplam NO_x emisyonu (g)	Çözüm süresi (s)
LINDO	U1	-38	0	0	153103.75	72.42
	U2	-16.17	0	0		
	U3	0	7.89	0		
	U4	0	-3.01	0		
	U5	0	-10.90	0		
GA	U1	0	0	-1000	149005.52	48
	U2	0	4.75	0		
	U3	0	6.18	0		
	U4	0	-0.39	0		
	U5	-37.84	0	0		

Uçak sayısı 7'ye çıkarıldığında ise LINDO çözücüsü makul sürede (18 saatlik çalışma sonrası) çözüm bulamazken genetik algoritma ise toplam yakıt tüketimi ve toplam NO_x emisyonu için sırasıyla 68 ve 79 saniyede çözüm üretmiştir. Genetik algoritmanın 7 uçak için ürettiği sonuçlar toplam yakıt tüketimi için Tablo 4.17'de toplam NO_x emisyonu için ise Tablo 4.18'de verilmiştir.

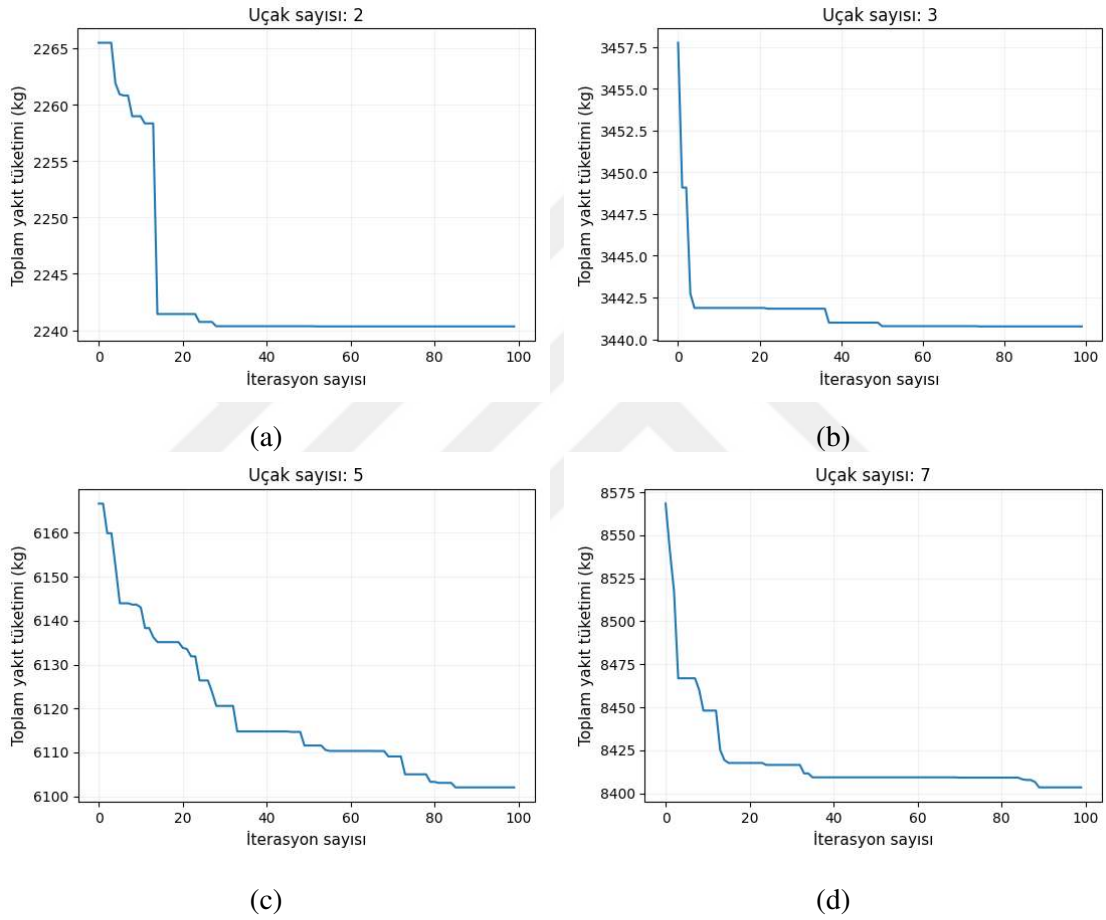
Tablo 4.17. Yedi uçak içeren senaryoda toplam yakıt tüketimi için genetik algoritma sonuçları

Çözüm yöntemi	Uçak	Hız değişimi (kts) - (q_i)	Uçuş başı değişimi (der) - (p_i)	İrtifa değişimi (ft) - (r_i)	Yakıt tüketimi (kg)	Çözüm süresi (s)
GA	U1	0	0	-1000	8403.42	68
	U2	-37.85	0	0		
	U3	0	0	0		
	U4	0	-8.08	0		
	U5	0	-4.67	0		
	U6	0	-4.46	0		
	U7	0	0	1000		

Tablo 4.18. Yedi uçak içeren senaryoda toplam NO_x emisyonu için genetik algoritma sonuçları

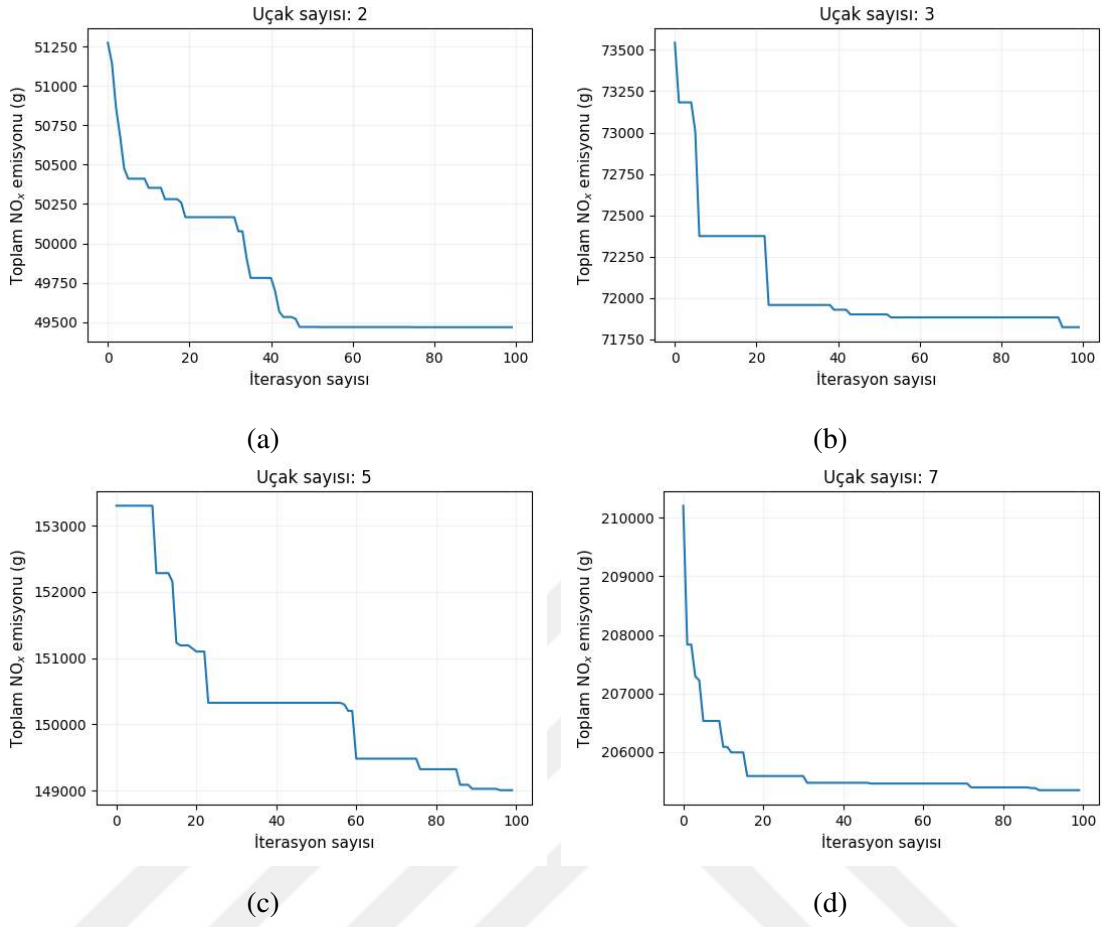
Çözüm yöntemi	Uçak	Hız değişimi (kts) - (q_i)	Uçuş başı değişimi (der) - (p_i)	İrtifa değişimi (ft) - (r_i)	Toplam NO_x emisyonu (g)	Çözüm süresi (s)
GA	U1	-37.34	0	0	203506.03	79
	U2	-15.77	0	0		
	U3	0	-1.73	0		
	U4	0	0	1000		
	U5	0	-4.51	0		
	U6	0	0	-1000		
	U7	0	9.13	0		

Şekil 4.18, her bir senaryonun genetik algoritmayla çalıştırılmasıyla 100 iterasyon boyunca amaç fonksiyonundaki (toplam yakıt tüketimi için) değişimi göstermektedir. 2 ve 3 uçak içeren senaryo sırasıyla yaklaşık 20 ve 50 iterasyonda en iyi değere yakınsamaktadır. 5 ve 7 uçak içeren senaryolar için ise genetik algoritma ancak 80 iterasyondan sonra yakınsayabilmiştir. Buna rağmen genetik algoritmayla oldukça hızlı çözümler elde edildiği söylenebilir.



Şekil 4.18. Toplam yakıt tüketimi minimizasyonu için farklı senaryolarda genetik algoritmanın yakınsaması. (a) 2 uçak içeren senaryo, (b) 3 uçak içeren senaryo, (c) 5 uçak içeren senaryo, (d) 7 uçak içeren senaryo.

Şekil 4.19 ise her bir senaryonun genetik algoritmayla çalıştırılmasıyla 100 iterasyon boyunca amaç fonksiyonundaki (toplam NO_x emisyonu için) değişimini göstermektedir. Genetik algoritma 2, 3 ve 7 uçak içeren senaryolarda en iyi değere hızla yakınsamaktayken 5 uçak içeren senaryoda en iyi değere yakınmasa yaklaşık 80 iterasyondan sonra gerçekleşmiştir.



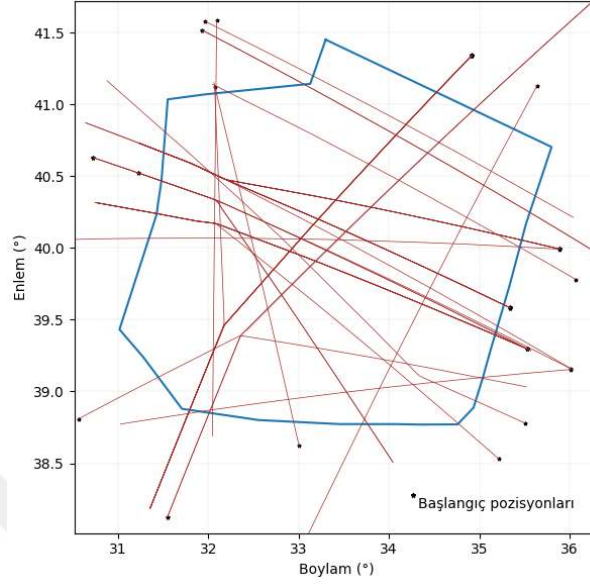
Şekil 4.19. Toplam NO_x minimizasyonu için farklı senaryolarda genetik algoritmanın yakınsaması (a) 2 uçak içeren senaryo, (b) 3 uçak içeren senaryo, (c) 5 uçak içeren senaryo, (d) 7 uçak içeren senaryo.

LINDO çözücüsünün hem yavaş kalması hem de genetik algoritmaya göre daha kötü sonuçlar vermesi nedeniyle, çalışmanın bundan sonraki aşaması olan gerçek bir hava sahası üzerindeki çalışma için sadece genetik algoritma kullanılmıştır.

4.4.2. Gerçekçi bir sektör üzerinde modelin test edilmesi

Matematiksel modeli çembersel bir sektörde test ettikten sonra modelin gerçekçi bir sektörde nasıl davranacağını ve çözüm verebileceği uçak sayısını araştırmak için Türk hava sahasında kullanılmakta olan bir hava trafik sektörü üzerinde çalışma gerçekleştirilmiştir. Söz konusu sektör Ankara üzerinde yer almakta olan 8 numaralı sektördür. Bu sektörün koordinatları Türkiye Havacılık Bilgi Yayını (Aeronautical Information Publication, AIP) platformu üzerinden elde edilmiştir (DHMI, 2024). Sektörün şekli, yer aldığı enlem boylam aralığı ve sektördeki yaygın uçuş rotaları Şekil

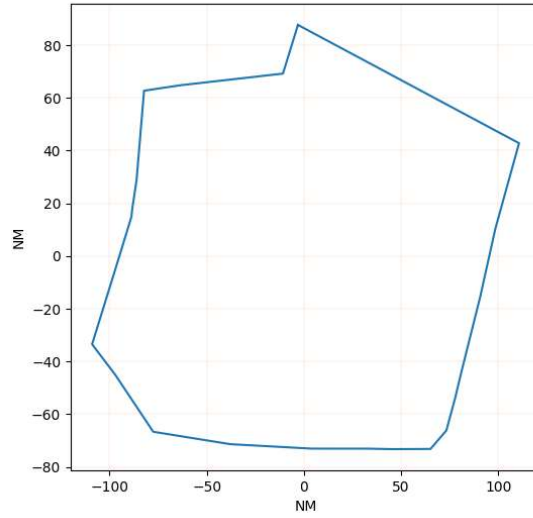
4.20’de verilmiştir. Çalışmanın bu kısmında şekilde verilen uçuş rotaları baz alınmıştır. Yıldız (*) ile gösterilen noktalar uçakların başlangıç noktalarını ifade etmektedir.



Şekil 4.20. Seçilen sektör üzerindeki uçuş rotaları

Şekil 4.20’de verilen sektör ve uçak rotaları coğrafi koordinatlara (enlem ve boylam) göre çizilmiştir. Ancak bu çalışmada geliştirilen matematiksel modelde kartezyen koordinat sistemi baz alınmıştır. Bu nedenle koordinat sistemi dönüşümü yapmak gerekmektedir. Bu işlem için *eşdikdörtgensel izdüşüm* (equiarectangular projection) yöntemi kullanılmıştır. Bu yöntem görece basit bir projeksiyon yöntemi olup enlem ve boylamlar arasındaki mesafenin eşit olduğu ve bunların dik bir şekilde kesiştiği varsayımı altında çalışmaktadır (Snyder, 1987). Bu nedenle, bu yöntemin ekvator ve çevresindeki hata miktarı oldukça düşüktür. Türkiye de konum itibariyle ekvatora yakın olduğundan, bu yöntemin bu çalışma için uygun olduğu söylenebilir. Ancak, kutuplara yaklaştıkça hata miktarı artacağından bu bölgeler için uygun projeksiyon yöntemlerinin kullanılması gerekebilir.

Şekil 4.20’de verilen sektörün kartezyen koordinat sistemindeki karşılığı Şekil 4.21’deki gibi elde edilmiştir. Bu dönüşüm, bir önceki bölümdeki çembersel sektörle uyumlu olması açısından sektörün merkez noktası (0, 0) olacak şekilde gerçekleştirilmiştir. Bu durum analizlerde herhangi bir farklılığa neden olmamaktadır.



Şekil 4.21. Coğrafi koordinat sisteminden kartezyen koordinat sistemine dönüşüm

Verilen sektör üzerindeki rotaları kullanan 13 uçak için genetik algoritma yakıt tüketimi ve NO_x emisyonu minimizasyonu için ayrı ayrı çalıştırıldığında elde edilen sonuçlar sırasıyla Tablo 4.19 ve Tablo 4.20’de verilmiştir. Çakışmaların çözümü için daha çok hız değişimine ağırlık verildiği görülmektedir. NO_x emisyonunun minimizasyonu hedeflendiğinde ise yine ağırlık hız değişiminde olmakla birlikte 3 uçağa küçük miktarlarda uçuş başı değişikliği verildiği görülmektedir.

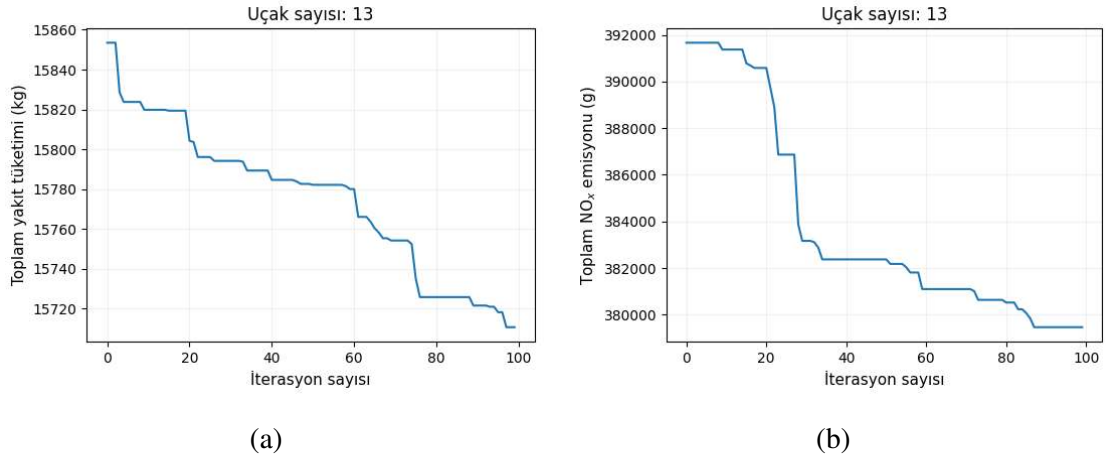
Tablo 4.19. Toplam yakıt tüketimi minimizasyonu için gerçek sektör üzerinde 13 uçak için genetik algoritma sonuçları

Çözüm yöntemi	Uçak	Hız değişimi (kts) - (q_i)	Uçuş başı değişimi (der) - (p_i)	İrtifa değişimi (ft) - (γ_i)	Yakıt tüketimi (kg)	Çözüm süresi (s)
GA	U1	-8.72	0	0	15710.74	162
	U2	1.84	0	0		
	U3	21.42	0	0		
	U4	0	0	-1000		
	U5	-35.83	0	0		
	U6	0	-1.89	0		
	U7	4.62	0	0		
	U8	-35.60	0	0		
	U9	0	0	0		
	U10	-26.89	0	0		
	U11	0	0	-1000		
	U12	0	0	-1000		
	U13	-36.94	0	0		

Tablo 4.20. Toplam NO_x emisyonu minimizasyonu için gerçek sektör üzerinde 13 uçak için genetik algoritma sonuçları

Çözüm yöntemi	Uçak	Hız değişimi (kts) - (q_i)	Uçuş başı değişimi (der) - (p_i)	İrtifa değişimi (ft) - (γ_i)	Toplam NO _x emisyonu (g)	Çözüm süresi (s)
GA	U1	-11.20	0	0	379470.29	165
	U2	-16.11	0	0		
	U3	0	0.33	0		
	U4	-16.72	0	0		
	U5	0	0	-1000		
	U6	0	2.07	0		
	U7	-34.53	0	0		
	U8	0	0	+1000		
	U9	-19.50	0	0		
	U10	-28.69	0	0		
	U11	0	1.51	0		
	U12	0	0	0		
	U13	-36.37	0	0		

Amaç fonksiyonlarının yakınsama grafikleri ise Şekil 4.22’de verilmiştir. Toplam yakıt tüketimi için amaç fonksiyonu yaklaşık 100 iterasyona kadar iyileşmeye devam ederken toplam NO_x emisyonu minimizasyonu için yaklaşık 85 iterasyondan sonra yakınsama gerçekleşmiştir.



Şekil 4.22. Gerçek sektör üzerindeki uygulamada (a) toplam yakıt tüketimi için, (b) toplam NO_x emisyonu için genetik algoritmanın en iyi değere yakınsaması

5. SONUÇ VE TARTIŞMA

Bu tez kapsamında, seyir uçuşunda çakışma çözümü sırasında uçakların yakıt tüketimi ve NO_x emisyonunu en aza indirmek için bir matematiksel model ve genetik algoritma geliştirilmiştir. Bu model ve genetik algoritma, gerçek operasyonları mümkün olduğunca temsil edecek şekilde tasarlanmıştır. Bu bağlamda, uçuş başı değişikliği sırasında uçakların yakıt tüketiminde kayda değer bir farklılık gözlenmese de tırmanma/alçalma ve hız değişikliği sırasında yakıt tüketiminde ve dolayısıyla emisyonlarda önemli düzeyde farklılıklar gözlenmiştir. Tırmanma/alçalma ve hız değişikliği operasyonları görece kısa sürede tamamlanmaları nedeniyle çoğunlukla göz ardı edilmektedir. Ancak bu gibi durumların da modele dahil edilmesi daha doğru sonuçlar elde etmek açısından önemlidir. Literatürde, uçakların çakışma çözümüyle ilgili yapılan çalışmalarda genellikle hız, uçuş başı ve seviye değişiminin anlık olarak gerçekleştiği varsayılmakta, bu süreçlerin yakıt tüketimine etkisi göz ardı edilmektedir (Alonso-Ayuso vd., 2016a). Ancak, ön çalışmada yapılan incelemelerde, uçuş başı değişimi sırasında bariz değişimler görülmemekle birlikte hız değişimi sırasında yakıt tüketimindeki değişimlerin göz ardı edilemeyecek düzeyde olduğu görülmüştür. Dahası, uçuş seviyesi değişimlerinin bir alçalma (seyir uçuşuna göre yakıt akışının çok düşük olduğu) ya da tırmanma (seyir uçuşuna göre yakıt akışının çok daha yüksek olduğu) operasyonu ile gerçekleştirildiği düşünülürse bu operasyonlar sırasındaki yakıt tüketim değerlerinin de göz ardı edilemeyeceği öngörülebilir. Hız değişim miktarlarıyla ilgili ise literatürde, bir uçağın maksimum hızı minimum hızının yüzde onunu geçmemeli şeklinde kaba varsayımlar üzerinden hareket eden çalışmalar mevcuttur (Pallottino vd., 2002). Ancak, bu gibi varsayımlar önerilen modelleri gerçeklikten uzaklaştırabilir.

Bu çalışmada geliştirilen matematiksel modelin ve genetik algoritmanın kullanılması, kontrolörlerin çevresel açıdan en uygun ayırma yöntemini seçmesini kolaylaştırabilir. Bu sayede kontrolörlerin iş yoğunluğu, zaman kısıtı, yorgunluk, stres ve uykusuzluk gibi faktörler altında en doğru kararı almaları desteklenebilir.

Diğer yandan geliştirilen genetik algoritma hava trafik kontrol öğrencilerinin eğitiminde yardımcı eleman olarak da kullanılabilir. Eurocontrol tarafından geliştirilen Escape simülatörü, bu tez çalışmasındaki gibi harici olarak geliştirilen algoritmaların PyEscape (Gorgues, 2022) adlı ara bir program aracılığıyla simülatöre entegre edilerek gerçek zamanlı olarak karar destek hizmeti sunmak amacıyla kullanılmasına olanak tanıyabilir.

Uçuş operasyonlarının neden olduğu emisyonların azaltılması, çevreye ve insan sağlığına olan olumsuz etkilerin de azalmasını sağlayacaktır. Emisyon Ticaret Sistemi (Emissions Trading System, ETS) ve Uluslararası Havacılık için Karbon Dengeleme ve Azaltma Planı (Carbon Offsetting and Reduction Scheme for International Aviation, CORSIA) gibi düzenlemeler havayolu şirketlerine bir takım maddi yaptırımlar ve sorumluluklar yükleyerek emisyon salınımını kontrol altında tutmayı amaçlamaktadır. Önerilen model sayesinde, emisyon salınımları kontrol altında tutularak havayolu şirketlerinin fazladan maliyetlere katlanmasının da önüne geçilebileceği beklenmektedir. Bu nedenle uçuş operasyonları sırasında ortaya çıkan emisyonların azaltılması havayolu şirketleri açısından da önem arz etmektedir.

Bu çalışmada geliştirilen matematiksel model doğrusal yapıda olmaması nedeniyle problem boyutu arttıkça sonuç üretmekte yetersiz kalabilmektedir. Ancak matematiksel modelin optimum çözüm verdiği küçük boyutlu problemlerde gösterildiği gibi geliştirilen genetik algoritma büyük boyutlu problemleri çok daha kısa sürede çözebilmektedir. Bu nedenle bu genetik algoritma istenen farklı gereksinimleri sağlayacak şekilde gelişime açıktır. Bu bağlamda bu tez çalışmasındaki bazı varsayımları ortadan kaldırarak genetik algoritmanın gerçek operasyonları daha iyi temsil edebilmesine dönük yapılabilecek çalışmalar şu şekilde sıralanabilir:

- Uçuş başı değişikliği önerildiği durumda uçaklar mevcut rotası dışına çıktığı için çakışma riski ortadan kalktıktan sonra uçakların planlı rotasına tekrar yönlendirilmesi için gerekli uçuş başı değişikliğinin belirlenmesi.
- İrtifa değişikliği önerilecekse uçakların varış meydanına olan mesafelerin göz önüne alınarak varış meydanına yaklaşmakta olan bir uçağın tırmanması yerine alçalmasının sağlanması.

Diğer yandan söz konusu çakışmalardan kaçınmak için elde edilen hız, uçuş başı ve irtifa değişikliklerinin hiç zaman kaybetmeden uygulanması gerekmektedir. Burada elde edilen sonuçların hiç zaman kaybetmeden uygulandığı varsayımı gerçekçilikten uzak olmakla birlikte manevraları uygularken geçecek sürenin de göz önüne alınması ve modelin bu doğrultuda geliştirilmesi mümkündür. Buradaki en önemli husus kontrolörlerin tepki süresidir. Üretilen sonuçlar anlık olarak çakışmayı önlemektedir. Bu manevraların kontrolör tarafından algılanması ve ilgili uçaklara uygulanması ise belli bir süre gerektirmektedir. Ancak bu tarz testlerin modelin gerçek hayata geçirilmesi

aşamasında uygulanması ve modelin bu süreyi de göz önüne alacak şekilde geliştirilmesi faydalı olabilir.

Bu çalışmada geliştirilen model ve genetik algoritma ilgili sektördeki tüm uçakların pozisyon, uçuş başı ve hızlarını hesaba katarak yeni bir çakışmaya neden olmayacak şekilde tek seferde çözüm üretmektedir. Bu nedenle eğer sektöre yeni uçak girişi yoksa farklı bir zaman için tekrardan algoritmanın çalıştırılmasına gerek yoktur. Ancak sektöre yeni bir uçak girişi söz konusuysa bu yeni uçağın sektör içerisindeki herhangi bir uçakla çakışmasının önüne geçilmelidir. Bu nedenle algoritmanın tüm uçaklar için tekrardan çalıştırılması gerekmektedir. Bir diğer durum ise uçakların uçuş yörüngesinde herhangi bir değişiklik olmasıdır. Bu gibi durumlarda da algoritmanın yeniden çalıştırılması gerekmektedir. Özetle, bu çalışmada takip edilen metodoloji sayesinde algoritmayı belli zaman aralıklarıyla periyodik olarak tekrar tekrar çalıştırmaya gerek olmayıp algoritmanın yeniden çalışmasını başlangıçta tanımlanabilecek olaylar tetikleyecektir.

Bu çalışmada çakışma çözüm probleminin literatürdeki çoğu çalışmanın aksine konum bazlı olarak formüle edilmesi geliştirilen modelin serbest rota (free route) uygulamalarında da kullanılabilmesine olanak sağlayabilir. Serbest rota uygulaması belli bir rotaya bağlı kalmaksızın uçakların bazı şartlar altında direkt uçuş yapabilmesine olanak sağlayan bir kavramdır. Serbest rota kavramı günümüzde birçok Avrupa ülkesinde kısmi olarak uygulanmaya başlanmış olup Türk hava sahası için de serbest rota uygulaması için planlamalar mevcuttur.

KAYNAKÇA

- Alonso-Ayuso, A., Escudero, L. F., & Martín-Campo, F. J. (2016a). An exact multi-objective mixed integer nonlinear optimization approach for aircraft conflict resolution. *Top*, 24(2), 381–408. <https://doi.org/10.1007/s11750-015-0402-z>
- Alonso-Ayuso, A., Escudero, L. F., & Martín-Campo, F. J. (2016b). Multiobjective optimization for aircraft conflict resolution. A metaheuristic approach. *European Journal of Operational Research*, 248(2), 691–702. <https://doi.org/10.1016/j.ejor.2015.07.049>
- Baneshi, F., Soler, M., & Simorgh, A. (2023). Conflict assessment and resolution of climate-optimal aircraft trajectories at network scale. *Transportation Research Part D: Transport and Environment*, 115. <https://doi.org/10.1016/j.trd.2022.103592>
- Bonini, D., Dupré, C., & Granger, G. (2009). How ERASMUS can support an increase in capacity in 2020. *IMETI 2009 - 2nd International Multi-Conference on Engineering and Technological Innovation, Proceedings*, 3, 63–68.
- Bowe, A., & Lauderdale, T. (2010). Selecting conflict resolution maneuvers based on minimum fuel burn. *AIAA/IEEE Digital Avionics Systems Conference - Proceedings*, 1.A.4-1-1.A.4-9. <https://doi.org/10.1109/DASC.2010.5655529>
- Cecen, R. K., & Cetek, C. (2019). A Two-Step Approach for Airborne Delay Minimization Using Pretactical Conflict Resolution in Free-Route Airspace. *Journal of Advanced Transportation*, 2019. <https://doi.org/10.1155/2019/4805613>
- Cerulli, M., D'Ambrosio, C., Liberti, L., & Pelegrín, M. (2021). Detecting and solving aircraft conflicts using bilevel programming. *Journal of Global Optimization*. <https://doi.org/10.1007/s10898-021-00997-1>
- Chao, C. C., Tang, C. H., & Hsiao, Y. H. (2019). Planned gate and runway assignments considering carbon emissions and costs. In *International Journal of Sustainable Transportation*. <https://doi.org/10.1080/15568318.2019.1597225>
- Chati, Y. S., & Balakrishnan, H. (2016). Statistical modeling of aircraft engine fuel flow rate. *30th Congress of the International Council of the Aeronautical Science*.
- Cheng, Z. S. X., Yan, Y., Li, F., & Wang, H. (2018). An airliner fleet planning and airway allocation algorithm under carbon emission constraint. *AIAA/IEEE Digital Avionics Systems Conference - Proceedings*, 2018-Sept, 1–5. <https://doi.org/10.1109/DASC.2018.8569756>
- Clarke, J.-P., Feigh, K., Dutta, A., Lee, B., Milway, S., & Tino, C. (2012). *Final Findings on the Development and Evaluation of an En-Route Fuel Optimal Conflict Resolution Algorithm to Support Strategic Decision- Making Final Findings on the Development and Evaluation of an En-Route Fuel Optimal Conflict Resolution Algorithm to* (Issue January).
- Clarke, J.-P., Lowther, M., Ren, L., Solak, S., Vela, A., & Wong, L. (2008). En Route Traffic Optimization to Reduce Environmental Impact En Route Traffic Optimization to Reduce Environmental Impact. *PARTNER Project 5 Report*, July.

- Collins, B. P. (1982). Estimation of aircraft fuel consumption. *Journal of Aircraft*, 19(11), 969–975. <https://doi.org/10.2514/3.44799>
- DHMI. (2024). *Aeronautical Information Public (IAP)*. <https://www.dhmi.gov.tr/Sayfalar/aipturkey.aspx>
- Douglas C., Montgomery., Elizabeth A., Peck., & G. Geoffrey, Vining. (2012). Introduction to Linear Regression Analysis, Fifth Edition. In A *JOHN WILEY & SONS, INC., PUBLICATION* (Vol. 81, Issue 2).
- Dubois, D., & Paynter, G. C. (2006). “Fuel flow method2” for estimating aircraft emissions. *SAE Technical Papers*, 724, 776–790. <https://doi.org/10.4271/2006-01-1987>
- Durbin, J., & Watson, G. S. (1950). Testing for serial correlation in least squares regression. I. *Biometrika*, 37(3–4). <https://doi.org/10.1093/biomet/37.3-4.409>
- Eurocontrol. (2004). *Aircraft Performance Summary Tables for BADA Revision 3.6* (Issue 12).
- Eurocontrol. (2019). *European Route Network Improvement Plan (ERNIP)* (Issue 5.4, pp. 1–14).
- Gardi, A., Sabatini, R., & Ramasamy, S. (2016). Multi-objective optimisation of aircraft flight trajectories in the ATM and avionics context. *Progress in Aerospace Sciences*, 83, 1–36. <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2015.11.006>
- Grewe, V., Champougny, T., Matthes, S., Frömming, C., Brinkop, S., Søvde, O. A., Irvine, E. A., & Halscheidt, L. (2014). Reduction of the air traffic’s contribution to climate change: A REACT4C case study. *Atmospheric Environment*, 94, 616–625. <https://doi.org/10.1016/j.atmosenv.2014.05.059>
- Gujarati, D. N. (2004). Basic Econometrics - Gujarati. In *Basic Econometrics, Fourth Edition*.
- Gürkan, H., Gürel, S., & Aktürk, M. S. (2016). An integrated approach for airline scheduling, aircraft fleetting and routing with cruise speed control. *Transportation Research Part C: Emerging Technologies*, 68, 38–57. <https://doi.org/10.1016/j.trc.2016.03.002>
- Hartjes, S., & Visser, H. G. (2017). Efficient trajectory parameterization for environmental optimization of departure flight paths using a genetic algorithm. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 231(6), 1115–1123. <https://doi.org/10.1177/0954410016648980>
- Hillier, F. S., & Lieberman, G. J. (2005). *Introduction to Operations Research*.
- Huang, C., & Cheng, X. (2022). Estimation of aircraft fuel consumption by modeling flight data from avionics systems. *Journal of Air Transport Management*, 99. <https://doi.org/10.1016/j.jairtraman.2022.102181>
- Huang, C., Xu, Y., & Johnson, M. E. (2017). Statistical modeling of the fuel flow rate of GA piston engine aircraft using flight operational data. *Transportation Research Part D: Transport and Environment*, 53, 50–62. <https://doi.org/10.1016/j.trd.2017.03.023>

- ICAO. (2008). Annex 16-Environmental Protection-Volume II-Aircraft engine emissions. In *ICAO* (Third edit, Issue July).
- ICAO. (2017). *ICAO Aircraft Engine Emissions Databank*. <http://www.easa.europa.eu/document-library/icao-aircraft-engine-emissions-databank>
- International Civil Aviation Organization (ICAO). (2011). *Doc 9889 - Airport air quality manual*.
- Jalalian, M., Gholami, S., & Ramezani, R. (2019). Analyzing the trade-off between CO₂ emissions and passenger service level in the airline industry: Mathematical modeling and constructive heuristic. *Journal of Cleaner Production*, 206, 251–266. <https://doi.org/10.1016/j.jclepro.2018.09.139>
- Khadilkar, H., & Balakrishnan, H. (2012). Estimation of aircraft taxi fuel burn using flight data recorder archives. *Transportation Research Part D: Transport and Environment*, 17(7), 532–537. <https://doi.org/10.1016/j.trd.2012.06.005>
- Kim, B., Li, L., & Clarke, J. P. (2014). Runway assignments that minimize terminal airspace and airport surface emissions. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 37(3). <https://doi.org/10.2514/1.61829>
- Ko, Y. D., Jang, Y. J., & Kim, D. Y. (2017). Strategic airline operation considering the carbon constrained air transport industry. *Journal of Air Transport Management*, 62(2017), 1–9. <https://doi.org/10.1016/j.jairtraman.2017.02.004>
- Kronqvist, J., Bernal, D. E., Lundell, A., & Grossmann, I. E. (2019). A review and comparison of solvers for convex MINLP. In *Optimization and Engineering* (Vol. 20, Issue 2). Springer US. <https://doi.org/10.1007/s11081-018-9411-8>
- Kuchar, J. K., & Yang, L. C. (2000). A Review of Conflict Detection and Resolution Modeling Methods. *IEEE Transactions on Intelligent Transportation Systems*, 1(4), 179–189. <https://doi.org/10.1109/6979.898217>
- Lee, D. S., Fahey, D. W., Forster, P. M., Newton, P. J., Wit, R. C. N., Lim, L. L., Owen, B., & Sausen, R. (2009). Aviation and global climate change in the 21st century. *Atmospheric Environment*, 43(22–23), 3520–3537. <https://doi.org/10.1016/j.atmosenv.2009.04.024>
- Lee, D. S., Gonzalez, L. F., Walker, R., Periaux, J., & Onate, E. (2014). Reduction environmental effects of civil aircraft through multi-objective flight plan optimisation. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*, 10(1). <https://doi.org/10.1088/1757-899X/10/1/012197>
- Lee, D. S., Pitari, G., Grewe, V., Gierens, K., Penner, J. E., Petzold, A., Prather, M. J., Schumann, U., Bais, A., Bernsten, T., Iachetti, D., Lim, L. L., & Sausen, R. (2010). Transport impacts on atmosphere and climate: Aviation. *Atmospheric Environment*, 44(37), 4678–4734. <https://doi.org/10.1016/j.atmosenv.2009.06.005>
- Lewis, J. S., Niedzwiecki, R. W., Bahr, D. W., Bullock, S., Cumpsty, N., Dodds, W., DuBois, D., Epstein, A., W.W., F., & Fioreto, A., Gorbato, A.A., Hagen, D.E., Hart, P.J., Hayashi, S., Jamieson, J.B., Kerrebrock, J., Lecht, M., Lowrie, B., Miake-Lye, R.C., Mortlock, A.K., Moses, C., Renger, K., Sampath, S., Sanborn, J., Simon, B., Sorokin, A., Taylor, W., Waitz, I., We, S. (1999). *Aviation and the*

Global Atmosphere. Special Report of the Intergovernmental Panel on Climate Change.

- Liang, B., Li, Y., Bi, J., Ding, C., & Zhao, X. (2020). An Improved Adaptive Parallel Genetic Algorithm for the Airport Gate Assignment Problem. *Journal of Advanced Transportation*, 2020. <https://doi.org/10.1155/2020/8880390>
- Masiol, M., & Harrison, R. M. (2014). Aircraft engine exhaust emissions and other airport-related contributions to ambient air pollution: A review. *Atmospheric Environment*, 95, 409–455. <https://doi.org/10.1016/j.atmosenv.2014.05.070>
- Mokhtarimousavi, S., Talebi, D., & Asgari, H. (2018). A Non-Dominated Sorting Genetic Algorithm Approach for Optimization of Multi-Objective Airport Gate Assignment Problem. In *Transportation Research Record* (Vol. 2672, Issue 23, pp. 59–70). <https://doi.org/10.1177/0361198118781386>
- Ng, H. K., Sridhar, B., Grabbe, S., & Chen, N. (2011). Cross-polar aircraft trajectory optimization and the potential climate impact. *AIAA/IEEE Digital Avionics Systems Conference - Proceedings*, 3D4-1-3D4-15. <https://doi.org/10.1109/DASC.2011.6096060>
- Nicolas, G. (2022). *Escape Light Real Time Simulator PyEscape Api - Description & Utilisation Guide*. www.eurocontrol.int
- Omer, J. (2015a). A space-discretized mixed-integer linear model for air-conflict resolution with speed and heading maneuvers. *Computers and Operations Research*, 58, 75–86. <https://doi.org/10.1016/j.cor.2014.12.012>
- Omer, J. (2015b). Comparison of Mixed-Integer Linear Models for Fuel-Optimal Air Conflict Resolution with Recovery. *IEEE Transactions on Intelligent Transportation Systems*, 16(6), 3126–3137. <https://doi.org/10.1109/TITS.2015.2434942>
- Pallottino, L., Feron, E. M., & Bicchi, A. (2002). Conflict resolution problems for air traffic management systems solved with mixed integer programming. *IEEE Transactions on Intelligent Transportation Systems*, 3(1).
- Park, S. G., & Clarke, J. P. (2016). Vertical trajectory optimization to minimize environmental impact in the presence of wind. In *Journal of Aircraft* (Vol. 53, Issue 3, pp. 725–737). <https://doi.org/10.2514/1.C032974>
- Pelegri n, M., & Ambrosio, C. (2020). *Aircraft deconfliction via Mathematical Programming : Review and insights*.
- Ren, Y., Lu, Z., & Liu, X. (2020). A branch-and-bound embedded genetic algorithm for resource-constrained project scheduling problem with resource transfer time of aircraft moving assembly line. In *Optimization Letters* (Vol. 14, Issue 8). Springer Berlin Heidelberg. <https://doi.org/10.1007/s11590-020-01542-x>
- Reynolds, T. G. (2014). Air traffic management performance assessment using flight inefficiency metrics. *Transport Policy*, 34, 63–74. <https://doi.org/10.1016/j.tranpol.2014.02.019>
- Ruijgrok, G. J. J., & van Paassen, D. M. (2005). *Elements of aircraft pollution*. Delft University Press.

- Singh, V., & Sharma, S. K. (2015). Fuel consumption optimization in air transport: a review, classification, critique, simple meta-analysis, and future research implications. *European Transport Research Review*, 7(2). <https://doi.org/10.1007/s12544-015-0160-x>
- Snyder, J. P. (1987). Map projections - a working manual. *US Geological Survey Professional Paper*, 1395.
- Soler, M., Zou, B., & Hansen, M. (2014). Flight trajectory design in the presence of contrails: Application of a multiphase mixed-integer optimal control approach. *Transportation Research Part C: Emerging Technologies*, 48, 172–194. <https://doi.org/10.1016/j.trc.2014.08.009>
- Sölveling, G., Solak, S., Clarke, J. P. B., & Johnson, E. L. (2011). Scheduling of runway operations for reduced environmental impact. *Transportation Research Part D: Transport and Environment*, 16(2), 110–120. <https://doi.org/10.1016/j.trd.2010.09.004>
- Søvde, O. A., Matthes, S., Skowron, A., Iachetti, D., Lim, L., Owen, B., Hodnebrog, Ø., Di Genova, G., Pitari, G., Lee, D. S., Myhre, G., & Isaksen, I. S. A. (2014). Aircraft emission mitigation by changing route altitude: A multi-model estimate of aircraft NO_x emission impact on O₃ photochemistry. *Atmospheric Environment*, 95(x), 468–479. <https://doi.org/10.1016/j.atmosenv.2014.06.049>
- Szenczuk, J. B. T., & Gomes, R. de A. (2022). Level-offs in terminal areas and path stretches: Empirically estimating extra fuel burn rates in commercial aviation. *Journal of Air Transport Management*, 105. <https://doi.org/10.1016/j.jairtraman.2022.102276>
- Tian, Y., Wan, L., Han, K., & Ye, B. (2018). Optimization of terminal airspace operation with environmental considerations. *Transportation Research Part D: Transport and Environment*, 63(August), 872–889. <https://doi.org/10.1016/j.trd.2018.06.018>
- Tian, Y., Wan, L., & Ye, B. (2019). Multi-objective optimization of high altitude sector operation based on environmental protection. *Cluster Computing*, 22, 15429–15437. <https://doi.org/10.1007/s10586-018-2615-z>
- Tian, Y., Wan, L., Ye, B., Yin, R., & Xing, D. (2019). Optimization method for reducing the air pollutant emission and aviation noise of arrival in terminal area. In *Sustainability (Switzerland)* (Vol. 11, Issue 17). <https://doi.org/10.3390/su11174715>
- Turgut, E. T. (2011). Estimating aircraft fuel flow for a three-degree flight-path-angle descent. *Journal of Aircraft*, 48(3), 1099–1106. <https://doi.org/10.2514/1.C031260>
- Turgut, E. T., Cavcar, M., Usanmaz, O., Canarslanlar, A. O., Dogeroglu, T., Armutlu, K., & Yay, O. D. (2014). Fuel flow analysis for the cruise phase of commercial aircraft on domestic routes. *Aerospace Science and Technology*, 37, 1–9. <https://doi.org/10.1016/j.ast.2014.04.012>
- Turgut, E. T., Usanmaz, O., & Cavcar, M. (2019). The effect of flight distance on fuel mileage and CO₂ per passenger kilometer. In *International Journal of Sustainable*

- Transportation* (Vol. 13, Issue 3, pp. 224–234).
<https://doi.org/10.1080/15568318.2018.1459970>
- Vela, A. E., Solak, S., Clarke, J. P. B., Singhose, W. E., Barnes, E. R., & Johnson, E. L. (2010). Near real-time fuel-optimal en route conflict resolution. *IEEE Transactions on Intelligent Transportation Systems*, 11(4), 826–837.
<https://doi.org/10.1109/TITS.2010.2051028>
- Vela, A. E., Solak, S., Singhose, W., & Clarke, J. P. (2009). A mixed integer program for flight-level assignment and speed control for conflict resolution. *Proceedings of the IEEE Conference on Decision and Control*, 5219–5226.
<https://doi.org/10.1109/CDC.2009.5400520>
- Visser, H. G. (2008). Environmentally optimized resolutions of in-trail separation conflicts for arrival flights. In *Journal of Aircraft* (Vol. 45, Issue 4, pp. 1198–1205). <https://doi.org/10.2514/1.34090>
- Williams, V., Noland, R. B., & Toumi, R. (2002). Reducing the climate change impacts of aviation by restricting cruise altitudes. *Transportation Research Part D: Transport and Environment*, 7(6), 451–464. [https://doi.org/10.1016/S1361-9209\(02\)00013-5](https://doi.org/10.1016/S1361-9209(02)00013-5)
- Yang, X., & Jiang, B. (2013). Multi-objective fleet assignment problem based on self-adaptive genetic algorithm. *Advanced Materials Research*, 694–697, 2895–2900.
<https://doi.org/10.4028/www.scientific.net/AMR.694-697.2895>
- Yong, T., Runze, Y., Lili, W., & Bojia, Y. (2018). Terminal arrival route optimization for emission and noise abatement. *SII 2017 - 2017 IEEE/SICE International Symposium on System Integration*, 2018-Janua, 746–751.
<https://doi.org/10.1109/SII.2017.8279311>
- Zhang, M., Huang, Q., Liu, S., & Li, H. (2019). Multi-objective optimization of aircraft taxiing on the airport surface with consideration to taxiing conflicts and the airport environment. *Sustainability (Switzerland)*, 11(23), 1–27.
<https://doi.org/10.3390/su11236728>
- Zou, B., Buxi, G. S., & Hansen, M. (2016). Optimal 4-D Aircraft Trajectories in a Contrail-sensitive Environment. *Networks and Spatial Economics*, 16(1), 415–446. <https://doi.org/10.1007/s11067-013-9210-x>

ÖZGEÇMİŞ

ORCID NO: 0000-0002-0874-1044

Ad Soyad : Mustafa ÖZDEMİR

Yabancı Dil : YDS/90

Eğitim ve Mesleki Geçmişi:

- 2018 – 2024, Eskişehir Teknik Üniversitesi, Lisansüstü Eğitim Enstitüsü, Hava Trafik Kontrolü Bölümü – Doktora
- 2015 – 2018, Anadolu Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Hava Trafik Kontrolü Bölümü – Yüksek Lisans
- 2007 – 2013, Uludağ Üniversitesi, Mühendislik-Mimarlık Fakültesi, Elektronik Mühendisliği Bölümü – Lisans
- 2018 – 2024, Araştırma Görevlisi, Eskişehir Teknik Üniversitesi, Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi
- 2015 – 2018, Araştırma Görevlisi, Anadolu Üniversitesi, Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi

Yayınları ve/veya Bilimsel/Sanatsal Faaliyetleri:

- Ozdemir, M., Donmez, K. ve Demirel, S. (2023), “Determining the key factors affecting pseudo-pilot workload based on real-time simulations and NASA-TLX”, Transportation Research Record: Journal of the Transportation Research Board.
- Ozdemir, M., Usanmaz, O., Turgut, E.T. ve Sagir, M., “Optimizing conflict resolution techniques to reduce aircraft fuel consumption and emissions”, 12th SESAR Innovation Days. Aralık 05-08, 2022, Budapeşte, Macaristan.
- Usanmaz, O., Turgut, E.T., Sagir, M., ve Ozdemir, M. “Optimization of the effect of conflict resolution techniques on aircraft fuel consumption and emissions”, TUBITAK 1001 Araştırma Projesi.