

**HAVA TRAFİĞİNDEKİ ÇATIŞMALARDAN
KAÇINMA İÇİN EKONOMİK MANEVRALARIN
MODELLENMESİ**

Cem ÇETEK
Doktora Tezi

Fen Bilimleri Enstitüsü
Sivil Havacılık Anabilim Dalı
Temmuz – 2006

JÜRİ VE ENSTİTÜ ONAYI

Cem Çetek'in Hava Trafikindeki Çatışmalardan Kaçınma için Ekonomik Manevraların Modellenmesi başlıklı **Sivil Havacılık** Anabilim Dalındaki, Doktora tezi 26/06/2006 tarihinde, aşağıdaki jüri tarafından Anadolu Üniversitesi Lisansüstü Eğitim-Öğretim ve Sınav Yönetmeliğinin ilgili maddeleri uyarınca değerlendirilerek kabul edilmiştir.

	Adı-Soyadı	İmza
Üye (Tez Danışmanı)	: Prof. Dr. MUSTAFA CAVCAR
Üye	: Prof. Dr. HİDAYET BUĞDAYCI
Üye	: Prof. Dr. YAŞAR PANCAR
Üye	: Prof. Dr. MEHMET Ş. KAVSAOĞLU
Üye	:Doç. Dr. AYDAN CAVCAR

Anadolu Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Yönetim Kurulu'nun
..... tarih ve sayılı kararıyla onaylanmıştır.

Enstitü Müdürü

ÖZET

Doktora Tezi

HAVA TRAFİĞİNDEKİ ÇATIŞMALARDAN KAÇINMA İÇİN EKONOMİK MANEVRALARIN MODELLENMESİ

Cem ÇETEK

Anadolu Üniversitesi
Fen Bilimleri Enstitüsü
Sivil Havacılık Anabilim Dalı

Danışman: Prof. Dr. Mustafa CAVCAR
2006, 142 Sayfa

Bu tezde yörüngeleri kesişen iki sivil amaçlı, tepkili motorlu, sübsonik, ticari yolcu taşıma uçakları arasındaki hava trafik çatışmalarının minimum zamanda çözümü ele alınmıştır. Çözüm için yatay düzlemde hız ve hız-yön değişimi olmak üzere iki ayrı strateji incelenmiştir. Çözüm stratejileri dinamik hareket denklemlerine, gerçekçi uçak performans verilerine ve işletme kısıtlayıcılarına dayanılarak modellenmiştir. Elde edilen manevra modelleri farklı uçuş koşulları ve çatışma seneryoları için parametre optimizasyonu teknikleri kullanılarak çözülmüştür. Bu sonuçlara göre her stratejinin gecikme zamanı ve yakıt tüketimi açısından ekonomik analizi yapılmıştır.

Anahtar Sözcükler: Hava Trafik Çatışma Çözümü, Uçak Performansı, Parametre Optimizasyonu, Uçuş Ekonomisi, Uçuş Mekanikliği

ABSTRACT

PhD Dissertation

MODELING OF ECONOMIC MANUEVERS FOR AIR TRAFFIC CONFLICT AVOIDANCE

Cem ÇETEK

**Anadolu University
Graduate School of Sciences
Civil Aviation Program**

**Supervisor: Prof. Dr. Mustafa CAVCAR
2006, 142 Pages**

This study investigates air traffic conflict resolution in minimum time between two subsonic, jet-engined, commercial passenger aircraft with intersecting trajectories in horizontal plane. Two separate resolution strategies are developed for resolution. These are speed change and combined speed and heading change strategies. These strategies are based on dynamic equations of motion, realistic aircraft performance data and operational constraints. Using parameter optimization techniques, these maneuver models are solved for various flight conditions and conflict scenerios. According to these results, economic analysis of each strategy is performed in terms of delay time and fuel consumption.

Keywords: Air Traffic Conflict Resolution, Aircraft Performance, Parameter Optimization, Flight Economics, Flight Mechanics

İÇİNDEKİLER

	<u>Sayfa</u>
ÖZET	i
ABSTRACT	ii
İÇİNDEKİLER	iii
ŞEKİLLER DİZİNİ	vii
ÇİZELGELER DİZİNİ	ix
SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİN	x
1. GİRİŞ	1
1.1. Konunun Tanıtılması	1
1.2. Konunun Önemi	4
1.3. Çalışmanın Düzenlemesi	6
2. KAYNAK TARAMASI	7
2.1. Çatışmadan Kaçınma Yöntemlerinin Sınıflandırılması	7
2.2. Tanımlı Çözüm Yaklaşımları.....	8
2.3. Kural Tabanlı Optimizasyon Yaklaşımları.....	9
2.4. Sistem Ölçekli Algoritmik Optimizasyon	10
2.4.1. Klasik algoritmalar	11
2.4.1.1 Doğrusal programlama	12
2.4.1.2 Karma tam sayı programlama.....	12
2.4.1.3 Optimal kontrol ve parametrik optimizasyon	14
2.4.2. Klasik olmayan algoritmalar	15
2.4.2.1. Oyun teorisi	16
2.4.2.2. Genetik algoritmalar.....	16
2.4.2.3. Sınır ağları	17
2.4.2.4. Yarı tanımlı programlama	18
2.4.2.5. Stokastik yaklaşımlar	18
2.5. Uçak Ölçekli Algoritmik Optimizasyon.....	20
2.5.1. Geometrik Yaklaşımlar	20

2.5.2. Manevra Analizi ve Optimal Kontrol Yaklaşımları	23
2.6. Alternatif Yaklaşımlar	25
3. ÇALIŞMANIN ÇERÇEVESİ.....	27
3.1. İncelenen Uçuş Hizmeti	27
3.2. İncelenen Uçak Türleri	27
3.2.1. Geleneksel Jetler.....	28
3.2.2. Bölgesel Jetler	29
3.3. İncelenen Uçuş Ortamı	29
3.3.1. Hava Trafik Sistemi	29
3.3.2. Hava Sahaları	31
3.3.3. Hava Trafik Çatışmaları.....	32
3.3.4. Çatışmadan Kaçınma	37
3.4. Çatışma Çözüm Yaklaşımları	37
3.4.1. Çatışmaya Giren Uçakların Niceliği.....	38
3.4.2 Uçak Durumlarındaki Belirsizlik Seviyesi	38
3.4.3. Uçaklar Arasındaki Güven Seviyesi.....	39
3.4.4. Çatışmanın Boyutu	39
3.5. İncelenen Çatışma Çözüm Yöntemi.....	40
3.5.1. Çatışmanın Geometrik Analizi.....	41
3.5.2. Yol Kuralları	45
3.5.3. Çözüm Manevraları	48
3.5.4. Çözüm Sonrası	48
4. OPTİMİZASYON YÖNTEMİ.....	51
4.1. Parametre Optimizasyonu.....	51
4.1.1. Doğrusal olmayan programlama (DOP) problemi	51
4.1.2. Optimallik koşulları	52
4.1.3. Çözüm yöntemleri	53
4.1.4. SKP Algoritması.....	54
4.2. Optimal Kontrol Teorisi	55
4.2.1. Optimal kontrol problemi	55
4.2.2. Minimum prensibi	57

4.2.3. Sınır koşulları	59
5. PROBLEMİN MODELLENMESİ	61
5.1. Problemin Tanımı	61
5.2. Hareket Denklemleri	62
5.3. Çatışma Probleminin Formülasyonu	64
5.3.1. Çatışma koşulları	64
5.3.2. Uçak çiftinin hareket denklemleri	68
5.4 Minimum Zaman Çözümleri	70
5.4.1 Çözüm stratejilerinin formülasyonu	70
5.4.2 Hız değişim stratejisi	71
5.4.3 Hız ve yön değişim stratejisi	75
6. HESAPLAMA VE SİMÜLASYONLAR	79
6.1. Simülasyon Parametreleri	79
6.2. Hız Değişim Stratejisinin Analizi	81
6.3. Hız ve Yön Değişim Analizi	91
7. SONUÇLAR VE TARTIŞMA	99
7.1 Sonuçlar	99
7.2 Tartışma ve Öneriler	100
KAYNAKLAR	102
EKLER	114
EK-1 Genel Hareket Denklemleri	114
EK-2 Aerodinamik Model	118
EK-3 Motor Modeli	121
EK-4 Standart Atmosfer Modeli	125
EK-5 Uçak Tipleri	127
EK-6 Hız Oranı Aralığının Belirlenmesi	130
EK-7 Optimum Seyir Mach Sayısının Hesaplanması	132
EK-8 Yatış Açısı ve Gaz Kolu Yanıt Fonksiyonları	134

EK-9 Manevra Kontrol Limitleri.....	137
EK-10 Dönüşüm Faktörleri.....	142

ŞEKİLLER DİZİNİ

3. 1. Dikey düzlemde düşük irtifalarda oluşan çatışma konfigürasyonları.....	35
3. 2. Dikey düzlemde yüksek irtifalarda oluşan çatışma konfigürasyonları	36
3. 3. Yatay düzlemde paralel rotalarda çatışma konfigürasyonları	43
3. 4. Yatay düzlemde çakışık rotalarda çatışma konfigürasyonları	43
3. 5. Yatay düzlemde aynı yönde dar açıyla kesişen rotalarda çatışma.....	43
3. 6. Yatay düzlemde ters yönde dar açıyla kesişen rotalarda çatışma.....	44
3. 7. Yatay düzlemde ters yönde geniş açıyla kesişen rotalarda çatışma.....	44
3. 8. Yatay düzlemde aynı yönde geniş açıyla kesişen rotalarda çatışma.....	44
3. 9. Uçakların türlerine göre yol önceliği	47
3.10. Uçakların hızlarına göre yol önceliği.....	47
3.11. Uçakların izafi konumların göre yol önceliği.....	47
5. 1. Çatışma geometrisi ve uçakların açısız ve doğrusal konumları.....	65
5. 2. Çatışma esnasında uçakların t_0 , t_{min} ve t_c anlarında konumları.....	66
5. 3. İki uçak arasındaki hız değişimine dayalı kaçınma stratejisi	72
5. 4. İki uçak arasındaki yön ve hız değişimine dayalı kaçınma stratejisi	76
6. 1. $h=7.6$ km'de t_f 'nin $VR=1.0-1.4$ için θ_0 'a göre değişimi.....	82
6. 2. $h=9.5$ km'de t_f 'nin $VR=1.0-1.4$ için θ_0 'a göre değişimi.....	82
6. 3. $h=11.3$ km'de t_f 'nin $VR=1.0-1.4$ için θ_0 'a göre değişimi.....	82
6. 4. $h=7.6$ km'de t_f 'nin $s_{min}=0-7.4$ km için θ_0 'a göre değişimi.....	84
6. 5. $h=9.5$ km'de t_f 'nin $s_{min}=0-7.4$ km için θ_0 'a göre değişimi.....	84
6. 6. $h=11.3$ km'de t_f 'nin $s_{min}=0-7.4$ km için θ_0 'a göre değişimi.....	84
6. 7. $h=7.6$ km'de Δt 'nin $VR=1.0-1.4$ için θ_0 'a göre değişimi	87
6. 8. $h=9.5$ km'de Δt 'nin $VR=1.0-1.4$ için θ_0 'a göre değişimi	87
6. 9. $h=11.3$ km'de Δt 'nin $VR=1.0-1.4$ için θ_0 'a göre değişimi	87
6. 10. $h=7.6$ km'de Δt 'nin $s_{min}=0-7.4$ km için θ_0 'a göre değişimi	88
6. 11. $h=9.5$ km'de Δt 'nin $s_{min}=0-7.4$ km için θ_0 'a göre değişimi	88
6. 12. $h=11.3$ km'de Δt 'nin $s_{min}=0-7.4$ km için θ_0 'a göre değişimi	88
6. 13. $h=7.6$ km'de $\Delta\omega_f$ 'nin $VR=1.0-1.4$ için θ_0 'a göre değişimi.....	89
6. 14. $h=9.5$ km'de $\Delta\omega_f$ 'nin $VR=1.0-1.4$ için θ_0 'a göre değişimi.....	89
6. 15. $h=11.3$ km'de $\Delta\omega_f$ 'nin $VR=1.0-1.4$ için θ_0 'a göre değişimi.....	89
6. 16. $h=7.6$ km'de $\Delta\omega_f$ 'nin $s_{min}=0-7.4$ km için θ_0 'a göre değişimi.....	90

6. 17.	$h=9.5$ km'de $\Delta\omega_f$ 'nin $s_{\min}=0-7.4$ km için θ_0 'a göre değişimi.....	90
6. 18.	$h=11.3$ km'de $\Delta\omega_f$ 'nin $s_{\min}=0-7.4$ km için θ_0 'a göre değişimi.....	90
6. 19.	$h=7.6$ km'de t_f 'nin $VR=1.0-1.4$ için θ_0 'a göre değişimi.....	92
6. 20.	$h=7.6$ km'de t_f 'nin $s_{\min}=0-7.4$ km için θ_0 'a göre değişimi.....	92
6. 21.	$VR=1.0$ ve $s_{\min}=0$ için t_f 'nin irtifaya göre değişimi	92
6. 22.	$h=7.6$ km'de θ_1 ve θ_2 'nin VR değerleri için θ_0 'a göre değişimi	94
6. 23.	$h=7.6$ km'de θ_1 ve θ_2 'nin s_{\min} değerleri için θ_0 'a göre değişimi	95
6. 24.	$h=7.6$ km'de Δt 'nin $VR=1.0-1.4$ için θ_0 'a göre değişimi	96
6. 25.	$h=7.6$ km'de Δt 'nin $s_{\min}=0-7.4$ km için θ_0 'a göre değişimi	96
6. 26.	$VR=1.0$ ve $s_{\min}=0$ için Δt 'nin irtifaya göre değişimi.....	96
6. 27.	$h=7.6$ km'de $\Delta\omega_f$ 'nin $VR=1.0-1.4$ için θ_0 'a göre değişimi	98
6. 28.	$h=7.6$ km'de $\Delta\omega_f$ 'nin $s_{\min}=0-7.4$ km için θ_0 'a göre değişimi.....	98
6. 29.	$VR=1.0$ ve $s_{\min}=0$ için $\Delta\omega_f$ 'nin irtifayla değişimi	98
EK1.1.	Yere ve uğağa bağlı eksen takımlarının gösterimi.....	114
EK1.2.	Uçak yörüngesine bağlı eksen takımında etkiyen atalet ivmeleri.	116
EK1.3.	Simetri düzleminde uğağa etkiyen kuvvetlerin gösterimi.....	116
EK1.4.	Asimetri düzleminde uğağa etkiyen kuvvetlerin gösterimi.....	117
EK3.1.	Maksimum motor çekme kuvvetinin değişimi	122
EK3.2.	Tam gaz kolu rejiminde özgül yakıt tkretiminin değişimi	122
EK3.3.	Özgül yakıt katsayısının ($a(M)$) Mach sayısına göre değişimi	124
EK3.4.	Özgül yakıt katsayısının ($b(M)$) Mach sayısına göre değişimi	124
EK8.1.	Boeing 737 uğağı için maksimum yatış açısının adım yanıtı.....	135
EK8.2.	Tepkili motorlu ticari uğağın gaz kolu yanıtı modellemesi.....	135
EK9.1.	Minimum zamanda yavaşlama manevrası ve kontrolleri.....	140
EK9.2.	Minimum zamanda hızlanma manevrası ve kontrolleri.....	141

ÇİZELGELER DİZİNİ

6. 1. Uçuş ve Manevra Parametreleri.....	80
EK3.1. Yüksek baypas oranlı turbofan motorun referans değerleri	121
EK4.1. ISA Modelinde kullanılan temel sabitlerin değerleri [125].....	126
EK5.1. Tepkili motorlu uçak tipleri ve performans karakteristikleri	128
EK5.2. Boeing 737-400 uçağının parametreleri.....	129
EK5.3. Avroliner RJ-85 uçağının parametreleri.....	129
EK10.1. Dönüşüm faktörleri.....	141

SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ

- a_i : Özgül yakıt tüketimi katsayıları (kgN/sn), $i=1-3$
- \bar{a} : Sıcaklığın irtifayla değişim (lapse) oranı
- AR : Kanat açıklık oranı
- ABD : Amerika Birleşik Devletleri
- b_i : Özgül yakıt tüketimi katsayıları (kgN/sn), $i=1-2$
- c_i : Motor çekme katsayıları (N), $i=1-3$
- C_D : Aerodinamik sürüklenme katsayısı
- C_{D0} : Uçak kanadının parazit sürüklenme katsayısı
- $C_{D_{min}}$: Minimum sürüklenme katsayısı
- C_L : Aerodinamik taşıma katsayısı
- $C_{L_{D_{min}}}$: Minimum sürüklenmedeki taşıma katsayısı
- D : Aerodinamik sürüklenme kuvveti (N)
- DP : Doğrusal Programlama
- DOP : Doğrusal Olmayan Programlama
- d_i : Sürüklenme parametreleri, $i=1-4$
- \vec{d} : İterasyon yön vektörü
- EFR : Extended Flight Rules
- e : Kanat eliptiklik oranını
- f : Maliyet fonksiyonu, sistem dinamiği fonksiyonu
- GPWS : Ground Proximity Warning System
- g : Yerçekimi ivmesi (kg/m²)
- H : Hamiltonian fonksiyonu
- h : Uçuş irtifası (m)
- I : İntegral maliyet fonksiyonu
- ICAO : International Civil Aviation Organization
- ISA : International Standard Atmosphere
- J : Toplam maliyet fonksiyonu
- J_G : Genişletilmiş toplam maliyet fonksiyonu

K	: Bitiş anındaki maliyet fonksiyonu
k	: uçak kanadının indüklenmiş sürüklenme katsayısı
KKT	: Karush-Kuhn-Tucker
KP	: Kuadratik Programlama
L	: Aerodinamik taşıma kuvveti (N)
ℓ	: Lagrange fonksiyonu
M	: Mach sayısı
m	: Uçağın kütlesi (kg)
Q	: Eşitsizlik kısıtlayıcı fonksiyonu
q	: Dinamik hava basıncı (Pa)
P	: Eşitlik kısıtlayıcı fonksiyonu
p	: Statik hava basıncı (Pa)
R	: Evrensel gaz sabiti (m^2/sn^2K)
r	: Koordine dönüş yarıçapı (m)
S	: Kanat planform alanı (m^2)
SKP	: Sıralı Kuadratik Programlama
s	: Uçaklar arasındaki yatay ayırma mesafesi (m)
s_y	: Uçaklar arasındaki minimum emniyetli ayırma (m)
T	: Motor çekmesi (N)
\bar{T}	: Hava sıcaklığı (K)
TCAS	: Tactical Collision Avoidance System
t	: Zaman (sn)
t_η	: Gaz kolu yanıtından kaynaklanan toplam gecikme süresi (sn)
t_ϕ	: Yatış açısı yanıtından kaynaklanan gecikme süresi (sn)
U	: Uçak
\bar{u}	: Kontrol değişkenleri vektörü
VFR	: Visual Flight Rules
VR	: Hız oranı
v	: İzafi hava hızı (m/sn)
W	: Rüzgar kuvveti (N)
w	: Rüzgar hızı (m/sn)

x	: Uçağın uzunlamasına eksenindeki konumunu (m)
\bar{x}	: Durum değişkenleri vektörü
Y	: Durum kümesi
y	: Uçağın yanal eksenindeki konumu (m)
\bar{y}	: Parametre (değişken) vektörü
z	: Uçağın düşey eksenindeki konumu (m)
α	: Hücüm açısı (°)
ϕ	: Yatış açısını (°)
φ	: Özgül yakıt tüketimi (kgN/sn)
γ	: Yörünge açısı (°)
$\bar{\gamma}$: Özgül ısı oranı
η	: Gaz kolu parametresini
λ	: Yardımcı durum değişkeni
μ	: Lagrange çarpanı
θ	: Rota kesişim açısı (°)
ρ	: Havanın yoğunluğunu (kg/m ³)
σ	: İzafi hava yoğunluğunu
τ	: Değiştirilmiş zaman (sn)
τ_y	: Gecikme süresi (sn)
ω	: Yakıt miktarı (kg)
$\dot{\omega}$: Yakıt akış debisini (kg/sn)
ξ	: Lagrange çarpanı
ψ	: Uçağın baş açısını (°)
Ω	: Kontrol kümesi

Alt ve Üst İndisler

0	: Başlangıç
acc	: Hızlanma
cr	: Optimum seyir
d	: Dönüş

dec : Yavaşlama
f : Bitiş
g : Yere göre
maks : Maksimum
md : Minimum sürüklenme
min : Minimum
mo : Maksimum işletme
nom : Nominal
o : Deniz seviyesi koşulları
trop : Tropopoz
x : Uçağın uzunlamasına eksen
y : Uçağın yanlamasına eksen
z : Düşey eksen

1. GİRİŞ

1.1. Konunun Tanıtılması

Bu çalışmanın konusu “Hava Trafikindeki Çatışmalardan Kaçınma için Ekonomik Manevraların Modellenmesi” olarak belirlenmiştir. Çatışmadan kaçınma kavramı farklı akademik ve teknik disiplinlerin uzun zamandır ilgisini çekmektedir. Bu konu üzerine yapılan çalışmalar havacılık, denizcilik, kara taşıtları, robotik [1], endüstriyel taşıma ve yükleme uygulamaları gibi çeşitli alanları kapsamaktadır. Ticari amaçlı hava taşımacılığının II. Dünya Savaşından sonra giderek yaygınlaşması hava taşıtları arasındaki çatışmalardan kaçınmaya yönelik çalışma ve düzenlemeleri gerekli kılmıştır. Böylelikle, öncelikli amacı uçaklar arasındaki çarpışma riskini ortadan kaldırarak emniyetli bir uçuş ortamı sağlamak olan günümüz hava trafik kontrol sisteminin temelleri atılmıştır [2,3]. Havadaki sanal yol ağlarına ve yerdeki hava trafik kontrolörlerine dayalı olarak çatışmaları önleyen bu sistem, uçuş emniyetini garanti altına almakla beraber, giderek artan kapasite, ekonomiklik ve teknoloji sorunlarıyla karşı karşıyadır. Bu sorunların temelinde, tüm dünyada hava taşımacılığına olan talebin artması ve hava aracı teknolojisindeki gelişmenin hava trafik sisteminden daha hızlı olması yatmaktadır.

Hava taşımacılığın gelişmiş olduğu Amerika Birleşik Devletleri (ABD) ve Avrupa ülkeleri sorunun en yoğun yaşandığı bölgelerdir. Son on yıllık dönemde toplam ticari uçuş sayısındaki artış ABD’de % 45 [4], Avrupa’da ise % 42 [5] oranında gerçekleşmiştir. Gelecek on yıl için yapılan tahminler, bu oranın % 30 - % 47 artacağını göstermektedir [6-8]. Hava taşımacılığının yeni yaygınlaşmakta olduğu Türkiye’de ise hava trafiğinde tıkanıklık anlamında henüz bir sıkıntı yaşanmamakla beraber, toplam uçuş sayısının 2025 yılında 1,9 – 2,6 kat artacağını öngören senaryolar [7] benzer sorunların burada da görüleceğine işaret etmektedir. Şu da göz önünde bulundurulmalıdır ki hava trafik sistemi global bir sistemdir. Dolayısıyla batıdan doğuya ve güneydoğuya geçişlerde bir köprü olan Türkiye Avrupa ve Amerika’daki tıkanıklıklardan etkilenecektir.

Sistemdeki kapasite sorunu, hava trafiğindeki bu yoğun artış nedeniyle yol ağlarında ortaya çıkan tıkanıklıklarla kendini göstermektedir. Sistemin kapasite açısından doygunluğa ulaşması giderek artan ve süreklilik kazanan gecikmeler ile

hizmet aksaklıklarına neden olmaktadır [9]. Günümüz hava trafiğinde, gelişmiş yol ağlarına rağmen, hava sahasının çok küçük bir bölümü kullanılmaktadır. Bir başka deyişle, potansiyel ve kullanılan kapasiteler karşılaştırıldığında, “hava trafik sisteminin aşırı yüküne karşın gökyüzünün boş olduğu” uzmanlarca ortaya konmaktadır [10]. Bu sorununun aşılması durumunda havacılık sektörünün gelişiminin olumsuz yönde etkilenmesi güçlü bir olasılıktır [9].

Günümüzde, 100 milyarlarla ölçülen ekonomik değer yaratma gücüne sahip hava taşımacılık sistemi, gelişkinlik ve ölçek açısından benzersiz bir sektördür [11]. Ancak, teknolojsi ve ekonomik etkinliği yüksek uçakların kullanımına paralel olarak sektörde belirgin bir verimlilik artışı görülmemektedir [12]. Uçakların rutin olarak 800 km/sa üzerinde uçabilmelerine karşın, kıtalar arası ve okyanus üstü uçuşlar haricinde, hava yoluyla seyahat hızı ortalamasının 320 km/sa civarında olması, verimlilik sorununun uçakların performansı ile değil, hava trafik sisteminin yapısıyla ilgili olduğunu açıkça ortaya koymaktadır [13]. Bugünkü sistemin yol yapısı, pek çok uçuşun çıkış ve varış noktaları arasında en kısa yolun kullanımına olanak tanımamaktadır. Katı hava trafik düzenlemeleri, uçakların ekonomik olmayan hız, rota ve uçuş seviyelerinde uçmalarına neden olmaktadır [9,14]. Kapasiteyle ilgili kısıtlamalar, bekleme ve uçuş sürelerini uzatarak verimlilik sorununu daha da ağırlaştırmaktadır. Bunun sonucunda, zaman ve yakıt maliyetleri, müşteri şikâyetleri giderek artmaktadır. Hava trafik sisteminden kaynaklanan bu kayıpların sektöre yıllık maliyetinin 5,5 milyar ABD dolarını bulduğu hesaplanmaktadır [15]. Bu bedel, hâlihazırda çok düşük kâr oranlarıyla çalışan hava yolu işletmelerini güç durumda bırakmaktadır.

Geleneksel teknolojilere ve insana dayanan günümüz hava trafik sistemi, artan hava trafiğine rağmen kaza oranlarını son 25 yıldır aynı düşük seviyede tutmayı başarmıştır [16]. Ancak sistemin yeni teknoloji adaptasyonu konusunda yeterince esnek olamayan yapısı, kaza oranlarının daha düşük seviyelere çekilmesini engellemektedir [11]. Güncellenemeyen teknolojik altyapı, sistemle tam anlamıyla uyumlu hale getirilemeyen yeni teknolojiler karışıklıklara neden olmakta ve sistemin güvenilirliğini giderek azaltmaktadır. Çalışmalar [15], hava trafik sisteminde köklü değişikliklere gidilmemesi durumunda, 2015 yılı itibarıyla her 7 - 10 gün arasında büyük bir uçak kazası olasılığına işaret etmektedir.

Bu sorunlar gelecekte yeni teknolojileri etkin şekilde kullanarak “bugünkü hava trafik yükünün iki-üç katını emniyetli ve daha verimli şekilde yönetebilecek” sistemlerin geliştirilmesini gerekli kılmaktadır [17]. Son yirmi yıldır hız kazanan araştırmalar konuyu pek çok farklı açı ve boyutla incelemektedir. Çalışmaların bir kısmı hava sahalarının alt bölümlere ayrılması ve yeniden yapılandırılması üzerinde durmaktadır. Bu yaklaşımlarla kontrolörlere ek iş yükü getirmeden hava sahası kapasitesinin geliştirilmesi, insan kaynaklı hata ve kayıpların azaltılarak emniyetin ve verimliliğin artırılması amaçlanmaktadır [17,18]. Hava sahalarının yapılandırılması ve sektörlere ayrılması konusunda bugüne kadar yapılan çalışmalar ilgili kaynakta özetlenmiştir [19]. Araştırmaların bir diğeri bölümü ise hava trafik kontrolörlерinin performansını artıracak araçların geliştirilmesi üzerine yoğunlaşmıştır. Geliştirilen araçlarla kontrolörlere sorun tanımlama ve karar verme sürecinde desteklemek, bu süreçlerin bir kısmında tam otomasyona geçilmesini sağlamak amaçlanmaktadır [20].

Bir dizi araştırmaysa konuya “serbest uçuş” kavramı gibi köklü bir yapısal değişim üzerinde odaklanmaktadır. Serbest uçuş “aletli uçuş kuralları içerisinde kullanıcıların kendi yörünge ve hızlarını gerçek zamanda seçme serbestisine sahip olabilecekleri emniyetli ve verimli uçuş operasyonlarını gerçekleştirme olanağı” olarak tanımlanmaktadır [21]. Merkeziyetçi kontrolünün ve katı hava trafik kısıtlayıcıların azaltıldığı böyle bir ortamda hava sahasının büyük bir kısmından yararlanılabileceği için kapasite önemli oranda artırılmaktadır. Bunun yanında uçakların optimum rotalarda uçmasına olanak sağlayarak zaman ve yakıt sarfiyatına bağlı maliyetlerin azaltılmasına olanak sağlanmaktadır. Yaklaşık on yıldır ABD [22-24] ve Avrupa’da [25-27] serbest uçuşla ilgili tasarım ve uygulama sorunları; sistem emniyeti ve performansının analizi ve insan faktörleri üzerine çok sayıda çalışma yürütölmektedir.

Sistem kapasitesini ve verimini artırmaya yönelik bu yeni düzenlemeler, uçuş emniyeti ile bunun olası ekonomik yansımaları gibi yepyeni sorunları ortaya çıkartmaktadır. Önerilen yaklaşımların sisteme getirdiği değişiklikler arttıkça, çok daha karmaşık sorunlar ile karşılaşılmaktadır. Örneğin, serbest uçuş ortamında kullanıcıların kendi uçuş rotalarını belirleyebilmesi, birçok rotanın kesişme olasılığını beraberinde getirecektir. Havayolu işletmelerin performans bakımından

benzer uçakları kullandıkları düşünüldüğünde, en düşük maliyetin yakalanacağı rotaların da büyük ölçüde benzer olacağı kolaylıkla tahmin edilebilir. Uçakların arasındaki hava trafik çatışmalarının, özellikle büyük merkezler arasındaki uçuş operasyonlarında artması görünür bir olasılıktır. Bu durum çatışmadan kaçınma kavramına ait yeni stratejilerin araştırılmasını zorunlu kılmaktadır. Önerilen stratejilerle emniyet garanti altına alınırken çözümlerin getireceği maliyetlerin de sınırlı tutulması gereklidir. Aksi takdirde yaklaşımların sistem ve uçak ölçeğinde sunduğu ekonomik avantajlar anlamını ve çekiciliğini yitirebilir. Bu nedenle çatışmadan kaçınma stratejilerin ekonomik yönden incelenmesi hâlihazırdaki veya gelecekteki sistemlere yönelik olarak geliştirilen yaklaşımların uygulanabilmesi ve etkili kullanımı açısından kilit öneme sahiptir.

Bu çalışmada sivil amaçlı, tepkili motorlu, sübsonik, ticari yolcu taşıma uçakları arasında meydana gelebilecek hava trafik çatışmaları incelenmektedir. Ele alınan çatışmalara yatay düzlemde kaçınma stratejileri geliştirilmekte ve bu stratejilerin ekonomik açıdan değerlendirmeleri yapılmaktadır. İncelenen çözüm stratejileri gerçekçi uçak performans verilerine ve işletme kısıtlayıcılarını içeren detaylı manevra modellemelerine dayanmaktadır. Bu modellemelerden yararlanılarak geliştirilen algoritmalarla çatışmaların minimum zamanda sağlayacak çözümlerin gecikme zamanı ve yakıt tüketimlerinin analizi gerçekleştirilmektedir.

1.2. Konunun Önemi

Bu çalışma havacılık sektöründeki hava trafik sistem tasarımcıları, uçak kullanıcıları ve imalatçıları için önemli katkılar sağlayacaktır. Hava taşımacılığının yaratmakta olduğu ekonomik ve sosyal etki hava trafik yönetimini büyük bir iş kolu haline getirmiştir. Giderek büyüyen sektörün gelecekteki taleplerini karşılayabilecek hava trafik sistemlerinin tasarımı yaşamsal bir önem taşımaktadır. Emniyet, bugün olduğu gibi gelecekteki sistemler için de vazgeçilmez bir öncelik olacaktır. Bununla beraber, gelişen teknolojiler hava trafik sistem tasarımcılarına emniyet ve verimliliği birbirleriyle çatışan amaçlar olmaktan kurtarabilecek olanaklar sunmaktadır. Bunun anlamı yeni sistem tasarımlarında ekonomik etmenlerin daha fazla hesaba katılması gerekliliğidir. Bu

çalışma hava trafik çatışma problemlerinin sınırlı ve özel durumlarını kapsamına karşın, önerilen stratejiler sistem tasarımcılarına uçak işletme ekonomisini göz önünde bulunduran genel bir çatışma çözüm sisteminin oluşturulmasını sağlayacaktır. Uçakların kullanıcı tercihli uçabileceği hava trafik ortamlarının tasarımında çatışmaların emniyetli ve ekonomik çözümünü sağlayacak kokpit ve yer merkezli sistemlerin ve prosedürlerin geliştirilmesinde çalışmada incelenen stratejiler katkıda bulunacaktır. Bunun yanında ekonomik manevraların sonucunda belirlenecek emniyetli uçuş koridorları daha verimli yol ağlarının ve hava sahası sektörlerinin tasarımlarında da yararlı olacaktır.

İki uçak arasındaki çatışmanın çözümünde kullanılacak manevraların getireceği maliyet uçuş operasyonunun geneline bakıldığında önemsiz görülebilir. Fakat bu maliyetin bir uçuş başına yaşanabilecek ortalama çatışma ve yıllık uçuş sayısı düşünüldüğünde havayolu işletmelerine getireceği yük kuşkusuz büyük olacaktır. Özellikle uçak yakıtının birim maliyetinin son 10 yılda yaklaşık 3 kat arttığı [28] ve yükselen talep ve politik koşullar nedeniyle uzun dönemde dikkate değer bir düşüşün beklenmediği ortamda işletmeler için yakıt tasarrufu sağlayacak her tür önlem giderek daha önemli bir hale gelmektedir. Manevraların gerektirdiği ekstra zamanın da uçuş süresine kıyasla küçük olduğu düşünülebilir. Oysa küçük gecikmeler sonucunda uçağın havaalanında kendisine tahsis edilen sürenin aşılması, bağlantılı uçuşların kaçırılması ve yolcu tatminsizliğinin getireceği maliyetler çok yüksek, hatta öngörülemez olabilir. Bu durum da ekonomik kaçınma manevralarının analizini işletmeler açısından gerekli kılmaktadır. Sunulan stratejilerin hızlı veya gerçek zamanlı simülasyon ortamlarında kullanımıyla işletmelere uçuş operasyonları için daha etkin ekonomik analiz yapma olanağı sağlanır. Benzer analizler imalatçılar açısından da yeni tasarımların geliştirilmesinde faydalı olacaktır.

Çatışmadan kaçınma stratejilerinin ekonomik boyutunu inceleyen akademik çalışmalar sayıca az ve kapsam açısından da sınırlıdır. Sunulan çalışmalarda ortaya konulan bulgular oldukça önemli olmakla beraber manevraların modellenmesinde kullanılan kabuller problemin gerçekçiliğini azaltmaktadır. Çalışmaların bazılarının ise çözüm için önerilen algoritmaların anlaşılması ve uygulanması oldukça karmaşık ve zordur. Bu çalışmada uçaklara

dair daha anlaşılır ve sade stratejilerin gerçekçi aerodinamik ve motor modellemeleriyle kullanılıyor olması, ileriki akademik çalışmalarda yol gösterici olacaktır.

1.3. Çalışmanın Düzenlemesi

Bölüm 2’de hava trafik çatışmalarının saptanması ve çözümü üzerinde bugüne kadar yapılan ve sürdürülmekte olan çalışmalar kullanılan yöntemlerin türüne göre sınıflandırılarak geniş bir şekilde özetlenmektedir. Hava trafik çatışma problemlerine ilişkin temel tanım ve kavramlar Bölüm 3’de tartışılmaktadır. Çalışmada kullanılan matematiksel yöntemler Bölüm 4’de tanıtılmaktadır. Bu yöntemlere dayanarak geliştirilen hız ve hız-yön değişim stratejilerinin optimum zaman ve yakıt sarfiyatı çözümleri Bölüm 5’de verilmektedir. Bölüm 6’da bu stratejiler farklı uçuş koşulları ve çatışma senaryoları ele alınarak ekonomik açıdan analiz edilmektedir. Son bölümdeyse bulunan sonuçlar yorumlanmakta ve getirilen öneriler tartışılmaktadır.

2. KAYNAK TARAMASI

2.1. Çatışmadan Kaçınma Yöntemlerinin Sınıflandırılması

Hava trafik çatışmalarının saptanması ve çözümü, hava trafik yönetimi kavramının gelişimine paralel olarak yaklaşık yarım yüzyıldır araştırma konusudur. Hava trafiğinde görülen sürekli ve hızlı artış bu konudaki çalışmalara son yirmi yılda büyük bir ivme kazandırmıştır. Bu çalışmaların bir kısmı hali hazırdaki hava trafik kontrol sistemlerine odaklanarak onların daha emniyetli ve verimli hale getirilmesi üzerinde dururken bir diğer kısmı da yeni teknolojilerin kullanımına olanak sağlayan daha radikal hava trafik yönetim kavramlarının geliştirilmesi üzerine yoğunlaşmaktadır. Çatışma saptama ve çözüm çalışmalarında bir diğer ayırım ise probleme bakış açısıdır. Bu bakış açılarından birincisi çatışma saptama ve çözüm yaklaşımlarını operasyonel konular çerçevesinde incelemektedir. Bu konulara çatışmaların saptama hassasiyeti, çatışma çözümlerinde yetkinin paylaşımı, çözümlerde kullanılacak otomasyon seviyesinin ve operasyon ortamının belirlenmesi gibi sorunlar örnek olarak verilebilir. Çatışma saptama ve çözümünde benimsenen ikinci bakış açısı ise algoritmik yaklaşımlar olarak adlandırılabilir. Algoritmik yaklaşımlarda hareket halindeki nesnelerin (uçakların) arasındaki emniyetli ayırma kaybı probleminin çözümüne dair yöntemler araştırılmaktadır.

Bu iki bakış açısı birbirinin karşıtı olmaktan öte birbirini tamamlayıcı unsurlardır. Algoritmik çalışmalar operasyonel yaklaşımlara yardımcı olacak araçlar geliştirirken, operasyonel yaklaşımlar da bu algoritmik çalışmaların operasyonel bir çerçevede entegrasyonunu sağlamaktadır [18]. Operasyonel bakış açısını benimseyen yaklaşımlar bu çalışmanın kapsamı dışında bırakılmıştır. Bu yaklaşımları inceleyen ayrıntılı kaynak taramaları ilgili kaynaklarda mevcuttur [18, 20].

Çatışma saptama ve çözümü üzerine geliştirilmiş çok sayıda algoritmik yaklaşım mevcuttur. Çatışmadan kaçınma kavramı temel olarak sadece hava trafiğiyle sınırlı olmayıp denizcilik, kara araçları ve mobil robot uygulamaları gibi konular için de geçerli olduğundan dolayı ortaya konulan çalışmalar kapsam açısından da çok çeşitlilik göstermektedir. Problemin çok geniş bir çerçevede ele alınmasından dolayı çözüme yönelik yaklaşımların sınıflandırılması oldukça

karmaşık bir konudur. Algoritmik çatışma saptama ve çözüm yaklaşımlarının en kapsamlı sistematik sınıflandırması Kuchar ve Yang [1] tarafından yapılmıştır. Bu sınıflandırma üç temel başlığa dayandırılmaktadır: problemin modelleme şekli (problemin boyutu ve belirsizlik seviyesi), çatışma çözümünün türü (manevralar uzlaşma seviyesi ve uçakların niceliği) ve kullanılan çözüm teknikleri. Bu bölümde çatışma saptama ve çözüm yaklaşımları kullanılan çözüm teknikleri açısından tartışılacaktır. Diğer iki başlık ise Bölüm 3.4’de ayrıntılı şekilde ele alınmaktadır.

Algoritmik yaklaşımların kullanılan çözüm teknikleri açısından üç temel başlık altında incelenmesi uygun bulunmuştur. Bu başlıklar sırasıyla tanımlı çözüm yaklaşımları, optimizasyon yaklaşımları ve alternatif yaklaşımlar adlandırılmıştır [1,29]. Optimizasyon yaklaşımlarına dayalı çatışma saptama ve çözüm yöntemleri literatürde ağırlıklı bir yer tutmaktadır. Bu yaklaşım konusunda çok farklı tekniklerin kullanılmasından dolayı ikinci bir sınıflandırmanın yapılması gerekli görülmüştür. Bu sınıflandırmaya göre optimizasyon yaklaşımları kural tabanlı ve algoritmik optimizasyon olmak üzere iki ayrı başlık altında incelenmiştir. Algoritmik optimizasyon yaklaşımlarında kullanılacak çözüm tekniğinin problemin boyutuna sıkı şekilde bağlı olmasından dolayı sistem ve uçak ölçekli algoritmik optimizasyon olmak üzere iki ayrı başlık altında incelenmiştir.

Bu kaynak taramasına son yirmi yıllık dönemde çatışma saptama ve çözüm konularında önemli yer tutan yayınlanmış çalışmalar (makale, bildiri, tez, teknik rapor ve dokümanlar) dâhil edilmiştir. Ana çalışma çerçevesinin ve incelenecek çalışmaların belirlenmesinde ilgili kaynaklardan yararlanılmıştır [1,20 29, 30].

2.2. Tanımlı Çözüm Yaklaşımları

Tanımlı çözüm yaklaşımları, günümüz uçaklarında olası kısa erimli çatışmaları önlemek için geliştirilmiş emniyet sistemlerinde kullanılmaktadır. Bu sistemler olası çatışmaları belirleyerek pilotlara önceden tanımlanmış basit kaçınma manevraların uygulanması konusunda ikazda bulunurlar. Günümüzde kullanılmakta olan başlıca tanımlı çözüm sistemlerine “Trafik İkaz ve Çarpışma

Önleme Sistemi” (Traffic Alert and Collision Avoidance System-TCAS) [31, 32] ve “Yere Yaklaşma Uyarı Sistemi” (Ground Proximity Warning System-GPWS) [33] örnek olarak verilebilir.

TCAS iki uçağın birbirine tehlikeli şekilde yaklaşması durumunda gerekli kaçınma ikazları vermek üzere tasarlanmış bir sistemdir. TCAS sistemi üç aşamalı bir projedir. Bu projenin ilk aşamasında pilotları oluşabilecek çatışmalar konusunda ikaz edecek TCAS-I geliştirilmiştir. İkinci aşamada çarpışmayı önlemek ise dikey düzlem için pilotlara tırmanma veya alçalma komutlarını öneren TCAS-II geliştirilerek sivil yolcu uçaklarına uygulanmaya başlamıştır. Projenin son aşamasında ise pilotlara hem yatay hem de dikey düzlemde kaçınma manevraları önerebilecek bir TCAS sisteminin üzerinde çalışılmaktadır.

GPWS ise uçakların yerdeki coğrafi ve insan yapısı engellerle çatışma riskleri söz konusu olduğunda pilotları uyarmak için geliştirilmiştir. Sistem böyle bir durum söz konusu olduğunda standart yükselme ikazında bulunmaktadır.

Söz konusu her iki sistem sadece dikey düzlemde çok kısa sürede çözülmesi gereken çatışmalarda etkilidirler. Önerdikleri çözümler ise maliyetten çok emniyet üzerine odaklanmıştır. Bu nedenle çatışma problemlerini daha genel geometrilerde ve uzun vadeli maliyet etkin olarak çözebilecek alternatiflerin geliştirilmesine ihtiyaç vardır [1].

2.3. Kural Tabanlı Optimizasyon Yaklaşımları

Kural tabanlı yaklaşımlar, uzman kontrolörlerin bilgi birikimleri ve deneyimlerini temel alarak geliştirilen çatışma çözüm yöntemleridir. Bu yaklaşımla tasarlanmış sistemler, uzmanların kullandığı kural ve muhakeme yöntemlerinden yararlanarak problemlere çözüm önerilerinde bulunurlar. Bu özelliklerinden dolayı bu tür sistemler “uzman sistemler” olarak da adlandırılır. Uzman sistemlerin insan-kontrolörlerden tek farkı çözümlerin bilgisayarların işlem gücüne bağlı olarak çok daha hızlı ve güvenilir şekilde hesaplanabilmesidir.

Kural tabanlı yaklaşımları benimseyen ilk etkili çatışma çözüm sistemleri denizcilik uygulamaları için tasarlanmıştır. Bununla beraber bu sistemler yatay düzlemdeki hava trafik çatışma problemlerine de kolaylıkla uyarlanabilmektedir. Bu çalışmalarından biri Coenen ve ark. [34] tarafından geliştirilen “kural tabanlı

çarpışmadan kaçınma” sistemidir. Bu sistem, açık denizlerdeki gemi çiftleri arasındaki çatışma problemlerini mevcut deniz trafiği kurallarına ve seyrüsefer uzmanlarının deneyimlerine bağlı olarak oluşturulan veritabanını kullanarak verilen koşullara göre “istenilir çözümü” seçmektedir. Bu seçimdeki temel ölçüt, çatışmayı önleyecek manevranın mümkün olduğunca basit olmasıdır. Buna göre “en istenilir” çözümler, hiçbir eylemde bulunmamakken, “en az istenilir” çözüm aracı acil olarak durdurma’dır. Iijima ve ark. [35] ise aynı problemi en düşük çarpışma riski, en kısa yol ve en düşük dümen açısı gibi daha nicel ölçütler ile çözebilen bir uzman sistem geliştirmişlerdir.

Schild [36] bu çatışma problemini hava trafik sistemleri için hem yatay hem de dikey düzlemde incelemiştir. Bu çalışmada uçak çiftlerinin yol hava sahalarındaki çatışmalarını emniyet, basitlik ve ekonomiklik kriterlerini maliyet fonksiyonu çerçevesinde çözen kural setleri geliştirmekte ve değerlendirmektedir. Schild ve Kuchar [37] ise bu kural setlerinin performanslarını karşılaştırmalı olarak değerlendiren çalışmalar ortaya koymuşlardır.

Kural tabanlı yaklaşımların pilot ve kontrolörlerce izlenmesi ve uygulanması diğer yaklaşımlara göre oldukça kolaydır. Diğer yandan çok geniş veritabanlarına ihtiyaç duymaları, bu veritabanlarından uygun kuralların türetilme ve her durum için işlevlerinin değerlendirilme zorluğu kural tabanlı yaklaşımların temel dezavantajlarıdır.

2.4. Sistem Ölçekli Algoritmik Optimizasyon

Algoritmik optimizasyon yaklaşımlarında çatışma probleminin ölçeği (hava sahasının büyüklüğü, uçakların sayısı vb.), çözüm tekniğinin belirlenmesinde önemli ölçüde etkilidir. Bu nedenle hava trafik çatışma problemlerinin hiyerarşik bir kontrol yapısı çerçevesinde birbiriyle koordinasyon içinde olan farklı kontrol ve etkinlik seviyelerine sahip katmanlara ayrıştırılarak çözülmesi araştırmacılar tarafından tercih edilmektedir. Hava trafik sistemlerinin hiyerarşik olarak ayrıştırılması konusunda daha ayrıntılı bilgi ilgili kaynaklarda mevcuttur [24, 38, 39]. Böyle bir ayrıştırma sonucunda temel olarak alt ve üst kontrol seviyesi adı verilen iki katman ortaya çıkmaktadır. Üst kontrol seviyesi, incelenen hava sahası içerisindeki tüm uçakları izleyerek bunların sistemdeki

trafiğini düzenlemekle sorumludur. Bu sorumluluklar içerisinde trafik akışının kontrolü, çok sayıda uçak arasında oluşan çatışmaların çözümü, bu çözümlerin trafiğin kararlılığını bozmadan gerçekleştirilmesi ve belirli bir verimlilik oranı ile sisteminin karmaşıklık seviyesinin gözetilmesi yer almaktadır. Alt kontrol seviyesi ise belirli bir maliyet fonksiyonunu gözeterek uçak çiftleri arasında çatışmaların önlenmesi ve uçakların istenilen varış noktalarına ulaşmalarını sağlamakla sorumlu kontrol katmanıdır. Alt kontrol seviyesi için geliştirilmiş çatışma saptama ve çözüm çalışmaları “Uçak Ölçekli Algoritmik Optimizasyon” yaklaşımları olarak adlandırılmıştır ve bu yaklaşımlar Bölüm 2.5’de tartışılacaktır. Bu bölümdeyse üst kontrol seviyesi için geliştirilmiş “Sistem Ölçekli Algoritmik Optimizasyon” çalışmaları incelenecektir.

Sistem ölçekli algoritmik optimizasyon yaklaşımları temel olarak iki konu üzerinde yoğunlaşmıştır: çok sayıda uçak arasındaki çatışmaların çözümlenmesi ve uçak kümelerinin akış trafiğindeki çatışmaların çözümlenmesi. Bu bölümde çok uçaklı çatışma problemi için önerilen algoritmik optimizasyon yöntemleri ele alınmıştır. Bu problemin çözümü için önerilen yaklaşımlar klasik ve klasik olmayan algoritmalar olarak iki grupta sınıflandırılmıştır. Uçak kümeleri arasındaki çatışma çözümlerine ilişkin geliştirilen yaklaşımlar ise ilgili kaynaklarda mevcuttur [40-42].

2.4.1. Klasik algoritmalar

Çatışma problemlerinin çözümünde kullanılan klasik algoritmalar üç başlık altında incelenmiştir: doğrusal programlama, karma tamsayı programlama ve optimal kontrol ve parametrik optimizasyon teknikleri. Bu yaklaşımlar farklı teknik disiplinlerde uzun süreden beri kullanılmakta olan bilindik ve işlerlikleri test edilmiş tekniklerdir. Bu nedenle bu bölümde teknikleri tartışmak yerine bu tekniklerin çatışma problemlerine uygulayan yaklaşımlar incelenecektir. Doğrusal ve karma tamsayı programlama teknikleri hakkında ayrıntılı bilgi ilgili kaynaklarda mevcuttur [43]. Optimal kontrol ve parametrik optimizasyon teknikleri ise Bölüm 4’de tartışılacaktır.

2.4.1.1 Doğrusal programlama

Niedringhaus [44] doğrusal programlama yöntemini kullanarak çok sayıda uçak arasında meydana gelen çatışmaları formüle ederek çözen bir yaklaşım ortaya koymuştur. Bu yaklaşımda uçaklar, uzay ve zaman koordinatlarında dört boyutlu yörüngeler olarak tanımlanmıştır. Her bir uçağın etrafı doğrusal kısıtlayıcılarla ifade edilmiş prizmatik bir koruma alanı ile çevrilidir. Algoritma, öncelikle belirlenen hava sahasında uçak çiftleri arasında ortaya çıkabilecek çatışmaları saptamakta ve bu doğrusal yörünge sapmaları (ofset) ile gidermektedir. Burada en fazla çatışmayı en kısa zamanda minimum sapma ile çözebilecek stratejiler araştırılmaktadır. Bu yöntemle çok sayıda uçağın dâhil olduğu pek çok karmaşık çatışma problemlerine çözüm önerilebilmektedir. Bununla birlikte çalışmada sadece çatışmadan arındırılmış yörüngeler araştırılmakta ve bu yörüngelerin optimalliği tartışılmamaktadır. Uçakların fazlasıyla basit modellenmesinden kaynaklanan hatalar ve algoritmanın artan uçak sayısı ile çok uzun ve karmaşık hale gelmesi ve dolayısıyla çözüme yakınsamanın çok uzun zaman alması yaklaşımın zayıf kaldığı noktalarıdır.

2.4.1.2 Karma tam sayı programlama

Pallotino ve ark. [45] aynı hava sahasını paylaşan sonlu sayıda uçak arasındaki çatışma problemlerini karma tam sayı doğrusal programlama yöntemiyle formüle ederek çözen bir yaklaşım gerçekleştirmişlerdir. Problem aynı irtifada seyir halindeki uçakların arasındaki çatışmaları yatay düzlemde uzlaşmalı olarak gerçekleştirilen baş açısı değişimleriyle çözmektedir. Uçaklar kinematik denklemler kullanılarak noktasal kütleler olarak modellenmiştir. Bu modellemede uçakların hızlarının sabit ve birbirine eşit olduğu, yön değiştirme manevralarının anlık gerçekleştiği ve dolayısıyla uçakların doğru parçalarından meydana gelen rotaları izledikleri kabul edilmiştir. Bunlara ek olarak her uçak sadece bir kez dönüş manevrası gerçekleştirebilmektedir. Bu algoritmayla amaçlanan çatışmaları engelleyerek uçakları planlanan yol noktalarına ulaştıran en kısa rotaları hesaplamaktır. Bunun için problemde öncelikle uçak rotalarının kesişme şartları geometrik bağıntılar kullanılarak belirlenmiş ve problemin doğrusal kısıtlayıcıları olarak ifade edilmiştir. Bu kısıtlayıcılar tamsayı değerli değişkenler (0 ve 1)

kullanılarak karma tamsayılı doğrusal kısıtlayıcılara dönüştürülerek problem çözülmüştür. Daha sonraki çalışmalarında Pallotino ve ark. [46] problemi anlık hız değişim manevraları kullanarak çözen benzer bir yaklaşım geliştirmişlerdir. Bu yaklaşımda amaç fonksiyonu en kısa toplam yol yerine en kısa toplam uçuş süresi olarak alınmıştır. Bu algoritmaların hesaplama süreleri doğrusal programlamaya göre önemli ölçüde kısa olmasına rağmen uçak sayısı ile üstel olarak artmaktadır. Bu nedenle yaklaşımın operasyonel uygulamalardan çok gerçek veya hızlı zamanlı simülasyonlarda kullanımı önerilmiştir.

Richards ve How [47] aynı probleme çözüm geliştirirken kinematik hareket denklemlerini daha gerçekçi hız ve dönüş limitleri için yeniden formüle ederek kullanılan modellemeyi geliştirmişlerdir. Bu çalışmada da uçakların belirli bir irtifada uçtukları ve sadece yatay düzlemde manevralar gerçekleştirdikleri kabul edilmiştir. Bu kabullerle konveks olmayan bir hal alan formülasyon sürekli ve tamsayılı değişkenler cinsinden yeniden ifade edilerek, uçakların hız, dönüş ve emniyetli ayırma kısıtlayıcıları doğrusallaştırılmıştır. Bu modelleme ile minimum çözüm süresi için araştırılan uygun rotalar, standard doğrudan araştırma teknikleriyle çözülebilecek forma dönüştürülmüştür. Yaklaşımda uçakların iki veya daha fazla yol noktası arasında en kısa toplam uçuş süresinde uçabilecekleri çatışmasız yörüngelerin hesaplanması amaçlanmaktadır. Modelleme önceki çalışmalara göre daha gelişkin olmasına rağmen, algoritma sadece daha az sayıda uçağın olduğu daha basit çatışma senaryoları için test edilmiştir.

Christodoulou ve Costoulakis [14] çok sayıda uçak arasında oluşan çatışma problemlerinin yatay düzlemde çözümü için hız ve baş açısı değişimin manevralarının her ikisinden de yararlanan daha genel bir yaklaşım ortaya koymuşlardır. Bu yaklaşım önceki çalışmalara göre daha gerçeğe yakın olmakla beraber daha da karmaşık olduğu için doğrusal olmayan karma tamsayı programlama problemi olarak formüle edilmiştir. Uçaklar yine kinematik hareket denklemleriyle noktasal kütleler olarak modellenirken baş açısı ve hız değişimlerinin anlık gerçekleştiği varsayılmıştır. Çatışmalar uçaklar arasında koordineli olarak çözülmürken hız ve baş açısı değişim manevralarından eş zamanlı olarak yararlanmaktadırlar. Yaklaşımda toplam manevra süresi minimizasyonu amaç fonksiyondur. Algoritmanın doğrusal olmayan formülasyonundan dolayı

önceki çalışmalara göre [45, 46] hesaplamalar daha fazla zaman almakla beraber fark çok büyük değildir.

2.4.1.3 Optimal kontrol ve parametrik optimizasyon

Bicchi ve Pallottino [48] çok sayıda uçak arasında meydana gelen çatışma problemlerini içerecek optimal kontrol yöntemleri kullanarak çözen bir algoritma üzerinde çalışmışlardır. Bu algortmada uçaklar düzlemsel kinematik hareket denklemleriyle modellenmektedir. Uçakların yol noktaları arasında sabit bir hızla uçtukları kabul edilmiş ve dönüş oranları belirli değerlerle kısıtlı tutulmuştur. Problemde önceki çalışmalarda [44] kullanılan prizmatik koruma alanı geometrisi yerine daha gerçekçi olan silindirik koruma alanı geometrisi kullanılmaktadır. Modelde hava sahasının belirli irtifalarla sınırlanan ve birbirinden tampon bölgelerle ayrılan uçuş koridorlarından oluştuğu kabul edilmiş, böylelikle dikey düzlemdeki çatışmalar engellenmiştir. Toplam uçuş zamanının amaç fonksiyon olarak alındığı bu yaklaşımda modelleme önceki çalışmalara göre daha gerçekçi olmakla beraber bulunan çözümler süb-optimaldir. Algoritma artan uçak sayısı ile karmaşıklaşmakta ve etkinliğini kaybetmektedir.

Menon ve ark. [49] çok sayıda uçak arasında meydana gelebilecek çatışmaları dört boyutlu uzay-zamanda inceleyen optimal kontrol teorisine dayalı bir başka yaklaşım üzerinde çalışmıştır. Bu yaklaşımda Brunovsky'nin kanonik formu şeklinde tariflendirilmiş kinematik hareket denklemlerine yer verilmektedir. Çalışmada silindirik koruma alanı yerine elipsoit bir geometri tercih edilmiştir. Problemde kuadratik olarak ifade edilen planlanan yörüngeden minimum sapma amaç fonksiyonu olarak alınırken hıza, irtifaya ve kontrollere dair kısıtlayıcılar doğrusal eşitsizliklerle ifade edilmektedir. Ardışık Kuadratik Programlama teknikleri denklemlerin çözümünde kullanılmaktadır. Çalışma daha gerçekçi modellemeler ve işletme kısıtlayıcıları içeren bir algoritma önermesi açısından önemlidir. Öte yandan kullanılan elipsoit koruma alanı problemi karmaşıklaştırmakla beraber pratik açıdan da çözüm fazla bir katkı sağlamamaktadır.

Hu ve ark. [50] aynı probleme farklı bir optimizasyon yöntemi olan değişim analizinin tekniklerini kullanan bir yaklaşım geliştirmiştir. Bu yaklaşımda

uçaklar arasındaki çatışmaları çözebilecek uzlaşılı optimum manevraların seçiminde manevraların enerjisini ifade eden bir amaç fonksiyonu kullanılmaktadır. Bu amaç fonksiyonu daha düşük yakıt sarfiyatı için kat edilen mesafeyi ve hız değişimlerini azaltırken yolcu konforunu artırmak amacıyla dikey düzlemdaki manevraları bir ceza fonksiyonuyla sınırlamaktadır. Çalışmada uçak ekonomisini ilgilendiren etmenlere daha fazla vurgu yapılmakla birlikte problemde uçaklara dair dinamik kısıtlayıcılar göz ardı etmektedir. Bu nedenle ortaya koyulan çözüm manevralarının bazılarının pratik olarak gerçekleştirilmesi olanaksızdır. Çalışmada yaklaşık kinematik uçak modellemelerini kullanması dolayısıyla çok uçaklı çatışmalara süb-optimal çözümler önerilmektedir.

atışmasız yörüngelerin üç boyutlu koordineli manevralarla planlanması problemine getirilen etkili yaklaşımlardan biri de Raghunathan ve ark. [51] tarafından önerilmiştir. Bu çalışmada problemi optimal kontrol teknikleriyle formüle eden ve sonlu boyutlu doğrusal olmayan programlama teknikleriyle çözen bir yaklaşım önerilmiştir. Problemde kullanılan amaç fonksiyonu baş açısı, yörünge açısı ve üç doğrusal eksenindeki hız değişimlerinin kuadratik bir bileşimi olarak tariflendirilmiştir. Bu bileşimde irtifa ve yön değiştirme manevraları belirli ceza katsayılarıyla sınırlandırılmıştır. Bu yaklaşımla daha gerçekçi uçak dinamik modellerinin ve işletme kısıtlayıcılarının kullanımına olanak sağlanmaktadır. Çalışmanın ana vurgusu diğer sistem ölçekli algoritmalar gibi emniyet üzerine kurulu olduğu halde daha detaylı matematik modellemelerle analizin ekonomik boyutu geliştirilebilir.

2.4.2. Klasik olmayan algoritmalar

Hava trafik çatışmalarının sistem ölçeğinde çözülmesi gerek çok sayıda uçağın hareketinin takibini gerekse sistem trafiğinin kararlılığı ve karmaşıklığı gibi etmenlerin hesaba katılmasını gerektirmektedir. İncelenen hava sahasındaki uçakların sayısı ve çatışma geometrilerinin karmaşıklığı artıkça problemin klasik algoritmalarca kabul edilebilir sürelerde çözümü nerdeyse olanaksız hale gelmektedir. Bunun yanında klasik algoritmaların sistemdeki belirsizlikleri modelleme konusunda da önemli eksiklikleri bulunmaktadır. Bu algoritmaların deterministik yaklaşımları kısa ve orta erimli trafik planlamaları için yeterli

görülmekle beraber uzun erimli planlamalarda önemli hatalara neden olmaktadır. Bu nedenlerden dolayı araştırmacıların bir kısmı farklı fikirler ve teorilerden yola çıkarak yeni yaklaşımlar geliştirmiştir. Bu bölümde çatışma saptama ve çözümünde kullanılan klasik olmayan algoritmalarından oyun teorisi, genetik algoritmalar, sinir ağları, yarı tanımlı programlama ve stokastik modelleme tekniklerine ait çalışmalar incelenecektir.

2.4.2.1. Oyun teorisi

Oyun teorisi stratejik davranan karar-verici oyuncular (ajanlar) arasındaki etkileşimleri sistematik şekilde inceleyen uygulamalı bilim dalı olarak tanımlanabilir. Bu yaklaşımdan yararlanarak, Tomlin ve ark. [52,53] uçak çiftleri arasındaki çatışma problemini çözen bir algoritma geliştirmişlerdir. Bu çalışmalarda problem hibrit kontrol sistemleri kullanılarak modellenerek uçakların emniyetli şekilde uçabilecekleri yörünge kümelerini belirlenmektedir. Kaçınma manevraları yatay düzlemde otomatik olarak sıralandırılan sabit baş açısı, hız ve yatış açısı kipleri şeklinde formüle edilmiştir. Çözüm manevraları uçak çiftleri (ajanlar) arasında sıfır toplamlı, uzlaşmalı veya uzlaşmasız oyun kurallarına göre gerçeşleştirilmektedir. Bu yaklaşımda esas amaç çatışmaların kısa-orta erimli olarak optimal çözümünden çok uçağın çatışma yaşamayacağı uçuş planlarının tahminidir. Bu nedenle, uçak performansı, rüzgâr ve sensor kaynaklı hatalar dolayısıyla uçuş durum ve niyet bilgilerinde oluşabilecek belirsizlikler de modele dâhil edilmiştir. Tarif edilen modellerle belirlenen rotalar süb-optimal olmakla beraber yaklaşım gelecek hava trafik kontrol sistemlerinin geliştirilmesine önemli katkılarda bulunabilecek niteliktedir.

2.4.2.2. Genetik algoritmalar

Genetik algoritmalar doğal seleksiyon ve doğal genetik mekaniğinin kurallarına dayalı olarak geliştirilmiş nümerik arama tekniklerini içeren algoritmalarlardır [54]. Bu yaklaşımın hava trafik çatışmalarında kullanımı ilk defa Alliot ve ark.[55] tarafından önerilmiştir. Bu çalışmada sınırları belirli olan bir sektörde eş irtifada uçmakta olan belirli sayıdaki uçağın çatışmaya girmeksizin yol almalarını sağlayacak çözüm stratejileri araştırılmaktadır. Çalışmadaki temel

amaç genetik algoritmaların etkinliğini kanıtlamak olduğundan dolayı problemde kullanılan manevra modelleri oldukça basittir. Durand ve ark. [10] bu yaklaşımı geliştirerek modellemeye uçakların hızlarındaki belirsizlikleri de eklemiştir. Bu çalışma yol hava sahasında çok sayıda uçak arasında gerçekleşen çatışmaları minimum manevra ve gecikme süresi ve yatay düzlemde minimum manevra sayısı için çözmeye odaklanmıştır. Yapılan bu çalışmalar genetik algoritmaların çok uçaklı çatışma çözümleri gibi yüksek sayıda kombinasyonun analizini gerektiren problemleri klasik algoritmalara göre çok daha üstün performansla çözebildiğini göstermiştir. Bu algoritmalar yaklaşık-optimal çözümlere çok kısa sürede yakınsamanın yanı sıra problemin kısıtlayıcılarına uyan çok sayıda alternatif çözümleri de sunabilmektedir. Bunlara ek olarak, problemlerin çözümünde özellikle uzun-erimli rota tahminlerinde, ortaya çıkan belirsizliklerde kolaylıkla ele alınabilmektedir. Öte yandan yaklaşımlar temelde uçak modelleri yerine olası rotalarının simülasyonları üzerinde durmaktadır. Uçaklara dair gerçekçi performans ve operasyon kısıtlayıcıları analizlere dâhil edilmemiştir. Yaklaşımın yoğun hesaplama süreci içeren yapısı gerek güçlü bilgisayarları gerektirmesi gerekse kullanıcılar tarafından kolaylıkla anlaşılabilmesi açısından önemli bir dezavantajdır.

2.4.2.3. Sinir ağları

Yapay sinir ağları gerçek dünyadaki sistemlerin ayarlanabilir parametreler kullanılarak inşa edilen istatistiksel modelleridir [56]. Biyolojik sinir ağlarında esinlenilerek geliştirilen bu modeller verilen bir girdi kümesini parametrelerinin yardımıyla istenilen çıktılara dönüştürürler. Yapay sinir ağlarının başlıca avantajları paralel işlem yürütmelerinden dolayı hızlı çalışmaları ve öğrenme özelliklerinden dolayı girdilerdeki belirsizliklere rağmen etkili çözümler gerçekleştirebilmeleridir. Bu nedenle, Durand ve ark. [57] sinir ağları yaklaşımını belirsizliklerin ve çözüm için çok sayıda kombinasyonun mevcut olduğu hava trafik çatışma problemlerine uyarlamışlardır. Bu çalışmada yatay düzlemde aynı irtifada düz uçuş gerçekleştirmekte olan uçak çiftleri için sadece baş açısı değişimine dayanan çözümler araştırılmıştır. Kullanılan sinir ağını modelinin girdileri baş açısı, iki uçak arasındaki mesafe, rota kesişim açısı ve bearing açısıdır. Model çıktı olarak

gerekli baş açısı değişimini vermektedir. Elde edilen sonuçlar çözümlerin klasik algoritmalara göre çok daha kısa sürede bulunabildiğini ama daha sub-optimal olduğunu göstermiştir. Bu yaklaşım oldukça basit manevra modellerini kullanmaktadır. Daha gerçekçi modellemeler için yeni çalışmalara ihtiyaç vardır.

2.4.2.4. Yarı tanımlı programlama

Frazzoli ve ark. [58] rotaları bilinen bir dizi uçağın çatışmaya girmeksizin trafiklerini düzenleyecek farklı bir çözüm stratejisi önermiştir. “Yarı Tanımlı Programlama” olarak adlandırılan bu çözüm stratejisi konveks programlama ve rassal arama tekniklerinin bir bileşimidir. Yatay düzlemde hız ve yön değiştirme manevralarının kullanılarak çözülen problemde amaç fonksiyonu uçakların rotalarından minimum sapması olarak belirlenmiştir. Bu yaklaşımda, amaç fonksiyonunu ve belirlenen yatay ayırma kısıtlayıcılarını sağlayan özel bir karar değişkeni aramak yerine çözüm rasgele seçilen değişkenlerle araştırılmaktadır. Yarı-tanımlı gevşetme olarak adlandırılan bu teknikle problem konveks programlama teknikleriyle çözülebilecek bir forma indirgenmektedir. Bu teknikle gerçekleştirilen nümerik simülasyonlar etkili çözümler üretmekle beraber yöntemin formel olarak doğrulaması yapılmamıştır.

2.4.2.5. Stokastik yaklaşımlar

Hava trafik çatışma problemlerinin saptanması ve çözümü için geliştirilen yöntemlerden biri de olasılık modellemelerini kullanan “stokastik” yaklaşımlardır. Bu yaklaşımın ayırt edici özelliği, uçak davranışının tahmininde kullanılan parametrelerin eksikliğinden ve rüzgârın durumundan kaynaklanan belirsizliklerin modellenmesidir. Bu belirsizliklere ek olarak modellemelere rota izleme, seyrüsefer, kontrol ve insan kaynaklı hatalar da dâhil edilebilmektedir. Stokastik yaklaşımlara dair ilk çalışmalarda çatışma olasılığının belirlenmesi üzerine yoğunlaşmıştır.

Paielli ve Erzberger [59] yatay düzlemde düz uçuş gerçekleştirmekte olan uçak çiftlerinin çatışma olasılıklarını belirleyen analitik bir yöntem geliştirmişlerdir. Bu yöntemde uçakların planlanmış doğrusal rotalarını izlerken, konum ve hız bilgilerindeki tahmin hatalarının problemin ele alındığı süre

boyunca sabit olduğu kabul edilmiştir. Böylelikle izlenen rota boyunca tabii olunan belirsizlikler Gauss dağılımıyla basit ama etkili şekilde matematiksel olarak ifadelendirilmiştir. Bu yaklaşım daha sonra dikey düzlemdeki uçuş safhalarını da içerek şekilde genişletilmiştir [60]. Probleme eklenen tırmanma ve alçalma hareketleri, uçağın yörünge tahminindeki belirsizlik düzeyini göreceli olarak artırmaktadır. Bu nedenle düz uçuş durumun aksine kesin bir analitik çözüm elde edilememekle birlikte oldukça etkili yaklaşık bir çözüm önerilmiştir.

Irvine [61] ise yatay düzlemdeki çatışma olasılıklarını belirlenmek üzere daha detaylı bir hata modellemesi yöntemi önermiştir. Bu çalışmada öncelikle rota boyunca ve rotaya çapraz yönde meydana gelen tahmin hataları birbirinden ayrı olarak ele alınmıştır. Rota boyunca oluşan tahmin hataları, önceki çalışmalarda olduğu gibi sabit kabul edilmiştir. Çapraz yöndeki hataların modellenmesinde ise Gauss dağılımı kullanımının uygun olmadığı gösterilerek yerine üslü zaman-gecikme modeli kullanılmıştır.

Geliştirilen analitik çözümlerin hesaplamalarda hız ve kolaylık açısından önemli avantajlar sağlamasına rağmen karmaşık problemlerde etkinlikleri azalmaktadır. Örneğin, uçakların düz uçuş yerine dönüş manevralarının modellendiği veya pilot gecikme sürelerinin hesaba katıldığı problemlerde analitik çözüm yapmak zorlaşmaktadır. Bu nedenle Yang ve Kuchar [62] analitik çözüm yerine Monte Carlo simülasyonuna dayalı nümerik bir yaklaşım geliştirmişlerdir. Bu yaklaşımla, konum ve hız hataları gibi Gauss dağılımıyla modellenebilen belirsizliklerin yanı sıra yön ve irtifa değişimi ve gecikme süresi gibi daha karmaşık modellemeler gerektiren belirsizliklerin de analizi mümkündür. Daha sonraki çalışmalarda bu yaklaşım uçuş niyet bilgilerindeki belirsizlikleri de modelleyebilecek şekilde genişletilmiştir [63]. Bu nümerik yaklaşımlarla detaylı analizler mümkün olmakla birlikte çözüm süreci analitik yöntemlere göre çok uzun ve maliyetlidir.

Bu çalışmalara ek olarak, Pradini ve ark. [64] çatışma olasılığının yanı sıra çözüm manevralarını da hesaplayan bir algoritma geliştirmişlerdir. Bu algoritmada hem analitik hem de Monte Carlo çözümlerinden yararlanılmaktadır. Belirsizliklerin daha az etkili olduğu kısa erimli çatışma durumlarında problem analitik yöntemlerle çözülürken, orta erimli çatışmalarda daha detaylı belirsizlik

modelleri hesaba katan Monte Carlo simülasyonları kullanılmaktadır. Çatışmalar sabit hızda düz uçuş durumu için ele alınmakta ve kaçınma için sadece dönüş manevraları kullanılmaktadır.

Stokastik yaklaşımlar genel olarak uçuş emniyeti üzerine odaklanmış çözüm yöntemlerini içermektedir. Çalışmalarda belirsizlik modellemelerinin probleme kattığı karmaşıklıktan dolayı uçak dinamik modelleri sabit hız ve anlık dönüş manevraları gibi kabullerle oldukça basit tutulmuştur.

2.5. Uçak Ölçekli Algoritmik Optimizasyon

Sistem ölçekli algoritmik yaklaşımların sunduğu çatışma çözümleriyle tüm sistemin emniyeti, kararlılığı ve verimliliğini gözetilmekle beraber her bir uçağın yörünge değişimini detaylı şekilde analiz edilememektedir. İncelenen problemin karmaşık olmasından dolayı uçak modellemeleri, performans ve operasyon kısıtlayıcıları fazlasıyla basitleştirilmektedir. Bunun sonucunda uçak ölçeğinde optimal çözümler sağlanması mümkün olmamaktadır. Bu nedenle araştırmacıların bir bölümü sistem ölçekli yaklaşımları destekleyecek alt seviyeli-uçak ölçekli çözüm yaklaşımlarının geliştirilmesi üzerine yoğunlaşmıştır. Problemin ölçeğinin uçak çiftleri arasındaki çatışmalara indirgenmesiyle problemin geometrisini sadeleşmekte ve geleceğe dönük yörünge tahmin süreleri kısalmaktadır. Böylelikle uçakların deterministik algoritmalarla daha rafine modellemeleri yapılarak emniyet, performans ve operasyon kısıtlayıcıları dâhilinde en verimli çözüm manevraları hesaplanabilmesi mümkün olmaktadır. Uçak ölçekli çalışmalardaki genel amaç bu optimum çözüm manevralarıyla uçak çiftleri arasındaki emniyetli ayırmayı sağlayarak uçağı belirlenen yol (varış) noktasına yönlendirmektir.

2.5.1. Geometrik Yaklaşımlar

Friedman [65,66] yatay düzlemde iki uçak arasında meydana gelen çatışmalar için iki ayrı geometrik çözüm stratejisi önermiştir. Çalışmaların her ikisi de günümüz hava trafik ortamında uygulanmak üzere tasarlanmış stratejilerdir. Bu çalışmalarda uçakların etrafında eşmerkezli iki sanal daire belirlenerek, bunlardan dışta olanına “ikaz alanı” adı verilmiştir. İçteki dairesel

alansa hiçbir koşulda ihlal edilmemesi gereken bir tür koruma alanı olarak kabul edilmiştir. Çözümlerin her ikisinde de ikaz alanının ihlal süresini minimuma indirgeyen optimum kaçınma manevraları belirlenmesi amaçlanmıştır. Bu çalışmaların ilkinde [65], sadece hız değiştirme manevraları kullanılmıştır. Yapılan bu analiz optimum hız değiştirme stratejilerini analitik olarak saptayabilmekle beraber hareket denklemlerinin modellenmesi gerçek uçuş şartlarından oldukça uzaktır. Örneğin, hız değişimlerinin anlık gerçekleştiği kabul edilmiş ve uçak işletme limitleri göz önünde bulundurulmamıştır. Friedman daha sonraki çalışmasında [66] aynı analizi bu sefer yön (baş açısı) değiştirme manevraları için de gerçekleştirmiştir. Problem analitik olarak çözmek için çok karmaşık olduğundan dolayı optimum baş açısı değişimleri sayısal yöntemler kullanılarak saptanmıştır. Yürütülen bu analizin iki önemli eksikliği bulunmaktadır. Bunlardan ilki, Friedman'ın çalışmasındaki gibi, baş açısı değişimlerinin anlık gerçekleştiği kabulüdür ki çözümü gerçeklikten ve etkinlikten yoksun kılmaktadır. İkinci eksiklikse çözüm sonrası yolundan sapan uçağın orijinal rotasına nasıl döneceğinin açık bırakılmış olmasıdır. Eksikliklerine rağmen geliştirilen bu çözüm stratejileri yeni çalışmalar için oldukça önemli fikir kaynağı olmaktadır.

Yatay düzlemde uçak çiftleri arasında meydana gelen çatışma probleminin çözümüne standart geometrik tekniklerden yararlanarak çözüm öneren bir başka çalışma da Billimoria [67] tarafından geliştirilen “geometrik optimizasyon” yaklaşımıdır. Problemin çözümünde uçakların konum ve hız vektörlerden yararlanılmaktadır. Bu vektörlere dayalı olarak yapılan doğrusal projeksiyonlar sonucunda çatışma problemi bir dizi polinom denklemler cinsinden ifade edilmekte ve bu denklemler analitik teknikler kullanılarak çözülmektedir. Çalışmada uçaklardan birinin hızı ve konumu uygun vektör dönüşümleri kullanılarak yatay düzlemde sabitlenmiş ve etrafında dairesel bir koruma alanı oluşturulmuştur. Çözüm hız vektöründeki değişimleri minimuma indirgeyecek çatışmasız rotalar için araştırılmaktadır. Bu çözümlerin rotaların kesişim açısı ve uçakların hız oranına bağlı değişimleri de çalışmada incelenmiştir.

Dowek ve ark. [68], bu geometrik optimizasyon yaklaşımını üç boyutlu çatışma saptama ve çözüm analizini ele alabilecek şekilde genişletmişlerdir. Bu durumda analizde uçakların yere göre konum, yatay hız ve dikey hız

vektörlerinden faydalanılmaktadır. Dairesel koruma alanı yerine ise üç boyutlu analizde silindirik disk geometrisine yer verilmiştir. Algoritma öncelikle tanımlanan bu koruma alanı geometrisinden ve uçakların hız ve konum vektörlerinden yararlanarak “hedef kümesi” adı verilen aday çözümler kümesini belirlemektedir. Çalışma bu çözümlerden sadece tek manevralı (yatay hız, dikey hız veya yön değişimi) olanlarını araştırmaktadır. Optimal çözümler uçakların izafi konumlarına ve hız oranlarına bağlı olarak hesaplanmaktadır.

Geser ve ark. [69] aynı çalışma çerçevesi içinde çatışma çözüm analizine ek olarak uçakların orijinal yörüngeye dönüş problemini de incelemeye dâhil etmişlerdir. Bu çalışmada sunulan algoritma belirlenen her çözüm manevrası için bir “kaçınma” yörüngesinin yanında uçağı orijinal uçuş planına gecikmesiz olarak döndürecek çatışmasız bir “düzeltme” yörüngesi de hesaplanmaktadır. Önceki geometrik optimizasyon çalışmalarında olduğu gibi araştırılan çözümler tek çeşit manevrayı içeren seçeneklerle kısıtlanmıştır.

Goss ve ark. [70] iki uçak arasındaki çatışma problemlerinin üç boyutlu hava sahalarında çözümünü geometrik optimizasyon ve “çatışma konisi” tekniklerini kullanarak araştıran bir yaklaşım üzerine çalışmışlardır. Çatışma konisi tekniğı hava trafik çatışma problemleriyle bir takım benzerlikler gösteren “mobil robotların hareket planlama” probleminin çözümü için Chakravarty ve Ghose [71] tarafından geliştirilmiş bir yaklaşımdır. Bu yaklaşımın ve geometrik optimizasyonun temel ilkelerinden faydalanılarak belirli çatışma geometrilerinin çözümleri incelenmiştir. Çalışma önceki çalışmalardan farklı olarak küresel bir koruma alanı geometrisi kullanmakta ve toptan bir üç boyutlu analiz yerine problemi yatay ve dikey düzlemlere bölerek incelemektedir.

Uçak ölçekli iki ve üç boyutlu çatışma problemlerini çözmek için önerilen geometrik optimizasyona dayalı çalışmaların başlıca avantajları kullanılan algoritmaların iyi bilinen standart analiz tekniklerden yararlanmasıdır. Böylelikle yaklaşımın anlaşılması, uygulanması ve işlerliğinin doğrulanması oldukça kolaydır. Bu algoritmalar aynı zamanda uçak ölçekli çatışmaları etkin şekilde çözebilmelerinin yanı sıra uçaktaki uçuş bilgisayarlarına uyarlanmaya da uygundur. Bununla beraber bu yaklaşımlarda kullanılan modellemelerin yalnlığından dolayı önerilen her manevranın fiziksel veya operasyonel açıdan

emniyetli olarak uygulanabilmesi mümkün değildir. Söz konusu analizlerin daha hassasiyetle yapılabilmesi için manevraların detaylı modellenmesine ihtiyaç duyulmaktadır.

2.5.2. Manevra Analizi ve Optimal Kontrol Yaklaşımları

Uçak çiftleri arasındaki çatışmalara daha gerçekçi ve uygulanabilir çözümler bulmak için bir dizi araştırmacı uçak manevralarını daha detaylı ele alan yöntemler ve optimal kontrol tekniklerine dayalı formülasyonlar üzerinde durmaktadır. İlk olarak, Billimoria ve ark. [72] uçak çiftleri arasındaki çatışma çözüm manevralarının etkilerini belirli uçak performans, hava trafik yoğunluğu ve yolcu konfor kısıtlayıcılarını hesaba katarak incelemişlerdir. Bu çalışmanın temel amacı hava trafiğinin yoğunluğuna göre emniyet açısından uygun manevraların belirlenmesidir. Bu amaç doğrultusunda hız, baş açısı ve irtifa değişim manevraları bağımsız olarak analiz edilerek emniyetli ayırmanın sağlanması için gerekli ikaz süreleri hesaplanmaktadır. Modellemelerin tepkili motorlu ticari uçaklara dair fiziksel performans verilerine dayanması nedeniyle emniyet analizinin daha hassas yapılabilmesi mümkündür.

Manevra analizi sadece emniyet açısından değil çatışma çözüm yaklaşımlarının ekonomik boyutunun incelenmesi için de gereklidir. Doğrudan bu konu üzerine yapılmış az sayıda çalışmalardan biri Valenti Clari ve ark.'nın [73] ortaya koydukları simülasyona dayalı maliyet-fayda analizidir. Bu çalışma çatışma problemine optimum çözümler araştıran matematiksel bir yaklaşım olmamakla birlikte belirli çözüm manevralarını yakıt ve zaman verimliliğini incelemesi açısından kayda değerdir. Analizde serbest uçuş ortamında irtifa ve baş açısı değiştirme manevralarının belirli ayırma mesafeleri için karşılaştırmalı maliyet analizleri özel bir hava trafik simülasyon platformundaki testlerle incelemektedir. Bu simülasyon platformuna ve onda yapılan çalışmalara dair daha ayrıntılı bilgi ilgili kaynakta mevcuttur [74]. Analizlerde gerçekçi operasyon ve performans kısıtlayıcıları göz önünde bulundurulmakla beraber uçakların hareket modellemeleri oldukça basit formüle edilmiştir.

Krozel ve Peters [75, 76] ise iki uçak arasında meydana gelen çatışmaların çözüm manevralarını taktik (emniyet boyutlu) ve stratejik (ekonomik boyutlu)

olarak sınıflandırarak inceleyen bir çalışma ortaya koymuştur. Taktik olarak adlandırılan çatışmalarda iki uçak arasındaki en yakın ayırma mesafesi maksimize edilirken, stratejik çatışmalarda minimum zaman ve yakıt maliyetlerinin üzerinde durulmaktadır. Çalışmada hız ve irtifa değişim manevralarına değinilmekle birlikte, sunulan ekonomik analizde yön değiştirme manevraları ağırlıklı olarak ele alınmaktadır. Rasgele belirlenen ilk şartlar için ne tür yön değiştirme manevralarının ekonomik açıdan optimal olabileceği ve şayet çatışmalar uçaklar arasında uzlaşmalı çözülecekse bu çözüm manevralarının nasıl paylaşılacağı araştırılmıştır. Problemin formülasyonu ve çözümünde optimal kontrol tekniklerinden yararlanılmaktadır. Çalışma manevraların ekonomik boyutunu tartışması açısından önemli olmakla beraber hesaplamalarda kullanılan dinamik, aerodinamik ve ekonomik modellemeler oldukça basittir.

Uçak çiftleri arasındaki çatışmaları yatay düzlemde minimum zamanda emniyetli şekilde çözen bir başka algoritma ise Clements [77] tarafından ortaya koyulmuştur. Çalışmada optimum yörüngeler daha ayrıntılı uçuş dinamiği ve performans kısıtlayıcılarıyla modellenmiş yön değiştirme manevraları kullanılarak hesaplanmaktadır. Optimal kontrol tekniklerine dayalı bu algoritma uçak ölçeğindeki çatışma problemlerinde hızlı ve etkili çözümler ortaya koyabilmektedir. Önerilen algoritmada, çözümlerin uçaklar arasında uzlaşma olmadan gerçekleştiği kabul edilmektedir. Clements'in [78] aynı problemi uçaklar arasında uzlaşmayla çözen benzer bir yaklaşımı da mevcuttur. Clements ve Ingalls [79], uzlaşmasız çözüm için önerilen yaklaşımı daha genel tanımlanmış sınır koşullarında çözebilecek şekilde genişletmişlerdir. Bu yaklaşımla sadece kaçınma manevrasının minimum zamanda çözümünün yanı sıra minimum zamanda orijinal rotaya dönüş ve orijinal rotadan sapma yörüngeleri de belirlenebilmektedir. Böylelikle algoritmanın mevcut ya da gelecek için önerilen hava trafik sistemlerinde esnek kullanımı mümkün hale gelmektedir.

Uçak çiftleri için yatay düzlemde çatışma çözümü problemine önerilen dikkat çekici çözümlerden bir başkası da Paielli'nin [80] önerdiği basit nümerik algoritmalara dayalı çatışmadan kaçınma yaklaşımıdır. Çalışmada hız değiştirme manevraları sabit ivmelenme, baş açısı değiştirme manevraları ise koordine viraj hareketleri olarak modellenmiştir. Analizde tek manevralı minimum zaman

çözümleri farklı çatışma geometrileri için araştırılmıştır. Kullanılan kinematik modelleme basitliğine karşın hassasiyet açısından karmaşık dinamik modellemelere yakın sonuçlar vermektedir. Bu nedenle minimum zaman problemlerinin çözümünde oldukça avantajlıdır.

Bu bölümde tartışılan yaklaşımlar uçak çiftleri arasındaki çatışmaların emniyetli ve ekonomik çözümü için etkili analiz ve algoritmalar önermektedirler. Yaklaşımlar simülasyonlarda ve operasyonel uygulamalarda kullanılmaya da uygundur. Önerilen çözüm stratejileri tek bir tür manevrandan (ya hız ya da yön değiştirme) yararlanmaktadır. Hız ve yön değiştirme stratejilerinin etkinliği belirli çatışma koşullarıyla sınırlıdır. Bu manevraların birlikte (ardışık veya eşzamanlı) kullanılabilmesi durumunda stratejilerin etkinlik alanı genişletilebilir. Kullanılan manevra modellemeleri minimum zaman/minimum yol problemlerinin çözümünde için yeterlidir. Buna karşın yakıt tüketimine bağlı maliyetlerin hassasiyetle hesaplanmasında daha ayrıntılı dinamik, aerodinamik ve motor modellerinin göz önünde bulundurulması gereklidir [80].

2.6. Alternatif Yaklaşımlar

Bu bölümde tanımlı çözüm veya optimizasyon yaklaşımlarının dışında kalan çatışma çözüm yöntemlerinden söz edilecektir. Söz konusu yaklaşımlara göre alternatif fikirleri temel alan bu yöntemler kuvvet alanı ve ilkeli müzakere yaklaşımlarıdır.

Kuvvet alanı yaklaşımı hava trafiğini elektrik yüklü parçacıklarla eşleştiren bir analogidir. Bu eşleştirmede uçaklar eksi yüklü parçacıklar, varış noktaları ise artı yüklü parçacıklar olarak düşünülmektedir. Böylelikle eş yüklü uçaklar birbirlerinden kaçınırken zıt yüklü olan varış noktalarına yönelmektedirler. Bu temel ilkeleri benimseyerek çatışma çözümlerine uyarlayan pratik yaklaşımlardan biri 'Eby Yöntemi' olarak adlandırılır [27, 81]. Bu yöntem sadece iki boyutlu çatışma senaryoları ele alınmakla beraber çatışma boyunca uçakların hızlarının sabit olduğu kabul edilmiştir. Yaklaşım ele alınan çatışma problemlerine basit ve pratik çözümler önermekle beraber uçak dinamiği ve işletme kısıtlayıcılarının modellenmesi açısından eksiktir.

Kosecka ve ark. [82] bu çatışma senaryolarının çözmek için robotlarda çarpışma önlemede kullanılan potansiyel ve girdap alanları teorilerine dayanan bir algoritma geliştirilmiştir. Bu modellemede kuvvet alanı analojisine benzer şekilde uçakların varış noktaları pozitif potansiyelli uçaklarsa negatif potansiyelli alanlar ve girdap alanları olarak tariflendirilir. Her uçağın potansiyel alan kuvveti çeşitli parametrelerle ayarlanabilmektedir. Bu yaklaşımla hesaplanan rotaların çoğunlukla oldukça karmaşık olduğundan dolayı uçaklar tarafından uygulanabilmesi çok zordur. Bu durumda elde edilen çözümler kaçınma rotalarını tarif etmekten çok uygulanabilecek manevraların niteliği konusunda fikir vermektedir. Daha sonraki çalışmalarda [83], bu yaklaşıma irtifa değişim manevraları da eklenerek bu uygulama problemi kısmi olarak çözülmeye çalışılmıştır.

Bir diğer alternatif yaklaşım ise Wangerman ve Stengel [84] tarafından yapay zekâ uygulamalarında kullanılan “ilkeli müzakere” tekniğidir. Bu çalışmada söz konusu teknik çok sayıda uçak arasında gerçekleşen çatışma çözümlerine uyarlanmıştır. İlkeli müzakere tekniğinde, klasik kazan-kaybet yaklaşımının aksine, karşılıklı kazanç ilkesi esastır. Her uçak karşılıklı kazanç ilkesi çerçevesinde kendi çıkarlarına en uygun çözümü araştırır. Bu yaklaşım gelecekteki çalışmalar açısından ilgi çekici olmakla beraber uçakların arasındaki müzakere kıstaslarının daha açık tanımlanması gereklidir.

3. ÇALIŞMANIN ÇERÇEVESİ

3.1. İncelenen Uçuş Hizmeti

Uçaklardan gerçekleştirmeleri istenen uçuş hizmetlerini genel olarak üç ana başlık altında toplamak mümkündür. Bunlar askeri, sivil ve genel havacılık amaçlı uçuş hizmetleridir. Bu görevin türü kullanılacak uçakların “hizmet karakteristikleri” olarak adlandırılan temel fiziksel özelliklerini belirler [85].

Askeri uçuş hizmetleri silahlı kuvvetler tarafından icra edilen her türlü uçuş faaliyetini içerir. Bunlara her türlü muharebe (hava önleme, bombardıman vb.) ve destek (keşif, personel ve teçhizat taşıma vb.) dâhildir.

Sivil amaçlı uçuş hizmetleri ticari yolcu ve kargo taşımacılığı amacıyla gerçekleştirilen uçuş faaliyetlerini içerir.

Genel havacılık amaçlı uçuş hizmetleri ise askeri ve sivil uçuş hizmetleri dışında kalan tüm ticari ve ticari olmayan uçuş faaliyetlerini kapsamaktadır. Bu hizmet kapsamına sırasıyla iş amaçlı (kişisel veya şirket taşımacılığı), sportif ve hobi amaçlı, ticari ve endüstriyel amaçlı(hava taksi, harici yük taşıma, zirai mücadele, yangın söndürme, meteorolojik gözlem, boru ve güç hatları gözlem, fotoğraf, haritacılık, reklâm, acil tıbbi ve insani yardım vb.) ve uçuş eğitimi amaçlı uçuş faaliyetleri girmektedir [86].

Bu çalışmanın kapsamı sivil amaçlı ticari yolcu taşıma hizmeti veren uçuşlardır. Bununla beraber elde edilen bulguların küçük değişikliklerle kargo taşıma amaçlı uçuşlara da uygulanması olanaklıdır.

3.2. İncelenen Uçak Türleri

Günümüzde hizmet karakteristikleri açısından sivil amaçlı ticari yolcu taşımacılığı hizmetinde kullanılan iki ana uçak türü mevcuttur: tepkili motorlu(turbojet/turbofan) ve türbin-pervaneli (turboprop) uçaklar.

Eldeki istatistiksel verilere göre Avrupa ve ABD pazarlarında toplam yolcu taşımacılığının %83’ü tepkili motorlu uçaklarla gerçekleştirilmektedir [87]. Tepkili uçakların bu denli yoğun tercih edilme nedenlerinden biri türbin-pervaneli uçakların performansları ve dolayısıyla faaliyet alanlarının sınırlı olmasıdır. Türbin-pervaneli uçaklarda, pervane verimi yüksek irtifalarda azalan hava yoğunluğu nedeniyle düşerken, yüksek hızlarda pallerin uçlarında ortaya çıkan

sıkıştırılabilirlik etkileri önemli ölçüde çekme kaybına neden olmaktadır [88]. Bu nedenlerden dolayı, türbin-pervaneli uçakların hızı 0,7 Mach'ı geçemezken büyük çoğunluğu 7600 m'nin (25000 ft) altında uçabilmektedir [89].

Bu çalışmada, faaliyet alanlarının incelemeye temel alınan hava sahası limitlerinin dışında kalmasından dolayı pervaneli uçaklar kapsam dışı bırakılmış ve sadece tepkili motorlu uçaklar ele alınmıştır.

Ticari yolcu taşımacılığında kullanılan tepkili motorlu uçakları geleneksel ve bölgesel jetler iki ana sınıfa ayırmak olanaklıdır.

3.2.1. Geleneksel Jetler

Geleneksel jetler temel olarak yolcu yoğunluğunun yüksek olduğu büyük hava alanları arasındaki ana hatlarda kullanılmak amacıyla tasarlanmış olan uçaklardır. Geleneksel jetler üretici firmalar tarafından dar ve geniş gövdeli olmak üzere iki alt sınıfa ayrılmaktadır. Bu iki alt sınıfa ait temel özellikler aşağıda genel hatlarıyla tanımlanmıştır [90]:

- i. Dar Gövdeli Jetler: Kısa-orta menzil uçuşları için tasarlanmış, iki motorlu, tek koridorlu, yolcu kapasitesi 150'nin altında olan uçaklar bu sınıfa sokulabilir.
- ii. Geniş Gövdeli Jetler: Orta-uzun menzil uçuşları için tasarlanmış, üç veya dört motorlu, çift koridorlu, yolcu taşıma kapasitesi 150'nin üstüne olan uçaklardır.

Yukarıdaki tanımlamalar sadece referans niteliğinde olup birçok istisnai durum söz konusudur. Örneğin yapısal olarak geniş gövdeli oldukları halde iki motorlu olan uçaklar (örneğin Boeing 777) mevcuttur. Yukarıda verilen koltuk kapasitesi de yapısal olarak benzerlik gösteren uçakların bir ortalaması olup ele alınan uçak modelinin alt tiplerine ve uçakta kullanılan koltuk düzenlemelerine göre farklılık gösterebilir.

Günümüzde ticari yolcu taşımacılığının ağırlıklı olarak (Avrupa ve ABD pazarlarındaki toplam yolcu taşımacılığının % 66'sı [87]) bu iki tür uçakla yapılmaktadır. Dolayısıyla incelenen hava sahasındaki trafik yükünün önemli bir bölümünü teşkil ettiklerinden dolayı dar ve geniş gövdeli jetler bu çalışmaya dâhil edilmiştir.

3.2.2. Bölgesel Jetler

Bölgesel jetler geleneksel jetlerle yapı ve güç gurubu olarak benzerlik göstermekle beraber onlardan boyut ve yolcu taşıma kapasitesi olarak daha küçük olup daha menzilleri de daha kısadır. Temel olarak yolcu yoğunluğunun düşük olduğu küçük havaalanlarından büyük merkezlere yolcu taşımak ve böylelikle bu büyük merkezleri daha fazla yolcuyla beslemek amacıyla kullanılmaktadırlar.

Bölgesel jetleri de yolcu taşıma kapasitelerine göre iki sınıfa ayırmak mümkündür. Bunlardan birincisi 70-130 kapasitesine sahip olan ve menzilleri 1600 km'ye (1000 mil) kadar çıkabilen büyük tipler ve 40-70 koltuk kapasiteli küçük tipler [91]. Her iki tip bölgesel jet'in de seyir hızları geleneksel jetlerden düşük olmakla beraber bu uçaklara göre daha iyi iniş-kalkış performansı sergilerler.

Sayıları 1990'lı yılların başından günümüze dramatik olarak artış gösteren bölgesel jetler Avrupa ve ABD pazarındaki yolcu taşımacılığının %17'sini karşılamaktadır [87]. Motor ve malzeme teknolojilerindeki ilerlemeler bölgesel jetlerin performansını, yolcu kapasitesini ve konforunu giderek artırarak onları dar gövdeli geleneksel jetlere yaklaştırmaktadır [92]. Böylelikle, faaliyet gösterdikleri hava sahaları da dar gövdeli geleneksel jetlerle benzerlik göstermektedir. Özellikle 7600-9750 m (25000-32000 ft) irtifaları arasında bölgesel jetlerle dar gövdeli jetlerin hava trafik etkileşimi çok yoğun olduğundan dolayı [87], bölgesel jetler de bu çalışmaya dâhil edilmiştir.

3.3. İncelenen Uçuş Ortamı

3.3.1. Hava Trafik Sistemi

Hava trafik sistemi, hava trafik hizmetlerinin yürütülebilmesi için hava sahası, hava seyrüseferi teknik donanımı, hava araçları ve insan gücü unsurlarını bir araya getiren hizmet üretim sistemidir. Bu sistemin temel amacı hava seyrüseferi yapan hava araçlarının uçuşlarını emniyetli, verimli ve ekonomik yapmasını sağlamaktır [93].

Emniyet, hava trafik sistemi içerisindeki uçakların diğer uçaklarla veya doğal engellerle herhangi bir çatışma yaşamadan faaliyetlerini gerçekleştirebilmesi olarak tanımlanabilir. Verimlilik, uçuş faaliyetlerinin

sistemden kaynaklanan herhangi bir gecikme olmaksızın yürütülmesidir. Sistemin ekonomikliği ise uçaklara uçuşları boyunca zaman ve/veya yakıt açısından optimum uçuş koşullarının sağlanabilmesidir.

Günümüz hava trafik yönetim sistemlerinin öncelikli amacı hava trafiğinin emniyetli bir şekilde işlenmesini garanti altına almaktır [50]. Bu amaç doğrultusunda, hava trafik sistemleri katı şekilde yapılandırılmış yol sistemlerine, belirlenmiş kontrol bölgelerine ve uygulama kurallarına sahiptir. Bu yapı ve kurallar doğrultusunda uçuş bilgi, ikaz, hava trafik danışma ve kontrol olarak sınıflandırılan hava trafik hizmetleri, hava trafik yönetim birimlerindeki kontrolörler tarafından sağlanmaktadır. Bu sistemde insan ana bileşendir. Herhangi bir hava trafik çatışması, kontrolörlerin verecekleri kararlarla çözümlenir. Günümüz hava trafik sistemlerinin işleyişi ve verdikleri hizmetler konusunda daha ayrıntılı bilgi ilgili kaynaklarda bulunabilir [94, 95]

Bugünkü sistemin kapasite, verimlilik ve teknolojiye ilişkin sorunlarının artan trafik yoğunluğuyla beraber daha kronik hale gelmesi nedeniyle alternatif sistem tasarımları üzerinde çalışılmaktadır. Gayrı-merkeziyetçi, kullanıcı temelli veya dağıtılmış/paylaştırılmış yetkili sistemler olarak adlandırılan bu tasarımlarda kullanıcılara (pilotlar, hava yolu işletmeleri) hava trafik hizmetlerinin sağlanmasında yetki ve sorumluluklar yüklenmektedir [22,24-27]. Bu sistemlerde aşamalı olarak yol ağlarının kaldırılması ve kullanıcılara kendi yörüngelerini belirleme esnekliği getirilmektedir. Buna karşılık havada uçaklar arasındaki emniyetli ayırmayı sağlama görevi kısmen kullanıcılarda bırakılmaktadır. Önerilen bu sistemler üzerine yapılan çalışmaların nihai amacıysa “serbest uçuş” ortamının oluşturulmasıdır [21]. Bu ortamda hava sahası kullanımı ve yetkilerin sınırlandırılması sadece acil ve özel durumlar için mümkün olacaktır. Serbest uçuşa geçiş aşamalarının planlamasına üzerine çalışmalar çeşitli araştırma grupları tarafından sürdürülmektedir [23]. Kullanıcı temelli hava trafik sistemlerinin önümüzdeki on yıllarda etkin olarak kullanıma geçmesi ve 20-50 yıl süresince sektörün taleplerine yanıt vermesi beklenmektedir [96].

3.3.2. Hava Sahaları

Hava trafik sisteminin belirtilen amaçlar doğrultusunda işleyebilmesi için hizmet sağlanan bölgeler, hava sahaları adı verilen bölümlere ayrılmıştır [94]. Hava sahaları, temel olarak kontrollü ve kontrolsüz olmak üzere iki sınıfa ayrılmaktadır. Kontrollü hava sahaları, içerisinde uçaklara hava trafik kontrol hizmetlerinin verildiği sahalardır. Bu sahalarda, kontrol bölgeleri, terminal kontrol alanları ve yol hava sahalarından oluşmaktadır [97]. Kontrol bölgeleri, bir havaalanına gelen ve giden uçak trafiğinin daha etkin bir şekilde idare edilebilmesi için oluşturulmuştur. Bu alanlar, çapı minimum 9,26 km (5 nm) ve yüksekliği 900 m (3000 ft) olan silindirik hava sahalarıdır. Burada uçakların yaklaşma, iniş, kalkış ve taksi faaliyetleri yönlendirilir. Terminal kontrol alanları bir ya da birden fazla havaalanını çevreleyen ve içerisinde ilgili hava trafik hizmetlerinin verildiği hava sahalarının genel adıdır. Bu alanların çapı 65-80 km'ye çıkabilirken yükseklikleri 3000 m (10000 ft)'dir. Bu alanlardaki uçaklar havaalanına varış, bekleme ve ayrılma faaliyetlerinin gerektirdiği manevraları gerçekleştirirler [93].

Yol hava sahaları ise alt ve üst hava sahaları olmak üzere iki sınıfa ayrılmaktadır. Alt hava sahalarında uçaklar, terminal hava sahalarından ayrıldıktan sonra seyir irtifalarına tırmanma ya da incekleri havaalanına varmadan önce alçalma manevralarını gerçekleştirirler. Üst hava sahasında ise uçaklar genel olarak belirlenen irtifalarda seyir halindedirler. Alt ve üst hava sahalarının düzenlenmesi, o hava sahalarının yönetiminden sorumlu devletler ya da otoritelerce belirlenmektedir. Bu sahalarda arasındaki sınırlar bölgelere göre farklılıklar göstermektedir [98]. Bunlara ek olarak hava sahaları "sektör" adı verilen ve her biri ayrı bir hava trafik kontrolörünce yönetilen bölgelere de ayrılmaktadır. Sektörlerin belirlenmesi ve tasarımı bu çalışmanın kapsamı dışındadır.

Bu çalışmada üst yol hava sahasında gerçekleşen çatışma problemleri incelenmektedir. Ele alınan bu hava sahasında ise 7600 m (25000 ft (FL250)) üstünde meydana gelen çatışmalara odaklanılmıştır. Analizlerde FL250'nin taban irtifa seçilmesinin başlıca üç nedeni aşağıda maddeler halinde verilmiştir.

- i. Tepkili motorlu uçakların performans karakteristiklerine bağlı olarak en verimli işletildikleri irtifalar genellikle FL250'nin üzeridir. Bu nedenle, minimum zaman ve yakıt sarfiyatı için optimum çözümler bu bölgede araştırılmalıdır.
- ii. Ticari yolcu taşımacılığı için kullanılan tepkili motorlu uçakların en yoğun faaliyet gösterdikleri irtifalar FL250 ve üzeridir. Hava trafik çatışma çözümlerinin ekonomiklik analizinin bu bölgede ele alınması gerek havayolu işletmeleri gerekse hava trafik sistemi açısından oldukça önemlidir.
- iii. Düz uçuşta seyir yapmakta olan uçak çiftlerinin çatışmalarının büyük çoğunluğu FL250 ve üzerinde gerçekleşmektedir. Avrupa ve ABD hava sahalarında, bu tür hava trafik çatışmalarının %75'inin bu irtifalarda meydana geldiği hesaplanmıştır [99,100].

3.3.3. Hava Trafik Çatışmaları

Hava trafik çatışması oldukça genel bir kavram olup hava trafik sisteminde uçaklar ve buldukları uçuş ortamı arasında meydana gelen üç ayrı çatışma durumunu içermektedir. Bunlar sırasıyla hava sahası, yere yakınlık ve uçak çatışmaları olarak adlandırılmaktadır [101]. Hava sahası çatışmaları uçakların özel kullanım için ayrılmış hava sahalarını ihlal etmeleri durumudur. Özel kullanım hava sahaları, güvenlik veya benzeri nedenlerle kullanımı tümüyle yasak veya özel izine bağlı, sınırları ve boyutları belirlenmiş alanlara ait hava sahalarıdır. Bu hava sahalarının yetkisiz uçaklar tarafından ihlali uçuş emniyeti açısından oldukça tehlikeli ve öngörülemez sonuçlar oluşturabilir. Yere yakınlık çatışmaları ise kullanılabilir hava sahasının taban sınırının altında uçulması durumunda gerçekleşir. Bu taban sınırın altındaki uçuşlarda uçakların coğrafi veya insan yapısı engellerle çarpışma riski vardır. Sözü edilen bu iki çatışma türü çalışmanın kapsamı dışındadır.

Uçak çatışmaları iki veya daha fazla uçağın aralarındaki hava trafik otoritelerince belirlenmiş olan minimum emniyetli ayırma mesafelerinin ihlali olarak tanımlanmaktadır. Uçakların etrafında bu minimum emniyetli ayırma mesafeleriyle karakterize edilen hava sahasına “koruma alanı” adı verilir. Bu

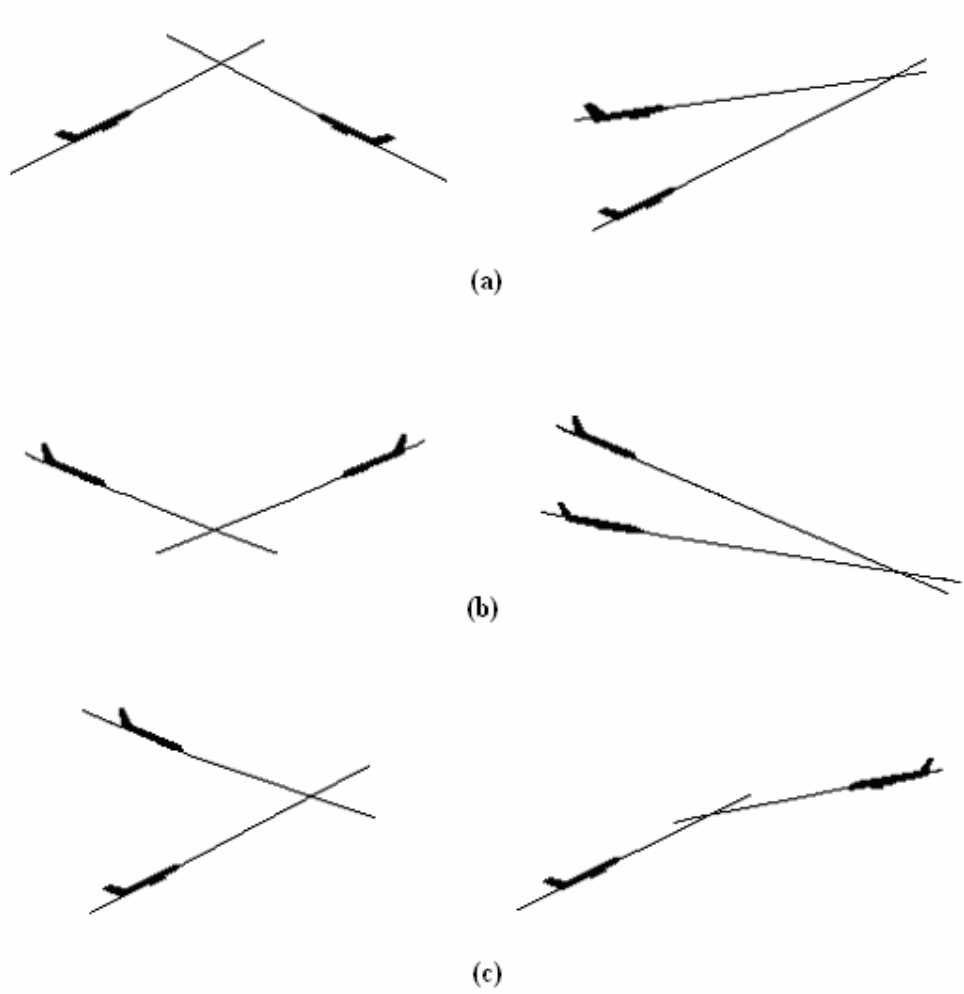
koruma alanının bir başka uçak tarafından ihlali doğrudan bir çarpışma riski oluşturmasa da teknik olarak uçuş emniyetini tehdit eden bir durumdur. Koruma alanını oluşturan minimum emniyetli ayırma mesafeleri uçuşun gerçekleştiği hava sahalarına göre farklılık göstermektedir. Bu çalışmada ele alınan yol hava sahaları için belirlenmiş olan mesafeler yatay düzlemde 9,26 km (5 nm) dikey düzlemdeyse 300 m (1000 ft) olarak belirlenmiştir [3]. İlgili kaynakta diğer hava sahaları için belirlenmiş ayırma mesafeleri ve prosedürleri hakkında ayrıntılı bilgi mevcuttur.

Yol hava sahalarındaki çatışmaların çok büyük bir kısmı iki uçak arasında gerçekleşmektedir [80]. Yapılan çalışmalar üst yol hava sahalarında meydana gelen çatışmaların yaklaşık %95'inde üçüncü uçağın herhangi bir ciddi etkisinin olmadığını göstermiştir [100]. Bu nedenle, bu çalışmada da uçak çiftleri arasındaki çatışmalar göz önüne alınmıştır.

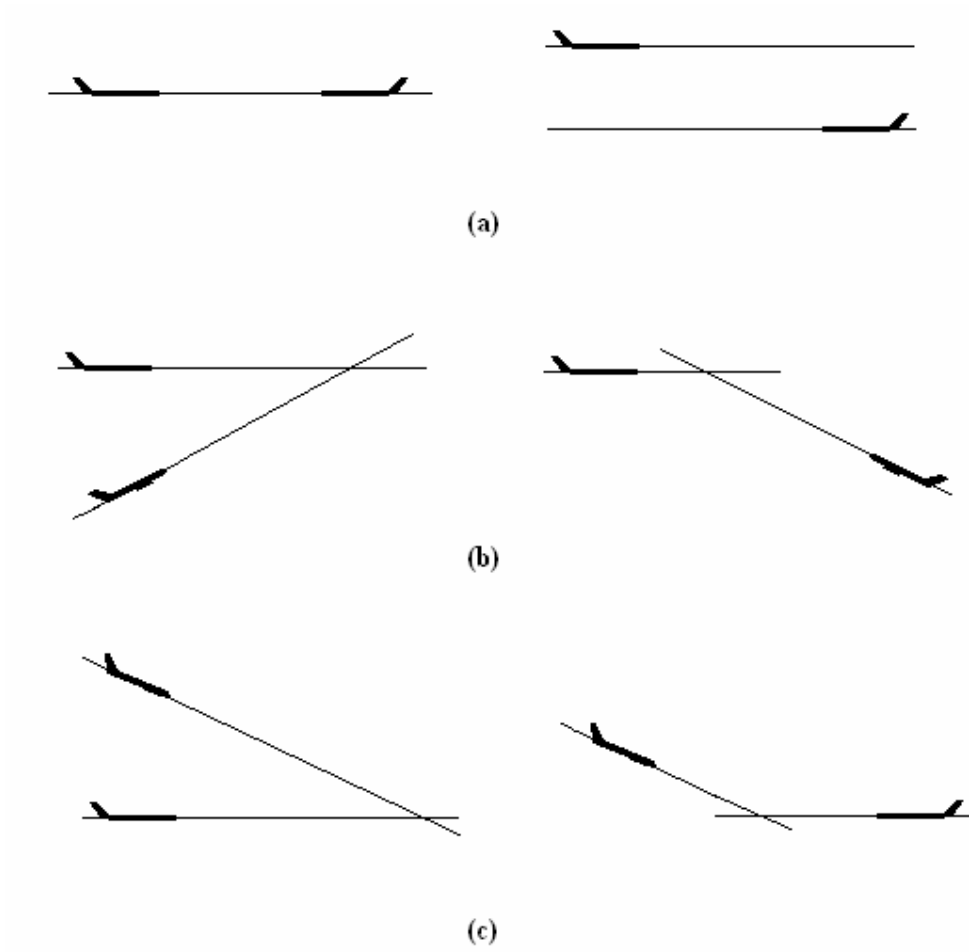
Yol hava sahasındaki uçak çiftleri arasında, uçakların içinde buldukları uçuş safhalarına bağlı olarak altı ayrı çatışma konfigürasyonunun oluşması söz konusudur. Bunlar sırasıyla, tırmanma-tırmanma, alçalma-alçalma, tırmanma-alçalma, seyir-seyir, seyir-tırmanma ve seyir-alçalma çatışmalardır. Bu konfigürasyonlardan ilk üçü düz olmayan (tırmanma ve alçalma) uçuş durumlarında meydana gelmektedir. Uçak çiftleri arasında düz olmayan uçuş esnasındaki ortaya çıkabilecek çatışma durumları Şekil 3.1'de özetlenmiştir. Uçaklar tırmanma ve/veya alçalma durumundayken yolları aynı veya ters yönde kesişebilir (Şekil 3.1(a), (b) ve (c)). Bu tür çatışma konfigürasyonları çoğunlukla düşük irtifalarda (alt yol sahalarında) meydana gelmekte olduğundan bu çalışmanın kapsamı dışında tutulmuştur.

Daha yüksek irtifalarda (üst yol hava sahalarında) uçan uçaklar çoğunlukla seyir halinde düz uçuş yaptıklarından dolayı, meydana gelen çatışmalarında uçaklardan en az biri seyir durumundadır. Yüksek irtifalardaki olası çatışma konfigürasyonları Şekil 3.2'de verilmiştir. Seyir-seyir çatışmaları (Şekil 3.2 (a)) iki ayrı durumda meydana gelebilir. Bunlardan birincisi uçakların aynı irtifada seyahati sırasında yatay güvenli ayırma mesafesinin ihlalinin dolayısı ile oluşan çatışmalardır. İkinci durumdaysa çatışma, uçaklar farklı irtifalarda seyir halindeyken dikey güvenli ayırma mesafesinin ihlali nedeniyle meydana

gelmektedir. Üst yol hava sahasındaki diğer iki olası çatışma konfigürasyonu Şekil 3.2 (b) ve (c)'de gösterilmiştir. Bu konfigürasyonlardan birincisi seyir-tırmanma, ikincisi ise seyir-alçalma çatışmalarıdır. Her iki tür çatışma da aynı veya ters uçuş yönünde gerçekleşebilir. Bu çalışma sadece aynı irtifada düz uçuş gerçekleştirmekte olan (seyir-seyir durumundaki) uçaklar arasındaki yatay minimum ayırma mesafesinin ihlal edildiği çatışma durumlarını incelemektedir. Öte yandan önerilen çözüm yöntemlerinin uygun dönüşümlerle sözü edilen diğer çatışma konfigürasyonlarına uyarlanması mümkündür. Dikey düzlemde çatışma konfigürasyonlarının irtifalara dağılımı konusunda kapsamlı istatistiksel inceleme ilgili kaynaktan bulunabilir [99].



Şekil 3. 1. Dikey düzlemde, düşük irtifalarda oluşan çatışma konfigürasyonları. (a) Ters ve aynı yönde tırmanma-tırmanma çatışmaları (b) Aynı ve ters yönde alçalma-alçalma çatışmaları (c) Aynı ve ters yönde tırmanma-alçalma çatışmaları



Şekil 3. 2. Dikey düzlemde, yüksek irtifalarda oluşan çatışma konfigürasyonları. (a) Eş ve farklı irtifalarda seyir-seyir çatışmaları (b) Aynı ve ters yönde seyir-tırmanma çatışmaları (c) Aynı ve ters yönde seyir-alçalma çatışmaları

3.3.4. Çatışmadan Kaçınma

Emniyetli bir uçuş ortamının tesis edilmesinde oluşabilecek çatışmalardan kaçınma anahtar bir rol oynar. Bu doğrultuda, çatışmadan kaçınma kavramı hava trafik sisteminde ortaya çıkabilecek çatışmaları önlemek için alınan tedbirler ve gerçekleştirilen eylemler bütünüdür [50]. Çatışmadan kaçınma faaliyetleri çatışma saptama ve çatışma çözüm faaliyetleri olmak üzere iki ana başlık altında sınıflandırılmaktadır.

Çatışma saptama faaliyetleri uçakların mevcut konum, yön, hız ve uçuş planı bilgilerini kullanarak oluşması olası hava trafik çatışmalarının belirlenmesi amacıyla yapılmaktadır. Çatışma Çözüm Faaliyetleri ise uçaklar arasında gerçekleşmesi olası çatışmanın saptanmasından sonra bu çatışmanın engellenmesi yönünde yapılan eylemdir.

Bu tanımlar çerçevesinde çatışma saptama faaliyetleri eyleme ne zaman geçileceğini, çatışma çözüm faaliyetleri ise hangi eylemlerin ne şekilde uygulanacağını belirlemektedir. Bununla beraber her iki faaliyet de çoğu pratik uygulamada birbirleriyle iç içe geçmiş durumdadır. Eyleme ne zaman geçilmesi gerektiği uygulanacak eylemlerin türüne ya da ne tür eylemlerin gerektiği ne kadar erken eyleme geçilebileceğine bağlı olabilir [1]. Çatışma saptama faaliyetleri bu çalışmanın konusu dışındadır. İncelenen problemlerde, çatışmayı çözmek için seçilen eylemlerin (manevraların) çözümü garantileyecek kadar erken başlatılabildikleri kabul edilmiştir.

3.4. Çatışma Çözüm Yaklaşımları

Bu çalışmada kullanılan çatışma çözüm yaklaşımını tanımlamadan önce hava trafik çatışma problemlerinde benimsenen temel yaklaşımların açıklanması gerekli görülmüştür. Çözüm için benimsenecek yaklaşım, çatışma problemiyle ilgili pek çok etmene göre farklılık göstermektedir. Bunlardan başlıcaları çatışmaya giren uçakların sayısı, durum değişkenlerindeki belirsizlik seviyesi, aralarındaki güven ve koordinasyon seviyesi ve girdikleri çatışmanın geometrik boyutudur. Bu etmenlere bağlı olarak geliştirilen çözüm yaklaşımları aşağıda kısaca açıklanmıştır.

3.4.1. Çatışmaya Giren Uçakların Niceliği

Ele alınan bölgedeki hava trafiğinin yoğunluğuna göre iki ya da ikiden fazla uçak arasında hava trafik çatışmasının gerçekleşmesi söz konusu olabilir. Çatışmaya giren uçakların niceliği nasıl bir çözüm yöntemini izleneceği konusunda önemli bir rol oynar. Uçak niceliğine göre iki ayrı yaklaşım geliştirilmiştir: uçak çifti çözümleri ve global (çok uçaklı) çözümler [1].

Uçak çifti çözümlerinde, çatışmaya giren uçaklar arasındaki çatışmalar çiftler halinde çözülür. Hava trafiğinin çok yoğun olmadığı hava sahalarında bu yöntem görece basit ve etkilidir. Bununla beraber hava trafiğinin yoğun olduğu hava sahalarında (özellikle terminal hava sahalarında) ikiden fazla uçağın çatışmaya girmesi olası bir durumdur. Böyle durumlarda bu çözüm yöntemi sistemin kararlılığının ve hava sahasının karmaşıklık seviyesinin gözaltılması bakımından yetersiz kalabilmektedir.

Sistemin kararlılığı incelenen hava sahasında meydana gelen çatışmaların yeni çatışmalar yaratmayacak şekilde çözülmesine bağlıdır. Bunun gözetilmediği çözümler düzeltici bir etki yapmak yerine yeni çatışmaları tetikleyebilir. Bu durum literatürde “domino etkisi” adıyla anılmaktadır [22]. Sistem kararlılığı hakkında detaylı incelemeler ilgili kaynaklarda mevcuttur [22, 102]. Hava sahasının karmaşıklığı ya da dinamik yoğunluğu ise incelenen hava sahasının sınırları, coğrafi ve meteorolojik koşulları, içindeki uçakların sayısı, konumları, hızları ve çatışma geometrilerine göre karakterize edilmektedir [42]. Çok sayıda uçak arasında meydana gelen çatışmaların emniyetli çözümü için bu etmenlerin etkilerinin de iyi anlaşılması bir gerekliliktir.

Hava sahasının karmaşıklığı ilgili çalışmalarda bu etmenler çerçevesinde incelenmiştir [103-106]. Global çatışma çözümlerinde kararlılık ve karmaşıklık konuları perspektifinde uçak çiftleri yerine ele alınan hava trafik ortamındaki tüm uçakların durumu eş zamanlı olarak incelenir. Bu tür çözüm yöntemleri kalabalık hava sahalarında etkili ve güvenilir yaklaşımlar olmakla beraber oldukça karmaşık algoritmalara gerek duymaktadırlar.

3.4.2 Uçak Durumlarındaki Belirsizlik Seviyesi

Bir çatışma esnasında, uçakların izleyecekleri yörüngelerin doğru olarak saptanabilmesi çözüm yönteminin güvenilirliği ve etkinliği açısından son derece

önemlidir. Yörüngelerin doğru olarak tahmin edilebilmesi uçakların irtifa, konum, yön ve hız gibi uçuş durum bilgilerindeki belirsizliklerin seviyesine bağlıdır. Bu belirsizlikler uçaklar, uçuş ortamı, ölçüm sistemleri ve uçuş niyet bilgilerindeki hatalara bağlı olarak ortaya çıkabilir. Uçak durum bilgilerindeki belirsizlik seviyesine göre iki temel çözüm yaklaşımı geliştirilmiştir. Bunlar deterministik ve probabilistik çözümler olarak adlandırılır.

Deterministik çözümlerde uçakların durum bilgilerindeki belirsizlikler göz ardı edilir. Yörüğe tahminleri hız ve yön bilgilerine bağlı olarak doğrusal kestirimler kullanılarak belirlenir. Çıkabilecek belirsizliklerin olumsuz etkileri gidermek için bir dizi emniyet mesafesi kullanılır [1].

Probabilistik çözümler uçakların durum bilgilerindeki belirsizlikleri de modelleyen yaklaşımlardır. Bu modellemeler sonucunda tahmini yörüngeler olasılık yasaları kullanılarak belirlenir. Yüksek seviyede belirsizlik içeren problemlerin (örneğin çok uçaklı veya uzun vadede çözülecek çatışma problemleri) çözümü için bu yaklaşımların kullanılması uygundur. Bununla beraber bu yaklaşımların uygulanması ve sonuçlarının değerlendirilmeleri oldukça karmaşıktır.

3.4.3. Uçaklar Arasındaki Güven Seviyesi

Uçaklar arasındaki güven veya koordinasyon seviyesine göre iki tür çözüm yaklaşımı mevcuttur: uzlaşmasız ve uzlaşmalı çözümler.

Uzlaşmasız çözümlerde çatışmaya giren uçakların arasında niyet belirten herhangi bir bilgi alışverişi ya da güven söz konusu değildir [51]. Çözüm çatışmaya giren uçakların diğerleriyle koordinasyona girmeden gerçekleştirdiği bağımsız manevralarla çözülür.

Uzlaşmalı çözümlerde çatışmaya giren uçaklara dair her türlü konum ve niyet bilgisinin merkezi kontrolörü ve dolayısıyla tüm uçaklar tarafından eksiksiz bilindiği kabul edilir. Çözümlerde bu uçaklar ya da merkezi kontrolör tarafından verilen talimatlara göre koordineli olarak gerçekleştirilir.

3.4.4. Çatışmanın Boyutu

Hava trafik çatışmaları, uçakların buldukları uçuş safhalarına ve yörüngelerinin keşişim geometrisine göre iki veya üç boyutlu uzayda meydana

gelebilir. İki boyutlu çatışmalar sadece yatay ve dikey düzlemlerin birinde modellenebilir ve iki boyutlu çözüm teknikleri kullanılarak çözülebilir. Üç boyutlu çatışmalarda yatay ve dikey düzlemlerin her ikisinde de modellenmekte ve üç boyutlu çözüm teknikleriyle çözülebilmektedir.

3.5. İncelenen Çatışma Çözüm Yöntemi

Önceki bölümde verilen tanımlar doğrultusunda, ele alınan çatışma problemleri ve uygulanacak çözüm yöntemlerine ilişkin genel bir çerçeve çizmek mümkündür. Öncelikle bu çalışmada üst yol hava sahalarındaki çatışmaların incelenmesi (Bölüm 3.3.2) ve bu incelenen bölgedeki çatışmaların çok büyük bir kısmının iki uçak arasında meydana gelmesinden dolayı (Bölüm 3.3.3) uçak çifti çözüm yaklaşımının kullanılması uygundur. İki uçak arasında kısa-orta vadeli çatışmalar incelendiğinden dolayı problem, bugünkü teknolojik altyapı ve emniyet limitleri dâhilinde, deterministik yaklaşımlarla çözülmeye uygundur [27].

Çözümler yatay düzlemdeki iki boyutlu çözüm yaklaşımlarıyla sınırlı tutulmuştur. Problemde eş irtifada düz uçuş yapan uçaklar arasındaki çatışmalar incelenmektedir. Hava trafik durumu, uçak performansı ve yolcu konforunun ortaya koyduğu kısıtlayıcılar nedeniyle dikey düzlemdeki çözümün güç olduğu durumlarda yatay düzlemdeki çözümler incelenmesi gereken önemli seçeneklerdir. Problemde Bölüm 3.3.3’de belirtildiği gibi sadece düz uçuş (seyir-seyir) durumları ele alınacaktır. Bu uçuş durumunda ortaya çıkabilecek çatışma geometrileri Bölüm 3.5.1’de ayrıntılı olarak ele alınacaktır.

Çatışma çözümlerinin uzlaşmasız gerçekleştiği varsayılmıştır. Uçaklardan biri çözümün gerektirdiği tüm manevraları uygulamaktan sorumlu tutulurken diğeri durumunda hiçbir değişikliğe gitmemektedir. Bu koşullarda gerçekleşen uzlaşmasız bir çözüm oldukça özel bir durum gibi görünmekle beraber çatışma çözümlerinin ekonomik analizi için önemli bir temel teşkil etmektedir.

Ele alınan çözüm yöntemi dört ayrı aşamada incelenmiştir. Bunlar sırasıyla meydana gelen çatışma geometrisinin analizi, uçaklar arasındaki geçiş önceliklerinin (yol kurallarının) belirlenmesi, çözüm manevralarının seçimi ve çözüm sonrası yapılacak faaliyetlerin belirlenmesidir.

3.5.1. Çatışmanın Geometrik Analizi

Çatışma problemlerinin çözümünde ilk incelenmesi gereken konu meydana gelen çatışmanın geometrisidir. Uçakların irtifaları, birbirlerine göre doğrusal ve açısız konumları çatışma geometrisini belirler. Bu faktörlerin analizi hangi uçağa yol önceliği tanınacağı, ne tür kaçınma manevralarının seçileceği ve hangi sırayla uygulanacağı gibi çözüm açısından kritik konuların saptanabilmesine olanak sağlar.

Uçakların manevra kabiliyetleri uçuş yaptıkları irtifaya doğrudan bağlıdır. Bu nedenle yatay düzlemde irtifayla değişen uçak performansının çözüm manevraları üzerindeki etkilerinin araştırılması bir zorunluluktur. Bu çalışmada incelenecek olan irtifa aralığının alt limiti Bölüm 3.3.2’de belirtilmiş olan FL250’dir. Üst irtifa limitleri ise çatışmaya giren uçakların yolcu emniyeti ve konforu dâhilinde uçuş yapabilecekleri maksimum irtifaya bağlıdır. Seçilen uçakların performanslarına göre değişen bu limitler Bölüm 5.3.2’de ele alınacaktır.

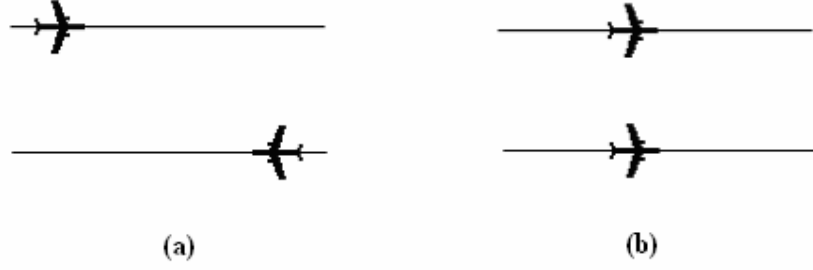
Yatay düzlemde meydana gelebilecek çatışma konfigürasyonları uçakların rotalarının birbirlerine göre konumlarına ve hız vektörlerine bağlı olarak çeşitlilik gösterir. Söz konusu olan çatışmalarda paralel, çakışık ve kesişen olmak üzere üç tür rota konfigürasyonu mevcuttur.

Paralel rotalarda (Şekil 3.3) uçakların çarpışma riski bulunmamaktadır. Bununla beraber uçakların öngörülen yatay ayırma limitlerinin altında kalacak şekilde yatay uçmaları hava trafiği emniyeti açısından tercih edilir bir durum değildir. Paralel rotalardaki çatışmalar uçakların uçuş yönüne (hız vektörlerine) bağlı olarak ters veya aynı yönde gerçekleşebilir (Şekil 3.3(a) ve (b)).

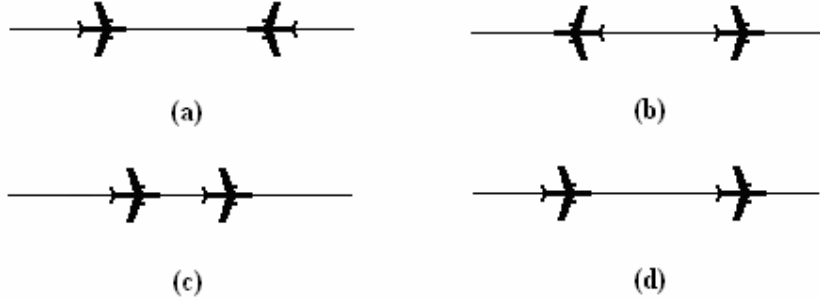
Çakışık rotalardaki çatışmalardaki (Şekil 3.4) çarpıma riski olasılığı uçakların hız vektörünün yönü ve büyüklüğüne sıkı şekilde bağlıdır. Uçakların birbirlerine göre konumları hız vektörlerine bağlı olarak yakınsak veya ıraksak çatışma durumları söz konusudur. Çakışık rotalardaki ıraksak çatışmalar (Şekil 3.4 (b) ve (d)) kendiliğinden çözülebilmektedir. Örneğin Şekil 3.4 (b)’de uçaklar ters yönde uçtuklarından, Şekil 3.4 (d)’de ise öndeki uçağın hızı arkadakinden fazla olduğundan dolayı, uçakların arasındaki ayırma mesafesi, herhangi bir düzeltme manevrası olmaksızın, öngörülen emniyet limitinin üstüne çıkacaktır.

Yakınsak çatışmalardaysa (Şekil 3.4 (a) ve (c)) uygun düzeltme manevralarının yapılmaması durumunda çarpışma kaçınılmazdır. Şekil 3.4 (a)'da verilen ters yönde yakınsak çatışmalar meydana gelebilecek en tehlikeli durum olup çözüm için mutlak şekilde yön değişim manevralarına ihtiyaç vardır. Şekil 3.4 (c)'de verilen aynı yönde yakınsak çatışmalar ise hızda yapılacak değişikliklerle çözmek mümkündür.

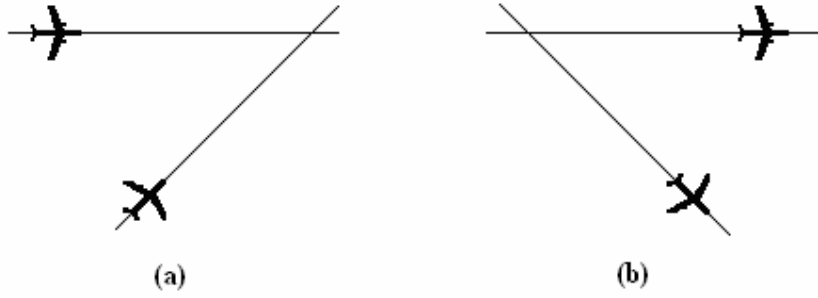
Kesişen rotalarda çatışma en sık yaşanan çatışma geometrisidir. Çatışma konfigürasyonları rotaların izafi açısal konumlarına (kesişim açısı), uçakların uçuş yönlerine ve izafi hız vektörlerine göre çeşitlilik gösterir. Çatışmalar kesişim açısına göre dar ve geniş açılı çatışmalar olarak ikiye ayrılırlar. Dar açılı çatışmalar aynı yönde yakınsak (Şekil 3.3 (a)), aynı yönde ıraksak (Şekil 3.3 (b)), ters yönde yakınsak (Şekil 3.4 (a)) ve ters yönde ıraksak (Şekil 3.4 (b)) olmak üzere dört farklı sınıfta incelenebilir. Geniş açılı çatışmalar için de aynı sınıflandırmaları yapmak mümkündür (Şekil 3.5 ve Şekil 3.6). İncelenen sekiz olası durum içinde en tehlikeli olanları Şekil 3.3 (a)'daki dar açılı-aynı yönde-yakınsak ve Şekil 3.5 (a)'daki geniş açılı-ters yönde-yakınsak çatışmalardır. Bu çalışmada öncelikle sözü edilen bu iki tür çatışmaya odaklanmıştır. Bununla beraber bu çatışmalar bir kez çözüldükten sonra, rota kesişim geometrisi ve uçakların hız vektörleri dolayısıyla diğer çatışma konfigürasyonlarının oluşması söz konusu olabilir. Örneğin dar açılı-aynı yönlü-yakınsak bir çatışma uygulanan çözüme göre dar açılı-aynı yönlü-ıraksak (Şekil 3.3 (b)) veya aynı yönlü-geniş açılı-yakınsak bir çatışmaya (Şekil 3.6 (a)) dönüşebilir. Çalışmada, ele alınan süre boyunca her türlü çatışmanın engellenmesi amaçlandığından dolayı bütün çatışma olasılıkları göz önünde bulundurulacaktır.



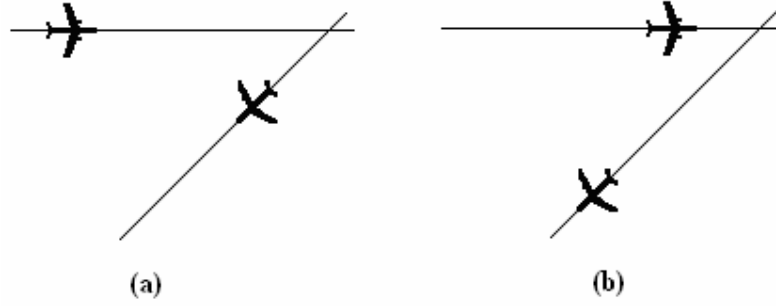
Şekil 3.3. Yatay düzlemde paralel rotalarda çatışma konfigürasyonları. (a) ters yönde uçuş konfigürasyonu ve (b) aynı yönde uçuş konfigürasyonu



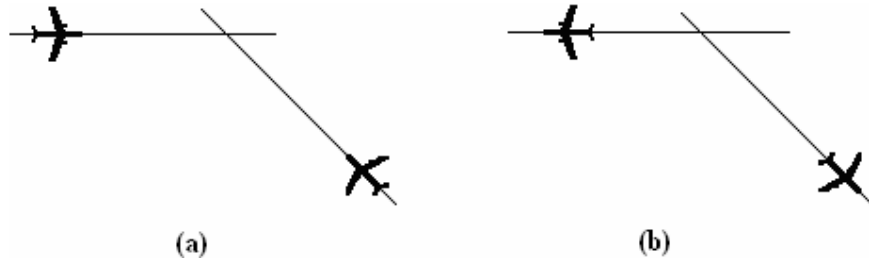
Şekil 3.4. Yatay düzlemde çakışık rotalarda çatışma konfigürasyonları. (a) ters yönde yakınsak (b) ters yönde ıraksak (c) aynı yönde yakınsak (d) aynı yönde ıraksak



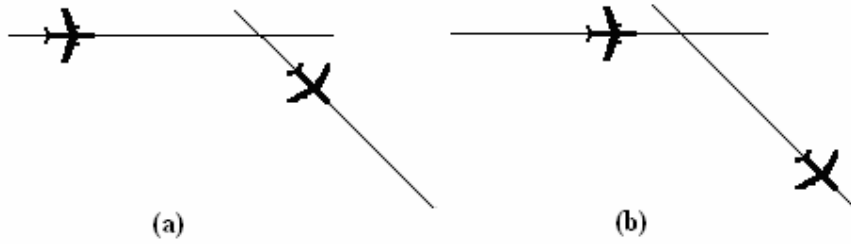
Şekil 3.5. Yatay düzlemde dar açıyla kesişen rotalarda çatışma (a) aynı yönde uçuş ve yakınsak rotalar (b) aynı yönde uçuş-ıraksak rotalar



Şekil 3. 6. Yatay düzlemde dar açıyla kesişen rotalarda çatışma (a) ters yönde uçuş-yakınsak rotalar (b) ters yönde uçuş-ıraksak rotalar



Şekil 3. 7. Yatay düzlemde geniş açıyla kesişen rotalarda çatışma (a) ters yönde uçuş-yakınsak rotalar (b) ters yönde uçuş-ıraksak rotalar



Şekil 3. 8. Yatay düzlemde geniş açıyla kesişen rotalarda çatışma (a) aynı yönde uçuş-yakınsak rotalar (b) aynı yönde uçuş-ıraksak rotalar

3.5.2. Yol Kuralları

Yol kural sistemleri belli işletim koşulları altında çatışmaya giren araçlardan hangilerinin yol önceliğine sahip olacağını belirlemek ve bunu takiben uygun çözüm manevralarını önermek amacıyla geliştirilmiştir. Net olarak belirlenmiş olan yol kuralları kendi başlarına çatışma çözüm yöntemi olmamakla beraber uygun çözümün seçimine yardımcı olmaktadır.

Günümüz hava trafik sistemlerinde, görerek yapılan uçuş (visual flight) durumları için Uluslar Arası Sivil Havacılık Teşkilatınca (ICAO) belirlenmiş “Annex 2-Görerek uçuş kuralları (VFR)” kullanılmaktadır [107]. Bu kurallara göre, meydana gelen çatışmalarda uçakların izafi konum veya durum bilgilerine dayanarak uçakların yol öncelikleri ve uygulanacak manevralar belirlenir.

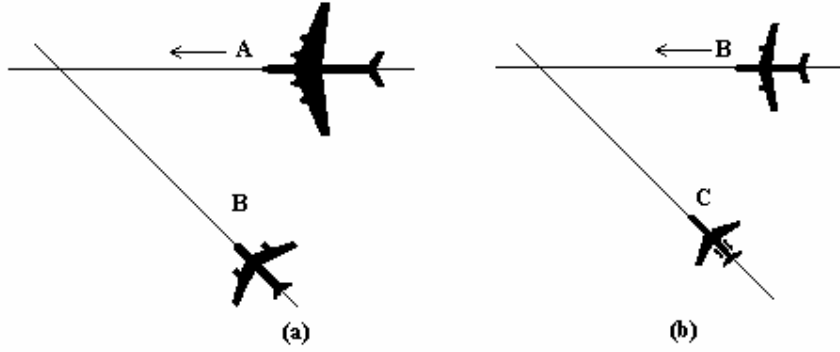
VFR sisteminde, yol önceliklerinin belirlenmesinde hava araçlarının manevra kabiliyetleri göz önünde bulundurulur. Örneğin, motorsuz hava araçları (planörler, zeplin ve balonlar vb.) motorlu hava araçlarına göre yol önceliğine sahiptir. Bu sistem yatay düzlemdeki çatışmalarda yol önceliklerini düzenleyen üç temel kural üzerine inşa edilmiştir. Bunlardan birincisi, eğer uçaklar birbirlerine karşıt yönden yaklaşmaktaysalar uçakların ikisi de kendilerine göre sağa (sancak yönüne) dönüş yapmakla yükümlüdür. İkinci kural, uçakların rotaları kesişmekteyse, sağdaki (sancak yönünde kalan) uçak yol önceliğine sahiptir, yol vermekle yükümlü olan uçak sağa (sancak yönüne) dönüş gerçekleştirir. Son olarak, geriden yetişen uçak öndeki uçağa sağa (sancak yönüne) manevra yaparak yol vermek durumundadır. VFR sistemi iniş safhası dışında, dikey düzlemde gerçekleşen uçuş durumlarına ait bir öncelik sıralaması tanımlamamaktadır. Günümüz hava trafik sistemimde, bu kurallara ek olarak dikey düzlemde uçakların uçuş yönlerine göre seyir irtifalarını düzenleyen prosedürler mevcuttur [107].

Çatışma çözümlerinde uçuş operasyonlarının ekonomisini daha çok gözeten yol kuralları üzerine çalışmalar sürdürülmektedir. Bu çalışmalardan biri Eurocontrol Deney Merkezince geliştirilmekte olan “Genişletilmiş Uçuş Kuralları (EFR)”dır [36]. Bu kurallar VFR sistemini temel almakla beraber, uçakların yol önceliğini belirlerken uçakların izafi konum bilgilerinin yanında buldukları uçuş safhaları da hesaba katılmaktadır. Örneğin normal işletim koşulları altında

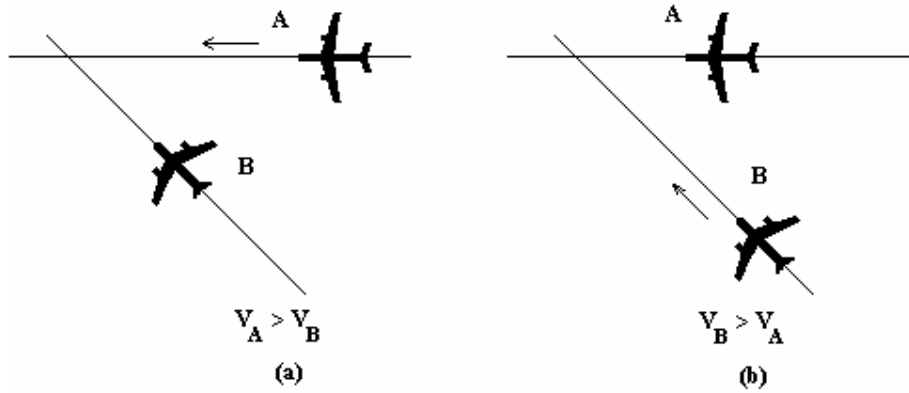
seyir safhasındaki uçak alçalma safhasındaki uçağa göre, alçalma safhasındaki uçaksa tırmanma safhasındaki uçağa göre yol önceliğine sahiptir. EFR sistemindeki durum ve uçuş safhası bilgilerine ek olarak uçuş niyet bilgilerini de hesaba katan yol kuralı sistemleri üzerinde de çalışılmaktadır. Bu sistemlerde örneğin uçuşun aciliyet durumu, hedef irtifası ve bir sonraki yol noktası yol önceliğini belirleyici olabilmektedir. Bu sistemler hakkında detaylı bilgi ilgili kaynaklarda mevcuttur [36, 109]. Hâlihazırda mevcut veya önerilen yol kurallarının performanslarının karşılaştırılması bu çalışmanın kapsamı dışındadır ve bu konuda detaylı bilgi ilgili kaynaktan bulunabilir [37].

Bu çalışmada, ele alınan çatışma problemlerinin çözümünü daha açık ve sistematik hale getirmek amacıyla bir dizi yol öncelik kuralı belirlenmiştir. Çalışmanın amacı alternatif bir yol kural sistemi önermek değil sadece incelenen özel çatışma koşullarının çözümünü kolaylaştırıcı kıstaslar sağlamaktır. Belirlenen kurallar VFR ve EFR sistemlerden uyarlanmıştır. Bu öncelik kuralları sırasıyla aşağıda verilmiştir.

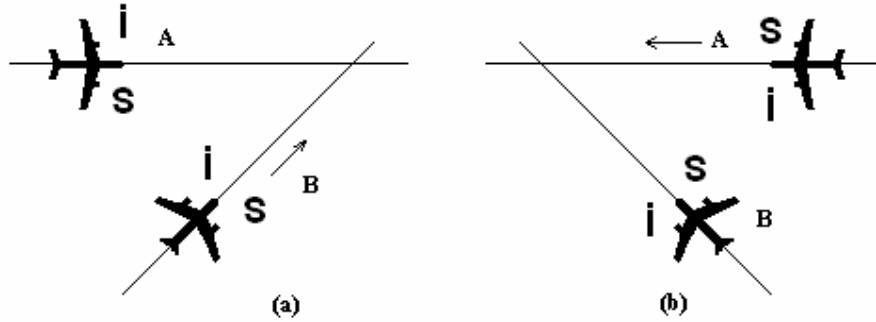
- i. Normal işletim şartları altında, geniş gövdeli jetler dar gövdeli ve bölgesel jetlere göre, dar gövdeli jetler de bölgesel jetlere göre yol önceliğine sahiptir (Şekil 3.9 (a) ve (b)).
- ii. Normal işletim şartları altında, uçakların türleri benzer olduğunda ya da türlerine dair bir bilgi mevcut olmadığında, seyir hızı daha yüksek olan uçak yol önceliğine sahiptir (Şekil 3.10 (a) ve (b)).
- iii. Normal işletim şartları altında, benzer türdeki uçakların seyir hızları da aynıysa, sancak yönünde kalan uçak yol önceliğine sahiptir (Şekil 3.11 (a) ve (b)).



Şekil 3.9. Uçakların türlerine göre yol önceliği. (a) Geniş gövdeli jetler (A) dar gövdeli jetlere (B) göre yol önceliğine sahiptir. (b) Dar gövdeli jetler (B) bölgesel jetlere (C) yol önceliğine sahiptir



Şekil 3.10. Uçakların hızlarına göre yol önceliği. (a) Seyir hızı yüksek olan (A) uçağı yol önceliğine sahiptir. (b) Seyir hızı yüksek olan (B) uçağı yol önceliğine sahiptir.



Şekil 3.11. Uçakların izafi konumların göre yol önceliği. (a) (A)'nın sancak yönünde kalan (B) uçağı yol önceliğine sahiptir. (b) (B)'nin sancak yönünde kalan (A) uçağı yol önceliğine sahiptir

3.5.3. Çözüm Manevraları

Çatışmaların çözümünde kullanılacak üç tür temel kaçınma manevrası mevcuttur. Bunlar sırasıyla aşağıda verilmiştir.

- i. Yön değiştirme manevraları (sağa ve sola dönüşler)
- ii. Hız değiştirme manevraları (hızlanma ve yavaşlama)
- iii. Dikey Manevralar (alçalma ve yükselme)

Bu manevralardan ilk ikisi yatay düzlemde, üçüncüsü ise dikey düzlemde gerçekleştirilebilir. Çözüm sırasında kaçınma manevralarının sadece birini ya da birkaçını bir arada uygulamak mümkündür. Birlikte uygulanan manevralar eş zamanlı veya ardışık olarak uygulanabilir. Eş zamanlı manevralarla gerçekleştirilen çatışma çözümleri akademik açıdan dikkat çekici seçenekler sunmakla beraber, birden fazla uçuş parametresinin (baş açısı, yatay ve düşey hızlar) aynı anda kontrolünü gerektirdiğinden dolayı insan-pilotlarca uygulanması zordur [69]. Bu tür çözümlerin kullanımı, gelecekte tümüyle otomatik hale getirilmiş uçuş güdüm sistemlerinin geliştirilerek yolcu taşıma hizmeti gören uçaklara uygulanması durumunda mümkün olabilir. Bununla beraber, gelişmiş otomasyon sistemlerinin mevcut olması durumunda bile kaçınma manevralarının hem kontrolörlerin tarif edebileceği kadar hem de pilotların takip edebileceği kadar basit olması bir gereklilik olmayı sürdürecektir [10]. Bu anlamda ardışık manevraların kullanımı daha uygun bir seçenek olarak gözükmektedir.

Manevraların ardışık olarak uygulanması durumunda sonsuz sayıda çözüm kombinasyonunun ortaya çıkması söz konusudur. Buna karşın uygulanacak çözümlerin hem pilot ve uçak performansı ile hem de yolcu konforuyla uyumlu olması şarttır. Bu kısıtlayıcılar doğrultusunda çözüm seçeneklerinin sonlu bir sayıya indirgenmektedir. Bu çalışmada tek başına hız değiştirme ve ardışık hız-yön değiştirme manevralarının kullanıldığı çözümler belirtilen kısıtlayıcılar paralelinde ele alınmaktadır.

3.5.4. Çözüm Sonrası

Çatışmaların uygun kaçınma manevralarını kullanarak çözümlenmesinden sonra uçakların hedefledikleri varış noktalarına yeniden yönlendirmeleri gerekliliği doğmaktadır. Bu yönlendirmeyi yeni çatışmalara sebep vermeden

gerçekleştirmek de çatışmayı etkin şekilde çözebilmek kadar önem taşır. Bugüne kadar önerilen çatışma çözüm yöntemlerinin pek çoğu gelecekte uygulanması düşünülen esnek yol yapısına sahip olan hava trafik ortamları için geliştirilmiştir. Bu tür uygulamalarda çatışma sonrası uçakların varış noktalarına yeni bir rota belirleyerek yönlendirilmeleri mümkündür. Yeni rota seçimi incelenen uçak çiftleri ölçeğinde ikincil çatışma olasılığını çoğunlukla ortadan kaldırmakta veya bunun çözümünü büyük ölçüde kolaylaştırmaktadır. Bununla beraber, böyle bir rota değişiminin sistem ölçeğinde yeni çatışmalar yaratma olasılığı vardır ve bunun engellenmesi için global çatışma analizlerine gereksinim vardır.

Çözüm sonrasında hedef varış noktasına yönelme için önerilen bir başka yaklaşım ise orijinal rotaya minimum maliyetle (zaman, yakıt vb.) yeniden dönüştür. Bu tür bir yaklaşımda, kaçınma manevralarına benzer şekilde rotaya emniyetli ayırma mesafesini ihlal etmeden dönüşü sağlayacak bir dizi manevranın gerçekleştirilmesini gerektirmektedir. Bu tür manevralar bazı kaynaklarda [69] “düzeltme manevraları” olarak da adlandırılmaktadır. Buradaki düzeltme terimi manevra yapan uçağın çatışma sanki gerçekleşmemiş gibi orijinal uçuş planına uygun duruma (rota ve seyir hızına) dönmesi anlamında kullanılmaktadır. Uçağın geometrik olarak orijinal rotasına dönmesi giderme manevralarıyla mümkün olmasına karşın, bu manevralar esnasında kayıp edilen zamandan dolayı bir gecikmenin yaşanması söz konusu olabilir. Bu tür gecikmeler de ekstra hızlanma manevralarıyla giderilebilir. Bu yaklaşımda, hâlihazırdaki uçuş planına bağlı kalındığından dolayı rotaların yeniden planlanmasına ve sistem çapında global çatışma analizlerine gerek yoktur. Ayrıca uçaklara yerleştirilebilecek sistemlerle bu süreçler otomasyona bağlanarak kontrolörlere ekstra iş yükü getirilmesi de engellenebilir. Bu nedenlerden dolayı çatışma düzeltme yaklaşımları katı yol yapısına sahip günümüz hava trafik sistemleri için daha uygun gözükmektedir. Bununla beraber, çatışma düzeltme yaklaşımları uçak çiftleri bazında çatışma çözüm problemlerini daha karmaşık hale getirmektedir ve bu manevraları modelleyen çalışmaların[69, 79] sayısı da oldukça kısıtlıdır.

Bu çalışmada da çözüm sonrası, kaçınmayı gerçekleştiren uçağın düzeltme manevralarıyla çatışma öncesi rota ve seyir hızına döndürülmesi yaklaşımı benimsenmiştir. Bu yaklaşım kullanılırken kaçınma ve düzeltme manevraları

bağımsız süreçler yerine tek bir çözüm sürecinin parçaları olarak değerlendirilmiştir. Bu anlamda çatışma ancak ve ancak manevra yapan uçağın orijinal rotasına ve seyir hızına ulaştığında çözülmüş sayılacak ve bu esnada hiçbir koşulda emniyetli ayırma mesafesi ihlal edilmeyecektir. Tüm süreç boyunca manevra yapmakla yükümlü olan uçağın diğer uçakla koordinasyona girmeden optimum çözümü gerçekleştirmesi temel koşuldur.

4. OPTİMİZASYON YÖNTEMİ

Bu çalışmada incelenen problemin çözüm ve analizlerinde parametre optimizasyonu ve optimal kontrol teorisine dayalı teknikler kullanılmaktadır. Bu bölümde, analiz edilecek çatışma çözüm problemlerine girilmeden önce, kullanılan bu tekniklere ilişkin temel teorik noktaların incelenmesi amaçlanmaktadır. Söz konusu tekniklerin teori ve uygulamaları hakkında daha detaylı bilgi için ilgili kaynaklara başvurulabilir [43,110-115].

4.1. Parametre Optimizasyonu

Parametre optimizasyonu yöntemleri, eşitlik ve eşitsizlik kısıtlayıcıları altındaki bir hedef fonksiyonunun sonlu sayıdaki değişkenlere (parametrelere) göre optimum değerini hesaplamak için geliştirilen matematiksel programlama teknikleridir. Bu teknikler, en genel haliyle, doğrusal olmayan hedef (maliyet) ve kısıtlayıcı fonksiyonları içeren problemleri incelediğinden dolayı teknik literatürde “doğrusal olmayan programlama (DOP)” teknikleri olarak da adlandırılmaktadır¹ [111].

4.1.1. Doğrusal olmayan programlama (DOP) problemi

Bir DOP problemini matematiksel olarak

$$\begin{aligned} \min_{\bar{y}} f(\bar{y}) \\ P(\bar{y}) \leq 0 \\ Q(\bar{y}) = 0 \end{aligned} \quad (4.1)$$

şeklinde ifade etmek mümkündür².

Burada $f \in \mathfrak{R}$, maliyet fonksiyonunu; $\bar{y} = (y_1, \dots, y_n)^T \in Y \subset \mathfrak{R}^n$, parametre (değişken) vektörünü; $P = (P_1, \dots, P_k)^T \in \mathfrak{R}^k$, eşitsizlik kısıtlayıcı fonksiyonlarını; $Q = (Q_1, \dots, Q_l)^T \in \mathfrak{R}^l$ ($l \leq n$), eşitlik kısıtlayıcı fonksiyonlarını göstermektedir.

¹ Eğer maliyet ve kısıtlayıcı fonksiyonları doğrusalsa, bu probleme doğrusal programlama (DP), eğer maliyet fonksiyonu kuadratikse, kuadratik programlama (KP) problemi adı verilir.

² Bu çalışmada optimizasyon problemlerinin birer minimizasyon problemi olarak ifadelendirilmesi tercih edilmiştir.

Denklem (4.1)'deki değişkenler y_i ($i = 1..n$) belirli alt ve üst limitlerle sınırlı olabilirler. Bu sınırların içinde kalan tüm kontrol değişkeni değerlerine “durum kümesi”, Y adı verilir. Denklem (4.1)'deki kısıtlayıcı fonksiyonlarını sağlayan her $\bar{y} \in Y$ vektörüne “uygun çözüm” adı verilir. Maliyet fonksiyonunu minimize eden uygun çözümlerse “optimal çözüm”, \bar{y}^* olarak adlandırılırlar. Denklem (4.1)'de verilen problemin bir, birden fazla veya sonsuz sayıda optimal çözümü olabileceği gibi verilen koşullarda herhangi bir optimal çözümü de olmayabilir.

4.1.2. Optimallik koşulları

Bir problemde, optimal çözümlerin varlığı belirli optimallik koşullarının sağlanmasına bağlıdır. Bu koşullar problemin maliyet ve kısıtlayıcı fonksiyonlarının karakteristiklerine sıkı şekilde ilişkilidir. Bir DOP problemi herhangi bir kısıtlayıcı fonksiyonuyla sınırlı değilse optimallik koşulları temel analiz teknikleriyle kolaylıkla belirlenebilir. Eğer bu kısıtlayıcısız optimizasyon probleminde maliyet fonksiyonu, $f(\bar{y})$ 'nin \bar{y} vektörüne göre 1. ve 2. türevleri alınabiliyorsa, minimum çözümlerinin varlığı için gerek koşullar,

$$\begin{aligned}\nabla f(\bar{y}^*) &= \frac{\partial f(\bar{y}^*)}{\partial \bar{y}} = 0 \\ \nabla^2 f(\bar{y}^*) &= \frac{\partial^2 f(\bar{y}^*)}{\partial \bar{y}^2} \geq 0\end{aligned}\tag{4.2}$$

yeter koşullar ise

$$\begin{aligned}\nabla f(\bar{y}^*) &= \frac{\partial f(\bar{y}^*)}{\partial \bar{y}} = 0 \\ \nabla^2 f(\bar{y}^*) &= \frac{\partial^2 f(\bar{y}^*)}{\partial \bar{y}^2} > 0\end{aligned}\tag{4.3}$$

olarak ifade edilebilir.

Burada $\nabla f(\bar{y}) = (\partial f / \partial y_1, \dots, \partial f / \partial y_n)^T \in \Re^n$, gradyant vektörünü; $\nabla^2 f(\bar{y})$, $n \times n$ boyutlu Hessian matrisini³ göstermektedir.

³ Hessian matrisi Denklem (4.2)'deki koşulu sağlıyorsa pozitif-yarı tanımlı (özdeğerleri sıfır veya pozitif), Denklem (4.3)'deki koşulu sağlıyorsa pozitif tanımlıdır (özdeğerleri pozitifdir).

Bununla birlikte problem Denklem (4.1)'de tanımlandığı gibi bir dizi eşitlik ve eşitsizlik kısıtlayıcılarına tabiyse, bu kısıtlayıcıların da optimallik koşullarına dâhil edilmesi gerekmektedir. Bu probleme dair optimallik koşulları Karush-Kuhn-Tucker (KKT) bağıntılarıyla tarif edilmiştir[110].

Denklem (4.1)' problemin minimum çözümü için KKT gerek koşulları

$$\begin{aligned}\nabla f(\bar{y}^*) + \nabla P(\bar{y}^*)^T \bar{\xi} + \nabla Q(\bar{y}^*)^T \bar{\mu} &= 0 \\ \bar{\xi}^T P(\bar{y}^*) &= 0 \\ \bar{\xi} &\geq 0\end{aligned}\tag{4.4}$$

şeklinde ifade edilmektedir.

Burada $\nabla P(\bar{y}^*)$, $k \times n$ boyutlu matrisi; $\nabla Q(\bar{y}^*)$, $l \times n$ boyutlu matrisi;

$\bar{\xi} = (\xi_1, \dots, \xi_k)^T \in \mathfrak{R}^k$ ve $\bar{\mu} = (\mu_1, \dots, \mu_l)^T \in \mathfrak{R}^l$, Lagrange çarpanlarını göstermektedir.

Kısıtlayıcı optimizasyon problemlerinde maliyet ve kısıtlayıcı fonksiyonlarının konveks olması durumunda KKT koşulları minimum çözüm için hem gerek hem de yeter koşulları oluşturmaktadır.

4.1.3. Çözüm yöntemleri

DOP problemlerinin çözümü için geliştirilmiş çok sayıda teknik bulunmaktadır [43,110]. Bunlardan en klasik olanı doğrusal olmayan problemin çözümü daha kolay olan doğrusal ya da kuadratik forma indirgenmesi esasına dayanan tekniklerdir. Bu teknikler havacılık ve uzay uygulamaları gibi oldukça karmaşık doğrusal olmayan bağıntıları içeren sistemlerin analizinde yetersiz kalabilmektedir.

Kullanılan bir başka klasik çözüm yöntemiye “penaltı-bariyer” teknikleri olarak adlandırılmaktadır. Bu yaklaşım maliyet fonksiyonuna belirli penaltı terimleri eklenerek kısıtlayıcı problemlerin eşdeğer kısıtlayıcısız veya daha basit kısıtlayıcı problemlere çevrilerek çözümlerine dayanmaktadır. Penaltı-bariyer teknikleri yüksek dereceden doğrusal olmayan ifadeleri içeren problemleri ele alabilmesine karşın bazı sorunları da beraberinde getirmektedir. Özellikle penaltı terimlerinin büyük olduğu durumlarda bulunan çözümün orijinal kısıtlayıcı

problemdaki çözüme yeterli derecede yaklaşamaması veya bazı yapay minimumlar yaratması bu tekniklerin etkinliğini azaltmaktadır [113].

Bir başka yöntem olan “uygun yön araştırma” teknikleriye, bu sorunlar yaşanmaksızın çözüme sağlayabilmeleri nedeniyle DOP problemlerinde yaygın olarak kullanılmaktadırlar. Bu yöntemin amacı belirlenen bir uygun çözümden daha iyi bir uygun bir çözüme doğru ilerleyerek KKT koşullarına yakınsayan çözümü bulmaktır. Uygun yön araştırma tekniğinden yararlanan algoritmaların etkinlik, hassasiyet ve güvenilirlik açısından en başarılılarından biri “sıralı kuadratik programlama (SKP)” yöntemleridir [115].

4.1.4. SKP Algoritması

SKP yöntemi kısıtlayıcısız optimizasyon problemlerinde kullanılan Newton yönteminin bir benzerini kısıtlayıcılara tabi DOP problemine uyarlayarak KKT denklemlerini doğrudan çözmektedir. Bu nedenle Denklem (4.1)’de verilen orijinal problem kuadratik alt problemlere ayrılır. Kuadratik alt problemin ifade edilmesinde kolaylık sağlamak amacıyla, aşağıdaki Lagrange fonksiyonu tanımlanabilir.

$$\ell(\bar{y}_i) = f(\bar{y}_i) + P^T(\bar{y}_i)\bar{\xi}_i + Q^T(\bar{y}_i)\bar{\mu}_i \quad (4.5)$$

Burada i , iterasyon indeksini; $(\bar{y}_i, \bar{\xi}_i, \bar{\mu}_i)$ bu indeks için verilen iterasyonu göstermektedir.

Böylelikle kuadratik alt problemi

$$\begin{aligned} \min_{\bar{y}_k} f(\bar{y}_i) + \nabla f(\bar{y}_i)^T \bar{d} + \frac{1}{2} \bar{d}^T \nabla^2 \ell(\bar{y}_i) \bar{d} \\ P_j(\bar{y}_i) + \nabla P_j(\bar{y}_i) \bar{d} \leq 0 \\ Q(\bar{y}_i) + \nabla Q(\bar{y}_i) \bar{d} = 0 \end{aligned} \quad (4.6)$$

şeklinde yazılabilir. Burada $\bar{d} = \bar{y}_{k+1} - \bar{y}_k$, iterasyonun uygun yön vektörünü göstermektedir.

Denklem (4.6)’da tanımlanan kuadratik alt problem için (4.4)’de verilen KKT koşullarının yeniden düzenlenmesi gerekmektedir. Denklem (4.5) ve (4.6)’daki bağıntılardan yararlanılarak KKT yeniden düzenlendiğinde kuadratik alt problemin gerek koşulları

$$\begin{aligned} \nabla f(\bar{y}_k) + \nabla^2 \ell(\bar{y}_k) \bar{d} + \nabla P(\bar{y}_k)^T \bar{\eta}_k + \nabla Q(\bar{y}_k)^T \bar{\mu}_k &= 0 \\ \bar{\xi}_k^T [P(\bar{y}_k) + \nabla P(\bar{y}_k) \bar{d}] &= 0 \\ \bar{\xi}_k &\geq 0 \end{aligned} \quad (4.7)$$

olarak ifade edilir.

Verilen KKT koşullarından uygun yön vektörü, \bar{d} Lagrange çarpanları $(\bar{\xi}_{k+1}, \bar{\mu}_{k+1})$ cinsinden çözülebilir. Bu işlem $\bar{d} = 0$ bulunana kadar yeni uygun çözümler $(\bar{y}_{k+1} = \bar{y}_k + \bar{d})$ için tekrarlanır. Eğer $\bar{d} = 0$ ise, Denklem (4.1)'deki DOP problemi için KKT koşullarını sağlayan çözüm bulunmuş olur.

Bu bölümde standart SKP algoritması genel hatlarıyla özetlenmiştir. SKP yöntemleri ve uygulamaları üzerine ayrıntılı bilgi ilgili kaynaklarda bulunmaktadır. DOP problemini SKP yöntemlerini kullanarak etkin şekilde çözen algoritmalar MATLAB yazılımında mevcuttur [115].

4.2. Optimal Kontrol Teorisi

Optimal kontrol yöntemleri belirli bir fonksiyoneli⁴ optimum yapacak fonksiyonların belirlenmesi amacıyla geliştirilen matematiksel analiz teknikleridir. Bu özelliklerinden dolayı bazı kaynaklarda “fonksiyon optimizasyonu” olarak da adlandırılmaktadırlar [113]. Bu kısımda optimal kontrol tekniklerine ilişkin temel bağıntılar incelenecektir.

4.2.1. Optimal kontrol problemi

Optimal kontrol problemlerinde incelenen dinamik sistemler genellikle zamana bağımlı, doğrusal olmayan 1. dereceden diferansiyel denklem setleri olarak ifade edilmektedir. Bu tür bir ifadelendirme “durum-uzay” formülasyonu olarak adlandırılmaktadır.

Bu formülasyona göre bir dinamik sistem

$$\dot{\bar{x}}(t) = f(\bar{x}(t), \bar{u}(t), t) \quad (4.8)$$

denkleminde gösterilir.

⁴ Bir fonksiyonel, \mathfrak{R}^n vektör uzayındaki bir vektörü, real sayılar kümesi, \mathfrak{R} 'deki tek bir noktaya dönüştüren bir dönüşüm olarak tanımlanabilir [43]. Bu çalışmada “fonksiyonel” ifadesi yerine “maliyet fonksiyonu” ifadesi kullanılacaktır.

Denklem (4.8)'de $\bar{x}(t) = (x_1, \dots, x_n)^T \in \mathfrak{R}^n$, durum vektörünü; $\bar{u}(t) = (u_1, \dots, u_m)^T \in \mathfrak{R}^m$, kontrol vektörünü; $f = (f_1, \dots, f_n)^T \in \mathfrak{R}^n$, sistem dinamiği fonksiyonlarını göstermektedir.

Problemde optimum değeri araştırılan maliyet fonksiyonu

$$J = K(\bar{x}(t_f), t_f) + \int_{t_o}^{t_f} I(\bar{x}(t), \bar{u}(t), t) dt \quad (4.9)$$

olarak ifade edilmektedir. Burada K , bitiş anındaki maliyet fonksiyonunu; I , integral maliyet fonksiyonunu; t_o ve t_f , sırasıyla başlangıç ve bitiş zamanlarını göstermektedir.

Optimal kontrol probleminin çözümünde Denklem (4.8)'de verilen sistemi, (4.9)'da verilen maliyet fonksiyonunu minimize edecek şekilde yönlendirecek uygun kontrol değişkenleri, \bar{u}^* bulunması amaçlanmaktadır [112]. Bu kontrol değişkenlerine “optimal kontroller” adı verilir.

Problemin tanımladığı $[t_o, t_f]$ aralığında kontrol değişkenleri, $\bar{u}(t)$ 'nin aldığı değerler zamanın bir fonksiyonudur ve “kontrol bilgisi” olarak adlandırılır. Bu kontrol değerleri belirli alt ve üst limitlerle sınırlı olabilirler. Bu sınırların oluşturduğu kümeye “kontrol kümesi”, Ω adı verilir. Tanımlanan $[t_o, t_f]$ aralığında Ω 'nun elemanı olan kontrollere “uygun kontroller” adı verilir. Bir kontrolün optimal olabilmesi için öncelikle uygun kontrol olması gereklidir. Optimal kontroller altında Denklem (4.8)'deki sistemin durum değişkenlerinin $[t_o, t_f]$ aralığında aldığı değerlere de optimal “durum bilgisi” ya da ekstremal “yörünge”, $\bar{x}^*(t)$ adı verilir.

Optimal kontrol probleminin maliyet fonksiyonu Denklem (4.9)'de verilen formdaysa, bu problem “Bolza” problemi olarak adlandırılır. Bitiş anındaki maliyet fonksiyonu, $K \equiv 0$ olduğunda bu problem “Lagrange”, integrant maliyet fonksiyonu, $I \equiv 0$ olduğunda ise “Mayer” problemi olarak ifade edilir. Söz konusu problemler istendiğinde uygun değişkenler kullanılarak birbirine dönüştürülebilir [111].

4.2.2. Minimum prensibi

Denklem (4.9)'da verilen maliyet fonksiyonunun minimumu aranırken (4.8)'de verilen sistem dinamiği kısıtlayıcılarının da maliyet fonksiyonuna eklenmesi gereklidir. Bunun için integrant maliyet terimini ve sistem dinamik denklemleriyle birleştiren Hamiltonian fonksiyonunun kullanılması uygundur.

Hamiltonian fonksiyonu

$$H(\bar{x}(t), \bar{u}(t), \bar{\lambda}(t), t) = I(\bar{x}(t), \bar{u}(t), t) + \bar{\lambda}^T f(\bar{x}(t), \bar{u}(t), t) \quad (4.10)$$

şeklinde ifade edilir. Burada $\bar{\lambda} = (\lambda_1, \dots, \lambda_n)^T \in \mathfrak{R}^n$, yardımcı durum vektörünü göstermektedir.

Denklem (4.8) ve (4.10) kullanılarak (4.9) yeniden düzenlenirse genişletilmiş maliyet fonksiyonu, J_G elde edilir.

$$J_G = K(\bar{x}(t_f), t_f) + \int_{t_0}^{t_f} (H(\bar{x}(t), \bar{u}(t), \bar{\lambda}(t), t) - \bar{\lambda}^T \dot{\bar{x}}(t)) dt \quad (4.11)$$

Denklem (4.11)'deki son terim kısmi integrasyon kullanılarak yeniden yazılırsa aşağıdaki ifade elde edilir.

$$\begin{aligned} J_G &= K(\bar{x}(t_f), t_f) - \bar{\lambda}^T(t_f)x(t_f) + \bar{\lambda}^T(t_0)x(t_0) \\ &+ \int_{t_0}^{t_f} (H(\bar{x}(t), \bar{u}(t), \bar{\lambda}(t), t) + \dot{\bar{\lambda}}^T \bar{x}(t)) dt \end{aligned} \quad (4.13)$$

Denklem (4.13)'de verilen J_G 'nin $(\bar{x}, \bar{u}, \bar{\lambda}, t)$ değişkenlerine göre 1. varyasyonu ekstremal yörünge boyunca değişmemelidir.

$$\begin{aligned} \delta J_G &= \left[\frac{\partial}{\partial \bar{x}} K(\bar{x}^*(t_f), t_f) - \bar{\lambda}^*(t_f) \right]^T \delta \bar{x}(t_f) \\ &+ \left[H(\bar{x}^*(t_f), \bar{u}^*(t_f), \bar{\lambda}^*(t_f), t_f) + \frac{\partial}{\partial t} K(\bar{x}^*(t_f), t_f) \right] \delta t_f \\ &+ \int_{t_0}^{t_f} \left[H(\bar{x}^*(t), \bar{u}^*(t), \bar{\lambda}^*(t), t) + \dot{\bar{\lambda}}^*(t) \right]^T \delta \bar{x} dt \\ &+ \int_{t_0}^{t_f} \left[\frac{\partial}{\partial \bar{u}} H(\bar{x}^*(t), \bar{u}^*(t), \bar{\lambda}^*(t), t) \right]^T \delta \bar{u} dt \\ &+ \int_{t_0}^{t_f} \left[\frac{\partial}{\partial \bar{\lambda}} H(\bar{x}^*(t), \bar{u}^*(t), \bar{\lambda}^*(t), t) - \dot{\bar{x}}^*(t) \right]^T \delta \bar{\lambda} dt = 0 \end{aligned} \quad (4.14)$$

Denklem (4.14)'de J_G 'nin başlangıç durum değişkenleri $\bar{x}(t_0)$ ve başlangıç zamanı t_0 'a göre 1. varyasyonunun sıfır olduğu kabul edilmiştir ($\delta\bar{x}(t_0) = 0$ ve $\delta t_0 = 0$). Denklem (4.14)'in sağlanması için integralli ifadelerin, integral limitlerine (t_0, t_f) bakılmaksızın sıfır olması gereklidir.

Bu durumda optimallik gerek koşulları

$$\begin{aligned}\dot{x}^* &= \frac{\partial}{\partial \lambda} H(x^*, u^*, \lambda^*, t) \\ \dot{\lambda}^* &= -\frac{\partial}{\partial \bar{x}} H(x^*, u^*, \lambda^*, t) \\ \frac{\partial}{\partial u} H(x^*, u^*, \lambda^*, t) &= 0 \\ \forall t &\in [t_0, t_f]\end{aligned}\tag{4.15}$$

şeklinde ifade edilir.

Bunun yanı sıra genişletilmiş maliyet fonksiyonunun integral dışındaki ifadelerinin 1. varyasyonu da ekstremal yörüngede sıfır olmalıdır.

Buna göre Denklem (4.15)'de verilen denklem setlerinin bitiş koşulu

$$\left[\frac{\partial}{\partial \bar{x}} K(\bar{x}^*, t_f) - \bar{\lambda}^* \right]_{t=t_f}^T \delta \bar{x} + \left[H(\bar{x}^*, \bar{u}^*, \bar{\lambda}^*, t_f) + \frac{\partial}{\partial t} K(\bar{x}^*, t_f) \right]_{t=t_f} \delta t_f = 0 \tag{4.16}$$

olarak yazılabilir.

Denklem (4.15)'deki ilk denklem seti (4.8)'deki durum denklemlerini vermektedir. İkinci denklem setiyse “yardımcı durum denklemleri olarak adlandırılır. Son denklem seti, bir optimal kontrolün Hamiltonian fonksiyonunu minimize etmesi gerek koşulunu ifade eden “minimum prensibini” göstermektedir. Denklem (4.15)'deki bu ifade kontrol fonksiyonunun sınırlı olmadığı durumlar için yazılmıştır. İncelenen problemde kontroller üzerindeki sınırların gevşek olması durumunda bu koşul geçerlidir⁵.

⁵ Örneğin, problemde kontrol fonksiyonunun aldığı değerler kontrol limitlerinin çok altında olabilir.

4.2.3. Sınır koşulları

Optimal kontrol problemlerini çözümü için Denklem (4.15)'de verilen durum ve yardımcı durum denklemlerinin sınır koşullarının tanımlanması gereklidir. Bu sınır koşulları genellikle başlangıç ve bitiş koşulları olarak ifade edilirler. Durum değişkenleri için başlangıç koşullarının bilinen değerler olarak kabul edilmesi makul bir yaklaşımdır.

Bitiş koşulları ise Denklem (4.16)'da genel bir ifadeyle verilmiştir. Problemin tanımlanma şekline göre bu koşullar farklı formlarda ifade edilebilirler. Bitiş koşulları bitiş zamanı, t_f 'nin ve bu bitiş zamanındaki durum değişkenlerinin bilinip bilinmesine göre şekillendirilir.

Eğer, bitiş zamanı, t_f 'nin problemde biliniyorsa, t_f anında zamanda herhangi bir değişim gerçekleşmez ($\delta t_f = 0$). Buna göre iki ayrı durum olasılığı ortaya çıkmaktadır. Birinci durumda, t_f anındaki durum değişkenleri biliniyorsa, t_f anında bu değişkenlerde herhangi bir değişim gerçekleşmeyecektir ($\delta \bar{x}(t_f) = 0$). Bu değişimler ($\delta t_f = 0$ ve $\delta \bar{x}(t_f) = 0$) Denklem (4.16)'da yerine konulduğunda “transversality” koşulları ortadan kalkacaktır.

Bu durumda sınır koşulları

$$\begin{aligned}\bar{x}^*(t_0) &= x_0 \\ \bar{x}^*(t_f) &= x_f\end{aligned}\tag{4.18}$$

şeklinde yazılabilir.

İkinci durumda, eğer durum değişkenlerinin alacağı değerler bilinmiyorsa ya da bir başka değişle serbestse, t_f anında bu değişkenlerde bir değişim söz konusudur ($\delta \bar{x}(t_f) \neq 0$). Böylelikle Denklem (4.16)'daki 1. terim bitiş koşulu olarak kalacaktır.

Buna göre sınır koşulları

$$\begin{aligned}\bar{x}^*(t_0) &= x_0 \\ \frac{\partial}{\partial \bar{x}} K(\bar{x}^*, t_f) - \bar{\lambda}^* &= 0\end{aligned}\tag{4.19}$$

şeklinde ifade edilebilir.

Bitiş zamanı, t_f 'nin serbest olması daha genel bir durumdur ve bunun sonucunda bitiş anındaki durum değişkenlerinin serbest olup olmamasına göre iki

ayrı sınır koşulu seti yazılabilir. Bitiş anındaki durum değişkenlerin değerleri biliniyorsa, $\bar{\delta x}(t_f) = 0$ olacağından sınır koşullarını aşağıdaki denklemlerle ifade etmek mümkündür.

$$\begin{aligned}\bar{x}(t_0) &= x_0 \\ \bar{x}(t_f) &= x_f \\ H(\bar{x}^*, \bar{u}^*, \bar{\lambda}^*, t_f) + \frac{\partial}{\partial t} K(\bar{x}^*, t_f) &= 0\end{aligned}\tag{4.20}$$

Bitiş anındaki durum değişkenlerinin değerleri serbestse sınır koşulları

$$\begin{aligned}\bar{x}(t_0) &= x_0 \\ \frac{\partial}{\partial \bar{x}} K(\bar{x}^*, t_f) - \bar{\lambda}^* &= 0 \\ H(\bar{x}^*, \bar{u}^*, \bar{\lambda}^*, t_f) + \frac{\partial}{\partial t} K(\bar{x}^*, t_f) &= 0\end{aligned}\tag{4.21}$$

şeklinde ifade edilebilir.

Bu son durumda Denklem (4.16)'dan gelen iki koşulda sınır koşullarına dâhil edilmektedir. Bu koşulların dışında, bazı optimal kontrol problemlerinde bitiş anındaki durum değişkenleri zamana, durum değişkenlerine veya bunların her ikisine bağlı fonksiyonlar olarak da verilebilir. Bu sınır koşullarına ilişkin daha farklı ve özel koşullar ilgili kaynakta ayrıntılı olarak incelenmiştir [112].

5. PROBLEMİN MODELLENMESİ

5.1. Problemin Tanımı

İncelenen problemde yatay düzlemde rotaları kesişen uçak çiftinin arasındaki çatışmayı minimum zaman için uzlaşmasız çözen stratejiler araştırmaktadır. Bölüm 3’de de belirtildiği üzere yatay düzlemde sadece hız değiştirme ve ardışık yön-hız değiştirme olmak üzere iki ayrı çözüm stratejisi ele alınacaktır.

Problemde başlağıç anı ve bu anda uçakların hızları ve birbirlerine göre açısıl konumlarının (baş açısı farkı) değerleri belirlidir. Çözüm sağlandığında ise uçakların orijinal hız ve rotalarına dönmeleri istenmektedir. Problemin bitiş anının değeri serbesttir ve durum değışkenlerinin bitiş koşullarında aldığı değerler, bu süreye ve çatışma geometrisinin koşullarına bağılıdır. Problem, kısıtlayıcı bir optimizasyon problemidir ve bu kısıtlayıcılar iki gurup altında sınıflandırılabilir. Bunlardan birincisi hava trafik sisteminde belirlenen yatay güvenli ayırma mesafesi kısıtlayıcı, diğeri ise uçakların üzerindeki uçuş ve manevra kısıtlayıcılarıdır. Kullanılan kaçınma ve düzeltme manevralarının türüne göre bu kısıtlayıcıların bir kısmı veya tümü problemin durum ve kontrol değışkenleri üzerinde etkili olabilir.

Problemin matematiksel modellemesinin yapılabilmesi için öncelikle yatay düzlemde bir uçağıa ait hareket denklemlerinin formüle edilmesi gereklidir. Daha sonraki aşamada uçak çiftinin oluşturduğu sisteme ilişkin geometrik ve kinematik çatışma koşullarının belirlenmesine ihtiyaç vardır. Buradan elde edilen ifadeler uçak çiftine ait hareket denklemlerinin ve sınır koşullarının oluşturulmasında kullanılır. Kaçınma ve düzeltme manevraları ardışık kullanıldığı için problemi kullanılan manevranın türüne göre alt bölümlere ayırarak çözmek mümkündür. Bu çerçevede hem kullanılacak algoritmalarındaki hesaplamalar basitleşecek hem de pilot ve/veya kontrolörlerce anlaşılması ve uygulanması kolay çözümler elde edilecektir. Problemin modellenmesi ve çözümüne ilişkin süreçler bundan sonraki bölümlerde tanımlanacaktır.

5.2. Hareket Denklemleri

Noktasal kütle olarak değerlendirilen tepkili motorlu bir uçağa ait yatay düzlemdeki hareket denklemleri aşağıdaki durum uzay formunda yazılabilir.

$$\dot{x}(t) = v(t) \cos \psi(t) \quad (5.1)$$

$$\dot{y}(t) = v(t) \sin \psi(t) \quad (5.2)$$

$$\dot{v}(t) = \frac{1}{m} (T(\sigma, M, \eta) - D(\sigma, M, \alpha)) \quad (5.3)$$

$$\dot{\psi}(t) = \frac{1}{m} L(\sigma, M, \alpha) \sin \phi \quad (5.4)$$

$$L(\sigma, M, \alpha) - mg \cos \phi = 0 \quad (5.5)$$

Bu denklemlerde $x(t)$, uçağın uzunlamasına eksenindeki konumunu; $y(t)$, uçağın yanal eksenindeki konumu; $v(t)$, izafi hava hızını; $\psi(t)$, uçağın baş açısını; m , uçağın kütesini; σ , havanın izafi yoğunluğunu; M , Mach sayısını; η , gaz kolu parametresini; α , hücum açısını; ϕ , uçağın yatış açısını; L , aerodinamik taşıma kuvvetini; D , aerodinamik sürüklenme kuvvetini; T , motor çekme kuvvetini; g , yer çekimi ivmesini göstermektedir.

Denklem (5.1)-(5.7), noktasal kütle için yazılan üç boyutlu genel hareket denklemlerine dayanmaktadır. Genel hareket denklemlerinin çıkarılmasına ilişkin kabüller ve işlemler EK.1’de gösterilmiştir. Yatay düzlemdeki hareket denklemlerinin türetilmesinde, EK.1’dekilere ek olarak, aşağıda sıralanan kabüller kullanılmaktadır.

1. Problemin ele alındığı zaman aralığında, uçağın kütesinde meydana gelebilecek değişimler, uçağın toplam kütesine kıyasla ihmal edilecek kadar küçüktür. Dolayısıyla uçağın kütlesi sabittir. Hesaplamalarda, bu kütle ilgili kaynakta verilen “referans kütle” değerine eşit kabul edilmiştir [116].
2. Uçağın motorları tarafından üretilen çekme kuvveti (T), uçağın izafi hız vektörüyle aynı doğrultudadır. Bu durumda, çekme hücum açısının (α_r) değeri sıfır derecedir.
3. Uçağın yörünge açısı (γ) ve açısal hızı ($\dot{\gamma}$) sıfırdır.

4. Uçuş irtifasında meydana gelebilecek değişimler, bağımsız bir kontrol sistemince otomatik olarak ayaralanan konfigürasyon değişiklikleriyle engellenmektedir. Dolayısıyla uçak, verilen irtifada düz uçuş gerçekleştirmektedir.
5. Uçak koordine viraj manevrasıyla (sıfır kaymayla) baş açısını değiştirmektedir.
6. Uçağın uçuş yaptığı ortamda rüzgar hızı ve ivmesi sıfırdır.

Denklem (5.3)-(5.5)'deki aerodinamik kuvvetler

$$L(\sigma, M, \alpha) = \frac{1}{2} \bar{\gamma} \cdot \rho M^2 S \cdot C_L(\alpha) \quad (5.6)$$

$$D(\sigma, M, \alpha) = \frac{1}{2} \bar{\gamma} \cdot \rho M^2 S \cdot C_D(C_L, M) \quad (5.7)$$

şeklinde ifade edilmektedir. Bu denklemlerde $\bar{\gamma}$, özgül ısı oranını; ρ , statik hava basıncını; S , kanat planform alanını; C_L , aerodinamik taşıma katsayısını; C_D , aerodinamik sürüklenme katsayısını göstermektedir.

Boyutsuz aerodinamik katsayılar (C_L ve C_D), uçuş şartlarına ve uçağın konfigürasyonuna bağlıdır. Tepkili motorlu sübsonik yolcu taşıma uçakları için bu aerodinamik bağıntılar EK-3'de verilmiştir.

Denklem (5.3)'deki motor çekme kuvveti (T);

$$T(\sigma, M, \eta) = \eta T_{nom}(\sigma, M) \quad (5.8)$$

şeklinde ifade edilebilir. Burada T_{nom} , motor tarafından verilen uçuş irtifası ve Mach sayısında üretilen “nominal” çekme kuvvetini göstermektedir.

Tepkili motorlardaki nominal çekmenin bu uçuş koşullarına göre değişimini veren bağıntılar EK-3'de verilmiştir.

Mach sayısı (M), ses hızı (a_s) ve izafi hava yoğunluğu (σ);

$$M(t) = v(t) / a_s \quad (5.9)$$

$$a_s = \sqrt{\bar{\gamma} R T} \quad (5.10)$$

$$\sigma(h) = \rho(h) / \rho_0 \quad (5.12)$$

şeklinde formüle edilebilir. Bu denklemlerde R , evrensel gaz sabitini; \bar{T} , hava sıcaklığını; h , uçuş irtifasını; ρ , havanın yoğunluğunu; ρ_0 , deniz seviyesindeki havanın yoğunluğunu göstermektedir.

Uçuş yapılan ortamın koşulları (ρ, p, \bar{T}) , belirlenirken Uluslararası Standart Atmosfer (ISA) modeli kullanılmıştır. ISA modeline ilişkin bağıntılar ve kabuller EK-4'de verilmiştir.

5.3. Çatışma Probleminin Formülasyonu

İncelenen hava trafik çatışma probleminin modellenebilmesi için hareket denklemlerinin uçak çiftleri için yeniden düzenlenmesi gereklidir. Bu düzenlemede öncelikle çatışmaya giren çatışma koşulları (uçakların arasındaki geometrik ve kinematik bağıntıları) ve uçak çiftinin hareket denklemleri uzlaşmasız çözüm manevraları için yazılmalıdır.

5.3.1. Çatışma koşulları

Yatay düzlemde rotaları kesişen iki uçağın çatışma geometrisi Şekil 5.1'de gösterilmektedir. Çatışmaya giren uçaklar ve onlara ait durum değişkenleri, 1 ve 2 indisleriyle numaralandırılmıştır. Uçaklar arasındaki uzlaşmasız çözümlerin incelenmesi nedeniyle manevralar sadece uçakların biri tarafından gerçekleştirilirken diğer uçağın hızını ve rotasını çözüm süresince koruması öngörülmüştür. Bölüm 5.3.2'de verilen yol kuralları çerçevesinde, incelenen çatışmalar için 1. uçağın (U_1) 2. uçağa (U_2) yol verme durumunda olduğu kabul edilmiştir. Buna göre U_1 için kinematik ve dinamik bağıntıların yazılması söz konusuysen, U_2 için sadece kinematik bağıntıların tanımlanması yeterli olacaktır.

Çatışma süresince, U_1 ve U_2 'nin birbirlerine göre açısal ve doğrusal konumlarını yazarken genel çerçeveyi kaybetmeden U_2 'nin konumu ve rotası referans olarak kullanılabilir (Şekil 5.1). Bu durumda uçakların birbirlerine göre açısal ve doğrusal konumları aşağıdaki bağıntılarla tanımlanabilir.

$$\theta(t) = \psi_1(t) - \psi_2 \quad (5.13)$$

$$s(t) = ((x_1(t) - x_2(t))^2 + y_1^2(t))^{1/2} \quad (5.14)$$

Bu denklemlerde $\theta(t)$, uçaklar arasındaki rota kesişim açısını; $s(t)$, yatay ayırma mesafesini göstermektedir.

Denklemlerde, seçilen referans sistemine göre U_2 'nin yanal konumu (y_2) sabittir ve değeri "0" olarak alınmıştır. Benzer şekilde U_2 'nin baş açısı (ψ_2) da sabittir ve değeri "0" olarak alınabilir. Uçaklar arasında çatışma meydana gelmesi durumunda $s(t)$;

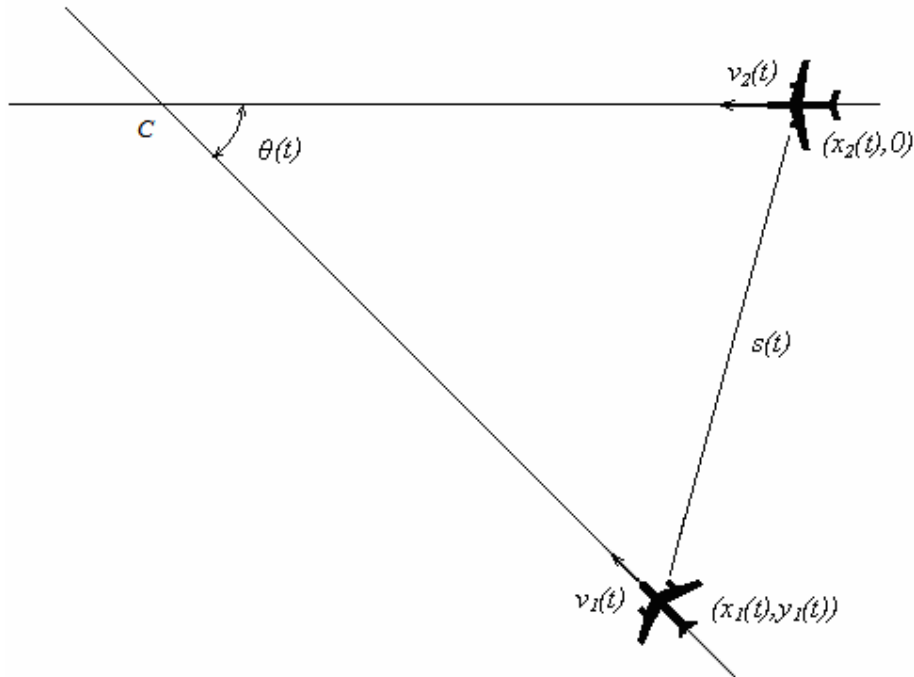
$$s(t) < s_y \quad (t \in [t_0, t_f]) \quad (5.15)$$

olmalıdır. Burada s_y minimum emniyetli yatay ayırma mesafesini; t_0, t_f , problemin başlangıç ve bitiş anlarını göstermektedir.

Bölüm 3.3.3'de belirtildiği gibi yol hava sahalarında $s_y=9,26$ km'ye (5 nm) karşılık gelmektedir. Çatışma koşullarının belirlenmesinde $\theta(t)$ ve $s(t)$ 'nin yanı sıra, uçakların başlangıç hızlarının oranı da önemli bir etmendir. Başlangıç anında (t_0) uçakların seyir hızlarının $v_1(t_0) = v_{10}$ ve $v_2(t_0) = v_{20}$ olduğu kabul edilirse, hız oranı (VR);

$$VR = \frac{v_{20}}{v_{10}} = \frac{M_{20}}{M_{10}} \quad (5.16)$$

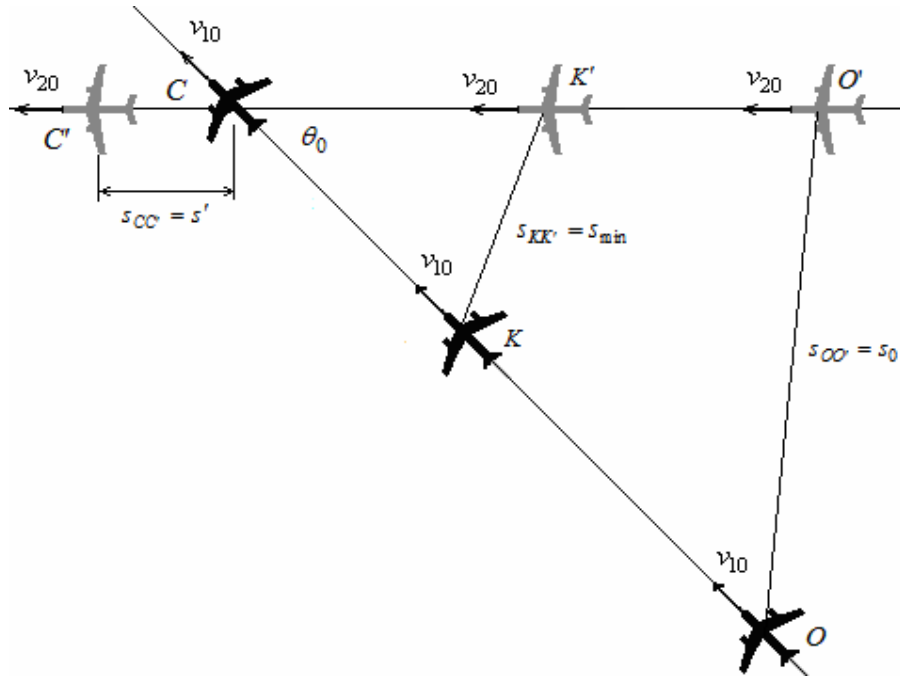
şeklinde ifade edilir. Burada M_{10} ve M_{20} , U_1 ve U_2 'nin başlangıç anındaki (t_0) seyir Mach sayılarını göstermektedir.



Şekil 5. 1. Çatışma geometrisi ve uçakların birbirlerine göre açısal ve doğrusal konumları

Uçakların hızların farklı olması durumunda yol kurallarına göre, seyir hızı daha düşük U_1 'in ($v_{10} < v_{20}$) çözüm manevralarını gerçekleştirecektir. Dolayısıyla, hız oranının değeri her koşulda $VR \geq 1$ olmalıdır. İncelenen hava sahasında, ticari yolcu uçaklarının (EK-5) seyir hızları birbirine yakındır. Bundan dolayı VR 'nin değeri de bire yakın değerler olarak öngörülebilir. VR 'nin ele alınan uçak tipleri için alabileceği üst değer, EK-6'da pratik olarak belirlenmiştir.

Çatışma koşullarını belirleyen bir diğer parametre de uçakların birbirlerine en yakın oldukları yatay ayırma mesafesinin büyüklüğüdür (s_{\min}). Uçaklar K ve K' noktalarındayken aralarındaki mesafe, $s_{MM'} = s_{\min}$ olarak kabul edilirse (Şekil 5.2), $0 < s_{\min} < s_y$ olduğunda uçakların arasında çatışma kaçınılmazdır. Tanımlanan s_{\min} değeri ne kadar küçükse yaşanacak çatışma o derece tehlikeli bir hal alır. Örneğin, $s_{\min} = 0$ olursa, engelleyici bir manevra yapılmadığı takdirde uçakların C noktasında çarpışacaklardır. Bunun dışında, $s_{\min} = s_y$ olduğunda ise herhangi bir çatışma söz konusu olmayacaktır.



Şekil 5. 2. Çatışma esnasında uçakların t_0 , t_{\min} ve t_c anlarında birbirlerine göre konumları

U_1 'in C (ya da U_2 'in C') noktasına vardığı an $t = t_c$ olarak alınırsa C noktasına göre yeni bir zaman ölçeği, $\tau = t_c - t$ şeklinde tanımlanabilir. Bu ölçeğe göre U_1 'in K (ya da U_2 'in K') noktasına vardığı $t = t_{min}$ anı, $\tau_{min} = t_c - t_{min}$ olacaktır. U_1 'in C noktasına vardığı $t = t_c$ (ya da $\tau = 0$) anında uçaklar arasındaki mesafe $s_{CC'} = s'$ olarak kabul edilirse, s_{min} mesafesini C noktasına göre

$$s_{min} = ((s' + v_{10}(\cos \theta - VR) \cdot \tau_{min})^2 + (v_{10} \sin \theta \cdot \tau_{min})^2)^{1/2} \quad (5.17)$$

şeklinde ifade etmek mümkündür.

Buna göre s_{min} mesafesininin gerçekleştiği τ_{min} anı;

$$\tau_{min} = \frac{s'(VR - \cos \theta)}{v_{10}(VR^2 - 2VR \cos \theta + 1)} \quad (5.18)$$

olarak ifade edilir.

Bu durumda s' mesafesini s_{min} , VR ve θ cinsinden

$$s' = \frac{s_{min}}{\left(\left(1 - \frac{(VR - \cos \theta)^2}{VR^2 - 2VR \cos \theta + 1} \right)^2 + \left(\frac{(VR - \cos \theta) \sin \theta}{VR^2 - 2VR \cos \theta + 1} \right)^2 \right)^{1/2}} \quad (5.19)$$

hesaplamak mümkündür.

Şekil 5.2'deki sistemin başlangıç ve bitiş koşulları da çatışma konfigürasyonunun parametreleri (VR , θ , s_{min} ve v_{10}) cinsinden yazılabilir. Sistemin $t = t_0$ (ya da $\tau = t_c - t_0$) anındaki durum değişkenlerinin değerleri C noktasına göre sırasıyla;

$$(x_1(t_0), y_1(t_0)) = (|OC| \cos \theta_0, |OC| \sin \theta_0) \quad (5.20)$$

$$(x_2(t_0), y_2(t_0)) = (VR \cdot |OC|, 0) \quad (5.21)$$

$$M_1(t_0) = M_{10} \quad (v_1(t_0) = v_{10}) \quad (5.22)$$

$$M_2(t_0) = VR \cdot M_{10} \quad (v_2(t_0) = VR \cdot v_{10}) \quad (5.23)$$

$$\theta(t_0) = \theta_0 \quad (5.24)$$

şeklinde yazılabilir.

Denklem (5.20)-(5.21)'deki $|OC|$ mesafesi, minimum toplam kaçınma zamanına bağlı olarak belirlenecektir. Sistemin $t = t_c$ (ya da $\tau = 0$) anındaki durum değişkenlerini ise

$$(x_1(t_c), y_1(t_c)) = (0,0) \quad (5.25)$$

$$(x_2(t_c), y_2(t_c)) = (-s',0) \quad (5.26)$$

$$M_1(t_c) = M_1^0 \quad (v_1(t_c) = v_{10}) \quad (5.27)$$

$$M_2(t_c) = VR \cdot M_{10} \quad (v_2(t_c) = VR \cdot v_{10}) \quad (5.28)$$

$$\theta(t_c) = \theta_0 \quad (5.29)$$

şeklinde ifade etmek mümkündür.

5.3.2. Uçak çiftinin hareket denklemleri

Çatışmaya giren uçak çiftinin hareket denklemleri Denklem (5.13),(5.14) ve (5.16)'daki geometrik ve kinematik ifadeleri kullanarak yeniden düzenlendiğinde aşağıdaki bağıntılar elde edilir.

$$\dot{x}_1(t) = a_s M_1(t) \cos \theta(t) \quad (5.30)$$

$$\dot{y}_1(t) = a_s M_1(t) \sin \theta(t) \quad (5.31)$$

$$\dot{x}_2(t) = VR \cdot (a_s M_{10}) \quad (5.32)$$

$$\dot{M}_1(t) = \frac{1}{a_s m_1} (\eta_1 T_{1nom}(\sigma, M_1) - D_1(\sigma, M_1, \alpha_1)) \quad (5.33)$$

$$\dot{\theta}(t) = \frac{g}{a_s M_1(t)} \tan \phi_1 \quad (5.34)$$

Denklem (5.30)-(5.33)'de işlemlerde kullanım kolaylığı açısından hız ifadesi yerine Mach sayısı tercih edilmiştir. Bu sistemde $(x_1, y_1, M_1, y_2, \theta)$ durum değişkenleri, (η_1, ϕ_1) ise kontrol değişkenleridir.

Sistemdeki durum değişkenlerinin başlangıç koşulları, Denklem (5.20)-(5.24)'de ifade edilen çatışma öncesi başlangıç koşullarına eşittir. Sistemin bitiş koşulları ise bitiş anına (t_f) bağlı olarak ifade edilir. Çatışma çözümünün gerçekleştiği t_f anında manevra yapan U_I 'in orijinal rotasına ve hızına dönmesi beklenmektedir. Bu durumda sistemin bitiş koşullarını aşağıdaki bağıntılarla ifade etmek mümkündür.

$$y_1(t_f) - y_{10} = \tan(\theta_0)((x_1(t_f) - x_{10})) \quad (5.35)$$

$$(x_2(t_f), y_2(t_f)) = (VR \cdot M_{10} \cdot (t_f - t_0), 0) \quad (5.36)$$

$$M_1(t_f) = M_{10} \quad (v_1(t_f) = v_{10}) \quad (5.37)$$

$$M_2(t_f) = VR \cdot M_{10} \quad (v_2(t_f) = VR \cdot v_{10}) \quad (5.38)$$

$$\theta(t_f) = \theta_0 \quad (5.39)$$

İncelenen sistem öncelikle hava trafik standartlarının ortaya koyduğu minimum emniyetli ayırma kısıtlayıcısına tabidir. Bu kısıtlayıcı, Denklem (5.15)'de verilen bağıntı yeniden düzenlenerek $t \in [t_0, t_f]$ zaman aralığı için

$$s(t) = ((x_1(t) - x_2(t))^2 + y_1^2(t))^{1/2} \geq s_y \quad (5.40)$$

şeklinde ifade edilebilir.

Hava trafik ayırma kısıtlayıcısına ek olarak sistemdeki uçaklar bir dizi uçuş ve manevra kısıtlayıcılarına tabidirler. İlgili kaynaklarda bu kısıtlayıcılar farklı fiziksel, performans ve hizmet özellikleri gösteren uçaklar için kapsamlı şekilde incelenmektedir [117-120]. Bu problemde ele alınan tepkili motorlu yolcu taşıma uçakları için uçuş kısıtlayıcıları aşağıdaki bağıntılarla tanımlanmıştır.

$$h_{\min} \leq h_1 \leq h_{mo1} \quad (5.41)$$

$$M_{md1} \leq M_1(t) \leq M_{mo1} \quad (5.42)$$

Burada h_{\min} , incelenen hava sahasının taban irtifasını; h_{mo1} , U_1 'in maksimum işletme irtifasını; M_{md1} , U_1 'in minimum sürüklenme Mach sayısını; M_{mo1} , U_1 'in maksimum işletme Mach sayısını göstermektedir.

Denklem (5.40)'daki irtifa aralığının alt limiti h_{\min} , Bölüm 3.3.2'deki kıstaslara göre tanımlanmıştır. Üst limit h_{mo1} ise uçağın kabin elemanlarının (kokpit camları, pencere panelleri vb.) emniyetli şekilde dayanabileceği maksimum kabin basınç farkına bağlıdır. Denklem (5.41)'de tanımlanan Mach sayısı aralığının dışına çıkılması durumundaysa uçuş kararlılığının yitilmesi ve yapısal titreşim gibi sorunlar belirmektedir. Bu çalışmada seçilen uçak tiplerine ait maksimum işletme irtifaları ve Mach sayıları Çizelge EK 5.1'de verilmiştir. Uçuş Mach sayısı limitleri, U_2 için de U_1 'in başlangıç Mach Sayısına (M_{10}) ve hız oranına (VR) bağlı olarak aşağıdaki gibi tanımlanabilir.

$$M_{10} = M_{cr} \leq M_2 \leq VR_{maks} \cdot M_{cr} \quad (5.43)$$

$$1 \leq M_2 \leq (VR)_{maks} \quad (5.44)$$

Burada M_{cr} , U_I 'in verilen irtifadaki (optimum) seyir Mach sayısını; VR_{maks} , Maksimum hız oranını göstermektedir.

Seçilen uçak tipleri için VR_{maks} EK-6'da belirlenmiştir. Verilen irtifada U_I için optimum yakıt tüketimi sağlayan M_{cr} , yapılan analiz için uygun bir referans değeri olması nedeniyle başlangıç Mach sayısı (M_{10}) olarak seçilmiştir. M_{cr} 'in hesaplanması EK-7'de gösterilmiştir.

İncelenen uçakların manevra limitleri, bir uçağın belirli bir irtifa ve uçuş durumundaki hızlanma, yavaşlama ve dönüş yeteneklerinin (dolayısıyla uygulanabilecek çatışma çözüm manevralarının) belirlenmesinde önemli bir rol oynamaktadır. Manevralarda kullanılacak kontrol değişkenlerinin üzerindeki kısıtlayıcılar bu limitlere bağlıdır. Kontrol kısıtlayıcıları;

$$\eta_{min} \leq \eta_1(t) \leq \eta_{maks} \quad (5.44)$$

$$\phi_1(t) \leq \phi_{maks} \quad (5.45)$$

bağıntılarıyla tanımlanabilir. Bu denklemlerde η_{min}, η_{maks} minimum ve maksimum gaz kolu ayarlarını; ϕ_{maks} , maksimum yatış açısını göstermektedir.

Çalışmada incelenen yolcu uçaklarına ilişkin manevra kontrol limitlerinin hesaplanması EK-9'da gösterilmiştir.

5.4 Minimum Zaman Çözümleri

5.4.1 Çözüm stratejilerinin formülasyonu

Minimum zaman çözüm stratejilerinin formülasyonunda parametre optimizasyonu tekniklerinin kullanımı uygun bulunmuştur. Hız ve baş açısı değişim manevralarının sabit ivmelenme ve koordine viraj manevralarına dayalı dinamik formülasyonu basit ama etkili bir yaklaşımdır [80,121]. Bu durumda optimizasyon problemindeki hedef ve kısıtlayıcı fonksiyonlarını sürekli zamanda cebirsel ifadeler halinde formüle ederek kolaylıkla çözmek mümkündür. Bu

dinamik modelin hassasiyetini ivmelenme ve yatış açılarındaki zamana bağlı değişimlerin etkilerini düzeltici terimleri hesaba katarak büyük ölçüde artırmak mümkündür. Zamana bağlı dinamiklere ilişkin düzeltici terimler EK-8'de verilmiştir. Bu terimler kullanılarak formülasyonun yalınlığından ödün vermeden katı cisim modellemesine yakın hassasiyette çözümler elde edilebilir.

Minimum zaman çözümleri, maksimum ivmeyle yavaşlama-hızlanma ve maksimum yatış açısıyla koordine dönüş manevralarını gerektirmektedir. Bu manevralara dair kontrol kısıtlayıcıları EK-9'da incelenmiştir.

5.4.2 Hız değişim stratejisi

Yalnızca hız değişiminin kullanıldığı kaçınma manevralarında rotaların geometrik biçiminde herhangi bir değişim olmamaktadır. Verilen yol kuralları, uçuş ve çatışma koşulları doğrultusunda minimum sürede yavaşlama manevrasıyla kaçınma ve minimum sürede hızlanma manevrasıyla düzeltmenin gerçekleştirilmesi çözüm için öngörülmüştür.

Çözüm stratejisi Şekil 5.3'de gösterilmektedir. Bu stratejide U_I , $t = t_0$ anında kaçınma manevrasını başlatmakta ve C noktasına $t = t_C$ (U_I 'in hızını değiştirmeden C noktasına varma süresi) yerine $t = \bar{t}_C$ ($\bar{t}_C > t_C$) süresinde ulaşmaktadır. Problemden U_I 'in orijinal hızına dödüğü an ise $t = t_B$ 'dir. Bu çözüm stratejisi aşağıda verilen üç temel aşamadan oluşmaktadır.

- (1) Yavaşlama aşaması: $O-A$ noktaları arasında U_I , minimum zamanda emniyetli ayırmayı sağlamak amacıyla O noktasından ($t = t_0$ ya da $\tau = \bar{t}_C - t_0$ anından) maksimum ivmeyle yavaşlamaya başlar. Bu manevra U_I 'in hızının A noktasında ($t = t_A$ ya da $\tau = \bar{t}_C - t_A$ anında) minimum sürüklenme hızına düşmesine kadar sürdürülür. Hesaplamalarda kolaylık sağlamak amacıyla $t_0 = 0$ ($\tau = \bar{t}_C$) olarak alınmıştır.
- (2) Düşük hızla seyir aşaması: $A-C$ noktaları arasında ($t = t_A$ ya da $\tau = \bar{t}_C - t_A$ anından $t = \bar{t}_C$ ya da $\tau = 0$ anına kadar) U_I , minimum sürüklenme hızında seyir gerçekleştirerek minimum yatay ayırma

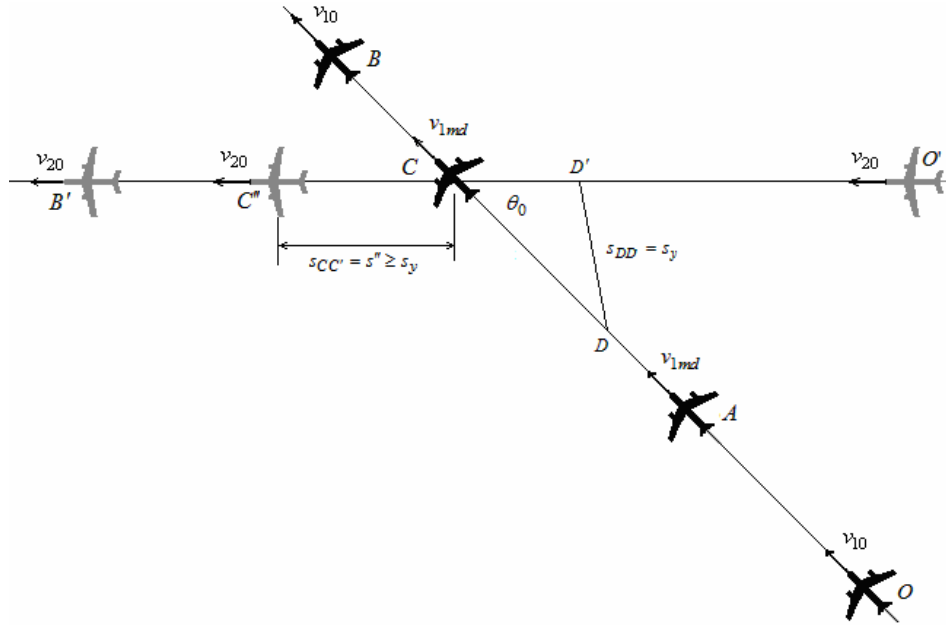
mesafesini korur. Bu aralıkta uçakların birbirine en yakın oldukları $D - D'$ noktaları arasındaki mesafe minimum yatay ayırma mesafesine (s_y) eşit olacaktır. U_I C noktasına ulaştığında uçaklar arasındaki mesafe (s''), bu aşama için minimum zamanda emniyetli çözümü sağlayacak kadar büyük olmalıdır.

- (3) Hız düzeltme aşaması: $C-B$ noktaları arasında U_I 'in yeni bir çatışma yaratmadan minimum zamanda çatışma hızına dönüş gerçekleştirir. U_I B noktasına ulaştığında ($t = t_f$ ya da $\tau = t_f - \bar{t}_C$ anında) Denklem (5.35)-(5.39)'daki koşulları sağlamalıdır.

Bu aşamalara göre minimum toplam çözüm süresi t_f ($t_0 = 0$ ise);

$$\min t_f = \min(t_{OA} + t_{AC} + t_{CB}) \quad (5.46)$$

şeklinde ifade edilebilir. Bu denklemde t_{OA} , yavaşlama süresini ($t_{OA} = t_A - t_0 = t_A$); t_{AC} , düşük hızla seyir aşamasının süresini ($t_{AC} = \bar{t}_C - t_A$) ve t_{CB} , hız düzeltme süresini ($t_{CB} = \bar{t}_C - t_B$) göstermektedir.



Şekil 5. 3. İki uçak arasındaki hız değişimine dayalı kaçınma stratejisi

Denklem (5.46)'da gösterilen t_{OA} süresinin minimum değerini (5.33)'de tanımlanan düz uçuşa ivmelenme bağıntısından yararlanarak

$$\min t_{OA} = \frac{(M_{cr} - M_{1md})}{\underset{\eta_1 \geq \eta_{\min}}{\max} |\dot{M}_1|_{t_{OA}}} + t_{\eta} \quad (5.47)$$

şeklinde ifade etmek mümkündür. Burada t_{η} , gaz kolu yanıtından kaynaklanan toplam gecikme süresidir.

Denklem (5.47)'deki η_{\min} , uzunlamasına eksende yolcu konforu için belirtilen maksimum negatif ivmelenmeye (a_{dec}) karşılık gelen minimum gaz kolu değeridir. Bu iki değer birbirleriyle ilişkisi EK-9'da incelenmiştir. Denklem (5.47)'nin sağındaki ikinci terim, t_{η} uçağın motorlarının gaz komutuna verdiği yanıt (tepki) süresini de hesaba katmak amacıyla denkleme eklenmiştir. Tepkili motorlu yolcu uçaklarının gaz kolu değişimine verdikleri yanıt EK-8'de modellenmiştir. Bu modellemeye göre uçağın gerçekleştireceği yavaşlama manevrası EK-9'da gösterilmiştir.

Denklem (5.46)'da verilen t_{AC} süresinin hesaplanabilmesi için çözüm öncesi ve sonrasındaki geometrik ve kinematik bağıntıların kullanılması gereklidir. Öncelikle, U_I , OC mesafesini hızını değiştirmeksizin t_C süresinde uçağın göre, C noktasına varış süresi

$$t_C = \frac{|OC|}{v_{10}} = \frac{|OA|}{v_{10}} + \frac{|AC|}{v_{10}} \quad (5.48)$$

olacaktır.

Denklem (5.48)'deki OA ve AC mesafeleri, t_{OA} ve t_{AC} sürelerine bağlı olarak

$$|OA| = \int_0^{t_{OA}} v_1(t) dt \quad (5.49)$$

$$|AC| = v_{1md} \cdot t_{AC} \quad (5.50)$$

şeklinde hesaplanabilir.

Aynı OC mesafesi için U_I hızını değiştirdiğinde C noktasına varış süresi;

$$\bar{t}_C = t_{|OA|} + t_{|AC|} \quad (5.51)$$

olacaktır.

Bu durumda kaçınma manevrası için harcanan ekstra süre U_2 'nin çözüm öncesi uçtuğu $O'C'$ mesafesi (Şekil 5.2) ile çözüm sonrası uçtuğu $O'C''$ mesafesi farkından hesaplanabilir. Bu hesaba göre ekstra süre ($\bar{t}_C - t_C$);

$$\bar{t}_C - t_C = \left(\frac{|O'C| + s''}{VR \cdot v_{10}} \right) - \left(\frac{|O'C| + s'}{VR \cdot v_{10}} \right) = \frac{s'' - s'}{VR \cdot v_{10}} \quad (5.52)$$

olacaktır.

Denklem (5.48) ve (5.50)-(5.52) yardımıyla aşağıdaki bağıntıyı yazmak mümkündür.

$$t_{AC} = \frac{|OA|}{v_{10}} + \frac{v_{1md} \cdot t_{AC}}{v_{10}} + \frac{s'' - s'}{VR \cdot v_{10}} - t_{OA} \quad (5.53)$$

Denklem (5.53)'den t_{AC} çekildiğinde minimum t_{AC} süresi

$$\min t_{AC} = \frac{|OA|/v_{10} + (s'' - s')/(VR \cdot v_{10}) - t_{OA}}{(1 - v_{1md}/v_{10})} \quad (5.54)$$

şeklinde hesaplanabilir.

Denklem (5.54)'ün çözümü tek serbest değişken olan s'' 'ye bağlıdır. Bu değişken, uçaklar arasındaki mesafenin $\forall t \in [t_A, \bar{t}_C]$ (ya da $\forall \tau \in [0, \bar{t}_C - t_A]$) için s_y 'den büyük ya da eşit olmasını sağlayacak şekilde seçilmelidir. Bu durumda s'' , aşağıda tanımlanan doğrusal olmayan programlama probleminin çözümüyle hesaplanabilir.

$$\begin{aligned} \min s(\tau) &= (((VR \cdot v_{10} - v_{1md} \cos \theta_0) \tau - s'')^2 + (v_{1md} \sin \theta_0 \cdot \tau)^2)^{1/2} \\ s(\tau) &\geq s_y \\ s'' &\geq s_y \end{aligned} \quad (5.55)$$

Denklem (5.55)'deki $s(\tau)$ mesafesi hesaplanırken C noktası referans alınmıştır.

Denklem (5.46)'da eşitliğin sağındaki son terim t_{CB} , t_{OA} 'ya benzer şekilde (5.33)'de verilen ivmelenme bağıntısını kullanarak

$$\min t_{CB} = \frac{(M_{cr} - M_{1md})}{\underset{\eta \leq \eta_{maks}}{\max} |\dot{M}_1|_{t_{CB}}} + t_\eta \quad (5.56)$$

şeklinde hesaplanabilir.

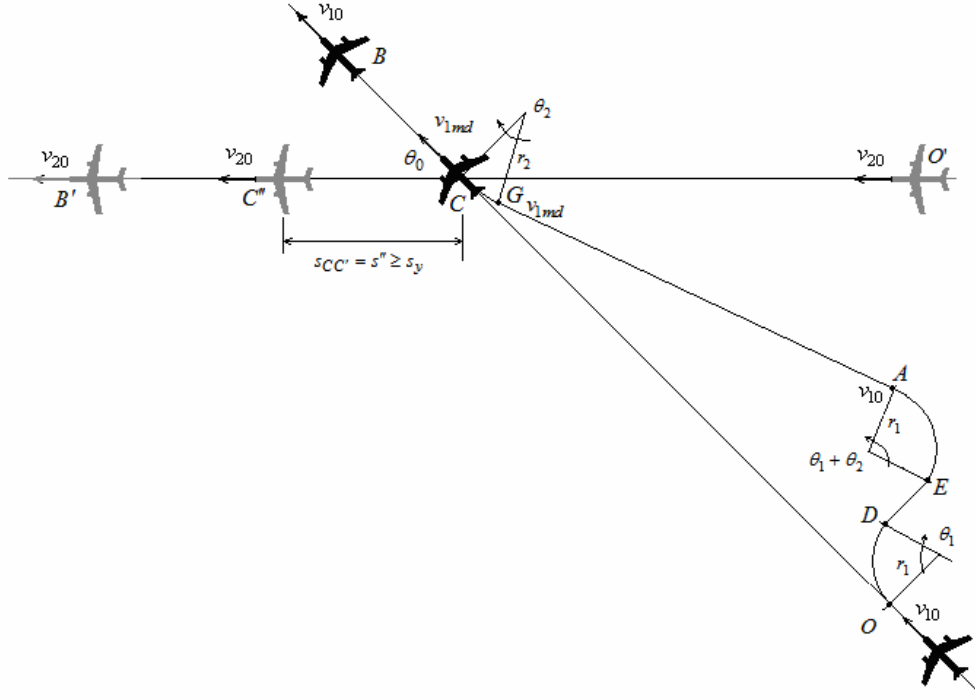
Denklem (5.56)'daki η_{maks} değeri, uzunlamasına eksende yolcu konforu için belirtilen maksimum pozitif ivmelenme (a_{acc}) ya da uçuşun gerçekleştiği irtifadaki motor çekme limitleri ile sınırlıdır. Her iki değer birbirini ilişki EK-9'da verilmektedir. Bu modellemeye göre uçağın gerçekleştireceği hızlanma manevraları EK-9'da gösterilmiştir.

5.4.3 Hız ve yön değişim stratejisi

Yatay düzlemdeki çatışmaların çözümünde hız değişiminin etkisiz kaldığı durumlarda bir diğer seçenek, hız ve yön değiştirme manevralarının sıralı kullanımınıdır. Bu strateji, verilen yol kuralları, uçuş ve çatışma koşulları doğrultusunda minimum sürede koordine dönüş ve yavaşlama manevralarının kullanımını çözüm için öngörmektedir.

Bu çözüm stratejisi Şekil 5.4'de gösterilmektedir. Çözüm, Bölüm 5.4.2'de tanımlanan hız değişim stratejisinde olduğu gibi U_I tarafından O noktasında ($t = t_0$ anında) başlatılmakta ve U_I 'in ilk hızına döndüğü B noktasında ($t = t_B$ anında) sona ermektedir. Ele alınan strateji, bu iki nokta arasında altı temel aşamadan oluşmaktadır.

- (1) 1. Koordine dönüş aşaması: O - A noktaları arasında U_I , minimum zamanda emniyetli ayırmayı sağlamak amacıyla O noktasından D noktasına kadar ($t \in [t_0, t_D]$) $v_1(t) = v_{cr}$ (ya da $M_1(t) = M_{cr}$) ve ϕ_{maks} ile baş açısını sağa doğru θ_1 ($0 < \theta_1 \leq \pi/2$) kadar değiştirir.
- (2) İlk hızla seyir aşaması: U_I , D noktasından E noktasına kadar ($t \in [t_D, t_E]$) $v_1(t) = v_{cr}$ ile seyirini gerçekleştirir. Bu aşamaya, θ_1 kısıtlayıcıları içinde çözüm sağlanamadığı koşullarda başvurulur.
- (3) 2. Koordine dönüş aşaması: U_I , E noktasından A noktasına kadar ($t \in [t_E, t_A]$) $v_1(t) = v_{cr}$ ve ϕ_{maks} ile baş açısını sola doğru $\theta_1 + \theta_2$ kadar değiştirir.
- (4) Yavaşlama aşaması: U_I , A ile G noktaları arasında ($t \in [t_A, t_G]$) konforlu ivme limitleri dâhilinde minimum zamanda v_{lmd} (ya da $M_1(t) = M_{cr}$) hızına kadar yavaşlar.



Şekil 5. 4. İki uçak arasındaki yön ve hız değişimine dayalı kaçınma stratejisi

(5) Rota düzeltme aşaması: U_I , G noktasından C noktasına kadar ($t \in [t_G, t_C]$) $v_1(t) = v_{1md}$ (ya da $M_1(t) = M_{1md}$) ve ϕ_{max} ile baş açısını sağa doğru θ_1 kadar değiştirerek orijinal yörüngesine döner.

(6) Hız düzeltme aşaması: U_I , C noktasından B noktasına kadar ($t \in [t_C, t_f]$) konfor ve motor çekme limitleri dâhilinde minimum zamanda $M_1(t) = M_{cr}$ hızına ivmelenir.

Böylelikle Denklem (5.30)-(5.34)'de verilen sistemin (5.35)-(5.40)'daki sınır koşulları ve (5.40)-(5.45)'deki kısıtlayıcıları sağlayacak minimum zaman çözümü tarif edilebilir.

Bu aşamalara göre minimum toplam çözüm süresi t_f ($t_o = 0$ ise)

$$\min t_f = \min(t_{OD} + t_{DE} + t_{EA} + t_{AG} + t_{GC} + t_{CB}) \quad (5.57)$$

şeklinde ifade edilebilir. Bu denklemde t_{OD} , 1. koordine dönüş süresini ($t_{OD} = t_A$); t_{DE} , ilk hızla seyir süresini ($t_{AC} = t_C - t_A$); t_{EA} , 2. koordine dönüş süresini ($t_{AC} = t_C - t_A$); t_{AG} , yavaşlama süresini ($t_{AC} = t_C - t_A$);

t_{GC} , rota düzeltme süresini ($t_{AC} = t_C - t_A$); t_{CB} , hız düzeltme süresini ($t_{CB} = t_C - t_B$) göstermektedir.

Hız değişim süreleri t_{AG} ve t_{CB} aşağıdaki bağıntılarla ifade edilir.

$$t_{OD} = \frac{(M_{cr} - M_{lmd})}{\underset{\eta \geq \eta_{\min}}{\text{maks}} \left| \dot{M}_1 \right|_{t_{OA}}} + t_{\eta} \quad (5.58)$$

$$t_{CB} = \frac{(M_{cr} - M_{lmd})}{\underset{\eta \leq \eta_{\max}}{\text{maks}} \left| \dot{M}_1 \right|_{t_{CB}}} + t_{\eta} \quad (5.59)$$

Koordine dönüş süreleri t_{OD} , t_{AG} ve t_{GC} ise sırasıyla;

$$t_{OD} = \frac{\theta_1}{\underset{\phi_{\max}}{\text{maks}}(\dot{\theta}_{M_{1cr}})} + 2t_{\phi} \quad (5.60)$$

$$t_{EA} = \frac{(\theta_1 + \theta_2)}{\underset{\phi_{\max}}{\text{maks}}(\dot{\theta}_{M_{1cr}})} + 2t_{\phi} \quad (5.61)$$

$$t_{EA} = \frac{\theta_2}{\underset{\phi_{\max}}{\text{maks}}(\dot{\theta}_{M_{lmd}})} + 2t_{\phi} \quad (5.62)$$

şeklinde yazılabilir. Bu denklemlerde t_{ϕ} , yatış açısı yanıtının gecikme süresini (EK-8); $\dot{\theta}_{M_{1cr}}$, v_{1cr} ile gerçekleştirilen koordine dönüşünün açısal hızını; $\dot{\theta}_{M_{lmd}}$, v_{lmd} ile gerçekleştirilen koordine dönüşünün açısal hızını göstermektedir.

Önceden belirtildiği üzere çözüm stratejisinde θ_1 , aşağıda verilen değerlerle kısıtlanmıştır.

$$0 < \theta_1 \leq \pi/2 \quad (5.62)$$

İlk hızla seyir süresi t_{DE} de Denklem (5.62)'de verilen bu kısıtlayıcıya göre

$$t_{ED} = \begin{cases} = 0 & \theta_1 < \pi/2 \\ > 0 & \theta_1 = \pi/2 \end{cases} \quad (5.63)$$

şeklinde belirlenmiştir.

Bu kısıtlayıcılara göre çatışmasız çözümün verilen açı aralığında bulunamaması durumunda uygun emniyetli çözüm, $\theta_1 = \pi/2$ için (orijinal yörüngeye dik olarak) belirli bir süre v_{1cr} hızında düz uçuşla bulunabilir.

Denklem (5.57)'deki minimum t_f değerinin bulunabilmesi için sınır koşullarını sağlayan uygun θ_1, θ_2 ve s'' değerlerinin belirlenmesi gerekmektedir. Bu parametreler, aşağıdaki geometrik ve kinematik eşitlik kısıtlayıcılarıyla tanımlanmaktadır.

$$2r_1(1 - \cos \theta_1) + |DE| \sin \theta_1 - (r_1 + r_2)(1 - \cos \theta_2) + |AG| \sin \theta_2 = 0 \quad (5.64)$$

$$s'' - (VR \cdot v_{cr} \cdot t_{OC} - |OC| + s') = 0 \quad (5.65)$$

$$|OC| = v_{1cr} t_\phi (1 + |DE|) \cos \theta_1 + 2r_1 \sin \theta_1 + (r_1 + r_2) \sin \theta_2 + |AG| \cos \theta_2 \quad (5.66)$$

Burada r_1 , U_I 'in v_{1cr} ile gerçekleştirdiği koordine dönüşün çapını; r_2 , U_I 'in v_{1md} ile gerçekleştirdiği koordine dönüşün çapını; $|DE|$, t_{DE} süresinde v_{1cr} ile uçulan mesafeyi; $|AG|$, t_{AG} süresinde uçulan mesafeyi; $|OC|$, U_I 'in yörüngesinin orijinal rotası üzerindeki izdüşüm mesafesini göstermektedir.

Çözüm için Denklem (5.64)-(5.66)'ta ek olarak,

$$s'' \geq s_y \quad (5.67)$$

$$s(t) \geq s_y \quad \forall \in [t_o, t_f] \quad (5.68)$$

eşitsizlik kısıtlayıcılarının da sağlanması gereklidir.

Denklem (5.64) ve (5.66)'daki $|AG|$ ve $|DE|$ mesafeleri ise

$$|AG| = \int_0^{t_{AG}} a_s \dot{M}_1(t) dt \quad (5.67)$$

$$|DE| = v_{cr} (t_{DE} + 2t_\phi) \quad (5.68)$$

şeklinde ifade edilir.

6. HESAPLAMA VE SİMÜLASYONLAR

6.1. Simülasyon Parametreleri

Simülasyonlarda, matematiksel formülasyonları ortaya konmuş olan hız değişimi ve hız-yön değişimi stratejileri için verilen uçuş durumu, yol kuralları ve çatışma koşulları altında minimum toplam çatışmadan kaçınma süresi, t_f ile bunu sağlayacak hız değişim programı veya yörüngeler belirlenmektedir. Bulunan bu sonuçlara göre kaçınma manevralarının neden olduğu toplam ekstra zaman (gecikme), Δt ve ekstra yakıt tüketimleri, $\Delta \omega_f$ hesaplanmaktadır. Bu simülasyonlar, MATLAB matematiksel programlama ortamında yapılmıştır. Bu yazılım, parametre optimizasyonu için oldukça kullanışlı fonksiyon setleri içermektedir.

Hesaplamalarda referans olarak manevra yapan uçağın çatışma olmadığı optimum seyir hızıyla rota üzerinde aynı mesafeyi uçmak için harcadığı zaman, t_{ref} - yakıt tüketimi, ω_{fref} değerleri alınır.

Buna referanslara göre Δt ve $\Delta \omega_f$ değerleri

$$\Delta t = t_f - t_{ref} = t_f - \frac{|OB|}{v_{1cr}} \quad (6.1)$$

$$\Delta \omega_f = \omega_f(t_f) - \omega_{fref} = \omega_f(t_f) - \int_0^{t_{ref}} \dot{\omega}_f(t) \cdot dt \quad (6.2)$$

bağıntılarıyla ifade edilir.

Analizde manevra yapan uçak olarak Boeing 737-400 uçağının fiziksel ve aerodinamik verileri ve bu uçak tipine uygun deniz seviyesinde 196 kN (44000 lb) toplam çekme üreten yüksek baypas oranlı tepkili motor modeli kullanılmıştır. Manevra yapan uçağın fiziksel ve aerodinamik parametreleri EK-5’de, motor performans karakteristikleri ise EK-3’de sunulmuştur.

Simülasyonlar için sırasıyla 7600 m (25000 ft), 9500 m (31000 ft) ve 11300 m (37000 ft) olmak üzere üç ayrı uçuş irtifası belirlenmiştir. Bu değerler ela alınan üst hava sahasının taban ve seçilen uçağın maksimum işletme tavanı arasında değişmektedir. Seçilen irtifalar için hesaplanan uçuş ve manevra parametreleri Çizelge 6.1’de gösterilmektedir.

Simülasyonlarda çatışma koşullarını belirleyen rota kesişim açısı (θ_0), hız oranı (VR) ve minimum ayırma mesafesi (s_{\min}) parametreleri aşağıda verilen aralıklarda incelenmiştir.

$$30^\circ \leq \theta_0 < 150^\circ \quad (\Delta\theta_0 = 30^\circ) \quad (6.3)$$

$$1 \leq VR < 1,4 \quad (\Delta VR = 0,2) \quad (6.4)$$

$$0 \leq s_{\min} \leq 7,4 \text{ km} \quad (\Delta s_{\min} = 3,7 \text{ km}) \quad (6.5)$$

Denklem (6.3)'de θ_0 için verilen alt ve üst limitlerin olması durumunda çatışma geometrisi, kesişen rotalardan çok çakışık rotalarda çatışma konfigürasyonuna yakın bir durum almaktadır. Bu nedenle yapılan simülasyonlarda bu bölgeler incelenmemiştir.

Denklem (6.4)'de verilen VR aralığının büyüklüğü, ele alınan hava sahası ve uçak tiplerinin hız özelliklerine bağlıdır. EK-9'da bu aralığının belirlenme yöntemi detaylı şekilde gösterilmiştir.

Denklem (6.5)'de s_{\min} için tanımlanan aralık ise ele alınan çatışmalarda yüksekten düşüğe üç ayrı tehlike durumunu örneklemektedir.

Çizelge 6. 1. Uçuş ve Manevra Parametreleri

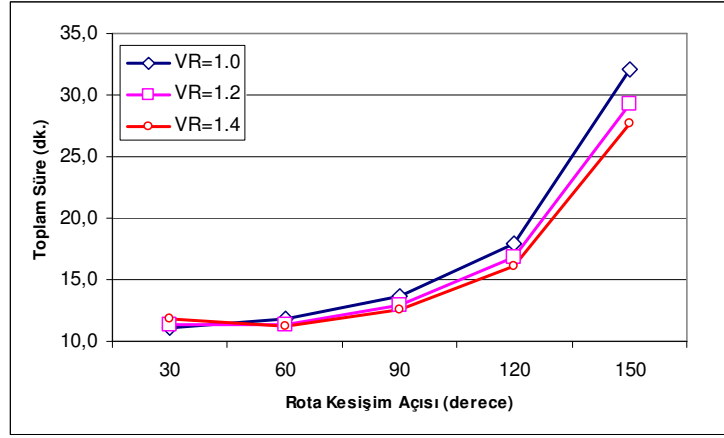
FL250 (7.6 km/25000ft)	FL310 (9.5 km/31000ft)	FL370 (11.3 km/37000ft)
$M_{md} = 0,572$	$M_{md} = 0,653$	$M_{md} = 0,739$
$M_{cr} = 0,645$	$M_{cr} = 0,729$	$M_{cr} = 0,779$
$v_{md} = 638 \text{ km/sa}$	$v_{md} = 710 \text{ km/sa}$	$v_{md} = 785 \text{ km/sa}$
$v_{cr} = 719 \text{ km/sa}$	$v_{cr} = 792 \text{ km/sa}$	$v_{cr} = 827 \text{ km/sa}$
$\dot{\theta}_{M_{1cr}} = 0,0229 \text{ 1/s}$	$\dot{\theta}_{M_{1cr}} = 0,0208 \text{ 1/s}$	$\dot{\theta}_{M_{1cr}} = 0,0199 \text{ 1/s}$
$\dot{\theta}_{M_{1md}} = 0,0258 \text{ 1/s}$	$\dot{\theta}_{M_{1md}} = 0,0232 \text{ 1/s}$	$\dot{\theta}_{M_{1md}} = 0,0210 \text{ 1/s}$
$r_1 = 8,7 \text{ km}$	$r_1 = 10,6 \text{ km}$	$r_1 = 11,5 \text{ km}$
$r_2 = 6,9 \text{ km}$	$r_2 = 8,5 \text{ km}$	$r_2 = 10,4 \text{ km}$

6.2. Hız Değişim Stratejisinin Analizi

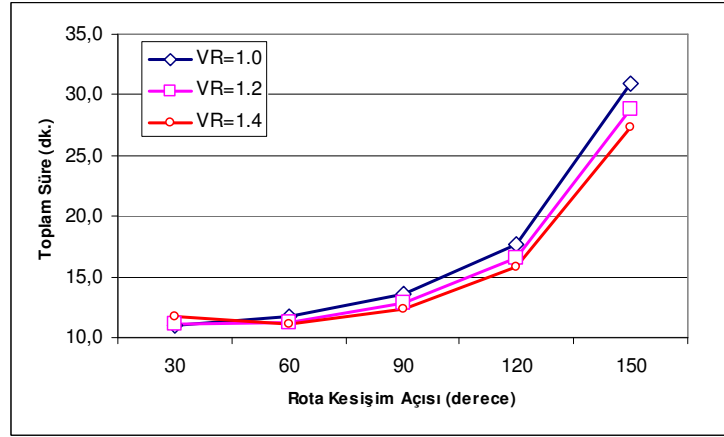
Hız değişim stratejisi kullanılarak gerçekleştirilen çatışma çözümlerinde öncelikle toplam çözüm zamanı t_f 'nin simülasyon parametrelerine göre değişimi incelenmiştir. Buradaki ilk analizde uçakların hız oranı, VR sırasıyla 1,0-1,2-1,4 ve $s_{\min}=0$ km olarak alınmıştır. Seçilen bu parametrelere göre toplam çözüm süresinin rota kesişim açısına göre değişimi farklı irtifalar için Şekil 6.1-6.3'de gösterilmektedir.

Şekil 6.1'deki 7600 m (25000ft) irtifasında gerçekleşen çatışmanın hız değişim çözümüne bakıldığında, çözüm süresinin rota kesişim açısına göre dramatik bir artış gösterdiği görülmektedir. VR=1.0 iken, küçük kesişim açıları için ($\theta_0=30^\circ-60^\circ$) çatışmanın çözümlenerek manevra yapan uçağın optimum seyir hızına dönmesi yaklaşık 11 dakika sürmektedir. Bu durumda çatışmanın önlenmesi için yaklaşık 9 dakika önceden hız değişim komutunun verilmesi gerekmektedir. Çözüm süresi, $\theta_0=60^\circ$ 'nin üzerindeki değerler için katlanarak artmakta ve 150° 'de 33 dakikaya ulaşmaktadır. Çatışma çözümünün yarım saat gibi uzun bir zaman ölçeğinde gerçekleşmesi gerek çözümün pratik olarak uygulanabilirliği gerekse kullanılan deterministik modelin güvenilirliği açısından yeni sorunları ortaya koyacaktır. Analizde ele alınmamakla beraber 150° 'nin üzerindeki kesişim açılarında çatışma geometrisinin ters yönlü çakışık çatışma konfigürasyonuna yaklaşmasından dolayı bu sürenin asimptotik şekilde artacağı tahmin edilebilir.

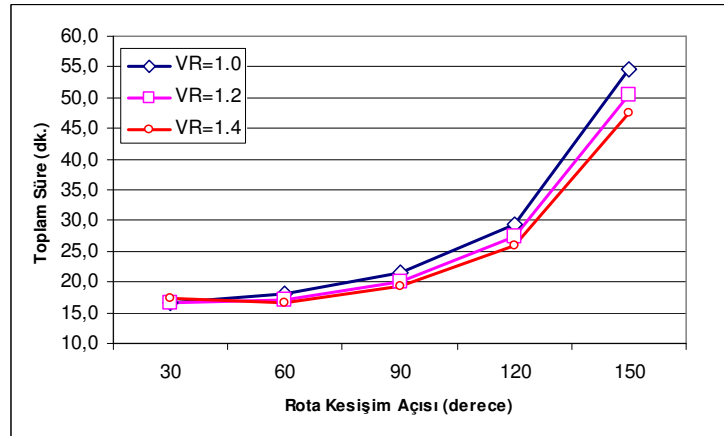
Uçakların hız oranının daha büyük olması durumunda, $\theta_0>45^\circ$ için çözüm süresi az miktarda (1-3 dakika) düşüş göstermektedir. Bu durum, rota kesişim noktasına daha yakın mesafedeki (daha yavaş olan) uçağın yol vermesini (yavaşlamasını) gerektiren yol kuralını da geçerli kılmaktadır. Diğer yandan $30^\circ<\theta_0<45^\circ$ için çözüm süresinde kesişim açısıyla az miktarda bile olsa ters orantılı bir değişim gözlenmektedir. Bunun nedeni dar açılarda hızlı uçağın yavaş uçağın arkasında (kuyruk bölgesinde) kalması nedeniyle çözümün zorlaşmasıdır. Kesişim açısı 30° 'den de aşağıya düştüğünde, yavaş uçağın hız düşürmesine dayanan çözüm stratejisinin etkinliğini yitireceği rahatlıkla görülebilir. Bu durumda ya uçakların yol önceliğinin değiştirilmesi ya da yavaş uçağın hızını artırması çözüm için ön görülebilir.



Şekil 6. 1. $h=7.6$ km'de t_f 'nin VR=1,0-1,4 için θ_0 'a göre değişimi



Şekil 6. 2. $h=9.5$ km'de t_f 'nin VR=1,0-1,4 için θ_0 'a göre değişimi



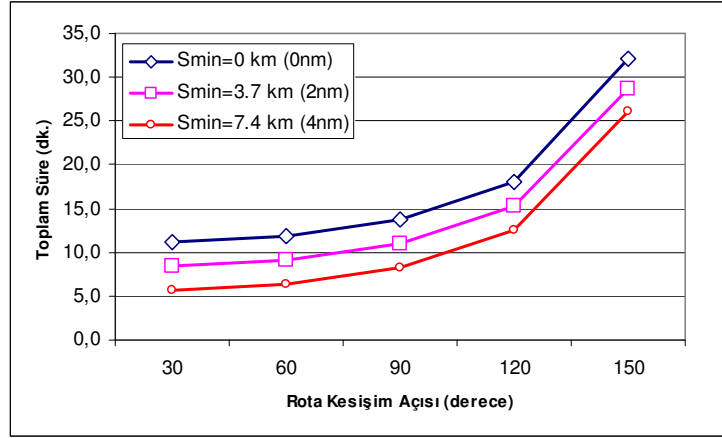
Şekil 6. 3. $h=11.3$ km'de t_f 'nin VR=1,0-1,4 için θ_0 'a göre değişimi

Çözüm süresinin rota kesişim açısına göre değişimi, daha yüksek irtifalar için de benzer eğilimleri göstermektedir (Şekil 6.2 ve 6.3). Özellikle 9500 m (31000 ft) irtifadaki çatışma süreleri, 7600 m (25000 ft) irtifadakilere oldukça yakın gözükmemektedir. Bunun sebebi her iki irtifaki hız değişim aralığının ($\Delta v = v_{cr} - v_{md}$) hemen hemen eşit olmasına bağlanabilir. Çizelge 6.1'den de görülebileceği gibi bu aralık yaklaşık olarak 80 km/sa civarındadır. Manevra yapan uçak maksimum işletme irtifasına yaklaştıkça motorların ürettiği çekme kuvveti azaldığı için bu hız aralığı giderek daralmaktadır. Seçilen uçağın maksimum işletme irtifası olan 11300 m'de (37000 ft) hız değişim aralığı 42 km/sa değerine kadar düşmektedir. Bu düşüşün çözüm süresine yansımaları Şekil 6.3'de görülmektedir. Bu irtifadaki çözüm süreleri 18-55 dakika arasında değişmekte olup, bu değerler 7600 m ve 9500 m'deki çözüm sürelerinden %50-70 daha yüksektir. Bu oranlar dar açılarda dahi hız değişim stratejisinin kullanımını pratik açıdan sınırlamaktadır.

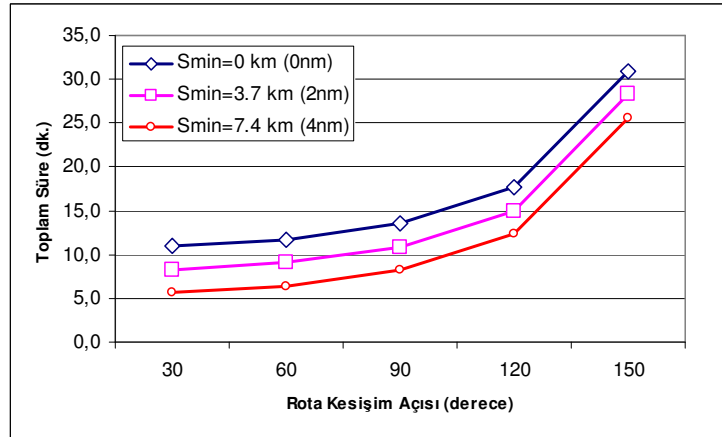
Çözüm süresinin değişimi üzerine yapılan ikinci analizde ise s_{min} için sırasıyla 0, 3,7 ve 7,4 km değerleri alınırken VR=1,0 seçilmiştir. Bu parametrelere göre yapılan simülasyonların sonuçları Şekil 6.4-6.6'da gösterilmiştir.

7600 m irtifada çözüm süresinin seçilen s_{min} değerleri için kesişim açısına göre değişimi Şekil 6.4'de verilmektedir. Çözüm süresi, s_{min} 'in artışına paralel bir düşüş göstermektedir. Bu düşüş, 30° - 60° arasında $s_{min} = 3,7$ km için %25, 7,4 km içinse %50 oranına varmaktadır. Geniş kesişim açılarında s_{min} 'deki artışın etkisi daha sınırlı kalmakta olup çözüm süresinde 3,7 km için %10, 7,4 km içinse %20 oranında düşüş sağlamaktadır. Aynı düşüş eğiliminin oransal olarak 9500 ve 11300 m irtifaları için de geçerli olduğu Şekil 6.5 ve 6.6'dan görülebilmektedir. Tehlikesi daha düşük çatışmaların hız değişimiyle çözümü oransal olarak daha düşük sürelerde çözülebilmektedir. Dolayısıyla bu stratejinin daha geniş kesişim açıları için pratik uygulanabilmesi imkânı doğmaktadır. Bununla birlikte 11300 m irtifadaki çözüm süreleri nominal olarak yüksektir.

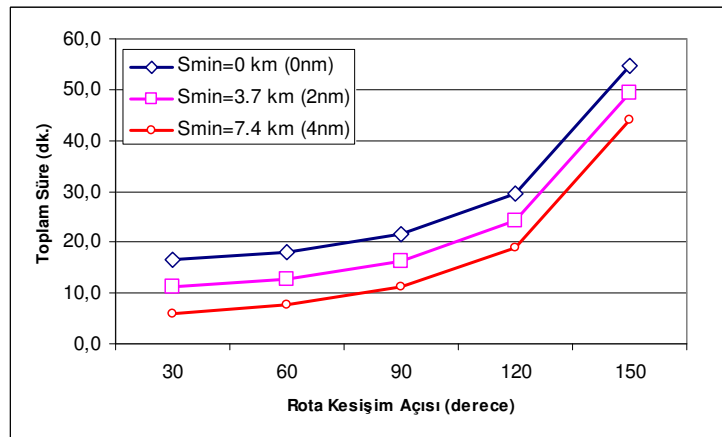
Çözüm süresinin yanı sıra, stratejinin etkinliğini belirlemede bir diğer faktör olan gecikme süresinin simülasyon parametrelerine göre değişimi Şekil 6.7-6.9'da gösterilmiştir.



Şekil 6. 4. $h=7.6$ km'de t_f 'nin $s_{min}=0-7,4$ km için θ_0 'a göre değişimi



Şekil 6. 5. $h=9.5$ km'de t_f 'nin $s_{min}=0-7,4$ km için θ_0 'a göre değişimi



Şekil 6. 6. $h=11.3$ km'de t_f 'nin $s_{min}=0-7,4$ km için θ_0 'a göre değişimi

Şekil 6.7’de 7,6 km irtifada gecikmenin $VR=1,0-1,4$ değerleri için rota kesişim açısına göre değişimi incelenmiştir. Gecikmenin her üç hız oranında da kesişim açısıyla yükseldiği görülmektedir. Kesişim açılarının 90° ’dan küçük değerleri için gecikme, 60-90 sn arasında değişmektedir. Açılı genişledikçe gecikmedeki artış da hızlı bir şekilde yükselerek 3 dakikanın üzerine çıkabilmektedir. Hız oranları, çözüm süresindeki değişime benzer şekilde 60° ve üzerindeki kesişim açıları için gecikme ile ters oranlı bir değişim göstermektedir. Bu değişimin gecikme üzerine etkisi özellikle dar açılarda oldukça sınırlı kalmaktadır.

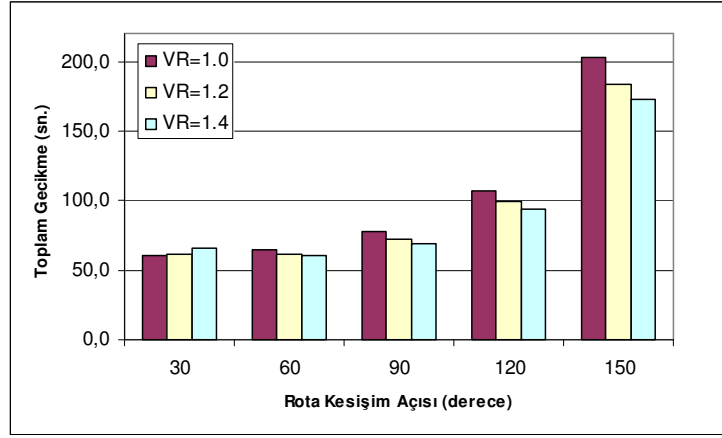
Gecikmedeki değişim, 9500 ve 11300 m için de benzer eğilimler göstermektedir (Şekil 6.8 ve 6.9). İrtifa 9.5 km.’deyken gecikme yine 1-3 dakika değerleri arasında değişim göstermektedir. Diğer yandan 11300 m’de gecikme azalarak 40 sn ile 2 dakika arasında kalmaktadır. Gecikmedeki bu azalma, yüksek irtifalarda daralan hız aralığından kaynaklanmaktadır. Özellikle geniş kesişim açılarında uçaklar optimal hızlarına yakın hızlarda daha uzun süre uçuş yaptıkları için bu düşüş daha belirgin hale gelmektedir.

Gecikmenin $s_{min}=0-7,4$ km ($VR=1,0$) değerleri için farklı irtifalardaki değişimi Şekil 6.10-6.12’de gösterilmiştir. Şekil 6.10’da irtifa 7600 m iken s_{min} 0’den 3,7 km’ye çıktığında gecikme süresinde kesişim açısına göre %30 ila %10 oranında düşüşler meydana gelmektedir. Bu düşüş oranı, $s_{min}=7,4$ km olduğunda %60 ila %20’e kadar yükselmektedir. Bu oransal düşüş daha yüksek irtifalar için de benzer eğilim göstermektedir (Şekil 6.11 ve 6.12).

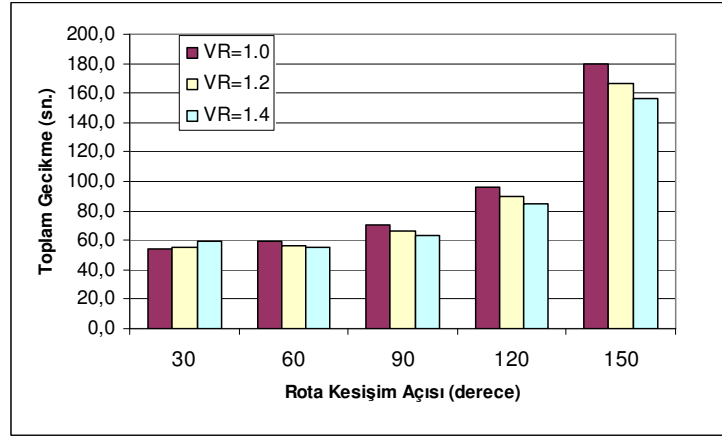
Hız değişim stratejisinin son analizinde çözüm için harcanan ekstra yakıt miktarının simülasyon parametrelerine göre değişimi incelenmiştir. Şekil 6.13-6.15’de $VR=1,0-1,4$ ($s_{min}=0$ km) durumunda ekstra yakıtın farklı irtifa değerleri için kesişim açısına göre değişimi gösterilmektedir. İrtifa 7600 m iken $VR=1,0$ için kesişim açısına göre yaklaşık 15-44 kg’lık ekstra yakıt artışı gerçekleşmektedir (Şekil 6.13). Bu artış 90° ’dan küçük kesişim açıları için yavaş bir artış göstermekle beraber, 90° ’dan büyük açılar için artan gecikmeye paralel hızlı bir yükseliş göstermektedir. Hız oranlarındaki artış bu yakıt tüketiminde sınırlı bir düşüşe neden olmaktadır. İrtifa 9500 m’ye yükseldiğinde $VR=1,0$ için ekstra yakıtın kesişim açısına göre değişimi, 7600 m’ye göre benzer bir değişim

(13-45 kg) göstermektedir (Şekil 6.14). Uçuş irtifası 11300 m'ye yükseldiğinde ise aynı hız oranı için ekstra yakıt tüketimi 15-21 kg gibi dar bir aralıkta sınırlı kalmaktadır (Şekil 6.15). Bunun nedeni uçağın optimum seyir hızına yakın değerlerde uçmasından dolayı azalan yakıt artışıyla açıklanabilir.

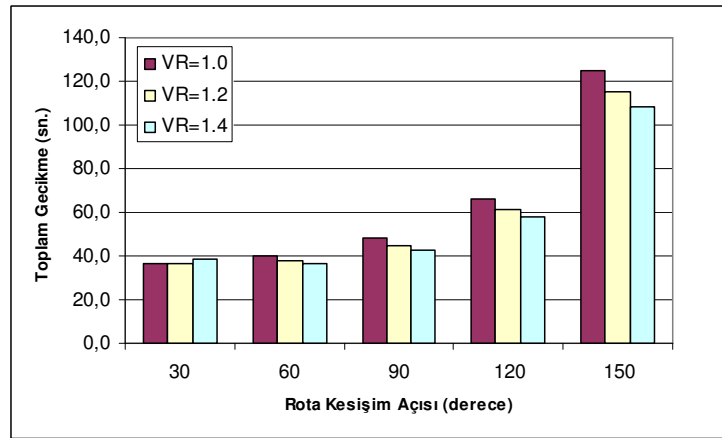
Şekil 6.16-6.18'de ekstra yakıt tüketiminin $s_{min} = 0-7,4$ km (VR=1,0) değerleri için farklı irtifalardaki değişimi gösterilmiştir. İrtifa 7600 m (Şekil 6.16) iken s_{min} 0'dan 3,7 km'ye çıktığında ekstra yakıt tüketimi kesişim açısına göre %21 ila %10 oranında azalmaktadır. Bu düşüş oranı, $s_{min}=7,4$ km olduğunda %53 ila %19 oranında gerçekleşmektedir. Benzer şekilde ekstra yakıtta 9500 m irtifa için $s_{min}=0$ km'den 3,7 km'ye yükseldiğinde %32-%12, $s_{min}=0$ km'den 7,4 km yükseldiğindeyse % 64-%18 oranında düşüşler meydana gelmektedir (Şekil 6.17). İrtifa 11300 m olduğunda ise s_{min} değişiminin ekstra yakıt tüketimi üzerindeki etkisinin oransal olarak azaldığı görülmektedir (Şekil 6.18). Bu oranlar, $s_{min}=0$ km'den 3,7 km'ye %2-%7, $s_{min}=0$ km'den 7,4 km %8-%10 oranında düşmektedir.



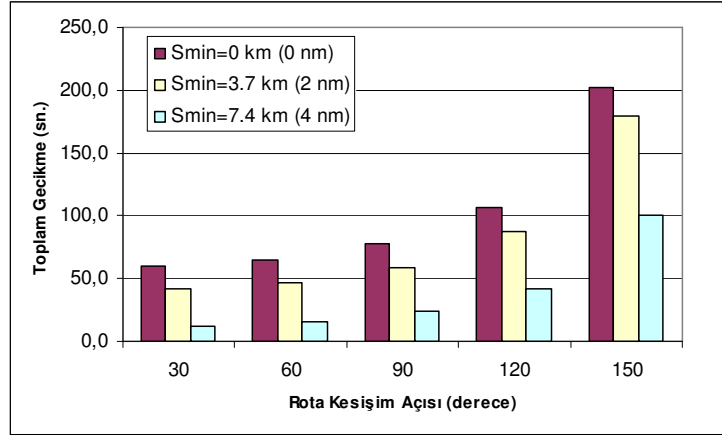
Şekil 6. 7. $h=7.6$ km'de Δt 'nin VR=1,0-1,4 için θ_0 'a göre değişimi



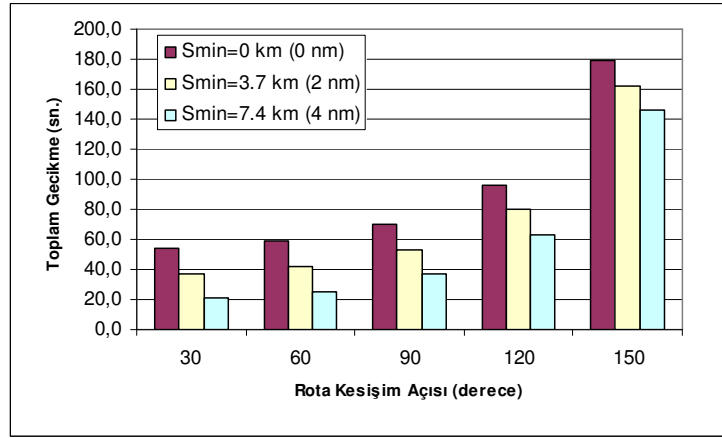
Şekil 6. 8. $h=9.5$ km'de Δt 'nin VR=1,0-1,4 için θ_0 'a göre değişimi



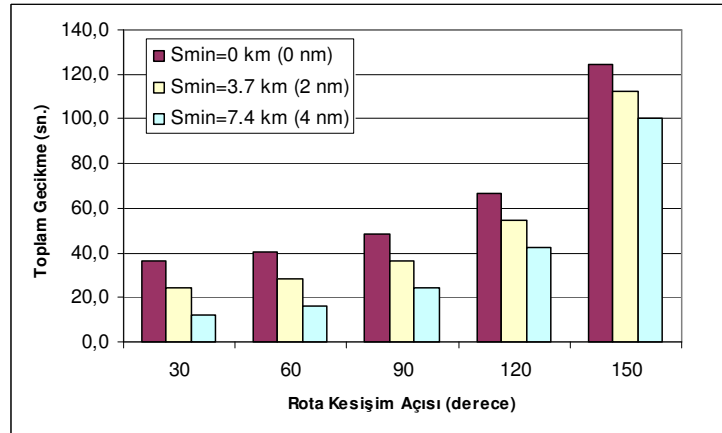
Şekil 6. 9. $h=11.3$ km'de Δt 'nin VR=1,0-1,4 için θ_0 'a göre değişimi



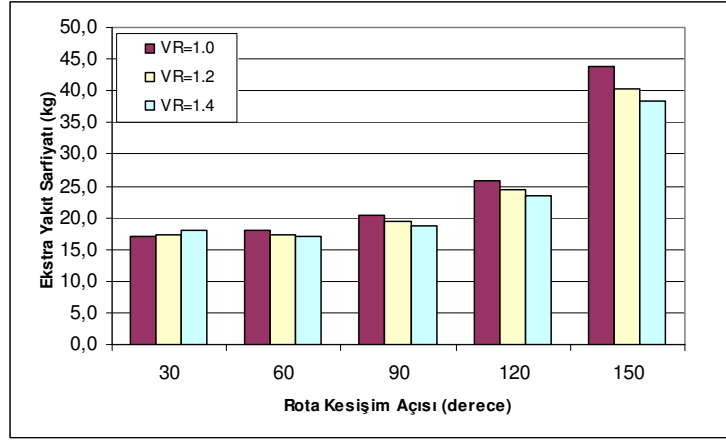
Şekil 6. 10. $h=7.6$ km'de Δt 'nin $s_{min}=0-7,4$ km için θ_0 'a göre değişimi



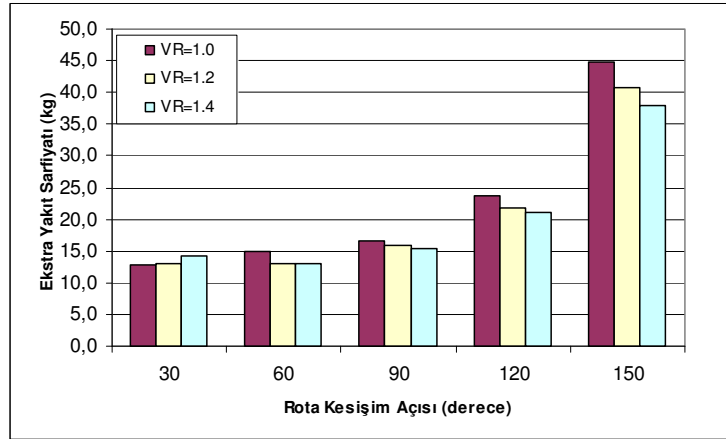
Şekil 6. 11. $h=9.5$ km'de Δt 'nin $s_{min}=0-7,4$ km için θ_0 'a göre değişimi



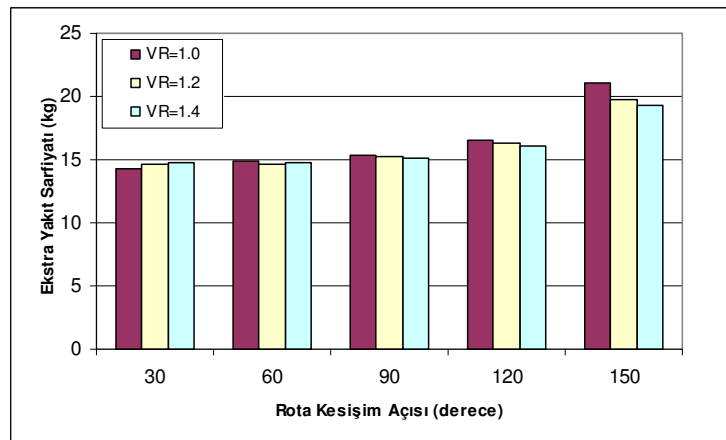
Şekil 6. 12. $h=11.3$ km'de Δt 'nin $s_{min}=0-7,4$ km için θ_0 'a göre değişimi



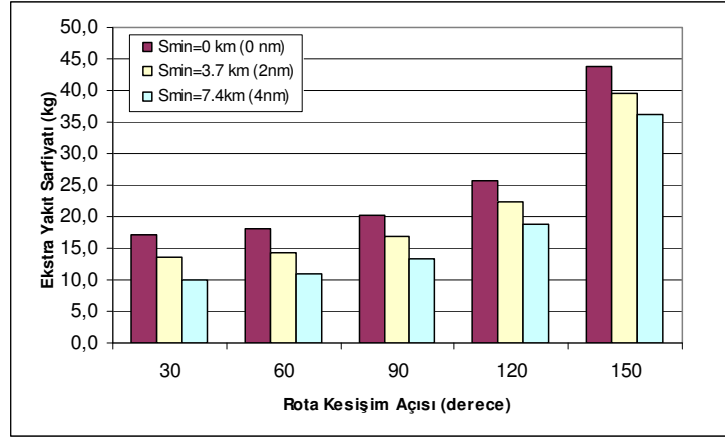
Şekil 6. 13. $h=7.6$ km'de $\Delta\omega_f$ 'nin VR=1,0-1,4 için θ_0 'a göre değişimi



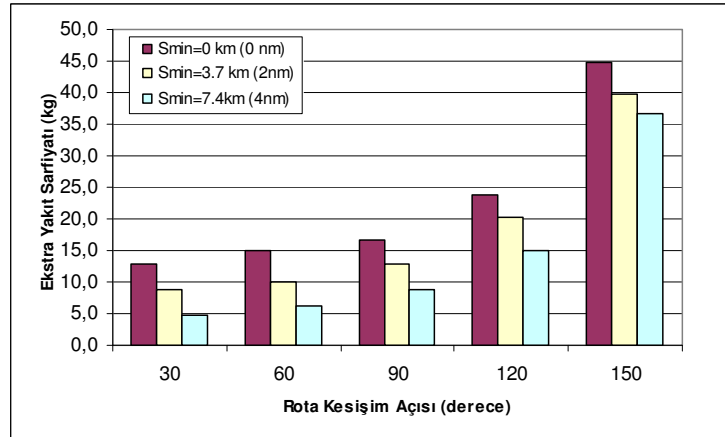
Şekil 6. 14. $h=9.5$ km'de $\Delta\omega_f$ 'nin VR=1,0-1,4 için θ_0 'a göre değişimi



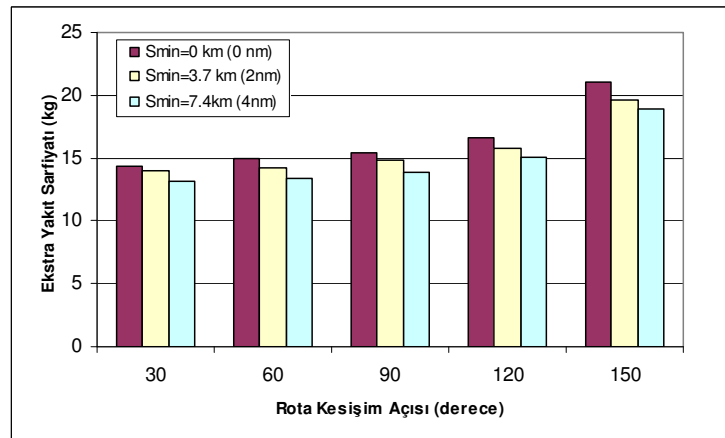
Şekil 6. 15. $h=11.3$ km'de $\Delta\omega_f$ 'nin VR=1,0-1,4 için θ_0 'a göre değişimi



Şekil 6. 16. $h=7.6$ km'de $\Delta\omega_f$ 'nin $s_{\min}=0-7,4$ km için θ_0 'a göre değişimi



Şekil 6. 17. $h=9.5$ km'de $\Delta\omega_f$ 'nin $s_{\min}=0-7,4$ km için θ_0 'a göre değişimi



Şekil 6. 18. $h=11.3$ km'de $\Delta\omega_f$ 'nin $s_{\min}=0-7,4$ km için θ_0 'a göre değişimi

6.3. Hız ve Yön Değişim Analizi

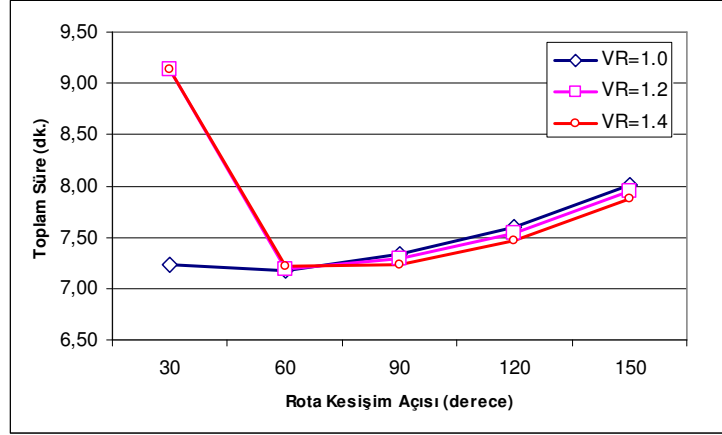
Ardışık hız-yön değiştirme stratejisinin analizinde, hız değişim stratejisine benzer şekilde ilk olarak toplam çözüm süresinin simülasyon parametrelerine göre değişimi incelenmiştir (Şekil 6.19- 6.20).

Şekil 6.19'da çözüm süresinin 7600 m irtifada $VR=1,0-1,4$ ($s_{min}=0$ km) değerleri için rota kesişim açılarına göre değişimi gösterilmektedir. $VR=1,0$ olduğunda çözüm süresi $30^\circ-60^\circ$ arasında nerdeyse sabit kalırken, $60^\circ-150^\circ$ arasında yavaş bir artış göstermektedir. Çözüm süresi kesişim açısı değişiminden küçük oranlarda etkilenmektedir. $VR=1,2$ ve $1,4$ içinse özellikle 30° civarında $VR=1,0$ 'daki çözüm süresine göre 1 dakikadan fazla bir artış gözlenmektedir. Açının 30° 'den daha küçük değerleri için bu artışın çok daha büyük oranlarda olacağı öngörülebilir. Bunun nedeni dar kesişim açılarında manevra yapan uçağın kaçınma yörüngesinin diğer uçağın rotasına daha çok yaklaşması ve hatta kesmesi nedeniyle iki uçak arasındaki emniyetli mesafenin daha geniş açılara göre daha geç sağlanabilmesidir. Simülasyon sonuçlarına göre 60° 'de büyük kesişim açılarında çözüm süresinin hız değişiminden fazla etkilenmediği görülmektedir. Bu stratejide çatışmadan kaçınma için gerekli manevralara çatışma koşullarına bağlı olarak 3-7 dakika önceden başlanması gerekmektedir.

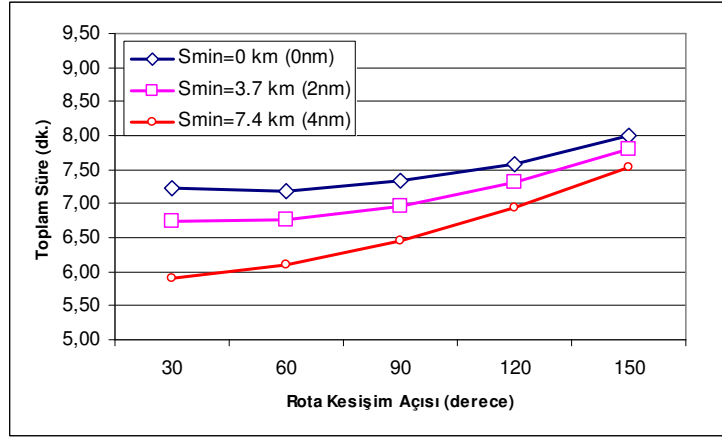
Şekil 6.20'de ise çözüm süresinin 7600 m irtifada $s_{min}=0-7,4$ km ($VR=1$) değerleri için rota kesişim açılarına göre değişimi verilmektedir. Dar rota kesişim açılarında özellikle 30° civarında artan s_{min} değerlerinin, çözüm süresini önemli ölçüde azaltabildiği görülmektedir. Kesişim açısı büyüdükçe bu etki oransal olarak azalmaktadır.

Şekil 6.21'de çözüm süresinin 7600, 9500 ve 11300 m irtifaları ($VR=1,0$, $s_{min}=0$ km) için kesişim açısına göre değişimi gösterilmiştir. Verilen bu üç irtifa değerinde de çözüm süresinin değişim eğilimi benzerdir. İlk iki irtifa değeri için, hız değişim aralıklarının yakın olması nedeniyle çözüm süreleri birbirine yakinken, 11300 m irtifada bu aralık belirgin bir şekilde azaldığı için daha kısa sürelerde çözüm sağlanabilmektedir.

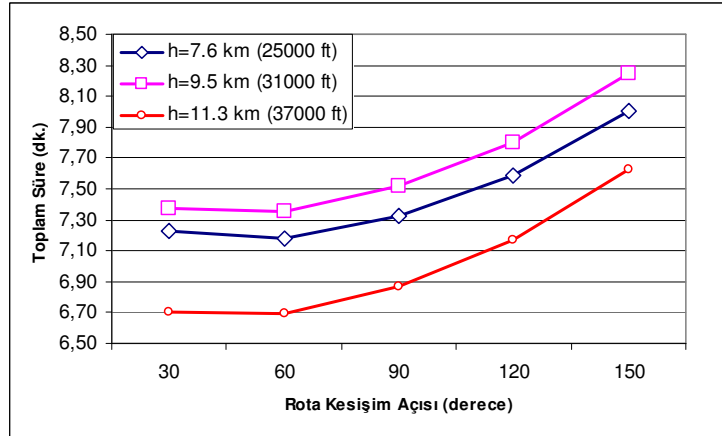
7600 m irtifada minimum zamanda emniyetli çözümün sağlanabilmesi için gerekli baş açısı değişimlerinin (θ_1 ve θ_2) simülasyon parametrelerine göre değişimi Şekil 6.21 ve 6.22'de gösterilmektedir.



Şekil 6. 19. $h=7.6$ km'de t_f 'nin VR=1,0-1,4 için θ_0 'a göre değişimi



Şekil 6. 20. $h=7.6$ km'de t_f 'nin $s_{min}=0-7,4$ km için θ_0 'a göre değişimi



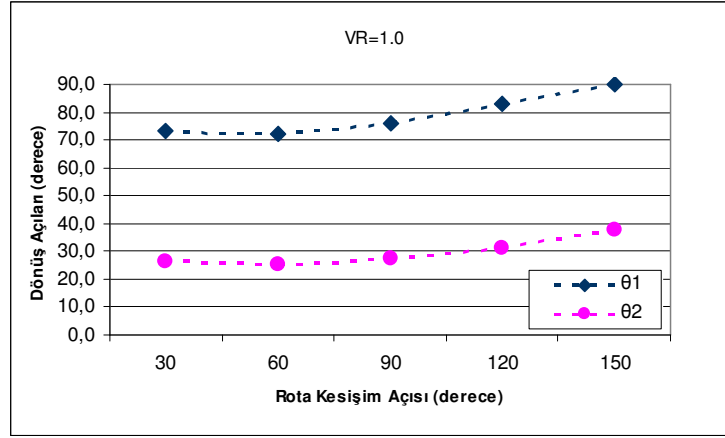
Şekil 6. 21. VR=1,0 ve $s_{min}=0$ için t_f 'nin irtifaya göre değişimi

Şekil 6.22’de θ_1 ve θ_2 ’nin $VR=1,0-1,4$ ($s_{min}=0$) değerleri için kesişim açısına göre değişimi incelenmiştir. $VR=1,0$ olduğunda θ_1 açısı ele alınan ilk dört θ_0 değeri için üst limit olan 90° ’nin altında çözüm sağlayabilmektedir (Şekil 6.22 (a)). Kesişim açısı θ_0 , 120° olduğunda ise θ_1 üst limitine ulaşmaktadır. Bu durumda dönüşler arasında küçük bir gecikme yaratılarak (2 sn) çözüm sağlanabilmektedir. Aynı koşullarda θ_2 açısının değeri yaklaşık olarak $30^\circ-40^\circ$ arasında değişmektedir.

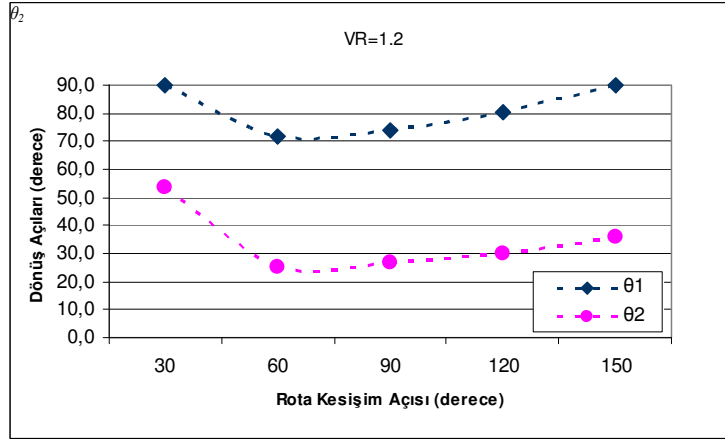
$VR=1.2$ ve $1,4$ için, 30° kesişim açısında θ_1 yine süst sınır değeri olan 90° değerine ulaştığı halde emniyetli çözüm sağlanamamaktadır. Bu durumda çözüm için 1. ve 2. koordine dönüşler arasında yaklaşık 50 sn’lik ilk hızda seyir gerçekleştirilmesi gerekmektedir. Bu ekstra zamanın θ_2 açısının değerini de artırdığı görülmektedir (Şekil 6.22 (b) ve (c)).

Şekil 6.23’de θ_1 ve θ_2 ’nin $s_{min}=0-7,4$ km ($VR=1,0$) değerleri için kesişim açısına göre değişimi incelenmiştir. Artan s_{min} değerleri θ_1 ’in üst limit değeri olan 90° ’nin altında çözüm bulunmasına olanak sağlamaktadır (Şekil 6.23 (b) ve (c)).

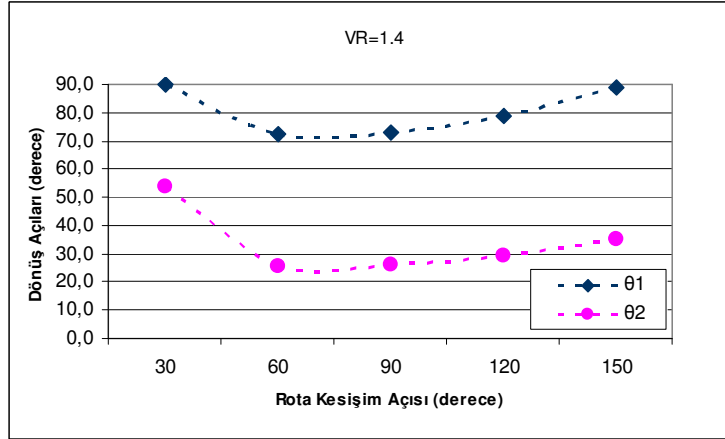
Şekil 6.24’de 7600 m irtifadaki gecikme süresinin $VR=1,0-1,4$ ($s_{min}=0$) değerleri için kesişme açısına göre değişimi gösterilmektedir. $VR=1,0$ olduğunda gecikme süresi kesişim açısına göre 1.5-2 dakikalık bir değişim göstermektedir. Artan hız oranları kesişim açılarının $60^\circ-150^\circ$ değerleri için benzer bir değişim eğilimi göstermektedir. Bununla birlikte 30° ’de çözüm için daha büyük baş açısı değişimleri gerçekleşmekte ve ekstra seyir süresi nedeniyle de gecikme süresi 3.5 dakikayı bulmaktadır. Aynı irtifada gecikme süresinin $s_{min}=0-7,4$ km ($VR=1,0$) değerleri için kesişim açısına göre değişimi incelendiğinde, bu sürenin s_{min} değerindeki 3,7 km’lik artış için %25-%10, 7,4 km’lik artış içinse %50-%20 oranında kısaldığı gözlemlenmektedir (Şekil 6.25). Gecikme süresinin irtifaya göre değişimi ise Şekil 6.26’de verilmiştir. $VR=1,0$ ve $s_{min}=0$ değerleri için gecikme süresinin irtifayla önemli oranda azaldığı görülmektedir.



(a)

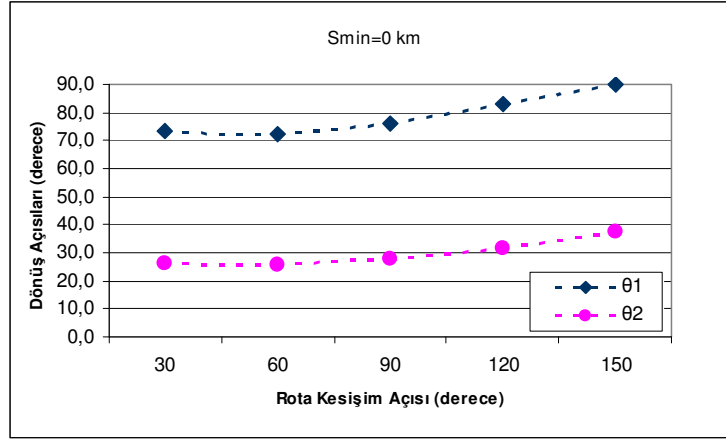


(b)

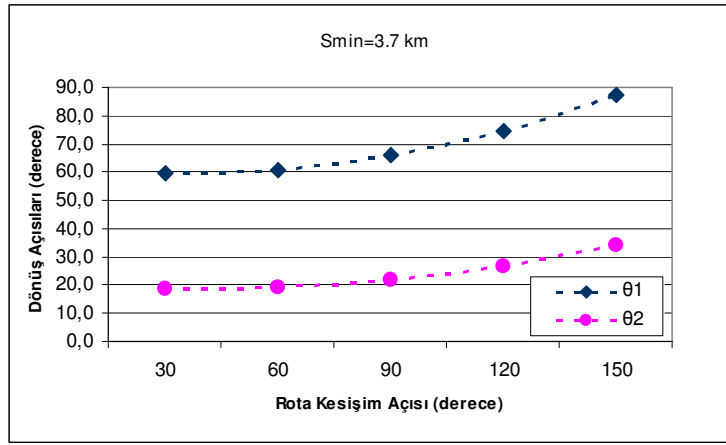


(c)

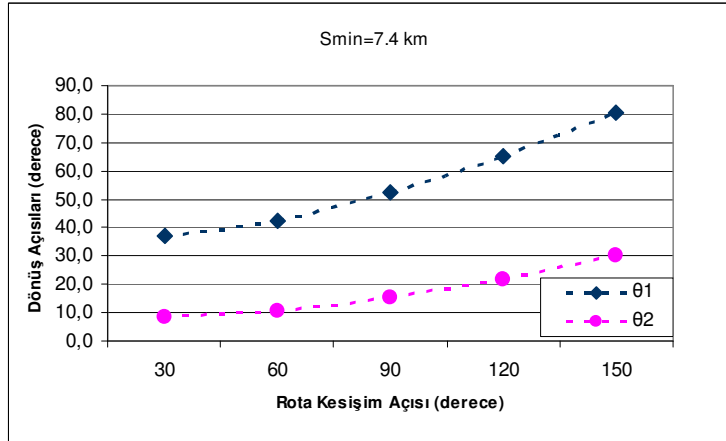
Şekil 6. 22. $h=7.6$ km'de θ_1 ve θ_2 'nin VR değerleri için θ_0 'a göre değişimi



(a)

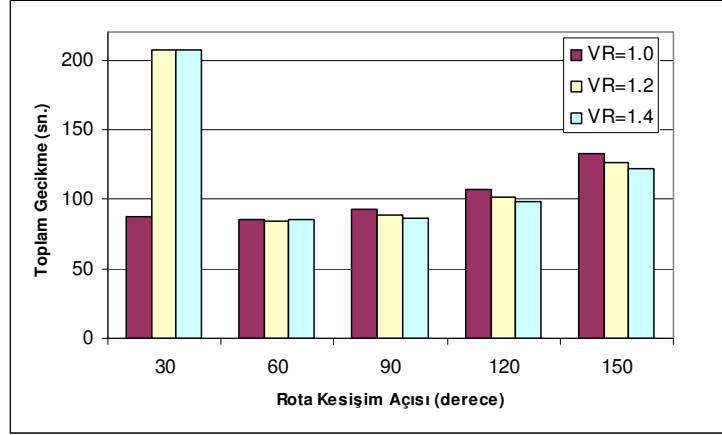


(b)

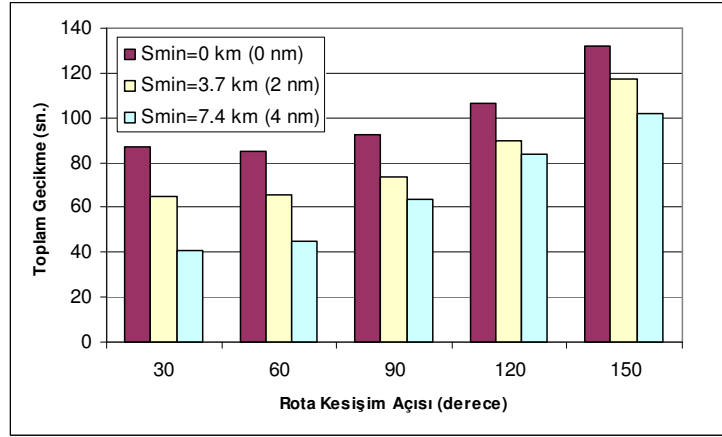


(c)

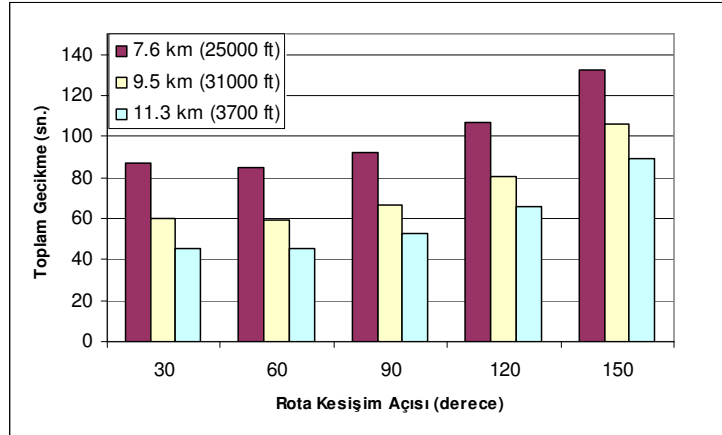
Şekil 6. 23. $h=7.6$ km'de θ_1 ve θ_2 'nin s_{min} değerleri için θ_0 'a göre değişimi



Şekil 6. 24. $h=7.6$ km'de Δt 'nin VR=1,0-1,4 için θ_0 'a göre değişimi



Şekil 6. 25. $h=7.6$ km'de Δt 'nin $s_{min}=0-7,4$ km için θ_0 'a göre değişimi

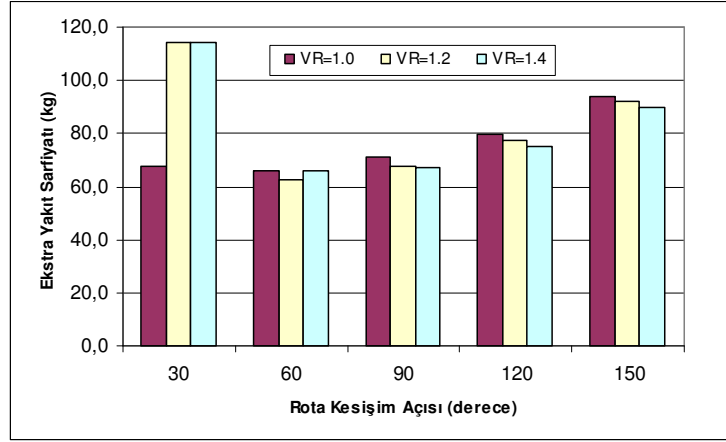


Şekil 6. 26. VR=1,0 ve $s_{min}=0$ için Δt 'nin irtifaya göre değişimi

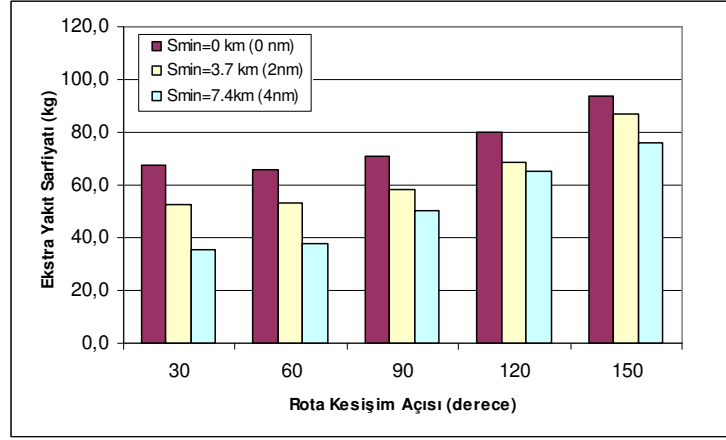
Ekstra yakıt tüketiminin simülasyon parametrelerine göre değişimi Şekil 6.27-6.29'da verilmektedir. Buna göre Şekil 6.27'de 7600 m' irtifa ve $VR=1,0-1,4$ ($s_{min}=0$ km) değerleri için yakıt tüketiminin kesişim açısına göre değişimi görülmektedir. $VR=1,0$ için yakıt tüketimi kesişim açısına bağlı olarak 65-95 kg'lık bir artış göstermektedir. Artan hız oranları için kesişim açıları $60^{\circ}-150^{\circ}$ arasındayken ekstra yakıt tüketiminde küçük oranda bir azalma görülmektedir. Kesişim açısı 30° için ise yakıt tükemi $VR=1,0$ ile karşılaştırıldığında neredeyse iki kat artarak 115 kg değerine ulaşmaktadır. Bu durum gecikme süresinde olduğu gibi ekstra yakıt tüketiminde de ardışık hız yön manevralarının ekonomik etkinliğini dar açılarda azaltmaktadır.

Ekstra yakıt tüketimi değişen s_{min} değerlerine göre incelendiğinde, yakıt tüketiminde artan s_{min} değerleri için gecikme süresindeki oranlara yakın azalmaların meydana geldiği görülebilir (Şekil 6.28).

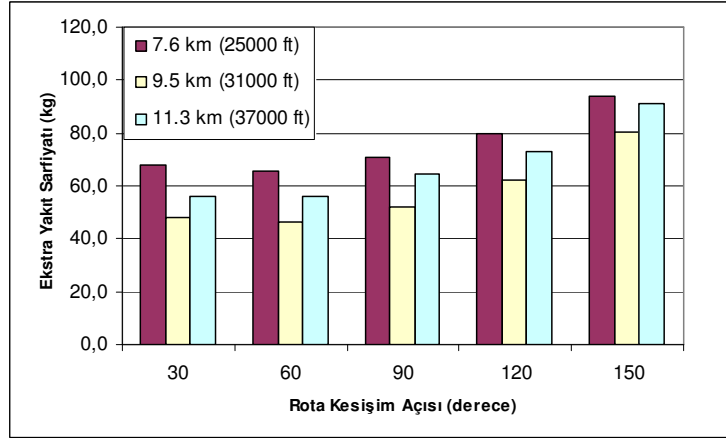
Şekil 6.29'da yakıt tüketiminin farklı irtifadadaki değerlerinin karşılaştırılması gösterilmiştir. En yüksek ekstra yakıt tüketimi 7600 m irtifada görülmektedir. Bunun nedeni emniyetli çözümün bu irtifada daha yüksek baş açısı değişimlerinde gerçekleşmesindedir. Dönüşlerde ekstra gecikmenin yanı sıra seyir ve ivmelenmelere göre birim zamanda daha fazla yakıt tüketilmektedir. Maksimum uçuş irtifası olan 11300 m'de motorların dönüş esnasındaki yakıt tüketimi daha yüksektir. Bu nedenle çatışmalar toplamda daha küçük baş açısı değişimiyle çözülsün de ekstra yakıt tüketimi 9500 m irtifadaki yakıt tüketiminden her kesişim açısı için daha büyük olduğu görülmektedir.



Şekil 6. 27. $h=7.6$ km'de $\Delta\omega_f$ 'nin VR=1,0-1,4 için θ_0 'a göre değişimi



Şekil 6. 28. $h=7.6$ km'de $\Delta\omega_f$ 'nin $s_{min}=0-7,4$ km için θ_0 'a göre değişimi



Şekil 6. 29. VR=1,0 ve $s_{min}=0$ için $\Delta\omega_f$ 'nin irtifayla değişimi

7. SONUÇLAR VE TARTIŞMA

7.1 Sonuçlar

Altıncı Bölüm’de sunulan analizlerin sonuçları değerlendirildiğinde hız ve ardışık hız-yön değişimi kullanan çatışma çözüm stratejilerinin emniyet ve ekonomik açılarından güçlü ve eksik noktalarının olduğu ve bu noktaların uçuş ve çatışma koşullarına sıkı şekilde bağlı olduğu görülmektedir. Bu noktaların iyi belirlenmesi durumunda hava trafik ortamında hizmet sunucular ve kullanıcılar bu stratejilerin güçlü yönlerinden elde edilecek kazanımlar artırabilir ve eksik yönlerinin avantajlı hale getirebilirler. Önerilen çatışma stratejilerinin hangi hava trafik ortamında kullanılacağı da çözüm yöntemlerinin ekonomik açıdan etkin kullanımını artırabilir veya azaltabilir.

Hız değişimine dayalı çatışma çözüm stratejilerini uçak çiftleri ölçeğinde bakıldığında temel problem önlem alma ve çözüm sürelerinin çok uzun olmasıdır. Saptanan çatışmaların hız değişimiyle çözümlenebilmesi için, manevraya en az 10 dakika önce başlanmalıdır. Uçaklar arasında rota kesişim açılarının yükselmesi durumunda bu süre asimtotik artışlar göstermektedir. Uçakların maksimum irtifalarına yakın uçmaları halinde ise çözüm süreleri kabul edilemez değerlere ulaşmaktadır. Çatışma konfigürasyonunun (hız oranları, en yakın minimum geçiş mesafesi) değişmesi, bu süreleri bir ölçüde azaltsa dahi bu etki sınırlı kalmaktadır. Bu manevralar kullanıcı için ilave zaman ve yakıt maliyetleri açısından etkinliğe bakılmaksızın uygulamada ciddi engeller ortaya koymaktadır. Çözüm sürelerinin teknik altyapı ve hava trafik koşulları nedeniyle sınırlı olduğu durumlarda hız değişimi iyi bir çözüm olmaktan uzaktır. Çatışmaların yeteri derece önceden saptanabilmesi durumunda bile ölçüm hataları, pilot niyeti ve meteorolojik koşulların yaratacağı belirsizlikler kullanılan modelin hassasiyetini azaltacaktır.

Öte yandan hız değişim stratejisi zaman trafik koşulların uygun olduğu ve çatışmaların yeterli derecede önceden saptanabildiği durumlarda (örneğin 15 dakika civarında) 90° ve altında kesişim yapan rotalarda kullanımı oldukça avantajlı bir seçenek olabilir. Bu koşullarda hız değişiminin ekonomik maliyeti, incelenen uçak için, çözüm başına 1,5 dakikayı ve 20 kg yakıtı geçmemektedir. Şunu da belirtmekte fayda vardır ki uygulanan minimum zamanda hız değiştirme

manevraları yakıt tüketimi açısından en uygun kontrol programı değildir. Minimum yakıt kontrollerin uygulanması durumunda yakıt tüketimi kabul edilir bir gecikme oranıyla daha da aşağıya çekilebilir.

Ardışık hız-yön stratejisi ise baş açısı değiştirme manevralarının avantajlarından yararlanarak ele alınan rota kesişim açısı aralığından çok daha kısa çözüm süreleri üretebilmektedir. Bu stratejinin kullanılması durumunda çatışmayı önlemek için gerekli en yüksek önlem alma süresi 7 dakika civarındadır. Bu süre daha geniş kesişim açıları için 5 dakika ve altına düşebilmektedir. Uçuş tavanına yakın uçulduğu durumlarda dahi bu süre korunabilmektedir. Çözüm sürelerinin bu seviyeleri ardışık hız-yön manevralarına daha geniş çatışma konfigürasyonları ve irtifa aralıkları için uygulanabilirlik kazandırmaktadır.

Manevraların maliyeti incelendiğinde genellikle gecikme süresinin 1,5 dakikanın yakıt tüketiminin ise 40 kg'ın altına düşmediği ve bazı durumlarda (özellikle dar kesişim açılarında) bu maliyetlerin 3 dakika ve 110 kg'a ulaştığı görülmüştür. Bu durumlarda ekonomik açıdan önleme süreleri üzerindeki kısıtlayıcıların gevşek olduğu durumlarda bu stratejinin kullanımı yeterince avantajlı olmayacağı görülmektedir. Ardışık hız yön manevralarının uygulanmasında bir diğer engel ise yanal alanının kullanımından dolayı başka uçaklarla yeni çatışmalarını yaratılması olasılığıdır. Bu durumda kullanıcı hem kullanıcı hem de sistem bazında ekonomik kayıpların artmasına neden olabilir.

7.2 Tartışma ve Öneriler

Uçakların ekonomik performanslarını hizmet sundukları hava trafik ortamından ayrı düşünmek mümkün değildir. Gelecekteki hava trafik sistemleri uçaklara, hava trafik durumu, coğrafi ve meteorolojik koşullar çerçevesinde ekonomik avantajları da göz önünde uçuş rotalarını kendilerinin belirlemesi konusunda tam veya kısıtlı yetki verebileceği ortamlar sunarak, ayırma sorumluluğunu büyük ölçüde uçaklara devredeceklerdir. Kullanıcı merkezliliğin temel felsefesi ekonomik verimliliğin artırılması olduğuna göre, çatışmaların da ekonomik açıdan verimli ya da bir başka deyişle minimum kayıpla çözülmesi de bu felsefenin bir parçasıdır. Gelecekte mevcut sisteme yakın, uçakların çatışma

çözümünde çok az ya da hiç sorumluluk taşımadığı hava trafik ortamlarında bile uçakların çözüm manevralarının neden olduğu ekonomik kayıpları bilmeleri önemlidir. Buna göre hava yolu şirketleri uçak seçimi ve filo planlaması aşamasında, yukarıda açıklanan faktörleri de göz önünde tutabileceklerdir. Havacılık sektöründeki yoğun talep ve rekabetin getireceği baskı sonucunda hava trafik kontrol otoriteleri, geleceğin hava trafik sistemlerini geliştirilmesinde sistem kullanıcıları olan hava yolu şirketlerinin, daha ekonomik seyahatini sağlayacak etkin çatışma çözüm stratejilerini göz önünde bulunduracaklardır.

Bu çalışma incelenen konuda sınırlı çatışma durumlarında kullanılacak çözüm stratejilerini ve getirdiği ekonomik maliyetleri araştırmaktadır. Önerilen stratejiler ekonomik açıdan, daha geniş çatışma ve uçuş koşullarında kullanılacak şekilde geliştirilebilir. Çatışmaların uzlaşmasız çözümlerinin incelenmesi ekonomik açıdan temel referans noktalarını vermektedir. Öte yandan analizi daha karmaşık olan uzlaşmalı çözümler çatışma maliyetlerini azaltmaktadır. Bu azaltma çatışmaların çözümünün getireceği maliyetin belli oranlarda uçaklar arasında paylaşılması şeklinde olmaktadır. Uçakların eşit manevraları kullanmaları durumunda performansı yüksek uçak kazançlı çıkarken, toplam maliyetin minimuma indirgenmesi ölçütü esas alındığında cezalandırılacağı açıktır. Bu konuda uçakların toplam çözüm maliyetini eşit paylaşacak şekilde manevralara katılmalarını sağlayacak karma bir ölçüt geliştirilebilir.

Önceden belirtildiği gibi minimum zamanda yavaşlama ve dönüş manevraları yakıt maliyetleri açısından en verimli manevralar değildirler. Yakıt maliyetlerinin direk işletme maliyetinin yarısına ulaştığı ve birim yakıt maliyetlerinin sürekli arttığı bir ortamda minimum yakıt maliyeti sağlayacak hız ve yön değişim manevra kombinasyonlarını kullanan çatışma çözüm stratejileri üzerinde çalışılabilir.

KAYNAKLAR

- [1] Kuchar, J.K. ve Yang, L.C., A Review of Conflict Detection and Resolution Modeling Methods, IEEE Transactions on Intelligent Transportation Systems, **1**, 179-189 (2000).
- [2] Vink, A., Kauppinen, S., Beers, J. ve Jong, K.de, *Medium Term Conflict Detection in EATCHIP Phase III*, Proceedings of 16th Digital Avionics System Conference, Irvine, USA (1997).
- [3] International Civil Aviation Organization (ICAO) , *Procedures for Air Navigation Services: Air Traffic Management*, Doc. 4444 ATM/501, Montreal, Canada (2001).
- [4] www.bts.gov/programs/airline_information/indicators/top.html
- [5] Eurocontrol, *Medium-Term Forecast Flight Movements (2005-2011) Vol.1*, STATFOR DOC.110.v01, Brussels, Belgium (2005).
- [6] Eurocontrol, *Medium-Term Forecast Flight Movements (2005-2011) Vol.2*, STATFOR DOC.110.v02, Brussels, Belgium (2005).
- [7] Eurocontrol, *Long-Term Forecast Flights (2004-2025) Vol.1*, STATFOR DOC.103.v01, Brussels, Belgium (2005).
- [8] www.faa.gov/data_statistics/aviation/aerospace_forecasts/2004-2015/
- [9] Cavcar, A. ve Cavcar, M., *Free Flight: Dynamic Density*, Journal of Marmara for Pure and Applied Sciences, **17**, 71-89 (2001).
- [10] Durand, N ve Alliot, J.M. ve Chansou, O., *Optimal Resolution of En Route Conflicts*, Air Traffic Control Quarterly, **3**, 139-161 (1995).
- [11] Kahne, S., *Research Issues in the Transition of Free Flight*, Annual Reviews in Control, **24**, 21- 29 (2000).
- [12] Lewis, A., *Economics of Free Flight*, Business & Commercial Aviation International, **76** (5), C10-C16 (1995).
- [13] IEEE, *Into the Future...Forever Airborne*, IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine, **15**, 144-148 (2000).
- [14] Christodoulou, M. ve Costoulakis, C., *Nonlinear Mixed Integer Programming for Aircraft Collision Avoidance in Free Flight*, IEEE MELECON, Dubrovnik, Croatia (2004).

- [15] Perry, T.S., *In Search of the Future of Air Traffic Control*, IEEE Specturum, **34** (8), 18-34 (1997).
- [16] Boeing Inc., *Statistical Summary of Commercial Jet Airplane Accidents Worldwide Operations 1959-2004*, Aviation Safety - Boeing Commercial Airplanes, Seattle, USA (2005).
- [17] Erzberger, H., *Transforming the NAS: the Next Generation Air Traffic Control System*, ICAS 2004 -24th International Congress of the Aeronautical Sciences, Yokohoma, Japan (2004).
- [18] Mendoza, M., *Current State of ATC Conflict Resolution*, Eurocontrol Experimental Center, ECC Note No. 12/99, Bretigny, France (1999).
- [19] Wu, C.L. ve Caves, R.E., *Research Review of Air Traffic Management*, Transport Reviews, **22**, 115-132 (2002).
- [20] Eurocontrol, *Towards a Controller-based Conflict Resolution Tool-A Literature Review*, CORA 2 Project, ASA.01.CORA2.DEL04-A.LIT, v.01, Brussels, Belgium (2002).
- [21] RTCA, *Advancing Free Flight Through Human Factors*, Technical Workshop Report, FAA AAR-100 (1995).
- [22] Krozel, J., Peters, M., Bilimoria, K.D., Lee, C. ve Mitchell, J.S.B., *System Performance Characteristics of Centralized and Decentralized Air Traffic Separation Strategies*, 4th USA/Europe Air Traffic Management R&D Seminar, Santa Fe, USA (2001).
- [23] Allen, D.L., Haraldsdottir, R., Lawler, R.W., Priotte, K. ve Schwab, R.W., *The Economic Evaluation of CNS/ATM Transition*, CNS/ATM Projects, Boeing Airplane Group (1998).
- [24] Krozel, J. ve Peters, M., *Decentralized Control Techniques for Distributed Air/Ground Traffic Separation*, Final Report, NASA Contract NAS2-98005, Task Or. RTO36, Los Gatos, USA (2000).
- [25] Hoekstra, J.M., van Gent, R.N.H.W. ve Ruigrok, R.C.J., *Conceptual Design of Free Flight with Airborne Separation Assurance*, NLR-TP-98252, National Aerospace Laboratory NLR, Holand (1998).

- [26] Hoekstra, J.M., van Gent, R.N.H.W. ve Ruigrok, R.C.J., *Man-in-loop of a Study at a Free Flight Concept*, Proceedings of 17th Digital Avionics Conference, Seattle, USA (1998).
- [27] Hoekstra, J.M., van Gent, R.N.H.W. ve Ruigrok, R.C.J., *Designing for Safety: the 'Free Flight' Air Traffic Management System*, Reliability Engineering and System Safety, **75**, 215-232 (2002).
- [28] <http://www.bts.gov/xml/fuel/report/src/index.html>
- [29] Dimarogonas, D. ve Kyrialopoulous, K., *Inventory of Decentralized Conflict Detection and Resolution Systems in Air Traffic*, HYBRIDGE Task 6.1 v.2.0, IST-2001-32460 of European Commission (2003).
- [30] Krozel, J., *Free Flight Research Issues and Literature Search*, Final Report, NASA Contract NAS2-98005, Task Or. RTO43-02, Seagull Technologies, Los Gatos, USA (2000).
- [31] Williamson, T. ve Spencer, N.A., *Development and Operation of the Traffic Alert and Collision Avoidance System (TCAS)*, Proceedings of IEEE, **77**, 1735-1744 (1989).
- [32] Stead, R.P., Gambarabi, G.P. ve Tillotson, D.H., *Traffic Alert and Collision Avoidance System (TCAS) Transition Program (TTP): a Status Upgrade*, Digital Avionics System Conference, Cambridge, USA (1995).
- [33] Breen, B.C., *Controlled Flight into Terrain and the Enhances Ground Proximity Warning System*, IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine, **14**, 19-24 (1999).
- [34] Coenen, F.P., Smeaton, G.P. ve Bole, A.G., *Knowledge-Based Collision Avoidance*, Journal of Navigation, **42**, 107-116 (1989).
- [35] Iijima, Y., Hagiwara, H. ve Kasai, H., *Results of Collision Avoidance Maneuver Experiments Using A Knowledge-Based Autonomuos Piloting System*, Journal of Navigation, **44**, 194-204 (1991).
- [36] Schild, R., *Rule Optimization for Airborne Aircraft Separation*, Doktora Tezi, Technical University Vienna, Vienna, Austria (1998).

- [37] Schild, R. ve Kuchar, J.K., *Operational Efficiency of Maneuver Coordination Rules for An Airborne Separation Assurance System*, 3rd USA/Europe Air Traffic Management R&D Seminar, Napoli, Italia (2000).
- [38] Sastry, S., Tomlin, C., Lygeros, J., Godbole, D. ve Pappas, G., *Hybrid Control in Air Traffic Management Systems*, Proceedings of the Conference on Decision and Control, New Orleans, USA (1995).
- [39] Leccini, A., Lygeros, J. ve Dimarogonas, D., *Hierarchical Decomposition of Conflict Resolution Tasks*, HYBRIDGE Task 5.1 v.0.3, IST-2001-32460 of European Commission (2004).
- [40] Dugail, D., Mao, Z.H. ve Feron, F., *Stability of Intersecting Aircraft Flows under Centralized and Decentralized Conflict Avoidance*, AIAA Guidance, Navigation and Control Conference, Montreal, Canada (2001).
- [41] Dugail, D., Feron, F. ve Bilimoria, K., *Stability of Intersecting Aircraft Flows using Heading Change Maneuvers for Conflict Avoidance*, Proceeding of the American Control Conference, Anchorage, USA (2002).
- [42] Mao, Z.H., Dugail, D., Feron, F. ve Bilimoria, K., *Stability of Intersecting Aircraft Flows using Heading-Change Maneuvers for Conflict Avoidance*, IEEE Transactions on Intelligent Transportation Systems, **6**, 357-369 (2005).
- [43] Gottfried, B.S. ve Weisman, J., *Introduction to Optimizatin Theory*, Prentice-Hall, Eaglewood Cliffs, USA (1973).
- [44] Niedringhaus, W.P., *Maneuver Option Manager: Automated Simplification of Complex Air Traffic Control Problems*, IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics, **22**, 1047-1057 (1991).
- [45] Pallotino, L., Feron, E. ve Bicchi, A., *Mixed Integer Programming for Aircraft Conflict Resolution*, AIAA Guidance, Navigation and Control Conference, Montreal, Canada (2001).

- [46] Pallotino, L., Feron, E. ve Bicchi, A., *Conflict Resolution Problems for Air Traffic Management Systems Solved with Mixed Integer Programming*, IEEE Transactions on Intelligent Transportation Systems, **3**, 3-11 (2002).
- [47] Richards, A. ve How, J.P., *Aircraft Trajectory Planning with Collision Avoidance Using Mixed Integer Linear Programming*, Proceeding of the American Control Conference, Anchorage, USA (2002).
- [48] Bicchi, A. ve Pallotino, L., *On Optimal Cooperative Conflict Resolution for Air Traffic Management Systems*, IEEE Transactions on Intelligent Transportation Systems, **1**, 221-232 (2000).
- [49] Menon, P.K., Sweriduk, G.D. ve Shridar, B., *Optimal Strategies for Free Flight Air Traffic Conflict Resolution*, J. of Guidance, Control and Dynamics, **22**, 202-211 (1997).
- [50] Hu, J., Pradini, M. ve Sastry, S., *Optimal Coordinated Maneuvers for Three Dimensional Aircraft Conflict Resolution*, J. of Guidance, Control and Dynamics, **25**, 888-900 (2002).
- [51] Raghunathan, A.U, Gopal, V., Subramanian D., Lorenz. T. ve Samad, T., *Dynamic Optimization Strategies for 3D Conflict Resolution of Multiple Aircraft*, J. of Guidance, Control and Dynamics, **27**, 586-594 (2004).
- [52] Tomlin, C., Pappas, G.J ve Sastry, S., *Conflict Resolution for Air Traffic Management: a Study in Multi-Agent Hybrid Systems*, IEEE Transactions on Automatic Control, **43**, 509-523 (1998).
- [53] Tomlin,, C., Mitchell, I. ve Ghosh, R., *Safety Verification of Conflict Resolution Maneuvers*, , IEEE Transactions on Automatic Control, **2**,110-120 (2001).
- [54] Goldberg, D.E., *Genetic Algorithms in Search, Optimization, and Machine Learning*, Adison-Wesley, Boston, USA (1989).
- [55] Alliot, J.M., Gruber, H. ve Schoenauer, M., *Genetic Algorithms for Solving ATC Conflicts*, IEEE Proceedings of 9th Conference on Artificial Intelligence Application, (1993).

- [56] Swingler, K., *Applying Neural Networks*, Morgan Kaufman Publishers, San Francisco, USA (1996).
- [57] Durand, N., Alliot, J.M. ve Noailles, J., *Collision Avoidance Using Neural Networks Learned by Genetic Algorithms*, 9th International Conference on Industrial & Engineering, Nagoya, Japan (1996).
- [58] Frazzoli, Z.H., Mao, J.H., OH, H. ve Feron, E., *Resolution of Conflicts Involving Many Aircraft via Semidefinite Programming*, J. Guidance, Control and Dynamics, **24**, 79-86 (2001).
- [59] Paielli, R.A. ve Erzberger, H., *Conflict Probability Estimation for Free Flight*, J. Guidance, Control and Dynamics, **20**, 588-596 (1997).
- [60] Paielli, R.A. ve Erzberger, H., H., *Conflict Probability Estimation Generalized to Non-Level Flight*, Air Traffic Control Quarterly, **7**, 195-222 (1999).
- [61] Irvine, R., *A Geometrical Approach to Conflict Probability Estimation*, 4th USA/Europe Air Traffic Management R&D Seminar, Santa Fe, USA (2001).
- [62] Yang, L.C. ve Kuchar, J.K., *Prototype Conflict Alerting System for Free Flight*, J. Guidance, Control and Dynamics, **20**, 768-773 (1997).
- [63] Yang, L.C. ve Kuchar, J.K., *Using Intent Information in Probabilistic Conflict Analysis*, AIAA Guidance, Navigation and Control Conference, Boston, USA (1998).
- [64] Pradini, M., Hu, J., Lygeros, J. ve Shankar, S., *A Probabilistic Approach to Aircraft Conflict Detection*, IEEE Transactions on Intelligent Transportation Systems, **1**, 199-220 (2000).
- [65] Friedman, F.M., *Decision Analysis and Optimality in Air Traffic Control Conflict Resolution: I. Optimal Timing of Speed Control in a Linear Planar Configuration*, Trans. Res.-B, **22B**, 207-216 (1988).
- [66] Friedman, F.M., *Decision Analysis and Optimality in Air Traffic Control Conflict Resolution:II. Optimal Heading (Vectoring)*

- Control in a Linear Planar Configuration*, Trans. Res.-B, **25B**, 39-53 (1991).
- [67] Bilimoria, K.D, *A Geometric Optimization Approach to Aircraft Conflict Resolution*, Proceedings of Guidance, Navigation and Control Conference, AIAA-2000-4265, Denver, USA (2000).
- [68] Dowek, G., Munoz, C. ve Geser, A., *Tactical Conflict Detection and Resolution in 3-D Airspace*, 4th USA/Europe Air Traffic R&D Seminar, Santa Fe, USA (2001).
- [69] Geser, A., Munoz, C., Dowek, G. ve Kirchner, F., *Air Traffic Conflict Resolution and Recovery*, NASA/CR-2002-211637, ICASE Report No. 2002-12, Hampton, USA (2002).
- [70] Goss, J., Rajvanshi, R. ve Subbarao, K., *Aircraft Conflict Detection and Resolution using Mixed Geometric and Collision Cone Approaches*, AIAA.
- [71] Chakravarthy, A. ve Ghose, D., *Obstacle Avoidance in a Dynamic Environment: A Collision Cone Approach*, IEEE Transactions on Systems, Man and Cybernetics, **28**, 562-574 (1998).
- [72] Bilimora, K.D, Shridhar, B. ve Chatteerji, G., *Effects of Conflict Resolution Maneuvers and Traffic Density of Free Flight*, Proceedings of Guidance, Navigation and Control Conference, San Diego, USA (1996).
- [73] Valenti Clari, M.S.V, Ruigrok R.C.J, Hoekstra, J.M. ve Visser, H.G., *Cost Benefit Study of Free Flight with Airborne Separation Assurance*, Air Traffic Control Quarterly, **9**, 287-309 (2001).
- [74] Valenti Clari, M.S.V, Ruigrok R.C.J, Heesbeen, B.W.M. ve Groeneweg, J., *Research Flight Simulation of Future Autonomous Aircraft Operations*, Proceedings of Winter Simulation Conference, San Diego, USA (2002).
- [75] Krozel, J. ve Peters, M., *Conflict Detection and Resolution for Free Flight*, Air Traffic Control Quarterly, **5**, 181-212 (1997).

- [76] Krozel, J. ve Peters, M., *Strategic Conflict Detection and Resolution for Free Flight*, Proceedings of the Conference on Decision and Control, San Diego, USA (1997).
- [77] Clements, J.C., *The Optimal Control of Collision Avoidance Trajectories in Air Traffic Management*, Trans. Res.-B, **33B**, 265-280 (1999).
- [78] Clements, J.C., *Optimal simultaneous pairwise conflict resolution maneuvers in air traffic management*, J. Guidance, Control and Dynamics, **25**, 815-818 (2002).
- [79] Clements, J.C. ve Ingalls, B., *An Extended Model for Pairwise Conflict Resolution in Air Traffic Management*, Optim. Control Appl. Meth., **20**, 183-197 (1999).
- [80] Paielli, R., *Modeling Maneuver Dynamics in Air Traffic Conflict Resolution*, J. of Guidance, Control and Dynamics, **26**, 407-415 (2003).
- [81] Eby, M.S. ve Kelly, W.E., *Free Flight Separation Assurance Using Distributed Algorithm*, Proceedings of the IEEE Aerospace Conference, Apsen, USA (1999).
- [82] Kosecka, J., Tomlin, C., Pappas, G.J ve Sastry, S., *Generation of Conflict Resolution Manuevers for Air Traffic Management*, Proceedings of 10th IEEE Conference on Intelligent Robots and Systems, Grenoble, France (1997).
- [83] Kosecka, J., Tomlin, C., Pappas, G.J ve Sastry, S., *2-1/2 D Conflict Resolution Manuevers for ATMS*, CDC98, Florida, USA (1998).
- [84] Wangerman, J.P. ve Stengel, R.P., *Optimization and Coordination of Multiagent Systems Using Principled Negotiation*, J. Guidance, Control and Dynamics, **22**, 43-50 (1999).
- [85] Buğdaycı, H., *Uçak Performanslarının Uçak İşletme Karakteristiklerine Etkisinin Etüdü*, Doktora Tezi, İTÜ Makine Fakültesi, İstanbul, Türkiye (1980).

- [86] Gerede, E., *Havayolu Taşımacılığında Küreselleşme ve Havayolu İşbirlikleri-THY AO'da Bir Uygulama*, Doktora Tezi, Anadolu Üniversitesi Sosyal Bilimler Enstitüsü, Eskişehir, Türkiye (2002).
- [87] Mozdzanowska, A., Hansman, R.J., Hinston, J. ve Delahaye, D., *Emergence of Regional Jets and the Implications on Air Traffic Management*, 5th Eurocontrol/FAA ATM R&D Seminar, Budapeşte, Macaristan (2003).
- [88] Torenbeek, E., *Synthesis of Subsonic Airplane Design*, Delft University Press, Delft, The Netherlands (1982).
- [89] Babakian, R., Lukachko, P. ve Waitz, I.A., *The Historical Fuel Efficiency Characteristics of Regional Aircraft from Technological, Operational and Cost Perspectives*, Journal of Air Transport Management, **8**, 389-400 (2002).
- [90] Lee, J.J., *Historical and Future Trends in Aircraft Performance, Cost and Emissions*, Master Thesis, Massachusetts Institute of Technology, Department of Aeronautics and Astronautics, Boston, USA (2000).
- [91] Fielding, J.P., *Introduction to Aircraft Design*, Cambridge University Press, Cambridge, UK (1999).
- [92] Federal Aviation Administration (FAA), *2003 Annual Aviation Capacity Enhancement (ACE) Plan*, Washington D.C., USA (2003).
- [93] Cavcar, A., *Temel Hava Trafik Yönetimi*, Anadolu Üniversitesi Yayınları, Eskişehir, Türkiye (1998).
- [94] Janic, M., *Air transport system analysis and modelling : capacity, quality of services and economics*, Gordon and Breach Science, Amsterdam, The Netherlands (2000).
- [95] International Civil Aviation Organization (ICAO), *Annex 11 to the Convention of International Civil Aviation: Air Traffic Services*, Montreal, Canada (2001).
- [96] Bowers, K.L., *Determining the Feasibility of a Flight Profile in a Free Flight Environment*, 15th AIAA/IEEE Digital Avionics Conference, Atlanta, USA (1996).

- [97] Viser, H.G., *Terminal Area Traffic Management*, *Progress in Aerospace Sciences*, **28**, 323-368 (1991).
- [98] Laplace, I. ve KY, P., *Economic Differentiation between Lower and Upper Airspace*, Eurocontrol Experimental Center, ECC Note No. O5/04, Brétigny-sur-Orge CEDEX, France (2004).
- [99] Ehrmantraut, R. ve Christien, R., *Analysis of Aircraft Conflict Geometries in Europe*, Proceedings of the 23rd Digital Avionics Systems Conference, Salt Lake City, USA 3.E.2.1-7 (2004).
- [100] Bilimoria, K.D. ve Lee, H.Q., *Properties of Air Traffic Conflicts for Free and Structured Routing*, AIAA Guidance, Navigation and Control Conference, Paper No. 2001-4051, Montreal, Canada (2001).
- [101] Eurocontrol, *Operational Requirements for EATCHIP Phase III ATM Added Functions, Volume 5: Medium Term Conflict Detection*, OPR.ET1.ST04.DEL01.02.5, Edition 2.0 (1999).
- [102] Bilimoria, K.D., Sheth, K.S., Lee, H.Q. ve Grabbe, S.R., *Performance Evaluation of Airborne Separation Assurance for Free Flight*, AIAA Guidance, Navigation and Control Conference, Paper No. 2000-4269, Denver, USA (2000).
- [103] Histon, J.M., Aigoin, G., Delahaye, D., Hansman, R.J. ve Puechmorel, S., *Introducing Structural Considerations into Complexity Metrics*, 4th USA/Europe Air Traffic Management R&D Seminar, Santa Fe, USA (2001).
- [104] Delahaye, D. ve Puechmorel, S., *Air Traffic Complexity: Towards Intrinsic Metrics*, 3rd USA/Europe Air Traffic Management R&D Seminar, Napoli, Italy (2000).
- [105] Shridhar, B., Sheth, K.S. ve Grabbe, S., *Airspace Complexity and Its Applications in Air Traffic Management*, 2nd USA/Europe Air Traffic R&D Seminar, Orlando, USA (1998).
- [106] Wyndemere Inc., *An Evaluation of Air Traffic Complexity*, NASA Advanced Air Transportation Technology (AATT) Program, Final Report, NAS2-14284, Colorado, USA (1996).

- [107] International Civil Aviation Organization (ICAO), *Annex 2 to the Convention of International Civil Aviation: Rules of the Air*, Montreal, Canada (2003).
- [108] http://www.nlr.nl/public/hosted-sites/freeflight-atm/ops_conc.html
- [109] Bazaraa, M.S., Sherali, H.D. ve Shetty, C.M., *Nonlinear Programming: Theory and Algorithms-2nd Edition*, John Wiley and Sons Inc., New York, USA (1993).
- [110] Betts, J.T., *Practical Methods for Optimal Control Using Nonlinear Programming*, SIAM, Philadelphia, USA (2001).
- [111] Kirk, D.E., *Optimal Control Theory: An Introduction*, Prentice Hall, London, UK (1970).
- [112] Bryson, A.E. ve Ho, Y.C., *Applied Optimal Control: Optimization, Estimation and Control-Revised Printing*, Taylor and Francis, Levittown, USA (1975).
- [113] Lee, E.B. ve Markus, L., *Foundations of Optimal Control Theory*, John Wiley and Sons, Inc., New York, USA (1967).
- [114] Hartl, R.F, Sethi, S.P. ve Vickson, R.G., *A Survey of the Maximum Principles for Optimal Control Problems with State Constraints*, SIAM Review, **37**, 181-218 (1995).
- [115] <http://www.mathworks.com/access/helpdesk/help/toolbox/optim/>
- [116] Nuic, A., *User Manual for the Base of Aircraft Data (BADA) Revision 3.5*, Eurocontrol Experimental Center, ECC Note No. 11/03, Brétigny-sur-Orge CEDEX, France (2003).
- [117] Hale, J. F., *Introduction to Aircraft Performance, Selection and Design*, Wiley and Sons Inc., New York, USA (1984).
- [118] Anderson, J.D., *An Introduction to Aircraft Performance and Design*, WCB/McGraw-Hill, Boston, USA (1999).
- [119] Austyn, M. W. ve Birdsall, D.L., *Aircraft Performance*, Cambridge University Press, Cambridge, UK (1996).
- [120] Padilla, C.E., *Optimizing Jet Transport Efficiency : Performance, Operations, and Economics*, McGraw-Hill, New York, USA (1996).

- [121] Krozel, J., Peters, M.E. ve Hunter G., Conflict Detection and Resolution for Future Air Transportation Management, Technical Report TR-97138-01, Seagull Technologies, Los Gatos, USA (1997).
- [122] Gong, C. ve Chan, W.N., *Using Flight Manual Data to Derive Aeor-Propulsive Models for Predicting Aircraft Trajectories*, AIAA Aircraft Technology., Integration and Operations Conference, Los Angeles, USA (2002).
- [123] Torenbeek, E., *Cruise Performance and Range Prediction Reconsidered*, Progress in Aerospace Sciences, **33**, 285-321 (1997).
- [124] McCormick, B.W., *Aerodynamics, Aernautics, and Flight Mechanics*, J. Wiley, New York, USA (1979).
- [125] Ruijgrok, G.J.J., *Elements of Airplane Performance*, Delft University Publications, Delft, The Netherlands (1990).
- [126] Arnoult, S., Buyck, C., Farrar, L., Flint, P., Henderson, D., Hill, T., Thomas, G. ve Young, K., *World Airline Report*, Air Transport World, **42**, 32-105 (2005).
- [127] Carson, B.H., *Fuel Efficiency of Small Aircraft*, Journal of Aircraft, **19**, 473-479 (1982).
- [128] Etkin, B. ve Reid, L.D., *Dynamics of Flight-Stability and Control 3rd Edition*, Wiley and Sons Inc., Toronto, Canada (1996).

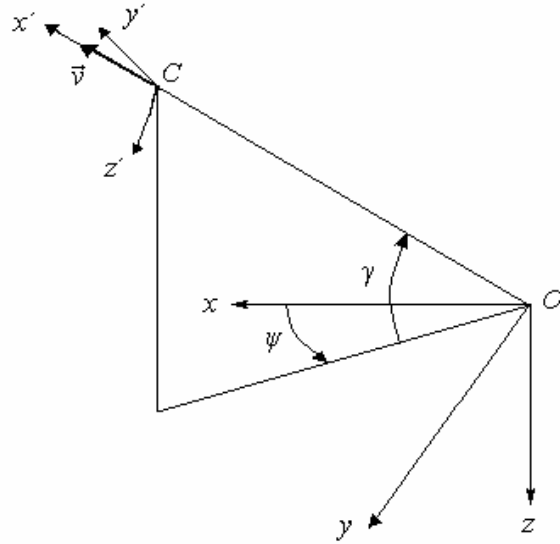
EKLER

EK-1 Genel Hareket Denklemleri

Bir uçağın yörüngesinin belirlebilmesi için üç boyutlu hareket denklemlerinin matematiksel olarak ifadelendirilmesi gereklidir. Bu ifadelendirmede yere ve uçağa (uçuş yörüngesine) bağlı olmak üzere iki ayrı eksen takımından yararlanılmaktadır.

Yere bağlı eksen takımı, orijini (O) herhangi bir uygun nokta olarak seçilen, birbirine dik (x,y,z) eksenlerinden meydana gelmektedir. Eksenlerden x , yatay düzlemde uygun bir referans yönü doğrultusunda seçilen eksenidir. Diğer iki eksenden y , yine yatay düzlemde ve x eksenine dik olan eksenidir. Son eksen olan z ise yatay düzleme dik ve yerçekim ivmesi, g yönünde seçilmiştir.

Uçuş yörüngesine bağlı eksen takımı, uçağın ağırlık merkezini (C) orijin olarak alan (x',y',z') eksenlerinden meydana gelmektedir. Bu eksen takımında, x' , uçağın izafi hava hızı, \vec{v} doğrultusundaki ekseni; y' , yatay düzlemde x' eksenine dik ekseni ve z' ekseni de x' ve y' eksenlerine dik ekseni göstermektedir. Bu iki eksen takımını uçağın yörünge açısı γ ve baş açısı ψ 'ı kullanarak ilişkilendirmek mümkündür (Şekil EK1.1). Yörünge açısı, γ uçağın hız vektörü, \vec{v} 'nin yatay düzlemle yaptığı açıdır. Baş açısı, ψ ise \vec{v} 'nin yatay düzlemdeki izdüşümünün x eksenine yaptığı açıdır.



Şekil EK1. 1. Yere ve uçağa (uçak yörüngesine) bağlı eksen takımlarının gösterimi

Yere ve uçuş yörüngesine bağlı eksen takımlarının tanımlanmasından sonra sıra uçağın kinematik ve kinetik hareket denklemlerinin oluşturulmasına gelmektedir. Bu denklemler ifadelendirilirken şu kabuller kullanılmıştır:

1. Dünya tanımlandığı uzayda düz ve hareketsizdir.
2. Yerçekimi ivmesindeki değişiklikler ihmal edilebilir.
3. Uçak noktasal bir küttedir, dolayısıyla uçağa bağlı eksenler etrafındaki katı cisim dönüş hareketleri anlaktır.
4. Uçağın küttesindeki değişim ihmal edilecek kadar küttüktür.
5. Rüzgâr hızı yere bağlı eksenler doğrultusunda 3 bileşenden $(\vec{w} = (w_x, w_y, w_z)^T)$ meydana gelmektedir.

Böylelikle, uçuş yörüngesine bağlı eksen takımına göre hız vektörünü

$$\vec{v} = [v \cos \psi \cos \gamma \quad v \sin \psi \cos \gamma \quad v \sin \gamma]^T \quad (\text{EK1.1})$$

şeklinde yazmak mümkündür (Şekil EK1.1).

Uçağın yere bağlı eksen takımına göre hızı ise

$$\vec{v}_g = [\dot{x} \quad \dot{y} \quad \dot{z}]^T = \vec{v} + \vec{w} \quad (\text{EK1.2})$$

olarak ifadelendirilir. Burada \vec{v}_g , kısa ifadesiyle yere göre hızı; $(\dot{x}, \dot{y}, \dot{z})$, (x, y, z) eksenleri doğrultusundaki hızları göstermektedir.

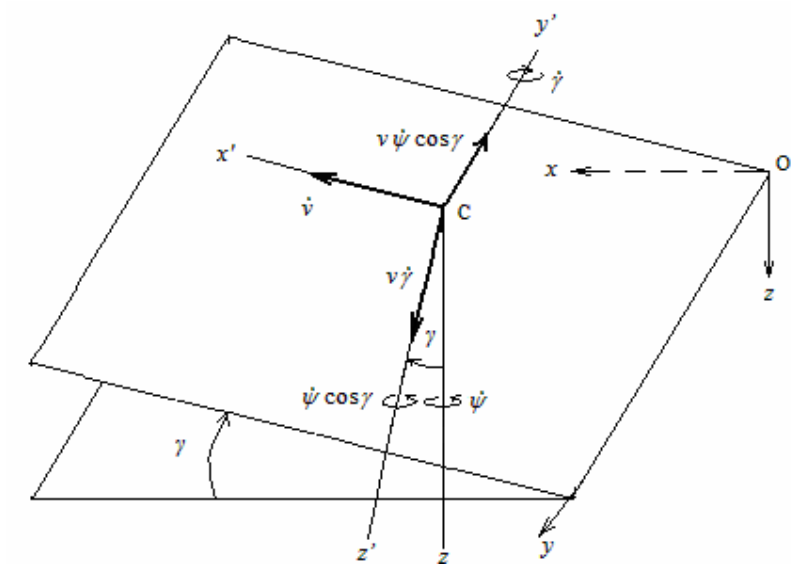
Denklem (EK1.2)'deki ifadeler açık şekilde yazılmasıyla uçağın kinematik denklemleri elde edilir.

$$\dot{x} = v \cos \psi \cos \gamma + w_x \quad (\text{EK1.3})$$

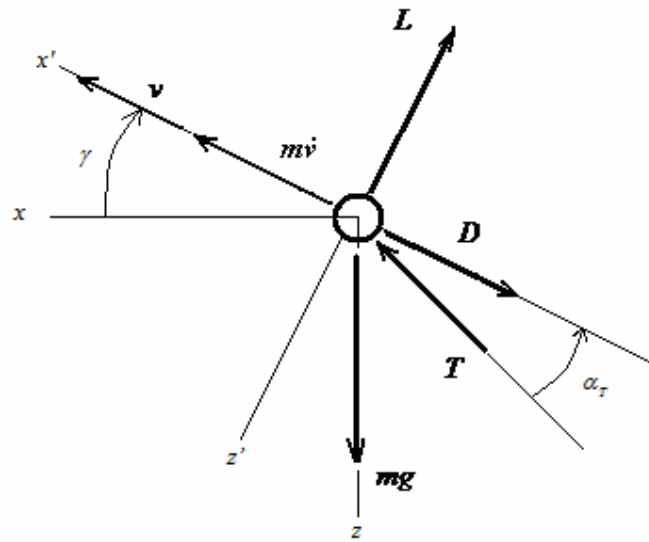
$$\dot{y} = v \sin \psi \cos \gamma + w_y \quad (\text{EK1.4})$$

$$\dot{z} = v \sin \gamma + w_z \quad (\text{EK1.5})$$

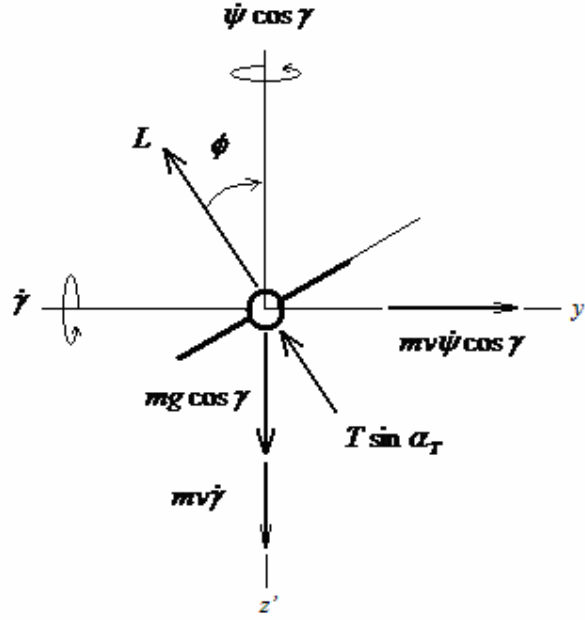
Kinetik hareket denklemleri yazılırken, uçağa etkiyen aerodinamik, motor çekme, yerçekimi ve atalet kuvvetlerinin uçuş yörüngesine bağlı eksenlere göre yazılması daha uygundur. Bu eksen takımına göre uçağın üzerinde x' eksen doğrultusunda \dot{v} doğrusal ivmesi; y' eksen etrafındaki $v\dot{\gamma}$ açısal ivmesi ve z' eksen etrafındaki $v\dot{\psi} \cos \gamma$ açısal ivmesi olmak üzere 3 atalet ivmesi bileşeni etkimektedir (Şekil EK1.2).



Şekil EK1. 2. Uçak yörüngesine bağlı eksen takımında etkiyen atalet ivmeleri.



Şekil EK1. 3. Simetri düzleminde ($Ox'z'$) uçağa etkiyen kuvvetlerin gösterimi.



Şekil EK1. 4. Asimetri düzleminde ($Oy'z'$) uçağa etkiyen kuvvetlerin gösterimi.

Uçağa etkiyen kuvvetlerin bileşenleri uçağın simetri düzlemi kabul edilen ($Ox'z'$)'de (Şekil EK1.3) ve asimetri düzlemi ($Oy'z'$)'de (Şekil EK1.4) gösterilmiştir. Bu kuvvetlere ek olarak uçağa yere bağlı eksenler doğrultusundaki rüzgâr hızı bileşenleri (w_x, w_y, w_z) dolayısıyla etkiyen rüzgâr kuvvetleri (W_x, W_y, W_z) de mevcuttur. Şekil EK1.3 ve EK1.4'de gösterilen kuvvetler bu rüzgâr kuvvetleriyle beraber x', y' ve z' eksenleri doğrultusunda düzenlenerek yazılacak olursa aşağıdaki kinetik hareket denklemleri elde edilir.

$$m\dot{v} = T \cos \alpha_T - mg \sin \gamma - D - W'_x \quad (\text{EK1.6})$$

$$mv\dot{\psi} \cos \gamma = (L + T \sin \alpha_T) \sin \phi - W'_y \quad (\text{EK1.7})$$

$$mv\dot{\gamma} = (L + T \sin \alpha_T) \cos \phi - mg \cos \gamma + W'_z \quad (\text{EK1.8})$$

Bu denklemlerde α_T , çekme kuvveti hücum açısını; ϕ , yatış açısını; T , motor çekme kuvvetini; L , aerodinamik taşıma kuvvetini; D , aerodinamik sürükleme kuvvetini; W'_x, W'_y, W'_z , x', y' ve z' eksenleri doğrultusundaki rüzgâr kuvvetlerini göstermektedir.

EK-2 Aerodinamik Model

Uçakların aerodinamik modellemesinin yapılabilmesi için sürüklenme poler denkleminin oluşturulması gereklidir. Düşük sübsonik hızlardaki seyir konfigürasyonlarında sürüklenme polerini aerodinamik taşıma katsayısının (C_L) bir fonksiyonu olarak ifade etmek mümkündür. Tepkili motorlu ticari yolcu uçaklarda ise poler denklemleri oluşturulurken Mach sayısı (M) ve kanat eğriliği etkilerinin de hesaba katılması gereklidir. Bu etkiler modele katıldığında, uçağın poler denklemi aşağıdaki gibi yazılabilir [122].

$$C_D(M, C_L) = C_{D_{\min}} + \frac{1}{\pi \cdot AR \cdot e \cdot \sqrt{1 - M^2}} \cdot (C_L - C_{L_{D_{\min}}})^2 \quad (\text{EK2.1})$$

Bu denklemde C_D , uçağın üzerindeki toplam sürüklenme katsayısını; C_L , taşıma katsayısını; $C_{D_{\min}}$, minimum sürüklenme katsayısını; $C_{L_{D_{\min}}}$, minimum sürüklenmedeki taşıma katsayısını; AR , kanat açıklık oranını; e , kanat eliptiklik oranını göstermektedir.

Toplam sürüklenme katsayısı üzerinde uçağın ağırlık merkezinin konumu ve Reynolds sayısının da sınırlı bir etkisi olmakla birlikte optimal yörünge hesaplamalarında bu etkiler göz ardı edilebilir [123].

Denklem (EK2.1)'deki sabit parametrelerden, AR kanat açıklık oranı, uçağın kanat açıklığının ortalama geometrik veterine oranıdır ve imalatçı firmanın verilerinden kolaylıkla hesaplanabilir. Ticari uçaklara ait $C_{D_{\min}}$, $C_{L_{D_{\min}}}$ ve e parametreleri ise genellikle üretici firmalar tarafından sağlanmamaktadır. Sürüklenme polerindeki bu parametreleri uçuş manüel verilere dayalı olarak hesaplayan yöntemler mevcuttur.

Bu çalışmada, Gong ve Chan [122] ve Eurocontrol'ün "Temel Uçak Veri Tabanı" (Basic Aircraft Database-BADA) [118] tarafından sağlanan aerodinamik parametreler kullanılmıştır.

Yatay düzlemde düz uçuş koşulunu sağlayacak taşıma katsayısının (C_L) belirlenebilmesi için Denklem (5.5) ve (5.6)'nın yeniden düzenlenerek birlikte yazılması gereklidir.

Bu durumda, gerekli aerodinamik taşıma katsayısı (C_L)

$$C_L(\alpha, M) = \left(\frac{2 \cdot mg}{\bar{\gamma} \cdot p \cdot M^2 \cdot S} \right) \quad (\text{EK2.2})$$

şeklinde ifade edilebilir. Bu denklemde α , hücum açısını; S , uçağın kanat planform alanını göstermektedir. Denklem (5.7)'de toplam sürüklenme kuvveti (D)

$$D(\sigma, M, \alpha) = \frac{1}{2} \bar{\gamma} \cdot p M^2 S C_D(C_L, M) \quad (\text{EK2.3})$$

olduğu hatırlanırsa, belirli bir irtifada düz uçuş sırasında oluşan toplam sürüklenme kuvvetini bulmak için Denklem (EK2.1) ve (EK2.2)'de verilen ifadelerin, Denklem (EK2.3)'de yerine konulması gerekmektedir.

Bu düzenlemeler yapıldığında toplam sürüklenme kuvveti (D)

$$D(M) = d_1 \cdot M^2 + \frac{d_2 \cdot M^2}{\sqrt{1-M^2}} (d_3 \cdot \frac{1}{M^2} - d_4)^2 \quad (\text{EK2.4})$$

şeklinde Mach sayısının (M) bir fonksiyonu olarak bulunabilir. Bu denklemde d_1, d_2, d_3 ve d_4 sürüklenme parametrelerini göstermektedir.

Sürüklenme parametrelerinin açık matematiksel ifadeleri

$$d_1 = \frac{1}{2} \bar{\gamma} \cdot p \cdot S \cdot C_{D_{\min}} \quad (\text{EK2.5})$$

$$d_2 = \frac{1}{2\pi \cdot AR \cdot e} \bar{\gamma} \cdot p \cdot S \quad (\text{EK2.6})$$

$$d_3 = \frac{2 \cdot mg}{\bar{\gamma} \cdot p \cdot S} \quad (\text{EK2.7})$$

$$d_4 = C_{L_{D_{\min}}} \quad (\text{EK2.8})$$

şeklinde yazılır.

Verilen irtifadaki minimum sürüklenme Mach sayısını (M_{md}) bulmak için Denklem (EK2.4)'de verilen toplam sürüklenme ifadesi Mach sayısına (M) göre minimize edilmesi gereklidir. Bu işlem gerçekleştiğinde aşağıdaki cebirsel ifade elde edilir.

$$\begin{aligned} \frac{dD}{dM} = 2d_1 \cdot M + \frac{2d_2 \cdot M}{\sqrt{1-M^2}} (d_3 \cdot \frac{1}{M^2} - d_4)^2 - \frac{4d_2 d_3}{M \cdot \sqrt{1-M^2}} (d_3 \cdot \frac{1}{M^2} - d_4) \\ + \frac{d_2 \cdot M^3}{\sqrt[3]{1-M^2}} (d_3 \cdot \frac{1}{M^2} - d_4)^2 = 0 \end{aligned} \quad (\text{E2.9})$$

Bu durumda, M_{md} Denklem (EK2.9)'de verilen ifadenin nümerik çözüümüyle hesaplanabilir.

EK-3 Motor Modeli

Hesaplamalarda kullanılan motor çekme kuvveti ve özgül yakıt sarfiyatı fonksiyonlarının modellenmesinde ilgili kaynaktaki yüksek baypas oranlı turbofan motor verilerine dayanmaktadır [124]. Bu veriler, manevra yapan uçağa uyarlanırken Çizelge EK3.1’de verilen referans değerleri kullanmıştır.

Bu analize göre verilen bir irtifadaki nominal çekme kuvveti (T_{nom})

$$T_{nom}(\sigma, M) = c_1(\sigma) \cdot M^2 + c_2(\sigma) \cdot M + c_3(\sigma) \quad (\text{EK3.1})$$

şeklinde ifadelendirir. Burada c_1, c_2, c_3 , motor çekme katsayılarını göstermektedir.

Maksimum çekme kuvvetinin Mach sayısına göre değişimi seçilen uçuş seviyeleri için Şekil EK3.1’de verilmektedir.

Motorun özgül yakıt tüketimi (φ)

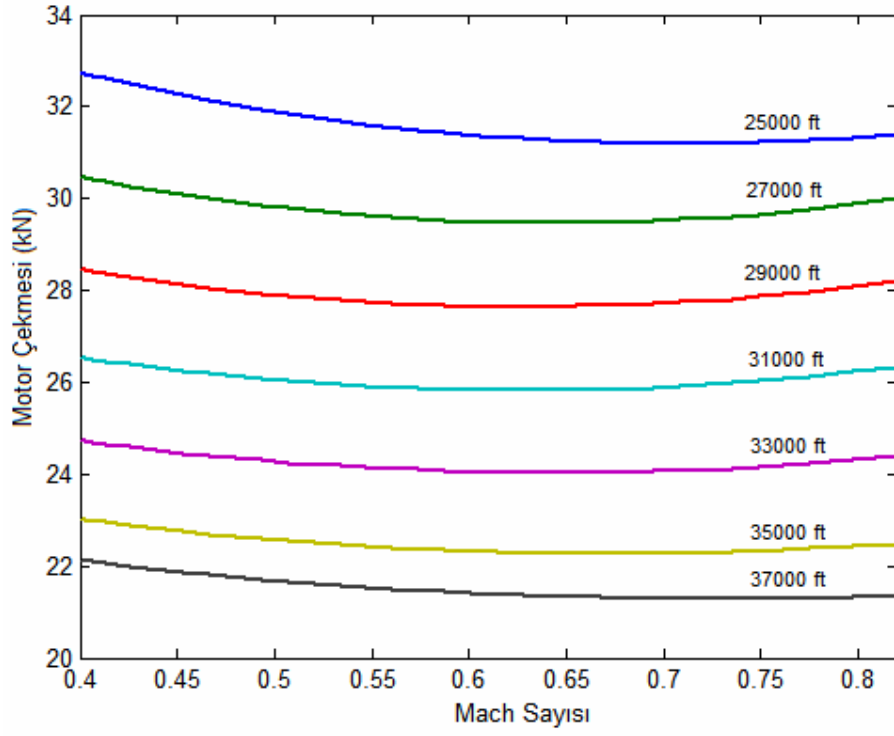
$$\varphi = \frac{\dot{\omega}_f}{T_{nom}(\sigma, M)} = (a(\sigma, M)\eta^2 + b(\sigma, M)\eta) \quad (\text{EK3.2})$$

şeklinde ifade etmek mümkündür. Burada $\dot{\omega}$, yakıt akış debisini; η , gaz kolu parametresini; $a(\sigma, M), b(\sigma, M)$ özgül yakıt tüketimi katsayılarını göstermektedir.

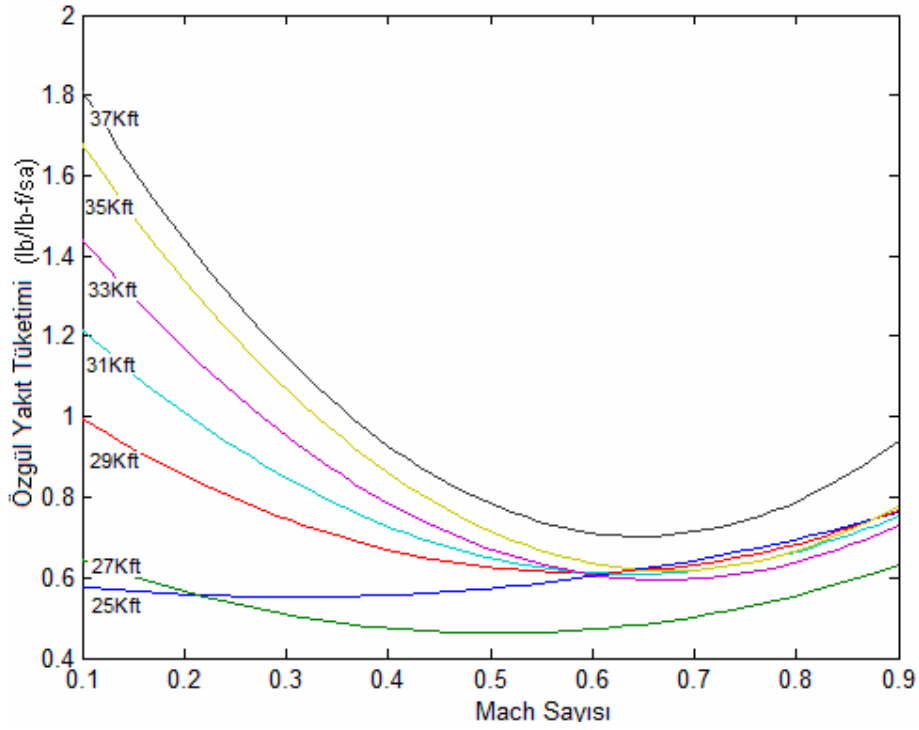
Seçilen uçuş irtifalarında, tam gaz kolu rejimi ($\eta=100\%$) için özgül yakıt tüketiminin Mach sayısına göre değişimi Şekil EK3.2’de verilmektedir.

Çizelge EK3. 1. Yüksek baypas oranlı turbofan tepkil motorun referans değerleri

Deniz Seviyesi-Statik	
Maksimum Motor Çekmesi	97,9 kN (22000 lb-f)
Seyir Durumu (35000ft, M=0,8)	
Maksimum Motor Çekmesi	22,4 kN (5040 lb-f)
Özgül Yakıt Sarfiyatı	$1,86 \cdot 10^{-5}$ kg/N/s (0,657 lb/lb-f/hr)



Şekil EK3. 1. Maksimum motor çekme kuvvetinin Mach sayısına göre değişimi



Şekil EK3. 2. Tam gaz kolu rejiminde özgül yakıt tüketiminin Mach sayısına göre değişimi

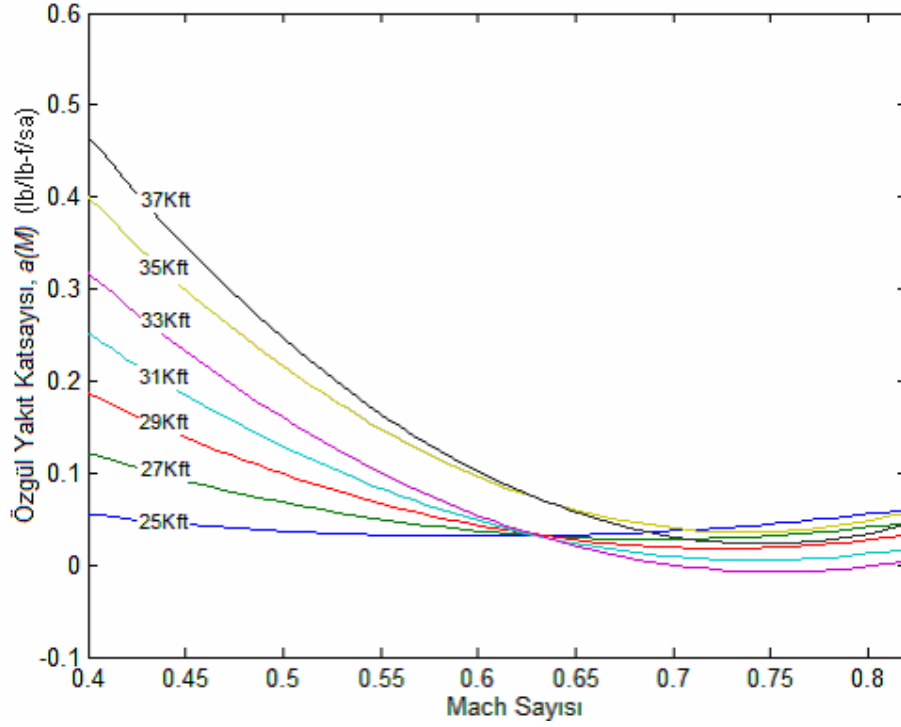
Denklem (EK3.2)'de verilen özgül yakıt tüketim katsayıları ($a(\sigma, M)$ ve $b(\sigma, M)$) Mach sayısının ve uçuş irtifasının birer fonksiyonu olarak aşağıdaki denklemlerle ifadelendirilirler.

$$a(\sigma, M) = a_1(\sigma)M^2 + a_2(\sigma)M + a_3(\sigma) \quad (\text{EK3.3})$$

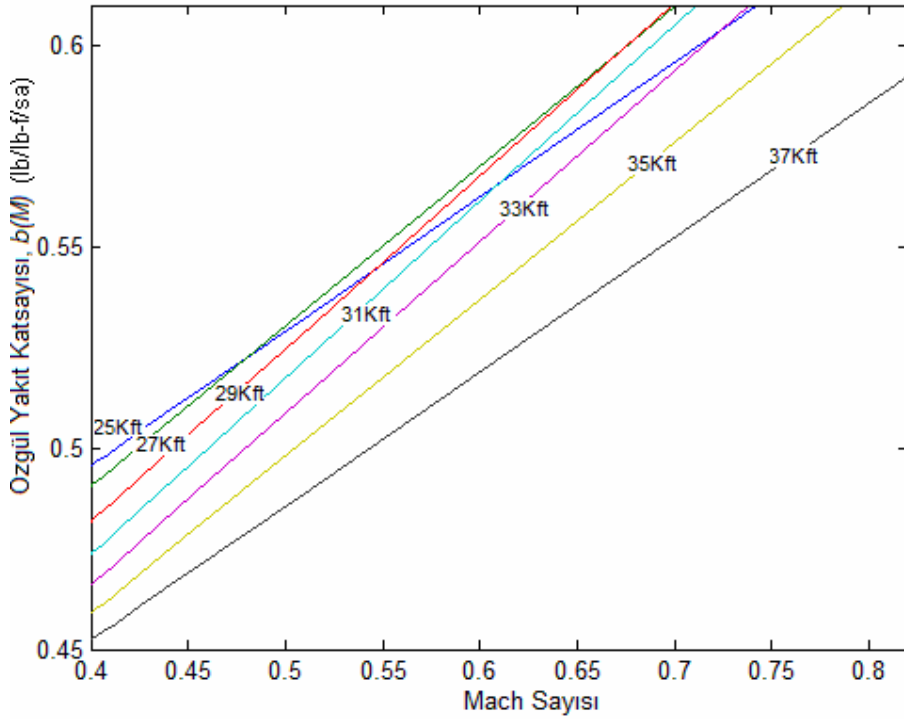
$$b(\sigma, M) = b_1(\sigma)M + b_2(\sigma) \quad (\text{EK3.4})$$

Bu denklemlerde $a_1, a_2, a_3, a(\sigma, M)$ 'e ait irtifaya bağlı katsayıları; $b_1, b_2, b(\sigma, M)$ 'e ait irtifaya bağlı katsayıları göstermektedir.

Özgül yakıt tüketim katsayıları $a(\sigma, M)$ ve $b(\sigma, M)$ 'nin seçilen uçuş irtifalarında Mach sayısına göre değişimi Şekil EK3.3 ve EK3.4'de verilmektedir. Şekil EK3.2-EK3.4'de verilen özgül yakıt tüketimi ve katsayılarının rakamsal gösterimi daha uygun olduğu için lb/lb-f/sa birimi cinsinden ifade edilmiştir. Bu ve çalışmada kullanılan diğer İngiliz birim sistemine ait büyüklüklerin metrik sisteme dönüşüm faktörleri EK-10'da sunulmuştur.



Şekil EK3. 3. Özgül yakıt katsayının ($a(M)$) Mach sayısına göre değişimi



Şekil EK3. 4. Özgül yakıt katsayının ($b(M)$) Mach sayısına göre değişimi

EK-4 Standart Atmosfer Modeli

Uçakların performansı içinde buldukları atmosferik koşullarla yakından ilintilidir. Atmosferik koşulların değişken olmasından dolayı performans hesaplamalarında referans olarak kullanılacak standart bir atmosfer modeline ihtiyaç duyulmuştur. Bu amaçla geliştirilen çeşitli atmosfer modelleri olmakla birlikte bunlardan en yaygın olarak kullanılan Uluslararası Standart Atmosfer (ISA) modelidir [125].

ISA modeli havanın ideal bir gaz olduğu ve atmosferin dünyaya göre hareketsiz olduğu kabullerine dayanmaktadır. Modelde, ortamdaki statik basınç, sıcaklık ve diğer atmosferik koşulların irtifayla değişimi deniz seviyesinde tanımlanmış standart ortam koşullarına göre hesaplanmaktadır. ISA koşullarının geçerli olduğu bir günde ortam sıcaklığının irtifaya göre değişimi aşağıdaki doğrusal bağıntıyla ifade edilmektedir.

$$\bar{T}(h) = \bar{T}_o + \bar{a}h \quad (\text{EK4.1})$$

Bu denklemde, \bar{a} sıcaklığın irtifayla değişim (lapse) oranını; h , irtifayı; \bar{T} , ortam sıcaklığını; \bar{T}_o , deniz seviyesindeki ortam sıcaklığını göstermektedir.

Sıcaklık, troposferde ($h \leq 11\text{km}$) negatif lapse oranıyla doğrusal olarak azalma eğilimindeyken, stratosferde ($11\text{km} < h \leq 20\text{km}$) sabit kalmaktadır. Ortamdaki statik basıncın irtifaya göre değişimi ise aşağıdaki verilen bağıntılarla belirlenmektedir.

$$p(h) = p_o \left(\frac{\bar{T}}{\bar{T}_o} \right)^{-g_o/(\bar{a}R)} \quad h \leq 11 \text{ km} \quad (\text{EK4.2})$$

$$p(h) = p_{trop} e^{-g_o(h-h_{trop})/(RT_{trop})} \quad 11 \text{ km} < h \leq 20 \text{ km} \quad (\text{EK4.3})$$

km < h ≤ 20km

Bu denklemlerde p , ortamdaki statik basıncı; p_o , deniz seviyesindeki statik basıncı; p_{trop} , tropopozdaki statik basıncı; \bar{T}_{trop} , tropopozdaki sıcaklığı; h_{trop} , tropopoz irtifasını; g_o , deniz seviyesindeki yerçekim ivmesini; R , evrensel gaz sabitini göstermektedir.

ISA modelinde kullanılan temel sabitlerin değerleri Çizelge EK4.1'de verilmiştir.

Çizelge EK4. 1. ISA Modelinde kullanılan temel sabitlerin değerleri [125]

Sabit	Değeri
\bar{T}_o	288,16°K
\bar{T}_{trop}	216,65°K
p_o	101325 N/m ²
p_{trop}	22632 N/m ²
ρ_0	1,2250 kg/m ³
\bar{a} ($h \leq 11$ km)	-0,0065 °K/m
R	287,05 m ² /s ² °K
g_o	9,80665 m/s ²
h_{trop}	11000 m (36089 ft)

EK-5 Uçak Tipleri

Üst yol hava sahasında oluşan rota çatışma problemlerine dair bir takım sınırları (irtifa limitleri, hız oranları, geçiş üstünlükleri vb.) belirlemek için son 40 yılda piyasa sürülmüş ve ticari yolcu taşımacılığında halen yaygın olarak kullanımda olan 32 adet (geleneksel veya bölgesel) tepkili uçak tipi ele alınmıştır. Seçilen uçaklara ait üretici firma-model bilgileri, maksimum işletme Mach Sayısı (M_{mo}) ve irtifası (h_{mo}) Çizelge EK5.1’de gösterilmektedir. Kullanılan veriler “Temel Uçak Veri Tabanı”ndan (BADA)[118] derlenmiştir. Ticari yolcu taşımacılığında kullanılan tepkili uçak tipleri kuşkusuz sayıca bu verilen tiplerden çok daha fazla olmakla beraber, seçilen bu uçakların niteliği ve niceliği incelenen problemin çerçevesinin gerçekçi olarak belirlenebilmesi için yeterlidir. Ayrıca gerek kullanım yaygınlığı⁶ gerekse hali hazırdaki teknik verilerin daha fazla olmasından dolayı Batılı (Amerika ve Avrupalı) 8 üretici firmaya ait modeller tercih edilmiştir.

Analizlerde manevra yapan uçak (U_1) olarak Boeing 737-400 uçak tipi seçilmiştir. Bu seçimin temel nedeni bu uçak tipine ait ayrıntılı aerodinamik verilerin mevcut olmasıdır (Çizelge EK5.2). Bunun yanı sıra seçilen uçak kategorisinde (dar gövdeli geleneksel jet) en yaygın olarak kullanılan tiplerden biridir.

Hız oranları belirlenirken (bkz. EK-6), Çizelge EK5.1’deki “en yavaş” maksimum işletme Mach sayısına sahip uçak olan Avroliner RJ-85 referans alınmıştır. Bu uçağa ait fiziksel ve aerodinamik parametreler Çizelge EK5.3’de gösterilmiştir.

⁶ Seçilen uçak modelleri günümüzde hizmet vermekte olan toplam ticari tepkili uçakların nicelik olarak %81’ni oluşturmaktadır [126].

Çizelge EK5.1. Ticari yolcu taşımacılığında yaygın olarak kullanılan tepkili motorlu uçak tipleri ve performans karakteristikleri [118]

Uçak Üreticisi ve Modeli	Gövde Tipi	M_{mo}	$h_{mo}(ft)$
Airbus A300B4-600	Geniş	0.82	41000
Airbus A310	Geniş	0.82	41000
Airbus A319/320/321	Dar	0.82	39000
Airbus A330-200/300	Geniş	0.86	41000
Airbus A340-300	Geniş	0.86	41000
Avroliner RJ-85	Bölgesel	0.71	35000
BAe 111	Bölgesel	0.78	35000
Boeing 727-200	Dar	0.90	37000
Boeing 737-400/500	Dar	0.82	37000
Boeing 737-600/700/800	Dar	0.82	41000
Boeing 747-200	Geniş	0.92	45000
Boeing 747-300	Geniş	0.90	45000
Boeing 747-400	Geniş	0.90	45000
Boeing 757-200	Dar	0.86	42000
Boeing 757-300	Dar	0.86	43000
Boeing 767-200/300	Geniş	0.86	43000
Boeing 777-200	Geniş	0.87	43100
Canadair RJ-1	Bölgesel	0.85	41000
Embraer 145	Bölgesel	0.78	37000
Fokker 70	Bölgesel	0.77	37000
Fokker 100	Bölgesel	0.75	35000
Lockheed L-1011 Tristar	Geniş	0.90	37500
McDonnell Douglas DC9/40	Dar	0.80	33500
McDonnell Douglas DC10	Geniş	0.88	39000
McDonnell Douglas MD11	Geniş	0.87	43000
McDonnell Douglas MD83	Dar	0.84	37000

Çizelge EK5. 2. Boeing 737-400 uçağının fiziksel ve aerodinamik parametreleri [118,122]

Parametreler	Değerler
C_{Dmin}	0,026
C_{Lmin}	0,20
e	0,68
AR	9,17
m	58000 kg
S	91,09 m ²

Çizelge EK5. 3. Avroliner RJ-85 uçağının fiziksel ve aerodinamik parametreleri [118]

Parametreler	Değerler
C_{Do}	0,0211
k	0,0435
M	38000 kg
S	77,29 m

EK-6 Hız Oranı Aralığının Belirlenmesi

İncelemede kullanılan ticari yolcu uçakları için (Çizelge EK5.1), hız oranının (VR) parametresinin pratik olarak alabileceği üst değeri aşağıdaki bağıntıyla hesaplamak mümkündür.

Maksimum hız oranı (VR_{maks})

$$VR_{maks} = \frac{\max(M_{mo})}{\min(M_{cr})} \quad (\text{Ek6.1})$$

formülüyle verilir. Burada M_{mo} , maksimum işletme Mach sayısını; M_{cr} , optimum seyir hızını göstermektedir.

Analizde kullanılacak en yüksek M_{MO} , incelenen uçaklar arasındaki (Çizelge EK5.1) en yüksek işletme hızına sahip uçağa (B747-400, $M_{mo}=0,95$) ait maksimum işletme hızıdır. Yukarıdaki bağıntıda gösterilen en düşük M_{cr} ise incelenen uçaklar arasında en düşük işletme hızına ait uçağın (RJ 85, $M_{mo}=0,71$) en düşük irtifadaki (FL250) optimum seyir hızıdır. Verilen irtifada bu uçağa ait en düşük optimum seyir hızını Carson'un hız bağıntısını [127] kullanarak pratik bir şekilde hesaplamak olanaklıdır.

Carson'a göre optimum seyir Mach sayısı (M_{CR})

$$M_{cr} = 1,316 \cdot M_{md} \quad (\text{EK6.2})$$

formülüyle ifade edilir. Burada M_{md} , minimum sürüklenme Mach sayısını göstermektedir.

Simetrik kanat için verilen sürüklenme pelerine göre Mach sayısı (M_{md})

$$M_{md} = \left(\frac{2mg}{\bar{\gamma} \cdot p \cdot S} \right)^{1/2} \cdot \left(\frac{k}{C_{D0}} \right)^{1/4} \quad (\text{EK6.3})$$

formülüyle gösterilir [117]. Burada k , uçak kanadının indüklenmiş sürüklenme katsayısını; C_{D0} , uçak kanadının parazit sürüklenme katsayısını göstermektedir.

Denklem (EK6.2)-(EK6.2) ve Çizelge EK5.3'deki değerler kullanılarak hesaplamalar yapıldığında seçilen uçağın verilen irtifadaki (FL250) optimum seyir hızı, $M_{cr}=0,68$ olarak bulunmuştur. Bu durumda, en yüksek M_{mo} ve en düşük M_{cr} değerleri Denklem (EK6.1)'de yerine konulduğunda $VR_{maks}=1,4$ olarak hesaplanır.

Böylelikle simülasyonlarda VR

$$1 \leq VR \leq 1,4$$

(EK6.2)

olarak alınabilir.

Carson'un bağıntısı temel olarak küçük uçaklar için geliştirilmiş pratik bir yöntem olup ticari yolcu taşıma uçakları için M_{cr} değerlerinin hesaplanmasında kullanıldığında çok hassas sonuçlar vermeyebilir. Bununla beraber M_{cr} sadece referans niteliğinde kullanıldığı için daha ayrıntılı bir hesap yöntemine ihtiyaç duyulmamıştır. Buna ek olarak hesaplanan $VR_{M=1,4}$ değeri oldukça ekstrem durumlar için geçerlidir ve gerçekte uçakların hız oranları daha küçüktür.

EK-7 Optimum Seyir Mach Sayısının Hesaplanması

Belirli bir irtifada, doğrusal rotada düz uçuş gerçekleştiren uçağın yakıt sarfiyatını minimum kılacak optimum seyir hızını Pontryagin'in Minimum Prensibini kullanarak hesaplamak mümkündür. Bölüm 5.3.2'de verilen hareket denklemleri tek bir uçağın sabit hızda düz uçuşu için yeniden düzenlenirse aşağıdaki ifadeler elde edilir.

$$\dot{x}_1 = a_s \cdot M_1(t) \cdot \cos \theta \quad (\text{EK7.1})$$

$$\dot{y}_1 = a_s \cdot M_1(t) \cdot \sin \theta \quad (\text{EK7.2})$$

$$\dot{M}_1(t) = \frac{1}{a_s m_1} (\eta_1 T_{1nom}(\sigma, M_1) - D_1(\sigma, M_1, \alpha_1)) \quad (\text{EK7.3})$$

Bu problemin maliyet fonksiyonu olan yakıt tüketimi

$$J = \int_{t_o}^{t_f} \dot{\omega}_f \cdot dt \quad (\text{EK7.4})$$

şekinde ifade edilebilir. Denklemden $\dot{\omega}_f$ yakıt akış debisidir.

Belirli bir irtifada uçağın yakıt debisi, Denklem (EK3.2)'de verilen özgül yakıt sarfiyatı bağıntısından yararlanılarak

$$\dot{\omega}_f = (a(M_1)\eta^2 + b(M_1)\eta) \cdot T_{1nom}(M_1) \quad (\text{EK7.5})$$

şeklinde yazılabilir.

Bu durumda (EK 7.1)-(EK 7.4) ile tanımlanan sistemin Hamiltonian fonksiyonu Denklem (4.10)'a göre

$$H = \dot{\omega}_f + \lambda_1 \cdot a_s M_1 \cos \theta + \lambda_2 \cdot a_s M_1 \sin \theta \quad (\text{EK7.6})$$

olarak ifade edilir.

Sabit Mach sayısında ($M_1=M_{cr}$) düz uçuş söz konusu olduğunda motor çekmesi sabit ve uçağa etkiyen sürükleme kuvvetine eşit olacağından dolayı aşağıdaki bağıntılar geçerlidir.

$$\eta \cdot T_{1nom}(M_{cr}) = D(M_{cr}) \quad (\text{EK7.7})$$

$$\eta \frac{dT_{1nom}}{dM} \Big|_{M_{cr}} = \frac{dD}{dM} \Big|_{M_{cr}} \quad (\text{EK7.8})$$

Gaz kolu parametresi Denklem (EK7.8)'den çekilerek (EK7.6)'da yerine konulacak olunursa,

$$H = a(M_{cr}) \frac{D^2(M_{cr})}{T(M_{cr})} + b(M_{cr})D(M_{cr}) + \lambda_1 \cdot a_s M_{cr} \cos \theta + \lambda_2 \cdot a_s M_{cr} \sin \theta \quad (\text{EK7.9})$$

ifadesi elde edilir.

Denklem (EK7.10) için Minimum prensibi kullanıldığı takdirde

$$\frac{\partial H}{\partial M} = -\frac{d\dot{\omega}_f}{dM} - \lambda_1 \cdot a_s \cos \theta - \lambda_2 \cdot a_s \sin \theta = 0 \quad (\text{EK7.10})$$

bağıntısı elde edilir.

Denklem (EK7.10) kullanılarak (EK7.9) yeniden düzenlenirse Hamiltonian fonksiyonu

$$H = \dot{\omega}_f - \frac{d\dot{\omega}_f}{dM} \cdot M = 0 \quad (\text{EK7.12})$$

şeklinde yeniden yazılabilir.

Hamiltonian fonksiyonunun ele alınan zaman aralığında ($t \in [t_0, t_f]$) minimum prensibine göre sifıra eşit olacağından dolayı denklemde $\dot{\omega}_f$ 'nin Denklem (EK7.8)'deki ifadesi (EK7.12)'de yerine konulursa doğrusal olmayan cebirsel bir denklem elde edilecektir. Optimum seyir Mach sayısı (M_{cr}) bu ifadenin nümerik çözümüyle bulunur. Doğrusal olmayan denklemin açık ifadesi çok uzun olduğundan dolayı burada yer verilmemiştir.

EK-8 Yatış Açısı ve Gaz Kolu Yanıt Fonksiyonları

Dinamik denklemlerde uçakların kütesel nokta yerine katı cisim olarak modellenmesi kuşkusuz daha gerçekçi bir yaklaşımdır. Buna karşın, katı cisim modellemelerinin kullanıldığı stratejiler oldukça karmaşık ve uygulanması zor yörüngeler üretmektedirler. Karmaşıklık seviyesinin artmasına rağmen çözümlerin hassasiyetindeki kazanımların görece düşük kalması da bu modellemenin etkinliğini azaltan bir diğer faktördür. Bu nedenlerle, noktasal kütle modellerine manevralarının zamana bağlı dinamiklerinin etkilerini düzeltici terimlerin eklenmesi daha etkili bir yaklaşımdır. Yatay düzlem manevralarında başlıca iki zamana bağlı dinamik bulunmaktadır. Bunlardan birincisi baş açısı değiştirme manevralarındaki yatış açısının ve ikincisi de hız değiştirme manevralarındaki ivmenin zamana göre değişimidir.

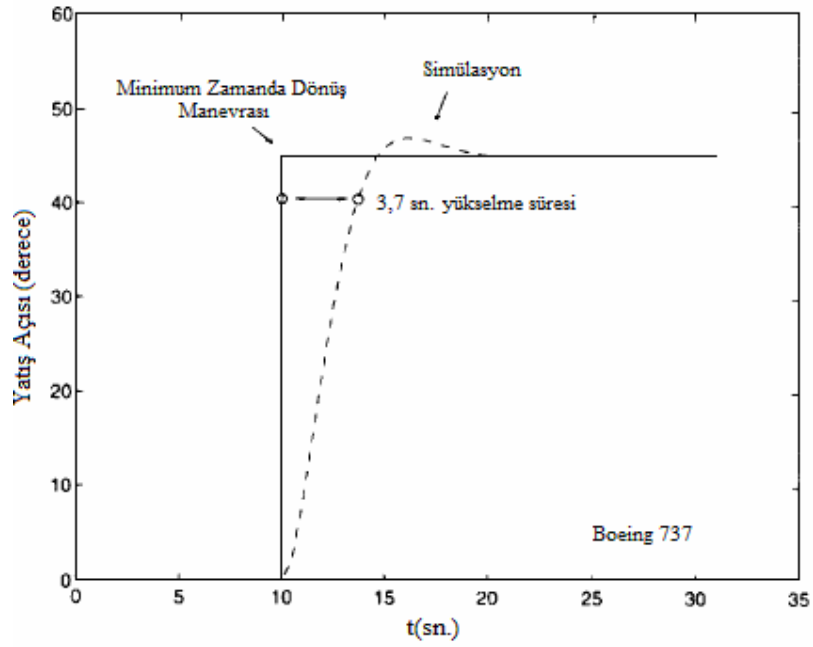
Uçaklarda yatış açısı değişimi diğer dinamiklere göre oldukça hızlı gerçekleşmektedir. Ticari uçakların verilen yatış komut değerinin %90'ına ulaşma (yükselme) süresi 2-5 saniye arasında değişmektedir. Örnek olarak, Boeing 737 uçağının yatış komutuna verdiği yanıt Şekil EK8.1'de verilmektedir [123]. Verilen modellemede uçak 45°'lik yatış komutu için 3,7 sn'lik bir yükselme gerekmektedir. Bu durumda yol hava sahasında yolcu konforunu bozmadan gerçekleştirilecek yatış komutu ($\phi_{maks} = 25^\circ$) için yaklaşık gecikme süresi (t_ϕ) 2sn alınabilir. Bu manevra süresinin koordine dönüş süresine eklenmesi durumunda manevrayı daha rafine hale getirmek mümkündür.

Noktasal kütle modellerine gaz konu yanıtının dinamiğinin eklenmesi durumunda ivme değişiklikleri daha gerçekçi olarak ifade edilebilir. Bu dinamiği 1. dereceden bir kontrol sistemi olarak modellemek mümkündür.

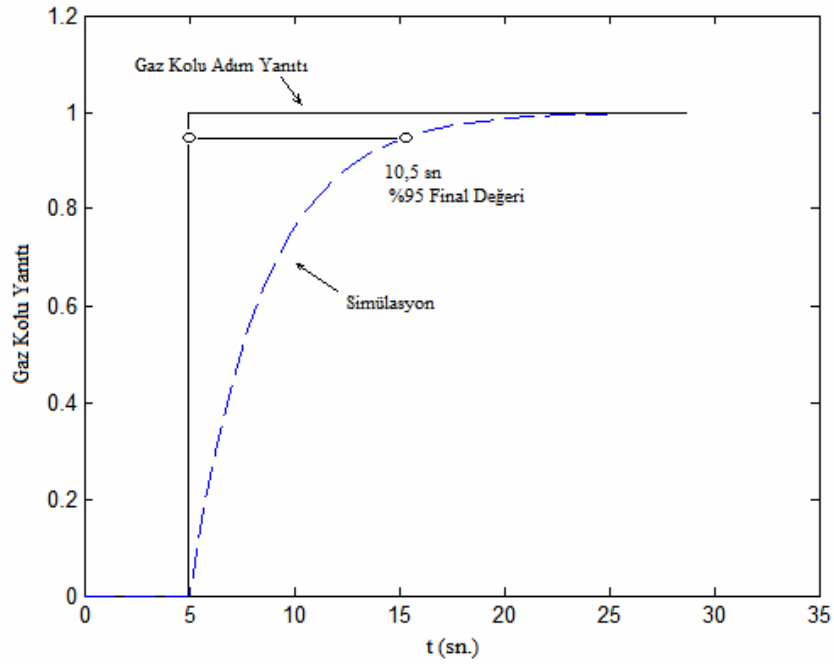
Buna göre sistemin gaz kolunun birim adım komutuna vereceği yanıt (c_y)

$$c_y(t) = 1 - e^{-t/\tau_y} \quad t \geq 0 \quad (\text{EK8.1})$$

olarak ifade edilir. Bu denklemde τ_y , gaz kolunun zaman sabitini göstermektedir.



Şekil EK8. 1. Boeing 737 uçağı için maksimum yatış açısının adım yanıtı [123]



Şekil EK8. 2. Tepkili motorlu ticari yolcu uçağının gaz kolu adım yanıtı modellemesi

Ticari uçaklarda zaman sabiti (τ_y) 3,5 sn olarak alınabilir [128]. Şekil EK8.2’de bu değer için gaz kolunun yanıt fonksiyonu verilmektedir. Yanıtın verilen komutun %95’ine ulaşma süresi yaklaşık 10,5 sn’dir ($3 \cdot \tau_y$).’dir.

EK-9 Manevra Kontrol Limitleri

Hız değiştirme manevraları gaz kolu ayarının limitlerine bağlı kalınarak gerçekleştirilir. Bu limitler rölanti rejimi ($\eta=3\%$) ile tam gaz rejimi ($\eta=100\%$) arasında değişmektedir. Uçak seyir durumundayken rölanti rejiminin uygulanması yolcu konfor limitlerinin çok üzerinde bir negatif ivmelenmeye sebep olabilir [80]. Sivil yolcu uçaklarının uzunlamasına eksendeki negatif ivmelenme oranı rölanti rejimi için yaklaşık olarak yerçekimi ivmesinin 0.06 katına eşittir. Bu değer yolcu konforu için öngörülen ivmelenme oranının  katıdır [72,118].

Verilen irtifada yavaşlamak için uygulanacak minimum gaz kolu parametresi (η_{min})

$$\eta_{min} = \frac{m \cdot a_{dec} + D(\sigma, \bar{M}_l)}{T_{nom}(\sigma, \bar{M}_l)} \quad (\text{EK9.1})$$

şeklinde ifade edilebilir. Burada a_{dec} , uzunlamasına eksendeki maksimum yavaşlama ivmesini; \bar{M}_l , ortalama yavaşlama Mach sayısını göstermektedir.

Denklem (EK9.1)'de verilen \bar{M}_l

$$\bar{M}_l(\sigma) = M_{md}(\sigma) + \frac{M_{cr}(\sigma) - M_{md}(\sigma)}{2} \quad (\text{EK9.2})$$

şeklinde hesaplanabilir.

Sivil yolcu taşıma amaçlı uçuşlarda yavaşlama ivmesinin değeri yolcu konfor limitleriyle belirlenmektedir. Bu limitlere göre Maksimum yavaşlama ivmesi (a_{dec})

$$a_{dec}(\sigma) \geq -0.02g \quad (\text{EK9.2})$$

şeklinde tanımlanmaktadır [118].

Benzer şekilde, verilen uçuş irtifasında hızlanmak için uygulanacak maksimum gaz kolu parametresi (η_{maks})

$$\eta_{maks} = \frac{a_{acc}(\sigma) \cdot m + D(\sigma, \bar{M}_u)}{T_{nom}(\sigma, \bar{M}_u)} \quad (\text{EK9.3})$$

şeklinde yazılabilir. Burada a_{acc} , uzunlamasına eksendeki maksimum hızlanma ivmesini; \bar{M}_u , ortalama hızlanma Mach sayısını göstermektedir.

Denklem (EK9.1)'de verilen \bar{M}_u

$$\bar{M}_u(\sigma) = M_{cr}(\sigma) + \frac{M_{cr}(\sigma) - M_{md}(\sigma)}{2} \quad (\text{EK9.4})$$

şeklinde hesaplanabilir.

Hızlanma esnasında uygulanabilecek maksimum ivmelenme (a_{acc}) düşük ve orta irtifa değerleri için, maksimum yavaşlama ivmesinde olduğu gibi, aşağıda verilen yolcu konfor limitleriyle sınırlıdır [118].

$$a_{acc}(\sigma) \leq 0.02g \quad (\text{EK9.5})$$

Uçaklar maksimum işletme irtifasına yaklaşıldıkça motor çekmesinin azalmasından dolayı a_{acc} bu değer altına düşebilmektedir. Bu durumda a_{maks} motor çekme limitlerinin izin verdiği oranlarla sınırlıdır.

Koordine viraj hareketi esnasında yük faktörüyle (n) uçağın yatış açısı arasındaki ilişki aşağıdaki bağıntıyla tanımlanmaktadır.

$$n = \frac{L}{W} = \frac{1}{\cos \phi} \quad (\text{EK9.6})$$

Belirli bir yatış açısında (yük faktöründe) uçuş irtifası ve hızını koruyarak koordine dönüş gerçekleştirebilmek için gerekli gaz kolu parametresi (η^d), Denklem (EK9.6) ve yatay düzlemdeki uçuş şartlarını kullanılarak türetilen aşağıdaki bağıntıyla hesaplanabilir.

$$\eta^d = \frac{qS}{T_{nom}(\sigma, M)} \left(C_{D\min} + \frac{\left(\frac{nW}{qS} - C_{L\min} \right)^2}{\pi \cdot AR \cdot e \cdot \sqrt{1 - M^2}} \right) \quad (\text{EK9.7})$$

Denklemden (EK9.7)'de q dinamik yoğunluğu göstermektedir.

Dinamik yoğunluk (q)

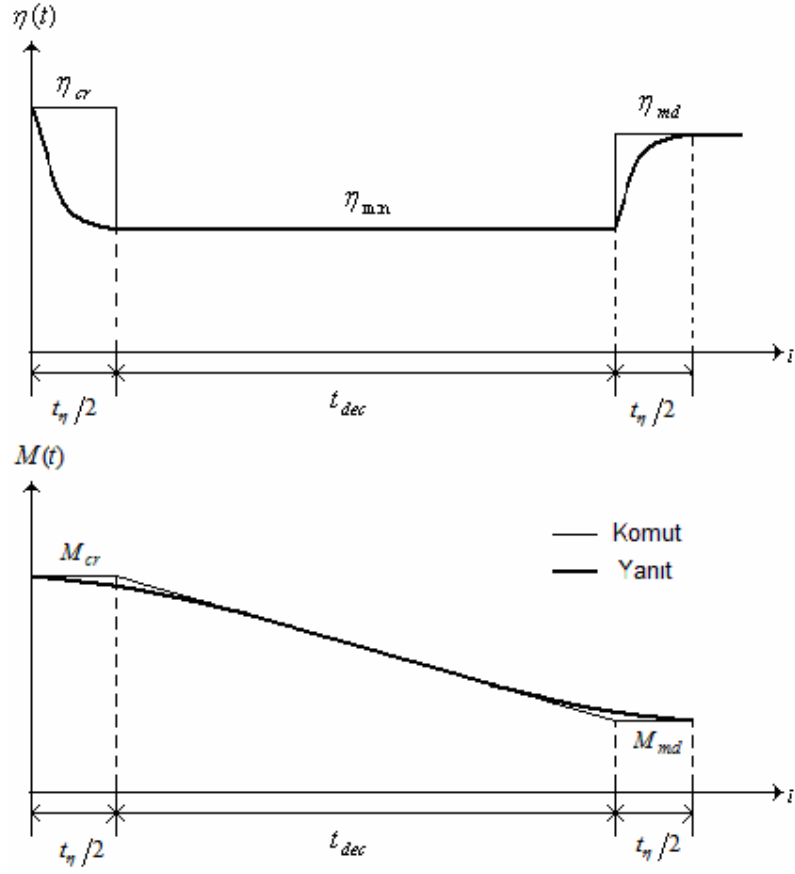
$$q = \frac{1}{2} \bar{\gamma} \cdot \rho M^2 S \quad (\text{EK9.8})$$

ifadesine karşılık gelmektedir.

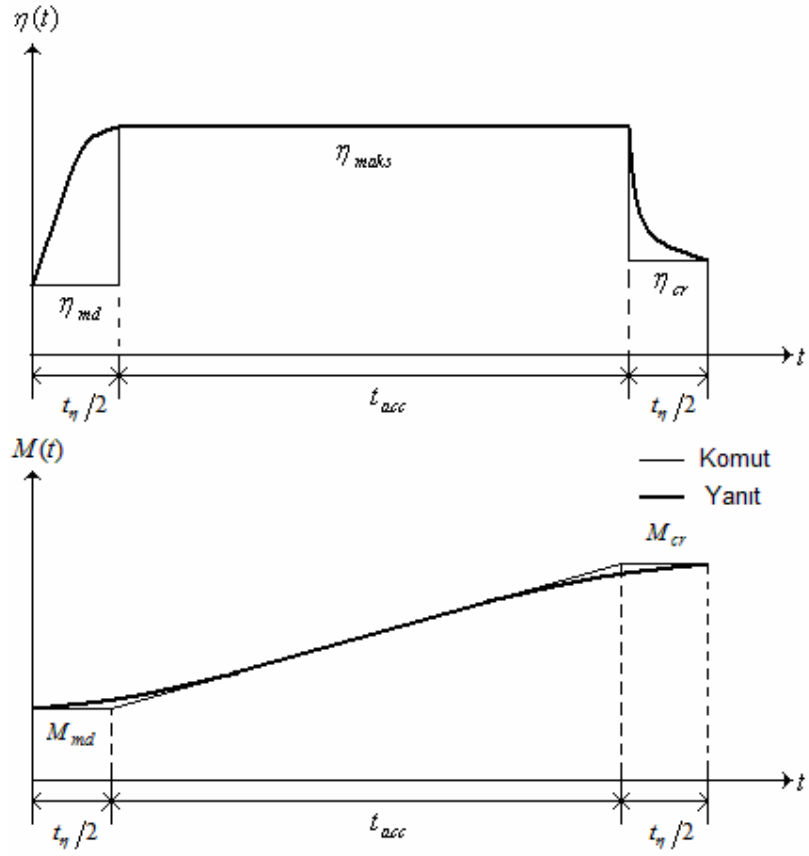
Sivil amaçlı yolcu taşıma uçaklarında konforlu uçuş için öngörülen maksimum yük faktörü, $n_{maks} = 1,1$ olarak kabul edilebilir. Bu yük faktörüne karşılık gelen maksimum yatış açısı, $\phi_{maks} = 25^\circ$ dir.

Denklem (EK9.1) ve (EK9.3)'de verilen η_{min} ve η_{maks} değerleriyle minimum zamanda yavaşlama ve hızlanma manevralarında kullanılan kontrol değişimleri belirlenebilir.(Şekil EK9.1 ve EK9.2).

Şekil EK9.1'de minimum zamanda M_{cr} 'den M_{md} 'ye yavaşlamada, Şekil EK9.2'de ise M_{md} 'den M_{cr} 'ye hızlanmada kullanılan gaz kolu komutlarının zamana göre değişimi gösterilmiştir.



Şekil EK9. 1. Minimum zamanda yavaşlama manevrası ve gaz kolu kontrolleri



Şekil EK9. 2. Minimum zamanda hızlanma manevrası ve gaz kolu kontrolleri

EK-10 Dönüşüm Faktörleri

Çizelge EK10. 1. Dönüşüm Faktörleri

1 ft	0,3048 m
1 mil	1,609 km
1 nm	1,852 km
1lb	0,4536 kg
1 lb-f	4,4483 N
1 lb/lb-f/hr	$2,83 \cdot 10^{-5}$ kg/N/sn