

UÇAK PERFORMANS MODELLEMESİ

TOLGA BAKLACIOĞLU
Doktora Tezi

**Fen Bilimleri Enstitüsü
Sivil Havacılık Anabilim Dalı
Temmuz-2010**

JÜRİ VE ENSTİTÜ ONAYI

Tolga Baklacioğlu'nun Uçak Performans Modellemesi başlıklı **Sivil Havacılık** Anabilim Dalındaki, Doktora tezi 16/07/2010 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. MEHMET Ş. KAVSAOĞLU
Üye	: Prof. Dr. SERKAN ÖZGEN
Üye	: Yard. Doç. Dr. NECATİ MAHİR
Üye	: Yard. Doç. Dr. CEM ÇETEK

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

Enstitü Müdürü

ÖZET

Doktora Tezi

UÇAK PERFORMANS MODELLEMESİ

Tolga BAKLACIOĞLU

Anadolu Üniversitesi
Fen Bilimleri Enstitüsü
Sivil Havacılık Anabilim Dalı

Danışman: Prof. Dr. Mustafa CAVCAR
2010, 142 Sayfa

Bu tezde uçak yörüngelerini tahmin etmek için, özellikle hava trafik yönetimi uygulamalarındaki karar destek sistemlerinde ve simülasyon araçlarında kullanılmak üzere ve mevcut modellerden farklı birer itki modeli ve aerodinamik modelden meydana gelen bir uçak performans modeli oluşturulmuştur. Bu modelde, motor itkisinin Mach sayısı ve irtifaya bağlılığını aynı anda göz önünde bulunduran bir itki modeli; sıkıştırılabilirlik, profil eğriliği ve kritik Mach sayısı üzerindeki sıkıştırılabilir sürüklenme artışının etkisini içeren bir aerodinamik model yer almaktadır. Elde edilen uçak performans modeli, bir uçağın uçuş el kitabı verileri kullanılarak o uçağa ait yörüngenin tahmin edilmesine olanak sağlamaktadır. Regresyon modelinin oluşturulmasında optimizasyon yöntemi olarak genetik algoritmalar kullanılmıştır. Tırmanma yörüngesi tahmini için oluşturulan uçak performans modelinin, alçalma yörüngesi tahmininde de başarılı sonuçlar verdiği görülmüştür. Ayrıca modele ait metodoloji, farklı bir uçağa ait uçuş el kitabı tırmanma ve alçalma verileri ile denenerek doğrulanmıştır. Gerçek ve modele ait tırmanma ve alçalma süresi değerleri karşılaştırılarak hata analizi yapılmış ve elde edilen sonuçlar yorumlanmıştır.

Anahtar Sözcükler: Uçak Performans Modeli, Uçak Yörünge Tahmini, Genetik Algoritmalar, Uçuş Mekanığı

ABSTRACT

PhD Dissertation

AIRCRAFT PERFORMANCE MODELING

Tolga BAKLACIOĞLU

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

**Supervisor: Prof. Dr. Mustafa CAVCAR
2010, 142 Pages**

In this study, an aircraft performance model which consists of a different thrust model and an aerodynamic model compared to the existing ones is established to be used in especially air traffic management decision support systems and simulation tools for trajectory prediction. This model includes a thrust model which considers the engine thrust dependency with respect to Mach number and altitude simultaneously and an aerodynamic model which takes into account the effects of compressibility, profile camber and compressible drag rise above critical Mach number. The derived aeropropulsive model enables the trajectory prediction of an aircraft by using its flight manual data. As an optimization method, genetic algorithms is selected in the development of the regression model. It is seen that the aircraft performance model formed to predict the climb trajectory also gives satisfactory results in the descent trajectory prediction. Furthermore, the validation of model methodology is achieved by the application of the model to the climb and descent trajectory data of a different aircraft. Comparing time to climb and descent data derived from the model with flight manual data, error analysis is performed and the obtained results are discussed.

Keywords: Aircraft Performance Model, Aircraft Trajectory Prediction, Genetic Algorithms, Flight Mechanics

İÇİNDEKİLER

	<u>Sayfa</u>
ÖZET	i
ABSTRACT	ii
İÇİNDEKİLER	iii
ŞEKİLLER DİZİNİ	vi
ÇİZELGELER DİZİNİ	x
SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ	xi
1. GİRİŞ	1
1.1. Konunun Tanıtılması.....	1
1.2. Konunun Önemi	3
1.3. Çalışmanın Düzenlemesi.....	4
2. KAYNAK TARAMASI	5
2.1. Uçak Performans Modellemesi Üzerine Yapılan Çalışmalar	5
2.2. Uçak Performans Öğeleri	7
2.3. Kinetik Yörünge Modellemesini Destekleyen Uçak Performans Modelleri	8
2.4. Kinematik Yörünge Modellemesini Destekleyen Uçak Performans Modelleri	9
2.5. ATM Uygulamalarında Uçak Performans Verilerinin Etkisi	11
2.5.1. Kalkış ağırlığının etkisi	12
2.5.2. Uçak tipi tanımlayıcıları ve çeşitli motor tipleri	14
2.5.3. Koruma hacmi	15
2.5.4. Sistem kapasitesi üzerine etkisi.....	16
2.5.5. Gerçek ve hızlı zaman simülasyonları	18
2.6. ATM Uygulamaları İçin Uçak Performans Modelleri	22
2.6.1. Üreticilerin referans verileri	22
2.6.2. Arama tabloları.....	23
2.6.3. BADA	25

2.6.4. GAME.....	28
2.6.5. Kaynak veriler.....	30
3. İTKİ MODELİNE İLİŞKİN TEMEL KAVRAMLAR	32
3.1. Giriş.....	32
3.2. Turbojet Motorlarının Performans Parametreleri.....	32
3.3. Turbofan Motorlarının Performans Parametreleri	37
4. AERODİNAMİK MODELE İLİŞKİN TEMEL KAVRAMLAR	45
4.1. Aerodinamik Kuvvetler ve Sürüklenme Peleri	45
4.1.1. Taşıma kuvveti	45
4.1.2. Sürüklenme kuvveti	45
4.1.3. Sürüklenme peleri	46
4.2. Tırmanma Performansı.....	53
4.3. Alçalma Performansı.....	59
5. DOĞRUSAL OLMAYAN REGRESYONDA PARAMETRE TAHMİNİ İÇİN GENETİK ALGORİTMALAR YÖNTEMİ	66
5.1. Giriş.....	66
5.2. Genetik Algoritmaların Temelleri.....	67
5.3. Genetik Algoritmaların Diğer En İyileme Tekniklerine Göre Farklılıkları.....	67
5.4. Genetik Algoritmaların Genel Yapısı ve Akış Algoritması.....	70
5.5. Genetik Algoritma Terminolojisi.....	73
5.6. Basit Genetik Algoritma	74
5.6.1. Kopyalama	75
5.6.2. Çaprazlama.....	78
5.6.3. Mutasyon.....	81
5.7. Popülasyon Büyüklüğü ve Popülasyon Seçiminin Önemi.....	82
5.8. Eliti Koruma Operatörü.....	84
5.9. Gri Kodlamalar.....	84
6. UÇAK PERFORMANS MODELİNİN OLUŞTURULMASI	88
6.1. İtki Modeli.....	88

6.2. Aerodinamik Model	93
7. UÇAK PERFORMANS MODELİNİN UYGULANMASI	95
7.1. Tırmanma Yörüngesi	96
7.2. Alçalma Yörüngesi.....	106
8. UÇAK PERFORMANS MODELİNE AİT METODOLOJİNİN DOĞRULANMASI	111
8.1. Tırmanma Yörüngesi	112
8.2. Alçalma Yörüngesi.....	121
9. SONUÇ VE ÖNERİLER	126
KAYNAKLAR	131
EKLER.....	134
EK-1 İtki Modeline İlişkin Akış Diyagramı	134
EK-2 Aerodinamik Modele İlişkin Akış Diyagramı	135
EK-3 Uçak Performans Modeline İlişkin Akış Diyagramı.....	136
EK-4 Standart Atmosfer Modeli	137
EK-5 Havayolu Prosedür Modeli	141
EK-6 Dönüşüm Faktörleri.....	142

ŞEKİLLER DİZİNİ

2. 1.	Tırmanma sırasında düşey hızdaki dağılım.....	11
2. 2.	Alçalma sırasında düşey hızdaki dağılım.....	12
2. 3.	Tırmanma performansı üzerine kalkış ağırlığı belirsizliği etkisi.....	14
2. 4.	Aynı uçak gövdesinin farklı motorlar ile performansı.....	15
2. 5.	Koruma hacminin boyutları	16
2. 6.	Tahmin belirsizlikleri sebebi ile kapasite azalışı	18
2. 7.	Tırmanma oranının karşılaştırılması	19
2. 8.	Tırmanmadaki yakıt akışının karşılaştırılması	19
2. 9.	Farklı tırmanma hızları için tırmanma yörüngesi.....	21
2.10.	Gerçek hava hızı (TAS)'a karşılık irtifa için arama tablosu.	24
2.11.	Tırmanma oranına karşılık irtifa için arama tablosu	24
2. 12.	Tüm uçuş zarfı üzerinde tırmanma için hata özeti.....	29
3. 1.	Turbojet motorunun tipik statik performansı	34
3. 2.	Tipik turbojet motorunun deniz seviyesi performansı	35
3. 3.	Süpersonik hızlarda kullanım için tasarlanan turbojet motorlarının tipik performansı.	36
3. 4.	Tipik turbojet motorunun irtifaya bağlı performansı	37
3. 5.	JT9D-70/-70A seyahat uçuşu performansı.....	38
3. 6.	Bypass oranının turbofan motorlarının performansına etkisi	39
3. 7.	Tipik turbofan motoru performansı.....	40
3. 8.	Tipik yüksek bypass oranlı (5-6) turbofan motorlarının maksimum seyahat itkisi ve özgül yakıt sarfiyatının irtifa ve Mach sayısı ile değişimi	41
3. 9.	Kalkış itkisinin Mach sayısı ile değişimi	42
3.10.	PW4056 turbofan motoru için maksimum seyahat itkisi.....	43
3.11.	PW4056 turbofan motorunun işletme zarfı.....	44
4.1.	Taşıma ve sürüklenme katsayılarının hücum açısı ile tipik değişimleri.	47
4. 2.	Sürüklenme poleri	47
4. 3.	A-4M sürüklenme artışı karakteristikleri.....	48
4. 4.	A4-M verimlilik faktörü.....	49

4. 5. Mach sayısının bir fonksiyonu olarak aerodinamik karakteristiklerin değişimi a) sıfır taşıma (minimum) sürüklenme katsayısı b) indüklenmiş sürüklenme parametresi c) fines.....	51
4. 6. A-7E sürüklenme poleri	52
4. 7. Kararlı halde sabit hızlı tırmanmadaki bir uçağın üzerine etki eden kuvvetler.....	53
4. 8. Tırmanma hızları arasındaki ilişki	57
4. 9. DC-10-10 tırmanma oranı	58
4. 10. Kararlı halde sabit hızlı alçalmadaki bir uçağın üzerine etki eden kuvvetler.....	60
4. 11. Alçalma sırasında uçuş yörüngesi gradyanı kontrolü	62
4. 12. Alçalma uçuşunun safhaları	63
5. 1. Geleneksel yöntem ve genetik algoritma yaklaşımlarının karşılaştırılması	69
5. 2. Genetik algoritmaların temel yapısı	71
5. 3. Genetik algoritmaların temel prosedürlerinin akış şeması.....	73
5. 4. Bireylerin uygunluk değerlerine göre oluşturulan rulet çarkı	77
5. 5. Rulet çarkı seçim operatörünün uygulanışı.....	77
5. 6. Tek kesimli çaprazlama (a) çaprazlama öncesi, (b) çaprazlama sonrası bireyler	79
5. 7. Çift kesimli çaprazlama (a) çaprazlama öncesi, (b) çaprazlama sonrası bireyler	80
5. 8. Çok kesimli çaprazlama (a) çaprazlama öncesi, (b) çaprazlama sonrası bireyler	80
5. 9. Tekdüze kesimli çaprazlama (a) çaprazlama öncesi, (b) çaprazlama sonrası bireyler	81
5. 10. Mutasyon örneği	82
5. 11. İki farklı kromozom ve onluk sisteme göre karşılıkları	85
5. 12. Çaprazlama sonrası kromozomlar ve onluk sisteme göre karşılıkları	85
5. 13. Gri kodlu kromozomlar ve onluk sisteme göre karşılıkları	85
5. 14. Çaprazlama sonrası gri kodlu kromozomlar ve onluk sisteme göre karşılıkları	86

5. 15. İki tabanlı sayıyı gri koda dönüştürme diyagramı.....	86
6. 1. JT9D-7A maksimum tırmanma itkisi	89
6. 2. Pratt & Whitney JT9D-7A motoru için gerçek ve itki modelinden elde edilen itki değerlerinin karşılaştırılması.....	92
6. 3. Pratt & Whitney JT9D-7A motoru için itki modeline ait performans parametrelerinin üç boyutlu gösterimi	93
7. 1. Tırmanma sürelerine karşılık gerçek irtifa (hgerçek) değerleri ile irtifa modeli (hmodel) değerlerinin karşılaştırılması	97
7. 2. İrtifa modeline ait parametrelerin üç boyutlu gösterimi	98
7. 3. Tırmanma sürelerine karşılık tırmanma oranı (dh/dt) modeli değerleri.....	99
7. 4. Tırmanma oranı (dh/dt) model parametrelerinin üç boyutlu gösterimi	99
7. 5. Tırmanma yörüngesi için gerçek hız (Vgerçek) değerleri ile hız modeli (Vmodel) değerlerinin karşılaştırılması	100
7. 6. Hesaplanan ve modelden elde edilen sürükleme poleri değerlerinin karşılaştırılması	102
7. 7. Aerodinamik sürükleme poleri modeli parametrelerinin üç boyutlu gösterimi.....	103
7. 8. Uçak performans modelinden elde edilen tırmanma süresi değerleri ve uçuş el kitabındaki gerçek tırmanma süresi değerlerinin karşılaştırılması.....	104
7. 9. Tırmanma oranı modeli (dh/dt)model değerleri ile tırmanma oranı uçak performans modeli ((dh/dt)uçak performans modeli) değerlerinin karşılaştırılması	105
7. 10. Alçalma sürelerine karşılık gerçek irtifa (hgerçek) değerleri ile irtifa modeli (hmodel) değerlerinin karşılaştırılması	106
7. 11. Alçalma sürelerine karşılık alçalma oranı (dh/dt) modeli değerleri.....	107
7. 12. Alçalma yörüngesi için gerçek hız (Vgerçek) değerleri ile hız modeli (Vmodel) değerlerinin karşılaştırılması	108
7. 13. Alçalma yörüngesi için gaz kolu parametresinin irtifa ile değişimi	109
7. 14. Uçak performans modelinden elde edilen alçalma süresi değerleri ve uçuş el kitabındaki gerçek alçalma süresi değerlerinin karşılaştırılması ..	109

7. 15. Alçalma oranı modeli (dh/dt)model değerleri ile alçalma oranı uçak performans modeli ((dh/dt)uçak performans modeli) değerlerinin karşılaştırılması	110
8. 1. Tırmanma sürelerine karşılık gerçek irtifa (hgerçek) değerleri ile irtifa modeli (hmodel) değerlerinin karşılaştırılması	113
8. 2. İrtifa modeline ait parametrelerin üç boyutlu gösterimi	114
8. 3. Tırmanma sürelerine karşılık tırmanma oranı (dh/dt) modeli değerleri....	115
8. 4. Tırmanma oranı (dh/dt) model parametrelerinin üç boyutlu gösterimi	115
8. 5. Tırmanma yörüngesi için gerçek hız (Vgerçek) değerleri ile hız modeli (Vmodel) değerlerinin karşılaştırılması	116
8. 6. Hesaplanan ve modelden elde edilen sürüklenme poleri değerlerinin karşılaştırılması	117
8. 7. Aerodinamik sürüklenme poleri modeli parametrelerinin üç boyutlu gösterimi.....	118
8. 8. Uçak performans modelinden elde edilen tırmanma süresi değerleri ve uçuş el kitabındaki gerçek tırmanma süresi değerlerinin karşılaştırılması.....	119
8. 9. Tırmanma oranı modeli (dh/dt)model değerleri ile tırmanma oranı uçak performans modeli ((dh/dt)uçak performans modeli) değerlerinin karşılaştırılması	120
8. 10. Alçalma sürelerine karşılık gerçek irtifa (hgerçek) değerleri ile irtifa modeli (hmodel) değerlerinin karşılaştırılması	122
8. 11. Alçalma sürelerine karşılık alçalma oranı (dh/dt) modeli değerleri.....	123
8. 12. Alçalma yörüngesi için gaz kolu parametresinin irtifa ile değişimi	124
8. 13. Uçak performans modelinden elde edilen alçalma süresi değerleri ve uçuş el kitabındaki gerçek alçalma süresi değerlerinin karşılaştırılması ..	124
8. 14. Alçalma oranı modeli (dh/dt)model değerleri ile alçalma oranı uçak performans modeli ((dh/dt)uçak performans modeli) değerlerinin karşılaştırılması	125
EK1.1. İtki modeline ilişkin akış diyagramı	134
EK2.1. Aerodinamik modele ilişkin akış diyagramı.....	135
EK3.1. Uçak performans modeline ilişkin akış diyagramı.....	136

ÇİZELGELER DİZİNİ

2. 1. Yanlış ikazların frekansı	17
2. 2. Referans tırmanma ve alçalma uçuş profilleri için ortalama maksimum ve rms hataları ve FM	28
4. 1. Tırmanma kinetik enerji düzeltmesinde kullanılan (V/g)(dV/dh) için yaklaşık ifadeler	55
5. 1. Genetik algoritma terimlerinin anlamları.....	74
5. 2. İki tabanlı ve gri kodlamalı sayılar.....	87
6. 1. Kaynak kodun genetik algoritma parametreleri ve genetik işlemleri	91
7. 1. Boeing 737-400 karakteristikleri	95
7. 2. CFM56-3-B1 ve JT9D-7A motorlarına ait verilerin karşılaştırılması	95
8. 1. Airbus A320-212 karakteristikleri	111
8. 2. CFM56-5A3 ve JT9D-7A motorlarına ait verilerin karşılaştırılması	111
EK6.1. Dönüşüm faktörleri.....	142

SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ

- a : Ses hızı
- a_x : Uçak performans modeli katsayıları ($x = 1-11$)
- AO : Alçalma Oranı
- AOC : Airline Operations Center
(Havayolu Operasyonları Merkezi)
- API : Application Program Interface
(Uygulama Program Arayüzü)
- AR : Kanat açıklık oranı
- ATC : Air Traffic Control
(Hava Trafik Kontrolü)
- ATM : Air Traffic Management
(Hava Trafik Yönetimi)
- ATR : Avions de Transport Regionale
- B : Motor bypass oranı
- b_x : Uçak performans modeli katsayıları ($x = 1-11$)
- BADA : Base of Aircraft Data
(Uçak Veri Tabanı)
- c : Özgül Yakıt Sarfıyatı (N/Nh)
- c_x : Uçak performans modeli katsayıları ($x = 4,5,6,7,8,9,11$)
- C_D : Aerodinamik sürüklenme katsayısı
- C_{D0} : Sıfır taşıma sürüklenme katsayısı
- C_{D0w} : Sıfır taşıma dalga sürüklenmesi katsayısı
- C_{Di} : İndüklenmiş sürüklenme katsayısı
- C_{Dmin} : Minimum sürüklenme katsayısı
- C_{Dp} : Parazit sürüklenme katsayısı
- C_L : Aerodinamik taşıma katsayısı
- C_{L0} : Sıfır hücum açısında taşıma katsayısı
- CAS : Calibrated Airspeed
(Kalibre Edilmiş Hava Hızı)
- CF : Tırmanma faktörü

- CFMU: Central Flow Management Unit
(Merkezi Akış Yönetim Birimi)
- CTAS : Center Terminal Radar Approach Control Automation System
(Merkez Terminal Radar Yaklaşma Kontrol Otomasyon Sistemi)
- D : Aerodinamik sürükleme kuvveti (N)
- d : Tahmin belirsizliğinden dolayı koruma hacmindeki artış
- d_x : Uçak performans modeli katsayıları ($x = 9,11$)
- DEN : Denver Uluslararası Havaalanı
- DFW : Dallas Fort Worth Uluslararası Havaalanı
- DST : Decision Support Tool
(Karar Destek Aracı)
- e : Oswald açıklık verim faktörü
- e_x : Uçak performans modeli katsayısı ($x = 9$)
- E : Fines
- EEC : Eurocontrol Experimental Centre
(Avrupa Hava Seyrüsefer Emniyeti Organizasyonu
Deney Merkezi)
- F : Dizilerin uygunluk değeri
- F_M : Uçak modeline ait doğruluk katsayısı
- f : Bireylerin uygunluk değeri
- f_x : Uçak performans modeli katsayısı ($x = 9$)
- FAA : Federal Aviation Administration
(Federal Havacılık İdaresi)
- FL : Flight Level
(Uçuş Seviyesi)
- FMS : Flight Management System
(Uçuş Yönetim Sistemi)
- FOS : Flight Operations Software
(Uçuş Operasyonları Yazılımı)
- g : Yerçekimi ivmesi (kg/m^2)
- g_x : Uçak performans modeli katsayısı ($x = 9$)
- GA : Genetik Algoritmalar

- GAME: General Aircraft Modeling Environment
(Genel Uçak Modelleme Ortamı)
- GTOW: Gross Take-off Weight
(Brüt Kalkış Ağırlığı)
- h : Uçuş irtifası (m)
- ICAO : International Civil Aviation Organization
(Uluslararası Sivil Havacılık Organizasyonu)
- ISA : International Standard Atmosphere
(Uluslararası Standart Atmosfer)
- k : İndüklenmiş sürüklenme katsayısı
- k_l : Taşımadan kaynaklanan dalga sürüklemesi katsayısı
- k_k : Kromozom uzunluğu
- k_T : Tropopoz altındaki irtifalarda ISA sıcaklık gradyanı
- K : İndüklenmiş sürüklenme ve taşımadan kaynaklanan dalga sürüklemesi katsayıları toplamı
- KKSP : Kamburluklu Kanat Sıkıştırılabilir Sürüklenme Poları
- L : Aerodinamik taşıma kuvveti (N)
- M : Uçuş Mach sayısı
- m : Uçağın kütlesi (kg)
- mm : Çaprazlama kesim noktası
- MTCD: Medium Term Conflict Detection
(Orta Vadeli Çakışma Tespit Aracı)
- n : Bir kromozomdaki genlerin sayısı
- nn : Çaprazlama kesim sayısı
- N_b : Popülasyondaki birey sayısı
- OEW : Operational Empty Weight
(Operasyonel Boş Ağırlık)
- OPAL : Optimization Platform for Airports including Landside
(Meşru Ziyarete Açık Kısım İçeren Havaalanları için Optimizasyon Platformu)
- q : Dinamik basınç
- \bar{q} : Özgül nem (kg/kg)

- p : Atmosfer basıncı (Pa)
- p_c : Çaprazlama oranı
- p_m : Mutasyon oranı
- p_s : Orantılı seçim yönteminde dizinin seçilme olasılığı
- PS : Orantılı seçim yönteminde dizinin kümülatif seçilme olasılığı
- P_j : Popülasyon
- R : İdeal gaz sabiti
- Re : Reynolds sayısı
- r_i : Rassal bir sayı
- rms : Root Mean Square
(Karekök Ortalama)
- S : Kanat planform alanı (m²)
- SID : Standart Instrument Departure
(Standart Aletli Kalkış)
- STAR : Standart Terminal Arrival Route
(Standart Terminal Varış Rotaları)
- T : Motor itkisi (N)
- \bar{T} : Atmosfer sıcaklığı (K)
- t : Zaman (sn)
- t_j : Jenerasyon endeksi
- T_j : Son jenerasyon
- TAAM: Total Airport and Airspace Model
(Toplam Havaalanı ve Hava Sahası Modeli)
- TAS : True Airspeed
(Gerçek Hava Hızı)
- TEM : Total Energy Model
(Toplam Enerji Modeli)
- TO : Tırmanma Oranı
- TOC : Top of Climb
(Tırmanmanın Tepesi)
- TOW : Take-off Weight
(Kalkış Ağırlığı)

- TSFC : Thrust Specific Fuel Consumption
(İtke Özgül Yakıt Sarfıyatı)
- URET : User Request Evaluation Tool
(Kullanıcı Talebi Değerlendirme Aracı)
- V : İzafi hava hızı (m/s)
- VoP : Volume of Protection
(Koruma Hacmi)
- W_f : Harcanan yakıt miktarı (kg)
- X : Mesafe
- α : Hücüm açısı (°)
- β : Motor gaz kolu parametresi
- $\delta_{geçiş}$: Geçiş irtifasındaki basınç oranı
- ε : Elitizm ile korunacak genlerin yüzdesi
- γ : İzentropik genişleme katsayısı
- ρ : Hava yoğunluğu (kg/m³)
- θ : Tırmanma/alçalma yörünge açısı
- $\theta_{geçiş}$: Geçiş irtifasındaki sıcaklık oranı
- μ_m : Mutasyonda bitlerin dağılımının ortalaması (1/p_m)
- A : Kanat ok açısı
- η : Mutasyona uğrayacak ve uğramış iki gen arasındaki bit mesafesi

Alt ve Üst İndisler

- cr : kritik
- DR : Diverjans
- i : Anlık
- max : Maksimum
- min : Minimum
- o : Deniz seviyesi koşulları
- ort : Ortalama
- rms : Karekök ortalama
- trop : Tropopoz

1. GİRİŞ

1.1. Konunun Tanıtılması

Bu çalışmanın konusu “Uçak Performans Modellemesi” olarak belirlenmiştir.

Mevcut uçak filosunun aerodinamik ve itkisel modellenmesi çeşitli araştırma ve operasyonel amaçlarla kullanım için hava ulaşım endüstrisinde sürekli olan bir ihtiyaçtır. Hava trafik yönetimi operasyonel ekipmanı ve simülasyon araçları, özellikle yörünge tahmini için karar destek araçları (Decision Support Tool-DST), doğru aerodinamik tahrik modellerine gereksinim duyar. Ayrıca çevresel ve hava taşımacılığı ekonomi araştırma ve geliştirme çalışmaları, aerodinamik tahrik modellerine dayanan yakıt sarfiyatı modellemesine gereksinim duyar [1].

Hava Trafik Yönetimi (Air Traffic Management-ATM) sisteminin geleceği, dört ATM anahtar performans alanı olan emniyet, kapasite, verimlilik ve çevresel etkide, sayılabilir ve ölçülebilir performans hedefleri belirleyen yukarıdan aşağıya ve performans güdülü bir yaklaşıma dayalıdır. Herhangi bir diğer yönetim sisteminde olduğu gibi, ATM sisteminin performansı, trafiğin gelecekteki gelişiminin tahmin edilebilirlik doğruluğuna doğrudan bağlıdır.

Bu hedefe ulaşmada doğru bir uçak performans modelinin rolü çok büyüktür. Referans performans verilerini temin eden uçak üreticileri ile ATM uygulamaları için modellemeyi gerçekleştiren takım arasında işbirliği şarttır.

Kalıt sistemlerde, uçuş profili tahmin fonksiyonları çoğu zaman, verilen irtifa aralıklarında ortalama performansla sahip basit bir uçak performans modeline gereksinim duyar. Farklı uçak tipleri, benzer performans “sınıfları” içerisinde gruplandırılır. Hava trafik kontrolü (Air Traffic Control-ATC) simülasyon platformlarını yürüten uçuş simülasyon araçlarında genellikle daha karmaşık performans modellerine ihtiyaç duyulur [2].

Son birkaç on yıl zarfında ATM araştırmacıları, emniyetten ödün vermeden hava trafiğinin ekonomik, hızlı ve düzenli akışı konusunda büyük çaba göstermişlerdir. Bununla birlikte, hava, yer ve uzaya dayalı seyrüsefer sistemleri

ve prosedürlerinin geliştirilmesi üzerine yoğunlaşmıştır. Diğer taraftan uçak tasarımcıları, verimli, ekonomik ve daha emniyetli uçak tasarımlarının geliştirilmesi üzerinde çalışmışlardır. Fakat verimli, ekonomik ve daha emniyetli bir uçağın geliştirilmesi, problemin ekonomi kısmını tamamen çözmektedir. Hem uçuşa elverişlilik hem de ATM kural ve düzenlemeleri, benzer hava sahası ortamında işletilen uçakların performanslarına ilişkin minimumlar içerebilmektedir [3]. Bir ATM sisteminin performansı, trafiğin gelecekteki gelişiminin tahmin edilebilirlik doğruluğuna doğrudan bağlıdır. Bu hedefe ulaşmada ise doğru bir uçak performans modelinin rolü çok büyüktür.

Verimli bir ATM sistemi, uçak performanslarının doğru tahminine dayanan trafik akışlarının planlanması gerektirir. Hava trafiğinin tahmin edilen gelişmesinin mükemmel şekilde yönetimini temin edecek ve kapasitede artış sağlayacak yeni operasyonel kavramlar uçak yörünge tahminine dayanmaktadır. Bir uçak performans modeli, yörünge hesaplanmasının çekirdeğini oluşturur ve bu nedenle gelecekteki ATM sistemlerinin geliştirilmesi ve değerlendirilmesinde merkez bir rol üstlenmektedir [4].

Gelecekte, Karar Destek Araçları, uçakların operasyonel uçuş kabiliyetlerinin daha verimli kullanımını sağlayacaktır. Operasyonel uçuş zarfının yerinin iyi tahmini ve bu uçuş zarfı içerisinde tahmin edilen uçak performansının tam olarak doğrulanması fevkalade önemlidir [2]. Doğru bir uçak performans modeli ile gerçekleştirilebilen doğru yörünge tahmini sayesinde; çakışmaların önlenmesi ve çakışmalardan kaçınma gibi hava trafik karar destek fonksiyonlarının yerine getirilmesi mümkün olmaktadır [5]. Ayrıca iki uçak arasındaki çakışma durumunun çözümünde kullanılacak manevraların getireceği maliyetler ve küçük gecikmeler sonucunda uçağın havaalanında kendisine tahsis edilen sürenin aşılması, bağlantılı uçuşların kaçırılması ve yolcu tatminsizliğinin getireceği maliyetler [6] yine doğru bir uçak performans modeline olan ihtiyacı işaret etmektedir.

Hava taşımacılığı ortamında uçakların performanslarındaki farklılıklar, sadece tıkanıklık ve gecikmelere değil, aynı zamanda ekonomik kayıplara ve aşırı enerji tüketimi ile çevre kirliliğine de yol açmaktadır [3]. Uçak performanslarının doğru tahmin edilmesiyle gerçekleştirilen hava trafik akışının planlanması, uçuş

ekonomisinin sağlanması ve çevrenin korunması açısından da büyük önem taşımaktadır.

1.2. Konunun Önemi

Bu çalışma havacılık sektöründeki hava trafik sistem tasarımcıları, uçak kullanıcıları ve imalatçıları için önemli katkılar sağlayacaktır. Bu çalışmada elde edilen uçak performans modeli, bir uçağın uçuş el kitabı verileri kullanılarak o uçağa ait yörüngenin tahmin edilmesine olanak sağlayacaktır. Tırmanma yörüngesi için oluşturulan uçak performans modelinin, alçalma yörüngesinde de başarılı sonuçlar verdiği görülmüştür. Ayrıca modele ait metodoloji, farklı bir uçağa ait tırmanma ve alçalma verileri ile denenerek doğrulanmıştır.

Uçak performans modeli, itki modeli ve aerodinamik modelden meydana gelmektedir. İtki modelinin oluşturulmasında bir motorun itkisinin sıcaklık, yoğunluk ve basınç gibi atmosferik özellikler ile değiştiği yani irtifanın bir fonksiyonu olduğu ve ayrıca hava hızı ya da Mach sayısı ve gaz kolu ayarı ile de değiştiği göz önünde bulundurulmuştur. Düşük irtifalarda hava hızı veya Mach sayısı ile itki azalma önemli derecede iken yüksek irtifalarda itki neredeyse sabittir ve hatta belirli bir irtifa ve Mach sayısı üzerinde Mach sayısı ile hafifçe artış göstermektedir. Örneğin, Uçak Veri Tabanı (Base of Aircraft Data-BADA) itki modeli, irtifa etkilerini ve standart atmosfer değerinden sıcaklığın sapmalarını göz önünde bulundururken Mach sayısı etkisini dikkate almamaktadır [7]. Bu çalışmada bu etkileri modele dahil edebilmek için seçilen bir motorun itki ve özgül yakıt sarfiyatı değişimi grafiği göz önünde bulundurulmuştur. İtki modelini var olan bir motor modeline dayandırmak, düzeltilmiş itki, Mach sayısı, irtifa ve sıcaklık arasındaki ilişkinin uçuş zarfı boyunca tutarlı kalmasına olanak vermektedir.

Aerodinamik modelin oluşturulmasında kuadratik bir sürükleme poleri kullanılarak hem profil eğriliği hem de sıkıştırılabilirlik etkileri dikkate alındığı gibi; daha önceki çalışmalarda göz önünde bulundurulmayan kritik Mach sayısı üzerindeki sıkıştırılabilir sürükleme artışının da etkisi modele dahil edilmiştir. Modern nakliye uçaklarının transonik akış koşullarında kritik Mach sayısı

üzerindeki “kuvvet diverjans Mach sayısı” etrafında genellikle uçtukları düşünüldüğünde [8] bu kuadratik sürükleme poleri, daha doğru yörünge tahmini sonuçları veren bir aerodinamik model sağlayacaktır.

Bu çalışmada meydana getirilen doğrusal olmayan uçak performans regresyon modelinde, parametreleri tahmin etmek için yardımcı bilgilere gerek duymayan ve optimizasyon problemleri için önemli bir araç olmaya başlayan Genetik Algoritmalar (GA) kullanılmıştır. Parametre tahmini için gerekli olan fonksiyon optimizasyon probleminin amaç fonksiyonu olarak tanımlanmıştır. Parametre optimizasyonunda, deterministik yaklaşımlardan daha iyi sonuçlar verdiği düşünülen, sezgisel bir yöntem olan genetik algoritmaların seçilmesi daha doğru sonuçlar veren bir uçak performans modelinin oluşturulmasını sağlamıştır. Daha doğru sonuçlar veren bir performans modeli oluşturulduğunda daha doğru bir yörünge hesaplama altyapısı elde edilmiş olacaktır.

1.3. Çalışmanın Düzenlemesi

Bölüm 2’de mevcut uçak performans modelleri ve bu konuda yapılan çalışmalar özetlenmektedir. Uçak performans modelini meydana getiren itki modeli ve aerodinamik modele ilişkin temel tanım ve kavramlar sırasıyla Bölüm 3 ve Bölüm 4’te tartışılmaktadır. Çalışmada kullanılan genetik algoritmalar yöntemi Bölüm 5’te tanıtılmaktadır. Uçak performans modelinin oluşturulması Bölüm 6’da verilmektedir. Bölüm 7’de, modelin bir uçağa (Boeing 737-400) uygulanarak bu uçağa ait tırmanma ve alçalma yörüngelerinin tahmin edilmesi gerçekleştirilmektedir. Uçak performans modeline ait metodolojinin, farklı bir uçağın (Airbus A320-212) uçuş el kitabı verilerine uygulanarak doğrulanması Bölüm 8’de yer almaktadır. Son bölümdeyse bulunan sonuçlar yorumlanmakta ve getirilen öneriler tartışılmaktadır.

2.KAYNAK TARAMASI

2.1. Uçak Performans Modellemesi Üzerine Yapılan Çalışmalar

ATM uygulamalarında Eurocontrol'ün kinetik metoda dayanan BADA modeli ve her ikisi de kinematik modeller olan Genel Uçak Modelleme Ortamı (General Aircraft Modeling Environment-GAME) modeli ve arama tablo (look-up table) modeli gibi çeşitli aerodinamik tahrik modelleri kullanılır. Bu modellerin özet bir karşılaştırması Suchkov, Swierstra ve Nuic tarafından yapılmıştır. Uçak yakıt sarfiyatı tahminini amaçlayan önceki çalışmalar Collins tarafından gerçekleştirilmiştir. Federal Havacılık İdaresi'nin (Federal Aviation Administration-FAA) Havaalanı ve Hava Sahası Simülasyon Modeli olan SIMMOD, Collins tarafından geliştirilen gelişmiş yakıt yanma modelini kullanmaktadır. Daha sonra Shilling, Collins'in modeline dayanan yapay sinir ağı destekli bir model geliştirmiştir. Trani ve Wing-Ho, Collins'in modelinden bağımsız başka bir yapay sinir ağı modeli geliştirerek Schilling'in çalışmasını genişletmişlerdir.

Eurocontrol'ün BADA modeli, mevcut uçak filosunun uçuş el kitaplarından türetilmiştir. Bir uçağın modellenmesi için gerekli olan referans uçak performans ve havayolu işletme prosedür verileri; uçak üreticileri ya da uçak işleticileri tarafından sağlanan çeşitli uçak dokümanlarından elde edilir. Çeşitli kütle, hız ve sıcaklık koşullarında uçağın tırmanma ve alçalma performansını tablo veya grafik formatında belirten referans tırmanma ve alçalma profilleri kullanılır. Tırmanma veya alçalma için zaman, mesafe ve yakıtı belirten bu bütünlük uçak performans verileri, BADA'daki itki, sürükleme ve yakıt akış katsayılarının değerlerini tayin etmek için kullanılır. Bu katsayılar, uçak performans eğrilerinin doğrusal olmayan davranışını tanımlamada kullanılır. Fakat bu katsayıları tayin etmek için gerekli olan bilgiler, çoğu uçak üretim şirketleri tarafından genellikle özel kabul edilir ve bu şirketlerden elde edilemez. Diğer taraftan, INFLT/REPORT gibi operasyonel uçuş sırasında veri üretimi için uçak üreticileri tarafından geliştirilen bilgisayar programları ve veritabanları mevcuttur. Bu programlardan elde edilen veriler Operasyon El Kitaplarının, Uçuş Planlama Performans El Kitaplarının ve uçuş planlama dağıtım sistemlerini

desteklemek için tablosal verilerin üretimi için kullanılır. INFLT ve REPORT; Operasyon El Kitabı formatlarından, müşterilerin uçuş planlama sistemleri ile analiz için uygun olan bilgisayar formatlarına kadar çeşitli formatlarda tırmanma, seyahat, bekleme, aşağı kayış, alçalma, optimum irtifa ve basit uçuş planlama verilerini üretmek için kullanılabilir. Sırayla kullanılmak üzere tasarlanan bu modüllerden, INFLT hesaplamalı modül iken REPORT çıktı listeleme modülüdür. Ancak, Suchkov ve arkadaşları bu aşamada üreticilerin modellerini doğrudan ATM uygulamalarında kullanmanın, veritabanının boyutları, bu veriler kullanılarak uçuş profillerinin hesaplanabileceği hız, fikri mülkiyet hakları ve diğer yasal sorunlar nedeniyle pratik olmadığını belirtmişlerdir. Bu nedenle şu anda uçak performans modeli üretmek için en iyi kullanılabilir veri kaynağı, uçağın “Uçuş El Kitabı”dır [1].

Gong ve Chan; Merkez Terminal Radar Yaklaşma Kontrol Otomasyon Sistemi (Center Terminal Radar Approach Control Automation System-CTAS) için uçak yörüngelerini tahmin etmek için bir aerodinamik tahrik modeli önermiştir [9]. Gong ve arkadaşları aerodinamik tahrik modeli türetmek için Boeing’in INFLT verilerini kullanmışlardır ve yörünge tahmini için bu modeli Boeing 737-400 uçağına uygulamışlardır. Gong ve arkadaşları ayrıca, modellerinin Learjet 60 uçağı için yörünge tahminini geliştirdiğini ispatlamışlardır. Bu model, bugünün yüksek subsonik hızlı nakliye uçaklarının yörünge tahmini için kaçınılmaz olan, uçak aerodinamiği üzerindeki hem profil eğriliği hem de sıkıştırılabilirlik etkilerini göz önünde bulundurmaktadır. Gong ve arkadaşları modellerini sunarken, ilave araştırmaların aerodinamik model denkleminde gelişme sağlayabileceğini belirtmişlerdir.

Cavcar ve Cavcar ise uçak operasyon el kitabı verilerinden türetilen Kamburluklu Kanat Sıkıştırılabilir Sürüklenme Poları (KKSP) adı verilen bir başka aerodinamik model önermişlerdir. Bu modelde sıkıştırılabilirlik etkileri ve sürüklenme polalarının doğrusal olmayan değişimleri de göz önünde bulundurulmuştur. Ayrıca önerdikleri itki ve özgül yakıt sarfiyatı modellerinde bu büyüklüklerin irtifa ve Mach sayısı ile olan değişimleri de göz önüne alınmıştır [1].

2.2. Uçak Performans Öğeleri

Kinetik: Kinetik yaklaşım kullanarak yörünge modellemesi, uçak üzerine etkiyen kuvvetleri modelleme (itki/sürükleme ve taşıma/ağırlık) ve Newton'un birinci kanununu kullanarak ivmeyi türetme ile ilgilidir. ATM uygulamaları için kinetik modeller uçağın nokta-kütle modelini kullanır ve uzunlamasına kuvvetler nokta kütle üzerine modellenir (itki/sürükleme ve taşıma/ağırlık).

Kinematik: Kinematik, kütle veya kuvvetten bahsedilmeksizin hareketin incelenmesidir. Kinematik bir yaklaşım kullanarak yörünge modellemesi, ivme ve hızın parametrik modellerini kullanır. Bu parametrik modeller az veya çok sayıda parametreye bağlı olabilir.

Dönüş Dinamiği: Bir dönüş sırasında uçak durum vektörü değişimi. Hem kinematik hem de kinetik modeller, dönüş dinamiği modellerini dahil edebilir veya hariç tutabilir.

Uçak Performans Kısıtları/Uçuş Zarfı: ATM alanında bu öğeler, sistemde işletilen uçaklardan beklenen manevraların limitlerine karşılık gelmektedir. Limitler sadece performans için fiziksel limitleri içermez, aynı zamanda uçuş mürettebatı için kabul edilebilirliği de içerir; hatta yolcu konforunu bile göz önünde bulundurabilir. Bu limitler, tırmanma oranı, alçalma oranı, dönüş oranı, hızları, irtifaları ve hızlanma ivmesi/yavaşlama ivmesi üzerindeki limitleri kapsar.

Uçak Performans Verileri: Yörünge tahmini için gerekli olan uçak performans verileri, kullanılan modelin türüne (kinematik/ kinetik) bağlıdır. Bu veriler uçak performans kısıtlarını ve uçak ivmelerini hesaplamak için model tarafından ihtiyaç duyulan verileri içermektedir. Kinetik bir modelde kuvvet ve kütle verileri gerekli olacaktır (örneğin, itki, sürükleme, ağırlık). Örneğin, sürükleme, konfigürasyonun, taşıma katsayısının ve Mach sayısının bir fonksiyonu olabilir. Kinematik bir modelde ivme verisi gereklidir (örneğin sıcaklık ve irtifanın bir fonksiyonu olarak tırmanma oranı).

Uçak Performans Modelleri Karakteristikleri/Sınıflandırılması: Uçak performans modelleri çeşitli formatlarda ve geliştirilmelerinde kullanılan farklı tekniklerin sonucu olarak ortaya çıkar. Sınıflar, kullanılan uçak performans modeli türüne, seviye ise kullanılan referans verilerin kalitesine karşılık gelir [10].

2.3. Kinetik Yörünge Modellemesini Destekleyen Uçak Performans Modelleri

Sınıf A uçak performans modeli: Altı derece serbestlik yörünge hesaplamasını tam şekilde destekler. Bu yaklaşım uçak gövdesine bütün hareket eksenleri boyunca etkiyen kuvvetleri ve momentleri (yükleri), uçak hal ve kontrol ayarlarının bir fonksiyonu olarak modeller. Yükler ve hal/kontrol değerleri arasındaki doğru fonksiyonel ilişkiler genellikle uçak ve motor üreticilerinden elde edilir. Bu ilişkiler empirik ölçümlerden türetildiği şekilde genellikle tablo formatında ifade edilir. Ayrıca uçak, kontrol yüzeyleri ve motorların çalışması ile kontrol edildiği için bu model kontrol ayarlarını kararlaştırmak için kontrol kanunları bilgisini gerektirir. Uçak gövdesi geometrisi ve teknoloji seviyesinin (örneğin süperkritik kanat profili) bir fonksiyonu olarak uçak yüklerinin daha düşük doğruluk (fidelity) modellerini elde etmek için çeşitli analitik teknikler mevcuttur.

Sınıf B uçak performans modeli: Nokta kütle modelini destekler. Bu yaklaşım, uçağı bir nokta şeklinde modeller ve sadece bu noktaya etki eden uzunlamasına bileşke kuvvetlerin modellenmesini gerektirir – İtme ve Sürüklenme (Taşımanın ağırlıkla dengelendiği varsayılır). İhtiyaç duyulursa, yakıt akışı, itkinin bir fonksiyonu olarak modellenenebilir. İtme, sürüklenme ve yakıt akışı verileri tablosal veya polinom formatında ifade edilebilir. Böyle bir modeli üretmek için gerekli olan referans veriler, itki verisi (ör. Yerleştirilmiş net itki), sürüklenme verisi (ör. Yüksek/düşük hızlar için ve her uçak konfigürasyonu için) ve itki özgül yakıt sarfiyatı (Thrust Specific Fuel Consumption-TSFC) olmalıdır. Fakat bu verinin elde edilmesi zor olduğu için, profil verisi (ör. irtifaya karşılık zaman) kullanılabilir. Bu veriler, uçağı etkiyen bütün kuvvetlerin kombinasyonunun ((itki-sürüklenme)/ağırlık) bir sonucu olarak uçak hareketini temsil eder. Bu bütünleşik referans verileri setinden tek kuvvetleri ayırt etmek için, bütün uçuş zarfını ve ilişkili işletme rejimini (ör. tırmanma itkisi, idle, vs.) kapsayan geniş bir profil veri seti kullanılmalıdır.

2.4. Kinematik Yörünge Modellemesini Destekleyen Uçak Performans Modelleri

Sınıf C uçak performans modeli: Bu yaklaşım uçağın makroskopik davranışını (ör. tırmanma/alçalma oranı, hızlanma ivmesi /yavaşlama ivmesi oranı), bu davranışı etkileyen bir girdi parametreleri setinin (ör. irtifa, sıcaklık) polinom fonksiyonu olarak modeller. Uçak performansındaki süreksizlikler ile başa çıkmak için kendine özgü davranış karakteristiklerini modellemede çoklu polinomlar kullanılabilir. Modelleme süreci için gerekli olan referans veri, uçak değişim oranları ile sınırlıdır ve itki ve sürüklenme verilerinin elde edilebilirliğini gerektirmez.

Sınıf D uçak performans modeli: Sınıf C'ye benzer, fakat modelleme metodu olarak tablosal veri yaklaşımı kullanılır. Temelde bir Sınıf C-seviye 2 modelini bir Sınıf D modelinden ayırt eden hiçbir özellik yoktur. Bu isimlendirme kuralını korumanın sebebi tarihseldir. Sınıf D'nin tablosal modelleri, başka önemli parametreleri göz önüne almaksızın birkaç irtifa aralığı için tırmanma/alçalma oranlarını veren çok basit bir yaklaşımdır.

Örnekler:

Sınıf A, seviye 1: Pilot eğitimi için kullanılan uçuş simülatörleri.

Sınıf A, seviye 2: Kararlılık türevlerinin (ör uçak gövde geometrisi) mühendislik formülasyonlarından elde edilen uçak performans verilerini kullanan altı serbestlik derece araştırma uçuş simülatörleri.

Sınıf B, seviye 1: İtki, Sürüklenme ve TSFC referans verilerine dayanır ve tablosal veri yaklaşımını kullanır: Boeing'den INFLT, Airbus'tan PEPC, eski McDonnell Douglas'dan Meşru Ziyarete Açık Kısım İçeren Havaalanları için Optimizasyon Platformu (Optimization Platform for Airports including Landside-OPAL) ve Avions de Transport Regionale (ATR)'den Uçuş Operasyonları Yazılımı (Flight Operations Software-FOS).

Sınıf B, seviye 2: Profil referans verilerine dayanır ve polinom yaklaşımını kullanır: BADA modeli.

Sınıf C, seviye 1: Değişim oranları (tırmanma, alçalma, hızlanma ivmesi ve yavaşlama ivmesi) referans verilerine dayanır ve polinom yaklaşımını kullanır. Tüm uçuş zarfının bir modelini içerir: GAME modeli.

Sınıf D (Sınıf C, seviye 2'ye denk): Değişim oranları (tırmanma ve alçalma) referans verilerine dayanır ve tablosal veri yaklaşımını (ağırlık ve hız etkisi yok) kullanır: Akış yönetiminde yörünge tahmini için kullanılan Merkezi Akış Yönetim Birimi (Central Flow Management Unit-CFMU) modeli.

Kullanılan yaklaşımdan ve matematiksel metoddan bağımsız olarak sonuç modelin doğruluğu/uygunluğu, modeli üretmek için kullanılan referans verilerin çeşitli niteliklerinden büyük ölçüde etkilenir:

- Referans verilerin granülaritesi (ör. profil başına veri noktalarının sayısı)
- Referans verilerin doğruluğu (ör. dakikaya yuvarlanmış tırmanma zamanları)
- Referans verilerin uygunluğu (ör. profil verisi, itme ve sürüklenme kuvvetlerini modellemek için uygun değildir)
- Referans verilerin uçuş zarfı kapsamı

Seçilen her modelleme yaklaşımı için, hem model tarafından göz önüne alınan girdi parametrelerinin sayısı (uçak performans modellemesine uygulanan duyarlılık analizi) hem de bunların etkisinin ne kadar doğru modellendiği (tablosal verilerin granülaritesi, kullanılan polinomların türü ve derecesi), sonuç modelin uygunluk/doğruluğunu önemli bir biçimde etkileyecektir.

Üretilen her uçak performans modelinin doğrulanması, sadece modelin kendisini oluşturmak için kullanılan referans verilere karşılık değil; ayrıca tam uçuş zarfını kapsayan referans verilerine karşılık da gerçekleştirilmelidir [10].

Verimli ATM, trafik akışlarının stratejik, gerçek zamanlı planlanmasını ve uçakların bu planlara bağlı kalma kabiliyetini gerektirir. Kullanıcı Talebi Değerlendirme Aracı (User Request Evaluation Tool-URET), Orta Vadeli Çakışma Tespit Aracı (Medium Term Conflict Detection-MTCD) gibi doğru Karar Destek Araçlarının ve Varış ve Kalkış Yönetim Araçlarının ortaya konulması gereklidir. Bu tip araçlar, tahmin edilen uçuş profilleri için şu anda Uçuş Veri İşleme Sistemlerinde mevcut olanlardan belirgin derecede daha yüksek

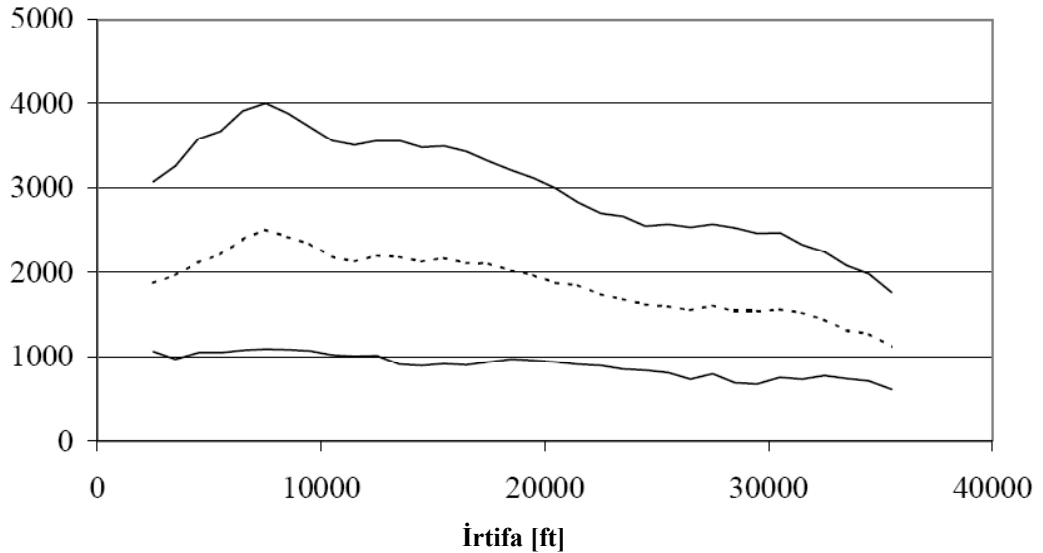
kaliteye gereksinim duymaktadır. Bu bağlamda, “kalite” hem doğruluk hem de uçuş profilini hesaplamak için zamana karşılık gelmektedir.

Uçak performans modellemesinin doğruluğu, operasyonel ATM uygulamalarında kayda değer öneme sahip olmakla birlikte, simüle edilen bir ortamda daha yüksek bir düzeyde bu doğruluğu elde etmek daha da önemlidir. Simülasyon araçları, bir ATM ortamının matematiksel modeline veya mevcut ya da gelecekteki sistemlerin gerçek zamanlı simülasyonuna dayalı olabilir.

2.5. ATM Uygulamalarında Uçak Performans Verilerinin Etkisi

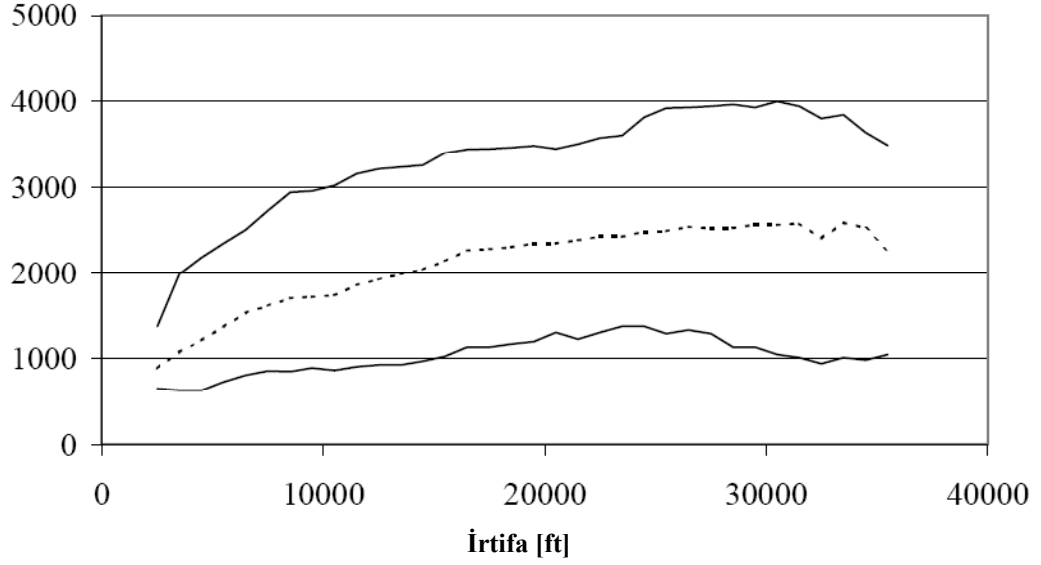
Düşey düzlemde uçak davranışını hesaplamak en büyük meseleyi oluşturmaktadır. Bu hesaplamann doğruluğu çok önemlidir, çünkü ticari uçuşlar havadaki zamanın önemli bir bölümünü tırmanma ve alçalmada harcar. Şekil 2.1 ve Şekil 2.2, 10000 uçuşta gözlenen düşey hızların dağılımını göstermektedir. Tırmanma ve alçalma trafiği için düşey hızların dağılımının ortalama, % 5 ve % 95 değerleri gösterilmiştir. Grafiklerin ortasındaki noktalı çizgi, ortalama değerleri ifade etmektedir.

Tırmanma Oranı [ft/dak]



Şekil 2.1 Tırmanma sırasında düşey hızdaki dağılım [2]

Alçalma Oranı [ft/dak]



Şekil 2.2 Alçalma sırasında düşey hızdaki dağılım [2]

Tırmanma sırasında düşey hız bir uçağın performans kabiliyetleri ile yakından ilişkilidir. Bu nedenle dağılım, daha yüksek irtifalarda gittikçe küçülür. Alçalma sırasındaki düşey hız, uçağın operasyonel koşulları ile daha fazla ilişkilidir. Sonuç olarak, en küçük dağılım uçak, süzülüş eğimini takip ettiğinde düşük irtifada elde edilir.

Uçak karakteristiklerinin, uçağın performans kabiliyetlerinin ve uçağın emniyetli bir biçimde işletilebileceği operasyonel uçuş zarfının iyi modellenmesi, düşey hızların dağılımında önemli bir daralmayı mümkün kılacaktır.

2.5.1. Kalkış ağırlığının etkisi

Tırmanma safhası sırasında ve belirli bir motor itki ayarında, uçağın kütlesinin performans üzerine önemli bir etkisi vardır. Buna karşılık alçalma sırasında aerodinamik sürükleme baskın bir rol oynamaktadır.

Tırmanma yörünge sentezi, özellikle yüksek irtifalarda tırmanmanın tepesi (Top of Climb-TOC) yakınlarında, uçak brüt kalkış ağırlığındaki (Gross Take-off

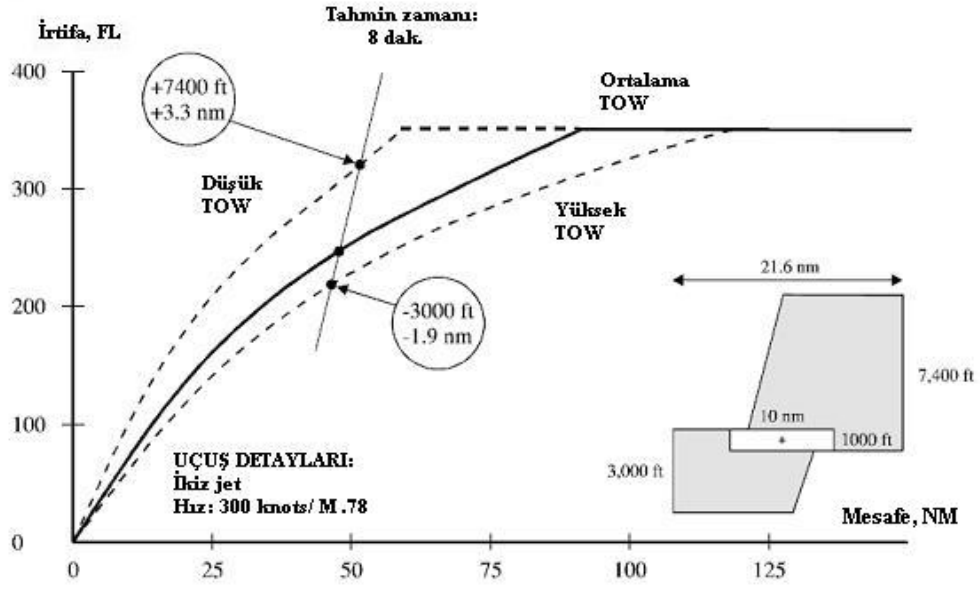
Weight-GTOW) hatalara son derece duyarlıdır. Uçuş başına kalkış ağırlığı bilinmediğinde, ATM DST'leri belirli bir tipteki bütün uçaklar için, kabaca bir yaklaşıklıkla ortalama (nominal) bir kalkış ağırlığı uygulamak durumundadır. Yakıt, yolcu ve kargo ağırlıklarına ilişkin belirsizlikler bulunmaktadır. Bunlara ilaveten, operasyonel boş ağırlık (Operational Empty Weight-OEW), ekipman kurulumu veya sökülmesi nedeniyle zamana göre değişiklik gösterebilir.

İki büyük havayolunun Dallas Fort Worth Uluslararası Havaalanından (DFW) ve Denver Uluslararası Havaalanından (DEN) başlayan operasyonlarda (kalkış ağırlığı tahminleri yaklaşık 8000 operasyon için olmak üzere) farklı uçak tipleri için Havayolu Operasyonları Merkezi (Airline Operations Center-AOC) uçuş planlarından alınan verilere dayanılarak, aynı uçak tipinin (varış yerine bağlı olarak) ortalama GTOW'ünün % -27 ila % +56'sı oranında bir değişim gösterebileceği belirtilmiştir. Bu da TOC'ye (hedef seyahat irtifası: 31000 ft (Uçuş Seviyesi (Flight Level-FL) 310) kadar geçen süre bakımından 390 saniyeden 2390 saniyeye ve yol mesafesi bakımından 42 NM'den 270 NM'ye değişime sebep olabilmektedir.

Ayrıca Amerika Birleşik Devletleri ve Avrupa'daki çeşitli havayolu şirketleri ile görüşmelerden anlaşıldığı üzere, zaman zaman AOC tarafından kaydedilen uçakların GTOW'leri bile gerçek GTOW'den 5000-6000 lbs daha düşük olabilmekte ve bu da dönüş hızı ve irtifa erişiminde problemlere yol açabilmektedir.

Uçak ağırlığını doğru bir biçimde tahmin etme yeteneği, doğru yörünge tahmini için önemli bir gerekliliktir. Online operasyon için, daha doğru tahminler, hava yollarının dağıtım merkezleri tarafından sağlanabilir ve/veya "tersine mühendislik" süreci ile gözlenen uçuş profil verilerinden çıkarılabilir.

Düşey tırmanma performansı üzerinde kalkış ağırlığındaki belirsizliğin etkisi orta menzilli bir ikiz jet için Şekil 2.3'te gösterilmiştir.

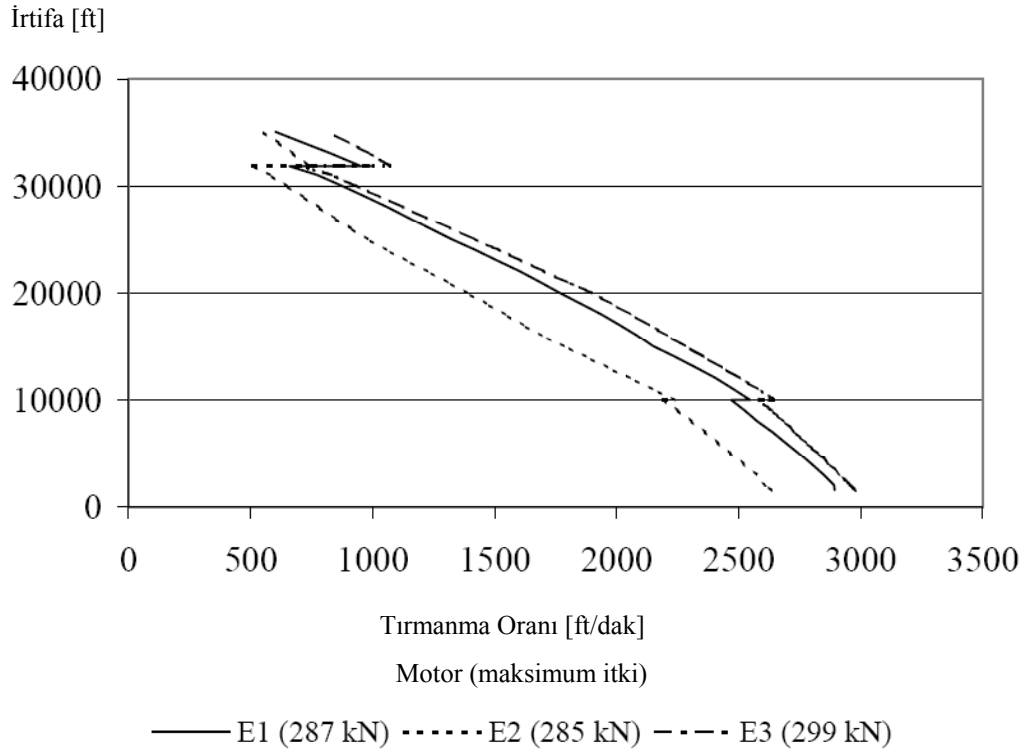


Şekil 2.3 Tırmanma performansı üzerine kalkış ağırlığı belirsizliği etkisi [2]

Verilen koşullarda uçuş profilindeki belirsizlikler, yatay düzlemde 0.4 NM/dakika geleceği görme zamanı ve düşey düzlemde 900 ft/dakika geleceği görme zamanı şeklinde özetlenebilir. Özellikle, bu sonuçlar düşey düzlemdeki bir belirsizliğin yatay düzlemdeki bir belirsizliği nasıl doğrudan etkilediğini de göstermektedir.

2.5.2. Uçak tipi tanımlayıcıları ve çeşitli motor tipleri

Uluslararası Sivil Havacılık Organizasyonu (International Civil Aviation Organization-ICAO) bir uçak tipi tanımlayıcıları listesi vermektedir. Burada bugün yaklaşık 2000 farklı kod ayrılmıştır. Bu tip tanımlayıcılar öncelikle uçak gövdesine karşılık gelmektedir. Eğer değişikliklerin küçük olduğu kabul edilirse, aynı kod farklı uçak gövdelerine karşılık gelebilir. Fakat aynı uçak tipi, farklı motorlar veya motor versiyonları ile verilebilmektedir. Performanstaki nihai farklılık önemli derecede olabilmektedir. Şekil 2.4, bir uçak gövdesinin farklı motor konfigürasyonları ile tırmanma oranını göstermektedir. Performanstaki fark bazen, aynı taşıma kategorisindeki farklı uçak gövdeleri arasında mevcut olan farktan daha fazla olmaktadır.



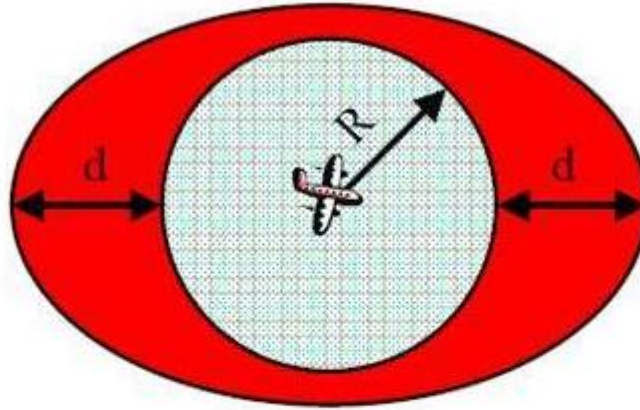
Şekil 2.4 Aynı uçak gövdesinin farklı motorlar ile performansı [2]

Mod S gözetim altyapısının kullanımı; ATM dünyasına, her tekil uçak gövdesinin tanımlanması ve böylelikle bunu doğru motor uygunluğu ile ilişkilendirme olanağını sağlamıştır. Sonuç olarak doğru uçuş profili tahmini için, performans model tanımlanmasında, ICAO tipi tanımlayıcılardan daha büyük bir granülerite uygulamak gereklidir.

2.5.3. Koruma hacmi

Uçağın gelecekteki pozisyonunun Yörünge Tahmin Edici tarafından hesaplanabilirliğindeki belirsizlik, iki özellik tarafından karakterize edilir. Bunlar uçağın tahmin edilen pozisyonu etrafındaki Koruma Hacmi (Volume of Protection-VoP) ve uçağın gerçekten bu VoP içerisinde bulunacağı güven seviyesidir. VoP çoğu DST'lerin çalışmasını sağlayan matematiksel modeldir. Eğer ayrı VoP'lerin birbiri üzerine gelmesi durumu, geleceği görme zamanı aralığı içinde mevcut değilse, hiçbir çakışmanın var olmadığı sonucuna varılır.

Yatay düzlemde VoP'nin tipik şekli, Şekil 2.5'te gösterilmiştir. Tipik bir çoklu radar ortamında, VoP'nin minimum boyutu, gözlenen uçak pozisyonu etrafında 2.5 NM çapında bir dairedir. En geniş şekil oval olacaktır; çünkü yol boyu (along-track) ve çapraz yol (across-track) yönlerindeki belirsizliklerin etkisi farklıdır. Çapraz yol hatası (across track error), uçağı rota merkez çizgisine yakın tutan uçağın seyrüsefer sisteminin doğruluğı ile sınırlıdır. Yol boyu (along-track) belirsizlik ise geleceğı görme zamanı ile doğrusal olarak artar.



**d = Tahmin etme belirsizliğinden dolayı koruma hacmindeki artış
(d = belirsizlik * geleceğı görme zamanı)**

Şekil 2.5 Koruma hacminin boyutları [2]

Yetersiz yörünge tahmin algoritmalarının olduğu bazı sistemlerde, gerçek zamanda gerekli olan yörünge hesaplamalarının sayısını azaltmak için İzleme Yardımcıları kullanılmaktadır. Bu durumda “izleme penceresi”nin boyutları VoP'nin boyutlarına eklenmek durumundadır. Bunlara ek olarak VoP'ye bir güven seviyesi verilebilir. Bu değer, uçağın gerçekten hesaplanan VoP içerisinde kalacağı güven seviyesini tanımlar.

2.5.4. Sistem kapasitesi üzerine etkisi

Radar kontrolörleri sürekli olarak trafiğın gelişimini izlemektedirler. Potansiyel bir problem bulduklarında bu özel durum dikkati çekecektir. Yakın

gelecekte minimum ayırma standardının ihlal edilebileceği şeklinde bir kesinlik mevcut olduğunda taktik bir çözüm uygulanır.

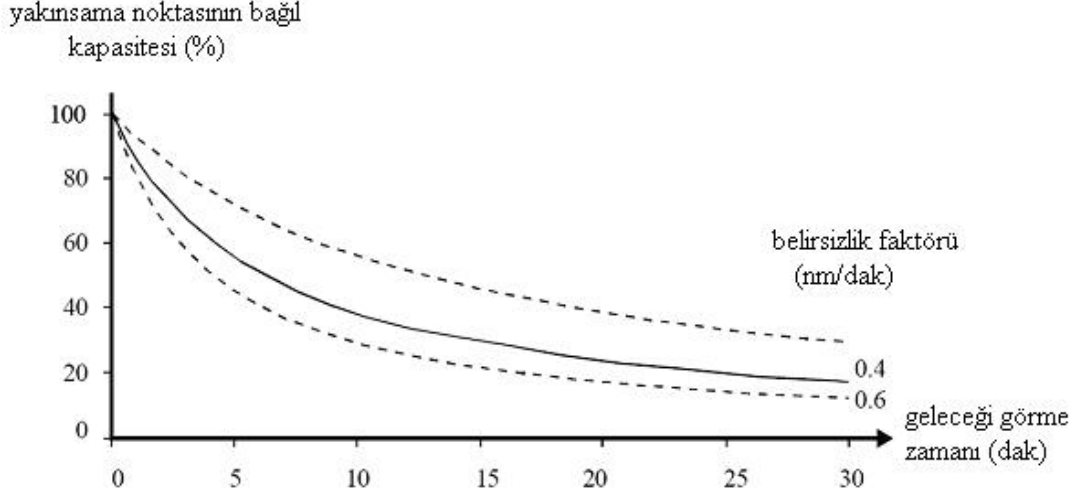
DST'ler, meşgul bir yetkili kontrolör tarafından uygulanan geleceği görme zamanından önemli ölçüde daha uzun bir geleceği görme zamanında (örneğin 20 dakika) çalışır. Bu uzun zaman aralığından dolayı bu araçların çalıştığı VoP boyutları, Hava Trafik Kontrolörleri tarafından uygulanan VoP'den önemli ölçüde daha büyüktür. Bu durum hiç gerçekleşmeyen problemler için ikazların üretilmesine yani yanlış ikazlara sebep olur. Yanlış ikazların seviyesi, karar destek aracının operasyonel kabul edilebilirliği için kritik önem taşır.

Çizelge 2.1'de bir hızlı zaman simülasyonlar serisinin sonuçları verilmiştir. Simülasyonlar, yatay hızda 0.13 NM/dakika geleceği görme zamanı belirsizliğine ve düşey hızda % 5 belirsizliğe dayanan yüksek kalitede tahmini yörüngeler varsaymıştır. Güven seviyesi için gereklilik, 20 dakikalık maksimum geleceği görme zamanında çakışmaların % 95'inin tespit edilmesidir.

Çizelge 2.1. Yanlış ikazların frekansı [2]

Geleceği görme zamanı (dakika)	Yanlış ikaz oranı (Gerçek çakışmaların yüzdesi olarak)
5	70
10	125
15	160
20	200

Daha az doğru performans verileri sağlayan yörünge tahmin edicileri için durum daha da kötüdür. ATM karar destek aracının planlama süreci, belirli bir geleceği görme zamanında minimum radar ayırma gerekliliklerinden ziyade, bir uçak etrafındaki VoP'nin boyutlarını göz önünde bulundurmamak durumundadır. Şekil 2.6'da, 90 derecede kesişen trafik için kapasite kaybı gösterilmiştir.



Şekil 2.6. Tahmin belirsizlikleri sebebi ile kapasite azalışı [2]

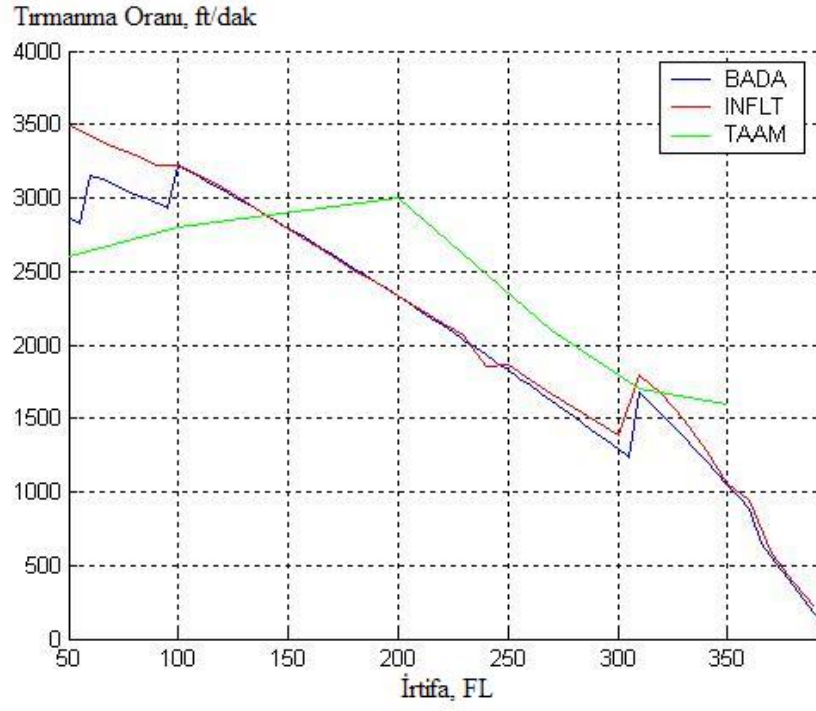
90 dereceden küçük açılarda kesişme durumları için kapasitedeki kayıp önemli ölçüde artmaktadır. Bu talihsiz bir durumdur, çünkü serbest rota ortamında bu tip trafik kesişme durumlarının sayısı sabit rota durumuna kıyasla artmaktadır. Pratikte, DST'ler için, hedef zaman ufku içerisinde tüm potansiyel problemlerin tespit edilme güven seviyesi, kontrolörler tarafından kabul edilebilecek yanlış ikaz oranı ve ATM verimindeki kabul edilebilir kayıp arasında bir uzlaşma aranır.

Gelecekteki uçuş yörüngelerinin hesaplanabilme doğruluğunun, operasyonel sistemlerde gelişmiş DST'lerin kullanımı için çok önemli olduğu açıktır.

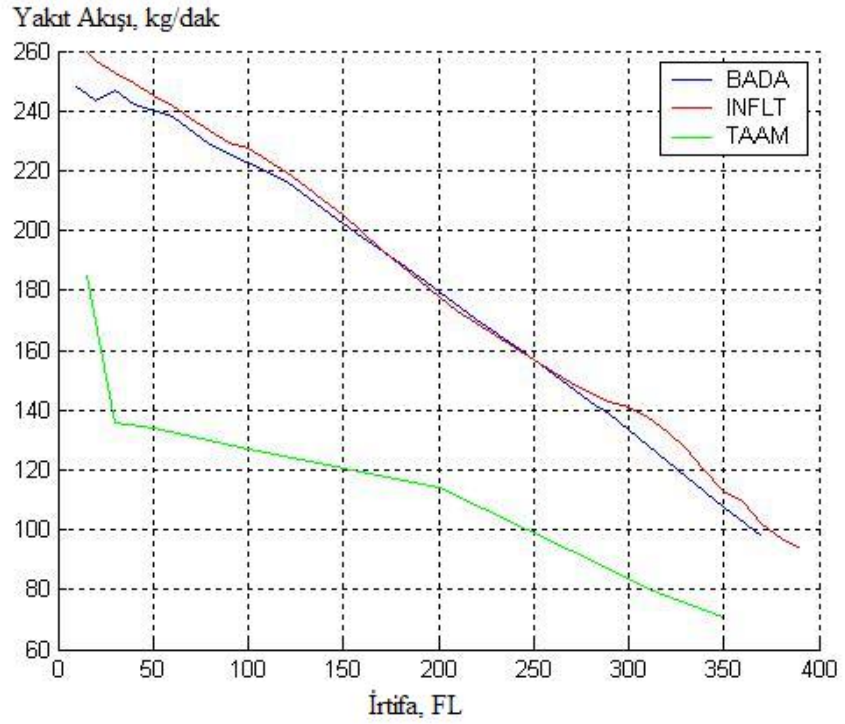
2.5.5. Gerçek ve hızlı zaman simülasyonları

Hızlı zaman simülasyonları, ATM aktivitelerinin bütün öğelerinin modellendiği teknikler kullanır. Bir ATM hızlı zaman simülasyonunun ana çıktısı, verim ve emniyeti değerlendirmek için ölçü ve göstergeler ile birlikte, kontrolörün iş yükü ölçümüdür. Bunun bir örneği Toplam Havaalanı ve Hava Sahası Modeli (Total Airport and Airspace Model-TAAM)'dir.

Şekil 2.7 ve Şekil 2.8, TAAM verilerini, BADA ve INFLT'yi kullanarak bir orta menzilli uçağın tırmanma oranı ve yakıt akışını göstermektedir.



Şekil 2.7. Tırmanma oranının karşılaştırılması [2]



Şekil 2.8. Tırmanmadaki yakıt akışının karşılaştırılması [2]

Gerçek zaman simülasyonları, operasyonel hizmete konulmadan önce yeni ATM kavramlarının, ATC prosedürlerinin, ileri kontrolör karar destek araçları ve ekipmanının geliştirilmesi ve doğrulanması için kullanılır. Trafik simülasyonları ayrıca gelecekteki hava trafik kontrol sistemlerinde kullanılmak üzere yeni kontrol stratejilerini araştırmak için de kullanılır.

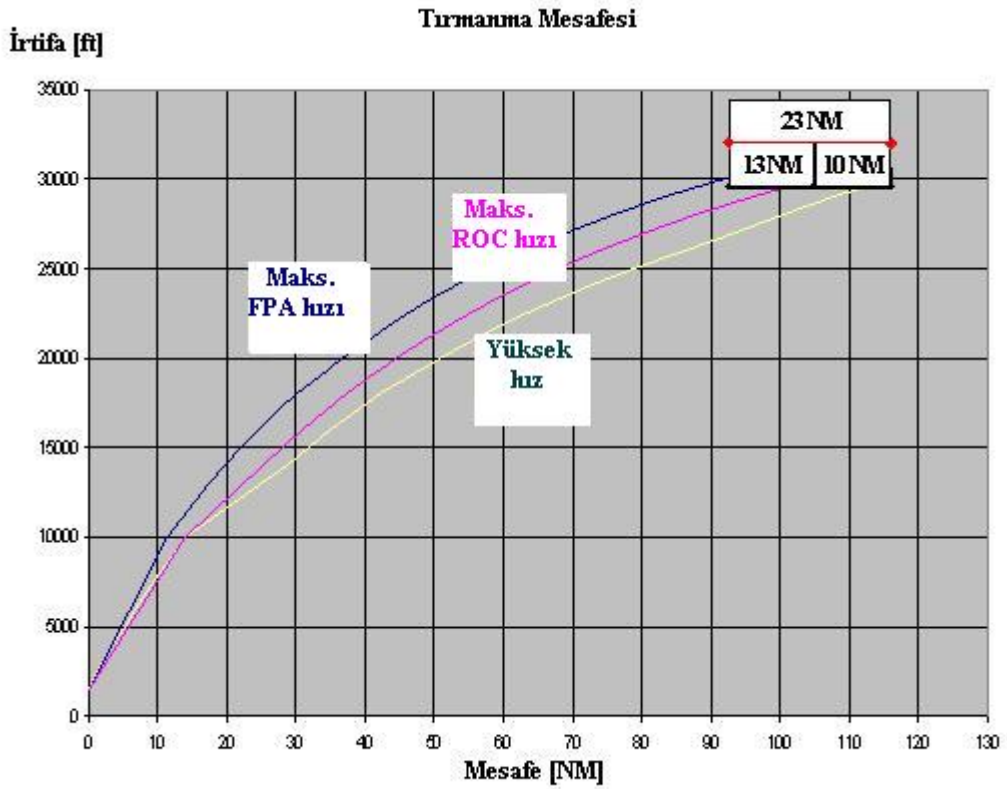
Genellikle, gerçek zaman simülasyonunun amacı yeni ATM kavramlarının geliştirilmesi için gerekli olan deneysel verileri sağlamak; kavramın doğrulanmasını desteklemek ve değişimin etkisi üzerine bilgi sağlamak; yeni sistemin emniyet, kontrolör iş yükü ve kabul edilebilirliğini değerlendirmek; etkinin ekonomik ve çevresel etkisini tahmin etmektir.

Bir uçak performans modeli ile desteklenen gerçek zaman simülasyonu; incelenen sistemin kabul edilebilirlik, emniyet ve iş yükü ölçümlerini elde etmek için önemli bir araçtır. Elde edilen ölçümlere dayanan sonuçlar ve kontrolörlerden gelen tepkiler ancak simülasyon ortamının gerçekliği kadar iyi olabilir. Deneye katılan kontrolörlerden, simüle edilen trafiğin yönetilen bölgeden emniyetli, düzenli, ve hızlı akışını temin etmek için operasyonel görevlerini en gerçekçi şekilde gerçekleştirmeleri istenilir. Problemlerin tespit edilmesi yani uçaklar arasında potansiyel ayırma kayıplarının tespiti; bir problem tespit edildiğinde çözüm tayin etme; hangi uçağın manevra yapması gerektiğine ve uygulanacak manevra tipine karar verme; çözümün uygulanması ve uygulamanın izlenmesi bir hava trafik kontrolörünün gerçekleştirdiği temel görevlerdir. Bütün bu görevler uçak performansı ile yakından ilişkilidir. Kesin pilot hareketlerine tepki verme ve kontrolör-pilot-uçak döngüsünü doğru şekilde temsil etme yeteneğinde olan doğru uçak performans modeli, deneyin başarısı için gereklidir.

Deneysel ortam içerisinde kontrolör hareketleri, tepkileri ve kararları analiz edilir ve sonuçlar gelecekteki gelişmeler için kararlar vermek üzere kullanılır. Simülasyonun nihai sonuçları, uçak hareketlerinin doğru ve operasyonel olarak gerçekçi simülasyonuna yüksek oranda bağlıdır.

Simülasyon ortamında uçağın operasyonel olarak gerçekçi davranışını temin etmek için, kullanılan uçak performans modeline başka bir giridi seti sağlanmalıdır. Bu da bir uçak tipinin farklı havayolları tarafından nasıl işletildiğini tanımlayan havayolu operasyonel prosedürleri (hız prosedürleri) ve

uçağın ilk ağırlığının doğru bir tahminidir (fren bırakıldığında veya simüle edilen bir alanın giriş noktasında). Her iki parametre de uçak yörüngesini önemli ölçüde etkiler ve simüle edilen ortamdaki uçak performanslarının gerçekçiliğini büyük ölçüde etkileyebilir. Hızdaki farklılığın aynı GTOW'de orta menzilli bir jet uçağı için tırmanma yörüngesini özellikle TOC'nin 3 boyutlu pozisyonunu nasıl etkileyebileceğinin bir örneği, Şekil 2.9'da sunulmuştur. Bu durumda tırmanma hız çizelgesinde (Kalibre edilmiş hava hızı (Calibrated Airspeed-CAS) / Mach) farklılık, 1500 ft'ten FL300'e tırmanma için mesafede 10 ila 23 NM farklılığa yol açabilmektedir.



Şekil 2.9. Farklı tırmanma hızları için tırmanma yörüngesi [2]

Yanlış çıkarımları önlemek için, gerçek ve/veya hızlı zaman simülasyonuna dayanan bir sistemin operasyonel uygulamalarında uçak performans modellemesinin geçmişte yapılanlardan çok daha fazla detay seviyesiyle ele alınması kesinlikle zorunludur.

2.6. ATM Uygulamaları İçin Uçak Performans Modelleri

ATM uygulamaları için, pilotun, ağırlık merkezi etrafında uçağın hareketini kontrol ettiği ve uçağın genel kararlılığını sağladığı varsayılabılır. Buna göre uçağın üç boyutlu hareketini, kütlesi ağırlık merkezinde toplanmış olarak düşünmek mantıklıdır.

Ticari uçuşlar nispeten küçük uçuş yörüngesi açılarındadır gerçekleştirilir. Bu varsayım, düşey ve yatay düzlemde uçağın hareketini temsil eden hareket denklemleri takımının önemli ölçüde sadeleştirilmesini sağlar. Düşey hız, ağırlık merkezine etkileyen çeşitli kuvvetler yani çekme/itme, sürüklenme, taşıma ve ağırlık arasındaki dengeye bağlıdır. Tırmanma safhası sırasında belirli bir motor itki ayarı için uçağın kütlesi, performans üzerinde esas etkiye sahiptir. Alçalma sırasında baskın rol üstlenen ise aerodinamik sürüklenmedir.

2.6.1. Üreticilerin referans verileri

ATM uygulamaları için uçak performans modellerinin oluşturulmasında temel kaynak veriler uçak üreticileri tarafından meydana getirilen uçak performans el kitapları ve/ veya bunları oluşturmak için kullanılan bilgisayar programları ve veritabanlarıdır. Bu tip bir program örneği, Boeing Performans Yazılımı INFLT/REPORT'tur.

INFLT ve REPORT operasyonel uçuş sırasında veri üretimi (operational in-flight data production) için geliştirilmiştir. Bu programlardan elde edilen veriler, Operasyon El Kitaplarının, Uçuş Planlama Performans El Kitaplarının ve uçuş planlama dağıtım sistemlerini desteklemek için tablosal verilerin üretiminde kullanılır. INFLT ve REPORT, tırmanma, seyahat, bekleme (holding) , drift down, alçalma, optimum irtifa, ve basit uçuş planlama verilerini, Operasyon El Kitabı formatlarından, müşterilerin uçuş planlama sistemleri ile analiz için uygun bilgisayar formatlarına kadar çeşitli formatlarda meydana getirmek için kullanılabilir. Bu modüller sıra ile kullanılacak şekilde tasarlanmış olup INFLT hesaplamalı modül; REPORT ise çıktı listeleme modülüdür.

Seçime bağılı olarak, iki veya üç genel tip opsiyonel çıktı raporu mevcuttur. Bunlar:

- Derinlemesine inceleme ve değerlendirme için uygun olan ayrıntılı, mühendislik çıktı raporu;
- Tipik olarak Boeing Operasyonlar El Kitabı'ndakine benzer tablosal çıktı raporu;
- Havayolları ve müşterilere geçmişte manyetik teyp şeklinde verilenlere benzer bilgisayar raporu.

Bu aşamada üreticilerin modelini doğrudan ATM uygulamalarında kullanmak; veritabanının boyutları, bu veriler kullanılarak uçuş profillerinin hesaplanılabilme hızı, fikri mülkiyet hakları ve diğer kanuni sorunlar yüzünden elverişli değildir.

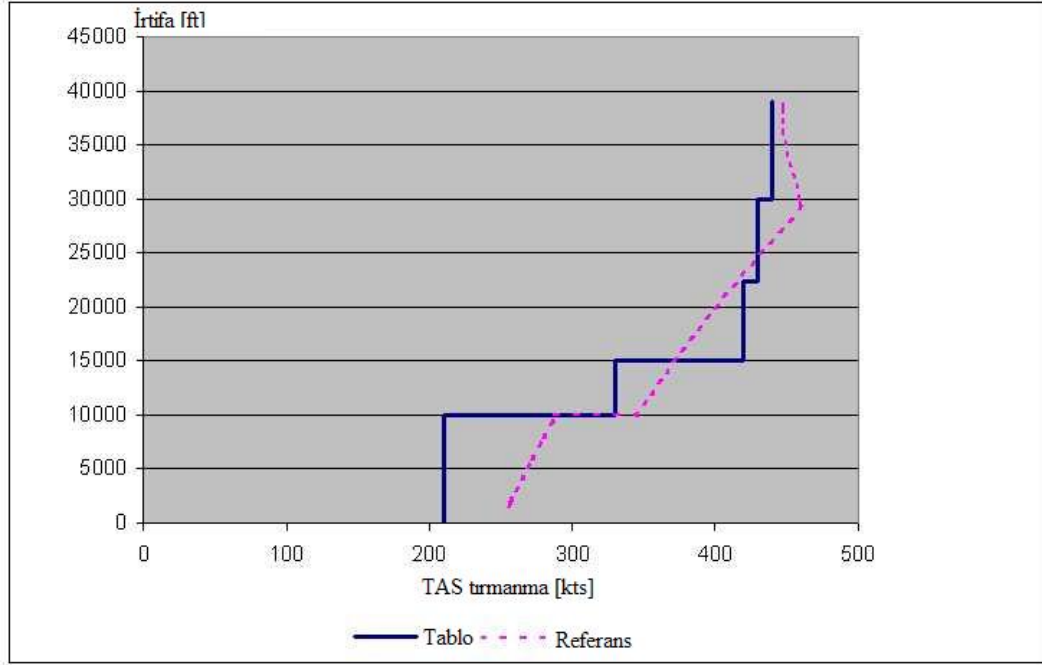
Aslında ATM uygulamaları için tasarlanan uçak performans modelleri, uçağın normal işletme zarfı içerisinde yeterince doğru uçak performansı sağlarken ve uçuş profili hesaplamalarını hızlandırırken, aynı zamanda üreticilerin kaynak veri boyutunu sıkıştırmayı (yaklaşık 1 MB/uçak) amaçlar.

Burada üç tipik ATM performans modeli örneği tartışılacaktır: Kinetik metoda dayanan BADA modeli ve her ikisi de kinematik metod olan GAME modeli ve arama tablosu modeli.

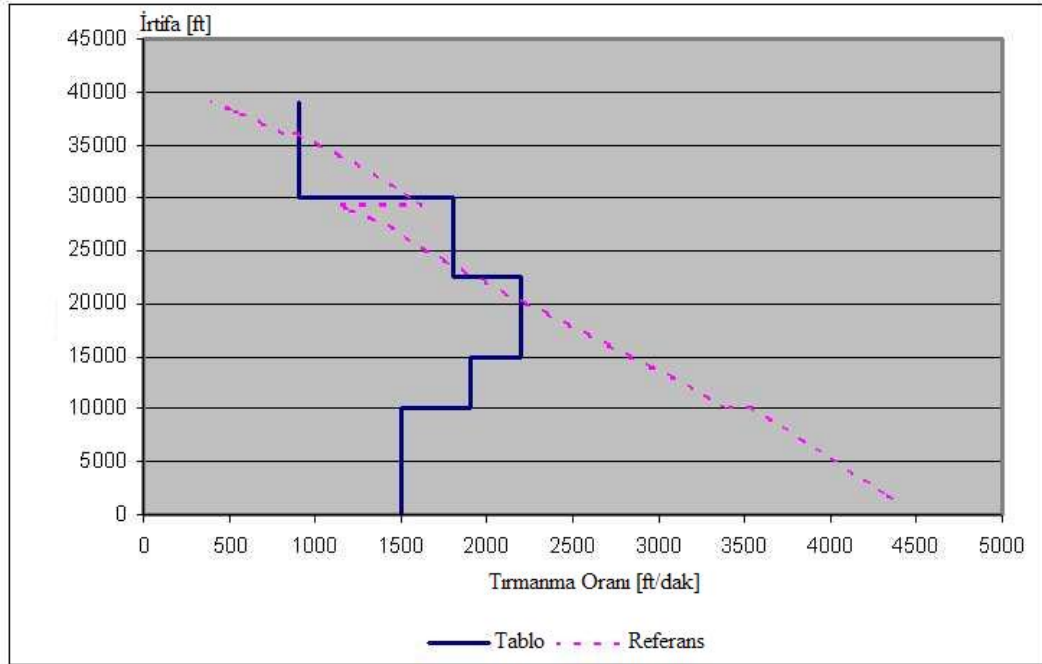
2.6.2. Arama tabloları

Arama tablosu yaklaşımı, ATM uygulamaları için geliştirilen en eski uçak performans modelidir. Arama tablosu, Uçuş Veri İşleme Sistemlerinde ve Akış Yönetimi uygulamalarını yönlendiren Uçuş Profili Tahmin fonksiyonunda yaygın olarak kullanılan kinematik bir modeldir. Örneğin, Eurocontrol'de Akış Yönetimi uygulamalarında kullanılan tablolar, her irtifa aralığında, tırmanma, seyir ve alçalma için ortalama yatay hız; tırmanma ve alçalma içinse düşey hızları yedi irtifa aralığına kadar sağlamaktadır. Şekil 2.10 ve Şekil 2.11, tipik bir kısa menzilli uçak için tablo verilerini göstermektedir. Ortalama yatay ve düşey hız verileri, beş irtifa aralığı için mevcuttur. Kalın çizgi tablodaki değerleri ve seçilen irtifa aralıklarını göstermektedir. Noktalı çizgi, ortalama bir operasyonel kalkış

kütlesi için üreticinin uçak performans programı tarafından tahmin edilen uçak performansını göstermektedir.



Şekil 2.10. Gerçek hava hızı (TAS) a karşılık irtifa için arama tablosu [2]



Şekil 2.11. Tırmanma oranına karşılık irtifa için arama tablosu [2]

Bu uygulamada kullanılan uçuş profili hesaplama algoritmaları, yatay uçuş yörüngesini, uçuş planında tanımlanan yol noktalarının sırasını temel alarak hesaplar. Ayrıntılı Standart Aletli Kalkış (Standart Instrument Departure-SID) veya Standart Terminal Varış Rotaları (Standart Terminal Arrival Route-STAR) göz önüne alınmamıştır. Bu nedenle düşük irtifalarda yörünge uzunluğunda önemli bir belirsizlik vardır. Bu uygulama için bu belirsizliğe ilişkin muhtemel problemler, tabloda yatay ve düşey hızların büyük ölçüde daha düşük tahmini ile azaltılmaktadır.

Tablo içerikleri için kaynak veri gereklilikleri nihai uygulamaya bağlıdır. Sadece “ortalama” performans, meteorolojik koşullar göz önüne alınmaksızın modellenir. Temel kaynak veriler, uçak işleticileri tarafından kullanıldığı şekilde tırmanma ve alçalma tablolarından çıkartılabilir. Bu veriler özel uygulamalar için genellikle “ayarlanır”, mesela bu örnekte, düşük irtifada gerçek hız değerleri operasyonel hızlardan büyük ölçüde daha düşüktür; fakat bu “ayarlama” uçuş yol uzunluğu belirsizliklerini telafi etmektedir. Bir yandan, elde edilecek doğruluk oldukça düşüktür. Diğer yandan ise, uçuş profili hesaplanması için veri işleme gereksinimleri, modelin basitliğinden dolayı son derece düşüktür.

2.6.3. BADA

Uçuştaki bir uçağın düşey hızı, ağırlık merkezine etkiyen çeşitli kuvvetler yani itki, sürüklenme, taşıma ve ağırlık arasındaki dengeye bağlıdır. Düşey ve yatay düzlemde uçağın hareketi, karmaşık bir diferansiyel denklemler takımı ile temsil edilir. Ticari uçuşlar nispeten düşük uçuş yol açılarında gerçekleştirilir. Bu varsayım, hareket denklemleri takımının önemli ölçüde sadeleştirilmesini sağlar. İtki ve sürüklemenin bağımsız modellenmesine dayanan metodoloji, genellikle “kinetik” yaklaşım olarak anılır. Bunun bir örneği, BADA modelidir.

BADA bir uçak performans veritabanıdır. BADA, Uçak İşletme Performans Modeli, Havayolu Prosedür Modeli ve çeşitli uçak tipleri için performans özet tabloları ortaya koyan bir ASCII dosyaları takımı verir. BADA’da verilen bilgiler, ATM alanı içerisinde yörünge simülasyonu ve tahmin algoritmalarında kullanılmak üzere tasarlanmıştır. Bütün dosyalar Fransa’da

Avrupa Hava Seyrüsefer Emniyeti Organizasyonu Deneysel Merkezi'nde (Eurocontrol Experimental Centre-EEC) bir konfigürasyon yönetim sistemi içerisinde sağlanmaktadır [2].

BADA 3.6 versiyonu, Avrupa hava trafiğinin yaklaşık olarak %90'ını kapsamakta ve askeri uçaklar için 3 jenerik model dahil olmak üzere toplam 295 uçak tipi için operasyon ve prosedür verileri sağlamaktadır. Bu uçak tiplerinin 94 tanesi için veriler, doğrudan BADA dosyalarında sağlanmaktadır. Bu uçak tipleri doğrudan desteklenenler olarak anılır. Diğer 201 uçak tipi için verilerin doğrudan desteklenen 94 uçak tipinden birininki ile aynı olduğu belirtilmektedir. Bu ikinci uçak tipleri takımı, denklik ile desteklenenler olarak anılır [11].

Askeri uçaklar için istisnalar olmak üzere, her desteklenen uçak tipi, ICAO tarafından tayin edilen 4-karakterli bir gösterim kodu ile tanımlanır.

BADA, Toplam Enerji Modeline (Total Energy Model-TEM) dayalı bir uçak performans modelidir. İndirgenmiş bir nokta-kütle modeli olarak düşünülebilir. TEM, uçağa etkiyen kuvvetler tarafından yapılan iş oranı ile potansiyel ve kinetik enerjideki artış oranını birbirine eşitler. Yani,

$$(T - D)V_{TAS} = mg(dh/dt) + mV_{TAS}(dV_{TAS}/dt) \quad (2.1)$$

Spoilerler, hücum kenarı slatları veya firar kenarı flapları gibi aygıtların kullanımı göz önüne alınmaksızın, düşey düzlemde uçak yörüngesini etkilemek için iki bağımsız kontrol girdisi mevcuttur. Bunlar gaz kolu ve irtifa dümenidir. Bu girdiler, itki, hız veya düşey hız değişkenlerinden herhangi ikisinin kontrol edilmesine olanak verir.

TEM'in yanı sıra, BADA'nın Operasyonlar Performans Modeli; uçak tipi, kütlesi, uçuş zarfı, aerodinamiği, motor itkisi, yakıt sarfiyatı ve yer hareketlerini tanımlar. Toplamda, 50 operasyon performans parametresi (BADA katsayıları adı verilir) 1 BADA uçak performans modelini tanımlar.

Havayolu Prosedür Modeli, tırmanma, seyahat ve alçalma uçuş safhaları esnasında kullanılacak hızları tanımlar.

Bir uçağı modellemek için gerekli olan referans uçak performansı ve havayolu işletme prosedürü verisi, uçak üreticileri veya uçak işleticileri tarafından sağlanan çeşitli uçak dökümanlarından elde edilir. Tablosal veya grafiksel formatta belirtilen referans tırmanma ve alçalma profillerinin bir kısmında; çeşitli

kütle, hız ve sıcaklık koşullarında uçağın tırmanma ve alçalma performansı kullanılır. Tırmanma veya alçalma için zaman, mesafe ve yakıt belirten bu bütünleşik uçak performans verisi; BADA'da itki, sürüklenme ve yakıt katsayıları değerlerinin belirlenmesinde kullanılır.

Çeşitli koşullarda uçak davranışını kararlı bir biçimde gösterebilen katsayıları elde edebilmek için aşağıdaki sayıda profil gereklidir:

- Nominal uçak ağırlığı ve minimum, nominal ve maksimum alçalma hızları için Uluslararası Standart Atmosfer (International Standard Atmosphere-ISA) koşullarında 3 alçalma profili;
- Düşük, nominal ve yüksek tırmanma hızları için ve minimum, nominal ve maksimum uçak ağırlıklarını temsil eden ISA koşullarında 9 tırmanma profili;
- Nominal hız için ve minimum, nominal ve maksimum uçak ağırlıklarını temsil eden ISA+10 koşullarında 3 tırmanma profili;
- Nominal hız ve uçak ağırlığı için ISA+20 koşullarında 1 tırmanma profili;
- Nominal hız ve uçak ağırlığı için ISA koşullarında 1 seyahat profili.

Bir BADA uçak modelinin doğruluğunu ölçmek için bir F_M doğruluk katsayısı tanımlanmıştır. F_M , hem mesafede (X) hem de irtifada (h) doğruluk ölçüleri içerir ve şu şekilde tanımlanır:

$$F_M = \frac{[(\Delta X)_{maksimum} + (\Delta X)_{rms} + (\Delta h)_{maksimum} + (\Delta h)_{rms}]}{4} \quad (2.2)$$

Her yörünge için, hesaplanan ve referans yörünge arasındaki uygunluğun (fit) iyiliği ölçülür. Maksimum hata terimleri, genellikle yörünge tahmini verimliliği için başlıca gösterge olduğu için dahil edilir. Karekök ortalama (rms) hata terimlerinin dahil edilmesinin ise, referans koşulların kullanılması haricindeki koşullarda tahmin yörüngeleri için seçilen katsayıların stabilitesini arttırdığı düşünülmektedir. Modelleme optimizasyon kriteri, farklı profiller üzerindeki ortalama F_M değerinin minimum olmasıdır. Nominal profiller için 2.0 hedef değeri seçilirken; diğer hız, sıcaklık ve uçak ağırlığı koşulları için maksimum 3.0 değeri genellikle kabul edilebilir sayılır. Çoğu BADA uçak

modeli, özellikle istenilen referans uçuş profilleri sayısının uçak üreticileri tarafından belirlendiği modeller (INFLT/REPORT gibi), referans profil başına hedef değerinden (2.0 veya 3.0) daha düşük bir F_M değeri verir. Bir BADA uçak modelinin doğruluğu için örnek sonuçlar, Çizelge 2.2’de verilmiştir. Çizelge, BADA’da bir uzun menzil uçağı modeli için farklı hız, kütle ve sıcaklık koşullarını kapsayan 13 tırmanma ve 3 alçalma profili üzerinde ortaya çıkan F_M değerleri ve ortalama hata değerlerini (mesafe ve irtifa için maksimum ve karekök ortalama) içermektedir.

Çizelge 2.2. Referans tırmanma ve alçalma uçuş profilleri için ortalama maksimum ve rms hataları ve F_M [2]

$(\Delta X)_{\text{maksimum}}$	$(\Delta X)_{\text{rms}}$	$(\Delta h)_{\text{maksimum}}$	$(\Delta h)_{\text{rms}}$	F_M
%	%	%	%	
2.1	1.0	1.3	0.8	1.3

2.6.4. GAME

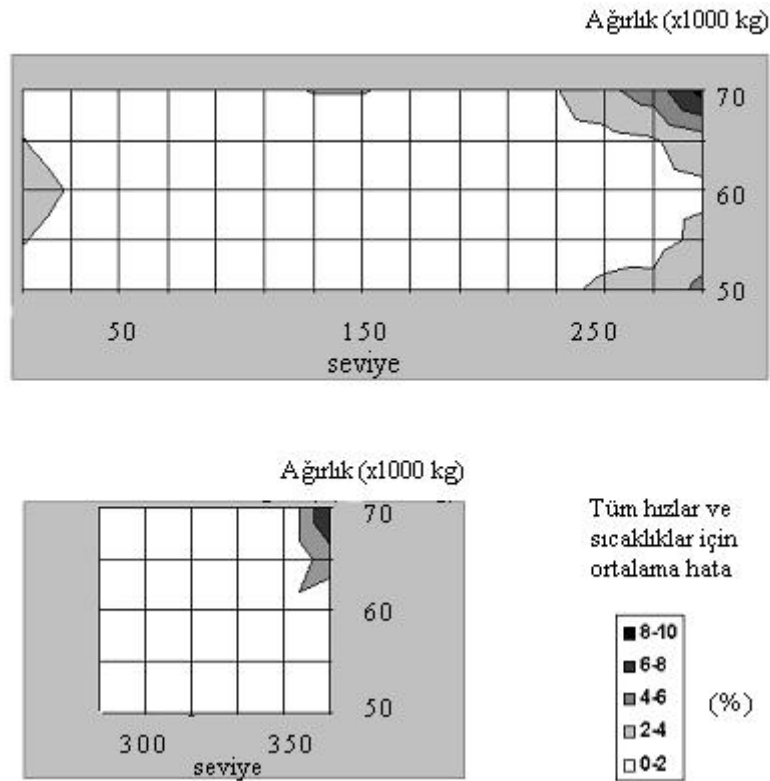
GAME modeli sadece parametrik bir yaklaşıma dayanan kinematik bir modeldir. Aslında GAME yaklaşımı, 70’lerde geliştirilen orijinal EROCOA/PARZOC modelinin yükseltilmiş ve uzantısıdır.

GAME metodu, altında yatan fiziği modellemeye çalışmadan uçağın yörünge karakteristiklerinin doğrudan bir modelini verir. Uçak performansını tahmin eden fonksiyonlar, uçuş moduna bağlıdır, örneğin tırmanma sırasında sabit CAS veya Mach sayısında düşey hızı tahmin eden polinomlar farklıdır; fakat her ikisi de motor itki ayarı, uçak ağırlığı, atmosfer hava sıcaklığı ve basınç irtifasını göz önüne alarak düşey hızı tahmin eder. Matematiksel fonksiyonlar bütün uçak tipleri için aynı olacaktır; fakat bu fonksiyonlarda kullanılan katsayılar, belirli bir gövde/motor kombinasyonu için spesifiktir.

GAME metodunda, uçuşun çeşitli safhalarında ve farklı uçak konfigürasyonları için düşey hızlar ve yakıt akışı gibi “birincil” uçuş yörüngesi karakteristikleri modellenir ve uçak üreticileri tarafından sağlanan referans uçuş

profil verilerinden, direkt olarak doğrulanır. Hızlandırıcı ve yavaşlatıcı ivmeler için tahminler gibi “ikincil” uçuş yörüngesi karakteristikleri, “birincil” tahminlerden hesaplanır. Düşey hız verilerinden, “performans terimi” yani (İtki-Sürükleme)/(Ağırlık) kolaylıkla hesaplanabilir. Daha sonra hızlanma/yavaşlama performansı kolaylıkla hesaplanabilir. Bu yaklaşım ilave doğrulama adımları gerektirmeden uçak davranışının doğru bir modelini verir.

Şekil 2.12’de tipik bir kısa menzilli uçak için ISA-15’ten ISA+15’e kadar kalkış kütlesi, tırmanma hızları ve sıcaklık profillerinin tüm uygulanabilir aralığı için ortalama tırmanma hızı hatalarının bir örneği gösterilmiştir. Sabit CAS ve sabit Mach sayısında tırmanma uçuş modları için düşey hızın hesaplanması için GAME fonksiyonları ve üreticilerin performans programları arasındaki karşılaştırma verilmiştir.



Şekil 2.12. Tüm uçuş zarfı üzerinde tırmanma için hata özeti [2]

GAME modelinin doğrulanması iki adımda gerçekleştirilir: Birinci adımda, üreticiler tarafından sağlanan referans performans verilere karşı bir hata

analizi yapılır. Sonuçlar tüm uçuş zarfını kapsar. İkinci adımda, GAME modeli ile hesaplanan bütünleşik uçuş profilleri, üreticilerin profilleri ile karşılaştırılır. Bu süreçte, gözlenen uçuş profilleri veya uçaktaki kayıtlardan çıkarılan profiller ile doğrulama yapmak da ayrıca mümkündür.

Kinematik metodun basitliğinden dolayı gerçek modelleme süreci yüksek ölçüde otomatikleştirilebilir. Ayrıca GAME’de uygulanan kinematik yaklaşım, elde edilen doğruluktan ödün vermeksizin, gelecekte yeni uçak işletme metodlarını dahil etmede tam genişletilebilirlik sağlar. Şu anda GAME sistemi birkaç 100-tahmin (yaklaşım) fonksiyonu içermektedir. Şimdiye kadar çoğu Boeing ve Airbus uçağı, bir askeri savaş uçağı ve bir helikopter dahil olmak üzere toplam 28 uçak tipi modellenmiştir.

GAME gibi doğru sonuçlar veren bir uçak performans modelinin karmaşıklığı, farklı programlama ortamları için kullanılabilen bir Uygulama Program Arayüzü (Application Program Interface-API) kütüphanesinin hazırlanması ile kontrol altında tutulabilmektedir. Kütüphanenin kaynak kodu, GAME modelleme yazılımı ile oluşturulur. Kaynak kodun uygulanması, GAME doğrulama sürecinde tamamen bütünleşiktir. Bu nedenle müşteri uygulamalar için, GAME performans veri tabanının yükseltilmesi, yeni kütüphane ile yeniden bağlantı kurulması ile sınırlıdır. Müşteri tarafından ayrıca bir doğrulama gerekli değildir.

2.6.5. Kaynak veriler

Arama tablo modeli için kaynak veriler asgari seviyededir. İhtiyaç duyulan detay seviyesi, bilginin radar izleme kayıtlarından anında çıkartılabilmesi kadardır. Operasyonel uçuş zarfını tanımlayan veriler Jane’s Aircraft of the World gibi kaynaklardan çıkartılabilir.

BADA ve GAME modelleri benzer veri gerekliliklerine sahiptir. Gate-to-gate uygulamalar için ATM araç gereklilikleri, yer hareketleri dahil olmak üzere uçuşun bütün safhalarının hesaplanmasını gerektirir. Buna göre gerekli olan kaynak verisi, temiz ve temiz olmayan konfigürasyonlardaki uçuş verilerini ihtiva eder. Şu anki uçak tipleri için bu veriler prensipte uçak üreticilerinden elde

edilebilir. ATM sisteminin kapasitesinin arttırılması uçak üreticilerinin doğrudan ticari ilgisindedir. Bu nedenle, uçak üreticilerinden ATM Uçak Performans modelleyicilerine temel uçak performans verilerinin organize şekilde akışı, hesaplanan uçuş profillerinin kalitesini sağlamak için şarttır [2].

3. İTKİ MODELİNE İLİŞKİN TEMEL KAVRAMLAR

3.1. Giriş

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 Amerika Birleşik Devletleri pazarlarında toplam yolcu taşımacılığının %83'ü tepkili motorlu uçaklarla gerçekleştirilmektedir. 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. Bu nedenlerden dolayı, türbin-pervaneli uçakların hızı 0.7 Mach'ı geçemezken büyük çoğunluğu 7600 m'nin (25000 ft) altında uçabilmektedir [6].

Orta ve uzun menzilli çift koridorlu sivil amaçlı ticari yolcu taşımacılığında kullanılan uçakların itki grupları göz önünde bulundurularak bu çalışmada bir turbofan motor modeli meydana getirilmiştir.

3.2. Turbojet Motorların Performans Parametreleri

Tepkili motor, ön taraftan aldığı havayı yakıt ile karıştırıp yaktıktan sonra, elde edilen sıcak ve basınçlı gazları arka taraftan atmosfere atarak itki kuvveti temin eden bir sistemdir. Turbojet, turbofan, ramjet ve pulsejet motorlar tepkili motorlar ailesinde yer alırlar [12].

Uçak performans motor modelinde, tepkili motor “kara kutu” şeklinde bir sistem olarak ele alınarak, bu sistemi temsil etmek için motorun tasarım parametreleri incelenmeksizin uçak operasyonel parametreleri göz önünde bulundurulmaktadır.

Motor hızı, yakıt akış oranı ile kontrol edilir; fakat belirli bir yakıt miktarı için bir turbojet motorunun verdiği itki kuvveti (T) ve bu motorun itki özgül yakıt sarfiyatı (c), motora giren havanın koşullarından etkilenir. Bu koşullar dört değişken ile tanımlanır: (1) Hava hızı (V) veya uçuş Mach sayısı (M), (2) Atmosfer basıncı (p) veya jeopotansiyel basınç irtifası (h), (3) Atmosfer sıcaklığı (\bar{T}), (4) Özgül nem (\bar{q}).

$$T = T(\beta, V, h, \bar{T}, \bar{q}) \quad (3.1)$$

$$c = c(\beta, V, h, \bar{T}, \bar{q}) \quad (3.2)$$

Burada β ile ifade edilen gaz kolu parametresi veya kompresör dönme hızı (rpm) ifade edilen motor kontrol ayarıdır.

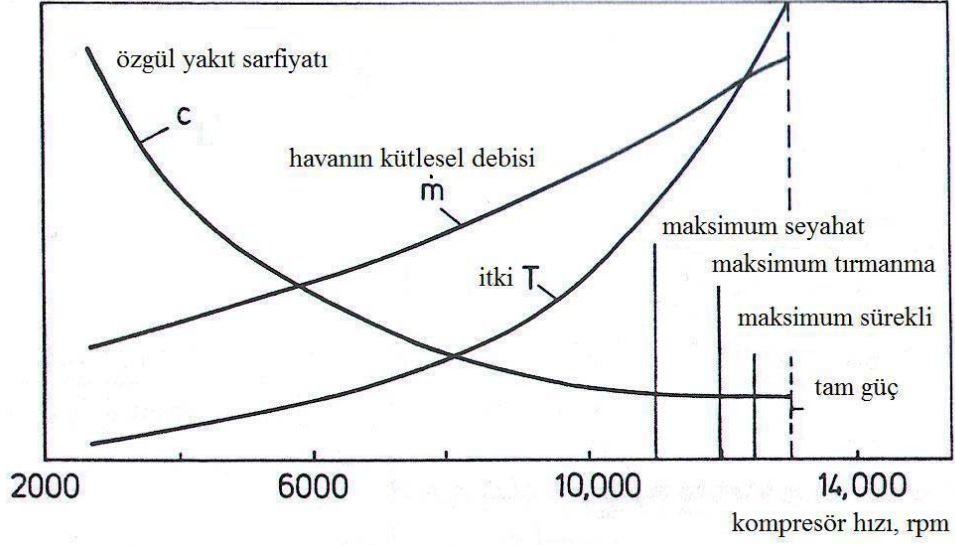
Standart atmosfer koşulları kabul edildiğinde, motora giren havanın koşulları hava hızı ve irtifa ile tamamen tanımlanabilir [13]. Böylelikle standart atmosfer koşulları altında bir turbojet motorundan elde edilen itki kuvveti (T); irtifa (h), hava hızı (V) ve gaz kolu parametresinin (β) bir fonksiyonu olarak ifade edilebilir:

$$T = T(h, V, \beta) \quad (3.3)$$

Bir motor karakteristiği olan ve tepkili motorlar için birim tepki kuvveti başına birim zamanda harcanan yakıt miktarı olarak tanımlanan itki özgül yakıt sarfiyatı (c) da standart atmosfer koşulları altında şu şekilde ifade edilebilir [14] :

$$c = \frac{dW_f/dt}{T} = c(h, V, \beta) \quad (3.4)$$

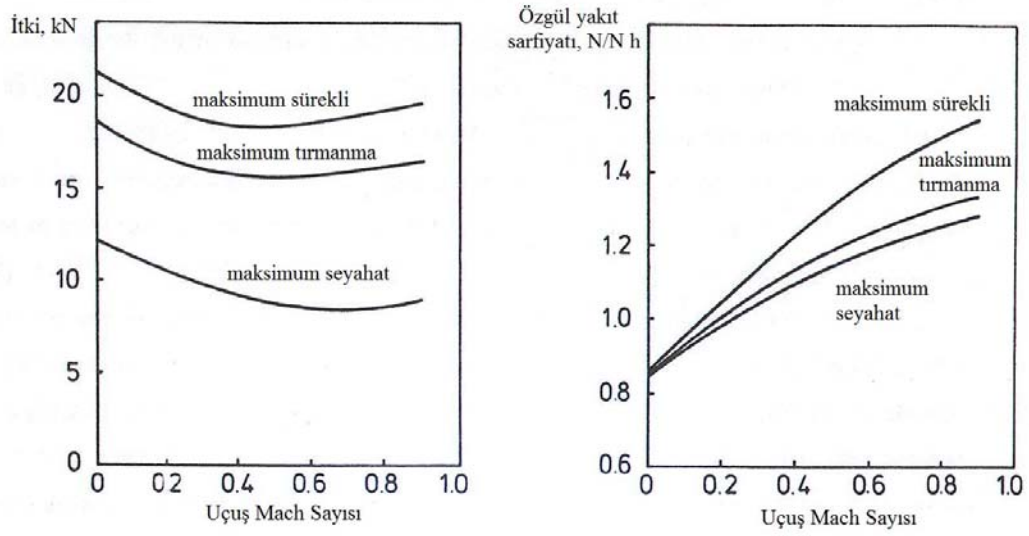
Şekil 3.1, statik itki, hava akışı kütleli debisi ve özgül yakıt sarfiyatının motor kontrol ayarı ile nasıl değiştiğini göstermektedir. Her üç büyüklüğün de, kompresör dönme hızının artışı ile kompresör basınç oranı ve hava akışı kütleli debisinin de artması dolayısıyla kompresör hızına kuvvetli bir bağlılık gösterdiği görülmektedir.



Şekil 3.1. Turbojet motorunun tipik statik performansı [13]

Şekil 3.1’de, motora hasar verme riskinden kaçınmak için tam gaz motor gücü (rating) örneğin beş dakika gibi sınırlı bir süre için kullanılabilir. Bu nedenle motor üreticileri motorun kısa zaman aralıkları için ve sürekli olarak çalıştırılabileceği birtakım güçler (rating) tayin eder. Örneğin, sürekli çalıştırma için izin verilen maksimum itki, genellikle *kalkış harici maksimum güç (maximum except takeoff (METO-) power)* olarak adlandırılır. Seyahat uçuşu için izin verilen maksimum kontrol ayarına *maksimum seyahat* denir.

Sabit bir irtifada, turbojet motorlu bir uçak için, motor kontrol ayarındaki ve Mach sayısındaki değişim ile itki kuvveti ve özgül yakıt sarfiyatındaki tipik değişimler Şekil 3.2.’de gösterilmektedir. Şekilde, belirli bir Mach sayısı için artan motor gücü (rating) için itki kuvvetinin büyük ölçüde arttığı görülmektedir.

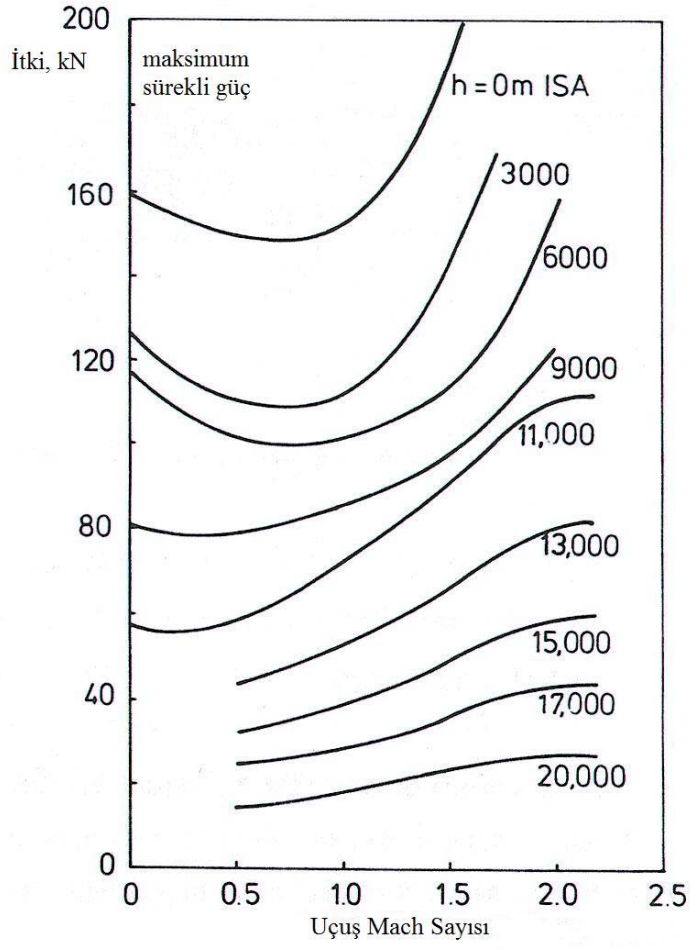


Şekil 3.2. Tipik turbojet motorunun deniz seviyesi performansı [13]

Statik durumdan itibaren Mach sayısı arttıkça sabit dönme hızındaki itki kuvveti azalır, çünkü uçuş hızı ile jet hızının artışı bağıl olarak küçüktür ve bundan dolayı özgül itki de daha az olacaktır.

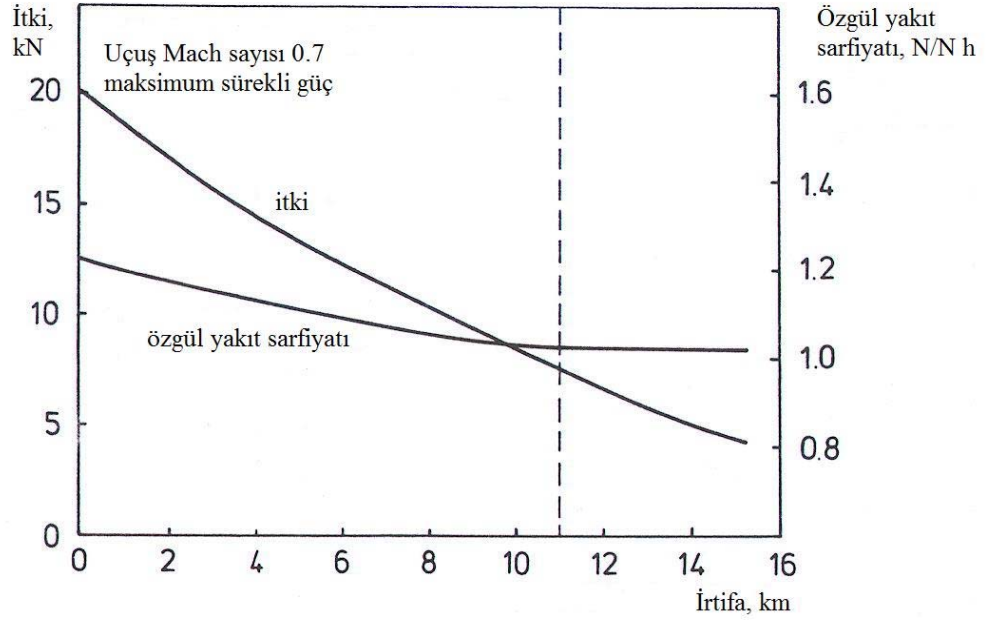
Daha yüksek hava hızlarında, sistemden geçen hava akışının kütleli debisindeki artış dolayısıyla itki kuvveti artış gösterir. Sonuç olarak subsonik hız rejiminde itki kuvveti, hava hızı değişimi ile aşağı yukarı sabittir. Şekil 3.2’de ayrıca artan hava hızı ile özgül yakıt sarfiyatının artışı açık bir biçimde görülmektedir.

Subsonik hızlarda itki kuvvetinin yaklaşık olarak hava hızından bağımsız olmasına karşın, süpersonik hızlarda hava akışı kütleli debisinin çok büyük olması sonucu itkide büyük bir artışın meydana geldiği görülür. Şekil 3.3’teki eğrilerde, Mach sayısı 1’den büyük olduğunda turbojet itki kuvvetinin hava hızına olan güçlü bağımlılığı gösterilmiştir. Ayrıca Şekil 3.3’te, artan irtifa ile itkinin dikkate değer şekilde azaldığı da görülmektedir.



Şekil 3.3. Süpersonik hızlarda kullanım için tasarlanan turbojet motorlarının tipik performansı [13]

Şekil 3.4'te görüldüğü gibi tipik subsonik bir turbojet için de itki kuvveti üzerinde aynı irtifa etkisi mevcuttur. Özgül yakıt sarfiyatı ise uçak irtifa kazandıkça bir miktar iyileşme göstermektedir. Özgül yakıt sarfiyatının minimum değeri ISA şartları kabulüyle stratosferde görülür.



Şekil 3.4. Tipik turbojet motorunun irtifaya bağlı performansı [13]

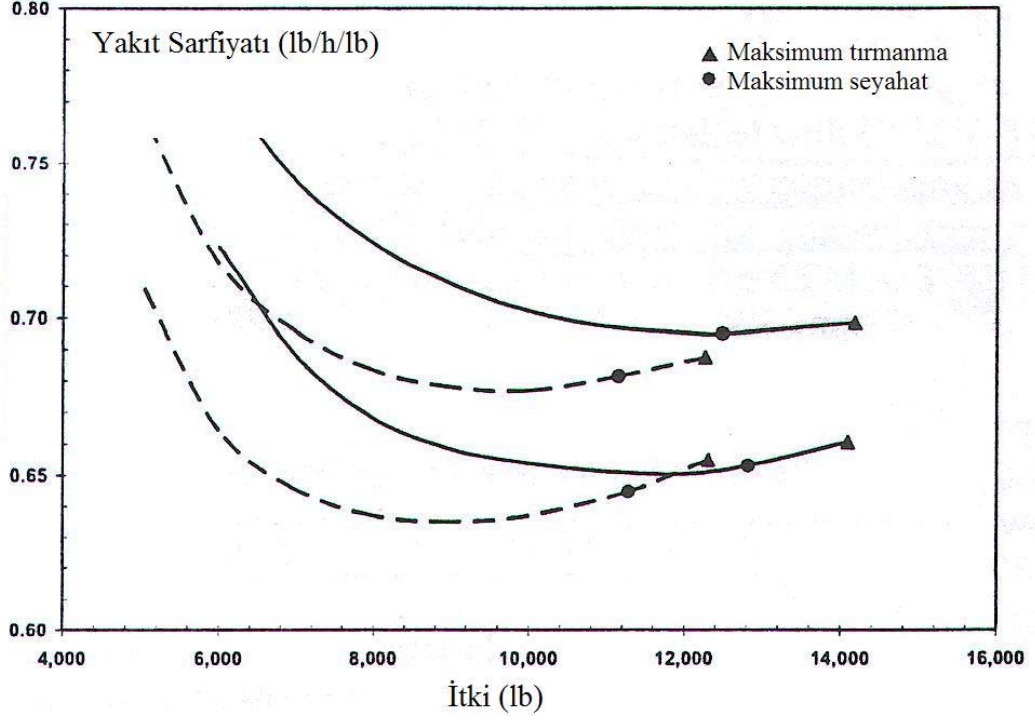
İrtifanın itki kuvveti üzerindeki etkisi atmosferik basınç ve sıcaklığın ayrı etkilerinin göz önünde bulundurulmasıyla açıklanabilir [13].

3.3. Turbofan Motorların Performans Parametreleri

Bir turbojet motoru olarak tanımlanabilmesine karşın bir turbofan motorunun karakteristikleri bypass oranı ile belirlenir. Bypass oranı, fandan geçen soğuk havanın kütle sinin, yanma odası ve türbinden geçen sıcak havanın kütle sine oranı olarak tanımlanır. Eğer bypass oranı sıfır ise bu turbofan motoru, saf bir turbojet motoru olacaktır. Bypass oranı arttıkça jet itki yüzdesi azalır ve turbofan motoru gittikçe turboprop motoruna benzemeye başlar. Bypass oranındaki artışla bir turbofan motorunun ön alanı hızla artmasına rağmen motorun uzunluğu azalır ve sonuç olarak motor sürüklemesi ve motor ağırlığındaki artış beklenenden daha düşük olur [14].

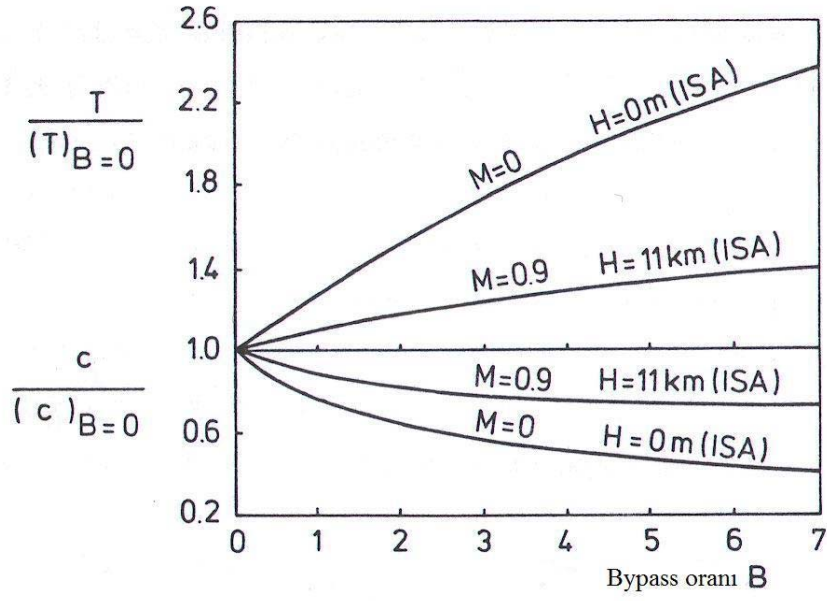
JT9-D70 turbofan motoru için özgül yakıt sarfiyatının itki kuvveti ile değişimi Şekil 3.5'te gösterilmiştir. Özgül yakıt sarfiyatı, uçuş irtifasına bağlı olarak düşük gaz kolu ayarlarında artar. En iyi özgül yakıt sarfiyatı maksimum seyahat ayarlamasında veya bu civarda elde edilir. Maksimum tırmanma ayarında

özgül yakıt sarfiyatı, maksimum seyahat özgül yakıt sarfiyatının biraz üzerindedir [1].



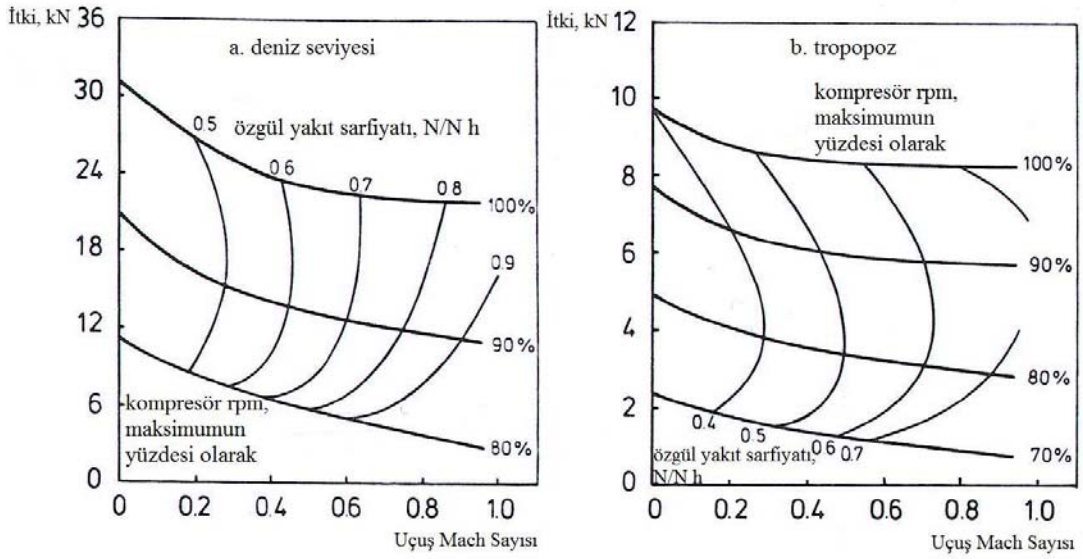
Şekil 3.5. JT9D-70/-70A seyahat uçuşu performansı [1]

Bir turbofan motoru için itki kuvveti ve özgül yakıt sarfiyatının bypass oranı ile nasıl değiştiği, tropopozda (ISA) kalkış ve seyahat uçuşu koşulları için Şekil 3.6.'da görülmektedir. Bypass oranının artışı ile itki kuvvetinin arttığı ve özgül yakıt sarfiyatının azaldığı görülmektedir.



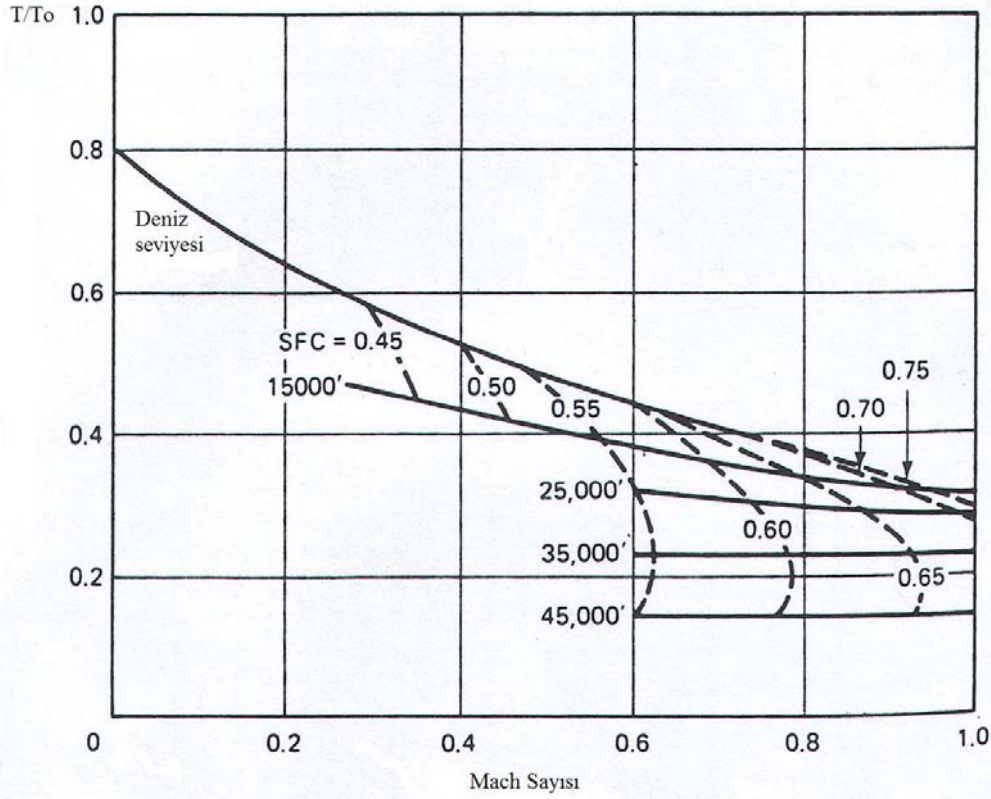
Şekil 3.6. Bypass oranının turbofan motorlarının performansına etkisi [13]

Mach sayısı ve motor ayarı ile itki ve özgül yakıt sarfiyatının tipik değişimi iki irtifa için Şekil 3.7'deki eğrilerle ifade edilmiştir. Maksimumun yüzdesi şeklinde ifade edilen kompresör hızı motor kontrol ayarını belirtmek için kullanılmıştır. Bu eğrilerden açıkça görülmektedir ki turbojet motorlar ile kıyaslandığında turbofan motorlarda özgül yakıt sarfiyatında önemli bir azalma ortaya çıkmaktadır. Diğer taraftan turbofan itkisi hava hızı ile belirgin bir azalma göstermektedir. Yüksek kütleli akış debisi nedeniyle de itkinin irtifa ile azalması turbojet motorlara oranla daha büyük olmaktadır [13].



Şekil 3.7. Tipik turbofan motoru performansı [13]

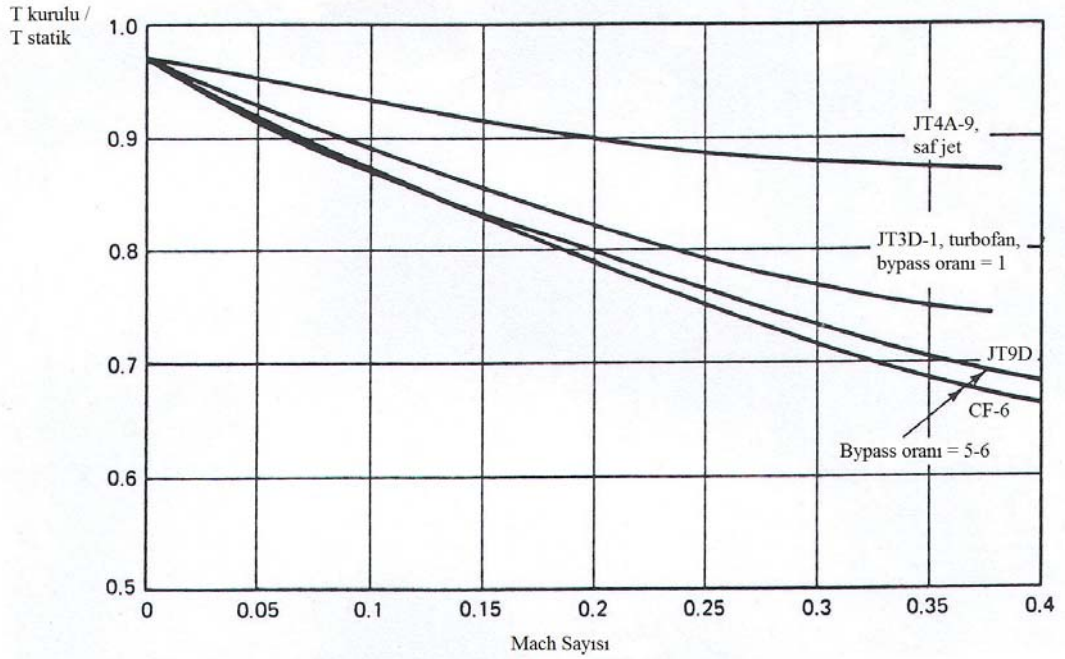
Şekil 3.8’de Boeing 747, McDonnell-Douglas DC-10 ve Lockheed L-1011 gibi geniş gövdeli uçaklarda kullanılan yüksek bypass oranına sahip turbofan motorlarının performansı görülmektedir. Bu uçaklarda Pratt & Whitney, General Electric ve Rolls-Royce tarafından üretilen farklı motorlar kullanılsa bile ve her temel motor tipi, 40000 lb’den 52000 lb’ye kadar farklı deniz seviyesi statik (yani sıfır ileri hava hızı) kalkış itki ayarlarına sahip çeşitli versiyonlara sahip olsa da, Şekil 3.8 maksimum faydalı seyahat itki kuvveti ve özgül yakıt sarfiyatının Mach sayısı ve irtifa ile değişiminin iyi bir özetini vermektedir. Maksimum seyahat itki kuvveti, deniz seviyesi statik kalkış itki kuvvetinin bir oranı (T/T_0) olarak gösterilmiştir. Mach sayısı arttıkça, faydalı itkideki büyük azalma, ram veya momentum sürüklemesindeki artıştan kaynaklanmaktadır. Belirli bir Mach sayısındaki itki kuvveti izotermal atmosferde ortam basıncı ile doğru orantılıdır. İrtifa artışı ile itki kuvvetindeki azalma, düşük irtifalarda biraz daha yavaştır, çünkü irtifa arttıkça sıcaklık azalır. Belirli bir Mach sayısında özgül yakıt sarfiyatı, daha yüksek irtifalarda izotermal bölgeye erişilinceye dek iyileşmektedir. Daha sonra özgül yakıt sarfiyatı genellikle daha fazla irtifa artışından etkilenmez. Çok yüksek irtifalarda gaz türbin motor pallerinde azalan Reynolds sayısı, özgül yakıt sarfiyatında bir miktar artışa sebep olabilir. Özgül yakıt sarfiyatı, daha yüksek seyahat hızları ile orta düzeyde artış gösterir.



Şekil 3.8. Tipik yüksek bypass oranlı (5-6) turbofan motorlarının maksimum seyahat itkisi ve özgül yakıt sarfiyatının irtifa ve Mach sayısı ile değişimi [15]

Şekil 3.8, tam olarak bir motor versiyonu için olmasa da bu sınıftaki bütün motorlar için iyi bir tahmin vermektedir. 1980'lerin sonlarında hizmete giren motor tiplerinin, yaklaşık % 6 ila % 10 dolayında daha düşük seviyede seyahat yakıt sarfiyatına sahip olması beklenebilir. 0.8 Mach sayısı ve 35000 ft gibi temsili bir seyahat hızı ve irtifasındaki seyahat özgül yakıt sarfiyatının önemli bir değer olduğuna dikkat edilmelidir. Deniz seviyesi statik değeri, genellikle motor üreticileri tarafından belirtilir ve garanti edilir; çünkü bu değeri yer test standında ölçmek kolaydır. Çok büyük hız değişimlerinin özgül yakıt sarfiyatı üzerindeki etkisinin büyük olması sebebiyle statik değer sadece bir referans olarak yararlıdır. Şekil 3.8'deki motorlar 5 ila 6 değerinde bypass oranına sahiptir. Daha düşük bypass oranlarına sahip olan motorlar, Mach sayısının değişmesiyle, özgül yakıt sarfiyatında ve itkide daha küçük değişimlere sahiptir, bu nedenle bu motorlar için sadece seyahat uçuşu karşılaştırmaları anlamlıdır.

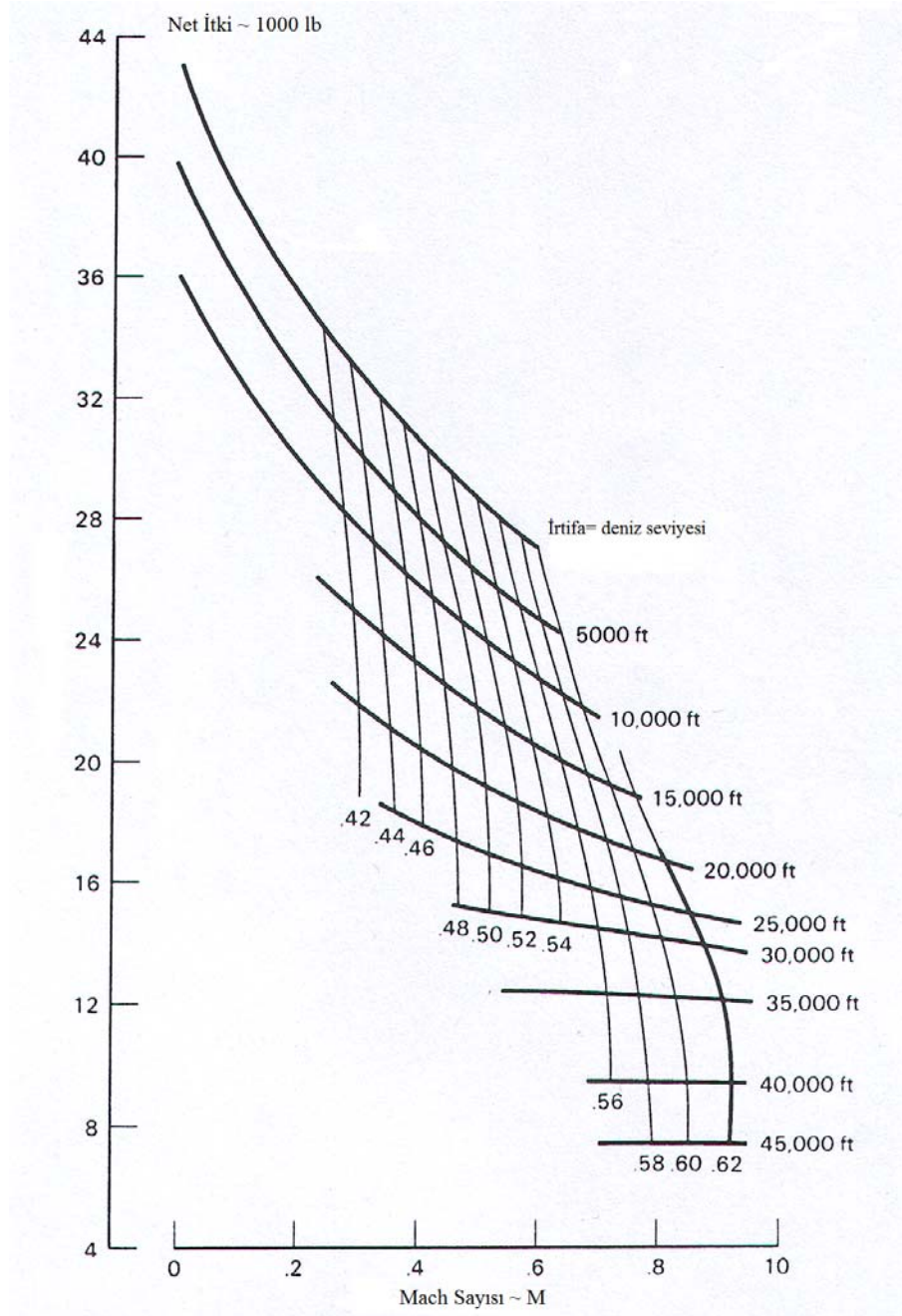
Şekil 3.9, kurulu kalkış itkisinin Mach sayısı ile değişimini saf turbojet motorları ve düşük ve yüksek bypass oranlı turbofan motorları için göstermektedir. Gösterilen veriler, belirli bir Mach sayısındaki kurulu itkinin, motor spesifikasyon statik (sıfır hız) itkisine oranı şeklinde genelleştirilmiş bir formda gösterilmiştir. Sıfır Mach sayısında bu oran, giriş toplam basıncı kaybı, lüle kaybı, kabin basınçlandırılması için motor bleed havası ve hidrolik pompalar ve elektrik jeneratörleri için güç sarfiyatı gibi tipik motor kurulum kayıplarını karşılamak üzere 0.97 olarak gösterilmektedir. Düşük bypass oranlı motorlar, birim itki kuvveti başına daha az hava akışına sahip olduğu için hız arttıkça ram sürüklemesinden daha az etkilenir. Bu nedenle bu motorlarda Mach sayısı ile itki azalma oranı daha düşüktür. Tek motor tipleri için itkinin hız ile azalması Şekil 3.9’da gösterilen eğrilerden bir miktar farklılık gösterebilmesine rağmen, bypass oranı etkileri genellikle gösterildiği gibidir [15].



Şekil 3.9. Kalkış itkisinin Mach sayısı ile değişimi [15]

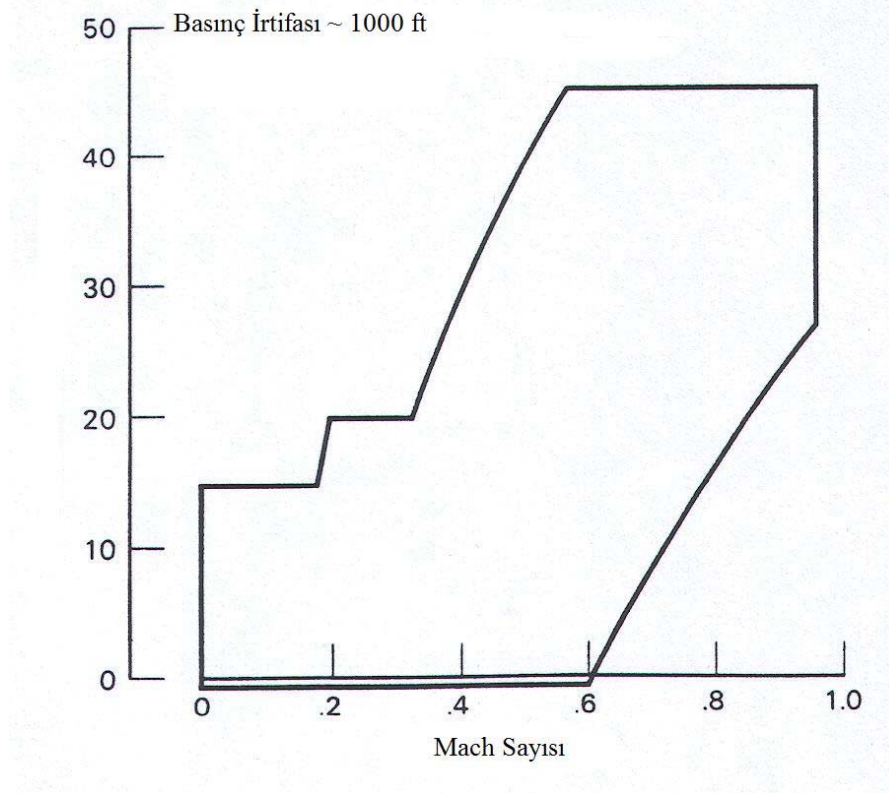
Şekil 3.10’da tipik bir modern turbofan motoru olan Pratt & Whitney PW4056 modelinin maksimum seyahat itki kuvvetinin Mach sayısı ile değişimi gösterilmiştir. Bu motor ve PW4000 serisinin diğer modelleri Boeing 747-400,

Boeing 767-200/300, McDonnell-Douglas MD-11, Airbus A300-600 ve Airbus A310-300 gibi uçaklarda kullanılmıştır. Düşük irtifalarda net itkinin Mach sayısı ile hızla azaldığı, fakat yüksek irtifalarda itkinin Mach sayısı ile değişiminin neredeyse sabit olduğu ve hatta yaklaşık 35000 ft üzerinde bir miktar arttığı Şekil 3.10'daki eğrilerden görülmektedir.



Şekil 3.10. PW 4056 turbofan motoru için maksimum seyhat itkisi [16]

Şekil 3.11’de ise bu motora ait işletme zarfı verilmiştir. Bu zarf sıcaklık kısıtlamaları, gerilme (stres) limitleri, surge ve kompresör stall gibi sebeplerle ortaya çıkabilir. Şekil 3.11’de yüksek irtifalarda işletme Mach sayısı aralığının daraldığı görülmektedir [16].



Şekil 3.11. PW4056 turbofan motorunun işletme zarfı [16]

4. AERODİNAMİK MODELE İLİŞKİN TEMEL KAVRAMLAR

4.1. Aerodinamik Kuvvetler ve Sürükleme Poleri

Bileşke veya vektör aerodinamik kuvvet, uçağın atmosfer içerisindeki hareketi ile meydana gelir. Bileşke aerodinamik kuvvet, rüzgar eksenleri boyunca iki bileşene ayrılır. Uçağın hız vektörüne ters yöndeki bileşen sürükleme olarak adlandırılır ve D sembolü ile gösterilir. Sürükleme kuvveti uçağın hareketine direnç gösterir. Uçağın hızına dik olan bileşen ise taşıma olarak adlandırılır ve L sembolü ile gösterilir. Uçağı havada tutan kuvvet, taşıma kuvvetidir.

4.1.1. Taşıma kuvveti

Boyutsal analizler ve deneysel çalışmalar taşıma kuvvetinin şu şekilde ifade edilebileceğini göstermiştir:

$$L = C_L \frac{\rho}{2} V_{TAS}^2 S \quad (4.1)$$

Burada,

C_L : Taşıma katsayısı,

ρ : Hava yoğunluğu,

V_{TAS} : Gerçek hava hızı,

S: Kanat alanı.

Taşıma katsayısı C_L , hücum açısının (α), Mach sayısının (M), Reynolds sayısının (Re) ve uçak konfigürasyonunun bir fonksiyonudur. Taşıma kuvveti, gerçek hava hızı yerine Mach sayısı cinsinden de ifade edilebilir:

$$L = 0.7 C_L \rho M^2 S \quad (4.2)$$

Burada p ortam hava basıncını göstermektedir.

4.1.2. Sürükleme kuvveti

Sürükleme fonksiyonu genellikle taşıma fonksiyonuna benzer; fakat fonksiyonda taşıma katsayısı yerine, sürükleme katsayısı C_D kullanılır.

Böylelikle,

$$D = C_D \frac{\rho}{2} V_{TAS}^2 S \quad (4.3)$$

ifadesi yazılabilir.

Sürüklenme katsayısı C_D de, hücum açısının (α), Mach sayısının (M), Reynolds sayısının (Re) ve uçak konfigürasyonunun bir fonksiyonudur. Taşıma kuvvetine benzer şekilde sürüklenme kuvveti de, gerçek hava hızı yerine Mach sayısı cinsinden de ifade edilebilir:

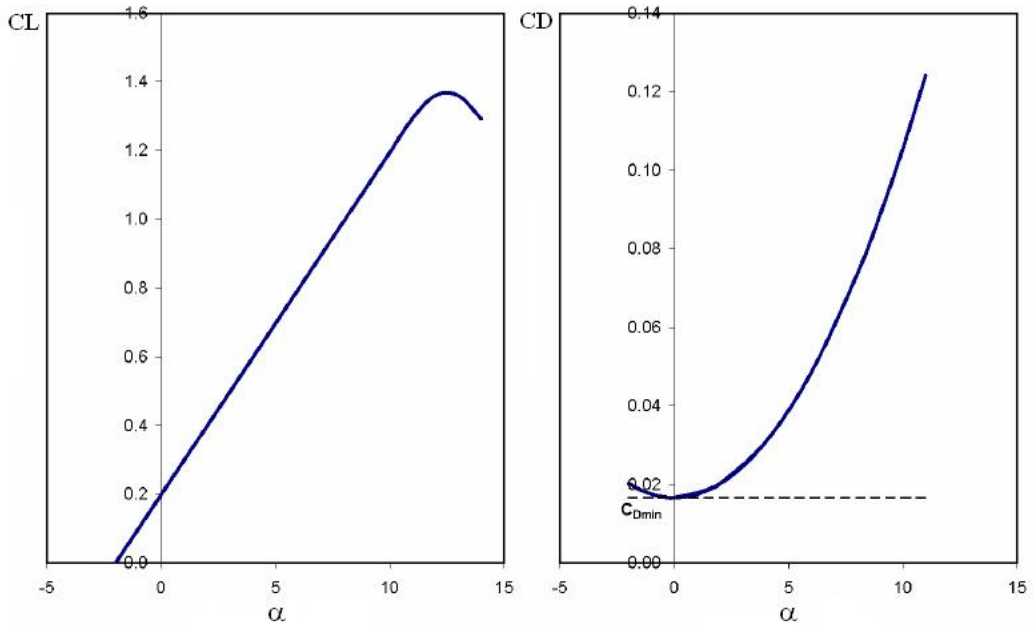
$$D = 0.7C_D \rho M^2 S \quad (4.4)$$

4.1.3. Sürüklenme poleri

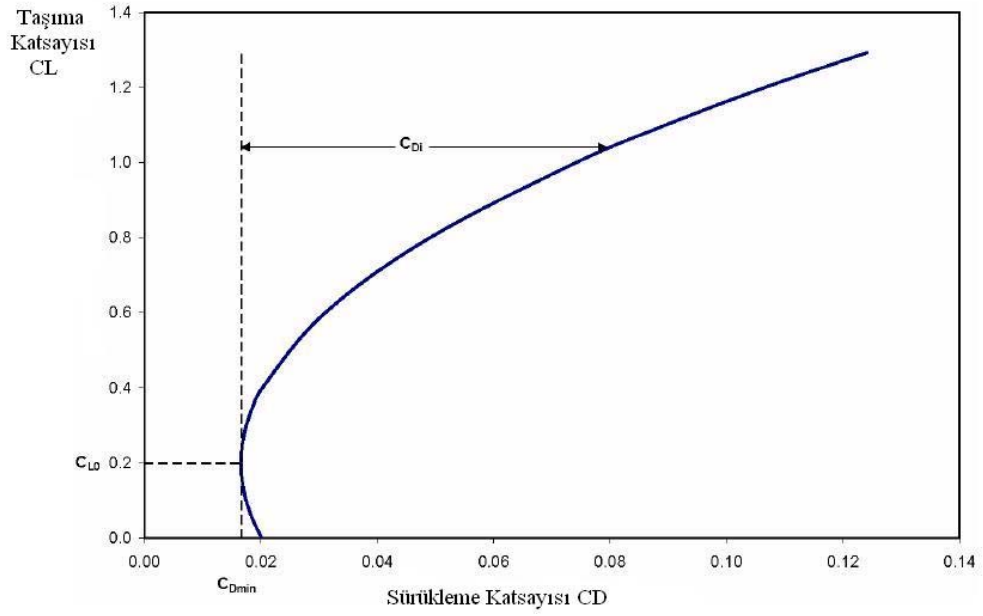
Hem taşıma katsayısı hem de sürüklenme katsayısı, hücum açısının bir fonksiyonudur, böylelikle sürüklenme katsayısının taşıma katsayısına bağlı olduğu yorumu getirilebilir. Şekil 4.1’de C_L ve C_D ’nin hücum açısı ile tipik değişimleri gösterilmektedir. Şekil 4.2’deki gibi sürüklenme katsayısının taşıma katsayısına bağlı olarak gösterimi, uçağın “sürüklenme poleri” olarak adlandırılır [17].

Tipik sürüklenme katsayısı eğrileri, seçilen taşıma katsayıları için Mach sayısının bir fonksiyonu olarak Şekil 4.3’te gösterilmiştir. Sürüklenme katsayısının, subsonik bölgede kritik Mach sayısına kadar neredeyse sabit olduğu ve kuvvet diverjans Mach sayısına erişilmesinden sonra transonik bölgede hızla artmaya başladığı görülmektedir. Süpersonik bölgede ise sürüklenme katsayısı hızla azalma eğilimindedir.

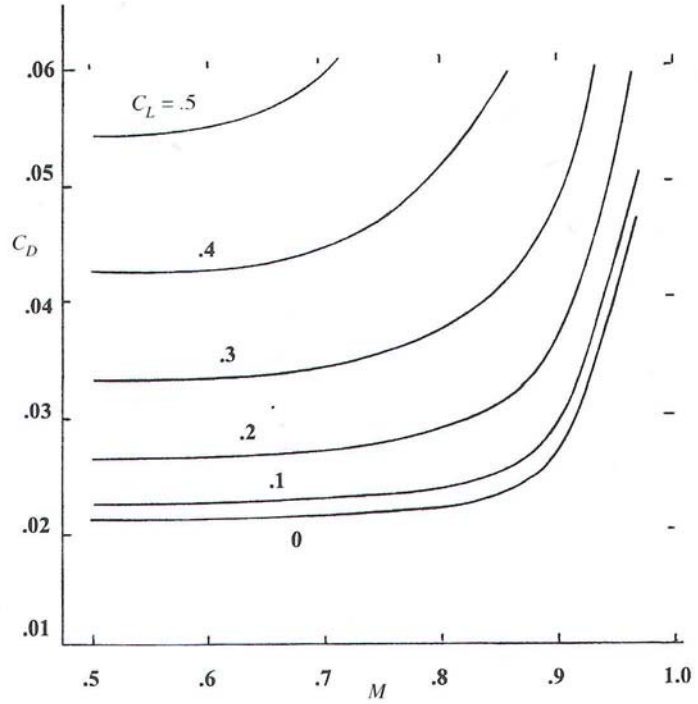
Sürüklenme katsayısı; doğru ve tam ifadesinde, gerekli taşıma katsayısı ve Mach sayısı aralıklarını kapsamak amacıyla Şekil 4.3’teki gibi grafik formatında veya parçalı polinom formatında verilebilir [18].



Şekil 4.1. Taşıma ve sürüklenme katsayılarının hücum açısı ile tipik değişimleri [17]



Şekil 4.2. Sürüklenme poleri [17]



Şekil 4.3. A-4M sürüklenme artışı karakteristikleri [18]

Şekil 4.2.'den görülebileceği gibi, sürüklenme katsayısı hiçbir zaman sıfır olmaz ve iki bileşene ayrılabilir:

$$C_D = C_{D_{\min}} + C_{Di} \quad (4.5)$$

Minimum sürüklenme katsayısı $C_{D_{\min}}$, parazit sürüklenme katsayısı olarak adlandırılır ve Mach sayısına (M), Reynolds sayısına (Re) ve uçak konfigürasyonuna bağlıdır. C_{Di} ise indüklenmiş sürüklenme katsayısı olarak adlandırılır ve taşıma katsayısına bağlıdır.

$$C_{Di} = k(C_L - C_{L0})^2 \quad (4.6)$$

Burada k, uçak kanat boyutlarına, Mach sayısına (M), Reynolds sayısına (Re) ve uçak konfigürasyonuna bağlıdır. C_{L0} sıfır hücum açısında taşıma katsayısıdır. Bu nedenle modern bir kamburluklu kanatlı ulaştırma uçağının sürüklenme poleri aşağıdaki şekilde ifade edilebilir:

$$C_D = C_{D_{\min}} + k(C_L - C_{L0})^2 \quad (4.7)$$

Simetrik kanat kesitli uçaklar içinse, sürüklenme poleri şu şekildedir:

$$C_D = C_{D0} + kC_L^2 \quad (4.8)$$

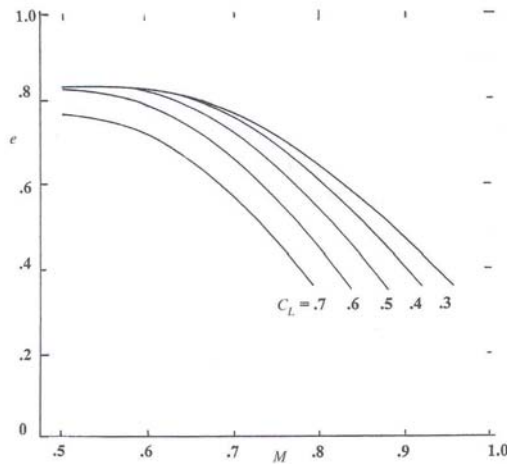
Burada C_{D0} sıfır taşıma sürüklenme katsayısıdır [17]. Nispeten düşük kamburlu kanatlı birçok uçak için, C_{D0} ve C_{Dmin} arasındaki fark küçüktür ve ihmal edilebilir. Bu nedenle (4.7)'de pratikte çoğunlukla C_{D0} kullanılır [18]. Ayrıca (4.8) ile verilen sürüklenme poleri ifadesinin basitliğinden ötürü, bazen bu ifade kamburluklu kanatlı uçakların performans analizleri için de kullanılır.

Sürüklenme poleri, performans analizleri için çok önemlidir ve sürüklenme polerinin genelde uçak üreticisinden elde edilmesi çok zordur [17]. C_{D0} 'ın değeri uçak tipine bağlı olarak değişir. Sürüklenme katsayısı C_D , uçak performans değerlendirmesinde önemli bir role sahiptir; çünkü uçuş parametreleri ile C_D 'nin değişimi, uçak aerodinamiğinin büyük bir kısmını temsil etmektedir [18].

Denklem (4.8), sonlu kanat teorisinin doğrudan bir neticesidir ve düşük subsonik rejimde kanat kamburluksuz uçaklar için en iyi sonuçları verir. k katsayısı şu şekilde verilir:

$$k = 1/(\pi A Re) \quad (4.9)$$

Oswald açıklık verim faktörü e , açıklık oranının bir fonksiyonu olup artan açıklık oranı ile artış göstermektedir. Tipik e değerleri, 0.6 ila 0.9 arasında değişir; fakat e verim faktörü, düşük hızlardaki değerinin yaklaşık % 50'sine kadar sürekli bir azalma gösterdiği kritik Mach sayısının yakınında ve üzerinde, Mach sayısı ve C_L 'in bir fonksiyonu haline gelmektedir. Bu durum Şekil 4.4'te gösterilmiştir.



Şekil 4.4. A4-M verimlilik faktörü [18]

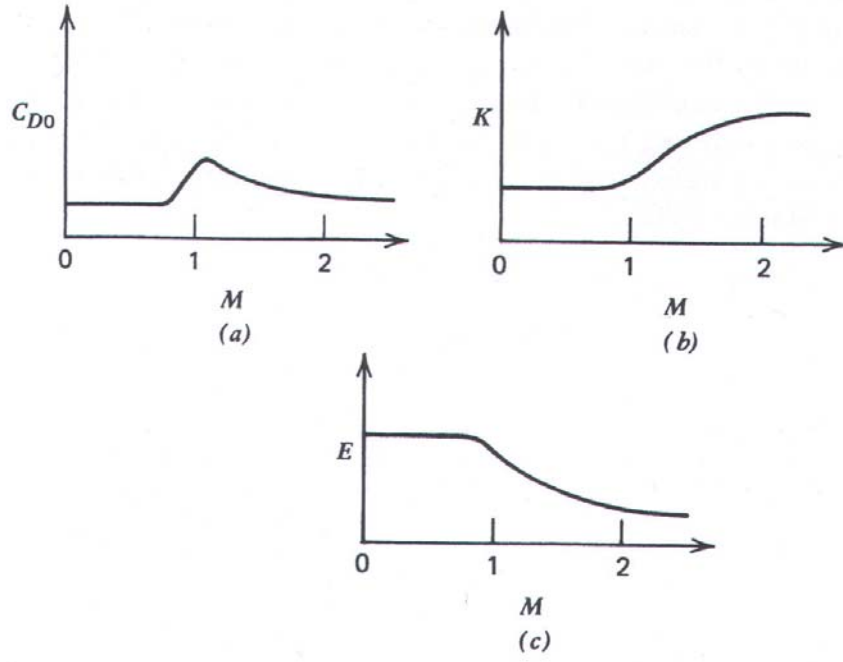
Verimlilik faktörü e , birçok parametreye bağlı olmasına rağmen, kanat-gövde kombinasyonları için aşağıdaki korelasyon birinci dereceden bir yakınsama olarak işe yarayacaktır:

$$e = 4.61(1 - 0.045AR \times 68) \cos \Lambda \times 15 - 3.1 \quad (4.10)$$

Burada yer alan Λ ok açısı, kanat için $(t/c)_{\text{maksimum}}$ geometrik yeri ile belirlenmelidir. Pratikte, hücum kenarı değeri Λ_{LE} , hızlı hesaplama amacıyla kullanılır [18].

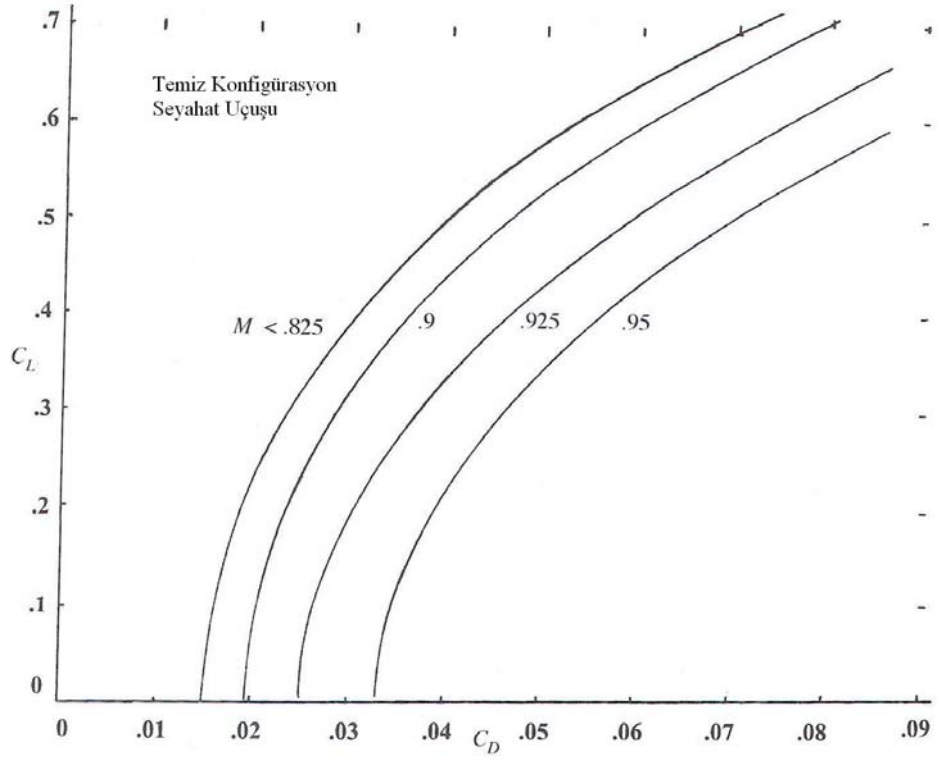
Sabit bir C_{D0} ve k içeren parabolik sürüklenme poleri, kuvvet diverjans Mach sayısı M_{DR} 'ye yaklaşan hava hızlarına kadar geçerli kabul edilebilir. Kuvvet diverjans Mach sayısında sürüklenme kuvveti artmaya başlar ve maksimum fines oranı ise düşmeye başlar. Sürüklemedeki bu artış, uçağın kendisi subsonik bir hava hızında uçmasına rağmen, kanat üzerinden akan havanın hızının sonik ve süpersonik olması sonucu, kanat üzerinde meydana gelen şok dalgaları ile ilişkili olan dalga sürüklenmesinden kaynaklanmaktadır. İlk lokal şokun meydana geldiği uçak (serbest akım) Mach sayısı, kritik Mach sayısı M_{cr} olarak bilinir. Kritik Mach sayısı, transonik bölgenin başlangıcı olarak kabul edilebilecek kuvvet diverjans Mach sayısından daha küçüktür.

Kuvvet diverjans Mach sayısından başlayan ve $M=1.1$ seviyesindeki bir Mach sayısında biten şekilde tanımlanan transonik bölgede, C_{D0} keskin bir biçimde yükselir ve daha sonra azalarak süpersonik bölgede makul bir sabit değere yaklaşır. Diğer taraftan k ise, transonik bölgede neredeyse doğrusal olarak artar ve süpersonik bölgede yatay hale gelir. Maksimum fines (E_{max}) ise transonik bölgede keskin bir düşüş gösterir ve süpersonik bölgede yatay duruma gelir. Bu etkiler Şekil 4.5'te gösterilmiştir. Subsonik sürüklenme polerinin üst limiti, kuvvet diverjans Mach sayısı yakınlarındadır. Ayrıca maksimuma yaklaşan büyük taşıma katsayıları tarafından belirlenen bir alt limit te vardır. Eğer uygun C_{D0} ve k değerleri kullanılırsa, parabolik sürüklenme poleri, bazı uçuş rejimlerinde bazı kanat konfigürasyonlarının süpersonik performans analizleri için de ayrıca kullanılabilir [14].



Şekil 4.5. Mach sayısının bir fonksiyonu olarak aerodinamik karakteristiklerin değişimi a) sıfır taşıma (minimum) sürüklenme katsayısı b) indüklenmiş sürüklenme parametresi c) fines [14].

A-7E uçağı için subsonik hızlarda tipik sürüklenme poleri, Şekil 4.6'da gösterilmektedir. Süpersonik hızlarda (4.8)'in şekli hala geçerlidir; fakat hem K hem de C_{D0} 'da dalga sürüklenmesi etkilerinin dahil edilmesi gerekir.



Şekil 4.6. A-7E sürüklenme poleri [18]

Süpersonik sürüklenme şu şekilde hesaplanabilir:

$$\begin{aligned} \text{Toplam sürüklenme} &= \text{Parazit sürüklenme} + \text{Dalga sürüklemesi} \\ &+ \text{İndüklenmiş sürüklenme} \end{aligned} \quad (4.11)$$

Veya

$$\begin{aligned} C_D &= C_{Dp} + \text{Sıfır taşıma dalga sürüklemesi} \\ &+ \text{Taşımadan kaynaklanan dalga sürüklemesi} \\ &+ \text{İndüklenmiş sürüklenme} \end{aligned} \quad (4.12)$$

En basit şekliyle şu şekilde yazılabilir:

$$C_D = C_{Dp} + \frac{49(t/c)^2}{\sqrt{M^2 - 1}} + \frac{\sqrt{M^2 - 1}}{4} C_L^2 + k C_L^2 \quad (4.13)$$

$$C_D = C_{D0} + C_{D0w} + (k_1 + k) C_L^2$$

$$C_D = C_{D0} + K C_L^2$$

Süpersonik uçuşta, k_1 'in geliştirilmiş bir biçimi aşağıdaki gibidir:

$$k_1 = \frac{AR(M^2 - 1)}{4AR\sqrt{M^2 - 1} - 2} \cos \Lambda \quad (4.14)$$

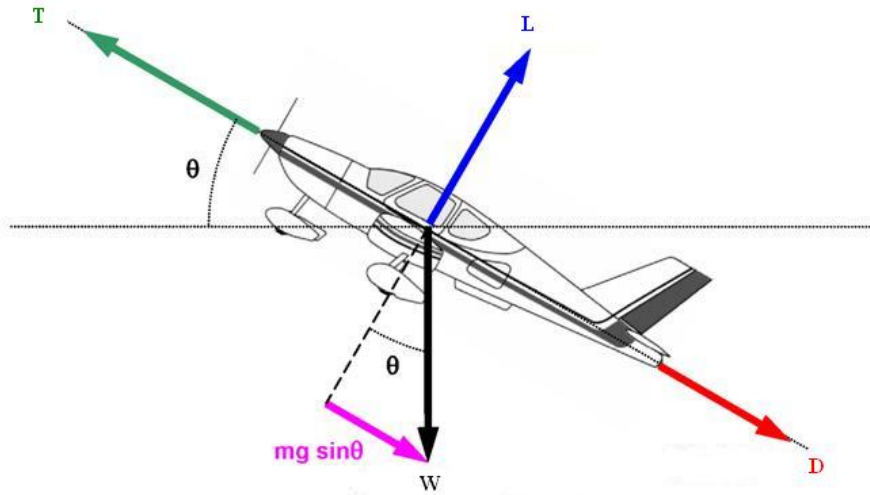
Transonik bölgede $K \equiv k$, yavaşça k 'dan $k+k_1$ 'e değişim gösterir. Transonik bölgede kritik Mach sayısı üzerinde, düşük süpersonik Mach sayılarına doğru sıfır taşıma sürüklenme artışını tayin etmek için daha gelişmiş korelasyonlar kullanılmalıdır.

Kamburlu kanatlı bir uçak için (veya flaplar açık konumda), sürüklenme poleri yine bir parabol olacaktır; fakat poler eğrisi taşıma eksenini boyunca yukarı doğru ötelenecektir. Böylece sürüklenme poleri basit bir öteleme ile şu şekilde verilir [18]:

$$C_D = C_{D_{\min}} + k(C_L - C_{L_0})^2 + k_1 C_L^2 \quad (4.15)$$

4.2. Tırmanma Performansı

Şekil 4.7, kararlı halde sabit hızlı tırmanmadaki bir uçağın üzerine etki eden kuvvetleri göstermektedir. İtki kuvvetinin uçuş yörünge doğrultusuna paralel olarak etkidiği kabul edilmiştir. Genellikle bu durum tam olarak doğru değildir; fakat geleneksel uçaklarda itki vektörünün yatıklığının etkileri ihmal edilebilir derecede küçüktür.



Şekil 4.7. Kararlı halde sabit hızlı tırmanmadaki bir uçağın üzerine etki eden kuvvetler [19]

Uçuş yörüngesine dik ve paralel kuvvetlerin eşitlenmesi ile aşağıdaki hareket denklemleri elde edilir:

$$L = W \cos \theta \quad (4.16)$$

$$T = D + W \sin \theta \quad (4.17)$$

Denklem (4.16) ve (4.17)'den:

$$\sin \theta = \frac{T - D}{W} = \frac{T}{W} - \frac{D}{W} = \frac{T}{W} - \frac{D}{L} \quad (4.18)$$

Burada θ , uçuş yörünge açısı veya tırmanma açısıdır. θ 'nin yeterince küçük olduğu varsayılabilir ve böylece $\cos \theta$ yaklaşık olarak 1'e eşit olur. Bu şekilde $L=W$ olacaktır.

$$TO = V \sin \theta = \frac{V(T - D)}{W} \quad (4.19)$$

Burada TO, tırmanma oranıdır. Bu denklemler sabit gerçek hava hızında tırmanma halindeki bir uçak için geçerlidir. Pratikte, operasyonlarda tırmanma uçuşu, sabit işari hava hızı veya sabit Mach sayısında gerçekleştirilir. Bu şekilde, pilota uygun tırmanma hızı için rehberlik sağlanır. Eğer sabit gerçek hava hızı kullanılsaydı; irtifa arttıkça sürekli değişen bir gösterge okunuşu gerekli olurdu. Sabit işari hava hızı aslında sabit kalibre edilmiş hava hızına karşılık gelmektedir. Düşük Mach sayılarında bu hız, sabit eşdeğer hava hızına denktir; çünkü hava hızı için sıkıştırılabilirlik düzeltilmesi çok küçüktür.

Sabit bir eşdeğer hızla, irtifa arttıkça uçak sürekli ivmelenir. Uçuş yörüngesi boyunca kuvvet denge eşitliğinin bu durumda bir atalet terimi içermesi gerekmektedir. Böylece (4.17), şu şekle dönüşür:

$$T = D + W \sin \theta + \frac{W}{g} \frac{dV}{dt} \quad (4.20)$$

Ayrıca,

$$\frac{dV}{dt} = \frac{dV}{dh} \frac{dh}{dt} \quad (4.21)$$

ve

$$\frac{dh}{dt} = V \sin \theta \quad (4.22)$$

olduğu için aşağıdaki ifade yazılabilir:

$$\sin \theta = \frac{(T - D)/W}{1 + (V/g)(dV/dh)} = \frac{(T - D)}{W} (K.E.faktörü) \quad (4.23)$$

Denklem (4.23), (4.17)'den tırmanma kinetik enerji düzeltme faktörü $[1+(V/g)(dV/dh)]^{-1}$ ile farklılık göstermektedir. $(V/g)(dV/dh)$ teriminin yaklaşık değerleri, çeşitli tırmanma yörünge tipleri için Mach sayısının fonksiyonu olarak Çizelge 4.1'de verilmiştir. İzotermal atmosfer altında sabit Mach sayısı tırmanması için, düzeltme faktörünün tırmanma oranını arttırdığına dikkat edilmelidir. Bu bölgede sabit Mach sayısı, irtifa arttıkça azalan gerçek hava hızı anlamına gelmektedir; çünkü ses hızı bu bölgede azalmaktadır. Burada uçak kinetik enerji kaybetmektedir ve bu enerjiyi artan tırmanma oranına harcamaktadır. Kinetik enerji düzeltme faktörü gerekli olduğunda, tırmanma gradyanı ve tırmanma oranı hesaplamalarında uygulanmaktadır.

Çizelge 4.1. Tırmanma kinetik enerji düzeltmesinde kullanılan $(V/g)(dV/dh)$ için yaklaşık ifadeler [15]

Tırmanma Operasyonu	İrtifa	$(V/g)(dV/dh)$ (yaklaşık)
Sabit gerçek hız	Hepsi	0
Sabit V_E	36150 ft üzeri	$0.7M^2$
Sabit V_E	36150 ft altı	$0.567M^2$
Sabit M	36150 ft üzeri	0
Sabit M	36150 ft altı	$-0.133M^2$

(4.18)-(4.23) denklemleri, büyük miktarda yararlı bilgi içermektedir. Öncelikle, Federal Havacılık Düzenlemeleri (Federal Air Regulations- FAR), özellikle bir motorun arızalanmasından sonra minimum tırmanma gradyanları cinsinden ticari uçakların izin verilen minimum performanslarını belirtmektedir. Gradyan, bir tırmanma açısının tanjantıdır. Küçük ve orta uçuş yörünge açıları için, açının sinüsü aslında tanjantına eşittir. Bu nedenle,

$$\begin{aligned} \text{gradyan } \theta &= \tan \theta \cong \sin \theta = \frac{(T - D)}{W} (\text{K.E. faktörü}) \\ &= \left(\frac{T}{W} - \frac{D}{W} \right) (\text{K.E. faktörü}) \end{aligned} \quad (4.24)$$

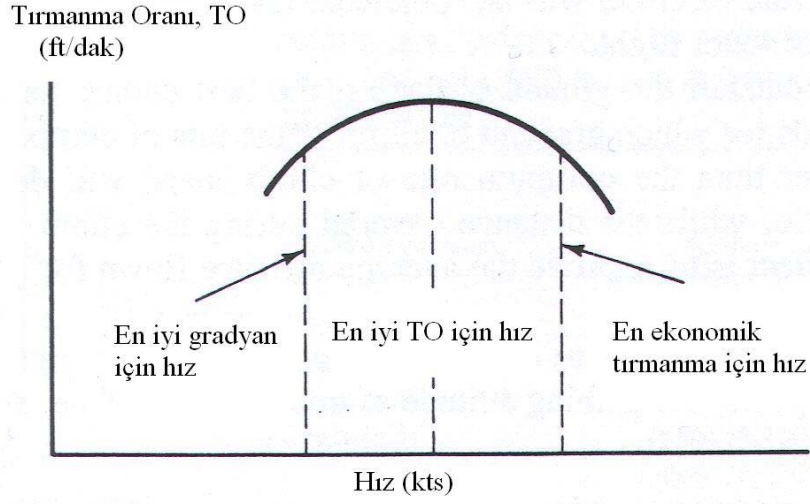
Böylece tırmanma gradyanı, itki/ağırlık oranı eksi taşıma/sürüklenme oranının tersi şeklinde bir ifadeye bağlıdır. FAR gerekliliklerini karşılamak ve çok motorlu bir uçağın bir motorunun arızalanmasından sonra kritik kalkış safhasında

maniaları aşabilme yeteneğini maksimum düzeye çıkarmak için, L/D oranının mümkün olduğu kadar yüksek olması gerektiği açıktır. Flaplar ve slatlar gibi yüksek taşıma sistemlerinin kalkışta kullanılan flap ayarlarında, minimum sürüklemeyi sağlaması gerekliliğinin sebebi budur. Kalkıştan hemen sonra düşük hızlarda ve yüksek C_L değerlerinde, indüklenmiş sürüklenme, parazit sürüklenmeden çok daha büyük olacaktır. Genellikle kalkış tırmanma hızına yakın olan minimum güç hızında indüklenmiş sürüklenme parazit sürüklemenin üç katıdır. Bu nedenle bir motoru arızalandığında gücünün %50'sini kaybeden çift motorlu uçaklar gibi motor arızası sonrası tırmanma problemlerine en çok duyarlı olan uçaklar, indüklenmiş sürüklemeyi azaltmak için daha yüksek açıklık oranlarına sahiptir. Tabii ki yüksek itki ve güç ayarları da tırmanma gradyanını artırır; fakat motor ne kadar büyükse motor ağırlığı ve maliyeti de o kadar yüksek olacaktır.

Tırmanma oranı kendi içerisinde önemlidir; çünkü bir uçak ne kadar erken normal seyahat irtifasına erişebiliyorsa o derece daha verimli olacaktır. Tepkili motorlu bir uçak için tırmanma oranı sadece (T-D) farkına ve aynı zamanda uçuş hızına bağlıdır. Bu nedenle tepkili motorlu uçaklarda en iyi tırmanma oranı için gerekli hız, minimum sürüklenme hızından daha yüksek olacaktır.

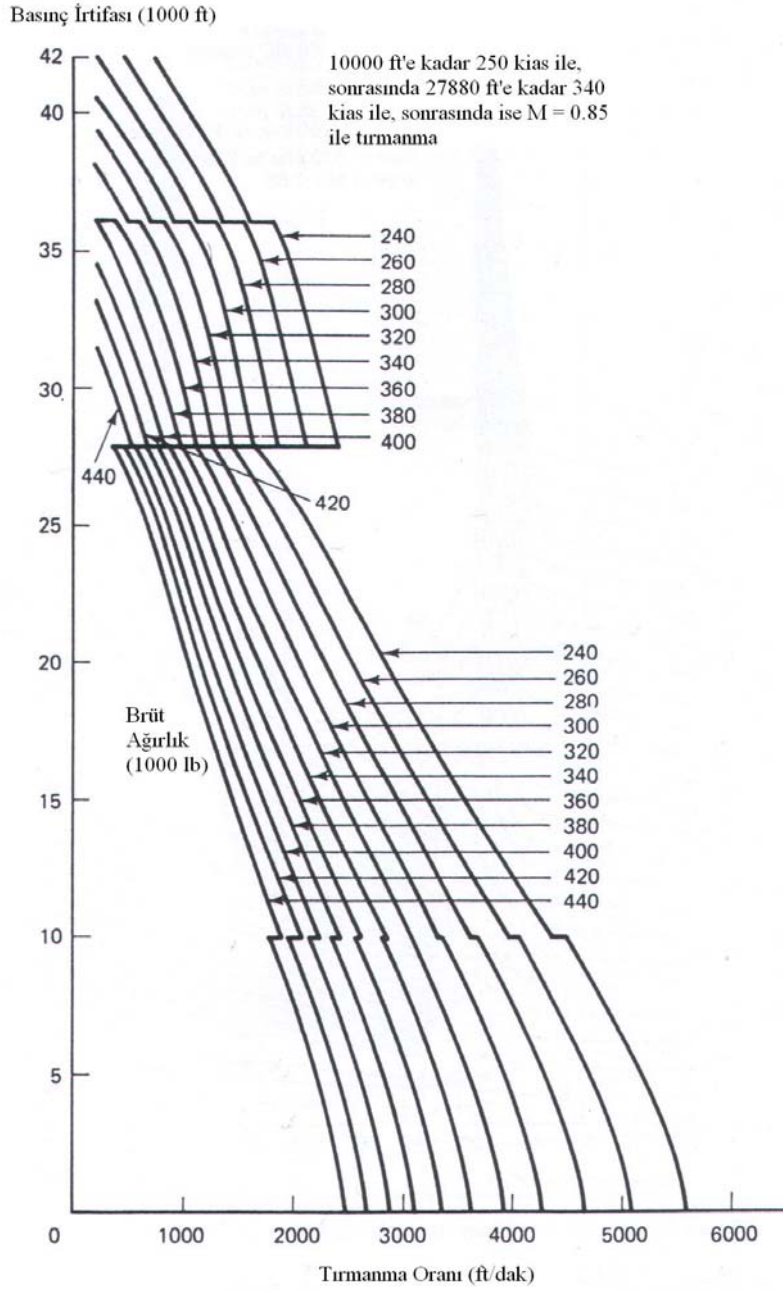
Bir uçak yerdeki maniaları aştıktan sonra tırmanma hızı için en iyi seçenek, tırmanma gradyanının veya tırmanma oranının en yüksek olduğu hızlardan daha yüksek bir hız değeridir. Optimum tırmanma oranı hızından biraz daha hızlı gitmek, tırmanma oranını sadece küçük bir miktar azaltacaktır; fakat tırmanma sırasında katedilen mesafe büyük ölçüde daha fazla olacaktır. Bu şekilde elde edilen etki, belirli bir miktar yakıt ile uçulan ortalama mesafeyi arttırmaktır.

Böylelikle üç tür tırmanma hızı tanımlamak mümkündür. Bunlardan birincisi, maniaları aşabilmek için en iyi tırmanma gradyanını veren hız; ikincisi, örneğin bir savaş uçağı görevinde olduğu gibi mümkün olduğu kadar çabuk irtifa kazanmak için en iyi tırmanma oranını veren hız; üçüncüsü de aralarında en yüksek hız olan en iyi verim tırmanma hızıdır. Bu hızlar arasındaki ilişki Şekil 4.8'de gösterilmiştir.



Şekil 4.8. Tırmanma hızları arasındaki ilişki [15]

Pilotların ve mühendislerin en çok ilgilendikleri tırmanma performans elemanları, kalkıştan seyahat irtifasına kadar veya savaş uçaklarında kesişim (interception) irtifasına kadar tırmanma için geçen süre, harcanan yakıt ve katedilen mesafedir. İlk adım, Şekil 4.9’da gösterildiği gibi çeşitli uçak ağırlıkları için tırmanma oranını irtifanın bir fonksiyonu olarak belirlemektir. Eğrilerdeki süreksizlikler tırmanma hızının, tırmanma sırasında uçağın hızlandığı sabit bir işari hava hızından, uçağın 36200 ft altında yavaşladığı veya bu irtifanın üzerinde sabit hızı koruduğu sabit Mach sayısına değişimi nedeniyle meydana gelmektedir.



Şekil 4.9. DC-10-10 tırmanma oranı [15]

Bu verilerden, motor itkisinden ve yakıt akışı bilgisinden yararlanarak örneğin 2000 veya 5000 ft gibi her adıma tırmanma için geçen süre, harcanan yakıt ve katedilen mesafe belirlenebilir. Adımların toplamı istenilen irtifaya kadar bu nicelikleri verecektir. Tırmanma oranı, tırmanma hızı ve yakıt akışı analitik

olarak ifade edilebilirse, tırmanma süresi ($t.s$), harcanan yakıt ($t.y$) ve katedilen mesafe ($t.m$) integraller ile gösterilebilir. Aşağıda bu nicelikler, hem toplam hem de integral formunda verilmiştir:

$$t.s = \int_{h_1}^{h_2} \frac{dh}{TO} = \sum_i^n \frac{\Delta h}{(TO)_i} \quad (4.25)$$

$$t.y = \int_{h_1}^{h_2} w_F \frac{dh}{TO} = \sum_i^n \frac{(w_F)_i}{(TO)_i} \Delta h \quad (4.26)$$

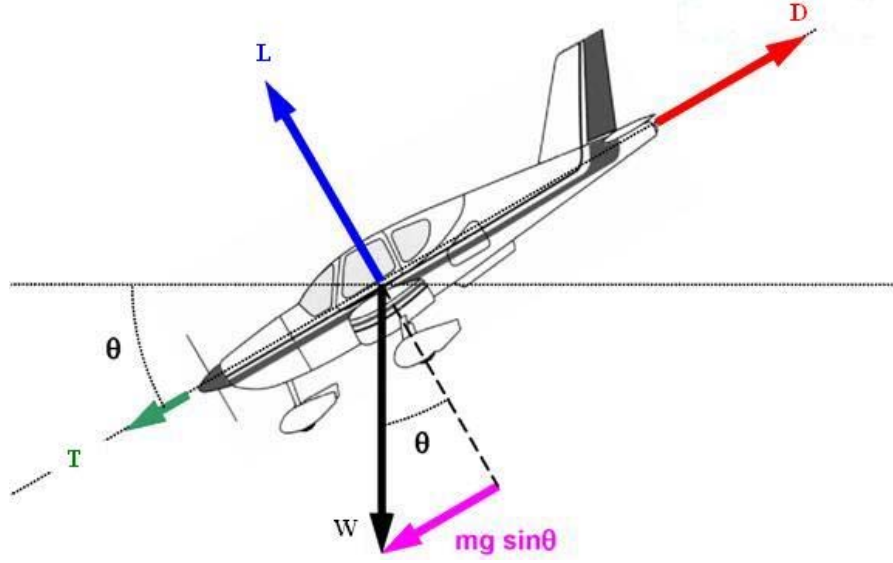
$$t.m = \int_{h_1}^{h_2} V \frac{dh}{TO} = \sum_i^n \frac{(V)_i}{(TO)_i} \Delta h \quad (4.27)$$

Burada TO tırmanma oranı, w_F birim zamandaki yakıt akışı, V gerçek tırmanma hızı (irtifanın bir fonksiyonu olarak), h_1 ve h_2 başlangıç ve son irtifa değerleri ve n ise adım sayısıdır. Parantez içerisindeki nicelikler o adım için ortalama değerlerdir.

Çok önemli bir başka performans karakteristiği ise (4.18)'de görülebilir. Eğer itki sıfır ise, uçuş yörüngesi süzülme gradyanı, L/D oranının tersine eşittir. Böylelikle eğer bir uçak $L/D = 18$ oranına sahipse, süzülme gradyanı $1/18$ olacaktır. Bu gradyan değeri, 3.2 derece değerinde bir süzülme açısına karşılık gelmektedir. Eğer uçak süzülmenin başlangıcında 20000 ft irtifada ise, inişten önce katedilen süzülme mesafesi $20000 \times 18 = 360000$ ft veya 110 km olacaktır [15].

4.3. Alçalma Performansı

Şekil 4.10, kararlı halde sabit hızlı alçalmadaki bir uçağın üzerine etki eden kuvvetleri göstermektedir.



Şekil 4.10. Kararlı halde sabit hızlı alçalmadaki bir uçağın üzerine etki eden kuvvetler [19]

Uçuş yörüngesine dik ve paralel kuvvetlerin eşitlenmesi ile aşağıdaki hareket denklemleri elde edilir:

$$L = W \cos \theta \quad (4.28)$$

$$T + W \sin \theta = D \quad (4.29)$$

Denklem (4.28) ve (4.29)'dan:

$$\sin \theta = \frac{D - T}{W} = \frac{D}{W} - \frac{T}{W} = \frac{D}{L} - \frac{T}{W} \quad (4.30)$$

Burada θ , uçuş yörünge açısı veya alçalma açısıdır. θ 'nın yeterince küçük olduğu varsayılabilir ve böylece $\cos \theta$ yaklaşık olarak 1'e eşit olur. Bu şekilde $L=W$ olacaktır. Alçalma oranı (AO) ise şu şekildedir:

$$AO = V \sin \theta = \frac{V(D - T)}{W} \quad (4.31)$$

Eğer uçak motorlarının verdiği itki kuvveti, uçağa etkiyen sürüklenme kuvvetinden daha küçük ise, uçak yavaşlayacak veya alçacaktır. Alçalma uçuş yörüngesi, motor itkisinin azaltılması ile veya uçak üzerine etki eden sürüklenme kuvvetinin artırılması ile yataya yakın bir alçalmadan çok dik bir alçalmaya kadar değişiklik gösterebilir. Sürüklenme kuvveti, aerodinamik elemanlar ile ya da hava hızının değiştirilmesi ile artırılabilir. Böylelikle bir uçak, çok geniş bir çeşitlilikte alçalma yörüngesi profillerine sahiptir. İtke kuvvetinin mevcut olmadığı süzülme

uçuşu durumunda ise alçalma, L/D oranı ile belirlenir. Bu durumunda minimum alçalma oranı, minimum güç hızında; minimum alçalma gradyanı ise minimum sürüklenme hızında meydana gelir.

Tırmanmadakine benzer şekilde alçalma uçuş yörüngesi boyunca kuvvet denge eşitliğinin bir atalet terimi içermesi gerekmektedir. Böylece (4.29), şu şekle dönüşür:

$$T + W \sin \theta = D + \frac{W}{g} \frac{dV}{dt} \quad (4.32)$$

Ayrıca,

$$\frac{dV}{dt} = \frac{dV}{dh} \frac{dh}{dt} \quad (4.33)$$

ve

$$\frac{dh}{dt} = V \sin \theta \quad (4.34)$$

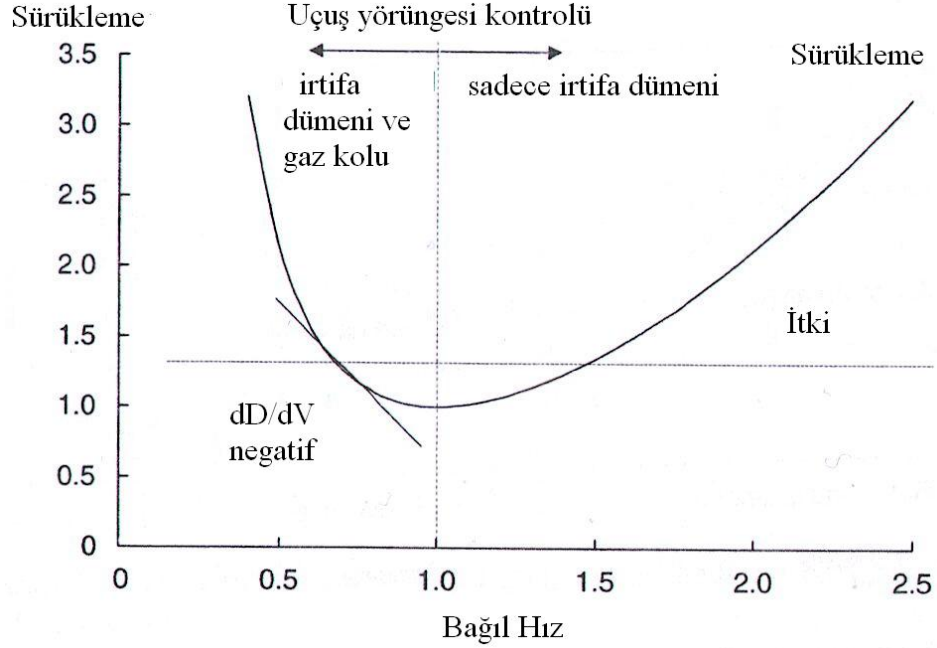
olduğu için aşağıdaki ifade yazılabilir:

$$\sin \theta = \frac{(D-T)/W}{1 - (V/g)(dV/dh)} = \frac{(D-T)}{W} (K.E. faktörü) \quad (4.35)$$

Denklem (4.35), (4.29)'dan alçalma kinetik enerji düzeltme faktörü $[1 - (V/g)(dV/dh)]^{-1}$ ile farklılık göstermektedir.

Alçalmanın minimum sürüklenme hızından daha alçak hızlarında uçulması ile gerçekleştirilebileceği düşünülebilse de, uçak bu durumda uçuş yörüngesi kararlılığına sahip olmayacaktır. Şekil 4.11'de gösterildiği gibi uçuş yörüngesi gradyanı sadece irtifa dümeni kontrolü kullanılarak kontrol edilebildiğinde, uçuş yörüngesi kararlılığı meydana gelir. Eğer uçak minimum sürüklenme hızından daha yüksek bir hızda uçuyorsa, uçuş yörüngesi alçalma gradyanı, hava hızının arttırılması ile arttırılabilir. Bu durum, motor itki ayarı değiştirilmesine gerek olmaksızın burun aşağı yunuslama momenti değişimi ile elde edilir. Bunun tersi olarak, alçalma gradyanında azalma ise, hava hızını azaltacak olan burun yukarı yunuslama hareket değişimi ile elde edilebilir; bu kontrol tek başına irtifa dümeni kontrolü kullanılarak gerçekleştirilebilir. Bununla birlikte sürüklenme eğrisinin sol tarafında yani minimum sürüklenme hızından daha düşük hava hızlarında, sürüklemenin hava hızı ile değişim oranı negatiftir ve uçuş yörüngesi gradyanı sadece irtifa dümeni ile kontrol edilemez. Uçuş yörüngesi gradyanının hassas

kontrolünü sürdürmek için, irtifa dümeni kontrol girdilerine ek olarak itki ayarlarında değişiklikler gerekli olacaktır; aksi takdirde uçuş yörüngesinden büyük sapmalar meydana gelecektir. Minimum sürüklenme hızından düşük hızlarda alçalmalardan genellikle kaçınılması gerekir.

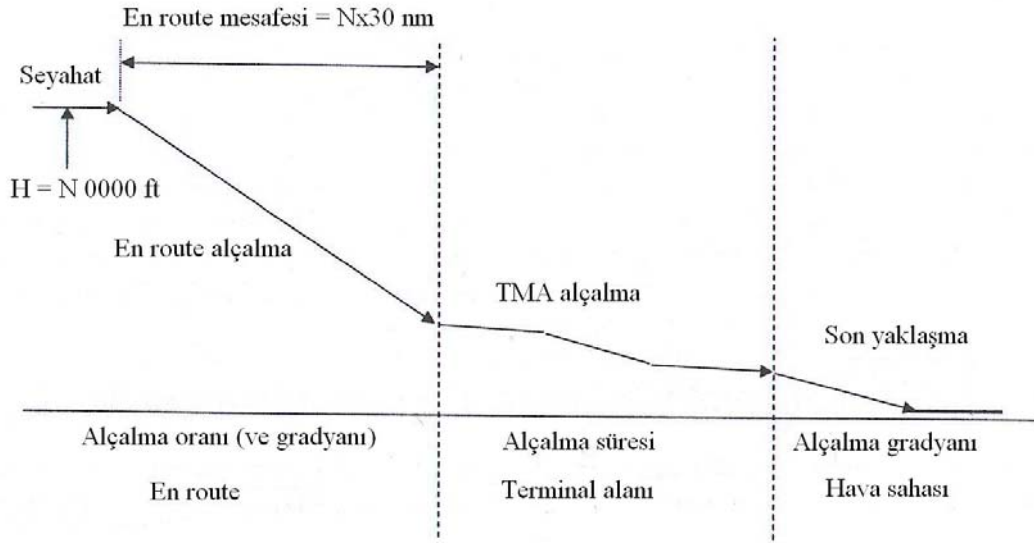


Şekil 4.11. Alçalma sırasında uçuş yörüngesi gradyanı kontrolü [20]

Alçalma hareketinin optimizasyonu, tırmanma hareketinin optimizasyonu kadar açık değildir. Motorlar düşük bir itkide çalışacağı için, yakıt sarfiyatı düşük olacaktır ve harcanan yakıtı dayalı optimizasyon genellikle en kritik durum olarak ele alınmaz. Normalde güç sistemi performans denkleminde katkısı bulunacak bir miktar itki kuvveti üretecektir ve uçağın gerçek bir süzülüşte olduğu kabul edilemez. Bir turbojet veya turbofan motoru, uçuş idle ayarlamasında çalışırken bile kalıntı bir itki üretecektir. Hem süzülüş alçalma oranını hem de süzülüşteki gradyanı azaltacak küçük ama ihmal edilemeyen bir itki katkısı mevcut olacaktır. Yeterince yüksek alçalma oranı veya alçalma gradyanı ile alçalmayı sağlamak için, uçağın sürüklemesinin artırılması zorunda kalınması yaygın olmayan bir durum değildir. Flaplar, spoilerler, frenler ve iniş takımları, uygun bir alçalma performansını elde etmek için sürüklemeyi arttırmada kullanılırlar. Uçak motorları

ise bütün gerekli uçak sistemlerinin tam olarak çalışır durumda kalmasını sağlayacak şekilde çalıştırılmalıdır. Basınçlandırma sürdürülmeli, jeneratörler, hidrolik pompalar ve motor hava bleedleri gerekli çıkırtıyı sağlamalıdır. Bu nedenle, alçalmadaki minimum motor ayarları, örneğin, buzlanmayı önleyici sistemler için güç temin etme ihtiyacı ile belirlenebilir.

Tipik bir alçalma uçuşu yörüngesinin seyahat irtifasından inişe kadar çeşitli safhaları vardır. Alçalmanın her safhası, uçağın uçurulma şeklini kontrol eden farklı kriterlere sahiptir. Şekil 4.12, tipik bir alçalma uçuşunun safhalarını göstermektedir.



Şekil 4.12. Alçalma uçuşunun safhaları [20]

Uçak, seyahat irtifasından terminal hava sahası alanına doğru en-route alçalma safhasında alçalacaktır. Bu safhada alçalma genellikle yüksek bir hava hızında gerçekleştirilir ve alçalma oranı, kabinin yeniden basınçlandırılması gerekliliği ile ve uçak sistemlerini çalışır durumda tutacak gerekli motor güç ayarları ile orantılı biçimde olur. Genellikle, her 10000 ft irtifa için varış noktasından 30 nm bir mesafede alçalmaya başlanması gibi basit bir prensip referans alınarak bu safha uçulabilir. Bu tip bir strateji, büyük ulaştırma uçakları için alçalma oranı ve hava hızı arasında genellikle iyi bir uzlaşma sağlayacaktır. Bu strateji daha kesin bir alçalma optimizasyonu sağlamak için uçuş yönetim

sistemi (Flight Management System-FMS) kullanılması ile geliştirilebilir. Bu şekilde, bildirilen noktanın üzerinde gerekli olan yükseklikte ve zamanda alçalmayı tamamlamak için hava hızı ve alçalma oranı ayarlanmış olacaktır. Alan navigasyonu ile yükseklik ve zamanı birleştirdiği için, buna 4-D seyrüsefer adı verilir. En-route alçalma sırasında, kritik Mach sayısı ve uçuş zarfının stall hızı kısıtlamalarından kaçınmak için tırmanmada olduğu gibi bir Mach sayısı ve hava hızı tarifesi ile uçmak gerekebilir.

Terminal alanı sınırlarından itibaren uçak normalde hava trafik kontrol kısıtlamalarına tabi olacaktır. Bu kısıtlamalar son yaklaşıma doğru hareket ederken trafik ayırmasını korumak için uçağın belirli bir hava hızında uçmasını gerektirecektir. Bu anda hava hızı kısıtlandığı için uçak performansı, uçağın konfigürasyonundaki değişiklikler ile optimize edilmelidir. Flaplar ve diğer aerodinamik araçlar, gerekli hava hızı emniyet sınırlarına uyulduğunu ve uçağın en ekonomik şekilde uçurulduğunu temin etmek kullanılabilir. Bu safhada uçak son yaklaşıma doğru manevra yaparken, en iyi ekonomi için maksimum havada kalma hızına yakın bir hızda uçurulmalıdır.

Son yaklaşımda, uçuş yörüngesi gradyanı temel kriterdir. Gradyan, minimum mania sınırlandırma yüzeyi eğimini aşmaya yetecek kadar dik olmalıdır; fakat touchdown için flare, fazladan bir yunuslama konumu değişikliği gerektirdiği için çok dik olmamalıdır. Genellikle büyük ulaştırma uçakları ile gerçekleştirilen alçalma uçuşu gradyanı 3^0 civarında olacaktır, bu da % 5'lik bir gradyana denk olur. İniş doğru son yaklaşma sırasında uçağın emniyet limitlerinin karşılanabildiği en düşük hava hızında ve yumuşak bir flare ve touchdown'a izin veren bir yunuslama konumu ile uçurulması gerekecektir. Uçuş yörünge kararlılığını korumak için hava hızı, minimum sürüklenme hızından daha düşük olmamalıdır. Sıfır taşıma sürüklenme katsayısının artırılması ile toplam sürüklenme kuvveti attırılmasına rağmen minimum sürüklenme hızı azaltılmış olacaktır. Sıfır taşıma sürüklemesini iki katına çıkartmak genellikle minimum sürüklenme hızını neredeyse % 20 kadar azaltacaktır. Sıfır taşıma sürüklenme artışı, iniş takımları ve flapların açılması ile ve hava frenleri, spoilerler veya yüksek sıfır taşıma sürüklenme kuvvetleri üretmek için tasarlanmış diğer araçlar kullanılarak sağlanabilir. Son yaklaşma, iniş takımları açık, flaplar tamamen açık ve

muhtemelen hava frenleri kullanılır şekilde yüksek sürüklenme konfigürasyonunda uçulacaktır. Bu şekilde minimum sürüklenme hızı en düşük değerine azaltılmış olacak ve uçak minimum yaklaşma hızında gerekli uçuş yörünge kararlılığına sahip olacaktır. Bunun bir diğer yararı ise artan sürüklenme, motorların oldukça yüksek bir itki ayarında çalışmasını gerektirecektir. Bu durumda uçağın yaklaşımadan vazgeçmesi gerektiğinde, motorlar maksimum tırmanma itkisi ihtiyacına çabuk bir biçimde cevap verecektir. Aynı zamanda yüksek sürüklenme araçlarının kapatılması ile tırmanma için fazladan bir itki kuvveti minimum zamanda elde edilebilecektir [20].

5. DOĞRUSAL OLMAYAN REGRESYONDA PARAMETRE TAHMİNİ İÇİN GENETİK ALGORİTMALAR YÖNTEMİ

5.1. Giriş

Regresyon analizi, yığının ortalama değerini açıklayıcı değişkenlerin bilinen ya da değişmeyen değerleri cinsinden tahmin etme ya da kestirme amacıyla bir bağımlı değişkenin açıklayıcı değişkenlere olan bağımlılığını inceler. Regresyon analizi doğru değerlendirmeler için önemli bir araç olarak pek çok uygulamalı alanda kullanılan istatistiksel yöntemlerin en yaygın olanlarından biridir. Özellikle son yıllarda doğrusal olmayan regresyon analizi, pratik uygulamalar için alternatif bir araç haline gelmiştir. Çünkü, fizik, kimya, biyoloji ve mühendislik gibi pek çok alanda elde edilen modellerin hemen hemen hepsi doğrusal değildir. Bu nedenle doğrusal olmayan regresyon modelinde parametre tahminlerine ilişkin birçok algoritma geliştirilmiştir. Bu algoritmalarından bazıları Gauss-Newton, Direkt Arama Yöntemi, Hooke-Jeeves Yöntemi, Nelder-Mead Yöntemi, Gradyant Yöntemi, Değişken Ölçüm Yöntemidir. Bu algoritmalar genellikle belirli bir problem için uygundur ve süreklilik, türevlerin varlığı, tek modluluk ve diğer konulara ilişkin kısıtlayıcı varsayımlar gerektirebilir. Örneğin, yaygın olarak kullanılan algoritmalarından birisi olan Gauss-Newton yönteminin uygun olarak kullanılabilmesi için çok fazla yardımcı bilgi gerekir. Üstelik bu algoritmanın kullanımı büyük bir dikkat ister, çünkü algoritma için başlangıç noktası iyi seçilmezse yerel optimumlara takılabilir ve sadece bölgesel optimumları sağlar. Bu durumda uygun olmayan öncül bir alan, araştırmanın yönünü değiştirebilir ve optimal sonucun bulunmasını geciktirebilir [21]. Bu çalışmada önerilen doğrusal olmayan uçak performans regresyon modelinde, parametreleri tahmin etmek için yardımcı bilgilere gerek duymayan ve optimizasyon problemleri için önemli bir araç olmaya başlayan Genetik Algoritmalar (GA) kullanılmıştır. Parametre tahmini için gerekli olan fonksiyon optimizasyon probleminin amaç fonksiyonu olarak tanımlanmıştır.

5.2. Genetik Algoritmaların Temelleri

Birçok optimizasyon problemi doğasında çok karmaşıktır ve geleneksel optimizasyon yöntemleri ile çözülmesi oldukça zordur. 1960'lardan beri, zor optimizasyon problemlerini çözmek için canlıları taklit etmeye artan bir ilgi söz konusudur. İnsanların doğal evrimsel sürecini simüle etme, gerçek dünyadaki zor problemlere uygulandığında geleneksel optimizasyon yöntemlerine genellikle üstünlük sağlayan *evrimsel algoritmalar* denilen stokastik optimizasyon tekniklerinin ortaya çıkmasına neden olmuştur. Bu araştırmanın üç ana dalı bulunmaktadır: Genetik Algoritmalar, Evrimsel Programlama, Evrim Stratejileri. Bunlar arasında genetik algoritmalar bugün belki de en çok bilinen evrimsel algoritmalar türüdür.

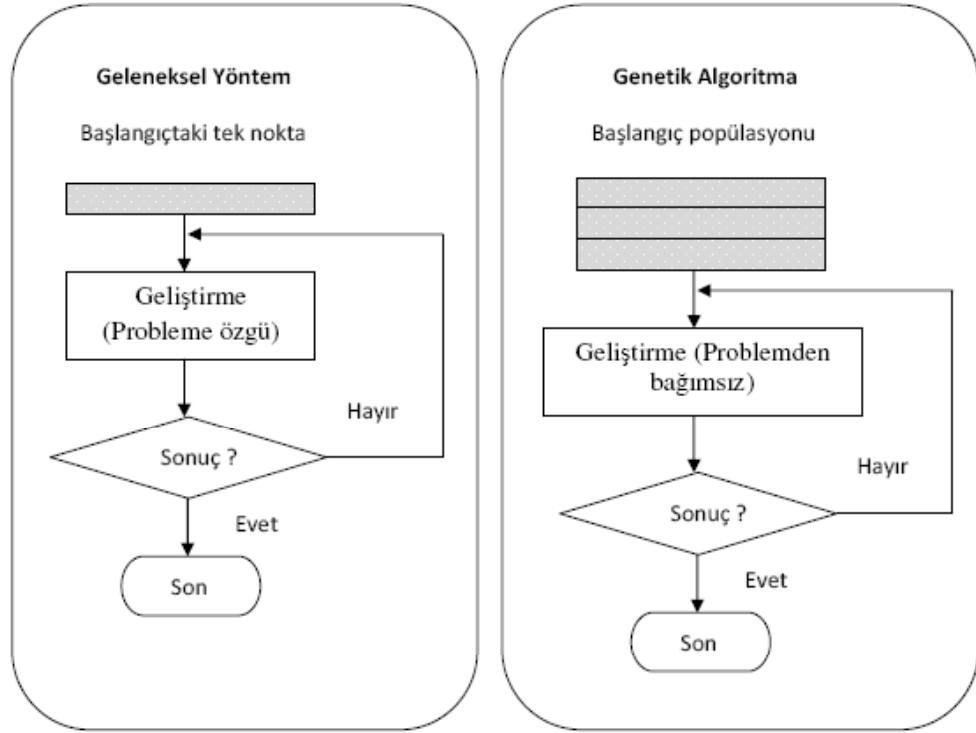
Son zamanlarda genetik algoritmalar, karmaşık problemler için bir optimizasyon tekniği olarak sahip olduğu potansiyele ilişkin önemli ölçüde dikkat çekmektedir [22]. Genel olarak en iyileme (en büyükleme ve en küçükleme) sorunlarının çözümü için uygun olan genetik algoritma kullanımı, diğer yöntemlerle karşılaştırıldığında çok daha iyi çözümlere en kısa zamanda sayısal örgünlük ve rastgele düzen içinde gidebilmektedir. Burada sayısal örgünlük ve rastgele düzen ifadeleri, genetik algoritma dahil olmak üzere son zamanlarda geliştirilen modern yöntemlerin en önemli özelliklerine işaret eder. Analitik veya sayısal olmayan yöntemlerle her sorunun çözümünü bulmak veya çözüme yaklaşmak mümkün değildir. Çünkü böyle çözümler için sorunun matematiksel ifadesinin belirlenmesi gereklidir. Halbuki her sorun matematiksel fonksiyonlarla ifade edilemeyebilir. İşte bu durumlarda sayısal algoritmaların geliştirilmesi yönüne gidilmiştir [23].

5.3. Genetik Algoritmaların Diğer En İyileme Tekniklerine Göre Farklılıkları

Genetik algoritmalar, geleneksel optimizasyon ve arama prosedürlerinden çeşitli temel yollarda farklılık gösterir. Goldberg bu durumu şu şekilde özetlemektedir:

- 1) Genetik algoritmalar çözümlerin kendileri ile değil, çözüm kümesinin bir kodlaması ile çalışır.
- 2) Genetik algoritmalar tek bir çözümden değil, bir çözümler popülasyonundan arama gerçekleştirir.
- 3) Genetik algoritmalar türevler veya yardımcı bilgileri değil, sonuç bilgisini (uygunluk fonksiyonu) kullanır.
- 4) Genetik algoritmalar deterministik kuralları değil, olasılıklı geçiş kurallarını kullanır [24].

Genellikle optimizasyon problemlerini çözmek için kullanılan algoritmalar, optimal çözüme asimptotik olarak yakınsayan bir dizi hesaplamalı adımından meydana gelir. Çoğu klasik optimizasyon metodu, amaç fonksiyonunun gradyanı veya yüksek mertebe türevlerine dayanan deterministik bir dizi hesaplama gerçekleştirir. Bu metodlar, arama uzayında tek bir noktaya uygulanır. Daha sonra bu nokta, iterasyonlar aracılığıyla en derin azalan/artan yönde aşamalı olarak geliştirilir. Bu noktadan-noktaya yaklaşım, yerel optimumlara yakalanma tehlikesi içerir. Genetik algoritmalar, potansiyel çözümlerin bir popülasyonunu devam ettirerek çok yönlü bir arama gerçekleştirir. Popülasyondan-popülasyona yaklaşımı, aramanın yerel optimumlardan kaçması için gayret eder. Popülasyon simüle edilen bir evrimden geçer: Her jenerasyonda göreceli olarak kötü çözümler ölürken, göreceli olarak iyi çözümler üreme ile çoğaltılır. Genetik algoritmalar, aramalarını arama uzayının muhtemelen iyileşme gösterecek bölgelerine doğru yönlendirmek için, çoğaltılacak bir bireyi ve ölecek bir bireyi seçmede olasılıklı geçiş kurallarını kullanır. Şekil 5.1'de geleneksel yöntem ve genetik algoritma yaklaşımlarının karşılaştırılması gösterilmiştir [22].



Şekil 5.1. Geleneksel yöntem ve genetik algoritma yaklaşımlarının karşılaştırılması [22]

Genetik algoritmalar yöntemi, verilen bir soruna geçerli olabilecek çok fazla sayıda çözüm getirir. Bunların arasından en uygununun seçilmesi araştırmacının inisiyatifine kalmıştır. Özellikle yerel en iyi noktalarına takılabilecek yöntemlerin yerine genetik algoritmaların kullanılması daha iyi sonuçlar verir [23].

Genetik algoritmalar yeni bir optimizasyon tekniği olarak sahip olduğu potansiyeline ilişkin olarak oldukça fazla dikkat çekmektedir. Optimizasyon problemlerine genetik algoritmaları uygulamanın başlıca üç avantajı bulunmaktadır:

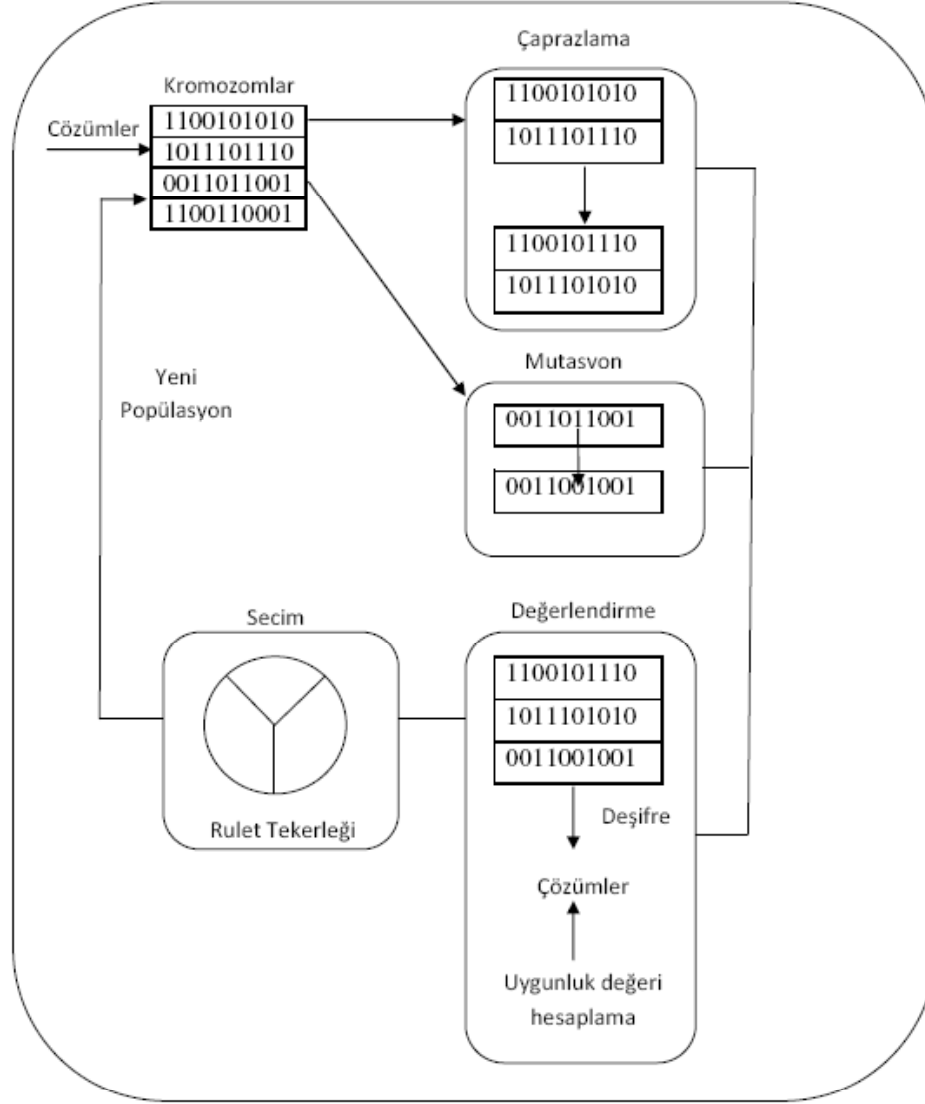
1. Genetik algoritmalar, optimizasyon problemleri için pek fazla matematiksel gerekliliğe ihtiyaç duymamaktadır. Evrimsel doğasından ötürü genetik algoritmalar, problemin kendine özgü içsel işleyişi ile ilişkili olmaksızın çözümler aramaktadır. Genetik algoritmalar her türlü amaç fonksiyonları ve ayrık, sürekli veya karışık arama uzaylarında tanımlanan her türlü kısıtları (doğrusal veya doğrusal olmayan) ele alabilir.

2. Evrim operatörlerinin ergodik olması, genetik algoritmaları global arama gerçekleştirmede çok etkili kılmaktadır. Geleneksel yaklaşımlar, yerel aramayı yakın noktaların değerlerini karşılaştıran ve göreceli optimum noktalara ilerleyen yakınsak adım adım bir prosedür ile gerçekleştirmektedir. Global optimum sadece, problem alanında bir lokal optimumun global optimum olmasını garanti eden belirli dışbükeylik özelliklerine sahip olduğunda bulunabilir.
3. Genetik algoritmalar belirli bir problem için verimli bir uygulama gerçekleştirmede, domaine bağlı sezgisel yöntemler ile melezleştirme (hybridization) konusunda büyük bir esneklik sağlamaktadır [22].

5.4. Genetik Algoritmaların Genel Yapısı ve Akış Algoritması

Genetik algoritmaların genel yapısı Goldberg tarafından açıklanmıştır. Genetik algoritmalar, doğal seleksiyon ve doğal genetik bilimi mekanizması üzerine kurulu stokastik arama teknikleridir. Geleneksel arama tekniklerinden farklı olarak genetik algoritmalar *popülasyon* adı verilen bir başlangıç rassal çözümler kümesi ile başlar. Popülasyondaki her birey, eldeki problem için bir çözümü temsil eden bir *kromozom* olarak adlandırılır. Kromozom bir semboller dizisidir; genellikle bir ikili (binary) bit dizisinden meydana gelir. Kromozomlar *jenerasyonlar* olarak adlandırılan başarılı iterasyonlarla evrime uğrar. Her jenerasyon sırasında kromozomlar, *uygunluk* (fitness) değerleri kullanılarak hesaplanır. Bir sonraki jenerasyonu oluşturmak için *çocuk* (offspring) denilen yeni kromozomlar, a) *çaprazlama* (crossover) operatörü kullanılarak mevcut jenerasyondan iki kromozomun birleştirilmesi ile; b) *mutasyon* operatörü kullanılarak bir kromozomun modifiye edilmesi ile meydana getirilir. Yeni bir jenerasyon, a) uygunluk değerlerine göre birtakım ebeveyn (parent) ve çocuk kromozomların seçilmesi; b) popülasyon boyutunu sabit tutmak için diğer kromozomların reddedilmesi ile oluşturulur. Daha iyi uygunluk değerine sahip olan kromozomlar daha yüksek seçilme olasılığına sahiptir. Birkaç jenerasyondan sonra algoritmalar, problem için optimum veya optimumun hemen altında

çözümleri temsil eden en iyi kromozoma yakınsar. Şekil 5.2’de genetik algoritmaların genel yapısı görülmektedir [22].



Şekil 5.2. Genetik algoritmaların temel yapısı [22]

Genetik algoritmaların temel işleyişi aşağıdaki adımlarla özetlenebilir:

Adım 0: (Başlangıç popülasyonu meydana getirme)

$P_j(0)$ başlangıç popülasyonu oluşturmak için rassal olarak N_b birey oluşturulur. Jenerasyon endeksi $t_j=0$ olarak ayarlanır ve en son (maximal) jenerasyon T_j 'nin değeri belirlenir.

Adım 1: (Hesaplama)

$P(t)$ popülasyonundaki her bireyin uygunluk değeri hesaplanır.

Adım 2: (Kopyalama)

$P(t)$ popülasyonuna kopyalama operatörü uygulanır.

Adım 3: (Çaprazlama)

Kopyalama sonrasında popülasyona çaprazlama operatörü uygulanır.

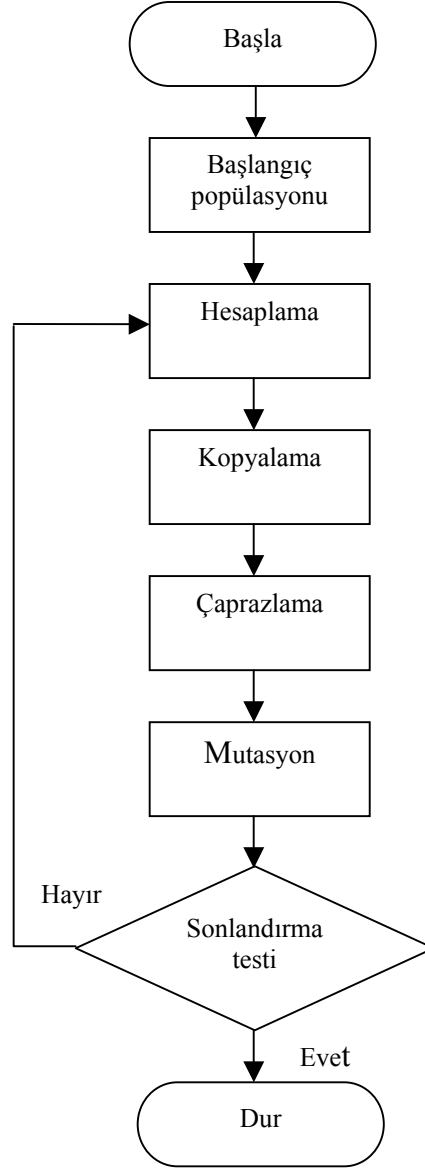
Adım 4: (Mutasyon)

Bir sonraki t_{j+1} jenerasyonunun, $P(t_{j+1})$ yeni popülasyonunu meydana getirmek için çaprazlama sonrasında popülasyona mutasyon operatörü uygulanır.

Adım 5: (Sonlandırma testi)

Eğer $t_j=T_j$ ise durulur. Şu ana kadar elde edilen maksimum uygunluğa sahip olan birey, yaklaşık optimal çözüm olarak değerlendirilir. Eğer $t_j=T_j$ değilse, $t_j=t_{j+1}$ olarak ayarlanır ve adım 1'e geri dönlür.

Genetik algoritmaların bu temel prosedürü Şekil 5.3'te akış şeması olarak gösterilmiştir [25].



Şekil 5.3. Genetik algoritmaların temel prosedürlerinin akış şeması [25]

5.5. Genetik Algoritma Terminolojisi

Genetik algoritmaların kökeni hem doğal genetik bilimi hem de bilgisayar bilimine dayandığı için genetik algoritmalar literatüründe kullanılan terminolojiler doğal ve yapayın bir karışımı olarak ortaya çıkmıştır.

Biyolojik bir organizmada, organizmanın nasıl oluşturulacağını tayin eden formülü kodlayan yapıya *kromozom* denilir. Bütün organizmayı belirlemek için bir veya daha fazla sayıda kromozom gereklidir. Bütün kromozomların yer aldığı

küme *genotip*, sonuçta meydana gelen organizma ise *fenotip* olarak adlandırılmaktadır. Her kromozom *gen* adı verilen birtakım tekil yapılara sahiptir. Her gen, organizmanın belirli bir özelliğini kodlar ve kromozom yapısı içerisinde genin pozisyonu veya *lokus*, genin hangi karakteristiği temsil ettiğini belirler. Belirli bir lokustaki bir gen, temsil ettiği belirli bir karakteristiğin farklı değerlerinin herhangi birini kodlayabilir. Bir genin farklı değerlerine *alel* adı verilir.

Çizelge 5.1’de genetik algoritma terimlerine karşılık gelen optimizasyon terimleri gösterilmektedir [22].

Çizelge 5.1. Genetik algoritma terimlerinin anlamları [22]

Genetik Algoritma	Açıklama
Kromozom	Çözüm (kodlama)
Genler	Çözümün bir kısmı
Lokus	Genin pozisyonu
Aleller	Genin değeri
Fenotip	Çözümün deşifre edilmesi
Genotip	Çözümün şifrelenmesi

5.6. Basit Genetik Algoritma

Genetik algoritmalarda aslında sadece iki tür operasyon mevcuttur:

1. Genetik operasyonlar: Çaprazlama ve mutasyon
2. Evrim operasyonu: Kopyalama (seçim)

5.6.1.Kopyalama

Genetik operasyonlar, her jenerasyonda yeni bireyler oluşturmak için genlerin kalıtım prosesini taklit eder. Evrim operasyonu ise jenerasyondan jenerasyona popülasyonlar oluşturmak için Darwin evrim teorisine ilişkin prosesi taklit eder. Bu tanımlama Holland tarafından verilen, seçimin yeniden üretme için ebeveynleri elde etmek amacıyla yapıldığı paradigmadan farklılık göstermektedir [22].

Kopyalama operatörünün birincil görevi popülasyon boyutunu sabit tutarken iyi çözümlerin kopyasını yapmak ve bir popülasyondaki kötü çözümleri elemektir. Bu da aşağıdaki görevleri yerine getirmekle elde edilir:

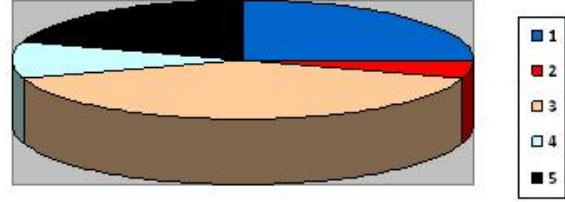
1. Bir popülasyondaki iyi (genellikle ortalamanın üzerinde) çözümleri belirle.
2. İyi çözümlerin çoklu kopyalarını yap.
3. Kötü çözümleri popülasyondan uzaklaştır ve böylelikle iyi çözümlerin çoklu kopyaları popülasyona yerleştirilebilsin.

Bu görevleri yerine getirebilmek için birkaç yol mevcuttur. Bazı yaygın yöntemler turnuva seçimi, orantılı seçim ve sıralama (rank) seçimidir.

Turnuva seçiminde, turnuva (yarışma) iki çözüm arasında gerçekleştirilir ve daha iyi olan çözüm seçilerek eşleştirme havuzuna (mating pool) yerleştirilir. Yine diğer iki çözüm ele alınır ve eşleştirme havuzundaki bir diğer boşluk bu çözümlerden daha iyi olanı ile doldurulur. Eğer bu işlem sistematik olarak yürütülürse her çözümün tam olarak iki turnuvaya katılması gerçekleştirilebilir. Bir popülasyondaki en iyi çözüm her iki durumda da kazanacaktır ve yeni popülasyonda bu en iyi çözümün iki kopyası yaratılmış olacaktır. Aynı şekilde en kötü çözüm her iki turnuvayı da kaybedecektir ve popülasyondan elenecektir. Bu yolla bir popülasyondaki herhangi bir çözümün yeni popülasyonda sıfır, bir veya iki kopyası olacaktır. Turnuva seçiminin literatürde yer alan bir başka kopyalama operatörü ile kıyaslandığında daha iyi ya da eş değer yakınsaklık ve hesaplama süresi karmaşıklık özelliklerine sahip olduğu görülmüştür.

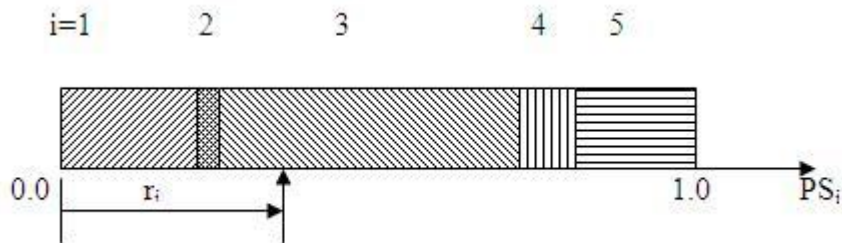
Orantılı seçim yönteminde, çözümlerin kopya sayısı onların uygunluk değerleri ile orantılıdır. Eğer bütün popülasyon üyelerinin ortalama uygunluk değeri f_{ort} ise, f_i uygunluk değerine sahip olan bir çözüm beklenen şekilde f_i/f_{ort} sayıda kopyaya sahip olacaktır. Bu seçim operatörünün uygulanışı bir rulet çarkı mekanizması şeklinde düşünülebilir. Rulet çarkı N_b (popülasyon boyutu) sayıda bölüme ayrılır ve her bölümün boyutu popülasyonun her üyesinin yani kromozomun uygunluk değeri ile orantılı şekilde ayarlanır. Bundan sonra çark N_b kere çevrilir ve her seferinde ibre tarafından gösterilen çözüm seçilir. Şekil 5.4'te farklı uygunluk değerlerine sahip olan beş birey için oluşturulan bir rulet çarkı görülmektedir. Üçüncü birey diğerlerinden daha yüksek uygunluk değerine sahip olduğu için, rulet çarkı seçiminin üçüncü çözümü diğer çözümlere göre daha sıklıkla seçmesi beklenilir. Bütün dizilerin F_i uygunluk değeri kullanılarak i 'inci dizinin seçilme olasılığı $ps_i = F_i / \sum F_j$ olarak bulunur. Bundan sonra her dizinin kümülatif olasılık değeri ($PS_i = \sum ps_j$) listenin en üstünden başlayarak bireylerin olasılık değerleri toplanmak suretiyle hesaplanabilir. Böylelikle popülasyondaki en alttaki dizinin kümülatif olasılık değeri (PS_N), 1'e eşit olur. Rulet çarkı kavramının uygulanmasında, popülasyondaki i 'inci dizinin $[PS_{i-1}, PS_i]$ aralığındaki kümülatif olasılık değerlerini temsil ettiğinin farkına varılması gerekir. Birinci dizi 0'dan PS_1 'e kadar olan değerleri temsil etmektedir. N sayıda dizi seçmek için 0 ile 1 arasında N tane rassal sayı yaratılır. Bu şekilde uygunluk değerlerinden hesaplanan kümülatif olasılık aralığında seçilen rassal sayıyı temsil eden bir dizi eşleştirme havuzuna kopyalanmış olur.

Çözüm i	F_i	ps_i	PS_i	$ps_i N$
1	25.0	0.25	0.25	1.25
2	5.0	0.05	0.30	0.25
3	40.0	0.40	0.70	2.00
4	10.0	0.10	0.80	0.50
5	20.0	0.20	1.00	1.00



Şekil 5.4. Bireylerin uygunluk değerlerine göre oluşturulan rulet çarkı [26]

Şekil 5.5, 0 ile 1 aralığında olan kümülatif olasılık çizgisini ve Şekil 5.4'te gösterilen örnek problem için beş çözümün her birine karşılık gelen aralıkları göstermektedir. İbre tarafından gösterilen rassal bir sayı olan r_i , çözüm 3'ü işaret etmektedir. Bundan dolayı çözüm 3, eşleştirme havuzunun bir üyesi olarak seçilmiştir. Bu şekilde daha yüksek uygunluk değerine sahip olan dizi, kümülatif olasılık değerlerinin daha geniş bir aralığını temsil etmektedir ve bu nedenle daha yüksek eşleştirme havuzuna kopyalanma olasılığına sahiptir. Ortalama uygunluk değerinin hesaplanması bütün popülasyon üyelerinin uygunluk değerlerine ihtiyaç duyduğundan dolayı, bu seçim operatörü turnuva seçim yöntemine kıyasla daha yavaştır. Ayrıca rulet çarkı seçim operatörü doğasından ötürü uygunluk fonksiyonunu maksimize etmektedir.



Şekil 5.5. Rulet çarkı seçim operatörünün uygulaması [26]

Büyük hesaplama karmaşıklığına sahip olmasının yanında orantılı seçim yöntemleri ayrıca *ölçeklendirme* problemine sahiptir. Bu seçim operatörünün çıktısı, popülasyon üyelerinin yani kromozomların bağıl uygunluk değerleri yerine gerçek uygunluk değerlerine bağlıdır. Örneğin eğer bir popülasyonda bir çözüm diğer popülasyon üyelerine kıyasla daha büyük bir uygunluk değerine sahipse, bu süper çözümü seçme olasılığı 1'e yakın olacaktır ve böylelikle bu çözüm kopyaları ile eşleştirme havuzunda baskın şekilde yer alacaktır. Diğer taraftan eğer bir popülasyonda bütün çözümler aşağı yukarı aynı uygunluk değerine sahip ise her çözüm yaklaşık olarak aynı seçilme olasılığına (p_i) sahip olacaktır. Bu durum her çözümün eşleştirme havuzunda bir kez bulunmasına yol açacaktır. Bu olay, seçme operasyonunun hiç gerçekleştirilmemesi ile denktir. Bu iki sorunu gidermek için ham uygunluk değerleri, önceden tanımlanmış ölçeklendirilmiş uygunluk değerleri aralığına eşleştirilir. Fakat turnuva seçimi bu ölçeklendirme problemine sahip değildir.

Ölçeklendirme sorunu sıralama (rank) seçim yöntemi kullanılarak da önlenabilir. İlk olarak çözümler uygunluk değerlerine göre en kötünden (rank 1) en iyiye (rank N) doğru sıralanır. Sıralama listesindeki her üyeye, çözümün rank değerine eşit uygunluk değeri atanır. Bundan sonra orantılı seçim operatörü rank uygunluk değerleri ile uygulanır ve eşleştirme havuzu için N adet çözüm seçilir [26].

5.6.2. Çaprazlama

Kopyalama operatörünün popülasyonda yeni çözümler üretemeyeceği mantıksal olarak tahmin edilebilecek bir durumdur. Kopyalama operatörü yalnızca iyi çözümlerin daha fazla kopyasının popülasyona dahil edilmesini gerçekleştirir. Yeni çözümlerin yaratılması çaprazlama ve mutasyon operatörleri ile gerçekleştirilir [26].

Çaprazlama temel genetik operatördür. Bir seferde iki kromozom üzerinde çalışır ve her iki kromozomun özelliklerini birleştirerek yeni çocuk bireyler üretir. Çaprazlamayı gerçekleştirmek için basit bir yol, rassal bir kesim noktası seçmek ve kesim noktasının solunda kalan, bir ebeveyne ait segmenti, kesim noktasının

sağında kalan, diğer ebeveyne ait segment ile birleştirerek çocuk bireyi meydana getirmektedir. Bu yöntem, bit dizi gösterimi için iyi sonuçlar vermektedir. Genetik algoritmaların performansı büyük ölçüde kullanılan çaprazlama operatörünün performansına bağlıdır.

Çaprazlama oranı (p_c), her jenerasyonda üretilen çocuk birey sayısının popülasyon boyutuna oranı olarak tanımlanır. Bu oran ($p_c \times$ popülasyon boyutu) sayısındaki kromozomun çaprazlama operasyonuna tabi tutulmasını kontrol eder. Daha büyük bir çaprazlama oranı, çözüm uzayının daha büyük bir kısmının aranmasına olanak verir ve hatalı bir optimuma takılma ihtimalini azaltır; ancak eğer bu oran çok yüksek ise çözüm uzayının ümit verici olmayan bölgelerinin aranmasında çok büyük hesaplama süresi harcanmasına yol açar [22].

Çaprazlama yöntemlerinden ilki tek kesimli çaprazlamadır. Bu yöntem ile tek bir noktadan çaprazlama gerçekleştirilir. Bu nokta rassal seçilmektedir ve konumu hangi geni gösteriyorsa o genden itibaren iki birey arasında genler yer değiştirmektedir. Seçilecek nokta, kromozomun uzunluğu k_k olması durumunda, 1 ile k_k-1 arasında bir sayı olmalıdır. Kesim noktası mm olan bir çaprazlamada $mm+1$ 'den k_k 'ya, k_k . gen de dahil olmak üzere genler yer değiştirecektir. Kromozom uzunlukları $k_k=7$ olan iki adet bireyin oluşturduğu rastgele üretimin sonucunda bir $mm=3$ çaprazlama noktası değeri belirlenmiştir ve çaprazlama noktası “|” ile gösterilen bir çaprazlama Şekil 5.6'daki gibi gerçekleşmektedir [27].

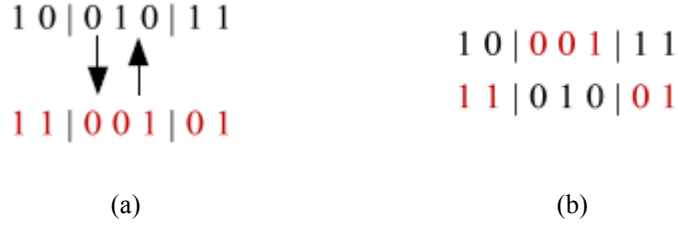


Şekil 5.6. Tek kesimli çaprazlama (a) çaprazlama öncesi, (b) çaprazlama sonrası bireyler [27]

Şekil 5.6a'da görüldüğü gibi çaprazlama ok yönünde gerçekleşmiş ve Şekil 5.6b'deki bireyler meydana gelmiştir.

Çift kesimli çaprazlamada, iki adet kesim noktası bulunmaktadır. Gerçekleşme mantığı tek kesimli çaprazlama ile benzerlik göstermektedir. Tek

farkı yer değiştirecek olan genlerin bu iki konum arasında kalan bölüm olmasıdır. Şekil 5.6a'daki bireylere, kesim noktaları $mm_1=2$ ve $mm_2=5$ olan çift kesimli çaprazlama uygulaması Şekil 5.7'de gösterilmiştir.



Şekil 5.7. Çift kesimli çaprazlama (a) çaprazlama öncesi, (b) çaprazlama sonrası bireyler [27]

Şekil 5.7'de görüldüğü gibi bireyler üç parçaya bölünmüş ve ortadaki parça üzerindeki genler diğer bireyin genleri ile yer değiştirerek iki adet yeni birey oluşturmuşlardır.

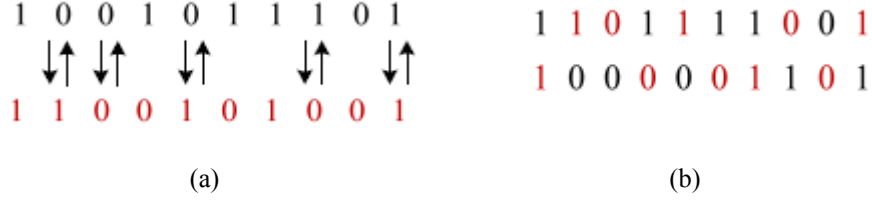
Çok kesimli çaprazlamada nn kadar kesim noktası bulunmaktadır. Bu sayı problemin gelişine veya karar vericiye göre değişebilir. Şekil 5.6a'daki bireylere, kesim noktaları $mm_1=2$, $mm_2=3$ ve $mm_3=5$ olan $nn=3$ kesimli çaprazlama uygulaması Şekil 5.8'de gösterilmiştir.



Şekil 5.8. Çok kesimli çaprazlama (a) çaprazlama öncesi, (b) çaprazlama sonrası bireyler [27]

Şekil 5.8'de görüldüğü gibi bireyler $nn+1$ adet parçaya bölünmüş ve bölünen parçalardan, istenilen parçalar bireyler arasında yer değiştirmiştir. Yer değiştirmelerin sırayla yapılması için bir koşul bulunmamaktadır. Tekdüze çaprazlama, rastgele hanelerin iki dizi arasında yer değiştirmesi ile gerçekleşmektedir. Bu rastgelelik belirlenmeden önce kromozom içinde çaprazlanacak gen sayısının olasılığı belirlenir. Kromozom uzunluğu $k_k=10$ olan bir birey için bu olasılık değeri $ps=0,5$ olarak seçildiği takdirde, $psxk_k$ işleminin

sonucunda 5 adet genin yer değiştireceği belirlenmiş olmaktadır. Daha sonra bu 5 adet gen, kromozom içerisinden rassal olarak seçilmektedir (şekil 5.9).



şekil 5.9. Tekdüze aprazlama (a) aprazlama öncesi, (b) aprazlama sonrası bireyler [27]

şekil 5.9’da ikinci, nc, beşinci, sekizinci ve onuncu olmak üzere $p_{sxk_k}=5$ adet gen ile çaprazlama gerçekleştirilmiştir [27].

5.6.3. Mutasyon

Mutasyon, çeşitli kromozomlarda anında rassal değişimler meydana getiren bir arka plan operatörüdür. Mutasyon elde etmek için basit bir yol bir ya da daha fazla sayıda geni değiştirmektir.

Genetik algoritmalarda mutasyon, aşağıdaki iki önemli rolden birini üstlenir:

a) Seçim prosesi esnasında popülasyondan kaybolan genleri yerine koymak suretiyle bu genlerin yeni bir çevrede denenmelerini sağlamak

b) Başlangıç popülasyonunda mevcut olmayan genleri temin etmek [22].

Mutasyon operatöründe ikili (binary) yapıda kromozomlardan oluşan bir küme tercih edildiği durumda, kromozom üzerinde seçilen genin değeri 0 ise 1, 1 ise 0 yapılmaktadır. Mutasyon oranı $p_m=0,05$ ve kromozom uzunluğu $k_k=25$ olan bir adet kromozom üzerinde $p_{sxk_k}=1,25$ adet genin mutasyon geçireceği belirlenmiş olmaktadır. Bu sayı bir st değere yuvarlanarak 2 adet gen üzerinde değişiklik yapılmıştır. Mutasyon rneği, şekil 5.10’da görülmektedir. Değiştirilmek üzere seçilen genler rastgele belirlenmiştir [27].

1 1 0 1 1 1 1 0 0 1 0 0 1 1 0 1 0 0 0 1 1 0 1 0 1 Bireyin İlk Hali
1 1 0 1 1 1 1 0 0 0 0 0 1 1 0 1 0 0 0 1 1 1 0 1 Değişmiş Birey

Şekil 5.10. Mutasyon örneği [27]

Şekil 5.10'da da görüldüğü üzere onuncu ve yirmi ikinci gen mutasyon işlemi için seçilmiş ve değiştirilmiştir [27].

Mutasyon oranı (p_m), popülasyondaki mutasyona uğrayan toplam genlerin yüzdesi olarak tanımlanır. Mutasyon oranı, deneme için yeni genlerin popülasyona katılma oranını kontrol eder. Eğer bu oran çok düşük olursa, yararlı olabilecek birçok gen hiçbir zaman denenmemiş olur; ancak eğer bu oran çok yüksek ise çok fazla rassal düzensizlik olacaktır, çocuk bireyler ebeveynlerine olan benzerliklerini kaybetmeye başlayacaklardır ve algoritma, aramanın geçmişinden öğrenme yeteneğini yitirecektir [22].

Hesaplama karışıklığını azaltmak için Goldberg bir mutasyon sayaç operatörü önermiştir. Bu operatör ile bir bit mutasyona uğratıldıktan sonra mutasyona uğrayacak olan bir sonraki bitin yeri üstel bir dağılım ile belirlenmektedir. Dağılımın ortalamasının $\mu_m = 1/p_m$ olduğu varsayılmaktadır. İlk olarak [0,1] aralığında bir rassal sayı (r) seçilir ve sonra mutasyona uğrayacak bir sonraki gen, mutasyona uğramış olan genden $\eta = -p_m \ln(1-r)$ bit atlanarak bulunur. Bu mutasyon sayaç operatörü Deb ve Agrawal tarafından kullanılmıştır [26].

5.7. Popülasyon Büyüklüğü ve Popülasyon Seçiminin Önemi

Bir genetik algorithmada başlangıç popülasyonuna ilişkin dikkate alınması gereken başlıca noktalar popülasyon büyüklüğü ve popülasyonu oluşturan bireylerin seçilme metodudur. Temel fikir verimlilik ve etkililik arasında bir ödünleşme olmasına rağmen, popülasyon büyüklüğünün seçimi konusuna çeşitli teorik bakış açılarından yaklaşılmıştır. Sezgisel olarak, belirli bir dizi uzunluğu için optimum bir değer olması gerektiği görülebilir. Bir popülasyonun çok küçük olması, arama uzayının etkili bir biçimde araştırılmasına yeterince olanak sağlamaz. Popülasyonun çok büyük olması ise metodun verimliliğini azaltır ve makul bir hesaplama süresinde hiçbir çözüm elde edilemeyebilir. Bu soruya cevap

verme girişiminde bulunan ilk kişi şema teoremi ile Goldberg olmuştur. Bu bakış açısıyla maalesef popülasyon boyutunun, dizi uzunluğunun üstel bir fonksiyonu olarak artması gerektiği ortaya çıkmıştır. Bu çalışmanın geliştirilmesi söz konusu olduysa da, bu geliştirme çabaları genel sonuçları önemli ölçüde değiştirmemiştir.

Neyse ki Grefenstette ya da Schaffer ve arkadaşları gibi birçok araştırmacının bulduğu empirik sonuçlar, çoğu durumda 30 kadarlık bir popülasyon büyüklüğünün yeterli olduğunu göstermektedir. Farklı bir bakış açıyla gerçekleştirilen daha sonraki bir analiz, Goldberg ve arkadaşlarına popülasyon boyutunun dizi (string) uzunluğuna doğrusal bağlılığının yeterli olduğunu görme konusunda yol göstermiştir. Popülasyon boyutunun dizi uzunluğu ile artması mantıklı bir durumdur, fakat bazı durumlarda doğrusal artış oranı bile oldukça büyük popülasyonlara yol açmaktadır.

Bu konuda sorulabilecek diğer bir soru ise anlamlı bir aramanın gerçekleşebilmesi için minimum popülasyon büyüklüğünün ne kadar olması gerektiğidir. Reeves, arama uzayındaki her noktanın başlangıç popülasyonundan sadece çaprazlama ile erişilebilir olması gerektiği prensibini kabul etmektedir. Sadece bütün dizi popülasyonunda her konumda (locus) her alelin (allele) en az bir örneğinin mevcut olması halinde bu gereklilik sağlanabilir.

Başlangıç popülasyonunun nasıl seçilmesi gerektiği hususunda başlangıcın neredeyse her zaman rastgele olması gerektiği kabul edilir, bu da pratikte “yalancı rastgele (pseudorandom)” dizilerin kullanılması anlamına gelmektedir. Fakat bu şekilde seçilen noktalar arama uzayını düzgün bir şekilde örtmeyebilir ve özellikle alfabenin iki taban sayılı (binary) olmadığı durumlarda daha sofistike istatistiksel metodların kullanılmasının arama uzayını örtme bakımından avantajları olabilir. İhtiyaç duyulan bütün alellerin yaratılması ihtimalini şansa bırakmak yerine bu aleller doğrudan popülasyona yerleştirilebilir.

Ayrıca üzerinde durulması gereken bir diğer nokta, başlangıç popülasyonunu bilinen iyi çözümlerle tohumlama (seeding) olasılığıdır. Bazı çalışmalarda başka bir sezgisel yöntemden elde edilen yüksek kalitede bir çözümün GA'ya dahil edilmesinin, GA'nın rastgele bir başlangıca nazaran daha iyi sonuçlara daha hızlı ulaşmasında yardımcı olabileceği gösterilmiştir. Fakat kötü bir sonuca erken yakınsamaya sebebiyet verme olasılığı da mevcuttur. Surry

ve Radcliffe aşılama (inoculation) başlığı altında popülasyon ilklendirmeye ilişkin bazı fikirleri gözden geçirmişler ve tamamen rastgele ilklendirilmeye göre tohumlamanın bulunan en iyi çözüm kalitesini azaltma eğiliminde olduğu sonucuna varmışlardır [28].

5.8. Eliti Koruma Operatörü

Daha önceden bulunan en iyi çözümleri, sonraki jenerasyonlarda korumak ve kullanmak için genellikle eliti koruma operatörü önerilmektedir. Performansta toplam bir artışın yanı sıra elitizm kullanımının diğer bir avantajı daha bulunmaktadır. Elitist bir genetik algortmada popülasyon en iyi çözümlerinin istatistikleri, jenerasyonlar ile azalma göstermez. Elitizmi kullanmak için birkaç yol mevcuttur. Basit bir elitizm uygulamasında, mevcut popülasyondan popülasyonun en iyi $\% \epsilon$ 'u doğrudan bir sonraki jenerasyona kopyalanır. Yeni popülasyonun geriye kalanı ($\% (100-\epsilon)$), mevcut popülasyonun bütününe (seçilen $\% \epsilon$ elit üyeler de dahil olmak üzere) uygulanan genel genetik operasyonlar ile yaratılır. Bu şekilde mevcut popülasyonun en iyi çözümleri bir jenerasyondan diğerine aktarılmakla kalmaz, ayrıca bu en iyi çözümler, diğer popülasyon üyelerinin meydana getirilmesinde, mevcut popülasyonun diğer üyeleri ile birlikte rol alır. Bu jenerasyonel bir elitizm uygulamasıdır. Her çocuk birey meydana getirildiğinde bu yeni birey ile bütün popülasyonun modifiye edildiği kararlı durum genetik algortmalarında ise, elitizm iki çocuk bireyin iki ebeveyn ile karşılaştırılarak bunlar arasında daha iyi olan iki çözümün korunması şeklinde uygulanmaktadır [26].

5.9. Gri Kodlamalar

Klasik iki tabanlı sayılarla değişken temsili genetik algortma çözümlemesinin hızını yavaşlatabilir. Şekil 5.11'de örnek olarak iki farklı kromozomun orta genlerinin ortasına düşen çapraz geçiş geni ve ondalık sayı sistemine kodlanması görülmektedir.

... 10000000...	...128...
... 01111111127...

Şekil 5.11. İki farklı kromozom ve onluk sisteme göre karşılıkları [23]

Burada 10000000 kromozomun orta genini göstermektedir. Bu genin ondalık sayı sistemine göre kodlanması ile sağ taraftaki 128 sayısı bulunur. Genler arasında 3. haneden sonra çaprazlama gerçekleştirildiğinde yeni meydana gelecek kromozomlar Şekil 5.12’de gösterildiği gibi olacaktır.

...10011111...	...159...
...01100000...	...96...

Şekil 5.12. Çaprazlama sonrası kromozomlar ve onluk sisteme göre karşılıkları [23]

Şekil 5.12’de çaprazlama sonucu ortaya çıkan kromozomların değerlerinin öncekilerden çok uzaklaştığı görülmektedir. Birbirine yakın ebeveynlerden doğan kromozomlar oldukça farklı parametre değerlerine sahiptir. Çaprazlama sonrası değişken değerlerinin birbirine yaklaşması beklenirken durum bunun tersi olmuştur. Bu, uç bir durum olmasına karşın genetik algoritma çözümlerinde rastlanılabilir. Değişken temsilindeki hane sayısının artması ile sorun daha da artabilir.

Bu durumlardan kaçınabilmek için değişkenlerin gri kodlanması gerekir. Gri kodlama iki tabanlı sayıları aralarındaki Hamming mesafesi 1’e eşit olacak şekilde tanımlar. Hamming mesafesi, iki kromozomun karşılıklı hanelerindeki rakamların farkı şeklinde tanımlanır. Şekil 5.12’de iki tabanlı sayı şeklinde kodlanan örnek, Şekil 5.13’te gri kodlu olarak verilmiştir. Gri kodlamada, 01000000 kodlaması 127’yi ve 11000000 kodlaması 128’i temsil etmek üzere tanımlanmaktadır.

...11000000...	...128...
...01000000...	...127...

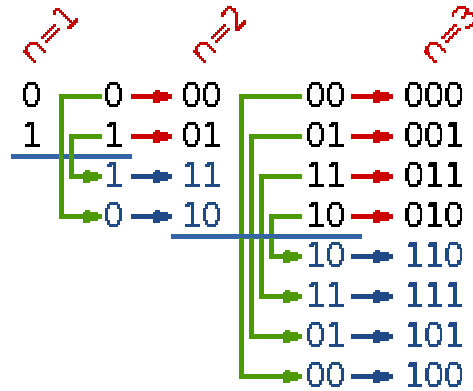
Şekil 5.13. Gri kodlu kromozomlar ve onluk sisteme göre karşılıkları [23]

Şekil 5.13'te çaprazlama noktası 2 olarak belirlenirse çaprazlama sonrası oluşacak kromozomlar Şekil 5.14'te gösterildiği gibi olacaktır. Gri kodlama kullanıldığında parametre değerlerinin birbirlerinden fazla uzaklaşmayacağı bu örnek ile anlaşılmaktadır [23].

...11000000...	...128...
...01000000...	...127...

Şekil 5.14. Çaprazlama sonrası gri kodlu kromozomlar ve onluk sisteme göre karşılıkları [23]

İki tabanlı bir sayıyı gri koda dönüştürmek için yapılması gereken işlem Şekil 5.15'te görülmektedir. Bu işlem, bitler listelendikten sonra bu listenin yansımasının oluşturulması yani bitlerin ters sıra ile listelenmesi ve sonrasında orijinal bitlerin başına "0", yansıma ile oluşturulan bitlerin başına "1" eklenmesi ile gerçekleştirilir [29].



Şekil 5.15. İki tabanlı sayıyı gri koda dönüştürme diyagramı [29]

Çizelge 5.2'de 0 ile 7 arasındaki tam sayıların iki tabanlı ve gri kodlamalı karşılıkları verilmiştir.

Çizelge 5.2. İki tabanlı ve gri kodlamalı sayılar [23]

Tam Sayı	İki Tabanlı	Gri
0	000	000
1	001	001
2	010	011
3	011	010
4	100	110
5	101	111
6	110	101
7	111	100

Çizelge 5.2.'de gri kodlamada her komşu tam sayının Hamming mesafesinin 1'e eşit olduğu, halbuki iki tabanlı sayı sisteminde kodlanmasında 3 ve 4 tam sayılarının Hamming mesafesinin 3'e eşit olduğu görülmektedir.

Gri kodlamalı sistemle gerçekleştirilen genetik algoritmaların çözüme daha hızlı yaklaştığı ve %10 ila %20 zaman tasarrufunda bulunduğu belirtilmektedir [23].

6.UÇAK PERFORMANS MODELİNİN OLUŞTURULMASI

6.1. İtki Modeli

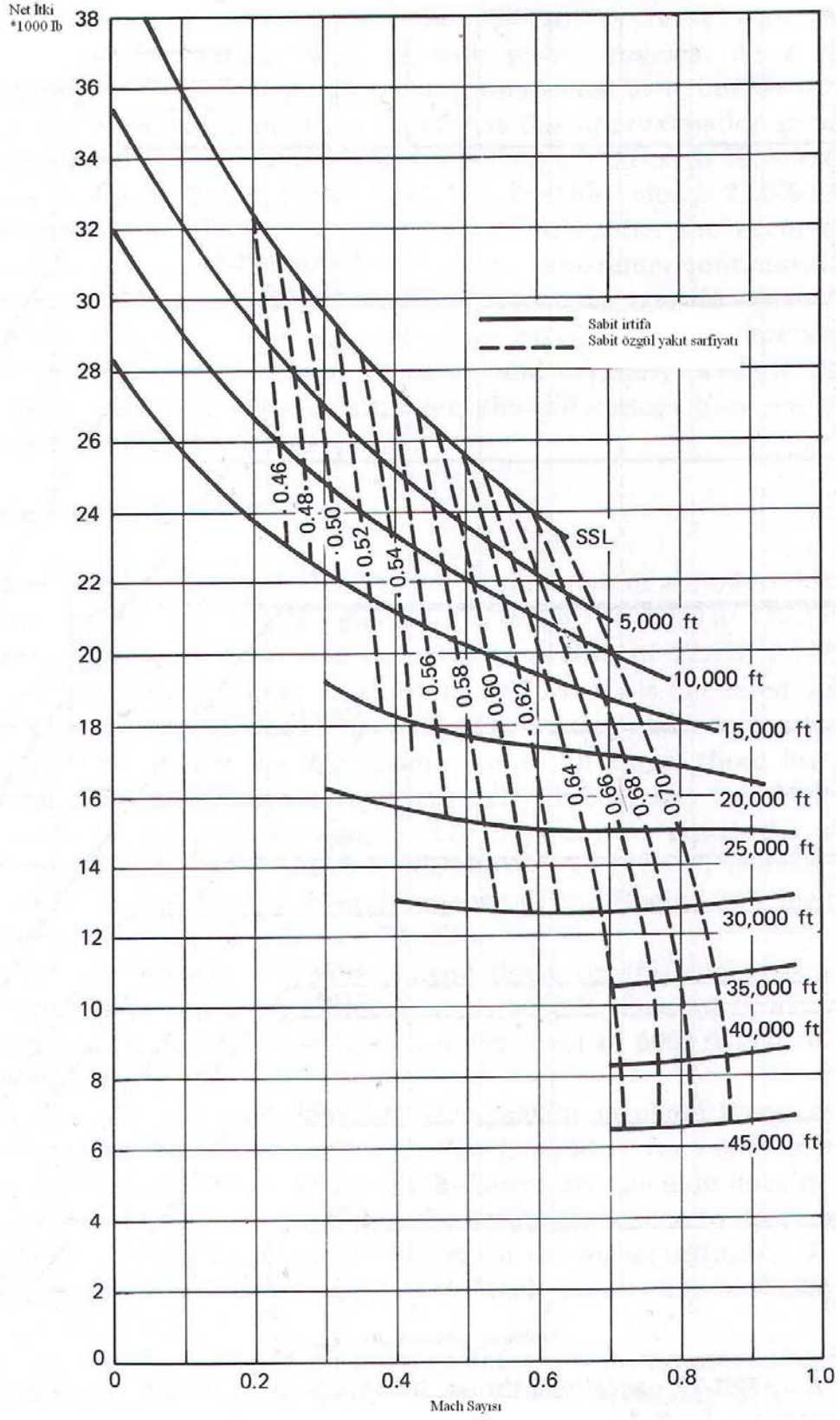
Bu bölümde, tez çalışmasının amacı olan uçak performans modeline ait itkisel model oluşturulmuştur. İtki modelinin oluşturulmasında bir motorun itkisinin sıcaklık, yoğunluk ve basınç gibi atmosferik özellikler ile değiştiği yani irtifanın bir fonksiyonu olduğu ve ayrıca hava hızı ya da Mach sayısı ve gaz kolu ayarı ile de değiştiği göz önünde bulundurulmuştur.

Düşük irtifalarda hava hızı veya Mach sayısı ile itkideki azalma önemli derecede iken yüksek irtifalarda itki neredeyse sabittir ve hatta belirli bir irtifa ve Mach sayısı üzerinde Mach sayısı ile hafifçe artış göstermektedir. Örneğin, BADA itki modeli, irtifa etkilerini ve standart atmosfer değerinden sıcaklığın sapmalarını göz önünde bulundururken Mach sayısı etkisini dikkate almamaktadır. Bu çalışmada bu etkileri modele dahil edebilmek için seçilen Pratt & Whitney JT9D-7A motorunun itki ve özgül yakıt sarfiyatı değişimi grafiği göz önünde bulundurulmuştur. İtki modelini var olan bir motor modeline dayandırmak, düzeltilmiş itki, Mach sayısı, irtifa ve sıcaklık arasındaki ilişkinin uçuş zarfı boyunca tutarlı kalmasına olanak vermektedir.

Parametre tahmini için gerekli olan fonksiyon optimizasyon probleminin amaç fonksiyonu olarak tanımlanmıştır. Motor üreticisinin sağladığı veriler ile meydana getirilen itki modeli, yüksek ve düşük bypass oranlı motorlar için bu modelin doğruluğunu sınaama açısından önemlidir.

Bu çalışmada oluşturulan itki modeli için doğrusal olmayan bir regresyon modeli önerilmiş ve bu modeldeki parametreleri tahmin etmek için Genetik Algoritmalar (GA) yöntemi kullanılmıştır. Bu amacı gerçekleştirmek üzere C Programlama Dilinde bir kaynak kod geliştirilmiştir. Modele ait performans parametrelerinin üç boyutlu grafiklerinin elde edilmesinde ise MATLAB yazılımı kullanılmıştır.

İtki modelinin oluşturulmasında, McCormick tarafından verilen Pratt & Whitney JT9D-7A turbofan motoruna ait itki ve özgül yakıt sarfiyatı değişimi grafiği kullanılmıştır [30].



Şekil 6.1. JT9D-7A maksimum tırmanma itkisi (100% ram iyileştirmesi, bleed havası yok, güç kaybı yok) [30]

Şekil 6.1'den elde edilen belirli irtifa değerlerindeki (h), Mach sayısı (M) ve itki (T) değerleri, JT9D-7A motoru için itki modelinin oluşturulmasında kullanılmıştır.

İtki modeli için önerilen model ve bu modelin parametrelerine (h,M,T) ait genetik algoritmalar yöntemiyle bulunan model katsayıları ($a_1, b_1, a_2, b_2, a_3, b_3$) aşağıda verilmiştir:

$$T = a_1 + b_1h + a_2M + b_2hM + a_3M^2 + b_3hM^2 \quad (6.1)$$

$$T = (a_1 + b_1h) + (a_2 + b_2h)M + (a_3 + b_3h)M^2 \quad (6.2)$$

$$T = f_1 + f_2M + f_3M^2 \quad (6.3)$$

$$f_1 = a_1 + b_1h$$

$$f_2 = a_2 + b_2h \quad (6.4)$$

$$f_3 = a_3 + b_3h$$

C Programlama Dilinde geliştirilen kaynak kodda $a_1, b_1, a_2, b_2, a_3, b_3$ model katsayıları (genetik algoritma parametreleri) genetik algortmada kromozomlar olarak tanımlanmıştır. Genetik kodlamada binary kodlama yerine gri kodlamalar kullanılarak genetik algoritma sırasında çaprazlama operatörünün uygulanması sonrasında kromozomların reel sayı olarak karşılıklarının birbirlerinden çok uzaklaşmaması ve genetik algoritmanın doğasının bozulmaması sağlanmıştır. Modeli oluşturan verilerin hassasiyet basamağı sayısı göz önünde bulundurularak her katsayı için kromozom uzunluğunun 20 bit olması ön görülmüştür. Yani bu kabul ile her kromozom 120 gen sayısına sahip olmaktadır. Popülasyon boyutu 20000 olarak seçilmiş ve programı durdurma kriteri olarak maksimum iterasyon sayısı da 20000 olarak belirlenmiştir.

$a_1, b_1, a_2, b_2, a_3, b_3$ model katsayılarının her birine karşılık gelen gri kodlamalı kromozomların reel sayı olarak karşılıkları $[-1,1]$ aralığında olacak şekilde rassal gen değerleri oluşturulmuştur. Arama uzayını $[-1,1]$ aralığı ile sınırlandırmak amacıyla, T ve h verileri 10^{-5} çarpanı ile normalize edilerek, bütün T ve h değerlerinin $[0,1]$ aralığında yer alması sağlanmıştır. Arama uzayının sınırlandırılması hem arama süresini kısaltmış, hem de algortmadan daha iyi sonuçların elde edilmesini kolaylaştırmıştır.

Geliştirilen kaynak kodun genetik algoritma parametreleri ve genetik işlemleri Çizelge 6.1’de özetlenmiştir. İtki modeline ilişkin akış diyagramı ise EK-1’de yer almaktadır.

Çizelge 6.1. Kaynak kodun genetik algoritma parametreleri ve genetik işlemleri

Başlangıç popülasyonu	Her parametre için 20 kromozom uzunluğunda gri kodlamalı diziler
Popülasyon boyutu	20000
Kopyalama (seçim) operatörü	Turnuva seçimi
Çaprazlama operatörü	İki noktalı çaprazlama. Çaprazlama oranı = 0.85
Mutasyon operatörü	Mutasyon oranı = 1 / Kromozom uzunluğu
Elitizm	Uygulanmıştır.
Uygunluk değerleri	$[\text{Gerçek Değer} - \text{Model Değeri}]^2$
Programı durdurma kriteri	Maksimum iterasyon sayısı = 20000

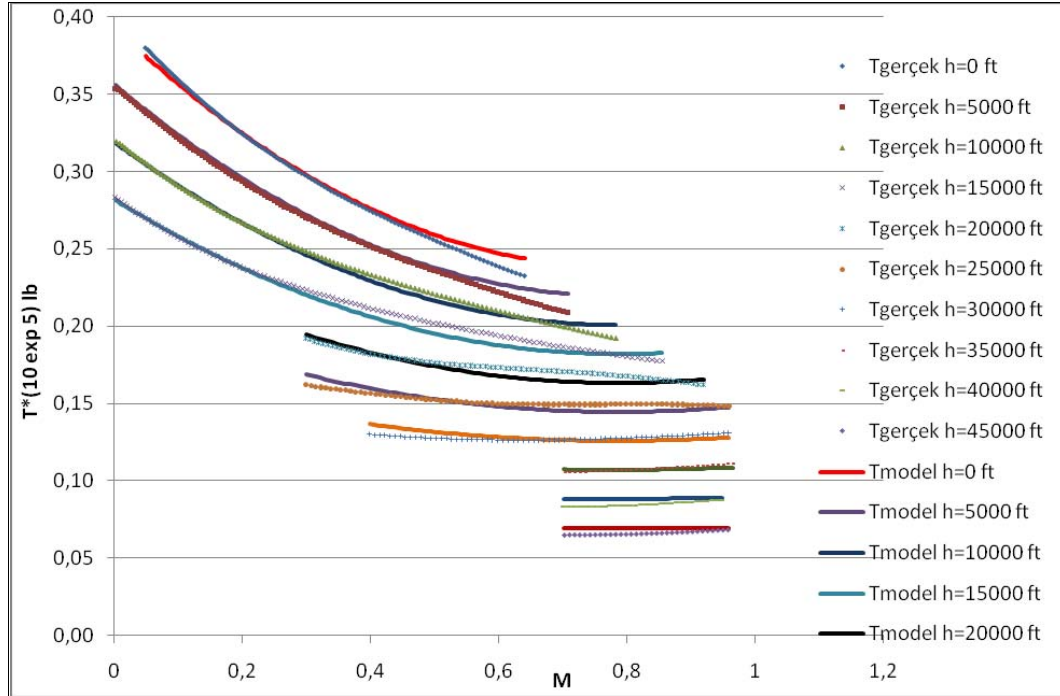
Stokastik bir arama yöntemi olduğu için genetik algoritmalar yönteminde iyi sonuçlara ulaşmak için kaynak kodun birden fazla sayıda çalıştırılması gerekmektedir. Her çalıştırmada farklı sonuçlar elde edilecek ve bu sonuçlar arasından en iyi uygunluk değerine sahip olan optimum veya optimuma yakın bir çözüm olarak kabul edilecektir. İstatistiki açıdan anlamlı olması açısından kaynak kod 30 kereden fazla sayıda çalıştırılmış ve bunlar arasından uygunluk değeri en iyi (minimum) olan çalıştırmaya (run) ilişkin değerler, katsayı değerleri olarak alınmıştır ($a_1 = 0.3931$; $b_1 = -0.7426$; $a_2 = -0.3928$; $b_2 = 0.9300$; $a_3 = 0.2489$; $b_3 = -0.5873$).

Böylelikle JT9D-7A turbofan motoru için elde edilen itki modeli şu şekilde olacaktır:

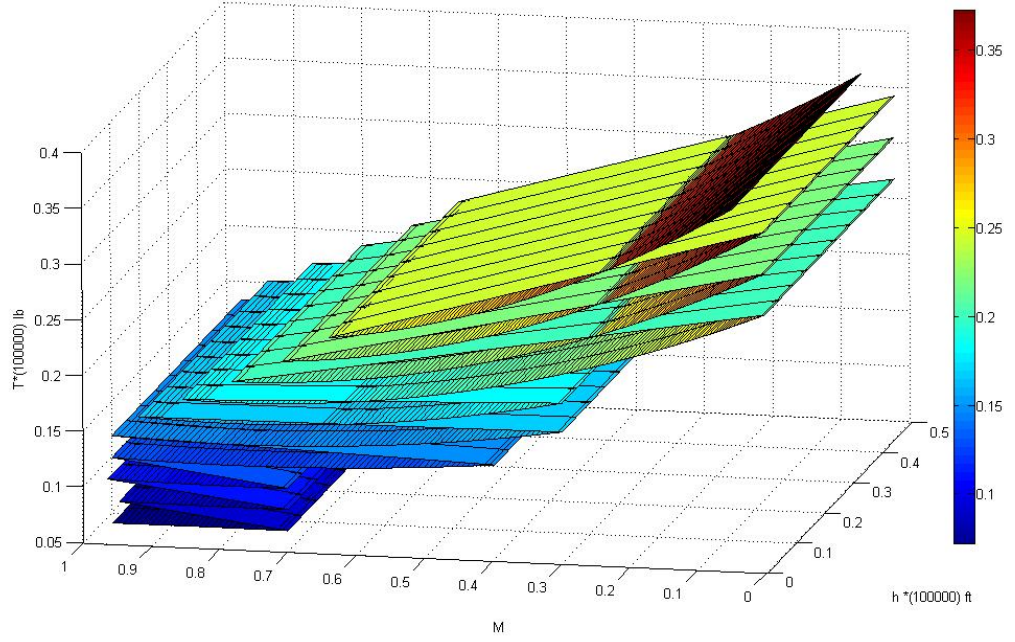
$$T = 0.3931 - 0.7426h - 0.3928M + 0.93hM + 0.2489M^2 - 0.5873hM^2 \quad (6.5)$$

Denklem (6.5)'te h, 10^{-5} ft cinsinden irtifa değeri; T, 10^{-5} lb cinsinden itki değeri; M ise Mach sayısını ifade etmektedir.

Şekil 6.2'de, JT9D-7A turbofan motoru için oluşturulan itki modelinden elde edilen itki (T_{model}) değerleri ile gerçek itki ($T_{\text{gerçek}}$) değerlerinin karşılaştırılması verilmiştir. Şekil 6.3.'te ise JT9D-7A motor modeline ait performans parametrelerinin üç boyutlu grafiği gösterilmektedir.



Şekil 6.2. Pratt & Whitney JT9D-7A motoru için gerçek ve itki modelinden elde edilen itki değerlerinin karşılaştırılması



Şekil 6.3. Pratt & Whitney JT9D-7A motoru için itki modeline ait performans parametrelerinin üç boyutlu gösterimi

6.2. Aerodinamik Model

Bir uçağın aerodinamik modeli, uçağın toplam sürüklenme katsayısını; taşıma katsayısının, Mach sayısının, Reynolds sayısının ve uçağın şeklinin bir fonksiyonu olarak ifade eden sürüklenme poleri ile temsil edilir.

$$C_D = C_D(C_L, M, Re, Şekil) \quad (6.6)$$

Sürüklenme poleri, bir uçağın performansını tahmin etmek için gerekli temel bilgiyi teşkil etmektedir [1].

Bu çalışmada meydana getirilen aerodinamik modelde kuadratik bir sürüklenme poleri kullanılması uygun görülmüştür. Kuadratik sürüklenme poleri seçilmesinin, oluşturulan uçak performans modeli Boeing 737-400 uçağına uygulandığında kamburluklu kanat sıkıştırılabilir sürüklenme polerine kıyasla tırmanma ve alçalma yörünge tahminlerinde doğruluğı arttırdığı görülmüştür. Kuadratik sürüklenme poleri kullanılarak hem profil eğriliğı hem de sıkıştırılabilirlik etkileri dikkate alındığı gibi; daha önceki çalışmalarda göz önünde bulundurulmayan kritik Mach sayısı üzerindeki sıkıştırılabilir sürüklenme

artışının da etkisi modele dahil edilmiştir. Modern nakliye uçaklarının transonik akış koşullarında kritik Mach sayısı üzerindeki “kuvvet diverjans Mach sayısı” etrafında genellikle uçtukları düşünüldüğünde [8] kuadratik sürüklenme polerinin, daha doğru yörünge tahmini sonuçları veren bir aerodinamik model sağlaması beklenebilecek bir durumdur.

Aerodinamik model kuadratik sürüklenme poleri ifadesi aşağıdaki şekildedir:

$$\begin{aligned}
C_D = & a_4 + b_4M + c_4M^2 + a_5C_L + b_5MC_L + c_5M^2C_L \\
& + a_6C_L^2 + b_6MC_L^2 + c_6M^2C_L^2 + a_7C_L^3 + b_7MC_L^3 \\
& + c_7M^2C_L^3 + a_8C_L^4 + b_8MC_L^4 + c_8M^2C_L^4
\end{aligned} \tag{6.7}$$

$$\begin{aligned}
C_D = & a_4 + b_4M + c_4M^2 + (a_5 + b_5M + c_5M^2)C_L \\
& + (a_6 + b_6M + c_6M^2)C_L^2 + (a_7 + b_7M + c_7M^2)C_L^3 \\
& + (a_8 + b_8M + c_8M^2)C_L^4
\end{aligned} \tag{6.8}$$

$$C_D = f_4 + f_5C_L + f_6C_L^2 + f_7C_L^3 + f_8C_L^4 \tag{6.9}$$

$$f_4 = a_4 + b_4M + c_4M^2$$

$$f_5 = a_5 + b_5M + c_5M^2$$

$$f_6 = a_6 + b_6M + c_6M^2 \tag{6.10}$$

$$f_7 = a_7 + b_7M + c_7M^2$$

$$f_8 = a_8 + b_8M + c_8M^2$$

Aerodinamik modele ve uçak performans modeline ilişkin akış diyagramları sırasıyla EK-2 ve EK-3'te yer almaktadır.

7. UÇAK PERFORMANS MODELİNİN UYGULANMASI

Bu bölümde, oluşturulan uçak performans modelinin, Boeing 737-400 uçağına ait uçuş el kitabından [31] elde edilen tırmanma ve alçalma yörüngesi verilerine uygulanması gerçekleştirilmiştir. Çizelge 7.1’de Boeing 737-400 uçağına ait karakteristikler verilmiştir.

Çizelge 7.1. Boeing 737-400 karakteristikleri [32]

Boeing 737-400 Karakteristikleri	
Kanat Alanı	91.04 m ²
Çeyrek veter uzunluğunda geriye doğru kanat ok açısı	25 ⁰
Ortalama kanat kalınlığı/veter oranı	%12.89
Maksimum kalkış ağırlığı	68038 kg
Maksimum yakıtsız ağırlık	53070 kg
Motorlar	2xCFM56-3-B1

Boeing 737-400 uçağı, CFM56-3-B1 yüksek bypass oranlı turbofan motorları ile donatılmıştır. Bu motora ait itki ve özgül yakıt sarfiyatı eğrisinin motor üreticisinden elde edilemediği düşünülerek, JT9D-7A turbofan motoru için oluşturulan itki modeli, CFM56-3-B1 motoruna uygun şekilde normalize edilmek suretiyle kullanılmıştır. CFM56-3-B1 ve JT9D-7A motorlarına ait verilerin karşılaştırılması Çizelge 7.2’de gösterilmektedir.

Çizelge 7.2. CFM56-3-B1 [33] ve JT9D-7A [32] motorlarına ait verilerin karşılaştırılması

Motor verileri	CFM56-3-B1	JT9D-7A
Kalkış Şartları (ISA Deniz Seviyesi) Maksimum kalkış itkisi [kg]	9072	20979
By-pass oranı	6.00	5.15
Uçuş performansı (ISA- 35000 ft)	M = 0.80	M = 0.85
Maksimum seyahat itkisi [kg]	2110	4912
Özgül yakıt sarfiyatı	0.671	0.625

JT9D-7A motoruna ait itki modelinin normalize edilmesinde motor için karakteristik olan iki değer göz önünde bulundurulmuştur: 1) Deniz seviyesi

maksimum statik kalkış itkisi değeri 2) 0.8 Mach sayısı ve 35000 ft irtifadaki itki değeri.

Buna göre CFM56-3-B1 motor modelini elde etmek için JT9D-7A motor modelinin 0.426 çarpanı ile normalize edilmesi gerektiği bulunmuştur.

Ayrıca JT9D-7A motoru için geliştirilen itki modelinin parçalı şekilde modellenmesi ile genetik algoritma uygunluk değerlerinin daha da iyileşmesi sağlanmıştır.

Sonuç olarak CFM56-3-B1 motoru için elde edilen itki modeli aşağıdaki şekilde ifade edilebilir:

$0.1 \leq h < 0.3$ aralığı için

$$T = 0.426 \times (0.3929 - 0.7568h - 0.3796M + 0.9544hM + 0.2132M^2 - 0.4836hM^2)$$

$0.3 \leq h \leq 0.4$ aralığı için

$$T = 0.426 \times (0.3869 - 0.6891h - 0.3575M + 0.6938hM + 0.2084M^2 - 0.3548hM^2) \quad (7.1)$$

Denklem (7.1)'de, h, 10^{-5} ft cinsinden irtifa değeri; T, 10^{-5} lb cinsinden itki değeri; M ise Mach sayısını ifade etmektedir.

7.1. Tırmanma Yörüngesi

Boeing 737-400 uçuş el kitabında, tırmanma süresi verileri tek bir tırmanma programı 250/280 KCAS/0.74 M için verilmiştir. Aerodinamik model parametreleri, uçuş el kitabında verilen 11 başlangıç ağırlığı için tırmanma verilerinin tamamı kullanılarak hesaplanmış ve ISA koşulları göz önünde bulundurulmuştur.

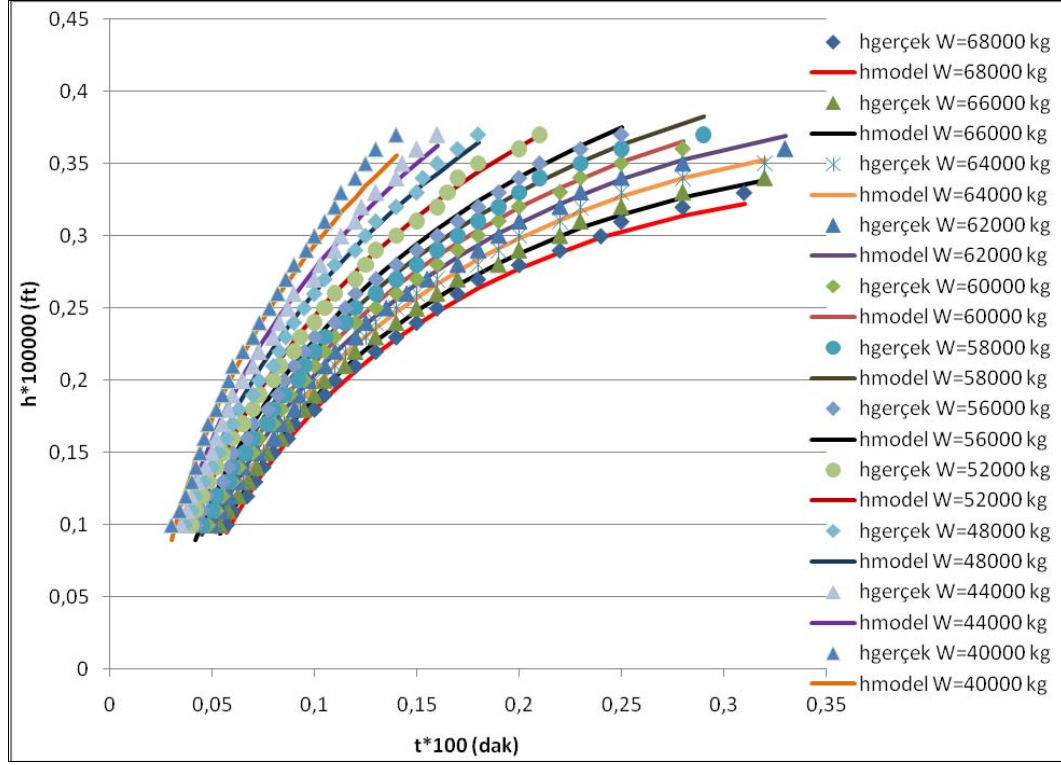
Aerodinamik modelin uygulanmasında genetik algoritmalar yöntemi kullanılarak tırmanma yörüngesini temsil eden bir irtifa modeli meydana getirilmiştir. Ağırlık (W) ve tırmanma süresi (t)'ye bağlı olarak irtifa (h) modeli şu şekilde ifade edilmiştir:

$$h = a_9 + b_9W + c_9t + d_9Wt + e_9t^2 + f_9Wt^2 + g_9 \ln(t) \quad (7.2)$$

Bu modele ait katsayılar $a_9 = 0.7244$; $b_9 = -0.3029$; $c_9 = 0.7507$; $d_9 = -0.9301$; $e_9 = 0.0786$; $f_9 = -1$; $g_9 = 0.1496$ şeklinde bulunmuştur. Burada h,

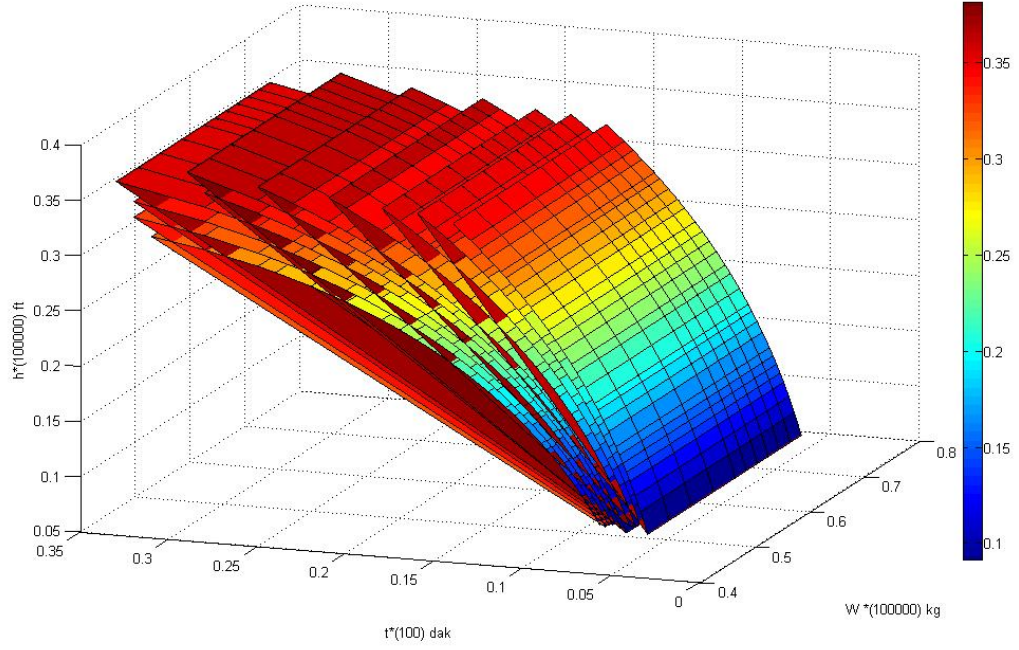
10^{-5} ft cinsinden irtifa; W , 10^{-5} kg cinsinden uçak ağırlığı; t ise 10^{-2} dakika cinsinden tırmanma süresidir.

Şekil 7.1’de, farklı uçak ağırlıkları için tırmanma sürelerine karşılık gerçek irtifa ($h_{gerçek}$) değerleri ile irtifa modeli (h_{model}) değerlerinin karşılaştırılması gösterilmiştir.



Şekil 7.1. Tırmanma sürelerine karşılık gerçek irtifa ($h_{gerçek}$) değerleri ile irtifa modeli (h_{model}) değerlerinin karşılaştırılması

Şekil 7.2’de ise irtifa modeline ait parametrelerin üç boyutlu grafiği verilmiştir.



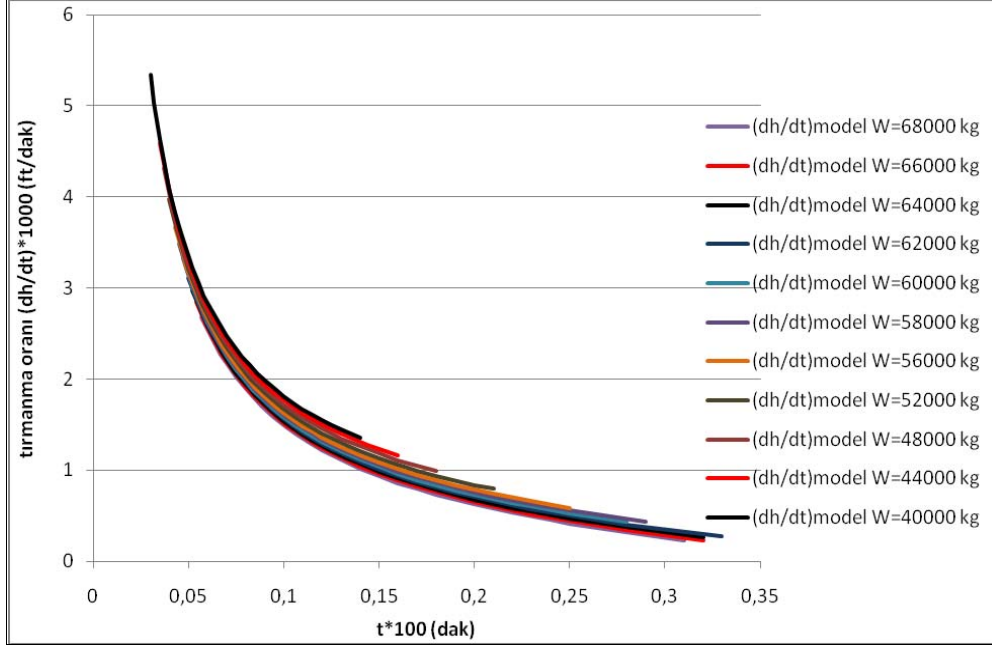
Şekil 7.2. İrtifa modeline ait parametrelerin üç boyutlu gösterimi

Tırmanma irtifa (h) modelinden elde edilen tırmanma oranı (dh/dt) modeli ise aşağıdaki şekilde olacaktır:

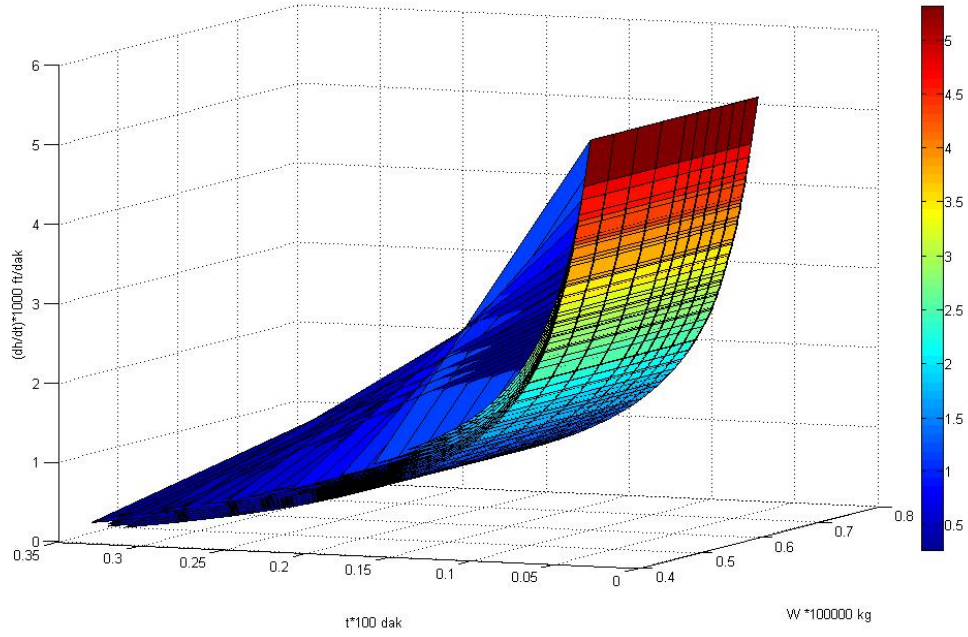
$$dh/dt = c_9 + d_9W + 2e_9t + 2f_9Wt + g_9(1/t) \quad (7.3)$$

Buradaki c_9 , d_9 , e_9 , f_9 , g_9 katsayıları, h modelindekiler ile aynı değerdedir.

Farklı uçak ağırlıkları için tırmanma sürelerine karşılık tırmanma oranı (dh/dt) modeli değerleri Şekil 7.3'te görülmektedir. Şekil 7.4'te ise tırmanma oranı (dh/dt) model parametrelerinin üç boyutlu gösterimi verilmiştir.



Şekil 7.3. Tırmanma sürelerine karşılık tırmanma oranı (dh/dt) modeli değerleri



Şekil 7.4. Tırmanma oranı (dh/dt) model parametrelerinin üç boyutlu gösterimi

Aerodinamik modelde; hava basıncı (P), hava yoğunluğu (ρ), CAS/TAS ve Mach/TAS dönüşümleri hesaplamalarında kullanılan standart atmosfer modeli

formülleri ve geçiş irtifasının belirlenmesinde kullanılan havayolu prosedürleri modeli formülleri sırasıyla EK-4 ve EK-5’te verilmiştir.

Ayrıca genetik algoritmalar yöntemiyle bu tırmanma yörüngesine ve programına ait bir hız modeli meydana getirilmiştir:

$$V = a_{10} + b_{10}h \quad (7.4)$$

Hız modeli, iki farklı irtifa aralığında farklı a_{10} ve b_{10} katsayıları ile şu şekildedir:

0.3048 < h < 0.8839 aralığı için

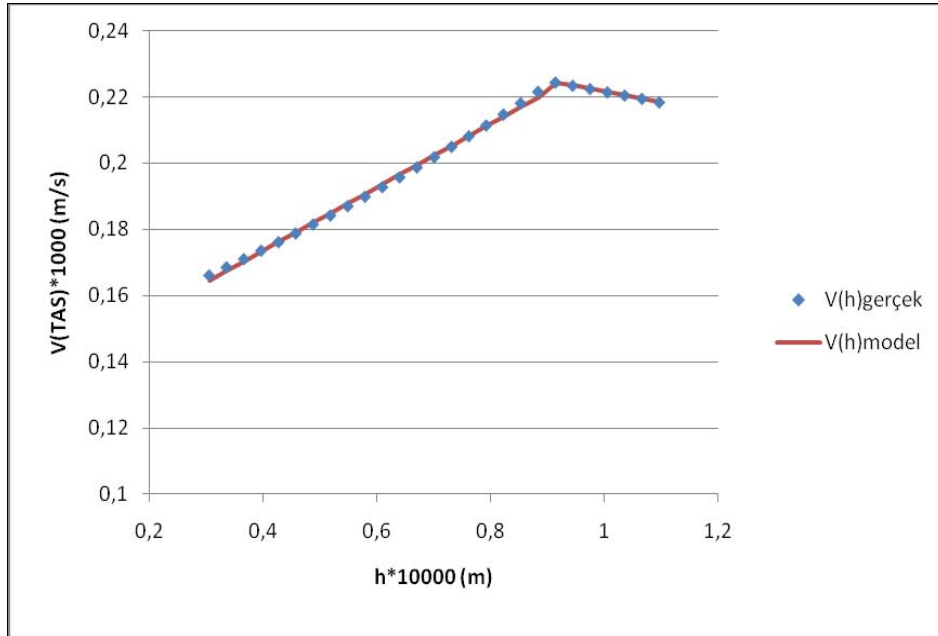
$$V = 0.1354 + 0.0956h$$

0.9144 < h < 1.0973 aralığı için

$$V = 0.2537 - 0.0321h \quad (7.5)$$

Denklem (7.5)’te h, 10^{-5} m cinsinden irtifa değeri; V ise, 10^{-3} m/s cinsinden gerçek hava hızı değeridir.

Şekil 7.5’te, mevcut tırmanma yörüngesi ve tırmanma programına ait gerçek hız ($V_{\text{gerçek}}$) değerleri ile hız modeli (V_{model}) değerleri görülmektedir.



Şekil 7.5. Tırmanma yörüngesi için gerçek hız ($V_{\text{gerçek}}$) değerleri ile hız modeli (V_{model}) değerlerinin karşılaştırılması

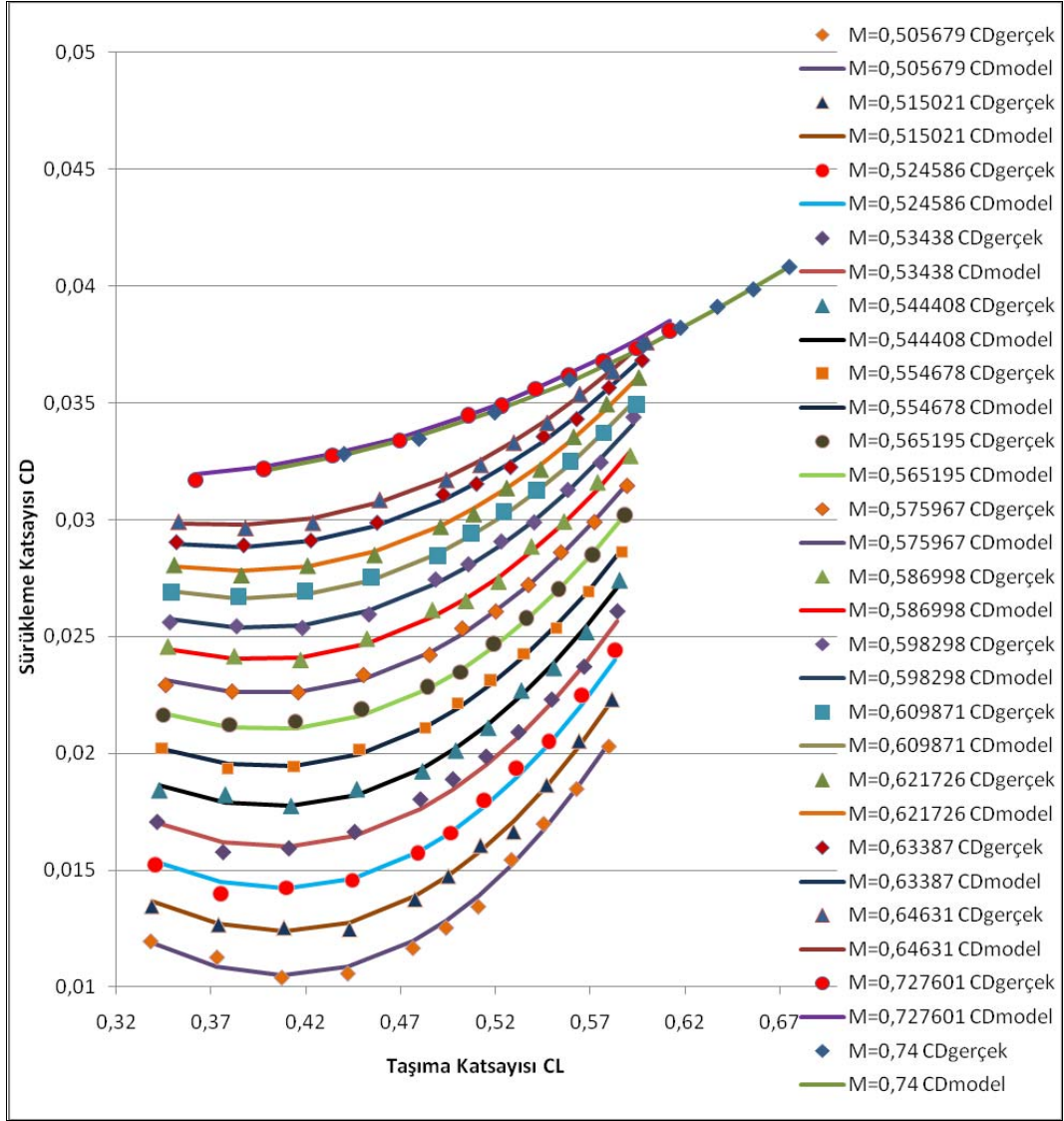
Denklem (4.3) ve (4.23) kullanılarak hesaplanan sürüklenme katsayısı değerlerini ifade etmek üzere, (6.7)-(6.10) ile ifade edilen aerodinamik model kuadratik sürüklenme poleri katsayıları şu şekilde hesaplanmıştır:

$$\begin{aligned}
C_D = & a_4 + b_4M + c_4M^2 + a_5C_L + b_5MC_L + c_5M^2C_L \\
& + a_6C_L^2 + b_6MC_L^2 + c_6M^2C_L^2 + a_7C_L^3 + b_7MC_L^3 \\
& + c_7M^2C_L^3 + a_8C_L^4 + b_8MC_L^4 + c_8M^2C_L^4
\end{aligned} \tag{7.6}$$

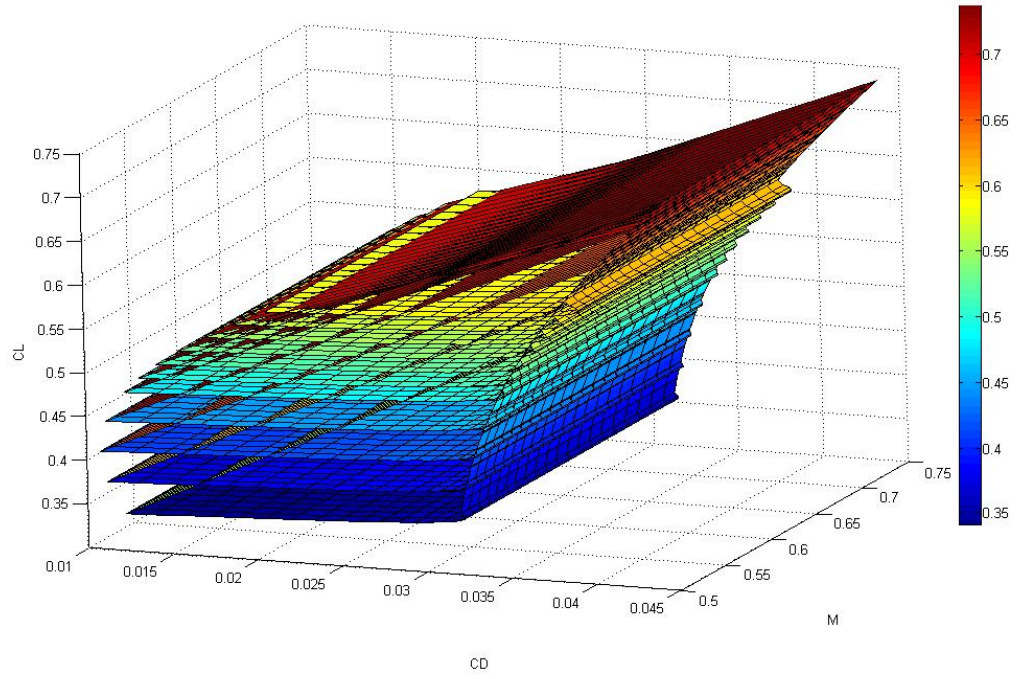
($a_4 = -0.0848$; $b_4 = 0.4790$; $c_4 = -0.4433$; $a_5 = -0.4759$; $b_5 = 0.7271$; $c_5 = -0.0299$;
 $a_6 = 0.0962$; $b_6 = -0.0913$; $c_6 = -0.3987$; $a_7 = 0.6011$; $b_7 = -0.6772$; $c_7 = 0.4258$;
 $a_8 = 0.1991$; $b_8 = -0.7880$; $c_8 = 0.4110$)

Burada C_D , C_L ve M sırasıyla sürüklenme katsayısı, taşıma katsayısı ve Mach sayısı değerleridir.

Şekil 7.6'da, hesaplanan sürüklenme katsayısı değerleri ile aerodinamik sürüklenme poleri modelinden elde edilen sürüklenme katsayısı değerlerinin karşılaştırılması gösterilmiştir. Şekil 7.7'de ise aerodinamik sürüklenme poleri modeli parametrelerinin üç boyutlu değişimi görülmektedir.

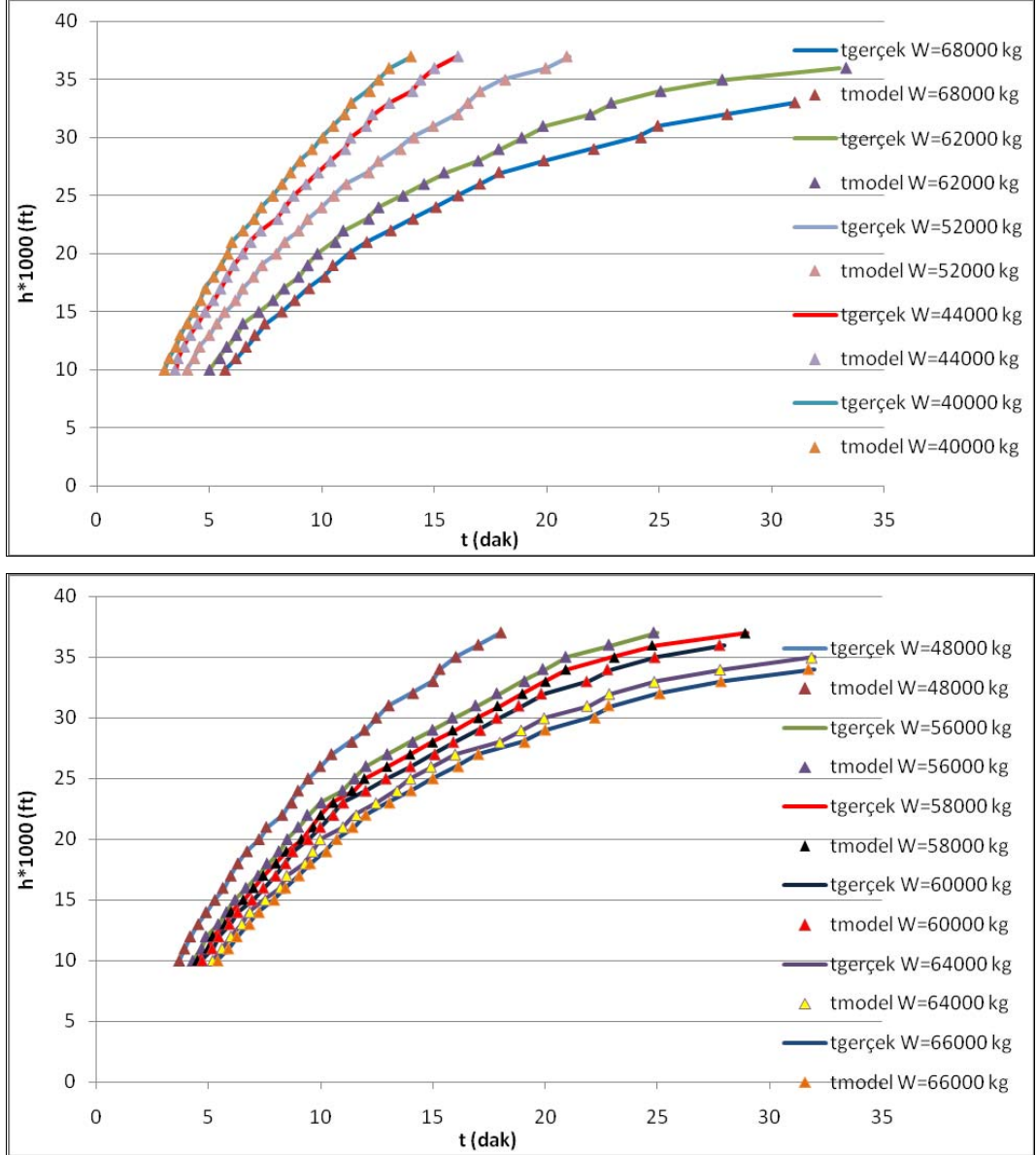


Şekil 7.6. Hesaplanan ve modelden elde edilen sürüklenme poleri değerlerinin karşılaştırılması



Şekil 7.7. Aerodinamik sürüklenme poleri modeli parametrelerinin üç boyutlu gösterimi

Son olarak tırmanma yörüngesi süreleri, aerodinamik sürüklenme poleri modeli ve CFM56-3-B1 motoru için normalize edilen itki modeli kullanılarak hesaplanmıştır. Uçak performans modelinden elde edilen tırmanma süresi değerleri ve uçuş el kitabındaki gerçek tırmanma süresi değerlerinin karşılaştırılması Şekil 7.8’de gösterildiği gibidir.

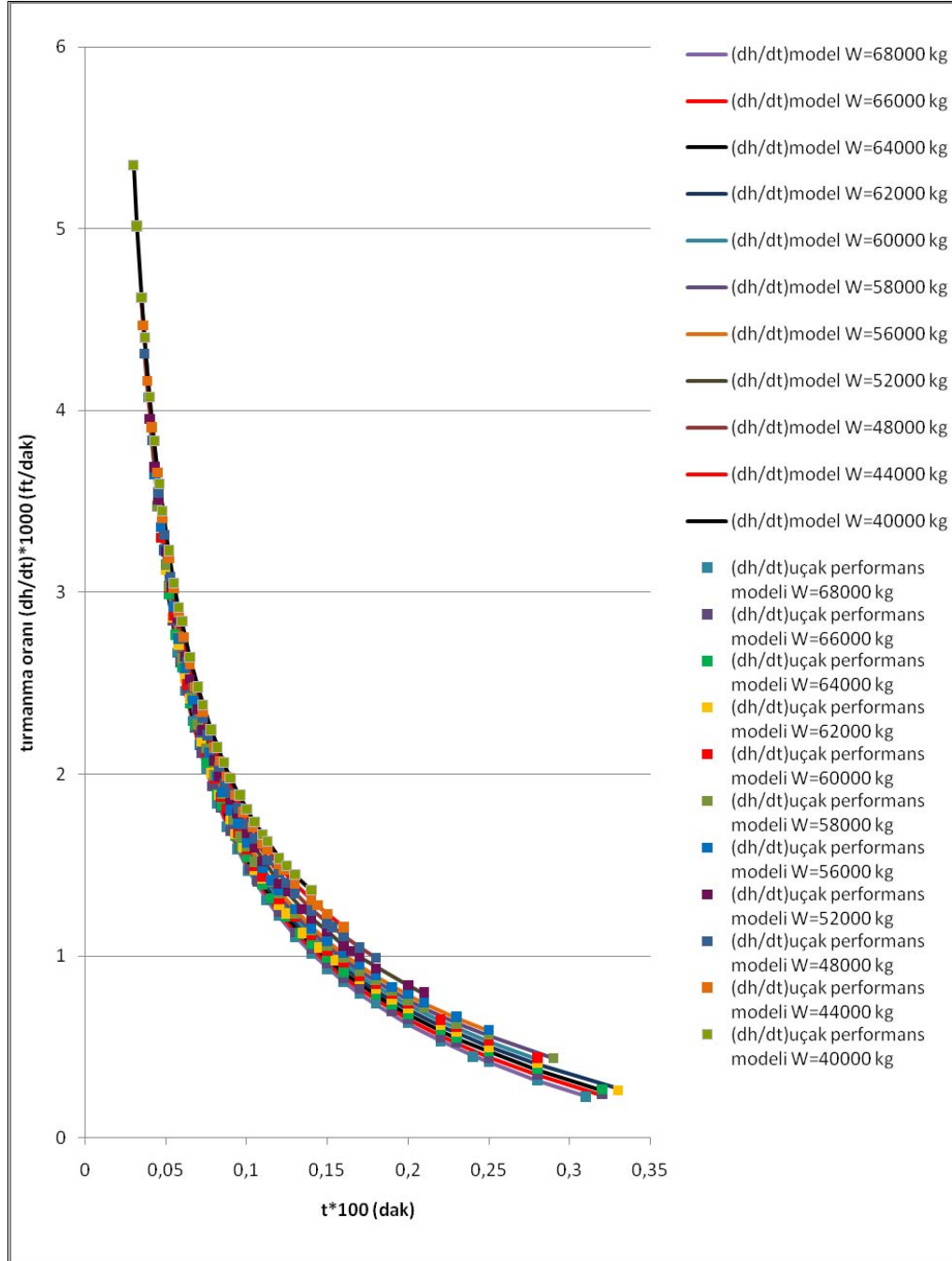


Şekil 7.8. Uçak performans modelinden elde edilen tırmanma süresi değerleri ve uçuş el kitabındaki gerçek tırmanma süresi değerlerinin karşılaştırılması

Gerçek tırmanma süreleri ile uçak performans modelinden elde edilen tırmanma süreleri eldeki bütün başlangıç uçak ağırlığı değerleri için karşılaştırılmış ve tırmanma süresi hata aralığı % -0.995 ila % 0.975 olarak tespit edilmiştir.

Uçak performans modelinin doğruluğu belirlemede bir başka kriter ise uçak performans modelinin oluşturulmasında kullanılan tırmanma oranı modeli $((dh/dt)_{\text{model}})$ değerleri ile tırmanma süreleri hesaplanırken uçak performans

modelinden elde edilen tırmanma oranı uçak performans modeli $((dh/dt)_{\text{uçak performans modeli}})$ değerlerinin karşılaştırılması olacaktır. Bu değerlerin karşılaştırılması Şekil 7.9’da verilmiştir.



Şekil 7.9. Tırmanma oranı modeli $(dh/dt)_{\text{model}}$ değerleri ile tırmanma oranı uçak performans modeli $(dh/dt)_{\text{uçak performans modeli}}$ değerlerinin karşılaştırılması

Tırmanma oranı modeli değerleri ve tırmanma oranı uçak performans modeli değerlerinin hata aralığı % -2.895 ila % 2.758 olarak belirlenmiştir.

7.2. Alçalma Yörüngesi

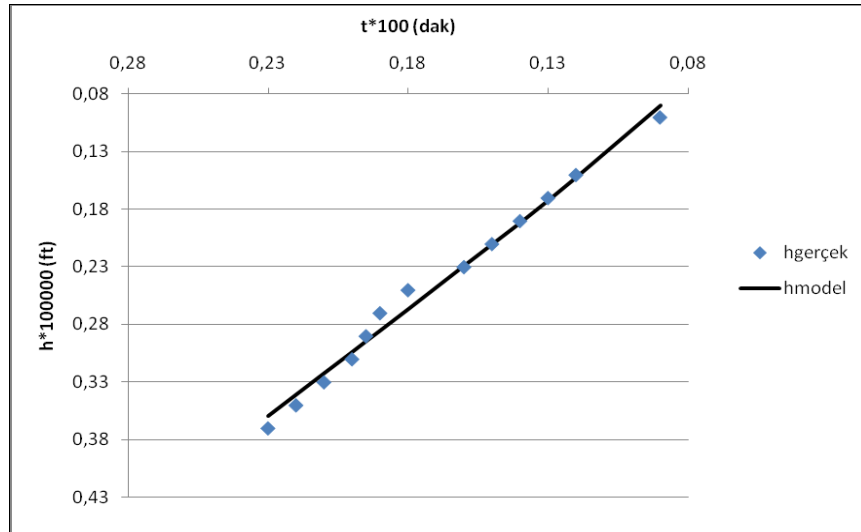
Boeing 737-400 uçağının uçuş el kitabındaki alçalma süresi verileri 0.74 M/250 KCAS alçalma programı için ve uçak ağırlığından bağımsız olarak verilmiştir. Aerodinamik model parametreleri, bu veriler için ve ISA koşulları göz önünde bulundurularak hesaplanmıştır.

Aerodinamik modelin uygulanmasında genetik algoritmalar yöntemi kullanılarak alçalma yörüngesini temsil eden bir irtifa modeli meydana getirilmiştir. Alçalma süresi (t)'ye bağlı olarak irtifa (h) modeli şu şekilde ifade edilmiştir:

$$h = a_{11} + b_{11}t + c_{11}t^2 + d_{11} \ln(t) \quad (7.7)$$

Bu modele ait katsayılar $a_{11} = 0.2093$; $b_{11} = 1$; $c_{11} = 1$; $d_{11} = 0.090$ şeklinde bulunmuştur. Burada h, 10^{-5} ft cinsinden irtifa; t ise 10^{-2} dakika cinsinden alçalma süresidir.

Şekil 7.10'da, alçalma sürelerine karşılık gerçek irtifa ($h_{\text{gerçek}}$) değerleri ile irtifa modeli (h_{model}) değerlerinin karşılaştırılması gösterilmiştir.



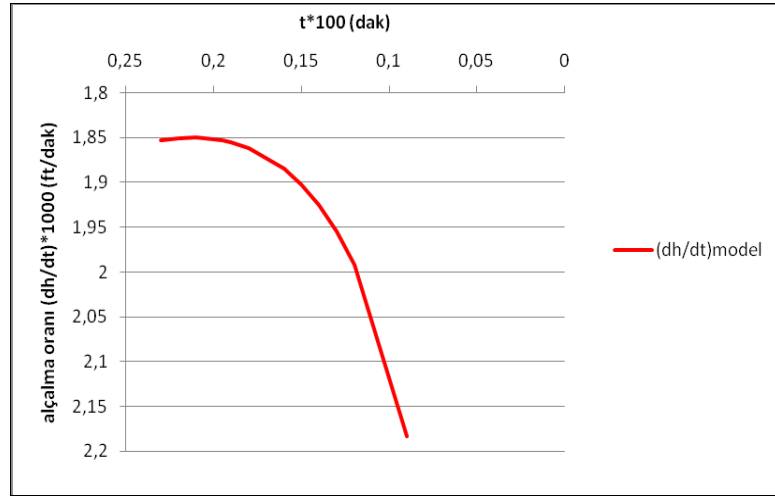
Şekil 7.10. Alçalma sürelerine karşılık gerçek irtifa ($h_{\text{gerçek}}$) değerleri ile irtifa modeli (h_{model}) değerlerinin karşılaştırılması

Alçalma irtifa (h) modelinden elde edilen alçalma oranı (dh/dt) modeli ise şu şekildedir:

$$dh/dt = b_{11} + 2c_{11}t + d_{11}(1/t) \quad (7.8)$$

Buradaki b_{11} , c_{11} , d_{11} katsayıları, h modelindekiler ile aynı değerdedir.

Alçalma sürelerine karşılık alçalma oranı (dh/dt) modeli değerleri ise Şekil 7.11’de gösterilmiştir.



Şekil 7.11. Alçalma sürelerine karşılık alçalma oranı (dh/dt) modeli değerleri

Aerodinamik modelde; hava basıncı (P), hava yoğunluğu (ρ), CAS/TAS ve Mach/TAS dönüşümleri hesaplamalarında kullanılan standart atmosfer modeli formülleri ve geçiş irtifasının belirlenmesinde kullanılan havayolu prosedürleri modeli formülleri sırasıyla EK-4 ve EK-5’te verilmiştir.

Genetik algoritmalar yöntemi kullanılarak bu alçalma yörüngesine ve programına ait bir hız modeli meydana getirilmiştir:

$$V = a_{10} + b_{10}h \quad (7.9)$$

Hız modeli, iki farklı irtifa aralığında farklı a_{10} ve b_{10} katsayıları ile şu şekilde ifade edilebilir:

0.3048 < h < 1.0058 aralığı için

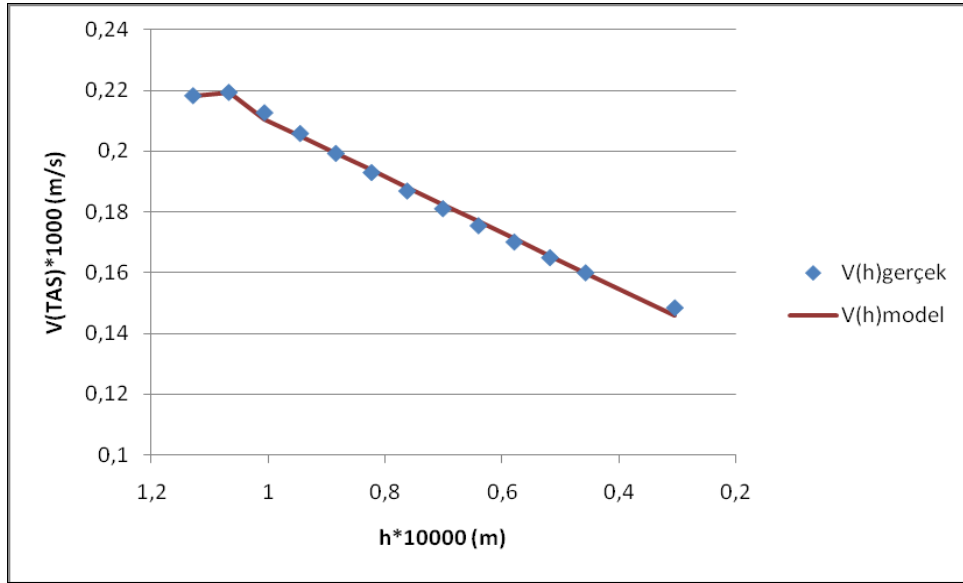
$$V = 0.1178 + 0.0922h$$

1.0668 < h < 1.1278 aralığı için

$$V = 0.2384 - 0.0178h \quad (7.10)$$

Denklem (7.10)'da h, 10^{-5} m cinsinden irtifa değeri; V ise, 10^{-3} m/s cinsinden gerçek hava hızı değeridir.

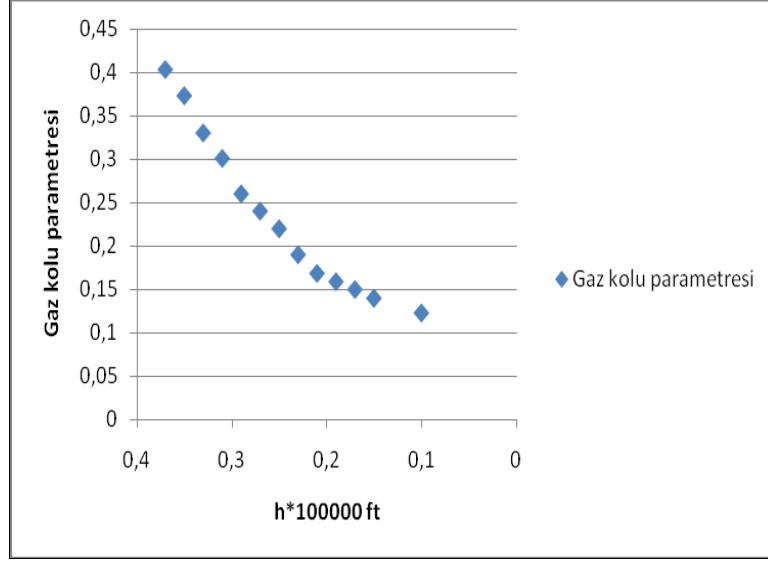
Şekil 7.12'de, mevcut alçalma yörüngesi ve alçalma programına ait gerçek hız ($V_{\text{gerçek}}$) değerleri ile hız modeli (V_{model}) değerleri gösterilmiştir.



Şekil 7.12. Alçalma yörüngesi için gerçek hız ($V_{\text{gerçek}}$) değerleri ile hız modeli (V_{model}) değerlerinin karşılaştırılması

Alçalma yörüngesi süreleri, itki modeli ve tırmanma yörüngesi verileri ile meydana getirilen aerodinamik sürüklenme poleri modeli kullanılarak hesaplanmıştır.

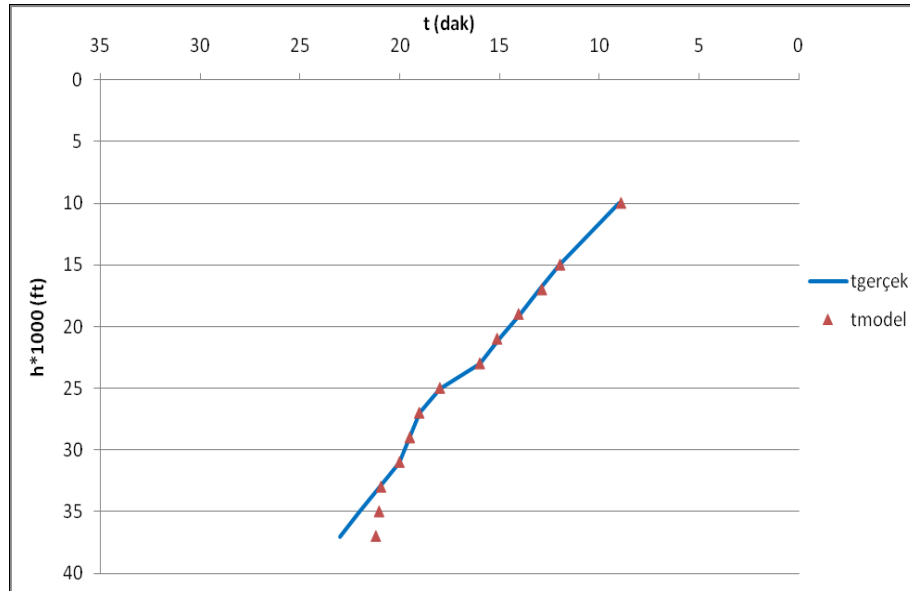
Tırmanma yörüngesi hesaplanırken itki modelinde gaz kolu parametresi $\beta = 1$ olarak alınırken, alçalma yörüngesinde irtifa azaldıkça azalan β gaz kolu parametresi değerleri kullanılmıştır. Alçalma yörüngesi için gaz kolu parametresinin irtifa ile değişimi Şekil 7.13'te gösterilmiştir.



Şekil 7.13. Alçalma yörüngesi için gaz kolu parametresinin irtifa ile değişimi

Ayrıca tırmanma yörüngesi verileri ile oluşturulan aerodinamik sürükleme poleri modeli, alçalma yörüngesi için normalize edilmiştir.

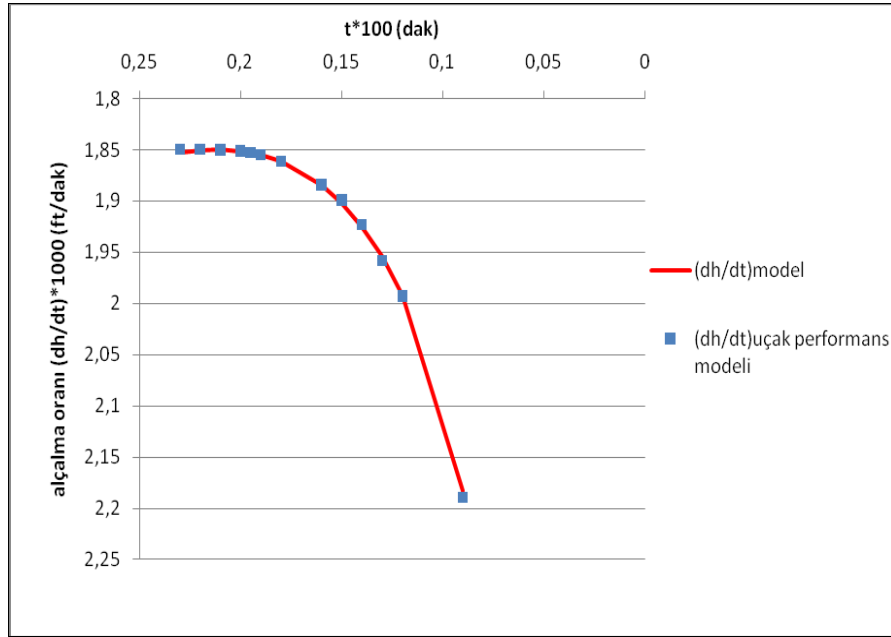
Sonuçta uçak performans modelinden elde edilen alçalma süresi değerleri ve uçuş el kitabındaki gerçek alçalma süresi değerlerinin karşılaştırılması Şekil 7.14'te gösterildiği gibidir.



Şekil 7.14. Uçak performans modelinden elde edilen alçalma süresi değerleri ve uçuş el kitabındaki gerçek alçalma süresi değerlerinin karşılaştırılması

Gerçek alçalma süreleri ile uçak performans modelinden elde edilen alçalma süreleri karşılaştırıldığında geçiş irtifasının üzerinde yani 37000 ft ve 35000 ft irtifa değerlerinde hata değerlerinin sırasıyla % 7.85 ve % 4.4 olduğu; geçiş irtifasının altında ise hata aralığının % -0.89 ila % 0.815 olduğu bulunmuştur. Sonuç olarak alçalma yörüngesinin büyük bir bölümünde uçak performans modelinin iyi sonuçlar verdiği görülmektedir.

Alçalma oranı modeli $((dh/dt)_{\text{model}})$ değerleri ile alçalma süreleri hesaplanırken uçak performans modelinden elde edilen alçalma oranı uçak performans modeli $((dh/dt)_{\text{uçak performans modeli}})$ değerlerinin karşılaştırılmasında ise hata aralığının % -0.272 ila % 0.144 olduğu görülmüştür. Bu değerlerin karşılaştırılması Şekil 7.15'te verilmiştir.



Şekil 7.15. Alçalma oranı modeli $((dh/dt)_{\text{model}}$ değerleri ile alçalma oranı uçak performans modeli $((dh/dt)_{\text{uçak performans modeli}})$ değerlerinin karşılaştırılması

8. UÇAK PERFORMANS MODELİNE AİT METODOLOJİNİN DOĞRULANMASI

Bir önceki bölümde Boeing 737-400 uçağına uygulanan uçak performans modeline ait metodoloji, bu bölümde Airbus A320-212 uçağına ait uçuş el kitabından [35] elde edilen tırmanma ve alçalma yörüngesi verilerine uygulanmak suretiyle doğrulanmıştır. Çizelge 8.1’de Airbus A320-212 uçağına ait karakteristikler verilmiştir.

Çizelge 8.1. Airbus A320-212 karakteristikleri [36]

Airbus A320-212 Karakteristikleri	
Kanat Alanı	122.6 m ²
Çeyrek veter uzunluğunda geriye doğru kanat ok açısı	25 ⁰
Kanat açıklığı	34.10 m
Maksimum kalkış ağırlığı	78000 kg
Maksimum yakıtsız ağırlık	62500 kg
Motorlar	2xCFM56-5A3

Airbus A320-212 uçağı, CFM56-5A3 yüksek bypass oranlı turbofan motorları ile donatılmıştır. Bu motora ait itki ve özgül yakıt sarfiyatı eğrisinin motor üreticisinden elde edilemediği düşünülerek, JT9D-7A turbofan motoru için oluşturulan itki modeli, CFM56-5A3 motoruna uygun şekilde normalize edilerek kullanılmıştır. CFM56-5A3 ve JT9D-7A motorlarına ait verilerin karşılaştırılması Çizelge 8.2’de gösterilmektedir.

Çizelge 8.2. CFM56-5A3 [34] ve JT9D-7A [32] motorlarına ait verilerin karşılaştırılması

Motor verileri	CFM56-5A3	JT9D-7A
Kalkış Şartları (ISA Deniz Seviyesi) Maksimum kalkış itkisi [kg]	11340	20979
By-pass oranı	6.00	5.15
Uçuş performansı (ISA- 35000 ft)	M = 0.80	M = 0.85
Maksimum seyahat itkisi [kg]	2268	4912

JT9D-7A motoruna ait itki modeli, 1) Deniz seviyesi maksimum statik kalkış itkisi değeri 2) 0.8 Mach sayısı ve 35000 ft irtifadaki itki değeri göz önünde bulundurularak CFM56-5A3 motoru için normalize edilmiştir.

Buna göre CFM56-5A3 motor modelini elde etmek için JT9D-7A motor modelinin 0.555 çarpanı ile normalize edilmesi gerektiği bulunmuştur.

CFM56-5A3 motoru için elde edilen itki modeli aşağıdaki şekilde ifade edilebilir:

0.1 ≤ h < 0.3 aralığı için

$$T = 0.555 \times (0.3929 - 0.7568h - 0.3796M + 0.9544hM + 0.2132M^2 - 0.4836hM^2)$$

0.3 ≤ h ≤ 0.4 aralığı için

$$T = 0.555 \times (0.3869 - 0.6891h - 0.3575M + 0.6938hM + 0.2084M^2 - 0.3548hM^2) \quad (8.1)$$

Denklem (8.1)'de h, 10⁻⁵ ft cinsinden irtifa değeri; T, 10⁻⁵ lb cinsinden itki değeri; M ise Mach sayısını ifade etmektedir.

8.1. Tırmanma Yörüngesi

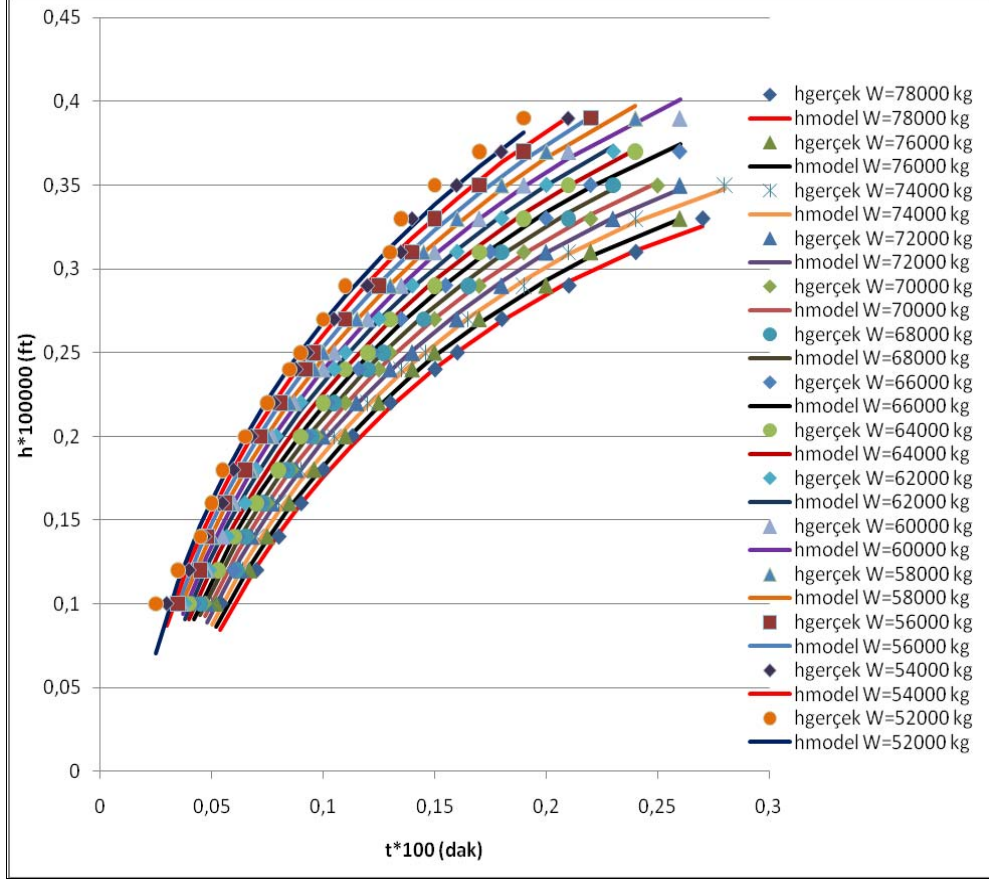
Airbus A320-212 uçuş el kitabında, tırmanma süresi verileri tek bir tırmanma programı 250/300 KCAS/0.78 M için verilmiştir. Aerodinamik model parametreleri, uçuş el kitabında verilen 14 başlangıç ağırlığı için tırmanma verilerinin tamamı kullanılarak hesaplanmış ve ISA koşulları göz önünde bulundurulmuştur.

Genetik algoritmalar yöntemiyle oluşturulan, ağırlık (W) ve tırmanma süresi (t)'ye bağlı olarak ifade edilen irtifa (h) modeli şu şekilde olacaktır:

$$h = a_9 + b_9W + c_9t + d_9Wt + e_9t^2 + f_9Wt^2 + g_9 \ln(t) \quad (8.2)$$

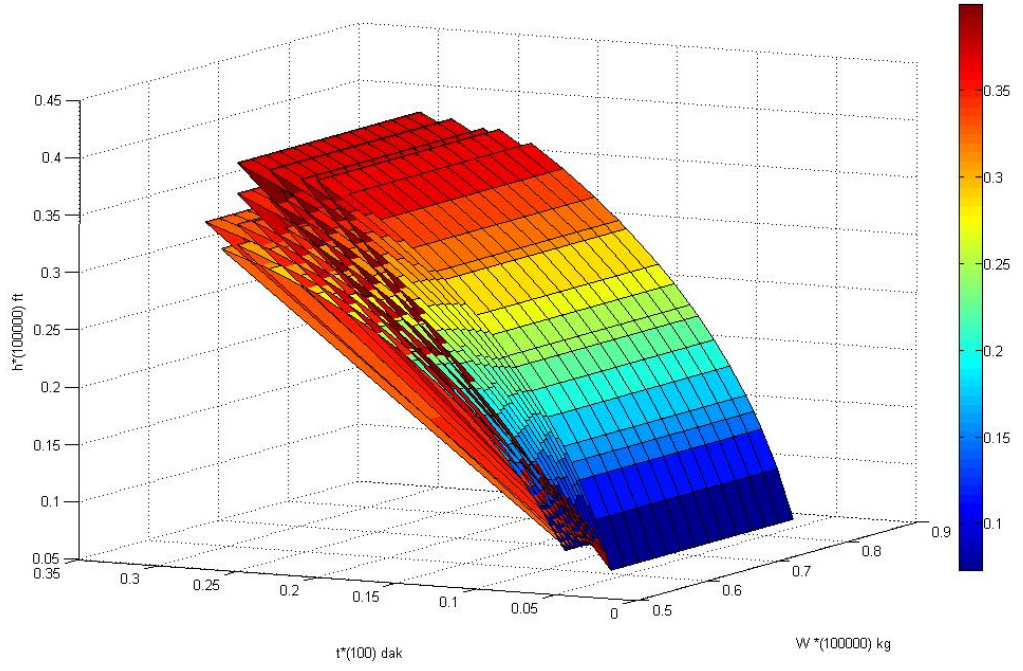
Bu modele ait katsayılar a₉ = 0.6015; b₉ = -0.3246; c₉ = 0.9656; d₉ = -0.2041; e₉ = -0.6547; f₉ = -1; g₉ = 0.1038 şeklinde bulunmuştur. Burada h, 10⁻⁵ ft cinsinden irtifa; W, 10⁻⁵ kg cinsinden uçak ağırlığı; t ise 10⁻² dakika cinsinden tırmanma süresidir.

Şekil 8.1’de, farklı uçak ağırlıkları için tırmanma sürelerine karşılık gerçek irtifa ($h_{\text{gerçek}}$) değerleri ile irtifa modeli (h_{model}) değerlerinin karşılaştırılması gösterilmiştir.



Şekil 8.1. Tırmanma sürelerine karşılık gerçek irtifa ($h_{\text{gerçek}}$) değerleri ile irtifa modeli (h_{model}) değerlerinin karşılaştırılması

Şekil 8.2’de ise irtifa modeline ait parametrelerin üç boyutlu grafiği verilmiştir.



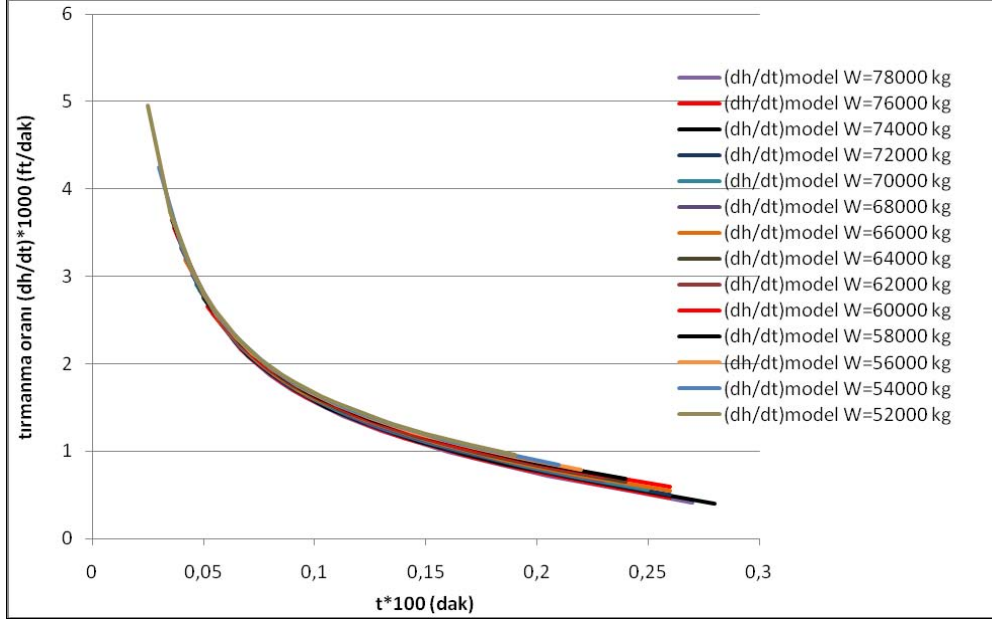
Şekil 8.2. İrtifa modeline ait parametrelerin üç boyutlu gösterimi

Tırmanma irtifa (h) modelinden elde edilen tırmanma oranı (dh/dt) modeli ise aşağıdaki şekilde olacaktır:

$$dh/dt = c_9 + d_9 W + 2e_9 t + 2f_9 W t + g_9 (1/t) \quad (8.3)$$

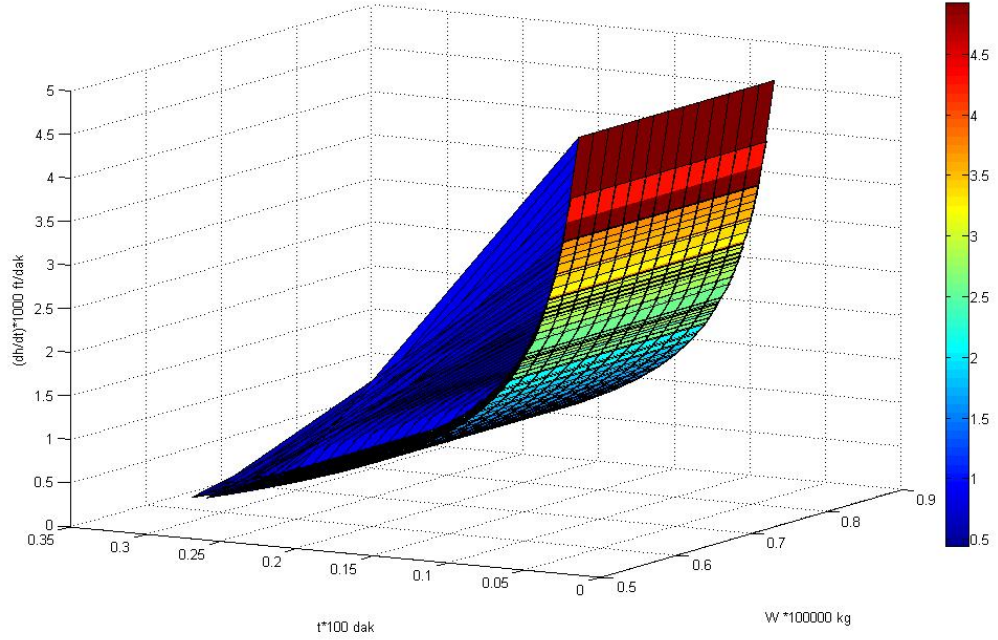
Buradaki c_9 , d_9 , e_9 , f_9 , g_9 katsayıları, h modelindekiler ile aynı değerdedir.

Farklı uçak ağırlıkları için tırmanma sürelerine karşılık tırmanma oranı (dh/dt) modeli değerleri Şekil 8.3'te görülmektedir.



Şekil 8.3. Tırmanma sürelerine karşılık tırmanma oranı (dh/dt) modeli değerleri

Şekil 8.4'te ise tırmanma oranı (dh/dt) model parametrelerinin üç boyutlu gösterimi verilmiştir.



Şekil 8.4. Tırmanma oranı (dh/dt) model parametrelerinin üç boyutlu gösterimi

Aerodinamik modelde; hava basıncı (P), hava yoğunluğu (ρ), CAS/TAS ve Mach/TAS dönüşümleri hesaplamalarında kullanılan standart atmosfer modeli formülleri ve geçiş irtifasının belirlenmesinde kullanılan havayolu prosedürleri modeli formülleri sırasıyla EK-4 ve EK-5’te verilmiştir.

Genetik algoritmalar yöntemiyle bu tırmanma yörüngesine ve programına ait bir hız modeli meydana getirilmiştir:

$$V = a_{10} + b_{10}h \quad (8.4)$$

Hız modeli, iki farklı irtifa aralığında farklı a ve b katsayıları ile şu şekildedir:

0.3048 < h < 0.8230 aralığı için

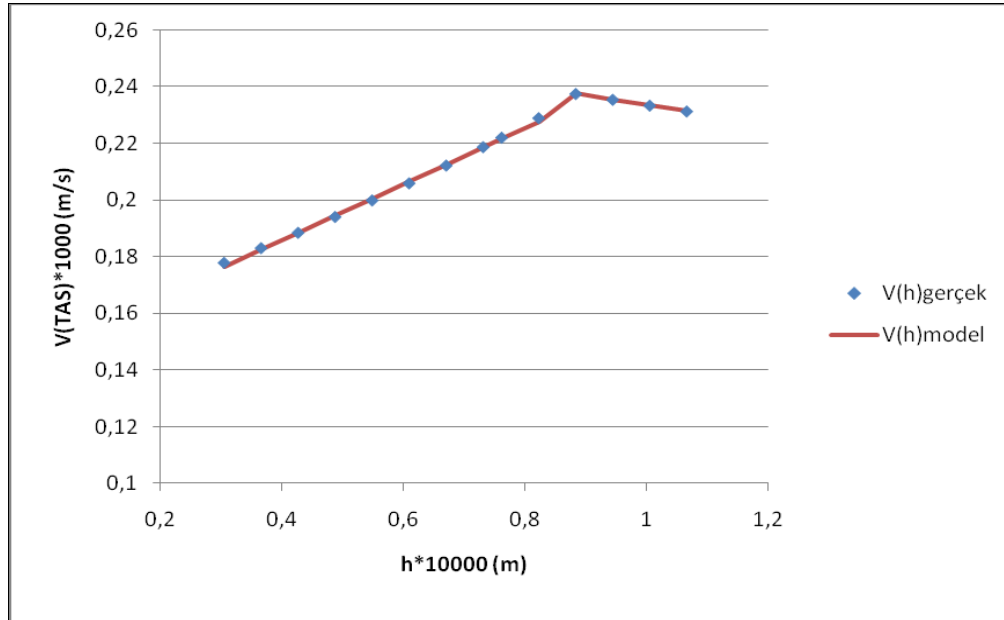
$$V = 0.1464 + 0.0988h$$

0.8839 < h < 1.0668 aralığı için

$$V = 0.2675 - 0.0339h \quad (8.5)$$

Denklem (8.5)’te h, 10^{-5} m cinsinden irtifa değeri; V ise, 10^{-3} m/s cinsinden gerçek hava hızı değeridir.

Şekil 8.5’te, mevcut tırmanma yörüngesi ve tırmanma programına ait gerçek hız ($V_{\text{gerçek}}$) değerleri ile hız modeli (V_{model}) değerleri görülmektedir.



Şekil 8.5. Tırmanma yörüngesi için gerçek hız ($V_{\text{gerçek}}$) değerleri ile hız modeli (V_{model}) değerlerinin karşılaştırılması

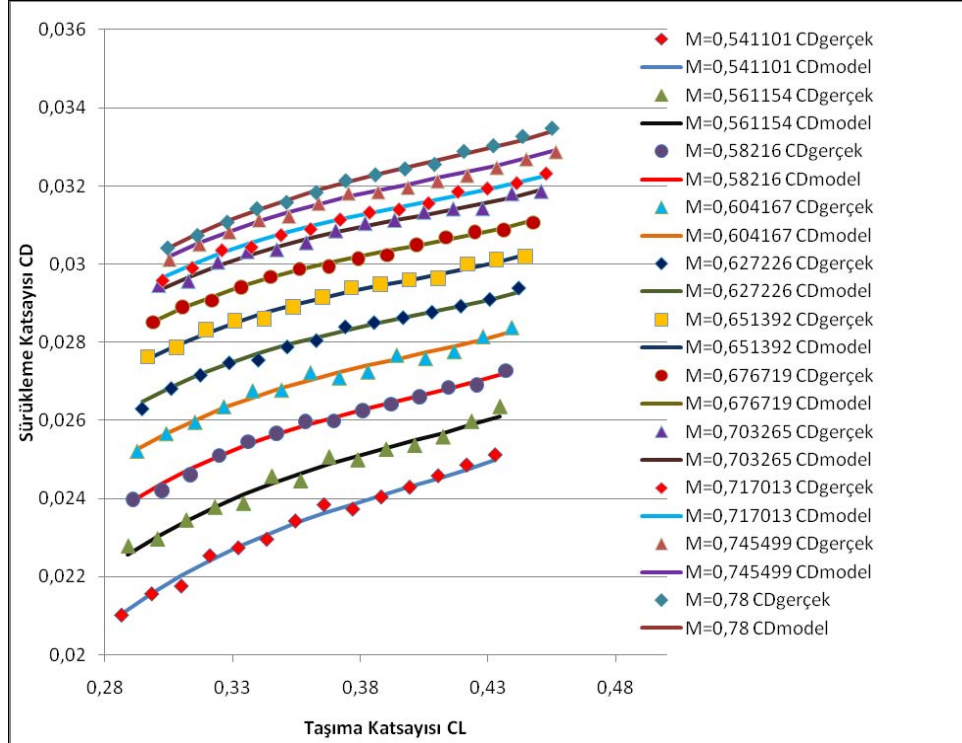
Denklem (4.3) ve (4.23) kullanılarak hesaplanan sürüklenme katsayısı değerlerini ifade etmek üzere, (6.7)-(6.10) ile ifade edilen aerodinamik model kuadratik sürüklenme poleri katsayıları şu şekilde hesaplanmıştır:

$$C_D = a_4 + b_4M + c_4M^2 + a_5C_L + b_5MC_L + c_5M^2C_L + a_6C_L^2 + b_6MC_L^2 + c_6M^2C_L^2 + a_7C_L^3 + b_7MC_L^3 + c_7M^2C_L^3 + a_8C_L^4 + b_8MC_L^4 + c_8M^2C_L^4 \quad (8.6)$$

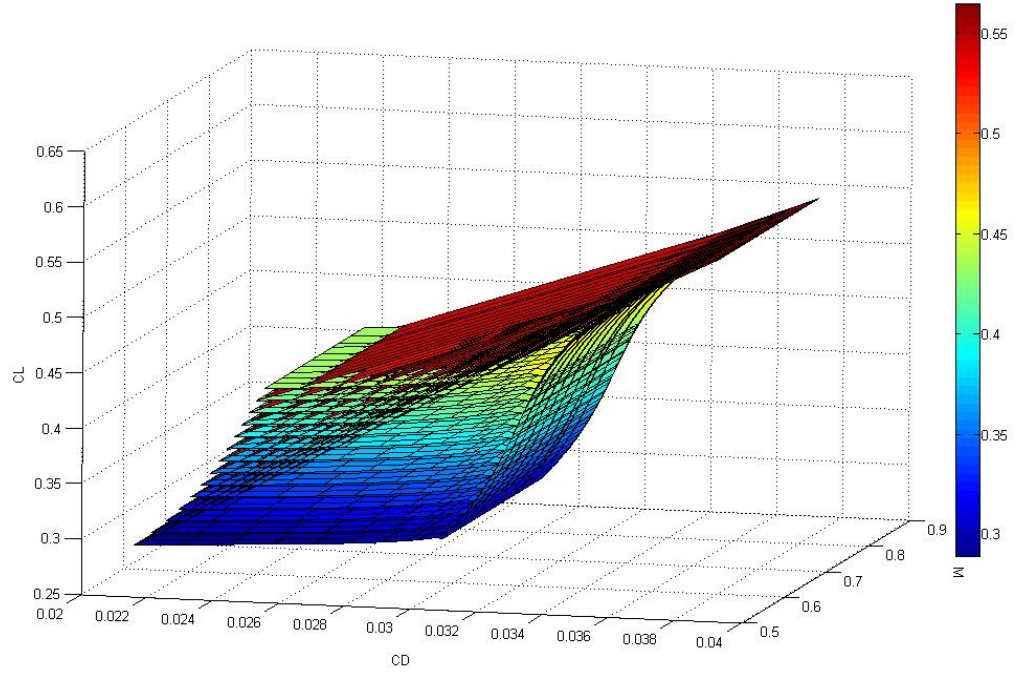
($a_4 = -0.1661$; $b_4 = 0.4347$; $c_4 = -0.2623$; $a_5 = 0.4633$; $b_5 = -0.7905$; $c_5 = 0.2867$; $a_6 = -0.2129$; $b_6 = 0.3976$; $c_6 = 0.5394$; $a_7 = -0.7739$; $b_7 = -0.4656$; $c_7 = -0.4741$; $a_8 = 0.9870$; $b_8 = 0.8708$; $c_8 = -0.5692$)

Burada C_D , C_L ve M sırasıyla sürüklenme katsayısı, taşıma katsayısı ve Mach sayısı değerleridir.

Şekil 8.6'da, hesaplanan sürüklenme katsayısı değerleri ile aerodinamik sürüklenme poleri modelinden elde edilen sürüklenme katsayısı değerlerinin karşılaştırılması gösterilmiştir. Şekil 8.7'de ise aerodinamik sürüklenme poleri modeli parametrelerinin üç boyutlu değişimi görülmektedir.

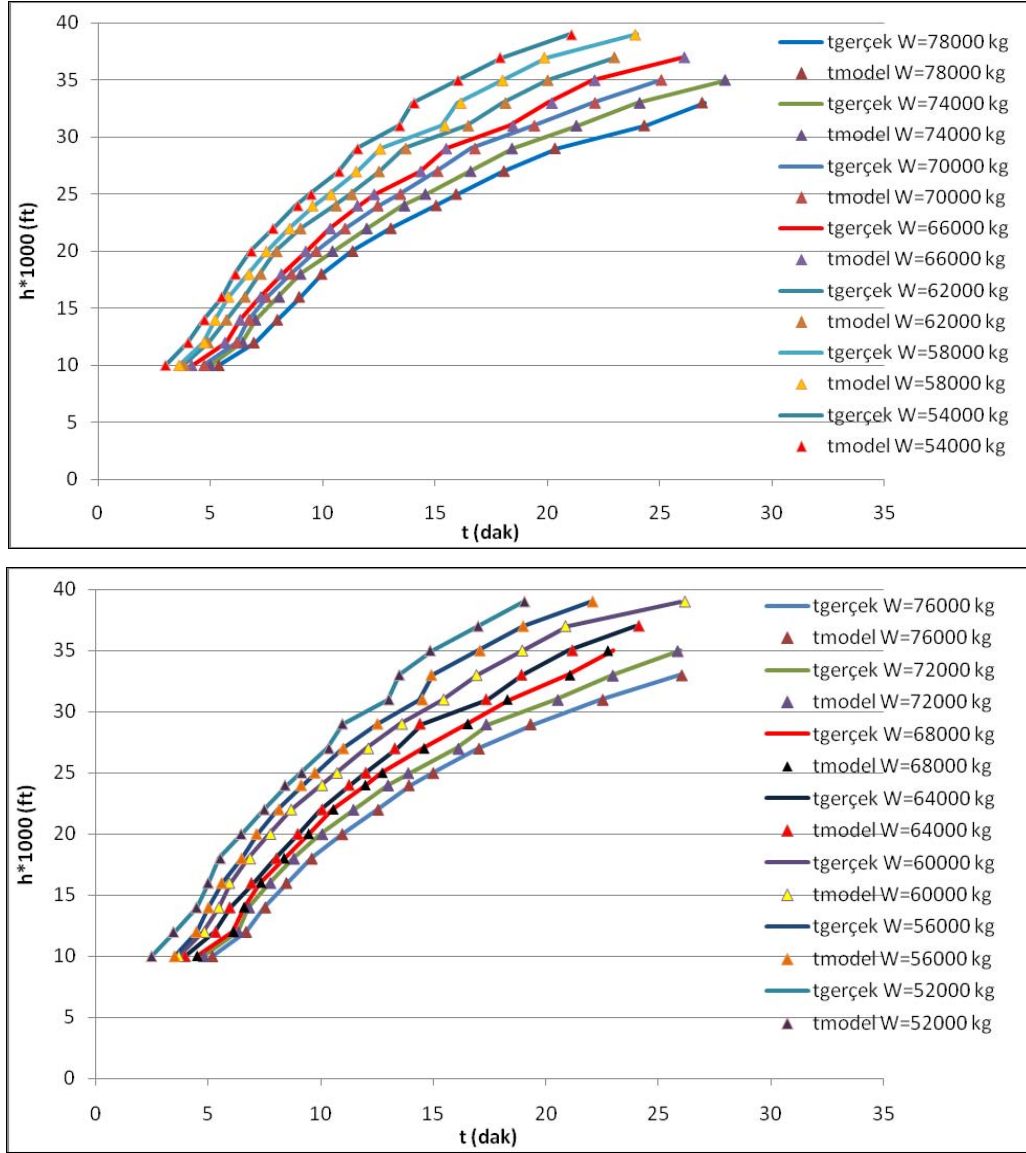


Şekil 8.6. Hesaplanan ve modelden elde edilen sürüklenme poleri değerlerinin karşılaştırılması



Şekil 8.7. Aerodinamik sürüklenme poleri modeli parametrelerinin üç boyutlu gösterimi

Uçak performans modelinden elde edilen tırmanma süresi değerleri ve uçuş el kitabındaki gerçek tırmanma süresi değerlerinin karşılaştırılması ise Şekil 8.8'de gösterildiği gibidir.

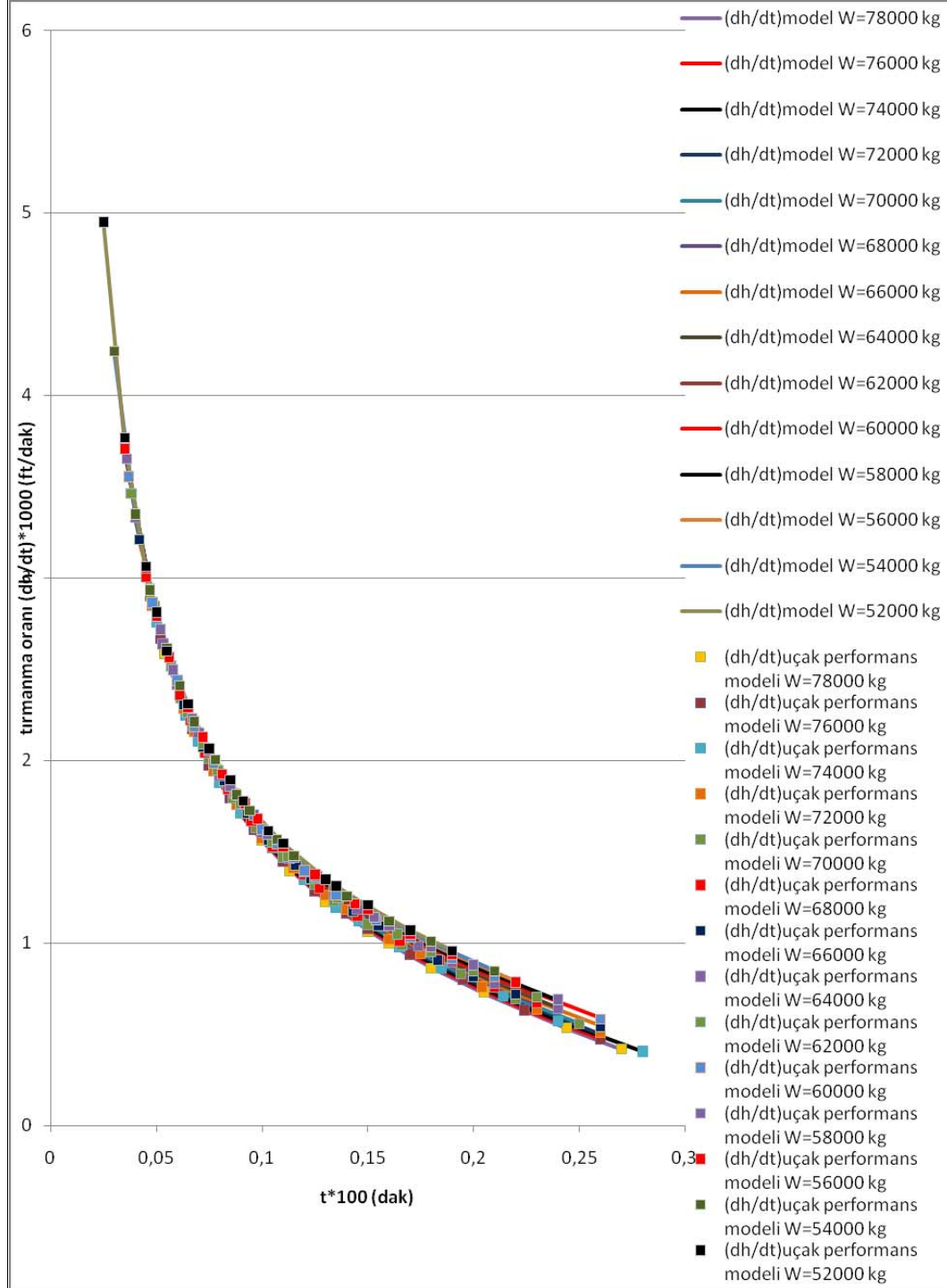


Şekil 8.8. Uçak performans modelinden elde edilen tırmanma süresi değerleri ve uçuş el kitabındaki gerçek tırmanma süresi değerlerinin karşılaştırılması

Gerçek tırmanma süreleri ile uçak performans modelinden elde edilen tırmanma süreleri eldeki bütün başlangıç uçak ağırlığı değerleri için karşılaştırılmış ve tırmanma süresi hata aralığı % -0.981 ila % 0.968 olarak tespit edilmiştir.

Uçak performans modelinin oluşturulmasında kullanılan tırmanma oranı modeli $((dh/dt)_{model})$ değerleri ile tırmanma süreleri hesaplanırken uçak performans modelinden elde edilen tırmanma oranı uçak performans modeli $((dh/dt)_{uçak\ performans\ modeli})$ değerlerinin karşılaştırılması ise Şekil 8.9’da verilmiştir.

Tırmanma oranı modeli değerleri ve tırmanma oranı uçak performans modeli değerlerinin hata aralığı % -1.535 ila % 1.175 olarak belirlenmiştir.



Şekil 8.9. Tırmanma oranı modeli (dh/dt)_{model} değerleri ile tırmanma oranı uçak performans modeli ((dh/dt)_{uçak performans modeli}) değerlerinin karşılaştırılması

8.2. Alçalma Yörüngesi

Airbus A320-212 uçağının uçuş el kitabındaki alçalma süresi verileri 0.78 M/300/250 KCAS alçalma programı ve $W=65000$ kg ve $W=45000$ kg olmak üzere iki başlangıç uçak ağırlığı için verilmiştir. Aerodinamik model parametreleri, bu veriler için ve ISA koşulları göz önünde bulundurularak hesaplanmıştır.

Genetik algoritmalar yöntemi kullanılarak alçalma yörüngesini temsil eden bir irtifa modeli meydana getirilmiştir. Alçalma süresi (t)'ye bağlı olarak irtifa (h) modeli şu şekilde ifade edilmiştir:

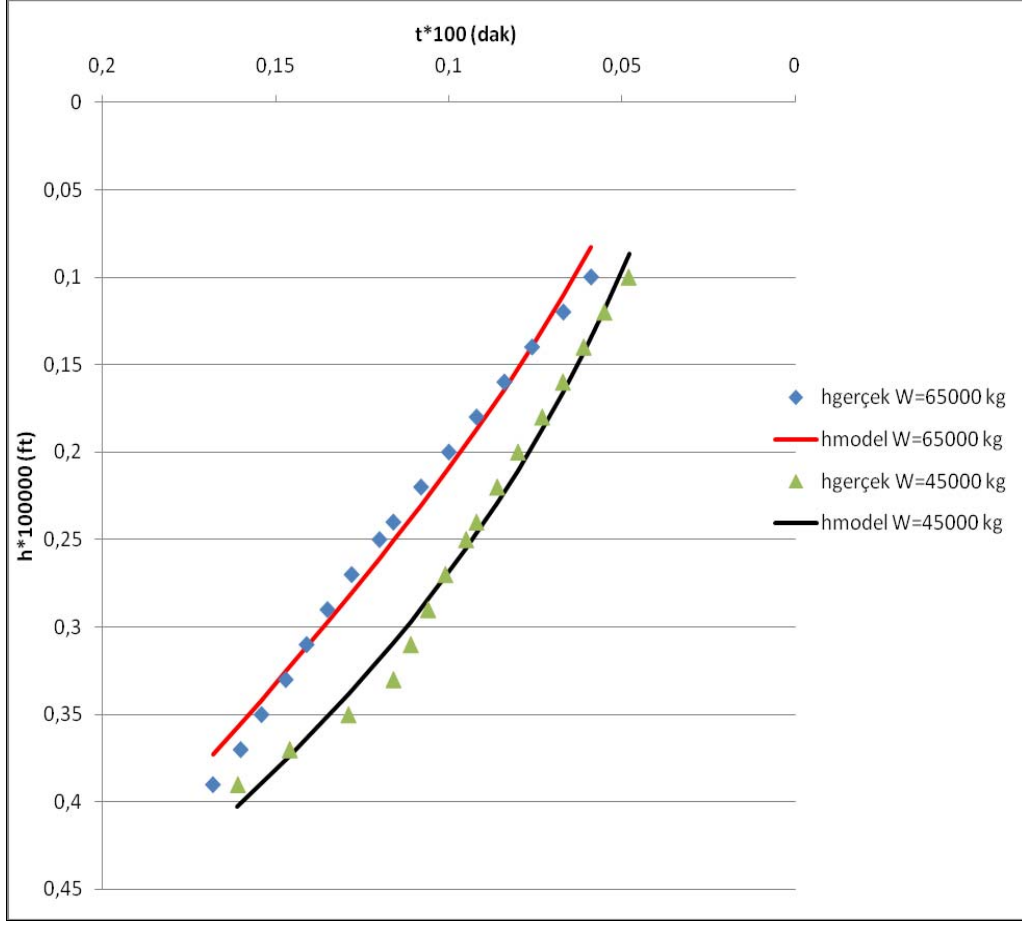
$$h = a_{11} + b_{11}t + c_{11}t^2 + d_{11} \ln(t) \quad (8.7)$$

65000 kg ve 45000 kg uçak ağırlıklarının her ikisi için de alçalma süresine (t) bağlı, fakat ağırlıktan (W) bağımsız birer irtifa modeli oluşturmanın daha iyi sonuçlar verdiği görülmüştür.

$W=65000$ kg için irtifa modeline ait katsayılar $a_{11} = 0.4438$; $b_{11} = 1$; $c_{11} = 1$; $d_{11} = 0.1497$ şeklinde bulunmuştur.

$W=45000$ kg için irtifa modeline ait katsayılar ise, $a_{11} = 0.6103$; $b_{11} = 1$; $c_{11} = -1$; $d_{11} = 0.1875$ şeklindedir. Burada h , 10^{-5} ft cinsinden irtifa; t ise 10^{-2} dakika cinsinden alçalma süresidir.

Şekil 8.10'da, iki farklı uçak ağırlığı için alçalma sürelerine karşılık gerçek irtifa ($h_{\text{gerçek}}$) değerleri ile irtifa modeli (h_{model}) değerlerinin karşılaştırılması gösterilmiştir.



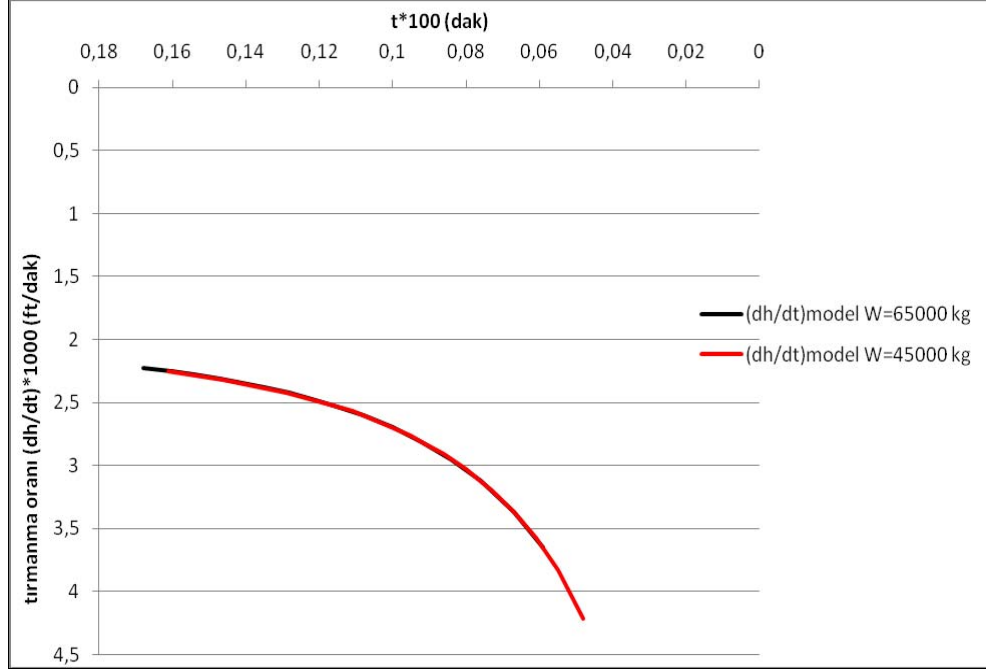
Şekil 8.10. Alçalma sürelerine karşılık gerçek irtifa ($h_{gerçek}$) değerleri ile irtifa modeli (h_{model}) değerlerinin karşılaştırılması

Alçalma irtifa (h) modelinden elde edilen alçalma oranı (dh/dt) modeli ise şu şekildedir:

$$dh/dt = b_{11} + 2c_{11}t + d_{11}(1/t) \quad (8.8)$$

Buradaki b_{11} , c_{11} , d_{11} katsayıları, h modelindekiler ile aynı değerdedir.

İki farklı uçak ağırlığı için alçalma sürelerine karşılık alçalma oranı (dh/dt) modeli değerleri Şekil 8.11’de gösterilmiştir.



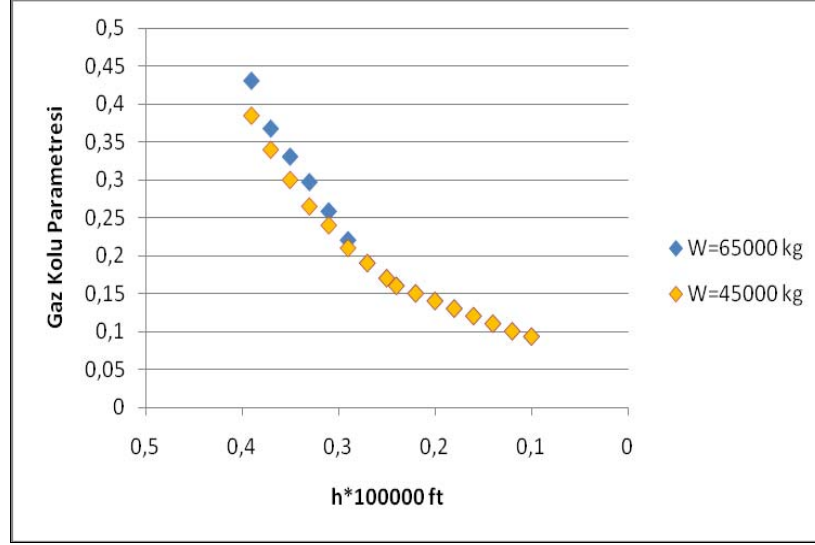
Şekil 8.11. Alçalma sürelerine karşılık alçalma oranı (dh/dt) modeli değerleri

Aerodinamik modelde; hava basıncı (P), hava yoğunluğu (ρ), CAS/TAS ve Mach/TAS dönüşümleri hesaplamalarında kullanılan standart atmosfer modeli formülleri ve geçiş irtifasının belirlenmesinde kullanılan havayolu prosedürleri modeli formülleri sırasıyla EK-4 ve EK-5'te verilmiştir.

Airbus A320-212 uçağı için uçuş el kitabında verilen tırmanma ve alçalma programı aynı şekilde olduğu için tırmanma yörüngesi modellenirken oluşturulan hız modeli, alçalma yörüngesinde de aynı olacaktır.

Alçalma yörüngesi süreleri, itki modeli ve tırmanma yörüngesi verileri ile meydana getirilen aerodinamik sürükleme poleri modeli kullanılarak hesaplanmıştır.

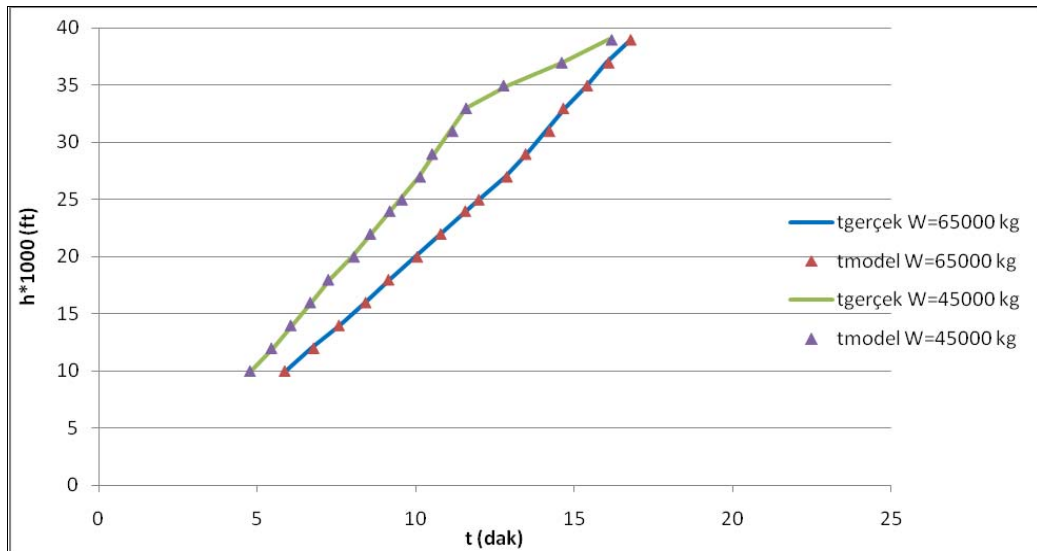
Tırmanma yörüngesi hesaplanırken itki modelinde gaz kolu parametresi $\beta = 1$ olarak alınırken, alçalma yörüngesinde irtifa azaldıkça azalan β gaz kolu parametresi değerleri kullanılmıştır. Alçalma yörüngesi için gaz kolu parametresinin irtifa ile değişimi Şekil 8.12'de gösterilmiştir.



Şekil 8.12. Alçalma yörüngesi için gaz kolu parametresinin irtifa ile değişimi

Ayrıca tırmanma yörüngesi verileri ile oluşturulan aerodinamik sürükleme poleri modeli, alçalma yörüngesi için normalize edilmiştir.

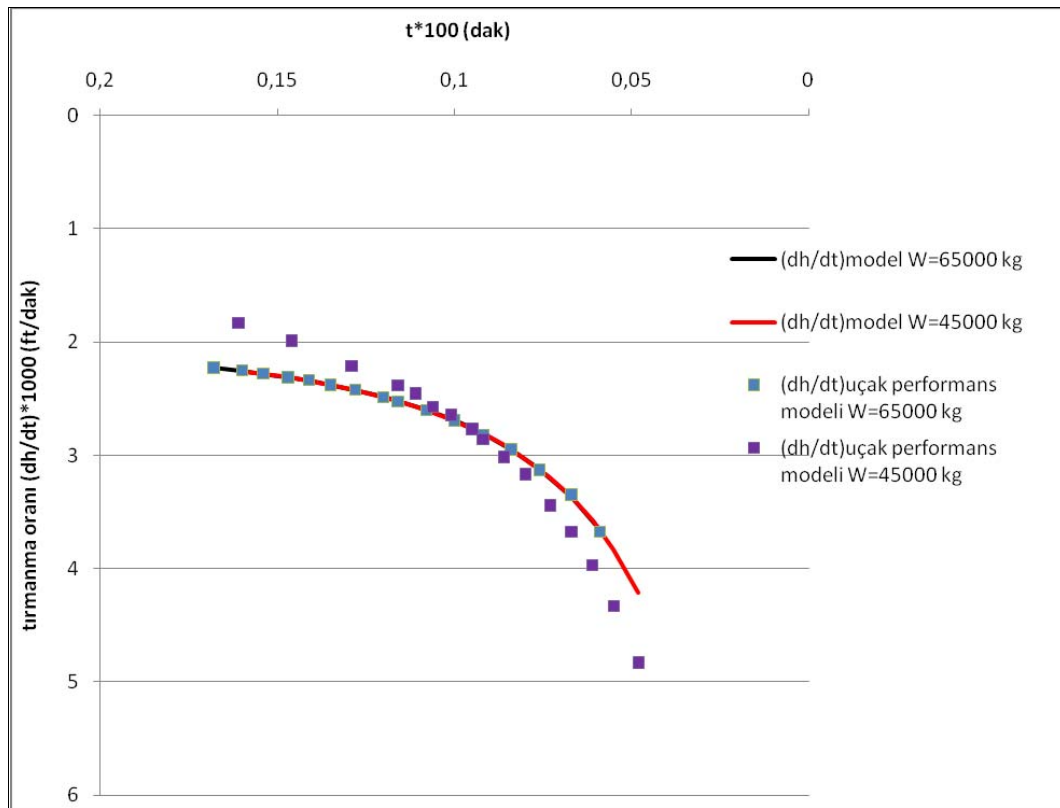
Sonuç olarak uçak performans modelinden elde edilen alçalma süresi değerleri ve uçuş el kitabındaki gerçek alçalma süresi değerlerinin karşılaştırılması Şekil 8.13'te gösterildiği gibidir.



Şekil 8.13. Uçak performans modelinden elde edilen alçalma süresi değerleri ve uçuş el kitabındaki gerçek alçalma süresi değerlerinin karşılaştırılması

Gerçek alçalma süreleri ile uçak performans modelinden elde edilen alçalma süreleri karşılaştırıldığında hata aralığının % -0.958 ila % 0.946 olduğu bulunmuştur.

Alçalma oranı modeli $((dh/dt)_{\text{model}})$ değerleri ile alçalma süreleri hesaplanırken uçak performans modelinden elde edilen alçalma oranı uçak performans modeli $((dh/dt)_{\text{uçak performans modeli}})$ değerlerinin karşılaştırılmasında ise hata aralığının % -0.748 ila % 0.591 olduğu görülmüştür. Bu değerlerin karşılaştırılması Şekil 8.14'te gösterilmiştir.



Şekil 8.14. Alçalma oranı modeli $(dh/dt)_{\text{model}}$ değerleri ile alçalma oranı uçak performans modeli $((dh/dt)_{\text{uçak performans modeli}})$ değerlerinin karşılaştırılması

9. SONUÇ VE ÖNERİLER

Bu tez çalışmasında bir uçağın uçuş el kitabı verileri kullanılarak uçak yörüngesinin tahmin edilmesini mümkün kılan, özellikle hava trafik yönetimi uygulamalarında karar destek sistemlerinde ve simülasyon araçlarındaki yörünge tahmin algoritmalarında kullanılmak üzere bir uçak performans modeli meydana getirilmiştir. Oluşturulan itki modeli, daha önceki modellerden farklı olarak motor itkisinin Mach sayısı ve irtifa ile değişimini aynı anda göz önünde bulundururken; aerodinamik model ise sıkıştırılabilirlik, profil eğriliği ve daha önceki modellerde yer almayan kritik Mach sayısı üzerindeki sıkıştırılabilir sürüklenme artışı etkisini içermektedir. Uçak performans regresyon modelinin oluşturulmasında optimizasyon yöntemi olarak genetik algoritmalar kullanılmıştır ve C Programlama Dilinde bir kaynak kod geliştirilmiştir.

Boeing 737-400 uçuş el kitabı tırmanma yörüngesi verilerine uygulanan modelden elde edilen tırmanma süresi sonuçları, gerçek tırmanma süresi değerleri ile karşılaştırıldığında, 10000 ft üzerindeki bütün irtifa değerlerinde ve 11 farklı başlangıç uçak ağırlığı için hata yüzdesinin % 1'in altında olduğu görülmüştür. Tırmanma yörüngesi tahmini için oluşturulan uçak performans modeli alçalma yörüngesine uygulandığında, modelin geçiş irtifasının altında yine % 1'in altında hata yüzdesi ile alçalma süresi sonuçları verdiği görülmüştür. Modele ait metodolojinin doğrulanması amacıyla, aynı metodoloji Airbus A320-212 uçağına ait uçuş el kitabı tırmanma ve alçalma verileri ile denenmiş ve burada elde edilen hata yüzdesi sonuçları hem tırmanma hem alçalma yörüngesi için 10000 ft üzerindeki bütün irtifa değerlerinde ve 14 farklı başlangıç uçak ağırlığı için % 1'in altında bulunmuştur.

Gerçek ve model değerlerinin karşılaştırılmasında hata analizinde bir diğer kriter de uçak performans modelinin oluşturulmasında kullanılan tırmanma/alçalma oranı modeli $((dh/dt)_{\text{model}})$ değerleri ile tırmanma/alçalma süreleri hesaplanırken uçak performans modelinden elde edilen tırmanma/alçalma oranı uçak performans modeli $((dh/dt)_{\text{uçak performans modeli}})$ değerlerinin karşılaştırılması olarak belirlenmiştir. Bu değerlerin karşılaştırılmasında da modelin başarılı sonuçlar verdiği görülmektedir.

Alçalma yörüngesi tahmininde, tırmanma yörüngesi verileri ile meydana getirilen aerodinamik sürükleme poleri modelinin alçalma yörüngesi için modifiye edilmesi gerekmiştir. Çünkü tırmanma ve alçalma durumlarında uçağın aerodinamik merkezinin yeri değiştiği için uçak için dengeleme (trim) momenti, kanat taşıma kuvvetini dengeleyecek kuyruk taşıma kuvveti ve yönü ve kuyruk taşıma kuvvetinden dolayı oluşacak dengeleme (trim) sürüklemesi farklı olacaktır. Kararlı ve kararsız durumda kontrol yüzeylerinin farklı yönlenmeleri sürükleme kuvvetini değiştirecektir [37]. Ayrıca (4.20) ve (4.32) denklemlerinden de görüleceği üzere ağırlığın bileşeni, sürüklemeyi tırmanma sırasında azaltan ve alçalma sırasında ise arttıran yönde olmaktadır. Bunlara ilaveten; farklı kanat hücum açısı konfigürasyonundan dolayı, tırmanma halindeki bir uçakta kanat üzerinde kritik Mach sayısı aşıldıktan sonra akım ayrışmasının, alçalma halindeki bir uçağa göre farklı Mach sayılarında meydana geleceğini söylemek mümkündür. Böylelikle tırmanma ve alçalma esnasında sürükleme polerinin farklı bir karakterde olacağı söylenebilir. Bu nedenle tırmanma yörüngesi ve tırmanma hız programı için oluşturulan aerodinamik sürükleme poleri modeli, alçalma yörüngesinin elde edilmesinde normalize edilmek suretiyle kullanılmıştır.

Modern nakliye uçakları transonik akış koşullarında kritik Mach sayısı üzerindeki “kuvvet diverjans Mach sayısı” etrafında uçarlar. Yüksek Reynolds sayısı değerlerinde, kritik Mach sayısı üzerinde şok dalgaları, titreşim ve akım ayrılması gibi olaylar meydana gelmektedir. Kritik Mach sayısının hemen üzerindeki hızlarda meydana gelen şok dalgası, ayrılmaya neden olacak ve aerodinamik kuvvet katsayılarını değiştirecek güçte değildir. Fakat kritik Mach sayısının üzerinde kuvvetli şok dalgası oluşturmaya yetecek bir hız artışı, sınır tabaka ayrılmasına ve aerodinamik katsayılarında ani değişikliklere neden olmaktadır. Bu nedenle yüksek Re sayısı değerlerinde ve kritik Mach sayısı üzerinde, hem yüzey sürtünme sürüklemesi yüksek değerlerde olacak hem de dalga sürüklemesi etkisi ortaya çıkacaktır. Aerodinamik modelin oluşturulmasında kuadratik bir sürükleme poleri kullanılarak hem profil eğriliği hem de sıkıştırılabilirlik etkileri dikkate alındığı gibi; daha önceki çalışmalarda göz önünde bulundurulmayan kritik Mach sayısı üzerindeki sıkıştırılabilir sürükleme artışının da etkisi modele dahil edilmiştir.

İtki modelinin oluşturulmasında bir motorunun itkisinin sıcaklık, yoğunluk ve basınç gibi atmosferik özellikler ile değiştiği yani irtifanın bir fonksiyonu olduğu ve ayrıca hava hızı ya da Mach sayısı ve gaz kolu ayarı ile de değiştiği göz önünde bulundurulmuştur. İtki modelinin oluşturulmasında Pratt & Whitney JT9D-7A turbofan motoruna ait itki, özgül yakıt sarfiyatı grafiği kullanılmıştır. İtki modeli, var olan bir motorun itki-Mach sayısı-irtifa verilerine dayandırılarak, düzeltilmiş itki, Mach sayısı, irtifa ve sıcaklık arasındaki ilişkinin uçuş zarfı boyunca tutarlı kalması sağlanmıştır.

İtki modelinde daha önceki modellerden farklı olarak hem irtifa hem de Mach sayısının fonksiyonu olarak ifade edilebilen bir itki modeli meydana getirilmiştir. Genetik algoritmalar yöntemiyle JT9D-7A motoru için meydana getirilen itki modeli, yaklaşık 6000-38000 lb aralığında değişen itki değerleri ve 842 adet itki-Mach sayısı-irtifa veri üçlüsü için gerçek ve modelden elde edilen itki değerleri karşılaştırıldığında en iyi hata kareleri toplamı olarak 1032.938 lb² değerini; ortalama hata karesi olarak ise 1.227 lb² değerini vermektedir.

Tırmanma ve alçalma yörüngesi sürelerinin modellenmesinde uçak performans modelinin başarısında en kritik role sahip olan faktörlerden ilkinin, itki modelinin uygunluk değerlerinin iyiliği olduğu görülmüştür. Bu nedenle oluşturulan itki modelinde hata kareleri toplamı (modelin uygunluk değeri) minimize edilmeye çalışılmıştır. Daha iyi uygunluk değerlerinin elde edilmesi için farklı irtifa değerlerine ait itki eğrilerinin parçalı şekilde modellenmesi gerçekleştirilmiştir.

Uçak performans modelinin başarısında en kritik role sahip olan ikinci faktör ise, oluşturulan irtifa modelinin ne kadar iyi uygunluk değerlerine sahip olduğudur. Çünkü sonrasında oluşturulan aerodinamik model, irtifa modeline ve ayrıca itki modeline dayanmaktadır. Sonuçta itki modelinin iyiliğinin aerodinamik modelin iyiliğini de belirlediği görülmektedir. İrtifa modelinin uygunluk değerleri ise aerodinamik sürükleme polerinin meydana getirilmesinde kullanılan taşıma katsayısı değerlerini ve sürükleme katsayısı değerlerini (itki modeli ile birlikte) belirlemektedir.

Uçak performans modelinin Boeing 737-400 uçağının tırmanma yörüngesine uygulanmasında irtifa modeli için en iyi hata kareleri toplamı

değerinin 297 veri için 660.921 ft² olduğu; ortalama hata karesi değerinin ise 2.225 ft² olduğu bulunmuştur. Boeing 737-400 uçağının alçalma yörüngesi uygulamasında ise irtifa modeli en iyi hata kareleri toplamı değeri, 13 veri için 94.15 ft²; ortalama hata karesi değeri ise 7.242 ft² olarak bulunmuştur. Boeing 737-400 uçağı için kuadratik sürüklenme poleri modelinde 0.0104-0.0441 aralığında değerlere sahip sürüklenme katsayısı değerleri için en iyi hata kareleri toplamı 297 veri için 6.336*10⁻⁶; ortalama hata karesi ise 2.133*10⁻⁸ şeklinde bulunmuştur.

Uçak performans modelinin Airbus A320-212 uçağının tırmanma yörüngesine uygulanmasında irtifa modeli için en iyi hata kareleri toplamı değerinin 207 veri için 629.2 ft² olduğu; ortalama hata karesi değerinin ise 3.039 ft² olduğu bulunmuştur. Airbus A320-212 uçağının alçalma yörüngesi uygulamasında ise irtifa modeli en iyi hata kareleri toplamı değeri, 32 veri için 314.5 ft²; ortalama hata karesi değeri ise 9.828 ft² olarak bulunmuştur. Airbus A320-212 uçağı için kuadratik sürüklenme poleri modelinde 0.021-0.0387 aralığında değerlere sahip sürüklenme katsayısı değerleri için en iyi hata kareleri toplamı 207 veri için 1.417*10⁻⁶; ortalama hata karesi ise 6.843*10⁻⁹ şeklinde bulunmuştur.

Uçak performans modeli oluşturulurken bir motorun verilerine dayanılarak oluşturulan itki modeli, modelin uygulandığı uçakta bulunan motorlar için normalize edilmek suretiyle kullanılmaktadır. Normalize işleminde motor için karakteristik olan iki nokta göz önünde bulundurulmaktadır: 1) Deniz seviyesi maksimum statik kalkış itkisi değeri 2) 0.8 Mach sayısı ve 35000 ft irtifadaki itki değeri. Bütün motorlar için itki grafiğı veya verileri motor üreticilerinden elde edilemediğinden dolayı normalizasyon çoğı zaman kaçınılmaz olacaktır. Bu durum baz alınan motor verileri için oluşturulan modelin uygunluk değerleri ne kadar iyi olsa da, normalizasyon sebebiyle uçak performans modelinin uygulanacağı uçaktaki motora ilişkin oluşturulan modelin doğruluğunu azaltmaktadır.

Ayrıca irtifa modelinin ve dolayısıyla aerodinamik modelin oluşturulmasında uçuş el kitabındaki tırmanma ve alçalma verilerinin doğruluğı ve tırmanma ve alçalma süreleri değerlerinde yapılan yuvarlamalar çok büyük bir

etkiye sahiptir. Fakat oluşturulan uçak performans modelinin, bu verileri kullanarak tırmanma ve alçalma yörünge tahminini gerçekleştirebilmesi esastır.

KAYNAKLAR

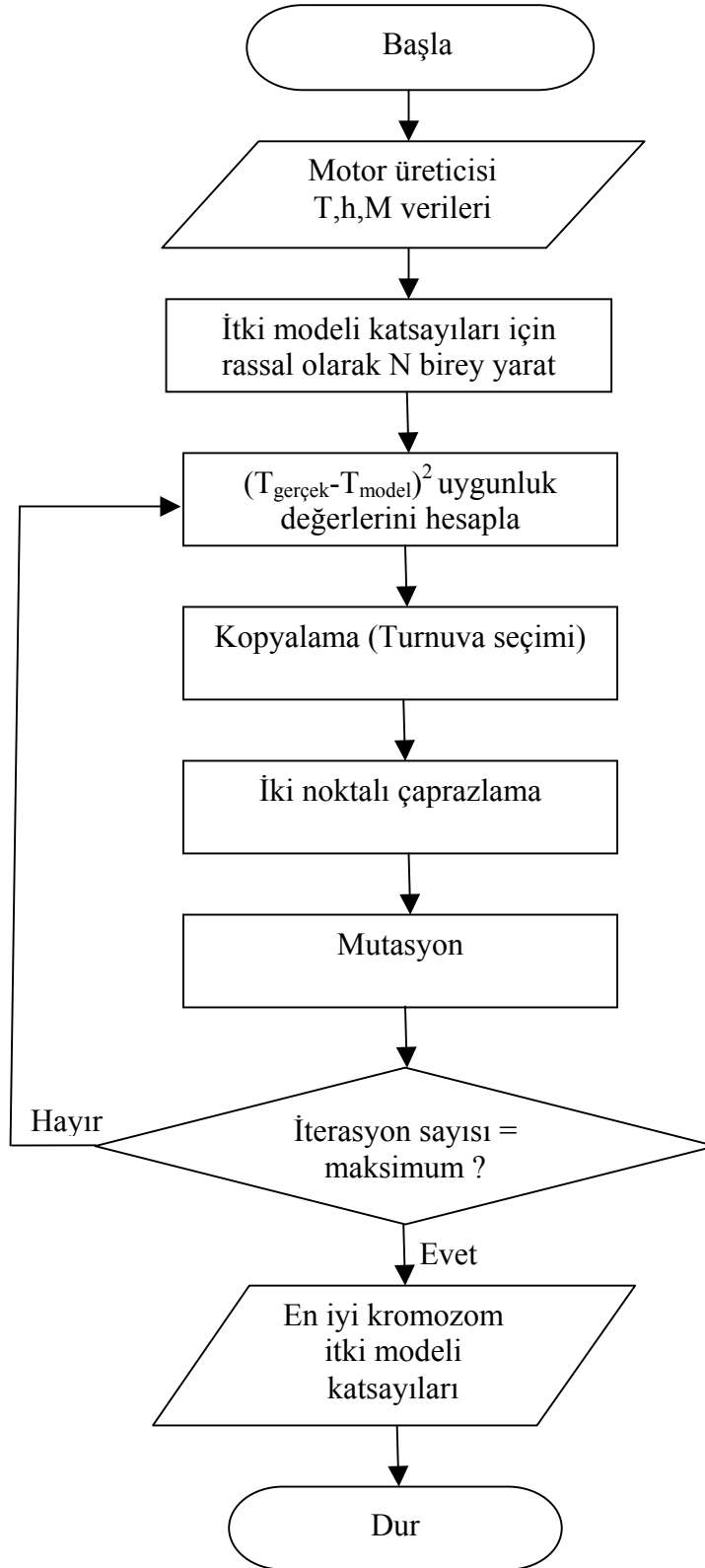
- [1] Cavcar, M. ve Cavcar, A., *Aero-Propulsive Modeling of Transport Aircraft for Air Traffic Management Applications*, AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, Providence, USA (2004).
- [2] Suchkov, A., Swierstra, S. ve Nuic, A., *Aircraft Performance Modeling For Air Traffic Management Applications*, 5th ATM R&D Seminar, Budapest, Hungary (2003).
- [3] Cavcar, A. ve Cavcar, M., *Impact of Aircraft Performance Differences on Fuel Consumption of Aircraft in Air Traffic Management Environment*, Aircraft Engineering and Aerospace Technology, **76** (5), 502- 515 (2004).
- [4] Nuic, A., Poinot, C., Iagaru, M.G., Gallo, E., Navarro, F.A., Querejeta, C., *Advanced Aircraft Performance Modeling for ATM: Enhancements to the BADA Model*, 24th Digital Avionics System Conference, Washington D.C., USA (2005).
- [5] Chan, W., Bach, R., Walton, J., *Improving and Validating CTAS Performance Models*, AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, Denver, USA (2000).
- [6] Çetek, C., *Hava Trafiğindeki Çatışmalardan Kaçınma İçin Ekonomik Manevraların Modellenmesi*, Doktora Tezi, Anadolu Üniversitesi, Eskişehir, Türkiye (2006).
- [7] 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).
- [8] Cavcar, A., *Constant Altitude-Constant Mach Number Cruise Range of Transport Aircraft with Compressibility Effects*, Journal of Aircraft, **43** (1), 125-131 (2006).
- [9] Gong, C. ve Chan, W.N., *Using Flight Manual Data to Derive Aero-Propulsive Models for Predicting Aircraft Trajectories*, AIAA

- Aircraft Technology., Integration and Operations Conference, Los Angeles, USA (2002).
- [10] FAA/EUROCONTROL COOPERATIVE R&D ACTION PLAN 16, *Common Trajectory Capability* (2004).
- [11] Nuic, A., *User Manual for the Base of Aircraft Data (BADA) Revision 3.6*, Eurocontrol Experimental Center, ECC Note No. 10/04, Brétigny-sur-Orge CEDEX, France (2004).
- [12] Cavcar A. ve Cavcar M., *Uçuş Prensipleri*, Anadolu Üniversitesi Yayınları, No: 1085, 1999
- [13] Ruijgrok, G.J.J., *Elements of Airplane Performance*, Delft University Press, 1990
- [14] Hale, F., *Introduction to Aircraft Performance, Selection, and Design*, John Wiley&Sons, 1984.
- [15] Shevell, R.S., *Fundamentals of Flight*, Second Edition, Prentice Hall, Inc., 1989
- [16] McCormick, B. W., *Aerodynamics, Aeronautics and Flight Mechanics*, Second Edition, John Wiley&Sons, 1995.
- [17] <http://home.anadolu.edu.tr/~mcavcar/common/Aerodynamicforces.pdf>
- [18] Saarlal, M., *Aircraft Performance*, John Wiley&Sons, 2007.
- [19] Cavcar, M., Uçuş Performans Ders Notları
- [20] Eshelby, M.E., *Aircraft Performance Theory and Practice*, AIAA Education Series, 2000.
- [21] Altunkaynak, B. ve Esin, A., “The genetic algorithm method for parameter estimation in nonlinear regression”, *G.U. Journal of Science*, 17(2):43-51, 2004.
- [22] Gen, M., Cheng, R., *Genetic algorithms and engineering design*, John Wiley&Sons, 1997.
- [23] Şen, Z., *Genetik algoritmalar ve en iyileme yöntemleri*, Su Vakfı, İstanbul, 2004.
- [24] Goldberg, D., E., *Genetic algorithms in search optimization and machine learning*, Addison-Wesley, 1989.

- [25] Sakawa M., *Genetic Algorithms and Fuzzy Multiobjective Optimization*, Kluwer Academic Publishers, 2002.
- [26] Deb, K., *Multi-objective Optimization Using Evolutionary Algorithms*, John Wiley and Sons, 2001.
- [27] Tabak, Ö., *Genetik Algoritma ile Kapasiteli Servis Güzergahı Belirlenmesi ve Bir Uygulama*, Yüksek Lisans Tezi, Anadolu Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Eskişehir, 2008.
- [28] Reeves C.R. ve Jonathan E.R., *Genetic algorithms-principles and perspectives*, Kluwer Academic Publishers, 2003.
- [29] http://en.wikipedia.org/wiki/Gray_code
- [30] McCormick, B. W., *Aerodynamics, Aeronautics and Flight Mechanics*, John Wiley&Sons, 1979.
- [31] “Boeing 737-400 Operations Manuel”, Boeing Commercial Airplane Group, Seattle, Washington, May 1988, pp.23.10.62
- [32] Jane’s All the World’s Aircraft 1990-1991, Ed. Lambert, M., Jane’s Information Group Ltd., London, 1990.
- [33] “CFM56-3 Technology”, CFM International,
URL: <http://www.cfm56.com/products/cfm56-3/cfm56-3-technology>
- [34] “CFM56-5A Technology”, CFM International,
URL:<http://www.cfm56.com/products/cfm56-5a/cfm56-5a-technology>
- [35] “Airbus A319/A320/A321 Flight Crew Operating Manuel”, Airbus EADS Company.
- [36] <http://www.airbus.com/en/aircraftfamilies/a320/a320/specifications/>
- [37] http://www.aoe.vt.edu/~mason/Mason_f/CAtxtChap5.pdf

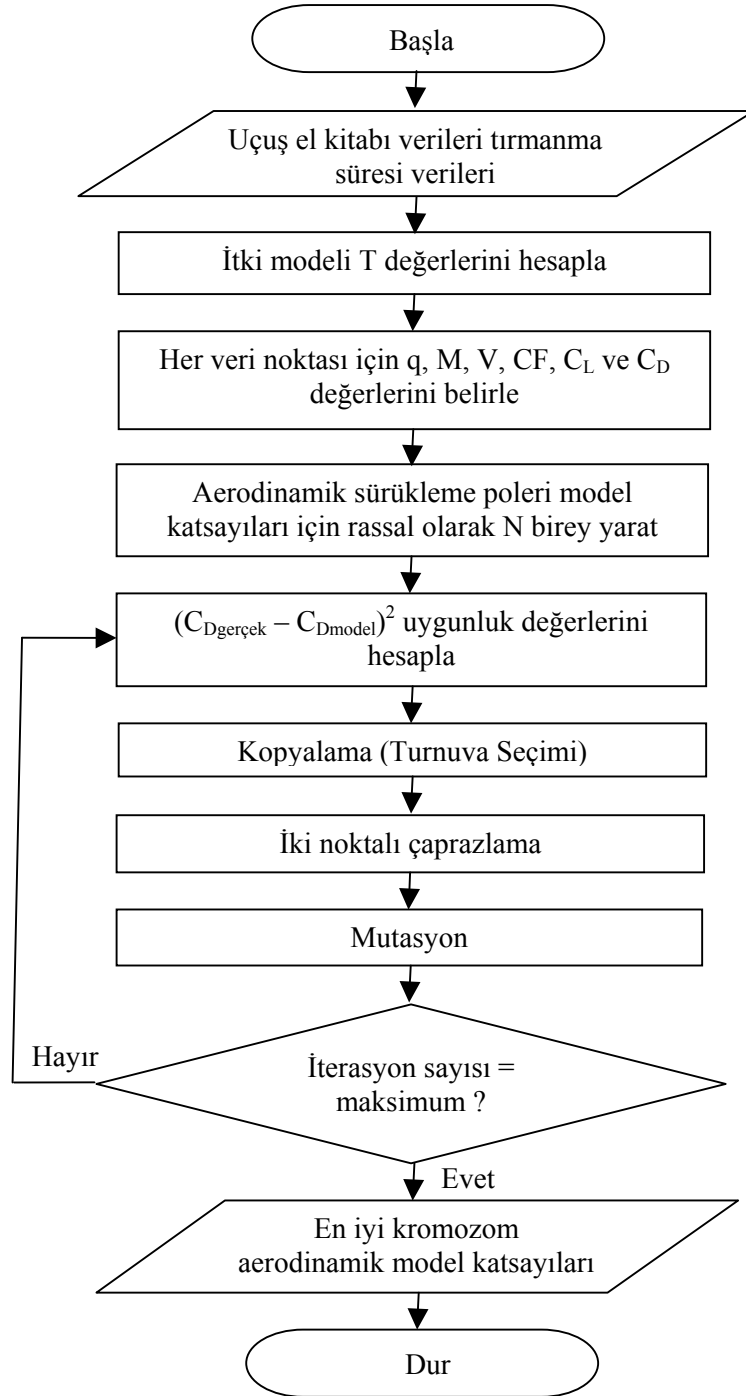
EKLER

EK-1 İtki Modeline İlişkin Akış Diyagramı



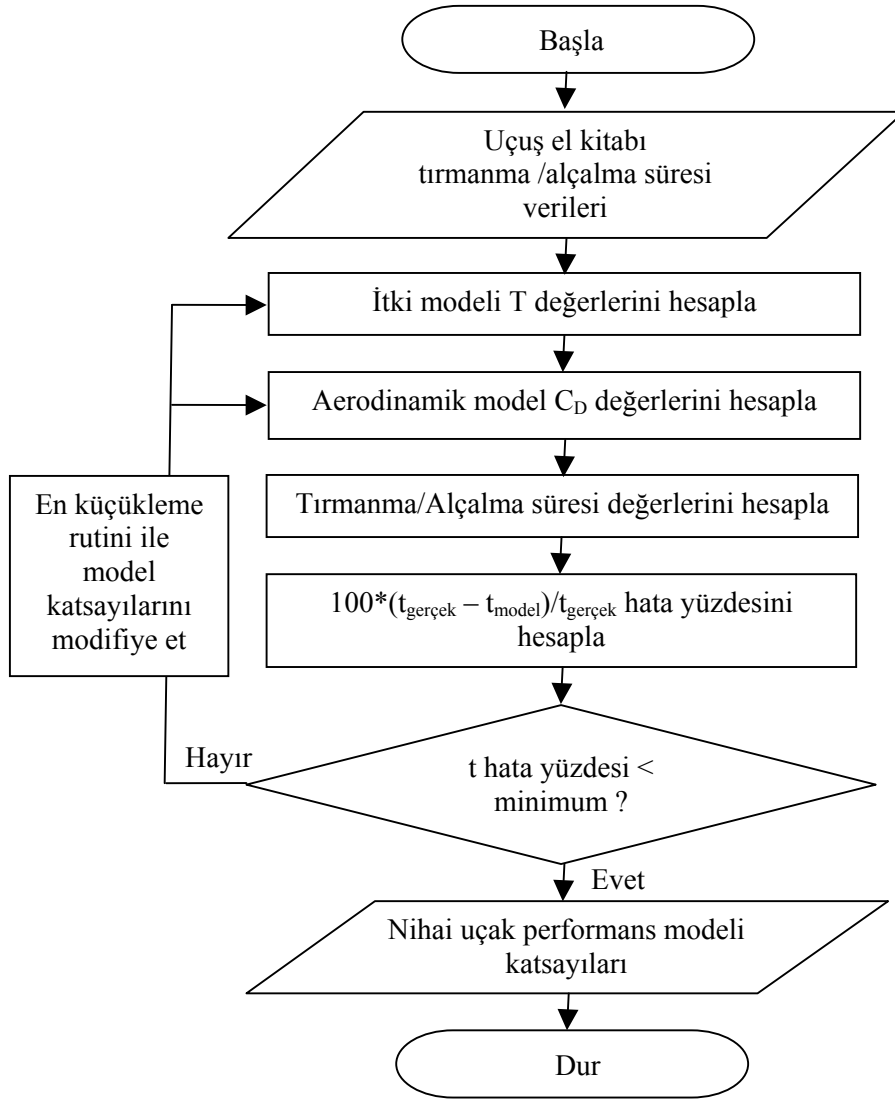
Şekil EK1.1. İtki modeline ilişkin akış diyagramı

EK-2 Aerodinamik Modele İlişkin Akış Diyagramı



Şekil EK-2.1. Aerodinamik modele ilişkin akış diyagramı

EK-3 Uçak Performans Modeline İlişkin Akış Diyagramı



Şekil EK-3.1. Uçak performans modeline ilişkin akış diyagramı

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 kullanılanı Uluslararası Standart Atmosfer (ISA) modelidir.

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 [6].

Taşıma, sürükleme hesaplamaları ve CAS'tan TAS'a ve Mach sayısına dönüşümler, çeşitli atmosferik özelliklerin irtifanın bir fonksiyonu olarak belirlenmesini gerektirmektedir. ISA modeline dayanan standart atmosfer eşitlikleri ve CAS/TAS dönüşümleri aşağıda özetlenmiştir.

Tropozun Belirlenmesi

$$h_{trop} = 11000 + 1000\Delta\bar{T}_{ISA} / 6.5 \quad (\text{EK 4.1})$$

Burada tropoz irtifası h_{trop} , metre cinsinden ifade edilmektedir. $\Delta\bar{T}_{ISA}$ Uluslararası Standart Atmosferden (ISA) sıcaklığın farkını ifade etmektedir. Yani deniz seviyesindeki sıcaklık \bar{T}_0 şu şekilde olacaktır:

$$\bar{T}_0 = (\bar{T}_0)_{ISA} + \Delta\bar{T}_{ISA} \quad (\text{EK 4.2})$$

$$(\bar{T}_0)_{ISA} = 288.15K \quad (\text{EK 4.3})$$

Standart atmosfer koşulları için ($\Delta\bar{T}_{ISA} = 0$), tropoz 11000 m irtifadadır.

Sıcaklığın Belirlenmesi

Tropozun üzerinde sıcaklık sabittir ve şu değerdedir:

$$\bar{T}_{trop} = 216.65K \quad (\text{EK 4.4})$$

Tropopozun altında sıcaklık, irtifanın bir fonksiyonu olarak aşağıdaki gibi hesaplanır:

$$\bar{T} = \bar{T}_0 - 6.5 \times h / 1000 \quad (\text{EK 4.5})$$

Burada irtifa h, metre cinsinden ifade edilmektedir.

Hava Yoğunluğunun Belirlenmesi

Tropopozun altında hava yoğunluğu ρ (kg/m^3), sıcaklığın bir fonksiyonu olarak aşağıdaki şekilde hesaplanır:

$$\rho = \rho_0 \left[\frac{\bar{T}}{\bar{T}_0} \right]^{-\frac{g}{k_T \cdot R}} \quad (\text{EK 4.6})$$

$$-\frac{g}{k_T \cdot R} - 1 \approx 4.25864$$

Burada,

R: Hava için ideal gaz sabiti, $R = 287.04 \text{ m}^2/\text{Ks}^2$

g: Yerçekimi ivmesi, $g = 9.81 \text{ m/s}^2$

k_T : Tropopoz altındaki irtifalarda ISA sıcaklık gradyanı, $k_T = -0.0065 \text{ K/m}$

Burada ρ_0 deniz seviyesindeki hava yoğunluğudur:

$$\rho_0 = (\rho_0)_{ISA} (\bar{T}_0)_{ISA} / \bar{T}_0 \quad (\text{EK 4.7})$$

$(\rho_0)_{ISA}$ ise deniz seviyesindeki standart atmosfer hava yoğunluğudur:

$$(\rho_0)_{ISA} = 1.225 \text{ kg} / \text{m}^3 \quad (\text{EK 4.8})$$

Tropopozun üzerinde hava yoğunluğu ρ (kg/m^3), aşağıdaki şekilde hesaplanır:

$$\rho = \rho_{trop} \cdot e^{-\left(\frac{g}{R \cdot T_{trop}}\right) \cdot (h - h_{trop})} \quad (\text{EK 4.9})$$

Burada h, metre cinsinden irtifa değerini ifade etmektedir.

Ses Hızının Belirlenmesi

Tropopozun üzerinde ses hızı a, sabittir ve aşağıdaki şekilde ifade edilir:

$$a_{trop} = \sqrt{\gamma R \bar{T}_{trop}} \quad (\text{EK 4.10})$$

Burada,

$$\gamma = 1.4$$

$$R = 287.04 \text{ m}^2/\text{Ks}^2$$

$$\bar{T}_{trop} = 216.65 \text{ K}$$

Buna göre,

$$a_{trop} = 295.07 \text{ m/s}$$

Tropopozun altında ise ses hızı, sıcaklığın bir fonksiyonu olarak aşağıdaki gibi hesaplanır:

$$a = 340.29 \sqrt{\frac{\bar{T}}{(\bar{T}_0)_{ISA}}} \quad (\text{EK 4.11})$$

CAS/TAS Dönüşümü

Gerçek hava hızı V_{TAS} (m/s), kalibre edilmiş hava hızı V_{CAS} 'ın (m/s) bir fonksiyonu olarak aşağıdaki şekilde hesaplanır:

$$V_{TAS} = \left[\frac{2 P}{\mu \rho} \left\{ \left[\left(1 + \frac{(\rho_0)_{ISA}}{2 (P_0)_{ISA}} V_{CAS}^2 \right)^{1/\mu} - 1 \right] \right\}^\mu - 1 \right]^{1/2} \quad (\text{EK 4.12})$$

Burada daha önceden tanımlanmamış olan semboller şu şekilde açıklanabilir:

$$\mu = (\gamma - 1) / \gamma \quad (\text{EK 4.13})$$

(Eğer $\gamma = 1.4$ ise $\mu = 1/3.5$)

γ : Hava için izentropik genişleme katsayısı = 1.4 (boyutsuz)

P: İrtifa basıncı değeri (Pa)

$(P_0)_{ISA}$: Deniz seviyesindeki ISA basıncı = 101325 Pa

Hava Basıncının Belirlenmesi

İrtifa basıncı P, tropopoz altındaki irtifalarda sıcaklığın bir fonksiyonu olarak aşağıdaki eşitlik ile belirlenebilir:

$$P = (P_0)_{ISA} \left[\frac{\bar{T}}{\bar{T}_0} \right]^{\frac{g}{k_T \cdot R}} \quad (\text{EK 4.14})$$
$$-\frac{g}{k_T \cdot R} \approx 5.25791$$

Burada,

R: Hava için evrensel gaz sabiti, $R = 287.04 \text{ m}^2/\text{Ks}^2$

g: Yerçekimi ivmesi, $g = 9.81 \text{ m/s}^2$

k_T : Tropopoz altındaki irtifalarda ISA sıcaklık gradyanı (lapse oranı),
 $k_T = -0.0065 \text{ K/m}$

Tropopoz üzerindeki irtifalarda ise şu eşitlik geçerli olmaktadır:

$$P = P_{trop} \cdot e^{-\left(\frac{g}{R \cdot T_{trop}\right) \cdot (h - h_{trop})} \quad (\text{EK 4.15})$$

Burada h, metre cinsinden irtifayı ifade etmektedir.

Mach/TAS Dönüşümü

$$V_{TAS} = M \sqrt{\gamma R \bar{T}} \quad (\text{EK 4.16})$$

Burada,

M: Mach sayısı

\bar{T} : İrtifadaki yerel sıcaklık

R: Hava için evrensel gaz sabiti, $R = 287.04 \text{ m}^2/\text{Ks}^2$

γ : Hava için izentropik genişleme katsayısı = 1.4 (boyutsuz) [11]

EK-5 Havayolu Prosedür Modeli

Geçiş (Crossover) İrtifası

Geçiş irtifası $h_{\text{geçiş}}$ (ft), belirli bir V_{CAS} (m/s) ve Mach sayısı M ile aşağıdaki şekilde hesaplanabilir:

$$h_{\text{geçiş}} = \left(\frac{1000}{(0.3048)(6.5)} \right) \left[\bar{T}_o (1 - \theta_{\text{geçiş}}) \right] \quad (\text{EK 5.1})$$

Burada,

\bar{T}_o : Kelvin cinsinden deniz seviyesindeki sıcaklık

$(\bar{T}_o)_{\text{ISA}}$: Deniz seviyesindeki ISA sıcaklığı = 288.15 K

$\theta_{\text{geçiş}}$: Geçiş irtifasındaki sıcaklık oranı

$$\theta_{\text{geçiş}} = (\delta_{\text{geçiş}})^{-\left(\frac{k_T \cdot R}{g}\right)} \quad (\text{EK 5.2})$$

R : Hava için evrensel gaz sabiti, $R = 287.04 \text{ m}^2/\text{Ks}^2$

g : Yerçekimi ivmesi, $g = 9.81 \text{ m/s}^2$

k_T : Tropopoz altındaki irtifalarda ISA sıcaklık gradyanı, $k_T = -0.0065 \text{ K/m}$

$\delta_{\text{geçiş}}$: Geçiş irtifasındaki basınç oranı

$$\delta_{\text{geçiş}} = \frac{\left[1 + \left(\frac{\gamma - 1}{2} \right) \left(\frac{V_{\text{CAS}}}{(a_0)_{\text{ISA}}} \right)^2 \right]^{\gamma/(\gamma-1)} - 1}{\left[1 + \left(\frac{\gamma - 1}{2} \right) M^2 \right]^{\gamma/(\gamma-1)} - 1} \quad (\text{EK 5.3})$$

$(a_0)_{\text{ISA}}$: Deniz seviyesindeki ISA ses hızı = 340.29 m/s [11]

EK-6 Dönüşüm Faktörleri

Çizelge EK6.1. Dönüşüm faktörleri

1 ft	0.3048 m
1 kt	0.514 m/s
1 lb	0.4536 kg
1 lb-f	4.4483 N