

**TURBOFAN MOTORLU TİCARİ UÇAKLARDA ALÇALMA UÇUŞ SAFHASI
İÇİN YAKIT AKIŞ ORANININ MODELLENMESİ**

Kemâl KELEŞ

Yüksek Lisans Tezi

Uçak Gövde Motor Bakım Anabilim Dalı

Danışman: Doç. Dr. Tolga BAKLACIOĞLU

Eskişehir

Eskişehir Teknik Üniversitesi

Lisansüstü Eğitim Enstitüsü

Ocak 2021

Click or tap here to enter text.

ÖZET

TURBOFAN MOTORLU TİCARİ UÇAKLARDA ALÇALMA UÇUŞ SAFHASI İÇİN YAKIT AKIŞ ORANININ MODELLENMESİ

Kemâl KELEŞ

Uçak Gövde Motor Bakım Anabilim Dalı

Eskişehir Teknik Üniversitesi, Lisansüstü Eğitim Enstitüsü, Ocak 2021

Danışman: Doç. Dr. Tolga BAKLACIOĞLU

Günümüzde havacılık sektöründe yer alan kurum, kuruluş ve havayolu şirketlerinin en büyük giderlerinden birisi de yakıt giderleridir. Bu çalışmada uçuşun alçalma safhasındaki yakıt sarfiyatı modellenmiştir. Modelleme esnasında iki ayrı metodoloji kullanılmıştır. Yapılan çalışmalarda yapılan 5 uçuşa ait gerçek yakıt akış verileri kullanılmıştır. Bu veriler uçaklarda bulunan Uçuş Veri Kaydedicisi (Flight Data Recorder) vasıtasıyla elde edilmiştir. Modelleme esnasında Microsoft Excel Solver programından faydalanılmıştır. Bu modelleme için Genel İndirgenmiş Gradyan Yöntemi kullanılmıştır. Yapılan bu çalışmada ilk metodolojide 5 uçuşa ait ortalama mutlak yüzde hata (MAPE) değerleri sırasıyla 1.306, 1.856, 2.981, 2.657, 1.291 ve lineer korelasyon katsayısı değerleri sırasıyla 0.995, 0.996, 0.987, 0.979, 0.996 olarak elde edilmiştir. İkinci metodolojide ortalama mutlak yüzde hata (MAPE) değerleri sırasıyla 1.261, 2.202, 3.137, 2.539, 1.797 ve lineer korelasyon katsayısı değerleri sırasıyla 0.995, 0.995, 0.984, 0.980, 0.993 değerleri elde edilmiştir.

Anahtar Sözcükler: Uçak, Yakıt Akış Oranı, Alçalma, Optimizasyon, Genel İndirgenmiş Gradyan Yöntemi

ABSTRACT

MODELING OF FUEL FLOW RATE FOR THE DESCENT FLIGHT PHASE IN TURBOFAN ENGINES

Kemâl KELEŞ

Department of Department of Airframe Powerplant Maintenance

Eskişehir Technical University, Institute of Graduate Programs, January 2021

Supervisor: Assoc. Prof. Dr. Tolga BAKLACIOĞLU

One of the biggest expenses of the institutions, organizations and companies in the aviation sector today is fuel expenses. In this study, the fuel consumption in the descent phase of the flight was modeled. Two different methodologies were used during the modeling. The real fuel flow data of 5 flights were used in the studies. It was obtained by means of Flight Data Recorder. During the modeling process, the Microsoft Excel Solver program was used. General Reduced Gradient Method was used for this modeling. In this study, the average absolute percent error (MAPE) values for 5 flights in the first methodology were 1.306, 1.856, 2.981, 2.657, 1.291 and linear correlation coefficient values were obtained as 0.995, 0.996, 0.987, 0.979, 0.996, respectively. In the second methodology, the mean absolute percentage error (MAPE) values were 1.261, 2.202, 3.137, 2.539, 1.797 and linear correlation coefficient values were 0.995, 0.995, 0.984, 0.980, 0.993, respectively.

In the results obtained, the data that are close to the real data and the error rates are at acceptable levels have emerged.

Keywords: Aircraft, Fuel Flow Rate, Descend, Optimization, Generalized Reduced Gradient Method.

TEŞEKKÜR

Yüksek lisans öğrenimim boyunca, değerli katkılarıyla beni yönlendiren danışman hocam Sayın Doç. Dr. Tolga BAKLACIOĞLU'na ve her zaman sağladıkları desteklerinden dolayı aileme teşekkürlerimi sunarım.

Kemâl KELEŞ



ETİK İLKE VE KURALLARA UYGUNLUK BEYANNAMESİ

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

Kemâl KELEŞ

İÇİNDEKİLER

	<u>Sayfa</u>
BAŞLIK SAYFASI	i
JÜRİ VE ENSTİTÜ ONAYI.....	ii
ÖZET	iii
ABSTRACT.....	iv
TEŞEKKÜR	v
ETİK İLKE VE KURALLARA UYGUNLUK BEYANNAMESİ.....	vi
İÇİNDEKİLER.....	vii
TABLolar DİZİNİ	ix
ŞEKİLLER DİZİNİ.....	x
SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ.....	xii
1. GİRİŞ	1
2. UÇUŞ ALÇALMA SAFHASI.....	2
2.1. Yüksek Taşıma Sistemine Sahip Uçakların Alçalma Konfigürasyonu.....	4
2.2. İniş Takımlarının Alçalma Konfigürasyonu	5
2.3. Sürekli Alçalma Yaklaşması	5
2.4. Dik Alçalma Yaklaşımı	5
2.5. İtkisiz Alçalma	6
2.5.1. Minimum alçalma hızı	6
2.6. Turbojet/Turbofan Motorlu Uçaklarda Motor İtkisi.....	7
2.6.1. Motor itkisine jet nozzle'ın etkisi.....	8
2.6.2. Motor itkisine hava hızının etkisi.....	9
2.6.3. Motor itkisine hava akış kütleinin etkisi.....	9
2.6.4. Motor itkisine irtifanın etkisi	10
2.6.5. Motor itkisine RAM etkisi	11
2.7. Özgül Yakıt Tüketimi	12
2.7.1. Ramjet, turbojet, and turbofan motorlar	12
2.7.2. Turboprop motorlar.....	12

3. LİTERATÜR İNCELEMESİ.....	13
4. GENEL İNDİRGENMİŞ GRADYAN YÖNTEMİNİN İNCELENMESİ.....	25
5. MODEL METODOLOJİSİ.....	29
5.1. Genel İndirgenmiş Gradyan Metodunun Modellere Uygulanması.....	30
6. HATA ANALİZLERİ.....	36
7. SONUÇLAR.....	45
KAYNAKÇA.....	47
ÖZGEÇMİŞ	



TABLULAR DİZİNİ

Sayfa

Tablo 5.1. İlk Genel İndirgenmiş Gradyan Modelinde Yer Alan Beş Farklı Uçuş İçin Elde Edilen Katsayılar	30
Tablo 5.2. İkinci Genel İndirgenmiş Gradyan Modelinde Yer Alan Beş Farklı Uçuş İçin Elde Edilen Katsayılar	30
Tablo 6.1. İlk Genel İndirgenmiş Gradyan Modeli İçin Hata Analizi.....	44
Tablo 6.2. İkinci Genel İndirgenmiş Gradyan Modeli İçin Hata Analizi.....	44



ŞEKİLLER DİZİNİ

Sayfa

Şekil 2.1.	Uçağa Alçalma Esnasında Etki Eden Kuvvetler.....	2
Şekil 2.2.	Alçalma Oranının Hız ile Değişimi.....	4
Şekil 2.3.	Türbinli Motor Bölümleri.....	7
Şekil 2.4.	Türbinli Motor Hava Akış Yönleri.....	8
Şekil 2.5.	İtki Kuvvetinin Hava Hızına Göre Değişimi.....	9
Şekil 2.6.	İtki Kuvvetinin Hava Sıcaklığı ve Basıncına Göre Değişimi.....	10
Şekil 2.7.	İtki Kuvvetinin İrtifaya Göre Değişimi.....	11
Şekil 2.8.	İtki Kuvvetinin RAM Etkisine Göre Değişimi.....	11
Şekil 5.1.	Uçuş 1’de ilk Genel İndirgenmiş Gradyan Modeli ile elde edilen yakıt akış oranı ile Uçuş Bilgi Kaydedicisinden alınan yakıt akış oranının karşılaştırılması.....	31
Şekil 5.2.	Uçuş 1’de ikinci Genel İndirgenmiş Gradyan Modeli ile elde edilen yakıt akış oranı ile Uçuş Bilgi Kaydedicisinden alınan yakıt akış oranının karşılaştırılması.....	31
Şekil 5.3.	Uçuş 2’de ilk Genel İndirgenmiş Gradyan Modeli ile elde edilen yakıt akış oranı ile Uçuş Bilgi Kaydedicisinden alınan yakıt akış oranının karşılaştırılması.....	32
Şekil 5.4.	Uçuş 2’de ikinci Genel İndirgenmiş Gradyan Modeli ile elde edilen yakıt akış oranı ile Uçuş Bilgi Kaydedicisinden alınan yakıt akış oranının karşılaştırılması.....	32
Şekil 5.5.	Uçuş 3’de ilk Genel İndirgenmiş Gradyan Modeli ile elde edilen yakıt akış oranı ile Uçuş Bilgi Kaydedicisinden alınan yakıt akış oranının karşılaştırılması.....	33
Şekil 5.6.	Uçuş 3’de ikinci Genel İndirgenmiş Gradyan Modeli ile elde edilen yakıt akış oranı ile Uçuş Bilgi Kaydedicisinden alınan yakıt akış oranının karşılaştırılması.....	33
Şekil 5.7.	Uçuş 4’de ilk Genel İndirgenmiş Gradyan Modeli ile elde edilen yakıt akış oranı ile Uçuş Bilgi Kaydedicisinden alınan yakıt akış oranının karşılaştırılması.....	34

Şekil 5.8.	Uçuş 4’de ikinci Genel İndirgenmiş Gradyan Modeli ile elde edilen yakıt akış oranı ile Uçuş Bilgi Kaydedicisinden alınan yakıt akış oranının karşılaştırılması.....	34
Şekil 5.9.	Uçuş 5’de ilk Genel İndirgenmiş Gradyan Modeli ile elde edilen yakıt akış oranı ile Uçuş Bilgi Kaydedicisinden alınan yakıt akış oranının karşılaştırılması.....	35
Şekil 5.10.	Uçuş 5’de ikinci Genel İndirgenmiş Gradyan Modeli ile elde edilen yakıt akış oranı ile Uçuş Bilgi Kaydedicisinden alınan yakıt akış oranının karşılaştırılması.....	35
Şekil 6.1.	Uçuş 1 ‘de ilk modele göre yakıt akışında oluşan hata oranı.....	37
Şekil 6.2.	Uçuş 1 ‘de ikinci modele göre yakıt akışında oluşan hata oranı.....	37
Şekil 6.3.	Uçuş 2 ‘de ilk modele göre yakıt akışında oluşan hata oranı.....	38
Şekil 6.4.	Uçuş 2 ‘de ikinci modele göre yakıt akışında oluşan hata oranı.....	38
Şekil 6.5.	Uçuş 3 ‘de ilk modele göre yakıt akışında oluşan hata oranı.....	39
Şekil 6.6.	Uçuş 3 ‘de ikinci modele göre yakıt akışında oluşan hata oranı.....	39
Şekil 6.7.	Uçuş 4 ‘de ilk modele göre yakıt akışında oluşan hata oranı.....	40
Şekil 6.8.	Uçuş 4 ‘de ikinci modele göre yakıt akışında oluşan hata oranı.....	40
Şekil 6.9.	Uçuş 5 ‘de ilk modele göre yakıt akışında oluşan hata oranı.....	41
Şekil 6.10.	Uçuş 5 ‘de ikinci modele göre yakıt akışında oluşan hata oranı.....	41
Şekil 6.11.	5 adet uçuşun alçalma safhasının ilk modele göre çıkarılan hata histogramı.....	42
Şekil 6.12.	5 adet uçuşun alçalma safhasının ikinci modele göre çıkarılan hata histogramı.....	43

SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ

α	: Angle Of Attack (Hücum Açısı)
A	: Wing Area (Kanat Alanı)
C_D	: Drag Coefficient (Sürüklenme Katsayısı)
C_{D_0}	: Profile-Drag Coefficient (Profil Sürüklenme Katsayısı)
C_L	: Lift Coefficient (Taşıma Katsayısı)
C_{L_0}	: Zero- α Lift-Coefficient (Sıfır Taşıma açısındaki Taşıma Katsayısı)
C_{L_α}	: Lift-Curve Slope (Taşıma Eğrisi Eğimi)
D	: Drag Force (Sürüklenme Kuvveti)
ρ	: Air Density (Hava Yoğunluğu)
W	: Weight (Ağırlık)
U	: Air Speed (Hava Hızı)
γ	: Descent Angle (Alçalma Açısı)
\dot{m}_f	: Mass Fuel (Yakıt Kütleli Akışı)
T	: Thrust (İtke)
SP	: Shaft Power (Şaft Gücü)
ESP	: Equivalent Shaft Power (Eşdeğer Şaft Gücü)
SFC	: Specific Fuel Consumption (Özgül Yakıt Tüketimi)
TSFC	: Thrust Specific Fuel Consumption (İtke Özgül Yakıt Tüketimi)
BSFC	: Brake Specific Fuel Consumption (Fren Özgül Yakıt Tüketimi)
ESFC	: Equivalent Specific Fuel Consumption (Eşdeğer Özgül Yakıt Tüketimi)
EBSFC	: Equivalent Brake Specific Fuel Consumption (Eşdeğer Fren Özgül Yakıt Tüketimi)
FPA	: Uçuş Yolu Açısı
$f(\mathbf{x})$: Minimize edilecek amaç fonksiyonu değeri
$h_j(\mathbf{x})$: Eşitsizlik kısıt fonksiyonu
$l_k(\mathbf{x})$: Eşitlik kısıt fonksiyonu
m_1	: Eşitsizlik kısıtlarının sayısı
m_2	: Eşitlik kısıtlarının sayısı

n	: Karar değişkenlerinin sayısı
x_i^l	: i nolu karar değişkeninin alt sınırı
x_i^h	: i nolu karar değişkeninin üst sınırı
a	: Bağımsız Değişken
b	: Bağımlı Değişken
G_R	: Genel İndirgenmiş Gradyan Vektörü
S	: Doğrultu Vektörü
ξ	: Adım Aralığı
FDR	: Uçuş Veri Kaydedicisi
IATA	: International Air Transport Association (Uluslararası Hava Taşımacılığı Birliği)
TAS	: True Air Speed (Gerçek Hava Hızı)
CAS	: Calibrated Air Speed (Kalibre Edilmiş Hava Hızı)
IAS	: Indicated Air Speed (Gösterge Hava Hızı)
GRG	: Genel İndirgenmiş Gradyan Yöntemi
CDA	: Sürekli Alçalma Yaklaşımı
QAR	: Hızlı Erişim Kaydedici
FADEC	: Full Authority Digital Engine Control (Uçak Motoru Yönetim Birimi)
L	: Lift (Taşıma Kuvveti)
D	: Drag (Sürüklenme Kuvveti)

1. GİRİŞ

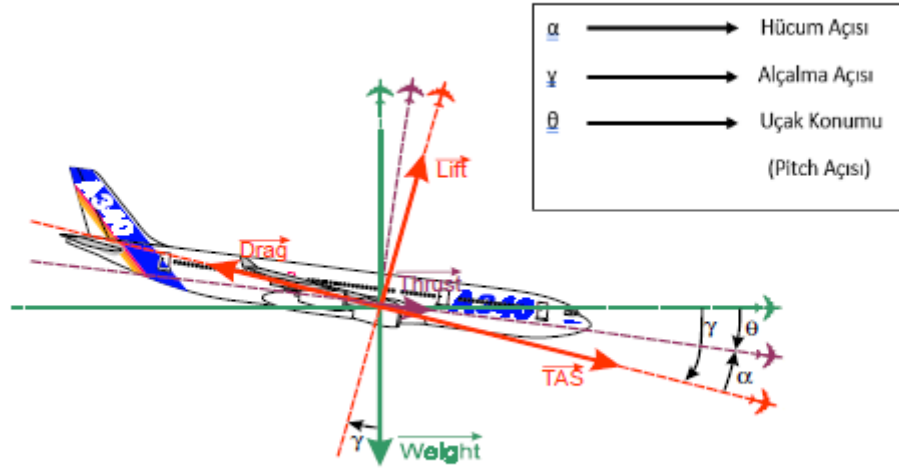
Günümüzde yakıt giderleri havayolu şirketleri için en yüksek giderlerden birisidir. Havayolu şirketleri yakıt kullanımı ile ilgili politikalar geliştirmektedirler çünkü yakıt kullanımı ne kadar az olursa, havayolu şirketleri için o kadar az gider olacaktır [1]. Verimli yakıt kullanım araştırmaları üniversite akademileri ve havayolu şirketleri tarafından sürdürölmektedir. Ayrıca, IATA yakıt verimliliği performansının yıldan yıla daha iyi hale geldiğini açıklamaktadır [1]. Yakıt kullanım verimliliği uçuş safhalarına ayrılabilir. Alçalma fazı bu uçuş safhalarından biridir. Uçak üretici şirketlerden birisi olan Airbus'ın alçalma fazı hakkında yakıt verimliliği programı Alçalma Profili Optimizasyon Programı bu çalışmalarından biridir [2]. Bu programda alçalma profili birkaç faktörle hesaplanır. Bu faktörler uçak tipi, motor tipi, alçalma ağırlığı, alçalma hızı kanunu ve rüzgardır [3].

Öte yandan, akademik araştırmacılar da uçuşun alçalma aşamasında yakıt tüketimi ve optimizasyonu üzerinde çalışmaktadırlar. Turgut ve vd. (2019) alçalma aşamasında uçuş yolu açısının etkilerini araştırmıştır [4]. 9351 uçuşun uçuş rotasını analiz etmişlerdir. Turgut ve Rosen (2012) rakım ve yakıt tüketimi analizi arasındaki ilişkiyi incelemiştir. Bu proje için genetik algoritma yöntemi kullanmışlardır [5]. Yanto ve Liem (2018) uçak yakıtı yanma performansı çalışması yapmıştır ve yakıt tüketimi ile ilgili çeşitli politika senaryolarını değerlendirmişlerdir [6]. Jin ve vd. (2019) sürekli alçalma yaklaşım modeli hakkında bir çalışma yapmışlardır. Bu modele dayanarak, San Francisco Uluslararası Havalimanı'nda sürekli alçalma yaklaşımı nedeniyle potansiyel yakıt tasarrufu tahmin edilmiş ve bu tahminin doğruluğu analiz edilmiştir [7]. Clarke ve vd. (2013) alçalma gelişlerini optimize etme konusunda akademik bir makaleye sahiptirler. Bu optimize edilmiş profil alçalma prosedürü Aralık 2007'de Los Angeles Uluslararası Havaalanı'nda uygulanmış ve Los Angeles Uluslararası Havaalanı'ndaki başarı Atlanta, Miami, Charleston ve Phoenix için yeni optimize edilmiş profil alçalma prosedürü tasarımlarını motive etmiş ve etkinleştirilmiştir [8].

Bu çalışmanın amacı, uçuşun alçalma aşaması sırasında genelleştirilmiş indirgenmiş gradyan yöntemini kullanarak yakıt akışını ve yakıt tüketimini oluşturmaktır. Bu çalışmada Boeing 737-800 tipi ticari uçaklarının Uçuş Veri Kaydedici (FDR) komponentinden elde edilen gerçek alçalma verileri kullanılmıştır. Bu modelde yakıt akış hızının TAS ve uçuş yüksekliğine göre değişimi analiz edilmiştir.

2. UÇUŞ ALÇALMA SAFHASI

Alçalma safhası, uçağın kontrollü bir şekilde uçuş yüksekliğini düşürmeye başlamasıyla girilen uçuş seyahat safhasıdır. Alçalma, 100 deniz milini aşabilmesinden dolayı uzun bir uçuş safhası olabilmektedir. Uçak, varış noktasının çok öncesinde düz uçuş yüksekliğinden alçalmaya başlar. Uçuş bilgisayarı, hız, irtifa ve rüzgarlar dahil olmak üzere bir dizi faktöre bağlı olarak havaalanına olan mesafeyi ve tahmini rota üzerindeki alçalmayı göstermektedir. İlk olarak, uçak sabit bir Mach sayısında bir hedef CAS veya IAS'a ulaştığı bir yüksekliğe alçalacaktır. İkinci aşamada, 10.000 feet yüksekliğe kadar sabit CAS veya IAS'ı tutar. Üçüncü aşamada, bir öncekinin altındaki hedef CAS'a ulaşmak için sabit bir yükseklikte yavaşlar. Son aşama, sabit bir CAS'ta 1500 feet'e alçalmasıdır. Bu irtifanın altında, uçak terminal manevra alanındadır ve iniş safhasına hazırlanmaktadır [10].



Şekil 2.1. Uçağa Alçalma Esnasında Etki Eden Kuvvetler (Airbus,2002)

İvmesiz bir alçalma hareketine ait genel hareket denklemleri şu şekildedir;

$$\sum f_z = Taşıma - Ağırlık * (\cos \gamma) = 0 \quad (2.1)$$

$$\sum f_x = Sürüklenme - İtki - Ağırlık * (\sin \gamma) = 0 \quad (2.2)$$

Üstte belirtilen denklemlere ilave olarak azalan bir ivme ile alçalma hareketine ait genel hareket denklemleri ise şu şekildedir;

$$\sum f_z = Taşıma - Ağırlık * (\cos \gamma) = m * a_z \quad (2.3)$$

$$\Sigma f_x = \text{İtki} + \text{Ağırlık} * (\sin \gamma) - \text{Sürüklenme} = m * a_x \quad (2.4)$$

Alçalma hareketi esnasında sahip olunan açı aşağıdaki eşitlik ile ifade edilmektedir.

$$\gamma_{rad} = \frac{\text{İtki} - \text{Sürüklenme}}{\text{Ağırlık}} \quad (2.5)$$

Alçalma esnasında, itki rölanti konumundadır ve bundan dolayı itki sifıra yakındır. Böylece;

$$\gamma_{rad} = \frac{-\text{Sürüklenme}}{\text{Ağırlık}} \quad (2.6)$$

Eşitlik (2.6) elde edilir. Ağırlık değeri, $\text{Taşıma} = \text{Ağırlık} * \cos \gamma$ (2.7) eşitliğine uygulanarak alçalma açısı için aşağıdaki Eşitlik (2.8) elde edilir.

$$\gamma_{rad} = -\frac{1}{L/D} \quad (2.8)$$

Alçalma oranı, uçağa ait gerçek hava hızının dikey bileşenidir. Genel olarak aşağıdaki eşitlikler ile ifade edilmektedir [9].

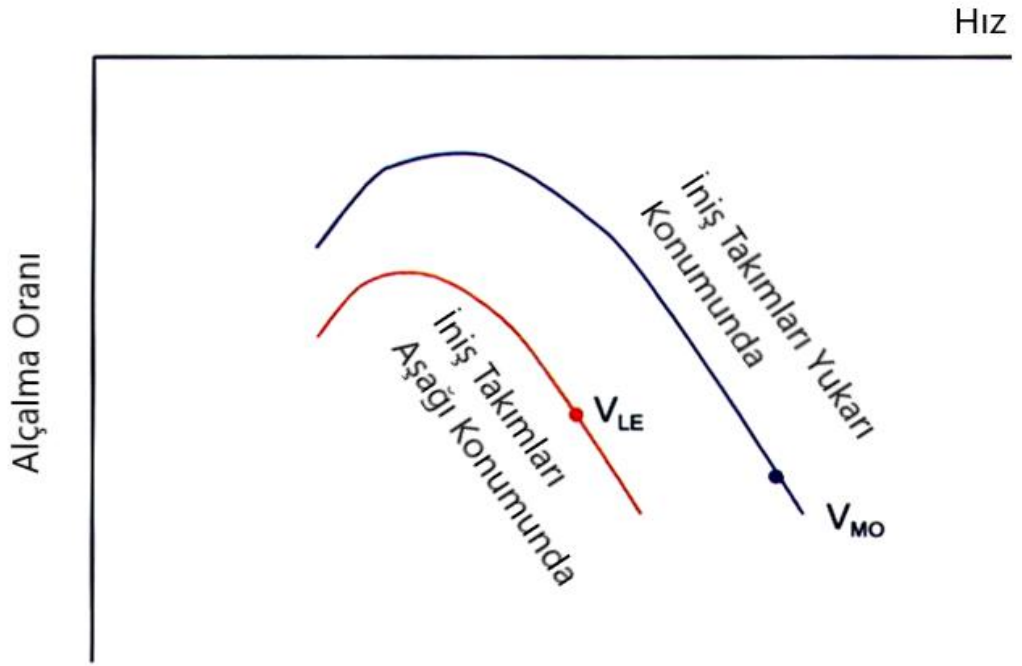
$$\text{Alçalma Oranı} = V * \frac{D - T}{W} \quad (2.9)$$

$$\text{Alçalma Oranı} = \frac{\text{Gerekli Güç Miktarı} - \text{Sahip Olunan Güç Miktarı}}{\text{Ağırlık}} \quad (2.10)$$

Süzülme esnasında alçalma oranı denklemini aşağıdaki şekilde ifade edilmektedir;

$$\text{Alçalma Oranı} = V * \sin \gamma = V * \frac{D}{L} \quad (2.11)$$

Yukarıdaki eşitlikler ile elde edilen alçalma oranı değerlerinin hız değeri ile değişimi aşağıdaki grafik ile ifade edilmiştir.



Şekil 2.2. Alçalma Oranının Hız ile Değişimi

2.1. Yüksek Taşıma Sistemine Sahip Uçakların Alçalma Konfigürasyonu

Uçak sabit bir süzülme açısında, h irtifasında, u gerçek hava hızına sahip ve W ağırlığına sahip olduğu kabul edilmektedir. İvmesiz uçuş durumu Eşitlik 2.12'den elde edilen bir taşıma katsayısı gerektirir.

$$C_L = \frac{2W}{\rho AU^2} \quad (2.12)$$

Nominal olarak taşıma katsayısı Eşitlik 2.13'den elde edilir.

$$C_L = C_{L_0} + C_{L_\alpha} \alpha \quad (2.13)$$

C_{L_0} kanadın sıfır hücum açısı, C_{L_α} taşıma eğrisi eğimidir ve α efektif ortalama hücum açısıdır. Uçağın konumu bilinmediği sürece ikinci parametre bilinmemektedir. Taşıma için iki ifade aynı olmalıdır, bu nedenle etkili ortalama hücum açısı Eşitlik (2.13)'den hesaplanabilir. Alçalma esnasında ortaya çıkabilecek taşıma eksikliği Eşitlik (2.14)'de formülize edilebilmektedir.

$$\Delta C_L = \frac{2W}{\rho AU^2} - [C_{L_0} + C_{L_\alpha} \alpha] \quad (2.14)$$

Eşitlik (2.14), u hızında normal bir uçuş için gereken taşıma kuvveti ile brüt ağırlık değerinde α akış koşulunda öngörülen üretilebilecek taşıma kuvveti arasındaki farkı ifade eder. $C_L < 0$ ise, kanat gerekli olan taşımayı sağlayamaz; bu nedenle yüksek taşıma sistemleri konuşlandırılmalıdır.

$$\Delta C_{L_{hl}} = \Delta C_{L_{slat}} + \Delta C_{L_{flap}} \quad (2.15) \text{ ve bu denklemlerle beraber}$$

$$\Delta C_L = \frac{2W}{\rho A U^2} - [C_{L_0} + C_{L_\alpha} \alpha] + \Delta C_{L_{hl}} \cong 0 \quad (2.16) \text{ denklemi elde edilir [9].}$$

2.2. İniş Takımlarının Alçalma Konfigürasyonu

Bu işlem, iniş takımlarının tamamen yukarıda olduğu durumdan tamamen konuşlandırılmış duruma tek bir anahtar ile getirilebilir ve pratikte bu durum anında görünmektedir. İniş takımlarının bir eşik irtifasının ve hava hızının üzerinde ortaya çıkması engellenir. İniş takımlarının uygun pozisyona gelmesi, hava sahasının üzerindeki dar bir irtifa aralığında gerçekleşir. İniş takımları açıldığında, uçağın süzülme açısı stabilize edilmesi gerekmektedir [10].

2.3. Sürekli Alçalma Yaklaşması

Sürekli alçalma yaklaşımında (CDA), uçak hava sahasının yaklaşık 7.000 feetlik bir yükseklikten yaklaşık 3 derecelik sabit bir süzülüş açısında alçalmaktadır. Bu prosedürde, uçak piste kadar devamlı alçalır. Bu yöntemin avantajları;

- Normalden daha yüksek bir irtifada uçan uçaktan dolayı yerdeki gürültü alıcılarına olan mesafe daha büyük olacaktır ve havaalanı üzerinde oluşturacağı gürültü etkisi daha düşüktür.
- Yine normalden daha yüksek bir irtifada uçan uçaktan dolayı daha az motor itkisi gerekir ve bu da daha düşük gürültü emisyon elde edilmesine katkıda bulunur.
- Üstteki maddenin bir sonucu olarak, yakıt tüketimi de azalır [10].

2.4. Dik Alçalma Yaklaşımı

Dik alçalma yaklaşımı, klasik alçalma yönteminden daha büyük bir süzülüş açısını ifade eder. Dik alçalma yörüngelerinde, zemindeki gürültü alıcılarına olan yüksek mesafe nedeniyle gürültü etkisi azalabilir, ancak bu yaklaşımın gerçekleştirilmesi konvansiyonel yörüngelerden daha karmaşıktır. Küçük bir süzülme açısı varsayılarak ve taşıma

katsayısının tanımını kullanarak alçalma hızı Eşitlik 2.17'deki gibi yazılabilmektedir [10].

$$\vartheta_s = \sqrt{\frac{2}{\rho}} \sqrt{\frac{W}{A}} \frac{C_D}{C_L^{3/2}} \quad (2.17)$$

2.5. İtkisiz Alçalma

2.5.1. Minimum alçalma hızı

Alçalma Hızı, Eşitlik 2.18'de de ifade edildiği üzere;

$$\text{Alçalma Hızı} = U \sin \gamma = \sqrt{\frac{2}{\rho}} \sqrt{\frac{W}{A}} \frac{C_D}{C_L^{3/2}} \quad (2.18)$$

Bu eşitlikte $C_D^2 \ll C_L^2$ şeklinde kabul edilmiştir. En iyi süzülüş oranı uçak tipine bağlı olarak C_D^2 'nin değeri, C_L^2 'nin yüzde % 0,5'inden daha az olduğunu kabulüyle 14 ile 18 arasındadır. Eşitlik 2.19'de yer alan minimum alçalma hızı ifadesi minimum güçteki bir itkili uçağın durumu ifade edilmektedir.

$$U_{mp}^2 = \left(\frac{2W}{\rho A}\right) \sqrt{\frac{k}{3C_{D_0}}} \quad (2.19)$$

$$\frac{C_D}{C_L^{3/2}} = \frac{4C_{D_0}}{(3C_{D_0}/k)^{3/4}} \quad (2.20)$$

Eşitlik 2.20'da elde edilen aerodinamik faktör eşitliği alçalma hızının ifade edildiği Eşitlik 2.18'e yerleştirildiğinde ;

$$\text{Alçalma Hızı} = \left(\frac{2W}{\rho A}\right)^{1/2} \frac{4C_{D_0}}{(3C_{D_0}/k)^{3/4}} \quad (2.21)$$

eşitliği elde edilmektedir. Eşitlik 2.21'de uçak alçalırken alçalma hızı ve uçuş hızı azalmaktadır. Bu durum uçuş için perdövites hızının üzerinde kalınması gerekliliğini ve uçağın tamamı ile kontrol altında olduğu şeklinde ifade edilmektedir. Minimum Süzülüş Açısı, motor itki kuvveti olmadığında uçuş yolu açısı şu şekilde ifade edilmektedir;

$$\sin \gamma = \frac{T-D}{W} = -\frac{D}{W} \cong -\frac{D}{L} \quad (2.22)$$

$\sin \gamma$ için minimum, γ için de minimumdur; bu, maksimum süzülme açısında uçan bir uçak anlamına gelmektedir [10].

2.6. Turbojet/Turbofan Motorlu Uçaklarda Motor İtkisi

Genel olarak motordan elde edilen itki aşağıdaki eşitlikler ile aracılığıyla ifade edilmektedirler ;

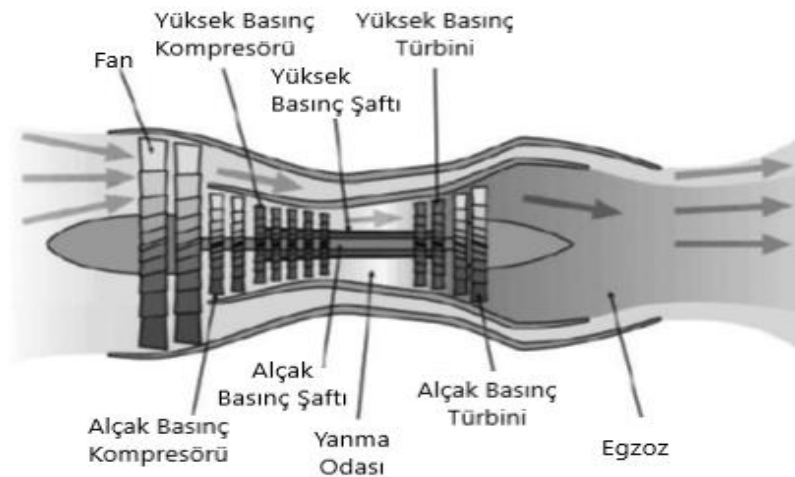
$$\text{Net İtki} = \text{Toplam İtki} - \text{Momentum Sürüklemesi}$$

$$\text{İtki} = m_a * (\dot{u}_e - u) \quad (2.23)$$

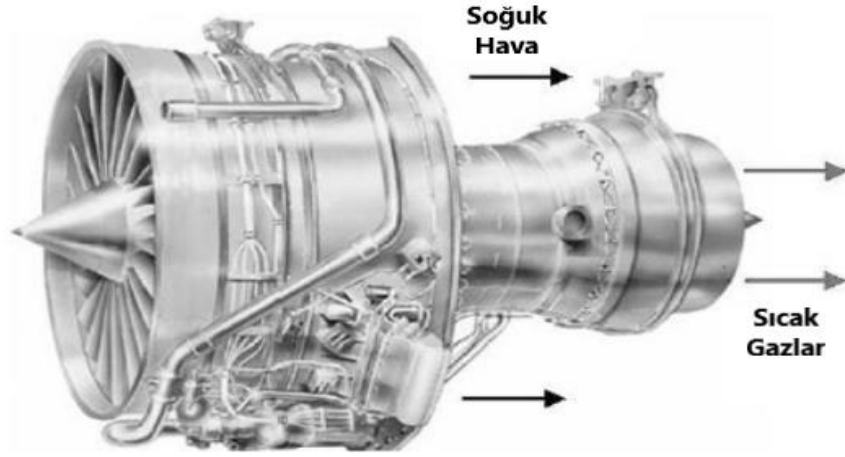
Motorda ikili bir akış olması durumunda kullanılan itki eşitliği şu şekildedir;

$$\text{İtki} = m_h * [(1 + f) * u_{eh} - u] + m_c * (u_{ec} - u) + A_{eh} * (P_{eh} - P_a) + A_{ec} * (P_{ec} - P_a) \quad (2.24)$$

Eşitlik (2.23)'de yer alan m_a ifadesi motora giren hava kütleini, u_e ifadesi egzoz gazı çıkış hızını, u ifadesi ise uçuş hızını ifade etmektedir. Eşitlik (2.24)'de yer alan m_h ifadesi motordaki sıcak hava akış kütleini, m_c ifadesi motordaki soğuk hava akış kütleini, u_{eh} ifadesi türbinden çıkan sıcak hava hızını, u_{ec} ifadesi türbinden çıkan soğuk hava hızını, P_{eh} ifadesi sıcak hava akışının egzoz gaz basıncını, P_{ec} ifadesi soğuk hava akışının egzoz gaz basıncını, P_a ifadesi motora giren hava basıncını, A_{eh} ifadesi sıcak hava akışının çıkış alanını, A_{ec} ifadesi soğuk hava akışının çıkış alanını ifade etmektedir [11].



Şekil 2.3. Türbinli Motor Bölümleri (El-Sayed,2008)



Şekil 2.4. Türbinli Motor Hava Akış Yönleri (El-Sayed,2008)

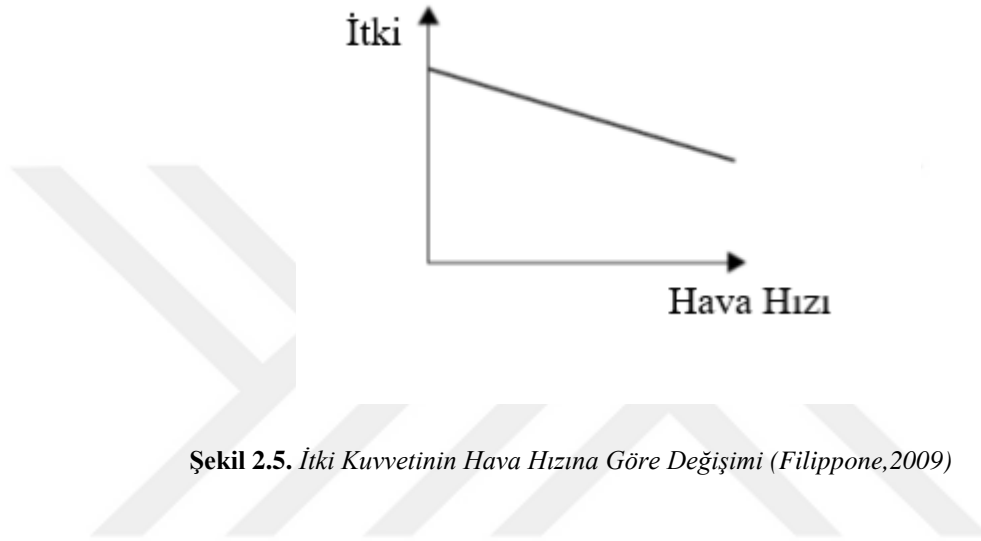
Tek akışlı bir hava motorunun (ramjet veya turbojet motor) itki kuvveti; giriş ve çıkış kütle akış hızlarına, yakıt-hava oranına, uçuş hızına, egzoz hızına ve egzoz basıncına bağlıdır. Bu belirtilen faktörlerin her biri ayrı ayrı olacak şekilde birkaç parametreye bağlıdır. Örneğin, hem momentum itki kuvvetini hem de momentum direncini etkileyen giriş hava kütle akış hızı, uçuş hızı, ortam sıcaklığı ve basıncı, nem değeri, irtifa değeri ve kompresör dönüş hızı dahil olmak üzere çeşitli değişkenlere bağlıdır. Çıkış kütle hava akış hızı; eklenen yakıt, şartlandırılmış hava ve ayrıca su enjeksiyonuna bağlıdır. Basınç itkisi terimi, türbin giriş sıcaklığına, uçuş yüksekliğine, nozul çıkış alanı ve basıncına bağlıdır. Momentum itki kuvveti aynı zamanda jet nozul hızına da bağlıdır. Bu parametreler aşağıda verildiği gibi daha detaylı açıklanabilir [11].

2.6.1. Motor itkisine jet nozzle'ın etkisi

Egzoz nozulunun çıkış alanı ve basıncı, net itiş etkilemektedir. Nozul, yakınsak veya yakınsak-ıraksak tiptedir. Yakınsak nozullar boğulmuş veya boğulmamış olabilir. Boğulmuş bir yakınsak nozul için, egzoz gazlarının hızı esas olarak egzoz gazı sıcaklığından etkilenen sonik hıza eşittir. Boğulmuş bir nozul için egzoz basıncı, ortam basıncından daha büyüktür ve bu nedenle basınç itki kuvveti sıfır olmayan bir değere sahiptir. Basınç itkisi, hem egzoz nozulunun alanına hem de çıkış ile ortam basınçları arasındaki farka bağlıdır. Eğer nozul boğulmamışsa, o zaman jet hızı atmosferik basınca göre değişmektedir. Egzoz basıncı ortam basıncına eşittir ve basınç itkisi sıfırdır [11].

2.6.2. Motor itkisine hava hızının etkisi

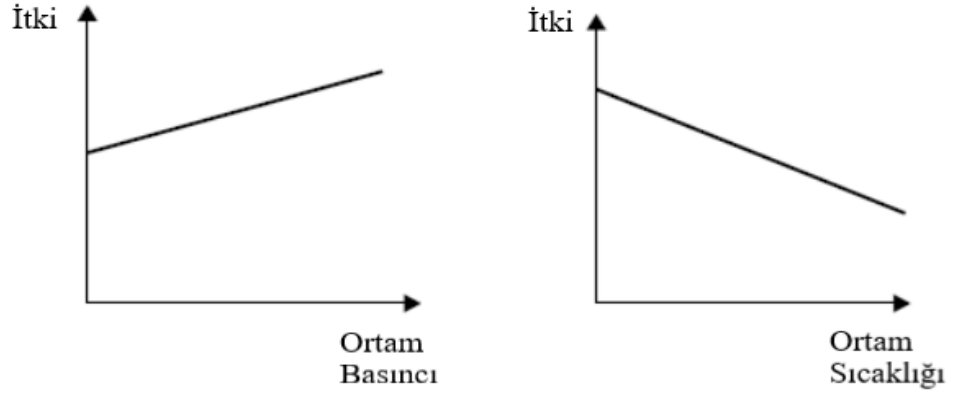
Bazı yerlerde yaklaşma hızı olarak ifade edilen hava hızı, itki kuvvetindeki uçuş hızına eşittir. Böyle bir parametrenin net itki kuvveti üzerinde doğrudan etkisi vardır. Egzoz gazı hızı sabitse ve hava hızı artarsa; her iki hız arasındaki fark azalır ve net itki kuvvetinde azalmaya yol açmaktadır. Hava kütle akışı ve yakıt-hava oranının sabit olduğu varsayıldığında, net itki kuvvetinde doğrusal bir azalma ortaya çıkmaktadır [11].



Şekil 2.5. İtki Kuvvetinin Hava Hızına Göre Değişimi (Filippone,2009)

2.6.3. Motor itkisine hava akış kütlelerinin etkisi

Hava akış kütleleri, itki denklemindeki en önemli parametredir. Motora giren havanın yoğunluğunu birlikte belirlediği için hava sıcaklığına ve basınca bağlıdır. Serbest havada sıcaklıktaki artış yoğunluğu azaltacaktır. Böylece sıcaklık arttıkça itki kuvveti azalır. Serbest havanın basıncındaki artış, yoğunluğunu ve dolayısıyla itki gücünü artırır. Hem hava sıcaklığının hem de basıncın motor itkisine etkisi Şekil 2.3'de gösterilmektedir. Yoğunluk, giriş havası kütle akışını etkiler ve itkiyi doğrudan etkilemektedir. Örneğin 10.000 lb'lik bir itki motoru, sıcak bir günde yalnızca yaklaşık 8000 lb itki gücü üretebilirken, soğuk bir günde bu aynı motor 12.000 lb'ye kadar itki üretebilmektedir [11].



Şekil 2.6. İtki Kuvvetinin Hava Sıcaklığı ve Basıncına Göre Değişimi (Filippone,2009)

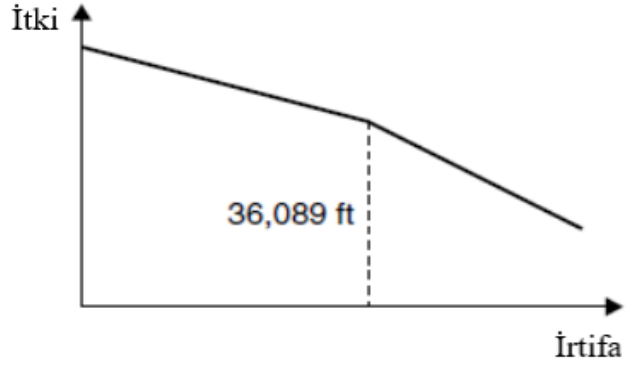
2.6.4. Motor itkisine irtifanın etkisi

Yukarıda özetlendiği gibi, hava sıcaklığı ve basıncının itki kuvveti üzerinde önemli etkileri vardır. Bu nedenle ortam sıcaklığının ve basıncının deniz seviyesinden yüksekliğe göre değişme oranını bir dereceye kadar mevsime ve enleme bağlıdır. Ancak, "standart" atmosferle çalışmak genel olarak kabul edilen bir esastır. Uluslararası Standart Atmosfer (ISA), orta enlemlerdeki ortalama değerlere karşılık gelir ve yaklaşık 11.000 m'ye (36.089 ft) kadar her 500 metre rakım için yaklaşık 3.2 Kelvin değerinde bir sıcaklık düşüşü şeklinde gerçekleşmektedir. Ortam sıcaklığı ve basıncının değişimleri aşağıdaki ilişkilerle verilmiştir:

$$Sıcaklık (K) = 288 - 0.0065 \times z \quad (2.25)$$

$$Basınç (bar) = 1.01325 - 0.000112 \times z + 3.8e^{-9} \times z \quad (2.26)$$

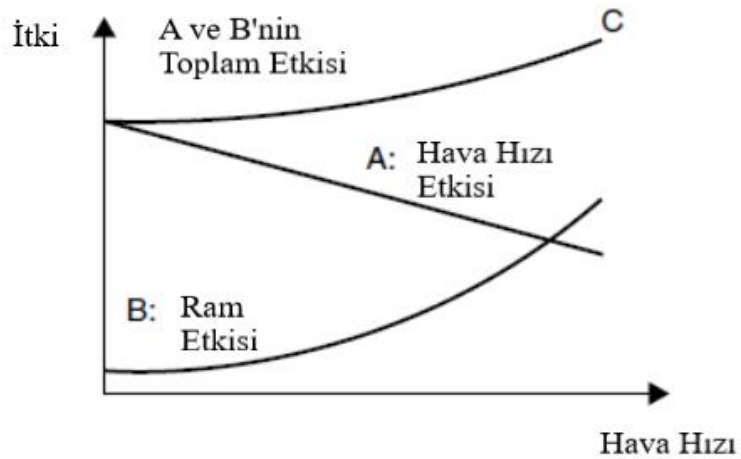
11.000 m'den sonra sıcaklık düşmeyi durdurur, ancak artan irtifa ile basınç sabit bir şekilde düşmeye devam etmektedir. Sonuç olarak 11.000 m'nin (36.089 ft) üzerinde itki kuvveti daha hızlı düşmektedir (Şekil 2.7). Bu durum, 11.000 metreyi nominal hızda uzun menzilli seyir için optimum irtifa yapmaktadır. Yüksekliğin itki kuvveti üzerindeki etkisinin yoğunluğunun bir fonksiyonu olduğu sonucuna varılmaktadır [11].



Şekil 2.7. İtki Kuvvetinin İrtifaya Göre Değişimi (Filippone,2009)

2.6.5. Motor itkisine RAM etkisi

Uçağın dış havaya göre hareketi, havanın motor giriş kanalına çarpmasına neden olmaktadır. RAM etkisi motora giden hava akışını artırır ve bu da daha büyük itki gücü anlamına gelmektedir. RAM etkileri hava hızı artışı ile havanın basıncındaki artış ve motora hava akışını birleştirmektedir. Hava hızındaki artış, Şekil 2.8'de "A" eğrisi olarak gösterilen itiş azaltmaktadır. Ayrıca, hava akışındaki artış aynı şekilde "B" eğrisi ile gösterilen itiş arttırmaktadır. "C" eğrisi, "A" ve "B" eğrilerinin birleştirilmesinin sonucudur. Hava hızı arttıkça ram etkisinden kaynaklanan itki artışı önemli hale gelir ve bu da yüksek irtifada düşük basınçtan kaynaklanan itki kaybını telafi etmektedir [11].



Şekil 2.8. İtki Kuvvetinin RAM Etkisine Göre Değişimi (Filippone,2009)

2.7. Özgül Yakıt Tüketimi

Motorun bu performans parametresi, uçak yolculuğu ve uçuş ekonomisi maliyetleri üzerinde doğrudan bir etkiye sahiptir. Yakıt tüketimi, birim itki kuvveti başına (ramjet, turbojet ve turbofan motorlar için) veya beygir gücü başına (örneğin, turboprop ve pistonlu pervaneli motorlar için) olacak şekilde hesaplanmaktadır [11].

2.7.1. Ramjet, turbojet, and turbofan motorlar

TSFC bu tip motorlar için şu şekilde tanımlanır:

$$TSFC = \frac{\dot{m}_f}{T} \quad (2.27)$$

TSFC değerleri büyük ölçüde uçuş hızına bağlıdır. Dolayısıyla, hem turbojet hem de turbofan için tipik değerleri statik durum için tanımlanmıştır. Turbojet motorlar için tipik değerler 0,075 - 0,11 kg / N·h (0,75 - 1,1 ib/ibf·h) iken, turbofanlar daha ekonomiktir ve 0,03 - 0,05 kg/N·h (0,3 - 0,5 ib/ibf·h) aralığına sahiptir. Bununla birlikte ramjet için TSFC için referans değerleri, uçuş Mach sayısı 2 olarak tanımlanmıştır. Tipik değerler 0,17 - 0,26 kg/N·h (1,7 - 2,6 ib/ibf·h) şeklindedir. TSFC için bazı ampirik formüller sunulmuştur. Bu formüllerden birisi şu şekilde ifade edilebilmektedir;

$$TSFC = (a + bM_0)\sqrt{\theta} \quad (2.28)$$

a ve b, bir motordan diğerine değişen sabitlerdir, “M₀“ uçuş Mach sayısıdır ve “θ” uçuş yüksekliğindeki ortam sıcaklığı ile deniz seviyesindeki standart sıcaklık arasındaki boyutsuz orandır (T_a/T_{ref}) [11].

2.7.2. Turboprop motorlar

Şaft gücü üreten motorlar için yakıt tüketimi, Brake Specific Fuel Consumption (BSFC) veya basitçe SFC ile tanımlanır ve şu şekilde tanımlanır:

$$SFC \equiv BSFC = \frac{\dot{m}_f}{SP} \quad (2.29)$$

Sıcak gazlar tarafından kayda değer bir itki gücü üretildiğinde, yakıt tüketimi eşdeğer EBSFC veya basitçe eşdeğer özel yakıt tüketimi (ESFC) ile tanımlanır ve şu şekilde tanımlanır [11]:

$$ESFC = \frac{\dot{m}_f}{ESP} \quad (2.30)$$

3. LİTERATÜR İNCELEMESİ

Genel indirgenmiş gradyan yöntemi ve uçuş alçalma safhası ile ilgili kullanıma açık kaynaklar ile yapılan literatür incelemesinde aşağıdaki çalışmalar tez konusu dahilinde göz önünde bulundurulmuştur.

Collins (1982), sivil havacılıkta yakıt tasarrufu daha kritik hale gelmektedir. Mevcut veya önerilen hava trafik kontrol (ATC) prosedürlerinin etkisini tahmin etmek için yöntemlere ihtiyaç duyulmaktadır. Önceki yöntemler, uçak dinamiklerinin ayrıntılı modellerine veya geçmiş deneyimlerin istatistiksel veri tabanına dayanmaktadır. Bu yöntemler, ATC prosedürlerinin analizi için tamamen uygun olmamaktadır. MITRE şirketi, ticari jet uçaklarının yakıt tüketimini yol profili verilerinden tahmin etmek için bir algoritma geliştirmiştir. Bu algoritmaya yaklaşım bu makalede ayrıntılı olarak anlatılmıştır. Ticari jet operasyonları için genel olarak bilinen varsayımlara ve yaklaşımlara dayanmaktadır. Algoritma, ATC prosedürleri ile ilgili çeşitli çalışmalarda başarıyla kullanılmıştır [34].

Burrows (1982), yeni nesil büyük jet taşımacılığının toplam yakıt tasarrufunun kabaca dörtte biri, kalkış noktası ile varış noktası arasındaki yakıt için en uygun uçuş yörüngelerini hesaplama becerisinden kaynaklanacağı düşünülmektedir. Dikey düzlemdeki yörüngenin şekli burada işlenir. Sürüklenme ve yakıt akışı işlevlerine spline uyumu içeren basitleştirilmiş bir matematiksel model açıklanmıştır. Optimal kontrolün maksimum ilkesi ve tekil pertürbasyon teorisi kullanılarak optimum altı bir yörünge bulunur. İç veya sınır katmanı çözümleri, uçuşun tırmanma veya alçalma bölümleri olarak tanımlanırken, dış çözüm seyirciliğe karşılık gelir. İç çözümler, değişen uçuş şartlarına uygun maliyetli yanıt için seyir kontrol yasaları geliştirmek için dış çözümün yakınında ikinci sıraya genişletilmiştir [35].

Cavcar,M. ve Cavcar,A. (2004), mevcut uçak tiplerinin aerodinamik ve itki modellenmesi, hava trafik yönetimi uygulamaları için özellikle uçak yörüngelerini ve simülasyon araçlarını tahmin etmek için karar destek araçlarında kullanımında ciddi bir önem taşımaktadır. Halen kullanımda olan veya önerilen çeşitli modeller vardır. Bu çalışmada farklı bir aerodinamik ve itici modelleme sunulmuştur. Yeni model,

sıkıştırılabilirlik etkilerini ve taşıma ile sürüklenme arasındaki ilişkinin doğrusal olmayan varyasyonlarını dikkate almaktadır. Ek olarak, önerilen itki ve spesifik yakıt tüketimi modelleri, bu miktarların hem rakım hem de Mach sayısı ile olan varyasyonlarını dikkate almaktadır [32].

Trani ve vd. (2004), yapay bir sinir ağı kullanarak uçak yakıt tüketimini tahmin etmek için basitleştirilmiş bir yöntem sunmaktadır. Burada geliştirilen modeller, hızlı hava sahası ve hava sahası simülasyon modellerinde uygulanabilmektedir. Uçak performans kılavuzunda verilen veriler kullanılarak temsili bir sinir ağı destekli yakıt tüketimi modeli geliştirilmiştir. Bu çalışmada kullanılan veriler, Rolls-Royce Tay 650 motorları ile çalışan Fokker 100 uçağı için kullanılmaktadır. SAAB 2000 turboprop uçağına ikinci bir veri seti uygulanmıştır ve olumlu bir şekilde sonuçlanmıştır. Kullanılan metodoloji, pistonlu ve turboprop tipi uçaklar da dahil olmak üzere her tür uçağı güvenle uygulanabilmektedir. Sinir ağı, örnek bir uçağın yakıt tüketimini tahmin etmek için tasarlanmıştır. Sonuçlar, uçak performans kılavuzunda sağlanan gerçek performansla karşılaştırılmıştır ve hızlı zamanlı simülasyon modellerinde olası uygulama için doğru olabileceğini sonucuna ulaşılmıştır. Bu çalışmanın sonuçları, doğrusal olmayan transfer işlevlerine sahip üç katmanlı bir yapay sinir ağının, uçuşun tırmanma, seyir ve alçalma aşamaları için karmaşık uçak yakıt tüketimi işlevlerini doğru bir şekilde temsil edebileceğini göstermektedir [33].

Abdelghany ve vd. (2005), bu makalede havayollarının optimum yakıt yönetimi stratejileri için bir model sunulmuştur. Model, belirli bir uçak rotası için her havalimanına yüklenecek optimum taşınacak yakıtı miktarını belirler. Problem, daha düşük yakıt fiyatlarına sahip havalimanlarında fazla yakıt yüklemeye ilişkili maliyet tasarrufu ile uçağın uçurulmasına ilişkin ekstra yakıt yakma maliyeti ve ekstra bakım maliyeti arasındaki etkileşimi yakalayan nesnel bir işlevi olan matematiksel bir program biçiminde formülize edilmiştir. Ayrıca, bu hesaplamada daha ağır yakıt ağırlıklarına sahip uçağın uçurulmasıyla ilişkili ekstra bakım maliyeti de dahil edilmiştir. Önerilen yakıt taşıma stratejilerinin potansiyel faydalarını ve sınırlamalarını incelemek için model kullanılarak bir dizi deney gerçekleştirilmiştir. Deneyler, farklı yakıt fiyatı senaryolarını ve uçuşlar

için çeşitli operasyonel koşulları dikkate almaktadır. Bu deneylerin sonuçları, gerçek hava taşıtı yönlendirme verilerini kullanan bir vaka çalışmasıyla birlikte sunulmuştur [23].

Turgut (2011), bu çalışmasında belirli bir uçuş yolu açısına alçalma sırasında irtifanın ticari uçakların yakıt tüketimi üzerindeki etkilerini belirlemek için istatistiksel olarak anlamlı modeller geliştirilmesini incelemiştir. Alçalma sırasındaki yakıt kullanım eğilimi irtifanın bir fonksiyonu olarak sabit bir uçuş yolu açısı açısından araştırılmaktadır. Bu amaçla, rastgele seçilen on uçuşla ilgili uçuş veri kayıtları kullanılmıştır. Araştırmayı gerçekleştirmek için üç model yaklaşımı tartışılmıştır. İlk yöntemde, tüm alçalmalar ayrı ayrı değerlendirilir. İkinci yöntemde tüm veriler değerlendirilir ve genel bir model oluşturulur. Son yöntemde, ilk yöntemin modelleri için bulunan katsayılar incelenmiş ve ciddi bir ilişki kurulmuştur. Karşılaştırmalı amaçlar için, tüm yaklaşımların sonuçları istatistiksel olarak belirleyici göstergeler ve Uçak Veri Tabanı modelleri ile değerlendirilmiştir. Sonuç olarak, alanın %70'inin alçalmalarına yönelik tüm modeller için yakıt akış hızı ve 3° uçuş yolu açısı için alçalma yüksekliği arasındaki önemli ilişkiler elde edilmiştir. İlk model yaklaşımı için en iyi sonuçlar bulunmuştur. Standart hatalar, ilgili alçalma rakımları için gerçek yakıt akış hızının % 1,3 ila 4,7'si arasında bulunmuştur [16].

Turgut ve Rosen (2012), yakıt akış hızları, alçalma sırasında tırmanış ve seyir safhası ile karşılaştırıldığında düşük olmasına rağmen, o uçuş aşamasında önemli yakıt tasarrufu potansiyeli var olduğunu ifade etmektedir. Artan yakıt kullanımı, maliyetler ve ilgili çevresel etkiler, gecikmeler veya slot çakışmaları nedeniyle düşük irtifalı uçuşlara ve havada beklemeye yol açan basamaklı alçalmalarla ilişkilidir. Uçak Verileri Tabanı (BADA) modeli dışında, uçak yakıt tüketimi için bu ilişki hakkında çok az araştırma bildirilmiştir. Bu çalışmada, düşük seviyeli uçuşun olumsuz etkisi incelenmiş ve yakıt tüketimi ile irtifa arasındaki ilişki, gerçek uçuş verileri ve genetik algoritma (GA) tekniği kullanılarak belirlenmiştir. Yakıt tüketimi ve irtifa arasında üstel modeller kurulmakta ve ilgili sonuçlar dört uçuştan üçünde benzer model katsayıları ile düşük hata göstermektedir. Ayrıca, alçalma fazındaki benzer uçuş konfigürasyonları için yakıt akışı ve irtifa arasındaki ilişkinin genel bir üstel modelle açıklanabileceği bulunmuştur [15].

Khadilkar ve Balakrishnan (2012), operasyonel uçaktan alınan uçuş veri kaydedici bilgilerini kullanarak taksi yapan bir uçağın yakıt tüketimini tahmin etmek için bir model oluşturmuştur. Taksi esnasında yakıt yanması, taksi süresi, dönüş sayısı ve hızlanma olaylarının sayısı dahil olmak üzere birkaç potansiyel açıklayıcı değişkenin doğrusal bir fonksiyonu olarak modellenmiş ve katsayılar en küçük kareler regresyonu kullanılarak tahmin edilmiştir. Bu analiz, taksi zamanına ek olarak hızlanma olaylarının sayısının da taksi yakıt tüketiminin belirlenmesinde önemli bir faktör olduğunu göstermektedir. Model parametreleri, operasyonel hava aracından alınan veriler kullanılarak tahmin edildiğinden; uçak hız profillerine veya Uluslararası Sivil Havacılık Örgütü tarafından sağlanan temel yakıt tüketimi tahminlerine dayalı idealleştirilmiş fiziksel yakıt tüketimi modellerini kullanan yöntemlerden daha doğru yakıt yanma tahminleri sağlamaktadırlar [24].

Khardi (2012), uçuş yolu optimizasyonunu havaalanları çevresinde uçak gürültüsünü ve yakıt tüketimini en aza indirmek ile uçak operasyonlarının sayısını artırmak için tasarlamıştır. Bu çalışmanın temel amacı, hava taşıtlarının gürültü kaynaklarını, yakıt tüketimini, kısıtlamaları ve aşırı operasyonel sınırlarını dikkate alarak en uygun uçuş yaklaşımını sağlamaktır. Bu makale, uçak jet gürültüsünü dikkate alarak Hamilton -Jacobi-Bellman düşüncelerine dayanan yeni bir yörünge oluşturma algoritması sunmaktadır. En kısa ve en hızlı sürekli alçalma yaklaşımı, uçak gürültüsünü (6 dB) ve yakıt tüketimini (% 27 ila % 15) azaltan en uygun yörünge olarak elde edilir. Uçağın çevresel etkilerinin azaltılması açısından iki segmentli yaklaşıma göre daha iyi anlaşılabilir, yumuşak ve kısa sürekli alçalmaya sahip tek segmentli bir yaklaşımdır. Sonuçlar, bu yeni yöntemin uçak yörüngesi optimizasyonu için uygun olduğunu ve aviyonik sistemlerde uygulanabileceğini göstermektedir. Hava sahası sistemi düzenlemesinin kısıtlamalarına saygı duyan ve işlevlerini geliştiren uçuş içi yönetim sistemi ile arayüzlenebilir. Kısa ve en hızlı sürekli alçalma yaklaşımı hem havayolu şirketlerine hem de topluluklara fayda sağlayabilmektedir. En kısa ve en hızlı sürekli alçalma yaklaşımı, son yaklaşım için kullanılacak bir strateji olarak kabul edilir ve uçuşun zorluklarından kaçınmasına imkan vermektedir. Uçuş ekibinin zamanında ve doğru itki ayarlarını yapmasına ve yol düzeltmelerine yaklaşmasına yardımcı olabilir [27].

Clarke ve vd. (2013), optimize edilmiş profil alçalması ulusal hava sahası sisteminin verimliliğini modernize etmek ve artırmak için geliştirilmekte olan birçok NextGen teknolojilerinden birine bir örnek olduğunu ifade etmektedir. Halka açık grafiklerle optimize edilmiş ilk profil alçalma prosedürü Aralık 2007'de Los Angeles Uluslararası Havalimanı'nda uygulanmıştır. Bu yeni uçuş prosedürü, uçakların minimum rölanti gücü ayarlarında veya yakınında kalan motorlarla varış ve yaklaşma işlemlerini gerçekleştirebileceği şekilde tasarlanmıştır; böylece Los Angeles Uluslararası Havalimanı'nda aynı yanal yol boyunca geliş ve yaklaşımı gerçekleştiren çeşitli uçak tiplerine kıyasla uçuş başına ortalama 25 galon jet yakıt tasarrufu sağlanmaktadır. Bu optimize edilmiş profil alçalması, yılda yaklaşık 2.000.000 galon jet yakıtı ve 41.000.000 lb karbondioksit emisyonunda yıllık düşüş anlamına gelmektedir [28].

Park ve O'Kelly (2014), uçak yakıt tüketimi havayolu maliyetlerinin çok büyük bir bileşeni olduğunu ifade etmektedir. Yakıt yanması da çok önemlidir çünkü emisyonlarla yüksek oranda ilişkilidir ve nakliye dışsallıklarına doğrudan katkıda bulunur. Bu çalışma, EMEP / EEA uçak envanteri veritabanını kullanan uçaklar için deniz mili başına koltuk başına kilo olarak yakıt tüketimini kalibre etmektedir. Daha sonra uçuş rotalarına ve uçak türlerine göre yakıt tüketimini küresel ölçekte değerlendirmek için OAG şirketinin uçuş programı verileriyle bir model kullanılmıştır. Farklı mesafeye dayalı pazarlar arasında ve uzun mesafe pazarındaki çeşitli rotalar arasında karşılaştırmalı yakıt kullanımını göstermektedir. Sonuçlar, koltuk konfigürasyonu ve safha mesafesini kontrol ederken, çeşitli rotalar arasında yakıt yanma oranlarının coğrafi heterojenliğini gösterir. Bu çalışma, safha uzunluklarının 1500-2000 NM arasında ortaladığını bulmakta ve mevcut teknoloji, filo kompozisyonu ve koltuk konfigürasyonu altında en düşük yakıt yakma oranlarına ulaşmıştır [26].

Wu ve vd. (2015), sabit bir uçuş yolu açısına sahip standart bir alçalma prosedürü, geçiş hava sahasındaki küçük jetlerin sıkışık terminal alanına ulaşması için yörünge tahmin edilebilirliğini geliştirmek için önermektedir. Yakıtı verimli kullanan ve uçulabilir alçalma uçuş yolu açılarını seçmek için üç aday strateji önerilmiştir. Üç strateji,

operasyonel karmaşıklık ve yakıtı yakma özellikleri açısından farklılıklar gösterir. Uçuşlar arasında rüzgar değişimini azaltmak için, iki basit strateji havalimanına, varış yönlerine ve saate göre uyarlanmıştır. Farklı derecelerde rüzgar değişimine ve farklı varış trafik akışlarına sahip üç büyük ABD havaalanı analiz edilmiştir. Sonuçlar, basit havaalanı-statik uyarlamayla karşılaştırıldığında, daha basit stratejilerin en iyi uyarlamasının minimum yakıt stratejisine göre ekstra yakıt tüketiminin % 50 - 75'ini geri kazandığını göstermektedir. Rüzgar değişimi, alçalma irtifa kısıtlamaları, varış yönleri ve filo kompozisyonunun tümü, basit stratejilerin yakıt verimliliğini etkilemektedir. Uçuş yolu açısı seçiminde yakıt yanması ile planlanan hız-fren kullanımı arasındaki etkileşimler tartışılmıştır. Amerika Birleşik Devletleri'ndeki tüm ulusal hava sahası için basit stratejilerin yakıt verimliliği tahmin edilmiştir. Hava seyrüsefer hizmet sağlayıcılarına ilişkin hususlar ve çıkarımlar tartışılmıştır [22].

Baklacioglu (2015), uçuşun tırmanma aşaması için yeni bir yakıt akış hızı modelinin geliştirilmesi amacıyla genetik algoritma (GA) yöntemi kullanılmıştır. Orta ağırlıktaki ticari kategoride yer alan bir uçaktan gerçek uçuş veri kayıtları (FDR) kullanılarak iki modelleme yaklaşımı gerçekleştirilmiştir. İlk model, yakıt tüketiminin yalnızca irtifaya bağlılığını dikkate alırken, hem irtifa hem de gerçek hava hızının (TAS) etkileri ikinci modele dahil edilmiştir. Her iki modelleme yaklaşımının da yakıt debisi değerleri için bir hata analizi yaptıktan sonra doğru sonuçlar sağladığı bulunmuştur. İkinci modele TAS etkisinin dahil edilmesinin modelin doğruluğunu artırmıştır [25].

de Jong ve vd. (2015), motorun rölantide sabit olmasını sağlamak için, uçak yörüngelerini alçalmanın üst noktasından pist eşiğine optimize eden bir yere yakın entegre planlama ve yönlendirme konsepti geliştirilmiştir. Zaman ve Enerji Yönetimli Operasyonlar (TEMO) olarak adlandırılan yeni konsept, zaman yönetimi yoluyla havalimanı alçalma kapasitesini korurken gürültü, gaz emisyonları ve yakıt yanmasını azaltmayı amaçlamaktadır. TEMO, kinetik ve potansiyel enerjiyi değiştirerek enerji yönetimi yoluyla itki ve hız freni kullanımını en aza indirmek için bir optimizasyon algoritması kullanır. Alçalma sırasında sürekli sapmalar stratejik veya taktiksel bir yaklaşım kullanılarak düzeltilir. TEMO, bir toplu simülasyon çalışmasında

değerlendirilir ve çevresel etki açısından geleneksel alçalmalarla karşılaştırılır. TEMO'nun bozulmalara ve zaman kısıtlamalarına karşı sağlamlığını test etmek için çeşitli sapmalar ortaya çıkmıştır. Ayrıca, sapmaları düzeltmek için iki farklı yöntem karşılaştırılmıştır. Sonuçlar TEMO'nun alçalmalara izin verirken zaman kısıtlamalarına bağlı kaldığını ve uçağın çevresel etkisini azalttığını göstermektedir [29].

Franco ve Rivas (2015), ticari nakliye uçaklarının çok fazlı yörüngelerini optimize etmek için bir yaklaşım sunmuştur. Yaklaşım, hibrit optimal kontrol teorisine dayanmaktadır ve minimum yakıt yörüngeleri durumuna uygulanır. Çok aşamalı yörüngeler, belirli bir sırayla üç tür aşamadan oluşur: tırmanma, seyir ve alçalma. Her aşamada, optimum kontrol skalerdir ve patlama-tekil-patlama tipindedir. Çözümün yapısını doğrudan algoritmada dikkate alan ve sorunun tekil karakterini kullanan dolaylı bir sayısal yöntem geliştirilir. Analizde yatay rüzgarların etkileri dikkate alınır. Optimum yörüngeler, tek adımlı bir seyir tırmanışıyla tırmanma-seyir-alçalma yörüngesi gerçekleştiren bir Boeing 767-300ER modeli için ve farklı rüzgar profilleri için hesaplanmaktadır. Rüzgar profillerinin optimum sonuçlar üzerindeki etkisi analiz edilmiştir ve önemli olduğu gösterilmiştir [36].

Baklacioglu (2016), ticari uçakların yakıt tüketimini tahmin etmenin; yakıt emisyonlarının çevre üzerindeki zararlı etkilerini en aza indirmek, yakıt enerji kaynaklarını azaltmak, uçuş maliyetlerini düşürmek, daha doğru uçak yörünge tahminini gerçekleştirmek, hava trafiğinin etkili ve sorunsuz yönetimini sağlamak için hayati önem taşıdığını vurgulamaktadır. Bu çalışmada, genetik algoritma ile optimize edilmiş bir sinir ağı topolojisi, gerçek uçuş verilerini kullanarak ticari bir uçağın yakıt akış oranını tahmin etmek için tasarlanmıştır. Bu model, hem gerçek hava hızının hem de irtifanın değişimine göre seyir uçuş aşamasını ve yakıt tüketimi bağımlılığını içermektedir. Öngörülen yakıt akış oranları, sinir ağı eğitim algoritmaları için gerçek verilerle yakından eşleşmektedir. Geri yayılım, tırmanma ve seyir aşamaları için en iyi doğruluğu verirken, Levenberg-Marquardt algoritması iniş aşaması için ideal bir yol olmaktadır [30].

Singh ve Sharma (2016), petrolün sınırlı kullanımının hava taşımacılığı endüstrisi için giderek daha fazla kısıtlayıcı bir faktör haline geldiğini beyan etmektedir. Ayrıca, yakıt bir havayolu için en maliyetli işletme parametrelerinden biri olduğundan, ticari hava taşımacılığı için yakıt verimliliği çok önemlidir. Bu çalışma, hava taşımacılığında yakıt verimliliğini etkileyen temel boyutları belirlemek ve yakıt verimliliği iyileştirme perspektifleri ile yapılar arasındaki korelasyonel ilişkilerini keşfetmek için yapısal eşitlik modelleme (SEM) yaklaşımını kullanmaktadır. 375 havacılık uzmanından veri toplamak için kendi kendine uygulanan anketler kullanılmıştır. Bu verileri analiz etmek için korelasyon, çok gruplu moderasyon analizi ve yapısal eşitlik modeli kullanılarak etkileşim kullanılmıştır. Ek olarak, endüstri tipi ve tecrübenin moderatör etkisi oluşturulmuştur [31].

Park ve Clarke (2016), uçuş rotası alçalma aşaması için dikey yörünge optimizasyonunu, her ikisi de irtifa fonksiyonları olarak modellenen hem rota hem de çapraz rüzgarların varlığında incelemiştir. Uçuş menzili seyir segmentinin bir bölümünü kapsar ve sabit bir noktada sona erer. Alçalma yörüngesi, rölanti bir uçuş alçalma olarak kabul edilmiştir. Sorun, hem karma durum yolu kısıtlamaları hem de saf durum kısıtlamaları ile optimal bir kontrol problemi olarak formülize edilmiştir. Çevresel etkileri en aza indirmek için, alçalma yörüngesini yakıt ve emisyon maliyetleri açısından optimize edilmiştir. Analiz sonucundan, optimum yörüngeyi geriye ve ileriye doğru entegrasyonla oluşturulduğu optimum yörünge oluşturma yöntemi önerilmektedir. Önerilen algoritmanın yörüngesi, orijinal optimal kontrol probleminin sayısal optimal çözümü ile karşılaştırılmıştır ve önerilen algoritmanın sayısal optimal çözümle aynı çözümü ürettiği sonucuna ulaşılmıştır. Optimum yörünge üzerindeki rüzgar hızı, wind shear ve çapraz rüzgar etkileri, Boeing 737-500 ve Boeing 767-400 uçakları ile analiz edilmiştir [17].

Pagoni ve Psaraki-Kalouptsidi (2017), tipik uçuş rotaları yakıt yanması ve karbondioksit emisyonları gibi zengin bir veri seti ve iki tahmin yaklaşımı kullanılarak hesaplanmıştır: (i) Kümeleme ve dönüm noktası kayıt tekniği ve (ii) EUROCONTROL'ü temel alan bir yöntem Uçak Verileri (BADA) performans modelidir. Kümeleme, uçuş özelliklerini çıkarmak ve irtifa profillerini buna göre düzenlemek için kullanılır. Alçalma

ve kalkış döngüsü sırasında farklı çalışma koşulları, yakıt yanması ve karbondioksit emisyonları ile farklı modelleme varsayımları açısından önemli sapmalara neden olabileceğinden, uçuş rotası ve karbondioksit emisyonları analizi Tırmanma-Seyir-Alçalma (CCD) döngüsüne odaklanmaktadır. CCD döngüsünün temel özellikleri uçuş mesafesi, uçak tipi ve uçuş yönüdür. Yol bölümlene ve ana kayıtlama işlemi, yol gösterimi ve süreksizliklerin düzeltilmesi için kullanılmaktadır. Yukarıdaki yöntemle tahmin edilen yollar, nokta kütleli BADA modeli ile elde edilenlerle karşılaştırılmıştır ve operasyonel özelliklerin sonuç tahminlerinde dikkate değer sapmaları görülmüştür. Tahmin hatalarında daha yüksek sapmalar, tırmanma ile alçalma süresinde ve tırmanma ile alçalma hızında bulunmuştur. İki yöntemle elde edilen tipik irtifa profilleri, yakıt yanmasını ve karbondioksit emisyonlarını belirlemek için kullanılmaktadır. Ortaya çıkan tahminlerdeki fark daha kabul edilebilirdir ve filo genelinde ilgili tipik profillerin yakıt tüketimi %7 oranında farklılık gösterir. ABD hava sahasındaki rotalar, havaalanları, mevsimler ve uçak tipi dahil olmak üzere kritik emisyon noktalarının tanımlanmasını sağlayan emisyon haritaları oluşturulmuştur [13].

Yanto ve Liem (2018), ticari hava taşımacılığında hızlı büyüme ve yakıt azaltma politikasının uygulanabilmesi için yakıt fiyatlarındaki oynaklık ifade etmiştir. Teknolojideki bazı değişiklikler (örn. Uçak ve motorların geliştirilmiş tasarımları), operasyonlar (örn. Geliştirilmiş uçuş rotaları) veya her ikisi de hava taşımacılığında yakıt azaltımında umut verici sonuçlar göstermiştir. Yakıt tüketimi ile ilgili, özellikle bir dizi uçuş görevi verilen toplam yakıt yanmasını hesaplamak için hızlı, verimli ancak doğru yakıt yakma hesaplama yöntemleri gerektiren birkaç aday politika senaryosunun değerlendirilmesi gerekmektedir. Yakıt yanma değerlendirme modelleri mevcut olsa da, bazıları hesaplama dayalı olarak pahalıdır veya eskimiş verilere dayanarak oluşturulmuştur. Diğer metodlar ise basitleştirme varsayımları ve hesaplamaları nedeniyle doğruluk eksikliği söz konusudur. Bu nedenle, düşük doğruluk içeren bir fizik tabanlı modeli uçak operasyonu ve performans verileri ile birleştirerek yakıt yanması değerlendirme modeli geliştirilmiştir. Daha doğru bir yakıt yanması hesaplaması için, özellikle tırmanma ve alçalma bölümleri için, en yeni Uçak Verileri Tabanı (BADA) yörünge simülasyon sonuçlarını yakıt yanma modeline entegre edilmiştir. Bu model, düşük doğruluk içeren modellere kıyasla gelişmiş doğruluk sunmakta, ancak hesaplama

verimliliğini korumaktadır. Bu makalede, “Ulaştırma İstatistikleri Bürosu (BTS) uçuş misyonları veritabanı 2015” temel alınarak 40 uçak tipine karşılık gelen bir yakıt yanma veritabanı üretilmiştir ve her uçak tipi için örnek tabanlı bir doğrusal regresyon modeli türetilmiştir. Doğrulama sonuçları, modelin 2016'daki uçuş misyonu verilerini kullanarak tahmin hatalarından daha az ve 2015'teki üç ticari havayoluna karşılık gelen gerçek yakıt yakma verilerine kıyasla tahmin hatalarından daha az olan, her uçak tipi için toplam yakıt yanmasını tahmin edebileceğini göstermektedir. Geliştirilen modeller daha sonra yakıt yanması değerlendirmesindeki iki yaygın basitleştirici varsayımı araştırmak için kullanılır. Sonuçlar, yakıt yanması hesaplamasındaki bu basitleştirmelerin neden olduğu yanlışlıklar hakkında fikir vermektedir. Örneğin, yalnızca seyir yaklaşımı, genellikle daha kısa rotalarda uçan küçük uçaklarda gerçekleştirildiğinde önemli bir hata göstermektedir. Bu modellerin sunduğu birleşik hesaplama verimliliği ve doğruluğu, optimizasyonun yanı sıra hassasiyet ve belirsizlik analizleri gibi hesaplama açısından yoğun analizler yapmak için imkanlar sağlayabilmektedir [18].

Zhu ve vd. (2019), yakıt tüketimi havayolu işletme maliyetlerinin büyük bir bölümünü oluşturduğunu, hava taşıtları tarafından üretilen egzoz emisyonlarının yavaş yavaş kentsel hava kirliliğinin önemli bir unsuru haline geldiğinden ve bu faktörlerden dolayı uçak yakıt tüketiminin analizinin önemli bir konu olduğunu ifade etmektedir. Bu çalışmada, önceki çalışmalar esas olarak üç anahtar işlem ile yakıt kaybını ve sera gazı emisyonunu optimize etmeye odaklanılmıştır. Bu işlemler; ek uçak yükünü azaltmak, yaratıcı hava transfer kontrol yöntemlerini kullanmak ve tüm koşullar için en iyi performans gösteren havacılık sistemlerini belirlemek şeklinde ifade edilmektedir. Bununla birlikte, yakıt tüketimi, pilot davranış ve uçuş faktörleri arasındaki ilişkileri dikkate alan az sayıda çalışma vardır. Bu çalışma alçalma safhasında yakıt tüketimi ile yükseklik, ağırlık ve hız faktörleri arasındaki ilişkiye odaklanarak bu boşluğu doldurmaktadır. Ayrıca, Çin Doğu Havayolları tarafından işletilen Boeing 737'lerin gerçek uçuş kayıtlarına dayalı çok boyutlu veriler üzerinde kümeleme analizi gerçekleştirilerek, uçuş verilerini analiz etmek için geliştirilmiş bir K-ortalama kümeleme algoritması önermektedir. Bu çalışmanın önemli noktalarını üç adet sonucu söz konusudur: (1) Yakıt tasarrufu yapan hava aracı alçalmasını bulmak için kümelenme analizi ile uçak alçalması ve yakıt tüketimi arasındaki ilişki araştırılmaktadır. (2) Uçuş

verilerini analiz etmek için geliştirilmiş bir K-ortalama kümeleme algoritması önermektedir. (3) Daha iyi bir uçak alçalması için Uçuş Ekibi Kullanım Kılavuzu'na (FCOM) iyi bir ek olan kümelenme sonuçlarını analiz ederek pilotlar için öneri sunmaktadır. Vaka çalışmasında, geliştirilmiş K-ortalama algoritması Çin'deki Chengdu Shuangliu Havalimanı'na (CTU) inen iki uçağın hızlı erişim kayıtlarından gelen verilerin küme analizi için kullanılmaktadır. Alçalma için analiz sonuçlarını kullanmayan yöntemle kıyasla, önerilen yöntemin kullanıldığında birim zaman başına ortalama yakıt tüketimi % 17,5 oranında azalmaktadır. Şangay Pudong Havaalanı'nda (PVG), önerilen yöntem ile birim zaman başına ortalama yakıt tüketimini % 19,3 oranında azalmaktadır [12].

Turgut ve vd. (2019), sürekli bir alçalma yaklaşımı sırasında 1.0 ila 4.5 derece arasında değişen uçuş yolu açısının (FPA) yakıt akışı, 1000 ft yükseklik başına yakıt yanması ve belirli aralık gibi yakıtla ilgili parametreler üzerindeki etkileri araştırılmıştır. Sonuçlar; yakıt akışının, tüm uçak tipleri için 2,5–3,0 dereceye kadar güçlü bir FPA fonksiyonu olduğunu, bununla birlikte etkinin 3,0 derecenin üzerinde düştüğünü göstermektedir. FPA'da artmasıyla, her 1000 ft başına yakıt yanmasında monotonik bir azalma görülmektedir ve eğilimin yakıt akışından daha güçlü olduğu şeklinde olduğu gözlenmektedir. Daha dik FPA'larda alçalma uçuşunun yakıt tüketimi önemli ölçüde azalsa da, FPA'nın uçuşun toplam yakıt tüketimi üzerindeki etkisi sadece alçalma aşaması göz önüne alındığında olduğu kadar basit görünmemektedir. Bu modele dayanan bir vaka çalışması, FPA'da bir artışla toplam yakıt yanması için "U" şekilli bir paterni gösterir; burada FPA'nın 1.0 derecesine göre en yüksek yakıt tasarrufu, 2.5 derecede % 14.0 (191 kg) olarak hesaplanmıştır [14].

Lisha ve vd. (2019), yakıt tasarrufunun sivil havacılığın mevcut ve gelecekteki teknolojilerini değerlendirmek için önemli bir unsur olduğunu vurgulamaktadır. Sürekli Alçalma Yaklaşımı (CDA), yakıt faydalarını değerlendirmek için bir yöntem gerektirmektedir. Bununla birlikte, pratik operasyonel verilerin mevcut olmaması nedeniyle, önceki yakıt tüketim mekanizmalarının uygun olup olmadığını doğrulamak zor bir durumdur. Bu makale, potansiyel yakıt faydalarını ölçmek için eşsiz bir yöntem sunmaktadır. Bu, saha testlerini uygulamadan önce modelleme olmadan yeni prosedürler

için kolay bir değerlendirmeye izin vermektedir. Önerilen yöntem bu makalede detaylandırılmıştır. Uçak motorunun doğal mekanik özelliğinden türetilir ve Hızlı Erişim Kaydedici (QAR) verilerinden uçuş koşullarını eşleştirerek yakıt akış hızlarını tahmin etmek için modelleme yerine geçmiş uçuş verilerini kullanmaktadır. Sonuç olarak, \pm % 0,73 sapma ile geleneksel alçalma için yakıt tüketimini tahmin ettiği gösterilmiştir. Bu yöntemi doğrulamak için, tasarlanmış CDA prosedürü için bir vaka çalışması sunulmaktadır. Mevcut durum senaryolarındaki yakıt tüketiminin, yakıt tüketimi üzerindeki değişken etkileri analiz ettiği tahmin edilmektedir. Tahmini yakıt faydaları, önceki saha testlerindeki sonuçlarla tutarlıdır. Bu analiz, doğrulama zamanını ve maliyetini azaltarak hava trafik yönetimi kararlarının nihai saha testinde desteklenmesine yardımcı olabilmektedir [19].

Oruc ve Baklacioglu (2020), uçuşun tırmanma aşaması için guguk kuşu algoritmasını (CSA) kullanan yeni bir yakıt akış hızı modeli üzerinde çalışmışlardır. Boeing 737-800 yolcu uçağının gerçek uçuş veri kayıtlarını (FDR'ler) kullanarak, uçuşun tırmanma aşaması için yeni bir yakıt akış hızı modeli CSA dahil edilerek geliştirilmiştir. Modelde, yakıt akış hızı rakım ve gerçek hava hızının bir fonksiyonu olarak verilmiştir. Amaç, uçuş veri kayıtlarından elde edilen gerçek yakıt debisi değerlerine en yakın sonuçları veren bir model oluşturmaktır. Elde edilen değerlerin doğruluğunu test etmek için çeşitli hata analizi yöntemleri kullanılmıştır. Son olarak, bazı CSA parametrelerindeki değişikliğin model üzerindeki etkisi araştırılmıştır. Bulgular Elde edilen modelin gerçek yakıt debisi değerlerini yüksek doğrulukla tahmin edebildiği görülmüştür. CSA parametrelerinin yuva sayısının (n) ve yabancı yuva (pa) değerlerinin belirli bir değere yükseltilmesinin modelin doğruluğunu kademeli olarak azalttığı sonucuna varılmıştır. Bu model, CSA modelinin sağladığı yüksek doğruluktan dolayı hava trafik yönetimi karar destek sistemlerinde, simülasyon uygulamalarında, uçak yörünge tahmin modellerinde ve uçak performans modelleme çalışmalarında faydalı olarak değerlendirilmektedir. Bu çalışmanın orijinalliği, literatürdeki ilk girişim olarak CSA kullanan yeni bir yakıt akış hızı modelinin geliştirilmesidir. Gerçek uçuş verilerinin kullanılması, modelin orijinalliği ve güvenilirliği için önemlidir [20].

Khan ve vd. (2021), hava trafiği yönetiminin artan önemi nedeniyle, uçak yörüngesinin ve ilgili yakıt tüketiminin doğru tahmin edilmesini araştırma konusu olarak seçmiştir. Halen, yörünge tahmini ve yakıt tahmini genellikle karmaşık matematiksel enerji dengesi yöntemleriyle gerçekleştirilmektedir. Bu yöntemlerde, küresel değerlerin olası kullanımı ve güncel olmayan veri tabanı nedeniyle tahmin hatası artabilir ve bunun sonucunda uçak operasyonları ile ilgili bilgilerin çoğu mevcut değildir. Bu çalışmada, uçak yörüngelerini tahmin etmek ve yakıt tüketimini tahmin etmek için kovaryans çift yönlü bir uç öğrenme makinesi (CovB-ELM) önerilmektedir. Ekstrem öğrenme makinesinin (ELM) doğruluğunu ve sayısal kararlılığını artırmak için girdi ağırlığı ve önyargı gibi rastgele üretilen parametrelerin seçimi açık bir sorundur. Önerilen yöntemin arkasındaki temel fikir, iki yönlü ELM'de rastgele oluşturulan gizli birim parametrelerini kısmen güncelleyerek gizli birim ve ağ hataları arasındaki kovaryansı en üst düzeye çıkarmaktır. Böylece çıktı ağırlığı norm değeri en aza indirilir ve yakınsama iyileştirilir. Önerilen CovB-ELM'nin faydaları, regresyon problemlerini ve uluslararası hava yolu geçmişine ait uçuş verilerini içeren deneylerle gösterilmektedir [21].

4. GENEL İNDİRGENMİŞ GRADYAN YÖNTEMİNİN İNCELENMESİ

Gradyanı temel alan optimizasyon yöntemleri bilimsel alanda birçok optimizasyon probleminin çözümünde kullanılmaktadır. Bu yöntemlerin dayandığı ana prensip, verilen bir fonksiyonun incelenen karar değişkenlerine göre kısmi türevlerini içeren gradyan vektörünün bulunması ve böylece fonksiyonun en fazla artış veya azalış gösterdiği yönün belirlenmesidir [39]. Genel İndirgenmiş Gradyan yöntemi hem kısıtsız hemde kısıtlı optimizasyon çalışmalarında kullanılan gradyan yöntemlerinden birisidir. Bu yöntem kapsamında yapılan işlemler şu şekilde açıklanabilir;

En düşük $f(x)$

Verilen kısıtlamalar;

$$h_j(x) \leq 0 ; j = 1, 2, \dots, m_1$$

$$l_k(x) = 0 ; k = 1, 2, \dots, m_2$$

$$x_i^l \leq x_i \leq x_i^h ; i = 1, 2, \dots, n$$

Burada en küçük değeri alması sağlanacak fonksiyon değeri $f(x)$ ile ifade edilmekte, $h_i(x)$ ile eşitsizlik kısıtlama fonksiyonu, $l_k(x)$ ile ise eşitlik kısıtlama fonksiyonu ifade edilmektedir. Eşitsizlik kısıtlama fonksiyonundaki terim sayısı m_1 ve eşitlik kısıtlama fonksiyonundaki terim sayısı ise m_2 ile ifade edilmektedir. En alttaki fonksiyonda ise i karar değişkeninin sahip olduğu sıra numarasını, n ise toplam karar değişkeni sayısını ifade etmektedir. Burada x_i^l ve x_i^h ; i numaralı en düşük ve en yüksek karar değişkenini ifade etmektedir. Eşitsizlik işlemlerindeki kısıtlamalara uygun pozitif sayılar eklenerek ortaya çıkan ifadeler genel bir halde yazıldığında aşağıdaki gibi Eşitlik (4.1) ile ifade edilebilir [38-39].



En düşük $f(x)$

$$t_k(x) = 0 ; k = 1,2,3, \dots \dots m_1 + m_2$$

$$x_i^l \leq x_i \leq x_i^h ; i = 1,2,3, \dots \dots m_1 + n \quad (4.1)$$

Bu denklemlerde $t_k(x)$ kısıtlamalarda bulunan eşitlik ve eşitsizliklerin toplamını ifade etmektedir. Burada da görüldüğü gibi genel indirgenmiş metodu ile optimizasyon problemlerinin çözümünde kullanılan adımlar şunlardır [39-40];

1- Optimizasyon probleminde yer alan bağımlı ve bağımsız değişkenler ayrılır.

Bağımlı Değişkenler		a
Bağımsız Değişkenler		b

$$\left\{ \begin{array}{c} a_1 \\ a_2 \\ a_3 \\ a_4 \\ \vdots \\ \vdots \\ a_{n-m_2} \end{array} \right\} \quad (4.2)$$

$$\begin{pmatrix} b_1 \\ b_2 \\ b_3 \\ b_4 \\ \vdots \\ \vdots \\ b_{m_1-m_2} \end{pmatrix} \quad (4.3)$$

2- Söz konusu problem için genel indirgenmiş gradyan vektörü hesaplanır.

$$G_R = \nabla_a f - ([D]^{-1}[C])^T \nabla_b f \quad (4.4)$$

$$\nabla_a f = \left(\frac{df}{da_1} \frac{df}{da_2} \rightarrow \frac{df}{da_{n-m_2}} \right)^T \quad (4.5)$$

$$\nabla_b f = \left(\frac{df}{db_1} \frac{df}{db_2} \rightarrow \frac{df}{db_{m_1+m_2}} \right)^T \quad (4.6)$$

$$[C] = \begin{pmatrix} \frac{dt_1}{da_1} & \frac{dt_1}{da_{n-m_2}} \\ \vdots & \vdots \\ \vdots & \vdots \\ \frac{dt_{m_1+m_2}}{da_1} & \frac{dt_{m_1+m_2}}{da_{n-m_2}} \end{pmatrix} \rightarrow \begin{pmatrix} \frac{dt_1}{da_{n-m_2}} \\ \vdots \\ \vdots \\ \frac{dt_{m_1+m_2}}{da_{n-m_2}} \end{pmatrix} \quad (4.7)$$

$$[D] = \begin{pmatrix} \frac{dt_1}{db_1} & \frac{dt_1}{db_{m_1+m_2}} \\ \vdots & \vdots \\ \vdots & \vdots \\ \frac{dt_{m_1+m_2}}{db_1} & \frac{dt_{m_1+m_2}}{db_{m_1+m_2}} \end{pmatrix} \rightarrow \begin{pmatrix} \frac{dt_1}{db_{m_1+m_2}} \\ \vdots \\ \vdots \\ \frac{dt_{m_1+m_2}}{db_{m_1+m_2}} \end{pmatrix} \quad (4.8)$$

3- Sonuçların yakınlıkları kontrol edilir, hesaplanan gradyan vektöründe istenen şart sağlandığında hesaplama sonlandırılır.

$$\|G_R\| \leq \varepsilon \quad (4.9)$$

4- Arama yönü tespit edilir. Bu işlem için çeşitli yöntemler kullanılabilir. Bu adımda arama yönü gradyan vektörünün tersi yönünde alınır.

$$S = -G_R \quad (4.10)$$

5- En yakın kısıta olan mesafe “ λ ” hesaplanır. Bunun için aşağıdaki eşitlikler kullanılır;

$$\begin{aligned} \frac{A_i^{(u)} - (a_i)_{old}}{S_i} &\rightarrow \text{if } S_i > 0 \\ \frac{A_i^{(1)} - (a_i)_{old}}{S_i} &\rightarrow \text{if } S_i < 0 \end{aligned} \quad \left. \vphantom{\begin{aligned} \frac{A_i^{(u)} - (a_i)_{old}}{S_i} \\ \frac{A_i^{(1)} - (a_i)_{old}}{S_i} \end{aligned}} \right\} \lambda \quad (4.11)$$

Burada s_i terimi S 'in bir bileşenidir. Tasarım değişkenleri göz önünde bulundurularak;

$$dB = -([D]^{-1}[C]) dA \quad \text{eşitliği elde edilir} \quad (4.12)$$

$dA = \lambda S$ (4.13) eşitliği kullanılarak, Z 'nin değişkenleri için arama yönünü bulunmasını sağlar ve $T = -[D]^{-1}[C]S$ (4.14) denklemi elde edilir.

Böylece ;

$$\begin{aligned} \frac{B_i^{(u)} - (b_i)_{old}}{t_i} &\rightarrow \text{if } t_i > 0 \\ \frac{B_i^{(1)} - (b_i)_{old}}{t_i} &\rightarrow \text{if } t_i < 0 \end{aligned} \quad \left. \vphantom{\begin{aligned} \frac{B_i^{(u)} - (b_i)_{old}}{t_i} \\ \frac{B_i^{(1)} - (b_i)_{old}}{t_i} \end{aligned}} \right\} \lambda \quad (4.15)$$

elde edilir.

Burada Eşitlik 4.11'de elde edilen λ değeri bağımsız değişkenlerin değerlerine göre ve Eşitlik (4.15) elde edilen λ değeri ise bağımlı değişkenlerin aldığı değerlere göre belirlenmektedir. Bu iki değerden küçük olanı adım boyutu (step length) olarak esas alınır. Bu süreçten sonra tekrarlı olarak arama yapılarak başlangıç çözümü güncellenmektedir.

$$x^{k+1} = \begin{bmatrix} a^k + da \\ b^k + db \end{bmatrix} \quad \longrightarrow \quad \begin{bmatrix} a^k + \lambda S \\ b^k + \lambda S \end{bmatrix} \quad (4.16)$$

Burada hesaplanmakta olan x vektörünün değeri istenen aralıkta olmaması durumunda z vektörü ;

$$dB = [D]^{-1}(-g(X) - [C]dA) \quad (4.17)$$

ifadesi ile hesaplanır ve x vektörünün bileşenleri tekrar hesaplanır. Daha sonra Eşitlik 4.16 ile tekrar hesaplanır ve x_{k+1} değeri güncellenerek ilk adıma geri dönmektedir. GRG yöntemi kapsamında problem kısıtlarının değeri sıfıra yaklaştırılacak şekilde en iyi çözüm elde edilmeye çalışılmaktadır. Bu sürecin gerçekleştirilmesinde indirgenmiş gradyan vektörü G_R kullanılmaktadır. G_R , bağımlı ve bağımsız değişkenlere göre alınan türevlere bağlı olarak hesaplanmakta olup ve ilgili amaç fonksiyonunun en büyük artış doğrultusunu göstermektedir. Bu doğrultunun ters işaretlisi alınarak ($-G_R$) azalış yönü belirlenmekte ve bu yönde uygun bir adım aralığı (λ) ile minimum değere ulaşma hedeflenmektedir. Bu adımlar takip edilerek yeni bir çözüm vektörü elde edilmektedir. Ancak dikkat edilmesi gereken nokta elde edilen yeni çözüm vektörünün yapılan her bir iterasyon için kısıtların sağlandığı bölgede olması gerektiğidir. Bu koşul sağlandıktan sonra x vektörü güncellenerek çözüme ulaşılmaktadır [37-40].

5. MODEL METODOLOJİSİ

Bu çalışmada Boeing 737-800 tipi uçakların uçuş veri kaydedicisinden (FDR) elde edilen gerçek hava hızı, uçuş yüksekliği ve yakıt akış oranı bilgileri ile yakıt akış modeli geliştirilmiştir. Bu modelde yakıt akış oranı uçuş yüksekliği ve gerçek hava hızının bir fonksiyonu ile hesaplanmıştır. Bu modelde kullanılan genel indirgenmiş gradyan yöntemi doğru ve net sonuç vermesinden dolayı tercih edilmiştir. Bu çalışmada kullanılan ilk modele aşağıda yer verilmiştir;

$$F(h,V) = a_1 + a_2h + a_3V + a_4hV + a_5V^2 + a_6hV^2 + a_7h^2 + a_8h^2V + a_9h^2V^2 + a_{10}h^3V + a_{11}hV^3 + a_{12}h^3 + a_{13}V^3$$

Bu modelde hava hızı ve yükseklik olmak üzere iki bileşen kullanılarak modelleme işlemi yapılmıştır. Yukarıda belirtildiği üzere, V gerçek hava hızını, h uçuş yüksekliğini ve a model katsayılarını ifade etmektedir.

Bu çalışmadaki ikinci modele aşağıda yer verilmiştir;

$$F(h) = a_1 + a_2h + a_3h^2 + a_4h^3 + a_5h^4 + a_6\ln(h)$$

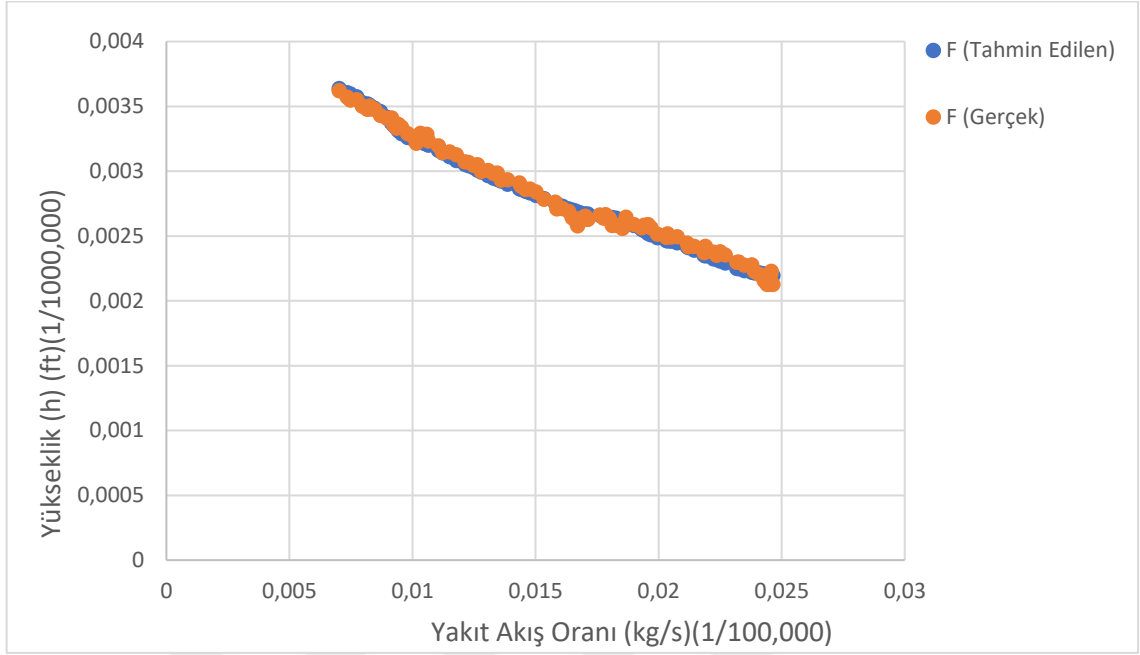
Bu modelde yükseklik bilgisi bileşen kullanılarak modelleme işlemi yapılmıştır. Bu çalışmada, h uçuş yüksekliğini ve a model katsayılarını ifade etmektedir.

5.1. Genel İndirgenmiş Gradyan Metodunun Modellere Uygulanması

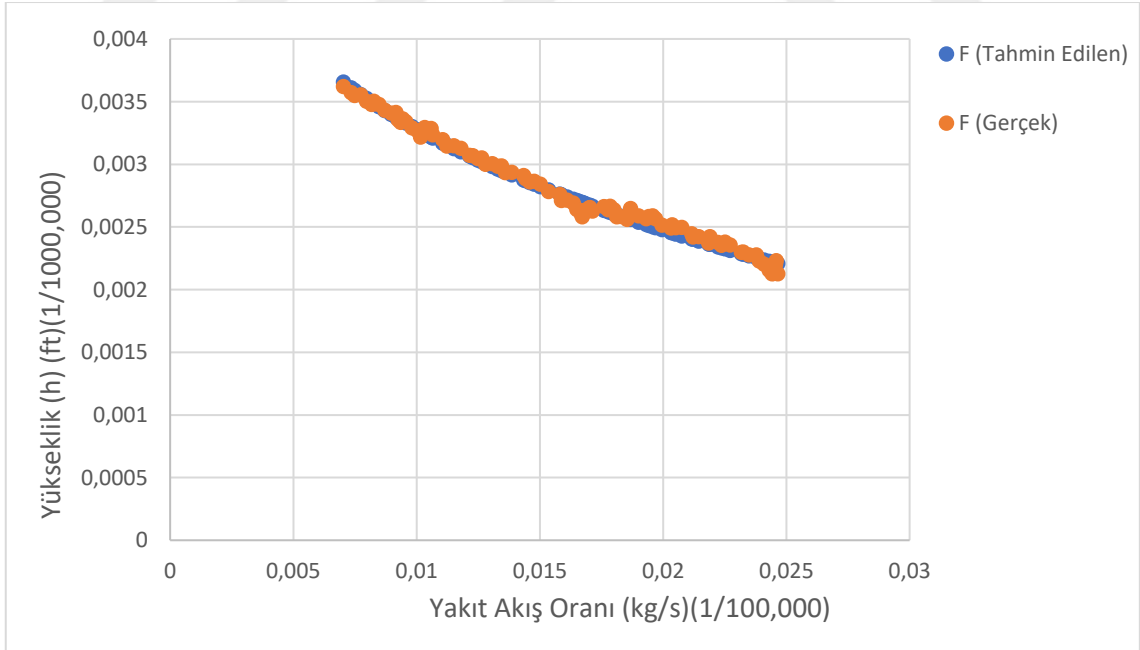
Bu çalışmada, alçalma safhasındaki beş ayrı uçuşa iki farklı model uygulanmıştır. İki modelde de sonuçlar çok yakın çıkmıştır. Bu iki modelde gerçek hava hızı, yakıt akış oranı ve yükseklik değerleri arama aralığını daraltmak amacıyla sırasıyla 10^{-3} , 10^{-5} ve 10^{-6} sayıları ile çarpılmıştır.

Tablo 5.1. İlk Genel İndirgenmiş Gradyan Modelinde Yer Alan Beş Farklı Uçuş İçin Elde Edilen Katsayılar					
Katsayı	Uçuş 1	Uçuş 2	Uçuş 3	Uçuş 4	Uçuş 5
a ₁	0,01136399	0,003299609	-0,36930505	0,005774457	0,004804322
a ₂	-0,084486823	-0,189716789	0,12469959	-0,071875267	-0,002437439
a ₃	-0,082298468	0,026068198	0,59067059	-0,016267262	-0,00166401
a ₄	0,063783681	0,565405004	-0,517705759	-0,001875409	0,004402694
a ₅	0,206716988	-0,157643734	0,892917561	0,037007854	-0,059795667
a ₆	0,027821169	0,2537616	0,928536257	0,002688346	-0,00392663
a ₇	0,025614299	0,324732811	0,983011454	0,000869645	-0,010931646
a ₈	0,007479072	0,090114577	0,996085349	0,001214786	0,00312347
a ₉	0,002540192	0,024053646	0,999443402	0,001082746	-0,000974047
a ₁₀	0,00125956	0,005761241	0,973827706	0,001006698	-0,001649447
a ₁₁	0,00881437	0,083611462	0,997507926	0,001758099	0,000981644
a ₁₂	0,002204916	0,020999306	0,450470275	0,001020268	0,000953417
a ₁₃	0,110843807	0,16882805	1	0,021116608	0,010915003

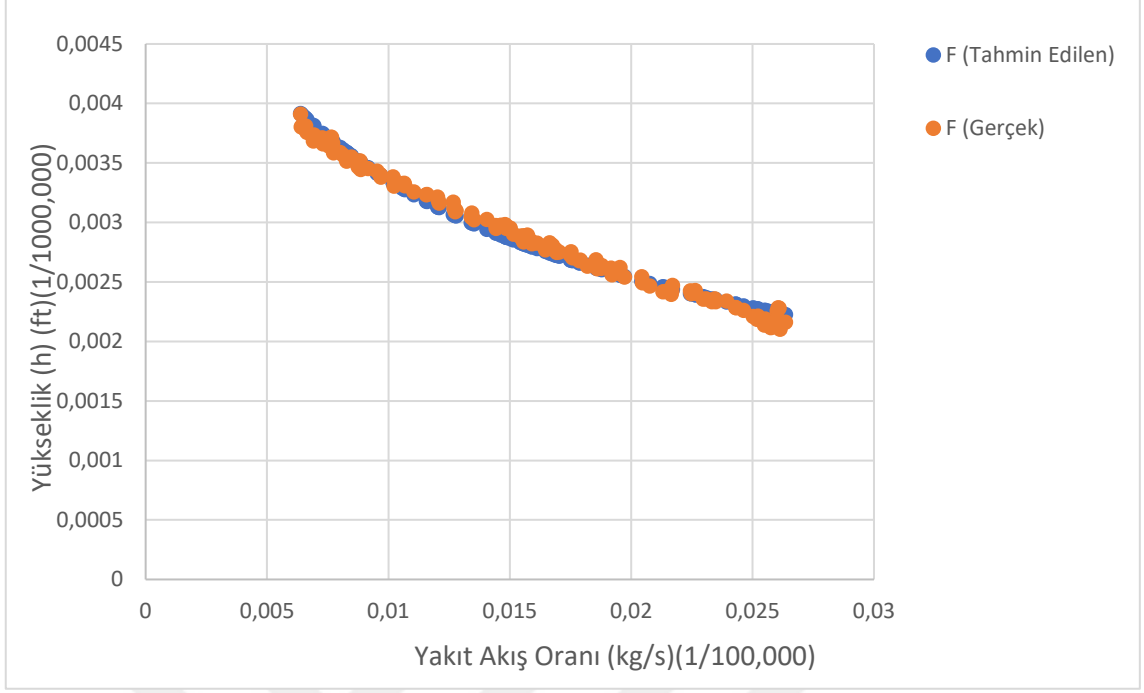
Tablo 5.2. İkinci Genel İndirgenmiş Gradyan Modelinde Yer Alan Beş Farklı Uçuş İçin Elde Edilen Katsayılar					
Katsayı	Uçuş 1	Uçuş 2	Uçuş 3	Uçuş 4	Uçuş 5
a ₁	-0,000859155	0,000127345	-0,004586218	0,00142983	-0,002816086
a ₂	-0,01583384	-0,02834899	-0,044484754	-0,043468858	0,008849613
a ₃	-4,2339E-05	0,092679883	0,000979819	-0,002446363	0,00996591
a ₄	0,000961231	0,099723894	0,009937171	0,000842572	0,009999128
a ₅	0,000998791	0,099990788	0,000999982	0,000994068	0,009999978
a ₆	-0,000933031	-0,000726424	-0,002463251	-0,000551818	-0,001320396



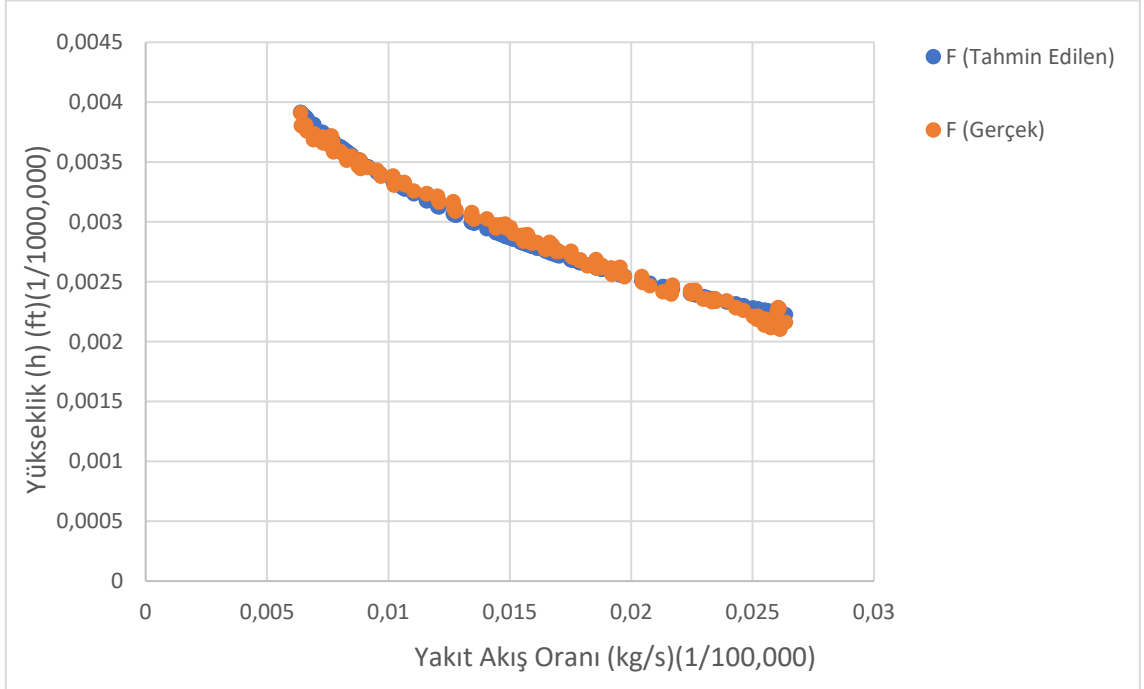
Şekil 5.1. Uçuş 1'de ilk genel indirgenmiş gradyan modeli ile elde edilen yakıt akış oranı ile uçuş bilgi kaydedicisinden alınan yakıt akış oranının karşılaştırılması



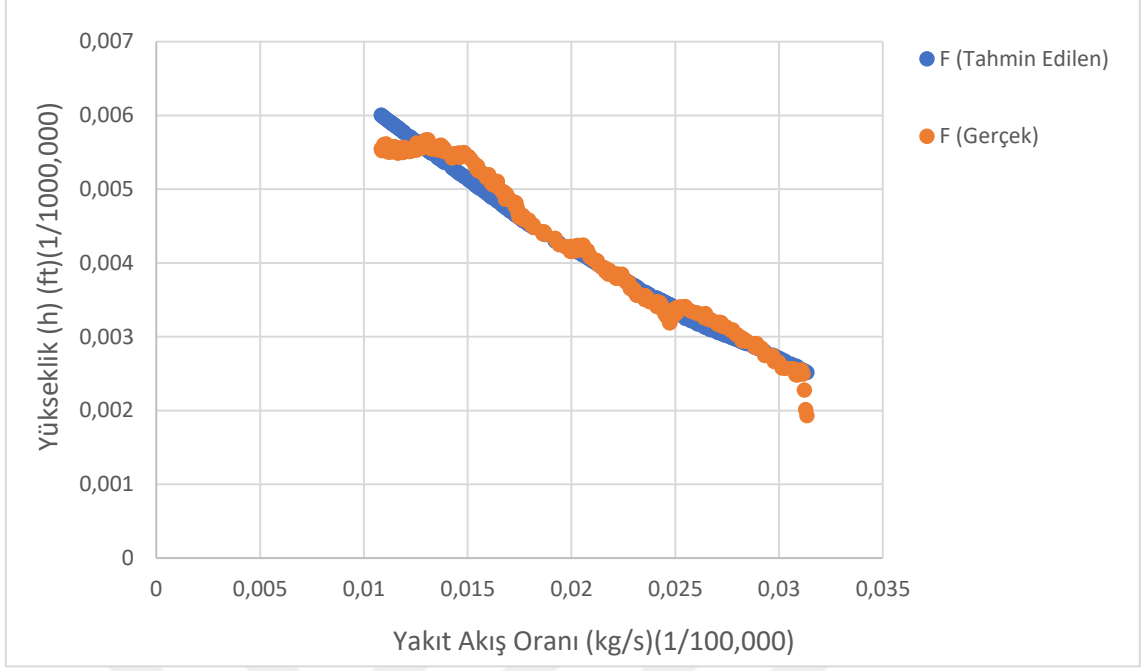
Şekil 5.2. Uçuş 1'de ikinci genel indirgenmiş gradyan modeli ile elde edilen yakıt akış oranı ile uçuş bilgi kaydedicisinden alınan yakıt akış oranının karşılaştırılması



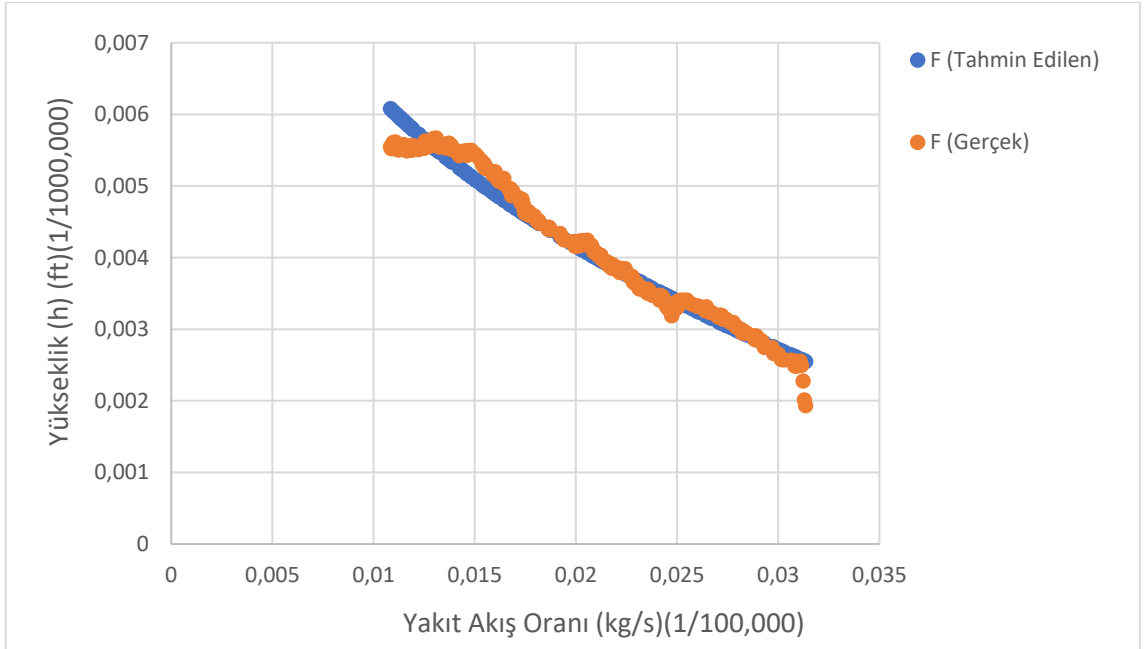
Şekil 5.3. Uçuş 2'de ilk genel indirgenmiş gradyan modeli ile elde edilen yakıt akış oranı ile uçuş bilgi kaydedicisinden alınan yakıt akış oranının karşılaştırılması



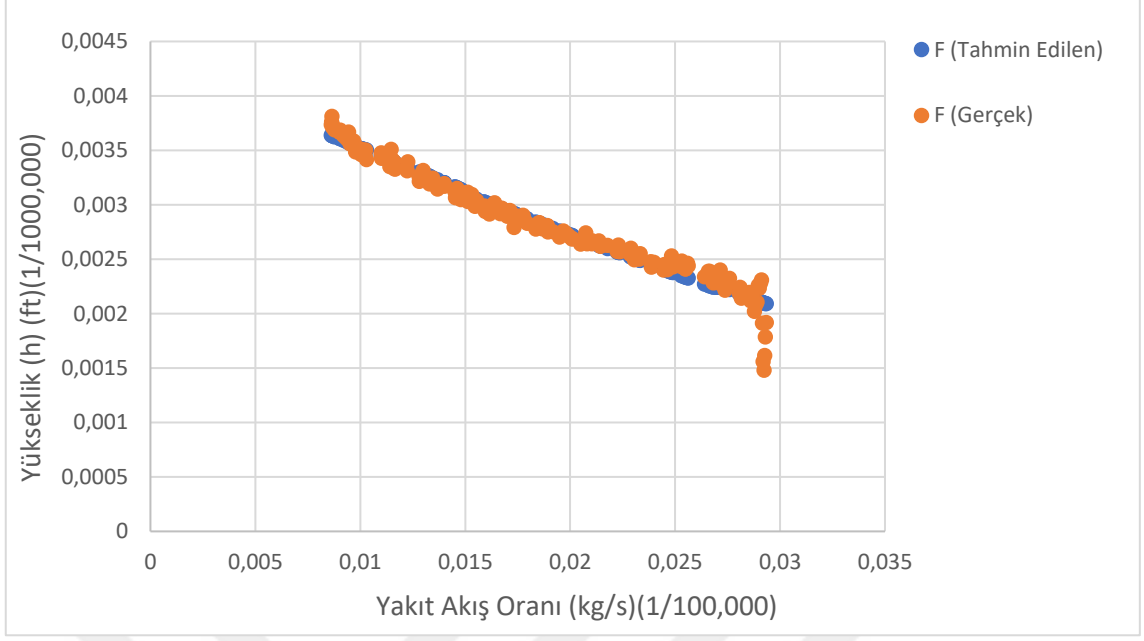
Şekil 5.4. Uçuş 2'de ikinci genel indirgenmiş gradyan modeli ile elde edilen yakıt akış oranı ile uçuş bilgi kaydedicisinden alınan yakıt akış oranının karşılaştırılması



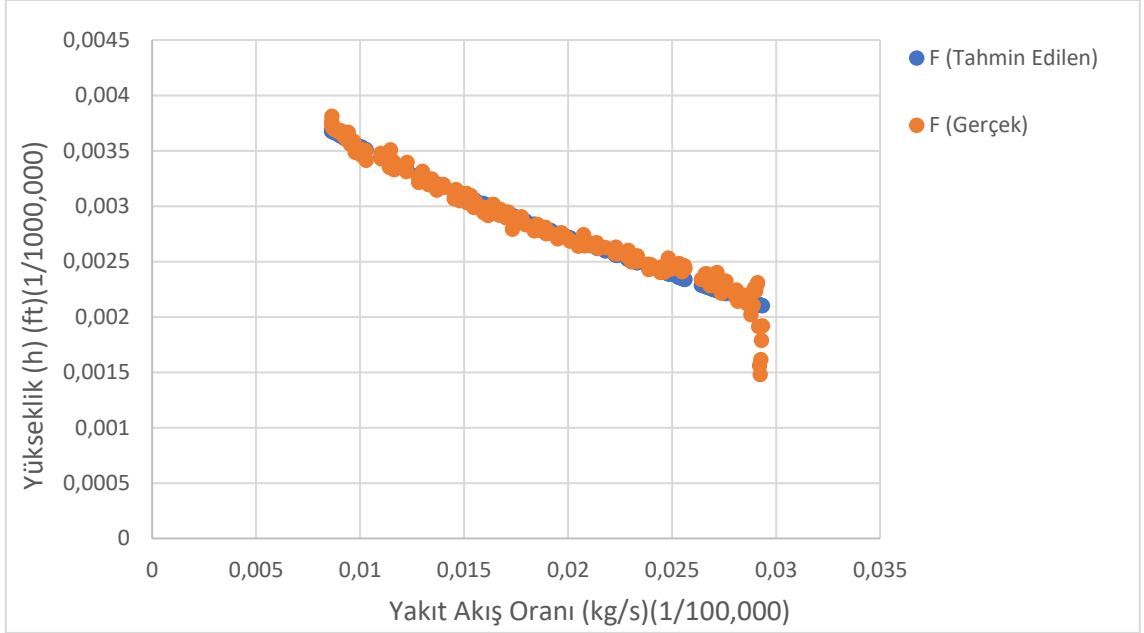
Şekil 5.5. Uçuş 3'de ilk genel indirgenmiş gradyan modeli ile elde edilen yakıt akış oranı ile uçuş bilgi kaydedicisinden alınan yakıt akış oranının karşılaştırılması



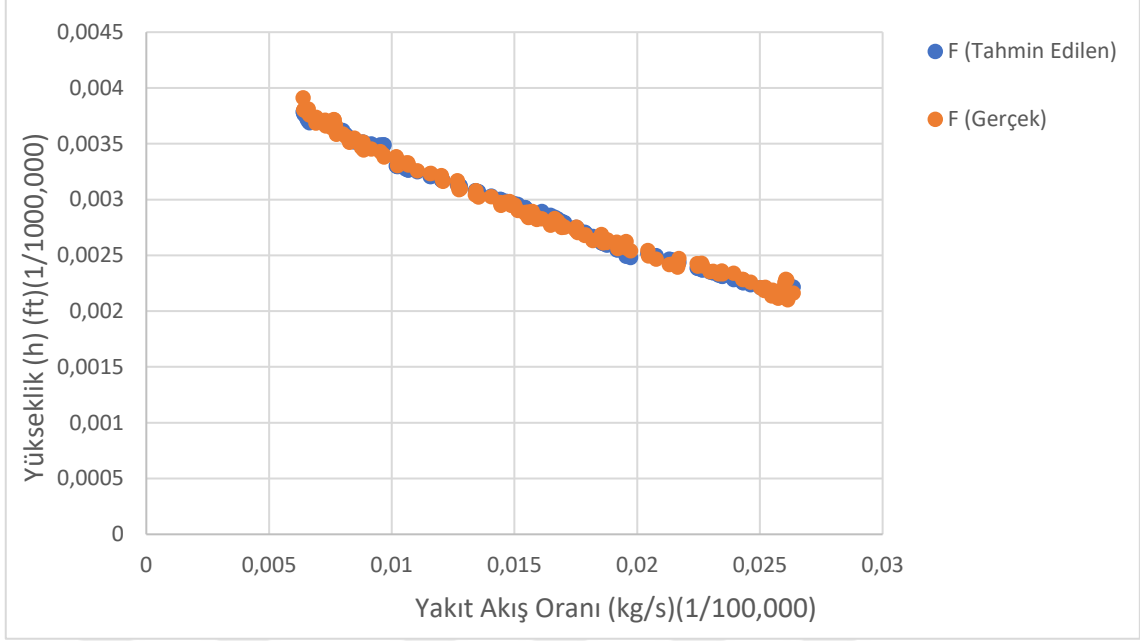
Şekil 5.6. Uçuş 3'de ikinci genel indirgenmiş gradyan modeli ile elde edilen yakıt akış oranı ile uçuş bilgi kaydedicisinden alınan yakıt akış oranının karşılaştırılması



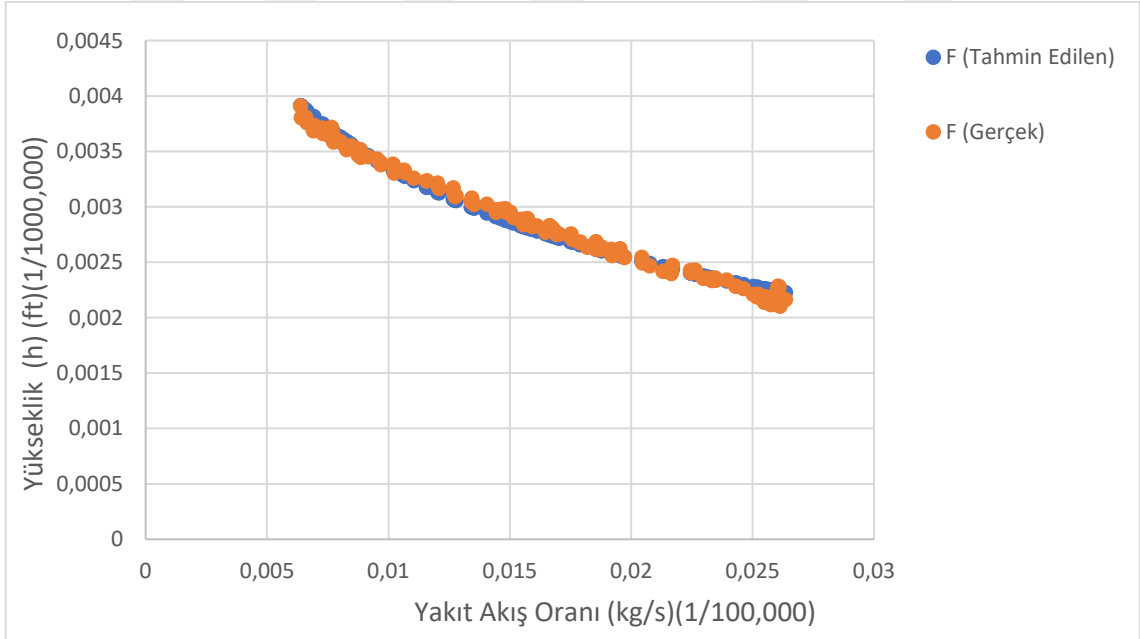
Şekil 5.7. Uçuş 4'de ilk genel indirgenmiş gradyan modeli ile elde edilen yakıt akış oranı ile uçuş bilgi kaydedicisinden alınan yakıt akış oranının karşılaştırılması



Şekil 5.8. Uçuş 4'de ikinci genel indirgenmiş gradyan modeli ile elde edilen yakıt akış oranı ile uçuş bilgi kaydedicisinden alınan yakıt akış oranının karşılaştırılması



Şekil 5.9. Uçuş 5 'de ilk genel indirgenmiş gradyan modeli ile elde edilen yakıt akış oranı ile uçuş bilgi kaydedicisinden alınan yakıt akış oranının karşılaştırılması

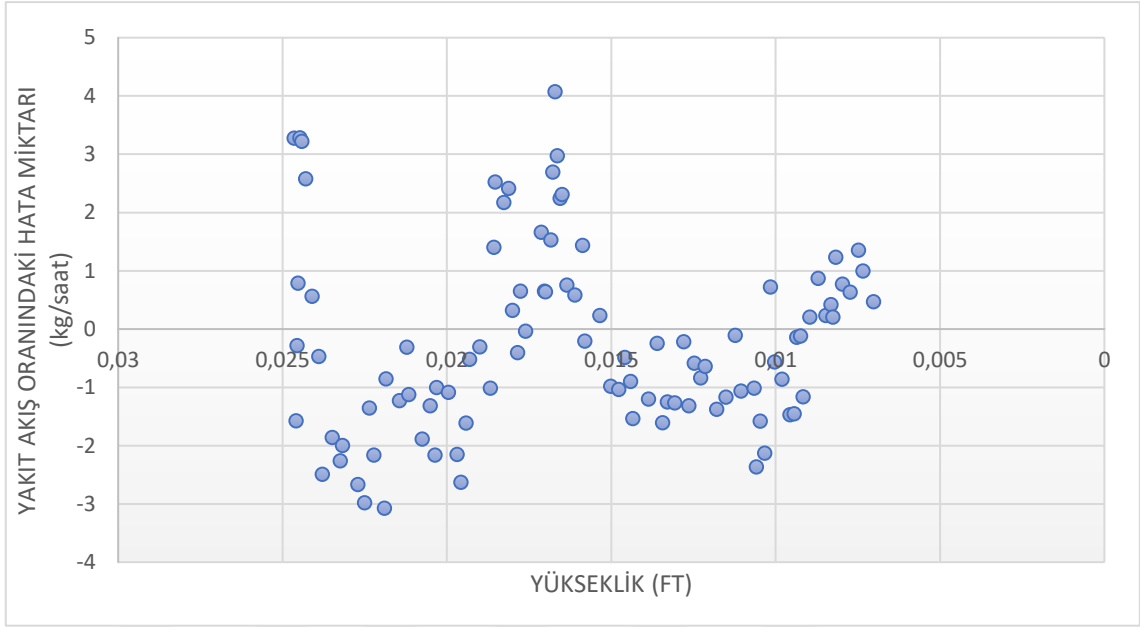


Şekil 5.10. Uçuş 5 'de ikinci genel indirgenmiş gradyan modeli ile elde edilen yakıt akış oranı ile uçuş bilgi kaydedicisinden alınan yakıt akış oranının karşılaştırılması

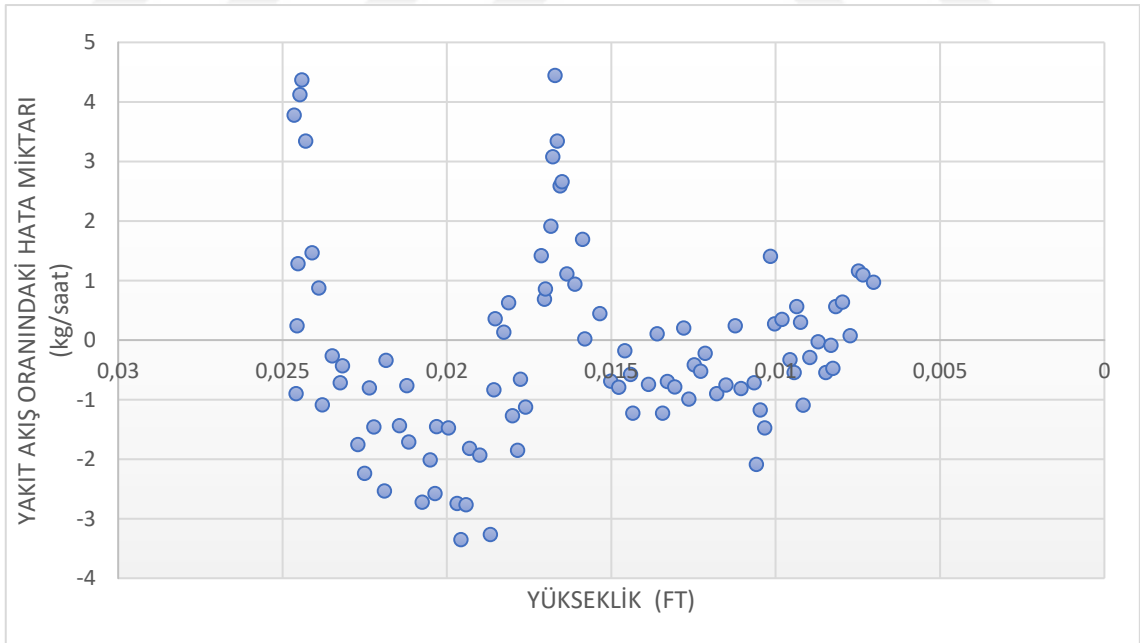
6. HATA ANALİZLERİ

Gerçek yakıt akış verileri ile genel indirgenmiş gradyan yöntemi kullanılarak sağlanan modeller vasıtasıyla tahmin edilen yakıt akış oranları arasındaki hata oranları Şekil 6.1 ile 6.10 arasında gösterilmektedir. Kullanılan ilk modelde Uçuş 1’de hata oranı yüzde 4,07 ile -3,07 arasında değişmektedir. Uçuş 2’de ise bu oran yüzde 16,05 ile -10,64 arasında yer almaktadır. Uçuş 3 ve Uçuş 4’de ise limit değerler biraz daha yüksek miktarlarda elde edilmektedir. Uçuş 3 için bu değerler yüzde 30,29 ile -5,95, Uçuş 4 için ise yüzde 41,75 ile -8,79 arasında yer almaktadır. Uçuş 5 için hata oranı yüzde 5,91 ile -5,00 arasında değişmektedir.

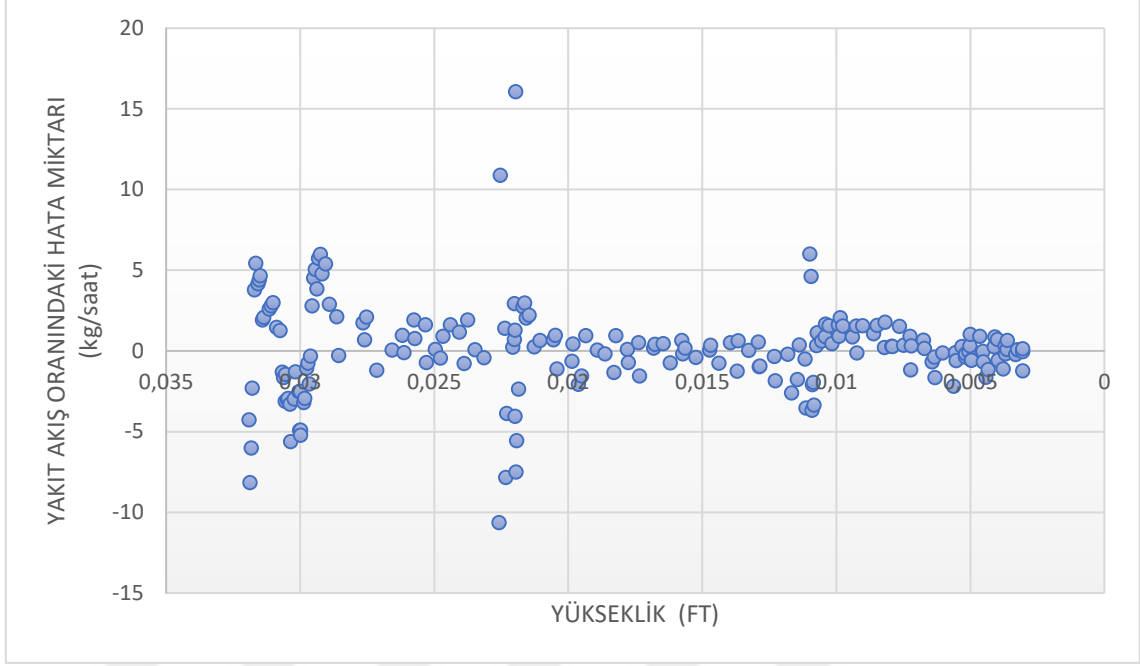
Kullandığımız ikinci modele baktığımızda hata oranları ilk modele yakın değerlerde yer almaktadır ancak Uçuş 5 için ikinci modelde hata oranları yüzde 6,38 ile -3,44 arasında yer almaktadır. Her iki model de yüksek irtifada daha yüksek hata oranı ortaya çıkmaktadır. Bunun nedeni uçağın alçalma durumuna geçerken motor gücü ayarlarının stabilize olması için belirli bir miktarda düşey bölgeyi (yani irtifa azalışını) katetmeye ihtiyaç duymasıdır. Bu durumda alçalmanın başlangıcındaki yüksek N1 ve N2 dönme hızı (N1 motorun alçak basınç şaft hızını, N2 ise yüksek basınç şaft hızını ifade etmektedir.) değerlerinin azaltılması, belirli bir düşey mesafenin katedilmesi esnasında kademeli olarak gerçekleştirilecektir. N1 ve N2 hızlarının birden azaltılması söz konusu olamayacaktır. Bu sebeple alçalmanın başlangıcındaki en yüksek irtifa değerlerinde, en yüksek yakıt akış oranı hata değerleri görülür. Bu düşey bölgenin uzunluğu; zamanlama, hava koşulları veya hava trafik direktiflerine göre değişiklik gösterebilir [16]. Ayrıca, uçak düşük irtifalarda iken de benzer bir durum söz konusudur. Şöyle ki; uçuş kontrol yüzeylerinin son yaklaşma ve iniş için ayarlanması veya trafik ya da terminal hava sahası manialarından ötürü hava trafik kontrolörünün vereceği direktifler, uçağın normal yörüngesini değiştirmesine sebep olabilir. Bu nedenle yine motor güç ayarlarının stabilize olması, son yaklaşma ve iniş için uçağın konfigürasyonundaki değişikliklerden dolayı zaman alacaktır. Yani alçalmada en düşük irtifalarda da en yüksek yakıt debisi hataları bu sebeple ortaya çıkabilir [16]. Şekil 6.4, 6.5 ve 6.6’da bu eğilim kısmen görülmektedir. Her iki modelde gerçek hava hızı, yakıt akış oranı ve yükseklik değerleri arama aralığını daraltmak amacıyla sırasıyla 10^{-3} , 10^{-5} ve 10^{-6} ile çarpılmıştır.



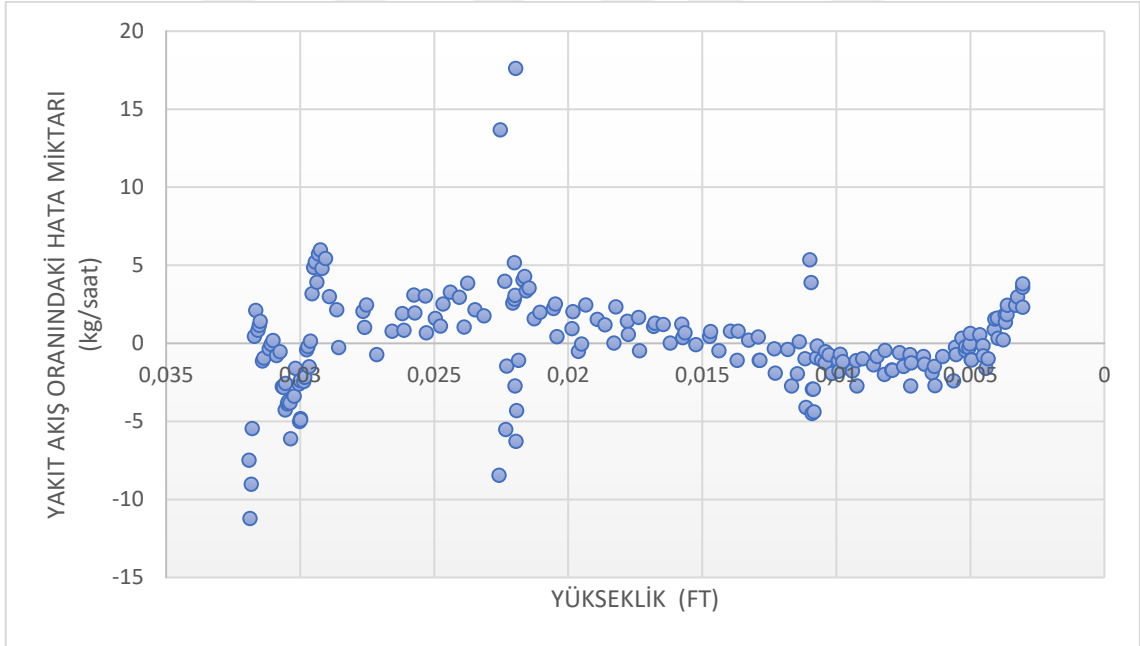
Şekil 6.1. Uçuş 1 'de ilk modele göre yakıt akışında oluşan hata oranı



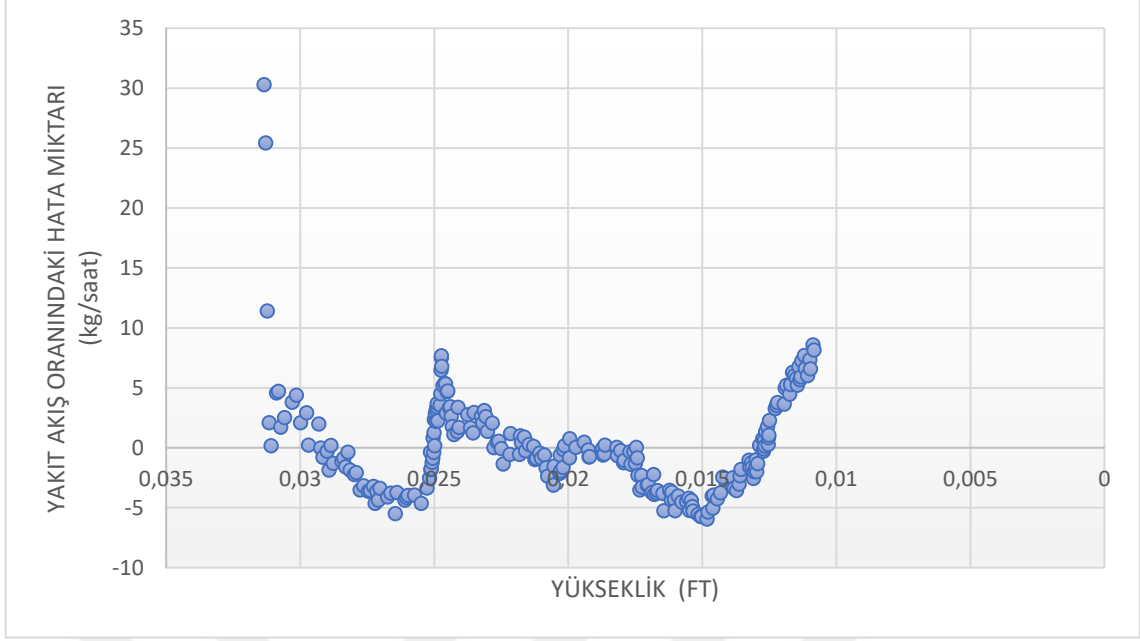
Şekil 6.2. Uçuş 1 'de ikinci modele göre yakıt akışında oluşan hata oranı



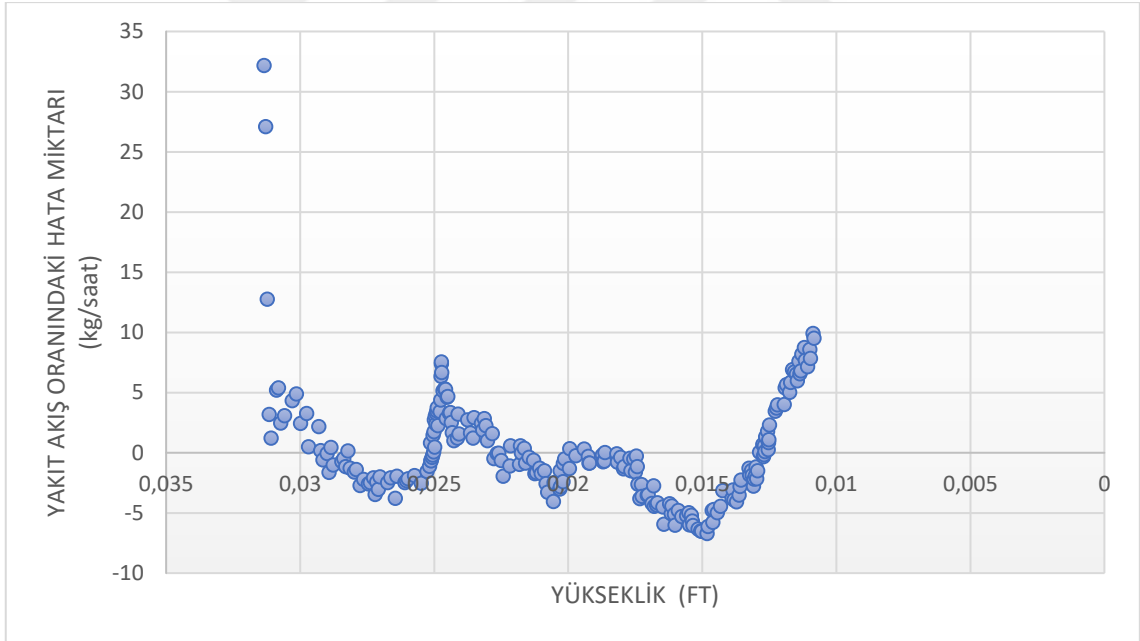
Şekil 6.3. Uçuş 2 'de ilk modele göre yakıt akışında oluşan hata oranı



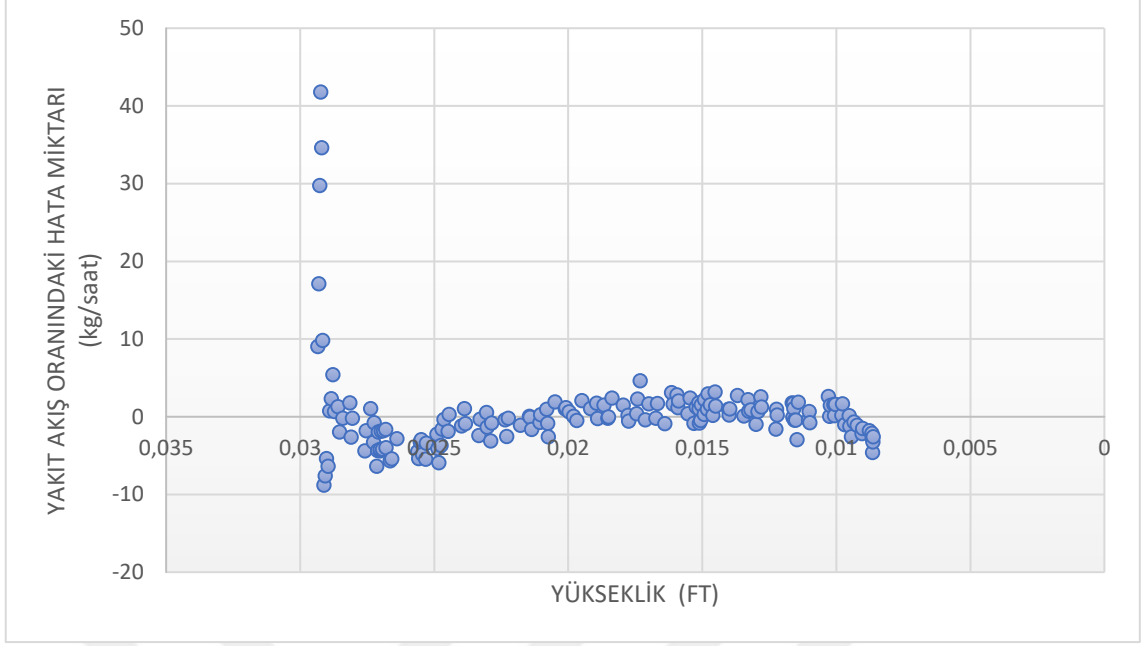
Şekil 6.4. Uçuş 2 'de ikinci modele göre yakıt akışında oluşan hata oranı



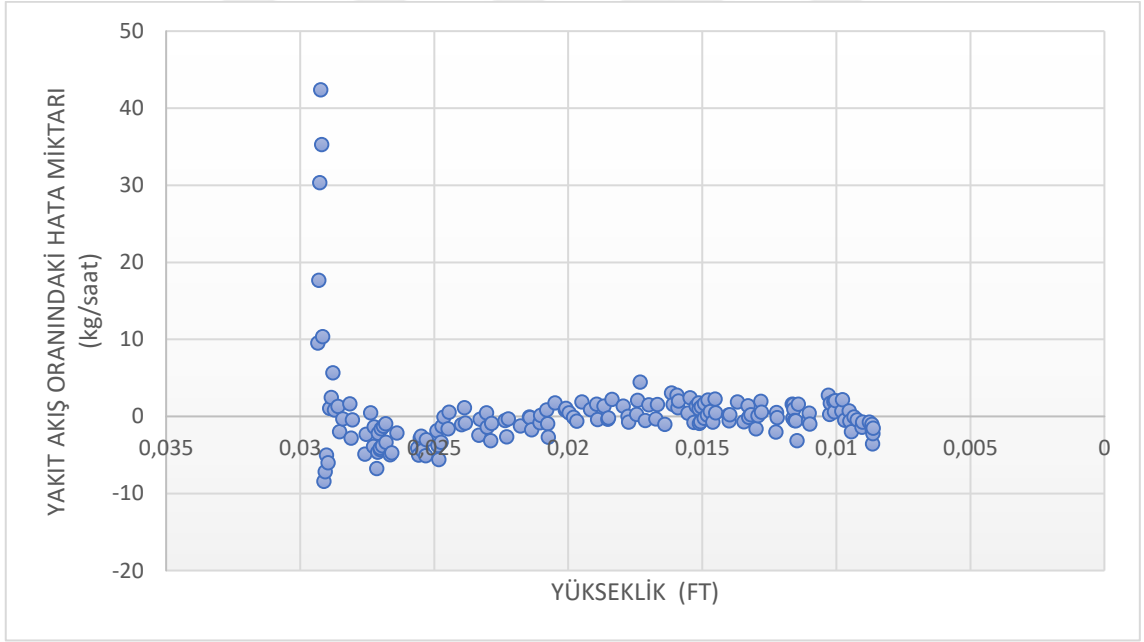
Şekil 6.5. Uçuş 3 'de ilk modele göre yakıt akışında oluşan hata oranı



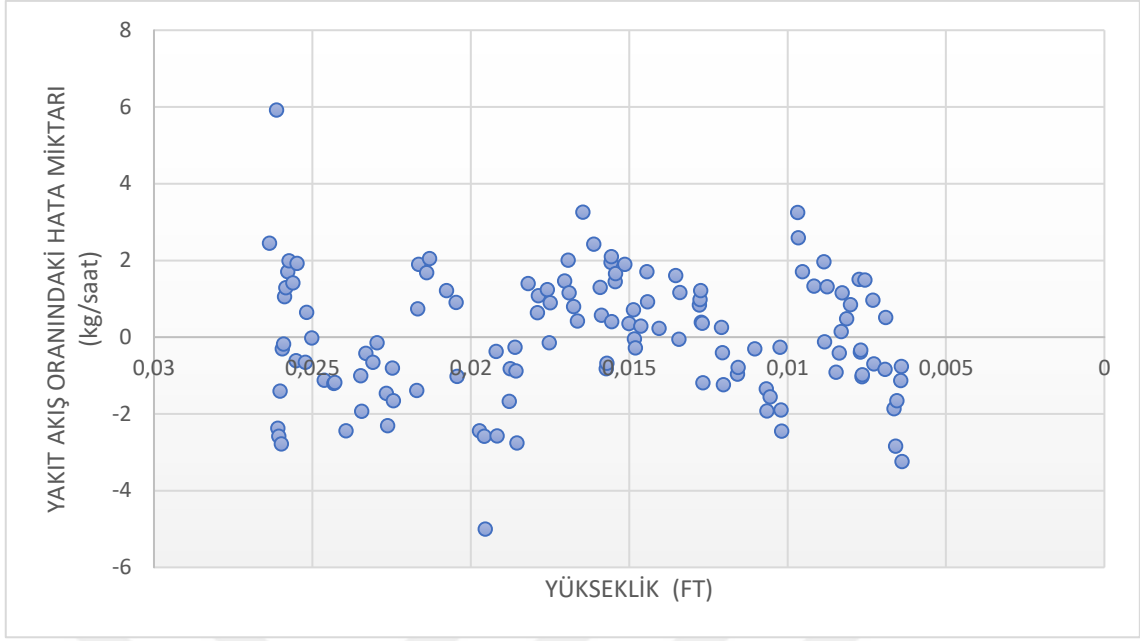
Şekil 6.6. Uçuş 3 'de ikinci modele göre yakıt akışında oluşan hata oranı



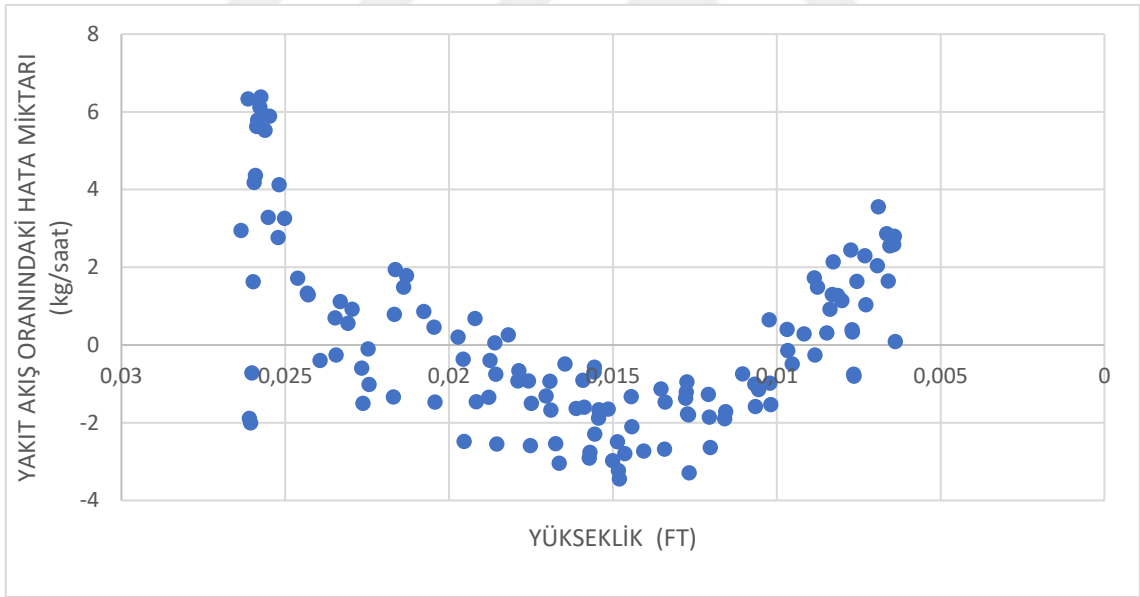
Şekil 6.7. Uçuş 4'de ilk modele göre yakıt akışında oluşan hata oranı



Şekil 6.8. Uçuş 4'de ikinci modele göre yakıt akışında oluşan hata oranı

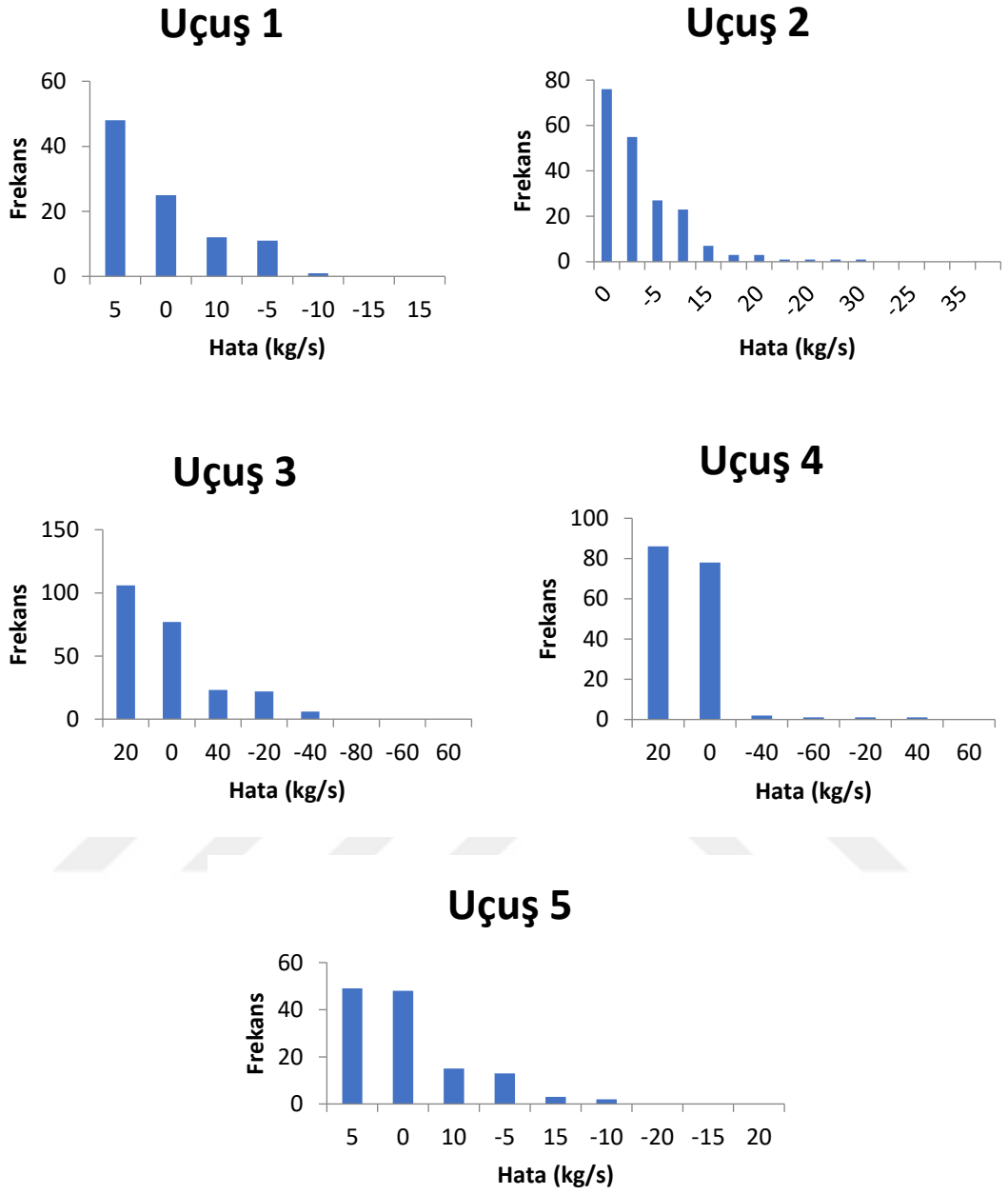


Şekil 6.9. Uçuş 5 'de ilk modele göre yakıt akışında oluşan hata oranı

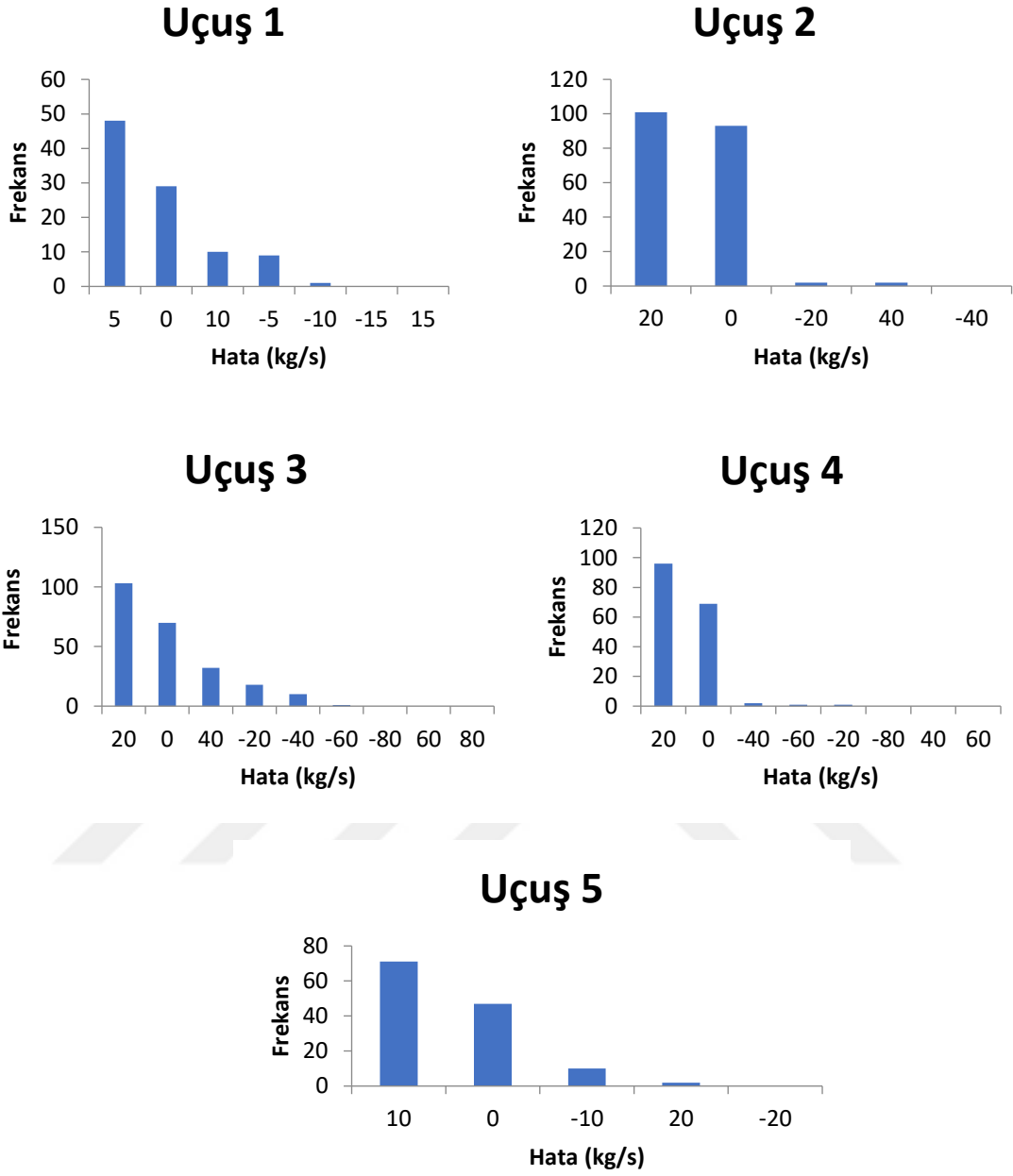


Şekil 6.10. Uçuş 5 'de ikinci modele göre yakıt akışında oluşan hata oranı

Hata frekansları histogram grafikleri ile Şekil 6.11 ve Şekil 6.12'de gösterilmiştir. Burada frekans; hesaplanan hata değerlerinin dağılımını ifade etmektedir. Şekillerde ifade edildiği üzere çoğunluk hata miktarları küçük değerlerde olduğu görülmekte ve bu durum kullanılan GRG modellerinin gerçek FDR verilerini yüksek oranda doğru olarak tahminde bulunduğu sonucuna varılmaktadır.



Şekil 6.11. 5 adet uçuşun alçalma safhasının ilk modele göre çıkarılan hata histogramı



Şekil 6.12. 5 adet uçuşun alçalma safhasının ikinci modele göre çıkarılan hata histogramı

Ortalama hataların karesi (MSE) Eşitlik (6.13)'te verilen formül ile hesaplanır [41].

$$MSE = \frac{\sum(\text{Ölçüm} - \text{Tahmin})^2}{n} = \frac{\sum(\text{Hata})^2}{n} \quad (6.13)$$

Ortalama mutlak yüzde hata (MAPE), Eşitlik (6.14)'da verilen formül ile hesaplanır [41].

$$MAPE = \frac{\frac{\sum|\text{Ölçüm}-\text{Tahmin}|^2}{\text{Ölçüm}}* \%100}{n} \quad (6.14)$$

Lineer korelasyon katsayısı, Eşitlik (6.15)'deki gibi formülize edilir [42]. Korelasyon katsayısı hesaplanan değerle, elde edilen reel değer arasındaki ilişkiyi gösterir. Bu ilişkiye göre yeni formüller üretilebilir. Fakat hesaplamada başarımın değerlendirilmesi için yeterli değildir. Çünkü birinci hesaplamada elde edilen hata oranı oldukça yüksek olsa da diğer hesaplamalarda da benzer hata oranı ile karşılaşılıyorsa korelasyon katsayısı oldukça başarılı sonuç verir [43].

$$r = \frac{\sum_{i=1}^n (v_i - \bar{v})(e_i - \bar{e})}{n\sigma_v\sigma_e} \quad (6.15)$$

Tablo 6.1 İlk GRG modeli için hata analizi					
	Uçuş 1	Uçuş 2	Uçuş 3	Uçuş 4	Uçuş 5
MSE	1,70*10 ⁻⁹	4,07*10 ⁻⁹	2,77*10 ⁻⁸	1,04*10 ⁻⁸	2,02*10 ⁻⁹
MAPE	1,306	1,856	2,981	2,657	1,291
Max % Hata	4,074	16,051	30,294	41,757	5,913
Min % Hata	-3,075	-10,649	-5,958	-8,792	-5,008
Lineer Korelasyon Katsayısı	0,995252026	0,996258346	0,987120011	0,97934997	0,996212645

Tablo 6.2 İkinci GRG modeli için hata analizi					
	Uçuş 1	Uçuş 2	Uçuş 3	Uçuş 4	Uçuş 5
MSE	1,73*10 ⁻⁹	5,42*10 ⁻⁹	3,39*10 ⁻⁸	1,00*10 ⁻⁸	3,59*10 ⁻⁹
MAPE	1,261	2,202	3,137	2,539	1,797
Max % Hata	4,444	17,615	32,167	42,366	6,385
Min % Hata	-3,35	-11,21	-6,714	-8,432	-3,443
Lineer Korelasyon Katsayısı	0,995111406	0,995024216	0,984219681	0,980096728	0,993180379

7. SONUÇLAR

Yapılan bu çalışmada, ticari bir yolcu uçağının alçalma safhası incelenmiştir. Çalışma kapsamında, uçağın bünyesinde bulunan Uçuş Veri Kaydedici (FDR) bileşeninden alınan gerçek zamanlı yakıt akış verileri kullanılmıştır. Yapılan bu optimizasyon çalışmasında kullanılan genel indirgenmiş gradyan yöntemi uçuşun alçalma safhası için ilk defa kullanılmıştır. Kullanılan bu yöntem global olarak yaygın bir kullanım yelpazesine sahiptir. Uçuşun alçalma safhasının genel indirgenmiş gradyan yöntemine göre yapılan optimizasyon işleminde iki ayrı metodoloji kullanılmıştır. Bu metodolojilerin ilkinde gerçek hava hızı ve uçuş irtifası olmak üzere iki bileşen girdi parametresi olarak kullanılmıştır. İkinci metodolojide ise uçuş irtifa bilgisi girdi parametresi olarak değerlendirilmiştir. Yapılan bu çalışmada şu sonuçlar elde edilmiştir;

1. Bu çalışmada ortalama mutlak yüzde hata değeri olarak birinci metot uygulandığında en yüksek 2,981, ikinci metot uygulandığında ise en yüksek 3,137 değerleri elde edilmiştir.
2. Bu çalışmada yer alan iki model de yüksek irtifada daha yüksek hata oranı ortaya çıkmıştır. Bunun nedeni uçak alçalma safhasına geçerken motor gücü ayarlarının stabilize olması için belirli bir miktarda irtifa azalışını katetmeye ihtiyaç duymasıdır. Bu durumda alçalmanın başlangıcındaki yüksek N1 ve N2 dönme hızı değerlerinin azaltılması, belirli bir düzey mesafenin katedilmesi esnasında kademeli olarak gerçekleştirilecektir. N1 ve N2 hızlarının birden azaltılması söz konusu olamayacaktır. Bundan dolayı alçalmanın başlangıcındaki en yüksek irtifa değerlerinde, en yüksek yakıt akış oranı hata değerleri görülmektedir.
3. Çalışma sonucunda ortalama hataların karesi değeri olarak birinci metot uygulandığında en yüksek $2,77 \times 10^{-8}$, ikinci metot uygulandığında ise en yüksek $3,39 \times 10^{-8}$ değerleri elde edilmiştir.
4. Çalışma sonucunda elde edilen lineer korelasyon katsayısı, uygulanan birinci metotta en düşük 0,97934997 ve ikinci metotta ise en düşük 0,980096728 değeri ile son derece yüksek doğruluk değerleri elde edilmiştir.

Bu çalışmada oluşturulan modelin; yüksek doğruluğa sahip uçak performans modellerinin geliştirilmesinde, uçak yörünge tahmin modellerinin elde edilmesinde, karar destek sistemleri gibi hava trafik yönetimi ve simülasyon araçlarında, havacılık otoriteleri tarafından yakıt tüketimini ve yakıt emisyonunu azaltmak için geliştirilen stratejilerde kullanılabilmesi öngörülmektedir. Ayrıca, geliştirilen bu model; yüksek doğruluğa sahip bir motor itki modeli ile birlikte kullanıldığında turbofan motorlarda FADEC motor kontrol ünitesi tarafından yanma odasına gönderilen minimum yakıt akış oranının belirlenmesinde ve böylelikle motor veriminin artırılmasında etkin bir rol üstlenecektir.



KAYNAKÇA

- [1] www.iata.org/contentassets/ebdba50e57194019930d72722413edd4/fact-sheet-fuel.pdf (Erişim Tarihi: 13.09.2020)
- [2] services.airbus.com/en/flight-operations/system-upgrades/fuel-efficiency/descent-profile-optimisation-dpo.html (Erişim Tarihi: 09.09.2020)
- [3] www.icao.int/SAM/Documents/2016-IMPLPBN1/LATAM_cdo-workshop-buisson.pdf (Erişim Tarihi: 13.09.2020)
- [4] Turgut, Enis T.; Usanmaz, Ozgur; Cavcar, Mustafa; Dogeroglu, Tuncay; Armutlu, Kadir. (2019). Effects of Descent Flight-Path Angle on Fuel Consumption of Commercial Aircraft. *Journal Of Aircraft*,56(1), 313-323
- [5] Turgut, Enis T.; Rosen, Marc A.(2012). Relationship between fuel consumption and altitude for commercial aircraft during descent: Preliminary assessment with a genetic algorithm. *Aerospace Science and Technology*,17(1), 65-73
- [6] Yanto, Jefry; Liem, Rhea P.(2018). Aircraft fuel burn performance study: A data-enhanced modeling approach. *Transportation Research Part D*, 65, 574-595
- [7] Li Jin; Yi Cao; Dengfeng Sun.(2013).Investigation of Potential Fuel Savings Due To Continious-Descent Approach. *Journal of Aircraft*,50(3), 807-816
- [8] Clarke, J.-P.; Brooks, J.; Nagle, G.; Scacchioli. R., A.; Whites, W.; Liu, S. R. (2013) Optimized Profile Descent Arrivals at Los Angeles International Airport. *Journal of Aircraft*. 50(3), 360-369
- [9] Airbus SE. (2002). *Getting to Grips with Aircraft Performance*. France.
- [10] Filippone, A. (2012). *Advanced Aircraft Flight Performance*, England: Cambridge University Press.
- [11] El-Sayed, A. F. (2008) . *Aircraft Propulsion and Gas Turbine Engines* , America: CRC Press
- [12] Zhu, Qing; Pei, Jun; Liu, Xinbao; Zhou, Zhiping.(2019). Analyzing commercial aircraft fuel consumption during descent: A case study using an improved K-means clustering algorithm. *Journal of Cleaner Production*,223, 869-882

- [13] Pagoni, Ioanna; Psaraki-Kalouptsidi, Voula.(2017). Calculation of aircraft fuel consumption and CO₂ emissions based on path profile estimation by clustering and registration. *Transportation Research: Part D*,54, 172-190
- [14] Turgut, Enis T.; Usanmaz, Oznur; Cavcar, Mustafa; Dogeroglu, Tuncay; Armutlu, Kadir.(2019). Effects of Descent Flight-Path Angle on Fuel Consumption of Commercial Aircraft. *Journal of Aircraft*,56(1),313-323
- [15] Turgut, Enis T.; Rosen, Marc A.(2012). Relationship between fuel consumption and altitude for commercial aircraft during descent: Preliminary assessment with a genetic algorithm. *Aerospace Science and Technology*,17(1), 65-73
- [16] Turgut, Enis T.(2011). Estimating Aircraft Fuel Flow for a Three-Degree Flight-Path-Angle Descent. *Journal of Aircraft*,48(3),1099-1106
- [17] Sang Gyun Park; Clarke, John-Paul.(2016). Vertical Trajectory Optimization to Minimize Environmental Impact in the Presence of Wind. *Journal of Aircraft*,53(3), 725-737
- [18] Yanto, Jefry; Liem, Rhea P.(2018). Aircraft fuel burn performance study: A data-enhanced modeling approach. *Transportation Research Part D*,65,574-595
- [19] Lisha Ye; Li Cao; Xuhui Wang.(2019).Evaluating Fuel Consumption for Continuous Descent Approach Based on QAR Data.*Promet Traffic&Transportation*,31(4), 407-421
- [20] Oruc, R., & Baklacioglu, T. (2020). Modelling of fuel flow-rate of commercial aircraft for the climbing flight using cuckoo search algorithm. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*,92(3),495-501
- [21] Khan, Waqar Ahmed; Ma, Hoi-Lam; Ouyang, Xu; Mo, Daniel Y.(2021). Prediction of aircraft trajectory and the associated fuel consumption using covariance bidirectional extreme learning machines. *Transportation Research Part E*,145
- [22] Wu, Minghong G.; Green, Steven M.; Jones, James.(2015). Strategies for Choosing Descent Flight-Path Angles for Small Jets. *Journal of Aircraft*,52(3),847-866
- [23] Abdelghany, Khaled; Abdelghany, Ahmed; Raina, Sidhartha.(2005). A model for the airlines' fuel management strategies. *Journal of Transport Management*,11(4), 199-206

- [24] Khadilkar, Harshad; Balakrishnan, Hamsa.(2012). Estimation of aircraft taxi fuel burn using flight data recorder archives. *Transportation Research Part D*,17(7), 532-537
- [25] Baklacioglu,T. (2015). Fuel flow-rate modelling of transport aircraft for the climb flight using genetic algorithms. *Aeronautical Journal*,119(1212),173-183
- [26] Park, Yongha; O’Kelly, Morton E.(2014). Fuel Burn Rates Of Commercial Passenger Aircraft: Variations By Seat Configuration and Stage Distance. *Journal of Transport Geography*,41,137-147
- [27] Khardi, S.(2012). Aircraft Shortest and Fastest Continuous Descent Approach Development.*Journal of Aircraft*,49(6),1931-1939.
- [28] Clarke, J.-P.; Brooks, J.; Nagle, G.; ScacchiolS. R., A.; Whites, W.; Liu, S. R. (2013). Optimized Profile Descent Arrivals at Los Angeles International Airport. *Journal of Aircraft*,50(2),360-369
- [29] de Jong, P. M. A.; de Gelder, N.; Verhoeven, R. P. M.; Bussink, F. J. L.; Kohrs, R.; van Paassen, M. M.; Mulder, M. (2015). Time and Energy Management During Descent and Approach: Batch Simulation Study. *Journal of Aircraft*,52(1),190-203
- [30] Baklacioglu,T. (2016). Modeling the fuel flow-rate of transport aircraft during flight phases using genetic algorithm-optimized neural networks. *Aerospace Science and Technology*,49,52-62.
- [31] Singh, Vedant; Sharma, Somesh K.(2016). Analyzing the moderating effects of respondent type and experience on the fuel efficiency improvement in air transport using structural equation modeling. *European Transport Research Review: An Open Access Journal*,8(2),1-20.
- [32] Cavcar, M. and Cavcar, A. Aero-propulsive modelling of transport aircraft for air traffic management applications, AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, AIAA Paper 2004-4792,Providence, Rhode Island, USA, 16-19 August 2004
- [33] Trani, A, Wing-Ho, F, Schilling, G, Baik, H and Seshadri, A. A neural network model to estimate aircraft fuel consumption, 4th AIAA Aviation Technology, Integration and Operations (ATIO) Forum, AIAA Paper 2004-6401, Chicago, USA, 20-22 September 2004.

- [34] Collins, B. (1982). Estimation of aircraft fuel consumption, *Journal of Aircraft*, 19(11),969-975.
- [35] Burrows, James W.(1982). Fuel Optimal Trajectory Computation, *Journal of Aircraft*,19(4),324-329.
- [36] Franco, Antonio; Rivas, Damián.(2015). Optimization of multiphase aircraft trajectories using hybrid optimal control. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*,38(3),452-467.
- [37] Rao, S. S., *Engineering Optimization Theory and Practice*, New Jersey: Fourth Edition, 412-422, (2009).
- [38] Joshi, M. C. and Mougalya, K. M., *Optimization Theory and Practice*, New Delhi: Narosa Publishing House, 283-294, (2004).
- [39] Toplu, M. S. (2017). *Genel İndirgenmiş Gradyan Metodu İle Eniyileme Çözücüsü Geliştirilmesi*. Yüksek Lisans Tezi. Ankara :Türk Hava Kurumu Üniversitesi
- [40] Sadak,D.(2019).*Alıcı Su Ortamı Bazlı Deşarj Limitlerinin Simülasyon-Optimizasyon Modelleri Kullanılarak Belirlenmesi*. Yüksek lisans tezi. Denizli: Pamukkale Üniversitesi.
- [41] Öğüt,V.(2014). *Rüzgar Hızının Sinirsel Bulanık Yöntemle Tahmini*. Yüksek lisans tezi. İstanbul: İstanbul Teknik Üniversitesi.
- [42] Kendall, M.,A., Stuart,A., *The Advanced Theory of Statistics*,London: Charles Griffin & Co., Ltd., p.1730, (1963).
- [43] Şahin, M. (2008). *Yer Yüzey Sıcaklığı, Atmosferik Nem Açıklığı ve Yağış Miktarının Uydu Verileri Kullanılarak Belirlenmesi*. Doktora tezi. Adana: Çukurova Üniversitesi

ÖZGEÇMİŞ

ORCID NO : 0000-0001-8291-302X

Adı Soyadı : Kemâl KELEŞ

Doğum Yeri ve Yılı : Afyonkarahisar - 1986

Yabancı Dili : İngilizce

E - posta : kkeles@anadolu.edu.tr

Eğitim (Lisans) : Anadolu Üniversitesi Havacılık ve Uzay Bilimleri
Fakültesi Uçak Gövde Motor Bakım Bölümü (2011)

Kariyer : 2011 - 2018, Uçak Bakım ve Kontrol Makinisti - Anadolu Üniversitesi
2018 - devam ediyor, Uçak Kontrol Makinisti - Eskişehir Teknik
Üniversitesi