

**GERÇEK UÇUŞ VERİLERİNE GÖRE BELİRLENMİŞ SÜRÜKLEME POLAR  
MODELİ VE ÖZGÜL YAKIT TÜKETİMİNE BAĞLI BİR MENZİL  
DENKLEMİNİN GELİŞTİRİLMESİ**

**Vehbi Emrah ATASOY**

**Doktora Tezi**

**Hava Trafik Kontrol Anabilim Dalı**

**Danışman: Doç. Dr. Cem ÇETEK**

**Eskişehir**

**Eskişehir Teknik Üniversitesi**

**Lisansüstü Eğitim Enstitüsü**

**Ağustos 2020**

*Bu tez çalışması BAP Komisyonu tarafından kabul edilen 1708F476 no.lu proje kapsamında ve TÜBİTAK Bilimsel Araştırma Projeleri (Proje No: 111Y048) tarafından desteklenmiştir.*

## ÖZET

# GERÇEK UÇUŞ VERİLERİNE GÖRE BELİRLENMİŞ SÜRÜKLEME POLAR MODELİ VE ÖZGÜL YAKIT TÜKETİMİNE BAĞLI BİR MENZİL DENKLEMİNİN GELİŞTİRİLMESİ

Vehbi Emrah ATASOY

Hava Trafik Kontrol Anabilim Dalı

Eskişehir Teknik Üniversitesi, Lisansüstü Eğitim Enstitüsü, Ağustos 2020

Danışman: Doç. Dr. Cem ÇETEK

Havacılıkta uçak performans parametreleri ekonomik ve çevresel sürdürülebilirliği korumak için kritik bir rol oynamaktadır. Ayrıca, uçak performans parametrelerinden biri olan seyir menzil değerinin doğru bir şekilde hesaplanması, hava trafik yönetimi, ön uçak tasarımı ve benzeri konularda havacılığa önemli katkılar sunmaktadır; bu nedenle, bu çalışma seyir menziline odaklanmıştır. Tezde QAR (Quick Access Recorder) data seti seyir menzil değerlerinin daha doğru tahmini için kullanılmaktadır. QAR data seti, 31 farklı şehir çifti arasında turbofan motora sahip yüksek ses altı hızlarda uçan dar gövdeli ticari uçaklara ait 6574 kısa mesafeli iç hat uçuşlarını içermektedir. İlk olarak daha doğru seyir menzil denklemi elde etmek için seyir menzil performansını etkileyen parametreler belirlenmiş ve bu parametreler detaylı bir şekilde incelenmiştir. İkinci olarak seyir menzil değerlerinin tahmin edilebilmesi için özgün bir sürüklenme polar modeli geliştirilmiştir. Geliştirilen sürüklenme polar modelinde, günümüz ticari uçaklarında kullanılan kambur kanat profili ve bu uçakların yüksek ses altı hızlarda uçmalarından kaynaklı sıkışabilirlik etkileri dikkate alınmıştır. Üçüncü olarak, seyir uçuş aşaması için kullanılan özgül yakıt tüketimi (TSFC) modelleri karşılaştırılmış ve seyir uçuş aşaması için en uygun olan model seçilmiştir. Bu adımlardan sonra, seyir menzil değerleri, geliştirilmiş sürüklenme polar modeli ve seçilmiş olan TSFC modelinin Breguet menzil denkleminde yerine konulmasıyla hesaplanmıştır. Geliştirilmiş menzil modelinin sonuçları gerçek uçuş verileriyle karşılaştırıldığında, tüm uçak ve motor grubu (UMG) için ortalama mutlak yüzde hatası (MAPE) %2,5 olarak bulunmuştur. Bu MAPE değerleri, basit parabolik sürüklenme polar modeli ve TSFC modellerine dayanan diğer menzil modellerine göre % 7.9 daha az hataya karşılık gelmektedir.

**Anahtar Sözcükler:** Uçak performansı, Uçak seyir menzili, Sürüklenme poları, Özgül yakıt tüketimi.



## ABSTRACT

### DEVELOPING THE RANGE EQUATION DEPENDING ON DRAG POLAR AND SPECIFIC FUEL CONSUMPTION USING REAL FLIGHT DATA

Vehbi Emrah ATASOY

Department of Air Traffic Control

Eskişehir Technical University, Institute of Graduate Programs, August 2020

Supervisor: Assoc. Prof. Dr. Cem ÇETEK

Aircraft performance parameters have an essential role to play in keeping economic and environmental sustainability in aviation. In addition, in terms of air traffic management, preliminary aircraft design and so on, being able to measure the aircraft performance parameters correctly on cruise range affects to air transport. The efficiency of the cruise range is crucial for both evaluating and understanding the above-mentioned impacts for commercial aircraft; thus, this study focused on the cruise range. Quick Access Recorder (QAR) is used to analyze the cruise range more accurately. The QAR dataset comprises 6574 short-distance domestic flights of commercial narrow-body turbofan aircraft among 31 different city pairs. Firstly, factors influencing cruise range performance have been defined and studied to achieve more detailed cruise range equation. Secondly, using the actual flight data, the drag polar model is improved to take into account cambered profile, compressibility effects and cruise airspeeds of commercial aircraft. Thirdly, models of thrust specific fuel consumption (TSFC) are evaluated by comparing and the most appropriate one for the cruise phase is chosen. Using Breguet range equation with these greatly improved parameters, the cruise range values are calculated after all those steps. When comparing the results of this enhanced range model with the actual flight data, the mean absolute percentage error (MAPE) for all aircraft and engine type group (AETG) considered in the data is found to be 2.5 %. This figure corresponds to an error of 7.9 % less than that of previous model ranges based on simple parabolic drag polar and TSFC models.

**Keywords:** Aircraft performance, Aircraft cruise range, Drag polar, Thrust specific fuel consumption.

## TEŞEKKÜR

Tez danışmanım Doç. Dr. Cem ÇETEK olmak üzere değerli katkılarıyla tezimin daha iyi bir noktaya gelmesini sağlayan tüm jüri üyelerine teşekkürlerimi sunarım.

Bilgi ve tecrübesini benden esirgemeyen değerli hocalarım Prof. Dr. Enis Turhan TURGUT, Prof. Dr. Mustafa CAVCAR ve Prof. Dr. Öznur USANMAZ' a şükran ve hürmetlerimi sunarım.

Değerli arkadaşlarım ve meslektaşlarım olan fakülte araştırma görevlilerine, özellikle Ali TATLI' ya teşekkür ederim.

Çalışmayı gerçekleştirirken bana gösterdiği sabır ve yardımlarının yanı sıra, hayatıma getirdiği neşe ve yeni umutlar için eşim Elif ATASOY'a ve güzel kızım Zeynep Asya'ya sevgilerimi sunuyorum.

Yaşamım boyunca bana destek olan, çalışmam sırasında da yardımlarını esirgemeyen annem Leyla ATASOY'a sonsuz teşekkürlerimi sunarım.

Vehbi Emrah ATASOY

## **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.

Vehbi Emrah ATASOY

## İÇİNDEKİLER

	<u>Sayfa</u>
BAŞLIK SAYFASI .....	i
JÜRİ VE ENSTİTÜ ONAYI.....	ii
ÖZET .....	iii
ABSTRACT.....	v
TEŞEKKÜR .....	vi
ETİK İLKE VE KURALLARA UYGUNLUK BEYANNAMESİ.....	vii
İÇİNDEKİLER.....	viii
TABLolar DİZİNİ .....	x
ŞEKİLLER DİZİNİ.....	xi
SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ.....	xv
1. GİRİŞ.....	1
1.1. Konunun Tanıtılması.....	1
1.2. Konunun Önemi.....	3
2. KAYNAK TARAMASI.....	6
2.1. Seyir Menzili Üzerine Yapılan Çalışmalar .....	6
2.2. Aerodinamik Modelin Geliştirilmesi Üzerine Yapılan Çalışmalar .....	9
2.3. Motor Modelinin Geliştirilmesi Üzerine Yapılan Çalışmalar.....	10
3. SEYİR PERFORMANSINA İLİŞKİN TEMEL KAVRAMLAR.....	12
3.1. İtki Sistemleri ve Özellikleri.....	12
3.1.1. Turbofan motor .....	13
3.1.2. Yakıt tüketiminin hesaplanması .....	16
3.2. Sürükleme Polarına İlişkin Temel Kavramlar.....	20
3.2.1. Aerodinamik kuvvetler .....	20
3.2.2. Taşıma kuvveti.....	22
3.2.3. Sürükleme kuvveti.....	24
3.2.3.1. Sürükleme polari performans parametreleri.....	25

3.3. Seyir Performansı.....	29
3.4. Uçak Veri Tabanı (BADA) .....	35
3.5. QAR Data Seti .....	37
4. REGRESYON VE HATA ORANLARININ ANALİZİ.....	40
5. MATERYAL VE YÖNTEM.....	45
5.1. Materyal.....	45
5.2. Yöntem .....	56
5.2.1. Uçuş profilinde seyir uçuş aşamasının belirlenmesi.....	57
5.2.2. Uçak - motor gruplarının belirlenmesi ve sınıflandırılması.....	59
5.2.3. Seyir menzili için uygun TSFC modelinin seçimi.....	62
5.2.4. Aerodinamik sürüklenme polar modelinin oluşturulması ve hesaplanması.....	64
5.2.5. Seyir menzil denklemlerinin oluşturulması ve hesaplanması .....	67
6. BULGULAR.....	70
6.1. Özgül Yakıt Tüketimi ve Yakıt Debisi .....	70
6.2. Sürüklenme Polar Katsayıları.....	76
6.3. Menzil Değerlerinin Karşılaştırılması.....	83
7. SONUÇLAR VE ÖNERİLER .....	90
KAYNAKÇA.....	95
EKLER .....	102
ÖZGEÇMİŞ	

## TABLolar DİZİNİ

### Sayfa

<b>Tablo 3.1.</b> İrtifaya bağlı olarak katsayıların değişimleri .....	18
<b>Tablo 5.1.</b> QAR veri setinde yer alan parametreler ve bu parametrelerin açıklamaları.....	47
<b>Tablo 5.2.</b> Rastgele olarak seçilmiş 3 farklı meydan çiftine ait uçuşlar .....	48
<b>Tablo 5.3.</b> QAR veri setinde yer alan uçuşların seyir uçuşu menzil değerleri.....	55
<b>Tablo 5.4.</b> QAR veri setinde yer alan uçuşların seyir uçuş Mach sayısı değerleri .....	55
<b>Tablo 5.5.</b> QAR veri setinde yer alan uçuşların seyir uçuş irtfa değerleri .....	58
<b>Tablo 5.6.</b> E <sub>1</sub> Turbofan motoruna ait performans özellikleri .....	59
<b>Tablo 5.7.</b> E <sub>2</sub> Turbofan motoruna ait performans özellikleri .....	60
<b>Tablo 5.8.</b> E <sub>3</sub> Turbofan motoruna ait performans özellikleri .....	60
<b>Tablo 5.9.</b> E <sub>4</sub> Turbofan motoruna ait performans özellikleri .....	61
<b>Tablo 5.10.</b> E <sub>5</sub> Turbofan motoruna ait performans özellikleri .....	61
<b>Tablo 5.11.</b> E <sub>6</sub> Turbofan motoruna ait performans özellikleri .....	62
<b>Tablo 6.1.</b> İtki değerlerinin istatistiki verileri .....	71
<b>Tablo 6.2.</b> TSFC modellerinin karşılaştırılması.....	72
<b>Tablo 6.3.</b> Aerodinamik model katsayıları ve düzeltilmiş R <sup>2</sup> değerleri.....	76
<b>Tablo 6.4.</b> Gerçek menzil değerleri ile hesaplanan menzil değerlerinin karşılaştırılması A1E1.....	83
<b>Tablo 6.5.</b> Gerçek menzil değerleri ile hesaplanan menzil değerlerinin karşılaştırılması A2E2.....	83
<b>Tablo 6.6.</b> Gerçek menzil değerleri ile hesaplanan menzil değerlerinin karşılaştırılması A3E3.....	84
<b>Tablo 6.7.</b> Gerçek menzil değerleri ile hesaplanan menzil değerlerinin karşılaştırılması A4E4.....	84
<b>Tablo 6.8.</b> Gerçek menzil değerleri ile hesaplanan menzil değerlerinin karşılaştırılması A5E5.....	84
<b>Tablo 6.9.</b> Gerçek menzil değerleri ile hesaplanan menzil değerlerinin karşılaştırılması A6E6.....	84
<b>Tablo 6.10.</b> Hesaplanan menzil değerleri için MAPE değerleri .....	89

## ŞEKİLLER DİZİNİ

### Sayfa

<b>Şekil 1.1.</b> Dünya ve bölgelere göre toplam yolcu ve yük trafiğinin yıllık değişim tahminleri .....	1
<b>Şekil 3.1.</b> İtki araçlarının sınıflandırılması .....	13
<b>Şekil 3.2.</b> Turbofan motora ait parçaların tek ve montaj şeklinde gösterimi .....	14
<b>Şekil 3.3.</b> Boeing 707-320 turbofan motorunun fanından ve motorunun iç kısmından geçen akışın gösterimi .....	15
<b>Şekil 3.4.</b> Kanat profili üzerinde basınç ve kayma gerilmesinin gösterimi .....	20
<b>Şekil 3.5.</b> Kanat profili üzerinde taşıma kuvveti ve sürüklenme kuvvetinin gösterimi .....	21
<b>Şekil 3.6.</b> Kanat profili üzerinde oluşan aerodinamik kuvvetlerin hesaplanması .....	21
<b>Şekil 3.7.</b> Kanat profili üzerinde basınç dağılımının gösterimi .....	23
<b>Şekil 3.8.</b> Yatay uçuşta taşıma kuvvetinin uçağın ağırlığını dengelenmesi .....	23
<b>Şekil 3.9.</b> Toplam sürüklemenin şematik gösterimi .....	24
<b>Şekil 3.10.</b> Sürüklenme kuvvetinin uçak tiplerine göre değişimi .....	25
<b>Şekil 3.11.</b> Farklı kanat profilleri üzerinde taşıma ve sürüklenme katsayılarının gösterimi .....	26
<b>Şekil 3.12.</b> a) Simetrik kanat profili ve b) Kambur kanat profili .....	26
<b>Şekil 3.13.</b> a) Simetrik kanat profili sürüklenme polarının gösterimi .....	26
<b>Şekil 3.14.</b> a) Sürüklenme katsayısının Mach sayısına göre değişimi.....	27
<b>Şekil 3.15.</b> Boeing 737-800 uçağının sürüklenme katsayısının değişimi .....	28
<b>Şekil 3.16.</b> Uçuş profili.....	29
<b>Şekil 3.17.</b> Uçağa ait eksenlerin gösterimi .....	30
<b>Şekil 3.18.</b> Uçak üzerine uygulanan kuvvetlerin gösterimi .....	30
<b>Şekil 3.19.</b> Sabit hava hızı - sabit taşıma katsayısı uçuşu.....	32
<b>Şekil 3.20.</b> Sabit irtifa - sabit taşıma katsayısı uçuşu .....	33
<b>Şekil 3.21.</b> Sabit irtifa - sabit hava hızı uçuşu .....	33
<b>Şekil 3.22.</b> Sabit irtifa- sabit taşıma katsayısı için bağıl değişkenlerin seyir yakıt oranı ile değişimi .....	34
<b>Şekil 3.23.</b> Sabit hava hızı-sabit taşıma katsayısı için bağıl değişkenlerin seyir yakıt oranı ile değişimi .....	35

<b>Şekil 3.24.</b> Sabit irtifa-sabit taşıma katsayısı için bağıl değişkenlerin seyir yakıt oranı ile değişimi .....	35
<b>Şekil 3.25.</b> Hava aracı entegre veri sistemi (AIDS) yapısı .....	38
<b>Şekil 3.26.</b> Uçuş veri kayıt yapıları .....	39
<b>Şekil 4.1.</b> Doğrusal olmayan veri uydurma örneği .....	42
<b>Şekil 5.1.</b> Şehir çiftlerine yapılan uçuş sayıları ve yüzde oranları .....	45
<b>Şekil 5.2.</b> Uçak ve motor gruplarının uçuş sayıları ve yüzde oranları.....	46
<b>Şekil 5.3.</b> Uçuşların gerçekleştirildiği hava alanlarının harita üzerinde gösterimi.....	46
<b>Şekil 5.4.</b> İrtifa ve sıcaklıkların zamana göre değişimi (IST-ESB) .....	49
<b>Şekil 5.5.</b> İrtifa ve yakıt tüketimin zamana göre değişimi (IST-ESB) .....	49
<b>Şekil 5.6.</b> İrtifa ve hızların zamana göre değişimi (IST-ESB).....	50
<b>Şekil 5.7.</b> İrtifa ve uçuş açılarının zamana göre değişimi (IST-ESB) .....	50
<b>Şekil 5.8.</b> İrtifa ve uçuş açılarının zamana göre değişimi (GZT-IST).....	51
<b>Şekil 5.9.</b> İrtifa ve yakıt tüketimin zamana göre değişimi (GZT-IST) .....	51
<b>Şekil 5.10.</b> İrtifa ve hızların zamana göre değişimi (GZT-IST) .....	52
<b>Şekil 5.11.</b> İrtifa ve sıcaklıkları zamana göre değişimi (GZT-IST).....	52
<b>Şekil 5.12.</b> İrtifa ve yakıt tüketimin zamana göre değişimi (IST-MSR) .....	53
<b>Şekil 5.13.</b> İrtifa ve hızların zamana göre değişimi (IST-MSR) .....	53
<b>Şekil 5.14.</b> İrtifa ve sıcaklıkların zamana göre değişimi (IST-MSR).....	54
<b>Şekil 5.15.</b> İrtifa ve uçuş açılarının zamana göre değişimi (IST-MSR) .....	54
<b>Şekil 5.16.</b> Bir uçuşa ait uçuş yörünge açısının irtifa ve zamana göre değişimi .....	58
<b>Şekil 5.17.</b> TSFC modelinin seçimi için oluşturulmuş blok digramı .....	63
<b>Şekil 5.18.</b> Geliştirilmiş sürüklenme polar modeli ve katsayılarının bulunmasına ait blok digramı .....	66
<b>Şekil 5.19.</b> Seyir menzil modeli ( $R_E$ ) için blok digramı .....	67
<b>Şekil 5.20.</b> Seyir yakıt oranının değişimi.....	69
<b>Şekil 6.1.</b> Tüm uçak ve motor grupları için TSFC değerleri .....	70
<b>Şekil 6.2.</b> Hesaplanan ve gerçek yakıt debilerinin karşılaştırılması .....	71
<b>Şekil 6.3.</b> TSFC-1 modelinin, Mach sayısı ve sıcaklık ile değişimi A1E1 .....	73
<b>Şekil 6.4.</b> TSFC-1 modelinin, Mach sayısı ve sıcaklık ile değişimi A2E2 .....	73
<b>Şekil 6.5.</b> TSFC-1 modelinin, Mach sayısı ve sıcaklık ile değişimi A3E3 .....	74
<b>Şekil 6.6.</b> TSFC-1 modelinin, Mach sayısı ve sıcaklık ile değişimi A4E4 .....	74
<b>Şekil 6.7.</b> TSFC-1 modelinin, Mach sayısı ve sıcaklık ile değişimi A5E5 .....	75

<b>Şekil 6.8.</b> TSFC-1 modelinin, Mach sayısı ve sıcaklık ile değişimi A6E6 .....	75
<b>Şekil 6.9.</b> Sürükleme katsayısının, Mach sayısı ve taşıma katsayısı ile değişimi A1E1 .....	77
<b>Şekil 6.10.</b> Sürükleme katsayısının, Mach sayısı ve taşıma katsayısı ile değişimi A1E1 .....	77
<b>Şekil 6.11.</b> Sürükleme katsayısının, Mach sayısı ve taşıma katsayısı ile değişimi A2E2 .....	78
<b>Şekil 6.12.</b> Sürükleme katsayısının, Mach sayısı ve taşıma katsayısı ile değişimi A2E2 .....	78
<b>Şekil 6.13.</b> Sürükleme katsayısının, Mach sayısı ve taşıma katsayısı ile değişimi A3E3 .....	79
<b>Şekil 6.14.</b> Sürükleme katsayısının, Mach sayısı ve taşıma katsayısı ile değişimi A3E3 .....	79
<b>Şekil 6.15.</b> Sürükleme katsayısının, Mach sayısı ve taşıma katsayısı ile değişimi A4E4 .....	80
<b>Şekil 6.16.</b> Sürükleme katsayısının, Mach sayısı ve taşıma katsayısı ile değişimi A4E4 .....	80
<b>Şekil 6.17.</b> Sürükleme katsayısının, Mach sayısı ve taşıma katsayısı ile değişimi A5E5 .....	81
<b>Şekil 6.18.</b> Sürükleme katsayısının, Mach sayısı ve taşıma katsayısı ile değişimi A5E5 .....	81
<b>Şekil 6.19.</b> Sürükleme katsayısının, Mach sayısı ve taşıma katsayısı ile değişimi A6E6 .....	82
<b>Şekil 6.20.</b> Sürükleme katsayısının, Mach sayısı ve taşıma katsayısı ile değişimi A6E6 .....	82
<b>Şekil 6.21.</b> Hesaplanan seyir uçuş menzilleri ile MAPE değerlerinin değişimi A1E1 .....	85
<b>Şekil 6.22.</b> Hesaplanan seyir uçuş menzilleri ile MAPE değerlerinin değişimi A2E2 .....	86
<b>Şekil 6.23.</b> Hesaplanan seyir uçuş menzilleri ile MAPE değerlerinin değişimi A3E3 .....	86
<b>Şekil 6.24.</b> Hesaplanan seyir uçuş menzilleri ile MAPE değerlerinin değişimi A4E4 .....	87

<b>Şekil 6.25.</b> Hesaplanan seyir uçuş menzilleri ile MAPE değerlerinin değişimi	
A5E5 .....	87
<b>Şekil 6.26.</b> Hesaplanan seyir uçuş menzilleri ile MAPE değerlerinin değişimi	
A6E6 .....	88



## SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ

$a_i, b_j, c_k$	: Sürüklenme polar katsayıları ( $i = 1$ 'den $3$ 'e, $j = 1$ 'den $4$ 'e ve $k = 1$ 'den $2$ 'ye)
$a_i, b_i$	: İrtifaya bağlı referans özgül yakıt tüketimi (1/s) ( $i = 1$ 'den $2$ 'ye)
$A_i, E_i$	: Uçak motor çiftleri ( $i = 1$ 'den $6$ 'ya)
UMG	: Uçak ve motor grupları
AIDS	: Hava Aracı Entegre Veri Sistemi (Aircraft Integrated Data System)
ALT_STD	: Düzeltilmiş irtifa değeri (feet)
ATM	: Hava Trafik Yönetim (Air Traffic Management)
BADA	: Uçak Veri Tabanı (Base of Aircraft Data)
$c$	: Özgül yakıt tüketimi model katsayısı
$C_D$	: Sürüklenme katsayısı
$C_{D0}$	: Sıfır taşımadaki sürüklenme katsayısı
$C_{fi}$	: Özgül yakıt tüketimi model katsayısı ( $i = 1$ 'den $2$ 'ye)
$C_{fcr}$	: Özgül yakıt tüketimi model katsayısı (seyir uçuşu için)
$C_L$	: Taşıma katsayısı
$D$	: Sürüklenme kuvveti (N)
DESTINATION	: İniş meydanı
EASA	: Avrupa Havacılık Emniyeti Ajansı (European Aviation Safety Agency)
$f$	: Yakıt sarfiyat oranı
FDAU	: Uçuş Veri Toplama Birimi (Flight Data Acquisition Unit)
FDR	: Uçuş Veri Kaydedici (Flight Data Recorder)
FBURN	: Toplam yakıt tüketimi (kg)
FBURN1	: 1.motordaki yakıt tüketimi (kg)
FBURN2	: 2.motordaki yakıt tüketimi (kg)
FF-i	: Yakıt debisi ( $i = 1$ 'den $3$ 'e) (kg/s)

FF1C	: 1.motordaki yakıt debisi (kg/s)
FF2C	: 2.motordaki yakıt debisi (kg/s)
FLT_PATH	: Uçuş yörünge açısı (°)
FF-QAR	: Gerçek yakıt debisi (kg/s)
GWC	: Uçak ağırlığı (kg)
h	: İrtifa (feet)
IATA	: Uluslararası Hava Taşımacılığı Birliği (International Air Transport Association)
ICAO	: Uluslararası Sivil Havacılık Organizasyonu (International Civil Aviation Organization)
K, K <sub>i</sub>	: İndüklenmiş sürüklenme katsayısı (i = 1'den 2'ye)
L	: Taşıma kuvveti (N)
M	: Mach sayısı
M <sub>Ref</sub>	: Referans Mach sayısı
MAPE	: Ortalama mutlak yüzde hata
ORIGIN	: Kalkış meydanı
PITCH	: Yunuslama açısı (°)
QAR	: Hızlı Erişim Kaydedici (Quick Access Recorder)
R	: Menzil (nm)
R <sub>BB</sub>	: Temel Breguet menzil denklemi
R <sub>BH</sub>	: Temel Hale menzil denklemi
R <sub>E</sub>	: Geliştirilmiş Breguet menzil denklemi
R <sub>QAR</sub>	: Gerçek seyir menzili (nm)
S	: Kanat alanı (m <sup>2</sup> )
T	: İtke kuvveti (N)
TAIL_1	: Ülke kuyruk kodu
TAIL_2	: Şirket kuyruk kodu
TAS	: Gerçek hava hızı (knot)
TIME	: Uçuş zamanı (s)
TOC	: Tırmanmanın bittiği nokta
TOD	: Alçalmanın başladığı nokta
TSFC	: Özgül yakıt tüketimi (1/s)

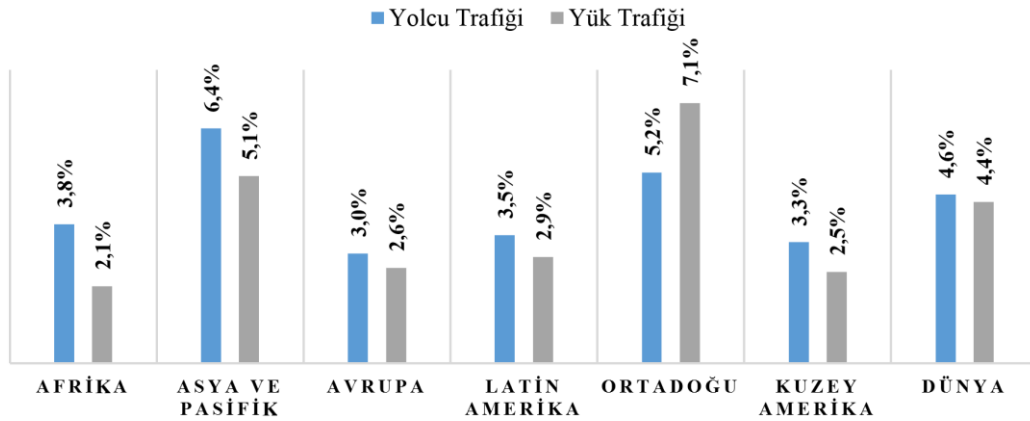
$TSFC-i$	: Özgül yakıt tüketimi modelleri ( $i = 1$ 'den $3$ 'e)
$TSFC^H$	: Referans özgül yakıt tüketimi (1/s)
$TSFC^*$	: Referans özgül yakıt tüketimi (1/s)
$V_{TAS}$	: Gerçek hava hızı (knot)
$W, W_i$	: Uçak ağırlığı ( $i = 0$ 'dan $1$ 'e) (kg)
$\lambda$	: Bypass oranı
$\Theta$	: Sıcaklıklar oranı
$\Theta^*$	: Referans sıcaklıklar oranı
$\beta$	: Özgül yakıt tüketimi Mach sayısı üstel değeri
$\epsilon_0$	: Kompresör sıkıştırma oranı
$\rho$	: Yoğunluk ( $kg/m^3$ )

# 1. GİRİŞ

## 1.1. Konunun Tanıtılması

Dünya ekonomisine büyük katkıları olan havacılığın bugününü ve yarınına detaylı incelememiz havacılığın özellikle ticari hava taşımacılığın dünyadaki yerini ve önemini daha iyi anlamamızı sağlayacaktır. Bu amaçla birçok uluslararası havacılık kuruluşu ticari havacılığın gelişimi ile ilgili birçok çalışma yapmaktadır. Uluslararası Sivil Havacılık Örgütü'nün (ICAO) yayınlamış olduğu yıllık raporuna göre, havayollarında taşınan toplam yolcu sayısı 2018'de 4,3 milyara ulaşmıştır [1]. 2018 yılındaki artış bir önceki yıla göre %6,4'lük bir artışa karşılık gelmektedir. 2040 yılı için yapılan tahminlerde ise yaklaşık 10 milyar yolcunun havayolu şirketleri tarafından taşınması beklenmektedir. Yolcu talebindeki bu büyümeyi karşılamak için yeni şehir-çiftleri (iki havaalanı arasında başlayan yeni uçuşlar) sayısında önemli bir artış gözlenmektedir. Uluslararası Hava Taşımacılığı Birliği (IATA), havayollarının 2017'den 2018'e yani bir yıllık süreçte yeni şehir-çiftleri sayısını 1300 artırmış bu artışla beraber dünya çapında 22.000 şehir-çiftinin havayolları tarafından birbirine bağladığını açıklamıştır [2].

Avrupa Havacılık Emniyeti Ajansı (EASA), 2014-2017 yılları arasındaki uçuş sayısının %8 arttığını ve 2017'den 2040'a kadar %42 büyümeye beklediğini vurgulamıştır [3]. Şekil 1.1'de bölgelere göre toplam yolcu ve yük trafiğinin 2032'ye kadar olan yıllık değişim tahminleri verilmektedir [4].



Şekil 1.1. Dünya ve bölgelere göre toplam yolcu ve yük trafiğinin yıllık değişim tahminleri [4]

Hava taşımacılığı endüstrisindeki hızlı büyüme pozitif gelişmelere neden olsa da, bu büyüme hava trafik yönetimi (ATM), çevrenin korunması ve yakıt tüketimi gibi konularda problemlere neden olmaktadır [5]. Bunlardan birincisi, hızlı büyümeye paralel olarak hava trafiğindeki artış, havalimanlarının ve hava alanlarının kapasiteleri üzerinde daha fazla baskı yaratmakta ve ATM'yi zorlaştıran ciddi gecikmelere ve tıkanıklıklara neden olmaktadır [6]. İkincisi, uçuş operasyonlarından kaynaklanan egzoz emisyonları ve gürültü kirliliği önemli ölçüde artmasıdır. 2040 yılına kadar CO<sub>2</sub> ve NO<sub>x</sub> emisyonlarının sırasıyla en az %21 ve %16 oranında artacağı tahmin edilmektedir [4]. Operasyonlarda uçak motorları tarafından yayılan ana kirleticiler karbon dioksit (CO<sub>2</sub>), azot oksitler (NO<sub>x</sub>), kükürt oksitler (SO<sub>x</sub>), yanmamış hidrokarbonlar (HC), karbon monoksit (CO), partikül madde (PM) ve kurumdur. Bu kirleticiler insan sağlığını önemli derecede tehdit etmektedir. Diğer önemli konu ise yaşanan ses kirliliğidir. Havaalanlarının yakınında veya uçuş rotaları altında yaşayan insanlar uçak gürültüsünden olumsuz etkilenmektedir. Ayrıca, uçak gürültüsüne maruz kalan insan sayısının gelecekte de ciddi şekilde artmaya devam etmesi beklenmektedir [7]. Son olarak, yakıt maliyetleri işletme giderlerinin en büyük bölümünü oluşturur ve dolayısıyla ekstra yakıt tüketimi ticari hava taşımacılığını olumsuz etkilemektedir [8,9]. Diğer etkilerinin yanı sıra hem ekonomik hem de çevresel etkiler açısından yakıt tüketimi en belirleyici performans göstergelerinden biridir [11,10].

2020 yılında başlayıp bütün Dünya'yı etkisi altına alan salgın hastalık hava taşımacılığını olumsuz yönde etkilemeye devam etmektedir. Tedbir olarak diğer bir ifade ile salgın hastalığın yayılmasının önüne geçilebilmesi amacıyla uluslararası uçuşlar askıya alınmıştır. Doğal olarak bu süreçten Türkiye de olumsuz bir şekilde etkilenmiştir. Türkiye'de uluslararası uçuşların yanında yurtiçi uçuşlar da geçici bir süreliğine durdurulmuştur. Dünya genelinde yaşanan bu salgın nedeniyle hava taşımacılığıyla ilgili yapılan gelecek tahminlerinin de gerçekleşmesi zor görünmektedir. Bu nedenle hava taşımacılığı ile ilgili gelecek tahminleri yeniden ele alınarak değerlendirilmelidir.

Uçak seyir menzil performans parametreleri sadece yukarıda belirtilen negatif etkileri azaltmak için değil, aynı zamanda çevresel ve ekonomik sürdürülebilirliği korumak için de önemlidir.

Aerodinamik ve motor performansını kapsayan uçak seyir performansı, ticari uçaklar için önemli performans göstergeleridir [12,13]. Bu nedenlerle, uçak seyir performansı birçok yazar tarafından araştırılmıştır [14-16].

Uçağın seyir menzilinin doğru bir şekilde tahmin edilmemesi sadece tıkanıklık ve gecikmelere değil, aynı zamanda ekonomik zararlara, fazla yakıt tüketimine ve çevre kirliliğine neden olmaktadır [17]. Başka bir deyişle, uçak seyir menzilinin doğru hesaplanması, uçuş ekonomisinin sağlanması, çevrenin korunması ve sürdürülebilirlik açısından havayolları için çok önemlidir.

## 1.2. Konunun Önemi

Günümüzde ticari ve özel amaçlı kullanılan uçakların ne kadar paralı yükü, ne kadar uzun mesafelere taşıyabildikleri ve bu taşıma sırasında ne kadar yakıt tükettikleri en önemli performans göstergelerinden biridir. Bu nedenle uçak tasarım ve performans parametrelerinden olan menzil (range), özellikle ticari uçaklar için temel bir operasyonel gereksinim ve tasarım kriteridir.

Tipik bir ticari uçuş operasyonu kalkış, tırmanma, seyir, alçalma ve iniş beş temel aşamadan oluşur [18]. Bu tez kapsamında uçağın tırmanma safhasının bittiği ve alçalma safhasına geçene kadar almış olduğu seyir menzili üzerinde durulacaktır. Seyir performansı, tüm uçakların çevresel ve ekonomik etkilerini değerlendirmek ve anlamak için kritik öneme sahiptir [19].

Çalışma kapsamında Breguet menzil denkleminin dayalı olarak geliştirilmiş bir seyir menzil modeli önerilmektedir. Breguet menzil denkleminin en önemli özelliklerinden biri, uçağın performansını ortaya koyan aerodinamik, güç grubu ve ağırlığına ilişkin önemli parametreleri bir araya getirmesidir.

Bir uçağın motor performansı tipik olarak motor itki kuvveti (T) ve yakıt debisi (FF) üzerinden tanımlanmaktadır. Her ikisi uçakta kullanılan motorların tipine ve tasarım konfigürasyonuna göre önemli ölçüde değişim göstermektedir. Özgül yakıt tüketimi (TSFC) tüm motor performans göstergelerini (itki ve yakıt debisi) birleştirdiği için en kritik performans metriklerinden biridir.

Bir uçağın motor performans göstergesi olan TSFC yanı sıra, seyir menzil değerlerinin hesaplanabilmesi için, uçağın aerodinamik performansının da doğru bir şekilde hesaplanması gerekmektedir. Uçaklarda aerodinamik performans özelliklerini ise fines (taşımanın sürüklemeye oranı) temsil etmektedir. Doğru bir fines hesabı için sürüklenme katsayısının hesaplanması diğer bir ifade ile uçakların aerodinamik özelliklerine uygun sürüklenme polar modelinin oluşturulması en kritik aşamadır.

Yukarıdaki verilen bilgiler doğrultusunda bir uçağın menzil performansının doğru bir olarak hesaplanması için uçağın motor ve aerodinamik performans özellikleri detaylı bir şekilde ele alınmıştır.

Özgül yakıt tüketiminin sıcaklık, yoğunluk ve basınç gibi atmosferik özellikler ile değiştiği yani irtifanın bir fonksiyonu olduğu, Mach sayısından, bypass oranı gibi birçok parametreden etkilendiği literatür taraması sonucunda gözlenmiştir. Bu nedenle bu parametreleri içeren güncel ve seyir uçuşu için uygun özgül yakıt tüketim modelleri bu tez kapsamında incelenmektedir.

Sürüklenme poları modelinin oluşturulmasında 6. dereceden bir fonksiyon olan bir sürüklenme poları kullanılarak profil eğriliği, sıkışabilirlik etkileri gibi sürüklenme polarını etkileyecek parametreler göz önüne alınmıştır. Çalışmada meydana getirilen doğrusal olmayan aerodinamik performans modelinde, bağımsız değişkenlerin katsayılarının bulunabilmesi için doğrusal olmayan en küçük kareler yöntemi kullanılmıştır. Elde edilen sonuçlar Minitab istatistik programıyla analiz edilmiştir.

MATLAB yazılımı, verileri işlemek ve matematiksel modelleri analiz etmek için kullanılmıştır. Önerilen çalışmanın sonuçları, gelecekteki hava trafik işlemleri ve uçak tasarımı için önemli katkılar sağlayacaktır.

Çalışmanın amacı, geliştirilmiş sürüklenme polar modeli ve seyir uçuş aşaması için seçilen uygun TSFC modeli kullanılarak doğru bir seyir menzil modeli geliştirmektir.

Bu çalışmanın literatüre olan katkıları aşağıdaki gibi sıralanabilir:

- (1) Gerçek uçuş verileri kullanarak profil eğriliği ve sıkışabilirlik etkileri göz önüne alınarak geliştirilmiş bir sürüklenme polar modeli önerilmiştir. Önerilen bu sürüklenme polar modeli, birçok akademik çalışmada ve hesaplamalarda kullanılan basit parabolik sürüklenme polar modeline göre uçakların aerodinamik performans özelliklerinin tanımlanmasında gerçekçi sonuçlar vermektedir.
- (2) Bu çalışma, gerçek uçuş verilerine dayalı olarak belirli bir uçak ve motor grupları için seyir menzil tahmininde kullanılacak en uygun olan TSFC modellerini bir araya getirmektedir.
- (3) Geliştirilmiş seyir menzil modeli, basit parabolik polar ve sabit veya bir değişkene bağlı olarak değişen TSFC' ye sahip menzil modellerinden daha doğru menzil tahminleri yapmaktadır. Bu nedenle ATM'de daha doğru yörünge planlamasına, uçak tasarım sürecinin ilk aşamasında yapılan uçak ağırlığının tahmin edilmesinde, yakıt tüketiminin doğru bir şekilde hesaplanmasına ve çevrenin korunmasına katkıda bulunabilir.

(4) Seyir menzil modeli oluşturulurken kısa mesafe yurt içi yüksek ses altı uçuş yapan dar ve orta gövdeli turbofan motorlu ticari taşımacılık hizmeti veren uçaklara ait gerçek uçuş verileri kullanılmıştır. Bu sayede modelin doğruluğu gerçek uçuş verileri ve farklı uçak tipleri üzerinden sağlanmaktadır.



## 2. KAYNAK TARAMASI

### 2.1. Seyir Menzili Üzerine Yapılan Çalışmalar

Hava taşımacılığı endüstrisi son derece rekabetçi bir sektördür. Bu sebeple uçak performansındaki küçük değişikliklerin bile havayollarının işletme maliyetleri üzerinde büyük etkileri olmaktadır. Ekonomik ve çevresel etkilerden dolayı havacılık endüstrisinde nakliye uçaklarının seyir uçuşunun optimize edilmesine önem verilmektedir. Dünyadaki teknolojik gelişmelere ve ortaya çıkan ihtiyaçlara paralel olarak havacılıkta kullanılan motor tipleri de gelişerek değişmiştir. Motor tiplerindeki değişimler beraberinde uçak performansında kullanılan modellerin de değişmesine ya da yeni modellerin oluşturulmasına neden olmuştur [20,21].

Literatürde turbojet motorlu uçakların menzil hesaplamaları üzerine yapılan ilk çalışmalar İkinci Dünya Savaşı'nın hemen sonrasında yayınlanmıştır. Menzil hesaplamalarında, ya sabit hız-sabit taşıma katsayısı koşulları için "Breguet menzil denklemini" ya da sabit irtifa-sabit taşıma katsayısı için "karekök" menzil denklemini kullanılmaktaydı [22-25]. Seyir performansının hesaplanmasının yanı sıra Breguet menzil denklemi uçak tasarımında ve boyutlandırma sürecinin ilk aşamalarında uçak ağırlığının tahmin edilmesi için de kullanılmaktadır [26-28].

Hale [29] seyir uçuşu menzil performansı üzerindeki rüzgâr etkisini geniş gövdeli turbofan ve piston motorlu uçaklar için incelemiştir. Breguet menzil denklemini temel alarak modellerini oluşturmuştur. Modellerinde TSFC'nin sadece irtifa ile değiştiğini kabul etmiş ve sürüklenme polar modeli olarak basit sürüklenme polar modelini kullanmıştır. Rüzgâr etkisinin yakıt tüketimi ve uçuş planlaması için önemli olduğunu belirlemiştir.

Hale [30] sabit-irtifa ve sabit-Mach sayısı uçuş koşulu için menzil denklemi ortaya koymuştur. Bu menzil denklemlerin de rüzgâr etkisi, özgül yakıt tüketiminin Mach sayısı ile değişimi gibi etkiler göz önüne alınmamıştır.

Miller [31] optimum seyir performansı ve optimal seyir hızlarının belirlenmesi üzerine çalışma yapmıştır. Yaptığı çalışmada optimum seyir Mach (M) sayısının sürüklenme bölgesinde, yani kritik Mach sayısı ( $M_{CR}$ ) ile Mach diverjans ( $M_{DD}$ ) arasında olduğu sonucuna varmıştır. Dalga sürüklenmesi,  $M_{CR}$  değeri aşıldığında fark edilir şekilde arttığı, ancak  $M_{DD}$  aşıldığında ise dalga sürüklenmesinin arttığı gösterilmiştir.

Ojha [32] turbojet motoruna sahip bir uçağın tasarım aşamasında kullanılmak üzere en iyi seyir uçuşu menzili performans hesaplamalarının yapılabilmesi amacıyla analitik ifadeler geliştirmiştir. Temel menzil denklemi ele alınarak sabit-irtifa ve sabit-Mach sayısı için menzil denklemi oluşturulmuştur. En iyi menzil değerini hesaplayabilmek için ise menzil denklemini etkileyen parametreler incelenmiştir. Fakat çalışmada sürüklenme polar modeli olarak basit sürüklenme polar modeli tercih edilmiştir. Son olarak örnek uçuş verileri üzerinden en iyi menzil değerinin elde edilebilmesi için hava hızı, taşıma katsayısı gibi parametreleri bularak en iyi menzil değerini hesaplamıştır.

Torenbeek [16] seyir performansını ve menzili tahminini ayrıntılı olarak ele almış, daha çok turbofan, turbojet uçak performansı üzerine odaklanmıştır. Fakat oluşturulan modeller pervaneli uçakların performans hesaplamalarında da kullanılabilir. Bu çalışmada Breguet menzil denkleminin alternatifleri de sunulmaktadır. Sabit-irtifa ve sabit-Mach sayısı için menzil denklemi oluşturulmaktadır. Oluşturulan denklemler de sıkıştırılabilirliğin uçak performansı üzerindeki etkileri dikkate alınmıştır.

Cavcar ve Cavcar [14] hava trafik ortamında uçak performansı farklılıklarının aşırı yakıt tüketimi üzerindeki etkilerini göstermişlerdir. Bu amaçla, bir uçuş görevinin hem tırmanış hem de seyir safhaları analiz edilerek hava trafik yönetimi için öneriler sunmuşlardır.

Cavcar [33] turbojet ve turbofan motorlara sahip uçakların ses altı uçuşlarında sabit-irtifa sabit-Mach sayısı koşullarında seyir menzili için yaklaşık bir çözümü önerisinde bulunmuştur. Bu menzili hesabında kambur kanat, özgül yakıt tüketiminin Mach sayısı ile değişimini ve uçağın aerodinamik karakteristikleri üzerindeki sıkıştırılabilirlik etkilerini göz önüne almıştır.

Filippone [34] makalesinde orta menzile sahip ses altı uçuş yapan bir ticari uçağın, seyir uçuşu Mach sayısı üzerinde incelemelerde bulunmuştur. Seyir performans hesaplamalarında Breguet menzili denklemi kullanılmıştır. Ancak Breguet menzili denkleminde yer alan özgül yakıt tüketiminin sabit kabul edilmesinin hesaplamalarda hatalara neden olduğu gösterilmiştir. Sonuç olarak nominal Mach sayısına göre daha düşük bir seyir uçuşu Mach sayısının önemli miktarda yakıt tasarrufuna yardımcı olduğu kanıtlanmıştır.

Rivas ve ark. [35] sabit-irtifa ve sabit-Mach sayısı uçuş koşullarında maksimum seyir menzilin hesaplanması için yeni bir model önermişlerdir. Rüzgâr etkilerinin irtifa ile değişimi dikkate alınarak rüzgâr etkileri de modele dâhil edilmiştir. Çalışmada sıkışabilirlik etkilerinin dâhil edilmediği basit sürüklenme polar modeli dikkate alınmıştır. Sonuç olarak bu basitleştirilmiş polar modelin maksimum menzil değerlerinin hesaplanmasında oldukça kötü sonuçlar verdiği gösterilmektedir. Sonuçlar bir çift motorlu, geniş gövdeli, nakliye uçağının bir modeli için sunulmuştur. Ancak çalışmada belirtilmemiş olsa da çalışmada kullanılan uçak Boeing 767-300ER modelidir.

Heiser ve Mattingly [36] süpersonik uçakların (savaş uçakları, nakliye araçları ve İHA'lar) seyir menzilin basit yöntemlerle kısaca özetlemekte ve ses altı uçuşlarla kıyaslamaktadır. İlk olarak Breguet menzil denklemi üzerinden menzil faktörünü (RF) tanımlamaktadır. Menzil faktörü içerisinde yer alan sürüklenme polar modeli ve özgül yakıt tüketim modeli üzerinde durulmuş ve bu modeller üzerinden maksimum menzil faktörleri oluşturulmuştur. Çalışmada seyir uçuşu menzil değerlerinin hesaplanması yerine seyir aşaması için hem ses altı hem de süpersonik uçuşların maksimum menzil faktörleri hesaplanmıştır.

Randle ve ark. [37] gerçek uçuş verilerini kullanarak uçuşun farklı safhalarını da içeren uçuş yakıt tahmini için basit bir model sunmuşlardır. Bu modeli oluşturulurken Breguet menzil denkleminde yararlanılmışlardır. Geliştirilmiş bu model içinde Breguet denkleminde bulunmayan rüzgâr etkisi de dâhil edilmektedir. Bu çalışma uzun mesafeli uçuşlar için doğru sonuç verirken kısa mesafeli uçuşlar için hata oranı yüksek sonuçlar vermiştir.

Voskuijl [38] kol uçuşları için seyir menzil denklemlerinin oluşturulması üzerinde çalışmıştır. Menzil hesaplamaları gerçek atmosfer koşullarında ve transonik hız rejiminde (sabit Mach sayısı ve sabit irtifa) Breguet menzil denklemini kullanılarak yapılmıştır. Uçak tasarımı ve performans hesaplamaları için büyük önem taşıyan geleneksel Breguet menzil denkleminin formasyon uçuşları için uygun olmadığını göstermiştir. Daha sonra Breguet menzil denklemi üzerinde değişiklikler yaparak kol uçuşları için uygun hale getirmiştir.

## 2.2. Aerodinamik Modelin Geliştirilmesi Üzerine Yapılan Çalışmalar

Yüksek ses altı hızlarda uçan uçaklar üzerine yapılan birçok çalışmada kambur kanat etkisi ihmal edilerek geleneksel olarak kullanılan basit sürükleme polar modeli kullanılmaktadır [39-45]. Farklı kambur kanatların nakliye uçakları üzerindeki potansiyel faydalarını değerlendirmek için analitik bir yaklaşım geliştirilmiştir. Metodoloji, maksimize edilecek performans parametresi olarak taşımanın sürüklemeye oranını yani finesi kullanılmaktadır. Hesaplamalar için gerekli olan aerodinamik model veriler uçuş testleri, rüzgâr tüneli ve analitik kaynaklardan elde edilmiştir. Bu çalışmada geniş gövdeli nakliye uçağı olan L-1011 uçağı kullanılmıştır [46].

Kambur kanatın sürükleme poları üzerindeki etkisinin yanında uçulan Mach sayısı da sürükleme polarını önemli derecede etkilemektedir. Kritik Mach sayısından (yani  $M_{dd} > M_{cr}$ ) her zaman daha büyük olan sürükleme diverjans Mach sayısı ( $M_{dd}$ ), sürükleme katsayısında önemli bir artışın olduğu Mach sayısı olarak tanımlanmaktadır. Ses altı hızlarda uçan nakliye uçakları için, sürükleme  $M_{dd}$  sayısından daha yüksek hızlarda uçuşu genellikle pratik ve ekonomik değildir [47]. Bu nedenle yüksek ses altı hızlarda uçan uçaklar için sürükleme polar modelleri oluşturulurken  $M_{dd}$  ve  $M_{cr}$  Mach sayılarına dikkat edilmesi gerekmektedir.

NASA'da bir proje olarak yapılan çalışmada 19 ses altı ve süpersonik uçağın ve 15 süperkritik kanattan oluşan deneysel verilere dayalı olarak uçak ve kanatlara ait sürükleme polar modelleri oluşturulmuştur. Yöntemin  $C_L < 0,6$  arasındaki taşıma katsayısında ( $C_L$ ),  $0,2 \leq M \leq 2,0$  Mach sayısı değerlerinde ve uzun mesafeli seyir koşulların da uygulanmasının daha doğru sonuçlar verdiği gözlenmiştir [48].

Cavcar ve Cavcar [49] nakliye uçaklarının kavramsal tasarımında ve seyir menzil değerlerinin hesaplanabilmesi için birçok çalışmada da belirtildiği gibi basit sürükleme polar modelinin kullanılmasının ve sıkışabilirlik etkilerinin ihmal edilmesinin doğru olmadığını belirtmiştir. Bu hesapların doğru bir şekilde yapılabilmesi için sürükleme polar modelinin yüksek dereceden bir polinom şeklinde ifade edilmesinin önemli olduğunu vurgulamıştır. Oluşturulan sürükleme polar modelinin sürükleme diverjans Mach sayısına kadar doğru sonuçlar verdiği belirtilmiştir. Sürükleme polar modeli oluşturulurken kullanılan veriler Boeing 767 uçağına aittir.

Bridges [50] yüksek hızlı uçakların itki ve sürükleme polar modellerinin hesaplanabilmesi için Mach sayısı etkilerinin göz önüne alınması gerekliliği çalışmada vurgulanmıştır. Daha sonra irtifa ve Mach sayısı etkileri dikkate alınarak itki ve sürükleme polar modelleri oluşturulmuştur. Oluşturulan modeller sayesinde mutlak tavan, menzil tahmini, minimum uçuş zamanının belirlenmesi gibi birçok parametre hesaplanabilmektedir.

Gur ve ark. [51] bu çalışmada sürüklenme modelini bir uçağın kavramsal tasarımı için çok disiplinli tasarım optimizasyon yöntemi kullanılarak oluşturmuştur. Sürüklenme modeli hem ses altı hem de transonik hızlarda uçan uçaklarda kullanılabilir. İndüklenmiş, sürtünme, dalga ve bağlantılardan kaynaklı sürüklenmeleri de içermektedir. Sürüklenme modelinden elde edilen veriler test verileri kıyaslanmış sonuçların birbirine yakın olduğu gözlenmiştir. Ancak yüksek transonik hızlarda oluşturulan sürüklenme modelinin doğruluk oranının azaldığı gözlenmiştir.

Nusrath ve Singh [52] bir savaş uçağına ait veriler bir araya getirilerek sürüklenmeyi etkileyen parametreleri belirlemişlerdir. Daha sonra sürüklenme polarlarının matematiksel modeli ortaya koyulmuştur. Sürüklenme polar modelinin doğru tahmin edilebilmesi için itki de meydana gelebilecek hatalar göz önünde bulundurularak motor düşük güç ayarında çalıştırılmıştır. Elde edilen sonuçlar rüzgâr tüneline elde edilen sonuçlar ile kıyaslanmıştır.

Sun ve ark. [53] çalışmada sürüklenme polar modeline ait katsayılarının belirlenmesi için stokastik toplam enerji modeli kullanılmıştır. Önerilen bu yöntem kullanılarak, yaygın olarak kullanılan 20 farklı uçağın sürüklenme polar modeli tahmin edilmiştir. Ayrıca model oluşturulurken yüksek Mach sayısında sıkışalabilirliğin neden olduğu dalga sürüklenmesi de hesaplara katılmıştır.

Sürüklenme kuvvetlerini bulmak veya sürüklenme polarına ait bir model oluşturmak için hesaplamalı akışkanlar dinamiği geniş bir şekilde kullanılmaktadır. Literatür incelendiğinde özellikle sürüklenme poların bulunması için hesaplamalı akışkanlar dinamiğinin çok disiplinli tasarım optimizasyon yöntemi ile beraber kullanıldığı gözlenmektedir. Bu süreç uçakla ilgili birçok veriye ihtiyaç duyduğu için oldukça karmaşık ve zordur [54-56].

### **2.3. Motor Modelinin Geliştirilmesi Üzerine Yapılan Çalışmalar**

Uçağın motor performansı, çevresel ve ekonomik sürdürülebilirliği doğrudan etkilemektedir [21]. Bu nedenle uçağına ait motor performans parametrelerinin doğru bir şekilde belirlenmesi gerekmektedir. Bir uçak tarafından harcanan yakıt miktarı motor tiplerine göre değişim göstermektedir. Ticari nakliye uçakları için, TSFC motor kritik performans parametrelerinin biridir. Çünkü TSFC birim itki başına birim zamanda harcanan yakıt miktarıdır. Diğer bir ifade ile TSFC bir motorun verimliliğini göstermektedir. Bu nedenle, çeşitli uçuş aşamalarını ve motor karakteristiklerini kullanan TSFC modelleri üzerinde çok sayıda çalışma vardır. Çalışma kapsamında özellikle seyir uçuş aşaması için kullanılan TSFC modelleri üzerinde durulmuştur.

Mattingly [57] yapmış olduğu çalışmada bir uçağın motoruna ait TSFC değerlerinin Mach sayısı, irtifa, motor tipi gibi bir çok değişkene bağlı olarak değiştiiğini ifade etmiştir. Ancak uçak tasarımının ilk aşamalarında kullanılması amacıyla bu değişkenlerden sadece Mach sayısı ve sıcaklıklar oranını (uçulan irtifadaki sıcaklık/deniz seviyesindeki sıcaklık) kullanılarak farklı motor tipleri için TSFC modelleri önermiştir. Bu modeller Mach sayısının, doğrusal sıcaklık oranının ise karekök fonksiyonu olarak ifade edilmiştir.

Eshelby [58] ile Mair ve Birdsall [59] ise benzer şekilde TSFC modelini sıcaklık oranının kareköküne bağlı ancak Mach sayısının farklı s derecesinden üslü fonksiyonu olarak ifade etmişlerdir

Daidzic [60] ise Mair ve Birdsall [59] ile Eshelby [58] tarafından önerilen TSFC modelini turbojet ve yüksek bypass oranlı turbofan motorlar için tüm uçuş safhalarında kullanılabilecek şekilde geliştirmiştir.

Martinez-Val ve ark. [61] yine Mach sayısının üslü ve sıcaklık oranının karekök fonksiyonu olan bir TSFC modeli önermişler bu modelde Mach sayısı ve sıcaklık oranı motor imalatçısı tarafından verilen referans seyir Mach sayısı ve sıcaklık oranı cinsinden normalleştirilmiştir. Önerilen model hem de yüksek bypass oranlı (örneğin 5-6 [62]) turbofan motorlar için kullanılabilir.

Özgül yakıt tüketiminin bulunması için kullanılan önemli modellerinden biri de Howe [63] tarafından geliştirilen TSFC modelidir. Bu modelde bypass oranı ( $\lambda$ ), Mach sayısı ve sıcaklık oranına bağlı olarak değiştiiği modellenmiştir.

Roux [64] ise özgül yakıt tüketimi modeli oluşturulurken Mach sayısı, sıcaklık oranı ve bypass oranına ek olarak toplam basınç oranını da modele eklemiştir. ESDU (Engineering Sciences Data Unit) [65] ise modellerinde Mach sayısının üssü olarak kullanılmak üzere irtifa ve bypass oranına bağlı bir parametre geliştirmişlerdir. Bu modelinde referans özgül yakıt tüketimi ve Mach sayısına göre normalleştirilerek kullanılmasına olanak vermektedir.

### 3. SEYİR PERFORMANSINA İLİŞKİN TEMEL KAVRAMLAR

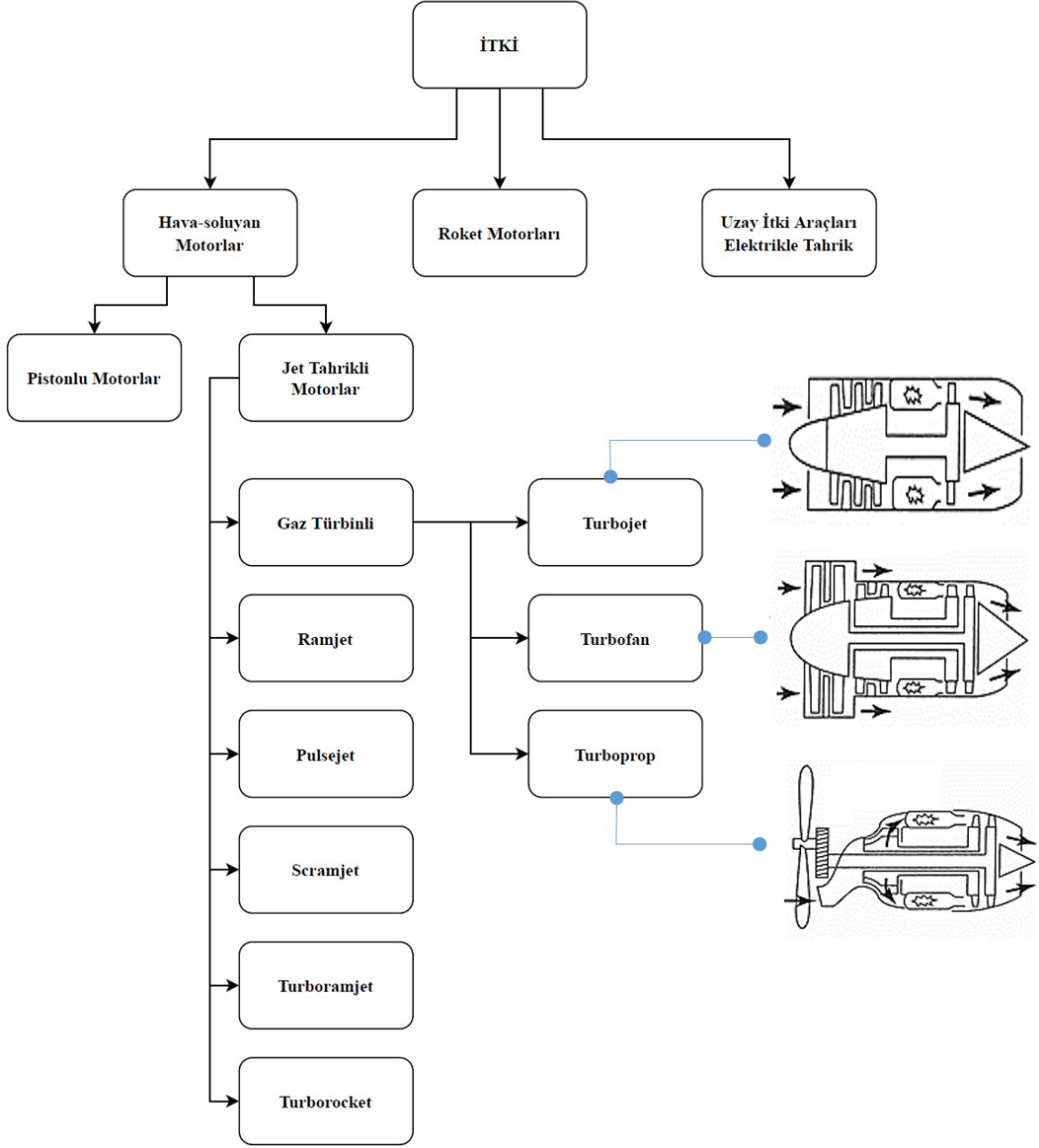
#### 3.1. İtki Sistemleri ve Özellikleri

Tahrik (propulsion) genel anlamda, itkiyi meydana getiren kuvvet, ortaya çıkan hareket ve etkilenen cisimleri inceler. Tahrikle harekete geçirilecek bir cisim için bir ya da daha fazla itki üretecek yapı gereklidir. Bu nedenle yerde hareketin sağlanması ve uçmayı istenilen bir süre boyunca sürdürebilmek için, uçağın bir tür itki sistemine ihtiyacı vardır.

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

Bir turboprop itki sisteminde, pervaneye güç sağlamak için pistonlu bir motor yerine bir gaz türbinli motor kullanılmaktadır. Türbin, kompresörü ve pervaneyi döndürmektedir. Jet motoru havayı bir serbest akım hızı ile içine alıp kanal içinde yakıtın yanmasıyla ısıtan ve sonra elde edilen sıcak ve basınçlı gazları arka taraftan (egzoz lülesi) atmosfere atarak tepki temin eden sistemlerdir. Newton'un üçüncü yasası gereği eşit ve zıt yönlü bir tepki itkiyi üretir [67].

Tez kapsamında ticari taşımacılık hizmetinde kullanılan turbofan motorlu uçaklar incelenecektir. Turbofan motor, bir turbojetin yüksek itiş gücünü bir fanın yüksek verimliliği ile birleştiren bir tahrik mekanizmasıdır. Şekil 3.1.'de itki araçlarının sınıflandırılması verilmektedir.



Şekil 3.1. İtki araçlarının sınıflandırılması [21]

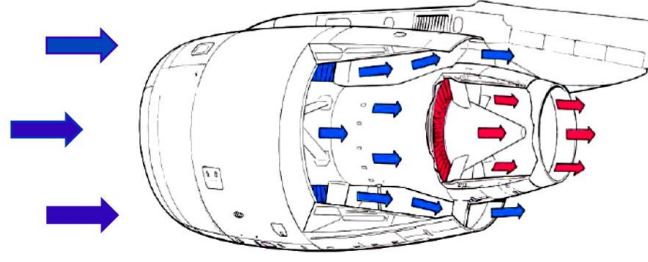
### 3.1.1. Turbofan motor

Turbofan motor, bir turbojetin yüksek itiş gücünü bir fanın yüksek verimliliği ile birleştiren bir tahrik mekanizmasıdır. Motorun iç kısmı; difüzör, kompresör, yanma odası, türbin ve lüle içermektedir. Bununla birlikte, turbofan motorunda, türbin sadece kompresörü değil, aynı zamanda motorun iç kısmının dışındaki büyük bir fanı da çalıştırır. Fan, motorun iç kısmını saran bir yapı içerisinde [68].



**Şekil 3.2.** Turbofan motora ait parçaların tek ve montaj şeklinde gösterimi [68]

Şekil 3.2.'de turbofan motora ait parçaların tek ve montaj şeklinde gösterimi verilmektedir. Bir turbofan motorundan geçen akış iki yola ayrılmıştır. Biri fandan geçer ve dıştan çekirdek üzerinden akar. Bu hava, sadece hareket eden fan tarafından işlenir. İkinci hava yolu çekirdeğin kendisidir. İtici kuvvet, her iki kısımdan da elde edilir. Şekil 3.3'te turbofan motora ait hava akışları gösterilmiştir.



Şekil 3.3. Boeing 707-320 turbofan motorunun fanından ve motorunun iç kısmından geçen akışın gösterimi [69]

Turbofan motorun önemli performans parametrelerinden biri bypass oranıdır ( $\lambda$ ). Bypass oranı fanından geçen hava debisinin çekirdekten geçen hava debisine oranı olarak tanımlanmaktadır [62]. Diğer performans parametreleri turbofan motoru için eşitse, bypass oranı ne kadar yüksek olursa, itki verimliliği de o kadar yüksek olmaktadır.  $\lambda < 1$  ise düşük bypass oranı olarak adlandırılırken,  $\lambda > 1$  ise yüksek bypass oranı olarak adlandırılır. Örneğin, Boeing 747, Rolls-Royce RB211 ve Pratt & Whitney JT9D gibi büyük nakliye uçaklarına ait turbofan motorlarının bypass oranları 5'tir [70].

Tüm uçak tiplerinde, motorların en sıcak / en soğuk ortam sıcaklığı ile yağmur, rüzgâr ve kar gibi farklı çalışma koşullarında farklı uçuş aşamalarında itki kuvvetleri için gerekli itki kuvvetini verimli bir şekilde sağlamaları gerekmektedir [21]. Turbofan motorlarda itki kuvveti  $V$  uçuş hızı,  $h$  irtifası, bypass oranı gibi farklı bağımsız değişkenler üzerinden oluşturulmuş birçok model vardır. Genellikle itki kuvveti uçuş hızı ve irtifa cinsinden yazılmaktadır. Uçak motoru üreten firmaların motorun hıza ve irtifaya bağlı değişimlerini tablolar veya grafikler halinde vermesi gerekmektedir. Uçak motoru tarafından herhangi hız ve irtifada üretilen itki verilen bu tablolardan veya grafiklerden interpolasyon yöntemiyle bulunabilmektedir.

Sonuç olarak bir turbofan motorunun verimliliği bir turbo jetinkinden daha iyidir. Bu verimlilik özgül yakıt tüketimi (TSFC) ile belirtilmektedir. Ayrıca yüksek bir bypass oranlı motorun daha düşük bir bypass oranlı motor ile aynı miktarda yakıt tüketirken daha fazla itki gücü üretmektedir. Bu durumun birçok nedeni vardır. Çünkü turbofan motorunun boyutlandırılması çeşitli parametrelere bağlıdır. Hava akışındaki bozulma, ağırlık, itki gücü, yakıt tüketimi ve maliyet bu nedenlerden bazılarıdır. Bu tasarım parametrelerinin dikkatli bir şekilde değerlendirilmesi, özellikle ticari uçaklarda verimliliğin artmasına ve böylece havayollarının tasarruf etmesini sağlamaktadır.

Turbofan motorun hem turboprop hem de turbojet motorlara göre birçok avantajı vardır. Turbofan motor, yüksek hızlı, ses altı ticari uçaklar için en iyi seçimdir. Bu nedenle Airbus, Boeing ve McDonnell-Douglas gibi modern ticari taşımacılık yapan uçaklar turbofan motorları kullanmaktadır. Turbofan motorların diğer motorlara göre avantajları şöyledir [21];

- Fan pervane kadar büyük değildir; bu nedenle titreşimler meydana gelmeden önce daha yüksek uçuş hızlarına ulaşabilmektedir. Turbofan uçak, Mach 0.9 yani transonik hızlara erişebilmektedir.
- Fan pervaneden daha karardır. Bunun sonucu olarak titreşim hızına ulaşılsa da, titreşimler daha az belirgin olmaktadır ve hava akışını önemli ölçüde bozmamaktadır.
- Fan bir kanal veya kaputun içine yerleştirilmiştir bu sayede hava akışının aerodinamiği çok daha iyi kontrol edilmekte ve daha fazla verimlilik sağlanmaktadır.
- Daha küçük olan fan daha verimlidir ve pervaneden daha büyük bir oranda hava alır ve motorun daha fazla itme sağlamasına izin vermektedir.
- Turbofan, bir turbojet'ten daha fazla hava akışı sağlayabilir, böylece daha fazla itki oluşturur.
- Turboprop motor gibi, turbofan da turbojet ile karşılaştırıldığında düşük yakıt tüketimine sahiptir.
- Turbofan motorda, motor etrafından geçen soğuk hava bir film tabakası oluşturarak yanma odasının soğutulmasına yardımcı olmaktadır.

### 3.1.2. Yakıt tüketiminin hesaplanması

Uçak motor performansı için kritik parametrelerden biri yakıt tüketimidir. Yakıt tüketimi ne kadar düşükse, uçuş maliyeti o kadar düşük ve motor o kadar verimlidir. Bu kriter özgül yakıt tüketimi adı verilen bir parametre ile değerlendirilir. Özgül yakıt tüketimi, motorun yakıtın ne kadar verimli bir şekilde yandığını ve net itki gücüne dönüştürdüğünü gösteren bir motorun teknik değeridir. Modern turbofan motorlar, bir turbojet motora kıyasla yüksek yakıt tüketimi olmadan yüksek itiş gücü sağlayabilir. İtke başına kullanılan yakıt miktarına ait itki özgül yakıt tüketiminin düşük olması motorun belirli bir itki kuvveti üretmek için daha az yakıt kullandığını gösterir [71].

Özgül yakıt tüketimi, birim zamanda tüketilen yakıt miktarının itkiye oranı olarak oluşturulan TSFC denklemi aşağıda verilmektedir.

$$TSFC = \frac{\text{Yakıt Debisi (FF)}}{\text{İtke (T)}} \quad (3.1)$$

Özgül yakıt tüketimi değişimi birçok araştırmacı tarafından araştırılmış ve farklı yaklaşımlar ortaya koyulmuştur. Bu tez kapsamında bu farklı TSFC modelleri incelenerek seyir uçuş aşaması için en uygun TSFC modeli seçimi yapılacaktır. Bu modellerden birincisi;

Mattingly [57] tarafından Mach sayısı ve sıcaklıklar oranına bağlı olarak farklı motor tipleri için geliştirilen TSFC formülasyonlarıdır:

Yüksek bypass oranına sahip turbofan motor için  $M < 0,9$ :

$$TSFC = (0,45 + 0,54M)\sqrt{\Theta} \quad (3.2)$$

Düşük bypass oranına sahip turbofan motor için:

$$TSFC = (1,6 + 0,27M)\sqrt{\Theta} \text{ (maksimum güçte)} \quad (3.3)$$

Turbojet motoru için:

$$TSFC = (1,5 + 0,23M)\sqrt{\Theta} \text{ (maksimum güçte)} \quad (3.4)$$

Turboprop motor için:

$$TSFC = (0,18 + 0,8M)\sqrt{\Theta} \quad (3.5)$$

Modellerde yer alan sıcaklıklar oranı “ $\Theta$ ” uçağın bulunduğu ortam sıcaklığının deniz seviyesindeki sıcaklığa oranı ile bulunmaktadır. Uçak motor performans hesaplamalarında yaygın olarak kullanılan diğer TSFC modeli aşağıda verilmiştir [58,59].

$$TSFC = TSFC_{ref}\sqrt{\Theta}M^s \quad (3.6)$$

TSFC modelin tüm uçuş aşamalarında uygulanabilmesi için Mair ve Birdsall [59]  $s=0,48$  katsayısını önerirken, Eshelby [58]  $s=0,6$  değerini önermektedir. Daidzic, N. E. (2016) [60] ise Denklem 3.7’deki modeli temel alarak tüm uçuş safhalarında kullanılabilir aşağıdaki modeli önermiştir:

$$TSFC = TSFC_{ref}(1 + M)^s\sqrt{\Theta} \quad (3.7)$$

Denklem 3.6’daki  $s$  değeri turbojet motorlar için 0,2 olarak verilirken yüksek bypass oranına sahip turbofan motorlar için ise bu değer 0,8 olarak belirlenmiştir.

Martinez-Val ve ark [61] ise irtifa ile değişimi de göz önüne alarak seyir uçuşları için aşağıdaki TSFC modelini ortaya koymuşlardır.

$$TSFC = TSFC^* \left(\frac{M}{M^*}\right)^\beta \sqrt{\frac{\theta}{\theta^*}} \quad (3.8)$$

Denklem 3.8'de '\*' ile verilen terimler, seyir uçuşu esnasındaki özgül yakıt tüketimi, Mach sayısı ve bağlı sıcaklığın motor imalatçısı tarafından verilen değerlerdir.  $\beta$  değeri düşük bypass turbofan motorlar için 0,2-0,4 ve yüksek bypass turbofan motorlar için 0,4-0,7 arasında değerler almaktadır.

Howe[63] tarafından geliştirilen TSFC modeli ise bypass oranı ( $\lambda$ ), Mach sayısı ve sıcaklık oranına bağlı olarak ifade edilmektedir:

$$TSFC = kh(1 - 0,015\lambda^{0,65})[(1 + 0,28(1 + 0,063\lambda^2)M)\Theta]^{0,08} \quad (3.9)$$

Denklem 3.9'daki 'kh' katsayısının motor tipine göre aşağıdaki değerleri almaktadır

1. Süpersonik motorlar kh:0,95 N/N/h
2. Düşük bypass oranına sahip motorlar kh:0,85 N/N/h
3. Yüksek bypass oranına sahip motorlar kh:0,70 N/N/h

Roux [64] tarafından özgül yakıt tüketimi modeli oluşturulurken özgül yakıt tüketimini etkileyen birçok parametre modele dahil edilmiştir:

$$TSFC = [(a_1(h)\lambda + a_2(h))M + (b_1(h)\lambda + b_2(h))]\sqrt{\Theta} + c(\epsilon_c - 30) \quad (3.10)$$

Denklem 3.10'da bypass oranı ( $\lambda$ ), toplam basınç oranı ( $\epsilon_c$ ) deniz seviyesi için, 'c' ise katsayıdır. Denklemdeki  $a_1$ ,  $a_2$ ,  $b_1$  ve  $b_2$  değerleri irtifaya bağlı olarak değişmektedir (Tablo 3.2).

**Tablo 3.1.** İrtifaya bağlı olarak katsayıların değişimleri [64]

	<b>h = 0 km</b>	<b>0 &lt; h ≤ 11 km</b>	<b>11 &lt; h ≤ 20 km</b>
<b>a<sub>1</sub></b>	6,54 10 <sup>-7</sup>	-7,44 10 <sup>-13</sup> h + 6,54 10 <sup>-7</sup>	6,45 10 <sup>-7</sup>
<b>a<sub>2</sub></b>	1,18 10 <sup>-5</sup>	-2,86 10 <sup>-10</sup> h + 1,18 10 <sup>-5</sup>	8,7 10 <sup>-6</sup>
<b>b<sub>1</sub></b>	-6,58 10 <sup>-7</sup>	-3,47 10 <sup>-11</sup> h - 6,58 10 <sup>-7</sup>	-1,04 10 <sup>-6</sup>
<b>b<sub>2</sub></b>	1,19 10 <sup>-5</sup>	4,04 10 <sup>-10</sup> h + 1,19 10 <sup>-5</sup>	1,63 10 <sup>-5</sup>
<b>c</b>	-1,05 10 <sup>-7</sup>	-1,05 10 <sup>-7</sup>	-1,05 10 <sup>-7</sup>

ESDU (Engineering Sciences Data Unit) [65] önermiş oldukları basit özgül yakıt tüketimi modeli aşağıda verilmiştir.

$$TSFC = kM^{ns}\sqrt{\Theta} \quad (3.11)$$

Denklem 3.11’de yer alan ‘k’ motor tipine bağı olarak değişen bir katsayıdır. ‘ns’ ise irtifa ve bypass oranına ait bir fonksiyonu ifade etmektedir. Bu özgül yakıt tüketim modeli  $0,6 \leq M \leq 0,9$  Mach değerleri arasında ve turbofan motora ait bypass oranın 3’ten büyük olduğu şartlarda kullanılmaktadır.’ ns’ değerini veren ifade aşağıda verilmiştir. “λ” ise bypass oranını ifade etmektedir.

$$ns = [(3,975 \cdot 10^{-2}\lambda) + (47,69 \cdot 10^{-2} - 3,35 \cdot 10^{-5}h)] \quad (3.12)$$

Bu özgül yakıt tüketimi modeli uçak motorunun referans verilerine bağı olarak yeniden modellenmesi mümkündür. Referans verilerine bağı olarak oluşturulan özgül yakıt tüketimi modeli şu şekildedir..

$$TSFC = TSFC^*((1 - ns) + ns \frac{M}{M^*}) \quad (3.13)$$

Gur ve ark. [66] özgül yakıt tüketimini veren bir denklem oluşturmuşlardır. Bu denklem de diğer çalışmalarda olduğu özgül yakıt tüketiminin Mach sayısı ve irtifa ile değişimini göz önüne almıştır.

$$TSFC = (TSFC + 0,4M_{cr}) \left( \frac{T_{cr}^{0,47}}{T_{SL}^{0,47}} \right) \quad (3.14)$$

Denklem 3.14’de *SL* deniz seviyesini, *cr* ise seyir aşamasını belirtmektedir.

Torenbeek [16] ise özgül yakıt tüketiminin Mach sayısı ve irtifanın bir fonksiyonu olduğunu ortaya koymuştur:

$$\frac{TSFC}{\sqrt{\theta}} = C_0(1 + C_M M) \quad (3.15)$$

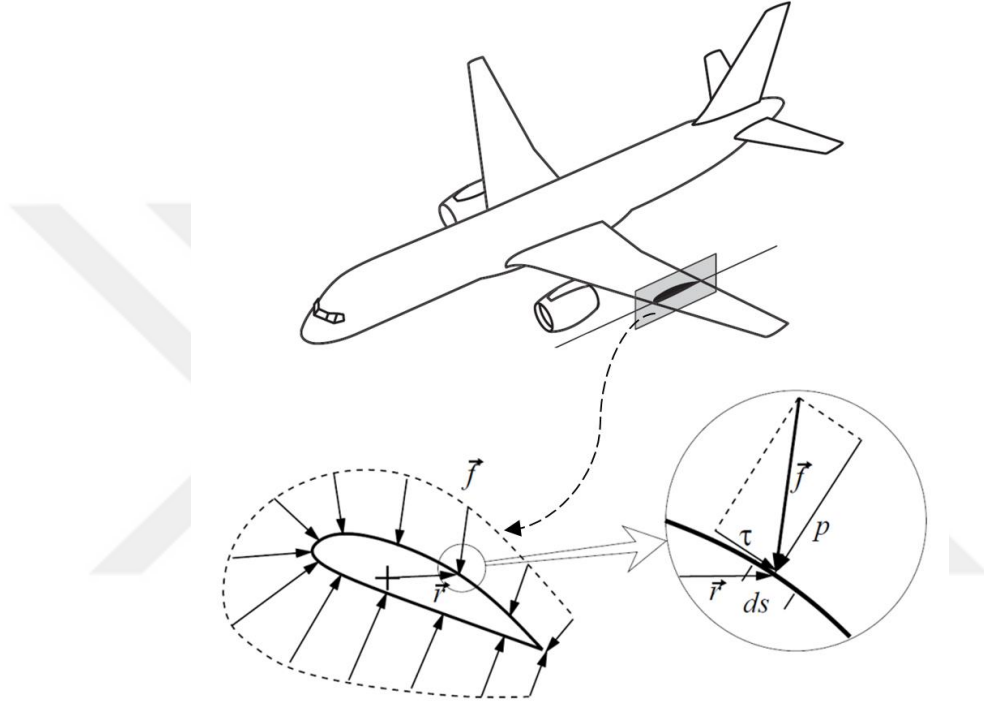
$$\theta = \left( \frac{T}{T_{SL}} \right) \quad (3.16)$$

Denklem 3.16’da yer alan  $C_0$  ve  $C_M$  katsayıları motor tipine göre farklılık göstermektedir.

## 3.2. Sürüklenme Polarına İlişkin Temel Kavramlar

### 3.2.1. Aerodinamik kuvvetler

Bir uçağın hareketi ve performansını etkileyen en önemli unsurlardan birisi dış kuvvetlerdir. Dış kuvvetlerden en önemli birisi de aerodinamik kuvvetlerdir. Aerodinamik kuvvetini oluşturan iki kaynak vardır. Bunlar basınç ( $p$ ) ve kayma gerilmesidir ( $\tau$ ) [72]. Şekil 3.4.'de kanat profili üzerinde basınç ve kayma gerilmesi dağılımı gösterilmektedir.



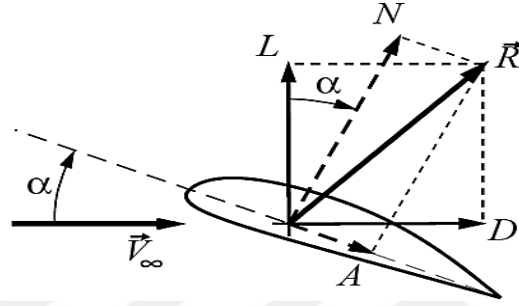
Şekil 3.4. Kanat profili üzerinde basınç ve kayma gerilmesinin gösterimi [74]

Yukarıdaki Şekil 3.4.'te kayma gerilmesi ( $\tau$ ) bileşeninin büyüklüğünü sadece görünür hale getirmek için büyük ölçüde çizilmiştir. Tipik aerodinamik durumlarda, basınç, kayma gerilmesi değerinden daha büyüktür ve yüzeye diktir. Ancak kayma gerilmesi basınca göre küçük bir değere sahip olsa da önemli ölçüde sürüklemeye neden olur, bu yüzden tamamen ihmal edilememektedir [73]. Şekil 3.5.'te Kanat profili üzerinde taşıma kuvveti ve sürüklenme kuvvetinin gösterimi verilmektedir.

Ortaya çıkan bileşke kuvvet ( $\vec{R}$ ), seçilen herhangi bir eksen boyunca dikey bileşenlere sahiptir. Bu eksenler farklılık göstermekle beraber, pratikte en çok tercih edilen iki eksen vardır.

*Serbest akış eksen:* Bileşke kuvvet ( $\vec{R}$ ) bileşenleri sürüklenme kuvveti (D) ve taşıma kuvvetidir (L). Sürüklenme kuvveti hava hızına ( $\vec{V}_\infty$ ) aynı doğrultuda iken taşıma kuvveti ise hava hızına diktir.

*Gövde eksen:* Bileşke kuvvet ( $\vec{R}$ ) bileşenleri aksenal kuvvet (A) ve normal kuvvet (N), kanat profili veter çizgisine paralel ve dikeydir.



Şekil 3.5. Kanat profili üzerinde taşıma kuvveti ve sürüklenme kuvvetinin gösterimi [73]

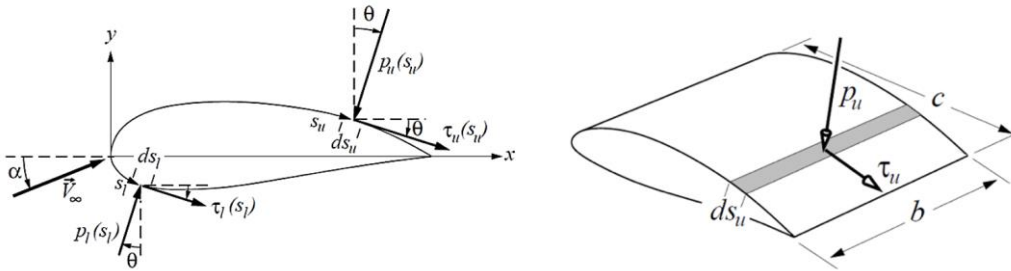
Basit bir eksen dönüşümü ile L ve D, N ve A'dan aşağıdaki gibi elde edilebilir;

$$L = N \cos \alpha - A \sin \alpha \quad (3.17)$$

$$D = N \sin \alpha + A \cos \alpha \quad (3.18)$$

$$A' = A/b \quad (3.19)$$

$$N' = N/b \quad (3.20)$$



Şekil 3.6. Kanat profili üzerinde oluşan aerodinamik kuvvetlerin hesaplanması [73]

Üst yüzeyde,  $ds_u$  genişliğindeki bir alana etki eden kuvvet bileşenleri şunlardır:

$$dN_u' = (-p_u \cos \theta - \tau_u \sin \theta) ds_u \quad (3.21)$$

$$dA_u' = (-p_u \sin \theta + \tau_u \cos \theta) ds_u \quad (3.22)$$

Alt yüzeyde,  $ds_l$  genişliğindeki bir alana etki eden kuvvet bileşenleri şunlardır:

$$dN_l' = (p_l \cos \theta - \tau_l \sin \theta) ds_l \quad (3.23)$$

$$dA_l' = (p_l \sin \theta + \tau_l \cos \theta) ds_l \quad (3.24)$$

İntegral hesabının yapılarak kuvvetlerin bulunması aşağıda verilmiştir.

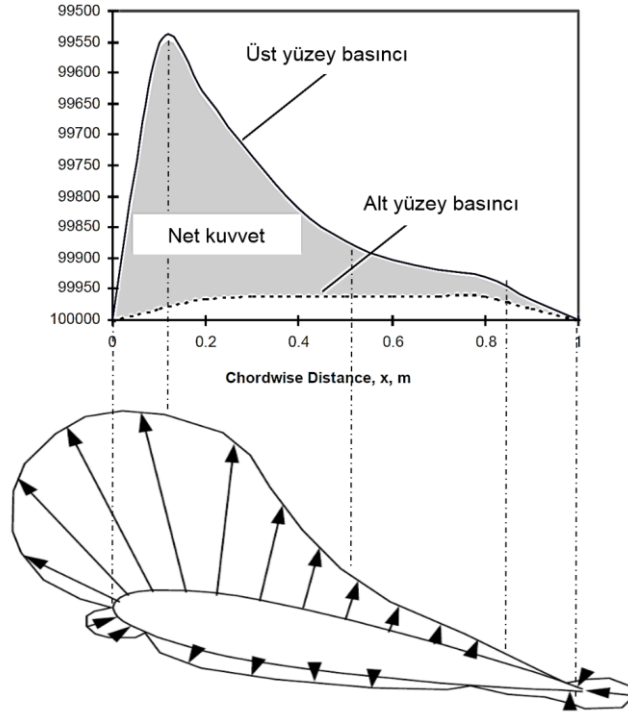
(HK: Hücüm kenarı, FK: Firar kenarı)

$$N' = \int_{HK}^{FK} dN_u' + \int_{HK}^{FK} dN_l' \quad (3.25)$$

$$A' = \int_{HK}^{KF} dA_u' + \int_{HK}^{FK} dA_l' \quad (3.26)$$

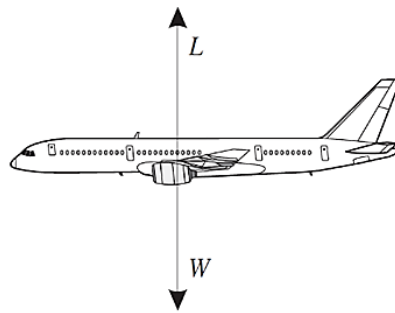
### 3.2.2. Taşıma kuvveti

Bir kanat profilinin üst ve alt yüzeyinden geçen hava akım hızının değişimi taşımayı üretmektedir. Hücüm açısı ve / veya kambur kanat etkisi, kanadın üstündeki havanın kanat altındaki havadan daha hızlı hareket etmesine neden olmaktadır. Bernoulli denklemi, daha yüksek hızların daha düşük basınç değerleri ürettiğini göstermektedir. Bu nedenle kanat profilinin üst yüzeyi, ortam basıncından daha düşük basınca sahip olmakta ve yukarı doğru çekilmekte, kanat profilinin alt yüzeyi ise ortam basıncından daha yüksek basınca sahip olduğu için yukarı doğru itilmektedir. Kanat profilinin üstü ve altı arasındaki basınç farkları net taşıma kuvvetini oluşturur. Şekil 3.7.'de kanat profillerinde alt ve üst yüzeyleri için ses altı hızlarda tipik basınç dağılımlarını göstermektedir [74].



Şekil 3.7. Kanat profili üzerinde basınç dağılımının gösterimi [74]

İvmesiz yatay uçuşta yani uçağın hızındaki değişim sıfır olduğu durumda uçağın, kütesinden oluşan kuvvet (ağırlık),  $W$ ; ağırlığın dengelenmesini diğer bir ifade ile havada tutunmayı sağlayan taşıma kuvveti ( $L$ )'dir. Bu kuvvetlerin daha kolay hesaplanabilmesi için kuvvetlerin tamamının aynı düzlemde olduğu ve uçağın ağırlık merkezine etki ettiği kabul edilmektedir. Şekil 3.8.'de gösterildiği gibi uçağın ağırlığını dengelemektedir.



Şekil 3.8. Yatay uçuşta taşıma kuvvetinin uçağın ağırlığını dengelemesi

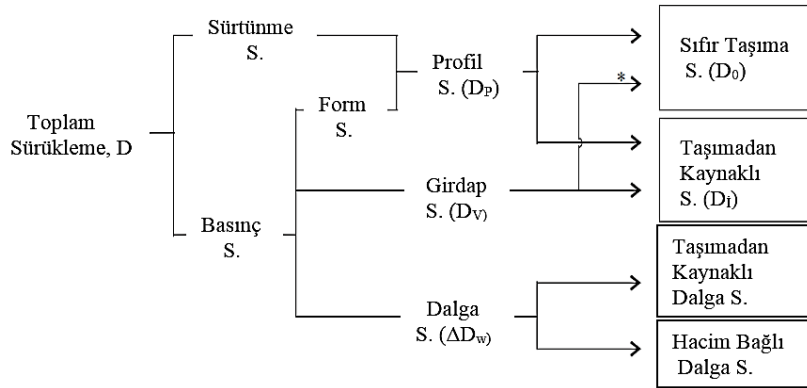
Yatay uçuşta kısaca tırmanmanın, alçalmanın ve manevranın yapılmadığı durumlarda uçağın oluşturduğu taşıma kuvveti ve taşıma katsayısı aşağıdaki gibi yazılabilir [47].

$$L = W = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L \quad \text{yada} \quad L = W = 0,7 P M^2 S C_L \quad (3.27)$$

$$C_L = \frac{2W}{\rho V^2 S} \quad \text{yada} \quad C_L = \frac{W}{0,7 P M^2 S} \quad (3.28)$$

### 3.2.3. Sürüklenme kuvveti

Uçağın kanatları sayesinde taşıma kuvveti oluşturulurken bir yandan da uçağın havada hareket etmesini zorlaştıran bir aerodinamik direnç kuvveti meydana gelmektedir. Bu kuvvet sürüklenme kuvveti olarak adlandırılmaktadır. Sürüklenme kuvveti uçuş doğrultusunda diğer bir ifadeyle uçuş hızına paralel olan, uçuş yönüne zıt yönde oluşan kuvvettir. Sürüklenme kuvvetini esas itibarıyla kanat üzerinde oluşan basınç ve sürtünme kuvvetlerinin uçuş doğrultusundaki bileşenlerinin oluşturduğu yukarıdaki denklemlerle ortaya koyulmaktadır. Tezin önemli bir bölümü yeni bir sürüklenme polar modelinin oluşturulmasına ayrılmıştır. Bu nedenle sürüklenme kuvveti ve sürüklenme poları konuları daha detaylı bir şekilde ele alınmıştır. Şekil 3.9.'da toplam sürüklemenin şematik gösterimi verilmiştir [47].

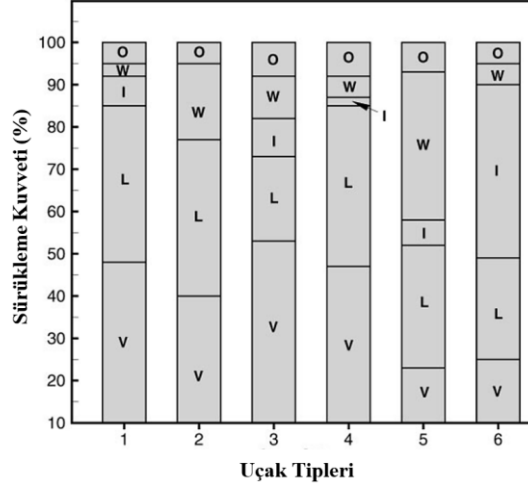


Şekil 3.9. Toplam sürüklemenin şematik gösterimi [47]

Taşıma kuvvetine benzer şekilde sürüklenme kuvveti de gerçek hava hızı yerine Mach sayısı cinsinden de ifade edilebilir:

$$D = F = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D(C_L, M) \quad D = F = 0,7 P M^2 S C_D(C_L, M) \quad (3.29)$$

Bir uçağa etki eden toplam sürüklenme kuvvetleri: sürtünme sürüklenmesi (genellikle yüzey sürtünme sürüklenmesi olarak adlandırılır) ve basınç sürüklenmesidir. Şekil 3.10.'da sürüklenme kuvvetinin uçak tiplerine göre değişimi verilmektedir.



Şekil 3.10. Sürüklenme kuvvetinin uçak tiplerine göre değişimi [75]

1: ses altı nakliye uçağı; 2: süpersonik uçak; 3: iş jeti; 4: ses altı savaş uçağı; 5: süpersonik savaş uçağı; 6: sivil kullanım amaçlı helikopter. L: indüklenmiş sürüklenme; V: viskoz sürüklenme; I: birleşme bölgelerindeki sürüklenme; W: dalga sürüklenmesi; O: diğer.

### 3.2.3.1. Sürüklenme poları performans parametreleri

Uçakların aerodinamik modellemesinin yapılabilmesi için sürüklenme polar modelinin oluşturulması gerekmektedir. Düşük ses altı hızlardaki seyir uçuşlarında sürüklenme polarını aerodinamik taşıma katsayısının ( $C_L$ ) bir fonksiyonu olarak ifade etmek mümkündür.

Düşük ses altı hızlardaki uçuşlar için;

$$C_D(C_L) = C_{D0} + C_{Di} \quad (3.30)$$

Yüksek ses altı hızlardaki uçuşlar için;

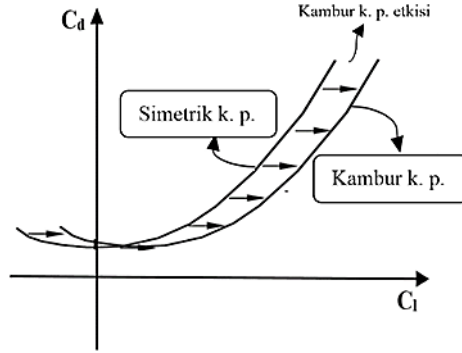
$$C_D(C_L, M) = C_{D0} + C_{Di} + \Delta C_{Dw} \quad (3.31)$$

$C_{D0}$  : Sıfır taşımadan kaynaklı sürüklenme katsayısı ( $C_L = 0$ )

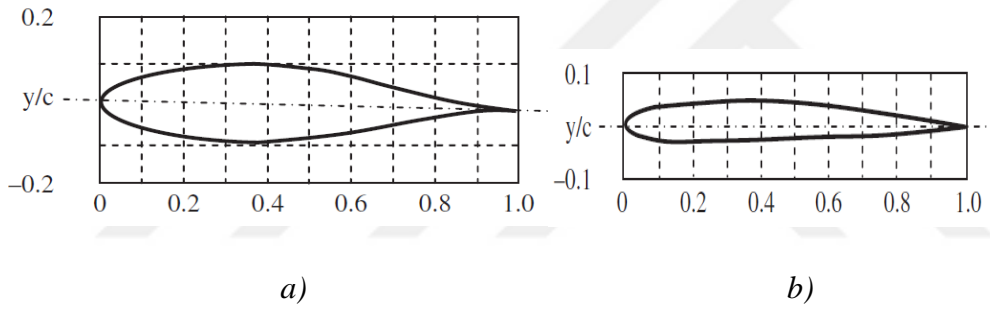
$C_{Di}$  : Taşımadan kaynaklı sürüklenme katsayısı (İndüklenmiş sürüklenme katsayısı)

$\Delta C_{Dw}$  : Dalga sürüklenme katsayısı

Uçaklarda kullanılan kanat profillerini temel olarak simetrik kanat (kambursuz) ve kambur kanat olarak ikiye ayırmak mümkündür. Ticari taşımacılıkta kullanılan uçakların kanat profili ise genellikle kambur kanat profilidir. Simetrik ve kambur kanat arasındaki farklar (profil şekli ve sürüklenme katsayısının değişimi) Şekil 3.11. ve Şekil 3.12.'de verilmektedir.

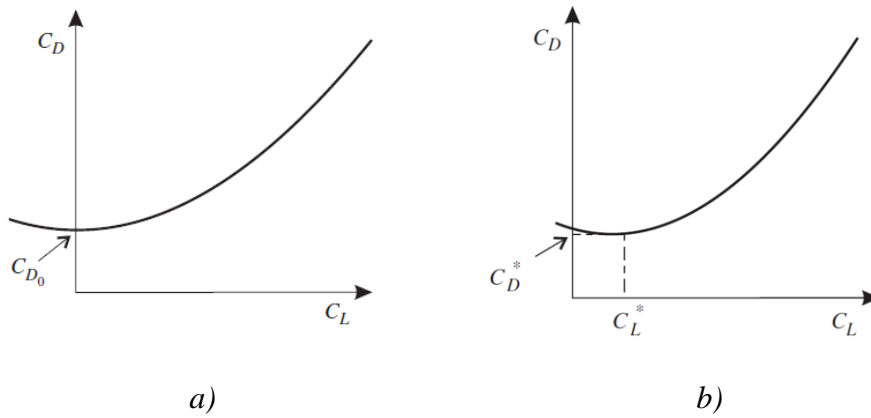


Şekil 3.11. Farklı kanat profilleri üzerinde taşıma ve sürüklenme katsayılarının gösterimi [74]



Şekil 3.12. a) Simetrik kanat profili ve b) Kambur kanat profili [74]

Simetrik ve kambur kanat profillerinde sürüklenme katsayısının taşıma katsayısına göre değişimleri Şekil 3.13.'te verilmektedir.



Şekil 3.13. a) Simetrik kanat profili sürüklenme polarının gösterimi

b) Kambur kanat profili için sürüklenme polarının gösterimi [74]

Kambur kanatlı bir uçak için (veya flaplar açık konumda), sürüklenme poları yine bir parabol olacaktır:

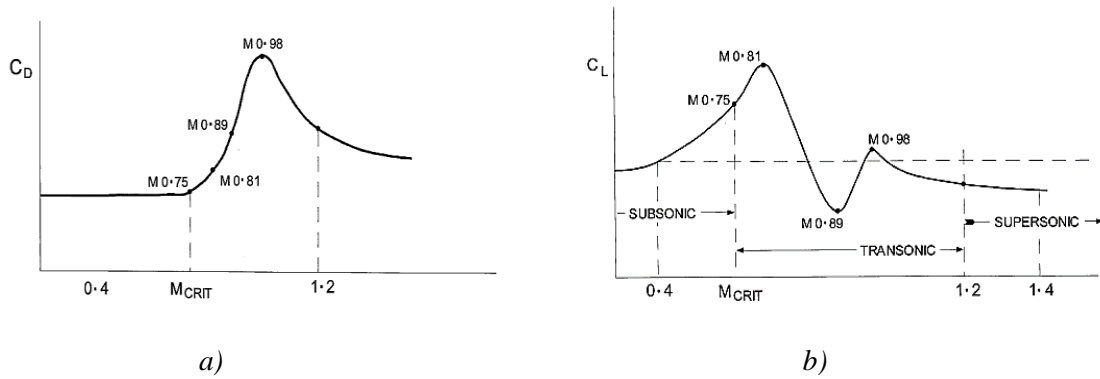
$$C_D = C_D^* + K^*(C_L - C_L^*)^2 \quad (3.32)$$

$$C_D = [C_D^* + K^*(C_L^*)^2] - (2K^*C_L^*)C_L + K^*C_L^2 \quad (3.33)$$

Düşük ses altı hızlarda yapılan uçuşlar için, sürüklenme katsayısı ( $C_D$ ) aerodinamik taşıma katsayısının ( $C_L$ ) bir fonksiyonu olarak ifade edilebilir. Bu etkiler modele dahil edildiğinde, uçağın basit parabolik sürüklenme polar modeli aşağıdaki gibi yazılabilir.

$$C_D(C_L) = C_{D0} + K(C_L)^2 \quad (3.34)$$

Basit sürüklenme polar modeli sıkışabilirlik etkilerinin ihmal edildiği 0.3 Mach sayısının altında yapılan uçuşlar için kullanılması uygundur. Diğer bir ifadeyle düşük ses altı hızlarda Mach sayısının sürüklenme polar üzerindeki etkisi ihmal edilmektedir. BADA tarafından kullanılan sürüklenme polar modeli de basit parabolik sürüklenme polar modelidir [76]. Modern uçakların bir çoğu seyir uçuşları sırasında 0,6 Mach sayısının üzerinde yüksek ses altı hızlarda uçmaktadır. Bu nedenle, Mach sayısının sürüklenme polar üzerindeki etkisini ihmal etmek doğru değildir. Mach sayısı 0.6 ve üzerindeki uçuşlar için aşağıdaki modelin kullanılması basit parabolik sürüklenme polar modeline göre daha doğru sonuçlar vermektedir [47]. Sürüklenme katsayısının Mach sayısına göre değişimi ve taşıma katsayısının Mach sayısına göre değişimi Şekil 3.14.'te verilmektedir.



Şekil 3.14. a) Sürüklenme katsayısının Mach sayısına göre değişimi  
b) Taşıma katsayısının Mach sayısına göre değişimi [77]

$$C_L = C_L(\alpha, M) \quad \text{ve} \quad C_D = C_D(\alpha, M) \quad (3.35)$$

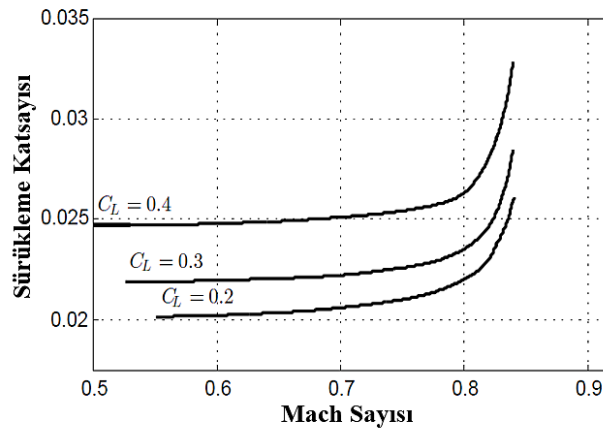
$$C_D = C_D(C_L, M) \quad (3.36)$$

$$C_D(C_L, M) = C_{D_0}(M) + K_1(M)C_L^2 + K_2(M)C_L^n \quad (3.37)$$

- a) Düşük ses altı uçuşlarda,  $C_{D_0}$  ve  $K_1$  Mach sayısı ile önemli ölçüde değişmez ve  $K_2$  çok küçük veya sıfıra eşittir.
- b) Yüksek ses altı uçuşlarda,  $C_{D_0}$ ,  $K_1$  ve  $K_2$  Mach sayısı ile değişmektedir.

Denklem 3.37'deki 'n' değeri farklı uçaklar için farklı değerler almaktadır. Örnek olarak, 'n' değerini savaş uçakları için 4 değerini almak uygundur. Ses altı uçuş yapan dar ve orta gövdeli turbofan motorlu ticari taşımacılık hizmeti veren uçaklar için  $n=6$  değeri iyi bir çözüm sunmaktadır [47]. Yukarıda belirtildiği gibi, ticari uçaklar için sürüklenme polar modelleri oluşturulurken kambur kanat, sıkışabilirlik gibi etkiler dikkate alınmalıdır.

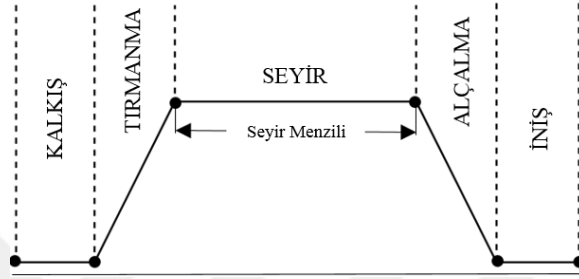
Airbus A320-200 ve Boeing 737-800 çok benzer aerodinamik özelliklere sahip uçaklardır. Özellikle Boeing 737-800'de süperkritik kanatların kullanılması, önceki tasarımlara kıyasla daha büyük Mach sayılarına ulaşmasına olanak sağlamaktadır. Aşağıdaki şekilde Boeing 737-800 ait deneysel olarak hesaplanmış sürüklenme polar değerleri ile bu sürüklenme polarlarının taşıma katsayısı ve Mach sayısına göre değişimleri Şekil 3.15.'te verilmektedir [78].



Şekil 3.15. Boeing 737-800 uçağının sürüklenme katsayısının değişimi [78]

### 3.3. Seyir Performansı

Tipik bir ticari uçuş operasyonu beş temel aşamadan oluşur. Bu aşamalar kalkış, tırmanma, seyir, alçalma ve iniş aşamalarıdır [18]. Uçuşun ilk aşaması kalkış hareketidir. İkinci aşama ise tırmanış aşaması olup, bu hareket uçağın seyir uçuşu yapacağı uçuş irtifasına tırmanmasıdır. Tırmanış aşamasından sonra gelen aşama seyir aşamasıdır. Seyir aşaması alçalma hareketinin başlamasıyla son bulur. En son aşama ise uçağın tekerlerini piste koyduğu iniş aşamasıdır. Şekil 3.16’da uçuş aşamalarını gösteren uçuş profili verilmiştir.

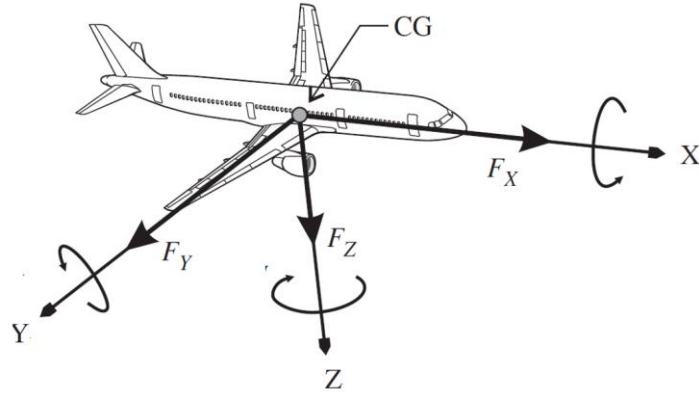


Şekil 3.16. Uçuş profili

Seyir performansı, tüm uçakların çevresel ve ekonomik etkilerini değerlendirmek ve anlamak için kritik öneme sahiptir [19]. Bu çalışma, ticari bir uçuş operasyonu için seyir performansının birincil göstergesi olan seyir aralığı tahminine odaklanmaktadır.

Seyir uçuş hareketi incelenirken [47];

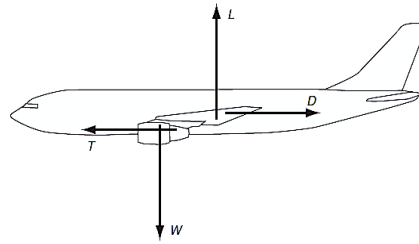
1. Düşey düzlemdeki yatay uçuş koşullarında uçuş yörünge açısının ( $\gamma$ ) değişmediği ve sıfır olduğu,
2. Aerodinamik eksen takımındaki X ve Y eksenleri yere bağlı eksen takımıyla çakıştığı,
3. Seyir uçuş hareketi incelemesinde hızın sabit olduğu yani hareketin daimî şartlar içerisinde olduğu,
4. Motor tepki kuvveti uzunlamasına simetri eksenini ile çakışık olup, hareket sırasında motor gaz kolu parametresi sabit olduğu,
5. Uçak ve uçuş simetriktir. Bunun sonucunda Y eksenini doğrultusunda etkiyen kuvvetler ihmal edilebileceği, (Bkz. Şekil 3.17)



Şekil 3.17. Uçağa ait eksenlerin gösterimi [47]

6. Dümenler ve diğer kumanda yüzeyleri, yani belirli bir uçuş haline karşılık gelen uçuş konfigürasyonu sabit olduğu,
7. Uçağın rijit bir cisim olduğu,
8. Tepki kuvveti hıza bağlı eksen takımında hıza paralel olduğu görülmektedir.

Yukarıda verilmiş bilgiler doğrultusunda, seyir uçuş hareketi yapan bir uçağın serbest cisim diyagramı Şekil 3.18’de verilmiştir. Bu kuvvetlerden ilki bir aerodinamik kuvvet olan taşıma kuvvetidir. Bu kuvvet uçak simetri düzlemine dik ve yukarı doğrudur. Havada uçağın pozisyonunu koruyan, havada tutunmasını sağlayan bu taşıma kuvvetinin, tersi yönde yani yerçekimi ivmesi yönünde uçak ağırlık kuvveti vardır. Ayrıca diğer bir aerodinamik kuvvet olan sürüklenme kuvveti ise güç grubunun ürettiği kuvvetin tersi yöndedir. Bütün bu kuvvetlerin hepsi aynı düzlem içindedir.



Şekil 3.18. Uçak üzerine uygulanan kuvvetlerin gösterimi [47]

$$T - D = 0 \quad (3.38)$$

$$W - L = 0 \quad (3.39)$$

$$L = W = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L \quad (3.40)$$

Şekil 3.18' de gösterildiği gibi düz uçuşta ağırlık tam taşımayı dengeler. Bu uçuş koşulu için, taşıma katsayısı aşağıdaki gibi yazılabilir;

$$C_L(\alpha, V) = \frac{2W}{\rho V^2 S} \quad \left( W = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L \right) \quad (3.41)$$

$$C_L(\alpha, M) = \frac{W}{0,7 P M^2 S} \quad ( W = 0,7 P M^2 S C_L ) \quad (3.42)$$

Bir uçağın uçuş sürecinin önemli bir kısmını seyir uçuşu oluşturur. Seyir uçuşu sürecinde uçak belirli bir miktarda mesafe kat eder. Seyir uçuşu sürecinde kat edilen bu mesafeye seyir menzili olarak adlandırılmaktadır.

Seyir uçuşu tırmanma aşamasının bitmesiyle, hava hızının tırmanma hızından seyir hızına değişimiyle başlar ve iniş için alçalma aşaması başladığında biter. Bu nedenle seyir uçuş menzili, tırmanma veya alçalma aşamasında kat edilen yatay mesafeleri içermez.

Bir uçağın ağırlığı uçuşu boyunca harcadığı yakıt kadar azalır. Bu durum şöyle ifade edilir [79].

$$dW_f = - dW \quad (3.43)$$

Uçakların harcadıkları yakıt miktarları ise kullandıkları motor tiplerine göre farklılık gösterir. Aşağıdaki ifadeler tepkili motorlar için en genel menzil diferansiyel denklemi elde edilirken kullanılan denklemlerdir. Seyir uçuşu boyunca uçak yatay uçuş hareketi yapılmaktadır.

$$dt = \frac{dW_f}{T \cdot TSFC} \quad (3.44)$$

$$\frac{T}{W} = \frac{D}{L} \quad (3.45)$$

$$dR = - \frac{V}{TSFC} \frac{L}{D} \frac{dW}{W} \quad (3.46)$$

Özgül yakıt tüketimi sabit kabul edildiği takdirde, ‘0’ seyir uçuşuna başlangıç koşullarını, ‘1’ seyir uçuşu sonundaki koşulları göstermek üzere [30]:

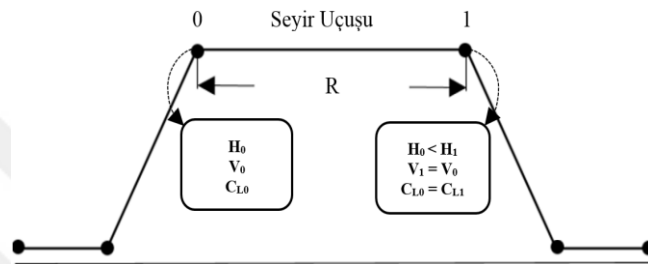
$$R = \int_0^1 - \frac{V}{TSFC} \frac{L}{D} \frac{dW}{W} \quad (3.47)$$

Birçok seyir uçuşu koşulundan, her seferinde seyir parametrelerinden ikisinin sabit tutulmasıyla ortaya çıkan üç seyir koşulu bulunmaktadır.

- Sabit hava hızı - sabit taşıma katsayısı uçuşu
- Sabit irtifa - sabit taşıma katsayısı uçuşu
- Sabit irtifa - sabit hava hızı uçuşudur.

#### 1. Sabit hava hızı - sabit taşıma katsayısı uçuşu

Seyir uçuş programı sabit hava hızında sabit taşıma katsayısı ile uçuş programıdır. Çoğu zaman seyir - tırmanma uçuşu olarak da adlandırılır.  $V$  ve  $E$ 'nin her ikisi de sabit olmak üzere;



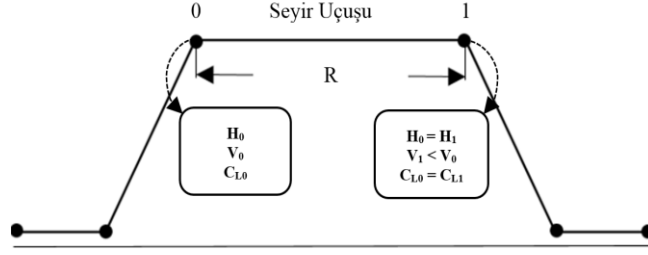
Şekil 3.19. Sabit hava hızı - sabit taşıma katsayısı uçuşu

$$R = \frac{V}{TSFC} \frac{L}{D} \ln \frac{W_0}{W_1} \quad (3.48)$$

Denklem 3.48 Breguet menzil denklemi olup yaygın olarak kullanılan bir seyir uçuş menzil denklemidir. Seyir uçuş menzili için daha hızlı ve daha pratik bir tahmin sunar. Bu nedenle, genel olarak, yolcu uçakları tasarımında ağırlık ve menzil tahminlerinde, özellikle seyir uçuşu yakıt ağırlığının doğru hesaplanabilmesi için kullanılmaktadır.

#### 2. Sabit irtifa - sabit taşıma katsayısı uçuşu

Seyir uçuş menzil değerlerinin hesaplanması için kullanılan ikinci denklem Karekök menzil denklemidir. Bu menzil denklemi sabit taşıma katsayısı ve sabit irtifa seyir uçuş koşullarında kullanılmaktadır.

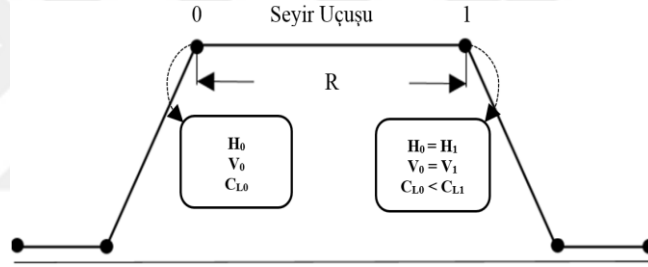


Şekil 3.20. Sabit irtifa - sabit taşıma katsayısı uçuşu

$$R = -\frac{1}{TSFC} \frac{L}{D} \sqrt{\frac{2}{\rho C_L S}} \int_0^1 \frac{dW}{\sqrt{W}} \quad (3.49)$$

### 3. Sabit irtifa - sabit hava hızı uçuşu

Sabit hava hızında ve sabit irtifa ile uçuş programı için kullanılan denklem ise Hale menzil denklemdir [30].



Şekil 3.21. Sabit irtifa - sabit hava hızı uçuşu

$$R = -\frac{V}{TSFC} \int_0^1 \frac{dW}{D} \quad (3.50)$$

Hale [30] menzil denklemini (sabit yükseklik ve sabit hava hızı) basit parabolik sürüklenme polar modelini kullanarak aşağıdaki denklemi oluşturmuştur:

$$R = 2 \frac{V}{TSFC} \frac{1}{2\sqrt{C_{D0}K}} \tan^{-1} \left[ \frac{C_{D0} \rho V^2 S}{K} \frac{1 - \frac{W_1}{W_0}}{\frac{C_{D0}}{K} \left( \frac{\rho V^2 S}{2W_0} \right)^2 + \frac{W_1}{W_0}} \right] \quad (3.51)$$

Denklem 3.51 'de  $C_{D0}$ ,  $K$ ,  $S$  ve  $\rho$  terimleri, sırasıyla parazit sürüklenme katsayısı, indüklenmiş sürüklenme katsayısı, kanat alanı ve hava yoğunluğudur. Küçük açılar için aşağıdaki eşitlik yazılabilir.

$$\theta \cong \tan \theta \quad (3.52)$$

$$\theta \cong \tan^{-1} \theta \quad (3.53)$$

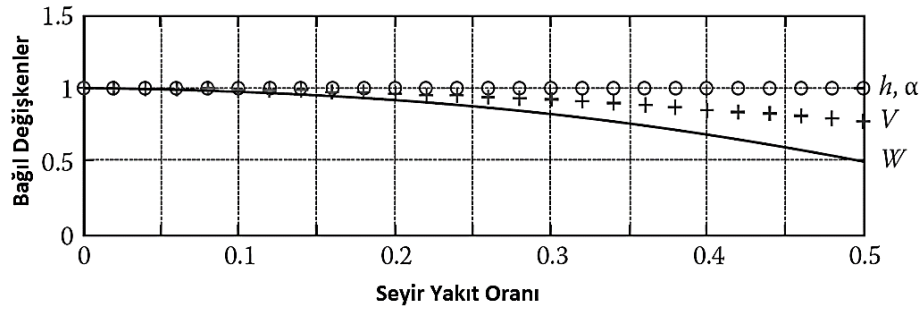
Sabit hava hızında ve sabit irtifa ile uçuş programı için yazılan seyir menzil denkleminin son hali aşağıdaki gibidir.

$$R \cong 2 \frac{V}{TSFC} \frac{1}{2\sqrt{C_{D0}K}} \left[ \frac{C_{D0} \rho V^2 S}{K} \frac{1 - \frac{W_1}{W_0}}{2W_0} \frac{1 - \frac{W_1}{W_0}}{\frac{C_{D0}}{K} \left( \frac{\rho V^2 S}{2W_0} \right)^2 + \frac{W_1}{W_0}} \right] \quad (3.54)$$

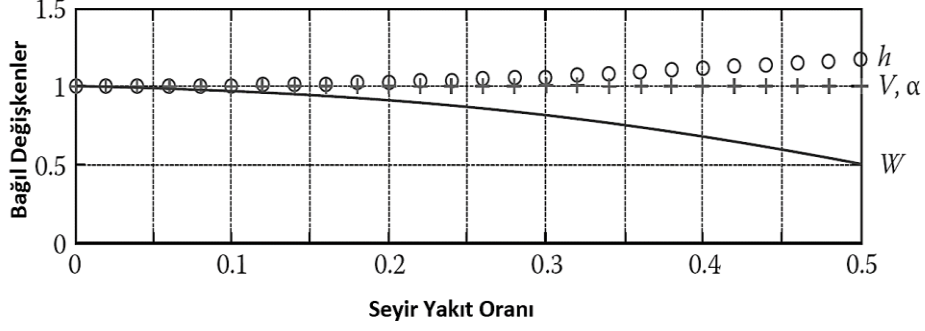
$$f = \frac{W_F}{W_0} = 1 - \frac{W_1}{W_0} \quad (3.55)$$

$f$  : Seyir yakıt oranı

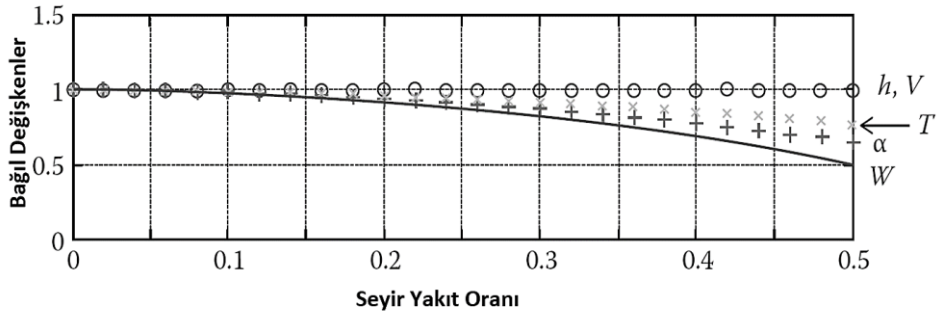
Sabit hava hızı ve sabit irtifa için verilmiş olan seyir menzil denklemi kambur kanat etkisi yok sayılarak yani simetrik kanatlar için oluşturulmuş bir denklemdir. Bu tez kapsamında ise sürüklenme hesabında kambur kanat etkisi de hesaba katılmıştır. Bu nedenle sabit hava hızı ve sabit irtifa için menzil denklemi yeniden ele alınması gerekmektedir.



Şekil 3.22. Sabit irtifa- sabit taşıma katsayısı için bağıl değişkenlerin seyir yakıt oranı ile değişimi [70]



Şekil 3.23. Sabit hava hızı-sabit taşıma katsayısı için bağıl değişkenlerin seyir yakıt oranı ile değişimi [70]



Şekil 3.24. Sabit irtifa-sabit taşıma katsayısı için bağıl değişkenlerin seyir yakıt oranı ile değişimi [70]

Şekil 3.22 - Şekil 3.24 'den de anlaşılacağı gibi yaklaşık olarak seyir yakıt oranı 0.1 değerinin altında ise seyir uçuşu menzil denklemleri birbirlerine çok yakın menzil değerleri vermektedir. Bu nedenle kısa mesafeli uçuşlar Breguet menzil denkleminin kullanılması diğer menzil denklemlerine göre daha uygun olacaktır [70].

### 3.4. Uçak Veri Tabanı (BADA)

Uçak Veri Tabanı (BADA), EUROCONTROL Deney Merkezi tarafından tutulan bir uçak performans veri tabanıdır [76]. Uçak üreticileri tarafından sağlanan veya uçak kılavuzları gibi referans kaynaklarından toplanan uçak tipleri hakkında bilgi içermektedir.

BADA, uçağa etki eden kuvvetlerin yaptığı iş oranını potansiyel ve kinetik enerjideki artış oranına eşitleyen basitleştirilmiş bir nokta-kütle modeli olan Toplam Enerji Modeline (TEM) dayanmaktadır. Aşağıdaki denklemle ifade edilmektedir:

$$(T - D)V_{TAS} = mg \frac{dh}{dt} + mV_{TAS} \frac{dV_{TAS}}{dt} \quad (3.56)$$

Denklem 3.56 tipik uçak kontrol girişlerini temsil eden üç bağımsız değişken içermektedir; itki “ $T$ ”, gerçek hava hızı “ $V_{TAS}$ ” ve tırmanma hızı (veya iniş)  $dh / dt$ . Bunlardan herhangi birini kontrol ederek, üçüncü değişken hesaplanabilir. Bir seyir uçuş aşamasını modellerken, itki gücünü hesaplamak için TEM kullanılabilirken, hız ve tırmanma hızı genellikle bilinmektedir. Aerodinamik sürüklenme kuvveti gerekli olduğundan, taşıma ( $C_L$ ) ve sürüklenme ( $C_D$ ) katsayılarının hesaplanması gerekmektedir.

Sürüklenme kuvveti Denklem 3.57 kullanılarak hesaplanabilir,  $S$  kanat referans alanıdır

$$D = \frac{1}{2} \rho V_{TAS}^2 S C_D \quad (3.57)$$

$$C_D = C_{D0} + C_{D2}(C_L)^2 \quad (3.58)$$

Sürüklenme katsayıları, sırasıyla parazit sürüklenme katsayısı “ $C_{D0}$ ” ve indüklenmiş sürüklenme katsayısına BADA veri tabanında “ $C_{D2}$ ” olarak ifade edilmektedir. Bununla birlikte, dikkate alınan uçağa bağlı olarak katsayılar değişecektir. Taşıma katsayısı  $C_L$  ile ilgili olarak, uçuş yörünge açısının sıfır olduğu varsayılarak hesaplanabilmektedir. Ancak, bir bank açısı “ $\phi$ ” için bir düzeltme yapılmaktadır.

$$C_L = \frac{2W}{\rho V_{TAS}^2 S \phi} \quad (3.59)$$

BADA'nın kullanmış olduğu sürüklenme polar modelinde yüksek Mach sayılarındaki sıkışabilirlik etkileri ve sonucunda meydana gelen sürtünme artışını dikkate almamaktadır Hava yoğunluğu “ $\rho$ ”, kesin veya ölçülen veriler mevcut değilse, Uluslararası Standart Atmosfer (ISA) varsayımlarından elde edilmektedir.

Hava trafik yönetimi uygulamalarında ve uçak tasarımında Eurocontrol'ün kinetik metoda dayanan BADA modeli özgül yakıt tüketiminin belirlenmesi için de kullanılan bir veri tabanıdır. BADA modelleme sistemi, tırmanma, seyir ve iniş için performans parametrelerini hesaplamak için geçmiş verilere ve istatistiksel analize bağlıdır.

Seyir aşamasında TSFC değerlerini hesaplamak için bir  $C_{fcr}$  katsayısına ihtiyaç duyulmaktadır. Aşağıdaki ifade BADA tarafından seyir aşaması için önerilen TSFC modelidir. İfadeden anlaşılacağı gibi, TSFC modeli sadece gerçek hava hızına bağlı olarak değişmektedir [76].

$$TSFC = C_{fcr} C_{f1} \left( 1 + \frac{V_{TAS}}{C_{f2}} \right) \quad (3.60)$$

### 3.5. QAR Data Seti

Hava Aracı Entegre Veri Sisteminin (AIDS) ana görevi, farklı kritik ve önemli parametreleri kaydedilebilir bir formata dönüştürmek ve bunları bir Uçuş Veri Kaydedicisine (FDR) kaydetmektir. AIDS sistemi, uçak sistemlerinin durumunu izlemek için veri işleme birimleri içerecek şekilde genişletilebilir. Şekil 3.31'deki şema, bir Airbus uçağına ait AIDS mimarisini göstermektedir. Önemli olan diğer bir konu ise havacılık sektöründe farklı uçak tipleri ve uygulamaları için geliştirilmiş sayısal veri iletim standartlarıdır.

Verici ve alıcı sistemler arasında analog ve sayısal sinyallerin etkin olarak iletilebilmesi için bazı standartlara uyulması gerekmektedir. Başka bir ifadeyle bilgisayar sistemlerinin aynı dili paylaşmaları gereklidir. Uçak veri hatlarında kullanılan dil tipi protokol olarak tanımlanmaktadır.

Sivil uçak veri hat protokolleri ARINC (Aeronautical Radio Incorporated-Havacılık Radyo Kuruluşu) ile tanımlanırken, askeri uçaklardaki protokol MIL-STD (Military Standard-Askeri Standart) ile tanımlanmaktadır.

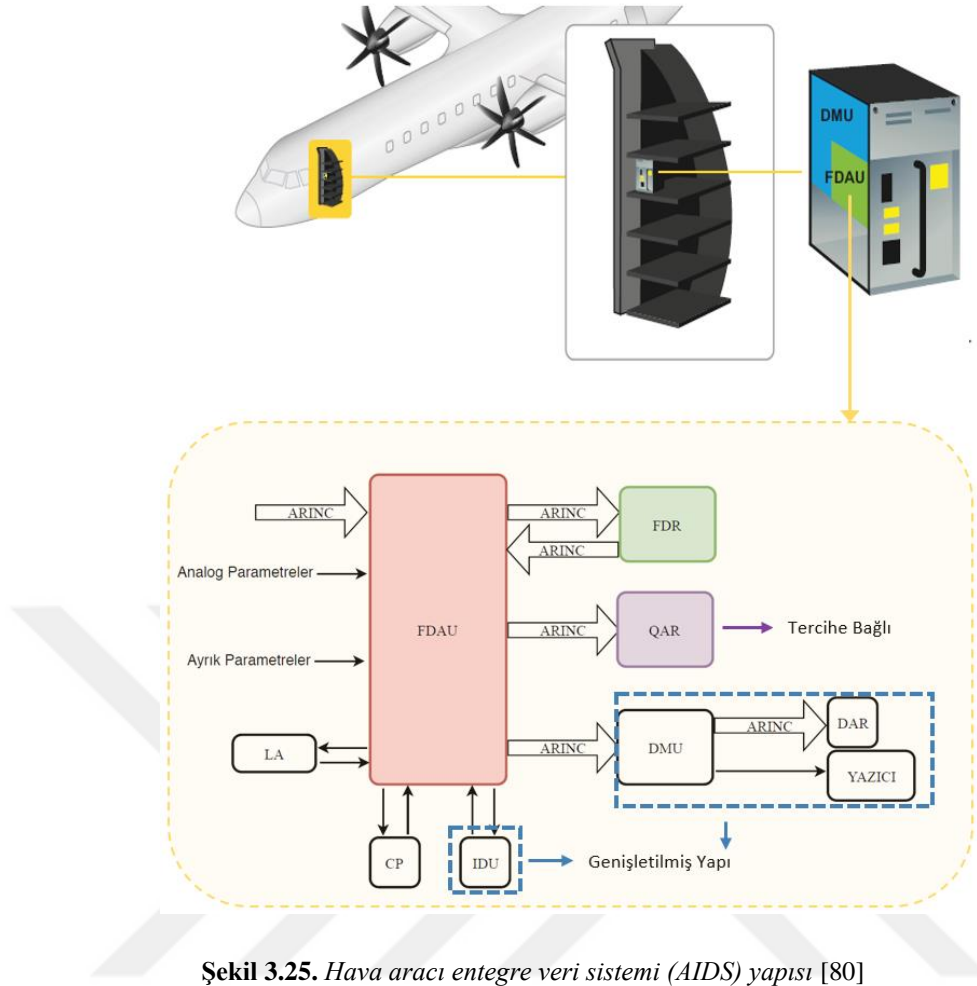
Uçak üzerindeki sayısal veri iletimi için ARINC 429, ARINC 629, CSDB (Commercial Serial Digital Bus-Ticari Seri Sayısal Hat), ASCB (Avionics Serial Communication Bus-Aviyonik Seri Haberleşme Hattı), MIL-STD 1553 gibi veri iletim standartları geliştirilmiştir [80].

Temel AIDS aşağıdaki ekipmanlardan oluşur:

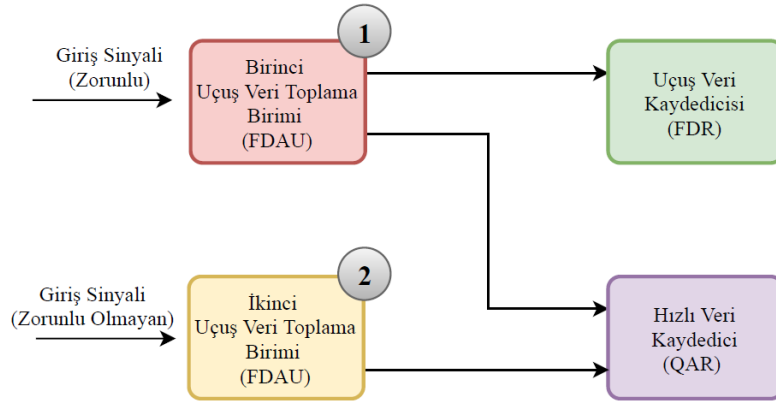
- Uçuş Veri Toplama Birimi (FDAU);
- Uçuş Veri Kaydedici (FDR);
- Üç Eksenli Bir Doğrusal İvmeölçer (L.A.);
- Kontrol Paneli (C.P.)

Genişletilmiş AIDS, aşağıdaki ekipmanlar eklenerek elde edilir:

- Veri Yönetimi Birimi (DMU);
- Dijital AIDS Kaydedici (DAR);
- İnteraktif Görüntü Birimi (IDU);
- Yazıcı



Uçuş Verileri Kaydedici (FDR), ticari uçaklarda çeşitli uçak sensörlerinden veri toplamak ve kaydetmek için kullanılmaktadır. Farklı durumlarda AIDS, havacılık otoriteleri tarafından kaydedilmesi zorunlu tutulmayan sinyalleri kaydedebilecek ikinci bir FDAU kurulmasını gerekebilmektedir. (Şekil 3.32). Bu ikinci FDAU, ilave sinyalleri kazalara karşı korumalı olmayan Hızlı Erişim Kaydedicisine (QAR) göndermektedir [81].



**Şekil 3.26.** Uçuş veri kayıt yapıları [81]

Bir QAR tüm uçuş boyunca her türlü uçak parametresini, pilot çalışma parametrelerini, çevresel özellikleri ve alarm bilgilerini kaydeder [82]. Uçak uygun bir istasyon veya bakım bölgesine ulaştığında periyodik olarak veriler alınmaktadır. Elde edilen veriler büyük bir veri tabanında saklanır ve tanımlanmış eşikleri aşan olayları ve sonuçta ortaya çıkan eğilimleri belirlemek için analiz edilmektedirler. QAR verileri, kinematik, dinamik değişkenler ve kontrol yüzeyi sapmaları gibi uçağın aerodinamik ve performans özellikleri ile ilgili değişkenleri içerdiğinden, aerodinamik modelleme, performans hesapları ve bunlara ait parametre tahmini için kullanılabilirler [83].

#### 4. REGRESYON VE HATA ORANLARININ ANALİZİ

Regresyon terimi günümüzde bağımlı ve bağımsız değişkenler arasındaki ilişkiyi açıklamak için kullanılır. Aralarında sebep-sonuç ilişkisi bulunan iki veya daha fazla değişken arasındaki fonksiyonel ilişkiyi belirlemek ve bu fonksiyonel ilişkiyi kullanarak o konu ile ilgili tahminler ya da kestirimler yapabilmek amacıyla regresyon analizi kullanılır. Regresyon analizinde değişkenler arasındaki fonksiyonel ilişkiyi açıklamak için kullanılan matematiksel modele regresyon modeli denir. Bağımlı değişken(ler) ile bağımsız değişken(ler) arasında kurulan matematiksel model doğrusal ise bu değişkenler arasındaki regresyona doğrusal (linear) regresyon, eğer matematiksel model doğrusal değilse bu tip regresyona doğrusal olmayan (nonlinear) regresyon denilmektedir [84]. Regresyon analizi, bağımsız değişkenlerden hangilerinin bağımlı değişkenle ilişkili olduğunu anlamak ve bu ilişkilerin biçimlerini araştırmak için de kullanılır [85].

Y ve  $X_k$  değişkenleri arasındaki regresyon tipleri (regresyon yöntemleri) bağıntı modelindeki bağımlı, bağımsız değişken sayısına, bağımlı ve bağımsız değişken arasındaki matematiksel bağıntının tipine yani regresyon modeline, bağımlı değişkenlerin normal dağılım gösterip göstermemesine ve değişkenlerin ölçeklerine göre farklılık gösterir. Aşağıda regresyon yöntemleri verilmektedir.

Uygulamada veri tipine, değişkenler arası bağıntıya ve modellemeye bağlı olarak; parametrik regresyon yöntemleri, parametrik olmayan regresyon yöntemleri, doğrusal regresyon yöntemleri, doğrusal olmayan (eğrisel, nonlinear) regresyon yöntemleri, basit, çoklu, çokdeğişkenli olmak üzere çok sayıda regresyon yöntemi bulunmaktadır. Aşağıda yaygın olarak kullanılan regresyon yöntemleri verilmektedir.

- Modelde Y ve X olmak üzere iki sürekli değişkene sahip durumlar için kullanılan regresyon modelleri,
- Modelde, bir Y bağımlı değişken,  $X_k$  ( $i=1, 2, 3, \dots k$ ) ve  $k>2$  bağımsız değişken olmak üzere değişkenler sürekli durumlar için kullanılan regresyon modelleri,
- Modelde, bir Y bağımlı değişken ve bir ya da daha fazla bağımsız değişkenler  $X_k$  ( $i=1, 2, 3, \dots k$ ) varsa ve Y bağımlı değişken en az iki kategorili olmak üzere nominal/ ordinal/ nominalize interval ölçekli, bağımsız değişkenler ise orantılı/interval/ordinal/nominal ölçekli ve en az iki kategorili durumlar için kullanılan regresyon modelleri,

- Modelde en az iki bağımlı değişken  $Y_q$  ( $i=1, 2, 3, \dots, q$ ) ve en az bir bağımsız değişken  $X_k$  ( $i=1, 2, 3, \dots, k$ ) varsa ve  $Y$  bağımlı değişkeni çok değişkenli normal dağılımlı gösterip göstermemesi durumlarında kullanılan regresyon modelleridir.

“X” bağımsız bir değişken ile “Y” bir bağımlı değişken arasındaki bir ilişkinin en basit ifadesi aşağıdaki formülde olduğu gibi lineer bir ifadedir [http-2].

$$Y = a + bX \quad (4.1)$$

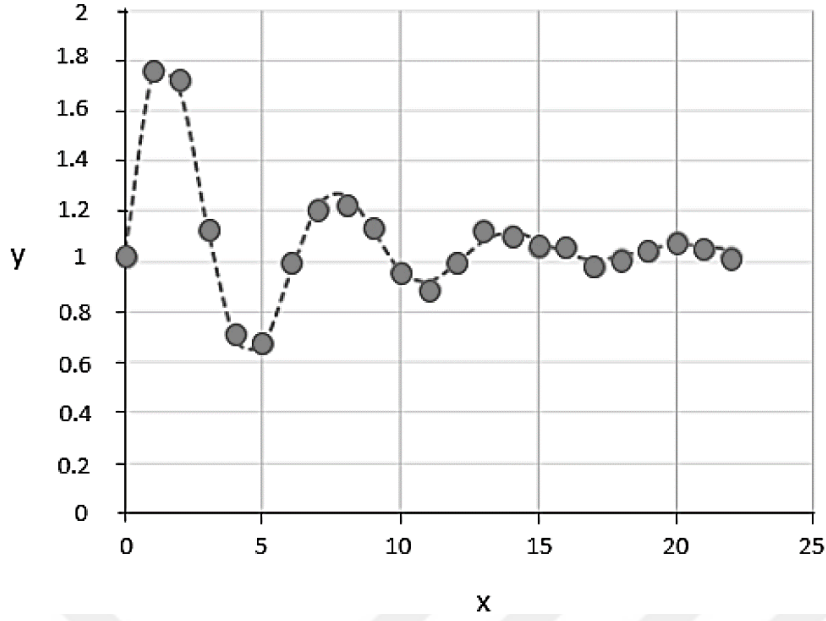
Burada  $a$  kesişim noktasıdır ve düz çizginin  $y$  eksenine nerede kesiştiğini gösterir ve  $b$  eğimdir, bu da çizgi dikliğinin derecesini gösterir. Bununla birlikte, bu ilişkiyi temsil eden sonsuz sayıda çizgi olduğundan, seçilen düz çizginin, tahmini  $y$  değeri ile gerçek  $y$  değeri arasındaki hatayı en aza indiren çizgi olması gerekir. Hata  $a$  ve  $b$  katsayıları değerleri ile verilecektir, çünkü bunlar çizginin nasıl olduğunu, yani  $Y$  ve  $X$  arasındaki ilişkinin nasıl olduğunu gösterir. Yukarıda verilen Denklem 4.1.'de yer alan katsayılarının bulunması En Küçük Kareler Yöntemiyle (EKKY) yapılmaktadır. En Küçük Kareler Yöntemi, bir veya daha fazla bağımsız değişken ile bağımlı bir değişken arasındaki ilişkiyi gözlemlenen verilere doğrusal bir denkleme yerleştirerek modellemeye çalışan istatistiksel bir analiz yöntemidir.

Bağımlı ve bağımsız değişkenler arasındaki bağıntının belirlenmesinden bağımsız değişkenin 1., 2., vd. dereceden üslerinin modele katılması ile oluşturulan modele polinomiyal regresyon modeli denilmektedir. Polinomiyal regresyon modeli [86];

$$Y = b_0 + b_1X + b_2X^2 + b_3X^3 + b_4X^4 + \dots + b_kX^k \quad (4.2)$$

Polinomiyal regresyon modelinde yer alan  $(b_0, b_1, b_2, b_3, b_4, \dots, b_k)$  katsayılarının bulunması genellikle Doğrusal Olmayan En Küçük Kareler Yöntemi kullanılarak yapılmaktadır.

Doğrusal Olmayan En Küçük Kareler Yöntemi, En Küçük Kareler Yönteminin bir uzantısıdır, çünkü modeli lineer olana yaklaştırır ve ardından art arda yineleme ile katsayıları düzeltir. Bu nedenle, bilinmeyen katsayı tahmin süreci kavramsal olarak aynıdır, ancak çok daha büyük ve daha genel bir fonksiyon sınıfının kullanılmasına izin vermektedir. Şekil 4.1'teki doğrusal olmayan veri uydurma örneğine bakıldığında, burada  $Y$  bağımlı değişkeni  $X$  bağımsız değişkenine doğrusal olmayan bir modelle ifade edilmektedir [http-3].



**Şekil 4.1.** Doğrusal olmayan veri uydurma örneği [http-3]

Doğrusal Olmayan En Küçük Kareler Yönteminin diğer birçok yönetime göre en büyük avantajı, geniş fonksiyon çeşidine uygulanabilmesidir. Her ne kadar birçok bilimsel ve mühendislik süreci doğrusal modeller veya diğer nispeten basit modeller kullanılarak iyi tarif edilebilirse de doğası gereği doğrusal olmayan birçok başka model vardır.

"En küçük kareler" prosedürü olan Doğrusal Olmayan En Küçük Kareler, En Küçük Kareler Yönteminin diğer yöntemlere göre sahip olduğu benzer avantajlara (ve dezavantajlara) sahiptir. Ortak bir avantaj, verilerin verimli kullanılmasıdır. Doğrusal Olmayan En Küçük Kareler, nispeten küçük veri kümeleri ile modeldeki bilinmeyen parametrelerin iyi tahminlerini üretebilir. Diğer ortak bir özellikleri ise bilimsel ve mühendislik sorunlarını cevaplamak için güven, tahmin ve kalibrasyon aralıklarını hesaplamak için oldukça iyi geliştirilmiş yöntem olmalarıdır. Çoğu durumda Doğrusal Olmayan En Küçük Kareler Yöntemi tarafından üretilen değerler olasılıksal cevapları sadece yaklaşık olarak doğrudur, ancak bu aralıklar uygulamada hala çok iyi çalışmaktadır [http-4].

En Küçük Kareler Yöntemi gibi daha basit modelleme tekniklerinden Doğrusal Olmayan En Küçük Kareler Yöntemine geçmenin en büyük avantajı, parametre tahminlerini hesaplamak için yinelemeli optimizasyon süreçlerinin kullanılması gereğidir. Parametrelerde doğrusal olan fonksiyonlarda, parametrelerin en küçük kareler tahminleri her zaman analitik olarak elde edilebilir, ancak genellikle doğrusal olmayan modellerde durum böyle değildir. Yinelemeli prosedürlerin kullanımı, yazılımın optimizasyona başlamadan önce kullanıcının bilinmeyen parametreler için başlangıç değerleri sağlamasını gerektirir. Başlangıç değerleri, henüz bilinmeyen parametre tahminlerine makul bir şekilde yakın olmalıdır veya optimizasyon prosedürü yakınlaşmayabilir. Kötü başlangıç değerleri, yazılımın en küçük kareler tahminlerini tanımlayan küresel minimumdan yerel bir minimuma yakınsamaya da neden olabilmektedir.

Doğrusal Olmayan En Küçük Kareler Yönetimi'nin dezavantajları, aykırı değerlere karşı güçlü bir duyarlılık içerir. En Küçük Kareler olduğu gibi, verilerde bir veya iki aykırı değer bulunması doğrusal olmayan bir analizin sonuçlarını ciddi şekilde etkileyebilir. Ayrıca doğrusal olmayan regresyonda aykırı değerlerin tespiti için doğrusal regresyondan daha az model doğrulama aracı sunmaktadır.

Levenberg-Marquardt algoritması, 1960'ların başında doğrusal olmayan en küçük kareler sorunlarını çözmek için geliştirilmiştir. En küçük kareler problemleri, veri noktaları ile fonksiyon arasındaki hataların karelerinin toplamını en aza indirgeyerek ölçülen veri noktalarına parametrelili bir fonksiyonun yerleştirilmesi bağlamında ortaya çıkmaktadır. Doğrusal olmayan en küçük kareler yöntemleri, parametre değerleri için bir dizi tekrarlı ile işlev ve ölçülen veri noktaları arasındaki hataların karelerinin toplamını yinelemeli olarak azaltmaktadır [87].

Temel olarak Levenberg-Marquardt algoritması, maksimum komşuluk fikri üzerine kurulmuş bir minimum ortalama hata karesi hesaplama metodudur. Bu algoritma Gauss-Newton yöntemi ve Gradyan Azalması algoritmasının en iyi özelliklerinden oluşmaktadır ve bu iki metodun kısıtlamalarını ortadan kaldırmaktadır. Levenberg-Marquardt algoritmasında hedef, minimum hata değerine karşılık düşen ağırlık değerini bulmaktır [88].

İstatistiksel modelleme alanında, regresyon analizi, değişkenler arasındaki ilişkileri tahmin etmek için tasarlanmış bir dizi istatistiksel süreçtir. Bağımsız değişkenlerden herhangi biri değişirken diğer bağımsız değişkenler sabit kalırken, bağımlı bir değişkenin değerinin nasıl değiştiğinin doğru anlaşılmasını sağlayan birkaç modelleme ve analiz tekniği içermektedir. Oluşturulan modellerin doğrulukları  $R^2$  belirleme katsayısı üzerinden belirlenirken gerçek değer ve öngörülen değerlerin kıyaslanması ise  $R^2$  gibi diğer hata analizi yöntemleri ile hesaplanmaktadır. Çoklu regresyon analizinde bağımlı değişken ve bağımsız değişkenler arasındaki ilişkinin gücünü açıklamak için  $R^2$  ile gösterilen çoklu korelasyon katsayısı kullanılmaktadır [89]. Bir tahmin modelinin doğruluğu, tahmin değerlerinin gerçek gözlem değerine ne kadar yakın olduğuna bağlıdır. Model gerçek değerleri tahmin etmede başarılı olursa, tahmin hatası nispeten düşük olacaktır. Bu çalışmada kullanılan yöntemler iki hata performans yöntemi ile analiz edilmiştir. Bunlardan ilki  $R^2$  belirleme katsayısıdır ve şu şekilde ifade edilmektedir [90].

$$R^2 = 1 - \frac{\sum_{i=1}^n (y_i - x_i)^2}{\sum_{i=1}^n (y_i - \bar{y})^2} \quad (4.3)$$

Burada  $n$ , gözlem sayısıdır,  $y$ , gerçek değerlerdir,  $x$ , öngörülen değerdir ve  $\bar{y}$ , ortalama gerçek değerdir. Diğer hata analizi yöntemi Ortalama Mutlak yüzde hatası (MAPE) ile ifade edilmektedir [90].

$$MAPE = \frac{\sum_{i=1}^n (|e_t|/y_t)}{n} 100(\%) \quad (4.4)$$

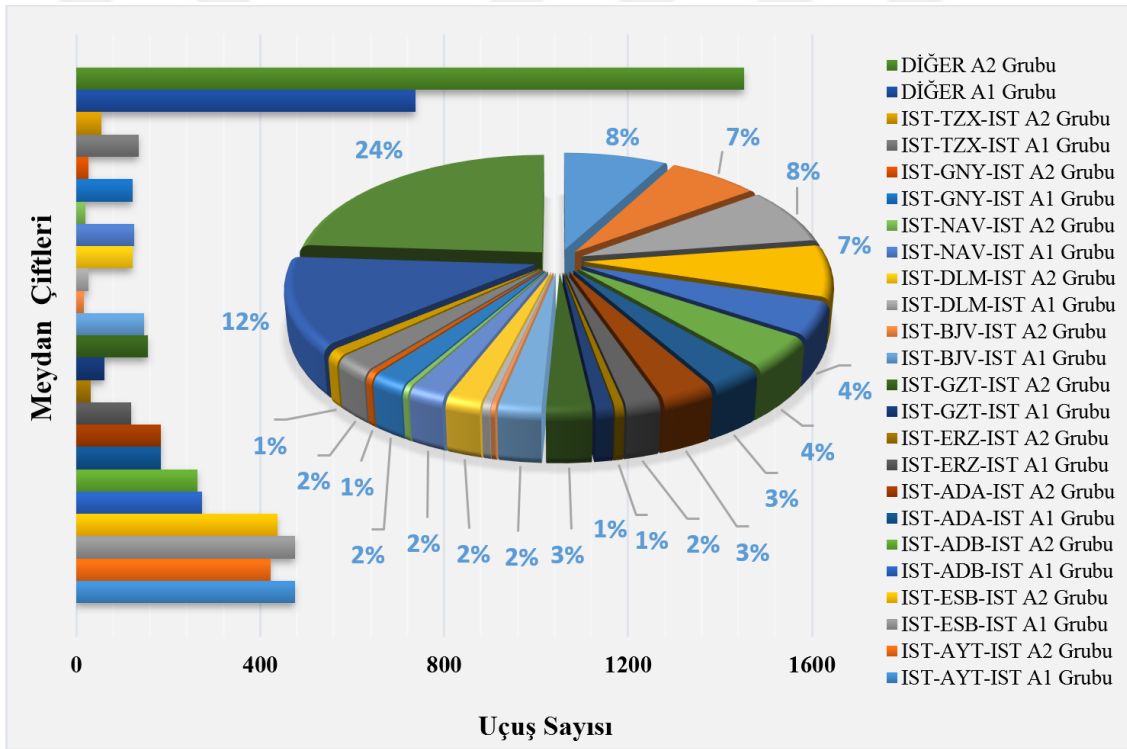
Bu formülde,  $e_t = y_t - x_t$ ,  $y_t$  gerçek gözlem değeridir,  $x_t$  tahmin değeri,  $n$  gözlem sayısıdır ve  $e_t$ , tahmin hatasıdır.

Teorik olarak bağımlı değişkeni açıklayabilen sonsuz sayıda bağımsız değişken bulunabilir. Fakat uygulamada 1 ya da 2 bazen 3 tane bağımsız değişken bağımlı değişkendeki varyansın büyük bir kısmını açıklar. Özellikle  $R^2$  değerinin 0,80 ve daha büyük olması oluşturulan model için yeterli sayılmaktadır [91].

## 5. MATERYAL VE YÖNTEM

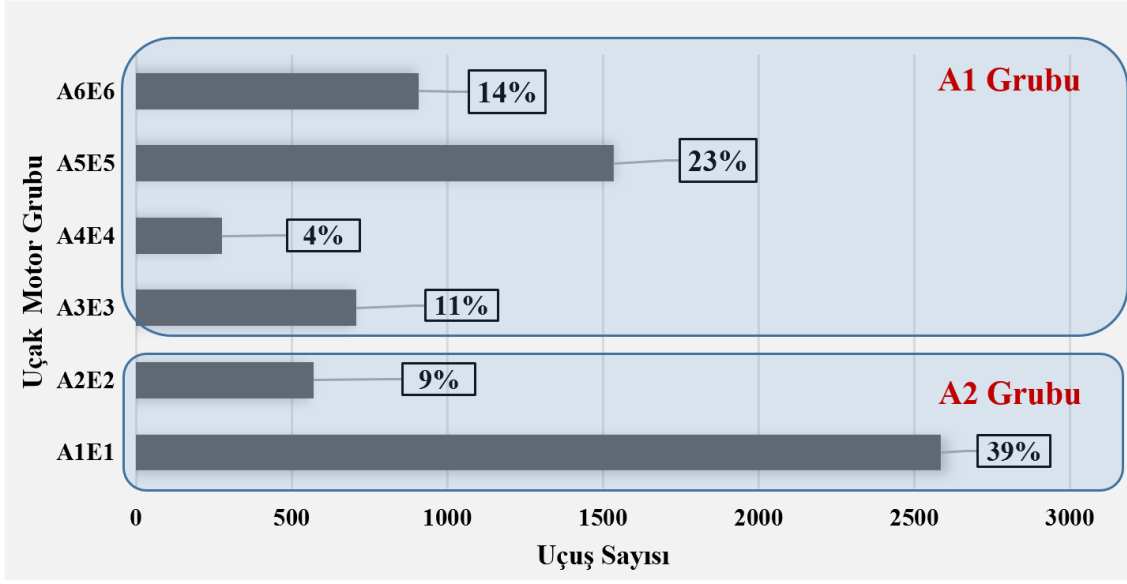
### 5.1. Materyal

Tez kapsamında kısa mesafe yüksek ses altı uçuş yapan dar gövdeli turbofan motorlu ticari taşımacılık hizmeti veren uçaklara ait QAR veri setinden yararlanılmıştır. Veriler, bu çalışmada A1E1, A2E2, A3E3, A4E4, A5E5 ve A6E6 olarak altı farklı uçak ve motor grubunu (UMG) içermektedir (uçaklar A harfi ile motorlar ise E harfi ile temsil edilmektedir). Bu gruplar, Şekil 5.2' de A1 Grubu (A1E1, A2E2) ve A2 Grubu (A3E3, A4E4, A5E5 ve A6E6) olarak gruplandırılmıştır. Bu gruplandırılmanın sebebi gruplar (A1 Grubu-A2 Grubu) içinde yer alan uçakların aynı uçak üreticisi tarafından üretilmiş olmasıdır. Şekil 5.1.'de meydan çiftlerine yapılan uçuş sayıları ve bu uçuşların yüzde oranları gösterilmektedir.

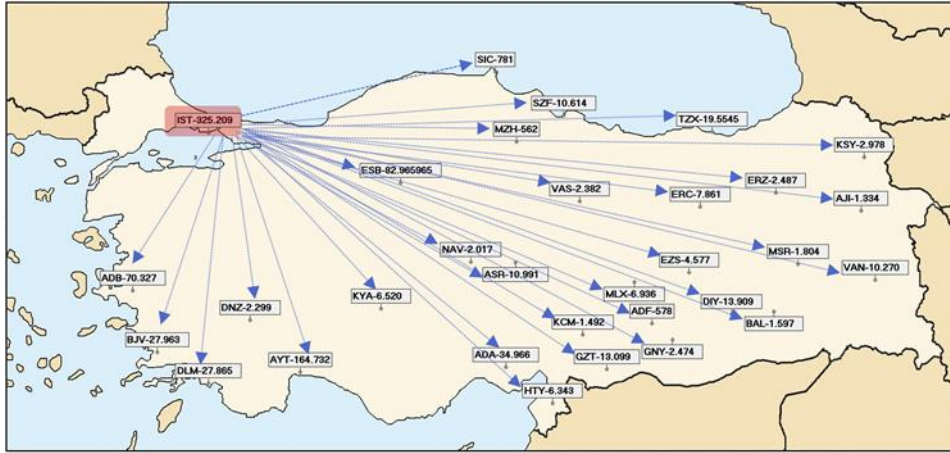


Şekil 5.1. Şehir çiftlerine yapılan uçuş sayıları ve yüzde oranları

Analiz için 31 şehir çifti arasındaki toplam 6574 uçuş dikkate alınmıştır. QAR veri setinde yer alan uçak ve motor gruplarının uçuş sayıları (Bkz. Şekil 5.2.) ve uçuşların gerçekleştirildiği hava alanlarının harita üzerinde gösterimi diğer bir ifade ile uçuş yapılan şehir çiftleri gösterilmektedir (Bkz. Şekil 5.3).



Şekil 5.2. Uçak ve motor gruplarının uçuş sayıları ve yüzde oranları



Şekil 5.3. Uçuşların gerçekleştirildiği hava alanlarının harita üzerinde gösterimi

QAR verileri, tek bir uçuşla ilgili olarak toplam 58 parametre içermektedir. Ancak bunlardan sadece 18'i seyir uçuşu menzil değerlerinin hesaplanması için kullanılmaktadır. Bu parametreler zaman, kütle, motor (yakıt akış hızları ve yakılan yakıt miktarı), kinematik ve dinamik parametreler (irtifa, uçuş yörünge açısı vb.), atmosferik (Mach sayısı, gerçek hava hızı, statik ve toplam sıcaklık vb.) ve diğerleri (ülke ve şirket kuyruk kodları, varış havaalanları vb.) olarak sınıflandırılmaktadır.

QAR veri setinde yer alan parametreler ve bu parametrelerin açıklamaları Tablo 5.1'de verilmektedir. QAR veri setinden alınan bu parametreler sarı renk ile işaretlenmiştir.

**Tablo 5.1. QAR veri setinde yer alan parametreler ve bu parametrelerin açıklamaları**

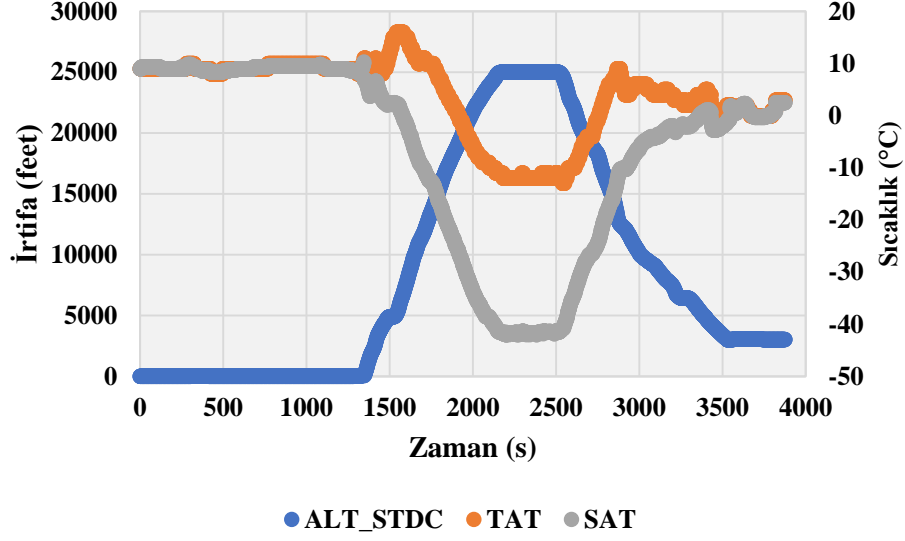
PARAMETRE	PARAMETRE AÇIKLAMASI
<b>TIME</b>	Zaman
<b>GWC</b>	Uçağın toplam kalkış kütlesi (ton)
<b>ALT_STDC</b>	İrtifa (feet)
<b>GS</b>	Uçağın yere göre hızı (ground speed) (knot)
<b>FLT_PATH</b>	Uçuş yörünge açısı (°)
<b>TLAI</b>	1 no'lu motorun gaz kolu açısı
<b>TLAIR</b>	1 no'lu motorun gaz kolu açısı (Sağ)
<b>TLAIC</b>	1 no'lu motorun gaz kolu açısı (Merkez)
<b>FFIC</b>	1 no'lu motorun anlık yakıt tüketimi (kg/s)
<b>N1I</b>	1 no'lu motorun alçak basınç kompresör hızı (%)
<b>N2I</b>	1 no'lu motorun yüksek basınç kompresör hızı (%)
<b>EGTI</b>	1 no'lu motorun egzoz çıkış sıcaklığı (°C)
<b>TLA2</b>	2 no'lu motorun gaz kolu açısı
<b>TLA2R</b>	2 no'lu motorun gaz kolu açısı (Sağ)
<b>TLA2C</b>	2 no'lu motorun gaz kolu açısı (Merkez)
<b>FF2C</b>	2 no'lu motorun anlık yakıt tüketimi (kg/s)
<b>N12</b>	2 no'lu motorun alçak basınç kompresör hızı (%)
<b>N22</b>	2 no'lu motorun yüksek basınç kompresör hızı (%)
<b>EGT2</b>	2 no'lu motorun egzoz çıkış sıcaklığı (°C)
<b>TAS</b>	Uçağın hava hızı (true air speed) (knot)
<b>MACH</b>	Mach sayısı
<b>LDGL</b>	Uçağın yerde veya havada olduğunu gösteren devre
<b>FLAPC</b>	Flap açısı (°)
<b>WIN_SPDR</b>	Rüzgâr hızı (knot)
<b>WIN_DIR</b>	Rüzgâr yönü (°)
<b>HEAD</b>	Baş açısı (°)
<b>LATPC</b>	Enlem (°)
<b>LONPC</b>	Boylam (°)
<b>TAT</b>	Toplam hava sıcaklığı (°C)
<b>SAT</b>	Statik hava sıcaklığı (°C)
<b>FQTY_TO</b>	Kalkış anında uçakta bulunan yakıt miktarı (ton)
<b>FQTY_LD</b>	İniş anında uçakta bulunan yakıt miktarı (ton)
<b>FBURN</b>	Toplam yakılan yakıt miktarı (kg)
<b>FBURN1</b>	1 no'lu motorun yakıt tüketimi (kg)
<b>FBURN2</b>	2 no'lu motorun yakıt tüketimi (kg)
<b>FQTY_TON</b>	Uçakta bulunan anlık yakıt miktarı (ton)
<b>FQTY11</b>	X no'lu depoda bulunan anlık yakıt miktarı (kg)
<b>FQTY12</b>	X no'lu depoda bulunan anlık yakıt miktarı (kg)
<b>FQTY21</b>	X no'lu depoda bulunan anlık yakıt miktarı (kg)
<b>FQTY22</b>	X no'lu depoda bulunan anlık yakıt miktarı (kg)
<b>FQTY31</b>	X no'lu depoda bulunan anlık yakıt miktarı (kg)
<b>DATE_R</b>	Uçuş tarihi
<b>TAIL_1</b>	Uçak ülke kuyruk kodu
<b>TAIL_2</b>	Şirket kuyruk numarası
<b>ORIGIN</b>	Kalkış meydanı
<b>RUNWAY_TO</b>	Kalkış yapılan pist başı
<b>DESTINATION</b>	İniş Meydanı
<b>RUNWAY_LD</b>	İniş yapılan pist başı
<b>HEIGHT</b>	Yükseklik (ft)
<b>ALT_QNH</b>	QNH İrtifa (ft)
<b>IASC</b>	Gösterge hızı (indicated air speed) (knot)
<b>LONG</b>	Uzunlmasına ekseninde hızlanma (g)
<b>LATG</b>	Enlemesine ekseninde hızlanma (g)
<b>VRTG</b>	Düşey ekseninde hızlanma (g)
<b>RUDD</b>	Dönme açısı (°)
<b>ROLL</b>	Yalpa açısı (°)
<b>PITCH</b>	Yunuslama açısı (°)

Kullanılan parametrelerin örnek uçuşlar üzerinden gösterimi amacıyla rastgele olarak seçilmiş 3 farklı meydan çiftine ait uçuşlar aşağıda verilmektedir Şekil (5.4-5.15) Seçilen havaalanları Tablo 5.2’de yeşil ile işaretlenmiştir. Uçuş safhaları olan kalkış, tırmanma, seyir uçuşu, alçalma ve iniş sırasında parametrelerin (Gerçek hava hızı, yakıt tüketimi, açılma değerleri ve sıcaklıklar) zaman ile değişimleri gösterilmektedir.

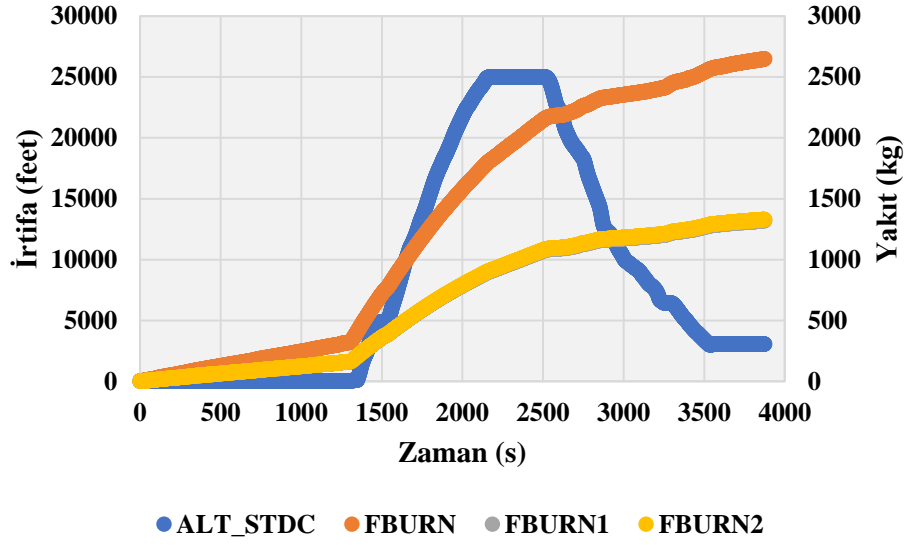
**Tablo 5.2.** Rastgele olarak seçilmiş 3 farklı meydan çiftine ait uçuşlar

<i>HAVAALANI</i>	<i>ICAO KODU</i>	<i>IATA KODU</i>
<i>Adana</i>	LTAF	ADA
<i>İzmir Adnan Menderes</i>	LTBJ	ADB
<i>Adiyaman</i>	LTCP	ADF
<i>Ağrı</i>	LTCO	AJI
<i>Kayseri</i>	LTAU	ASR
<i>Antalya</i>	LTAI	AYT
<i>Batman</i>	LTCJ	BAL
<i>Bodrum Milas</i>	LTFE	BJV
<i>Diyarbakır</i>	LTCC	DIY
<i>Dalaman</i>	LTBS	DLM
<i>Denizli</i>	LTAY	DNZ
<i>Erzincan</i>	LTCD	ERC
<i>Erzurum</i>	LTCE	ERZ
<i>Ankara Esenboğa</i>	LTAC	ESB
<i>Elâzığ</i>	LTCA	EZS
<i>Şanlıurfa</i>	LTCH	GNV
<i>Gaziantep</i>	LTAJ	GZT
<i>Hatay</i>	LTDA	HTY
<i>İstanbul Atatürk</i>	LTBA	IST
<i>Kahramanmaraş</i>	LTCN	KCM
<i>Kars</i>	LTCF	KSY
<i>Konya</i>	LTAN	KYA
<i>Malatya</i>	LTAT	MLX
<i>Muş</i>	LTCK	MSR
<i>Amasya</i>	LTAP	MZH
<i>Nevşehir</i>	LTAZ	NAV
<i>Sinop</i>	LTCM	SIC
<i>Samsun</i>	LTFH	SZF
<i>Trabzon</i>	LTCG	TZX
<i>Van</i>	LTCI	VAN
<i>Sivas</i>	LTAR	VAS

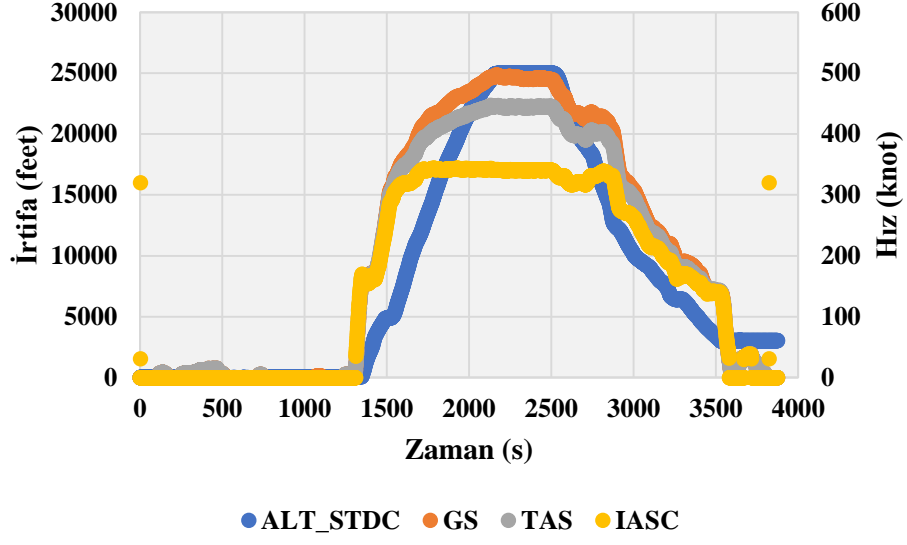
- İstanbul Atatürk (IST) ve Ankara Esenboğa (ESB) meydan-çifti arasında yapılan bir uçuş örneği;



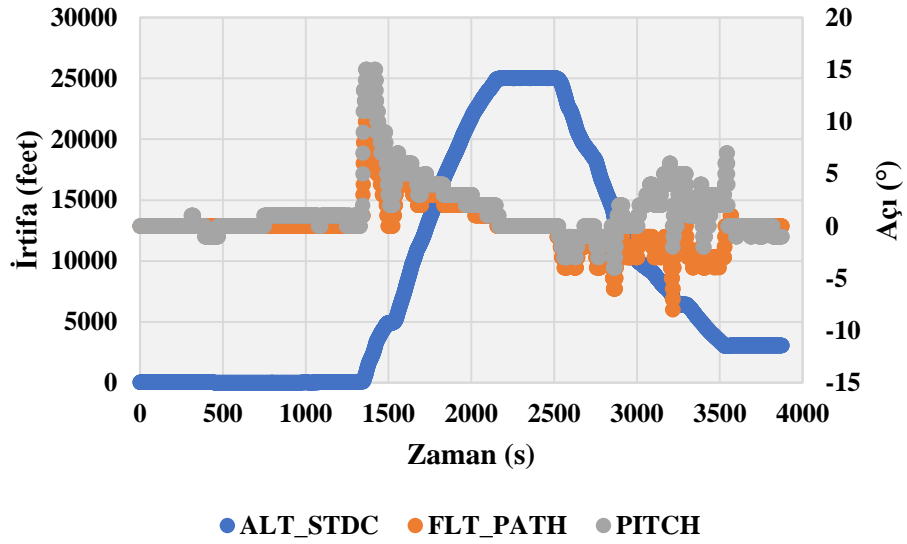
Şekil 5.4. İrtifa ve sıcaklıkların zamana göre değişimi (IST-ESB)



Şekil 5.5. İrtifa ve yakıt tüketimin zamana göre değişimi (IST-ESB)

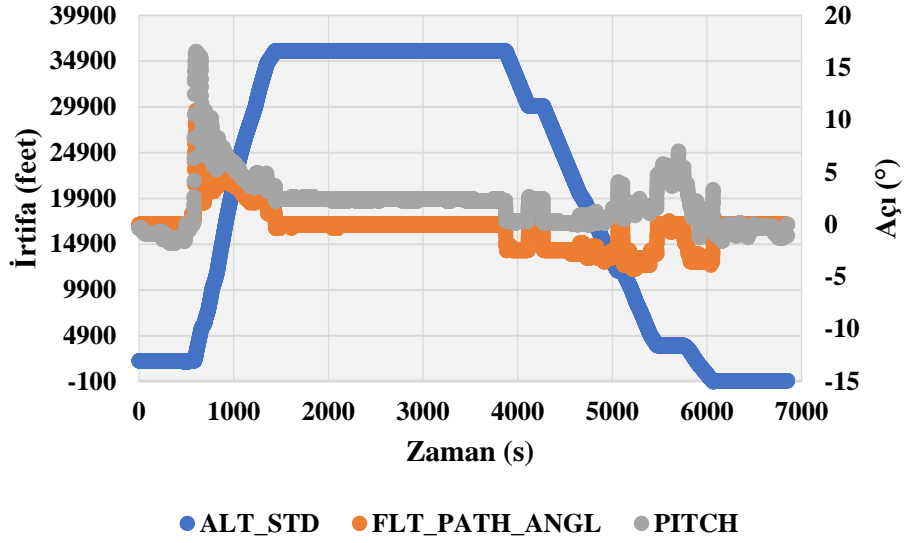


Şekil 5.6. İrtifa ve hızların zamana göre değişimi (IST-ESB)

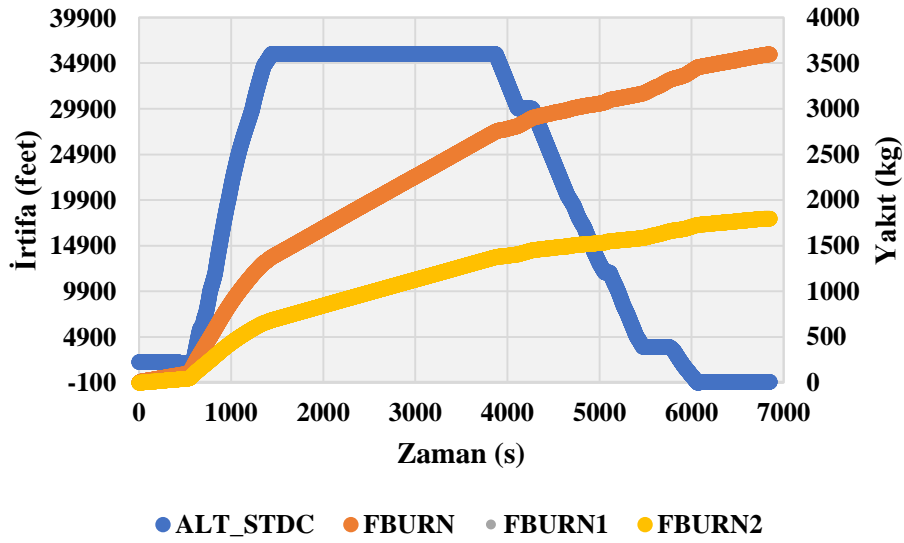


Şekil 5.7. İrtifa ve uçuş açılarının zamana göre değişimi (IST-ESB)

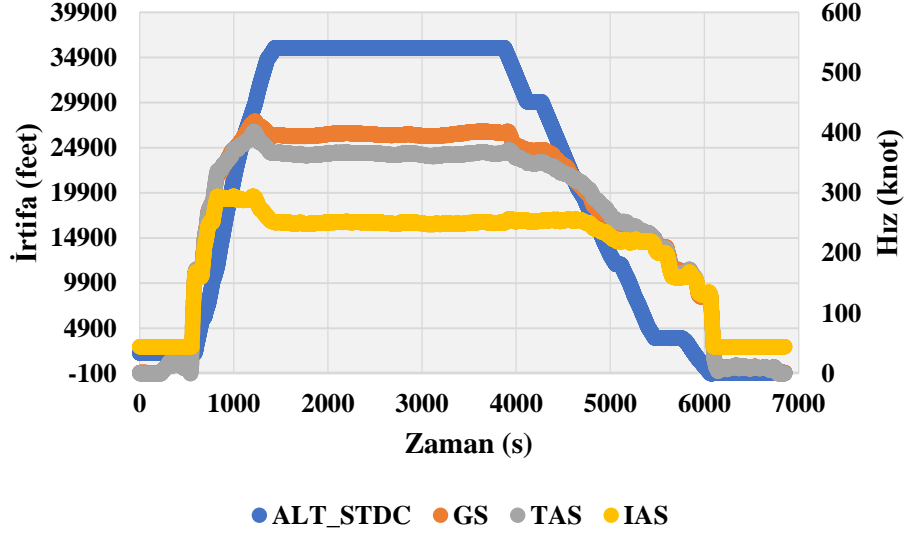
- İstanbul Atatürk (IST) ve Gaziantep (GZT) meydan-çifti arasında yapılan bir uçuş örneği;



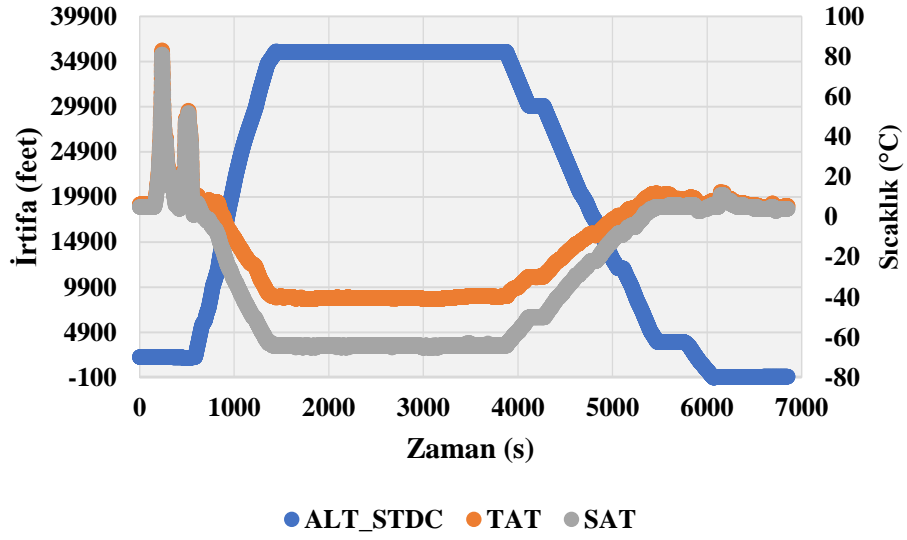
Şekil 5.8. İrtifa ve uçuş açılarının zamana göre değişimi (GZT-IST)



Şekil 5.9. İrtifa ve yakıt tüketiminin zamana göre değişimi (GZT-IST)

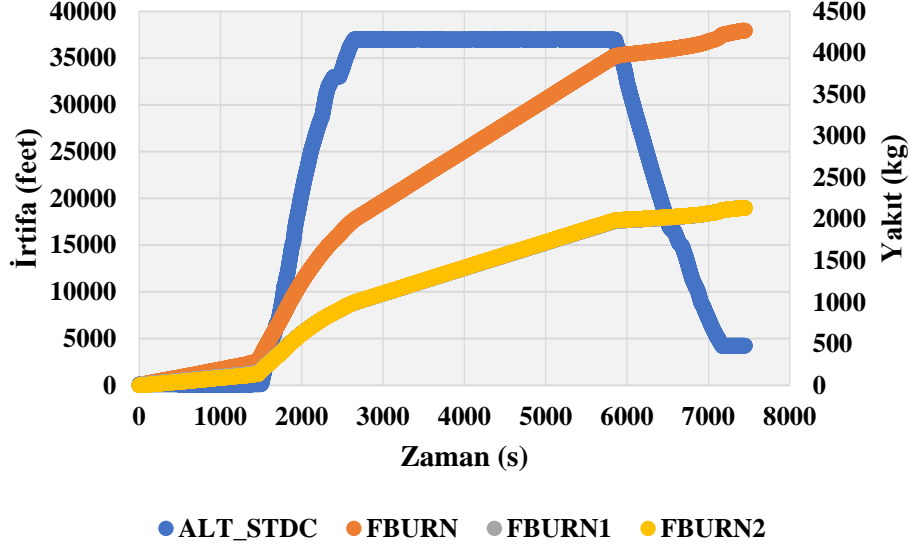


Şekil 5.10. İrtifa ve hızların zamana göre değişimi (GZT-IST)

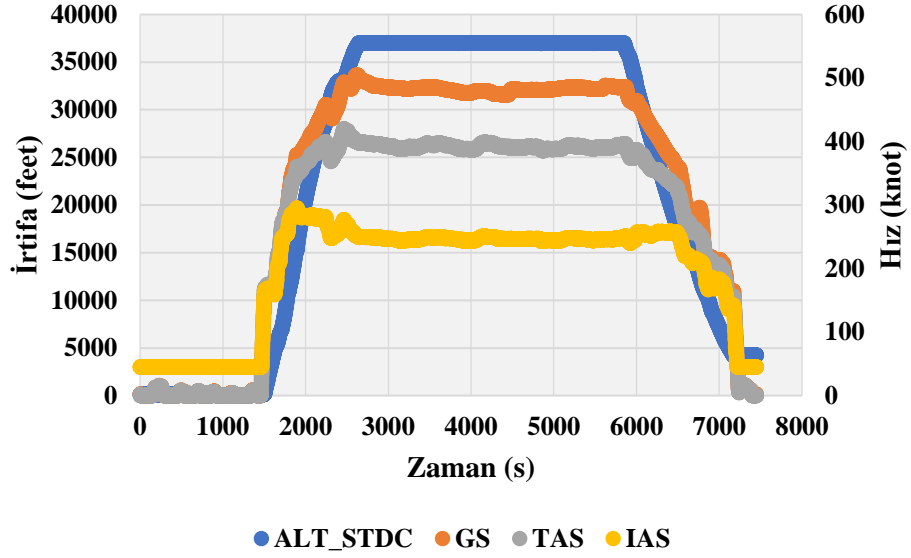


Şekil 5.11. İrtifa ve sıcaklıkları zamana göre değişimi (GZT-IST)

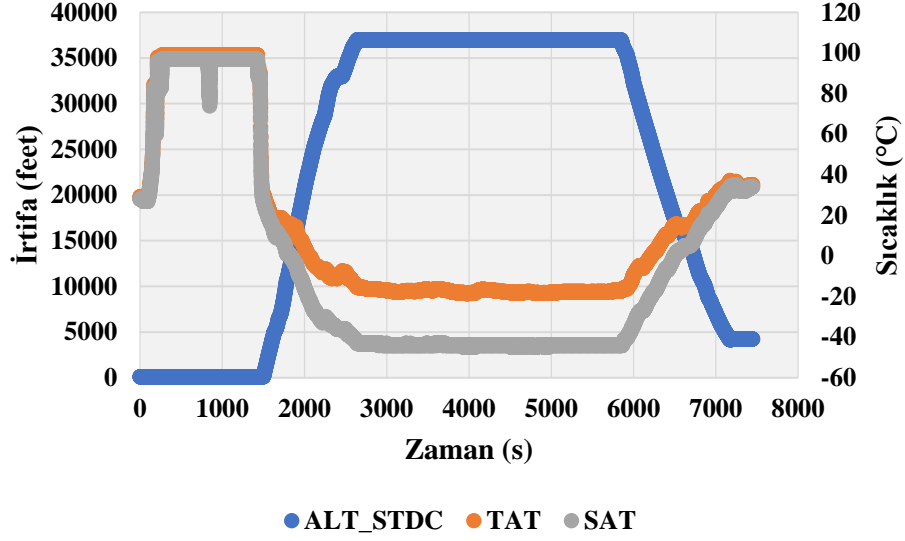
- İstanbul Atatürk (IST) ve Muş (MSR) meydan-çifti arasında yapılan bir uçuş örneği;



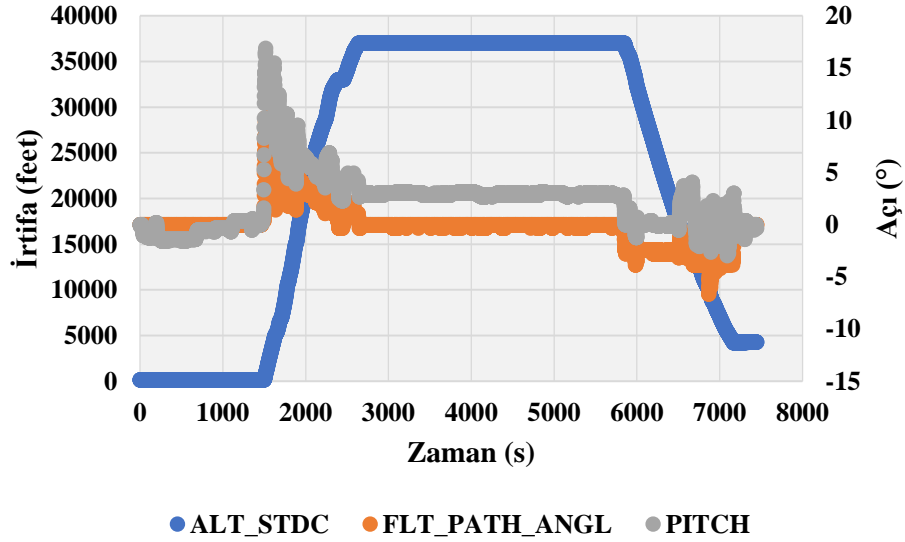
Şekil 5.12. İrtifa ve yakıt tüketimin zamana göre değişimi (IST-MSR)



Şekil 5.13. İrtifa ve hızların zamana göre değişimi (IST-MSR)



Şekil 5.14. İrtifa ve sıcaklıkların zamana göre değişimi (IST-MSR)



Şekil 5.15. İrtifa ve uçuş açılarının zamana göre değişimi (IST-MSR)

QAR veri seti kullanılarak elde edilen seyir menzil değerlerinin, her bir uçak ve motor grubu için istatistiksel verileri Tablo 5.3'te verilmektedir. Uçulan havaalanı çiftine bağlı olarak, seyir menzil değerleri 52 ile 591 nm arasında değişmektedir. 10 dakikadan (600 saniye) daha az süren seyir uçuşlarında, menzil denklemleri ile hesaplanan menzil değerlerinin birbirlerine çok yakın değerler aldığı gözlenmiştir. Diğer bir ifade ile 600 saniye altında gerçekleştirilen seyir uçuşları istatistiki açıdan bir farklılık oluşturmamaktadır. Bu nedenle, daha doğru bir analiz yapılabilmesi için 600 saniye altında süren seyir uçuşları hesaplamalara dâhil edilmemiştir.

**Tablo 5.3.** *QAR veri setinde yer alan uçuşların seyir uçuşu menzil değerleri*

UMG	N	Ortalama(nm)	StDev	Minimum (nm)	Medyan (nm)	Maksimum (nm)
A1E1	2586	183	108	60	140	591
A2E2	521	259	116	63	224	624
A3E3	725	209	111	62	161	566
A4E4	280	189	98	61	155	545
A5E5	1534	201	113	60	155	574
A6E6	928	149	92	59	99	563

Tablo 5.4'te uçuşların uçak ve motor gruplarına göre seyir uçuşu sırasındaki Mach sayısı dağılımını gösterilmektedir. Tüm uçuşlar sıkıştırılabilir hız rejimi içinde gerçekleştirilmektedir. Ortalama Mach sayıları 0.72 iken, maksimum Mach sayıları verilen uçak tiplerinin maksimum operasyonel Mach sayısına (MMO) çok yakın olan 0,805 Mach'a kadar ulaşmaktadır.

**Tablo 5.4.** *QAR veri setinde yer alan uçuşların seyir uçuş Mach sayısı değerleri*

UMG	N	Ortalama (M)	StdDev	Minimum (M)	Medyan (M)	Maksimum (M)
A1E1	2586	0,716	0,048	0,597	0,750	0,803
A2E2	521	0,724	0,037	0,598	0,731	0,800
A3E3	725	0,723	0,041	0,599	0,726	0,801
A4E4	280	0,719	0,044	0,599	0,729	0,786
A5E5	1534	0,724	0,044	0,591	0,736	0,805
A6E6	928	0,721	0,043	0,593	0,730	0,801

## 5.2. Yöntem

Çalışma sırasında takip edilen adımlar ve bu adımlarda kullanılan QAR veri setinden alınan parametreler aşağıda verilmektedir.

- **Adım 1.** Uçuş Profilinde Seyir Uçuş Aşamasının Belirlenmesi ve QAR Veri Setinin Kontrolü
  - **ALT\_STDC** İrtifa (feet)
  - **FLT\_PATH** Uçuş yörünge açısı (°)
  - **SAT** Statik hava sıcaklığı (°C)
  - **MACH** Mach sayısı
  - **TAT** Toplam hava sıcaklığı (°C)
- **Adım 2.** Uçak Tip- Güç Gruplarının Belirlenmesi ve Sınıflandırılması
  - **TAIL\_1** Uçak ülke kuyruk kodu
- **Adım 3.** Seyir Uçuş Menzili İçin Uygun TSFC Modelinin Seçimi
  - **Adım 3.1.** Farklı TSFC modelleri için TSFC değerlerinin hesaplanması
    - **Adım 3.1.1.** Basit sürükleme polar kabulü ile itki değerlerinin hesaplanması
    - **Adım 3.1.2.** Her bir TSFC modeli için yakıt debilerinin hesaplanması
    - **Adım 3.1.3.** TSFC modelinin seçimi
- **Adım 4.** Aerodinamik Performans Modelinin Oluşturulması ve Hesaplanması
  - **GWC** Uçağın toplam kalkış kütlesi (ton)
  - **ALT\_STDC** İrtifa (feet)
  - **FF1C** 1 no'lu motorun anlık yakıt tüketimi (kg/s)
  - **FF2C** 2 no'lu motorun anlık yakıt tüketimi (kg/s)
  - **SAT** Statik hava sıcaklığı (°C)
  - **TAS** Uçağın hava hızı (true air speed) (knot)
  - **MACH** Mach sayısı
  - **FBURN** Toplam yakılan yakıt miktarı (kg)
  - **Adım 4.1.** Seçilen TSFC modeli üzerinden itki değerlerinin hesaplanması
  - **Adım 4.2.** Kambur kanat ve sıkışabilirlik etkileri hesaba katılarak sürükleme katsayısının hesaplanması

- **Adım 4.3.** Taşıma katsayısı ve Mach sayısına bağlı olarak yeni sürüklenme polar modelinin oluşturulması
- **Adım 5.** Aerodinamik Performans Modelinin Farklı Tip Uçak Verileri Üzerinden Doğrulanması
- **Adım 6.** Uçuş Seyir Koşullarının Belirlenmesi, Aerodinamik Performans Modeli Üzerinden Seyir Menzillerinin Oluşturulması ve Hesaplanması
  - ✓ **GWC** Uçağın toplam kalkış kütlesi (ton)
  - ✓ **ALT\_STDC** İrtifa (feet)
  - ✓ **FLT\_PATH** Uçuş yörünge açısı (°)
  - ✓ **MACH** Mach sayısı
  - ✓ **FBURN** Toplam yakılan yakıt miktarı (kg)
  - ✓ **FBURN1** 1 no'lu motorun yakıt tüketimi (kg)
  - ✓ **FBURN2** 2 no'lu motorun yakıt tüketimi (kg)
- **Adım 7.** Oluşturulan Seyir Menzillerinin Modellerinin BADA ile Değerlendirilmesi

### 5.2.1. Uçuş profilinde seyir uçuş aşamasının belirlenmesi

Uçuş verilerinin incelenmesi ve işlenmesi 3 ana bölümden oluşmaktadır.

1. Verilerin bulunduğu Excel dosyasından çekilmesi
2. Verilerin Matlab programı yardımıyla işlenmesi ve hesaplanması
3. İşlenen verilerin Excel dosyasına yazdırılması işlemleridir.

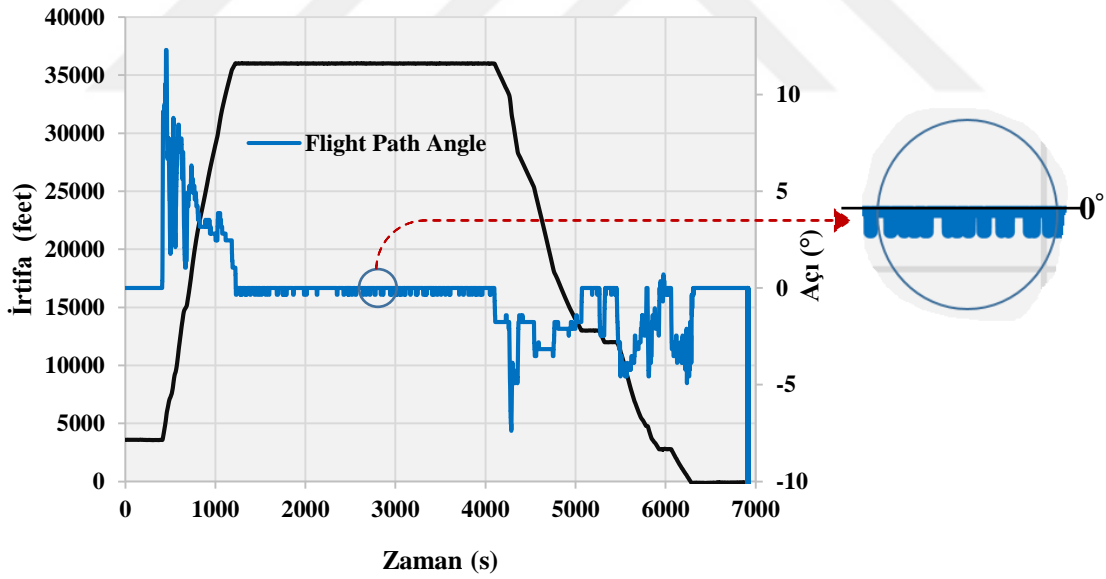
İkinci bölümde yer alan verilerin işlenmesi ve hesaplanması kısmında yazılan farklı kodlar sayesinde hatalı veya eksik verilerin bulunması ve işlenen dosya adlarının sıralı bir şekilde başka bir Excel dosyasına yazdırılması sağlanmıştır. Bu sayede hatalı veya eksik verilere sahip uçuşlara ve incelenmek istenen diğer uçuşlara kolay bir şekilde ulaşmak mümkün olmaktadır.

QAR veri seti içerisindeki tüm seyir uçuşları, uçak performansına, uçuş yönüne (yani doğuya ve batıya bağlı) ve hava trafiği yoğunluğuna bağlı olarak 20.026 ve 41.040 feet arasındaki irtifalarda gerçekleşmektedir (Bkz. Tablo 5.5.). Tüm uçak ve motor grubu için seyir uçuş irtifalarının ortalama ve medyan değerleri standart uçuş seviyelerine (FL320 ve FL330) çok yakındır. Standart sapmalar ayrıca seyir uçuşlarının çoğunun (yaklaşık %70) ortalama seyir irtifalarının altında veya üstünde 3 veya 4 uçuş seviyesinde (3000-4000 feet) gerçekleştiği görülmektedir.

**Tablo 5.5.** QAR veri setinde yer alan uçuşların seyir uçuş irtifa değerleri

UMG	N	Ortalama (feet)	StDev	Minimum (feet)	Medyan (feet)	Maksimum (feet)
A1E1	2586	32045	3836	22882	32017	41008
A2E2	521	34455	3382	23977	35003	41010
A3E3	725	33262	3153	22940	32984	38984
A4E4	280	32477	3683	21972	32952	38960
A5E5	1534	32155	3580	20976	32944	38968
A6E6	928	30605	3578	20952	30940	38932

Ticari taşımacılık yapan uçakların sabit irtifalardaki seyir uçuşlarında uçuş yörünge açısının sıfır olması beklenmektedir. Veriler incelendiğinde uçakların seyir uçuş aşamasında olmalarına rağmen uçuş yörünge açılarında çok küçük farklılıklar gözlenmektedir. Bu açı değişimlerine örnek olarak A1E1 uçağında uçuş yörünge açı değerlerinin  $-0.4^{\circ} < \text{FLT\_PATH} < 0.4^{\circ}$  aralığında değişmesini gösteren bir uçuş örnek olarak Şekil 5.16.'da verilmektedir.



**Şekil 5.16.** Bir uçuşa ait uçuş yörünge açısının irtifa ve zamana göre değişimi

Seyir uçuş aşamasının doğru bir şekilde belirlenmesi amacıyla irtifa ve seyir uçuş süresi kısıtlamaları ile uçuş yörünge açılarındaki meydana gelen farklılıklar göz önüne alınarak Matlab programında kodlar yazılmıştır. Yazılan kodlar, seyir uçuş aşamasının belirlenmesini sağlamaları yanında bu uçuş fazında kullanılacak parametrelerin de doğru bir şekilde elde edilmesini sağlamaktadırlar.

### 5.2.2. Uçak - motor gruplarının belirlenmesi ve sınıflandırılması

Seyir aşamalarını belirledikten sonra, TSFC değerlerini doğru bir şekilde tahmin etmek için uçak ve motor gruplarını tanımlamak gerekmektedir. Bu veriler ise QAR veri setinde yer almamaktadır, dolayısıyla kuyruk kodları (TAIL\_1) ve şirket kuyruk kodları (TAIL\_2) kullanılarak bu veriler elde edilmiştir [http-5]. Uçak ve motor grup bilgilerine dayanarak, referans TSFC ve Mach sayıları (TSFC \* ve M \*) ve bypass oranı ( $\lambda$ ) gibi tipe özgü parametreler üreticilerin yayınladığı verilerden alınmaktadır [http-1]. Tablo 5.6.- Tablo 5.11, üreticiler tarafından sağlanan referans motor karakteristikleri gösterilmektedir.

**Tablo 5.6.** *E<sub>1</sub> Turbofan motoruna ait performans özellikleri* [http-1]

<i>E<sub>1</sub> Turbofan Motoruna Ait Performans Özellikleri</i>	
<i>İtke Kuvveti (N) (deniz seviyesi)</i>	117432
<i>Özgül Yakıt Tüketimi ((kg/s)/N) (deniz seviyesi)</i>	$1,08 \cdot 10^{-5}$
<i>By-pass oranı</i>	5,1
<i>Özgül Yakıt Tüketimi ((kg/s)/N) (seyir irtifası)</i>	$1,7 \cdot 10^{-5}$
<i>Seyir İrtifası (feet)</i>	35000
<i>Seyir Mach Sayısı</i>	0,8

**Tablo 5.7.** *E<sub>2</sub> Turbofan motoruna ait performans özellikleri* [http-1]

<b><i>E<sub>2</sub> Turbofan Motoruna Ait Performans Özellikleri</i></b>	
<b><i>İtke Kuvveti (N) (deniz seviyesi)</i></b>	106757
<b><i>Özgül Yakıt Tüketimi ((kg/s)/N) (deniz seviyesi)</i></b>	1,05*10 <sup>-5</sup>
<b><i>By-pass oranı</i></b>	5,3
<b><i>Özgül Yakıt Tüketimi ((kg/s)/N) (seyir irtifası)</i></b>	1,78*10 <sup>-5</sup>
<b><i>Seyir İrtifası (feet)</i></b>	35000
<b><i>Seyir Mach Sayısı</i></b>	0,8

**Tablo 5.8.** *E<sub>3</sub> Turbofan motoruna ait performans özellikleri* [http-1]

<b><i>E<sub>3</sub> Turbofan Motoruna Ait Performans Özellikleri</i></b>	
<b><i>İtke Kuvveti (N) (deniz seviyesi)</i></b>	108894
<b><i>Özgül Yakıt Tüketimi ((kg/s)/N) (deniz seviyesi)</i></b>	1,02*10 <sup>-5</sup>
<b><i>By-pass oranı</i></b>	4,9
<b><i>Özgül Yakıt Tüketimi ((kg/s)/N) (seyir irtifası)</i></b>	1,5*10 <sup>-5</sup>
<b><i>Seyir İrtifası (feet)</i></b>	35000
<b><i>Seyir Mach Sayısı</i></b>	0,82

**Tablo 5.9.** *E4 Turbofan motoruna ait performans özellikleri* [http-1]

<b><i>E4 Turbofan Motoruna Ait Performans Özellikleri</i></b>	
<b><i>İtke Kuvveti (N) (deniz seviyesi)</i></b>	120101
<b><i>Özgül Yakıt Tüketimi ((kg/s)/N) (deniz seviyesi)</i></b>	$0,96 \cdot 10^{-5}$
<b><i>By-pass oranı</i></b>	5,7
<b><i>Özgül Yakıt Tüketimi ((kg/s)/N)* (seyir irtifası)</i></b>	$1,54 \cdot 10^{-5}$
<b><i>Seyir İrtifası (feet)</i></b>	35000
<b><i>Seyir Mach Sayısı</i></b>	0,8

**Tablo 5.10.** *E5 Turbofan motoruna ait performans özellikleri* [http-1]

<b><i>E5 Turbofan Motoruna Ait Performans Özellikleri</i></b>	
<b><i>İtke Kuvveti (N) (deniz seviyesi)</i></b>	110310
<b><i>Özgül Yakıt Tüketimi ((kg/s)/N) (deniz seviyesi)</i></b>	$1,02 \cdot 10^{-5}$
<b><i>By-pass oranı</i></b>	4,8
<b><i>Özgül Yakıt Tüketimi ((kg/s)/N) (seyir irtifası)</i></b>	$1,5 \cdot 10^{-5}$
<b><i>Seyir İrtifası (feet)</i></b>	35000
<b><i>Seyir Mach Sayısı</i></b>	0,8

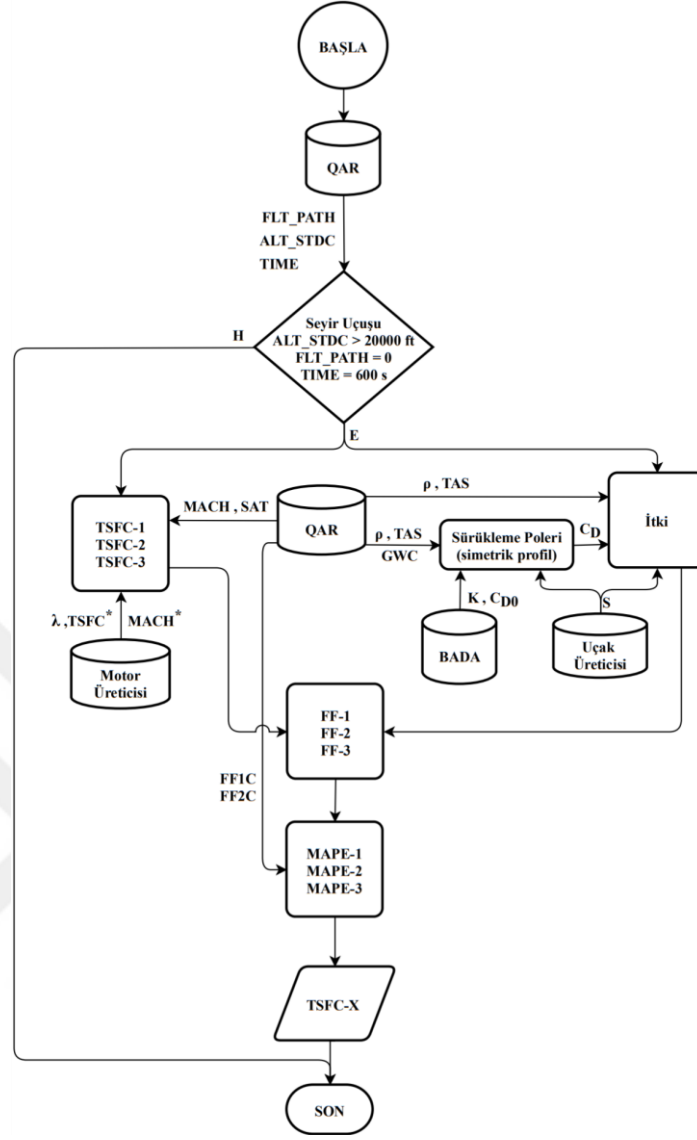
**Tablo 5.11.** *E<sub>6</sub> Turbofan motoruna ait performans özellikleri* [http-1]

<b><i>E<sub>6</sub> Turbofan Motoruna Ait Performans Özellikleri</i></b>	
<b><i>İtke Kuvveti (N) (deniz seviyesi)</i></b>	140560
<b><i>Özgül Yakıt Tüketimi ((kg/s)/N) (deniz seviyesi)</i></b>	1,08*10 <sup>-5</sup>
<b><i>By-pass oranı</i></b>	4,5
<b><i>Özgül Yakıt Tüketimi ((kg/s)/N) (seyir irtifası)</i></b>	1,63*10 <sup>-5</sup>
<b><i>Seyir İrtifası (feet)</i></b>	35000
<b><i>Seyir Mach Sayısı</i></b>	0,8

### **5.2.3. Seyir menzili için uygun TSFC modelinin seçimi**

Seyir uçuş aşamasının özgül yakıt tüketimi değerlerinin doğru bir şekilde hesaplanabilmesi bu uçuş fazına uygun TSFC modelinin seçimi ile mümkündür. TSFC modelleri arasından yapılan seçime ait blok diyagramı Şekil 5.17' de verilmektedir. Yapılan literatür çalışması sonucunda seyir uçuşu için uygun TSFC modelleri belirlenmiştir. Bu TSFC modelleri aşağıda verilmektedir.

- Martinez-Val[61], R Özgül Yakıt Tüketim Modeli (TSFC-1)
- Howe[63]. D. Özgül Yakıt Tüketim Modeli (TSFC-2)
- Roux E. [64] Özgül Yakıt Tüketim Modeli (TSFC-3)



Şekil 5.17. TSFC modelinin seçimi için oluşturulmuş blok digramı

Özgül yakıt tüketimi modelleri arasından seçim yapabilmesi için QAR veri setinde yer alan uçaklar için kambursuz kanatlarda kullanılan sürüklenme poları yani basit parabolik sürüklenme polar kabulü yapılmıştır.

$$T = D = \frac{1}{2} \rho V_{TAS}^2 S C_D \quad (5.1)$$

TSFC değerleri elde edildiğinde, itki değerleri verilen seyir irtifasında ve gerçek hava hızında seviye uçuş koşulları kullanılarak tahmin edilmektedir. Denklem 5.1 'de hava yoğunluğu ( $\rho$ ), QAR veri setinde yer alan sıcaklık ve irtifa değerleri üzerinden hesaplanmıştır. Kanat alanı ise uçak üreticilerinden elde edilmektedir.

İtke değerleri hesaplandıktan sonra, TSFC modelleri ve bu itke değerleri üzerinden yakıt debileri hesaplanmaktadır.

- Martinez-Val [61], R önermiş olduğu TSFC modeli (TSFC-1) üzerinden hesaplanan yakıt debisi FF-1,
- Howe[63]. D. önermiş olduğu TSFC modeli (TSFC-2) üzerinden hesaplanan yakıt debisi FF-2,
- Roux E. [64] önermiş olduğu TSFC modeli (TSFC-3) üzerinden hesaplanan yakıt debisi FF-3,
- QAR veri setinden alınan gerçek yakıt debisi ise FF-QAR olarak adlandırılmaktadır.

En son adım olarak en uygun TSFC modelinin seçimi için hesaplanan yakıt debileri ile gerçek yakıt debileri kıyaslanma işleminin yapılmasıdır. Kıyaslama işlemi MAPE hatalar oranına bakılarak yapılmıştır.

#### 5.2.4. Aerodinamik sürüklenme polar modelinin oluşturulması ve hesaplanması

Seyir uçuşu için uygun TSFC modeli (TSFC-X) seçimi yapıldıktan sonra aerodinamik performans modelinin oluşturulması gerekmektedir. İtke değerleri TSFC-X ve QAR veri setinde yer alan gerçek yakıt debisi değerleri kullanılarak hesaplanmıştır. Ticari uçaklar için sürüklenme polar modeli oluşturulurken Mach sayısı (sıkışabilirlik) ve kambur kanat etkileri gibi özellikler dikkate alınmaktadır. Sürüklenme katsayısı ( $C_D$ ), her bir seyir aşaması için TSFC-X ve QAR data setinden alınan yakıt debisi, irtifa ve gerçek hava hızı kullanılarak tahmin edilmektedir.

Dalga sürüklenmesi (veya sıkışabilirlik sürüklenmesi) şok dalgalarıyla ilişkili sürüklenmedir ve yalnızca yüksek hızlı uçuşta (yani kritik Mach sayısından daha yüksek hızlarda  $M_{cr}$ ) görülmektedir. Dalga sürüklenmesi genellikle, tanımlanmış bir referans Mach sayısında (tipik olarak 0,5 Mach veya 0,6 Mach sayısı) uçağın sürüklenmesine göre bir artış olarak ölçülmekte ve 0,6 Mach veya üzerindeki hızlarda uçan ticari uçakların sürüklenme polarlarının 6. dereceden bir polinom şeklinde yazılmasının uygun olduğu ifade [47]. Yukarıda belirtilen nedenlerden dolayı tez kapsamında oluşturulacak yeni sürüklenme polar modeli de 6. dereceden bir polinomdur.

$$C_D(C_L, M) = C_{D_0}(M) + (K_1(M))C_L^2 + (K_2(M))C_L^6 \quad (5.2)$$

Denklem 5.2 'de,  $C_{D0}$ ,  $K_1$  ve  $K_2$  katsayıları Mach sayısına bağlı olarak değiştikleri için bu katsayıları Mach sayısının bir fonksiyonu olarak yazmak mümkündür. Bu tez kapsamında oluşturulan yeni sürükleme polar modeli aşağıda verilmektedir.

$$\begin{aligned}
C_D(C_L, M) = & a_1 + a_2(M - M_{Ref})^2 + a_3(M - M_{Ref})^3 \\
& + b_1 C_L^2 + (b_2(M - M_{Ref})^2) C_L^2 + (b_3(M - M_{Ref})^3) C_L^2 + (b_4(M - M_{Ref})^4) C_L^2 \\
& + c_1(M - M_{Ref}) C_L^6 + c_2(M - M_{Ref})^2 C_L^6
\end{aligned} \tag{5.3a}$$

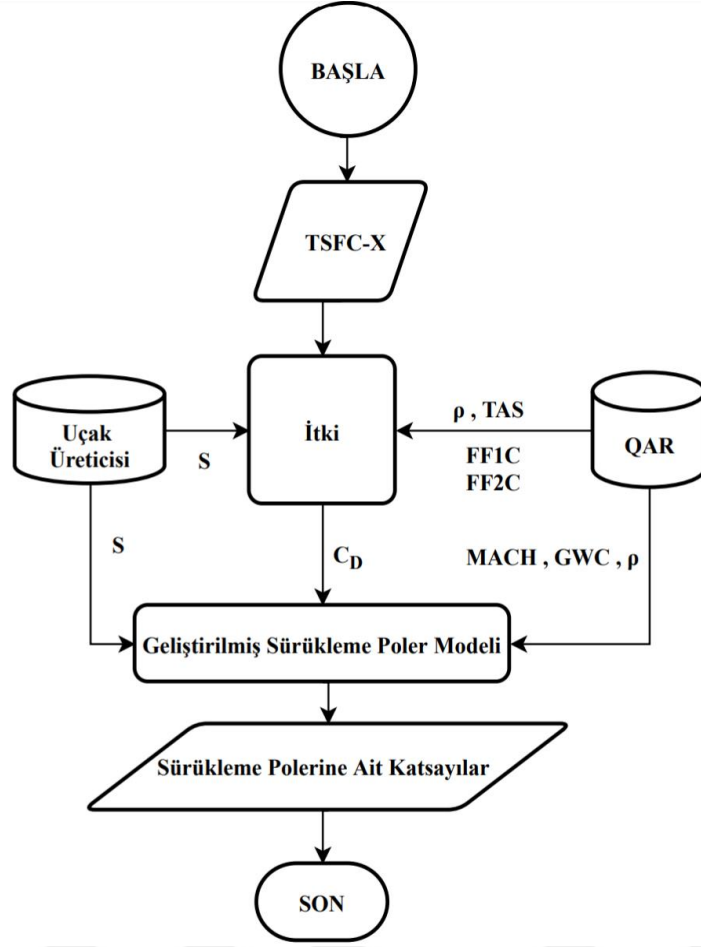
$$\begin{aligned}
C_D(C_L, M) = & a_1 + a_2(M - M_{Ref})^2 + a_3(M - M_{Ref})^3 \\
& + (b_1 + b_2(M - M_{Ref})^2 + b_3(M - M_{Ref})^3 + b_4(M - M_{Ref})^4) C_L^2 \\
& + (c_1(M - M_{Ref}) + c_2(M - M_{Ref})^2) C_L^6
\end{aligned} \tag{5.3b}$$

$$C_{D0}(M) = a_1 + a_2(M - M_{Ref})^2 + a_3(M - M_{Ref})^3 \tag{5.4}$$

$$K_1(M) = b_1 + b_2(M - M_{Ref})^2 + b_3(M - M_{Ref})^3 + b_4(M - M_{Ref})^4 \tag{5.5}$$

$$K_2(M) = c_1(M - M_{Ref}) + c_2(M - M_{Ref})^2 \tag{5.6}$$

Bağımlı değişken olan sürükleme katsayısı ( $C_D$ ) ile bağımsız değişkenler Mach sayısı ( $M$ ) ve taşıma katsayısına ( $C_L$ ) bağlı olarak sürükleme polar modeli oluşturulmuştur. Denklem 5.3 - Denklem 5.6'da referans Mach sayısı ( $M_{Ref}$ ) 0,6 Mach olarak seçilmektedir. Sürükleme polar modelinde yer alan katsayılar ( $a_1$ ,  $a_2$ ,  $a_3$ ,  $b_1$ ,  $b_2$ ,  $b_3$ ,  $b_4$ ,  $c_1$ ,  $c_2$ ), bir optimizasyon modeli olan doğrusal olmayan en küçük kareler yöntemiyle bulunmaktadır. Geliştirilmiş sürükleme polar modeli ve katsayılarının bulunmasına ait blok digramı Şekil 5.18'de verilmektedir.

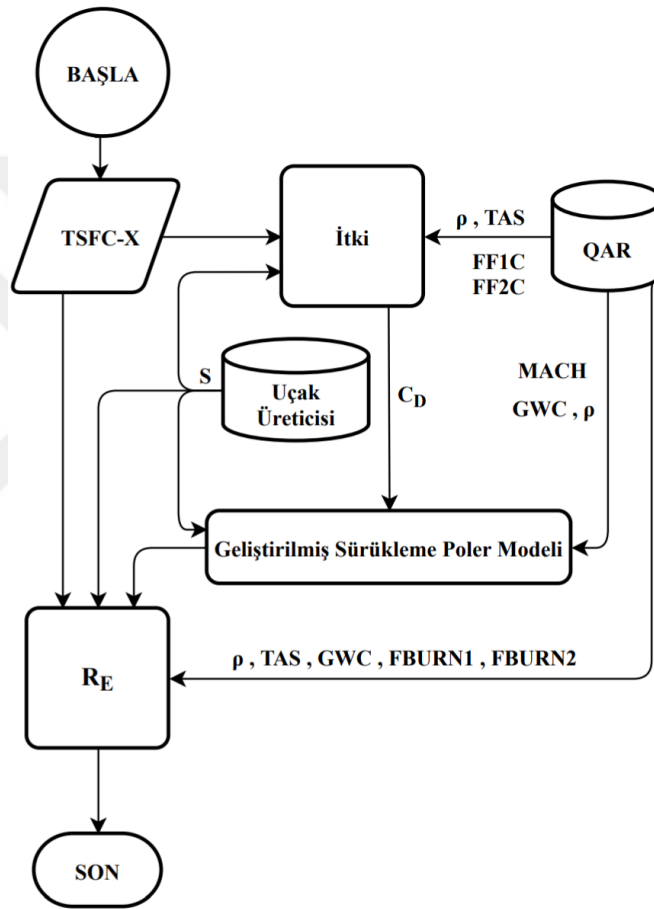


Şekil 5.18. Geliştirilmiş sürükleme polar modeli ve katsayılarının bulunmasına ait blok digramı

Sürükleme polar katsayıları farklı uçak ve motor tipi grupları için tek tek hesaplanmıştır. Oluşturulan regresyon modeli için uygunluğun iyi olup olmadığını kontrol etmek amacıyla düzeltilmiş  $R^2$  değerleri de hesaplanmıştır.  $R^2$ , 0 ile 1 arasında değer almaktadır.  $R^2 = 1$ , regresyon modelinin neredeyse tüm değişkenliği açıkladığını göstermektedir. Ancak,  $R^2 = 0$ , regresyon modeli değişkenliği açıklayamadı anlamına gelmektedir [92].

### 5.2.5. Seyir menzil denklemlerinin oluşturulması ve hesaplanması

Çalışmanın son aşamasında, seyir uçuşu menzil değerlerini daha doğru tahmin etmek için geliştirilmiş bir seyir menzil modeli önerilmiştir. Farklı TSFC modellerinin incelenmesinden sonra, seyir uçuşu için en uygun TSFC modeli seçilmiş, gerçek uçuş verileri kullanarak kamber kanat ve sıkışabilirlik etkileri dikkate alınarak yeni bir sürüklenme polar modeli oluşturulmuştur. Oluşturulan seyir menzil denkleminde rüzgârın menzil değerleri üzerindeki etkisi ihmal edilmiştir. Seyir menzil modeli ( $R_E$ ) için blok digramı Şekil 5.19.'da verilmektedir.



Şekil 5.19. Seyir menzil modeli ( $R_E$ ) için blok digramı

Seçilen TSFC modeli ve oluşturulan yeni sürüklenme polar modeli Breguet menzil denkleminde yerine konulmuştur. Geliştirilmiş menzil modeli bu tez kapsamında  $R_E$  olarak ifade edilmektedir;

$$R_E = \frac{V_{TAS}}{TSFC(M, h)} \frac{C_L}{C_D(C_L, M)} \ln \frac{W_0}{W_1} \quad (5.7)$$

Yeni menzil modelinin doğruluğunu değerlendirmek için, mevcut iki seyir menzil denklem kullanılmıştır. Bu menzil denklemleri oluşturulurken, 300'den fazla farklı uçak tipine ait verileri içeren BADA veri tabanından yararlanılmıştır. Bu veri tabanındaki veriler uçak üreticileri veya uçak operatörleri tarafından sağlanan çeşitli uçak verilerinden oluşmaktadır. BADA'nın kullanmış olduğu aerodinamik modeli, uçağın aerodinamik davranışı üzerindeki sıkışabilirlik etkilerini dikkate almadığını belirtmek gerekmektedir. Bu nedenle, BADA basit parabolik sürüklenme modeli kullanmaktadır. BADA kendi oluşturduğu TSFC modelini kullanmaktadır. Bu TSFC modelinde tek bağımsız değişken  $V_{TAS}$ 'dir. Diğer bir ifade ile TSFC modelini sadece  $V_{TAS}$  etkilemektedir [76].

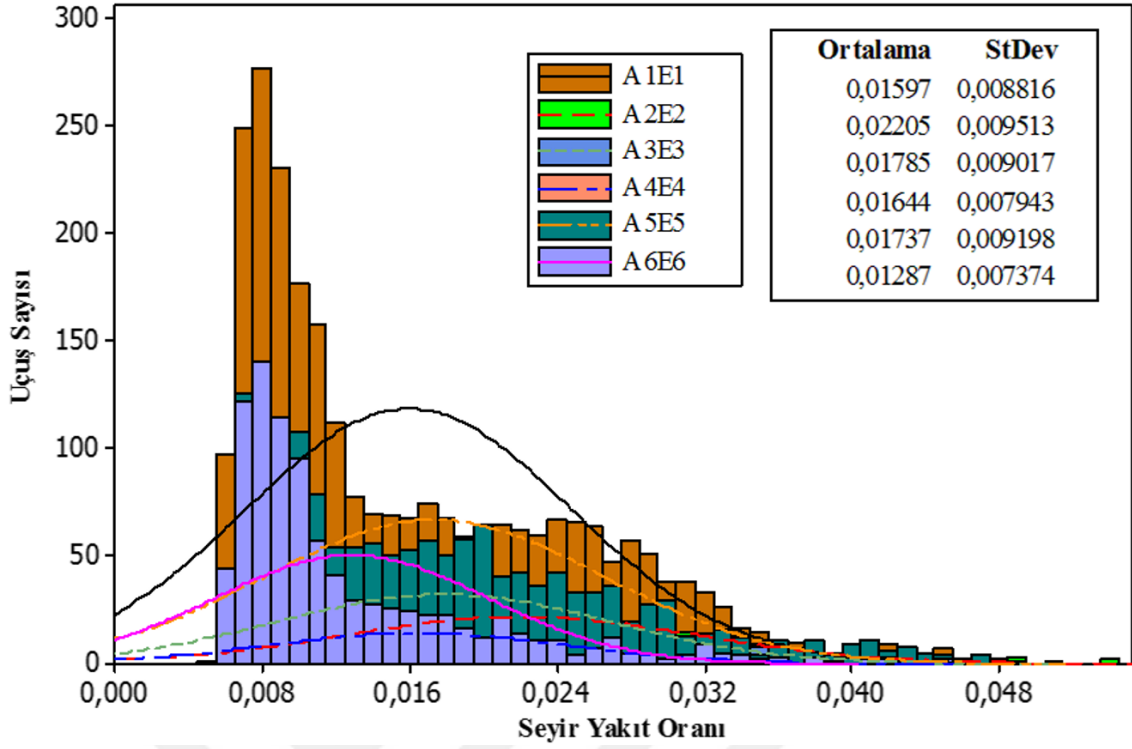
İlk olarak seyir menzil denklemi temel Breguet menzil denklemi olarak adlandırılmış ve bu seyir menzil denkleminde basit sürüklenme polar modeli ve BADA'nın önermiş olduğu TSFC modeli kullanılmıştır. Bu menzil denklemi  $R_{BB}$  olarak aşağıdaki gibi ifade edilmektedir.

$$R_{BB} = \frac{V_{TAS}}{TSFC(V_{TAS})} \frac{C_L}{C_D(C_L)} \ln \frac{W_0}{W_1} \quad (5.8)$$

İkinci seyir menzil denklemi ise, sabit irtifa ve sabit hava hızı için oluşturulmuş ve genellikle bu menzil denklemi temel Hale menzil denklemi  $R_{BH}$  olarak bilinmektedir.

$$R_{BH} \cong 2 \frac{V_{TAS}}{TSFC(V_{TAS})} \frac{1}{2\sqrt{C_{D0}K}} \left[ \frac{C_{D0} \rho V_{TAS}^2 S}{K} \frac{1 - \frac{W_1}{W_0}}{2W_0} \frac{1}{\frac{C_{D0}}{K} \left( \frac{\rho V_{TAS}^2 S}{2W_0} \right)^2 + \frac{W_1}{W_0}} \right] \quad (5.9)$$

Temel Breguet menzil denklemi ve temel Hale menzil denklemi oluşturulurken sürüklenme polar modelinde yer alan katsayılar aynı şekilde TSFC modelinde yer alan katsayılar BADA veri tabanından elde edilmektedir.



Şekil 5.20. Seyir yakıt oranının değişimi

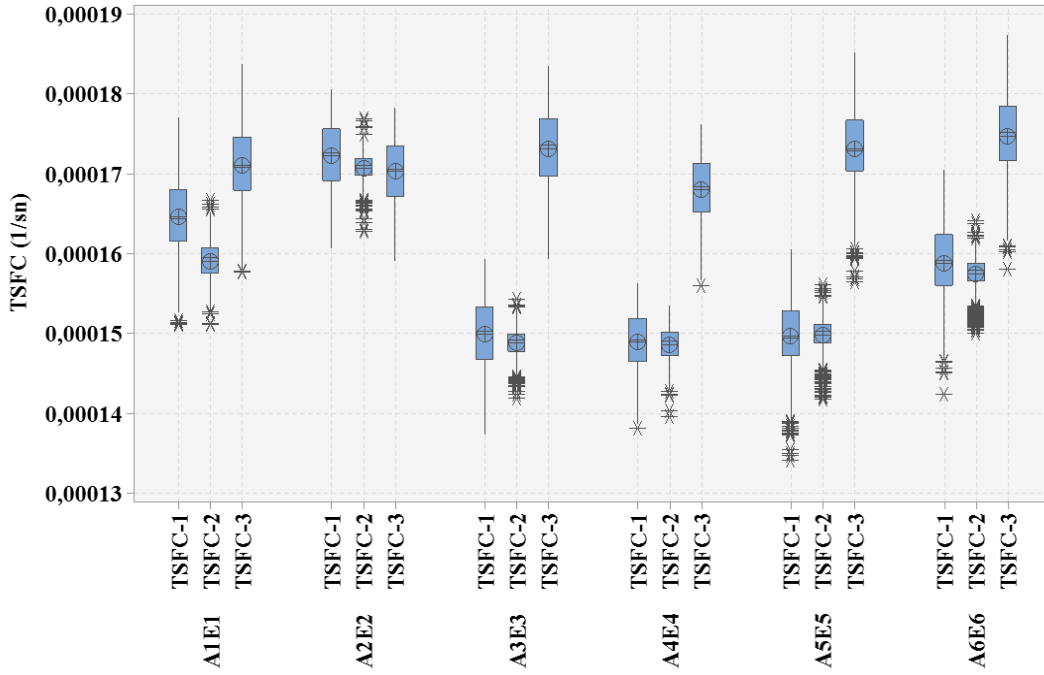
Seyir yakıt oranı 0,1 değerinin altında ise seyir uçuşu menzil denklemleri birbirlerine çok yakın menzil değerleri vermektedir. Bu nedenle kısa mesafeli uçuşlar için Breguet menzil denkleminin kullanılması diğer menzil denklemlerine göre daha uygun olacaktır [70]. Tüm uçak ve motor grupları için seyir yakıt oranının değişimi Şekil 5.20’te verilmektedir.

Ek-1’ de tez kapsamında geliştirilmiş yeni sürüklenme polar modeli üzerinden Hale menzil denklemleri oluşturulmuştur. Ancak sabit irtifa ve sabit hava hızı için oluşturulan bu seyir uçuş menzil denklemleri sembolik olarak hesaplanıp nümerik olarak hesaplanmamıştır. Dolayısıyla diğer menzil denklemleriyle kıyaslanması yapılmamaktadır.

## 6. BULGULAR

### 6.1. Özgül Yakıt Tüketimi ve Yakıt Debisi

TSFC modellerine ait değerler, QAR verilerindeki tüm uçak ve motor grupları için Şekil 6.1'de sunulmaktadır. A2E2 dışında, TSFC-3 (Roux (24)) modelinin değerleri tüm uçak ve motor grupları için en yüksek değerlere sahiptir. TSFC-1 (Martinez-Val ve arkadaşları (26)) ve TSFC-2 (Howe ve arkadaşları (23)) medyan değerleri A3E3-A6E6 grupları için birbirine çok yakınken TSFC-3 modelinin önerdiği değerlerin bunlardan daha yüksek olduğu görülmektedir. Bu farklılıklar büyük ölçüde motor üreticileri tarafından sağlanan referans parametrelerinin değerlerinden kaynaklanmaktadır. A1E1 grubu için, TSFC modellerinin medyan değerleri nispeten daha yakınken A2E2 için neredeyse aynıdır. TSFC-2'nin çeyrekler aralığı, tüm gruplar için TSFC-1 ve TSFC-3'ten daha dardır. Tablo 6.1. her uçak ve motor grubu için basit parabolik sürüklenme polar denklemi kullanılarak tahmin edilen itki değerlerinin istatistikî verileri gösterilmektedir.

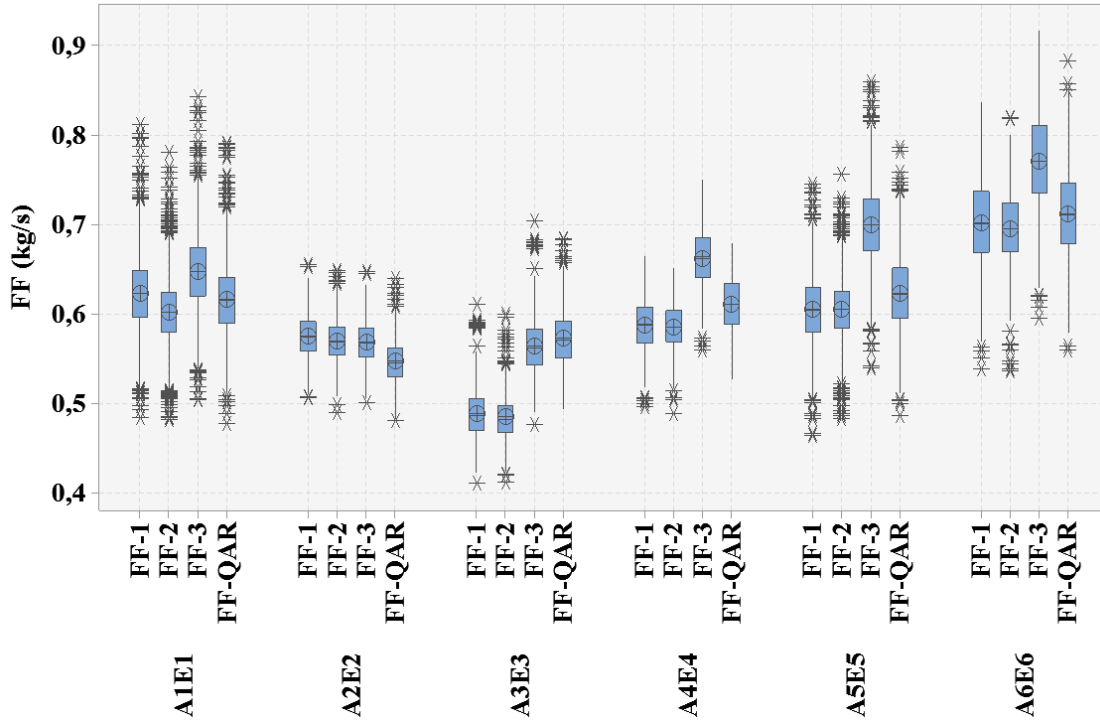


Şekil 6.1. Tüm uçak ve motor grupları için TSFC değerleri

Tablo 6.1. İtke değerlerinin istatistikî verileri

UMG	N	Ortalama(N)	StDev	Minimum(N)	Medyan(N)	Maksimum(N)
A1E1	2586	37121	2033	30052	37084	46230
A2E2	531	32757	1301	28324	32696	36987
A3E3	725	31974	1583	27882	31762	39524
A4E4	280	38647	1658	32294	38639	43427
A5E5	1534	39630	2033	32315	39601	47657
A6E6	928	43314	2372	33846	43350	49668

TSFC modelleri sayesinde hesaplanan yakıt debileri (FF-1, FF-2 ve FF-3) ve gerçek yakıt debisi (FF-QAR) karşılaştırılması Şekil 6.2'de verilmektedir. FF-1'in medyan değerlerinin tüm uçak ve motor grupları için FF-QAR'a en yakın olduğu görülmektedir.



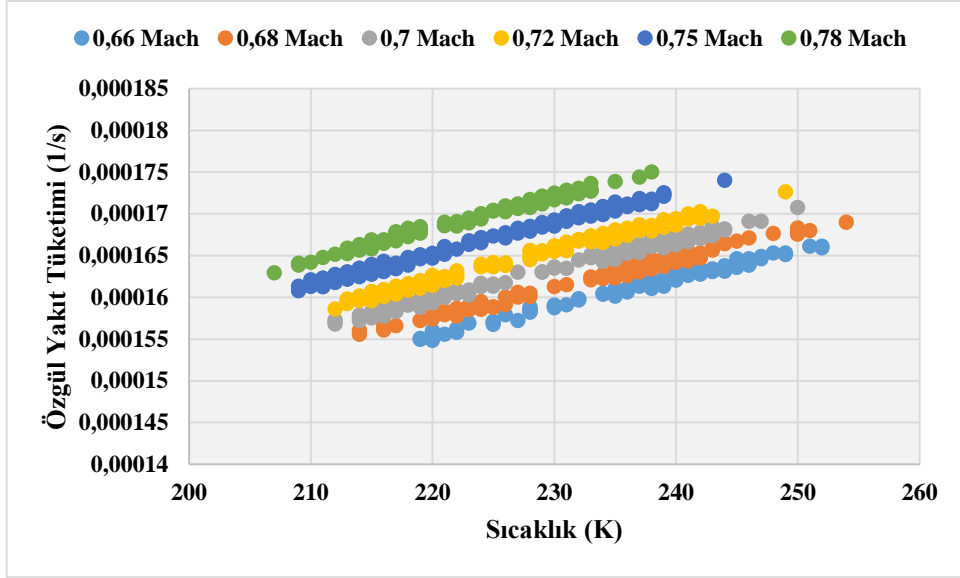
Şekil 6.2. Hesaplanan ve gerçek yakıt debilerinin karşılaştırılması

Tablo 6.2, FF-QAR'a göre FF-1, FF-2 ve FF-3 değerlerinin MAPE sonuçlarını göstermektedir. FF-1 değerleri A3E3, A5E5 ve A6E6 için en düşük MAPE değerlerine sahipken, FF-2 değerleri A1E1 ve A2E2 için daha düşük hata değerlerine sahiptir. A5E5 için ise aynı MAPE değerlerine sahip oldukları görülmektedir. Seyir uçuş menzil hesaplamalarında her uçak ve motor grubu için farklı TSFC modelleri kullanmak yerine TSFC modelleri arasından seçim yapılmıştır. TSFC modelleri üzerinden yakıt debileri hesaplanmış ve bu yakıt debileri gerçek yakıt debileri ile karşılaştırılarak TSFC modelleri arasından seçim yapılmıştır.

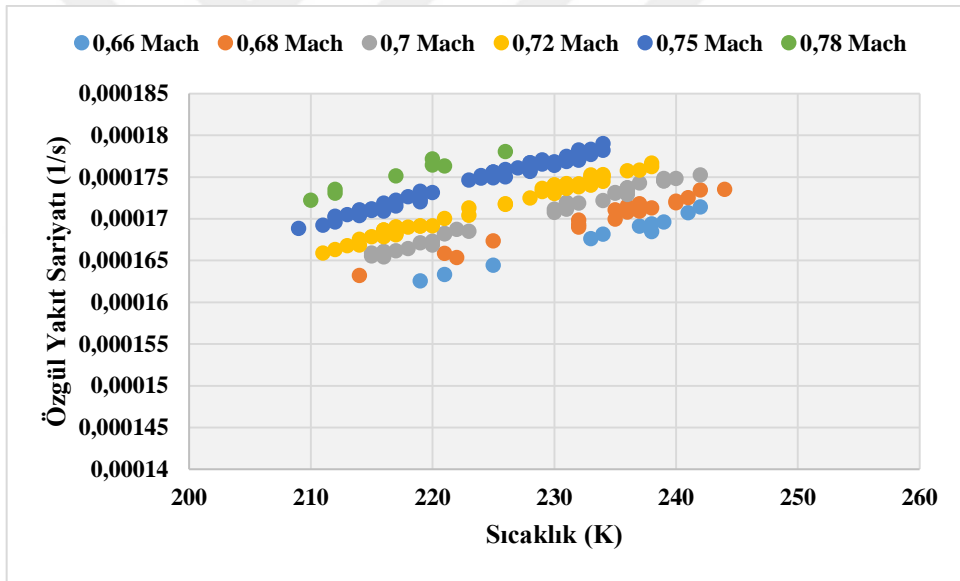
**Tablo 6.2.** TSFC modellerinin karşılaştırılması

UMG	MAPE Değerleri		
	FF-1	FF-2	FF-3
A1E1	11,5	10,9	15,9
A2E2	15,5	14,6	14,2
A3E3	3	4,9	12,9
A4E4	5,6	5,6	18,9
A5E5	6,7	7	23,4
A6E6	7,4	8,7	18,1
<b>Ortalama</b>	8,2	8,6	17,2

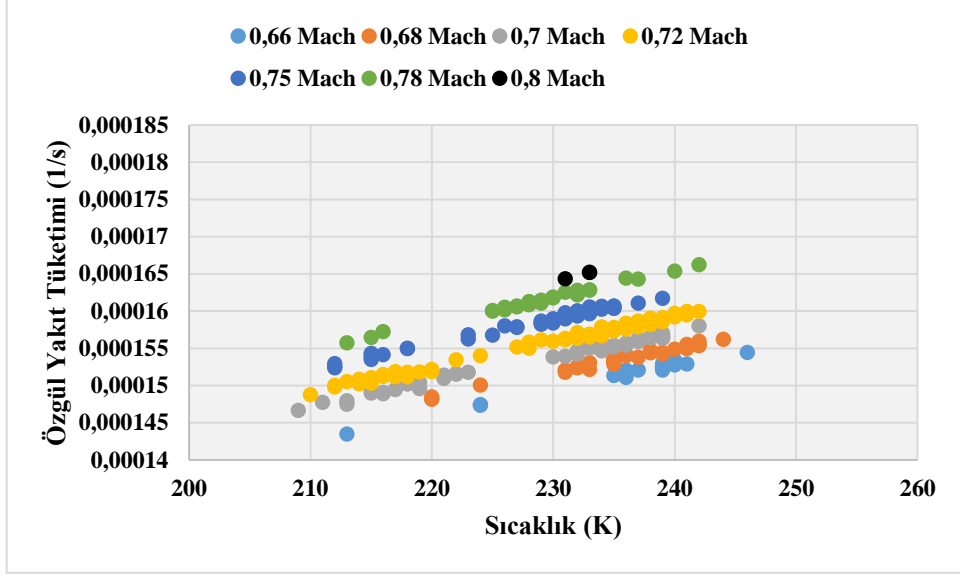
Tüm uçak ve motor grupları için en düşük ortalama MAPE değerine sahip olan TSFC-1 modeli seçilmiştir. TSFC-1 modelinin Mach sayısı ve sıcaklığa bağlı olarak değişimleri Şekil 6.3-Şekil 6.8'de verilmektedir. Şekillerden anlaşılacağı gibi TSFC-1 modeli Mach sayısı ve sıcaklıkla doğrusal olarak değişmektedir. A1E1 ve A5E5 uçak ve motor grubunda doğrusal değişim daha net olarak görülmektedir. Bunun nedeni bu uçak ve motor grubunda yer alan uçuş sayılarının daha fazla olmasından kaynaklanmaktadır. A3E3 ve A5E5 uçak ve motor gruplarında 0,8 Mach sayısı uçuşlarındaki özgül yakıt tüketim değişimleri yer almaktadır. Diğer uçak motor gruplarındaki 0,8 Mach sayısındaki uçuşların sayıları 2 ve altında olduğu için özgül yakıt tüketim değerlerine şekillerde yer verilmemiştir.



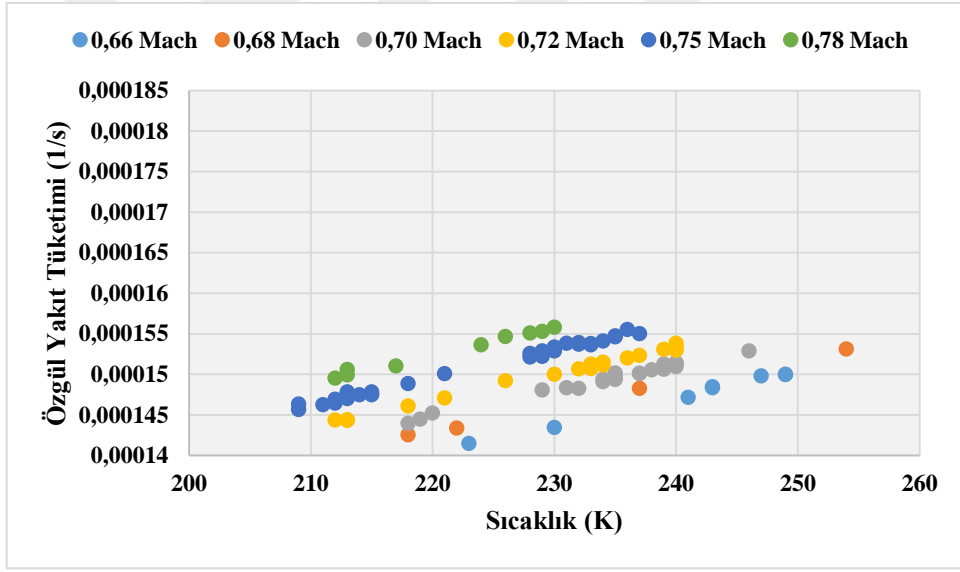
Şekil 6.3. TSFC-1modelinin, Mach sayısı ve sıcaklık ile değişimi A1E1



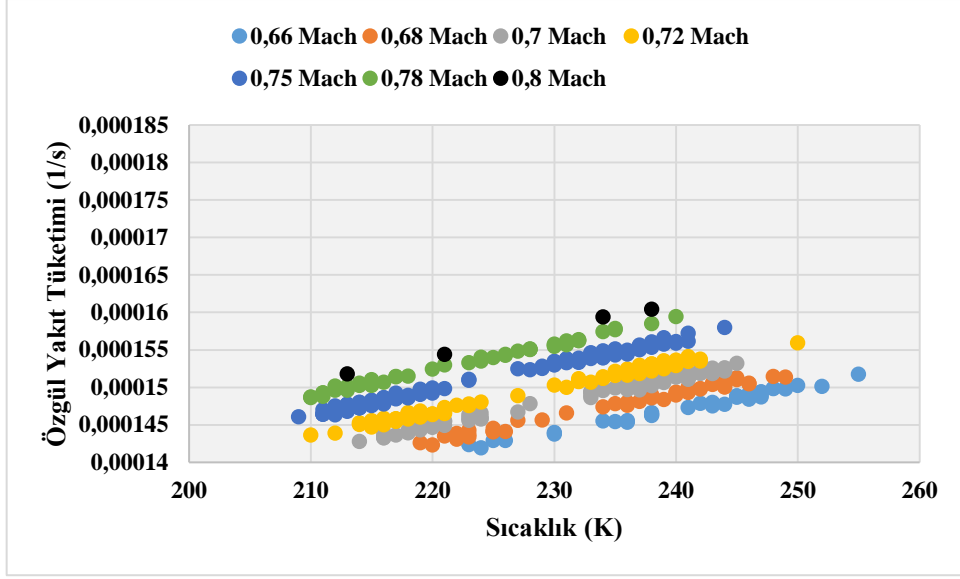
Şekil 6.4. TSFC-1modelinin, Mach sayısı ve sıcaklık ile değişimi A2E2



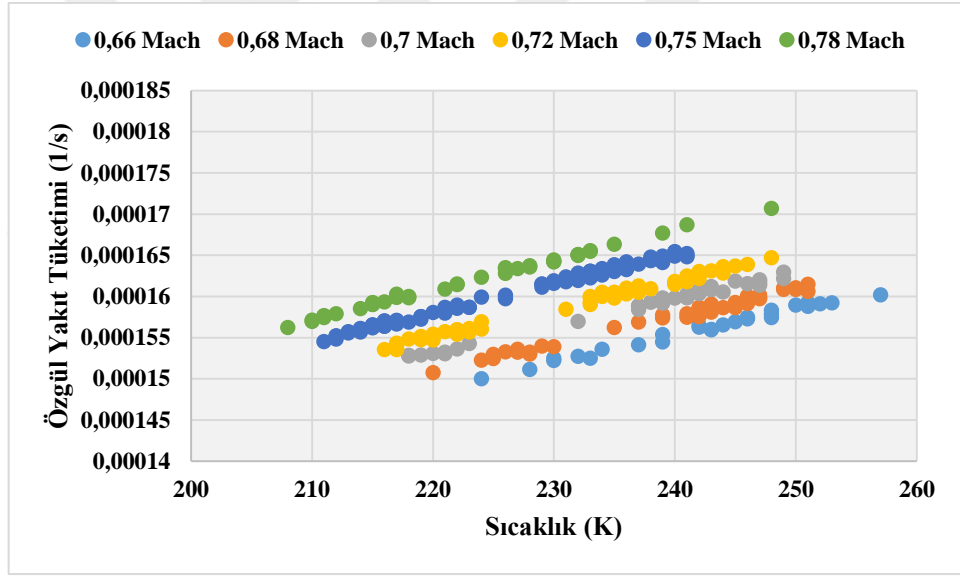
Şekil 6.5. TSFC-Imodelinin, Mach sayısı ve sıcaklık ile değişimi A3E3



Şekil 6.6. TSFC-Imodelinin, Mach sayısı ve sıcaklık ile değişimi A4E4



Şekil 6.7. TSFC-Imodelinin, Mach sayısı ve sıcaklık ile değişimi A5E5



Şekil 6.8. TSFC-Imodelinin, Mach sayısı ve sıcaklık ile değişimi A6E6

## 6.2. Sürüklenme Polar Katsayıları

Tez kapsamında bağımlı değişken olan sürüklenme katsayısı ( $C_D$ ) ile bağımsız değişkenler Mach sayısı ( $M$ ) ve taşıma katsayısına ( $C_L$ ) bağlı olarak sürüklenme polar modeli oluşturulmuştur. Bu özgün sürüklenme polar modeli aşağıda verilmektedir.

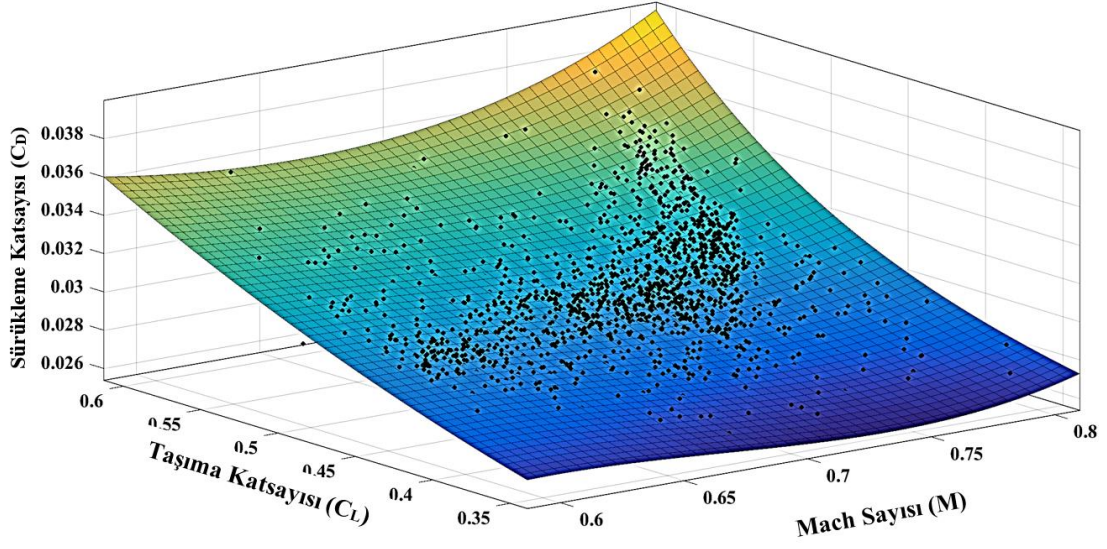
$$C_D(C_L, M) = a_1 + a_2(M - M_{Ref})^2 + a_3(M - M_{Ref})^3 + b_1 C_L^2 + (b_2(M - M_{Ref})^2) C_L^2 + (b_3(M - M_{Ref})^3) C_L^2 + (b_4(M - M_{Ref})^4) C_L^2 + c_1(M - M_{Ref}) C_L^6 + c_2(M - M_{Ref})^2 C_L^6 \quad (6.1)$$

6. dereceden bir polinom olan geliştirilmiş sürüklenme polarına ait katsayı değerleri ve tüm uçak ve motor grupları için düzeltilmiş  $R^2$  değerleri Tablo 6.3.'te verilmektedir. Düzeltilmiş  $R^2$  değerleri 0,85-0,88 arasında değişmektedir.

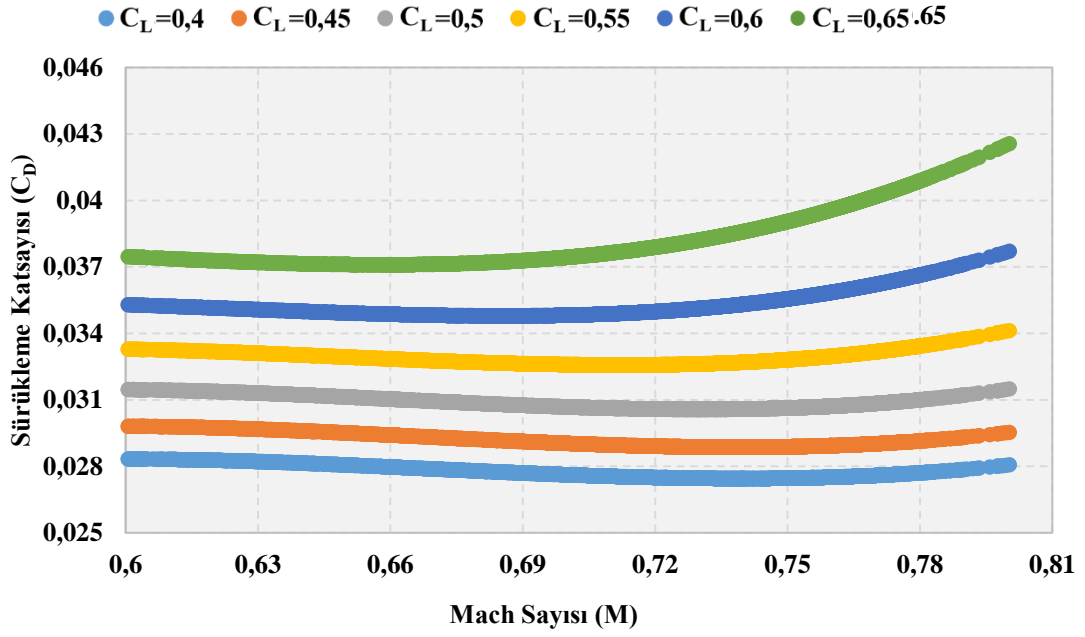
**Tablo 6.3.** Aerodinamik model katsayıları ve düzeltilmiş  $R^2$  değerleri

Sürüklenme Polar Modeline Ait Katsayılar										
UMG	$a_1$	$a_2$	$a_3$	$b_1$	$b_2$	$b_3$	$b_4$	$c_1$	$c_2$	$R^2$
A <sub>1</sub> E <sub>1</sub>	0,0253	-0,1807	1,327	0,0348	0,7603	-7,546	13,9	-0,1689	1,181	0,88
A <sub>2</sub> E <sub>2</sub>	0,0225	0,1201	-0,3489	0,0371	-0,5129	1,581	3,653	-0,0824	0,4076	0,87
A <sub>3</sub> E <sub>3</sub>	0,0290	-0,2568	1,383	0,0329	0,972	-8,571	20,4	0,0371	-0,09744	0,88
A <sub>4</sub> E <sub>4</sub>	0,0235	0,5	-2,425	0,0484	-4,124	24,76	30,19	0,585	0,5586	0,86
A <sub>5</sub> E <sub>5</sub>	0,0282	-0,1785	1,157	0,0384	0,4641	-5,052	13,23	-0,0188	0,0035	0,85
A <sub>6</sub> E <sub>6</sub>	0,0275	-0,2245	1,57	0,0355	0,7755	-8,022	17,55	-0,0957	0,6134	0,87

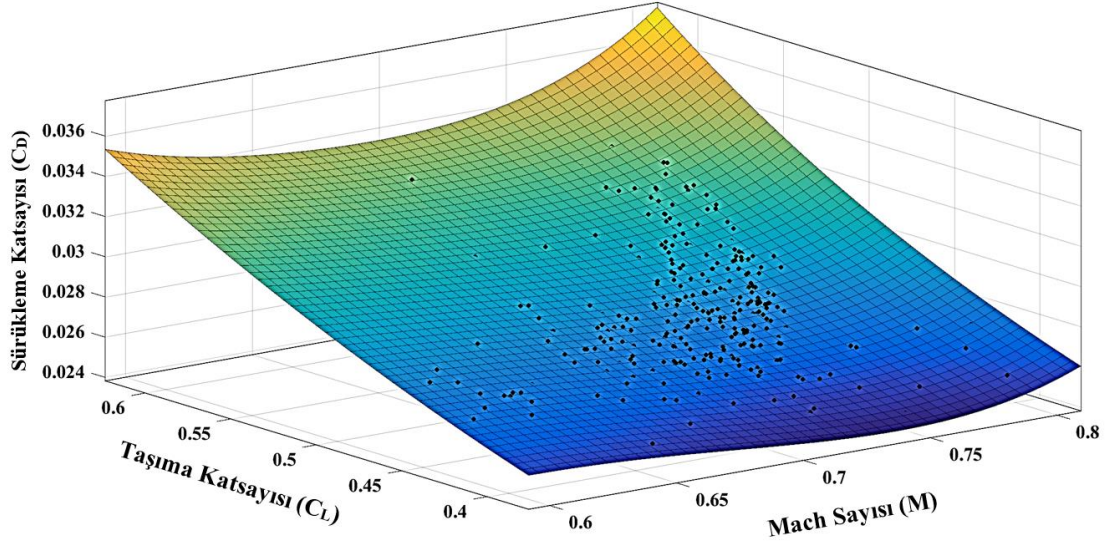
$C_L$  ve Mach sayısına bağlı olarak elde edilen sürüklenme polar değerlerinin ( $C_D$ ) değişimi Şekil 6.9-Şekil 6.20.'de görülmektedir. Şekillerden anlaşılacağı gibi,  $C_L$  ve Mach sayılarındaki artış, sürüklenme polar değerlerindeki artışı belirli bir noktadan sonra daha fazla etkilemektedir. Düşük hızda yapılan seyir uçuşların aksine, yüksek hızlı seyir uçuşlarda havanın sıkışabilirlik etkisi bu değişikliğe neden olmaktadır.



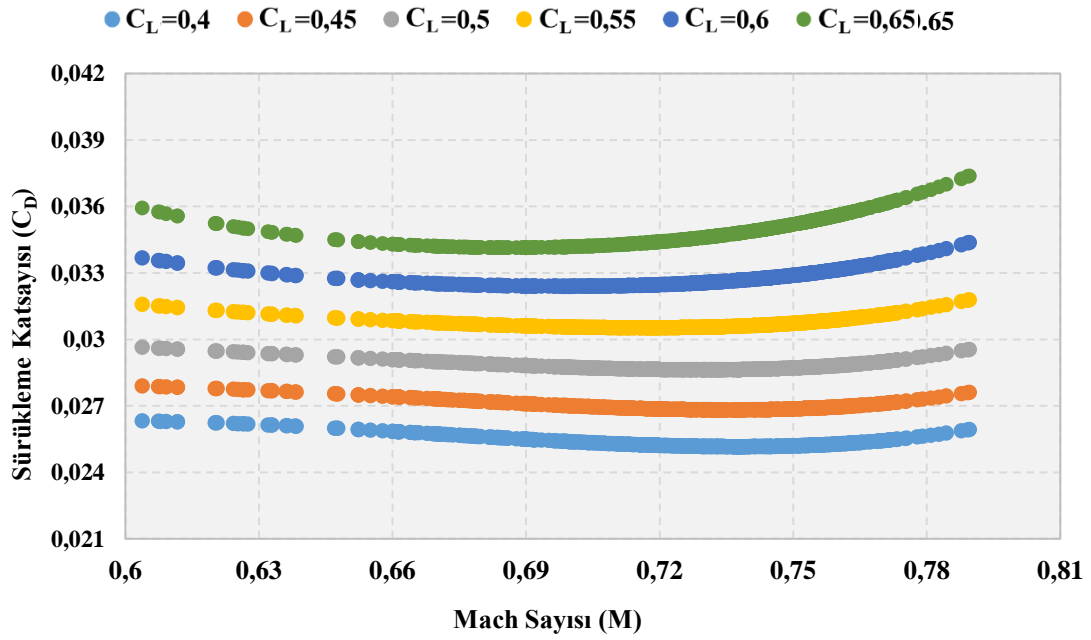
Şekil 6.9. Sürüklenme katsayısının, Mach sayısı ve taşıma katsayısı ile değişimi AIEI



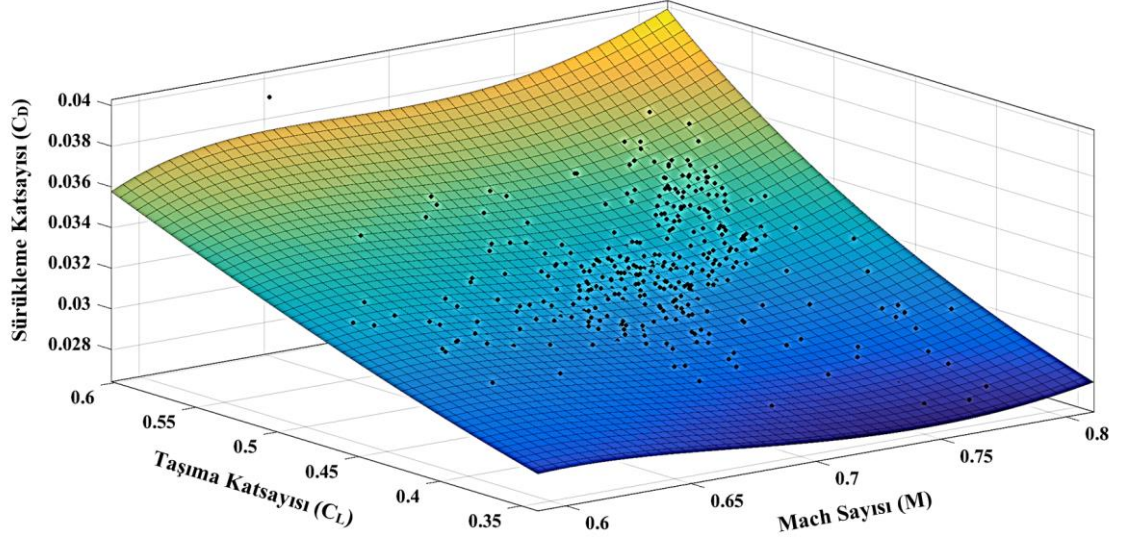
Şekil 6.10. Sürüklenme katsayısının, Mach sayısı ve taşıma katsayısı ile değişimi AIEI



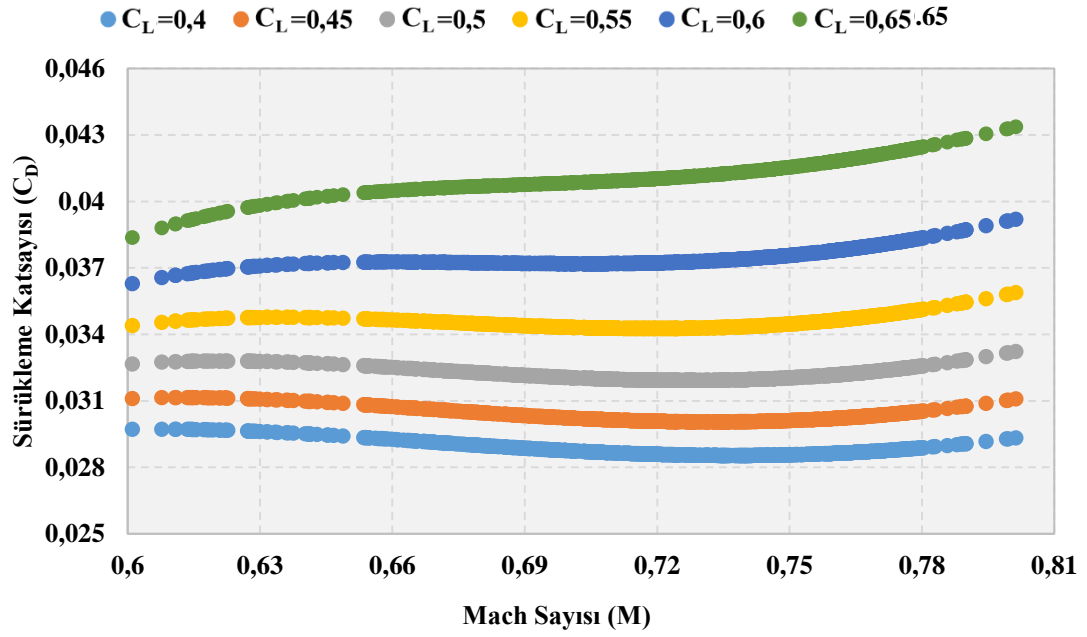
Şekil 6.11. Sürüklenme katsayısının, Mach sayısı ve taşıma katsayısı ile değişimi A2E2



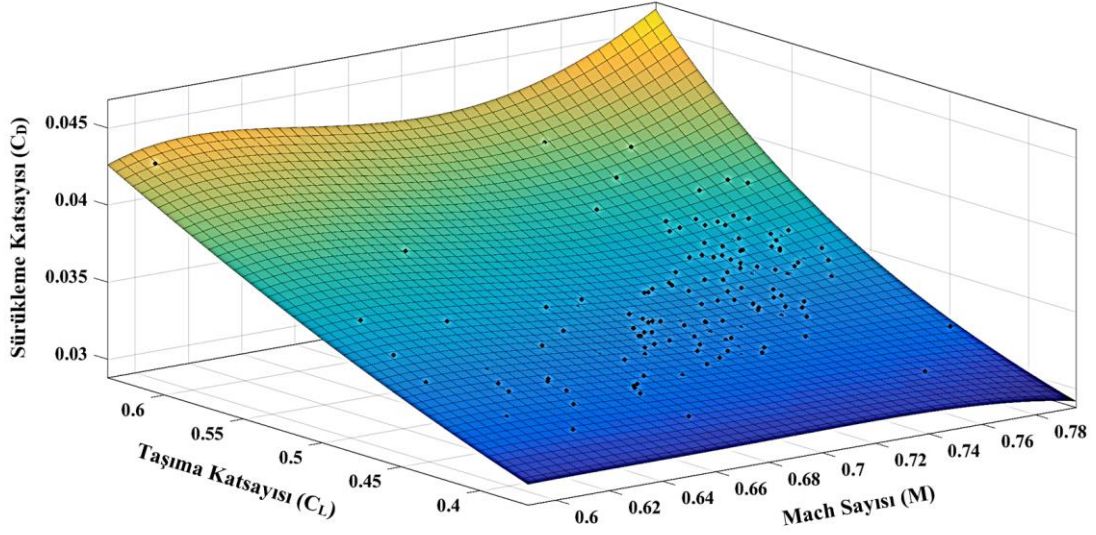
Şekil 6.12. Sürüklenme katsayısının, Mach sayısı ve taşıma katsayısı ile değişimi A2E2



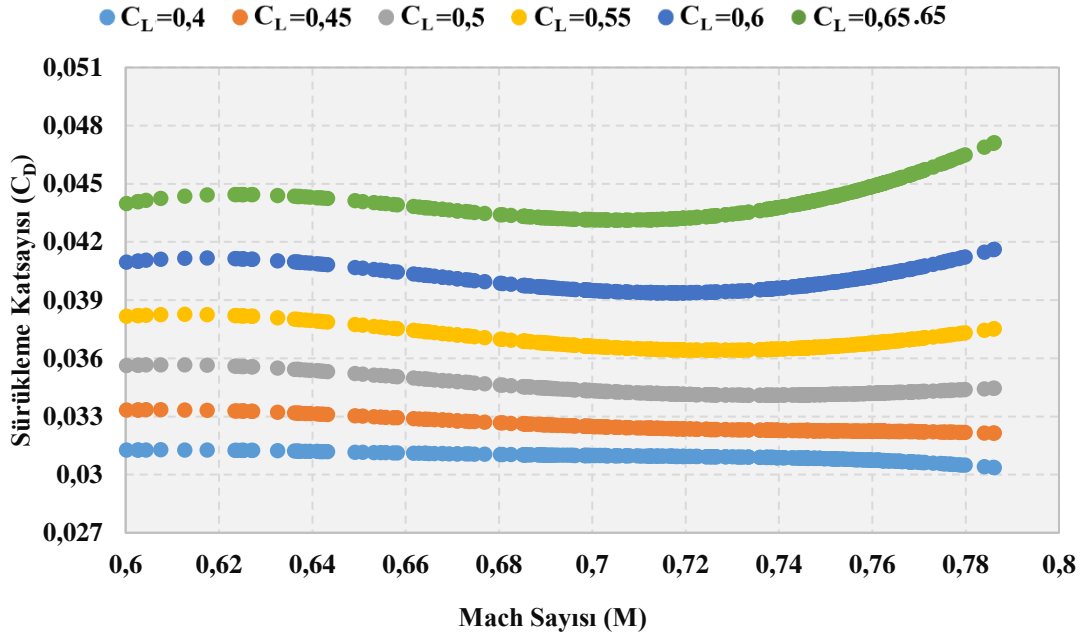
Şekil 6.13. Sürüklenme katsayısının, Mach sayısı ve taşıma katsayısı ile değişimi A3E3



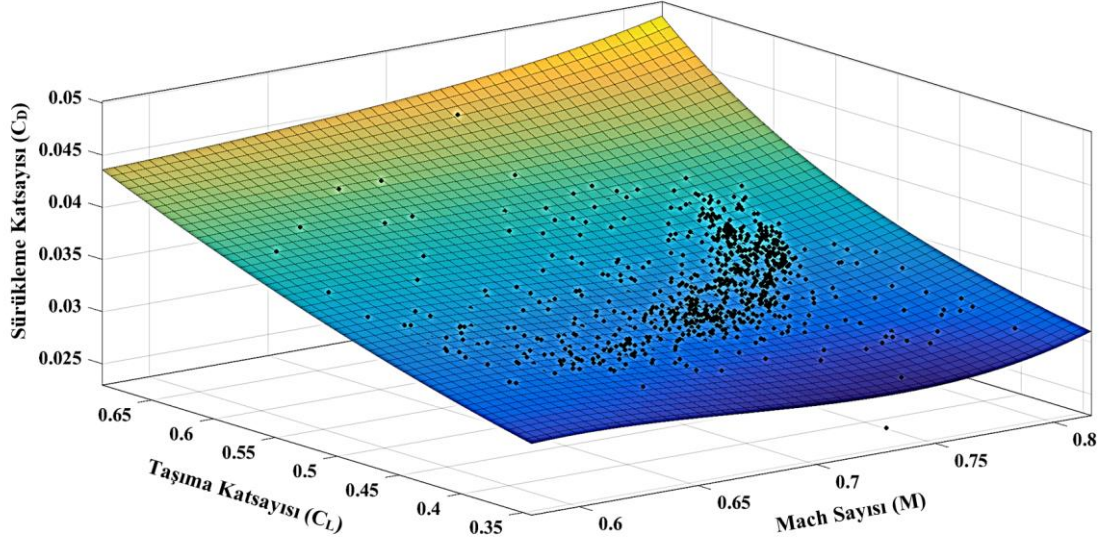
Şekil 6.14. Sürüklenme katsayısının, Mach sayısı ve taşıma katsayısı ile değişimi A3E3



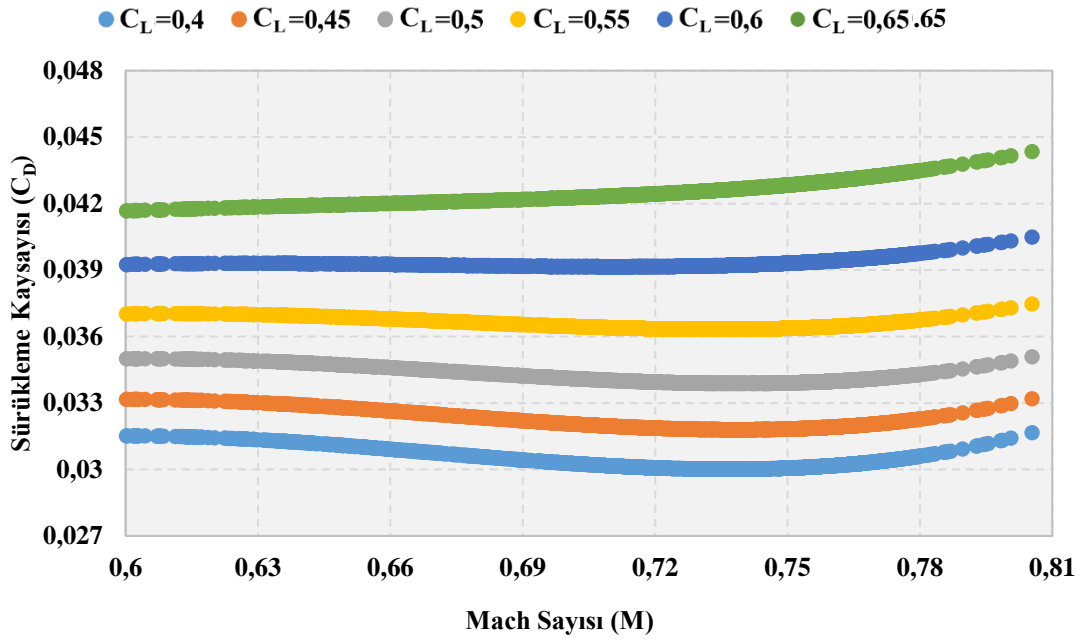
Şekil 6.15. Sürüklenme katsayısının, Mach sayısı ve taşıma katsayısı ile değişimi A4E4



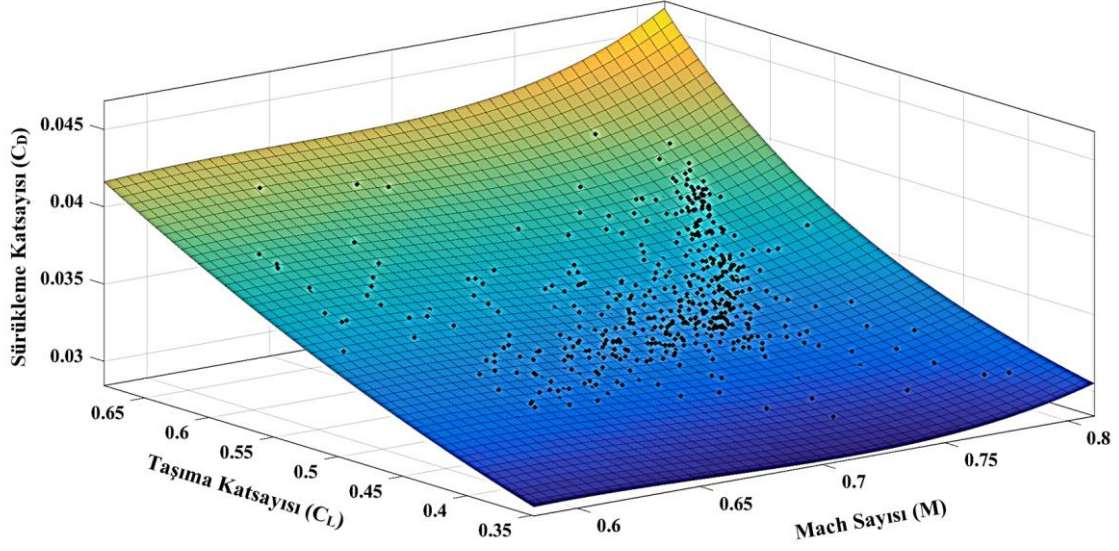
Şekil 6.16. Sürüklenme katsayısının, Mach sayısı ve taşıma katsayısı ile değişimi A4E4



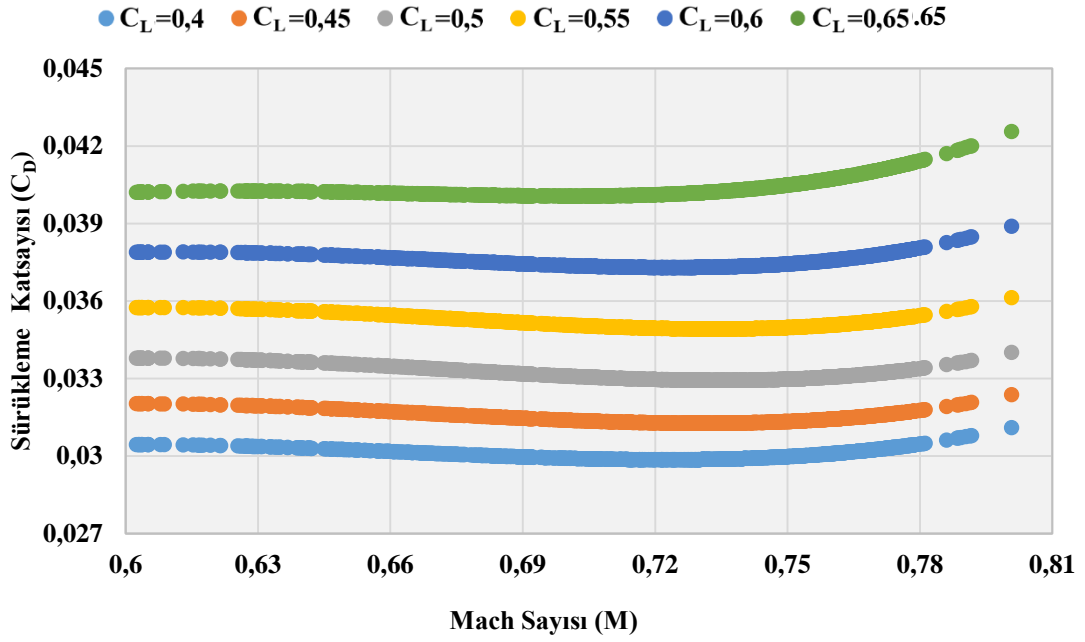
Şekil 6.17. Sürüklenme katsayısının, Mach sayısı ve taşıma katsayısı ile değişimi A5E5



Şekil 6.18. Sürüklenme katsayısının, Mach sayısı ve taşıma katsayısı ile değişimi A5E5



Şekil 6.19. Sürüklenme katsayısının, Mach sayısı ve taşıma katsayısı ile değişimi A6E6



Şekil 6.20. Sürüklenme katsayısının, Mach sayısı ve taşıma katsayısı ile değişimi A6E6

### 6.3. Menzil Değerlerinin Karşılaştırılması

Gerçek menzil değerleri ile hesaplanan menzil değerlerinin karşılaştırılması Tablo 6.4-Tablo 6.9 'da verilmektedir. Gerçek menzil değerleri 59 nm ile 624 nm arasında değişmektedir (StDev 92 ile 116 nm ). Bu menzil değerlerinin görünmesi normaldir çünkü QAR verileri kısa mesafeli iç hat uçuşlarına aittir. Temel Breguet menzili için ortalama seyir menzil değerlerine bakıldığında 129 nm ile 240 nm arasındadır ( StDev 81 ile 109 nm ). Geliştirilmiş menzil modelinin değerleri incelendiğinde ise, seyir menzili değerlerinin ortalamasının 149 nm ile 264 nm arasında olduğu görülmektedir ( StDev 92 ile 123 nm ). Bu karşılaştırmalardan da anlaşılacağı gibi, bu tez kapsamında geliştirilen menzil model değerleri, temel Breguet menzil ve temel Hale menzil değerlerine göre gerçek menzil değerlerine daha yakın sonuçlar vermektedir.

**Tablo 6.4.** Gerçek menzil değerleri ile hesaplanan menzil değerlerinin karşılaştırılması A1E1

<b>R</b>	<b>N</b>	<b>Ortalama (nm)</b>	<b>StDev</b>	<b>Minimum (nm)</b>	<b>Maksimum (nm)</b>
R <sub>QAR</sub>	2586	183	108	60	591
R <sub>BB</sub>	2586	168	100	53	532
R <sub>BH</sub>	2586	167	99	52	526
R <sub>E</sub>	2586	185	109	60	586

**Tablo 6.5.** Gerçek menzil değerleri ile hesaplanan menzil değerlerinin karşılaştırılması A2E2

<b>R</b>	<b>N</b>	<b>Ortalama (nm)</b>	<b>StDev</b>	<b>Minimum (nm)</b>	<b>Maksimum (nm)</b>
R <sub>QAR</sub>	521	259	116	63	624
R <sub>BB</sub>	521	240	109	55	592
R <sub>BH</sub>	521	238	108	54	584
R <sub>E</sub>	521	264	123	55	658

**Tablo 6.6.** Gerçek menzil değerleri ile hesaplanan menzil değerlerinin karşılaştırılması A3E3

<b>R</b>	<b>N</b>	<b>Ortalama (nm)</b>	<b>StDev</b>	<b>Minimum (nm)</b>	<b>Maksimum (nm)</b>
R <sub>QAR</sub>	725	209	111	62	566
R <sub>BB</sub>	725	200	109	58	567
R <sub>BH</sub>	725	198	107	57	557
R <sub>E</sub>	725	211	112	62	584

**Tablo 6.7.** Gerçek menzil değerleri ile hesaplanan menzil değerlerinin karşılaştırılması A4E4

<b>R</b>	<b>N</b>	<b>Ortalama (nm)</b>	<b>StDev</b>	<b>Minimum (nm)</b>	<b>Maksimum (nm)</b>
R <sub>QAR</sub>	280	189	98	61	545
R <sub>BB</sub>	280	179	94	54	492
R <sub>BH</sub>	280	178	93	54	487
R <sub>E</sub>	280	191	99	60	538

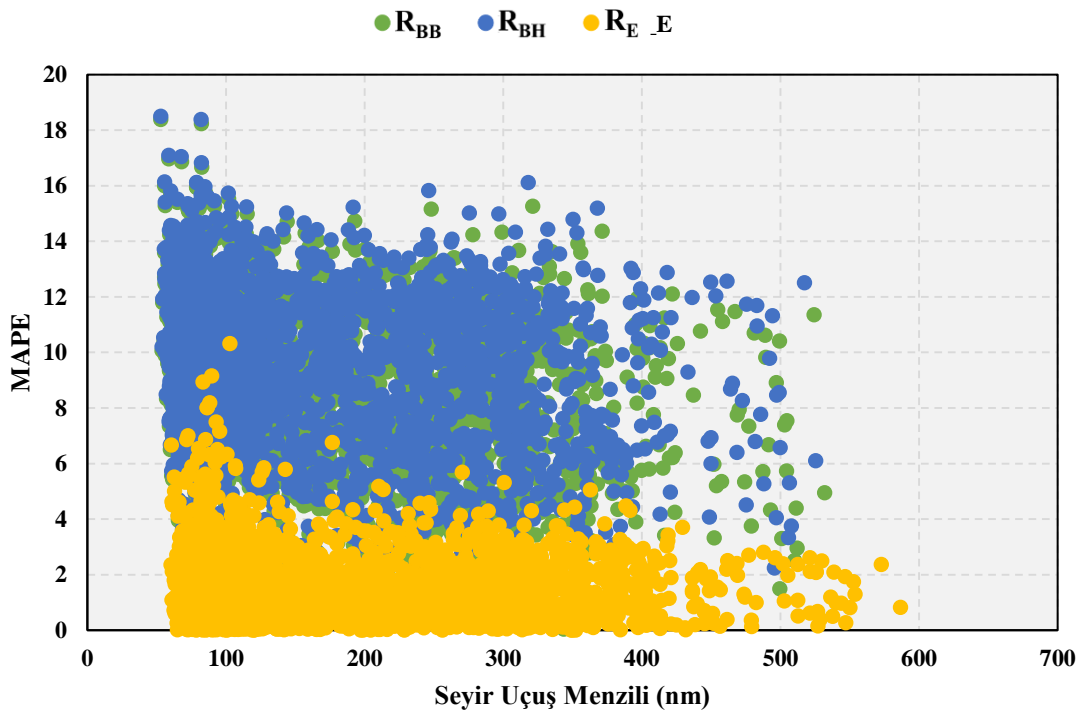
**Tablo 6.8.** Gerçek menzil değerleri ile hesaplanan menzil değerlerinin karşılaştırılması A5E5

<b>R</b>	<b>N</b>	<b>Ortalama (nm)</b>	<b>StDev</b>	<b>Minimum (nm)</b>	<b>Maksimum (nm)</b>
R <sub>QAR</sub>	1534	201	113	60	574
R <sub>BB</sub>	1534	190	108	51	559
R <sub>BH</sub>	1534	188	108	50	552
R <sub>E</sub>	1534	203	115	56	584

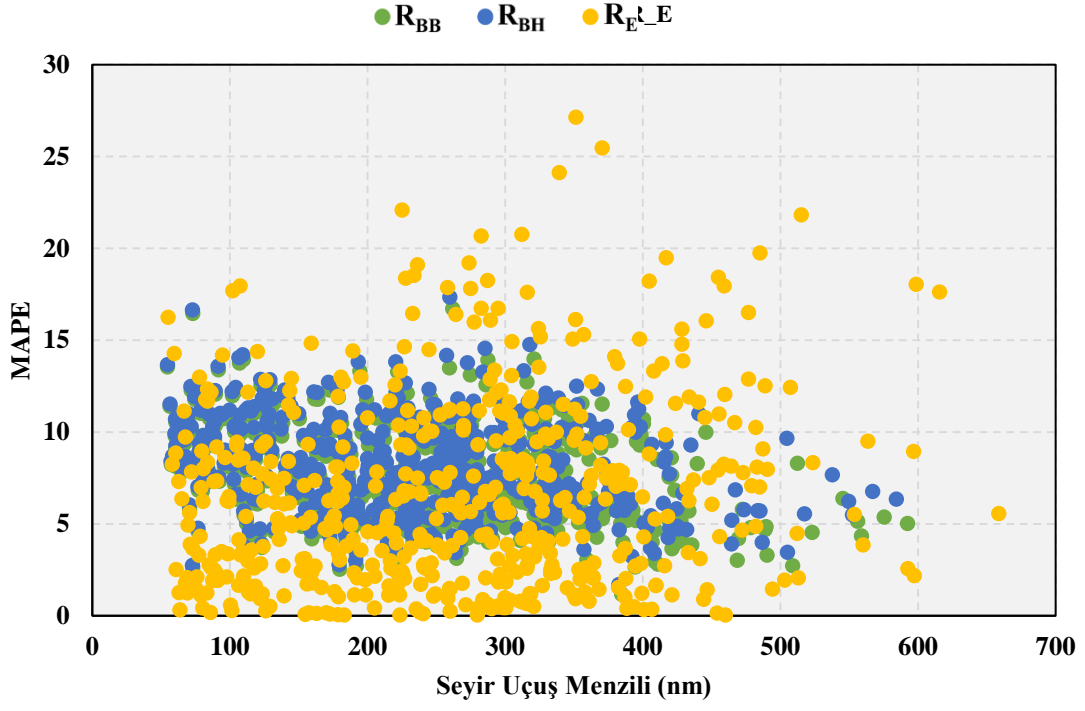
**Tablo 6.9.** Gerçek menzil değerleri ile hesaplanan menzil değerlerinin karşılaştırılması A6E6

<b>R</b>	<b>N</b>	<b>Ortalama (nm)</b>	<b>StDev</b>	<b>Minimum (nm)</b>	<b>Maksimum (nm)</b>
R <sub>QAR</sub>	928	149	92	59	563
R <sub>BB</sub>	928	129	81	47	480
R <sub>BH</sub>	928	129	80	47	474
R <sub>E</sub>	928	149	92	56	564

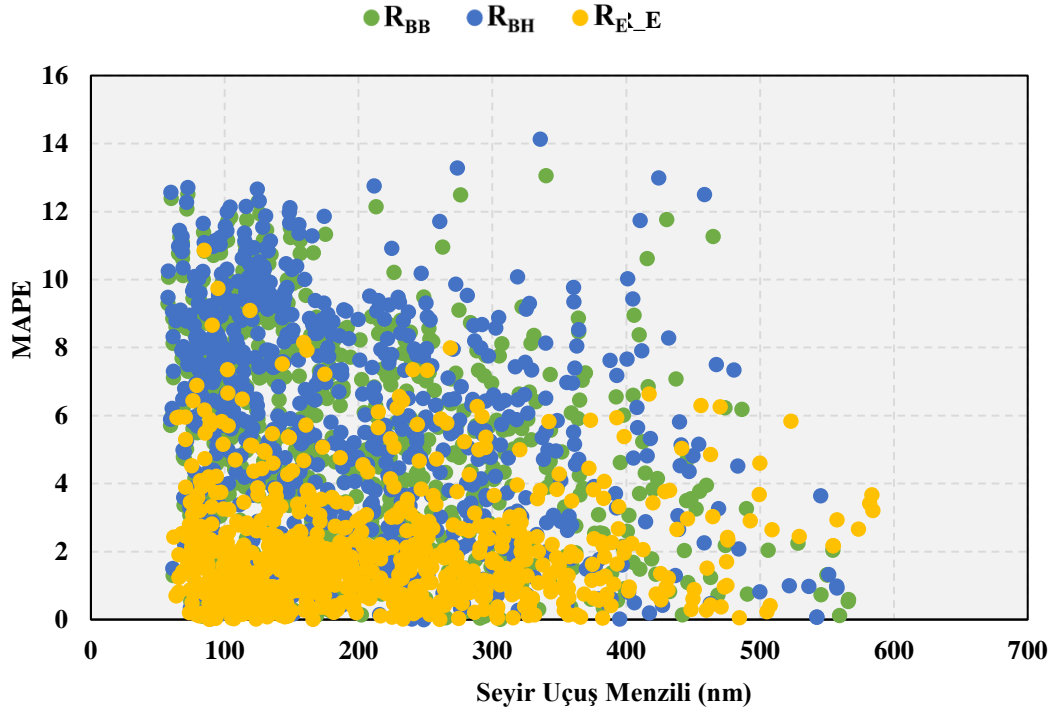
$R_E$ ,  $R_{BB}$  ve  $R_{BH}$ 'nin MAPE değerlerinin seyir menziline bağlı olarak değişimleri Şekil 6.21.- Şekil 6.26. verilmektedir. Tüm değerler incelendiğinde, geliştirilmiş menzil modeli olan  $R_E$ 'nin temel Breguet ve temel Hale menzil denklemlerine göre sırasıyla % 5,4 ve % 6,7 daha az hata oranına sahip olduğu görülmektedir. Ayrıca. A2E2 motor ve uçak grubu hariç seyir menzili arttıkça  $R_E$  ait MAPE hata dağılımı da iyileşmektedir. A6E6 uçak ve motor grubunda ise, temel Breguet ve temel Hale menzil denklemleri sonuçlarına kıyasla geliştirilmiş menzil modeli sayesinde çok daha iyi MAPE değerleri elde edilmektedir. Bu farkın nedeni, BADA' dan alınan motor verilerinin jenerik motor verilerine ait olmasıdır.



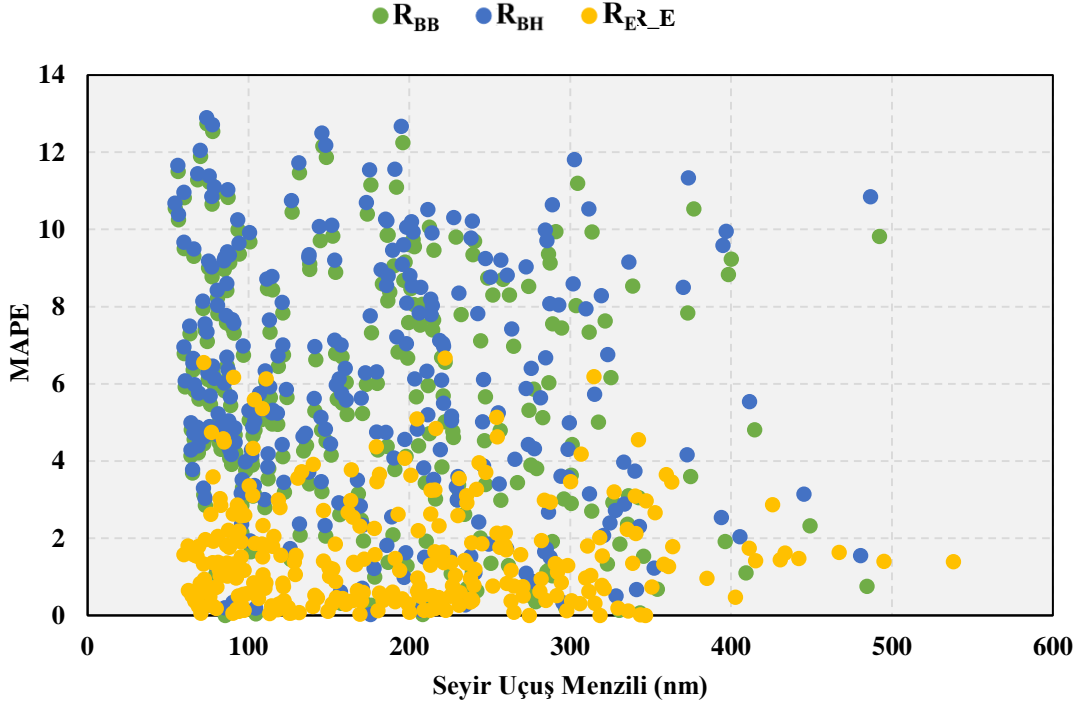
Şekil 6.21. Hesaplanan seyir uçuş menzilleri ile MAPE değerlerinin değişimi A1E1



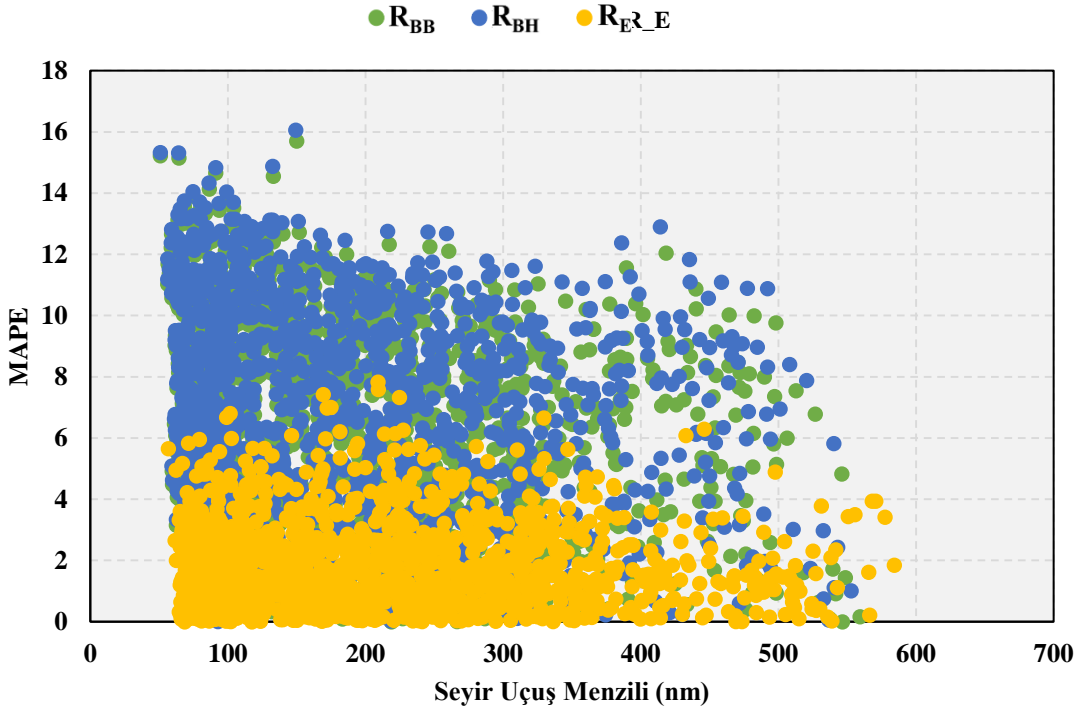
Şekil 6.22. Hesaplanan seyir uçuş menzilleri ile MAPE değerlerinin değişimi A2E2



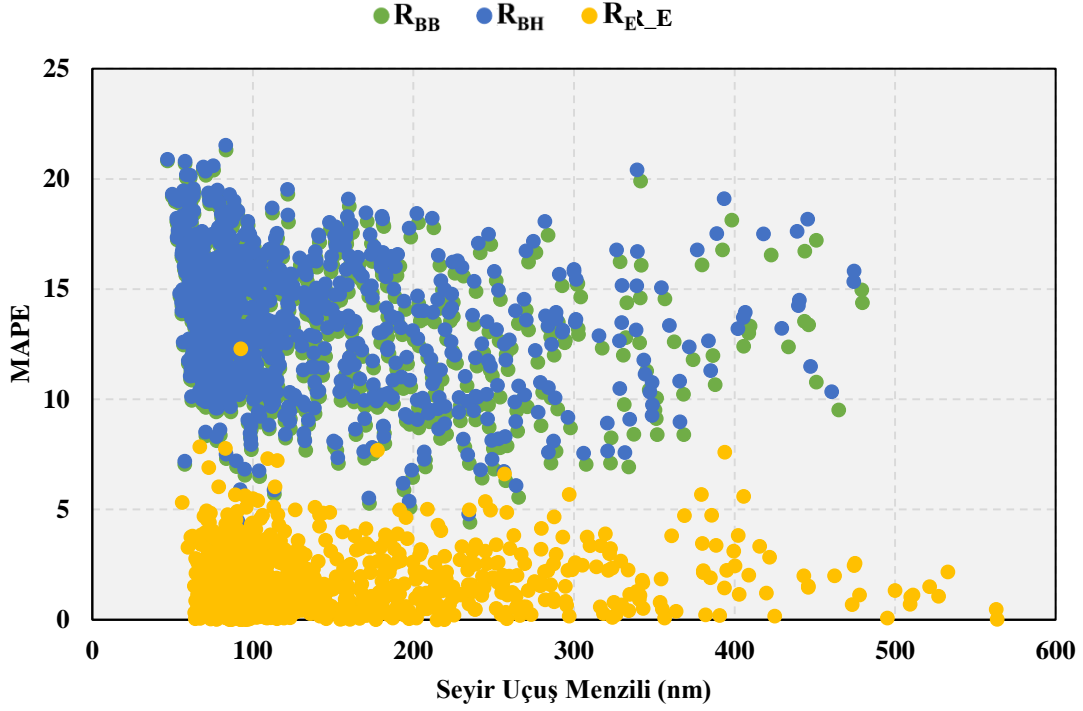
Şekil 6.23. Hesaplanan seyir uçuş menzilleri ile MAPE değerlerinin değişimi A3E3



Şekil 6.24. Hesaplanan seyir uçuş menzilleri ile MAPE değerlerinin değişimi A4E4



Şekil 6.25. Hesaplanan seyir uçuş menzilleri ile MAPE değerlerinin değişimi A5E5



Şekil 6.26. Hesaplanan seyir uçuş menzilleri ile MAPE değerlerinin değişimi A6E6

Tablo 6.10'da, gerçek uçuş verilerine bağlı olarak her bir uçak ve motor grubu için MAPE değerleri hesaplanmıştır. Temel Breguet menzil denklemi ve temel Hale menzil denklemi için MAPE değerleri sırasıyla % 7,9 ve % 8,2'dir. Diğer menzil modellerinden farklı olarak önerilen geliştirilmiş menzil denkleminde bakıldığında ise, A2E2 uçak motoru grubu hariç, hata değerlerinin % 2' nin altında olduğu görülmektedir. A2E2 uçak ve motor grubundaki MAPE değerlerinin nispeten yüksek çıkmasının nedeni, motor üreticilerinden alınan verilerden kaynaklanmaktadır. Çünkü TSFC değerlerinin hesaplanabilmesi için kullanılan veriler motor üreticilerinden alınmaktadır. Ancak motor üreticileri tarafından sağlanan veriler ya paylaşılmamakta yada eksik bir şekilde verilmektedir.

**Tablo 6.10.** Hesaplanan menzil değerleri için MAPE değerleri

UMG	N	MAPE Değerleri		
		R <sub>BB</sub>	R <sub>BH</sub>	R <sub>E</sub>
A1E1	2586	8,7	9,2	1,5
A2E2	521	7,7	8,2	6,6
A3E3	725	5,4	5,8	2,0
A4E4	280	5,7	6,0	1,6
A5E5	1534	6,3	6,6	1,8
A6E6	928	13,3	13,5	1,7
Ortalama		7,9	8,2	2,5

## 7. SONUÇLAR VE ÖNERİLER

Uçağın aerodinamik ve motor performansını içeren seyir menzili, tüm ticari uçaklar için önemli performans göstergesidir. Uçağın seyir menzilinin doğru bir şekilde tahmin edilememesi sadece tıkanıklık ve gecikmelere değil, aynı zamanda ekonomik zararlara, fazla yakıt tüketimine ve çevre kirliliğine neden olmaktadır. Başka bir deyişle, uçak seyir menzili performansının doğru hesaplanması, uçuş ekonomisinin sağlanması, çevrenin korunması ve sürdürülebilirlik açısından havayolları için çok önemlidir. Bu nedenlerle, uçak seyir menzili performansı birçok yazar tarafından araştırılmıştır. Bu tez kapsamında da uçağın tırmanma safhasının bittiği ve alçalma safhasına geçene kadar kat ettiği mesafe yani seyir menzili üzerinde durulmuştur.

QAR (Quick Access Recorder) data seti seyir menzil değerlerinin daha doğru analizi için bu çalışmada kullanılmaktadır. QAR data seti, 31 farklı şehir çifti arasındaki uçuşları ve dar gövdeli turbofan motora sahip ses altı hızlarda uçan ticari uçaklara ait kısa mesafeli iç hat uçuşlarını içermektedir. Seyir menzil hesaplarının doğru bir şekilde yapılabilmesi amacıyla irtifa, seyir uçuş süresi kısıtları ile uçuş yörünge açılarında meydana gelen farklılıklar göz önüne alınarak Matlab programında kodlar yazılmıştır. Yazılan kodlar, seyir uçuş aşamasının belirlenmesini sağlamaları yanında bu uçuş fazında kullanılacak parametrelerin de doğru bir şekilde elde edilmesini sağlamaktadır. QAR data setinde yer alan uçuşlar uçak performansına, uçuş yönüne (yani doğuya ve batıya bağlı) ve hava trafiği yoğunluğuna bağlı olarak 20000 feet ve daha yüksek irtifalarda gerçekleşmektedir. 20000 feet altında gerçekleşen kısa menzilli uçuşlar (level off) dikkate alınmamıştır. Bu kısa menzilli uçuşların dikkate alınmamasının sebepleri menzil değerlerinin çok kısa olması ve yatay uçuşlarını tamamladıktan sonra tırmanma aşamasına devam edip seyir irtifasına ulaşmalarıdır. Diğer önemli bir kısıt ise seyir aşamasına ait uçuş süresidir. Yaklaşık olarak 600 saniye ve üzerinde gerçekleştirilen seyir uçuşları dikkate alınmıştır. 600 saniye altında gerçekleştirilen uçuşların tam tersi 600 saniye ve üzerindeki seyir uçuşlarında menzil denklemlerinden elde edilen menzil değerleri istatistiki açıdan bir anlam ifade etmektedir. Özellikle uçulan seyir menzil değerleri arttıkça bu istatistiksel fark açık bir şekilde görülmektedir.

Düşük ses altı hızlarda yapılan uçuşlar için, sürüklenme katsayısını aerodinamik taşıma katsayısının bir fonksiyonu olarak ifade etmek mümkündür. Diğer bir ifadeyle düşük ses altı hızlarda Mach sayısının sürüklenme polar üzerindeki etkisi ihmal edilebilmektedir. Ancak modern uçakların bir çoğu seyir uçuşlarını 0,6 Mach sayısının üzerinde yüksek ses altı hızlarda gerçekleştirmektedir. Bu nedenle, Mach sayısının sürüklenme polar üzerindeki etkisini ihmal edilmemelidir. Sürüklenme polarını etkileyen diğer parametrelere bir diğeri kanat profilidir. Uçaklarda kullanılan kanat profillerini temel olarak simetrik kanat (kambursuz) ve kamburlu kanat olarak ikiye ayırmak mümkündür. Ticari taşımacılıkta kullanılan uçakların kanat profili ise genellikle kambur kanat profilidir. Bu çalışma kapsamında sürüklenme polar modelinin oluşturulmasında 6. dereceden bir fonksiyon olan bir sürüklenme poları kullanılarak profil eğriliği, sıkışabilirlik etkileri gibi sürüklenme polarını etkileyecek parametreler göz önüne alınmıştır. Çalışmada meydana getirilen doğrusal olmayan aerodinamik sürüklenme polar modelinde, bağımsız değişkenlerin katsayılarının bulunabilmesi için doğrusal olmayan en küçük kareler yöntemi kullanılmıştır. Daha sonra sürüklenme polar katsayısının Mach sayısı ve taşıma katsayı ile değişimini veren şekillere tezde yer verilmiştir. Fiziksel olarak beklendiği gibi artan Mach sayısı ve taşıma katsayısı sürüklenme polar katsayısının artışına neden olmaktadır. Özellikle belirli Mach sayısı üzerindeki uçuşlarda sürüklenme polar katsayısı diğer Mach sayısı değerlerine nispeten hızlı bir artış göstermektedir. Bu artışın temel sebebi sıkışabilirlik etkileridir. Hızlı bir şekilde sürüklenme polar katsayısının artışına neden olan sıkışabilirlik etkileri her uçak için farklı Mach sayısı değerlerinde gerçekleşmektedir. Bu nedenlerden dolayı seyir uçuş hızı dikkatli bir şekilde belirlenmelidir. Geliştirilmiş sürüklenme polarına ait tüm uçak ve motor grupları için düzeltilmiş  $R^2$  değerleri 0,85-0,88 arasında değişmektedir. Basit parabolik sürüklenme polar modeline ait tüm uçak ve motor grupları için düzeltilmiş  $R^2$  değerleri ise 0,70-0,80 arasında değişmektedir. Düzeltilmiş  $R^2$  değerlerinden de anlaşılacağı gibi bu tez kapsamında geliştirilen özgün sürüklenme polar modeli gerçek sürüklenme polar değerlerine daha yakın sonuçlar vermektedir. Geliştirilen sürüklenme polar modeli yalnız seyir menzil değerlerinin doğru tahmininin için değil seyir uçuş sürelerinin doğru tahmini gibi birçok performans parametresinin hesaplanmasında da kullanılabilir. Fakat oluşturulan sürüklenme polar modeli dar gövdeli yüksek ses altı hızlarda uçan ticari uçaklar için geliştirilmiştir. Bu nedenle uçak tipine göre sürüklenme polar modelinin derecesi ve bağımsız değişkenlerin katsayıları değişecektir.

Seyir menzil değerlerini etkileyen önemli parametrelerden biri de özgül yakıt tüketimidir. Özgül yakıt tüketiminin sıcaklık, yoğunluk ve basınç gibi atmosferik özellikler ile değiştiği yani irtifanın bir fonksiyonu olduğu, Mach sayısından, bypass oranı gibi birçok parametreden etkilendiği literatür taraması sonucunda bulunmuştur. Yukarıda verilen parametreleri içeren güncel ve seyir uçuşu için uygun özgül yakıt tüketim modelleri bu tez kapsamında incelenmiştir. Belirlenen TSFC modellerinin hepsinin kullanılması karşılıklılığa ve işlem zorluğuna neden olacağı için bu modeller arasından bir tanesinin seçimi gerçekleştirilmiştir. Seçim işlemi TSFC modelleri üzerinden yakıt debilerinin hesaplanması ve bu yakıt debilerinin gerçek yakıt debileri ile kıyaslanması ile yapılmıştır. Yapılan kıyaslama sonucu TSFC-1, TSFC-2 ve TSFC-3 modeli üzerinden hesaplanan yakıt debi değerleri ile gerçek yakıt debi değerleri arasındaki ortalama MAPE değerleri sırasıyla %8,2, %8,6 ve %17,2 olarak bulunmuştur. TSFC-1 modeline ait MAPE değerleri ile diğer iki TSFC modelinden elde edilen MAPE değerleri kıyaslandığında TSFC-1 modelinin daha az hata oranına sahip olduğu görülmektedir. Diğer bir ifade ile TSFC-1 modeli gerçek yakıt debi değerlerine daha yakın yakıt debi değerleri vermektedir. TSFC modellerine ait hata oranlarının farklı olmasının sebebini ikiye ayırmak mümkündür. Birincisi modellerde kullanılan bağımsız değişkenlerin farklılık göstermesidir. İkinci ise TSFC modellerinin motor üreticisinin verilerine ihtiyaç duymasındadır. TSFC-1 modelinin Mach sayısı ve sıcaklığa bağlı bir fonksiyon olduğu ve motor üreticisi tarafından sağlanan referans TSFC, Mach sayısı ve sıcaklığa ihtiyaç duyduğu görülmektedir. QAR data setinde yer alan tüm uçak motor grupları için TSFC-1 modeli üzerinden hesaplanan özgül yakıt tüketim değerleri yaklaşık olarak 0,00014 ile 0,00018 (1/s) arasında değişmektedir. Motor üreticileri tarafından sağlanan TSFC değerleri ile hesaplanan TSFC değerleri yaklaşık olarak aynı değer aralığında yer almaktadır.

TSFC modelinin seçimi bu çalışma kapsamında kullanılan turbofan motorlar için uygundur ancak farklı motor tipleri için TSFC model seçimi baştan yapılmalı ve uygun olan model seçilmelidir. Bir diğer önemli konu TSFC modelinin uçuş fazına göre seçimidir. Hangi uçuş aşaması incelenecek ise o uçuş aşamasına uygun TSFC modeli belirlenmelidir. Uygun olmayan TSFC modelinin seçimi seyir menzil değerlerinin ve dolayısıyla yakıt tahmini gibi birçok konuyu olumsuz şekilde etkileyecektir.

Birçok seyir uçuşu koşulundan, her seferinde seyir parametrelerinden ikisinin sabit tutulmasıyla ortaya çıkan üç seyir koşulu bulunmaktadır. Sabit hava hızı - sabit taşıma katsayısı uçuşu, sabit irtifa - sabit taşıma katsayısı uçuşu ve sabit irtifa - sabit hava hızı uçuşudur. Ancak seyir yakıt oranı 0,1 değerinin altında ise seyir uçuşu menzil denklemleri birbirlerine çok yakın menzil değerleri vermektedir. Bu nedenle kısa mesafeli uçuşlar Breguet menzil denkleminin kullanılması diğer menzil denklemlerine göre daha uygun olmaktadır. Breguet menzil denklemi yaygın olarak kullanılan bir seyir uçuş menzil denklemdir. Seyir uçuş menzili için daha hızlı ve daha pratik bir tahmin sunmaktadır. Bu nedenle, genel olarak, yolcu uçakları tasarımında ağırlık ve menzil tahminlerinde, özellikle seyir uçuşu yakıt ağırlığının doğru hesaplanabilmesi için kullanılmaktadır. Yukarıda verilen bilgilere dayanarak geliştirilmiş sürüklenme polar modeli ve seyir uçuş aşaması için seçilen uygun TSFC modeli kullanılarak doğru bir seyir menzil modeli geliştirilmiştir. Geliştirilmiş menzil modelinin sonuçları gerçek uçuş verileriyle karşılaştırıldığında, tüm uçak ve motor grubu (UMG) için ortalama mutlak yüzde hatası (MAPE) %2,5 olarak bulunmuştur. Bu hata değerleri, basit parabolik sürüklenme polar modeli ve TSFC modellerine dayanan diğer menzil modellerine göre %7,9 daha az hataya karşılık gelmektedir.

Çalışmanın literatüre olan katkılarından biri de diğer menzil modellerine kıyasla geliştirilmiş menzil modeli sayesinde seyir uçuşunda harcanan yakıt miktarının daha doğru tahmin edilebilmesidir. Gerçek uçuş verilerine bağlı olarak her bir uçak ve motor grubunun seyir uçuşu sırasında harcadıkları yakıt miktarı belirlenmiştir. Seyir uçuşunda harcanan gerçek yakıt miktarlarıyla menzil modelleri ile hesaplanan yakıt miktarları karşılaştırılmıştır. Geliştirilmiş menzil modeli sayesinde hesaplanan yakıt miktarlarının MAPE değerleri %1,6 ile %6,4 değerleri arasında değişmektedir. Temel Breguet menzil denklemi sayesinde hesaplanan yakıt miktarlarının MAPE değerleri ise %5,7 ile %15 arasında değişmektedir. Diğer menzil denklemlerinden farklı olarak harcanan yakıt için geliştirilmiş menzil modelinin MAPE değerlerine bakıldığında, A2E2 uçak ve motor grubu hariç, hata değerlerinin %2' nin altında olduğu görülmektedir. A2E2 uçak ve motor grubuna ait MAPE değeri %6,4 'tür. A2E2 uçak ve motor grubu için MAPE değerlerinin nispeten yüksek çıkmasının nedeni, menzil denklemlerinde kullanılan motor üreticilerinden alınan verilerden kaynaklanmaktadır.

Seyir uçuşunda harcanan gerçek yakıt miktarlarıyla menzil modelleri ile hesaplanan yakıt miktarlarını karşılaştırıldığımızda, geliştirilmiş menzil modelinin yakıt tüketimini ortalama %2,5 hata ile tahmin ettiği görülmüştür. Temel Breguet denkleminde ise bu ortalama hata değerinin %8,6 olduğu belirlenmiştir. Bu durumda geliştirilen modelin seyir uçuşuna harcanan yakıt miktarını temel Breguet denklemine göre %6,1 daha az ortalama hata ile tahmin etmektedir. Bu değer gerek hava trafik yönetimi gerekse uçak kavramsal tasarımı amaçlı uçak yörüngesi tahminlerini önemli ölçüde iyileştirebilecek sonuçlar sunmaktadır.



## KAYNAKÇA

- [1] ICAO, (2018). The World of Air Transport, *The annual review 2018 report*.
- [2] IATA, (2019). *The annual review 2019 report*.
- [3] EASA, (2019). *European aviation environmental report 2019*.
- [4] Gittens, A., Juniac, A., Pie, J., Poole, J., and Liu, F.(2017). *Aviation Benefits 2017 report*.
- [5] Singh, V., and Sharma, S. K. (2015). Fuel consumption optimization in air transport: a review, classification, critique, simple meta-analysis, and future research implications. *European Transport Research Review*, 7(2), 12.
- [6] SESAR Consortium, (2006). *SESAR D2 Air transport framework: the performance target*, DLM-0607-001-02-00.
- [7] FAA, (2019). *FAA's destination 2025 strategic plan report*.
- [8] Stolzer, A.J. (2002) Fuel consumption modeling of a transport category aircraft using flight operations quality assurance data: *A Literature Review*, *J Air Transp*, No 7.
- [9] Megan, S.R. ve KIM, H. (2014) The impact of airline mergers and hub reorganization on aviation fuel consumption, *J. Clean. Prod*, 85, pp 395-407
- [10] Turgut, E.T., Cavcar, M., Usanmaz, O., Canarlanlar, A.O., Dogeroglu, T., Armutlu, K., ve Yay, O. D. (2014). Fuel flow analysis for the cruise phase of commercial aircraft on domestic routes, *Aerospace Science and Technology*, 37, pp 1-9.
- [11] ATAG, (2018). Aviation benefits beyond borders, *ATAG Report*, Geneva, Switzerland,
- [12] Torenbeek, E. (1982). *Synthesis of Subsonic Airplane Design*, Delft University Press, Delft, NL.
- [13] Roskam, J. (1985). *Airplane DesignPart I: Preliminary Sizing of Airplanes*, *Roskam Aviation*, Ottawa, Kansas,.
- [14] Cavcar, A. ve Cavcar, M. (2004). Impact of aircraft performance differences on fuel consumption of aircraft in air traffic management environment, *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, 76, (5), pp 502- 515.

- [15] Peckham, D. H. (1974). *Range performance in cruising flight*, Royal Aircraft Establishment Farnborough, No RAE-TR-73164,
- [16] Torenbeek, E. (1997). Cruise performance and range prediction reconsidered, *Progress in Aerospace Sciences*, 33, pp 285–321.
- [17] Raymer, D. (2012). *Aircraft Design: A Conceptual Approach*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Washington, USA,
- [18] Saarlal, M. (2006). *Aircraft Performance*, John Wiley & Sons, New Jersey, USA,
- [19] Corda, S. (2017). *Introduction to Aerospace Engineering with A Flight Test Perspective*, John Wiley & Sons,
- [20] Pargett, D. M., ve Ardema, M. D. (2007). Flight path optimization at constant altitude. *Journal of guidance, Control, and Dynamics*, 30(4), 1197-1201.
- [21] El-Sayed, A. F. (2017). *Aircraft propulsion and gas turbine engines*. CRC Press
- [22] Ashkenas, I. L. (1948). Range performance of turbojet airplanes, *J. Aeronaut. Sci.* 15, 97-101
- [23] Edwards, A. D. (1950). Performance estimation of civil jet aircraft, *Aircraft Engineering* 22 (254), 94-99.
- [24] Jonas, J. (1947). Jet airplane range considerations, *J. Aeronaut. Sci.* 14, 124-128.
- [25] Page, R. K. (1947). Performance calculation for jet-propelled aircraft, *J. R. Aeronaut. Soc.* 51, 440-450
- [26] McDonald, R. A. (2011). Mission Performance Considered as Point Performance in Aircraft Design”, *Journal of Aircraft*, 48(5), 1576–1587
- [27] Anderson, J. D. (1999). *Aircraft performance and design*. McGraw -Hill
- [28] Raymer, D. P. (1992). *Aircraft Design: A Conceptual Approach*. Washington, DC: American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- [29] Hale F.J., (1979) Effect of Wind on Aircraft Cruise Performance, *Journal of Aircraft*, 16, (6), pp. 382-387
- [30] Hale F.J. (1984). *Aircraft Performance Selection and Design*, Wiley, New York,

- [31] Miller, L. E. (1993). Optimal cruise performance. *Journal of Aircraft*, 30(3), 403–405.
- [32] Ojha, S. K. (1992). Optimization of constant altitude-constant airspeed flight of turbojet aircraft. *Journal of Aircraft*, 29(4), 731-734.
- [33] Cavcar, A. (2006). Constant Altitude–Constant Mach Number Cruise Range of Transport Aircraft with Compressibility Effects, *Journal of Aircraft*, 43, (1), pp. 125-131
- [34] Filippone, A. (2007). On the benefits of lower Mach number aircraft cruise. *The Aeronautical Journal*, 111(1122), 531-542.
- [35] Rivas, D., Lopez-Garcia, O., Esteban, S., ve Gallo, E. (2010). An analysis of maximum range cruise including wind effects. *Aerospace Science and Technology*, 14(1), 38-48.
- [36] Heiser, W. H., and Mattingly, J. D. (2010). Supercruise aircraft range. *Journal of aircraft*, 47(3), 1066-1068.
- [37] William E. Randle, Cesare A. Hall, and Vera-Morales. M.,2011, Improved Range Equation Based on Aircraft Flight Data, *Journal of Aircraft*, 48, (4), pp.1291-1298
- [38] Voskuijl, M. (2017). Cruise range in formation flight. *Journal of Aircraft*, 54(6), 2184-2191.
- [39] Anderson, Jr. J. D. (1999). *Aircraft performance and design*. New York: McGraw-Hill.
- [40] Ashley, H, and Landahl, M. (1985). *Aerodynamics of wings and bodies*. Mineola, NY: Dover.
- [41] Asselin, M. (1997). *An introduction to aircraft performance*. Reston, VA: American Institute for Aeronautics and Astronautics (AIAA).
- [42] Bertin, J. J, and Cummings, R. M. (2009). *Aerodynamics for engineers (5th ed.)*. Upper Saddle River, NJ: Pearson Prentice Hall.
- [43] Filippone, A. (2012). *Advanced aircraft flight performance*. Cambridge: Cambridge University Press.
- [44] Nicolai, L. M, and Carichner, G. E. (2010). *Fundamentals of aircraft and airship design: Volume I—aircraft design*. Reston, VA: American Institute for Aeronautics and Astronautics.

- [45] Phillips, W. F. (2004). *Mechanics of flight*. New York: John Wiley & Sons.
- [46] Bolonki, A., and Gilyard, G. B. (1999). Estimated Benefits of Variable-Geometry Wing Camber Control for Transport Aircraft, NASA TM-1999-206586.
- [47] Young, T. M. (2018). *Performance of The Jet Transport Airplane: Analysis Methods, Flight Operations, and Regulations*, John Wiley & Sons, Hoboken, NJ.
- [48] Feagin, R. C., ve Morrison, W. D. (1978). Delta Method, Empirical Drag Build-up Technique: *Final Report*.
- [49] Cavcar, A., ve Cavcar, M. (2004). Approximate solutions of range for constant altitude–constant high subsonic speed flight of transport aircraft. *Aerospace science and technology*, 8(6), 557-567.
- [50] Bridges, D. H. (2008). Thrust and drag models for performance calculations for high-speed aircraft. *Journal of aircraft*, 45(4), 1358-1366.
- [51] Gur, O., Mason, W. H., ve Schetz, J. A. (2010). Full-configuration drag estimation. *Journal of Aircraft*, 47(4), 1356-1367
- [52] Nusrath, K., ve Singh, J. (2016, January). Drag assessment of a high performance aircraft using system identification techniques. *In 2016 Indian Control Conference (ICC)*, pp. 418-425
- [53] Sun, J., Hoekstra, J. M., and Ellerbroek, J. (2020). Estimating aircraft drag polar using open flight surveillance data and a stochastic total energy model. *Transportation Research Part C: Emerging Technologies*, 114, 391-404.
- [54] Levy, D. W., Zickuhr, T., Vassberg, J., Agrawal, S., Wahls, R. A., Pirzadeh, S., and Hensch, M. J. (2002). Summary of Data from the First AIAA CFD Drag Prediction Workshop, *40th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, AIAA pp. 2002-0841, Reno, NV.
- [55] Laflin, K., Klausmeyer, S. M., Zickuhr, T., Vassberg, J. C., Wahls, R. A., Morrison, J. H., et. (2005). Data Summary from Second AIAA Computational Fluid Dynamics Drag Prediction Workshop, *Journal of Aircraft*, Vol. 42, No. 5, pp. 1165–1178.

- [56] Vassberg, J. C., Tinoco, E. N., Mani, M., Brodersen, O. P., Eisfeld, B., Wahls, R. A., Morrison, J. H., Zickuhr, T., Laflin, K. R., ve Mavriplis, D. J., (2007). Summary of the Third AIAA CFD Drag Prediction Workshop, *45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, AIAA pp. 2007-0260, Reno, NV.
- [57] Mattingly J., D. (1996). *Elements of Gas Turbine Propulsion*. McGraw-Hill International Editions,
- [58] Eshelby, M. E. (2000). *Aircraft performance: Theory and practice*. Boston: Elsevier.
- [59] Mair, W. A, and Birdsall, D. L. (1992). *Aircraft performance*. Cambridge: Cambridge University Press.
- [60] Daidzic, N. E. (2016). Estimation of performance airspeeds for high-bypass turbofans equipped transport-category airplanes. *Journal of Aviation Technology and Engineering*, 5(2), 4.
- [61] Martinez-Val, R., and Perez, E., (1991). Optimum Cruise Lift Coefficient Initial Design of Jet Aircraft, *Journal of Aircraft*, 29( 4), pp. 712–714
- [62] Shevell, R.S. (1989). *Fundamentals of Flight*, Second Edition, Prentice Hall, Inc.,
- [63] Howe. D. (2002). *Aircraft Conceptual Design Synthesis*, Professional Engineering Publishing Limited London and Bury St Edmunds, UK
- [64] Roux E. (2002). Pour une approche analytique de la, Doktora Tezi
- [65] ESDU, (1982) Approximate methods for estimation of cruise range and endurance: aeroplanes with turbo-jet and turbo-fan engines,
- [66] Gur, O., Bhatia, M., Mason, W. H., Schetz, J. A., Kapania, R. K., and Nam, T. (2011). Development of Framework for Truss-Braced Wing Conceptual MDO, *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 44, (2), , pp. 277–298
- [67] Anderson, J.D. (1989). *Introduction of Flight*, McGraw-Hill
- [68] Ryck, D. (2008). Turbofan design for the commercial aircraft. Yüksek lisans Tezi
- [69] Turbofan Re-engine the Boeing 707-320 ‘E-3A Sentry, Report
- [70] Sadraey, M. H. (2017). *Aircraft performance: an engineering approach*. CRC Press.

- [71] Dankanich, A., and Peters, D. (2017). Turbofan engine bypass ratio as a function of thrust and fuel flow. Washington University in St. Louis
- [72] McLean, D. (2012). *Understanding aerodynamics: arguing from the real physics*. John Wiley & Sons
- [73] Anderson Jr, J. D. (2010). *Fundamentals of aerodynamics*. Tata McGraw-Hill Education.
- [74] Brandt, S. A., Bertin, J. J., Stiles, R. J., and Whitford, R. (2004). *Introduction to aeronautics: a design perspective*. American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- [75] Filippone, A. (2000). Data and performances of selected aircraft and rotorcraft. *Progress in Aerospace Sciences*, 36(8), 629-654.
- [76] European Organisation for the Safety of Air Navigation. *User Manual for the Base of Aircraft Data (BADA) Revision 3.11*. EUROCONTROL
- [77] Training, O. A. (2001). *Joint Aviation Authorities Airline Transport Pilot's Licence: Theoretical Knowledge Manual (080 Principles Of Flight)*. Jeppesen GmbH, Frankfurt, Germany
- [78] Obert, E. (2009). *Aerodynamic Design of Transport Aircraft*, IOS Press,
- [79] Cavcar A. ve Cavcar M., (1999). *Uçuş Prensipleri*, Anadolu Üniversitesi Yayınları, Eskişehir
- [80] Freitas, J. P. R. (2014). Study and Implementation of Algorithms for in flight performance analysis of the PW4000-100 Turbofan engine for the purpose of Engine Condition Monitoring. *Instituto Superior Tecnico*, Lisboa.
- [81] Mugtussids, I. B. (2000). Flight Data Processing Techniques to Identify Unusual Events Doktora Tezi, Virginia Tech.
- [82] Wang, L., Ren, Y., and Wu, C. (2018). Effects of flare operation on landing safety: a study based on ANOVA of real flight data. *Safety science*, 102, 14-25
- [83] Qing, W. A. N. G., Kaiyuan, W. U., Zhang, T., Yi'nan, K. O. N. G., and Weiqi, Q. I. A. N. (2012). Aerodynamic modeling and parameter estimation from QAR data of an airplane approaching a high-altitude airport. *Chinese Journal of Aeronautics*, 25(3), 361-371

- [84] Özdamar, K. (2004). *Paket Programlar ile İstatistiksel Veri Analizi*. Kaan Kitapevi, Eskişehir
- [85] Armstrong J.S. (2012). *Illusions in regression analysis*. International Journal of Forecasting,
- [86] Özdamar, K. (2013). *Paket programlar ile istatistiksel veri analizi (Cilt 1)*. Ankara: Nisan Kitapevi
- [87] Gavin, H. (2011). *The Levenberg-Marquardt method for nonlinear least squares curve-fitting problems*. Department of Civil and Environmental Engineering, Duke University, 28, 1-5.
- [88] Wilamowski, B.M., Yu, H., (2010) Improved computation for Levenberg–Marquardt training, *IEEE Transactions on Neural Networks* , Cilt: 21, No: 6, 930-937.
- [89] Ertek, T. (2000). *Ekonometriye Giriş*. Beta Yayınları, No. 652, Ankara.
- [90] Yildirim, M. T., ve Kurt, B. (2018). Aircraft gas turbine engine health monitoring system by real flight data. *International Journal of Aerospace Engineering*.
- [91] Ünver, Ö. ve Gamgam, H., (2008). *Uygulamalı Temel İstatistik Yöntemler*. Seçkin Kitapevi, Ankara
- [92] Hagquist, C. and Stenbeck, M. Goodness of fit in regression analysis – R2 and G2 reconsidered, *Qual. Quantity*, 1998, 32, pp 229–245.
- [http-1] [www.jet-engine.net](http://www.jet-engine.net)
- [http-2] <https://www.encyclopedia.com/social-sciences/applied-and-social-sciences-magazines/ordinary-least-squares-regression>.
- [http-3] <https://www.jkp-ads.com/articles/least-squares.asp>.
- [http-4] <https://www.itl.nist.gov/div898/handbook/pmd/section1/pmd142.htm>
- [http-5] <https://www.airfleets.net/home/>.

## EKLER

### EK-1

Sürüklenme poları olarak kambursuz kanat yani simetrik kanat profili için maksimum fines hesabı aşağıda verilmiştir, Maksimum finesin kullanıldığı seyir uçuş koşulu sabit irtifa - sabit hava hızı uçuşudur;

$$C_D = C_{D_0} + KC_L^2$$

$$E = \frac{L}{D} = \frac{C_L}{C_D} = \frac{C_L}{C_{D_0} + KC_L^2}$$

$$\frac{dE}{dC_L} = \frac{C_{D_0} + KC_L^2 - C_L(2KC_L)}{(C_{D_0} + KC_L^2)^2} = 0$$

$$C_{L_{md}} = \sqrt{\frac{C_{D_0}}{K}}$$

$$E_{max} = \frac{1}{2\sqrt{C_{D_0}K}}$$

$$R = \frac{V}{C_T} \left( \frac{L}{D} \right)_{max} \left( \tan^{-1} \left( \sqrt{\frac{C_{D_0}}{K}} \frac{\rho V^2 S}{2W_0} \frac{f}{\frac{C_{D_0}}{K} \left( \frac{\rho V^2 S}{2W_0} \right)^2 + (1-f)} \right) \right)$$

Bu tez kapsamında ise sürüklenme hesabında kambur kanat etkisi de hesaba katılmıştır, Bu nedenle sabit hava hızı ve sabit irtifa için menzil denklemi yeniden ele alınması gerekmektedir. Bu çalışmada ek olarak maksimum fines değeride bulunmuştur. Daha sonra menzil değeri sembolik olarak hesaplanmıştır. İlk önce maksimum finesteki taşıma katsayısının ( $C_{L_{md}}$ ) bulunması gerekmektedir, Bundan dolayı bu çalışma kapsamında oluşturulan sürüklenme poleri modeli üzerinden maksimum finesteki taşıma katsayısı bulunacaktır, Aşağıdaki adımlarda finesin taşıma katsayısına göre türevi alınarak sıfıra eşitlenmiş ve daha sonra elde edilen denkleme ait kökler bulunmuştur.

$$\begin{aligned}
C_D(C_L, M) &= a_1 + a_2(M - M_{Ref})^2 + a_3(M - M_{Ref})^3 \\
&+ b_1C_L^2 + (b_2(M - M_{Ref})^2)C_L^2 + (b_3(M - M_{Ref})^3)C_L^2 + (b_4(M - M_{Ref})^4)C_L^2 \\
&+ c_1(M - M_{Ref})C_L^6 + c_2(M - M_{Ref})^2C_L^6 \\
C_D(C_L, M) &= C_{D_0}(M) + (K_1(M))C_L^2 + (K_2(M))C_L^6
\end{aligned}$$

$$\left(\frac{dE}{dC_L}\right) = 0$$

$$\left(\frac{dE}{dC_L}\right) = \frac{C_{D_0} + K_2C_L^6 + K_1C_L^2 - C_L(6K_2C_L^5 + 2K_1C_L)}{(C_{D_0} + K_2C_L^6 + K_1C_L^2)^2} = 0$$

Maksimum finesteki taşıma katsayısını ( $C_{L_{md}}$ ) bulmak için denklemin pay kısmını sıfıra eşitleyerek köklerinin bulunması gerekir,

$$C_{D_0} - 5K_2C_L^6 - K_1C_L^2 = 0$$

$$C_{L_{md1}} = \sqrt{\left(\left(\sqrt{\frac{C_{D_0}^2}{100K_1^2} + \frac{K_2^3}{3375K_1^3}} - \frac{C_{D_0}}{10K_1}\right)^{\frac{1}{3}} - \frac{K_2}{15K_1\left(\sqrt{\frac{C_{D_0}^2}{100K_1^2} + \frac{K_2^3}{3375K_1^3}} - \frac{C_{D_0}}{10K_1}\right)^{\frac{1}{3}}}\right)}$$

$$C_{L_{md2}} = -\sqrt{\left(\left(\sqrt{\frac{C_{D_0}^2}{100K_1^2} + \frac{K_2^3}{3375K_1^3}} - \frac{C_{D_0}}{10K_1}\right)^{\frac{1}{3}} - \frac{K_2}{15K_1\left(\sqrt{\frac{C_{D_0}^2}{100K_1^2} + \frac{K_2^3}{3375K_1^3}} - \frac{C_{D_0}}{10K_1}\right)^{\frac{1}{3}}}\right)}$$

$$C_{Lmd3} = \frac{\frac{K_2}{\sqrt{15K_1 \left( \sqrt{\frac{C_{D_0}^2}{100K_1^2} + \frac{K_2^3}{3375K_1^3} - \frac{C_{D_0}}{10K_1} \right)^{\frac{1}{3}}}} - \frac{\left( \sqrt{\frac{C_{D_0}^2}{100K_1^2} + \frac{K_2^3}{3375K_1^3} - \frac{C_{D_0}}{10K_1} \right)^{\frac{1}{3}}}{2} + \sqrt{3} \left( \frac{\left( \sqrt{\frac{C_{D_0}^2}{100K_1^2} + \frac{K_2^3}{3375K_1^3} - \frac{C_{D_0}}{10K_1} \right)^{\frac{1}{3}}}{15K_1 \left( \sqrt{\frac{C_{D_0}^2}{100K_1^2} + \frac{K_2^3}{3375K_1^3} - \frac{C_{D_0}}{10K_1} \right)^{\frac{1}{3}}} + \frac{K_2}{2} \right)^{\frac{1}{3}}}{2}}}{2} i$$

$$C_{Lmd4} = - \frac{\frac{K_2}{\sqrt{15K_1 \left( \sqrt{\frac{C_{D_0}^2}{100K_1^2} + \frac{K_2^3}{3375K_1^3} - \frac{C_{D_0}}{10K_1} \right)^{\frac{1}{3}}}} - \frac{\left( \sqrt{\frac{C_{D_0}^2}{100K_1^2} + \frac{K_2^3}{3375K_1^3} - \frac{C_{D_0}}{10K_1} \right)^{\frac{1}{3}}}{2} + \sqrt{3} \left( \frac{\left( \sqrt{\frac{C_{D_0}^2}{100K_1^2} + \frac{K_2^3}{3375K_1^3} - \frac{C_{D_0}}{10K_1} \right)^{\frac{1}{3}}}{15K_1 \left( \sqrt{\frac{C_{D_0}^2}{100K_1^2} + \frac{K_2^3}{3375K_1^3} - \frac{C_{D_0}}{10K_1} \right)^{\frac{1}{3}}} + \frac{K_2}{2} \right)^{\frac{1}{3}}}{2}}}{2} i$$

$$C_{Lmd5} = - \frac{\frac{K_2}{\sqrt{15K_1 \left( \sqrt{\frac{C_{D_0}^2}{100K_1^2} + \frac{K_2^3}{3375K_1^3} - \frac{C_{D_0}}{10K_1} \right)^{\frac{1}{3}}}} - \frac{\left( \sqrt{\frac{C_{D_0}^2}{100K_1^2} + \frac{K_2^3}{3375K_1^3} - \frac{C_{D_0}}{10K_1} \right)^{\frac{1}{3}}}{2} + \sqrt{3} \left( \frac{\left( \sqrt{\frac{C_{D_0}^2}{100K_1^2} + \frac{K_2^3}{3375K_1^3} - \frac{C_{D_0}}{10K_1} \right)^{\frac{1}{3}}}{15K_1 \left( \sqrt{\frac{C_{D_0}^2}{100K_1^2} + \frac{K_2^3}{3375K_1^3} - \frac{C_{D_0}}{10K_1} \right)^{\frac{1}{3}}} + \frac{K_2}{2} \right)^{\frac{1}{3}}}{2}}}{2} i$$

$$C_{Lmd6} = \frac{\frac{K_2}{\sqrt{15K_1 \left( \sqrt{\frac{C_{D_0}^2}{100K_1^2} + \frac{K_2^3}{3375K_1^3} - \frac{C_{D_0}}{10K_1} \right)^{\frac{1}{3}}}} - \frac{\left( \sqrt{\frac{C_{D_0}^2}{100K_1^2} + \frac{K_2^3}{3375K_1^3} - \frac{C_{D_0}}{10K_1} \right)^{\frac{1}{3}}}{2} + \sqrt{3} \left( \frac{\left( \sqrt{\frac{C_{D_0}^2}{100K_1^2} + \frac{K_2^3}{3375K_1^3} - \frac{C_{D_0}}{10K_1} \right)^{\frac{1}{3}}}{15K_1 \left( \sqrt{\frac{C_{D_0}^2}{100K_1^2} + \frac{K_2^3}{3375K_1^3} - \frac{C_{D_0}}{10K_1} \right)^{\frac{1}{3}}} + \frac{K_2}{2} \right)^{\frac{1}{3}}}{2}}}{2} i$$

Kökler incelendiğinde 4 sanal kökün olduğu kalan köklerden birinin ise negatif olduğu görülmektedir, Sabit hava hızında ve sabit irtifa ile uçuş programı için seyir menzil denkleminde sanal ve negatif kökler kullanılmayacağı için pozitif kök olan ( $C_{Lmd1}$ ) kökü kullanılmıştır.

$$C_{Lmd1} = \sqrt{\left( \left( \sqrt{\frac{C_{D_0}^2}{100K_1^2} + \frac{K_2^3}{3375K_1^3} - \frac{C_{D_0}}{10K_1}} \right)^{\frac{1}{3}} - \frac{K_2}{15K_1 \left( \sqrt{\frac{C_{D_0}^2}{100K_1^2} + \frac{K_2^3}{3375K_1^3} - \frac{C_{D_0}}{10K_1}} \right)^{\frac{1}{3}}} \right)}$$

$$= \left( \frac{\left( \frac{[a_1 + a_2(M - M_{Ref})^2 + a_3(M - M_{Ref})^3]^2}{100[b_1 + b_2(M - M_{Ref})^2 + b_3(M - M_{Ref})^3 + b_4(M - M_{Ref})^4]^2} + \frac{[c_1(M - M_{Ref}) + c_2(M - M_{Ref})^2]^3}{3375[b_1 + b_2(M - M_{Ref})^2 + b_3(M - M_{Ref})^3 + b_4(M - M_{Ref})^4]^3} \right)^{\frac{1}{3}} - \frac{[a_1 + a_2(M - M_{Ref})^2 + a_3(M - M_{Ref})^3]}{10[b_1 + b_2(M - M_{Ref})^2 + b_3(M - M_{Ref})^3 + b_4(M - M_{Ref})^4]}}{\frac{[c_1(M - M_{Ref}) + c_2(M - M_{Ref})^2]}{15[b_1 + b_2(M - M_{Ref})^2 + b_3(M - M_{Ref})^3 + b_4(M - M_{Ref})^4]}} \left( \frac{[a_1 + a_2(M - M_{Ref})^2 + a_3(M - M_{Ref})^3]^2}{100[b_1 + b_2(M - M_{Ref})^2 + b_3(M - M_{Ref})^3 + b_4(M - M_{Ref})^4]^2} + \frac{[c_1(M - M_{Ref}) + c_2(M - M_{Ref})^2]^3}{3375[b_1 + b_2(M - M_{Ref})^2 + b_3(M - M_{Ref})^3 + b_4(M - M_{Ref})^4]^3} \right)^{\frac{1}{3}} - \frac{[a_1 + a_2(M - M_{Ref})^2 + a_3(M - M_{Ref})^3]}{10[b_1 + b_2(M - M_{Ref})^2 + b_3(M - M_{Ref})^3 + b_4(M - M_{Ref})^4]}} \right)$$

Maksimum finesteki taşıma katsayısı belirlendikten sonraki adım maksimum finesi ( $E_{MAX}$ ) bulmaktır,

$$E = \frac{L}{D} = \frac{C_L}{C_D}$$

$$E_{MAX} = \frac{L}{D_{min}} = \frac{C_{Lmd1}}{(C_{D_0}(M) + (K_1(M))C_{Lmd1}^2 + (K_2(M))C_{Lmd1}^6)}$$

$$= \frac{\left( \left( \sqrt{\frac{C_{D_0}^2}{100K_1^2} + \frac{K_2^3}{3375K_1^3} - \frac{C_{D_0}}{10K_1}} \right)^{\frac{1}{3}} - \frac{K_2}{15K_1 \left( \sqrt{\frac{C_{D_0}^2}{100K_1^2} + \frac{K_2^3}{3375K_1^3} - \frac{C_{D_0}}{10K_1}} \right)^{\frac{1}{3}}} \right)^6}{C_{D_0} + K_2 \left( \left( \sqrt{\frac{C_{D_0}^2}{100K_1^2} + \frac{K_2^3}{3375K_1^3} - \frac{C_{D_0}}{10K_1}} \right)^{\frac{1}{3}} - \frac{K_2}{15K_1 \left( \sqrt{\frac{C_{D_0}^2}{100K_1^2} + \frac{K_2^3}{3375K_1^3} - \frac{C_{D_0}}{10K_1}} \right)^{\frac{1}{3}}} \right)^6} + K_1 \left( \left( \sqrt{\frac{C_{D_0}^2}{100K_1^2} + \frac{K_2^3}{3375K_1^3} - \frac{C_{D_0}}{10K_1}} \right)^{\frac{1}{3}} - \frac{K_2}{15K_1 \left( \sqrt{\frac{C_{D_0}^2}{100K_1^2} + \frac{K_2^3}{3375K_1^3} - \frac{C_{D_0}}{10K_1}} \right)^{\frac{1}{3}}} \right)^2$$



Sabit hava hızında ve sabit irtifa ile uçuş programı için seyir menzil denklemi ise aşağıda verilmektedir,

$$\int dR = -\frac{2V_{TAS}}{TSFC(\rho V_{TAS}^2 S)} \int \frac{dW}{(C_{D_0} + (K_1)C_L^2 + (K_2)C_L^6)}$$

$$= \frac{V_{TAS}}{TSFC} \frac{1}{2 \left(\frac{2}{\rho V_{TAS}^2 S}\right)^2} \log \left( \frac{W - \frac{\left( \frac{2^{\frac{2}{3}} \sqrt[3]{3} \sqrt{\sqrt{K_2^3(4K_1^3 + 27C_{D_0}^2 K_2^2)} \left(\frac{2}{\rho V_{TAS}^2 S}\right)^{24}} - 9 \left(\frac{2}{\rho V_{TAS}^2 S}\right)^{12} C_{D_0} K_2^2} \right)^2}{K_2 \left(\frac{2}{\rho V_{TAS}^2 S}\right)^6} - \frac{2^{\frac{2}{3}} \sqrt[3]{3} K_1 \left(\frac{2}{\rho V_{TAS}^2 S}\right)^2}{\sqrt[3]{\sqrt{K_2^3(4K_1^3 + 27C_{D_0}^2 K_2^2)} \left(\frac{2}{\rho V_{TAS}^2 S}\right)^{24}} - 9 \left(\frac{2}{\rho V_{TAS}^2 S}\right)^{12} C_{D_0} K_2^2}}}{\sqrt[3]{\sqrt{K_2^3(4K_1^3 + 27C_{D_0}^2 K_2^2)} \left(\frac{2}{\rho V_{TAS}^2 S}\right)^{24}} - 9 \left(\frac{2}{\rho V_{TAS}^2 S}\right)^{12} C_{D_0} K_2^2}} \right)^{\frac{5}{6}} \left(\frac{2}{\rho V_{TAS}^2 S}\right)^4 + \frac{K_1 \frac{\left( \frac{2^{\frac{2}{3}} \sqrt[3]{3} \sqrt{\sqrt{K_2^3(4K_1^3 + 27C_{D_0}^2 K_2^2)} \left(\frac{2}{\rho V_{TAS}^2 S}\right)^{24}} - 9 \left(\frac{2}{\rho V_{TAS}^2 S}\right)^{12} C_{D_0} K_2^2} \right)^2}{K_2 \left(\frac{2}{\rho V_{TAS}^2 S}\right)^6} - \frac{2^{\frac{2}{3}} \sqrt[3]{3} K_1 \left(\frac{2}{\rho V_{TAS}^2 S}\right)^2}{\sqrt[3]{\sqrt{K_2^3(4K_1^3 + 27C_{D_0}^2 K_2^2)} \left(\frac{2}{\rho V_{TAS}^2 S}\right)^{24}} - 9 \left(\frac{2}{\rho V_{TAS}^2 S}\right)^{12} C_{D_0} K_2^2}}}{\sqrt[3]{\sqrt{K_2^3(4K_1^3 + 27C_{D_0}^2 K_2^2)} \left(\frac{2}{\rho V_{TAS}^2 S}\right)^{24}} - 9 \left(\frac{2}{\rho V_{TAS}^2 S}\right)^{12} C_{D_0} K_2^2}}}{12\sqrt{6}} \right)$$

$$\begin{aligned}
& \left( W + \frac{2^{\frac{2}{3}} \sqrt[3]{3} \sqrt{\sqrt{K_2^3(4K_1^3 + 27C_{D_0}^2 K_2^2)} \left(\frac{2}{\rho V_{TAS}^2 S}\right)^{24}} - 9 \left(\frac{2}{\rho V_{TAS}^2 S}\right)^{12} C_{D_0} K_2^2}{K_2 \left(\frac{2}{\rho V_{TAS}^2 S}\right)^6} - \frac{2^{\frac{2}{3}} \sqrt[3]{3} K_1 \left(\frac{2}{\rho V_{TAS}^2 S}\right)^2}{\sqrt[3]{\sqrt{K_2^3(4K_1^3 + 27C_{D_0}^2 K_2^2)} \left(\frac{2}{\rho V_{TAS}^2 S}\right)^{24}} - 9 \left(\frac{2}{\rho V_{TAS}^2 S}\right)^{12} C_{D_0} K_2^2}} \right) \\
& + \frac{1}{2 \left(\frac{2}{\rho V_{TAS}^2 S}\right)^2} \log \left( \frac{\left( \frac{2^{\frac{2}{3}} \sqrt[3]{3} \sqrt{\sqrt{K_2^3(4K_1^3 + 27C_{D_0}^2 K_2^2)} \left(\frac{2}{\rho V_{TAS}^2 S}\right)^{24}} - 9 \left(\frac{2}{\rho V_{TAS}^2 S}\right)^{12} C_{D_0} K_2^2}}{K_2 \left(\frac{2}{\rho V_{TAS}^2 S}\right)^6} - \frac{2^{\frac{2}{3}} \sqrt[3]{3} K_1 \left(\frac{2}{\rho V_{TAS}^2 S}\right)^2}{\sqrt[3]{\sqrt{K_2^3(4K_1^3 + 27C_{D_0}^2 K_2^2)} \left(\frac{2}{\rho V_{TAS}^2 S}\right)^{24}} - 9 \left(\frac{2}{\rho V_{TAS}^2 S}\right)^{12} C_{D_0} K_2^2}} \right)^{\frac{5}{2}}}{12\sqrt{6}} \left(\frac{2}{\rho V_{TAS}^2 S}\right)^4 \right) \\
& \left( \frac{K_1}{\sqrt{\frac{2^{\frac{2}{3}} \sqrt[3]{3} \sqrt{\sqrt{K_2^3(4K_1^3 + 27C_{D_0}^2 K_2^2)} \left(\frac{2}{\rho V_{TAS}^2 S}\right)^{24}} - 9 \left(\frac{2}{\rho V_{TAS}^2 S}\right)^{12} C_{D_0} K_2^2}}{K_2 \left(\frac{2}{\rho V_{TAS}^2 S}\right)^6} - \frac{2^{\frac{2}{3}} \sqrt[3]{3} K_1 \left(\frac{2}{\rho V_{TAS}^2 S}\right)^2}{\sqrt[3]{\sqrt{K_2^3(4K_1^3 + 27C_{D_0}^2 K_2^2)} \left(\frac{2}{\rho V_{TAS}^2 S}\right)^{24}} - 9 \left(\frac{2}{\rho V_{TAS}^2 S}\right)^{12} C_{D_0} K_2^2}}}} \right)
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
& + \frac{1}{2 \left( \frac{2}{\rho V_{TAS}^2 S} \right)^2} \log \left( \begin{aligned}
& W - \frac{i \sqrt[4]{3} K_1 \left( \frac{2}{\rho V_{TAS}^2 S} \right)^2}{2^{\frac{2}{3}} \sqrt[3]{\sqrt{4K_2^3 K_1^3 \left( \frac{2}{\rho V_{TAS}^2 S} \right)^{24}} + (27C_{D_0}^2 K_2^4) \left( \frac{2}{\rho V_{TAS}^2 S} \right)^{24}} - 9 \left( \frac{2}{\rho V_{TAS}^2 S} \right)^{12} C_{D_0} K_2^2}} + \frac{K_1 \left( \frac{2}{\rho V_{TAS}^2 S} \right)^2}{2^{\frac{2}{3}} \sqrt[3]{\sqrt{4K_2^3 K_1^3 \left( \frac{2}{\rho V_{TAS}^2 S} \right)^{24}} + (27C_{D_0}^2 K_2^4) \left( \frac{2}{\rho V_{TAS}^2 S} \right)^{24}} - 9 \left( \frac{2}{\rho V_{TAS}^2 S} \right)^{12} C_{D_0} K_2^2}} - \frac{i \sqrt[3]{\sqrt{4K_2^3 K_1^3 \left( \frac{2}{\rho V_{TAS}^2 S} \right)^{24}} + (27C_{D_0}^2 K_2^4) \left( \frac{2}{\rho V_{TAS}^2 S} \right)^{24}} - 9 \left( \frac{2}{\rho V_{TAS}^2 S} \right)^{12} C_{D_0} K_2^2}}{2 \sqrt[2]{2} \sqrt[3]{3} K_2 \left( \frac{2}{\rho V_{TAS}^2 S} \right)^6} \right) \\
& 3K_1 \left( \begin{aligned}
& \frac{i \sqrt[4]{3} K_1 \left( \frac{2}{\rho V_{TAS}^2 S} \right)^2}{2^{\frac{2}{3}} \sqrt[3]{\sqrt{4K_2^3 K_1^3 \left( \frac{2}{\rho V_{TAS}^2 S} \right)^{24}} + (27C_{D_0}^2 K_2^4) \left( \frac{2}{\rho V_{TAS}^2 S} \right)^{24}} - 9 \left( \frac{2}{\rho V_{TAS}^2 S} \right)^{12} C_{D_0} K_2^2}} + \frac{K_1 \left( \frac{2}{\rho V_{TAS}^2 S} \right)^2}{2^{\frac{2}{3}} \sqrt[3]{\sqrt{4K_2^3 K_1^3 \left( \frac{2}{\rho V_{TAS}^2 S} \right)^{24}} + (27C_{D_0}^2 K_2^4) \left( \frac{2}{\rho V_{TAS}^2 S} \right)^{24}} - 9 \left( \frac{2}{\rho V_{TAS}^2 S} \right)^{12} C_{D_0} K_2^2}} - \frac{i \sqrt[3]{\sqrt{4K_2^3 K_1^3 \left( \frac{2}{\rho V_{TAS}^2 S} \right)^{24}} + (27C_{D_0}^2 K_2^4) \left( \frac{2}{\rho V_{TAS}^2 S} \right)^{24}} - 9 \left( \frac{2}{\rho V_{TAS}^2 S} \right)^{12} C_{D_0} K_2^2}}{2 \sqrt[2]{2} \sqrt[3]{3} K_2 \left( \frac{2}{\rho V_{TAS}^2 S} \right)^6} \right)^{\frac{5}{2}} \left( \frac{2}{\rho V_{TAS}^2 S} \right)^4 + \\
& K_2 \left( \begin{aligned}
& \frac{i \sqrt[4]{3} K_1 \left( \frac{2}{\rho V_{TAS}^2 S} \right)^2}{2^{\frac{2}{3}} \sqrt[3]{\sqrt{4K_2^3 K_1^3 \left( \frac{2}{\rho V_{TAS}^2 S} \right)^{24}} + (27C_{D_0}^2 K_2^4) \left( \frac{2}{\rho V_{TAS}^2 S} \right)^{24}} - 9 \left( \frac{2}{\rho V_{TAS}^2 S} \right)^{12} C_{D_0} K_2^2}} + \frac{K_1 \left( \frac{2}{\rho V_{TAS}^2 S} \right)^2}{2^{\frac{2}{3}} \sqrt[3]{\sqrt{4K_2^3 K_1^3 \left( \frac{2}{\rho V_{TAS}^2 S} \right)^{24}} + (27C_{D_0}^2 K_2^4) \left( \frac{2}{\rho V_{TAS}^2 S} \right)^{24}} - 9 \left( \frac{2}{\rho V_{TAS}^2 S} \right)^{12} C_{D_0} K_2^2}} - \frac{i \sqrt[3]{\sqrt{4K_2^3 K_1^3 \left( \frac{2}{\rho V_{TAS}^2 S} \right)^{24}} + (27C_{D_0}^2 K_2^4) \left( \frac{2}{\rho V_{TAS}^2 S} \right)^{24}} - 9 \left( \frac{2}{\rho V_{TAS}^2 S} \right)^{12} C_{D_0} K_2^2}}{2 \sqrt[2]{2} \sqrt[3]{3} K_2 \left( \frac{2}{\rho V_{TAS}^2 S} \right)^6} \right)
\end{aligned} \right)
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
& + \frac{1}{2 \left( \frac{2}{\rho V_{TAS}^2 S} \right)^2} \log \left( W + \frac{\frac{i \sqrt[3]{3} K_1 \left( \frac{2}{\rho V_{TAS}^2 S} \right)^2}{2^{\frac{2}{3}} \sqrt[3]{\sqrt{4K_2^3 K_1^3 \left( \frac{2}{\rho V_{TAS}^2 S} \right)^{24}} + (27C_{D_0}^2 K_2^4) \left( \frac{2}{\rho V_{TAS}^2 S} \right)^{24}} - 9 \left( \frac{2}{\rho V_{TAS}^2 S} \right)^{12} C_{D_0} K_2^2}} + \frac{K_1 \left( \frac{2}{\rho V_{TAS}^2 S} \right)^2}{2^{\frac{2}{3}} \sqrt[3]{\sqrt{4K_2^3 K_1^3 \left( \frac{2}{\rho V_{TAS}^2 S} \right)^{24}} + (27C_{D_0}^2 K_2^4) \left( \frac{2}{\rho V_{TAS}^2 S} \right)^{24}} - 9 \left( \frac{2}{\rho V_{TAS}^2 S} \right)^{12} C_{D_0} K_2^2}} - \frac{i \sqrt[3]{\sqrt{4K_2^3 K_1^3 \left( \frac{2}{\rho V_{TAS}^2 S} \right)^{24}} + (27C_{D_0}^2 K_2^4) \left( \frac{2}{\rho V_{TAS}^2 S} \right)^{24}} - 9 \left( \frac{2}{\rho V_{TAS}^2 S} \right)^{12} C_{D_0} K_2^2}}{2 \sqrt[3]{2} \sqrt[3]{3} K_2 \left( \frac{2}{\rho V_{TAS}^2 S} \right)^6} \right) \\
& - 3K_3 \left( \frac{i \sqrt[3]{3} K_1 \left( \frac{2}{\rho V_{TAS}^2 S} \right)^2}{2^{\frac{2}{3}} \sqrt[3]{\sqrt{4K_2^3 K_1^3 \left( \frac{2}{\rho V_{TAS}^2 S} \right)^{24}} + (27C_{D_0}^2 K_2^4) \left( \frac{2}{\rho V_{TAS}^2 S} \right)^{24}} - 9 \left( \frac{2}{\rho V_{TAS}^2 S} \right)^{12} C_{D_0} K_2^2}} + \frac{K_1 \left( \frac{2}{\rho V_{TAS}^2 S} \right)^2}{2^{\frac{2}{3}} \sqrt[3]{\sqrt{4K_2^3 K_1^3 \left( \frac{2}{\rho V_{TAS}^2 S} \right)^{24}} + (27C_{D_0}^2 K_2^4) \left( \frac{2}{\rho V_{TAS}^2 S} \right)^{24}} - 9 \left( \frac{2}{\rho V_{TAS}^2 S} \right)^{12} C_{D_0} K_2^2}} - \frac{i \sqrt[3]{\sqrt{4K_2^3 K_1^3 \left( \frac{2}{\rho V_{TAS}^2 S} \right)^{24}} + (27C_{D_0}^2 K_2^4) \left( \frac{2}{\rho V_{TAS}^2 S} \right)^{24}} - 9 \left( \frac{2}{\rho V_{TAS}^2 S} \right)^{12} C_{D_0} K_2^2}}{2 \sqrt[3]{2} \sqrt[3]{3} K_2 \left( \frac{2}{\rho V_{TAS}^2 S} \right)^6} \right) \left( \frac{2}{\rho V_{TAS}^2 S} \right)^4 - \\
& K_2 \left( \frac{i \sqrt[3]{3} K_1 \left( \frac{2}{\rho V_{TAS}^2 S} \right)^2}{2^{\frac{2}{3}} \sqrt[3]{\sqrt{4K_2^3 K_1^3 \left( \frac{2}{\rho V_{TAS}^2 S} \right)^{24}} + (27C_{D_0}^2 K_2^4) \left( \frac{2}{\rho V_{TAS}^2 S} \right)^{24}} - 9 \left( \frac{2}{\rho V_{TAS}^2 S} \right)^{12} C_{D_0} K_2^2}} + \frac{K_1 \left( \frac{2}{\rho V_{TAS}^2 S} \right)^2}{2^{\frac{2}{3}} \sqrt[3]{\sqrt{4K_2^3 K_1^3 \left( \frac{2}{\rho V_{TAS}^2 S} \right)^{24}} + (27C_{D_0}^2 K_2^4) \left( \frac{2}{\rho V_{TAS}^2 S} \right)^{24}} - 9 \left( \frac{2}{\rho V_{TAS}^2 S} \right)^{12} C_{D_0} K_2^2}} - \frac{i \sqrt[3]{\sqrt{4K_2^3 K_1^3 \left( \frac{2}{\rho V_{TAS}^2 S} \right)^{24}} + (27C_{D_0}^2 K_2^4) \left( \frac{2}{\rho V_{TAS}^2 S} \right)^{24}} - 9 \left( \frac{2}{\rho V_{TAS}^2 S} \right)^{12} C_{D_0} K_2^2}}{2 \sqrt[3]{2} \sqrt[3]{3} K_2 \left( \frac{2}{\rho V_{TAS}^2 S} \right)^6} \right)
\end{aligned}$$





## ÖZGEÇMİŞ

ORCID NO: 0000-0002-6781-9278

Adı Soyadı: Vehbi Emrah ATASOY

Yabancı Dil: İngilizce

Doğum Yeri: Refahiye /ERZİNCAN

E-Posta: [veatasoy@gmail.com](mailto:veatasoy@gmail.com)

### Eğitim ve Mesleki Geçmişi

#### Lisans

- 2009 Yıldız Teknik Üniversitesi Mühendislik Fakültesi Makine Mühendisliği

#### Yüksek Lisans

- 2015 Anadolu Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Pilotaj Anabilim Dalı

#### Doktora

- 2020 Eskişehir Teknik Üniversitesi Lisansüstü Eğitim Enstitüsü Hava Trafik Kontrol Anabilim Dalı