

**İNSANSIZ HAVA ARACI VE GÜÇ GRUBU
MÜŞTEREK ÖNTASARIMININ
SEÇKİNCİ GENETİK ALGORİTMA
YÖNTEMİYLE EN İYİLEMESİ**

Ali DİNÇ
Doktora Tezi

Sivil Havacılık Anabilim Dalı
Mayıs 2010

JÜRİ VE ENSTİTÜ ONAYI

Ali Dinç'in “İnsansız hava aracı ve güç grubu müşterek öntasarımının seçkinci genetik algoritma yöntemiyle en iyilemesi” başlıklı Sivil Havacılık Anabilim Dalındaki, Doktora Tezi 14.05.2010 tarihinde, aşağıdaki jüri tarafından Anadolu Üniversitesi Lisansüstü Eğitim-Öğretim ve Sınav Yönetmeliğinin ilgili maddeleri uyarınca değerlendirilerek kabul edilmiştir.

| | Adı-Soyadı | İmza |
|-----------------------|---------------------------------------|-------------|
| Üye (Tez Danışmanı) : | Prof.Dr. HİDAYET BUĞDAYCI | |
| Üye | : Prof.Dr. MUSTAFA CAVCAR | |
| Üye | : Prof. Dr. İ. SİNAN AKMANDOR | |
| Üye | : Yard.Doç.Dr. OĞUZ UZOL | |
| Üye | : Yard. Doç.Dr. AKİLE TANATMIŞ | |

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

Enstitü Müdürü

ÖZET

Doktora Tezi

İNSANSIZ HAVA ARACI VE GÜÇ GRUBU MÜŞTEREK ÖNTASARIMININ SEÇKİNCİ GENETİK ALGORİTMA YÖNTEMİYLE EN İYİLEMESİ

Ali DİNÇ

Anadolu Üniversitesi
Fen Bilimleri Enstitüsü
Sivil Havacılık Anabilim Dalı

Danışman: Prof. Dr. Hidayet BUĞDAYCI
İkinci Danışman: Yard. Doç. Dr. Oguz UZOL
2010, 161 sayfa

Bu tezde, görev profili tanımlanmış bir insansız hava aracı için uygun güç sistemi seçimi ve uçak-güç grubu ön tasarımında en iyileme (optimizasyon), seçkinci genetik algoritma yöntemiyle yapılmaktadır. Uçak uçuş görev profili, uçak tasarımında başta gelen en önemli tasarım girdilerinden biridir. Uçak şartnamedeki gereksinimlere (taşıyacağı faydalı yük, menzil, hedef maliyet, vb.) göre boyutlandırılırken, görev profilinin içerisinde yer alan seyir irtifası ve hızı gibi parametreler motor tipi, güç seviyesi, yakıt miktarı ve dolayısıyla uçağın genel boyutlarını ve toplam ağırlığını etkilemektedir. Bu çalışmada, bir insansız hava aracının (İHA) ve motorunun analitik yöntemle boyutlandırılması için bir yazılım geliştirilmiş ve aynı zamanda genetik algoritma eklenerek, ülkemizde orman, arazi keşfi, sahil kontrol, sınır gözetleme, askeri keşif vb. amaçlar için kullanılabilen bir İHA ve motorunun ön boyutlandırması yapılmış ve azami keşif zamanına ulaşmak için seçilen motor parametrelerinin en iyilemesi yapılmıştır.

Anahtar Kelimeler: İnsansız Hava Aracı, Görev Profili, Gaz Türbinli Motor, Turbofan, Genetik Algoritmalar, Optimizasyon

ABSTRACT

PhD Dissertation

OPTIMIZATION WITH ELITIST GENETIC ALGORITHM METHOD IN PRELIMINARY DESIGN OF UNMANNED AIR VEHICLE & ITS PROPULSION SYSTEM SIMULTANEOUSLY

Ali DİNÇ

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

**Supervisor: Prof. Dr. Hidayet BUĞDAYCI
Co-supervisor: Assoc. Prof. Dr. Oğuz UZOL
2010, 161 pages**

In this thesis, selection of propulsion system for an unmanned air vehicle with a given mission profile and optimization in preliminary design of aircraft & its propulsion system with the method of elitism-based genetic algorithm is done. Aircraft mission profile, particularly in aircraft design, is one of the most important design inputs. As the aircraft is sized for the requirements specification (payload to be carried, range, target cost, etc.), the parameters within mission profile such as cruising altitude and speed of aircraft affect engine type, power level, fuel quantity and therefore general dimensions and the gross weight of the aircraft. In this study, a code for sizing of an unmanned aerial vehicle (UAV) and its engine by analytical method is developed and at the same time by employing an elitist genetic algorithm, preliminary sizing of an UAV and its engine that can be used in our country for purposes such as forest, land monitoring, coastal surveillance, border control, military reconnaissance missions etc. has been made and the selected engine parameters are optimized to be able to reach the maximum loiter time.

Keywords: Unmanned Air Vehicle, Mission Profile, Gas Turbine Engine,
Turbofan, Genetic Algorithm, Optimization

TEŞEKKÜR

Bu tez çalıőmasını yönlendiren ve gerekli desteği esirgemeyen tez danıőmanım Prof. Dr. Hidayet BUĞDAYCI'ya ve Yard. Doç. Dr. Oğuz UZOL'a çok teşekkür ederim.

Çalıőmaya yn ve katkı veren Tez İzleme Komitesi yeleri Prof. Dr. Mustafa CAVCAR'a ve Prof. Dr. İ. Sinan AKMANDOR'a teőekkürü bir borç bilirim.

Doktora dersleri aldığım değerli ğretim yeleri Prof. Dr. Hikmet KARAKOÇ, Doç. Dr. Ayőe KAHVECIOğLU, Yard. Doç. Dr. Osman Nuri ÇELİK'e teşekkür ederim.

Çalışmada destek gördüğüm Yard. Doç. Dr. nder TURAN'a, Yard. Doç. Serdar DALKILIÇ'a teşekkür ederim.

Tusaş Motor Sanayii A.ő. Genel Müdürü Akın DUMAN ve Tasarım Mühendisliği Direktörü Erhan TAYYAR'a gösterdikleri anlayıő ve destekten ötürü teőekkürü bir borç bilirim.

Son olarak da zamanımın çoğunu iőim ve doktora çalıőmama ayırmama rağmen bana destek olan aileme sonsuz teőekkürler.

Ali DİN

Mayıs, 2010

İÇİNDEKİLER

| | <u>Sayfa</u> |
|---|--------------|
| ÖZET | i |
| ABSTRACT | ii |
| TEŞEKKÜR | iii |
| İÇİNDEKİLER | iv |
| ŞEKİLLER DİZİNİ | vi |
| ÇİZELGELER DİZİNİ | xiii |
| SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ | x |
| | |
| 1. GİRİŞ | 1 |
| 1.1. Konunun Gereği ve Önemi..... | 1 |
| 1.2. Tez Çalışmasının Bölümleri..... | 2 |
| 1.3. Uçuş Görev Profili..... | 3 |
| | |
| 2. İNSANSIZ HAVA ARAÇLARI (İHA) | 6 |
| | |
| 3. HAVACILIK ALANINDA KULLANILAN MOTORLAR | 10 |
| | |
| 4. MOTOR PARAMETRİK ÇEVİRİM ANALİZİ | 15 |
| 4.1. Temel Motor Tasarım Parametreleri..... | 15 |
| 4.2. Çevrim Analizi Yazılımları..... | 17 |
| 4.3. Turbofan Motor Çevrim Analizi..... | 19 |
| 4.4. Motor Çevrim Analizi Sonuç ve Karşılaştırmaları..... | 33 |
| 4.5. Motor Ağırlık Korelasyonları..... | 34 |
| | |
| 5. İNSANSIZ HAVA ARACI (İHA) BOYUTLANDIRILMASI | 38 |
| | |
| 6. HAVA ARACI PERFORMANSI | 47 |
| 6.1. Hava Aracı Performans Hesaplamaları..... | 47 |
| 6. 2. Görev Noktalarında Ağırlık Hesaplamaları..... | 49 |

| | |
|--|------------|
| 7. TURBOFAN MOTORLU İHA BOYUTLANDIRMA YAZILIMI | 53 |
| 7.1. Girdi Parametreleri..... | 53 |
| 7.2. Yazılım Sonuçları..... | 59 |
| 7.3. Türkiye Sınır Keşif Görevi Yapabilecek Bir İHA Boyutlandırması.. | 65 |
| 8. EN İYİLEME VE GENETİK ALGORİTMA | 73 |
| 8.1. Genetik Algoritmanın Uygulama Aşamaları..... | 76 |
| 9. İHA VE TURBOFAN MOTORUN GENETİK ALGORİTMA İLE EN İYİLEMESİ | 80 |
| 9.1. İki Parametrelili Genetik Algoritma Yazılımı..... | 80 |
| 9.2. Dört Parametrelili Genetik Algoritma Yazılımı..... | 88 |
| 10. MALİYET MODELLERİ | 95 |
| 11. SONUÇ VE ÖNERİLER | 99 |
| KAYNAKLAR..... | 103 |
| Ek-1 Ticari Turbofan Motor Özellikleri..... | 106 |
| Ek-2 İHA ve Turbofan Motorun Genetik Algoritma ile En İyilemesini ve Performans Analizlerini Yapan Yazılım..... | 112 |
| Ek-3 Ayrık Akışlı Turbofan Alt Yazılımı..... | 150 |
| Ek-4 Maliyet Modelleri Alt Yazılımı..... | 159 |

ŞEKİLLER DİZİNİ

| | <u>Sayfa</u> |
|--|--------------|
| 1.1. Sivil ulaştırma uçağı uçuş görev profili..... | 3 |
| 1.2. Sivil keşif uçağı uçuş görev profili (insansız) | 4 |
| 1.3. DarkStar insansız hava aracı uçuş görev profili..... | 5 |
| 1.4. Global Hawk insansız hava aracı uçuş görev profili..... | 5 |
| 2.1. Helios Prototip/Centurion/Pathfinder insansız hava aracı..... | 7 |
| 2.2. Altair insansız hava aracı..... | 8 |
| 2.3. Perseus B insansız hava aracı..... | 8 |
| 2.4. Altus II insansız hava aracı..... | 9 |
| 3.1. Global Hawk insansız hava aracı ve AE3007H turbofan motoru..... | 11 |
| 3.2. X-47A insansız hava aracı ve JT15D-5C turbofan motoru..... | 11 |
| 3.3. Predator B insansız hava aracı ve TPE-331 turboprop motoru..... | 11 |
| 3.4. Predator A insansız hava aracı ve Rotax 914 pistonlu motoru..... | 11 |
| 3.5. Motor tipleri ve hıza göre genel kullanım sınırları..... | 13 |
| 3.6. Motor tipleri ve irtifaya göre genel kullanım sınırları..... | 13 |
| 3.7. Motor tipleri ve özgül yakıt tüketimi karşılaştırması..... | 14 |
| 4.1. GasTurb [®] yazılımı tasarım girdileri ekranı..... | 18 |
| 4.2. Çift şaftlı ve ayırık akışlı turbofan motoru şematik gösterimi..... | 19 |
| 4.3. Özgün çevrim analiz yazılımı ve GasTurb [®] ile sonuçların karşılaştırılması..... | 34 |
| 4.4. Gerçek ve hesaplanan motor ağırlık değerleri oranı..... | 35 |
| 4.5. Yanma odası çıkış sıcaklığı ile motor ağırlığı ve hava debisi ilişkisi..... | 37 |
| 5.1. İHA boyutlandırmasında kullanılan yöntemin akış şeması | 39 |
| 5.2. Basitleştirilmiş örnek insansız hava aracı geometrisi..... | 40 |
| 5.3. Kanat hacmi hesabı için basitleştirilmiş kesik piramit gösterimi..... | 42 |
| 5.4. Veter kesit alanı eşdeğeri bir dikdörtgenin kalınlık oranı gösterimi..... | 42 |
| 6.1. Uçuş mesafe ve süreleri gösterimi..... | 48 |
| 6.2. Uçuş esnasında İHA'nın toplam ağırlık değişim oranı..... | 52 |
| 7.1. Yanma odası çıkış sıcaklığının etkisi..... | 62 |
| 7.2. T/W_0 (güç yüklemesi) etkisi..... | 63 |
| 7.3. Faydalı yük miktarının etkisi..... | 63 |

| | |
|--|----|
| 7.4. Yakıt ağırlığı/uçak toplam ağırlığı oranı etkisi..... | 64 |
| 7.5. Motor bypass oranı etkisi..... | 64 |
| 7.6. Motor kompresörü toplam basınç oranı etkisi..... | 65 |
| 7.7. İHA 400 km hareket yarıçapı..... | 66 |
| 8.1. En iyileme (Eİ) problemi için örnek bir fonksiyon..... | 73 |
| 9.1. İHA ve turbofan motorun genetik algoritma ile en iyilemesi ve performans analizlerini yapan yazılımın akış diyagramı..... | 81 |
| 9.2. Genetik algoritma metoduna göre kompresör basınç oranı için rastgele belirlenen ilk popülasyon..... | 82 |
| 9.3. Genetik algoritma metoduna göre bypass oranı için rastgele belirlenen ilk popülasyon..... | 82 |
| 9.4. Genetik algoritma ile iterasyonlar boyunca elde edilen en iyi keşif zamanı değerleri..... | 83 |
| 9.5. En iyileme sonunda bypass oranına ait bireyler..... | 84 |
| 9.6. En iyileme sonunda kompresör basınç oranına ait bireyler..... | 85 |
| 9.7. 15,7 km (51500 ft) keşif irtifası için elde edilen genetik sonuçlar..... | 86 |
| 9.8. 15,7 km (51500 ft) keşif irtifası için elde edilen analitik sonuçlar..... | 86 |
| 9.9. 15,7 km (51500 ft) keşif irtifası için artırılmış bypass ve kompresör basınç oranı aralığında elde edilen analitik (a) ve genetik (b) sonuçların karşılaştırılması..... | 88 |
| 9.10. Genetik algoritma ile iterasyonlar boyunca elde edilen en iyi keşif zamanı değerleri..... | 89 |
| 9.11. En iyileme sonunda bypass oranına ait bireyler..... | 90 |
| 9.12. En iyileme sonunda kompresör basınç oranına ait bireyler..... | 90 |
| 9.13. En iyileme sonunda fan basınç oranına ait bireyler..... | 91 |
| 9.14. En iyileme sonunda yanma odası çıkış toplam sıcaklığına ait bireyler..... | 91 |

ÇİZELGELER DİZİNİ

| | <u>Sayfa</u> |
|--|--------------|
| 3.1. Örnek insansız hava aracı ve motor özellikleri..... | 12 |
| 3.2. Motorların tipik özgül yakıt tüketimi aralıkları..... | 14 |
| 4.1. Temel motor tasarım parametreleri..... | 16 |
| 4.2. Eksenel kompresör tasarım parametreleri ve aralığı..... | 17 |
| 4.3. Tipik türbin tasarım parametreleri ve aralığı..... | 17 |
| 4.4. Çift şaftlı ve ayırık akışlı turbofan motorunun istasyonları..... | 20 |
| 4.5. Turbofan çevrim analizi sonuç parametreleri..... | 20 |
| 4.6. Turbofan çevrim analizi girdi parametreleri..... | 21 |
| 4.7. Özgün çevrim analiz yazılımı ve GasTurb® ile sonuçların karşılaştırılması..... | 33 |
| 4.8. Yanma odası çıkış sıcaklığı-motor ağırlığı ilişkisi..... | 36 |
| 5.1. İHA boyutlandırma tasarım parametreleri ve tipik aralıklar..... | 46 |
| 6.1. Eşdeğer sürüklenme katsayısı..... | 48 |
| 6.2. Global Hawk insansız hava aracı uçuş görev profili..... | 50 |
| 7.1. Global Hawk İHA'nın teknik özellikleri..... | 53 |
| 7.2. Global Hawk motorunun teknik özellikleri..... | 54 |
| 7.3. Global Hawk İHA boyutlandırma yazılımı girdi dosyası..... | 54 |
| 7.4. Global Hawk değerlerinin özet karşılaştırılması..... | 59 |
| 7.5. Global Hawk İHA boyutlandırma yazılımı sonuçları..... | 60 |
| 7.6. Türkiye sınır keşif görevi için tasarlanan İHA'nın girdi parametreleri ve değerleri..... | 67 |
| 7.7. Türkiye sınır keşif görevi için tasarlanan İHA'nın sonuç parametreleri ve değerleri..... | 71 |
| 9.1. En iyileme öncesi değerler..... | 84 |
| 9.2. İki parametrelili genetik algoritma sonuçları..... | 84 |
| 9.3. İki parametrelili genetik algoritma sonuçları..... | 87 |
| 9.4. Dört parametrelili genetik algoritma sonuçları..... | 92 |
| 9.5. Dört parametrelili genetik algoritma sonuçları..... | 92 |
| 9.6. En iyileme sonrası Global Hawk boyutlandırma sonuçları..... | 93 |
| 10.1. Uçak geliştirme ve imalat maliyet modeli sonuçları..... | 97 |

| | |
|--|-----|
| 10.2. Motor geliştirme ve imalat maliyet modeli sonuçları..... | 98 |
| E.1. Çeşitli ticari motor özellikleri..... | 106 |

SİMGELER ve KISALTMALAR DİZİNİ

| | |
|----------------------|--|
| a | : Ses hızı (m/s) |
| A | : Alan (m ²) |
| AR | : Kanat açıklığı oranı |
| BG | : Beygir gücü |
| C _P | : Sabit basınçta özgül ısı (kJ/kg.K) |
| C _r | : Kanat kök veter uzunluğu (m) |
| C _t | : Kanat uç veter uzunluğu (m) |
| C _V | : Sabit hacimde özgül ısı (kJ/kg.K) |
| C _{TO} | : Aksesuar şaftı güç katsayısı |
| Eİ | : En iyileme, optimizasyon |
| f | : Yakıt-hava oranı |
| F | : İtke (N) |
| F/ṁ ₀ | : Özgül itke (N.s/kg) |
| g | : Yerçekimi ivmesi (m/s ²) |
| G | : Güç (W) |
| GA | : Genetik algoritma |
| GasTurb [®] | : Bir ticari çevrim analiz yazılımı [14] |
| GTOW | : Azami uçak kalkış ağırlığı (kg) |
| h | : Özgül entalpi (kJ/kg) |
| h _{PR} | : Yakıtın alt ısı değeri (kJ/kg) |
| HPC | : Yüksek basınç kompresörü |
| HPT | : Yüksek basınç türbini |
| İHA | : İnsansız hava aracı |
| L | : Uzunluk (m) |
| LPT | : Alçak basınç türbini |
| ṁ | : Kütleli debi (kg/s) |
| M | : Mach sayısı |
| MAC | : Ortalama aerodinamik veter (mean aerodynamic chord), (m) |
| n | : Popülasyon sayısı |
| NGV | : Türbin giriş kılavuz kanatçıkları (nozzle guide vanes) |

| | |
|----------------|---|
| P | : Basınç (Pa) |
| R | : Evrensel gaz sabiti ($m^2/(s^2 K)$); menzil (m) |
| $^{\circ}R$ | : Derece Rankine |
| S | : Kanat alanı (m^2) |
| T | : Mutlak sıcaklık (K) |
| TSFC | : İtki özgül yakıt sarfiyatı (g/kN.s veya mg/N.s) |
| V | : Hız (m/s) |
| w | : Hava debisi (kg/s) |
| W | : Ağırlık (N veya kgf) |
| W_{eng} | : Güç grubu veya motor ağırlığı (N veya kgf) |
| W_{PL} | : Faydalı yük ağırlığı (N veya kgf) |
| α | : Bypass oranı |
| β | : Besleme hava oranı |
| ε | : Soğutma havası oranı |
| η | : İzantropik verim |
| η_m | : Mekanik verim |
| η_{pol} | : Politropik verim |
| γ | : Özgül ısılar oranı |
| δ | : Boyutsuz basınç oranı |
| π | : Basınç oranı |
| θ | : Boyutsuz sıcaklık oranı |
| τ | : Sıcaklık oranı |
| τ_λ | : Yanma odası için tanımlanan entalpi oranı |

Alt ve üst indisler

| | |
|--------|-------------------------------------|
| AB | : Art yanma |
| b | : Yanma odası; yanma |
| C | : Kompresör |
| corr | : Düzeltilmiş (corrected) |
| engine | : Motor |
| fuel | : Yakıt |
| F | : Fan |
| H | : Yüksek |
| L | : Alçak |
| N | : Motor kaportası (nacelle) |
| max | : Maksimum |
| PL | : Faydalı yük |
| SL | : Deniz seviyesi referans koşulları |
| T | : Türbin |
| uninst | : Çıplak (uninstalled) |

1. GİRİŞ

1.1. Konunun Gereği ve Önemi

Uçuş görev profili, uçak tasarımında başta gelen en önemli tasarım girdilerinden biridir. Uçak şartnamedeki gereksinimlere (taşıyacağı faydalı yük, menzil, hedef maliyet, vb.) göre boyutlandırılırken, uçuş görev profilinin içerisinde yer alan seyir irtifası ve hızı gibi parametreler motor tipi, güç seviyesi, yakıt miktarı ve dolayısıyla uçağın genel boyutlarını ve toplam ağırlığını etkilemektedir.

Uçuş görev profili uçak temel hizmet sınıfına göre değişmektedir. Sivil ulaştırma uçakları, askeri amaçlı uçaklar ve insansız hava araçları kendi içlerinde alt kategorilere ayrıldıklarında herbirinin değişik uçuş görev profiline sahip olduğu görülmektedir.

Bu çalışmada, yüksek irtifada uzun süre ile keşif amacıyla havada kalabilen (HALE: High Altitude Long Endurance) bir insansız hava aracı (İHA) ve aynı zamanda bu İHA'ya ait güç sisteminin (turbofan tipi motor) analitik yöntemle boyutlandırılması için MATLAB programlama dilinde bir özgün yazılım geliştirilmiştir. Geliştirilen bu yazılımdan elde edilen sonuçlarla Global Hawk özellikleri karşılaştırılmış ve sonuçların yakın olduğu görülmüştür. Ayrıca, bu yazılım kullanılarak ülkemizde orman, arazi keşfi, sahil kontrol ve sınır gözetleme gibi amaçlarla kullanılacak bir İHA ve motorunun ön boyutlandırması yapılmıştır.

Geliştirilen yazılıma daha sonra genetik algoritma yöntemini kullanan kodlar ilave edilerek, bir İHA ve motorunun ön boyutlandırması ile keşif zamanını azami seviyeye çıkaran motor parametrelerinin en iyilemesi (optimizasyonu) yapılmıştır. En iyileme yönteminde karar değişkenleri (parametreleri) motor bypass oranı, kompresör basınç oranı, fan basınç oranı, yanma odası çıkış toplam sıcaklığı ve maksimize edilecek amaç fonksiyonu da keşif zamanı (özgül yakıt tüketimini minimize ederek) olarak seçilmiştir.

Genetik algoritma yöntemi ile hesaplamaların yapılarak sonucun alınması analitik yöntemle göre genetik algoritma ile çok daha hızlı olmuştur. Bu nedenle genetik algoritma yöntemi kullanan yazılımların yaygınlaşmasının artarak devam

edeceği ve ¼lkemizde geliştirilen ¼zg¼n yazılımların m¼mk¼n olan kısımlarında genetik algoritma y¼ntemi kullanmasının hesaplamalarda hız y¼n¼nden ¼nemli avantaj getireceği g¼zlenmiřtir.

1.2. Tez alışmasının B¼l¼mleri

Tez çalışmasında ilk olarak, hava araçları ve uçuş g¼rev profilleri ile insansız hava araçları ve alt sistemleri konusunda araştırma yapılmıştır.

Çalışmanın 2. b¼l¼m¼nde insansız hava araçlarıyla ve alt sistemleriyle ilgili bilgiler verilmiştir.

Çalışmanın 3. b¼l¼m¼nde hava aracı uçuş g¼rev profillerine uygun motor seçimi için hız, irtifa ve yakıt t¼ketimi değerlerine g¼re sınıflandırma yapılmıştır.

Çalışmanın 4. b¼l¼m¼nde ise bir turbofan motorun parametrik çevrim analizine yer verilmiştir.

Çalışmanın 5. b¼l¼m¼nde, insansız hava aracı boyutlandırması için matematik modelleme anlatılmıştır.

Çalışmanın 6. b¼l¼m¼nde, hava aracı performans denklemleri analiz edilmiştir.

Çalışmanın 7. b¼l¼m¼nde ise ayırık akışlı ve y¼ksek bypasslı turbofan motor kullanan sivil keşif amaçlı bir insansız hava aracının boyutlandırma ve performans analizine geçilerek, uçuş g¼rev profiline bağlı olarak motorun farklı uçuş koşullarında itki, hava debisi, ¼zg¼l yakıt t¼ketimi ve uçak için menzil ve keşif s¼resi gibi performans değerleri hesaplanmış, b¼ylece en iyileme hesabı için gerekli olan değişkenlerin, değer aralıklarını oluşturmada, altyapı oluşturmuştur.

Çalışmanın 8. b¼l¼m¼nde ise genetik algoritma y¼ntemine geçilerek bu y¼ntemin işleyişi ve ¼zellikleri anlatılmıştır.

Çalışmanın 9. b¼l¼m¼nde, turbofan motor kullanan sivil keşif amaçlı bir insansız hava aracının keşif s¼resinin azami değere çıkarılması için genetik algoritma tekniği uygulanmıştır. Bu çalışmada oluşturulan yazılımlar yardımıyla farklı uçuş koşullarında ¼ boyutlu amaç fonksiyon eğrileri çizilerek en iyi noktalar bulunmuştur.

Çalışmanın 10. b¼l¼m¼nde, uçak ve motor için geliştirme ve imalat maliyetleri hesaplanmıştır.

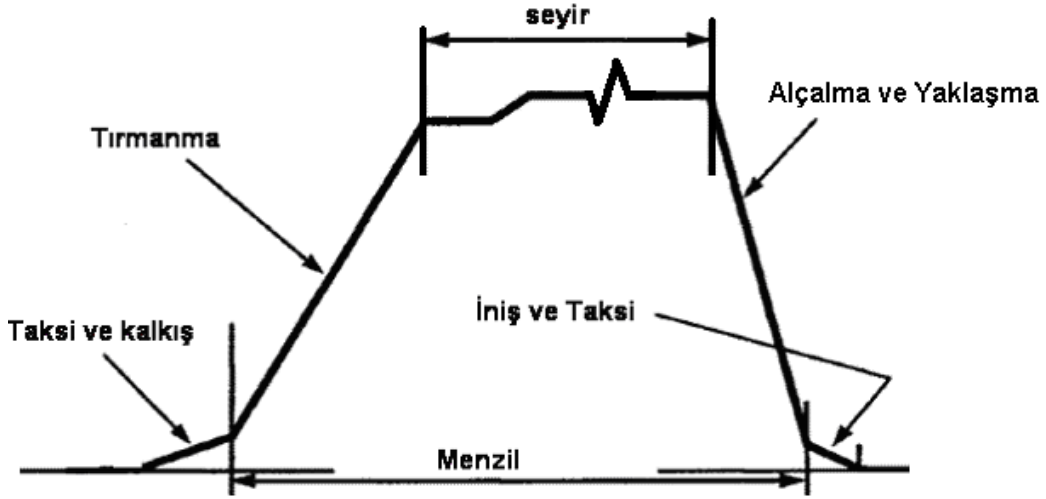
11. ve son bölümde ise, elde edilen bulgu ve yorumlar, ileriki çalışmalar için öneriler sunulmuştur.

1.3. Uçuş Görev Profili

Uçuş görev profili bir uçağın ağırlık, yakıt, faydalı yük, menzil, hız, uçuş irtifası gibi parametreleri içine alan ve bazı operasyonları başarması için gereken bir senaryonun grafik gösterimidir. Görev gereksinimleri uçağın tipine göre değişim göstermektedir [1].

Başka bir deyişle uçuş görev profili bir uçağın uçuş adımlarının ve uçuşta gerçekleştirdiği faaliyetlerin detaylı tanımlarının yapıldığı şemadır. Bu nedenle uçak kavramsal tasarımında çok önemlidir.

Şekil 1.1’de bir sivil ulaştırma uçağının temel görev profili görülmektedir.



Şekil 1.1. Sivil ulaştırma uçağı uçuş görev profili [2]

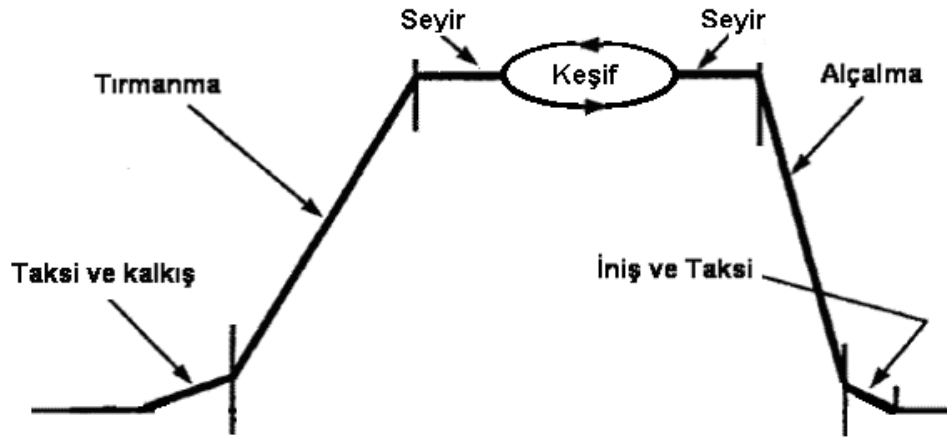
Bu tip bir uçuş görev profili aşağıdaki kısımlardan oluşur [2]:

- Çalıştırma ve taksi
- Kalkış hareketi
- İlk tırmanma (1500 ft'e [457m] kadar)
- 1500 ft'ten seyir irtifasına tırmanma
- Seçilen hız ve irtifada seyir (istenen adımlarla)
- 1500 ft'e [457m] kadar alçalma

- Yaklaşma ve iniş hareketi
- İniş taksisi ve durma

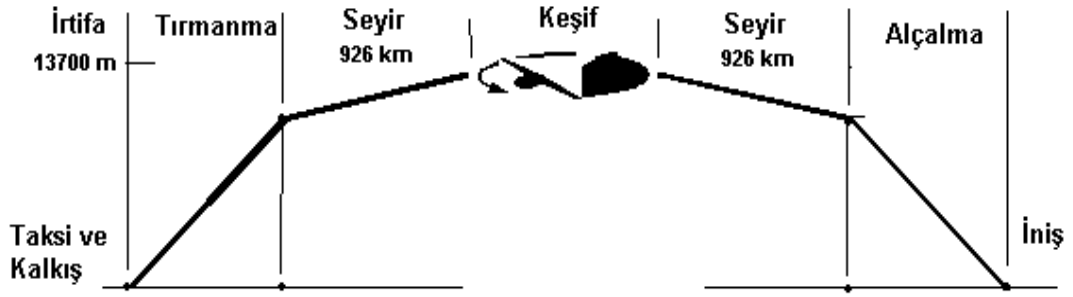
Şekil 1.2’de, Şekil 1.1’e benzer şekilde insansız bir keşif uçağına ait örnek uçuş görev profili verilmektedir. Buna göre uçuş görev adımları aşağıdaki gibi sıralanabilir:

- Çalıştırma ve kalkış taksisi
- Kalkış hareketi
- Seyir irtifasına tırmanma
- Seyir (görev bölgesine gidiş)
- Görev bölgesinde keşif (loiter)
- Seyir (görev bölgesinden üsse dönüş)
- Alçalma
- Yaklaşma ve iniş hareketi
- İniş taksisi ve durma

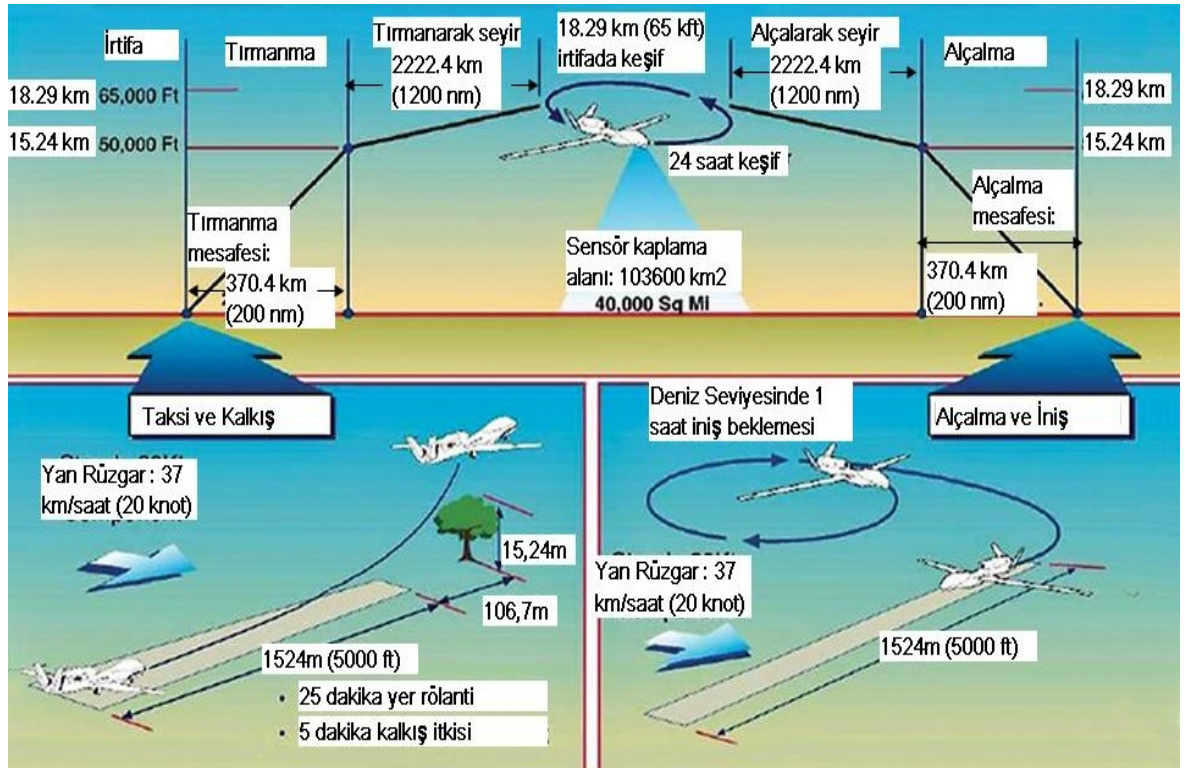


Şekil 1.2. Sivil keşif uçağı uçuş görev profili (insansız)

Şekil 1.3 ve Şekil 1.4’te benzer olarak DarkStar ve Global Hawk adlı insansız keşif uçaklarının uçuş görev profilleri sırasıyla verilmiştir.



Şekil 1.3. DarkStar insansız hava aracı uçuş görev profili [3]



Şekil 1.4. Global Hawk insansız hava aracı uçuş görev profili [4,5]

2. İNSANSIZ HAVA ARAÇLARI

İnsansız hava araçları (İHA) içerisinde uçuş mürettebatı olmadan kendi başına programlanarak veya uzaktan kumanda ile kontrol edilerek uçurulabilen ve tek kullanımlık olmayan (füze vb.) hava araçlarına denir. Günümüzde İHA'ların birçok çeşitleri vardır. Genel anlamda İHA küçük veya orta büyüklükte gündüz ve gece keşif yapabilen ve gerekli veri bağlantısı ile algılayıcılara sahip canlı pilotsuz uçaklar olup, mikro insansız hava araçları (MİHA), taktik insansız hava araçları (TİHA) ve insansız muharip hava araçları (İMHA) bu ailenin içerisinde sayılabilir. [4]

İHA'ların zor, tehlikeli ve riskli görevlere uygunluğu da kullanım alanlarını artırmıştır. Günümüzde potansiyel sivil uygulamalar için örnekler aşağıdaki gibidir: [6]

- Sınır ve kıyı gözetleme ve kontrolü (kaçakçılık vb.)
- Kanun yaptırımını (trafik, toplu gösteriler, süphelilerin gözlenmesi vb.)
- Felaket operasyonları (yangınlar, volkan patlamaları, sel baskınları, kasırgalar, nükleer kazalar vb.)
- Sayısal haritalandırma ve planlama/Arazi Yönetimi
- Arama ve kurtarma
- Hava taşımacılığı
- Tarım ve balıkçılıkta denetim ve kontrol
- Yer nakliyat gözleme ve kontrol
- İletişim (uydu, telefon, televizyon vb.) desteği
- Hava trafik kontrol desteği
- Petrol boru hatları, enerji aktarma hatlarının gözlenmesi
- Çevresel araştırmalar ve hava kalitesi yönetimi/kontrolü

Özellikle elektro-optik algılayıcılar alanındaki son zamanlardaki teknolojik gelişmeler sayesinde İHA'lar çok kullanışlı araçlar olmuştur. Hem sivil hem askeri alanda kullanımları artmıştır. İHA'ların sivil ve ticari pazarlarda kullanımı ve bunların uçuşlarının düzenlenmelerinin yapılabilmesi konularında havacılık camiasında önemli tartışmalar yapılmaktadır.

1990’larda NASA endüstri ortaklarıyla İHA pazarına yönelik teknoloji geliştirmek için bir programa öncülük etmiş, bu çaba potansiyel ticari İHA pazarına dikkati çekmiştir. 9 yıllık NASA programı, Çevresel Araştırma Uçağı ve Algılayıcı Teknolojisi (ERAST: Environmental Research Aircraft and Sensor Technology [6]), yüksek irtifa, uzun dayanım sınırlarını kapsayan uçaklar (HALE) için motorlar, algılayıcılar ve entegre araç teknolojilerini geliştirmede önemli rol oynamıştır. ERAST ortaklığından, Pathfinder, Helios, Altus, ile Perseus B, ve potansiyel olarak 30,48 km [100.000 ft] üzerine çıkıp 6 aya kadar havada kalabilecek araçlar çıkmıştır. [6]

Bu kapsamda bir günlük uçuşlarda 30,48 km’ye [100.000 ft] kadar veya 15,24 km [50.000 ft] irtifada en az 4 gün kalabilen ve güneş enerjisinden ürettiği elektrik ile çalışan Helios Prototipi Şekil 2.1’de verilmiştir.



Şekil 2.1. Helios Prototip/Centurion/Pathfinder insansız hava aracı [7]

Altair, “RQ-1A Predator B” askeri İHA’nın sivil çeşididir. General Atomics-Aeronautical Systems Inc. (GA-ASI) A.B.D. şirketi tarafından geliştirilmiştir. NASA’nın isteğiyle, GA-ASI şirketi iki adet Predator B ve bir adet daha fazla kanat açıklığına sahip Altair versiyonunu üretmiştir. Altair 700 BG turboprop motora sahip ve 299,5 kg [660 lb] faydalı yük ile 32 saate kadar 12,8-15,8 km [42.000- 52.000 ft] irtifalarda havada kalabilmektedir.



Şekil 2.2. Altair insansız hava aracı [7]

Perseus B, üç adet turboşarjlı Rotax 914 pistonlu motor kullanmakta olup 18,29 km [60.000 ft] irtifaya çıkmıştır. Ayrıca ERAST programında Perseus-B tahrik sistemi, avionik sistemlerle emir ve kontrol sistem teknolojilerinin kullanım uygunluğunun doğrulanmasına ve olgunlaşmasına yardım etmiştir.



Şekil 2.3. Perseus B insansız hava aracı [7]

General Atomics/Aeronautical Systems şirketi, çift-turboşarjlı Rotax motorlu Altus II aracını da üretmiştir. RQ-1A Predator tipi, askeri keşif uçağının sivil ve çevre bilimi görevlerinde kullanılmak üzere değişiklik yapılmış versiyonudur. Altus II uçuş zarfını ERAST programında hedeflenen noktaya kadar genişletmiştir. 1999'da 15,24 km [50.000 ft] irtifada 8 saat uçmuştur. Baz aldığı askeri tipinden daha yüksek irtifaya çıkabilmektedir.



Şekil 2.4. Altus II insansız hava aracı [7]

Türkiye’de TUSAŞ Havacılık ve Uzay Sanayii A.Ş. (TAI) başta olmak üzere ODTÜ, Baykar Makina, Vestel, Aselsan gibi kurum ve kuruluşlar İHA gövde, motor ve elektronik, algılayıcı, yazılım konularında çalışmalar yapmışlar ve yapmaktadırlar. TAI, on beş yılı aşkın bir süreden bu yana çeşitli insansız hava araçlarını tasarlayıp üretmiş, geliştirdiği MARTI, KEKLİK, TURNA, PELİKAN ve BAYKUŞ gibi özgün ürünleri ile İHA Sistemleri açısından Türkiye’deki en geniş deneyim, altyapı ve bilgi birikimine sahip kuruluş haline gelmiştir. [8]

3. HAVACILIK ALANINDA KULLANILAN MOTORLAR

Günümüzde insanlı veya insansız hava araçlarına gerekli ve yeterli itki kuvveti sağlamak ve dolayısıyla uçmalarını sağlamak amacıyla değişik tip ve güçte motorlar kullanılmaktadır. Uçak güç sistemleri genel olarak hareket yönünün tersine doğru atmosferdeki havayı veya bir yanma sonrası oluşan sıcak gazları iterek itki kuvvetini üretir. Motor tipi ve gücünün seçilmesinde hava aracının görevi ve uçuş profili en önemli etkindir. Motor tipleri aşağıdaki şekilde sıralanmıştır:

- Elektrik motorları (çok küçük insansız hava araçları için)
- Pistonlu veya Wankel motorlar
- Gaz türbinli motorlar (turbojet, turbofan, turboprop ve turboşaft)
- Ramjet
- Pulsajet (Pulsejet)
- Scramjet
- Roket
- Nükleer tahrik sistemleri (yaygın değildir)

Bu motorların bir kısmı atmosferdeki havayı kullanan motorlar (pistonlu, turbojet, turbofan, ramjet, pulsajet, scramjet, turboprop ve turboşaft) olup diğer bir kısmı ise hava kullanmayan (roket motorları, nükleer tahrik sistemleri ve elektriksel tahrik sistemleri) motorlardır. Bu çalışmada, İHA'lar için özellikle gaz türbini güç sistemleri incelenmiştir (turbojet, turbofan, turboprop ve turboşaft motorları).

Bazı örnek insansız hava araçları ve motorlarına ait özellikler Çizelge 3.1'de verilmiştir. Genel olarak yüksek hız, irtifa ve belli bir ağırlık seviyesinin üzerindeki İHA'lar için gaz türbinli motorların kullanıldığını söylenebilir. Şekil 3.1-4'te ise yine bazı örnek İHA ve motorlarına ait resimler verilmiştir.



(a)



(b)

Şekil 3.1. Global Hawk insansız hava aracı ve AE3007H turbofan motoru [9]



(a)

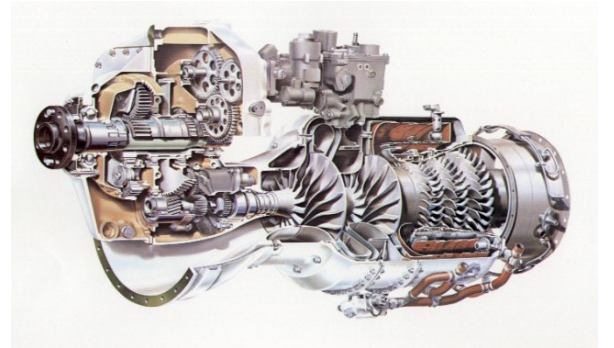


(b)

Şekil 3.2. X-47A insansız hava aracı ve JT15D-5C turbofan motoru [9]



(a)



(b)

Şekil 3.3. Predator B insansız hava aracı ve TPE-331 turboprop motoru [9]



(a)



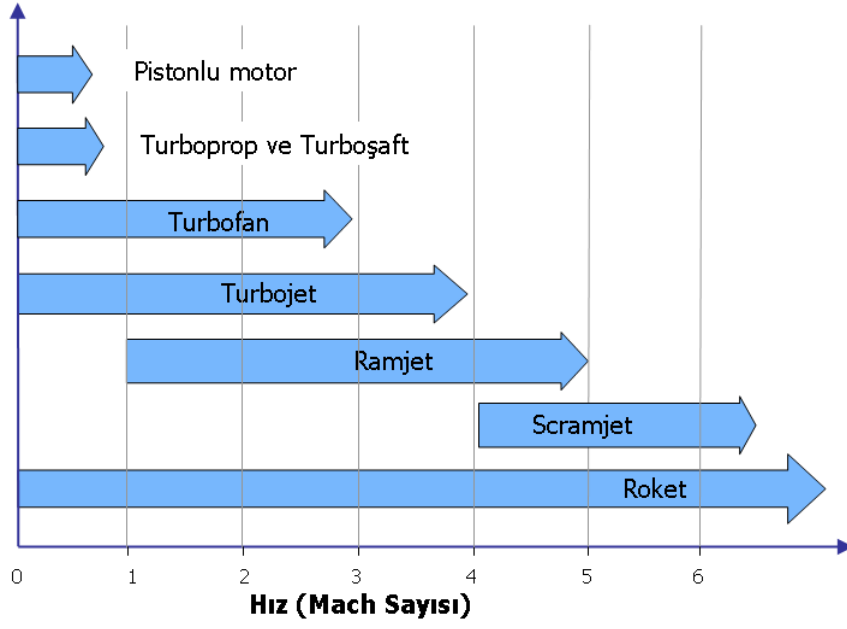
(b)

Şekil 3.4. Predator A insansız hava aracı ve Rotax 914 pistonlu motoru [9]

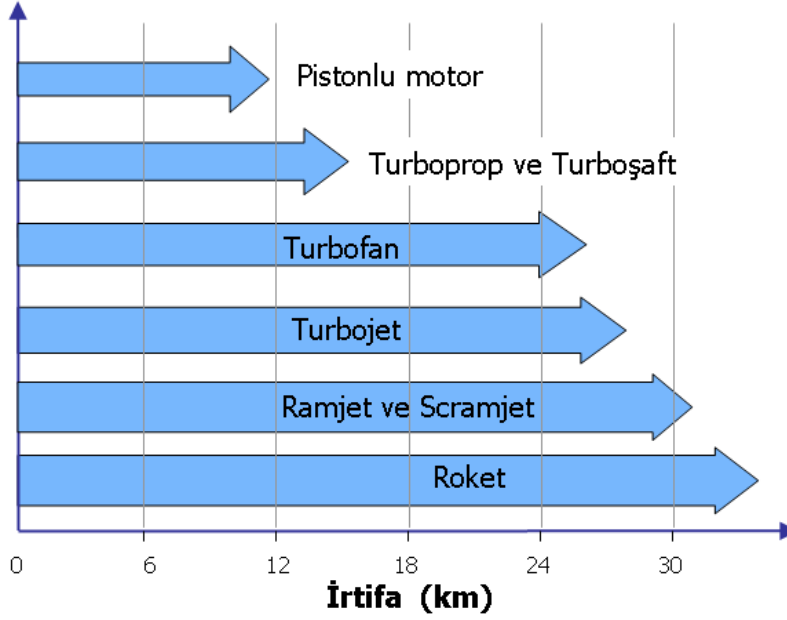
Çizelge 3.1. Örnek insansız hava aracı ve motor özellikleri [9,10]

| İHA | Motor | Motor Sayısı | Güç (kW veya N) | Azami İrtifa (m) | Azami Kalkış Ağırlığı (kg) | Azami Hız | Motor Tipi |
|-------------|-----------|--------------|-----------------|------------------|----------------------------|-----------|---------------|
| Altus | Rotax 914 | 1 | 86 | 13716 | 742 | 185 | İçten Yanmalı |
| E-Hunter | MotoGuzzi | 2 | 48 | 6096 | 955 | 192 | İçten Yanmalı |
| Persus | Rotax | 1 | 86 | 7620 | 1002 | 128 | İçten Yanmalı |
| Predator A | Rotax 914 | 1 | 86 | 7620 | 1023 | 222 | İçten Yanmalı |
| Heron | Rotax 914 | 1 | 86 | 9144 | 1105 | 231 | İçten Yanmalı |
| X-47A | JT15D-5C | 1 | 14190 | | 2678 | 1055 | Turbofan |
| Altair | TPE331 | 1 | 522 | 15850 | 3182 | 463 | Turboprop |
| Predator C | FJ44-2 | 1 | 10231 | 18288 | 3864 | 740 | Turbofan |
| DarkStar | F129 | 1 | 8452 | | 3909 | 533 | Turbofan |
| Predator B | TPE331 | 1 | 522 | 15240 | 4545 | 463 | Turboprop |
| X-45A | F124 | 1 | 28024 | | 6818 | 1056 | Turbofan |
| Global Hawk | AE3007H | 1 | 36876 | 19812 | 11636 | 635 | Turbofan |

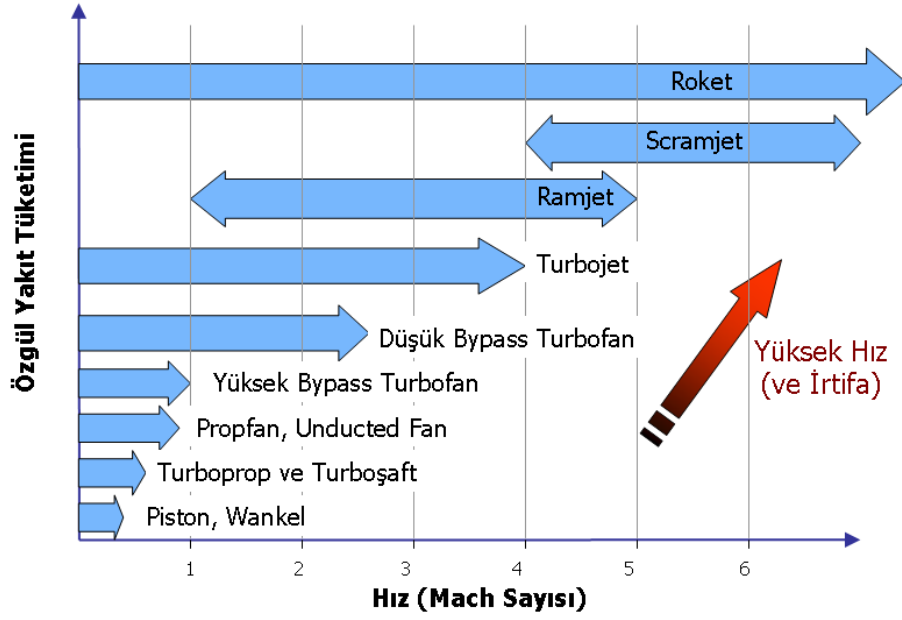
İnsansız hava araçlarında görev uçuş profiline bağlı olarak seçilen motor tipleri insanlı hava araçları ile benzerlik gösterir. Motorların verilen hız ve irtifa şartlarında hava aracının ihtiyacı olan itkiyi veya gücü sağlayabilmesi ve aynı zamanda yakıt tüketimi ile güç grubu ağırlığının olabildiğince düşük olması istenir. Motor güç seviyesi de motor seçimini etkilemektedir. Bazı motor tipleri belli güç aralıklarında yakıt tüketimi ve ağırlık bakımından daha avantajlı olup, bu aralığın dışında avantajını kaybetmektedir. Örneğin, pistonlu motorların yaklaşık 223 kW (300 BG) üzerinde yerini turboprop motorlara bıraktığı söylenebilir. Şekil 3.5 ve 3.8’de motorların hız ile irtifaya göre genel kullanım sınırları verilmiştir. Buna göre düşük hızlarda pervaneli motorların (pistonlu ve turboprop/turboşaft), daha yüksek hızlarda ise sırasıyla turbofan, turbojet ve ramjet’in kullanıldığı görülmektedir. Motor kullanım sınırlarına irtifa açısından bakıldığında (Şekil 3.6) da aynı sıralama geçerlidir.



Şekil 3.5. Motor tipleri ve hıza göre genel kullanım sınırları [11]



Şekil 3.6. Motor tipleri ve irtifaya göre genel kullanım sınırları [11]



Şekil 3.7. Motor tipleri ve özgül yakıt tüketimi karşılaştırması [11]

Motorlar özgül yakıt tüketimi açısından karşılaştırıldıklarında (Şekil 3.7) pervaneli motorlarının (pistonlu ve turboprop/turboşaft) avantajlı olduğu yüksek hız ve irtifa görevlerinde kullanılan motorların ise (sırasıyla turbofan, turbojet, ramjet, roket) daha yüksek yakıt tüketimine sahip olduğu görülmektedir. Motorların tipik özgül yakıt tüketimi aralıkları sayısal olarak Çizelge 3.2’de verilmiştir.

Çizelge 3.2. Motorların tipik özgül yakıt tüketimi aralıkları [21]

| Motor Tipi | Özgül Yakıt Tüketimi |
|------------------------|---|
| Pistonlu | 0,2-0,3 kg/(kW.h) [0,33-0,5 lb/(hp.h)] |
| Wankel | 0,27-0,36 kg/(kW.h) [0,45-0,6 lb/(hp.h)] |
| Turboprop / Turboşaft | 0,66-1,25 kg/(kW.h) [0,42-0,75 lb/(hp.h)] |
| Propfan, Unducted Fan | 28-30 kg/(kN.h) [0,28-0,3 lb/(lbf.h)] |
| Yüksek Bypass Turbofan | 30-50 kg/(kN.h) [0,3-0,5 lb/(lbf.h)] |
| Düşük Bypass Turbofan | 50-90 kg/(kN.h) [0,5-0,9 lb/(lbf.h)] |
| Turbojet | 80-140 kg/(kN.h) [0,8-1,4 lb/(lbf.h)] |
| Ramjet | 400-600 kg/(kN.h) [4-6 lb/(lbf.h)] |
| Scramjet | 600-800 kg/(kN.h) [6-8 lb/(lbf.h)] |
| Roket | 8800-1100 kg/(kN.h) [8-11 lb/(lbf.h)] |

4. MOTOR PARAMETRİK ÇEVİRİM ANALİZİ

Bu çalışmada insansız hava araçları ve güç grubunun verilen uçuş görev profiline göre seçimi ve boyutlandırması incelenmekte olduğundan ve model olarak turbofan motor kullanan “Global Hawk” örneği seçildiğinden bu çeşit motorların çevrim analizleri detaylı olarak bu bölümde verilmiştir.

Motor tasarımı parametrik çevrim analizi ile başlar. Parametrik çevrim analizinin amacı tasarım kısıtlarına (azami türbin giriş sıcaklığı ve elde edilebilir bileşen verimleri vs.), uçuş şartlarına (ortam hava sıcaklığı ve basıncı, uçuş Mach sayısı) ve tasarım seçimlerine (kompresör ve fan basınç oranı, bypass oranı vs.) göre performans parametrelerini (özellikle özgül itki ve özgül yakıt tüketimi) hesaplamaktır [12].

Çevrim analizi motor içerisinde akan havanın termodinamik davranışının incelenmesidir. Tek tek giriş lülesi, kompresör, yanma odası, türbin, eksoz lülesi gibi bileşenlerin kendileriyle uğraşmak yerine bu bileşenler ürettikleri sonuçlarla karakterize edilirler. Başka bir deyişle, örneğin kompresör sadece toplam basınç oranı ve verim ile tanımlanır. Gerçek bir motorun davranışı ise geometrilere bağlıdır [13].

Çevrim analizinin ilk amacı istenen performans ihtiyacını karşılamada değişik motor bileşenleri için seçilecek karakteristikleri belirlemektir. Örneğin eğer bir kompresör sadece toplam basınç oranı ve verim ile tanımlanmışsa, yapılacak analiz, bu parametrelerin verilen uçuş görev profiline göre iterasyonlar ile en iyi şekilde seçilmesini, sağlar.

4.1. Temel Motor Tasarım Parametreleri

Çevrim analizinde kullanılan parametreler Temel Motor Tasarım Parametreleri olarak tasarımın girdi ve çıktılarını oluşturur. Tipik parametreler Çizelge 4.1’de sıralanmıştır.

Çizelge 4.1. Temel motor tasarım parametreleri [12]

| Girdiler | |
|---|--|
| Uçuş Parametreleri: Uçak sistem parametreleri: Tasarım kısıtları: Yakıt özellikleri: Bileşen özellikleri: Tasarım seçenekleri: | Uçuş Mach sayısı (M), ortam hava sıcaklık (T_{amb}) ve basıncı (P_{amb}). Motordan uçak için çekilen besleme havası (β), uçak hidrolik sistemlerini tahrik için çekilen güç miktarları (C_{T0}) vs. Yakıt ısı değeri (h_{PR}) Motor sıcak bölge soğutması için kullanılan kompresör hava oranları (ϵ), dönmeyen bileşenlerin (hava alığı, difüzör, bypass kanalı, fan-kompresör arası kanal, karıştırıcı vs.) toplam basınç oranları (π), Politropik ve izantropik bileşen (fan, kompresör, türbin vs.) verimleri ile shaft mekanik verimleri (η_{pol} , η , η_m) Fan, kompresör toplam basınç oranları (π_F , π_C), bypass oranı (α), yanma odası çıkışı toplam sıcaklık (T_4), Art yanma sonrası toplam sıcaklık (T_7), karıştırıcı Mach sayısı (M_6) vs. |
| Çıktılar | |
| Genel performans: Bileşen davranışı : | Özgül itki (F/\dot{m}_0), özgül yakıt tüketimi (TSFC), yakıt hava oranı (f), itkisel verim (η_P), ısı verim (η_{TH}), motor giriş ve çıkışında hız, sıcaklık ve basınç oranları (V_9/V_0 , P_9/P_0 , T_9/T_0) Türbin sıcaklık ve basınç oranları (τ , π), Fan, kompresör, yanma odası, Art yanma toplam sıcaklık oranları (τ), yanma odası ve Art yanma yakıt hava oranları (f , f_{AB}), karıştırıcı ve lüle hızları (M_{16} , M_{6A} , M_9) |

Çizelge 4.2 ve 4.3'te kompresör ve türbin gibi bileşenlerin tasarım parametreleri tipik sayısal değerler olarak ön tasarımda kullanım için verilmiştir [12].

Çizelge 4.2. Eksenel kompresör tasarım parametreleri ve aralığı [12]

| Parametre | Tasarım aralığı |
|---|---|
| <u>Fan veya alçak basınç kompresörü</u> | |
| kademe başına ΔT | 35-55 K [60-100°F] |
| 1 kademe için basınç oranı | 1,5-2,0 |
| 2 kademe için basınç oranı | 2,0-3,5 |
| 3 kademe için basınç oranı | 3,5-4,5 |
| Hava alığı düzeltilmiş kütleli debi | 195-205 kg/(s.m ²) [40-42 lbm/(s.ft ²)] |
| Azami uç hızı | 427-457 m/s [1400-1500 ft/s] |
| Difüzyon faktörü | 0,50-0,55 |
| <u>Yüksek basınç kompresörü</u> | |
| kademe başına ΔT | 35-50 K [60-90°F] |
| Hava alığı düzeltilmiş kütleli debi | 175-185 kg/(s.m ²) [36-38 lb/(s.ft ²)] |
| Çıkışta göbek/uç (Hub/tip) oranı | 0,90-0,92 |
| Çıkışta kenar (rim) hızı | 396-457 m/s [1300-1500 ft/s] |
| Difüzyon faktörü | 0,50-0,55 |
| Azami çıkış sıcaklığı | 945-1000 K [1700-1800 °R] |

Çizelge 4.3. Tipik türbin tasarım parametreleri ve aralığı [12]

| Parametre | Tasarım aralığı |
|--------------------------------------|---|
| <u>Yüksek Basınç Türbini</u> | |
| Azami AN ² | 2,6-3,2x10 ⁷ m ² .rpm ² [4-5x10 ¹⁰ in ² . rpm ²] |
| Kademe yükleme katsayısı ψ | 1,4-2,0 |
| Çıkış Mach sayısı | 0,4-0,5 |
| Çıkış girdap (swirl) açısı | 0-40° |
| <u>Alçak Basınç Türbini</u> | |
| Hava alığı düzeltilmiş kütleli debi | 194-214 kg/(s.m ²) [40-44 lb/(s.ft ²)] |
| Girişte göbek/uç (Hub/tip) oranı | 0,35-0,50 |
| Göbekte (hub) azami kademe yüklemesi | 2,4 |
| Çıkış Mach sayısı | 0,4-0,5 |
| Çıkış girdap (swirl) açısı | 0-40° |

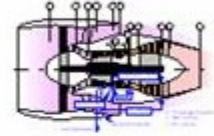
4.2. Çevrim Analizi Yazılımları

Bu çalışmada ortaya çıkan özgün çevrim analizi programının yazımı aşamasında genel yapısına yön vermek ve sonrasında iki yazılım arasındaki

sonuçların kıyaslanması amacıyla bir ticari yazılım olan GasTurb® [14] incelenmiş ve bu yazılımın arayüz ve menüleri Şekil 4.1’de verilmiştir.

GasTurb® yazılımı, gaz türbin performans simülasyonu yapan ticari bir yazılımdır. Tasarlanacak motorun tipine seçilerek program başlatılmaktadır. Buna göre turbojet, turbofan, turboprop ve turboşaft motorlarından biri ile alt versiyon olarak shaft sayısı vb. konfigürasyonu ile birlikte seçilmektedir. Bu seçim aslında hava aracının uçuş görev profiline uygun olduğu düşünülen motor için yapılmaktadır. Örnek olarak çift shaftlı (milli) ayrık akışlı turbofan motor tipi (2 spool unmixed flow turbofan) seçildiğinde Şekil 4.1’deki gibi bir menü görülmektedir. Burada, bu analizde yer alan tasarım parametreleri veya girdileri görülmektedir. Bunlara ek olarak, diğer alt menülerdeki bileşen isimleri seçildiğinde ise kompresör, türbin gibi bileşenlerin tasarım girdileri sayfaları ortaya çıkar.

| HPC Efficiency | | HPC Design | | HPT Efficiency | | HPT Clearance | |
|--------------------------------------|-------|---------------|--|--------------------|--|----------------|--|
| LPT Efficiency | | Test Analysis | | Nozzle Calculation | | | |
| Basic Data | | Air System | | Mass Flow Input | | LPC Efficiency | |
| LPC Design | | | | | | | |
| Flight | | Ground | | | | | |
| İrtifa | m | 11000 | | | | | |
| ISA'dan sıcaklık farkı | K | 0 | | | | | |
| Nispi nem % | | 0 | | | | | |
| Mach sayısı | | 0,8 | | | | | |
| Hava Alığı Basınç Oranı | | 0,99 | | | | | |
| Gas üretici dPIP (yok-0, ortalama-1) | | 1 | | | | | |
| İç Fan Basınç Oranı | | 2,5 | | | | | |
| Dış Fan Basınç Oranı | | 1,8 | | | | | |
| Komp. Ara duct Basınç Oranı | | 0,99 | | | | | |
| Yük. Basınç Komp. Basınç Oranı | | 7 | | | | | |
| Bypass duct Basınç Oranı | | 0,98 | | | | | |
| Türbin Ara duct ref. Basınç Oranı | | 0,98 | | | | | |
| Bypass Oranı | | 6 | | | | | |
| Yanma Odası Çıkış sıcaklığı | K | 1450 | | | | | |
| Yanma Odası tasarım verimi | | 0,9995 | | | | | |
| Yanma Odası yükleme katsayısı | | 1,6 | | | | | |
| Yakıt ısı değeri | MJ/kg | 43,124 | | | | | |
| Besleme (bleed) havası | kg/s | 0 | | | | | |
| Güç transferi (power offtake) | kW | 50 | | | | | |
| Yüksek basınç shaft mekanik verimi | | 0,99 | | | | | |
| Alçak basınç shaft mekanik verimi | | 1 | | | | | |
| Yanma Odası Basınç Oranı | | 0,97 | | | | | |
| Türbin çıkış duct Basınç Oranı | | 0,98 | | | | | |



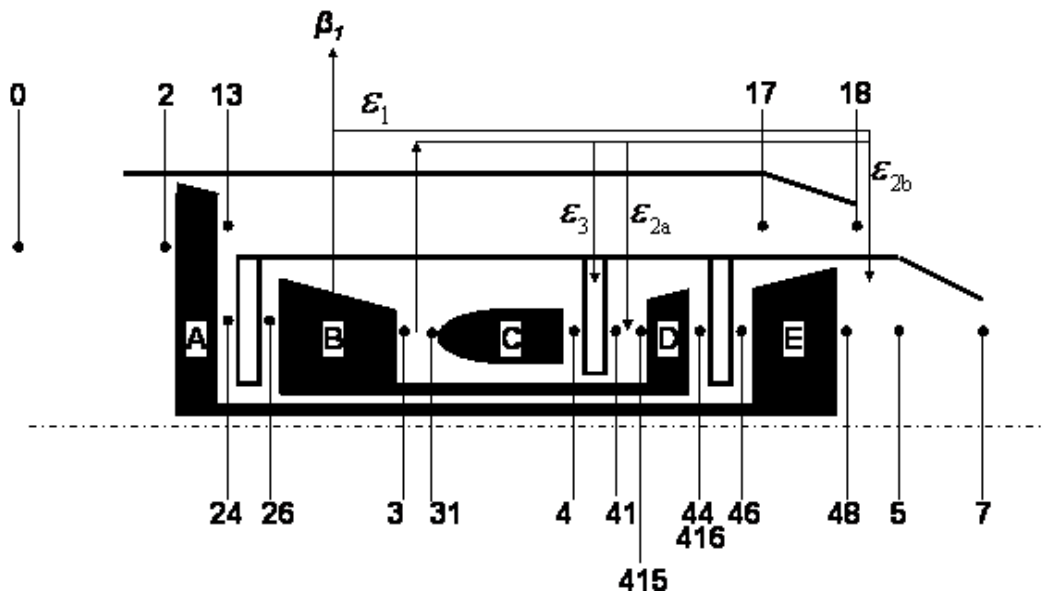
Şekil 4.1. GasTurb® yazılımı tasarım girdileri ekranı [14]

4.3. Turbofan Motor Çevrim Analizi

Bu çalışmada model olarak alınan “Global Hawk” insansız hava aracı görev profili nedeniyle turbofan motoru kullanmaktadır. İlerki bölümlerde verilen özgün insansız hava aracı ve motorunun boyutlandırma yazılımında bir alt program olarak çalışacak motor çevrim analizi yazılımına ihtiyaç vardır. Bu modele uygun olarak bu kısımda turbofan motoru çevrim analizi incelenmiştir.

Şekil 4.2’de verilen turbofan motorun ana bileşenleri sırasıyla fan (A), kompresör (B), yanma odası (C), yüksek basınç türbini (D), alçak basınç türbini (E) ve ondan sonra gelen eksoz lülesi ile motorun fan kısmından önce gelen giriş lülesidir (hava alığı) [31]. Ayrıca Çizelge 4.4’te bu motora ait istasyon numaralandırma sistemi açıklanmıştır.

Bu bölümde kullanılan denklemler genel olarak kaynak [31]’den alınmış olup bazı kısımlarda farklılıklar vardır. Kaynak [31] tasarım girdi parametresi olarak T_{41} ’i (NGV çıkışı toplam sıcaklık) sabit olarak alırken, kaynak [14] T_4 ’ü (yanma odası çıkışı toplam sıcaklık) girdi olarak almaktadır. Kaynak [31] aynı zamanda yakıt hava oranını da T_4 yerine T_{41} değerini kullanarak hesaplamaktadır. T_{41} değerinin NGV’ye gelen soğutma havası miktarına göre değişmesi ve GasTurb® [14] sonuçları ile doğrudan karşılaştırma imkanı olması açısından matematik modellemede kaynak [14]’e göre değişiklik yapılmıştır.



Şekil 4.2. Çift şaftlı ve ayrık akışlı turbofan motoru şematik gösterimi

Çizelge 4.4. Çift şaftlı ve ayrıklı akışlı turbofan motorunun istasyonları [31]

| İstasyon no | Açıklama |
|--------------------|---|
| 0 | <i>Atmosfer (serbest akım)</i> |
| 2 | <i>Fan girişi</i> |
| 13 | <i>Fan (bypass akım) çıkışı</i> |
| 17 | <i>Bypass kanalı çıkışı</i> |
| 18 | <i>Soğuk lüle (bypass) çıkışı (boğaz)</i> |
| 24 | <i>Fan çıkışı</i> |
| 26 | <i>Fan-Kompresör arası kanal çıkışı</i> |
| 3 | <i>Kompresör çıkışı</i> |
| 31 | <i>Yanma odası girişi</i> |
| 4 | <i>Yanma odası çıkışı</i> |
| 41 | <i>NGV çıkışı</i> |
| 415 | <i>Yüksek basınç türbini (rotor) girişi</i> |
| 44, 416 | <i>Yüksek basınç türbini çıkışı</i> |
| 46 | <i>Alçak basınç türbini girişi (türbinler arası kanal sonu)</i> |
| 48 | <i>Alçak basınç türbini çıkışı</i> |
| 5 | <i>Sıcak lüle girişi</i> |
| 7 | <i>Sıcak lüle çıkışı (boğaz)</i> |

Çizelge 4.5'teki turbofan çevrim analizi sonuç parametrelerinin hesaplanmasında uygulanan metodoloji, Çizelge 4.6. girdi parametreleri (uçuş parametreleri, uçak sistem parametreleri, tasarım kısıtları, bileşen özellikleri, tasarım seçenekleri) ile (4.1-4.91) denklemlerinin sırayla kullanılmasına dayanmaktadır.

Çizelge 4.5. Turbofan çevrim analizi sonuç parametreleri

| Turbofan Çevrim Analizi Sonuç Parametreleri | Açıklama |
|--|--|
| F_{SL} | <i>Deniz seviyesi, statik, çıplak motor gücü</i> |
| F_{net} | <i>Verilen şartlarda net itki kuvveti</i> |
| TSFC | <i>özgül yakıt sarfıyatı</i> |
| f | <i>Yakıt hava oranı</i> |
| w_f | <i>Motordaki yakıt akışı</i> |
| A_{18} | <i>soğuk lüle alanı</i> |
| A_7 | <i>sıcak lüle alanı</i> |
| M_{18} | <i>soğuk lüle çıkış hızı</i> |
| M_7 | <i>sıcak lüle çıkış hızı</i> |
| P | <i>Toplam basınç değerleri (tüm istasyonlarda)</i> |
| T | <i>Toplam sıcaklık değerleri (tüm istasyonlarda)</i> |
| η | <i>Fan ve kompresör izantropik verimleri</i> |
| G | <i>Fan ve kompresör için gereken güç miktarları</i> |

Çizelge 4.6. Turbofan çevrim analizi girdi parametreleri

| Turbofan Çevrim Analizi Girdi Parametreleri | Açıklama |
|--|---|
| T_{amb} | <i>Dış ortam statik sıcaklığı</i> |
| P_{amb} | <i>Dış ortam statik basıncı</i> |
| w_2 | <i>Motor girişindeki toplam hava debisi</i> |
| Mach | <i>Hava aracı uçuş hızı</i> |
| α | <i>bypass oranı: soğuk akış hava debisi /sıcak akış hava debisi</i> |
| T_4 | <i>Yanma Odası çıkışı toplam sıcaklığı (NGV öncesi)</i> |
| Π_f | <i>fan toplam basınç oranı</i> |
| Π_c | <i>kompresör toplam basınç oranı</i> |
| $\eta_{F,pol}$ | <i>fan ve kompresör politropik verimi</i> |
| $\eta_{T,pol}$ | <i>türbin politropik verimi</i> |
| η_b | <i>yanma odası verimi</i> |
| η_m | <i>mekanik verim</i> |
| $\Delta P_{hava-alığı}$ | <i>hava alığı toplam basınç kaybı oranı</i> |
| $\Delta P_{bypass-kanalı}$ | <i>fan sonrası bypass kanalı toplam basınç kaybı oranı</i> |
| $\Delta P_{fk.kanal}$ | <i>fan kompresör kanal toplam basınç kaybı oranı</i> |
| $\Delta P_{difüzör}$ | <i>kompresör çıkışındaki yayıcı (difüzör) toplam basınç kaybı oranı</i> |
| $\Delta P_{y.odası}$ | <i>yanma odası toplam basınç kaybı oranı</i> |
| $\Delta P_{t.kanal}$ | <i>yüksek ve alçak basınç türbinleri arası kanal toplam basınç kaybı oranı</i> |
| $\Delta P_{j.kanal}$ | <i>alçak basınç türbini sonrası jet kanal toplam basınç kaybı oranı</i> |
| N_{cd} | <i>lüle deşarj (discharge) katsayısı</i> |
| N_{cx} | <i>lüle itki katsayısı</i> |
| γ_c | <i>özgül ısı oranı, kompresör bölgesi</i> |
| γ_T | <i>özgül ısı oranı, türbin bölgesi</i> |
| R | <i>gaz sabiti</i> |
| C_{PC} | <i>kompresör bölgesi için özgül ısı</i> |
| C_{PT} | <i>türbin bölgesi için özgül ısı</i> |
| β_1 | <i>kompresör orta kademedan alınan ve müşteri/uçak hattına verilen besleme hava oranı</i> |
| ε_1 | <i>kompresör orta kademedan alınan ve alçak basınç türbini (LPT) çıkışına gönderilen soğutma hava oranı</i> |
| ε_{2a} | <i>kompresör çıkışından alınan ve yüksek basınç türbini (HPT) girişine verilen soğutma hava oranı</i> |
| ε_{2b} | <i>kompresör çıkışından alınan ve alçak basınç türbini (LPT) çıkışına gönderilen soğutma hava oranı</i> |
| ε_3 | <i>kompresör çıkışından alınan ve yüksek basınç türbini (HPT) öncesi NGV hattına verilen soğutma hava oranı</i> |

Şekil 4.2’de gösterilen çift shaftlı (milli) ve ayırık akışlı turbofan motorun matematik modeli (4.1-91)’de verilmiştir:

$$T_0 = T_{amb} \left[1 + \left(\frac{\gamma - 1}{2} \right) M^2 \right] \quad (4.1)$$

T_0 : “0” istasyonunda toplam sıcaklık (K)

T_{amb} : Dış ortam statik sıcaklığı (K)

γ : özgül ısı oranı

$$P_0 = P_{amb} \left[1 + \left(\frac{\gamma - 1}{2} \right) M^2 \right]^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (4.2)$$

P_0 : “0” istasyonunda toplam basınç (kPa)

P_{amb} : Dış ortam statik basıncı (kPa)

M : Uçuş hızı (mach sayısı)

Hava Alığı:

$$T_2 = T_0 \quad (4.3)$$

Toplam sıcaklık sabit kalır.

$$P_2 = P_0 (1 - \Delta P_{hava_aligi}) \quad (4.4)$$

ΔP_{hava_aligi} : Hava alığı toplam basınç kaybı oranı

Fan bileşeni değerleri:

$$\eta_2 = \frac{(\Pi_F)^{\frac{\gamma_C - 1}{\gamma_C}} - 1}{(\Pi_F)^{\frac{\gamma_C - 1}{\gamma_C * \eta_{F,pol}}} - 1} \quad (4.5)$$

η_2 : Fan izantropik verimi

γ_C : Özgül ısı oranı, kompresör bölgesi

$\eta_{F,pol}$: Fan politropik verimi

$$\eta_{12} = \eta_2 \quad (4.6)$$

Fan çıkışı (T_{24} , T_{13}) toplam sıcaklıkları:

$$T_{24} = T_2 \left(1 + \frac{1}{\eta_2} (\Pi_F^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1)\right) \quad (4.7)$$

Π_F : Fan toplam basınç oranı

$$T_{13} = T_{24} \quad (4.8)$$

Fan çıkışı (P_{24} , P_{13}) toplam basınçları:

$$P_{24} = P_2 \Pi_F \quad (4.9)$$

$$P_{13} = P_{24} \quad (4.10)$$

Soğuk akış ve sıcak akış hava debileri:

$$w_{24} = \frac{w_2}{1 + \alpha} \quad (4.11)$$

α : bypass oranı (soğuk akış hava debisi / sıcak akış hava debisi)

w_2 : toplam hava debisi (kg/s);

w_{24} : sıcak akış hava debisi (kg/s)

$$C_{corr} = \frac{\delta \left[1 + \left(\frac{\gamma-1}{2}\right) M^2\right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}}{\left[\theta \left(1 + \left(\frac{\gamma-1}{2}\right) M^2\right)\right]^{\frac{1}{2}}} \quad (4.12)$$

$$C_{corr} = \frac{P_0 / P_{SL}}{[T_0 / T_{SL}]^{\frac{1}{2}}} \quad (4.13)$$

C_{corr} : Hava aracının irtifa ve hız şartları için motor toplam hava debisini (w_2) düzeltme çarpanıdır, deniz seviyesi ve statik şartlarda kullanmaya gerek yoktur.

δ : Bulunulan irtifadaki statik hava basıncının deniz seviyesi statik hava basıncına oranı (P_{amb}/P_{SL})

θ : Bulunulan irtifadaki statik hava sıcaklığının deniz seviyesi statik hava sıcaklığına oranı (T_{amb}/T_{SL})

$$w_{13} = w_2 - w_{24} \quad (4.14)$$

w_{13} : soğuk akış hava debisi (kg/s)

Fan için gereken güç miktarını hesaplanması:

$$G_2 = w_2 C_{PC} (T_{13} - T_2) \quad (4.15)$$

G_2 : Fan için gereken güç (KW)

C_{PC} : kompresör bölgesi için özgül ısı (kJ/kg.K)

Bypass kanalı sonunda toplam sıcaklık ve basınç değerleri:

$$T_{17} = T_{13} \quad (4.16)$$

$$P_{17} = P_{13} (1 - \Delta P_{bypass_kanalı}) \quad (4.17)$$

$$w_{17} = w_{13} \quad (4.18)$$

$\Delta P_{bypass_kanalı}$: Bypass kanalı toplam basınç kaybı oranı

Fan-Kompresör arası kanal sonu değerleri:

$$T_{26} = T_{24} \quad (4.19)$$

$$P_{26} = P_{24} (1 - \Delta P_{fk.kanal}) \quad (4.20)$$

$$w_{26} = w_{24} \quad (4.21)$$

Kompresör çıkışı değerleri:

$$\eta_{26} = \frac{(\Pi_C)^{\frac{\gamma_c - 1}{\gamma_c}} - 1}{(\Pi_C)^{\frac{\gamma_c - 1}{\gamma_c * \eta_{C,pol}}} - 1} \quad (4.22)$$

η_{26} : Kompresör izantropik verimi

$\eta_{C,pol}$: Kompresör politropik verimi

Π_C : Kompresör toplam basınç oranı

$$T_3 = T_{26} \left(1 + \frac{1}{\eta_{26}} (\Pi_C^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1)\right) \quad (4.23)$$

$$P_3 = P_{26} \Pi_C \quad (4.24)$$

Kompresör orta kademededen alınan besleme ve soğutma havalarının çıkarırsak:

$$w_3 = w_{26} - w_{26}(\beta_1 + \varepsilon_1) \quad (4.25)$$

β_1 : Kompresör orta kademededen alınan ve uçak sistemlerine verilen besleme hava oranı

ε_1 : Kompresör orta kademededen alınan ve alçak basınç türbini (LPT) çıkışına gönderilen soğutma hava oranı

$$T_{besleme} = \frac{T_3 + T_{26}}{2} \quad (4.26)$$

$T_{besleme}$: Kompresör orta kademe besleme toplam sıcaklığı (K)

$$G_{26} = w_3 C_{PC}(T_3 - T_{26}) + (w_{26} - w_3) C_{PC}(T_{besleme} - T_{26}) \quad (4.27)$$

G_{26} : Kompresör için gereken güç (KW)

Kompresör çıkışı yayıcı (difüzör):

Toplam sıcaklık değişmez, toplam basınç kayıp oranı dahilinde azalır. Hava debisi de alınan soğutma havası nedeniyle azalır.

Kompresör orta kademededen alınan ve yüksek basınç türbini soğutma hattına verilen besleme hava oranı;

$$T_{31} = T_3 \quad (4.28)$$

$$P_{31} = P_3 \quad (4.29)$$

$$w_{31} = w_3 - w_{26}(\varepsilon_{2a} + \varepsilon_{2b} + \varepsilon_3) \quad (4.30)$$

ε_{2a} : Kompresör çıkışından alınan ve yüksek basınç türbini (HPT) girişine verilen soğutma hava oranı

ε_{2b} : Kompresör çıkışından alınan ve alçak basınç türbini (LPT) çıkışına gönderilen soğutma hava oranı

ε_3 : Kompresör çıkışından alınan ve yüksek basınç türbini (HPT) öncesi NGV (türbin giriş kılavuz kanatçıkları) hattına verilen soğutma hava oranı

Yanma odası ve türbin öncesi NGV istasyonu:

$$P_4 = P_{31} (1 - \Delta P_{y.odası}) \quad (4.31)$$

f, yakıt hava oranı hesaplaması:

$$f_1 = 0,10118 + (2,00376e-05)(700 - T_{31}) \quad (4.32)$$

$$f_2 = 3,7078e-03 - (5,2368e-06)(700 - T_{31}) - (5,2632e-06)T_4 \quad (4.33)$$

$$f_3 = (8,889e-08) \text{ abs}(T_4 - 950) \quad (4.34)$$

$$f = (f_1 - (f_1^2 + f_2)^{1/2} - f_3) / \eta_b \quad (4.35)$$

T_4 : Yanma odası çıkış toplam sıcaklığı

η_b : yanma odası verimi

$$w_f = f (w_{31} + w_{26} \varepsilon_3) \quad (4.36)$$

w_f : yakıt debisi (kg/s)

$$w_4 = w_{31} + w_f \quad (4.37)$$

w_4 : yanma odası sonrası (NGV öncesi) hava debisi

$$w_{41} = w_{31} + w_{26} \varepsilon_3 + w_f \quad (4.38)$$

w_{41} : NGV sonrası hava debisi

T_{41} , NGV sonrası toplam sıcaklık:

$$T_{41} = \frac{(w_4 C_{PT} T_4 + w_{26} \varepsilon_3 C_{PC} T_{31})}{w_{41} C_{PT}} \quad (4.39)$$

$$P_{41} = P_4 \quad (4.40)$$

NGV sebebiyle toplam basınç kaybı olmadığı farz edilmiştir.

İstasyon 415, Yüksek basınç türbini girişi:

$$w_{415} = w_{41} + w_{26} \varepsilon_{2a} \quad (4.41)$$

$$T_{415} = \frac{(w_{41} C_{PT} T_{41} - w_{26} \varepsilon_{2a} C_{PC} T_{31})}{w_{415} C_{PT}} \quad (4.42)$$

$$P_{415} = P_{41} \quad (4.43)$$

Yüksek basınç türbini:

$$G_{415} = G_{26} / \eta_m \quad (4.44)$$

G_{415} : yüksek basınç türbini güç miktarı

η_m : mekanik verim

$$T_{416} = T_{415} - G_{415} / (w_{415} C_{PT}) \quad (4.45)$$

C_{PT} : türbin bölgesi için özgül ısı

Π_T (Türbine toplam basınç oranı) 4 farz ederek yüksek basınç türbini izantropik verimi hesabı:

$$\eta_{415} = \frac{1 - \Pi_T^{\frac{(1-\gamma_T) \eta_{T,pol}}{\gamma_T}}}{1 - \Pi_T^{\frac{1-\gamma_T}{\gamma_T}}} \quad (4.46)$$

η_{415} : yüksek basınç türbini izantropik verimi

γ_T : özgül ısı oranı, türbin bölgesi

$$\Pi_T = \frac{e^{\frac{\log\left(1 - \frac{T_{415} - T_{416}}{\eta_{415} T_{415}}\right)}{1 - \gamma_T}}}{\gamma_T} \quad (4.47)$$

Denklem (4.46) ve (4.47)'i 3-5 kez iterasyon ile tekrar edilirse Π_T ve η_{415} değerleri yakınsatılıp bulunur.

yüksek basınç türbin çıkışı toplam basınç:

$$P_{416} = P_4 / \Pi_T \quad (4.48)$$

$$w_{416} = w_{415} \quad (4.49)$$

$$P_{44} = P_{416} \quad (4.50)$$

Bu bölgede ek soğutma havası verilmediğinden:

$$T_{44} = T_{416} \quad (4.51)$$

$$W_{44} = W_{416} \quad (4.52)$$

Türbinler arası kanal:

Toplam sıcaklık değişmez, ancak toplam basınç kaybı oranında azalır.

$$T_{46} = T_{44} \quad (4.53)$$

$$P_{46} = P_{416} (1 - \Delta P_{t.kanal}) \quad (4.54)$$

$$W_{46} = W_{44} \quad (4.55)$$

Alçak basınç türbini:

$$G_{46} = G_2 / \eta_m \quad (4.56)$$

G_{46} : alçak basınç türbini güç miktarı

$$T_{48} = T_{46} - G_{46} / (W_{44} C_{PT}) \quad (4.57)$$

$\Pi_T=4$ kabul edilerek alçak basınç türbini izantropik verimi iterasyon başlangıcı için hesaplanabilir:

$$\eta_{46} = \frac{1 - \Pi_T \frac{(1-\gamma_T) \eta_{T.pol}}{\gamma_T}}{1 - \Pi_T \frac{1-\gamma_T}{\gamma_T}} \quad (4.58)$$

η_{46} : alçak basınç türbini izantropik verimi

$\eta_{T.pol}$: türbin politropik verimi

$$\Pi_T = \frac{e^{\log\left(1 - \frac{T_{44} - T_{48}}{\eta_{46} T_{44}}\right)}}{1 - \gamma_T} \quad (4.59)$$

Denklem (4.58) ve (4.59), 3-5 kez iterasyon ile tekrar edilirse alçak basınç türbininde Π_T ve η_{46} değerleri bulunur.

Alçak basınç türbin çıkışı:

$$P_{48} = P_{46} / \Pi_T \quad (4.60)$$

$$w_{48} = w_{46} \quad (4.61)$$

Sıcak lüle girişi hava debisi için alçak basınç türbin çıkışına verilen soğutma havası eklenir:

$$w_5 = w_{48} + w_{26} \varepsilon_1 + w_{26} \varepsilon_{2b} \quad (4.62)$$

$$T_5 = \frac{w_{48} C_{PT} T_{48} + w_{26} \varepsilon_1 C_{PC} T_{besleme} + w_{26} \varepsilon_{2b} C_{PC} T_{31}}{w_5 C_{PT}} \quad (4.63)$$

$$P_5 = P_{48} (1 - \Delta P_{j.kanal}) \quad (4.64)$$

Soğuk lüle:

soğuk lüle basınç oranı:

$$P_{17}/P_{amb} \quad (4.65)$$

soğuk lüle boğulmuş (choked) basınç oranı:

$$P_{17}/P_{18s,c} = \left[\frac{1 + \gamma_c}{2} \right]^{\left(\frac{\gamma_c}{\gamma_c - 1} \right)} \quad (4.66)$$

$P_{17}/P_{amb} > P_{17}/P_{18s,c}$ ise soğuk lüle boğulmuş (choked) durumdadır ve M_{18} (Mach sayısı) bire eşittir.

$P_{18s,c}$ ise (4.66)'dan hesaplanabilir.

Boğulmuş soğuk lüle çıkışı statik sıcaklık:

$$T_{18s,c} = \left[\frac{T_{17}}{1 + \frac{\gamma_c - 1}{2}} \right] \quad (4.67)$$

$$a_{18} = \left[\gamma_c R T_{18s,c} \right]^{\frac{1}{2}} \quad (4.68)$$

a_{18} : soğuk lüle çıkışı ses hızı

R : gaz sabiti

$$A_{18,c} = \frac{0.001w_{17}}{N_{cd} \frac{P_{17}}{(T_{17})^{1/2}} \left(\frac{\gamma_C}{R}\right)^{1/2} \left(\frac{\gamma_C + 1}{2}\right)^{\frac{-\gamma_C - 1}{2(\gamma_C - 1)}}} \quad (4.69)$$

$A_{18,c}$: boğulmuş soğuk lüle alanı (m²)

$$F_C = w_{17} a_{18} + A_{18,c} N_{cd} (P_{18s,c} - P_{amb}) 1000 \quad (4.70)$$

F_C : Soğuk akış itkisi, boğulmuş (N)

Eğer soğuk lüle boğulmamış ise M_{18} (Mach sayısı) bire eşit değildir:

$$M_{18} = \left[\frac{2}{\gamma_C - 1} \left[\left(\frac{P_{amb}}{P_{17}} \right)^{\frac{1-\gamma_C}{\gamma_C}} - 1 \right] \right]^{\frac{1}{2}} \quad (4.71)$$

$$T_{18s} = \left[\frac{T_{17}}{1 + \frac{\gamma_C - 1}{2} M_{18}^2} \right] \quad (4.72)$$

$$a_{18} = [\gamma_C R T_{18s}]^{\frac{1}{2}} \quad (4.73)$$

$$F_C = w_{17} a_{18} M_{18} \quad (4.74)$$

F_C : Soğuk akış itkisi, boğulmamış (N)

Sıcak lüle:

$$T_7 = T_5 \quad (4.75)$$

$$w_7 = w_5 \quad (4.76)$$

sıcak lüle basınç oranı:

$$P_5/P_{amb} \quad (4.77)$$

sıcak lüle boğulmuş (choked) basınç oranı:

$$P_5/P_{7s,c} = \left[\frac{1 + \gamma_c}{2} \right]^{\left(\frac{\gamma_c}{\gamma_c - 1} \right)} \quad (4.78)$$

$P_5/P_{amb} > P_5/P_{7s,c}$ ise sıcak lüle boğulmuş (choked) durumdadır ve M_7 (Mach sayısı) bire eşittir. $P_{7s,c}$ ise (4.78)'den hesaplanabilir.

boğulmuş soğuk lüle çıkışı statik sıcaklık:

$$T_{7s,c} = \left[\frac{T_5}{1 + \frac{\gamma_T - 1}{2}} \right] \quad (4.79)$$

$$a_7 = \left[\gamma_T R T_{7s,c} \right]^{\frac{1}{2}} \quad (4.80)$$

a_7 : sıcak lüle çıkışı ses hızı

$$A_{7,c} = \frac{0.001 w_5}{N_{cd} \frac{P_5}{(T_5)^{1/2}} \left(\frac{\gamma_T}{R} \right)^{1/2} \left(\frac{\gamma_T + 1}{2} \right)^{\frac{-\gamma_T - 1}{2(\gamma_T - 1)}}} \quad (4.81)$$

$A_{7,c}$: boğulmuş sıcak lüle alanı

N_{cd} : lüle deşarj katsayısı

$$F_H = w_5 a_7 + A_{7,c} N_{cd} (P_{7s,c} - P_{amb}) 1000 \quad (4.82)$$

F_H : Sıcak akış itkisi, boğulmuş

Eğer sıcak lüle boğulmamış ise M_7 (Mach sayısı) bire eşit değildir:

$$M_7 = \left[\frac{2}{\gamma_T - 1} \left[\left(\frac{P_{amb}}{P_5} \right)^{\frac{1 - \gamma_T}{\gamma_T}} - 1 \right] \right]^{\frac{1}{2}} \quad (4.83)$$

$$T_{7s} = \left[\frac{T_5}{1 + \frac{\gamma_T - 1}{2} M_7^2} \right] \quad (4.84)$$

$$a_7 = [\gamma_T R T_{7s}]^{1/2} \quad (4.85)$$

$$F_H = w_7 a_7 M_7 \quad (4.86)$$

F_H : Sıcak akış itkisi, boğulmamış (N)

$$V_{uçak} = M_0 (\gamma_C R T_{amb})^{1/2} \quad (4.87)$$

$V_{uçak}$: Uçak hızı (m/s)

M_0 : Uçak hızı (Mach sayısı)

$$F_{net} = (F_H + F_C) N_{cx} - w_2 V_{uçak} \quad (4.88)$$

F_{net} : Net itki kuvveti veya çıplak itki (N)

N_{cx} : Lüle itki katsayısı

F_H , lüle boğulma durumuna göre (4.82) veya (4.86), F_C ise (4.70) veya (4.74) kullanarak hesaplanır.

$$TSFC = w_{fuel} / F_{net} \quad (4.89)$$

İtki özgül yakıt tüketimi (TSFC), yakıt akışının (w_{fuel}) net itki kuvvetine (F_{net}) bölünmesiyle elde edilir.

$$F_{installed} = F_{net} c_{install} \quad (4.90)$$

Motorun uçağa takılmasıyla birtakım kayıplar oluşmakta ve itki azalmaktadır. Bu kayıpların etkisini içeren ve yerleşmiş itki ($F_{installed}$) ise net itki kuvvetinin (F_{net}) itki oranı yerleşme katsayısı ($c_{install}$) ile çarpımından oluşur.

$$TSFC_{installed} = TSFC / c_{install} \quad (4.91)$$

Motorun uçağa takılmasıyla oluşan kayıplar, itki azalmasına sebep olurken, özgül yakıt tüketimini de (denklem 4.89) etkiler. Yerleşmiş özgül yakıt tüketimi ($TSFC_{installed}$) şeklinde ifade edilen bu parametre itki özgül yakıt tüketiminin itki oranı yerleşme katsayısına ($c_{install}$) bölünmesiyle elde edilir (denklem 4.91).

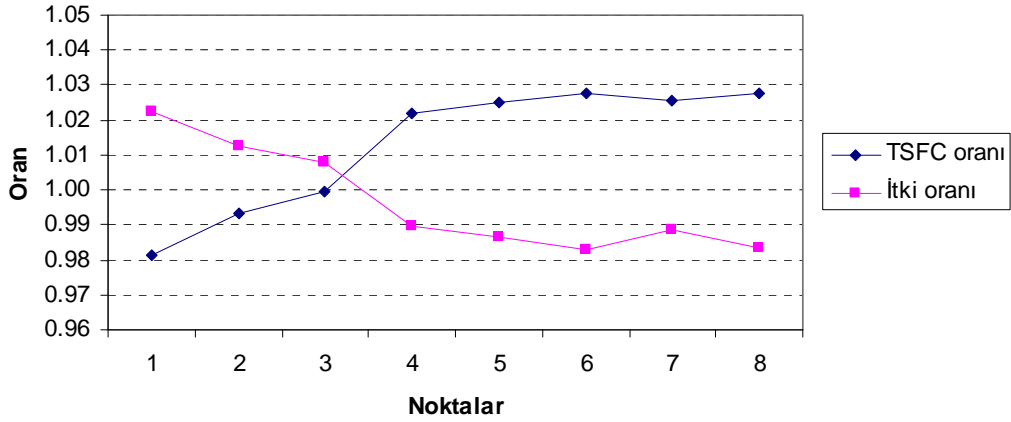
V_{18}/V_7 (soğuk lüle çıkış hızı/ sıcak lüle çıkış hızı) oranı 0,74 civarında olmalıdır [14]. Bu çalışmada üst limit 1,2 olarak kabul edilmiştir.

4.4. Motor Çevrim Analizi Sonuç ve Karşılaştırmaları

Önceki bölümde yer alan çevrim analizi denklemleri kullanılarak yazılan analiz yazılımı Çizelge 4.7’de verilen 8 noktada test amaçlı olarak çalıştırılmış ve sonuçlar aynı noktalar ve aynı motor hava debisi değerleri için karşılaştırılmıştır. Çizelge 4.7 ve Şekil 4.3’te görüldüğü gibi azami %2,8 oranında farklılıklar (hata oranı) tespit edilmiştir. Özgül yakıt tüketimindeki (TSFC) farklılığın yakıt hava oranı formülasyonundaki farklılıktan gelebileceği, itkideki farklılığın ise GasTurb® yazılımında verilmeyen bazı ek düzeltme faktörlerinden gelebileceği kabul edilmiştir.

Çizelge 4.7. Özgün çevrim analiz yazılımı ve GasTurb® ile sonuçların karşılaştırılması

| Girdiler | | | Özgün Yazılım sonuçları | | GasTurb® sonuçları | | Hata Oranı | |
|----------|------------|-------------|-------------------------|-----------------|--------------------|-----------------|------------|-------|
| Nokta | Hız (Mach) | İrtifa (km) | İtki (N) | TSFC [g/(kN*s)] | İtki (N) | TSFC [g/(kN*s)] | İtki | TSFC |
| 1 | 0 | 0 | 42099 | 10,93 | 41180 | 11,14 | 1,022 | 0,981 |
| 2 | 0,2 | 3 | 25881 | 13,72 | 25560 | 13,82 | 1,013 | 0,993 |
| 3 | 0,4 | 5 | 18795 | 16,34 | 18650 | 16,35 | 1,008 | 1,000 |
| 4 | 0,4 | 10 | 10255 | 17,15 | 10360 | 16,78 | 0,990 | 1,022 |
| 5 | 0,6 | 15 | 4696 | 19,32 | 4760 | 18,85 | 0,987 | 1,025 |
| 6 | 0,8 | 15 | 4874 | 21,03 | 4960 | 20,46 | 0,983 | 1,028 |
| 7 | 0,6 | 20 | 2135 | 19,33 | 2160 | 18,85 | 0,988 | 1,025 |
| 8 | 0,8 | 20 | 2213 | 21,03 | 2250 | 20,46 | 0,984 | 1,028 |



Şekil 4.3. Özgün çevrim analiz yazılımı ve GasTurb® ile sonuçların karşılaştırılması

4.5. Motor Ağırlık Korelasyonları

Motor ön tasarımında çevrim analizlerinde elde edilen itki, yakıt tüketimi, toplam basınç ve sıcaklıklar gibi parametrelere ek olarak bunlara bağlı olan motor ağırlık değerinin tahmin edilebilmesi de önemlidir. Bu konu oldukça karmaşık ve ülke ile şirketlerin teknoloji ve tecrübe seviyelerine bağlı olduğundan, bu çalışma dahilinde, mevcut ticari motorlar esas alınarak ampirik formüller geliştirilmiştir.

Çizelge E.1’de [21] itki, hava debisi, toplam basınç oranı, bypass oranı, türbin giriş sıcaklığı, motor kuru ağırlığı gibi motor özellikleri verilmiştir. Bu özellikler literatürde bazı farklılıklara (değişik kaynaklarda motor gücü, toplam basınç oranı, bypass oranı vb. değerlerinde bir miktar farklılıklar vardır) sahip olsa da bu çalışma için kaynak [21]’deki değerler kullanılmıştır. Aşağıda listelenen yedi parametrenin motor kuru ağırlığının hesaplanmasında kullanılabilmesi için çeşitli çalışmalar yapılmış ve matematiksel bağıntılar elde edilmeye çalışılmıştır.

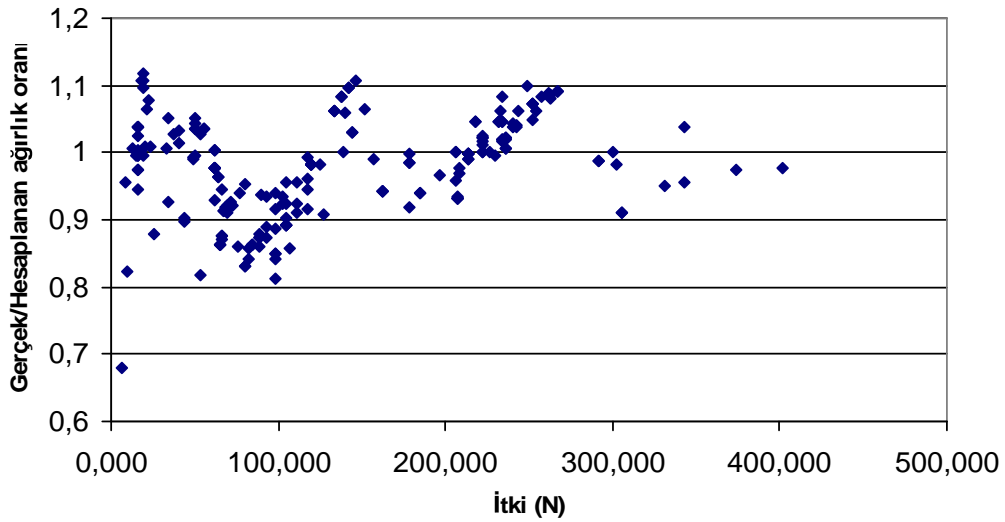
- İtki
- Özgül yakıt tüketimi
- Hava debisi
- Toplam basınç oranı
- Fan basınç oranı
- Bypass Oranı
- Türbin giriş sıcaklığı

Çizelge E.1’de verilen değerler kullanılıp, çeşitli regresyon analizleri yapıldığında en iyi korelasyon sağlayan parametrelerin yukarıda sayılan yedi parametreden dört tanesi (itki, hava debisi, motor toplam basınç oranı ve bypass oranı) olduğu saptanmıştır. Türbin giriş sıcaklığı kaynaklarda sadece 10-15 motor için verildiğinden ve denemelerde de kötü korelasyon sonuçları verdiğinden bu aşamada kullanılamamıştır. Regresyon analizleri sonucunda elde edilen en iyi denklemler (4.92-93)’te verilmiştir. Bu denklemler kullanılarak hesaplanan motor ağırlıklarındaki hata payları Şekil 4.4’te görüldüğü gibi genel olarak +%10, -%20 aralığındadır.

$$W_{E,1} = (-4,866 + 20,958F_{SL} - 1,09 \dot{m} + 7,816\Pi_C\Pi_F - 14,333\alpha) \quad (4.92)$$

$$W_{E,2} = (495,63 + 4,209F_{SL} + 4,075 \dot{m} + 9,048\Pi_C\Pi_F - 102,5\alpha) \quad (4.93)$$

Yukarıdaki denklemlerde $W_{E,1}$ ve $W_{E,2}$ motor kuru ağırlığı (kg) olup sırasıyla 1000 kg altı ve üzeri motorlar için ayrı ayrı kullanıldığında daha iyi sonuç vermektedir. F_{SL} , deniz seviyesi statik itki (kN); \dot{m} , hava debisi (kg/s); Π_C , kompresör basınç oranı; Π_F , fan basınç oranı; α , bypass oranını temsil etmektedir.



Şekil 4.4. Gerçek ve hesaplanan motor ağırlık değerleri oranı

Elde edilen motor ağırlık denklemlerinde kaynaklardaki yetersiz veri nedeniyle türbin giriş sıcaklığı veya yanma odası çıkış sıcaklığı parametresi olmaması bir eksiklik gibi görülse de hava debisi değerleri bu eksikliği belli bir ölçüde telafi etmektedir. Zira, yanma odası çıkış sıcaklığı artırıldığında motorların

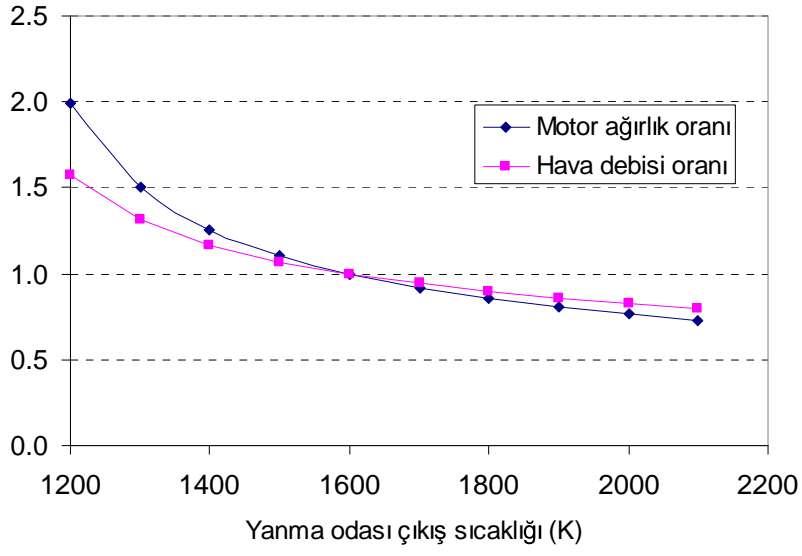
itki seviyesi artmakta ya da aynı itki seviyesi için hava debisini azaltarak daha küçük ve dolayısıyla daha hafif bir motor tasarlanabilmektedir. Yani aynı itki değerindeki motorlar için hava debisi, yanma odası çıkış sıcaklığı ile doğrudan ilişkilidir.

Yanma odası çıkış sıcaklığının motor ağırlığına ve hava debisine etkisi GasTurb® yazılımı çıktıları kullanılarak araştırılmıştır. Bu amaçla bir motor modeli üzerinden yanma odası çıkış sıcaklığını arttırıp hava debisini azaltarak aynı itkiyi veren motorlar hesaplanmış ve GasTurb®’te verilen ağırlıkları tablolanmıştır. Çizelge 4.8 ve Şekil 4.5 incelendiğinde motorun ağırlığının 1200-2100 K aralığında, 1600 K referansına göre 1200 K’da yaklaşık iki katına çıkabildiği, 2100 K’da ise %27 azaldığı görülmektedir. Benzer şekilde, hava debisi 1200-2100 K aralığında 1600 K referansına göre 1200 K’da yaklaşık %57 artmakta, 2100 K’da ise %21 azalmaktadır.

Sonuç olarak, motor ağırlığını tahmin etmede dört temel parametrenin (itki, hava debisi, motor toplam basınç oranı ve bypass oranı) en iyi korelasyon oluşturduğu görülmüştür (denklem 4.92-93).

Çizelge 4.8. Yanma odası çıkış sıcaklığı-motor ağırlığı ilişkisi

| Y.Odası çıkış sıcaklığı (K) | Hava Debisi (kg/s) | Motor Ağırlığı (kg) | İtki (kN), 15000m, 0,6 Mach | Motor ağırlık oranı | Hava debisi oranı |
|-----------------------------|--------------------|---------------------|-----------------------------|---------------------|-------------------|
| 1200 | 205,5 | 1480,2 | 4,71 | 1,994 | 1,572 |
| 1300 | 171,9 | 1120,1 | 4,71 | 1,509 | 1,315 |
| 1400 | 152,7 | 934,8 | 4,71 | 1,259 | 1,168 |
| 1500 | 139,9 | 820,2 | 4,71 | 1,105 | 1,070 |
| 1600 (ref.) | 130,7 | 742,3 | 4,71 | 1,000 | 1,000 |
| 1700 | 123,3 | 683 | 4,71 | 0,920 | 0,943 |
| 1800 | 117,3 | 636,8 | 4,71 | 0,858 | 0,897 |
| 1900 | 112,3 | 600,2 | 4,71 | 0,809 | 0,859 |
| 2000 | 107,9 | 569 | 4,71 | 0,767 | 0,826 |
| 2100 | 104,1 | 542,9 | 4,71 | 0,731 | 0,796 |



Şekil 4.5. Yanma odası çıkış sıcaklığı ile motor ağırlığı ve hava debisi ilişkisi

5. İNSANSIZ HAVA ARACI BOYUTLANDIRILMASI

İnsansız hava araçları boyutlandırması için genel hava araçları ağırlık denklemleri mürettebat ve yolcu ile ilgili kısımlar çıkartılarak ($W_{mür}=0$, $W_{pass}=0$) kullanılabilir [15]. Denklem (5.1-4)'te ağırlıkla ilgili ifadeler yer almaktadır.

$$W_0 = W_e + W_{PL} + W_f + W_{misc} \quad (5.1)$$

W_0 , Araç toplam ağırlığı; W_e , Araç boş ağırlığı; W_{PL} , faydalı ticari yük ağırlığı; W_f , yakıt ağırlığı; W_{misc} , çeşitli teçhizat vb. ağırlığıdır.

$$W_e = W_{airframe} + W_{lg} + W_{eng} + W_{sys} \quad (5.2)$$

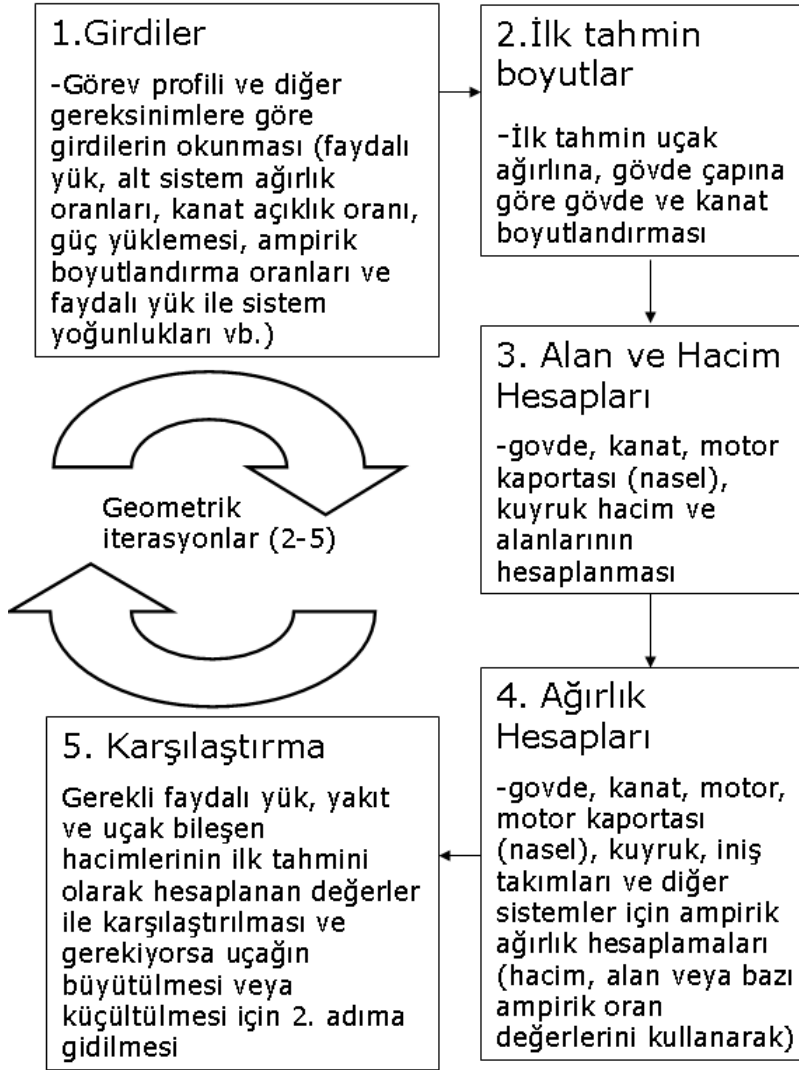
$W_{airframe}$, motorsuz çıplak gövde ağırlığı; W_{lg} , iniş takımları ağırlığı; W_{eng} , güç grubu veya motor ağırlığı; W_{sys} , hava aracı sistemleri ağırlığıdır. (5.1)'den:

$$W_e = W_0 - \left(W_0 \frac{W_f}{W_0}\right) - \left(W_0 \frac{W_{misc}}{W_0}\right) - W_{PL} \quad (5.3)$$

Şeklinde ifade edilirken, donatılmış güç grubu ağırlığı da:

$$W_{eng,inst} = W_0 \left(\frac{F_{SL}}{W_0} \right) \left(\frac{W_{eng,inst}}{W_{eng,uninst}} \right) \quad (5.4)$$

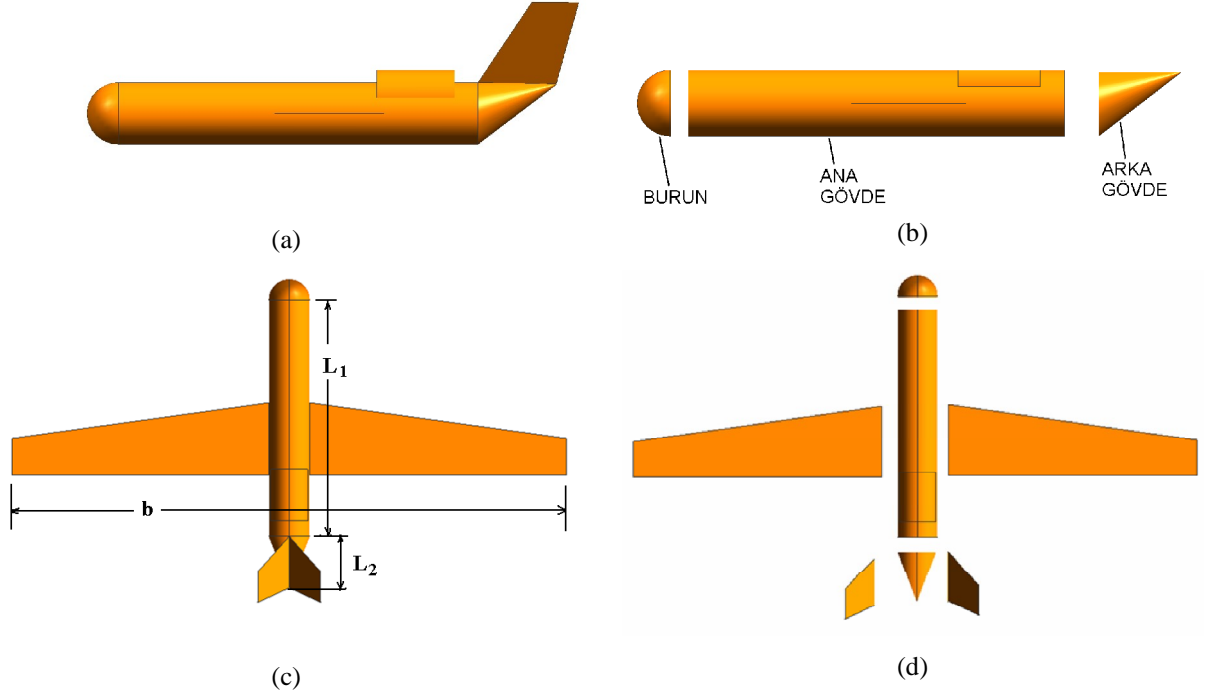
Yukarıda, $W_{eng,inst}$, donatılmış (installed) güç grubu ağırlığı; $W_{eng,uninst}$, çıplak (uninstalled) güç grubu ağırlığı; F_{SL} , deniz seviyesi itkiyi göstermektedir.



Şekil 5.1. İHA boyutlandırmasında kullanılan yöntemin akış şeması

İHA boyutlandırması için kullanılan yöntemin akış şeması Şekil 5.1’de verilmiştir. İHA’nın toplam hacim, alan ve sonunda ağırlık hesaplamaları başta faydalı yük olmak üzere, yakıt ve uçak alt sistemleri için gerekli hacimlere dayalı olarak ve tekrarlanan (iteratif) surette yapılmaktadır.

Bir hava aracı gövde (fuselaj) geometrisi basitleştirme amacıyla silindir, küre, koni gibi en temel geometrik şekillerle tanımlanabilir [4]. Bu çalışma kapsamında Şekil 5.2’de verilen hava aracı gövdesi sırasıyla yarım küre, silindir ve eğik bir koniden oluşmaktadır. Bu hava aracının toplam hacim ve alan formülasyonu (5.5-21)’de verilmiştir.



Şekil 5.2. Basitleştirilmiş örnek insansız hava aracı geometrisi

Gövde burun kısmı yarım küreden oluşmaktadır. Sırasıyla hacim ve alan denklemleri:

$$V_{g.burun} = \frac{1}{12} \pi D_G^3 \quad (5.5)$$

$$S_{g.burun} = \frac{1}{2} \pi D_G^2 \quad (5.6)$$

şeklinde yazılabilir.

Yukarıdaki iki denklemde D_G , gövde çapını temsil etmektedir. Alan denkleminde sadece küresel alan hesaba katılmıştır, düzlemsel kısım içeride kaldığından uçak ıslak alanı içinde yer almamaktadır.

Ana gövde kısmı bir silindirden oluşmaktadır. Sırasıyla hacim ve alan denklemleri:

$$V_{g.ana} = \frac{1}{4} \pi D_G^2 L_1 \quad (5.7)$$

$$S_{g.ana} = \pi D_G L_1 \quad (5.8)$$

Yukarıdaki iki denklemde L_1 , gövde silindirik kısmın uzunluğunu temsil etmektedir. Alan denklemine ise sadece eğrisel alan hesaba katılmıştır, düzlemsel kısım uçak ıslak alanı içinde yer almamaktadır.

Gövde arka kısmı bir koniden oluşmaktadır. Sırasıyla hacim ve alan denklemleri:

$$V_{g.arka} = \frac{1}{12} \pi D_G^2 L_2 \quad (5.9)$$

$$S_{g.arka} = \frac{1}{2} \pi D_G L_2 \sqrt{L_2^2 + D_G^2} \quad (5.10)$$

Yukarıdaki iki denklemde L_2 , konik kısım gövde uzunluğunu temsil etmektedir. Alan denklemine ise sadece konik alan hesaba katılmıştır, düzlemsel kısım uçak ıslak alanı içinde yer almamaktadır. Toplam gövde hacmi ve ıslak alanı (5.11-12)'de verilmiştir.

$$V_{gövde} = \frac{1}{12} \pi D_G^3 + \frac{1}{4} \pi D_G^2 L_1 + \frac{1}{12} \pi D_G^2 L_2 \quad (5.11)$$

$$S_{gövde} = \frac{1}{2} \pi D_G^2 + \pi D_G L_1 + \frac{1}{2} \pi D_G L_2 \sqrt{L_2^2 + D_G^2} \quad (5.12)$$

Motor, motor kaportası içerisinde bulunmaktadır ve bir silindirden oluştuğu kabul edilebilir. Motor kaportası için sırasıyla hacim ve alan formülleri (5.13-14)'teki gibidir:

$$V_{mot.kap.} = \frac{1}{4} \pi D_N^2 L_N \quad (5.13)$$

$$S_{mot.kap.} = \pi D_N L_N C_{IA} \quad (5.14)$$

Yukarıdaki iki denklemde L_N , motor kaportası uzunluğunu; D_N , motor kaportası çapını; C_{IA} , ıslak alan sabitini temsil etmektedir. C_{IA} , motor kaportası kanada bağlı ise 1,0; motor kaportası gövdeye bitişik ise 0,5 (Global Hawk gibi), motor gövdenin tamamen içinde ise 0 olarak alınır. Denklem (5.14)'te sadece eğrisel alan hesaba katılmıştır, düzlemsel kısım uçak ıslak alanı içinde yer almamaktadır.

AR , kanat açıklığı oranı, kanat açıklığının, kanat alanına bölünmesiyle (5.15)'teki ifade elde edilir:

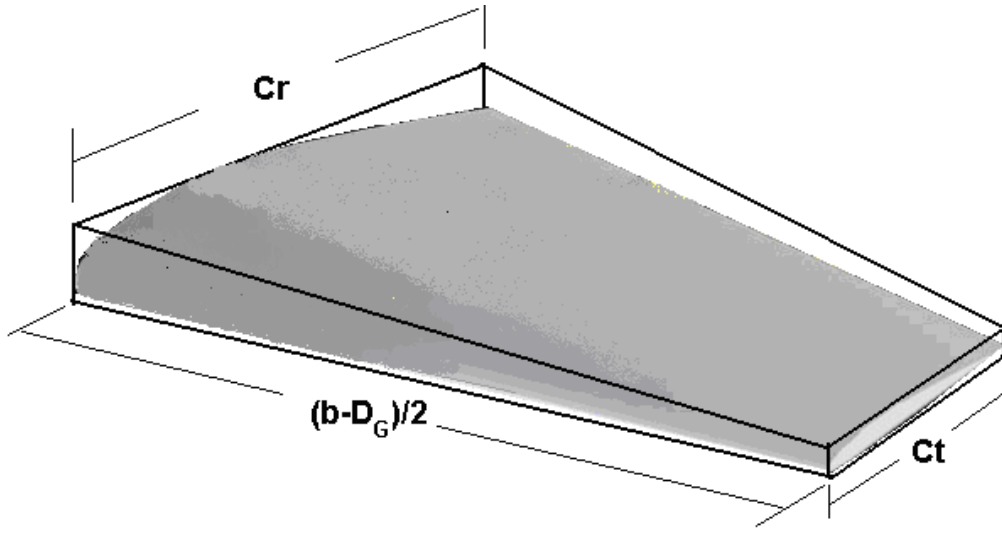
$$AR = \frac{b^2}{S} \quad (5.15)$$

WL , kanat yüklemesi, uçak toplam ağırlığının, kanat alanına bölünmesiyle elde edilir:

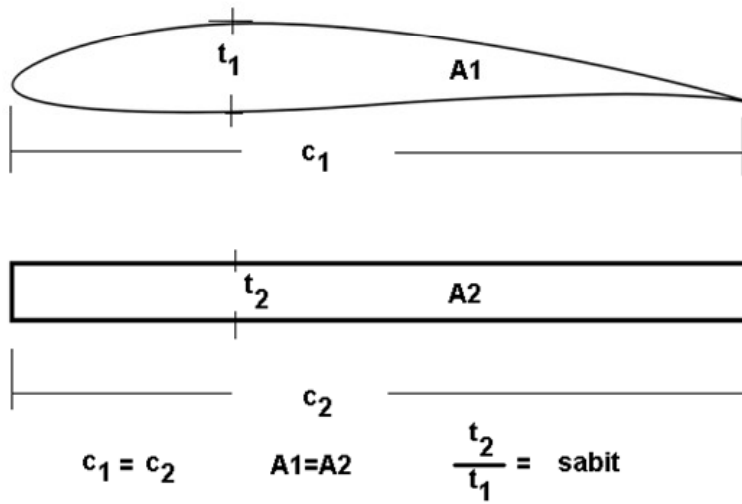
$$WL = \frac{W_0}{S} \quad (5.16)$$

Kanat açıklığı (b), uçak toplam ağırlığı, kanat açıklığı oranı ve kanat yüklemesi cinsinden ifade edilebilir:

$$b = \sqrt{\frac{W_0}{WL}} AR \quad (5.17)$$



Şekil 5.3. Kanat hacmi hesabı için basitleştirilmiş kesik piramit gösterimi



Şekil 5.4. Veter kesit alanı eşdeğeri bir dikdörtgenin kalınlık oranı gösterimi

λ , sivrilik oranı, kanat ucu veter uzunluğunun (C_t), kanat kökü veter uzunluğuna (C_r) bölünmesiyle bulunur:

$$\lambda = (C_t/C_r) \quad (5.18)$$

$$C_t = \lambda C_r \quad (5.19)$$

$$C_r = \frac{2S}{b(1 + \lambda)} \quad (5.20)$$

Kanat hacminin %45-50 oranında bir kısmı yakıt depolama amacıyla kullanılmaktadır [16]. Şekil 5.4'te gösterildiği gibi ortalama kanatçık kalınlığı yaklaşık olarak bir çok yaygın kanatçık tipi için azami kanatçık kalınlığının %60'ı kadardır ($t_2/t_1=0,6$) [17].

$$V_{kanat} = \frac{t_2}{3t_1} \frac{C_r^3 - C_t^3}{C_r - C_t} (b - D_G) \quad (5.21)$$

Denklem (5.21)'de kanat hacmini hesaplamak için kesik piramit hacim formülü ile veter eşdeğer kalınlık oranı (t_2/t_1) kullanılabilir (Şekil 5.3-3).

Bu bölümdeki ampirik ağırlık formülleri (5.22-26), kaynak [15]'ten alınmış ve metrik birimlere çevrilmiştir.

$$W_{kanat} = 0,0213 (W_{dg} N_z)^{0,557} S^{0,649} AR^{0,5} (t/c)^{-0,4} (1 + \lambda)^{0,1} \\ * (\cos \Lambda)^{-1,0} S_{csw}^{0,1} \quad (5.22)$$

$$W_{y.kuyruk} = 0,0516 K_{uhl} (1 + F_w / B_h)^{-0,25} W_{dg}^{0,639} N_z^{0,1} S_{ht}^{0,75} L_t^{-1,0} \\ * K_y^{0,704} (\cos \Lambda_{ht})^{-1,0} A_h^{0,166} (1 + S_e / S_{ht})^{0,1} \quad (5.23)$$

$$W_{d.kuyruk} = 0,0033 (1 + H_t / H_v)^{0,225} W_{dg}^{0,556} N_z^{0,536} L_t^{-0,5} S_{vt}^{0,5} K_z^{0,875} \\ * (\cos \Lambda_{vt})^{-1} A_v^{0,35} (t/c)_{root}^{-0,5} \quad (5.24)$$

$$W_{gövde} = 0,6094 K_{door} K_{Lg} (W_{dg} N_z)^{0,5} L^{0,25} S_f^{0,302} (1 + K_{ws})^{0,04} (L/D)^{0,10} \quad (5.25)$$

$$W_{mot.kap.} = 1,3445 K_{ng} N_{Lt}^{0,10} N_w^{0,294} N_z^{0,119} W_{ec}^{0,611} N_{en}^{0,984} S_n^{0,224} \quad (5.26)$$

Denklem (5.22-26)'da geçen değişkenlerin tanımı aşağıdaki gibidir:

AR , kanat açıklığı oranı

A_h , yatay kuyruk açıklığı oranı

A_v , dikey kuyruk açıklığı oranı

B_h , yatay kuyruk açıklığı

B_w , kanat açıklığı

D , gövde çapı

F_w , yatay kuyruk bölgesinde gövde çapı

H_t , uçak gövdesi üzerindeki yatay kuyruk yüksekliği

H_v , uçak gövdesi üzerindeki dikey kuyruk yüksekliği

K_{door} , kapı tipi faktörü (kargo kapısı yoksa 1,0; bir yan kargo kapısı durumunda 1,06; iki yan kargo kapısı durumunda 1,12; arka kabuk kapı durumunda 1,12 ve iki yan kargo kapısı ile birlikte arka kabuk kapı olması durumunda 1,25)

K_{Lg} , gövdeye bağlı ana iniş takımı için 1,12; aksi halde 1,0

K_{ng} , pılona bağlı motor kaportası için 1,12; aksi halde 1,0

K_p , pervaneli motor için 1,4; aksi halde 1,0

K_{tr} , ters iticili (thrust reverser) motor için 1,18; aksi halde 1,0

K_{uht} , tümü hareketli yatay kuyruk için 1,143; aksi halde 1,0

K_{ws} , $0,75[1 + 2\lambda]/(1 + \lambda)(B_w \tan \Lambda / L)$

K_y , uçak yunuslama eğrilik yarıçapı ($\cong 0,3L_t$)

K_z , uçak sapma eğrilik yarıçapı ($\cong L_t$)

L , gövde uzunluğu (radom ve kuyruk kapağı hariç)

L_t , kuyruk uzunluğu (MAC'taki kanat çeyreğinden MAC'daki kuyruk çeyreğine)

N_{en} , motor sayısı

N_{Lt} , motor kaportası uzunluğu

N_w , motor kaportası genişliği

N_z , sınır yük faktörünün 1,5 katı olarak hesaplanan nihai yük faktörü

S , kanat alanı

S_{csw} , kanat kontrol yüzeyinin alanı

S_e , elevator alanı

S_f , gövde ıslak alanı

S_{ht} , yatay kuyruk alanı

S_n , motor kaportası ıslak alanı

S_{vt} , dikey kuyruk alanı

W_{dg} , uçuş tasarım ağırlığını (%50-60 yakıt ile)

$W_{d.kuyruk}$, dikey kuyruk ağırlığı

W_{ec} , motor ve içeriğinin ağırlığını (motor kaportası başına)

$$(\cong 2,331W_{eng}^{0.901} K_p K_{tr})$$

W_{eng} , motor ağırlığı

$W_{gövde}$, gövde ağırlığı

W_{kanat} , kanat ağırlığı

$W_{mot.kap.}$, motor kaportası ağırlığı (motor hariç)

$W_{y.kuyruk}$, yatay kuyruk ağırlığı

λ , sivrilik oranı

Λ , %25 MAC'da (ortalama aerodinamik veter) kanat ok açısı (sweep angle)

Λ_{ht} , %25 MAC'da yatay kuyruk ok açısı (sweep angle)

Λ_{vt} , %25 MAC'da dikey kuyruk ok açısı (sweep angle)

İniş takımları ağırlık oranı için kaynak [15] Tablo 15.2'de ulaştırma uçakları, savaş uçakları ve genel havacılık uçakları için değerler verilmiştir. Global Hawk İHA'sı için ulaştırma uçakları en yakın geometri olarak kabul edilmiş ve tablodaki "0,043"değeri kullanılmıştır. Uçak sistem ağırlık oranı (elektronik, mekanik ve hidrolik sistemler) toplam uçak ağırlığının %6'sı olarak kabul edilmiştir. Çizelge 5.1'de bu gibi bazı tasarım parametrelerine ait aralıklar verilmiştir. Bu aralıklar İHA'nın görev profiline, motor tipine ve tasarımcı firmanın sahip olduğu teknolojilere göre değişmektedir.

Çizelge 5.1. İHA boyutlandırma tasarım parametreleri ve tipik aralıklar [4,9,10,15]

| Parametre | Tasarım aralığı | Örnekler |
|--|-----------------|--|
| <i>AR</i> | 15-25 | Global Hawk : 25; Predator B: 17,5; Altair: 23,5 |
| <i>Yakıt ağırlık oranı (pistonlu)</i> | 0,1-0,4 | Predator A: 0,28; Pioneer: 0,16 |
| <i>Yakıt ağırlık oranı (gaz türbinli)</i> | 0,3-0,6 | Global Hawk : 0,566; Altair: 0,47 |
| <i>İHA boş ağırlık oranı (pistonlu)</i> | 0,3-0,8 | Predator A: 0,51; Heron: 0,55 |
| <i>İHA boş ağırlık oranı (gaz türbinli)</i> | 0,3-0,5 | Global Hawk : 0,36; Predator B: 0,44; Altair: 0,44 |
| <i>Faydalı yük ağırlık oranı (pistonlu)</i> | 0,05-0,35 | Pioneer: 0,16; Predator A: 0,2 |
| <i>Faydalı yük ağırlık oranı (gaz türbinli)</i> | 0,07-0,15 | Global Hawk : 0,07; Predator B: 0,09 |
| <i>İniş takımları ağırlık oranı</i> | 0,033-0,057 | [15] |
| <i>Uçak elektronik, mekanik ve hidrolik sistemleri ağırlık oranı</i> | 0,05-0,07 | [4] |

6. HAVA ARACI PERFORMANSI

Uçak tasarımı aerodinamik, yapı, malzeme, güç sistemleri vb. birçok değişik teknolojinin birleşimidir. Uçağın performansı tasarımına dayanır ve tasarım değişikliklerine göre değişir. Bir uçağın performans tahmini, verilen veya belirlenen şartlarda tırmanma oranı, azami hız, verilen yakıt miktarı için kat edebileceği mesafeler ve iniş ile kalkış için gerekli pist uzunlukları gibi bazı değerlerin hesaplamasını gerektirir [18].

Tasarımın ileri seviyelerinde performansın en hassas tahmini için yoğun sayısal veriye ihtiyaç olmasına rağmen, bu çalışmada kullanılan denklemler ve veriler ön tasarım çalışması için yeterli olan basit ve temel denklemler ile veriler olacaktır.

6.1. Hava Aracı Performans Hesaplamaları

Şekil 6.1'de verilen örnek uçuş profiline göre uçuş mesafeleri ve süreleri (6.1-5)'te verilmiştir [26].

$$R_F = R_{CL} + R_{CR} + R_D \quad (6.1)$$

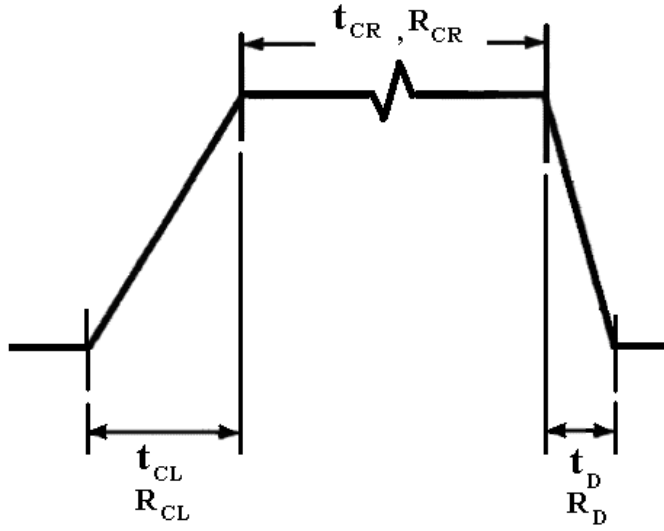
$$t_F = t_{CL} + t_{CR} + t_D \quad (6.2)$$

$$t_B = t_F + t_{GR} \quad (6.3)$$

$$R_{CR} = \frac{V}{C} \frac{L}{D} \ln \frac{W_{i-1}}{W_i} \quad (6.4)$$

$$t_{CR} = \frac{L/D}{C} \ln \frac{W_{i-1}}{W_i} \quad (6.5)$$

Denklem (6.4), sabit hız ve irtifa için tadil edilmiş Breguet menzil formülüdür [26]. R_F , uçuş etap uzunluğu (menzil); R_{CL} , tırmanma mesafesi (yatayda); R_{CR} , seyir menzili; R_D , alçalma mesafesi (yatayda); t_F , uçuş süresi; t_{CL} , tırmanma süresi; t_{CR} , seyir esnasında havada kalış süresi; t_D , alçalma süresi; t_B , blok uçuş süresi (takozdan takozla geçen süre); t_{GR} , yer manevraları süresi (kalkış ve iniş taksi); V , uçak hızı; C , özgül yakıt tüketimi; L , taşıma kuvveti; D , sürüklenme kuvveti; W , uçak ağırlığı



Şekil 6.1. Uçuş mesafe ve süreleri gösterimi

$$c_{d_0} = c_{f_e} \frac{S_{wet}}{S} \quad (6.6)$$

c_{d_0} , parazit sürüklenme katsayısı (sıfır taşıma); c_{f_e} , Eşdeğer sürüklenme katsayısı; S_{wet} , ıslak alan; S , kanat alanıdır [15].

$$c_d = c_{d_0} + \frac{c_l^2}{\pi A R e} \quad (6.7)$$

c_d , sürüklenme katsayısı; c_l , taşıma katsayısı; AR , kanat açıklığı oranı; e , Oswald verimi olarak ifade edilmektedir.

Eşdeğer sürüklenme katsayısı Çizelge 6.1'de verilmiştir. Ancak ıslak alan ve kanat alanının geometriye göre hesaplanması gerekir.

Çizelge 6.1. Eşdeğer sürüklenme katsayısı [15]

| | c_{f_e} - sesaltı |
|---------------------------|---------------------|
| Ticari ulaştırma uçakları | 0,0030 |
| Askeri kargo uçakları | 0,0035 |
| Sesüstü seyahat uçakları | 0,0025 |
| Jet deniz uçakları | 0,0040 |

$$E_{\max} = \left(\frac{L}{D} \right)_{\max} = \frac{1}{2 \sqrt{\frac{c_{d_0}}{\pi A Re}}} \quad (6.8)$$

$$c_{l_{E_{\max}}} = \sqrt{\pi A Re c_{d_0}} = \sqrt{\frac{c_{d_0}}{k}} \quad (6.9)$$

$$E_{\max} = \frac{c_{l_{E_{\max}}}}{2c_{d_0}} = \frac{1}{2 \sqrt{c_{d_0} k}} \quad (6.10)$$

E_{\max} veya $(L/D)_{\max}$, maksimum fines; c_{d_0} , parazit sürükleme katsayısı (sıfır taşıma); AR, kanat açıklığı oranı; e, Oswald verimi; k ise $(\pi A Re)$ olarak ifade edilmektedir [27].

$$v = \frac{F - D}{W} V \quad (6.11)$$

Denklem (6.11)'deki v , düşey hız yada tırmanma oranı; V, uçak hızı; F, itki; D, sürükleme kuvveti; W, uçak ağırlığıdır [15].

$$q = \frac{1}{2} \rho V^2 \quad (6.12)$$

$$q = \frac{1}{2} \gamma P M^2 \quad (6.13)$$

$$M = \sqrt{\frac{2q}{\gamma P}} \quad (6.14)$$

Yukarıdaki denklemlerde q, dinamik basınç; γ , özgül ısı oranı; ρ , hava yoğunluğu; V, uçak hızı; P, statik hava basıncı; M, Mach sayısıdır.

$$c_l = \frac{W_0}{qS} \quad (6.15)$$

c_l , taşıma katsayısı; W_0 , azami uçak ağırlığını; q, dinamik basınç; S, kanat alanıdır.

6.2. Görev Noktalarında Ağırlık Hesaplamaları

Global Hawk keşif görev profiline uygun olarak belirlenen görev noktaları Çizelge 6.2'de verilmiştir (Şekil 1.4'ten alınmıştır). Hava aracı yerde ilk çalıştırmayı takiben yakıt harcamaya başlar. Bu anlamda motorların tükettiği yakıt

menzil, keşif süresi ve görev noktalarında uçağın toplam ağırlığını belirler. Denklem (6.16-27) kaynak [4]'ten alınmıştır.

Çizelge 6.2. Global Hawk insansız hava aracı uçuş görev profili [4,5]

| Nokta | Görev Adımı |
|-------|--|
| 0 | İlk çalıştırma |
| 1 | Taksi sonu |
| 2 | Kalkış sonu, ilk tırmanma başlangıcı, deniz seviyesinden 15240 m (50000 ft) irtifaya kadar |
| 3 | İlk tırmanma sonu |
| 4 | İntikal seyri başlangıcı, 15240 m (50000 ft) irtifadan, 18288 m (65000 ft) irtifaya seyir esnasında tırmanma |
| 5 | İntikal seyri sonu |
| 6 | Keşif başlangıcı, 18288 m (65000 ft) irtifada |
| 7 | Keşif sonu |
| 8 | Dönüş seyri başlangıcı |
| 9 | Dönüş seyri sonu, 18288 m (65000 ft) irtifadan, 15240 m (50000 ft) irtifaya seyir esnasında alçalma |
| 10 | İniş bekleme başlangıcı |
| 11 | İniş |

İniş, Etap 11:

$$W_{11} = W_0 - W_{fuel} + W_{fuel,reserve} \quad (6.16)$$

W_{11} , iniş öncesi uçak toplam ağırlığını; W_0 , azami uçak ağırlığını; W_{fuel} , toplam yakıt ağırlığını; $W_{fuel,reserve}$, yedek yakıt ağırlığını ifade etmektedir [4,15]. Kaynak [34]'te Global Hawk İHA için, yedek yakıt miktarı şartı 1 saatlik uçuş için yeterli yakıt olarak verilmiştir. Bu süre toplam görev süresi yaklaşık 33 saat olan İHA'nın %3 yakıtına eşdeğerdir.

İniş bekleme başlangıcı, Etap 10:

$$W_{10} = W_{11} + m_{fuel} t_{10} \quad (6.17)$$

$$W_9 = W_{10} \quad (6.18)$$

W_{10} , iniş bekleme öncesi uçak toplam ağırlığını; \dot{m}_{fuel} , yakıt akışını; t_{10} , iniş bekleme süresini ifade etmektedir.

Taksi:

$$W_1 = W_0 - \dot{m}_{fuel} t_1 \quad (6.19)$$

W_1 , çalıştırma ve taksi sonrası uçak toplam ağırlığını; \dot{m}_{fuel} , yakıt akışını; t_1 , taksi süresini ifade etmektedir.

Kalkış:

$$W_2 = W_1 - \dot{m}_{fuel} t_2 \quad (6.20)$$

W_2 , kalkış sonrası uçak toplam ağırlığını; \dot{m}_{fuel} , yakıt akışını; t_2 , kalkış süresini ifade etmektedir.

$$W_3 = W_2 - \dot{m}_{fuel} t_3 \quad (6.21)$$

$$t_3 = \frac{h}{v} \quad (6.22)$$

W_3 , tırmanma sonrası uçak toplam ağırlığını; \dot{m}_{fuel} , yakıt akışını; t_3 , tırmanma süresini; h tırmanma sırasında hedeflenen irtifa farkını; v , düşey hız ya da tırmanma oranını ifade etmektedir.

$$W_8 = W_9 * e^{\frac{R}{V} \frac{C_{ave}}{(L/D)_{ave}}} \quad (6.23)$$

Denklem (6.4) düzenlenerek (6.23) elde edilir. W_8 , dönüş seyri öncesi uçak toplam ağırlığını; R , dönüş seyri mesafesi; V , uçak hızı; C_{ave} , dönüş seyri başı ve sonunda ortalama özgül yakıt tüketimi; $(L/D)_{ave}$, dönüş seyri başı ve sonunda ortalama fines; W_9 , dönüş seyri sonu uçak ağırlığını ifade etmektedir. Fines dönüş seyri başında belli olmadığından dönüş seyri sonu değeri gibi yaklaşık bir değer alınarak 3-5 iterasyon ile bulunabilir.

$$W_5 = W_4 * e^{\frac{-R}{V} \frac{C_{ave}}{(L/D)_{ave}}} \quad (6.24)$$

W_5 , gidiş seyri sonu uçak toplam ağırlığı denklem (6.23)'ye benzer olarak bulunur [4,15]. R , gidiş seyri mesafesi; V , uçak hızı; C_{ave} , gidiş seyri başı ve

sonunda ortalama özgül yakıt tüketimi; $(L/D)_{ave}$, gidiş seyri başı ve sonunda ortalama fines; W_4 , gidiş seyri başındaki uçak ağırlığını ifade etmektedir. Fines gidiş seyri sonunda belli olmadığından gidiş seyri başı değeri gibi yaklaşık bir değer alınarak 3-5 iterasyon ile bulunabilir.

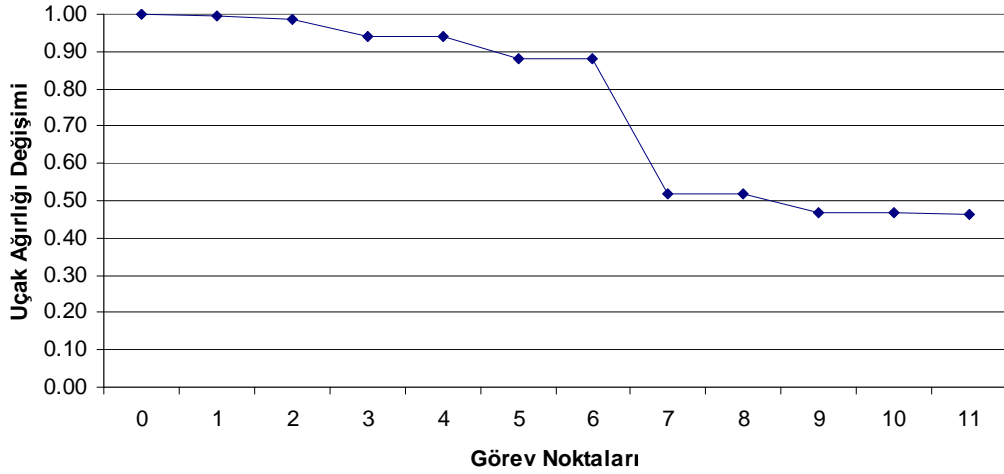
Ayrıca bazı noktalarda ağırlık yönünden değişiklik yoktur [4]:

$$W_7 = W_8 \quad (6.25)$$

$$W_4 = W_3 \quad (6.26)$$

$$W_6 = W_5 \quad (6.27)$$

Yukarıdaki modele göre uçuş esnasında İHA'nın toplam ağırlık değişim oranı tipik olarak Şekil 6.2'de gösterilmiştir. Yakıtın kullanılmasından kaynaklanan ağırlık değişiminin en fazla olduğu yer Çizelge 6.2'de verilen 6-7 görev noktaları arasında (keşif esnasında) olduğu dikkati çekmektedir.



Şekil 6.2. Uçuş esnasında İHA'nın toplam ağırlık değişim oranı

7. TURBOFAN MOTORLU İHA BOYUTLANDIRMA YAZILIMI

Bu çalışmada insansız hava araçları ve güç grubunun verilen uçuş görev profiline göre seçimi ve boyutlandırması incelenmekte olup, görev profili “Global Hawk” İHA ile benzer seçilmiştir. Global Hawk, AE3007H turbofan motoru kullanmaktadır. Bu çalışmada da turbofan motoru modellenmesi sayesinde elde edilen sonuçların kıyaslama imkanı oluşturulmuştur.

7.1. Girdi Parametreleri

Önceki bölümlerde bir insansız hava aracına ait boyutlandırma, performans hesaplamaları ve kullandığı motora ait tasarım noktası çevrim analizi incelenmiştir. Bu kısımda ise bahsi geçen formülasyon yardımıyla turbofan motor kullanan bir insansız hava aracının güç sistemiyle birlikte boyutlandırılması yapılmaktadır. Bu formülasyon MATLAB programı kullanılarak bir yazılım haline getirilmiştir. Yazılımın test edilmesi amacıyla yine örnek olarak Global Hawk uçağı referans alınmıştır. Bu insansız hava aracına ve motoruna ait teknik bilgiler Çizelge 7.1 ve 7.2’de verilmiştir.

Çizelge 7.1. Global Hawk İHA’nın teknik özellikleri [19]

| | |
|---|---------------------------|
| Kanat Açıklığı | 35,4 m |
| Uzunluk | 13,5 m |
| Yükseklik | 4,2 m |
| Uçak toplam kalkış ağırlığı | 12134 kg |
| Faydalı Yük | 907,2 kg |
| Menzil (Ferry Range) | 18520 km (faydalı yüksüz) |
| Kanat alanı | 50,17 m ² |
| Azami irtifa | 19,8 km (65 kft) |
| Azami keşif süresi (2222 km mesafedeki bölge üzerinde) | 24 |
| Azami uçuş süresi | 35 |
| Keşif Hızı | 635 km/saat (343 knot) |

Çizelge 7.2. Global Hawk motorunun teknik özellikleri [20]

| | |
|----------------------|------------------------------|
| Motor Adı | Rolls-Royce AE3007H Turbofan |
| İtki | 37 kN (8290 lb) |
| Bypass Oranı | 4,8 |
| Toplam Basınç Oranı | 20 |
| Uzunluk | 2,92 m |
| Çap | 0,98 m |
| Ağırlık | 746 kg |
| Fan | 1 kademe |
| Kompresör | 14 kademe |
| Yüksek Basınç Türbin | 2 kademe |
| Alçak Basınç Türbin | 3 kademe |
| Şaft sayısı | 2 |

Tüm kaynaklardan elde edilen bilgiler bir dosyada toplanarak yazılım için bir girdi dosyası oluşturulmuştur (Çizelge 7.3). Bu dosyada görev profiline ait irtifa, hız, intikal mesafeleri, faydalı yük, yakıt ağırlık oranları, aerodinamik katsayılar ile motora ait birçok parametre listelenmiştir.

Çizelge 7.3. Global Hawk İHA boyutlandırma yazılımı girdi dosyası

| Görev profili Parametreleri | Açıklama | Birimi | Değeri |
|--|--|--------|--------|
| h_0 , kalkış ve iniş irtifası (Nokta 1,2,10) | <i>Uçağın kalkış ve iniş yaptığı havaalanı irtifası</i> | km | 0 |
| h_{34} , ilk tırmanma sonu irtifası (Nokta 3,4) | <i>Uçağın ilk tırmanma sonundaki irtifası, intikal seyri başlangıcı</i> | km | 15,24 |
| h_{56} , intikal seyri sonu irtifası (Nokta 5,6) | <i>Uçağın intikal seyri sonu irtifası, kesif başlangıcı irtifası</i> | km | 15,7 |
| h_{78} , kesif sonu irtifası (Nokta 7,8) | <i>Uçağın kesif sonu irtifası, dönüş seyri başlangıç irtifası</i> | km | 19,7 |
| h_9 , dönüş seyri bitiş irtifası (Nokta 9) | <i>Uçağın dönüş seyri sonundaki irtifası</i> | km | 15,24 |
| Görev nokta sayısı | <i>Uçağın görev nokta sayısı</i> | nokta | 10 |
| İntikal/operasyon mesafesi | <i>kalkış yapılan havaalanından keşif görevinin ilk başlayacağı uzaklık [19]</i> | km | 2222 |
| kalkış öncesi rölanti zamanı | <i>Kalkış öncesi taksi sırasında motorun rölantide çalışma zamanı [4]</i> | dakika | 20 |
| rölanti gaz kolu açısı | <i>Motor rölanti gaz kolu açısı (100 tam güç üzerinden) [4]</i> | derece | 10 |

Çizelge 7.3. (devam) Global Hawk İHA boyutlandırma yazılımı girdi dosyası

| | | | |
|--|--|---------------|---------------|
| azami güç zamanı | <i>Kalkış etabında motorların azami güçte çalışması gereken zaman [4]</i> | dakika | 5 |
| iniş bekleme zamanı | <i>İniş etabında uçağın havada iniş sırası beklerken geçirdiği azami süre [34]</i> | dakika | 20 |
| iniş rezervi yakıt oranı | <i>Toplam uçak yakıtının inişten sonrası için rezerv olarak bırakılan oranı [34]</i> | boyutsuz | 0,03 |
| | | | |
| Uçak Ağırlık Parametreleri | Açıklama | Birimi | Değeri |
| W_{PL} , faydalı yük ağırlığı | <i>Uçağın taşınması gereken faydalı yük ağırlığı (yakıt hariç) [19]</i> | kg | 907,2 |
| W_f , yakıt ağırlık oranı | <i>yakıt ağırlığı/toplam ağırlık;</i> | boyutsuz | 0,566 |
| W_{Ig} , iniş takimi ağırlık oranı | <i>iniş takımları ağırlığı/toplam ağırlık; Raymer [15] Tablo 15.2</i> | boyutsuz | 0,043 |
| W_{sys} , sistemler ağırlık oranı | <i>avionikler ve uçuş sistemleri/toplam ağırlık [4]</i> | boyutsuz | 0,06 |
| W_{misc} , diğerleri ağırlık oranı | <i>diğer ekipmanlar/toplam ağırlık [4]</i> | boyutsuz | 0,025 |
| Boş ağırlık emniyet katsayısı | <i>ilave emniyet/bos ağırlık;</i> | boyutsuz | 0,05 |
| gövde motor kaportası birim ağırlığı | <i>Uçağın gövde ve motor kaportası için tahmini birim ağırlığı [4]</i> | kg/m3 | 28,83 |
| yakıt yoğunluğu | <i>yakıt yoğunluğu</i> | kg/m3 | 800,92 |
| yakıt depolama oranı | <i>yakıt depolama oranı</i> | boyutsuz | 0,8 |
| İniş takimi yoğunluğu | <i>İniş takimi yoğunluğu [4]</i> | kg/m3 | 400 |
| sistemler yoğunluğu | <i>sistemler yoğunluğu [4]</i> | kg/m3 | 400 |
| faydalı yük yoğunluğu | <i>faydalı yük yoğunluğu [4]</i> | kg/m3 | 400 |
| kompozit faktörü | <i>Uçak gövdesinde kullanılan kompozit faktörü [15] (s.479)</i> | | 0,9 |
| Uçak Aerodinamik Parametreleri | Açıklama | Birimi | Değeri |
| C_{fe} , yüzey sürtünme katsayısı | <i>Raymer [15] Tablo 12.3</i> | | 0,0035 |
| C_{Lmax} azami taşıma katsayısı | <i>Raymer [15] Tablo 5.3</i> | | 2 |
| kalkış taşıma katsayısı | <i>Kalkış etabında geçerli olan taşıma katsayısı</i> | | 1,5 |
| e kanat verimi | <i>Oswold verimi [4]</i> | | 0,75 |
| karşı rüzgar hızı | | km/saat | 0 |
| tırmanma hızı stall hızı oranı | <i>[4]</i> | | 1,25 |
| kesif hızı stall hızı oranı | <i>[4]</i> | | 1,1 |
| V_{cr} , seyir hızı | <i>seyir için maksimum hız [19]</i> | km/saat | 635 |
| V_{max} , azami kesif ve tırmanma hızı | <i>kesif ve tırmanma için maksimum hız [4]</i> | Mach sayısı | 0,6 |
| V_0 , referans hız | <i>Uçak kalkış hızı [15]</i> | km/saat | 185,2 |
| | | | |
| Gövde Parametreleri: | Açıklama | Birimi | Değeri |
| Gövde sayısı | <i>Uçaktaki Gövde (Fuselage)sayısı</i> | adet | 1 |
| Gövde narinliği | <i>Gövde uzunluk / çap oranı</i> | | 9 |

Çizelge 7.3. (devam) Global Hawk İHA boyutlandırma yazılımı girdi dosyası

| | | | |
|---------------------------------------|---|-------------------|---------------|
| Arka gövde uzunluk oranı | | boyutsuz | 0,1 |
| Gövde kesiti en boy oranı | | boyutsuz | 1 |
| Gövde hacmi kullanım faktör | <i>Gövdede yakıt ve sistemler için kullanılabilir hacim oranı;</i> | boyutsuz | 0,7 |
| Gövde hacim marjini | | boyutsuz | 1,3 |
| | | | |
| Uçak Kanat Parametreleri: | Açıklama | Birimi | Değeri |
| AR, kanat açıklığı oranı | <i>Kanat uzunluğunun kanadın ortalama enine oranı (aspect ratio)</i> | boyutsuz | 25 |
| W/S, kanat yüklemesi | <i>Uçağın toplam ağırlığı/kanat alanı (wing loading)</i> | kg/m ² | 241,4 |
| λ , sivrilik oranı | <i>kanat ucu veteri/kanat kökü veteri</i> | boyutsuz | 0,3 |
| izafi kalınlık | <i>kanat kalınlığı/veter uzunluğu oranı [4]</i> | boyutsuz | 0,13 |
| kanat yakıt tankı hacim oranı | <i>kanat içine yakıt depolamak için ayrılan bölüm oranı [16]</i> | boyutsuz | 0,5 |
| eşdeğer veter kalınlık oranı | <i>ortalama veter kalınlığının azami veter kalınlığına oranı, Şekil 5.4</i> | boyutsuz | 0,6 |
| | | | |
| Uçak Kuyruk Parametreleri: | Açıklama | Birimi | Değeri |
| S_{YK}/S | <i>yatay kuyruk alanı/ana kanat alanı [19]</i> | boyutsuz | 0,08 |
| S_{DK}/S | <i>dikey kuyruk alanı/ana kanat alanı [19]</i> | boyutsuz | 0,135 |
| kanat yat kuyruk açıklık oranı | <i>kanat yatay kuyruk açıklık oranı</i> | boyutsuz | 0,1 |
| yatay kuyruk açıklığı oranı | <i>yatay kuyruk açıklığı oranı</i> | boyutsuz | 3 |
| dikey kuyruk açıklığı oranı | <i>dikey kuyruk açıklığı oranı</i> | boyutsuz | 3 |
| | | | |
| Motor kaportası Parametreleri | Açıklama | Birimi | Değeri |
| motor kaportası uzunluk çap oranı | <i>motor kaportası uzunluk çap oranı [4]</i> | boyutsuz | 2,7 |
| motor kaportası çapı motor çapı oranı | <i>motor kaportası çapı motor çapı oranı [4]</i> | boyutsuz | 1,25 |
| motor kaportası kesiti en boy oranı | <i>motor kaportası kesiti en boy oranı [4]</i> | boyutsuz | 1 |
| motor kaportası ıslak alan faktörü | <i>mot.kap. ıslak alan faktörü, motor kaportası kanada bağlı ise =1, motor kaportası gövdeye bitişik ise =0,5 (Global Hawk gibi), motor gövdenin tamamen içinde ise =0 girilir[4]</i> | boyutsuz | 0,5 |
| motor kaportası gövde uzunluk oranı | <i>motor kaportası uzunluğunun gövde uzunluğuna oranı</i> | boyutsuz | 0,5 |

Çizelge 7.3. (devam) Global Hawk İHA boyutlandırma yazılımı girdi dosyası

| Uçak motoru Parametreleri | Açıklama | Birimi | Değeri |
|----------------------------------|---|---------------|---------------|
| Motor sayısı | <i>Uçakta kullanılacak motor adedi</i> | adet | 1 |
| α | <i>bypass oranı: soğuk akış hava debisi /sıcak akış hava debisi</i> | boyutsuz | 4,8 |
| İtke yerleşme oranı | <i>Motorun uçağa yerleştirilmesi nedeniyle oluşan itke kaybı. Yerleşmiş itke/Yerleşmemiş itke (Finst/Fuinist) [4]</i> | boyutsuz | 0,9 |
| Motor yerleşme ağırlık oranı | <i>motor-uçak bağlantısından gelen ekstra ağırlıkların faktörü (installation weight factor); Raymer [15] Tablo 15.2</i> | boyutsuz | 1,3 |
| Güç yüklemesi | <i>motor gücünün (kgf/kg veya lbf/lb) uçak toplam ağırlığına oranı</i> | boyutsuz | 0,31 |
| T_4 | <i>Yanma Odası çıkışı toplam sıcaklığı (NGV öncesi)</i> | K | 1650 |
| Π_f | <i>fan toplam basınç oranı</i> | boyutsuz | 1,6 |
| Π_c | <i>kompresör toplam basınç oranı</i> | boyutsuz | 14,4 |
| $\eta_{F,pol}$ | <i>fan ve kompresör politropik verimi [31]</i> | boyutsuz | 0,88 |
| $\eta_{T,pol}$ | <i>türbin politropik verim i[31]</i> | boyutsuz | 0,89 |
| η_b | <i>yanma odası verimi [31]</i> | boyutsuz | 0,999 |
| η_m | <i>mekanik verim [31]</i> | boyutsuz | 0,995 |
| $\Delta P_{hava-alığı}$ | <i>hava alığı toplam basınç kaybı oranı [31]</i> | boyutsuz | 0,005 |
| $\Delta P_{bypass-kanalı}$ | <i>fan sonrası bypass kanalı toplam basınç kaybı oranı [31]</i> | boyutsuz | 0,03 |
| $\Delta P_{fk.kanal}$ | <i>fan kompresör kanal toplam basınç kaybı oranı [31]</i> | boyutsuz | 0,02 |
| $\Delta P_{difüzör}$ | <i>kompresör çıkışındaki yayıcı (difüzör) toplam basınç kaybı oranı [31]</i> | boyutsuz | 0,02 |
| $\Delta P_{y.odası}$ | <i>yanma odası toplam basınç kaybı oranı [31]</i> | boyutsuz | 0,03 |
| $\Delta P_{t.kanal}$ | <i>yüksek ve alçak basınç türbinleri arası kanal toplam basınç kaybı oranı [31]</i> | boyutsuz | 0,01 |
| $\Delta P_{j.kanal}$ | <i>alçak basınç türbini sonrası jet kanal toplam basınç kaybı oranı [31]</i> | boyutsuz | 0,01 |
| N_{cd} | <i>lüle deşarj (discharge) katsayısı [31]</i> | boyutsuz | 0,97 |
| N_{cx} | <i>lüle itke katsayısı [31]</i> | boyutsuz | 0,99 |
| γ_C | <i>özellik ısı oranı, kompresör bölgesi [31]</i> | boyutsuz | 1,4 |
| γ_T | <i>özellik ısı oranı, türbin bölgesi [31]</i> | boyutsuz | 1333 |
| R | <i>gaz sabiti [31]</i> | J/kgK | 287,05 |
| C_{PC} | <i>kompresör bölgesi için özgül ısı [31]</i> | kJ/kg | 1005 |
| C_{PT} | <i>türbin bölgesi için özgül ısı [31]</i> | kJ/kg | 1,15 |
| β_1 | <i>kompresör orta kademedan alınan ve müşteri/uçak hattına verilen besleme hava oranı [31]</i> | boyutsuz | 0,005 |

Çizelge 7.3. (devam) Global Hawk İHA boyutlandırma yazılımı girdi dosyası

| | | | |
|--------------------|--|----------|-------|
| ε_1 | <i>kompresör orta kademedan alınan ve alçak basınç türbini (LPT) çıkışına gönderilen soğutma hava oranı [31]</i> | boyutsuz | 0,01 |
| ε_{2a} | <i>kompresör çıkışından alınan ve yüksek basınç türbini (HPT) girişine verilen soğutma hava oranı [31]</i> | boyutsuz | 0,047 |
| ε_{2b} | <i>kompresör çıkışından alınan ve alçak basınç türbini (LPT) çıkışına gönderilen soğutma hava oranı [31]</i> | boyutsuz | 0,033 |
| ε_3 | <i>kompresör çıkışından alınan ve yüksek basınç türbini (HPT) öncesi NGV hattına verilen soğutma hava oranı [31]</i> | boyutsuz | 0,075 |

7.2. Yazılım Sonuçları

Turbofan motorlu İHA tasarım yazılımı “Global Hawk” için literatürden elde edilen girdi bilgileri kullanılarak çalıştırılmıştır. Sonuçlar Çizelge 7.5’te verilmiştir. Çizelge 7.4’te 5 parametre özet olarak sunulmuştur.

Çizelge 7.4. Global Hawk değerlerinin özet karşılaştırılması

| Teknik Özellikler | Literatür Değeri [19] | Hesaplanan Değer | Birim |
|---|----------------------------------|------------------|----------------|
| Uçak toplam kalkış ağırlığı | 12133 | 12357 | kg |
| Kanat alanı | 50,17 | 51,15 | m ² |
| Menzil | 18520 (faydalı yüksüz) | 19202 | km |
| Azami keşif süresi (2222 km mesafedeki bölge üzerinde) | 24 | 24,75 | saat |
| Azami uçuş süresi | 35 (31,5 saat doğrulanmıştır) | 32,52 | saat |

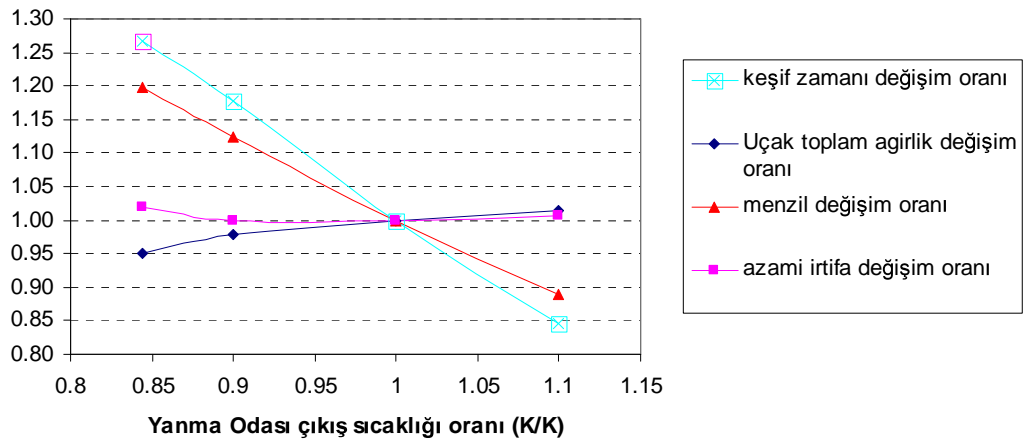
Çizelge 7.5. Global Hawk İHA boyutlandırma yazılımı sonuçları

| Görev profili | Açıklama | Birimi | Değeri | | | | | | | | | |
|----------------------------------|--|-----------------------------------|---------------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|
| W ₀ , toplam ağırlık | Uçağın toplam kalkış ağırlığı | kg | 12357 | | | | | | | | | |
| S, kanat alanı | Uçağın toplam kanat alanı | m ² | 51,17 | | | | | | | | | |
| R, menzil | | km | 19202 | | | | | | | | | |
| kesif zamanı | Uçağın keşif yerinde harçayabileceği azami süre | saat | 24,75 | | | | | | | | | |
| toplam görev zamanı | | saat | 32,52 | | | | | | | | | |
| intikal zamanı | Görev yerine (keşif başlangıcına) intikal süresi | saat | 3,84 | | | | | | | | | |
| tırmanma mesafesi (yatayda) | Uçağın tırmanma yüksekliğine çıkıncaya kadar yatayda aldığı mesafe | km | 371,80 | | | | | | | | | |
| | Görev noktaları:(1-10) | | 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | 10 |
| görev irtifası | Uçak uçuş yüksekliği | km | 0,00 | 0,00 | 15,24 | 15,24 | 15,70 | 15,70 | 19,30 | 19,30 | 15,24 | 0,00 |
| Mach sayısı | Uçak hızı | M | 0,15 | 0,19 | 0,57 | 0,60 | 0,60 | 0,56 | 0,56 | 0,60 | 0,60 | 0,13 |
| C _L | Taşıma katsayısı | boyutsuz | 1,45 | 0,87 | 0,84 | 0,77 | 0,77 | 0,87 | 0,87 | 0,77 | 0,37 | 0,87 |
| V _{ucak} | Uçak hızı | km/saat | 185,2 | 238,0 | 610,0 | 635,0 | 635,0 | 597,2 | 597,5 | 635,0 | 635,0 | 161,0 |
| Fines | | | 29,80 | 33,80 | 33,77 | 33,53 | 33,54 | 33,80 | 33,80 | 33,55 | 24,31 | 33,80 |
| W, uçak etap ağırlığı | Uçağın uçuş boyunca değişen ağırlığı | kg | 12305 | 12175 | 11621 | 11621 | 10856 | 10856 | 6158 | 6158 | 5601 | 5601 |
| D, sürüklenme kuvveti | Sürüklenme kuvveti (drag) | Newton | 4048 | 3532 | 3395 | 3398 | 3173 | 3149 | 1786 | 1800 | 2259 | 1617 |
| Motor Sonuç Parametreleri | Açıklama | Birimi | Değeri | | | | | | | | | |
| F _{SL} | Deniz seviyesi, statik, yerleşmemiş motor gücü | Newton | 37554 | 8443 | lb | | | | | | | |
| İtki mevcut | Görev noktalarında, yerleşmiş motor gücü | Newton | 29429 | 28472 | 3624 | 3630 | 3376 | 3369 | 1910 | 1913 | 3630 | 29907 |
| w _f | Motordaki yakıt akışı | kg/s *(10 ⁻³) | 433,0 | 435,9 | 79,6 | 75,5 | 70,5 | 68,8 | 39,0 | 40,0 | 50,2 | 23,3 |
| TSFC _{inst} | yerleşmiş özgül yakıt sarfıyatı | kg/(kN*s) *(10 ⁻³) | 14,71 | 15,31 | 21,97 | 22,21 | 22,21 | 21,84 | 21,84 | 22,21 | 22,21 | 14,44 |
| W ₂ | Motordaki ana hava akışı | kg/s | 115,2 | 116,2 | 18,2 | 18,4 | 17,2 | 16,8 | 9,5 | 9,7 | 18,4 | 114,8 |
| A ₁₈ | soğuk lüle kesit alanı | m ² | 0,289 | 0,288 | 0,281 | 0,281 | 0,281 | 0,281 | 0,281 | 0,281 | 0,281 | 0,289 |
| A ₇ | sıcak lüle kesit alanı | m ² | 0,078 | 0,078 | 0,055 | 0,056 | 0,056 | 0,055 | 0,055 | 0,056 | 0,056 | 0,078 |

Çizelge 7.5. (devam) Global Hawk İHA boyutlandırma yazılımı sonuçları

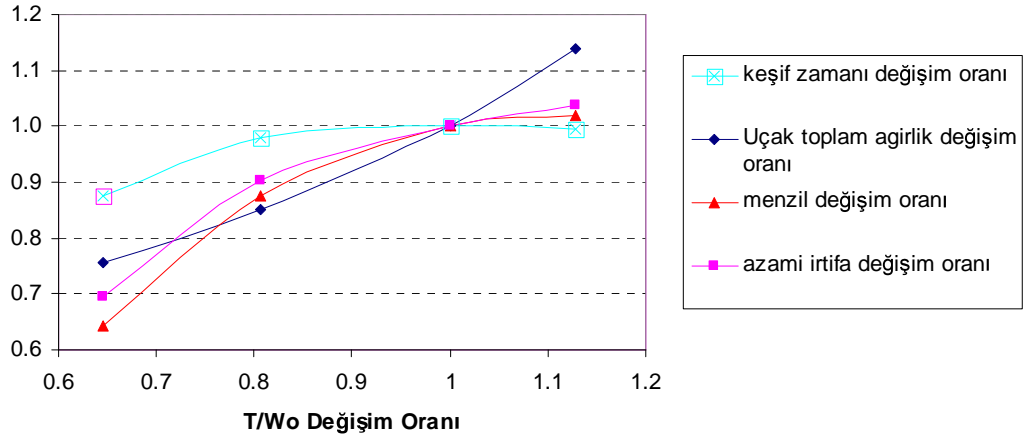
| | | | | | | | | | | | | |
|------------------|---------------------|-----|------|------|------|------|------|------|------|------|------|------|
| P ₀ | Toplam basınç 0 | kPa | 103 | 104 | 14 | 15 | 14 | 13 | 8 | 8 | 15 | 103 |
| P ₂ | Toplam basınç 2 | kPa | 102 | 103 | 14 | 15 | 14 | 13 | 8 | 8 | 15 | 102 |
| P ₂₄ | Toplam basınç 24 | kPa | 164 | 166 | 23 | 23 | 22 | 21 | 12 | 12 | 23 | 163 |
| P ₁₃ | Toplam basınç 13 | kPa | 164 | 166 | 23 | 23 | 22 | 21 | 12 | 12 | 23 | 163 |
| P ₁₇ | Toplam basınç 17 | kPa | 159 | 161 | 22 | 23 | 21 | 21 | 12 | 12 | 23 | 158 |
| P ₂₆ | Toplam basınç 26 | kPa | 161 | 162 | 23 | 23 | 21 | 21 | 12 | 12 | 23 | 160 |
| P ₃ | Toplam basınç 3 | kPa | 2313 | 2337 | 325 | 331 | 308 | 300 | 170 | 175 | 331 | 2304 |
| P ₃₁ | Toplam basınç 31 | kPa | 2313 | 2337 | 325 | 331 | 308 | 300 | 170 | 175 | 331 | 2304 |
| P ₄₁ | Toplam basınç 41 | kPa | 2243 | 2267 | 316 | 321 | 299 | 291 | 165 | 169 | 321 | 2235 |
| P ₄ | Toplam basınç 4 | kPa | 2243 | 2267 | 316 | 321 | 299 | 291 | 165 | 169 | 321 | 2235 |
| P ₄₁₅ | Toplam basınç 415 | kPa | 2243 | 2267 | 316 | 321 | 299 | 291 | 165 | 169 | 321 | 2235 |
| P ₄₁₆ | Toplam basınç 416 | kPa | 573 | 577 | 105 | 107 | 99 | 97 | 55 | 56 | 107 | 572 |
| P ₄₄ | Toplam basınç 44 | kPa | 573 | 577 | 105 | 107 | 99 | 97 | 55 | 56 | 107 | 572 |
| P ₄₆ | Toplam basınç 46 | kPa | 568 | 571 | 104 | 106 | 98 | 96 | 55 | 56 | 106 | 566 |
| P ₄₈ | Toplam basınç 48 | kPa | 206 | 207 | 48 | 49 | 45 | 45 | 25 | 26 | 49 | 206 |
| P ₇ | Toplam basınç 7 | kPa | 204 | 205 | 48 | 48 | 45 | 44 | 25 | 25 | 48 | 204 |
| T ₀ | Toplam sıcaklık 0 | K | 289 | 290 | 231 | 232 | 232 | 230 | 230 | 232 | 232 | 289 |
| T ₂ | Toplam sıcaklık 2 | K | 289 | 290 | 231 | 232 | 232 | 230 | 230 | 232 | 232 | 289 |
| T ₂₄ | Toplam sıcaklık 24 | K | 336 | 337 | 268 | 269 | 269 | 267 | 267 | 269 | 269 | 336 |
| T ₁₃ | Toplam sıcaklık 13 | K | 336 | 337 | 268 | 269 | 269 | 267 | 267 | 269 | 269 | 336 |
| T ₁₇ | Toplam sıcaklık 17 | K | 336 | 337 | 268 | 269 | 269 | 267 | 267 | 269 | 269 | 336 |
| T ₂₆ | Toplam sıcaklık 26 | K | 336 | 337 | 268 | 269 | 269 | 267 | 267 | 269 | 269 | 336 |
| T ₃ | Toplam sıcaklık 3 | K | 782 | 785 | 628 | 631 | 631 | 627 | 627 | 631 | 631 | 782 |
| T ₃₁ | Toplam sıcaklık 31 | K | 782 | 785 | 628 | 631 | 631 | 627 | 627 | 631 | 631 | 782 |
| T ₄₁ | Toplam sıcaklık 41 | K | 1571 | 1572 | 1559 | 1560 | 1560 | 1559 | 1559 | 1560 | 1560 | 1571 |
| T ₄₁₅ | Toplam sıcaklık 415 | K | 1529 | 1529 | 1510 | 1511 | 1511 | 1510 | 1510 | 1511 | 1511 | 1529 |
| T ₄₁₆ | Toplam sıcaklık 416 | K | 1156 | 1155 | 1210 | 1209 | 1209 | 1211 | 1211 | 1209 | 1209 | 1156 |
| T ₄₄ | Toplam sıcaklık 44 | K | 1156 | 1155 | 1210 | 1209 | 1209 | 1211 | 1211 | 1209 | 1209 | 1156 |
| T ₄₆ | Toplam sıcaklık 46 | K | 1156 | 1155 | 1210 | 1209 | 1209 | 1211 | 1211 | 1209 | 1209 | 1156 |
| T ₄₈ | Toplam sıcaklık 48 | K | 928 | 927 | 1028 | 1026 | 1026 | 1029 | 1029 | 1026 | 1026 | 928 |
| T ₅ | Toplam sıcaklık 5 | K | 916 | 915 | 1006 | 1004 | 1004 | 1007 | 1007 | 1004 | 1004 | 917 |
| T ₇ | Toplam sıcaklık 7 | K | 916 | 915 | 1006 | 1004 | 1004 | 1007 | 1007 | 1004 | 1004 | 917 |

Turbofan motorlu İHA tasarım yazılımına “Global Hawk” için kullanılan girdi parametreleri değiştirilerek dörder noktada denenerek oluşan etkiler incelenmiştir (hassasiyet analizi). X ve Y-eksenlerinde 1’e (bir) karşılık gelen değerler normal tasarım değeridir. Diğer noktalar tasarım değerinin değişmesiyle oluşan farklılıkları göstermektedir. Buradaki amaç bu parametrelerin İHA genel özelliklerine (toplam ağırlık, menzil, keşif zamanı vb.) etkilerini görmektir. Aşağıdaki grafiklerde bu etkiler gösterilmektedir.



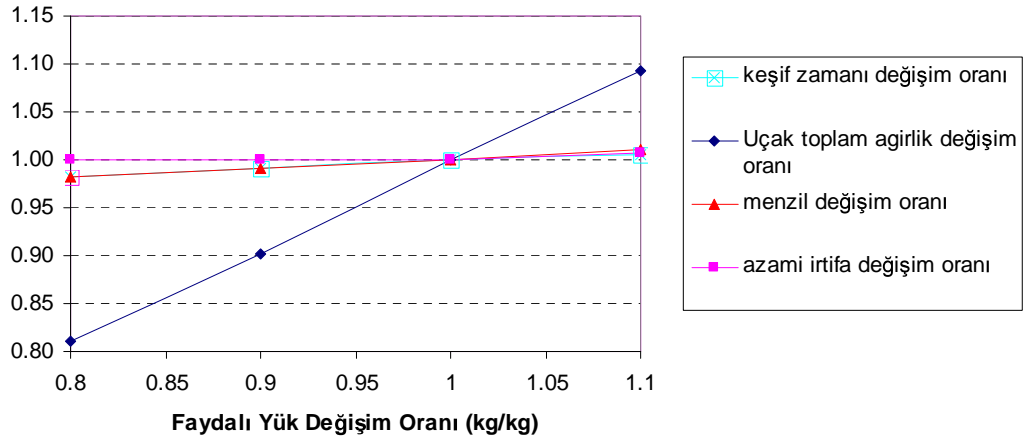
Şekil 7.1. Yanma odası çıkış sıcaklığının etkisi

Şekil 7.1’de yanma odası çıkış sıcaklığının etkisi incelenmiştir. Bilindiği gibi yanma odası çıkış sıcaklığı artırıldığında motorların itki seviyesi artmakta yada aynı itki seviyesi için daha küçük ve dolayısıyla daha hafif bir motor (hava debisini azaltarak) tasarlanabilmektedir. Ancak artan yanma odası çıkış sıcaklığı özgül yakıt tüketimini de arttırmaktadır. Bu ikilemin sonucunda kullanılan formülasyonlar kapsamında düşük yanma odası sıcaklığını daha avantajlı olduğu görülmektedir.



Şekil 7.2. T/Wo (güç yüklemesi) etkisi

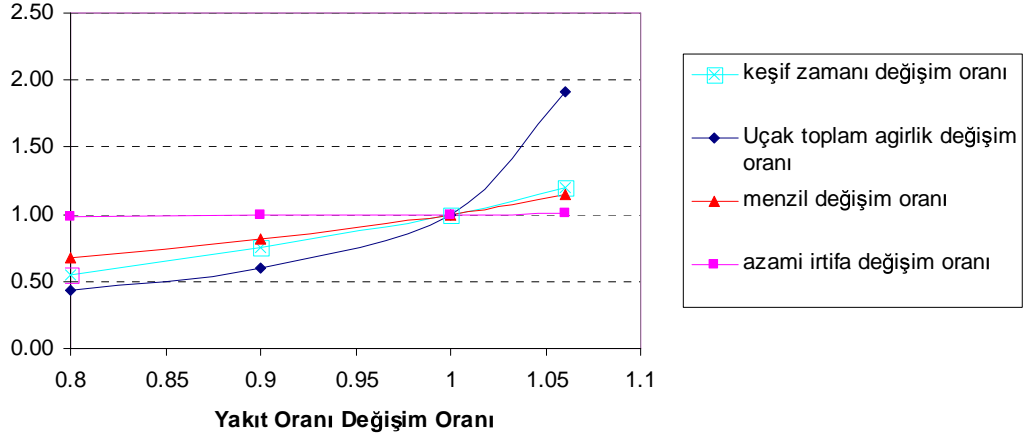
Şekil 7.2’de verilen güç yüklemesi (itki/uçak ağırlığı oranı) etkisi incelendiğinde daha güçlü motorların uçağın çıkabileceği azami irtifayı artırdığı, bununla beraber uçak büyüklüğünü (kanat alanı) ve ihtiyacı olan yakıt ve hacim dolayısıyla toplam ağırlığını artırdığını görüyoruz. Ek olarak artan seyir irtifası ve algoritmadaki bileşik etkiler nedeniyle menzilin de bir miktar arttığı görülmektedir.



Şekil 7.3. Faydalı yük miktarının etkisi

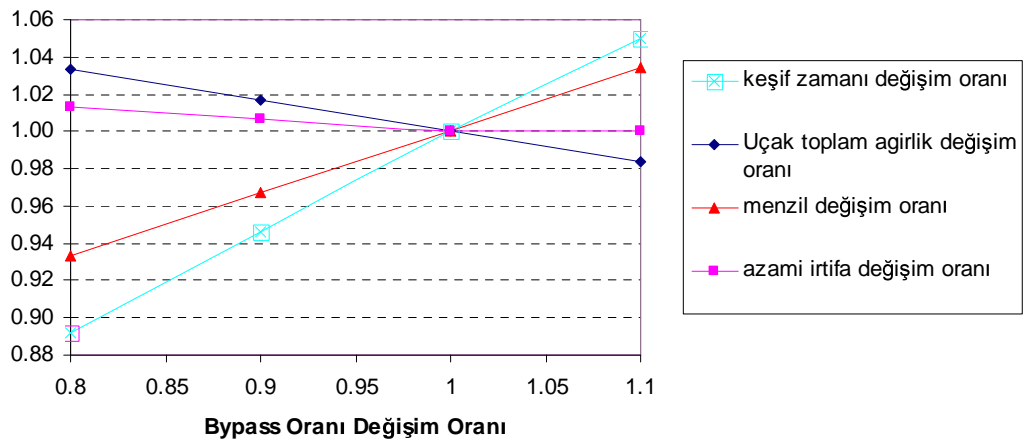
Şekil 7.3’te verilen faydalı yük miktarının etkisi incelendiğinde daha fazla faydalı yük taşıyabilmenin daha büyük uçaklar ile mümkün olduğunu, toplam uçak ağırlığının doğrusal (lineer) olarak arttığı görülmektedir. Faydalı yük miktarı %10 arttırıldığında uçak toplam ağırlığı da yaklaşık %10 artmaktadır. Bu sonuç

aslında motor dahil tüm uçak sistemlerinin daha hafif olacak şekilde tasarlanması ihtiyacını bir kez daha doğrulamaktadır. Uçak sistem yada bileşenlerindeki her fazla birim ağırlık, uçak genelinde artışa neden olmaktadır.



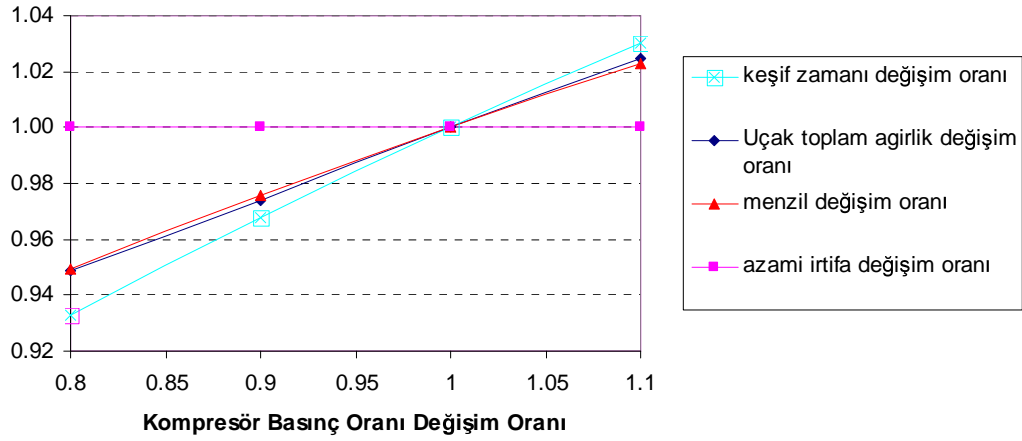
Şekil 7.4. Yakıt ağırlığı/uçak toplam ağırlığı oranı etkisi

Şekil 7.4'te yakıt ağırlığı/uçak toplam ağırlığı oranı etkisi incelendiğinde daha fazla yakıt taşınabildiğinde menzil ve keşif zamanının doğrusala yakın olarak arttığını fakat bu yakıtı taşıyabilmek için toplam uçak ağırlığının üstel (eksponansiyel) olarak arttığı görülmektedir.



Şekil 7.5. Motor bypass oranı etkisi

Şekil 7.5'te motor bypass oranı etkisi incelendiğinde bypass oranı yükseldikçe yakıt tüketimi azaldığı için menzilin ve keşif süresinin arttığı görülmektedir. Örneğin bypass oranının %10 artması keşif zamanını %5 civarında arttırdığı gözlemlenmektedir. Global Hawk İHA'sında motor tamamen gövde içerisindedir. Burada motorun bypass oranı nedeniyle artan dış çapının uçağa fiziksel uyumsuzluk gösterebileceği (gövde içine sığmaması) göz ardı edilmiştir.



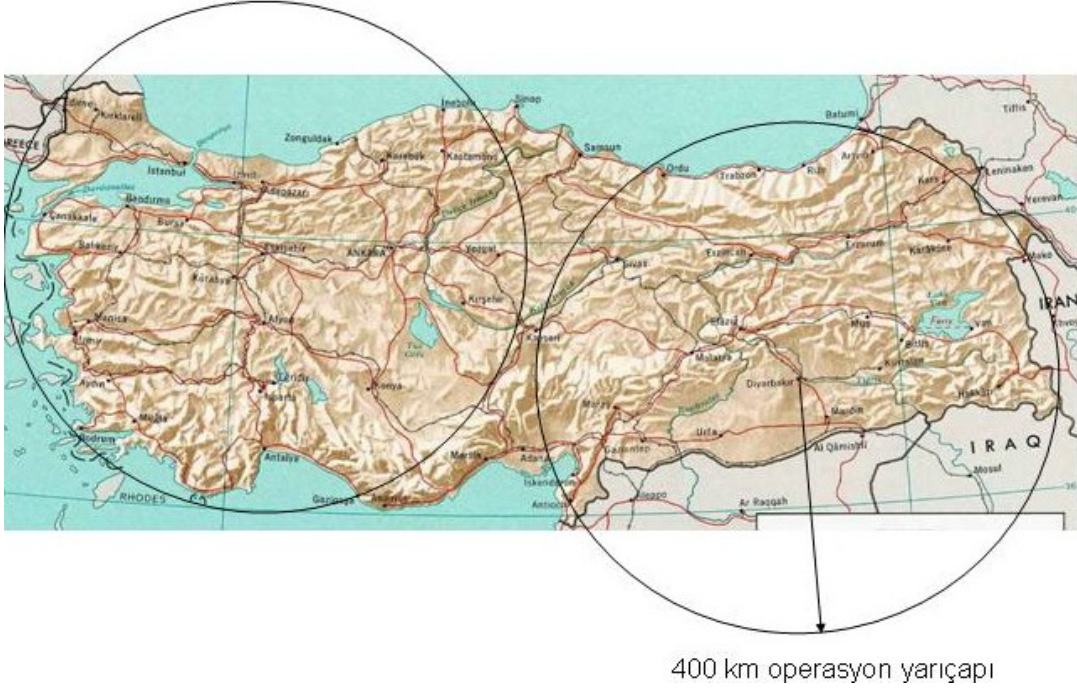
Şekil 7.6. Motor kompresörü toplam basınç oranı etkisi

Şekil 7.6'da motor kompresörü toplam basınç oranı (fan toplam basınç oranı ile çarpıldığında motorun tüm basınç oranını verir) etkisi incelendiğinde oran yükseldikçe yakıt tüketimini azalttığı için menzilin ve keşif süresinin arttığı görülmektedir. Önceki bölümlerde elde edilen motor ağırlığı denkleminde motor basınç oranının artmasının motor toplam ağırlığını arttırdığı görülmüş (daha fazla kademeli kompresör veya fan ihtiyacı nedeniyle) ve korelasyona göre (4.92-93) hesaplara dahil edilmiştir.

7.3. Türkiye Sınır Keşif Görevi Yapabilecek Bir İHA Boyutlandırması

Turbofan Motorlu İHA Tasarım Yazılımı Türkiye şartlarında sınır keşif görevi yapabilecek şekilde girdiler ile çalıştırılmıştır. 15-16 km (50-55 kft) irtifada 24 saat keşif yapabilecek İHA için girdiler Çizelge 7.6'da verilmiştir. Girdiler için yapılan seçimlerde Global Hawk İHA'dan farklılıklar olarak daha

düşük hareket yarıçapı ve azaltılmış faydalı yük kabulleri olarak özetlenebilir. Şekil 7.7’da gösterilen 400 km hareket yarıçapı (doğu ve batı Anadolu’da seçilen hava üslerinden) Türkiye coğrafyası için yeterli kabul edilmiştir. Gösterilen daireler 400 km hareket yarıçapı olup, menzili ifade etmemektedir. Harekat yarıçapı kalkış yapılan havaalanından keşif görevinin ilk başlayacağı uzaklık olarak tanımlanmıştır. Bu anlamda keşif görevi dairenin dışında da gerçekleşebilir. 24 saatlik keşif görevi tamamlandığında İHA, dönüş yolculuğu için bu daire üzerinde veya içerisinde olmalıdır.



Şekil 7.7. 400 km hareket yarıçapı

Çizelge 7.6’daki girdilere göre çalıştırılan yazılım ile Çizelge 7.7’de verilen sonuçlar elde edilmiştir. Çizelge 7.6 ve 7.7’de verilen özelliklere yakın bir motorun da geliştirilmesi veya tedarik edilmesi gerekmektedir.

Böyle bir İHA’nın Türkiye’de muhtemel kullanım alanlarından bazıları aşağıdaki şekilde sıralanabilir:

- Ülke güvenliğine yönelik sınır gözetleme amacıyla kullanılabilir. Yüksek irtifada uçuşu nedeniyle sınırı geçmeden sınır ötesini de belli bir mesafeye kadar gözetleyebilir.
- Sınır ve kıyı gözetleme (sınır kaçakçılığı, kirli atık bırakan gemilerin tespiti vs.) amacıyla Türkiye’nin tüm kara ve deniz sınırlarını tarayabilir.

- İHA üzerindeki gelişmiş elektronik cihazlar sayesinde uçak, helikopter vb. kazaları veya doğal felaketler sonrası arama ve kurtarma operasyonlarını daha hızlı ve yüksek doğruluk oranıyla sonuçlandırabilir.
- Türkiye’de iklim değişikliklerinin bitki örtüsü ve ormanların durumuna etkisini çevresel yönden detaylı incelemek mümkündür.
- Tarım alanlarının doluluk oranları, ürün rekoltesi, ormanların kesim/ekim planlaması, tahribat durumu, yasadışı ürün ekimlerinin ve ağaç kesimlerinin tespiti yapılabilir.
- Ülkemizde özellikle yaz aylarında yoğunlaşan ve büyük kayıplara yol açan orman yangınlarının takibi, tespiti ve söndürme faaliyetlerine destek hizmeti yürütülebilir.
- Enerji ve petrol boru hatlarının güvenlik amacıyla gözlenmesi yapılabilir.

Çizelge 7.6. Türkiye sınır keşif görevi için tasarlanan İHA’nın girdi parametreleri ve değerleri

| Görev profili | Açıklama | Birimi | Değeri |
|--|--|---------------|---------------|
| Parametreleri | | | |
| h_0 , kalkış ve iniş irtifası (Nokta 1,2,10) | <i>Uçağın kalkış ve iniş yaptığı havaalanı irtifası</i> | km | 0 |
| h_{34} , ilk tırmanma sonu irtifası (Nokta 3,4) | <i>Uçağın ilk tırmanma sonundaki irtifası, intikal seyri başlangıcı</i> | km | 15,24 |
| h_{56} , intikal seyri sonu irtifası (Nokta 5,6) | <i>Uçağın intikal seyri sonu irtifası, kesif başlangıcı irtifası</i> | km | 15,5 |
| h_{78} , kesif sonu irtifası (Nokta 7,8) | <i>Uçağın kesif sonu irtifası, dönüş seyri başlangıç irtifası</i> | km | 19,7 |
| h_9 , dönüş seyri bitiş irtifası (Nokta 9) | <i>Uçağın dönüş seyri sonundaki irtifası</i> | km | 15,24 |
| Görev nokta sayısı | <i>Uçağın görev nokta sayısı</i> | nokta | 10 |
| İntikal/operasyon mesafesi | <i>kalkış yapılan havaalanından keşif görevinin ilk başlayacağı uzaklık [19]</i> | km | 400 |
| kalkış öncesi rölanti zamanı | <i>Kalkış öncesi taksi sırasında motorun rölantide çalışma zamanı [4]</i> | dakika | 20 |
| rölanti gaz kolu açısı | <i>Motor rölanti gaz kolu açısı (100 tam güç üzerinden) [4]</i> | derece | 10 |
| Uçak Ağırlık | Açıklama | Birimi | Değeri |
| Parametreleri | | | |
| W_{PL} , faydalı yük ağırlığı | <i>Uçağın taşınması gereken faydalı yük ağırlığı (yakıt hariç)</i> | kg | 500 |
| W_f , yakıt ağırlık oranı | <i>yakıt ağırlığı/toplam ağırlık;</i> | boyutsuz | 0,55 |
| W_{lg} , iniş takimi ağırlık oranı | <i>iniş takımları ağırlığı/toplam ağırlık; Raymer [15] Tablo 15.2</i> | boyutsuz | 0,043 |

Çizelge 7.6. (Devam) Türkiye sınır keşif görevi için tasarlanan İHA'nın girdi parametreleri ve değerleri

| | | | |
|--|--|-------------------|---------------|
| W_{sys} , sistemler ağırlık oranı | <i>avionikler ve uçuş sistemleri/toplam ağırlık [4]</i> | boyutsuz | 0,06 |
| W_{misc} , diğerleri ağırlık oranı | <i>diğer ekipmanlar/toplam ağırlık [4]</i> | boyutsuz | 0,025 |
| Boş ağırlık emniyet katsayısı | <i>ilave emniyet/bos ağırlık;</i> | boyutsuz | 0,05 |
| yakıt yoğunluğu | <i>yakıt yoğunluğu</i> | kg/m ³ | 800,92 |
| yakıt depolama oranı | <i>yakıt depolama oranı</i> | boyutsuz | 0,80 |
| İniş takimi yoğunluğu | <i>İniş takimi yoğunluğu [4]</i> | kg/m ³ | 400 |
| sistemler yoğunluğu | <i>sistemler yoğunluğu [4]</i> | kg/m ³ | 400 |
| faydalı yük yoğunluğu | <i>faydalı yük yoğunluğu [4]</i> | kg/m ³ | 400 |
| kompozit faktörü | <i>Uçak gövdesinde kullanılan kompozit faktörü [15] (s.479)</i> | boyutsuz | 0,9 |
| Uçak Aerodinamik Parametreleri | Açıklama | Birimi | Değeri |
| C_{fe} , yüzey sürtünme katsayısı | <i>Raymer [15] Tablo 12.3</i> | boyutsuz | 0,0035 |
| C_{Lmax} azami taşıma katsayısı | <i>Raymer [15] Tablo 5.3</i> | boyutsuz | 2 |
| kalkış taşıma katsayısı | <i>Kalkış etabında geçerli olan taşıma katsayısı</i> | boyutsuz | 1,5 |
| e kanat verimi | <i>Oswold verimi [4]</i> | boyutsuz | 0,75 |
| karşı rüzgar hızı | | km/saat | 0 |
| tırmanma hızı stall hızı oranı | <i>[4]</i> | boyutsuz | 1,25 |
| kesif hızı stall hızı oranı | <i>[4]</i> | boyutsuz | 1,1 |
| V_{cr} , seyir hızı | <i>seyir için maksimum hız [19]</i> | km/saat | 635 |
| V_{max} , azami kesif ve tırmanma hızı | <i>kesif ve tırmanma için maksimum hız [4]</i> | Mach sayısı | 0,6 |
| V_0 , referans hız | <i>Uçak kalkış hızı [15]</i> | km/saat | 185,2 |
| Gövde Parametreleri: | Açıklama | Birimi | Değeri |
| Gövde sayısı | <i>Uçaktaki Gövde (Fuselage) sayısı</i> | Adet | 1 |
| Gövde narinliği | <i>Gövde uzunluk / çap oranı</i> | boyutsuz | 9 |
| Arka gövde uzunluk oranı | | boyutsuz | 0,1 |
| Gövde kesiti en boy oranı | | boyutsuz | 1 |
| Gövde hacmi kullanım faktör | <i>Gövdede yakıt ve sistemler için kullanılacak hacim oranı;</i> | boyutsuz | 0,7 |
| Gövde hacim marjini | | boyutsuz | 1,3 |
| Uçak Kanat Parametreleri: | Açıklama | Birimi | Değeri |
| AR, kanat açıklığı oranı | <i>Kanat uzunluğunun kanadın ortalama enine oranı (aspect ratio)</i> | boyutsuz | 25 |

Çizelge 7.6. (Devam) Türkiye sınır keşif görevi için tasarlanan İHA'nın girdi parametreleri ve değerleri

| | | | |
|---------------------------------------|---|-------------------|---------------|
| W/S, kanat yüklemesi | <i>Uçağın toplam ağırlığı/kanat alanı (wing loading)</i> | kg/m ² | 241,4 |
| λ , sivrilik oranı | <i>kanat ucu veteri/kanat kökü veteri</i> | boyutsuz | 0,3 |
| izafi kalınlık | <i>kanat kalınlığı/veter uzunluğu oranı [4]</i> | boyutsuz | 0,13 |
| kanat yakıt tankı hacim oranı | <i>kanat içine yakıt depolamak için ayrılan bölüm oranı [16]</i> | boyutsuz | 0,5 |
| eşdeğer veter kalınlık oranı | <i>ortalama veter kalınlığının azami veter kalınlığına oranı, Şekil 5.4</i> | boyutsuz | 0,6 |
| Uçak Kuyruk Parametreleri: | Açıklama | Birimi | Değeri |
| S_{YK}/S | <i>yatay kuyruk alanı/ana kanat alanı [19]</i> | boyutsuz | 0,08 |
| S_{DK}/S | <i>dikey kuyruk alanı/ana kanat alanı [19]</i> | boyutsuz | 0,135 |
| kanat yat kuyruk açıklık oranı | <i>kanat yatay kuyruk açıklık oranı</i> | boyutsuz | 0,1 |
| yatay kuyruk açıklığı oranı | <i>yatay kuyruk açıklığı oranı</i> | boyutsuz | 3 |
| dikey kuyruk açıklığı oranı | <i>dikey kuyruk açıklığı oranı</i> | boyutsuz | 3 |
| Motor kaportası Parametreleri | Açıklama | Birimi | Değeri |
| motor kaportası uzunluk çap oranı | <i>motor kaportası uzunluk çap oranı [4]</i> | boyutsuz | 2,7 |
| motor kaportası çapı motor çapı oranı | <i>motor kaportası çapı motor çapı oranı [4]</i> | boyutsuz | 1,25 |
| motor kaportası ıslak alan faktörü | <i>mot.kap. ıslak alan faktörü, motor kaportası kanada bağlı ise =1, motor kaportası gövdeye bitişik ise =0,5 (Global Hawk gibi), motor gövdenin tamamen içinde ise =0 girilir[4]</i> | boyutsuz | 0,5 |
| motor kaportası gövde uzunluk oranı | <i>motor kaportası uzunluğunun gövde uzunluğuna oranı</i> | boyutsuz | 0,5 |
| Uçak motoru Parametreleri | Açıklama | Birimi | Değeri |
| Motor sayısı | <i>Uçakta kullanılacak motor adedi</i> | adet | 1 |
| α | <i>bypass oranı: soğuk akış hava debisi /sıcak akış hava debisi</i> | boyutsuz | 4 |
| İtki yerleşme oranı | <i>Motorun uçağa yerleştirilmesi nedeniyle oluşan itki kaybı. Yerleşmiş itki/Yerleşmemiş itki (Finst/Fuinist) [4]</i> | boyutsuz | 0,9 |
| Motor yerleşme ağırlık oranı | <i>motor-uçak bağlantısından gelen ekstra ağırlıkların faktörü (installation weight factor); Raymer [15] Tablo 15.2</i> | boyutsuz | 1,3 |
| Güç yüklemesi | <i>motor gücünün (kgf/kg veya lbf/lb) uçak toplam ağırlığına oranı</i> | boyutsuz | 0,31 |

Çizelge 7.6. (Devam) Türkiye sınır keşif görevi için tasarlanan İHA'nın girdi parametreleri ve değerleri

| | | | |
|----------------------------|--|----------|--------|
| T_4 | <i>Yanma Odası çıkışı toplam sıcaklığı (NGV öncesi)</i> | K | 1650 |
| Π_f | <i>fan toplam basınç oranı</i> | boyutsuz | 1,6 |
| Π_c | <i>kompresör toplam basınç oranı</i> | boyutsuz | 10 |
| $\eta_{F,pol}$ | <i>fan ve kompresör politropik verimi [31]</i> | boyutsuz | 0,88 |
| $\eta_{T,pol}$ | <i>türbin politropik verim i[31]</i> | boyutsuz | 0,89 |
| η_b | <i>yanma odası verimi [31]</i> | boyutsuz | 0,999 |
| η_m | <i>mekanik verim [31]</i> | boyutsuz | 0,995 |
| $\Delta P_{hava-ahğı}$ | <i>hava alığı toplam basınç kaybı oranı [31]</i> | boyutsuz | 0,005 |
| $\Delta P_{bypass-kanalı}$ | <i>fan sonrası bypass kanalı toplam basınç kaybı oranı [31]</i> | boyutsuz | 0,03 |
| $\Delta P_{fk.kanal}$ | <i>fan kompresör kanal toplam basınç kaybı oranı [31]</i> | boyutsuz | 0,02 |
| $\Delta P_{difüzör}$ | <i>kompresör çıkışındaki yayıcı (difüzör) toplam basınç kaybı oranı [31]</i> | boyutsuz | 0,02 |
| $\Delta P_{y.odası}$ | <i>yanma odası toplam basınç kaybı oranı [31]</i> | boyutsuz | 0,03 |
| $\Delta P_{t.kanal}$ | <i>yüksek ve alçak basınç türbinleri arası kanal toplam basınç kaybı oranı [31]</i> | boyutsuz | 0,01 |
| $\Delta P_{j.kanal}$ | <i>alçak basınç türbini sonrası jet kanal toplam basınç kaybı oranı [31]</i> | boyutsuz | 0,01 |
| N_{cd} | <i>lüle deşarj (discharge) katsayısı [31]</i> | boyutsuz | 0,97 |
| N_{ex} | <i>lüle itki katsayısı [31]</i> | boyutsuz | 0,99 |
| γ_C | <i>özgül ısı oranı, kompresör bölgesi [31]</i> | boyutsuz | 1,4 |
| γ_T | <i>özgül ısı oranı, türbin bölgesi [31]</i> | boyutsuz | 1,333 |
| R | <i>gaz sabiti [31]</i> | J/kgK | 287,05 |
| C_{PC} | <i>kompresör bölgesi için özgül ısı [31]</i> | kJ/kg | 1,005 |
| C_{PT} | <i>türbin bölgesi için özgül ısı [31]</i> | kJ/kg | 1,15 |
| β_1 | <i>kompresör orta kademedan alınan ve müşteri/uçak hattına verilen besleme hava oranı [31]</i> | boyutsuz | 0,005 |
| ε_1 | <i>kompresör orta kademedan alınan ve alçak basınç türbini (LPT) çıkışına gönderilen soğutma hava oranı [31]</i> | boyutsuz | 0,01 |
| ε_{2a} | <i>kompresör çıkışından alınan ve yüksek basınç türbini (HPT) girişine verilen soğutma hava oranı [31]</i> | boyutsuz | 0,047 |
| $2b$ | <i>kompresör çıkışından alınan ve alçak basınç türbini (LPT) çıkışına gönderilen soğutma hava oranı [31]</i> | boyutsuz | 0,033 |
| ε_3 | <i>kompresör çıkışından alınan ve yüksek basınç türbini (HPT) öncesi NGV hattına verilen soğutma hava oranı [31]</i> | boyutsuz | 0,075 |

Çizelge 7.7. Sonuç parametreleri ve değerleri

| Görev profili | Açıklama | Birimi | Değeri | | | | | | | | | | | | |
|----------------------------------|---|-----------------------------------|---------------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|--|--|--|
| W ₀ , toplam ağırlık | <i>Uçağın toplam kalkış ağırlığı</i> | kg | 5672 | 12501 | lb | | | | | | | | | | |
| S, kanat alanı | <i>Uçağın toplam kanat alanı</i> | m ² | 23,49 | | | | | | | | | | | | |
| R, menzil | | km | 15007 | | | | | | | | | | | | |
| kesif zamanı | <i>Uçağın keşif yerinde harcayabileceği azami süre</i> | saat | 24,20 | | | | | 0,31 | | | | | | | |
| toplam görev zamanı | | saat | 26,15 | | | | | | | | | | | | |
| intikal zamanı | <i>Görev yerine (keşif başlangıcına) intikal süresi</i> | saat | 0,98 | | | | | | | | | | | | |
| tırmanma mesafesi (yatayda) | <i>Uçağın tırmanma yüksekliğine çıkıncaya kadar yatayda aldığı mesafe</i> | km | 375,16 | | | | | | | | | | | | |
| | <i>Görev noktaları:(1-10)</i> | | 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | 10 | | | |
| görev irtifası | <i>Uçak uçuş yüksekliği</i> | km | 0,00 | 0,00 | 15,24 | 15,24 | 15,50 | 15,50 | 19,70 | 19,70 | 15,24 | 0,00 | | | |
| Mach sayısı | <i>Uçak hızı</i> | M | 0,15 | 0,19 | 0,56 | 0,60 | 0,60 | 0,55 | 0,55 | 0,60 | 0,60 | 0,13 | | | |
| C _L | <i>Taşıma katsayısı</i> | boyutsuz | 1,45 | 0,92 | 0,88 | 0,76 | 0,79 | 0,92 | 0,92 | 0,79 | 0,38 | 0,92 | | | |
| V _{uçak} | <i>Uçak hızı</i> | km/saat | 185,2 | 231,0 | 592,0 | 635,0 | 635,0 | 587,0 | 587,7 | 635,0 | 635,0 | 159,2 | | | |
| Fines | | | 28,89 | 31,93 | 31,89 | 31,32 | 31,54 | 31,93 | 31,93 | 31,55 | 22,62 | 31,93 | | | |
| W, uçak etap ağırlığı | <i>Uçağın uçuş boyunca değişen ağırlığı</i> | kg | 5644 | 5573 | 5263 | 5263 | 5258 | 5258 | 2718 | 2718 | 2663 | 2663 | | | |
| D, sürüklenme kuvveti | <i>sürüklenme kuvveti (drag)</i> | Newton | 1915 | 1711 | 1631 | 1648 | 1634 | 1614 | 835 | 845 | 1154 | 813 | | | |
| Motor Sonuç Parametreleri | Açıklama | Birimi | Değeri | | | | | | | | | | | | |
| F _{SL} | <i>Deniz seviyesi, statik, yerleşmemiş motor gücü</i> | Newton | 17238 | 3875 | lb | | | | | | | | | | |
| İtki mevcut | <i>Görev noktalarında, yerleşmiş motor itkisi</i> | Newton | 13640 | 13287 | 1702 | 1709 | 1640 | 1633 | 842 | 846 | 1709 | 13859 | | | |
| w _f | <i>Motordaki yakıt akışı</i> | kg/s *(10 ⁻³) | 237,2 | 238,7 | 42,0 | 41,4 | 41,1 | 39,8 | 20,6 | 21,2 | 29,0 | 13,9 | | | |
| TSFC _{inst} | <i>yerleşmiş özgül yakıt sarfiyatı</i> | kg/(kN*s) *(10 ⁻³) | 17,39 | 17,96 | 24,70 | 25,15 | 25,15 | 24,65 | 24,66 | 25,15 | 25,15 | 17,07 | | | |
| w ₂ | <i>Motordaki ana hava akışı</i> | kg/s | 49,8 | 50,2 | 7,8 | 8,0 | 7,7 | 7,4 | 3,8 | 3,9 | 8,0 | 49,6 | | | |
| A ₁₈ | <i>soğuk lüle alanı</i> | m ² | 0,121 | 0,120 | 0,118 | 0,118 | 0,118 | 0,118 | 0,118 | 0,118 | 0,118 | 0,121 | | | |
| A ₇ | <i>sıcak lüle alanı</i> | m ² | 0,038 | 0,038 | 0,029 | 0,030 | 0,030 | 0,029 | 0,029 | 0,030 | 0,030 | 0,038 | | | |

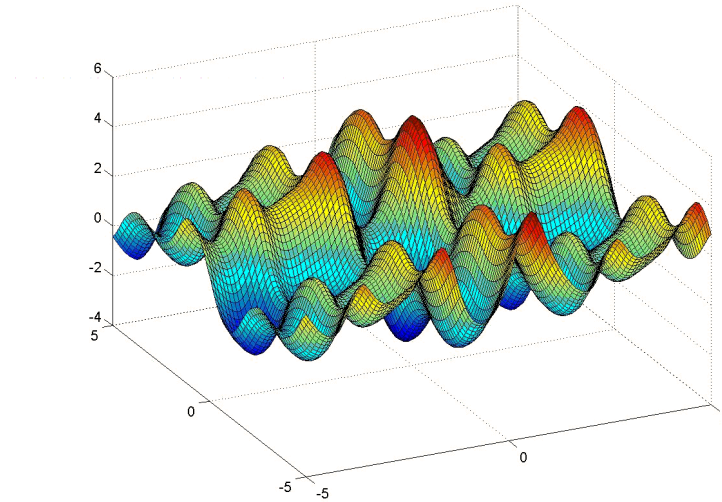
Çizelge 7.7. (Devam) Sonuç parametreleri ve değerleri

| | | | | | | | | | | | | |
|------------------|---------------------|-----|------|------|------|------|------|------|------|------|------|------|
| P ₀ | Toplam basınç 0 | kPa | 103 | 104 | 14 | 15 | 14 | 14 | 7 | 7 | 15 | 103 |
| P ₂ | Toplam basınç 2 | kPa | 102 | 103 | 14 | 15 | 14 | 14 | 7 | 7 | 15 | 102 |
| P ₂₄ | Toplam basınç 24 | kPa | 164 | 165 | 23 | 23 | 23 | 22 | 11 | 12 | 23 | 163 |
| P ₁₃ | Toplam basınç 13 | kPa | 164 | 165 | 23 | 23 | 23 | 22 | 11 | 12 | 23 | 163 |
| P ₁₇ | Toplam basınç 17 | kPa | 159 | 160 | 22 | 23 | 22 | 21 | 11 | 11 | 23 | 158 |
| P ₂₆ | Toplam basınç 26 | kPa | 161 | 162 | 22 | 23 | 22 | 21 | 11 | 11 | 23 | 160 |
| P ₃ | Toplam basınç 3 | kPa | 1606 | 1620 | 223 | 230 | 221 | 213 | 110 | 114 | 230 | 1599 |
| P ₃₁ | Toplam basınç 31 | kPa | 1606 | 1620 | 223 | 230 | 221 | 213 | 110 | 114 | 230 | 1599 |
| P ₄₁ | Toplam basınç 41 | kPa | 1558 | 1572 | 216 | 223 | 214 | 207 | 107 | 110 | 223 | 1551 |
| P ₄ | Toplam basınç 4 | kPa | 1558 | 1572 | 216 | 223 | 214 | 207 | 107 | 110 | 223 | 1551 |
| P ₄₁₅ | Toplam basınç 415 | kPa | 1558 | 1572 | 216 | 223 | 214 | 207 | 107 | 110 | 223 | 1551 |
| P ₄₁₆ | Toplam basınç 416 | kPa | 519 | 522 | 90 | 92 | 88 | 86 | 44 | 45 | 92 | 517 |
| P ₄₄ | Toplam basınç 44 | kPa | 519 | 522 | 90 | 92 | 88 | 86 | 44 | 45 | 92 | 517 |
| P ₄₆ | Toplam basınç 46 | kPa | 514 | 517 | 89 | 91 | 87 | 85 | 44 | 45 | 91 | 512 |
| P ₄₈ | Toplam basınç 48 | kPa | 224 | 225 | 47 | 48 | 46 | 45 | 23 | 24 | 48 | 224 |
| P ₇ | Toplam basınç 7 | kPa | 222 | 223 | 46 | 47 | 45 | 44 | 23 | 23 | 47 | 222 |
| T ₀ | Toplam sıcaklık 0 | K | 289 | 290 | 230 | 232 | 232 | 230 | 230 | 232 | 232 | 289 |
| T ₂ | Toplam sıcaklık 2 | K | 289 | 290 | 230 | 232 | 232 | 230 | 230 | 232 | 232 | 289 |
| T ₂₄ | Toplam sıcaklık 24 | K | 336 | 337 | 267 | 269 | 269 | 267 | 267 | 269 | 269 | 336 |
| T ₁₃ | Toplam sıcaklık 13 | K | 336 | 337 | 267 | 269 | 269 | 267 | 267 | 269 | 269 | 336 |
| T ₁₇ | Toplam sıcaklık 17 | K | 336 | 337 | 267 | 269 | 269 | 267 | 267 | 269 | 269 | 336 |
| T ₂₆ | Toplam sıcaklık 26 | K | 336 | 337 | 267 | 269 | 269 | 267 | 267 | 269 | 269 | 336 |
| T ₃ | Toplam sıcaklık 3 | K | 697 | 699 | 557 | 562 | 562 | 557 | 557 | 562 | 562 | 696 |
| T ₃₁ | Toplam sıcaklık 31 | K | 697 | 699 | 557 | 562 | 562 | 557 | 557 | 562 | 562 | 696 |
| T ₄₁ | Toplam sıcaklık 41 | K | 1565 | 1565 | 1554 | 1555 | 1555 | 1554 | 1554 | 1555 | 1555 | 1565 |
| T ₄₁₅ | Toplam sıcaklık 415 | K | 1518 | 1519 | 1502 | 1503 | 1503 | 1502 | 1502 | 1503 | 1503 | 1518 |
| T ₄₁₆ | Toplam sıcaklık 416 | K | 1217 | 1216 | 1261 | 1259 | 1259 | 1261 | 1261 | 1259 | 1259 | 1217 |
| T ₄₄ | Toplam sıcaklık 44 | K | 1217 | 1216 | 1261 | 1259 | 1259 | 1261 | 1261 | 1259 | 1259 | 1217 |
| T ₄₆ | Toplam sıcaklık 46 | K | 1217 | 1216 | 1261 | 1259 | 1259 | 1261 | 1261 | 1259 | 1259 | 1217 |
| T ₄₈ | Toplam sıcaklık 48 | K | 1021 | 1020 | 1104 | 1101 | 1101 | 1104 | 1104 | 1101 | 1101 | 1021 |
| T ₅ | Toplam sıcaklık 5 | K | 1002 | 1001 | 1076 | 1074 | 1074 | 1077 | 1077 | 1074 | 1074 | 1002 |
| T ₇ | Toplam sıcaklık 7 | K | 1002 | 1001 | 1076 | 1074 | 1074 | 1077 | 1077 | 1074 | 1074 | 1002 |

8. EN İYİLEME VE GENETİK ALGORİTMA

Fonksiyonların minimum ya da maksimum değerlerini hesaplamak için çeşitli yöntemler geliştirilmiştir. Bu fonksiyonu istendiği şekilde minimum ya da maksimum yapan değişkenleri bulmak ise bir optimizasyon ya da en iyileme (Eİ) problemi olarak tanımlanabilir. Şekil 8.1’de örneği verilen bir en iyileme problemini çözmek için literatürde geçen metotlardan bazıları aşağıda sıralanmıştır:

- Sonlu Farklar (Finite Difference)
- Kapalı Fonksiyonun Teoremi (Implicit Function Theorem)
- Basamaklı Arama Metotları (Stepping Search Methods)
- Cevap Yüzeyi (Response Surface)
- Monte Carlo
- Tesadüfi Yürüyüş ve Benzetimli Tavlama (Random Walk and Simulated Annealing)
- Evrimsel Hesaplamalar (Genetik Algoritma, Evrimsel Algoritma ve Evrim Stratejisi)
- Ayrıştırma (Decomposition)



Şekil 8.1. En İyileme (Eİ) problemi için örnek bir fonksiyon

Bu çalışmada Evrimsel Hesaplamalar tekniğinin içerisinde yer alan ve bu teknik içerisinde en yaygın olarak bilinen [22], Genetik Algoritma (GA) metodu kullanılmıştır.

GA'lar yapay zekânın gittikçe genişleyen bir kolu olan evrimsel hesaplama tekniğinin bir parçasını oluşturmaktadır. Adından da anlaşıldığı üzere, evrimsel hesaplama tekniğinin bir parçası olan GA, Darwin'in evrim teorisinden esinlenerek oluşturulmuştur. Herhangi bir problemin GA ile çözümü, problemi sanal olarak evrimden geçirmek suretiyle yapılmaktadır. Darwin'in "en iyi olan yaşar prensibine dayalı olarak bir popülasyonu oluşturan bireylerin rekabet etmelerini ve rekabet sonucu elenmelerini sağlayan, evrimsel sürecin benzetimini yapan GA'lar, ilk olarak Holland tarafından ortaya atılmıştır [24]. Bunlar güçlü arama algoritmaları olarak kendilerini ispatlamış ve çeşitli alanlardaki zor problemlerle başa çıkmak için kullanılmışlardır. GA'ların kombinatar problemlerin çözümünde oldukça başarılı olduğu ispatlanmıştır. 1992 yılında John Koza GA'yı kullanarak çeşitli görevleri yerine getiren programlar geliştirmiştir. Bu metoda genetik programlama adını verdi.

Analitik veya sayısal olmayan yöntemlerle her sorunun çözümünü bulmak veya çözüme yaklaşmak mümkün değildir. Çünkü böyle çözümler için sorunun matematiksel ifadesinin belirlenmesi gereklidir. Halbuki her sorun matematiksel fonksiyonlarla ifade edilemeyebilir. İşte bu durumlarda sayısal algoritmaların geliştirilmesi yönüne gidilmiştir [23].

Her doğan birey kendisini meydana getirenlerden kaynaklanan karışık bir kalıtıma sahiptir. GA'larda en iyi kalıtlara sahip olabilecek birleşmelerin sağlanmasına çalışılır. Bu bireylerden bazıları uzun süre yaşadktan sonra başkaları ile birleşerek yeni özelliklere sahip olur (daha da güçlenir) ve bir sonraki toplumlara (nesillere) ulaşabilir. Böylece toplumun yenilenmesi ile daha güçlü bireyler ortaya çıkarak, toplum daha sağlıklı hale gelir. Bu, sayısal ortamda en iyileme (Eİ) noktasına daha da yaklaşmak demektir. Bu evrim sırasında başka bireylerden hiç kalıntı almadan hayatına devam edebilen bireyler ya çok azdır veya hiç kalmamıştır.

GA'ların esası doğal seçme ve genetik kurallara dayanmaktadır. Bu kurallar ortama en fazla uyum sağlayan canlıların hayata devam etmesi ve uyum

sağlayamayanların da elenmesi olarak algılanmalıdır. GA'lar bu iki kuralı bir arada kullanarak en iyiyi aramayı hedef alan bir Eİ yöntemidir.

GA'lar basit hesaplamalar gerektirir, ama basitliğinden dolayı da etkinliği azalmaz. Diğer pek çok Eİ yöntemlerindeki süreklilik ve türev alınabilme şartlarını gerektirmez. Uygulamalarında ağır matematik bilgileri kullanılmaz. GA'lar rastgele arama yöntemlerinden farklı olarak, ihtimal ilkelerini karar değişkeni uzayında genetik işlemler yapmada araç olarak kullanır. GA'lar ile diğer geleneksel yöntemler arasındaki farklar şunlardır [33]:

GA, çözümlenmesinde karar değişkenlerini genetik sayı sistemine göre kodlayarak (ikili sayı sistemine dönüştürerek) kullanır. Bu sayı sisteminde karar değişkenlerinin genleri topluca karar uzayında bir noktayı temsil eder.

GA'da bir nokta yerine aynı anda noktalar topluluğundan hareket edilir. Bu topluluğun GA evrimi ile gelişmesi sonucunda Eİ çözüme ulaşılır. Bu evrim sırasında sistem yerel en iyiye takılmaz [25].

GA evrimi sırasında, karar değişkenlerinin belirttiği noktalardaki hedef fonksiyonu değerleri kullanılır. Türev ve entegral işlemlerine gerek olmadığından başlangıç ve sınır şartları ile bazı klasik kabullerin yapılmasına gerek kalmaz.

Eİ (En İyileme) en küçükleme veya en büyükleme şeklinde karşımıza çıkar. Ancak bunların da ötesinde istenilen bir ortalama veya belirli bir hedefe varmak için yapılabilecek Eİ'ler de düşünülebilir. Genel olarak Eİ yöntemlerinde belirgin bilgiler kullanılır. Biraz belirsizlik içeren verilerin kesin oldukları kabulü sonucunda Eİ yöntemleri ile sonuca gidilebilir. Bu nedenle de belirsizlik içeren Eİ yöntemleri eskiden ihtimal, istatistik ve stokastik süreçlerle yapılırken bugün daha modern olarak GA ile yapılmaktadır.

GA'nın mühendislik problemlerinde en iyileme amaçlı olarak, özellikle mekanizma tasarımında çok iyi sonuçlar verdiği bilinmektedir. Bunlardan başka otomatik programlama, öğrenme kabiliyetli makineler, ekonomi, ekoloji, planlama, üretim hattı yerleşimi gibi alanlarda da uygulanmaktadır. Ayrıca dijital resim işleme tekniğinde de çokça uygulama alanı bulmuştur. Bu problemlerin hemen hemen hepsi çok geniş bir çözüm havzasının taranmasını gerektirmektedir. Bu çözüm havzasının geleneksel yöntemlerle taranması çok uzun sürmekte, GA ile ise kısa bir sürede kabul edilebilir bir sonuç alınabilmektedir [35].

8.1. Genetik Algoritmanın Uygulama Aşamaları

GA uygulamaları esas olarak aşağıdaki adımlardan oluşur [35]:

1. Başlangıç: n adet birey içeren rastgele bireylerden oluşan popülasyonun oluşturulması
2. Uyumluluk: her bir birey için en iyi olması istenen $f(x)$ amaç fonksiyonunun (uyumluluğun) değerlendirilmesi,
3. Yeni popülasyon: Yeni popülasyon oluşuncaya kadar aşağıdaki adımların tekrar edilmesi,
 - a. Seçim: Adım 2’de amaç fonksiyonun değerlendirildikten sonra iyi sonuç vermeyen bazı bireyler elenir. Elenen bireylerin sayısı kadar en iyi uyumluluğa sahip bireyler kopyalanır. Bu şekilde oluşmuş bireylerden rastgele olarak iki ebeveyn birey seçilir,
 - b. Çaprazlama: Yeni bireyler oluşturmak için ebeveynlerin belirlenen bir çaprazlama olasılığına göre çaprazlanması.
 - c. Mütasyon: Yeni bireylere belirlenen bir olasılık oranına göre mütasyon uygulanır.
 - d. Yeni Popülasyon oluşturma: Yeni bireylerin yeni popülasyona eklenmesi.
 - e. Test: Belirlenen kuşak (iterasyon) sayısına ulaşılması ile algoritmanın sona erdirilmesi ve son popülasyonun çözüm olarak sunulması.
 - f. Döngü: Belirlenen kuşak sayısına ulaşılmadı ise 2. adıma geri dönülmesi ve yeni bir kuşak oluşturulması

Görüldüğü üzere GA’nın yapısı oldukça geneldir ve herhangi bir probleme uygulanabilir. Bireylerin tanımlanması genellikle ikili düzendeki sayılarla yapılır. Çaprazlama işlemi için kullanılan bireyler iyi bireylerden seçilir.

GA kullanılarak bir problem çözülecekse algoritmanın ne zaman sonlanacağına kullanıcı karar vermektedir. GA’nın belirlenen kuşak sayısı dışında belli bir sonlanma kriteri yoktur. Sonucun yeterince iyi olması veya yakınsamanın sağlanması algoritmanın durması için kriter olarak kullanılabilir.

GA'nın en önemli kısımları çaprazlama ve mütasyon işlemleridir. Bu işlemler bir olasılık değeri ile ve genelde rastgele olarak uygulanır. Bu şekilde iyi sonuç alınabilmektedir.

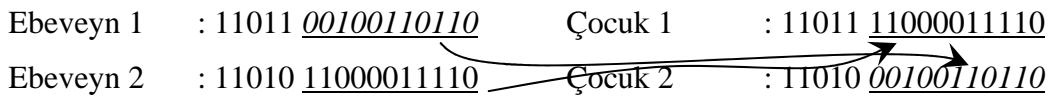
Bir bireyin ikili sayılarla temsil edilmesi:

Amaç fonksiyonunda kullanılacak x ve y değişkenleri gerçekte $[-10, 10]$ gibi aralıklarda olsa bile bu her zaman $[0, 2^L-1]$ aralığına lineer olarak transfer edilir ve ikili sayıya (binary) dönüştürülür. Bu durumda mesela $L=5$ bit için $[-10, 10]$ aralığındaki sayılar $[0, 31]_{10} = [00000, 10000]_2$ aralığına lineer olarak transfer olur.

Bir bireyi ikili düzendeki sayılar dizisiyle ifade etmek çok tercih edilen bir temsil şeklidir ancak bunun yerine tamsayı veya gerçek sayılar da kullanılabilir. İkili düzenin tercih edilmesinin sebebi basit olması ve bilgisayar tarafından daha kolay ve hızlı bir biçimde işlenebilmesidir.

Çaprazlama ebeveynlerden bazı genleri alarak yeni bireyler oluşturma işlemidir. Çaprazlama yapılacak konum rastgele seçilir. Aşağıdaki örnekte iki bireyin ikili düzende gösteriminde çaprazlama konumu rastgele olarak 5. bit olarak seçilmiştir. 5. bit'ten sonraki sayılar görselliği artırmak amacıyla altı çizili olarak yazılmıştır. 5. bit'ten sonra ebeveynlerden kopartılan italik ve italik olmayan kısımlar yer değiştirilerek altı çizili olmayan kısımlara eklenir ve çocuk bireyleri oluşturur.

Ebeveyn 1 : 11011 00100110110 Çocuk 1 : 11011 11000011110
Ebeveyn 2 : 11010 11000011110 Çocuk 2 : 11010 00100110110



Çaprazlama işlemi başka şekillerde de yapılabilir. Mesela birden fazla çaprazlama noktası seçilebilir. Daha iyi performans almak amacıyla değişik çaprazlamalar kullanılabilir.

Çaprazlama gerçekleşikten sonra mütasyon gerçekleştirilir. Mütasyon oluşan yeni çözümlerin önceki çözümü kopyalamasını önlemek ve sonuca daha hızlı ulaşmak amacıyla yapılır. Mütasyon oluşan yeni bireyin bir bitini (eğer ikili düzende ifade edilmiş ise) rastgele değiştirir. Aşağıdaki örnekte rastgele seçilen 4.

bit değiştirilmiştir (0 ise 1, 1 ise 0 yapılır). Mütasyon gerçekleşen bit görselliği artırmak amacıyla altı çizili ve italik olarak yazılmıştır:

Orijinal Birey : 1001111000011110

Mütasyona uğramış Birey : 10001111000011110

Çaprazlama ve mütasyon işlemleri sonrasında kuşakta bulunan en iyi uyumluluğa sahip birey sonraki kuşağa aktarılamayabilir (oluşan yeni bireyler ebeveynlerinden daha iyi olduklarını garanti etmezler), yani amaç fonksiyonunda en iyi değerini veren birey kaybolabilir. Bunu önlemek için eski bireylerden en iyi uyum gösteren tekrar bu yeni popülasyona eklenir. Seçkinci (elitist) yaklaşım da denen bu olay ile çaprazlama sonrası daha iyi uyum gösteren bireyler çıkmaması durumunda önceki en iyi bireyin çaprazlama yoluyla kaybolması önlenir.

GA Parametreleri :

Çaprazlama ve Mütasyon olasılığı: GA tekniğinin çaprazlama olasılığı ve mütasyon olasılığı olmak üzere iki basit parametresi vardır.

Çaprazlama olasılığı çaprazlamanın hangi sıklıkta yapılacağını belirtir. Eğer hiç çaprazlama yapılmaz ise (aprazlama olasılığı %0) yeni bireyler eski bireylerin aynısı olur ama bu yeni kuşağın eskisiyle aynı olacağı anlamına gelmez. Eğer bu oran %100 olursa yeni bireyler tümüyle çaprazlama ile elde edilir. Çaprazlama eski bireylerden iyi taraflar alınarak elde edilen yeni bireylerin daha iyi olması umuduyla yapılır. Çaprazlama oranı için tavsiye edilen değer %80-90 civarındadır.

Mütasyon olasılığı ise mütasyonun hangi sıklıkta yapılacağını belirtir. Mütasyon olmaz ise yeni birey çaprazlama veya kopyalama sonrasında olduğu gibi kalır. Eğer mütasyon olur ise yeni bireyin bir kısmı değiştirilmiş olur. Eğer bu oran %100 olursa kuşak içindeki bireyler tümüyle değişir, %0 olursa hiç değişmeden kalır. Mütasyon oranı için tavsiye edilen değer %0,5 civarındadır.

GA tekniği başka parametreler de içerir. Bunların en önemlilerinden birisi de popülasyon büyüklüğüdür. Bu parametre popülasyon içinde (yalnızca bir kuşakta) kaç adet kromozom olduğunu söyler. Eğer kromozom sayısı az olursa GA özm aranan uzayın ancak bir kısmını gezebilir ve çaprazlama için fazla bir

seçeneği yoktur. Birey sayısı çok fazla olursa GA çok yavaş çalışır. Araştırmalar belli bir noktadan sonra popülasyon sayısını artırmanın bir yararı olmadığını göstermiştir.

Ebeveynleri oluşturmak üzere bazı bireylerin seçilmesi gerekir. Teoriye göre iyi olan bireyler yaşamını sürdürmeli ve bu bireylerden yeni bireyler oluşmalıdır. Bu seçim çeşitli kriterlere göre yapılabilir. Rulet seçimi, Boltzman seçimi, turnuva seçimi, sıralı seçim bunlardan bazılarıdır.

Rulet seçiminde bireyler uyumluluk fonksiyonuna göre bir rulet etrafına gruplanır. Uyumluluk fonksiyonu herhangi bir kritere uyan bireylerin seçilmesi için kullanılır. Bu rulet üzerinden rastgele bir birey seçilir. Daha büyük alana sahip bireyin seçilme şansı daha fazla olacaktır.

Rulet seçimi eğer uyumluluk çok fazla değişiyorsa sorun çıkartabilir. Örneğin en iyi bireyin uyumluluğu %90 ise diğer bireylerin seçilme şansı azalacaktır. Bunu önlemek için sıralı seçim kullanılabilir. Sıralı seçimde en kötü uyumlulukta olan bireye 1 değer sonrakine 2 değer verilir ve böylelikle seçilmede bunlara öncelik tanınmış olur. Bu şekilde onların da seçilme şansı artar fakat bu çözümün daha geç yakınsamasına neden olabilir.

9. İHA VE TURBOFAN MOTORUN GENETİK ALGORİTMA İLE EN İYİLEMESİ

Bölüm 7’de anlatılan yazılım sayısal iterasyonlar yoluyla verilen girdi parametreleriyle hava aracına yönelik hesaplamaları yapmakta ve herhangi bir en iyileme yapmamaktadır. Bu bölümde ise en iyileme amacıyla GA metodu geliştirilen yazılıma eklenmiştir.

9.1. İki Parametrelili Genetik Algoritma Yazılımı

Yazılan en iyileme yazılımında, keşif zamanının azami seviyeye çıkarılması amaçlanmıştır. Daha önceki çalışmalarda (Bölüm 7), genel olarak yakıt tüketimini azaltarak keşif zamanını yükselten parametreler tespit edilmiştir. Bu amaca hizmet eden güç grubuna ait parametreler aşağıda sıralanmıştır:

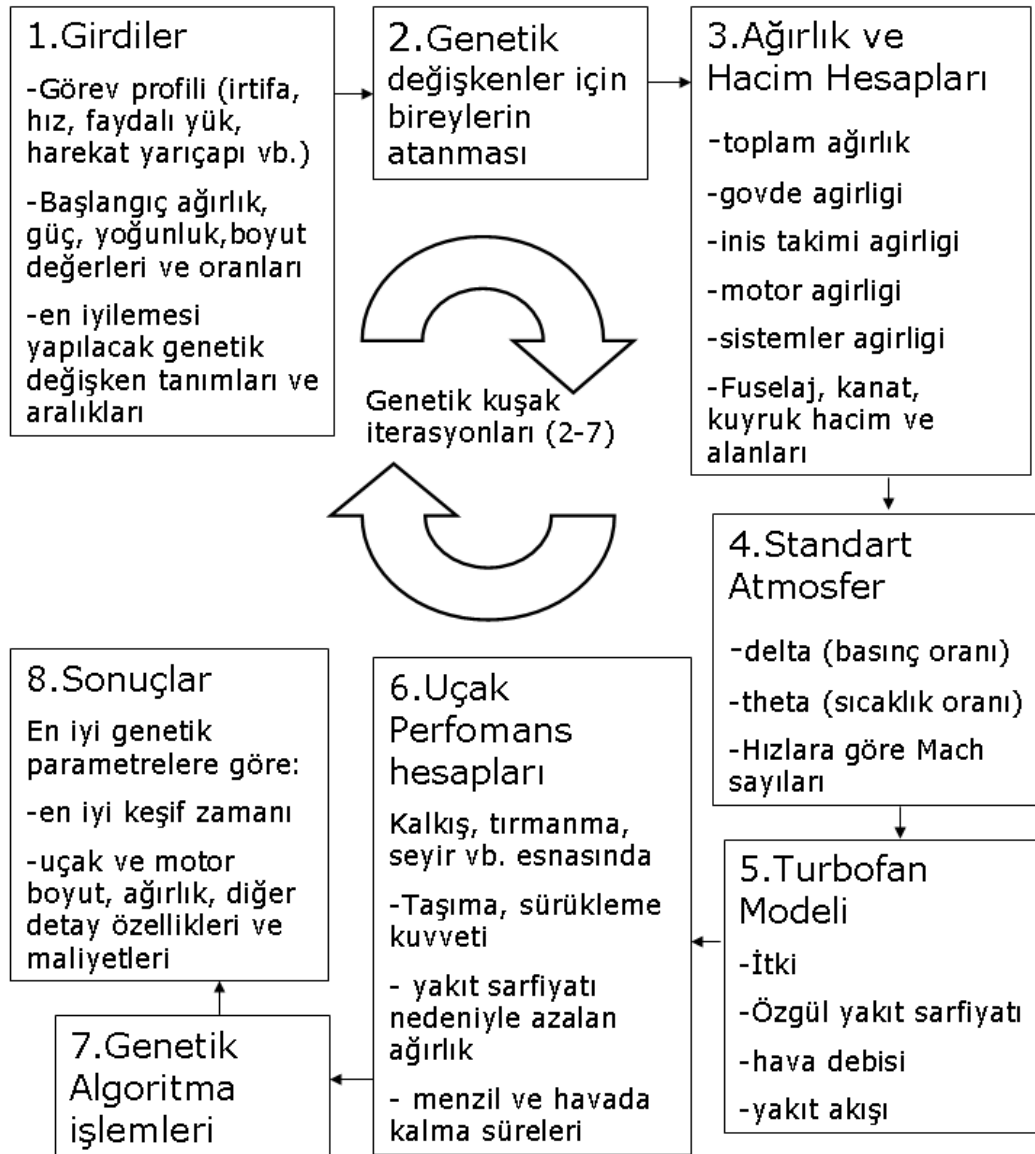
- Bypass oranı
- Kompresör basınç oranı
- Fan basınç oranı

İlk aşamada GA metodu iki değişken ile kullanılmıştır. Bu kısımda optimize edilecek değişkenler güç grubu için “bypass oranı” ve “kompresör basınç oranı” olarak seçilmiştir. Diğer tüm girdi parametreleri (Çizelge 7.3) sabit tutulmuştur.

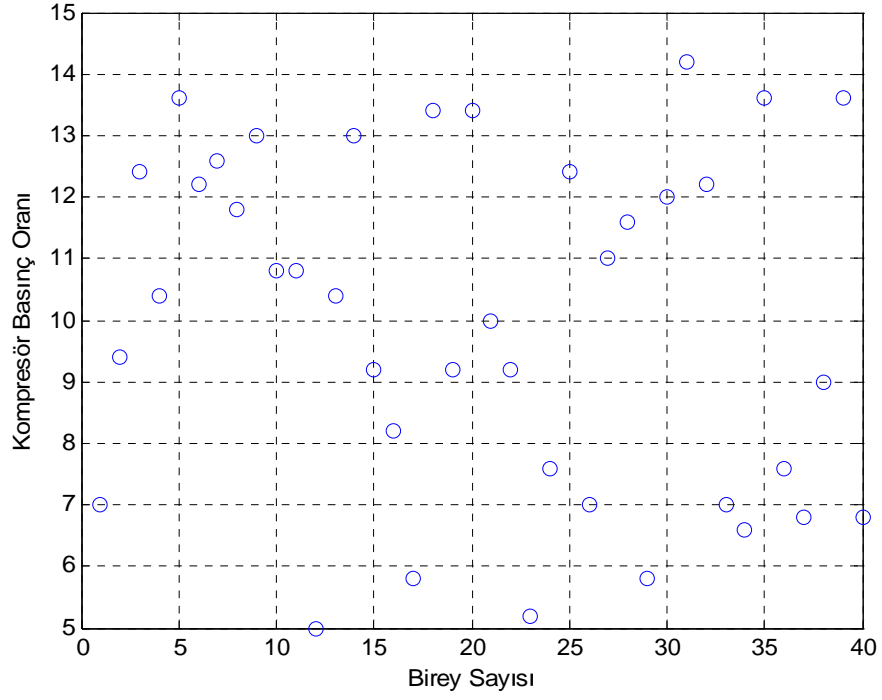
Yazılan özgün yazılımın akış şeması Şekil 9.1’de verilmiştir. İlk adımda sabit girdiler (Çizelge 7.3) okunduktan sonra ikinci adımda değişken parametreler için istenen aralıkta rastgele popülasyon bireyleri atanır (Şekil 9.2 ve 9.3). En iyileme sonrası bu değerlerde belli bölgelerde (en iyi keşif zamanını sağlayan bölgelerde) sıklaşma olduğu görülmektedir (Şekil 9.5 ve 9.6).

Üçüncü adımda ağırlık ve hacim hesapları yapılır. Daha sonra atmosfer modelinden görev profilindeki irtifalarda basınç, sıcaklık ve ses hızları belirlenir. Beşinci ve altıncı adımlarda turbofan motor ile uçak performans hesapları yapılır. Birinci adımda belirlenen her genetik birey için bir keşif süresi hesaplanır. En iyi keşif süresini veren birey kombinasyonu “bypass oranı ve kompresör basınç oranı” bu kuşak (jenerasyon yada iterasyon) için belirlenir. Yedinci adımda

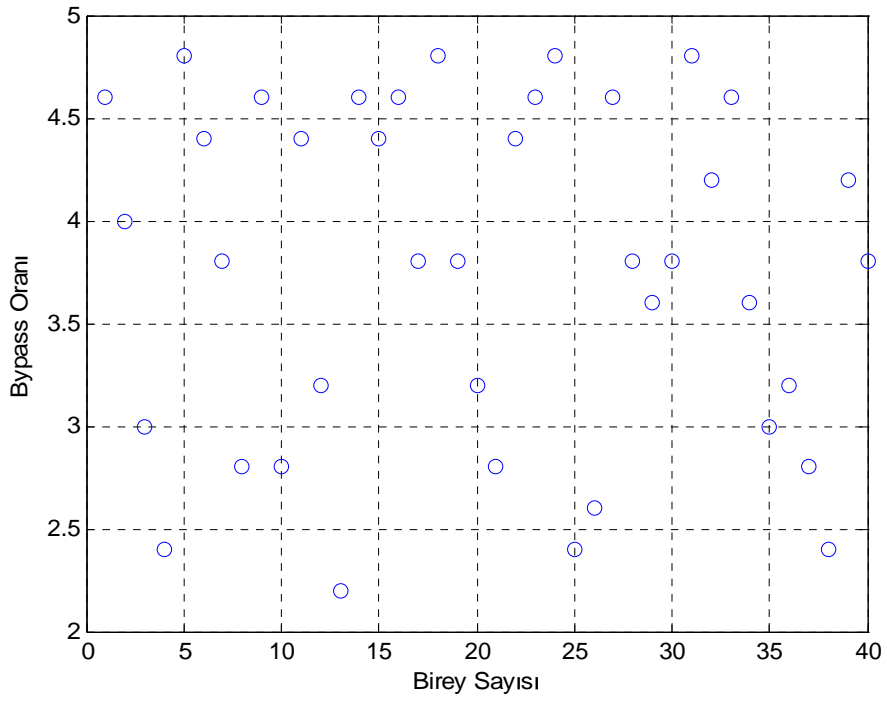
genetik işlemler yapılarak yeni bireyler yaratılır ve ikinci adıma dönülerek yeni bir kuşak için işlemler tekrar edilir. Yazılımın başında belirlenen kuşak (iterasyon) sayısı kadar adım 2-7 arasındaki işlemler döngü halinde tekrar edilir. Döngü sona erdiğinde elde edilen en iyi keşif zamanı (amaç fonksiyonu), bulunan en iyi genetik bireyler “bypass oranı ve kompresör basınç oranı” ve İHA ile turbofan motoru ile ilgili tüm sonuçlar bir çıktı dosyasına yazdırılır (Çizelge 7.5 gibi).



Şekil 9.1. İHA ve turbofan motorun genetik algoritma ile en iyilemesi ve performans analizlerini yapan yazılımın akış diyagramı

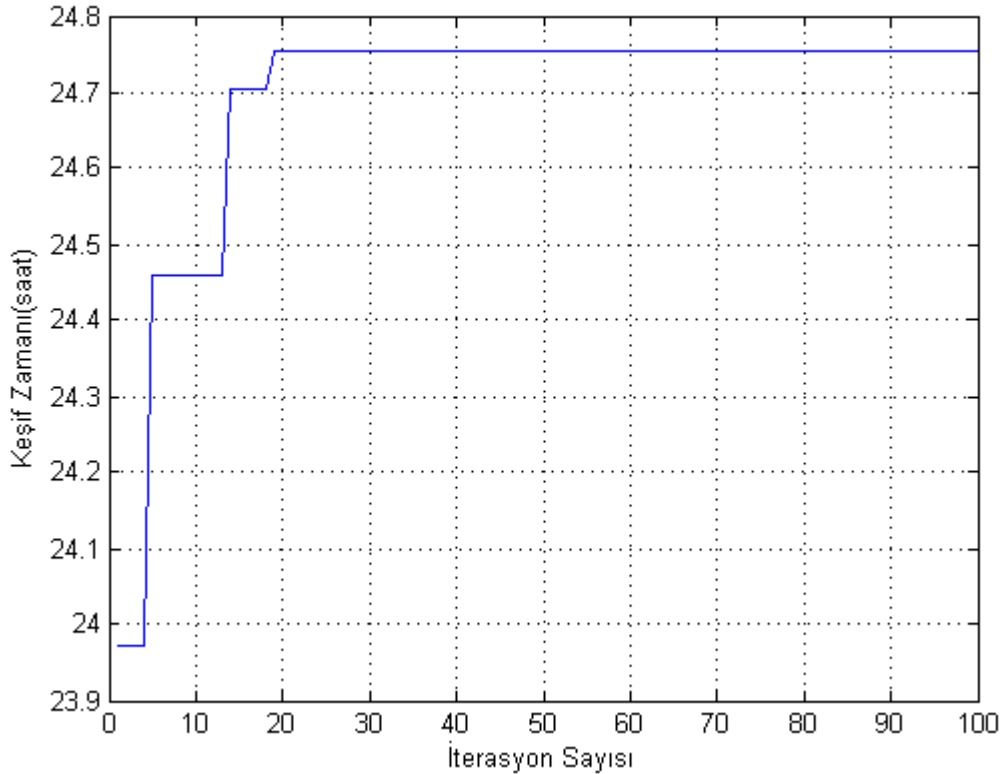


Şekil 9.2. Genetik algoritma metoduna göre Kompresör Basınç Oranı için rastgele belirlenen ilk popülasyon



Şekil 9.3. Genetik algoritma metoduna göre Bypass Oranı için rastgele belirlenen ilk popülasyon

Şekil 9.4'te gösterilen şekilde kuşaklar (iterasyonlar) boyunca çalışan yazılım optimize edilmek istenen “keşif zamanı”nı mümkün çözümler dahilinde en üst seviyeye çıkarmıştır. Yazılım değişik azami irtifalarda çalıştırıldığında değişik sonuçlar alınmış ve Çizelge 9.2’de özetlenmiştir. Çizelge 9.1’de ise en iyileme öncesi değerler verilmiştir. Optimize edilen bu iki parametre için üst limit AE3007H motoru değerleri [20] olarak alınmıştır. 16 km irtifaya kadar bypass oranı 4,8 ve kompresör basınç oranı ise 14,4 olduğunda en uzun keşif zamanı elde edilmektedir (üst limitler). Çizelge 9.1 ve 9.2 karşılaştırıldığında en iyi bypass oranı ve kompresör basınç oranı değerlerinin 17 km irtifaya kadar aynı olduğunu, bu irtifadan sonra İHA’nın ihtiyacı olan itki gücü yüksek bypass oranı ile karşılanamadığı için çözüm noktası daha düşük bir bypass oranına kaydığı görülmektedir. Ancak böyle bir motordan (düşük bypass oranlı) beklendiği üzere özgül yakıt tüketimi daha yüksek olmakta ve keşif süresi çok azalmaktadır.



Şekil 9.4. Genetik algoritma ile iterasyonlar boyunca elde edilen en iyi keşif zamanı değerleri

Çizelge 9.1. En iyileme Öncesi Değerler

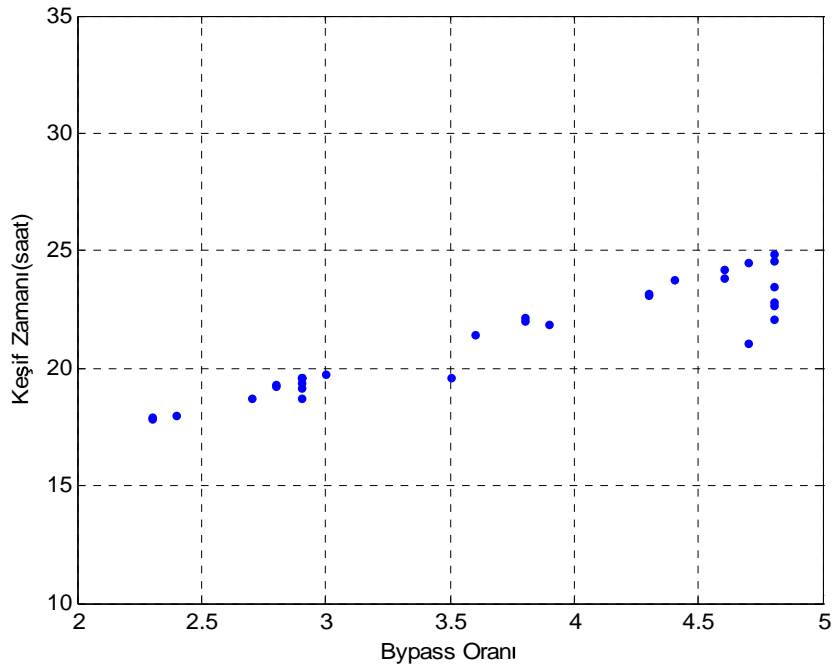
| Keşif İrtifası (m) | Bypass Oranı | Kompr. Basınç Oranı | Y.Odası çıkış top. Sıcaklık (K) | Fan Basınç Oranı | Keşif Zamanı (saat) | Uçak Ağırlığı (kg) | Yakıt Ağırlığı (kg) |
|--------------------|--------------|---------------------|---------------------------------|------------------|---------------------|--------------------|---------------------|
| 15700 | 4,8 | 14,4 | 1650 | 1,6 | 24,75 | 12357 | 6994 |

Çizelge 9.2. İki Parametrelili Genetik algoritma Sonuçları

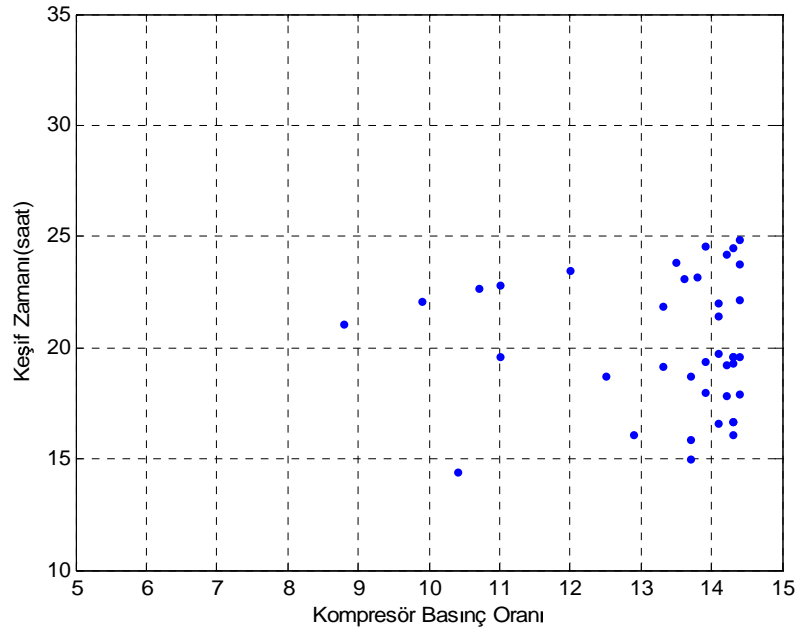
| Girdiler | | | | Çıktılar | | |
|--------------------|-------------|--------------------------------|---------------------------------|---------------------|--------------------|---------------------|
| Seçimler | | Genetik Algoritma Değişkenleri | | | | |
| Keşif İrtifası (m) | Yakıt Oranı | Bypass Oranı (1-4,8) | Kompresör Basınç Oranı (4-14,4) | Keşif Zamanı (saat) | Uçak Ağırlığı (kg) | Yakıt Ağırlığı (kg) |
| 5000 | 0,566 | 4,8 | 14,4 | 16,30 | 12357 | 6994 |
| 10000 | 0,566 | 4,8 | 14,4 | 22,61 | 12357 | 6994 |
| 15700 | 0,566 | 4,8 | 14,4 | 24,75 | 12357 | 6994 |
| 17000 | 0,566 | 2,4 | 14,4 | 18,51 | 13482 | 7631 |
| 20000 | * | * | * | * | * | * |

(*), Bu irtifada yetersiz itki nedeniyle çözümsüzlük vardır.

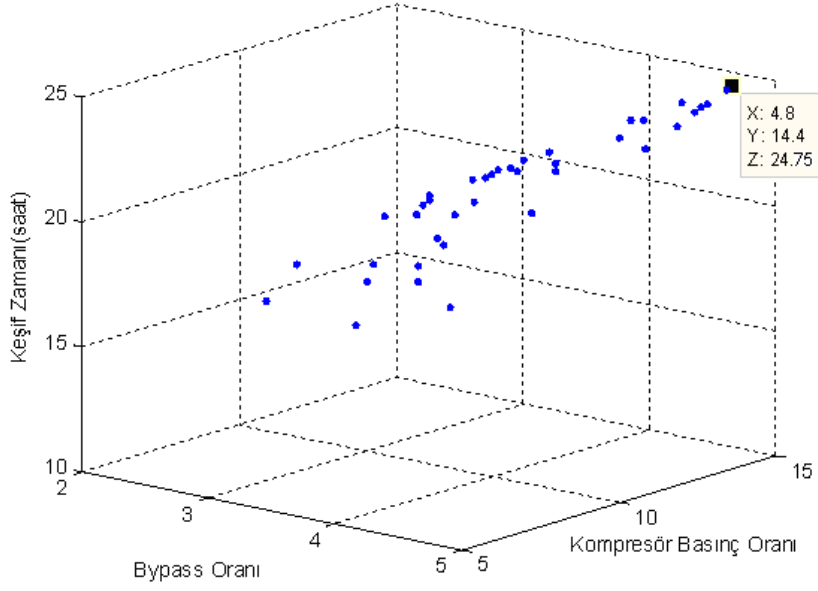
(**), Maksimize edilen amaç fonksiyonu.



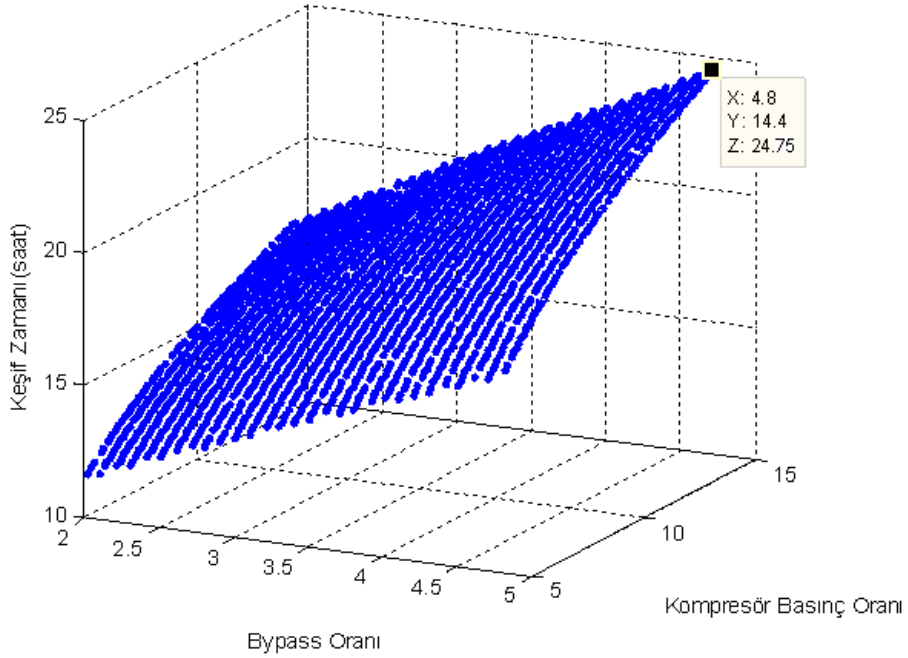
Şekil 9.5. En iyileme sonunda bypass oranına ait bireyler



Şekil 9.6. En iyileme sonunda kompresör basınç oranına ait bireyler



Şekil 9.7. 15,7 km (51500 ft) keşif irtifası için elde edilen genetik sonuçlar



Şekil 9.8. 15,7 km (51500 ft) keşif irtifası için elde edilen analitik sonuçlar

Şekil 9.7’de verilen GA en iyileme yazılımı sonuçlarının karşılaştırılması ve doğrulanması amacıyla bir başka analitik program daha yazılmıştır. Bu diğer analitik program ile bypass oranı (2-4,8 aralığında) ve kompresör basınç oranı (5-14,4 aralığında) belli artırımlarda taranarak hesaplamalar yapılmış ve elde edilen çözüm kümesi Şekil 9.8’de verilmiştir. Şekil 9.7 ve 9.8 (genetik ve analitik yazılım sonuçları) karşılaştırıldığında aynı azami keşif değerlerini buldukları

görülmektedir. Üstelik genetik algoritma yazılımının hız olarak daha üstün olduğu da tespit edilmiştir.

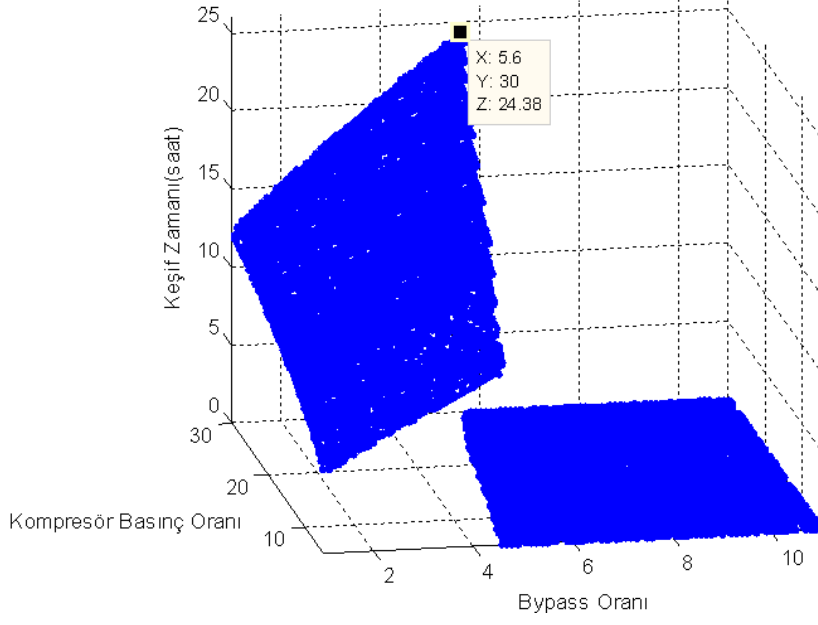
Yazılan GA ile en iyileme yazılımı, değişken aralıkları artırılarak ikinci bir denemeye tabi tutulmuştur. Bypass oranı ve kompresör toplam basınç oranı seçim aralığı günümüz teknolojisinin en uç noktasına kadar artırılarak (bypass oranı: 11, kompresör toplam basınç oranı: 30) yazılım tekrar çalıştırılmış ve Çizelge 9.3’de verilen değerler elde edilmiştir. Bu değerlerin karşılaştırılması için yine analitik çözüm yapan diğer yazılım ile tüm seçim aralığı taranmıştır (Şekil 9.9). 15,7 km için Çizelge 9.3’de ve Şekil 9.9b’de verilen genetik çözüm değerleri ile Şekil 9.9a’da verilen analitik çözüm değerleri karşılaştırıldığında her iki yazılımla elde edilen azami değerlerin aynı olduğu görülmektedir (bypass oranı: 5,6; kompresör basınç oranı: 30; keşif zamanı 24,38 saat). İrtifada yetersiz itki, yakıt/hava oranının karmaşık sayı çıkması, negatif tırmanma oranı gibi çözümsüz durumlarda yazılan özgün yazılım, keşif zamanını “0”, (sıfır) olarak atamaktadır (Şekil 9.9a). Bunun sebebi gerçek sayı çıkması gereken bazı parametrelerin (yakıt/hava oranı vb.), karmaşık sayı çıkması durumunda bile yazılımın hesaplamaya devam etmesi ve bazen mümkün olmayan büyüklükte keşif zamanı hesaplamasıdır. Yazılıma eklenen bazı kontrol satırları sayesinde bahsi geçen parametrelerdeki mantıksızlıklar (irtifada yetersiz itki, yakıt/hava oranının karmaşık sayı çıkması, negatif tırmanma oranı vb.) tespit edilmekte ve keşif zamanı sıfıra eşitlerək sonuçların daha sağlıklı olması sağlanmaktadır.

Çizelge 9.3. İki parametrelı genetik algoritma sonuçları

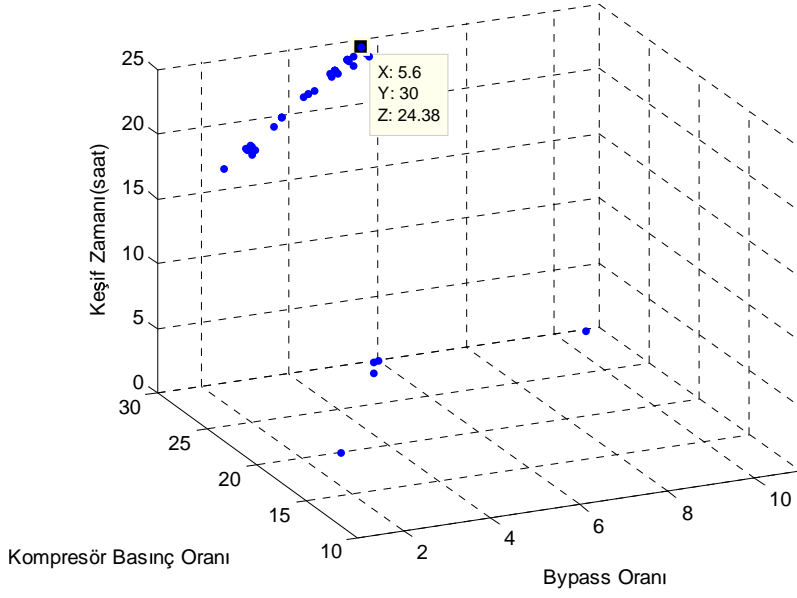
| Girdiler | | | | Çıktılar | | |
|--------------------|-------------|--------------------------------|--------------------------------|-----------------------|--------------------|---------------------|
| Seçimler | | Genetik Algoritma Değişkenleri | | | | |
| Keşif İrtifası (m) | Yakıt Oranı | Bypass Oranı (1-11) | Kompresör Basınç Oranı (10-30) | Keşif Zamanı** (saat) | Uçak Ağırlığı (kg) | Yakıt Ağırlığı (kg) |
| 5000 | 0,51 | 7 | 30 | 24,67 | 8914 | 4546 |
| 10000 | 0,475 | 7 | 30 | 24,14 | 7202 | 3421 |
| 15000 | 0,465 | 7 | 30 | 24,69 | 6831 | 3176 |
| 15700 | 0,49 | 5,6 | 30 | 24,38 | 8093 | 3965 |
| 17000 | * | * | * | * | * | * |

(*), Bu irtifada yetersiz itki nedeniyle çözümsüzlük vardır.

(**), Maksimize edilen amaç fonksiyonu.



(a)



(b)

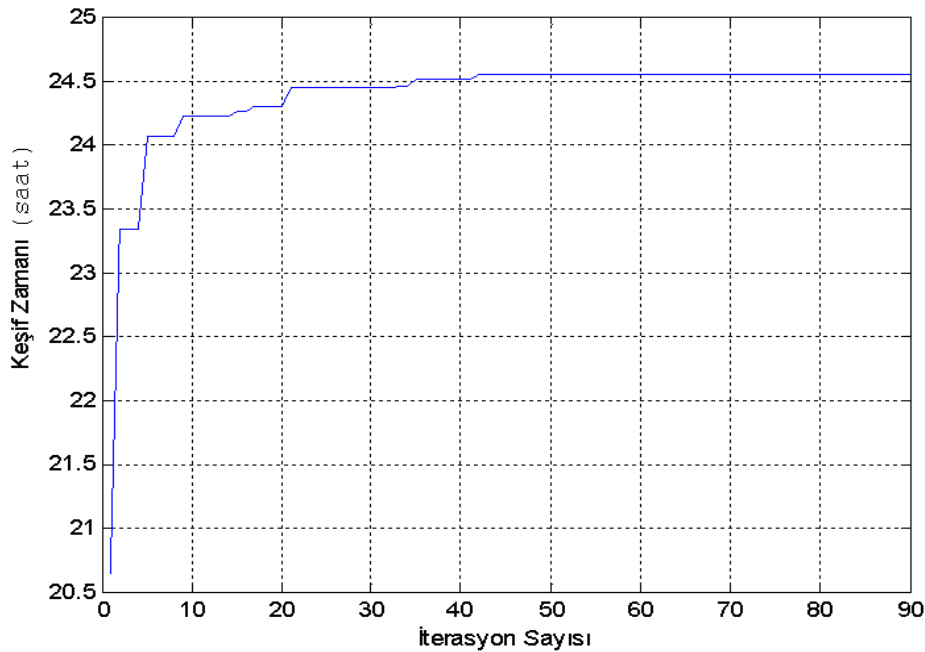
Şekil 9.9. 15,7 km (51500 ft) keşif irtifası için artırılmış bypass ve kompresör basınç oranı aralığında elde edilen analitik (a) ve genetik (b) sonuçların karşılaştırılması

9.2. Dört Parametrelili Genetik Algoritma Yazılımı

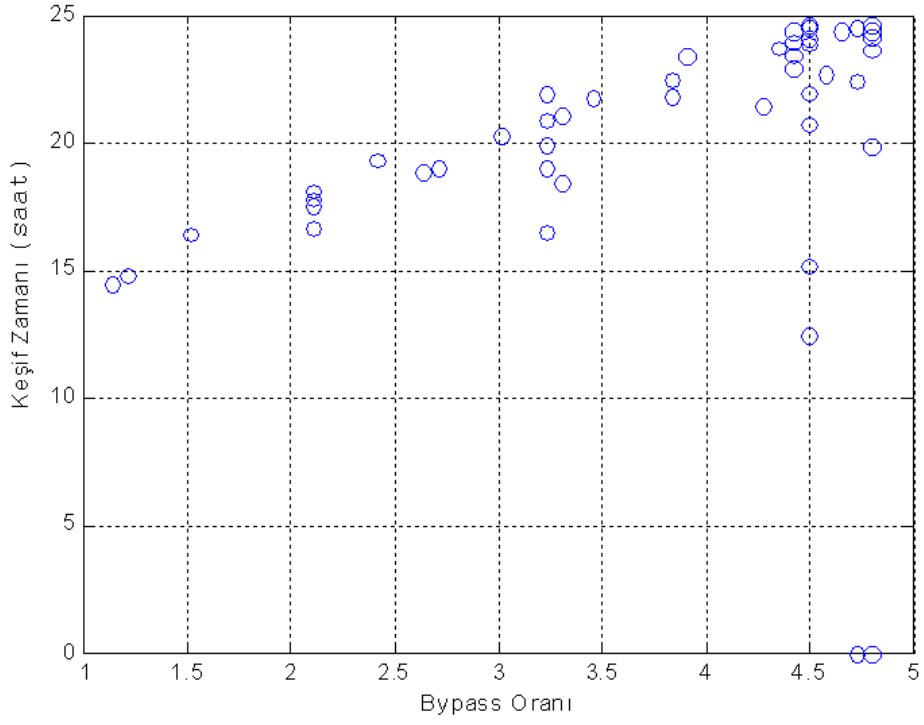
Önceki kısımda anlatılan iki parametrelili (bypass oranı, kompresör basınç oranı) özgün GA yazılımı, daha fazla parametre kullanarak, daha iyi sonuç alabilme amacıyla en temel dört motor parametresini (bypass oranı, kompresör

basınç oranı, fan basınç oranı, yanma odası çıkış toplam sıcaklığı) içerecek şekilde genişletilmiştir. Burada da “keşif zamanı” maksimize edilecek sonuç parametresi veya amaç fonksiyonu olarak kabul edilmiştir.

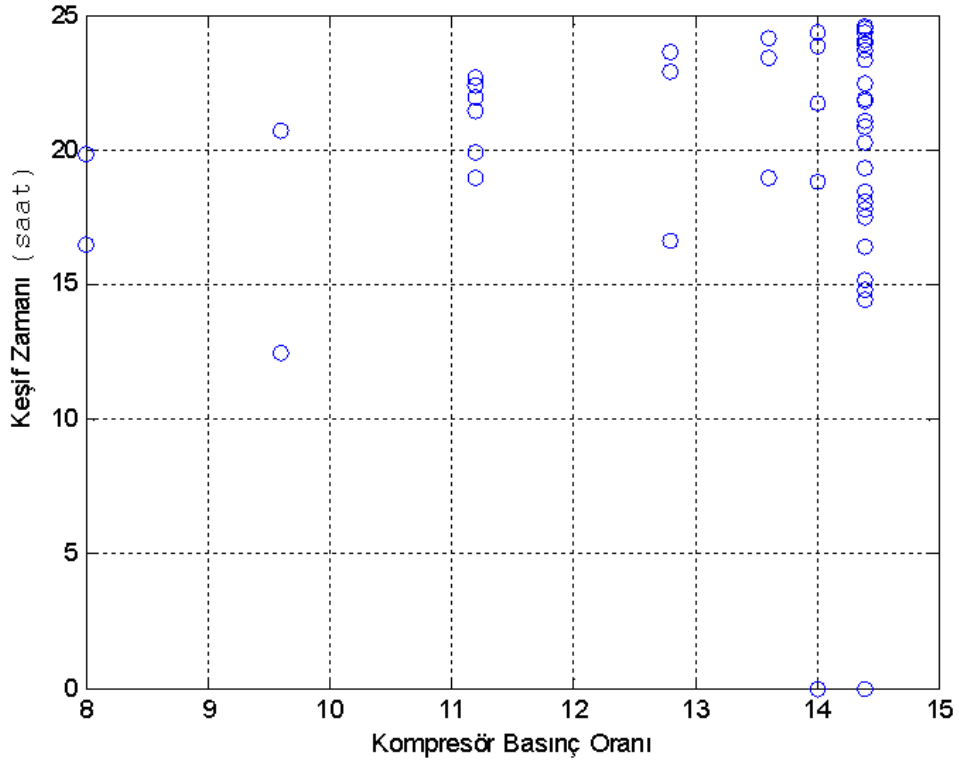
Yazılan dört parametrelili GA yazılımı değişik şartlarda çalıştırılmıştır. İlk çalıştırmada RR AE3007H turbofan motoru geometrisine uygun basınç oranı ve bypass oranı limitleriyle (bypass oranı: 4,8 ve kompresör basınç oranı 14,4) ve ikinci olarak literatürde rastlanan en yüksek değerlerin yaklaşık %10-20 fazlası (bypass oranı: 11, kompresör toplam basınç oranı: 30) üst sınır olarak seçilmiştir. Her iki denemede seçilen keşif irtifasına göre ve yakıt miktarı ayarlanarak azami 24 saat keşif zamanını elde eden çözümler araştırılmıştır. 24 saati geçen keşif süreleri için yakıt miktarı azaltılarak yazılım tekrar çalıştırılmıştır. Bu iki denemenin sonuçları Çizelge 9.4 ve 9.5’te, birinci denemeye ait GA iterasyonları ve bireylere göre dağılımları Şekil 9.10-9.12’de verilmiştir. Çizelge 9.4 ve 9.5’te 17000m irtifanın üzerinde bypass oranının düşürülmesi ihtiyacı Çizelge 9.2 sonuçları tartışılırken verildiği üzere yüksek bypass oranı ile elde edilen daha az seviyede itkidenden kaynaklanmaktadır. Bu durumun bir başka çözümü daha güçlü bir motor (daha fazla güç yüklemesi) olabilir. Ancak bu da ağır bir motor veya özgül yakıt tüketiminden taviz verilerek tasarlanmış daha yüksek yanma odası çıkış sıcaklığına sahip bir motor ile sonuçlanabilir.



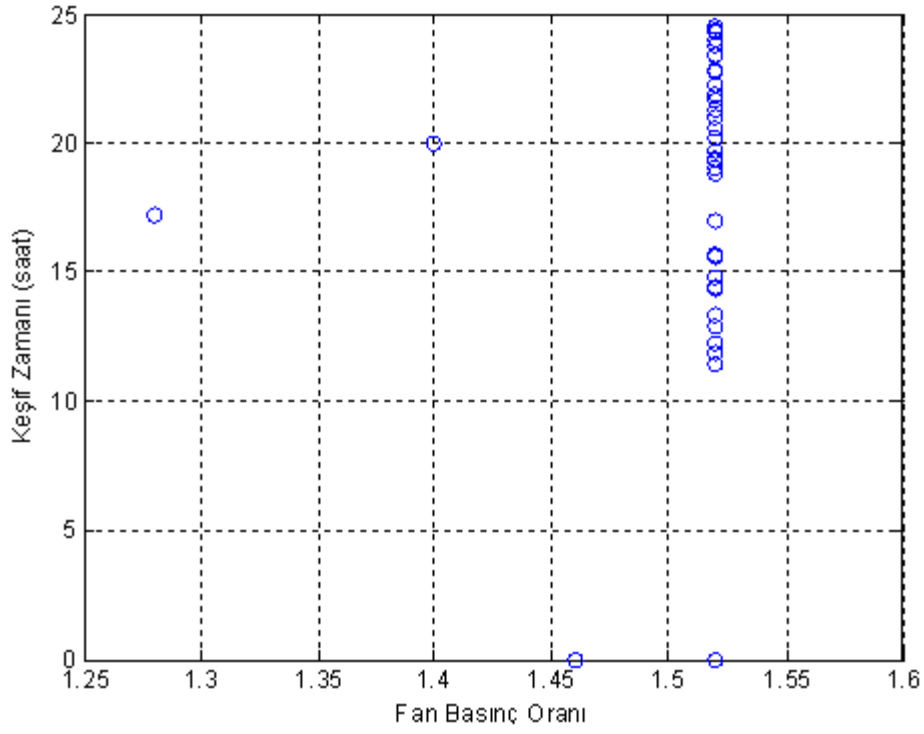
Şekil 9.10. Genetik algoritma ile iterasyonlar boyunca elde edilen en iyi keşif zamanı değerleri



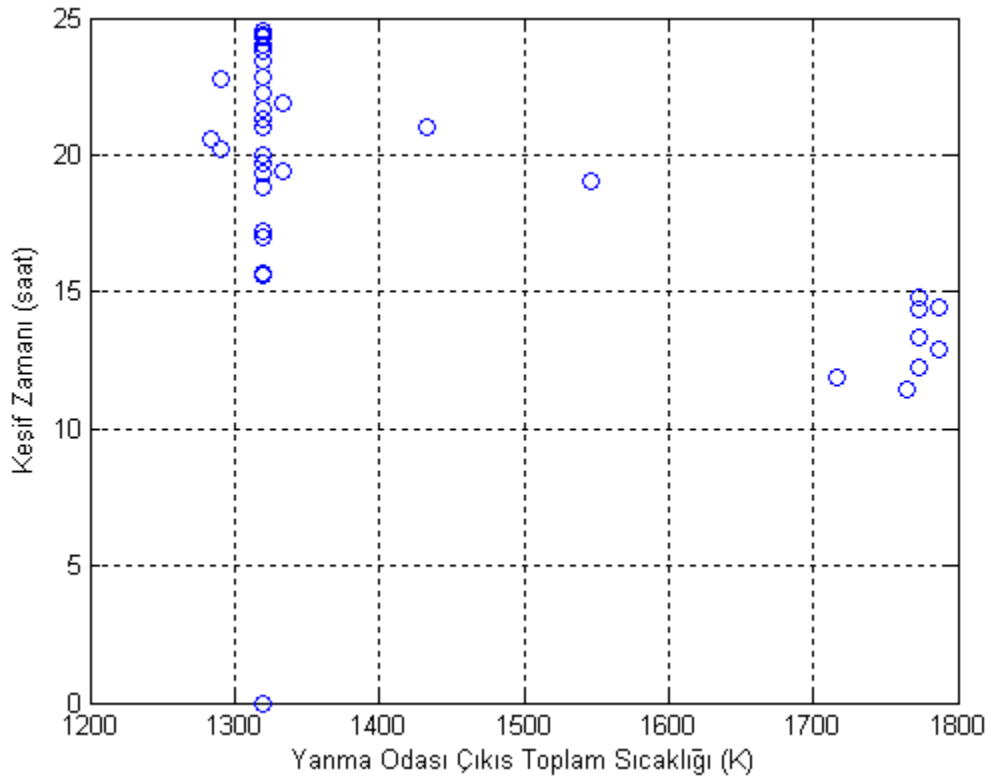
Şekil 9.11. En iyileme sonunda bypass oranına ait bireyler



Şekil 9.12. En iyileme sonunda kompresör basınç oranına ait bireyler



Şekil 9.13. En iyileme sonunda fan basınç oranına ait bireyler



Şekil 9.14. En iyileme sonunda yanma odası çıkış toplam sıcaklığına ait bireyler

Çizelge 9.4. Dört parametrelî genetik algoritma sonuçları

| Girdiler | | | | | | Çıktılar | | |
|--------------------|-------------|--------------------------------|---------------------------------|--------------------------|---|-----------------------|--------------------|---------------------|
| Seçimler | | Genetik Algoritma Değişkenleri | | | | | | |
| Keşif İrtifası (m) | Yakıt Oranı | Bypass Oranı (1-4,8) | Kompresör Basınç Oranı (4-14,4) | Fan Basınç Oranı (1,1-2) | Y.Odası Çıkışı toplam Sıcaklık (1000-2000K) | Keşif Zamani** (saat) | Uçak Ağırlığı (kg) | Yakıt Ağırlığı (kg) |
| 5000 | 0,566 | 4,68 | 14,4 | 1,4 | 1220 | 24,84 | 11027 | 6241 |
| 10000 | 0,522 | 4,68 | 14,4 | 1,4 | 1220 | 24,55 | 7511 | 3921 |
| 15700 | 0,505 | 4,68 | 14,4 | 1,52 | 1319 | 24,53 | 6946 | 3508 |
| 17000 | 0,525 | 1,78 | 14,4 | 1,82 | 1205 | 24,71 | 9016 | 4733 |
| 20000 | * | * | * | * | * | * | | |

(*), Bu irtifada yetersiz itki nedeniyle çözümsüzlük vardır.

(**), Maksimize edilen amaç fonksiyonu.

Çizelge 9.5. Dört parametrelî genetik algoritma sonuçları

| Girdiler | | | | | | Çıktılar | | |
|--------------------|-------------|--------------------------------|-------------------------------|--------------------------|---|-----------------------|--------------------|---------------------|
| Seçimler | | Genetik Algoritma Değişkenleri | | | | | | |
| Keşif İrtifası (m) | Yakıt Oranı | Bypass Oranı (1-11) | Kompresör Basınç Oranı (4-30) | Fan Basınç Oranı (1,1-2) | Y.Odası Çıkışı Toplam Sıcaklık (1000-2000K) | Keşif Zamani** (saat) | Uçak Ağırlığı (kg) | Yakıt Ağırlığı (kg) |
| 5000 | 0,5 | 11 | 30 | 1,31 | 1534 | 24,6 | 6904 | 3452 |
| 10000 | 0,47 | 11 | 30 | 1,31 | 1534 | 24,7 | 5858 | 2753 |
| 15700 | 0,463 | 5,34 | 30 | 1,58 | 1515 | 24,09 | 6890 | 3190 |
| 17000 | 0,485 | 2,1 | 29,1 | 1,82 | 1361 | 24,53 | 8616 | 4179 |
| 20000 | * | * | * | * | * | * | | |

(*), Bu irtifada yetersiz itki nedeniyle çözümsüzlük vardır.

(**), Maksimize edilen amaç fonksiyonu.

Çizelge 9.5'te verilen en iyileme sonuçlarından 15700m keşif irtifası için bulunan değerler bypass oranı (5,34), kompresör basınç oranı (30), fan basınç oranı (1,58), yanma odası çıkışı toplam sıcaklık (1515 K) değerlerine ait İHA boyutlandırma sonuçları Çizelge 9.6'da verilmiştir. En iyileme öncesi değerler ile karşılaştırıldığında (Çizelge 7.5) uçak toplam kalkış ağırlığının %46, yakıt ağırlığının ise %54 azaldığı görülmektedir. Bu farkın sebebi temel olarak artırılmış parametre aralıklarında daha verimli bir motor elde etmekten kaynaklanmaktadır.

Çizelge 9.6. En iyileme sonrası Global Hawk boyutlandırma sonuçları

| Görev profili | Açıklama | Birimi | Değeri | | | | | | | | | |
|----------------------------------|--|-----------------------------------|---------------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|
| W ₀ , toplam ağırlık | Uçağın toplam kalkış ağırlığı | kg | 6890 | | | | | | | | | |
| S, kanat alanı | Uçağın toplam kanat alanı | m ² | 28,53 | | | | | | | | | |
| R, menzil | | km | 18151 | | | | | | | | | |
| kesif zamanı | Uçağın keşif yerinde harçayabileceği azami süre | saat | 24,09 | | | | | | | | | |
| toplam görev zamanı | | saat | 31,77 | | | | | | | | | |
| intikal zamanı | Görev yerine (keşif başlangıcına) intikal süresi | saat | 3,85 | | | | | | | | | |
| tırmanma mesafesi (yatayda) | Uçağın tırmanma yüksekliğine çıkıncaya kadar yatayda aldığı mesafe | km | 404,67 | | | | | | | | | |
| | Görev noktaları:(1-10) | | 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | 10 |
| görev irtifası | Uçak uçuş yüksekliği | km | 0,00 | 0,00 | 15,24 | 15,24 | 15,70 | 15,70 | 15,70 | 15,70 | 15,24 | 0,00 |
| Mach sayısı | Uçak hızı | M | 0,15 | 0,19 | 0,56 | 0,60 | 0,60 | 0,56 | 0,45 | 0,60 | 0,60 | 0,14 |
| C _L | Taşıma katsayısı | boyutsuz | 1,46 | 0,91 | 0,88 | 0,78 | 0,80 | 0,91 | 0,91 | 0,52 | 0,45 | 0,91 |
| V _{ucak} | Uçak hızı | km/saat | 185,2 | 233,4 | 598,3 | 635,0 | 635,0 | 593,7 | 481,8 | 635,0 | 635,0 | 174,1 |
| Fines | | | 29,08 | 32,35 | 32,34 | 31,97 | 32,06 | 32,35 | 32,35 | 27,98 | 25,75 | 32,35 |
| W, uçak etap ağırlığı | Uçağın uçuş boyunca değişen ağırlığı | kg | 6871 | 6822 | 6588 | 6588 | 6249 | 6249 | 4114 | 4114 | 3810 | 3810 |
| D, sürüklenme kuvveti | Sürüklenme kuvveti (drag) | Newton | 2316 | 2067 | 2008 | 2020 | 1911 | 1894 | 1247 | 1442 | 1451 | 1150 |
| Motor Sonuç Parametreleri | Açıklama | Birimi | Değeri | | | | | | | | | |
| F _{SL} | Deniz seviyesi, statik, yerleşmemiş motor gücü | Newton | 20940 | 4708 | lb | | | | | | | |
| İtki mevcut | Görev noktalarında, yerleşmiş motor gücü | Newton | 15767 | 15109 | 2100 | 2093 | 1947 | 1954 | 1993 | 1947 | 2093 | 15925 |
| w _f | Motordaki yakıt akışı | kg/s *(10 ⁻³) | 163,1 | 163,7 | 34,5 | 33,8 | 31,9 | 31,0 | 19,2 | 24,1 | 24,3 | 11,8 |
| TSFC _{inst} | yerleşmiş özgül yakıt sarfiyatı | kg/(kN*s) *(10 ⁻³) | 10,35 | 10,84 | 16,42 | 16,72 | 16,72 | 16,38 | 15,42 | 16,72 | 16,72 | 10,24 |
| W ₂ | Motordaki ana hava akışı | kg/s | 78,6 | 79,2 | 12,3 | 12,6 | 11,7 | 11,4 | 10,7 | 11,7 | 12,6 | 78,5 |
| A ₁₈ | soğuk lüle kesit alanı | m ² | 0,204 | 0,203 | 0,197 | 0,197 | 0,197 | 0,197 | 0,198 | 0,197 | 0,197 | 0,204 |
| A ₇ | sıcak lüle kesit alanı | m ² | 0,090 | 0,091 | 0,036 | 0,036 | 0,036 | 0,036 | 0,034 | 0,036 | 0,036 | 0,090 |

Çizelge 9.6. (devam) En iyileme sonrası Global Hawk boyutlandırma sonuçları

| | | | | | | | | | | | | |
|------------------|---------------------|-----|------|------|------|------|------|------|------|------|------|------|
| P ₀ | Toplam basınç 0 | kPa | 103 | 104 | 14 | 15 | 14 | 13 | 12 | 14 | 15 | 103 |
| P ₂ | Toplam basınç 2 | kPa | 102 | 103 | 14 | 15 | 14 | 13 | 12 | 14 | 15 | 102 |
| P ₂₄ | Toplam basınç 24 | kPa | 162 | 163 | 23 | 23 | 22 | 21 | 20 | 22 | 23 | 162 |
| P ₁₃ | Toplam basınç 13 | kPa | 162 | 163 | 23 | 23 | 22 | 21 | 20 | 22 | 23 | 162 |
| P ₁₇ | Toplam basınç 17 | kPa | 157 | 158 | 22 | 22 | 21 | 20 | 19 | 21 | 22 | 157 |
| P ₂₆ | Toplam basınç 26 | kPa | 159 | 160 | 22 | 23 | 21 | 21 | 19 | 21 | 23 | 158 |
| P ₃ | Toplam basınç 3 | kPa | 4758 | 4802 | 664 | 682 | 634 | 616 | 574 | 634 | 682 | 4749 |
| P ₃₁ | Toplam basınç 31 | kPa | 4758 | 4802 | 664 | 682 | 634 | 616 | 574 | 634 | 682 | 4749 |
| P ₄₁ | Toplam basınç 41 | kPa | 4615 | 4658 | 644 | 661 | 615 | 597 | 556 | 615 | 661 | 4607 |
| P ₄ | Toplam basınç 4 | kPa | 4615 | 4658 | 644 | 661 | 615 | 597 | 556 | 615 | 661 | 4607 |
| P ₄₁₅ | Toplam basınç 415 | kPa | 4615 | 4658 | 644 | 661 | 615 | 597 | 556 | 615 | 661 | 4607 |
| P ₄₁₆ | Toplam basınç 416 | kPa | 502 | 504 | 111 | 112 | 105 | 103 | 99 | 105 | 112 | 502 |
| P ₄₄ | Toplam basınç 44 | kPa | 502 | 504 | 111 | 112 | 105 | 103 | 99 | 105 | 112 | 502 |
| P ₄₆ | Toplam basınç 46 | kPa | 497 | 499 | 110 | 111 | 104 | 102 | 98 | 104 | 111 | 497 |
| P ₄₈ | Toplam basınç 48 | kPa | 122 | 121 | 40 | 40 | 37 | 37 | 37 | 37 | 40 | 122 |
| P ₇ | Toplam basınç 7 | kPa | 120 | 120 | 40 | 40 | 37 | 37 | 36 | 37 | 40 | 121 |
| T ₀ | Toplam sıcaklık 0 | K | 289 | 290 | 230 | 232 | 232 | 230 | 225 | 232 | 232 | 289 |
| T ₂ | Toplam sıcaklık 2 | K | 289 | 290 | 230 | 232 | 232 | 230 | 225 | 232 | 232 | 289 |
| T ₂₄ | Toplam sıcaklık 24 | K | 335 | 336 | 266 | 268 | 268 | 266 | 261 | 268 | 268 | 335 |
| T ₁₃ | Toplam sıcaklık 13 | K | 335 | 336 | 266 | 268 | 268 | 266 | 261 | 268 | 268 | 335 |
| T ₁₇ | Toplam sıcaklık 17 | K | 335 | 336 | 266 | 268 | 268 | 266 | 261 | 268 | 268 | 335 |
| T ₂₆ | Toplam sıcaklık 26 | K | 335 | 336 | 266 | 268 | 268 | 266 | 261 | 268 | 268 | 335 |
| T ₃ | Toplam sıcaklık 3 | K | 983 | 986 | 789 | 795 | 795 | 788 | 773 | 795 | 795 | 983 |
| T ₃₁ | Toplam sıcaklık 31 | K | 983 | 986 | 789 | 795 | 795 | 788 | 773 | 795 | 795 | 983 |
| T ₄₁ | Toplam sıcaklık 41 | K | 1466 | 1466 | 1449 | 1449 | 1449 | 1449 | 1448 | 1449 | 1449 | 1465 |
| T ₄₁₅ | Toplam sıcaklık 415 | K | 1439 | 1439 | 1413 | 1414 | 1414 | 1413 | 1411 | 1414 | 1414 | 1439 |
| T ₄₁₆ | Toplam sıcaklık 416 | K | 885 | 884 | 968 | 966 | 966 | 968 | 975 | 966 | 966 | 885 |
| T ₄₄ | Toplam sıcaklık 44 | K | 885 | 884 | 968 | 966 | 966 | 968 | 975 | 966 | 966 | 885 |
| T ₄₆ | Toplam sıcaklık 46 | K | 885 | 884 | 968 | 966 | 966 | 968 | 975 | 966 | 966 | 885 |
| T ₄₈ | Toplam sıcaklık 48 | K | 637 | 636 | 771 | 767 | 767 | 771 | 782 | 767 | 767 | 638 |
| T ₅ | Toplam sıcaklık 5 | K | 646 | 645 | 766 | 763 | 763 | 766 | 776 | 763 | 763 | 647 |
| T ₇ | Toplam sıcaklık 7 | K | 646 | 645 | 766 | 763 | 763 | 766 | 776 | 763 | 763 | 647 |

10. MALİYET MODELLERİ

Literatürdeki uçak ve gaz türbinli motor maliyet modelleri araştırıldığında RAND Corporation'ın (Research ANd Development) çalışmaları bulunur. Bu hususta en çok kullanılan RAND maliyet formülasyonları A.B.D. geçmiş projeleri temel alınarak ampirik olarak hesaplanmıştır.

Uçak maliyet modelleri [28] (metrik birimlere çevrilmiştir):

$$NRENGR = 18,509(EW)^{0,747}(SP)^{0,8} \quad (10.1)$$

$$NRENGC = NRENGR * C_{ENG} \quad (10.2)$$

$$NRTOOL = 24,68(EW)^{0,81}(SP)^{0,579} \quad (10.3)$$

$$NRTLC = NRTOOL * C_{TOOL} \quad (10.4)$$

$$DS = 41,55(EW)^{0,63}(SP)^{1,3} \quad (10.5)$$

$$FT = 1199(EW)^{0,325}(SP)^{0,822}TESTAC^{1,21} \quad (10.6)$$

$$ENGR_{100} = 0,2926(EW)^{0,88}(SP)^{1,2}\left(\frac{AC}{100}\right)^{0,485} \quad (10.7)$$

$$ENGRC_{100} = ENGR_{100} * C_{ENG} \quad (10.8)$$

$$TOOL_{100} = 8,335(EW)^{0,707}(SP)^{0,813}\left(\frac{AC}{100}\right)^{0,485} \quad (10.9)$$

$$TOOLC_{100} = TOOL_{100} * C_{TOOL} \quad (10.10)$$

$$LABR_{100} = 200(EW)^{0,82}(SP)^{0,484}\left(\frac{AC}{100}\right)^{0,485} \quad (10.11)$$

$$LABC_{100} = LABR_{100} * C_{ML} \quad (10.12)$$

$$MATL_{100} = 762(EW)^{0,921}(SP)^{0,621}\left(\frac{AC}{100}\right)^{0,485} \quad (10.13)$$

$$QA_{100} = 133LABR_{100} \quad (10.14)$$

$$QAC_{100} = QA_{100} * C_{QA} \quad (10.15)$$

$$AC_{NRC} = NRENGC + NRTLC + DS + FT \quad (10.16)$$

$$AC_{RC} = ENGRC_{100} + TOOLC_{100} + LABC_{100} + MATL_{100} + QAC_{100} \quad (10.17)$$

$$AC_{TDC} = AC_{NRC} + AC_{RC} \quad (10.18)$$

$NRENGR$, bir defalık mühendislik saati (non-recurring engineering hours); EW , uçak boş ağırlığı (kg); SP , uçak azami hız (km/saat); $TESTAC$, test uçağı sayısı; AC , uçak imalat adedi

$NRENGC$, bir defalık mühendislik maliyeti; C_{ENG} , mühendislik saat ücreti; $NRTOOL$, bir defalık takım-avadanlık saati (non-recurring tooling hours); $NRTLTC$, takım-avadanlık maliyeti; C_{TOOL} , takım-avadanlık saat ücreti;

DS , geliştirme destek maliyeti;

FT , uçuş testi maliyeti;

$ENGR_{100}$, 100 uçak için tekrarlayan mühendislik saati (recurring engineering hours); $ENGRC_{100}$, 100 uçak için tekrarlayan mühendislik maliyeti; C_{ENG} , mühendislik saat ücreti

$TOOL_{100}$, 100 uçak için tekrarlayan takım-avadanlık saati (recurring tooling hours); $TOOLC_{100}$, 100 uçak için tekrarlayan takım-avadanlık maliyeti; C_{TOOL} , takım-avadanlık saat ücreti

$LABR_{100}$, 100 uçak için tekrarlayan imalat işçilik saati (recurring manufacturing labor hours); $LABC_{100}$, 100 uçak için tekrarlayan imalat işçilik maliyeti; C_{ML} , imalat işçilik saat ücreti

$MATL_{100}$, 100 uçak için tekrarlayan malzeme maliyeti (recurring manufacturing material cost)

QA_{100} , 100 uçak için tekrarlayan kalite kontrol saati (recurring quality assurance hours); QAC_{100} , 100 uçak için tekrarlayan kalite kontrol maliyeti; C_{QA} , kalite kontrol saat ücreti

AC_{NRC} , bir defalık uçak geliştirme toplam maliyeti (total non-recurring cost); AC_{RC} , 100 uçak için tekrar eden toplam imalat maliyeti (total recurring cost); AC_{TDC} ise bu ikisinin toplamıdır.

Denklem (10.1-18) 1990 yılı ABD dolar değeri üzerinden verildiğinden, 1990'dan günümüze dolar enflasyonu ek olarak dikkate alınmalıdır. Bu uçak geliştirme maliyet modellinden verilen girdilerle elde edilen sonuçlar Çizelge 10.1'de verilmiştir.

Çizelge 10.1. Uçak geliştirme ve imalat maliyet modeli sonuçları

| Girdiler: | Global Hawk | Türk İHA |
|--------------------------------------|--------------------------|-------------------------|
| <i>EW</i> (uçak boş ağırlığı) | 4456 kg (GTOW: 12527 kg) | 2052 kg (GTOW: 5672 kg) |
| <i>SP</i> (uçak azami hız) | 635 km/h | 635 km/h |
| <i>TESTAC</i> (test uçağı sayısı) | 20 | 20 |
| <i>AC</i> (uçak imalat adedi) | 100 | 100 |
| C_{ENG} | 40 \$ | 40 \$ |
| C_{TOOL} | 40 \$ | 40 \$ |
| C_{ML} | 40 \$ | 40 \$ |
| C_{QA} | 40 \$ | 40 \$ |
| Dolar enflasyonu (1990-2009) | % 67 | % 67 |
| Çıktılar: (2009 yılı maliyetleri) | | |
| AC_{NRC} (geliştirme maliyeti) | 401 milyon \$ | 277 milyon \$ |
| AC_{RC} (100 uçak imalat maliyeti) | 415 milyon \$ | 213 milyon \$ |

Motor Maliyet Modeli-1

Bu kısımda kullanılan motor maliyet denklemleri Kaynak [30]'dan alınmıştır ve metrik birimlere çevrilmiştir.

$$MQTDEVCOST = -845,804 + 1,124F_{SL} + 249,838M_0 + 0,5634T_4 \quad (10.19)$$

$$TOTDEVCOST = -525,763 + 5,171F_{SL} + 401,022M_0 + 0,070N_E \quad (10.20)$$

$$PROCOST = -2228,14 + 9,667F_{SL} + 243,25M_0 + 1,744T_4 \quad (10.21)$$

$MQTDEVCOST$, yer testleri sonunda oluşan kümülatif motor maliyeti motor maliyeti (uçuş testleri ve sonrasındaki maliyetler hariç); $TOTDEVCOST$, toplam motor geliştirme maliyeti (seri üretim fazındaki geliştirme maliyetleri dahil); $PROCOST$, motor birim maliyeti (1000. motor kümülatif ortalama üretim maliyeti); F_{SL} , deniz seviyesi azami itki (kN); M_0 , uçuş Mach sayısı (subsonik motorlar için 1,0); T_4 , türbin giriş toplam sıcaklığı (K); N_E , proje boyunca üretilen motor adedidir. Denklem (10.19-21) 1980 yılı ABD dolar değeri üzerinden verildiğinden, 1980'den günümüze dolar enflasyonu ek olarak dikkate alınmalıdır.

Motor Maliyet Modeli-2

Kaynak [32]'daki verilerden ise, daha basit bir motor geliştirme maliyet denklemini çıkartılmıştır:

$$MQTDEVCOST = 0,0872(224,81T_{SL})^{0,8927} \quad (10.22)$$

Bu iki motor geliştirme maliyet modellerinden verilen girdilerle elde edilen sonuçlar Çizelge 10.2'de verilmiştir.

Çizelge 10.2. Motor geliştirme ve imalat maliyet modeli sonuçları

| Girdiler: | Global Hawk/AE3007H Motoru | | Türk İHA Motoru | |
|------------------------------------|-----------------------------|---------------|--------------------|---------------|
| | Model 1 | Model 2 | Model 1 | Model 2 |
| F_{SL} | 36,88 kN [8290 lb] | 36,88 kN | 17,24 kN [3875 lb] | 17,24 kN |
| T_4 | 1650K | - | 1650K | - |
| M_0 | 1.0 (sesaltı motorlar için) | - | 1.0 | - |
| dolar enflasyonu (1980-2009) | % 158 | % 158 | % 158 | % 158 |
| Çıktılar: (2009 yılı maliyetleri) | | | | |
| $MQTDEVCOST$ (geliştirme maliyeti) | 968 milyon \$ | 708 milyon \$ | 910 milyon \$ | 359 milyon \$ |
| $PROCOST$ (birim motor maliyeti) | 3,2 milyon \$ | - | 2,7 milyon \$ | - |

11. SONUÇ VE ÖNERİLER

Bu tez çalışmasında ilk defa, verilen bir görev profiline göre turbofan motorlu bir insansız hava aracının güç sistemi ile birlikte ön boyutlandırmasının en iyilemesi, verilen dört temel motor tasarım parametresine göre yapılmıştır. Böylece hava aracı için en uygun motorun boyutlandırılması hava aracının kendisinin boyutlandırılması ile birlikte yapıldığından uçak tasarımcısı ve motor tasarımcısı arasındaki tasarım iterasyonlarını azaltarak tasarım sürecinin kısalmasına yardımcı olunmuştur.

Keşif süresi temel amaç fonksiyonu olarak ele alınmış ve bu değeri en yüksek seviyeye çıkaran motor temel tasarım parametreleri ve bu parametrelerin değişimi araştırılmıştır. Amaç fonksiyonunu maksimum yapacak değişkenler, tasarıma etkilerinden dolayı, bypass oranı, kompresör basınç oranı, fan basınç oranı ve yanma odası çıkış toplam sıcaklığı olarak seçilmiştir. İnsansız hava aracı ile ilgili parametreler ise (hız, irtifa, aerodinamik, faydalı yük, geometrik oranlar vb.) girdi olarak (kısıtlayıcı ya da seçimler) alınmıştır.

İstenen keşif irtifasında maksimum keşif zamanını elde etmek için en iyileme yöntemi olarak seçkinici genetik algoritma yöntemi kullanılmıştır. MATLAB programlama dilinde gerçekleştirilen en iyileme yönteminde, genetik algoritmanın en iyi noktaları bulmada güçlü (hızlı ve doğruluk oranı yüksek) bir araç olduğu gözlenmiştir. Zira, aynı anda birden fazla motor tasarım parametresini belirlenen aralıklarda değiştirerek en iyi noktayı bulma hesaplamaları klasik yöntemlere göre çok daha hızlı sonuca ulaşmıştır.

En iyileme sonunda temel dört motor tasarım parametresi ile ilgili elde edilen bulgular (keşif zamanını maksimize eden motor için):

- Bypass oranının genel olarak yüksek olması özgül yakıt tüketimini düşürmekte ve keşif zamanını arttırmaktadır. Ancak bypass oranı yükseldikçe itki seviyesinde düşüşe neden olmakta ve belli bir irtifadan sonra hava aracı tutunamamaktadır. Diğer bir olumsuz etkisi ise, (bu çalışmada göz ardı edilen) motorun uçak gövdesi içerisinde yer alması gerektiği durumlarda yüksek bypasslı motorların gövde içerisine sığmama problemi.

- Kompresör basınç oranının olabildiğince yüksek olması tüm denemelerde iyi sonuç vermiştir. Yüksek basınç oranı daha fazla kademeli ve dolayısıyla daha ağır bir kompresör gerektirmesine rağmen (motor ağırlığı bağıntısında (4.92-93) kompresör basınç oranı etkisi hesaba katılmıştır) hesaplanan ağırlık dezavantajını yenerek en yüksek basınç oranlı kompresörün en iyi keşif zamanı değerlerini verdiği görülmüştür.
- Fan basınç oranı (1-2) aralığında genel olarak ara değerlerde (1,4-1,8 gibi) en iyi keşif zamanını vermiştir. Literatürde de ticari turbofan motorlarda tek kademeli fan basınç oranlarının (1,5-1,7) civarında olduğu görülmüştür.
- Yanma odası çıkış toplam sıcaklığı ise, motor toplam basınç oranına göre belli bir değerde özgül yakıt tüketimini minimum yapmaktadır. Basınç oranı artıkça optimum yanma odası çıkış toplam sıcaklık değerinin de yükselme eğiliminde olduğu görülmüştür. Bu optimum değer azaltılması yada çoğaltılması durumunda özgül yakıt tüketimi artmakta ya da çözümsüz bölgeye girilmektedir.

Genetik algoritma uygulaması öncesi yapılan çalışmada (Bölüm 7) ise, hem motor (yanma odası çıkış sıcaklığı, bypass oranı, kompresör toplam basınç oranı) hem de uçak (faydalı yük, itki/uçak toplam ağırlığı, yakıt ağırlığı/uçak toplam ağırlığı) ile ilgili bazı tasarım girdi parametrelerinin etkileri, sonuçları belli oranlarda değiştirilerek hesaplanmış (hassasiyet analizi) ve grafiklerle sunulmuştur. Böylece, hem uçak hem motor tasarımcısı için bu değerlerin karşılıklı anlaşılması ve yorumlanması imkanı da sağlanmıştır.

Bu çalışma ile bu alanda genetik algoritma tekniğinin, en iyi noktaları bulmada oldukça etkili bir metot olduğu görülmüştür. Yapılan denemelerde 50-100 kuşak, 50-100 popülasyon, 0,80-0,90 çaprazlama oranı ve 0,003-0,005 mütasyon oranı gibi genetik algoritma değerlerinde, en iyi noktaların bulunduğu görülmüştür. Kuşak (jenerasyon) ve popülasyon değerlerinin buradakinden daha fazla olması, sonuçların doğruluğuna çok az etki etmekte olup, ancak diğer taraftan da çözüm zamanını da çok arttırmaktadır. Çalışmada, değişik çalıştırmalara, değişik popülasyonlarla başlandığından bu ilk popülasyonun

içerisinde doğru sonuca en yakın bireyin ilk uzaklığının, çözüm zamanını ve doğruluğunu etkilediği görülmüştür. Böylece tek çalıştırma ile yetinilmemesi ve değişik kuşak (jenerasyon) ve popülasyon sayılarının kullanılmasının önemi de ortaya konmuştur. Bir çalıştırmada elde edilen en iyi bireyin, bir sonraki çalıştırmadaki bireylerden biri olması için, programda bu bireyin tanıtılmasına yönelik satırlar eklenmiştir. Bu sayede tasarımcı, önceki bir sonucu yada mevcut değilse kendi en iyi tahminini, yeni bir çalıştırmada ilk bireylerden biri olarak girebilmekte (diğerleri rastgele seçilmeye devam edilir), böylece sonuçların doğruluğu ve elde etme hızı iyileştirilebilmektedir.

Sonuç olarak çalışmanın havacılık sektörüne katkısı şu şekilde özetlenebilir:

a) Dünyada ve ülkemizde önemi giderek artan insansız hava araçları tasarımı konusunda, ilk defa güç grubu ile birlikte ön boyutlandırmada, en iyileme yapabilecek bir ön tasarım yazılımı geliştirilmiştir. Böylece Ülkemizin yazılım açısından dışa bağımlılığı azaltılmış olmaktadır.

b) Geliştirilen yazılımın genetik algoritma metodu kullanan versiyonu ile insansız hava aracı turbofan motorlarının özgül yakıt tüketimini verilen görev profilinde en düşük seviyeye ve dolayısıyla keşif süresini en yüksek seviyeye çıkaran (en iyileme) motor tasarım parametre değerleri hesaplanmıştır. Oluşturulan en iyileme probleminin çözümünde, seçkin genetik algoritma tekniğinin kuvvetli ve güvenilir bir yöntem olduğu ve çözüme kısa sürede ulaştığı da ortaya konmuştur. Aynı zamanda, bu veya başka bir alanda benzer bir en iyileme problemi için bu metodun kullanılmasının avantajları gösterilmiş olmuştur.

c) Bu çalışmada geliştirilen yazılım, gerçek projelerde kullanılabilmesi için tasarım firmalarının istediği şekilde ve yerli imkanlarla uyarlamalar yapılacak durumda olup tamamen orjinal bir yazılımdır.

d) Bu çalışmadaki sonuçlar, bir başka ön tasarım için kullanılabileceği gibi bu yazılımın sonuçlarının incelenmesi de, yeni tasarımcılar tarafından bir eğitim örneği olarak kabul edilebilir.

e) Bu çalışmada birden fazla (4 adet) motor tasarım değişkenini aynı anda optimize eden yazılımlar ilk defa geliştirilmiş ve uygulanmıştır. Yazılım, optimize edilecek parametre sayısı daha da arttırılabilecek esnekliğe de sahiptir.

Bundan sonra yürütülecek çalışmalarda:

i) Yazılım girdilerini oluşturan bir çok girdi parametre, kısıtlar ile matematik modelleme (aerodinamik, yapısal vs.) tasarım şirketleri bilgi, tecrübe birikimleri doğrultusunda yenilenerek sonuçların doğruluk hassasiyeti daha da arttırabilir.

ii) Bu en iyileme çalışması değişik insansız hava aracı tiplerine ve güç gruplarına uygulanabilir. Örneğin Ülkemizin gelecekte ihtiyaç duyabileceği turboprop motor kullanan orta irtifa uzun dayanımlı (MALE tipi) ağırlıklı olarak özel sivil kullanım amaçlı İHA'lar ve turbofan kullanan muharip İHA'lar (UCAV) bu çalışma alanının gelecek adımlarında yer alabilir.

iii) Oluşturulan yazılımın motor kısmı bazı küçük değişikliklerle, elektrik üretmek amacıyla kullanılan endüstriyel gaz türbinlerine veya gaz türbinli kara araçları tasarımına da uygulanabilir.

iv) Ayrıca bu yazılımın genetik algoritma kısmı, genel amaçlı olarak, farklı alanlarda diğer birçok en iyileme probleminin çözümünde de kullanılabilir.

KAYNAKLAR

- [1] Curtis H., Filippone A., Cook M., Jenkinson, L.R., De Florio F., *Aerospace Engineering Desk Reference*, Butterworth-Heinemann, 2009
- [2] Jenkinson, L.R., Simpkin P., Rhodes D., *Civil Jet Aircraft Design*, Arnold, 1999.
- [3] Anonim, http://www.fas.org/irp/doddir/usaf/conops_uav/part03.htm
- [4] Chaput J.A., *Aircraft Design and Laboratory, Conceptual Design of UAV Systems*, Lecture Notes, 2004.
<http://www.soton.ac.uk/~jps7/D8%20website/UAV%20Design%20slides/>
- [5] Anonim, www.emporia.edu/earthsci/student/graves1/project.html
- [6] Anonim,
www.nasa.gov/centers/dryden/pdf/111760main_UAV_Assessment_Report_Overview.pdf
- [7] Anonim, www.nasa.gov/centers/dryden/news/FactSheets/FS-020-DFRC.html
- [8] Anonim, www.tai.com.tr
- [9] Anonim, <http://en.wikipedia.org>
- [10] Chaput J.A.,
<http://www.ae.utexas.edu/ASE261KChaput/designdata/UAV.xls>
- [11] Yüceil, K.B., *Tepki ile Tahrik*,
<http://www2.itu.edu.tr/~yuceil/teaching/uck421/uck421-week1.pdf>
- [12] Mattingly, J., Heiser, W., Pratt, D., *Aircraft Engine Design*, AIAA Series, 2002.
- [13] Kerrebrock J.L., *Aircraft Engines and Gas Turbines*, MIT, 1984.
- [14] Kurzke J., www.gasturb.de
- [15] Raymer D.P., *Aircraft Design: A Conceptual Approach*, 3rd Edition, 1999.
- [16] Hagemeister C., Aronstein D.C. Schueler K.L., *Design methods and configurations for supersonic aircraft*, A.B.D. Patent No: 7252263, 2007.
- [17] Anonim,
<http://www.propnuts.com/Downloads/Articles/Cubic%20loading%20Article%20from%20Herb%20Brown.doc>

- [18] Mair W.A., Birdsall D.L., *Aircraft Performance*, Cambridge Aerospace Series 5, 1992.
- [19] Anonim,
<http://www.as.northropgrumman.com/products/ghrq4a/assets/GHMD-New-Brochure.pdf>
- [20] Anonim,
<http://www1.rolls-royce.com/media/packs/200702-civilaerospace.pdf>
- [21] Anonim, www.jet-engine.net
- [22] Gen, M., Cheng R., *Genetic Algorithms and Engineering Design*, 1997.
- [23] Sen, Z., *Genetik Algoritmalar ve En İyileme Yöntemleri*, Su Vakfı, İstanbul, 2004.
- [24] Holland, J.H., *Adaptation in Natural and Artificial Systems: An Introductory Analysis with Applications to Biology, Control and Artificial Intelligence*, The University of Michigan Press, 1975.
- [25] Adei, H., Hung, S.L., *Machine Learning-Neural Networks, Genetic Algorithms, and Fuzzy Systems*, John Wiley&Sons, 1995.
- [26] Buğdaycı, H., *Uçak Performanslarının Uçak İşletme Karakteristiklerine Etkisinin Etüdü*, Doktora Tezi, İstanbul Teknik Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, İstanbul, 1980.
- [27] Özelgin, Z.G., *Uçuş Mekaniği*, İTÜ Makina Fak. Uçak İnşaat Kürsüsü, 1978.
- [28] Resetar, S.A., Rogers, J.C., Hess, R.W., *Advanced Airframe structural Materials, A primer and cost estimating methodology*, RAND R-4016-AF, 1991.
- [29] Anonim, <http://cost.jsc.nasa.gov/airframe.html>
- [30] Birkler, J.L., Garfinkle, J.B., Marks, K.E., *Development and Production Cost Estimating Relationships For Aircraft Turbine Engines*, RAND N-1882-AF, 1982.
- [31] Walsh, P. P. , Fletcher, P., *Gas Turbine Performance*, 2nd Edition, 2004.
- [32] Culy, D.G., Gossen, J.J., “Monte Carlo Simulation of Engine Development Process”, *J. Aircraft* , 21, 462-468, 1984.

- [33] Turan, Ö., *Turbofan Motorların Elitizimli Genetik Algoritma Yöntemiyle Optimizasyonu*, Doktora Tezi, Anadolu Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Eskişehir, 2007.
- [34] Anonim, http://www.fas.org/irp/doddir/usaf/conops_uav/part02.htm
- [35] Akbulut, O., Uçan, O.N., Osman O., “*Genetik Algoritma Kullanılarak Bilgisayar Ağ Yapılarında Optimizasyon Yapılması*”, II. Mühendislik Bilimleri Genç Araştırmacılar Kongresi, İstanbul, 2005.
<http://www.istanbul.edu.tr/mbgak/bildiriler/Elektrikelektronik/A2-21.pdf>

Ek-1 Ticari Turbofan Motor Özellikleri

Çizelge E.1. Çeşitli ticari motor özellikleri [21]

| No | Üretici | Motor Modeli | İtki (kN) | Hava Debisi (kg/s) | Toplam Basınç Oranı | Bypass Oranı | Kuru Ağırlık (kg) |
|----|------------------------|------------------------------|-----------|--------------------|---------------------|--------------|-------------------|
| 1 | Williams/ Rolls-Royce | FJ44-1C | 6,672 | 26,316 | 10,3 | 3,4 | 203 |
| 2 | Williams/ Rolls-Royce | FJ44-1A | 8,451 | 28,584 | 12,8 | 3,280 | 203 |
| 3 | Pratt Whitney | JT15D-1B | 9,786 | 34,029 | 10,0 | 3,3 | 235 |
| 4 | Pratt Whitney | JT15D-5 | 12,899 | 42,196 | 12,6 | 2,0 | 287 |
| 5 | Ivchenko (Klimov) | AI-25 | 14,678 | 14,973 | 8,0 | 2,1 | 320 |
| 6 | GE | CF700-2C | 18,348 | 38,113 | 6,9 | 1,9 | 329 |
| 7 | GE | CF700-2D | 18,904 | 38,113 | 6,2 | 1,9 | 334 |
| 8 | Garrett | TFE731-2 | 15,568 | 51,270 | 13,0 | 2,66 | 337 |
| 9 | Garrett | TFE731-2-2B | 15,568 | 51,270 | 13,0 | 2,66 | 337 |
| 10 | Garrett | TFE731-3B-100 | 16,235 | 53,539 | 14,4 | 2,8 | 340 |
| 11 | Garrett | TFE731-3 | 16,458 | 53,539 | 14,6 | 2,8 | 342 |
| 12 | Garrett | TFE731-3-1D | 16,458 | 53,539 | 14,6 | 2,8 | 342 |
| 13 | Garrett | TFE731-3-1G | 16,458 | 53,539 | 14,6 | 2,8 | 342 |
| 14 | Garrett | TFE731-3-1H | 16,458 | 53,539 | 14,6 | 2,8 | 342 |
| 15 | GE | CF700-2D2 | 19,193 | 38,113 | 6,9 | 1,9 | 348 |
| 16 | Garrett | TFE731-3-100S | 16,235 | 53,539 | 14,6 | 2,8 | 349 |
| 17 | Garrett | TFE731-3A-2B | 16,235 | 53,539 | 14,6 | 2,8 | 352 |
| 18 | Garrett | TFE731-3A-300G | 16,235 | 53,539 | 14,6 | 2,8 | 352 |
| 19 | Garrett | TFE731-5 | 19,144 | 64,882 | 14,4 | 3,65 | 387 |
| 20 | Garrett | TFE731-5AR | 20,016 | 64,882 | 14,6 | 3,65 | 401 |
| 21 | Garrett (AlliedSignal) | TFE731-20 | 15,568 | 55,808 | 21,0 | 3,1 | 402 |
| 22 | Garrett (AlliedSignal) | TFE731-40 | 18,904 | 65,789 | 22,0 | 2,9 | 402 |
| 23 | Garrett (AlliedSignal) | TFE731-5BR | 21,128 | 64,882 | 15,1 | 3,5 | 408 |
| 24 | Garrett (AlliedSignal) | TFE731-60 | 22,240 | 84,846 | 22,0 | 3,9 | 448 |
| 25 | Pratt Whitney | PW305B | 23,388 | 81,670 | 15,5 | 4,3 | 451 |
| 26 | Avco Lycoming | ALF502L | 33,360 | 116,152 | 13,6 | 5,2 | 595 |
| 27 | CFE | CFE738-1-1B | 25,465 | 95,281 | 23,0 | 5,3 | 601 |
| 28 | Rolls-Royce/Snecma | M45H-D Mk.501 | 34,516 | 105,717 | 18,8 | 2,85 | 673 |
| 29 | Allison (Rolls-Royce) | AE3007A | 36,874 | 133,394 | 24,0 | 4,8 | 720 |
| 30 | Allison (Rolls-Royce) | AE3007A1 | 33,716 | 133,394 | 24,0 | 5,3 | 720 |
| 31 | GE | CF34-3A | 41,011 | 150,635 | 21,0 | 6,3 | 737 |
| 32 | GE | CF34-3A1 | 41,011 | 150,635 | 21,0 | 6,3 | 751 |
| 33 | Rolls-Royce | Spey Jr. RB.183-2 Mk.555-15 | 43,813 | 90,290 | 15,4 | 1,0 | 1024 |
| 34 | Rolls-Royce | Spey Jr. RB.183-2 Mk.555-15P | 44,035 | 90,290 | 15,4 | 1,0 | 1024 |

Çizelge E.1. (Devam) Çeşitli Ticari Motor Özellikleri [21]

| No | Üretici | Motor Modeli | İtki (kN) | Hava Debisi (kg/s) | Toplam Basınç Oranı | Bypass Oranı | Kuru Ağırlık (kg) |
|----|---------------|------------------------|-----------|--------------------|---------------------|--------------|-------------------|
| 35 | Rolls-Royce | Spey RSp.4 Mk.511-5 | 50,707 | 93,466 | 18,4 | 0,71 | 1049 |
| 36 | Rolls-Royce | Spey RSp.4 Mk.511-5W | 50,707 | 93,466 | 18,4 | 0,71 | 1051 |
| 37 | Rolls-Royce | Spey RSp.4 Mk.510-14 | 48,928 | 93,466 | 18,4 | 0,71 | 1058 |
| 38 | Rolls-Royce | Spey RSp.4 Mk.511-8 | 50,707 | 89,383 | 18,4 | 0,64 | 1127 |
| 39 | Rolls-Royce | Spey RSp.4 Mk.511-14 | 50,707 | 93,466 | 18,4 | 0,71 | 1127 |
| 40 | Rolls-Royce | Spey RSp.4 Mk.512-5W | 53,376 | 93,466 | 20,7 | 0,71 | 1184 |
| 41 | Rolls-Royce | Spey RSp.4 Mk.512-14 | 55,822 | 93,466 | 20,7 | 0,71 | 1184 |
| 42 | Rolls-Royce | Spey RSp.4 Mk.512-14DW | 55,822 | 93,466 | 20,7 | 0,71 | 1184 |
| 43 | Rolls-Royce | Spey RSp.4 Mk.512-25 | 55,822 | 93,466 | 20,7 | 0,71 | 1184 |
| 44 | Rolls-Royce | Spey RSp.4 Mk.510-14W | 48,928 | 93,466 | 18,4 | 0,71 | 1189 |
| 45 | Rolls-Royce | Spey RSp.4 Mk.511-14W | 50,707 | 93,466 | 18,4 | 0,71 | 1189 |
| 46 | Rolls-Royce | Tay RB.183-3 Mk.611-8 | 61,605 | 186,025 | 15,8 | 3,04 | 1339 |
| 47 | Rolls-Royce | Tay RB.183-3 Mk.611-8C | 61,605 | 186,025 | 15,8 | 3,04 | 1339 |
| 48 | Pratt Whitney | JT8D-1 | 62,272 | 142,922 | 15,4 | 1,06 | 1405 |
| 49 | Pratt Whitney | JT8D-1A | 62,272 | 142,922 | 15,4 | 1,06 | 1405 |
| 50 | Pratt Whitney | JT8D-1B | 62,272 | 142,922 | 15,4 | 1,06 | 1405 |
| 51 | Pratt Whitney | JT8D-7 | 62,272 | 142,922 | 15,8 | 1,07 | 1405 |
| 52 | Pratt Whitney | JT8D-7A | 62,272 | 142,922 | 15,8 | 1,07 | 1405 |
| 53 | Pratt Whitney | JT8D-7B | 62,272 | 142,922 | 15,8 | 1,07 | 1405 |
| 54 | Rolls-Royce | Tay RB.183-3 Mk.620-15 | 61,605 | 186,025 | 15,8 | 3,04 | 1445 |
| 55 | Pratt Whitney | JT8D-9 | 64,496 | 144,737 | 15,9 | 1,03 | 1450 |
| 56 | Pratt Whitney | JT8D-9A | 64,496 | 144,737 | 15,9 | 1,03 | 1450 |
| 57 | Solovyev | D-20P | 52,953 | 112,976 | 13,6 | 1,0 | 1468 |
| 58 | Pratt Whitney | JT8D-11 | 66,720 | 148,367 | 16,2 | 1,05 | 1502 |
| 59 | Rolls-Royce | Tay RB.183-3 Mk.650-14 | 67,165 | 189,655 | 16,2 | 3,06 | 1515 |
| 60 | Rolls-Royce | Tay RB.183-3 Mk.650-15 | 67,165 | 189,655 | 16,2 | 3,06 | 1515 |
| 61 | Rolls-Royce | Tay RB.183-3 Mk.651-54 | 68,499 | 193,285 | 16,6 | 3,07 | 1534 |
| 62 | Pratt Whitney | JT8D-15 | 68,944 | 146,098 | 16,5 | 1,03 | 1549 |
| 63 | Solovyev | D-30-3 | 66,676 | 127,042 | 17,7 | 1,0 | 1550 |
| 64 | Solovyev | D-30-1 | 66,676 | 127,042 | 18,6 | 1,0 | 1550 |

Çizelge E.1. (Devam) Çeşitli Ticari Motor Özellikleri [21]

| No | Üretici | Motor Modeli | İtki (kN) | Hava Debisi (kg/s) | Toplam Basınç Oranı | Bypass Oranı | Kuru Ağırlık (kg) |
|----|------------------------------|---------------------|-----------|--------------------|---------------------|--------------|-------------------|
| 65 | Solovyev (Perm Aviadvigatel) | D-30U-154 | 66,676 | 127,042 | 18,6 | 1,0 | 1550 |
| 66 | Pratt Whitney | JT8D-17 | 71,168 | 147,005 | 16,9 | 1,01 | 1556 |
| 67 | Pratt Whitney | JT8D-15A | 68,944 | 148,367 | 16,6 | 1,04 | 1576 |
| 68 | Pratt Whitney | JT8D-17A | 71,168 | 148,820 | 17,1 | 1,02 | 1577 |
| 69 | Pratt Whitney | JT8D-17AR | 72,947 | 147,913 | 17,3 | 1,0 | 1586 |
| 70 | Pratt Whitney | JT8D-17R | 77,395 | 150,181 | 17,5 | 1,0 | 1586 |
| 71 | BMW/Rolls-Royce Deutschland | BR710A1-10 | 65,608 | 197,368 | 25,7 | 4,2 | 1597 |
| 72 | BMW/Rolls-Royce Deutschland | BR710A2-20 | 65,608 | 197,368 | 25,7 | 4,2 | 1597 |
| 73 | BMW/Rolls-Royce Deutschland | BR710C4-11 | 65,608 | 197,368 | 25,7 | 4,2 | 1597 |
| 74 | Rolls-Royce | Tay RB.183-3 Mk.670 | 80,064 | 231,851 | 19,0 | 3,2 | 1701 |
| 75 | Pratt Whitney | JT3D-1 | 75,616 | 204,174 | 12,5 | 1,4 | 1881 |
| 76 | Solovyev (Perm Aviadvigatel) | PS-90A10 | 90,219 | 264,065 | 23,1 | 3,76 | 1897 |
| 77 | CFM | CFM56-3B1 | 88,960 | 297,187 | 22,6 | 6,0 | 1940 |
| 78 | CFM | CFM56-3B2 | 97,856 | 309,891 | 24,3 | 5,9 | 1951 |
| 79 | CFM | CFM56-3C1 | 104,528 | 322,142 | 25,7 | 6,0 | 1951 |
| 80 | Pratt Whitney | JT3D-3B | 80,064 | 204,174 | 13,0 | 1,4 | 1969 |
| 81 | Pratt Whitney | JT3D-3C | 80,064 | 204,174 | 13,0 | 1,4 | 1969 |
| 82 | Pratt Whitney | JT3D-7 | 84,512 | 214,156 | 13,5 | 1,43 | 1969 |
| 83 | Pratt Whitney | JT3D-7A | 84,512 | 214,156 | 13,5 | 1,43 | 1969 |
| 84 | Pratt Whitney | JT8D-209 | 82,288 | 213,702 | 17,4 | 1,82 | 2001 |
| 85 | Pratt Whitney | JT8D-217 | 88,960 | 220,508 | 18,6 | 1,77 | 2010 |
| 86 | Pratt Whitney | JT8D-217A | 88,960 | 220,508 | 18,6 | 1,77 | 2010 |
| 87 | Pratt Whitney | JT8D-219 | 93,408 | 225,499 | 20,1 | 1,72 | 2042 |
| 88 | Pratt Whitney | JT8D-217C | 88,960 | 225,499 | 20,1 | 1,72 | 2042 |
| 89 | BMW/Rolls-Royce Deutschland | BR715A1-30 | 82,288 | 278,584 | 32,1 | 4,7 | 2086 |
| 90 | BMW/Rolls-Royce Deutschland | BR715C1-30 | 93,408 | 312,613 | 32,6 | 5,0 | 2086 |
| 91 | Kuznetsov | NK-8-2 | 93,159 | 209,619 | 21,5 | 1,0 | 2100 |
| 92 | Kuznetsov | NK-8-2U | 102,971 | 228,221 | 23,2 | 1,05 | 2100 |
| 93 | Kuznetsov | NK-8-4 | 102,971 | 221,869 | 23,2 | 1,02 | 2100 |
| 94 | CFM | CFM56-2C1 | 97,856 | 357,532 | 24,7 | 6,0 | 2103 |
| 95 | CFM | CFM56-5A4 | 97,856 | 370,236 | 24,1 | 6,2 | 2257 |
| 96 | CFM | CFM56-5A5 | 104,528 | 382,033 | 25,4 | 6,2 | 2257 |
| 97 | CFM | CFM56-5A1 | 111,200 | 386,570 | 26,5 | 6,0 | 2266 |
| 98 | CFM | CFM56-5A3 | 117,872 | 397,459 | 27,8 | 6,0 | 2266 |
| 99 | Solovyev (Perm Aviadvigatel) | PS-90A12 | 117,672 | 370,236 | 25,3 | 5,05 | 2301 |

Çizelge E.1. (Devam) Çeşitli Ticari Motor Özellikleri [21]

| No | Üretici | Motor Modeli | İtki (kN) | Hava Debisi (kg/s) | Toplam Basınç Oranı | Bypass Oranı | Kuru Ağırlık (kg) |
|-----|------------------------------|--------------|-----------|--------------------|---------------------|--------------|-------------------|
| 100 | International Aero Engines | V2500-A1 | 111,200 | 355,263 | 29,4 | 5,4 | 2302 |
| 101 | International Aero Engines | V2533-A5 | 146,784 | 395,644 | 35,2 | 4,5 | 2332 |
| 102 | International Aero Engines | V2524-A5 | 104,528 | 350,272 | 27,1 | 4,9 | 2332 |
| 103 | International Aero Engines | V2527-A5 | 117,872 | 355,717 | 27,7 | 4,8 | 2332 |
| 104 | International Aero Engines | V2530-A5 | 139,667 | 385,209 | 31,6 | 4,6 | 2332 |
| 105 | CFM | CFM56-7B24 | 106,752 | 342,105 | 26,0 | 5,3 | 2367 |
| 106 | CFM | CFM56-7B26 | 117,427 | 355,263 | 27,9 | 5,1 | 2367 |
| 107 | CFM | CFM56-7B22 | 97,856 | 329,401 | 24,6 | 5,4 | 2367 |
| 108 | International Aero Engines | V2522-A5 | 97,856 | 334,846 | 25,2 | 4,9 | 2373 |
| 109 | CFM | CFM56-5B5 | 97,856 | 371,143 | 24,4 | 6,0 | 2382 |
| 110 | CFM | CFM56-5B5/P | 97,856 | 371,143 | 24,4 | 6,0 | 2382 |
| 111 | CFM | CFM56-5B6 | 104,528 | 382,940 | 25,8 | 5,9 | 2382 |
| 112 | CFM | CFM56-5B6/2 | 104,528 | 382,940 | 25,8 | 5,9 | 2382 |
| 113 | CFM | CFM56-5B6/2P | 104,528 | 382,940 | 25,8 | 5,9 | 2382 |
| 114 | CFM | CFM56-5B6/P | 104,528 | 382,940 | 25,8 | 5,9 | 2382 |
| 115 | CFM | CFM56-5B4 | 120,096 | 406,987 | 29,1 | 5,7 | 2382 |
| 116 | CFM | CFM56-5B4/2 | 120,096 | 406,987 | 29,1 | 5,7 | 2382 |
| 117 | CFM | CFM56-5B4/2P | 120,096 | 406,987 | 29,1 | 5,7 | 2382 |
| 118 | CFM | CFM56-5B4/P | 120,096 | 406,987 | 29,1 | 5,7 | 2382 |
| 119 | CFM | CFM56-5B1 | 133,440 | 427,858 | 32,0 | 5,5 | 2382 |
| 120 | CFM | CFM56-5B1/2 | 133,440 | 427,858 | 32,0 | 5,5 | 2382 |
| 121 | CFM | CFM56-5B1/P | 133,440 | 427,858 | 32,0 | 5,5 | 2382 |
| 122 | CFM | CFM56-5B2 | 137,888 | 433,757 | 32,9 | 5,5 | 2382 |
| 123 | CFM | CFM56-5B2/P | 137,888 | 433,757 | 32,9 | 5,5 | 2382 |
| 124 | CFM | CFM56-5B3 | 142,336 | 433,757 | 33,7 | 5,4 | 2382 |
| 125 | CFM | CFM56-5B3/P | 142,336 | 433,757 | 33,7 | 5,4 | 2382 |
| 126 | International Aero Engines | V2525-D5 | 111,200 | 355,717 | 27,7 | 4,8 | 2383 |
| 127 | International Aero Engines | V2528-D5 | 124,544 | 374,319 | 30,4 | 4,7 | 2383 |
| 128 | Kuznetsov | NK-86 | 127,480 | 292,196 | 13,4 | 1,15 | 2451 |
| 129 | CFM | CFM56-5C2 | 138,778 | 465,971 | 31,5 | 6,6 | 2586 |
| 130 | CFM | CFM56-5C3 | 144,560 | 474,138 | 32,6 | 6,5 | 2586 |
| 131 | CFM | CFM56-5C3/F | 144,560 | 474,138 | 32,6 | 6,5 | 2586 |
| 132 | CFM | CFM56-5C4 | 151,232 | 483,212 | 33,9 | 6,4 | 2586 |
| 133 | Solovyev (Perm Aviadvigatel) | PS-90AN-76 | 156,903 | 470,054 | 35,5 | 4,6 | 2951 |
| 134 | Pratt Whitney | PW2037 | 162,797 | 549,002 | 27,9 | 5,8 | 3260 |

Çizelge E.1. (Devam) Çeşitli Ticari Motor Özellikleri [21]

| No | Üretici | Motor Modeli | İtki (kN) | Hava Debisi (kg/s) | Toplam Basınç Oranı | Bypass Oranı | Kuru Ağırlık (kg) |
|-----|---------------|--------------|-----------|--------------------|---------------------|--------------|-------------------|
| 135 | Pratt Whitney | PW2040 | 178,365 | 569,419 | 27,6 | 5,9 | 3260 |
| 136 | Pratt Whitney | PW2240 | 178,365 | 569,419 | 27,6 | 5,9 | 3260 |
| 137 | Pratt Whitney | PW2237 | 162,797 | 549,002 | 27,9 | 5,8 | 3260 |
| 138 | Pratt Whitney | PW2337 | 162,797 | 549,002 | 27,9 | 5,8 | 3260 |
| 139 | GE | CF6-6 | 177,920 | 609,347 | 26,6 | 6,2 | 3335 |
| 140 | GE | CF6-6D | 177,920 | 591,198 | 24,3 | 5,72 | 3583 |
| 141 | GE | CF6-6D1 | 184,592 | 602,541 | 25,2 | 5,76 | 3583 |
| 142 | GE | CF6-6D1A | 184,592 | 602,541 | 25,2 | 5,76 | 3583 |
| 143 | GE | CF6-50A | 217,952 | 655,172 | 28,6 | 4,4 | 3721 |
| 144 | GE | CF6-50B | 217,952 | 655,172 | 28,6 | 4,4 | 3721 |
| 145 | GE | CF6-80A3 | 222,400 | 662,432 | 28,4 | 4,59 | 3820 |
| 146 | GE | CF6-80A1 | 213,504 | 651,089 | 27,3 | 4,66 | 3820 |
| 147 | Pratt Whitney | JT9D-20 | 205,942 | 690,109 | 21,1 | 5,2 | 3834 |
| 148 | Pratt Whitney | JT9D-20J | 205,942 | 690,109 | 21,1 | 5,2 | 3834 |
| 149 | GE | CF6-50E1 | 233,520 | 666,969 | 30,1 | 4,24 | 3852 |
| 150 | GE | CF6-50E | 233,520 | 666,969 | 30,1 | 4,24 | 3852 |
| 151 | GE | CF6-80A2 | 222,400 | 662,432 | 28,4 | 4,59 | 3855 |
| 152 | GE | CF6-80A | 213,504 | 651,089 | 27,3 | 4,66 | 3855 |
| 153 | Pratt Whitney | JT9D-3A | 196,824 | 684,664 | 21,5 | 5,2 | 3906 |
| 154 | GE | CF6-50C | 226,848 | 658,348 | 29,3 | 4,26 | 3957 |
| 155 | GE | CF6-50C1 | 233,520 | 666,969 | 30,1 | 4,24 | 3957 |
| 156 | GE | CF6-50C2 | 233,520 | 669,691 | 30,4 | 4,31 | 3961 |
| 157 | GE | CF6-50C2B | 240,192 | 682,396 | 31,1 | 4,25 | 3961 |
| 158 | GE | CF6-50C2F | 206,832 | 632,033 | 26,3 | 4,64 | 3961 |
| 159 | GE | CF6-50E2 | 233,520 | 669,691 | 30,4 | 4,31 | 3978 |
| 160 | GE | CF6-50E2B | 240,192 | 682,396 | 30,9 | 4,24 | 3978 |
| 161 | GE | CF6-45A | 206,832 | 632,033 | 26,3 | 4,64 | 3978 |
| 162 | GE | CF6-45A2 | 206,832 | 632,033 | 26,3 | 4,64 | 3978 |
| 163 | GE | CF6-45B | 206,832 | 632,033 | 26,3 | 4,64 | 3978 |
| 164 | GE | CF6-45B2 | 206,832 | 632,033 | 26,3 | 4,64 | 3978 |
| 165 | Pratt Whitney | JT9D-7ASP | 208,834 | 696,007 | 22,5 | 5,1 | 3984 |
| 166 | Pratt Whitney | JT9D-7 | 205,942 | 690,109 | 22,3 | 5,2 | 4015 |
| 167 | Pratt Whitney | JT9D-7A | 208,834 | 696,007 | 22,5 | 5,1 | 4015 |
| 168 | Pratt Whitney | JT9D-7F | 213,504 | 710,073 | 22,8 | 5,1 | 4015 |
| 169 | Pratt Whitney | JT9D-7J | 222,400 | 721,416 | 23,5 | 5,1 | 4015 |
| 170 | Pratt Whitney | JT9D-7R4H1 | 249,088 | 769,056 | 26,7 | 4,8 | 4031 |
| 171 | Pratt Whitney | JT9D-7R4D | 213,504 | 719,147 | 23,4 | 4,9 | 4040 |
| 172 | Pratt Whitney | JT9D-7R4D1 | 213,504 | 719,147 | 23,4 | 4,9 | 4040 |
| 173 | Pratt Whitney | JT9D-7R4E | 222,400 | 732,759 | 24,2 | 4,9 | 4040 |
| 174 | Pratt Whitney | JT9D-7R4E1 | 222,400 | 732,759 | 24,2 | 4,9 | 4040 |
| 175 | Pratt Whitney | JT9D-7R | 213,504 | 719,147 | 23,4 | 4,9 | 4040 |

Çizelge E.1. (Devam) Çeşitli Ticari Motor Özellikleri [21]

| No | Üretici | Motor Modeli | İtki (kN) | Hava Debisi (kg/s) | Toplam Basınç Oranı | Bypass Oranı | Kuru Ağırlık (kg) |
|-----|-----------------|--------------|-----------|--------------------|---------------------|--------------|-------------------|
| 176 | Pratt Whitney | JT9D-7R4E3 | 222,400 | 732,759 | 24,2 | 4,9 | 4129 |
| 177 | Pratt Whitney | JT9D-7R4E4 | 222,400 | 732,759 | 24,2 | 4,9 | 4129 |
| 178 | Pratt Whitney | JT9D-7R4G2 | 243,528 | 769,056 | 26,3 | 4,8 | 4145 |
| 179 | GE | CF6-80C2 | 233,520 | 802,632 | 30,4 | 5,2 | 4145 |
| 180 | Pratt Whitney | JT9D-59 | 235,744 | 743,648 | 24,5 | 4,9 | 4147 |
| 181 | Pratt Whitney | JT9D-59A | 235,744 | 743,648 | 24,5 | 4,9 | 4147 |
| 182 | Pratt Whitney | JT9D-70A | 235,744 | 743,648 | 24,5 | 4,9 | 4154 |
| 183 | Pratt Whitney | JT9D-59B | 242,416 | 753,176 | 25,2 | 4,8 | 4156 |
| 184 | Pratt Whitney | JT9D-70B | 242,416 | 753,176 | 25,2 | 4,8 | 4163 |
| 185 | Pratt Whitney | PW4052 | 232,186 | 773,593 | 27,5 | 4,85 | 4180 |
| 186 | Pratt Whitney | PW4152 | 232,186 | 773,593 | 27,5 | 4,85 | 4180 |
| 187 | Pratt Whitney | PW4056 | 252,424 | 773,593 | 30,2 | 4,85 | 4180 |
| 188 | Pratt Whitney | PW4156 | 252,424 | 773,593 | 30,2 | 4,85 | 4180 |
| 189 | Pratt Whitney | PW4156A | 252,424 | 773,593 | 30,2 | 4,85 | 4180 |
| 190 | Pratt Whitney | PW4158 | 257,984 | 773,593 | 30,6 | 4,75 | 4180 |
| 191 | Pratt Whitney | PW4060 | 266,880 | 773,593 | 31,5 | 4,85 | 4180 |
| 192 | Pratt Whitney | PW4060A | 266,880 | 773,593 | 31,5 | 4,85 | 4180 |
| 193 | Pratt Whitney | PW4460 | 266,880 | 773,593 | 31,5 | 4,85 | 4180 |
| 194 | Pratt Whitney | JT9D-7Q | 235,744 | 744,102 | 24,5 | 4,9 | 4217 |
| 195 | Pratt Whitney | JT9D-7Q3 | 235,744 | 744,102 | 24,5 | 4,9 | 4217 |
| 196 | GE | CF6-80C2A2 | 233,342 | 802,632 | 30,4 | 5,05 | 4247 |
| 197 | GE | CF6-80C2A3 | 262,210 | 802,632 | 30,4 | 5,05 | 4247 |
| 198 | GE | CF6-80C2A1 | 262,432 | 795,826 | 30,4 | 5,15 | 4247 |
| 199 | GE | CF6-80C2B2 | 229,472 | 748,639 | 30,4 | 5,31 | 4260 |
| 200 | GE | CF6-80C2B1 | 252,202 | 775,862 | 30,4 | 5,19 | 4260 |
| 201 | GE | CF6-80C2A8 | 262,432 | 802,632 | 30,4 | 5,05 | 4260 |
| 202 | GE | CF6-80C2B1F | 254,248 | 800,363 | 30,4 | 5,15 | 4310 |
| 203 | GE | CF6-80E1 | 291,344 | 867,967 | 32,0 | 5,3 | 5064 |
| 204 | GE | CF6-80E1A1 | 291,344 | 867,967 | 32,0 | 5,3 | 5064 |
| 205 | GE | CF6-80E1A2 | 300,240 | 873,866 | 32,6 | 5,3 | 5064 |
| 206 | Engine Alliance | GP7168 | 302,464 | 907,441 | 42,3 | 7,0 | 5218 |
| 207 | Pratt Whitney | PW4168 | 305,133 | 877,495 | 32,0 | 5,1 | 5626 |
| 208 | Pratt Whitney | PW4168A | 305,133 | 877,495 | 32,0 | 5,1 | 5626 |
| 209 | Engine Alliance | GP7277 | 342,496 | 1,179,673 | 45,6 | 8,7 | 6034 |
| 210 | Pratt Whitney | PW4084 | 373,632 | 1,156,987 | 34,2 | 6,41 | 6599 |
| 211 | Pratt Whitney | PW4074 | 331,376 | 1,156,987 | 30,3 | 6,0 | 6599 |
| 212 | Pratt Whitney | PW4077 | 342,496 | 1,156,987 | 31,5 | 6,2 | 6599 |
| 213 | Pratt Whitney | PW4090 | 401,210 | 1,230,490 | 38,6 | 6,3 | 7071 |

Ek-2 İHA ve Turbofan Motorun Genetik Algoritma ile En İyilemesini ve Performans Analizlerini Yapan Yazılım

```
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
clc
clear all
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%İHA Keşif zamanını optimize eden ve Genetik Algoritma kullanan
yazılımdır.
%Gorev profili;
kalkis_irtifasi=xlsread('C:\girdiler.xls', 1, 'D6');
ilk_tirmanma_sonu_irtifasi=xlsread('C:\girdiler.xls', 1, 'D7');
intikal_seyri_sonu_irtifasi=xlsread('C:\girdiler.xls', 1, 'D8');
kesif_baslangici_irtifasi= intikal_seyri_sonu_irtifasi;
kesif_sonu_irtifasi= xlsread('C:\girdiler.xls', 1, 'D9');
donus_seyri_baslangic_irtifa= kesif_sonu_irtifasi;
donus_seyri_bitis_irtifasi= xlsread('C:\girdiler.xls', 1, 'D10');
gorev_nokta_sayisi= xlsread('C:\girdiler.xls'. 1. 'D11');
intikal_mesafesi= xlsread('C:\girdiler.xls'. 1. 'D12');
% Kalkis ayagi;
rolenti_zamani= xlsread('C:\girdiler.xls'. 1. 'D13');
rolenti_gaz_kolu_acisi= xlsread('C:\girdiler.xls'. 1. 'D14');
azami_guc_zamani= xlsread('C:\girdiler.xls'. 1. 'D15');
inis_bekleme_zamani=xlsread('C:\girdiler.xls'. 1. 'D16');
inis_reservi_yakit_orani= xlsread('C:\girdiler.xls'. 1. 'D17');
%Agirliklar;
 faydali_yuk_agirligi= xlsread('C:\girdiler.xls'. 1. 'D21');;
 yakit_agirlik_orani= xlsread('C:\girdiler.xls'. 1. 'D22');;
 inis_takimi_agirlik_orani= xlsread('C:\girdiler.xls'. 1. 'D23');
 sistemler_agirlik_orani= xlsread('C:\girdiler.xls'. 1. 'D24');
 digerleri_agirlik_orani= xlsread('C:\girdiler.xls'. 1. 'D25');;
 bos_agirlik_emniyet_katsayisi=xlsread('C:\girdiler.xls'. 1.
 'D26');;
% Aerodinamik;;
 yuzey_surtunme_katsayisi= xlsread('C:\girdiler.xls'. 1. 'D40');
 clmax_azami_tasima_katsayisi=xlsread('C:\girdiler.xls'. 1. 'D41');
 cl_kalkis_tasima_katsayisi= xlsread('C:\girdiler.xls'. 1. 'D42');
 e_kanat_verimi= xlsread('C:\girdiler.xls'. 1. 'D43');;
```

```

tirmanma_hizi_stall_hizi_orani= xlsread('C:\girdiler.xls'. 1.
'D45');;
kesif_hizi_stall_hizi_orani=xlsread('C:\girdiler.xls'. 1. 'D46');;
vcr_seyir_hizi= xlsread('C:\girdiler.xls'. 1. 'D48');
mach_azami_kesif_ve_tirmanma= xlsread('C:\girdiler.xls'. 1.
'D49');
%Gövde;
fusel_sayisi= xlsread('C:\girdiler.xls'. 1. 'D53');
fusel_uzunluk_cap_orani=xlsread('C:\girdiler.xls'. 1. 'D54');
fusel_arka_uzunluk_orani= xlsread('C:\girdiler.xls'. 1. 'D56');
fusel_silindir_uzunluk_orani=1-(1/fusel_uzunluk_cap_orani)*0.5-
fusel_arka_uzunluk_orani;
fusel_burun_uzunluk_orani=xlsread('C:\girdiler.xls'. 1. 'D55');
fusel_kesiti_en_boy_orani=xlsread('C:\girdiler.xls'. 1. 'D57');
fusel_hacmi_kullanim_faktor= xlsread('C:\girdiler.xls'. 1. 'D58');
fusel_hacim_margini=xlsread('C:\girdiler.xls'. 1. 'D59');
% Kanat;;
kanat_acikligi_orani= xlsread('C:\girdiler.xls'. 1. 'D62');
kanat_yuklemesi= xlsread('C:\girdiler.xls'. 1. 'D63');
kanat_daralma_orani= xlsread('C:\girdiler.xls'. 1. 'D64');
kanat_kalinlik_veter_orani= xlsread('C:\girdiler.xls'. 1. 'D65');
kanat_yakit_tanki_hacim_orani= xlsread('C:\girdiler.xls'. 1.
'D66');
ortalama_veter_azami_veter_kalin_oran= xlsread('C:\girdiler.xls'.
1. 'D67');
%Kuyruklar;;
yatay_kuyruk_kanat_alani_orani= xlsread('C:\girdiler.xls'. 1.
'D71');
dikey_kuyruk_kanat_alani_orani= xlsread('C:\girdiler.xls'. 1.
'D72');
%Motor kaportası
nasil_uzunluk_cap_orani= xlsread('C:\girdiler.xls'. 1. 'D75');
nasil_capi_motor_capi_orani= xlsread('C:\girdiler.xls'. 1. 'D76');
nasil_islak_alan_faktoru=xlsread('C:\girdiler.xls'. 1. 'D80');
nasil_fuselaj_uzunluk_orani= xlsread('C:\girdiler.xls'. 1. 'D81');
% itki sistemi ;
motor_sayisi= xlsread('C:\girdiler.xls'. 1. 'D84');
itki_orani_yerlesme= xlsread('C:\girdiler.xls'. 1. 'D86');

```

```

motor_yerlesme_agirlik_orani= xlsread('C:\girdiler.xls'. 1.
'D88');
motor_gucu_ucak_agirlik_orani=xlsread('C:\girdiler.xls'. 1.
'D89');
%Genetik Algoritma Parametreleri
n=80;% initial population sayisi
pc=0.85;% crossover orani
pm=0.005;% mütasyon orani
x1min=.1;%bypass oranı minimum değer
x1max=4.8;%bypass oranı max değer
x2min=2;%kompresör basınç oranı minimum değer
x2max=14.4;%kompresör basınç oranı max değer
x3min=1.1;%fan basınç oranı minimum değer
x3max=2;%fan basınç oranı max değer
x4min=1000;%Yanma odası çıkışı toplam sıcaklık (K) minimum değer
x4max=1900;%Yanma odası çıkışı toplam sıcaklık (K) max değer
hassasiyet1=.1;% bypass oranı min ve max değer arasında artış
adımları
hassasiyet2=.5;% kompresör basınç oranı min ve max değer arasında
artış adımları
hassasiyet3=.1;% fan basınç oranı min ve max değer arasında artış
adımları
hassasiyet4=10;% Yanma odası çıkışı toplam sıcaklık min ve max
değer arasında artış adımları
jenerasyon_sayisi=90;% toplam jenerasyon sayisi
fprintf ('Girdiler dosyadan okundu, hesaplamalar yapılıyor...')
fprintf ('\n')
govde_agir_kanat_alan_orani=govde_agir_kanat_alan_orani_ilk;
fusel_capi= fusel_capi_baslangic;
gorev_irtifasi(1)= kalkis_irtifasi;% kalkış irtifası, km
gorev_irtifasi(2)= kalkis_irtifasi;% tirmanma başlangici, km
gorev_irtifasi(3)= ilk_tirmanma_sonu_irtifasi; % tirmanma sonu, km
gorev_irtifasi(4)= ilk_tirmanma_sonu_irtifasi; % intikal_seyri
baslangıcı , km
gorev_irtifasi(5)= intikal_seyri_sonu_irtifasi; % intikal_seyri
sonu, km
gorev_irtifasi(6)= kesif_baslangici_irtifasi; % kesif_baslangici,
km
gorev_irtifasi(7)= kesif_sonu_irtifasi; % kesif_sonu, km

```



```

gorev_irtifasi(8)= donus_seyri_baslangic_irtifa; %
donus_seyri_baslangici, km
gorev_irtifasi(9)= donus_seyri_bitis_irtifasi; %
donus_seyri_bitis, km
gorev_irtifasi(10)= kalkis_irtifasi; % inis;
%Genetik Algoritma
cross_over_sayi=floor(pc*n); % crossover olacak population sayisi
isodd=2*floor(cross_over_sayi/2);
if isodd~=cross_over_sayi, cross_over_sayi=cross_over_sayi+1, end;
bit_sayisi1=ceil(log((x1max-x1min)/hassasiyet1)/log(2));% bit
sayisi, bypass oranı
bit_sayisi2=ceil(log((x2max-x2min)/hassasiyet2)/log(2));% bit
sayisi, kompresör basınç oranı
bit_sayisi3=ceil(log((x3max-x3min)/hassasiyet3)/log(2));% bit
sayisi, fan basınç oranı
bit_sayisi4=ceil(log((x4max-x4min)/hassasiyet4)/log(2));% bit
sayisi, Yanma odası çıkışı toplam sıcaklık
mutas_sayi=floor(pm*n*(bit_sayisi1+bit_sayisi2+bit_sayisi3+bit_sayisi4)); % mütasyon olacak population sayisi;

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
init_pop=rand(n,1)*(2^bit_sayisi1-1); % random initial population
atama
x1_degeri_bit_araliginda=round(init_pop);
init_pop=rand(n,1)*(2^bit_sayisi2-1); % random initial population
atama
x2_degeri_bit_araliginda=round(init_pop);
init_pop=rand(n,1)*(2^bit_sayisi3-1); % random initial population
atama
x3_degeri_bit_araliginda=round(init_pop);
init_pop=rand(n,1)*(2^bit_sayisi4-1); % random initial population
atama
x4_degeri_bit_araliginda=round(init_pop);

mx1=(x1max-x1min)/(2^bit_sayisi1-1);
mx2=(x2max-x2min)/(2^bit_sayisi2-1);
mx3=(x3max-x3min)/(2^bit_sayisi3-1);
mx4=(x4max-x4min)/(2^bit_sayisi4-1);

```

```

for iter=1:jenerasyon_sayisi;
iter

for i=1:n;
x1_degeri_gercek(i)=x1_degeri_bit_araliginda(i)*mx1+x1min;
end;
for i=1:n;
x2_degeri_gercek(i)=x2_degeri_bit_araliginda(i)*mx2+x2min;
end;
for i=1:n;
x3_degeri_gercek(i)=x3_degeri_bit_araliginda(i)*mx3+x3min;
end;
for i=1:n;
x4_degeri_gercek(i)=x4_degeri_bit_araliginda(i)*mx4+x4min;
end;

%Denenmesini istediğiniz bireyi aşağıya giriniz:
x1_degeri_gercek(1)= 4.8;% Bypass Oranı
x1_degeri_bit_araliginda(1)=(x1_degeri_gercek(1)-x1min)/mx1;
x2_degeri_gercek(1)=14.4;% Kompresör Basınç Oranı
x2_degeri_bit_araliginda(1)=(x2_degeri_gercek(1)-x2min)/mx2;
x3_degeri_gercek(1)=1.58;% Fan Basınç Oranı
x3_degeri_bit_araliginda(1)=(x3_degeri_gercek(1)-x3min)/mx3;
x4_degeri_gercek(1)= 1326;%Yanma odası çıkış sıcaklığı(Kelvin)
x4_degeri_bit_araliginda(1)=(x4_degeri_gercek(1)-x4min)/mx4;

for z=1:n;
bypass_orani(z)= x1_degeri_gercek(z);
kompres_basinc_orani(z) = x2_degeri_gercek(z);
fan_basinc_orani(z) = x3_degeri_gercek(z);
sicaklik_toplam4(z)= x4_degeri_gercek(z);

toplam_agirlik_ilk_tahmin=faydali_yuk_agirligi*12;
fusel_capi_baslangic=1.5;% birimi: metre;;
yakit_hava_orani= 0.02;% baslangic değeri
motor_gucu_olcegi=1; % baslangic değeri
ozgul_itki_deniz_seviyesi =25;% baslangic değeri

```

```

motor_gucu_ilktahmin=
toplaml_agirlik_ilk_tahmin*motor_gucu_ucak_agirlik_orani;% motor
gücü (itki)
toplaml_agirlik_1(z)= toplaml_agirlik_ilk_tahmin;
govde_agir_kanat_alan_orani=govde_agir_kanat_alan_orani_ilk;
fusel_capi= fusel_capi_baslangic;

% AĞIRLIK İTERASYONU:
for j=1:250;
bos_agirlik_1(z)= toplaml_agirlik_1(z)-
(toplaml_agirlik_1(z)*yakit_agirlik_orani)- faydali_yuk_agirligi;
kanat_alani= toplaml_agirlik_1(z)/ kanat_yuklemesi;
motor_gucu= toplaml_agirlik_1(z)*motor_gucu_ucak_agirlik_orani;
motor_agirligi_yerlesmis= toplaml_agirlik_1(z)*
motor_gucu_ucak_agirlik_orani* motor_yerlesme_agirlik_orani/
motor_gucu_motor_agirlik_orani;
if j>1
motor_agirligi_yerlesmis = (-10.72+
0.205*itki_mevcut(12)/itki_orani_yerlesme -
1.09*hava_debisi(12)*2.204*motor_gucu_olcegi
+17.22*kompres_basinc_orani(z)*fan_basinc_orani(z) -
31.59*bypass_orani(z))*motor_yerlesme_agirlik_orani;
if motor_agirligi_yerlesmis>2300*motor_yerlesme_agirlik_orani;
motor_agirligi_yerlesmis
=(1091.5923+0.0410169*itki_mevcut(12)+4.0808*hava_debisi(12)*2.204
*motor_gucu_olcegi+20.18253*kompres_basinc_orani(z)*fan_basinc_ora
ni(z) -226.3353*bypass_orani(z))*motor_yerlesme_agirlik_orani;
end
end

govde_agirligi_1= govde_agir_kanat_alan_orani*kanat_alani;
inis_takimi_agirligi= inis_takimi_agirlik_orani*
toplaml_agirlik_1(z);
sistemler_agirligi= sistemler_agirlik_orani * toplaml_agirlik_1(z);
bos_agirlik_2= (1+ bos_agirlik_emniyet_katsayisi)*(
motor_agirligi_yerlesmis+ govde_agirligi_1+ inis_takimi_agirligi+
sistemler_agirligi)+(toplaml_agirlik_1(z)*digerleri_agirlik_orani);

```

```

toplam_agirlik_2= bos_agirlik_2+
(toplam_agirlik_1(z)*yakit_agirlik_orani)+ faydali_yuk_agirligi;
bos_agirlik_orani= bos_agirlik_2/ toplam_agirlik_2;
yakit_agirligi= toplam_agirlik_2* yakit_agirlik_orani;
digerleri_agirligi = toplam_agirlik_2* digerleri_agirlik_orani;
faydali_yuk_hacmi= faydali_yuk_agirligi/ faydali_yuk_yogunlugu;
sistemler_hacmi= sistemler_agirligi/ sistemler_yogunlugu;
inis_takimi_hacmi= inis_takimi_agirligi / inis_takimi_yogunlugu;
yakit_tanki_hacmi= yakit_agirligi/yakit_yogunlugu;
gerekli_toplam_hacim= faydali_yuk_hacmi+ sistemler_hacmi+
inis_takimi_hacmi+ yakit_tanki_hacmi;

%%%%%%%%%;
% GEOMETRİ İTERASYONU;
%ozgul_itki_deniz_seviyesi =ozgul_itki_core/(bypass_orani(z)+1)+
ozgul_itki_fan* bypass_orani(z)/ (bypass_orani(z)+1);
if j>1
fusel_capi= fusel_capi *( fusel_hacim_margini/
mevcut_hacim_gerekli_hacim_orani)^0.3333;
end
motor_capi =( motor_gucu /( motor_sayisi *
ozgul_itki_deniz_seviyesi*26))^0.5;
nasil_capi = nasil_capi_motor_capi_orani * motor_capi;

%Hesaplamalar:
if nasil_fuselaj_uzunluk_orani* fusel_capi *
fusel_uzunluk_cap_orani > motor_capi* nasil_uzunluk_cap_orani;
fuselaj_uzunlugu=fusel_capi * fusel_uzunluk_cap_orani;
else;
fuselaj_uzunlugu= motor_capi * nasil_uzunluk_cap_orani /
nasil_fuselaj_uzunluk_orani;
end;
fuselaj_burun_hacmi =(pi/12)*(fusel_capi^3);
fuselaj_silindir_hacmi
=(pi/4)*(fuselaj_uzunlugu*fusel_silindir_uzunluk_orani)*fusel_capi
^2;
fuselaj_arka_hacmi
=(pi/12)*(fuselaj_uzunlugu*fusel_capi^2)*(fusel_arka_uzunluk_orani
);

```

```

fuselaj_toplam_hacmi = fuselaj_burun_hacmi
+fuselaj_silindir_hacmi +fuselaj_arka_hacmi;
fuselaj_burun_alani=(pi/2)*(fusel_capi^2);
fuselaj_silindir_alani=(pi)*(fuselaj_uzunlugu*fusel_silindir_uzunl
uk_orani)*fusel_capi;
fuselaj_arka_alani=(pi/2)*(fuselaj_uzunlugu*fusel_capi)*sqrt(fusel
_arka_uzunluk_orani^2+fusel_uzunluk_cap_orani^(-2));
fusel_alani
=fuselaj_burun_alani+fuselaj_silindir_alani+fuselaj_arka_alani;
motor_agirligi_yerlesmemis= motor_agirligi_yerlesmis /
motor_yerlesme_agirlik_orani;
nasek_uzunlugu =motor_capi* nasek_uzunluk_cap_orani;
nasek_hacmi =(pi/4)*(nasek_uzunlugu*nasek_capi^2);
nasek_alani
=pi*nasek_capi*nasek_uzunlugu*nasek_islak_alan_faktoru;

kanat_acikligi=sqrt(toplam_agirlik_1(z)/ kanat_yuklemesi *
kanat_acikligi_orani);
veter_kok =2*kanat_alani/((1+
kanat_daralma_orani)*kanat_acikligi);
veter_uc =kanat_daralma_orani*veter_kok;
kanat_hacmi =(veter_kok^3-
veter_uc^3)*kanat_kalinlik_veter_orani*(kanat_acikligi-
fusel_capi)/3/(veter_kok-
veter_uc)*ortalama_veter_azami_veter_kalin_oran;
mevcut_kanat_hacmi =kanat_hacmi*kanat_yakit_tanki_hacim_orani;
yatay_kuyruk_alani =yatay_kuyruk_kanat_alani_orani*kanat_alani;
dikey_kuyruk_alani =dikey_kuyruk_kanat_alani_orani*kanat_alani;
fuselaj_nasek_islak_alani =fusel_alani+ motor_sayisi *(nasek_alani
- nasek_uzunlugu*nasek_capi) ;
kanat_kuyruk_islak_alani =2*(kanat_alani +yatay_kuyruk_alani
+dikey_kuyruk_alani );
toplaml Islak Alan = fuselaj_nasek_islak_alani +
kanat_kuyruk_islak_alani ;
fuselage_agirligi=((fusel_alani- motor_sayisi
*nasek_uzunlugu*nasek_capi)/fusel_alani
)*kompozit_faktoru*0.3280*1.12*(((toplaml_agirlik_2-
yakit_agirligi*0.4)*2.)^0.5)* fuselaj_uzunlugu^(.25)*
fusel_alani^(.302)*(1+0.75*(1+2*kanat_daralma_orani ))/(1+

```

```

kanat_daralma_orani)*(kanat_acikligi*(tan(6*pi/180)))/fuselaj_uzun
lugu)^(0.04)*( fuselaj_uzunlugu/ fusel_capi)^.1;
nase_l_agirligi=0.6724* nase_l_uzunlugu^.1* nase_l_capi^.294*2^.119*
motor_agirligi_yerlesmemis^.611*motor_sayisi^.984* (motor_sayisi
*(nase_l_alani/nase_l_islak_alan_faktoru))^.224*
kompozit_faktoru*nase_l_islak_alan_faktoru;
fuselage_nase_l_agirligi=fuselage_agirligi+nase_l_agirligi;

kanat_agirligi=.0051*(((toplam_agirlik_2-
yakit_agirligi*0.4)*2.)^.557)*(kanat_alani^.649)*(kanat_acikligi_o
rani^.5)*(kanat_kalinlik_veter_orani^(-
0.4))*((1+kanat_daralma_orani)^.1)*((cos(6*pi/180))^(-
1.0))*(kanat_alani*.15)^(.1)*kompozit_faktoru;
yatay_kuyruk_agirligi = .0379*(1+fusel_capi/(
kanat_acikligi*kanat_yat_kuyruk_aciklik_orani))^(-0.25)*
(toplam_agirlik_2-
yakit_agirligi*0.4)^(0.639)*(2)^(0.1)*(yatay_kuyruk_alani)^(.75)*(
fuselaj_uzunlugu/2)^(-1)*(
fuselaj_uzunlugu/2*0.3)^(.704)*(yatay_kuyruk_acikligi_orani^.166)*
(1+.1)^0.1;
dikey_kuyruk_agirligi = .0026*(toplam_agirlik_2-
yakit_agirligi*0.4)^(0.556)*(2)^(0.1)* ( fuselaj_uzunlugu/2)^(-
0.5)* (dikey_kuyruk_alani)^(.5)* ( fuselaj_uzunlugu/2)^(0.875)*
(dikey_kuyruk_acikligi_orani^.35)* kanat_kalinlik_veter_orani^(-
0.5);
govde_agirligi_2 =( fuselage_nase_l_agirligi+ kanat_agirligi +
yatay_kuyruk_agirligi + dikey_kuyruk_agirligi);
govde_agir_kanat_alan_orani = govde_agirligi_2 /kanat_alani;
%swetsref = ;
mevcut_fuselaj_hacmi =fusel_sayisi* fuselaj_toplam_hacmi*
fusel_hacmi_kullanım_faktor ;
motor_haric_toplam_hacim = mevcut_fuselaj_hacmi+
mevcut_kanat_hacmi;
mevcut_hacim_gerekli_hacim_orani = motor_haric_toplam_hacim /
gerekli_toplam_hacim;
cd0 = yuzey_surtunme_katsayisi*(toplam_islak_alan /kanat_alani); %
Kaynak: Raymer 12.23
cl_fines_max =sqrt(pi*kanat_acikligi_orani* e_kanat_verimi * cd0);
%%%%%%%%%;

```

```

% ATMOSFER, irtifaya gore basinc, sıcaklık ve yogunluk oranları
hesaplaması;
for i=1:gorev_nokta_sayisi;
if gorev_irtifasi(i)>=0 ;%km
if gorev_irtifasi(i)<11;%km
pamb= 101.325*(1-.0225577*gorev_irtifasi(i))^5.25588;%kPa
tamb= 288.15-6.5*gorev_irtifasi(i) ;%K
theta(i)=tamb/288.15;
delta(i)=pamb/101.325;
sigma(i)= delta(i)/theta(i);
end
end;
;
if gorev_irtifasi(i)>= 11;%km
if gorev_irtifasi(i)< 25;%km
pamb= 22.632*exp((11000-gorev_irtifasi(i)*1000)/(6341.62));%kPa
tamb= 216.65;%K
theta(i)=tamb/288.15;
delta(i)=pamb/101.325;
sigma(i)= delta(i)/theta(i);
end
end;
;
if gorev_irtifasi(i)>= 25 ;%km
if gorev_irtifasi(i)< 32;%km
tamb= 216.65+3*(gorev_irtifasi(i)-25);%K
pamb= 2.4886*(216.15/tamb)^11.8;%kPa
theta(i)=tamb/288.15;
delta(i)=pamb/101.325;
sigma(i)= delta(i)/theta(i);
end;
end;
end;

for i=1:gorev_nokta_sayisi;
ses_hizi(i)=661.5* (theta(i))^0.5 ;% ses hizi hesaplaması, birimi:
knot;
end;
mach(1)= v0_referans_hiz /ses_hizi(1);

```

```

mach(4)= vcr_seyir_hizi/ses_hizi(4);
mach(5)=vcr_seyir_hizi/ses_hizi(5);
mach(8)= vcr_seyir_hizi/ses_hizi(8);
mach(9)= vcr_seyir_hizi/ses_hizi(9);
ucak_hizi(4)= vcr_seyir_hizi;
ucak_hizi(5)= vcr_seyir_hizi;
ucak_hizi(8)= vcr_seyir_hizi;
ucak_hizi(9)= vcr_seyir_hizi;
ucak_hizi(1)= v0_referans_hiz;

%Turbofan;
hava_akisi0 =motor_gucu_ilktahmin/ ozgul_itki_deniz_seviyesi;
yakit_debisi0 =( hava_akisi0 /(1+bypass_orani(z)))*
yakit_hava_orani *3600;
ozgul_yakit_sarfiyati0= yakit_debisi0 /(motor_gucu_ilktahmin);
[itki_yerlesmis(1),ozgul_yakit_sarfiyati(1),ozgul_yakit_sarfiyati_
yerlesmis(1), sicak_lule_alani(1), soguk_lule_alani(1),
hava_debisi(1) , yakit_hava_orani(1), basinc_toplam0(1),
basinc_toplam2(1), basinc_toplam24(1), basinc_toplam13(1),
basinc_toplam17(1), basinc_toplam26(1), basinc_toplam3(1),
basinc_toplam31(1), basinc_toplam41(1), basinc_toplam4(1),
basinc_toplam415(1), basinc_toplam416(1), basinc_toplam44(1),
basinc_toplam46(1), basinc_toplam48(1), basinc_toplam5(1),
sicaklik_toplam0(1), sicaklik_toplam2(1), sicaklik_toplam24(1),
sicaklik_toplam13(1), sicaklik_toplam17(1), sicaklik_toplam26(1),
sicaklik_toplam3(1), sicaklik_toplam31(1), sicaklik_toplam41(1),
sicaklik_toplam415(1), sicaklik_toplam416(1),
sicaklik_toplam44(1), sicaklik_toplam46(1), sicaklik_toplam48(1),
sicaklik_toplam5(1), sicaklik_toplam7(1)] =
walshturbofan5(mach(1),delta(1),theta(1),bypass_orani(z),hava_akis
i0,itki_orani_yerlesme, sicaklik_toplam4(z), fan_basinc_orani(z),
kompres_basinc_orani(z), fan_kompr_polit_verim,
turbin_polit_verim, yanma_oda_verimi, mekanik_verim,
hava_aligi_basinc_kaybi, bypass_kanal_basinc_kaybi,
fan_komp_kanal_basinc_kaybi, kompr_cikis_yayici_basinc_kaybi,
yanma_odasi_basinc_kaybi, turbin_kanal_basinc_kaybi,
jet_kanal_basinc_kaybi, lule_desarj_katsayi, lule_itki_katsayi,
kompr_orta_musteri_beslem_hava, kompr_orta_sogut_hava,

```



```

kompr_cikis_sogut_havala, kompr_cikis_sogut_havalb,
kompr_cikis_sogut_hava2);
[itki_yerlesmis(4),ozgul_yakit_sarfiyati(4),ozgul_yakit_sarfiyati_
yerlesmis(4) , sicak_lule_alani(4), soguk_lule_alani(4),
hava_debisi(4) , yakit_hava_orani(4), basinc_toplam0(4),
basinc_toplam2(4), basinc_toplam24(4), basinc_toplam13(4),
basinc_toplam17(4), basinc_toplam26(4), basinc_toplam3(4),
basinc_toplam31(4), basinc_toplam41(4), basinc_toplam4(4),
basinc_toplam415(4), basinc_toplam416(4), basinc_toplam44(4),
basinc_toplam46(4), basinc_toplam48(4), basinc_toplam5(4),
sicaklik_toplam0(4), sicaklik_toplam2(4), sicaklik_toplam24(4),
sicaklik_toplam13(4), sicaklik_toplam17(4), sicaklik_toplam26(4),
sicaklik_toplam3(4), sicaklik_toplam31(4), sicaklik_toplam41(4),
sicaklik_toplam415(4), sicaklik_toplam416(4),
sicaklik_toplam44(4), sicaklik_toplam46(4), sicaklik_toplam48(4),
sicaklik_toplam5(4), sicaklik_toplam7(4)] =
walshturbofan5(mach(4),delta(4),theta(4),bypass_orani(z),hava_akis
i0,itki_orani_yerlesme, sicaklik_toplam4(z), fan_basinc_orani(z),
kompres_basinc_orani(z), fan_kompr_polit_verim,
turbin_polit_verim, yanma_oda_verimi, mekanik_verim,
hava_aligi_basinc_kaybi, bypass_kanal_basinc_kaybi,
fan_komp_kanal_basinc_kaybi, kompr_cikis_yayici_basinc_kaybi,
yanma_odasi_basinc_kaybi, turbin_kanal_basinc_kaybi,
jet_kanal_basinc_kaybi, lule_desarj_katsayi, lule_itki_katsayi,
kompr_orta_musteri_beslem_hava, kompr_orta_sogut_hava,
kompr_cikis_sogut_havala, kompr_cikis_sogut_havalb,
kompr_cikis_sogut_hava2);
[itki_yerlesmis(5),ozgul_yakit_sarfiyati(5),ozgul_yakit_sarfiyati_
yerlesmis(5) , sicak_lule_alani(5), soguk_lule_alani(5),
hava_debisi(5) , yakit_hava_orani(5), basinc_toplam0(5),
basinc_toplam2(5), basinc_toplam24(5), basinc_toplam13(5),
basinc_toplam17(5), basinc_toplam26(5), basinc_toplam3(5),
basinc_toplam31(5), basinc_toplam41(5), basinc_toplam4(5),
basinc_toplam415(5), basinc_toplam416(5), basinc_toplam44(5),
basinc_toplam46(5), basinc_toplam48(5), basinc_toplam5(5),
sicaklik_toplam0(5), sicaklik_toplam2(5), sicaklik_toplam24(5),
sicaklik_toplam13(5), sicaklik_toplam17(5), sicaklik_toplam26(5),
sicaklik_toplam3(5), sicaklik_toplam31(5), sicaklik_toplam41(5),
sicaklik_toplam415(5), sicaklik_toplam416(5),

```

```

sicaklik_toplam44(5), sicaklik_toplam46(5), sicaklik_toplam48(5),
sicaklik_toplam5(5), sicaklik_toplam7(5)] =
walshturbofan5(mach(5),delta(5),theta(5),bypass_orani(z),hava_akis
i0,itki_orani_yerlesme, sicaklik_toplam4(z), fan_basinc_orani(z),
kompres_basinc_orani(z), fan_kompr_polit_verim,
turbin_polit_verim, yanma_oda_verimi, mekanik_verim,
hava_aligi_basinc_kaybi, bypass_kanal_basinc_kaybi,
fan_komp_kanal_basinc_kaybi, kompr_cikis_yayici_basinc_kaybi,
yanma_odasi_basinc_kaybi, turbin_kanal_basinc_kaybi,
jet_kanal_basinc_kaybi, lule_desarj_katsayi, lule_itki_katsayi,
kompr_orta_musteri_beslem_hava, kompr_orta_sogut_hava,
kompr_cikis_sogut_havala, kompr_cikis_sogut_havalb,
kompr_cikis_sogut_hava2);
[itki_yerlesmis(8),ozgul_yakit_sarfiyati(8),ozgul_yakit_sarfiyati_
yerlesmis(8) , sicak_lule_alani(8), soguk_lule_alani(8),
hava_debisi(8) , yakit_hava_orani(8), basinc_toplam0(8),
basinc_toplam2(8), basinc_toplam24(8), basinc_toplam13(8),
basinc_toplam17(8), basinc_toplam26(8), basinc_toplam3(8),
basinc_toplam31(8), basinc_toplam41(8), basinc_toplam4(8),
basinc_toplam415(8), basinc_toplam416(8), basinc_toplam44(8),
basinc_toplam46(8), basinc_toplam48(8), basinc_toplam5(8),
sicaklik_toplam0(8), sicaklik_toplam2(8), sicaklik_toplam24(8),
sicaklik_toplam13(8), sicaklik_toplam17(8), sicaklik_toplam26(8),
sicaklik_toplam3(8), sicaklik_toplam31(8), sicaklik_toplam41(8),
sicaklik_toplam415(8), sicaklik_toplam416(8),
sicaklik_toplam44(8), sicaklik_toplam46(8), sicaklik_toplam48(8),
sicaklik_toplam5(8), sicaklik_toplam7(8)] =
walshturbofan5(mach(8),delta(8),theta(8),bypass_orani(z),hava_akis
i0,itki_orani_yerlesme, sicaklik_toplam4(z), fan_basinc_orani(z),
kompres_basinc_orani(z), fan_kompr_polit_verim,
turbin_polit_verim, yanma_oda_verimi, mekanik_verim,
hava_aligi_basinc_kaybi, bypass_kanal_basinc_kaybi,
fan_komp_kanal_basinc_kaybi, kompr_cikis_yayici_basinc_kaybi,
yanma_odasi_basinc_kaybi, turbin_kanal_basinc_kaybi,
jet_kanal_basinc_kaybi, lule_desarj_katsayi, lule_itki_katsayi,
kompr_orta_musteri_beslem_hava, kompr_orta_sogut_hava,
kompr_cikis_sogut_havala, kompr_cikis_sogut_havalb,
kompr_cikis_sogut_hava2);

```

```

[itki_yerlesmis(9),ozgul_yakit_sarfiyati(9),ozgul_yakit_sarfiyati_
yerlesmis(9) , sicak_lule_alani(9), soguk_lule_alani(9),
hava_debisi(9) , yakit_hava_orani(9), basinc_toplam0(9),
basinc_toplam2(9), basinc_toplam24(9), basinc_toplam13(9),
basinc_toplam17(9), basinc_toplam26(9), basinc_toplam3(9),
basinc_toplam31(9), basinc_toplam41(9), basinc_toplam4(9),
basinc_toplam415(9), basinc_toplam416(9), basinc_toplam44(9),
basinc_toplam46(9), basinc_toplam48(9), basinc_toplam5(9),
sicaklik_toplam0(9), sicaklik_toplam2(9), sicaklik_toplam24(9),
sicaklik_toplam13(9), sicaklik_toplam17(9), sicaklik_toplam26(9),
sicaklik_toplam3(9), sicaklik_toplam31(9), sicaklik_toplam41(9),
sicaklik_toplam415(9), sicaklik_toplam416(9),
sicaklik_toplam44(9), sicaklik_toplam46(9), sicaklik_toplam48(9),
sicaklik_toplam5(9), sicaklik_toplam7(9)] =
walshturbofan5(mach(9),delta(9),theta(9),bypass_orani(z),hava_akis
i0,itki_orani_yerlesme, sicaklik_toplam4(z), fan_basinc_orani(z),
kompres_basinc_orani(z), fan_kompr_polit_verim,
turbin_polit_verim, yanma_oda_verimi, mekanik_verim,
hava_aligi_basinc_kaybi, bypass_kanal_basinc_kaybi,
fan_komp_kanal_basinc_kaybi, kompr_cikis_yayici_basinc_kaybi,
yanma_odasi_basinc_kaybi, turbin_kanal_basinc_kaybi,
jet_kanal_basinc_kaybi, lule_desarj_katsayi, lule_itki_katsayi,
kompr_orta_musteri_beslem_hava, kompr_orta_sogut_hava,
kompr_cikis_sogut_havala, kompr_cikis_sogut_havalb,
kompr_cikis_sogut_hava2);

%%%%%%%%%;
%PERFORMANS HESAPLARI;
k=1/(pi* kanat_acikligi_orani *e_kanat_verimi);
if
cl_fines_max<clmax_azami_tasima_katsayisi/tirmanma_hizi_stall_hizi
_orani^2;
cl_tirman_kesif_inis= cl_fines_max;
else;
cl_tirman_kesif_inis=
clmax_azami_tasima_katsayisi/tirmanma_hizi_stall_hizi_orani^2;
end;
;

```

```

if
cl_fines_max<clmax_azami_tasima_katsayisi/kesif_hizi_stall_hizi_or
ani^2;
operationalloitercl= cl_fines_max;
else;
operationalloitercl=
clmax_azami_tasima_katsayisi/kesif_hizi_stall_hizi_orani^2;
end;
;
%İniş, Etap 11;
reserv_yakit_agirligi=toplam_agirlik_2*yakit_agirlik_orani*inis_re
servi_yakit_orani;
ucak_etap_agirligi(11)=toplam_agirlik_2-yakit_agirligi
+reserv_yakit_agirligi;

%İniş beklemesi başlangıcı, Etap 10 ;
tasima_katsayisi_cl(10)=cl_tirman_kesif_inis;
dinamik_basinc_q(10)=(ucak_etap_agirligi(11)/kanat_alani)/tasima_k
atsayisi_cl(10);
mach(10)=sqrt(dinamik_basinc_q(10)/(1481.35));
;
%Turbofan;
[itki_yerlesmis(10),ozgul_yakit_sarfiyati(10),ozgul_yakit_sarfiyat
i_yerlesmis(10) , sicak_lule_alani(10), soguk_lule_alani(10),
hava_debisi(10) , yakit_hava_orani(10), basinc_toplam0(10),
basinc_toplam2(10), basinc_toplam24(10), basinc_toplam13(10),
basinc_toplam17(10), basinc_toplam26(10), basinc_toplam3(10),
basinc_toplam31(10), basinc_toplam41(10), basinc_toplam4(10),
basinc_toplam415(10), basinc_toplam416(10), basinc_toplam44(10),
basinc_toplam46(10), basinc_toplam48(10), basinc_toplam5(10),
sicaklik_toplam0(10), sicaklik_toplam2(10), sicaklik_toplam24(10),
sicaklik_toplam13(10), sicaklik_toplam17(10),
sicaklik_toplam26(10), sicaklik_toplam3(10),
sicaklik_toplam31(10), sicaklik_toplam41(10),
sicaklik_toplam415(10), sicaklik_toplam416(10),
sicaklik_toplam44(10), sicaklik_toplam46(10),
sicaklik_toplam48(10), sicaklik_toplam5(10), sicaklik_toplam7(10)]
=
walshturbofan5(mach(10),delta(10),theta(10),bypass_orani(z),hava_a

```

```

kisi0,itki_orani_yerlesme, sicaklik_toplam4(z),
fan_basinc_orani(z), kompres_basinc_orani(z),
fan_kompr_polit_verim, turbin_polit_verim, yanma_oda_verimi,
mekanik_verim, hava_aligi_basinc_kaybi, bypass_kanal_basinc_kaybi,
fan_komp_kanal_basinc_kaybi, kompr_cikis_yayici_basinc_kaybi,
yanma_odasi_basinc_kaybi, turbin_kanal_basinc_kaybi,
jet_kanal_basinc_kaybi, lule_desarj_katsayi, lule_itki_katsayi,
kompr_orta_musteri_beslem_hava, kompr_orta_sogut_hava,
kompr_cikis_sogut_havala, kompr_cikis_sogut_havalb,
kompr_cikis_sogut_hava2);
ucak_hizi(10)=mach(10)*661.5;
itki_mevcut(10)=
itki_yerlesmis(10)*motor_gucu_olcegi*motor_sayisi;
surukleme_katsayisi_cd(10)=(cd0+ (tasima_katsayisi_cl(10)^2)*k);
surukleme_kuvveti(10)=surukleme_katsayisi_cd(10)*dinamik_basinc_q(
10)*kanat_alani;
fines(10)=tasima_katsayisi_cl(10)/surukleme_katsayisi_cd(10);
yakit_akisi(10)=
ozgul_yakit_sarfiyati_yerlesmis(10)*surukleme_kuvveti(10);
ucak_etap_agirligi(10)=ucak_etap_agirligi(11)+ yakit_akisi(10)*
inis_bekleme_zamani/60;

%%%%%%%%%;
%Kalkis;
itki_mevcut(1)=itki_yerlesmis(1)*motor_sayisi*motor_gucu_olcegi;
yakit_akisi(1)= itki_mevcut(1)*
ozgul_yakit_sarfiyati_yerlesmis(1);
ucak_etap_agirligi(1)= toplam_agirlik_2- yakit_akisi(1)*
(rolenti_gaz_kolu_acisi /100)* (rolenti_zamani /60);
ucak_etap_agirligi(2)= ucak_etap_agirligi(1)- yakit_akisi(1)*
azami_guc_zamani /60;
dinamik_basinc_q(1)=1481.35*delta(1)*mach(1)^2;
tasima_katsayisi_cl(1)= ucak_etap_agirligi(1)/(kanat_alani*
dinamik_basinc_q(1));
surukleme_katsayisi_cd(1)=(cd0+ (tasima_katsayisi_cl(1)^2)*k);
surukleme_kuvveti(1)=surukleme_katsayisi_cd(1)*
dinamik_basinc_q(1) *kanat_alani;

```

```

%Tırmanma Başlangıcı, Etap 2;
dinamik_basinc_q(2)=(ucak_etap_agirligi(2)/kanat_alani)/
cl_tirman_kesif_inis;
mach(2)= sqrt(dinamik_basinc_q(2) /1481.35/delta(2));
%Turbofan;
[itki_yerlesmis(2),ozgul_yakit_sarfiyati(2),ozgul_yakit_sarfiyati_
yerlesmis(2) , sicak_lule_alani(2), soguk_lule_alani(2),
hava_debisi(2) , yakit_hava_orani(2), basinc_toplam0(2),
basinc_toplam2(2), basinc_toplam24(2), basinc_toplam13(2),
basinc_toplam17(2), basinc_toplam26(2), basinc_toplam3(2),
basinc_toplam31(2), basinc_toplam41(2), basinc_toplam4(2),
basinc_toplam415(2), basinc_toplam416(2), basinc_toplam44(2),
basinc_toplam46(2), basinc_toplam48(2), basinc_toplam5(2),
sicaklik_toplam0(2), sicaklik_toplam2(2), sicaklik_toplam24(2),
sicaklik_toplam13(2), sicaklik_toplam17(2), sicaklik_toplam26(2),
sicaklik_toplam3(2), sicaklik_toplam31(2), sicaklik_toplam41(2),
sicaklik_toplam415(2), sicaklik_toplam416(2),
sicaklik_toplam44(2), sicaklik_toplam46(2), sicaklik_toplam48(2),
sicaklik_toplam5(2), sicaklik_toplam7(2)] =
walshturbofan5(mach(2),
delta(2),theta(2),bypass_orani(z),hava_akisi0,itki_orani_yerlesme,
sicaklik_toplam4(z), fan_basinc_orani(z), kompres_basinc_orani(z),
fan_kompr_polit_verim, turbin_polit_verim, yanma_oda_verimi,
mekanik_verim, hava_aligi_basinc_kaybi, bypass_kanal_basinc_kaybi,
fan_komp_kanal_basinc_kaybi, kompr_cikis_yayici_basinc_kaybi,
yanma_odasi_basinc_kaybi, turbin_kanal_basinc_kaybi,
jet_kanal_basinc_kaybi, lule_desarj_katsayi, lule_itki_katsayi,
kompr_orta_musteri_beslem_hava, kompr_orta_sogut_hava,
kompr_cikis_sogut_havala, kompr_cikis_sogut_havalb,
kompr_cikis_sogut_hava2);
%%%%%%%%%;
;
ucak_hizi(2)= mach(2)*661.5;
itki_mevcut(2)=itki_yerlesmis(2)*motor_sayisi*motor_gucu_olcegi;
yakit_akisi(2)= itki_mevcut(2)*
ozgul_yakit_sarfiyati_yerlesmis(2);
tasima_katsayisi_cl(2)=cl_tirman_kesif_inis;
surukleme_katsayisi_cd(2)=(cd0+ (tasima_katsayisi_cl(2)^2)*k);

```

```

surukleme_kuvveti(2)=surukleme_katsayisi_cd(2)*kanat_alani*dinamik
_basinc_q(2);
tirmanma_orani(2)= ucak_hizi(2)*1.689*60*(itki_mevcut(2)-
surukleme_kuvveti(2))/ucak_etap_agirligi(2);

% Tirmanma Sonu, Etap 3;
ucak_hizi(3)= ucak_hizi(2);
ucak_hizi(3)= ucak_hizi(3)/sqrt(sigma(3));
if
ucak_hizi(3)/(661.5*sqrt(theta(3)))<mach_azami_kesif_ve_tirmanma;
mach(3)= ucak_hizi(3)/(661.5*sqrt(theta(3)));
else;
mach(3)= mach_azami_kesif_ve_tirmanma;
end;
%Turbofan;
[itki_yerlesmis(3),ozgul_yakit_sarfiyati(3),ozgul_yakit_sarfiyati_
yerlesmis(3) , sicak_lule_alani(3), soguk_lule_alani(3),
hava_debisi(3) , yakit_hava_orani(3), basinc_toplam0(3),
basinc_toplam2(3), basinc_toplam24(3), basinc_toplam13(3),
basinc_toplam17(3), basinc_toplam26(3), basinc_toplam3(3),
basinc_toplam31(3), basinc_toplam41(3), basinc_toplam4(3),
basinc_toplam415(3), basinc_toplam416(3), basinc_toplam44(3),
basinc_toplam46(3), basinc_toplam48(3), basinc_toplam5(3),
sicaklik_toplam0(3), sicaklik_toplam2(3), sicaklik_toplam24(3),
sicaklik_toplam13(3), sicaklik_toplam17(3), sicaklik_toplam26(3),
sicaklik_toplam3(3), sicaklik_toplam31(3), sicaklik_toplam41(3),
sicaklik_toplam415(3), sicaklik_toplam416(3),
sicaklik_toplam44(3), sicaklik_toplam46(3), sicaklik_toplam48(3),
sicaklik_toplam5(3), sicaklik_toplam7(3)] =
walshturbofan5(mach(3),delta(3),theta(3),bypass_orani(z),hava_akis
i0,itki_orani_yerlesme, sicaklik_toplam4(z), fan_basinc_orani(z),
kompres_basinc_orani(z), fan_kompr_polit_verim,
turbin_polit_verim, yanma_oda_verimi, mekanik_verim,
hava_aligi_basinc_kaybi, bypass_kanal_basinc_kaybi,
fan_komp_kanal_basinc_kaybi, kompr_cikis_yayici_basinc_kaybi,
yanma_odasi_basinc_kaybi, turbin_kanal_basinc_kaybi,
jet_kanal_basinc_kaybi, lule_desarj_katsayi, lule_itki_katsayi,
kompr_orta_musteri_beslem_hava, kompr_orta_sogut_hava,

```

```

kompr_cikis_sogut_havala, kompr_cikis_sogut_havalb,
kompr_cikis_sogut_hava2);
%%%%%%%%%;
itki_mevcut(3)=motor_sayisi* itki_yerlesmis(3) *motor_gucu_olcegi;
yakit_akisi(3)= itki_mevcut(3) *
ozgul_yakit_sarfiyati_yerlesmis(3);%lb/saat
dinamik_basinc_q(3)=1481.35*delta(3)* mach(3)^2;
tirmanma_zamani0= gorev_irtifasi(3)*1000*3.28084/
tirmanma_orani(2);%dak
w4est=ucak_etap_agirligi(2)-(tirmanma_zamani0/60)* yakit_akisi(2);
tasima_katsayisi_cl(3)= w4est/(kanat_alani* dinamik_basinc_q(3));
surukleme_katsayisi_cd(3)=(cd0+(tasima_katsayisi_cl(3)^2)*k);
surukleme_kuvveti(3)=surukleme_katsayisi_cd(3)*dinamik_basinc_q(3)
*kanat_alani;
tirmanma_orani(3)=((itki_mevcut(3) -surukleme_kuvveti(3))/ w4est)*
vcr_seyir_hizi*101.268;%ft/dak
tirmanma_orani_2_3_ortalama=(tirmanma_orani(2)+tirmanma_orani(3))/
2;
yakit_akisi_2_3_ortalama=(yakit_akisi(2)+ yakit_akisi(3))/2;
tirmanma_zamani= gorev_irtifasi(3)*1000*3.28084/
tirmanma_orani_2_3_ortalama;%dak
ucak_etap_agirligi(3)=ucak_etap_agirligi(2)-
yakit_akisi_2_3_ortalama*tirmanma_zamani/60;
tirmanma_hizi=(ucak_hizi(3)+vcr_seyir_hizi)/2;
tirman_mesafe_yatay_ruzgarsiz=tirmanma_hizi*tirmanma_zamani/60;
tirmanma_mesafe_yatay=tirmanma_zamani/60*(tirmanma_hizi-
karsi_ruzgar_hizi);
;
%İniş beklemesi başlangıcı, Etap 10 ;
ucak_hizi(10)=mach(10)*661.5;
itki_mevcut(10)=
itki_yerlesmis(10)*motor_gucu_olcegi*motor_sayisi;
surukleme_katsayisi_cd(10)=(cd0+ (tasima_katsayisi_cl(10)^2)*k);
surukleme_kuvveti(10)=surukleme_katsayisi_cd(10)*dinamik_basinc_q(
10)*kanat_alani;
fines(10)=tasima_katsayisi_cl(10)/surukleme_katsayisi_cd(10);
yakit_akisi(10)=
ozgul_yakit_sarfiyati_yerlesmis(10)*surukleme_kuvveti(10);

```



```

ucak_etap_agirligi(10)=ucak_etap_agirligi(11)+ yakit_akisi(10)*
inis_bekleme_zamani/60;
;
%Dönüş seyri sonu, Etap 9;
ucak_etap_agirligi(9)=ucak_etap_agirligi(10);
dinamik_basinc_q(9)=1481.35* delta(9)* mach(9)^2;
tasima_katsayisi_cl(9)=(ucak_etap_agirligi(9)/kanat_alani)/dinamik
_basinc_q(9);
surukleme_katsayisi_cd(9)=(cd0+ (tasima_katsayisi_cl(9)^2)*k);
surukleme_kuvveti(9)=surukleme_katsayisi_cd(9)*dinamik_basinc_q(9)
*kanat_alani;
fines(9)=tasima_katsayisi_cl(9)/surukleme_katsayisi_cd(9);
rf17= vcr_seyir_hizi*fines(9)/ ozgul_yakit_sarfiyati_yerlesmis(9);
itki_mevcut(9)= itki_yerlesmis(9)*motor_sayisi*motor_gucu_olcegi;
itki_surukleme_farki(9)= itki_mevcut(9) - surukleme_kuvveti(9);
;
%Dönüş seyri başlangıcı, Etap 8
dinamik_basinc_q(8)=1481.35* delta(8)* mach(8)^2;
if intikal_mesafesi<tirman_mesafe_yatay_ruzgarsiz;
donus_mesafesi= tirman_mesafe_yatay_ruzgarsiz;
else;
donus_mesafesi= intikal_mesafesi;
end;
;
for i=1:5
if i==1;
fines(8)=fines(9);
end;
ucak_etap_agirligi(8)=exp(donus_mesafesi*(ozgul_yakit_sarfiyati_ye
rlesmis(8)*.5+ozgul_yakit_sarfiyati_yerlesmis(9)*.5)/ucak_hizi(8)/
(fines(8)*.5+fines(9)*.5))*ucak_etap_agirligi(9);
tasima_katsayisi_cl(8)=ucak_etap_agirligi(8)/(kanat_alani*dinamik_
basinc_q(8));
surukleme_katsayisi_cd(8)=(cd0+ (tasima_katsayisi_cl(8)^2)*k);
fines(8)=tasima_katsayisi_cl(8)/surukleme_katsayisi_cd(8);
itki_mevcut(8)= itki_yerlesmis(8)*motor_sayisi*motor_gucu_olcegi;
surukleme_kuvveti(8)= ucak_etap_agirligi(8)/fines(8);
itki_surukleme_farki(8)=itki_mevcut(8)- surukleme_kuvveti(8);
end ;

```

```

%Keşif Sonu, Etap 7;
ucak_etap_agirligi(7)=ucak_etap_agirligi(8);
clloel= operationalloitercl;
q7lo=(ucak_etap_agirligi(7)/kanat_alani)/clloel;
mloel=sqrt(q7lo /(1481.35* delta(7)));
;
if mloel<mach_azami_kesif_ve_tirmanma;
mach(7)= mloel;
else;
mach(7)= mach_azami_kesif_ve_tirmanma;
end;
%Turbofan;
[itki_yerlesmis(7),ozgul_yakit_sarfiyati(7),ozgul_yakit_sarfiyati_
yerlesmis(7) , sicak_lule_alani(7), soguk_lule_alani(7),
hava_debisi(7) , yakit_hava_orani(7), basinc_toplam0(7),
basinc_toplam2(7), basinc_toplam24(7), basinc_toplam13(7),
basinc_toplam17(7), basinc_toplam26(7), basinc_toplam3(7),
basinc_toplam31(7), basinc_toplam41(7), basinc_toplam4(7),
basinc_toplam415(7), basinc_toplam416(7), basinc_toplam44(7),
basinc_toplam46(7), basinc_toplam48(7), basinc_toplam5(7),
sicaklik_toplam0(7), sicaklik_toplam2(7), sicaklik_toplam24(7),
sicaklik_toplam13(7), sicaklik_toplam17(7), sicaklik_toplam26(7),
sicaklik_toplam3(7), sicaklik_toplam31(7), sicaklik_toplam41(7),
sicaklik_toplam415(7), sicaklik_toplam416(7),
sicaklik_toplam44(7), sicaklik_toplam46(7), sicaklik_toplam48(7),
sicaklik_toplam5(7), sicaklik_toplam7(7)] =
walshturbofan5(mach(7),delta(7),theta(7),bypass_orani(z),hava_akis
i0,itki_orani_yerlesme, sicaklik_toplam4(z), fan_basinc_orani(z),
kompres_basinc_orani(z), fan_kompr_polit_verim,
turbin_polit_verim, yanma_oda_verimi, mekanik_verim,
hava_aligi_basinc_kaybi, bypass_kanal_basinc_kaybi,
fan_komp_kanal_basinc_kaybi, kompr_cikis_yayici_basinc_kaybi,
yanma_odasi_basinc_kaybi, turbin_kanal_basinc_kaybi,
jet_kanal_basinc_kaybi, lule_desarj_katsayi, lule_itki_katsayi,
kompr_orta_musteri_beslem_hava, kompr_orta_sogut_hava,
kompr_cikis_sogut_havala, kompr_cikis_sogut_havalb,
kompr_cikis_sogut_hava2);
dinamik_basinc_q(7)=1481.35*delta(7)*mach(7)^2;

```

```

tasima_katsayisi_cl(7)=ucak_etap_agirligi(7)/(dinamik_basinc_q(7)*
kanat_alani);
surukleme_katsayisi_cd(7)=(cd0+ (tasima_katsayisi_cl(7)^2)*k);
fines(7)=tasima_katsayisi_cl(7)/surukleme_katsayisi_cd(7);
ucak_hizi(7)=mach(7)*661.5*sqrt(theta(7));
itki_mevcut(7)= itki_yerlesmis(7)*motor_gucu_olcegi*motor_sayisi;
surukleme_kuvveti(7)=(cd0+(tasima_katsayisi_cl(7)^2)*k)*dinamik_ba
sinc_q(7)*kanat_alani;
itki_surukleme_farki(7)= itki_mevcut(7)-surukleme_kuvveti(7);
rflo8=ucak_hizi(7)*fines(7)/ ozgul_yakit_sarfiyati_yerlesmis(7);
;
%Gidiş seyri başlangıcı: Etap 4
ucak_etap_agirligi(4)= ucak_etap_agirligi(3);
dinamik_basinc_q(4)=1481.35* delta(4)* mach(4) ^2;
tasima_katsayisi_cl(4)=(ucak_etap_agirligi(4)/kanat_alani)/dinamik
_basinc_q(4);
surukleme_katsayisi_cd(4)=(cd0+ (tasima_katsayisi_cl(4)^2)*k);
surukleme_kuvveti(4)=surukleme_katsayisi_cd(4)*dinamik_basinc_q(4)
*kanat_alani;
fines(4)=ucak_etap_agirligi(4)/surukleme_kuvveti(4);
rf4= vcr_seyir_hizi*fines(4)/ozgul_yakit_sarfiyati_yerlesmis(4);
itki_mevcut(4)= itki_yerlesmis(4)*motor_gucu_olcegi*motor_sayisi;
itki_surukleme_farki(4)= itki_mevcut(4) -surukleme_kuvveti(4);
;
%Gidiş seyri sonu: Etap 5
dinamik_basinc_q(5)=1481.35*delta(5)*mach(5)^2;
if intikal_mesafesi>tirman_mesafe_yatay_ruzgarsiz;
gidis_seyir_mesafesi= intikal_mesafesi-
tirman_mesafe_yatay_ruzgarsiz;
else;
gidis_seyir_mesafesi=0;
end;
;
for i=1:5
if i==1;
fines(5)=fines(4);
end;
ucak_etap_agirligi(5)=exp(-
1*gidis_seyir_mesafesi*(ozgul_yakit_sarfiyati_yerlesmis(4)*.5+ozgu

```

```

l_yakit_sarfiyati_yerlesmis(5)*.5)/ucak_hizi(5)/((fines(4)*.5+fines
(5)*.5))*ucak_etap_agirligi(4);
tasima_katsayisi_cl(5)=ucak_etap_agirligi(5)/(kanat_alani*dinamik_
basinc_q(5));
surukleme_katsayisi_cd(5)=(cd0+ (tasima_katsayisi_cl(5)^2)*k);
fines(5)=tasima_katsayisi_cl(5)/surukleme_katsayisi_cd(5);
itki_mevcut(5)= itki_yerlesmis(5)*motor_gucu_olcegi*motor_sayisi;
surukleme_kuvveti(5)= ucak_etap_agirligi(5)/fines(5);
itki_surukleme_farki(5)=itki_mevcut(5)- surukleme_kuvveti(5);
end;
%Keşif Başlangıcı, Etap 6;
ucak_etap_agirligi(6)= ucak_etap_agirligi(5);
cllosl=operationalloitercl;
qlosl=(ucak_etap_agirligi(5)/kanat_alani)/ cllosl;
mlosl=sqrt(qlosl /(1481.35* delta(6)));
;
if mlosl<mach_azami_kesif_ve_tirmanma;
mach(6)= mlosl;
else;
mach(6)= mach_azami_kesif_ve_tirmanma;
end;
%Turbofan;
[itki_yerlesmis(6),ozgul_yakit_sarfiyati(6),ozgul_yakit_sarfiyati_
yerlesmis(6) , sicak_lule_alani(6), soguk_lule_alani(6),
hava_debisi(6) , yakit_hava_orani(6), basinc_toplam0(6),
basinc_toplam2(6), basinc_toplam24(6), basinc_toplam13(6),
basinc_toplam17(6), basinc_toplam26(6), basinc_toplam3(6),
basinc_toplam31(6), basinc_toplam41(6), basinc_toplam4(6),
basinc_toplam415(6), basinc_toplam416(6), basinc_toplam44(6),
basinc_toplam46(6), basinc_toplam48(6), basinc_toplam5(6),
sicaklik_toplam0(6), sicaklik_toplam2(6), sicaklik_toplam24(6),
sicaklik_toplam13(6), sicaklik_toplam17(6), sicaklik_toplam26(6),
sicaklik_toplam3(6), sicaklik_toplam31(6), sicaklik_toplam41(6),
sicaklik_toplam415(6), sicaklik_toplam416(6),
sicaklik_toplam44(6), sicaklik_toplam46(6), sicaklik_toplam48(6),
sicaklik_toplam5(6), sicaklik_toplam7(6)] =
walshturbofan5(mach(6),delta(6),theta(6),bypass_orani(z),hava_akis
i0,itki_orani_yerlesme, sicaklik_toplam4(z), fan_basinc_orani(z),
kompres_basinc_orani(z), fan_kompr_polit_verim,

```

```

turbin_polit_verim, yanma_oda_verimi, mekanik_verim,
hava_aligi_basinc_kaybi, bypass_kanal_basinc_kaybi,
fan_komp_kanal_basinc_kaybi, kompr_cikis_yayici_basinc_kaybi,
yanma_odasi_basinc_kaybi, turbin_kanal_basinc_kaybi,
jet_kanal_basinc_kaybi, lule_desarj_katsayi, lule_itki_katsayi,
kompr_orta_musteri_beslem_hava, kompr_orta_sogut_hava,
kompr_cikis_sogut_havala, kompr_cikis_sogut_havalb,
kompr_cikis_sogut_hava2);
dinamik_basinc_q(6)=1481.35*delta(6)*mach(6)^2;
tasima_katsayisi_cl(6)=ucak_etap_agirligi(5)/(dinamik_basinc_q(6)*
kanat_alani);
surukleme_katsayisi_cd(6)=(cd0+ (tasima_katsayisi_cl(6)^2)*k);
fines(6)=tasima_katsayisi_cl(6)/surukleme_katsayisi_cd(6);
ucak_hizi(6)=mach(6)*661.5*sqrt(theta(6));
itki_mevcut(6)= itki_yerlesmis(6)*motor_gucu_olcegi*motor_sayisi;
surukleme_kuvveti(6)=(cd0+(tasima_katsayisi_cl(6)^2)*k)*dinamik_ba
sinc_q(6)*kanat_alani;
itki_surukleme_farki(6)= itki_mevcut(6)-surukleme_kuvveti(6);

% Gidiş seyri ortalaması;
cl_gidis_seyri_ortalama=(tasima_katsayisi_cl(4)+tasima_katsayisi_c
l(5))/2;
fines_gidis_seyri_ortalama=(fines(4)+fines(5))/2;
oz_yakit_sarf_gidis_seyri_ortal=
(ozgul_yakit_sarfiyati_yerlesmis(4)+ozgul_yakit_sarfiyati_yerlesmi
s(5))/2;
gidis_seyri_mesafesi_ruzgarsiz=vcr_seyir_hizi*fines_gidis_seyri_or
talama/oz_yakit_sarf_gidis_seyri_ortal*
log(ucak_etap_agirligi(4)/ucak_etap_agirligi(5));
gidis_seyri_zamani=gidis_seyri_mesafesi_ruzgarsiz/ vcr_seyir_hizi;
gidis_seyri_mesafesi=( vcr_seyir_hizi -
karsi_ruzgar_hizi)*gidis_seyri_zamani;
;
% Donuş seyri ortalaması;
cl_donus_seyri_ortalama=(tasima_katsayisi_cl(8)+tasima_katsayisi_c
l(9))/2;
fines_donus_seyri_ortalama= (fines(8)+fines(9))/2;

```

```

oz_yakit_sarf_donus_seyri_ortal=
(ozgul_yakit_sarfiyati_yerlesmis(8)+
ozgul_yakit_sarfiyati_yerlesmis(9))/2;
donus_seyri_mesafesi_ruzgarsiz=vcr_seyir_hizi*fines_donus_seyri_or
talama/oz_yakit_sarf_donus_seyri_ortal
*log(ucak_etap_agirligi(8)/ucak_etap_agirligi(9));
donus_seyri_zamani=donus_seyri_mesafesi_ruzgarsiz/vcr_seyir_hizi;
donus_seyri_mesafesi=(vcr_seyir_hizi-
karsi_ruzgar_hizi)*donus_seyri_zamani;
;
% keşif ortalaması;
kesif_hizi_ortalama= (ucak_hizi(6)+ucak_hizi(7))/2;
cl_kesif_ortalama=(tasima_katsayisi_cl(6)+tasima_katsayisi_cl(7))/
2;
fines_kesif_ortalama= (fines(7)+fines(6))/2;
ozgul_yakit_sarfiyati_kesif_ortala=
(ozgul_yakit_sarfiyati_yerlesmis(6)+
ozgul_yakit_sarfiyati_yerlesmis(7))/2;
kesif_zamani(z)=(fines_kesif_ortalama/ozgul_yakit_sarfiyati_kesif_
ortala)* log(ucak_etap_agirligi(6)/ucak_etap_agirligi(7));
;
%Deniz Seviyesi Statik İtki hesabı:
mach(12)=0;
ses_hizi(12)=661.5;
sigma(12)=1;
delta(12)=1;
theta(12)=1;

[itki_yerlesmis(12),ozgul_yakit_sarfiyati(12),
ozgul_yakit_sarfiyati_yerlesmis(12) , sicak_lule_alani(12),
soguk_lule_alani(12), hava_debisi(12) , yakit_hava_orani(12),
basinc_toplam0(12), basinc_toplam2(12), basinc_toplam24(12),
basinc_toplam13(12), basinc_toplam17(12), basinc_toplam26(12),
basinc_toplam3(12), basinc_toplam31(12), basinc_toplam41(12),
basinc_toplam4(12), basinc_toplam415(12), basinc_toplam416(12),
basinc_toplam44(12), basinc_toplam46(12), basinc_toplam48(12),
basinc_toplam5(12), sicaklik_toplam0(12), sicaklik_toplam2(12),
sicaklik_toplam24(12), sicaklik_toplam13(12),
sicaklik_toplam17(12), sicaklik_toplam26(12),

```

```

sicaklik_toplam3(12), sicaklik_toplam31(12),
sicaklik_toplam41(12), sicaklik_toplam415(12),
sicaklik_toplam416(12), sicaklik_toplam44(12),
sicaklik_toplam46(12), sicaklik_toplam48(12),
sicaklik_toplam5(12), sicaklik_toplam7(12)] =
walshturbofan5(mach(12),delta(12), theta(12),bypass_orani(z),
hava_akisi0, itki_orani_yerlesme, sicaklik_toplam4(z),
fan_basinc_orani(z), kompres_basinc_orani(z),
fan_kompr_polit_verim, turbin_polit_verim, yanma_oda_verimi,
mekanik_verim, hava_aligi_basinc_kaybi, bypass_kanal_basinc_kaybi,
fan_komp_kanal_basinc_kaybi, kompr_cikis_yayici_basinc_kaybi,
yanma_odasi_basinc_kaybi, turbin_kanal_basinc_kaybi,
jet_kanal_basinc_kaybi, lule_desarj_katsayi, lule_itki_katsayi,
kompr_orta_musteri_beslem_hava, kompr_orta_sogut_hava,
kompr_cikis_sogut_havala, kompr_cikis_sogut_havalb,
kompr_cikis_sogut_hava2);
itki_mevcut(12)=itki_yerlesmis(12)*motor_sayisi*motor_gucu_olcegi;
motor_gucu_olcegi= motor_gucu_ucak_agirlik_orani *
toplam_agirlik_2/(motor_sayisi*
itki_yerlesmis(12)/itki_orani_yerlesme);
ozgul_itki_deniz_seviyesi = (itki_yerlesmis(12)
/itki_orani_yerlesme)/ (hava_debisi(12)*2.204);%lb/(lb.s)
itki_deniz_seviyesi(z)=itki_mevcut(12)/itki_orani_yerlesme;
sfc_deniz_seviyesi(z)=ozgul_yakit_sarfiyati(12);
turbin_giris_sicakligi(z)=sicaklik_toplam415(12);
if abs(toplam_agirlik_1(z)-toplam_agirlik_2)<.1
break
end
toplam_agirlik_1(z)= toplam_agirlik_2;

end

%Görev toplamı;
toplam_gorev_zamani= rolenti_zamani/60+tirmanma_zamani/60 +
gidis_seyri_zamani+ kesif_zamani(z)+ donus_seyri_zamani +
inis_bekleme_zamani/60;
intikal_zamani= rolenti_zamani/60+tirmanma_zamani/60 +
gidis_seyri_zamani;

```

```

ruzgarsiz_seyir_mesafesi=vcr_seyir_hizi*((fines(4)+ fines(5)+
fines(8)+ fines(9))/4) /(( ozgul_yakit_sarfiyati_yerlesmis(4)+
ozgul_yakit_sarfiyati_yerlesmis(5)+
ozgul_yakit_sarfiyati_yerlesmis(8)+
ozgul_yakit_sarfiyati_yerlesmis(9))/4)*
log(ucak_etap_agirligi(3)/( ucak_etap_agirligi(9)));

menzil(z)=(2*tirmanma_mesafe_yatay+ruzgarsiz_seyir_mesafesi)/(vcr_
seyir_hizi)* (vcr_seyir_hizi-karsi_ruzgar_hizi);

for i=1:3
surukleme_katsayisi_cd(i)=(cd0+ (tasima_katsayisi_cl(i)^2)*k);
fines(i)=tasima_katsayisi_cl(i)/surukleme_katsayisi_cd(i);
end

for i=1:10;
gorev_irtifasi_m(i)= gorev_irtifasi(i);
if (surukleme_kuvveti(i)-itki_mevcut(i))>0;
mesaj= ('Asagidaki irtifada itki yetersizdir:');
gorev_irtifasi_m(i);
kesif_zamani(z)=0;
menzil(z)=0;
end
end

for i=1:12;
yakit_akisi(i)= itki_mevcut(i)*
ozgul_yakit_sarfiyati_yerlesmis(i)*4.448*28.3257/1000; %g/s
end

if gidis_seyri_zamani <0;
mesaj1= ' gidis_seyri_zamani negatif çıkmıştır, girdileri kontrol
ediniz';
kesif_zamani(z)=0;
menzil(z)=0;

```



```

end
if kesif_zamani <0;
mesaj2= 'kesif zamani negatif çıkmıştır, girdileri kontrol
ediniz';
kesif_zamani(z)=0;
menzil(z)=0;
end
if donus_seyri_zamani <0;
mesaj3= ' donus_seyri_zamani negatif çıkmıştır, girdileri kontrol
ediniz';
kesif_zamani(z)=0;
menzil(z)=0;
end
if donus_seyri_mesafesi_ruzgarsiz <0;
mesaj4= ' donus_seyri_mesafesi_ruzgarsiz negatif çıkmıştır,
girdileri kontrol ediniz';
kesif_zamani(z)=0;
menzil(z)=0;
end
if gidis_seyri_mesafesi<0;
mesaj5= ' gidis_seyri_mesafesi negatif çıkmıştır, girdileri
kontrol ediniz';
kesif_zamani(z)=0;
menzil(z)=0;
end
if toplam_gorev_zamani <0;
mesaj6= ' toplam_gorev_zamani negatif çıkmıştır, girdileri kontrol
ediniz';
kesif_zamani(z)=0;
menzil(z)=0;
end
if tirmanma_zamani <0;
mesaj7= ' tirmanma_zamani negatif çıkmıştır, girdileri kontrol
ediniz';
kesif_zamani(z)=0;
menzil(z)=0;
end
if tirmanma_orani(3)<0;

```

```

mesaj8= 'tirmanma_orani(3) negatif çıkmıştır, girdileri kontrol
ediniz';
kesif_zamani(z)=0;
menzil(z)=0;
end
if tirmanma_orani(2)<0;
mesaj9= 'tirmanma_orani(2) negatif çıkmıştır, girdileri kontrol
ediniz';
kesif_zamani(z)=0;
menzil(z)=0;
end
if (cl_kalkis_tasima_katsayisi-tasima_katsayisi_cl(1))<0;
mesaj10= 'kalkış taşıma katsayısı yeterli değildir, girdileri
kontrol ediniz';
kesif_zamani(z)=0;
menzil(z)=0;
end
for i=1:12;
if imag(ozgul_yakit_sarfiyati_yerlesmis(i))~=0;
mesaj11= 'ozgul_yakit_sarfiyati kompleks sayı çıkmıştır';
kesif_zamani(z)=0;
menzil(z)=0;
end
end
if imag(kesif_zamani(z))~=0;
mesaj12= 'kesif zamani kompleks sayı çıkmıştır';
kesif_zamani(z)=0;
menzil(z)=0;
end

fx(z)= kesif_zamani(z);
end

```

```

max_fx=max(fx);
max_fxx(iter)=max(fx);
ave_fx=mean(fx);
sum_fx=sum(fx);
maxfx=-100000;
for i=1:n;
if fx(i)>=maxfx,
ii=i;
maxfx=fx(i);
end;
end;
gecici1= x1_degeri_gercek(ii);
gecici2= x2_degeri_gercek(ii);
gecici3= x3_degeri_gercek(ii);
gecici4= x4_degeri_gercek(ii);
gecici5= x1_degeri_bit_araliginda(ii);
gecici6= x2_degeri_bit_araliginda(ii);
gecici7= x3_degeri_bit_araliginda(ii);
gecici8= x4_degeri_bit_araliginda(ii);

for i=1:n;
p_select(i)=fx(i)/sum_fx;
end;

for i=1:n;
exp_count(i)=fx(i)/ave_fx;
end;

for i=1:n;
act_count(i)=round(exp_count(i));
end;

if sum(act_count) ~= n;
%disp('initial population sayisi degisti'), sum(act_count),
%disp('yeni population sayisi oldu') ;

```

```

fark=sum(act_count)-n;

act_count_dum=exp_count;
if fark<0;
for id=1:abs(fark);
[y,t]=max(act_count_dum);
act_count(t)=act_count(t)+1;
act_count_dum(t)=0;
end;
end

if fark>0;
counter=0;
for ik=1:n;
if act_count(ik)==1
if counter==abs(fark), break, end
act_count(ik)=act_count(ik)-1;
counter=counter+1;
end;
if counter==abs(fark), break, end
end;
end
end

j=1;
for i=n:-1:1,;
for k=n:-1:1;
    if act_count(i)==k;
        for m=1:k;
            x1_reproduct(j)=x1_degeri_bit_araliginda(i);
            j=j+1;
        end;
    end;
end;
end;

```

```

end;

j=1;
for i=n:-1:1,;
for k=n:-1:1;

    if act_count(i)==k;
        for m=1:k;
            x2_reproduct(j)=x2_degeri_bit_araliginda(i);
            j=j+1;
        end;
    end;
end;
end;

```

```

j=1;
for i=n:-1:1,;
for k=n:-1:1;

    if act_count(i)==k;
        for m=1:k;
            x3_reproduct(j)=x3_degeri_bit_araliginda(i);
            j=j+1;
        end;
    end;
end;
end;

```

```

j=1;
for i=n:-1:1,;
for k=n:-1:1;

    if act_count(i)==k;

```

```

        for m=1:k;
            x4_reproduct(j)=x4_degeri_bit_araliginda(i);
            j=j+1;
        end;
    end;
end;
end;

```

```

for i=1:n;
    bal=0;

```

```

    for j=1:bit_sayisi1;

```

```

        if x1_reproduct(i)-bal>=2^(bit_sayisi1-j);
            x1_reproduct_matrix(i,j)=1;
            bal=bal+2^(bit_sayisi1-j);
        else;
            x1_reproduct_matrix(i,j)=0;
        end

```

```

    end;

```

```

end;

```

```

for i=1:n;
    bal=0;

```

```

    for j=1:bit_sayisi2;

```

```

        if x2_reproduct(i)-bal>=2^(bit_sayisi2-j);
            x2_reproduct_matrix(i,j)=1;
            bal=bal+2^(bit_sayisi2-j);

```

```

else;
x2_reproduct_matrix(i,j)=0;
end

end;

end;

for i=1:n;
bal=0;

for j=1:bit_sayisi3;

if x3_reproduct(i)-bal>=2^(bit_sayisi3-j);
x3_reproduct_matrix(i,j)=1;
bal=bal+2^(bit_sayisi3-j);
else;
x3_reproduct_matrix(i,j)=0;
end

end;

end;

for i=1:n;
bal=0;

for j=1:bit_sayisi4;

if x4_reproduct(i)-bal>=2^(bit_sayisi4-j);
x4_reproduct_matrix(i,j)=1;
bal=bal+2^(bit_sayisi4-j);
else;

```

```

        x4_reproduct_matrix(i,j)=0;
    end
end;
end;
% x ve y matrislerini yan yana birleştirme:
new_pop=[new_pop_x1 new_pop_x2 new_pop_x3 new_pop_x4];
mate=randperm(n);
for ix=1:2;
xover_site=round(rand(cross_over_sayi,1)*((bit_sayisi1+bit_sayisi2
+bit_sayisi3+bit_sayisi4)-2)+1);

for i=1:2:cross_over_sayi;
xover_site(i+1)=xover_site(i);
end;

reproduct_matrix=new_pop;

for i=1:2:cross_over_sayi;
    for j=1:(bit_sayisi1+bit_sayisi2+bit_sayisi3+bit_sayisi4);

        if j>xover_site(i)
            new_pop(mate(i),j)=reproduct_matrix(mate(i+1),j);
        end
    end;
end;
for i=1:2:cross_over_sayi;
    for j=1:(bit_sayisi1+bit_sayisi2+bit_sayisi3+bit_sayisi4);
        if j>xover_site(i)
            new_pop(mate(i+1),j)=reproduct_matrix(mate(i),j);
        end
    end;
end;
end
for i=1:mutas_sayi;
mm=round(rand(1)*(n-1)+1);
nn=round(rand(1)*((bit_sayisi4)-1)+1);

    if new_pop(mm,nn)==1;

```



```

        new_pop(mm,nn)=0;
    else;
        new_pop(mm,nn)=1;
    end;
end;

for i=1:n
for j=1:bit_sayisi1
new_pop_x1(i,j)=new_pop(i,j);
end
end

for i=1:n
for j=1:bit_sayisi2
new_pop_x2(i,j)=new_pop(i,j);
end
end

for i=1:n
for j=1:bit_sayisi3
new_pop_x3(i,j)=new_pop(i,j);
end
end

for i=1:n
for j=1:bit_sayisi4
new_pop_x4(i,j)=new_pop(i,j);
end
end

for i=1:n;
bal=0;
    for j=1:bit_sayisi1;
        bal=new_pop_x1(i,j)*2^(bit_sayisi1-j)+bal ;
    end;
    new_x1_degeri_bit_araliginda(i)=bal;
end;

```

```

for i=1:n;
bal=0;
    for j=1:bit_sayisi2;
        bal=new_pop_x2(i,j)*2^(bit_sayisi2-j)+bal ;
    end;
new_x2_degeri_bit_araliginda(i)=bal;
end;

for i=1:n;
bal=0;
    for j=1:bit_sayisi3;
        bal=new_pop_x3(i,j)*2^(bit_sayisi3-j)+bal ;
    end;
new_x3_degeri_bit_araliginda(i)=bal;
end;

for i=1:n;
bal=0;
    for j=1:bit_sayisi4;
        bal=new_pop_x4(i,j)*2^(bit_sayisi4-j)+bal ;
    end;
new_x4_degeri_bit_araliginda(i)=bal;
end;
en_yiy_bypass_orani=gecici1
en_yiy_kompres_basinc_orani=gecici2
en_yiy_fan_basinc_orani=gecici3
en_yiy_yan_oda_cik_top_sicak=gecici4
azami_kesif_zamani=maxfx
en_dusuk_ucak_agirligi=toplam_agirlik_1(ii)/2.204
en_dusuk_yakit_agirligi=en_dusuk_ucak_agirligi*yakit_agirlik_orani
end
[toplam_ucak_non_recurring_cost,toplam_ucak_recurring_cost,yer_tes
tleri_sonunda_motor_maliyeti,toplam_motor_gelistirme_maliyeti,moto
r_birim_maliyeti] =
maliyet(bos_agirlik_1(ii),vcr_seyir_hizi,itki_deniz_seviyesi(ii),t
urbin_giris_sicakligi(ii),test_ucagi_sayisi,ucak_imalat_adedi,
dolar_enflasyonu1990, muhendislik_saat_ucreti,

```

```
takim_kalip_imalati_saat_ucreti, imalat_saat_ucreti,  
kalite_kontrol_saat_ucreti, max_mach, motor_imalat_adi,  
dolar_enflasyonu1980)  
  
plot(max_fxx);grid on;xlabel('İterasyon Sayısı');ylabel('Keşif  
Zamanı');  
pause  
plot(x1_degeri_gercek,fx,'bo'),grid on;xlabel('Bypass  
Oranı');ylabel('Keşif Zamanı');  
pause  
plot(x2_degeri_gercek,fx,'bo'),grid on;xlabel('Kompresör Basınç  
Oranı');ylabel('Keşif Zamanı');  
pause  
plot3(x1_degeri_gercek,x2_degeri_gercek,fx,'bo'), grid on;
```

Ek-3 Ayrık Akışlı Turbofan Alt Yazılımı

```
function [itki_yerlesmis, ozgul_yakit_sarfiyati,
ozgul_yakit_sarfiyati_yerlesmis, sicak_lule_alani,
soguk_lule_alani, hava_debisi, yakit_hava_orani, basinc_toplam0,
basinc_toplam2, basinc_toplam24, basinc_toplam13, basinc_toplam17,
basinc_toplam26, basinc_toplam3, basinc_toplam31, basinc_toplam41,
basinc_toplam4, basinc_toplam415, basinc_toplam416,
basinc_toplam44, basinc_toplam46, basinc_toplam48, basinc_toplam5,
sicaklik_toplam0, sicaklik_toplam2, sicaklik_toplam24,
sicaklik_toplam13, sicaklik_toplam17, sicaklik_toplam26,
sicaklik_toplam3, sicaklik_toplam31, sicaklik_toplam41,
sicaklik_toplam415, sicaklik_toplam416, sicaklik_toplam44,
sicaklik_toplam46, sicaklik_toplam48, sicaklik_toplam5,
sicaklik_toplam7] = walshturbofan5 (mach, delta, theta,
bypass_orani, hava_akisi0, itki_orani_yerlesme, sicaklik_toplam4,
fan_basinc_orani, kompres_basinc_orani, fan_kompr_polit_verim,
turbin_polit_verim, yanma_oda_verimi, mekanik_verim,
hava_aligi_basinc_kaybi, bypass_kanal_basinc_kaybi,
fan_komp_kanal_basinc_kaybi, kompr_cikis_yayici_basinc_kaybi,
yanma_odasi_basinc_kaybi, turbin_kanal_basinc_kaybi,
jet_kanal_basinc_kaybi, lule_desarj_katsayi, lule_itki_katsayi,
kompr_orta_musteri_beslem_hava, kompr_orta_sogut_hava,
kompr_cikis_sogut_havala, kompr_cikis_sogut_havalb,
kompr_cikis_sogut_hava2);
```

```
tamb=288.15*theta;
```

```
pamb=101.325*delta;
```

```
R=287.05;
```

```
%%%%%%%%%%;
```

```
hava_akisi= hava_akisi0* (delta*(1+0.2*
mach^2)^3.5)/sqrt(theta*(1+0.2* mach^2));
```

```
hava_debisi= hava_akisi/2.204; % kg/s;
```

```
hpt_expansion_ratio_guess=4;
```

```
lpt_expansion_ratio_guess=4;
```

```
%Serbest akış şartları;
```

```
gamma_kompres = 4e-17*tamb^5-3e-13*tamb^4 + 7e-10*tamb^3 -7e-
07*tamb^2 + 0.0002*tamb + 1.3753;
```

```

sicaklik_toplam0=tamb*(1+ (gamma_kompres-1)/2 *mach^2);
basinc_toplam0=pamb*(sicaklik_toplam0/tamb)^(gamma_kompres/(gamma_
kompres-1));
% Hava Alıĝı;
sicaklik_toplam2= sicaklik_toplam0;
basinc_toplam2 = basinc_toplam0*(1- hava_aligi_basinc_kaybi);
w2 = hava_debisi;
% Fan;
gamma_kompres = 4e-17*sicaklik_toplam2^5-3e-13*sicaklik_toplam2^4
+ 7e-10*sicaklik_toplam2^3 -7e-07*sicaklik_toplam2^2 +
0.0002*sicaklik_toplam2 + 1.3753;
E2 = (fan_basinc_orani^((gamma_kompres-1)/gamma_kompres)-1)/(
fan_basinc_orani^((gamma_kompres-1)/(gamma_kompres*
fan_kompr_polit_verim))-1);
E12= E2;
sicaklik_toplam24= sicaklik_toplam2+ sicaklik_toplam2/E2*(
fan_basinc_orani ^((gamma_kompres-1)/gamma_kompres)-1);
sicaklik_toplam13= sicaklik_toplam24 ;
basinc_toplam24= fan_basinc_orani*basinc_toplam2;
basinc_toplam13= basinc_toplam24;
w24 = w2/(1+ bypass_orani);
w13 = w2-w24;
cp_ozgul_isi= (1.9327e-10*sicaklik_toplam2^4 - 7.9999e-
07*sicaklik_toplam2^3 + 1.1407e-03*sicaklik_toplam2^2 -4.4890e-
01*sicaklik_toplam2 + 1.0575e+03)/1000.;
guc2 = w2*cp_ozgul_isi*( sicaklik_toplam13- sicaklik_toplam2);
;
% Bypass Kanalı;
sicaklik_toplam17=sicaklik_toplam13;
basinc_toplam17 = basinc_toplam13*(1- bypass_kanal_basinc_kaybi);
w17 = w13;
;
% Fan-Kompresör arası kanal;
sicaklik_toplam26 = sicaklik_toplam24;
basinc_toplam26 = basinc_toplam13*(1-
fan_komp_kanal_basinc_kaybi);
w26 = w24;
;
% Kompresör;

```

```

gamma_kompres = 4e-17*sicaklik_toplam26^5-3e-
13*sicaklik_toplam26^4 + 7e-10*sicaklik_toplam26^3 -7e-
07*sicaklik_toplam26^2 + 0.0002*sicaklik_toplam26 + 1.3753;
E26 = (kompres_basinc_orani^((gamma_kompres-1)/gamma_kompres)-1)/((
kompres_basinc_orani^((gamma_kompres-1)/(gamma_kompres*
fan_kompr_polit_verim))-1);

sicaklik_toplam3= sicaklik_toplam26+ sicaklik_toplam26/E26*(
kompres_basinc_orani ^((gamma_kompres-1)/gamma_kompres)-1);
basinc_toplam3 = basinc_toplam26*kompres_basinc_orani;
w3=w26-w26*( kompr_orta_musteri_beslem_hava +
kompr_orta_sogut_hava);
;
komp_orta_beslem_sicakligi = (sicaklik_toplam3+
sicaklik_toplam26)/2;
cp_ozgul_isi= (1.9327e-10*sicaklik_toplam26^4 - 7.9999e-
07*sicaklik_toplam26^3 + 1.1407e-03*sicaklik_toplam26^2 -4.4890e-
01*sicaklik_toplam26 + 1.0575e+03)/1000.;
guc26 = w3*cp_ozgul_isi*( sicaklik_toplam3-
sicaklik_toplam26)+(w26-w3)*cp_ozgul_isi*(
komp_orta_beslem_sicakligi - sicaklik_toplam26);
;
% Kompresör çıkışı yayıcı (difüzör);
sicaklik_toplam31 = sicaklik_toplam3;
basinc_toplam31 = basinc_toplam3; %(1-
kompr_cikis_yayici_basinc_kaybi);
kompr_cikis_sogut_hava1= kompr_cikis_sogut_havala+
kompr_cikis_sogut_havala2 ;
w31 = w3 -w26* kompr_cikis_sogut_hava1-w26*
kompr_cikis_sogut_hava2;
;
% Yanma odası, istasyon4;
basinc_toplam4 = basinc_toplam31*(1- yanma_odasi_basinc_kaybi);
;
yakit_hava_orani1 = 0.10118 + 2.00376e-05 * (700 -
sicaklik_toplam31);
yakit_hava_orani2 = 3.7078e-03 - 5.2368e-06 * (700 -
sicaklik_toplam31)- 5.2632e-06 * sicaklik_toplam4;
yakit_hava_orani3 = 8.889e-08 * abs(sicaklik_toplam4-950);

```

```

yakit_hava_orani = (yakit_hava_orani1 -sqrt(yakit_hava_orani1^2 +
yakit_hava_orani2) - yakit_hava_orani3)/ yanma_oda_verimi;
cp_turbin_ozgul_isi= (1.9327e-1*sicaklik_toplam4^4 - 7.9999e-
07*sicaklik_toplam4^3 + 1.1407e-03*sicaklik_toplam4^2 -4.4890e-
01*sicaklik_toplam4 + 1.0575e+03)/1000.;
cp_kompres_ozgul_isi= (1.9327e-10*sicaklik_toplam31^4 - 7.9999e-
07*sicaklik_toplam31^3 + 1.1407e-03*sicaklik_toplam31^2 -
4.4890e01*sicaklik_toplam31 + 1.0575e+03)/1000.;
wf = yakit_hava_orani*w31 ;% kg/s;

if imag(wf)~=0;
mesaj12= 'yakıt akışı kompleks sayı çıkmıştır';
itki_yerlesmis=0;
ozgul_yakit_sarfiyati=0;
ozgul_yakit_sarfiyati_yerlesmis=0;
sicak_lule_alani=0;
soguk_lule_alani=0;
hava_debisi=0;
yakit_hava_orani=0;
basinc_toplam0=0;
basinc_toplam2=0;
basinc_toplam24=0;
basinc_toplam13=0;
asinc_toplam17=0;
basinc_toplam26=0;
basinc_toplam3=0;
basinc_toplam31=0;
basinc_toplam41=0;
basinc_toplam4=0;
basinc_toplam415=0;
basinc_toplam416=0;
basinc_toplam44=0;
basinc_toplam46=0;
basinc_toplam48=0;
basinc_toplam5=0;
sicaklik_toplam0=0;
sicaklik_toplam2=0;
sicaklik_toplam24=0;
sicaklik_toplam13=0;

```

```

sicaklik_toplam17=0;
sicaklik_toplam26=0;
sicaklik_toplam3=0;
sicaklik_toplam31=0;
sicaklik_toplam41=0;
sicaklik_toplam415=0;
sicaklik_toplam416=0;
sicaklik_toplam44=0;
sicaklik_toplam46=0;
sicaklik_toplam48=0;
sicaklik_toplam5=0;
sicaklik_toplam7=0;
return
end

w4 = w31+ wf;
itki_sicak_akis=0;
itki_soguk_akis=0;
sicak_lule_alani=0;
soguk_lule_alani=0;

%Türbin öncesi NGV, İstasyon 41;
basinc_toplam41 = basinc_toplam4;
w41 = w31 + w26* kompr_cikis_sogut_hava2 + wf ; % kg/s;
sicaklik_toplam41 =(w4* cp_turbin_ozgul_isi * sicaklik_toplam4+
w26* kompr_cikis_sogut_hava2 * cp_kompres_ozgul_isi *
sicaklik_toplam31)/( w41 * cp_turbin_ozgul_isi);

% İstasyon 415;
w415 = w41 + w26* kompr_cikis_sogut_havala;
cp_turbin_ozgul_isi= (1.9327e-10*sicaklik_toplam41^4 - 7.9999e-
07*sicaklik_toplam41^3 + 1.1407e-03*sicaklik_toplam41^2 -4.4890e-
01*sicaklik_toplam41 + 1.0575e+03)/1000.;
sicaklik_toplam415 =(w41* cp_turbin_ozgul_isi * sicaklik_toplam41+
w26* kompr_cikis_sogut_havala * cp_kompres_ozgul_isi *
sicaklik_toplam31)/( w415 * cp_turbin_ozgul_isi);
basinc_toplam415 = basinc_toplam41;
;
% Yüksek basınç türbini;

```



```

guc415 = guc26/ mekanik_verim ; %kW;
cp_turbin_ozgul_isi= (1.9327e-10*sicaklik_toplam415^4 - 7.9999e-
07*sicaklik_toplam415^3 + 1.1407e-03*sicaklik_toplam415^2 -
4.4890e-01*sicaklik_toplam415 + 1.0575e+03)/1000.;
sicaklik_toplam416= sicaklik_toplam415 - guc415/(w415*
cp_turbin_ozgul_isi);
gamma_turbin = 4e-17*sicaklik_toplam416^5-3e-
13*sicaklik_toplam416^4 + 7e-10*sicaklik_toplam416^3 -7e-
07*sicaklik_toplam416^2 + 0.0002*sicaklik_toplam416 + 1.3753;
;
for k=1:10;
e415 = (1- hpt_expansion_ratio_guess ^(((1-
gamma_turbin)/gamma_turbin)* turbin_polit_verim))/(1 -
hpt_expansion_ratio_guess ^((1-gamma_turbin)/gamma_turbin));
%Derive expansion ratio P415Q416 via F5.9.4.;
hpt_expansion_ratio = exp((log(1 -(sicaklik_toplam415 -
sicaklik_toplam416)/(e415 * sicaklik_toplam415)))/ (((1-
gamma_turbin)/gamma_turbin))));
hpt_expansion_ratio_guess= hpt_expansion_ratio;
end;
;
basinc_toplam416 = basinc_toplam4/ hpt_expansion_ratio;
w416 = w415;
basinc_toplam44 = basinc_toplam416;
sicaklik_toplam44 = sicaklik_toplam416;
w44 = w416;
;
% Turbinler arası kanal;
sicaklik_toplam46 = sicaklik_toplam44;
basinc_toplam46 = basinc_toplam416* (1 -
turbin_kanal_basinc_kaybi);
w46 = w44 ;
;
% Alçak basınç türbini;
guc46 = guc2/ mekanik_verim;
sicaklik_toplam48= sicaklik_toplam46 - guc46/(w44*
cp_turbin_ozgul_isi) ;

```

```

gamma_turbin = 4e-17*sicaklik_toplam48^5-3e-13*sicaklik_toplam48^4
+ 7e-10*sicaklik_toplam48^3 -7e-07*sicaklik_toplam48^2 +
0.0002*sicaklik_toplam48 + 1.3753;

for k=1:10;
e46 = (1- lpt_expansion_ratio_guess ^(((1-
gamma_turbin)/gamma_turbin)* turbin_polit_verim))/(1 -
lpt_expansion_ratio_guess ^((1-gamma_turbin)/gamma_turbin));
lpt_expansion_ratio = exp((log(1 -(sicaklik_toplam44 -
sicaklik_toplam48))/(e46 * sicaklik_toplam44)))/ (((1-
gamma_turbin)/gamma_turbin)));
lpt_expansion_ratio_guess= lpt_expansion_ratio;
end;
;
basinc_toplam48 = basinc_toplam46/ lpt_expansion_ratio;
w48 = w46;
w5 = w48 + w26* kompr_orta_sogut_hava + w26*
kompr_cikis_sogut_havalb;
;
sicaklik_toplam5 = (w48*cp_turbin_ozgul_isi * sicaklik_toplam48+
w26* kompr_orta_sogut_hava * cp_kompres_ozgul_isi *
komp_orta_beslem_sicakligi + w26* kompr_cikis_sogut_havalb *
cp_kompres_ozgul_isi * sicaklik_toplam31)/( w5*
cp_turbin_ozgul_isi);
basinc_toplam5 = basinc_toplam48 *(1 - jet_kanal_basinc_kaybi);
;
% Soğuk lüle;
gamma_kompres = 4e-17*sicaklik_toplam2^5-3e-13*sicaklik_toplam2^4
+ 7e-10*sicaklik_toplam2^3 -7e-07*sicaklik_toplam2^2 +
0.0002*sicaklik_toplam2 + 1.3753;
soguk_lule_basinc_orani = basinc_toplam17/pamb;
soguk_lule_bogul_basinc_orani
=(((1+gamma_kompres)/2))^(gamma_kompres / (gamma_kompres -1));
soguk_lule_bogul_basinc=
basinc_toplam17/soguk_lule_bogul_basinc_orani;
;
if soguk_lule_basinc_orani >= soguk_lule_bogul_basinc_orani;;
%(' Soğuk lüle bogulmuştur ')

```

```

sicaklik_statik_bogul17 =sicaklik_toplam17/(1+(gamma_kompres-
1)/2);
ses_hizi_soguk_lule = sqrt(gamma_kompres * R *
sicaklik_statik_bogul17);
;
soguk_lule_alani = ((basinc_toplam17/ sqrt(sicaklik_toplam17))*
sqrt(gamma_kompres /R)*( (gamma_kompres +1)/2)^(0.5*(-1-
gamma_kompres)/( gamma_kompres -1)))/w17)/ lule_desarj_katsayi;
;
%F5.13.13 gross thrust.;
itki_soguk_akis = w17* ses_hizi_soguk_lule +
soguk_lule_alani*lule_desarj_katsayi* (soguk_lule_bogul_basinc -
pamb) * 1000;
end;
;
if soguk_lule_basinc_orani < soguk_lule_bogul_basinc_orani;;
% (' Soğuk lüle bogulmamıştır ')
mach17=sqrt((2/(gamma_kompres-1))*((pamb/ basinc_toplam17)^(( 1-
gamma_kompres)/gamma_kompres)-1));
;
sicaklik_statik17 = sicaklik_toplam17/(1+ mach17^2*(gamma_kompres-
1)/2);
ses_hizi_soguk_lule = sqrt(gamma_kompres * R * sicaklik_statik17);
;
soguk_lule_alani=0.001*(w17*R*sicaklik_statik17)/(pamb*mach17*ses_
hizi_soguk_lule*lule_desarj_katsayi);
itki_soguk_akis = w17* ses_hizi_soguk_lule*mach17;
end;
;
% Sıcak lüle;
sicaklik_toplam7= sicaklik_toplam5;
w7=w5;
gamma_turbin = 4e-17*sicaklik_toplam7^5-3e-13*sicaklik_toplam7^4 +
7e-10*sicaklik_toplam7^3 -7e-07*sicaklik_toplam7^2 +
0.0002*sicaklik_toplam7 + 1.3753;
sicak_lule_bogul_basinc_orani=(( (1+gamma_turbin)/2))^ (gamma_turbin
/ (gamma_turbin-1));
sicak_lule_basinc_orani = basinc_toplam5/pamb;

```

```

sicak_lule_bogul_basinc=
basinc_toplam5/sicak_lule_bogul_basinc_orani;
;
if sicak_lule_basinc_orani >= sicak_lule_bogul_basinc_orani;;
% (' Sıcak lüle bogulmuştur ')
sicaklik_statik_bogul7 = sicaklik_toplam7 /(1+(gamma_turbin-1)/2);
ses_hizi_sicak_lule = sqrt(gamma_turbin * R *
sicaklik_statik_bogul7);
sicak_lule_alani = ((basinc_toplam5/ sqrt(sicaklik_toplam7))*
sqrt(gamma_turbin /R)*( (gamma_turbin +1)/2)^(0.5*(-1-
gamma_turbin)/( gamma_turbin -1)))/w7)/ lule_desarj_katsayi;
itki_sicak_akis= w7* ses_hizi_sicak_lule +
sicak_lule_alani*lule_desarj_katsayi* (sicak_lule_bogul_basinc -
pamb);
end;
;
if sicak_lule_basinc_orani < sicak_lule_bogul_basinc_orani;;
% (' Sıcak lüle bogulmamıştır ')
mach7=sqrt((2/(gamma_turbin -1))*((pamb/ basinc_toplam5)^(( 1-
gamma_turbin)/gamma_turbin)-1));
sicaklik_statik7 = sicaklik_toplam7 /(1+mach7^2*(gamma_turbin-
1)/2);
ses_hizi_sicak_lule = sqrt(gamma_turbin * R * sicaklik_statik7);
sicak_lule_alani=(w7*R*sicaklik_statik7)/(pamb*mach7*ses_hizi_sica
k_lule*lule_desarj_katsayi);
itki_sicak_akis= w7* ses_hizi_sicak_lule*mach7 ;
end;
;
v_ucak = mach*sqrt(gamma_kompres* R*tamb);
FD = hava_debisi*v_ucak; % momentum sürüklemesi
FN = (itki_soguk_akis + itki_sicak_akis)*lule_itki_katsayi -FD; %
net itki
itki_yerlesmis=FN* itki_orani_yerlesme
ozgul_itki = FN/ hava_debisi ;
TSFC = wf/FN*1000000;% g/(kN*s);
ozgul_yakit_sarfiyati = TSFC
ozgul_yakit_sarfiyati_yerlesmis= ozgul_yakit_sarfiyati/
itki_orani_yerlesme;

```

Ek-4 Maliyet Modelleri Alt Yazılımı

```
function
[toplam_ucak_non_recurring_cost, toplam_ucak_recurring_cost, yer_tes
tleri_sonunda_motor_maliyeti, toplam_motor_gelistirme_maliyeti, moto
r_birim_maliyeti] =
maliyet(bos_agirlik_1, vcr_seyir_hizi, itki_deniz_seviyesi, turbin_gi
ris_sicakligi, test_ucagi_sayisi, ucak_imalat_adi,
dolar_enflasyonu1990, muhendislik_saat_ucreti,
takim_kalip_imalati_saat_ucreti, imalat_saat_ucreti,
kalite_kontrol_saat_ucreti, max_mach, motor_imalat_adi,
dolar_enflasyonu1980);

%referans: R-4016-AF, Advanced Airframe structural Materials, A
primer and cost estimating methodology, sayfa 73
%http://cost.jsc.nasa.gov/airframe.html adresinden doğrulanmıştır.
ucak_bos_agirligi=bos_agirlik_1; %W(lb)
ucak_azami_hiz=vcr_seyir_hizi; %(knot)

% Bir defalık maliyet kalemleri (Non-recurring cost elements)
NRE_zaman =
0.0168*(ucak_bos_agirligi^.747)*(ucak_azami_hiz^.800)*1000;% bir
defalık mühendislik saati (non-recurring engineering hours)
NRE_para=NRE_zaman*muhendislik_saat_ucreti;
NRT_zaman =
0.01868*(ucak_bos_agirligi^.810)*(ucak_azami_hiz^.579)*1000;
% bir defalık takım-avadanlık saati (non-recurring tooling hours)
NRT_para=NRT_zaman*takim_kalip_imalati_saat_ucreti;
DS =
0.0563*(ucak_bos_agirligi^.630)*(ucak_azami_hiz^1.30)*1000*dolar_e
nflasyonu1990; %geliştirme destek maliyeti (Development support
cost)
ucus_testi_maliyeti =
1.54*(ucak_bos_agirligi^.325)*(ucak_azami_hiz^.823)*(test_ucagi_sa
yisi^1.21)*1000*dolar_enflasyonu1990; %uçuş testi maliyeti
(Flight test cost)

% Tekrarlayan maliyet kalemleri (Recurring cost elements)
RE100_zaman =
0.000306*(ucak_bos_agirligi^.880)*(ucak_azami_hiz^1.12)*1000*(ucak
```

```

_imalat_adedi/100)^.485; %100 uçak için tekrarlayan mühendislik
saati (Recurring engineering hours for 100 aircraft)
%"(ucak_imalat_adedi/100)^.485" kısmı kaynakta yer almasına rağmen
%"http://cost.jsc.nasa.gov/airframe.html" adresindeki sonuçları
elde etmek için tahmini olarak eklenmiştir.
RE100_para = RE100_zaman*muhendislik_saat_ucreti;
RT100_zaman =
0.00787*(ucak_bos_agirligi^.707)*(ucak_azami_hiz^.813)*1000*(ucak_
imalat_adedi/100)^.485; %100 uçak için tekrarlayan takım-
avadanlık saati (Recurring tooling hours for 100 aircraft)
RT100_para =RT100_zaman*takim_kalip_imalati_saat_ucreti;
RML100_zaman=
0.141*(ucak_bos_agirligi^.820)*(ucak_azami_hiz^.484)*1000*(ucak_im
alat_adedi/100)^.485; %100 uçak için tekrarlayan imalat işçilik
saati (recurring manufacturing labor hours)
RML100_para =RML100_zaman*imalat_saat_ucreti;
RMM100 =
0.54*(ucak_bos_agirligi^.921)*(ucak_azami_hiz^.621)*1000*dolar_enf
lasyonu1990*(ucak_imalat_adedi/100)^.485; %100 uçak için
tekrarlayan malzeme maliyeti (recurring manufacturing material
cost)
RQA100_zaman = 0.133*RML100_zaman*(ucak_imalat_adedi/100)^.485;
%100 uçak için tekrarlayan kalite kontrol saati (recurring quality
assurance hours)
RQA100_para=RQA100_zaman*kalite_kontrol_saat_ucreti;

toplam_ucak_non_recurring_cost=NRE_para+NRT_para+DS+ucus_testi_mal
iyeti;
toplam_ucak_recurring_cost=RE100_para+RT100_para+RML100_para+RMM10
0+RQA100_para;%100 uçak imalatı için tekrar eden toplam uçak
maliyeti (total recurring cost)
toplam_ucak_gelistirme_maliyeti=toplam_ucak_non_recurring_cost+top
lam_ucak_recurring_cost;

%Motor maliyeti
%referans: N1882, http://cost.jsc.nasa.gov/ATECM.html
%Input Data
max_itki=itki_deniz_seviyesi; %Deniz seviyesi azami motor başına
itki (lb)

```

tt4=turbin_giris_sicakligi*1.8; %Max turbin giris sıcaklığı
(Rankin'e cevriliyor)

yer_testleri_sonunda_motor_maliyeti=1e6*(-
845.804+0.005*max_itki+249.838*max_mach+0.313*tt4)*dolar_enflasyon
u1980;%yer testleri sonuna kadar motor maliyeti, uçuş testleri ve
sonrasındaki maliyeti içermez.

toplam_motor_gelistirme_maliyeti=1e6*(-
525.763+0.023*max_itki+401.022*max_mach+0.070*motor_adi)*
dolar_enflasyon1980;

motor_birim_maliyeti=1e3*(-2228.14+0.043*max_itki+
243.25*max_mach+0.969*tt4)*dolar_enflasyon1980 ;% 1000. motor
kümülatif ortalama üretim maliyeti