

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

**UÇAK PERFORMANS HESAPLARINA YÖNELİK
YAZILIM GELİŞTİRİLMESİ**

**YÜKSEK LİSANS TEZİ
Ali EKEN**

Anabilim Dalı : Uçak ve Uzay Mühendisliği

Programı : Uçak ve Uzay Mühendisliği

ŞUBAT 2009

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

**UÇAK PERFORMANS HESAPLARINA YÖNELİK
YAZILIM GELİŞTİRİLMESİ**

YÜKSEK LİSANS TEZİ

**Ali EKEN
(511051032)**

Tezin Enstitüye Verildiği Tarih : 29 Aralık 2008

Tezin Savunulduğu Tarih : 22 Ocak 2009

**Tez Danışmanı : Prof. Dr. Süleyman TOLUN (İTÜ)
Tez Eş Danışmanı : Yrd. Doç. Dr. Hayri ACAR (İTÜ)
Diğer Jüri Üyeleri : Prof. Dr. Mehmet Şerif KAVSAOĞLU
(İTÜ)
Doç. Dr. Erol ŞENOCAK (İTÜ)
Doç. Dr. Abdurrahman HACIOĞLU
(HHO)**

ŞUBAT 2009

ÖNSÖZ

Uçuş performansı konusunda yaptığım bu çalışmada beni yönlendiren danışman hocalarım Prof. Dr. Süleyman TOLUN'a ve Yrd. Doç. Dr. Hayri ACAR'a teşekkürlerimi sunarım.

Ayrıca bu çalışma süresince, önerileriyle yol kat etmemde pay sahibi olan Uçak ve Uzay Bilimleri Fakültesindeki mesai arkadaşlarıma, her fırsatta bana destek olan sevgili arkadaşlarım Volkan ŞEN'e, Zafer KESKİN'e, Özlem ÜNKAP'a ve Evşen KORKMAZ'a; hayatım boyunca hep yanımda olan aileme teşekkürleri bir borç bilirim.

Aralık 2008

Ali EKEN

İÇİNDEKİLER

Sayfa

KISALTMALAR	vii
ÇİZELGE LİSTESİ.....	ix
ŞEKİL LİSTESİ	xi
ÖZET	xiii
SUMMARY.....	xv
1. GİRİŞ	1
2. UÇAK VE ATMOSFER MODELİ.....	3
2.1 Uçak Modeli.....	3
2.2 Atmosfer Modeli	4
2.2.1 Sıcaklık-basınç-yoğunluk ilişkileri	5
2.2.2 Bağlı değerler ve ses hızı	7
3. TAHRİK SİSTEMİ.....	9
3.1 İtici Üreten Sistemler	10
3.2 Güç Üreten Sistemler	10
5. KALKIŞ VE İNİŞ	15
5.1 Kalkış Performansı: Jet.....	15
5.1.1 Yer rulesi (yöntem 1).....	16
5.1.2 Yer rulesi (yöntem 2).....	17
5.1.3 Geçiş evresi ve tırmanma.....	19
5.2 İniş Performansı: Jet.....	21
5.2.1 Geçiş evresi ve tırmanma.....	21
5.2.2 Serbest rule ve frenleme rulesi	22
6. TIRMANMA VE SÜZÜLME.....	23
6.1 Daimi Tırmanma: Pervaneli Uçaklar	24
6.1.1 En hızlı tırmanma (pervaneli)	24
6.1.2 En hızlı tırmanma (motor ve pervane verisiyle)	25
6.1.3 Maksimum tırmanma açısı (motor ve pervane verisiyle)	27
6.2 Daimi Tırmanma (Jet)	28
6.2.1 En dik tırmanma (jet).....	29
6.2.2 En hızlı tırmanma (jet).....	29
6.2.3 En ekonomik tırmanma (jet)	30
7. SEYİR UÇUŞU	33
7.1 Hız-İrtifa Zarfı.....	33
7.2 Mutlak Tavan	34
7.3 Menzil	35
7.3.1 Sabit irtifa ve sabit mach sayısında menzil.....	35
7.3.2 Sabit irtifa ve sabit taşıma katsayısında menzil	36
7.3.3 Sabit hız ve sabit taşıma katsayısında menzil	36
7.4 Ses Altı Hızda Özgül Hava Menzili.....	37
7.5 Sesüstü Hızda Özgül Menzil.....	38
7.6 Seyir Özgül Süresi.....	38

7.7 Başarım Kıstası	39
7.8 Sesüstü Hızda Başarım Kıstası	39
7.9 En İyi Menzil	40
7.10 Sesüstü Seyir Uçuşu Menzili	41
7.10.1 Sabit irtifa ve sabit mach sayısında menzil	41
7.10.2 Sabit Mach sayısı ve sabit taşıma katsayısında menzil	42
8. PERFORMANS HESAPLAMA PROGRAMI KULLANMA KILAVUZU ..	43
8.1 Program Yapısı ve Programın Çalıştırılması	43
8.2 Program Arayüzü	44
8.3 Veri Giriş Yöntemleri	44
8.3.1 Aerodinamik	45
8.3.2 Tahrik Sistemi	46
8.3.3 Ağırlık ve Boyutlar	47
8.4 Kalkış ve İniş Menüsü	48
8.5 Seyir Menüsü	49
8.6 Tırmanma/Alçalma Menüsü	51
KAYNAKLAR	55
EKLER	57

KISALTMALAR

BK	: Başarım Kıstası
GD	: Gövde Hattı
ÖHM	: Özgöl Hava Menzili

ÇİZELGE LİSTESİ

Sayfa

Çizelge A.1 : A-300 Performans Verileri (Filippone, 2006).	59
Çizelge A.2 : A-300 Performans Verileri (Filippone, 2006).	60
Çizelge A.3 : A-300 Boyutlar (Filippone, 2006).	60
Çizelge A.4 : A-300 Diğer Veriler (Filippone, 2006).	60
Çizelge A.5 : A-300 Diğer Veriler (Filippone, 2006).	62
Çizelge A.6 : C130J Performans ve Özellikler (Filippone, 2006).	64
Çizelge A.7 : C130J Tipik Menzil Değerleri, MTOW (Filippone, 2008).	64
Çizelge A.8 : AE-2100D3 Motoru Güç –Hız –İrtifa Verileri.	65
Çizelge A.9 : AE-2100D3 Motoru Yakıt Debisi-Hız-İrtifa Verileri.	66
Çizelge A.10 : F-16 Performans Verileri (Filippone, 2006).	67
Çizelge A.11 : F-16 Boyutlar (Filippone, 2006).	68
Çizelge A.12 : Taşıma-Sürüklenme Verileri (Filippone, 2006).	69
Çizelge A.13 : Maksimum Taşıma Katsayısı Verileri.	70
Çizelge A.14 : F-100 Motoru İtki Verisi (İrtifa km, İtki N, Artyanma kapalı, Askeri İtki.).	71
Çizelge A.15 : F-100 Motoru Yakıt Debisi. (İrtifa km, Debi kg/h, Artyanma kapalı, Askeri İtki).	71

ŞEKİL LİSTESİ

Sayfa

Şekil 2.1 : Düşey Düzlemde Uçak Modeli (Filippone, 2008).	4
Şekil 2.2 : Standart Atmosferde Sıcaklığın Yükseklik ile Değişimi.	6
Şekil 2.3 : Bağlı Değerlerin İrtifa ile Değişimi.	8
Şekil 3.1 : Değişik hatve açılarında dört palalı bir pervane için pervane verimi- ilerleme oranı (Filippone, 2006).	12
Şekil 4.1 : Sıfır-Taşıma Sürüklemeye Katsayısının Mach Sayısı ile Değişimi.	14
Şekil 8.1 : Program Yapısı.	43
Şekil 8.2 : Ana Arayüz.	44
Şekil 8.3 : Aerodinamik Veri Giriş Penceresi.	46
Şekil 8.4 : Tahrik Sistemi Veri Girişi.	47
Şekil 8.5 : Ağırlık ve Boyutlar Veri Girişi.	48
Şekil 8.6 : Değişken İtkide Kalkış Rulesi Hesaplama Arayüzü.	49
Şekil 8.7 : Sabit İrtifada Sesaltı Özgül Menzili.	50
Şekil 8.8 : Sabit İrtifa ve Sabit Hücüm Açısında Menzil.	51
Şekil 8.9 : En Hızlı Tırmanma Hesaplama Arayüzü.	52
Şekil 8.10 : Süzülme Hesaplama Menüsü.	53
Şekil A.1 : Airbus A300-600.	59
Şekil A.2 : CF6-80 Motoru, İtki, Yakıt Debisi ve Özgül Yakıt Tüketimi Grafikleri (Filippone, 2006).	61
Şekil A.3 : A-300 Tahmini Transonik Sürüklemeye Artışı (Filippone, 2006).	62
Şekil A.4 : Lockheed Hercules C130J (Url-1).	63
Şekil A.5 : AE-2100D3 Motoru Güç ve Yakıt Debisi-Hız Grafikleri, Standart Şartlar (Filippone, 2006).	65
Şekil A.6 : F-16 Geometrisi (Url-3).	67
Şekil A.7 : Taşıma Karakteristiğinin Mach Sayısı ile Değişimi, Temel Konfigüresyon (Filippone, 2006).	68
Şekil A.8 : Maksimum Taşıma Katsayısının Mach Sayısı ile Değişimi, Temel Konfigürasyon (Filippone, 2006).	69
Şekil A.9 : F-100 Motoru Askeri İtki ve Yakıt Debisi (Filippone, 2006).	70
Şekil A.10 : F-100 Motoru Art-Yanmalı İtki ve Yakıt Debisi (Filippone, 2006).	71

UÇAK PERFORMANS HESAPLARINA YÖNELİK YAZILIM GELİŞTİRİLMESİ

ÖZET

Bu çalışmada, uçak performansı hesaplamalarına yönelik geliştirilen, grafik kullanıcı arayüzlü bir program sunulmuştur. Programın kullanımının kolaylaştırılması amacıyla, kullanıcı tarafından sağlanan veri girişleri ve program çıktıları için görsel bir arayüz tasarlanmıştır. Program, MATLAB® dili ile yazılmış ve program arayüzü MATLAB® GUI (MATLAB®'ın grafiksel kullanıcı arayüzü) kullanılarak oluşturulmuştur. Hazırlanan arayüzden ulaşılan değişik uçuş halleri için hesaplamaların yapılabileceği menüler ve kullanım yöntemleri anlatılmıştır. Program, itki ve güç üreten tahrik sistemli uçaklara yöneliktir. Aerodinamik, tahrik sistemi ve temel geometrisi tanımlanan uçak için; seyir, kalkış ve iniş, tırmanma ve alçalma hallerine ait temel performans hesaplamaları yapılabilmektedir. Performans hesaplamalarına ait sonuçlar, hazır grafikler halinde kullanıcıya sunulabilmektedir. Uçağa ait itki, güç, yakıt debisi verileri tablo halinde okunabilmektedir. Bütün hesaplamalar, uçağın maddesel kütle olarak kabul edildiği hareket denklemlerinin analitik ve sayısal çözümlerine dayanmaktadır. Atmosfer, standart atmosfer modeli kullanılarak modellenmiştir. Çözümlere temel teşkil eden seyir, kalkış ve iniş, tırmanma ve süzülme hallerine ait programda kullanılan hesaplama yöntemlerine değinilmiştir. Programın test edilmesi için bir ticari jet yolcu uçağına, bir turboprop nakliye uçağına ve bir sesüstü jet savaş uçağına ait aerodinamik, motor ve geometri bilgisi içeren grafik ve çizelgeler sunulmuş ve sunulan grafiklere ait sayısal değerler tablolaştırılarak, programda kullanılabilir hale getirilmiştir. Hazırlanan verilerle, performans programı kullanılarak yapılan örnek performans hesaplamalarına ait sonuçlar sunulmuştur.

SOFTWARE DEVELOPMENT FOR AIRCRAFT PERFORMANCE CALCULATIONS

SUMMARY

A computer program with a graphical user interface, which is developed for aircraft performance analysis, is introduced in this study. A graphical user interface for data input and output is developed for ease of use. The program is coded in MATLAB[®] programming language, and the program interface is developed using MATLAB GUI. The menus for the analysis of different flight conditions, which are accessed through the user interface, are introduced and explained. The program is intended for the calculation of jet and propeller aircraft performance. Performance calculations for cruise, take-off and landing, climb and descent are achieved by the program for an aircraft with predefined aerodynamics, engine and geometric data. Results for the performance calculations are obtained in standard performance graphs and charts. Tabulated data depending on engine thrust, power and fuel flow can be used. All calculations are based on the analytic and numerical solutions of two-degrees-of-freedom point-mass equations. The atmosphere is modeled using International Standard Atmosphere Model. The calculation methods used in the program for cruise, take-off and landing, climb and gliding performance are introduced. Graphs, tables and charts for aerodynamics, engine and geometric data for a commercial passenger jet, a turboprop transport aircraft and a supersonic jet fighter are introduced. Some numerical data are extracted from graphs and given in tabulated form. These data are used for program test and evaluation. Representative performance calculations of the program for the given data are introduced.

1. GİRİŞ

Hava aracının uçuş performansının hesaplanması ve performans optimizasyonuna yönelik çalışmalar, aracın tasarım hedeflerinin başarımının sınanması ve verimli bir şekilde işletilmesinin sağlanması veya uçuş zarfının ya da görev profilinin yeniden uyarlanması veya genişletilmesi ve bunun yanında yeni bir hava aracının tasarımı gibi konular açısından gereklilik arz eder.

Performansın sınanmasına yönelik mühendislik çözümleri deneysel ve teorik analizler olarak iki kısma ayrılabilir. Deneysel yöntemler temel olarak uçuş testleridir ve pahalıdırlar. Ancak teorik yöntemlere kaynak oluşturdıkları da kuşkusuzdur. Uçuş performansının analitik ve sayısal çözümleri ise deneysel yöntemlere karşı ucuz ve risksiz bir alternatiftir.

Uçağın performansı, içinde uçtuğu atmosferin şartlarına, uçağın bir bütün olarak aerodinamik karakteristiğine, tahrik sistemi performansına ve uçuş işletimine bağlıdır. Aracın performansını etkileyen parametrelerin fazlalığı nedeniyle ve ek olarak hesaplamaların sıklıkla tekrarlanması gereken hallerde, kapsamlı performans analizi zaman alıcı bir sürece dönüşmektedir. Bu süreçte, verimi artırma amacına yönelik bilgisayar yazılımlarının geliştirilmesi kaçınılmaz olmuştur. Örneğin, 'ALR Aerospace' ve 'RUAG Aerospace Defence Technology' tarafından 1981'den bu yana geliştirilmekte olan APP (Aircraft Performance Program) , uçak performans hesaplamalarına yönelik kayda değer ticari bir yazılımdır. APP'de hesaplamalar iki serbestlik dereceli nokta-kütle denklemlerine dayanmaktadır ve uçağa ait tablolaştırılmış veriler kullanılabilmektedir (Url-2).

Bu çalışmada, uçak performans analizlerine yönelik bir program geliştirilmiştir. Kullanım kolaylığı açısından programa bir arayüz tasarlanmıştır. Program MATLAB diliyle yazılmış ve program arayüzü MATLAB GUI ile hazırlanmıştır.

Kullanıcı tarafından, ana pencereden ulaşılan menülere girilen uçağa ait aerodinamik ve tahrik sistemi verileri doğrultusunda, kalkış ve iniş, seyir uçuşu, tırmanma/alçalma ve manevra hallerine ait performans parametrelerinin hesaplaması yapılabilmektedir. Programa ait arayüzlere son bölümde değinilmiştir.

Programda kullanılan uçak ve atmosfer modeli 2. bölümde anlatılmaktadır. 3. ve 4. bölümler, uçağa ait aerodinamik ve tahrik sistemi modelini ele almaktadır. Takip eden bölümlerde, kalkış ve iniş, seyir, tırmanma ve manevra hallerine ait hesaplamalar için programda kullanılan yöntemlere değinilmektedir. Tipik performans hesaplamaları son bölümde sunulmuştur. Performans hesaplamalarında kullanılan örnek uçak verileri ekte özetlenmiştir.

2. UÇAK VE ATMOSFER MODELİ

2.1 Uçak Modeli

Performans programına dahil edilen tüm hesaplamalar, uçağın maddesel nokta kabulüne dayanan hareket denklemlerine dayanmaktadır. Uçağın hareket denklemleri, Newton'un 2. yasasının [$F = d(mV)/dt$], hız eksen takımına uyarlanmış halleridir. Simetrik uçuş hali ve yeryüzünün düz olduğu varsayımlarıyla hareket denklemleri aşağıdaki şekilde verilmektedir (Eshelby, 2000):

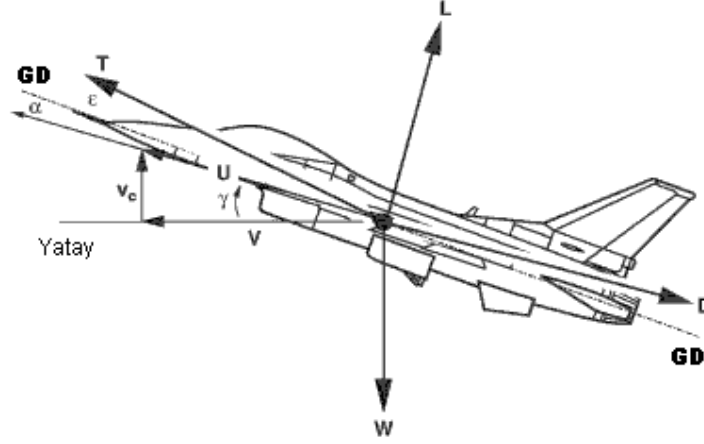
$$-D + T \cos(\alpha + \varepsilon) - W \sin \gamma_2 = m \dot{V} \quad (2.1a)$$

$$L \sin \gamma_1 + T \sin(\alpha + \varepsilon) \sin \gamma_1 = m V \dot{\gamma}_3 \cos \gamma_2 \quad (2.1b)$$

$$-L \cos \gamma_1 - T \sin(\alpha + \varepsilon) \cos \gamma_1 + W \cos \gamma_2 = -m V \dot{\gamma}_2 \quad (2.1c)$$

Burada, W uçağın ağırlığı, V , uçağın gerçek hava hızı, D ve L sırasıyla uçuş yörüngesine paralel ve dik olan sürüklenme ve taşıma kuvvetleridir. T itki vektörü, ε , itki ile uçak referans hattı arasındaki açı, α , hücum açısı, γ_1 , yörünge düzlemi ile uçağın yanal ekseni arasındaki yalpa açısı, γ_2 , uçuş yörüngesi ile yatay düzlem arasındaki uçuş yörünge açısı, γ_3 ise iz açısıdır ve simetrik uçuş hali için uçağın yönelme açısına eşittir.

Düşey düzlemde genel uçak modeli Şekil 2.1'de gösterilmektedir. Uçağın boylamasına gövde hattının (GD) ağırlık merkezinden geçtiği kabul edilmektedir. Hücum açısı, α , gövde hattı ile havahızı vektörü arasındaki açıdır. İtki açısı, ε , gövde hattıyla itki vektörü arasındaki açıdır. Tırmanma açısı, γ , yatay düzlem ile havahızı arasındaki açıdır. Tüm açılar şekildeki halleriyle pozitif kabul edilmiştir.



Şekil 2.1 : Düşey Düzlemde Uçak Modeli (Filippone, 2006).

2.2 Atmosfer Modeli

Uçağın performansı, içinde uçtuğu atmosferin koşullarına bağlıdır. Atmosferik koşulları belirleyen basınç ve sıcaklık değişken olduğundan, aracın performansı bulunduğu coğrafi konumdan etkilenir. Bu nedenle, uçağın performansının tahmin edilebilmesi için atmosfer yapısının uygun bir matematik modelinin kurulması gerekmektedir. Uluslararası Standart Atmosfer (ISA) modeli bu amaçla oluşturulmuş, atmosferin ortalama özelliklerini yansıtan bir modeldir.

Bu bölümde incelenen denklemler, programın standart atmosfer modülünün temelini oluşturmaktadır.

ISA modeline göre hava mükemmel gazdır ve durum denklemine [(2.2)] uyar.

$$p = \rho RT \quad (2.2)$$

Burada p statik basınç, ρ yoğunluk, T sıcaklık, R ise gaz sabitidir ($R = 287.05287$ J/kg K).

Standart atmosferin referans basınç, sıcaklık ve yoğunluk değerleri sırasıyla

$$p_0 = 101325 \text{ N/m}^2 \quad (2.3a)$$

$$T_0 = 288.15 \text{ K} \quad (2.3b)$$

$$\rho_0 = 1.225 \text{ kg/m}^3 \quad (2.3c)$$

olarak kabul edilir. Bu değerler 45 derece kuzey enleminde, deniz seviyesi değerlerine yaklaşık olarak eşittir; bu nedenle yoğunlukla -yanlış olmakla birlikte-

‘deniz seviyesi’ (bu ifadeye literatürde sıklıkla rastlanıldığı için kullanılmasında sakınca görülmemiştir) değerleri olarak adlandırılmaktadır (Eshelby, 2000).

2.2.1 Sıcaklık-basınç-yoğunluk ilişkileri

ISA modeli, içlerinde sıcaklığın lineer olarak değiştiği kabul edilen üç tabakadan oluşmaktadır ve eşpotansiyelli yükseklik değişimi üzerine kurulmuştur (Eş potansiyelli yükseklik skalasında yerçekimi ivmesi sabit kabul edilir: $g_0 = 9.807 \text{ m/s}^2$).

İlk tabaka olan troposfer, standart atmosfer referansından 11 km’lik yüksekliğe ulaşır. Troposferi takip eden stratosferin alt kısmı 20 km yüksekliğe, orta kısmı ise 32 km yüksekliğe ulaşmaktadır. Atmosferik uçuşun neredeyse tamamı bu yükseklik skalasında gerçekleşmektedir.

Sıcaklığın standart atmosferde değişimi [(2.4)] ile ifade edilmektedir.

$$T = T_i + L_i(H - H_i) \quad (2.4)$$

Burada T sıcaklık, H yükseklik, L ise sıcaklık gradyanıdır ve her tabakada sabit bir değerdedir. i indisi ise denklemin hesaplandığı tabakanın başlangıç yüksekliğidir (Troposfer için 0, alt ve orta stratosfer için sırasıyla 11 ve 32.).

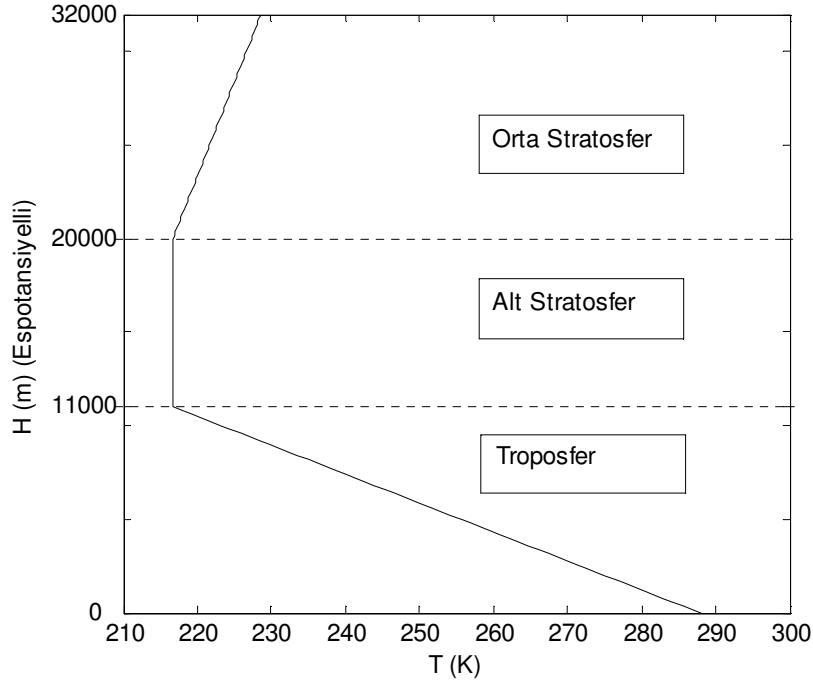
Standart atmosfer modeline göre sıcaklık gradyanı troposfer, alt ve orta stratosfer için sırasıyla;

$$L_0 = -0.00650 \text{ K/m} \quad (2.5a)$$

$$L_{11} = 0 \text{ K/m} \quad (2.5b)$$

$$L_{20} = 0.001 \text{ K/m} \quad (2.5c)$$

şeklindedir. Şekil 2.2’de programda kullanılan atmosfer fonksiyonuyla hesaplanan sıcaklık-yükseklik değişimi gösterilmiştir.



Şekil 2.2 : Standart Atmosferde Sıcaklığın Yükseklik ile Değişimi.

Basıncın yükseklikle değişimi durum denklemi [(2.2)] ve hidrostatik basınç değişimini veren (2.5) denkleminin ortak çözümü ile elde edilmiştir.

$$\delta p = -g_0 \rho \delta H \quad (2.6)$$

$$\frac{\delta p}{p} = -\frac{g_0 \rho}{RT} \delta H \quad (2.7)$$

Sıcaklık değişiminin de eklenmesiyle elde edilen 2.8 denkleminin atmosfer katmanlarındaki integrasyonu sonucu basınç ile yükseklik arasındaki bağıntıya ulaşılmıştır [(2.9a) ve (2.9b)].

$$\frac{\delta p}{p} = -\frac{g_0 \rho}{R[T_i + L_i(H - H_i)]} \delta H \quad (2.8)$$

(2.8a) denklemi, sıcaklık gradyanının sıfırdan farklı olduğu troposfer ve orta stratorferde; (2.8b) denklemi ise gradyanın sıfıra eşit olduğunu alt stratosferde geçerlidir.

$$p = p_i \left[1 + \frac{L_i}{T_i} (H - H_i) \right]^{\frac{g_0}{RL_i}} ; \quad L \neq 0 \quad (2.9a)$$

$$p = p_i \exp \left[-\frac{g_0}{RT_i} (H - H_i) \right]; \quad L = 0 \quad (2.9b)$$

Yoğunluk değişimi ise durum denklemi kullanılarak elde edilmiştir.

2.2.2 Bağlı değerler ve ses hızı

Performans hesaplarında irtifada sıcaklık, basınç ve yoğunluk değerleri yerine, bunların deniz seviyesindeki değerleriyle normalleştirilmiş hallerinin kullanılması pratik bir yöntemdir ve aşağıdaki şekilde tanımlanmışlardır:

$$\delta = \frac{p}{p_0} \quad (2.10a)$$

$$\theta = \frac{T}{T_0} \quad (2.10b)$$

$$\sigma = \frac{\rho}{\rho_0} \quad (2.10c)$$

Burada δ , θ ve σ sırasıyla bağlı basınç, bağlı sıcaklık ve bağlı yoğunluktur ve durum denklemi dikkate alınırsa, aralarındaki ilişki,

$$\delta = \rho \theta \quad (2.11)$$

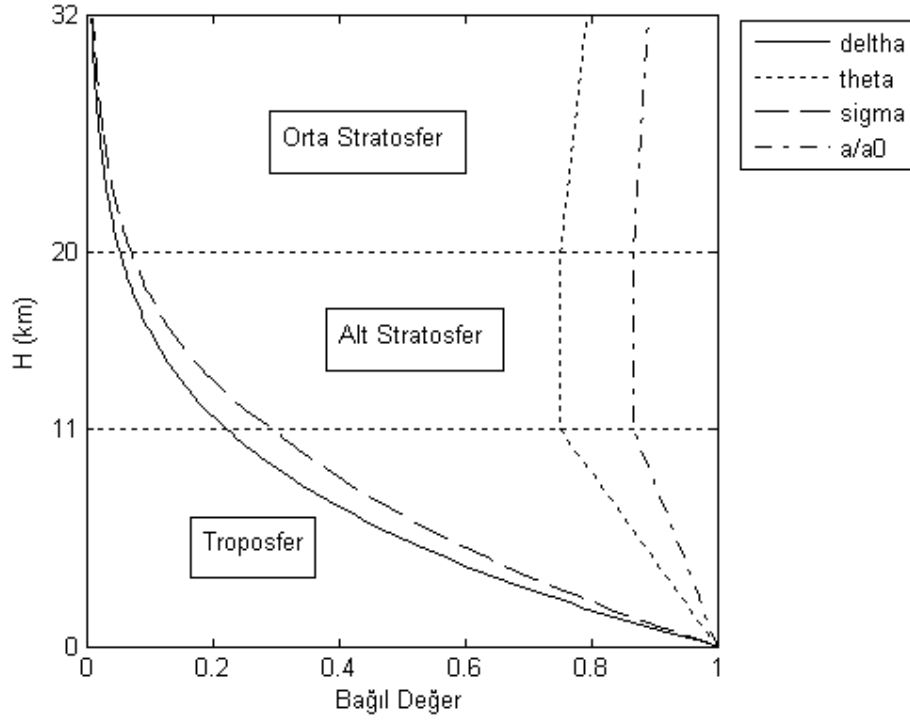
olarak elde edilir.

Ses hızı ise sıcaklığın bir fonksiyonu olarak denklem 2.12'den hesaplanmaktadır:

$$a = \sqrt{\gamma R T_0 \theta} \quad (2.12)$$

Burada γ özgül ısı oranıdır ve yaklaşık 1.4 değerindedir.

Şekil 2.3, programın standart atmosfer fonksiyonunun bağlı özellikler için bir çıktısıdır.



Şekil 2.3 : Bağıl Değerlerin İrtifa ile Değişimi.

3. TAHRİK SİSTEMİ

Programda, tahrik sistemi itki üreten ve güç üreten olmak üzere iki sınıfta modellenmiştir. İtki üreten sistemler jet tahrikli (turbojet, turbofan) tüm uçakları kapsamaktadır. Bütün pervaneli uçaklar ise güç üreten tahrik sistemleri kategorisindedir.

Motordan elde edilen itki ve yahut motor şaftına aktarılan güç temel olarak havahızının, irtifanın ve gaz kolu ayarının fonksiyonlarıdır:

$$T = T(h, V, \Pi) \quad (3.1)$$

$$P = P(h, V, \Pi) \quad (3.2)$$

Burada gaz kolu ayarı, Π , motora olan yakıt debisini kontrol etmektedir ve herhangi bir performans hesaplaması sırasında sabit bir değerde kabul edilmektedir.

İtkiye ve güce özgül yakıt tüketimleri, C_T ve C_P için de aynı fonksiyonel bağımlılık söz konusudur.

$$C_T = \frac{\dot{m}_f}{T} \quad (3.3)$$

$$C_P = \frac{\dot{m}_f}{P} \quad (3.4)$$

Literatürde [(Cavcar ve Cavcar, 2005), (Eshelby, 2000), (Filippone, 2006)] performans hesaplamalarına yönelik analitik ifadeler elde edebilmek için itki, güç ve özgül yakıt tüketimlerinin hız ve irtifa ile değişimlerine yönelik yaklaşımlar yapılmıştır ve bu yaklaşımlar programda analitik hesaplamalarda kullanılmaktadır. Programda, görece gerçekçi hesaplamalar için ise hız ve irtifaya bağlı değişimler, motora ait grafiklerden tablolaştırılmış halde sağlanmak zorundadır. Böylece hesaplamanın yapıldığı adımlarda, ara değerler için interpolasyon uygulanabilmektedir.

3.1 İtki Üreten Sistemler

İtkinin irtifa ile değişimi deneysel olarak elde edilmiş olan (Asselin, 1997) aşağıdaki denklemle ifade edilmiştir:

$$\frac{T}{T^*} = \left(\frac{\sigma}{\sigma^*} \right)^x \quad (3.5)$$

Burada asterisk troposfer sınırındaki (11000 m) şartları ifade etmektedir. x değeri ise tahrik sistemine özgüdür ve değer aralığı aşağıdaki biçimde tanımlanabilir:

$$h \leq 11000m \quad 0.5 \text{ (turbojet)} \leq x \leq 0.9 \text{ (turbofan)} \quad (3.6)$$

$$h > 11000m \quad x = 1 \quad (3.7)$$

Programda, kullanıcı tarafından farklı bir değer girilmedikçe, x değeri troposferde 0.7 olarak alınmaktadır. Bununla birlikte, çoğu analitik çözümlemede motordan sağlanan itki hızdan bağımsız alınmış; itkiye özgül yakıt tüketimi ise hem hız hem de irtifadan bağımsız kabul edilmiştir.

Gerçekçi performans hesaplamaları için bu yaklaşımlar yetersizdir. Bu durumda, program kullanıcısı belirli irtifa değerleri için motor itkisinin hızla (ya da Mach sayısı) değişimini veren grafiklerden T(h,M) değerlerini okumalı ve tablo halinde veri dosyası olarak sağlamalıdır. Böyle bir veri dosyası, (nx1) boyutlu irtifa, (mx1) boyutlu hız ve (nxm) boyutlu bir itki matrisini içermektedir. İtkiye özgül yakıt tüketimi değerleri de benzer şekilde sağlanmaktadır. Örnek sesüstü jet için (Ek A.3), F-100 motoruna ait grafiklerden (Şekil A.10 ve A.11) okunan veriler Çizelge A.14 ve A.14'te sunulmuştur.

3.2 Güç Üreten Sistemler

Güç üreten tahrik sistemleri için ise gücün irtifa ile değişimi,

$$\frac{P}{P_{SL}} = \begin{cases} \sigma^{0.765} & h \leq 11000 m \\ 1.331\sigma & h > 11000 m \end{cases} \quad (3.8)$$

şeklindedir.

Superşarjlı piston motorlar ve sabit oranlı (flat rated) türbopropeller için deniz seviyesi gücü kritik bir irtifaya kadar korunabildiğinden aşadaki yaklaşım kullanılmıştır:

$$\frac{P}{P_{SL}} = \begin{cases} 1.0 & h \leq h_{kritik} \\ \left(\frac{\sigma}{\sigma_{kritik}} \right)^{0.765} & h_{kritik} < h \leq 11000 \text{ m} \\ \frac{1.331\sigma}{\sigma_{kritik}^{0.765}} & h > 11000 \text{ m} \end{cases} \quad (3.9)$$

Bu denklemlerde güç, şaft gücüdür. Uçuş için motorun sağladığı güç pervane verimiyle şaft gücünün çarpımıdır:

$$P_a = \eta P \quad (3.10)$$

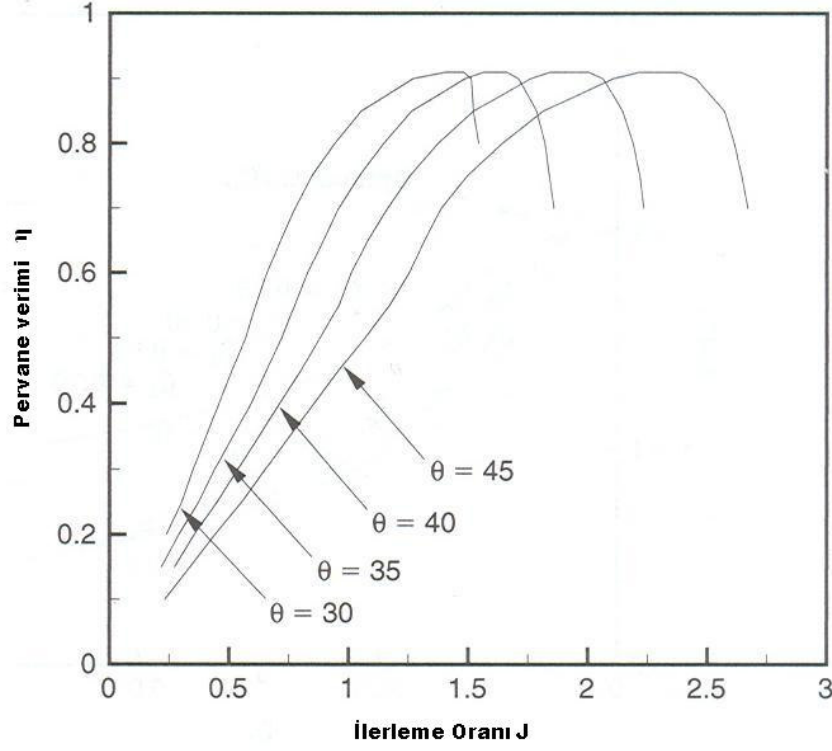
Burada η , pervane verimidir ve analitik çözümlerlerde sürüklemenin iraksadığı Mach sayısına kadar sabit kabul edilmiştir. Aynı şekilde şaft gücü de hızdan bağımsız alınmıştır. Güce özgül yakıt tüketimi de hem hız hem de yükseklikten bağımsız ortalama bir değer olarak kullanılmaktadır.

Daha gerçekçi hesaplamalarda ise, itki üreten sistemlerde olduğu gibi, motora ait gerçek güç-hız-itrifa ilişkisine ve özgül yakıt tüketimi değerlerine ihtiyaç vardır. Bu veriler, program kullanıcısı tarafından motora ait çizelgelerden sağlanmak zorundadır. Örnek turboprop kargo uçağı (Ek A.2) için AE-2100D3 motoruna ait güç ve yakıt debisi verileri, motora ait grafiklerden (Şekil A.5) okunarak Çizelge A.8 ve A.9'da sunulmaktadır.

Pervaneli tahrik sistemlerinde, ek olarak, pervane veriminin değişimi de dikkate alınmalıdır. Temel olarak pervane verimi, pervane ilerleme oranı J ve hatve açısı θ 'nın fonksiyonudur ve değişimi pervane çizelgelerinden elde edilmektedir.

$$J = \frac{V}{\Omega R} \quad (3.11)$$

Tipik bir çizelge Şekil 3.1'de gösterilmiştir.



Şekil 3.1 : Değişik hatve açılarında dört palalı bir pervane için pervane verimi-ilerleme oranı (Filippone, 2006).

Kullanıcı, benzer şekilde, pervane çizelgesinden elde ettiği $\eta(J, \theta)$ değerlerini bir veri dosyası olarak sağlamak zorundadır.

4. AERODİNAMİK

Uçağın aerodinamik modeli, programda sesaltı ve sesüstü uçuş performansı hesaplamaları için iki ayrı sürüklenme poleri ile ifade edilmektedir. Sesaltı uçuş için kullanılan alışılagelmiş sürüklenme polerinde, sürüklenme katsayısı taşıma katsayısının parabolik bir fonksiyonudur:

$$C_D = C_{D,0} + KC_L^2 \quad (4.1)$$

Burada C_D , sürüklenme katsayısı, $C_{D,0}$, sıfır taşıma sürüklenme katsayısı, K , indüklenmiş sürüklenme katsayısı, C_L ise taşıma katsayısıdır.

Sesüstü uçuş için sürüklenme katsayısını hücum açısına bağlı parabolik bir denklem olarak veren daha genel bir poler kullanılmıştır (Filippone, 2006):

$$C_D = C_{D,0} + \eta C_{L\alpha} \alpha^2 \quad (4.2)$$

Burada tüm katsayılar Mach sayısının bir fonksiyonudur:

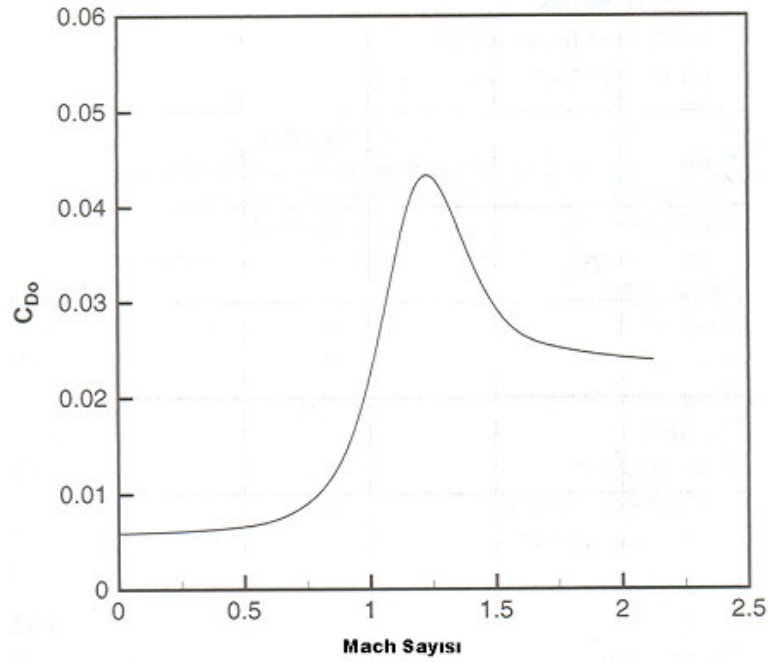
$$C_{D_0} = C_{D_0}(M) \quad (4.3)$$

$$\eta = \eta(M) \quad (4.4)$$

$$C_{L\alpha} = C_{L\alpha}(M) \quad (4.5)$$

Örnek sesüstü jet uçağı (Ek A.3) için sıfır taşıma sürüklenmesinin Mach sayısı ile değişimi Şekil 4.1'deki gibidir.

Şekil 4.1'e ait sayısal değerler Çizelge A.12'de verilmiştir. Benzer şekilde, indüklenmiş sürüklenme faktörü η , ve taşıma eğrisi eğimi $C_{L\alpha}$ 'nın Mach sayısı ile değişimleri Çizelge A.12'de sunulmuştur. Örnek sesüstü jet savaş uçağına ait hesaplamalarda bu veriler kullanılmaktadır.



Şekil 4.1 : $C_{D,0}$ - Mach Sayısı İlişkisi, Temel Konfigüresyon (Filippone, 2006).

Şekil A.8’de sesüstü jet uçağına ait maksimum taşıma katsayısı-Mach sayısı grafiğı verilmiş ve grafiğıe ait sayısal değıerler Çizelde A.13’te sunulmuştur. Bu değıerler örneğ uçağ için aerodinamik manevra limitlerinin tahmininde kullanılmaktadır.

5. KALKIŞ VE İNİŞ

Kalkış ve iniş uçuşun terminal evreleri olarak tanımlanır. Her iki operasyon da havacılık otoritelerinin kurallarına uygun kalkış ve iniş hızı, minimum engel aşımı, tırmanma ve alçalma kısıtları ile tamamlanmak zorundadır. Bu bölümde, jet ve pervaneli uçaklar için, programda kullanılan kalkış ve iniş performansı hesaplama yöntemleri anlatılmaktadır.

Dikkate alınan birincil performans kriterleri kalkış ve iniş mesafeleri ve süreleridir.

5.1 Kalkış Performansı: Jet

Alışlagelmiş bir kalkış operasyonu, uçağın pistte durma anından başlar ve havacılık şartnamelerince belirlenmiş belli bir engel aşımının sağlanması ile son bulur. Toplam kalkış mesafesi, uçağın yerde ve havada geçirdiği iki kısımdan oluşur.

Yer rulesi, rotasyon evresine kadar olan yatay rule ve kalkış hücum açısına ulaşılan rotasyon sırasındaki rule olarak iki parçaya bölünebilir (Raymer, 1992). Kalkış hızı, bir güvenlik aralığı bırakmak amacıyla, kalkış konfigürasyonundaki tutunma-kayıbı hızından daha yüksek seçilir [Denklem (5.1)]. Uçak tipine göre değişmekle birlikte bu değer tipik olarak tutunma kaybı hızının 1.2 katıdır (Asselin, 1997).

$$V_{LO} = k_1 \sqrt{\frac{2(W/S)}{\rho_{SL} \sigma C_{Lmaks,TO}}} \quad (5.1)$$

Kalkışın havada geçen ikinci kısmı, daimi bir tırmanma haline geçişin sağlandığı geçiş evresi ve belirlenen hayali bir engelin aşıldığı tırmanma uçuşundan oluşmaktadır. Bu engel sivil uçaklar için yaklaşık 10 metre (35 ft), askeri uçaklar için 15 metredir (50 ft) (Vinh, 1993).

5.1.1 Yer rulesi (yöntem 1)

Pistte koşarken uçağa etki eden toplam kuvvet Denklem (5.2)'den hesaplanmıştır. Burada T itki, ε itkinin uçak referans hattıyla yaptığı açı, α hücum açısı, W uçağın ağırlığı, φ pist eğimi, D sürükleme kuvveti, R sürtünme kuvveti ve μ_r sürtünme katsayısıdır. S_g ve V_g ise sırasıyla yer rulesi mesafesi ve yer hızıdır.

$$\sum F = ma = \frac{W}{g} \frac{dx_g}{dt} \frac{dV_g}{dx_g} = T \cos(\varepsilon + \alpha) - D - W \sin \varphi - R \quad (5.2)$$

$$R = \mu_r [W \cos \varphi - L - T \sin(\varepsilon + \alpha)] \quad (5.3)$$

Rüzgar hızı olmadığı ($V_g = V$) ve sürükleme ve taşıma katsayılarının yer rulesi boyunca sabit olduğu ve itkinin hızdan bağımsız olduğu ve ağırlığın sabit kaldığı kabul edilirse, yer rulesi için integral analitik olarak hesaplanabilir. Bu hesaplama programda jet uçaklar için birinci yöntemi oluşturmaktadır:

$$c = \mu_r T \sin(\varepsilon + \alpha) + T \cos(\varepsilon + \alpha) - W(\sin \varphi + \mu_r \cos \varphi) \quad (5.4)$$

$$d = \frac{1}{2} \rho_{SL} \sigma S V^2 (C_D - \mu_r C_L) \quad (5.5)$$

$$f = \frac{c}{d} \quad (5.6)$$

c , d ve f sabitler olmak üzere integral $V = 0$ 'dan $V = V_{LO}$ 'a hesaplanırsa (Asselin, 1997), yer rulesi:

$$x_g = \frac{W}{2gd} \ln f \quad (5.7)$$

ve yer rulesi süresi

$$t_g = \frac{\frac{W}{g} \tanh^{-1} \left(\frac{\sqrt{d}}{\sqrt{c}} V_{LO} \right)}{\sqrt{d} \sqrt{c}} \quad (5.8)$$

bulunur.

Denklem 5.7 ve 5.8 programda, jet uçaklar için, sabit itki ve sabit ağırlık kabulü yapılarak yer rulesi hesaplanmasında kullanılmıştır.

Rulenin sonunda rotasyon sırasında uçağın kalkış tutumuna getirilmesinde geçen süre pilot tekniğine bağlıdır (Raymer). Büyük uçaklar için bu süre tipik olarak 3 saniye, küçük uçaklar için yaklaşık 1 saniyedir. Programda rotasyon evresinde alınan mesafe, bu yaklaşımla,

$$x_{g,rot} = t_{g,rot} V_{LO} \quad (5.9)$$

olarak hesaplanmaktadır.

5.1.2 Yer rulesi (yöntem 2)

Yer rulesi hesabı için kullanılan analitik yöntemde itki hızdan bağımsız, sabit kalkış itkisi olarak alınmıştır. Ağırlık değişimi de dikkate alınmamıştır. Gerçekte itki hızı bağlıdır ve yakıt yandığı için ağırlık azalmaktadır. Hesaplamalara bunu yansıtmak için kalkış mesafesini veren integralin sayısal olarak çözülmesi gerekmektedir. Bu hesaplamaya rüzgar hızı V_w , itki açısı (itkiyle uçak referans eksenini arasındaki açı) ε ve hücum açısı α da dahil edilmiştir. Hava hızı V , yer hızı V_g ve rüz hızı V_w 'nin (karşı-rüzgar pozitif) toplamına eşittir:

$$V = V_g + V_w \quad (5.10)$$

Rule boyunca uçağın yunuslama durumunun sabit olduğu farz edilirse taşıma ve sürüklenme katsayılarının sabit değerlerde oldukları sonucuna ulaşılır. Bu halde, φ pist eğimi ve c_1 , c_2 ve c_3 sabitler olmak kaydıyla rule boyunca uçağın ivmesi Denklem 5.14 ile verilir.

$$c_1 = \cos(\varepsilon + \alpha) + \mu_r \sin(\varepsilon + \alpha) \quad (5.11)$$

$$c_2 = \sin \varphi + \mu_r \cos \varphi \quad (5.12)$$

$$c_3 = \frac{1}{2} \rho_{SL} \sigma S (\mu_r C_L - C_D) \quad (5.13)$$

$$a = \frac{g}{W} (T c_1 - W c_2 + V^2 c_3) \quad (5.14)$$

Denklemlerde itki, sürüklenme ve taşıma kuvvetleri hava hızı V 'nin fonksiyonlarıdır (Powers, 1981).

$$T = T(V) \quad (5.15)$$

Euler yöntemi kullanılarak kalkış rulesi çok küçük zaman aralıklarına (0.01 s) bölünmüş ve her aralıkta ivme sabit kabul edilerek aralık sonundaki hız elde edilmiştir:

$$a_n = \frac{g}{W} [T(V_n)c_1 - W_n c_2 + V_n^2 c_3] \quad (5.16)$$

$$V_{g_{n+1}} = V_{g_n} + a_n \Delta t \quad (5.17)$$

$$t_{n+1} = t_n + \Delta t \quad (5.18)$$

Kalkış mesafesi ise Euler yöntemine göre daha doğru sonuçlar veren Heun yöntemiyle hesaplanmıştır (Yechout, 2003). Bu yöntemde hız, aralığın başındaki ve sonundaki değerlerin ortalaması olarak alınmaktadır:

$$x_{n+1} = x_n + \frac{(V_{g_{n+1}} + V_{g_n})}{2} \Delta t \quad (5.19)$$

Ağırlık değişimi, her aralıkta itkiye özgül yakıt tüketimi sabit kabul edilerek bulunmaktadır:

$$W_{n+1} = W_n - T \left(\frac{V_{n+1} + V_n}{2} \right) C_T \left(\frac{V_{n+1} + V_n}{2} \right) \Delta t \quad (5.20)$$

Burada C_T , itkiye özgül yakıt tüketimidir ve belli bir irtifada havahızının fonksiyonudur:

$$C_T = C_T(V) \quad (5.21)$$

İtke ve aerodinamik kuvvetlerin, yer hızına değil de hava hızına bağlı olduklarına dikkat edilmelidir.

Yukarıda kullanılan hesaplama doğrultusunda kullanılan algoritma şu şekildedir:

1. Zaman aralığı belirle (programda 0.01s alınmaktadır).
2. $t_0 = 0$ için $V_g = x_g = 0$; $W = W_0$ başlangıç değerleriyle ivmeyi hesapla.
3. Euler yöntemiyle hızı hesapla.
4. Heun yöntemiyle mesafeyi hesapla.
5. Ağırlığı güncelle.
6. Zaman adımını artır.

7. $V_g + V_w = V_{Lo}$ oluncaya kadar devam et.

5.1.3 Geçiş evresi ve tırmanma

Yer rulesi tamamlanıp yerden kalkış yapıldığı andan itibaren uçak gerekli engel aşımını sağlamak için tırmanacaktır. Kalkıştan daimi tırmanmaya geçişin sağlandığı ara evrede uçağın hareketi, aşağıdaki genel tırmanma uçuşu denklemleriyle ifade edilir:

$$m \frac{\partial V}{\partial t} = T \cos(\alpha + \varepsilon) - D - W \sin \gamma \quad (5.22a)$$

$$mV \frac{\partial \gamma}{\partial t} = T \sin(\alpha + \varepsilon) + L - W \cos \gamma \quad (5.22b)$$

$$\frac{\partial x}{\partial t} = V \cos \gamma \quad (5.22c)$$

$$\frac{\partial h}{\partial t} = V \sin \gamma \quad (5.22d)$$

Geçiş evresinde uçak, kalkış hızından tırmanma hızına ivmelenir. Engel aşımında ulaşılması gereken tırmanma hızı tipik olarak kalkış konfigürasyonundaki tutunma-kaybı hızının 1.3 katıdır ($k_2 = 1.3$) (Asselin, 1997).

$$V_{Lo} = k_2 \sqrt{\frac{2(W/S)}{\rho_{SL} \sigma C_{Lmaks,TO}}} \quad (5.23)$$

Bu halde, geçiş evresindeki ortalama hız, V_{ge} , tutunma kaybı hızının $(k_1 + k_2)/2$ katıdır.

Daimi tırmanma halindeki uçuş yörünge açısı, (5.22)'deki ilk denklemde hızın türevini sıfır yaparak ve küçük açı kabulleriyle hesaplanmaktadır.

$$\gamma_c = \frac{T - D}{W} = \frac{T}{W} - \frac{1}{C_L/C_D} \quad (5.16)$$

$$\frac{1}{2} \rho_{SL} \sigma S V_c^2 C_L = W \quad (5.25)$$

Geçiş evresinde alınan yer mesafesi geometriden hesaplanmıştır:

$$x_{ge} = R \sin \gamma_c \quad (5.26)$$

Yarıçap R , düşey düzlemde küçük açı kabulüyle daimi dönüş uçuşundan bulunmaktadır:

$$L = W + m \frac{V_{ge}^2}{R} \quad (5.27)$$

$$R = \frac{V_{ge}^2}{g(n-1)} \quad (5.28)$$

Geçiş evresindeki yük faktörü pilot tekniğine dayanmaktadır (Vinh, 1993).Yük faktörü, maksimum taşıma katsayısı ve geçiş evresindeki taşıma katsayısı ile bağıntılı (5.30) ve (5.31) denklemlerinden hesaplanmaktadır.

$$n = \frac{L}{W} \quad (5.29)$$

$$\frac{1}{2} \rho_{SL} \sigma S V_{ge}^2 C_{Lmaks,TO} = k_2^2 W \quad (5.30)$$

$$\frac{1}{2} \rho_{SL} \sigma S V_{ge}^2 C_{L,geçiş} = nW \quad (5.31)$$

$$n = k_2^2 \frac{C_{L,geçiş}}{C_{Lmaks,TO}} \quad (5.32)$$

Kalkış performansı açısından yük faktörü, programda kullanıcının seçmesi gereken bir değerdir. Geçiş evresinde tipik olarak 1.2 değerindedir (Raymer, 1992).

Geçiş evresinin süresi (5.22)'deki ikinci denklemden bulunmaktadır:

$$\frac{\partial \gamma}{\partial t} = \frac{g}{V_{ge}} (n-1) \quad (5.33)$$

$$\gamma_c = \frac{g}{V_{ge}} (n-1) t_{ge} \quad (5.34)$$

Geçiş evresi sonunda ulaşılan mesafe, geometriden hesaplanmaktadır.

$$h_{ge} = R - R \cos \gamma_c \quad (5.35)$$

Eğer h_{ge} , aşılması gereken engelden büyükse, kalkış, tırmanma hızına ulaşmadan sonlanmış olacaktır. Programda, böyle bir durum gerçekleştiğinde $h_{ge} = h_{engel}$ olduğu andaki mesafeden sonrası toplam mesafeye dahil edilmemektedir.

$h_{ge} < h_{engel}$ ise uçak, engel yüksekliğine sabit tırmanma açısında tırmanır. Daimi tırmanma evresinde kat edilen yatay mesafe,

$$x_t = \frac{h_{engel} - h_{ge}}{\tan \gamma_c} \quad (5.36)$$

şeklinde hesaplanmaktadır. Daimi tırmanmada geçen süre ise basitçe alınan düşey mesafenin tırmanma oranına bölümüdür:

$$t_t = \frac{h_{engel} - h_{ge}}{V_c \sin \gamma_c} = \frac{x_t}{V_c \cos \gamma_c} \quad (5.37)$$

5.2 İniş Performansı: Jet

Tipik bir iniş operasyonu yaklaşma, palye, serbest rule ve frenleme rulesinden oluşur. Yaklaşma hızı tipik olarak $1.3V_{stol}$, ($1.3V_{stol}$ askeri); piste dokunma hızı $1.15V_{stol}$ ($1.1V_{stol}$ askeri) olarak alınmaktadır (Raymer, 1992).

5.2.1 Geçiş evresi ve tırmanma

Yaklaşma mesafesi Denklem 5.38'den hesaplanmıştır. Burada yaklaşma açısının mutlak değeri kullanılmaktadır.

$$x_{yk} = \frac{h_{engel} - h_p}{\tan \gamma_a} \quad (5.38)$$

Bu sırada geçen süre:

$$t_{yk} = \frac{h_{engel} - h_p}{V_a \sin \gamma_a} = \frac{x_{yk}}{V_a \cos \gamma_a} \quad (5.39)$$

Palye yarıçapı,

$$R = \frac{V_p^2}{g(n - 1)} \quad (5.40)$$

palye başlangıcındaki yükseklik,

$$h_p = R - R \cos \gamma_a \quad (5.41)$$

palye sırasında kat edilen yatay mesafe,

$$x_p = R \sin \gamma_a \quad (5.42)$$

ve palye süresi,

$$\gamma_a = \frac{g}{V_p} (n - 1) t_p \quad (5.43)$$

denklemlerinden hesaplanmaktadır.

5.2.2 Serbest rule ve frenleme rulesi

Serbest rule tipik olarak 1 ila 3 saniye sürmektedir (Raymer, 1992). Alınan mesafe,

$$x_{sr} = t_{sr} V_{TD} \quad (5.44)$$

denkleminde bulunmektedir.

Frenleme rulesi (5.2) denkleminin, piste dokunma anından ($V = V_{TD}$), durma anına

($V = 0$) kadar integre edilmesiyle bulunmektedir.

6. TIRMANMA VE SÜZÜLME

Programda, jet ve pervaneli uçakların tırmanma ve süzülme hesaplamalarında kullanılan yöntemler bu bölümde incelenmektedir. Sanki daimi uçuş halleri için çözümlerler sunulmaktadır.

Düşey düzlemde, herhangi bir uçuş yörüngesinde hareket denklemleri Denklem 6.1 ve 6.2 ile verilir (Flippone, 2006):

$$m \frac{\partial V}{\partial t} = T \cos(\alpha + \varepsilon) - D - W \sin \gamma \quad (6.1)$$

$$mV \frac{\partial \gamma}{\partial t} = T \sin(\alpha + \varepsilon) + L - W \cos \gamma \quad (6.2)$$

Burada γ , tırmanma açısı, uçuş yörüngesiyle yatay düzlem arasındaki açıdır. α , hücum açısı, hız vektörüyle uçak referans eksenini (sıfır taşıma hattı) arasındaki açıdır; ε , itki açısı ise, motor itki vektörüyle uçak referans eksenini arasındaki açı olarak tanımlıdır.

Uçuş yörüngesi, Denklem 6.3 ve 6.4 ile; yakıt debisi ise 6.5 ile ifade edilmektedir.

$$mV \frac{\partial \gamma}{\partial t} = T \sin(\alpha + \varepsilon) + L - W \cos \gamma \quad (6.3)$$

$$\frac{\partial h}{\partial t} = V \sin \gamma \quad (6.4)$$

$$\frac{\partial m}{\partial t} = \frac{1}{g} \frac{\partial W}{\partial t} = -\frac{\partial m_f}{\partial t} = -\dot{m}_f = -C_T T \quad (6.5)$$

Problem, bir grup başlangıç kısıtıyla tanımlanır:

$$t = 0, V = V_0, \gamma = \gamma_0, x = x_0, h = h_0, m = m_0 \quad (6.6)$$

Bu bölümde ele alınan tırmanma programları; en hızlı tırmanma, maksimum tırmanma açısında tırmanma ve minimum yakıtle tırmanmadır.

6.1 Daimi Tırmanma: Pervaneli Uçaklar

Yatay eksenli hız ve itkiyle aynı doğrultuda bir pervaneli uçak dikkate alınır, Denklem 6.1'den, daimi tırmanma için yörünge doğrultusundaki hareket denklemini elde edilmektedir:

$$T - D - W \sin \gamma = 0 \quad (6.7)$$

Denklem uçak hızı V ile çarpılıp efektif güç terimi eklenerek, pervaneli uçak için tırmanma oranı ifadesi elde edilmiştir:

$$TV - DV - WV \sin \gamma = 0 \quad (6.8)$$

$$TV = \eta P \quad (6.9)$$

$$v_c = \frac{\eta P - DV}{W} = \frac{\eta P}{W} - \frac{D}{L} V \cos \gamma \quad (6.10)$$

Hız için, merkezci ivme etkileri ihmal edilerek ulaşılan 6.11 ifadesi yerine konularak, tırmanma oranı v_c için 6.12 denkleminde ulaşılmıştır.

$$V = \sqrt{\frac{2W}{\rho_0 \sigma S C_L} \cos \gamma} \quad (6.11)$$

$$v_c = \frac{\eta P - DV}{W} = \frac{\eta P}{W} - (\cos \gamma)^{3/2} \frac{C_D}{C_L^{3/2}} \sqrt{\frac{2}{\rho_0} \frac{W}{S} \frac{1}{\sigma}} \quad (6.12)$$

6.1.1 En hızlı tırmanma (pervaneli)

Pervane verimi ve şaft gücünün hızdan bağımsız olduğu kabul edildiğinde, maksimum tırmanma oranı şartı Denklem 6.14 ile verilir.

$$\eta P \cong \text{constant} \quad (6.13)$$

$$\frac{\partial v_c}{\partial V} = 0 \quad (6.14)$$

Küçük tırmanma açısı kabulü yapıldığında, en hızlı tırmanma oranındaki havahızı, Denklem 6.12'yi maksimize eden değer olarak bulunmaktadır:

$$\frac{\partial}{\partial V} \left(\frac{C_D}{C_L^{3/2}} \right) = 0 \quad (6.15)$$

$$V_{c,maks}^2 = \sqrt{\frac{K}{3C_{D_0}}} \left(\frac{2W}{\rho S} \right) \quad (6.16)$$

Maksimum tırmanma oranına karşılık gelen havahızı ve D/W (1/E_{min,güç}) oranı yerine konularak, en hızlı tırmanma hali hesaplanmaktadır:

$$v_{c,maks} = \frac{\eta P - DV}{W} = \frac{\eta P}{W} - \frac{4}{\sqrt{3}} \sqrt{KC_{D_0}} V_{c,maks} \quad (6.17)$$

6.1.2 En hızlı tırmanma (motor ve pervane verisiyle)

Bu hesaplama, motorunun performans çizelgelerine ulaşılabilen, sabit hatveli bir pervaneli uçak için uygundur. Hatve seçildiğinde, pervane verini, ilerleme oranının bir fonksiyonu olacaktır: $\eta = \eta(J)$. Pervane ve motor arasında sabit bir dişli oranı varsayarak, pala elemanı ve momentum kuramından aşağıdaki ilişkilere ulaşılabilir (Filippone, 2006):

$$\left(\frac{\Omega_l}{\Omega_{l_0}} \right)^3 \cong \left(\frac{\Omega}{\Omega_0} \right)^3 = \frac{P}{P_0} \quad (6.18)$$

$$\Omega = \frac{\Omega_0}{P_0^{1/3}} P^{1/3} \quad (6.19)$$

Burada motor maksimum güçte kabul edilmektedir. Ω_l , motor dönme hızı; Ω , pervane dönme hızıdır.

Sabit irtifada maksimum tırmanma koşulu,

$$\frac{\partial v_c}{\partial V} = \frac{1}{W} \frac{\partial(\eta P)}{\partial V} - \sqrt{\frac{2W}{\rho S}} \frac{\partial}{\partial V} \left(\frac{C_D}{C_L^{3/2}} \right) = 0 \quad (6.20)$$

şeklindedir.

c_1 bir sabit olmak üzere, ifadeler türetilerek 6.23 denkleminde ulaşılmaktadır.

$$c_1 = -W \sqrt{\frac{2W}{\rho S}} \quad (6.21)$$

$$\frac{\partial(\eta P)}{\partial V} + c_1 \frac{\partial}{\partial V} \left(\frac{C_D}{C_L^{3/2}} \right) = 0 \quad (6.22)$$

$$\frac{\partial \eta}{\partial V} P + \frac{\partial P}{\partial V} \eta + c_1 \frac{\partial}{\partial V} \left(\frac{C_D}{C_L^{3/2}} \right) = 0 \quad (6.23)$$

Pervane verimini pervane çizelgelerinden hesaplayabilmek için aşağıdaki dönüşüm denkleme uygulanmalıdır:

$$\frac{\partial \eta}{\partial V} = \frac{\partial \eta}{\partial J} \frac{\partial J}{\partial V} = \frac{\partial \eta}{\partial J} \frac{1}{\Omega R} \quad (6.24)$$

Denklem 6.19 ve 6.24'teki sonuçlar kullanıldığında, Denklem 6.25'e ulaşılmaktadır.

$$\frac{\partial \eta}{\partial J} \frac{1}{R} \frac{P_0^{1/3}}{\Omega_0} P^{2/3} + \frac{\partial P}{\partial V} \eta + c_1 \frac{\partial}{\partial V} \left(\frac{C_D}{C_L^{3/2}} \right) = 0 \quad (6.25)$$

Denklemin son biçimi yeni bir sabit tanımlayarak elde edilmektedir:

$$c_2 = \frac{1}{R} \frac{P_0^{1/3}}{\Omega_0} \quad (6.26)$$

$$\frac{\partial \eta}{\partial J} c_2 P^{2/3} + \frac{\partial P}{\partial V} \eta + c_1 \frac{\partial}{\partial V} \left(\frac{C_D}{C_L^{3/2}} \right) = 0 \quad (6.27)$$

$$f(V) = \frac{\partial \eta}{\partial J} c_2 P^{2/3} + \frac{\partial P}{\partial V} \eta + c_1 \frac{\partial}{\partial V} \left(\frac{C_D}{C_L^{3/2}} \right) \quad (6.28)$$

Elde edilen denklemde değerleri sayısal olarak hesaplanması gereken üç türev bulunmaktadır. Hesaplama için kullanıcı, pervane veriminin ilerleme oranına bağlı değişimini ve motor gücünün hıza ve irtifaya bağlı değişimini programa sağlamak zorundadır.

Programda, Denklem 6.28'nin değerini sıfır yapacak havahızı değeri, Filippone'nin önerdiği aşağıdaki algoritma kullanılarak hesaplanmaktadır.

1. Motor, pervane ve uçak verisini yükle.
2. Başlangıç hızı (tipik olarak kalkış hızı) ve başlangıç tırmanma açısı ata.
3. Pervane dönme hızını ata.(maksimum)
4. Başlangıç uçuş irtifasını ata (dış döngü).
5. $i = 1$ olmak üzere V_i hızını ata (iç döngü).
6. Türevleri sayısal olarak hesapla.
7. Denklem 6.26'yı hesapla.
8. $\partial f / \partial V$ 'yi hesapla:

$$\left(\frac{\partial f}{\partial V} \right)_i \cong \frac{f(V_i + dV) - f(V_i - dV)}{2dV} \quad (6.29)$$

9. Hız için yeni bir tahmin bul.

$$V_{i+1} = V_i - f(V_i) \left(\frac{\partial f}{\partial V} \right)_i^{-1} \quad (6.30)$$

10. V_{i+1} 'de denklem 6.26'yı hesapla. $f(V_{i+1}) < \varepsilon$ olduğunda döngüden çık; değilse 5. adımdan devam et.
11. İrtifa adımını ilerlet: $h = h + dh$; servis tavanına ulaşınca döngüden çık.

6.1.3 Maksimum tırmanma açısı (motor ve pervane verisiyle)

Maksimum tırmanma hali 6.8 denkleminde $\sin \gamma$ 'nın hıza göre türevi sıfıra eşitlenerek hesaplanmaktadır:

$$\frac{\partial}{\partial V} (\sin \gamma) = \frac{\partial}{\partial V} \left(\frac{\eta P - D}{W} \right) = 0 \quad (6.31)$$

Ağırlık değişimi ihmal edilirse

$$\frac{\partial}{\partial V}(\eta P) - W \frac{\partial}{\partial V} \left(\frac{D}{L} \right) = 0 \quad (6.32)$$

bulunur.

$$c_1 = \frac{2 W}{\rho S} \quad (6.33)$$

c_1 sabit olmak üzere, parabolik sürüklenme polarına sahip bir uçak için 6.34'te verilen eşitlik 6.32 denkleminde uygulanırsa, maksimum açıda tırmanma hali için 6.35 ve 6.36 denklemlerine ulaşılmaktadır.

$$\frac{\partial}{\partial V} \left(\frac{D}{L} \right) = 2 \left(\frac{C_{D_0}}{c_1} V - \frac{c_1 K}{V^3} \right) \quad (6.34)$$

$$\frac{\partial}{\partial V}(\eta P) - 2W \left(\frac{C_{D_0}}{c_1} V - \frac{c_1 K}{V^3} \right) = 0 \quad (6.35)$$

Programda Denklem 6.36'in çözümü için en hızlı tırmanma halindeki algoritma kullanılmaktadır.

$$\frac{\partial \eta}{\partial J} \frac{P}{\Omega R} + \frac{\partial P}{\partial V} - 2W \left(\frac{C_{D_0}}{c_1} V - \frac{c_1 K}{V^3} \right) = 0 \quad (6.36)$$

6.2 Daimi Tırmanma (Jet)

İtke açısı ihmal edildiğinde, Denklem 6.1'den genel ivmeli uçuşta tırmanma oranı elde edilmektedir:

$$v_c = \frac{T - D}{W} V - \frac{V}{g} \frac{\partial V}{\partial t} \quad (6.37)$$

Daimi tırmanma hali için tırmanma oranı Denklem 6.38'den, tırmanma açısı ise 6.39'den elde edilmektedir.

$$v_c = \frac{T - D}{W} V \quad (6.38)$$

$$\sin \gamma = \frac{v_c}{V} = \frac{T - D}{W} \quad (6.39)$$

6.2.1 En dik tırmanma (jet)

Denklem 6.38 düzenlendiğinde, tırmanma açısı için aşağıdaki ifadeye ulaşılmaktadır.

$$\sin \gamma = \frac{T}{W} - \frac{\cos \gamma}{L/D} \quad (6.40)$$

Bu halde itkinin ağırlığa oranı ve taşımanın sürüklemeye oranı maksimize edildiğinde tırmanma açısı maksimum olmaktadır (Hale, 1984). İtki hızdan bağımsız kabul edildiğinde, ve seyir uçuşu sürüklemesi kullanıldığında, maksimum tırmanma açısı Denklem 6.41'den hesaplanmaktadır.

$$\sin \gamma_{maks} = \frac{T_{maks}}{W} - \frac{1}{(L/D)_{maks}} \quad (6.41)$$

En dik tırmanma hava hızı, L/D oranı ve tırmanma oranı sırasıyla Denklem 6.42, 6.43 ve 6.44'ten hesaplanmaktadır.

$$V_{\gamma_{maks}} = \sqrt{\frac{2W}{\rho_0 \sigma S} \left(\frac{K}{C_{D_0}} \right)^{1/4}} \quad (6.42)$$

$$E_{\gamma_{maks}} = E_{maks} \quad (6.43)$$

$$(v_c)_{\gamma_{maks}} = V_{\gamma_{maks}} \sin \gamma_{maks} \quad (6.44)$$

6.2.2 En hızlı tırmanma (jet)

İtki üreten tahrik sistemli bir uçakta maksimum tırmanma oranı Denklem 6.38'nin hıza göre türevini maksimize eden değerdir:

$$\frac{\partial v_c}{\partial V} = \frac{\partial}{\partial V} \left(\frac{T - D}{W} V \right) = 0 \quad (6.45)$$

İtki hızdan bağımsız kabul edilirse aşağıdaki ifadeye ulaşılmaktadır.

$$T - D - V \frac{\partial D}{\partial V} = 0 \quad (6.46)$$

Seyir uçuşu sürüklenme bağıntısı kullanılarak, en hızlı tırmanma haline denk gelen dinamik basınç,

$$q_{v_{c,maks}} = \frac{T/S}{6C_{D_0}} \left(1 \pm \left\{ 1 + \frac{3}{[E_{maks}(T/W)]^2} \right\}^{1/2} \right) \quad (6.47)$$

olarak bulunmaktadır.

Burada eksi işaretli durumda dinamik basınç negatif olur ve gerçek dışıdır. Parantez içindeki pozitif ifade bir tırmanma katsayısı (Γ) olarak tanımlanarak, maksimum tırmanma oranına denk gelen dinamik basınç elde edilmektedir.

$$\Gamma = 1 + \left\{ 1 + \frac{3}{[E_{maks}(T/W)]^2} \right\}^{1/2} \quad (6.48)$$

$$q_{v_{c,maks}} = \frac{T/S}{6C_{D_0}} \Gamma \quad (6.49)$$

Bu dinamik basınç değeri kullanılarak, maksimum tırmanma oranı ve maksimum tırmanma oranına karşılık gelen hız ve tırmanma açısı elde edilmiştir.

$$V_{v_{c,maks}} = \left(\frac{T/S}{3\rho_0\sigma C_{D_0}} \Gamma \right)^{1/2} \quad (6.50)$$

$$\left(\frac{D}{W} \right)_{v_{c,maks}} = \frac{(T/W)\Gamma}{6} + \frac{3}{2\Gamma E_{maks}^2(T/W)} \quad (6.51)$$

$$\sin \gamma_{v_{c,maks}} = \frac{T}{W} \left(1 - \frac{\Gamma}{6} \right) - \frac{3}{2\Gamma E_{maks}^2(T/W)} \quad (6.52)$$

$$v_{c,maks} = V_{v_{c,maks}} \sin \gamma_{v_{c,maks}} \quad (6.53)$$

6.2.3 En ekonomik tırmanma (jet)

Denklem 6.5'i 6.38'ye bölerek yakıt-irtifa oranı elde edilmektedir:

$$-\frac{\partial W}{\partial h} = \frac{C_T TW}{TV - DV} \quad (6.54)$$

En ekonomik tırmanma için bu oran minimize edilmeli ya da tersi maksimize edilmelidir. Sonuç olarak, hızdan bağımsız itki ve özgül yakıt tüketimi yaklaşımıyla, minimum yakıtla tırmanma şartları, en hızlı tırmanma şartlarıyla aynı olarak bulunmaktadır (Hale, 1984).

7. SEYİR UÇUŞU

Bu bölüm, programda seyir uçuşu menüsünde bulunan hesaplama arayüzlerine temel oluşturan performans çözümlemelerini içermektedir.

Daimi seyir uçuşunda, uçağın ağırlık merkezinin hareket denklemleri aşağıdaki şekilde olmaktadır.

$$T - D = 0 \quad (7.1)$$

$$L = W \quad (7.2)$$

Uçak yörüngesi de aşağıdaki şekilde tanımlıdır.

$$\frac{\partial x}{\partial t} = V \quad (7.3)$$

$$\frac{\partial h}{\partial t} = 0 \quad (7.4)$$

Sabit gaz kolu ayarında ağırlık, itki ve sürüklenme kuvveti için aşağıdaki bağıntılar geçerlidir.

$$\frac{\partial W}{\partial t} = -C_T T \quad (7.5)$$

$$T = T(h, V) \quad (7.6)$$

$$D = D(h, V, W) \quad (7.7)$$

Bu denklemler programda hız-irtifa zarfı, menzil, özgül menzil, mutlak tavan irtifası gibi performans hesaplamaları için kullanılmaktadır.

7.1 Hız-İrtifa Zarfı

Parabolik sürüklenme poleri için seyir sürüklenme kuvveti 7.7 ya da 7.9 denkelemleri ile ifade edilmektedir:

$$D = qSC_D = qSC_{D_0} + qSKC_L^2 \quad (7.8)$$

$$D = qSC_{D_0} + \frac{KW^2}{qS} = \frac{1}{2}\rho_0\sigma V^2 SC_{D_0} + \frac{2KW^2}{\rho_0\sigma V^2} \quad (7.9)$$

Bu denklemlerin herhangi biri kullanılarak dinamik basınç için ikinci dereceden bir ifade elde edilmektedir (Hale, 1974);

$$q^2 = \frac{T/S}{2C_{D_0}} q + \frac{K(W/S)^2}{C_{D_0}} = 0 \quad (7.10)$$

Denklemin kökleri, 7.11'den hesaplanmaktadır.

$$q = \frac{T/S}{2C_{D_0}} \left\{ 1 \pm \left[1 - \frac{4KC_{D_0}}{(T/W)^2} \right]^{1/2} \right\} \quad (7.11)$$

Seyir hızı ise dinamik basınç tanımından yararlanarak aşağıdaki şekilde hesaplanmaktadır. Denklem 7.12, programda sesaltı seyir uçuşu için hız-irtifa zarfı elde edilmesinde kullanılmaktadır.

$$V = \left(\frac{T/S}{\rho_0\sigma C_{D_0}} \left\{ 1 \pm \left[1 - \frac{4KC_{D_0}}{(T/W)^2} \right]^{1/2} \right\} \right)^{1/2} \quad (7.12)$$

7.2 Mutlak Tavan

Seyir halinde, maksimum kullanılabilir itkinin minimum gerekli itkiye eşit olduğu irtifa mutlak tavan irtifasıdır (Asselin, 1997). Sonuç olarak tavan irtifasındaki maksimum itki, $(L/D)_{maks}$ değerinin tersine eşit olmalıdır. Denklem 3.5'teki itki-irtifa değişimi kullanılarak tavan irtifasındaki bağıl yoğunluk hesaplanmaktadır.

$$\sigma_{t,mut} = \left(\frac{1}{E_{maks}(T_{maks}/W)_0} \right)^{1/x_1} \quad ; h < 11000 \quad (7.13)$$

$$\sigma_{t,mut} = \left(\frac{1}{\sigma_{11}} \right)^{\frac{x_1-x_2}{x_2}} \left(\frac{1}{E_{maks}(T_{maks}/W)_0} \right)^{1/x_2} \quad ; h < 11000 \quad (7.14)$$

Tavan irtifası ise, bağıl yoğunluğun irtifa ile değişimi veren denklemin (Bölüm 2) çözümünden elde edilmektedir.

Tavan irtifasındaki uçak hızı Denklem 7.15'ten hesaplanmaktadır.

$$V_{t,mut} = \left(\frac{T}{\rho_0 \sigma_{t,mut} S C_{D_0}} \right)^{1/2} \quad (7.15)$$

7.3 Menzil

Programda, menzil denkleminin çözümleri ses altı haller için üç ayrı uçuş şartında yapılmaktadır. Bunlar sabit irtifa ve sabit Mach sayısı, sabit irtifa ve sabit taşıma katsayısı, sabit hız ve taşıma katsayısında seyir uçuşu halleridir. Seyir uçuşu menüsünden sesaltı ve sesüstü haller için özgül menzil hesaplamalarına da ulaşılabilmektedir.

Denklem 7.3 ve 7.5'ten 7.16 eşitliğine ulaşılabilir:

$$\frac{\partial R}{-\partial m} = \frac{V}{\dot{m}_f} = \frac{V}{C_T T} = \frac{1}{mg} \frac{V}{C_T} \frac{L}{D} \quad (7.16)$$

Denklemin seyir başlangıcından (1) bitişine (2) integrasyonundan menzil değerine ulaşılmaktadır.

$$R = -\frac{1}{g} \int_1^2 \frac{V}{C_T} \frac{L}{D} \frac{dm}{m} \quad (7.17)$$

Menzil denklemlerinde sıklıkla kullanılan blok yakıt oranı menzil başlangıcı ve sonundaki toplam uçak kütlesi (ya da ağırlığı) cinsinden tanımlanmaktadır:

$$\zeta = \frac{m_1 - m_2}{m_1} \quad (7.18)$$

7.3.1 Sabit irtifa ve sabit mach sayısında menzil

Ses hızı standart şartlarda irtifaya bağlı olduğundan ve özgül yakıt tüketimi de irtifa ve Mach sayısına bağlı olduğundan, menzil denklemi (7.17), aşağıdaki gibi olmaktadır:

$$R = \frac{1}{g} \frac{aM}{C_T} \int_2^1 \frac{L}{D} \frac{dm}{m} \quad (7.19)$$

Denklemin çözümünden menzil için aşağıdaki ifade elde edilmektedir (Filippone, 2006):

$$R = \frac{aM}{gC_T} \frac{1}{\sqrt{KC_{D_0}}} \left[\tan^{-1} \left(c_1 m_1 \sqrt{\frac{K}{C_{D_0}}} \right) - \tan^{-1} \left(c_1 m_2 \sqrt{\frac{K}{C_{D_0}}} \right) \right] \quad (7.20)$$

Burada,

$$c_1 = \frac{2g}{\rho_0 \sigma S a^2 M^2} \quad (7.21)$$

7.3.2 Sabit irtifa ve sabit taşıma katsayısında menzil

Denklem 7.2'den Mach sayısı için aşağıdaki ifadeye ulaşılmaktadır.

$$M = \left(\frac{2W}{a\rho_0 \sigma S C_L} \right)^{1/2} \quad (7.22)$$

Mach sayısı yerine konulduğunda ve özgül yakıt tüketiminin Mach sayısına bağımlılığı ihmal edildiğinde menzil denklemi 7.23'ye dönüşür.

$$R = \frac{a}{gC_T} \frac{C_L}{C_D} \left(\frac{2g}{a\rho_0 \sigma S C_L} \right)^{1/2} \int_2^1 m^{-1/2} dm \quad (7.23)$$

Denklemin çözümünden menzil için aşağıdaki ifadeye ulaşılmaktadır.

$$R = \frac{2}{C_T} \frac{C_L^{1/2}}{C_D} \left(\frac{2a}{g\rho_0 \sigma S} \right)^{1/2} (\sqrt{m_1} - \sqrt{m_2}) \quad (7.24)$$

Seyir başlangıcındaki hız Denklem 7.25'ten; seyir sonundaki hız ise 7.26'ten hesaplanmaktadır.

$$V_1 = \left[\frac{2mg}{\rho_0 \sigma S C_L} \right]^{1/2} \quad (7.25)$$

$$V_2 = V_1(1 - \zeta)^2 \quad (7.26)$$

7.3.3 Sabit hız ve sabit taşıma katsayısında menzil

Sabit hız ve taşıma katsayısında 7.17 menzil denklemi aşağıdaki hali almaktadır.

$$R = -\frac{1}{g}V \frac{L}{D} \int_1^2 \frac{1}{C_T} \frac{dm}{m} \quad (7.27)$$

Özgül yakıt tüketimi sabit kabul edildiğinde ve seyir başlangıç ve bitiş kütleleri blok yakıt oranı cinsinden ifade edildiğinde, seyir menzili aşağıdaki denklemden çözülmektedir.

$$R = \frac{1}{g}Ma \frac{L}{D} \frac{1}{C_T} \ln \left(\frac{1}{1 - \zeta} \right) \quad (7.28)$$

7.4 Ses Altı Hızda Özgül Hava Menzili

Birim kütlede yakıtla alınan menzil özgül menzil olarak adlandırılır ve Denklem 7.16 ile ifade edilir (Flippone, 2006). Parabolik sürüklenme polerine sahip sesaltı bir jet uçağı için özgül hava menzili,

$$\dot{O}HM = \frac{V}{C_T T} = \frac{V}{C_T D} = \frac{1}{c_1 \sigma C_T (C_{D_0} + K C_L^2) V} \quad (7.29)$$

olarak bulunur.

$$c_1 = \rho_0 \frac{S}{2}; \quad c_2 = \frac{2g^2}{\rho_0 S} \quad (7.30)$$

c_1 ve c_2 sabitler olmak üzere özgül menzil irtifa, hız ve anlık kütlenin fonksiyonu olmaktadır.

$$f(h, V, m) = \frac{1}{C_T} \frac{1}{c_1 \sigma C_{D_0} V + c_2 K m^2 / (\sigma V^3)} \quad (7.31)$$

Uçak kütlesi seyir başlangıcı kütlesiyle normalleştirilerek ($\xi = m/m_i$), özgül menzil için aşağıdaki ifade elde edilmektedir.

$$f(\sigma, M, \xi) = \frac{1}{C_{Tm_i^2}} \frac{1}{\hat{c}_1(\sigma)M + \hat{c}_2(\sigma)\xi^2/M^3} \quad (7.32)$$

Burada,

$$\hat{c}_1(\sigma) = \frac{c_1 C_{D_0} \sigma a}{m_i^2}; \quad \hat{c}_2(\sigma) = \frac{c_2 K}{\sigma a^3} \quad (7.33)$$

7.5 Sesüstü Hızda Özgül Menzil

Ses üstü özgül menzil hesaplamasında, sesüstü sürüklenme poleri kullanılmaktadır. Bu hesaplama için Mach sayısına bağlı sıfır-taşıma katsayısı, indüklenmiş sürüklenme faktörü ve taşıma katsayısı-hücum açısı eğrisinin eğimi değerleri verilmek zorundadır. Sesüstü sürüklenme poleri ile özgül menzil,

$$\frac{V}{C_T D} = \frac{1}{c_1 \sigma C_T (C_{D_0} + \eta C_{L_\alpha} \alpha^2) V} \quad (7.34)$$

olarak bulunur. Burada c_1 Denklem 7.30 ile verilmektedir. Özgül menzil, Mach sayısına bağlı olarak Denklem 7.35'ten hesaplanmaktadır.

$$f(\alpha, h, M) = \frac{1}{c_1 \sigma C_T \alpha (C_{D_0} + \eta C_{L_\alpha} \alpha^2) M} \quad (7.35)$$

Burada hücum açısı,

$$\alpha = \alpha_0 + \frac{2W}{\rho_0 \sigma a^2} \frac{1}{C_{L_\alpha} M^2} \quad (7.36)$$

7.6 Seyir Özgül Süresi

Seyir Özgül süresi birim yakıt başına uçuş süresidir (Filippone, 2006):

$$\frac{\partial t}{-\partial m} = \frac{1}{\dot{m}_f} = \frac{1}{C_T T} \quad (7.37)$$

Programda, Denklem 7.38 kullanılarak hesaplanmaktadır.

$$\frac{\partial t}{-\partial m} = \frac{\dot{O}HM}{V} \quad (7.38)$$

7.7 Başarım Kıstası

Başarım kıstası,

$$BK = M(L/D) \quad (7.39)$$

olarak tanımlanır. Parabolik sürüklenme poleri kullanılarak ifade edilen başarım katsayısı, sürüklemenin ıraksadığı Mach sayısı değerine kadar aşağıdaki eşitlikten hesaplanmaktadır.

$$M \frac{L}{D} = M \frac{C_L}{C_D} = M \frac{c_1 m / (\sigma a^2 M)}{C_{D_0} + K c_1^2 m^2 / (\sigma^2 a^4 M^4)} \quad (7.40)$$

Burada,

$$c_1 = \frac{2g}{\rho_0 S} \quad (7.41)$$

7.8 Sesüstü Hızda Başarım Kıstası

Bu hesaplama için sesüstü sürüklenme poleri kullanılmaktadır.

$$M \frac{L}{D} = M \frac{C_{L_\alpha} \alpha}{C_{D_0} + \eta C_{L_\alpha} \alpha^2} \quad (7.42)$$

Hücum açısı için 7.35 denklemini kullanılırsa,

$$M \frac{L}{D} = \frac{c_1(\sigma) m / M}{C_{D_0} + \eta C_{L_\alpha} c_1^2(\sigma) m^2 / M^4} \quad (7.43)$$

elde edilmektedir. Burada,

$$c_1(\sigma) = \frac{2g}{\rho_0 \sigma S a^2} \quad (7.44)$$

Programda sesüstü hızlarda başarım kıstasının hesaplanması için, normalleştirilmiş kütle ile ifade edilen aşağıdaki formül kullanılmaktadır.

$$M \frac{L}{D} = \frac{c_1(\sigma) \xi / (m_i M)}{C_{D_0} + \eta C_{L_\alpha} c_1^2(\sigma) \xi^2 / M^4} \quad (7.45)$$

7.9 En İyi Menzil

En iyi menzil şartlarına (maksimum menzil), ani menzil denkleminin maksimize edilmesi ile ulaşılır.

$$\frac{\partial}{\partial V} \left(\frac{\partial R}{-\partial W} \right) = \frac{\partial}{\partial V} \left(\frac{V}{C_T D} \right) = 0 \quad (7.46)$$

Hıza göre türev sıfıra eşitlenerek aşağıdaki sonuç elde edilmektedir.

$$\frac{-V}{C_T D^2} \frac{\partial D}{\partial V} - \frac{V}{C_T^2 D} \frac{\partial C_T}{\partial D} + \frac{1}{C_T D} = 0 \quad (7.47)$$

İtkiye özgül yakıt tüketiminin hıza bağımlılığı ihmal edildiğinde en iyi menzil şartı,

$$\frac{\partial D}{\partial V} = \frac{D}{V} \quad (7.47)$$

ile verilir. Parabolik sürüklenme poleri kullanılarak en iyi menzildeki dinamik basınç,

$$q_{EM} = \frac{W}{S} \left(\frac{3K}{C_{D_0}} \right)^{1/2} \quad (7.49)$$

bulunmaktadır. Bu dinamik basınçta hız ve taşıma katsayıları,

$$V_{EM} = \left(\frac{2W}{\rho_0 \sigma S} \right)^{1/2} \left(\frac{3K}{C_{D_0}} \right)^{1/4} \quad (7.50)$$

$$C_{L,EM} = \frac{W / S}{q_{EM}} = \left(\frac{C_{D_0}}{3K} \right)^{1/2} \quad (7.51)$$

olarak hesaplanmaktadır. Dinamik basınç değeri sürüklenme ifadesinde yerine konulduğunda en iyi menzildeki taşıma-sürüklenme oranı elde edilmektedir.

$$\left(\frac{L}{D} \right)_{EM} = \frac{\sqrt{3}}{2} \left(\frac{L}{D} \right)_{maks} \quad (7.52)$$

En iyi menzil şartları kullanılarak, en iyi ani menzil haline ulaşılmaktadır.

$$\left(\frac{\partial R_{EM}}{-\partial W} \right) = \left(\frac{E_{EM} V_{EM}}{C_T W} \right) \quad (7.53)$$

7.10 Sesüstü Seyir Uçuşu Menzili

Bu kısımda sabit irtifa ve sabit Mach sayısında sesüstü seyir uçuşu ile sabit Mach sayısı ve sabit taşıma katsayısında sesüstü seyir uçuşu incelenmektedir.

7.10.1 Sabit irtifa ve sabit mach sayısında menzil

Bu seyir programında ses hızı sabittir. Mach sayısı da sabit olduğundan menzil denklemi aşağıdaki şekilde yazılabilir:

$$R = \frac{aM}{gC_T} \int_2^1 \frac{C_L}{C_D} \frac{dm}{m} = \frac{aM}{gC_T} \int_2^1 \frac{C_{L_\alpha}(\alpha - \alpha_0)}{C_{D_0} + \eta C_{L_\alpha}(\alpha - \alpha_0)^2} \frac{dm}{m} \quad (7.1)$$

Seyir halinde hücum açısı Denklem 7.2'den hesaplanmaktadır.

$$\alpha = \alpha_0 + \frac{2W}{\rho S a^2} \frac{1}{C_{L_\alpha} M^2} \quad (7.2)$$

Bu eşitlik kullanılarak taşımanın sürüklemeye oranı için

$$\frac{L}{D} = \frac{c_o / M^2}{C_{D_0} + \eta C_{L_\alpha} (c_o / M^2)^2} = \frac{c_1(\sigma, M)m}{C_{D_0} + c_2(\sigma, M)m^2} \quad (7.3)$$

sonucuna ulaşılmaktadır. Burada,

$$c_o(\sigma, M) = \frac{2mg}{\rho S a^2}, c_1(\sigma, M) = \frac{2g}{\rho S a^2 M^2}, c_2(\sigma, M) = \frac{\eta}{C_{L_\alpha}} \left(\frac{2g}{\rho S a^2 M^2} \right)^2 \quad (7.4)$$

Denklem 7.4 kullanılarak menzil için aşağıdaki ifade elde edilir.

$$R = \frac{aM}{gC_T} \int_2^1 \frac{c_1(\sigma, M)}{C_{D_0} + c_2(\sigma, M)m^2} dm \quad (7.5)$$

Bu seyir programında menzil, 7.5 denkleminin integrasyonunda bulunmaktadır:

$$R = \frac{aM}{gC_T} \sqrt{\frac{C_{L_\alpha}}{C_{D_0} \eta}} \left[\arctan \left(m_1 \sqrt{\frac{c_2}{C_{D_0}}} \right) - \arctan \left(m_2 \sqrt{\frac{c_2}{C_{D_0}}} \right) \right] \quad (7.6)$$

7.10.2 Sabit Mach sayısı ve sabit taşıma katsayısında menzil

Bu seyir programında menzil denklemi,

$$R = \frac{aM}{g} \frac{C_L}{C_D} \int_2^1 \frac{1}{C_T} \frac{dm}{m} \cong \frac{aM}{g} \frac{C_L}{C_T} \frac{C_D}{C_D} \ln\left(\frac{1}{1-\zeta}\right) \quad (7.7)$$

olarak elde edilmektedir. Verilen bir blok yakıt oranında 7.7 ile verilen menzil, 7.8 denklemi sağlandığında maksimum olmaktadır (Filippone, 2006):

$$f(\sigma, M) = \frac{M}{C_T} \frac{C_L}{C_D} = maksimum \quad (7.8)$$

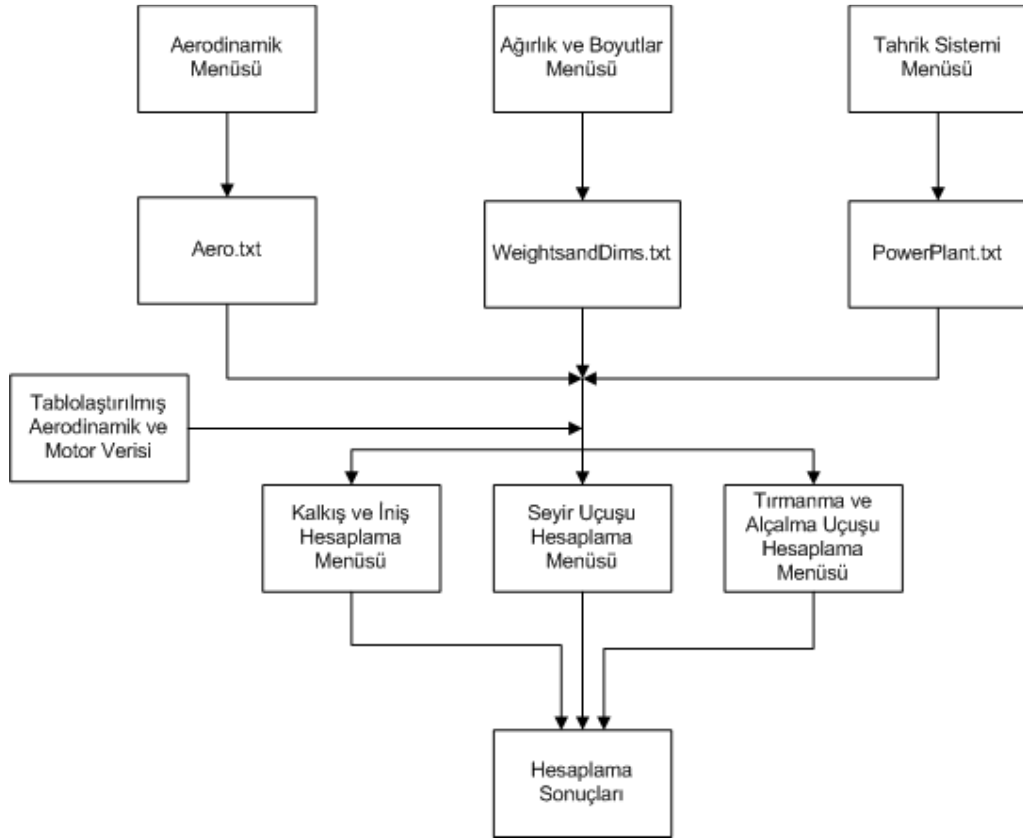
Denklem 7.8'in Mach sayısı ve irtifa ile değişimi aşağıdaki algoritma kullanılarak incelenmektedir:

1. Uçuş irtifası ata.
2. Mach sayısı ata.
3. Hücum açısını hesapla.
4. Taşıma ve sürüklenme katsayılarını hesapla.
5. Bu haldeki özgül yakıt tüketiminin ara değerini uçuş verisinden hesapla.
6. $f(\sigma, M)$ değerini hesapla.
7. Mach sayısını artır ve uçuş verisinin sonuna kadar hesaplamayı sürdür.
8. İrtifayı güncelle.

8. PERFORMANS HESAPLAMA PROGRAMI KULLANMA KILAVUZU

8.1 Program Yapısı ve Programın Çalıştırılması

Programın ana yapısı Şekil 8.1’de gösterilmiştir.



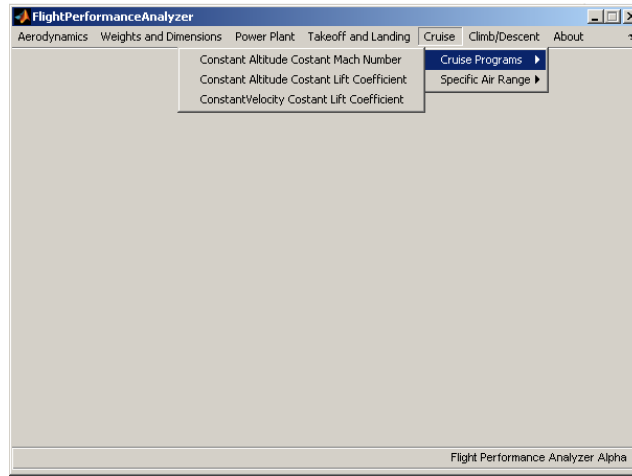
Şekil 8.1 : Program Yapısı

Program MATLAB 7.6.0 sürümü ile yazılmış fonksiyonlardan (*.m dosyaları) ve arayüzlere ait nesnelerin bilgilerini içeren dosyalardan (*.fig dosyaları) oluşmaktadır. Ana arayüzdeki menülerden herhangi bir alt menü seçildiğinde, ilgili menüye ait '*.m' ve '*.fig' dosyası çağrılmaktadır.

Programı çalıştırmak için öncelikle programa ait tüm dosyaların bulunduğu klasör, bilgisayarın sabit diskinde bir alana kaydedilir ve MATLAB dizinine bu alanın adresi girilir. Bu şekilde MATLAB dizini ayarlandıktan sonra, komut satırına “open FlightPerformanceAnalyzer.fig” komutu yazılıp çalıştırılarak ana arayüze ulaşılabilir.

8.2 Program Arayüzü

Bölüm 8.1’de anlatılan yöntemle çalıştırılan ana arayüzden, uçağa ait aerodinamik, tahrik sistemi ve ağırlık ve geometri bilgilerinin girilebileceği; seyir, kalkış ve iniş, tırmanma/alçalma operasyonlarına ait hesaplamaların yapılabileceği menülere ulaşılmaktadır. Ana pencere Şekil 8.2’de gösterilmektedir.



Şekil 8.2 : Ana Arayüz

8.3 Veri Giriş Yöntemleri

Uçağın modelini oluşturan temel parametrelerin programa sunulması amacıyla, ‘aerodinamik’, ‘tahrik sistemi’ ve ‘ağırlık ve boyutlar’ olmak üzere üç ana menü oluşturulmuştur. Bu ana menülerden girilen veriler, ayrı veri dosyalarına yazdırılmaktadır. Hesaplama menülerinden ulaşılan herhangi bir hesaplama işleminde, gerekli olan değerler bu dosyalardan okunmaktadır.

Bununla birlikte, bazı ek uçak verilerinin hesaplama sırasında girilebilmesine de olanak verilmiştir. Örneğin, ileride de değinileceği gibi, kalkış mesafesinin ayrıntılı analizinde, uçağa ait itki matrisi (itkinin hız ve irtifa ile ilişkisini veren matris) ya da yakıt debisi, bir veri dosyasından programa okutulabilmektedir.

Program itki ve güç üreten tahrik sistemli uçaklar için ikiye ayrılmıştır. Bununla birlikte, veri girişi her iki sistem için de benzer şekilde yapılmaktadır. Burada sadece itki üreten sistemlere ait kısma değinilecek ve ilgili program arayüzleri sunulacaktır.

8.3.1 Aerodinamik

Bu menüde uçağa ait aerodinamik parametreler programa tanıtılmaktadır. Menü tıklandığında Şekil 8.3'teki pencere ekrana gelmektedir.

Bu pencerede, uçağa ait sürükleme poleri (taşımının indüklediği sürükleme faktörü ve sıfır taşıma sürükleme katsayısı), maksimum taşıma katsayısı, kalkış ve iniş hallerinde taşıma ve sürükleme katsayıları ve sürüklemenin ıraksadığı Mach sayısı ile ilgili girdiler istenmektedir.

Kalkış ve iniş hallerinde yer etkisi, flap ayarı ve iniş takımlarının açık olması gibi etkenler nedeniyle sürükleme polerinde değişim olacağından, indüklenmiş sürükleme faktörü, sıfır-taşıma sürükleme katsayısı ve maksimum taşıma katsayısı seyir, kalkış ve iniş halleri için ayrı ayrı istenmektedir.

Kutulara girilen veriler, 'kaydet' butonu tıklandığında 'Aero.txt' dosyasına yazdırılmaktadır. Bir girdi kutusu boş bırakıldığında ilgili veri değeri dosyaya sıfır olarak yazdırılmaktadır. Bir hesaplamada bu veri gerekli ise program veri hatası vermektedir. Eğer gerekli değilse kutunun boş bırakılması bir hataya yol açmamaktadır. Aynı durum diğer veri giriş menüleri için de geçerlidir.

Aerodynamics

Induced lift drag coefficient, K

Cruise	0.0440
Takeoff	0
Landing	0

Zero-lift drag Coefficient, $C_{D,0}$

Cruise	0.0222
Takeoff	0
Landing	0

Lift and Drag at Takeoff roll

Lift coefficient	0.60
Drag coefficient	0.088

Lift and Drag at Landing roll

Lift coefficient	
Drag coefficient	

Maximum lift coefficient, CL_{max}

Clean	1.2
Takeoff, with flap	1.72
Landing, with flap	0

Drag Divergence Mach Number

Mach DD	0.85
---------	------

Save

Info

Data Saved.

OK

Şekil 8.3 : Aerodinamik Veri Giriş Penceresi

8.3.2 Tahrik Sistemi

Tahrik sistemi menüsünden ulaşılan veri girişi penceresinde (Şekil 8.4) motor sayısı, motor başına düşen itki, itkinin irtifa ile değişimi, özgül yakıt tüketimi ve itkinin gövde eksenine ile yaptığı açı bilgileri istenmektedir.

“Kaydet” butonu tıklandığında değerler, ‘PowerPlant.txt’ dosyasına kaydedilmekte ve gerektiğinde bu dosyadan okunmaktadır.

PowerPlant

Thrust

Number of Engines [-]

Maximum Continuous Thrust, SL [kN] ?

Maximum Takeoff Thrust, SL [kN] ?

Altitude Effect on Thrust

x1, Troposphere [-] ?

x2, Stratosphere [-] ?

TSFC

@ Max Takeoff Thrust, SL [kg/h/N]

@ Max Continuous Thrust, SL [kg/h/N]

@ Cruise/Descent Thrust, SL [kg/h/N]

Thrust angle on FL [deg]

Save

Şekil 8.4 : Tahrik Sistemi Veri Girişi

İtki'ye irtifanın etkisi ile ilgili verilerin sorulduğu bölümde, x_1 ve x_2 motora özgü değerlerdir (bkz Tahrik Sistemi Modeli). Bu alanlara veri girişi yapılmadığında, program tarafından değerleri sırasıyla 0.7 ve 1.0 alınmaktadır.

İtkiye özgül yakıt tüketimi, maksimum kalkış itkisinde, maksimum sürekli itkide ve seyir itkisinde ayrı değerler olarak girilebilir. Ancak tek bir ortalama değer bulunmaktaysa bu alandaki üç kutuya da aynı veri girilmelidir.

8.3.3 Ağırlık ve Boyutlar

Bu menüden ulaşılan pencerede (Şekil 8.5), uçağın performans ve operasyonu açısından önem taşıyan tipik ağırlık değerleri istenmektedir. Bunlar, maksimum kalkış ağırlığı, maksimum sıfır yakıt ağırlığı, boş operasyon ağırlığı, maksimum paralı yük ve maksimum yakıt ağırlığıdır.

WeightsAndDimensions

Weights

Maximum Takeoff Weight [kgf]

Maximum Landing Weight [kgf]

Maximum Zero Fuel Weight [kgf]

Operating Empty Weight [kgf]

Maximum Payload [kgf]

Maximum Fuel Weight [kgf]

Wing Area [square meters]

Save

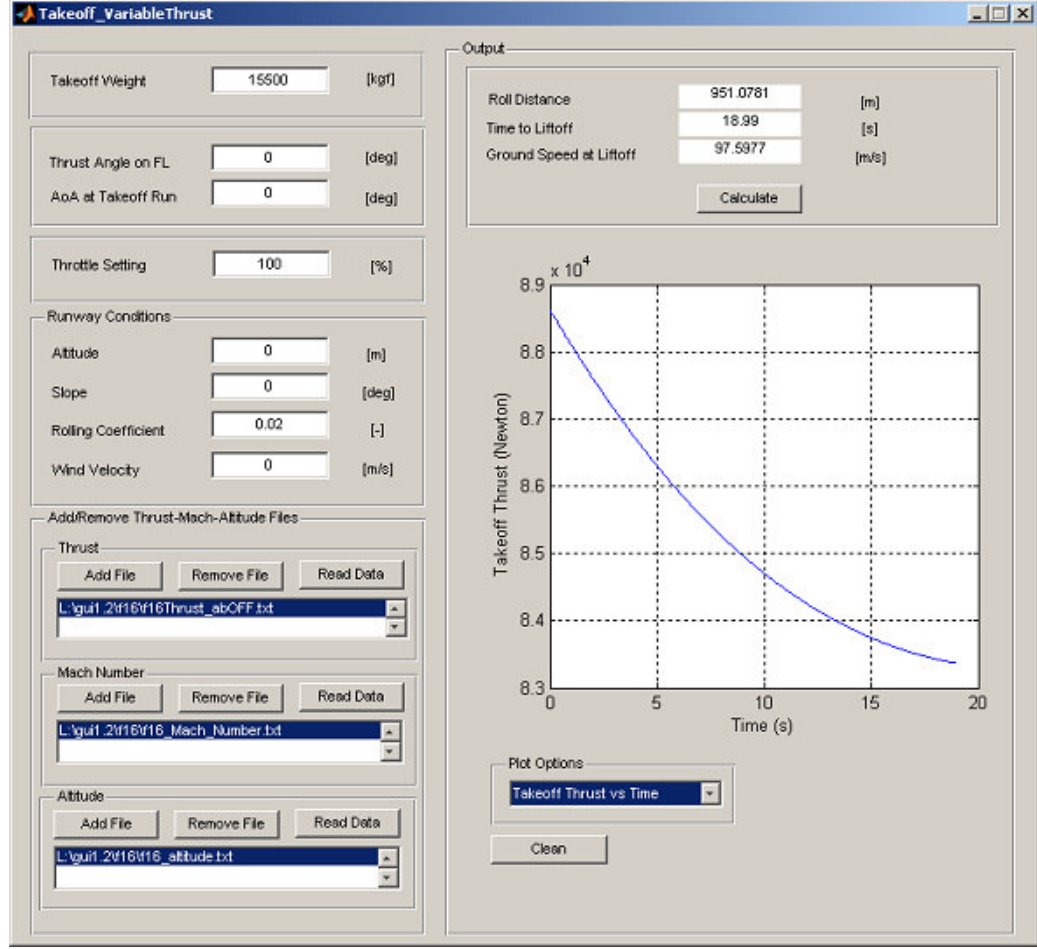
Şekil 8.5 : Ağırlık ve Boyutlar Veri Girişi

İlgili veriler, ‘kaydet’ butonu tıklandığında ‘WeightsandDims.txt’ dosyasına yazdırılmaktadır.

8.4 Kalkış ve İniş Menüsü

Bu menüden, jet uçaklar için sabit ya da değişken itkide kalkış performansı hesapları ve iniş performansı hesapları yapılan menülere ulaşılabilir.

Değişken itkide kalkış rulesinin hesaplandığı tipik bir hesaplama menüsü Şekil 8.6’da gösterilmiştir. Kalkış şartlarına ait bilgiler yanında, motora ait, Mach sayısı ve irtifa ile değişen itki verisi, veri dosyalarından okunmaktadır. Örneğin, F-100 jet motoruna ait tipik bir veri dosyası, Çizelge A.14’teki verileri içermelidir. Veri dosyalarına ulaşmak için arayüzdeki ‘Dosya Ekle’ butonu tıklanmalıdır. Açılan pencereden verileri içeren ‘.txt’ yada ‘.dat’ uzantılı veri dosyaları seçilebilir. Hesaplama, Bölüm 6.1.2’deki yöntem kullanılmaktadır.



Şekil 8.6: Değişken İtkide Kalkış Rulesi Hesaplama Arayüzü

Hesaplama çıktıları olarak rule mesafesi ve süresine ulaşılabilmekte; rule boyunca itkinin, hızın ya da Mach sayısının ve mesafenin zamanla değişim grafikleri, ‘Çizdirme Seçenekleri’ kısmından çizdirilebilmektedir.

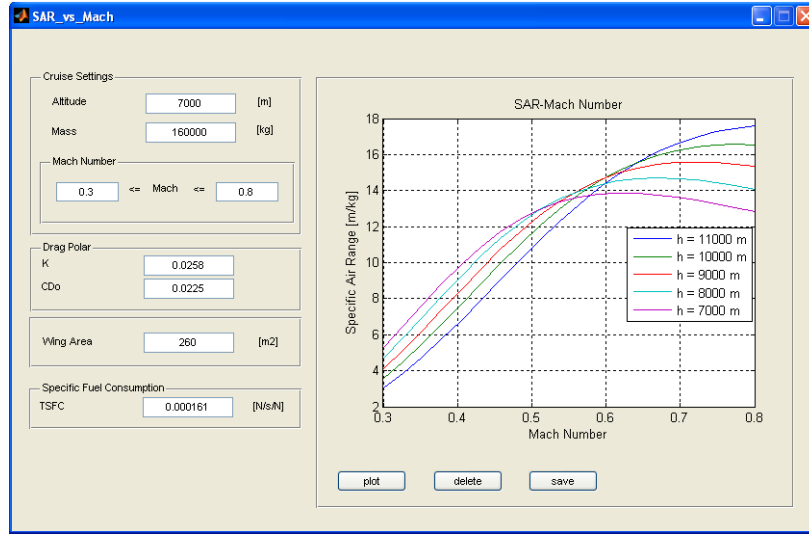
8.5 Seyir Menüsü

Seyir menüsünden aşağıdaki hesaplama menülerine ulaşılabilir:

- Hız-irtifa zarfı
- Mutlak tavan
- Sabit irtifa ve sabit Mach sayısında menzil
- Sabit irtifa ve sabit taşıma katsayısında menzil
- Sabit hız ve sabit taşıma katsayısında menzil

- Sesaltı hızda özgül menzil
- Sesüstü hızda özgül menzil
- Sabit irtifa ve sabit Mach sayısında menzil (sesüstü)
- Sabit Mach sayısı ve sabit taşıma katsayısında menzil (sesüstü)

Sesaltı ticari jete (Ek A.1) ait özgül menzil hesapla örneği Şekil 8.7’de sunulmuştur. Bu hesaplama örneğinde özgül menzilin, irtifada Mach sayısı ile değişimi incelenmektedir.



Şekil 8.7 : Sabit İrtifada Sesaltı Özgül Menzili

Seyir Menüsünden ulaşılan tipik bir menzil hesaplama arayüzü Şekil 8.8’de gösterilmiştir. Sabit irtifa ve sabit hücum açısında (sabit taşıma katsayısı) hesaplama yapılan bu arayüzde seyir başlangıcında irtifa, Mach sayısı, ağırlık ve blok yakıt kesri kullanıcı tarafından girilmektedir. Daha önceden girilmiş olan itkiye özgül yakıt tüketimi değeri kullanılabileceği gibi, yeni bir değerle de hesaplama yapılabilmektedir. Sürüklemenin iraksadığı Mach sayısı değeri önceden tanımlanmışsa, bu hesaplama sırasında bu değerin aşılp aşılmadığının kontrolü yapılabilmektedir. Diğer menzil hesaplama arayüzlerinin kullanımı da benzer şekildedir.

CruiseatConstantAltitudeandAoA

Cruise Settings

Altitude: 11000 [m]

Mach Number at Start: 0.80 [-]

Mass at Start: 145000 [kg]

Block Fuel Ratio: 0.138 [-]

☒ TSFC @ altitude: 0.04 [kg/h/N] ?

Outputs

Air Range: 5573.6404 [km]

Time to Range: 6.8053 [hr]

Mach @ end of segment: 0.74275 [-]

☐ Check for Mach Drag Divergence **Calculate**

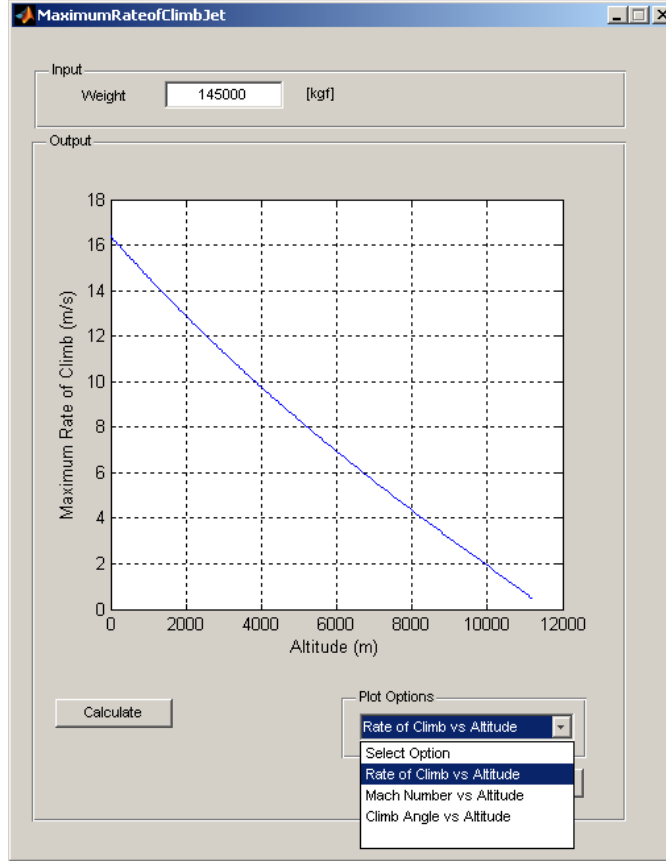
Şekil 8.8 : Sabit İrtifa ve Sabit Hücüm Açısında Menzil

8.6 Tırmanma/Alçalma Menüsü

Tırmanma/Alçalma Menüsünden en hızlı tırmanma, en dik tırmanma ve süzülme hallerine ait alt menülere ulaşılabilir. En dik tırmanma hesaplama menüsü Şekil 8.9’da gösterilmiştir. Kullanıcı tarafından sadece uçak ağırlığı girilmektedir. Gerekli diğer veriler veri dosyalarından okunmaktadır. Kullanıcı değişik çizdirme seçenekleri ile grafikler oluşturabilir.

En dik tırmanma hesaplamasına ait menü de benzer özelliktedir.

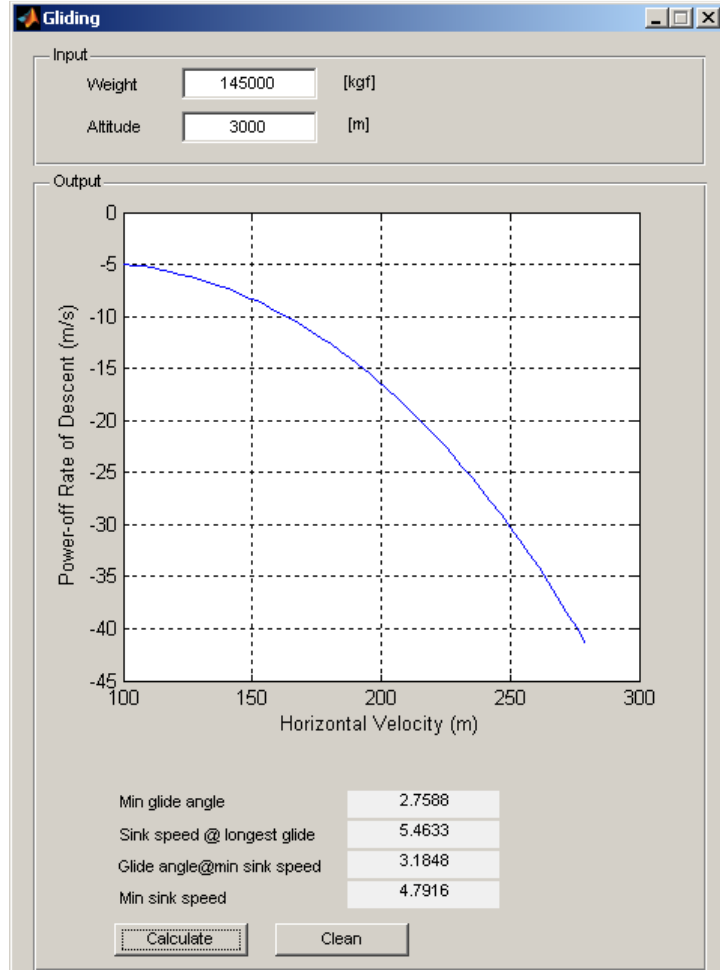
Tırmanma/Alçalma menüsünden ulaşılacak ‘süzülme’ alt menüsünden (Şekil 8.10) itkisiz halde süzülme hesaplaması yapılabilmektedir.



Şekil 8.9 : En Hızlı Tırmanma Hesaplama Menüsü

Uçak ağırlığı ve irtifa yanında kullanıcı, ‘Aerodinamik’ veri giriş menüsünden maksimum taşıma katsayısı, sürüklenme poleri verisi ve sürüklemenin ıraksadığı Mach sayısı değerini girmelidir.

Bu menüde çıktı olarak çökme hızının yatay hızla değişim grafiği, minimum süzülme açısı ve bu haldeki çökme hızı; minimum çökme hızı ve bu haldeki süzülme açısı değerleri alınmaktadır.



Şekil 8.10 : Süzülme Hesaplama Menüsü

KAYNAKLAR

- Anderson, J. D.**, 1999. Aircraft Performance and Design, McGraw-Hill.
- Asselin M.**, 1997. An Introduction to Aircraft Performance, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., Reston, Virginia.
- Cavcar M. and Cavcar A.**, 2005: Optimum Range and Endurance of a Piston Propeller Aircraft with Cambered Wing. *Journal of Aircraft*. Vol. **42**, no. 1, pp. 212-217.
- Eshelby, M. E.**, 2000. Aircraft Performance: Theory and Practice, Arnold Publ., London.
- Filippone A.**, 2006. Fixed and Rotary Wing Aircraft Performance, Elsevier Ltd., Oxford.
- Hale F. J.**, 1984. Introduction to Aircraft Performance Selection and Design, John Wiley & Sons, Canada.
- Ojha S. K.**, 1992: Fastest Climb of a Piston-Prop Aircraft. *Journal of Aircraft*. Vol. **30**, no. 1, pp. 146-148.
- Powers A. S.**, 1981: Critical Field Length Calculations for Preliminary Design. *Journal of Aircraft*. Vol. **18**, no. 2, pp. 103-107.
- Raymer D. P.**, 1992. Aircraft Design: A Conceptual Approach, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., Washington, DC.
- Vinh N. X.**, 1993: Flight Mechanics of High-Performance Aircraft, Cambridge University Press, New York, USA.
- Yechout, T. R., Morris S. L., Bossert D. E. and Hallgren W. F.**, 2003: Introduction to Aircraft Flight Mechanics: Performance, Static Stability, Dynamic Stability, and Classical Feedback Control, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., Reston, VA.
- Url-1** <http://www.combataircraft.com/aircraft/cc130_vl.jpg>, alındığı tarih 23.12.2008.
- Url-2** <http://www.darcorp.com/docman_uploads/APP_Presentation.pdf>, alındığı tarih 23.12.2008.
- Url-3** <http://www.militaryfactory.com/blueprints/imgs_ac/f16.gif>, alındığı tarih 23.12.2008.

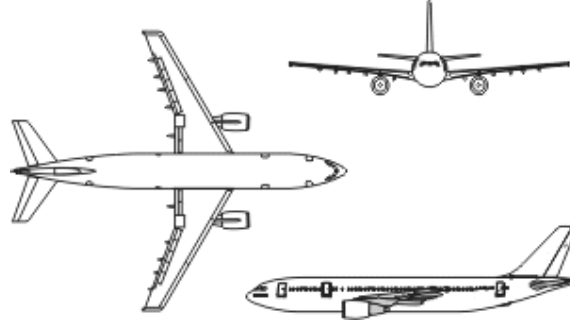
EKLER

EK A.1 : Uçak A: Sesaltı Ticari Jet: Airbus A300-600

EK A.2 : Uçak B: Turboprop Nakliye Uçağı: Lockheed Hercules C130J

EK A.3 : Uçak C: Supersonik Jet Şavaş Uçağı: Lockheed F-16

EK A.1



Şekil A.1 : Airbus A300-600

Çizelge A.1 : A-300 Performans Verileri (Filippone, 2006).

Parametre	Sembol	Değer	Birim
Ağırlıklar			
Maks. Kalkış Ağırlığı ($\pm 2\%$)	MTOW	165000	kg
Boş Operasyon Ağırlığı ($\pm 2\%$)	OEW	90100	kg
Maksimum Sıfır Yakıt Ağırlığı	MZFW	130000	kg
Maksimum İniş Ağırlığı	MLW	138000	
Maksimum Uçuş Ağırlığı	MFW	90000	
Maksimum Paralı Yük	PAY	n.a.	kg
Maksimum Bagaj		38100	kg
Maksimum Kullanılabilir Yakıt		49600	kg
İzin verilen Maksimum Yakıt Asimetrisi		2000	kg
Aerodinamik			
Sıfır-taşıma Sürükleme Katsayısı	C_{D0}	0.0225	
İndüklenmiş Sürükleme Katsayısı	K	0.0258	
Maksimum Taşıma Katsayısı	C_{Lmaks}	2.65	
Taşıma Katsayısı, İniş	C_{Lq}	2.35	
Sürükleme Katsayısı, İniş	C_{Dg}	0.185	
Taşıma Katsayısı, Kalkış	C_{Lq}	1.4	
Sürükleme Katsayısı, Kalkış	C_{Dg}	0.085	
Performans			
Seyir Mach Sayısı	M	0.85	m
Seyir İrtifası	h	10800	m
Tavan İrtifası	z	12500	m
Menzil, (Maksimum Yolcu)	R	7700	km
Yolcu Sayısı (ortalama)		260	

Çizelge A.2 : A-300 Performans Verileri (Filippone, 2006).

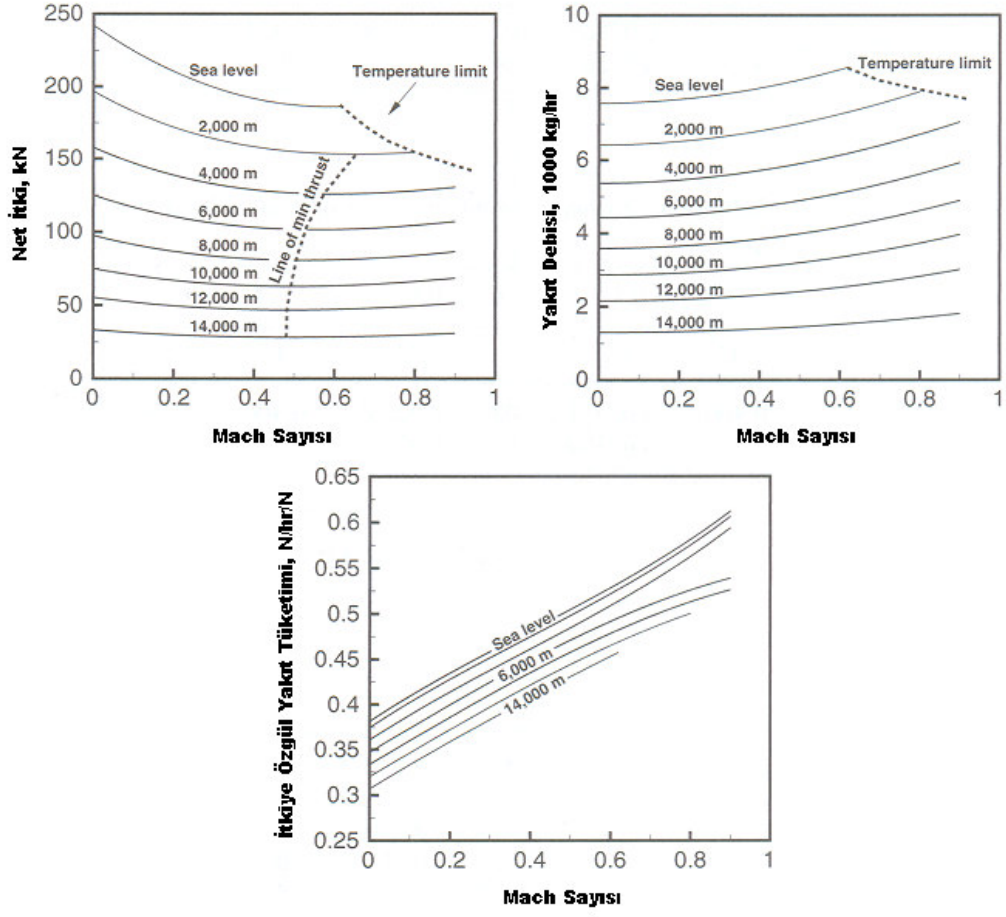
Parametre	Sembol	Değer	Birim
Kanat			
Açıklık	b	45	m
Okaçısı, Hücüm Kenarında		25	deg
Alan	S	260	m ²
Ortalam Aerodinamik Veter	MAC	6.61	m
Dihedral		7	deg

Çizelge A.3 : A-300 Boyutlar (Filippone, 2006).

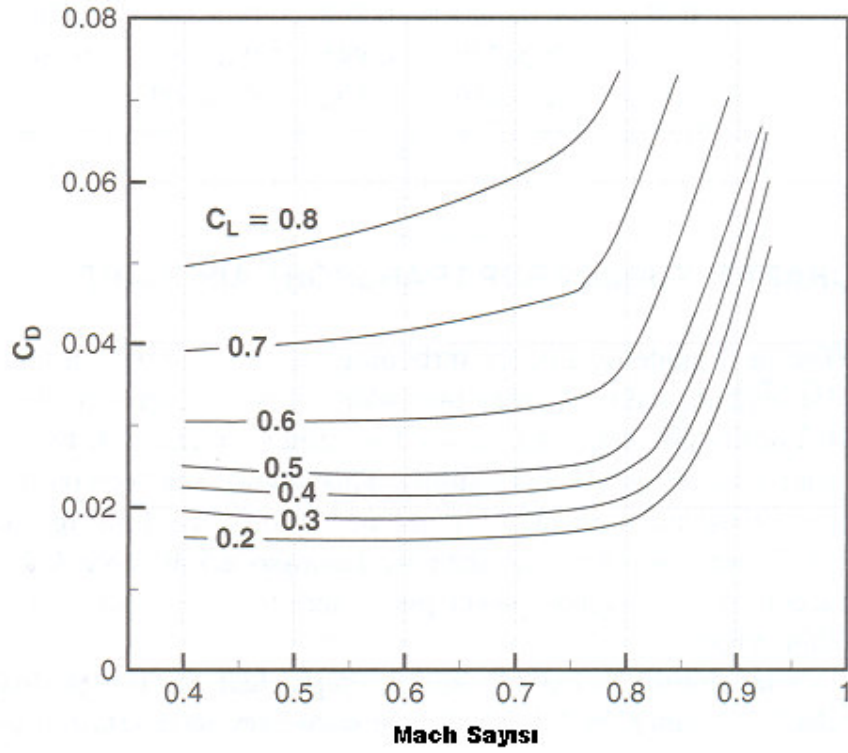
Parametre	Sembol	Değer	Birim
Kanat			
Açıklık	b	45	m
Okaçısı, Hücüm Kenarında		25	deg
Alan	S	260	m ²
Ortalam Aerodinamik Veter	MAC	6.61	m
Dihedral		7	deg

Çizelge A.4 : A-300 Diğer Veriler (Filippone, 2006).

Parametre	Sembol	Değer	Birim
Hızlar			
Minimum Kontrol Hızı (Havada)	V _{MC}	202	km/h
Minimum Kontrol Hızı (Kalkış)	V _{MC}	207	km/h
Maksimum Operasyon Mach Sayısı	M _{mo}	0.82	
Maksimum Hız, İniş takımı açık		500	km/h
Lastik Hız Limiti		362	km/h
Aerodinamik Kontroller			
Maksimum Flap		40	deg
Maksimum Slat		15	deg
Yer Operasyonları			
Maksimum İzin Verilen Havaalanı İrtifası		2895	m
Pist Görüş Menzili		75	m



Şekil A.2 : CF6-80 Motoru, İtki, Yakıt Debisi ve Özgül Yakıt Tüketimi Grafikleri (Filippone, 2006).

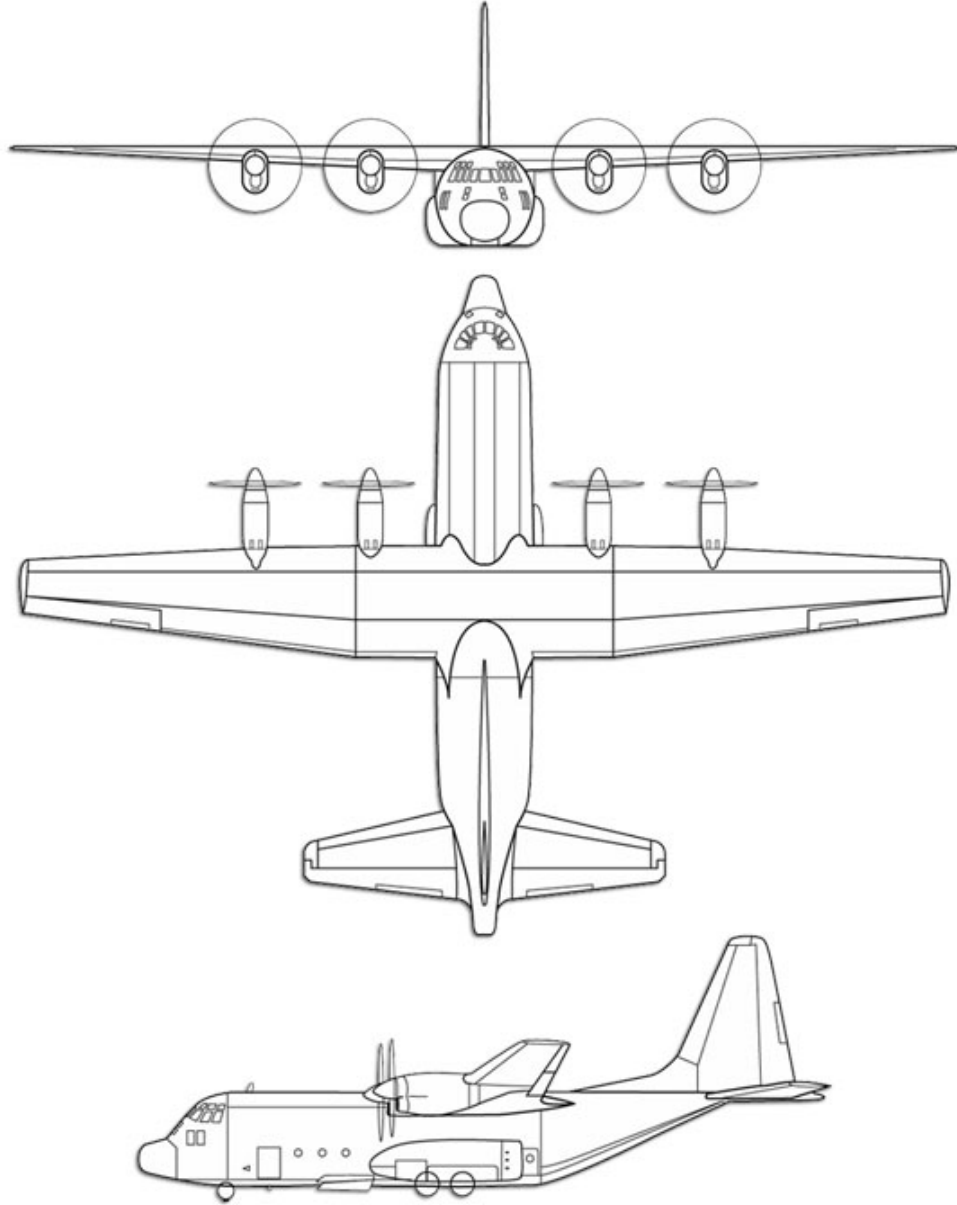


Şekil A.3 : A-300 Tahmini Transonik Sürüklenme Artışı (Filippone, 2006).

Çizelge A.5 : A-300 Diğer Veriler (Filippone, 2006).

$C_L = 0.2$		$C_L = 0.3$		$C_L = 0.4$	
M	CD	M	CD	M	CD
0.400	0.01633	0.400	0.01901	0.400	0.02178
0.566	0.01643	0.550	0.01877	0.513	0.02133
0.677	0.01684	0.672	0.01909	0.615	0.02123
0.755	0.01806	0.755	0.02063	0.698	0.02189
0.807	0.02112	0.811	0.02447	0.764	0.02463
0.850	0.02756	0.853	0.03195	0.821	0.03186
0.891	0.03825	0.892	0.04366	0.874	0.04552
0.931	0.05207	0.929	0.05831	0.927	0.06415
$C_L = 0.5$		$C_L = 0.6$		$C_L = 0.7$	
M	CD	M	CD	M	CD
0.400	0.02431	0.400	0.02985	0.400	0.03834
0.522	0.02384	0.519	0.03015	0.521	0.04001
0.626	0.02374	0.619	0.03068	0.616	0.04163
0.704	0.02456	0.695	0.03187	0.681	0.04332
0.764	0.02759	0.751	0.03496	0.727	0.04592
0.816	0.03490	0.799	0.04178	0.767	0.05101
0.868	0.04779	0.845	0.05357	0.806	0.05985
0.922	0.06480	0.892	0.06900	0.846	0.07159

EK A.2



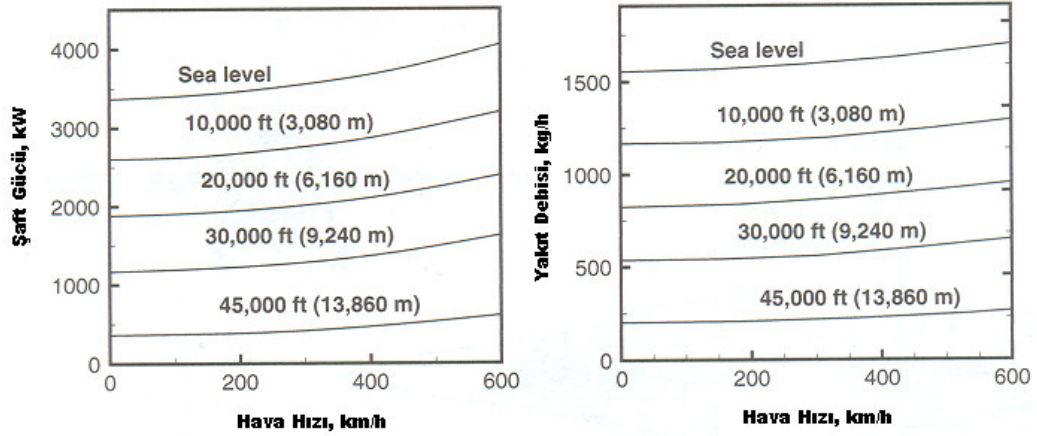
Şekil A.4 : Lockheed Hercules C130J (Url-1).

Çizelge A.6 : C130J Performans ve Özellikler (Filippone, 2006).

Parametre	Sembol	Değer	Birim
Ağırlıklar			
Maks. Kalkış Ağırlığı ($\pm 2\%$)	MTOW	70300	kg
Maksimum aşırıyüklemeye Kalkış Ağırlığı		79800	kg
Boş Operasyon Ağırlığı ($\pm 2\%$)	OEW	34275	kg
Maksimum Sıfır Yakıt Ağırlığı	MZFW	53230	kg
Maksimum İniş Ağırlığı	MLW	58970	kg
Maksimum Paralı Yük (2.5g manevrada)	PAY	18955	kg
Standart Yakıt Tankları		25530	l
Harici Yakıt Tankları		10450	l
Motor (4 x Rolls-Royce AE2100D3)			
Maksimum Sürekli Güç, DS	P_{max}	4 X 3427	kW
Kalkış Gücü, DS	P_0		kW
Yakıt Debisi, Seyir	m_f		kg/h
Özgül Yakıt Tüketimi, DS, Maks. Güçte	SFC	0.256	kg/h/kW
Basınç Oranı	P_r	16.6	
Ağırlık(Motor başına)		870	kg
Aerodinamik			
Sıfır-taşıma Sürükleme Katsayısı	C_{D0}	0.028	
İndüklenmiş Sürükleme Katsayısı	K	0.035	
Maksimum Taşıma Katsayısı	C_{Lmaks}	2.75	
Performans			
Seyir Mach Sayısı	M	0.57	
Maksimum Mach Sayısı	M_{maks}	0.68	
Seyir İrtifası	h	8500	m
Tavan İrtifası	z	8615	m
Menzil (Maksimum Kalkış Ağırlığında)	R	Çizelge A.7	
Maksimum Tırmanma Oranı, DS	v_c	10.5	m/s
Boyutlar			
Kanat Açıklığı	b	40.4	m
Alan	S	162	m ²
Pervane Çapı	d	4.11	m
Pala Sayısı (Pervane başına)	N	6	

Çizelge A.7 : C130J Tipik Menzil Değerleri, MTOW (Filippone, 2008).

Paralı Yük (kg)	Menzil (nm)	Notlar
15000	2049	tahmini
11250	2174	
9000	4460	maksimum yakıt
0	4522	ferry



Şekil A.5 : AE-2100D3 Motoru Güç ve Yakıt Debisi-Hız Grafikleri, Standart Şartlar (Filippone, 2006).

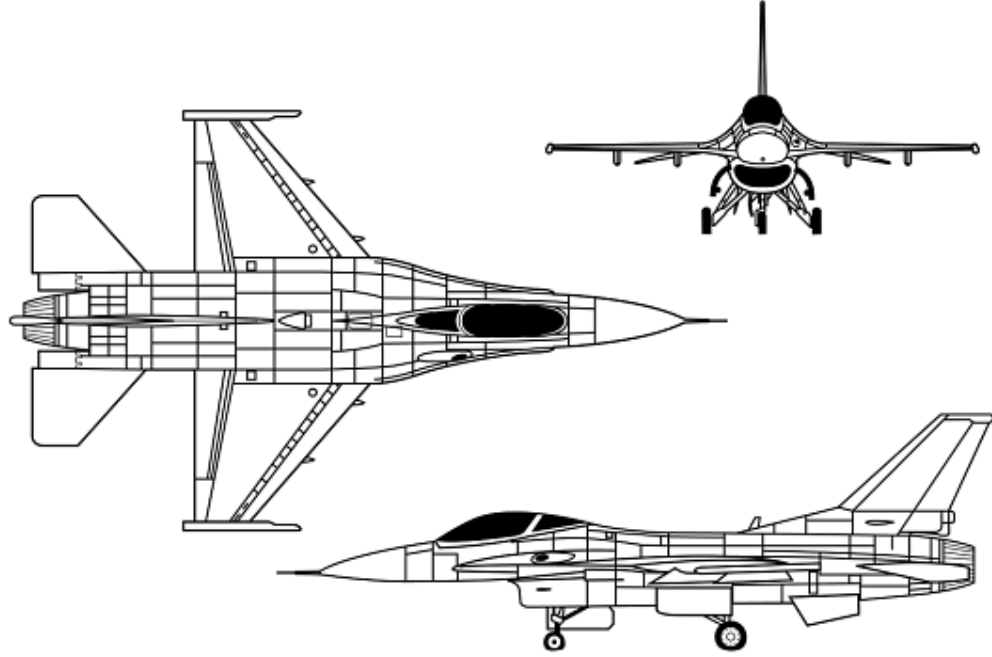
Çizelge A.8 : AE-2100D3 Motoru Güç –Hız –İrtifa Verileri.

Deniz Seviyesi		H = 3080 m		H = 6160 m		H = 9240 m		H = 13860 m	
Hız (km/h)	Güç (kW)	Hız (km/h)	Güç (kW)	Hız (km/h)	Güç (kW)	Hız (km/h)	Güç (kW)	Hız (km/h)	Güç (kW)
0.0	3377.38	0.0	2609.8	0.0	1880.56	0.0	1170.55	0.0	354.963
41.2165	3395.18	46.2665	2617.8	50.216	1898.03	44.9352	1178.59	52.2484	353.163
86.2316	3412.77	90.1189	2625.84	104.461	1915.3	89.9325	1177	101.87	360.998
127.785	3430.49	129.365	2643.64	155.245	1932.69	134.948	1194.59	151.491	368.834
167.04	3457.88	172.082	2670.91	203.722	1950.16	178.818	1221.82	204.574	376.546
212.073	3494.66	211.337	2698.3	249.908	1986.9	223.833	1239.42	250.743	394.099
259.414	3531.36	245.977	2725.86	300.71	2023.48	264.242	1266.77	300.373	411.529
310.233	3587.13	285.241	2762.85	348.05	2060.18	305.796	1284.48	347.695	429.041
357.591	3643.02	326.812	2799.75	396.553	2106.44	354.299	1330.74	399.651	465.579
401.488	3699.04	374.161	2846.05	447.382	2171.8	407.417	1376.83	446.982	492.685
450.018	3774.08	422.691	2921.09	494.749	2237.29	452.467	1432.8	487.391	520.037
498.565	3868.3	474.682	2996	537.501	2302.93	498.672	1488.73	528.954	547.348
550.583	3972	526.691	3090.11	572.167	2359.28	550.663	1563.65	564.757	584.459
600	4085.38	599.503	3221.86	599.902	2406.27	599.192	1638.69	599.396	612.016

Çizelge A.9 : AE-2100D3 Motoru Yakıt Debisi-Hız-İrtifa Verileri.

Deniz Seviyesi		H = 3080 m		H = 6160 m		H = 9240 m		H = 13860 m	
Hız (km/h)	Yakıt Debisi (kg/h)	Hız (km/h)	Yakıt Debisi (kg/h)	Hız (km/h)	Yakıt Debisi (kg/h)	Hız (km/h)	Yakıt Debisi (kg/h)	Hız (km/h)	Yakıt Debisi (kg/h)
0.0	1555.99	0.0	1163.95	0.0	824.444	0.0	537.499	0.0	198.014
42.7783	1559.36	40.9816	1163.31	43.8815	827.814	42.2565	536.845	47.4486	197.267
87.6111	1562.67	83.5089	1162.62	92.1624	831.071	87.0892	540.159	91.1319	200.599
135.899	1569.97	129.498	1169.96	143.891	834.272	137.669	543.379	135.965	203.913
187.634	1577.21	173.181	1173.29	192.172	837.53	185.95	546.636	183.089	203.148
233.623	1584.55	220.326	1184.65	239.317	848.889	234.231	549.894	227.922	206.461
281.917	1595.89	259.411	1188.06	280.715	860.341	276.771	557.286	276.21	213.76
325.614	1607.31	301.952	1195.45	327.853	867.659	317.013	564.716	327.939	216.961
372.758	1618.67	350.246	1206.79	381.907	886.989	359.56	576.15	383.123	224.148
424.507	1633.99	395.099	1222.23	433.656	902.315	402.107	587.583	436.008	231.373
476.269	1657.4	439.951	1237.66	480.807	917.716	448.109	603.003	485.444	238.653
518.823	1672.88	485.946	1249.04	525.653	929.112	494.104	614.38	532.582	245.971
560.234	1692.41	540.007	1272.41	563.609	944.662	545.86	633.748	564.785	257.572
598.19	1707.96	597.516	1295.73	598.111	956.226	597.609	649.074	598.131	265.114

EK A.3



Şekil A.6 : F-16 Geometrisi (Url-3).

Çizelge A.10 : F-16 Performans Verileri (Filippone, 2006).

Parametre	Sembol	Değer	Birim
Ağırlıklar			
Maks. Kalkış Ağırlığı ($\pm 2\%$)	MTOW	19500	kg
Boş Operasyon Ağırlığı ($\pm 2\%$)	OEW	8900	kg
Maksimum Paralı Yük	PAY	5700	kg
Tipik Savaş Ağırlığı		12000	kg
Standart Yakıt Tankları		3150	kg
Harici Yakıt Tankları		1800	l
Motor Kuru Ağırlığı		1370	kg
Aerodinamik			
Sıfır-taşıma Sürükleme Katsayısı	C_{D0}	Şekil A.7	
İndüklenmiş Sürükleme Katsayısı	K	Şekil A.8	
Maksimum Taşıma Katsayısı	C_{Lmaks}	Şekil A.9	
Sıfır taşıma açısı	α_0	2.5	deg
Motor (1 tane P&W F-100)			
By-pass Oranı	BPR	0.63	
Maksimum Sürekli İtki, Deniz Seviyesi	T_{maks}	1 x 86.0	kN
Maks. İtki Artıyanma ile		1 x 110.0	kN
Kalkış İtkisi, Deniz Seviyesinde (DS)	T_0	88.6	kN
Özgül İtki, DS, MTOW	T/W	0.473	kN/kgf
Yakıt Debisi, (Seyir)	m_f	Şekil A.10 ve Çizelge A.15	

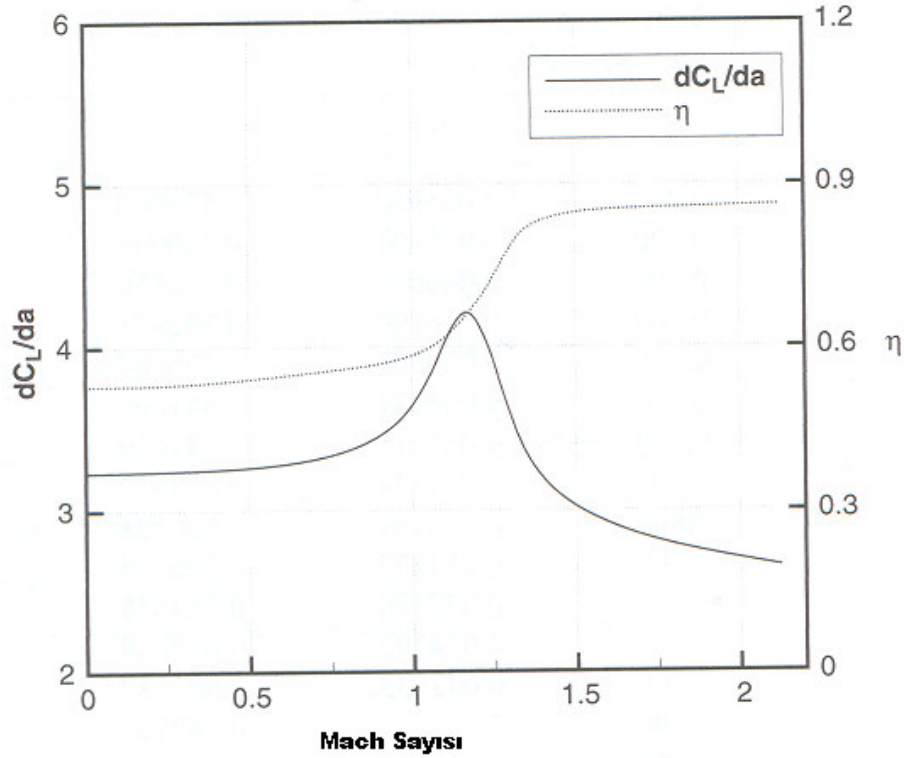
İtki Açışı, Referans Ekseninde α_T 2 deg

Performans

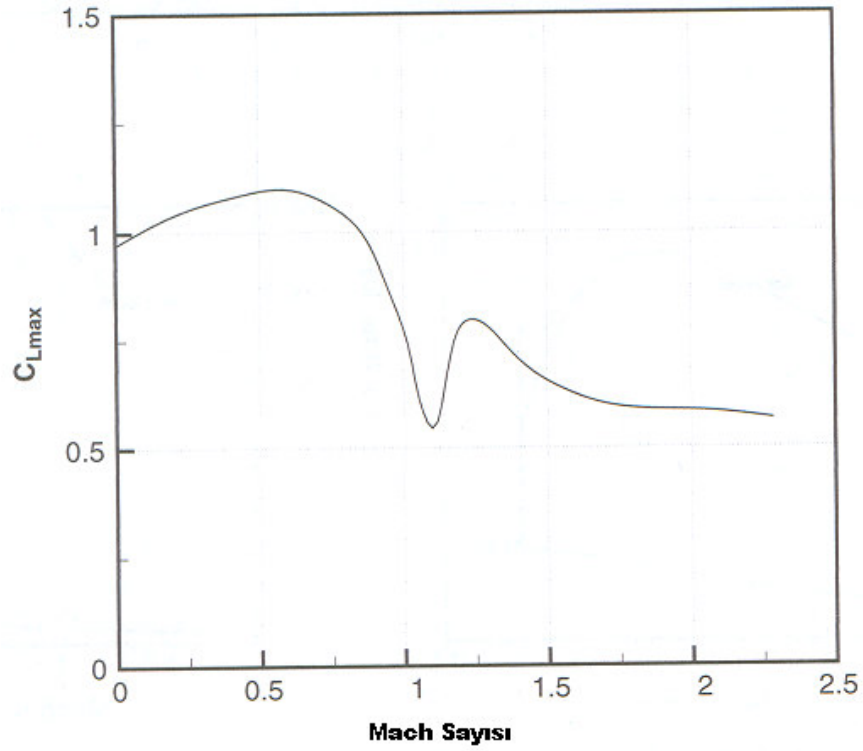
Seyir Mach Sayısı	M	0.85	
Maks. Mach Sayısı (12000 metre'de)	M_{maks}	2.2	
Tavan İrtifası		15250	m
Ferry Menzil		3100	km
Savaş Yarıçapı		900	km
Limit Yük Faktörü (dönüş)	$g(+)$	9	
Limit Yük Faktörü($dV/dt < 0$)	$g(-)$	-3	

Çizelge A.11 : F-16 Boyutlar (Filippone, 2006).

Parametre	Sembol	Değer	Birim
Kanat			
Kanat Açıklığı	b	9.5	m
Kanat Alanı	S	28.9	m ²
Açıklık Oranı	AR	3.1	
Dihedral		0	deg
Sivrilme Oranı	λ	0.295	
Hücum Kenarı Okaçısı	Λ	39	deg
Profil Kalınlık oranı (%)	t/c	4	



Şekil A.7 : Taşıma Karakteristiğinin Mach Sayısı ile Değişimi, Temel Konfigüresyon (Filippone, 2006).



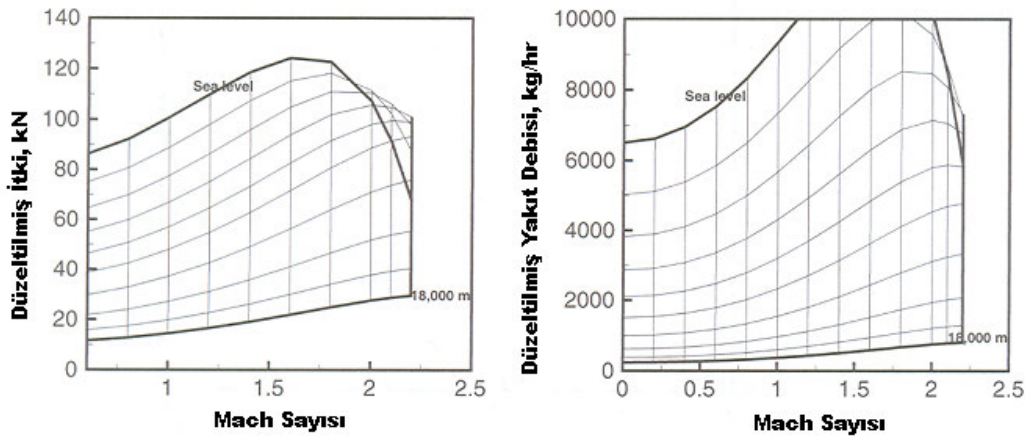
Şekil A.8 : Maksimum Taşıma Katsayısının Mach Sayısı ile Değişimi, Temel Konfigürasyon (Filippone, 2006).

Çizelge A.12 : Taşıma-Sürüklenme Verileri (Filippone, 2006).

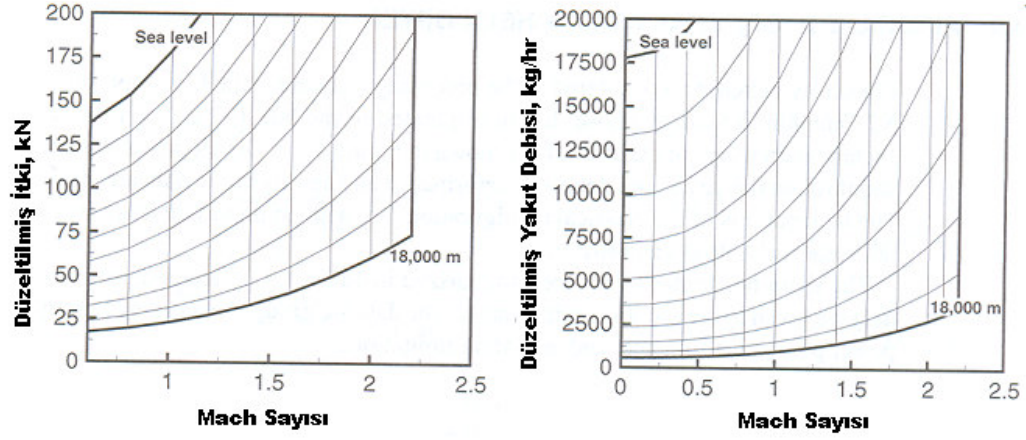
Mach	C_{Do}	η	$C_{L\alpha}$
0.0	0.005930	0.530000	3.236673
0.1	0.005991	0.530096	3.239516
0.2	0.006073	0.530856	3.242833
0.3	0.006190	0.532971	3.247509
0.4	0.006364	0.536604	3.254873
0.5	0.006621	0.541695	3.266857
0.6	0.007115	0.547639	3.286047
0.7	0.008174	0.553972	3.317267
0.8	0.010189	0.560725	3.370291
0.9	0.014232	0.569578	3.463775
1.0	0.022370	0.584548	3.645685
1.1	0.034393	0.617069	4.027599
1.2	0.042833	0.682787	4.144183
1.3	0.040943	0.782197	3.581955
1.4	0.034473	0.832104	3.197555
1.5	0.029339	0.845844	3.024687
1.6	0.026637	0.851330	2.918348
1.7	0.025511	0.853641	2.842454
1.8	0.024931	0.855193	2.784250
1.9	0.024511	0.856645	2.736878
2.0	0.024188	0.858126	2.696331

Çizelge A.13 : Maksimum Taşıma Katsayısı Verileri.

Mach Sayısı	$C_{L,maks}$	Mach Sayısı	$C_{L,maks}$
0.008437	0.971347	1.117190	0.563831
0.094410	1.003920	1.129590	0.598856
0.159599	1.026870	1.142200	0.645584
0.224719	1.045930	1.154740	0.688411
0.301581	1.062960	1.170260	0.733168
0.399053	1.079840	1.188550	0.768153
0.499434	1.094750	1.218440	0.793305
0.579032	1.100060	1.242100	0.798994
0.655444	1.091730	1.277260	0.788999
0.719905	1.073730	1.303510	0.775163
0.778373	1.049920	1.326790	0.759398
0.822121	1.026210	1.358730	0.733820
0.848272	1.006520	1.402370	0.704260
0.871444	0.984906	1.446120	0.680551
0.891638	0.961359	1.486990	0.660763
0.911727	0.931962	1.539670	0.642845
0.928838	0.900634	1.598250	0.624886
0.946018	0.873207	1.674480	0.606805
0.966003	0.837958	1.753810	0.596505
0.986023	0.804660	1.839120	0.592016
1.014360	0.742045	1.915670	0.591488
1.033920	0.683392	2.001020	0.588950
1.047710	0.630630	2.083420	0.586431
1.064580	0.585650	2.156890	0.578122
1.081790	0.560173	2.218680	0.575746
1.099210	0.546399		



Şekil A.9 : F-100 Motoru Askeri İtki ve Yakıt Debisi (Filippone, 2006).



Şekil A.10 : F-100 Motoru Art-Yanmalı İtki ve Yakıt Debisi (Filippone, 2006).

Çizelge A.14 : F-100 Motoru İtki Verisi (İrtifa km, İtki N, Artyanma kapalı, Askeri İtki.).

Mach/h	0	2	4	6	8	10	12	14	16	18
0.0	88622	72626	58847	47097	37186	28924	21532	15708	11459	8359
0.2	84082	69150	56221	45144	35757	27899	20801	15175	11070	8075
0.4	83487	68952	56287	45371	36071	28245	21096	15390	11227	8190
0.6	86328	71665	58785	47602	38010	29887	22368	16318	11904	8684
0.8	92227	77048	63574	51765	41549	32831	24630	17968	13108	9562
1.0	100747	84849	70532	57824	46707	37125	27931	20376	14864	10843
1.2	109929	93599	78572	64990	52921	42376	31994	23340	17027	12421
1.4	118569	102524	87230	73012	60085	48572	36836	26872	19604	14301
1.6	124249	109957	95395	81184	67778	55484	42323	30875	22523	16431
1.8	122735	112887	100973	88090	75074	62536	48077	35073	25586	18665
2.0	107332	106500	100564	91380	80391	68697	53404	38958	28420	20733

Çizelge A.15 : F-100 Motoru Yakıt Debisi. (İrtifa km, Debi kg/h, Artyanma kapalı, Askeri İtki).

Mach/h	0	2	4	6	8	10	12	14	16	18
0.0	6506	5419	4459	3621	2899	2284	1711	1248	910	664
0.2	6620	5517	4542	3690	2955	2330	1746	1273	929	677
0.4	6961	5812	4793	3900	3128	2469	1851	1350	985	718
0.6	7534	6311	5220	4259	3424	2709	2033	1483	1082	789
0.8	8336	7017	5830	4776	3854	3060	2300	1678	1224	893
1.0	9344	7923	6625	5459	4429	3533	2662	1942	1417	1033
1.2	10403	8914	7523	6251	5109	4102	3101	2262	1650	1203
1.4	11382	9906	8474	7124	5882	4766	3618	2639	1925	1404
1.6	12018	10719	9358	8002	6705	5502	4200	3064	2235	1630
1.8	11853	11025	9946	8733	7477	6247	4808	3507	2558	1866
2.0	10159	10296	9864	9055	8024	6890	5365	3914	2855	2083

ÖZGEÇMİŞ

Ad Soyad: Ali EKEN

Doğum Yeri ve Tarihi: Ereğli, 1981

Adres: İTÜ, UUBF. Oda 211. Maslak, İstanbul.

Lisans Üniversitesi: İstanbul Teknik Üniversitesi.

Yayın Listesi:

- **Eken, A.,** Acar H., Tolun S., 2008: Uçak Performans Hesaplamaları için Yazılım Geliştirilmesi. *II. Ulusal Havacılık ve Uzay Konferansı*, 15-17 Ekim, 2008, İTÜ, İstanbul, Turkey.

