T.C.
ERCİYES ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ
UÇAK VE UZAY MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI

HAVA ARACI KAVRAMSAL TASARIM VE ANALİZ SİSTEMİ

Hazırlayan
Nesij ÜNAL

Danışman
Prof. Dr. Tuğrul OKTAY

Yüksek Lisans Tezi

Ocak 2022
KAYSERİ

T.C.
ERCİYES ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ
UÇAK VE UZAY MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI

HAVA ARACI KAVRAMSAL TASARIM VE ANALİZ SİSTEMİ

Hazırlayan
Nesij ÜNAL

Danışman
Prof. Dr. Tuğrul OKTAY

Yüksek Lisans Tezi

Ocak 2022
KAYSERİ

BİLİMSEL ETİĞE UYGUNLUK

Bu çalışmadaki tüm bilgilerin, akademik ve etik kurallara uygun bir şekilde elde edildiğini beyan ederim. Aynı zamanda bu kural ve davranışların gerektirdiği gibi, bu çalışmanın özünde olmayan tüm materyal ve sonuçları tam olarak aktardığımı ve referans gösterdiğimi belirtirim.

Nesij ÜNAL

“Hava Aracı Kavramsal Tasarım ve Analiz Sistemi” adlı Yüksek Lisans Tezi, Erciyes Üniversitesi Lisansüstü Tez Önerisi ve Tez Yazma Yönergesi’ ne uygun olarak hazırlanmıştır.

Hazırlayan	**Danışman**
Nesij ÜNAL	Prof. Dr. Tuğrul OKTAY

Uçak ve Uzay Mühendisliği ABD Başkanı

Prof. Dr. Bilge ALBAYRAK ÇEPER

TEŞEKKÜR

Bana çalışmalarım süresince her türlü yardımı ve desteği sağlayan değerli danışman hocam Prof. Dr. Tuğrul OKTAY'a, hem derslerimde hem de tez sürecimde hiç bir desteği esirgemeyen kıymetli hocalarıma, TUSAŞ Türk Havacılık ve Uzay Sanayi'nde birlikte çalışma imkanı bulduğum değerli çalışma arkadaşlarım Kaan YUTÜK, Mustafa Çağatay ŞAHİN ve Alpay DEMİRCAN'a, süreç boyunca her türlü fedakarlıkla bana ve çalışmalarıma destek olan eşim Elif Albina ÜNAL'a teşekkürlerimi sunarım.

Nesij ÜNAL

Ocak 2022, KAYSERİ

“HAVA ARACI KAVRAMSAL TASARIM VE ANALİZ SİSTEMİ”

Nesij ÜNAL

Erciyes Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü
Yüksek Lisans Tezi, Ocak 2022
Danışman: Prof. Dr. Tuğrul OKTAY

ÖZET

Hava aracı geliştirme sürecinde, kavramsal tasarım aşaması oldukça önem arz etmekte olup bu aşamanın kalitesi ve başarısı, projenin toplam maliyetini ve süresini doğrudan etkilemektedir. Tezin amacı, hava aracı kavramsal tasarım sürecinin optimize edilmesi suretiyle tasarım isterlerine göre tasarımcıya bazı çıktılar ve öneriler sağlanarak hem tasarım süresinin kısaltılması, hem maliyetlerin azaltılması, hem de optimum bir tasarım yapılması amacıyla proje henüz başlangıç aşamasındayken tasarımcıya ışık tutulmasıdır.

Parametrik olarak hazırlanan HAKTAS yazılımı (Hava Aracı Kavramsal Tasarım ve Analiz Sistemi), kullanıcının belirlediği isterler doğrultusunda optimum tasarım parametrelerini bulmaya çalışır. Bununla birlikte tasarım isterlerine göre taslak (sketch) nitelikte bir 3D ön çizim de oluşturmakta ve tasarımcıya sunmaktadır. Bu çalışmada optimizasyon için MATLAB yazılımı ve bilinen bazı regresyon yöntemleri kullanılmıştır. Ayrıca XFOIL, OpenVSP, VSPAero, SU2 ve Grabit gibi yazılımlar da sistemi desteklemek için kullanılmıştır. Sistemde kullanılan hesaplama yöntemlerinde ise Daniel P. Raymer’in “Aircraft Design: A Conceptual Aproach” eserindeki ileri formüllerden ve bazı interpolasyon tekniklerinden faydalanılmıştır. Sonuç olarak tasarımcının belirleyeceği bazı tasarım parametrelerine / isterlerine göre olası performans, aerodinamik, ağırlık sonuçlarını sunan, bunları optimize eden, isterlerin ne derece karşılanabileceğini gösteren bir yazılım elde edilmiştir.

Anahtar Kelimeler: Kavramsal Tasarım, Optimize Edilmiş Tasarım, MATLAB, HAKTAS, Parametrik Tahmin, Uçak Performans, Hava Aracı Performans, Raymer, Kavramsal Tasarım Yaklaşımı, OpenVSP, XFOIL

CONCEPTUAL DESIGN AND ANALYSIS SYSTEM DEVELOPMENT FOR FIGHTER AIRCRAFT

Nesij ÜNAL

Erciyes University, Graduate School of Natural and Applied Sciences
Master Thesis, January 2022
Supervisor: Prof. Dr. Tuğrul OKTAY

ABSTRACT

Throughout an aircraft development process, the conceptual design phase is an extremely important milestone; hence, the quality and success of this step directly effects the overall cost and lead time of the project. The aim of the thesis is to provide the designer with some outputs and suggestions according to the design requirements by optimizing the conceptual design process of the aircraft and to illuminate the designer while the project is still in its infancy in order to shorten the design time, reduce costs and make an optimum design.

The parametrically prepared HAKTAS software (Aircraft Conceptual Design and Analysis System) tries to find the optimum design parameters in line with the requirements defined by the user. In addition, it also creates a 3D preliminary drawing sketch according to the design requirements and presents it to the user. In this study, MATLAB software and some known regression methods were used for optimization. In addition, software such as XFOIL, OpenVSP, VSPAero, SU2 and Grabit were also used to support the system. For calculation method; advanced formulas in Daniel P. Raymer's "Aircraft Design: A Conceptual Approach" and some interpolation techniques were used. As a result, a software was obtained that presents possible performance, aerodynamic and weight results according to some design parameters / requirements determined by the designer. The system optimizes these paramaters and shows to what extent the requirements can be met.

Keywords: Conceptual Design, Optimised Design, MATLAB, HAKTAS, Parametric Forecast, Aircraft Performance, Raymer, A Conceptual Aproach, OpenVSP, XFOIL

İÇİNDEKİLER

HAVA ARACI KAVRAMSAL TASARIM VE ANALİZ SİSTEMİ

BİLİMSEL ETİĞE UYGUNLUK ii
YÖNERGEYE UYGUNLUK iii
KABUL VE ONAY iv
TEŞEKKÜR v
ÖZET vi
ABSTRACT vii
İÇİNDEKİLER viii
KISALTMALAR x
TABLOLAR LİSTESİ xiii
ŞEKİLLER LİSTESİ xiv
GİRİŞ 1

BÖLÜM 1

GENEL BİLGİLER ve LİTERATÜR ÇALIŞMASI

1.1. Genel Bilgiler ve Problemin Durumu 4
1.2. Araştırmanın Amacı 6
1.3. Araştırmanın Önemi 6
1.4. Literatür Çalışması 7
1.4.1. Akademik Çalışmalar 7
1.5. Yazılım Çalışmaları 15
1.5.1. AGILE Yazılımı 15
1.5.2. CEASIOM Yazılımı 17
1.5.3. SUAVE Yazılımı 19
1.5.4. ADVANCED AIRCRAT ANALYSIS Yazılımı 20

BÖLÜM 2

YÖNTEM VE MATERYAL

2.1. Kavramsal Tasarım ve Tanımlar 21
2.2. Yazılımla İlgili Detay Bilgiler 35

2.2.1. Ağırlık ve Yakıt Tahmin Modülü: **35**
2.2.2. Geometri Seçimi Modülü **36**
2.2.2.1 Kanat Profili (Airfoil) Seçim Modülü **36**
2.2.2.2 Kanat Seçim Modülü **38**
2.2.2.3 Gövde Seçim Modülü **39**
2.2.2.4 Kuyruk ve Kanard Modülü **40**
2.2.2.5 Geometri Oluşturma Modülü **41**
2.2.3. İtki Sistemi Modülü / Motor Seçim Modülü **42**
2.2.4. Revize Tahminleme Modülü **43**
2.2.5. Detaylı Aerodinamik Modülü **44**
2.3. Yöntem **45**
2.4. Materyal **56**

BÖLÜM 3
BULGULAR ve TARTIŞMA

3.1 Araştırma Modeli **60**
3.2 Modül 1 Sonuçları ve Analizi **61**
3.3 Modül 2 Sonuçları ve Analizi **63**
3.4 Modül 3 Sonuçları ve Analizi **69**
3.5 Modül 4 Sonuçları ve Analizi **70**
3.6 Modül 5 Sonuçları ve Analizi **75**
3.7 Modül 6 Sonuçları ve Analizi **80**

BÖLÜM 4
SONUÇ ve ÖNERİLER

4.1 Sonuç ve Öneriler **90**
KAYNAKÇA **92**
ÖZGEÇMİŞ **98**

KISALTMALAR

AGILE:	Aircraft 3rd Generation MDO for Innovative Collaboration Heterogeneous Teams of Experts
A:	Aspect Ratio (Yay Oranı, Açıklık Oranı)
A:	Angle of Attack (Hücum Açısı)
AoA:	Angle of Attack (Hücum Açısı)
b:	Wing Span (Kanat Açıklığı)
b_{HT}:	Horizontal Tail Wing Span (Yatay Kuyruk Açıklığı)
b_{VT}:	Wing Span (Dikey Kuyruk Açıklığı)
C:	Specific Fuel Consumption (Spesifik Yakıt Tüketimi)
c:	Chord Length (Kord-Kamburluk)
CFD:	Computational Fluid Dynamics (Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği)
$C_{g:}$	Ağırlık Merkezi (Center of Gravity)
$c_{VT:}$	Vertical Tail Mean Chord (Dikey Kuyruk Ortalama Kord-kamburluk)
$c_{HT:}$	Horizontal Tail Mean Chord (Yatay Kuyruk Ortalama Kord-kamburluk)
C_L:	Coefficient of Lift (Taşıma Katsayısı)
C_D:	Coefficient of Lift (Sürükleme Katsayısı)
C_{D0}:	Coefficient of Lift (Sıfır Taşıma Durumunda)
$C_{HT:}$	Horizontal Tail Volume Coefficient
$C_{VT:}$	Vertical Tail Volume Coefficient
$C_{FE:}$	Equivalent Skin-Friction Coefficient
$C_{w:}$	Wing Mean Chord (Kanat Ortalama Kord Mesafesi)
CEASIOM:	Computerised Environment for Aircraft Synthesis and Integrated Optimisation Methods
E:	Endurance Time (Havada Kalış Süresi)
e:	Oswald Span Efficiency Factor
F_s:	Fuel Spesific Energy (Ps/fuel flow)
FAA:	Federal Aviation Administration
g:	Gravity Acceleration (Yerçekimi İvmesi)
HPC:	High Performance Computer
HAKTAS:	Hava Aracı Kavramsal Tasarım Sistemi
Kvs:	Variable Sweep Constant (Değişken Ok Açısı Sabiti)

K_{LD}:	L/D Calculating Constant (L/D Hesaplama Sabiti)
$L_{HT:}$	Moment Arm Between Horizental Tail and Wing (Yatay Stabilator ve Kuyruk Arası Moment Kolu)
$L_{VT:}$	Moment Arm Between Vertical Tail and Wing (Dikey Stabilator ve Kuyruk Arası Moment Kolu)
L/D:	Lift to Frag Ratio (Taşıma Sürükleme Oranı)
M:	Mach Number (Mach sayısı)
MAC:	Mean Aerodynamic Chord (Ortalama Aerodinamik Eksen)
M_{CR}:	Critical Mach Number (Kritik Mach sayısı)
M_{DD}:	Drag-Divergent Mach Number (Sürükleme Diverjansı Mach sayısı)
MDO:	Multidisciplinary Optimization
MTOW:	Maksimum Take-off Weight
n:	Load Factor (Yük Faktörü)
N_z:	Ultimate Load Factor
P:	Power (Güç)
P_S:	Specific Excess Power (Artık Yük)
ρ:	Air Density (Hava Yoğunluğu)
p_x:	Polynom Constatn (Polinom Sabiti)
R#:	Reynolds Number (Reynold Sayısı)
R:	Range (Menzil)
SimSac:	Simulating Aircraft Stability and Control Characteristics for use in Conceptual Design
S_{ref}:	Reference Wing Area (Referans Kanat Alanı)
S_{wet}:	Wet Wing Area (Islak Kanat Alanı)
$S_{exposed}$:	Exposed Wing Planform (Kuşbakışı Kanat Açıklığı)
$S_{w:}$	Wing Area (Kanat Alanı)
$S_{HT:}$	Horizontal Tail Area (Yatay Kuyruk Alanı)
$S_{VT:}$	Vertical Tail Area (Dikey Kuyruk Alanı)
SUAVE:	Stanford University Aerospace Vehicle Environment
SFC:	Specific Fuel Consumption (Spesifik Yakıt Tüketimi)
SFC_{Cruise}:	Specific Fuel Consumption at Cruise (Cruise Spesifik Yakıt Tüketimi)
$SFC_{(Loiter)}$:	Specific Fuel Consumption at Loiter (Alçalış Spesifik Yakıt Tüketimi)
π:	Pi (3,14159…)

q:	Dynamic Pressure of Air (Dinamik Basınç)
σ:	Air Density Ratio (Hava Yoğunluk Oranı)
$\dot{\psi}$:	Turn Rate (Dönüş Oranı)
λ:	Taper Ratio (Koniklik Oranı)
λ_{HT}:	Horizental Tail Taper Ratio (Yatay Kuyruk Koniklik Oranı)
λ_{VT}:	Vertical Tail Taper Ratio (Dikey Kuyruk Koniklik Oranı)
Λ:	Wing Sweep (Kanat Ok Açısı)
Λ_{LE}:	Wing Leading Edge Sweep (Kanat Hücum Kenarı Ok Açısı)
T_{max}:	Maksimum İtki
T/W:	Thrust-To-Weight Ratio (İtki Ağırlık Oranı)
V:	Velocity (Hız)
V_e:	Equivalent Airspeed (Eşdeğer Hava Hızı)
V_{NE}:	Never Exceed Speed (Geçilmemesi Gereken Hız Limiti)
V_P:	Maneuver (Pullup) Speed (Manevra Hızı)
W_{DG}:	Flight Design Gross Weight
W_E:	Empty Weight (Boş Ağırlık)
W_F:	Fuel Weight (Yakıt Ağırlığı)
W_{crew}:	Crew Weight (Mürettebat Ağırlığı)
$W_{Payload}$:	Payload Weight (Paralı Yük)
W_0:	Take-Off Gross Weight (Kalkış Toplam Ağırlığı)
W/S:	Wing Loading (Kanat Yüklemesi)

TABLOLAR LİSTESİ

Tablo 1. Embraer E190 Datalarının Gerçek Değerleri ve Suave Sonuçlarının Kıyaslanması 10
Tablo 2. AAA ve AVL Yazılımlarının Kararlılık ve Kontrol Türev Karşılaştırıması 15
Tablo 3. Boş Ağırlık Hesaplama Referans Tablosu 46
Tablo 4. Kalkıştan İnişe Yakıt Ağırlık Kestirimleri 47
Tablo 5. Uçak Tiplerine Göre K_{LD} Oranları (Islak alan) 48
Tablo 6. Motor Tiplerine Göre L/D Hesaplama Referasnları 48
Tablo 7. Uçak ve Kanat Tiplerine Göre Swet/Sref Tablosu 48
Tablo 8. Referans Tablolara Göre Oluşturulan T/W Oranı a ve C Katsayıları Tablosu 49
Tablo 9. Referans Tablolara Göre Oluşturulan Gövde Boyu a ve C Katsayıları Tablosu 51
Tablo 10. Referans Tablolara Göre Oluşturulan Boş Ağırlık Katsayıları Tablosu 53
Tablo 11. F-16 Veri Seti [22-26] 60
Tablo 12. Gerçek F-16 Verileri ile HAKTAS İlk Modül Sonuçlarının Kıyaslanması 63
Tablo 13. Gerçek F-16 Kanat Profili Verileri ile Sistem Sonuçlarının Kıyaslanması 65
Tablo 14. Gerçek F-16 Kanat Verileri ile Sistem Sonuçlarının Kıyaslanması 66
Tablo 15. Gerçek F-16 Kuyruk Verileri ile Sistem Sonuçlarının Kıyaslanması 67
Tablo 16. F-16 Değerleri ile HAKTAS Revize Ekranlarının kıyaslanması 74
Tablo 17. SU2 Test Parametreleri 75
Tablo 18. Detaylı Aerodinamik Modülü Analiz Parametreleri 76
Tablo 19. HAKTAS ve SU2 Sonuçlarını Kıyaslama Tablosu 79

ŞEKİLLER LİSTESİ

Şekil 1. Hava Aracı Tasarım Döngüsü 1
Şekil 2. Hava Aracı Tasarımının Üç Fazı 2
Şekil 3. HAKTAS Yazılım Destek Ağacı 3
Şekil 4. Airbus Ürün Geliştirme Süreci 4
Şekil 5. Hava Aracı Kavramsal Tasarım Süreci 5
Şekil 6. Hava Aracı Kavramsal Tasarım Döngüsü 6
Şekil 7. 2011-Günümüz Arasında "Kavramsal Tasarım Sistemi" Konulu Google Arama Trendi 8
Şekil 8. Tasarım Optimizasyonu Örneği (Öncesi ve Sonrası) 9
Şekil 9. SUAVE Yazılımı Üzerinde Gerçekleştirilen CFD Analizleri 10
Şekil 10. Çalışmada Kullanılan DC2 Uçağının Kalkış, İniş ve Seyrüsefer Durumundaki Kanat Konfigürasyonları 11
Şekil 11. Makale Kapsamında Gerçekleştirilen CFD Analizi ve Kullanılan FEM Modeli 11
Şekil 12. Temel TCR Konfigirasyonundan Görünüm 12
Şekil 13. TCR Tasarımı ve Çalışma Kapsamındaki Gelişimi 12
Şekil 14. Kavramsal Tasarım Aracı ve SU2 Yazılımın C_L Performans Sonuçları 14
Şekil 15. DG808S Uçağının AVL ve AAA Yazılımlarından Görünümü 14
Şekil 16. AGILE Yazılımdan Bir Görünüm 16
Şekil 17. CEASIOM Yazılımdan Bir Görünüm 18
Şekil 18. CEASIOM Yazılımın Modülleri 18
Şekil 19. SUAVE Yazılından Bir Görünüm 19
Şekil 20. ADVANCED AIRCRAT ANALYSIS Yazılımından Bir Görünüm 20
Şekil 21. "İt Dalaşı Sınıfı" Taarruz Uçak Örnekleri - F-16(a), F-22(b), Su-27(c) 21
Şekil 22. Jet Eğitim Uçağı Örnekleri- T-38(a), HÜRJET(b), M-346(c) 22
Şekil 23. "Atak Sınıfı" Taarruz Uçak Örnekleri - F-4(a), Harrier(b), Mig-29K(c) 22
Şekil 24. Motor çeşitleri (Turbojet (a), Turbofan (b), Torboprop(c), Piston Prob (d)) 23
Şekil 25. Delta Kanat Konfigürasyonu - EF Typhoon (a), Dassault Rafale(b) 24
Şekil 26. Taper Kanat Türleri (Hücum kenarı) 24
Şekil 27. Geriye Ok Açılı Bir Mig-29 (a) ve İleri Ok Açılı bir Su-47 (b) 25

Şekil 28. Trapez Kanat Örnekleri - F-22(a), YF-23(b), Su-57(c) 26
Şekil 29. Ogiv Kanat Örnekleri – Concord (a), F-16 XL (b) 26
Şekil 30. Hava Aracı Ağırlık Tanımları Grafiği 28
Şekil 31. Kanat Profili Görseli ve Parametreleri 29
Şekil 32. Hücum Açısın Gösterimi 29
Şekil 33. Reynold Sayısının C_L/C_D Oranına Karşılık Değişim Grafiği 29
Şekil 34. Açıklık Oranı Hesaplaması ve Örnek Gösterim 30
Şekil 35. Geriye Doğru Ok Açısı Bulunan Boeing 747 görseli 30
Şekil 36. Dihedral ve Anhedral Kanat Gösterimi 31
Şekil 37. Kanat Açıklığı (a), Kuyruk Açıklığı (b) ve Gövde Boyu (c) Gösterimi 31
Şekil 38. Kanardlı Bazı Uçak Modelleri - SAAB Viggen(a), EF Typhoon(b), SAAB Grippten (c) 32
Şekil 39. Hava Üstünlüğü Görev Profili Örneği 33
Şekil 40. Alçak Mesefe Vuruşu Görev Profili Örneği 33
Şekil 41. Servis Tavanı ve Mutlak İrtifanın Grafiksel Gösterimi 34
Şekil 42. Maksimum Tırmanma Açısı ve Maksimum Tırmanma Oranları Görseli 34
Şekil 43. Birinci Modülün Ekran Görünümü 36
Şekil 44. Birinci Modülün Girdileri ve Çıktıları 36
Şekil 45. Kanat Profili Seçimi Ekran Görünümü 37
Şekil 46. 2.1 Modülünün Girdileri ve Çıktıları 38
Şekil 47. Kanat Seçim Modülü Ekran Görünümü 38
Şekil 48. 2.2 Modülünün Girdileri ve Çıktıları 39
Şekil 49. Gövde Seçim Modülü Ekran Görüntüsü 39
Şekil 50. Kuyruk ve Kanard Modülü Ekran Görüntüsü 40
Şekil 51. 2.4 Modülünün Girdileri ve Çıktıları 40
Şekil 52. Geometri Oluşturma Modülü Ekran Görüntüsü 41
Şekil 53. Motor Seçim Modülü Ekran Görüntüsü 42
Şekil 54. Üçüncü Modülün Girdileri ve Çıktıları 42
Şekil 55. Dördüncü Modülün Ekran Görüntüsü 43
Şekil 56. Dördüncü Modül Girdi ve Çıktıları 44
Şekil 57. Görev Profili Tipleri [1] 44
Şekil 58. Beşinci Modülün Ekran Görüntüsü 45
Şekil 59. Beşinci Modülün Girdi ve Çıktıları 45

Şekil 65. MATLAB R2020b Sürümü ve Yazılımın Ekran Görünümü 56
Şekil 66. OpenVSP 3.24.0 Sürümü ve Elde Edilmiş Geometri Örneği 56
Şekil 67. OpenVSP 3.24.0 Sürümü ile Elde Edilmiş Aerodinamik Çıktılar 57
Şekil 68. XFOIL Yazılının Analiz ve Sonuç Görüntülerinden Bir Örnek 57
Şekil 69. GRABIT Yazılımı Kullanılarak Eğri Uydurma (Curve Fitting) İşlemi 58
Şekil 70. SU2 6.6.2 Sürümü İle Gerçekleştirilen Bir Analizden Görünümü 58
Şekil 71. F-16 Genel Datalarının Sisteme Tanımlanması (Birinci Modül) 61
Şekil 72. F-16 Kanat Profili Bilgilerinin Sisteme Tanımlanması (İkinci Modül) 64
Şekil 73. Gerçek Airfoil Geometrisi ile HAKTAS Sonucunun Kıyaslanması 64
Şekil 74. Kanat Profilinin Performans Değerleri ile Sistem Sonuçlarının Kıyaslanması 65
Şekil 75. F-16 Kanat Datalarının Sisteme Tanımlanması (İkinci Modül) 66
Şekil 76. F-16 Kanat Gövde Boyunun Sisteme Tanımlanması (İkinci Modül) 66
Şekil 77. F-16 Kanat Kuyruk Boyutlarının Sisteme Tanımlanması (İkinci Modül) ... 67
Şekil 78. Gerçek F-16 Geometrileri ile Sistemin Verdiği Çıktıların Karşılaştırılması 68
Şekil 79. Sistemin F-15 Konfigürasyonu İçin Ürettiği Skeç Geometriler 69
Şekil 80. Sistemin Kanard Konfigürasyonu İçin Ürettiği Skeç Geometriler 69
Şekil 81. F-16 Motor Modelinin Sistemden Seçilmesi (Üçüncü Modül) 70
Şekil 82. Hava Üstünlüğü Görev Profili 70
Şekil 83. F-16 Taarruz Bilgilerinin Sisteme Tanımlanması (Dördüncü Modül) 71
Şekil 84. İkinci Modüldeki Geometri ile Revize Geometrinin Kıyaslanması 74
Şekil 85. SU2 Aracılığı ile Doğrulama Çalışmaları (C_L ve C_D Hesaplama Grafiği) .. 75
Şekil 86. SU2 Aracılığı ile Doğrulama Çalışmaları Görseli (Mesh, Mach ve C_P Analizi) 76
Şekil 87. Test Parametrelerinin Sisteme Tanımlanması ve Sonuçlar 77
Şekil 88. Detaylı Aerodinamik Modülünden Elde Edilen C_L vs α grafiği 78
Şekil 89. Detaylı Aerodinamik Modülünden Elde Edilen C_D vs α grafiği 78
Şekil 90. HAKTAS ve SU2 Yazılımlarının C_L Değerleri Sonuçları Grafiği 79
Şekil 91. Hava Aracı Performans Modülünü Görünümü (Altıncı Modül) 80
Şekil 92. Seçilen İrtifada Hava aracının P/W – Hız ve D/W – Hız Değerleri Grafikleri 81
Şekil 93. P/W – Hız Değerleri Grafiği 81

Şekil 94. D/W – Hız Değerleri Grafiği 82
Şekil 95. Tırmanma Oranı-Hız ve Tırmanma Açısı-Hız Grafiği 83
Şekil 96. Tırmanma Oranı-İrtifa ve Tırmanma Açısı-İrtifa Grafiği 84
Şekil 97. Maksimum G (Load Factor) – Hız Grafiği (V-n Grafiği) 84
Şekil 98. Maksimum G (Load Factor) – Hız Grafiği Yorumları 85
Şekil 99. Hız- Minimum Dönüş Yarıçapı ve Hız- Yük Faktörü Grafiği 86
Şekil 100. Hıza Karşılık Maksimum Dönüş Oranı Grafiği 86
Şekil 101. Seçilen Görev Profiline Göre Tüm Adımlardaki Gros Ağırlık Değişimi 87
Şekil 102. Seçilen Görev Profiline Göre Tüm Adımlardaki Toplam Yakıt Tüketmi ... 88

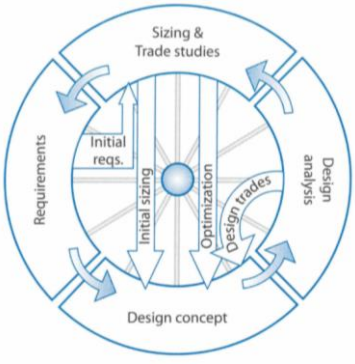
GİRİŞ

Hava aracı tasarım süreci, ürün geliştirme sürecinin önemli adımlarından biri olmakla birlikte aerodinamik, yapısal, kontrol, aviyonik ve itki sistemleri gibi birçok disiplini bünyesinde barındıran karmaşık bir süreçtir. Hava araçlarının tasarımı; genel olarak Kavramsal, Ön ve Ayrıntılı tasarım olmak üzere üç aşamadan oluşur [1]. Bu aşamalar aşağıdaki şekilde tanımlanabilir;

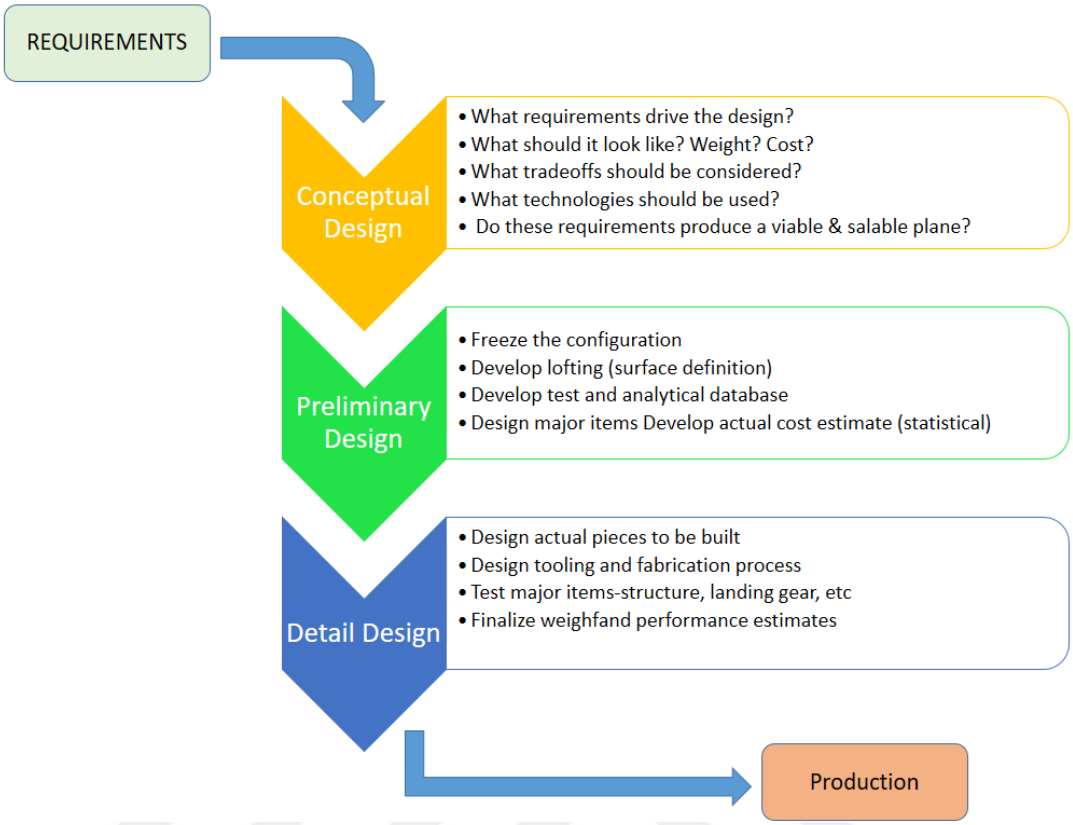
Kavramsal Tasarım: Tasarlanacak hava aracının ihtiyaç duyulan nitelikleri tespit edilerek, nasıl bir araç tasarlanacağına karar verilir. Hava aracının biçimi, ana görevleri, kullanılacak teknoloji ve uygulanacak yeniliklere bu aşamada karar verilir.

Ön Tasarım: Tasarlanacak aracın performans, ağırlık, maliyet gibi çeşitli özelliklerinin kestirimi yapılarak, taşıtın ana hatları ortaya çıkarılır. Büyük değişikliklerin yapılmadığı dondurulmuş bir biçimlendirme ortaya çıkarılır. Bu sırada istatistiksel denklemler yerine daha gelişmiş denklemlerin veya analitik esaslı hesaplamaların işleme katılması ve deneylerin yapılması sağlanır.

Detay Tasarım: En ince ayrıntısına kadar, hava aracının tüm parçalarının tasarımı tamamlanarak seri üretime hazır hale getirilir. Ayrıca detay tasarım, hava aracı üretimde olduğu sürece kullanıcılardan gelen geri beslemelerin yardımı ile çeşitli iyileştirmeler şeklinde devam eder. [2]



Şekil 1. Hava Aracı Tasarım Döngüsü [1]



Şekil 2. Hava Aracı Tasarımının Üç Fazı [1]

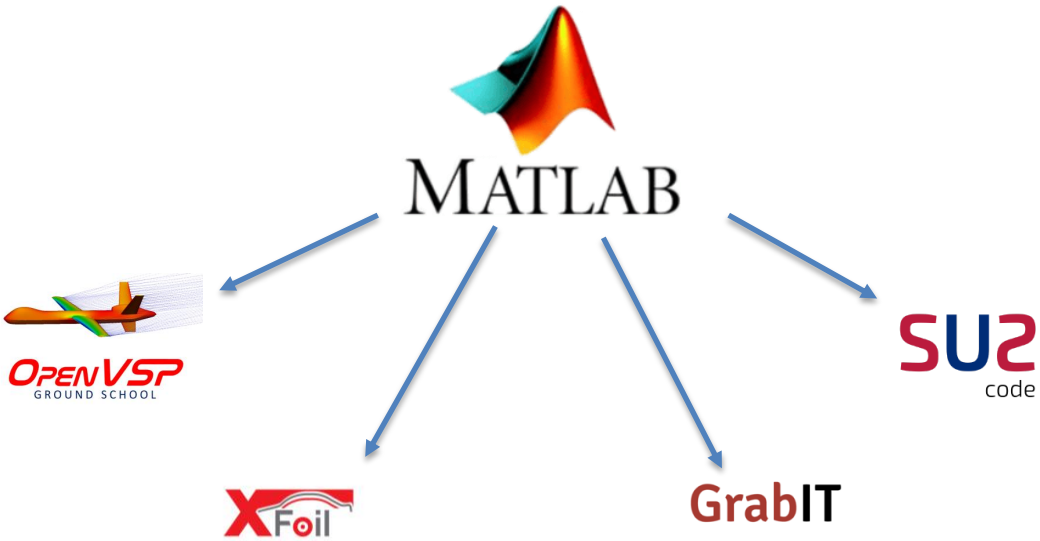
Günümüzde hava aracı tasarımı ve geliştirilmesinde maliyet ön plana çıkmaktadır. Başta ABD Hava Kuvvetleri olmak üzere birçok ülkenin müşteri konumunda bulunan mercileri, maliyeti birincil önemli endeks olarak kullanmaktadır. Aynı performans parametrelerini veren iki aday projeden doğrudan daha az maliyetli olan seçilmekte, hatta performansı çok iyi olduğu halde bazı projeler rafa kalkabilmektedir. Bunlara örnek olarak RAH-66 Comanche projesi [3] ve B-2 Sprit projesi verilebilir. Aynı zamanda Türk Hava Kuvvetleri'nin savaş uçağı seçim ihalesinde F-15, F-14 ve Tornado modelinin daha üstün bir uçak oldukları halde daha maliyet etkin olan F-16'yı seçmesi de örnek olarak verilebilir. [4]

Bu amaca hizmet için 2000'li yıllara yaklaşırken tüm dünyada MDO yaklaşımı (Multi-disciplinary Design Optimization) daha çok gündeme gelmiştir. Bu yaklaşıma göre hava aracı konsept tasarımlarının hızı artacak ve optimum tasarım parametreleri daha hızlı belirlenecektir. [5]

2006 yılında Avrupa Birliği 6. Çerçeve Programları dâhilinde, MDO yaklaşımlı SimSac (Simulating Aircraft Stability and Control Characteristics for use in Conceptual Design)

isimli büyük bir proje başlatıldı. € 5,1 Milyon bütçeli bu projenin ana amacı, entegre bir dijital tasarım ve karar verme ortamı geliştirmek [6], şimdiye kadar bu kapsamda yapılan tüm çalışmaları tek çatı altında birleştirmekti. Bu çalışmanın sonuç olarak CEASIOM yazılı doğmuştur ve konsept tasarım zamanı ve maliyetleri aşağıya çekilmiştir. [7] SimSac projesi ile kullanımda olan ve tüm verileri elde hazır bulunan bazı uçaklar ile CEASIOM yazılımın verdiği sonuçların kıyaslanması suretiyle yazılımın başarım oranlarının hesaplanması da ayrıca hedeflenmiş, sonuçların tatmin edici olduğu ortaya çıkarılmıştır [6].

Tez çalışması kapsamında, yukarıda bahsi geçen işlevleri görebilecek ve kavramsal tasarım aşamasının zamanını ve maliyetini düşürecek parametrik bir yazılım üzerine çalışılmış, **HAKTAS** (**H**ava **A**racı **K**avramsal **T**asarım ve **A**naliz **S**istemi) yazılımı ortaya çıkarılmıştır. MATLAB ana çatısı altında; XFOIL, OpenVSP, SU2 ve Grabit gibi yazılımlar kullanılarak oluşturulan bu sistem, girdi olarak uçak tipi ve sınıfı, motor tipi ve sınıfı, kanat tipi, motor adedi, hedeflenen faydalı yük (payload), açıklık oranı (aspect ratio), hız, yükseklik ve menzil değerleri, kanat profil (airfoil) bilgileri, kanat profili açı bilgileri, reynold sayısı, kanat açı değerleri, kuyruk tipi ve kuyruk açı değerleri gibi bilgileri girdi olarak kullanmaktadır. Çıktı olarak ise boş ağırlık, gerekli yakıt miktarı, maksimum kalkış ağırlığı (MTOW), yakıt tüketim oranları, itki/sürtünme oranları (Lift to Drag ratio), C_L ve C_D değerleri gibi birçok kıymetli bilgi sunmaktadır.



Şekil 3. HAKTAS Yazılım Destek Ağacı

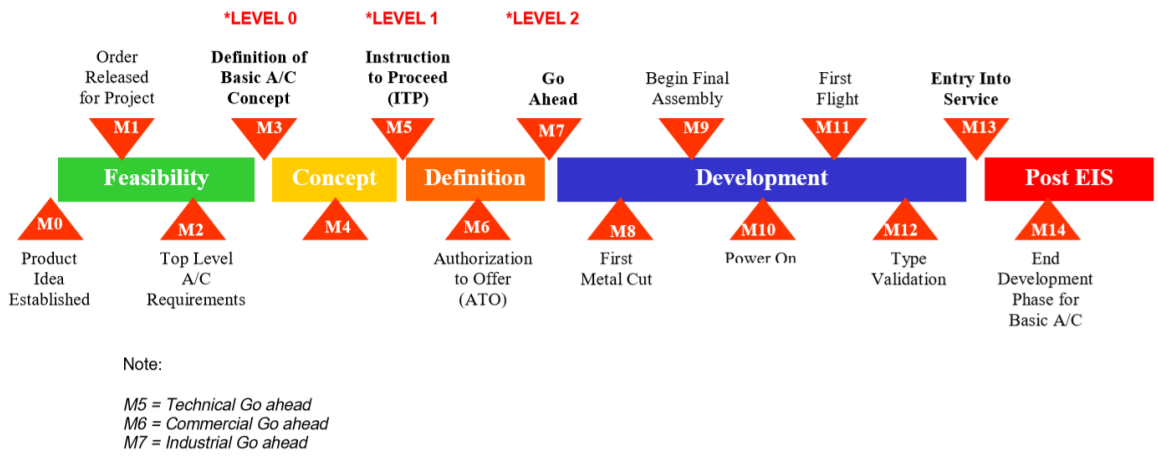
1. BÖLÜM

GENEL BİLGİLER VE LİTERATÜR ÇALIŞMASI

1.1. Genel Bilgiler ve Problemin Durumu

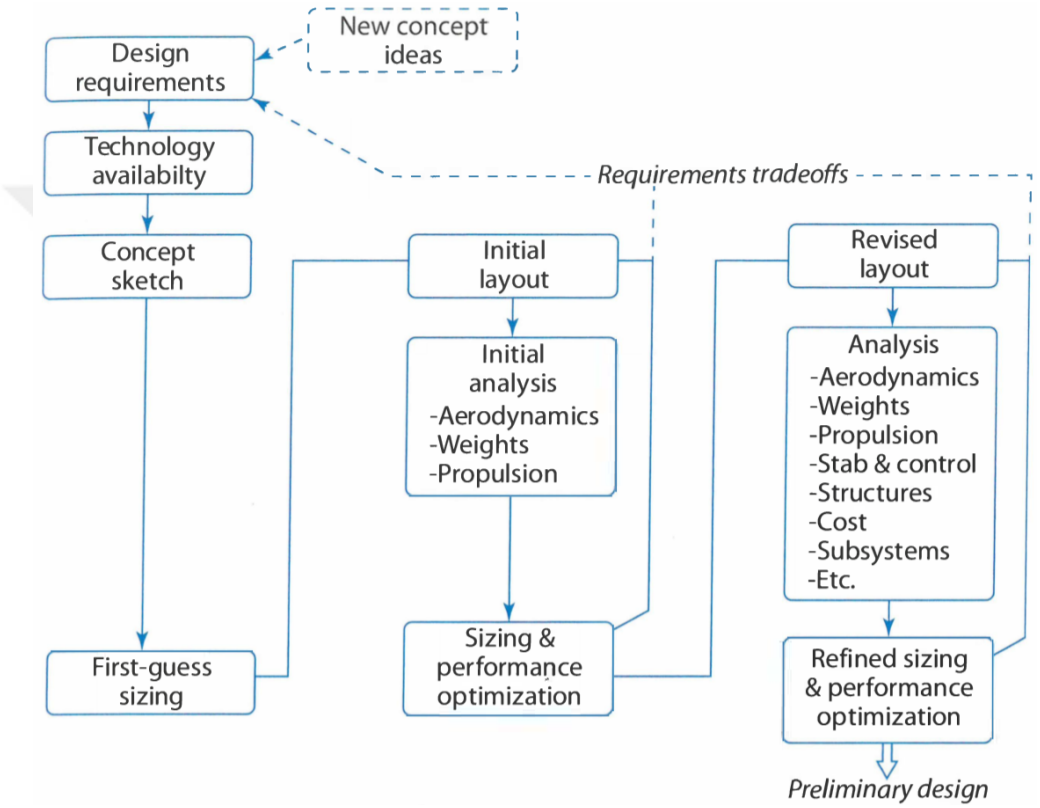
Hava aracı tasarlanırken müşteri isterleri ön planda tutulmakla birlikte tasarımın inovasyon, verim ve kalite boyutu da göz önünde bulundurulmaktadır. Bu süreçte ampirik ve sistematik birçok yöntem kullanılmakla birlikte günümüzde artık bilgisayar destekli yazılımlar ön plana çıkmıştır. Bu yazılımların bir kısmı firmaların ihtiyaçlarına göre "in-house" olarak geliştirilmektedir. Tasarım aşamasında bir biri ile çelişen isterler veya bir birini etkileyen ya da tetikleyen isterler müşteri tarafından gereksinim olarak tanımlanabilir. Geliştirilen bu yazılımların bir amacı da henüz iş geliştirme aşamasındayken bu hesaplamaların doğru yapılması, çelişen isterlerin tespitidir. Çünkü ilerlemiş bir tasarımda bu isterleri geri döndürmenin maliyeti oldukça yüksek olabilmekle birlikte teknik açıdan imkânsız da olabilmektedir. [8]

Aşağıdaki diyagram, AIRBUS firmasının ürün geliştirme sürecinde kullanmış olduğu prosesleri ve çeki taşlarını göstermektedir. [9]



Şekil 4. Airbus Ürün Geliştirme Süreci

Görülebileceği gibi fizibilite aşamasından hemen sonra “Konsept Tasarım” aşaması icra edilmektedir. Bu aşamada müşteri isterleri göz önünde tutularak performans parametreleri, aerodinamik parametreler, ağılık parametreleri, gürültü parametreleri belirlenir, birçok detay hesaplama yapılır ve bir boyutlandırma çıktısı ve geometri elde edilir. Bu faz, ilerleyen fazlardan bazı geribildirimler de alarak yeniden hesaplanıp farklı iterasyonlardan sonra nihai haline erişir ve “Konsept Tasarım” fazı dondurulur.



Şekil 5. Hava Aracı Kavramsal Tasarım Süreci [1]

Daniel P. Raymer’in Aircraft Design kitabında bahsettiği gibi hava aracı konsept tasarım fazı birçok iterasyonu ve fazı bünyesinde barındırır. Aerodinamik, ağırlık, itki, yapısallar ve boyutlandırma hesapları bir birini etkileyen ve gerekirse değiştiren adımlardan meydana gelmektedir.

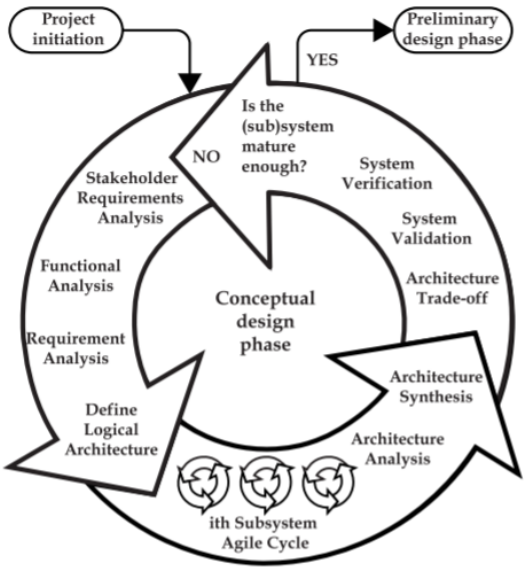
Henüz detaylı tasarım aşamaları başlamadan önce müşteri isterleri göz önüne alınarak bir ön tasarım yapabilmek, firmaların yüz yüze geldiği önemli bir sorundur. Bu aşamada, daha doğru adımlar atılabilmesi için bu tür yazılımların geliştirilmesi gerekmektedir. Birçok firma, bu problemin çözümü için aynı yönteme ancak farklı araçlara yönelmiştir. [10]

1.2. Araştırmanın Amacı

Araştırmacının amacı, müşteri isterleri ile tasarımcının girdilerini kullanan, bu girdilere göre olası sonuçlarını henüz tasarımın başındayken tasarımcıya sunan ve gerekli bazı optimizasyon işlemlerini gerçekleştiren bir yazılımın oluşturulmasıdır. Detay tasarım sürecine girdi sağlayacak bir ön tasarım yapmak, bununla birlikte aerodinamik, performans, ağırlık ve geometri optimizasyonun yapılması bu araştırmanın amaçlarından bir diğeridir.

1.3. Araştırmanın Önemi

Potansiyel müşterilerin beklentileri doğrultusunda tespit edilen tasarım isterleri, ürün geliştirme programının ana girdileridir. Geliştirilecek hava araçları bu isterlere göre geliştirilir. Ancak hava aracının kullanıcısı konumunda olan müşteri ile müzakere aşamasında, isterler anlık olarak sorgulanamayabilir, bir biri ile çelişen isterler kısa sürede anlaşılamayabilir ya da isterler yanlış tanımlanabilir. İsterlerin yani girdilerin hızlı bir şekilde tanımlanıp olası sonuçlarının da izlendiği bir sistem ihtiyacına yanıt verebilmek için HAKTAS yazılımı geliştirilmiştir. Bu yazılım, sadece isterleri sorgulamamakta, ayrıca isterleri olması gereken limitler dahilinde optimize etmektedir. Girilen değerler dahilinde "sketch" boyutunda bir de 3D çizim sunmaktadır. [11] Bu da henüz müzakere aşamasında, ortaya çıkacak hava aracı ile ilgili görsel bir farkındalık sunmaktadır.



Şekil 6. Hava Aracı Kavramsal Tasarım Döngüsü [12]

Bu tür yazılımları hava aracı üreticisi ve geliştiricisi firmalar kullanmakta olup genellikle şirket ihtiyaçlarına yönelik “in-house” olarak geliştirilirler. Bu teze konu olan HAKTAS yazılımı da “in-house” olarak akademik amaca hizmet edecek şekilde geliştirilmektedir. Modül tabanlı geliştirilecek olan bu sistem, uzun yıllar sonra nihai haline ulaşacak olup bu teze konu olan kısmı sadece ilk 6 modülüdür. Diğer modüllerin geliştirilmesi süreci, yıllara sari olarak devam edecektir.

Airbus, Boeing ve Lockheed Martin gibi havacılık firmaları, kendi kullanımlarına özel yazılımlar geliştirmiştir. Bu tür “in-house” yazılımları satın almak ya da internetten indirmek mümkün değildir. Ayrıca bu tür yazılımlar hakkında bilgiye erişmek de pek mümkün olmamaktadır.

Bununla birlikte bilinen birkaç paket yazılım da bulunmaktadır. European Commission tarafından araştırma faaliyetlerini desteklemek amacıyla geliştirilen **AGILE** isimli yazılım, Standford Üniversitesi tarafından geliştirilen **SUAVE** isimli yazılım ve yine European Commission tarafından araştırma faaliyetlerini desteklemek amacıyla geliştirilen ve SimSac projesinin bir çıktısı olan **CEASIOM** isimli yazılım ücretsiz olarak kullanıcılara sunulmaktadır. Ancak bu yazılımların bazı kısıtları ve kullanım zorlukları mevcuttur. Bu sıkıntılar ve kısıtlardan aşağıda detaylı olarak bahsedilmiştir. Ayrıca DAR Corporation tarafından geliştirilen **AAA** (Advanced Aircraft Analysis) isimli bir de ticari yazılım bulunmaktadır. Bu yazılımlar hakkındaki detaylar, literatür çalışması başlağının altında verilmiştir.

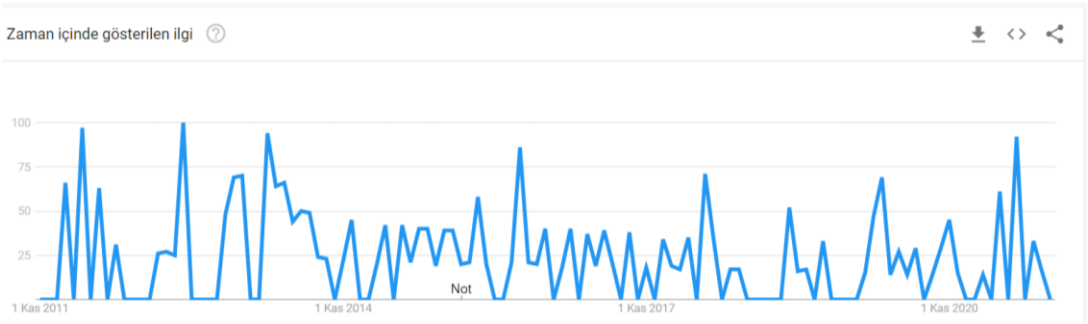
Giriş bölümünde bahsedilen MDO yaklaşımı ve buna paralel geliştirilen birçok proje, günümüzde bu tür kavramsal tasarım çalışmalarının sistematik bir biçimde gerçekleştirilmesini ve kavramsal tasarım süresinin kısaltılmasını ve veriminin arttırılmasını hedeflemektedir. [5] SimSac isimli proje ve akabinde ortaya çıkan CEASIOM yazılımı da bu amaçlara hizmet etmektedir. [6,7]

1.4. Literatür Çalışması

1.4.1. Akademik Çalışmalar

Kavramsal tasarım ve kavramsal tasarımda sistem kullanımına yönelik çalışmalara sıklıkla rastlanmaktadır. Google arama trendlerine göre bu konu 2000’li yılların

başından beri pupülerliğini korumaktadır. Şekil 7'de verilen grafik, bu konunun popülerliğinin son 10 yıldaki değişimini göstermektedir. [37]



Şekil 7. 2011-Günümüz Arasında "Kavramsal Tasarım Sistemi" Konulu Google Arama Trendi

Günümüzde akademik olarak daha çok MDO metodolijisine odaklanılmış, kavramsal tasarımda optimizasyon kabiliyetlerinin iyileştirilmesi yönünde çalışmalara önem artmıştır. [38] Ayrıca kavramsal tasarım aşamasında kullanılan ve tasarımcıyı yönlendiren sistemlerin etkinliği üzerine araştırmalar yapılmış, faydaları ortaya koyulmuştur. [39] Bununla birlikte literatürde, aerodinamik hesaplamalardan kontrolcü tasarımlarına, geometri optimizasyonundan itki sistemleri tasarımına kadar bir çok alanda kavramsal tasarımda sistem kullanımına rastlanmaktadır.

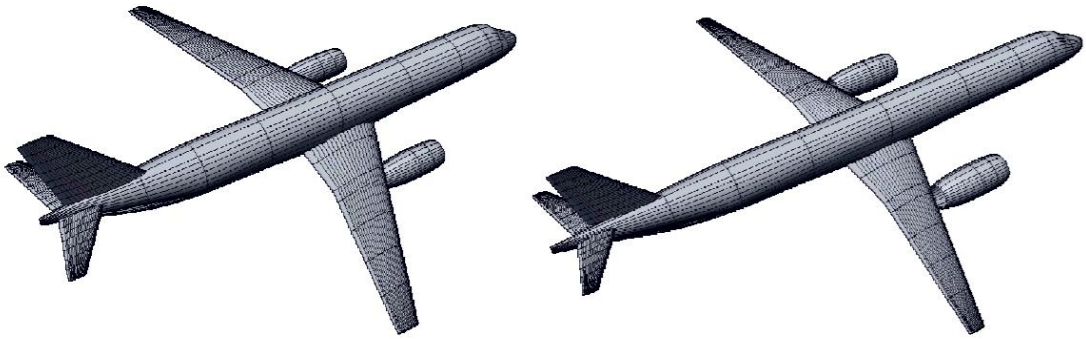
Stan Guidera ve Scot MacPherson, geleneksel CAD tasarım sistemleri kullanmanın yanı sıra, kavramsal tasarıma özel geliştirilen ve skeç geometri veren yazılımların tasarımcıya olan etkilerini araştırmıştır. Tasarımın erken evrelerinde kullanılan böyle bir yazılımın, tasarımcıyı daha doğru ve daha efektif yönlendirdiğini, ayrıca CAD yeteneklerinin daha da geliştirildiğini ortaya koymuştur. [39]

Woo-Sun Park ve arkadaşları, bir kavramsal tasarım aracı geliştirerek bir uydunun boyutlandırılması, güç gereksinimi ve ağırlık tahmini gerçekleştiren bir sistem oluşturmuşlardır. HAKTAS yazılımı gibi farklı yazılımların ve algoritmaların bir birine entegre edilmesi ile oluşturulan sistemler kavramsal tasarım aşamasında efektif bir şekilde kullanılmaktadır. [40]

Tuğrul Oktay ve arkadaşları, optimum gövde sürükleme katsayısının tahmini için yazılımlar ve algoritmalar kullanılmış ve rüzgar tünelinde daha önce yapılan deneysel sonuçlardan elde edilen ve gövde geometrisine bağlı olarak değişen gövde sürükleme

katsayısı verileri kullanılarak kavramsal tasarım optimizasyonu gerçekleştirmiştir. Çalışma kapsamında, rüzgâr tünelinde önceden yapılmış deneysel çalışmalar neticesinde elde edilen gövde şekillerine göre gövde sürükleme katsayısının değişim verileri ile Yapay Sinir Ağları eğitilmiştir. Sonuç olarak sistem, şekil değerlerine göre gövde sürükleme katsayısını tahmin edebilecek yeteneği ve çeşitli değişkenleri içeren optimizasyon problemlerini çözme yeteneği kazanmıştır. [41]

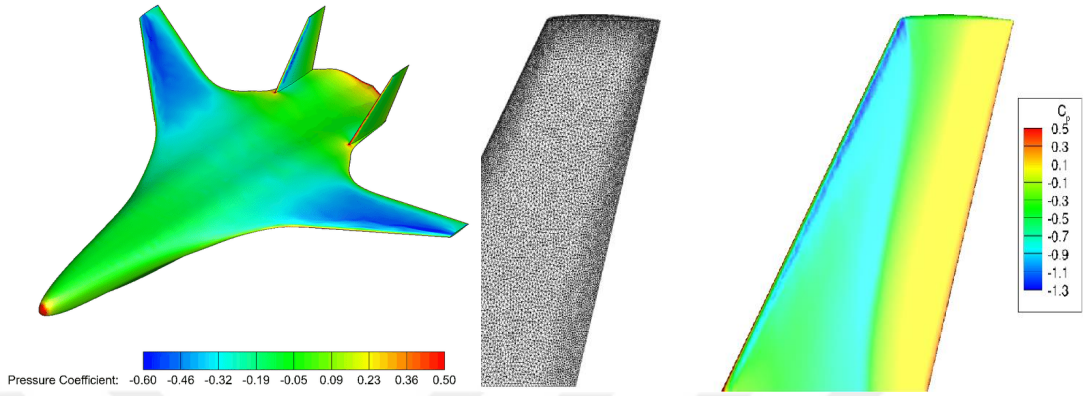
Daniel P. Raymer, 20 yılı aşkın sürede geliştirdiği ve 30.000 satırdan fazla kod ile oluşturduğu, ayrıca ticarileştirdiği bir kavrasam tasarım yazılımı oluşturmuştur. Bu teze konu olan HAKTAS yazılımı gibi, bashi geçen bu yazılım da Raymer'in *"Aircraft Design: A Conceptual Approach"* kitabı temel alınarak oluşturulmuştur. Bu yazılım ile tasarım, boyutlandırma, aerodinamik, ağırlık, itki, stabilite, performans, optimizasyon ve maliyet analizleri yapılabilmekte, dolayısıyla tasarımın erken fazlarında tasarımcıya önemli girdiler ve yönlendirmeler yapılabilmekte, tasarımın kalitesi arttırılmaktadır. [42]



Şekil 8. Tasarım Optimizasyonu Örneği (Öncesi ve Sonrası) [42]

Trent Lukaczyk ve arkadaşları, yapmış oldukları araştırmada geleneksel olmayan, alışılmışın dışında konfigürasyonlara sahip hava araçlarının kavramsal tasarım aşamasında SUAVE isimli aracı kullanmıştır. Bu makalede, ses altı ve üstü rejimler için aerodinamik analizler, statik ve dinamik kararlılık optimizasyonu, ağırlık tahmini, kalkış iniş alanı hesaplamaları ve hava aracı performansı gibi analizler gerçekleştirilmiştir. Bu çalışmaları, halka açık olan datalar kullanılarak Boeing 737, Embraer E190 ve Concorde uçaklarında test edilmiştir. Sonuçların %2,5 – 3 aralığında doğru çıktığı gözlenmiştir. Bununla birlikte CFD çalışmaları ve aeroelastisite

çalışmaları da bu kavramsal tasarım aracının yetenekleri arasında olduğu gösterilmiştir. [43]



Şekil 9. SUAVE Yazılımı Üzerinde Gerçekleştirilen CFD Analizleri [43]

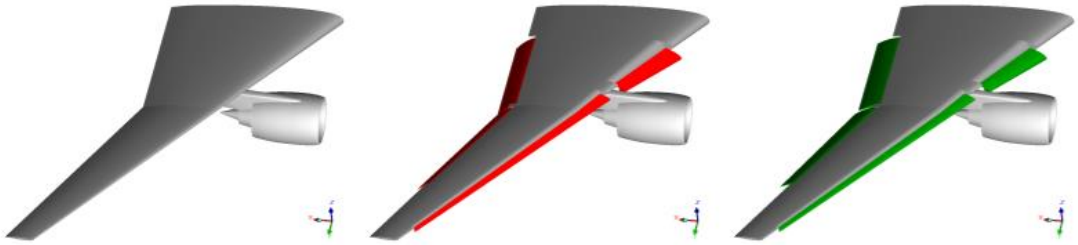
Tablo 1. Embraer E190 Datalarının Gerçek Değerleri ve Suave Sonuçlarının Kıyaslanması

Parameter	E190 Public Data[32,33]	SUAVE Result	Difference
Empty Weight [kg]	27837	27034	-823kg, -3%
Balanced Field Length [m]	1830	1784	-46m, -2.5%
Factored Landing Distance [m]	1244	1277	+33m, +2.6%

Emilio Botero ve Juan J. Alonso, hem sabit kanat hem de döner kanat İHA'larının kavramsal tasarım çalışmalarında SUAVE isimli kavramsal tasarım aracını (Bölüm 1.5.3'de datayları verilmiştir) kullanarak sonuçların gerçek değerlere yakınsandığı göstermişlerdir. Analiz, tasarım ve optimizasyon kabliyeti olan bu kavramsal tasarım aracı bu çalışmada; aerodinamik optimizasyon, ağırlık tahmin, görev profili ve enerji sistemlerinin tasarımı için kullanılmış olup bu yazılıma batarya ve güç sistemleri ile ilgili geliştirmeler de eklenerek gerçek bir İHA üzerinde sonuçlar gösterilmiştir. Havada kalma süresi ve aerodinamik karakteristiklerin gerçek değerler ile tutarlı olduğu gözlenmiştir. [44]

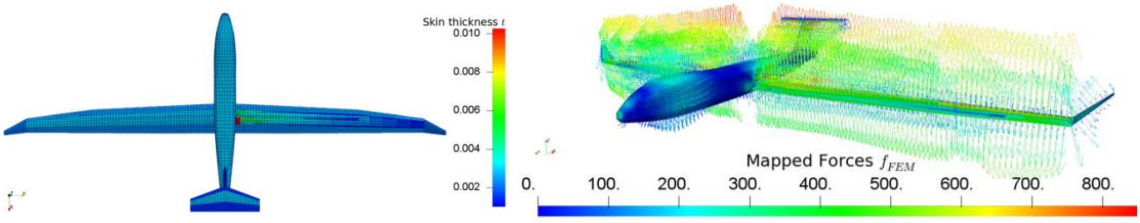
D. Charbonnier ve arkadaşları, AGILE kavramsal tasarım yazılımını kullanarak optimize edilmiş bir hava aracı için (DC2) detaylı CFD analizleri gerçekleştirmiştir. Taşıma kuvvetlerinin detayları hesaplanmış olup yüksek çözünürlüklü RANS (Reynolds-Averaged Navier-Stokes) analizleri gerçekleştirmiştir ve kanat, gövde , paylon, nasel ve motor gibi komponentler bir araya getirilerek analize tabi tutulmuştur. Sonuçlara göre, tasarlanan uçağın kalkış esnasında ve düşük hücüm açılarında stall'a

girdiği, 0,25 Mach ve üzeri hızlarda ise yüksek hücum açılarında itkinin yetersiz kalabileceği, bu kavramsal tasarım yazılımı üzerinden gösterilmiştir. [45]



Şekil 10. Çalışmada Kullanılan DC2 Uçağının Kalkış, İniş ve Seyrüsefer Durumundaki Kanat Konfigürasyonları [45]

J.N. Walhter ve arkadaşları, hava aracı tasarımında artık multidisipliner yapıların çok daha sık çalışması gerektiğini, ürün risklerini azaltmak için tasarımın erken safhasında entegre bir kavramsal tasarım sisteminin kullanılmasını gerektiği belirtmiştir. AGILE yazılımı, bu amaca hizmet etmek için Horizon 2020 kapsamında ortaya çıkartılmış ve kullanıma alınmaya başlanmıştır. Çalışma dahilinde statik aeroelastisitenin hesaplanması, Euler tabanlı hesaplamalı akışkanlar dinamiği çalışmaları ve global sonlu elemanlar metodu gibi analizler gerçekleştirilmiş ve bir UAV üzerinde sonuçlar elde edilmiştir. [46]



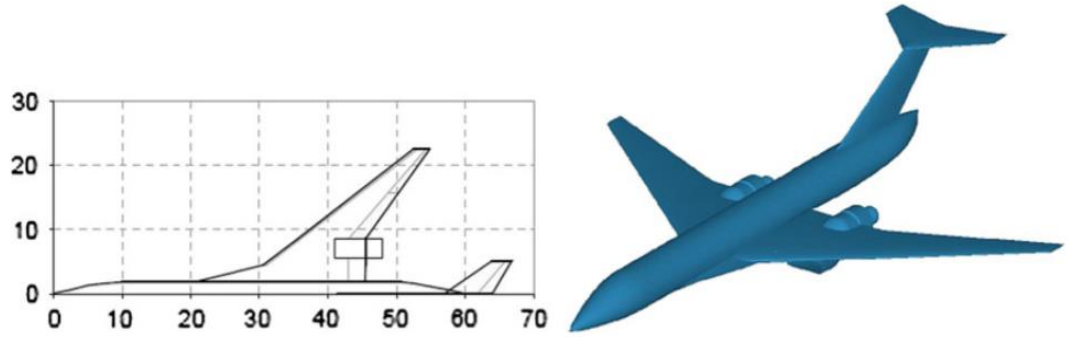
Şekil 11. Makale Kapsamında Gerçekleştirilen CFD Analizi ve Kullanılan FEM Modeli [46]

Imco Van Gent ve arkadaşları, MDO sürecinde AGILE yazılımının kullanımını ve sağladığı faydaları incelemiştir. Çalışmanın sonucunda; detaylı ve kompleks tasarımlarda tasarımın süresini kısalttığı, sistematik kontrol ve hataların ayıklanması kabiliyetinin kazanıldığı ve formül/fonksiyon çalışmalarında otomatik manupülasyona izin verdiği için tasarımı optimize edebildiği ortaya çıkarılmıştır. Bununla birlikte AGILE kavramsal tasarım aracı, farklı modüller eklenmesi ve yeni modül inşaasına izin

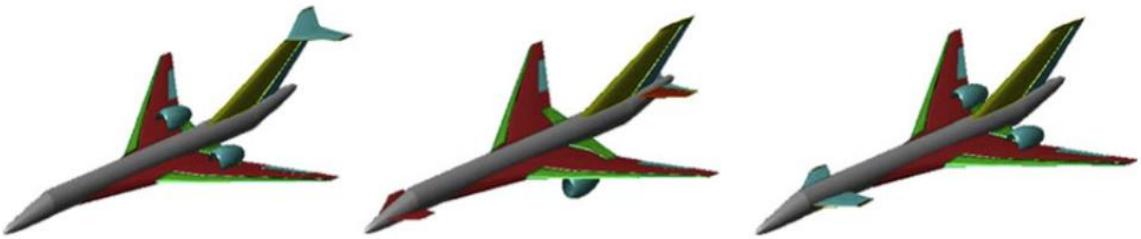
vermesi yönünden oldukça esnek ve amaca özel çözümler sunmakta, kavramsal tasarım sürecini iyileştirmektedir. [47]

Pierluigi Della Vecchia ve arkadaşları, AGILE kavramsal tasarım yazılımına oyun teorisi parametrelerini ekleyerek detaylı bir optimizasyon çalışması gerçekleştirmişlerdir. NGA (Nash-Genetic Algorithm) yaklaşımı olarak bilinen bu metod ile optimizasyon süresinin %30'lara kadar azaltığı gözlemlenmiştir. NGA'nın AGILE yazılımına entegre edilmesiyle ve oyuncu/katılımcı sayısının artmasıyla bu başarının daha da artacağı öngörülmüştür. [48]

Arthur Rizzi ve arkadaşları, 1.5.2 bölümünde detayları verilen CEASIOM kavramsal tasarım yazılımını kullanarak tasarım, sümülasyon ve değerlendirme imkanlarından yararlanılmıştır. Sonuçların doğrulanması için ise SAAB konsepti üzerinden geliştirilen ve TCR olarak adlandırılan hava aracı tasarımı kullanılmıştır. Hem geleneksel yöntemlerle hem de CEASIOM ile çalışma yapılmış olup bir rüzgar tüneli modeli üzerinde testler gerçekleştirilmiştir. Aerodinamik sonuçların, doğrulanmış rüzgar tüneli analizleri ile oldukça uyumlu olduğu gözlenmiştir. [49]



Şekil 12. Temel TCR Konfigirasyonundan Görünüm

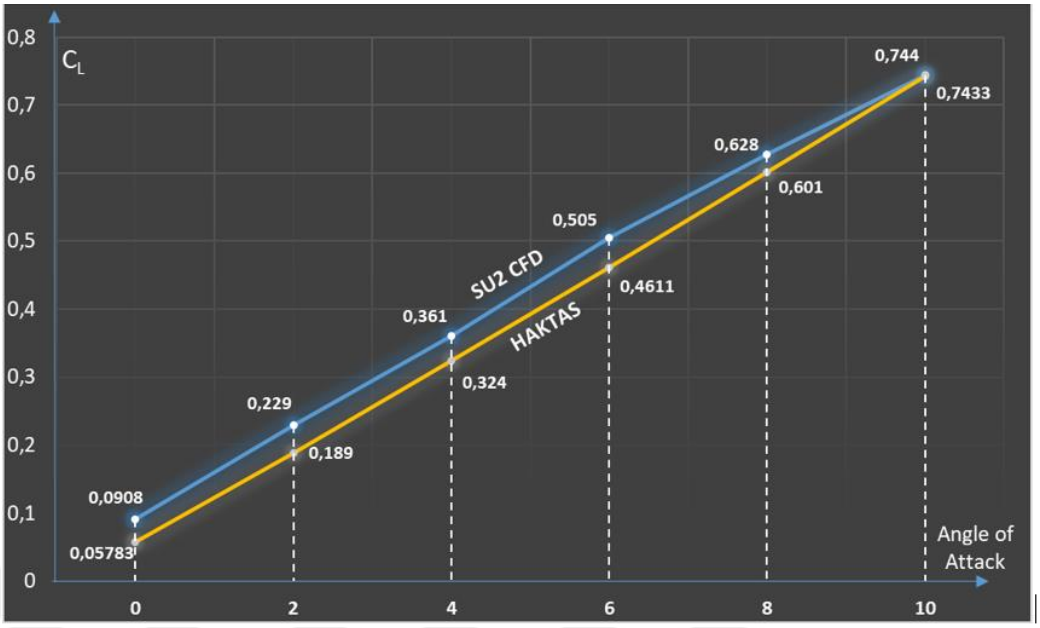


Şekil 13. TCR Tasarımı ve Çalışma Kapsamındaki Gelişimi

Arthur Rizzi ve arkadaşları, CEASIOM kavramsal tasarım aracının verdiği sonuçları doğrulamak ve yeteneklerini analiz etmek için NASA tarafından yayınlanan Boeing 747-100 uçağının sonuçları ile bir dizi kıyaslama gerçekleştirmişlerdir. Boeing 747-100 verileri; DATCOM, TORNADO ve EDGE olmak üç ayrı aerodinamik çözücü ile çalışılmış ve CEASIOM yazılımın verdiği sonuçlara yakın sonuçlar elde edilmiştir. CEASIOM yazılımın bir diğer yeteneği olan trim analizi de bu makalede kapsamında incelenmiş, motor ve kontrol yüzeyi arızası veren uçağın simetrik ve asimetrik trim parametrelerin doğru hesaplandığı gözlenmiştir. [50]

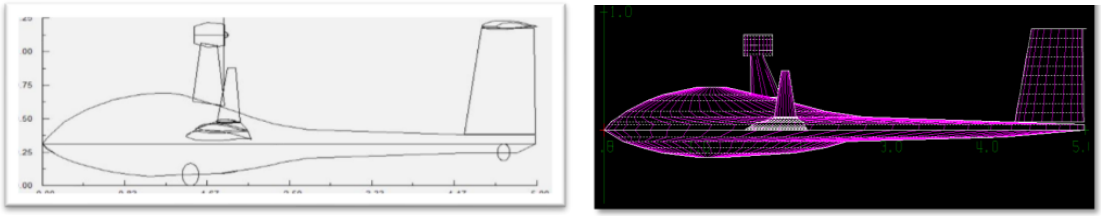
Aidan Jungo ve arkadaşları, CEASIOM kavramsal tasarım aracının CAD, mesh oluşturma, CFD, yapısal analiz ve kontrol analizi yeteneklerini mercek altına almış, bununla birlikte geliştirilmekte olan yeni sürüm için de bazı gözlemler yapmıştır. Yeni versiyonun, CPACS (Common Parametric Aircraft Configuration Schema) formatında dosya yükleme kabiliyeti sayesinde bazı otomatik aerodinamik hesaplama yetenekleri kazanılmıştır. Bu kabiliyetler, özellikle SU2 ile Euler hesaplaması gerçekleştiriken ihtiyaç duyulan uygun ağ çözümü gerekliliği için oldukça kıymetlidir. Makalede, MATLAB Modülünün Python'a dönüştürülmesi ve ağırlık-denge modülünün geleneksel olmayan uçak tipleri için de çalışıyor olması gibi, CEASIOM'un bir sonraki sürümünde gerçekleşmesi gereken revizyonlardan da bahsedilmiştir. [51]

Nesij Ünal ve Tuğrul Oktay, kavramsal tasarım aşamasında sistem kullanımının, kanat profili seçim sürecindeki etkilerini analiz etmiş ve henüz tasarımın erken fazlarında seçilen profillerin yazılım vasıtasıyla uçağın aerodinamik karakteristiklerine olan etkilerini incelemişlerdir. Elde edilen verilere göre, kavramsal tasarım sistemi kullanımının, gerçek bir CFD yazılımın verdiği sonuçlar kadar yüksek çözünürlüklü sonuçlar üretmese de, kavramsal tasarım için yeterli sayılabilecek aerodinamik performans verilerini oldukça kısa zamanlarda elde ettiğini ve tasarımcıyı çok erken fazlarda desteklediğini göstermişdir. Çalışma kapsamında, kavramsal tasarım sisteminin performansı, SU2 CFD yazılının verdiği sonuçlarla kıyaslanmıştır. Gerçek bir CFD yazılımı ile, yüksek performanslı iş istasyonları (HPC) kullanılarak gerçekleştirilen analizler yaklaşık 5 gün sürerken, geliştirilen kavramsal tasarım sistemi ile klasik kişisel bilgisaylar üzerinde sadece 2 saatte sonuçların elde edildiği gözlenmiştir. [52]



Şekil 14. Kavramsal Tasarım Aracı ve SU2 Yazılımın C_L Performans Sonuçları

Mehdi Pedari ve arkadaşları, DG808S kodlu insansız hava aracının dinamik analizleri için 1.5.3 bölümünde detayları verilen AAA (Advanced Aircraft Analysis) yazılımını ve ve AVL (Athena Vortex Lattice) yazılımını kullanmış ve sonuçları kıyaslamıştır. Bu yazılımların verdiği çıktılar üzerine Matlab/Simulink modelleri kurulmuş olup kararlılık ve taşıma katsayısı karakterleri incelenmiştir. Sonuçların birbirine yakın olduğu gözlenmekle birlikte kavramsal tasarım aşamasında tek bir yazılıma bağlı kalmadan bir kaç yazılım ile doğrulama yapılması önerilmiştir. [53]



Şekil 15. DG808S Uçağının AVL ve AAA Yazılımlarından Görünümü

Tablo 2. AAA ve AVL Yazılımlarının Kararlılık ve Kontrol Türev Karşılaştırması

Coefficient	AAA	AVL	% Difference	Unit
C_{L_α}	5.8523	6.186584	5.4	rad^{-1}
C_{m_α}	-0.8964	-0.625219	43.4	rad^{-1}
C_{y_β}	-0.2227	-0.269186	17.3	rad^{-1}
C_{l_β}	-0.0381	-0.045543	16.3	rad^{-1}
C_{n_β}	0.0356	0.029294	21.5	rad^{-1}
C_{y_p}	-0.0250	-0.039841	37.3	rad^{-1}
C_{l_p}	-0.5234	-0.674327	22.4	rad^{-1}
C_{n_p}	-0.0863	-0.046667	84.9	rad^{-1}
C_{L_q}	6.0712	8.090753	24.9	rad^{-1}
C_{m_q}	-34.8968	-29.288431	19.1	rad^{-1}
C_{y_r}	0.0831	0.088661	6.3	rad^{-1}
C_{l_r}	0.1422	0.111718	27.3	rad^{-1}
C_{n_r}	-0.0220	-0.015790	39.3	rad^{-1}

Kurt Schueler and Steven Smith, AAA yazılımın detayları hakkında kapsamlı bir teknik rapor oluşturup yazılımın kabiliyetleri hakkında bilgi vermiştir. Bu kaynakta, yazılımın Unix tabanlı çalışmasından, oldukça kullanıcı dostu oluşundan, gelişiminin hala devam etmesinden ve sağladığı kolaylıklardan bahsedilmektedir. Bununla birlikte çeşitli tasarım ve analiz yöntemlerini tek bir sistemde birleştirdiğinden, dolayısıyla girdi ve çıktı ilişkisninin kolaylıkla anlaşılabilir olduğundan ve yazılımın kullandığı yöntemlerden bahsedilmiştir. Geometri, ağırlık ve denge, performans analizi, itki performansı, aerodinamik analiz ve maliyet analizi kabiliyetleri hakkında bilgiler verilmekle birlikte kavramsal tasarım aşamasında böyle bir sistemin kullanılmasının tasarım süreçlerine olan olumlu etkileri vurgulanmıştır. [54]

1.5. Yazılım Çalışmaları

1.5.1. AGILE Yazılımı

Açılımı "Aircraft 3rd Generation MDO for Innovative Collaboration Heterogeneous Teams of Experts" olup deneme sürümü ücretsiz, ful sürümü ise ücretli olarak sunulan bir yazılımdır. Avrupa Birliği destekli olarak "Instude of System Architecture in Aeronautics" enstitüsü öncülüğünde geliştirilmiştir. Leonardo, Airbus ve Bombardier gibi havacılık kuruluşları da konsorsiyumun içerisindedir. [13] Linux Mint 18.1 işletim sisteminde çalışmaktadır. Üç ayrı çalışma opsiyonu bulunmaktadır; ilki internet

üzerinden “online çalışma”, ikincisi “virtual machine” kullanımı ile ve son opsiyon “gerçek makine” kullanımı iledir.

Yazılımın toplam dosya boyutu yaklaşık olarak 10 GB mertebelerinde olup çalışması için ayrı bir “virtual machine” programına ihtiyaç duymaktadır. Çalışırken arka planda Linux-VM programını da açmaktadır. Ayrıca program, bir birinden farklı 9 alt programdan oluşmakta olup her birinin ayrı ayrı kurulması gerekmektedir (Kadmos, Optimus, RCE, Vistoms, Agile Framework, CPACS, Id8, Brics, SMR) [14].

Yazılımları bir bir kurmak ve kurulum esnasında bir birine bağlamak oldukça zor bir prosesdir. Bu işlem ise bir biri ile konuşmayan ve senkron olmayan data sorunlarını da beraberinde getirme riski taşımaktadır. Yazılımın 4 ana modülü bulunmaktadır;

- Aerodynamics
- Structures
- Propulsion
- Performace

Agile , geniş bir hava aracı veri havuzuna sahip olup işlemlere başlamadan önce hazır hava araçları kütüphaneden çağrılabilir. (Örn: Box-Wing yada MALE UAV) Program hala geliştirilme aşamasında olup tüm ihtiyaçları henüz karşılayamamaktadır. [15]



Şekil 16. AGILE Yazılımdan Bir Görünüm

1.5.2. CEASIOM Yazılımı

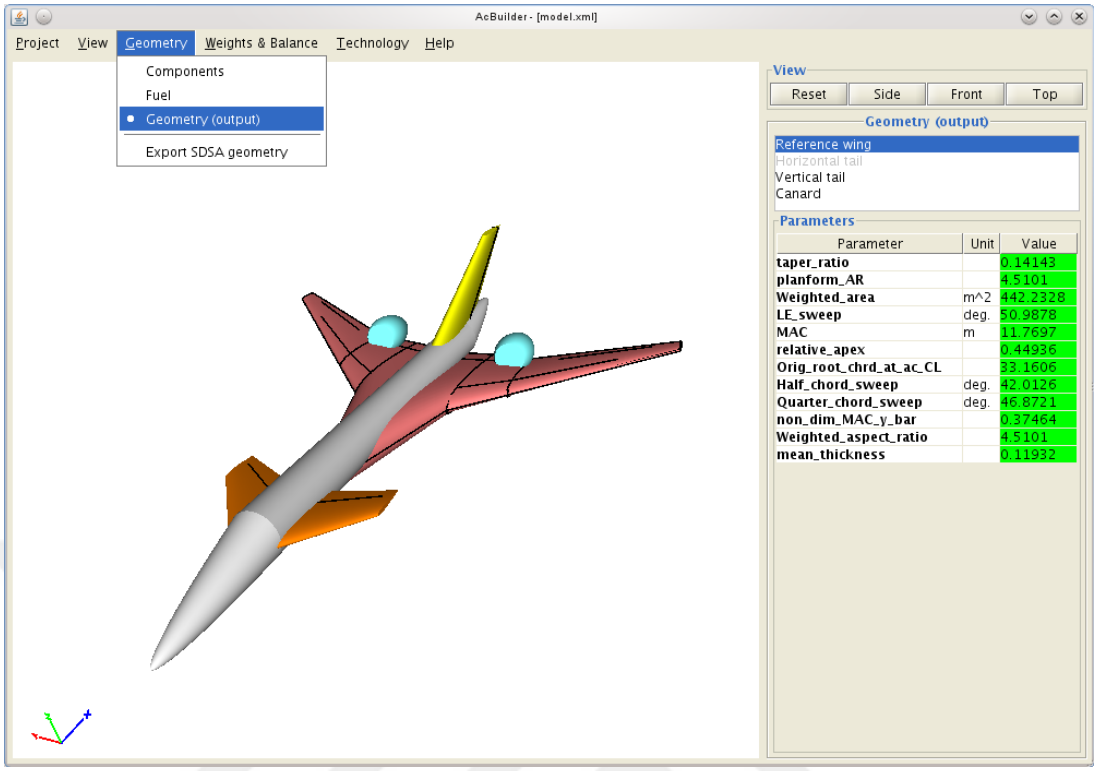
Açılımı “Computerized Environment for Aircraft Synthesis adn Integrated Optimization Methods” olup “CFS Engineering” öncülüğünde geliştirilmiştir. AGILE gibi Avrupa Birliği tarafından araştırma faaliyetlerini desteklemek amacıyla geliştirilmiş ücretsiz bir yazılımdır. AcBuilder, SUMO, AMB, Propulsion, SDSA, NeoCASS ve FCSDT olmak üzere 7 ayrı alt yazılımdan oluşur [16]. MATLAB tabanlı olarak başlanmış ancak ilerleyen süreçte Python tabanlı olarak devam etmiştir. MATLAB olarak kullanılmak istenirse, R2013 versiyonundan daha önceki sürümlerde çalışmak gerekmektedir. Hem Windows hem de Linux ortamında çalışabilmektedir. İçerisinde;

- Performans
- İtki/Motor
- Aerodinamik CFD
- Geometri / Boyutlandırma
- Uçuş Kontrol
- Yapısal
- Yük
- Ağırlık ve Denge

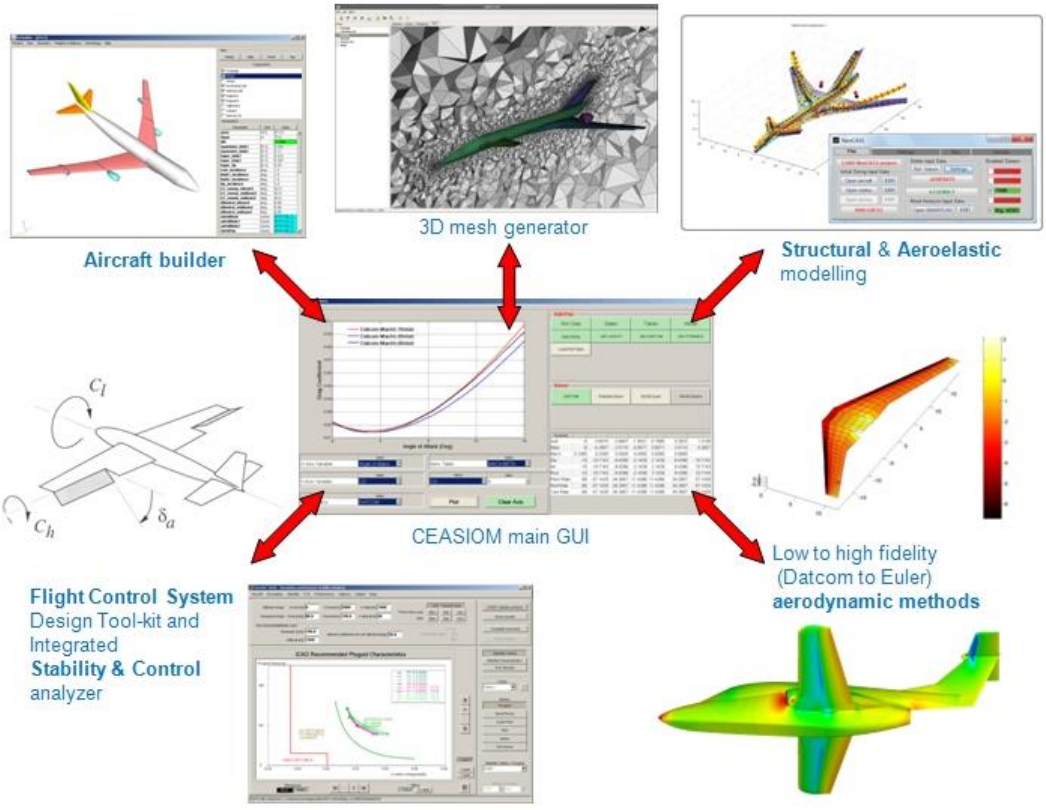
modülleri bulunmaktadır. [17] Yazılım doğrudan indirilip kullanılabilecek bir formatta değildir. Dosyalar indirildikten sonra bir dizi hazırlama ve ek Pyton kütüphanelerinin kurulması gerekmektedir. Hazırlama işlemi dâhilinde; “Miniconda” yada “Anaconda” isimli yazılımların kurulması, “Conda Shell” ile gerekli kütüphanelerin internetten indirilerek “RCE Environment” isimli ortam hazırlaması ve aktif edilmesi gibi bir dizi işlem bulunmaktadır.

Yazılımı kurmak ve aktif etmek oldukça zahmetli olup kurduktan sonra doğrudan gereksinimlerin tanımlandığı bir süreç yoktur. Sistemin ilk girişler; geometri oluşturma işlemiyle yada hazır geometrileri sisteme yüklemekle başlamaktadır. Dolayısıyla kullanım amaçları geometriler üzerinden oynamalar yaparak etkilerinin analiz edilmesi yönündedir.

Pyton versiyonu henüz hazır olmamakla birlikte önümüzdeki yıllarda bu yazılımın da AGILE’a dâhil edilmesi planlanmaktadır.



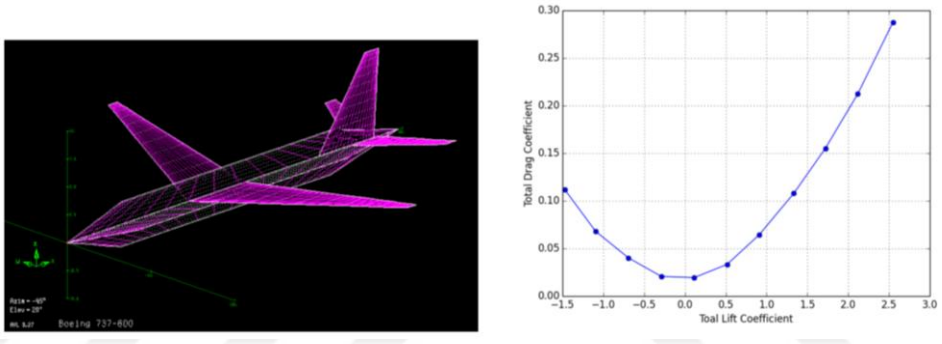
Şekil 17. CEASIOM Yazılımdan Bir Görünüm [17]



Şekil 18. CEASIOM Yazılımın Modülleri [17]

1.5.3. SUAVE Yazılımı

Açılımı “Stanford University Aerospace Vehicle Environment” olup Standford Üniversitesi tarafından geliştirilen ve ücretsiz olarak dağıtılan bir yazılımdır. Python tabanlı geliştirilmiş olup yine Standford Üniversitesi tarafından geliştirilen SU2 ile senkron çalışabilmektedir. Herhangi bir ekstra kütüphane ihtiyacı bulunmamaktadır. Ancak herhangi bir ara yüzü de bulunmamaktadır. Yani scriptler (modül yazılım paketleri) bir biriden bağımsız olup bunları birleştiren kullanıcı dostu bir ara yüz bulunmamaktadır. Bu da kullanım aşamasında zorlayıcı olabilmektedir. Linux işletim sistemi ile çalışmakta olup 9 analiz modülü bulunmaktadır.



Şekil 19. SUAVE Yazılından Bir Görünüm

- Analiz
- Aerodinamik
- Atmosferik
- Maliyet
- Enerji
- Görev
- Gürültü
- Boyutlandırma
- Denge
- Ağırlık

SUAVE yazılımı, birçok uçak türü için kullanılabilmekte olup elektrikli itki sistemlerinden konvansiyonel olmayan geometrilere kadar geniş bir kullanım alanı bulunmaktadır [18] (Örn: Güneş enerjili İHA yada elektrikli bölgesel jet). Yazılım ayrıca çok güçlü bir CFD analizi gerçekleştirebilmektedir. Transsonic ve Supersonic

analiz kabiliyetlerinden dolayı muharip hava araçları için de oldukça kullanışlı bir yazılımdır.

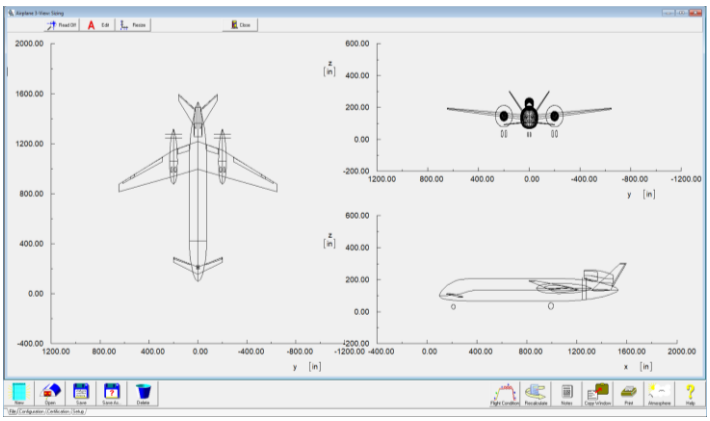
Çalışma mantığı, gereksinimlerin girilmesi şeklinde olmayıp CEASIOM'da olduğu gibi geliştirilmek istenen tasarımın geometrisinin önden belirlenerek yapılandırma dosyasının oluşturulması gerekmektedir. Konvansiyonel olmayan tasarımda bu özellik, kullanıcıyı oldukça zorlamaktadır.

1.5.4. ADVANCED AIRCRAT ANALYSIS Yazılımı

DAR Corporation tarafından geliştirilmiş olup ücretli olarak satılmaktadır. Yazılımın ağırlık, aerodinamik, performans, geometri, itki/motor, kontrol, yük, yapısallar, maliyet analizi, atmosfer ve uçuş şartları gibi oldukça geniş kullanım yelpazesine ait modülleri bulunmaktadır [19]. Yazılım 25 yılı aşkın süredir geliştirilmekte olup bazı havacılık firmalarının ve üniversitelerin envanterinde hali hazırda kullanılmaktadır. [53]

AAA, istenen uçağın stabilitesini ve kontrol türevlerini belirlemek için korelasyonlara dayalı formülasyonlar ve kodlar ile test verilerinin ve teorik tahminlerin bir derlemesi olan ABD Hava Kuvvetleri Dijital DATCOM veritabanından türetilen metodolojileri kullanır. Yüksek Reynold sayılarına sahip insanlı uçaklarda daha güvenilir olup küçük boyutlu uçaklarda performansı düşebilmektedir. [53]

Yazılımın en büyük dezavantajı fiyatı olup satın alındıktan sonra lisans yenileme, bakım/onarım yada yeni modüllerin eklenmesi konusunda da yeni maliyetleri beraberinde getirmektedir. Ayrıca firmaların süreçlerine göre revize etmek de ayrıca bir maliyettir.



Şekil 20. ADVANCED AIRCRAT ANALYSIS Yazılımından Bir Görünüm

2. BÖLÜM

YÖNTEM VE MATERYAL

Bu kısımda, MATLAB tabanında geliştirilen ve yaklaşık olarak 8.000 satır kod yazılarak oluşturan HAKTAS yazılımın detayları bulunmaktadır. İlk kısımda yazılımda kullanılan tabirler ve tanımların ne anlama geldiği incelenecek olup, ikinci kısmda her modülün girdi çıktı ilişkisi ve her modülden ede edilen çıktılar değerlendirilecektir. Yöntem kısmında ise kullanılan formülasyonlardan ve tablo mantıklarından bahsedilecektir.

2.1. Kavramsal Tasarım ve Tanımlar

Sistemi doğru ve efektif kullanmak için sisteme yapılan girdiler ve sistemin sunduğu çıktıların ne anlama geldiğini, kavramların ne ifade ettiğini anlamak gerekmektedir. Dolayısıyla bu kısımda tanımlar açıklanmıştır.

Taarruz (Fighter) Uçağı: Bir ya da birden fazla hava, kara yada deniz hedefini ortadan kaldırmak için geliştirilmiş, bir yada iki mürettebatı olan ve görev profiline göre farklı faydalı yüklerle (ekipman, füze, roket, pod vb.) donatılabilen sabit kanatlı hava araçlarıdır.

İt dalaşı (Dog Fighter) Uçağı: Taarruz uçağının özel bir varyantı olup yüksek hızlara ulaşan ve yüksek g kuvvetleri çekebilen, hava üstünlüğü ve av görevleri için özelleştirilmiş sabit kanatlı hava araçlarıdır. F-16, F-22, Su-27, Erofighter Typhoon örnek olarak verilebilir.



Şekil 21. "İt Dalaşı Sınıfı" Taarruz Uçak Örnekleri - F-16(a), F-22(b), Su-27(c)

Jet Eğitim (Training) Uçağı: Her hangi özel bir görev için geliştirilen sabit kanatlı hava aracının; öncül, daha hafif ve daha küçük özel türevleridir. Bu uçaklar, asıl uçağa geçmeden önce pilotların eğitimlerinin verildiği hava araçları olup iki kişilik uçaklardır. Jet taarruz uçağına hazırlık için üretildiği için yüksek hızlara çıkabilecek şekilde tasarlanmışlardır. T-38, HÜRJET, Leonardo M-346 örnek olarak verilebilir.



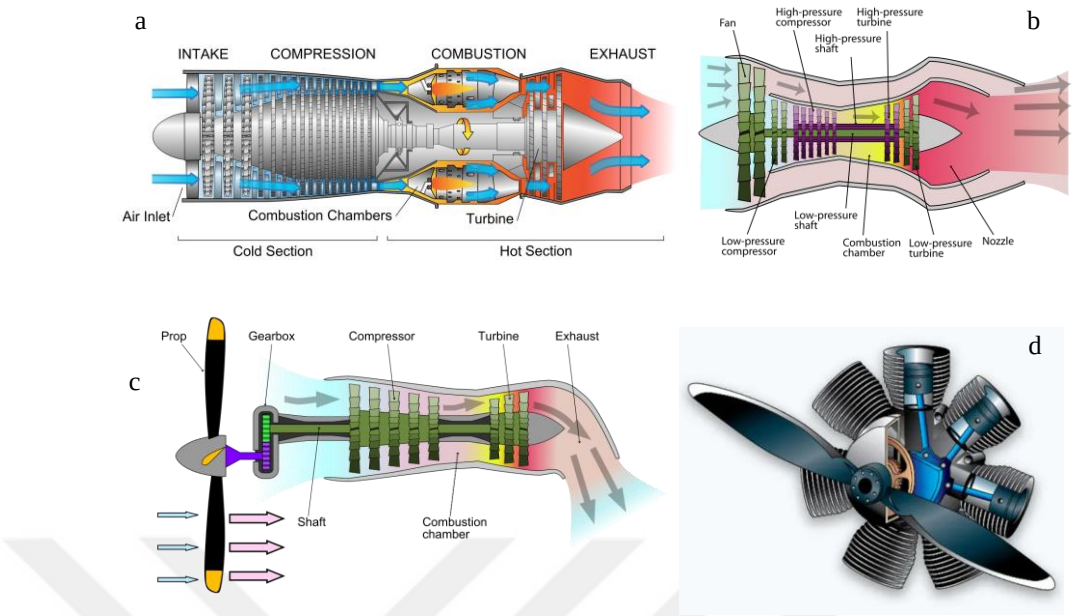
Şekil 22. Jet Eğitim Uçağı Örnekleri- T-38(a), HÜRJET(b), M-346(c)

Atak (Attacker) Uçağı: Taarruz uçağının özel bir varyantı olup yüksek hızlarda uçup havadan yere imha görevleri icra edebilen sabit kanatlı uçaklarıdır. F-4, Harrier GR-1, Mig-27, Mig 29K örnek olarak verilebilir. Artık günümüzde, Dog Fighter ve Attacker uçaklar hibrit olarak üretilmekte olup *(Multi Role)* iki ihtiyaç için farklı ürün geliştirilmesi pek tercih edilmemektedir. *(F/A 18 Hornet, F-15 EX gibi multi role hibrit modeller)*



Şekil 23. "Atak Sınıfı" Taarruz Uçak Örnekleri - F-4(a), Harrier(b), Mig-29K(c)

Motor Tipi: Sabit kanatlı hava araçlarında Turbojet, Turbofan, Turboprop ve Piston Prob olarak 4 tip kullanılmaktadır.



Şekil 24. Motor çeşitleri (Turbojet (a), Turbofan (b), Torboprop(c), Piston Prob (d))

Turbojet motorlar ilk nesil taarruz ve bazı ticari uçaklarda (Mig 21, Concorde), turbofan uçaklar ise yeni nesil taarruz ve ticari uçaklarda (F18, A320), turboprop motorlar ise kargo, tanker ve yolcu uçağı gibi çok fazla hız gerektirmeyen ancak ağır yük taşıyan uçaklarda (C130, B787), piston prop motorlar ise genelde hafif sınıf ve aşırı hız gerektirmeyen uçaklarda (Cesna 172, Cirrus SR22) tercih edilmektedir.

Motor Sınıfı: HAKTAS sistemde, turbojet ve turbofan motor tipi için ayrıca motor sınıfı da seçilebilmektedir. Turbojet grubuna giren motorların "ard yakıcılı (after burner)" ve "ard yakıcısız" alt sınıfları mevcuttur. Turbofan grubu için ise "düşük baypas oranlı ve ard yakıcılı" (low by-pass with after burner), "düşük baypas oranlı ve ard yakıcısız" (low by-pass without after burner) ve "yüksek baypas oranlı" (high by-pass sınıfları) alt sınıfları bulunur.

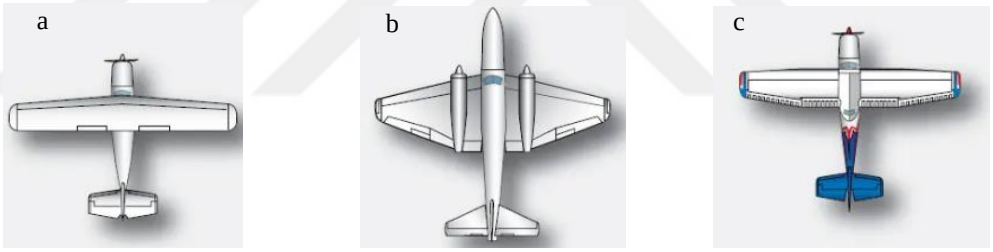
Delta Kanat: Tepeden bakıldığında üçgen yapıda olan kanat tipidir. Dassault Rafale, SAAB Grippen ve Eurofighter Typhoon bu kanat tipine ait örnek uçaklardandır. Bu kanat tipinin avantajı; süpersonik hızlarda oluşan ses duvarı ve hava sürtünmesindeki artıştan daha az etkilenmeleridir. Manevra kabiliyeti yüksektir. Ayrıca kanat, gövdeye uzun bir hat ile bağlı olduğu için daha statik ve mukavimdir. Kanat alanı genişlediği için ise daha çok faydalı yük istasyonu eklenebilir. Dezavantajı ise alan geniş olduğu için ağırlığa olumsuz etki yapmasıdır. Ayrıca düşük açıklık oranlarından dolayı yüksek

indüklenmiş sürüklemeye (induced drag) sahiptirler, dolayısıyla aynı performansda uçmak için daha çok yakıt tüketirler. Ayrıca stabilite kabiliyeti, yüksek açıklık oranına sahip uçaklara nazaran düşüktür.



Şekil 25. Delta Kanat Konfigürasyonu - EF Typhoon (a), Dassault Rafale(b)

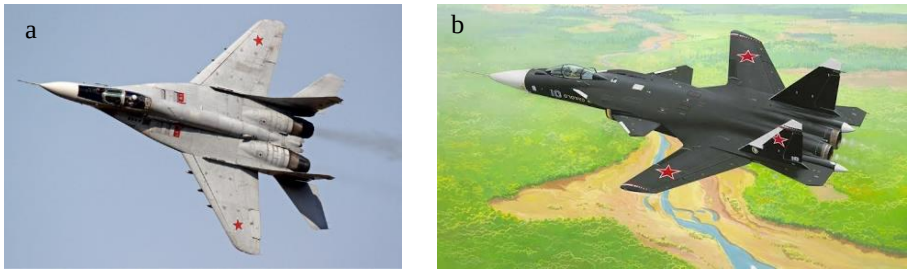
Taper Kanat: Kanat kökünden kanat ucuna doğru daralan kanat tipidir. Hücum kenarı konikleşen (a), firar kenarı konikleşen(c) ve her ikisi de konikleşen (b) olmak üzere üç tipi bulunur. Bu tür kanat tipleri yoğun olarak bombardıman ve kargo uçaklarında kullanılmakla birlikte günümüzde insansız hava araçlarındaki kullanımı da artmaktadır.



Şekil 26. Taper Kanat Türleri (Hücum kenarı)

Açıklık oranını (aspect ratio) yükseltmek ve dolayısıyla taşımayı arttırmak, ayrıca yükü kanat boyunca sabit ve statik dağıtmak için ideal kanatlardır. [55] Bu tür hava araçlarının, manevra ve hız kabiliyeti doldukça düşüktür. İndirgenmiş sürükleme kuvveti de düşük olduğu için yakıt tüketimleri de düşüktür.

Ok Açılı Kanat (Sweepback Wing): Uçağa üstten bakıldığında; firar kenarının yatay x ekseniyle açı yaptığı kanat tipleri ok açılı kanatlardır. Bu açı pozitif ise “ileri ok (sweep forward)”, negatifse “geriye ok (sweep back)” kanat olarak sınıflandırılır.



Şekil 27. Geriye Ok Açılı Bir Mig-29 (a) ve İleri Ok Açılı bir Su-47 (b)

İleri ok açılı kanatların yüksek manevra kabiliyetleri ve daha düşük stall hızları bulunmaktadır. Bununla birlikte aerdinamik özellikleri, geriye ok açılı kanaltlı hava araçlarına göre daha az değişir ve bu bir avantajdır. Ancak, aeroelastisite açısından oldukça büyük bir dezajvantajı bulunmaktadır. Yüksek hızlarda ve yüksek açılı dönüşlerde, kanat oldukça deforme olmaya hatta kırılmaya meyillidir. Dolayısıyla malzemesi oldukça güçlü seçilmelidir, bu da ağırlığa olumsuz etki yapmaktadır. [57, 58]

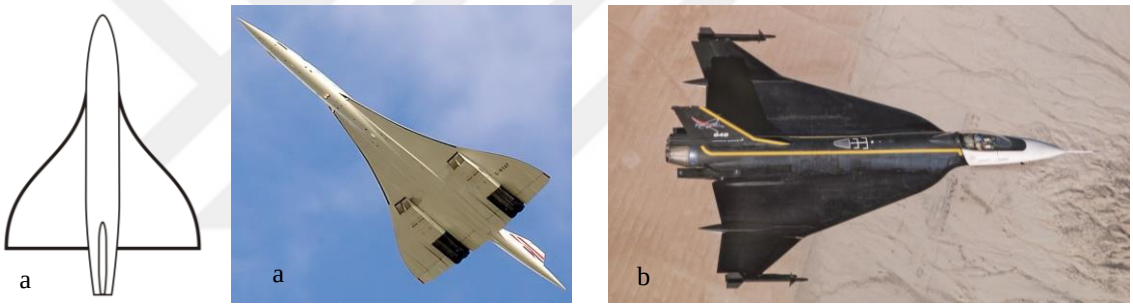
Geriye ok açılı kanada sahip uçakların yüksek yapısal dayanımları bulunur. Bununla birlikte sürükleme katsayısı da oldukça düşüktür. Özellikle transsonik rejimlerde, düşük sürükleme sağladıkları için ticari yolcu uçaklarında da tercih edilir. Bu tür kanatlar, taarruz uçaklarında kullanıldığında düşük hızlarda kontrolleri hayli güç olmaktadır. Ayrıca manevra kabiliyetleri, ileri ok açılı uçaklara göre oldukça düşüktür. [59]

Trapez Kanat (Trepezoid Wing): Hava aracına üstten bakıldığında kanadın ön tarafı geriye doğru ok (sweept back), arka tarafının ileriye doğru ok (sweept forward) şeklinde olan kanat konfigürasyonudur. Genellikle ileri nesil ve radara görünmez hava araçlarında kullanılmakla birlikte en meşhur örnekleri F-22, F-22'nin ihaledeki rakibi NG YF-23 ve Rus Su-57 uçaklarıdır. Hücum kenarı tarafından geriye ok açılı, firar kenarı tarafından ileri ok açılı olduğu için üstün uçuş performansına ve düşük görünürlüğe sahiptir. Dezavantajı ise kanat alanının diğer kanat tiplerine göre küçük olmasından dolayı yüksek kanat yükleme değerine sahip olması, dolayı manevra kabiliyetinin sınırlayıcı olmasıdır.[60] Ancak gelişen malzeme teknolojisiyle birlikte bu manevralar esnasında oluşan aeroelastik yükü kaldırabilecek kompozitler geliştirilmiş ve yeni nesil savaç uçaklarında kullanılmaya başlanmıştır.



Şekil 28. Trapez Kanat Örnekleri - F-22(a), YF-23(b), Su-57(c)

Ogiv Kanat (Ogive Wing): Delta kanada benzeyen ancak daha kıvrımlı olan bir kanat yapısıdır. Yüksek hızlı uçaklarda kullanılmakla birlikte süpersonik hızlarda sürükleme katsayısını düşürmek üzere böyle bir geometri tasarlanmıştır. Süpersonik hızlarda oldukça başarılı olmakla birlikte ses altı hızlarda performansı iyi değildir. Ayrıca üretimi oldukça zor ve komplekstir. [60]



Şekil 29. Ogiv Kanat Örnekleri – Concord (a), F-16 XL (b)

Mürettebat (Crew): Hava aracını kaldırmak, görevini icra etmek ve güvenli bir şekilde indirmek için gerekli personeldir. Taarruz uçaklarında 1 yada 2 kişi mürettebat bulunur ve her bir personel ekipmanıyla birlikte ~220 kg olarak hesaplamaya dahil edilir.

Gros Ağırlık (Gross Weight): Maksimum kalkış ağırlığı (MTOW) ile karıştırılmaması gereken, hava aracının zamana bağlı olarak değişen toplam ağırlığıdır. MTOW, uçağın tamamen motor gücü ve yapısal kabiliyetleri ile alakalı olup sabit bir değerdir. Ancak gros ağırlık; kalkıştan inişe kadar değişen, ölçülen zaman aralığındaki uçağın sürekli değişen toplam ağırlığıdır. *(Örnek; Kalkış Gros Ağırlığı; uçağın tam teker kestiği anki ağırlığı olup İniş Gros Ağırlığı ise görevini icra edip, bir miktar yakıt tüketip, bununla birlikte mühimmatı bıraktıktan sonra üsse döndüğü toplam ağırlıktır)*

Seyrüsefer Mach değeri (Cruise Mach): Optimum aerodinamik performansın ve en verimli yakıt tüketiminin sağlandığı hızdır. Zamanla uçağın gros ağırlığı, atmosfer yoğunluğu ve sıcaklık gibi parametreler değiştiği için seyrüsefer hızı da değişebilir.

Maksimum Mach değeri (Max Mach): Hava aracının teorik olarak çıkabileceği en yüksek hız değeridir. Bu değerden sonra yapısal hasar oluşmaktadır.

Seyrüsefer İrtifası (Cruise Altitude): Optimum aerodinamik performansın ve en verimli yakıt tüketiminin sağlandığı irtifadır. Havanın yuğunluğunun ve oluşturacağı aerodinamik etkinin optimum olduğu yükseklik olarak belirlenmekle birlikte genellikle 30.000-36.000 ft arası yükseklik olarak tanımlanır.

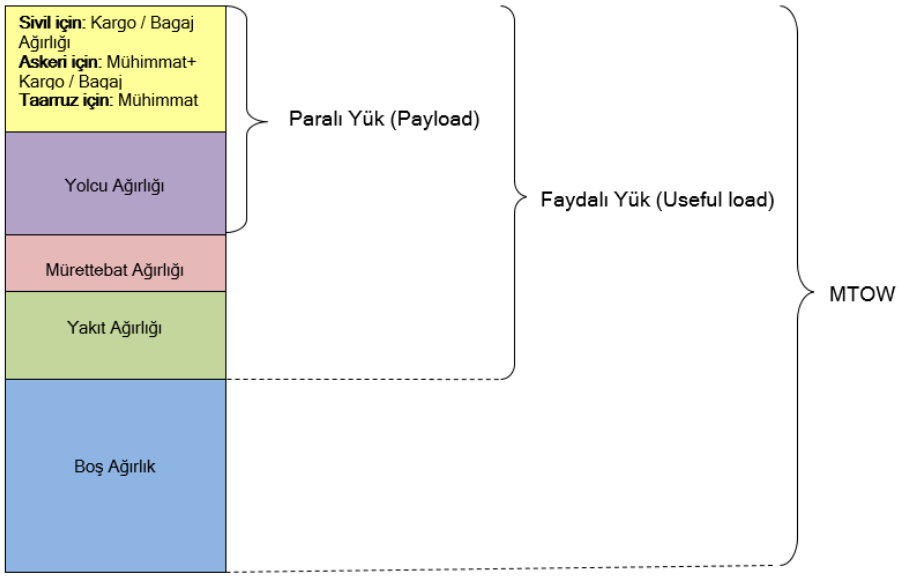
Maximum Menzil (Max Range): Hava aracının gidebileceği yataydaki en uzun mesafedir. Bu mesafeye erişmesi için seyrüsefer hızı ve irtifası optimize edilmelidir.

Loiter Süresi (Loiter Endurance): Alçalma manevrası için gereken süre olup bu oran FAA kuralları gereği minimum 20 dakika olarak belirlenmiştir. [20, 27]

Pist Rakım (Field Elevation): Hava aracını konuşlandırdığımız pistin deniz seviyesine olan yüksekliğidir.

Pist Uzunluğu Gereksinimi (Field Distance): Hava aracının hızının 0 olduğu noktadan iniş takımının yerden güvenli bir şekilde kesileceği, aynı şekilde iniş yaptığında da güvenli bir şekilde hızını sıfırlayabileceği yatay mesafedir.

Paralı yük (Payload): Sivil uçaklarda, taşımak için para verdiğimiz yüklerin (kargo, yolcu, bagaj) yekün miktarı olup askeri uçaklarda ise mühimat, kargo ve bagaj yükü toplamıdır. Aşağıdaki diyagram, tüm yük türlerini açıklamaktadır.



Şekil 30. Hava Aracı Ağırlık Tanımları Grafiği

Boş Ağırlık (Empty Weight): Hava aracının yapısallarının, aviyoniklerinin ve uçuş sistemlerinin ağırlıklarının toplamıdır. Başka bir değişle; maksimum kalkış ağırlığından yakıtı, mühimmatı, mürettebatı ve varsa yolcu ağırlığını çıkardığımızda kalan ağırlıktır.

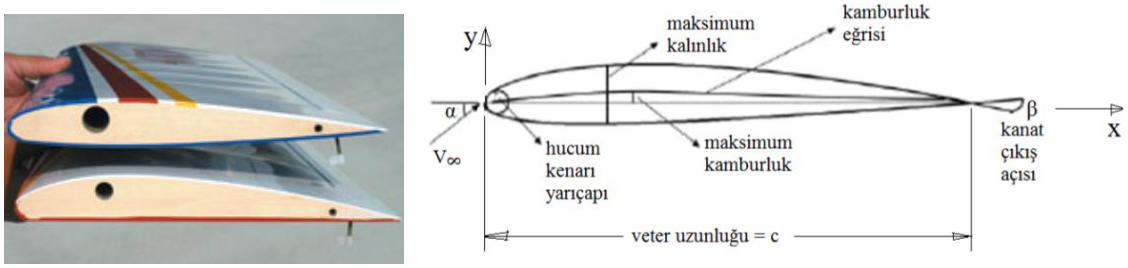
Yakıt Ağırlığı (Fuel Weight): Hava aracının dahili yakıt deposunun kapasitesidir. Harici yakıt tankları ile hava aracının havada kalış mesafesi ve menzili arttırılabilir.

Kalkış Gros Ağırlığı (Take-off Gross Weight): Kalkış esnasındaki hava aracının üzerinde hali hazırda bulunan yakıt, mühimmat, mürettebat ve uçağın boş ağırlığın toplamıdır.

Spesifik Yakıt Tüketimi (Spesfic Fuel Consumption): Hava aracının saniyede tükettiği, libre force başına yakıt değeri olup lb/sn/lb birimiyle ölçülür. *(Saatte tükettiği miktar(lb)/saniye(sn)/motor gücü (lb))*

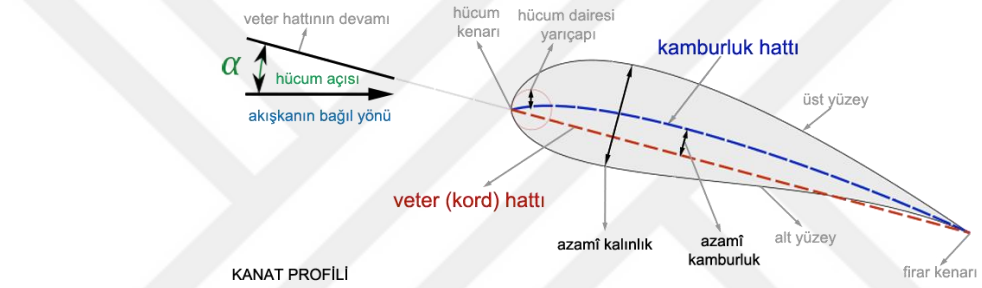
Maksimum Taşıma/Sürükleme Oranı (Max Lift to Drag Ratio – L/D): C_L değerinin C_D değerine oranının en yüksek olduğu noktadır. Bu nokta, verimli bir uçuş yapmak için en uygun noktadır.

Kanat Profili (Airfoil): Kanat kesit alanıdır. Kanadı enine kestiğimizi var sayarsak ortaya çıkan damla formundaki geometridir. Hava aracı aerodinamik performansındaki önemli bir parametredir.



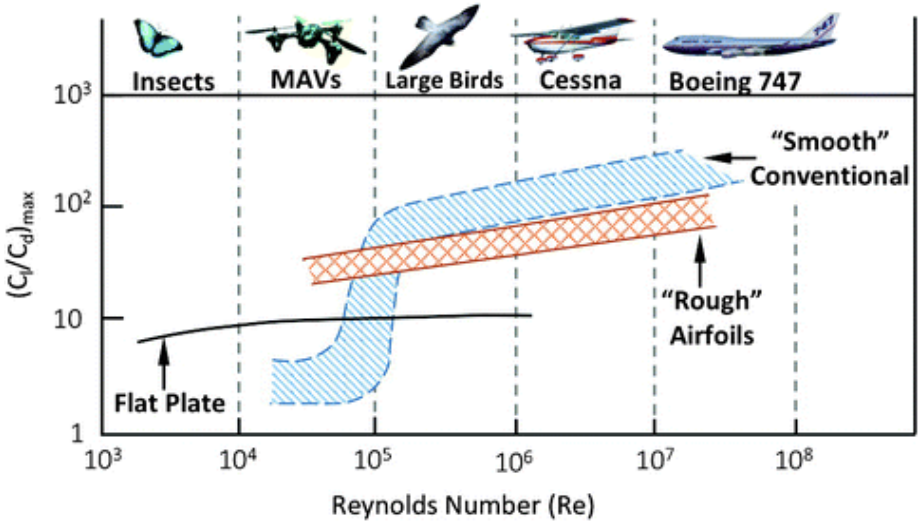
Şekil 31. Kanat Profili Görseli ve Parametreleri

Hücum Açısı (Angle of Attack): Hava aracının hareket doğrultusundaki akışın yönü ile kanat veteri arasında kalan açıdır.



Şekil 32. Hücum Açısın Gösterimi

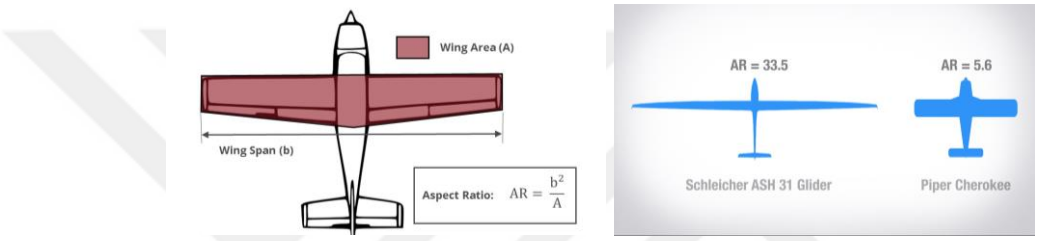
Reynold Sayısı (Reynold Number): Bir akışkanın atalet kuvvetlerinin (vsρ) viskozite kuvvetlerine (μ/D) olan oranıdır. Reynolds sayısı, düzgün akış ve türbülanslı akış gibi değişik akış rejimlerini nitelemek için kullanılır. 500 ile 100.000.000 arasında değişen değerler alabilir. Aerodinamik hesaplarında genellikle 1.000.000 olarak alınır.



Şekil 33. Reynold Sayısının C_L/C_D Oranına Karşılık Değişim Grafiği

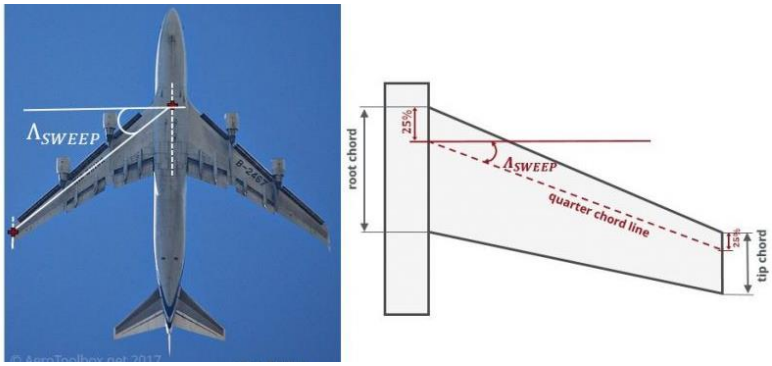
İnsidans Açısı (Incidence Degree): Kanat veteri ile yer ekseni arasındaki açıdır. Hücum açısıyla karıştırılmaması gereken bir değerdir. Bu açı, uçağın tasarımıyla alakalı olan bir değer olup uçuş rejimi boyunca değişmemektedir.

Açıklık Oranı (Aspect Ratio): Hava aracının kanat açıklığının kanat enine olan oranıdır. Bu açıklama basit dikdörtgen kanatlar için geçerlidir. Geometrisi daha karışık hava araçlarında ise kanat açıklığının karesinin kanat alanına oranı olarak hesaplanır. Düşük açıklık oranı yüksek hız ve manevra kabiliyeti için avantajlı iken, yüksek açıklık oranı uzun sürede havada kalış ve yüksek taşıma kabiliyeti için elverişlidir.



Şekil 34. Açıklık Oranı Hesaplaması ve Örnek Gösterim

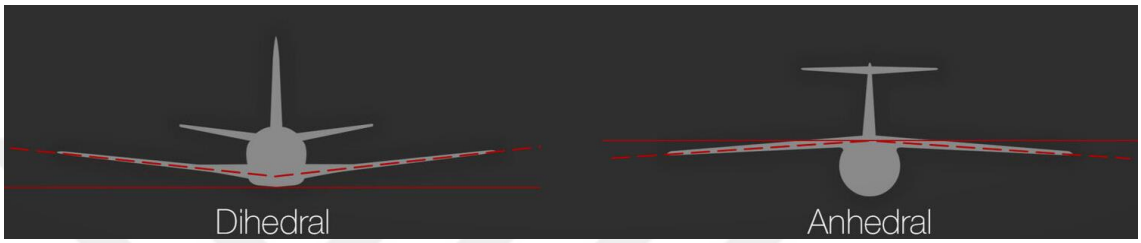
Ok Açısı (Sweep Angle): Hava aracına üstten yada alttan bakıldığında, kanatların gövdeye bağlantı noktasının uçak gövdesiyle yapmış olduğu açıdır. Pozitif yada negatif yönde olabilir. Ayrıca hücum kenarı ok açısı (leading edge sweep angle), firar kenarı ok açısı (trailing edge sweep angle), ortalama aerodinamik veter ok açısı (mean aerodynamic chord sweep angle) ve çeyrek veter ok açısı (quarter chord line sweep angle) gibi birçok türevi bulunmaktadır.



Şekil 35. Geriye Doğru Ok Açısı Bulunan Boeing 747 görseli

Koniklik Oranı (Taper Ratio): Hava aracına üstten yada alttan bakıldığında, kanat uç uzunluğunun kanat kök uzunluğuna oranıdır. Bu değer 1 ise dikdörtgen kanattır.

Dihedral: Hava aracına karşıdan bakıldığında kanadın, kuyruğun ya da sadece yatay stabilizatörün aşağı yada yukarı yönde açılı olması durumudur. Aşağı doğru olursa anhedral (negatif dihedral), yukarı doğru olursa dihedraldir. Dihedral kanatlı uçaklar daha çok yatış stabilitesi yani konfor ve kontrol kolaylığı için avantaj sağlarlar. Ancak manevra kabiliyeti azdır. Dolayısıyla yolcu uçaklarında daha çok tercih edilirler. Anhedral kanatlı uçaklar ise yatış performansı olarak üstündür, konforu ve stabilitesi azdır, ancak manevra kabiliyeti dihedrale göre yüksektir.

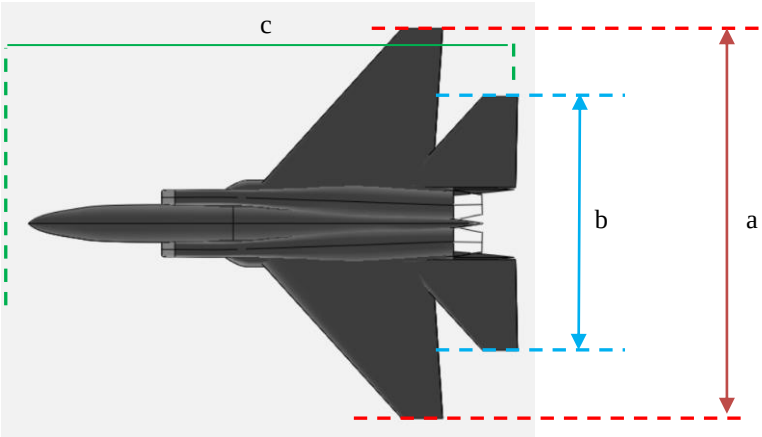


Şekil 36. Dihedral ve Anhedral Kanat Gösterimi

Kanat Yüklemesi (Wing Loading): Kanat yüzeyindeki her bir cm^2'ye düşen ağırlık miktarıdır. W/S basit formülüyle hesaplanır. Bu değerin düşük olması yapısal dayanım ve uçuş performansı açısından iyi bir sonuçtur.

Wing Span (Kanat açıklığı): Hava aracına yukarıdan yada aşağıdan bakıldığında, bir kanat ucundan diğer kanat ucuna kadarki mesafedir ve daima düz çizgi olarak çizilir.

Tail Span (Kuyruk açıklığı): Hava aracına yukarıdan yada aşağıdan bakıldığında, bir yatay stabilatör ucundan diğer yatay stabilatör ucuna kadarki mesafedir ve daima düz çizgi olarak çizilir.



Şekil 37. Kanat Açıklığı (a), Kuyruk Açıklığı (b) ve Gövde Boyu (c) Gösterimi

Gövde Boyu (Fuselage Lenght): Uçağın burnundan en arka noktasına kadar olan boylamsal mesafesidir.

Kanard (Canard): Kokpit ile kanat arasındaki bir alana konuşlanan, kanattan ölçekce daha küçük olan bir tür kontrol yüzeydir. Bu yapı, genellikle yatay stabilatör yerine kullanılır. Yatay stabilatörün öne alınması, manevra kabiliyeti açısından avantaj sağlar. Ancak stabilite açısından dezavantajlıdır. Daha çok Avrupa modeli olan taarruz uçaklarda bu yapıya rastlanır.



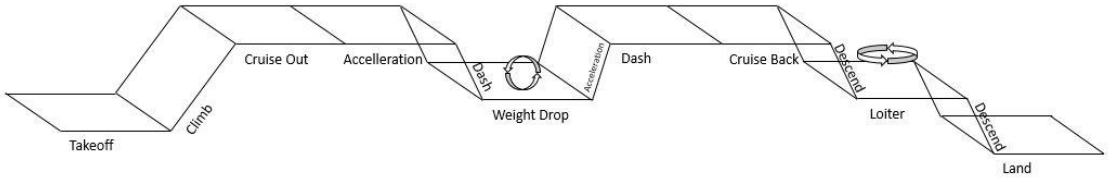
Şekil 38. Kanardlı Bazı Uçak Modelleri - SAAB Viggen(a), EF Typhoon(b), SAAB Grippten (c)

İtki (Thrust): Hava aracı motorunun ürettiği kuvvet miktarı olup "libre force" olarak birimlendirilir. Normal şartlarda ve sürdürülebilir itkiye "kuru itki" (dry thrust), ard yakıcılar ile desteklenen arttırılmış itkiye "ard yakıcılı" itki denir.

İtki / Ağırlık Oranı (Thrust to Weight Ratio): Motorun ürettiği toplam gücün motorun ağırlığına oranıdır. Motorun ne derece verimli olduğu gösteren bir parametre olarak kullanılır.

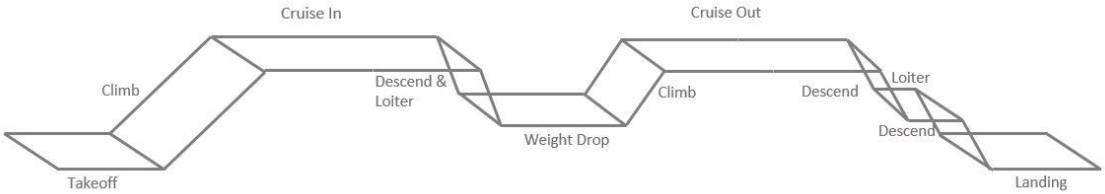
Görev Profili (Mission Profile): Tasarlanan hava aracının ne gibi bir görevi icra etmek için tasarlandığı ile alakalı bilgilerdir. Kalkış anından iniş anına kadar, tüm görev alt adımlara ayrılarak bir görev profili oluşturulur. *(bkz Bölüm 3.5)*

Hava Üstünlüğü Görev Profili (Air Superiority): Hava üstünlüğü ele geçirmek suretiyle; bombardıman, keşif, tanker ve kargo gibi taktik hava araçlarını bölgede uçurabilmek için oldukça önemlidir. Bu üstünlüğü sağlamak için it dalaşı yapabilen taarruz hava aracına sahip olmak ve hava-hava muhaberelerine girebilmek gerekmektedir. Bu tür hava-hava muhabereleri için oluşturulan profile hava üstünlüğü görev profili denir.



Şekil 39. Hava Üstünlüğü Görev Profili Örneği

Alçak Mesefe Vuruşu Görev Profili (Low Level Strike): Sığınak, kara aracı, deniz aracı, üs yada personel gibi stratejik yer hedeflerinin vurulması için oluşturulan görev profilidir. Bu görevi icra edebilmek için Atak (Attacker) sınıfı taarruz uçakları kullanılır.



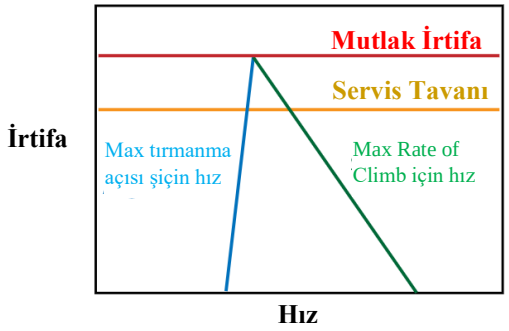
Şekil 40. Alçak Mesefe Vuruşu Görev Profili Örneği

Ağırlık Merkezi Lokasyonu (C_g Location): Tasarlanan hava aracının teorik ağırlık merkezidir. Detay tasarım çalışmalarında tüm bileşenler, sistem ve yapısal komponentler ayrı ayrı hesaplanarak tam doğru nokta hesaplanır. Kavramsal tasarım sürecinde ise aracın kabuk geometrisi üzerinden katı ağırlık merkezi (solid cg) kullanılabilmektedir.

Taşıma Katsayısı (Coefficient of Lift - C_L): Hava aracının ürettiği kaldırmayı; cismin etrafındaki akışkanın yoğunluğu, hızı ve referans alanı ile ilişkilendiren boyutsuz bir katsayıdır. Her açıda ve hızda, bu değerler değiştiği için C_L değeri de değişmektedir.

Sürükleme Katsayısı (Coefficient of Drag - C_D): Hava aracının içinde bulunduğu akışkan ortamındaki direncini ölçmek için kullanılan boyutsuz bir katsayıdır. Her açıda ve hızda, ölçüm parametreleri değiştiği için C_D değeri de değişmektedir.

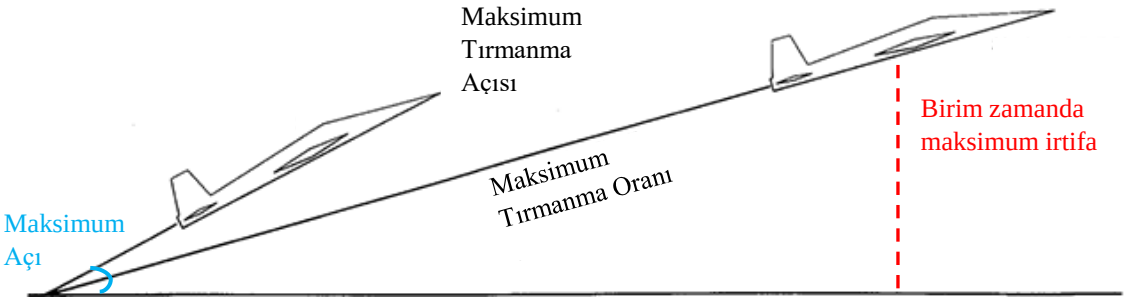
Servis Tavanı (Service Ceiling): Hava aracının dakikada 100 feet'den daha fazla tırmanma performansını koruyamayacağı yükseklikliktir [56]. Uçağın teknik olarak ulaşabileceği son yükseklik ise mutlak irtifadır (absolute ceiling).



Şekil 41. Servis Tavanı ve Mutlak İrtifanın Grafiksel Gösterimi

Tırmanma Oranı (Rate of Climb): Hava aracının dakikada tırmandığı dikey yükseklik değeridir. İrtifaya göre değişmektedir. Feet/dakika birimi ile ölçülür.

Tırmanma Açısı (Climb Angle): Hava aracının irtifa kazanırken yer ekseni ile yaptığı açıdır. Tırmanma oranı ile karıştırılmaması gerekir.



Şekil 42. Maksimum Tırmanma Açısı ve Maksimum Tırmanma Oranları Görseli

Yük Faktörü Limiti (Limit Load Factor): Bir kütleye etki eden hızlanma, ivmelenmedir. Birimi m/sn^2 olup normal şartlar altında 10 m/sn^2 değerindeki yük faktörüne 1 g denir. Bu birim, hava aracı tasarımında aracın dayanabileceği yük limitlerini gösterir. Pozitif yük faktörü ve negatif yük faktörü olmak üzere iki ayrı yük faktörü bulunmaktadır. Yerkürenin merkezine doğru olan yük faktörüne pozitif g, tersi kuvvette negatif g denir. Muharip hava araçlarında negatif g kuvveti limiti, pozitif g limiti değerinin değerin genellikle %50 - 66' sı aralığında tanımlanmaktadır [1, 21].

Teorik Yük Faktörü Limiti (Ultimate Load Factor): Pozitif yada negatif yük faktörünün 1,5 katıdır. Bunun sebebi, nihai (ultimate) stresin, akma stresinden %50 fazla olmasına dayanmaktadır [21].

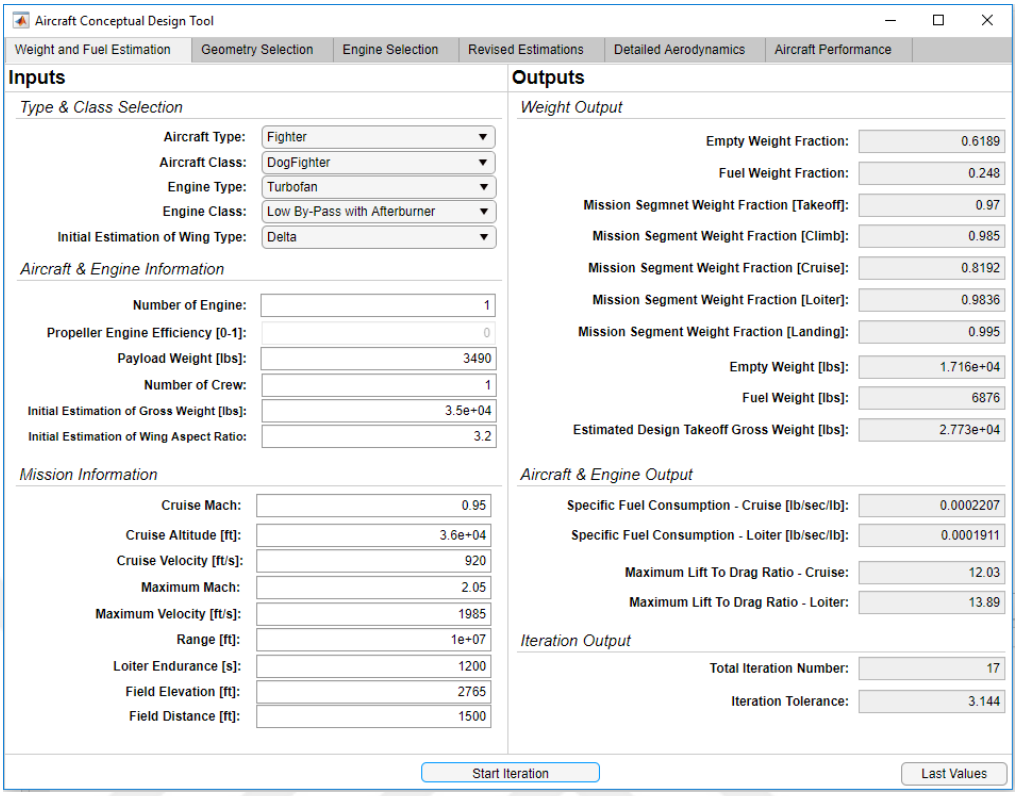
2.2. Yazılımla İlgili Detay Bilgiler

Sistem 6 ayrı ana modülden oluşmaktadır ve bir birini izleyen seri girişler ile nihai sonuca ulaşılır. Ana modüller aşağıdaki gibidir;

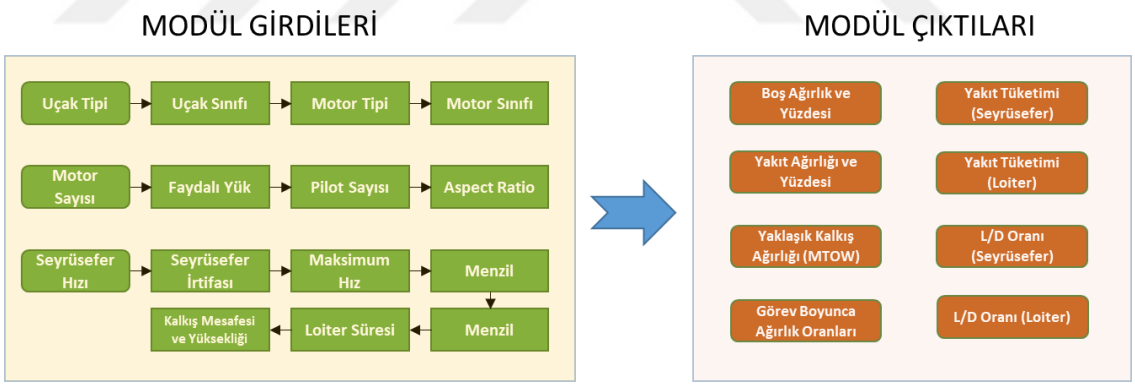
1- Ağırlık ve Yakıt Tahmin Modülü
2- Geometri Seçimi Modülü
3- İtki Sistemi Modülü / Motor Seçim Modülü
4- Revize Tahminleme Modülü
5- Detaylı Aerodinamik Modülü
6- Nihai Performans Modülü

2.2.1. Ağırlık ve Yakıt Tahmin Modülü

Birinci modül olan Ağırlık ve Yakıt Tahmin Modülünde; uçak tipi ve uçağın kullanım amacı, motor tipi, kanat tipi, istenen faydalı yük miktarı, kanat açıklık oranı (aspect ratio), araçtan beklenen hız, irtifa, menzil ve faydalı yük gibi değerler girdi olarak tanımlanmakta, bu bilgilere karşılık gelen yaklaşık boş ağırlık, yaklaşık yakıt ağırlığı, gros ağırlık değeri, yakıt tüketim bilgileri, itki/sürtünme oranları (Lift to Drag ratio) gibi değerlerin tahminleme işlemi gerçekleştirmektedir. Tahminleri sistem otomatik olarak gerçekleştirmektedir. Modül oldukça hızlı çalışmakta olup verdiği sonuçlar ilk tahmin sonuçlarıdır. İlerleyen modüllerde, eklenen yeni girdilere göre bu ekranın verdiği sonuçlar da revize edilecektir. Modül sonunda elde edilen bilgiler, sonraki modüllere girdi sağlamak üzere otomatik olarak kullanılacaktır.



Şekil 43. Birinci Modülün Ekran Görünümü



Şekil 44. Birinci Modülün Girdileri ve Çıktıları

2.2.2. Geometri Seçimi Modülü:

İkinci modül olan Geometri Seçimi Modülü; Kanat Profili (Airfoil) Seçim, Kanat Seçim, Gövde Seçim, Kuyruk ve Kanard Seçim ve Geometri Oluşturma olmak üzere beş ayrı alt modülden oluşmaktadır.

2.2.2.1. Kanat Profili (Airfoil) Seçim Modülü

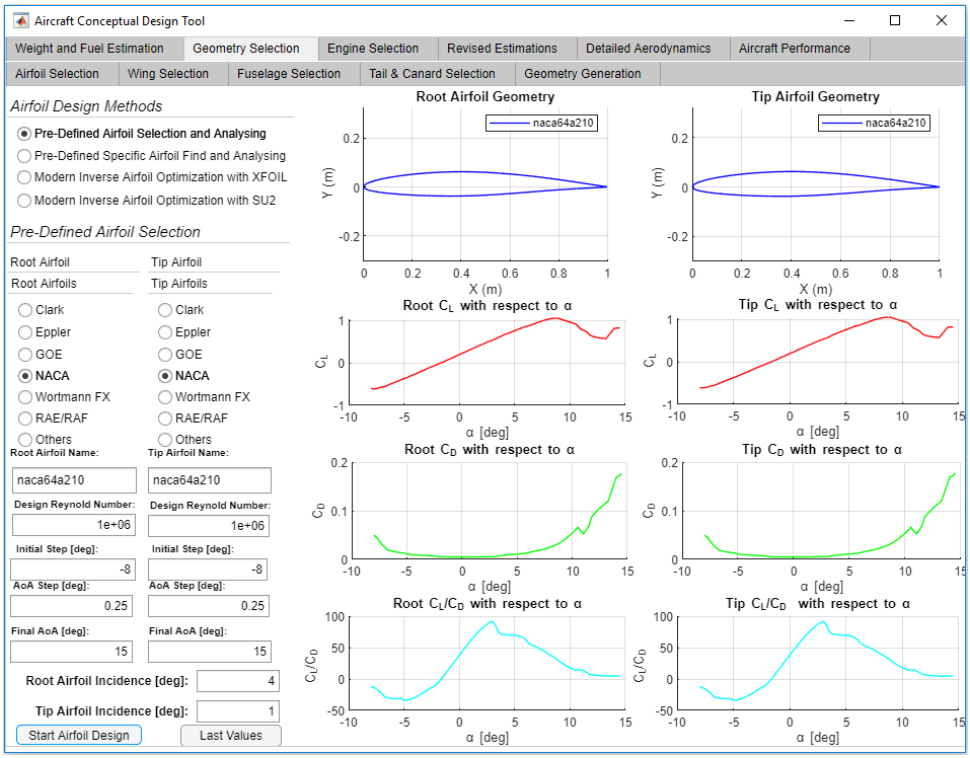
Bu alt modüllerde kanat profili seçilmekte olup seçilen profile göre kanat profili geometri bilgisi, hücum açısına göre C_D ve C_L değerleri grafikleri ve C_L/C_D grafikleri

çıktı olarak alınabilmektedir. Sistem, kanat profili seçtirmek üzere kullanıcıya 4 ayrı opsiyon sunmaktadır. Bu opsiyonlar;

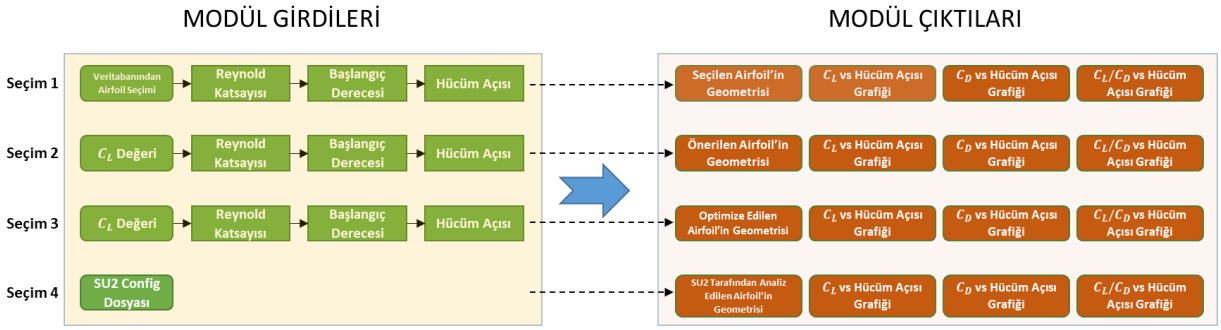
- Kanat profilinin veri tabanından doğrudan seçilmesi
- İstenen kanat profili C_L değerlerinin tanımlanması ile sistemin uygun olanı seçip sunması
- En çok kullanılan airfoil örneğini sistemin seçmesi ve istenen C_L değerlerine göre bu airfoil'i optimize etmesi
- Bir yazı dosyasının (text file) sisteme yüklenerek kullanıcının girdiği değerlere göre SU2 yazılımının otomatik olarak analizleri yapması

şeklindedir. Birinci seçenek oldukça uygun bir seçenek olup sistemden veri tabanına tanımlanmış yüzlerce kanat profilinden birini seçmek mümkün olabilmektedir. NACA, GOE ve EPLER gibi birçok kanat profili sınıfı sisteme tanımlı durumdadır ve bir numaralı opsiyon ile seçilebilmektedir.

Son opsiyonda bir text dosyası manuel olarak doldurulmakta, bu dosya SU2 yazılımına yüklenerek analiz edilmekte ve çıktılar yine manuel olarak HAKTAS yazılımına taşınmaktadır. Çok meşakkatli olan bu yöntem, özel ihtiyaç duyulmuyor ise diğerlerine göre kullanımı pek pratik değildir.



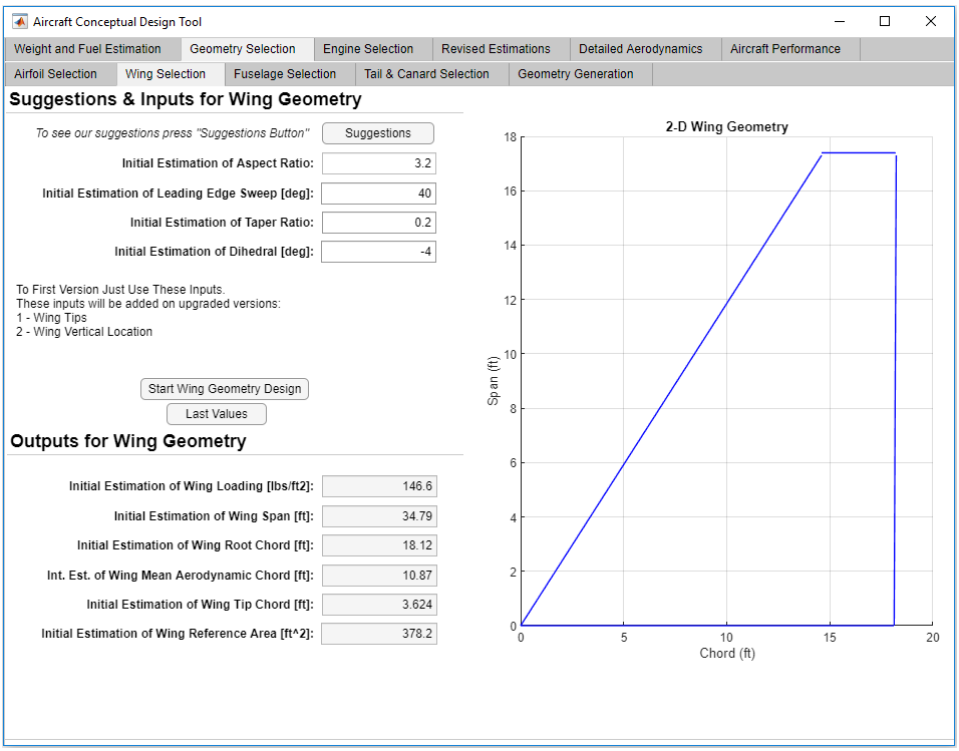
Şekil 45. Kanat Profili Seçimi Ekran Görünümü



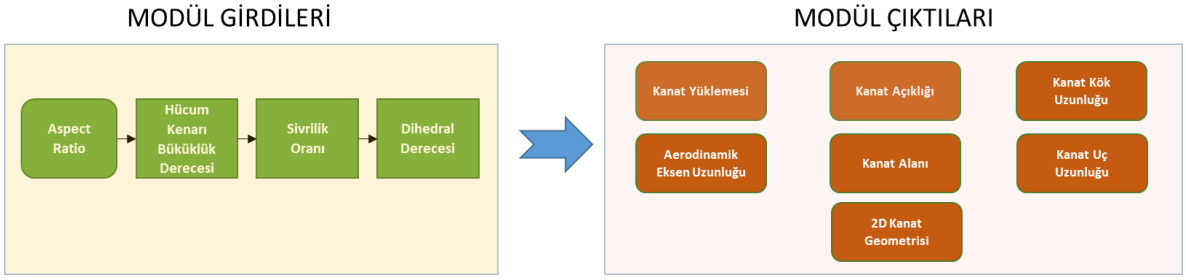
Şekil 46. 2.1 Modülünün Girdileri ve Çıktıları

2.2.2.2. Kanat Seçim Modülü

Bu alt modülde hava aracının kanatlarıyla ilgili detaylar girilmektedir. Kanadın açıklık oranı (aspect ratio), hücum kenarı ok açısı (leading edge sweep angle), koniklik oranı (taper ratio) ve kanadın x ekseni ile yaptığı açı (dihedral) bilgilerini girdi olarak kullanılmakta olup kanat yüklemesi (wing loading), kanat açıklığı (wing span), kanat kök ve uç uzunlukları (wing root / tip chord) ve ortalama aerodinamik çizgi (mean aerodynamic chord) bilgilerini çıktı olarak sunulmaktadır. Girdiler tanımlanırken sistem ayrıca istatistiksel verilerden girdilerle alakalı öneri de sunmaktadır. Ayrıca modül, tanımladığımız girdilere göre iki boyutlu bir kanat geometrisi de sunmaktadır.



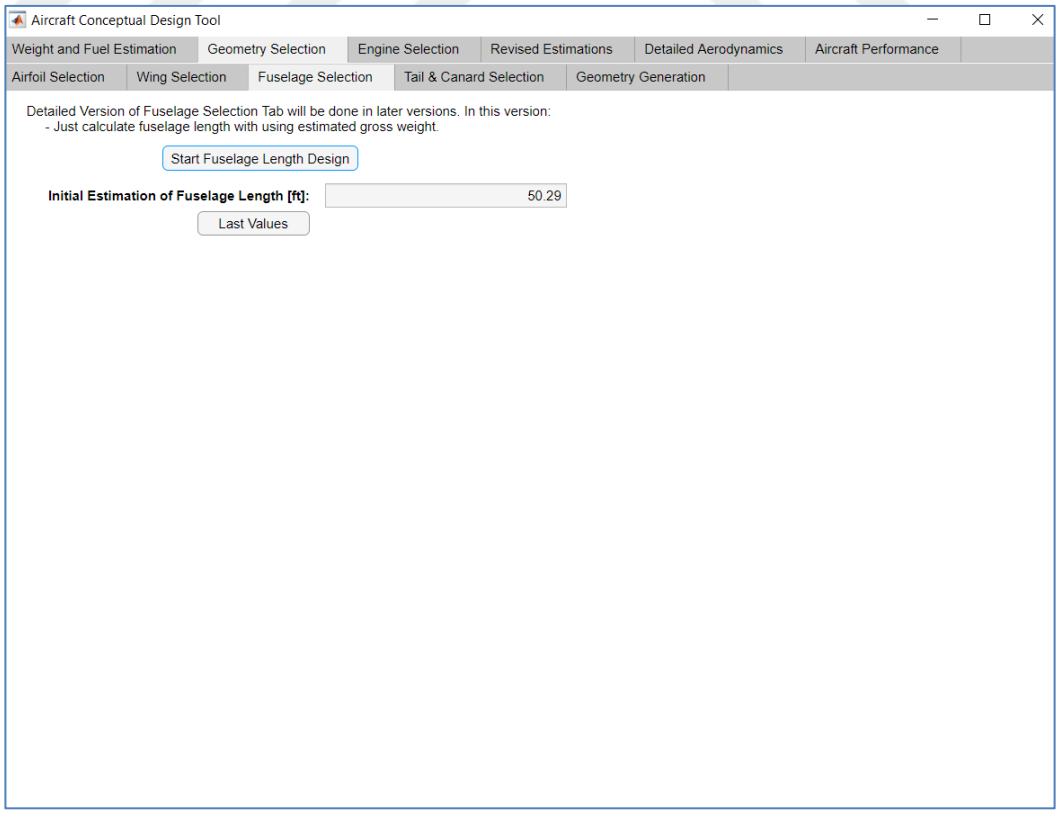
Şekil 47. Kanat Seçim Modülü Ekran Görünümü



Şekil 48. 2.2 Modülünün Girdileri ve Çıktıları

2.2.2.3. Gövde Seçim Modülü

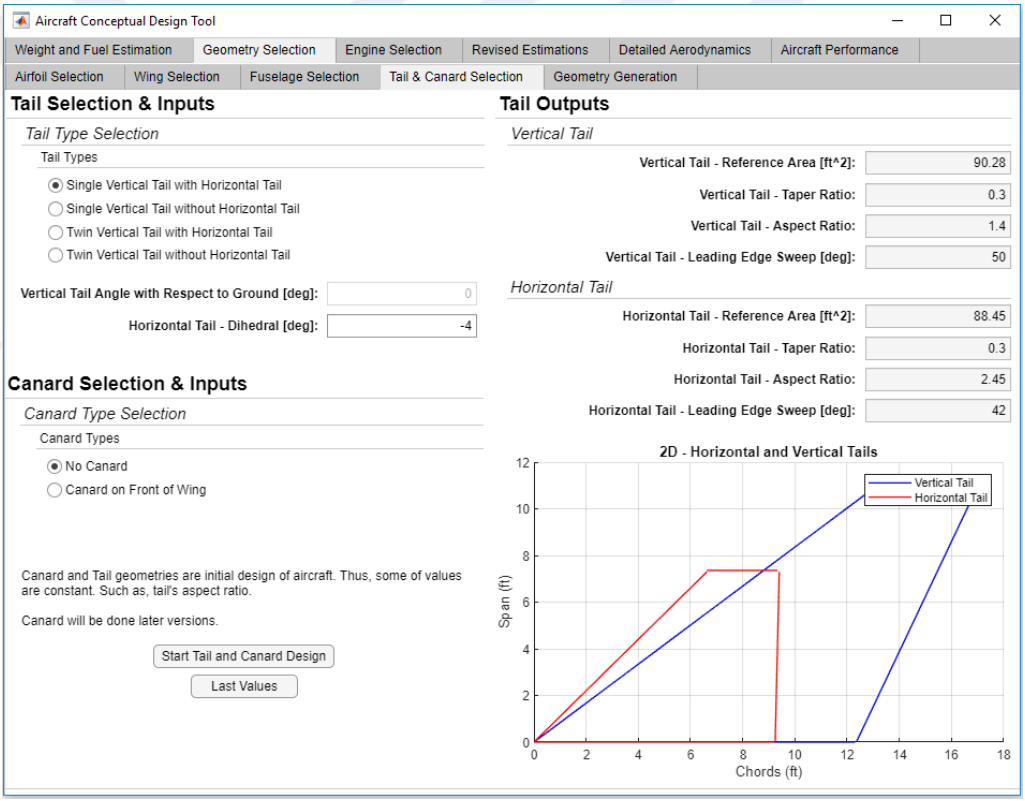
Bu modülde her hangi bir girdi girilmemekte olup bir önceki modüllerde girilen değerlere göre sistem otomatik bir gövde uzunluğu önerisinde bulunmaktadır. Sistem bu öneriyi yaparken, mevcut tasarlanmış hava araçlarının istatistiksel verilerinden türetilmiş regresyonları ve formülleri kullanmaktadır. İlk modülde hesaplanan tahmini boş ağırlığa ve uçağın türüne göre bir hesaplama gerçekleşmekte ve tahmini gövde uzunluğu ortaya çıkmaktadır. İstendiği taktirde, istatistiksel veriden bağımsız bir şekilde manuel girdi de yapılabilmektedir.



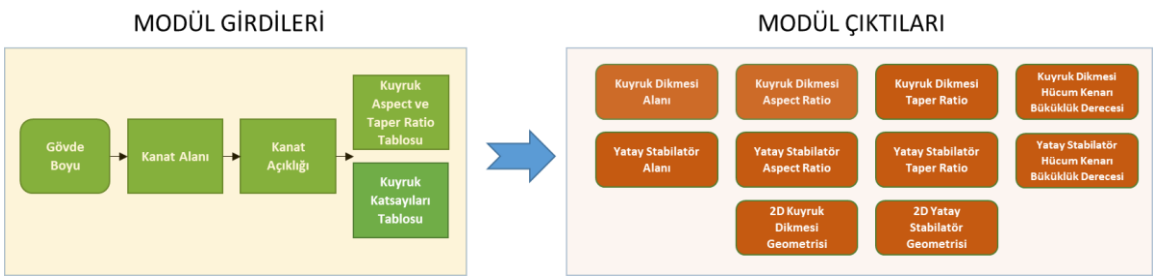
Şekil 49. Gövde Seçim Modülü Ekran Görüntüsü

2.2.2.4. Kuyruk ve Kanard Modülü

Bu modülde, bir önceki modüllerde kullandığımız bilgiler ve kanat geometrisi bilgileri kullanılarak optimize edilmiş bir kuyruk ya da kanard geometrisi çıktı olarak sunulmaktadır. Kuyruk dikmesinin tek mi çift mi olacağı, yatay stabilatörün yada kanardın istenip istenmediği kullanıcıya sorulmakta olup karşılığında kuyruk alanı, sivrilik oranı, hücum kenarı büküklük derecesi ve 2D kuyruk geometrisi bilgileri çıktı olarak elde edilmektedir. Dikmelerin alanı ve lokasyonları ile ilgili hesaplamalar yapılırken, Raymer'in kullandığı kuyruk ve kanard oranları hesaplama yöntemleri kullanılmıştır. [1]



Şekil 50. Kuyruk ve Kanard Modülü Ekran Görüntüsü

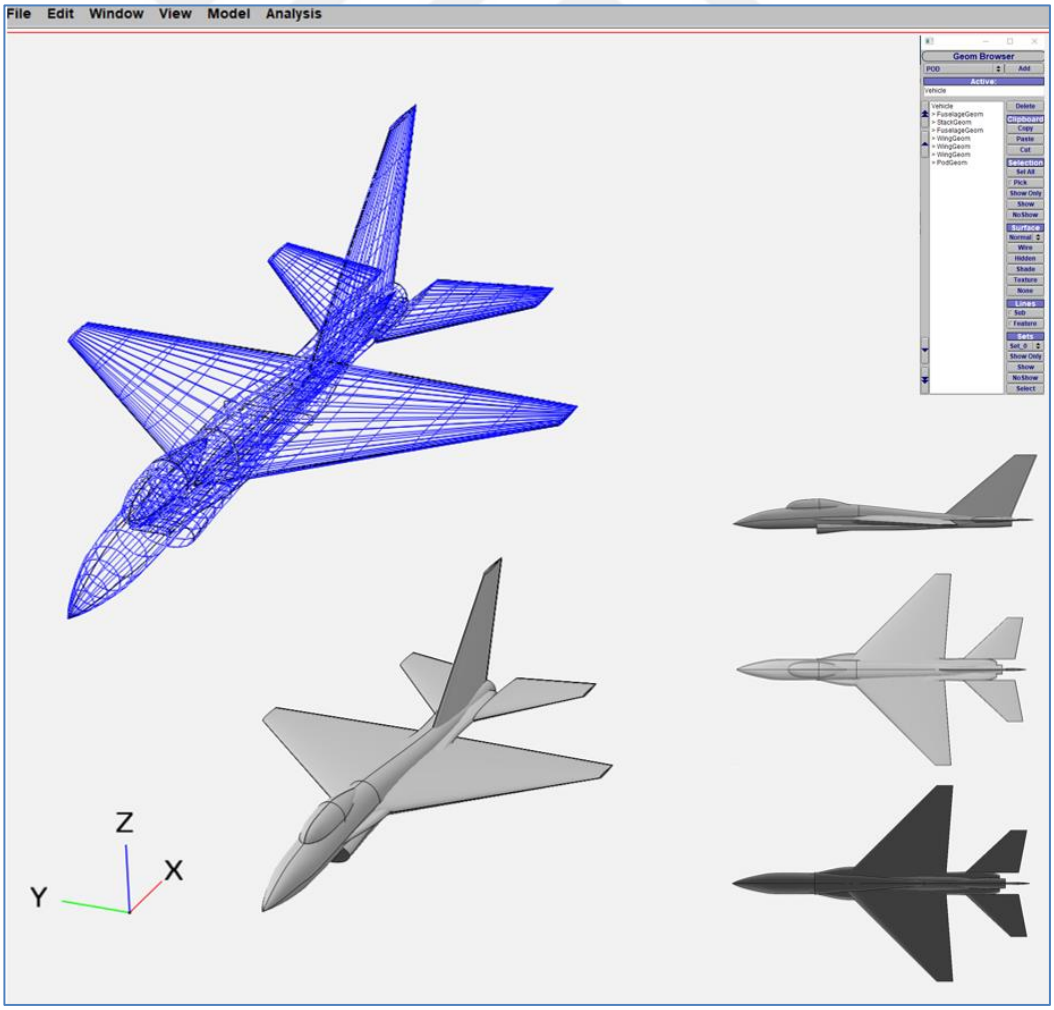


Şekil 51. 2.4 Modülünün Girdileri ve Çıktıları

2.2.2.5. Geometri Oluşturma Modülü

Bu modülde, daha önceki modüllerde girilen verilere ve elde edilen çıktılara göre bir konsept geometri oluşturulmaktadır. “Sketch” seviyesinde olan bu çizim, sadece kullanıcıya, girdiği değerlere göre nasıl bir konsept ortaya çıkacağını önceden göstermek amacıyla oluşturulmaktadır. OpenVSP tabanlı olarak çalışan bu modülde, oluşturulan hava aracı geometrisi tüm görüş açılarından izlenebilmekte ve ilk yorumlar yapılabilmektedir.

Ayrıca hava aracı yapısal olarak alt parçalarına ayrılarak detaylı görsel ve geometrik denemeler de yapılabilmektedir. Sistem üzerinden oluşturulan geometri, farklı formatlarda da kaydedilebilmektedir. Sonraki modüllerde eklenecek yeni bilgilere göre sistem bu geometriyi de güncelleyecek olup 4. modülün sonunda yeni bir geometri sunacaktır.

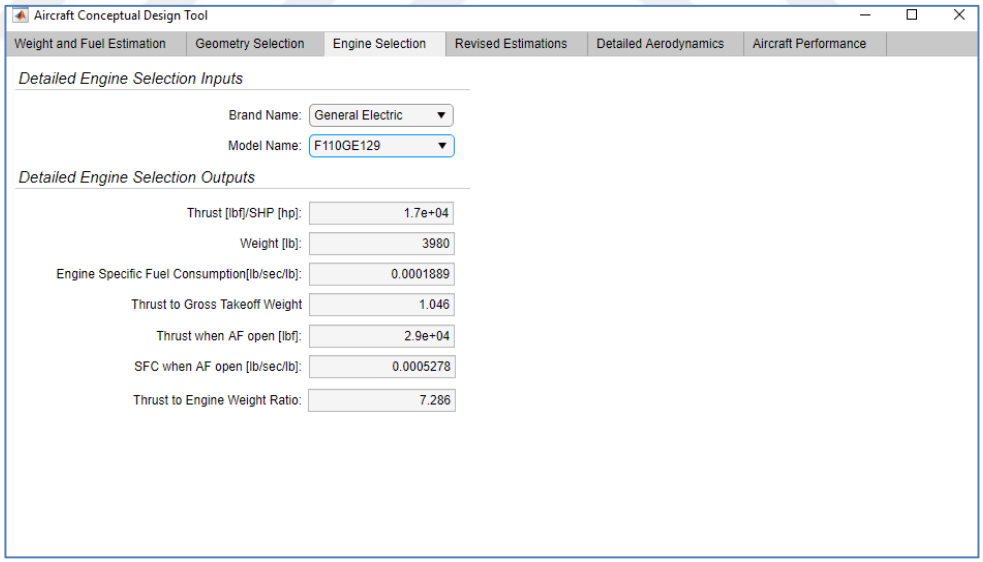


Şekil 52. Geometri Oluşturma Modülü Ekran Görüntüsü

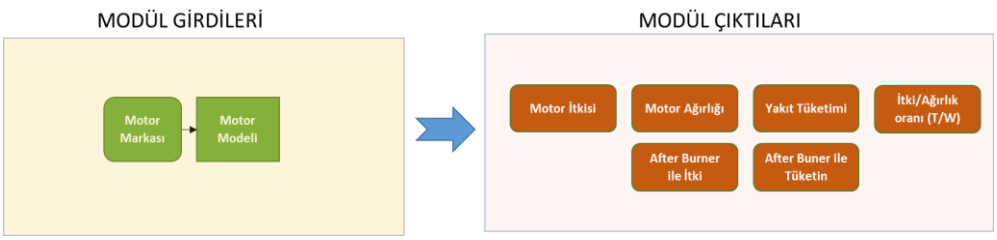
2.2.3. İtki Sistemi Modülü / Motor Seçim Modülü

Üçüncü modül olan Motor Seçim Modülünde; kullanıcı tasarlamakta olduğu hava aracı için itki sistemi seçmektedir. Pazarda mevcut bulunan tüm motor tipleri ve gerekli tüm spesifikasyonları sisteme tanımlanmış olup sistem üzerinde motor marka ve modeli seçilebilmektedir.

Tam olarak 124 adet motor tipi ve spesifikasyon bilgisi sisteme tanımlanmış olup motor ağırlığı, motor itkisi, itki/ağırlık oranı gibi oldukça önemli parametreler kolaylıkla görülebilmekte ve istenilen motor, tasarlanan hava aracı için seçilebilmektedir. Turbojet, turboprob, turbofan ve piston prob kategorilerinde, internet erişimi bulanan tüm motor tipleri sisteme tanımlanmıştır. Marka ve modeli seçtikten sonra ilgili motora ait motor gücü (ard yakıcı açılmadan kuru güç), motor ağırlığı, yakıt tüketimi, itki/ağırlık oranı ve ard yakıcılı motor gücü gibi teknik bilgiler otomatik olarak ekrana gelmektedir. Bu bilgiler, uçağın performans hesaplamalarında baz olarak kullanılacaktır.



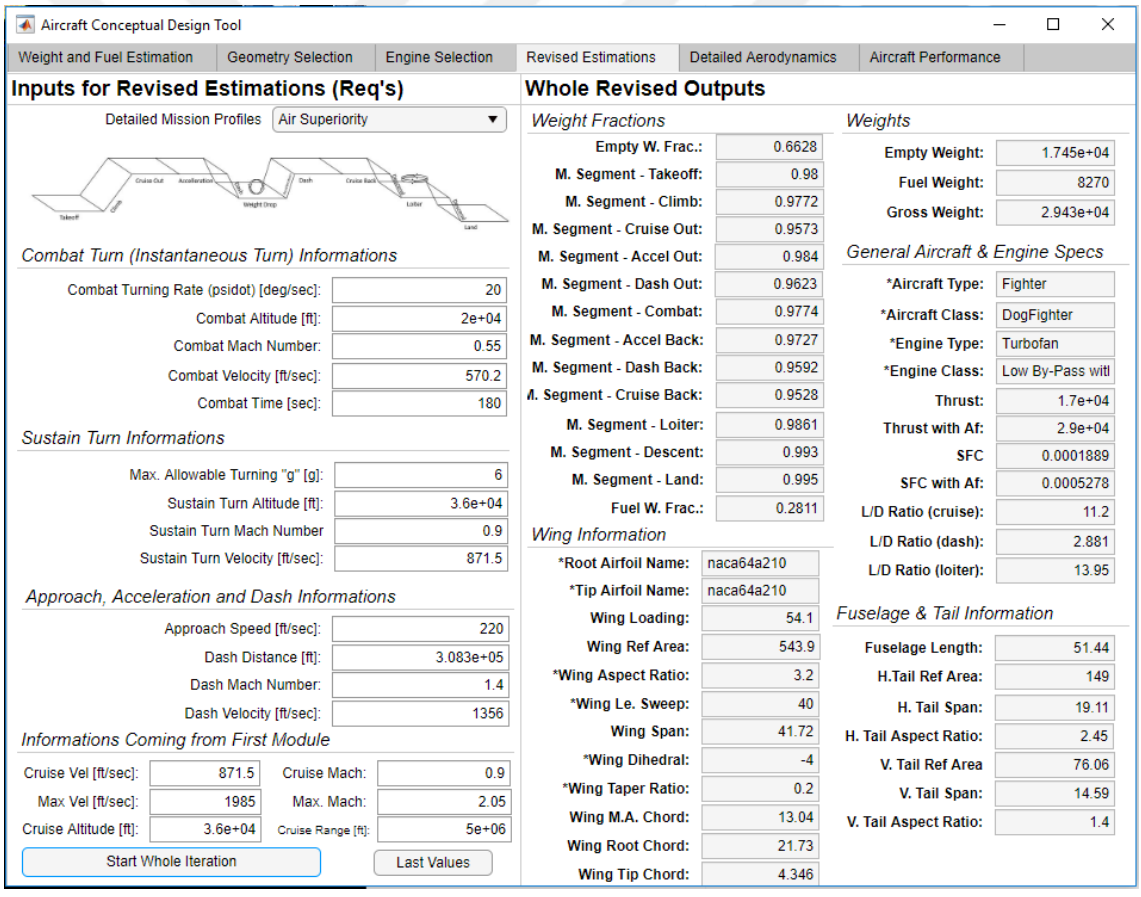
Şekil 53. Motor Seçim Modülü Ekran Görüntüsü



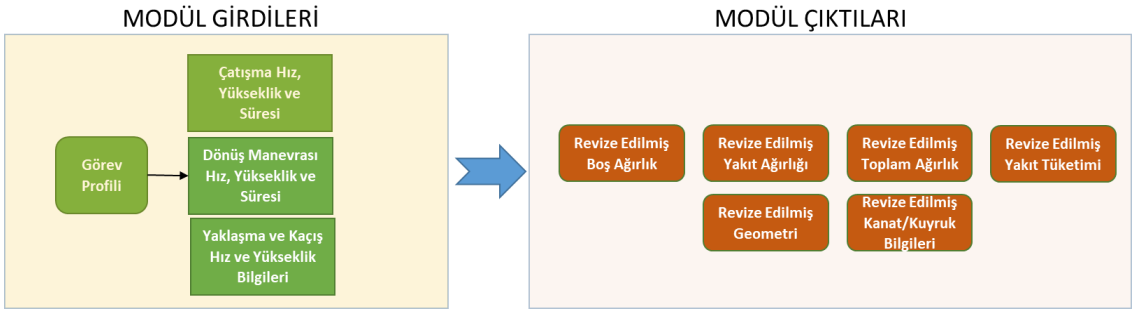
Şekil 54. Üçüncü Modülün Girdileri ve Çıktıları

2.2.4. Revize Tahminleme Modülü

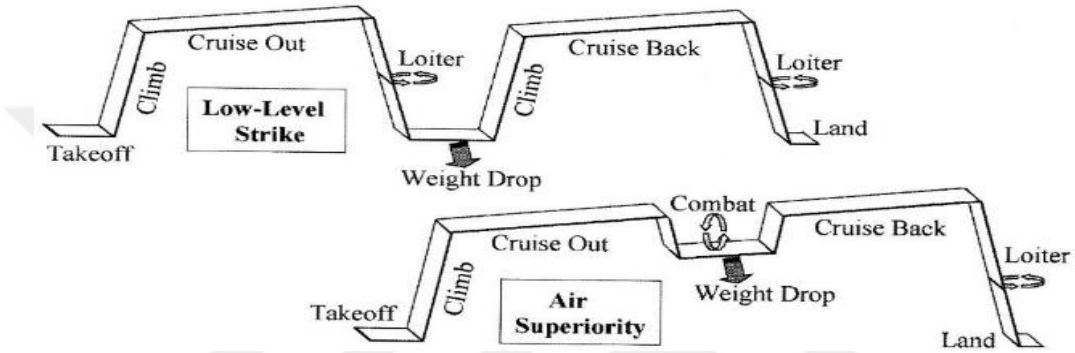
Dördüncü modül olan Revize Tahminleme modülünde, uçak için oldukça önemli olan görev profili (mission profile) seçimi yapılmaktadır. “Hava Üstünlüğü (Air Superiority)” yada “Alçak Mesefe Vuruşu (Low Level Strike)” seçeneklerinden birisi seçilir ve tüm sonuçlar ve çıktılar seçilen bu görev profiline göre değişir. Bu ekranda, ayrıca çatışma esnasındaki istenen ve oldukça önemli olan gereklilikler de tanımlanır. Bunlar; çatışma yüksekliği, çatışma esnasındaki hız, çatışma zamanı, dönüş manevrası, g kuvveti, dönüş manevrası hızı, dönüş manevrası yüksekliği, yaklaşma hızı, kaçış hızı ve kaçış mesafesi gibi oldukça önemli gerekliliklerdir. Ülkelerin savaş doktrinlerine göre bu parametreler değişir ve ihtiyaç duyulan savaş uçağı modeli tasarlanmış olur.



Şekil 55. Dördüncü Modülün Ekran Görüntüsü



Şekil 56. Dördüncü Modül Girdi ve Çıktıları



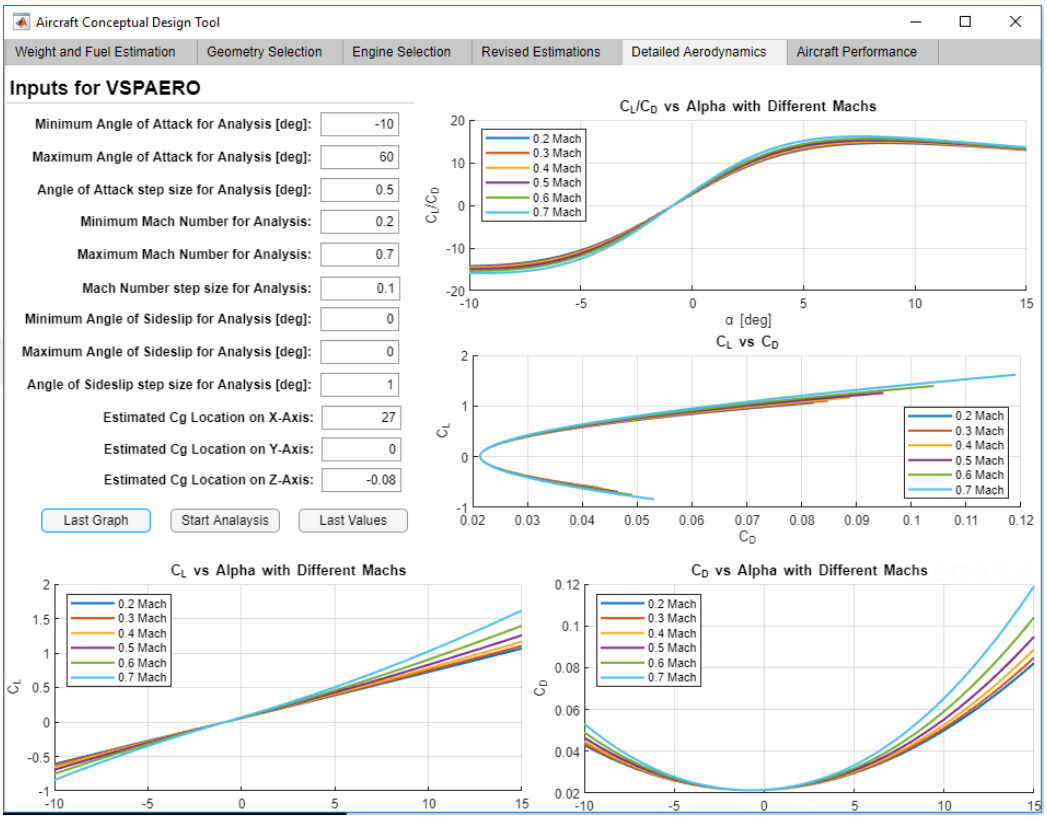
Şekil 57. Görev Profili Tipleri [1]

2.2.5. Detaylı Aerodinamik Modülü

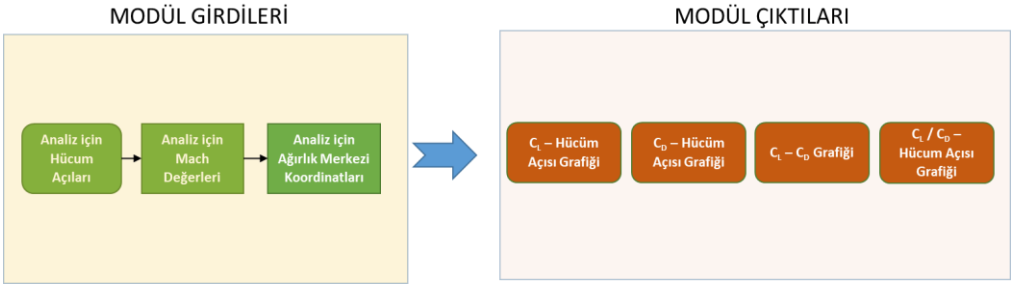
Beşinci modül olan Detaylı Aerodinamik Modülü'nde, hava aracı tasarımı için oldukça önem arz eden "taşıma katsayısı (C_L)" ve "sürükleme katsayısı (C_D)" analizleri gerçekleştirilir. Bu analizler, sistemin OpenVSP yazılımı ile kurduğu bağlantı ile gerçekleştirilir. Bu ekranda aerodinamik analizlerin gerçekleşeceği minimum ve maksimum hücum açısı değerleri (AoA), analizin gerçekleşeceği Mach değerini ve tasarladığımız hava aracının C_g yani ağırlık merkezi koordinatları sisteme tanımlanır. Analizler tamamlandıktan sonra modül, kullanıcıya C_L-AoA yani hücum açısına göre değişen taşıma katsayısı grafiğini, C_D-AoA yani hücum açısına göre değişen sürükleme katsayısı grafiğini ve Taşıma/Sürükleme (L/D) değerinin hücum açısına göre değişim grafiğini verir. Bu veriler, tasarım aşamasında olan bir hava aracı için oldukça önemli bilgilerdir. Bu analiz, klasik bir CFD yazılımı ile gerçekleştiğinde analiz yaklaşık olarak 4-5 gün sürmektedir. Ancak HAKTAS sistemi ve bağlantılı olduğu OpenVSP sistemi ile bu süre 2 saat mertebesine inmektedir. Analizin sonucu, tabi ki pür bir CFD yazılımına göre bir nebze daha zayıftır ancak kavramsal tasarım aşaması için bu çözünürlük iyi seviyelerde sayılmaktadır. Yöntem kısmında, SU2 yazılımıyla

gerçekleştirilen CFD analizi ile HAKTAS sonuçlarının kıyaslandığı bir denemeye ayrıca yer verilecektir.

Çıktı olarak alınan veriler, farklı Mach değerlerindeki sonuçları da içermektedir.



Şekil 58. Beşinci Modülün Ekran Görüntüsü



Şekil 59. Beşinci Modülün Girdi ve Çıktıları

2.3. Yöntem

Yazılım oluşturulurken Daniel P. Rayner'in Aircraft Design isimli kitabı temel alınmış olup kitapta bulunan tüm formüller ve tablolar yazılıma entegre edilmiştir. Böylece otomatik ve hızlı çalışan bir sistem elde edilmiştir. Tüm modüllerin kullanmış olduğu

tablolar ve formüller bir birinden farklı olup yaklaşık olarak yüz adedin üzerinde formül, elli adedin adet tablo ve yaklaşık 8.000 satır kod yazılmıştır. Kullanılan formüller ve tablolar, amaçlarına göre aşağıda verilmiştir.

Boş Ağırlık Tahmininde Kullanılan Denklem ve Tablolar:

$$\frac{W_e}{W_0} = A \cdot W_0^C \cdot K_{VS} \tag{2.1}$$

$$K_{VS} = 1 \tag{2.2}$$

A ve C katsayıları, Tablo 3'de belirtilen hava aracı ve motor tiplerine göre Denklem 2.1'de yerine konur.

Tablo 3. Boş Ağırlık Hesaplama Referans Tablosu

Engine.type	Aircraft.type	Aircraft.class	A	C
Turbojet	Fighter	Trainer	1.59	-0.1
		DogFighter	2.34	-0.13
		Attacker	2.34	-0.13
	UAV	UCAV/Tac Recce (MALE)	1.67	-0.16
		High Altitude (HALE)	2.75	-0.18
		Target/Small	0.97	-0.06
Turbofan	Fighter	Trainer	1.59	-0.1
		DogFighter	2.34	-0.13
		Attacker	2.34	-0.13
	Bomber	Heavy Bomber	1.09	-0.05
		Light Bomber	0.93	-0.07
	UAV	UCAV/Tac Recce (MALE)	1.67	-0.16
		High Altitude (HALE)	2.75	-0.18
		Target/Small	0.97	-0.06
	Military Cargo/Tanker	Classic Military Cargo	1.02	-0.06
Turbo-Prop	Fighter	Trainer	1.59	-0.1
		DogFighter	2.36	-0.18
		Attacker	1.51	-0.1
	Bomber	Heavy Bomber	1.09	-0.05
		Light Bomber	0.93	-0.07
	UAV	UCAV/Tac Recce (MALE)	1.67	-0.16
		High Altitude (HALE)	2.75	-0.18
		Target/Small	0.97	-0.06
	Military Cargo/Tanker	Classic Military Cargo	0.93	-0.07
Piston-Prop	Fighter	Trainer	0.74	-0.03
		DogFighter	2.36	-0.18
		Attacker	1.51	-0.1
	Bomber	Heavy Bomber	1.09	-0.05
		Light Bomber	0.93	-0.07
	UAV	UCAV/Tac Recce (MALE)	1.67	-0.16
		High Altitude (HALE)	2.75	-0.18
		Target/Small	0.97	-0.06
	Military Cargo/Tanker	Classic Military Cargo	0.93	-0.07

Yakıt Ağırlığı Tahmininde Kullanılan Denklemler:

$$\frac{W_f}{W_0} = 1.06\left(1 - \frac{W_x}{W_0}\right) \tag{2.3}$$

$$\frac{W_i}{W_{i-1}} = \exp\left(\frac{-RC}{V(L/D)}\right) \tag{2.4}$$

$$\frac{W_i}{W_{i-1}} = \exp\left(\frac{-EC}{L/D}\right) \tag{2.5}$$

Buna göre hava aracının kalkıştan inişe kadarki tüm fazları içeren genel ağırlık oranları Tablo 4'de belirtilen formüller baz alınarak sırasıyla hesaplanır.

Tablo 4. Kalkıştan İnişe Yakıt Ağırlık Kestirimleri

Takeoff	$\left(\frac{W_i}{W_{i-1}}\right)_{takeoff} = 0.970$
Climb	$\left(\frac{W_i}{W_{i-1}}\right)_{climb} = 0.985$
Cruise	$\left(\frac{W_i}{W_{i-1}}\right)_{cruise} = \exp\left(\frac{-RC}{V(L/D)}\right)$
Loiter	$\left(\frac{W_i}{W_{i-1}}\right)_{loiter} = \exp\left(\frac{-EC}{L/D}\right)$
Landing	$\left(\frac{W_i}{W_{i-1}}\right)_{land} = 0.995$

Yukardaki fazlardan elde edilen yakıt oranları, çarpılarak kalkış iniş arasındaki toplam yakıt oranı (W_f/W_o) hesaplanır. Aşağıdaki denklemde boş ağırlık oranı ve yakıt ağırlık oranı yerine konularak uçağın kalkış ağırlığı tahmin edilir.

Gross Weight Tahmini:

$$W_0 = \frac{W_{crew} + W_{payload}}{1 - (W_f/W_0) - (W_e/W_0)} \tag{2.6}$$

Spesifik Yakıt Tüketimi Tahmini:

Raymer'in [1] vermiş olduğu farklı motor tiplerine göre verilmiş olan yakıt tüketimi grafiği baz alınarak 4. dereceden bir polinom halinde ifade edilir. Denklem 2.7'de belirtilen p katsayıları, dördüncü dereceden polinom katsayıları olup x değerleri ise grafikte geçen Mach sayısı değerleridir.

$$SFC_{Eq} = p_1x^4 + p_2x^3 + p_3x^2 + p_4x + p_5 \tag{2.7}$$

$$SFC_{cruise} = SFC_{Eq}/3600 \tag{2.8}$$

$$SFC_{loiter} = \left(SFC_{Eq} \cdot 0.866\right)/3600 \tag{2.9}$$

$$C = SFC_{Eq}/3600 \tag{2.10}$$

$$SFC_{cruise} = (C \cdot 0.866)/3600 \quad (2.11)$$

$$SFC_{loiter} = C/3600 \quad (2.12)$$

Lift/Drag (Taşıma/Sürükleme) Oranı:

$$\frac{L}{D_{max}} = K_{LD}\sqrt{A_{wetted}} = K_{LD}\sqrt{\frac{A}{S_{wet}/S_{ref}}} \quad (2.13)$$

K_{LD} parametresi, Tablo 5'den uygun hava aracı tipine göre çekilerek Denklem 2.13'de yerine konur. S_{wet}/S_{ref} parametresi ise, Tablo 7'den çekilerek aynı denklemde yerine konur ve $\frac{L}{D_{max}}$ değeri tespir edilir.

Tablo 5. Uçak Tiplerine Göre K_{LD} Oranları (Islak alan)

Aircraft Type	K_{LD} **: Wetted Area Parameters**
Fighter	14
Bomber	14.5
UAV	13.5
Military Cargo/Tanker	14.5

Tablo 6. Motor Tiplerine Göre L/D Hesaplama Referasnları

Engine Type	**Cruise**	**Loiter**
Turbojet / Turbofan	$0.866\,L/D_{max}$	L/D_{max}
Turbo-prop / Piston-Prop	L/D_{max}	$0.866\,L/D_{max}$

Tablo 7. Uçak ve Kanat Tiplerine Göre Swet/Sref Tablosu

Aircraft Type	**Wing Type**	**Swet/Sref**
Fighter	Taper	5.60
	Trapezoid	4.15
	Delta	3.25
	Ogive	3.50
	Sweptback	4.85
Bomber	Taper	3.80
	Delta	3.10
	Ogive	2.20
	Sweptback	7.90
UAV	Taper	3.80
	Delta	2.20
	Rectangular	4.90
	Sweptback	7.90
Military Cargo/Tanker	Sweptback	7.90

Kanat Yüklemesi Hesaplama:

Kanat yüklemesi hesaplanırken, Tablo 8'deki hava aracı tiplerine göre a ve C parametreleri seçilir ve Denklem 2.14'de yerine konur. Elde edilen T/W_0 değeri, Denklem 2.15'de yerine konularak kanat yüklemesi hesaplanır. W değeri de belli olduğu için S (referans kanat alanı) değeri elde edilir.

$$T/W_0 = \alpha \cdot M^C \quad (2.14)$$

$$W/S = (TOP)\sigma C_{L_{TO}} (T/W) \quad (2.15)$$

$$P/W_0 = \alpha \cdot V^C \quad (2.16)$$

$$W/S = (TOP)\sigma C_{L_{TO}} (P/W) \quad (2.17)$$

Tablo 8. Referans Tablolara Göre Oluşturulan T/W Oranı a ve C Katsayıları Tablosu

Motor Tipi	**Uçak Tipi**		**a**	**C**
Turbojet	Fighter	Trainer	0.488	0.728
		DogFighter	0.648	0.594
		Attacker	0.514	0.141
	UAV	UCAV/Tac Recce (MALE)	0.488	0.728
		High Altitude (HALE)	0.648	0.594
		Target/Small	0.514	0.141
Turbofan	Fighter	Trainer	0.488	0.728
		DogFighter	0.648	0.594
		Attacker	0.514	0.141
	Bomber	Heavy Bomber	0.244	0.341
		Light Bomber	0.244	0.341
	UAV	UCAV/Tac Recce (MALE)	0.488	0.728
		High Altitude (HALE)	0.648	0.594
		Target/Small	0.514	0.141
	Military Cargo/Tanker	Classic Military Cargo	0.267	0.341
Turbo-Prop	Fighter	Trainer	0.013	0.5
		DogFighter	0.013	0.5
		Attacker	0.009	0.5
	Bomber	Heavy Bomber	0.036	0.032
		Light Bomber	0.025	0.22
	UAV	UCAV/Tac Recce (MALE)	0.013	0.5
		High Altitude (HALE)	0.013	0.5
		Target/Small	0.009	0.5
	Military Cargo/Tanker	Classic Military Cargo	0.03	0.23
Piston-Prop	Fighter	Trainer	0.013	0.5
		DogFighter	0.013	0.5

		Attacker	0.009	0.5
	Bomber	Heavy Bomber	0.036	0.032
		Light Bomber	0.025	0.22
	UAV	UCAV/Tac Recce (MALE)	0.013	0.5
		High Altitude (HALE)	0.013	0.5
		Target/Small	0.009	0.5
	Military Cargo/Tanker	Classic Military Cargo	0.03	0.23

Kanat Açıklığı Hesaplama:

Referans kanat alanı hesaplandıktan sonra tanımlanmış A (Aspect ratio) değerine göre kanat açıklığı Denklem 2.18'den hesaplanır.

$$b = \sqrt{S \cdot AR} \tag{2.18}$$

Kanat Veteri Hesaplama:

Hesaplanmış kanat açıklığı ve tanımlanmış A (aspect ratio) değerine göre ortalama kanat veteri, Denklem 2.19'dan hesaplanır. Benzer şekilde sivrilik oranı (taper ratio) parametresi Denklem 2.20 ve Denklem 2.21'de yerine konularak kanat kök ve uç veter değerleri hesaplanır.

$$\bar{C} = \frac{b}{AR} \tag{2.19}$$

$$C_{root} = \frac{2S}{b(1+\lambda)} \tag{2.20}$$

$$C_{tip} = \lambda \cdot C_{root} \tag{2.21}$$

Gövde Uzunluğu Hesaplama:

Gövde uzunluğunu tahmin etmek amacıyla, Tablo 9'da verilen ve hava aracı tipine göre değişen a ve C parametreleri seçilir ve Denklem 2.22'de verilen yaklaşıma göre hesaplanır.

$$Length = a \cdot W_0^C \tag{2.22}$$

Tablo 9. Referans Tablolara Göre Oluşturulan Gövde Boyu a ve C Katsayıları Tablosu

Motor Tipi	**Uçak Tipi**	**Uçak Sınıfı**	**a**	**C**
Turbojet	Fighter	Trainer	0.79	0.41
		DogFighter	0.93	0.39
		Attacker	0.93	0.39
	UAV	UCAV/Tac Recce (MALE)	0.79	0.41
		High Altitude (HALE)	0.79	0.41
		Target/Small	0.88	0.43
Turbofan	Fighter	Trainer	0.79	0.41
		DogFighter	0.93	0.39
		Attacker	0.93	0.39
	Bomber	Heavy Bomber	0.23	0.5
		Light Bomber	0.23	0.5
	UAV	UCAV/Tac Recce (MALE)	0.79	0.41
		High Altitude (HALE)	0.79	0.41
		Target/Small	0.88	0.43
	Military Cargo/Tanker	Classic Military Cargo	0.67	0.43
Turbo-Prop	Fighter	Trainer	0.79	0.41
		DogFighter	2.36	0.41
		Attacker	1.51	0.41
	Bomber	Heavy Bomber	0.23	0.5
		Light Bomber	0.93	0.5
	UAV	UCAV/Tac Recce (MALE)	0.79	0.41
		High Altitude (HALE)	0.79	0.41
		Target/Small	0.88	0.43
	Military Cargo/Tanker	Classic Military Cargo	0.67	0.43
Piston-Prop	Fighter	Trainer	0.74	0.03
		DogFighter	2.36	0.41
		Attacker	1.51	0.41
	Bomber	Heavy Bomber	0.23	0.5
		Light Bomber	0.93	0.5
	UAV	UCAV/Tac Recce (MALE)	0.79	0.41
		High Altitude (HALE)	0.79	0.41
		Target/Small	0.88	0.43
	Military Cargo/Tanker	Classic Military Cargo	0.67	0.43

Yatay Kuyruk Boyutları Uzunluğu Hesaplama:

Hava aracı tipine uygun olarak Raymer'de [1] tavsiye edilen boyutlandırma parametreleri olarak; yatay kuyruk hacim oranı (c_{HT}), yatay kuyruk açıklık oranı (AR_{HT}) ve yatay kuyruk sivrilik oranı (λ_{HT}) için aşağıda belirtilen değerler seçilmiştir.

$$c_{HT} = 0.4 \tag{2.23}$$

$$AR_{HT} = 2.45 \tag{2.24}$$

$$\lambda_{HT} = 0.3 \tag{2.25}$$

Seçilen boyutlandırma parametreleri Denklem 2.27'de yerine konarak yatay kuyruk alanı (S_{HT}) hesaplanır. Sonrasında, sırasıyla bütün denklemler hesaplanarak yatay kuyruğun tüm boyut parametreleri hesaplanır.

$$c_{HT} = \frac{L_{HT} S_{HT}}{\bar{C}_W S_W} \tag{2.26}$$

$$S_{HT} = \frac{c_{HT} \bar{C}_W S_W}{L_{HT}} \tag{2.27}$$

$$b_{HT} = \sqrt{S_{HT} \cdot AR_{HT}} \tag{2.28}$$

$$\bar{C}_{HT} = \frac{b_{HT}}{AR_{HT}} \tag{2.29}$$

$$c_{root,HT} = \frac{2S_{HT}}{b_{HT}(1+\lambda_{HT})} \tag{2.30}$$

$$c_{tip,HT} = \lambda_{HT} \cdot c_{root,HT} \tag{2.31}$$

Dikey Kuyruk Boyutları Uzunluğu Hesaplama:

Benzer şekilde, Raymer'de [1] hava aracı tipine uygun olarak tavsiye edilen boyutlandırma parametreleri olan dikey kuyruk hacim oranı (c_{VT}), dikey kuyruk açıklık oranı (AR_{VT}) ve dikey kuyruk sivrilik oranı (λ_{VT}) için aşağıda belirtilen değerler seçilmiştir.

$$c_{VT} = 0.1 \tag{2.32}$$

$$AR_{VT} = 1.4 \tag{2.33}$$

$$\lambda_{VT} = 0.3 \tag{2.34}$$

Seçilen boyutlandırma parametreleri Denklem 2.36'da yerine konarak datay kuyruk alanı (S_{VT}) hesaplanır. Sonrasında, sırasıyla bütün denklemler hesaplanarak dikey kuyruğun tüm boyut parametreleri hesaplanır.

$$c_{VT} = \frac{L_{VT} S_{VT}}{b_W S_W} \tag{2.35}$$

$$S_{VT} = \frac{c_{VT} b_W S_{VT}}{L_{VT}} \tag{2.36}$$

$$b_{VT} = \sqrt{S_{VT} \cdot AR_{VT}} \tag{2.37}$$

$$\bar{C}_{VT} = \frac{b_{VT}}{AR_{VT}} \tag{2.38}$$

$$c_{root,VT} = \frac{2S_{VT}}{b_{VT}(1+\lambda_{VT})} \tag{2.39}$$

$$c_{tip,VT} = \lambda_{VT} \cdot c_{root,VT} \tag{2.40}$$

$$S_{HT} = \frac{c_{HT}\bar{C}_W S_W}{L_{HT}} \quad (2.41)$$

Revize Boş Ağırlık Hesaplama:

Denklem 2.1'de belirtilen boş ağırlık oranı hesaplaması, Modül 1'deki ilk tahminler için kullanılmıştır. Dördüncü Modül'de ise daha kapsamlı bir ağırlık oranı hesaplamak amacıyla Denklem 2.42 kullanılır. Bu denklem, önceki modüllerde belirlenmiş olan; Mach sayısı, kanat alanı, motor itkisi, revize gros ağırlık bilgilerini kullanmaktadır.

$$\frac{W_e}{W_0} = a + bW_0^{C1}A^{C2}(T/W_0)^{C3}(W_0/S)^{C4}M_{max}^{C5} \quad (2.42)$$

Tablo 10. Referans Tablolara Göre Oluşturulan Boş Ağırlık Katsayıları Tablosu

Motor Tipi	Uçak Tipi	a	b	C1	C2	C3	C4	C5
Turbojet	Trainer	0	4.28	-0.1	0.1	0.2	-0.24	0.11
	DogFighter	-0.02	2.16	-0.1	0.2	0.04	-0.1	0.08
	Attacker	-0.02	2.16	-0.1	0.2	0.04	-0.1	0.08
Turbofan	Trainer	0	4.28	-0.1	0.1	0.2	-0.24	0.11
	DogFighter	-0.02	2.16	-0.1	0.2	0.04	-0.1	0.08
	Attacker	-0.02	2.16	-0.1	0.2	0.04	-0.1	0.08
Turbo-Prop	Trainer	0	4.28	-0.1	0.1	0.2	-0.24	0.11
	DogFighter	-0.25	1.18	-0.2	0.08	0.05	-0.05	0.27
	Attacker	-0.9	1.36	-0.1	0.08	0.05	-0.05	0.2
Piston-Prop	Trainer	0	1.67	-0.14	0.07	0.1	-0.1	0.11
	DogFighter	-0.25	1.18	-0.2	0.08	0.05	-0.05	0.27
	Attacker	-0.9	1.36	-0.1	0.08	0.05	-0.05	0.2

Görev Profiline Göre Ağırlık ve Bazı Diğer Hesaplamalar:

Dördüncü Modül'de belirlenmiş görev profiline göre tüm fazlardaki yakıt tüketim oranları ayrı ayrı hesaplanır. Detaylı görev profiline göre Denklem 2.43-2.50 arasındaki tüm yakıt oranları Denklem 2.51'de gösterildiği şekilde çarpılarak elde edilir. Denklem 2.52'de yerine konularak toplam yakıt oranı elde edilir.

$$\frac{W_i}{W_{i-1}} = 0.98\ (0.97 - 0.99) \quad (2.43)$$

$$\frac{W_i}{W_{i-1}} = 1.0065 - 0.0325 \cdot M \quad (2.44)$$

$$\frac{W_i}{W_{i-1}} = 0.091 - 0.007M - 0.01M^2 \quad (2.45)$$

$$\frac{W_i}{W_{i-1}} = \exp\left(-\frac{RC}{V(L/D)}\right) \tag{2.46}$$

$$\frac{W_i}{W_{i-1}} = \frac{0.091-0.007M-0.01M^2}{1.0065-0.0325 \cdot M} \tag{2.47}$$

$$\frac{W_i}{W_{i-1}} = 1 - C(T/W)d \tag{2.48}$$

$$\frac{W_i}{W_{i-1}} = \exp\left(\frac{-EC}{L/D}\right) \tag{2.49}$$

$$\frac{W_i}{W_{i-1}} = 0.993\ (0.990 - 0.995) \tag{2.50}$$

$$\left(\frac{W_x}{W_0}\right)_{total} = \frac{W_1}{W_0} \cdot \frac{W_2}{W_1} \cdot \frac{W_3}{W_2} \dots \frac{W_x}{W_{x-1}} \tag{2.51}$$

$$\frac{W_f}{W_0} = 1.06\left(1 - \frac{W_x}{W_0}\right) \tag{2.52}$$

Hesaplanan boş ağırlık oranı (Denklem 2.42) ve yakıt oranı (Denklem 2.52) hava aracının revize ağırlığını hesaplamak amacıyla Denklem 2.53'de yerine konur.

$$W_0 = \frac{W_{crew}+W_{payload}}{1-(W_f/W_0)-(W_e/W_0)} \tag{2.53}$$

Boyutları belirlenmiş hava aracının ilk performans parametreleri Denklem 2.54-2.58 arasında verilmiş formüllere göre hesaplanır.

Oswald kanat verimlilik faktörü;

$$e = 4.61(1 - 0.045A^{0.68})(\cos\Lambda_{LE})^{0.15} - 3.1 \tag{2.54}$$

Taşıma / Sürükleme oranı;

$$\frac{L}{D} = \frac{1}{\frac{qC_{D0}}{W/S}+\frac{W}{S}\frac{1}{q\pi Ae}} \tag{2.55}$$

Dinamik basınç;

$$q = \frac{1}{2}\rho V^2 \tag{2.56}$$

Parazit sürükleme kaysayısı;

$$C_{D0} = 2 \cdot C_{fe} \cdot \frac{S_{wet}}{S_{ref}} \tag{2.57}$$

K sürükleme katsayısı;

$$K = \frac{A(M^2-1)\cos\Lambda_{LE}}{(4A\sqrt{M^2-1})-2} \tag{2.58}$$

Görev Profiline Göre Kanat Yüklemesi Hesaplama:

Görev profilinin fazları için kanat yükleme gereksinimi Denklem 2.59-2.69 arasında verilmiş olan formüllerden hesaplanır. Hesaplanan W/S değerlerden en küçüğü, diğer uçuş fazlarını da hali hazırda sağladığı için nihai kanat yüklemesi değeri olarak seçilir.

$$\left(\frac{W}{S}\right)_{stall} = \frac{1}{2}\rho V_{stall}^2 C_{L,max} \tag{2.59}$$

$$\left(\frac{W}{S}\right)_{land} = (1000)\sigma C_{L,max}/80 \tag{2.60}$$

$$\left(\frac{W}{S}\right)_{takeoff} = \frac{1}{2}\rho V^2 \frac{C_{L,max,takeoff}}{1.21} \tag{2.61}$$

$$\left(\frac{W}{S}\right)_{cruise} = q\sqrt{\pi e A C_{D0}/3} \tag{2.62}$$

$$\left(\frac{W}{S}\right)_{takeoff,Cruise} = \left(\frac{W}{S}\right)_{cruise}\left(\frac{0.97}{0.977}\right) \tag{2.63}$$

$$\left(\frac{W}{S}\right)_{Ins.turn,Combat} = \frac{qC_{L,turn,max}}{n} \tag{2.64}$$

$$\left(\frac{W}{S}\right)_{takeoff,Ins.turn,combat} = \left(\frac{W}{S}\right)_{Ins.turn,Combat}/0.85 \tag{2.65}$$

$$\left(\frac{W}{S}\right)_{sustained\ turn,combat} = \frac{\left(\frac{T}{W}\right)_{turn} + \sqrt{\left(\frac{T}{W}\right)_{turn}^2 - \frac{4n^2 C_{D0}}{\pi e A}}}{2n^2/q\pi e A} \tag{2.66}$$

$$\left(\frac{W}{S}\right)_{sus.turn,takeoff,combat} = \left(\frac{W}{S}\right)_{sus.turn,combat}/0.85 \tag{2.67}$$

$$\left(\frac{W}{S}\right)_{comb} = 0.85 \cdot \left(\frac{W}{S}\right)_{takeoff,Ins.turn,combat} \tag{2.68}$$

$$\left(\frac{W}{S}\right)_{search\ turn} = \frac{\left(\frac{T}{W}\right)_{turn} + \sqrt{\left(\frac{T}{W}\right)_{turn}^2 - \frac{4n^2 C_{D0}}{\pi e A}}}{2n^2/q\pi e A} \cdot \frac{1}{0.85} \tag{2.69}$$

Yukarıda gerçekleştirilen kanat yükelmesi hesaplamaları için ihtiyaç duyulan ek formüller, Denklem 2.70-2.74 arasında verilmiştir.

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{comb} = \frac{qC_{D0}}{\left(\frac{W}{S}\right)_{comb}} + \left(\frac{W}{S}\right)_{comb}\frac{n^2}{q\pi e A} \tag{2.70}$$

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{fin} = \left(\frac{T}{W}\right)_{comb} \cdot 0.85 \cdot \frac{T_0}{16000} \tag{2.71}$$

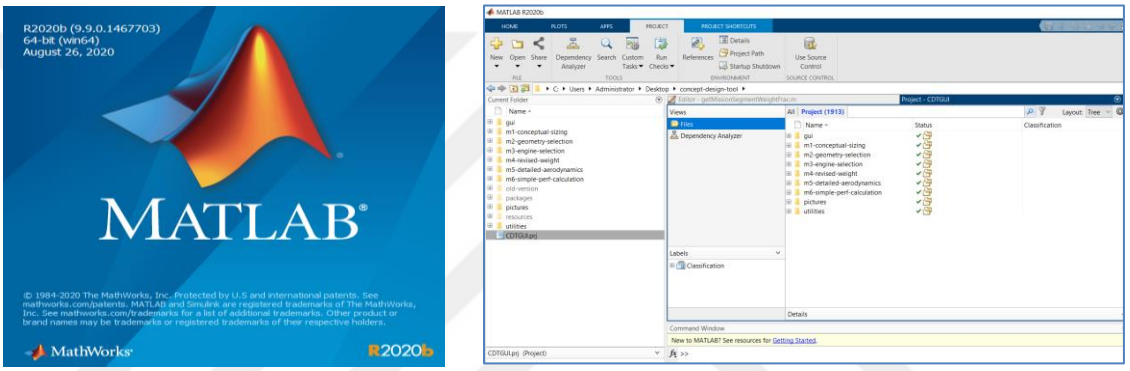
$$\left(\frac{T}{W}\right)_{turn} = \frac{T}{W_0}\frac{1}{0.85}\frac{16000}{T_0} \tag{2.72}$$

$$\dot{\psi} = \frac{g\sqrt{n^2-1}}{V} \tag{2.73}$$

$$n_{Ins.turn} = \sqrt{\left(\frac{\dot{\psi} V_{Ins.turn}}{g}\right)^2 + 1} \tag{2.74}$$

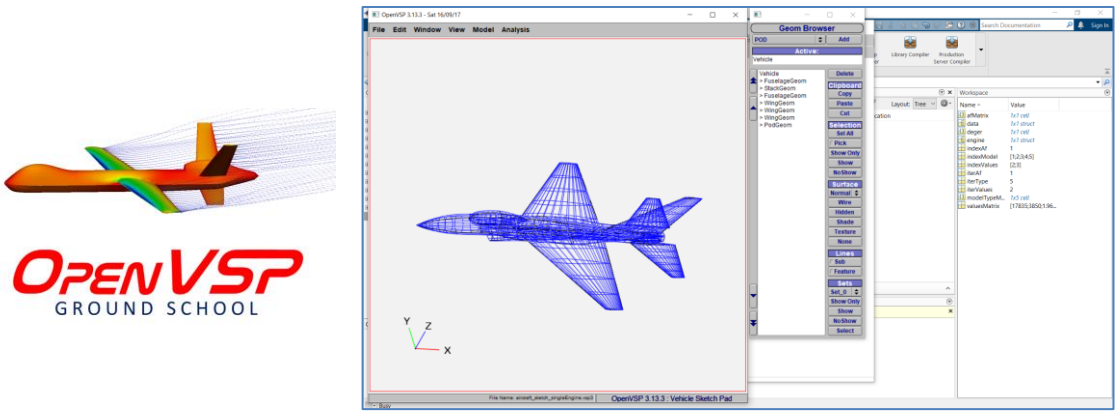
2.4. Materyal

Çalışma yapılırken ana yazılım olarak MATLAB R2020b sürümü kullanılmıştır. Bu sürüm, 2020 yılında geliştirilmiş olup şuan kullanılan son sürüm ise 2021b versiyonudur. Tüm kod çalışmaları bu yazılım üzerinde gerçekleştirilmiş olup diğer bazı yazılımları entegre etme görevi de MATLAB üzerinden icra edilmiştir. Daniel P. Rayer'in "*Aircraft Design: A Conceptual Approach"* adlı kitabının 6. Sürümü, ana kaynak olarak kullanılmış olup kitaptaki denklem, formül ve tablolar, MATLAB üzerine entegre edilerek otomatik bir hava aracı tasarım sistemi elde edilmiştir.

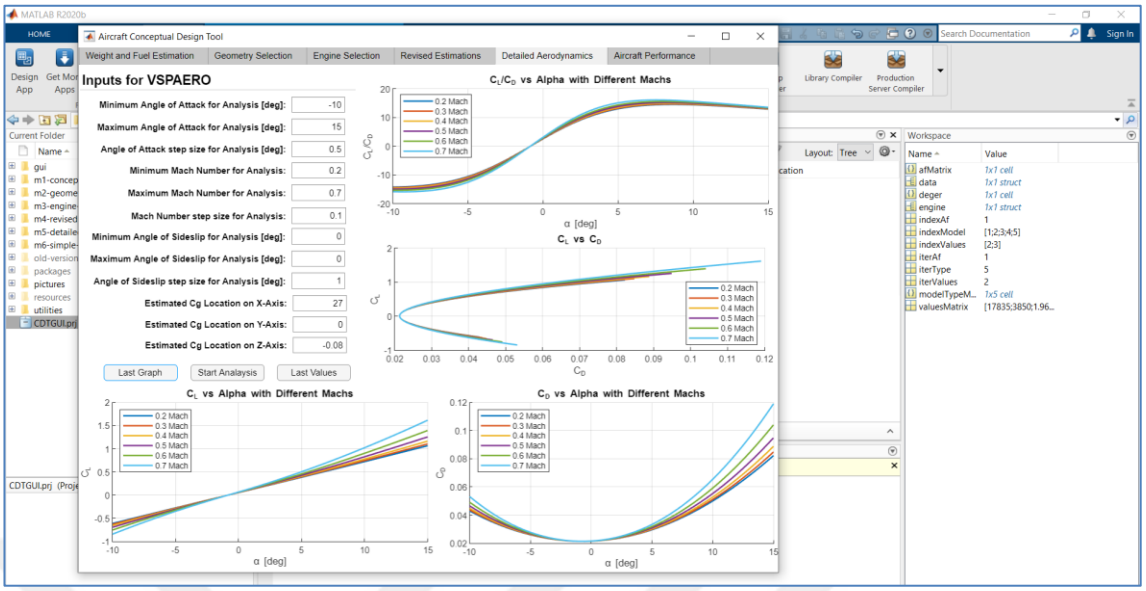


Şekil 60. MATLAB R2020b Sürümü ve Yazılımın Ekran Görünümü

Bununla birlikte OpenVSP yazılımının v3.13.3 windows sürümü, skeç seviyesinde geometri elde etmek için kullanılmıştır. Ayrıca, sistemin vermiş olduğu geometriler kullanılarak hava aracının C_L, C_D, L/D gibi aerodinamik değerleri elde edilmiştir. Revize geometri kısmında da yine bu yazılım kullanılmıştır.

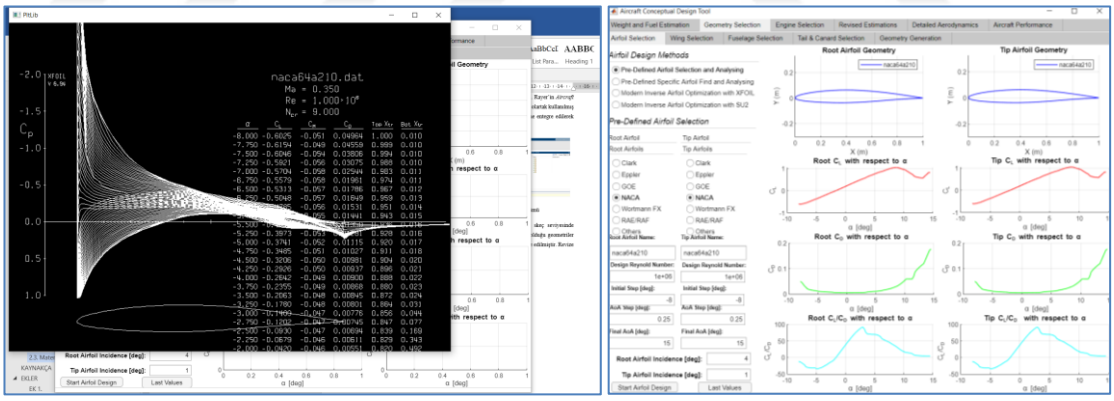


Şekil 61. OpenVSP 3.24.0 Sürümü ve Elde Edilmiş Geometri Örneği



Şekil 62. OpenVSP 3.24.0 Sürümü ile Elde Edilmiş Aerodinamik Çıktılar

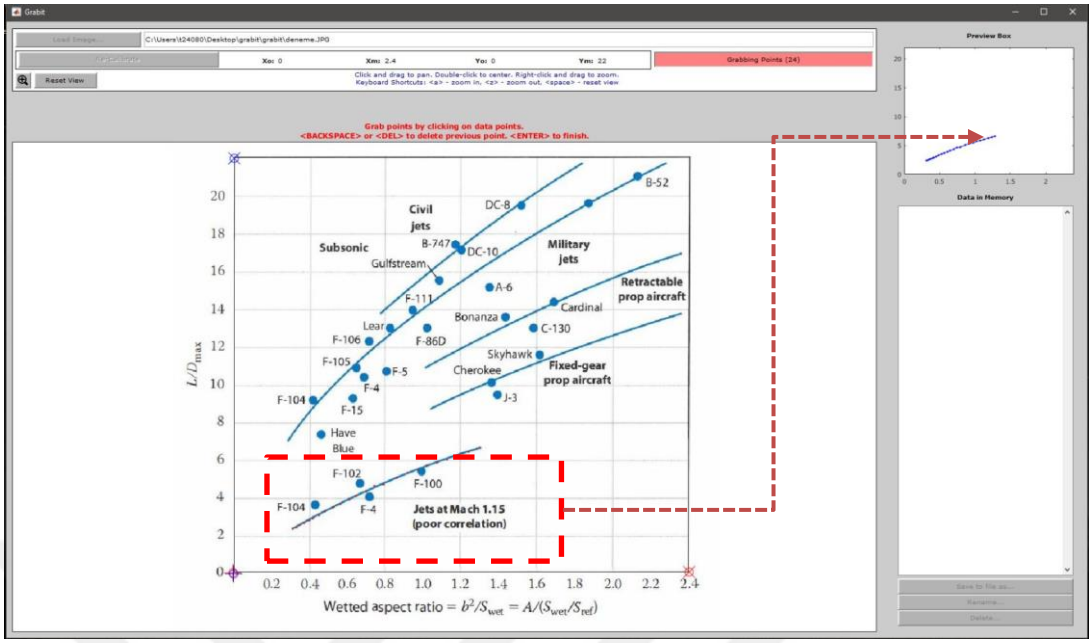
XFOIL yazılımının v6.94 windows sürümü, seçilen kanat profilinin analiz edilmesinde, kanat C_L ve C_D değerlerinin hücum açısına göre analiz edilip grafiklerin elde edilmesinde kullanılmıştır.



Şekil 63. XFOIL Yazılının Analiz ve Sonuç Görüntülerinden Bir Örnek

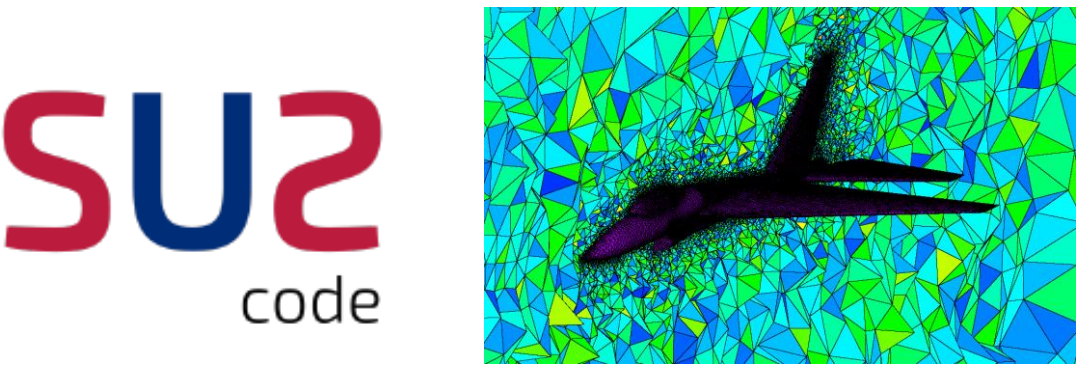
Grabit yazılımının v1.0.0.1 versiyonu, elimizde hali hazırda bulanan bazı dataların, daha geniş aralığa yayılmasında, yani elde olmayan verilerin lineer ya da eksponansiyel olarak tahmin edilmesinde (lineer, exponansiyel yada parabolik interpolasyon) ve eğri uydurulması (curve fitting) işlemlerinde kullanılmıştır.

Yazılım kullanılırken, öncelikle eksenler ve orijin noktaları sisteme tanıtılmakta olup daha sonra elimizde mevcut bulunan eğri üzerinden noktalar sisteme eklenmektedir. Sistem, nokta pozisyonlarını kullanarak bir fonksiyon uydurmaktadır.



Şekil 64. GRABIT Yazılımı Kullanılarak Eğri Uydurma (Curve Fitting) İşlemi

SU2'nun 6.2.0 versiyonu, sistemin otomatik olarak yapmış olduğu CFD analizlerinin sağlamasını yapmak için kullanılmıştır. HAKTAS sistemi, pür bir CFD yazılımı olmamasından dolayı, sistemin yapmış olduğu aerodinamik analizlerinin ne derece gerçeğe yakın olduğunu gerçek bir CFD yazılımı ile doğrulamak gerekmiştir. SU2 yazılımı burada devreye girmiştir. Bu esnada 512 çekirdekli bir yüksek performans bilgisayarı (HPC) kullanılmıştır.



Şekil 65. SU2 6.6.2 Sürümü İle Gerçekleştirilen Bir Analizden Görünümü

Ayrıca sistemin 2. Modülü olan Geometri Seçim Modülü'nde, kanat profili seçimi gerçekleştirilirken, sistem SU2 ile de seçim yapma imkanı vermektedir. Ancak bu pratik bir yöntem olmadığı için pek tercih edilmemektedir. Bu yöntem uygulanmak istendiğinde, HAKTAS yazılımı bazı parametrelerin girilebileceği bir text dokümanı

oluşturmakta, bu doküman SU2 sistemine manuel olarak kullanıcı tarafından yüklenmekte, analiz sonuçları SU2 aracılığıyla elde edilmekte ve tekrar text dosyası olarak HAKTAS sistemine yüklenmektedir. Bunun yerine, sistemin veri tabanında yüzlerce çeşidi kayıtlı bulunan kanat profillerinin içerisinden seçim yapmak daha pratik bir yöntemdir.

Bulgular ve Sonuç bölümünde, yazılımın ne derece doğru çalıştığını doğrulamak için gerçek bir uçağın verileri kullanılmış olup, yazılımın gerçeğe ne derece yakın sonuçlar verdiği analiz edilmiştir. Bu işlem yapılırken, dünyanın en popüler muharip hava aracı olan F-16 Fighting Falcon verileri kullanılmıştır. Bu veriler araştırılırken öncelikli olarak üretici firmanın data sheet'leri (veri tabloları) kullanılmıştır. Daha sonra www.aerospaceweb.org ve https://fas.org gibi resmi siteler, daha sonra ise http://www.dept.aoe.vt.edu ve https://cdn.cloudflare.steamstatic.com gibi havacılık sitelerinin verileri kullanılmıştır. Kaynaklar kısmında bu sitelerin detay linkleri ayrıca verilmiştir.

3. BÖLÜM
BULGULAR VE TARTIŞMA

3.1. Araştırma Modeli

HAKTAS yazılımın performansını ve başarı oranını tespit etmek için gerçek bir hava aracının değerleri kullanılarak bir demo çalışması gerçekleştirilmiştir. Bu işlem için oldukça popüler bir muharip hava aracı olan F-16 Fighting Falcon *(General Dynamics olarak üretime başlanmış olup günümüzde Lockheed Martin olarak devam etmektedir)* seçilmiştir. Hava aracına ait gerçek veriler; genel, kanat ve kuyruk, performans, ağırlık ve yük başlıkları altında aşağıdaki tablolarda görüldüğü gibi elde edilmiştir.

Tablo 11. F-16 Veri Seti [22-26]

GENERAL FEATURES	
Length	49 ft 5 in (15.06 m)
Wingspan	32 ft 8 in (9.96 m)
Height	16 ft (4.9 m)
Wing area	300 sq ft (27,88 m2)
Empty weight	18,900 lb (8,573 kg)
Gross weight	26,500 lb (12,020 kg)
Max takeoff weight	42,300 lb (19,187 kg)
Fuel capacity	7,160 pounds (3,250 kg)
Powerplant	Turbofan (x1)
Thrust	17,155 lbf
Wiht Afterburner	29,500 lbf
Crew	1 person
Lenght	49.33 ft (15.03 m)
Height	16.33 ft (5.09 m)

WING&TAIL FEATURES	
Root Airfoil Section	NACA 64A204
Tip Airfoil Section	NACA 64A204
Wing Area	300.0 ft² (27.88 m²)
Aspect Ratio	3,2
Sweepback Angle	40° at leading edge
Tailplane Span	18.29 ft (5.57 m)
Tailplane Area	63.7 ft² (5.92 m²)
Tailfin Area	43.1 ft² (4.00 m²)
Wing Taper Ratio	20°
Wing Dihedral	~-4°
Horizontal Tail	Yes
#Vertical Tail	1
Canard	No Canard
Horizontal Dihedral	~-4°

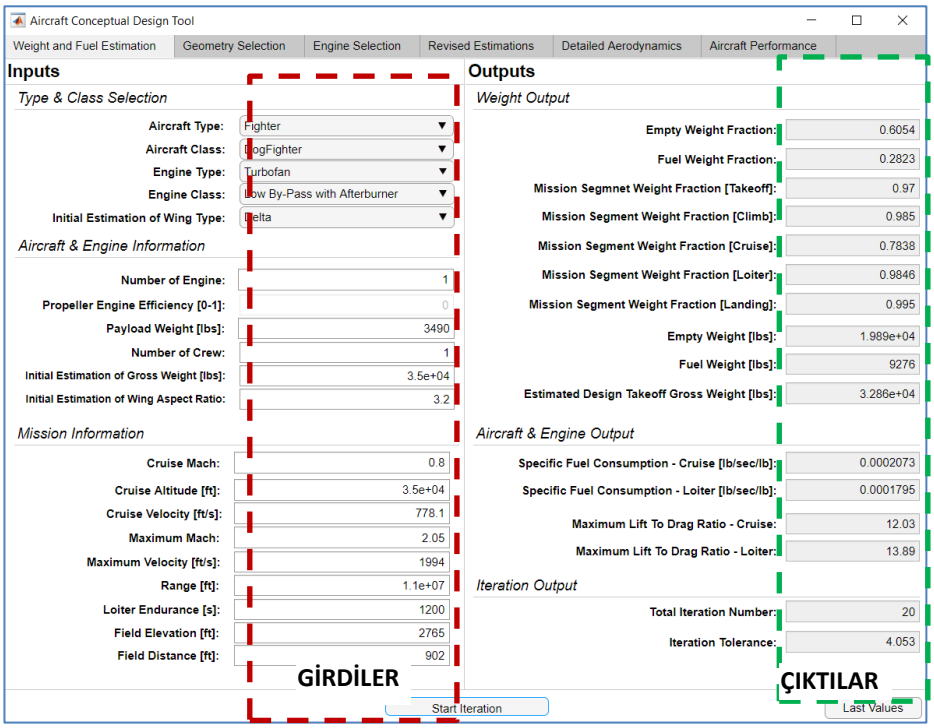
PERFORMANCE FEATURES	
Maximum speed	Mach 2,05 (@40.000)
Maximum speed	Mach 1,2 (@Sea Level)
Combat range	295 nmi (339 mi, 546 km)
Ferry range	2,277 nmi (2,620 mi, 4,217 km)
Service ceiling	50,000 ft (15,000 m)
G limits	+9.0
Rate of climb	72,000 ft/min (370 m/s)
Wing loading	88.3 lb/sq ft (431 kg/m2)
Thrust/weight	1.095

WEIGHTS & LOADINGS	
Empty Weight	18,900 lb (8,573 kg)
Normal Takeoff	27,100 lb (12,295 kg)
Gross weight	26,500 lb (12,020 kg)
Maximum Takeoff	42,300 lb (19,185 kg)
Fuel capacity (int.)	7,160 pounds (3,250 kg)
Fuel capacity (ext.)	8,015 lb (3,645 kg)
Payload (with fuel)	10,600 lb (4,808 kg)
Payload (without fuel)	3,490 lb (1.583 kg)
Wing loading	88.3 lb/sq ft (431 kg/m2)

Bu hava aracının verilerine ulaşmak için bir dizi internet taraması yapılmış olup öncelikle üretici firmanın beyan ettiği performans verileri kullanılmıştır. Ek bilgi ihtiyacında ise sırasıyla resmi bazı havacılık siteleri ve daha sonra da havacılık bilgilendirme siteleri kullanılmıştır. Kaynaklar kısmında bu bilgilere yer verilmiştir. [22-26]

3.2. Modül 1 Sonuçları ve Analizi

Elde edilen bu veriler, yazılım ilk modülü olan ağırlık ve yakıt tahmini modülüne tanımlanmış olup ilk modül çalıştırılmıştır.



Şekil 66. F-16 Genel Datalarının Sisteme Tanımlanması (Birinci Modül)

F-16 bir taarruz (figther) uçağı olup it dalaşı (dog fighter) sınıfındadır ve Turbofan Low By-Pass motor kullanmaktadır. Bu kısım tanımlandıktan sonra motor adedi 1, paralı yük (payload) miktarı 3.490 lbs ve açıklık oranı (aspect ratio) 3.2 olarak sisteme tanınmıştır. Bunlar spesifikasyon bilgileridir. Sistem başlangıçta bir tahmini Gross Weight istediği için bu değer 35.000 lbs olarak tanımlanmıştır. Sistem bu modülde yaklaşık gros ağırlık, boş ağırlık ve yakıt ağırlığı verileri tahmin edecektir.

Ayrıca seyrüsefer hızı (cruise mach) olarak 0.8 Mach, seyrüsefer irtifası (cruise altitude) olarak 35.000 ft değeri atanmış olup bu değerler muharip hava araçları için standart sayılacak değerlerdir. Maksimum Mach değeri ise F-16 spek bilgisi olan 2.05 Mach olarak belirlenmiştir. Menzil (range) olarak ise 1.1e7 ft değeri belirlenmiştir. Spek tablolarına baktığımızda savaş menzili (combat range) ve uç mezil (ferry range) olarak iki değer görünmektedir. Savaş menzili (combat range); mühimmat, mürettebat ve yakıt olarak tam dolu olduğunda gidebileceği mesafeyi göstermektedir, uç mezil (ferry range) ise sadece yakıt tankı doldurularak ve hatta harici yakıt tanklarının da tam dolu olması durumunda gidebileceği ileri uç mesafeyi göstermektedir. Ancak Daniel. P. Raymer'in metodolojisinde kullanılan menzil ikisi de değildir. Bahsi geçen menzil; ek yakıt tankı olmadan, sadece dahili yakıt istasyonlarının ful dolu olmasıyla ve mühimmatsız şekilde gidilebilecek maksimum menzildir. Bu bilgi F-16 data sheet'lerinde bulunmadığı için ve tanımdan yola çıkarak bu meafenin 4.217 km < olması gereksinimiyle yaklaşık olarak 3.355 km, yani 1.1 e7 olarak atanmıştır.

Loiter süresi (loiter endurance) değeri, iniş manevrası için gereken süre olup bu oran FAA kuralları gereği minimum 20 dakika olarak belirlenmiştir. Dolayısıyla sisteme 1.200 sn olarak atanmıştır. [20, 27] Pistin rakım bilgisi için (field elevation) Ankara Mürted Hava üssünün rakım bilgisi olan 2.765 feet değeri atanmış olup [28] pist uzunluğu (field distance) için ise F-16 minimum kalkış mesafesi olan 902 feet değeri atanmış ve ilk modül çalıştırılmıştır.

Bu girdilere göre sistemin ilk modülü bazı çıktıları hızlı bir şekilde *(~1,5 sn)* kullanıcıya sunmuştur. Bu bilgiler; hava aracının boş ağırlığı, yakıt ağırlığı, kalkış gros ağırlığı (take off gross weight), spesifik yakıt tüketimi bilgisi ve max L/D oranlarıdır.

Tablo 12. Gerçek F-16 Verileri ile HAKTAS İlk Modül Sonuçlarının Kıyaslanması

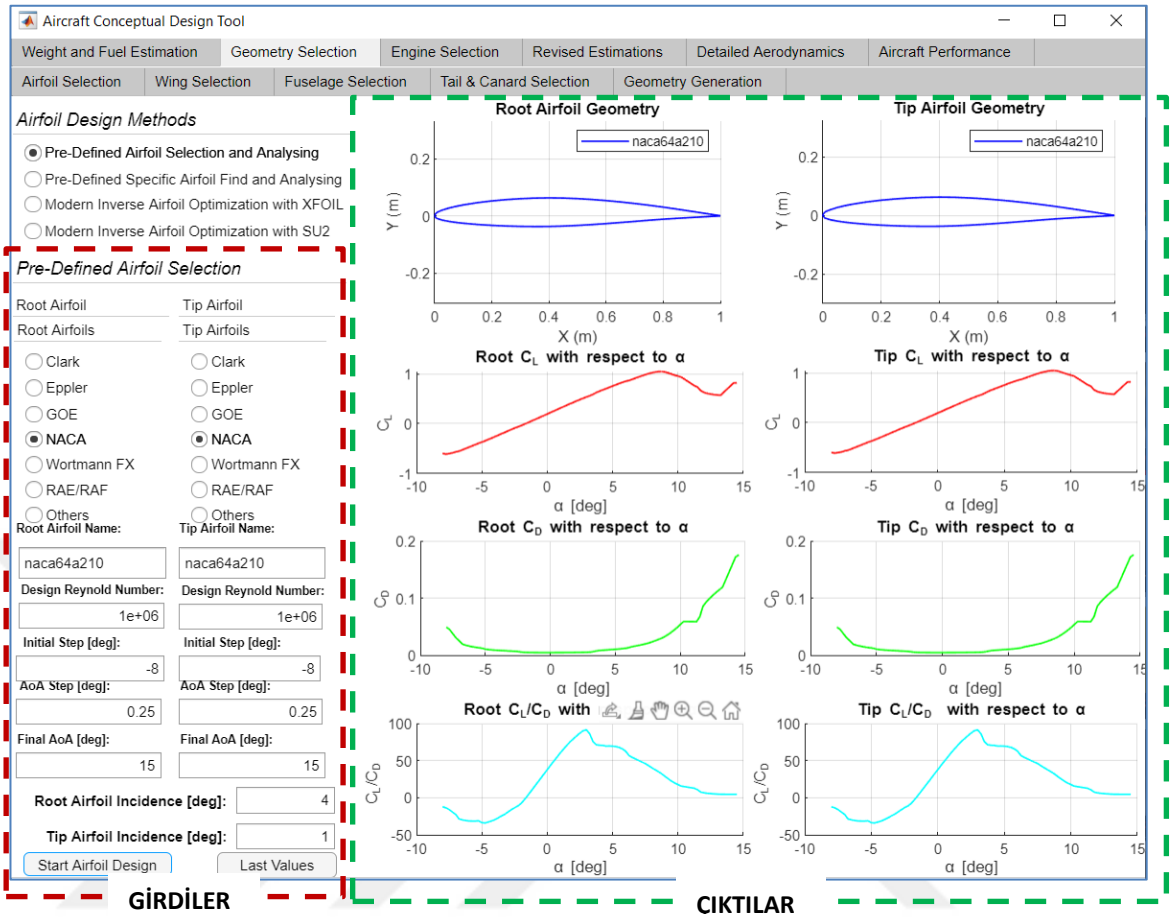
	F-16 spek değeri	HAKTAS	Sapma (%)
Boş Ağırlık (lb)	18.900	19.890	5,23
Gross Weight (lb)	26.500	32.860	24
Yakıt Ağırlığı (lb)	7.160	9.276	29,5
Max L/D oranı	15,75 [29]	13,89	11,8
Yakıt Tüketimi - SFC (lb/sc/lb)	0.00013* [30, 31]	0.00020	30,76

** SFC= lb/sc/lb= (8.000 lb /3.600 sn) / 17.000 lbf*

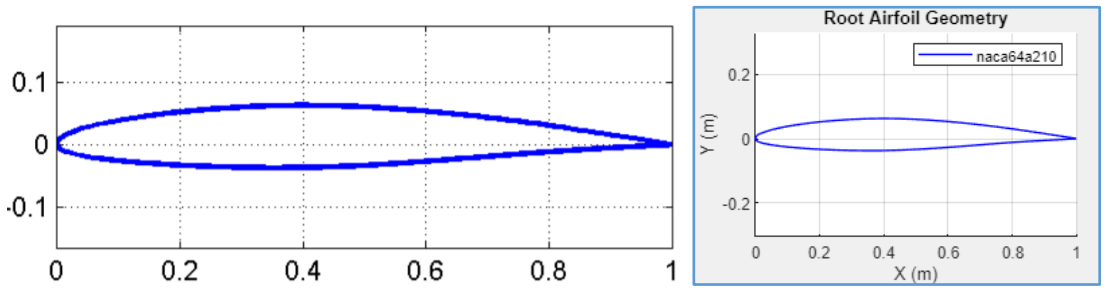
Sistem, ilk modülde hızlı bir şekilde bazı sonuçlar vermiş olup bu sonuçlar gerçek değerlere yakındır. Ancak ilerleyen modüllerde sistem daha hassas hesaplamalar yapacak olup doğruluk oranı daha yüksek sonuçlar elde edilecektir.

3.3. Modül 2 Sonuçları ve Analizi

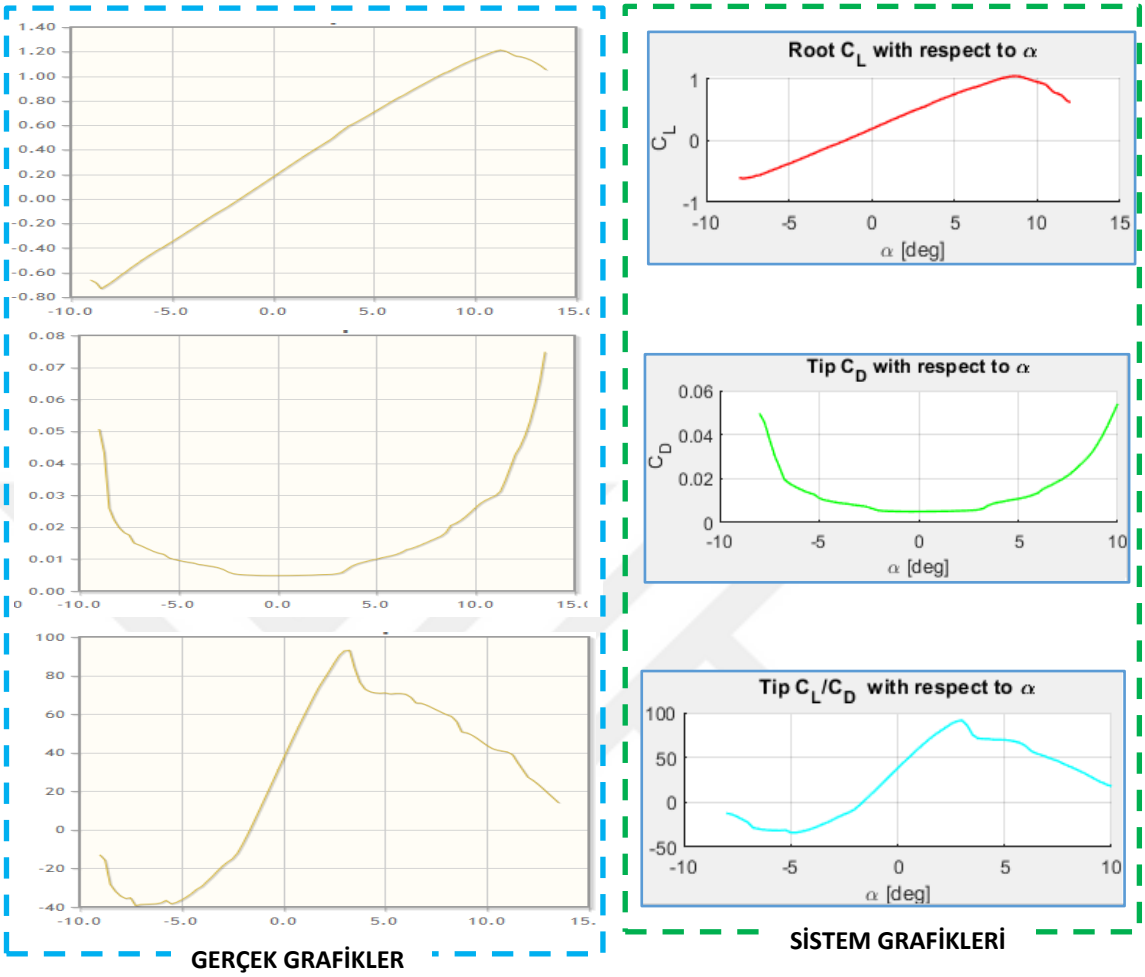
İlk modülde olduğu gibi ikinci modülde de gerçek F-16 verileri sisteme tanımlanmış olup elde edilen sonuçlar incelenmiştir. Bu modülde, 5 ayrı alt modül bulunmakta olup *(Detaylar için 2.2.2 bölümü incelenebilir)* ilk modül olan "Kanat Profili Seçim Modülü" tanımlamaları aşağıdaki gibi gerçekleştirilmiştir. Kanat profili seçim yöntemlerinde "veri tabanına tanımlı profillerden seçme" seçeneği kullanılmış olup F-16 hava aracının kanat profile en yakın olan NACA64a210 kodlu profil seçilmiştir. Ayrıca analiz yapılırken -8 derece ile +15 derece arası analiz aralığı ve 0.25 derece analiz adım aralığı belirlenmiştir. Adım aralığı ne kadar küçük olursa analizin çözünürlüğü o kadar yüksek olmaktadır. Analizin yapılacağı ortamın Reynold katsayısı ise 1 milyon olarak seçilmiştir.



Şekil 67. F-16 Kanat Profili Bilgilerinin Sisteme Tanımlanması (İkinci Modül)



Şekil 68. Gerçek Airfoil Geometrisi ile HAKTAS Sonucunun Kıyaslanması [32]

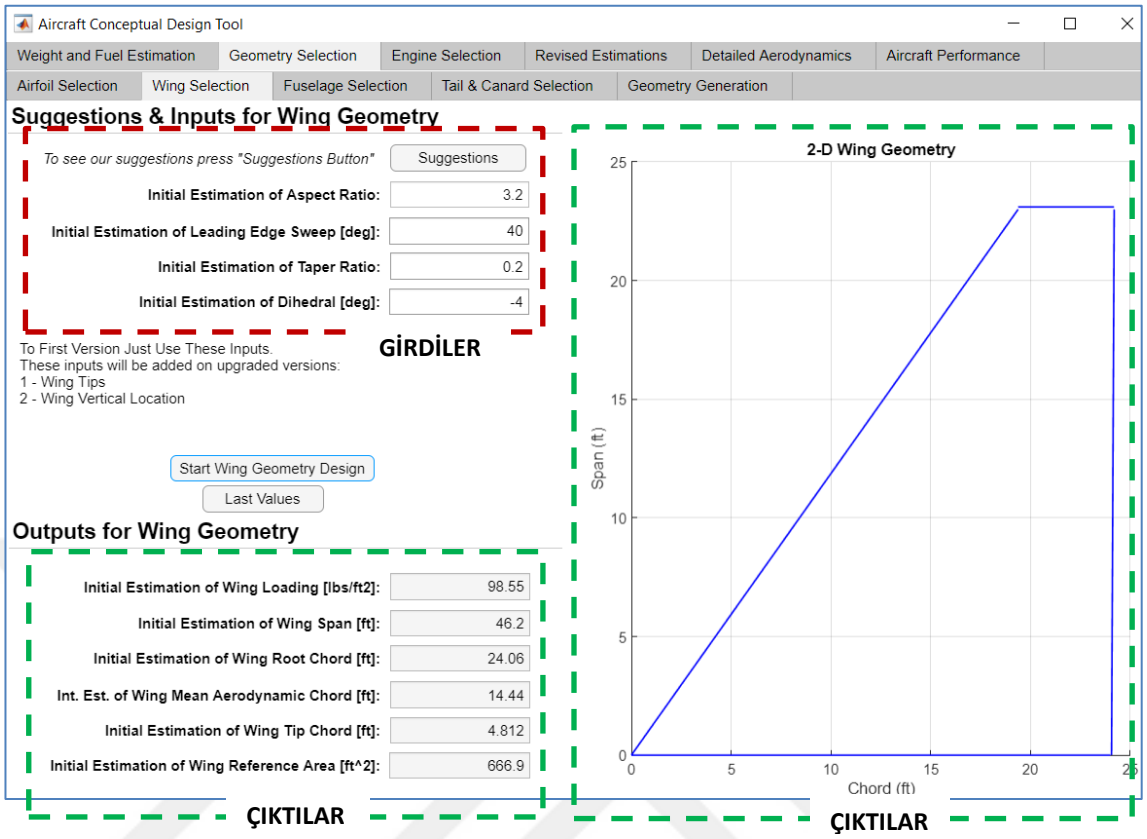


Şekil 69. Kanat Profilinin Performans Değerleri ile Sistem Sonuçlarının Kıyaslanması

Görüldüğü üzere sistemin vermiş olduğu kanat profili geometrisi gerçek geometri ile aynıdır [32, 33]. Bununla birlikte sistemin vermiş olduğu C_L, C_D ve C_L/C_D değerlerinin hücum açısına göre değişim grafiği gerçek değerler ile uyumlu olup sonuçlar oldukça yakındır. Ayrıca grafiklerin yaptığı tepe ve taban değerleri de yakın olarak gözlenmektedir [32, 33]. Tüm bu değerlerin kıyaslanması, aşağıda Tablo 27 üzerinde gösterilmiştir.

Tablo 13. Gerçek F-16 Kanat Profili Verileri ile Sistem Sonuçlarının Kıyaslanması

	F-16	HAKTAS
Max C_L	1.20 [33]	1.05
Min C_D	0.05 [33]	0.027
Max C_L/C_D	92 [33]	93

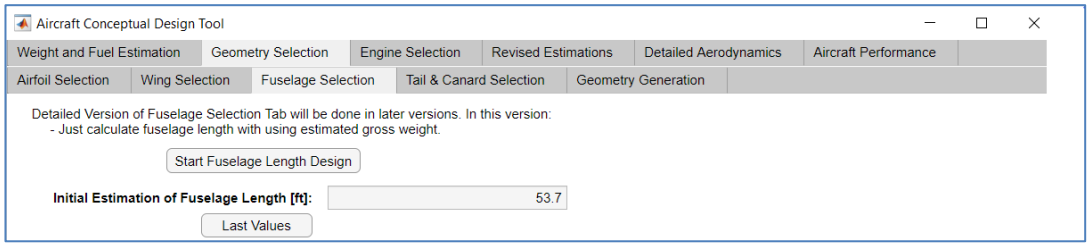


Şekil 70. F-16 Kanat Datalarının Sisteme Tanımlanması (İkinci Modül)

Kanat seçim ekranında F-16 uçağına ait bazı kanat verilerini sisteme tanımladıktan sonra sistem bazı kanat çıktılarını sunmakla birlikte bir de kuşbakışı görünümde 2 boyutlu bir kanat tasarımı oluşturmaktadır.

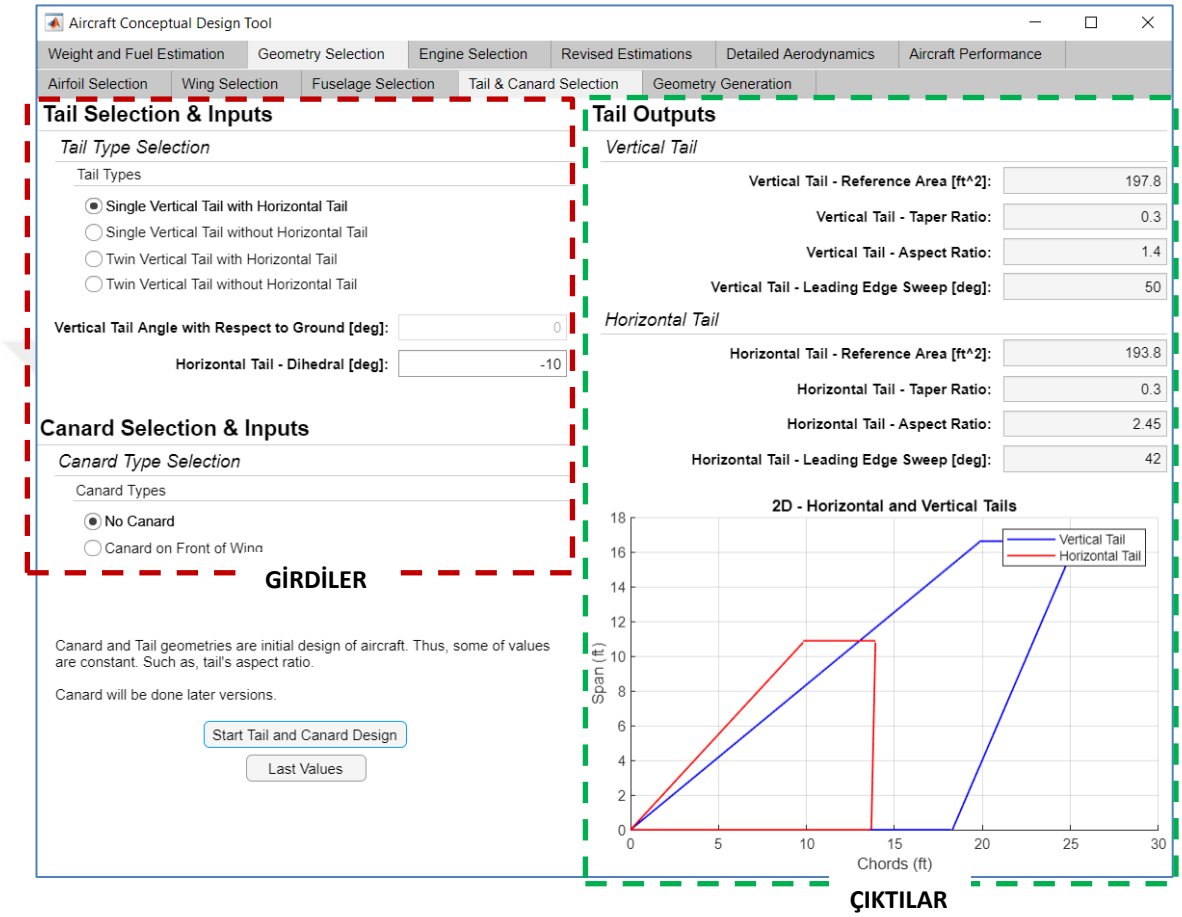
Tablo 14. Gerçek F-16 Kanat Verileri ile Sistem Sonuçlarının Kıyaslanması

	F-16	HAKTAS
Wing Loading [lbs/ft^2]	88 [25]	98.55
Wing Span [ft]	32.8 [24]	46.2
Wing Tip Chord [ft]	3.75 [34]	4.8
Wing Root Chord [ft]	16.25 [34]	24.06
Wing Mean Aerodynamic Chord [ft]	11.32 [34]	14.44
Wing Ref Area [ft^2]	300 [22, 34]	333.5



Şekil 71. F-16 Kanat Gövde Boyunun Sisteme Tanımlanması (İkinci Modül)

F-16 hava aracının gerçek gözde uzunluğu 49,5 ft olup sistemimiz girmiş olduğumuz verilere göre uzunluğu 53.7 ft olarak tahmin etmektedir. Tahmin değeri, gerçek değere yakındır. Sapma değeri % 8,48'dir.

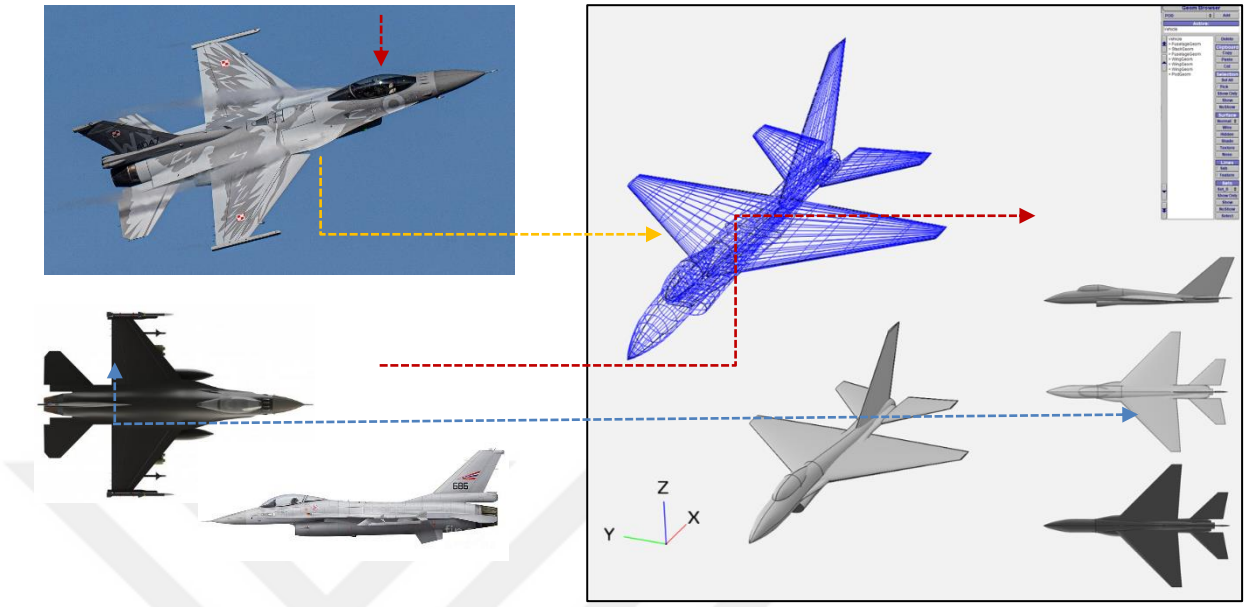


Şekil 72. F-16 Kanat Kuyruk Boyutlarının Sisteme Tanımlanması (Ikinci Modül)

Kanat ve Kanard Seçim ekranında F-16 uçağına ait kuyruk dikmesi ve yatay stabilazör verilerini tanımladıktan sonra sistem bazı kuyruk çıktıları sunmakla birlikte bir de kuşbakışı görünümde 2 boyutlu bir kuyruk tasarımı oluşturmaktadır. Mavi olarak görünen kuyruk dikmesi (dikey stabilazör) olup kırmızı olan ise yatay stabilazördür.

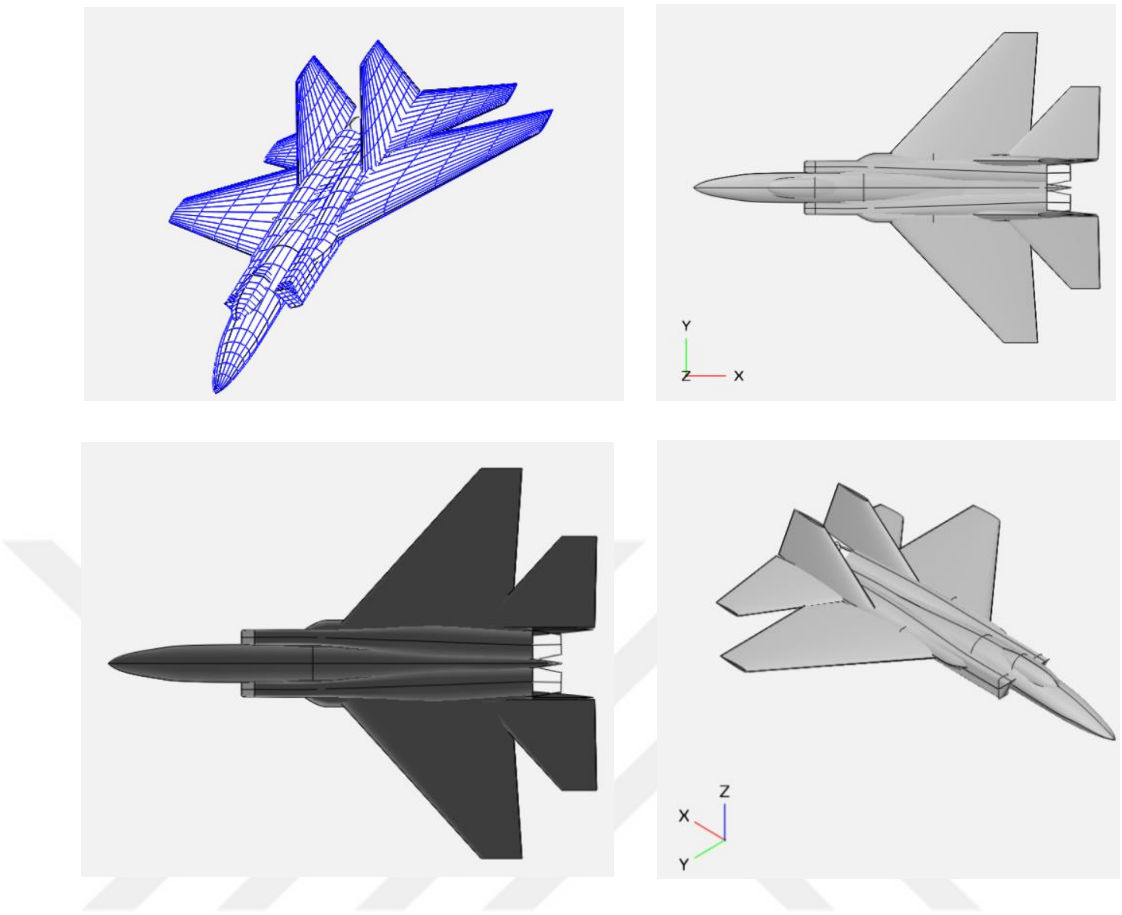
Tablo 15. Gerçek F-16 Kuyruk Verileri ile Sistem Sonuçlarının Kıyaslanması

	F-16	HAKTAS
Vertical Tail Area [ft^2]	54.75 [35]	98.9
Vertical Tail Taper Ratio	0.43 [35]	0.3
Vertical Tail Aspect Ratio	1.29 [35]	1.4
Vertical Tail Leading Edge Swept Angle [deg]	47.5 [35]	50
Horizontal Tail Area [ft^2]	63.7 [35]	96,9
Horizontal Tail Taper Ratio	0.39 [35]	0.3
Horizontal Tail Aspect Ratio	2.11 [35]	2.45
Horizontal Tail Leading Edge Swept Angle [deg]	40 [35]	42

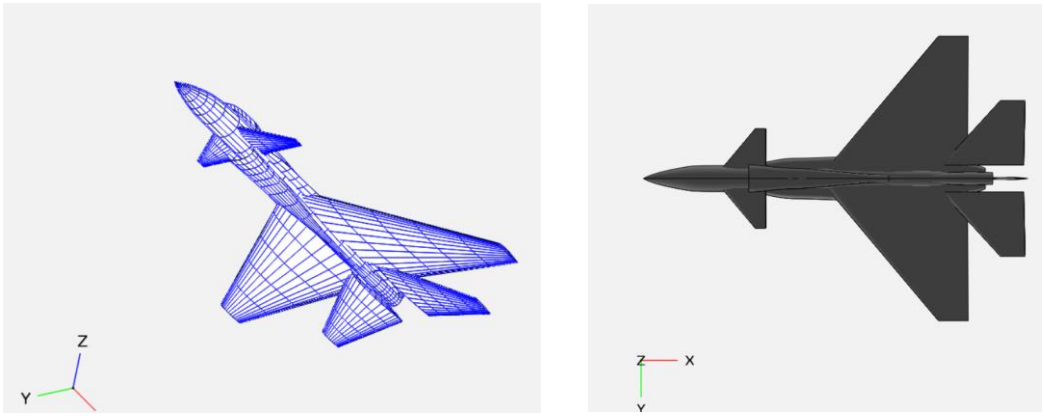


Şekil 73. Gerçek F-16 Geometrileri ile Sistemin Verdiği Çıktıların Karşılaştırılması

Geometri oluşturma ekranı, sistem önceden tanımlanmış olan tüm bilgiler ışığında skeç boyutunda bir geometri oluşturmuştur. Elde edilen geometri, farklı bakış açılarından incelenmiş olup gerçek F-16 geometrisi ile oldukça benzemektedir. Ancak bunun sebebi, sistemin bu modülüne girdi olarak bir kaç çeşit model yüklenmiş olmasıdır. Tek motorlu ve delta kanat model olan tasarımları için sistem otomatik olarak F-16 skeç geometrisini vermektedir. Eğer önceki ekranlarda seçim yaparken çift motorlu ve çift kuyruklu bir hava aracı tanımlasaydık, sistem bize F-15 skeçi üzerinden model üretecekti ve bu model üzerinden ilerlememize imkan tanıyacaktı.



Şekil 74. Sistemin F-15 Konfigürasyonu İçin Ürettiği Skeç Geometriler

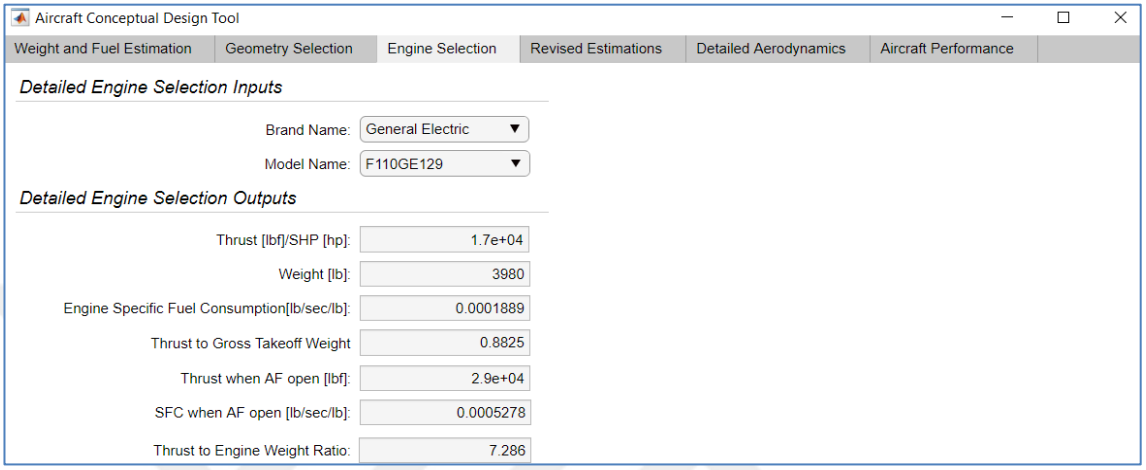


Şekil 75. Sistemin Kanard Konfigürasyonu İçin Ürettiği Skeç Geometriler

3.4. Modül 3 Sonuçları ve Analizi

Bu modülde, ticari olarak var olan tüm motor markaları, tasarlanan hava aracı için seçilebilmektedir. General Electrics, Pratt&Whitney, Eurojet, Garrett, Honeywell, Klimov, Saturn, Rolls-Royce, Snecma, Weshinghouse, Lyulka, Alison, Kuznetsov,

Turbomeca, Austro Engine, Dieseljet, SMA, Red ve Tecnify Motors gibi motor markalarının 125 adet motor bilgisi sisteme tanımlanmıştır. F-16, birden fazla motor türü kullanmakta olup çalışmaya devam edebilmek için en çok kullanılan ürün olan *General Electrics F110GE129* modeli seçilmiştir.

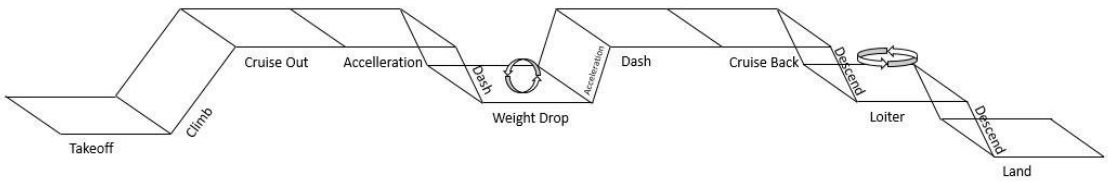


Şekil 76. F-16 Motor Modelinin Sistemden Seçilmesi (Üçüncü Modül)

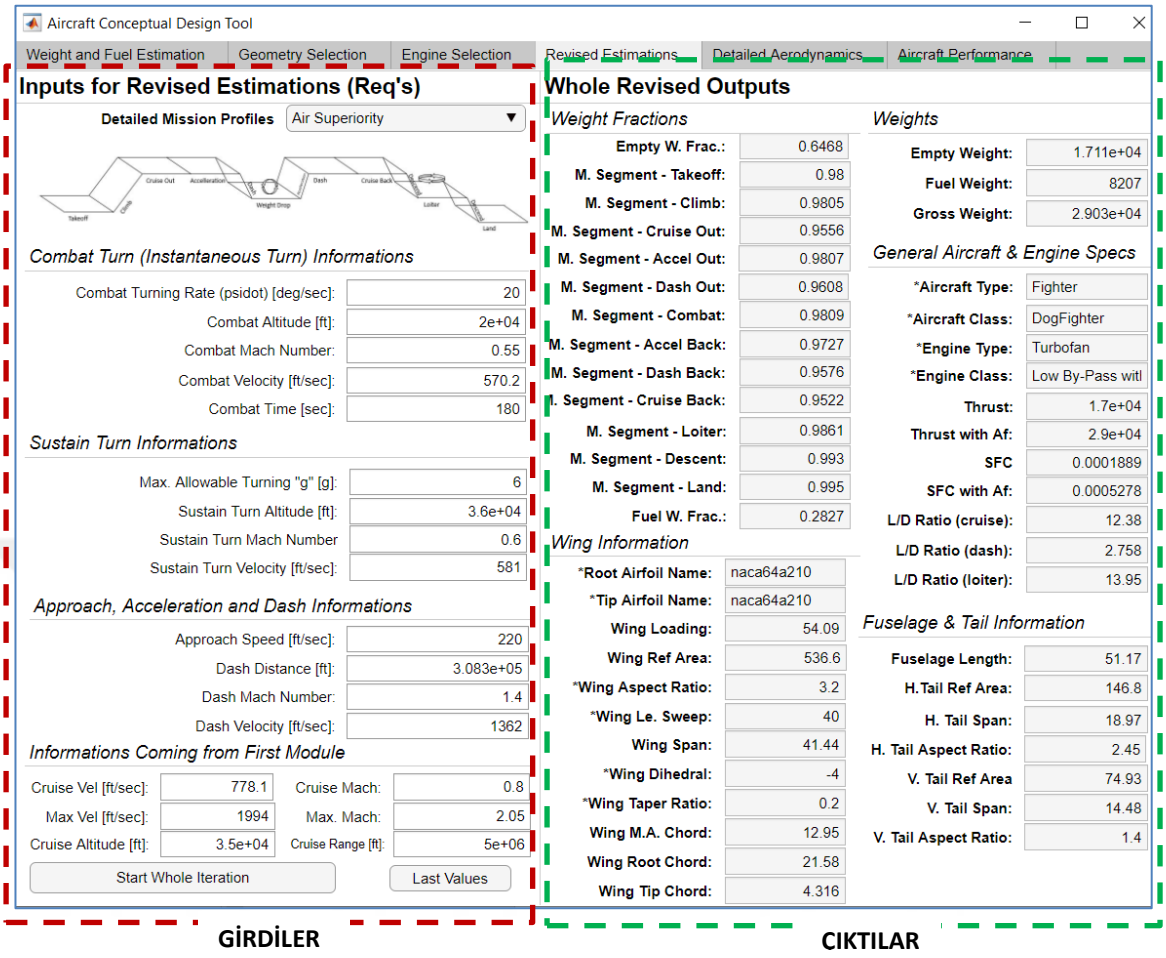
Marka ve modeli seçtikten sonra ilgili motora ait motor gücü (ard yakıcı açılmadan kuru güç), motor ağırlığı, yakıt tüketimi, itki/ağırlık oranı ve ard yakıcılı motor gücü gibi teknik bilgiler otomatik olarak ekrana gelmektedir. Bu bilgiler elde edilirken sırasıyla; firmaların resmi spek/katolog bilgileri, ücretli havacılık portalleri, havacılık forumları ve en son wikipedia türü siteler kullanılmıştır. İlerleyen modüllerde bu bilgiler uçağın performans hesaplamalarında girdi olarak kullanılacaktır.

3.5. Modül 4 Sonuçları ve Analizi

Bu modülde, uçağın görev profili olarak "Air Superiority" yani "Hava Üstünlüğü" seçilmiştir. F-16 bir hava üstünlük ve av uçağıdır. Eğer F-4 ve benzeri bir uçak modeli üzerinden gidiyor olsaydık, "Low Level Strike" yani "Hava-Yer Saldırı" görev profilini seçmemiz uygun olacaktır.



Şekil 77. Hava Üstünlüğü Görev Profili



Şekil 78. F-16 Taarruz Bilgilerinin Sisteme Tanımlanması (Dördüncü Modül)

Seçilen görev profili, 12 aşamadan oluşmaktadır;

Take-Off: Uçağın sıfır hızından başlayarak yerden teker kesmesine kadarki süreçtir.

Climb: Belli bir irtifaya *(Cruise Altitude'e kadar)* kadar uçağın açılı yükselmesidir.

Cruise-Out: Taarruza girene kadar uçağın belli bir süre seyrüsefer yapmasıdır. Tasarladığımız uçağın seyrüsefer hız (cruise mach) değeri 0.8 olduğu için *(bkz şekil 40)*, bu aşamada hızımız 0.8 Mach mertebelerindedir.

Acceleration: Taarruzdan önce uçağın ivmelenmesi ve hızını arttırmasına kadarki süreçtir. Uçağımız bu aşamada 0.8 Mach değerinden 1.4 Mak *(Dördüncü modülde Dash Mach sayısı bu şekilde tanımlanmıştır - bkz Şekil 52*) değerine ulaşır.

Dash: Uçağın taarruz irtifasına ve hızına inmesi sürecidir. Yani 1.4 Mach değerinden 0.55 Mach *(Combat Mach sayısı – bkz Şekil 52)* değerine iner

Combat: Taarruz yapılan süreçtir. Hız, 0.55 Mach'dır.

Acceleration: Taarruz gerçekleştikten sonra hızlanarak ve taarruz bölgesinden yükselerek uzaklaşılan süreçtir. Hız 0.55 Mach değerinden ivmelenerek artar.

Dash: Yükselme tamamlandıktan sonra hızın 1.4 Mach değerinde tutulması ve iniş noktasına dönüşün başlaması sürecidir.

Cruise-Out: Seyrüsefer hızında (Cruise Mach), yani 0.8 Mach'da uçağın geri dönüşünün yapılmasıdır.

Descend: İniş sürecinin başlaması ve irtifa ile hızın düşürülmesi sürecidir.

Loiter: Yaklaşık 1.200 sn olarak belirlenen, iniş prosedürlerinin uygulandığı, inilecek coğrafyanın üzerinde güvenli alçalış manevraları oluşturma sürecidir.

Landing: Hava aracının teker koyması ve yere inmesi sürecidir.

Bu modülde, sisteme performans tanımlamaları yapılırken taarruz dönüş açısı (combat turn) yani saniyede taradığı dönüş açısı 20 derece/sn olarak belirlenmiştir. Bu, ortalama bir muharip hava aracının performans değeridir. Bununla birlikte F-16 uçağının G limiti +9 g olduğu için, taarruz esnasındaki maksimum G değeri +6 G olarak atanmıştır. Taarruz irtifası (combat altitude) değeri ise 20.000 ft olarak belirlenmiş olup bu değer, F-16 maksimum altitude değeri olan 50.000 ft'den küçük olmak zorundadır. Taarruz hızı (combat mach) değeri ise 0.55 Mach olarak tanımlanmış olup F-16 sınıfındaki bir uçak için ortalama bir değerdir. Taarruz süresi ise (combat time) 180 sn yani 3 dk olarak atanmıştır.

Sürdürülebilir dönüş (sustain turn) değerleri, loiter yaparkenki dönüş hareketleri ile igili değerler olup sürdürülebilir dönüş yüksekliği için (sustain turn altitude) 36.000 ft atanmış olup sürdürülebilir dönüş hızı (sustain turn mach number) değeri ise 0.6 Mach olarak atanmıştır. Bu değer, seyrüsefer hızı (cruise mach number) ve taarruz hızı (combat mach number) değerinin arasında olmalıdır. (2.05 - 0.55 Mak)

Bu modülde, ilk modülde girdiğimiz bazı değerlerin değiştirilmesi de mümkündür, ancak tanımlanan değerler değiştirilmeden ilerlenmiştir.

Görev profili tanımlandıktan sonra sistem çıktı olarak revize bir geometri ile birlikte bazı revize edilmiş değerler sunmaktadır. Uçağın boş ağırlığı, yakıt ağırlığı, gros ağırlık değeri, yakıt tüketim bilgileri, kanat yüklemesi, kanat açıklık oranı, kanat alanı, kanat veteri gibi tüm bilgiler, yeni ve detaylı formülasyonlar kullanılarak optimize dilmektedir.

İlk modüldeki boş ağırlık hesaplaması Formül 2.1 ve Tablo 3'e göre yapılırken, revize hesaplamalarda Formül 2.42 ve Tablo 22'e göre yapılmaktadır. Ayrıca revize hesaplar yapılırken ilk modülün çıktısı olan değerler, bu modülde girdi olarak kullanılmaktadır.

$$\frac{W_e}{W_0} = A \cdot W_0^C \cdot K_{VS} \tag{2.1}$$

$$\frac{W_e}{W_0} = a + bW_0^{C1}A^{C2}(T/W_0)^{C3}(W_0/S)^{C4}M_{max}^{C5} \tag{2.42}$$

Yakıt tüketim bilgileri hesaplanırken, ilk modülde Formül 2.7'den 2.12'ye kadarki formüller ile Tablo 5 ve Tablo 6'daki kestirimci değerler kullanılırken revize hesaplama modülünde seçilen motorun spesifik bilgileri bu formüllerde kullanılmaktadır.

Kanat yüklemesi hesaplarında, ilk modülde Formül 2.17 ve 2.18 ile Tablo 13 kullanılmaktadır. Bu hesaplamalar yapılırken sadece kalkış ağırlığı (W_0) baz alınır. Ancak revize hesaplama modülünde Formül 2.60, 2.62, 2.63, .264, 2.65, 2.68, 2.70, 2.71, 2.72 ve 2.76 formülleri kullanılmaktadır. Tüm görev profillerine göre hesaplamalar ayrı ayrı yapılmakta olup en yüksek çıkan kanat yüklemesi değeri sonuç olarak alınmaktadır.

$$T/W_0 = \alpha \cdot M^C \tag{2.17}$$

$$W/S = (TOP)\sigma C_{L_{TO}}\,(T/W) \tag{2.18}$$

$$\left(\frac{W}{S}\right)_{stall} = \frac{1}{2}\rho V_{stall}^2 C_{L,max} \tag{2.60}$$

$$\left(\frac{W}{S}\right)_{land} = (1000)\sigma C_{L,max}/80 \tag{2.62}$$

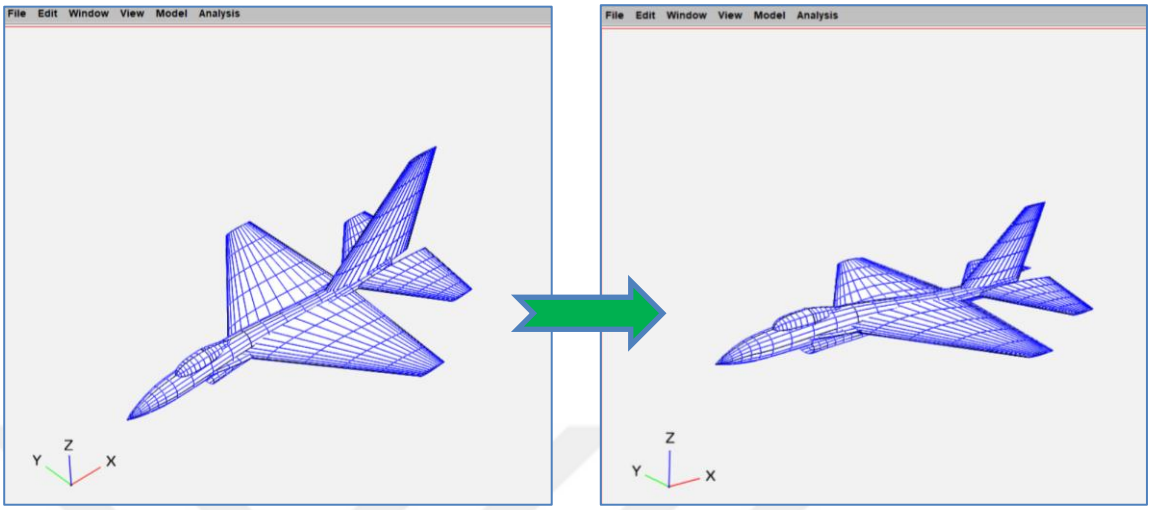
$$\left(\frac{W}{S}\right)_{sustained\ turn,combat} = \frac{\left(\frac{T}{W}\right)_{turn} + \sqrt{\left(\frac{T}{W}\right)_{turn}^2 - \frac{4n^2 C_{D0}}{\pi eA}}}{2n^2/q\pi eA} \tag{2.70}$$

$$\left(\frac{W}{S}\right)_{sus.turn,takeoff,combat} = \left(\frac{W}{S}\right)_{sus.turn,combat}/0.85 \tag{2.71}$$

$$\left(\frac{W}{S}\right)_{comb} = 0.85 \cdot \left(\frac{W}{S}\right)_{takeoff,Ins.turn,combat} \tag{2.72}$$

$$\left(\frac{W}{S}\right)_{search\ turn} = \frac{\left(\frac{T}{W}\right)_{turn} + \sqrt{\left(\frac{T}{W}\right)_{turn}^2 - \frac{4n^2 C_{D0}}{\pi eA}}}{2n^2/q\pi eA} \cdot \frac{1}{0.85} \tag{2.76}$$

Bununla birlikte yeni bilgilere göre geometri de revize edilmiş daha optimize bir hava



Şekil 79. İkinci Modüldeki Geometri ile Revize Geometrinin Kıyaslanması

aracı olarak bizlere sunulmuştur.

Dördüncü modülde revize edilen tüm bilgiler, ilk modülle sistemin verdiği çıktılar ile kıyaslandığında bazı iyileştirmelerin olduğu görünmektedir. Bazı değerlerde değişim olmazken bazı değerlerde iyileştirmeler olmuş ve gerçek F-16 değerlerine yakınlaşmıştır.

Tablo 16. F-16 Değerleri ile HAKTAS Revize Ekranlarının kıyaslanması

	F-16	HAKTAS	HAKTAS Revize	İyileşme (%)
Boş Ağırlık (lb)	18.900	19.890	17.110	13,9
Gros Ağırlık (lb)	26.500	32.860	29.030	11,6
Yakıt Ağırlığı (lb)	7.160	9.276	8.207	11,5
Max L/D oranı	15,75	13,89	13,95	0,43
Yakıt Tüketimi - SFC (lb/sc/lb)	0.00013	0.00020	0.000188	6
Max $C_{L\ (airfoil)}$	1.20	1.05	1.05	-
Min $C_{D\ (airfoil)}$	0.05	0.027	0.027	-
Max $C_L/C_{D\ (airfoil)}$	92	93	93	-
Fuselage Length [ft]	49,33	53,07	51,17	3,58
Wing Loading [lbs/ft^2]	88.3	98.55	54.09	45,11
Wing Span [ft]	32.8	46.2	41.4	10,38
Wing Tip Chord [ft]	3.75	4.8	4.31	10,20
Wing Root Chord [ft]	16.25	24.06	21.58	10,30
Wing Mean Aerodyc. Chord [ft]	11.32	14.44	12.95	10,31
Wing Ref Area [ft^2]	300	333.5	268.3	19,55
Vertical Tail Area [ft^2]	54.75	98.9	38.96	60,61
Vertical Tail Aspect Ratio	1.29	1.4	1.4	-
Horizontal Tail Area [ft^2]	63.7	96,9	73,4	24,25
Horizontal Tail Aspect Ratio	2.11	2.45	2.45	-

3.6. Modül 5 Sonuçları ve Analizi

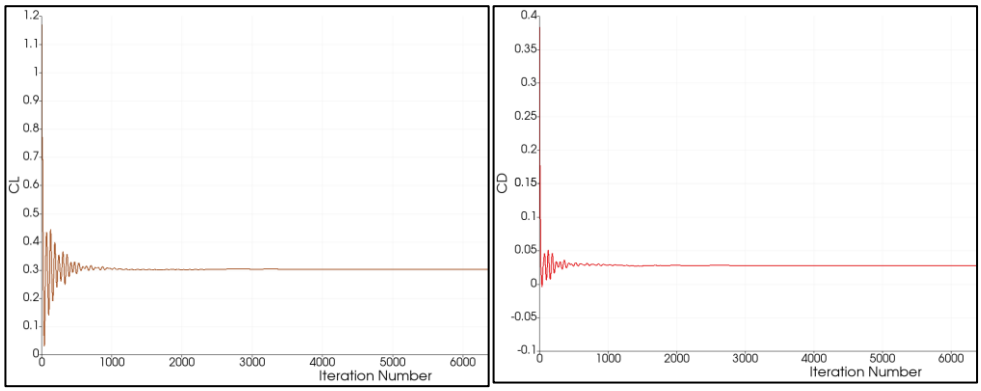
Detaylı Aerodinamik ekranında elde edilen sonuçlar, bir CFD yazılımı kullanılmadan, dolayısıyla oldukça pratik bir yöntemle elde edilmektedir. VSP Aero isimli yazılım hem geometri oluşturma hem de bu geometriyi CFD analizine otomatik olarak tabi tutmaktadır. Bu yöntem, profesyonel bir CFD yazılımına göre oldukça ekonomik ve kısa süren bir işlemdir, ancak VSP Aero ve HAKTAS pür bir CFD yazılımı olmadıkları için yaptığı hesaplamaların ne derece doğru olduğu test edilmelidir.

Günümüzde C_L ve C_D hesaplamalarını en hatasız yapan yazılımlar CFD yazılımları olduğu için, HAKTAS'ın bize vermiş olduğu geometri, bir açık kaynak CFD yazılımı olan SU2 yazılımında teste tabi tutulmuştur. SU2 yazılımı, Standford Üniversitesi tarafından geliştirilmiş olup hem akademik alanlarda hem de sanayide yoğunlukla kullanılmaktadır. [36]

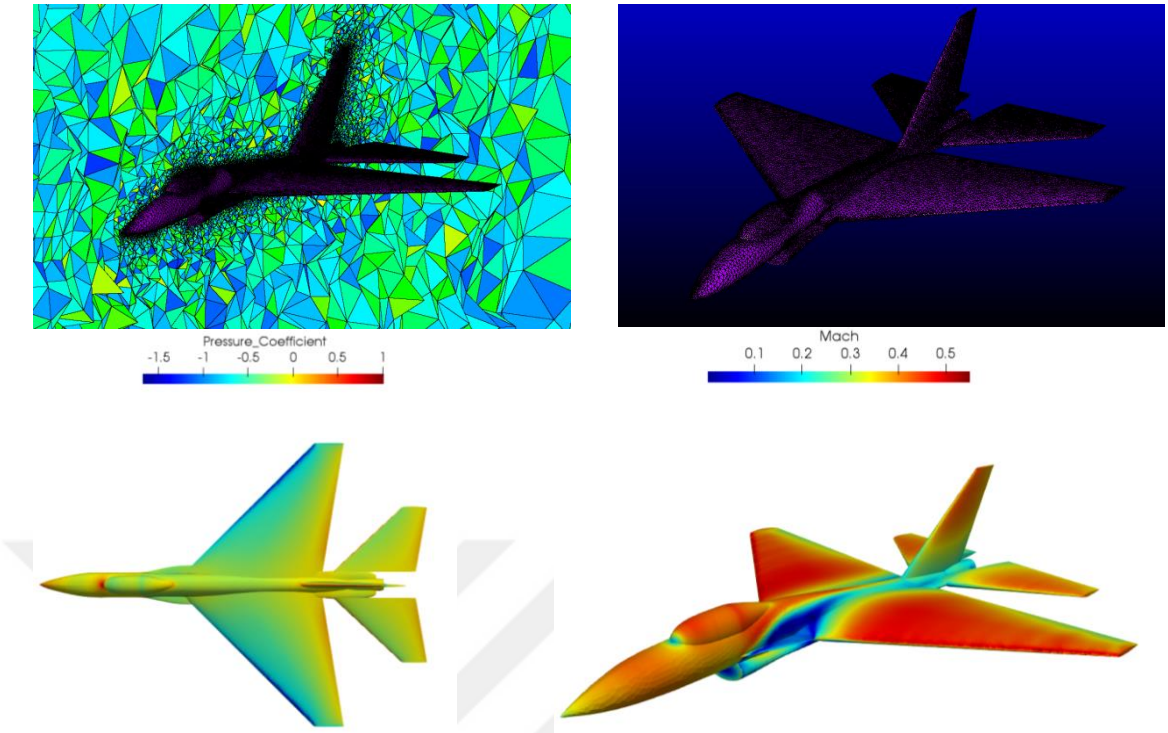
HAKTAS yazılımın dördüncü modülde vermiş olduğu 3D geometri, bir dizi düzenleme ve temizleme işleminden geçirildikten sonra SU2 sistemine yüklenmiş olup aşağıdaki koşullarda bir test yapılmıştır;

Tablo 17. SU2 Test Parametreleri

SU2 Test Parametreleri	Değer
Mach Sayısı	0,4 Mak
Hücum Açısı	0 – 10 derece arası
Step Aralığı	2 derece
Reynold Sayısı	1e6
Geometri	HAKTAS çıktısı
İrtifa	Deniz Seviyesi



Şekil 80. SU2 Aracılığı ile Doğrulama Çalışmaları (C_L ve C_D Hesaplama Grafiği)

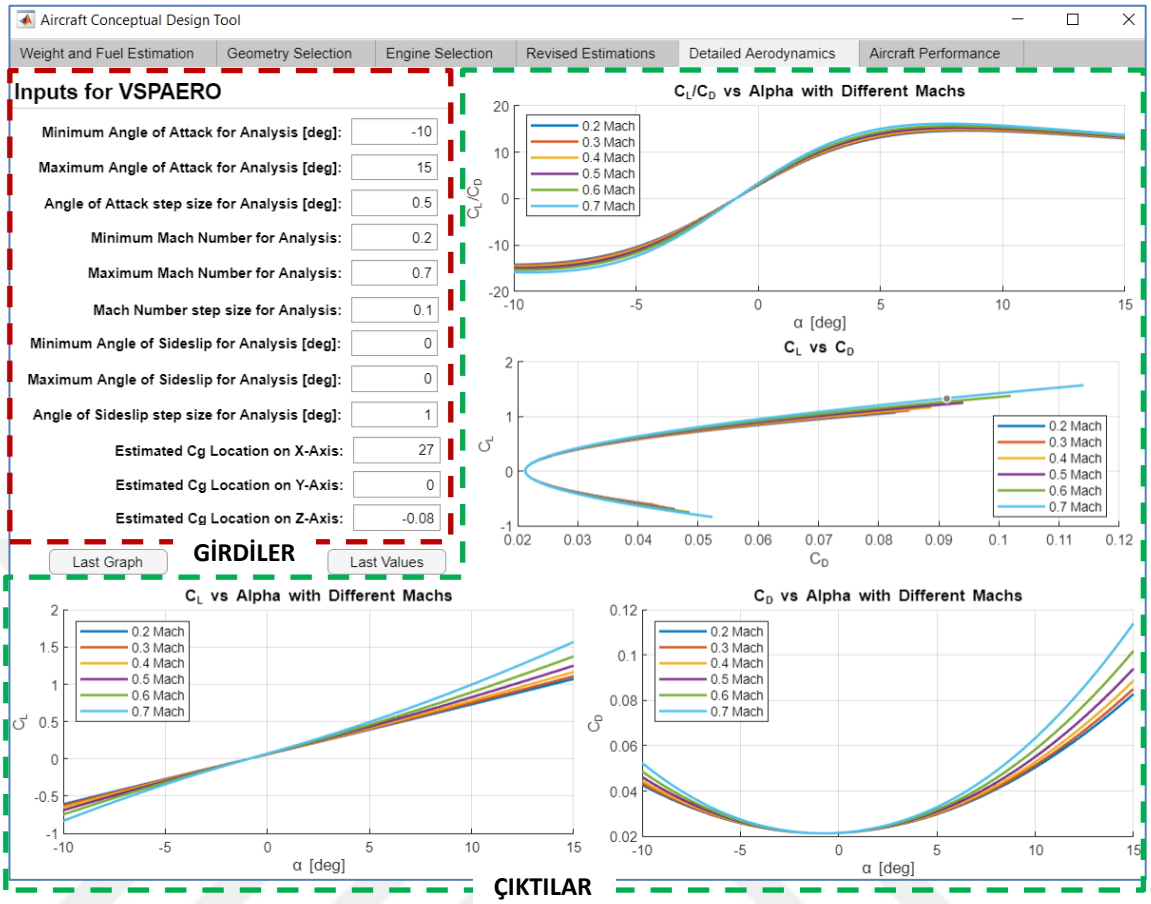


Şekil 81. SU2 Aracılığı ile Doğrulama Çalışmaları Görseli (Mesh, Mach ve C_P Analizi)

SU2 yazılımı ile yapılan analizler 512 çekirdek HPC bilgisayarı ile yaklaşık 132 saat sürmüştür. Bu analiz sonuçlandıktan sonra HAKTAS yazılımında da aynı parametreler koşturulmuştur. Beşinci modül olan Detaylı Aerodinamik modülüne aşağıdaki parametreler girdi olarak tanımlanmış olup 2,5 saatte sonuçlar alınmıştır. Bu işlem için HPC kullanımı da gerekmemektedir.

Tablo 18. Detaylı Aerodinamik Modülü Analiz Parametreleri

HAKTAS Parametreleri	Değer
Min Angle of Attack (deg)	-10
Max Angle of Attack (deg)	15
AoA Step Size	0,5
Min Mach for Analysis	0,2
Max Mach for Analysis	0,7
Mach Number Step Size	0,1
Min AoS for Analysis	0
Max AoS for Analysis	0
AoS Step Size	1
Estimated Cg Location - X	27
Estimated Cg Location - Y	0
Estimated Cg Location - Z	-0,08
Altitude for Analysis	Sea Level



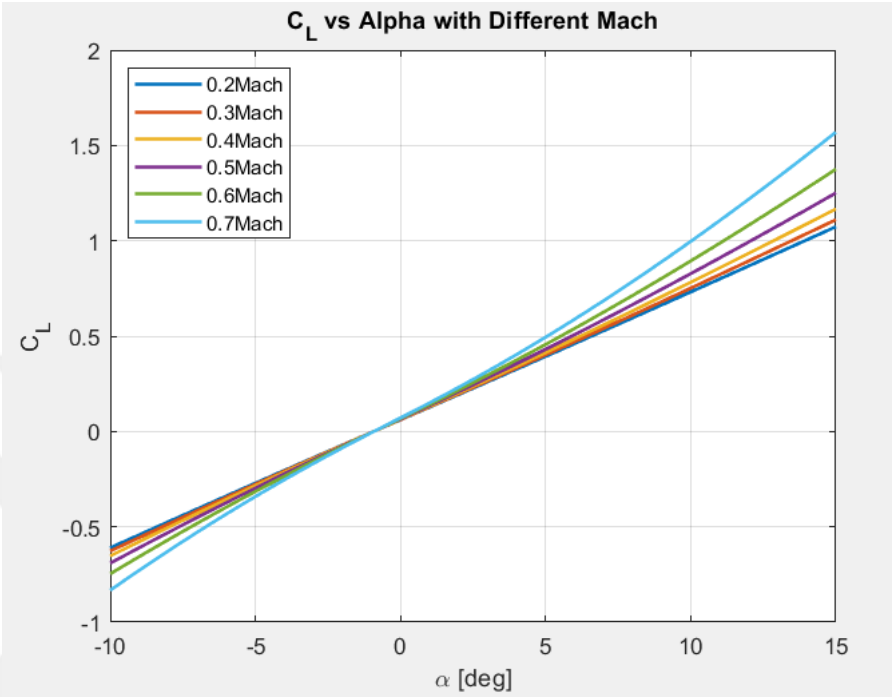
Şekil 82. Test Parametrelerinin Sisteme Tanımlanması ve Sonuçlar

Bu modül çıktı olarak; -10 ile +15 derece arasındaki açılarda, 0.2 Mach ile 0.7 Mach değerleri arasında, tasarlamış olduğumuz hava aracının C_L, C_D ve C_L/C_D gibi tüm performans parametrelerini hesaplamakta olup bunları yukardaki gibi grafiğe otomatik olarak dökmektedir. Şekil 87'de de görüldüğü gibi bu değerler girdi olarak kullanılmıştır.

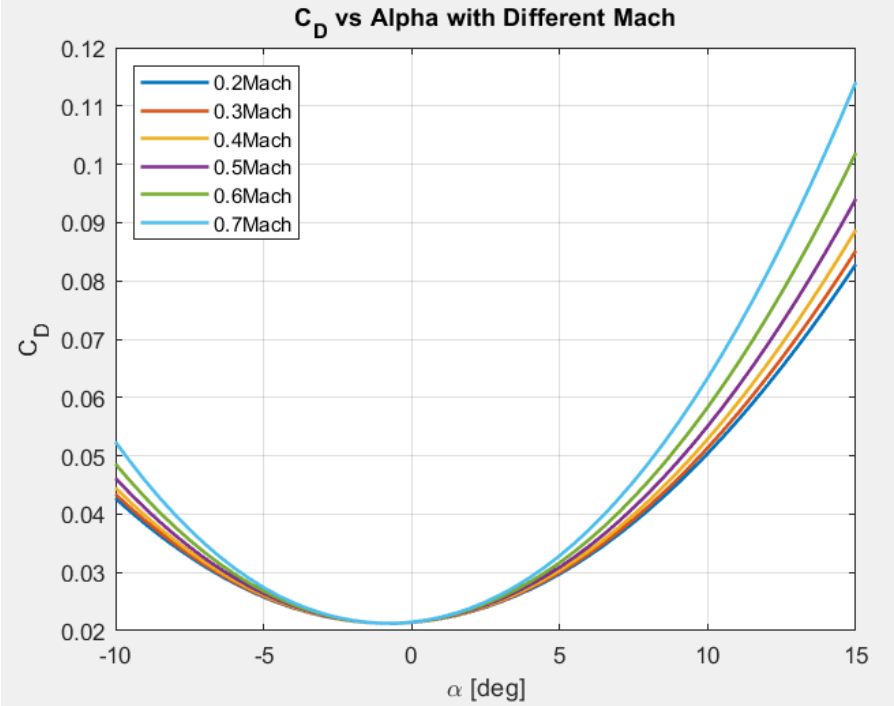
Bu ekranda elde edilen C_L, C_D ve C_L/C_D değerleri, tasarladığımız hava aracının nihai C_L, C_D ve C_L/C_D değerleri olup ikinci modüldeki C_L, C_D ve C_L/C_D değerlerle ile bir alakası bulunmamaktadır. İkinci modülde, sadece seçtiğimiz kanat profilinin performans değerleri hesaplanmaktadır.

Bu modülde, girdi olarak yanal kayma açısı (sideslip angle) sıfır olarak alınmıştır. Bu açı, uçağın rüzgar etkisi ile yanal olarak bir açı yapmasıdır. Sistem üzerinden değiştirilebilmekle birlikte hesaplama ve yorumlama kolaylığı için 0 olarak tanımlanmıştır. Ayrıca uçağın ağırlık merkezi olan C_g hesaplanırken, katı geometri modelin yapısal olarak ağırlık merkezi hesaplanmış olup x:27 y:0 z:-0,08 noktaları tayin

edilmiştir. VSP Aero yazılımı transsonic rejimlerde yanlış sonuçlar verebildiği için, yani pür ve kuvvetli bir CFD yazılımı olmadığı için bu testler yapılırken 0,2 – 0,7 Mak aralığı atanmıştır.



Şekil 83. Detaylı Aerodinamik Modülünden Elde Edilen C_L vs α grafiği

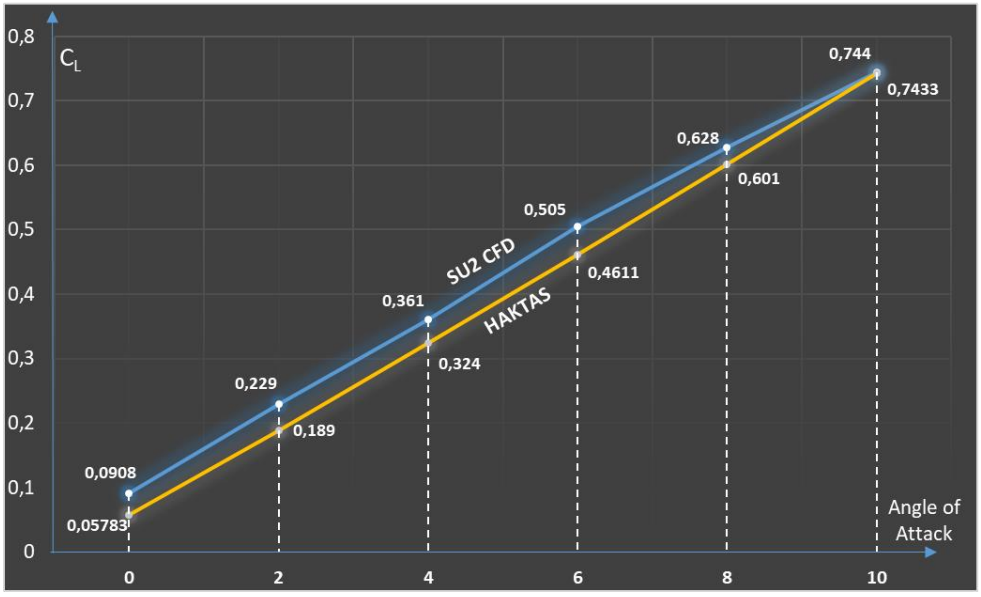


Şekil 84. Detaylı Aerodinamik Modülünden Elde Edilen C_D vs α grafiği

Hem HAKTAS hem de SU2 yazılımda, aynı parametreler kullanılarak analizler tamamlandıktan sonra sonuçlar bir tabloda kıyaslanmıştır. Değerlerin daha kolay okunması için bu tablo grafik haline getirilerek ayrıca Şekil 90'da sunulmuştur.

Tablo 19. HAKTAS ve SU2 Sonuçlarını Kıyaslama Tablosu

Hücüm Açısı	Mach Sayısı	C_L		C_D		CL /CD Max	
		HAKTAS	SU^2	HAKTAS	SU^2	HAKTAS	SU^2
0	0,4	0,05783	0,0908	0,02122	0,01713	2,72	5,3
2	0,4	0,189	0,229	0,0229	0,0214	8,25	10,67
4	0,4	0,324	0,361	0,0266	0,0306	12,14	11,79
6	0,4	0,4611	0,505	0,0323	0,0459	14,26	11
8	0,4	0,601	0,628	0,0399	0,0685	15,03	9,17
10	0,4	0,7433	0,744	0,0495	0,101	14,99	7,31

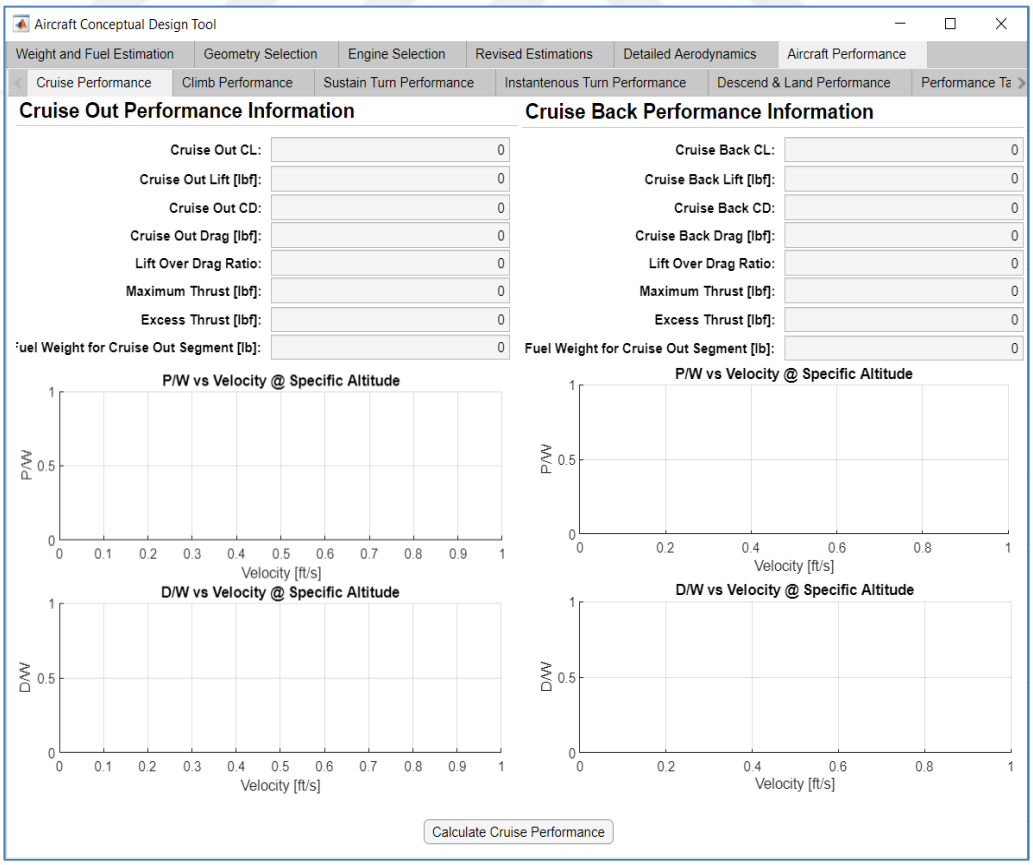


Şekil 85. HAKTAS ve SU2 Yazılımlarının C_L Değerleri Sonuçları Grafiği

HAKTAS'ın ürettiği değerlerin, SU2'nin ürettiği değerlere yakın olduğu gözlemlenmiş olup sistemin bu modülünün de kabul edilebilir ölçüde doğru çalıştığı teyit edilmiştir. Ancak tekrar belirtilmelidir ki, gerçek CFD yazılımları ile bu işlemi yapmak daha doğru sonuçlar verse de hem çok maliyetli olmakta hem de oldukça uzun sürmektedir. Kavramsal tasarım aşamasında HAKTAS gibi bir yazılımı kullanarak hızlı kestirimler yapmak, daha amacına uygun ve efektif olacaktır. Tasarımın ilerleyen evrelerinde, gerçek bir CFD yazılımı kullanılmalıdır.

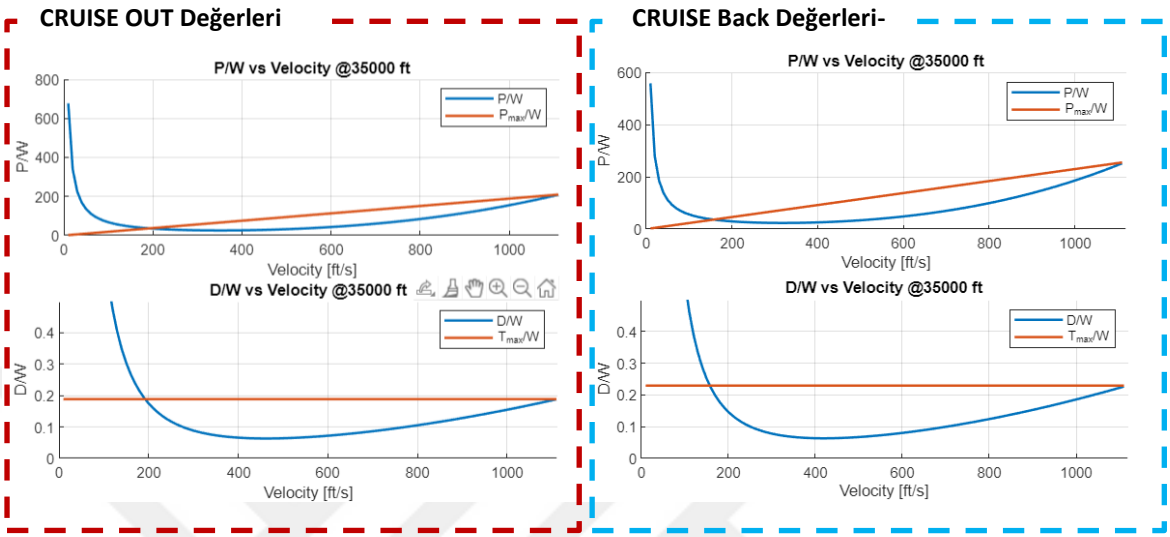
3.7. Modül 6 Sonuçları ve Analizi

Bu modülde, tasarladığımız hava aracının ileri performans parametreleri hesaplanmakla olup bu bilgiler bazı grafiklerle kullanıcıya sunulmaktadır. Bu bilgiler; seyrüsefer performans grafikleri (climb performance), tırmanma performansı grafikleri (climb performance), daimi dönüş performansı (sustain turn performance) ve anlık dönüş performansı (instantenous turn performance) detaylarıdır.



Şekil 86. Hava Aracı Performans Modülünü Görünümü (Altıncı Modül)

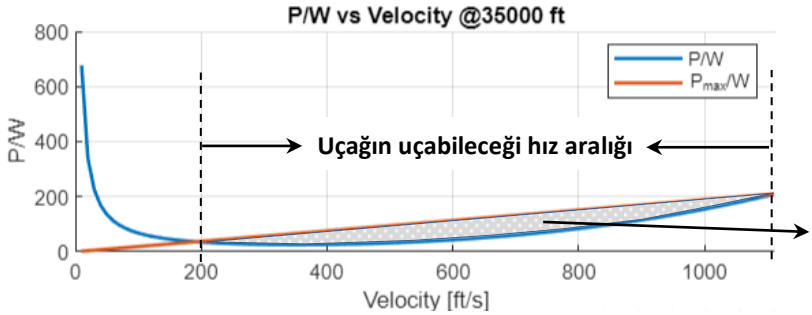
Bu modülün, 6 ayrı alt modülü bulunmakta olup bunların sonuçları aşağıdaki gibi elde edilmiştir;



Şekil 87. Seçilen İrtifada Hava aracının P/W – Hız ve D/W – Hız Değerleri Grafikleri

Soldaki iki grafik aracın Cruise Out esnasındaki grafikleri olup sağdaki iki grafik ise Cruise Back esnasındaki grafiklerdir *(bkz bölüm 3.5)*. Üstteki iki grafik "Power/Weight Ratio" ile hızın değişimini göstermektedir. P= T x V denklemine göre itkinin, yani motor gücünün hızla çarpılması durumunda P değeri elde edilmektedir.

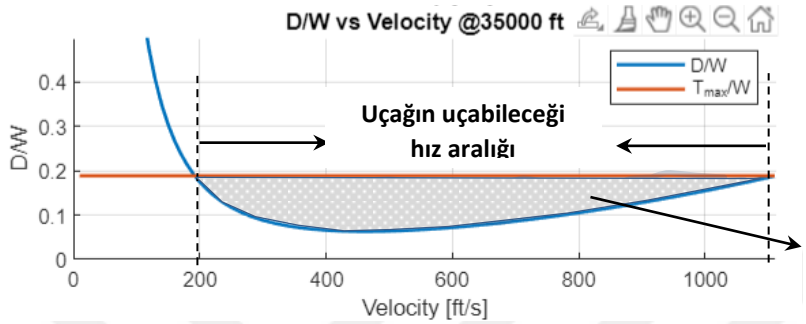
Mavi çizgi, uçağın uçması için ihtiyaç duyduğu gücü (power required) gösterirken, kırmızı çizgi ise uçağın elde ettiği gücü (power available) göstermektedir. Dolayısıyla bu iki çizginin kesiştiği aralık, hava aracının uçabileceği aralığı göstermektedir *(Vmin: 193 ft/s, Vmax:1110 ft/s olarak hesaplanmıştır)*. Bu iki çizgi arasında kalan yarım eliptik alan ise, hava aracının güç fazlasını (excess power) göstermekte olup bu gücün bulunduğu bölgelerde uçak hızlanabilir, irtifa arttırabilir yada dönüş yapabilir.



Bu aralıkta kalan güç fazlalık güçtür (excess power)

Şekil 88. P/W – Hız Değerleri Grafiği

Alttaki iki grafik ise “Drag/Weight Ratio” ile hızın değişimini gösteren grafiklerdir. Kırmızı çizgi, T_{max} değerinin uçağın ağırlığına oranını göstermekle birlikte bu değer hep sabittir. Bu iki çizginin kesiştiği aralık ise tasarladığımız hava aracının uçabileceği hız aralığıdır *(Vmin: 193 ft/s, Vmax:1110 ft/s).* Bu hız aralığı üstteki grafikte de aynı olup gösterim şekilleri farklıdır.



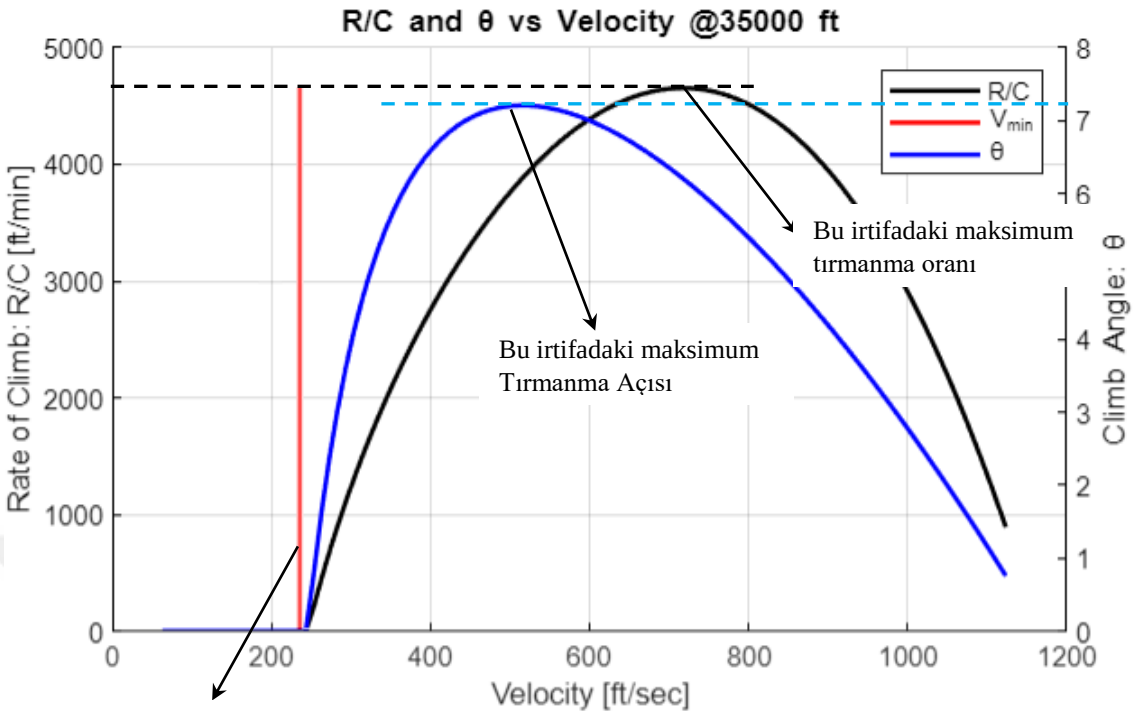
Bu aralıkta kalan güç fazlalık güçtür (excess power)

Şekil 89. D/W – Hız Değerleri Grafiği

Sağ taraftaki grafikler ise Cruise Out *(bkz bölüm 3.5)* grafikleri olup mantık Crusie Back ile aynıdır. Ancak, Cruise Back geri dönüş ile ilgili bir süreç olduğu için ve zamanla yakıt tüketiminden dolayı uçağın ağırlığı azaldığı için, grafik biraz daha farklı oluşmaktadır. Dönüşte V_{min} daha küçük, V_{max} daha büyük ve fazlalık güç (excess power) daha çoktur.

Bu analizler, önceki modüllerde belirlemiş olduğumuz 35.000 feet irtifada gerçekleşmekte olup seyrüsefer irtifası için (cruise altitude) farklı bir değer tanımlamış olsaydık tamamen farklı değerler ve grafikler sistem tarafından sunulacaktı.

Bir diğer alt modül ise tasarladığımız hava aracının maksimum servis tavanını (sevice ceiling), maksimum tırmanma oranını (rate of climb) ve tırmanma açısı ile ilgili bilgiler vermektedir.

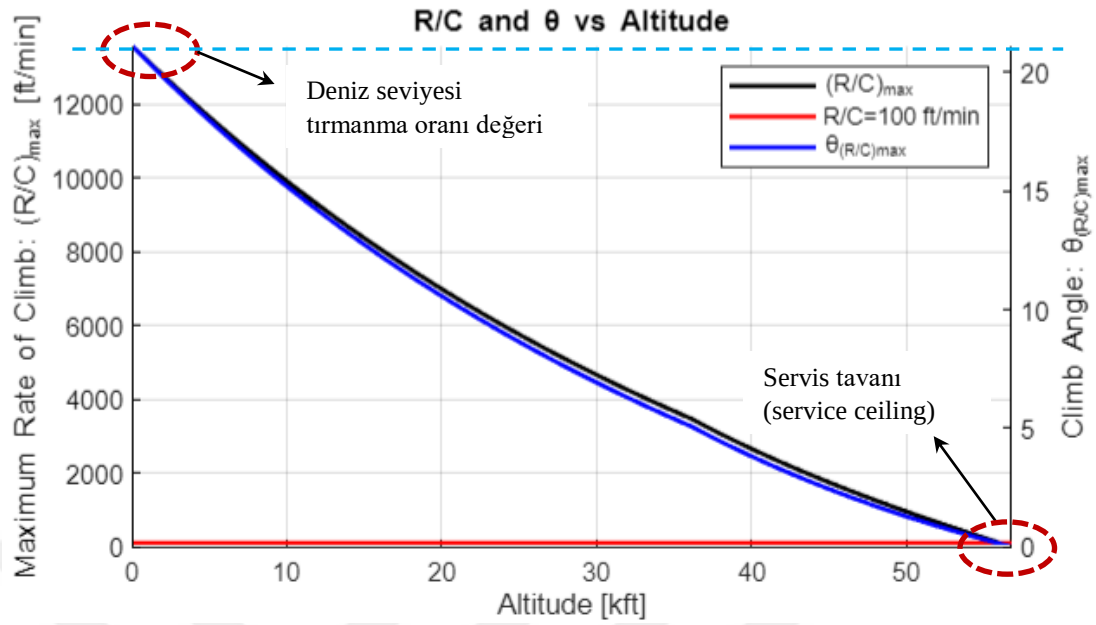


$$V_{stall} = \sqrt{\frac{2}{\rho_\infty}\frac{W}{S}\frac{1}{C_{L,max}}} \tag{2.77}$$

Şekil 90. Tırmanma Oranı-Hız ve Tırmanma Açısı-Hız Grafiği

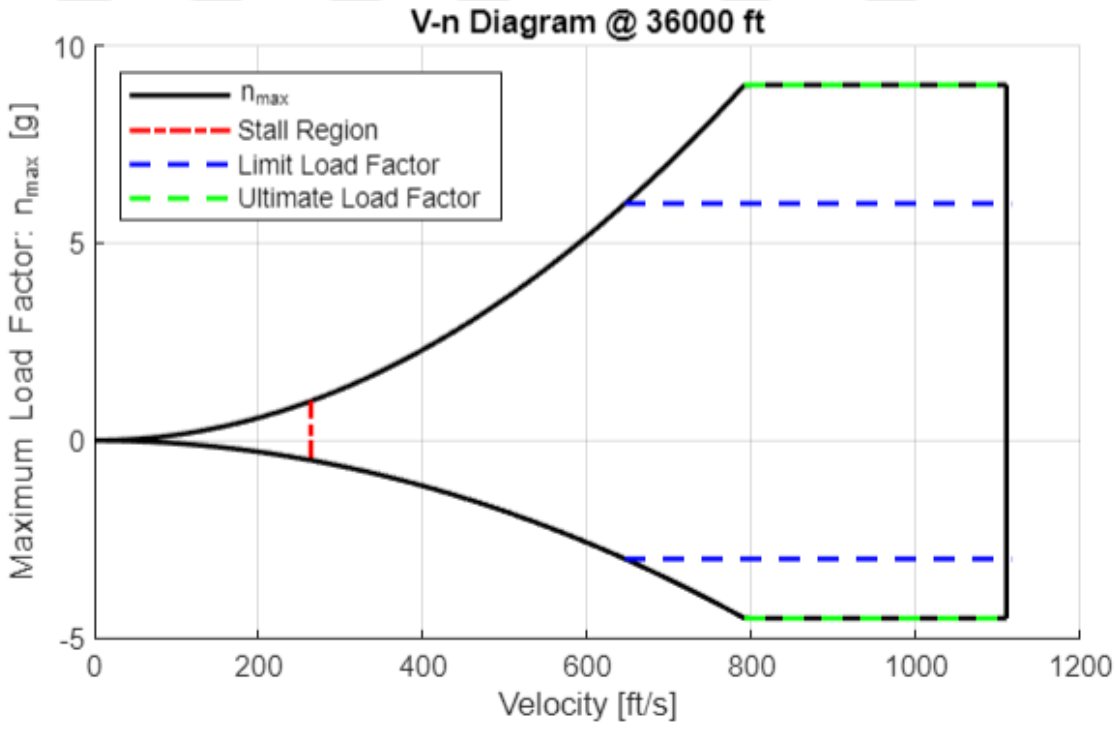
Tasarlamış olduğumuz hava aracının 35.000 feet'de (cruise altitude) maksimum tırmanma oranı (max rate of climb) değeri 4.700 feet/min olarak hesaplanmış olup aynı irtifadaki maksimum tırmanma açısı (climb angle) 7.2 derece olarak hesaplanmıştır. Stall'a gireceği hız ise (V_{stall}) 248 ft/sec olarak hesaplanmıştır.

Modülün vermiş olduğu bir diğer grafik ise (Şekil 96) yüksekliğe göre değişen tırmanma oranı (siyah çizgi) ve tırmanma açısı (mavi çizgi) grafiğidir. Bu grafikte değerler deniz seviyesinden başlamakla birlikte, tasarladığımız hava aracının servis tavanına kadarki değerleri bulunmaktadır. Grafikte ayrıca bir de referans olarak tırmanma oranının 100 feet/min değerini gösterdiği sabit doğru bulunmaktadır (kırmızı çizgi). Tırmanma oranı (siyah çizgi) ve tırmanma açısının (mavi çizgi), 100 feet/min çizgisini (kırmızı çizgi) kestiği yer, bizlere servis tavanı (service ceiling) değerini vermektedir. Tasarladığımız hava aracının bu değeri 56.810 feet olarak ortaya çıkmıştır. Ayrıca aracımızın deniz seviyesindeki tırmanma oranı değeri 13.000 feet/min olarak hesaplanmaktadır. Deniz seviyesindeki tırmanma açısı ise 23 derece olarak hesaplanmıştır.

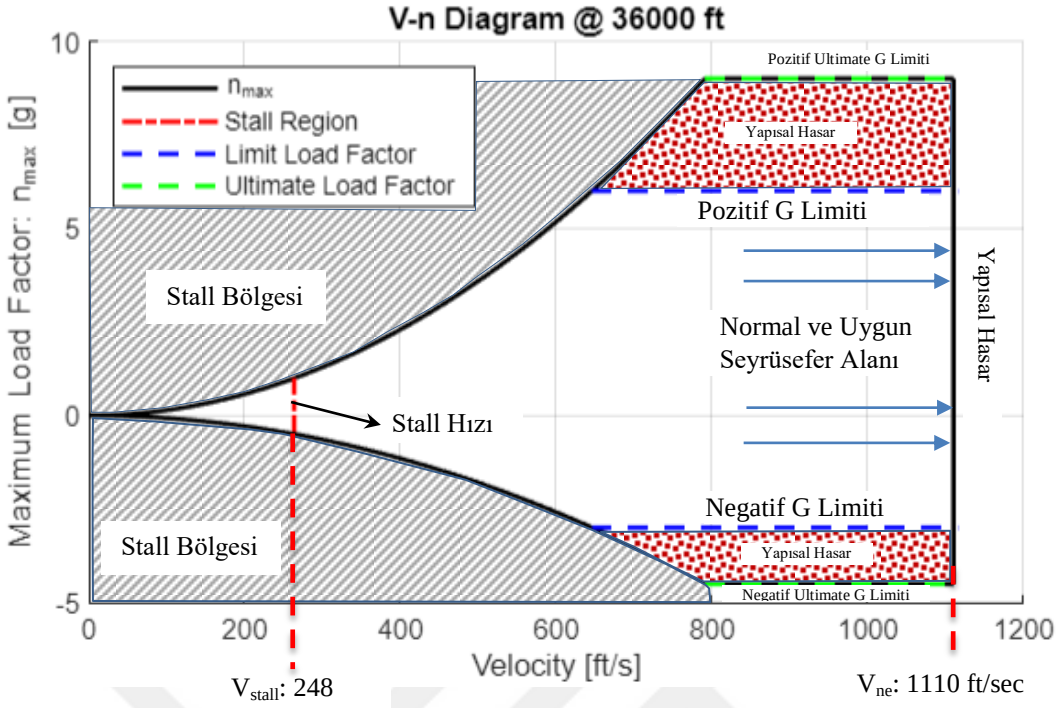


Şekil 91. Tırmanma Oranı-İrtifa ve Tırmanma Açısı-İrtifa Grafiği

Bir diğer modül ise hava aracı tasarımı için oldukça önem arz eden Yük Faktörü ($V_{n)}$ - Hız grafiğini otomatik olarak oluşturmaktadır.



Şekil 92. Maksimum G (Load Factor) – Hız Grafiği (V-n Grafiği)



Şekil 93. Maksimum G (Load Factor) – Hız Grafiği Yorumları

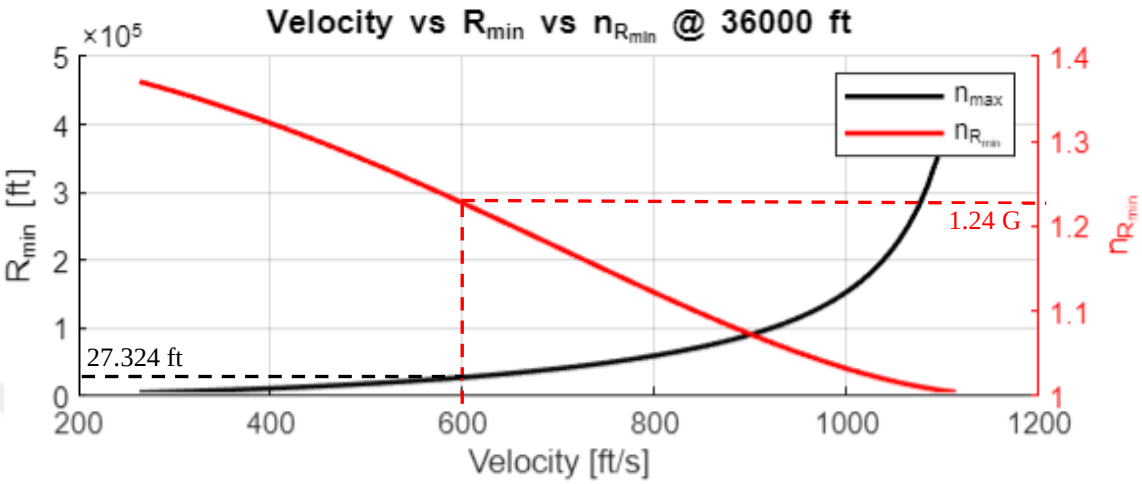
Bu grafik, hava aracımızın uçabilir limitlerini göstermektedir. 248 ft/sec ile 1110 ft/sec arasında uçağımız uçabilmektedir. 248 ft/s'nin altına düştüğünde stall'a girmekle birlikte asla aşılmaması gereken hız (V_{ne}) 1110 ft/s'dir. Bu hızın üzerine çıkıldığında yapısal hasar oluşmaktadır.

Uçağımızın pozitif g limiti, dördüncü modülde 6 g olarak tanımlanmıştır. Muharip hava araçlarında negatif g kuvveti limiti ise bu değerin genellikle %50 - 66' sı aralığında tanımlanmaktadır [1, 21]. Sistemimiz bu şekilde hesaplamakta ve grafiği otomatik olarak çizmeketedir. Nihai yük limiti ise (ultimate g limit) ise, normal g limitlerinden %50 fazla olarak kabul edilmektedir. Bunun sebebi nihai stresin, akma stresinden %50 fazla olmasına dayanmaktadır [21]

$$N_z \text{ (Nihai yük faktörü)} = 1.5 \text{ x Limit Yük Faktörü} \qquad (2.78)$$

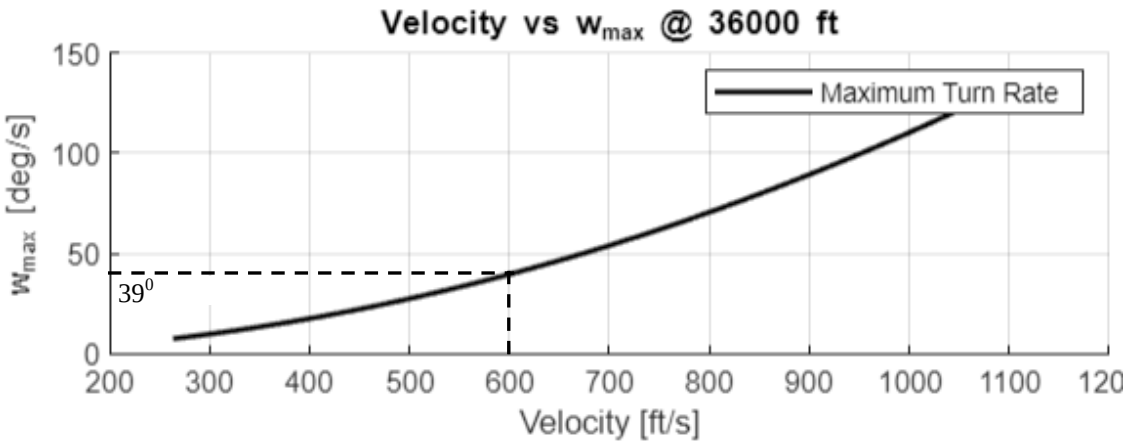
Grafiğin parabolik limit alanları ise *(grafikte n_{max} olarak gösterilmektedir)*, tasarladığımız hava aracının maksimum taşımaya (C_{Lmax}) ulaşabileceği limit yükleri göstermektedir. Bu çizgiler, uçuş esnasındaki g yük limitleridir ve aerodinamik sınırlar olduğu için üzerine çıkılamaz. Dolayısıyla bu grafikten hangi hızlarda, maksimum hangi g kuvveti ile manevra yapılabileceği tespit edilebilir. Örnek vermek gerekirse 600

ft/s hızla ilerlenirken, maksimum 5 +g ve 2.5 -g yüklere kadar manevra yapılabilir. *(600 ft/s 'den yukarı bir dik çizildiğinde parabolleri kestiği noktalar şeklinde hesaplanır)*



Şekil 94. Hız- Minimum Dönüş Yarıçapı ve Hız- Yük Faktörü Grafiği

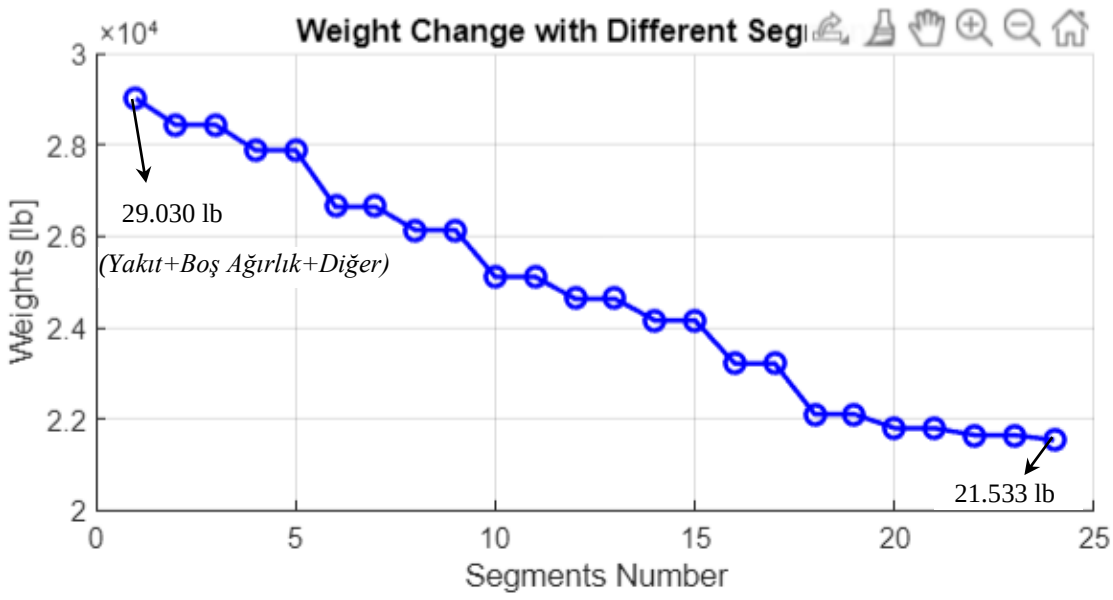
Performans modülünün verdiği bir diğer önemli grafik ise hıza karşılık dönüş yarıçapı ve bu yarıçapta maruz kalacağı g kuvveti grafiğidir *(Şekil 98)*. Bu grafiğe göre; 36.000 ft irtifada *(bu değer, sustain turn altitude olarak dördüncü modülde tanımlanmıştır)*, tasarladığımız hava aracının hız değerine göre en küçük hangi yarıçap ile daire çizebileceğini ve o durumda maruz kalacağı g kuvvetini görebiliriz. Örnek vermek gerekirse 600 ft/s hızda ilerlerken, ani bir dönüş yapmak istenirse en küçük 27.324 ft yarıçapında bir daire çizmesi gerekmektedir. Bu noktada maruz kalınacak pozitif g kuvveti ise 1.24 g olarak grafikten yorumlanabilir.



Şekil 95. Hıza Karşılık Maksimum Dönüş Oranı Grafiği

Sistemin bize verdiği bu grafik ise, hangi hızlarda ne kadarlık dönüş açısı taranabildiği ile ilgilidir *(Şekil 99).* Hava aracı ne kadar hızlı ise birim zamanda taradığı alan da o kadar fazla olacağı için hız ile doğru orantılıdır. Örneğin, 36.000 ft irtifada *(bu değer, sustain turn altitude olarak dördüncü modülde tanımlanmıştır)* 600 ft/sn hızında giderken dönüş yapıldığı taktirde saniyede taranacak en büyük açı 39 derecedir. Bu da, tam turun 360/39= 9,2 saniyede tamamlanacağını gösterir. Aynı şekilde uçağın maksimum hızı olan 1.110 ft/sn hızında ani bir dönüş yaparsa, 137 derece/sn'lik bir dönüş oranı gerçekleştirecek olup tam turu 360 / 137 = 2.62 saniye de tamamlayacaktır. Ancak, bu hesaplamalar yük faktörü yani g kuvvetlerinden bağımsızdır.

Sistemin son verdiği grafikler ise, görev profilinin tüm adımlarına göre gros ağırlık ve toplam yakıt tüketimini gösteren grafiklerdir *(Şekil 100 ve 101)*. Seçilen görev profili 12 adımdan oluşmakta olup başlangıç ve bitişteki değerlerini ayrı ayrı ele alacağımız için toplam 25 adım söz konusu olacaktır. *(Birinci adım motorun çalıştırılması, ikinci adım yerden tekerlerin kesilmesi, üçüncü adım tırmanmaya başlama, dördüncü adım tırmanma sonu, beşinci adım cruise out'a başlama, altıncı adım cruise out sonu vb.)*

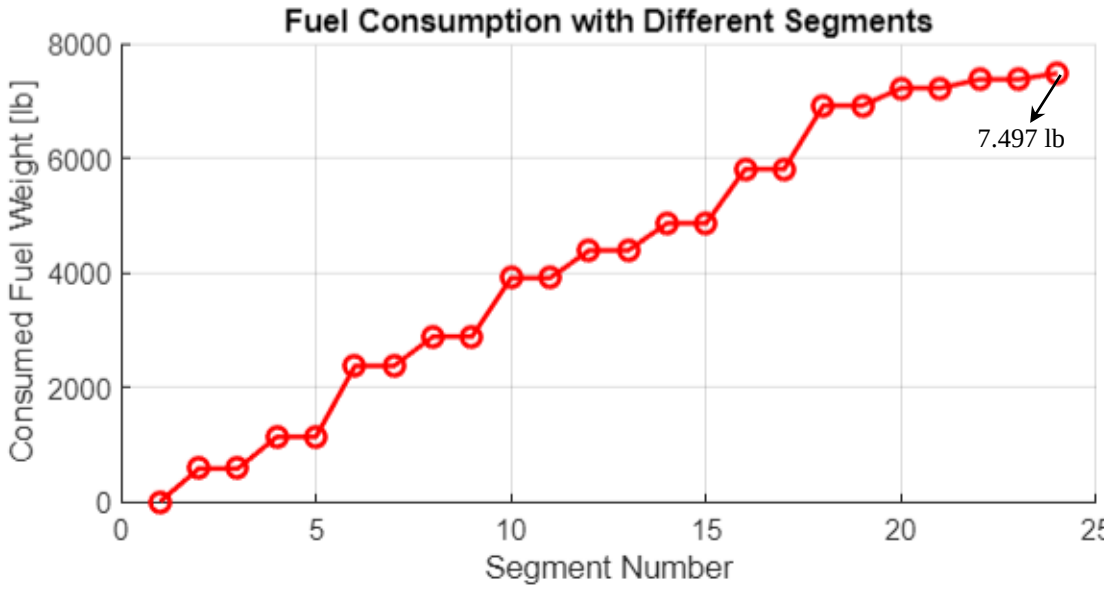


Şekil 96. Seçilen Görev Profiline Göre Tüm Adımlardaki Gros Ağırlık Değişimi

Önceki modüllerde uçağımızın kalkış gros ağırlık (take off gross weight) değeri, 29.030 lb olarak hesaplanmıştı. Görev profilinin ilk adımında bu değer ile başlanmaktadır. Uçağımızın boş ağırlığı ise dördüncü modülde 17.110 lb olarak hesaplanmıştı. Bununla

birlikte tasarladığımız hava aracının yakıt kapasitesi dördüncü modülde 8.207 lb olarak belirlenmişti. Dolayısıyla başlangıç anında diğer ağırlıklar (mürettebat, sistem, payload) toplamı 29.030 – 17.110 – 8.207 = 3.713 lb olarak hesaplanmıştır.

Görev profili tamamlanıp üsse geri dönen uçağın gros ağırlığı ise grafikten 21.533 lb olarak okunmaktadır. Buradaki azalış, yakıtın azalmasından kaynaklanmaktadır. Boş ağırlık ve diğer ağırıklar sabit kalmaktadır. Dolayısıyla uçağın görev profili boyunca tükettiği yakıt miktarı hesaplanabilir. 21.533 = 17.110 + 3.713 + Kalan Yakıt denkleminden depomuzda kalan yakıtı 710 lb olarak hesaplarız. Yani uçağımızın yakıt kapasitesi 8.207 lb olup *(dördüncü modülde hesaplanan değer)* bunun 7.497 lb'sini tüketip +710 lb yakıt ile üsse geri dönmektedir. Aşağıdaki grafikte ise her bir adımda tüketilen yakıt miktarını okuyabilmekteyiz.



Şekil 97. Seçilen Görev Profiline Göre Tüm Adımlardaki Toplam Yakıt Tüketmi

İlk adımda sıfır tüketimden başlayarak 25 adımın sonucunda sistemin verdiği grafiğe göre toplam 7.497 lb tüketim gerçekleşmiştir. Bu adımda bir sağlama yapılması gerekirse;

Başlangıçtaki Gros Ağırlık: 29.030lb

Boş Ağırlık: 17.110 lb

Diğer (mürettebat, sistem, payload): 3.713 lb

Başlangıç Yakıt Ağırlığı (Toplam kapasite): 8.207

Görev Süresi Boyunca Toplam Tüketilen Yakıt: 7.497 lb

Depoda Kalan Yakıt: 710 lb

29.030 = 17.110 + 3.713 + 8.207 (Başlangıç koşulu) □

21.533 = 17.110 + 3.713 + 710 (Bitiş Durumu) □

İki durumda da sistemin vermiş olduğu değerler doğru olup iki türlü sağlama yapılmıştır.

4. BÖLÜM

SONUÇ VE ÖNERİLER

4.1. Sonuç ve Öneriler

HAKTAS (Hava Aracı Kavramsal Tasarım ve Analiz Sistemi) bir kavramsal tasarım aracı olup henüz gereksinimlerin belirlendiği safhalarda, yani tasarımın erken aşamalarında kullanılabilmekte ve tasarımcıya tasarımın başlarındayken ne gibi sonuçlarla karşılaşacağını parametrik olarak tespit etmektedir. Kullanıcıya sunduğu değerlerin ne derece doğru olduğu ve ne gibi başarılı sonuçlar verdiği, üçüncü bölümde detaylı olarak tartışılmıştır.

Sistem iteratif olarak çalışmakta olup her yeni modülde sisteme eklenen yeni bilgiler ve gereksinimlere göre sonuçlar revize edilmektedir. Örnek vermek gerekirse ilk modülde hesaplanan Max L/D oranı 13,89 iken dördüncü modülde 13,95, beşinci modülde 16.07 olarak hesaplanmıştır. Aynı şekilde ilk modülde tasarladığımız hava aracının boş ağırlığı 19.890 lb iken dördüncü modülde 17.110 lb olarak hesaplanmaktadır. Sistem, tüm paramatrelerde yaklaşık olarak % 0,43 ila % 60 arası değişen iyileştirmeler yapmış olup ortalama iyileştirme oranı % 16 mertebelerinde sonuçlanmıştır.

Bununla birlikte sistem, birisi optimize edilmiş geometri olmak üzere kullanıcıya iki ayrı taslak geometri sunmaktadır. Dolayısıyla henüz tasarım aşamasında olan mühendislerin hem uçağın olası performans sonuçlarını görmesi, hem de yakınsanmış bir geometriyi erkan safhalarda görmesi büyük kolaylık sağlamakta ve T_0 anında tasarımcıya birçok fikir vermektedir.

Bununla birlikte sistem, hız ile değişen P/W ve D/W grafikleri, fazlalık güç (excess power) grafikleri, tırmanma açıcı ve tırmanma oranı grafikleri, yük faktörü-hız grafiği (V_n grafiği), servis tavanı grafiği, hıza göre değişen dönüş yarıçapı ve dönüş oranı

grafiği, zamana bağlı değişen gros ağırlık ve yakıt tüketimi grafiği gibi birçok faydalı grafiği otomatik olarak oluşturmakta ve tasarımcıya sunmaktadır. Tasarımın başında, yani kavramsal tasarım aşamasında bu değerleri elde etmek, hava aracı tasarımcısı için oldukça avantajlı bir durum olup, parametreleri sistem üzerinden değiştirerek sonuçlara nasıl yansıdığını görmek büyük bir kolaylık sağlamaktadır. Ayrıca bu bilgilerin bazıları, katalog yada ürün nitelikleri dosyasında bulunabilecek bilgiler olmayıp, emsal uçaklar baz alınarak dışarıdan temin edilmesi pek mümkün olmamaktadır. Dolayısıyla piyasada olmayan bazı performans verilerinin sistem tarafından yaklaşık olarak üretilmesi, tasarımcı için oldukça avantajlı bir durum olacaktır.

Sistemin ne derece doğru çalıştığı, gerçek bir F-16 modelinin sistem üzerinden tasarlanması ve sistemin verdiği sonuçların gerçek F-16 değerleri ile kıyaslanması suretiyle tespit edilmiştir. Tüm parametrelere bakıldığında sonuçlar % 98,9 ila % 46,2 oranında gerçek F-16 parametreleri ile uyuşmakta olup ortalama benzerilik oranı % 82,74 olarak gözlenmiştir.

Ancak unutulmamalıdır ki HAKTAS bir kavramsal tasarım sistemi olup henüz tasarımın erken aşamalarında kullanılması avantaj getirmektedir. Tasarımın ilerleyen fazlarında mutlaka farklı ve çözünürlüğü daha yüksek sistemler ve yöntemler *(CFD, yapısal tasarım ve analiz teknikleri, sonlu elemanlar, ağırlık ve denge, aeroelastisite, yük, yük ayrılması, aeroakustik çalışmaları vb.)* kullanılmalı ve tasarım buna göre şekillendirilmelidir.

KAYNAKÇA

1. Raymer, D. P., 1992. Aircraft Desıgn; A Conceptual Approach. Conceptual Research Corporation., Sylmar/California, 1062 pp.
2. İbaçoğlu, H., 2007. Helikopter Ön Tasarım Otomasyonu. İstanbul Teknik Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü Yüksek Lisans Tezi, İstanbul, 108 s.
3. Liles, C. F. M., Bolkcom C., 2004. Military Helicopter Modernization, pp. 1-50. Military Helicopter Modernization: Background and Issues for Congress, June 24, 2004, Washington DC, USA.
4. Savunma Sanayi ST., 2019. Türkiye'nin F-16 serüveni. (Web Sayfası: **https://www.savunmasanayist.com/turkiyenin-f-16-seruveni/**), (Erişim Tarihi: Temmuz 2021)
5. Neufeld, D., 2010. Multidısciplinary Aircraft Conceptual Design Optimization Considerıng Fıdelıty Uncertainties. Ryerson University, Doktora Tezi, Toronto, 150 pp.
6. Richardson, T.S., Beaverstock, C., Isikveren, A., Meheri, A., Badcock K., Da Ronch A., 2011. Analysis of the boeing 747-100 using CEASIOM. **Progress in Aerospace Sciences, 47**: 660-673.
7. European Commision., 2021. Simulating aircraft stability and control characteristics for use in conceptual design. (Web Sayfası: **https://trimis.ec.europa.eu/project/simulating-aircraft-stability-and-control-characteristics-use-conceptual-design#tab-results**), (Erişim Tarihi: Mart 2021)
8. Chakraborty, I., Mavris, D.N., 2017. Integrated assessment of aircraft and novel subsystem architectures in early design. **Journal of Aircraft, 54** (4): 1268-1282.
9. Mas, F., Menéndez, J.L., Oliva, M., Ríos, J., 2013. Collaborative engineering: an Airbus case study. **Procedia Engineering, 63**: 336-345.
10. Amadori, K., Jouannet, C., Krus, P., 2008. Aircraft conceptual design optimization, pp 1-12. 26th Internatıonal Congress of The Aeronautıcal Scıences, January 11, 2008, Alaska, USA.
11. Ünal, N., Oktay T., 2021. A novel system for fighter aircraft conceptual design and analysis, pp 408-423. 4th International New York Conference on Evolving

Trends in Interdisciplinary Research & Practices, May 2-4, 2021, New York, USA.

12. Krupa, G.P., 2019. Application of agile model-based systems engineering in aircraft conceptual design. **The Aeronautıcal Journal, 123** (1268): 1561 – 1601.
13. Instude of System Architecture in Aeronautics., 2021. AGILE innovation project. (Web Sayfası**: https://www.agile-project.eu/**), (Erişim Tarihi: Temmuz 2021)
14. Ciampa, P.D., Shivaprakasha, P., Torrigiani, F., Lefebvre, T., 2019. Streamlining cross-organizational aircraft development: results from the AGILE project, pp 1-45. AIAA Aviation 2019 Forum, 17-21 June, 2019, Texas, USA.
15. Lefebvre, T., Bartoli, N., Dubreuil, S., Panzeri, M., Lombardi, R., Vecchia, D., Stingo, L., Nicolosi, F., De Marco, A., Ciampa, P.D., Anisimov, K., Savelyev, A., Mirzoyan, A., Isyanov, A., 2020. Enhancing optimization capabilities using the AGILE collaborative MDO framework with application to wing and nacelle design. **Progress in Aerospace Sciences, 119:** 100649.
16. Pester, M., 2010. Multi-Disciplinary Conceptual Aircraft Design Using CEASIOM. Hamburg University Applied Sciences, Hamburg, 107 pp.
17. CFS Engineering., 2021. CEASIOM aircraft design tool. (Web Sayfası: **https://ceasiom.com/**), (Erişim Tarihi: Temmuz 2021)
18. Stanford Universitiy., 2021. SUAVE 2.4. (Web Sayfası: **https://suave.stanford.edu/index.html**), (Erişim Tarihi: Temmuz 2021)
19. DAR Corporation., 2021. Aeronautical design software. (Web Sayfası: **https://www.darcorp.com/advanced-aircraft-analysis-software/**), (Erişim Tarihi: Temmuz 2021)
20. Pehlivanoğlu V., 2021. Aircraft design AE 405. (Web Sayfası: **https://ae.ieu.edu.tr/documents/ae_405.pdf**), (Erişim Tarihi: Temmuz 2021)
21. Anderson, J.D., 2012. Aircraft Performance and Design. The McGraw- Hill Companies., New York, 580 pp.
22. Aircraft Museum., 2021. General dynamics (now lockheed martin) F-16 fighting falcon multi-role fighter. (Web Sayfası: **http://www.aerospaceweb.org/aircraft/fighter/f16**/), (Erişim Tarihi: Temmuz 2021)

23. Lockheed Martin., 2021. F-16 fighting falcon. (Web Sayfası: **https://www.lockheedmartin.com/en-us/products/f-16.html**), (Erişim Tarihi: Temmuz 2021)
24. FAS Military Analysis., 2021. F-16 fighting falcon. (Web Sayfası: **https://fas.org/man/dod-101/sys/ac/f-16.htm**), (Erişim Tarihi: Temmuz 2021)
25. Entsminger, A., Gallagher, D., Graf, W., 2021. General dynamics F-16 fighting falcon. (Web Sayfası:**http://www.dept.aoe.vt.edu/~mason/Mason_f/F16S04.pd**f), (Erişim Tarihi: Temmuz 2021)
26. Aerosoft., 2021. F-16 fighting falcon x. (Web Sayfası: **https://cdn.cloudflare.steamstatic.com/steam/apps/343953/manuals/F-16_Fighting_Falcon_Manual.pdf?t=1537344633**), (Erişim Tarihi: Temmuz 2021)
27. Bramblet, L.M., 2019. Turbojet Range, Loiter, and Altitude Tradeoff Estimations in Efficient Modeling and Optimization Formulations. Air Force Institute of Technology, Master Tezi, Ohio, 105 pp.
28. Worldaerodata., 2021. Akıncı. (Web Sayfası: **https://web.archive.org/web/20120928071523/http://worldaerodata.com/wad.cgi?id=TU39161&sch=LTAE**), (Erişim Tarihi: Temmuz 2021)
29. Formula F1 Results,. 2021. F-16 glide ratio. (Web Sayfası: **https://formulaf1results.blogspot.com/2020/05/f-16-glide-ratio.html**), (Erişim Tarihi: Temmuz 2021)
30. Blender Market., 2021. F16 fuel flow indicator. (Web Sayfası: **https://blendermarket.com/products/f16-fuel-flow-indicator**), (Erişim Tarihi: Temmuz 2021)
31. Wikipedia., 2021. General electric f110. (Web Sayfası: **https://en.wikipedia.org/wiki/General_Electric_F110**), (Erişim Tarihi: Temmuz 2021)
32. Melin, T., 2013. An aerodynamic and geometric comparison between parametrized and point cloud airfoils. (Web Sayfası: **https://www.researchgate.net/publication/320930333_Parametric_Airfoil_Catalog_Part_I_II_An_Aerodynamic_and_Geometric_Comparison_Between_Parametrized_and_Point_Cloud_Airfoils**), (Erişim Tarihi: Temmuz 2021)

33. Airfoiltools., 2021. NACA 64A210 - NACA 64A210 airfoil. (Web Sayfası: **http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=naca64a210-il**), (Erişim Tarihi: Temmuz 2021)
34. Huo, Y., 2021. Model of F-16 fighter aircraft - equation of motions. (Web Sayfası: **https://archive.siam.org/books/dc11/f16/Model.pdf**), (Erişim Tarihi: Temmuz 2021)
35. Flight Manual., 2021. F-16C/D blocks 50 and 52+. (Web Sayfası: **https://info.publicintelligence.net/HAF-F16.pdf**), (Erişim Tarihi: Temmuz 2021)
36. Stanford Universitiy., 2021. SU2 code. (Web Sayfası: **https://su2code.github.io/**), (Erişim Tarihi: Temmuz 2021)
37. Googletrends., 2021. Conceeptual design software search results. (Web Sayfası: **https://trends.google.com/trends/explore?date=2011-10-09%202021-11-09&q=conceptual%20design%20software**), (Erişim Tarihi: Aralık 2021)
38. Ma, T., Ma, D., 2009. Multidisciplinary design-optimization methods for aircrafts using large-scale system theory. **Systems Engineering - Theory & Practice, 29:** 186-192.
39. Guidera, S., Macpherson, S., 2008 Digital modeling in design foundation coursework: an exploratory study of the effectiveness of conceptual design software. **The Journal of Technology Studies, 34 (1):** 55-66
40. Park, W., Yun, J., Ryo, C.K., Choi, K., 2009. Development of satellite conceptual design software. **Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences, 37(1):** 923-930.
41. Oktay, T., Çelik, D., Uzun, M., 2017. A novel learning algorithm to estimate the optimum fuselage drag coefficient. **Sakarya Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Dergisi, 21(1):** 63-68.
42. Raymer, D. P., 2011. Conceptual Design Modeling in the RDS-Professional Aircraft Design Software, pp. 1-12. 49th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, January 4-7, 2011, Orlando, USA
43. Lukaczyk, L., Wendorff , A.D., Botero, E., MacDonald, T., Momose, T., Variyar, A., Vegh, J.M., Colonno, M., Economon, T.D., Alonso, J.J., 2015. SUAVE: An Open-Source Environment for Multi-Fidelity Conceptual Vehicle Design, pp. 1-

56. 16th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference, June 22-26, 2015, Dallas, USA

44. Botero, E., Alonso J.J., 2017. Conceptual Design and Optimization of Small Transitioning UAVs using SUAVE, pp. 1-15. 18th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference, June 5-9, 2017, Colorado, USA

45. Charbonnier, D., Vos J.B., Prakasha, P.S., Mirzoyan, A., Savelyev, A., Vecchia P.D., 2017. Low Speed Take-Off Aerodynamic Analysis, pp 1-15. 6th Ceas Air & Space Conference Aerospace Europe 2017, October 16-20, 2017, Bucharest, Romania

46. Walther, J.N., Gastaldi A.A., Maierl, R., Jungo, A., 2019. Conceptual design and optimization of small transitioning UAVs using SUAVE**. CEAS Aeronautical Journal, 11(2):** 1-11

47. Gent, I.V., Aigner B., Beijer, B., Jepsen, J., Rocca, G.L., 2020. Knowledge architecture supporting the next generation of MDO in the AGILE paradigm**. Progress in Aerospace Sciences, 119:** 1-25

48. Vecchia, P. D., Stingo L., Corcione, S., Ciliberti, D., Nicolosi, F., Marco A.D., 2017. Game theory and evolutionary algorithms applied to MDO in the AGILE European project, pp 1-15. 18th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference, June 5-9, 2017, Denver, USA

49. Rizzi, A., Eliasson P., Grabowski, T.G., Vos, J.B., Zhang, M., Richardson T.S, 2011. Design of a canard configured TransCruiser using CEASIOM**. Progress in Aerospace Sciences, 47:** 695-705

50. Richardson, T.S., Beaverstock C., Isikveren, A., Meheri, A., Badcock, K., Ronch A.D., 2011. Analysis of the Boeing 747-100 using CEASIOM**. Progress in Aerospace Sciences, 47:** 660-673

51. Jungo, A., Zhang M., Vos, J., Rizzi, A., 2018. Benchmarking new ceasıom with cpacs adoption for aerodynamic analysis and flight simulation**. Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 90 (4):** 613-626

52. Ünal, N., Oktay, T., 2021. Analyzing the effects of airfoil selection to the lift coefficient and drag coefficient (C_L And C_D) of the Aircraft, pp 424-441. 4th International New York Conference on Evolvong Trends In Interdisciplinary Research & Practices, May 2-4, 2021, New York, USA
53. Pedari, M. D., Johnson M., LaGue, J.W., Yakawu, M., Estrada, M., Bradley D., 2020. Dynamic Analysis of a UAS Glider using Advanced Aircraft Analysis and Athena Vortex Lattice, pp 1-11. AIAA SciTech Forum 2020, January 6-10, 2020, Orlando, USA
54. Schueler, K.L., Smith S.J., 1995. Advanced Aircraft Analysis: A Powerful, User Friendly Framework for Airplane Preliminary Design and Analysis. SAE International, Warrendale, 9 pp.
55. Güzelbey, İ.H., Erarslan, Y., Doğru, M.H., 2019. Effects of taper ratio on aircraft wing aerodynamic parameters: a comperative study. **European Mechanical Science, 3 (1),** 18-23.
56. Tyan, M., Nguyen, N.V., Kim, S., and Lee, J.W.: Comprehensive preliminary sizing/resizing method for a fixed wing – VTOL electric UAV. **Aerospace Science and Technology, 71**, 30-41.
57. Wikipedia., 2021. Forward-swept wing. (Web Sayfası: **https://en.wikipedia.org/wiki/Forward-swept_wing**), (Erişim Tarihi: Aralık 2021)
58. Science focus., 2021. What are the advantages of forward-swept wings in aircraft design? (Web sayfası: **https://www.sciencefocus.com/future-technology/what-are-the-advantages-of-forward-swept-wings-in-aircraft-design/**) (Erişim Tarihi: Aralık 2021)
59. Bagley, J.A., 1962. Some aerodynamic principles for the design of swept wings. **Progress in Aeronautical Sciences, 3,** 1-85.
60. Aerocorner., 2021. 9 types of aircraft wings in depth. (Web sayfası: **https://aerocorner.com/blog/types-of-aircraft-wings/**) (Erişim Tarihi: Aralık 2021)

ÖZGEÇMİŞ

KİŞİSEL BİLGİLER

Adı Soyadı: Nesij ÜNAL

Uyruğu: Türkiye (T.C)

EĞİTİM

Derece	Kurum	Mezuniyet Tarihi
Yüksek Lisans	Erciyes Üniversitesi, Uçak Mühendisliği	2021
Lisans	Erciyes Üniversitesi, Endüstri Mühendisliği	2006
Lise	Nuh Mehmet Baldöktü Anadolu Lisesi, Kayseri	2000

İŞ DENEYİMLERİ

Yıl	Kurum	Görev
2009-Halen	TUSAŞ - Türk Havacılık ve Uzay Sanayi	Helikopter AR-GE Şefi (DKTM)
2007-2009	TÜBİTAK Uzay Enstitüsü	Proje Mühendisi

YABANCI DİL

İngilizce *(YÖKDİL puanı: 83)*

YAYINLAR

1. Ünal, N., Oktay, T., (2021). A novel system for fighter aircraft conceptual design and analysis. *4th International New York Conference on Evolving Trends in Interdisciplinary Research & Practices, 23*(1), May 2-4, 2021, New York, USA.
2. Ünal, N., Oktay, T., (2021). Analyzing the effects of airfoil selection to the lift coefficient and drag coefficient (C_L and C_D) of the aircraft. *4th International New York Conference on Evolving Trends in Interdisciplinary Research & Practices, 23*(1), May 2-4, 2021, New York, USA.
3. Ünal, N., Oktay, T., (2021). Advanced Aircraft Performance Analysis via HAKTAS Software. **Aircraft Engineering and Aerospace Technology (on review)**