İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

HELİKOPTER ÖN TASARIM OTOMASYONU

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Müh. Hasan İBAÇOĞLU

Anabilim Dalı : UÇAK VE UZAY MÜHENDİSLİĞİ
Programı : UÇAK VE UZAY MÜHENDİSLİĞİ

HAZİRAN 2007

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

HELİKOPTER ÖN TASARIM OTOMASYONU

YÜKSEK LİSANS TEZİ
Müh. Hasan İBAÇOĞLU
(511041014)

Tezin Enstitüye Verildiği Tarih : 19 Temmuz 2007
Tezin Savunulduğu Tarih : 12 Haziran 2007

Tez Danışmanı :	**Prof.Dr. Süleyman TOLUN**
Diğer Jüri Üyeleri	**Doç.Dr. Aydın MISIRLIOĞLU**
	Doç.Dr. Erol ŞENOCAK

HAZİRAN 2007

ÖNSÖZ

Bu tez çalışmasına beni yönlendiren, rehberliği ile yol gösteren, tez danışmanım, değerli hocam sayın Prof. Dr. Süleyman TOLUN'a teşekkürlerimi ve şükranlarımı sunmayı bir borç bilirim. Tüm ROTAM yöneticileri ve çalışanlarına, özellikle değerli arkadaşlarım F. Ersel Ölçer, Utku Türkyılmaz ve Evren Öner'e tez çalışmalarım sırasında anlayış ve sabırla verdikleri destekten ötürü teşekkür ederim. Sevgili aileme, var ve hep yanımda oldukları için sonsuz teşekkürler.

Temmuz 2007 **Hasan İBAÇOĞLU**

İÇİNDEKİLER

ÖNSÖZ ii
İÇİNDEKİLER iii
KISALTMALAR v
TABLO LİSTESİ vi
ŞEKİL LİSTESİ vii
SEMBOL LİSTESİ ix
ÖZET xiii
SUMMARY xiv

1 GİRİŞ 1
1.1 Amaç 3

2 HELİKOPTERLER 5
2.1 Helikopterlerin Dünü, Bugünü ve Yarını 5
2.2 Helikopter Kavramları 6
2.2.1 Tek Ana Rotorlu Helikopterler (TAR) 6
2.2.2 Ardışık Rotorlu Helikopterler (AR) 7
2.2.3 Eş Eksenli Rotorlu Helikopterler (EER) 8

3 HELİKOPTER ÖN TASARIMI 9
3.1 Biçimsel Seçim 9
3.2 R_F Metodu 11
3.3 GTPDP İle Öntasarım 13

4 ROTAP 15
4.1 ROTAP Girdi Dosyaları 16
4.1.1 Tasarım İsterleri 16
4.1.2 Tasarım Girdileri 18

5 İLK EBATLANDIRMA VE AĞIRLIK KESTİRİMİ 20
5.1 ROTAP Veri Tabanı 23
5.2 HELISDATA 24

6 OPTIMIZASYON YÖNTEMİ 27
6.1 RSM 28
6.2 Amaç Fonksiyonunun Belirlenmesi 30
6.3 Örnek Tasarım Noktalarının Seçimi (DoE) 31
6.3.1 Tam Çarpanlı Tasarım (FF) 32
6.3.2 Merkezi Kompozit Tasarım (Central Composite Design (CCD)) 33
6.3.3 Box-Behnken Tasarımı 33
6.4 Amaç Fonksiyonunun Çözümü 37
6.5 Amaç Fonksiyonunun Minimizasyonu 38
6.5.1 Birinci Mertebeden RSM Modelleri 38

6.5.2 İkinci Mertebeden RSM Modelleri 39

7 PERFORMANS ANALIZLERI 42
7.1 Düşey Uçuş Performansı 42
7.1.1 Düşey Uçuş Performans Hesaplamaları 42
7.1.2 Düşey Uçuş Dengeleme Analizi 46
7.2 İleri Uçuş Performansı 47
7.2.1 İleri Uçuş Performans Hesaplamaları 48
7.2.2 Çırpınma Hareketi 54
7.2.3 İçe Akış Modeli 56
7.2.4 İleri Uçuş Dengeleme (Trim) Analizi 62
7.3 Performans Sonuçlarının Değerlendirilmesi 70

8 AĞIRLIK ANALİZİ 73
8.1 Boş Ağırlık 73
8.2 Yakıt Ağırlığı 76

9 MALİYET ANALİZİ 78
9.1 Verimlilik (Productivity) 78
9.2 Temel Satın Alma Maliyeti 79
9.3 Bileşenler Maliyet Dağılımı 84
9.4 İşletme Maliyeti 87
9.4.1 Dolaylı İşletme Maliyetleri 87
9.4.2 Doğrudan İşletme Maliyetleri (DOC) 87

10 PROGRAM VE KULLANICI ARA YÜZÜ 89

11 SONUÇ VE DEĞERLENDİRME 91

KAYNAKLAR 95

EK 1 101

ÖZGEÇMİŞ 108

KISALTMALAR

AR	: Ardışık Rotor (Tandem Rotor)
BBD	: Box Behnken Tasarımı
BL	: Pala Yüklemesi (Blade Loading)
CCD	: Merkezi Kompozit Tasarım (Central Composite Design)
DL	: Disk Yüklemesi (Disk Loading)
DOE	: Örnek Tasarım Noktalarının Seçimi (Design of Experiments)
DOC	: Doğrudan İşletme Maliyetleri (Direct Operation Cost)
EER	: Eş Eksenli Rotor (Coaxial Rotor)
FF	: Tam Çarpanlı (Full Faktoryel) Tasarım
FM	: Yarar Göstergesi (Figure of Merit)
HELISDATA	: Helikopter istatiksel Verilerini Değerlendirme Kodu
HP	: Göbek Düzlemi (Hub Plane)
MDO	: Çok Disiplinli Optimizasyon (Multi Disiplinary Optimization)
NN	: Sinir ağları (Neural Networks)
RBF	: Radyal Baz Fonksiyonları (Radial Basis Functions)
RFP	: Teklif Talebi (Request For Proposal)
ROTAP	: Rotorlu Taşıtlar Ön Tasarım Programı
RSM	: Yanıt Yüzeyi Metodolojisi (Response Surface Methodology)
SMF	: Tek Ana Rotor Fenestron
SMN	: Tek Ana Rotor NOTAR
SMR	: Tek Ana Rotor Kuyruk Rotoru
TAR	: Tek Ana Rotor (Single Main Rotor)
THPR	: Transmisyon Güç Oranı
TPP	: Uç Hattı Düzlemi (Tip Path Plane)
TRHPR	: Kuyruk Rotoru Güç Oranı
UYÇY	: Ürün Yaşam Çevrim Yönetimi
VTOL	: Düşey iniş kalkış (Vertical Takeoff and Landing)

TABLO LİSTESİ

Sayfa No

Tablo 3.1: Örnek tasarım matrisi 10
Tablo 3.2: Örnek biçimsel değerlendirme matrisi 10
Tablo 6.1: DoE test sayısı karşılaştırmaları 34
Tablo 6.2: ROTAP, optimize edilebilen parametreler 35
Tablo 7.1: İçe akış hesabında kullanılan deneysel rotor modeli 59
Tablo 7.2: BO105 helikopteri parametreleri 67
Tablo 7.3: H300 helikopteri parametreleri 69
Tablo 11.1: Prouty örnek helikopteri tasarım isterleri 91
Tablo 11.2: Prouty örnek helikopter ağırlık sonuçları karşılaştırması 92
Tablo 11.3: Prouty örnek helikopteri maliyet dağılımı sonuçları 93

ŞEKİL LİSTESİ

Sayfa No

Şekil 1.1: Georgia Institute of Technology ürün ve süreç geliştirme yöntemi 1
Şekil 2.1: Tek ana rotorlu helikopter biçimi [56] 6
Şekil 2.2: TAR karşı tork Sistemleri [57] 7
Şekil 2.3: Ardışık rotorlu helikopterler [56] 7
Şekil 2.4: Eş eksenli rotorlu helikopterler [56] 8
Şekil 3.1: R_F metodu genel akış şeması 12
Şekil 3.2: Örnek R_F Metot yakıt ağırlık oranları ve kesişimleri 12
Şekil 3.3: GTPDP genel akış şeması 13
Şekil 4.1: ROTAP genel akış şeması 17
Şekil 5.1: İstatiksel rotor yarıçapı toplam kalkış ağırlığı değişimi 20
Şekil 5.2: Rotor yarıçapının zamana göre değişimi 23
Şekil 5.3: ROTAP veri tabanı 24
Şekil 5.4: WG - R - Yıl dağılımı 25
Şekil 5.5: Üstel fonksiyon kullanılarak elde edilen yüzey fonksiyonu 26
Şekil 5.6: Polinom fonksiyonu kullanılarak elde edilmiş yüzey fonksiyonu 26
Şekil 6.1: RSM genel akış şeması 29
Şekil 6.2: RSM genel çözüm yaklaşımı 30
Şekil 6.3: Hesap maliyetinde artış 31
Şekil 6.4: Tam çarpanlı üçüncü seviye örnek tasarım noktaları 32
Şekil 6.5: CCD üçüncü seviye örnek tasarım noktaları 33
Şekil 6.6: Pala matrisi 36
Şekil 6.9: Amaç fonksiyona yüzey uydurma 41
Şekil 7.1: Pala elemanı kuramı 42
Şekil 7.2: Yerel hızlar ve yükler 43
Şekil 7.3: Pala elemanı momentum kuramı içe akış modeli 44
Şekil 7.4: Gövde düşey sürükleme oranı 47
Şekil 7.5: İleri uçuşta disk boyunca hız değişimleri 48
Şekil 7.6: Pala çırpınma açısı 49
Şekil 7.7: Azimut boyunca çırpınma açısı değişimi 49
Şekil 7.8: Pala Elemanı üzerindeki hız ve yük bileşenleri 50
Şekil 7.9: Boylamasına doğrultuda rotor ileri uçuşu 50
Şekil 7.10: Yanlamasına doğrultuda rotor ileri uçuşu 51
Şekil 7.11: Pala çırpınma hareketi 54
Şekil 7.13 a: μ=0.15 için yanlamasına eksen 60
Şekil 7.13 b: μ=0.15 için boylamasına eksen 60
Şekil 7.14 a: μ=0.23 için yanlamasına eksen 61
Şekil 7.14 b: μ=0.23 için boylamasına eksen 61
Şekil 7.15 a: μ=0.15 İçe akış oranı disk dağılımı (ROTAP sol, deneysel sağ) 62
Şekil 7.15 b: μ=0.23 İçe akış oranı disk dağılımı (ROTAP sol, deneysel sağ) 62
Şekil 7.16: Helikopter üzerindeki toplam yük ve momentler 63
Şekil 7.17: BO105 İleri uçuş deneysel ve ROTAP analiz sonuçları 68
Şekil 7.18: H300 İleri Uçuş deneysel ve ROTAP analiz sonuçları 70
Şekil 7.19: Güç gereksinimi – Hız grafiği 71
Şekil 8.1: Toplam kalkış ağırlığı 73

Şekil 9.1: Havacılık ürünleri verimlilik - satış fiyatı değişimleri.....79
Şekil 9.2: Temel fiyat boş ağırlık değişimi.....79
Şekil 9.3: Öngörülen ve gerçek helikopter temel fiyatları.....81
Şekil 9.4: Taban fiyatı etkileyen faktörler.....82
Şekil 10.1: ROTAP Kullanıcı ara yüzü.....89
Şekil 11.1: Prouty örnek helikopter başarım sonuçları karşılaştırması.....91
Şekil A1: Kullanıcı ara yüzü.....101
Şekil A2: Tasarım isterlerinin ara yüze girilmesi.....102
Şekil A3: Ana rotor girdileri.....103
Şekil A4: Kuyruk Rotoru girdileri.....103
Şekil A5: Gövde girdileri.....104
Şekil A6: Motor girdileri.....104
Şekil A7: Ağırlık girdileri.....105
Şekil A8: Maliyet Girdileri.....106

SEMBOL LİSTESİ

a	: Taşıma eğrisi eğimi [*1/rad*]
A	: Rotor disk alan [m^2]
a_{HT}	: Yatay dengeleyici moment kolu [m^2]
a_{MT}	: Kuyruk rotoru moment kolu [m^2]
a_{VT}	: Düşey dengeleyici moment kolu [m^2]
BP	: Temel satış fiyat [$]
c	: Veter [m]
$c_0,c_1,\ldots c_n$	: M&S İçe akış modeli katsayıları
$C_1,C_2\ldots$	: Yüzey fonksiyonu katsayılar
C_l	: Profil taşıma katsayısı
C_d	: Profil sürükleme katsayısı
C_P	: Güç katsayısı
C_Q	: Tork katsayısı
C_T	: İtki katsayısı
c_{TR}	: Kuyruk rotoru veteri [m]
c_{VT}	: Düşey dengeleyici ortalama veteri [m]
D	: Sürükleme [N]
D	: Rotor çapı [m]
D_F	: Gövde sürüklemesi [N]
D_L	: Disk yüklemesi [N/m^2]
DOC	: Doğrudan işletme maliyet [$]
dF_X	: Toplam yük yatay bileşeni [N]
dF_Z	: Toplam yük düşey bileşen [N]
dF_R	: Toplam yük radyal bileşen [N]
D_{TR}	: Kuyruk rotor çapı [m]
D_V	: Gövde düşey sürükleme kuvveti [N]
e	: Çırpınma menteşesi kaçıklık oranı
EDF	: Ampirik düzeltme çarpanı
f	: Vetere bağlı olarak, efektif akım ayrılma noktası
f	: Düzlemsel sürükleme alan [m^2]
F	: Prandtl'ın uç düzeltme çarpanı
F_H	: Rotor başına kadar toplam yükseklik [m]
F_L	: Gövde boyu [m]
F_W	: İniş takımları dahil toplam genişlik [m]
H_{MR}	: Ana rotor sürükleme kuvveti [N]
I	: Pala kütle atalet momenti [$kg.\ m^2$]
i_S	: Ana mil öne eğilme açısı [*rad*]
k	: Optimize edilen değişken sayısı
Kbldmat	: Pala malzeme çarpanı
Kcontyp	: Uçuş kontrol türü çarpanı
Kecu	: Çevresel kontrol birimi çarpanı
Kfusmat	: Gövde malzeme çarpanı
Klgtyp	: İniş takımı türü
Kmat	: Gövde malzeme çarpanı
Kyokmat	: Yoke malzeme çarpanı
Ktype	: Ekipman türü çarpanı

L : Taşıma [N]
L_{DD} : Düşey dengeleyici ile mil ekseni arasındaki mesafe [m]
L_{RT} : Toplam helikopter uzunluğu [m]
L_{YD} : Yatay dengeleyici ile mil ekseni arasındaki uzaklık[m]
M_{ACAT} : İklimlendirme sistem maliyeti [$]
M_B : Pala kütlesi [kg]
M_β : Çırpınma menteşesindeki aerodinamik yük kaynaklı moment [$N.m$]
M_{EINS} : Motor yerleşim maliyeti [$]
M_{DS} : Aktarma sistemi maliyeti [$]
M_{AV} : Aviyonik sistem maliyeti [$]
M_{EL} : Elektrik sistemi maliyeti [$]
M_F : Gövde yapı maliyeti [$]
M_{FA} : Final montaj maliyeti [$]
M_{FE} : Döşeme grubu maliyeti [$]
M_{FC} : Uçuş kontrol sistemi maliyeti [$]
M_{HYD} : Hidrolik sistem maliyeti [$]
M_{INS} : Ekipman sistemler maliyeti [$]
M_{LG} : İniş takımı maliyeti [$]
M_{MK} : Çırpınma menteşesindeki merkezkaç kuvveti kaynaklı moment [$N.m$]
M_{MR} : Ana rotor maliyeti [$]
M_{PS} : Güç yapı grubu maliyeti [$]
M_{TR} : Kuyruk rotoru maliyeti [$]
M_{TOPLAM} : Toplam bileşenler maliyeti [$]
M_{XMR} : Ana rotor yuvarlanma momenti [$N.m$]
M_{YMR} : Ana rotor yunuslama momenti [$N.m$]
Nb : Pala sayısı
Nb_{TR} : Kuyruk rotoru pala sayısı
P : Güç [kW]
P_{MC} : Maksimum sürekli güç [kW]
P_{TO} : Maksimum kalkış gücü [kW]
Re : Menzil [km]
S_{FC} : Özgül yakıt sarfiyatı [$\mu g/j$]
S_{HT} : Yatay dengeleyici yüzey alanı [m^2]
S_{wetN} : Motor beşiği ıslak alanı [m^2]
S_{wetF} : Gövde toplam ıslak alanı [m^2]
P_{MC} : Maksimum sürekli güç [kW]
P_{TO} : Kalkış toplam gücü [kW]
Q : Rotor torku [$N.m$]
Q_{MR} : Ana rotor torku [$N.m$]
r : Pala elemanı orta noktası kök uzaklığı [m]
R : Rotor yarıçapı [m]
R^2 : Doğrulama faktörü
r_0 : Pala kök kaçıklık oranı
V_{LR} : Uzun menzil hızı [km/h]
T : İtki [N]
tia : Toplam imalat adedi
T_{DD} : Düşey dengeleyici itkisi [N]
T_{MR} : Ana rotor itkisi [N]
T_{TO} : Maksimum toplam güç [kW]
T_{TR} : Kuyruk rotoru itkisi [N]
T_{YD} : Yatay dengeleyici itkisi [N]
U : Pala elemanı üzerine gelen toplam hız bileşeni [m/s]
U_P : Pala elemanı üzerine gelen düşey hız bileşeni [m/s]
U_R : Pala elemanı üzerine gelen radyal hız bileşeni [m/s]
U_T : Pala elemanı üzerine gelen teğetsel hız bileşeni [m/s]

V_∞ : İleri uçuş hızı [*m/s*]
V_c : Düşey tırmanma hızı [*m/s*]
V_{Cmax} : Maksimum tırmanma hızı [*m/s*]
yio : Yıllık imalat oranı
V_{IY} : İleri uçuş hızı yatay bileşeni [*m/s*]
V_{ID} : İleri uçuş hızı düşey bileşeni [*m/s*]
V_m : Maksimum hız [*m/s*]
V_{NE} : Asla aşılmayacak hız [*m/s*]
W_{ACAT} : İklimlendirme ve buzlanmaya karşı sistemin ağırlığı [*N*]
W_{APP} : Yardımcı güç ünitesi ağırlığı [*N*]
W_{AV} : Aviyonik sistem ağırlığı [*N*]
W_{bM} : Ana rotor palaları ağırlığı [*N*]
W_C : Mürettebat ağırlığı [*N*]
W_{CC} : Kokpit kontrolleri ağırlığı [*N*]
W_{DS} : Aktarma sistemi ağırlığı [*N*]
W_{Empty} : Boş ağırlık [*N*]
W_{EL} : Elektrik sistemi ağırlığı [*N*]
W_{ENG} : Motor ağırlığı [*N*]
W_F : Gövde ağırlığı [*N*]
W_{Fuel} : Yakıt ağırlığı [*N*]
W_{FE} : Döşeme grubu ağırlığı [*N*]
W_{FS} : Yakıt sistemi ağırlığı [*N*]
W_G : Toplam kalkış ağırlığı [*N*]
W_H : Yatay dengeleyici ağırlığı [*N*]
W_{HYD} : Hidrolik sistem ağırlığı [*N*]
W_{INS} : Ekipmanlar ağırlığı [N]
W_{hM} : Ana rotor göbek ve menteşelerin ağırlığı [*N*]
W_{LG} : İniş takımı ağırlığı [*N*]
W_{MV} : İmalat varyasyonu [*N*]
W_N : Motor beşiği ağırlığı [*N*]
W_{PL} : Paralı yük [*N*]
W_{PSS} : İtki alt sistemi ağırlığı [*N*]
W_{SC} : Sistem kontrolleri ağırlığı [*N*]
W_{TR} : Kuyruk rotoru ağırlığı [*N*]
W_U : Faydalı ağırlık [*N*]
W_V : Düşey dengeleyici ağırlığı *[N*]
$x_1, x_2, \ldots$: Polinom fonksiyonu değişkenleri
Y_{MR} : Ana rotor yan kuvveti [*N*]
Z : Yüzey fonksiyonu
α : Yıldız nokta sınır kaçıklığı ($\alpha = \sqrt[4]{M}$)
α_{EF} : Etkin hücum açısı [*rad*]
$\beta_0, \beta_1, \ldots$: Polinom fonksiyonu katsayıları
β : Pala çırpınma açısı [*rad*]
β_0 : Pala koniklik açısı [*rad*]
β_{1c} : Boylamasına çırpınma açısı [*rad*]
β_{1s} : Yanlamasına çırpınma açısı [*rad*]
ΔC_{Qi} : Akım dönmesi kaynaklı indüklenmiş güç [*kW*]
$\Delta x_1, \Delta x_2, \ldots$: Polinom değişkenleri değişim aralıklarının yarısı
ε : Yanıt fonksiyonu hatası
θ : hücum açısı [*rad*]
θ_0 : Pala müşterek açısı [*rad*]
θ_{1c} : Yanlamasına müşterek açısı [*rad*]
θ_{1s} : Boylamasına müşterek açısı [*rad*]

θ_F : Göbek öne eğilme açısı [*rad*]
θ_{FP} : Uçuş doğrultu açısı [*rad*]
θ_{FS} : Gövde öne eğilme açısı [*rad*]
λ : İçe akış oranı
λ_c : Düşey hız bileşeni kaynaklı içe akış oranı
λ_i : Yatay hız bileşeni kaynaklı içe akış oranı
μ : Uç hız oranı
ν_β : Boyutsuz çırpınma frekansı
v_i : İçe akış hızı [*m/s*]
ρ : Hava yoğunluğu [kg/m^3]
Φ_F : Göbek yana eğilme açısı [*rad*]
σ : Katılık oranı
Φ : İçe akış açısı [*rad*]
ψ : Azimut açısı [*rad*]
Ω : Rotor açısal hızı [*rad/s*]
Ω_{TR} : Kuyruk rotoru açısal hızı [*rad/s*]

HELİKOPTER ÖN TASARIM OTOMASYONU

ÖZET

ROTAP, helikopter ön tasarımı için yüksek lisans tez çalışması kapsamında geliştirilmiş bir yazılımdır. Potansiyel müşterilerin beklentileri doğrultusunda tespit edilen tasarım isterleri, programın ana girdileridir. Ayrıca kullanıcı tarafından, gerek hesaplama teknikleri ve gerekse çeşitli mühendislik seçimlerinin tasarım girdileri şeklinde programa girilmesi gereklidir. ROTAP, bu girdiler doğrultusunda optimum helikopter parametrelerini bulmaya çalışır. İlk ebatlandırma ve ağırlık kestirimi, istatiksel verilerden elde edilmiş ampirik denklemler yardımıyla yapılır. Ayrıca bazı parametrelerin tarihsel gelişimi içerisindeki değişimlerinin de hesaba katılabilmesi için bir veri tabanı ve bu veri tabanındaki verileri işleyen HELISDATA kodu hazırlanmıştır. İlk ebatlandırma sırasında elde edilen değişken değerleri, bir sonraki adım olan optimizasyon süreci için başlangıç değerleri olarak kullanılır. Kullanıcı hangi parametrelerin optimize edileceğine karar verir. Optimize edilecek değişkenlerin optimum değerleri ilk ebatlandırma sırasında elde edilen başlangıç değerleri civarında aranır. Bu çalışmada Optimizasyon için RSM (Response Surface Methodology) tabanlı optimizasyon yöntemi seçilmiştir. RSM, istatiksel ve matematiksel yöntemleri kullanarak optimum değişken değerlerini elde eder. Bu yöntemde, her bir değişkenin, belirlenen değer aralığında ki çeşitli değerleri için amaç fonksiyonu hesaplanır. Elde edilen amaç fonksiyonu değerleri topluluğuna bir yüzey fonksiyonu uydurulur. Bu fonksiyonun minimumu, optimum sonucu verir. Amaç fonksiyonu, tasarım isterlerinde ve öz görev profilinde tanımlı, çeşitli uçuş şartlarındaki güç gereksinimlerinin, maliyet ve ağırlık değerlerinin istatiksel helikopterinkilerle kıyaslanması şeklinde tanımlanır. Performans hesaplamaları için, pala elemanı momentum kuramı kullanılır. Ağırlık ve maliyet hesaplamaları için ise istatiksel verilerden elde edilmiş ampirik denklemler kullanılır. Kullanıcılar girdi dosyasını ara yüz yardımıyla hazırlatıp çözdürebilirler. Yine ara yüz yardımıyla sonuçları görüntüleyebilirler.

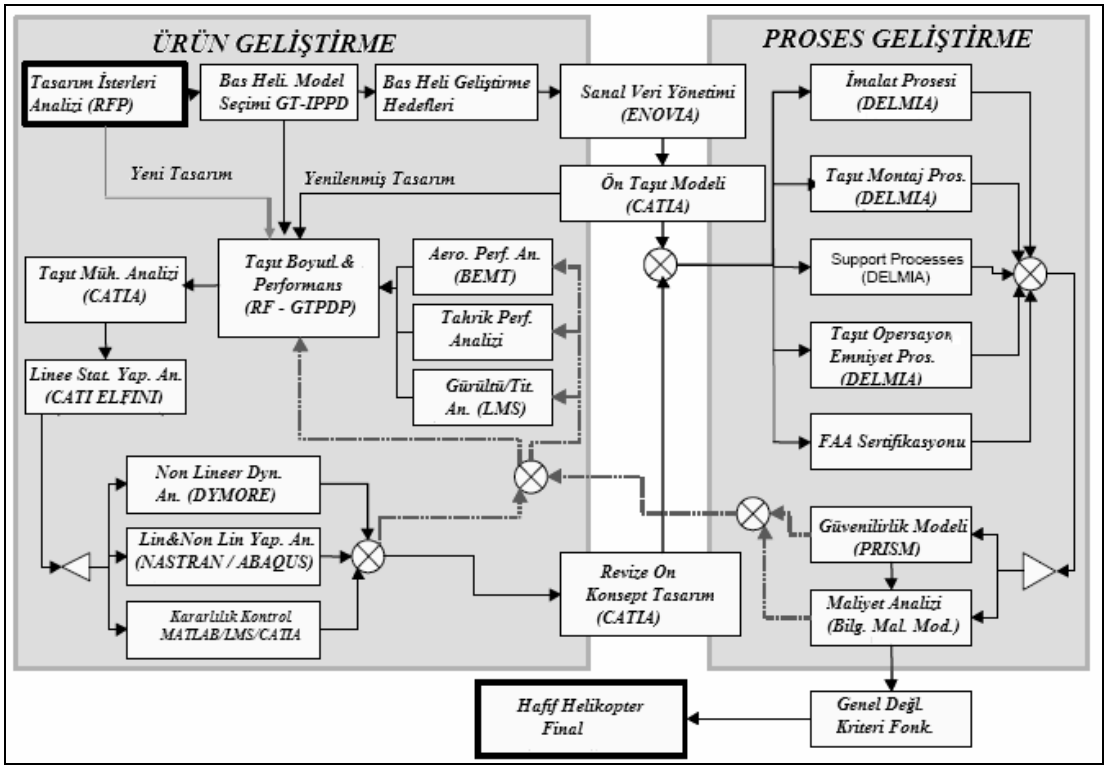
HELICOPTER PRELIMINARY DESIGN OTOMATION

SUMMARY

ROTAP is a helicopter preliminary design program developed during in scope of this thesis work. Main input file of the program is RFP obtained from customers expectations. At the same time, user also has to enter design inputs that contain data for engineering calculation techniques and engineering selections. ROTAP tries to find optimum values of parameters through these inputs. First estimations of parameters are made by using empirical equations which are obtained from statistical data. A database and an evaluation code called HELISDATA was created to examination historical trend of some parameters. Values of variables that are obtained in the first estimation are initial values of the optimization process. User decides the parameters to be optimized and then ROTAP looks for the optimum values near the initial ones. In this thesis work, RSM (Response Surface Methodology) based optimization techniques are selected for optimization process. RSM is a collection of statistical and mathematical techniques useful for development and optimization. Objective function is calculated for different values in the interval of all parameters. A surface function is fitted on objective functions values. Minimum point of the surface function gives the optimum values of parameters. Objective function is defined by power requirements at the flight conditions in mission profile and RFP, cost and weight divided by same values for statistical helicopter. Blade element momentum theory is used for performance calculations. Empirical equations are used for cost and weight calculations. User can use user interface to get input file and also display results.

1 GİRİŞ

Genel olarak bir ürün tasarımı sırasında, Pazar ihtiyaçları, yenilikçilik, verimlilik, maliyet, kalite gibi pek çok unsurun dikkate alınması gerekir. İlk ürün fikrinin ortaya çıkmasından imalatına, satışından servisine kadar tüm evreler dikkatli planlanmalı, hızlı ve verimli bir ürün yaşam çevrim yönetimi (ÜYÇY) uygulanmalıdır [1]. Etkin bir ÜYÇY için, pek çok yöntem ve başta bilgisayar yazılımları olmak üzere çeşitli araçlar kullanılır. Dolayısıyla kullanılan araçların başarısı ve hızı ÜYÇY'nin de başarısı olur. Şekil 1.1'deki gibi imalat ve ürün geliştirmeyi kapsayan bir süreç Schrage tarafından önerilmiştir [1,9]



Şekil 1.1: Georgia Institute of Technology ürün ve süreç geliştirme yöntemi

Helikopter tasarımı oldukça karmaşık bir süreçtir. Tasarım süreci boyunca, veri paylaşımı, tasarım, analiz ve diğer pek çok amaca hizmet eden yazılımlar kullanılarak etkin bir ÜYÇY uygulanmaya çalışılır. Hava araçlarının tasarımı, genel olarak Kavramsal, Ön ve Ayrıntılı tasarım olmak üzere üç aşamadan oluşur [2]. Her aşama kendi içinde döngüsel (iteratif) olarak basitten zora ve ayrıntıya doğru çeşitli çözüm teknikleri ile neticelendirilir. Tasarım aşamaları şu şekilde özetlenebilir;

Kavramsal Tasarım: Tasarlanacak helikopterin ihtiyaç duyulan nitelikleri tespit edilerek, nasıl bir helikopter tasarlanılacağına karar verilir. Helikopterin biçimi, ana görevleri, kullanılacak teknoloji ve uygulanacak yeniliklere bu aşamada karar verilir.

Ön Tasarım: Tasarlanacak helikopterin, 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, taşıtın tüm parçalarının tasarımı tamamlanarak seri imalata hazır hale getirilir. Ayrıca detay tasarım, helikopter imalatta olduğu sürece kullanıcılardan gelen geri beslemelerin yardımı ile çeşitli iyileştirmeler şeklinde devam eder.

Beklenileceği üzere neyin tasarlanacağı ve tasarıma nereden başlanacağı en önemli konulardan biridir. Dolayısıyla tasarım sürecinin ilk aşamasında tasarım isterleri net bir şekilde ortaya konmalıdır [3–6]. Genelde tasarım isterlerini ve bu isterlerdeki görevleri yerine getirebilecek birden fazla helikopter kavramı ortaya konabilir. Ancak bunlardan bir tanesi en uygunudur ve tespiti için uygulanan en yaygın yöntem kavramsal seçim tablolarının kullanımıdır [1, 7, 8]. Tasarıma çoğunlukla istatiksel verilerden yararlanarak başlanılır. Tasarım isterlerine en yakın özelliklere sahip eski bir helikopter modeli temel olarak seçilip başlangıç değerleri olarak bu helikopterin verilerinden yaralanılabilir [4, 9]. Ya da istatiksel verilerden elde edilen regresyon eğrileri yardımıyla da tasarımın başlangıç değerleri elde edilebilir [10]. Elde edilen başlangıç değerlerinden hareketle, optimum helikopter parametrelerinin tespitinde çeşitli optimizasyon algoritmaları kullanmak mümkündür[11–13]. Response Surface Methodology / Yanıt Yüzeyi Metodolojisi (RSM) tabanlı optimizasyon algoritmaları, çözüm süresini oldukça azaltmakla birlikte kısıt aralıkları, toplam çözüm adedi gibi konularda son derece esnek ve kolay uygulama imkanı tanıyan yöntemlerdir [14–37]. Elde edilen sonucun hassasiyetinde, kullanılan optimizasyon algoritmasından başka, minimize edilen objektif fonksiyonun hesaplanmasında kullanılan teknikler de önemlidir. Bu teknikler ne kadar ileri seviye olursa, elde edilen sonucun hassasiyeti ile birlikte, çözüm süreleri de artmaktadır. Bu nedenle amaca göre en hassas sonucu en kısa sürede verebilecek çözüm tekniklerinin seçilmesi gerekir. Helikopter ön tasarımında pala elemanı kuramı yeterli hassasiyette sonuç verebilmektedir. Programlamaya da uygun olan bu yöntem için, pek çok kaynakta birtakım basitleştirmeler ile kolay sonuç elde edilebilmesine olanak sağlayan çeşitli yöntemler önerilmiştir [38–45]. Ayrıca helikopter ön tasarımında istatiksel ya da deneysel

çalışmaların neticesinde elde edilmiş ampirik formüller de çok sık kullanılabilmektedir. Özellikle ağırlık kestirimi [40] ve maliyet analizi, [46, 47] bu çeşit ampirik denklemlerin yardımıyla yapılabilir.

1.1 Amaç

Helikopter sektörü incelendiğinde, helikopter tasarımının çeşitli evreleri için geliştirilmiş pek çok ticari yazılım vardır. Bu yazılımlardan en çok adı duyulanlar; GTPDP, FlightLab, Camrad ve Rapid/Rate'dir. Ayrıca üretici firmaların geliştirdiği kendi özel kodlarının da varlığı kesindir. Ancak şu bir gerçek ki, bu yazılımların tamamı yerli tasarımcılar için kapalı kodlardır ve yerli ihtiyaçlara göre geliştirilmeleri ya mümkün değildir, ya da kısıtlıdır.

İstanbul Teknik Üniversitesi, Rotorlu Hava Araçları Tasarım ve Mükemmeliyet merkezi ROTAM'da tasarım ve performans hesaplamaları için GTPDP ve FlightLab programları kullanılmaktadır. GTPDP, Georgia Institute of Technology tarafından geliştirilmiş, helikopter ön tasarım programıdır. Program, seçilen bir temel (Base) helikopterin parametrelerini başlangıç değerleri olarak kabul ederek, kullanıcı tarafından tanımlanan öz görev profiline ve teknoloji avantaj oranlarına göre yeni bir helikopterin tüm parametrelerinin ebat, maliyet ve performans kestirimini yapar [48]. GTPDP, hesaplamalarında momentum, ya da modifiye momentum kuramını kullanır [49]. Program bir '.EXE' dosyası ile tekst formatında girdi ve çıktı dosyalarından oluşur. Bir ara yüzü yoktur. Kullanımı oldukça zordur. Tamamen kapalı bir kod olduğundan geliştirmek ya da arka planda yaptığı işlemleri görmek mümkün değildir. FlightLab, ART inc. Tarafından geliştirilmiş etkili bir programdır [50]. Program gerçek zamanlı helikopter benzetimi (simülasyonu) için geliştirilmiş olup, ROTAM'da performans, dinamik ve kararlılıkla ilgili analiz hesaplamalarında etkin bir şekilde kullanılmaktadır. Kısmen açık olan bu güçlü program, neticede bir benzetim ve analiz programıdır. Etkisi ve gücü ön tasarımdan ziyade detay tasarım sırasında kendini göstermektedir.

Sonuç olarak, helikopter ön tasarımındaki yazılım eksiğimizi kapatmak amacıyla, geliştirilmeye müsait bir yazılımın bu yüksek lisans tezi kapsamında hazırlanmasına karar verilmiştir. Hedef GTPDP'den çok daha başarılı ve kullanıcı dostu bir helikopter ön tasarımı yazılımı ortaya çıkarmaktır. Ayrıca ilerleyen dönemlerde programın, detay tasarım kapsamında da görev yapabilecek şekilde geliştirilmesine olanak tanıyacak, program alt yapısının hazırlanmasına azami ölçüde gayret sarf edilmiştir. Rotorlu Taşıtlar Ön Tasarım Programı (ROTAP) olarak adlandırılan bu program, tasarım isterlerine en uygun tek ana rotorlu helikopterin ön tasarımını

yapmaktadır. Kullanışlı bir ara yüze sahip olması için gayret sarf edilen programın, performans hesaplamalarında da kullanılabilmesi için kuramsal alt yapısı güçlü tutulmaya çalışılmıştır.

2 HELİKOPTERLER

2.1 Helikopterlerin Dünü, Bugünü ve Yarını

2500 yıl önce Çinli'lerin eğlencelerde gösteri için kullandıkları, havai fişekle havaya atıldıktan sonra döne döne yavaşça yere inen ve günümüzde hala popüler bir oyuncak olan "chinese tops", insanoğlunun yaptığı ilk rotorlu uçak (rotorcraft) mantığını içeren cihazdır. Geçen süre içerisinde, insanoğlu uçma hayalini gerçekleştirebilmek için pek çok yöntem aramıştır. Da Vinci'nin gök vidası düşey uçuş kabiliyetini hedefleyen ilk uçan taşıt modelidir. Da Vinci'nin modeli pek işe yaramasa da pek çok araştırmacının ve mucidin düşey uçuş konusunda ki ufuklarını açmıştır. Havacılık ve aerodinamik konusundaki bilgi ve beceriler arttıkça, düşey uçuş yapma kapasitesine sahip olabilecek ilk kavramlar 19. yüzyılın sonları ile 20. yüzyılın başlarında ortaya çıkmıştır. Bir eksen etrafında dönen kanatlar yardımıyla düşey uçuşun gerçekleştirilebileceği düşünülerek, çeşitli modeller yapılmıştır. Düşey ve askı uçuşlarında başarı yakalanmakla birlikte ileri uçuştaki başarısızlıklar, Cierva'nın 1923 yılında menteşeli rotor sistemini geliştirmesi ve kendi otocirolarında başarıyla kullanmasıyla aşılmıştır. Sikorsky, tek ana rotor ve kuyruk rotoru kavramıyla, etkin bir şekilde kullanılabilecek ilk helikopter olan R–4 modelinin seri imalatına 1941 yılında başlamıştır [39]

Sikorsky'nin R-4'ünden günümüze kadar pek çok helikopter geliştirilmiş ve imal edilmiştir. Helikopterleri uçaklardan ayıran en önemli özellik, düşey uçuş yapabilme kabiliyetleridir. Bu kabiliyet sayesinde, arama kurtarmadan yangın söndürmeye, emniyet ve askeri güçlerin operasyonlarından medyaya kadar pek çok sektörde faydalı olmaktadırlar [14]. Ancak maalesef helikopterler, yüksek işletme maliyetleri ve satış fiyatları, aerodinamik ve geometrik limitleri nedeniyle uçakların gerisinde kalmışlardır.

Günümüz dünyasında helikopterlerin kullanımı halen kısıtlı olmakla birlikte genel olarak rotorlu uçakların geleceği oldukça parlak gözükmektedir. Son zamanlarda düşey uçuş kabiliyetine sahip araçların (VTOL), geliştirilmesine ve yeni kavramların ortaya konmasına hızla çalışılmaktadır. Karayolu taşımacılığına alternatif olarak kişisel hava taşıtları, rotorlu uçak tasarımcılarının gelecek hedeflerinin başında gelmektedir. Kapıdan kapıya kişisel taşıma kabiliyetine sahip kavramlar üzerindeki çalışmaların yakın gelecekte hayata geçirilmesi beklenmektedir [51–52]. Bir diğer gelişme de mikro insansız taşıtlarda gerçekleşmektedir. İnsansız mikro taşıtların, sivil ve askeri

sahalarda çok geniş bir yelpazede kullanım alanı mevcuttur. Bu nedenle otonom uçuş kabiliyetine sahip pek çok mikro rotorlu uçak kavramı üzerinde çalışılmaktadır [53]. Ayrıca hem düşey uçuş kabiliyetleri hem de ileri uçuş kabiliyetleri nedeniyle eğilebilir (tilt) rotorlar, çok ağır nakliye helikopterleri [54] ve de dünya dışı atmosferler (mars) için mikro rotorlu uçak [55] diğer çalışma konularıdır.

2.2 Helikopter Kavramları

Rotorlarının sayısı, tipi ve dizilişlerine göre pek çok helikopter (Rotorlu uçak) biçimi mevcuttur, her birinin avantaj ve dezavantajları olduğundan ideal helikopter biçiminden bahsetmek mümkün değildir. Tasarımcı, tasarım isterlerine en uygun, öngörülen görevleri en iyi ve en başarılı şekilde gerçekleştirebilecek helikopter biçimini kavramsal tasarım aşamasında belirler. En çok, tek ana rotorlu (TAR), eş eksenli rotorlu (EER) ve ardışık rotorlu (AR) helikopter biçimleri kullanılmaktadır.

2.2.1 Tek Ana Rotorlu Helikopterler (TAR)

Tek ana rotorlu helikopterler, en çok tercih edilen helikopter biçimleridir (Şekil 2.1). Taşıma tek bir ana rotordan karşılanmaktadır. Ana rotorun karşı torku ise kuyruk bölgesinde yer alan kuyruk karşı tork sistemi tarafından karşılanır. Askı performansı ve düşük hızlardaki manevra kabiliyeti ile kararlı yapıları avantajlarıdır [3, 9, 44].

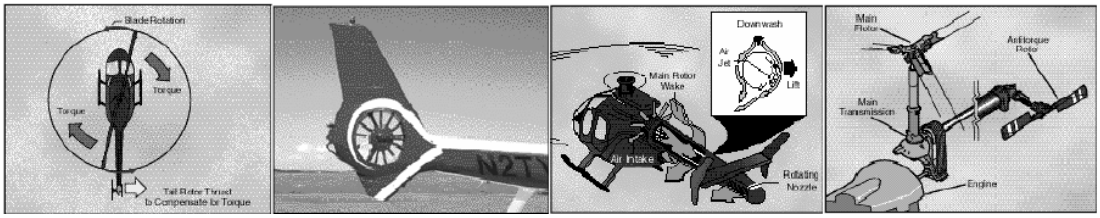


Şekil 2.1: Tek ana rotorlu helikopter biçimi [56]

Şekil 2.2.'de tek ana rotorlu helikopterlerde kullanılan, üç tip kuyruk karşı tork sistemi gösterilmiştir.

Konvansiyonel Kuyruk Rotorları (SMR): En çok kullanılan karşı tork sistemleridir. Basit hafif ve ucuz sistemlerdir. Sadece müşterek (collective) kontrolü vardır.

Fan Kuyruk Rotorları (SMF): Daha düşük güç gereksinimleri vardır. Daha sessiz ve emniyetlidirler.

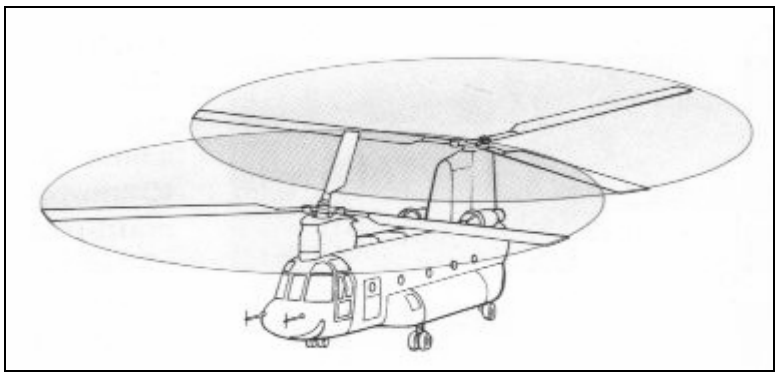


Şekil 2.2: TAR karşı tork Sistemleri [57]

NOTAR (SMN): Kuyruk silindiri içerisinden geçen dönen hava akımı, silindir yanlarından dışarı çıkarken rotor aşağı akımı ile karşılaşır Coanda efek etkisi sayesinde silindir üzerinde dağılı bir karşı tork yükü oluşur. Oldukça sessiz ve emniyetli sistemlerdir.

2.2.2 Ardışık Rotorlu Helikopterler (AR)

Tek ana rotorlu helikopterlerden sonra en çok kullanılan helikopter biçimleridir. Ard arda sıralanmış iki ana rotordan oluşur (Şekil 2.3).

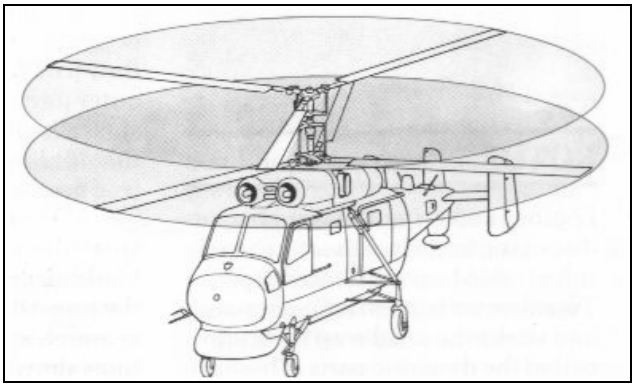


Şekil 2.3: Ardışık rotorlu helikopterler [56]

AR'lerde motor gücünün tamamının taşıma için kullanılması mümkündür zira ters istikamette dönen rotorlar karşı torka ihtiyaç duymazlar. Böylece motor gücünün %10 – 20'sinin karşı torka harcanması gerekmez. Bu yüzden AR'ler ağır nakliye için tercih edilirler. Ağırlık merkezi müsaade edilebilir değişim aralığı fazla olduğundan, harici yük taşıma kabiliyetleri yüksektir. Çift rotoru olduğundan göreceli olarak TAR'lara göre daha küçük rotorlara sahip olabilir. Bu da, daha yüksek rotor devrinde çalışma olanağı sağlar ki böylece, rotor-motor arasındaki redüksiyon oranını azalır. Sonuç olarak transmisyon ağırlığı azalır. Ancak AR'lerin en büyük dezavantajı, uzun gövdeleri ve ardışık rotorları nedeniyle, yan rüzgarlara hassas olmaları, sapma kararlılıklarının düşük olmasıdır. Kararlılığı arttırmada etkili olan kuyruk rotorlarının olmaması nedeniyle, yüksek hızlardaki uçuşlar için otomatik kontrol sistemlerine ihtiyaç duyarlar. Rotorların konumları nedeniyle büyük ve ağırdırlar [3, 44].

2.2.3 Eş Eksenli Rotorlu Helikopterler (EER)

Aynı mil ekseninde üst üste yerleştirilmiş iki rotordan oluşurlar (Şekil 2.4).



Şekil 2.4: Eş eksenli rotorlu helikopterler [56]

AR'lere benzer olarak, EER'lerde alt ve üstteki rotorlar aksi yönlerde dönerek birbirlerinin yarattığı torkları karşılarlar. Bu yüzden ayrıca bir karşı tork sistemine ihtiyaç duymazlar. Böylece motor gücünün tamamı taşıma için harcanabilir. TAR'larla kıyaslandığında, motor gücünün verimli kullanımı, düşük yapısal ağırlık, yer emniyeti ve ebatsal olarak derli toplu olmaları, EER'lerin avantajları şeklinde sıralanabilir. Dezavantajları ise, çok kötü otorotasyon kabiliyeti, kontrol zorluğu ve özellikle yüksek disk yüklemelerindeki aerodinamik verimsizliği olarak sıralanabilir [3, 44].

Yukarıdaki helikopter biçimlerinin haricinde eğilebilir rotorlar (tilt rotor), birbiri içine geçen (intermeshing) rotorlar gibi başka helikopter biçimleri de vardır.

Bu çalışma kapsamında ROTAP performans kodları, tek ana rotorlu ve konvansiyonel kuyruk rotorlu helikopterler için hesap yapacak şekilde yazılmıştır. İlerleyen dönemlerde, diğer helikopter biçimleri için de hesap yapabilmesi hedeflenmektedir.

3 HELİKOPTER ÖN TASARIMI

Yeni bir helikopterin ön tasarımı disiplinler arası bir çalışmadır. Tasarımcılar, aerodinamikçiler, yapı mühendisleri, ağırlık mühendisleri ve diğerlerinin bir araya gelerek ortak bir çalışma yürütmeleri gerekir. En azından helikopter ön tasarımcıları tüm bu konularda yeterli bilgi ve tecrübe birikimine sahip olmalıdır. Zira bahsedilen konularda yapılan seçimler olumlu ya da olumsuz diğerlerinin sonucunu da etkilediğinden, ön tasarım, tüm bu disiplinlerin döngüsel bir çalışması ile nihai sonuca ulaşmayı gerektirir.

Ön tasarımın ilk aşaması, potansiyel müşteriler tarafından belirlenen tasarım isterlerinin net bir şekle belirlenmesidir. Bu tasarım isterleri bir sonraki bölümde detaylı bir şekilde izah edileceği üzere, paralı yük, menzil, askı tavanı, maksimum hız gibi çeşitli performans gereksinimlerinin yanında kararlılık, güvenilirlik, öz görevler ve görev profili gibi konularda ki gereksinimler olabilir.

3.1 Biçimsel Seçim

Kavramsal tasarım aşamasında, tasarım isterlerine göre helikopter biçimlendirmesi (Konfigürasyon Tespiti) yapılır. Biçimsel seçimde, tasarım isterleri göz önünde tutulduğunda, olası helikopter biçimlerinden hangisinin en uygun olduğuna karar verilmeye çalışılır. Bu amaçla bir tasarım matrisi oluşturulur. Taşıta ilişkin çeşitli özelliklerin birbirine kıyasla önem sıralaması yapılarak her bir parametre için ağırlıklı önem yüzdesi tespit edilir [7, 8]. Tasarım matrisinde değerlendirmeye tabi tutulacak helikopter özellikleri satır ve sütun başlıklarında yer alır. Satır başlığındaki özellik her bir sütün başlığında ki özellikle kıyaslanır. Tablo 3.1'de gösterildiği gibi eğer daha çok önemliyse '1', daha az önemliyse '0' yazılır. Sonuç olarak satır toplamının, satır toplamları toplamına oranı ilgili özelliğin ağırlıklı önem yüzdesini verir.

Olası helikopter biçimlerinden birinin seçimi, biçimsel değerlendirme matrisi ile yapılabilir. Farklı helikopter biçimlerinin, çeşitli helikopter özelliklerinde birbirlerine göre avantaj ve dezavantajları tasarım matrisinde elde edilen ağırlıklı önem yüzdeleriyle çarpılarak karşılaştırılır (Tablo 3.2). En iyi 10 olmak üzere farklı helikopter biçimlerinin her bir özellik için bir biriyle kıyasında, 1 ile 10 arasında notlar verilir. Notlandırmada, literatür incelenerek sektörün genel kanılarından yola çıkılır.

Her bir özellik için verilen not ve ağırlık önem matrisi çarpılarak toplanır. Sonuçta en yüksek toplama sahip helikopter biçiminin en uygun olduğuna karar verilebilir.

Tablo 3.1: Örnek tasarım matrisi

	EBAT	KALKIŞ AĞIRLIĞI	OTO ROTASYON	MENZİL	ASKI VERİMİ	GÜRÜLTÜ	HIZ	MANEVRA	MALİYET	BAKIM	GÜVENİLRLK	İMAL EDİLEBLRLK	SATIR TOPLAMI	YÜZDE
EBAT	*N/A*	*1*	*1*	*1*	*1*	*1*	*1*	*1*	*1*	*1*	*1*	*1*	*12*	0.1764706
KALKIŞ AĞIRLIĞI	*0*	*N/A*	*1*	*1*	*1*	*1*	*1*	*1*	*1*	*1*	*1*	*1*	*11*	0.1617647
OTOROTASYON	*0*	*0*	*N/A*	*1*	*1*	*1*	*1*	*1*	*1*	*1*	*1*	*1*	*9*	0.1323529
MENZİL	*0*	*0*	*0*	*N/A*	*1*	*1*	*1*	*1*	*1*	*1*	*1*	*1*	*8*	0.1176471
ASKI VERİMİ	*0*	*0*	*0*	*0*	*N/A*	*1*	*1*	*1*	*1*	*1*	*1*	*1*	*7*	0.1029412
GÜRÜLTÜ	*0*	*0*	*0*	*0*	*0*	*N/A*	*1*	*1*	*1*	*1*	*1*	*1*	*6*	0.0882353
HIZ	*0*	*0*	*0*	*0*	*0*	*0*	*N/A*	*1*	*1*	*1*	*1*	*1*	*5*	0.0735294
MANEVRA	*0*	*0*	*0*	*0*	*0*	*0*	*0*	*N/A*	*1*	*1*	*1*	*1*	*4*	0.0588235
MALİYET	*0*	*0*	*0*	*0*	*0*	*0*	*0*	*0*	*N/A*	*1*	*1*	*1*	*3*	0.0441176
BAKIM	*0*	*0*	*0*	*0*	*0*	*0*	*0*	*0*	*0*	*N/A*	*1*	*0*	*1*	0.0147059
GÜVENİLİRLİK	*0*	*0*	*0*	*0*	*0*	*0*	*0*	*0*	*0*	*0*	*N/A*	*1*	*1*	0.0147059
İMAL EDİLEBİLİRLİK	*0*	*0*	*0*	*0*	*0*	*0*	*0*	*0*	*0*	*1*	*0*	*N/A*	*1*	0.0147059
												TOPLAM	*68*	*1*

Tablo 3.2: Örnek biçimsel değerlendirme matrisi

	TAR	EER	AER
EBAT	*8*	*9*	*6*
KALKIŞ AĞIRLIĞI	*8*	*9*	*10*
OTOROTASYON	*8*	*6*	*4*
MENZİL	*6*	*7*	*8*
ASKI VERİMİ	*8*	*9*	*8*
GÜRÜLTÜ	*7*	*6*	*5*
HIZ	*6*	*5*	*6*
MANEVRA	*5*	*6*	*5*
MALİYET	*6*	*4*	*10*
BAKIM	*8*	*6*	*7*
GÜVENİLİRLİK	*9*	*9*	*8*
İMAL EDİLEBİLİRLİK	*10*	*9*	*9*
	10.5	*9.4117647*	*10.323529*

Benzer teknikler [1] ve onu referans alan diğer kaynaklarda QFD diyagramları ve morfolojik matrisler şeklinde uygulanmıştır. Yukarıda izah edilen yönteme oldukça yakın olan bu teknikler de alternatif olarak uygulanabilir.

Bir sonraki aşama ise tasarıma nereden başlanılacağıdır. Genelde, yakın niteliklere sahip piyasadaki mevcut taşıtlar incelenerek, yeni tasarımın parametrelerinin, eski tasarıma yakın olacağı yaklaşımıyla hareket edilir.

Olası taşıt parametrelerinin, tasarım isterlerine uygunluğu ve birbirleri arasındaki kıyası, performans, maliyet gibi konularda çeşitli analizler yapılarak değerlendirilir. Döngüsel bir çalışmanın ardından uygun taşıt parametreleri elde edilir.

Ön tasarım süreciyle ilgili literatürdeki genel yaklaşım, gerekli ağırlık ve olabilecek ağırlık değerlerinin ayrı hesaplanarak birbirlerine eşit oldukları durumdaki helikopter parametrelerini bulmaktır. Prouty, [40]'da kendi içinde döngüsel olmak üzere 16 ana adımdan oluşan bir ön tasarım süreci önermektedir. Döngüsel çözümün sonucunda

olabilecek yakıt ağırlığı ile gerekli yakıt ağırlığının birbirine eşit olduğu taşıt parametreleri sonuç olarak bulunur. Benzer bir yaklaşım da, [9]'da R_f metot adıyla önerilmiştir.

Helikopter ön tasarımı hesaplamalarında pek çok ampirik denklemler de kullanılır. İstatiksel verilerden elde edilen ampirik denklemler, ağırlık, maliyet ve hatta performans hesaplamalarında sık sık kullanılırlar.

Sonuç olarak ampirik denklemlerin yardımı ile sayısal çözümlemeler yapılarak, helikopter ön tasarımı GTPDP de oluğu bir bilgisayar yazılımı ile gerçekleştirmek mümkündür [48].

3.2 R_F Metodu

Bu metot ile tasarım isterleri ve tasarım isterlerine en yakın mevcut bir helikopterin çeşitli taşıt parametreleri kullanılarak, analitik ve ampirik denklemler, sayısal olarak çözülür. Farklı disk yüklemeleri için bu çözümler tekrarlanarak kıyaslanırlar. Toplam kalkış ağırlığının en küçük olduğu durumu veren taşıt parametreleri sonuç olarak elde edilmiş olur.

R_F metodun işleyişi şu şekildedir:

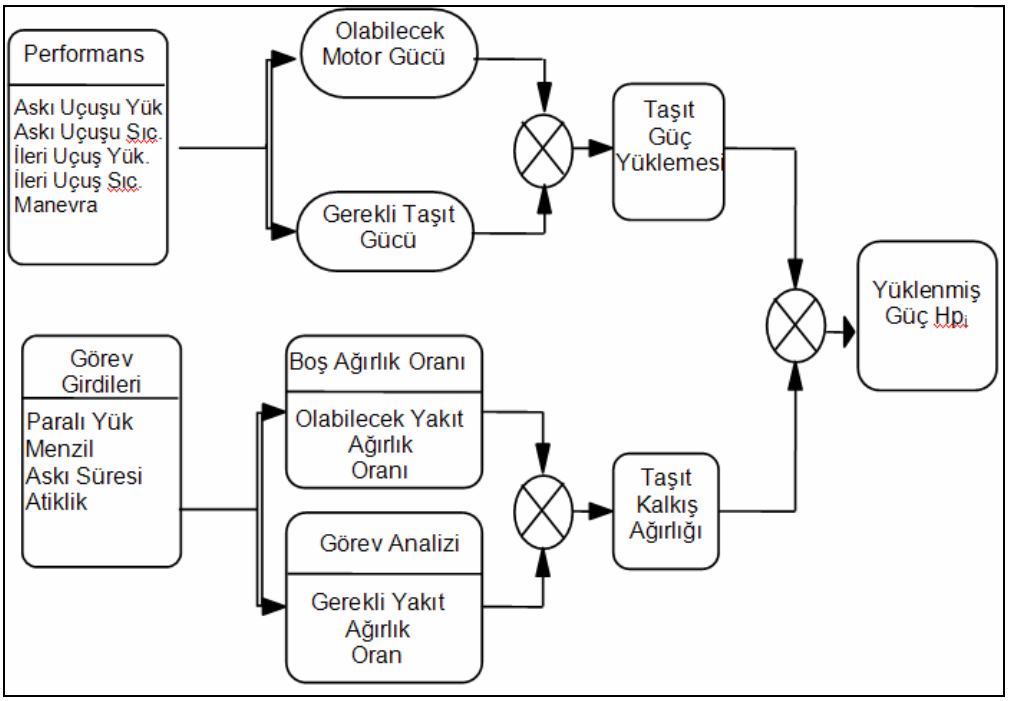
Eğer

Gerekli Yakıt Ağırlık Oranı = Olabilecek Yakıt Ağırlık Oranı
Güç Gereksinimi = Olabilecek Güç Değeri
Ve
Konfigürasyon, Tasarım İsterleri Açısından Yeterli
İse
Sonuç Elde Edilmiştir.

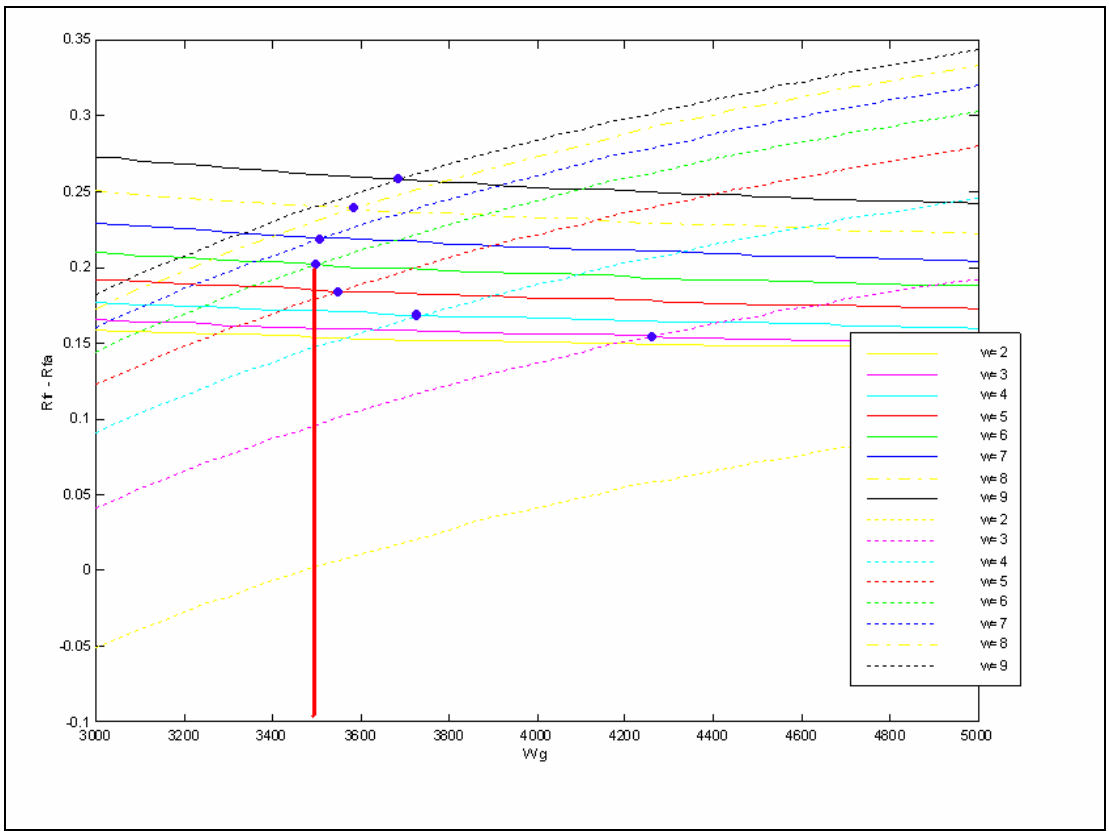
R_F metot ile ön tasarım genel akış şeması Şekil 3.1' de gösterilmiştir.

Farklı disk yüklemeleri için, gerekli yakıt ağırlık oranı ile olabilecek yakıt ağırlık oranlarının toplam kalkış ağırlığına göre değişimlerini gösteren grafikler Şekil 3.2'de olduğu gibi çizilir.

Grafiklerde, gerekli ve olabilecek yakıt ağırlık oranlarının kesişim noktaları olası sonuçlardır. En düşük ağırlığa denk gelen kesişim noktası R_F metodun sonucunu vermektedir



Şekil 3.1: R_F metodu genel akış şeması



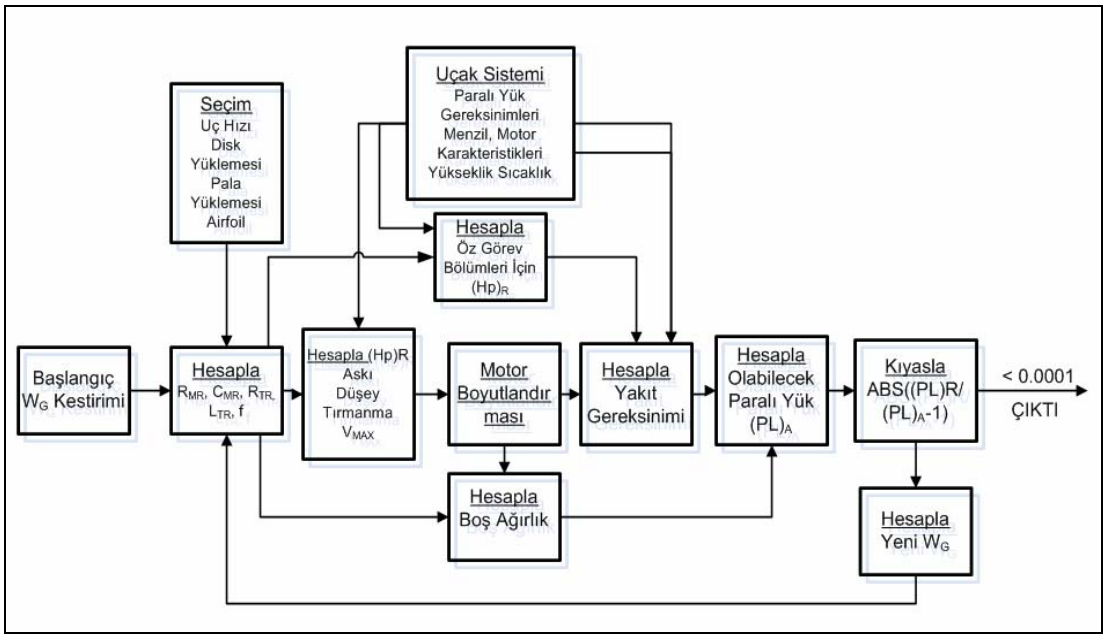
Şekil 3.2: Örnek R_F Metot yakıt ağırlık oranları ve kesişimleri

3.3 GTPDP İle Öntasarım

GTPDP, iki ana modülden oluşmaktadır. SSP-1, ön tasarım, SSP-2 ise performans kestirimi kabiliyetlerine sahiptir. Programın çalışabilmesi için üç türde girdi dosyasına ihtiyaç duyar [49].

- Geometrik ve aerodinamik karakteristikleri de içeren taşıt parametreleri (Disk Yüklemesi, pala yüklemesi, pala sayısı, uç hızı, …)
- Öz görev profili
- Uçuş şartları (yükseklik, sıcaklık, …)

İlk olarak, askı, düşey uçuş ve yüksek hızlı ileri uçuş gereksinimlerine göre motor boyutlandırılması yapılır. Birden fazla motorlu helikopterler için, bir motorun devre dışı kalması durumu da dikkate alınır. Daha sonra yakıt ağırlığı ve helikopter boş ağırlığı hesaplanır. Gerekli ağırlık ve olabilecek ağırlık kıyaslaması sonucunda yeni bir toplam kalkış ağırlığı belirlenerek döngüsel olarak çözüm aradaki fark yeterince küçük olana kadar devam eder Şekil 3.3.



Şekil 3.3: GTPDP genel akış şeması

GTPDP'de hesaplamalarda, pala elemanı kuramından daha çok, momentum kuramına dayalı matematik modeller kullanılır. GTPDP'nin limitleri şunlardır:

- Tek ana rotorlu, tek kuyruk rotorlu ve konvansiyonel gaz türbini motorlu helikopterler için uygulanabilir
- İstatiksel ağırlık verileri 910 ile 45350 kg arasındaki taşıt ağırlıkları için sınırlıdır.

- Sivrilme oranlı ve burulmalı rotor palaları ancak yaklaşık olarak hesaba katılabilirler
    - Sivrilme oranlı pala benzetimi efektif pala veteri şeklinde hesaba katılır.
    - Pala burulması, kullanılan düzgün içe akış modelindeki çarpım katsayısının seçimiyle hesaba katılır.

4 ROTAP

ROTAP'ın tasarımında, iki konu üzerinde dikkatle durulmuştur. Birincisi, ROTAP bir ön tasarım programıdır. Dolayısıyla sıfırdan detay tasarıma kadar olan aşamalarda tasarımcıların elinde güçlü bir araç olması sağlanmaya çalışılmıştır. İkincisi ise ilerleyen dönemlerde, ROTAP'ın geliştirilerek detay tasarım aşamaları için gerekli kabiliyetlere sahip olabileceği bir program alt yapısı, kurulmaya çalışılmıştır.

ROTAP, kullanıcı ara yüzü ile iki tip girdi bilgisine ihtiyaç duyar. Bunlar tasarım isterleri ve tasarım girdileridir. Tasarım isterleri, müşteri tarafından belirlenen performans ve görev girdileridir. Tasarım girdileri ise tasarımcı tarafından seçilen ve programın çalışabilmesi için gerekli girdilerdir.

Girdi dosyasındaki veriler kullanılarak, ilk ebatlandırma ve ağırlık kestirimi yapılır. Bu bölümde istatiksel verilerden yaralanılarak, tasarım isterlerine göre istatiksel bir helikopter elde edilmiş olur. Bu istatiksel helikopter, optimizasyon için başlangıç noktası olur.

Optimizasyon için, Response Surface Methodology / Yanıt Yüzeyi Metodolojisi (RSM) ile optimizasyon yöntemi kullanılır. Optimizasyon için amaç fonksiyonu, tasarım girdilerine göre belirlenir. RSM ile optimizasyon yöntemi gereği, olası taşıt parametreleri dizisi belirlenerek, dizinin tüm elemanları için öz görev çözümleri dolayısıyla amaç fonksiyonun farklı değişken değerlerindeki çözümleri elde edilmiş olur.

Öz görev çözümleri, tasarım isterlerinde ki öz görev profiline göre yapılır. Öz görev profilindeki tüm uçuş şartları için ilgili taşıt parametreleri dizisindeki taşıt parametrelerine göre, performans, ağırlık ve maliyet hesaplamaları yapılır.

Performans hesaplamaları, ileri uçuş ve düşey uçuş için ayrı ayrı yapılmaktadır. Her iki durumda da pala elemanı kuramı kullanılır. Mümkün olduğunca ileri seviye pala modellerinin kullanılabilmesi amacıyla, literatürdeki kabuller minimum seviyede tutulduğundan çözümler genellikle sayısal olarak yapılmıştır.

Maliyet ve ağırlık hesaplamaları için, ampirik denklemler kullanılmıştır. Ağırlık analizinin sonunda, elde edilen toplam kalkış ağırlığı, başlangıç değeri ile

karşılaştırılır. Aradaki fark yeterince küçük olana kadar performans, maliyet ve ağırlık hesaplamaları döngüsel olarak devam eder.

En son olarak amaç fonksiyonu değerleri üzerine uydurulan yüzey fonksiyonunun minimize edilmesi ile sonuca ulaşılır. ROTAP genel akış şeması Şekil 4.1'de gösterilmiştir.

ROTAP, şimdilik sadece Tek ana rotorlu, kuyruk rotorlu helikopterler için çalışmaktadır.

4.1 ROTAP Girdi Dosyaları

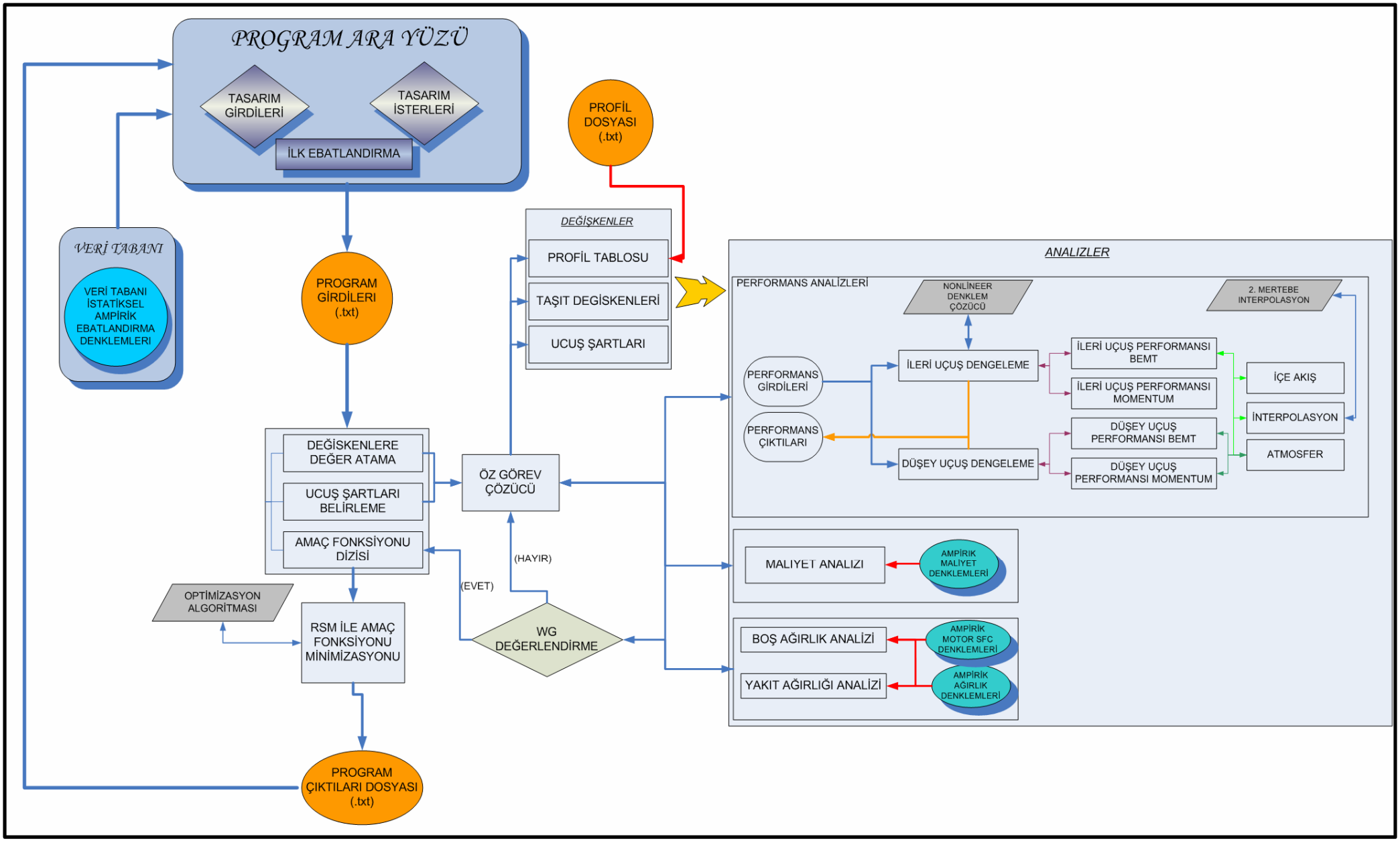
ROTAP'ın çalışabilmesi için gerekli olan girdi dosyası, tasarım isterleri ve tasarım girdilerinden oluşmaktadır. Verilerin tamamı kullanıcı tarafından, program ara yüzünden girilir. Program ara yüzü, bu girdileri, çözücü programın okuyabilmesi için uygun biçimde. '.girdi' uzantılı bir dosyaya yazar. İstenirse tekst dosyası olarak açılarak elle de düzenlenebilir. Ancak genel dosya biçimi korunmalıdır.

4.1.1 Tasarım İsterleri

Tasarım isterleri, programın ana girdi verileridir ve program sonuçta bu verilere en uygun taşıt parametreleri değerlerini bulmaya çalışır. Tasarım isterleri potansiyel müşterilerin beklentilerine göre belirlenir. Birkaç şekilde tasarım isterlerinin tespiti yapılabilir. Birincisi, Pazar araştırmasıdır. Üretici firma, detaylı bir Pazar araştırması yaparak, hedef kitlenin ihtiyaçlarını tespit eder. Bir diğer yöntem ise, müşterinin doğrudan tasarım isterlerini belirlemesidir. Özellikle askeri alımlarda, ordu, alımını yapacağı helikopterin tasarım isterlerini teklif talebinde (RFP) yayınlar. Tasarım isterli şunlardır:

Paralı yük: Bir ücret karşılığı, uçurulabilen yolcu ya da kargoyu ifade etmektedir. Askeri bir helikopter de taşınan silah ve silahlara ait mühimmat ya da çeşitli mekanik ve elektronik donanım da paralı yükü ifade eder. Genel olarak paralı yük, helikopterin kendisi ve yakıtı haricinde taşıyabildiği her şey olarak tanımlanabilir. Bazı durumlarda harici ve dahili olmak üzere iki tip paralı yük tarif edilebilir.

Menzil veya uçuş süresi: Tasarım isterleri, maksimum menzil veya maksimum uçuş süresi ya da bunların birleşimi şeklinde tanımlanabilir. Menzil ve uçuş süresi, öz görev profilinde verilen uçuş hızlarına bağlı olarak birbiri cinsinden ifade edilebilir ve gerekli yakıt ağırlığı menzil veya uçuş süresini sağlayacak şekilde hesaplanır.



Şekil 4.1: ROTAP genel akış şeması

Askı tavanı veya düşey uçuş şartları: Askı ve düşey uçuş kabiliyetleri helikopterleri uçaklara göre avantajlı kılan özellikleridir. Dolayısıyla, toplam kalkış ağırlıklarıyla arzu edilen çevre şartlarında askı ve düşey tırmanma uçuşlarını yerine getirebilecek şekilde tasarlanırlar.

Maksimum hız: Düşey uçuş kabiliyetlerinin aksine helikopterlerin ileri uçuş performansları, uçaklarla kıyaslandığında sınırlıdır. Maksimum uçuş hızı, ulaşım süresini kısaltmak adına önemlidir. Askı tavanı ya da maksimum uçuş hızından birisi, helikopterde var olması gereken motor gücünün değerini belirler.

Maksimum manevra yüklemesi: Helikopterin kritik manevra uçuşları yapması ön görülüyorsa bunun dikkate alınması gerekir. Maksimum manevra yüklemesi, rotor tarafından üretilmesi gereken maksimum itkinin belirlenmesi ve taşıt üzerine binen yüklerin hesaplanması açısından önemlidir.

Öz görev profili: Helikopterin kullanım amacına bağlı olarak genel bir uçuş senaryosu belirlenir. Öz görev profilinde, kalkıştan inişe kadar taşıtın yapması istenilen tüm uçuşlar, uçuş hızları ve uçuş süreleri ile birlikte verilmelidir.

4.1.2 Tasarım Girdileri

Programın çalışabilmesi için hesaplamalarda gerekli bir takım verilerin tasarımcı tarafından seçilmesi ya da belirlenmesi gerekir. Genel havacılık ölçütleri, imalat kabiliyetleri, ya da çeşitli özel seçimleri içeren bu veriler de program ara yüzünden kullanıcı tarafından girilir. Tasarım girdilerin çoğu için program tarafından başlangıçta varsayılan değerler atanır. Kullanıcı isterse varsayılan değerleri değiştirilebilir. Aşağıda Tasarım girdileri özetlenmiştir.

Maksimum fiziksel boyutlar: Tasarlanan helikopterin geometrik bilgileri, ağırlık ve performans gibi hesaplamalar için gereklidir. Program ara yüzündeki grafik modelleyicinin tamamlanmasının ardından ilgili veriler direk program tarafından üç boyutlu model üzerinden okunabilecektir.

Maksimum uç hızı: Ulusal ya da uluslar arası havacılık kısıtlarının sonucu olarak gürültü seviyesi maksimum pala uç hızını belirler.

Kullanılabilecek pala profilleri: Helikopter palalarında kullanılan pek çok pala profili vardır. Her birinin uçuş şartlarına da bağlı olarak performans ve maliyet gibi kısıtlarda, avantaj ve dezavantajları vardır. Tasarım sırasında birden fazla pala profili için optimizasyon yapmak mümkündür. Dolayısıyla hesaplamalarda kullanılabilecek bütün pala profilleri ile taşıma ve sürükleme katsayıların yer aldığı dosyaların programa tanıtılması gereklidir.

Malzemeler: Helikopter imalatında kullanılan malzemeler, ağırlık ve maliyetleri etkileyen önemli faktörlerdir. Genel de malzemeler, kompozit ve metal olmak üzere iki gruba ayrılırlar. Kompozit malzemeler, metallere göre daha hafif olmakla beraber daha pahalıdırlar.

Motor: Tasarım isterleri doğrultusunda maksimum gerekli motor gücü tespit edilir. Helikopter üzerindeki motorun bu gücü sağlayabilmesi gereklidir. Motorun türüne ve büyüklüğüne göre yakıt sarfiyatı değişmektedir ki bu da öz görev profilinin yerine getirilebilmesi için gerekli yakıt ağırlığını belirler. Atmosfer ve uçuş şartlarına bağlı olarak motor yakıt sarfiyatının değişimini gösteren tablolar kullanılır. Kullanıcının daha önceden belirlediği bir motor modeli var ise üretici firmanın motor datasını program içersine girmesi mümkündür. Ya da programda varsayılan ampirik motor modelini kullanabilir.

Acil durum kabiliyetleri: Oto rotasyon ya da bir motorun devre dışı kalması gibi durumlara ilişkin veriler programda belirtilmelidir.

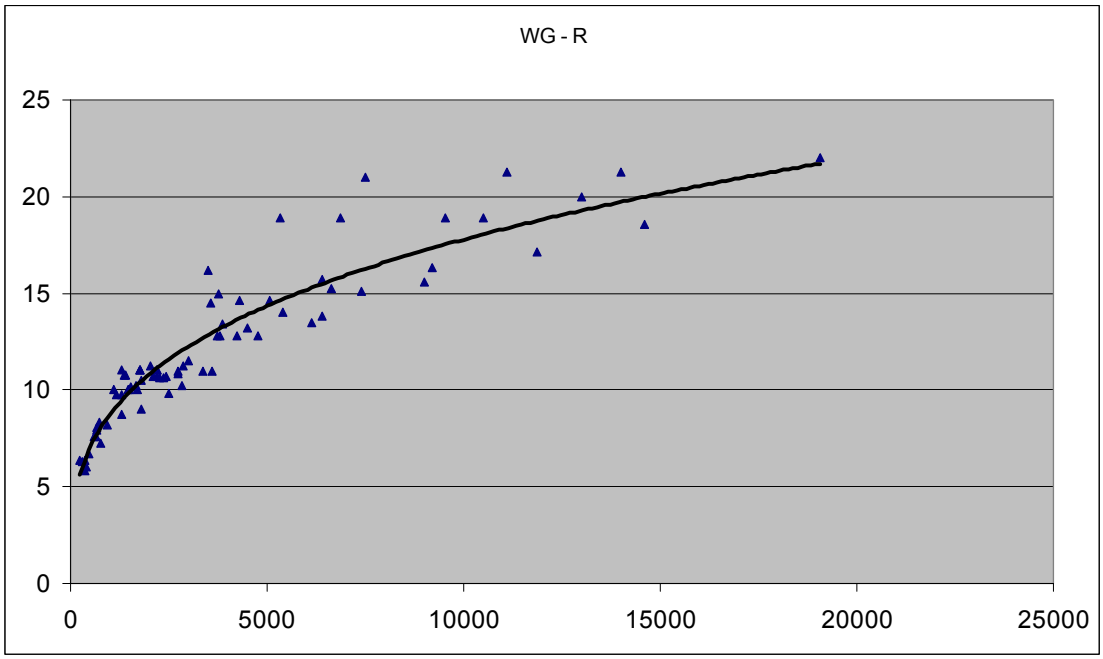
Optimize edilecek parametreler: İlk ebatlandırma ve ağırlık kestiriminin ardından elde edilen istatiksel helikopter parametrelerinden hangilerinin optimize edileceğini kullanıcı belirler.

Optimizasyon önem yüzdeleri: Amaç fonksiyonunda performans, maliyet ve ağırlık gibi kriterler için yüzdelikli önem ağırlıkları kullanıcının tercihiyle belirlenir. Varsayılan değer hepsi için ‘1’dir.

Hesaplamalara ilişkin veriler: Bu kısımdaki veriler, hesaplamalarda kullanılan yöntemlere ilişkin verilerdir. Pala elemanı sayısı, açısal eleman sayısı bunlara örnek verilebilir. Bu veriler için de başlangıçta program, varsayılan değerlerle başlar.

5 İLK EBATLANDIRMA VE AĞIRLIK KESTİRİMİ

Ön tasarım çalışmalarına başlamak için en iyi yol, daha önce yapılan tasarımları örnek almaktır. Bölüm 3'de izah edildiği gibi, genel yaklaşım tasarım isterlerine en yakın özelliklere sahip eski bir helikopter modeli baz (temel) model olarak seçilir ve o helikopterin taşıt parametreleri, başlangıç değeri olur. Daha iyi bir yöntem ise [10]'da önerilmiştir. Literatür taranarak helikopter parametrelerinin birbirlerine göre değişimi incelenir. Elde edilen veriler üzerine eğiri uydurulur ve uydurulan eğrinin fonksiyonu bulunarak, parametrelerin değişimi incelenebilir (Şekil 5.1).



Şekil 5.1: İstatiksel rotor yarıçapı toplam kalkış ağırlığı değişimi

Helikopter parametrelerinin birbirlerine göre değişimini veren denklemler kullanılarak tasarım isterlerine uygun istatistikî bir her helikopter modeli bulunur. Bu model ön tasarım için oldukça uygun bir başlangıç noktasıdır. Buna göre ilk ebatladırma denklemleri:

$$D_L = 2.28(W_G^{1/3} - 2.34) \quad \textbf{(5.1)}$$

$$D = 0.977 W_G^{0.308} \quad \textbf{(5.2)}$$

$$c = 0.0108 \frac{W_G^{0.539}}{Nb^{0.714}} \quad \textbf{(5.3)}$$

$$\Omega = \frac{2673}{D^{0.829}} \quad \textbf{(5.4)}$$

$$D_{TR} = 0.0886 W_G^{0.393} \quad \textbf{(5.5)}$$

$$a_{MT} = 0.5107 D^{1.061} \quad \textbf{(5.6)}$$

$$\Omega_{TR} = \frac{3475}{D_{TR}^{0.828}} \quad \textbf{(5.7)}$$

$$c_{TR} = 0.0058 \frac{W_G^{0.506}}{Nb_{TR}^{0.720}} \quad \textbf{(5.8)}$$

$$a_{HT} = 0.4247 W_G^{0.327} \quad \textbf{(5.9)}$$

$$S_{HT} = 0.0021 W_G^{0.758} \quad \textbf{(510)}$$

$$a_{VT} = 0.5914 D^{0.995} \quad \textbf{(5.11)}$$

$$\begin{cases} c_{VT} = 0.1605 D_{TR}^{1.745} \Rightarrow D_{TR} < 3.5m \\ c_{VT} = 0.2970 D_{TR}^{1.06} \Rightarrow D_{TR} > 3.5m \end{cases} \quad \textbf{(5.12)}$$

$$F_L = 0.824 D^{1.056} \quad \textbf{(5.13)}$$

$$L_{RT} = 1.09 D^{1.03} \quad \textbf{(5.14)}$$

$$F_H = 0.642 D^{0.677} \quad \textbf{(5.15)}$$

$$F_W = 0.436 D^{0.697} \quad \textbf{(5.16)}$$

$$W_G = W_E + W_U \quad \textbf{(5.17)}$$

$$W_U = W_{PL} + W_F + W_c \quad \textbf{(5.18)}$$

$$W_E = 0.4854 W_G^{1.015} \quad \textbf{(5.19)}$$

$$W_U = 0.4709 W_G^{0.99} \quad \textbf{(5.20)}$$

$$W_F = 0.0038 W_G^{0.976} \, \mathrm{Re}^{0.650} \quad \textbf{(5.21)}$$

$$V_{NE} = 0.8215 V_m^{1.0565} \quad \textbf{(5.22)}$$

$$V_{LR} = 0.5475 V_m^{1.0899} \quad \textbf{(5.23)}$$

$$P_{TO} = 0.0764 W_G^{1.1455} \quad \textbf{(5.24)}$$

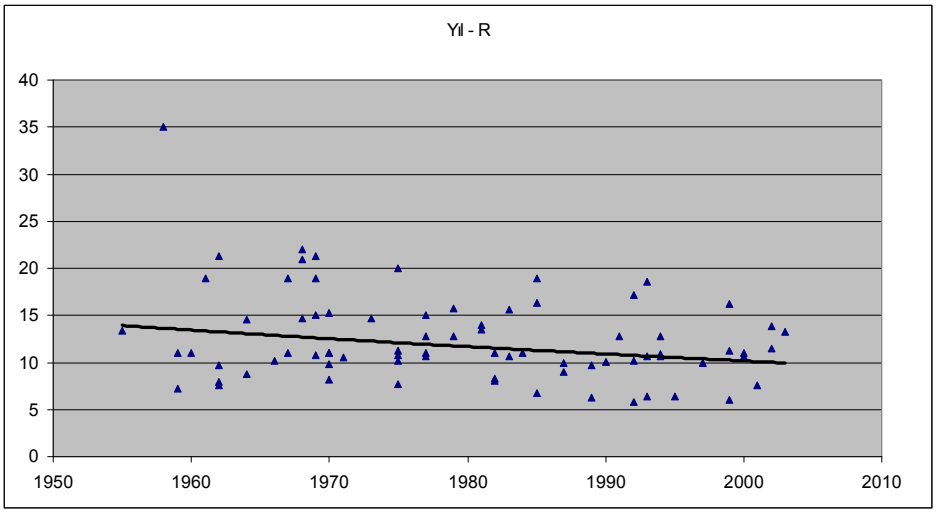
$$T_{TO} = 0.0366 W_G^{1.2107} \quad \textbf{(5.25)}$$

$$P_{MC} = 0.00126 W_G^{0.9876} V_m^{0.9760} \quad \textbf{(5.26)}$$

$$T_{MC} = 0.000141 W_G^{0.9771} V_m^{1.3393} \quad \textbf{(5.27)}$$

Yukarıdaki denklemler 180 helikopterin verileri kullanılarak hazırlanmıştır [10]. Ancak bu denklemlerin eksikliği şudur ki parametrelerin zamana göre değişimi dikkate alınmamıştır. 1940'lardan 2000'lere kadar tasarlanmış tüm helikopterler aynı düzlemde gösterilmiştir. Hâlbuki ilerleyen teknoloji ile birlikte bazı parametrelerin değişiminde farklılıklar olasıdır.

Şekil 5.1'deki örnekte rotor yarıçapının toplam kalkış ağırlığına göre değişimi gözükmekteydi. Rotor yarıçapının yıllara göre değişimi incelendiğinde ise Şekil 5.2'de olduğu gibi azalan bir eğilim göze çarpmaktadır. Motor ve malzeme teknolojilerindeki gelişim ile birlikte bu sonuç beklenmektedir. Dolayısıyla istatiksel verilerle ile ebatlandırma ve ağırlık kestirimi yaklaşımını bir adım daha ileri götürebilmek için zamanla değişimi de dikkate alan bir yaklaşım geliştirilmiştir. Bu amaçla bir veri tabanı oluşturulmuştur.



Şekil 5.2: Rotor yarıçapının zamana göre değişimi

5.1 ROTAP Veri Tabanı

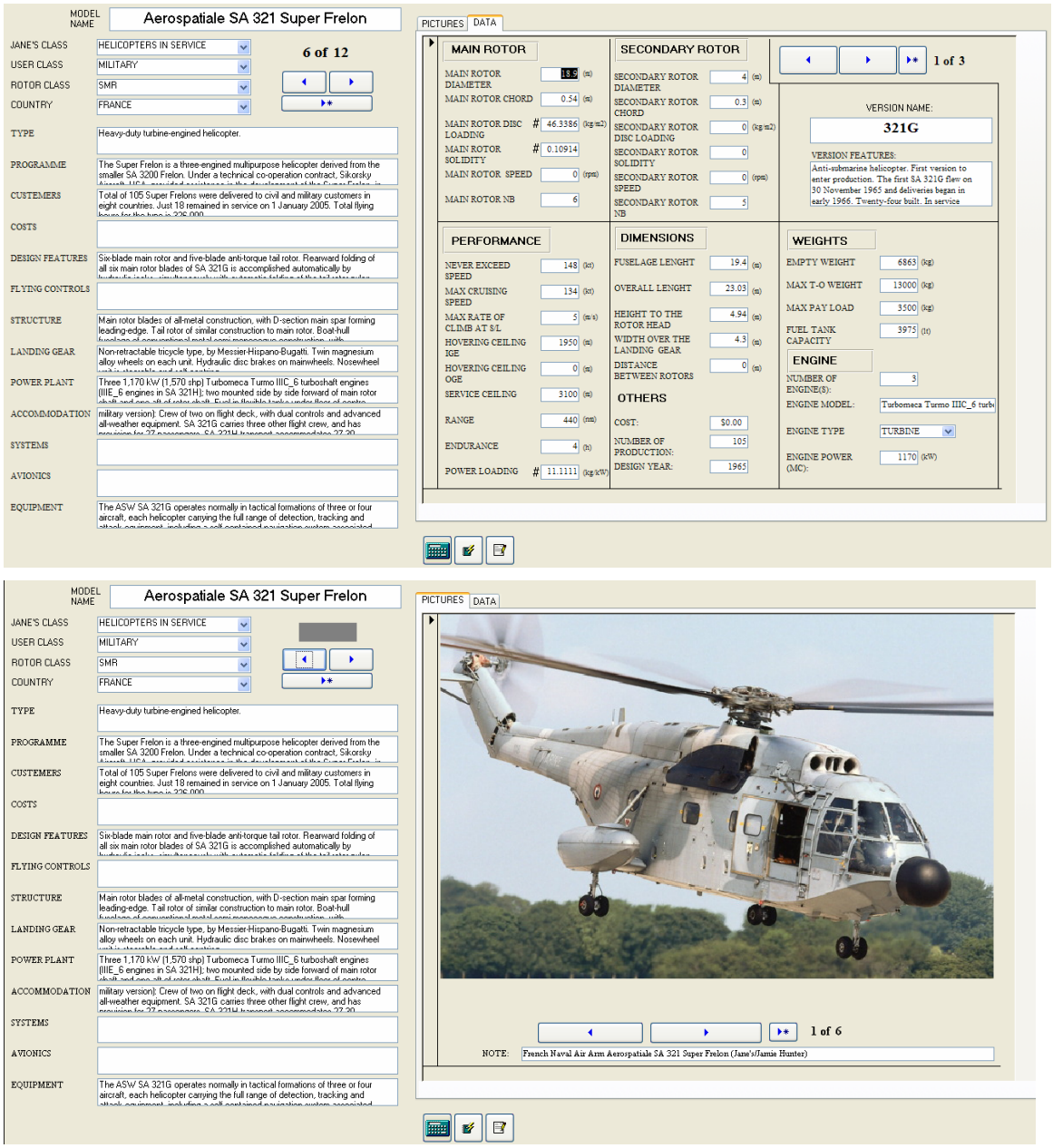
Başta Jane's veri tabanı [58] olmak üzere, literatür taranarak 200 helikopter ve 70 insansız rotorlu taşıtın verileri toplanmıştır. Bu verilerin kaydedilebileceği ve gerektiğinde sorgulanabileceği bir veri tabanı, Microsoft Access veri tabanı programı kullanılarak hazırlanmıştır (Şekil 5.3). Veri tabanında birincil rotor, ikincil rotor, performans, ebatlar, ağırlıklar ve motor başlıklarında tüm önemli taşıt parametreleri saklanabilmektedir. Diğerleri grubunda ise maliyet, tasarım yılı ve imalat sayısı bilgileri kaydedilir. Ayrıca helikopterler çeşitli sınıflara göre sınıflandırılabilmektedir. Böylece detaylı sorgulamalar yapmak mümkün olabilecektir. Helikopterler Aşağıdaki sınıflara göre veri tabanına kaydedilmektedir.

- Jane's Sınıflandırması
  - Servisteki helikopterler
  - Geliştirilme sürecindeki helikopterler
  - Değiştirilen ve İyileştirilen helikopterler
  - İnsansız helikopterler
- Kullanıcı Sınıflandırması
  - Sivil Kullanım
  - Askeri Kullanım
  - Hem sivil hem de askeri kullanım
- Rotor Sınıfı
  - TAR (Tek ana rotor kuyruk rotoru, SMR)
  - TAF (Tek ana rotor fenestron, SMF)
  - TAN (Tek ana rotor NOTAR, SMN)
  - AR (Ardışık Rotor, Tandem)

- EER (Eş eksen rotorlu, Coaxial)
- EĞİLEBİLİR ROTOR (Tilt Rotor)

- Ülkeler Sınıfı

Veri tabanında ayrıca, aynı helikopter modelinin farklı versiyonlarını da kaydetmek mümkündür.

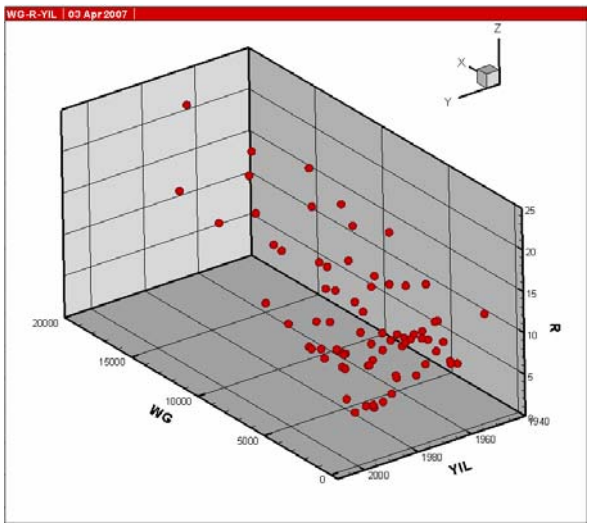


Şekil 5.3: ROTAP veri tabanı

5.2 HELISDATA

ROTAP veritabanı sayesinde helikopter verilerinde, detaylı sorgulamalar yapmak mümkün olabilmektedir. Böylece helikopter parametrelerinin birbirlerine ve yıllara göre değişiminin sorgulaması, istenilen sınıflandırma cinsindeki helikopterler için

yapılabilir. Ancak bu durumda Şekil 5.4' gözüktüğü gibi üç boyutlu nokta bulutu elde edilir. Dolayısıyla nokta bulutuna, eğri değil yüzey uydurmak gereklidir.



Şekil 5.4: WG - R - Yıl dağılımı

HELISDATA, üç boyutlu nokta bulutuna yüzey fonksiyonu uydurması amacıyla yazılmış bir koddur. ROTAP veri tabanından sorgulanan veri uygun formatta, HELISDATA girdi dosyasına yazdırılır. HELISDATA, Kullanıcı tarafından belirlenen, yüzey fonksiyonu tipinin katsayılarını, girdi dosyasındaki nokta verilerine uydurmak için en küçük kareler yöntemini kullanır.

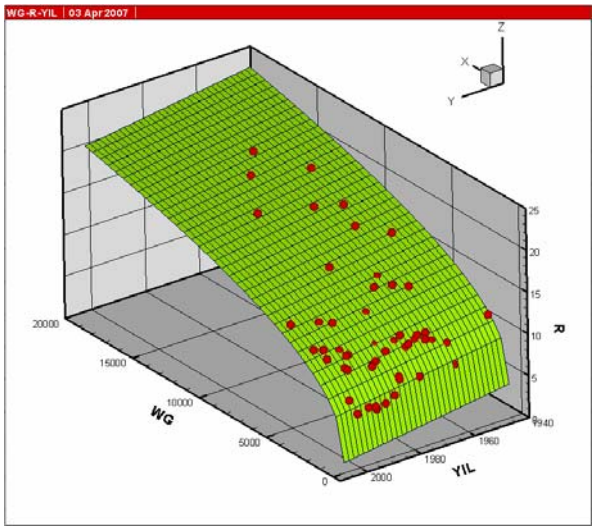
Seçilen yüzey fonksiyonu tipi ve mertebesi, elde edilen yüzey fonksiyonunun, nokta bulutuna uygunluğunun yani doğrulama faktörünün değerinin yüksek çıkması için önemlidir [59].

Üstel yüzey fonksiyonların uygulanması oldukça kolaydır. Denkl. (5.28)'de verildiği gibi az sayıda katsayı yardımıyla parametrelerin yıllara ve birbirlerine göre değişimlerini veren fonksiyonlar elde edilebilir. Ancak, nokta dağılımının karmaşıklığına da bağlı olarak daha düşük doğrulama faktörleri ile yüzey elde edilir (Şekil 5.5).

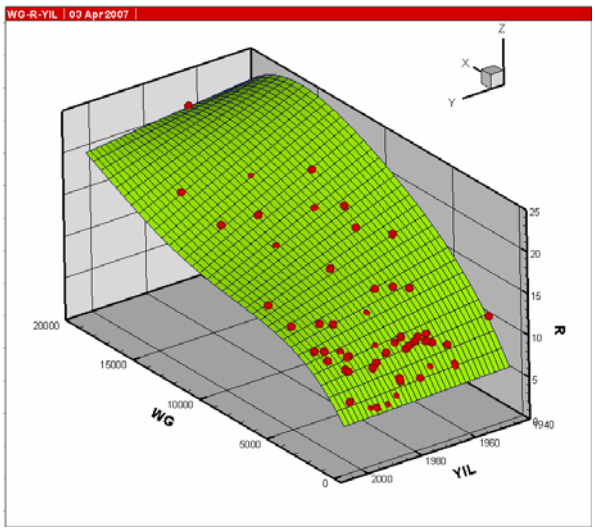
$$Z = C_1 + C_2 X^{C_3} + C\ Y^{C_5} \qquad \textbf{(5.28)}$$

Denkl. (5.29)'da verilen polinom fonksiyonları kullanılarak daha yüksek doğrulama faktörleri elde etmek mümkündür. Ancak fonksiyonun mertebesine de bağlı olarak çok sayıda fonksiyon katsayısının hesaplanması gerekebilir (Şekil 5.6).

$$Z = C_1 + C_2 X + C_3 Y + C_4 X^2 + C_5 Y^2 + C_6 XY + ...C_n X^n Y^n \qquad \textbf{(5.29)}$$



Şekil 5.5: Üstel fonksiyon kullanılarak elde edilen yüzey fonksiyonu



Şekil 5.6: Polinom fonksiyonu kullanılarak elde edilmiş yüzey fonksiyonu

Denkl. (5.28) ve (5.29) haricinde başka fonksiyonlar da kullanılabilir. Bu konuyla ilgili detaylı bilgi Bölüm 7'de incelenmiştir.

Böylece, yıllara göre gelişimlerinin de önemli olduğu düşünülen tüm parametrelerin, değişimlerini veren ampirik denklemler, ROTAP veri tabanı ve HELISDATA yardımıyla elde edilebilir.

Elde edilen ampirik denklemlerin ROTAP'da ilk ebatlandırma modülüne yerleştirilmesiyle ROTAP, tasarım isterleri doğrultusunda ilk ebatlandırma ve ağırlık kestirimi yapabilir. İstatistiki temel helikopter daha sonraki optimizasyon aşamalarında başlangıç noktası ve değerlendirme kısıdı olarak önemli görev yapmaktadır.

6 OPTİMİZASYON YÖNTEMİ

ROTAP, tasarım isterleri ve girdileri doğrultusunda optimum helikopter parametrelerine ulaşmaya çalışır. Optimizasyon, Denkl. (6.1)'de gösterildiği üzere, bir amaç fonksiyonunun, kısıt fonksiyonları dahilinde, minimizasyonuna denir.

$$\begin{aligned} &\min f(\{x\}) \\ &g_i(\{x\}) \le 0, \quad i = 1, q \end{aligned} \tag{6.1}$$

Burada

$\{x\}$	$n\,x\,1\,tasarim\,\deg iskenleri$
$f(\{x\})$	*Amaç fonksiyonu*
$g_i(\{x\})$	*Kısıt fonksiyonu*

Mühendislik optimizasyon uygulamalarında, analiz modelleri ile optimizasyon rutinleri arasındaki bağlantı, verimin düşmesine neden olabilir. Ayrıca optimizasyon sırasında yüksek sayıda iterasyonla birlikte fazla zaman gerektiren analiz modellerinin kullanılması da gerekiyor olabilir. Böyle durumlarda, amaç ve kısıt fonksiyonlarını değerlendirme yaklaşımlarında, hızlı modellerin kullanılması tercih edilir. Bu tür modeller aynı zamanda büyük ölçekli ve çok disiplinli optimizasyon uygulamalarında, bilgi akışının sağlanmasında da yardımcı olabilirler.

Kullanılacak model yapıları, Yanıt Yüzeyi Metodolojisi / Response Surface Methods (RSM), Kriging, Radyal Baz Fonksiyonları / Radial Basis Functions (RBF), ve Sinir Ağları / Neural Networks (NN) gibi stratejilerden elde edilebilir. Bu modellerin hepsi, üzerinde çalışılan tasarımın sınırlı sayıdaki tam analizlerinden elde edilen yanıtlara göre özel çözüm yaklaşımlarıdır [22].

RSM: İlk olarak fiziksel deney sonuçlarından elde edilen verilerin bağlanım fonksiyonlarına (regression functions) uydurulması için geliştirilmiştir. İstatiksel kabullere bağlı olarak, örnek tasarım noktalarının seçilmesi (DoE) kavramlarından yararlanır.

Kriging: Kesinliğin daha önemli olduğu istatiksel verilere dayalı bilgisayarlı simülasyon modellerinde Kriging modeli tercih edilir. Kriging, çalışılan tasarımda kesin değerlere ulaşabilen bir interpolasyon yöntemi olmasıyla RSM den ayrılır [22].

NN: Analitik bir tekniktir ve eski verilerden öğrenmek şeklinde tanımlanır. Bir sürecin uygulanmasıyla, diğer gözlemlerden yeni gözlemler elde etme kabiliyetine sahiptir. NN, sofistike bir yöntemdir ve karmaşık fonksiyonlarla çalışılabilir. Genellikle lineer yaklaşımların yeterli olmadığı lineer olmayan süreçlerde kullanılır [23].

RBF: Birden fazla basit fonksiyonun, karmaşık yapılı sistemlerin çözümlenebilmesi için bir araya getirilmesi şeklindedir [24].

Çok disiplinli optimizasyon / Multi disiplinary optimization (MDO), tasarımcının birden fazla disiplinde, önemli değişiklikler yapabildiği, birden fazla disiplin arasında gerçekleştirilen tasarım optimizasyonu olarak tanımlanabilir [32]. Örneğin, gelişmiş uçuş kontrol sistemleri, helikopter kullanım kalitesini arttırabilir. Ancak aynı zamanda aeromekanik kararlılığı da düşürecektir. Helikopter tasarımında çok disiplinli tasarım yaklaşımı, çok fazla sayıda müşterek parametreyle birlikte analiz yapmayı gerektirir. Bu analizler, çok karmaşık ve ileri seviye matematik hesaplamalarını kullanıyor olabilir. Dolayısıyla sayısal optimizasyon teknikleri çok disiplinli helikopter tasarımları için faydalı yöntemlerdir [33]. Bu çalışmada optimizasyon yöntemi olarak RSM tabanlı optimizasyon modeli seçilmiştir.

6.1 RSM

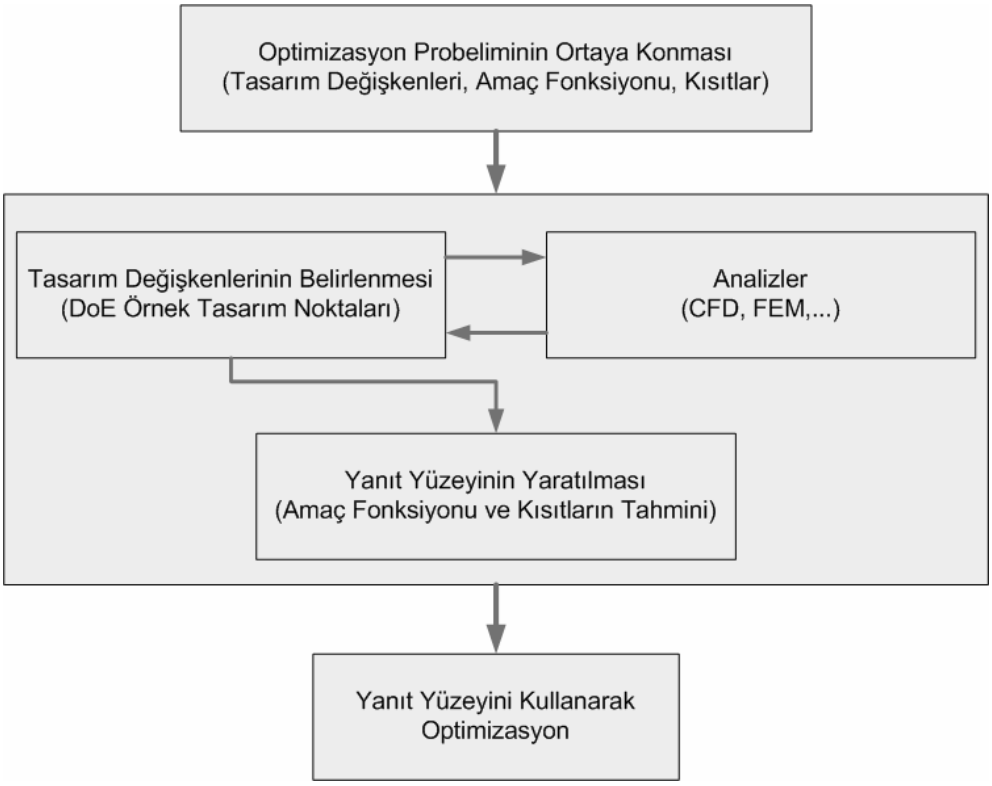
Yanıt yüzeyi metodolojisi (RSM), deneysel stratejiler, matematiksel modeller ile istatiksel değerlendirmelerin bir harmanıdır ve uygulayıcısının, ilgili olunan sistemi, ampirik olarak etkin bir şekilde inceleyebilmesine olanak sağlar [28].

Eskiden, tasarımcılar uzmanlar tarafından hazırlanan tasarım grafiklerini kullanarak tasarımlarını gerçekleştirirlerdi ve uzmanlar yeni teknikler geliştirdikçe bu tasarım grafikleri de yenilenirdi. Tasarım grafiklerinin kullanımı basit olmakla birlikte, tasarımcıya verilecek kararlar neticesinde tasarımda olacak değişiklikler hakkında genel bir perspektiften bakış olanağı sağlamaktaydı. Günümüzde bilgisayarlı, ağır optimizasyon teknikleri kullanılmaktadır ve eskisine oranla oldukça fazla avantajlar sağlamaktadır. Yeni optimizasyon metotları eski tasarım grafikleriyle kıyaslandığında bazı sınırlamalara da sahiptir. Bunlardan en önemlisi, tasarımcının tasarımın geneli hakkında bir bakışa sahip olamamasıdır. Bu da optimizasyon sırasında bazı komplikasyonların oluşmasına neden olabilir. Örneğin Giunta [26] pek çok sayısal analiz prosedüründe oluşan sayısal karmaşa (kirlilik) neticesinde beklenmedik yerel minimumların, tasarım uzayında oluşabildiğini tespit etmiştir. Aynı zamanda, çok disiplinli optimizasyon uygulamalarında, birden fazla optimizasyon prosedürünü bir araya getirmek karmaşık ve istenildiği gibi başarılı sonuç

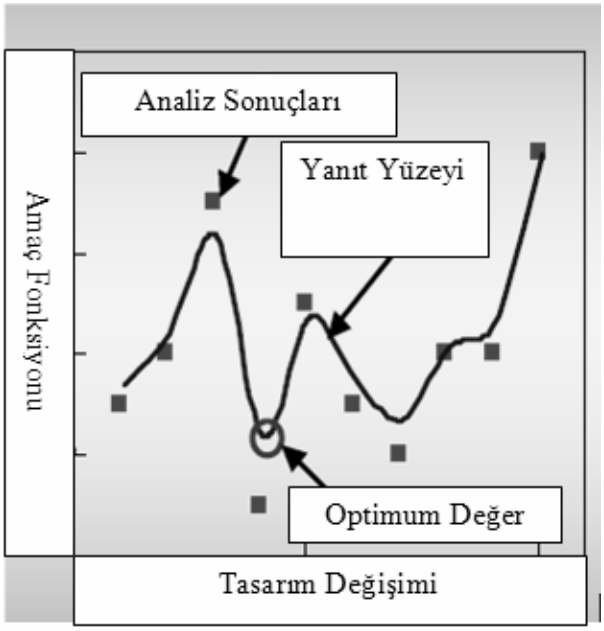
verememektedir. Bu gibi problemlerin neticesi olarak RSM tekniklerinin kullanımına olan ilgi sürekli artmaktadır [25].

RSM ilk olarak Box ve Wilson tarafından ortaya atılmıştır (1951). Daha sonra Box ve Hunter tarafından geliştirilmiştir (1957). Taguchi ve Myers&Montgomery, örnek tasarım noktalarının belirlenmesi metotlarını (DoE) geliştirmişlerdir (1988-1990). Haftka ve Shirato RSM yi havacılık ve otomotiv sanayinde optimizasyon çalışmalarında kullanmışlardır (1995) [37].

RSM'nin genel akış şeması Şekil 6.1'de verildiği gibidir. Buna göre ilk olarak, optimizasyon probleminin tanımlanması gerekir. Amaç fonksiyonu, tasarım değişkenleri ve bu değişkenlerin değer aralıkları ile varsa tasarım kısıtları belirlenir. Daha sonra tasarım değişkenlerinin değer aralıklarındaki farklı değerleri ve bu değerlerin birbirileri arasındaki farklı kombinasyonları için amaç fonksiyonu hesaplanır. Değişken değerleri ve birbirlerine göre değişimlerine örnek tasarım noktaları denir ve Örnek noktaların seçimi / Design of Experiments (DoE) yöntemleri ile tespit edilirler. Tüm örnek tasarım noktaları için amaç fonksiyonu değerleri hesaplandıktan sonra, bu değer noktaları üzerine bir yüzey uydurulur. Uydurulan yüzeyin, amaç fonksiyonu değerlerine yakınlığı, yani yüzeyin hassasiyeti kontrol edildikten sonra, elde edilen yüzeyin minimum noktasındaki değişken değerleri optimum sonuçlar olarak bulunmuş olur (Şekil 6.2).



Şekil 6.1: RSM genel akış şeması



Şekil 6.2: RSM genel çözüm yaklaşımı

6.2 Amaç Fonksiyonunun Belirlenmesi

Amaç fonksiyonu, kullanıcı tarafından belirlenen girdiler doğrultusunda şekillenir. Performans, maliyet, ağırlık, güvenirlik, bakılabilirlik, elde edilebilirlik vs. gibi pek çok kısıt amaç fonksiyonunun bileşeni olabilir. Bu tez çalışması kapsamında performans hesaplamaları üzerinde yoğun bir şekilde durulmuştur. Ayrıca maliyet ve ağırlık hesaplamaları da ampirik denklemler yardımıyla yapılmıştır. Ancak diğer konularda herhangi bir çalışma yapılmamıştır. Zira bu konuların her biri başlı başına bir tez konusu olabilecek kadar geniş konulardır. Dolayısıyla ROTAP amaç fonksiyonu şimdilik performans, maliyet ve ağırlık bileşenlerinden oluşmaktadır. Olası helikopter parametreleri değerlerinin her biri için, tasarım isterlerinde tanımlanmış uçuş şartlarından her birindeki güç gereksinimleri, maliyet ve ağırlık değerleri, kullanıcı tarafından belirlenmiş önem yüzdeliği ile çarpılıp istatiksel helikopterin karşılığı olan değerine bölünmesiyle amaç fonksiyonu elde edilmiş olur [60, 61].

$$OBJ(i) = \frac{y1(n(1)p(1)+...n(i)p(i)+...)}{\left[(n(1)p(1)+...n(i)p(i)+...)\right]_{ist}} + \frac{y2wg(i)}{\left[wg(i)\right]_{ist}} + \frac{y3c(i)}{\left[c(i)\right]_{ist}} + Diger \qquad \textbf{(6.2)}$$

Burada

OBJ(i)= i. amaç fonksiyonu

p(i)= i. uçuş koşulu için gerekli güç

n(i)= i. uçuş şartının kullanıcı tarafından belirlenen önem yüzdesi (varsayılan = 1/toplam uçuş şartı)

y1, y2, y3 = sırasıyla güç, ağırlık ve maliyetin kullanıcı tarafından belirlenmiş önem yüzdeleri (varsayılan=1/3)

wg(i)= i. durum için toplam ağırlık

c(i)= i. durum için maliyet

[...]ist = ilgili işlemin istatiksel helikopter için değeri

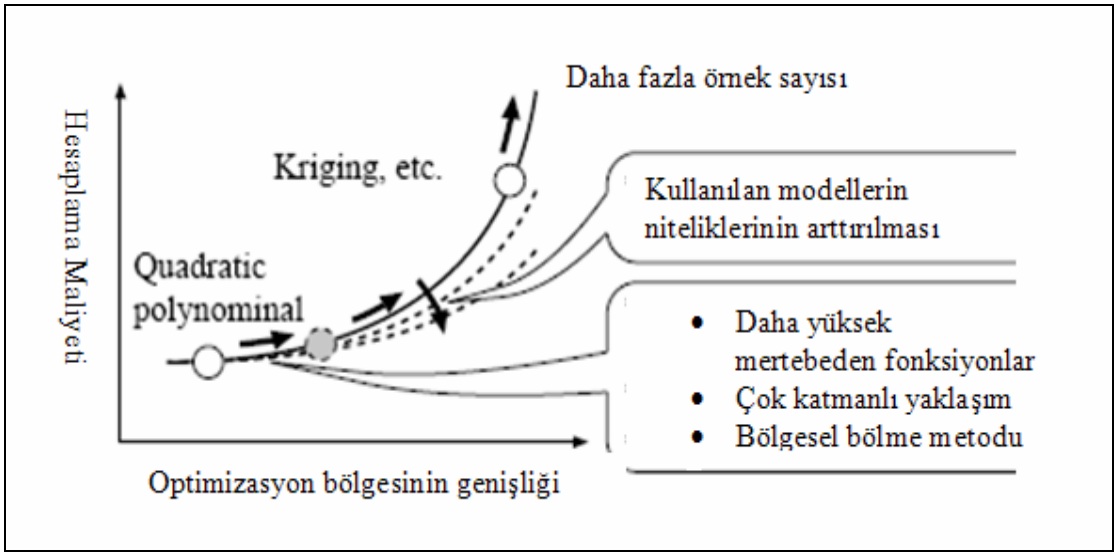
6.3 Örnek Tasarım Noktalarının Seçimi (DoE)

DoE, deney noktalarının (Örnek noktalarının) sayısını ve yerini, uygun sonucu alabilecek şekilde düzenleyen ve minimize eden tekniklerdir.

Temel olarak RSM, regresyon hesaplamaları gibi yöntemleri kullanan yaklaşım modelidir. Hassasiyeti artırmak için, örnek sayısı arttırılabilir, daha karmaşık yanıt fonksiyonları kullanılabilir ya da hesaplanan örnek nokta sayısını arttırmak gerekebilir. RSM performansı, aşağıdaki üç madde ile ifade edilebilir [34].

- Yaklaşım hassasiyeti yeterli olmalıdır. Zira RSM tasarım amacıyla kullanılmaktadır ve hassasiyeti, tasarımın kalitesini direk olarak etkilemektedir.
- Optimizasyonun, değişkenlerin daha geniş değer aralığında yapılması hassasiyeti de beraberinde arttıracaktır.
- Daha fazla örnek sayısının kullanılması, daha iyi sonuç verebilir.

Ancak bunların hepsi de hesaplama maliyetini artıran etkenlerdir (Şekil 6.3).



Şekil 6.3: Hesap maliyetinde artış

RSM metodunda üç temel DoE matrisi vardır [20].

- Tam çarpanlı tasarım (FF)
- Merkezi Kompozit Tasarım (CCD) en fazla beşinci seviyeye kadar uygundur
- Box Behnken Tasarım (BBD) üçüncü seviyeye kadar uygundur.

RSM de kullanılan bazı önemli kavramlar şu şekilde tanımlanabilirler.

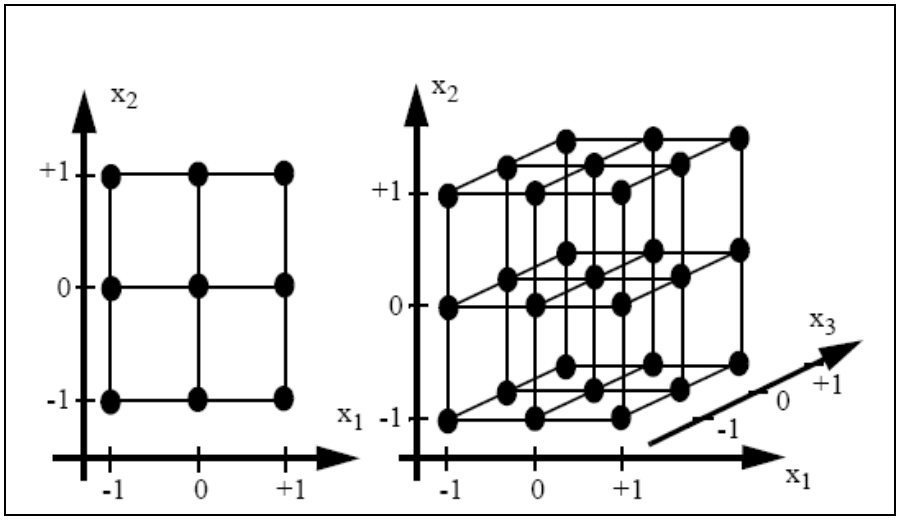
Faktör: Tasarımdaki değişken sayısı

Seviye: Her bir değişkenin kendi değişim aralığında aldığı değer sayısı

Mertebe: Kullanılan polinom fonksiyonunun mertebesi

6.3.1 Tam Çarpanlı Tasarım (FF)

İlk olarak "k" adet değişkenin değişim aralıkları alt ve üst sınırlar cinsinden tanımlanır. Değişkenlerin olabileceği aralık, [-1,1] olacak şekilde orantılanır. Bu, aralık gösterim şekli, kullanımında kolaylık sağlar. Tasarım uzayı "k" boyutlu olarak tanımlanır. Eğer birinci mertebeden bir analiz yapılacaksa tüm değişkenler sadece alt ve üst sınırlardaki değerlerine atanır. Buna 2^k tam çarpanlı tasarım denir ve örnek tasarım sayısı 2^k dır. Eğer ikinci mertebeden analiz yapılacaksa, en az üçüncü seviyeden olması gerekir. Bu defa değişkenler alt sınır, orta nokta ve üst sınır {-1,0,1} olarak tayin edilir. Buna da 3^k tam çarpanlı tasarım denir ve örnek tasarım sayısı 3^k dır (Şekil 6.4).



Şekil 6.4: Tam çarpanlı üçüncü seviye örnek tasarım noktaları

İkinci mertebeden RSM modeli kullanılıyorsa, çözüm için en az (k + 1)(k + 2)/2 adet örnek tasarım noktasında çözüm yapılmalıdır. Örneğin üç faktörlü (k=3) ikinci mertebeden bir RSM modelinde (3+1)(3+2)/2=10 örnek tasarım noktasında çözüm yapılmalıdır. Halbuki tam çarpanlı modelle 3^3=27 örnek tasarım noktası incelenmektedir. Örnek nokta sayısının bu şekilde gerekenden fazla olduğu

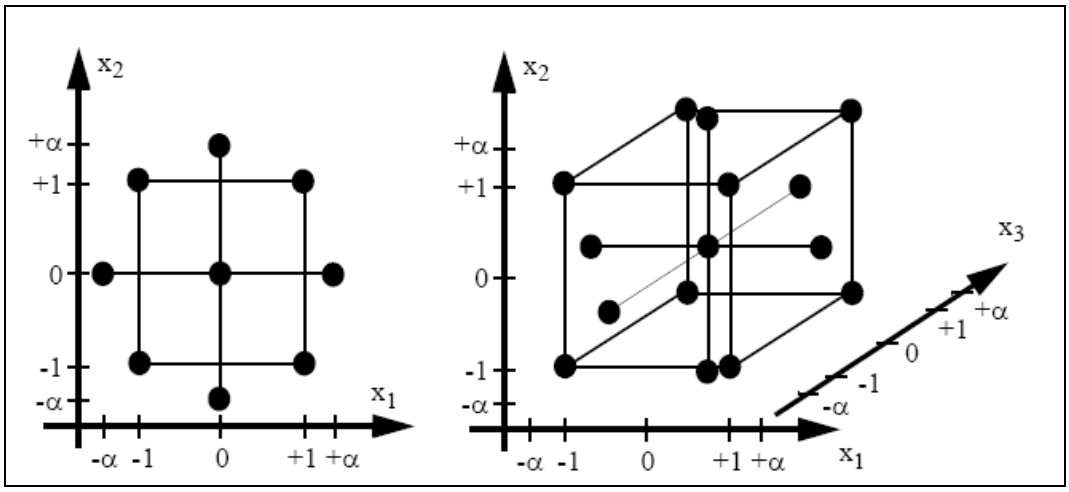
durumlarda çözüm için en küçük kareler yöntemi kullanılır. Faktör sayısının 10 dan büyük olduğu durumlarda, tam çarpanlı tasarım yaklaşımının hem 2^k ve hem de 3^k için kullanımı pek pratik olmaz. Örneğin k=29 için 2^{29}~$5.4.10^8$ dir. Bu kadar çok sayıda örnek tasarım noktası için çözüm yapmak pek mümkün değildir.

6.3.2 Merkezi Kompozit Tasarım (Central Composite Design (CCD))

İhtiyaç duyulan örnek tasarım sayısını azaltmak için kullanılan bir metot da CCD'dir. CCD'de 2^k tam çarpanlı tasarım noktası, 2k yıldız tasarım noktalarıyla ve bir ya da daha çok merkez noktayla birlikte çalışır (Şekil 6.5). Bu yaklaşımda yıldız noktalar 2^k tam çarpanlı tasarım ile elde edilen noktaların sınırları dışındadır. Bu sınırlar dışındaki uzaklık ise genellikle 1 ile $\sqrt{k}$ arasında değişir. CCD de toplam örnek tasarım noktası, 2^k+2k+1'dir ve genellikle ikinci mertebeden RSM modellerinde kullanılır. CCD'de döndürülebilirlik (rotatability) özelliği önemli bir kavramdır çünkü ön görülen değerlerin kesinliğiyle ilgilidir. Döndürülebilir tasarım, merkez nokta etrafındaki noktaların dağlım momentinin düzenli olması manasına gelir. Döndürülebilirlik için yıldız noktaları,

$$\alpha = \sqrt[4]{M} \qquad M = 2^k \tag{6.3}$$

olmalıdır.



Şekil 6.5: CCD üçüncü seviye örnek tasarım noktaları

6.3.3 Box-Behnken Tasarımı

Tam çarpanlı tasarımdan daha az örnek tasarım noktasıyla, katsayıların daha etkin bir şekilde elde edilmesi için geliştirilmiş bir tasarımdır. Bu tasarım, ikinci seviyeden tam çarpanlı dizilişlerinin tamamlanmamış bloklar halinde bir araya gelmesiyle şekillenir.

Örneğin k=3 için

$$\begin{array}{cccc} & T_1 & T_2 & T_3 \\ b_1 & * & * & \\ b_2 & * & & * \\ b_3 & & * & * \end{array}$$

Her satırda * yerine 2^2 tam çarpanlar dizilimi yerleştirilir ve boşlular sıfır olarak alınırsa,

$$X = \begin{Bmatrix} -1 & -1 & 0 \\ 1 & -1 & 0 \\ -1 & 1 & 0 \\ 1 & 1 & 0 \\ -1 & 0 & -1 \\ 1 & 0 & -1 \\ -1 & 0 & 1 \\ 1 & 0 & 1 \\ 0 & -1 & -1 \\ 0 & 1 & -1 \\ 0 & -1 & 1 \\ 0 & 1 & 1 \end{Bmatrix}$$

şeklinde elde edilir [27, 35, 36].

Bu üç model, birbirleriyle kıyaslandığında, toplam test sayılarının faktör sayısına göre değişimi Tablo 6.1'de verilmiştir.

Tablo 6.1: DoE test sayısı karşılaştırmaları

Değişken Sayısı	**2**	**3**	**4**	**5**	**6**
3^k Test Sayısı	9	27	81	243	729
CCD Test Sayısı	9	15	25	43	77
BBD Test Sayısı	11	15	27	46	54

RSM de çözüm yapılacak toplam tasarım sayısının azaltılabilmesi ve bilgisayar yazılımlarında etkinliğinin artırılabilmesi için başka yöntemler de geliştirilmiştir. Bu çalışmalardan biri de Hardin ve Sloane'de [31] tarif edilmiştir. Onlar değişken

uzayını küre olarak tanımlayıp, küre üzerinden değişken değerlerini belirlemeye çalışmışlardır.

ROTAP'da, değişkenlerin değer aralıkları, ilgili parametrenin ilk ebatlandırma sırasında elde edilmiş istatiksel değerinin %10 altı ve %10 üstü olarak belirlenir. Tasarım girdilerinde kullanıcı yüzdelik dilimini artırıp azaltabilir.

$$p_{i(istatiksel)} * 0.9 \leq p_i \leq p_{i(istatiksel)} * 1.1 \qquad \textbf{(6.4)}$$

$p_i = optimizeedilecek\, i.\, parametre$

$p_{i(istatiksel)} = i.\, parametrenin\, istatiksel\, \deg eri$

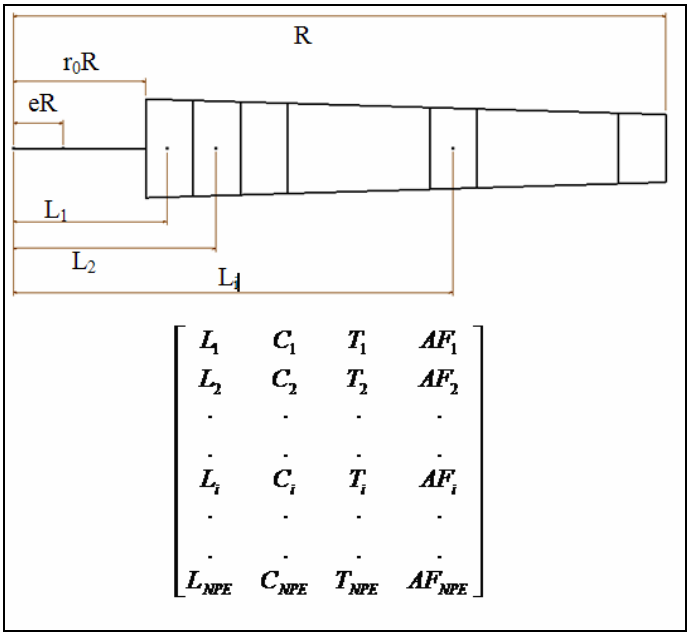
Kullanıcı ara yüzünde hangi helikopter parametrelerinin optimize edileceği, kullanıcı tarafından belirlenir. Aynı zamanda, hangi mertebeden fonksiyon kullanılacağı ya da kaçıncı seviyeden değer alacağı gibi optimizasyon ile ilgi tercihler de kullanıcı tarafından yapılabilir.

ROTAP'da helikoptere ilişkin tüm önemli parametrelerin optimize edilmesi mümkündür. Ancak çözüm süresi çok uzayacağından, tüm parametrelerin bir seferde optimizasyonu pratikte pek mümkün olamayacaktır. Optimize Edilebilecek Parametreler Tablo 6.2'de verilmiştir.

Tablo 6.2: ROTAP, optimize edilebilen parametreler

Birincil Rotor		**İkincil Rotor**		**Düşey Dengeleyici**		**Dikey Dengeleyici**	
Parametre	**Açıklama**	**Parametre**	**Açıklama**	**Parametre**	**Açıklama**	**Parametre**	**Açıklama**
R_1	Yarıçap	R_2	Yarıçap	*BDD*	Açıklık	*BYD*	Açıklık
Nb_1	Pala Sayısı	Nb_2	Pala Sayısı	*CDD*	Ort. Veter	*CYD*	Ort. Veter
Vt_1	Uç Hızı	Vt_2	Uç Hızı	*AFDD*	Profil	*AFYD*	Profil
Tw_1	Burulma Aç.	Tw_2	Burulma Aç.	*ANGDD*	Oturma Açısı	*ANGYD*	Oturma Açısı
$C0_1$	Kök Veteri	$C0_2$	Kök Veteri	*LDD*	CG Uzaklık	*LYD*	CG Uzaklık
TP_1	Sivrilme Or.	TP_2	Sivrilme Or.	**Gövde**			
AF_1	Profil	AF_2	Profil	Parametre	Açıklama		
SW_1	Ok Açısı	SW_2	Ok Açısı	*LTR*	CG Kuyruk Rotor Uzaklığı		

ROTAP'da lineer olmayan burulma açısı, ok açısı ve pala boyunca değişken profil dağılımı tanımlamak mümkündür. ROTAP girdi dosyasında, rotor verileri Pala Matrisi şeklinde girilir (Şekil 6.6). Eğer kullanıcı lineer burulma, ok açısı vs. girerse program otomatik olarak bu değerleri kullanarak kendisi pala matrisini oluşturur. Böylece ROTAP içerinde karmaşık rotorlar da modellenebilir [60].



$$\begin{bmatrix} L_1 & C_1 & T_1 & AF_1 \\ L_2 & C_2 & T_2 & AF_2 \\ \cdot & \cdot & \cdot & \cdot \\ \cdot & \cdot & \cdot & \cdot \\ L_i & C_i & T_i & AF_i \\ \cdot & \cdot & \cdot & \cdot \\ \cdot & \cdot & \cdot & \cdot \\ L_{NPE} & C_{NPE} & T_{NPE} & AF_{NPE} \end{bmatrix}$$

Şekil 6.6: Pala matrisi

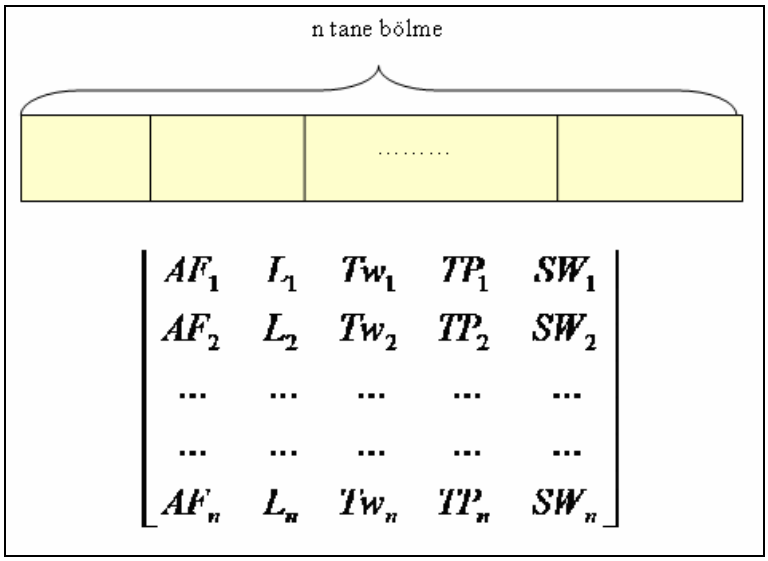
Li = i. Elemanın dönme eksenine uzaklığı

Ci = i. Elemanın veteri

Ti = i. Elemanın burulma açısı

AFi = i. Elemanın profili

Pala Modeli hazırlanırken palayı alt bölmelere ayırmak mümkündür. Her bölme kendi içerisinde lineer burulma, sivrilme oranı ve profile sahip olabilir. Pala Modeli kullanıcı tarafından ara yüzde modellenir ve program otomatik olarak pala matrisini hazırlar Şekil 6.7.



$$\begin{bmatrix} AF_1 & L_1 & Tw_1 & TP_1 & SW_1 \\ AF_2 & L_2 & Tw_2 & TP_2 & SW_2 \\ \cdots & \cdots & \cdots & \cdots & \cdots \\ \cdots & \cdots & \cdots & \cdots & \cdots \\ AF_n & L_n & Tw_n & TP_n & SW_n \end{bmatrix}$$

Şekil 6.7: Pala modeli

Burada,

Af_i *i. Bölmedeki Pala Profili*

L_i *i. Bölmenin Uzunluğu*

TW_i *i. Bölmedeki Lineer Burulma Açısı*

TP_i *i. Bölmedeki Lineer Sivrilme Oranı*

SW_i *i. Bölmedeki Ok Açısı*

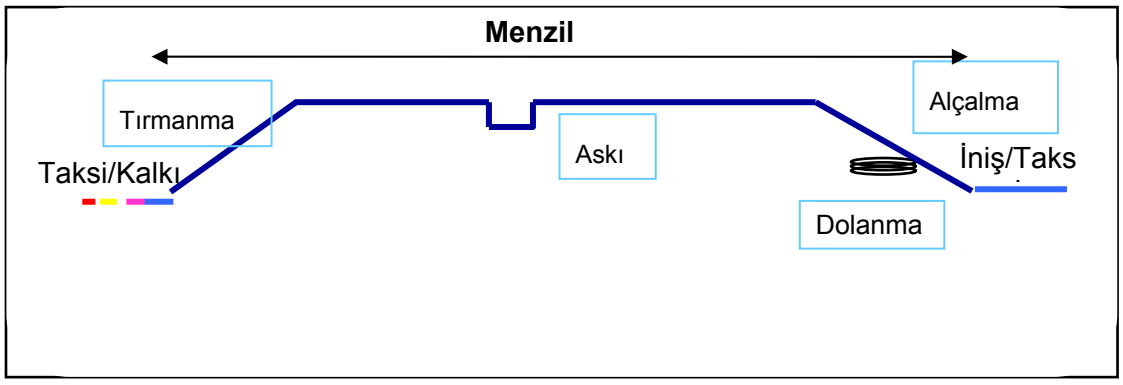
Eğer ana rotor palası, n bölmeye ayrılarak optimizasyon yapılmak isteniyorsa maksimum değişken sayısı 23+5n dir. Bu kadar çok değişkenli bir optimizasyon çok uzun süreceğinden pratikte pek mümkün olamayacaktır. Dolayısıyla optimizasyonun parçalı yapılması daha doğru olur.

6.4 Amaç Fonksiyonunun Çözümü

Amaç fonksiyonunun hesaplanabilmesi için, amaç fonksiyonunun bileşenleri olan tüm performans, maliyet ve ağırlık analizlerinin yapılması gerekir.

Amaç fonksiyonunun performans bileşenleri, tasarım isterlerinde, öz görev profilinde tanımlanmış uçuş şartlarındaki güç gereksinimleridir. Dolayısıyla her bir uçuş şartı için performans hesaplamaları yapılmalıdır. Performans hesaplamalarının detayları Bölüm 7'de verilmiştir.

Öz görev profili, tasarlanan helikopter için genel bir, uçuş senaryosu tanımlar (Şekil 6.8). Öz görev profiline göre gerekli yakıt ağırlığı dolaysıyla gerekli taşıt ağırlığı hesaplanabilir. Eğer ki başlangıçtaki toplam kalkış ağırlığı ile hesaplanan ağırlık arasındaki fark yeterince küçük değilse ağırlık bilgisi güncellenerek döngüsel olarak hesaplamalara devam edilir.



Şekil 6.8: Öz görev profili

Sonuç olarak öz görev çözücü modülü ile amaç fonksiyonunun tüm bileşenlerindeki değerleri hesaplanmış olur.

6.5 Amaç Fonksiyonunun Minimizasyonu

Amaç fonksiyonu, tüm parametre değişkenleri cinsinden polinomsal, üstel ya da logaritmik bir fonksiyon cinsinden tanımlanabilir. Yaklaşımlar için kullanılan çoğu yanıt yüzeyi basitlik ve fonksiyonların polinomlar için sınırlı olmaması nedeniyle polinomsaldır. ROTAP'da da polinomsal fonksiyonlar kullanılmıştır. Genel olarak birinci ya da ikinci mertebeden polinom fonksiyonları tercih edilirler.

RSM de yanıt fonksiyonun basit ve yaklaşık kestirimi için birinci dereceden polinom fonksiyonları kullanılabilir. Daha kesin sonuçlar için, daha yüksek mertebeden fonksiyonlar tercih edilmelidir. Dolayısıyla, birinci mertebeden yaklaşım yanıt yüzeyi üzerinde yaklaşık bölgeye ulaşmak ve ardından ikinci ya da daha yüksek mertebeden yaklaşımlar, optimum sonucu elde etmek için kullanılabilir.

6.5.1 Birinci Mertebeden RSM Modelleri

Birinci mertebeden polinom fonksiyonları, yanıt yüzeyi katsayılarının kestirimi için kullanılır [28, 30].

$$y = \beta_0 + \beta_1 x_1 + \ldots + \beta_k x_k = \beta_0 + \sum_{i=1}^{k} \beta_i x_i \qquad \textbf{(6.5)}$$

Matris formunda yazılırsa

$$Y = Xb + \varepsilon \qquad \textbf{(6.6)}$$

İlk olarak her bir değişkenin hangi aralıkta değerler alacağına karar verilmesi gerekir. Genelde bir başlangıç değeri, bu başlangıç değerinin belli yüzdelik oranı civarında, optimum sonuçlar aranabilir. ROTAP'da bu değerin varsayılanı %10 dur.

Başlangıç değerleri

$$\begin{aligned} x_1 &= x_{10} \\ x_2 &= x_{20} \\ &\ldots \\ x_n &= x_{n0} \end{aligned} \qquad \textbf{(6.7)}$$

Değişkenlerin değişim aralıkları:

$$\begin{matrix} x_{10} \pm \Delta x_1 \\ x_{20} \pm \Delta x_2 \\ \cdots \\ x_{n0} \pm \Delta x_n \end{matrix} \quad \textbf{(6.8)}$$

X matrisi değişken değerleri matrisidir. Genel bir uygulama olarak bu matriste, değişkenlerin gerçek değerleri yerine değişim aralığını oransal ifade eden 1,0 ve -1 şeklinde değerler kullanılır. Örneğin, birinci mertebeden üç faktörlü ikinci seviye bir RSM modelinde;

$$x_1' = \frac{x_1 - x_{10}}{\Delta x_1}$$

$$x_2' = \frac{x_2 - x_{20}}{\Delta x_2} \quad \textbf{(6.9)}$$

$$x_3' = \frac{x_3 - x_{30}}{\Delta x_3}$$

olmak üzere

$$X = \begin{bmatrix} 1 & -1 & -1 & -1 \\ 1 & 1 & -1 & -1 \\ 1 & -1 & 1 & -1 \\ 1 & 1 & 1 & -1 \\ 1 & -1 & -1 & 1 \\ 1 & 1 & -1 & 1 \\ 1 & -1 & 1 & 1 \\ 1 & 1 & 1 & 1 \end{bmatrix} \quad \textbf{(6.10)}$$

şeklindedir.

6.5.2 İkinci Mertebeden RSM Modelleri

Birinci mertebeden modellere kıyasla, daha iyi optimizasyon sonuçları elde edebilmek için ikinci mertebeden modellerin tercih edilmesi gereklidir. İkinci mertebeden modeller ile sonuç alabilmek için en azından, üçüncü seviye çarpanların kullanılması gereklidir. Örneğin 3^k yaklaşımı uygun olabilir. 3^k yaklaşımıyla K=2 için Denkl. (6.13)'deki ikinci mertebeden değişken değerleri matrisi elde edilir [18, 29].

$$y = \beta_0 + \sum_{j=1}^{k} \beta_j x_j + \sum_{j=1}^{k} \beta_{jj} x^2{}_j + \sum_{i=1}^{k-1} \sum_{j=i+1}^{k} \beta_{ij} x_i x_j \qquad \textbf{(6.11)}$$

“k” değişken sayısıdır. İki değişken olması durumunda

$$y = \beta_0 + \beta_1 x_1 + \beta_2 x_2 + \beta_3 x_1{}^2 + \beta_4 x_2{}^2 + \beta_5 x_1 x_2 \qquad \textbf{(6.12)}$$

Denkl. (6.7) matris formunda yazılırsa

$$Y = Xb + \varepsilon \qquad \textbf{(6.13)}$$

$$Y = \begin{Bmatrix} y_1 \\ y_2 \\ . \\ . \\ . \\ y_n \end{Bmatrix} \qquad X = \begin{bmatrix} 1 & x_{11} & x_{12} & \dots & x_{1k} \\ 1 & x_{21} & x_{22} & \dots & x_{2k} \\ . & . & . & \dots & . \\ . & . & . & \dots & . \\ . & . & . & \dots & . \\ 1 & x_{n1} & x_{n2} & \dots & x_{nk} \end{bmatrix} \qquad b = \begin{Bmatrix} \beta_0 \\ \beta_1 \\ . \\ . \\ . \\ \beta_n \end{Bmatrix} \qquad \varepsilon = \begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ . \\ . \\ . \\ \varepsilon_n \end{Bmatrix}$$

Burada ε hata vektörüdür.

b katsayılar vektörünün çözülebilmesi için en küçük kareler yönteminden yararlanılır.

$$b = (X^T X)^{-1} X^T Y \qquad \textbf{(6.14)}$$

Eğer n=k+1 ise b matrisi tam olarak yukarıdaki denklemden çözülebilir. Eğer, n>k+1 ise b matrisi en küçük kareler yöntemiyle çözülür [19].

Elde edilen yanıt yüzeyi fonksiyonunun doğruluğunu kontrol etmek için, R^2 doğrulama faktörü kullanılır.

$$R^2 = 1 - \frac{SS_E / (n-k-1)}{S_{yy} / (n-1)} \qquad \textbf{(6.15)}$$

SS_E hatalar toplamının karesidir.

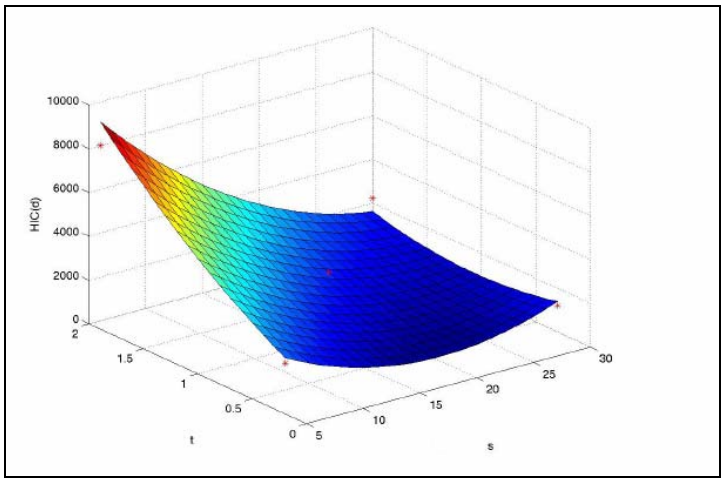
$$SS_E = Y^T Y - b^T X^T Y \qquad \textbf{(6.16)}$$

S_{yy} ise toplam kareler toplamıdır.

$$S_{yy} = Y^T Y - \frac{\sum_{i=1}^{n} y_i}{n} \qquad \textbf{(6.17)}$$

R^2 değeri 0 ile 1 arasında değişir ve 1'e yaklaştıkça yanıt yüzeyinin daha mükemmel olduğunu ifade eder. Eğer yüzey fonksiyonunun kabul edilebilir miktarda hassas değilse, hassasiyet, durum sayısının arttırılması (örnek nokta sayısının arttırılması) ya da daha yüksek mertebeden yüzey polinom fonksiyonunun kullanılması ile arttırılabilir.

Amaç fonksiyonu noktalarından geçen fonksiyonun minimumu optimum sonucu verir (Şekil 6.9).



Şekil 6.9: Amaç fonksiyona yüzey uydurma

7 PERFORMANS ANALIZLERI

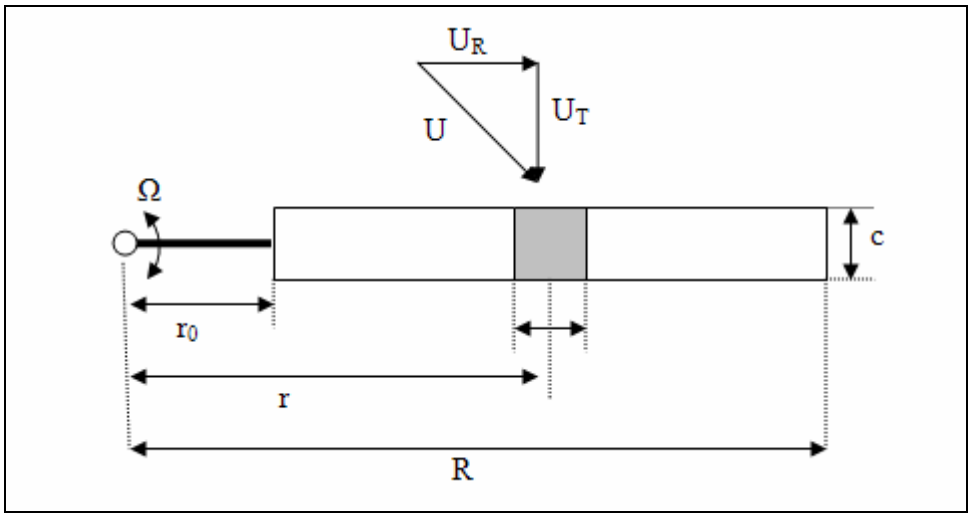
ROTAP'da, düşey uçuş ve ileri uçuş performans analizleri yapılabilmektedir.

7.1 Düşey Uçuş Performansı

Düşey uçuş performansı, pala elemanı momentumu kuramı ile hesaplanır. [40]'da önerilen 21 adımdan oluşan performans hesaplama süreci ağırlıklı olarak uygulanmıştır.

7.1.1 Düşey Uçuş Performans Hesaplamaları

Pala elemanı kuramında, pala sonlu sayıda elemana bölünerek her bir eleman üzerindeki taşıma ve sürükleme değerleri hesaplanır (Şekil 7.1). Pala kökünden pala ucuna kadar yerel yüklerin integrasyonu ile toplam yükler elde edilir.



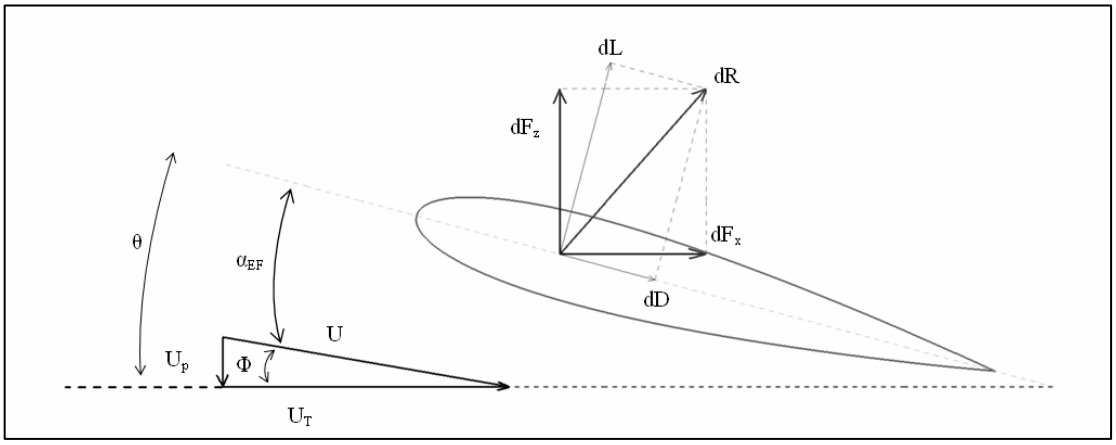
Şekil 7.1: Pala elemanı kuramı

$$T = Nb \int_{r_0 R}^{R} dT \qquad \textbf{(7.1)}$$

$$P = Nb \int_{r_0 R}^{R} dP \qquad \textbf{(7.2)}$$

Yerel yüklerin hesaplanabilmesi için ilk olarak yerel hızların belirlenmesi gerekir. Palanın açısal hızından dolayı, pala radyal doğrultusu boyunca hız sabit değildir.

Dolayısıyla yerel yükler palanın açısal hızı, içe akış hızı (inflow velocity) ile pala profilini sürükleme ve taşıma katsayılarına bağlıdır (Şekil 7.2).



Şekil 7.2: Yerel hızlar ve yükler

Pala elemanı üzerindeki hızlar:

$$U = \sqrt{U_T^{\,2} + U_P^{\,2}} \tag{7.3}$$

$$U_P = V_c + \nu_i \tag{7.4}$$

$$U_T = \Omega R \tag{7.5}$$

Dolayısıyla içe akış açısı ve efektif hücum açısı şu şekilde olur:

$$\Phi = \tan^{-1}\left(\frac{U_P}{U_T}\right) \tag{7.6}$$

$$\alpha_{EF} = \theta - \Phi \tag{7.7}$$

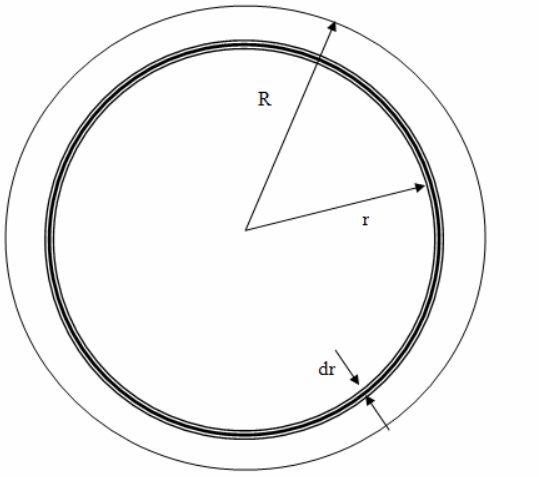
Efektif hücum açısına göre, C_l ve C_d değerleri, tablolardan ikinci mertebeden interpolasyon ile okunur. Sonuç olarak yerel taşıma ve sürükleme yükleri

$$dL = \frac{1}{2}\rho U^2 c C_l dr \tag{7.8}$$

$$dD = \frac{1}{2}\rho U^2 c C_d dr \tag{7.9}$$

şeklinde yazılır.

Denkl. (7.4)'ten de görüleceği üzere, düşey hız bileşeni, U_P, düşey tırmanma hızı ile içe akış hızının toplamına eşittir. İçe akış hızının hesaplanması için momentum kuramı ve pala elemanı kuramı birlikte kullanılır. Şekil 7.3'te gösterildiği gibi her bir pala elemanı için, içe akış hızı ayrı ayrı hesaplanırsa düzenli olmayan (nonuniform) içe akış dağılımı elde edilir.



Şekil 7.3: Pala elemanı momentum kuramı içe akış modeli

Ayrı ayrı momentum ve pala elemanı kuramlarındaki, içe akış hızına karşılık gelen itki artışı denklemlerinin bir birine eşitlenmesi sonucu içe akış oranı Denkl. (7.10)'daki gibi bulunur.

$$\lambda = \sqrt{\left(\frac{\sigma a}{16} - \frac{\lambda_c}{2}\right)^2 + \frac{\sigma a}{8}\theta\frac{r}{R}} - \left(\frac{\sigma a}{16} - \frac{\lambda_c}{2}\right) = \frac{v_i}{\Omega R} \qquad \textbf{(7.10)}$$

Burada

$$\lambda_c = \frac{V_c}{\Omega R} \qquad \textbf{(7.11)}$$

düşey tırmanma hızına bağlı olan içe akış oranı bileşenidir. Düşey tırmanma hızının sıfır olması durumu askı uçuşunu ifade eder ve bu durum da içe akış oranı,

$$\lambda = \frac{\sigma a}{16}\sqrt{1 + \frac{32}{\sigma a}\theta\frac{r}{R}} - 1 \qquad \textbf{(7.12)}$$

olur.

Artık, Denkl. (7.1) ve Denkl. (7.2)'deki integrasyonlar hesaplanabilir. Kıyaslamaların kolay olması amacıyla ifadelerin boyutsuzlaştırılması genel bir uygulamadır.

İtki katsayısı:

$$C_T = \frac{T}{\rho A(\Omega R)^2} \tag{7.13}$$

Güç katsayısı:

$$C_P = \frac{P}{\rho A(\Omega R)^3} \tag{7.14}$$

Tork katsayısı:

$$C_Q = \frac{Q}{\rho A(\Omega R)^2 R} \tag{7.15}$$

ve

$$C_P = C_Q \tag{7.16}$$

Rotor torku Denkl. (7.15) ve Denkl. (7.16)'dan hesaplanabilir.

Yapılan ihmallerden dolayı sonuçlar birtakım hataları içermektedir. Hataları azaltmak için yukarıdaki denklemlere bazı eklemeler yapılır.

İlk hata kaynağı, uç kayıplarıdır. Pala ucunda, uç girdaplarından dolayı pala uç bölgelerinde taşıma azalır. Uç kayıplarını hesaba katmak için itki katsayısı, 0.97 civarında sabit bir sayı ile çarpılır. Bir diğer uygulama ise Prandtl'ın uç kayıp fonksiyonudur.

$$F = \left(\frac{2}{\pi}\right)\cos^{-1} e^{-f} \tag{7.17}$$

$$f = \frac{Nb}{2}\left(\frac{1 - r/R}{r\phi}\right) \tag{7.18}$$

Prandtl'ın uç kayıp fonksiyonu, Denkl. (7.11) ve Denkl. (7.13)'e uygulandığında, uç kayıplarıyla birlikte içe akış oranı,

$$\lambda = \sqrt{\left(\frac{\sigma a}{16F} - \frac{\lambda_c}{2}\right)^2 + \frac{\sigma a}{8F}\theta\frac{r}{R}} - \left(\frac{\sigma a}{16F} - \frac{\lambda_c}{2}\right) = \frac{v_i}{\Omega R} \tag{7.19}$$

şeklinde olur [9]. Özel olarak askı uçuşu için ise

$$\lambda = \frac{\sigma a}{16F}\sqrt{1+\frac{32F}{\sigma a}\theta\frac{r}{R}}-1 \qquad \textbf{(7.20)}$$

olarak elde edilir. Denkl. (7.19) ve Denkl. (7.20)'de kara köklü ifadenin içi, θ açısının sıfırdan yeterince küçük olduğu durumlarda negatif olabilmektedir. Bu durumda kara köklü ifadenin içi ve dışı '-1' ile çarpılır [42].

Bir diğer hata ise, gerçekte, indüklenmiş akımdaki dönmeden kaynaklanır. Hesaplamalarda bu dönme ihmal edilmiştir. Bu etkiyi de hesaba katabilmek için akımın dönmesinden kaynaklana indüklenmiş güç hesaplanarak toplam güce eklenir [40].

$$\Delta C_{Qi} = \frac{p_i}{p_t} C_{Qi} \qquad \textbf{(7.21)}$$

$$\frac{p_i}{p_t} = \frac{1}{C_T}\int_{\sqrt{2C_T}}^{1}\left(\frac{r}{R}\right)^3\left[1-\sqrt{1-\frac{2C_T}{\left(\frac{r}{R}\right)^2}}\right]^2 d\frac{r}{R} \qquad \textbf{(7.22)}$$

Son olarak da uç girdapları etkileşimlerinden kaynaklanan kayıpları hesaba katmak için, ampirik düzeltme faktörü kullanılır. Ampirik doğrulama faktörü güç katsayısı ile çarpılarak daha gerçekçi değerler elde edilir [40].

$$EDF = 1.0702(BL * DL)^{0.0382} \qquad \textbf{(7.23)}$$

7.1.2 Düşey Uçuş Dengeleme Analizi

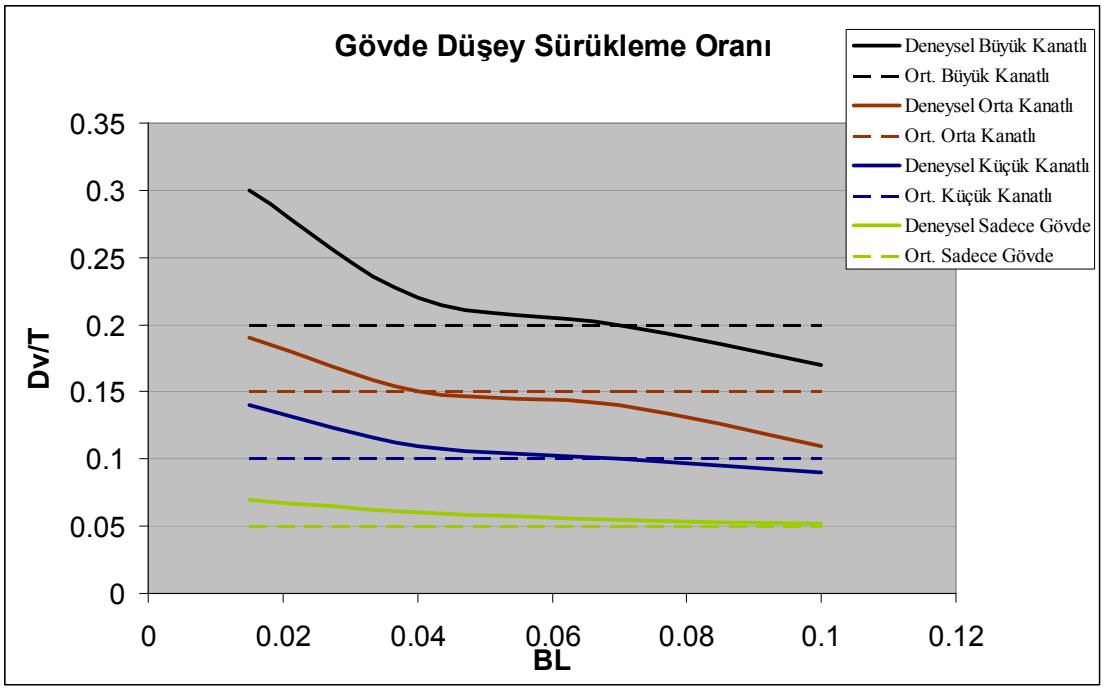
ROTAP'da düşey uçuş dengeleme modülünde, düşey uçuşta istenen itki değerini veren müşterek kontrol açısı aranır. Verilen helikopter değişkenleri için rotor itkisinin, helikopterin ağırlığı ile düşey sürtünme kuvvetinin toplamına eşit itki üretmesi gerekir.

$$T + \Delta T = W_G + D_V \qquad \textbf{(7.24)}$$

Düşey sürükleme kuvveti:

$$D_V = \frac{1}{2}\rho V_c^{\,2} f_v \qquad \textbf{(7.25)}$$

ROTAP'da düşey sürükleme kuvveti, [40]'da sf. 284'de verilen düşey sürüklemenin toplam itkiye oranının, pala yüklemesi ile değişimini veren grafiklerden ortalama değerleri alınarak uygulanmaktadır (Şekil 7.4). Böylece gövde tipine göre düşey sürükleme etkisi yaklaşık olarak hesaba katılabilmektedir.



Şekil 7.4: Gövde düşey sürükleme oranı

Düşey dengeleme analizinde, Ana rotor güç gereksiniminin yanında, kuyruk rotoru güç gereksiniminin hesabı da yapılarak toplam güç gereksinimi hesaplanır.

$$T_{TR} = Q_{MR} / L_{TR} \qquad \textbf{(7.26)}$$

Denkl. (7.26)'daki itkiyi verecek kuyruk rotoru müşterek açısı bulunur ve ardından güç hesabı yapılır.

Eğer rotor parametreleri istenen itkiyi üretmek için yeterli değilse, denge başarım değeri '0' olarak atanır ve helikopter değişkenleri matrisinin bu satırı için amaç fonksiyonu hesabı yapılmaz.

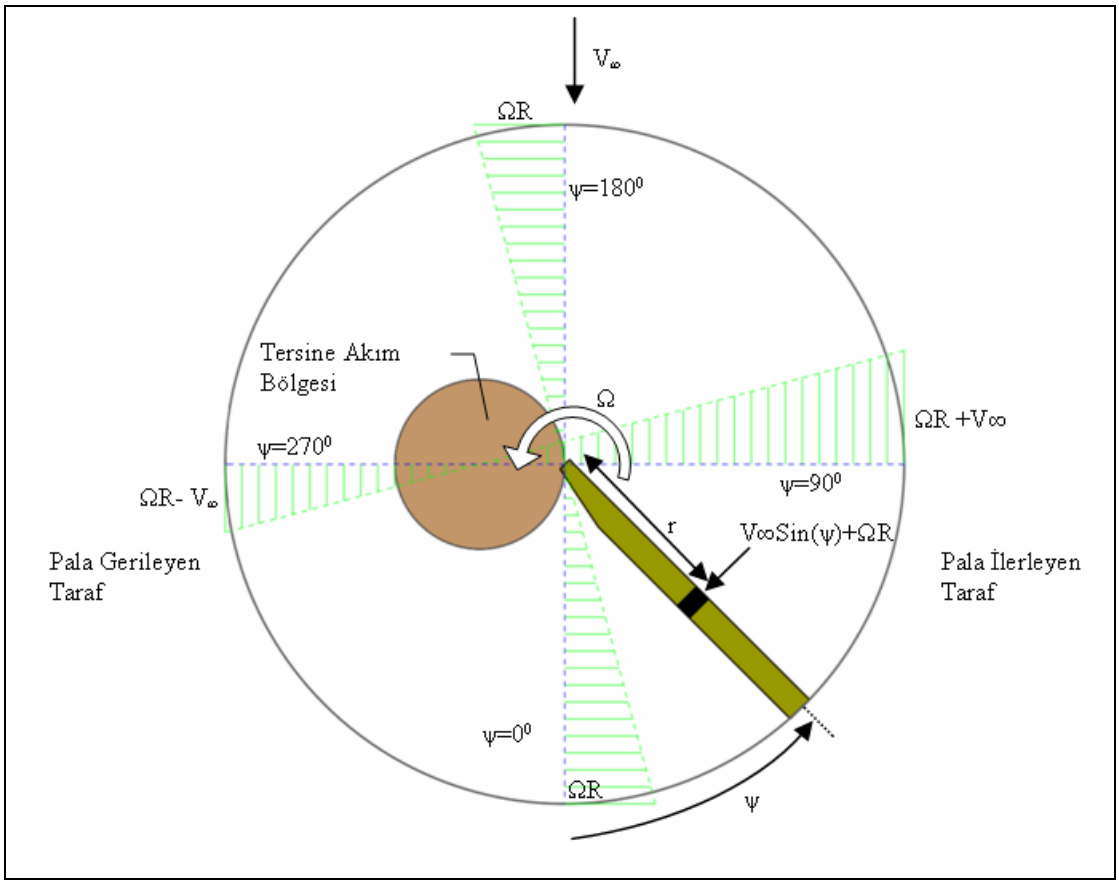
7.2 İleri Uçuş Performansı

İleri uçuş performansı hesaplamalarında, da pala elemanı kuramı kullanılır. Burada daha çok [39]'da önerilen yöntemler takip edilmiştir.

7.2.1 İleri Uçuş Performans Hesaplamaları

Düşey uçuş hesaplamalarından farklı olarak ileri uçuşta palanın radyal doğrultuda elemanlara bölünmesinin yanında, rotor diskinin de azimut boyunca sonlu sayıda elemana bölünmesi gerekir. Her bir disk elemanı için yerel yükler ve hızlar hesaplanır.

İleri uçuşta, ileri uçuş hızı ve pala açısal hızı bileşenlerinin toplamı, hem pala boyunca, hem de azimut boyunca değişmektedir. Asimetrik hız dağılımı beraberinde asimetrik yüklemeyi getirmektedir (Şekil 7.5).

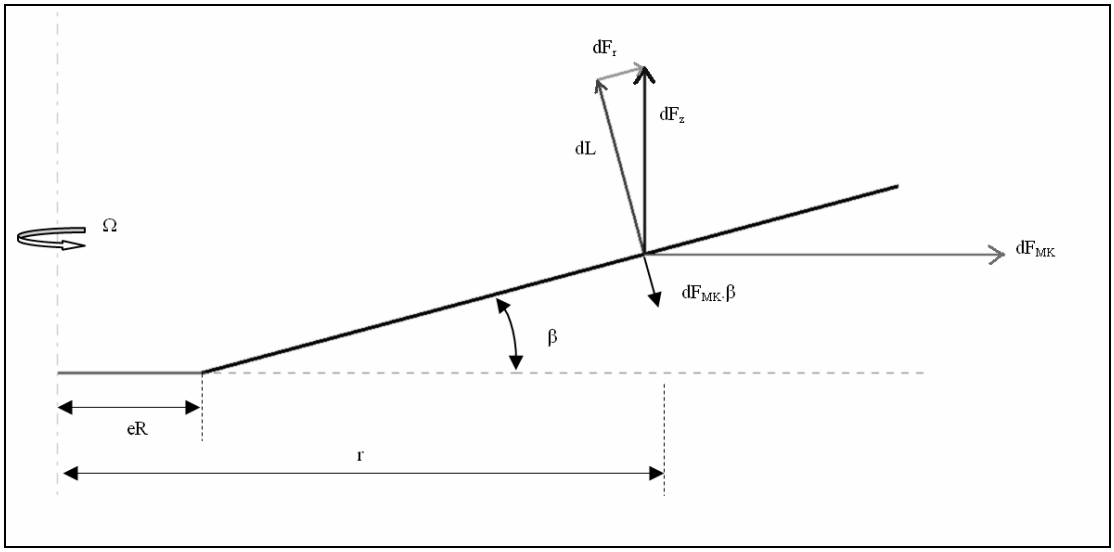


Şekil 7.5: İleri uçuşta disk boyunca hız değişimleri

Asimetrik yük dağılımını engellemek için, pala hücum açısı, azimut boyunca döner tabla mekanizması (swashplate) marifetiyle değiştirilir. Böylece kontrol açıları,

$$\theta = \theta_0 + \theta_{1c}\cos\psi + \theta_{1s}\sin\psi \qquad \textbf{(7.27)}$$

şeklinde olur. (Eğer burulma açısı varsa, Denkl. (7.27)'nin sağ tarafına eklenmelidir.) Pala üzerinde oluşan taşıma, atalet ve pala merkezkaç kuvvetlerinin doğal bir sonucu olarak, Şekil 7.6'daki gibi pala, çırpınma menteşesi etrafında dönerek uygun bir β açısı civarında dengeye gelecektir.

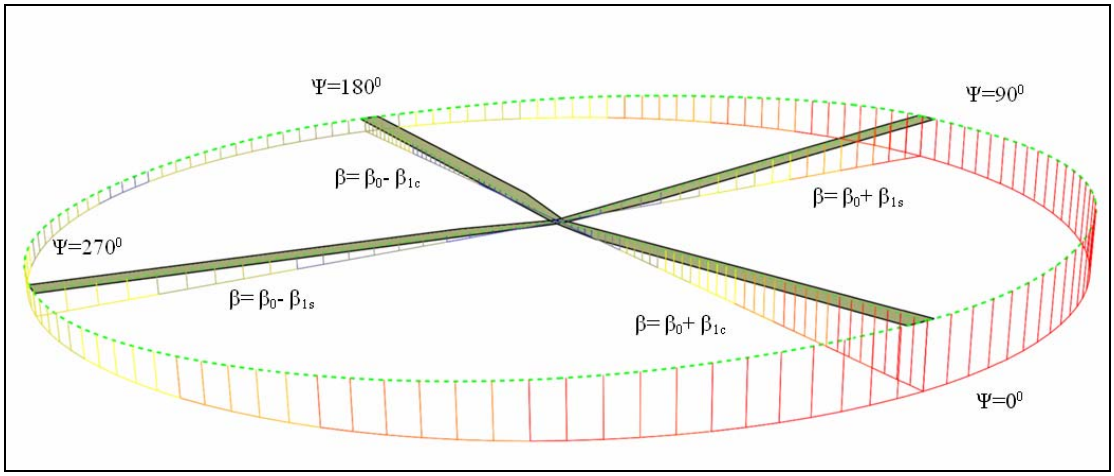


Şekil 7.6: Pala çırpınma açısı

Askı uçuşunda, β açısı koniklik açısı olarak adlandırılan β_0 açısıdır. Askı uçuşunda β_0 açısı sabit θ_0 açısı için sabittir ve azimut boyunca değişmemektedir. İleri uçuşta, farklı olarak β açısı sabit θ_0 için dahi azimut boyunca değişir. Zira simetrik yük dağılımının sağlanabilmesi için, toplam θ açısı azimut boyunca değişmektedir. Sonuç olarak β açısı azimut boyunca

$$\beta = \beta_0 + \beta_{1c}\cos\psi + \beta_{1s}\sin\psi \qquad \textbf{(7.28)}$$

şeklinde bir salınım yapar (Şekil 7.7).

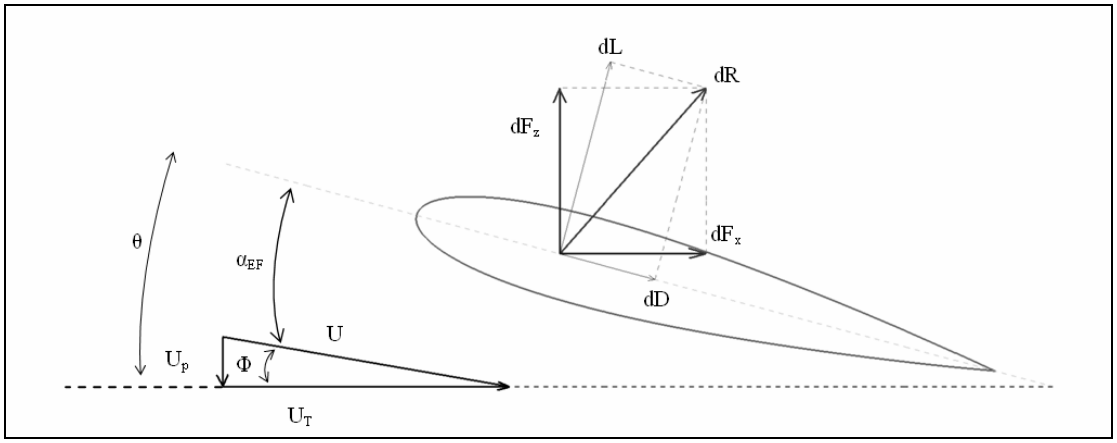


Şekil 7.7: Azimut boyunca çırpınma açısı değişimi

β açısı ve θ açısı arasında doğal bir ilişki vardır. Yani, β açısı, θ açısının bir sonucudur. β'yı hesaplamanın iki yolu vardır. Birincisi, çeşitli kabullerle birlikte analitik olarak çözmek, diğeri ise sayısal olarak β'yı hesaplamak. Analitik yöntem pek çok kabul içerdiğinden (lineer burulma, lineer ok açısı, ...) hazırlanan programın doğası gereği bu yöntem yerine sayısal yöntem tercih edilmiştir. Ancak sayısal

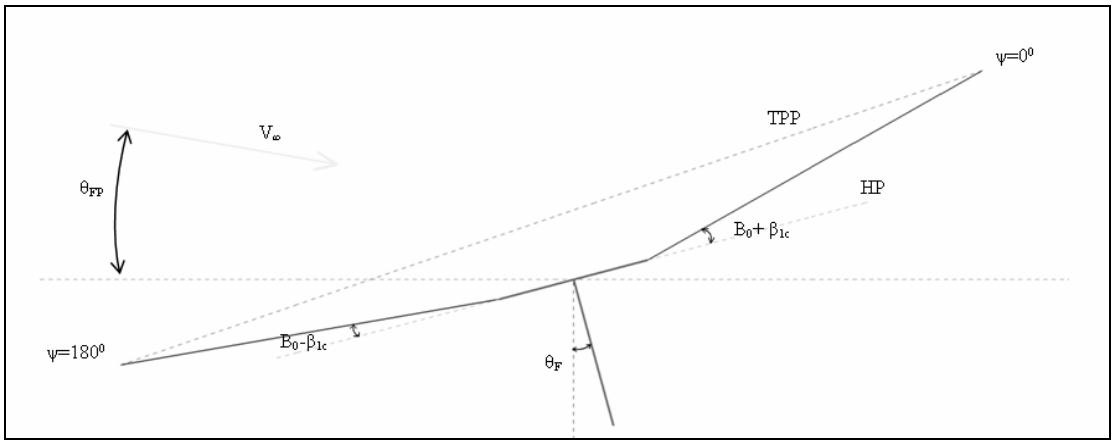
çözümleme yönteminin dezavantajı ise, β'nın azimut boyunca dağılımının harmonik çıkmama ihtimalidir. ROTAP'da çırpınma hareketinin hesabı Bölüm 7.2.2'de anlatılmıştır.

Düşey uçuş performans hesaplamalarında olduğu gibi ileri uçuş performans hesaplamalarında da pala, sonlu sayıda elemana bölünerek, her bir elemanın geometrisi ve üzerine gelen hız bileşenleri ve yerel yükler hesaplanır (Şekil 7.8).

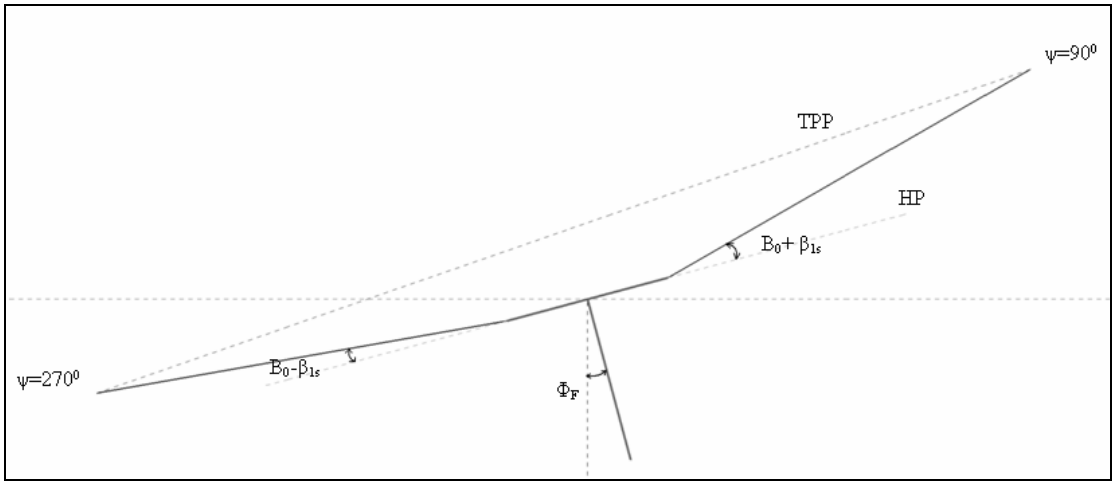


Şekil 7.8: Pala Elemanı üzerindeki hız ve yük bileşenleri

2 Boyutlu profil kuramı kullanılarak, yerel yükler hesaplanabilir. İlk olarak profil üzerine gelen hızların belirlenmesi gereklidir. Genellikle ileri uçuşta göbek düzlemi bir miktar öne doğru eğilmektedir. Ayrıca uçuş doğrultusu da Şekil 7.9 ve Şekil 7.10'da olduğu gibi yer düzlemine paralel olmayabilir.



Şekil 7.9: Boylamasına doğrultuda rotor ileri uçuşu



Şekil 7.10: Yanlamasına doğrultuda rotor ileri uçuşu

Şekil 7.9. ve 7.10'daki TPP düzlemleri daha iyi anlamak için Şekil 7.7 incelenebilir. Görüldüğü gibi ileri uçuş hızını Şekil 7.5'deki gibi tatbik edebilmek için ileri uçuş hızını yatay doğrultudaki bileşenini,

$$V_{IY} = V_{\infty} Cos(\theta_{FP} + \theta_F) \qquad \textbf{(7.29)}$$

şeklinde ifade etmek gerekir. Buradaki θ_F açısı, göbek düzleminin ilgili uçuş şartları için ne kadar ileri doğru eğilmesi gerektiğinin ifadesidir. Bu açı aynı zamanda, gövde açısı ile yerleştirme ana mil eğilme açısının toplamıdır.

$$\theta_F = \alpha_{FS} + i_S \qquad \textbf{(7.30)}$$

Bu açının değeri ancak dengeleme (Trim) analizleri sonucunda belirlenebilir. Dengeleme analizi Bölüm 7.2.4'de anlatılmıştır Dolayısıyla, ileri uçuş hızı yatay bileşeni ve dikey bileşeni,

$$V_{IY} = V_{\infty} Cos(\theta_{FP} + \theta_F) \qquad \textbf{(7.31)}$$

$$V_{ID} = V_{\infty} Sin(\theta_{FP} + \theta_F) \qquad \textbf{7.32)}$$

şeklindedir. İleri uçuş hızının, açısal hızdan kaynaklanan pala ucundaki çizgisel hıza oranına, uç hız oranı (advance ratio) denir.

$$\mu = \frac{V_{IY}}{\Omega R} \qquad \textbf{(7.33)}$$

Pala elemanı üzerine gelen diğer bir hız bileşeni ise içe akış hızıdır. İçe akış hızının hesaplanması için çeşitli modeller geliştirilmiştir. Bu çalışmada, Mangler&Squire içe akış modeli kullanılmıştır. İçe akış modeli, Bölüm 7.2.3'de anlatılmıştır.

$$\lambda = \lambda_C + \lambda_i = \frac{V_{ID} + v_i}{\Omega R} \tag{7.34}$$

Son hız bileşeni ise, pala çırpınma hareketinden kaynaklanan hızdır. Bunun değeri ise β açısının zamana göre türevidir. Yukarıdaki ifadeler bira araya getirildiğinde;

$$U_T = \Omega R(\frac{r}{R} + \mu Sin(\psi)) \tag{7.35}$$

$$U_P = \Omega R(\lambda + \frac{r\dot{\beta}}{\Omega R} + \mu\beta Cos(\psi)) \tag{7.36}$$

$$U_R = \Omega R(\mu Cos(\psi)) \tag{7.37}$$

olarak elde edilir. Burada, $\dot{\beta}$ çırpınma açısının zamana göre türevidir ve

$$\dot{\beta} = \frac{\partial\beta}{\partial t} = \Omega\frac{\partial\beta}{\partial\psi} = \Omega\overset{*}{\beta} \tag{7.38}$$

şeklinde yazılabilir. Çünkü $\psi=\Omega t$ *dir.*

Sonuç olarak bileşke hız:

$$U = \sqrt{U_T{}^2 + U_P{}^2} \tag{7.39}$$

İçe akış açısı:

$$\Phi = \tan^{-1}(\frac{U_P}{U_T}) \tag{7.40}$$

ve etkin hücum açısı:

$$\alpha_{EF} = \theta - \Phi \tag{7.41}$$

Profil tablolarından ilgili Mah sayısı ve α_{EF} için C_l ve C_d değerleri okunur. Bundan sonra yerel yüklerin hesabına geçilebilir.

$$dL = \frac{1}{2}\rho U^2 c C_l dr \tag{7.42}$$

$$dD = \frac{1}{2}\rho U^2 c C_d dr \tag{7.43}$$

Sonuç olarak, yatay ve düşey yükler,

$$dF_Z = dLCos(\Phi) - dDSin(\Phi) \tag{7.44}$$

$$dF_X = dLSin(\Phi) + dDCos(\Phi) \tag{7.45}$$

$$dF_R = -F_Z Sin(\beta) \tag{7.46}$$

olarak bulunur. Toplam yükler ise yerel yüklerin integrasyonu ile bulunur. Buna göre;

Rotor itkisi:

$$T_{MR} = \frac{N_b}{2\pi}\int_0^{2\pi}\int_{r_0}^{R} dF_Z d\psi \tag{7.47}$$

Rotor sürükleme kuvveti:

$$H_{MR} = \frac{N_b}{2\pi}\int_0^{2\pi}\int_{r_0}^{R} [dF_X Sin(\psi) + dF_R Cos(\psi)] d\psi \tag{7.48}$$

Rotor yan kuvveti:

$$Y_{MR} = \frac{N_b}{2\pi}\int_0^{2\pi}\int_{r_0}^{R} [-dF_X Cos(\psi) + dF_R Sin(\psi)] d\psi \tag{7.49}$$

Rotor torku:

$$Q_{MR} = \frac{N_b}{2\pi}\int_0^{2\pi}\int_{r_0}^{R} r dF_X d\psi \tag{7.50}$$

Rotor yuvarlanma momenti:

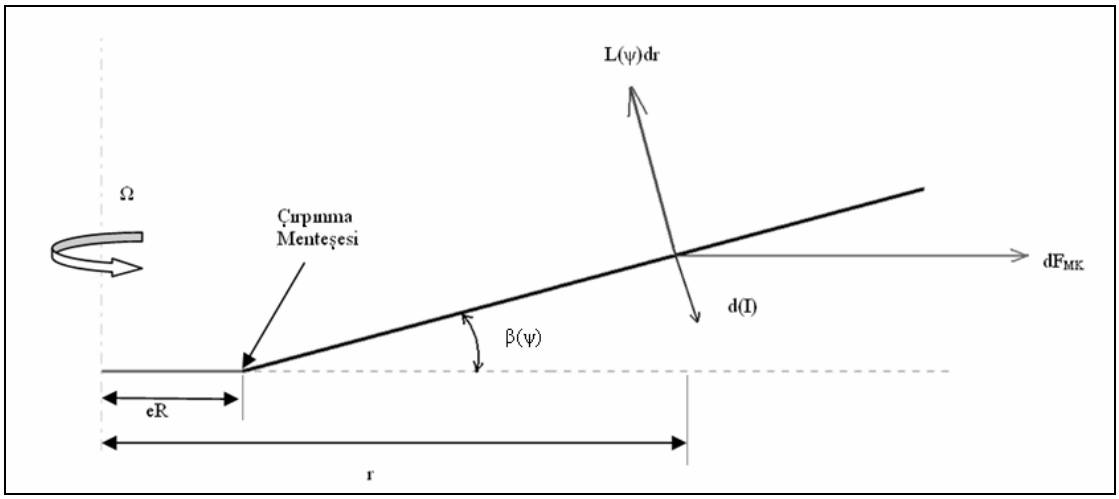
$$M_{XMR} = \frac{N_b}{2\pi}\int_0^{2\pi}\int_{r_0}^{R} r dF_Z Sin(\psi) d\psi \tag{7.51}$$

Rotor yunuslama momenti:

$$M_{YMR} = \frac{N_b}{2\pi} \int_0^{2\pi} \int_{r_0}^{R} r dF_Z Cos(\psi) d\psi \qquad \textbf{(7.52)}$$

7.2.2 Çırpınma Hareketi

Pala üzerindeki aerodinamik, atalet ve merkezkaç kuvvetlerinin çırpınma menteşesindeki momentlerinin toplamı sıfırdır. Pala üzerindeki aerodinamik yüklerin dağılımı kontrol açıları neticesinde değiştiğinden *β(ψ)* açısı da azimut boyunca değişir (Şekil 7.11).



Şekil 7.11: Pala çırpınma hareketi

$$\int_{eR}^{R} d(M_{MK}) + \int_{eR}^{R} d(I_b) + \int_{eR}^{R} d(M_\beta) = 0 \qquad \textbf{(7.53)}$$

Burada M_{MK} *ve* M_β çırpınma menteşesi etrafındaki aerodinamik ve merkez kaç kuvvetlerinin momentlerini ifade etmektedir.

Yukarıdaki ifadeden de anlaşılacağı üzere pala ağırlığının bilinmesi gerekmektedir. Eğer ağırlık değeri bilinmiyorsa ki ön tasarım aşamasında ağırlığın önceden bilinmesi mümkün olmayabilir, bu durumda ROTAP'da istatiksel verilerden elde edilmiş ampirik denklem yardımıyla ağırlık kestirimi yapılır.

$$M_b = 4.448\left(0.026 N_b^{\,0.66} c R^{1.3} v_t^{\,0.67}\right) \qquad \textbf{(7.54)}$$

(M_b=m(R-r_0R) olmak üzere)

Hareket denklemimiz,

$$\int_{eR}^{R} m\Omega^2 \beta r(r-eR)dr + \int_{eR}^{R} m\ddot{\beta}(r-eR)^2 dr - \int_{eR}^{R} L(\psi)(r-eR)dr = 0 \qquad \textbf{(7.55)}$$

olur. Çırpınma menteşesi civarındaki kütlesel atalet momenti:

$$I_b = \int_{eR}^{R} m(r-eR)dr \qquad \textbf{(7.56)}$$

Boyutsuz çırpınma frekansı,

$$\nu_\beta = \sqrt{1 + \frac{3e}{2(1-e)}} \qquad \textbf{(7.57)}$$

olmak üzere, çırpınan palanın hareket denkliği:

$$\overset{**}{\beta} + \nu_\beta{}^2 \beta = \frac{1}{I_b \Omega^2} \int_{eR}^{R} L(\psi)(r-eR)dr \qquad \textbf{(7.58)}$$

L(ψ), bir *ψ* açısındaki ve pala üzerinde bir *r* konumundaki taşıma değeridir. Yani;

$$L(\psi) = \frac{1}{2}\rho U(\psi, r)^2 c C_l dr \qquad \textbf{(7.59)}$$

$\psi = \Omega t$ Olduğundan,

$$\dot{\beta} = \frac{\partial \beta}{\partial t} = \Omega \frac{\partial \beta}{\partial \psi} = \Omega \overset{*}{\beta} \text{ ve } \ddot{\beta} = \frac{\partial^2 \beta}{\partial t^2} = \Omega^2 \frac{\partial^2 \beta}{\partial \psi^2} = \Omega^2 \overset{**}{\beta} \qquad \textbf{(7.60)}$$

şeklinde yazılabilir. Bu denkliği analitik olarak çözmek mümkün değildir. Ancak sayısal olarak çözebiliriz. Çözüm için,

$$\beta(\psi) = \beta_0 + \beta_{1c} Cos(\psi) + \beta_{1s} Sin(\psi) \qquad \textbf{(7.61)}$$

kabulüyle ROTAP'ta nümerik olarak çırpınma hareket denkliği elde edilir. Başlangıçta *β₀, β₁c ve β₁s* sıfır olarak kabul edilerek iterasyona başlanır. *ψ* azimut açısının 0, 90, 180 ve 270 derece değerleri için Denkl. (7.58) çözülür.

ψ = 0^0 için $\beta = \beta_0 + \beta_{1c}$ **(7.62)**

ψ = 90^0 için $\beta = \beta_0 + \beta_{1s}$ **(7.63)**

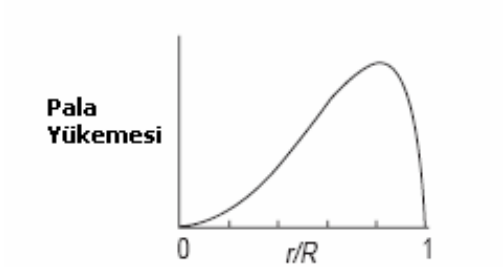
$$\psi = 180^0 \text{ için} \quad \beta = \beta_0 - \beta_{1c} \tag{7.64}$$

$$\psi = 270^0 \text{ için} \quad \beta = \beta_0 - \beta_{1c} \tag{7.65}$$

(7.62 – 7.65) denklemlerinde yeni β_0, β_{1c} ve β_{1s} elde edilir. Bu değerler başlangıçtaki değerleri ile karşılaştırılır ve aradaki fark yeterince küçük oluncaya kadar iterasyona devam edilir. (7.62 – 7.65) denklemlerinde birden fazla β_0 elde edilebilir. Dolayısıyla β_0 bulunurken dört eşitliğin ortalaması alınır. Daha hassas sonuç alınmak isteniyorsa tüm azimut açıları için, çırpınma açısı değerleri hesaplanıp, (7.60) denklemindeki fonksiyon, elde edilen noktalara uydurularak sonuca ulaşılabilir.

7.2.3 İçe Akış Modeli

Yerel hızların, dolayısıyla yerel yüklerin hesaplanabilmesi için, düşey hız bileşeninin bir elemanı olan içe akış hızının hesaplanması gerekmektedir. Literatürde içe akış hızı ile ilgili olarak geliştirilmiş pek çok model vardır. Bunların bir kısmı düzgün (uniform) bir kısmı ise düzgün olmayan içe akış dağılımı yaklaşımına dayanmaktadır. Genel olarak düzgün olmayan içe akış dağılımı yaklaşımlı modeller, daha başarılı sonuçlar vermektedirler ki bunların en gelişmişleri vortex kuramına dayalı olanlardır. ROTAP'da düzgün olmayan içe akış yaklaşımlı Mangler & Squire içe akış modeli kullanılır. Mangler & Squire içe akış modelinde, pala üzerinde iki tip genel C_T dağılımının olduğu kabulü ile hareket edilir (Şekil 7.12) [38]. Tip1 ve Tip3 yükleme modellerinin lineer birleşimi ile doğru içe akış oranına ulaşılmaya çalışılır.



Şekil 6.12: Mangler Tarafından Kabul Edilen TİP3 Rotor Yüklemesi

$$\Delta p_m \propto r^{m-1}\sqrt{1-r^2} \quad \text{(m=1,3)} \tag{7.66}$$

Mangler & Squire'ın elde ettiği içe akış oranı denkliği,

$$\lambda_i = 4\lambda_0[\frac{1}{2}c_0 + \sum_{n=1}^{\infty}(-1)^n c_n(r,\alpha)Cos(n\psi)] \tag{7.67}$$

şeklindedir. Burada λ_0 momentum kuramından, ortalama içe akış oranı ve değeridir

$$\lambda_0 = \mu \tan(\alpha_{TPP}) + \frac{C_T}{2\sqrt{\mu^2 + \lambda_0^{\,2}}} \qquad \textbf{(7.68)}$$

C_T ise,

$$C_T = \frac{W_g}{\frac{1}{2}\rho(\pi R^2)v_t^{\,2}} \qquad \textbf{(7.69)}$$

şeklindedir. λ_0 iteratif olarak hesaplanır ve başlangıç değeri olarak $\sqrt{C_T/2}$ alınır. Denkl. (7.67)'deki C_n ifadeleri Tip1 ve Tip3 yüklemeleri için değişmektedir.

TİP1 yükleme durumunda

$$c_0 = \frac{3}{4}\vartheta \qquad \textbf{(7.70)}$$

$$c_1 = -\frac{3\pi}{16}\sqrt{1-\vartheta^2}\left(\frac{1-\sin\alpha_{TPP}}{1+\sin\alpha_{TPP}}\right)^{1/2} \qquad \textbf{(7.71)}$$

$n \geq 2$ çift sayılar için

$$c_n = (-1)^{\frac{n-2}{2}}\left(\frac{3}{4}\right)\left(\frac{\vartheta+n}{n^2-1}\right)\left(\frac{1-\vartheta}{1+\vartheta}\right)^{n/2}\left(\frac{1-Sin\alpha_{TPP}}{1+Sin\alpha_{TPP}}\right)^{n/2} \qquad \textbf{(7.72)}$$

$n \geq 3$ tek sayılar için

$c_n = 0$

TİP3 yükleme durumunda

$$c_0 = \frac{15}{8}\vartheta(1-\vartheta^2) \qquad \textbf{(7.73)}$$

$$c_1 = -\frac{15\pi}{256}(5-9\vartheta^2)\sqrt{1-\vartheta^2}\left(\frac{1-Sin\alpha_{TPP}}{1+Sin\alpha_{TPP}}\right)^{1/2} \qquad \textbf{(7.74)}$$

$$c_3 = \frac{45\pi}{256}(1-\vartheta^2)^{3/2}\left(\frac{1-sin\alpha_{TPP}}{1+sin\alpha_{TPP}}\right)^{3/2} \qquad \textbf{(7.75)}$$

$n \geq 2$ çift sayılar için

$$c_n = (-1)^{\frac{n-2}{2}} \left(\frac{15}{8}\right)\left[\left(\frac{\vartheta + n}{n^2 - 1}\right)\left(\frac{9\vartheta^2 + n^2 - 6}{n^2 - 9}\right) + \left(\frac{3\vartheta}{n^2 - 9}\right)\right] x \left(\frac{1-\vartheta}{1+\vartheta}\right)^{n/2} \left(\frac{1 - sin\alpha_{TPP}}{1 + sin\alpha_{TPP}}\right)^{n/2}$$

(7.76)

$n \geq 5$ tek sayılar için

$c_n = 0$

Her iki yükleme durumunda da

$$\vartheta^2 = 1 - \left(\frac{r}{R}\right)^2 \qquad \textbf{(7.77)}$$

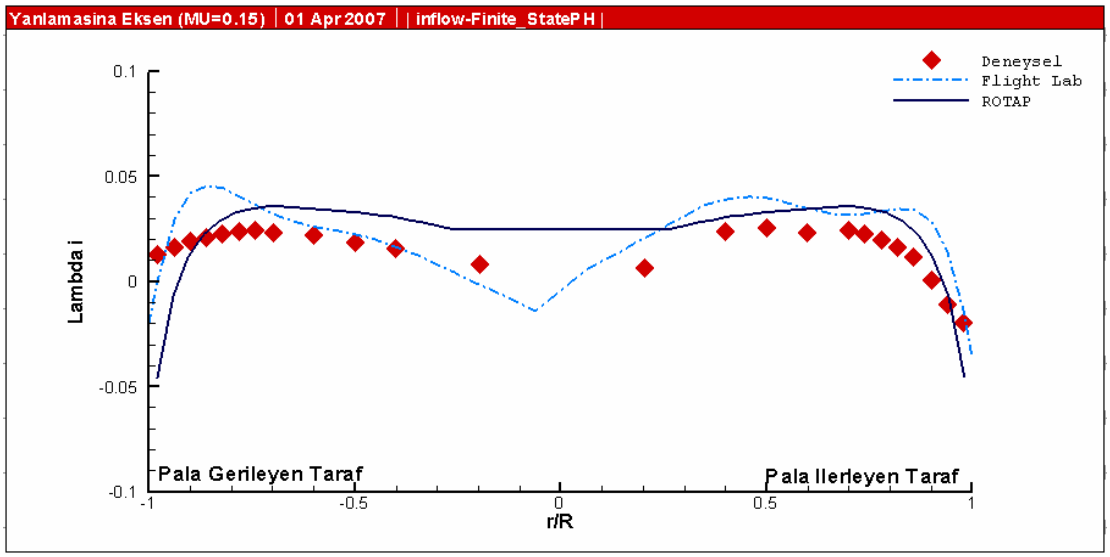
Mangler & Squire modeli ile içe akış oranının hesabında [38] ve [39]'da TIP1 ve TIP3 yüklemelerinin ortalaması alınmasının yeterli olacağı belirtilmekle birlikte, [38]'de rotor diski merkezi ve ucunda TIP3 yüklemesinin, aradaki bölgede ise TIP1 yüklemesinin daha etkin olduğu belirtilmiştir. Bu nedenle ROTAP'da TIP3 yüklemesinin pala kökü ve uçlarında daha yüksek orana sahip olacak şekilde çözüme ulaşılmaktadır. ROTAP'da yazılan içe akış hesaplamalarının sağlaması amacıyla, [62] ve [63]' de verilen deneysel sonuçlar ve FlightLab den elde edilen sonuçlar ile kıyaslanmıştır.

Deneysel rotor modeli Tablo 7.1 de verilmiştir.

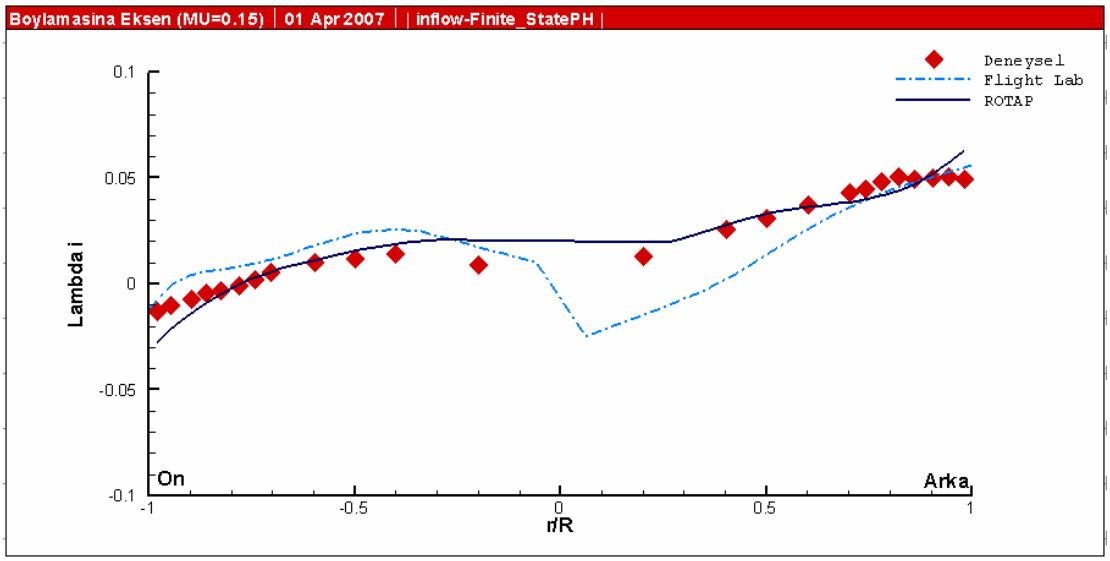
Tablo 7.1: İçe akış hesabında kullanılan deneysel rotor modeli

Yarıçap	0.8606 m
Kök veteri	0.0660 m
Uç veteri	0.0660 m
Pala sayısı	4
Kök açıklığı	0.24R
Çırpınma menteşesi	0.06R
Ok açısı	0 deg
Profil	NACA 0012
Burulma	-8 deg
Yerleştirme Koniklik	0
C_T	0.0065
Katılık Oranı	0.0977
Uç Mah Say.	0.55
Mil Eğilme Açısı	3 deg
Ortalama Koniklik Açısı	1 deg
Sivrilme Oranı	1

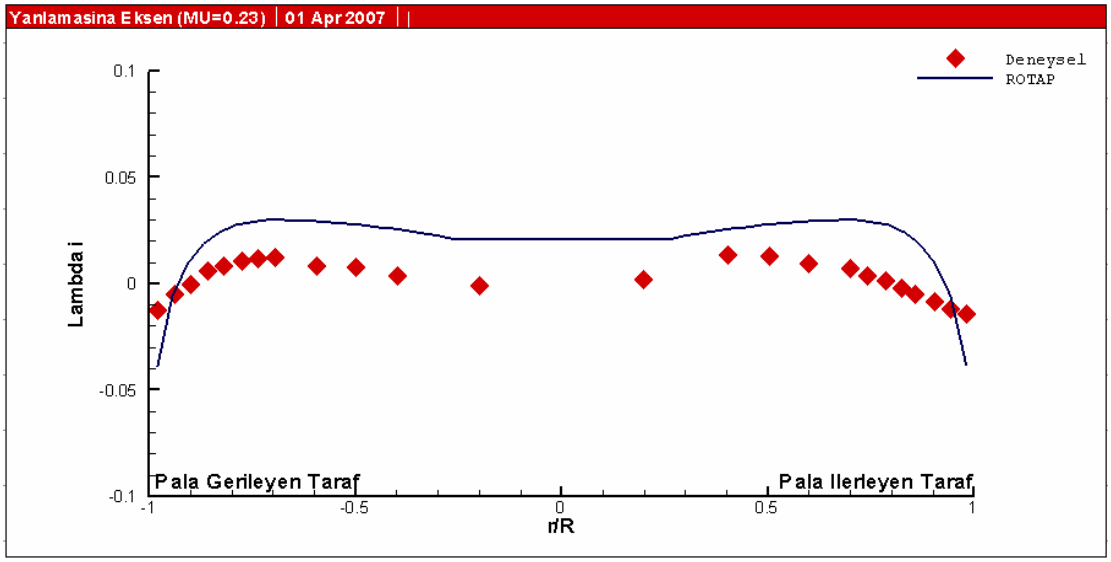
Tablo 7.1 de verilen rotor konfigürasyonunun işe akış oranı, uç hız oranının 0.15 ve 0.23 olduğu durumlar için deniz seviyesi uçuş şartlarında, ROTAP'da çözülmüştür. Elde edilen içe akış oranının disk üzerindeki dağılımı, deneysel ve FlightLab sonuçları ile karşılaştırılarak, Şekil 7.13 a, b ve Şekil 7.14 a, b de verilmiştir.



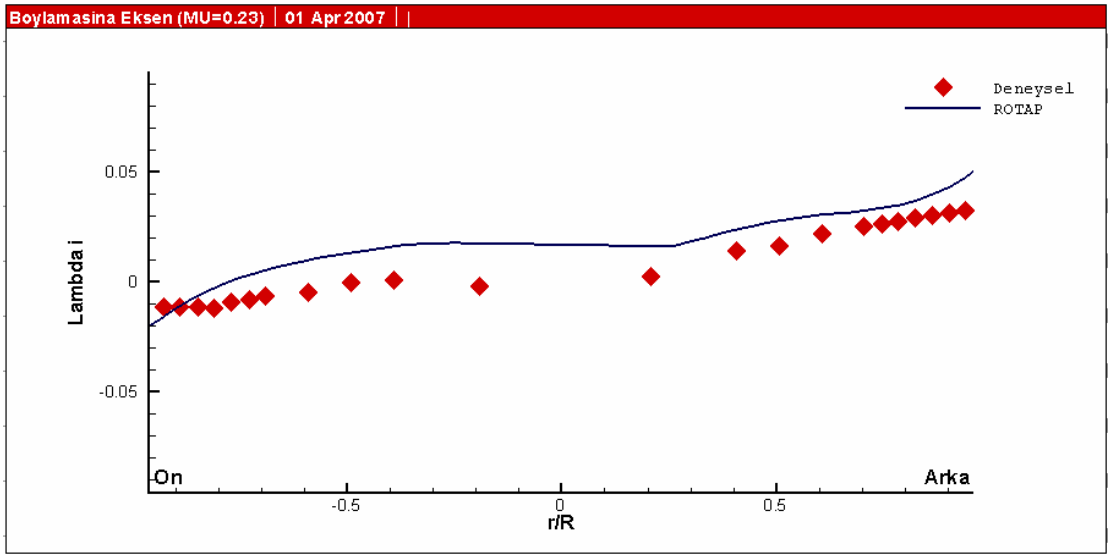
Şekil 7.13 a: μ=0.15 için yanlamasına eksen



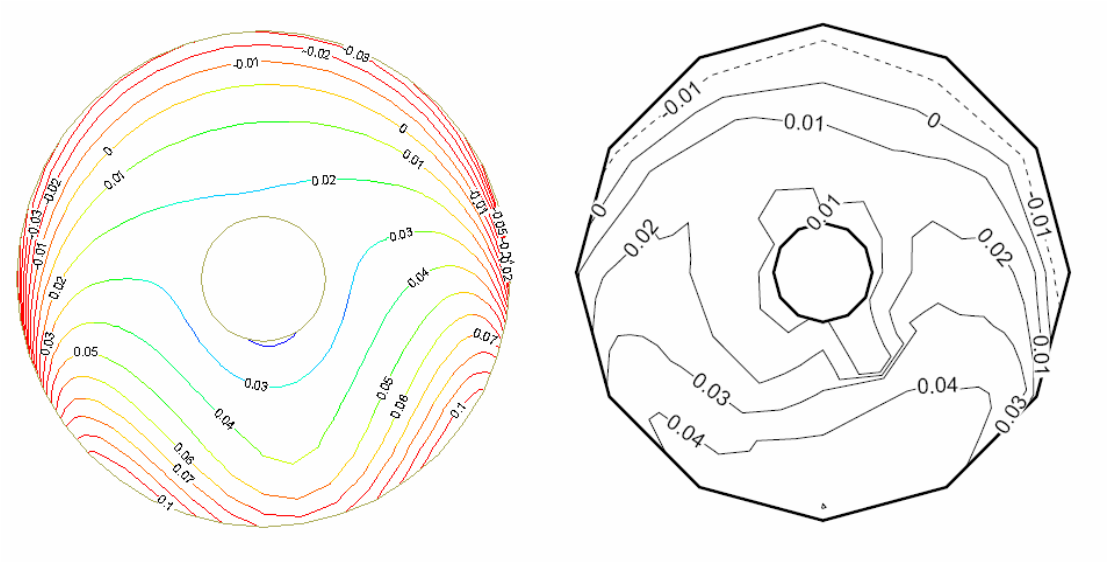
Şekil 7.13 b: μ=0.15 için boylamasına eksen



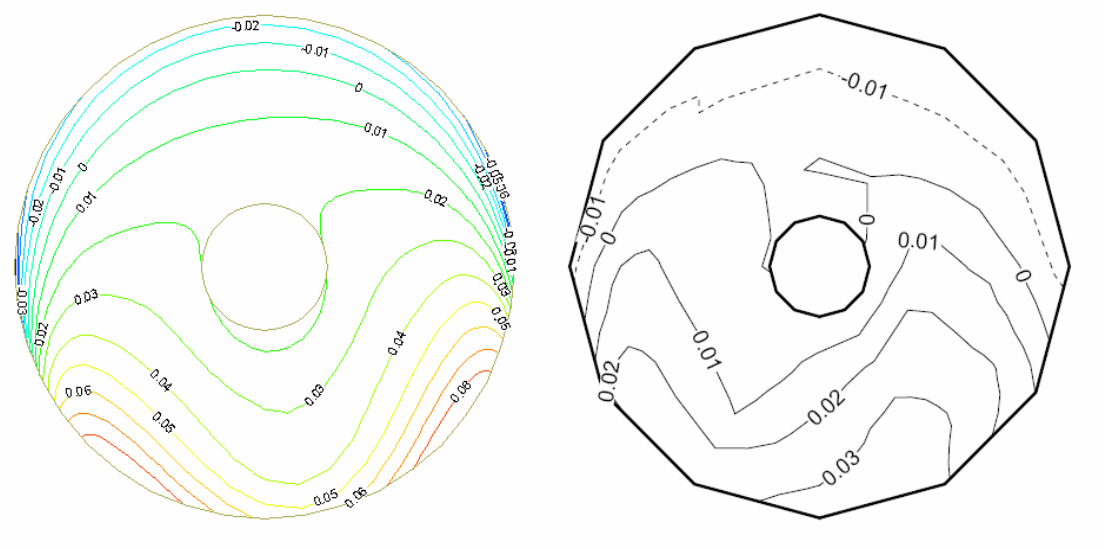
Şekil 7.14 a: μ=0.23 için yanlamasına eksen



Şekil 7.14 b: μ=0.23 için boylamasına eksen



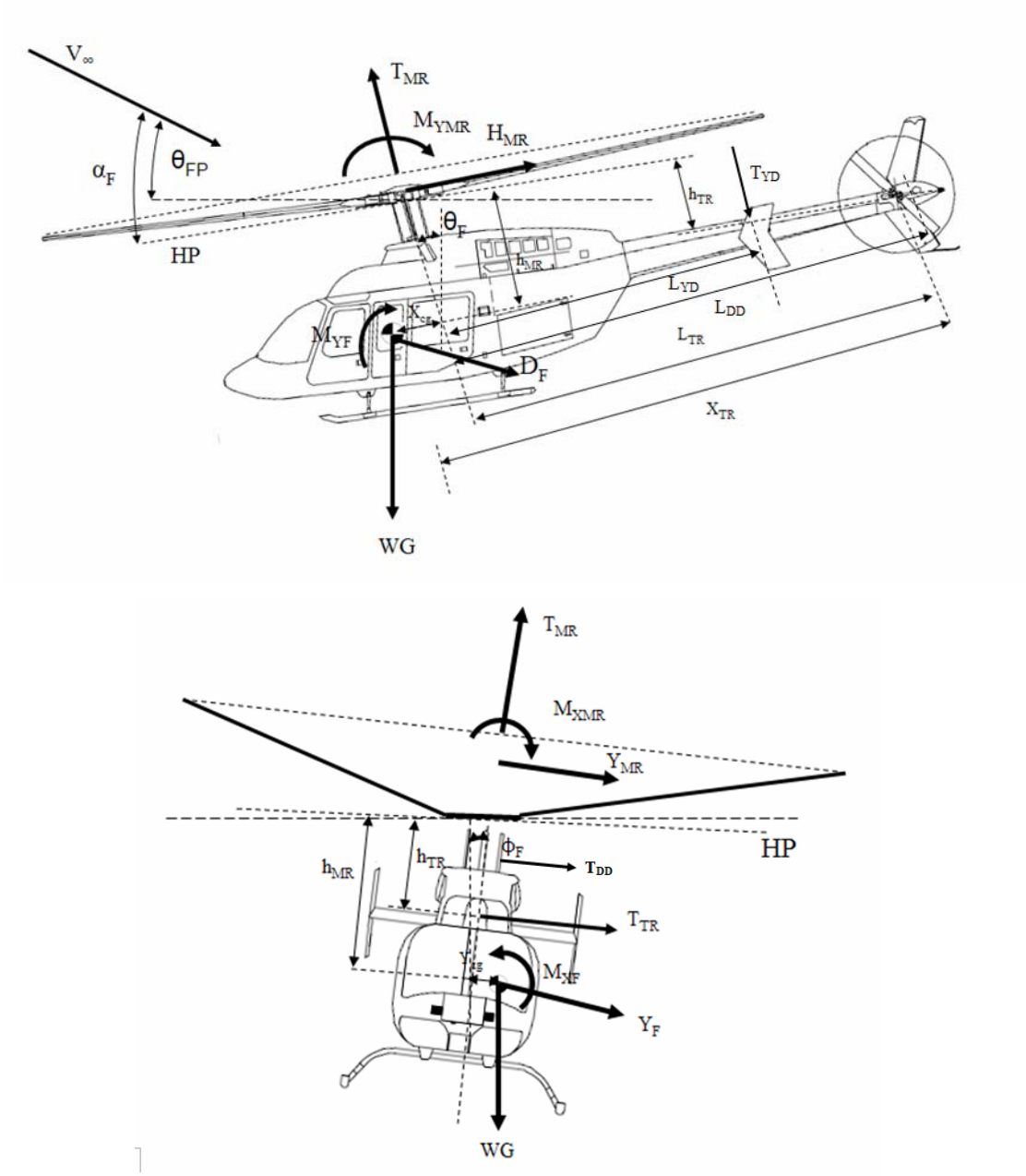
Şekil 7.15 a: μ=0.15 İçe akış oranı disk dağılımı (ROTAP sol, deneysel sağ)



Şekil 7.15 b: μ=0.23 İçe akış oranı disk dağılımı (ROTAP sol, deneysel sağ)

7.2.4 İleri Uçuş Dengeleme (Trim) Analizi

İleri uçuş sırasında helikopter üzerindeki toplam kuvvet ve momentlerin sıfır olması gerekir. İleri uçuş performans modülünde, tüm parametreleri belirli bir helikopterin rotorunun, istenen uçuş şartlarında, verilen kontrol açıları ile ürettiği yük ve momentler ve güç hesabı yapılmaktadır. Helikopter üzerinde ana rotordan başka, kuyruk rotoru, gövde, yatay ve düşey dengeleyiciler de çeşitli kuvvet ve momentlerin oluşmasına sebep olurlar. Dengeleme analizinde, helikopter üzerindeki kuvvet ve momentlerin dengelenebilmesi için gerekli olan kontrol açıları bulunur. Şekil 7.16'da bir helikopter üzerindeki tüm kuvvet ve momentler gösterilmiştir.



Şekil 7.16: Helikopter üzerindeki toplam yük ve momentler

Helikopter üzerindeki kuvvet ve moment denklikleri:

$$W_G - T_{MR}\cos(\theta_F)\cos(\phi_F) + D_F\sin(\theta_{FP}) - H_{MR}\sin(\theta_F) + Y_{MR}\sin(\phi_F) + Y_{TR}\sin(\phi_F) + T_{YD} = 0 \quad \textbf{(7.78)}$$

$$D_F\cos(\theta_{FP}) + H_{MR}\cos(\theta_F) - T_{MR}\sin(\theta_F)\cos(\phi_F) = 0 \quad \textbf{(7.79)}$$

$$Y_{MR}\cos(\phi_F) + T_{TR}\cos(\phi_F) + T_{MR}\cos(\theta_F)\sin(\phi_F) = 0 \quad \textbf{(7.80)}$$

$$M_{yMR} + M_{yF} - W_G\left(x_{cg}\cos(\theta_F) - h_{MR}\sin(\theta_F)\right) - D_F\cos(\theta_F)\left(h_{MR}\cos(\theta_F) + x_{cg}\sin(\theta_F)\right) + T_{YD}L_{YD} = 0 \quad \textbf{(7.81)}$$

$$M_{xMR} + M_{xF} + T_{TR}h_{TR} + W_G\left(h_{MR}\sin(\phi_F) - y_{cg}\cos(\phi_F)\right) = 0 \quad \textbf{(7.82)}$$

$$Q_{MR} - T_{TR}L_{TR} - T_{DD}L_{DD} = 0 \quad \textbf{(7.83)}$$

Denkl. (7.83),

$$T_{TR} = \frac{Q_{MR}}{L_{TR}} - \frac{T_{DD}}{L_{DD}} \quad \textbf{(7.84)}$$

şeklinde düzenlenerek Denkl. (7.80) ile Denkl. (7.82)'de yerlerine yazılabilir. Bazı basitleştirmeler ile toplam kuvvet ve moment denklikleri

$$W_G - T_{MR}\cos(\theta_F)\cos(\phi_F) + T_{YD} = 0 \quad \textbf{(7.85)}$$

$$D_F\cos(\theta_{FP}) + H_{MR}\cos(\theta_F) - T_{MR}\sin(\theta_F)\cos(\phi_F) = 0 \quad \textbf{(7.86)}$$

$$Y_{MR}\cos(\phi_F) + \left(\frac{Q_{MR}}{L_{TR}} - \frac{T_{DD}}{L_{DD}}\right)\cos(\phi_F) + T_{MR}\cos(\theta_F)\sin(\phi_F) = 0 \quad \textbf{(7.87)}$$

$$M_{yMR} + M_{yF} - W_G\left(x_{cg}\cos(\theta_F) - h_{MR}\sin(\theta_F)\right) - D_F\cos(\theta_F)\left(h_{MR}\cos(\theta_F) + x_{cg}\sin(\theta_F)\right) + T_{YD}L_{YD} = 0 \quad \textbf{(7.88)}$$

$$M_{xMR} + M_{xF} + \left(\frac{Q_{MR}}{L_{TR}} - \frac{T_{DD}}{L_{DD}}\right)h_{TR} + W_G\left(h_{MR}\sin(\phi_F) - y_{cg}\cos(\phi_F)\right) = 0 \quad \textbf{(7.89)}$$

şeklinde elde edilir. Böylece beş bilinmeyenli beş denklem elde edilmiş olunur.

Bilinmeyenler:

θ_0 , θ_{1c} , θ_{1c} , θ_F ve ϕ_F dir. ROTAP da denklem sistemi IMSL Kütüphanesi [59] yardımıyla NEQNF fonksiyonu kullanılarak çözülür. Tüm bilinmeyenlerin başlangıç değeri sıfır olarak alınır. Ancak lineer olmayan çözüm yöntemi, başlangıç değerlerine çok hassastır ve ROTAP, ıraksama durumunda başlangıç değerleri için farklı tahminler yaparak çözüme ulaşmaya çalışır. Eğer dengeleme analizinin sonucu başarısız olursa denge başarım değeri '0' atanarak, ilgili verilerin helikopter değişkenleri matrisinden silinmesi sağlanır.

Ana rotor kontrol açılarının hesaplanmasından sonra, kuyruk rotoru kontrol açısı hesaplanır. Kuyruk rotorunun, dengeleme analizi sırasında hesaplanan ve sağlaması gereken itkiyi verecek kontrol açısı hesaplanır. Bu kontrol açısı için bulunan güç değeri toplam güce eklenir.

x_{cg} ve y_{cg} değerleri ana rotor ekseninin helikopter ağırlık merkezine yatay ve düşeydeki uzaklıklarıdır. ROTAP'da bu değerlerin varsayılanı '0' dır. Kullanıcı isterse değişiklik yapabilir. M_{xF} ve M_{yF} gövde momentleri varsayılan değerleri de '0' dır. Bunlarda da kullanıcı, değişiklik yapabilir. Analizler için gerekli bir diğer gövde verisi ise gövde sürüklemesidir. Gövde sürüklemesi özellikle yüksek ileri hızlarda güç gereksiniminde ciddi artışlara neden olmaktadır. Bu yüzden önemlidir. Ön tasarımda gövde sürüklemesine ilişkin yeterli verinin olmaması beklenen bir durumdur. Bu nedenle, istatiksel verilerden elde edilmiş sürükleme değerleri kullanılabilir.

Gövde sürüklemesi

$$D_F = \frac{1}{2}\rho f V^2 \qquad \textbf{(7.90)}$$

Burada f düzlemsel sürükleme alanıdır. f değeri, gövde hücum açısı ile birlikte değişir. Bu nedenle f, gövde hücum açısının bir fonksiyonu şeklinde yazılabilir.

$$f = A\alpha_F{}^2 + B\alpha_F + C \qquad \textbf{(7.91)}$$

ROTAP'ta f'nin (7.91)'deki fonksiyonun katsayıları cinsinden ifade edilmesi gerekir. ROTAP'ta gövde sürüklemesi üç farklı yöntemle hesaba katılabilir. Birincisi, kullanıcı gövde sürüklemesinin gerçek değerini biliyorsa, f fonksiyonunun katsayılarını direk kendisi girebilir. İkinci olarak [39]' da toplam ağırlığa göre tanımlanmış ampirik sürükleme denklemleridir.

Temiz gövde:

$$f = 0.117\sqrt{W_G} \qquad \textbf{(7.92)}$$

Genel gövde:

$$f = 0.26\sqrt{W_G} \qquad \textbf{(7.93)}$$

Bu yöntemde, gövde sürüklemesi sabittir ve gövde hücum açısıyla değişmez. Üçüncü yöntemde ise, kullanıcının kendi verdiği ya da (7.91), (7.92)

denklemlerinden elde edilmiş f değerinin, [40]' da verilen örnek helikopterin sürükleme katsayıları ile orantılanarak bulunabilir.

Son olarak dengeleme analizinde hesaba katılan düzeltme ise, kuyruk rotoru, düşey dengeleyici etkileşiminden kaynaklanan kayıptır. [39] ve [40]' da bu kayıplarla ilgili değerler, rotor ile düşey dengeleyici arasındaki açıklık ve etkileşimdeki alan cinsinden verilmiştir. ROTAP'ta tasarım girdileri bölümünde F/T değeri kullanıcı tarafından girilebilir.

$$T_{TR-net} = T_{TR=gercek}(1 - F/T) \qquad \textbf{(7.94)}$$

F/T nin ROTAP'ta varsayılan değeri '0.05' dir.

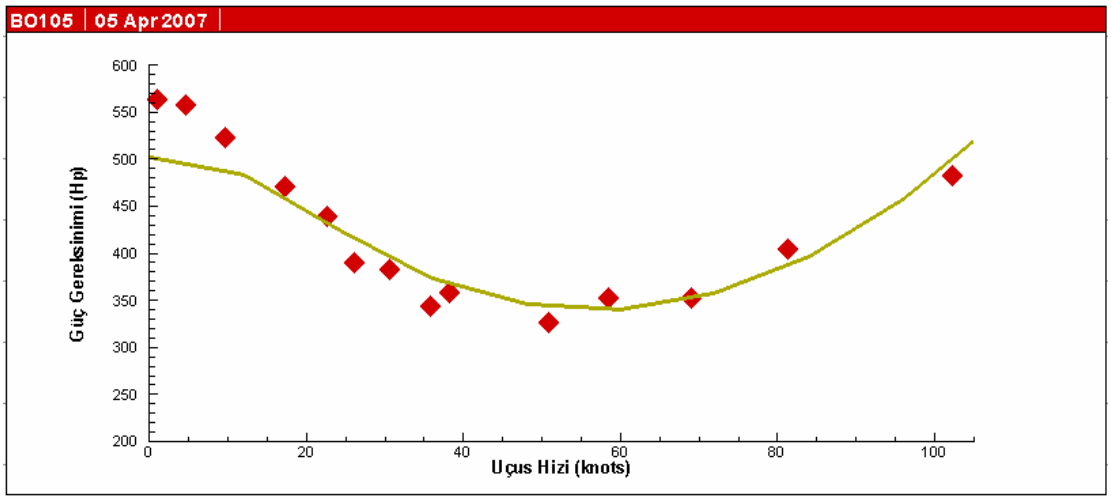
ROTAP'ın ileri uçuş performans ve dengeleme analizi becerisini kontrol etmek amacıyla [64] ve [65]' de verilen deneysel sonuçlar ile sağlaması yapılmıştır.

İlk olarak Bo105 helikopterinin deneysel sonuçları ile ROTAP analiz sonuçları kıyaslanmıştır. Tablo 7.2'de BO105 helikopterinin parametreleri yer almaktadır.

Tablo 7.2: BO105 helikopteri parametreleri

Ana Rotor	
Pala Sayısı	4
Yarı Çapı	4.91 (m)
Veter	0.27 (m)
Açısal Hız	44.4 (rad/s)
Uç Hızı	218.15 (m/s)
Profil	NACA 23012
Kök Açıklığı	0.224
Burulma	-6.2 deg
Katılık Oranı	0.07
Gövde	
W_G	21574.63 (kg m/s^2)
h_{MR}	0.96 (m)
Kuyruk Rotoru	
Pala Sayısı	2
Yarı Çapı	0.97 (m)
Veter	0.18 (m)
Açısal Hız	233 (rad/s)
Uç Hızı	221.35 (m/s)

BO105 helikopteri için deniz seviyesinde, ileri uçuş performans ve dengeleme analizi sonuçları Şekil 7.17' de verilmiştir.



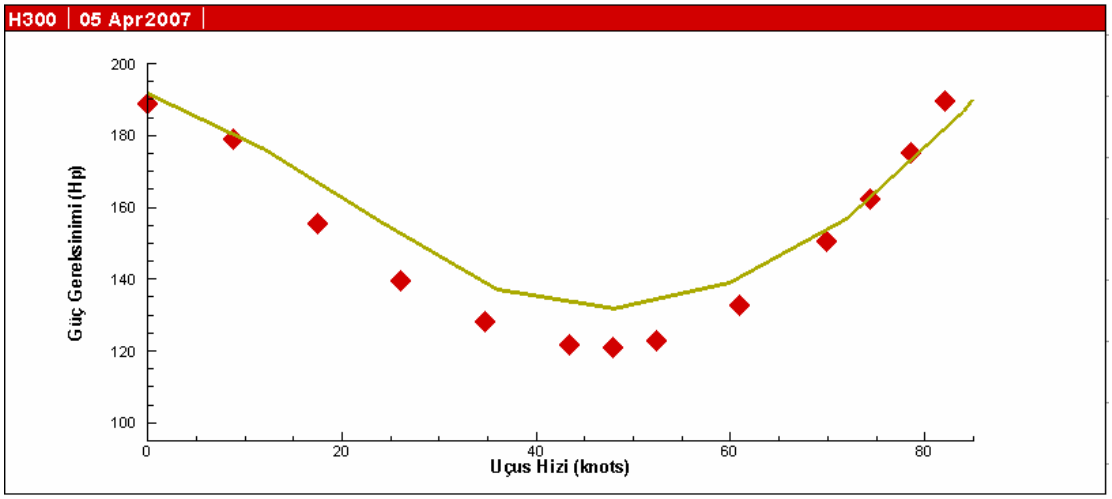
Şekil 7.17: BO105 İleri uçuş deneysel ve ROTAP analiz sonuçları

İkinci olarak H300 helikopterinin deneysel sonuçları ile ROTAP analiz sonuçları karşılaştırılmıştır. Tablo 7.3' de H300 helikopterinin parametreleri yer almaktadır.

Tablo 7.3: H300 helikopteri parametreleri

Ana Rotor	
Pala Sayısı	3
Yarı Çapı	4.4 (m)
Veter	0.17 (m)
Açısal Hız	46.3 (rad/s)
Uç Hızı	189.58 (m/s)
Profil	NACA 0015
Kök Açıklığı	0.07
Burulma	-68.65 deg
Katılık Oranı	0.04
Gövde	
W_G	9118.854 (kg m/s^2)
h_{MR}	0.88 (m)
Kuyruk Rotoru	
Pala Sayısı	2
Yarı Çapı	0.648 (m)
Veter	0.12 (m)
Açısal Hız	323.7 (rad/s)
Uç Hızı	209.7 (m/s)

H300 helikopteri için deniz seviyesinde, ileri uçuş performans ve dengeleme analizi sonuçları Şekil 7.18' de verilmiştir.



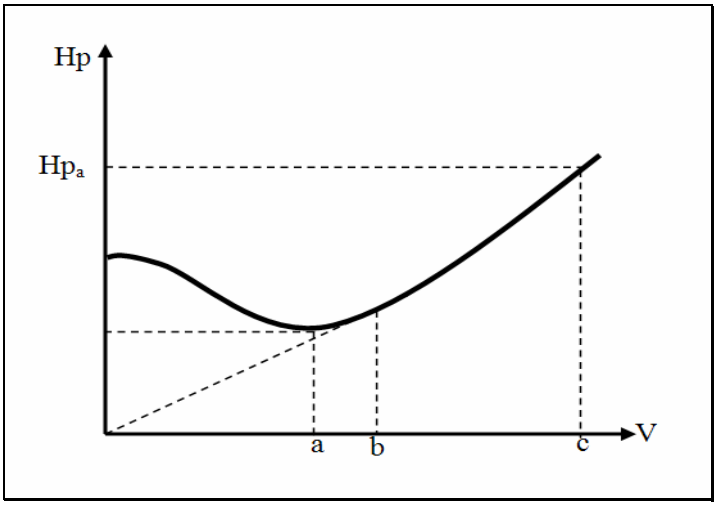
Şekil 7.18: H300 İleri Uçuş deneysel ve ROTAP analiz sonuçları

7.3 Performans Sonuçlarının Değerlendirilmesi

Performans ve dengeleme analizlerinden sonra sonuçların değerlendirilerek, amaç fonksiyonu ile ağırlık ve maliyet analizlerinde kullanılabilir hale getirilmesi gerekmektedir.

Tasarım isterlerinde istenen, askı tavanı, maksimum tırmanma hızı gibi performans verilerinin ilgili değişkenler dizisi tarafından sağlanıp sağlanmadığının tespiti gereklidir. Eğer ampirik motor modeli kullanılacaksa, maksimum güç gereksinimi hesaplanmalıdır. Ayrıca öz görev profilinde bazı uçuş şartları en iyi menzil hızı, minimum güç hızı vs. şeklinde de tanımlanmış olabilir. Dolayısıyla ilgili helikopter konfigürasyonu için bu hız değerlerinin neler olduğu öncelikle hesaplanmalıdır.

Yukarıda sayılan verilerin pek çoğuna Şekil 7.19'da gösterildiği üzere güç gereksinimi – hız grafiğinden ulaşmak mümkündür.



Şekil 7.19: Güç gereksinimi – Hız grafiği

Burada

a Maksimum uçuş süresi hızı

i. Minimum güç hızı

ii. Maksimum tırmanma hızını veren ileri uçuş hızı

b Maksimum menzil hızı

c Maksimum ileri uçuş hızı

Yeni bir konfigürasyonla analize başlandığında, öz görev çözücü ilk olarak, seyir uçuşu yüksekliğinde, sıfır ile olası maksimum hız aralığında en az 10 farklı hız değeri için güç gereksinimi hesabı yapar. Elde edilen noktalardan geçen bir polinom fonksiyonu uydurur. Elde edilen fonksiyon kullanılarak yukarıdaki a,b ve c hızları tespit edilir.

Maksimum motor gücü: Maksimum ileri uçuş hızı, ya da askı tavanın da maksimum motor gücüne ulaşılır. Bu güç değerlerinden hangisi daha büyük ise maksimum motor gücü olarak seçilir. Tasarım girdilerinde kullanıcı bir motor tanımladıysa, bu durumda tanımlanan motorun maksimum gücü esas alınır.

Maksimum tırmanma hızı: Şekil 7.19'da a hızındaki minimum güç değeri ile maksimum motor kalkış gücü arasındaki fark tırmanma için harcanabilecek maksimum gücü verir. Bu güç değeri yükseklik arttıkça azalacaktır.

$$Vc_{\max} = \frac{HP_{av} - HP_{\min}}{W_G} = \frac{\Delta P_{\max}}{W_G} \qquad \textbf{(7.95)}$$

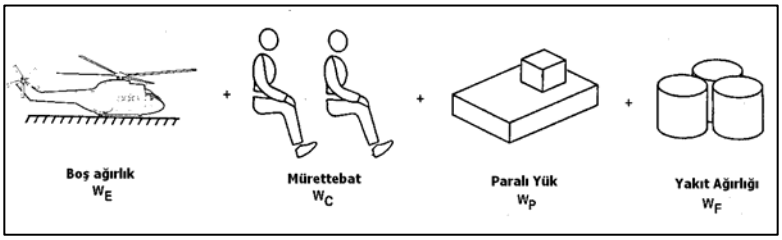
Askı Tavanı: Askı güç gereksiniminin, olabilecek güç değerine eşit olduğu yükseklikliktir. ROTAP'da maksimum motor gücüne ulaşılıncaya kadar, yükseklik arttırılır.

Servis tavanı: Maksimum tırmanma hızının 30.5 m/s (100 ft/s) olduğu yükseklikliktir.

ROTAP, tüm performans değerlerini hesaplayarak, ilgili konfigürasyonun, tasarım isterlerine uygunluğunu kontrol eder. Eğer tüm tasarım isterleri sağlanıyorsa amaç fonksiyonu hesaplanır.

8 AĞIRLIK ANALİZİ

Helikopter ağırlığı, paralı yük, mürettebat ağırlığı, boş ağırlık ve yakıt ağırlığının toplamına eşittir (Şekil 8.1).



Şekil 8.1: Toplam kalkış ağırlığı

$$W_G = W_{EMPTY} + W_{CREW} + W_{PY} + W_{FUEL} \quad \textbf{(8.1)}$$

Mürettebat ağırlığı ve paralı yük tasarım isterlerinde kullanıcı tarafından verilmektedir. Zaten tasarımın amacı, bu paralı yükü istenen şartlarda taşımaktır. Dolayısıyla ağırlık analizleri iki grupta toplanır. İlki boş ağırlık hesabı, ikincisi ise yakıt ağırlığı hesabıdır.

8.1 Boş Ağırlık

Boş ağırlık hesaplamalarında, istatiksel verilerden elde edilmiş ampirik denklemler kullanılır. [40]' da verilen ampirik ağırlık denklemleri ROTAP'da kullanılmıştır.

Ana rotor palaları:

$$W_{bM} = 4.448\left(0.026 * Nb^{0.66} * c * R^{1.3} * (\Omega R)^{0.67}\right) \quad \textbf{(8.2)}$$

Ana rotor göbek ve menteşeler:

$$W_{hM} = 4.448\left(0.0037 * Nb^{0.28} * R^{1.5} * (\Omega R)^{0.43} (0.67 * W_{bM} + \frac{gJ}{R^2})^{0.55}\right) \quad \textbf{(8.3)}$$

Yatay Dengeleyici:

$$W_H = 4.448\left(0.72 * {A_H}^{1.2} * {AR_H}^{0.32}\right) \quad \textbf{(8.4)}$$

Düşey dengeleyici:

$$W_v = 4.448\left(1.05 * A_V{}^{0.94} * AR_V{}^{0.53}(KuyrukRotoruDisliSayisi)^{0.71}\right) \quad \textbf{(8.5)}$$

Kuyruk rotoru:

$$W_{TR} = 4.448\left(1.4 * R_T{}^{0.09}\left(\frac{MaksimumGuc}{\Omega}\right)\right) \quad \textbf{(8.6)}$$

Gövde:

$$W_F = 4.448\left(6.9\left(\frac{W_G}{1000}\right)^{0.49} L_F{}^{0.61}(s_{wet})^{0.25}\right) \quad \textbf{(8.7)}$$

İniş takımı:

$$W_{LG} = 4.448\left(40\left(\frac{W_G}{1000}\right)^{0.67}(Teker BacakSayisi)^{0.54}\right) \quad \textbf{(8.8)}$$

Motor beşiği:

$$W_N = 4.448\left(0.041 * W_{ENG}{}^{1.1}(Motor\ Sayisi)^{0.24} + 0.33 S_{wetN}{}^{1.3}\right) \quad \textbf{(8.9)}$$

İtki alt sistemi:

$$W_{PSS} = 4.448\left(2W_{ENG}{}^{0.59}(Motor\ Sayisi)^{0.2}\right) \quad \textbf{(8.10)}$$

Yakıt sistemi:

$$W_{FS} = 4.448\left(0.43(Kapasite)^{0.77}(Tank\ Sayisi)^{0.59}\right) \quad \textbf{(8.11)}$$

Aktarma sistemi:

$$W_{DS} = 4.448\left(13.6(THPR)^{0.82}\left(\frac{rpm_{ENG}}{1000}\right)^{0.037}\left[\frac{TRHPR}{THPR}\frac{\Omega_M}{\Omega_T}\right]^{0.68}\frac{Disli\ Kutusu\ Sayisi^{0.066}}{\Omega_M{}^{0.64}}\right)$$

(8.12)

Kokpit kontrolleri:

$$W_{CC} = 4.448\left(11.5\left(\frac{W_G}{1000}\right)^{0.4}\right) \quad \textbf{(8.13)}$$

Kontrol sistemi:

$$W_{SC} = 4.448\left(36 * Nb * c^{2.2} * \left(\frac{\Omega R}{1000}\right)^{3.2}\right) \quad \textbf{(8.14)}$$

Yardımcı güç ünitesi:

$$W_{APP} = 667.2 \quad \textbf{(8.15)}$$

Ekipmanlar:

$$W_{INS} = 4.448\left(3.5\left(\frac{W_G}{1000}\right)^{1.3}\right) \quad \textbf{(8.16)}$$

Hidrolik sistem:

$$W_{HYD} = 4.448\left(37 * Nb^{0.63} * c^{1.3} * \left(\frac{\Omega R}{1000}\right)^{2.1}\right) \quad \textbf{(8.17)}$$

Elektrik sistemi:

$$W_{EL} = 4.448\left(\frac{9.6(THPR)^{0.65}}{\left(\frac{W_G}{1000}\right)^{0.4}}\right) - W_{HYD} \quad \textbf{(8.18)}$$

Aviyonikler:

$$W_{AV} = \begin{cases} 222\,Dusuk \\ 667\,Ortalama \\ 1780\,Yuksek \end{cases} \quad \textbf{(8.19)}$$

Döşeme:

$$W_{FE} = \begin{cases} 4.448 * 6\left(\frac{W_G}{1000}\right)^{1.3} & Dusuk \\ 4.448 * 13\left(\frac{W_G}{1000}\right)^{1.3} & Ortalama \\ 4.448 * 23\left(\frac{W_G}{1000}\right)^{1.3} & Yuksek \end{cases} \quad \textbf{(8.20)}$$

İklimlendirme buzlanmaya karşı sistem:

$$W_{ACAT} = \left(\frac{W_G}{1000}\right) \quad \textbf{(8.21)}$$

İmalat varyasyonu:

$$W_{MV} = 4\left(\frac{W_G}{1000}\right) \quad \textbf{(8.22)}$$

Bileşen ağırlıklarının toplamı, boş ağırlığı verir.

$$W_{EMPTY}=W_{bM}+W_{hM}+W_H+W_V+W_{TR}+W_F+W_N+W_{LG}+W_{ENG}+W_{PSS}+W_{FS}+W_{DS}$$

$$+W_{CC}+W_{SC}+W_{APP}+W_{INS}+W_{HYD}+W_{EL}+W_{AV}+W_{FE}+W_{ACAT}+W_{MV} \quad \textbf{(8.23)}$$

8.2 Yakıt Ağırlığı

Yakıt ağırlığının hesaplanabilmesi için, Tüm öz görev profili boyunca yakıt sarfiyatının tespit edilmesi gereklidir. Yakıt sarfiyatı motora ve o motordan ilgili uçuş şartında çekilecek güce bağlıdır. Dolayısıyla yakıt ağırlığı için motor bilgisine ve öz görev profilinin her aşamasındaki güç gereksiniminin ne olduğunu bilmeye ihtiyaç vardır. Performans hesaplamaları sırasında, öz görev profilindeki güç gereksinimleri zaten hesaplanmaktadır. Bu güç değerleri tek tek ilgili atmosfer şartları ile güç değerindeki motor özgül yakıt sarfiyatı ve zamanla çarpılarak yakıt tüketimi hesap edilir.

Motor özgül yakıt sarfiyatı, atmosfer şartlarına, (yükseklik, sıcaklık) ve motordan çekilen güce göre değişir. Üretici firmalar bu değerleri tablolar halinde yayınlar. ROTAP'da motor bilgisi üç farklı şekilde tanımlanabilir. Birincisi kullanıcı motor seçmiş ve motorun datasına sahip ise direk kendi girebilir. İkici olarak [40]'da önerilen pistonlu motorlar için 84.48 μg/j , türbinli motorlar için ise 67.58 μg/j değerleri kullanılabilir. Bu değerler atmosfer ve motordan çekilen güçten bağımsız

olarak hesaba katılan sabit değerlerdir. Son olarak da [46]' da önerilen ampirik motor modeli kullanılabilir. Bu motor modeli 200 ila 1000 kW maksimum güç değerindeki motorlar için istatiksel verilerden elde edilmiştir.

Maksimum kalkış gücü (*kW*)

P_{TO} = Verilen değer

Maksimum sürekli güç (*kW*)

$$PMC = 0.8\ P_{TO} \tag{8.24}$$

Maksimum kalkış gücünde özgül yakıt sarfiyatı (*μg/J)*

$$SFC_{TO} = 300 * P_{TO}^{-0.2} \tag{8.25}$$

P_X gücünde özgül yakıt sarfiyatı (*μg/J*)

$$SFC_X = SFC_{TO} * (2(P_X / P_{TO})^2 - 4(P_X / P_{TO}) + 3) * \sqrt{\sigma} \tag{8.26}$$

Toplam yakıt ağırlığı ve boş ağırlık hesaplandıktan sonra toplam kalkış ağırlığı elde edilmiş olur. Bu değer başlangıçtaki değeri ile karşılaştırılır, fark yeterince küçük değilse yeni toplam kalkış ağırlığı ile hesaplamalar tekrarlanır.

9 MALİYET ANALİZİ

ROTAP'ta maliyet hesaplamaları [13, 14, 81] de verilen, istatiksel verilerden elde edilmiş ampirik denklemlerin yardımıyla yapılır. Maliyetler üç ana başlık altında incelenmiştir. Bunlar temel satış fiyatı, ekipmanlar fiyat dağılımı ve işletme maliyetidir. Hesaplamalarda kullanılan ampirik denklemler, temel satış fiyatı için 1994, ekipmanlar fiyat dağılımı için 2001 yılları $ değerini verir. Enflasyon artışı dikkate alınarak tasarım yılına göre elde edilen katsayı ile maliyetler çarpılmaktadır [82]. Mürettebat ücretleri ve yakıt fiyatındaki değişimler de maliyet hesaplamalarını etkileyen diğer faktörlerdendir [83, 84].

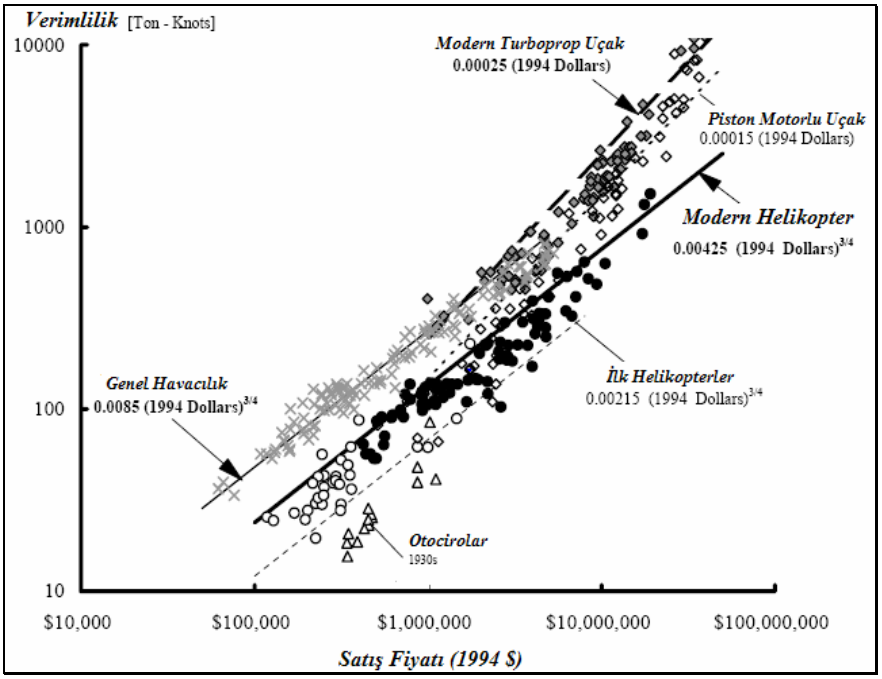
9.1 Verimlilik (Productivity)

Verimliliğin tanımı, faydalı yük ile ekonomik seyir hızın çarpımı şeklindedir [47]. Faydalı yük, paralı yük ile yakıt ağırlığının toplamına eşittir.

$$Verimlilik = 0.00425 * (Temel\ Fiyat(1994\$))^{0.075} \quad \textbf{(9.1)}$$

Standart ekipman ile birlikteki satış fiyatına temel fiyat denilir. Temel fiyatla birlikte tercihe bağlı (opsiyonel) ekipmanlar ile birlikte fiyat, ekipmanlı fiyat olarak tarif edilir. Emniyet, konfor, güvenilirlik gibi gelişmeler bu ölçümü etkilememektedir.

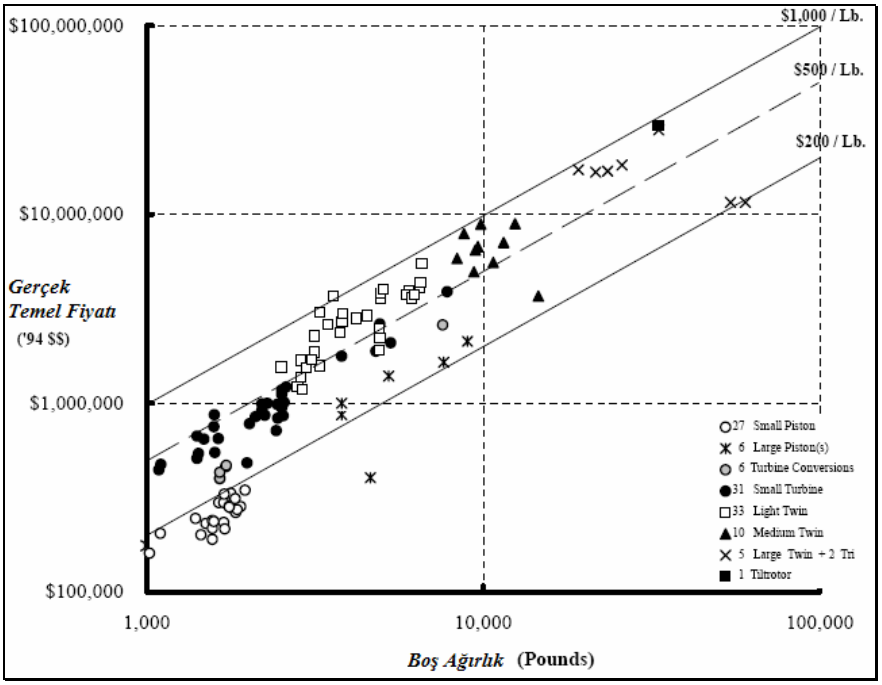
İlk helikopterler ile ticari uçakların verimlilik değerleri arasında farklılıklar gözükmektedir. Şekil 9.1'de helikopterler ve diğer havacılık ürünlerinin verimlilik değerlerinin satış fiyatlarına göre değişimleri gösterilmiştir. Son 50 – 60 yılda helikopterlerin verimlilik değerlerinde ciddi artışlar olmuştur. Zira aynı paralı yük için seyir hızı yaklaşık olarak iki katına çıkmıştır. Ancak uçaklarla karşılaştırıldığında helikopterlerin verimlilik değerleri oldukça azdır. Bu da dikey uçuş kabiliyetinin diyetidir.



Şekil 9.1: Havacılık ürünleri verimlilik - satış fiyatı değişimleri

9.2 Temel Satın Alma Maliyeti

Helikopter temel fiyatını belirleyen en önemli parametre boş ağırlıktır (Şekil 9.2). Boş ağırlıktan başka, motor ve rotorların tipi ve sayısı gibi temel fiyatı etkileyen başka parametreler de vardır [47].



Şekil 9.2: Temel fiyat boş ağırlık değişimi

Temel fiyat kestirimi [47]'de 100 den fazla helikopterin verileri kullanılarak, lineer bağlanım (regresyon) analizleri sonucunda elde edilmiştir.

$$BP = \$269 * H * W_U^{\,1.0583} \frac{Nb^{0.1643}}{\left(550\sqrt{2}\right)^{0.5945} \rho^{0.2973}} \left\{ \left[\frac{1}{\left(W_U / W_G \right)} - 1 \right]^{0.4638} \left[\frac{1}{\left(W_U / W_G \right)} \right]^{0.5945} \left[\frac{DL^{0.2973}}{FM^{0.5945}} \right] \right\} \quad \textbf{(9.2)}$$

Burada

$$H = \textit{Motor Tipi x Motor Sayısı x Ülke x Rotor x İniş Takımı} \quad \textbf{(9.3)}$$

Motor Tipi

Piston	1.0
Piston (Dişli süper şarjlı)	1.398
Piston (Türbine dönüştürülmüş)	1.202
Gaz Türbini	1.794

Motor Sayısı

Tek	1.0
Çoklu	1.344

Ana Rotorlar

Tek	1.0
Çift	1.031

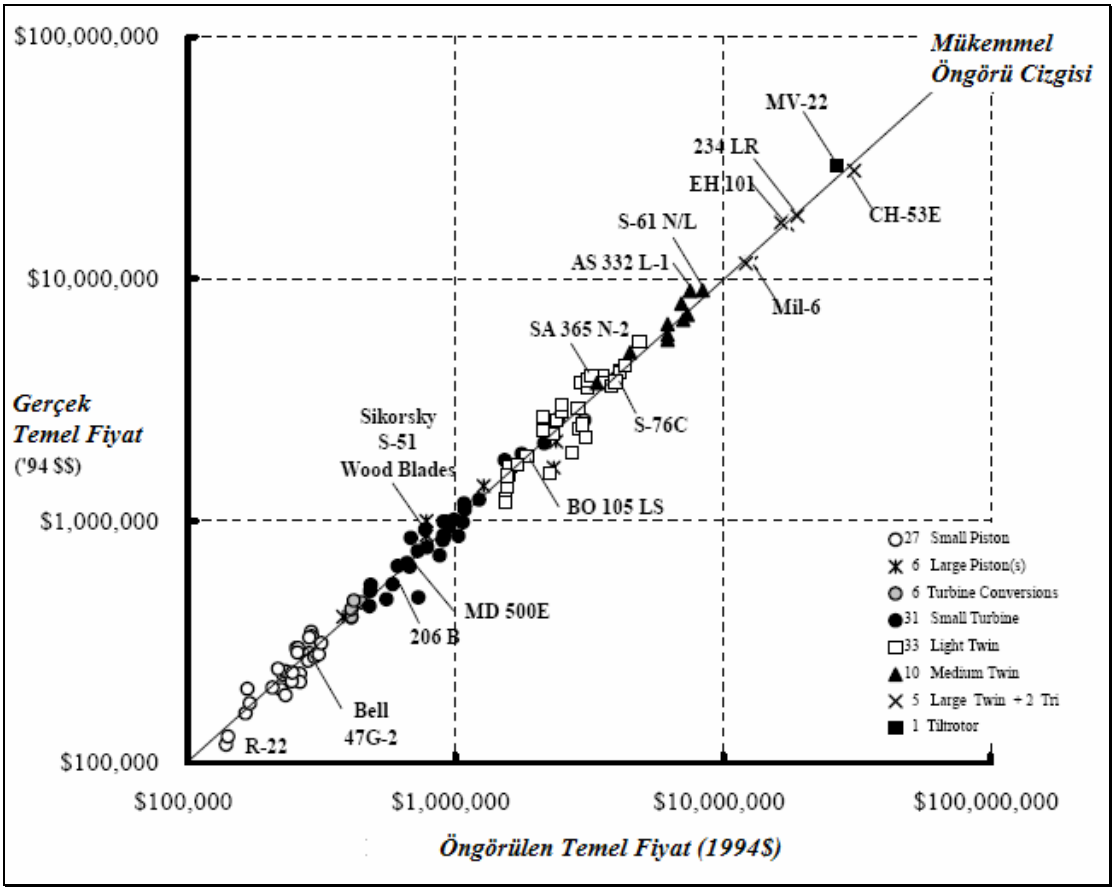
Ülke

ABD Ticari	1.0
Rusya	0.362
Fransa/Almanya	0.891
İtalya	1.056
ABD Askeri	0.883

İniş Takımı

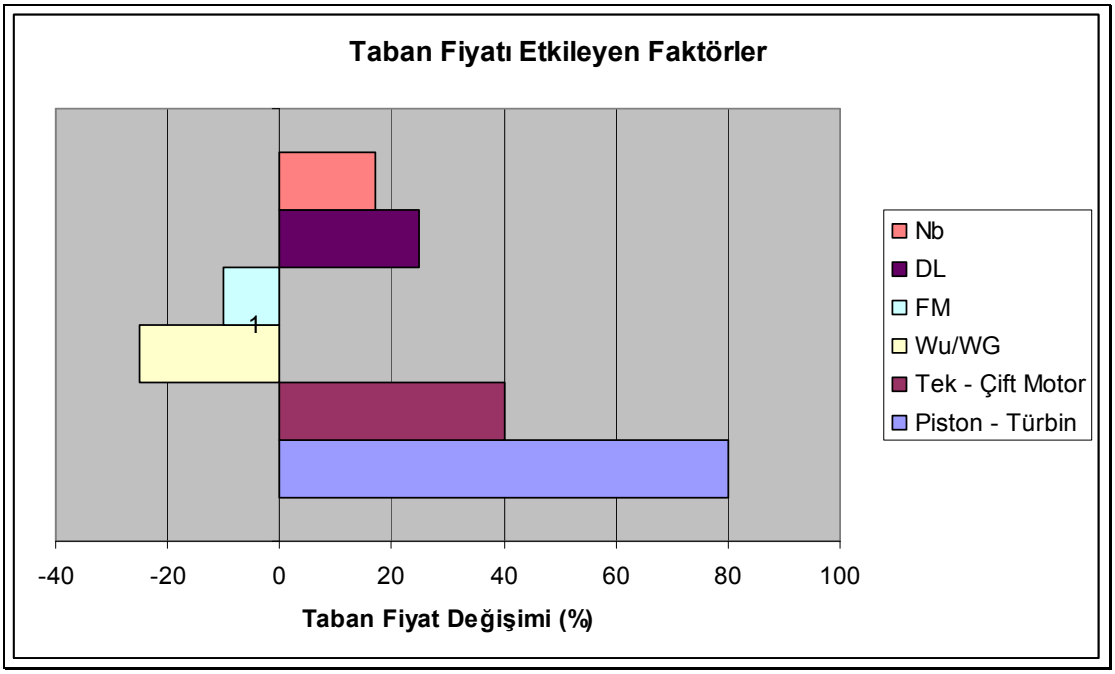
Sabit	1.0
Açılır Kapanır	1.115

şeklindedir. Bu eşitliğin doğruluğu Şekil 9.3'de, öngörülen değerler ile gerçek değerlerin karşılaştırılmasıyla gösterilmiştir [47]. Şekil 9.3'deki köşegen çizgisi mükemmel sonucu vermektedir. Elde edilen değer ne kadar köşegene yakınsa, sonuç da o kadar iyidir. 120 helikopter verisi kullanılarak elde edilen bu çalışma da 106 helikopter, %88 doğruluk değeri içinde kalırken maksimum hata %20 olmuştur.



Şekil 9.3: Öngörülen ve gerçek helikopter temel fiyatları

Helikopter temel fiyatını olumlu ya da olumsuz yönde etkileyen bazı faktörler vardır. Bunlar Şekil 9.4'de gösterilmiştir.



Şekil 9.4: Taban fiyatı etkileyen faktörler

Görüldüğü gibi türbin motor kullanımı fiyat artışındaki en önemli etken iken, faydalı yükün toplam ağırlığa oranındaki artışı fiyatı düşürmede en önemli etken durumundadır. Helikopter temel fiyatı için öngörüde bulunurken, (9.1) denklemi ile elde edilen değerin yanı sıra, fiyatta artış ya da azalmalara neden olabilecek etkenleri de göz önünde tutmak gerekir.

Askı tavanı gereksinimin yüksek olması, fiyat kestiriminin artmasına neden olacaktır. Askı tavanını hedefi yükseldikçe, daha büyük motor gereksinimi ortaya çıkmaktadır. Askı tavanı hedefinin deniz seviyesinden 1220 m'ye çıkarılması durumunda hava yoğunluğu 1.22 kg/m^3 den 1.088 kg/m^3 e %8.88 oranında azalacaktır. Bu durumda temel fiyattaki artış,

$$Fiyat\ Artisi = \frac{1}{(0.888)^{0.2973}} = 1.036 \ \ yada \ \ \% + 3.6 \qquad \textbf{(9.4)}$$

olarak elde edilir. Fiyat artışına sebep olan bir başka etken de atmosferik şartların değişiminden kaynaklanmaktadır. Sıcak hava şartları için tasarlanan helikopterler de, hava yoğunluğundaki azalma nedeniyle temel fiyatta artış dikkate alınmalıdır. Yine deniz seviyesinden 1220 m'ye çıkıldığında yoğunluktaki %8.88'lik değişim nedeniyle,

Piston motorlu helikopterler için;

$$Fiyat\ Artisi = \frac{1}{(0.888)^{0.2973}(0.888)^{0.5945}} = 1.112 \ \ yada \ \ \% + 11.2 \qquad \textbf{(9.5)}$$

Gaz türbinli helikopterle için;

$$Fiyat\ Artisi = \frac{1}{(0.888)^{0.2973}(0.888)^{0.5945}} = 1.264 \ \ yada \ \ \% + 26.4 \qquad \textbf{(9.6)}$$

Olur. Denkl. (9.5) ve Denkl. (9.6), 1220 m ve 35^0C atmosfer şartları (sıcak gün şartları) için verilmiştir. Pala sayısındaki artış, temel fiyat artışının bir diğer nedenidir.

Eğer pala sayısı 2 den 4 e çıkarsa

$$Fiyat\ Artisi = 2^{0.1643} = 1.121\, yada\, \%12.1 \qquad \textbf{(9.7)}$$

olarak bulunur.

Motor teknolojisindeki gelişmelere bağlı olarak rotor disk yüklemesi, ilk zamanlarda 2.5 civarındayken günümüzde 5 civarına ulaşmıştır. Disk yüklemesindeki artışın amacı, taşıtın boyutlarını ve boş ağırlığını azaltmaktır. Ancak güç gereksinimindeki artışın maliyete etkisi, boş ağırlılığın azalmasına göre daha etkin olduğundan, disk yüklemesindeki artış, temel fiyatı artırıcı yönde etki etmektedir. Her şey sabit kalmak üzere, disk yüklemesinin iki katına çıkarılması durumunda, fiyat artışı:

$$Fiyat\ Artisi = 2^{0.2973} = 1.229 \ \ yada \ \ \% + 22.9 \qquad \textbf{(9.8)}$$

Helikopter temel fiyatını azaltıcı yönde etkileyen faktörler de vardır. Bunların başında, helikopterin askı verimini arttırıcı tasarım çalışmalarının yapılmasıdır. Helikopter askı verimi genel olarak yarar göstergesi (*FM*) ile tanımlanırlar. *FM*'de %10'luk bir artış sağlanması durumunda diğer her şey sabit iken fiyat azalması:

$$Fiyat\ Azalmasi = \frac{1}{1.10^{0.5945}} = 0.945 \quad yada\ \%5.5\, azalma \qquad \textbf{(9.9)}$$

Fiyatta azalmaya neden olan bir diğer etken ise faydalı ağırlığın boş ağırlığa oranının artmasıdır. W_U/W_G değerinin 0.4 den 0.5 e çıkması durumunda, fiyat azalması:

$$Fiyat\ Indeksi(\frac{W_U}{W_G} = 0.4) = \left(\frac{1}{0.40} - 1\right)^{0.4638}\left(\frac{1}{0.40}\right)^{0.5945} = 2.0809$$

$$Fiyat\ Indeksi(\frac{W_U}{W_G} = 0.5) = \left(\frac{1}{0.50} - 1\right)^{0.4638}\left(\frac{1}{0.50}\right)^{0.5945} = 1.5099$$

$$Fiyat\ Azalmasi = \frac{1.5099}{2.1809} = 0.726 \quad ya\,da \quad \%27.4\,azalma \tag{9.10}$$

9.3 Bileşenler Maliyet Dağılımı

ROTAP, helikopter bileşenlerinin maliyet dağılımını, istatiksel verilerden elde edilmiş ampirik denklemler yardımıyla hesaplamaktadır. Toplam imalat adedi (tia) ve yıllık imalat oranı (yio) bileşen maliyetlerini belirleyen iki ana parametredir. Aynı zamanda bileşenlerin ağırlıkları da maliyet hesabında etkindir.

Ana rotor maliyeti:

$$M_{MR} = 1500 * W_{MR}{}^{7} * Kyokmat * Nb^{2} * Kbldmat * (tia * yio)^{-0.08} \tag{9.11}$$

W_{MR} = Ana rotor ağırlığı

Kyokmat = Yoke malzeme faktörü

- Alüminyum 1
- Çelik 1.7
- Titanyum 2.3
- Kompozit 2.8

Kbldmat=Pala malzeme faktörü

- Metal 1
- Kompozit 1.6

Kuyruk rotor maliyeti:

$$M_{TR} = 2500 * W_{TR} * Kyokmat * Kbldmat * Nb^{9} * (tia * yio)^{-0.08} \tag{9.12}$$

W_{TR}=Kuyruk rotor ağırlığı

Kyokmat = Yoke malzeme faktörü

- Alüminyum 1
- Çelik 1.7
- Titanyum 2.3

- Kompozit 2.8

Kbldmat=Pala malzeme faktörü

- Metal 1
- Kompozit 1.6

Gövde yapı maliyeti:

$$M_F = 10000 * W_{FS}{}^{8} * Kmat * (tia * yio)^{=0.13} \quad \textbf{(9.13)}$$

W_{FS}= Gövde ağırlığı

Kmat=Gövde malzeme faktörü

- Metal 1
- Kompozit 1.6

  (Metal tarzı montaj)
- Kompozit 1.1

  (Büyük kür edilmiş parçalar)

İniş takımı maliyeti:

$$M_{LG} = 5000 * W_{LG}{}^{5} * K\lg typ * (tia * yio)^{-0.08} \quad \textbf{(9.14)}$$

W_{LG}=İniş takımı ağırlığı

Klgtyp=İniş takımı cinsi

- Kızak1 1
- Sabit teker 1.5
- Açılıp Kapanabilir 2

Güç yapı grubu maliyeti:

$$M_{PS} = 5000 * W_{PSS}{}^{0.8} * Motor\ Sayisi^{0.1} * (tia * yio)^{-0.12} \quad \textbf{(9.15)}$$

Motor Yerleşim Maliyeti:

$$M_{EINS} = 2000 * (W_{ENG} + W_{PSS} + W_{FS})^{0.7} Motor\ \ Sayisi^{0.8} * (tia * yio)^{-0.6} + Motor\ \ Maliyeti \quad \textbf{(9.16)}$$

Aktarma Sistemi Maliyeti:

$$M_{DS} = 2500 * W_{DS}^{0.9} * Motor\ Sayisi^{0.4} * (tia * yio)^{-0.7} \quad \textbf{(9.17)}$$

Uçuş Kontrol Sistem Maliyeti:

$$M_{FC} = 300 * (W_{sc} + W_{CC})^{1.0} * Nb^{0.5} * Kcontyp * (tia * yio)^{-0.6} \quad \textbf{(9.18)}$$

Kcontyp = Uçuş kontrol tip faktörü

- Mekanik = 1
- Fly-by-Wire = 1.5

Ekipman Sistemler Maliyeti:

$$M_{INS} = 1500 * W_{INS}^{1.0} Ktype * (tia * yio)^{-0.6} \quad \textbf{(9.19)}$$

Ktype = Ekipman tip faktörü

- Mekanik = 1
- Elektronik (EFIS, IIDS) = 4

Hidrolik Sistem Maliyeti:

$$M_{HYD} = 1000 * W_{HYD}^{1.0} * (tia * yio)^{-0.7} \quad \textbf{(9.20)}$$

Elektrik Sistem Maliyeti:

$$M_{EL} = 2000 * W_{EL}^{0.9} * (tia * yio)^{-1.0} \quad \textbf{(9.21)}$$

Aviyonik Sistem Maliyeti:

$$M_{AV} = 2500 * W_{AV}^{1.0} * (tia * yio)^{-0.8} \quad \textbf{(9.22)}$$

Döşeme Grubu Maliyeti:

$$M_{FE} = 500 * W_{FE}^{1.1} * (tia * yio)^{-0.8} \quad \textbf{(9.23)}$$

İklimlendirme Sistem Maliyeti:

$$M_{ACAT} = 200 * W_{ACAT}^{0.8} Kecu * (tia * yio)^{-0.6} \quad \textbf{(9.24)}$$

Kecu = Çevresel kontrol birimi faktörü

- ECU olmadan = 1
- ECU ile = 1.9

Final Montaj Maliyeti:

$$M_{FA} = 30000 * W_{EMPTY}{}^{0.4} Motor\ Sayisi^{0.9} * Kfusmat * (tia * yio)^{-1.5} \quad \textbf{(9.25)}$$

Kfusmat = Gövde malzeme faktörü

- Metal = 1
- Kompozit = 0.9

Bileşen maliyetleri için yukarıda verilen denklemler 2001 yılı $ değeri için olup ortalama yıllık enflasyon dikkate alınarak tasarım yılındaki maliyet değeri elde edilir.

$$M_{TOPLAM} = M_{MR} + M_{TR} + M_F + M_{LG} + M_{PS} + M_{EINS} + M_{DS} + M_{FC} + M_{INS} + M_{HYD} + M_{EL} + M_{AV} + M_{FE} + M_{ACAT} + M_{FA} \quad \textbf{(9.26)}$$

9.4 İşletme Maliyeti

İşletme maliyetleri doğrudan ve dolaylı işletme maliyetleri olarak iki grup da incelenirler [81].

9.4.1 Dolaylı İşletme Maliyetleri

Dolaylı işletme maliyetleri, taşıt kaynaklı ve yolcu kaynaklı olarak iki alt gruba ayrılırlar. Taşıt kaynaklı maliyetler, yer özellikleri, kontrol ve iletişim ile yer hizmetleri kaynaklı maliyetlerdir. Yolcu kaynaklı maliyetler ise sorumluluk, sigorta, hizmet ve komisyon maliyetleridir. Dolaylı işletme maliyetleri, işletmede yıllık maliyetler içerisinde tanımlanırlar ve bağlı olduğu parametreler açısından ön tasarım sırasında hesaplanmaları ya da öngörülmeleri zordur. O yüzden ön tasarım sırasında ihmal edilirler [81].

9.4.2 Doğrudan İşletme Maliyetleri (DOC)

Doğrudan işletme maliyetleri iki alt grup da incelenirler: Nakit DOC ve Sahiplik DOC.

Nakit DOC, bakım, uçuş mürettebatı, yakıt ve yağ kaynaklı maliyetler iken sahiplik DOC, değer kaybı, gövde sigortası ve finans kaynaklı maliyetlerdir. Nakit DOC, Tihcenko yöntemiyle hesaplanabilir [81].

$$DOC_{nkt} = 3 * \frac{P_r}{10000} + P_{fuel} * Q + N_{crew} * M_{crew} \quad \textbf{(9.27)}$$

Burada

P_r = Satış Fiyatı

P_{fuel} = Yakıt Fiyatı

Q = Yakıt sarfiyatı (gal/hr)

N_{crew} = Mürettebat sayısı

M_{crew} = Mürettebat saat ücreti

Toplam helikopter ömrü 10000 uçuş saati olarak öngörülmüştür.

Sahiplik DOC ise [81]'de belirtildiği üzere toplam DOC'un %74 olarak kabul edilir. Buna göre

$$DOC_{shp} = \frac{DOC_{nkt}}{26} * 74 \quad \textbf{(9.28)}$$

ve

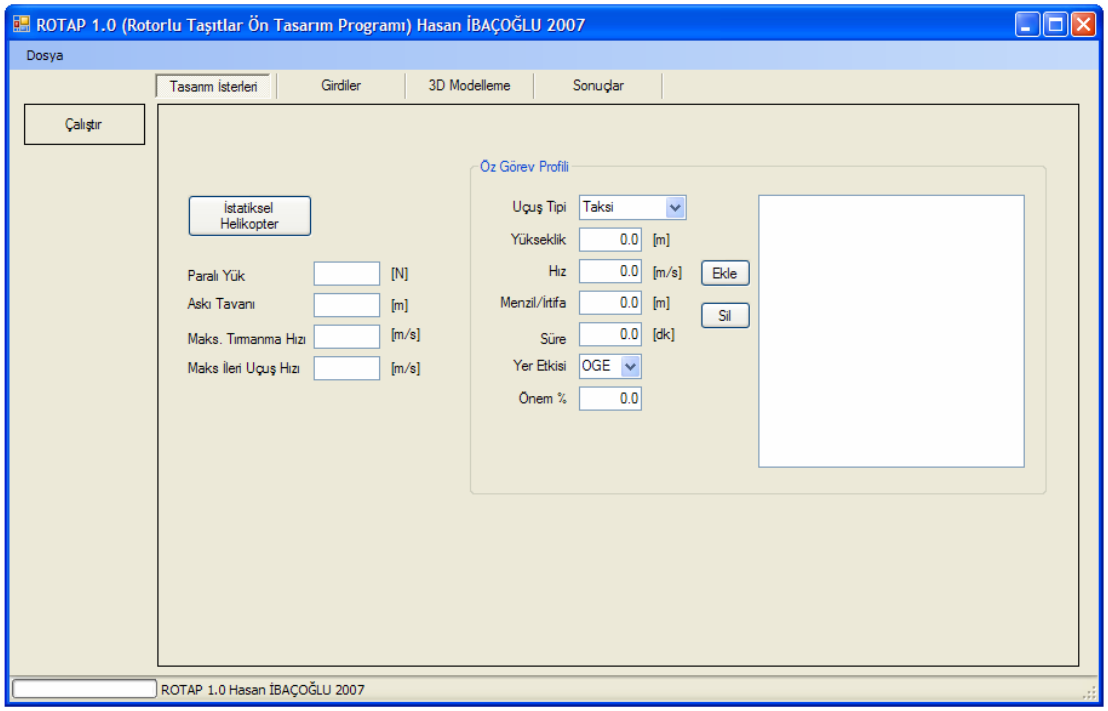
$$DOC_{top} = DOC_{nkt} + DOC_{shp} \quad \textbf{(9.29)}$$

olarak elde edilir.

10 PROGRAM VE KULLANICI ARA YÜZÜ

ROTAP, çözücü ve kullanıcı ara yüzü olmak üzere iki '.EXE' dosyasından oluşur. Çözücü, girdi dosyasını okuyarak, gerekli hesaplamaları yapar ve sonuçları çıktı dosyasına yazar. Çözücü yazılırken FORTRAN programlama dili kullanılmıştır. FORTRAN, bilimsel ve mühendislik programlama uygulamalarında çok sık kullanılan hızlı bir programlama dilidir [78,79]. Programlamada, IMSL kütüphanesinden de yararlanılmıştır. IMSL kütüphanesi yardımıyla bazı hazır fonksiyonlar FORTRAN içerisine çağrılarak kullanılabilmektedir [59].

Çözücünün ihtiyaç duyduğu girdi dosyası, kullanıcı ara yüzü ile kolaylıkla hazırlanabilir (Şekil 10.1). Girdi dosyasını elle (manüel olarak) hazırlamak ya da düzenlemek mümkün olmakla birlikte, doğru formatta verilerin girilmesine dikkat edilmelidir.



Şekil 10.1: ROTAP Kullanıcı ara yüzü

Kullanıcı ara yüzü, hesaplamalarda ihtiyaç duyulacak tüm verilerin kullanıcı tarafından eksiksiz ve doğru bir şekilde girilmesini sağlamakla birlikte, ilk ebatlandırma analizini de yapar. Kullanıcı ara yüzü şu bölümlerden oluşmaktadır:

Tasarım İsterleri: Paralı yük, maksimum ileri uçuş hızı, askı tavanı gibi tasarım isterleri bu bölüme girilir. Ayrıca Öz görev profili de bu bölümde tanımlanır. Tasarım isterlerine göre istatistiksel helikopter verilerine ulaşılabilir.

Girdiler: Hesaplamalarda kullanılmak üzere, ana rotor, kuyruk rotoru, gövde, motor, ağırlık, maliyet ve optimizasyona ilişkin tüm veriler bu bölüme girilir. Bu bölümdeki pek çok değer, istatiksel veriler yardımıyla, tasarım isterlerine göre belirlenir. Kullanıcı bu istatistiki değerlerden hangilerinin sabit kalacağına ve hangilerinin optimize edileceğine karar verir. İsterse kendisi yeni değerler de girebilir.

3D Modelleme: Bu bölüm ileride yapılması ön görülen bir takım çalışmalara bir ön hazırlık niteliğindedir. OpenGl kütüphanesi [72-77] kullanılarak hazırlanmakta olan 3D modelleme bölümü hazır olduğunda kullanıcıların üç boyutlu helikopter modeli hazırlayabilmelerine olanak sağlayacaktır. Bu bölüm hazırlanırken üç boyutlu eğri ve yüzey algoritmaları kullanılmaktadır [67-71]. Bu tez çalışması kapsamında 3D modelleme bölümünün temel alt yapısı tamamlanmıştır.

Sonuçlar: Çözücünün, çıktı dosyasına yazdırdığı sonuçlar, bu bölümden görüntülenebilir.

Kullanıcı ara yüzü ve çözücünün kullanımı hakkında daha fazla bilgi EK1'deki uygulama örneği yardımıyla elde edilebilir.

11 SONUÇ VE DEĞERLENDİRME

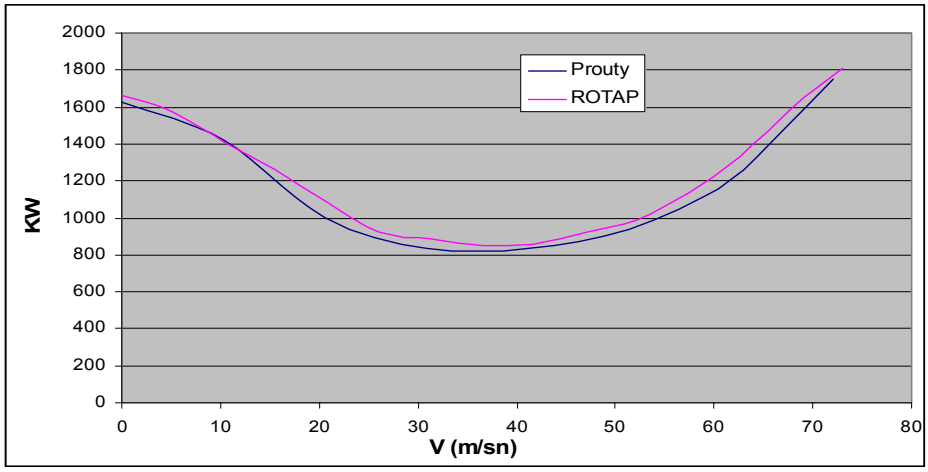
ROTAP'ın elde ettiği sonuçların doğruluğunu değerlendirebilmek amacıyla, Prouty örnek helikopteri [40] için bir uygulama yapılarak, ROTAP ve Prouty'nin sonuçları karşılaştırılmıştır. Prouty maliyet hesapları yapmadığından maliyet hesaplamaları için herhangi bir karşılaştırma yapılamamıştır.

[40]'da tanımlanmış olan, Prouty örnek helikopteri verilerinden tasarım isterleri belirlenerek, bu isterlere uygun bir helikopter ROTAP'da analiz edilmiştir. Prouty örnek helikopterine göre tasarım isterleri Tablo 11.1'de verilmiştir.

Tablo 11.1: Prouty örnek helikopteri tasarım isterleri

Paralı Yük	22685 N
Maksimum Hız	72 m/s
Maks. Tırmanma Hızı	12.7 m/s
Askı Tavanı	3048 m

Analizler sonucunda elde edilen performans başarımı sonuçları, Şekil 11.1'de verilmiştir.



Şekil 11.1: Prouty örnek helikopter başarım sonuçları karşılaştırması

Performans analizleri deniz seviyesinde, yer etkisi dışında gerçekleştirilmiştir. Şekil 11.1'den görüleceği üzere, ROTAP sonuçları, Prouty tarafından verilen sonuçlarla oldukça örtüşmektedir.

Bileşenler ağırlık dağılımı karşılaştırması ise Tablo 11.2'de verilmiştir.

Tablo 11.2: Prouty örnek helikopter ağırlık sonuçları karşılaştırması

	PROUTY (N)	**ROTAP (N)**
B_{WM}	3692.006	3685.3337
H_{WM}	2829.0552	2558.60464
W_H	164.5834	166.36268
W_V	280.2366	278.45732
W_{TR}	805.1242	825.763848
W_{LG}	2379.787	2396.24534
W_N	920.7774	900.7605
W_{FS}	324.7186	277.12286
W_{DS}	7441.8386	7347.53676
W_{CC}	169.0316	169.47642
W_{SC}	742.8494	741.51494
W_{INS}	765.0904	764.64558
W_{HYD}	391.4416	392.77606
W_{EL}	2437.6136	2579.06636
W_{FE}	5026.466	5026.02118
W_{ACAT}	711.712	711.712
W_{MV}	355.856	355.856
W_{EMPTY}	44482	52257.4536
W_G	88964	87131.3416

Prouty örnek helikopteri için [40]'da maliyete ilişkin herhangi bir veri yoktur dolayısıyla Tablo 11.3'de ROTAP maliyet sonuçları verilmiştir.

Tablo 11.3: Prouty örnek helikopteri maliyet dağılımı sonuçları

$\mathbf{M_{MR}}$	$377,325.00
$\mathbf{M_{TR}}$	$258,777.00
$\mathbf{M_{F}}$	$1,068,064.00
$\mathbf{M_{LG}}$	$54,350.00
$\mathbf{M_{PS}}$	$42,313.00
$\mathbf{M_{EINS}}$	$847,639.00
$\mathbf{M_{DS}}$	$514,039.00
$\mathbf{M_{FC}}$	$47,001.00
$\mathbf{M_{INS}}$	$263,056.00
$\mathbf{M_{HYD}}$	$47.00
$\mathbf{M_{EL\ mel}}$	$91,095.00
$\mathbf{M_{AV}}$	$210,362.00
$\mathbf{M_{FE}}$	$221,828.00
$\mathbf{M_{ACAT}}$	$65,789.00
$\mathbf{M_{FA}}$	$368,712.00
$\mathbf{M_{TOPLAM}}$	$5,266,356.00
DOC	$9,535.00

Sonuç olarak, ROTAP, helikopter kavramsal ve ön tasarımı yapabilmek amacıyla, geliştirilmekte olan bir yazılımdır. Müşteri istekleri doğrultusunda hazırlanmış, tasarım isterlerine göre optimum helikopter parametrelerini hesaplamak için kullanılır. ROTAP, istatiksel verilerden elde edilen regresyon eğrilerini kullanarak, ilk

ebatlandırma ve ağırlık kestirimini yaptıktan sonra, çeşitli analitik ve ampirik formüller ile RSM optimizasyon algoritmasını kullanarak optimum sonuca ulaşmaya çalışır.

ROTAP'ın geliştirilmesi ile ilgili çalışmalar halen devam etmektedir. İlk aşamada ara yüze 3 boyutlu geometrik modelleyici eklenmesi için çalışılmaktadır. CATIA programı ile entegre çalışacak bu modelleyici sayesinde hesaplanan optimum değişken değerleri ve kullanıcı direktifleri doğrultusunda CATIA programında parametrik bir ana kabuk geometrisinin (Master geometri) hazırlanması mümkün olabilecektir.

ROTAP'ın mevcut performans analiz modüllerindeki modeller geliştirilerek, ROTAP'ın tasarım kabiliyetinin yanı sıra güçlü bir performans analizcisi olarak kullanılması da mümkün olabilecektir.

KAYNAKLAR

[1] **Lim, D., Luis, J. D., Kamdar, N., Crowley, J., Steffes, S.,** 2002. *Pre-Conceptual Design Study For Advanced Vtol UAV Through Integrated Product And Process Development Methodology*, Prepared for Dr. D. P. Schrage, AE8803D IPPD, December 6

[2] **Raymer, D. P.,** 1992. *Aircraft Conceptual Design*, 2nd Edition, AIAA Education Series

[3] **Prouty, R. W.**, 1998. Military Helicopter Design Technology, Krieger Publishing Company, Florida.

[4] **Li, Y., Delaurentis, D., Mavris, D.,** 2003. *Advanced Rotorcraft Concept Development And Selection Using A Probabilistic Methodology*, AIAA's 3rd Annual Aviation Technology, Integration, and Operations (ATIO) Tech 17 – 19 November, Denver, Colorado

[5] **Li, W., Padula, S.,** 2004. *Approximation Methods for Conceptual Design of Complex Systems*, 11th International Conference on Approximation Theory, Gatlinburg, Tennesse, May 18 – 22

[6] **Baker, A. P.,** 2002. *The Role Of Mission Requirements, Vehicle Attributes, Technologies And Uncertainty In Rotorcraft System Design*, *PhD Thesis*, Georgia Institute of Technology

[7] **Robert A. F,** 1999. *Alternate Concepts White Paper*, Rotorcraft Technologies Inc., Huntsville.

[8] **Wells, V. L., Rutherford, J. W., Corgiat, A. M.,** 1999. *Mission and Concept Evaluation for a Multirole, Mission-adaptable Air Vehicle*, Aircraft Design 2 65-80

[9] **Schrage, D. P.**, 2002. Rotorcraft Design I Lecture Notes, Georgia.

[10] **Omri R., Vladamir K.E.**, 2002. *Helicopter Sizing by Statistics*, AHS 58th Annuel Forum, Montreal.

[11] **Schrage, D. P.,** 2003. *Product Design Specification for the Istanbul Technical University (ITU) Light Commercial Helicopter (LCH) Version 1.0*, Georgia Institute of Technology, Atlanta

[12] **Mikheev, R. A.,** 2004. *Helicopters Selection of Design Parameters*. Course Books, TsAGI, Moscow

[13] **Mikheev, R. A.,** 2004. *Helicopter Design Principles*. Course Books, TsAGI, Moscow

[14] **Khalid, A. S.,** 2006. *Development And Implementation Of Rotorcraft Preliminary Design Methodology Using Multidisciplinary Design Optimization, PhD Thesis,* Georgia Institute of Technology

[15] **Hyosung S., Soogab L**., 2005, *Response Surface Approach to Aerodynamic Optimization Design of Helicopter Rotor Blade*, International Journal for Numerical Methods in Engineering 64:125-142.

[16] **Andy J. K., Prasanth. B. N.**,2005, *Computational Approaches for Aerospace Design*, John Wiley&Sons Ltd.

[17] **Peter R.**, 2002. *Optimization of Panel Design with Rib Structures for Occupant Head Protection*, Link Ping University

[18] **Todoroki, A.,** 2007. *Teach Yourself Response Surface Methodology*, Lecture Notes, Tokyo Institute of Technology, Tokyo

[19] **Carpenter, W. C.,** 1993. *Effect of Design Selection on Response Surface Performance*, NASA Contractor Report 4520, Langley Research Centre.

[20] **Allen, T.T.,** 2006. DOE: Response Surface Methods in *Introduction to Engineering Statistics and Six Sigma*, pp. 285-319, SpringerLink

[21] **Myers, R. H., Montgomery,** 2002. D. C., *Response surface methodology : process and product optimization using designed experiments*, J. Wiley, New York

[22] **Rijpkema, J. J. M., Etman, L. F. P., Schoofs, A. J. G.,** 2002. *Use of Design Sensitivity Information in Response Surface and Kriging Metamodels*, Optimization and Engineering, 2, 469–484

[23] **Papila N. U.,** 2004, *An Approach To Integrating Numerical And Response Surface Models For Robust Design Of Production Systems*, *PhD Thesis,* University Of Florida

[24] **Sobester, A., Leary, S., J., Keane, A. J.,** 2005. *On the Design of Optimization Strategies Based on Global Response Surface Approximation Models*, Journal of Global Optimization 33: 31–59

[25] **Venter, G., Haftka, R.T.,** 1998. *Construction of Response Surface Approximations for Design Optimization*, AIAA JOURNAL, Vol. 36, No. 12

[26] **Giunta, A. A., Dudley, J. M., Narducci, R., Grossman, B., Haftka, R. T., Mason, W. H., and Watson, L. T.,** 1994. "Noisy Aerodynamic Response and Smooth Approximations in HSCT Design," *Proceedings of the AIAA / NASA / USAF / ISSMO 5th Multidisciplinary Analysis and Optimization Symposium* (Panama City, FL), Pt. 2, AIAA, Washington, DC, pp1117–1128 (AIAA Paper 94-4376, Sept. 1994).

[27] **Sutherland, J. W.,** 2005. *Design of Experiments*, Lecture notes, Department of Mechanical Engineering, Michigan Technology University

[28] **Buyske, S.,** 2006. *Response Surface Methodology I*, Statistics 591 Ders notları Rutgers University

[29] **Buyske, S.,** 2006. *Response Surface Methodology II*, Statistics 591 Ders notları Rutgers University

[30] **Box, G. E. P. and Wilson, K. B.,** 1951. *On the experimental attainment of optimal conditions*, *JRSS, Series B*, **13** 1

[31] **Hardin, R. H. and Sloane, N. J.A.,** 2001. *Computer-Generated Minimal (and Larger) Response-Surface Designs: (I) The Sphere*, Mathematical Sciences Research Center, Murray Hill, New Jersey

[32] **Sobieski, J., Haftka, R. T.,** 1996. *Multidisciplinary Aerospace Design Optimization: Survey Of Recent Developments*, Nasa-AIAA 96-0711

[33] **Fusat, D., Celi, R.,** 2002. *Multidisciplinary Design Optimization For Aeromechanics And Handling Qualities*, 28th European Rotorcraft Forum, Bristol, UK, September 17-20

[34] **Fujita, K., Kounoe, Y.,** 2006. *High-Order Polynomial Response Surface with Optimal Selection of Interaction Terms*, 11th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference,(Sept.) Portsmouth, Virginia

[35] **Cornell, J. A.,** 1990. *Volume 8: How to Apply Response Surface Methodology*, American Society for Quality, Wisconsin

[36] **Giunta, A. A.,** 1997. *Aircraft Multidisciplinary Design Optimization Using Design Of Experiments Theory And Response Surface Modeling Methods*, PhD Thesis, Virginia Polytechnic Institute And State University, Virginia

[37] **Amago, T.,** Response Surface Methodology and Its application to automotive suspension designs, Toyota Central R&D Labs., Inc

[38] **Bramwell, A. R. S., George Di, David B.,** 2001. *Bramwell's Helicopter Dynamics 2nd Edition*, Butterworth-Heineman.

[39] **Leishman, J. G.,** 2006. *Principles of Helicopter Aerodynamics Second Edition*, Cambridge University Press.

[40] **Prouty, R. W.,** 1986. *Helicopter Performance, Stability and Control*, PWS Publishers.

[41] **Johnson W.,** 1980. *Helicopter Theory,* Dover Publications, NewYork.

[42] **Chopra I.,** *Helicopter Dynamics*, University of Maryland.

[43] **AMCP 706-201,** 1974. *Engineering Design Handbook, Helikopter Engineering, Part One Preliminary Design, Headquarters*, U. S. Army Material Command

[44] **Stepniewski, C. N.,** 1984. *Rotary-Wing Aerodynamics Volume I and II*, Dover Publications, Inc., New York

[45] **Sankar, L.,** 2002. *Helicopter Aerodynamics*, Lecture Notes, Georgia Institute of Technology, Atlanta

[46] **American Helicopter Society** , 2002, *AHS Student Design Competation Data Package*,

[47] **Haris F. D., Scully, M. P.**, 1997. Rotorcraft Cost Too Much, Journal of the American Helicopter Society.

[48] *GTPDP User Manuel*, 2002 Georgia Institute of Technoogy.

[49] *GTPDP Theory Manuel*, 2002 Georgia Institute of Technoogy.

[50] *FLIGHTLAB Theory Manual*, 2004. Advanced Rotorcraft Technology, Inc.

[51] **Aiken, A. W., Ormiston, R. A., Young L. A.,** 2000. *Future Directions in Rotorcraft Technology at Ames Research Center*, American Helicopter Society 56th Annuel Forum, Virginia Beach, VA, May 2-4

[52] **Joy, J. J.,** 2000. *Rotorcraft Vision*, International Powerede Lift Conference,Arlington, Virginia, October 30 November 1

[53] **Young, L.A., Aiken, E. W., Johnson, J. L., Demblewski, R., Andrews, J., Klem, J.,** 2002. *New Concepts and Perspectives on Micro-Rotorcraft and Small Autonomous Rotory-Wing Vehicles*, 20th AIAA Applıed Aerodynamics Conferance, St. Louis, MO, June

[54] **Grossman, J., Rubenson, D., Sollfrey, W., Steele, B.,** 2003, Vertical Envelopment and the Future Transport Rotorcraft, United States Army Under Contract No. DASW01-01-C-0003, RAND

[55] **Young, L.A., Aiken, E. W., Lee, P., Briggs, G.,** 2004. *Mars Rotorcraft: Possibilities, Limitations, and Implications for Human/Robotic Exploration*, IEEEAC paper #1274, Version 3, Updated December 16

[56] *Helicopter Yaw Control Methods*, 2007. http://www.aerospaceweb.org /question /helicopters/q0034.shtml

[57] **Flight standart Service**, 2000. Rotorcraft Flying Handbook, U.S. Depertmant of Transportation Federal Aviation Administration

[58] *Jane's Rotorcraft Database*, 2007. Jane's All the World Aircraft Database, www.janes.com

[59] **IMSL**, Fortran Library User's Guide, Visual Numerics.

[60] **Vuillet A.**, 1990. *Rotor and Blade Aerodynamic Design*, AGARD Report No. 781.

[61] **Henderson, J. L., Walsh, J. L., Young, K. C.,** 1995. *Application of Response Surface Techniques to Helicopter Rotor Blade Optimization Procedure,* Meeting Rotorcraft Structures: Design Challenges and Innovative Solutions Williamsbtu'g, Virginia October 30- November 2

[62] **Ölçer F. E.,** 2004. Validation of the Peters-He inflow model., R280-AAA-R-04-027, ROTAM

[63] **Boyd D. D**.., 1999. Rotor/Fuselage Unsteady Interactional Aerodynamics: A New Computationalmodel, *PhD Thesis*. , Virginia Polytechnic Institute And State University.

[64] **Thedore C. R.**., 2000. Helicopter Flight Dynamics Simulation With Refined Aerodynamics Modeling, *PhD Thesis, University of Maryland*.

[65] **Ölçer F. E.,** 2004, Modeling and Simulations of an Existing Utility Helicopter:H300, R280-AAA-R-04-029

[66] **Yamaguchi, F.,** 1988. *Curves and surfaces in Computer Aided Geomtric Design*, Springer Verlag, Berlin

[67] **Goshtasby, A., Rockwood, A., Terzopoulos, D.,** 2001. *A Primer on Shapes: Curves and Surfaces*, SIGGRAPH Course No.7

[68] **Qin, H.,** 2001. Geometric Foundations for Graphics and Visualization (CSE530), Course Notes, Department of Computer Science, SUNY at Stony Brook, State University, New York

[69] **Vince, J.,** 2006. *Mathematics for Computer Graphics*, Springer, London

[70] **Anand, V. B.,** 1993*, Computer graphics and geometric modeling for engineers*, John Wiley, New York

[71] *On-Line Geometric Modeling Notes*, 2007. Computer Science Depertment, University of California, Davis, http://graphics.idav.ucdavis.edu/education/CAGDNotes/homepage.html

[72] **Angel, E.,** 2002. *OpenGL: a Primer*, Addison-Wesley, Boston

[73] **Wright, R. S.,** Lipchak, B., 2004, *OpenGL Super Bible, Third Edition*, Sams Publishing, USA

[74] *NeHe's OpenGL Tutorials*, 2007. http://nehe.gamedev.net/,

[75] **Woo, M.,** 1999, *OpenGL programming guide : the official guide to learning OpenGL (Red Book)*, Addison-Wesley

[76] *The Tao Framework*, 2007. http://www.taoframework.com

[77] *Apron Tutorials*, 2007. http://www.morrowland.com/apron/tut_gl.php

[78] **Metcalf, M., Reid, J.,** 1998. *Fortran 90 / 95 Explained*, Oxford Science Publications

[79] **Adams, J. C., Brainerd, W. S., Martin, J. T., Smith, B. T., Wagener, J. L.,** 1992, Fortran 90 Handbook, Complete ANSI/ISO Refernece, McGraw-Hill Book Company

[80] **Hejlsberg, A., Wiltamuth, S.,** 2000. *C# Language Reference*, Microsoft Corporation

[81] **University of Maryland Student Team,** 2002. 406-UM TerpRanger Light Helicopter Upgrade Program In response to the 2002 Annuel AHS Internatıonal Student Desıgn Competitation-Graduate Category,

Alfred Gessow Rotorcraft Center Depertment of Aerospace Engineering.

[82] *Applied Reasoning*, 2007. The Financial Forecast Center, www.neatideas.com/ info/inflation.html

[83] *Aviation Saleries*, 2007. http://www.aviationcareerguide.com./aviation_saleries.asp

[84] *Gasoline and Diesel Fuel Update*, 2007. Energy Informatıon Administration, http://tonto.eia.doe.gov/oog/info/gdu/gasdiesel.asp

EK 1

ROTAP Örnek Uygulama:

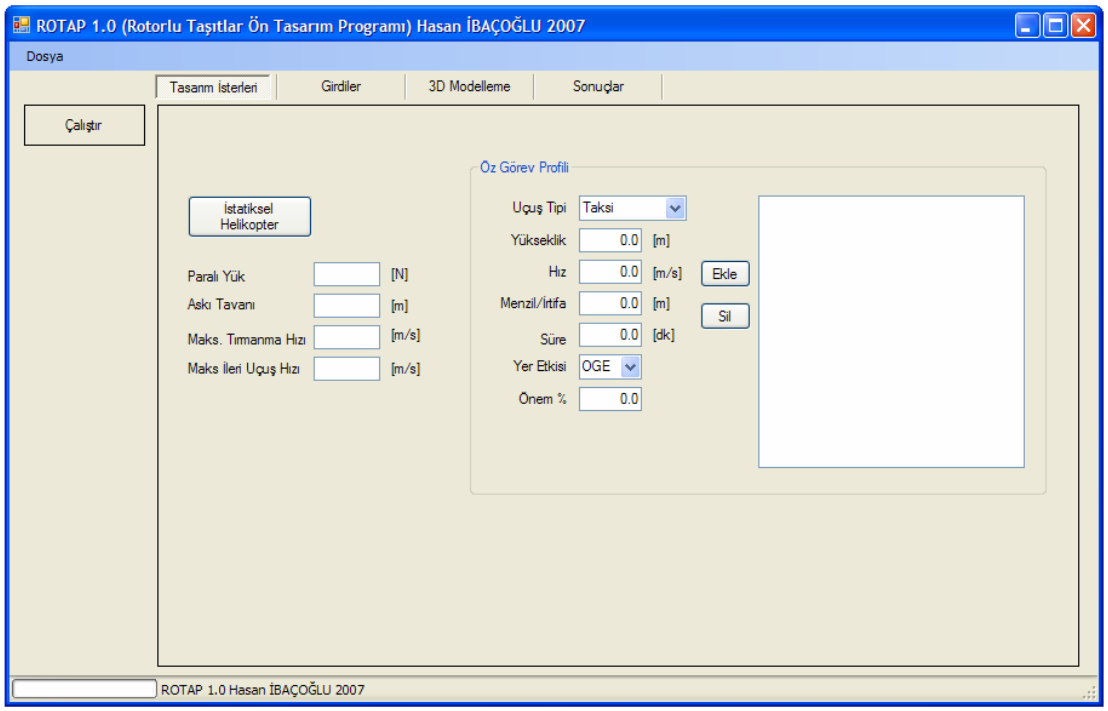
ROTAP programının ve ara yüzünün genel kullanımı hakkında bilgi verebilmek için aşağıdaki örnek uygulama hazırlanmıştır.

ROTAP yüksek lisans tezi kapsamında geliştirilmiş bir helikopter ön tasarım programıdır. İlk ebatlandırma, tasarım optimizasyonu ile performans maliyet ve ağırlık analizleri yapabilmektedir. ROTAP'ın gelişim süreci devam etmektedir.

Programın çalışabilmesi için, ROTAP-AY.EXE, ROTAP01.EXE, ROTAP.GIRDI ve ROTAP.CIKTI dosyalarının aynı klasör içerisine kopyalanması gerekmektedir. ROTAP-AY.EXE, kullanıcı ara yüzü, ROTAP.01 ise çözücü program dosyalarıdır. ROTAP.GIRDI ve ROTAP.CIKTI dosyaları, tekst formatında girdi ve çıktı dosyalarıdır. Ara yüz aracılığı ile kullanıcı girdileri, girdi dosyasına yazılır. Çözücü ise girdi dosyasını okuyarak hesaplamalara başlar ve sonuçları çıktı dosyasına yazar. Son olarak ara yüz çıktı dosyasını okuyarak sonuçları kullanıcıya ulaştırır.

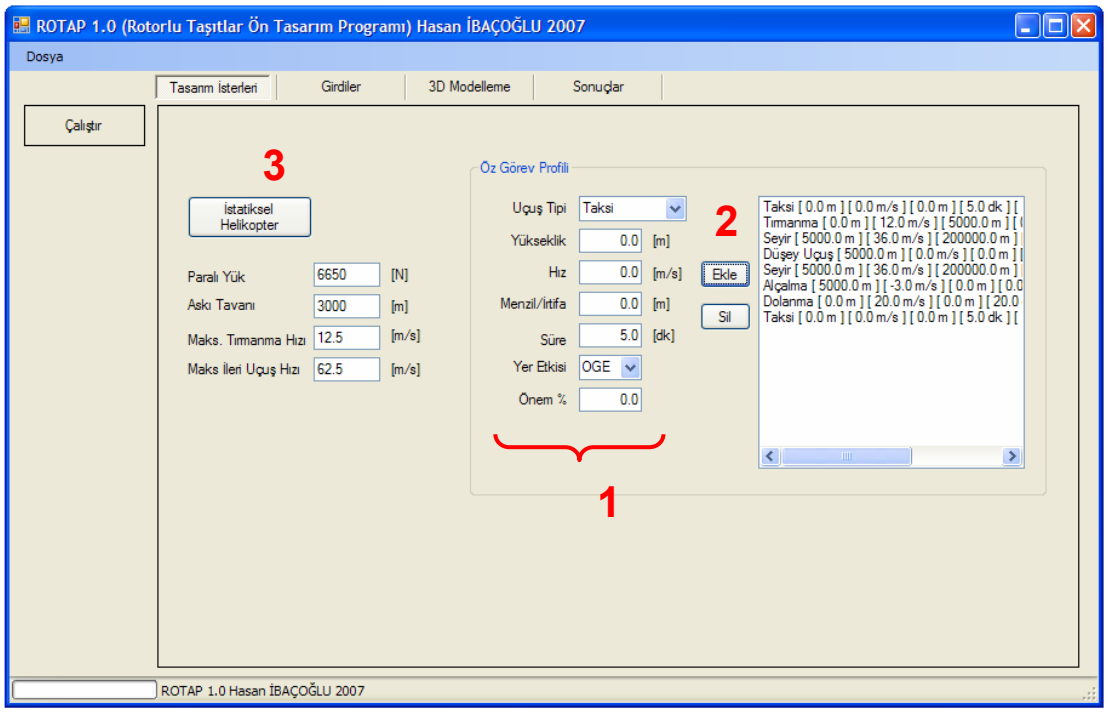
ROTAP'ı kullanabilmek için ara yüz kullanılabileceği gibi bu şart değildir. Kullanıcı isterse girdi dosyasını elle (manüel olarak) düzenleyerek, ROTAP01.EXE dosyasını çalıştırabilir. Ancak düzenleme sırasında dosya formatına dikkat edilmelidir. Aksi durumda, girdiler doğru okunamaz. Dolayısıyla ara yüz programının kullanılması önerilir.

ROTAP-AY.EXE dosyası çalıştırıldığında Şekil A1'de gösterilmiş olan ara yüz formu açılır. Bu form üzerinde gerekli tüm bilgiler girilerek, verilerin yazılması ve çözücü programın (ROTAP01.EXE) çalışması sağlanır.



Şekil A1: Kullanıcı ara yüzü

Tasarıma ilk olarak tasarım isterlerinin girilmesi ile başlanır (Şekil A2). Tasarım isterleri, potansiyel müşterilerin beklentilerine göre belirlenmiş temel verilerdir. Tasarım bu veriler ışığında şekillenir. Tasarım isterleri bölümünde öz görev profili de tanımlanır. Bu profil, tasarlanacak olan helikopter için düşünülmüş genel bir görev profilini tanımlamaktadır [3].



Şekil A2: Tasarım isterlerinin ara yüze girilmesi

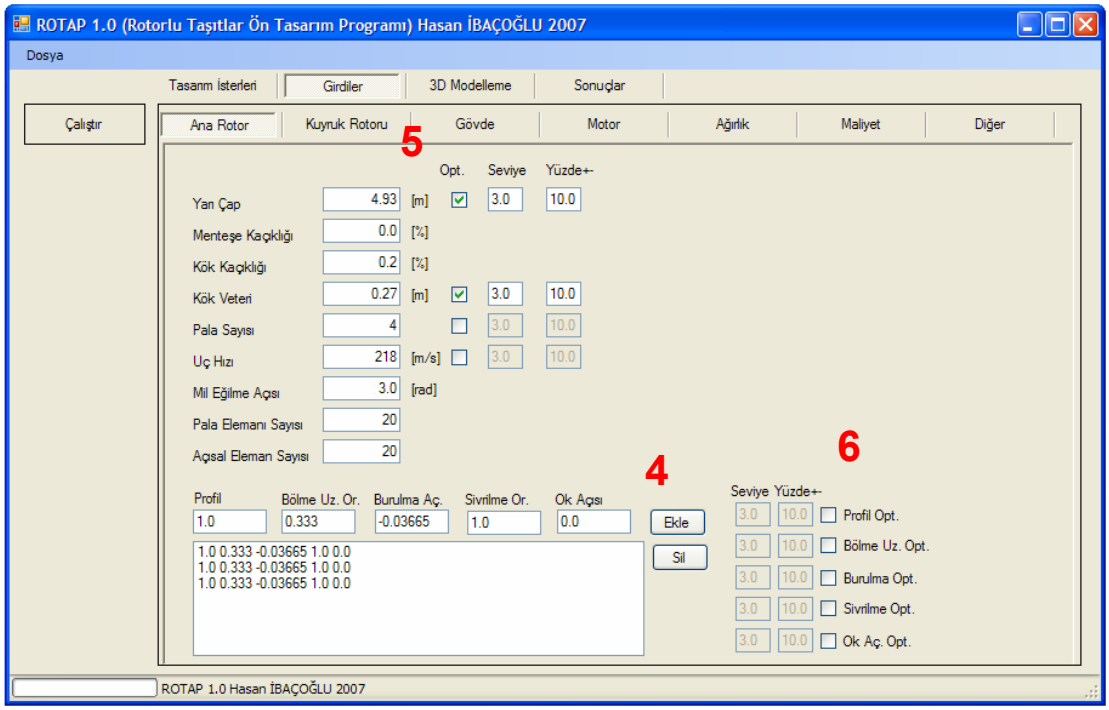
Paralı yük, askı tavanı, maksimum uçuş hızı gibi tasarım isterleri, ilgili kutucuklara girildikten sonra, öz görev profili girilir. Öz görev profilinin her adımı için, '1'deki değerler girilerek '2'deki 'Ekle' butonu ile yandaki listeye eklenir. Her hangi bir hata yapılması durumunda, 'Sil' butonu ile liste temizlenir. Tasarım isterleri girildikten sonra, '3'deki 'İstatiksel Helikopter' butonu ile tasarım isterlerine göre istatistiki bir helikopterin verileri hesaplanarak 'Girdiler' bölümündeki yerlerine yazılır. Böylece tasarım başlangıç değerleri elde edilmiş olur.

Girdiler bölümünde, Ana Rotor Kuyruk Rotoru, Gövde, Motor, Ağırlık, Maliyet ve tasarım için gerekli diğer veriler girilip düzenlenebilir. Bu bölüme girildiğine pek çok verinin varsayılan olarak ya da ilk ebatlandırma sonrasında hesaplanmış olduğu görülür.

'Ana Rotor' bölümüne tüm ana rotor parametreleri girilir (Şekil A3).

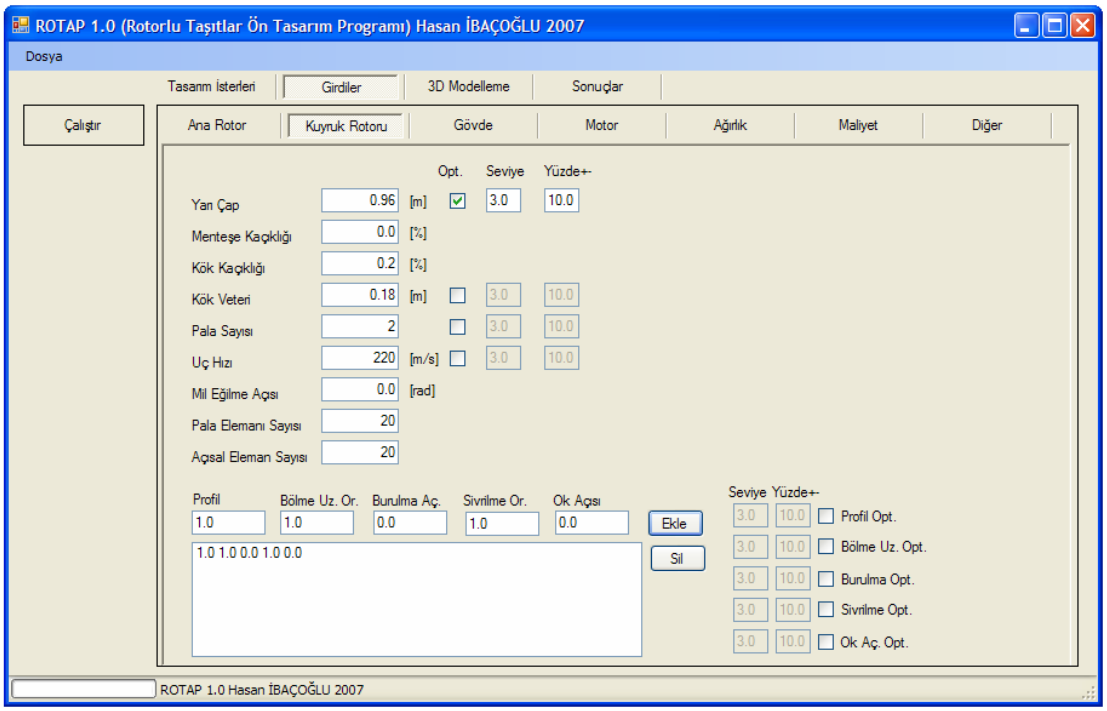
Optimize edilmek istenen parametrelerin, yanlarındaki kutucuklar seçili hale getirilir. '5'de gözüktüğü üzere sadece optimize edilebilir parametrelerin yanında seçme kutucukları vardır. '4'deki listeye pala modeli girilir. Pala modeli, pala elemanı sayısından çok olmamak üzere kullanıcı tarafından istenildiği kadar bölmelere ayrılabilir. Her bölmeye ayrı ayrı, lineer burulma, profil, sivrilme oranı ve ok açısı tanımlanabilir. Bunun için liste kutusunun üst tarafındaki değerler her bölge için ayrı ayrı doldurularak 'Ekle' butonu ile listeye kaydedilir. 'Sil' butonu ile liste temizlenebilir. Eğer bölmelerdeki değişkenlerden optimize edilmek istenenler olursa, '6'daki seçme kutucukları işaretlenmelidir. Seçme kutucukları işaretlendiklerinde yanlarındaki 'Seviye' ve 'Yüzde' alanları aktif hale gelmektedir. Bu alanlardaki varsayılan değerleri kullanıcı isterse değiştirebilir. 'Seviye' ilgili değişkenin optimizasyon seviyesini (2-3), 'Yüzde' ise optimum sonucun aranacağı aralığın yüzdesini ifade ederler. Kullanıcı isterse istatiksel ya da varsayılan değerleri değiştirebilir. Burada

dikkat edilmesi gereken optimize edilmeyen parametreler, optimizasyon sırasında sabit kalmaktadır. Dolayısıyla çok mantıksız veriler girilmesi durumunda sonuca ulaşılamayabilir.



Şekil A3: Ana rotor girdileri

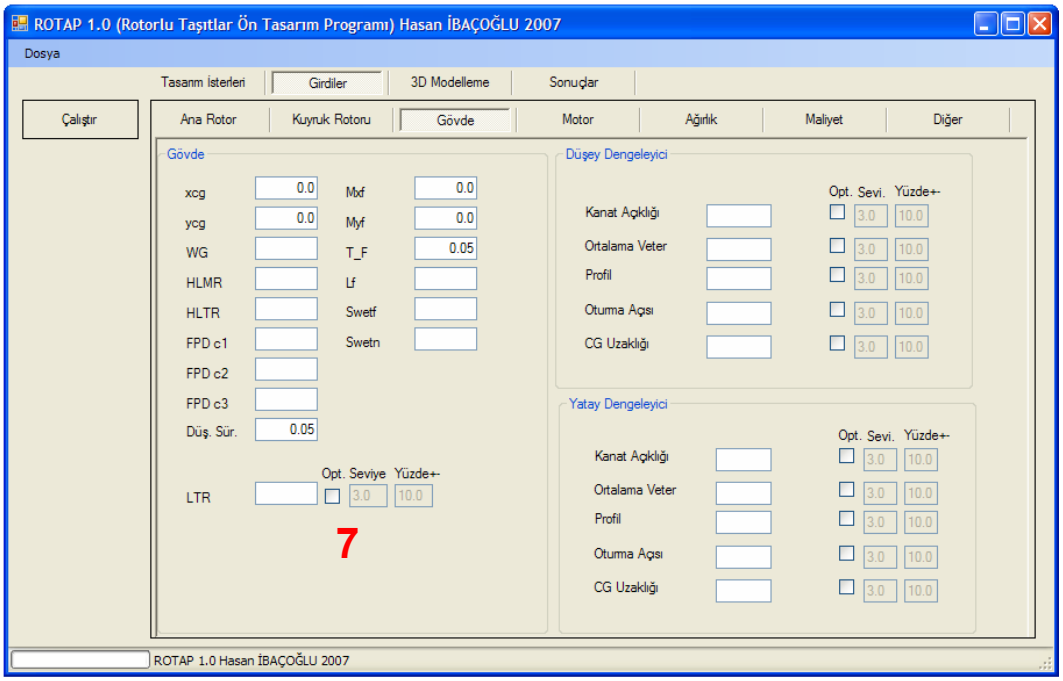
Ana rotor için yapılanlar benzer şekilde kuyruk rotoru içinde yapılır (Şekil A4).



Şekil A4: Kuyruk Rotoru girdileri

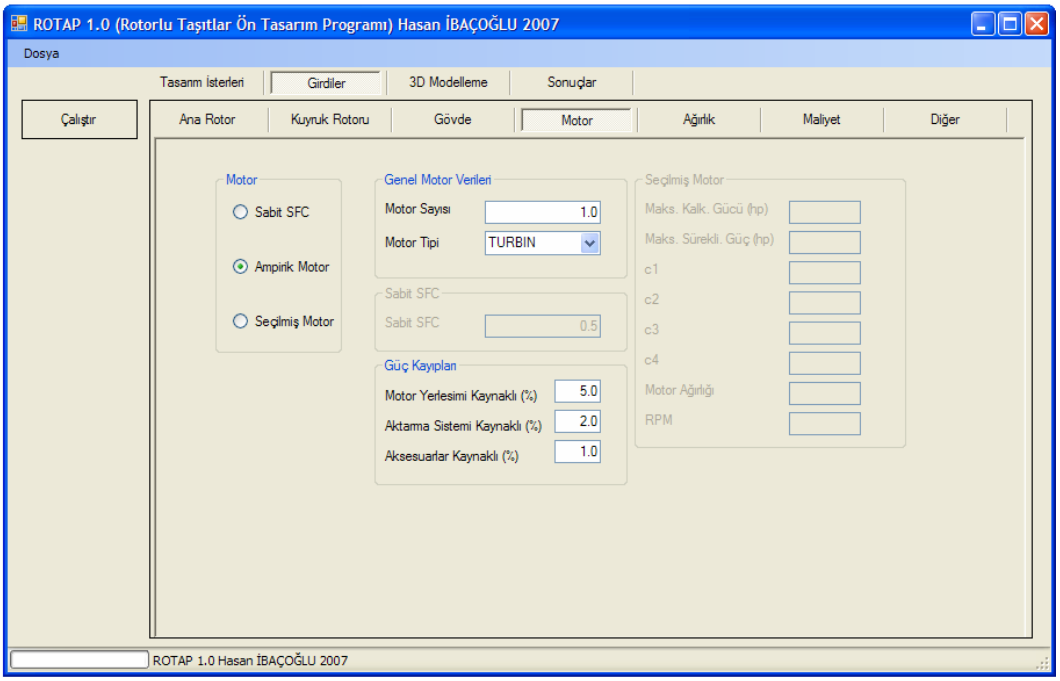
'Gövde' bölümünde gövde ile yatay ve düşey dengeleyicilerin verileri girilir. Gövde verilerinden sadece, ana rotor ile kuyruk rotoru arasındaki mesafeyi temsil eden'7'dek' 'Ltr' değişkeni optimize edilebilir (Şekil A5). Gövde sürüklemesi analizler

açısından son derece önemlidir. Üç katsayı ile ifade edilen gövde sürüklemesinin nasıl ön görülebileceği Bölüm 7'de anlatılmıştır. Düşey ve yatay dengeleyicilerin tüm parametreleri optimize edilebilir.



Şekil A5: Gövde girdileri

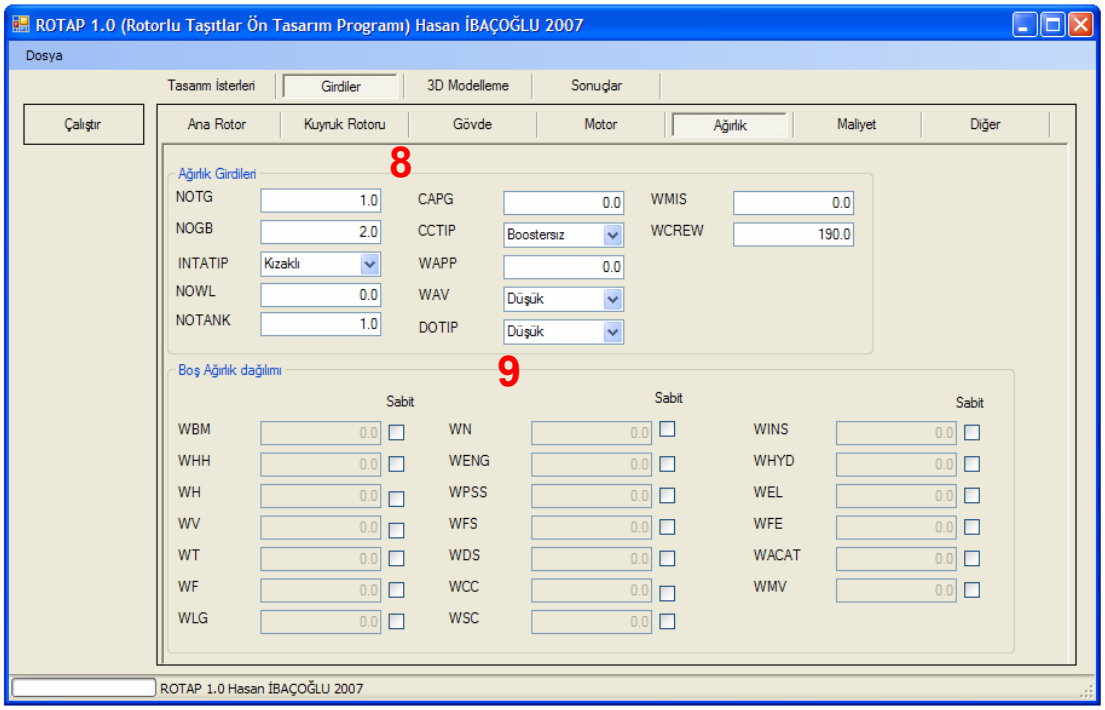
Şekil A6'da görülebileceği gibi, üç farklı motor seçeneği girilebilir. Sabit SFC'de yakıt ağırlığının hesaplanması sırasında tüm atmosfer ve güç değerleri için kullanıcı tarafından girilen özgül yakıt sarfiyatı değeri kullanılır. Ampirik motor seçeneğinde ise hesaplanan maksimum motor gücüne göre ampirik özgül yakıt sarfiyatı hesabı yapılır.



Şekil A6: Motor girdileri

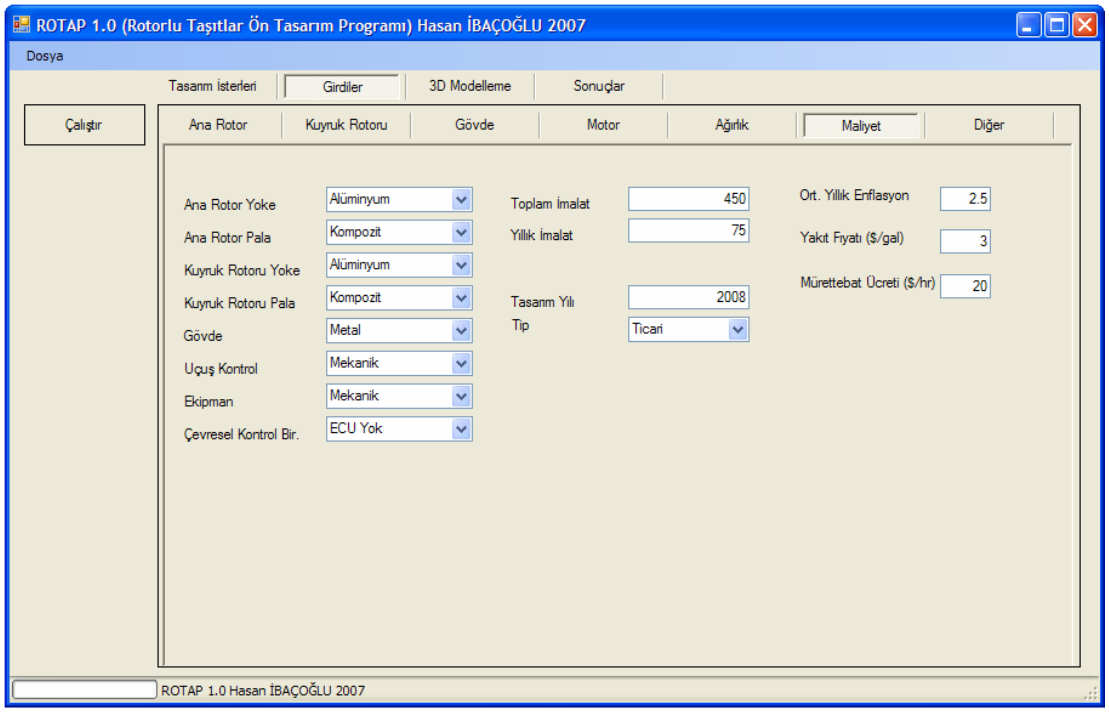
Üçüncü seçenek ise motor verilerinin kullanıcı tarafından girilmesidir.

Ağırlık hesaplamalarında istatiksel verilerden elde edilmiş ampirik denklemler kullanılmaktadır. Dolayısıyla ‘8’deki pek çok katsayı değerinin kullanıcı tarafından girilmesi gereklidir (Şekil A7). Bu katsayılarla ilgili olarak Bölüm 8.1 incelenebilir. ‘9’daki boş ağırlık bileşenleri, tasarım sırasında hesaplanmaktadır. Ancak bunlardan değeri başlangıçta kullanıcı tarafından bilinen ve sabit kalması istenenler varsa, ilgili bileşenin yanındaki ‘Sabit’ seçme kutusu işaretlenerek, değeri girilir



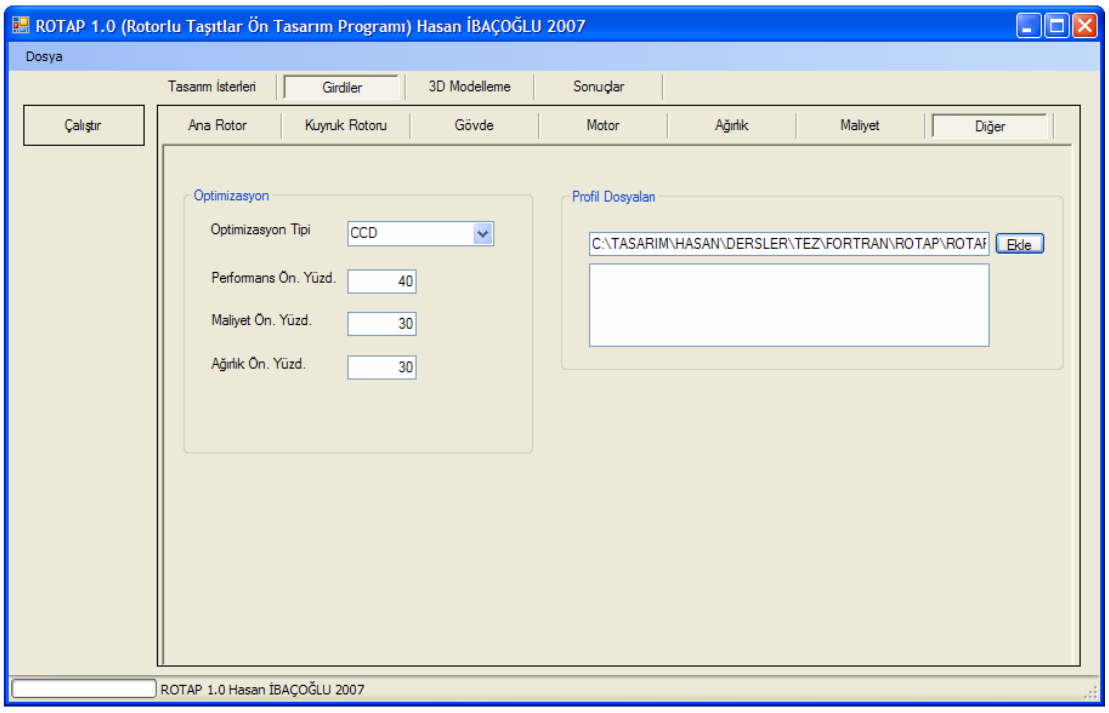
Şekil A7: Ağırlık girdileri

Maliyet hesaplamaları için gerekli olan tüm veriler ‘Maliyet’ bölümüne girilir. Maliyet hesaplamalarında, toplam imalat adedi ve yıllık imalat oranı, ana belirleyici verilerdir. Ayrıca tasarım yılı ve yıllık ortalama enflasyon verileri tasarım yılı için maliyet hesaplamalarının yapılmasını sağlarlar. Yakıt fiyatı ve mürettebat ücretleri değişken olabileceğinden, literatürden araştırılması gerekmektedir. Son olarak maliyet hesaplamaları, ticari ve askeri uygulamalar için ayrı olarak yapılabilir.



Şekil A8: Maliyet Girdileri

Son bölüm ise 'Diğer' bölümüdür (Şekil A9). Burada optimizasyon algoritması için gerekli olan veriler girilir. İki farklı örnek noktaları seçim yöntemi kullanılabilir. CCD ve FF ile ilgili olarak Bölüm 6.3 incelenebilir.



Şekil A9: Optimizasyon ve Profil girdileri

Diğer bölümünde, aynı zamanda profil verilerinin olduğu tablolar da girilir. *Cl*, *Cd* verilerin olduğu dosyaların tam adresleri yazılarak listeye eklenirler. ROTAP, bu listedeki sıraya göre, ana rotor ve kuyruk rotoru girdilerindeki profil numaralarını algılar.

Cl, *Cd* verilerinin olduğu dosyalar, uygun formatta hazırlanmalılar (Şekil A10). İlk sütun, efektif hücum açısı olmalıdır. Aralık ve toplam veri sayısı önemli değildir. ancak derece cinsinden olmalıdır. Hücum açısının yanındaki sütunlarda, 0 ila 1 arasında, 0.1 aralıkla mah sayılarındaki *Cl* ve *Cd* değerleri verilmiş olmalıdır.

```
**************************
Naca 0012 cl - cd - cm datasi
Kaynak: ---
Format: 1*A(hucm acisi), 11*M(Mach sayisi 0:1)
Hazirlayan: Hasan Ibacoglu
**************************
*
start_cl
.....
.....
-1.00     -0.1055  -0.1055  -0.1055  -0.1100  -0.1140  -0.1235  -0.1360  -0.1565  -0.1975  -0.1000  -0.1000
-0.50     -0.0527  -0.0527  -0.0527  -0.0550  -0.0570  -0.0617  -0.0680  -0.0782  -0.0988  -0.0500  -0.0500
0.00 0.0000   0.0000   0.0000   0.0000   0.0000   0.0000   0.0000   0.0000   0.0000   0.0000   0.0000
0.50 0.0527   0.0527   0.0527   0.0550   0.0570   0.0617   0.0680   0.0783   0.0987   0.0500   0.0500
1.00 0.1055   0.1055   0.1055   0.1100   0.1140   0.1235   0.1360   0.1565   0.1975   0.1000   0.1000
.....
.....
end_cl
*
start_cd
.....
.....
-1.00     0.0083   0.0083   0.0083   0.0083   0.0083   0.0083   0.0083   0.0083   0.0141   0.0659   0.0960
-0.50     0.0082   0.0082   0.0082   0.0082   0.0082   0.0082   0.0082   0.0082   0.0128   0.0655   0.0955
0.00 0.0080   0.0080   0.0080   0.0080   0.0080   0.0080   0.0080   0.0080   0.0114   0.0651   0.0950
0.50 0.0082   0.0082   0.0082   0.0082   0.0082   0.0082   0.0082   0.0082   0.0128   0.0655   0.0955
1.00 0.0083   0.0083   0.0083   0.0083   0.0083   0.0083   0.0083   0.0083   0.0141   0.0659   0.0960
.....
.....
end_cd
*
end_data
```

Şekil A10: *Cl* ve *Cd* tabloları dosya biçimi

Hem *Cl* hem de *Cd* verileri aynı dosyada olmalıdır. Aralarda boş satır bırakılmamalıdır. Eğer gerekliyse satır başına *'*'* konmalıdır. Dosya *'end_data'* ifadesiyle bitmelidir. *Cl* ve *Cd* değerleri *start_cl, start_cd* ile *end_cl, end_cd* satırları arasına, arada boşluk olmayacak şekilde yazılmalıdır.

Tüm veriler girildikten sonra, 'Çalıştır' butonu ile girdi dosyası yazdırılarak, çözücünün çalışması başlatılır. Analiz bittikten sonra, çıktı dosyası okunarak 'Sonuçlar' bölümünde yayınlanır.

ÖZGEÇMİŞ

Hasan İbaçoğlu, 1978 yılında İstanbul'da dünyaya gelmiştir. 1994 yılında Beylerbeyi Lisesi'nden mezun olduktan sonra 1997 yılında İstanbul Teknik Üniversitesine girmiştir. 2002 yılında Uçak Mühendisliği bölümünden mezun olan Hasan İbaçoğlu, halen İTU ROTAM'da HAGU projesinde tasarım mühendisi olarak görev yapmaktadır.