

**DÖNER KANATLI HAVA ARAÇLARI NIN
AERODİNAMİK PERFORMANSI NIN
DEĞERLENDİRİLMESİ**

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Uzay Müh. Öğrencisi BALKAN

Ana Bilim Dalı : Uzay Mühendisliği

Program : Uzay Mühendisliği

ARALIK 2004

**DÖNER KANATLI HAVA ARAÇLARI NIN
AERODİNAMİK PERFORMANSI NIN
DEĞERLENDİRİLMESİ**

**YÜKSEK LİSANS TEZİ
Uzay Müh. Öğrencisi BALKAN
(511011104)**

**Tezin Enstitüye Verildiği Tarih : 25 Şubat 2005
Tezin Savunulduğu Tarih : 27 Ocak 2005**

**Tez Danışmanı : Doç. Dr. F. Özgür EDİS
Değer Jüri Üyeleri: Prof. Dr. Asan MERİÇ
Prof. Dr. M. Adil YÜKSELEN**

ARALIK 2004

ÖNSÖZ

Öncelikle, bu çalışmanın oluşturulmasında yardımları ve danışmanlığından dolayı değerli hocam Doç. Dr. F. Oğuz EDİS'e şükranlarımı sunarım

Ayrıca bu süreçte sabırla destek ve yardımlarını esirgemeyen sevgili eşim, anne ve babama minnettarlığımı; dünyalar tatlısı gülümsemesiyle bana her daim moral kazandıran biricik oğlum Arda'na sevgileriimi ifade etmek isterim

Demet BALKAN

ARALI K 2004

İÇİNDEKİLER

ŞEKİL LİSTESİ	v
SEMBOL LİSTESİ	vi
ÖZET	viii
SUMMARY	ix
1. GİRİŞ	1
1.1. Giriş ve Çalışmanın Amacı	1
2. TEORİ KİNCİLEME	3
2.1. Asılı Durma Durumunun İncelenmesi	3
2.1.1. Momentum teorisi	3
2.1.2. Palaleman teorisi	4
2.1.3. Palaleman- momentum teorisi	6
2.2. İleri Uçuş Durumunun İncelenmesi	8
2.2.1. Palaleman teorisi	9
2.2.2. Momentum ve enerji denklemleri	9
2.2.3. Ayar (trim) koşulları	13
2.3. Qorotasyon	14
2.3.1. Rotor hız kaybının incelenmesi	14
2.4. Özel Manevralar	15
2.4.1. Çekme manevrası	15
3. PERFORMANS DEĞERLENDİRİCİ	16
3.1. Performans Değerlendirici Ana Grafik Arayüzü	16
3.2. Performans Değerlendirici Alt Grafik Arayüzleri	17
3.2.1. Asılı durma durumunda gerekli gücün ağırlıklı değişim arayüzü	19
3.2.2. İtme verimliliğinin dolulukla değişimi alt arayüzü	20
3.2.3. İtme verimliliğinin itme katsayısıyla değişimi alt arayüzü	21
3.2.4. İtme katsayısının tork katsayısı ile değişimi alt arayüzü	22
3.2.5. Asılı durma konumundaki güç hesaplamaları alt arayüzü	23
3.2.5. Boyutsuz palataşması nın radyal dağılımı alt arayüzü	24
3.2.6. Boyutsuz palataşması nın azimutal dağılımı alt arayüzü	25
3.2.7. İleri uçuşta gerekli güç alt arayüzü	26
3.2.8. Ana ve kuyruk rotoru için ileri uçuşta palayüklemesi alt arayüzü	29
3.2.9. Qorotasyonda rotor hız kaybı alt arayüzü	29
3.2.10. Çekme kapasitesi alt arayüzü	30
3.2.11. Maksimum dikey uçuş mutlak tavanı alt arayüzü	31

4. SONUÇLAR VE TARTIŞMA	34
KAYNAKLAR	35
EKLER	
EK A MATLAB Yazılım ile programlama ve kullanıcı arayüzü tasarımı	36
ÖZGEÇMİŞ	45

ŞEKİL LİSTESİ

	<u>Sayfa No</u>
Şekil 2.1 : Asılı konumdaki rotorun yakınındaki indüklenmiş hızlar.....	3
Şekil 2.2 : Pala elemanının geometrisi.....	5
Şekil 2.3 : Tipik bir profil örneği	5
Şekil 2.4 : Rotor disk hal kası.....	6
Şekil 2.5 : Radyal ve azimut olarak dinamik basıncının değişimi.....	8
Şekil 2.6 : Rotor disk kuvvet denge şekli.....	9
Şekil 2.7 : İleri uçuştaki kuvvet dengesi.....	14
Şekil 2.8 : Çekme gerilmesi.....	13
Şekil 3.1 : Perforans değerlendirici ana kullanıcı arayüzü	15
Şekil 3.2 : Asılı durma durumunda gerekli gücün ağırlıklı değişimi.....	18
Şekil 3.3 : İtme verimliliğinin dolulukla değişimi.....	19
Şekil 3.4 : İtme verimliliğinin itme katsayısıyla değişimi.....	20
Şekil 3.5 : İtme katsayısının güç katsayısı ile değişimi.....	21
Şekil 3.6 : Asılı durma konumundaki güç hesaplamaları.....	22
Şekil 3.7 : Boyutsuz pala taşımasını radyal dağılımı.....	25
Şekil 3.8 : Boyutsuz pala taşımasının azimutal dağılımı.....	26
Şekil 3.9 : İleri uçuştaki güç tahmini.....	27
Şekil 3.10 : Ana rotor için ileri uçuştaki pala yüklemesi.....	30
Şekil 3.11 : Rotor hız kaybı.....	30
Şekil 3.12 : Çekme kapasitesi.....	31
Şekil 3.13 : Maksimum dikey uçuş tavanı.....	32
Şekil A1 : Power Req_Forward figadlı fiğür dosyası.....	45
Şekil A2 : Kullanıcı arayüzü çalışma penceresi.....	40
Şekil A3 : Matlab çalışması penceresi.....	39

SEMBOL LİSTESİ

A	: Pervane disk alanı
A_b	: Palaların alanı
B	: Pala ucu kayıp faktörü
a	: Taşıma eğri eğimi
b	: Pervane pal sayısı
bf	: Bokaş faktörü
c	: Pal veter uzunluğu
C_d	: Sürüklenme katsayısı
C_{d0}	: Sıfır-taşıma sürüklenme katsayısı
C	: Profil taşıma katsayısı
C_p	: Güç katsayısı
C_{pi}	: İndüklenmiş güç katsayısı
$C_{pi\,ideal}$	: İdeal güç katsayısı
C_Q	: Pervane tork katsayısı
C_T	: Pervane itki katsayısı
$C_{p\,parasite}$	: Parazitik güç katsayısı
$C_{p\,profile}$	: Profil güç katsayısı
C_W	: Ağırlık katsayısı
d_{MT}	: Ana ve kuyruk rotör merkezleri arasındaki mesafe
D	: Sürüklenme
F	: Kuvvet
FM	: İtki verimliliği
GW	: Helikopterin toplam ağırlığı
J	: Polar atalet momenti
L	: Taşıma kuvveti
P	: Pervane gücü
P	: İdeal güç
Q	: Pervane torku
r	: Kuyruk pervanesi yarıçapı
R	: Rotör yarıçapı
T	: Pervane itkisi
U	: Yatay hız bileşeni
V	: Hız
v_i	: İndüklenmiş hız
V_{ip}	: Pala uç hızı
x_n	: Boyutsuz genişlik
α	: Hücum açısı
α_i	: İndüklenmiş hücum açısı
α_{eff}	: Etkin hücum açısı
θ	: Pala yunuşlama açısı

θ_w	: Doğrusal burulma oranı
$\theta_{0.75}$	: %75'lik yarıçaptaki yunuslanma açısı
λ	: Pervane akı moranı
λ_i	: İndüklenmiş akı moranı
ρ	: Havanın yoğunluğu
σ	: Pervane doluluğu
μ	: İlerleme oranı (advance ratio)
ψ	: Palanın azimut pozisyonu
Ω	: Rotörün açısal hızı
ΩR	: Rotörün uç hızı
Δr	: Pala elemanı genişliği

DÖNER KANATLI HAVA ARAÇLARININ AERODİNAMİK PERFORMANSININ DEĞERLENDİRİLMESİ

ÖZET

Helikopterler sivil ve askeri uygulamalar için kullanılan yüksek kabiliyette ve son derece kullanışlı döner kanatlı hava araçlarıdır. Yüksek kabiliyetleri dik olarak havalandırma konumlarında, havada asılı kalmalarında, ileri geri ve yanlara uçabilmelerinde yatar. Bu yüksek kabiliyet, beraberinde bazı dezavantajlar da getirmektedir. Karşılaştıkları aerodinamik problemler, titreşimleri, yüksek düzeyde gürültü, sabit kanatlı hava araçlarına kıyasla daha fazla güç gereksinimi, bu dezavantajlardan bazılarıdır.

Özellikle askeri amaçlar için kullanılan temel helikopter tasarımcısı için genel gereksinimler şu şekilde ifade edilebilir: Asılı kalma yeteneği, maksimum faydalı yük, menzil ve dayanıklılık, keşif ve maksimum seviye uçuş hızı, tırmanma performansı, manevra kabiliyeti ve çeviklik.

Bu çalışmada, helikopter tasarımında çalışan mühendislere, performans hesaplamalarında kolaylık sağlamak amacıyla kodlar yazılmış ve bir arayüze ilişkilendirilmiştir. Bir başka ifade ile, hava araçlarının üzerlerindeki aerodinamik yüklerin incelenmesi ve gereksinimleri karşılayacak optimum değerlerin seçilebilmesi için, tasarım parametrelerindeki değişimlerin rotor performansını ne şekilde etkileyeceğini ve bunların birbirleriyle olan ilişkilerini grafiklerle gösterebilmeleri için sağlanmıştır. Performans Değerlendirici adı verilen bu arayüz, kullanıcının yeni veri girişine imkân sağlamaktadır.

Performans hesaplamalarında kullanılan kodlar yüksek performanslı teknik programlama dili olan MATLAB yazılımı kullanılarak yazılmıştır. Bu çalışmada MATLAB'in tercih edilmesinin sebebi; özel kullanıcı arayüzleri vasıtasıyla elde edilen verilerin görselleştirilmesinde grafik yeteneğinin yüksek olmasıdır.

THE STUDY OF ROTATING WING AIRCRAFTS AERODYNAMICS PERFORMANCE

SUMMARY

Helicopters are highly capable and useful rotating-wing aircraft that have a variety of civilian and military applications. Their usefulness lies in their unique ability to take off and land vertically, to hover stationary relative to the ground, and to fly forward, backward, or sideways. These unique flying qualities, however, come at a price, including complex aerodynamic problems, significant vibrations, high levels of noise, and relatively large power requirements compared to a fixed-wing aircraft.

The general design requirements for a new helicopter will include: Hover capability, maximum payload, range and endurance, cruise or maximum level flight speed, climb performance, maneuverability and agility.

In this study, codes were written to be used by helicopter research & development engineers. A Graphical User Interface (GUI) was formed to reach these codes. In other words; with this GUI it is possible to see how design parameter changes affect the rotor performance and each other by computing aerodynamic loads on aircrafts and optimum values that handle the requirements. All these computation results can be obtained graphically. This GUI, called Performance Evaluator, gives the user opportunity to input data easily as well.

The codes that compute the performance were written in a high performance technical programming language, MATLAB. MATLAB software was chosen in this study, because of its graphical visualization ability by means of GUIs.

1. GİRİŞ

“ Dik olarak yükselebilen ve havada asılı kalabilen bir araç fikri, muhtemelen insanoğlunun uçmayı hayal edişiyle aynı zamanda doğmuştur” Igor SIKORSKY (1938).

Helikopterler sivil ve askeri uygulamalar için kullanılan yüksek kabiliyette ve son derece kullanışlı döner kanatlı hava araçlarıdır. Yüksek kabiliyetleri dik olarak havalandırma konularında, havada asılı kalma konularında, ileri geri ve yanlara uçabilmelerinde yatar. Bu yüksek kabiliyet, beraberinde bazı bedeller de getirmektedir. Karışık aerodinamik problemler, titreşimler, yüksek düzeyde gürültü, sabit kanatlı hava araçlarına kıyasla daha fazla güç gereksinimi, bu bedellerden bazılarıdır.

Helikopter tasarımı müşterilerin istediği özellikleri ihale şartnamelerinde bildirilmesiyle başlar. Eğer müşteri bir ülkenin silahlı kuvvetleri ise, helikopterden beklentileri muharebe ortamında dayanıklılık, manevra kabiliyeti, çeviklik, azami uçuş mesafesi gibi özelliklerdir. Eğer müşteri sivil piyasa ise beklentiler; güvenlik, azaltılmış kabin gürültüsü, yolcu rahatlığı, düşük bakım giderleri olacaktır. Ayrıca helikopterler yerleşim birimlerinde kullanılacağı için, dış gürültünün de az olması muhtemelen istenecektir. Zamanla askeri ve sivil piyasadaki helikopter tasarımı beklentileri etkin bir ortak paydada birleştirilmiştir. Bu hem üreticiler hem de müşteriler açısından fayda sağlamıştır.

Prouty (1998) özellikle askeri amaçlar için kullanılan temel helikopter tasarımı süreci için genel gereksinimleri şu şekilde ifade etmiştir [1] :

- Asılı kalma yeteneği
- Maksimum faydalı yük
- Menzil ve dayanıklılık
- Seyrüsefer veya maksimum seviye uçuş hızı

- Tırnanma performansı
- Manevra kabiliyeti ve çeviklik

Bu çalışmada hava araçlarının üzerlerindeki aerodinamik yüklerin incelenmesi ve gereksinimleri karşılayacak optimum değerlerin seçilebilmesi için, tasarım parametrelerindeki değişimlerin rotor performansını ne şekilde etkileyeceğini ve bunların birbirleriyle olan ilişkilerini bazı grafiklerle gösterebilmek amaçlanmıştır.

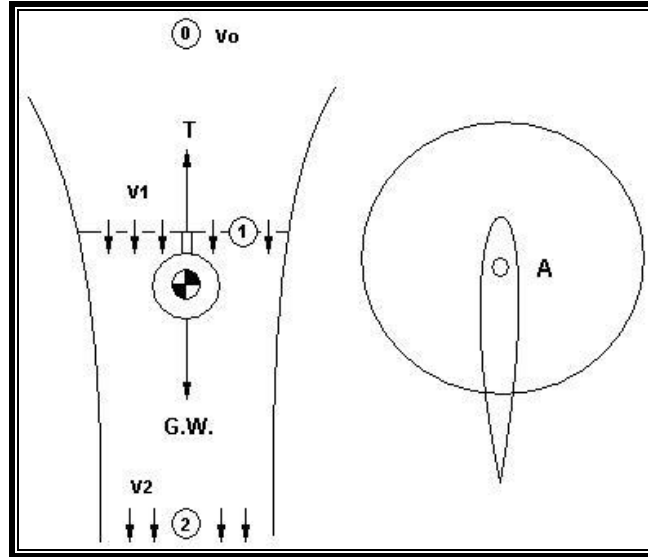
Tasarım aşamasında kullanılacak olan grafiklerin elde edilebilmesi için, grafiksel kullanıcı arayüzü yeteneğine sahip, yüksek performanslı teknik programlama dili olan MATLAB kullanılmıştır.

2. TEORİK İNCELEME

2.1 Asılı Durum Durumunun İncelenmesi

2.1.1 Momentum teorisi

Herhangi bir fiziksel sistemde olduğu gibi, asılı konumda olan helikopter de fiziksel temel kurallarına göre hareket eder. Newton'un ifade ettiği gibi, “Her etki için ona eşit şiddette ve zıt yönde bir tepki oluşur.” Asılı konumda olan bir helikopter için etki, toplam ağırlığa eşit rotor itkisi dir. Tepki, rotorun yukarısındaki durgun konumdaki hava kütle sinin, rotorun aşağısındaki akım alanındaki sonlu hız konumuna ivmelenmesi dir. Söz konusu durum Şekil 2.1’de görülmektedir.



Şekil 2.1 Asılı konumdaki rotorun yakınındaki indüklenmiş hızlar

Rotordaki durumlar sıkça karşılaşılan (2.1) ana denklemi ile ifade edilir.

$$\text{Kuvvet} = (\text{kütle}) (\text{ivme}) \quad (2.1)$$

Rotor gibi hava kütle sinin devanmı olarak ivmelendiren sistemlerde, denklem (2.2) şeklinde yazılabilir.

$$\text{Rotor İtkisi} = (\text{saniyedeki kütle akışı}) (\text{akış hızındaki toplam değişim}) \quad (2.2)$$

Kütle akışı disk alanı ile rotor diskindeki indüklenmiş hızın çarpımına eşittir. Kütle akışı ve ivmelenme ifadeleri indüklenmiş hızla bağlı olduğu için, rotor itkisi indüklenmiş hızın karesi ile rotor disk alanının çarpımıyla orantılıdır.

Bu nedenle küçük bir rotor aynı itkiyi elde etmek için daha büyük bir rotora oranla daha yüksek değerde hız sağlamalıdır. Bu yüksek hız beraberinde verimin düşmesini getirir. Helikopter dizaynında rotor çapı seçiminde bu gerçek göz önünde bulundurulmalıdır.

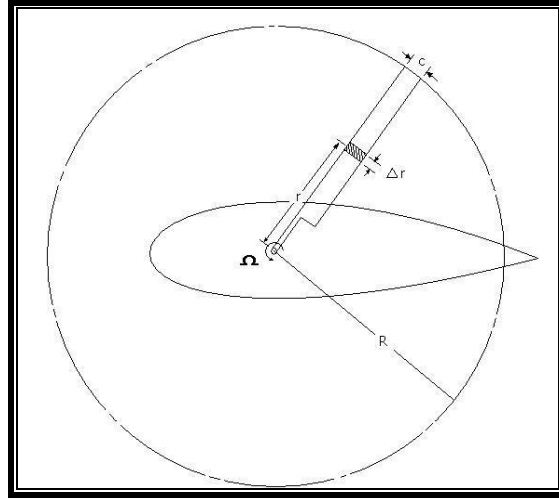
Momentum teorisi kütle, momentum ve enerjinin korunumuna dayanır. Pala etrafındaki akışın ayrıntılarıyla ilgili değildir. Bu teoriye akış, irrotasyonel, sıkıştırılamaz, viskoz olmayan ve daimi kabul edilmiştir.

2.1.2 Pala eleman teorisi

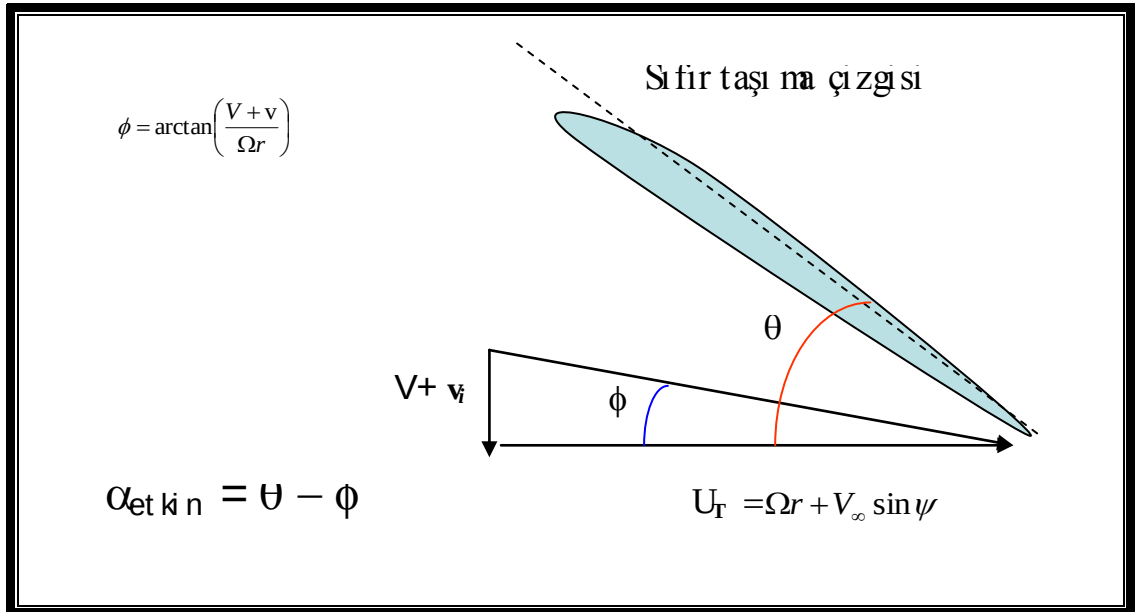
Momentum teorisi rotor palalarının analizi veya pala sayılarının belirlenmesinde ve kanburluk, sivrilik, burulma gibi diğer fiziksel karakteristiklerin belirlenmesinde yeterli olmaz. Bunların elde edilmesinde pala eleman teorisi kullanılır.

Şekil 2.2' de pala elemanı geometrisi görülmektedir. Bir pala elemanı, dönme merkezinden r uzaklıkta, ve palanın Δr genişliğindeki küçük bir dilidir.

Dilindeki taşıma ve sürüklenme, o dilindeki iki boyutlu profil karakteristikleri kullanılarak hesaplanır. Bilinen bölgesel akış büyüklükleri; açısız hız, tırmanma hızı (V), ve giriş hızı (v)'dır. Rotorun düzlemsel hızıyla çarpılant taşıma (L) ve sürüklenme (D) dipten uca kadar yarıçapa göre, her bir pala elemanı için bulunur. Bu Δr genişliğindeki her bir dilim için bulunan sonuçlar toplanır. Böylelikle tek bir rotor palasının için harcanan güç (P) ve itki (T) hesaplanmış olur. Pala sayısının fazla olduğu rotolar için bu ifade pala sayısı ile çarpılır.



Şekil 2.2 Pala elemanı nın geometrisi



Şekil 2.3 Tipik bir profil örneği

Şekil 2.3'te belirtilen tipik bir profil örneği değerlendirildiğinde pala, dönme düzlenine teğet olan düzlemsel hızı (U_T) görür. Burada r dilinin radyal pozisyonunu göstermekte ve düzlemsel hızın büyüklüğü (U_T), Ωr büyüklüğüne eşit olmaktadır. θ yunuslama açısıdır. Yani, dönme düzlemi ile sıfır taşıma çizgisi arasındaki açı yunuslama açısıdır.

Hızın bileşeni V ve v_i , akış yönünü ϕ açısı kadar değiştirir.

$$\phi = \arctan\left(\frac{V + v_i}{\Omega r}\right) \quad (2.3)$$

Burada ϕ açısını (2.3) denklemi ile elde ederiz. Buradan yola çıkarak etkin hücum açısı, $\theta - \phi$ dir [2].

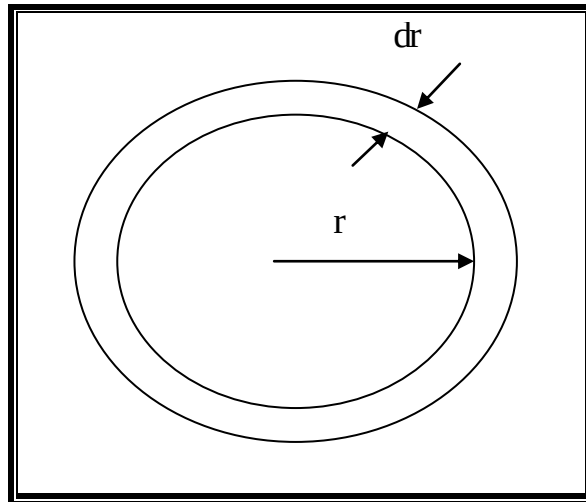
Asıllı kalın durumundaki performans hesapları için pala eleman teorisi kullanılmıştır.

2.1.3 Pala eleman - momentum teorisi

Pala eleman momentum teorisi asıllı konumdaki rotorlar için pala elemanı ve momentum yaklaşımlarının temel prensiplerini birleştiren bir yöntemdir. Kesin kabullerle, pala boyunca akımdağılımın tahmininde kolaylık sağlar.

Pala eleman teorisi kullanılarak yapılan hesaplamalarda, akımın her noktada aynı olduğu (λ_i sabittir), sabit veter ve sabit yoğunluk kabulü yapıldı. Sıkıştırılabilir etkileri ihmal edildi (Taşınma katsayısının hücum açısıyla değişimi lineerdir). Pala uç kayıpları olmadığı ve $V + v_i \ll \Omega R$ olduğu varsayıldı.

Akımın her noktada aynı (uniform) olduğu kabulü yapıldı; ancak gerçekte durum böyle değildir.



Şekil 2.4 Rotor disk halkası

Şekil 2.4'teki gibi bir disk halkası düşünülün. Bu halka r yarıçaplı, dr genişliğinde ise, alanı $2\pi r dr$ dir. Halka içinden kütle akışı ise, $2\pi r \rho (V + v_i) dr$ dir. Momentum ve

pala eleman teorilerinden farklı olarak, bu teoride v_i , r 'nin bir fonksiyonu olarak kabul edilir. Momentum ve enerji denklemlerine göre, bu hal kanının uzağındaki akının hızı, $V+2v_i$ 'dir.

Disk hal kası üzerindeki kütle akış oranı,

$$d\dot{m} = \rho dA(V + v_i) = 2\pi\rho(V + v_i)rdr \quad (2.4)$$

şeklinde olup, buna bağlı olarak hal ka üzerindeki itki deki artış (2.5) denklemi ile ifade edilebilir.

$$dT = 2\rho(V + v_i)v_i dA = 4\pi\rho r(V + v_i)v_i dr \quad (2.5)$$

(2.5) Denklemi Froude- Finsterwalder denklemi olarak bilinir [1]. İt ki katsayısı ndaki artış boyutsuz olarak (2.6)'da görülmektedir.

$$dC_T = \frac{dT}{\rho(\pi R^2)(\Omega R)^2} = \frac{2\rho(V + v_i)v_i dA}{\rho\pi R^2(\Omega R)^2} = 4\frac{(V + v_i)}{\Omega R} \left(\frac{v_i}{\Omega R}\right) \left(\frac{r}{R}\right) d\left(\frac{r}{R}\right) \quad (2.6)$$

Momentumteorisinin diferansiyel formu basitçe,

$$dC_T = 4\lambda\lambda_i r dr \quad (2.7)$$

şeklinde yazılabilir. Denklem(2.7)'de indüklenmiş akı moranı $\lambda_i = \frac{v_i}{\Omega R}$; tırnanma

akış oranı $\lambda_c = \frac{V}{\Omega R}$ ve $\lambda = \lambda_i + \lambda_c$ 'dir.

Pala eleman teorisine göre, r radyal istasyonundaki dr genişliğindeki disk hal kası üzerindeki diferansiyel itki (2.8)'de görülmektedir.

$$dC_T = \frac{\sigma a}{2} \left(\theta - \frac{\lambda}{r}\right) r^2 dr \quad (2.8)$$

Momentumteorisi ve pala eleman teorisi için dC_T ifadeleri eşitlenirse,

$$\lambda^2 + \left(\frac{\sigma a}{8} - \lambda_c\right)\lambda - \frac{\sigma a}{8}\theta r = 0 \quad (2.9)$$

denklemini ulaşılır.

$$\lambda = \sqrt{\left(\frac{\sigma a}{16} - \frac{\lambda_c}{2}\right)^2 + \frac{\sigma a}{8} \theta r} - \left(\frac{\sigma a}{16} - \frac{\lambda_c}{2}\right) \quad (2.10)$$

Asılı kalma durumu için $\lambda_c = 0$ ’dır. Dolayısıyla, indüklenmiş akış hızı için (2.11) deki kuadratik denkleme elde edilir

$$\lambda = \frac{\sigma a}{16} \left[\sqrt{1 + \frac{32}{\sigma a} \theta r} - 1 \right] \quad (2.11)$$

Burada, $\sigma = \frac{PalaElemanı}{DiskAlanı} = \frac{bcR}{\pi R^2} = \frac{bc}{\pi R}$ şeklinde ifade edilir. Pala ucu sivriltilmiş rotörlerde veter uzunluğu c ve doluluk oranı σ , r/R ile değişir.

Akış artık her noktada aynı değildir. Eğer pala sayısı, katılık veter uzunluğu ve taşıma eğrisi eğimi biliniyorsa, indüklenmiş akış hızı bulunabilir. Akış hızı dağılımı bulunduğunda ise itki, tork ve itki verimliliği pala eleman teorisi kullanılarak hesaplanabilir. Ancak bu bir yaklaşım metodudur. Akış hesaplamalarında daha hassas sonuçlar için rotörün girdap izinin (vortex wake) detaylarıyla ilgilenmek gerekir.

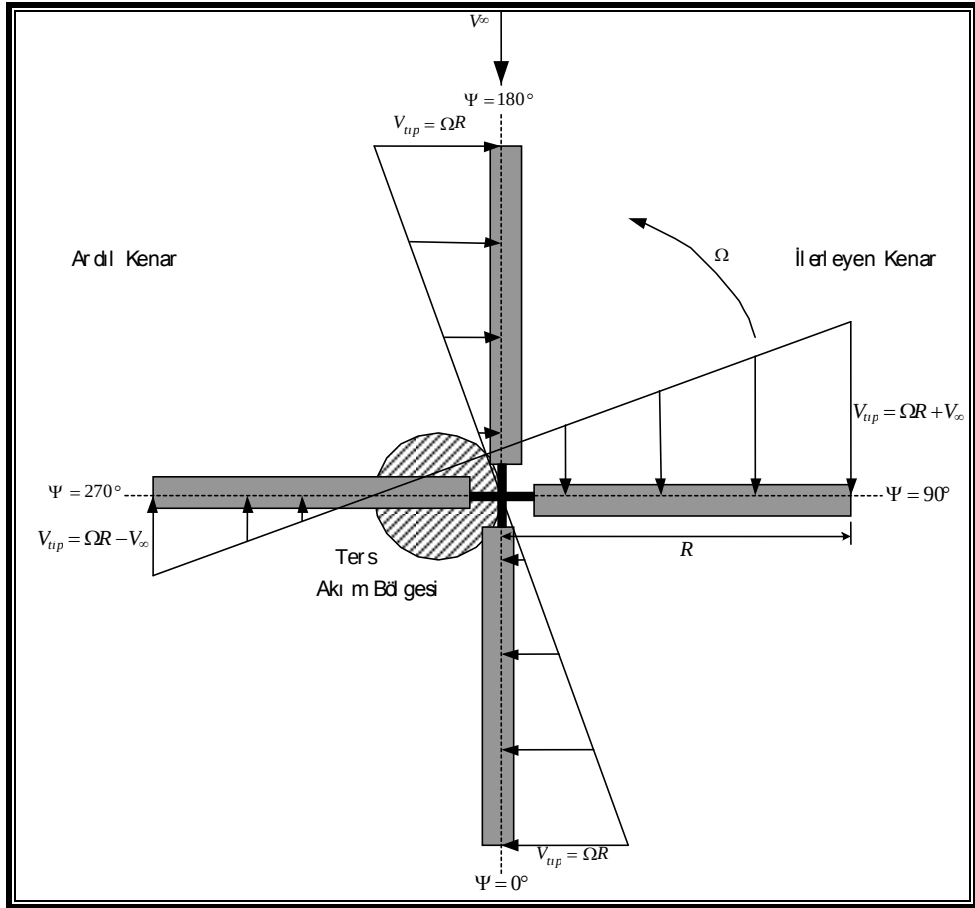
2.2 İleri Uçuş Durumunun İncelenmesi

Helikopterler havada asılı kalma, dikey olarak inip kalkma özellikleri ile diğer hava araçlarından farklılaşırlar. Bununla birlikte bir A noktasından B noktasına da uçabilenlerdir. Sikorsky VS-300 modelinin geliştirilmesi aşamasında, araç havada askıda kalabiliyor; yukarı tırmanabiliyor; yanlara uçabiliyor; fakat kontrolden çıkmadan ileri uçuş yapamıyordu. Igor Sikorsky’e sorulduğunda, “bu henüz çözmediğimiz küçük bir mühendislik problemi” ifadesini kullanmıştı. Kuyruğa yatay rotör yerleştirerek ileri uçuşa kontrol sağlanmış ve bu küçük mühendislik problemi çözülmüştür [3].

2.2.1 Pala eleman teorisi

Asılı kalma durumunda olduğu gibi momentum metodu, ileri uçuşun fizikini anlamakta ve kabaca yapılacak hesaplarda kullanışlıdır, ancak uçuş limitlerini tanımlamak ve daha doğru sonuçlar elde etmek için pala eleman teorisi kullanılmalıdır. İleri uçuşta pala elemanı üzerindeki hız, hem radyal istasyonun hem de palanın azimut pozisyonunun fonksiyonudur.

Azimut açısı Ψ Şekil 2.5’te (kuyruğa $\Psi=0$) gösterildiği gibi tanımlanır.



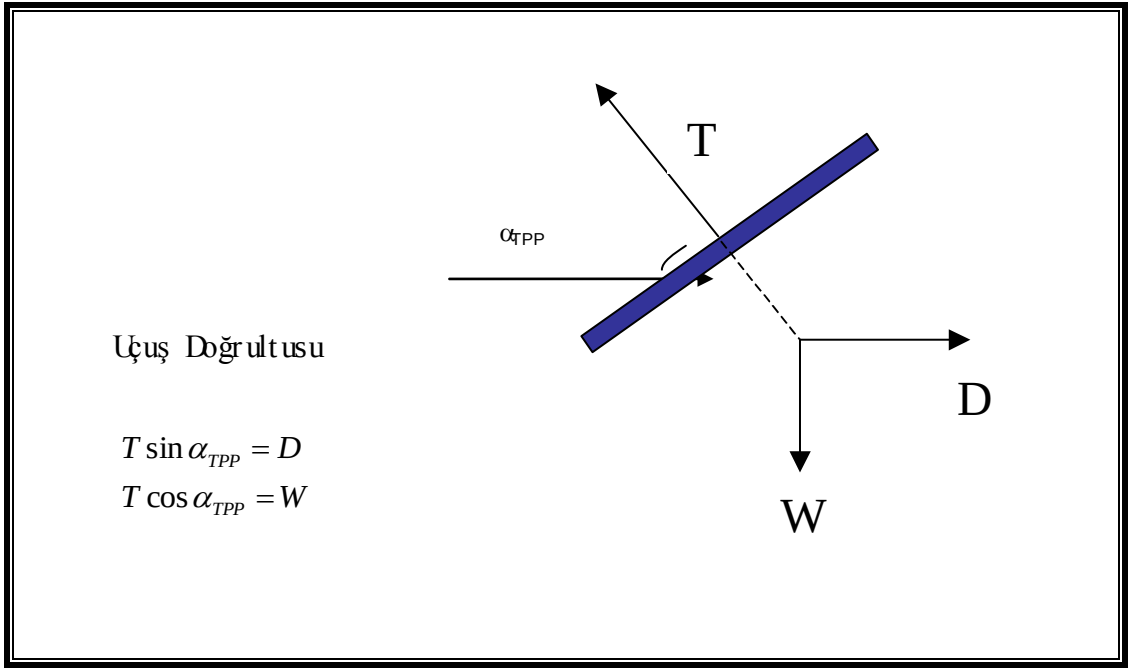
Şekil 2.5 Radyal ve azimut olarak dinamik basıncın değişimi

2.2.2 Momentum ve enerji denklemleri

İleri uçuştaki rotor perforansında, basit bir yaklaşımda enerji metodudur. Rotor tarafından emilen güç şu bölümlere ayrılabilir:

1. İndirgenmiş güç, taşımayı devamlı kılmak için
2. Profil gücü, rotor palasının üzerindeki sürüklemeyi yenmek için
3. Parasitik güç, gövde ve rotoru havanın içinde çekmek için
4. Tırmanma gücü, hava aracının potansiyel enerjisini değiştirmek için
5. İvmelenme gücü, aracın ya da rotorun kinetik enerjisini değiştirmek için
6. Gereki güç, dikey sürüklemeyi yenmek için [5].

Rotorun ileri uçuştaki indükl enmiş gücü, momentum teori analizi ile elde edilebilir.



Şekil 2.6 Rotor disk kuvvet denge şekli

Şekil 2.6'da, α_{TPP} açısı ve kuvvet dengesi görülmektedir. Buradan yola çıkarak (2.12) denklemi yazılabilir.

$$T \sin \alpha_{TPP} = D \quad (2.12)$$

$$\alpha_{TPP} = \sin^{-1} \left(\frac{D}{T} \right) \quad (2.13)$$

(2.12) Denklemi boyutsuz olarak yazılırsa,

$$\alpha_{TPP} = \sin^{-1} \left(\frac{\frac{1}{2} \mu^2 \frac{f}{A}}{C_T} \right) \quad (2.14)$$

$\mu = \frac{V_\infty}{\Omega R}$ ilerleme oranı; $f = C_D S$ gövdenin eşdeğer düzlemlake alanı ve A pervane disk alanıdır.

(2.14) denklemi elde edilir. Sürüklenmenin sadece gövde sürüklenmesiinden ibaret olduğu, diğer sürüklenme bileşenlerinin sıfır olduğu kabulü ile, indüklenmiş akı moranı için şu ifadeye ulaşılır.

$$C_T = 2\lambda_i \sqrt{\mu^2 + (\mu \tan \alpha_{TPP} + \lambda_i)^2} \quad (2.15)$$

0.2'den büyük ilerleme oranı (advance ratio) μ ve küçük α_{TPP} değerleri için (2.16) ifadesi yazılabilir.

$$\lambda_i \cong \frac{C_T}{2\mu} \quad (2.16)$$

(2.15) ve (2.16) denklemleri ile iterasyon yapılarak, indüklenmiş akı moranı λ_i değeri elde edilip (2.17)' den akı moranı bulunur.

$$\lambda = \lambda_i + \mu \tan \alpha \quad (2.17)$$

$$\lambda_{TPP} = \frac{C_T}{2\sqrt{\mu^2 + \lambda^2}} + \frac{1}{2} \mu^3 \frac{f/A}{C_T} \quad (2.18)$$

$$\beta_{1c} + \theta_{1s} = \frac{-\frac{8}{3} \mu \left(\theta_{0.75} - \frac{3}{4} \lambda_{TPP} \right)}{1 + \frac{3}{2} \mu^2} \quad (2.19)$$

$$\lambda_{NFP} = \lambda_{TPP} - \mu(\beta_{1s} + \theta_{1c}) \quad (2.20)$$

$$C_T = \frac{\sigma a}{2} \left[\frac{\theta_{0.75}}{3} \left(1 + \frac{3}{2} \mu^2 \right) - \frac{\theta_{tw}}{8} \mu^2 - \frac{\lambda_{NFP}}{2} \right] \quad (2.21)$$

(2.19), (2.20), (2.21) Denklemleri kullanılarak iterasyonla, palanın %75 noktasındaki yunuslanma açısı elde edilir.

Rotor konikliği uçuş ve kontrol büyüklükleri cinsinden aşağıdaki ifadeden hesaplanabilir.

$$\beta_0 = \gamma \left[\frac{\theta_{0.75} + 0.05 \theta_{tw}}{8} (1 + \mu^2) - \frac{\mu^2}{60} \theta_{tw} - \frac{\lambda_{TPP}}{6} + \frac{\mu}{6} (\beta_{1c} + \theta_{1s}) \right] \quad (2.22)$$

Yanlanmasına TPP meyil açısı ile, yanlanmasına döngüsel yunuslanma açısı arasındaki ilişki,

$$\beta_{1s} - \theta_{1c} = \frac{-\frac{4}{3} \mu \beta_0}{1 + \frac{1}{2} \mu^2} \quad (2.23)$$

şeklinde dir.

Taşıma şu şekilde ifade edilir;

$$L' = \frac{1}{2} \rho c U^2 C_l = \frac{1}{2} \rho c a (U_T^2 + U_P^2) \alpha_{eff} \quad (2.24)$$

(2.24) Denkleminde, U^2 'nin yaklaşık olarak U_T^2 'ye eşit olduğu varsayılmıştır. Rot'a yakın bölgeler dışında, pala üzerindeki U_P , U_T 'den çok daha küçük olduğu için U_P ihmal edilmiştir. Böylece, (2.24) denklemi (2.25) şeklinde yazılabilir.

$$L' = \frac{1}{2} \rho c a U_T^2 \alpha_{eff} \quad (2.25)$$

Etkin hücum açısı,

$$\alpha_{eff} = \theta_0 + \theta_{tw} \frac{r}{R} + (\beta_{1c} + \theta_{1s}) \sin \psi - (\beta_{1s} - \theta_{1c}) \cos \psi - \frac{\lambda_{TPP} + \mu \beta_0 \cos \psi}{\frac{r}{R} + \mu \sin \psi} \quad (2.26)$$

şeklinde verilir.

$$\frac{U_T}{\Omega R} = \frac{r}{R} + \mu \sin \psi \quad (2.27)$$

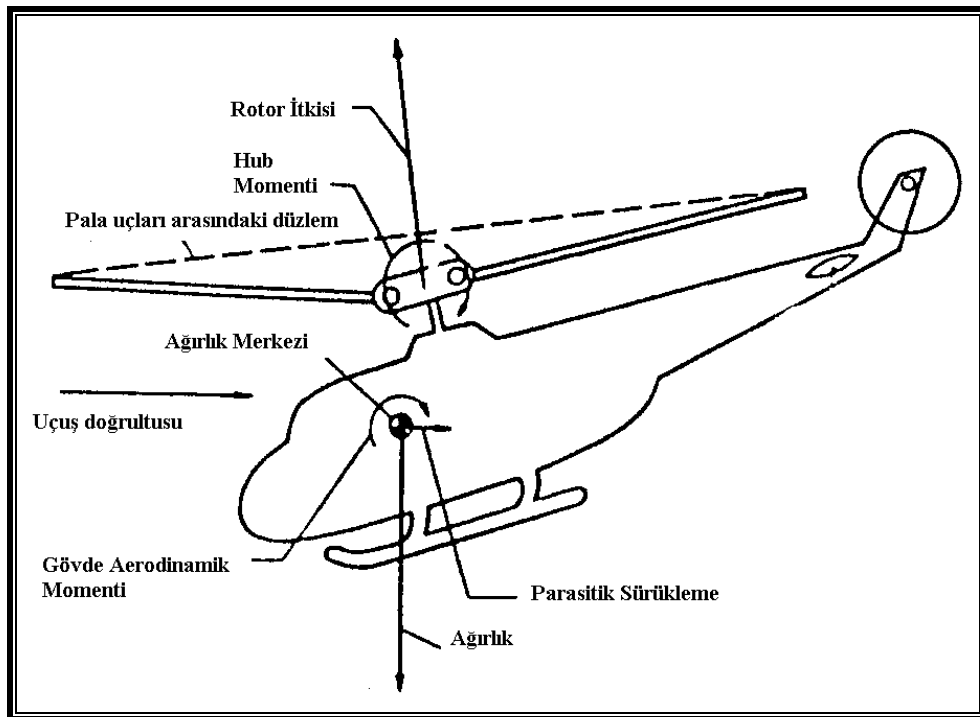
Düzlemsel hız denklemi (2.27)'de olduğu gibi ifade edilir.

Sonuç olarak, ileri uçuş hesaplamalarında kullanılacak olan boyutsuz taşıma ifadesi aşağıdaki gibidir.

$$\frac{L'}{\rho a c (\Omega R)^2} = \frac{1}{2} \left(\frac{r}{R} + \mu \sin \psi \right)^2 \cdot \alpha_{eff} \quad (2.28)$$

2.2.3 Ayar (trim) koşulları

Daimi seviye uçuşunun sağlanması için gerekli olan kuvvetler ve momentler dengesi, Şekil 2.7 de görülmektedir.



Şekil 2.7 İleri uçuşta kuvvet dengesi

Bu şekilde tüm di k kuvvetler, tüm yatay kuvvetler ve ağırlık merkezi ndeki yunuslama (pitch) momentleri dengede olmalıdır.

Ayar çözümleri, istenilen uçuş koşulları için, rotor kontrol ayarlarının, rotor disk oryantasyonunun (yunuslama açısı, flapping) ve tüm helikopterin oryantasyonunun hesabını içerir. Uçuş sırasında helikopterin pozisyonunu kontrol edebilmek, üç eksen boyunca moment ve kuvvetlerin ayarlanmasını gerektirir. Bu amaç bazı kontrol yöntemleri mevcuttur.

Toplam yunuslama (collective pitch): Bu giriş, ana rotorun pala yunuslama açısını aynı oranda artırır ve böylece rotor itkisini büyüklüğünü değiştirir.

Yaw Bu, kuyruk rotor itkisi kullanılarak kontrol edilir.

2.3 Qorotasyon

Bir helikopterin önemli vasıflarından biri, diğer hava araçlarının birçoğunun aksine, güç kaybının ardından yaralanma ve yapısal hasarını minimuma indireyecek şekilde iniş yapmayı başarabilme yeteneğidir. Qorotasyon yalnızca güç kaybını takiben kullanılmaz. Aynı zamanda kontrol sistemlerindeki bozukluk, ciddi titreşimler, yangın gibi diğer beklenmedik olayları takiben de kullanılır [5].

2.3.1 Rotor hız kaybının incelenmesi

Nor mal bir uçuşta, helikopter rotoru dönme durumunu deva mettirebilmek için güce ihtiyaç duyar. Eğer güç kaynağı ani den kesilirse, rotor yine aynı güce ihtiyaç duyar ancak bu kez, gücü aşağı doğru yavaşlayarak kendi kinetik enerjisinden elde etmek zorundadır.

Rotor hız kaybı aşağıdaki şekilde ifade edilir

$$\dot{\Omega} = -\frac{Q_0 \left(\frac{\Omega}{\Omega_0} \right)^2}{J} \quad (2.29)$$

0 i ndisi, güç kayb ı n ı n başlad ı ğ ı andaki koşulları ifade eder. Polar atalet momentini de şu şekilde yazmak mümkündür.

$$J = J_M + \left(\frac{\Omega_T}{\Omega_M} \right) J_T + J_{\text{trans, effective}} \quad (2.30)$$

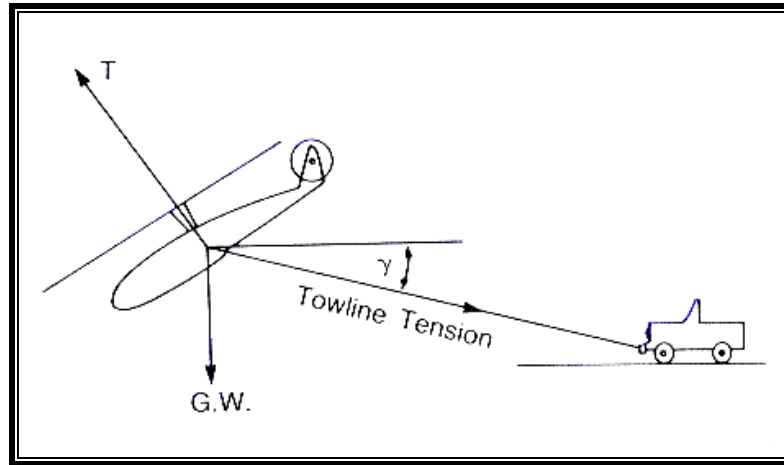
Hız kayb ı denkle mi (2.29), zamanla ba ğ l ı olarak, denk zaman ifadesi ile şu şekilde ifade edilebilir.

$$\frac{\Omega}{\Omega_0} = \frac{1}{1 + \frac{t}{2t_{KE}}} \quad (2.31)$$

2.4 Özel Manevralar

2.4.1 Çekme manevrası

Helikopterler nadiren mayın süpürme, kurtarma, veya deniz kurtarma operasyonları gibi bazı özel durumlarda çekme işlevi için kullanılırlar. Maksimum çekme gerilmesi, maksimum rotor itkisinin ve çekme çizgisinin yatay eksenle yaptığı açının fonksiyonudur. Bir çok çekme operasyonu için, asılı kalma koşullarının uygulanabilmesi için hız yeterince az olmalıdır [7]. Çekme gerilmesi denkle mi Şekil 2.8'deki helikopter üzerindeki kuvvet dengesiinden elde edilebilir.



Şekil 2.8 Çekme gerilmesi

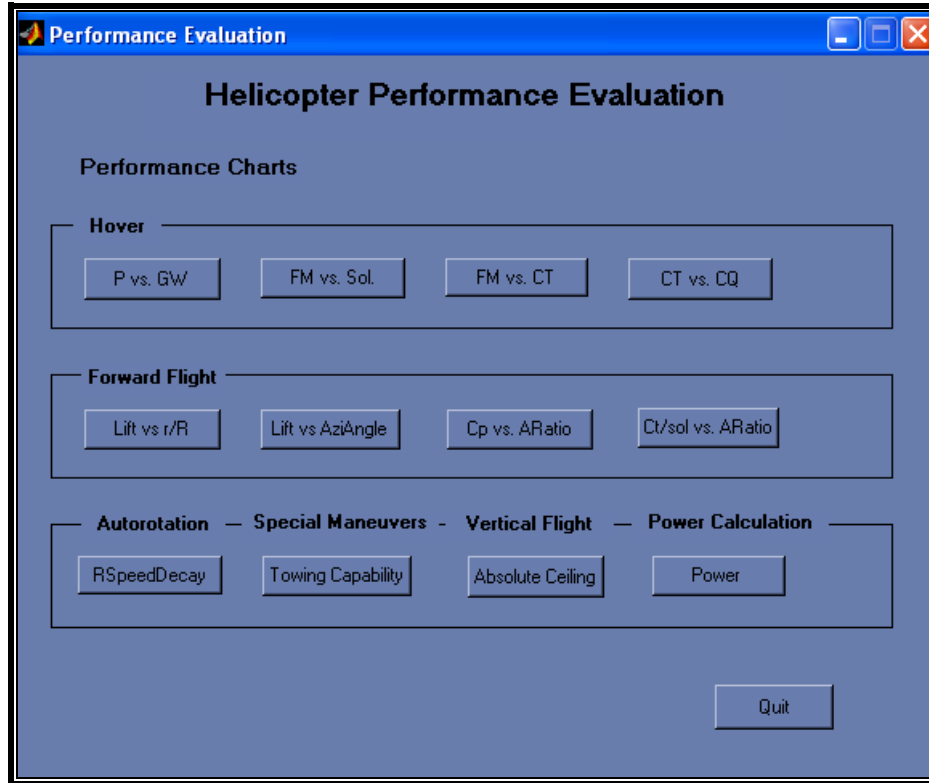
$$\frac{\text{Tension}}{\text{G.W.}} = -\sin \gamma + \sqrt{\sin^2 \gamma + \left[\left(\frac{T_{\max}}{\text{G.W.}} \right)^2 - 1 \right]} \quad (2.32)$$

3. PERFORMANS DEĞERLENDİRİCİ

3.1 Performans Değerlendirici Ana Grafik Arayüzü

Temel olarak bir rotörün dizayn aşamasında etkin olan aerodinamik hususlardan bazıları şu şekilde sıralanabilir: Rotör çapı, doluluk oranı, doğrusal burulma, veter uzunluğu, kök kaybı, pala sayısı, taşıma eğrisi eğimi.

Tasarım sırasında bu ifadelerin gereksinimleri karşılayacak optimum değerlerini seçilmesi gerekir. Bu nedenle, sözkonusu tasarım parametrelerindeki değişimlerin rotör performansını ne şekilde etkileyebileceğini; birbirleriyle ilişkilerini bazı grafiklerle gösterebilmek amaçlanmıştır.



Şekil 3.1 Performans değerlendirici ana kullanıcı arayüzü

Helikopter tasarımı nda çalışan mühendisler e, yukarıda ifade edilen konularda kolaylık sağlamak amacıyla yazılan programlara bir arayüz ilişkilendirilmiştir. Her bir düğme, temel helikopter aerodinamiği kanunları kullanılarak elde edilen program kodlarını çalıştırmaktadır. Alt arayüzlerle kullanıcının yeni veri girişine imkan sağlamakta ve o konuyla ilgili grafik ekranda görülmektedir. Yazılan program kodlarının dökümü EK- B’ de düğme başlıkları kullanılarak verilmiştir.

Ana kullanıcı arayüzünde ilk satırda asılı durma halinin alt grafik pencerelerine; ikinci satırda ileri uçuş halinin alt grafik pencerelerine; üçüncü satırda ise otomotasyonda rotor hız kaybı, çekme kapasitesi, dikey uçuşta azami yükseliş haddi ve asılı kalma durumundaki güç hesabı pencerelerine ulaşılmaktadır.

3.2 Performans Değerlendirici Alt Grafik Arayüzleri

Pencere üzerindeki tasarım parametreleri giriş kutucuklarına istenen değerler girilir. Plot düğmesi ile koda ulaşılır ve sonuç grafik penceresinde belirir. Reset düğmesiyle yapılan çizim geri alınır ve yeni değerlerle, yeni sonuçlar elde edilir. Quit düğmesi ile alt pencere kapatılır.

3.2.1 Asılı durma hali grafik pencereleri

Asılı Durma Hali için gerekli hesaplamalar şu şekilde yapıldı. Pala eleman sayısı 50 kabul edildi, ancak istenirse bu sayı pencere üzerinde değiştirilebilir. (3. 1), (3. 2), (3. 3) denklemleri kullanılarak boyutsuz uzaklık hesabı yapıldı.

$$dx = (1 - \text{cutout}) / n \quad (3.1)$$

$$x_{n=1} = \text{cutout} + \frac{dx}{2} \quad (3.2)$$

$$x_{n(2..N)} = x_{n=1} + dx \quad (3.3)$$

Denkle m(3. 4) ile taşıma katsayısı elde edildi.

$$C_l = a\alpha_{\text{eff}} \quad (3.4)$$

Pala doğrusal bir burulmaya maruz kaldığından, palanın %75 yarıçapındaki yunusla ma açısı (3.5) denklemi ile hesaplandı.

$$\theta_{0.75} = \frac{6C_T}{a\sigma} + \frac{3}{2} \sqrt{\frac{C_T}{2}} \quad (3.5)$$

Burulma açısı θ , her bir istasyon için aşağıdaki şekilde hesaplanmıştır.

$$\theta = \theta_{0.75} + (x - 0.75) \cdot \theta_{tw} \quad (3.6)$$

Her bir itki katsayısı için indüklenmiş hız (3.7) ile elde edilmiştir.

$$\lambda_i = \frac{v}{\Omega R} = \sqrt{\frac{C_T}{2}} \quad (3.7)$$

İndirgenmiş hücum açısı,

$$\alpha_i = \tan^{-1} \left(\frac{v}{\Omega r} \right) = \tan^{-1} \left(\frac{v/\Omega R}{\Omega r/\Omega R} \right) = \tan^{-1} \left(\frac{\lambda_i}{x_n} \right) \quad (3.8)$$

şeklinde bulunur.

Her bir dilindeki etkin hücum açısı için şu denklem kullanıldı:

$$\alpha_{eff} = \theta - \alpha_i \quad (3.9)$$

İtke katsayısı denklem (3.10) kullanılarak hesaplandı.

$$C_T = \frac{\sigma}{2} \sum x^2 [C_l \cos(\alpha_i) - C_d \sin(\alpha_i)] dx \quad (3.10)$$

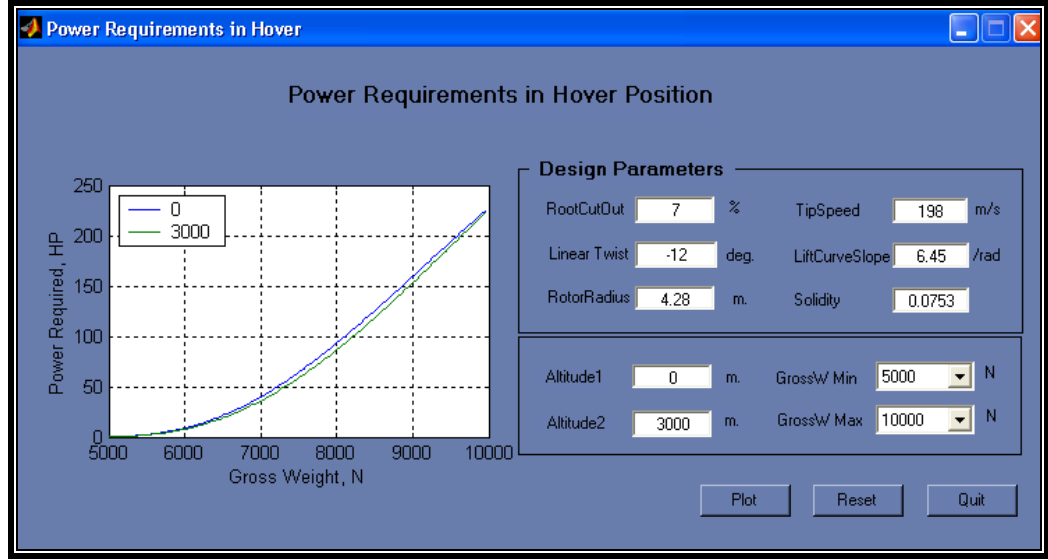
Başlangıçta kabul edilen itke katsayısı, bulunan itke katsayısına eşit olana kadar %75 R deki yunusla ma açısı ($\theta_{0.75}$) iterasyonla değiştirildi.

Güç katsayısı ise şu şekilde hesaplandı.

$$C_P = \frac{\sigma}{2} \sum x^3 [C_d \cos(\alpha_i) + C_l \sin(\alpha_i)] dx \quad (3.11)$$

Pala elemanları için elde edilen C_p ve C_T değerleri toplandığında grafikte kullanılan yeni C_T ve C_p değerleri elde edilir.

3.2.1.1 Asılı durma durumunda gerekli gücün ağırlıkla değişimi alt arayüzü



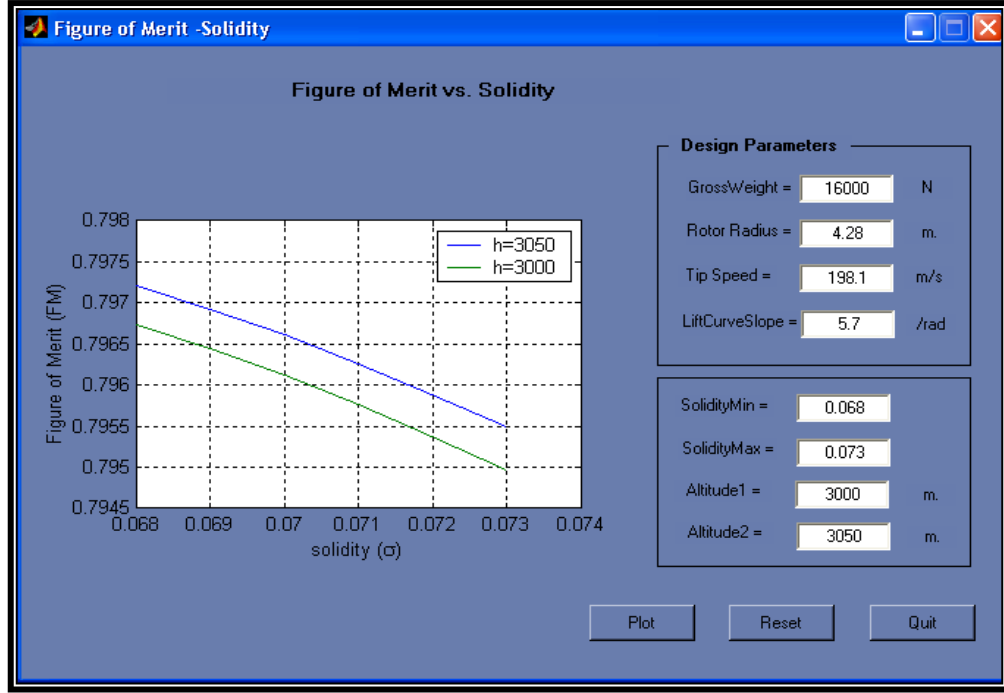
Şekil 3.2 Asılı durma durumunda gerekli gücün ağırlıkla değişimi

Grafikte, 0 ve 3000 metre irtifadaki helikopter için, gerekli gücün ağırlıkla değişimi görülmektedir.

Güç hesaplamalarında momentum teorisi kullanılmış; sabit veter uzunluğu ve sıkıştırılabilir etkilerinin olmadığı kabulü yapılmıştır.

Asıkta kalma için gerekli güç, ağırlıktaki artışa bağlı olarak artmaktadır. Seçilecek bir ağırlık için, hangi irtifada ne kadar güç gerekebileceği görülebilir.

3.2.1.2 İtki verimliliğinin dolulukla değişimi alt arayüzü



Şekil 3.3: İtki verimliliğinin dolulukla değişimi

Şekil 3.3 farklı irtifalarda itki verimliliği ile doluluğun birbirini nasıl etkilediğini göstermektedir.

İtki verimliliği bir çok rotor için 0.7 ve 0.8 değerleri arasında değişir. Tasarımcılar, asılı kalma durumu için rotoru optimize etmeye çalışırlar [2]. Bu durum için itki verimliliği yaklaşık 0.8 alınır.

Güç için ideal olmayan bir yaklaşımla, momentum teorisinin modifiye edilmiş hali kullanılırsa, itki verimliliği (3.1)'de olduğu gibi yazılabilir [1].

$$FM = \frac{P_{ideal}}{P_{indirgenmiş} + P_{profil}} = \frac{\frac{C_T^{3/2}}{\sqrt{2}}}{\frac{\kappa C_T^{3/2}}{\sqrt{2}} + \frac{\sigma C_{do}}{8}} \quad (3.12)$$

$$C_{po} = \frac{1}{8} \left(\frac{N_b c}{\pi R} \right) C_{do} = \frac{1}{8} \sigma C_{do} \quad (3.13)$$

$$C_{pi} = \frac{\kappa C_T^{3/2}}{\sqrt{2}} \quad (3.14)$$

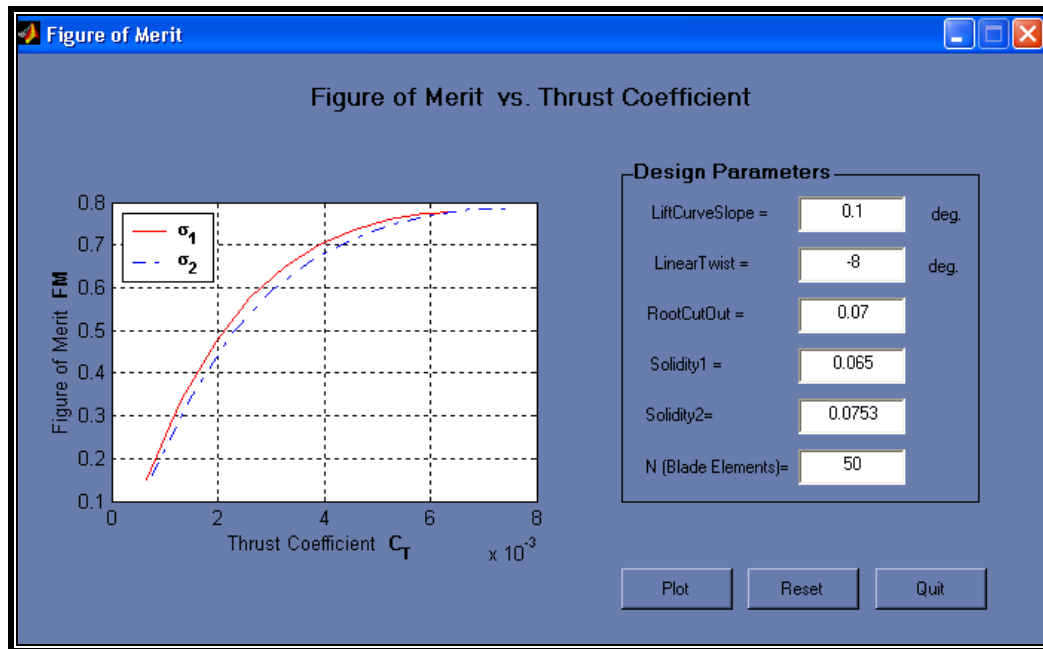
Görüldüğü gibi düşük itki değerlerinde, itki verimliliği de küçük oluyor. İtki katsayısı arttıkça, buna bağlı olarak profil gücü de artıyor ve itki verimliliği artıyor.

İtki katsayısı, aşağıdaki gibidir.

$$C_T = \frac{T}{\frac{1}{2} \rho A (\Omega R)^2} \quad (3.15)$$

Sonuç olarak, uygun doluluk değerinin seçilmesi Şekil 3.3’deki arayüzden faydalıdır.

3.2.1.3 İtki verimliliğinin itki katsayısıyla değişimi



Şekil 3.4 İtki verimliliğinin itki katsayısıyla değişimi

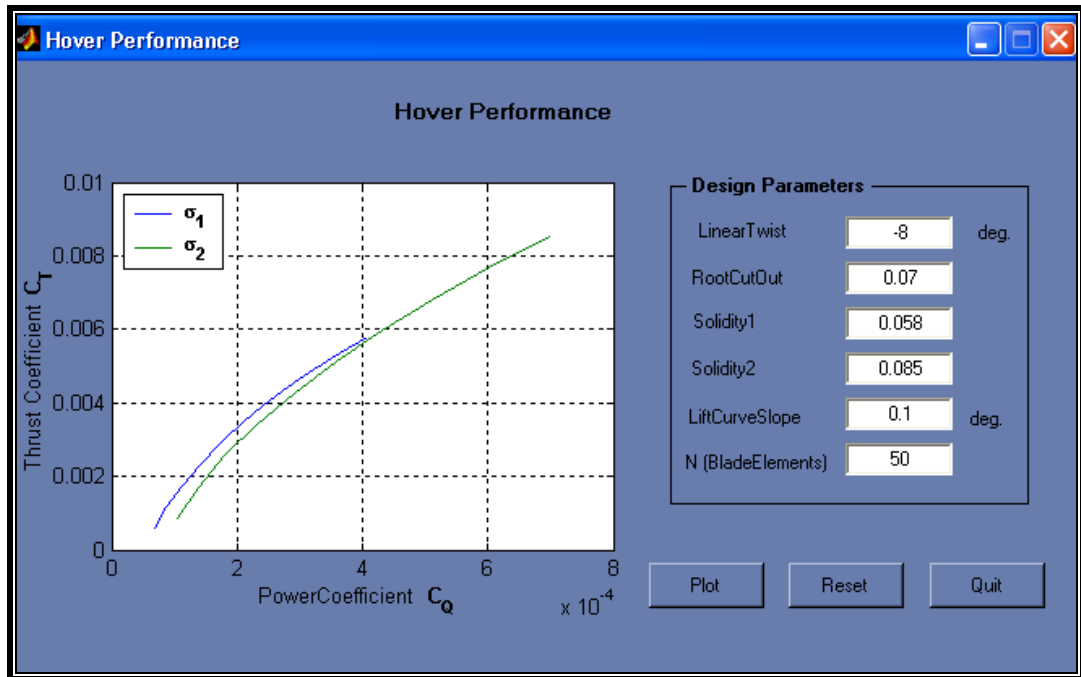
Doluluk Şekil 3.4’de olduğu gibi palalardaki taşıma alanının rotor alanına oranıyla ifade edilir.

$$\sigma = \frac{\text{PalAlanı}}{\text{DiskAlanı}} = \frac{A_b}{A} = \frac{N_b c R}{\pi R^2} = \frac{N_b c}{\pi R} \quad (3.16)$$

İt ki veri m ili ğ i n i n, farklı dol ul uk değ er leri iç i n, it ki katsayısı y la değ i ş i m i Ş e k i l 3.4' de g ö r ü l m e k t e d i r. P a l a s a y ı s ı 4 o l a r a k a l ı n m ı ş t ı r. B u s a y ı y ı d e ğ i ş t i r e r e k v e r i m i l i ğ i n n e ş e k i l d e e t k i l e d i ğ i n i g ö r m e k m ü m k ü n d ü r.

Ş e k i l 3.4 d e k i s o n u ç t a n, a y n ı a ğ ı r l ı k v e d i s k y ü k l e m e s i iç i n, a y n ı t a s a r ı m i t k i k a t s a y ı s ı n d a m ü m k ü n o l a n e n k ü ç ü k d o l u l u k i l e i t k i v e r i m i l i ğ i n n e d a h a y ü k s e k o l d u ğ u d e ğ e r l e r e u l a ş ı l a b i l e c e ğ i g ö r ü l ü r. P a l a a l a n ı n ı d ü ş ü r e r e k r o t o r ü z e r i n d e k i v i s k o z s ü r ü k l e m e m i n i m i z e e d i l e b i l i r. A n c a k, r o t o r d o l u l u ğ u n u n, σ m i n i m i z a s y o n u c i d d i p r o b l e m l e r e n e d e n o l a b i l i r. Ç ü n k ü p a l a a l a n ı n ı d ü ş ü r ü l m e s i, a y n ı d e ğ e r d e k i i t k i k a t s a y ı s ı n ı v e d i s k y ü k l e m e s i n i e l d e e d e b i l m e k iç i n, d a h a y ü k s e k p a l a h ü c u m a ç ı s ı v e b u n a b a ğ l ı o l a r a k d a h a y ü k s e k t a ş ı m a k a t s a y ı s ı g e r e k t i r i r. B u n e d e n l e i z i n v e r i l e b i l i r e n k ü ç ü k d o l u l u k d e ğ e r i s e ç i l m e l i d i r. B u n u n iç i n p a l a n ı n s t a l l d u r u m u n a g i r m e d e n ö n c e k i, y a n ı p a l a n ı n ç a l ı ş m a s ı n ı d e v a m e t t i r e b i l e c e ğ i o p t i m u m h ü c u m a ç ı s ı n d a k i d e ğ e r d i k k a t e a l ı n m a l ı d ı r.

3.2.1.4 İt ki katsayısı n n tork katsayısı ile değ i ş i m i a l t a r a y ü z ü



Ş e k i l 3.5 İt ki katsayısı n n g ü ç katsayısı ile değ i ş i m i

Aynı değerdeki itkiyi elde etmek için gerekli güç, doluluğun küçük olduğu durumda daha azdır. Dolayısıyla daha verimli olduğu söylenebilir.

3.2.1.5 Asılı durma konumundaki güç hesaplamaları alt arayüzü

The image shows a software window titled "Power Calculations" with a blue border. Inside, there's a section titled "Design Parameters" which is divided into two columns: "Main Rotor" and "Tail Rotor". Each column has several input fields with numerical values and units. Below these, there are fields for "Gross Weight" and "Altitude". At the bottom, there are two boxes labeled "PowerMain" and "PowerTail" showing calculated power values in HP and Watt. A "Quit" button is located at the bottom right.

Design Parameters			
Main Rotor		Tail Rotor	
RootCutOut	7 %	RootCutOut	20 %
LinearTwist	-12 deg.	LinearTwist	-8 deg.
RotorRadius	4.28 m.	RotorRadius	0.54 m.
NofBlades	4	NofBlades	8
TipSpeed	198 m/s	TipSpeed	180 m/s
LiftCurveSlope	6.45 /rad	LiftCurveSlope	4.41 /rad
BladeChord	0.253 m.	BladeChord	0.05 m.
GrossWeight 16000 N			
Altitude 5000 m.			
PowerMain 497.2721 HP 370821.8242 Watt		PowerTail 14.0169 HP 10452.5598 Watt	
Quit			

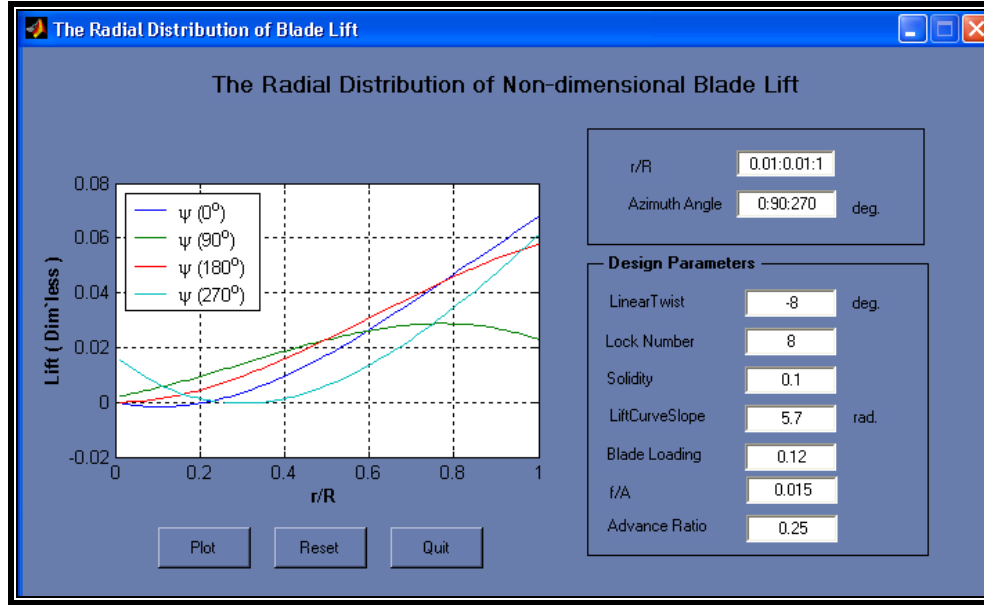
Şekil 3.6 Asılı durma konumundaki güç hesaplamaları

Şekil 3.6' daki arayüzden, belli özellikteki bir helikopter için ana rotor ve kuyruk rotorundaki güç yüklemesini beygir gücü ve watt cinsinden elde etmek mümkündür.

3.2.2 İleri uçuş durumu grafik pencereleri

İleri Uçuş Durumu için yapılan hesaplamalarda, 2.2 bölümünde ifade edilen formlasyonlar kullanılmıştır.

3.2.2.1 Boyutsuz pala taşımasının radyal dağılımı alt arayüzü



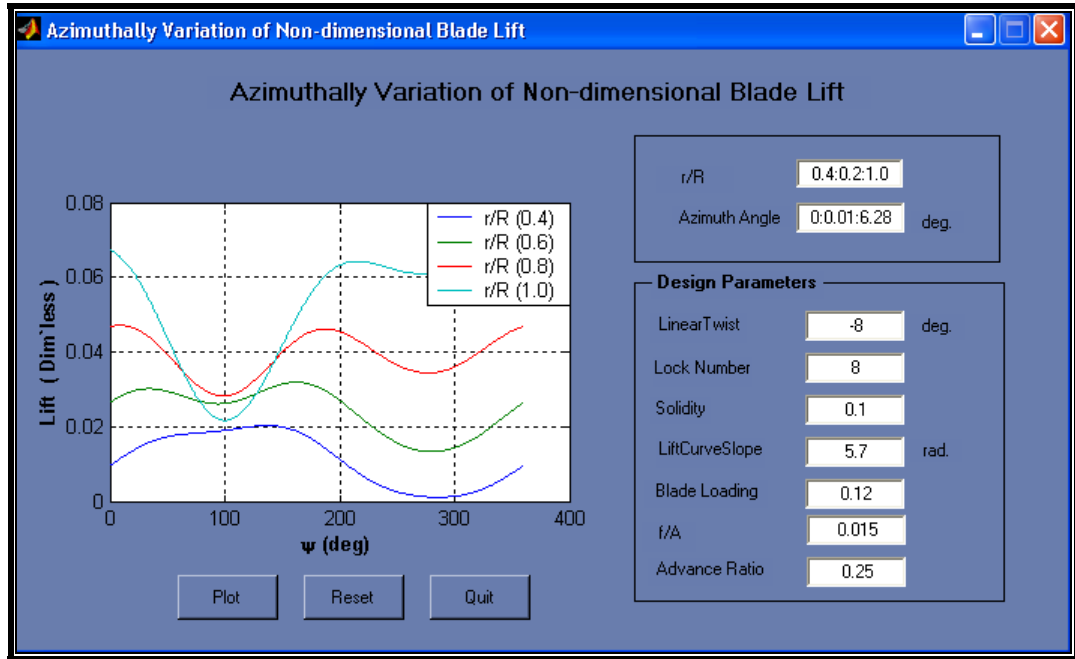
Şekil 3.7 Boyutsuz pala taşımasının radyal dağılımı

Boyutsuz taşıma ifadesinin azimuth açısı ve palanın radyal konumuna bağlı ifadesi (3.28)'de görülmektedir.

Şekil 3.7' deki grafikte dört azimuth açısı için pala boyunca taşımanın değişimi çizdirilmiştir. Azimuth açısının 0 derece olduğu palada, taşıma değeri palanın köke yakın bölgesinde negatif olup, palanın uç kısmında maksimuma ulaşmaktadır.

Ar dıl (retreating) paladaki (180° azimuth açısındaki) negatif yöndeki taşımayı dengelemek için gerekli olan ilerleyen (advancing) palanın ucundaki taşımanın azalmasına dikkat edilmelidir [7].

3.2.2.2 Boyutsuz pala taşıması nın azimutal dağılım alt arayüzü



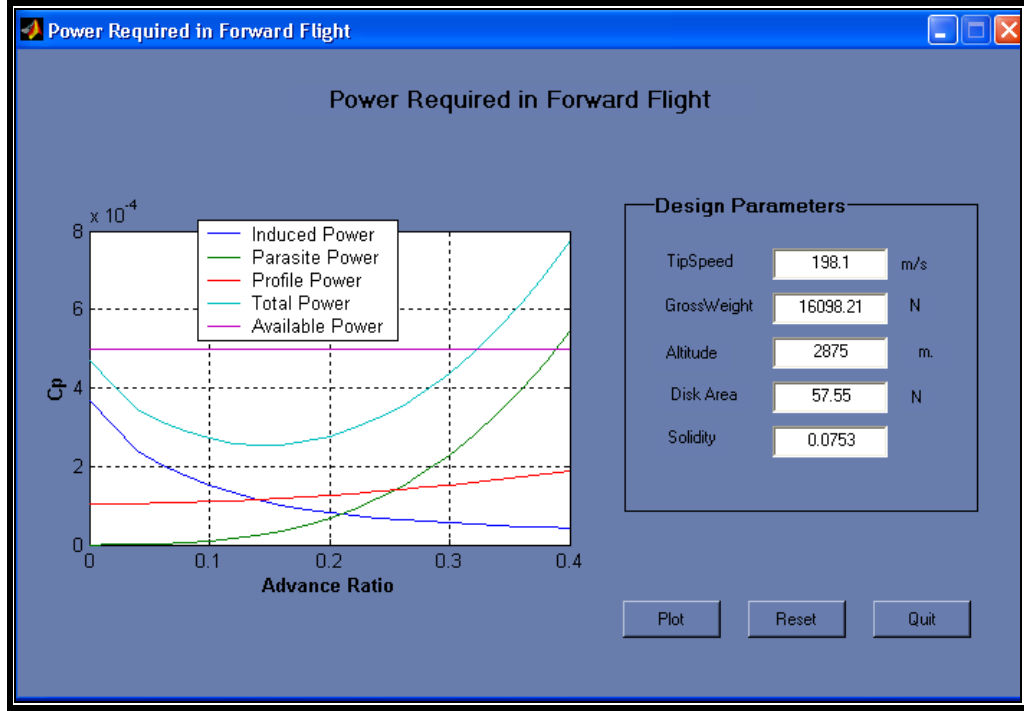
Şekil 3.8 Boyutsuz pala taşıması nın azimutal dağılımı

Şekil 3.8 Boyutsuz taşıması nın, palanın kök kısmından uç kısmına kadar azimut açıları boyunca değişimi görülmektedir. 1.0 İstasyonundaki taşımadaki osilasyon daha belirgin. Başlangıçta titreşim genliği diğerlerine nazaran daha yüksek. Kök kısmına doğru osilasyon sakinleşmektedir. İstenen durum, titreşimin mümkün olduğu kadar az olmasıdır. Grafik Şekil 3.8’deki arayüzde de görüldüğü gibi, f/A ’nın 0.015, düzgün burulmanın -8° , pala yüklemesinin 0.12 ve ‘advance ratio’ nun 0.25 olduğu durum için çizdirilmiştir. Bu ifadelerdeki değişimin osilasyonu olumlu yönde etkileyip etkilemediği söz konusu arayüz kullanılarak gözlenebilir.

Eğer helikopter sağanağa doğru ilerliyorsa ya da kötü hava şartlarına maruz kalıyorsa, yükte daha büyük dalgalanmalar meydana gelebilir.

Hesaplamalar değişmeyen (uniform) akış için yapılmış olup, gerçekte 0.1 istasyonundaki osilasyon daha şiddetlidir. Bu nedenle helikopterde fazla titreşim ve sarsıntı olur. Tasarım sırasında amaç, bu değişimi en sakin şekle sokmaktır.

3.2.2.3 İleri uçuşta gerekli güç alt arayüzü



Şekil 3.9 İleri uçuşta güç tahmini

İleri uçuştaki bir rotor için üç tip güçten bahsedilebilir. Bunlar, indüklenmiş güç, parazitik güç, profil gücüdür.

Grafikte toplam gücün minimum olduğu noktadaki hız, otortasyonda minimum yavaşlama oranının olduğu andaki hızdır. Toplam güçle, mevcut gücün kesiştiği nokta ulaşabilecek maksimum hızı verir.

Helikopter hızlandıkça, akımtüpünden geçen hava daha fazla olacağından, itkiyi sağlamak için rotora daha az iş düşer. Bu sebeple, Şekil 3.9'da görüldüğü gibi indüklenmiş güç hız arttıkça azalır. Maksimum hızda, asılı konumdakinin yaklaşık dörtte biri veya daha azı indüklenmiş güç olur.

Profil gücü, rotor palanının üzerindeki sürtünme sürüklemesini yenmek içindir. Şekil 3.9'da görüldüğü gibi profil gücü helikopter ileri uçuşa girerken sabit seviyede kalır. Palanın stall durumuna girdiği andaki ve sıkıştırılabileceklerinin başladığı andaki yüksek hıza kadar, ilerleyen (advancing) kenardaki yükselme, ardıl (retreating)

kenardaki düşüşle telafi edilir. Bu noktada profil gücü yükselir ve baskın bileşen olur.

Rotor palaları hariç, aracın tüm bileşenleri üzerindeki sürüklemeyi yenmek için gerekli güce parasitik güç denir. Bu düşük hızlarda sorun yaratmaz ancak, ileri uçuş hızı üç katına çıktığı zaman parasitik güç artar. Grafikte görüldüğü gibi yüksek hızlarda bu konu önem kazanmaktadır.

Bahsedilen bütün güçler Şekil 3.9’da olduğu gibi bir arada çizildiği zaman, daire seviye uçuşu için gerekli olan toplam motor gücünü elde ederiz. Bu eğrinin en önemli karakteristiği, çok hızlı uçana dek helikopter ileri uçuşta asılı konumundakinden daha az güç tüketir.

Şekil (3.9)’daki grafiğin çizimi için gerekli hesaplamalar aşağıdaki şekilde yapılmıştır.

İlerleme oranının (advance ratio) 0 ile 0.4 arasında değişen değerleri için hesaplamalar yapılmıştır.

Helikopterin sürüklemesi (3.29) denklemi ile hesaplandı.

$$D = D_{100} \left(\frac{V}{100} \right)^2 \sigma \quad (3.29)$$

D_{100} , 100 m/s hız için, rüzgar tüneli testlerinden elde edilen sonuçtur [7].

Denklemdaki V ifadesi ileri uçuş hızıdır.

Üretilen itki;

$$T = \sqrt{(GW)^2 + D^2 (bf)} \quad (3.30)$$

şeklinde dir. Burada b_f blokaj faktörüdür.

Ana rötörün indüklenmiş akı m denklem (3.31)'den iteratif olarak bulunmuştur.

$$\lambda_{iNEW} = \lambda_i - \left[\frac{\lambda_i - \frac{C_T}{4\sqrt{\mu \cos(\alpha_{TPP})} + (\mu \sin(\alpha_{TPP}) + \lambda_i)^2}}{1 + \frac{(\mu \sin(\alpha_{TPP}) \lambda_i) C_T}{4\sqrt{\mu \cos(\alpha_{TPP})} + (\mu \sin(\alpha_{TPP}) + \lambda_i)^2}} \right] \quad (3.31)$$

λ_i nin başlangıç değeri olarak $\lambda_i = \frac{C_T}{2}$ denkleminden bulunmuştur.

İndirgenmiş güç, parazitik güç ve profil gücü için sırasıyla (3.32), (3.33), (3.34) denklemleri kullanılmıştır.

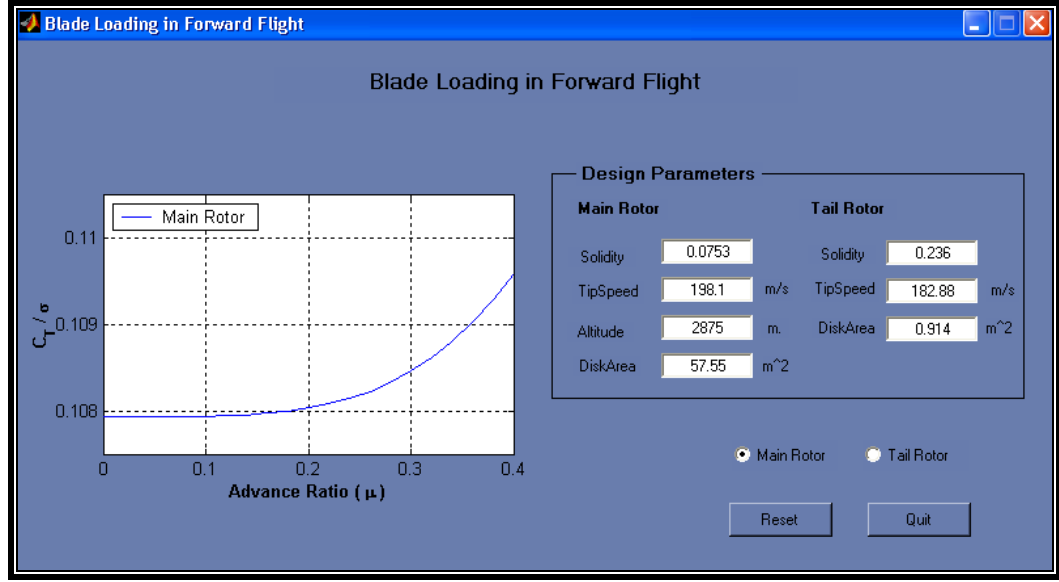
$$C_{Pi} = T v \quad (3.32)$$

$$C_{P_{Parasite}} = \frac{DV}{\rho A (\Omega R)^3} \quad (3.33)$$

$$C_{P_{Profile}} = \frac{\sigma C_{D_0}}{8} [1 + 4.6 \mu^2] \quad (3.34)$$

Aynı işlemler kuyruk rötörü için de yapılmış ve helikopter için toplam güç hesaplanmıştır.

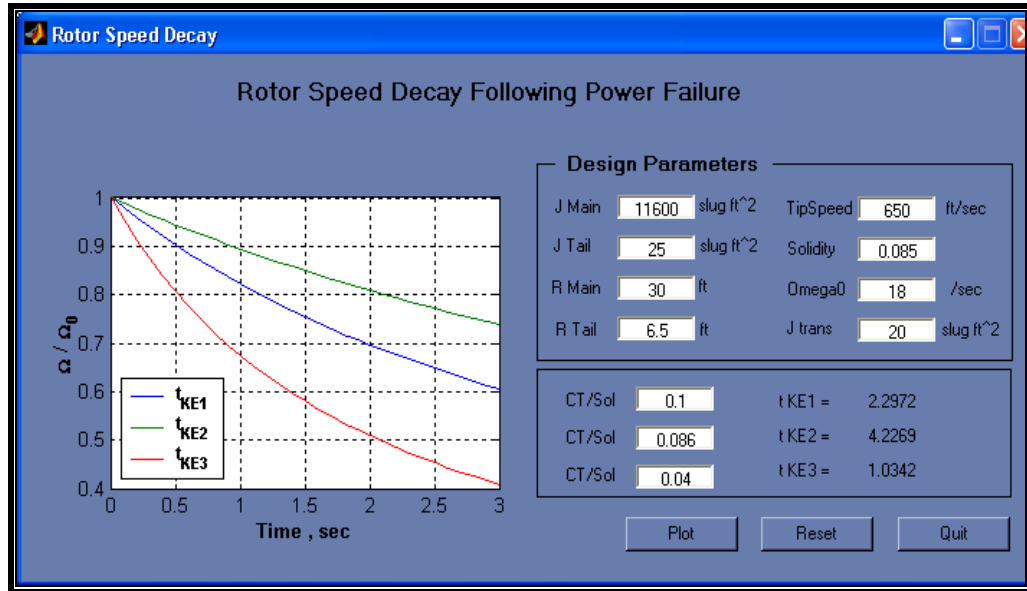
3.2.2.4 Ana ve kuyruk rotörü için ileri uçuşta pala yüklemesi alt arayüzü



Şekil 3.10: Ana rotör için ileri uçuşta pala yüklemesi

3.2.3 Özetasyon grafik penceresi

3.2.3.1 Özetasyonda rotör hız kaybı alt arayüzü



Şekil 3.11 Rotör hız kaybı

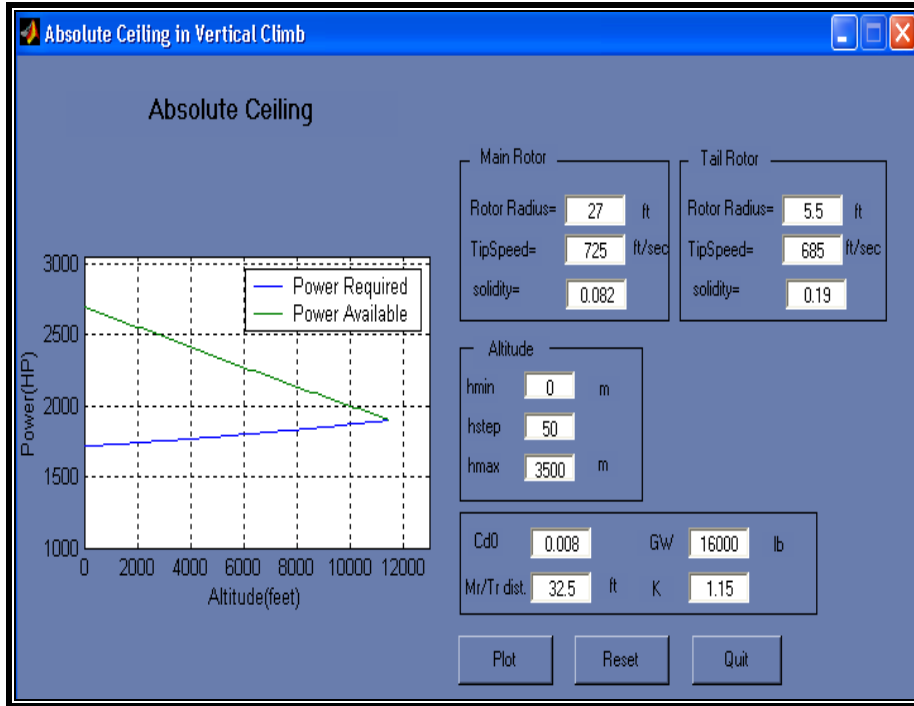
Nor mal bir uçuşta, helikopter rotörünü dönme durumunu devam ettirebilmek için güce ihtiyaç duyar. Eğer güç kaynağı aniden kesilirse, rotör yine aynı güce ihtiyaç duyar

Helikopterler nadiren mayın süpürme, kurtarma, veya deniz kurtarma operasyonları gibi bazı özel durumlarda çekme işlevi için kullanılırlar. Maksimum çekme gerilmesi, maksimum motor itkisinin ve çekme çizgisinin yatay eksenle yaptığı açının fonksiyonudur. Bir çok çekme operasyonu için, asılı kalma koşullarının uygulanabilmesi için hız yeterince az olmalıdır [7].

Çekme amacıyla kullanılacak helikopter tasarımında, verilen dizayn parametreleri için maksimum gerilmenin ne olabileceği Şekil 3.12’deki arayüzden faydalananak bulunabilir.

3.2.5 Dikey uçuş

3.2.5.1 Maksimum dikey uçuş mutlak tavanı alt arayüzü



Şekil 3.13 Maksimum dikey uçuş tavanı

Şekil 3.13'deki arayüz üzerinde görülen dizayn parametrelerine sahip bir helikopterin ulaşabileceği maksimum yükseklik yaklaşık 11500 feet olarak görülmektedir. Bu değer mevcut güç ile helikopterin hareketini sürdürebilmesi için gereken gücün birbirine eşit olduğu noktadaki irtifadır. Benzer şekilde, farklı parametrelere sahip bir helikopter için de maksimum dikey uçuş tavanı bulunabilir.

Hesaplamalar şu şekilde yapıldı:

Öncelikle varsayılan bir irtifa için, yoğunluk hesabı yapıldı. Rotor diski üzerindeki indüklenmiş hız, itki terimleri cinsinden (3.35) denklemi ile hesaplandı.

$$v = \sqrt{\frac{T}{2\rho A}} \quad (3.35)$$

Ana rotorun gücü (3.36) ifadesi ile bulundu.

$$P = (v_i(GW)\kappa) + \left(\rho(\Omega R)^3 A \left(\frac{\sigma C_{D_0}}{8} \right) \right) \quad (3.36)$$

Ana rotordaki torku bulmak için bu ifade açısal hıza bölünür.

$$Q = \frac{P}{\Omega} \quad (3.37)$$

Bulunan tork değeri ana rotorun ve kuyruk rotorunun şaftları arasındaki mesafeye bölünürse, kuyruk rotoru üzerindeki itki bulunur.

$$T = \frac{Q}{d_{M-T}} \quad (3.38)$$

Benzer şekilde kuyruk rotoru için güç hesabı yapılır. Ana rotor ve kuyruk rotoru için elde edilen güç değerleri toplanarak mevcut güçle karşılaştırılır. Gereken güç, mevcut güce eşit olana kadar irtifa arttırılır. Bu eşitliğin olduğu noktadaki yükseklik maksimum tırmanma irtifasıdır.

KAYNAKLAR

- [1] **Leishman, J. Gordon**, 2000. Principles of Helicopter Aerodynamics, pp. 193, Cambridge University Press, Cambridge
- [2] **Sankar, L.**, 2002. Rotary Wing Aerodynamics Lecture Notes, Georgia Institute of Technology, Atlanta
- [3] **Prouty, Raymond W.**, Practical Helicopter Aerodynamics, PJS Publications Inc., Peoria
- [7] **Prouty, Raymond W.**, 1995. Helicopter Performance, Stability, and Control, Krieger Publishing Company, Malabar, Florida
- [8] **Johnson, Wayne**, 1994. Helicopter Theory, The Princeton University Press, Princeton
- [9] **Stepniowski, W Z and Keys, C N**, 1984, Rotary- Wing Aerodynamics, Dover Publications, New York
- [10] **Department of The Army Headquarters United States Army Materiel Command**, Engineering Design Handbook Helicopter Engineering 1974.
- [11] **Young, Raymond A.**, 1949. Helicopter Engineering The Ronald Press Company, New York
- [12] **Seddon, J.**, 1990. Basic Helicopter Aerodynamics, Washington
- [13] **Fitzpatrick, Eric W H and Cooke, Alastair K.**, 2002, Helicopter Test and Evaluation, Blackwell Science, Malden, MA
- [14] **Dik, Stanley J.**, 1984, Helicopter Design and Data Book, Appleton, Wis.
- [15] **Uzunoğlu, Mehmet ve Kızıl, Ali, Onar, Ömer Çağlar**, 2002, Kolay Anlatım ile İleri Düzeyde MATLAB 6.0-6.5, Türkmen Kitabevi, İstanbul.
- [16] **Arı, Nyazi ve Barkana, Halil**, 2003, MATLAB 6.x GUI Kullanıcı Arayüzü Tasarım, Oğuzgazi Üniversitesi Basınevi, Eskişehir.

EK A

- A1. Genel Bakış
- A2. MATLAB Masaüstü
- A3. MATLAB Grafiksel Kullanıcı Arayüzü
- A4. M Dosyası
- A5. Fiyat Dosyası

A1. Genel Bakış

MATLAB, yüksek performanslı bir teknik programlama dilidir. MATLAB kelimesinin açılımı İngilizce "MATrix LABoratory" den gelmektedir. Anlaşılacağı gibi bir matris laboratuvarı olan MATLAB'ın temelindeki yapı, boyutlandırma gerektirmeyen matrislerdir. Yapılan tüm girdi ve çıktılar, diğer programlama dillerindeki gibi belirteç gerektiriksizin bir matris tanımlar. Bu özelliği ile programlamaya ayrılacak zamanı minimuma indirgeyerek, programlama dilleri arasında kendine has bir yer edinmiştir. Önemli Özellikleri :

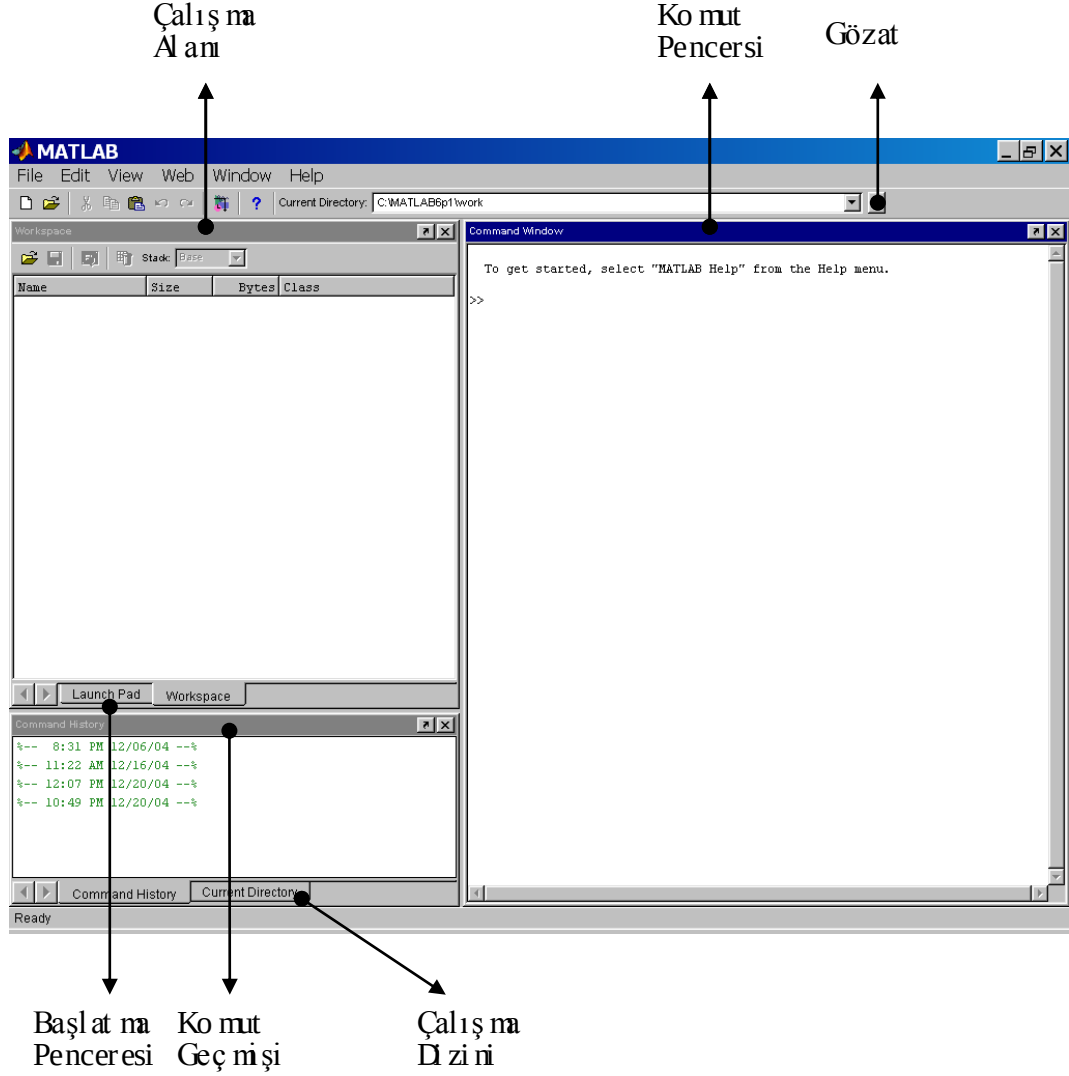
- Hızlı ve tam istenilen hassaslıkta sonuçlar içini işler,
- Verileri görselleştirmek ve çözmek için grafikler,
- İnteraktif dil ve programlama ortamı,
- Özel kullanıcı arayüzleri oluşturmak araçları,
- C, C++, Fortran, Java, COM parçaları ve Excel gibi uygulamalar ile bütünleşir.
- Dışarıdan veriler ve dosyalardan veri alma ve örneklemeye hızlı düşük giriş çıkışlara olanak sağlar,
- Matlab uygulamalarının C ve C++ programlama dillerine çevirmenin derleyici (compiler) ile yapılmasına olanak sağlar.

Bu çalışmada MATLAB'ın tercih edilmesinin sebebi; özel kullanıcı arayüzleri vasıtasıyla elde edilen verilerin görselleştirilmesinde grafik yeteneğinin yüksek olmasıdır.

A2. MATLAB Masaüstü

MATLAB kullanıcılarına, kullanımı ve ek özelliklerine ulaşımı kolaylaştırıcı bir masaüstü sunmaktadır. MATLAB masaüstü, komut penceresini, komut geçmişi, çalışma alanını, gözetici ve diğer pencereleri barındıran bir organizatördür. Komut penceresi, komutların çalıştırıldığı, sonuçların görüldüğü ve varsa program hatalarının

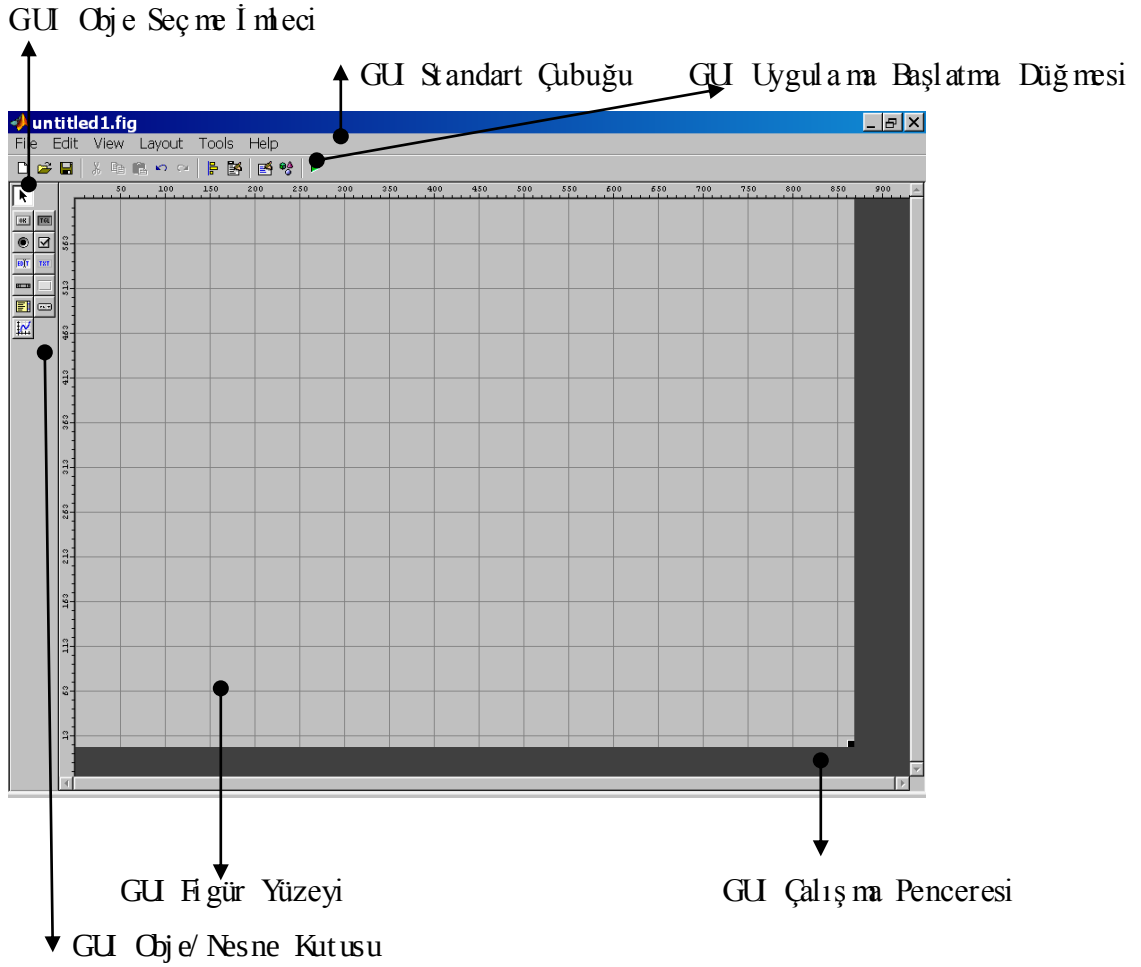
incelendiği bir panel dir. Komut geğmişi, komut penceresine girilen komutların bir listesini tutar, bu listeden herhangi bir komut seğıildiğinde, o komutu tekrar komut penceresine girer. Çalışma alanı, o anki çalışmalarda elde edilen sonuçların bir listesini ve bu sonuçların yapısı hakkındaki bilgileri saklı tutar. Gözet kutusu ise, çalışmakta olunan dizini değıştirneye yardımcı olmaktadır.



Şekil A1 Matlab çalışma penceresi

A3. MATLAB Grafiksel Kullanıcı Arayüzü

MATLAB Grafiksel Kullanıcı Arayüzü, diğer bir söylemle MATLAB GUI, MATLAB programcısı tarafından hazırlanan grafik tabanlı uygulamaların, son kullanıcıya fare ve klavye arabirimi ile interaktif olarak hitap etmesini sağlayan bir platformdur. MATLAB GUI uygulamalarının gerekliliğinin temel sebeplerinin başında günümüzde hazırlanan uygulamaların grafik tabanlı oluşu ve bu uygulamaların son kullanıcı tarafından kullanım kolaylığına sahip olması gelmektedir.



Şekil A2 Kullanıcı arayüzü çalışma penceresi

MATLAB GUI, M Dosya veya M Fonksiyon hazırlayabilen herkes tarafından oluşturulacak kadar kolay bir esnekliğe sahiptir. GUI objeleri; komut satırından klavye

ile alınan bilgileri, grafiksel ortamda aldırma ya yarayan elemanlardır. Bunlar onay düğmesi, kaydırma çubuğu tarzı elemanlardır. Bunun yanı sıra sonuçları görüntüleyen çıkış elemanları da mevcuttur. GUI yüzeyi; elemanların dağılışı nı gösterir ve yapı bilgilerini tutar. MATLAB M Dosya veya M Fonksiyon hazırlanırken yazılan komutları nı, GUI objelerinin yapacağı işlemler için de belirtilmelidir. Bu işlemlere örnek olarak, kullanıcı bir düğmeye bastığı nda, istenen bir yerde tıklama işleminin sonucunda bir çıkış alınmasını sağlamak olabilir. Bu işlemlere geriçağırımı (callback) da denilmektedir.

MATLAB GUI ortamının açılması için MATLAB masaüstünde File > New > GUI yolu izlenmelidir veya komut penceresinden gui de yazılabilir. [15]

A4. M Dosya

PowerReq_Forward m dosyası kodu şu şekildedir:

```
function varargout = PowerReq_Forward(varargin)
% POWERREQ_FORWARD Application Mfile for PowerReq_Forward fig
% FIG = POWERREQ_FORWARD launch PowerReq_Forward GUI.
% POWERREQ_FORWARD 'callback_name', ... invoke the named callback

% Last Modified by GUI DE v2.0 13- Dec-2004 20:23:02

if nargin == 0 %LAUNCH GUI

    fig = opening('file_name','reuse');

    % Generate a structure of handles to pass to callbacks, and store it.
    handles = guihandles(fig);
    guidata(fig,handles);

    if nargin > 0
        varargout{1} = fig;
    end

elseif ischar(varargin{1}) %INVOKE NAMED SUBFUNCTION OR CALLBACK

    try
        if (nargout)
            [varargout{1:nargout}] = feval(varargin{:}); %FEVAL switchyard
        else
            feval(varargin{:}); %FEVAL switchyard
        end
    catch
        disp(lasterr);
    end
end
```

EK A

end

end

```
% ABOUT CALLBACKS:
% GUI DE automatically appends subfunction prototypes to this file, and
% sets objects' callback properties to call them through the FEVAL
% switchyard above. This comment describes that mechanism
%
% Each callback subfunction declaration has the following form
% <SUBFUNCTION_NAME>(H_EVENTDATA, HANDLES, VARARGIN)
%
% The subfunction name is composed using the object's Tag and the
% callback type separated by '_', e.g. 'slider2_Callback',
% 'figure1_CloseRequestFcn', 'axis1_ButtonDownFcn'.
%
% H is the callback object's handle (obtained using GCBO).
%
% eventdata is empty, but reserved for future use.
%
% HANDLES is a structure containing handles of components in GUI using
% tags as field names, e.g. handles.figure1, handles.slider2. This
% structure is created at GUI startup using GUI_HANDLES and stored in
% the figure's application data using GUI_DATA. A copy of the structure
% is passed to each callback. You can store additional information in
% this structure at GUI startup, and you can change the structure
% during callbacks. Call guidata(h, handles) after changing your
% copy to replace the stored original so that subsequent callbacks see
% the updates. Type "help guihandles" and "help guidata" for more
% information.
%
% VARARGIN contains any extra arguments you have passed to the
% callback. Specify the extra arguments by editing the callback
% property in the inspector. By default, GUI DE sets the property to
% <FILENAME>('<SUBFUNCTION_NAME>', gcbo, [], guidata(gcbo))
% Add any extra arguments after the last argument, before the final
% closing parenthesis.
```

```
%-----
function varargout = TipSpeed_Callback(h, eventdata, handles, varargin)
```

```
%-----
function varargout = GrossWeight_Callback(h, eventdata, handles, varargin)
```

```
%-----
function varargout = Density_Callback(h, eventdata, handles, varargin)
```

```
%-----
function varargout = DiskArea_Callback(h, eventdata, handles, varargin)
```

```

%-----
function varargout = solidity_Callback(h, eventdata, handles, varargin)

%-----
function varargout = pushbutton1_Callback(h, eventdata, handles, varargin)

axes(handles.axes1)
solidity=str2double(get(handles.solidity,'string'));
TipSpeed=str2double(get(handles.TipSpeed,'string'));
GrossWeight=str2double(get(handles.GrossWeight,'string'));
Altitude=str2double(get(handles.Altitude,'string'));
DiskArea=str2double(get(handles.DiskArea,'string'));

Density=1.225*(1-(0.0065*Altitude/288.16)).^4.2553;
sayac=0;
induce(1) = 0.0081 * 0.5;
aci(1) = 0;
adv=0;
for i =1: 21;

    ForwardSpeed=TipSpeed*adv;
    Drag=6000*(ForwardSpeed/100)^2*Density/1.225;
    kok=GrossWeight^2+Drag^2;
    Thrust=sqrt(kok)*1.05;
    ct=Thrust/(Density*DiskArea*TipSpeed^2);

    for i =1: 21;
        aci(i+1)=ct/(2*(adv^2 + induce(i)^2))+0.5 * adv^3 * 0.015/ct;
        payda1(i)=(((adv*cos(aci(i+1)))^2+(adv*sin(aci(i+1)) + induce(i))^2)^0.5)^4;
        payda2(i)=(((adv*cos(aci(i+1)))^2+(adv*sin(aci(i+1)) + induce(i))^2)^1.5)^4;
        pay2(i)=(adv*sin(aci(i+1)) + induce(i))*ct;
        induce(i + 1)= induce(i)-(induce(i)-ct/payda1(i))/(1 + pay2(i)/payda2(i));

        if abs(induce(i+1)-induce(i))< 0.001 ;
            induce0(i)=induce(i + 1);
        end

    end

    sayac=sayac+1;
    adv=adv+0.02;
    induce0_son(sayac)=induce0(length(induce0));
    inducedvel(sayac)=induce0_son(sayac)*TipSpeed;
    inducedPow(sayac)=inducedvel(sayac)*Thrust;
    Cp(sayac)=inducedPow(sayac)/(Density*DiskArea*TipSpeed^3);
    ParasitePow(sayac)=ForwardSpeed*Drag;
    Cp_a(sayac)=ParasitePow(sayac)/(Density*DiskArea*TipSpeed^3);
    Cp_b(sayac)=0.011*solidity*(1+4.6*adv^2)/8.0;
    ProfilePow(sayac)=Cp_b(sayac)*(Density*DiskArea*TipSpeed^3);
    TotalPow(sayac)=ProfilePow(sayac)+ParasitePow(sayac)+inducedPow(sayac);
    TotalCp(sayac)=TotalPow(sayac)/(Density*DiskArea*TipSpeed^3);
    CpAvailablePow(sayac)=0.0005;

```

EK_A

```
    if adv == 0.4;
        break
    end

end

induce0_son;
inducedvel;
inducedPow
Cp;
ParasitePow
Cp_a;
Cp_b;
ProfilePow
Total Pow
Total Cp;

% nduce0(length(induce0))

adv=0:0.02:0.4;
plot(adv, Cp, adv, Cp_a, adv, Cp_b, adv, Total Cp, adv, Cp AvailablePow), grid on
legend('Induced Power', 'Parasite Power', 'Profile Power', 'Total Power', 'Available Power', 2)
xlabel('\bf{Advance Ratio}');
ylabel('\bf{Cp}');

% -----
function varargout = pushbutton2_Callback(h, eventdata, handles, varargin)
cla reset

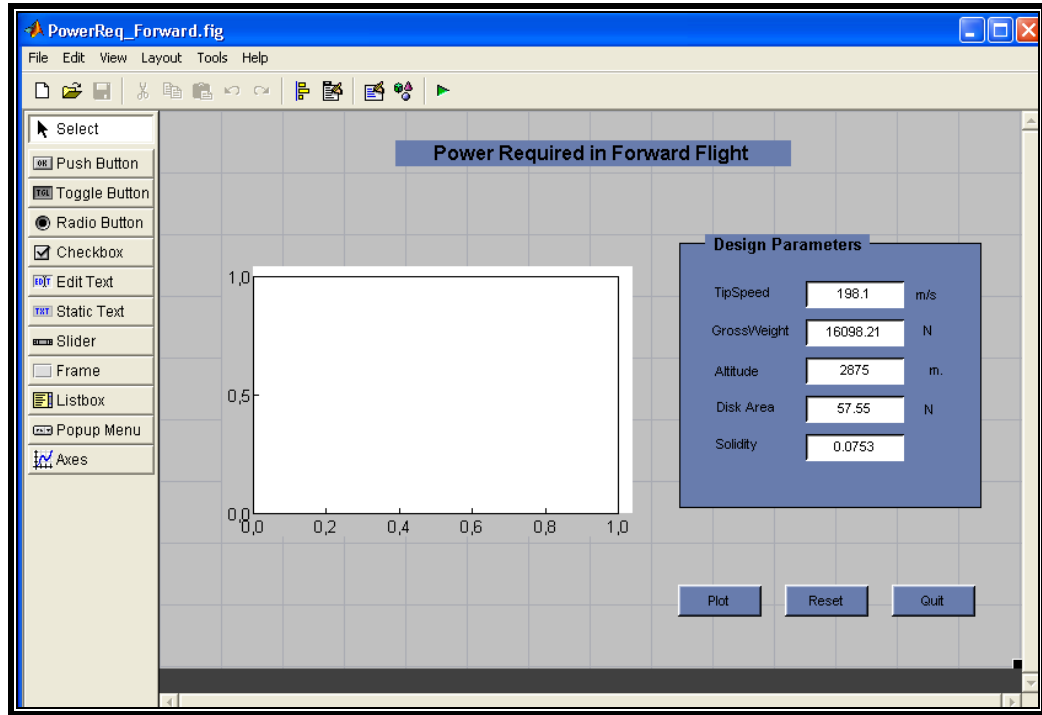
% -----

function varargout = pushbutton3_Callback(h, eventdata, handles, varargin)
delete(handles.figure1)
```

EK A

A5. Figür Dosyası

Power Req_Forward fig adlı figür dosyası aşağıdaki gibidir.



Şekil A3 Power Req_Forward fig adlı figür dosyası

ÖZGEÇMİŞ

Demet BALKAN Nisan 1978'de Osmancık'ta doğmuştur. 1995 yılında Nisantaş Kız Lisesi'nden, 2000 yılında İstanbul Teknik Üniversitesi Uzay Mühendisliği Lisans Programı'ndan mezun olmuştur. 2001 yılından bu yana İTÜ Uçak ve Uzay Bilimleri Fakültesi'nde Araştırma Görevlisi olarak çalışmaktadır. Taner BALKAN ile evli olup bir çocuk annesidir.