İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

BİR DÜŞÜK REYNOLDS SAYILI QUADROTOR PERVANESİNİN DİZAYN PARAMETRELERİNİN VE OPTİMUM DEĞİŞKENLERİNİN BELİRLENMESİ

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Mehmet Halil YILMAZ

Anabilim Dalı : Uçak ve Uzay Mühendisliği

Programı : Uçak ve Uzay Mühendisliği

Haziran 2011

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

BİR DÜŞÜK REYNOLDS SAYILI QUADROTOR PERVANESİNİN DİZAYN PARAMETRELERİNİN VE OPTİMUM DEĞİŞKENLERİNİN BELİRLENMESİ

YÜKSEK LİSANS TEZİ
Mehmet Halil YILMAZ
(511091141)

Tezin Enstitüye Verildiği Tarih : 06 Mayıs 2011
Tezin Savunulduğu Tarih : 08 Haziran 2011

Tez Danışmanı : Prof. Dr. Aydın MISIRLIOĞLU (İTÜ)
Diğer Jüri Üyeleri : Prof. Dr. Fırat Oğuz Ediz (İTÜ)
Doç.Dr. Mustafa Özdemir (İTÜ)

Haziran 2011

ÖNSÖZ

Bu çalışmamda bana hiçbir zaman altından kalkamayacağım yardımlarını esirgemeyen, gerek zamanını ve gerek birikimini benimle paylaşan, başta çok saygı değer hocam Prof. Dr. Aydın Mısırlıoğlu'na, fakültemizin tüm değerli hocalarına, tanıştığımız günden beri bir yol gösterici olan büyük insana, kendilerini asla unutamayacağım değerli dostlarım ve ev arkadaşlarıma ailesini feci şekilde kaybetikten sonar bizi de terk eden K. Çıtır'a, kıymetli dostum ve çalışma arkadaşım Ahmet Selim Durna'ya, değerli matematikçi Ufuk Pamukçuoğlı'na, çok kıymetli kardeşim yüksek makine mühendisi Ümit Uysal'a ve en nihayet aileme sonsuz şükranlarımı sunar, kendilerine çok teşekkür ederim.

Mayıs 2011

Mehmet Halil Yılmaz

(Uçak Mühendisi)

İÇİNDEKİLER

Sayfa

ÖNSÖZ ..... **v**
İÇİNDEKİLER ..... **vii**
KISALTMALAR ..... **ix**
SEMBOLLER ..... **xi**
ÇİZELGE LİSTESİ ..... **xiii**
ŞEKİL LİSTESİ ..... **xv**
ÖZET ..... **xvii**
SUMMARY ..... **xix**
1. GİRİŞ **1**
1.1 Tezin Amacı 2
1.2 Literatür Özeti 2
2. HELİKOPTERLER ÜZERİNDEKİ AKIŞIN FİZİKSEL TEMELLERİ **11**
2.1 Boyutsuz Parametreler 12
2.1.1 Mach sayısı 12
2.1.2 Reynolds sayısı 12
2.1.3 Kuvvet katsayıları 12
2.2 Atmosfer Şartları 13
2.2.1 Sıcaklığın irtifaya göre değişimi 13
2.2.2 Basıncın irtifaya göre değişimi 14
2.2.3 Yoğunluğun irtifaya göre değişimi 14
3. KANAT PROFİLİ KAVRAMI **15**
3.1 Profillerin Genel Özellikleri 16
3.2 Kanat Profili Üzerindeki Kuvvetler 16
4. CFD VE METODOLOJİ **19**
4.1 Akışı Yöneten Denklemler 20
4.1.1 Enerji denklemi 20
4.1.2 Euler denklemi 20
4.2 RNG (Renomalization Group) k-ε Türbülans Modeli 21
4.3 k-ω Türbülans Modeli 22
4.4 Navier-Stokes Çözücüsü (Ansys-Fluent) 23
5. PALA ELEMANI MOMENTUM TEORİSİ (BEMT) **25**
5.1 Askı Durumu İçin Momentum Teori Analizi 25
5.2 BEMT Uygulaması 27
5.2.1 Radyal inflow denklemi 28
5.2.2 Burulma açısı 29
5.2.3 Katılık 30
5.2.4 Prandtl kayıp faktörü 31
5.2.5 Figure of merit (Pervane verimi) 31
5.3 BEMT Sayısal Uygulaması 32
6. ANALİZ VE SONUÇLAR **35**
6.1 BEMT Analizleri 35

6.1.1 Planform etkisi 35
6.1.2 Daralma (Taper) oranı analizi 37
6.1.3 Burulma etkisi 40
6.1.4 Katılık etkisi 43
6.1.5 Reynolds sayısı etkisi 45
6.1.6 Rotor yarıçapı etkisi 47
6.2 CFD Analizleri 48
6.2.1 Kanat profili seçimi 49
6.2.2 3B pervane analizleri 60
6.2.2.1 Sınır şartları 60
6.2.2.2 Çözüm ağı yapısı 63
6.3 Sonuçlar ve Öneriler 68
KAYNAKLAR 71
EKLER 75
ÖZGEÇMİŞ 87

KISALTMALAR

UDF **:** User Defined Function
IHA **:** İnsansız Hava Aracı
BEMT **:** Blade Element Momentum Theory
CFD **:** Computational Fluid Dynamics
ICAO **:** International Civil Aviation Organization
NACA **:** National Advisory Committee for Aeronautics
RAE **:** The Royal Aircraft Establishment and Westland Helicopters
TSAGI **:** Tsentralniy Aerogidrodinamicheskiy Institut (RUSSIA)
ONERA **:** Office National d'Études et de Recherches AÉrospatiales
PDE **:** Partial Differential Equation
RPM **:** Revolutions per Minute
FM : Figure of Merit
NASA **:** National Aeronautics and Space Administration
UIUC **:** University of Illinois at Urbana–Champaign
LTPT **:** Low-Turbulence Pressure Tunnel (Langley Research Center's)

SEMBOLLER

C_L : Taşıma Katsayısı

C_D : Sürükleme Katsayısı

C_M : Moment Katsayısı

ρ :Yoğunluk

η, ξ, ζ : Hareketli Kooordinat İfadeleri

μ : Viskozite

γ : Özgül Isı Oranı

e : İç Enerji

u, v, ω : Hız Bileşenleri

a : Ses Hızı, $\sqrt{\gamma RT}$

v_i : İnflow Hızı

A_{eff} : Efektif Alan

A_∞ : Çıkış Hızı Kesit Alanı

v_h : Hover Durumu İnflow Hızı

v_c, V_c : Tırmanma Hızı

λ : İnflow

r : Boyutsuz Pervane Yarıçapı, y/R

σ : Katılık

C_{d0} : Sıfır Taşıma Sürükleme Katsayısı

$C_{l\alpha}$: Taşıma Eğrisi Eğimi

θ_0 : Kollektif Açısı

θ_{tw} : Burulma Açısı

C_{pi} : İndüklenmiş Güç Katsayısı

C_{p0} : Profil Güç Katsayısı

N_b : Pervane Bıçak Sayısı

σ_e : Ağırlıklı Katılık

ϕ : İnflow Açısı, $\lambda(r)/r$

Re : Reynolds Sayısı

V_{tip} : Kanat Uç Hızı

1B, 2B, 3B : Sırasıyla bir, iki ve üç boyutlu

T : İtki

g : Yer Çekimi İvmesi

R : Evrensel Gaz Sabiti

Rh : Hub Yarıçapı

Ct : İtki Katsayısı

FM : Figure of Merit (Pervane Verimi)

$\boldsymbol{f_{tip}}$, $\boldsymbol{f_{root}}$: Prandtl Uç ve Kök Kayıp Faktörleri

FM_trw : İtki Ağırlıklı Pervane Verimi (FM Thrust weighted)

Ct_req : Askı Durumu İçin Gerekli Olan İtki Katsayısı (Ct Required)

$\boldsymbol{P}$: Basınç

$\boldsymbol{\tau_{**}}$: Yüzey Gerilmeleri

$\boldsymbol{d\vec{S}}$: Diferansiyel Yüzey Alan Vektörü

Ω : Açısal Dönüş Hızı

$\boldsymbol{\theta_{tip}}$: Uç Burulma Açısı

$\boldsymbol{L/D}$: Taşıma Sürükleme Oranı (Fines)

$\boldsymbol{V_r}$: Uzak Sınır Şartı Radyal Hız

ÇİZELGE LİSTESİ

Sayfa

Çizelge 6.1 : Kanat planform değişimi. 36
Çizelge 6.2 : Daralma oranı karşılaştırması. 38
Çizelge 6.3 : Daralma oranı karşılaştırması (Eş Ct için). 38
Çizelge 6.4 : Ters daralma oranı karşılaştırması. 39
Çizelge 6.5 : Burulma açısı değişimi. 41
Çizelge 6.6 : Katılığın performansa etkisi. 43
Çizelge 6.7 : FX 63-137 ve E216 profillerinin Reynolds karşılaştırması. 45
Çizelge 6.8 : NACA 0012 profilinin Reynolds karşılaştırması. 46
Çizelge 6.9 : NACA 0012 ve E216 profillerinin maksimum verim karşılaştırması. . 46
Çizelge 6.10 : Tüm çözücü ayarlamaları. 50
Çizelge 6.11 : Eleman Sayıları. 63
Çizelge 6.12 : Fluent analiz tablosu. 65

ŞEKİL LİSTESİ

Sayfa

Şekil 1.1 : Bir quadrotor örneği (Hanfor Scott D., 2005). 1
Şekil 1.2 : Yunuslama momenti karşılaştırması (Leishman, 2006). 3
Şekil 1.3 : Ilk ve ikinci nesil profiller (Leishman, 2006). 4
Şekil 1.4 : Boeing Vertol ve ONERA profilleri (Leishman, 2006). 4
Şekil 1.5 : E61 taşıma ve sürükleme eğrileri (Thomas Mueller, 1999). 5
Şekil 1.6 : SG60** tipi profiller (Giguere P. ve Selig M.S. ,1998). 5
Şekil 1.7 : SG60** tipi profillerin taşıma eğrileri (Giguere P. ve Selig M.S. ,1998). . 6
Şekil 1.8 : Düşük Reynolds sayılı yüksek taşımalı profiller (Selig M.S ve McGranahan B.D., 2004). 6
Şekil 1.9 : FX 36-137 ve SD2030 profillerinin sürükleme poları grafikleri (Selig M.S ve McGranahan B.D., 2004). 6
Şekil 1.10 : Starmac II (Url-1). 7
Şekil 1.11 : Xaircraft X650 (Url-4). 7
Şekil 1.12 : X-4 Flyer (Url-5). 8
Şekil 1.13 : Quadrotor örnekleri (Syed Ali Rıza ve Wail G., 2010). 8
Şekil 1.14 : Quadrotor pervane planformları (Kunz Peter J., 2003, Url-6, Url-7). 9
Şekil 2.1 : Helikopter Hareketleri 11
Şekil 2.2 : Sıcaklık Gradyantı Değişimi(Yükselen A.) 14
Şekil 3.1 : Profil elemanları 15
Şekil 3.2 : Profil üzerindeki kuvvet dağılımı. 16
Şekil 3.3 : Hücum açısı etkisi. 16
Şekil 3.4 : Profil üzerindeki aerodinamik kuvvetler. 17
Şekil 3.5 : Taşıma hücum açısı grafiği. 17
Şekil 3.6 : Sürükleme ve taşıma grafiği. 18
Şekil 5.1 : Momentum teorisi akış modeli. 25
Şekil 5.2 : a) Rotor diskinin üst görünüşü, b) Rotor diskinin kesit görünüşü (Leishman,2006). 27
Şekil 5.3 : Efektif alan ifadesi. 30
Şekil 6.1 : Planform şekilleri. 35
Şekil 6.2 : Optimum daralma. 37
Şekil 6.3 : Daralma oranına göre taşıma dağılımı. 39
Şekil 6.4 : Ters daralma oranına göre taşıma dağılımı. 40
Şekil 6.5 : Burulam açısının itki üzerindeki etkisi. 41
Şekil 6.6 : Burulma açılarına göre hücum açısı değişimi. 42
Şekil 6.7 : Katılık değişimine göre hücum açısı değişimi. 44
Şekil 6.8 : Pervane sayısı etkisi. 44
Şekil 6.9 : Pervane sayısı etkisi. 45
Şekil 6.10 : Rotor Etkileşimleri (Leishman, 2006). 47
Şekil 6.11 : Rotor yarıçap değişimi. 48
Şekil 6.12 : Bazı yüksek L/D oranına sahip kanat profilleri (Selig M.S. & Giguere P., 1998 ve Selig M.S. & McGranahan B.D., 2004). 49

Şekil 6.13 : Profillerin grid yapısı. 50
Şekil 6.14 : Kullanılan profiller. 51
Şekil 6.15 : SD 2030 deneysel karşılaştırma. 51
Şekil 6.16 : SD 2030 sayısal sonuçlar. 52
Şekil 6.17 : E61 deneysel karşılaştırma. 52
Şekil 6.18 : E61 deneysel karşılaştırma. 53
Şekil 6.19 : SG 6043 ve FX 63-137 deneysel karşılaştırma. 54
Şekil 6.20 : FX 60-100, E216, E385 ve AH 79-100 B profillerinin farklı Reynolds sayısı değerlerinde taşıma eğrilerinin karşılaştırılması. 55
Şekil 6.21 : FX 60-100, E216, E385 ve AH 79-100 B profillerinin farklı Reynolds sayısı değerlerinde L/D karşılaştırılması. 56
Şekil 6.22 : Firar kenarı yarıçapı etkisi. 56
Şekil 6.23 : Hücum kenarı yarıçapı etkisi. 57
Şekil 6.24 : Kamburluk etkisi. 57
Şekil 6.25 : Kalınlık etkisi. 58
Şekil 6.26 : Kalınlık etkisi karşılaştırması (Kunz Peter J., 2003). 58
Şekil 6.27 : Tüm profillerin taşıma eğrisi karşılaştırması 59
Şekil 6.28 : E216 Taşıma eğrisi. 60
Şekil 6.29 : Uzak sınır şartı ifadesi. 62
Şekil 6.30 : Bütün çözüm ağı yapısı. 63
Şekil 6.31 : Pervane yakınındaki grid yapısı. 64
Şekil 6.32 : İz bölgesi çözüm ağı. 64
Şekil 6.33 : Papatya tipi eliptik kanat. 66
Şekil 6.34 : Pervane hız konturları. 66
Şekil 6.35 : Dinamik basınç dağılımı. 67
Şekil 6.36 : Pervane uç girdap akımı. 67

BİR DÜŞÜK REYNOLDS SAYILI QUADROTOR PERVANESİNİN DİZAYN PARAMETRELERİNİN VE OPTİMUM DEĞİŞKENLERİNİN BELİRLENMESİ

ÖZET

Bu çalışmada, standart deniz seviyesi şartlarında askı durumu uçuşta 1kg'lık bir quadrotor mikrohekikopter için verimli bir pervane elde etmek amacıyla bazı tasarım parametreleri irdelenmiştir. Burada en önemlisi pervaneler üzerindeki akış hızının çok düşük olmasıdır. Pervane planformu da diğer bir anahtar değişkendir. Bazı değişkenlerin etkilerini belirlemek ve pervanelerin ön tasarımını yapmak için Pala Elemanı Momentum Teorisi (BEMT) ve bir Navier-Stokes çözücüsü (Fluent) kullanılır. Pala Elemanı Momentum Teorisi'ni uygulamak amacıyla uç ve kök kayıplarını da içeren ve iteratif çalışan bir MATLAB kodu oluşturulur. Bazı kanat profilleri araştırılır ve BEMT içerinde kullanılmak sıfır taşıma sürüklemesini ve Cl-α eğimini belirlemek üzere Cl-α grafiği çıkarılır. Pervane tasarımı için kullanılacak profiller pervanenin kökten ucuna doğru uniform dağılır. Sonrasında burulma, planform, yarıçap ve katılık gibi bazı geometrik etkiler analiz edilir. Kanat üzerindeki katılık dağılımı hesaplamalarda çok etkindir. Dolayısıyla, hub geometrisine göre yeniden düzenlenir çünkü; hub geometrisi küçük boyutlarda çok önem kazanır. Bu durumda katılık dağılımı değişken planform yüzünden sabit olamaz. Tüm bu çalışmalar hazırlanan MATLAB koduyla yapılır ve gerekli tüm veriler toplandıktan sonra Fluent kullanılarak metodun çalışıp çalışmadığını ve geometrik parametrelerin ne kadar etkin olduğunu görmek için bazı Navier-Stokes çözümleri yapılır.

DETERMINATION THE DESIGN PARAMETERS AND OPTIMUM VARIABLES OF A LOW REYNOLDS NUMBER QUADROTOR PROPELLER

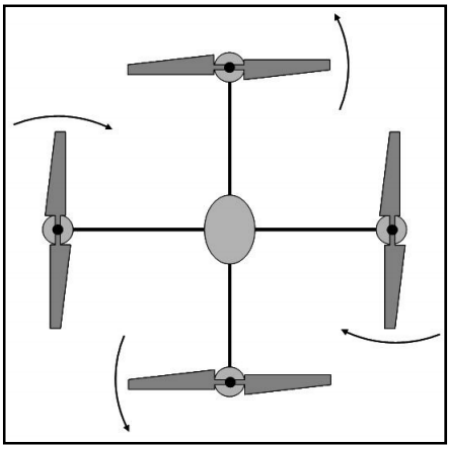
SUMMARY

In this study, some design parameters is considered to get more efficient propeller for a 1kg quadrotor microhelicopter on hover flight and standard sea level conditions. The most important thing is that the air speed on the blades is very low. The blade shape is also another key variable. In order to determine some effects of variables and make a preliminary design of blade, Blade Element Momentum Theory (BEMT) and a Navier-Stokes solver (Fluent) are used. To apply the Blade Element Momentum Theory, an iteratively working MATLAB code is generated including tip and root loses. Some airfoil types are searched and Cl-α graph are prepared to find zero lift drag and the slope of Cl-α change which will be inserted into equations for BEMT. The airfoil taken for designing the blade is distributed uniformly from root to tip. Then, some geometric effects like twist, blade planform, radius, solidity, etc. are analyzed. Solidity distribution along the blade is very effective variable for computations. Therefore, it is rearranged according to hub geometry, because hub diameter is crucial for small dimensions. Solidity distribution is not constant here, due to various wing planforms. All these studies are made by using prepared MATLAB code and after gathering all required verifications; some Navier-Stokes solutions are made by using Fluent to see method is working or not working and to see how the geometric parameters are efficient.

1. GİRİŞ

Dünyada milyonlarca tür kuş ve böcek mevcuttur. Bu kuş ve böcekler ayrıca deniz canlıları sahip oldukları özellikleriyle çok düşük Reynolds sayılı ortamlarda oldukça başarılı bir şekilde hareket etmektedirler. Bu canlıların başarılı hareketleri araştırmacıların dikkatini çekmiş ve bu konuda bir çok çalışma düzenlenmiştir. Yapılan çalışmaların genel adı insansız hava araçları (İHA)'dır. Bu hava araçları çırpan kanatlı çok düşük Reynolds sayılı araçlar, model uçaklar ve mikro helikopterler olarak belirlenmiştir.

Sabit kanatlı uçaklara nazaran helikopter tasarımları, manevra edilebilirlik açısından çok daha gelişmiştir. Mikro helikopterler konvansiyonel, fan, koaksiyel, quadrotor gibi farklı tasarım biçimlerinde incelenmektedir. Bir quadrotor helikopter, 6 serbestlik derecesine sahip, birbirinden bağısız dört adet rotoru bulunan bir taşıttır (Kıvral A.Ö., 2006). Bu araçlar şekil **1.1**'de görüldüğü üzere hareketlerini rotorların dönüş hızlarını değiştirerek sağlarlar. Quad rotor araçların incelenmesinde iki temel etken önem kazanmaktadır. Bunlardan biri, birbirinden bağımsız dört rotora sahip olarak manevraları için kompleks bir takım hub konfigürasyonlarına ihtiyaç duymamalarıdır. İkincisi ise benzer geometrik özelliklere ve ağırlık değerlerine sahip diğer helikopterlere göre daha küçük boyutlarda pervena kullanımı mümkün olduğundan daha az kinetik enerji harcarlar.



Şekil 1.1 : Bir quadrotor örneği (Hanfor Scott D., 2005).

Günümüzde, hesaplamalı akışkanlar mekaniği metodları kullanılarak helikopterlerin tüm performans analizleri yüksek başarı ile gerçekleştirilebilmektetir. Bu analizlerde potansiyel akış modelleri, Euler denklemleri ve Navier-Stokes denklemleri çözülmekterdir. Helikopterlerin performanslarının, tasarım özelliklerinin, iz bölgesi modellemesinin ve dinamik analizlerin gerçekleştirilmesi hem analitik olarak hem de hesaplamalı çözümlemeler için oldukça zordur. Çok fazla bilgisayar işlem gücü ve kapasitesi gerektirir. Bu yüzden hesaplamalar için gerekli kodların hazırlanması ve bunların geliştirilmesi de sağlıklı değerlendirme yapılabilmesi açısından hayati öneme sahiptir.

1.1 Tezin Amacı

Bu çalışmada standart deniz seviyesi ve hover durumu (askı durumu) şartlarında 1kg ağırlığa sahip bir quadrotor mikro helikopter için verimli bir pervane oluşturabilmek için bazı tasarım parametreleri irdelenmiştir. Bu şartlarda bıçaklar üzerindeki akım hızının çok düşük olması ve kanat planform şekli çok önemli parametrelerdir. Değişkenlerin etkilerini görmek ve bir ön tasarım yapmak için Blade Element Momentum teorisi ve bir Navier-Stokes çözücüsü (Fluent) kullanılmıştır. Blade Element Momentum teorisinin uygulanması için uç ve kök kayıpları da içeren ve iteratif çalışan bir MATLAB kodu kullanılmıştır. Bununla birlikte, bazı yüksek L/D değerine sahip profiller incelenmiş ve daha sonra hesaplarda kullanılmak üzere profillerin sıfır taşıma katsayılarıyla birlikte taşıma grafiği eğimi belirlenmiştir. Sonrasında, planform, burulma, yarıçap, katılık gibi bazı tasarım parametreleri incelenmiştir. Kanat boyunca katılık dağılımı hesaplamalarda oldukça önemlidir. Bu yüzden katılık ifadesi hub geometrisini de içerecek şekilde yeniden düzenlenmiştir; çünkü kanadın hub kısmı küçük boyutlarda hayati öneme sahip olmaktadır.

Tüm bu çalışmalar ışığında tasarım parametreleri belirlenip optimum değerlerin belirlenmesiyle bir quadrotor mikro helikopter için optimum bir pervane tasarımı yapılan çalışmanın başlıca amacını oluşturmaktadır.

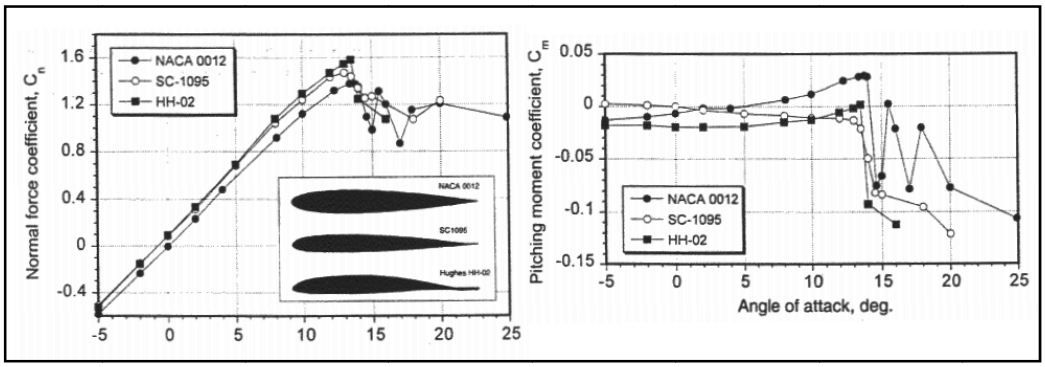
1.2 Literatür Özeti

İlk insansız helikopter uçuşu denemeleri yapılmadan önce uzun bir süre beklenmesi gerekmiştir çünkü; bir çok kompleks hesaplamaların gerçekleştirilmesi gerekmiştir.

İlk insansız uçuşu amaçlayan helikopterlerden biri 1961'de yapılan Girodine QH-50'dir. Pappas (1963) ve arkadaşları çok düşük ağırlıklı ve ebatlı actuator ve enerji kaynaklarının kullanımıyla, ve ayrıca oyuncak sanayiinin bu konuyla ilgilenmesiyle mikro helikopterler geniş bir kullanım alanı buldular. Young (2002) ve Karpelson (2008) tasarım ve kontrol alanında birçok çalışma yapılmıştır. Peter Kunz (2003) ultra düşük Reynolds sayılı akışlarda micro hava aracı tasarımıyla uğraşmıştır. Yine bir quadrotor helikopterin dizayn ve kontrol sistemleri ilgili bir diğer çalışma da arda tarafından gerçekleştirilmiştir. Bunların dışında uzak sınır şartı hakkında değişik çalışmalar Wooyoug Choi (2007) ve arkadaşları tarafından yapılmıştır. Yamouchi Gloria (1996) tarafından ise burulma incelenmiş ve Robert J. Jeracki ve Glenn A. Mitchell (1981) tarafından bazı tasarım parametreleri deneysel olarak da incelenmiştir.

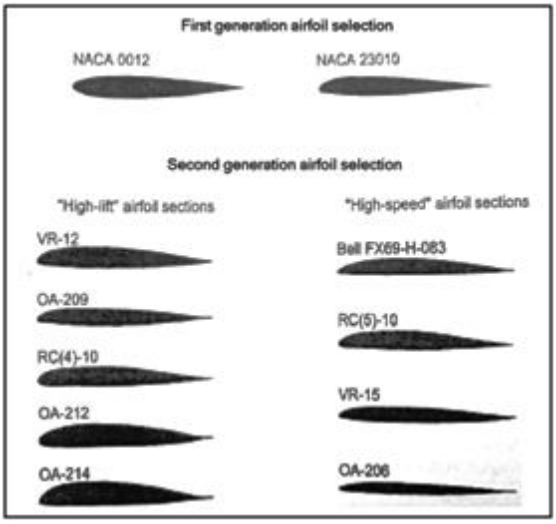
Yüksek Reynolds sayılı pervaneler (gerçek boyutlu helikopterlerde kullanılan pervaneler) için tam bir devir hikayesi oldukça karmaşıktır. Farklı azimut açılarında pervanenin farklı bölgeleri transonik, süpersonik etkiler altında kalacağı gibi ani ve yüksek basınç değişimlerinden dolayı meydana gelen titreşim problemleriyle de karşılaşır. Bu nedenlerden dolayı kullanılacak kanat profilleri titzlikle seçilmelidir. Titreşim problemlerinden kaçınmak adına yunuslama momenti düşük profiller ve süpersonik etkileri azaltmak adına ise süperkritik profiller gibi özelleşmiş kanat profilleri kullanılır.

Leishman G.J (2006) araştırmalarında yunuslama momenti üzerinde profil etkisinin oldukça önemli olduğunu söyler. Kamburluklu profiller oldukça yüksek L/D oranı sağlarlar ancak oluşan yunuslama momenti için çok gelişmiş ve dayanıklılığı yüksek pervaneler kullanılmalıdır. Dolayısıyla yunuslama momentinden kaçınmak için mümkün olduğunca simetrik profiller kullanılmalıdır.



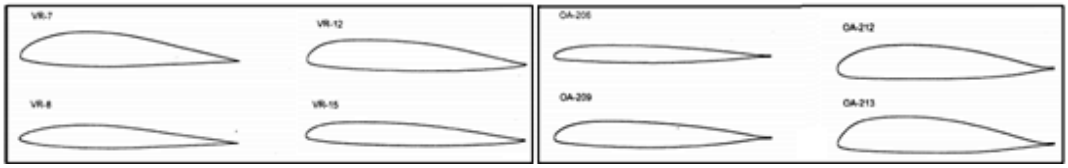
Şekil 1.2 : Yunuslama momenti karşılaştırması (Leishman, 2006).

Şekil **1.2**'de simetrik NACA 0012 profili ve düşük kamburluklu SC1095 ile yüksek kamburluklu HH-02 profili kullanılmıştır. NACA 0012 ve SC1095 profilleri düşük sıfır taşıma moment katsayısına sahipken yüksek kamburluklu HH-02 profili oldukça yüksek sıfır taşıma moment katsayısına sahiptir.



Şekil 1.3 : Ilk ve ikinci nesil profiller (Leishman, 2006).

Şekil **1.3**'te birinci ve ikinci nesil kanatprofilleri gösterilmektedir. Simetrik profillerin moment katsayılarına yakın olup daha yüksek maksimum taşıma katsayılarına ulaşabilmek için profillerin hücum kenarlarına bir miktar kamburluk verilir. Ancak bu kamburluk kanat üzerindeki şok gücünü artırır. Bu özellikler çerçevesinde potansiyel akış ve sınır tabaka ilişkisi kullanılarak optimize edilmiş profiller kullanılır.

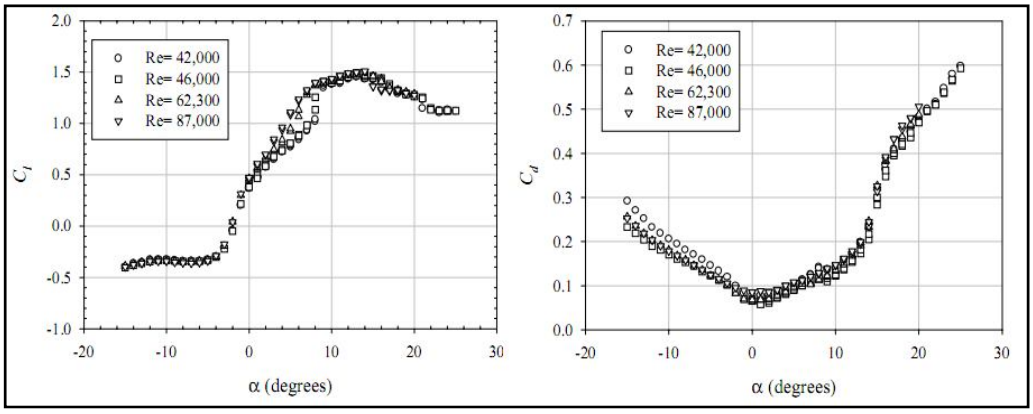


Şekil 1.4 : Boeing Vertol ve ONERA profilleri (Leishman, 2006).

Bunların yanında düşük Reynolds sayılı akışlarda profilin maruz kaldığı etkiler oldukça farklıdır. Bu akış tiplerinde yüksek taşımalı profiller kullanmak esas teşkil eder.

Thomas Müeller (1999) yaptığı çalışmada mikro hava araçları için çok düşük Reynolds sayılarında kanat profilleri karakterlerini araştırmıştır. Çalışmalarında su ve rüzgar tünelleri kullanarak deneysel bir takım veriler elde etmiştir.

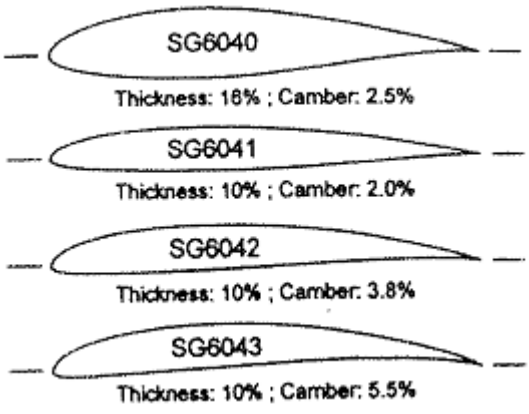
Türbülans yoğunluğu %1 civarında olan bu tünellerde yapılan çalışmalarındaki ana hedef ince profillerin yapısını araştırmak ve bunların karakterlerini çıkarmaktır. Şekil **1.5**'te kullanılan E61 profilinin taşıma ve sürükleme eğrileri gösterilmektedir.



Şekil 1.5 : E61 taşıma ve sürükleme eğrileri (Thomas Mueller, 1999).

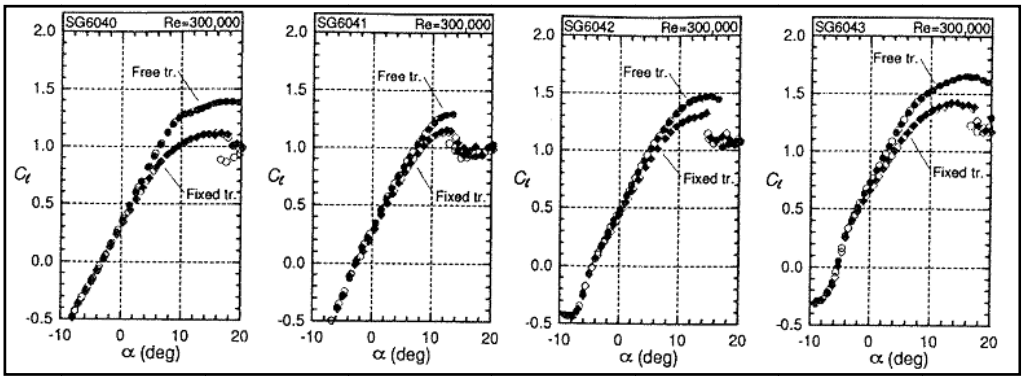
Bu deneyler Hessert Center for Aerospace Research'te bulunan yeni tasarım olan UND-FB2 balans sistemiyle Reynolds 40000-90000 arasında yapılmıştır. Deney sonuçlarında görüldüğü gibi belli Reynolds sayılarının altında ve belli hücum açıları arasında taşıma eğrisinde bir sıçrama gözlemlenmektedir.

Giguere P. ve Selig M.S. (1998) yatay eksenli rüzgar türbinlerinde kullanılmak üzere kanat profili belirlemek için deneysel çalışmalar yapmışlardır. Çalışmalarda SG60** tipi profiller denenmiştir.



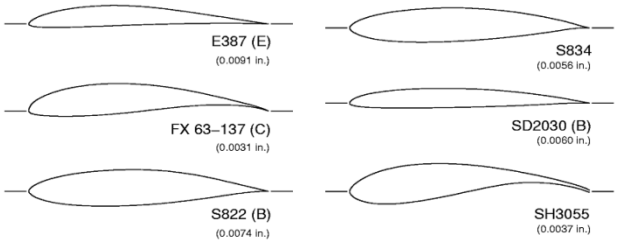
Şekil 1.6 : SG60** tipi profiller (Giguere P. ve Selig M.S., 1998).

Profiller University of İllinois at Urbana-Champain'deki türbülans yoğunluğu %0.1'in altında olan rüzgar tünelinde yapılmıştır. Bu deneyler 100000 ile 500000 Reynolds sayıları arasında yapılmış olup şekil **1.7**'da Reynolds 300000 değerindeki taşıma katsayısı hücum açısı grafikleri görülmektedir.

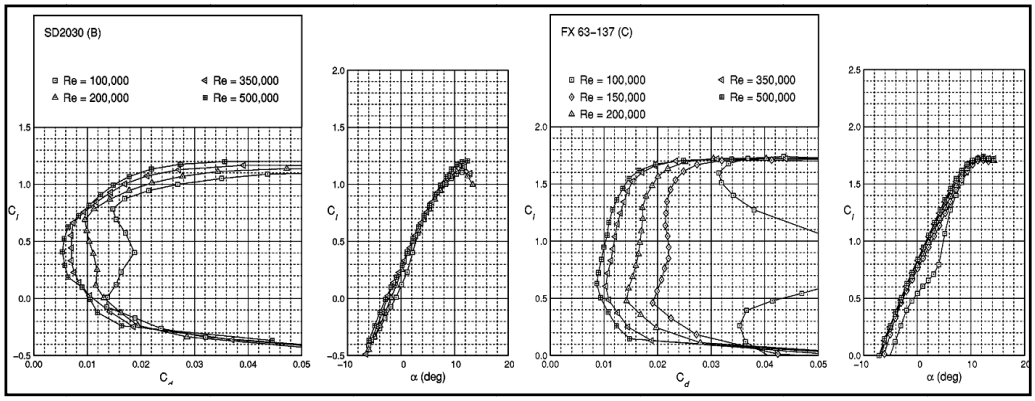


Şekil 1.7 : SG60** tipi profillerin taşıma eğrileri (Giguere P. ve Selig M.S., 1998).

Diğer bir çalışma ise küçük rüzgar tünelleri için yüksek taşımalı düşük sürüklemeli profilleri inceleyerek Selig M.S ve McGranahan B.D. (2004) tarafından yapılmıştır. Bu çalışmada Renolds 10000, 20000, 350000 ve 500000 değerlerinde E387, FX 63-137, S822, S834, SD2030, ve SH3055 prolilleri kullanılarak yapılmıştır.



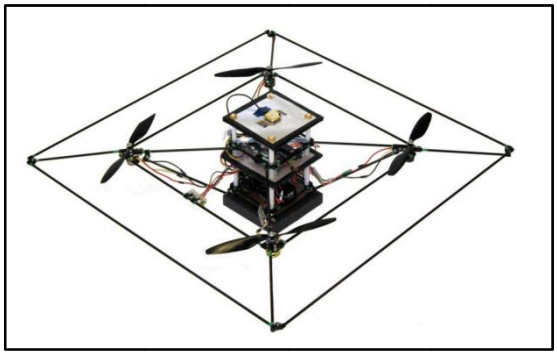
Şekil 1.8 : Düşük Reynolds sayılı yüksek taşımalı profiller (Selig M.S ve McGranahan B.D., 2004).



Şekil 1.9 : FX 36-137 ve SD2030 profillerinin sürükleme poları grafikleri (Selig M.S ve McGranahan B.D., 2004).

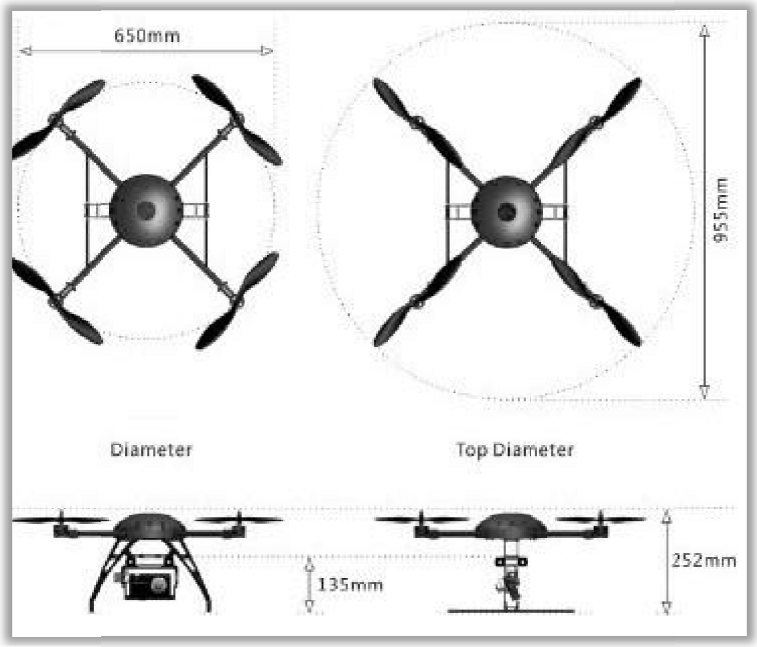
Şekil **1.9**'de yapılan çalışmalardan FX 63-137 ve SD2030 (bu çalışmada da kullanılan kanat profilleri) kanat profillerinin sürükleme ve taşıma grafikleri farklı Reynolds sayılarında verilmiştir. Bu profillerin genel özellikleri yüksek kamburluklu ve hücum kenarı yarıçapı yüksek olmalarıdır.

Bunların yanında literaturde genellikle mikrohelikopterlerin kontrolü üzerine çalışmalar yapılmış olup tasarım üzerine ise sınırlı bir takım örnekler mevcuttur. Stanford Universitesi Huang Haomiao ve arkadaşlarının (Url-3) yaptığı çalışmada nominal askı durumu uçuş şartlarında Starmax II tasarımı üzerindeki aerodinamik etkileri araştırmışlardır. Bu etkilerin quadrotor performansı üzerindeki değişimleri değerlendirilip kontrol sistemleri geliştirilmeye çalışılmıştır.



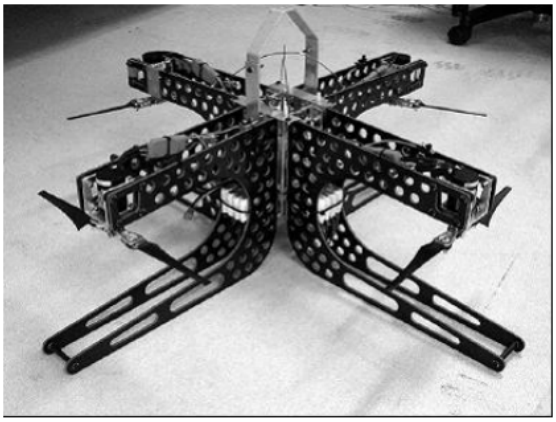
Şekil 1.10 : Starmac II (Url-1).

Bir diğer çalışma olarak şekil **1.11**'de görüldüğü üzere Xaircraft X650 gösterilebilir. Ticari bir tasarım olan bu helikopter üzerinde bir çok ekipman taşıyabilmekte ve tek rotordan 700g'a kadar itki üretebildiği gibi 1600g'lık kalkış ağırlığına sahip olabilmektedir (Url-4).



Şekil 1.11 : Xaircraft X650 (Url-4).

Bir diğer örnek olarak da Avusturalya geliştirilmiş olan X-4 Flyer isimli bir mikrohelikopter gösterilebilir. X-4 Flyer 2kg ağırlıkta, 70cm genişliğinde olacak şekilde tasarlanmış ve üzerinde 11inç'lik pervaneler kullanılmıştır. Kontrol ve performans anlamında oldukça başarılı olan bu tasarımı şekil **1.12**'de görmek mümkündür (Hanford Scott D., 2005).



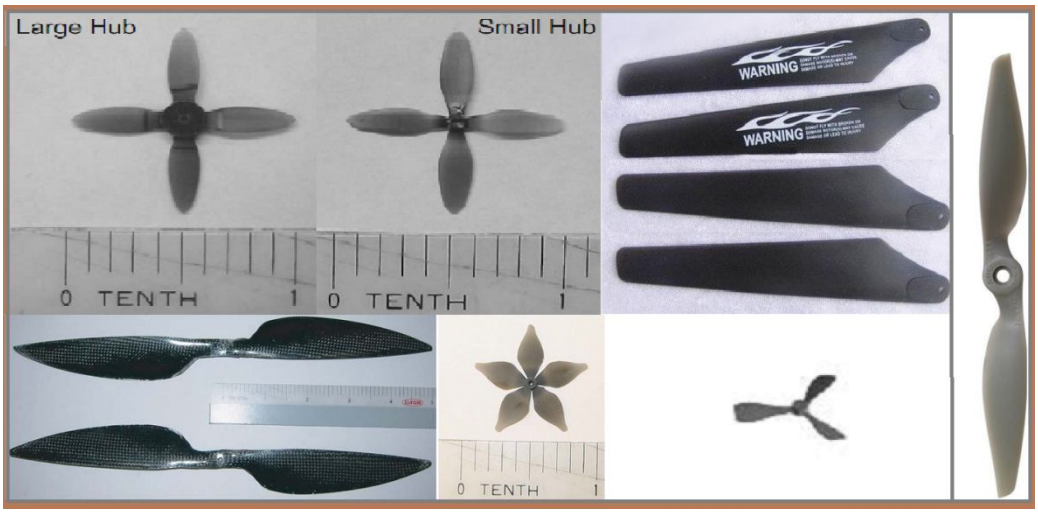
Şekil 1.12 : X-4 Flyer (Url-5).

Diğer bazı quadrotor örnekleri de şekil **1.13**'de görülebilir.

STARMAC, Stanford University, 2005 Waslander et al. (2005)	Reinforcement Lrn.	
OS4, EPFL, December 2006 Bouabdallah (2007)	Backstepping	
Pennsylvania State University, Hanford, 2005 Hanford (2005)	PI	
Helio-copter, Brigham Young University, Fowers, 2008 Fowers (2008)	Visual feedback	
HMX-4, Pennsylvania State University, 2002 Altug et al. (2002)	Feedback Lin.	
Quad-Rotor UAV, University of British Columbia Chen and Huzmezan (2003)	MBPC and H∞	
Quad-Rotor Flying Robot, Universiti Teknologi Malaysia Weng and Shukri (2006)	PID	

Şekil 1.13 : Quadrotor örnekleri (Syed Ali Rıza ve Wail G., 2010).

Bu çalışmaların nihayetinde tasarlanan quadrotor mikro helikopterler için uygun bir pervane seçimi yapılmalıdır. Pervane seçimleri helikopterin yüksek performans vermesinin yanı sıra bazı tasarım sınırlamaları çerçevesinde belirlenebilir.

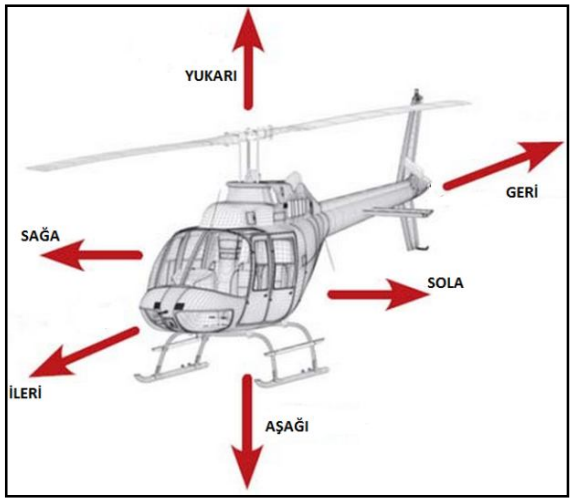


Şekil 1.14 : Quadrotor pervane planformları (Kunz Peter J., 2003, Url-6, Url-7).

Sikorsky, AH-64 Apache gibi büyük helikopterlerde uçuş şartlarından dolayı genellikle konvansiyonel olarak dikdörtgen pervaneler kullanılıp bunların uç geometrileri farklı olabilmektedir. Ancak mikrohelikopterlerde bu zorlamalı şartlar olmadığından oldukça farklı geometride planform tipi kullanmak mümkündür. Mikro helikopterler için bir çok değişik planform tipi kullanılmaktadır. Bunlar genellikle daralma oranı verilmiş ve eliptik planform tipleridir. Bazı pervanelere ok açısı ve değişik uç geometrileir verilerek performansında artış hedeflenmektedir. Hub geometrisi küçük boyutlu pervanelerde oldukça önemli olduğundan hub yarı çapı mümkün olduğunca küçük tutulmaya çalışılır. Ticari olarak kullanılan pervaneler üretim kolaylığı ve uçuş ve manevra performansı gibi tasarım kriterleri düşünüldüğünden yaygın olarak daralma oranlı planformlar şeklinde üretilirler. Akademik çalışmalarda ise daha çok kontrol edilebilme ve yüksek verimli olma gibi özellikler arandığından genellikle eliptik, ok açılı ve optimum daralma oranlı kanatlar kullanılır.

2. HELİKOPTERLER ÜZERİNDEKİ AKIŞIN FİZİKSEL TEMELLERİ

Helikopterler altı serbestlik derecesine sahip kontrolü oldukça zor olan bir hava aracıdır. Şekil **2.1**'de görüldüğü gibi ileri, geri, yukarı, aşağı, sağa ve sola pervanelerini kullanarak manevra yapabilirler. Helikopterlerin diğer sabit kanatlı araçlara diğer bir üstünlüğü ise havada asılı kalabilmeleridir. Yalnız bu durum daha fazla güç harcanmasına ve oldukça karmaşık bir akış rejiminin oluşmasına neden olur. Askı durumundaki akış daimi kabul edilmektedir ancak bu haliyle bile oldukça karmaşık bir yapıya sahiptir ve hesaplaması oldukça zordur. Kuvvetli girdap etkisi ve iz bölgesinin akış alanı üzerindeki etkileri hesaplamaları oldukça zor hale getirir. İleri uçuş halinde bu etkiler az iken asılı kalma ve düşük hızda ileri uçuş halinde girdap etkileri kanat üzerindeki akışı etkiler. Kanat üzerindeki bu etkiler kanat üzerinde görülen hücum açısını etkiler böylece taşıma ve sürükleme kuvvetleri bu girdaplılıktan etkilenir. Sonuç olarak kanat üzerindeki akışın oldukça iyi ve hassas hesaplanması gerekmektedir.



Şekil 2.1 : Helikopter Hareketleri

Rotorun iz bölgesi kanat geometrisi, burulma açısı, pala sayısı gibi birçok değişkenden etkilenmektedir. Özellikle ileri uçuş şartlarında sıkıştırılabilirlik etkileri oldukça önem kazandığından bu etkilerin de hesaplara dahil edilmesi son derece önemlidir (Canıbek M., 2006).

2.1 Boyutsuz Parametreler

Helikopter analizinde hesaplamaların kolaylaştırılması ve formüllerin uygun şekilde irdelenebilmesi için birtakım ifadeler boyutsuz parametrelerle tarif edilmektedir.

2.1.1 Mach sayısı

Mach sayısına Avusturyalı fizikçi Ernst Mach'ın (1838-1916) ismi verilmiştir. Serbest akım Mach sayısı (M_∞) serbest akım hızı (V_∞) ile yerel ses hızı (a_∞) arasında denklem **(2.1)**'de görülen ilişki ile ifade edilir.

$$M_\infty = \frac{V_\infty}{a_\infty} \; ve \; a_\infty = \sqrt{\gamma RT} \qquad \textbf{(2.1)}$$

Burada ses hızı, özgül ısı oranı γ, evrensel gaz sabiti R ve akışkanın sıcaklığı K ile değişmektedir. Gazların yuksek hızlı akışlarında basınç, yoğunluk ve sıcaklıklarında büyük değişiklikler olur. Bu termodinamik değişiklikler Mach sayısı ve özgül ısı oranıyla ifade edilir. Mach sayısı yaklaşık olarak 0.3'ten büyük olduğu zaman akışkanın rejimi sıkıştırılabilir olarak değişmektedir. Mikro helikopterlerdeki akış hızı ise genellikle bu limitin altında kalmaktadır, (Buckıngham Sofia, 2009).

2.1.2 Reynolds sayısı

Reynolds sayısı akışkanın karakterini belirleyen ve momentum denkleminde en önemli parametrelerden biri olan boyutsuz bir sayıdır. Bu sayıyı ilk kez 1883 yılında İngiliz mühendis Osborne Reynolds'un adını almıştır. Reynolds sayısı denklem **(2.2)**'de gösterildiği üzere atalet kuvvetlerinin viskoz kuvvetlere oranı olarak bilinir.

$$Re = \frac{\rho UL}{\mu} = \frac{Atalet\ Kuvvetleri}{Viskoz\ Kuvvetler} \qquad \textbf{(2.2)}$$

Burada ρ değeri akışkanın yoğunluğunu, U değeri akışkanın hızını, L değeri cismin boyunu ve μ ise viskozite değerini tanımlar. Mikro hava araçlarında Re sayısı çok düşük olduğundan bu araçlara düşük Reynolds sayılı araçlar da denir, (White Frank, 2006).

2.1.3 Kuvvet katsayıları

Helikopter performans analizlerinde formüllerin basitleştirilmesi ve hızlı çözüm alınabilmesi açısından pervane üzerindeki kuvvetler buyutsuz bazı parametrelerle ifade edilir.

Rotor performans analizlerinde genellikle üç katsayı büyük öneme sahiptir: İtki katsayısı, güç katsayısı ve tork kaysayısı. Bu katsayıların ifadesi sırasıyla şöyledir,

$$C_T = \frac{T}{\rho A V_{tip}^2} = \frac{T}{\rho A \Omega^2 \mathrm{R}^2} \quad \textbf{(2.3)}$$

$$C_P = \frac{P}{\rho A \Omega^3 R^3} \quad \textbf{(2.4)}$$

$$C_Q = \frac{Q}{\rho A \Omega^2 R^3} \quad \textbf{(2.5)}$$

Burada T itkiyi, P gücü, Q torku ifade etmektedir. Rotor disk alanı A yarı çapı R ve açısal hızı da Ω ile tarif edilmiştir. ΩR burada uç hızını vermektedir ki bu ifade ileriki hesaplamalarda oldukça kolaylık saylayacaktır.

2.2 Atmosfer Şartları

Bir hava aracının performansı bulunduğu atmosferik şartlara oldukça bağlı olduğundan irtifaya bağlı özelliklerin belirlenmesi çok önemlidir. Uluslar arası Sivil Havacılık Teşkilatı (ICAO) sıcaklığın irtifayla değişimi yanında deniz seviyesindeki basınç ve sıcaklık değerlerini bir standarda bağlamıştır. Bu standartlara göre deniz seviyesindeki sıcaklık ve basınç şu şekilde ifade edilir;

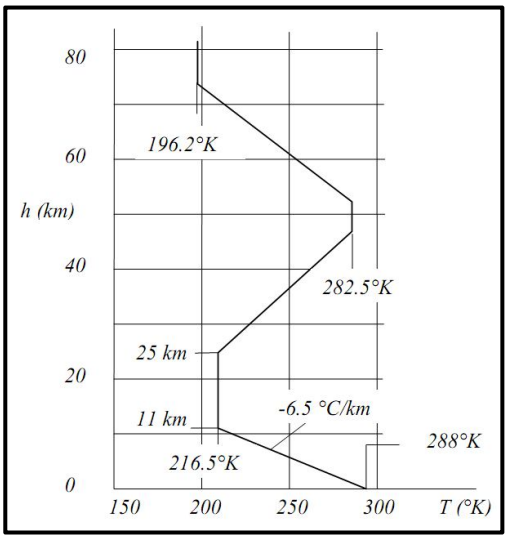
- Sıcaklık : 15^0C veya 273^0K
- Basınç : 760 mm civa sütunu

2.2.1 Sıcaklığın irtifaya göre değişimi

Dünya atmosferi Ttraposfer, Stratosfer, Mezosfer, Termosfer ve Ekzosfer olmak üzere beş temel katmandan oluşmaktadır. Her bir katmandaki sıcaklık değişimi farklıdır. Tasarlanan mikro helikopterler genellikle Traposferde çalışmaktadır. İrtifaya bağlı sıcaklık değişimleri genel olarak denklem **(2.6)**'daki gibi hesaplanır.

$$T_h = T_0 + \alpha(h - h_0) \quad \textbf{(2.6)}$$

Burada T_h herhangi bir h irtifasındaki sıcaklığı, T_0 da h_0 deniz seviyesindeki sıcaklığı ifade etmektedir. α ise sıcaklığın değişim gradyanını belirtmektedir. Bu gradyanın çeşitli irtifalardaki değerleri ICAO'nun standart atmosfer tanımına göre şekil **2.2**'de gösterilmiştir (Yükselen Adil, 2006).



Şekil 2.2 : Sıcaklık Gradyantı Değişimi (Yükselen A., 2006).

2.2.2 Basıncın irtifaya göre değişimi

Sıcaklığın etkisiyle beraber irtifa değişimine göre atmosferin basıncı da değişir. Tarposferde bu değişim yükseklere çıkıldıkça azalan şeklinde olur. Bu basınç azalışı ideal gaz denkleminden türetilen denklem **(2.7)**'de görülebilir.

$$\frac{P}{P_0} = \left(\frac{T}{T_0}\right)^{\frac{g}{\lambda R}} \tag{2.7}$$

Burada P basıncıyla P_0 deniz seviyesindeki basıncın oranı, T sıcaklığı ile T_0 deniz seviyesi sıcaklığı oranının üstlü kuvvetiyle orantılıdır. g yer çekimi ivmesi ve $\lambda=6{,}5*10^{-3}\ ^0C/m$ ise sıcaklık gradyantıdır.

2.2.3 Yoğunluğun irtifaya göre değişimi

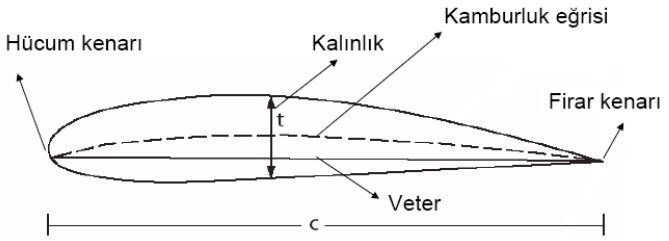
Basınc değişiminde olduğu gibi irtifa arttıkça yoğunluk da azalan bir ivme gösterir. Yüksek irtifalarda hava yoğunluğu oldukça düşük değerlerde olur. Bunun sebebi ise hava içerisindeki ağır moleküllerin yer çekimi etkisiyle yüzeye yakın yerde kümelenmesidir. Yani ağır moleküller aşağıda hafifler ise daha yukarıda bulunur. Bu durum da irtifa arttıkça yoğunluğun azalmasına sebep olur. Denklem **(2.8)** yoğunluğun irtifaya göre değişimini ifade etmektedir.

$$\frac{\rho}{\rho_0} = \left(\frac{T}{T_0}\right)^{\frac{g}{\lambda R}-1} \tag{2.8}$$

Burada ρ ile herhangi bir irtifadaki yoğunluk ve ρ_0 ile de deniz seviyesindeki yoğunluk değerleri tanımlanmıştır, (GRIGORIE T.L., 2010).

3. KANAT PROFİLİ KAVRAMI

Hava araçlarında kullanılan kanat profillerinin prensibi; hem kuşların kanatlarının takliti hem de yapılan deneysel ve teorik çalışmalar sonucunda kanadın üst ve altında oluşan basınç farkına dayanmaktadır. Bunun için ise kanadın kesit geometrisinin yani profilinin buna uygun olması gerekmektedir. Profilleri tanımlayan başlıca terimler; kamburluk, hücum kenarı, firar kenarı, hücum açısı ve veter'dir.



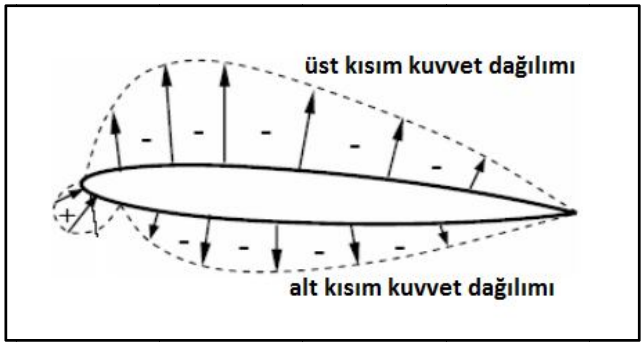
Şekil 3.1 : Profil elemanları

Kanat profillerinin özelliklerini hücum kenarı yarıçapı, firar kenarının yeri, kamburluk, kalınlık gibi etkenler değiştirdiği için sahip oldukları aerodinamik özelliklere göre çok farklı şekillerde olabilirler. Ancak, kanat profilleri temelde kamburluklu ve simetrik olarak iki ayrı şekilde sınıflandırılabilirler.

İlk patentli kanat profili şekli bir İngiliz olan ve kanat profilleri konusunda ilk ciddi rüzgar tüneli analizleri yapan Horatio F. Phillips tarafından 1884 yılında geliştirilmiştir. 1902 yılında Wright kardeşler, kendi kanat profillerini geliştirmek için birtakım rüzgar tüneli çalışması yapmışlardır ve bu profilleri 1903 yılında yine kendi ilk başarılı uçuşlarında kullanmışlardır. 1930'larda National Advisory Committee of Aeronautics (NACA) simetrik ve kamburluklu profilleri test edip bir seri şeklinde sınıflandırmışlardır, (Anderson John D., 2001). Bunların dışında İngiliz Kraliyet Havacılık Kuruluşu (RAE), Rus Merkezi Aerodinamik ve Hidrodinamik Enstitüsü (TSAGI) ve Fransa Milli Havacılık Etüt ve Araştırma Bürosu (ONERA) tarafından yapılan araştırmalarla günümüzde kullanılan kanat profillerinin temelleri atılmıştır.

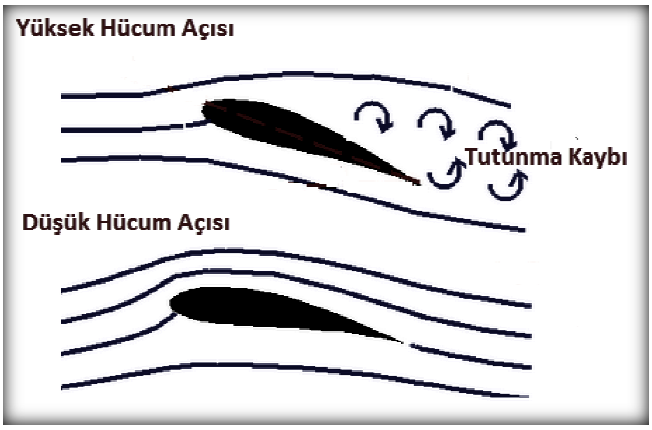
3.1 Profillerin Genel Özellikleri

Kanat profilleri, şekillerinden ötürü üzerlerinden geçen akışkanın profilin üst kısmıyla alt kısmı arasındaki hız farkı nedeniyle oluşan basıç farkıyla taşıma üretirler. Geometrinin şeklinden dolayı porfilin üst kısmında akış alt kısmındaki akışa göre daha hızlı olur. Bu durumda profilin alt yüzeyindeki basınç daha yüksek olur ve yukarı yönlü bir taşıma oluşur. Bu akış tipi temelde Bernoulli prensibine dayanmaktadır.



Şekil 3.2 : Profil üzerindeki kuvvet dağılımı.

Kanat profillerinin ürettiği taşıma kuvvetini değiştiren etkenlerden biri de hücum açısıdır. Ancak hücum açısı arttıkça taşıma atrmasına rağmen belli bir değerden sonra profil üzerinde akım ayrılması görülür ve taşıma azalır. Bu duruma tutunma kaybı veya stall denir.

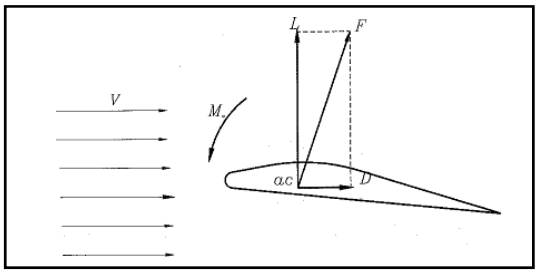


Şekil 3.3 : Hücum açısı etkisi.

3.2 Kanat Profili Üzerindeki Kuvvetler

Profillerin üzerindeki akış rejimi şekil **3.4**'te görüldüğü gibi taşıma, sürükleme kuvvetleriyle beraber yunuslama momenti oluşturur. Bu aerodinamik kuvvetlerin

yönü büyüklüğü ve kanat üzerindeki lokasyonu profilin geometrisine, akışın hızına ve hücum açısına ve akışkanın bir takım özelliklerine bağlıdır. Oluşan bu kuvvetler hesaplamalarda kolaylık sağlaması açısından belirli katsayılarla ifade edilir. Taşıma kuvveti taşıma katsayısı C_l ile tanımlanır.



Şekil 3.4 : Profil üzerindeki aerodinamik kuvvetler.

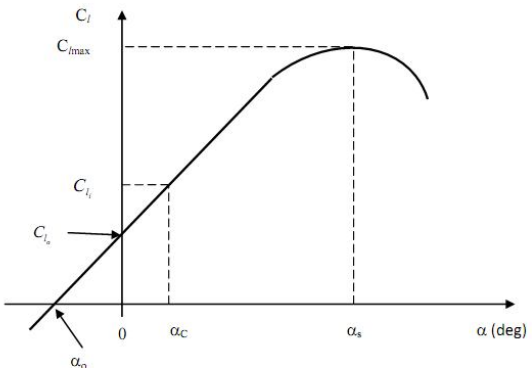
Bu katsayı denklem **(3.1)**'deki gibi taşıma kuvveti ile dinamik basınç ve yüzey alanının çarpımının oranı ile tarif edilir. Sürükleme katsayısı denklem **(3.2)**'de ve moment katsayısı da denklem **(3.3)**'te gösterilmektedir.

$$C_L = \frac{L}{0.5\rho V^2(C*1)} \quad \textbf{(3.1)}$$

$$C_d = \frac{D}{0.5\rho V^2(c*1)} \quad \textbf{(3.2)}$$

$$C_m = \frac{M}{0.5\rho V^2(c*1)c} \quad \textbf{(3.3)}$$

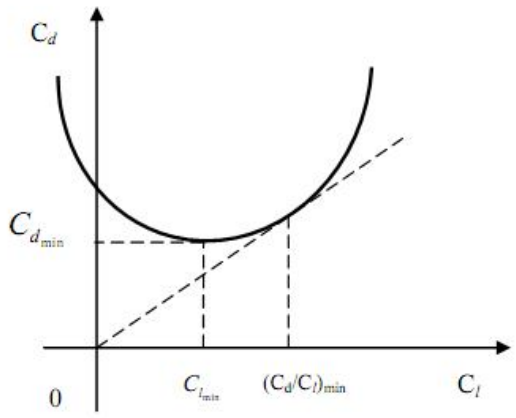
Taşıma katsayısı hücum açısına bağlı olarak değiştiğinden bu değişimin grafiği belirlenir ve bu grafiğin üzerindeki eğim, maksimum taşıma ve sıfır taşıma hücum açısı gibi bazı değerler belirlenir. Böylece profilin stall hücum açısı ve hangi hücum açılarında daha efektif olduğu belirlenebilir.



Şekil 3.5 : Taşıma hücum açısı grafiği.

Şekil **3.5**'te kamburluklu bir profilin taşıma katsayısının hücum açısıyla değişimi gösterilmektedir. Maksimum taşıma katsayısına ulaşıncaya kadar taşıma eğimi teorik olarak sabit ivmeli değişir.

Maksimum taşımaya ulaşıldığı zaman profil tutunma kaybına uğrar. Sürükleme kuvveti yalnız başına bir grafikte gösterilmek yerine C_l/C_d oranının hücum açısına göre değişimini veren bir grafikle gösterilir.



Şekil 3.6 : Sürükleme ve taşıma grafiği.

Bu grafikten maksimum C_l/C_d değeri belirlenir ve bu değer göz önüne alınarak profilin performansı hesaplanabilir. Burada profilin sürüklemesi ne kadar düşükse ve taşıması ne kadar yüksekse profil o kadar tercih edilir.

Akışkanın profil üzerinde oluşturduğu kuvvetler, profil üzerinde bir noktada moment oluşturur. Bu kuvvetlerin değiştiği gibi moment de hücum açısına göre değişir. Bunun yanında momentin hücum açısından bağımsız olduğu bir nokta vardır ve bu noktaya aerodinamik merkez denir. Bu merkez yaklaşık olarak, subsonik akışlarda (ses altı), hücum kenarının 1/4 veter arkasında bulunur. Aerodinamik yüklerin de profil üzerinde etkin olduğu nokta ise basınç merkezi olarak adlandırılmaktadır.

4. CFD VE METODOLOJİ

Herhangi bir akışkan akışı fiziksel açıdan üç temel prensibe dayandırılır;

i. Kütle korunumu
ii. Momentumun korunumu (Newton' un ikinci kanunu)
iii. Enerji korunumu

Bu temel prensibler genelde kısmi difarensiyel denklemler şeklindeki matematiksel eşitliklerle ifade edilebilirler. Hesaplamalı akışkanlar dinamiği işte bu akışkan akışına dair kısmi difarensiyel denklemlerin sayılarla ifade edilip, uzayda ve/ veya zamanda ilerletilip, ilgilenilen tüm akış alanının en son nümerik tanımının elde edilmesi olayıdır. Genel olarak, akışkanlar mekaniğinin başlıca denklemlerini düzenli olmayan bir alan konusu içerisinde çeşitli başlangıç ve sınır koşulları altında çözülmesi gereken bir grup lineer olmayan çiftlenmiş PDE (Kısmi Diferansiyel Denklem) oluşturur. Zaten birçok mühendislik analizin amacının, problemlerin sayısal olarak ifade edilmesi olduğunu düşenecek olursak hesaplamalı akışkanlar dinamiği bize modern aerodinamik uygulamalarında bu konuda büyük yardımlarda bulunur.

Drichlet sınır şartı (sınırdaki bağımlı değişken değerleri belirlidir), bir PDE için analitik çözüme sahip olabilir; ancak Neuman sınır şartı (bağımlı değişkenin sınırdaki normal gradyantı belirli) aynı PDE için analitik çözüme sahip olmayabilir. Klasik yöntemlerle çözülmesi çok zor hatta imkansız denilebilecek problemler, mesela karışık sesaltı - sesüstü akışlar, viskozite etkilerinden kaynaklanan akım ayrılmaları ve sirkülasyonlu akışlar bugün hızlı bilgisayarların da yardımıyla hesaplamalı akışkanlar dinamiği ile çözülebilmektedir. Bu nedenle hesaplamalı akışkanlar dinamiğine deney ve teoriyle beraber akışkanlar dinamiğinin 3. boyutu gözüyle bakılmaktadır ve basit araştırmalardan mühendislik tasarımlara kadar akışkanlar dinamiğnin her aşamasında kalıcı bir yere sahiptir.

4.1 Akışı Yöneten Denklemler

Hesaplamalı akışkanlar dinamiği, akışkanlar dinamiğinin temel denklemleri (süreklilik, momentum ve enerji denklemleri) üzerine kurulmuştur. Bu denklemler bir önceki bölümde de belirtildiği gibi akışkanlar dinamiğinin dayandığı 3 temel fiziksel prensibin matematiksel ifadeleridir. Sürelilik ve momentum denklemlerinin korunumlu halleri sırasıyla denlem **(4.1)** ve **(4.2)**'de gösterilmektedir, (Anderson J.D., 1995).

$$\frac{D\rho}{Dt} + \rho\nabla.\vec{V} = 0 \tag{4.1}$$

$$\rho\frac{Du}{Dt} = -\frac{\partial\rho}{\partial x} + \frac{\partial\tau_{xx}}{\partial x} + \frac{\partial\tau_{yx}}{\partial y} + \frac{\partial\tau_{zx}}{\partial z} + \rho f_x$$

$$\rho\frac{Dv}{Dt} = -\frac{\partial\rho}{\partial y} + \frac{\partial\tau_{xy}}{\partial x} + \frac{\partial\tau_{yy}}{\partial y} + \frac{\partial\tau_{xy}}{\partial x} + \rho f_y \tag{4.2}$$

$$\rho\frac{Dw}{Dt} = -\frac{\partial\rho}{\partial z} + \frac{\partial\tau_{xz}}{\partial x} + \frac{\partial\tau_{yz}}{\partial y} + \frac{\partial\tau_{zz}}{\partial z} + \rho f_z$$

Yapılan çalışmalarda Navier-Stokes ve Euler denklemleri kullnaılmıştır. Bu iki denklem arasındaki fark viskozite terinminden kaynaklanır. Euler denkleminde vizkoz terimler ihmal edilerek hesaplamalar yapılır.

4.1.1 Enerji denklemi

$$\frac{\partial\rho h_{tot}}{\partial t} - \frac{\partial p}{\partial t} + \nabla\bullet\left(\rho\mathbf{U}h_{tot}\right) = \nabla\bullet\left(\lambda\nabla T\right) + S_E \tag{4.3}$$

Yukarıdaki ifadede h_{tot} toplam entalpiyi ifade etmektedir ve statik entalpi cinsinden ise $h_{tot} = h + 0.5U^2$ şeklinde tarif edilir. Viskozitenin etkin olduğu durumlarda ise denklem **(4.3)**'e bir ek terim gelir.

$$\frac{\partial\rho h_{tot}}{\partial t} - \frac{\partial p}{\partial t} + \nabla\bullet\left(\rho\mathbf{U}h_{tot}\right) = \nabla\bullet\left(\lambda\nabla T\right) + \nabla\bullet\left(\mu\nabla\mathbf{U} + \nabla\mathbf{U}^T - \frac{2}{3}\nabla\bullet\mathbf{U}\delta\mathbf{U}\right) + S_E \tag{4.4}$$

4.1.2 Euler denklemi

Eğri koordinatlarda Euler denkleminin diferansiyel formunu, (Srinivasan G.R., 1991) denklem **(4.5)**'te şu şekilde göstermektedir.

$$\partial_\tau\hat{Q} + \partial_\xi\hat{E} + \partial_\eta\hat{F} + \partial_\zeta\hat{G} = \frac{e}{Re}\partial_\zeta\hat{s} \tag{4.5}$$

Burada τ zamanın; ξ, η ve ζ kartezyen koordinatların ve zamanın fonksiyonudur. Korunum değerlerinin (Q) ve invisid akım vektörleri E, F ve G'nin ifadeleri denklem **(4.6)**'da gösterilmektedir.

$$\hat{Q}=\frac{1}{J}\begin{bmatrix}\rho\\ \rho u\\ \rho v\\ \rho w\\ e\end{bmatrix},\ \hat{E}=\frac{1}{J}\begin{bmatrix}\rho U\\ \rho uU+\xi_x p\\ \rho vU+\xi_y p\\ \rho wU+\xi_z p\\ UH-\xi_t p\end{bmatrix},\hat{F}=\frac{1}{J}\begin{bmatrix}\rho V\\ \rho uV+\eta_x p\\ \rho vV+\eta_y p\\ \rho wV+\eta_z p\\ VH-\eta_t p\end{bmatrix},\hat{G}=\frac{1}{J}\begin{bmatrix}\rho W\\ \rho uW+\zeta_x p\\ \rho vW+\zeta_y p\\ \rho wW+\zeta_z p\\ WH-\zeta_t p\end{bmatrix} \tag{4.6}$$

Burada $H=e+p$ olarak tarif edilirken e=1 olduğunda Navier-Stokes, e=0 olduğunda Euler denklemi hesaplanmış olur. Kartezyen hız bileşenleri u, v, w ile yoğunluk, basınç ve birim hacim için toplam enerji ise sırasıyla ρ, p ve e ile ifade edilmektedir. Karakteristik uzunluk kanadın veter boyu ile ve hız değerleri ise ses hızı ile boyutsuzlaştırılır. J ise dönüşüm jakobyanı olarak tarif edilir. Viskoz akış vektörü S şu şekilde tanımlanır,

$$\hat{S}=\frac{1}{J}\begin{bmatrix}0\\ \mu m_1 u_\zeta+\frac{\mu}{3}m_2\zeta_x\\ \mu m_1 v_\zeta+\frac{\mu}{3}m_2\zeta_y\\ \mu m_1 w_\zeta+\frac{\mu}{3}m_2\zeta_z\\ \mu m_1 m_3+\frac{\mu}{3}m_2\left(\zeta_x u+\zeta_y v+\zeta_z w\right)\end{bmatrix} \tag{4.7}$$

burada

$$m_1=\zeta_x^2+\zeta_y^2+\zeta_z^2$$

$$m_2=\zeta_x u_\zeta+\zeta_y v_\zeta+\zeta_z w_\zeta \tag{4.8}$$

$$m_3=0.5(u^2+v^2+w^2)_\zeta+\frac{1}{Pr(\gamma-1)}(a^2)_\zeta$$

olarak ifade edilir. Re Reynolds sayısını, Pr Prandtl sayısını, γ birim ısıl oranı ve a ise ses hızını tarif etmektedir. Mükemmel gazlar için boyutsuz denklemlerdeki basınç değeri de şu şekilde ifade edilir;

$$p=(\gamma-1)\left\{e-\frac{\rho}{2}(u^2+v^2+w^2)\right\} \tag{4.9}$$

4.2 RNG (Renomalization Group) k-ε Türbülans Modeli

Bu model girdaplılık, transitional akış içeren dönel cisimler üzerinde akışlarda oldukça iyi sonuçlar vermektedir. Bu model standart k-ε modele göre hızlı gerilen

akışları daha etkili çözebilmek için ε terimine bir iyileştirme getirir, dönel akışlardaki türbülans etkileşimini içerir, türbülanslı Prandtl sayısını sağlar ve düşük Reynolds sayılı akışlarda etkilidir. Hareket denklemleri şu şekilde ifade edilir;

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial_{x_i}}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial_{x_j}}\left(\alpha_k \mu_{eff} \frac{\partial k}{\partial x_j}\right) + G_k + G_b - \rho\epsilon - Y_M + S_k \quad \textbf{(4.10)}$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \epsilon) + \frac{\partial}{\partial_{x_i}}(\rho \epsilon u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j}\left(\alpha_\epsilon \mu_{eff} \frac{\partial \epsilon}{\partial x_j}\right) + C_{1\epsilon}\frac{\epsilon}{k}(G_k + C_{3\epsilon}G_b) - C_{2\epsilon}\rho\frac{\epsilon^2}{k} - R_\epsilon + S_\epsilon \quad \textbf{(4.11)}$$

Burada G_k ortalama hız değişiminden kaynaklanan türbülans kinetik enerji üretimidir. $G_b$ise kaldırma dolayısıyla oluşan türbülans kinetik enerji üretimidir. $\alpha_k$ve $\alpha_\epsilon$ters etkili Prandtl sayısını, $S_k$ve S_ϵ de kullanıcı tanımlıklı kaynak terimlerini ifade eder.

RNG teorisi için birim eliminasyon işlemi denklem **(4.12)**'de görüldüğü üzere bir diferansiyel form oluşturur, (Url-2).

$$d\left(\frac{\rho^2 k}{\sqrt{\epsilon\mu}}\right) = 1.72\frac{\hat{v}}{\sqrt{\hat{v}^3 - 1 + C_v}}d\hat{v} \quad \textbf{(4.12)}$$

$$\hat{v} = \mu_{eff}/\mu \quad \textbf{(4.13)}$$

$$C_v \approx 100 \quad \textbf{(4.14)}$$

Bu model için kullanılan sabitler $C_{1\epsilon} = 1.42$ ve $C_{2\epsilon} = 1.68$ şeklinde belirlenmiştir.

4.3 k-ω Türbülans Modeli

Kanat profillerinin seçimi için yapılan sayısal analizlerde k-ω türbülans modeli kullanılacaktır. Fluent içerisindeki bu model Wilkox k-ω modeli tabanlı ve düşük Reynolds sayılı akışlar için öngörülen bir modeldir. Bu model sunduğu serbest akım yayılım oranlarıyla iz bölgesi, karışık yüzeyler, jet akışları ve duvar sınırlı akışlar için oldukça uygundur. Bu modelde görülen k ifadesiyle türbülans kinetik enerjisi ve ω ile de birim dissipasyon oranı tarif edilmektedir. Bu modelin uygulanmasında iki temel denklem kullanılır.

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j}\left(\Gamma_{\mathrm{k}}\frac{\partial \mathrm{k}}{\partial \mathrm{x_j}}\right) + G_k - Y_k + S_k \quad \textbf{(4.15)}$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \omega) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \omega u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j}\left(\Gamma_{\omega}\frac{\partial \omega}{\partial \mathrm{x_j}}\right) + G_\omega - Y_\omega + S_\omega \quad \textbf{(4.16)}$$

Burada G_k ile ortalama hız gradyanından kaynaklanan türbülans kinetik enerjisi üretimi, G_ω ile ω üretimi tarif edilmektedir. Γ_k ve Γ_ω , k ve ω'nın efektif yayılımını ifade eder. $Y_k \; ve \; Y_\omega$ türbülanstan kaynaklanan k ve ω dissipasyonunu ifade ederken $S_k \; ve \; S_\omega$ da kullanıcı tanımlı kaynak değerleri ifade eder. Bu modelin uygulamasında kullanılan diğer denklemler ve model sabitleri hakkında detaylı bilgiler Url-2 referansından elde edilebilir.

Tübülans modellerinde kullanılan türbülans yoğunluğu terimi hız dalgalanmalarının ortalaması u^1 ile ortalama akış hızının u_{avg} oranından oluşur.

$$l = \frac{u^1}{u_{avg}} = 0.16(Re)^{-1/8} \tag{4.17}$$

Viskozite oranı ise türbülanslı viskozite μ_t ve viskozitenin μ oranıdır. 1-10 arasında değişir gelişmiş rüzgar tünelleri için bu oran 1 alınabilir.

$$1 < \frac{\mu_t}{\mu} < 10 \tag{4.18}$$

Türbülans modelinin işlerliğini kontrol etmek amacıyla duvardan normal doğrultuda grid mesafesini belirten Y^+ ifadesi kullanılır. Bu ifade bir çeşit viskozite oranıdır.

$$y^+ = \frac{yu_\tau}{\upsilon} \tag{4.19}$$

Bu oran yapısal grid üretiminde genellikle 1 olarak alınmakla beraber kullanılan modele göre değişmektedir. Standart wall fuctions metodunda 30-300 arasında değişir. Yapısal olmayan gridlerde genellikle 30'un altında iyi sonuçlar vermektedir (Brian Bell, 2003).

4.4 Navier-Stokes Çözücüsü (Ansys-Fluent)

Fluent sonlu hacimler yöntemini kullanan bir Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (CFD) yazılımıdır. 1983'ten bu yana dünya çapında birçok endüstri dalında tercih edilen ve günden güne gelişerek tüm dünyadaki CFD piyasasında en çok kullanılan yazılım durumundadır. Fluent, genel amaçlı bir CFD yazılımı olarak, otomotiv endüstrisi, havacılık endüstrisi, beyaz eşya endüstrisi, turbomakine (fanlar, kompresörler, pompalar, türbinler v.b.) endüstrisi gibi birbirinden farklı birçok endüstriye ait akışkanlar mekaniği ve ısı transferi problemlerinin çözümünde kullanılabilir. Fluent 6, sıkıştırılamaz (düşük sabsonik), orta sıkıştırılabilir (transonik) ve yüksek sıkıştırılabilir (süpersonik ve hipersonik) akışlar için Hesaplamalı

Akışkanlar Dinamiği çözücüsüdür. Yakınsamayı hızlandıran çoklu ağ metoduyla beraber çoklu çözücü seçenekleri ile Fluent 6 geniş hız rejimleri aralıklarında optimum çözüm etkinliği ve hassasiyeti getirir. Fluent 6'daki fiziksel modellerin zenginliği, laminer, geçiş ve turbulanslı akışların, ısı transferinin, kimyasal tepkimelerin, çok fazlı akışların ve diğer olguların sayısal ağ esnekliği ve çözüm tabanlı ağ uyarlaması ile hassas çözülmesine olanak sağlar.

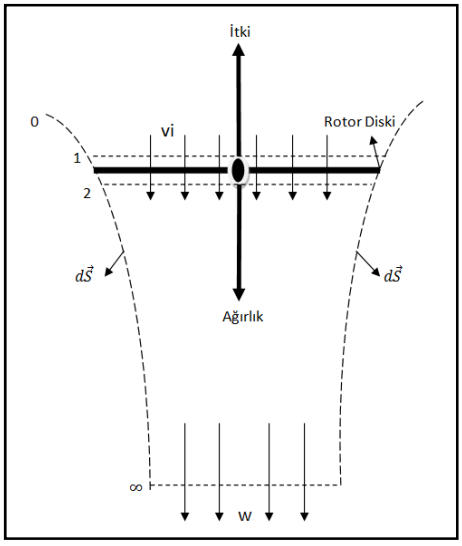
Her bir alt çözüm ağında iki boyutlu, ince-tabaka, Reynolds ortamlı Navier-Stokes denklemleri yüksek korunumlu biçimde çözülür. Ağlar arası sınır noktalarında sınır şartları akış değişkenleri komşu ağdan değerlendirilerek uygulanır.

5. PALA ELEMANI MOMENTUM TEORİSİ (BEMT)

Leishman G. (2006) 'da anlatıldığı üzere Pala Elemanı Momentum Teorisi, ilk kez Gustafson&Gessow (1946) ve Gessow (1948) tarafından askı durumunda bir helikopter için kullanılan Pala Elemanı ve Momentum Teorilerinin birleştirilmesiyle oluşturulan bir performans metodudur. Bu hesaplama yöntemiyle pervane bıçakları üzerindeki inflow dağılımı oldukça iyi bir şekilde tahmin edilebilmektedir. Tokaty (1971) Pala Elemanı ve Momentum Teorileri hakkında oldukça detaylı bir bilgi sunmaktadır.

5.1 Askı Durumu İçin Momentum Teori Analizi

Bu yaklaşımda akışın özellikleri 1-boyutlu kabul edilir ki diğer yönlerdeki değşimler sabit kalsın, daimi hesaplanır ve böylece zamandan bağımsız olur, sıkıştırılamaz ve invisid olacak şekilde ifade edilerek akışın hesaplanacağı denklemler yoğunluk değişiminden ve viskoz etkilerden kurtarılıp daha basit bir şekilde sonuç alınabilir. Şekil **5.1**'de görüldüğü gibi rotorun iz bölgesi bir S alanına sahiptir. Bu kontrol hacminde hesaplanacak olan süreklilik ve momentum denklemleri denklem **(5.1)** ve **(5.2)**'de gösterilmektedir.



Şekil 5.1 : Momentum teorisi akış modeli.

Nihayetinde rotorun akışkana yaptığı işten ötürü kontrol hacmi içindeki akışkan enerji kazanır. Birim zamanda kazanılan bu enerjinin ifadesi ise denklem **(5.3)**'te gösterilmektedir. Burada W ile yapılan iş ve F ile oluşan itki kuvveti tarif edilir.

$$\iint_s \rho\vec{V}.d\vec{S} = 0 \quad \textbf{(5.1)}$$

$$\vec{F} = \iint_s p.d\vec{S} + \iint_s (\rho\vec{V}.d\vec{S})\,\vec{V} \quad \textbf{(5.2)}$$

$$W = \iint_s \frac{1}{2}(\rho\vec{V}.d\vec{S})|\vec{V}|^2 \quad \textbf{(5.3)}$$

Daimi akış kabulü ve kütlenin korunumu prensibiyle akışkanın debisi $\dot{m}$ ile gösterilir ve seçilen kontrol hacmi içerisinde sabit olmalıdır.

$$\dot{m} = \iint_\infty \rho\vec{V}.d\vec{S} = \iint_2 \rho\vec{V}d\vec{S} \quad \textbf{(5.4)}$$

$$\dot{m} = \rho A_\infty \omega = \rho A_2 v_i = \rho A v_i \quad \textbf{(5.5)}$$

Akışkanın kontrol hacmi boyunca momentumunun zamana göre net değişimi ile itki (T)'nin arasındaki ilişki denklem **(5.6)**'daki gibi momentumun korunumu prensibiyle gösterilmiştir.

$$-\vec{F} = T = \iint_\infty \rho(\vec{V}.d\vec{S})\vec{V} - \iint_0 \rho(\vec{V}.d\vec{S})\vec{V} \quad \textbf{(5.6)}$$

Denklem **(5.6)**'nın sağ tarafındaki ikinci ifade sıfırdır, bu yüzden askı durumu şartları için itki ifadesi denklem **(5.7)**'deki gibi ifade edilir.

$$T = \iint_\infty \rho(\vec{V}.d\vec{S})\vec{V} = \dot{m}\omega \quad \textbf{(5.7)}$$

Enerjinin korunumu ilkesine dayanılarak, rotorun yaptığı işin akışkanın kazandığı enerjiye eşit olduğu söylenebilir. ω sonsuzdaki çıkış kesit hızını tarif eder. Birim zamanda yapılan iş veya rotorun harcadığı güç şu şekilde ifade edilir,

$$Tv_i = \iint_\infty \frac{1}{2}\rho(\vec{V}.d\vec{S})\vec{V}^2 - \iint_0 \frac{1}{2}\rho(\vec{V}.d\vec{S})\vec{V}^2 \quad \textbf{(5.8)}$$

Burada yine denklem **(5.8)**'in sağ tarafındaki ikinci terim sıfır olacağından harcanan güç ve indüklenmiş hız şu şekilde belirlenir,

$$Tv_i = \iint_\infty \frac{1}{2}\rho(\vec{V}.d\vec{S})\vec{V}^2 = \frac{1}{2}\dot{m}\omega^2 \quad \textbf{(5.9)}$$

$$v_i = \frac{1}{2}\omega \quad \textbf{(5.10)}$$

Denklem **(5.10)**, iz bölgesinin çıkış hızı ω'nın ifadesi rotorun üzerindeki indüklenmiş v_i hızının iki katı kadar olmaktadır.

$$\rho A v_i = 2\rho A_\infty v_i \tag{5.11}$$

$$\frac{A_\infty}{A} = \frac{1}{2} \tag{5.12}$$

$$r_\infty = \frac{R}{\sqrt{2}} \tag{5.13}$$

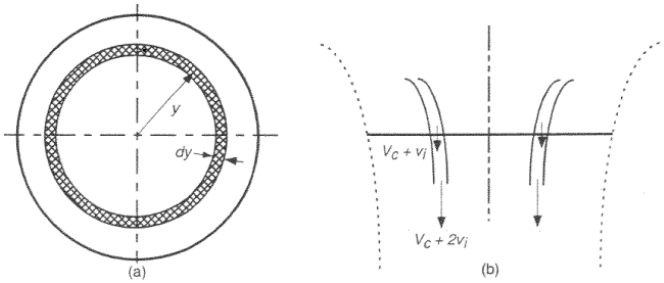
Buradan yola çıkılacak olunursa; kütlenin korunumu prensibi kullanılıp rotor disk alanının çıkış kesit alanının iki katı olduğu kolayca görülebilir. Ayrıca momentumun korunumu prensibi göz önüne alındığında askı durumunda indüklenmiş hızın tarifi denklem **(5.15)**'te görülebilir.

$$T = \dot{m}\omega = 2\rho A v_i^2 \tag{5.14}$$

$$v_h = v_i = \sqrt{\frac{T}{2\rho A}} \tag{5.15}$$

5.2 BEMT Uygulaması

BEMT modeli Froude'un pervanelerin eksenel hareketlerini tanımlayan diferansiyel denklemini kullanarak oluşturulur. Bunun için şekil **5.2**'de görüldüğü gibi kütle korunumu prensibinin bir rotor diski üzerine uygulanması gerekmektedir.



Şekil 5.2 : a) Rotor diskinin üst görünüşü, b) Rotor diskinin kesit görünüşü (Leishman, 2006).

Burada rotor ekseninden y mesafesi kadar uzakta ve dy kalınlığında bir kesit alınmaktadır. Böylece kütle akışının geçtiği alan $dA = 2\pi y dy$ olarak ve oluşan itki ise dT ile ifade edilir. Bu 2-boyutlu hesaplamalar kanat boyunca oldukça iyi sonuç vermektedir. Bunun yanında, kök ve uç kayıplarının daha iyi bir şekilde hesaplamalara dahil edilebilmesi için Prandtl'ın kök ve uç kayıp faktörleri için uyguladığı fonksiyonlar kullanılır.

$$d\dot{m} = \rho dA(V_c + v_i) = 2\pi\rho(V_c + v_i)ydy \quad \textbf{(5.16)}$$

$$dT = 2\rho(V_c + v_i)v_i dA = 4\pi\rho(V_c + v_i)v_i ydy \quad \textbf{(5.17)}$$

Denklem **(5.16)** ve **(5.17)**'de görüldüğü üzere bölüm 5.1'de anlatılan bir boyutlu momentum teoriye göre rotor kesitindeki itki artışı yine bu kesitteki debi akışı ile indüklenmiş hız bağıntıları arasındaki ilişkiden hesaplanabilir.

Aynı zamanda Froude-Finsterwalder eşitliği olarak da bilinen **(5.17)** denklemi boyutsuz olarak ifade edilirse;

$$dC_T = \frac{dT}{\rho(\pi R^2)(\Omega R)^2} = \frac{2\rho(V_c+v_i)v_i dA}{\rho(\pi R^2)(\Omega R)^2} = \frac{2\rho(V_c+v_i)v_i(2\pi ydy)}{\rho(\pi R^2)(\Omega R)^2}$$

$$= \frac{(V_c+v_i)}{\Omega R}\left(\frac{v_i}{\Omega R}\right)\left(\frac{y}{R}\right)d\left(\frac{y}{R}\right) \quad \textbf{(5.18)}$$

$$dC_T = 4\lambda\lambda_i r dr = 4\lambda(\lambda - \lambda_c)r\, dr \quad \textbf{(5.19)}$$

5.2.1 Radyal inflow denklemi

Pala Elemanı Teorisine göre itki ifadesinin diferansiyel formunun taşıma katsayısıyla tarifi denklem **(5.20)**'de gösterimiştir.

$$dC_T = \frac{1}{2}\sigma C_l r^2 dr = \frac{\sigma C_{l\alpha}}{2}(\theta r^2 - \lambda r)dr \quad \textbf{(5.20)}$$

Bu itki ifadesi denklem **(5.19)**'daki ifadeyle eşitlenirse;

$$\frac{\sigma C_{l\alpha}}{2}(\theta r^2 - \lambda r)dr = 4\lambda(\lambda - \lambda_c)r\, dr \quad \textbf{(5.21)}$$

$$\lambda^2 + \left(\frac{\sigma C_{l\alpha}}{8} - \lambda_c\right)\lambda - \frac{\sigma C_{l\alpha}}{8}\theta r = 0 \quad \textbf{(5.22)}$$

(5.22) kuadratik denkleminin çözümünden radyal inflow ifadesi elde edilir.

$$\lambda(r, \lambda_c) = \sqrt{\left(\frac{\sigma C_{l\alpha}}{16} - \frac{\lambda_c}{2}\right)^2 + \frac{\sigma C_{l\alpha}}{8}\theta r} - \left(\frac{\sigma C_{l\alpha}}{16} - \frac{\lambda_c}{2}\right) \quad \textbf{(5.23)}$$

Yukarıdaki denklemde λ_c ile tırmanma durumundaki inflow ifadesi tanımlanırken katılık, taşıma eğrisi eğimi, ve burulma açısı sırasıyla $\sigma, C_{l\alpha}, ve\ \theta$ ile ifade edilmektedir. Bu inflow eşitliği daha sonraki sayısal hesaplamalarda anahtar terim olarak kullanılacak ve performans hesapları ile bunların radyal dağılımı bu değere göre belirlenecektir.

5.2.2 Burulma açısı

Uygulamada rotor performansını artırmak ve inflow dağılımını uniform (eşit dağılımlı) olarak oluşturmak için pervane kanadının kök kısmından uç kısmına doğru bir burulma açısı verilir. Burulma açısı olmayan pervanelerde kollektif açısı olarak da bilinen bir oturma açısı uygulanır.

$$C_T = \frac{1}{2}\sigma C_{l\alpha} \int_0^1 (\theta_0 r^2 - \lambda r)\, dr = \frac{1}{2}\sigma C_{l\alpha} \left[\frac{\theta_0}{3} - \frac{\lambda}{2}\right] \quad \textbf{(5.24)}$$

Burada temel momentum denkleminden gelen λ terimi $\lambda_h = \sqrt{C_T/2}$ ile ifade edildiğinden **(5.24)** şu hale dönüşür ve oturma açısı denklem **(5.26)**'da ifade edilir.

$$C_T = \frac{1}{2}\sigma C_{l\alpha} \left[\frac{\theta_0}{3} - \frac{1}{2}\sqrt{\frac{C_T}{2}}\right] \quad \textbf{(5.25)}$$

$$\theta_0 = \frac{6C_T}{\sigma C_{l\alpha}} + \frac{3}{2}\sqrt{\frac{C_T}{2}} \quad \textbf{(5.26)}$$

Bununla birlikte performans artışı için kullanılan burulma açısı pratikte iki şekilde uygulanır. En iyi burulma açısı dağılımı ideal burulma olarak tanımlanır. İdeal burulma denklem **(5.27)**'deki gib radyal pozisyonda hiperbolik olarak dağılmaktadır.

$$\theta(r) = \frac{\theta_{tip}}{r} \quad \textbf{(5.27)}$$

Ancak ideal burulma pratikte uygulanabilir olmadığından pervane kanatlarında daha uygun olan lineer burulma açısı dağılımı uygulanır.

$$\theta(r) = \theta_0 + r\theta_{tw} \quad \textbf{(5.28)}$$

Burada θ_0 oturma açısını ve θ_{tw} ise burulma açısını tarif etmektedir. Bu doğrultuda itki katsayısının ifadesi şu şekilde belirlenir;

$$C_T = \frac{1}{2}\sigma C_{l\alpha} \int_0^1 \left((\theta_0 + r\theta_{tw})r^2 - \lambda r\right) dr = \frac{1}{2}\sigma C_{l\alpha} \left[\frac{\theta_0}{3} + \frac{\theta_{tw}}{4} - \frac{\lambda}{2}\right] \quad \textbf{(5.29)}$$

Eğer oluşan inflow (λ) kanat üzerinde uniform bir şekilde dağılıyorsa;

$$C_T = \frac{1}{2}\sigma C_{l\alpha} \left[\frac{\theta_0}{3} + \frac{\theta_{tw}}{4} - \frac{1}{2}\sqrt{\frac{C_T}{2}}\right] \quad \textbf{(5.30)}$$

$$\theta_0 = \frac{6C_T}{\sigma C_{l\alpha}} - \frac{3}{4}\theta_{tw} + \frac{3}{2}\sqrt{\frac{C_T}{2}} \quad \textbf{(5.31)}$$

5.2.3 Katılık

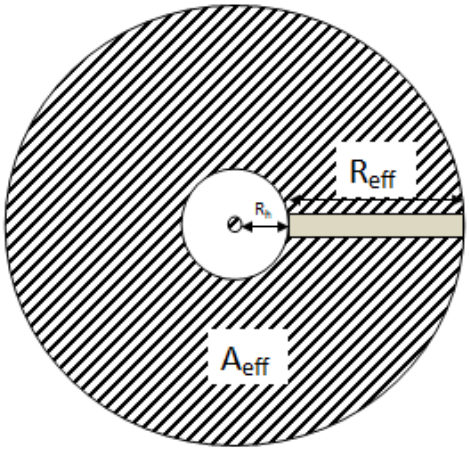
Katılık terimi aslında hesaplamalarda yoktur. Pala Elemanı Teorisi'inden yola çıkılarak elde edilen itki denkleminde ortaya çıkan artçıl bir teirmdir. Büyük çaplı helikopterlerde hesap yapılmak amacıyla hub geometrisi ihmal edilerek yola çıkıldığında katılık terimi denklem **(5.32)**'den elde edilir.

$$dC_T = \frac{N_b dL}{\rho A(\Omega R)^2} = \frac{N_b\left(\frac{1}{2}\rho U_T^2 c C_l dy\right)}{\rho(\pi R^2)(\Omega R)^2}$$

$$= \frac{1}{2}\left(\frac{N_b c}{\pi R}\right) C_l \left(\frac{y}{R}\right)^2 d\left(\frac{y}{R}\right) = \frac{1}{2}\left(\frac{N_b c}{\pi R}\right) C_l r^2 dr \qquad \textbf{(5.32)}$$

$$\sigma = \frac{Pervane\ Kanat\ Alanı}{Rotor\ Disk\ Alanı} = \frac{N_b cR}{\pi R^2} = \frac{N_b c}{\pi R} \qquad \textbf{(5.33)}$$

Diğer taraftan, küçük boyutlu pervanelerin hub (pervane kökü) geometrisi boyut olarak ihmal edilemeyecek kadar büyük ve etkin olduğundan katılık teriminin bu geometrik etkiyi içine alacak şekilde yeniden düzenlenmesi gerekmektedir. Rotor diski üzerinde hub etkisinin tarifi şekil **5.3**'te gösterilmektedir.



Şekil 5.3 : Efektif alan ifadesi.

Denklem **(5.32)** tekrar düzenlenirse;

$$dC_T = \frac{N_b dL}{\rho A_{eff}(\Omega R)^2} = \frac{N_b\left(\frac{1}{2}\rho U_T^2 c C_l dy\right)}{\rho\left(\pi\left(R^2 - R_h^2\right)\right)(\Omega R)^2}$$

$$= \frac{1}{2}\left(\frac{N_b cR}{\pi\left(R^2 - R_h^2\right)}\right) C_l \left(\frac{y}{R}\right)^2 d\left(\frac{y}{R}\right) = \frac{1}{2}\left(\frac{N_b cR}{\pi\left(R^2 - R_h^2\right)}\right) C_l (r)^2 dr \qquad \textbf{(5.34)}$$

$$\sigma = \frac{N_b cR}{\pi\left(R^2 - R_h^2\right)} \qquad \textbf{(5.35)}$$

Denklemlerdeki N_b ifadesi pervane bıçak sayısını, c ifadesi veter boyunu, R rotor disk yarıçapını, Ω açısal hızı, R_h hub yarı çapını ve A_{eff} ise efektif alanı ifade etmektedir.

Ayrıca Gessow ve Myers (1952)'in önerdiği ve farklı kanat planform geometrilerinin etkilerini görebilmek için kullanılan ağırlıklı katılık tarifi de mevcuttur. Ağırlıklı katılık, itki ağırlıklı ve güç ağırlıklı olmak üzere iki tip olarak hesaplanmaktadır. Yapılan hesaplarda itki ağırlıklı katılık kullanılmıştır.

$$\sigma_e = 3\int_0^1 \sigma(r) r^2 cos^2\Lambda(r) dr \quad \textbf{(5.36)}$$

Denklem **(5.36)**'da tarif edilen Λ terimi kanadın ok açısını belirtmektedir.

5.2.4 Prandtl kayıp faktörü

Prandtl tarafından rotorun uç ve kök kayıplarını tahmin edip hesaplara dahil etmek amacıyla bir model önerilmiştir. Bu model oluşturulurken rotor iz bölgesinde oluşan vorteks etkileri 2-boyutlu hale dönüştürülmüş ve bu yapılırken de vorteks çaplarının çok büyük olduğu tezi ileri sürülmüştür.

$$F = \left(\frac{2}{\pi}\right)\cos^{-1}\left(exp(-f)\right) \quad \textbf{(5.37)}$$

f terimi, indüklenmiş inflow açısı $\phi = \lambda(r)/r$, bıçak sayısı N_b, ve radyal pozisyon teirmiyle tarif edilir. Uç kayıpları için denklem **(5.38)** ve kök kayıpları için de denklem **(5.39)** kullanılmaktadır.

$$f_{tip} = \frac{N_b}{2}\left(\frac{1-r}{r\phi}\right) \quad \textbf{(5.38)}$$

$$f_{root} = \frac{N_b}{2}\left(\frac{r}{(1-r)\phi}\right) \quad \textbf{(5.39)}$$

Daha önce denklem **(5.23)**'te tarif edilmiş olan inflow eşitliği uç ve kök kayıplarının radyal pozisyondaki performans değerlerini etkileyen kayıp faktörüyle şu şekilde ifade edilir;

$$\lambda(r,\lambda_c) = \sqrt{\left(\frac{\sigma C_{l\alpha}}{16F} - \frac{\lambda_c}{2}\right)^2 + \frac{\sigma C_{l\alpha}}{8F}\theta r} - \left(\frac{\sigma C_{l\alpha}}{16F} - \frac{\lambda_c}{2}\right) \quad \textbf{(5.40)}$$

5.2.5 Figure of merit (Pervane verimi)

Figure of Merit (FM), rotorun verimi için kullanılan bir ifadedir. Temelde rotorun harcadığı güç ile akışın kazandığı gücü oranlamaktadır. İdeal güç değeri olarak;

$$C_p = \frac{C_T^{3/2}}{\sqrt{2}} \tag{5.41}$$

Olarak ifade edilir. İndüklenmiş güç katsayısı ve profilin harcadığı güç katsayısı da denklem **(5.42)** ve **(5.43)**'te ifade edilmektedir.

$$C_{pi} = \frac{\kappa C_T^{3/2}}{\sqrt{2}} \tag{5.42}$$

$$C_{p0} = \frac{1}{8}\sigma C_{d0} \tag{5.43}$$

κ ile indüklenmiş güç faktörü tarif edilmektedir. Rotorun harcadığı güç katsayısı indüklenmiş güç katsayısı ve profil güç katsayısının toplamıyla ifade edilir.

$$C_p = C_{pi} + C_{do} = \frac{\kappa C_T^{3/2}}{\sqrt{2}} + \frac{1}{8}\sigma C_{d0} \tag{5.44}$$

Helikopter rotoru için etkin bir verim faktörü belirlemek oldukça zordur; çünkü bu durumu etkileyen disk alanı, katılık, profil kesiti, uç hızı gibi bir çok etken mevcuttur. Askı durumu uçuş şartlarında verimi ifade eden FM değeri şöyle ifade edilir;

$$FM = \frac{\text{İdeal Güç}}{\text{İndüklenmiş Güç} + \text{Profil Gücü}} = \frac{C_T^{3/2}/\sqrt{2}}{\kappa\left(C_T^{3/2}/\sqrt{2}\right) + \sigma C_{d0}/8} \tag{5.45}$$

FM askı durumunda bir rotorun ürettiği itkinin ne kadar verimli olduğuna dair efektif bir hesaplama yöntemidir. Ancak böyle bir şey söyleyebilmek için karşılaştırılan iki rotorun aynı disk yüklemesine sahip olması gerekmektedir.

5.3 BEMT Sayısal Uygulaması

Pala Elemanı Momentum Teorisi bir çok uygulamada performansın hesaplanabilmesi için sayısal olarak çözümlenir. Sayısal uygulamada kanat uzunluğu boyunca boyutsuz bir radyal r mesafesi boyunca Δr boyutsuz uzunluk aralıklarıyla kanadın küçük elemanlara bölünmesi sonucu performans değerleri elde edilir. Hesaplanacak ilk değer radyal inflow dağılımıdır.

$$\lambda(r_n) = \frac{\sigma C_{l\alpha}}{16}\left(\sqrt{1 + \frac{32}{\sigma C_{l\alpha}}\theta(r_n) r_n} - 1\right) \tag{5.46}$$

Burada n açıklık boyunca herbir elemanın lokasyonunu, $\theta(r_n)$ ise herbir elemanın orta noktasının burulma açısıdır. Denklem **(5.20)**'de gösterilen itki ifadesi sayısal olarak şu şekilde tarif edilir;

$$\Delta C_{Tn} = \frac{\sigma C_{l\alpha}}{2}(\theta(r_n)r_n^2 - \lambda(r_n)r_n)\Delta r \quad \textbf{(5.47)}$$

İtki ve güç katsayılarının toplam ifadeleri ise sayısal ifadelerin eleman sayısı kadar toplanmasıyla hesaplanır.

$$C_T = \sum_{n=1}^{N} \Delta C_{Tn} \quad \textbf{(5.48)}$$

$$C_P = \sum_{n=1}^{N} \lambda(\mathrm{r_n})\Delta C_{Tn} \quad \textbf{(5.49)}$$

Burada dikkat edilmesi gereken husus şudur ki N eleman sayısı en az 40 olarak belirlenmelidir. Hesaplamaların oldukça doğru sonuç vermesi için N eleman sayısının 100 olarak alınması tavsiye edilir.

Bu hesaplamalarda kullanılacak olan burulma açısında kullanılan oturma açısının belirlenmesi için çok hızlı sonuç veren bir iteratif uygulama kullanılmaktadır. Lineer burulma için denklem **(5.30)** ve **(5.31)**'de hesaplanan itki katsayısı ifadesi ve oturma açısı ifadesi kullanılarak denklem **(5.50)** ve **(5.51)** ifadeleri bulunur.

$$\theta_0^{(0)} = \frac{6C_{Treq}}{\sigma C_{l\alpha}} - \frac{3}{4}\theta_{tw} + \frac{3\sqrt{2}}{4}\sqrt{C_{Treq}} \quad \textbf{(5.50)}$$

$$\theta_0^{(j+1)} = \theta_0^{j} + \left[\frac{6\left(C_{Treq} - C_T^j\right)}{\sigma C_{l\alpha}} + \frac{3\sqrt{2}}{4}\left(\sqrt{C_{Treq}} - \sqrt{C_T^j}\right)\right] \quad \textbf{(5.51)}$$

İşlemlerde kullanılan C_{Treq} değeri başlangıçta momentum teorisine göre hesaplanan askı durumu için gerekli olan itki kat sayısını ifade eder. İterasyon denklem **(5.50)** ile başlatıldıktan sonra 4 ila 5 iterasyon sonrasında yakınsar. Sonuçta bulunan değer burulma açısının radyal değişiminde kullanılacaktır.

Bunların dışında katılık ve taşıma katsayısının radyal değişimini veren ifadeler şöyle gösterilir;

$$\sigma(r_n) = \frac{N_b c(r_n)R}{\pi(R^2 - R_h^2)} \quad \textbf{(5.52)}$$

$$C_l(r_n) = C_{l\alpha}\left(\theta(r_n) - \frac{\lambda(r_n)}{r_n}\right) \quad \textbf{(5.53)}$$

6. ANALİZ VE SONUÇLAR

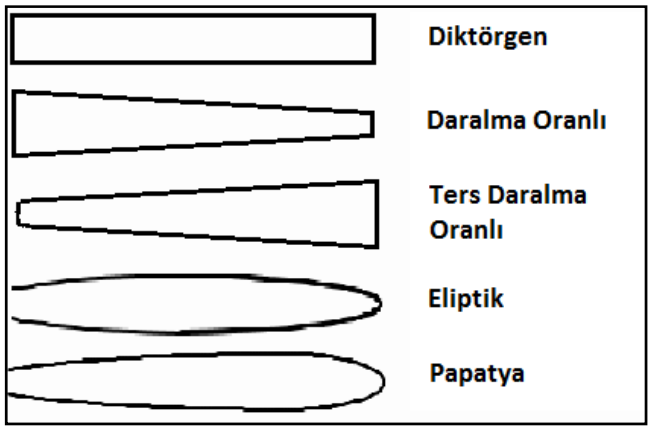
Pala Elemanı Momentum analizini kullanarak yapılan çözümlerle daralma (taper) oranı, burulma (twist) açısı, ok (sweep) açısı, katılık (solidity), rotor yarı çapı, ve planform geometrisi etkilerini araştırılmıştır. Hesaplamalarda öncelikle yapılması gereken ortam şartlarını, araştırılan aracın ağırlık ve boyutlarını ve çok önemli olan kanat profil seçimini yapmak gerekmektedir. Profil seçimlerinde sıfır taşıma sürükleme katsayısıyla taşıma eğrisi eğimi hesaplanır. Her profilin deneysel sonuçları olmadığı için bu hesaplar sayısal olarak bölüm 6.2.1'de anlatılacaktır.

6.1 BEMT Analizleri

Bu analizlerin yapılabilmesi için Pala Elemanı Momentum teorisinin uygulandığı ve açısal hıza göre iteratif çalışan bir MATLAB kodu kullanılmıştır. Bu kod ile bölüm 5.3'te tarif edilen sayısal hesaplamalar yapılmıştır. Bu hesaplamalarla başlıklarda belirtilen tasarım parametreleri incelenmiştir. Tüm bu E216 profili kullanılarak yapılmıştır.

6.1.1 Planform etkisi

Kanat planformu kanadın üstte, kuş bakışı görülen geometrik şeklidir. Bir çok farklı planform şekilleri vardır ancak, başlıca dikdörtgen, daralma oranlı, ters daralma oranlı, eliptik ve papatya tipi eliptik şekilli olarak beş çeşit planform tanımlanabilir.



Şekil 6.1 : Planform şekilleri.

Şekil **6.1**'de değişik planform tipleri gösterilmektedir. Burada dikdörtgen planform için veter sabittir fakat; diğer planform şekillerinde veter dağılımı sabit değildir. Bu sebeple diğer planformlar için geometrilerini tanımlayan ve veter değişimini veren bazı denklemler uygulanmalıdır.

$$C(r) = C_{kök} \tag{6.1}$$

$$C(r) = 2\left(\frac{1}{2}C_{kök}(1-(1-TR)r)\right) \tag{6.2}$$

$$C(r) = 2\left(\frac{1}{2}C_{kök}\left(1+\left(\frac{1}{TR}-1\right)r\right)\right) \tag{6.3}$$

$$C(r) = \sqrt{\frac{a^2}{b^2}\left(b^2-\left(\left(0.96r(2b)+0.04(2b)\right)-b\right)^2\right)} \tag{6.4}$$

Burada denklem **(6.2)** ve **(6.3)**'te görülen TR (Taper Ratio) terimi ile daralma oranı tarif edilmiş ve denklemler radyal pozisyonda veterin değişimini gösterecek şekilde düzenlenmiştir. **(6.2)** daralma oranlı planformu, **(6.3)** ters daralma oranlı planformu ve **(6.4)** ise eliptik dağılım gösteren planformu tarif etmektedir. Eliptik tarif için kanat, kök veterini belirlemek üzere %4'lük kısmından kesilmiştir. a terimi ile açıklık yönündeki yarıçap ve b terimi ile de veter doğrultusundaki yarıçap tarif edilmiştir. Eliptik bir kanadın yüzey alanı $A = \pi ab$ formülü ile bulunur. Bu yüzey alanı kanadın katılığını bulurken kullanılacaktır. Papatya tipi eliptik planform içinse iki farklı eliptik denklem birleştirilerek eşit katılıklı bir geometri oluşturulmuştur.

Çizelge **6.1**'de daha önce matematik modelleri oluşturulan kanat geometrilerinin etkileri incelenmiştir. Tüm analizler sabit itki yani askı durumu için toplam ağırlığı sağlayacak kuvvet için yapılmıştır. Ayrıca çözümlerde E216 profili kullanılmıştır.

Çizelge 6.1 : Kanat planform değişimi.

KANAT GEOMETRİSİ	RPM	Ct	FM	FM_trw	P [Watt]
Dikdörtgen	5325	0,0041	0,3627	0,3856	12,83
Daralma Oranlı (1/3)	6523	0,0027	0,2327	0,3044	20,00
Ters Daralma Oranlı (3/1)	4260	0,0064	0,4821	0,5079	9,655
Eliptik	**4477**	**0,0058**	**0,4294**	**0,4797**	**10,84**
Papatya Eliptik	**3427**	**0,0099**	**0,6067**	**0,6305**	**7,673**
σ = 0.087, Ağırlık = 0.25 kg, Yarı Çap = 0.15 m, θ = -20 Standart Deniz Seviyesi Şartları					

Çizelgeden de anlaşılacağı gibi sabit itki durumu için daralma oranı negatif etki yapmaktadır. En iyi verim değeri en düşük açısal hız olan 3427 RPM'de Papatya tipi

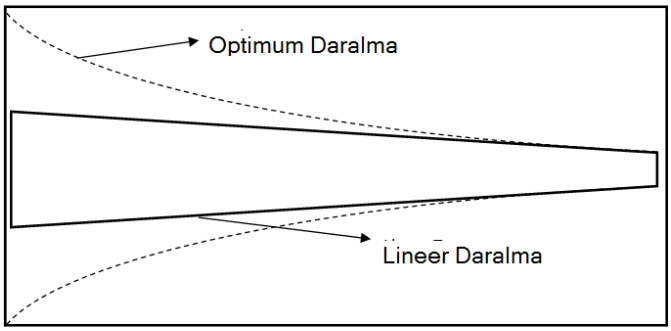
eliptik kanat için yaklaşık olarak %63 olarak alınmıştır. Çizelgede eliptik şekilli kanatların, diğerlerine nazaran oldukça yüksek verimli çalıştıkları görülmektedir. En kötü verim ise daralma oranlı kanat için yaklaşık %30 olarak alınmıştır. Bu verim için devir sayısı ise en yüksek devir sayısı olan 6523 RPM'dir. Buırada üretim kolaylığı ve veriminin yüksek olması açılarından optimum planform olarak ters daralma oranlı kanat planformu seçilebilir. Ters daralma oranı olarak 3 şeçilmiştir.

6.1.2 Daralma (Taper) oranı analizi

Daralma oranı, bir kanadın kök veterinden uç veterine kadar veter boyunun değişmesi anlamına gelmektedir. Daralma oranı kökten uca veya uçtan köke şeklinde olabilir. Daralma oranı lineer olarak verilir. Lineer olmayan daralma durumunda kanat geometrisi başka bir isimle anılır. Ancak; rotor analizlerinde en iyi sonucu veren optimum daralma şeklinde bir parametre tanımlanır. Optimum daralma kökten uca veter değişiminin hiperbolik olarak dağılması sonucu elde edilir.

$$c(r) = \frac{c_{tip}}{r} \tag{6.5}$$

Burada hiperbolik dağılım uç veter ile boyutsuz açıklık r oranlanarak elde edilmiştir.



Şekil 6.2 : Optimum daralma.

Optimum daralma ile lineer daralma şekil **6.2**'de karşılaştırılmaktadır. Optimum daralma her ne kadar performans açısında çok uygunsa da üretilebilirlik açısından çok zayıftır, yani uygulanabilir değildir. Bunun yerine üretilmesi çok daha basit olan lineer daralma kullanılır. BEMT için hazırlanmış olan MATLAB kodunu kullanarak daralma ve ters daralma karşılaştırması için bir takım çalışmalar yapılmıştır. Yapılan analizlerde karşılaştırma parametresi olarak itki katsayısı değil; eşit itki kuvveti, eşit katılık, ve burulma açısı değerleri seçilmişti. Çünkü, itki katsayısı pervanenin dönme hızı, o hızda elde ettiği itki kuvveti ile sürekli değişir. Dolayısıyla itki katsayısını karşılaştırma parametresi olarak kullanmak doğru değildir.

Çizelge 6.2 : Daralma oranı karşılaştırması.

Daralma Oranı	RPM	Ct	FM	FM_trw	P [Watt]
(1/3)	6523	0,0027	0,2327	0,3044	20,00
(1/2)	6249	0,0030	0,2609	0,3160	17,84
(3/4)	5792	0,0035	0,3071	0,3479	15,16
(4/5)	5701	0,0036	0,3173	0,3510	14,67
(1)	**5325**	**0,0041**	**0,3627**	**0,3856**	**12,83**
σ = 0.087, Ağırlık = 0.25 kg, Yarı Çap = 0.15 m, θ = -20 Standart Deniz Seviyesi Şartları					

Çizelge **6.2**'de RPM ile kanadın dönme hızı, Ct ile itki katsayısı, FM ile verim, P ile sarf ettiği güç sarfiyatı ifade edilir. Analizler -20^0 burulma açısında gerçekleştirilmiştir. Deniz seviyesi şartları, 0.0086 değerinde katılık, 0.25kg ağırlık ve 0.15m rotor yarı çapı mevcut ortak çözüm ilişkileri olarak belirlenmiştir. Daralma oranı 1 (dikdörtgen kanat)'den 0,33'e kadar değerlendirme yapılmıştır. Çizelge **6.2**'den çıkarılacak sonuçlar değerlendirildiğinde, askı durumu için daralma oranının olumsuz sonuçlar verdiği görülür. En yüksek verim daralma oranı 1 olduğunda %39 civarında gözükmektedir, ve 12 ile 13 watt civarındadır. En düşük verim ise en düşük daralma oranı olan 0,33'te görülmüştür. %30 civarında gözüken verim için güç sarfiyatı 20 watt civarlarındadır. En iyi koşullar için devir sayısı 5325 RPM olmakta ve bu devir sayısı için itki katsayısı da 0,0041 olarak hesaplanmaktadır. Burada söylenebilecek birşey daha şudur ki devir sayısı arttıkça Ct ve verim düşmektedir. Yani askı durumu şartları için daralma oranı vermek dikdörtgen kanat kullanmaktan daha kötü bir sonuç verecektir. Diğer bir karşılaştırma tablosu da ters daralma oranıyla ilgili olarak çizelge **6.4**'de gösterilmektedir.

Çizelge 6.3 : Daralma oranı karşılaştırması (Eş Ct için).

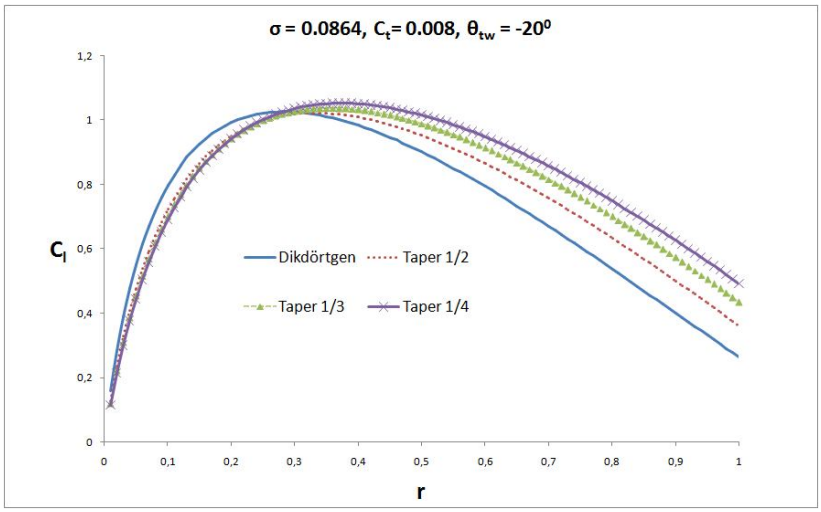
Daralma Oranı	RPM	Ct	FM	FM_trw	P [Watt]
(1/4)	4988	0,0041	0,3148	0,4152	12,05
(1/3)	5064	0,0041	0,3151	0,4001	12,61
(1/2)	5171	0,0041	0,3153	0,3768	13,41
(1)	**5325**	**0,0041**	**0,3627**	**0,3856**	**12,83**
σ = 0.087, Yarı Çap = 0.15 m, θ = -20 Standart Deniz Seviyesi Şartları					

Çizelge **6.3** ise aynı Ct koşulunda oluşturulmuştur. Çizelge **6.2**'ye zıt şekilde daralma oranının pozitif etki yaptığı görülür. İtki ağırlıklı verimin artması ve toplam gücün azalmasının nedeni bu Ct için elde edilen itki değerinin daralma oranıyla azalmasıdır.

Çizelge 6.4 : Ters daralma oranı karşılaştırması.

Daralma Oranı	RPM	Ct	FM	FM_trw	P [Watt]
(4)	3767	0,0082	0,5522	0,5680	8,429
(3)	**4260**	**0,0064**	**0,4821**	**0,5079**	**9,655**
(2)	4874	0,0049	0,3952	0,4365	11,78
(1)	**5325**	**0,0041**	**0,3627**	**0,3856**	**12,83**
σ = 0.087, Ağırlık = 0.25 kg, Yarı Çap = 0.15 m, θ = -20 Standart Deniz Seviyesi Şartları					

Bu çizelgede ters daralma oranı 1'den 4'e kadar alınmıştır. Ters daralma oranının genel olarak daralma artışıyla verimi de artmaktadır. Ancak, tutunma kaybı oluşmadan uygulanabilecek en yüksek verim değeri 3 ters daralma oranında %50 civarında görülmektedir. Burada güç sarfiyatı ise 8 ile 9 watt civarındadır. En düşük verim ise dikdörtgen planform şeklinde görülmekte ve %39 civarında olup bu verim için güç sarfiyatı 12-13 watt civarıda görülmeltedir. Ancak ters daralma oranı arttıkça kanadın gördüğü hücum açısı da arttığından tutunma kaybına uğrar. Ters daralma oranı 3'ün üzerinde hücum açısı 10^0'yi geçtiği için en ideal daralma oranı olarak 3 gösterilebilir. Bu ters daralma oranı için pervanenin davir sayısı gereken ağırlığı taşımak amacıyla 4260 RPM olarak hesaplanmış ve bu devir sayısı için itki katsayısı 0,0064 olmaktadır. Ters daralma durumu için devir sayısının verimle ilişkisi doğru orantılı olarak gözükmektedir.Diğer taraftan itki kat sayısını sabitleyip daralma performansına bakılırsa yukarıdaki anlatılanın tam tersi bir durum görülür. Şekil **6.3**'de görüldüğü üzere lift dağılımının daralmayla ilişkisi verilmektedir.

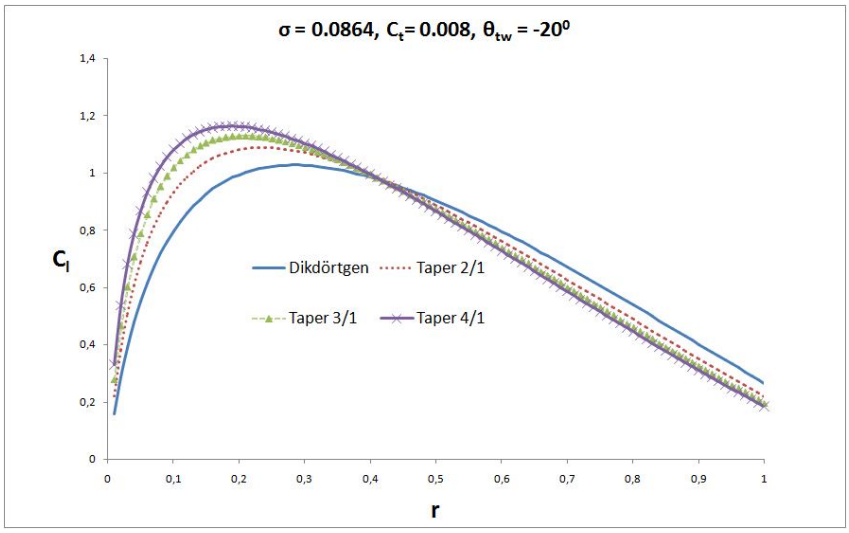


Şekil 6.3 : Daralma oranına göre taşıma dağılımı.

Burada -20^0 burulma açısı, sabit 0,0864 katılık değeri ve 0,008 itki katsayısı değerine karşılık değişik daralma oranlarında taşıma dağılımı görülmektedir.

Bu dağılıma göre daralma oranı azaldıkça taşıma dağılımının kanat ucundaki tarafı giderek artarken kökteki tarafı azalan bir değer göstermektedir. Bunun anlamı taşıma dağılımının daha uniform dağılmasıdır. Böylece daha verimli bir performans gösterir. Şekil **6.4**'te ise ters daralma oranının taşıma dağılımı üzerindeki etkisi gözlemlenmektedir.

Ters daralma oranının taşıma dağılımı üzerindeki etkisine bakıldığında daralma oranının tam tersi bir etki gözlemlenir. Ters daralma oranındaki artış taşıma dağılımının uniform yapısını bozar ve bu nedenle giderek verimsi bir performans gösterir.



Şekil 6.4 : Ters daralma oranına göre taşıma dağılımı.

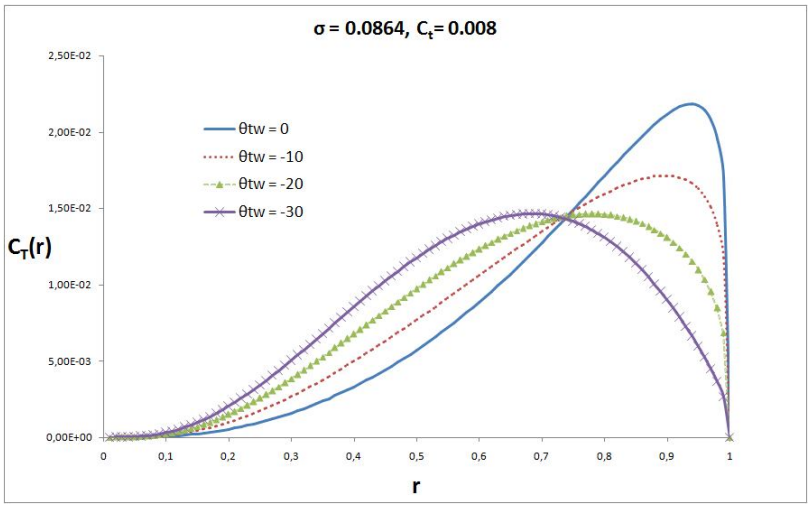
Sabit Ct ve sabit itki ile yapılan bu değerlendirmelerden ikisi de birbirine zıttır. Ancak askı durumu uçuş şartları göz önüne alındığında sabit itki durumu için yapılan çizelge **6.2** ve **6.3**'deki yapılan değerlendirmeler daha doğru olacaktır. Çünkü; Ct değeri pervanenin dönüş hızına göre değişmektedir. Ancak, pervanenin askı durumu için sağlaması gereken itki kuvveti aracın ağırlığı ile sabittir ve araç bu ağırlığı sağlayacak devir sayısında çalışmalıdır. Dolayısıyla sabit itki değerine göre yapılan analizler daha geçerlidir.

6.1.3 Burulma etkisi

Performansı etkileyen en önemli değişkenlerden biri de burulma açısıdır. Burulma açısı kanadın kök veterinin oturma açısından başlayarak kanat ucuna doğru hiperbolik veya lineer olarak ilerleyen açı değişimidir ve negatif olarak belirlenir.

Bunun sebebi ise kanat ucuna doğru kanadın üzerindeki taşıma dağılımını mümkün olduğunca uniform tutmaktır. Bu anlayış kanadın verimini artırmak için uygulanan temel ilkedir.

Şekil **6.5**'te değişik burulma oranlarında verim değişimi gözlemlenmektedir. Bu analizlerde dikdörtgen kanat planformu ve E216 profili kullanılmıştır. Bu grafikte uç ve kök kayıpları hesaba dahil edilmiştir.



Şekil 6.5 : Burulam açısının itki üzerindeki etkisi.

Burada burulma açısı arttıkça itkinin radyal pozisyondaki değişimi kökte artıp uçta azalmaktadır. Bir diğer değişle burulma açısındaki artış itki dağılımını daha uniform hale sokmaktadır.

Şekil **6.5**'te -30^0 burulma açısına kadar grafik çizilmiştir. -40^0 ve sonrasında kanat tutunma kaybı (stall)'a uğramaktadır. Genel olarak çizelge **6.4**'ten de anlaşılacağı üzere burulma açısındaki artış kanadın verimi için pozitif bir etki yapmaktadır.

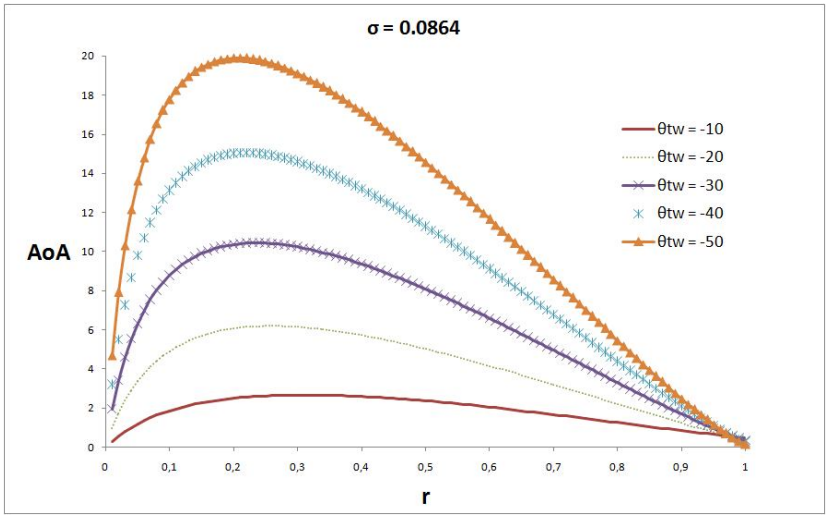
Çizelge 6.5 : Burulma açısı değişimi.

Burulma Açısı, θ	RPM	Ct	FM	FM_trw	P [Watt]
0	**8538**	**0,0016**	**0,1320**	**0,1439**	**35,26**
-10	7543	0,0021	0,1823	0,1979	25,53
-20	5325	0,0041	0,3627	0,3856	12,83
-30	4349	0,0062	0,4478	0,4711	10,40
-40	**3741**	**0,0084**	**0,5438**	**0,5625**	**8,558**
-50	**3334**	**0,0105**	**0,6085**	**0,6275**	**7,650**
σ = 0.087, Ağırlık = 0.25 kg, Yarı Çap = 0.15 m Standart Deniz Seviyesi Şartları					

Burada en düşük verim 0^0 burulma açında yaklaşık %14 olarak görülmektedir. Güç sarfiyatı da yaklaşık 35 watt ile oldukça fazladır. En yüksek veri ise -50^0 derece burulma açısı durumunda gözlemlenmektedir ve güç sarfiyatı da yaklaşık olarak 8 watt kadardır.

Ancak şekil **6.6**, burulma açısının pervane kanadının gördüğü hücum açısını nasıl değiştirdiğini göstermektedir. Çizelge **6.4**'e göre burulma açısındaki artış sürekli olarak verimi artırmaktadır. Öyle ki -50^0'lerde bile çok iyi performans verdiği görülmektedir.

Ancak, bu durum gerçekçi değildir çünkü; şekil **6.6**'te de görüldüğü üzere belli burulma değerlerinden sonra kanat tutnma kaybına uğramaktadır.



Şekil 6.6 : Burulma açılarına göre hücum açısı değişimi.

Şekilden de anlaşılacağı üzere burulma açısındaki artış radyal pozisyonda kanadın gördüğü hücum açısını da artırmaktadır. Şekil **6.6**'te kanadın uç bölgesinde hücum açısının azaldığı kök bölgesine doğru ise arttığı görülmektedir. Bunun nedeni kanadın dönel hareketinden kaynaklanan girdap etkileri olarak söylenebilir. Özellikle uç girdap etkileri çok güçlü olduğundan kanadın uç kısımlarında daha düşük hücum alçıları gözlemlenir. Teorik olarak burulma açısı artışı pervane bıçaklarının verimini artıryor olsa da belli burulma açılarından sonra kanadın belirli bölgeleri tutunma kabına uğramaktadır. bu probleme özel olarak seçilen profil ve aracın tasarım şartları göz önünde bulundurulduğunda -30^0 burulma açısından sonraki değerlerde pervane bıçakları tutunma kaybına uğramaktadır. Özet olarak, pervaneler için verilebilecek optimum burulma açısı -30^0 olarak belirlenebilir.

6.1.4 Katılık etkisi

Katılık şeklinde bir terim aslında yoktur. Pala Elemanı Momentum teorisinde Froude denkleminin kulanımıyla elde edilen itki ifadesinde bir alan oranı ortaya çıkmaktadır. Denklem **(5.32)** katılık teriminin nasıl ortaya çıktığını göstermektedir.

$$\sigma = \frac{Pervane\ Kanat\ Alanı}{Rotor\ Disk\ Alanı} = \frac{N_b c R}{\pi R^2} = \frac{N_b c}{\pi R} \qquad \textbf{(6.6)}$$

Denklem **(6.6)**'da tarif edildiği üzere katılık oranı pervane kanadının planform alanı ile roto disk alanının oranından oluşmaktadır. Katılığın performansa etkisi çizelge **6.5**'te gösterilmektedir.

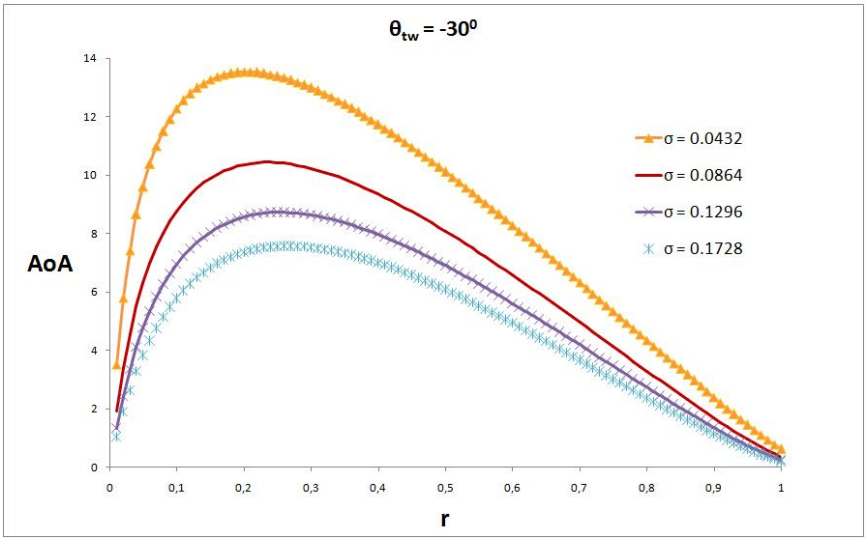
Bu çizelgenden de anlaşılacağı gibi katılık azaldıkça verim artmaktadır ve bu sürekli olmaktadır. Çizelge **6.5**'te aynı araç için ve aynı deniz seviyesi şartları için analizler yapılmıştır. Ayrıca dikdörtgen planform ve E216 profili kullanılmıştır.

Çizelge 6.6 : Katılığın performansa etkisi.

Katılık	RPM	Ct	FM	FM_trw	P [Watt]
0,0432	5280	0,0041	0,4503	0,4746	9,994
0,0864	5325	0,0041	0,3962	0,4195	12,83
0,1080	5384	0,0041	0,3112	0,3326	15,33
0,1296	5434	0,0041	0,2872	0,3076	17,08
Ağırlık = 0.25 kg, Yarı Çap = 0.15 m Standart Deniz Seviyesi Şartları					

Diğer sonuçlara nazaran burada rotor devir sayısı artışı verimle doğru orantılıdır. Katılık artışı dramatik olsa da buna ilişkin verim azalışı aynı şekilde gerçekleşmez ve daha yavaş olur. En yüksek verim yaklaşık %48 iken en düşük verim ise yaklaşık %30'dur.

Buradan katılığı artırmanın negatif olduğu anlşılmaktadır fakat; gerçek koşullar göz önüne alındığında bu durumu sınırlayan bir parametre ortaya çıkar. Rotor katılığını azaltmak rotor bıçağının gördüğü hücum açısını artırır. Sonuçta yüksek hücum açılı kanat tutunma kaybına uğrayacaktır.

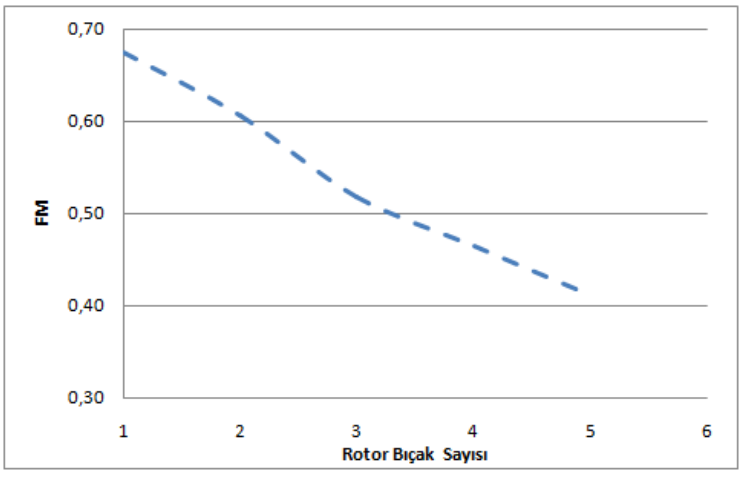


Şekil 6.7 : Katılık değişimine göre hücum açısı değişimi.

Şekil **6.7**'den katılık artışına göre rotor kanadının gördüğü hücum açısı değişimleri izlenebilmektedir. -30^0 burulma açısı için yaplan analizlerde katılık değeri 0.0864'ü geçtiği andan itibaren kanadın radyal pozisyonda gördüğü hücum açıları 10^0'lerin üzerine çıkmaktadır.

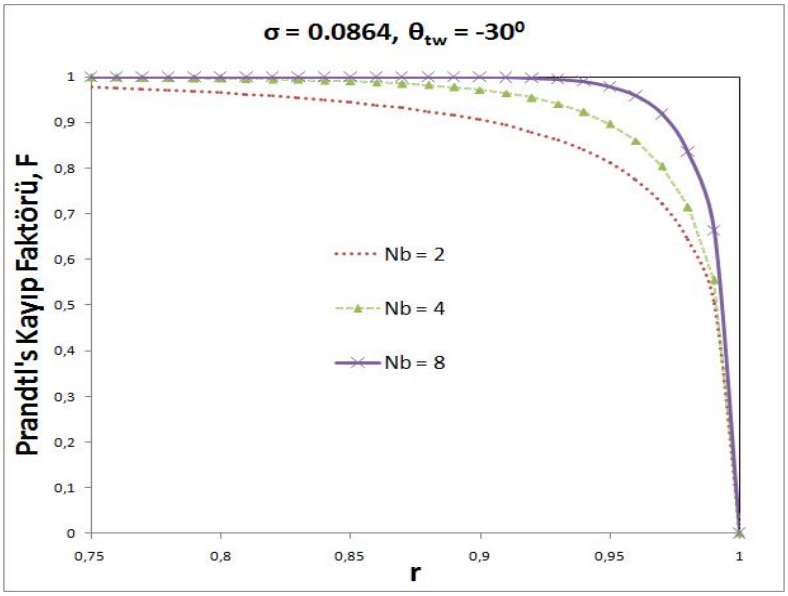
Bu durum bu akış şartlarında seçilen profil için tutunma kaybına uğranması anlamına gelmektedir. Bu grafiklere göre kullanılaca rotor kanadı için optimum katılık değeri 0.08-0.09 değerleri arasında olmalıdır.

Pervane katılığını etkileyen bir diğer faktör olarak rotor bıçak sayısı gösterilebilir. Rotor bıçak sayısı arttıkça pervanenin katılık değeri de artar. Ancak pervane sayısının artışı rotorun aerodinamik ve mekanik kayıplarını artırmaktadır. Bu durumda mümkün olan en az sayıda bıçak kullanmak verim açısından önemlidir.



Şekil 6.8 : Pervane sayısı etkisi.

Şekil **6.8**'den anlaşılacağı gibi pervane sayısı azaldıkça verim artar. Ancak bununla birlikte elde edilen itki azalır ve aynı itkiyi elde etmek için devir sayısı artırılmalıdır. Bu durum ise kanadın gördüğü hücum açısını artırır ve tutunma kaybı olabilir.



Şekil 6.9 : Pervane sayısı etkisi.

Rotor bıçak sayısının karşılaştırılması için bir diğer grafik şekil **6.9**'da verilmiştir. Buradan uç kayıp faktörüne pervane sayısının etkisi görülebilir. Bu etki pervane sayısının azalmasıyla pozitif yönde değişen bir etkidir çünkü; kayıp faktörünün azalması kanadın veriminin daha yüksek olması anlamına gelmektedir.

6.1.5 Reynolds sayısı etkisi

Bu çalışmanın amaçlarından biri de düşük Reynolds sayılarında pervanenin performansını denetlemek olduğundan farklı ve yüksek verimli kanat profillerinin düşük Reynolds sayılarında ve yüksek Reynolds sayılarındaki davranışları çizelge **6.6**'da irdelenmiştir.

Çizelge 6.7 : FX 63-137 ve E216 profillerinin Reynolds karşılaştırması.

FX 63-137				E216			
Reynolds Sayısı	RPM	FM	FM_trw	Reynolds Sayısı	RPM	FM	FM_trw
57000	15400	0,3076	0,3290	57000	15500	0,3301	0,3522
75000	12900	0,3173	0,3389	75000	12900	0,3385	0,3608
90000	**7250**	**0,3290**	**0,3511**	97000	**7889**	**0,4100**	**0,4337**
σ = 0.086, θ = -20, Ct = 0.0044, Standart Deniz seviyesi Şartları							

Çizelgeye göre Reynolds sayısı arttıkça kullanılan profillerin kanat üzerindeki verimi artmaktadır. Bunun sebebi ise hem taşıma eğrisi eğiminin artması hem de yüksek Reynolds sayılarında sıfır taşıma sürükleme katsayılarının düşük olmasıdır. Reynolds sayısı düştükçe viskoz etkilerin artması bu duruma yol açar. Göreceli olarak düşük Reynolds sayılarındaki karşılaştırmalarda kanat verimi zaten düşük olduğundan verim değişimi de çok fazla görülmemktedir. FX 63-137 profilinin verim çizelgesi buna bir örnektir. Bunun yanında E216 profilinin yakın Reynolds sayısı değişimlerinde verim farkı biraz daha yüksektir. Kendisi gibi tüksek L/D oranına sahip olan FX 63-137 profilinden biraz daha yüksek verime sahip olduğu görülür. Tasarlanan quadrotor mikrohelikopter için askı durumu uçuş şartı olan Reynolds 90000-10000 değerindeki verimler FX 63-137 için %35 civarında iken E216 için %43'lere çıkmaktadır.

Çizelge 6.8 : NACA 0012 profilinin Reynolds karşılaştırması.

NACA 0012					
Reynolds Sayısı	RPM	FM	Ct	σ(Katılık)	θtw (Burulma Açısı)
93000	6050	**0,5500**	0,0058	0,086	-20
1560000	1050	**0,7500**	0,0058	0,086	-20

Bir diğer karşılaştırma da çok yüksek Reynolds sayısı deneysel verileri olan NACA 0012 profili üzerinde yapılmıştır. Bu karşılaştırmada Reynolds 1.5 milyon ve 93000 değerleri ile sahip oldukları taşıma eğrisi eğimi ve sıfır taşıma sürüklemesi değerleri için itki katsayısı 0.0058 değerinde performanslar değerlendirilmiştir. Düşük Reynolds sayılı analizde verim ancak %55 civarına yaklaşırken Reynolds 1.5 milyon için verim % 75 civarında olmaktadır. Çizelge **6.6** ve **6.7**'de dikdörtgen planform kullanılmış ve burulma açısı değeri de 20^0 olarak belirlenmiştir.

Yapılan hesaplamalarda NACA 0012 profili daha etkin gibi görünse de E216 ile karşılaştırması sonucunda alına bilen maksimum verim değerleri çizelge **6.8**'de görülmektedir.

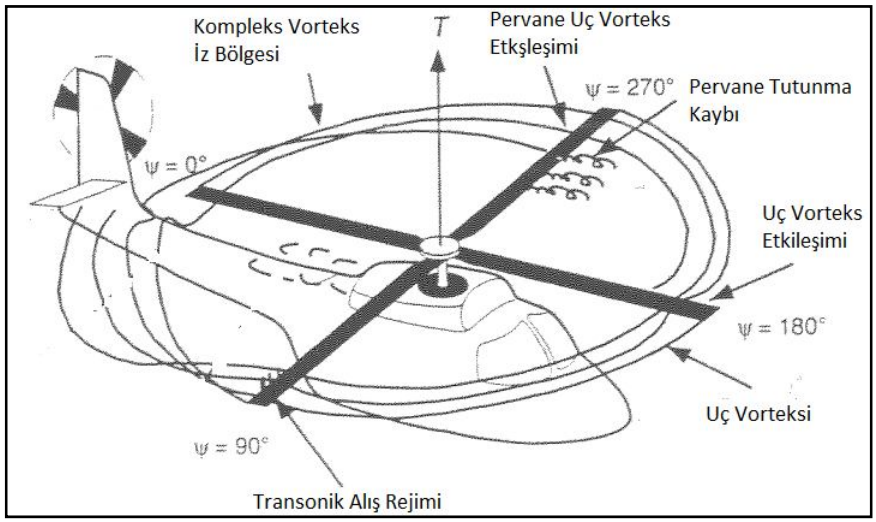
Çizelge 6.9 : NACA 0012 ve E216 profillerinin maksimum verim karşılaştırması.

Kanat Profilleri	Reynolds Sayısı	RPM	FM	Ct	σ(Katılık)	θtw (Burulma Açısı)
NACA 0012	90000	7200	**0,4900**	0,0045	0,086	-22
E 216	70000	5850	**0,5500**	0,0068	0,086	-32

Bu çizelgede NACA 0012 profilinin maksimum -22^0 ve E216 profilinin ise -32^0 burulma açısına sahip olabildikleri görülmektedir. Bu değerlerin üstündeki burulma açılarında pervane bıçakları tutunma kaybına uğramaktadır. NACA profili askı durumu şartlarında ve aracın tasarım şartları çerçevesinde en yüksek % 49 ve E216 profili ise %55 verim gösterebilmektedir. Dolayısıyla bu analiz sonucunda tasarlanacak olan mikrohelikopter için en uygun kanat profilinin E216 olduğu sonucu çıkarılabilir.

6.1.6 Rotor yarıçapı etkisi

Rotor yarı çapınıın büyük olması teorik açıdan faydalı olsa da teknik anlamda üretilmesi, montajı ve kullanım esnasındaki karakteri gibi nedenlerle çok fazla büyütülemez. Yüksek Reynolds sayılı akışlı bir pervane için veya bir helikopter pervanesi için büyük rotor demek büyük problemler demektir çünkü; farklı azimut (dönüş) açılarında pervane farklı karakteristik olaylara maruz kalmaktadır. Başlıca problemler: dönüş esnasındaki titreşim, ön pervanenin iz bölgesi etkisi, yüksek hızlar için transonik akış bölgesi ve süpersonik etkiler olarak sıralanabilir.



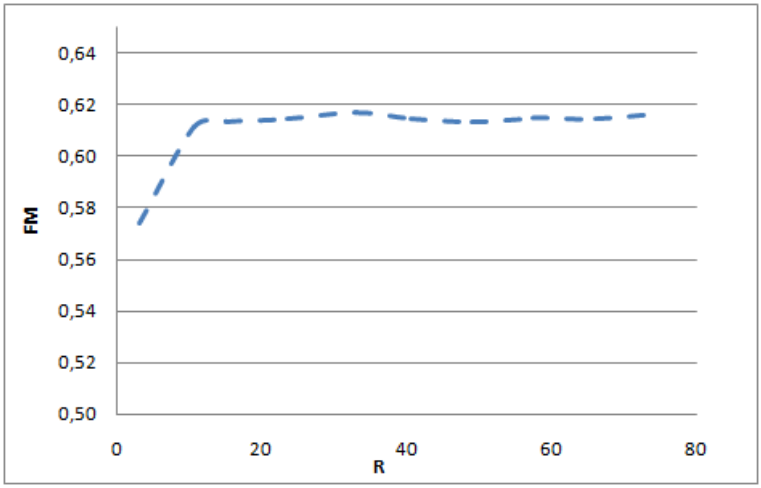
Şekil 6.10 : Rotor Etkileşimleri (Leishman, 2006).

Şekil **6.10**'de rotor pervanelerinin farklı azimut açılarında karşılaştıkları olaylar gösterilmektedir. Rotor pervanesinin aşırı büyük olması şekilde görüldüğü gibi kuyruk kesme olayına da sebep olabilir.

Mikro helikopterler için ise pervane büyüklüğü tam tersine istenmeyen bir olaydır. Hatta büyük ağırlıkların mümkün olduğunca küçük yarıçaplı pervanelerle taşınması amaçlanmaktadır.

Bazı durumlarda tek pervane yetmediği için çoklu pervane tasarımları düşünülür. Bu çalışmada olduğu gibi Quadrotor, Coaxial (ikiz), Tilt Rotor, ve benzeri tasarımlara uygulamada karşılaşılabilir.

Şekil **6.11**'da katılık değeri 0.0864 ve sabit olacak şekilde farklı yarıçap uzunluklarının rotorun verimi (figure of merit) üzerindeki etkileri gösterilmektedir. R mesafeleri [cm] cinsinden belirlenmiştir. Burada rotor yarı çapı artıkça verimin belli bir değere kadar hızla arttığı ve daha sonrasında neredeyse sabit kaldığı gözlemlenmektedir. Verimdeki ani düşüş sınırındaki yarı çap 0.15m olarak belirlenmiştir.



Şekil 6.11 : Rotor yarıçap değişimi.

Yani diğer bir değişle, hesaplanan quadrotor mikrohelikopterin pervane yarıçapının verimi fazla değiştirmeden uygulanabilecek en küçük değeri yaklaşık olarak 0.15m'dir. Grafikte kırmızı çizgiyle gösterilen verim değerleri itki ağırlıklı katılık kullanılarak hesaplanmıştır.

6.2 CFD Analizleri

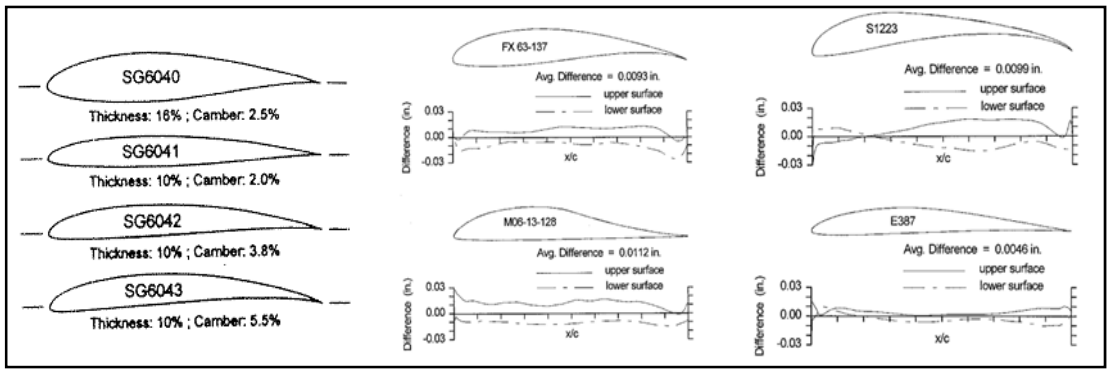
Daha önceki Pala Elemanı analizlerini desteklemek amacıyla bazı pervanelerin ve teorinin uygulamasında kullanılmak üzere bazı kanat profillerinin hesaplamalı akışkanlar analizi yapılmıştır. Bu analizlerde evvela kanat profillerinin taşıma eğrisi hücum açısı grafikleri ve sürükleme hücum açısı grafikleri çıkarılmış, sonrasında taşıma eğrisi eğimleri ve sıfır taşıma sürüklemeleri belirlenmiştir. Ardından bu değerler kullanılarak BEMT analizleri yapılmış ve bunlara uygun uç plaka, ok açısı etkileri için üç boyutlu pervane analizleri sayısal olarak incelenmiştir.

6.2.1 Kanat profili seçimi

BEMT analizlerinde kritik değişkenler olan sıfır taşıma sürükleme katsayısı C_{d0} ve hücum açısı taşıma katsayısı grafiğinin eğimi $C_{l\alpha}$'nın belirlenebilmesi için kanat profillerinin performansı belirlenmelidir. Bu performans hesaplamalarında akışın Reynolds sayısı büyük önem taşımaktadır. Bir çok kanat profilinin performans analizleri yüksek hassasiyetli rüzgar türbinlerinde yapılmıştır ancak; bu analizlerin sayısı malesef yetersiz kalmaktadır.

Rüzgar türbin analizleri oldukça pahalı olduğundan ve her yarde yüksek hassasiyetli rüzgar türbinleri bulunamayacağından kanat profillerinin performansları hesaplamalı akışkanlar mekaniği yöntemiyle uygun metodlar belirlenerek hesaplanabilir.

Bu çalışmada bazı yüksek taşıma katsayılı ve düşük sürükleme katsayılı profiller hesaplamalı olarak araştırılmış ve bazı deneysel çalışmalarla karşılaştırılmıştır.



Şekil 6.12 : Bazı yüksek L/D oranına sahip kanat profilleri (Selig M.S. & Giguere P., 1998 ve Selig M.S. & McGranahan B.D., 2004).

Şekil **6.12**'de deneysel çalışmaları yapılan bazı yüksek L/D oranına sahip kanat profilleri gösterilmektedir. Bu deneyler University of Illinois at Urbana - Champaign ve NASA Langley Research Center's Low-Turbulence Pressure Tunnel rüzgar tünellerinde yapılmıştır (Selig M.S & Guglielmo J.J, 1997).

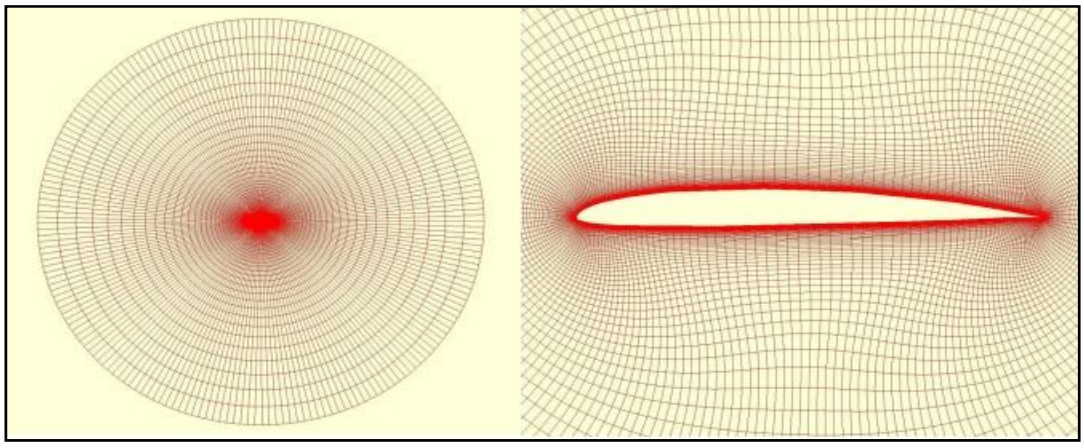
Araştırmalar düşük Reynolds sayılı ortamda yapıldığında profiller üzerinde düşük şiddetli turbilans etkileşimlerini hesaba katmak amacıyla standart k-ω turbilans modeli kullanılmıştır. Burada türbülans yoğunluğu olarak %0.1 ve viskozite oranı olarak da yüksek verimli rüzgar türbini kabulü ile %1 girilmiştir.

Çizelge 6.10 : Tüm çözücü ayarlamaları.

Solver	Steady	
Viscous	Standart k-ω	
Material	Standart air	
Solution Method	Pressure Vel Coupling	Simple
	Pressure	Standard
	Momentum	Second Order Upwind
	Turbilance Kinetic Energy	Second Order Upwind
	Specific Dissipation Rate	Second Order Upwind
Convergence Criteria	0,000001	

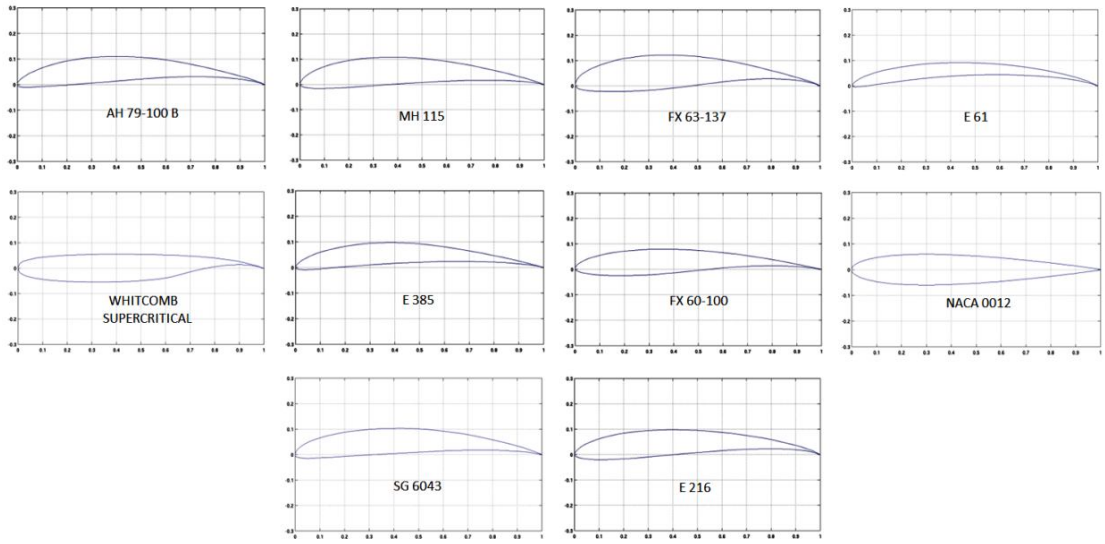
Çizelge **6.9**'da sayısal çözüm için kullanılaca çözücü ayarlamaları gösterilmektedir. Burada çözüm zamandan bağımsız yani steady viskoz olarak alınmıştır. Materyal olarak standart hava kullanılmış ve yakınsama kriteri olarak da 10^{-6} alınmıştır.

Çözümleri uygun sonuç vermesi açısından düzgün bir çözüm ağı yapısına ihtiyaç vardır. Burada çözü ağı olarak yapısal çözüm ağı ve sınır dağılım oranı olarak da 10^{-4} kullanılmıştır. Çözüm ağı yapısını oluşturmak için GRİDGEN programı kullanılmıştır.



Şekil 6.13 : Profillerin grid yapısı.

Şekil **6.13**'de kullanılan çözüm ağı yapısında tüm kanat profilleri için 52000 hücresel eleman kullanılmış ve sınır tabaka etkilerinin görülebilmesi açısından $Y^{+} \sim 1$ olacak şekilde sınırdaki eleman dağılımı ayarlanmıştır.

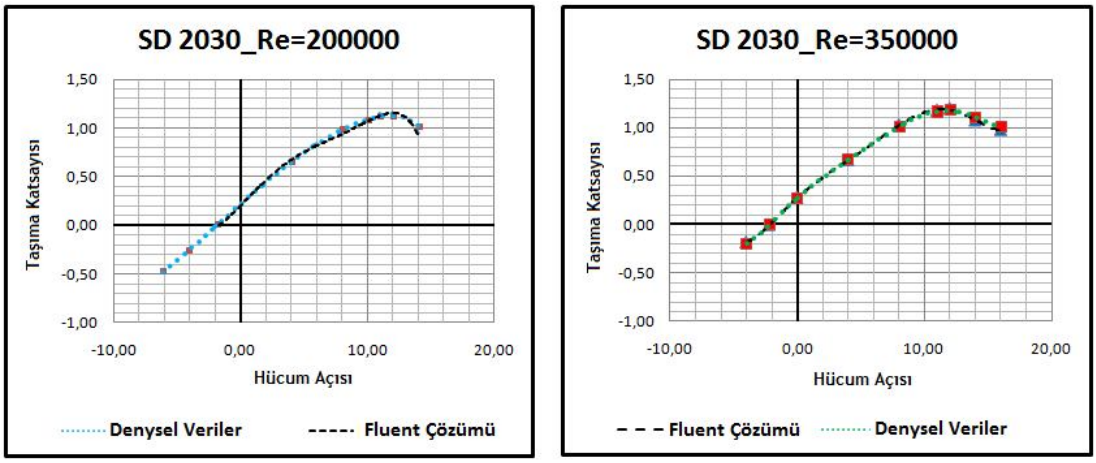


Şekil 6.14 : Kullanılan profiller.

Analizlerde şekil **6.14**'te gösterilen profiller kullanılmıştır. Kullanılan profiller NACA 0012, AH 79-100B, E61, E216, E385, FX 60-100, FX 63-137, SG 6043, WHITCOMB SUPERCRITICAL, SD 2030 şeklinde sıralanabilir.

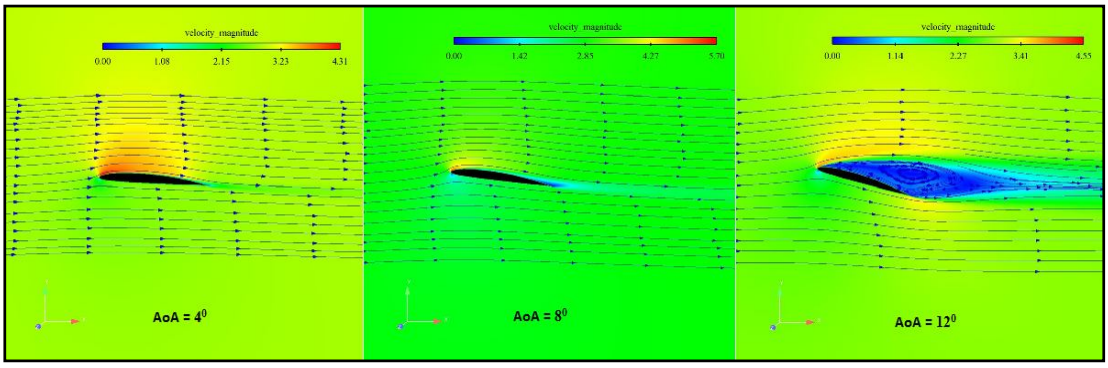
Bu profiller arasında simetrik ve süperkritik profiller de profillerin bazı diğer özelliklerini belirlemek amacıyla kullanılmıştır.

İlk olarak deneysel verilerle sayısal analizlerin uyumunu belirlemek ve uygun çözüm metodunu belirlemek amacıyla deneysel verileri mevcut olan SD 2030, E 61, SG6043 ve FX 63-137 profilleri kullanılmıştır.



Şekil 6.15 : SD 2030 deneysel karşılaştırma.

Selig M.S. & McGranahan B.D. (2004)'ün raporlarında belirttiği SD 2030'un deneysel sonuçları şekil **6.15**'de görüldüğü üzere sayısal verilerle karşılaştırılmıştır. 200000 ve 350000 Reynolds sayılarında yapılan çözümlerin deneysel sonuçlarla oldukça örtüştüğü görülmüştür.

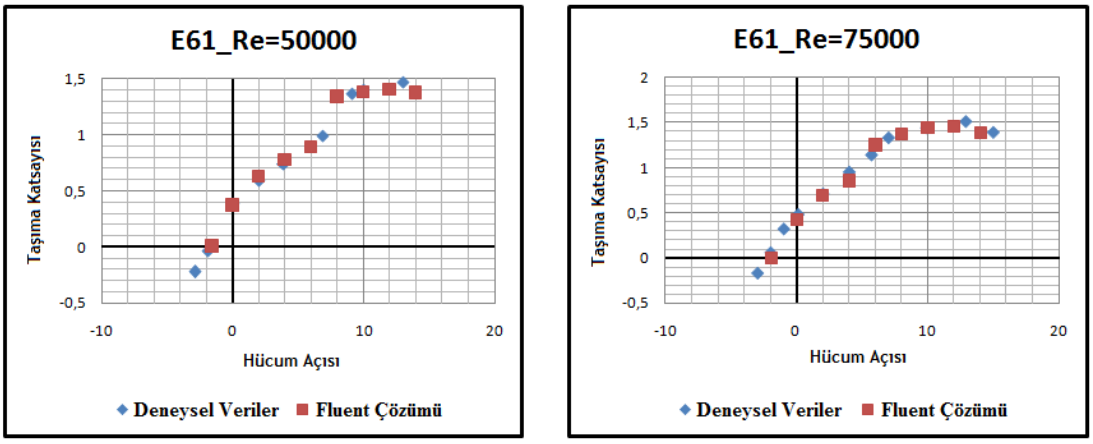


Şekil 6.16 : SD 2030 sayısal sonuçlar.

Bu profilin sayısal sonuçları incelendiğinde, 4^0 ,8^0 ve 12^0 hücum açılarında akım çizgilerini ve stall karakterini oldukça düzgün bir şekilde verdiği görülebilir.

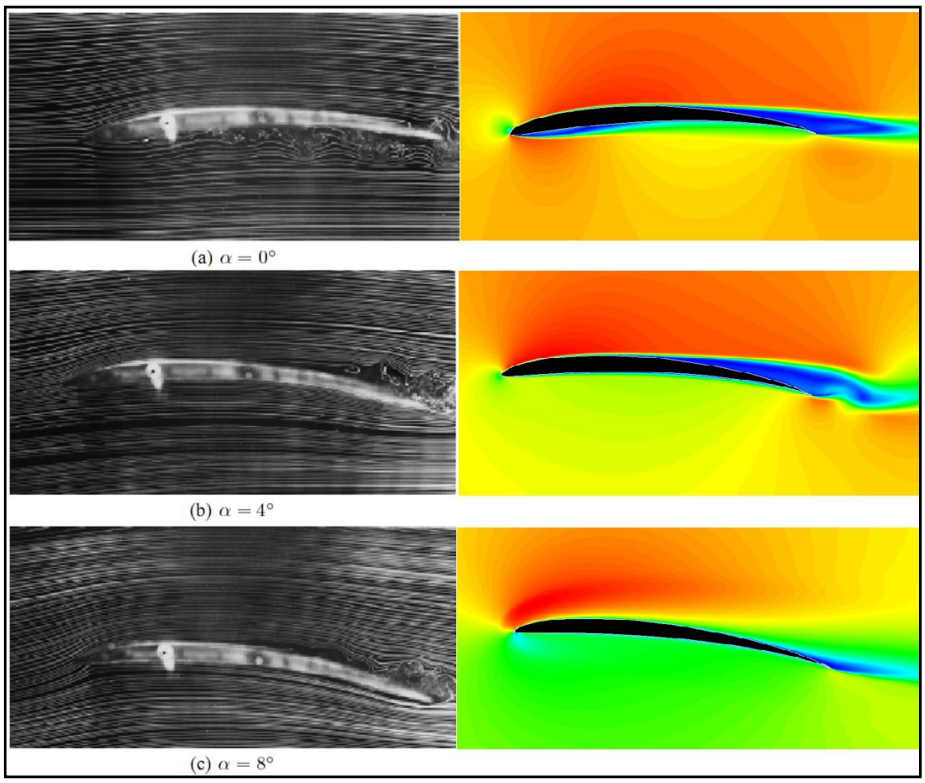
Bu modelin işlerliğini kontrol etmek amacıyla başka diğer kanat profillerinin davranışlarını da incelemek gerekeceğinden Mueller Thomas J. (1999)'un yaptığı deneyler kullanılarak E61 profilinin deneysel sonuşları Re = 50000 ve Re = 75000 değerlerinde karşılaştırılmıştır.

Ayrıca Re = 100000 değerinde tekrar farklı profiller olan SG6043 ve Worthman FX 63-137 profilleri incelenmiştir.



Şekil 6.17 : E61 deneysel karşılaştırma.

Şekil **6.17**'de E61 profilinin deneysel karşılaştırılması mevcutur. Burada saysal verilerin deneysel sonuçlarla oldukça iyi örtüştüğü gözlemlenmektedir. Yapılan analizler quadrotor mikro helikopterin pervanelerinin gördüğü ortalama Reynolds sayıları olan 50000 ve 75000 değerlerinde yapılmıştır.

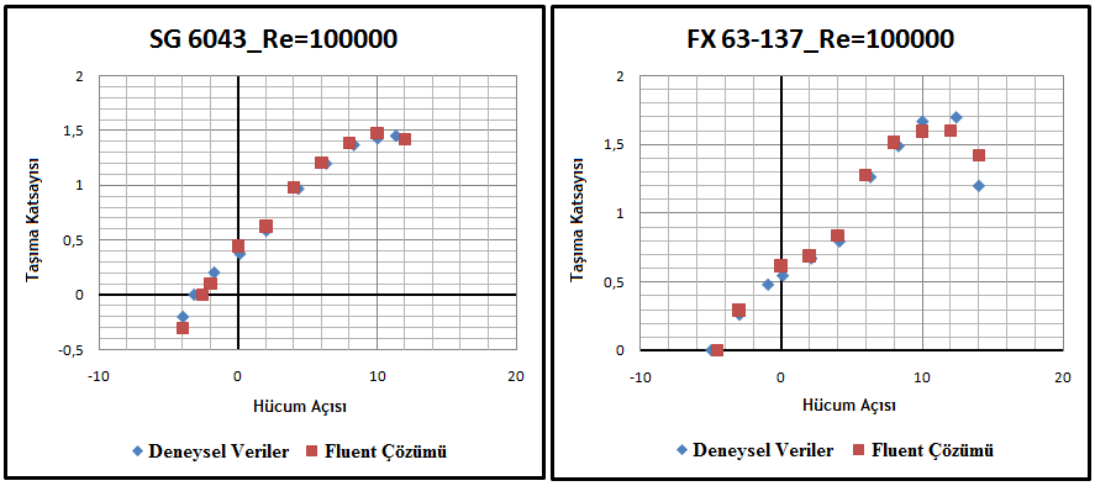


Şekil 6.18 : E61 deneysel karşılaştırma.

Mueller Thomas J. (1999)'dan alınan deney fotoğraflarıyla yapılan karşılaştırmada sayısal çözüm sonuçlarının deneysel sonuçlarla ne kadar örtüştüğü daha iyi anlaşılabilmektedir.

SG 6043'ün deneysel sonuçları Selig M.S. & Giguere P. (1998) tarafından makalelerinde anlatılmaktadır. Şekil **6.19**'de ise bu deneysel verilerin sayısal sonuçlarla karşılaştırılması görülmektedir. SG 6043 profilinin taşıma dağılımı oldukça düzenli ve sayısal verilerle oldukça uyumlu görülürken FX 63-137 profilinin taşıma grafiği belli bir değerden sonra sıçrama yapmaktadır.

Model bu çalışmalarda da oldukça uyumludur zira FX 63-137 profilindeki sıçrama eğilimini ve tutunma kaybına uğradığı hücum açıları değerlerini oldukça iyi yansıtmaktadır.



Şekil 6.19 : SG 6043 ve FX 63-137 deneysel karşılaştırma.

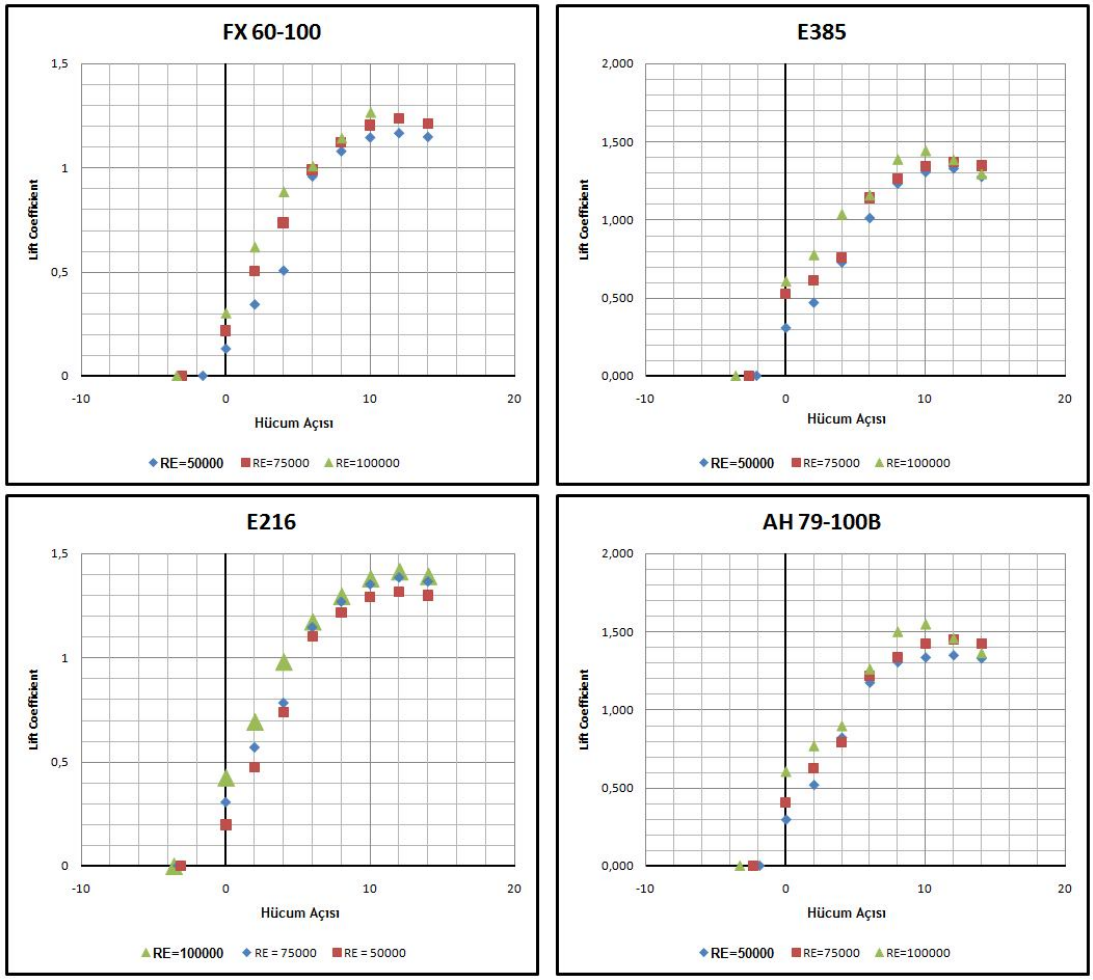
Grafiklerde dikkati çeken bir şey ise Reynolds sayısı düştükçe profillerin taşıma eğrilerinin belirli bir hücum açısı değerlerinde sanki bir geçiş bölgesi oluşturmasıdır. Re 50000 değeri için yapılan analizde yaklaşık 8^0 hücum açısında taşıma eğrisi bir sıçrama yapmaktadır.

Bu bölge iki farklı taşıma eğrisinin birleşimi gibi oluşmaktadır. Bu durum çok düşük Reynolds sayılarında çalışan profillerin genel karakteristiği olarak ortaya çıkmaktadır.

Özellikle şekil **6.20**'da görüldüğü üzere AH 79-100 B profili hariç diğer bütün profiller 100000 Reynolds sayısında doğrusal değişen bir taşıma eğrisi eğimine sahiptir.

E385 profilinin taşıma eğrisi hızlı değişirken FX 60-100 ve E216 profillerinin taşıma eğimleri çok yavaş değişir. Hatta E216 profilinin Reynolds sayısı değişimine karşın taşıma eğrisi eğiminde bir sıçrama neredeyse gözükmemektedir.

E385 profiline bakılırsa Re = 50000 değerinde de Re = 100000 değerindeki gibi doğrusal bir eğim vardır. Bu durumda taşıma eğimindeki sıçrama durumu belirli Reynolds sayıları arasında oluşmaktadır.

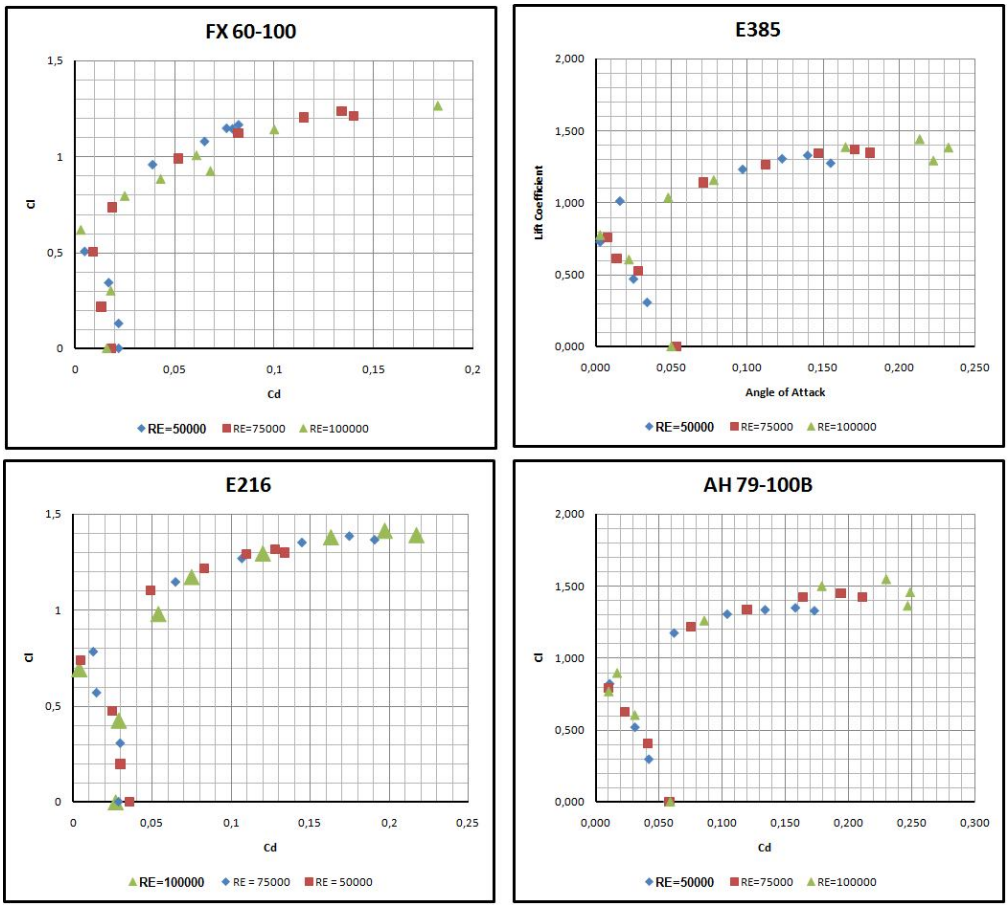


Şekil 6.20 : FX 60-100, E216, E385 ve AH 79-100 B profillerinin farklı Reynolds sayısı değerlerinde taşıma eğrilerinin karşılaştırılması.

Bu profillerin sürükleme ve taşıma katsayıları arasındaki ilişkiden profillerin ne kadar verimli olabileceğine karar verilebilir. L/D oranı en yükse olan profil en verimli profil olacaktır.

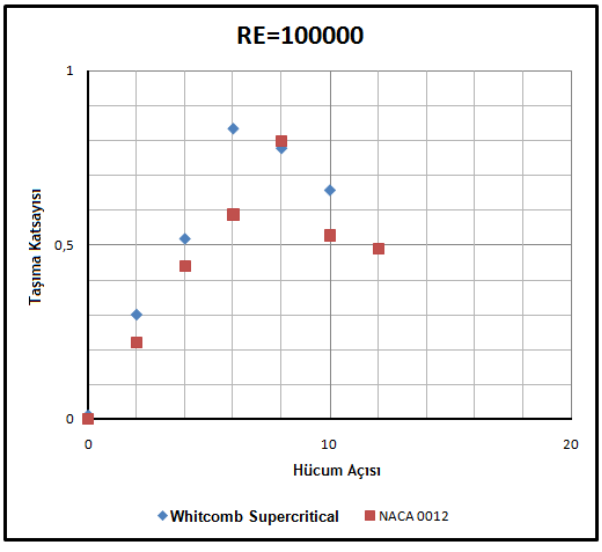
Şekil **6.21**'de verilen grafiklerde tüm profillerin taşıma ve sürükleme oranları oldukça yakın gözükmektedir. Ancak E216 ve AH 79-100B profillerinin taşıma ve sürükleme değerleri daha iyi gözükmektedir.

Profillerin bu farklı özelliklerini ortaya çıkaran geometrik şekillerinin etkilerini daha iyi anlamak için genel olarak firar kenarı yarıçapı etkisi, hücum kenarı yarı çapı etkisi, kamburluk etkisi ve kalınlık etkisi incelenmiştir.



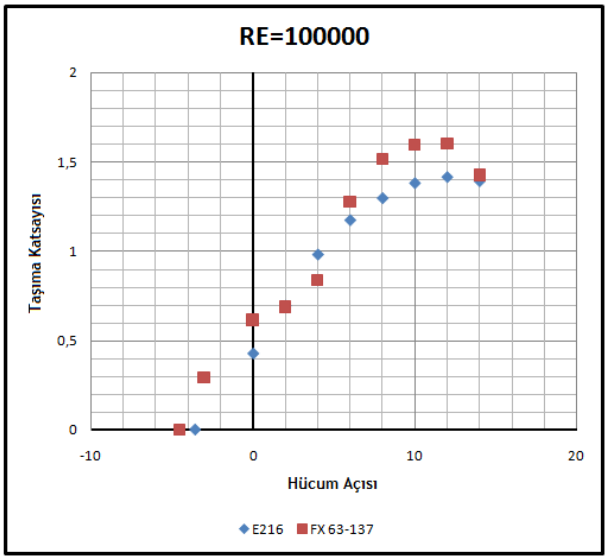
Şekil 6.21 : FX 60-100, E216, E385 ve AH 79-100 B profillerinin farklı Reynolds sayısı değerlerinde L/D karşılaştırılması.

Firar kenarı yarıçapı etkisini gösteren şekil **6.22**'de görüldüğü üzere firar kenarı yarıçapı daha büyük olan veya firar kenarında yarıçapı olan profillerin taşıma eğrisi eğimleri daha yüksek olmaktadır. İki profil de simetrik olduğu için aniden tutunma kaybına uğramaktadırlar.



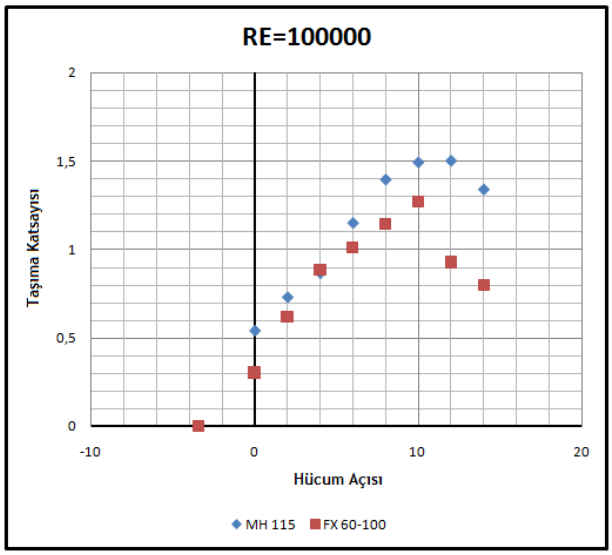
Şekil 6.22 : Firar kenarı yarıçapı etkisi.

Bir diğer geometrik etki ise hücum kenarı yarı çapıdır. Hücum kenarı yarı çapı büyük olduğunda şekil **6.23**'te olduğu üzere profilin taşıma eğrisi eğimi artmakta ve maksimum taşıma katsayısı da aynı şekilde artmaktadır.



Şekil 6.23 : Hücum kenarı yarıçapı etkisi.

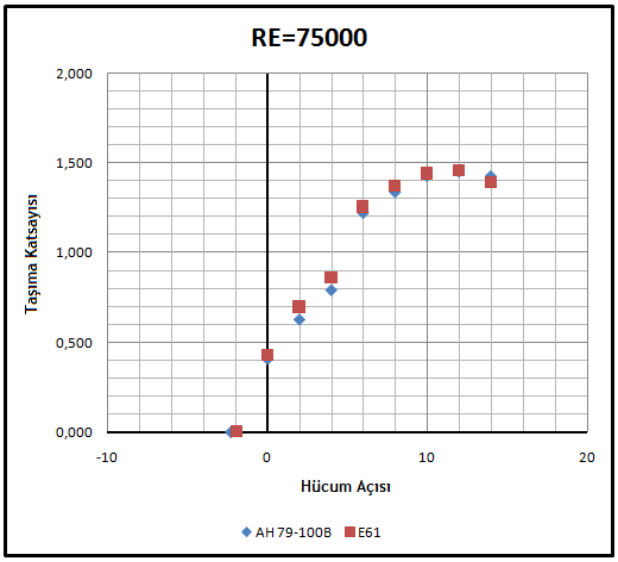
Şekilde hücum kenarının fazla olması taşımayı artırdığı gibi biraz erken hücum açılarında tutnma kaybına uğramaktadır.



Şekil 6.24 : Kamburluk etkisi.

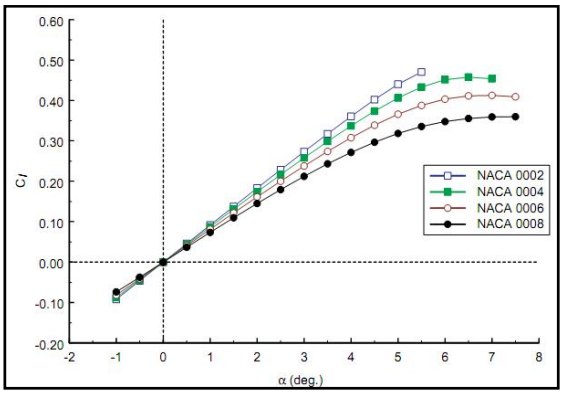
Kanat profillerinin kamburluk miktarının etkisinin anlaşılabilmesi için şekil **6.24**'e bakılması yeterlidir. Burada daha yüksek kamburluklu MH 115 profilinin hem taşıma eğrisi eğimi hem de maksimum taşıması artmaktadır. Ayrıca bu profil diğerine göre daha geç tutunma kaybına uğramaktadır. Genel olarak kamburluk pozitif bir etkiye sahiptir.

Bir diğer geometrik etki ise profil kalınlığıdır. Şekil **6.25** profil kalınlık değişiminin taşıma eğrisi üzerindeki etkiti göstermektedir.



Şekil 6.25 : Kalınlık etkisi.

Bu grafikte AH 79-100B ile E61 karşılaştırılmıştır ve iki kanat profili de birbirlerine çok yakın özelliklere sahiptir. Yine de kalınlık artışının negatif bir etkiye sahip olduğu şekil dikkatle incelendiğinde gözlemlenebilmektedir. Daha iyi bir karşılaştıma için şekil **6.26**'ya bakılabilir.

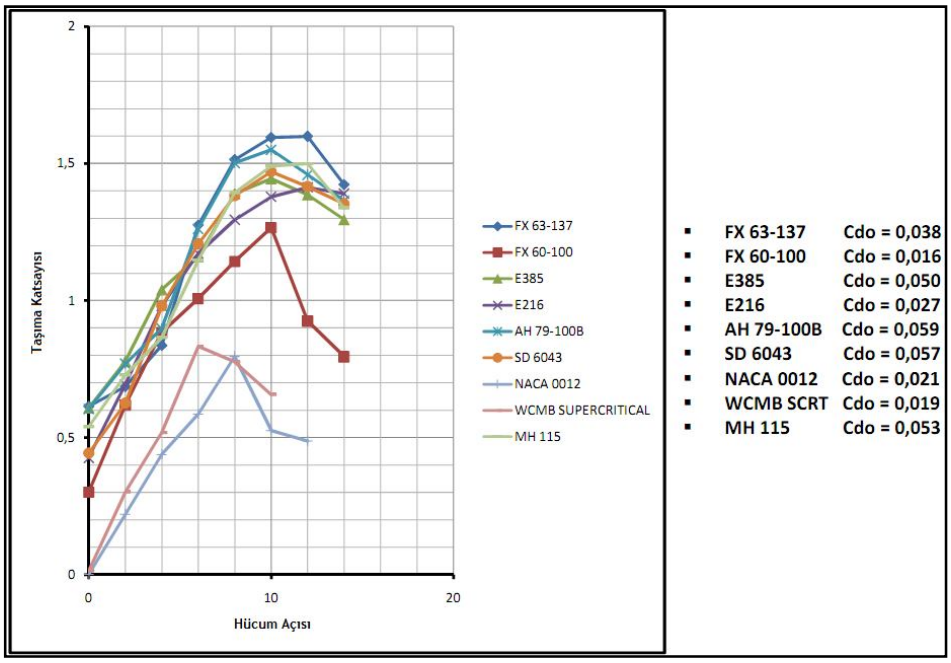


Şekil 6.26 : Kalınlık etkisi karşılaştırması (Kunz Peter J., 2003).

Kunz Peter J. (2003)'ün çalışmasında Re = 2000 değerinde yapılan analizlerde NACA simetrik profilleri kullanılmış ve kalınlık etkisi gözlemlenmiştir. Burada daha iyi şekilde görülüyor ki kalınlık artışı taşıma eğrisi üzerinde olumsuz bir etkiye sahiptir.

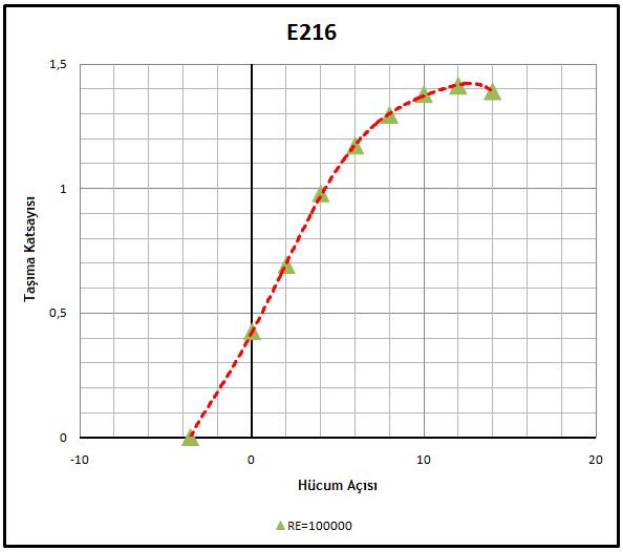
Son olarak tüm profiller analiz edildiğinde firar kenarı yarı çapının fazla olması, hücum kenarı yarıçapının büyük olması, kamburluğun yüksek olması ve kalınlığın mümkün olduğunca az olması profil geometrilerinin pozitif etkileridir.

Tüm profillerin taşıma eğrisi eğimleri ve sıfır taşıma sürükleme katsayılarının karşılaştırılması için şekil **6.27**'ye bakılırsa optimum profil belirlenebilecektir.



Şekil 6.27 : Tüm profillerin taşıma eğrisi karşılaştırması

Şekilde ayrıca sıfır taşıma sürüklemeleri verilmektedir. Bu katsayı BEMT hesaplamalarında inflow değerinin belirlenmesinde kullanılacaktır. Grafik 100000 Reynolds sayısında hesaplanmıştır. Burada en yüksek taşıma değerini FX 63-137 profili vermektedir ve en düşük maksimum taşıma ise NACA 0012 profilinde görülmektedir. Bunun yanında endüşük sıfır taşıma sürüklemesini FX 60-100 profili oluştururken en yüksek sıfır taşıma sürüklemesi ise AH 79-100B profilinde görülmektedir. Genel olarak yüksek L/D oranına sahip profillerin sıfır taşıma sürükleme katsayıları 0.05-0.06 arasında gözlemlenmektedir ancak; bunların arasından 0.016, 0,021,0.027 ve 0.038 ile sırasıyla FX 60-100,NACA 0012, E216 ve FX 63-137 istisna olmaktadır. Bu üç profilden FX 60-100 profili düşük taşıma eğrisi eğimi ve ani tutunma kaybı göstermesi bakımından diğerlerine göre kötü bir performans gösterir. Bütün bu değerlendirmeler ve profil taşıma eğrileri arasında optimum ve en mantıklı seçim olarak E216 profili gösterilebilir. Bu profil daha yüksek maksimum taşıma katsayısına sahip olan FX 63-137 profiline göre daha düşük bir C_{d0} ve daha yüksek bir $C_{l\alpha}$ değerine sahiptir.



Şekil 6.28 : E216 Taşıma eğrisi.

Bu profilin seçimindeki bir diğer sebep ise taşıma eğrisinde düşük Reynolds değerlerinde sıçramanın oldukça az görülmesidir. Şekil **6.28**'den de anlaşılacağı gibi hem taşıma eğrisindeki sıçrama gözükmemekte hem de bu profil oldukça geç hücum açılarında tutunma kaybına uğramaktadır.

6.2.2 3B pervane analizleri

Pala Elemanı Momentum teorisinde belirlenen performans parametrelerinin uygun olup olmadığını tespit için FLUENT çözücüsü kullanılarak 3B analizler yapılmıştır. Bu analizlerde ilk olarak NACA 0012 profiline sahip, dikdörtgen planformlu, burulma açısı olmayan, BEMT ile belirlenmiş oturma açısına sahip ve E216 profili kullanılmış bir kanat ile optimum olarak belirlenmiş ters daralma oranlı, -30^0 burulma açısına sahip, E216 profili kullanılmış bir kanat karşılaştırılmıştır. Ayrıca BEMT analizleriyle denenemeyen ok açısı ve bir endplate (uç kanatçık veya uç plaka) uygulaması analiz edilmiştir.

6.2.2.1 Sınır şartları

3B analizlerde oldukça önemli olan konulardan biri de sınır şartlarının doğru olarak belirlenmesidir. Sınır şartlarındaki bir olumsuzluk yapılan analizlerin tamamen alakasız olmasına yol açacaktır. Burada pervanenin hub geometrisi ihmal edilmiş ve sadece kanatlar analize sokulmuştur. Bu nedenle BEMT analizlerinden elde edilen askı durumu uçuş şartları için belirlenmiş olan uç mach sayısı ve itki katsayısı kullanılmıştır. Bu iki değer problemin uzak sınır şartını sağlaması için kullanılacak olan hız giriş şartında kullanılacaktır.

Srinivasan G.R. (1991) ve arkadaşları 3B kuyu teorisi kullanarak uzak sınır şartı için bir inflow hızı tarif etmişlerdir. Kuyunun kuvveti (sink strength) momentum teorisi kullanılarak elde edilmiş itki ifadesinden belirlenmiştir (Yamauchi G.H., 1996). Wooyoung Choi (2008) sınır çıkışındaki hız ifadesinin 1B momentum teorisi (Froude teorisi) kullanılarak ifade edilebileceğini söyler. Bu bilgiler ışığında gerekli denklemleri elde etmek amacıyla 1B momentum teorisi kullanılmıştır. Bu doğrultuda denklem **(5.18)** tırmanma olmadan askı durumu için şu hali alır;

$$dC_T = 4\lambda^2 r dr \tag{6.7}$$

Bu denklem integre edilirse;

$$C_T = 4\left(\frac{v_i}{\Omega R}\right)^2 \frac{r^2}{2}\Big|_0^1 \tag{6.8}$$

$$C_T = 2\left(\frac{v_i}{\Omega R}\right)^2 \tag{6.9}$$

$$\sqrt{\frac{C_T}{2}} = -\frac{v_i}{\Omega R} = -\frac{v_i}{V_{tip}} \tag{6.10}$$

şeklini alır buradan inflow hızı çekilerek devam edilir.

$$v_i = -V_{tip}\sqrt{\frac{C_T}{2}} \tag{6.11}$$

Son olarak denklem **(5.10)** kullanılarak çıkış hızı elde edilir.

$$\omega = 2v_i \tag{6.12}$$

$$\omega = -2V_{tip}\sqrt{\frac{C_T}{2}} \tag{6.13}$$

Denklem **(6.13)** uzak sınır şartındaki çıkış hızını ifade etmektedir. Giriş hızı ise potansiyel teori kullanılarak çıkış hızına bağlı olarak bulunabilir. 3B potansiyel teori için hız potansiyeli ifadesi şöyledir;

$$\phi = -\frac{\dot{m}}{4\pi r} \tag{6.14}$$

Burada kuyu kuvveti ise ;

$$\dot{m} = 4\pi r^2 V_r \tag{6.15}$$

Şeklinde ifade edilebilir.

Radyal yöndeki hız dağılımı ifadesi hız potansiyelinin türevi alınarak bulunur.

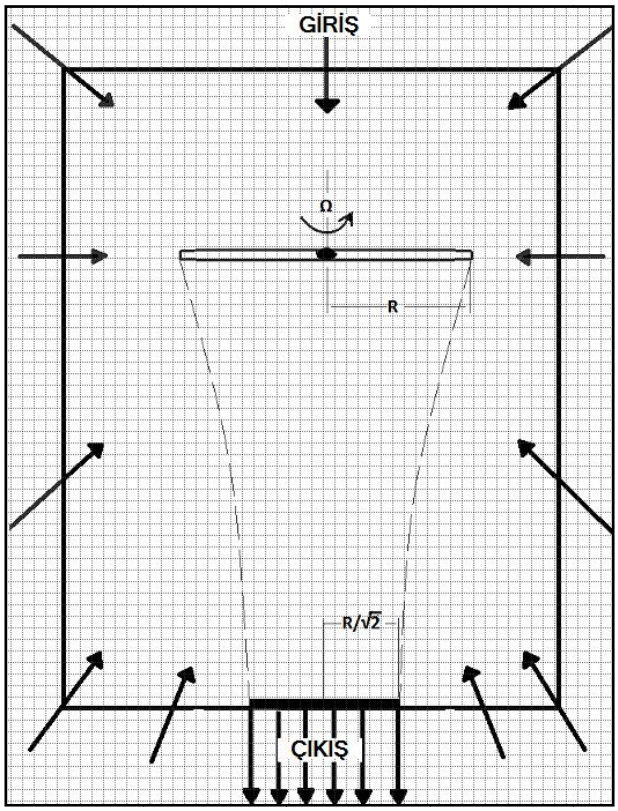
$$V_r = \frac{\partial \phi}{\partial r} = \frac{\dot{m}}{4\pi r^2} \tag{6.16}$$

Burada $\frac{\partial \phi}{\partial \theta}$ ve $\frac{\partial \phi}{\partial \varphi}$ sıfır olur. Denklem **(6.16)**'daki kuyu kuvveti yerine çıkış kesitindeki debi yazılırsa radyal pozisyondaki giriş hızı ifadesi ortaya çıkar.

$$V_r = \frac{-2V_{tip}\sqrt{\frac{C_T}{2}}\pi\frac{R^2}{2}}{4\pi r^2} \tag{6.17}$$

$$V_r = -\frac{1}{4}V_{tip}\sqrt{\frac{C_T}{2}}\frac{R^2}{r^2} \tag{6.18}$$

Denklem **(6.18)**'deki hız ifadesi uzak sınır şartında kullanılacak olan giriş hızını tarif etmektedir. V_r sınırdaki giriş hızını ve V_{tip} ise pervanenin uç hızını ifade eder. Hesaplamalarda bu ifade kullanılacaktır. Bu hız ifadesinin sınır üzerindeki dağılımını şekil **6.29**'da görmek mümkündür.



Şekil 6.29 : Uzak sınır şartı ifadesi.

Burada rotor merkezine doğru bir giriş hızı dağılımı ifade edilmiş ve çıkış sınır şartı olarak da kanat üzerindeki inflow hızı ile ifade edilen çıkış hızı uygulanmıştır. R ile tarif edilen ifade ise rotor pervanesinin yarıçapıdır.

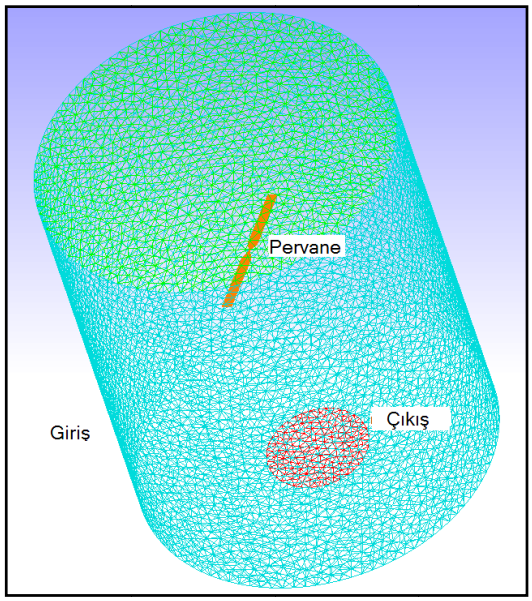
6.2.2.2 Çözüm ağı yapısı

Yapılan analizlerde burulma açısı verilmemiş dikdörtgen planform yapısına sahip, aynı pervanenin ok açılı hali ve uç plaka (end plate) uygulanmış hali ile son olarak BEMT analizlerinde en uygun kanat olan -20^0 burulma açısı verilmiş papatya tipi eliptik planformlu ve E216 profili kullanan pervane kanatları için uygun çözüm ağı yapıları belirlenmiştir. Diğer planformlarda tamanen NACA0012 profili kullanılmıştır.

Çizelge 6.11 : Eleman Sayıları.

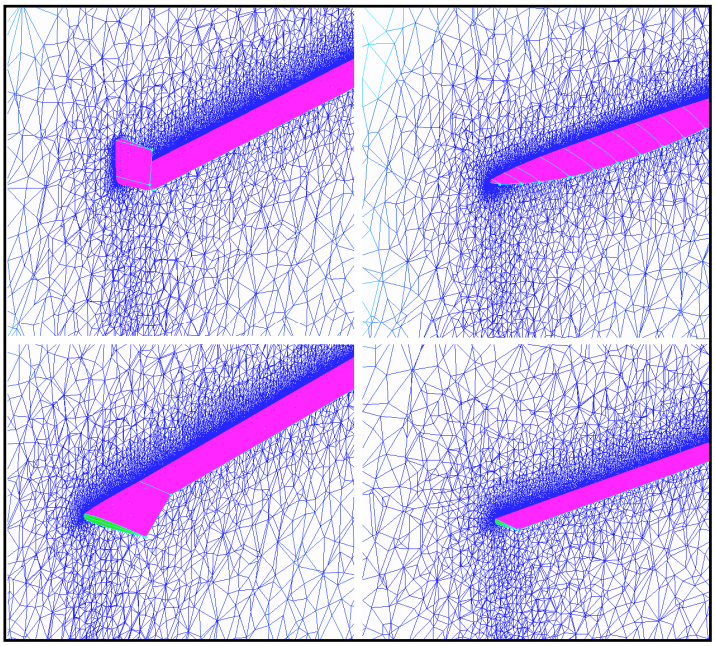
Planform	Eleman Sayısı
Dikdörtgen	**$6.30x10^6$**
Ok Açılı	**$6.75x10^6$**
Uç Plakalı	**$6.55x10^6$**
Papatya Eliptik	**$6.80x10^6$**

Burada tüm pervane tipleri için ortak sınır yapısı kullanılmıştır. Bu sınır yapısı şekil **6.29**'a uygun olacak şekilde ve akış rejimi ile alakalı olarak silindirik olarak tasarlanmıştır.



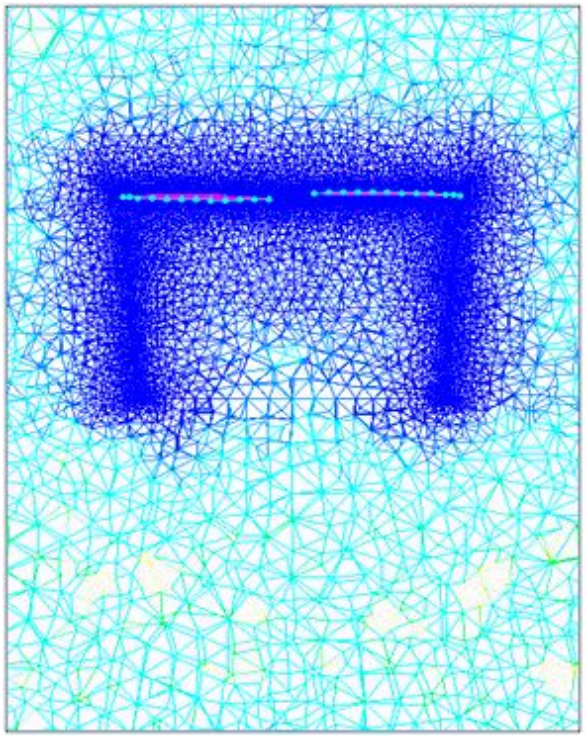
Şekil 6.30 : Bütün çözüm ağı yapısı.

Şekil **6.30**'da görüldüğü gibi üç temel sınır şartına uygun olarak çözüm ağı yapısı oluşturulmuştur. Bu yapı bütün analizlerde ortaktır. Pervane üzerinde ise akış özelliklerini uygun olarak yansıtabilecek şekilde eleman sayıları belirlenmiştir. Ayrıca uç girdaplarının ve iz bölgesinin görülebilmesi için kanat ucunda gridler sıklaştırılmıştır.



Şekil 6.31 : Pervane yakınındaki grid yapısı.

Tüm kontrol hacmi (domain) boyunca bütüm çözümler için yapısal olmayan (unstructured) çözüm ağı yapısı kullanılmıştır.



Şekil 6.32 : İz bölgesi çözüm ağı.

Şekil **6.32**'de pervanelerin yakınında ve iz bölgesi boyunca oluşturulan çözüm ağı yapısı görülmektedir. Bu yapı silindirik olarak ugulanmıştır. Grid yoğunluğu ve sıklığı eleman sayısını çok artırmayacak şekilde uygulanmıştır.

Burada karşılaştırma temeli olarak dikdörtgen planform seçilmiş ve ok açısı ile uç plaka etkisi karşılaştırılmıştır. Uç plakalı modelde kanadın ucunda 0.5 veter uzunluğunda bir uç plaka kullanılmıştır. Ok açılı modelde ise kanadın 1/5 yarıçapı kadar uç kısmından 20^0'lik bir ok açısı belirlenmiştir. En uygun planform olan papatya tipi eliptik planform ise bu değerlerle kıyaslanmıştır. Çözümlerde model olarak sıkıştırılabilir ve viskoz akış modeli uygulanmıştır. Kullanılacak viskoz model ise k-ε, RNG model olarak belirlenmiş ve 10^{-5} yakınsama oranı belirlenmiştir. Böylece iz bölgesi ve uç girdap etkileri de hesaba katılabilecektir.

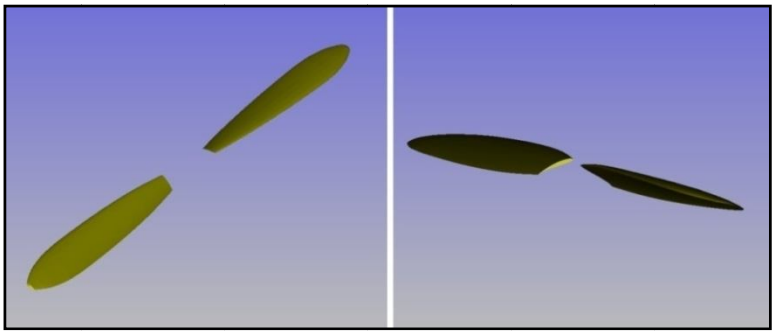
Çizelge 6.12 : Fluent analiz tablosu.

Kanat Planform	$Ma_{uç}$	Viskoz	Sıkıştırılabilir	θtw	θo	Ct	İtki [N]	Ortalama Re	Kanat Profili
Dikdörtgen	0,39	✗	✗	✗	4,5	0,0015	2,38	105000	NACA 0012
Dikdörtgen	0,39	✓	✓	✗	4,5	0,0014	2,15	105000	NACA 0012
Daralma Oranı (1/2)	0,39	✓	✓	✗	4,5	0,0013	2,05	98000	NACA 0012
Ok Açılı	0,39	✓	✓	✗	4,5	0,0015	2,32	105000	NACA 0012
Uç Plakalı	0,39	✓	✓	✗	4,5	0,0018	2,85	105000	NACA 0012
Papatya Eliptik	**0,15**	✓	✓	**-20**	**27**	**0,0111**	**2,75**	**43000**	**E216**

Çizelge **6.11**'de Fluent kullanılarak yapılan bazı analizlerin sonuçları verilmektedir. Papatya tipi eliptik kanatta -20^0'lik burulma açısı verilmiştir. Ayrıca diğer kanatlar için burulma açısı verilmediğinden 4.5^0'lik bir kollektif açısı uygulanmıştır. $Ma_{uç}$ ile kanadın uç Mach sayısı ifade edilir. Bu çizelgeye göre BEMT analizlerine çok yakın olarak viskoz olmayan ve sıkıştırılamaz dikdörtgen planform analizinde Ct değerinin 0,0015 olduğu görülmektedir. Bu değer BEMT ile bulunan 0,0016 değerine oldukça yakındır. Viskoz ve sıkıştırılabilir etkiler dahil edildiğinde ise bu değer 0,0014 olarak bulunmaktadır. Ct değerinin düşük olmasının sebebi iz bölgesi ve uç girdap kayıplarıdır. Diğer bir analiz daralma oranı verilerek yapılmıştır. Bu analizde ½ daralma oranı kullanılmış ve 0,0013'lük bir Ct değeri elde edilmiştir. Buradan da görülmektedir ki daralma oranı negatif bir etki yapmaktadır. Ok açısının etkisini görmek için çizelgeye bakılırsa uygulanan ok açısının aynı koşullarda Ct değerini 0,0015'e çıkardığı görülür. Bu durum aynı şartlarda daha fazla itki elde edilmesi veya veriminin daha fazla olması anlamına gelmektedir. Benzer bir etki ise uç plaka uygulamalı modelde beklenmektedir. Tekrar çizelgedeki sonuçlara bakılırsa uç plaka uygulamasının itki katsayısını 0,0018 değerine kadar yükselttiği görülmektedir. Bu uygulama ok açısı uygulamasından daha etkili olmaktadır. Uç plaka uygulaması

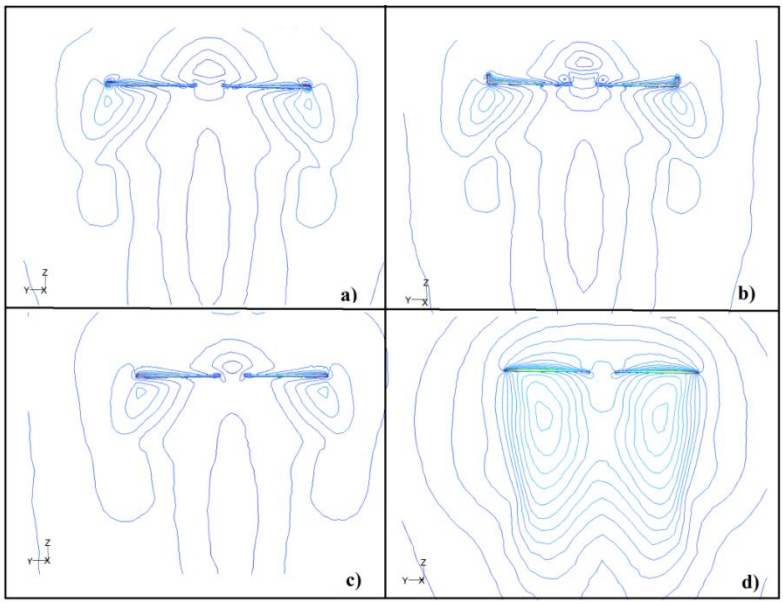
kanadın uç girdap etkilerini azalttığı için itki değerindeki ve sonucunda verimdeki bu artış oluşmaktadır.

Bütün bu analizler dikdörtgen planform temelli 0,39 Ma'lık uç hızına sahip ve NACA0012 profili kullanılan bir kanat ile gerçekleştirilmiştir.



Şekil 6.33 : Papatya tipi eliptik kanat.

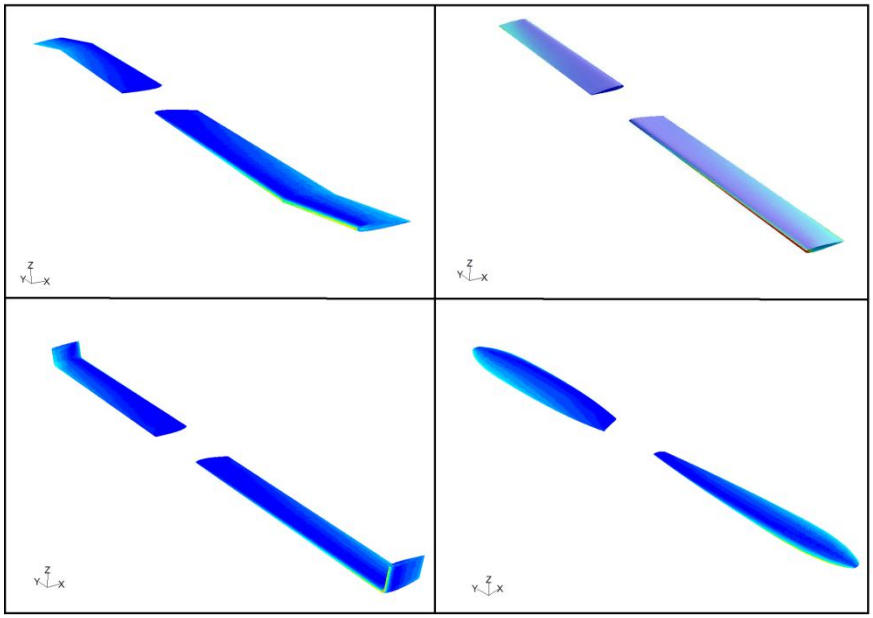
Son olarak BEMT analizlerinde en iyi sonuçları veren, şekil **6.33**'te geometrisi gösterilen papatya tipi eliptik pervane kanadı için sayısal analiz yapılmıştır. Bu analiz sonucunda yaklaşık 360 rad/sn devir sayısında 0,0111'luk bir itki katsayısı elde edilmiştir. Dikdörtgen planforma nazaran çok daha düşük devir sayılarında yaklaşık itkiyi elde etmesi bu kanat tipinin oldukça yüksek verimli ve ideal bir kanat yapısına sahip olduğunu göstermektedir. Bu kanat yapısının daha yüksek bir itki oluşturmasının sebebi olarak uç kısmındaki alanın daha fazla olması gösterilebilir. Çünkü, itki dağılımı BEMT analizlerinde gösterildiği üzere kanadın uç kısmında daha büyük değerlerde olmaktadır.



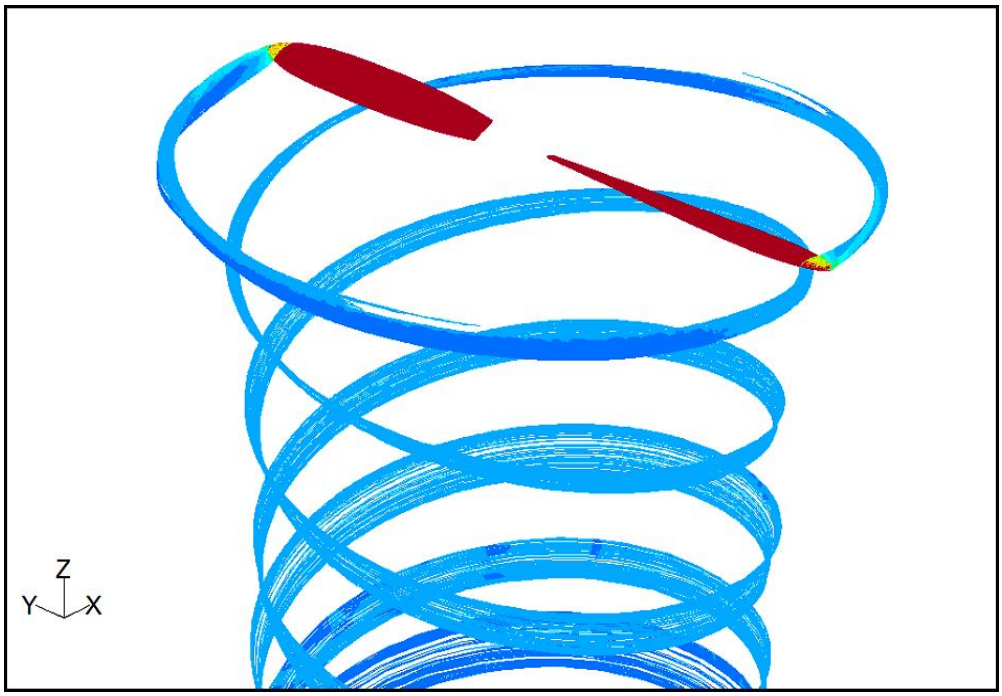
Şekil 6.34 : Pervane hız konturları.

a) Dikdörtgen, b) Uç plakalı, c) Ok açılı ve d) Ppatya tipi eliptik planform şekilli kanatlar için hız konturlarını tarif etmektedir.

Şekil **6.34**'te radyal kesitteki hız konturları görülürken şekil **6.35**'te kanat üzerindeki dinamik basınç dağılımı görülmektedir. Son olarak kanadın uç girdaplarının iz bölgesindeki hareketi şekil **6.36**'daki akım çizgisi görüntüsünden izlenebilmektedir.



Şekil 6.35 : Dinamik basınç dağılımı.



Şekil 6.36 : Pervane uç girdap akımı.

6.3 Sonuçlar ve Öneriler

Yapılan çalışmada amaç düşük Reynolds sayılı bir mikrohelikopter için tasarlanacak olan bir pervanenin optimum tasarım şartlarını belirlemek, düşük ve yüksek Reynolds sayılı profillerin arasındaki farkları belirlemek ve nihayi bir tasarım önermekti.

Bu doğrultuda ilk olarak BEMT kullanan bir MATLAB kodu geliştirildi. Bu kod yardımıyla ilk olarak planform yani kanat yüzey geometrisi etkilerine bakıldı. Buradan genel olarak kanat uç kısmında yüzey alanı büyük olan tasarımlar daha başarılı olarak bulundu. Eliptik planformlu ve papatya tipi eliptik planformlu kanatlar en başarılı kanatlar olarak belirlendi. Ardından daralma oranına bakıldı. Aynı Ct değerine sahip kanatlarda daralma oranı olumlu olarak gözükürken çalışmada ağırlık ve kanat boyutları belirlendiği için askı durumu şartlarında karşılaştırma yapıldı ve aynı itki kuvvetine göre yapılan karşılaştırmalarda ters daralma oranının kanadın verimini artırdığı görüldü ve ters daralma oranı 3 için en ideal sonuç elde edildi. Bundan sonra burulma açısının etkisi araştırıldı. Burulma açısı ne kadar fazla ise verim o kadar fazla oluştu; ancak burulma açısının artışı kanadın radyal pozisyonda gördüğü hücum açısını artımaktaydı. Sonuç olarak tutunma kaybı oluşmadan en iyi burulma açısı olarak dikdörtgen planform için -30^0 olarak belirlendi. Diğer bir değişken olan katılık için yapılan analizlerde katılığın azalması kanadın verimini artımaktaydı. Fakat tekrar katılığın azalması kanadın radyal pozisyonda gördüğü hücum açısını artırıyordu. Böylece ideal katılık olarak 0,086 belirlendi. Çalışmanın amacı olarak yapılan Reynolds karşılaştırmasında NACA 0012, E216 ve FX 63-137 profilleri kullanıldı. Analiz sonucu olarak tüm profillerde genellikle Reynolds sayısı düştükçe $C_{l\alpha}$ değerinin düşmesi ve C_{d0} değerinin artması sonucunda kanadın verimi de düşmekteydi. Son olarak kanat için uygun yarı çapın belirlenmesi için bir analiz yapıldı ve verimiş fazla düşmeden en küçük yarı çap olarak 0,15m belirlendi.

Bu çalışmaların ardından sayısal analizlere geçildi. Sayısal analizlerde ilk olarak BEMT analizlerinde kullanılacak olan profiller için $C_{l\alpha}$ ve C_{d0} değerleri belirlendi. Bunun için Reynolds 50000, 75000 ve 100000 değerlerinde analizler yapıldı. Analizlerde NACA 0012, AH 79-100B, E61, E216, E385, FX 60-100, FX 63-137, SG 6043, WHITCOMB SUPERCRITICAL, SD 2030 olmak üzere 10 farklı profil kullanıldı. İlk olarak uygulanan modelin doğruluğunu belirlemek üzere karşılaştırma

analizleri yapıldı. Ardından profillerin geometrik özellikleri incelendi. Sonuç olarak en uygun profil olarak yüksek $C_{l\alpha}$ ve düşük C_{d0} değerleri ile oldukça yavaş ve geç tutunma kaybına uğraması bakımından E216 profili belirlendi. Profil belirlemelerinden sonra BEMT ile hesaplanamayan ok açısı ve uç plaka (end plate) etkileri ile en ideal olarak belirlenen kanat tasarımının performansları belirlendi. Ok açısı uygulamasında kanadın 1/5 kısmından verilen 20^0 ok açısının kanat verimine olumlu katkı yaptığı görüldü. Uç plaka uygulaması ise verimliliğe ok açısından çok daha fazla katkı yaptı. Dikdörgen planformlu ve burulma açısız kanadın itki değeri 2,15N iken uç plakalı modelde bu 2,85N'a kadar yükseldiği görüldü. Nihayet en ideal olarak belirlenen kanat tipi ise 0,0109 Ct ve 2,65N itki değeriyle oldukça başarılı bir tasarım oldu.

Çalışmaların bir çoğu ki özellikle ok açısı ve uç plaka uygulaması sadece tek bir analizle karşılaştırılmıştır. Bu uygulamaların kanadın verimi için oldukça olumlu olmalarından ötürü daha sonraki çalışmalarda bu değişkenlerin şekli, uygulama bölgesi, ve uygulama ölçüleri geniş bir yelpazede incelendiğinde bu tip neredeyse rijit yapılı ve düşük Reynolds sayılı pervaneler için oldukça faydalı bir tasarım çalışması gerçekleştirilebilir.

KAYNAKLAR

Anderson John D., 2001. Fundementals of Aerodynamics. University of Maryland. New York, Mc Grawhill. America. Third Edition.

Anderson John D., 1995. Computational Fluid Dynamics the Basics with Applications. New York, Mc Grawhill. America.

Bell Brian, 2003. Turbulent Flow Case Studies. Fluent Software Training Presentaions.

Buckingham Sofia, 2009. Three-Dimensional Computational Analysis of the Flow Around an Oscillating Flat-Plate. *Master Thesis in Istanbul Technical University.* Istanbul, Turkey.

Gessow A. ve Myers G.C., 1952. Aerodynamics of Helicopter. Macmillan Co.Republished by Frederick Ungar Publishing. NewYork.

Gessow A., 1948. Efect of Rotor Blade Twist and Planform Taper on Helicopter Hovering Performance. *NACA Technical Notice*, 1542.

Giguere P. & Selig M.S., 1998. New Airfoil for Small Horizontal Axis Wind Turbine. *ASME Journal of Solar Energy Engineering*. May. Vol. **120**, pp. 108-114.USA.

Gustafson F.B. ve Gessow A., 1946. Effect of Rotor Tip Speed on Helicopter Rotor Performance and Maximum Forward Speed. *NACA ARR.* No:L6A16

Hanford Scott D. 2005: A Small Semi-Autonomous Rotary-Wing Unmanned Air Vehicle.

Jeracki R.J. and Mitchell G.A., 1981. Low and High Speed Propellers for General Aviation - Performance Potential and Recent Wind Tunnel Test Results. *National Business Aircraft Meeting*. Wichita, Kansas. April 7-10.

Karpelson M., Wei G.-Y. ve Wood R., 2008. A Review of Actuationand Power Electronics Options for Flapping-Wing Robotic Insects. *In IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA)*, Pasadena, USA.

Kunz Peter J., 2003. Aerodynamics and Design for Ultra-Low Reynolds Number Flight. Stanford University, America.

Leishman J. Gordon, 2006. Principles of Helicopter Aerodynamics. University of Maryland. CAMBRIDGE university press. Second edition.

Mueller Thomas J., 1999. Aerodynamic Measurements at Low Reynolds Numbers for Fixed Wing Micro-Air Vehicles. *RTO AVT/VKI Special Course on Development and Operation of UAVs for Military and Civil Applications.* September. BELGIUM.

Pappas A. J., 1963. Flight testing of drone helicopters. *Annals New York Academy of Sciences*, **107**:25–39.

Selig M.S. & Guglielmo J.J., 1997. High-Lift Low Reynolds Number Airfoil Design. *AIAA 12th Applied Aerodynamics Conference*, Vol. **34**, No. 1 Colorado Springs, USA.

Selig M.S. & McGranahan B.D., 2004. Wind Tunnel Aerodynamic Tests of Six Airfoils for Use on Small Wind Turbines. *ASME Journal of Solar Energy Engineering*. November. Vol. **126**, pp. 986-1001. USA

Srinivasan G.R., Baeder J.D., Obayashi S. ve McCroskey W.J., 1990. Flow Fiel of Hovering Lifting Rotor-A Navier-Stokes Solution. *NASA Technical Memorandum, USAAVSCOM Technical Report **90-A-006***. Ames Research Center, Moffett Field, California.

Syed Ali Rıza & Wail G., 2010. Intelligent Flight Control of an Autonomous Quadrotor. University of Ottawa. ISBN 978-953-7619-55-8, pp. 580 Source: Motion Control.INTECH,Crotia.

Tokaty G.A., 1971. A History and Philosophy of Fluid Mechanics. Foulis&Co. Henley on Thames. England.

Url-1 <*http://www.flyingrobots.org/mavws/slides/08-Hoffmann.pdf* > , alındığı tarih 20.04.2011

Url-2 <*http://my.fit.edu/itresources/manuals/fluent6.3/help/html/ug/node477,* alındığı tarih 05.04.2011.

Url-3 <*http://www.stanford.edu/~haomiao/papers/ICRA09AeroEffects.pdf* > , alındığı tarih 13.05.2011.

Url-4 <*http://www.infmetry.com/coolstuff/xaircraft-x650-quadcopterquadrotor/*> , alındığı tarih 12.05.2011.

Url-5 <*http://www.personal.psu.edu/lnl/theses/HanfordThesis2005.pdf*> , alındığı tarih 10.05.2011.

Url-6 <*http://www.wpi.edu/Pubs/E-project/ Available/E-project-030609-124019 / unrestricted/MQP_Report_Quadrotor_Final%5B1%5D.pdf* > alındığı tarih 13.05.2011.

Url-7 <*http://u.sonteklif.com/helikopter-s032-pervane-pal-seti-105564* > alındığı tarih 08.05.2011.

White Frank M., 2006. Akışkanlar Mekaniği, *Reynolds sayısı*. p.30. Mc Graw- Hill Book Company, Singapore.

Wooyoung Choi, Seunghoon Lee, Jiyoung Jung ve Soogab Lee., 2008. New Far-Field Boundary and Initial Conditions for Computation of Rotors in Vertical Flight Using Vortex Tube Model. *Presented at the American Helicopter Society International Specialists' Meeting*. Seoul, Korea.

Yamouchi Gloria K., 1996. Blade Twist Effect on Hovering Tilt Rotor Flow Fields. *Presented at the American Helikopter Society 52nd Annual Forum.* Washington, America.

Young L. A., Johnson J. L., Demblewski R., Andrews J. ve Klem J., 2002. New Concepts and Perspectives on Micro-Rotorcraft and Small Autonomous Rotary-Wing Vehicles. *In 20th AIAA Applied Aerodynamics Conference*, St. Louis, USA.

Yükselen Adil, 2006. UCK 351 Aerodinamik ders notları.

EKLER

EK A.1 : UDF Kodu

EK A.2 : MATLAB Kodu

EK A.1

```
/*******************************************/
/*                                         */
/*   initially define requiredconstants    */
/*                                         */
/*******************************************/

#include "udf.h"
#define Mt 0.44
#define Ct 0.0026
#define R 0.15
#define sos 340     /* speed of sound*/
#define center_x 0.0
#define center_y 0.0
#define center_z 0.0

/*******************************************/
/*                                         */
/* first define x component of velocity inlet */
/*                                         */
/*******************************************/

DEFINE_PROFILE (x_vel, thread, position)
{
real xc[ND_ND];
face_t f;
real x,y,z;
real r = 0.0;
real teta,fi;
real m_inlet = 0.0;
real vel_inx;

begin_f_loop (f, thread)
{
      F_CENTROID (xc, f, thread);
x=xc[0]; y =xc[1]; z=xc[2];

r=sqrt ((x-center_x)*(x-center_x) + (y-center_y)*(y-center_y) + (z-
center_z)*(z-center_z));

teta= acos((z-center_z)/r);

fi= atan2((y-center_y),(x-center_x));

m_inlet= -((Mt/4)*(sqrt(Ct/2))*((R/r)*(R/r)));

vel_inx= sos*cos(fi)*sin(teta)*m_inlet*;

  F_PROFILE(f, thread, position)=vel_inx;
}
end_f_loop (f, thread)

}
```

```
/*********************************************/
/*                                           */
/* second define y component of velocity inlet */
/*                                           */
/*********************************************/

DEFINE_PROFILE(y_vel,thread,position)
{
real xc[ND_ND];
face_t f;
real x,y,z;
real r = 0.0;
real teta,fi;
real m_inlet = 0.0;
real vel_iny;

begin_f_loop(f, thread)
{
      F_CENTROID(xc,f,thread);
x=xc[0]; y =xc[1]; z=xc[2];

r=sqrt ((x-center_x)*(x-center_x) + (y-center_y)*(y-center_y) + (z-
center_z)*(z-center_z));

teta= acos((z-center_z)/r);

fi= atan2((y-center_y),(x-center_x));

m_inlet= -((Mt/4)*(sqrt(Ct/2))*((R/r)*(R/r)));

vel_iny= sos*sin(fi)*sin(teta)*m_inlet;

 F_PROFILE(f, thread, position)=vel_iny;

}
end_f_loop(f, thread)
}

/*********************************************/
/*                                           */
/* and last define x component of velocity inlet  */
/*                                           */
/*********************************************/

DEFINE_PROFILE(z_vel,thread,position)
{

real xc[ND_ND];
face_t f;
real x,y,z;
real r = 0.0;
real teta;
real m_inlet = 0.0;
real vel_inz;

begin_f_loop(f, thread)
{
      F_CENTROID(xc,f,thread);
x=xc[0]; y =xc[1]; z=xc[2];
```

```
r=sqrt ((x-center_x)*(x-center_x) + (y-center_y)*(y-center_y) + (z-
center_z)*(z-center_z));

teta=acos((z-center_z)/r);

m_inlet= -((Mt/4)*(sqrt(Ct/2))*((R/r)*(R/r)));

vel_inz= sos*cos((teta))*m_inlet;

  F_PROFILE(f, thread, position)=vel_inz;
}
end_f_loop(f, thread)
}

/*_____________ end of UDF code _____________ */
```

EK A.2

Bu kod Pala Elemanı Momentum Teorisinin pervane performansını tahmin edebilmek amacıyla itki (kuvvet) temelli itarasyonel bir programdır. Program devir sayısını artırarak askı durumu uçuş şartları için gerekli olan araccın ağırlığını karşılayacak itki kuvvetine ulaşmayı amaçlar. Bu itki kuvvetine ulaştıktan sonra ise o durumdaki pervane bıçaklarının radyal yük dağılımlarını ve performans parametrelerini ortaya koyar. Program tamamen orjinal olarak tasarlanmış olup sadece askı durumu uçuş şartı (hover) için Pala Elemanı Momentum Teorisi hesaplamalarını kullanmaktadır. Yazılan program kaynağı kullanan herkezin anlayabilmesi açısından İngilizce olarak hazırlanmıştır.

```
%*************************************************************************
%*************************************************************************
%
%                       BLADE ELEMENT MOMENTUM THEORY
%                    ANALISYS FOR A QUADROTOR PROPELLER
%
%*************************************************************************
%*************************************************************************
%
% Author:
%   Mehmet Halil Yilmaz
%   Aeronoutics Engineer
%   Istanbul Technical University
%
% Updated:
%   May 5, 2011
%
%*************************************************************************

clear all;
close all;
clc;

%*************************************************************************

ro         = 1.225;                              % Density of air at sea level
h          = 0;                                  % Altitute (meter)
g          = 9.81;                               % Gravity Acceleration
mu         = 1.78e-5;                            % Dynamic Viscousity
ief        = 1.4;                                % İsentropic Expension Factor
R          = 287;                                % Universal Gas Constant
Lr         = 0.00649;                            % Lapse Rate ( lamda )
To         = 288;                                % Temperature at sea level
Th         = To - Lr*h;                          % Temperature at any Altitute
roh        = ro*(1-(h*Lr)/To).^((g/(Lr*R))-1);% Density at any Altitute
a          = sqrt(ief*R*Th);                     % Speed of Sound
c_root     = 0.02;                               % Root chord
TR         = 1/4;                                % Taper Ratio
myplanform = 5;                                  % 1 RECTANGULAR WING
                                                 % 2 TAPERED WING
                                                 % 3 REVERSE TAPERED WING
                                                 % 4 ELLIPTIC WING
                                                 % 5 DAISY ELLIPTIC WING

nb = 2;                                          % Number of blades
disk_radius = 0.15;                              % Disk Radius
hub_radius  = 0.02;                              % Hub Radius
%sqrt((c_root.^2)/(1-cos((2*pi)/nb)));           % Rooot Chord Guess
```

```
radius    = disk_radius - hub_radius;          % Effective Radius
disk_area = pi*disk_radius.^2;                 % Disk Area
hub_area  = pi*hub_radius.^2;                  % Hub Area
w         = 0.25*g;                            % Weight of aircraft

for omegarpm = 20:10e4;                          % Angular velocity

omega    = omegarpm*pi/30;                     % Angular velocity   rad/sec
vc       = 0;                                  % Climb velocity
lambda_c = vc/omega*radius;                    % Climb inflow ratio
                                               % vi = sqrt(w/2*ro*disk_area)
npart    = 100;                                % Number of element
dr       = 1/npart;                            % Delta span(non-dimensional)
deltar   = radius/npart;                       % Delta span(Dimensional)
theta_tw = -20*(pi/180);                       % Twist angle
gama     = 0*(pi/180);                         % Sweep angle of blades

ct_req   = w/((roh*(disk_area-hub_area))...
               *((omega*disk_radius)).^2);     % Required Ct for Hover


%************************************************************************
%               Defining non-dimensional r distribution
%************************************************************************
for i=1:npart-1;

    r(1)   = dr;
    r(i+1) = r(i) + dr;

end

%************************************************************************
% defining;
%             Chord distribution
%             Cl_a  distribution
%             Cd_o  distribution
%             Effective area
%             Solidity distribution
%             Thrust weighted solidity distribution
%************************************************************************
for  i=1:npart;

    radius_eff(i) = radius * r(i);
    radius_r(i)   = radius_eff(i) + hub_radius;


%************************************************************************
%              Chord Distribution for Several Wing Planforms
%************************************************************************

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%% 1.RECTANGULAR WING %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
    if myplanform == 1;
c_r(i) = c_root;
    end

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%% 2.TAPERED WING %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
    if  myplanform == 2;
c_r(i) = 2*(0.5*c_root-0.5*c_root*(1-TR)*r(i));
    end

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%% 3.REVERSE TAPERED WING %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
    if  myplanform == 3;
         if i>=90
c_r(i) = 0.00001;
  else
c_r(i) = 2*(0.5*c_root+0.5*c_root*((1/TR)-1)*r(i));
   end
    end
```

```
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%% 4.ELLIPTIC WING %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
    if  myplanform == 4;
              a1 = 0.0125;
              b1 = 0.0685;
              Y = b1*2;

c_r(i) = 2*sqrt((a1.^2/b1.^2)*...
             (b1.^2-(((r(i)*0.96*Y)+0.04*Y)-0.01*6.8501).^2));
    end

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%% 5.DAISY ELLIPTIC WING %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
    if myplanform == 5;
              a1 = 0.0122;
              a2 = 0.0122;
              b1 = 0.04;
              b2 = 0.10;
              Y  = b1+b2;
              YY(i) = r(i)*Y;

        if YY(i) <= b2;
c_r(i) = 2*sqrt((a2.^2/b2.^2)*...
             (b2.^2-((YY(i)*0.9+0.1*b2)-0.01*10.0001).^2));
          else
c_r(i) = 2*sqrt((a1.^2/b1.^2)*...
             (b1.^2-(YY(i)-0.01*10.0001).^2));
        end

    end

%*************************************************************************

v_tip(i)          = omega * radius_r(i);          % Tip Speed
Ma(i)             = v_tip(i)/a;                   % Local Mach Number
Re_r(i)           = roh * v_tip(i)* c_r(i)/mu;    % Local Reynolds Number
Re_ort            = sum(Re_r(:)*dr);              % Mean Reynolds Number

%*************************************************************************
%                      Reynolds Effect on Propeller
%*************************************************************************
if  (Re_ort <= 35000);
    cl_alfa          = 5.4;
   cd_o             = 0.04;
elseif (30000  < Re_ort)&&(Re_ort <= 60000);
    cl_alfa          = 5.68;
   cd_o             = 0.036;
elseif (60000  < Re_ort)&&(Re_ort <= 85000);
    cl_alfa          = 5.96;
   cd_o             = 0.029;
elseif (85000  < Re_ort)&&(Re_ort <= 125000);
    cl_alfa          = 6.08;
   cd_o             = 0.027;
elseif (125000 < Re_ort);
    cl_alfa          = 6.39;
   cd_o             = 0.022;
end

%*************************************************************************
%                        Compressibility Correction
%*************************************************************************
    if Ma(i) < 0.3;
        cl_alfa_r(i) = cl_alfa;
      else
        cl_alfa_r(i) = cl_alfa/sqrt(1-(Ma(i)).^2);
    end
%*************************************************************************
```

```
cd_o_r(i)        = cd_o;

prop_area_r(i)   = nb*(c_r(i)*radius);

eff_area_r(i)    = pi*(radius_r(i).^2-(radius_r(i)-deltar).^2);

sigma_r(i)       = nb*c_r(i)*disk_radius/(disk_area-hub_area);

sigma_e_trw_r(i) = 3*sigma_r(i)*(r(i).^2)*(cos(gama).^2);

end

cl_alfa_ort = sum(cl_alfa_r(:))/npart;          % Mean Cl_a of propeller
cd_o        = sum(cd_o_r(:))/npart;             % Cd_o of propeller
prop_area   = sum(prop_area_r(:)*dr);           % Propeller Area
eff_area    = sum(eff_area_r(:));               % Effective Area
sigma       = sum(sigma_r(:)*dr);               % Solidity of propeller
sigma_e_trw = sum(sigma_e_trw_r(:)*dr);         % Thrust weighted solidity


%**************************************************************************
%            Iteration for finding Theta_o ( root twist angle )
%**************************************************************************
n=30;                                           % Iteration number

theta_o(1) =(6*ct_req/(sigma*cl_alfa))-0.75*theta_tw+1.0607*sqrt(ct_req);

  ct_itr(1)  = 0.5*sigma*cl_alfa*(theta_o(1)/3+theta_tw*0.25-0.5*...
               sqrt(0.5*ct_req));

for k=1:n;
     theta_o(k+1) = theta_o(k)+ ((6*(ct_req-ct_itr(k))/(sigma*cl_alfa))+...
                  1.0607*(sqrt(ct_req)-sqrt(ct_itr(k))));
   ct_itr(k+1)  = 0.5*sigma*cl_alfa*(theta_o(k+1)/3+theta_tw/4-0.5*...
                  (sqrt(0.5*ct_req)));
end


%**************************************************************************
%     Theta(r), Lambda(r), Vi(r) and Psi(r) definition on r direction
%**************************************************************************
for i=1:npart;

 theta_r(i)  = theta_o(n) + r(i)*theta_tw;          % Twist angle

 lambda_r(i) = (sigma_r(i)*cl_alfa_r(i)/16)*(sqrt(1+(32*theta_r(i)*r(i)/...
               (sigma_r(i)*cl_alfa_r(i))))-1);      % Induced inflow

 vi(i)    = omega*disk_radius*lambda_r(i)-vc;       % Induced velocity

 psi_r(i) = atan((vc+vi(i))/(omega*radius_eff(i))); % Induced inflow angle


%**************************************************************************
%                  Prandlt's lost factors definition
%**************************************************************************

f_root(i) = 0.5*nb*(r(i)/((1-r(i))*psi_r(i)));  % Prandlt's root-loss factor
f_tip(i) = 0.5*nb*((1-r(i))/(r(i)*psi_r(i)));   % Prandlt's tip-loss factor

    if  i == npart
                                          %
     f_root(i) = 10*f_root(i-1);          % Defining boundaries
     f_tip(i) = 0;                        %

    end
```

```
if i < npart/2
                                                % Root_loss use for first half
   F(i) = (2/pi)*acos( exp(-f_root(i)));

  else

   F(i) = (2/pi)*acos( exp(-f_tip(i)));      % Tip_loss use for second half

     if  i == npart

       F(i) = 0.000001;                      % Defining last value of F to
                                             % get rid of infinite value
     end

  end

%**************************************************************************
%             Defining Lambda(r) with root and tip lost factors,
%                       Ct(r) and Cl(r) distribution
%**************************************************************************
lambda(i)  = sqrt(((sigma_r(i)*cl_alfa_r(i))/(16*F(i))-lambda_c/2).^2+...
               ((sigma_r(i)*cl_alfa_r(i))/(8*F(i)))*theta_r(i)*r(i))-...
                   ((sigma_r(i)*cl_alfa_r(i))/(16*F(i))-lambda_c/2);

ct_r(i)    = ((sigma_r(i)*cl_alfa_r(i))/2)*(theta_r(i)*(r(i).^2)-...
                lambda(i)*r(i));

delta_ct_r(i) = ct_r(i)*dr;
cp_i_r(i)     = lambda(i)*delta_ct_r(i);
cl_r(i)       = cl_alfa_r(i)*(theta_r(i)-lambda_r(i)/r(i));
aoa(i)        = (theta_r(i)-lambda_r(i)/r(i))*180/pi;

end


%**************************************************************************
%    Defining the last parameters of total Ct, induced power factor k,
%          figure of merit and thrust weighted figure of merit
%**************************************************************************

    ct       = sum(ct_r(:)*dr);
    cl       = sum(cl_r(:)*dr);
    cp_i     = sum(cp_i_r(:));
    vii      = sum(vi(:)*dr);
    cp_o     = sigma*cd_o/8;
    cp_o_trw = sigma_e_trw*cd_o/9;
    kapa     = cp_i/(ct.^1.5/sqrt(2));

fig_merit    = (ct.^1.5/sqrt(2))/(kapa*(ct.^1.5/sqrt(2))+((sigma*cd_o)/8));

fig_merit_trw = (ct.^1.5/sqrt(2))/(kapa*(ct.^1.5/sqrt(2))+...
                ((sigma_e_trw*cd_o)/9));

thrust       = ct*((roh*(disk_area-hub_area))*((omega*disk_radius)).^2);

power        = (cp_o + cp_i )* ((0.5*roh*(disk_area-hub_area))*...
               ((omega*disk_radius)).^3);
power_trw    = (cp_o_trw + cp_i )* ((0.5*roh*(disk_area-hub_area))*...
               ((omega*disk_radius)).^3);

BL        = ct/sigma;                         % Blade Loading

   if thrust >= w;
        break
   end
end

%**************************  end of program  **************************
```

ÖZGEÇMİŞ



Ad Soyad **:** Mehmet Halil YILMAZ

Doğum Yeri ve Tarihi **:** İzmit/KOCAELİ 28,04,1984

Lisans Üniversite **:** İstanbul Teknik Üniversitesi

Leyla Atakan İlköğretim Okulu'nda ilk ve orta ögrenimini 1999 yılında tamamladı. Aynı yıl 24 Kasım Anadolu Lisesi'ni kazandı ve 2002 yılında başarıyla mezun oldu. 2004 yılında İstanbul Teknik Üniversitesi Uçak Mühendisliği bölümünü kazandı. 2009 yılında aynı üniversitede Uçak ve Uzay Mühendisliği disiplinler arası bölümünde yüksek lisans öğrenimine başladı. Başlıca çalışma alanı hesaplamalı akışkanlar mekaniğidir. 2010 ve 2011 yılında İstanbul Üniversitesi güneş enerjili yarış aracı projesinde SOCRAT aracının yapımında tasarımcı ve aerodinamik analiz sorumlusu olarak yer aldı.