

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

**PERVANELERİN GİRDAP HALKASI YÖNTEMİ İLE
AERODİNAMİK ANALİZİ**



YÜKSEK LİSANS TEZİ

Sadrettin KAYNAR

Uçak ve Uzay Mühendisliği Anabilim Dalı

Uçak ve Uzay Mühendisliği Programı

ARALIK 2017

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

**PERVANELERİN GİRDAP HALKASI YÖNTEMİ İLE
AERODİNAMİK ANALİZİ**



YÜKSEK LİSANS TEZİ

**Sadrettin KAYNAR
(511001116)**

Uçak ve Uzay Mühendisliği Anabilim Dalı

Uçak ve Uzay Mühendisliği Programı

Tez Danışmanı: Prof. Dr. M. Adil YÜKSELEN

ARALIK 2017

İTÜ, Fen Bilimleri Enstitüsü'nün 511001116 numaralı Yüksek Lisans Öğrencisi Sadrettin KAYNAR, ilgili yönetmeliklerin belirlediği gerekli tüm şartları yerine getirdikten sonra hazırladığı “PERVANELERİN GİRDAP HALKASI YÖNTEMİ İLE AERODİNAMİK ANALİZİ” başlıklı tezini aşağıda imzaları olan jüri önünde başarı ile sunmuştur.

Tez Danışmanı : **Prof. Dr. M. Adil YÜKSELEN**
İstanbul Teknik Üniversitesi

Jüri Üyeleri : **Prof. Dr. M. Adil YÜKSELEN**
İstanbul Teknik Üniversitesi

Yrd. Doç. Dr. Duygu ERDEM
İstanbul Teknik Üniversitesi

Prof. Dr. Hasan Rıza GÜVEN
İstanbul Üniversitesi

Teslim Tarihi : 17 Kasım 2017
Savunma Tarihi : 14 Aralık 2017





Aileme, Eşime ve Çocuklarıma,



ÖNSÖZ

Bu çalışmada, Girdap yöntemlerinden biri olan Girdap Halkası Yöntemi (GHY -VRM) ile pervanelerin aerodinamik analizi yapılmış ve elde edilen sonuçlara yer verilmiştir.

Bu çalışma esnasında desteklerini esirgemeyen ve gösterdikleri sabırdan dolayı aileme, eşim ve çocuklarıma teşekkür ederim.

Çalışmam süresince danışmanlığımı yürüten, desteğinden ve bilgisinden yararlandığım hocam Prof. Dr. M. Adil YÜKSELEN'e teşekkürlerimi sunarım.

Aralık 2017

Sadrettin KAYNAR
(Uçak Mühendisi)



İÇİNDEKİLER

Sayfa

ÖNSÖZ.....	vii
İÇİNDEKİLER	ix
KISALTMALAR	xi
SEMBOLLER	xiii
ÇİZELGE LİSTESİ.....	xvii
ŞEKİL LİSTESİ.....	xix
ÖZET.....	xxi
SUMMARY	xxiii
1. GİRİŞ	1
1.1 Motivasyon.....	1
1.2 Literatür Araştırması	4
1.3 Tezin Amacı	7
2. PALA ELEMANI MOMENTUM YÖNTEMİ İLE PERVANE TASARIMI VE ANALİZİ.....	9
2.1 Giriş	9
2.2 Pervanenin Genel Olarak İncelenmesi	9
2.3 Rankine-Froude Momentum Teorisi.....	10
2.4 Pala Elemanı Momentum Teorisi.....	12
2.5 Pervane Tasarımı.....	14
2.6 Pervane Analizi	18
2.7 Pervane Tasarımı ve Analizi Uygulaması	21
3. PERVANELERİN AERODİNAMİK ANALİZİ İÇİN GİRDAP HALKASI YÖNTEMİ	25
3.1 Giriş	25
3.2 Prandtl Taşıyıcı Çizgi Yöntemi.....	26
3.3 Nümerik Taşıyıcı Çizgi Yöntemi	27
3.3.1 İnce profiller için kümelenmiş girdaplar yöntemi.....	27
3.3.2 Nümerik taşıyıcı çizgi yöntemi	32
3.4 Girdap Kafes Yöntemi	34
3.5 Girdap Halkası Yöntemi.....	35
3.5.1 İz bölgesi modellenmesi.....	36
3.5.2 Geometri ve girdap sisteminin oluşturulması	38
3.6 Kanatlar için Girdap Halkası Yöntemi	39
3.6.1 Kanat geometrisi ve panel koordinatlarının belirlenmesi	39
3.6.2 GHY için gerekli diğer koordinatlarının bulunması	41
3.6.3 Girdap şiddetlerinin bulunması	43
3.6.4 Aerodinamik katsayıların bulunması	44
3.7 Pervaneler için Girdap Halkası Yöntemi.....	45
3.7.1 Pervane geometrisi ve panel koordinatlarının belirlenmesi	46
3.7.2 GHY için gerekli diğer koordinatlarının bulunması	47

3.7.3	Girdap şiddetlerinin bulunması	48
3.7.4	Aerodinamik katsayıların bulunması	50
4.	PERVANELERİN AERODİNAMİK ANALİZ UYGULAMALARI	53
4.1	Giriş	53
4.2	Panel Sayılarının (NI, NJ) belirlenmesi	53
4.2.1	Kanat üzerindeki panel sayısının (NI, NJ) belirlenmesi	54
4.2.2	İz bölgesinde optimum girdap halkası (NW) sayısının belirlenmesi ...	58
4.2.2.1	Kanat üzerinde optimum girdap halkası (NW) sayısı araştırması	58
4.2.2.2	Pervane üzerinde optimum NW sayısı araştırması	61
4.2.2.3	Kanat ve pervane iz bölgesindeki girdap halkası sayısı	64
4.3	GHY ile Kanat Analizi	64
4.4	GHY ile Pervane Analizi	68
4.4.1	NACA 0006 profili ile pervane analizi	69
4.4.2	NACA 0008 profili ile pervane analizi	72
4.4.3	NACA 2408 profili ile pervane analizi	74
4.4.4	NACA 6409 profili ile pervane analizi	77
4.4.5	Clark Y profili ile pervane analizi	79
4.4.6	NACA 6409 profili ile Bauer pervanesi analizi	82
5.	SONUÇ VE ÖNERİLER	85
	KAYNAKLAR	87
	EKLER	89
	ÖZGEÇMİŞ	131

KISALTMALAR

AO	: Açıklık Oranı
AR	: Aspect Ratio
BEM	: Blade Element Method
FPE	: Froude- Pala Elemanı Teorisi
GH	: Girdap Halkası
GHY	: Girdap Halkası Yöntemi
PEM	: Pala Elemanı Metodu
PET	: Pala Elemanı Teorisi
PLL	: Prandtl Lifting Line
VLM	: Vortex Lattice Method
VRM	: Vortex Ring Method



SEMBOLLER

A	: Girdap halkası köşe vektörü
a	: Pervane ilerleme yönünde hız indüklemeye katsayısı / Girdap için etki katsayısı
a_i	: i.nci etki katsayısı
B	: Girdap halkası köşe vektörü
b	: Pervane dönme yönünde hız indüklemeye katsayısı / İndüklenmiş sürüklemeye için etki katsayısı
C_l	: Taşıma katsayısı
C_{di}	: İndüklenmiş sürüklemeye katsayısı
C_m	: Moment katsayısı
C_{ij}	: Kanat üzerindeki kontrol noktası koordinatları dizisi
C_{ijr}	: Pervane üzerindeki kontrol noktası koordinatları dizisi
c(r)	: Pervanenin r uzaklığındaki veter uzunluğu
$\bar{c}$	: Pervane parçasının ortalama veter uzunluğu
D	: Pervanenin çapı
d	: Girdap çizgisine en yakın uzaklık
delX	: Panel uzunluğu
delY	: Panel genişliği
E	: Fines
F	: Aerodinamik kuvvet
f_{ijr}	: Pervane üzerindeki her bir panele etkiyen kuvvet vektörü
J	: İlerleme oranı
K	: Kanat/Pervane üzerindeki tüm kontrol noktalarının sayısı
k_T	: Pervane çekme katsayısı
k_M	: Pervane moment katsayısı
k_P	: Pervane güç katsayısı
M	: Pervanenin dönme momenti
M_{ij}	: Kanat üzerindeki bağlı girdap halkası orta noktası koordinatları dizisi
M_{ijr}	: Pervane üzerindeki bağlı girdap halkası orta noktası koordinatları dizisi
m	: Birim zamandaki kütle değişimi
m_{ijr}	: Pervane üzerindeki her bir panele etkiyen moment vektörü
N_{ij}	: Kanat üzerindeki normal vektörü koordinatları dizisi
N_{ijr}	: Pervane üzerindeki normal vektörü koordinatları dizisi
N_r	: Pervane boyunca istasyon sayısı
NI	: Veter boyunca panel sayısı
NJ	: Kanat/Pervane boyunca panel sayısı
NW	: İz bölgesindeki panel sayısı
n	: Normal vektör
n_P	: Pervanenin devir sayısı
n_B	: Pervane pala sayısı
n_K	: Kontrol noktasındaki normal vektör

O	: Kanat/Pervane üzerindeki tüm girdap halkalarının sayısı
P_d	: Pervanenin absorbe ettiği güç
P_{ij}	: Kanat üzerindeki panel koordinatları dizisi
P_{ijr}	: Pervane üzerindeki panel koordinatları dizisi
p_1	: Pervanenin hemen önündeki basınç
p_2	: Pervanenin hemen arkasındaki basınç
p_∞	: Pervanenin ön ve arkasında yeterince uzağındaki basınç
R_{UG}	: Kanat bölgesinde uçak gövde yarıçapı
R_{PG}	: Pervane göbek yarıçapı
r	: Pervane üzerindeki herhangi bir konumun merkeze uzaklığı
$\bar{r}$	: Pervane üzerindeki boyutsuz yarıçap
r_0	: Sonlu girdap çizgisinin başlangıç noktası ile bitiş noktası arasındaki vektör
r_1	: Sonlu girdap çizgisinin başlangıç noktası ile hız indüklediği nokta arasındaki vektör
r_2	: Sonlu girdap çizgisinin bitiş noktası ile hız indüklediği nokta arasındaki vektör
r_{ijr}	: Pervane üzerindeki her bir M_{ijr} noktasının koordinat merkezine uzaklığını gösteren vektör
S	: Pervanenin alanı
S_{panel}	: Her bir panelin alanı
S_{kanat}	: Kanat alanı
$S_{pervane}$	: Pervane alanı
T	: Pervanenin çekme kuvveti
U_s	: Pervane izindeki hava akım hızı
U_p	: Pervane üzerindeki hava akım hızı
U_∞	: Serbest akım hızı
V_{ij}	: Kanat üzerindeki girdap halkası koordinatları dizisi
V_{ijr}	: Pervane üzerindeki girdap halkası koordinatları dizisi
V_R	: Her bir panel üzerinden geçen bileşke akım hızı
$V_{pr_{ijr}}$	: Pervane üzerindeki her bir panele ait bozuntu hızları vektörü koordinatları dizisi
q	: İndüklenmiş hız vektörü
x	: Pervane palasının pala elemanı sayısı
Q_∞	: Serbest akım hız vektörü
$[u, v, w]$	: İndüklenmiş hız bileşenleri
$[u_{ij}, v_{ij}, w_{ij}]$	: Kanat üzerinde girdap çizgisinin indüklediği hız vektörü
$[u_{ijr}, v_{ijr}, w_{ijr}]$	: Pervane üzerinde girdap çizgisinin indüklediği hız vektörü
ΔD_{ij}	: Kanat üzerindeki her bir panelin lokal indüklenmiş sürüklemesi
ΔD_{ijr}	: Pervane üzerindeki her bir panelin lokal indüklenmiş sürüklemesi
ΔL_{ij}	: Kanat üzerindeki her bir panelin lokal taşıması
ΔL_{ijr}	: Pervane üzerindeki her bir panelin lokal taşıması
Δq	: Sonlu girdap çizgisinin indüklediği hız vektörü
δD	: δr genişliğindeki pervanenin sürükleme kuvveti
δL	: δr genişliğindeki pervanenin taşıma kuvveti
δM	: δr genişliğindeki pervanenin momenti
$\delta M/r$	: δr genişliğindeki pervanenin sürükleme kuvveti
δR	: δr genişliğindeki pervanenin bileşke kuvveti
δr	: Çok küçük kalınlığa sahip pala elemanı

δT	: δr genişliğindeki pervanenin çekme kuvveti
η	: Pervanenin verimi
η_i	: Pervanenin ideal verimi
θ	: Kesit konum açısı
α	: Hücüm açısı
α_{Diz}	: Tasarım hücum açısı
γ	: Fines açısı (1/E ark tanjantına eşit olan açı)
Ω	: Açısal Hız
σ	: Pervane katılığı
ϕ	: Potansiyel akım fonksiyonu
ϕ_i	: İlerleme Açısı
ϕ_∞	: Serbest akım potansiyel akım fonksiyonu
β_1	: Sonlu girdap çizgisinin başlangıç noktası ile hız indüklemeye noktası arasındaki açı
β_2	: Sonlu girdap çizgisinin bitiş noktası ile hız indüklemeye noktası arasındaki açı
Γ	: Girdap vektörü
Γ_i	: i.nci girdap şiddeti
Γ_{ij}	: Kanat üzerindeki her bir girdap çizgisi
Γ_{ijr}	: Pervane üzerindeki her bir girdap çizgisi
δ	: Kanat dihedral açısı
Λ	: Kanat ok açısı
α_{Kanat}	: Kanat konum açısı
α_{Hava}	: Kanat hücum açısı
ω_{ind}	: İndüklenmiş sürüklemeye hızı



ÇİZELGE LİSTESİ

Sayfa

Çizelge 2.1 : Örnek Tasarım Sonuçları.....	21
Çizelge 2.2 : Örnek Analiz Sonuçları.....	22
Çizelge 2.3 : Farklı J'lere ait Sonuçlar.	23
Çizelge 4.1 : Kanat için NW Sayısı.....	59
Çizelge 4.2 : Pervane Düz Profil NW Sayısı.....	62
Çizelge 4.3 : Pervane Clark Y Profili NW Sayısı.....	64
Çizelge 4.4 : Kanat ve Pervane için Panel Sayıları.	64
Çizelge 4.5 : Profil Listesi.	64
Çizelge A.1 : NACA 0006 Geometrik Verileri.	91
Çizelge A.2 : NACA 0008 Geometrik Verileri.	92
Çizelge A.3 : NACA 2408 Geometrik Verileri.	93
Çizelge A.4 : NACA 6409 Geometrik Verileri.	94
Çizelge A.5 : Clark Y Geometrik Verileri.....	95
Çizelge B.1: Düz Profil Stabil NI-NJ Verileri (NJ=1).	97
Çizelge B.2: Düz Profil Stabil NI-NJ Verileri (NI=10).....	99
Çizelge B.3: NACA 6409 Stabil NI-NJ Verileri (NJ=1).....	101
Çizelge B.4: NACA 6409 Stabil NI-NJ Verileri (NJ=20).....	103
Çizelge B.5: NACA 6409 Stabil NI-NJ Verileri (NI=1).	105
Çizelge B.6: NACA 6409 Stabil NI-NJ Verileri (NI=10).	107
Çizelge B.7: Clark Y Stabil NI-NJ Verileri (NJ=1).	109
Çizelge B.8: Clark Y Stabil NI-NJ Verileri (NI=1).....	111
Çizelge C.1 : Düz Profil GHY Nümerik Sonuçları.	113
Çizelge C.2 : NACA 0006 GHY Nümerik Sonuçları.....	114
Çizelge C.3 : NACA 0008 GHY Nümerik Sonuçları.....	115
Çizelge C.4 : NACA 2408 GHY Nümerik Sonuçları.....	116
Çizelge C.5: NACA 6409 GHY Nümerik Sonuçları.....	117
Çizelge C.6 : Clark Y GHY Nümerik Sonuçları.	118
Çizelge D.1 : NACA 0006 PEM Analiz Sonuçları.	119
Çizelge D.2 : NACA 0006 VRM Analiz Sonuçları.....	120
Çizelge D.3 : NACA 0008 PEM Analiz Sonuçları.	121
Çizelge D.4 : NACA 0008 VRM Analiz Sonuçları.....	122
Çizelge D.5: NACA 2408 PEM Analiz Sonuçları.....	123
Çizelge D.6 : NACA 2408 VRM Analiz Sonuçları.....	124
Çizelge D.7 : NACA 6409 PEM Analiz Sonuçları.	125
Çizelge D.8 : NACA 6409 VRM Analiz Sonuçları.....	126
Çizelge D.9 : Clark Y PEM Analiz Sonuçları.	127
Çizelge D.10 : Clark Y VRM Analiz Sonuçları.	128
Çizelge D.11 : Bauer NACA 0009 PEM Analiz Sonuçları.	129
Çizelge D.12 : Bauer NACA 0009 VRM Analiz Sonuçları.	130



ŞEKİL LİSTESİ

Sayfa

Şekil 1.1 : Askeri Nakliye Uçağı (A400M).....	2
Şekil 1.2 : İş Jeti.	2
Şekil 1.3 : Eğitim Uçağı (HÜRKUŞ).	3
Şekil 1.4 : İnsansız Hava Aracı (ANKA).	3
Şekil 1.5 : Helikopter (ATAK).	3
Şekil 2.1 : Pervane Sistemi.	9
Şekil 2.2 : Pervane geometrisi ve kesit profili.	10
Şekil 2.3 : Taşıyıcı Disk.	11
Şekil 2.4 : Pala Elemanı.	12
Şekil 2.5 : Pala Elemanına Etkiyen Kuvvetler.....	13
Şekil 2.6 : Pervane Tasarımı Akış Şeması.	17
Şekil 2.7 : Pervane Analizi Akış Şeması.	20
Şekil 2.8 : J-η Grafiğı.	23
Şekil 3.1 : Prandtl Taşıyıcı Çizgi Yöntemi.	26
Şekil 3.2 : 3B Sonlu Girdap Çizgisi İndüklemesi.	28
Şekil 3.3 : Taşıyıcı Girdap Çizgisi.	29
Şekil 3.4 : Girdap Üzerinde İndüklenen Aerodinamik Kuvvet.	30
Şekil 3.5 : Kamburluk Eğrisi için Kümelenmiş Girdap Yaklaşımı.	30
Şekil 3.6 : Sonlu Sayıda At Nalı Girdabı.	32
Şekil 3.7 : Eşdeğer At Nalı Girdap Sistemi.	32
Şekil 3.8 : Numerik Taşıyıcı Çizgi Yöntemi.	33
Şekil 3.9 : Numerik Taşıyıcı Çizgi Yöntemi At Nalı Girdabı.	33
Şekil 3.10 : Girdap Kafes Yöntemi.	34
Şekil 3.11 : Eşdeğer Girdap Halkaları.	35
Şekil 3.12 : 3B Girdap Halkası.	36
Şekil 3.13 : 3B Kanat Uç Girdabı.	37
Şekil 3.14 : Kanat Geometrisi ve Panel Koordinatları Gösterimi.	40
Şekil 3.15 : Kanat için GHY Akış Şeması.	41
Şekil 3.16 : Girdap Noktaları ve Diğer Noktaların Gösterimi.	42
Şekil 3.17 : Normal Vektörün Bulunması.	43
Şekil 3.18 : Pervane Üzerinde Girdap Halkalarının Gösterimi.	46
Şekil 3.19 : Pervane için GHY Akış Şeması.	47
Şekil 3.20 : Normal Vektörün Bulunması.	48
Şekil 4.1 : Düz Profil C_l - N_l Grafiğı.	54
Şekil 4.2 : Clark Y Profili C_l - N_l Grafiğı.	55
Şekil 4.3 : NACA 6409 Profili C_l - N_l Grafiğı.	55
Şekil 4.4 : Düz Profil C_l - N_j Grafiğı.	56
Şekil 4.5 : Clark Y Profili C_l - N_j Grafiğı.	56
Şekil 4.6 : NACA 6409 Profili C_l - N_j Grafiğı.	57
Şekil 4.7 : NACA 6409 Profili C_l - N_l Grafiğı.	58
Şekil 4.8 : Optimum NW Araştırması Akış Şeması.	59

Şekil 4.9 : Düz Palaka Değişim-Fark Grafiği (NI,NJ=1).	60
Şekil 4.10 : Düz Palaka NW-Fark Grafiği (NI,NJ=10).	61
Şekil 4.11 : NACA 6409 NW-Fark Grafiği (NI,NJ=20).	61
Şekil 4.12 : Düz Profil NW-Fark Grafiği (NI,NJ=1).	63
Şekil 4.13 : Düz Profil NW-Fark Grafiği (NI,NJ=2).	63
Şekil 4.14 : Düz Profil GHY Hesaplama Sonuçları (Kanat).	65
Şekil 4.15 : NACA 0006 GHY Hesaplama Sonuçları (Kanat).	66
Şekil 4.16 : NACA 0008 GHY Hesaplama Sonuçları (Kanat).	66
Şekil 4.17 : NACA 2408 GHY Hesaplama Sonuçları (Kanat).	67
Şekil 4.18 : NACA 6409 GHY Hesaplama Sonuçları (Kanat).	67
Şekil 4.19 : Clark Y GHY Hesaplama Sonuçları (Kanat).	68
Şekil 4.20 : NACA 0006 k_t -J Grafiği.	70
Şekil 4.21 : NACA 0006 k_m -J Grafiği.	70
Şekil 4.22 : NACA 0006 k_p -J Grafiği.	71
Şekil 4.23 : NACA 0006 η -J Grafiği.	71
Şekil 4.24 : NACA 0008 k_t -J Grafiği.	72
Şekil 4.25 : NACA 0008 k_m -J Grafiği.	73
Şekil 4.26 : NACA 0008 k_p -J Grafiği.	73
Şekil 4.27 : NACA 0008 η -J Grafiği.	74
Şekil 4.28 : NACA 2408 k_t -J Grafiği.	75
Şekil 4.29 : NACA 2408 k_m -J Grafiği.	75
Şekil 4.30 : NACA 0008 k_p -J Grafiği.	76
Şekil 4.31 : NACA 0008 η -J Grafiği.	76
Şekil 4.32 : NACA 6409 k_t -J Grafiği.	77
Şekil 4.33 : NACA 6409 k_m -J Grafiği.	78
Şekil 4.34 : NACA 6409 k_p -J Grafiği.	78
Şekil 4.35 : NACA 6409 η -J Grafiği.	79
Şekil 4.36 : Clark Y k_t -J Grafiği.	80
Şekil 4.37 : Clark Y k_m -J Grafiği.	80
Şekil 4.38 : Clark Y k_p -J Grafiği.	81
Şekil 4.39 : Clark Y η -J Grafiği.	81
Şekil 4.40 : Bauer NACA 0009 k_t -J Grafiği.	82
Şekil 4.41 : Bauer NACA 0009 k_m -J Grafiği.	83
Şekil 4.42 : Bauer NACA 0009 k_p -J Grafiği.	83
Şekil 4.43 : Bauer NACA 0009 η -J Grafiği.	84

PERVANELERİN GİRDAP HALKASI YÖNTEMİ İLE AERODİNAMİK ANALİZİ

ÖZET

Bu çalışmada ana gaye Girdap Kafes Yöntemlerinin girdap halkaları kullanarak pervane analiz çalışmalarında kullanılmasıdır. Seçilen farklı profil verileri ve Froude disk, momentum ve pala elemanı teorileri kullanılarak, pervane tasarımı yapıp ve farklı ilerleme oranları için aerodinamik katsayıları pala elemanı momentum teorisi yardımıyla geliştirilen bir analiz yöntemi aracılığı ile bulunuyor. Sonuçların modern bir teori sonuçları ile karşılaştırılması tasarım ve analiz hakkında fikir sahibi olunmasını sağlayacaktır.

Modern teorilerden biri olan girdap kafes metotları ince profiller de uygulama alanı bulmakta ve gerçekçi sonuçlar vermektedir. Taşıyıcı eleman olarak profil kamburluğu alınmakta ve çözüm aranmaktadır (Katz ve Plotkin, 2001). Bu metotlardan biri olan girdap halkası yöntemi (GHY) ile kanat ve pervane üzerinde uygulamalar yapılmaktadır.

Girdap halkası yöntemi ile çözüm aranırken gerçekçi sonuçlar elde edilmeye çalışılmaktadır. Nümerik çözümlerin gerçekçi sonuçlar verdiği literatür araştırması ve geçmiş çalışmalardan bilinmektedir. Girdap kafes yöntemlerinin nümerik olarak çözümünde en etkili yöntemlerden biri panel metodudur (Katz ve Plotkin, 2001). Bu tez kapsamında kanat ve pervane analizinde 3B panel metodu kullanılmaktadır.

Birinci bölümde tezin motivasyon kaynakları, literatür araştırması ve tezin amacına yer verilmiştir.

Sonraki bölümde tasarım ve analiz verileri karşılaştırılmak istenen pervanenin, tasarım ve analiz verilerinin elde edilme yolları hakkında genel bilgiye ve akış şemalarına yer verilmektedir. Örnek bir pervane tasarım ve analizi yapıp sonuçlarına yer verilmiştir.

Üçüncü bölümde Prandtl taşıyıcı çizgi yöntemi, Nümerik taşıyıcı çizgi yöntemi, Girdap kafes yöntemi hakkında bilgi verilmiş ve hesaplama formüllerine değinilmiştir. Bu tez kapsamında kullanılacak olan girdap halkası yöntemi hakkında teorik bilgi ve hesaplamada kullanılacak formüllere yer verilmiştir. Sonrasında kanat ve pervane üzerinde girdap halkası yönteminin uygulanması için gerekli formül, akış şeması ve bilgilere yer verilmektedir.

Dördüncü bölümde kanat üzerinde 3B panel metodu aracılığı ile girdap halkası yöntemi uygulaması yer almaktadır. Kanat ve pervane analizinde kullanılacak olan panel sayılarının belirlenmesi için kullanılan metot anlatılmıştır. Kullanılan metotla uygun panel sayıları belirlenmiştir. Farklı açıklık oranları (AO-AR) için bu hesap tekrarlanarak her biri için panel sayıları elde edilmiş ve kullanılan metodun akış şemasına yer verilmiştir. Elde edilen sonuçlar çizelgelerde verilmiştir.

Girdap kafes yöntemlerinde iz bölgesi girdaplarının çok önemli olduğu ve belli bir uzaklığa kadar sonucu etkilediği bilinmektedir (Katz ve Plotkin, 2001). İz

bölgesindeki girdap halkası sayısı belirlenmesi amacıyla algoritma geliştirilmiş ve son panel üzerinde meydana getirdiği değişiklik miktarlarına göre çizelgelerde verilmiştir. Bu veriler ışığında izdeki girdap halkası sayısı belirlenmiştir.

Bulunan bu veriler kullanılarak, farklı kalınlık ve kamburluğa sahip profiller ile oluşturulmuş kanat ve pervane üzerinde analiz yapılmıştır. Elde edilen sonuçlar karşılaştırmalı olarak grafik ve çizelgelerde verilmiştir.

Son bölümde elde edilen sonuçlar üzerinde yorumlar ve öneriler bulunmaktadır.



AERODYNAMIC ANALYSIS OF PROPELLERS BY VORTEX RING METHOD

SUMMARY

The main purpose of this work is to use the Vortex Lattice Methods in propeller analysis studies using vortex rings. The choice of different profile data and Froude disk, momentum and blade element theories, the propeller design was made and the aerodynamic coefficients for different advance ratio were found via an analysis developed with help of the blade element momentum theory. Comparing the results with the results of a modern theory will ensure that you have an idea about design and analysis.

Vortex Lattice Method (VLM), which is one of the modern theory that is using the thin profiles and give us realistic results. The lifting element is taken as the camber of profile and solution is sought (Katz & Plotkin, 2001). One of these methods is the Vortex Ring Method (VRM), which is applied to the wing and propeller.

While seeking solutions with the Vortex Ring Method, realistic results will be tried to be obtained. Numerical solutions are known from literature research and past studies that give realistic results. One of the most effective methods for numerical solution of vortex lattice methods is the panel method (Katz & Plotkin, 2001). In this thesis, 3D panel method is used for analysis of wing and propeller.

In the first part motivation sources of the thesis, literature research and thesis purpose are given.

Propellers are used in cargo aircraft, business jets, unmanned aerial vehicles. Propeller design methods are similar to the design methods of helicopter rotor blades.

The classical theory is sufficient to a certain extent on the propeller design, but it cannot be used in modern propeller design and analysis studies. While the methods based on the lifting line theory give quite satisfactory results in the design and analysis of classical propellers, they cannot be used in modern applications such as propeller sweep angles, dihedral angles, winglets and double propellers.

Vortex lattice methods with panel methods have a wide application capacity and are used for preliminary design and analysis studies of modern propellers.

In the next section, it is about propeller design and analysis with the blade element momentum method.

The first part gives a general review of the propellers. Then Rankine-Froude momentum theory, blade element momentum theory and general formulas to be used in the design and analysis of the propeller are given.

Then the formulas and flow charts to be used in the design and analysis of the propeller are given systematically. Design data of the propellers are obtained with the propeller design and analysis program made in MATLAB. Using these data, aerodynamic

coefficients via blade element momentum method are obtained. This data will be used to compare vortex ring method's aerodynamic coefficients data.

Later, a propeller will be designed. This design data is given on the table. The Efficiency-J graph and the table of the propeller performance (propeller thrust, torque, and efficiency) are calculated for different advance ratios.

In the third part, it describes how the Prandtl lifting line method is applied on a wing, and the calculation formulas are given. Then the Prandtl's lifting line method, an infinite number of calculations were made using a horse-shoe vortex. An overview of the numeric lifting line method, which uses the finite number of horse-shoe vortex, will be given.

Detailed information about the clustered vortex method will be given for the profile of the wings and propeller profiles, which forms the basis of the analysis by the vortex ring method, applied to the flat and camber profile in 2D, and the vortex in the chord direction.

Then, information about the vortex lattice method is given. In the previous methods, the horseshoe vortex was placed at a distance of a quarter of a distance. This line on the wing is known as the lifting line. It is accepted that on this line is effected lift and drag. For this reason, the distribution of drag and drag in the chord direction cannot be considered. Besides, there is no information about the moment.

In order to cope with this, many panels are divided in the chord and span direction on the wing. Each panel is fitted with a horseshoe vortex. The calculation is performed as in the clustered vortex method.

Then, information about the vortex ring method is given. In the vortex lattice method, we were placing horse-shoe vortex of each panel. In the vortex ring method, each panel is fitted with a vortex ring. The calculation is performed as in the vortex lattice method.

Then, for a wing with the angle of attack, the angle of sweep and dihedral with trapezoidal or rectangular planform shape, analysis flow diagram and formulas are given with Vortex Ring Method (GHY).

At the last, the preferred profile data in the propeller design and the propeller geometry reveal the propeller geometry using the calculated cross-section angles and the mean chord length for each blade element. The vortex ring method's flowchart and necessary formulas are given for the analysis of the propeller.

In the fourth section, panel method and vortex ring method (GHY) will be used to analyze the wing and propeller. Separate algorithms have been developed for wing and propeller in the MATLAB. The propeller geometry was obtained by using the propeller design described in the second chapter. The wing and propeller to be analyzed are formed with profiles that have different thickness and camber. The BEM analysis results and GHY analysis results obtained using Bauer (1997) propeller-1a data obtained in the literature.

The method used to determine the panel numbers to be used in the wing and propeller analysis is described. The stabilized panel numbers are determined according to the method used. This calculation was repeated for different aspect ratios (AR) to obtain panel numbers for each. Relevant results are given in charts and graphs.

It is known that wake vortexes are very important in the Vortex Lattice Methods and affect the result to a certain distance (Katz & Plotkin, 2001). Algorithms have been

developed to determine the number of vortex rings in the wake area and results are given in the charts according to the number of sensitivities. Sensitivity graphs are drawn and given in the tables. The number of vortex rings in the scene was determined in this data.

The numbers of the stabilized panels on the wing and the propeller and in the wake area were determined using these tables.

Using these data, the analysis was made on the wing and propeller. The obtained results are given in comparative graphs and charts.

In the last section, there are comments and suggestions on the obtained results.

It is seen that the results of BEM analysis of the propellers we designed are compatible with VRM.

From the literature, Bauer (1997) shows that the BEM and VRM results of the propeller-1a are compatible with each other and that the design of the designed and analyzed propeller is appropriate.

Results that are more rational can be obtained if the propeller tip effect, the compressibility effect of the air and the viscous effects are added to the VRM's calculation.



1. GİRİŞ

1.1 Motivasyon

Günümüzde en önemli taşıma araçlarının uçaklar olduğu yadsınamaz bir gerçektir. Hızlı ve güvenilir olmasından dolayı öncelikle tercih edilen taşıma araçları olduğu rahatlıkla söylenebilir. Avantajlı yönleri olmasına rağmen, halen ekonomik olma özelliği bulunmamaktadır. Zamanın en önemli kavram olduğu çağımızda, kısa ve uzun mesafelerde hava taşımacılığı vazgeçilmez olmayı sürdürmektedir.

Daha ekonomik yöntemler arayışı, birçok havacılık firmasını özellikle yakıt ekonomisi konusunda farklı arayışlara yöneltmiştir. Ses altı hızlarda uçan pervaneli uçaklar bu sorunun önde gelen çözüm yollarından biridir. Ses altı hızlarda uçuşu önünde bir engel olarak durmaktadır. Pervanenin karakteristik özelliklerinden dolayı seyir hızı 0,6 Mach hızını aşamamaktadır (Greatrix, 2012, s. 77).

Günümüz yolcu uçaklarının transonik bölge sınırları içerisinde uçabildikleri bilinmektedir. Seyahat hızları ise genellikle bu hızların altındadır. Pervaneli uçaklar, hızları yakıt tasarrufu sağlanarak artırılırsa özellikle kısa mesafelerde avantajlı bir ulaşım aracı olacaktır.

Bu noktada içten yanmalı motor kullanan pervaneli uçaklara göre daha hızlı olan ve yakıt ekonomisi sağlayan turboprop uçaklar önem kazanmaktadır. Pervane kullanımının ön planda olduğu uçaklar hakkındaki aşağıdaki bilgiler oldukça dikkat çekicidir.

Turboprop motor kısaca; pervaneli jet motoru olarak tanımlanabilir. Düşük hızlarda yüksek verim sağlayan bu motor, **yakıt sarfiyatı konusunda jet motorlara göre ortalama yüzde 30 daha ekonomiktir.**

Turboprop motorlar jet motoru gibi tepkime ile bir kuvvet sağlarken buna ilave olarak pervane ile de artı bir çekiş kuvveti sağlarlar [Turboprop motorlar tepkime ile kuvvet sağlamayıp, pervanenin dönme enerjisini kullanıp geri kazanım yoluyla pervanenin ihtiyaç duyduğu gücü azaltırlar]. Bu sayede yakıt ekonomisinin yanı sıra kısa pistlerden de oldukça emniyetli ve kolay uçuşlar gerçekleştirebilirler.

... Ancak pervane kullanımı, yüksek uçuş hızlarına imkân vermez, bu da turboprop motorlu uçakların en büyük dezavantajıdır (Boztepe, 2016).

Pervaneler, havacılıkta birçok alanda kullanılmaktadır: Helikopterler, Yolcu uçakları, İnsansız hava araçları, İş jetleri, sivil/askeri eğitim uçakları ve sivil/askeri nakliye uçakları. Bunlara ait Şekil 1.1 : Askeri Nakliye Uçağı (A400M)., Şekil 1.2 : İş Jeti., Şekil 1.3 : Eğitim Uçağı (HÜRKUŞ)., Şekil 1.4 : İnsansız Hava Aracı (ANKA)., Şekil 1.5 : Helikopter (ATAK).’a ait resimler aşağıda verilmektedir.



Şekil 1.1 : Askeri Nakliye Uçağı (A400M).

Turboprop pervanelere sahip olan nakliye uçakları en çok kullanım alanı bulan pervaneli uçak örneklerinden biridir.



Şekil 1.2 : İş Jeti.

İş jetlerinde turboprop pervaneli uçak kullanılması, pervaneli uçak kullanım alanının geniş olmasını gösteren açık bir delildir.



Şekil 1.3 : Eğitim Uçağı (HÜRKUŞ).



Şekil 1.4 : İnsansız Hava Aracı (ANKA).



Şekil 1.5 : Helikopter (ATAK).

Pervaneli tip uçakların, turboprop motor ile elinde tuttuğu bu avantajı korumak için yüksek verimde çalışabilen pervane tasarımı ve analizi bir hayli önem kazanmaktadır.

Buna ek olarak helikopter pallerinin tasarım ve analizi, pervane ile benzerlik göstermektedir. Pervane ile kazanılacak tasarım ve analiz tecrübelerinin, bu alanda da eksiksiz olarak kullanılabileceği açıktır.

Bu bağlamda pervane verimi ve performansı konusunda üst düzey pervane tasarım ve analiz çalışmalarının nedenli önemli olduğu ve bu çalışmalara gereksinim duyulduğu

anlaşılmaktadır. Klasik teorilerinin pervane tasarımı konusunda belli bir noktaya kadar yeterli olduğu fakat modern pervane tasarım ve analiz çalışmalarında kullanılamamaktadır.

Taşıyıcı çizgi teorisine dayanan yöntemler klasik pervanelerin tasarım ve analizinde oldukça doyurucu sonuçlar vermesine karşın pervanelerdeki ok açısı, dihedral açısı winglet ve çift pervane gibi modern uygulamalarda kullanılamamaktadır.

Modern metotlardan girdap kafes yöntemleri tüm bu uygulamalarda kullanılabilmekte, klasik teorilerle yapılan tasarım ve analiz çalışmaları için farklı bir tasarım ve analiz metodu olarak karşımıza çıkmaktadır. Girdap kafes yöntemleri, panel metotları ile birlikte geniş bir uygulama kapasitesine sahip olup modern pervanelerin ön tasarım ve analiz çalışmalarında kullanılmaktadır.

Bunlara ilaveten bu tez kapsamında kullanılacak girdap kafes yöntemlerinin kanat üzerinde uygulamalarının literatürde bol miktarda bulunması ve kanat uygulamalarında sık kullanılan modern bir tasarım ve analiz yöntemi olması da ayrı bir motivasyon kaynağıdır.

1.2 Literatür Araştırması

Gerçekçi pervane teorilerinin gelişimi Rankine ve R.E. Froude 'un 19. Yüzyılda yaptığı çalışmalara dayanır. Kendileri deniz pervaneleri üzerine çalışmışlardır. Fakat temel prensip su ve hava için aynıdır. Akışkan içerisindeki itki üreten pervane için momentum teorisini geliştirmişlerdir (Wald, 2006).

Rankine'nin orijinal teorisi üç varsayım üzerine kurulmuş eksenel momentum teorisi olarak bilinmekteydi. R. E. Froude'un çalışmaları Rankine'nin bu varsayımlardan birini değiştirerek dönen akımlar için daha gerçekçi bir teori olmasını sağlamıştır. Bu Rankine-Froude momentum teorisi veya genel momentum teorisi olarak anılmaktadır (Carlton, 2007).

Rankine-Froude momentum teorisi pervane palalarının geometrisini hesaba katmıyorlardı. Pervane palaları üzerinde geçen akımın hızlanması da göz önüne alınmamaktaydı. W. Froude pervaneyi birçok pala elemanından oluştuğunu söyleyerek pala elemanı teorisini ortaya atmıştır. Bu model pervane taşıması ve sürüklemesinin bilinmesi şartıyla pervane itkisi ve momentinin hesaplanmasının yolunu açmıştır. W. Froude'un basit pala elemanı teorisi pervane performansı

konusunda başarısızlığa uğrasada gerçekte modern teorilerin yolunu açmasından dolayı büyük bir başarıdır (Carlton, 2007).

19. yüzyılın sonlarına doğru Drzewiecki, pala elemanlarının helisel yörüngelerde hareket eden taşıyıcı bir yüzey gibi davrandıklarını söylemiştir. Fakat pervanenin kendisi tarafından pala elemanı üzerinde indüklenen hızları hesaba katmamıştır (Wald, 2006).

Pala elemanı teorisi ve momentum teorisi aracılığı ile iki farklı yoldan tasarım yapılmaktadır. Bu da tutarsız sonuçlara yol açmaktadır. Pala elemanı teorisi sürtünmesiz ortamda pervane veriminin %100 olması gerektiğini söyler. Sürtünmesiz yaklaşımda momentum teorisi, güç ve ilerleme oranına bağlı olarak spesifik bir limit belirler. Bu ve benzeri durumlar iki teorinin bir arada kullanılmasını sağlamıştır. Bazı tasarımcılar momentum teorisi ile indüklemiş hız belirleyip, sonrasında pala elemanı teorisi ile analiz yapmışlardır. Fakat bu iki teorinin birleşimi ile yapılan tasarımların hiçbiri tamamen yeterli değildir (Carlton, 2007, s. 172).

Prandtl'ın kanat için taşıyıcı çizgi teorisinin bağlı ve serbest girdap kavramı ile birleştirilmesi ile pervane için yeni bir yol açılmıştır. Modern pervane teorisi, pala elemanı bağlı girdaplar ve firar kenarından devam eden iz bölgesi girdapları ile birlikte taşıyıcı yüzey olarak düşünülünce kanada benzemektedir (Wald, 2006). Bu benzerlik kanat için uygulanabilen girdap yöntemlerinin pervane için uygulanabileceğini göstermektedir.

1919 da Betz minimum enerji ilkesi ile tasarlanmış hafif yüklü pervanenin iz bölgesi girdaplarının bozulmadan helisel olarak pervane gerisine doğru ilerlediğini göstermiştir. Prandtl helisel girdaplarını yaklaşık olarak, düz plaka etrafındaki 2B akış benzetimi yardımı ile çözmüştür. Bu yaklaşım küçük ilerleme oranları ve pala sayısı arttıkça daha iyi sonuç vermektedir (Wald, 2006).

Günümüzde kanat, pervane tasarım ve analizinde kullanılan girdap kafes metodları 1930 yıllarında formülize edilmelerine rağmen, ilk olarak 1930'larda Faulkner tarafından "Vortex Lattice" olarak adlandırılmıştır (Şahin, 2013).

Hardin ve Burmeister dönen aksiyal fan pervaneleri etrafındaki hava akışının analizi ve kanat tasarımı için uçak pervaneleri, helikopter rotorları, gemi pervaneleri ile ilgili literatürde çok sayıda girdap kafes yöntemi (GKY) çalışmasından yararlanılmıştır (Başgüney, 2015).

Hardin ve Burmeister'in çalışmasında üniform akış koşulları için deney ve GKY sonuçları karşılaştırıldığında, GKY yöntemi ile kanat yükleme, basınç, güç ve verimlilik değerleri için deneysel sonuçlara yakın sonuçlar elde etmişlerdir (Başgüney, 2015).



1.3 Tezin Amacı

Bu tezin ana amacı, aerodinamik tasarım ve analizlerde kullanılan modern yöntemlerden olan girdap kafes yönteminin pervane analizinde kullanılmasıdır.

Bu çalışmada girdap kafes yönteminin girdap halkaları kullanılarak uygulanmasıyla pervanelerin aerodinamik analizlerinin yapılması hedeflenmiştir.

Tezin ikinci bölümünde pervane tasarımı aşamasında kullanılan teoriler hakkında bilgi verilmektedir. Pervane tasarımı başlığı altında pervane tasarım aşamalarında kullanılan formülleri ve akış şeması adım adım verilecektir. Pervane analizi kısmında tasarımda belli bir kabul altında yapılan tasarımın bir nevi doğrulaması yapılmaktadır. Bunun için gerekli formüllere ve akış şemasına yer verilecektir.

Üçüncü bölümde Prandtl taşıyıcı çizgi modeli, Numerik taşıyıcı çizgi model ve girdap kafes yöntemleri hakkında genel bir bilgi verilecek. Sonrasında Girdap halkası yöntemi hakkında teorik bilgi verildikten sonra kanat ve pervane üzerinde uygulama yöntemi detaylı olarak anlatılacaktır.

Son bölümde girdap halkası yöntemi ile pervane analizinde kullanılacak olan panel sayılarının nasıl belirlendiği açıklanacak. Analizlerde kullanılacak panel sayısı belirlenecektir. Pervane analizi yapılmadan önce iyi bir test aracı olarak belirlenen profillerle oluşturulan kanat üzerinde GHY analiz çalışmaları yapılacak ve 3B PLL sonuçları ile karşılaştırılacaktır. Sonrasında ikinci bölümde anlatılan pervane tasarım yöntemi ile belirlenen profiller kullanılarak tasarımı yapılan pervanelerin GHY ile analizi yapıp karşılaştırmalı olarak verilecektir.



2. PALA ELEMANI MOMENTUM YÖNTEMİ İLE PERVANE TASARIMI VE ANALİZİ

2.1 Giriş

Bu bölümde klasik pervane tasarım yöntemleri hakkında genel bilgi verildikten sonra kullanılan pervane tasarım ve analiz aşamaları detaylı olarak anlatılacaktır. Bu yöntemler ile Çizelge 4.5’de seçilen Clark Y profili verileri kullanılarak MATLAB’da yapılan programla pervane tasarım ve analiz uygulaması yapılacaktır. Tasarlanan pervanenin farklı ilerleme oranlarında çekme kuvveti, dönme momenti ve verim değerleri hesaplanarak ilerleme oranına bağlı verim grafiğine yer verilecektir.

2.2 Pervanenin Genel Olarak İncelenmesi

Pervanelerde çekme kuvveti, üzerinden geçen akım tarafından meydana getirilen momentum değişimi aracılığı ile elde edilir. Momentum değişimi pervaneli uçaklarda genelde pervane ile havanın geriye doğru hızlandırılmasıyla (Şekil 2.1) elde edilebilir.

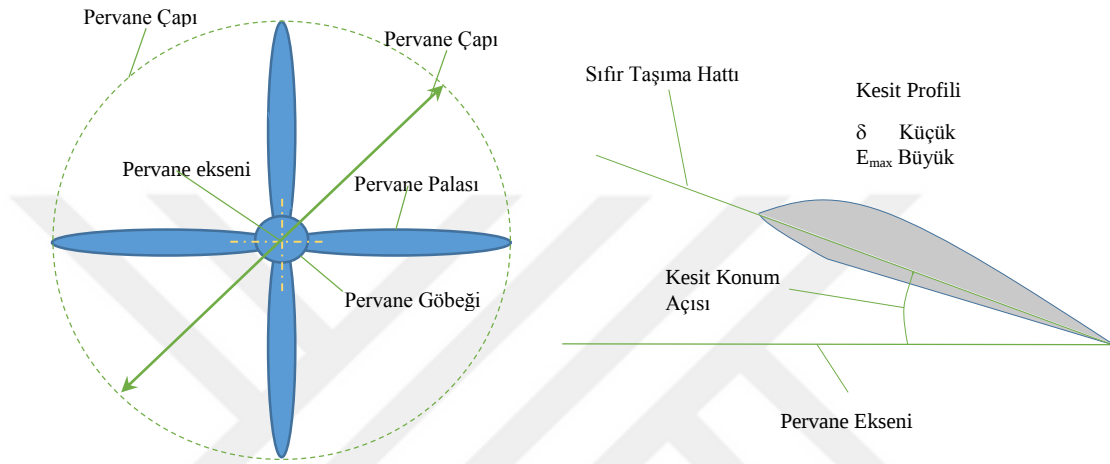


Şekil 2.1 : Pervane Sistemi.

Pervane ve pervane kesiti genellikle Şekil 2.2’de verilen ifadelerle anılırlar. Bir pervane göbeği etrafında eşit açısal aralıklarla yerleştirilmiş ve pervane palası adı

verilen profillerden oluşmuştur. Tasarıma göre pala sayısıda değişiklik gösterebilmektedir. Pervane tasarımının en önemli ayağı optimum kesit profilini belirlemek ve başarılması gereken nokta ise kesit konum açısının en yüksek çekiş kuvveti ve en düşük dönme torku ile dönecek şekilde elde edilmesidir.

Kesit konum açısı kökten uca değişkenlik gösteriyorsa değişken hatveli, göstermiyorsa sabit hatveli pervane denir (Houghton E.L., 2003).



Şekil 2.2 : Pervane geometrisi ve kesit profili.

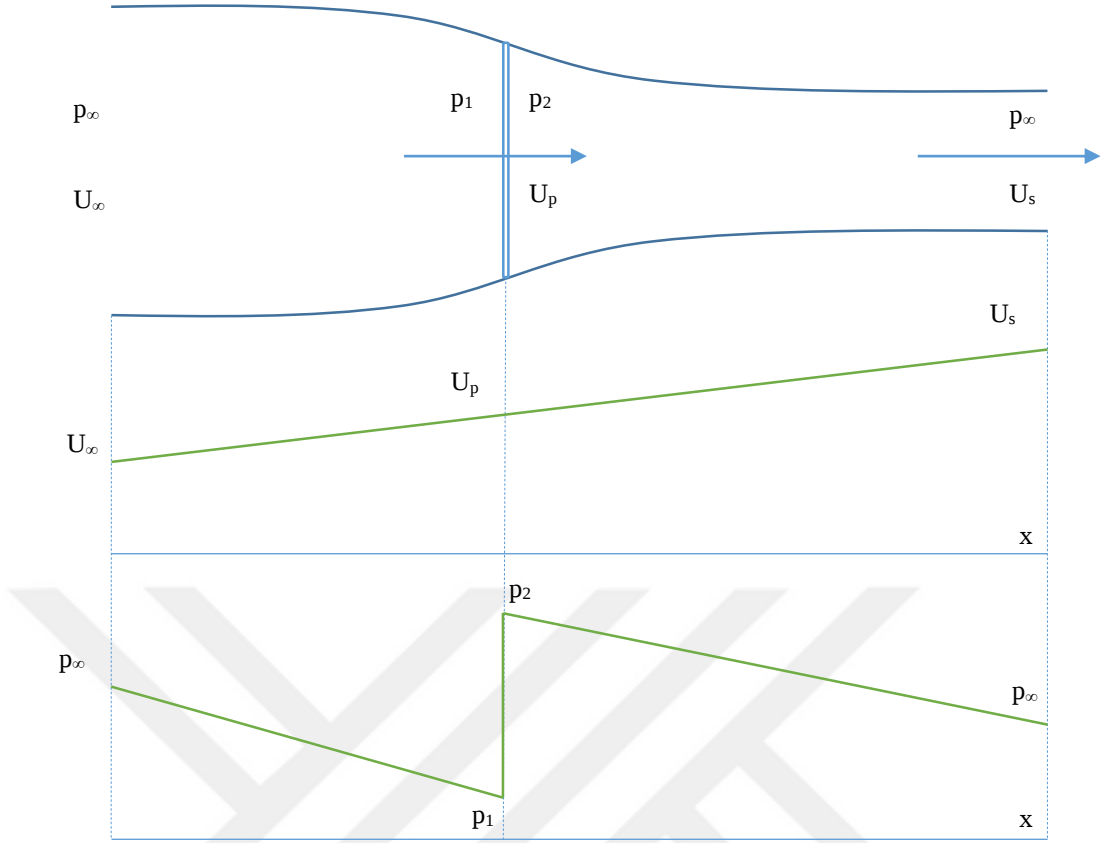
2.3 Rankine-Froude Momentum Teorisi

Pervanenin klasik tasarımlarından biri olan froude disk teorisinde, pervane sonsuz çapta ince bir disk olarak ele alınmakta ve üzerinden geçen hava akımının kazandığı momentum incelenir. İdeal diske ait kabuller aşağıdaki gibidir (Carlton, 2007).

- Pervane ideal akışkan şartlarında çalışmakta ve bundan dolayı sürtünme sürüklemesi şeklinde enerji kaybı olmamakta
- Pervane, sonlu sayıda palden oluşan bir disk olarak düşünülmekte

Genel momentum teorisi yukarıdaki iki varsayıma dayanmaktadır (Carlton, 2007, s. 169). Yapılan bu kabuller doğrultusunda birim zamanda pervanenin absorbe ettiği güç için denklem (2.1),

$$P_d = \left(\frac{\dot{m}}{2}\right) [U_s^2 - U_\infty^2] \quad (2.1)$$



Şekil 2.3 : Taşıyıcı Disk.

İtki için, birim zamanda eksenel yöndeki momentum değişimi dikkate alınarak denklem (2.2) (Carlton, 2007, s. 169),

$$T = \dot{m}[U_s - U_\infty] \quad (2.2)$$

Disk üzerinden geçen havanın kütleli debisi için denklem (2.3),

$$\dot{m} = \rho S U_p \quad (2.3)$$

Böylece hava akımının sayesinde pervane ile elde edilen itki için bir ifade elde edilebilir.

Pervane itkisi ve P_d için denklem (2.4),

$$P_d = T U_p \quad (2.4)$$

Bu iki ifade eşitlenerek, pervane üzerinden geçen akım hızı için denklem (2.5),

$$U_p = \frac{1}{2}(U_s + U_\infty) \quad (2.5)$$

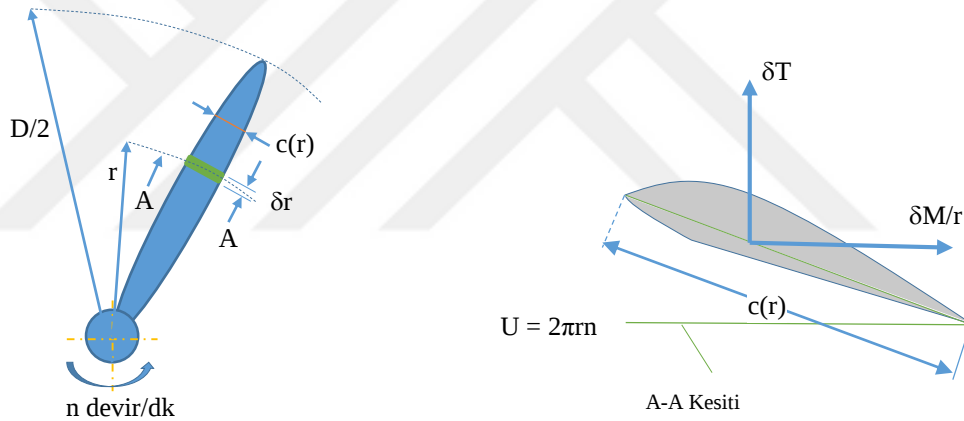
Akım hızları cinsinden, ideal diskin verimi için denklem (2.6) yazılabilir (Houghton E.L., 2003).

$$\eta = \frac{U_\infty}{U_p} = \frac{T U_\infty}{2\pi n_p M} \quad (2.6)$$

2.4 Pala Elemanı Momentum Teorisi

Rankine-Froude momentum teorisi, pervane hakkında kısmi bilgi veriyor olsa da pervane tasarımını yapabilmek için detaylı tasarım bilgilerine ihtiyaç duyulmaktadır. Özellikle kesit profili ve kesit konum açısı çok önemli iki parametredir. Bu verilerin araştırılması pala elemanı teorisi ile yapmak mümkündür.

Pala elemanı ve buna ait kesit profili detaylı olarak Şekil 2.4’de görülmektedir.



Şekil 2.4 : Pala Elemanı.

Pervaneyi çevirmek için pervane şaftına uygulanan moment M olsun ve bu momentin δr genişliğindeki pala elemanına denk gelen kısmı δM olsun. Pala elemanına dönme yönünde etkileyen kuvvet $\delta M/r$ olacaktır. Bu kuvvet pala elemanına etkileyen sürüklenme kuvvetine eşit olacaktır (Houghton E.L., 2003).

Normal çalışma koşullarında ilerleme açısı ϕ , kesit konum açısı θ 'dan indüklemeye açısı α kadar düşük olacaktır (Carlton, 2007). Seçilen pala elemanı kesitinin α hücum

$$\frac{\delta k_M}{\delta r} = J \frac{\pi^2}{2} r^3 b(1 + a) \quad (2.12)$$

ifadeleri, T ve M için

$$T = k_T \rho n_p^2 D^4 \quad (2.13)$$

$$M = k_M \rho n_p^2 D^5 \quad (2.14)$$

ifadeleri elde edilebilir (Carlton, 2007).

2.5 Pervane Tasarımı

Pervane tasarımında Rankine-Froude Momentum Teorisi ve Pala Elemanı Momentum Teorisi ile elde edilen boyutsuz katsayılı formüller kullanılmaktadır. Temel tasarım verisi olarak Çizelge 4.5’de verilen profiller ve bunlara ait 2B aerodinamik veriler kullanılmaktadır.

Pervane tasarımının deniz şartlarında gerçekleştirilmekte ve kökten uca kadar tek bir profil kullanılmaktadır.

Pervane tasarımında veri olarak

- Uçuş Hızı U_∞ (m/s)
- Pervanenin çekme kuvveti T (N)
- Pala sayısı n_B
- Pervanenin ideal verimi η_i
- Maksimum etkin hız $U_{\max}$ (m/s)

alınmaktadır. Burada maksimum hız pervane uç kısmında akım hızlarının çok yükseleceği ve kritik mach sayısını aşacağı düşüncesiyle bir kısıtlama olarak konulmuştur.

Pervane düzlemindeki hız, denklem (2.6) kullanılarak

$$U_p = U_\infty / \eta_i \quad (2.15)$$

İz bölgesindeki hız, denklem (2.5) kullanılarak

$$U_s = 2U_p - U_\infty \quad (2.16)$$

Pervane alanı için, denklem (2.2) ve (2.3) kullanılarak

$$S = \frac{T}{\rho U_p (U_s - U_\infty)} \quad (2.17)$$

Pervane yarıçapı ve çapı için

$$R = \sqrt{\frac{S}{\pi}} \quad (2.18)$$

$$D = 2R \quad (2.19)$$

ifadeleri yazılabilir.

Pervane uç kesitinde maksimum bileşke hız kritik mach sayısını geçmemek için $U_{\max}$ 'a eşit alınmaktadır. Pervaneyi geçen akımdaki radyal ve eksenel hızları ihmal etmek şartıyla bu ilişki kurulabilir.

Buradan pervanenin açısal hızı için

$$\Omega = \frac{\sqrt{U_{\max}^2 - U_\infty^2}}{R} \quad (2.20)$$

Pervanenin devir sayısı için

$$n_p = \frac{\Omega}{2\pi} \quad (2.21)$$

Pervanenin ilerleme oranı için

$$J = \frac{U_\infty}{n_p D} \quad (2.22)$$

ifadeleri yazılabilir. Burada $\bar{r}$ pervanenin boyutsuz yarıçapı olarak bilinmektedir. Palayı x parçaya bölecek olursak, pervanenin her bir palasının genişliği

$$\Delta \bar{r} = \frac{1}{x}$$

ile elde edilir.

Pervanenin ortalama veter uzunluğu denklem (2.10) kullanılarak

$$\bar{c} = \frac{2\pi\bar{r}\sigma}{n_B} \quad (2.23)$$

Pervanenin katılığı denklem (2.10) ile

$$\sigma = \frac{4}{C_l} \frac{a}{(1+a)} \frac{\sin^2 \phi_i}{\cos(\phi_i + \gamma)} \quad (2.24)$$

yazılabilir. Burada C_l ve γ seçilmiş profilin bilinen karakteristikleridir. Katılığın hesaplanabilmesi için a ve ϕ_i değerlerinin bilinmesi gerekmektedir. ϕ_i açısını denklem (2.9) kullanarak bulabiliriz.

Çözümü kolaylaştırmak adına a parametresini sabit alabiliriz. Bu kabul, ideal disk teorisi yardımı ile yapılabilir. Bu teoride ideal diskin her tarafında geçen akımın aynı hızda olduğu kabul edilmişti. Bu kabul ile pervane palası boyunca a 'nın sabit olduğu varsayılabilir (Kaynar, 2000).

Pervanenin a katsayısı yukarıda yapılan varsayım ve denklem (2.8) kullanılarak

$$a = \frac{1}{\eta_i} - 1 \quad (2.25)$$

Pervanenin b katsayısı denklem (2.8) ve (2.9) kullanılarak

$$b^2 - c_1 b + c_2 = 0 \quad (2.26)$$

$$\beta = (1+a) \frac{U_\infty}{\Omega \bar{r}} \quad (2.27)$$

$$c_1 = 1 - \frac{\beta \tan \gamma}{1+a} \quad (2.28)$$

$$c_2 = \frac{a}{(1+a)} \beta (\beta + \tan \gamma) \quad (2.29)$$

ikinci dereceden cebrik bir denklem elde edilir. Yapılan örnek uygulamalar çözümün eksi işaretli kök olduğunu göstermiştir (Kaynar, 2000). Fakat diskriminant sıfırdan küçük ise b için herhangi bir reel kök bulunamadığından bahsi geçen $\bar{r}$ için herhangi

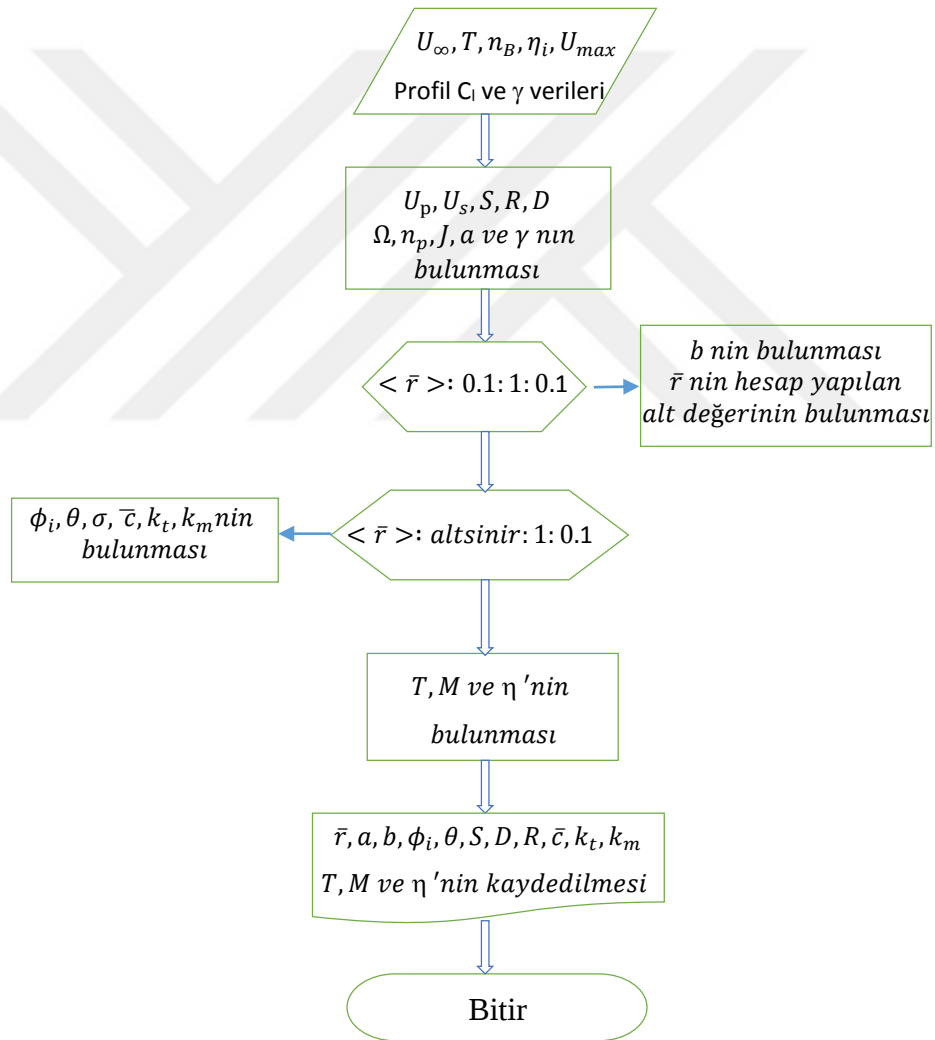
bir hesap yapılamamaktadır. Bundan dolayı bir sonraki $\bar{r}$ den hesaba devam edilmektedir.

Pervanenin aerodinamik büyüklükleri denklem (2.11), (2.12), (2.13), (2.14) kullanılarak elde edilir.

Pervanenin verimi aşağıdaki denklem kullanılarak bulunur.

$$\eta = \frac{TU_{\infty}}{2\pi n_p M} \quad (2.30)$$

Şekil 2.6'da pervane tasarımına ait akış şeması verilmektedir.



Şekil 2.6 : Pervane Tasarımı Akış Şeması.

2.6 Pervane Analizi

Tasarım aşamasında Pala Elemanı Momentum (PEM) ile elde edilen kesit konum açısı θ , ilerleme açısı ϕ , kesit veter uzunlukları $\bar{c}$, pervane ilerleme oranı J, ilerleme yönünde hız indüklemeye katsayısı a ve dönme yönünde hız indüklemeye katsayısı b elde edilmişti (Kaynar, 2000). Şekil 2.6'da bu yöntemin akış şeması verilmişti.

Tasarım aşamasında a değeri sabit varsayılmış ve tasarım bu varsayım doğrultusunda yönlenmişti. Bu değer değişebileceğini hesaba katmamız gerekmektedir.

Tasarımda bulunan kesit konum açısı θ , ortalama veter uzunluğu $\bar{c}$ ve boyutsuz yarıçap $\bar{r}$ analizde de değişmeyecektir. Bu veriler ve bilinen profil özellikleri $Cl-\alpha$ ve $E-\alpha$ polar eğrilerinin denklemleri kullanılarak a ve b değerleri elde edilip, aerodinamik veriler karşılaştırma amacıyla tekrar elde edilecektir.

Bunun için iterasyon yöntemi kullanılacaktır. Bu iterasyonun akış şeması Şekil 2.7'de verilmektedir. Kullanılacak formüller ise aşağıdaki gibidir.

İterasyona aşağıdaki gibi başlanacak.

- a, b ve ϕ_i lere ilk değerler verilecek

Denklem (2.9) kullanılarak ϕ_i bulunur. Pala elemanı hücum açısı

$$\alpha = \theta - \phi_i \quad (2.31)$$

C_l ve E, $Cl-\alpha$ ve $E-\alpha$ polar eğrilerinin denklemleri ile bulunacaktır. γ açısı denklem (2.7) ile elde edilecektir.

a değeri

$$F = \frac{\sigma}{4} C_l \frac{\cos(\gamma + \theta)}{\sin^2(\theta) \cos(\gamma)} \quad (2.32)$$

$$a = \frac{F}{1 - F} \quad (2.33)$$

b değeri

$$G = \frac{\sigma}{4} C_l \frac{\sin(\gamma + \theta)}{\sin^2(\theta) \cos(\gamma)} \quad (2.34)$$

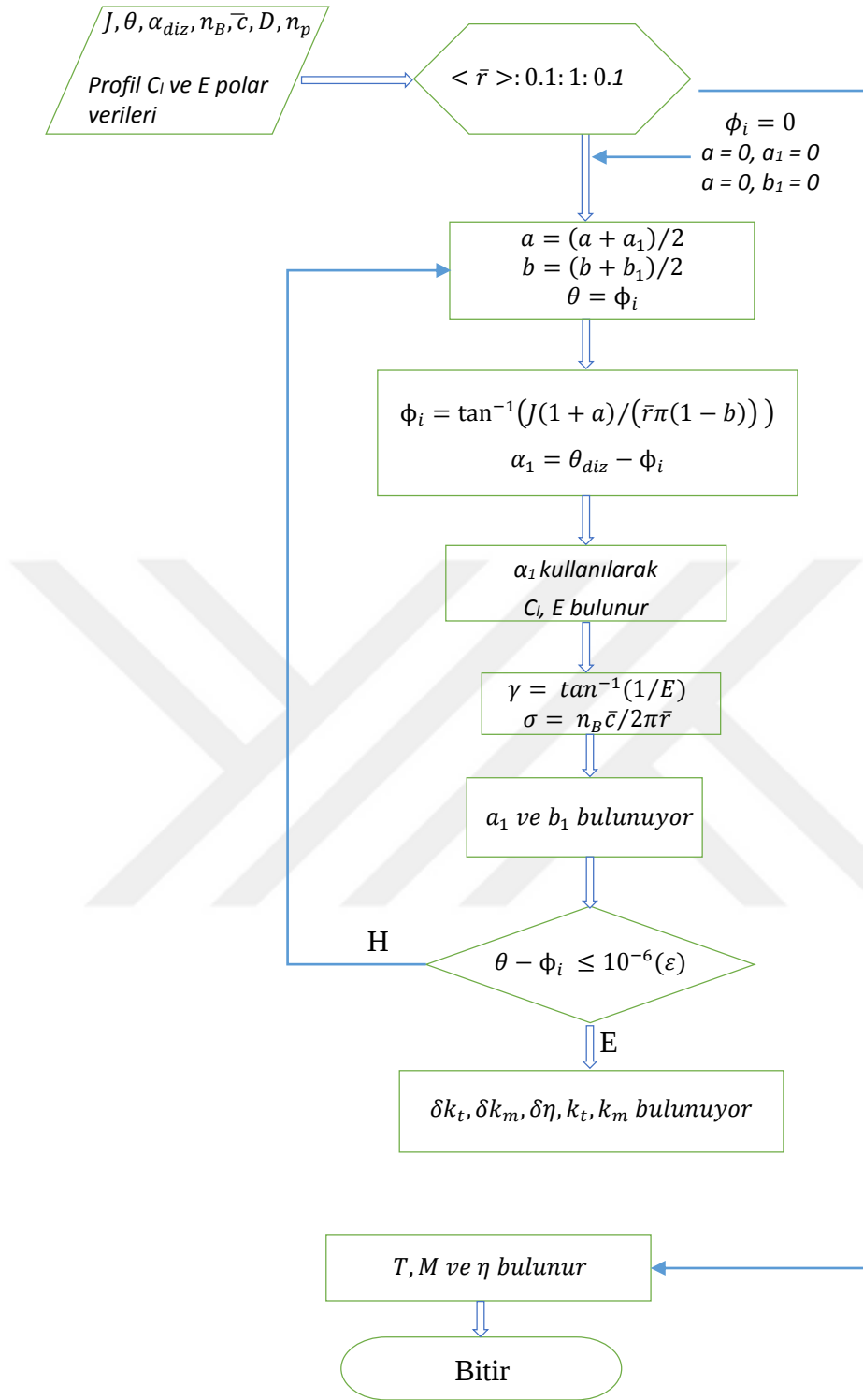
$$a = \frac{G}{1 - G} \quad (2.35)$$

formülleri ile bulunur.

Pervanenin aerodinamik büyüklükleri denklem (2.11), (2.12), (2.13), (2.14) ve (2.30) kullanılarak elde edilir.

Pervane analizi sonucunda a değerleri tasarım esnasındaki değerlerle karşılaştırılınca çok büyük bir değişiklik olmadığı gözlerden kaçmayacaktır.

Pervane analizinde tasarım esnasında elde edilen ilerleme oranı kullanılmıştı. Tasarlanan pervane kullanılarak farklı ilerleme oranları için bu analiz yöntemi kullanılarak pervane için aerodinamik büyüklükler bulunabilir.



Şekil 2.7 : Pervane Analizi Akış Şeması.

2.7 Pervane Tasarımı ve Analizi Uygulaması

Pervane tasarımı ve analizi başlıklarında anlatılan yöntem MATLAB ile programlanmış olup, Clark Y profili kullanılarak yapılan örnek uygulama sonuçları aşağıda verilmektedir.

Pervane tasarımına ait veriler

- Uçuş Hızı $U_{\infty} = 55 \text{ m/s}$
- Pervanenin çekme kuvveti $T = 1500 \text{ N}$
- Pala sayısı $n_B = 2$
- Pervanenin ideal verimi $\eta_i = 0.97$
- Maksimum etkin hız $U_{\max} = 320 \text{ m/s}$

Rankine-Froude momentum teorisi ile elde edilen sonuçlar

- Pervane düzlemindeki akım hızı $U_p = 56.7 \text{ m/s}$
- Pervane izindeki akım hızı $U_s = 58.4 \text{ m/s}$
- Pervanenin alanı $S = 6.345 \text{ m}^2$
- Pervanenin çapı $D = 2.842 \text{ m}$
- Pervanenin açısal hızı $\Omega = 221.6 \text{ rad/s}$
- Pervanenin devir sayısı $n_p = 35.27 \text{ dev/s}$
- Pervanenin ilerleme oranı $J = 0.549$

Pervane palasını $x=10$ parçaya bölünüp hesaplanırsa, pervane tasarımı için Çizelge 2.1' de verilen tablo elde edilir.

Çizelge 2.1 : Örnek Tasarım Sonuçları.

Pala Elemanı No	$\bar{r}$	a	b	$\bar{c}$	θ	α
1	0,1	0,0309	0.1252	0,2079	64,09	0
2	0,2	0,0309	0,0274	0,1337	42,78	0
3	0,3	0,0309	0,0121	0,0991	31,28	0
4	0,4	0,0309	0,0069	0,0778	24,38	0
5	0,5	0,0309	0,0045	0,0637	19,88	0
6	0,6	0,0309	0,0032	0,0538	16,75	0
7	0,7	0,0309	0,0024	0,0464	14,46	0
8	0,8	0,0309	0,0018	0,0408	12,71	0
9	0,9	0,0309	0,0015	0,0364	11,33	0
10	1	0,0309	0,0012	0,0328	10,22	0

Aerodinamik katsayıları (k_t ve k_m) tüm pala elemanları boyunca integrasyon yöntemi ile bulunduktan sonra

- Pervane çekme kuvveti için $T = 1485 \text{ N}$
- Pervane şaft momenti için $M = 453.07 \text{ Nm}$
- Pervanenin verimi $\eta = 0.813$

ifadeleri elde edilir.

Pervane analizi kısmında belirtilen yöntem ile analiz yapıp elde edilen veriler Çizelge 2.2’de verilmektedir.

Çizelge 2.2 : Örnek Analiz Sonuçları.

Pala Elemanı No	$\bar{r}$	a	b	α
1	0,1	0,0308	0.1246	0,023
2	0,2	0,0307	0,0272	0,008
3	0,3	0,0307	0,012	0,011
4	0,4	0,0307	0,0068	0,006
5	0,5	0,0306	0,0044	0,001
6	0,6	0,0307	0,0031	0,002
7	0,7	0,0307	0,0023	0,008
8	0,8	0,0307	0,0018	0,008
9	0,9	0,0307	0,0015	0,005
10	1	0,0306	0,0012	0,005

Tablodan da görüleceği üzere b değerleri hemen hemen aynı ve a değerleri yapılan varsayıma çok yakın çıkmaktadır. $\alpha_{Diz} = 0$ alınmıştı. Analiz sonucunda bulunan değerlerin çok küçüktür.

Aerodinamik katsayıları (k_t ve k_m) tüm pala elemanları boyunca integrasyon yöntemi ile bulunduktan sonra

- Pervane çekme kuvveti için $T = 1471.53 \text{ N}$
- Pervane şaft momenti için $M = 449.71 \text{ Nm}$
- Pervanenin verimi $\eta = 0.81$

ifadeleri elde edilir.

Bu üç aerodinamik büyüklük tasarım sonucunda bulunanlarla karşılaştırılınca sonuçların oldukça yakın olduğu görülmektedir.

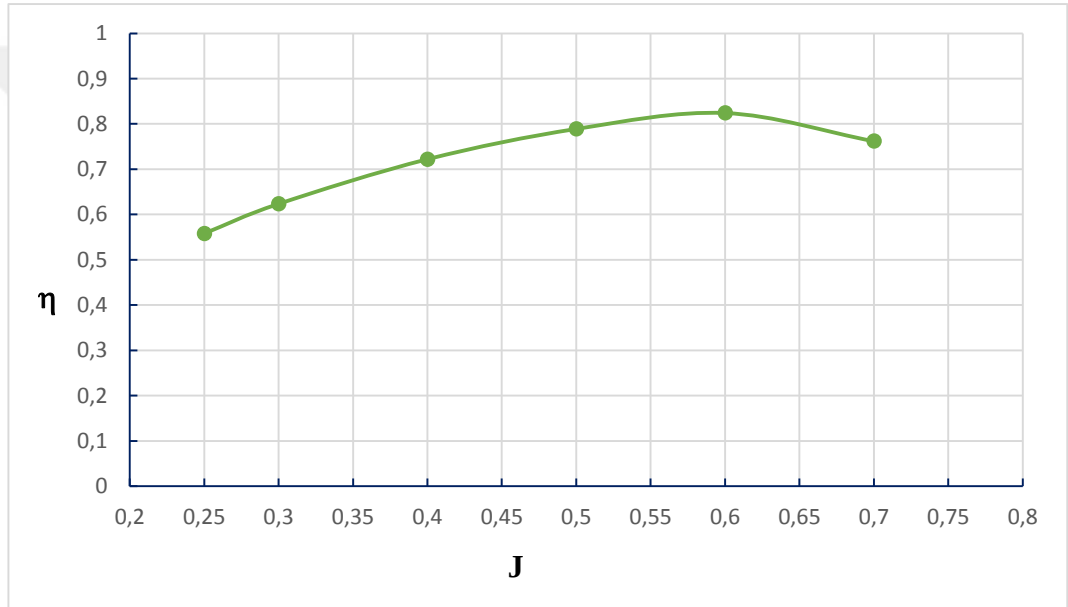
Bu aşamadan sonra farklı ilerleme oranları için bu üç aerodinamik büyüklük bulunup J- η grafiği çizilecektir. Bilindiği gibi analiz, tasarım aşamasında bulunan ilerleme

oranı 0.549 kullanılarak yapılmıştı. Farklı ilerleme oranları için elde edilen hesaplama sonuçları Çizelge 2.3’de verilmektedir.

Çizelge 2.3 : Farklı J’lere ait Sonuçlar.

J	T	M	η
0,25	3252,3	659,3	0,558
0,3	2992,3	651,3	0,6234
0,4	2417,3	606	0,722
0,5	1788,9	512,9	0,7889
0,6	1121,7	369,5	0,824
0,7	427,3	177,6	0,7618

J- η grafiği aşağıda verilmektedir.



Şekil 2.8 : J- η Grafiği.



3. PERVANELERİN AERODİNAMİK ANALİZİ İÇİN GİRDAP HALKASI YÖNTEMİ

3.1 Giriş

Pervanelerin aerodinamik analizi için analitik ve nümerik olmak üzere birçok yöntem vardır. Bu hesaplama metodolojileri arasında birbirlerine nazaran farklılıklar bulunmaktadır.

Analitik çözüm yöntemleri kullanmak için geometri üzerinde çok büyük basitleştirmeler yapılması gerekmektedir. Birçok durumda geometri düz, sıfır kalınlıklı yüzey ve ek olarak basitleştirilmiş sınır koşulları da bu yüzeylere eklenmektedir (Katz ve Plotkin, 2001, s. 206). Bu da istenen sonuçlarının elde edilememesine sebep olmaktadır.

Nümerik yöntemler daha gerçekçi sonuçlar elde edilmesine olanak sağlamaktadır. Daha gerçekçi geometri kullanılması ve sınır koşullarının daha rasyonel yüzeylere uygulanmasına imkân vermektedir (Katz ve Plotkin, 2001, s. 206).

2B ve 3B geometriler üzerindeki potansiyel akım problemleri çözümünde kullanılan nümerik yöntemlerden biride panel metodudur. Panel metodu, geometri üzerinden geçen akımın özellikleri hakkında yapılan bazı yaklaşımlara dayanmaktadır.

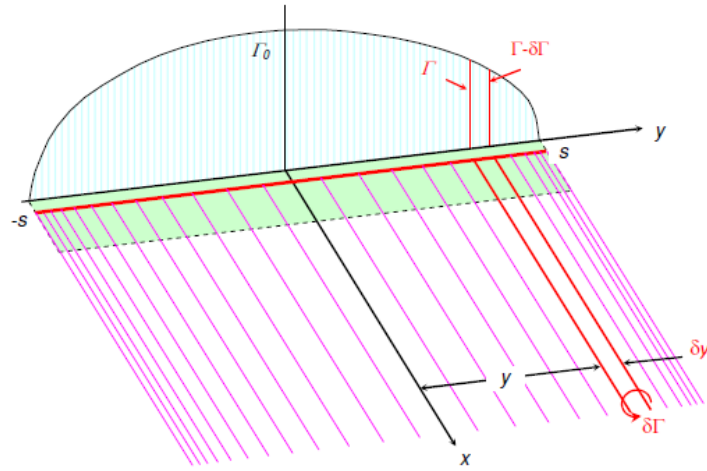
Bu tez konusu kapsamında kullanılacak olan girdap halkası yöntemi esas itibariyle uçak kanatları için kullanılmış olup günümüzde pervaneler için de uygulamaları mevcuttur. Kanatların analiz ve tasarımı için ortaya atılan ilk teori analitik bir yöntem olan klasik Prandtl taşıyıcı çizgi teorisi olup günümüze kadar önemini korumuştur. Ancak bu teorinin ok açısı, diedral açısı, çift kanat, winglet vb. gibi uygulamalara imkân vermemesi nedeniyle tarihsel süreç içerisinde daha gelişmiş teoriler ortaya çıkmıştır. Bunlardan biri ve bu tez çalışmasının konusu olan Girdap Halkası Yöntemi ile klasik taşıyıcı çizgi teorisi arasındaki bağlantıyı ve farklılıkları göstermek açısından bu bölümde sırasıyla klasik taşıyıcı çizgi teorisine, bunun ayrık bir uygulaması olarak nitelendirilebilen nümerik taşıyıcı çizgi teorisine, bu yöntemin daha gelişmiş bir şekli

olan Girdap Kafes Yöntemine ve sonrasında Girdap Halkası Yöntemine yer verilecektir.

Son olarak kanat ve pervane üzerinde Girdap Halkası Yönteminin nümerik olarak uygulanabilmesi için gerekli formül ve yöntem detaylı olarak anlatılacaktır.

3.2 Prandtl Taşıyıcı Çizgi Yöntemi

Taşıma kuvveti meydana getiren bir kanat etrafındaki akımı üniform akım içerisinde yer alan bir girdap ve kanat gerisine doğru uzanan iki uç girdabı ile temsil etmek mümkündür. Bu temsil ile kanat üzerindeki yük dağılımının değişmez olması gerekmektedir. Fakat 3B kanat halinde bunun böyle olmadığı aksine kanat ortasında en yüksek taşıma değerine ulaştığı ve kanat uçlarında sıfır olduğu bilinmektedir. Bu nedenle yapılan modelleme, tek bir at nalı girdap yerine kanat boyunca birçok girdap filamanı ile değiştirilmesi gerekmektedir (Houghton E.L., 2003). Bu model Şekil 3.1’de gösterilmektedir.



Şekil 3.1 : Prandtl Taşıyıcı Çizgi Yöntemi.

Sonsuza kadar uzanan iki girdap çizgisi arasındaki kesitin girdap şiddeti $\delta\Gamma$ olsun. Sirkülasyonun açıklık boyunca değişimine $\Gamma(y)$ diyelim. Böylece $\delta\Gamma$ için aşağıdaki ifade elde edilir.

$$\delta\Gamma = -\frac{d\Gamma}{dy}\delta y \quad (3.1)$$

$\delta\Gamma$ şiddetindeki girdabın herhangi bir y_1 uzaklığında indüklediği aşağı sapma hızı için (3.2) ifadesi yazılabilir.

$$w(y_1) = -\frac{1}{4\pi} \int_{-s}^{+s} \frac{\frac{d\Gamma}{dy}}{y-y_1} dy \quad (3.2)$$

Birim genişlikteki bir kanat parçasının taşıması için aşağıdaki ifade yazılabilir.

$$l = \rho V_\infty \Gamma \quad (3.3)$$

Buradan sonlu kanadın taşıması aşağıdaki ifadeler aracılığı ile bulunabilir (Houghton E.L., 2003).

$$L = \rho V_\infty \int_{-s}^{+s} \Gamma(y) dy \quad (3.4)$$

$$D_i = \rho \int_{-s}^{+s} \omega(y) \Gamma(y) dy \quad (3.5)$$

$\Gamma(y)$ 'nin tespiti halinde sonlu kanada ait aerodinamik katsayılar elde edilebilmektedir. $\Gamma(y)$ fonksiyonunu fourier serisine açıp kanadın herhangi bir kesiti etrafındaki koşullar yardımı ile tespiti mümkündür (Houghton E.L., 2003).

3.3 Nümerik Taşıyıcı Çizgi Yöntemi

Prandtl taşıyıcı çizgi modelinde sonsuz sayıda at nalı girdabı kullanılarak hesap yapılmaktaydı. Sonlu sayıda at nalı girdabı kullanarak hesap yapan Nümerik Taşıyıcı Çizgi Yöntemi hakkında genel bilgi verilecektir.

Kanat ve pervane profilleri üzerinde girdap halkası yöntemi ile analizin temellerini oluşturan, 2B'da düz ve kamburluklu profillere uygulanan ve veter doğrultusunda sonlu girdap ele alınarak çözüm arayan ince profiller için kümelenmiş girdaplar yöntemi hakkında detaylı bilgi verilecektir.

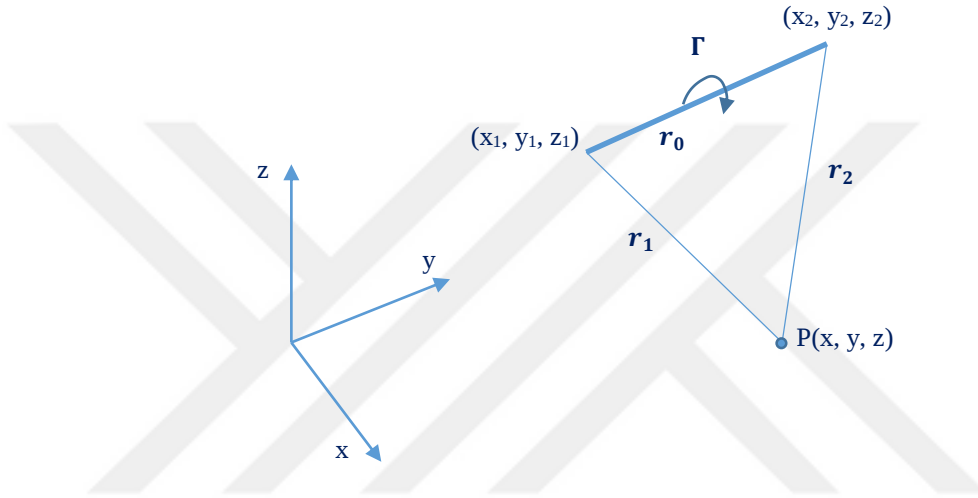
3.3.1 İnce profiller için kümelenmiş girdaplar yöntemi

Her bir girdap çizgisinin herhangi bir noktada indüklediği hız Biot-Swart kanununa dayanan bir hesaplama yöntemi ile bulunabilmektedir. Şekil 3.2'de şematik şekilde

görülen 1 ve 2 noktaları arasındaki girdabın P noktasına uyguladığı q^1 hız vektörü ve bileşenleri $[u, v, w]$ denklem (3.6) vasıtasıyla hesaplanmaktadır.

Şekil 3.2’de görülen 3B sonlu bir girdap çizgisi için vektörel uzaklık formunda denklem (3.6) kullanılarak P noktasında indüklenen hız vektörel formda aşağıdaki gibi elde edilebilir.

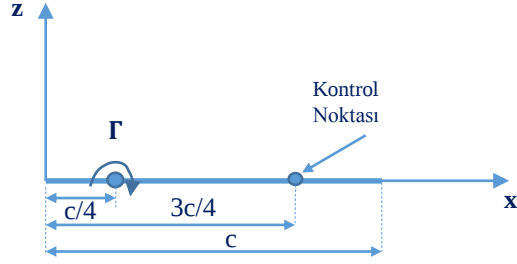
$$q_{1,2} = \frac{\Gamma}{4\pi} \frac{\mathbf{r}_1 \times \mathbf{r}_2}{|\mathbf{r}_1 \times \mathbf{r}_2|^2} \mathbf{r}_0 \cdot \left(\frac{\mathbf{r}_1}{r_1} - \frac{\mathbf{r}_2}{r_2} \right) \quad (3.6)$$



Şekil 3.2 : 3B Sonlu Girdap Çizgisi İndükleme.

Düz plaka üzerinde yapılan analitik hesaplamalar, taşıyıcı girdap çizgisi modeli geliştirilebileceğini göstermiştir. Şekil 3.3’de şematik taşıyıcı girdap çizgisi verilmektedir.

¹ Bu tez kapsamında vektörler kalın olarak yazılacaktır.



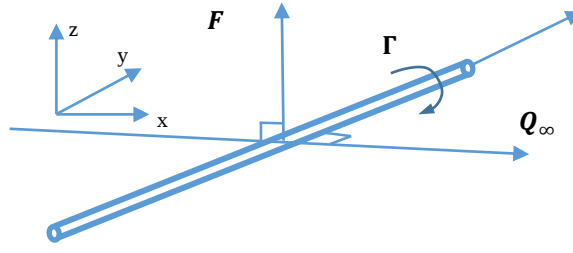
Şekil 3.3 : Taşıyıcı Girdap Çizgisi.

Düz plaka üzerindeki girdap dağılımını, aynı şiddette tek bir girdap ile değiştirmek istersek uygulama noktası tam olarak dörtte bir uzaklıktaki noktadır. Bu plakanın basınç merkezinde yine bu noktadır. Eğer taşıyıcı düz plakayı tek bir girdap ile temsil etmek istersek, sınır koşulları yüzeyde normal akışın sıfır olduğu noktanın bir tane olmasını gerektirir. Bu nokta dörtte üç uzaklıktaki noktadır. Bu nokta kontrol noktası² olarak adlandırılmaktadır (Katz ve Plotkin, 2001, s. 115).

Bu noktadan sonra kanat ve pervane profillerinde bu yöntemin nasıl uygulanacağı ve uygulama şartları belirlenmelidir. İnce profillerde kaynak kullanılamaz. Temsil için double kullanılmaktadır. Double'de girdap ile eşdeğerdir. Bunun yanında ince taşıyıcı çizgi/yüzeyde normal yöndeki hız indüklemesi sıfır olması gerektiğini belirten Neumann sınır koşulu uygulanabilir (Katz ve Plotkin, 2001, s. 222).

Bu koşullar bize ince profillerin aerodinamik analizinin girdap ile çözümünün yolunu açmaktadır.

² Collocation Point



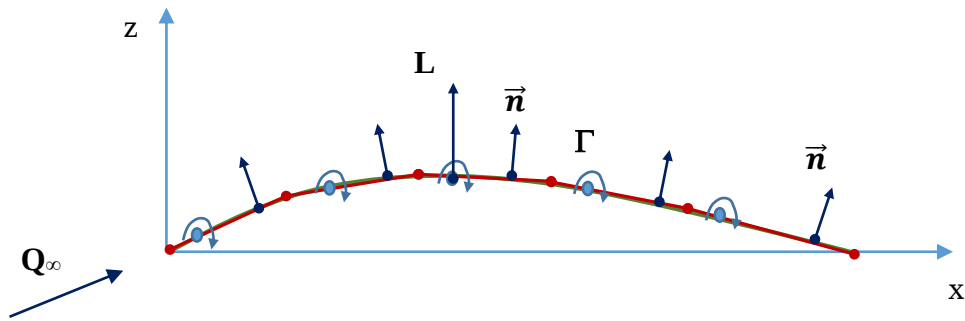
Şekil 3.4 : Girdap Üzerinde İndüklenen Aerodinamik Kuvvet.

Aerodinamik kuvvetler sıkıştırılmaz, sürtünmesiz, dönmesiz ve sınırı olmayan akış içerisinde Şekil 3.4’de görüldüğü gibi girdap ile aynı düzlemdeki, üzerinden geçen akım hızı ile birim genişlik için aerodinamik kuvvet Kutta-Joukowski teoremi olarak

$$L = F = \rho Q_{\infty} \cdot \Gamma \quad (3.7)$$

bilinen denklem (3.7) ile elde edilir. Burada kuvvetin girdap üzerindeki bir noktada etkidiğine dikkat edilmelidir. Kuvvet vektörel olarak elde edildiğinden üç eksen de bileşeni bulunmaktadır (Katz ve Plotkin, 2001, s. 67).

Böylece taşıyıcı girdap çizgisi ile elde edilen taşıma kuvveti L ’yi elde etmiş olduk. Şimdi profil kamburluk eğrisi üzerinde kümelenmiş birden fazla taşıyıcı girdap çizgisi durumunda aerodinamik kuvveti nasıl elde edeceğiz. Şekil 3.5’de kümelenmiş girdap yaklaşımının kamburluk eğrisi üzerinde uygulanmış bir biçimi görülmektedir. Burada taşıyıcı girdap çizgisi sayısında herhangi bir sınırlama yoktur. Fakat sonlu sayıda alınmaktadır.



Şekil 3.5 : Kamburluk Eğrisi için Kümelenmiş Girdap Yaklaşımı.

Girdap şiddetlerinin elde edilmesi için gerekli eşitlik, kontrol noktaları üzerinde denklem (3.8)’de verilen Neumann sınır koşulu uygulanması ile elde edilmektedir.

$$\nabla(\phi + \phi_{\infty}) \cdot \mathbf{n} = 0 \quad (3.8)$$

Neumann sınır koşulu üzerinde serbest akım potansiyeli ile kontrol noktası potansiyelini birbirlerine eşitlersek, profil üzerindeki kontrol noktasında indüklenen

$$LHS \equiv \mathbf{q} \cdot \mathbf{n} = -\mathbf{Q}_{\infty} \cdot \mathbf{n} \equiv RHS \quad (3.9)$$

hızlar ile serbest akımın indüklediği hızların negatif işaretli olarak eşit olduğu görülecektir. Buradan kontrol noktasında tüm girdap halkalarının her bir sonlu girdap çizgisinin indüklediği hızların toplamını serbest akım kullanılarak bulunabileceği görülmektedir. Bunun tam tersi de mümkün, yani kontrol noktasında indüklenen hızlar bulunursa serbest akım hızı da elde edilebilir (Katz ve Plotkin, 2001, s. 225).

Şekil 3.2’de pozitif girdap yönünün sağ el kuralına göre belirlendiği anlaşılmaktadır. LHS için denklem (3.9) eşitliği elde edilebilir. Bu eşitlikteki a katsayısına etki katsayısı³ denilmektedir. Bu denklem sadece bir girdap halkasının kontrol noktasında

$$\mathbf{q} \cdot \mathbf{n} = \sum_{i=1}^n a_i \Gamma_i \quad (3.10)$$

indüklediği hızı ifade etmektedir (Katz ve Plotkin, 2001, s. 225).

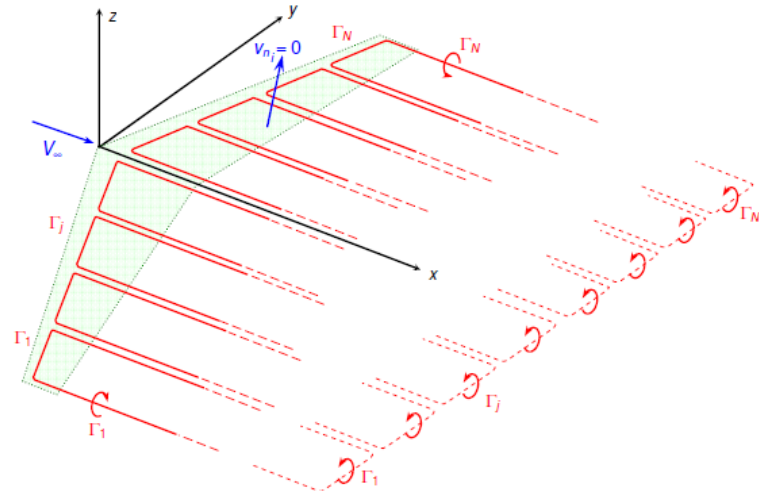
Profil geometrisinden kontrol noktası üzerindeki normal vektör, girdabın başlangıç ve bitiş koordinatları bilinmekteydi. Birim girdap şiddeti alınarak denklem (3.6) ile kontrol noktasında indüklenen hız hesaplanır. Bu hız ile normal vektör skaler çarpılıp sonrasında denklem (3.9) kullanılarak a etki katsayıları, birim şiddetteki girdap çizgisi varsayımı ile hesaplanır. Serbest akım hızı biliniyorsa denklem (3.8)’de verilen RHS elde edilir. Denklem (3.8) ve denklem (3.9) kullanılarak denklem (3.11) elde edilir.

$$\sum_{i=1}^n a_i \Gamma_i = -\mathbf{Q}_{\infty} \cdot \mathbf{n} \quad (3.11)$$

Bu denklem kullanılarak gerçek girdap şiddetleri elde edilir.

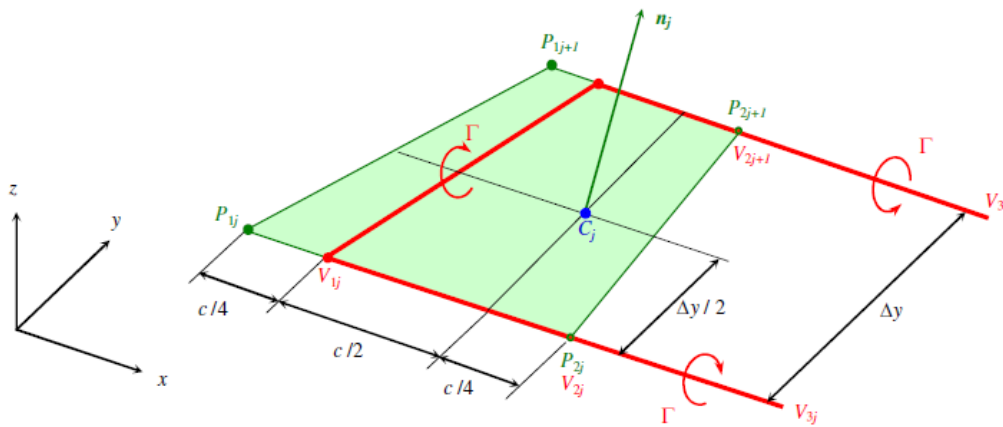
³ Influence Coefficient

Eşdeğer girdap sistemi ile oluşturulmuş model Şekil 3.8’de gösterilmektedir.



Şekil 3.8 : Nümerik Taşıyıcı Çizgi Yöntemi.

Kümelenmiş girdaplar yönteminde kontrol noktası belirlenmiş ve bu noktada sınır koşulu uygulanmakta ve sonrasında hesaplamalar yapılmaktaydı. Numerik taşıyıcı çizgi yönteminde de Şekil 3.9’da verilen kontrol noktası üzerinde yüzey sınır koşulu uygulanacaktır. Kontrol noktasında indüklenen hızı bulabilmek için kanat üzerindeki



Şekil 3.9 : Nümerik Taşıyıcı Çizgi Yöntemi At Nalı Girdabı.

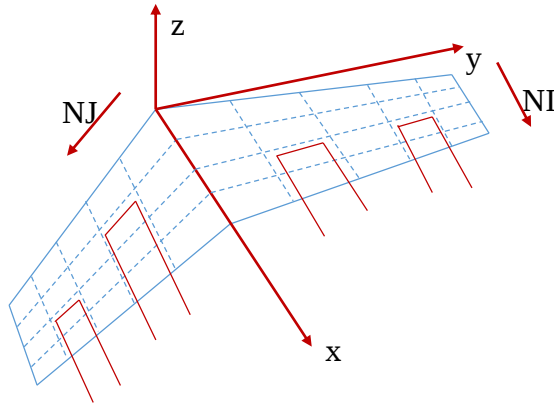
Tüm girdap çizgilerinin indüklediği hızların hesaplanması gerekmektedir. Hesaplama yöntemi ince profiller için kümelenmiş girdap yöntemi ile aynı olduğundan burada formülasyona yer verilmeyecektir.

Panel sayısı kadar at nalı girdabı olduğundan her biri için bu hesaplar tekrar edilerek çözüm bulunacaktır. (Katz ve Plotkin, 2001).

3.4 Girdap Kafes Yöntemi

Bundan önceki yöntemlerde at nalı girdaplarının bağlı girdapları çeyrek veter uzaklığına yerleştirilmekteydi. Kanat üzerinde bu çizgi taşıyıcı çizgi olarak bilinmektedir. Haliyle taşıma ve sürüklemeye bu çizgi üzerinden oluştuğu kabul edilmektedir. Bu nedenle veter doğrultusunda taşıma ve sürüklenme dağılımı dikkate alınamamaktadır. Bunun yanında moment hakkında da bilgi alınamamaktadır.

Bunun üstesinden gelebilmek için kanat üstü en ve boy yönünde birçok panele bölünmek zorundadır. Bu model Şekil 3.10'de gösterilmektedir. Burada NI ve NJ panel sayılarını ifade etmektedir. Her bir panele şekilde görüldüğü gibi bir at nalı yerleştirilir. Hesaplamalar nümerik taşıyıcı çizgi modelinde olduğu her bir panel için ayrı ayrı yapılmaktadır. Girdap şiddetleri her bir panel üzerinde yüzey sınır koşulu yardımıyla bulunur. Buradan da aerodinamik büyüklükler elde edilir.

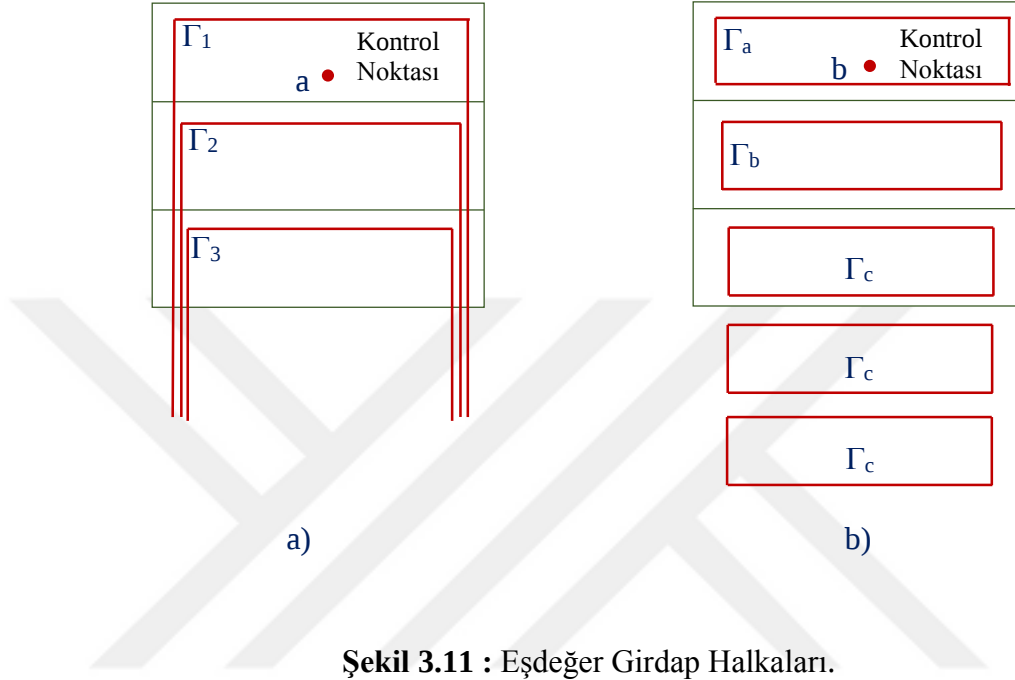


Şekil 3.10 : Girdap Kafes Yöntemi⁴.

⁴ Vortex Lattice Method

3.5 Girdap Halkası Yöntemi⁵

Girdap kafes yönteminde her bir panele at nalı girdapları yerleştirmektedir. Şekil 3.10'da ve Şekil 3.11 a'da görüldüğü gibi at nalı girdaplarını, Şekil 3.11 b'de olduğu gibi eşdeğer girdap halkaları ile değiştirelim. Aerodinamik büyüklük hesabında girdap



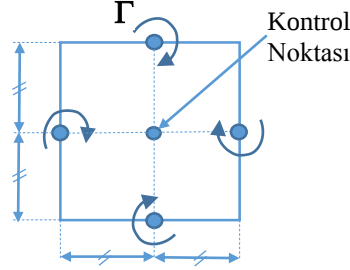
Şekil 3.11 : Eşdeğer Girdap Halkaları.

şiddetlerinin önemli olduğu bilinmekteydi. Bu iki sistemi eşdeğer kabul etmiştik. Yapılan çalışmalar Şekil 3.11 a'da verilen at nalı girdaplarının iz bölgesi dâhil olmak üzere tümünün a kontrol noktasında indüklediği hızlar ile Şekil 3.11 b'de ki girdap halkalarının iz bölgesi dâhil olmak üzere tümünün b kontrol noktasında indüklediği hızların eşit olduğunu göstermiştir. Buradan bu yöntemlerin eşdeğer olduğunu söylememiz mümkün.

Girdap Kafes Yöntemi ve Girdap Halkası Yöntemi ile yapılan analiz çalışmalarında aerodinamik katsayıların boy ve veter yönünde kullanılan aynı panel sayılarında elde edilmesi bunun kanıtıdır.

⁵ Vortex Ring Method

Yöntemlerin çözüm algoritmaları arasında farklılık bulunmaktadır. 3B’da kanat/pervane üzerine yerleştirilen paneller içerisine Şekil 3.12’deki gibi girdap halkaları yerleştirilmektedir.



Şekil 3.12 : 3B Girdap Halkası.

Kelvin teoremine göre profil üzerindeki girdap ile izdeki girdapların anlık değişimleri sıfırdır. Bu da izdeki girdabın yönünün profil üzerindeki ile tam zıt yönlü olması ile mümkündür (Katz ve Plotkin, 2001, s. 26). Bu sonuç bize yapılacak hesaplamalarda profil üzerindeki girdap modelinin yanında, iz bölgesinde bulunan girdapların sonuç üzerinde ne denli önemli bir rol oynadığını açık bir şekilde göstermektedir. Bu nedenle kanat ve pervane hesabında iz bölgelerinin modellenmesi detaylı bir şekilde yapılacaktır.

3.5.1 İz bölgesi modellenmesi

Girdap yöntemlerinin temelini oluşturan ve Alman bilim adamı Hermann von Helmholtz tarafından ortaya konulan girdap teorisinde

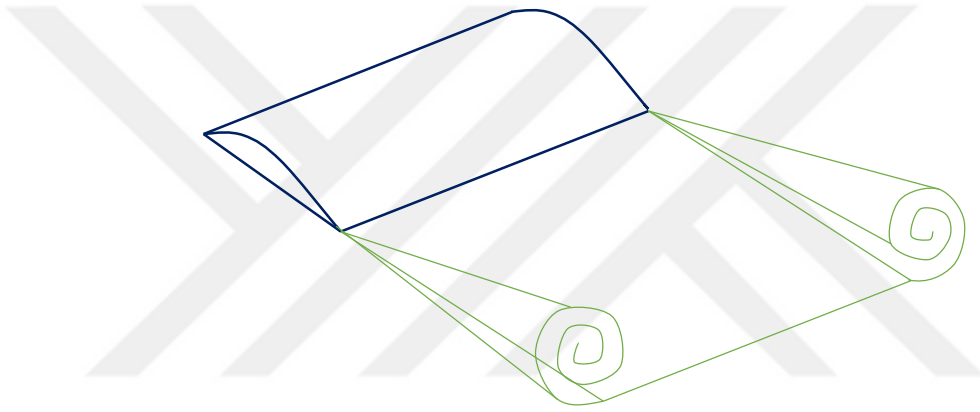
- Girdap çizgisi boyunca girdap şiddeti sabittir
- Girdap çizgisi akım içinde başlamaz ya da son bulmaz
- Girdap tüpü formundaki akım, girdap tüpü olarak devam eder ve şiddeti hareket ettikçe değişmez (Katz ve Plotkin, 2001, s. 34)

İkinci maddeden anlaşılacağı gibi girdap kanat veya pervane üzerinde son bulmaz. İz bölgesinde de devam eder. Akım içerisinde herhangi bir kuvvet indüklememesi için iz bölgesinin herhangi bir noktasında lokal akım yönüne paralel olmaktadır (Katz ve Plotkin, 2001, s. 82).

Taşıma problemi tek başına potansiyel akım ile çözülemez. Sürtünme etkilerinden dolayı akım ayrılması meydana gelmektedir. Kutta şartı ile akımın firar kenarından

kanadı terk ettiği varsayılarak bu sorun ortadan kalkmıştır. Yani 3B’da sıfır firar kenarı sirkülasyonu olduğu varsayılmıştır (Storch ve Nozicka, 2017).

Kanat veya pervane ucunda hava akım hızı serbest akım hızındadır. Fakat profil üst kısmında hava hızı biraz düşük basınç yüksek, profil alt kısmında ise biraz hava hızı yüksek basınç ise düşüktür. Serbest akım hızı ise bu iki hız arasında bir hızda olacaktır. Böylece uç kısmında içe doğru bir dönme başlayacaktır. Buna uç girdabı⁶ denmektedir. Kanat uç girdabı Şekil 3.13’da verilmektedir. Buradan, herhangi bir kenardan uzak kısımda girdap çizgilerinin kararsız olacağı açıktır. Fakat bu kararsızlık, sistem bütünü düşünülünce sistem dengesinin bir parçası olarak görülmelidir (Wald, 2006, s. 96).



Şekil 3.13 : 3B Kanat Uç Girdabı.

Pervane yüksek açısal hızlarda döndüğünden dolayı iz bölgesinde akım çizgileri belli bir uzaklığa kadar yaklaşık helisel bir yörünge izler. Konu ile alakalı yapılan çalışmalarda bu kabulün oldukça doğru sonuçlar verdiği görülmüştür.

İz bölgesinin, pervane gerisine doğru helisel olarak deforme olmadan ilerliyor gibi düşünülmesi pervane palleri üzerinde ideal yük dağılımı kabulü için uygun bir metottur. Çünkü firar kenarı girdaplarının eksenel hız indüklemesinden dolayı oluşan sirkülasyonun pervane pali üzerinde radyal dağılımı değişken olacaktır. Bu da iz bölgesindeki girdapların sürekli olarak değişeceğini göstermektedir. Fakat bu

⁶ Rolling Up Vortex

yaklaşım hafif yüklü pervaneler için geçerlidir. Ağır yüklü pervaneler için uygun değildir (Wald, 2006, s. 96).

Literatürde firar kenarı ve iz bölgesi girdapları serbestçe hareket eden girdap partikülleri veya girdap çizgileri ile modellenmekte, buna serbest iz modeli⁷ denmektedir. Girdapların belirlenmiş bir iz geometrisi izlemesini şart koşan yönteme önceden belirlenmiş iz modeli⁸ denmektedir. Önceden belirlenmiş iz bölgesi modeli daha az hesap yükü gerektirmesine rağmen deneysel verilere ihtiyaç duymaktadır. Serbest akım modeli hesap yükü getirmesine rağmen iz bölgesini daha iyi tahmin etmekte ve aerodinamik yükleri oldukça doğru elde edilmesini sağlamaktadır (Abedi ve diğ., 2014).

Whale ve diğ. (2000), girdap iz modelleriyle iz bölgesini çok gerçekçi olarak temsil edildiğini ve özellikle serbest akım modelinin çok doğru sonuçlar verdiğini belirtmektedirler.

Serbest iz modelinde 10°'lik helisel dönüş açıları alınarak yapılan hesaplamalar pervaneler için oldukça doğru sonuçlar verdiği bir başka çalışmada da görülebilir (Abedi ve diğ., 2014).

Ticari programlar (RANS, Fluent vb.) ile yapılan çözümler ile serbest iz modelleriyle yapılan çözümlerin karşılaştırmaları serbest iz modelinin uygunluğunu bir kez daha göstermektedir [4, 18, 19].

3.5.2 Geometri ve girdap sisteminin oluşturulması

3B'lu kanat üzerinde sınır koşulları ile çözüm, bu yöntemin uygulanacağı profil geometrisi üzerinde bazı varsayımlar yapmayı zorunlu kılmıştır.

- Profil üzerinde indüklenen hızlar serbest akım hızına oranla çok küçük
- Profil kalınlığının veter uzunluğuna oranla çok küçük
- Profilin açıklığının veter uzunluğuna oranla çok büyük (Katz ve Plotkin, 2001, s. 77)

⁷ Free Wake Model

⁸ Prescribed Wake Model

olduğu varsayıldığından, profil seçiminde bu varsayımlar dikkate alınmalıdır.

Profil üzerinde girdap kafes uygulamalarının farklı çözüm yöntemleri bulunmaktadır. Kanat profilleri, genelde birim uzunlukta veter boyunca alt ve üst yüzey koordinatları verilerek temsil edilen profil verileri ile elde edilmektedir.⁹ EK-A'da bu tez kapsamında kullanılan profil verileri bulunmaktadır. Bu veriler kullanılarak profil kamburluğu elde edilecek, profil taşıyıcı yüzeyi olarak bu kamburluk eğrisi kullanılacaktır (Katz ve Plotkin, 2001). Kamburluk eğrisi yüzeyi Şekil 3.13'de verilen girdap halkaları ile temsil edilecektir. Profil bilgileri ve panel bilgileri kullanılarak kontrol noktaları ve girdap çizgilerinin başlangıç ve bitiş koordinatları bulunabilir. Bu bilgiler ışığında kontrol noktaları üzerinde normal vektörlerde hesaplanabilir.

3.6 Kanatlar için Girdap Halkası Yöntemi

Trapez veya dikdörtgen planform şekline sahip olan hücum açısı, ok açısı ve dihedral açılarına sahip bir kanat için Girdap Halkası Yöntemi (GHY) ile analiz akış şeması Şekil 3.15'de gösterildiği gibi ve analiz aşamaları aşağıda verildiği gibidir.

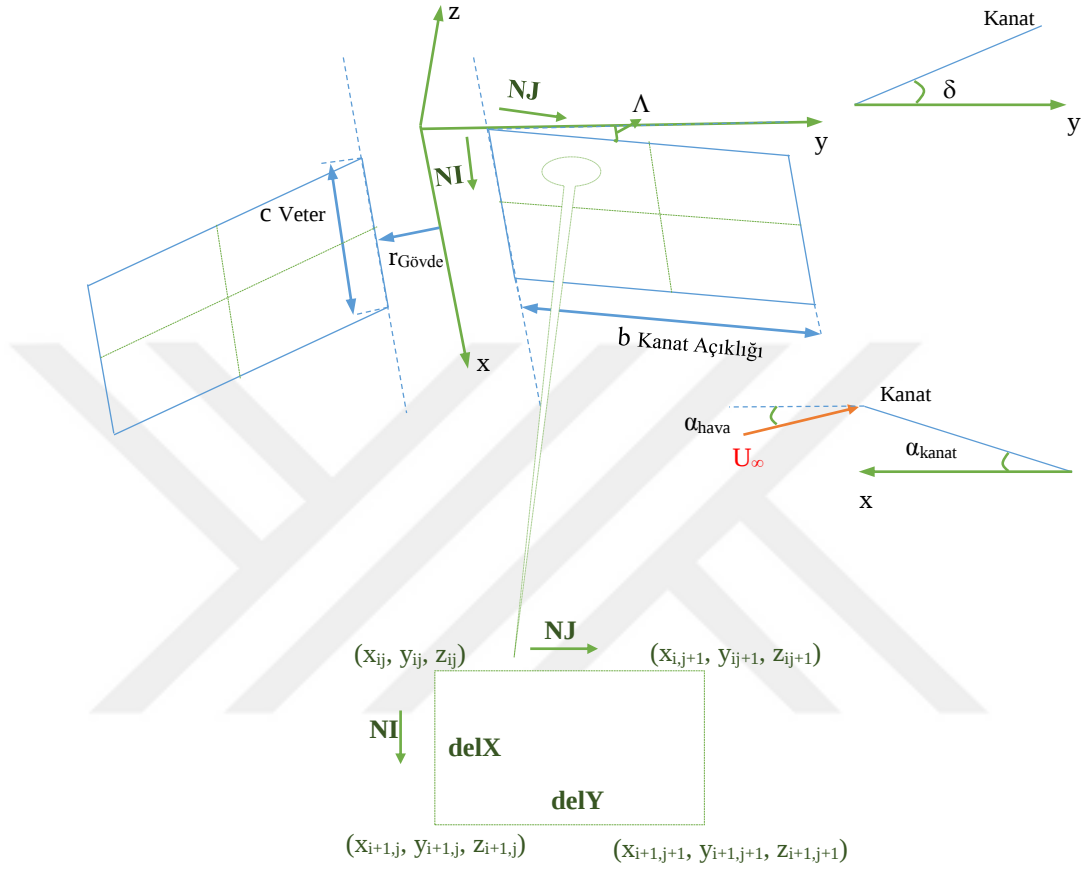
- Kanat geometrisinin belirlenmesi ve panellerin yerleştirilmesi
- Panel koordinatları kullanılarak girdap halkalarının koordinatları, kontrol noktalarının koordinatları ve normal vektörlerin tespit edilmesi
- Girdap şiddetlerinin bulunması, parazit hızların bulunması ve indüklenmiş sürüklenme hızlarının hesaplanması
- Aerodinamik katsayıların bulunması

3.6.1 Kanat geometrisi ve panel koordinatlarının belirlenmesi

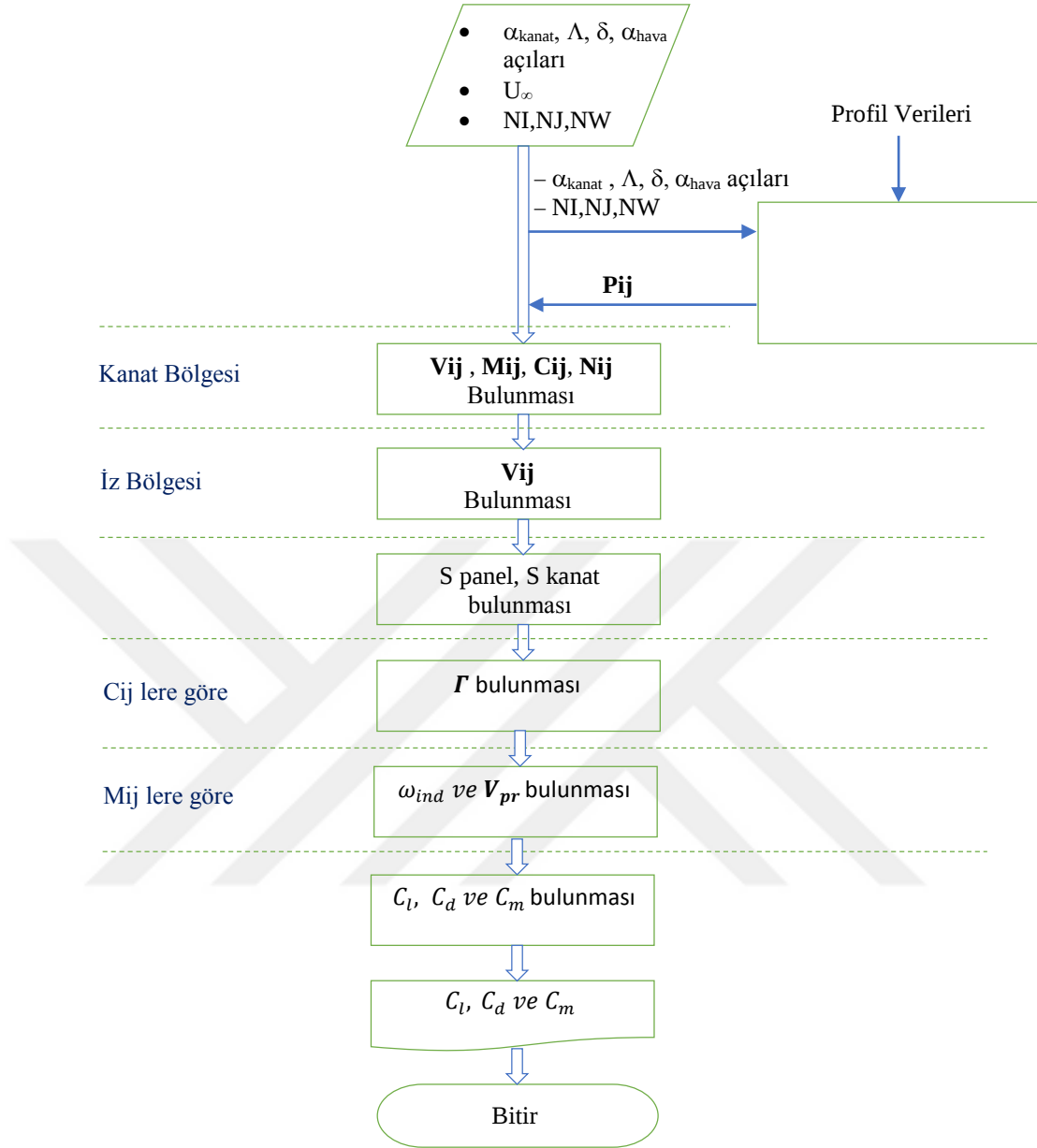
Kanat geometrisinin oluşturulmasında standart profillerden seçilen profil verileri kullanılmaktadır (Airfoil Tools, 2017). Seçilen profillere ait geometrik veriler EK-A'da verilmektedir. Dikdörtgen veya trapez planforma sahip kanat oluşturulması için birim uzunluktaki profil gerçek uzunluğa ölçeklendikten sonra kamburluk eğrisi bulunmaktadır. Böylece kanat, kamburluk eğrisinden oluşan taşıyıcı bir yüzey olarak

⁹ <http://airfoiltools.com/> adlı internet sitesinde bu profillere (XFOIL) ait geometrik verilere ve diğer aerodinamik verilere ulaşılabilir.

elde edilebilmektedir. Şekil 3.14’de gösterildiği gibi, uçak gövdesine yerleştirilmiş eksen takımı dikkate alınarak, istenen sayıda (N_I , N_J) eşit uzunluk ve genişlikteki panellere ayrılmış taşıyıcı yüzey üzerindeki panel köşe noktası koordinatları hesaplanarak, P_{ij} dizisine aktarılmaktadır.



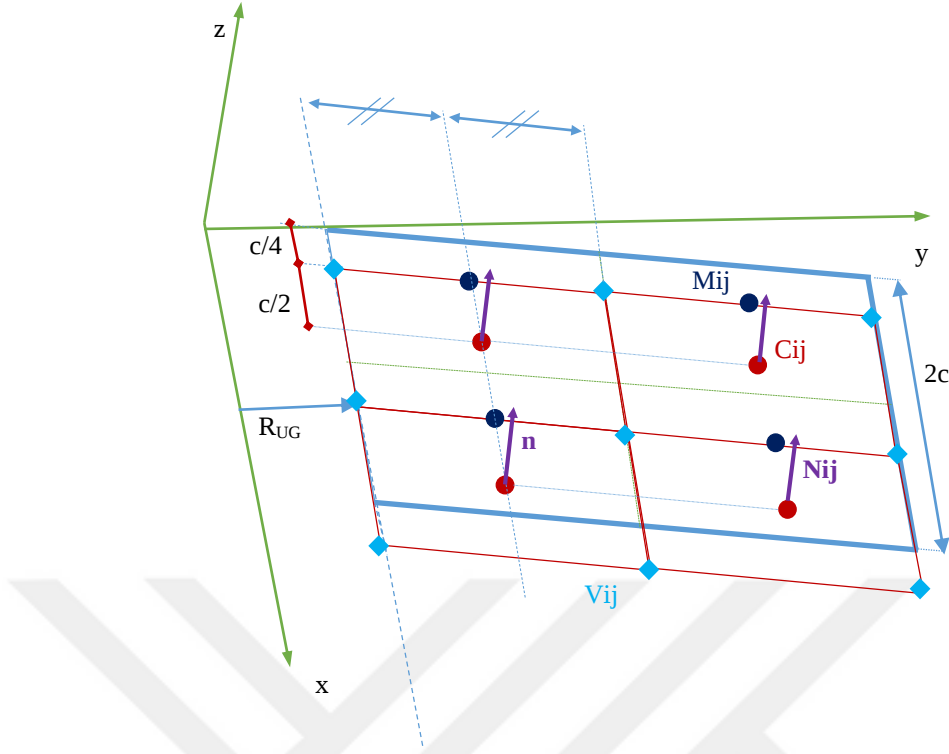
Şekil 3.14 : Kanat Geometrisi ve Panel Koordinatları Gösterimi.



Şekil 3.15 : Kanat için GHY Akış Şeması.

3.6.2 GHY için gerekli diğer koordinatlarının bulunması

Hesaplanması gereken diğer koordinatlar Şekil 3.16'da gösterilmektedir. **Vij**, girdapların köşe noktalarının koordinatlarını içeren dizidir. **Cij**, kontrol noktalarının koordinatlarını içeren dizi ve **Mij**, indüklenmiş sürüklenme ve bozuntu hızlarının hesaplanacağı noktaların koordinatlarını içeren dizidir.



Şekil 3.16 : Girdap Noktaları ve Diğer Noktaların Gösterimi.

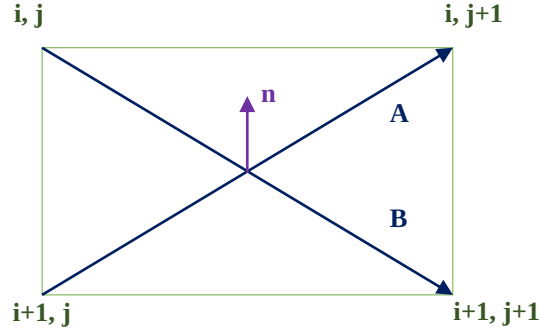
Nij ise normal vektörlerin saklandığı diziyi ve **n** normal vektörü göstermektedir. 3.5.2 Geometri ve girdap sisteminin oluşturulması başlığı altında anlatılan ve Şekil 3.16'da gösterildiği şekilde tüm paneller için bu koordinatlar denklem (3.12), (3.13) ve (3.14) kullanılarak hesaplanmaktadır.

$$V_{i,j} = P_{i,j} + 0.25(P_{i+1,j} - P_{i,j}) \quad (3.12)$$

$$M_{i,j} = 0.5(P_{i,j} - P_{i,j+1}) \quad (3.13)$$

$$C_{i,j} = 0.5 \left(P_{i,j} + 0.75 (P_{i+1,j} - P_{i,j}) + P_{i,j+1} + 0.75(P_{i+1,j+1} - P_{i,j+1}) \right) \quad (3.14)$$

Normal vektör ise, Şekil 3.17'de gösterilen **A** ve **B** vektörler bulunup vektörel çarpılarak bulunmaktadır (Katz ve Plotkin, 2001).



Şekil 3.17 : Normal Vektörün Bulunması.

3.6.3 Girdap şiddetlerinin bulunması

3.3.1 İnce profiller için kümelenmiş girdaplar yöntemi başlığı altında anlatıldığı şekilde öncelikle etki katsayıları bulunmaktadır. Etki katsayıları bulunurken birim girdap şiddeti varsayılmaktadır. Kanat üzerindeki her bir kontrol noktasına (**Cij**) tüm girdap halkalarının her bir girdap çizgisinin indüklediği hızlar 3.5 Girdap Halkası Yöntemi kısmında anlatılan yöntem ile denklem (3.15) ve (3.16) aracılığı ile bulunmaktadır. Eğer iz bölgesinde birden fazla girdap halkası için hesaplama

$$(u, v, w) = \sum_{i=1}^{NI} \sum_{j=1}^{NJ} (u_{ij}, v_{ij}, w_{ij}) \quad (3.15)$$

$$a_{KO} = (u, v, w)_{KO} \cdot \mathbf{n}_K \quad (3.16)$$

isteniyorsa iz bölgesindeki tüm girdap halkalarının şiddetlerinin toplamı, kanat fırrar kenarındaki en son girdap halkasının girdap şiddeti denklem (3.17)'da verildiği gibi vektörel toplanmaktadır. İz bölgesi girdaplarının katkıları, bu yolla girdap şiddetinin bulunmasında hesaba katılmaktadır. Etki katsayıları matrisini elde ettikten sonra, 3.3.1 İnce profiller için kümelenmiş girdaplar yöntemi başlığı altında anlatıldığı gibi denklem (3.18) yardımıyla denklemin sağ yanı¹⁰ hesaplanır.

¹⁰ RHS (Right Hand Side)

$$(u_{ij}, v_{ij}, w_{ij}) = \sum_{j=1}^{NJ} \left\{ (u_{NI,j}, v_{NI,j}, w_{NI,j}) + \sum_{i=NI1}^{NW} (u_{ij}, v_{ij}, w_{ij}) \right\} \quad (3.17)$$

$$\mathbf{Q}_{\infty} \cdot \mathbf{n} \equiv RHS \quad (3.18)$$

Sıra girdapların gerçek şiddetlerini bulmaya geldi. Etki katsayıları bulunurken girdaplar birim şiddette alınmıştı. Fakat gerçekte birim şiddette değiller. Denklem (3.19) çözülerek girdapların gerçek şiddetleri bulunmaktadır.

$$a \cdot \Gamma \equiv RHS \quad (3.19)$$

İndüklenmiş sürüklenme ve parazit hızların hesabını **Mij** noktası dikkate alınarak yapılmaktadır. Her panel üzerindeki taşıma kuvvetinin bağlı girdap üzerinde etkidiği noktada indüklenmiş sürüklemenin etkimesi gerekmektedir (Yükselen, 2017).

İndüklenmiş sürüklenme için etki katsayılarına b dersek, **Mij** noktasına göre etki katsayıları girdap şiddetlerinin hesabında olduğu gibi hesaplanmaktadır. Denklem (3.20) ve (3.15) kullanılarak ω_{ind} ve $\mathbf{V}_{pr_{ij}}$ bulunmaktadır.

$$\omega_{ind} = b \cdot \Gamma \quad (3.20)$$

3.6.4 Aerodinamik katsayıların bulunması

Kanadın taşıma katsayısı ve indüklenmiş sürüklenme katsayısı 3.3.1 İnce profiller için kümelenmiş girdaplar yöntemi başlığı altında bahsedilen yöntem ile hesaplanmaktadır.

C_l , denklem (3.23), denklem (3.21) ile denklem (3.22)'in birbirine eşitlenmesi ile elde edilmektedir (D. Anderson, 2001, s. 20; Katz ve Plotkin, 2001).

$$L = \sum_{i=1}^{NI} \sum_{j=1}^{NJ} \{ \Delta L_{ij} = \rho Q_{\infty} (\Gamma_{i,j} - \Gamma_{i-1,j}) d\ell Y \} \quad i > 1 \quad (3.21)$$

$$L = \sum_{i=1}^{NI} \sum_{j=1}^{NJ} \{ \Delta L_{ij} = \rho Q_{\infty} (\Gamma_{i,j}) d\ell Y \} \quad i = 1$$

$$L = \frac{1}{2} C_l \rho Q_{\infty}^2 S_{kanat} \quad (3.22)$$

$$C_l = 2 \left\{ \sum_{i=2}^{NI} \sum_{j=1}^{NJ} (\Gamma_{i,j} - \Gamma_{i-1,j}) d\epsilon Y \right\} / Q_{\infty} S_{kanat} \quad i > 1$$

$$C_l = 2 \left\{ \sum_{i=1}^1 \sum_{j=1}^{NJ} (\Gamma_{i,j}) d\epsilon Y \right\} / Q_{\infty} S_{kanat} \quad i = 1$$
(3.23)

C_{di} , denklem (3.26), denklem (3.24) ile (3.25) denkleminin birbirine eşitlenmesi ile elde edilmektedir (D. Anderson, 2001, s. 20; Katz ve Plotkin, 2001, s. 346).

$$D = \sum_{i=2}^{NI} \sum_{j=1}^{NJ} \{ \Delta D_{ij} = -\rho \omega_{ind_{i,j}} (\Gamma_{i,j} - \Gamma_{i-1,j}) d\epsilon Y \} \quad i > 1$$

$$D = \sum_{i=1}^1 \sum_{j=1}^{NJ} \{ \Delta D_{ij} = -\rho \omega_{ind_{i,j}} (\Gamma_{i,j}) d\epsilon Y \} \quad i = 1$$
(3.24)

$$D = \frac{1}{2} C_d \rho Q_{\infty}^2 S_{kanat}$$
(3.25)

$$C_{di} = -2 \left\{ \sum_{i=2}^{NI} \sum_{j=1}^{NJ} \omega_{ind_{i,j}} (\Gamma_{i,j} - \Gamma_{i-1,j}) d\epsilon Y \right\} / Q_{\infty}^2 S_{kanat} \quad i > 1$$

$$C_{di} = -2 \left\{ \sum_{i=1}^1 \sum_{j=1}^{NJ} \omega_{ind_{i,j}} (\Gamma_{i,j}) d\epsilon Y \right\} / Q_{\infty}^2 S_{kanat} \quad i = 1$$
(3.26)

3.7 Pervaneler için Girdap Halkası Yöntemi

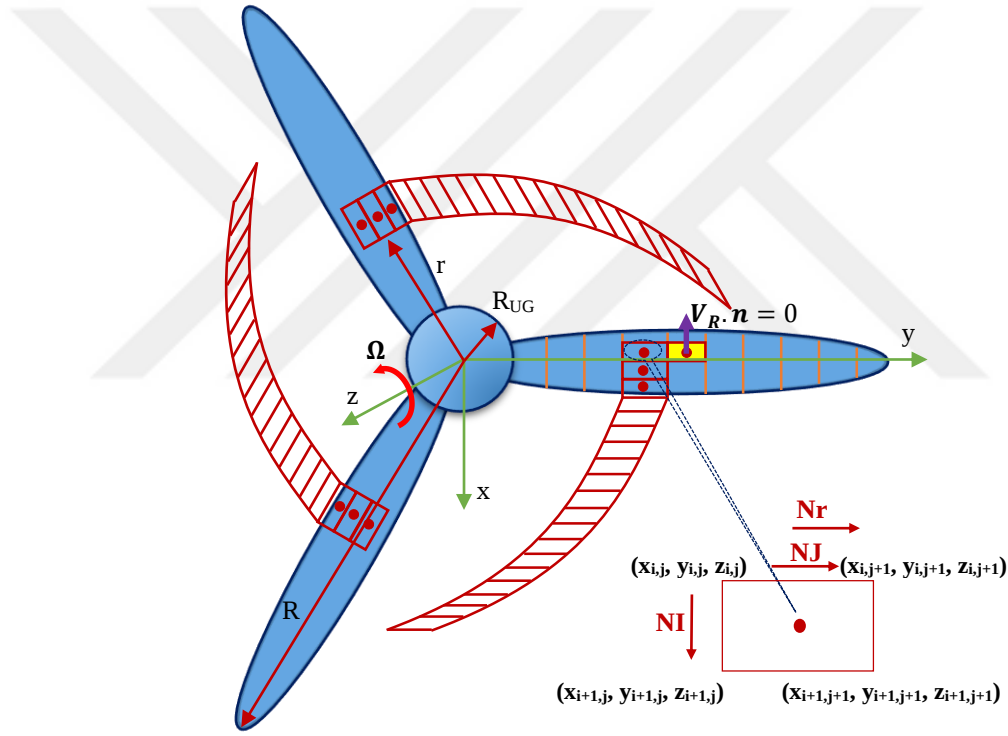
Pervane tasarımında tercih edilen profil verileri, yine pervane tasarımı sonucunda her bir pala elemanı için hesaplanan kesit konum açıları ve ortalama veter uzunluğu kullanılarak pervane geometrisi ortaya çıkarılmaktadır. Elde edilen bu pervane geometrisinin girdap halkası yöntemi ile analiz edilmesi için Şekil 3.19'daki analiz akış şeması ve aşağıda verilen analiz prosedürü kullanılacaktır.

- Pervane geometrisinin belirlenmesi ve panellerinin yerleştirilmesi
- Panel koordinatları kullanılarak girdap halkaları, kontrol noktalarının koordinatları ve normal vektörlerin tespit edilmesi

- Girdap şiddetlerinin bulunması, parazit hızların bulunması ve indüklenmiş sürüklenme hızlarının hesaplanması
- Aerodinamik katsayıların bulunması

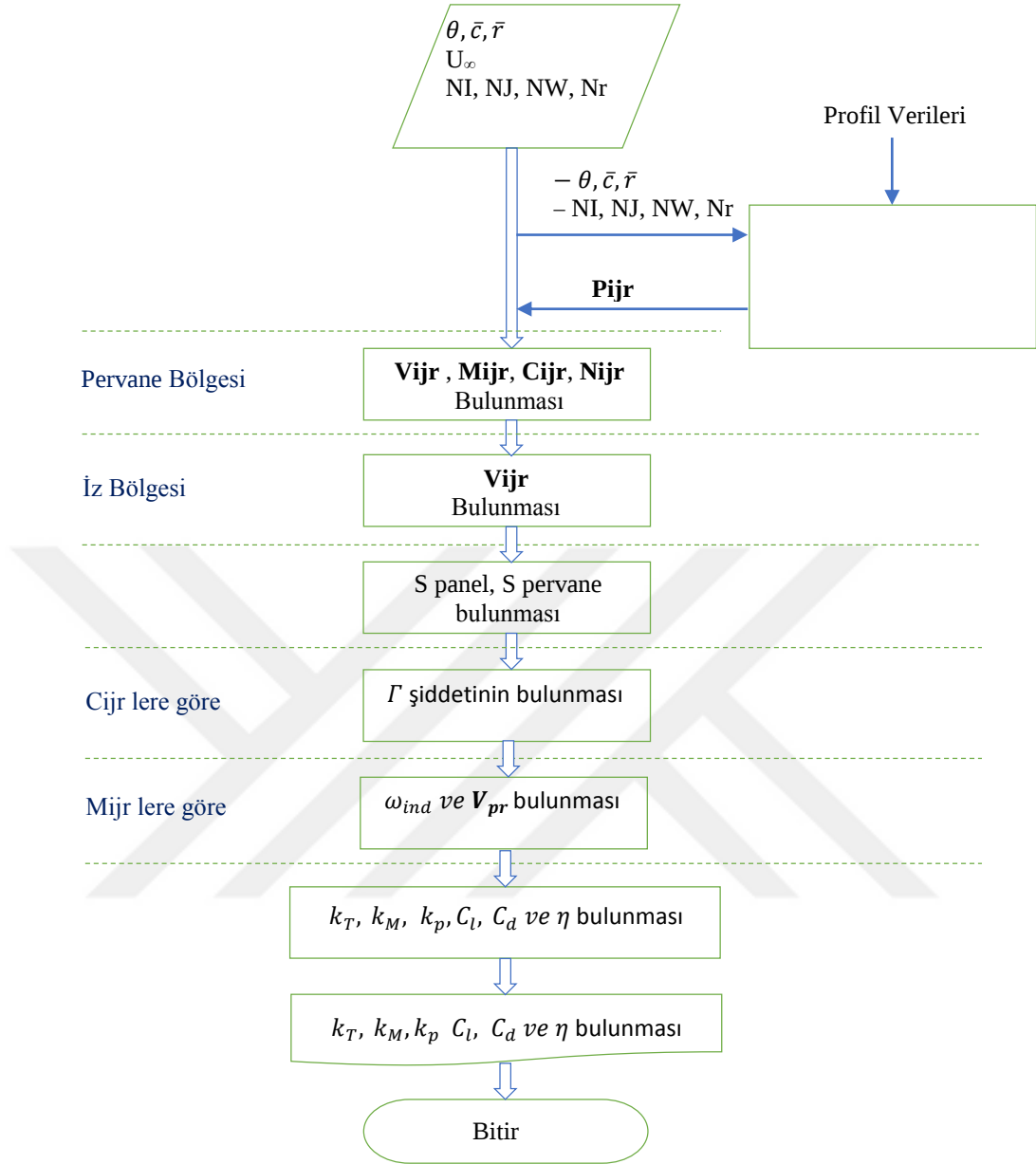
3.7.1 Pervane geometrisi ve panel koordinatlarının belirlenmesi

Pervane geometrisinde bir adet standart profillerden seçilen profil verileri kullanılmaktadır (Airfoil Tools, 2017). EK-A’da verilen Profil verileri kullanılarak birim uzunluktaki profil, her bir pala elamanına ait ortalama veter baz alınarak gerçek uzunluğa ölçeklendikten sonra kamburluk eğrisi bulunur. Şekil 3.19’da pervane göbeğine yerleştirilen eksen takımı dikkate alınarak, her bir pala elemanı istenen



Şekil 3.18 : Pervane Üzerinde Girdap Halkalarının Gösterimi.

sayıda eşit uzunluk ve genişlikteki panellere (NI, NJ) ayrılmış kanat üzerindeki panel köşe noktası koordinatları bulunarak, **P_{ijr}** dizisine aktarılmaktadır. Girdap halkaları paneller üzerinde Şekil 3.18’de gösterildiği gibi yerleştirilmiştir.



Şekil 3.19 : Pervane için GHY Akış Şeması.

3.7.2 GHY için gerekli diğer koordinatlarının bulunması

Hesaplanması gereken diğer koordinat noktaları Şekil 3.16'da gösterilmektedir. **Vijr**, girdapların köşe noktalarının koordinatlarını içeren dizidir. **Cijr**, kontrol noktalarının koordinatlarını içeren dizi ve **Mijr**, indüklenmiş sürüklenme ve bozuntu hızlarının hesaplanacağı noktaların koordinatlarını içeren dizidir. **Nijr** ise normal vektörlerin saklandığı diziyi göstermektedir. 3.5.2 Geometri ve girdap sisteminin oluşturulması

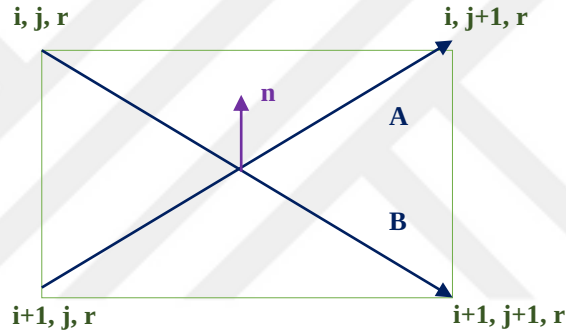
başlığı altında anlatılan ve Şekil 3.18’de gösterildiği şekilde tüm paneller için bu noktaların koordinatları denklem (3.27), (3.28) ve (3.29) kullanılarak

$$V_{i,j,r} = P_{i,j,r} + 0.25(P_{i+1,j,r} - P_{i,j,r}) \quad (3.27)$$

$$M_{i,j,r} = 0.5(P_{i,j,r} - P_{i,j+1,r}) \quad (3.28)$$

$$C_{i,j,r} = 0.5 \left(P_{i,j,r} + 0.75 (P_{i+1,j,r} - P_{i,j,r}) + P_{i,j+1,r} + 0.75 (P_{i+1,j+1,r} - P_{i,j+1,r}) \right) \quad (3.29)$$

hesaplanmaktadır. Normal vektör ise, Şekil 3.20’de gösterilen **A** ve **B** vektörleri bulunup vektörel çarpılarak bulunmaktadır (Katz ve Plotkin, 2001).



Şekil 3.20 : Normal Vektörün Bulunması.

3.7.3 Girdap şiddetlerinin bulunması

3.3.1 İnce profiller için kümelenmiş girdaplar yöntemi başlığı altında anlatıldığı şekilde öncelikle etki katsayıları bulunmaktadır. Etki katsayıları bulunurken birim girdap şiddeti alınmaktadır. Pervane üzerindeki her bir kontrol noktasına (**C_{ijr}**) tüm girdap halkalarının her bir girdap çizgisinin indüklediği hızlar 3.5 Girdap Halkası Yöntemi başlığı altında anlatılan yöntem ile denklem (3.30) ve (3.31) kullanılarak bulunmaktadır.

$$(u, v, w) = \sum_{i=1}^{NI} \sum_{r=1}^{Nr} \sum_{j=1}^{NJ} (u_{ijr}, v_{ijr}, w_{ijr}) \quad (3.30)$$

$$a_{KO} = (u, v, w)_{KO} \cdot \mathbf{n}_K \quad (3.31)$$

İz bölgesinde birden fazla girdap halkası için hesaplama isteniyorsa, iz bölgesindeki tüm girdap halkalarının şiddetlerinin toplamı, pervane firar kenarındaki en son girdap halkasının girdap şiddeti denklem (3.32) ile vektörel toplanmaktadır. İz bölgesi girdaplarının katkıları, bu yolla girdap şiddeti hesabında hesaba katılmaktadır. Etki katsayıları matrisini elde ettikten sonra, 3.3.1 İnce profiller için kümelenmiş girdaplar yöntemi başlığı altında anlatıldığı gibi denklem (3.33) yardımıyla denklemin sağ yanı elde edilmektedir.

$$(u_{ijr}, v_{ijr}, w_{ijr}) = \sum_{r=1}^{Nr} \sum_{j=1}^{NJ} \left\{ (u_{NI,j,r}, v_{NI,j,r}, w_{NI,j,r}) \right. \quad (3.32)$$

$$\left. + \sum_{i=NI1}^{NW} (u_{i,j,r}, v_{i,j,r}, w_{i,j,r}) \right\} \\ \mathbf{V}_R \cdot \mathbf{n} \equiv RHS \quad (3.33)$$

Sıra girdapların gerçek şiddetlerini bulmaya geldi. Etki katsayıları bulunurken girdaplar birim şiddette alınmıştı. Fakat gerçekte birim şiddette değiller. Denklem (3.34) çözülerek girdapların gerçek şiddetleri bulunmaktadır. İndüklenmiş sürüklenme

$$a \cdot \Gamma \equiv RHS \quad (3.34)$$

ve parazit hızların hesabını **Mijr** noktası dikkate alınarak yapılmaktadır. Her panel üzerindeki taşıma kuvvetinin bağlı girdap üzerinde etkidiği noktada indüklenmiş sürüklemenin etkimesi gerekmektedir (Yükselen, 2017).

İndüklenmiş sürüklenme için etki katsayılarına b dersek, **Mijr** noktasına göre etki katsayıları girdap şiddetlerinin hesabında olduğu gibi hesaplanmaktadır. Gerçek girdap şiddetleri bulunduktan sonra denklem (3.30), (3.31) ve (3.35) kullanılarak ω_{ind} ve $\mathbf{V}_{pr_{ij,r}}$ bulunmaktadır.

$$\omega_{ind} = b \cdot \Gamma \quad (3.35)$$

3.7.4 Aerodinamik katsayıların bulunması

Pervanenin taşıma katsayısı ve indüklenmiş sürüklenme katsayısı 3.3.1 İnce profiller için kümelenmiş girdaplar yöntemi başlığı altında verilen yöntem ile hesaplanmaktadır.

C_l , denklem (3.38), denklem (3.36) ile denklem (3.37)'nin birbirine eşitlenmesi ile elde edilmektedir (D. Anderson, 2001, s. 20; Katz ve Plotkin, 2001, s. 346).

$$L = \sum_{i=2}^{NI} \sum_{r=1}^{Nr} \sum_{j=1}^{NJ} \{ \Delta L_{ijr} = \rho Q_{\infty} (\Gamma_{i,j,r} - \Gamma_{i-1,j,r}) d\ell Y \} \quad i > 1 \quad (3.36)$$

$$L = \sum_{i=1}^1 \sum_{r=1}^{Nr} \sum_{j=1}^{NJ} \{ \Delta L_{ijr} = \rho Q_{\infty} (\Gamma_{i,j,r}) d\ell Y \} \quad i = 1$$

$$L = \frac{1}{2} C_l \rho Q_{\infty}^2 S_{kanat} \quad (3.37)$$

$$C_l = 2 \left\{ \sum_{i=2}^{NI} \sum_{r=1}^{Nr} \sum_{j=1}^{NJ} (\Gamma_{i,j,r} - \Gamma_{i-1,j,r}) d\ell Y \right\} / Q_{\infty} S_{kanat} \quad i > 1 \quad (3.38)$$

$$C_l = 2 \left\{ \sum_{i=1}^1 \sum_{r=1}^{Nr} \sum_{j=1}^{NJ} (\Gamma_{i,j,r}) d\ell Y \right\} / Q_{\infty} S_{kanat} \quad i = 1$$

C_{di} , denklem (3.41), denklem (3.39) ile (3.40) denkleminin birbirine eşitlenmesi ile elde edilmektedir (D. Anderson, 2001, s. 20; Katz ve Plotkin, 2001, s. 346).

$$D = \sum_{i=2}^{NI} \sum_{r=1}^{Nr} \sum_{j=1}^{NJ} \{ \Delta D_{ijr} = -\rho \omega_{ind_{i,j,r}} (\Gamma_{i,j,r} - \Gamma_{i-1,j,r}) d\ell Y \} \quad i > 1 \quad (3.39)$$

$$D = \sum_{i=1}^1 \sum_{r=1}^{Nr} \sum_{j=1}^{NJ} \{ \Delta D_{ijr} = -\rho \omega_{ind_{i,j,r}} (\Gamma_{i,j,r}) d\ell Y \} \quad i = 1$$

$$D = \frac{1}{2} C_d \rho Q_{\infty}^2 S_{kanat} \quad (3.40)$$

$$C_{di} = -2 \left\{ \sum_{i=2}^{NI} \sum_{r=1}^{Nr} \sum_{j=1}^{NJ} \omega_{ind_{i,j,r}} (\Gamma_{i,j,r} - \Gamma_{i-1,j,r}) d\epsilon Y \right\} / Q_{\infty}^2 S_{kanat} \quad i > 1$$

$$C_{di} = -2 \left\{ \sum_{i=1}^1 \sum_{r=1}^{Nr} \sum_{j=1}^{NJ} \omega_{ind_{i,j,r}} (\Gamma_{i,j,r}) d\epsilon Y \right\} / Q_{\infty}^2 S_{kanat} \quad i = 1$$
(3.41)

Bundan sonra pervanenin en önemli karakteristik parametreleri elde edilecektir. Bu parametreler çekme katsayısı k_t , moment katsayısı k_m , güç katsayısı k_p ve verim η 'dir. Öncelikli olarak pervaneye çekme **T** ve moment **M** bulunacaktır. 3.3.1 İnce profiller için kümelenmiş girdaplar yöntemi başlığı altında verilen Kutta-Joukowski teoremi yardımı ile her bir panel üzerindeki lokal $\mathbf{f}_{ijr}$ kuvveti bulunacaktır. Denklem (3.42) kullanılarak, tüm bu lokal kuvvetlerin toplamının ilerleme yönündeki bileşeni **T** çekme

$$\mathbf{T} = \sum_{i=2}^{NI} \sum_{r=1}^{Nr} \sum_{j=1}^{NJ} \{ \mathbf{f}_{i,j,r} = \rho \mathbf{V}_{R_{ijr}} \chi \Gamma_{ijr} \}$$
(3.42)

kuvvetini vermektedir. Her bir lokal kuvvetin pervane göbeğine uzaklığı olan lokal r^{11} ile vektörel çarpılırsa lokal moment bulunur. Denklem (3.43) kullanılarak, tüm bu lokal momentlerin toplanması sonucunda pala üzerindeki toplam **M** bulunur.

$$\mathbf{M} = \sum_{i=2}^{NI} \sum_{r=1}^{Nr} \sum_{j=1}^{NJ} \{ \mathbf{m}_{ijr} = \mathbf{f}_{i,j,r} \chi \mathbf{r}_{ijr} \}$$
(3.43)

Çekme katsayısı, k_t ise denklem (3.44) kullanılarak bulunmaktadır (Houghton E.L., 2003).

$$k_t = \frac{T}{\rho n_p^2 D^4}$$
(3.44)

Moment katsayısı, k_m ise denklem (3.45) kullanılarak bulunmaktadır (Houghton E.L., 2003).

¹¹ Burada bahsedilen lokal r aslında daha önce bulduğumuz $\mathbf{M}_{ijr}$ noktalarıdır.

$$k_m = \frac{M}{\rho n_p^2 D^5} \quad (3.45)$$

Güç katsayısı, k_p ise denklem (3.45) ve (3.46) kullanılarak bulunmaktadır (Houghton E.L., 2003).

$$k_p = 2\pi k_m \quad (3.46)$$

Verim, η ise denklem (3.44) ve (3.46) sonuçları kullanılarak bulunmaktadır (Houghton E.L., 2003).

$$\eta = \frac{Jk_t}{k_p} \quad (3.47)$$

4. PERVANELERİN AERODİNAMİK ANALİZ UYGULAMALARI

4.1 Giriş

Panel metodu ve girdap halkası yöntemi (GHY) kullanılarak kanat ve pervane üzerinde analizler yapılacaktır. GHY'nin gerçekçi sonuç vermesi için seçilecek profillerin ince profil olması gerektiği bilinmektedir (Katz ve Plotkin, 2001). GHY kullanılarak yapılan analizlerde profil kamburluk ve kalınlık etkisini görmek için çeşitli kalınlık ve kamburluk oranlarına sahip profiller seçilmiştir.

Belirlenmesi gereken diğer bir önemli husus kanat ve pervane üzerinde kullanılacak olan panel sayısıdır. Yani NI, NJ ve NW'lerin belirlenmesidir.

Panel sayıları belirlendikten sonra çok iyi bir kontrol aracı olmasından dolayı seçilen profillerle oluşturulan kanat üzerinde GHY uygulanması ile elde edilen sonuçlar, 3B PLL ve 2B XFoil sonuçları ile karşılaştırılacaktır.

En son olarak pervaneler üzerinde uygulanıp elde edilen sonuçlar PEM/BEM sonuçları ile karşılaştırılacak. Literatürde alınan Bauer (1997) pervane-1a verileri kullanılarak elde edilen BEM analiz sonuçları ve GHY analiz sonuçları karşılaştırılacaktır.

4.2 Panel Sayılarının (NI, NJ) belirlenmesi

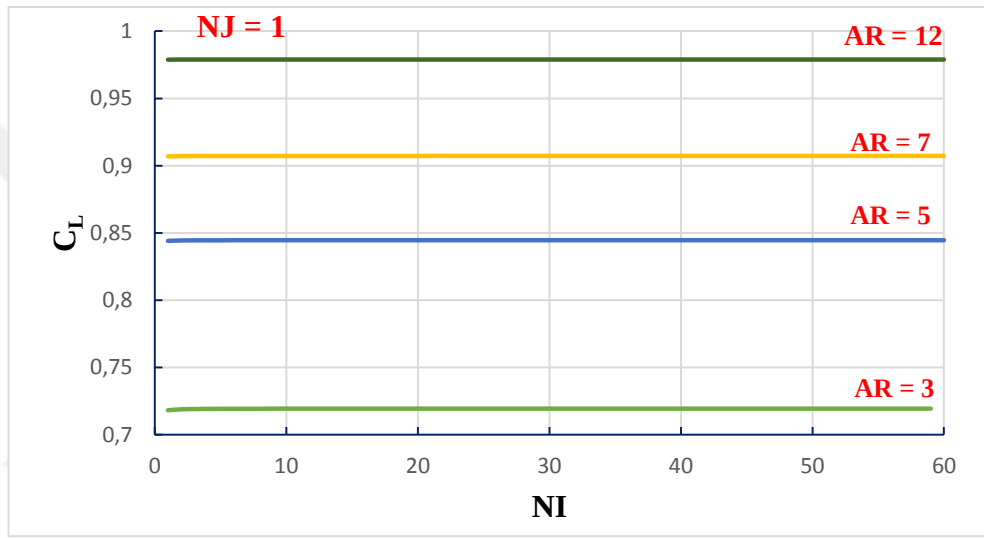
Aerodinamik katsayıların gerçeğe yakın olarak elde etmek, bu çalışmada en önemli amaçtır. Fakat GHY ile elde edilen sonuçların gerçeğe yakın olmasının yanında stabil olması da bir o kadar önemlidir. Bu amaçla birkaç aşamalık bir yöntem izlenerek stabil sonuç veren panel sayıları elde edilmeye çalışılacaktır.

NJ =1 alınarak NI 1'den 60'a kadar değiştirilerek C_l -NI grafiği çizdirilecek ve C_l 'nin sabit kaldığı NI değeri belirlenecek. Sonraki aşamada belirlenen NI değeri kullanılarak, NJ değeri 1'den 60'a kadar değiştirilerek, C_l -NJ grafiği çizdirilecek. C_l 'nin sabit kaldığı noktada NJ değeri belirlenecek. Son aşama olarak belirlenen NJ değeri kullanılarak NI 1'den 60'a kadar değiştirilerek C_l -NI grafiği çizdirilerek C_l 'nin sabit kaldığı noktadaki NI değeri hesaplamalarda kullanılacaktır.

Bu hesaplamalar birden fazla profil için kanat kullanılarak yapılacak ve pervane içinde aynı panel sayıları kullanılacaktır.

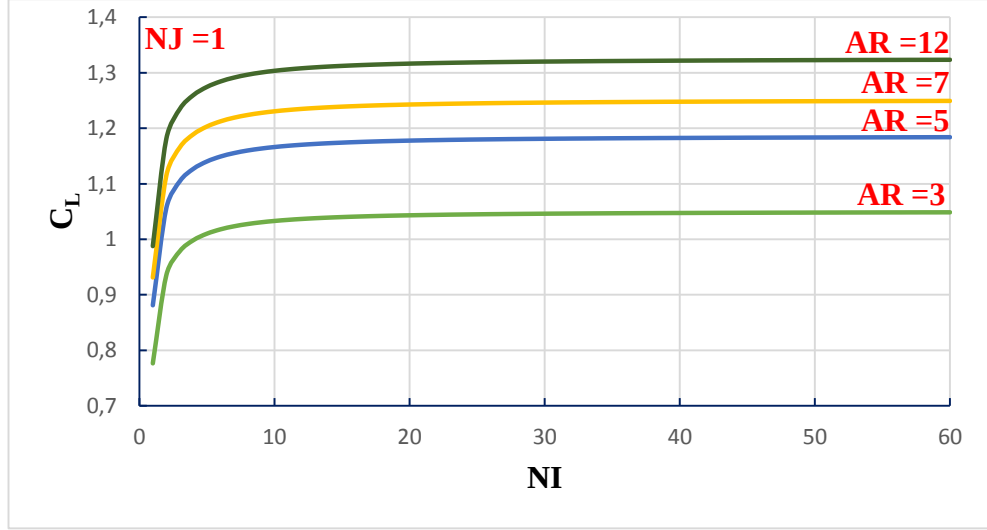
4.2.1 Kanat üzerindeki panel sayısının (NI, NJ) belirlenmesi

Panel sayılarının belirlenmesi için Çizelge 4.5’de verilen düz profil, Clark Y ve NACA 6409 profilleri kullanılacaktır. Bu profiller kalınlık ve kamburluk etkisini gözlemleyebilmek amacıyla seçilmiştir. Kanat açıklığı boyunca NJ=1 ve NI=1..60 alınarak, seçilen profiller üzerinde yapılan hesaplama ait grafikler aşağıda verilmektedir.

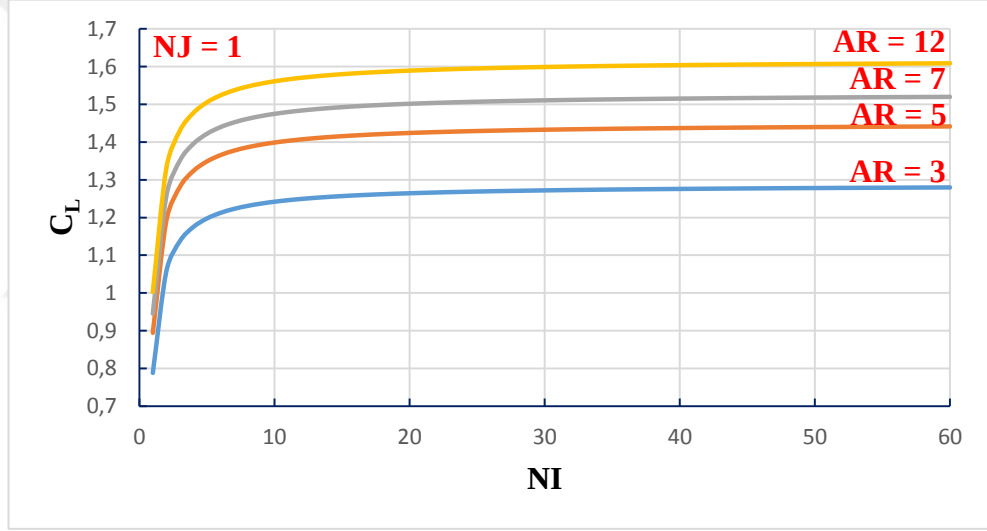


Şekil 4.1 : Düz Profil Stabil C_1 -NI Grafiği.

Şekil 4.1’de NI’nın tüm değerleri için stabil sonuç elde edildiği görülmektedir. Bu şekle ait tablo Çizelge B.1’de verilmektedir. Şimdi aynı hesaplamayı Clark Y profili için yapalım. Şekil 4.2’de verilen grafikte tüm açıklık oranları (AR) için NI=10 alındığında elde edilen C_1 değerlerinin stabil olduğu görülmektedir. Bu şekle ait tablo Çizelge B.7’de verilmektedir. Bunu tekrardan kamburluk oranı yüksek olan NACA 6409 profili kullanarak görelim. Şekil 4.3’de görüleceği gibi tüm açıklık oranları için NI=10 alındığında elde edilen C_1 değerlerinin stabil olduğu görülmektedir. Bu şekle ait tablo Çizelge B.3’de verilmektedir.



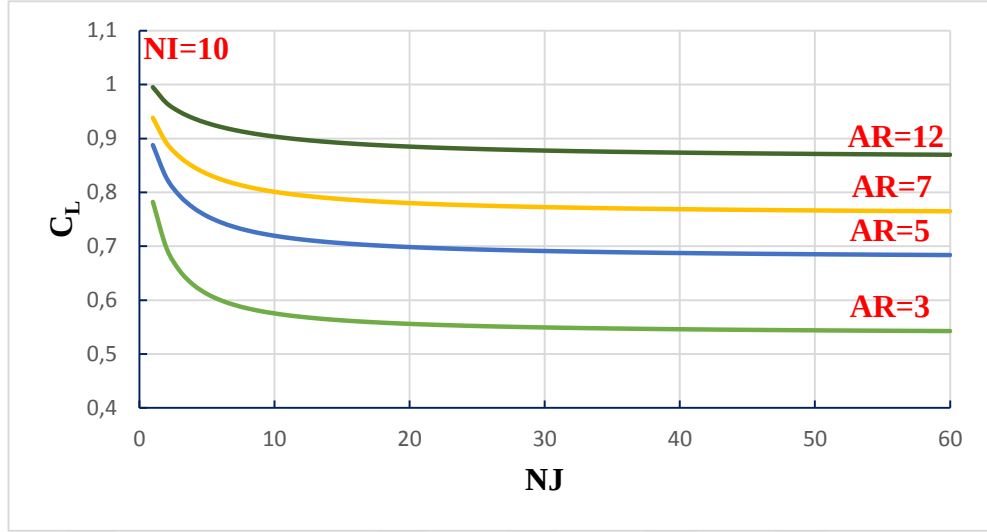
Şekil 4.2 : Clark Y Profili Stabil C_L -NI Grafiği.



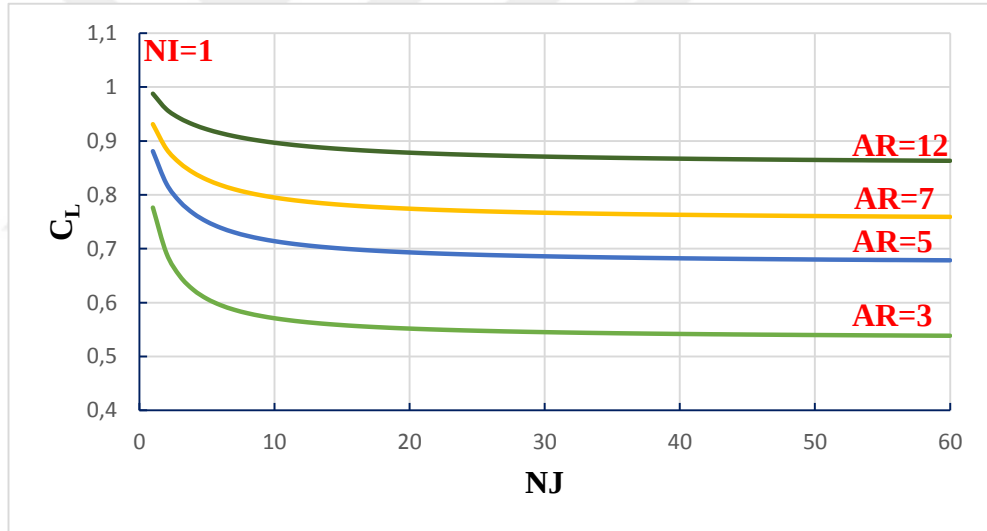
Şekil 4.3 : NACA 6409 Profili Stabil C_L -NI Grafiği.

Bir sonraki aşamada NI değerini 10 alarak seçilen profiller için C_L -NJ grafikleri çizilerek stabil NJ değeri araştırması yapılacaktır.

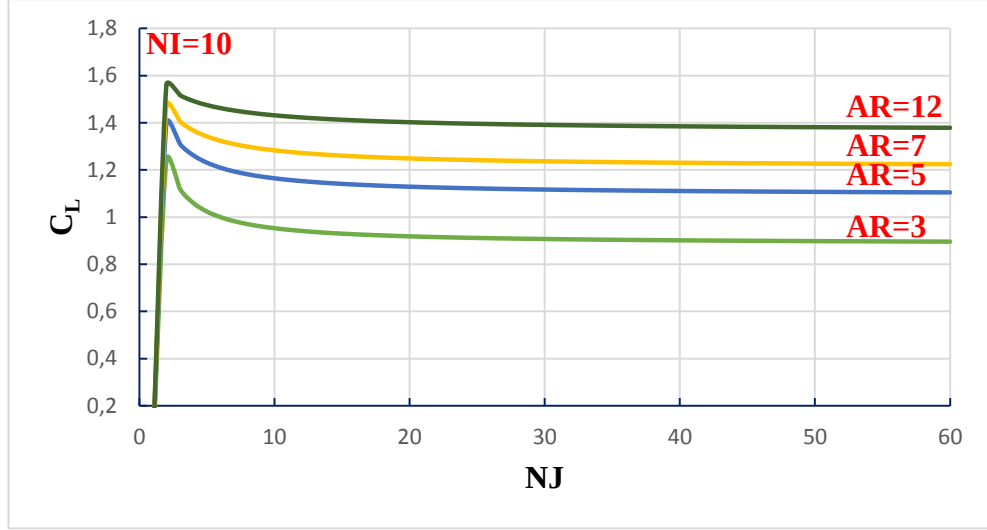
Düz profil için çizilen Şekil 4.4’de NJ değerinin 20 alınabileceği görülmektedir. Bu şekle ait tablo Çizelge B.2’de verilmektedir. Aynı grafiği Clark Y profili için çizelim. Clark Y için Şekil 4.5’de NJ değerinin 20 alınabileceği açıkça görülmektedir. Bu şekle ait tablo Çizelge B.8’de verilmektedir. Şimdi de kamburluğu yüksek olan NACA 6409 profili ile aynı grafiği çizelim. NACA 6409 için çizilen Şekil 4.6’da verilen grafikte de NJ değerinin 20 alınması ile stabil C_L değerinin elde edilebildiği açıkça görülmektedir. Bu şekle ait tablo Çizelge B.6’da verilmektedir.



Şekil 4.4 : Düz Profil Stabil C_L -NJ Grafiği.



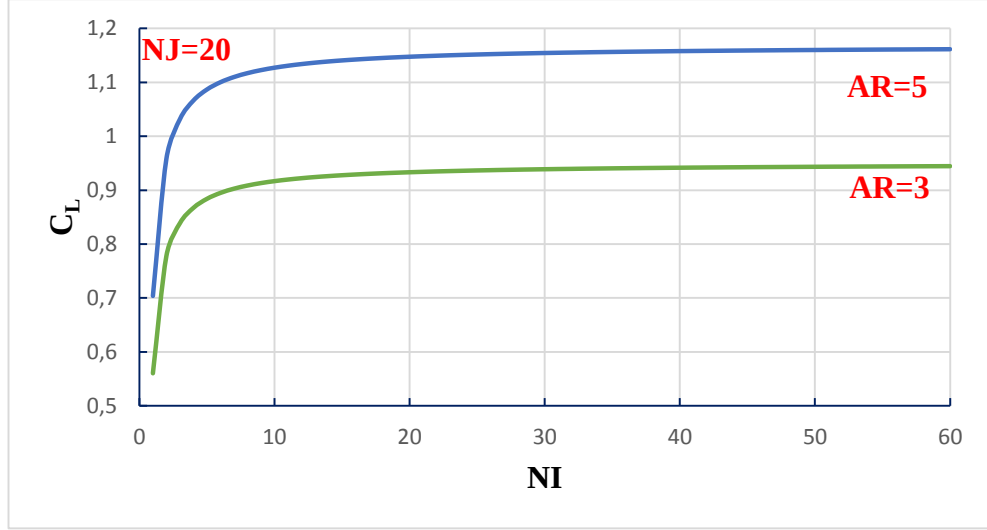
Şekil 4.5 : Clark Y Profili Stabil C_L -NJ Grafiği.



Şekil 4.6 : NACA 6409 Profili Stabil C_L -NJ Grafiği.

Buraya kadar olan bölümde NI için 10 panel sayısı ve NJ için 20 panel sayısı değerleri belirlendi. NI yönünde panel sayısı belirlenirken NJ yönünde panel sayısı 1 kabul edilmişti. İlerleyen hesaplamalar bu varsayıma dayanarak ilerlemişti. Şimdi NI yönündeki panel sayısının değişip değişmediğinin kontrolünü yapmamız gerekmektedir.

Bu kontrolü NJ panel sayısını 20 kabul edip, NI yönündeki panel sayısını bularak yapabiliriz. NACA 6409 için NJ değeri 20 kabul edilerek çizilen grafik aşağıda verilmektedir. Şekil 4.7’de verilen grafikte NI değeri için en uygun değer 20 olduğudur. Böylece yapılacak analizlerde kullanılmak üzere NI yönündeki panel sayısı 10 ve NJ yönündeki panel sayısı 20 olarak belirlenebilir. Bu şekle ait tablo Çizelge B.4’da verilmektedir.



Şekil 4.7 : NACA 6409 Profili Stabil C_l -NI Grafiği.

4.2.2 İz bölgesinde optimum girdap halkası (NW) sayısının belirlenmesi

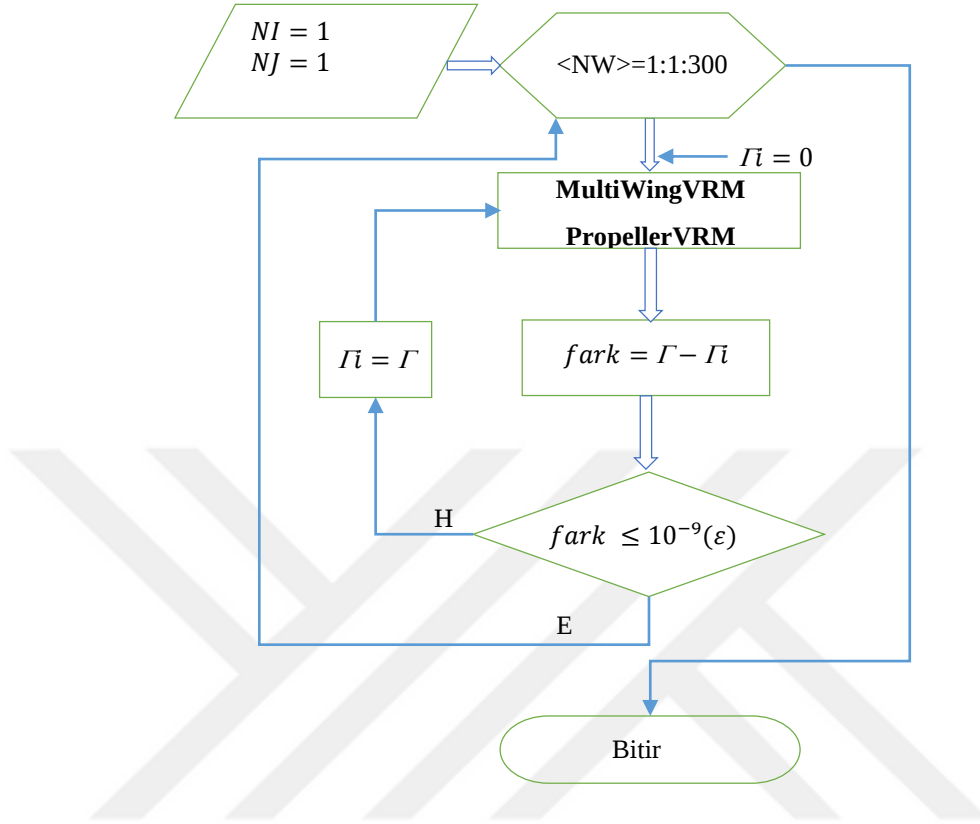
GKY’de en önemli hususlardan biride iz bölgesindeki girdapların katkılarıdır. Fakat iz bölgesi kanat veya pervane gerisine doğru uzadıkça her bir girdap halkasının indüklediği hızlar oldukça küçük olmakta ve bu katkılar ihmal edilebilecek seviyelere inmektedir. Hesap yükünden kurtulmak ve işlemlerin süresini azaltmak için iz bölgesinde optimum girdap halkası (GH) sayısı belirlenmelidir. Fazla sayıda girdap halkası seçilirse bu hesap yükünü oldukça arttıracak fakat sonuç üzerinde önemli etkiler meydana getirmeyecektir.

Kanat ve pervane üzerinde yapılacak hesaplarda kullanılmak üzere optimum iz bölgesi GH sayısı (NW) belirlenmelidir. Kanat ve pervane gerisindeki iz bölgesi yapısı 3.5.1 İz bölgesi modellenmesi başlığı altında anlatıldığı gibi birbirlerine göre farklılık göstermektedir. Bundan dolayı kanat ve pervane için optimum NW sayısı ayrı ayrı incelenmelidir.

4.2.2.1 Kanat üzerinde optimum girdap halkası (NW) sayısı araştırması

Kanat gerisinde, iz bölgesindeki girdap halkaları belli bir noktaya kadar önemli oranda kanat üzerindeki bağlı girdabın şiddeti üzerinde etkilidir. Şekil 4.8’de verilen akış şeması ve **MutiWingVRM** kullanılarak etki analizi yapılabilir. İz bölgesindeki girdap halkalarının indüklemeleri toplanarak kanat üzerindeki son girdap halkasının şiddetine eklenmekteydi. NW değeri 1’den 300’e kadar sırayla değiştirilerek bağlı girdabın değeri bulunup, bir önceki değerinden çıkartılarak mutlak fark değeri epsilon

değerinden küçük olana kadar döngü devam ettirilmektedir. Böylece son bağlı girdabın değerindeki iz bölgesi etkisi değişimleri gözlemlenebilmektedir.



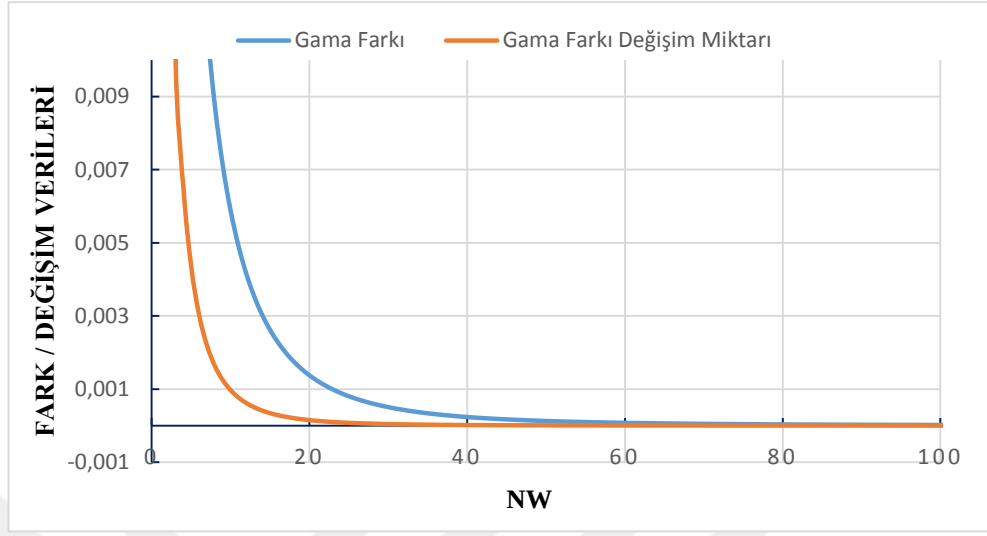
Şekil 4.8 : Optimum NW Araştırması Akış Şeması.

Bu değişimleri Çizelge 4.1’de verilmektedir. Düz plaka için yapılan bu analize ait grafik Şekil 4.9’da verilmektedir.

Çizelge 4.1 : Kanat için NW Sayısı.

Epsilon (ε)	Düz Profil (NI,NJ = 1)	Düz Profil (NI,NJ = 10)	NACA 6409 (NI,NJ = 20)
	NW Değeri	NW Değeri	NW Değeri
0,1	3	2	3
0,01	4	7	4
0,001	10	45	11
0,002	8	28	8
0,005	5	14	6
0,0001	23	162	29
0,0002	19	114	22
0,0005	14	65	15
0,00001	46	>250	72
0,000001	84		>150

Bu grafikte gamma farkı, Γ 'nın bir önceki değeri ile farkını ve gama farkı değişim miktarı, gama farkları arasındaki değişimi göstermektedir. Grafikten anlaşılacağı gibi



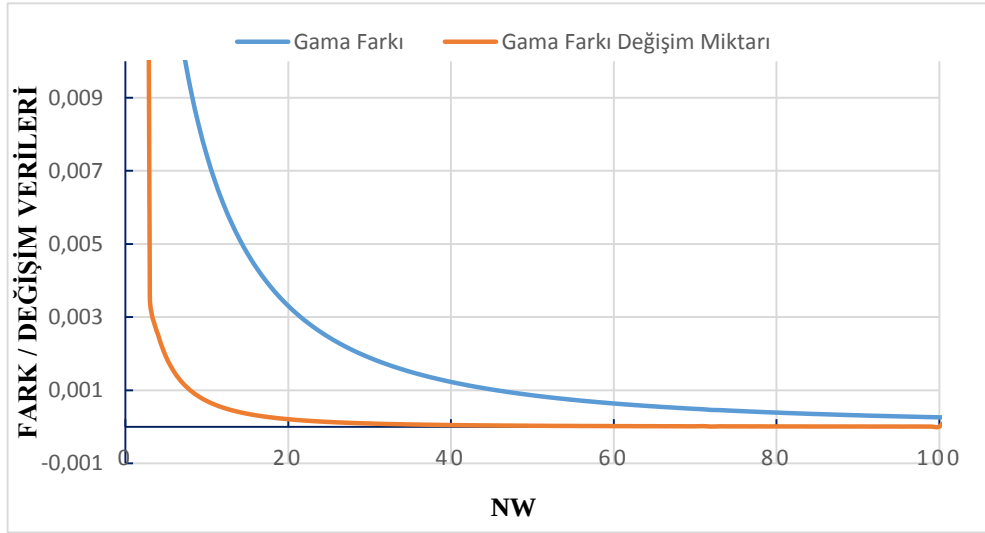
Şekil 4.9 : Düz Palaka Değişim-Fark Grafiği (NI, NJ=1).

gama değeri NW sayısı 10'ın üzerinde % 0.01'den daha az miktarda değişiklik göstermektedir. Bu da sonuç üzerinde oldukça düşük bir etkiye sahip olacağının göstergesidir. Fakat profil üzerindeki panel sayısı artırılınca Çizelge 4.1'de görüldüğü gibi çok hassas sonuç elde etmek için oldukça yüksek girdap halkası (NW) sayısı değerleri seçilmesi gerekiyor. Şekil 4.10'da da buna ait grafik görülmektedir. Grafikten de görüleceği gibi elde edilen gama değerlerinin hassasiyetinin izdeki girdap halkası (NW) sayısı arttıkça arttığı açıkça görülmektedir.

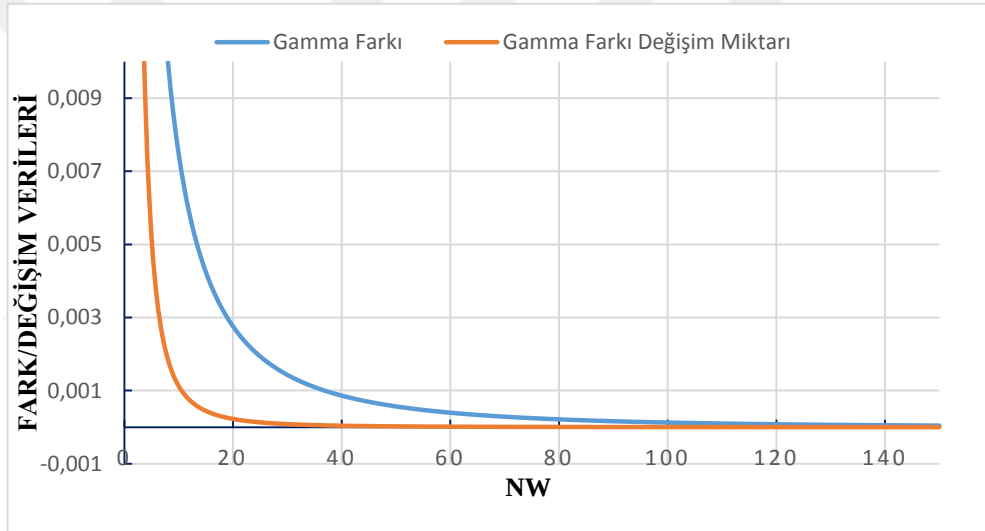
Buradan panel sayısı (NI, NJ) arttıkça daha hassas sonuç elde etmek için girdap halkası (NW) sayısının artırılması gerektiği ve bu girdap halkası (NW) sayısının panel sayısına (NI, NJ) bağlı ve değişken olduğu açıkça görülebilir.

Çizelge 4.1'den görüleceği gibi NACA 6409 için yapılan araştırmada bu çalışmada kullanılacak panel sayıları için iz bölgesindeki girdap halkası sayısı istenen hassasiyet için belirlenmiştir. Buna ait grafik Şekil 4.11'de verilmektedir. Çizelge 4.1'de verilen değerler tek kanat için hesaplanmış olmasına rağmen NACA 6409'da bu hesaplar çift kanat ve kanat gövde yarıçapı 3 m alınarak yapılmıştır.

Yapılan bu çalışmada kanat için uygun girdap halkası (NW) sayısı seçilerek, yapılacak hesaplamalarda hesap yükünden kurtulmanın mümkün olduğu görülmektedir.



Şekil 4.10 : Düz Palaka NW-Fark Grafiği (NI, NJ=10).



Şekil 4.11 : NACA 6409 NW-Fark Grafiği (NI, NJ=20).

4.2.2.2 Pervane üzerinde optimum NW sayısı araştırması

Bir önceki başlıkta anlatıldığı gibi iz bölgesi pervane için de önemlidir. Fakat pervane izindeki akım alanı döndüğünden hesaplamalar için daha da önem kazanmaktadır.

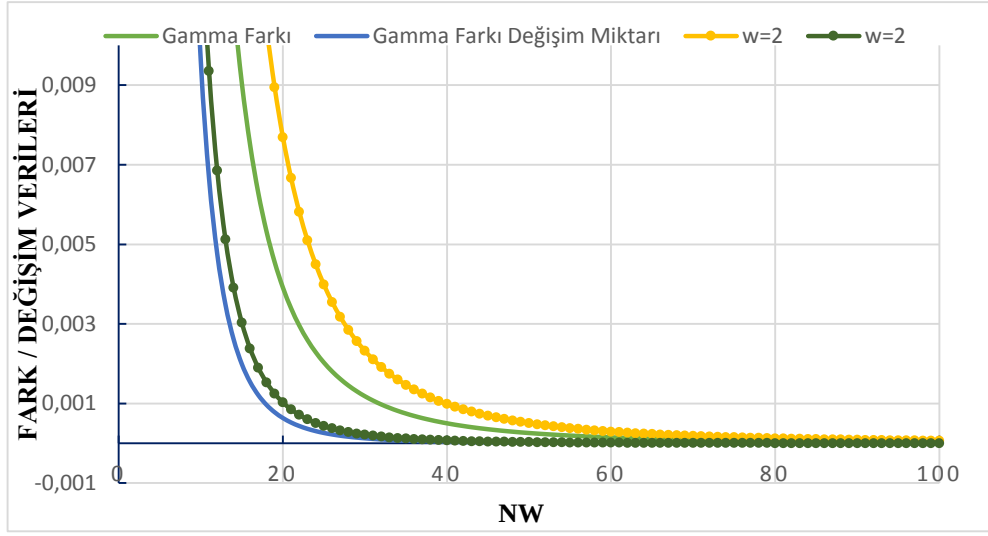
Pervane izindeki girdap halkası (NW) sayısı araştırmasını akım hızı ile aynı hızda ve iki katı hızda dönen pervane için hesaplamalar yapılacaktır. Bu hesaplamalar Şekil 4.8'deki akış şeması ve **PropellerVRM** programı kullanılarak yapılmaktadır. Çizelge 4.2'de bu hesaplama sonucunda elde edilen veriler verilmektedir. Tablodan anlaşılacağı gibi dönme hızı arttıkça NW sayısı arttığı gibi panel sayısı (NI, NJ)

arttıkça da NW sayısı artmaktadır. Düz profil ve serbest iz¹ yöntemi kullanılarak oluşturulan grafikler Şekil 4.12 ve Şekil 4.13’de verilmektedir.

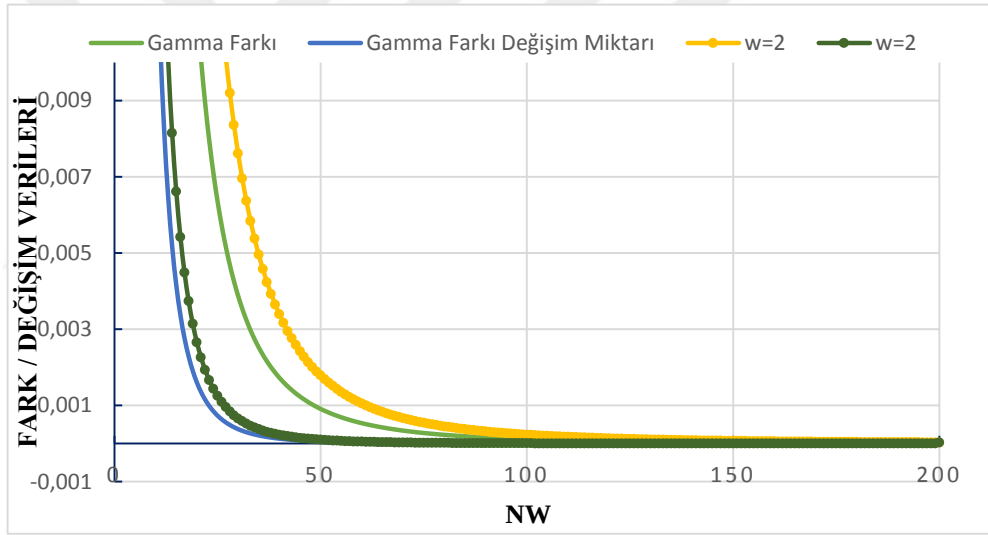
Çizelge 4.2 : Pervane Düz Profil NW Sayısı.

Epsilon (ϵ)	Düz Profil (NI,NJ = 1)	Düz Profil (NI,NJ = 1)	Düz Profil (NI,NJ = 2)	Düz Profil (NI,NJ = 2)
	NW Değeri (w = 1)	NW Değeri (w = 2)	NW Değeri (w = 1)	NW Değeri (w = 2)
0,1	6	7	5	7
0,01	10	12	12	15
0,001	18	22	23	28
0,002	15	18	19	23
0,005	12	15	15	18
0,0001	32	38	43	51
0,0002	27	32	36	43
0,0005	22	26	28	34
0,00001	57	67	78	92
0,000001	100	119	138	164

¹ Free Wake Model



Şekil 4.12 : Düz Profil NW-Fark Grafiği (NI, NJ=1).



Şekil 4.13 : Düz Profil NW-Fark Grafiği (NI, NJ=2).

Yukarıda düz profil için yapılan çalışma Clark Y ve NACA 0006 profilleri kullanılarak yapılacaktır. Burada amaç kamburluğa ve kalınlığa sahip eğri yüzeylerin NW sayısı üzerine etkisini gözlemlemektir. Profillere ait kamburluk ve kalınlık oranları Çizelge 4.5’de verilmektedir. Çünkü pervane tasarımında genelde belli bir kamburluğa sahip profiller kullanılmaktadır. Yapılan hesaplama sonuçları Çizelge 4.3’de verilmektedir. Bu sonuçlardan açıkça anlaşılacağı üzere kamburluğun NW sayısı üzerinde herhangi bir etkisi yoktur. Fakat panel sayısı değişikçe NW sayısının önemli ölçüde değiştiği görülmektedir.

Yapılan bu çalışmada pervane için uygun NW sayısı seçilerek, yapılacak hesaplamalarda hesap yükünden kurtulmanın mümkün olduğu görülmektedir.

Çizelge 4.3 : Pervane Clark Y Profili NW Sayısı.

Epsilon (ϵ)	Clark Y (NI,NJ = 1)	Clark Y (NI,NJ = 1)	NACA 0006 (NI = 6,NJ = 3)	NACA 0006 (NI=6, NJ = 3)
	NW Değeri (w = 1)	NW Değeri (w = 2)	NW Değeri (w = 1)	NW Değeri (w = 2)
0,1	6	7	5	6
0,01	10	12	13	17
0,001	18	22	32	40
0,002	15	18	24	31
0,005	12	15	17	22
0,0001	32	38	67	82
0,0002	27	32	54	67
0,0005	22	26	40	50
0,00001	57	67	128	153
0,000001	100	119	233	276

4.2.2.3 Kanat ve pervane iz bölgesindeki girdap halkası sayısı

Kanat ve pervane üzerinde ve iz bölgesinde yukarıda yapılan çalışmalar sonucunda kanat ve pervane için kullanılabilecek panel sayıları Çizelge 4.4’de verildiği gibidir. Yapılacak hesaplamalarda bu tabloda verilen panel sayıları (Girdap Halkası sayısı) kullanılacaktır.

Çizelge 4.4 : Kanat ve Pervane için Panel Sayıları.

Platform	NI	NJ	NW
Kanat	20	20	72
Pervane	10	20	128

4.3 GHY ile Kanat Analizi

Çizelge 4.5’de verilen profillerle oluşturulacak dikdörtgen planforma sahip kanat

Çizelge 4.5 : Profil Listesi.

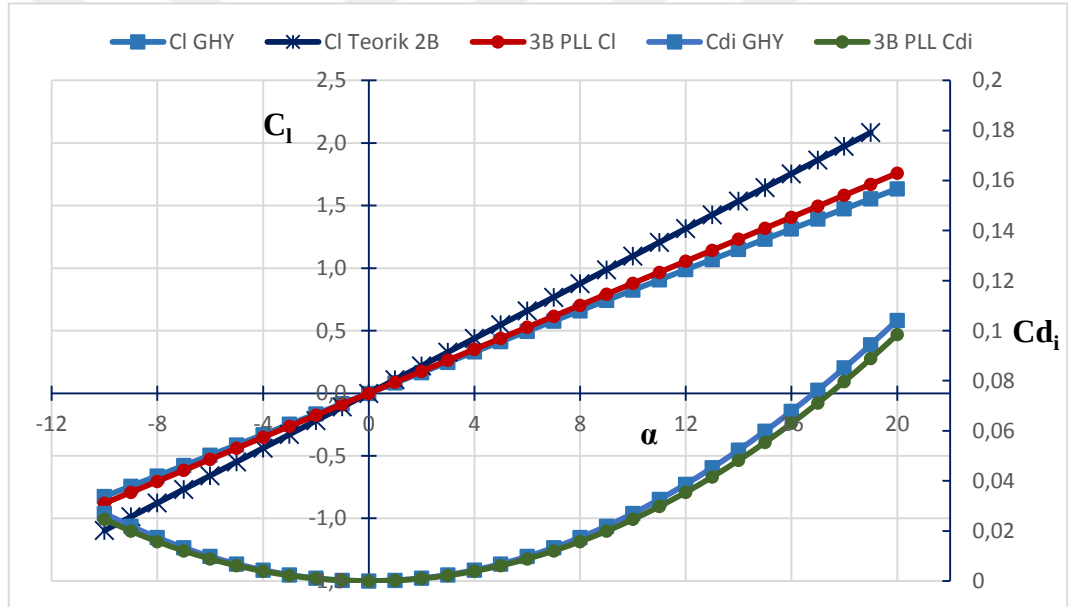
Profil Adı	Kalınlık (%)	Kamburluk (%)
Düz Profil	0	0
NACA 0006	6	0
NACA 0008	8	0
NACA 2408	8	2
NACA 6409	9	6
Clark Y	11.7	3.4

üzerinde GHY kullanılarak aerodinamik katsayıları bulunacak, bulunan veriler kendilerine ait tablolara kaydedilecek ve aynı grafik üzerinde gösterilecektir. Bu şekilde hesaplama sonuçları üzerinde kamburluk ve kalınlığın etkileri gözlemlenebilecektir.

Kanat planformu $AR = 10$ alınmış, her bir kanat profilinin girdap halkası yöntemi ile hesaplaması için uygun panel sayıları $NI=20$, $NJ=20$, $NW=72$ olarak bir önceki başlıkta belirlenmiştir.

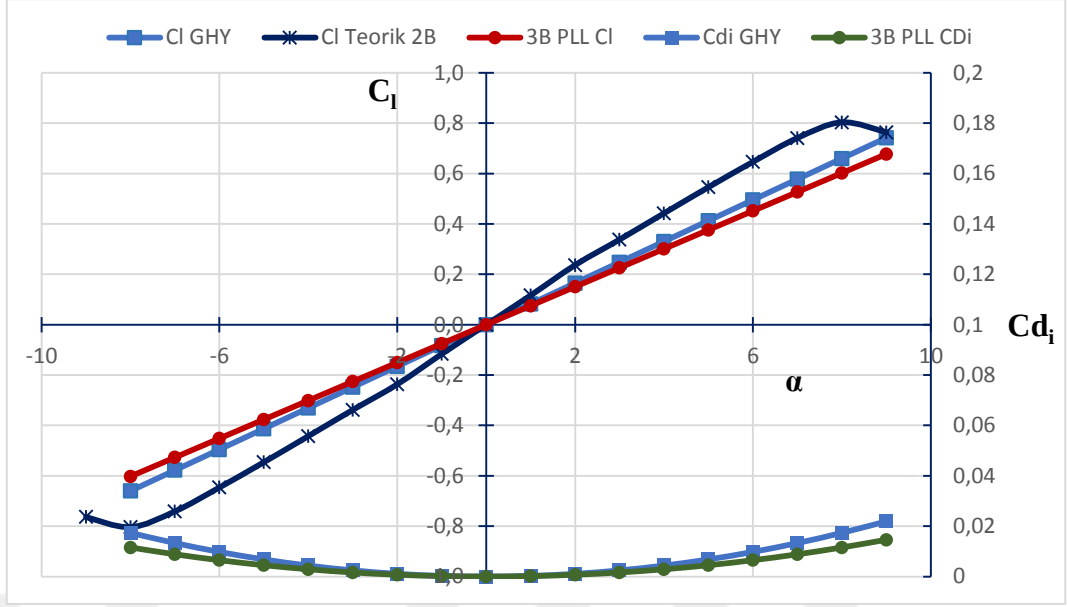
Çizelge 4.5'deki profil sıralaması dikkate alınarak oluşturulan kanatların GHY hesaplama sonuçlarına ait grafikler aşağıda ve nümerik değerler EK C'de tablolar halinde verilmiştir.

Düz profil'e ait grafik Şekil 4.14'de ve nümerik değerler Çizelge C.1'de verilmektedir.



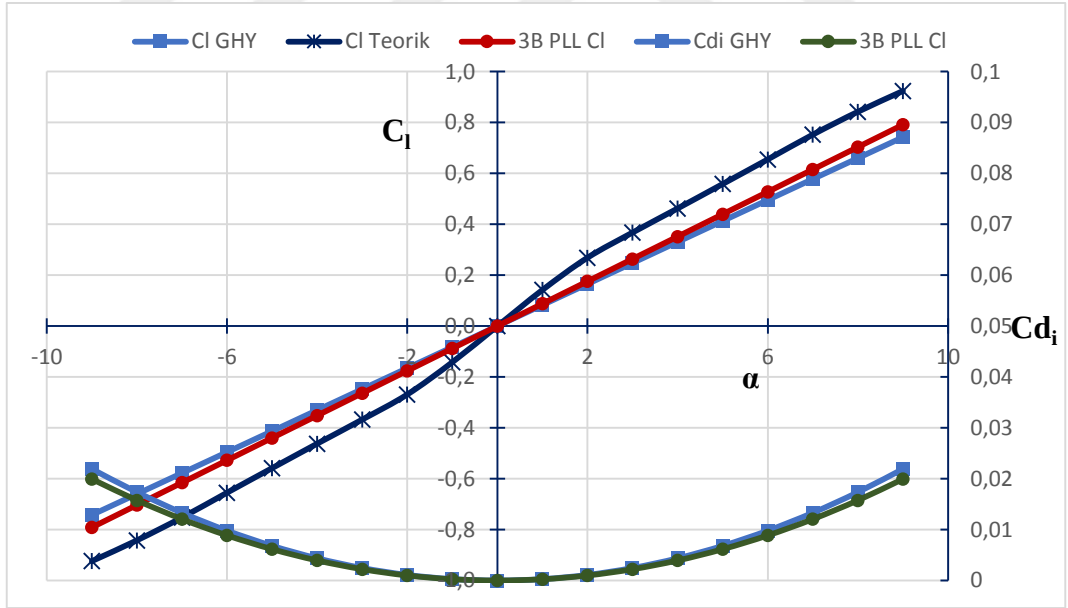
Şekil 4.14 : Düz Profil GHY Hesaplama Sonuçları (Kanat).

NACA 0006'ya ait grafik Şekil 4.15'de ve nümerik değerler Çizelge C.2'de verilmektedir.



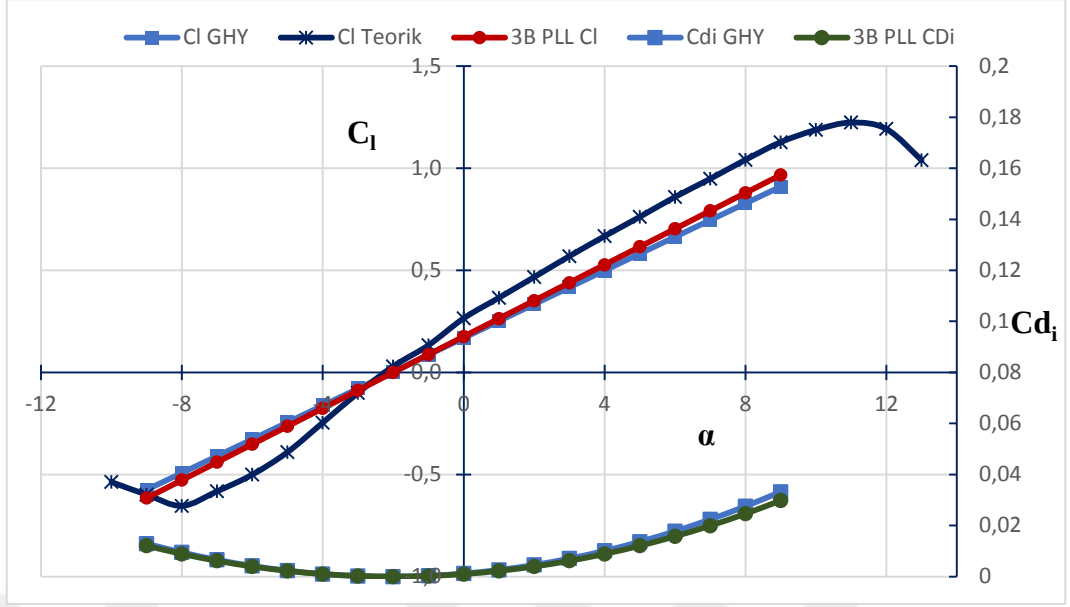
Şekil 4.15 : NACA 0006 GHY Hesaplama Sonuçları (Kanat).

NACA 0008'e ait grafik Şekil 4.16'de ve nümerik değerler Çizelge C.3'de verilmektedir.



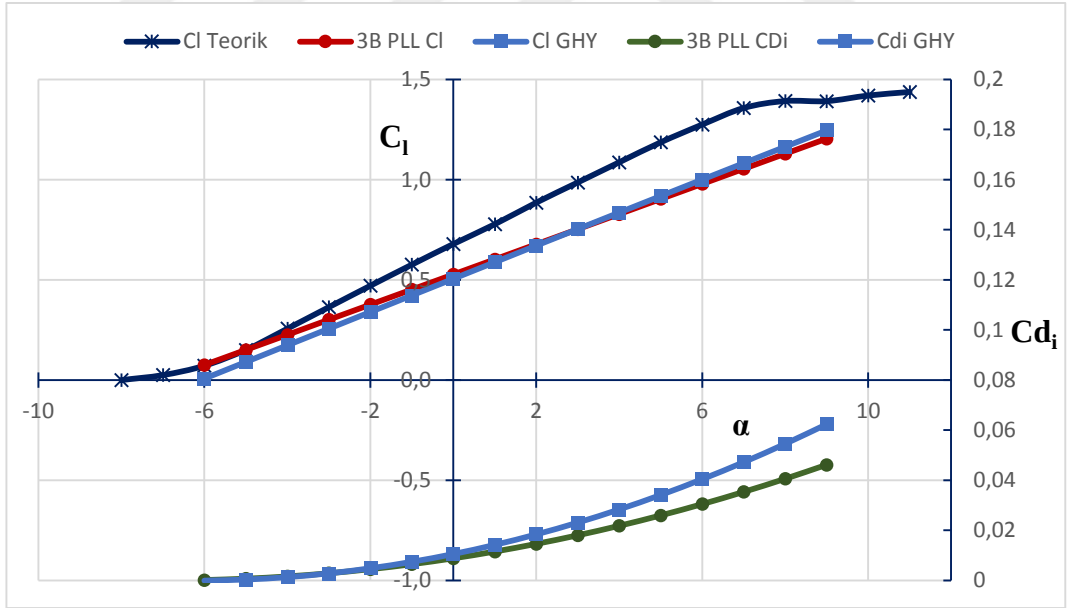
Şekil 4.16 : NACA 0008 GHY Hesaplama Sonuçları (Kanat).

NACA 2408'e ait grafik Şekil 4.17'da ve nümerik değerler Çizelge C.4'de verilmektedir.



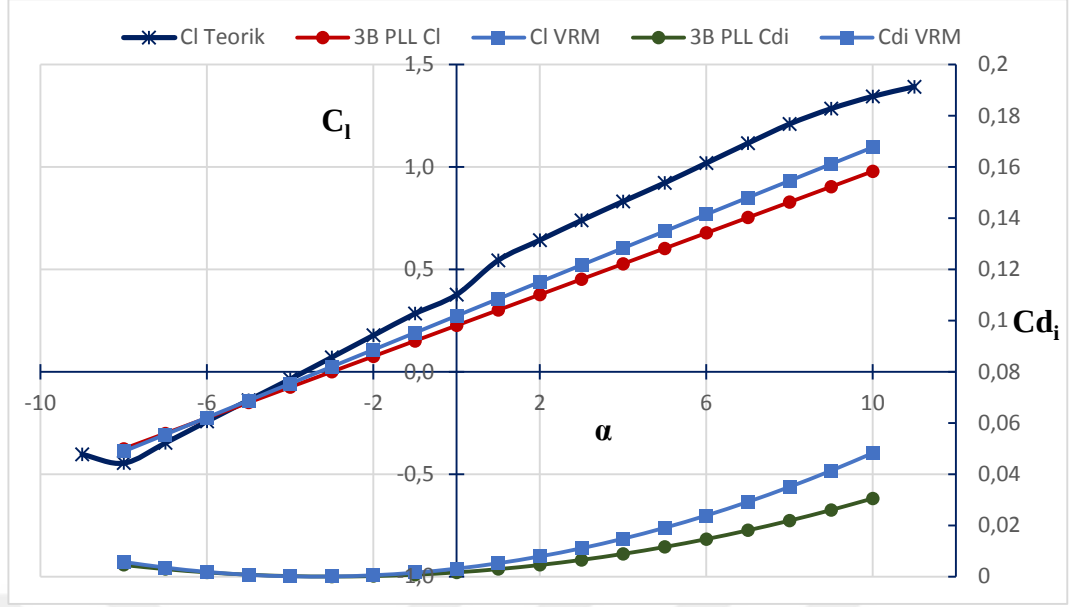
Şekil 4.17 : NACA 2408 GHY Hesaplama Sonuçları (Kanat).

NACA 6409'a ait grafik Şekil 4.18'da ve nümerik değerler Çizelge C.5'de verilmektedir.



Şekil 4.18 : NACA 6409 GHY Hesaplama Sonuçları (Kanat).

Clark Y'ye ait grafik Şekil 4.19'da ve nümerik değerler Çizelge C.6'da verilmektedir.



Şekil 4.19 : Clark Y GHY Hesaplama Sonuçları (Kanat).

GHY'nin ince ve kamburluksuz profillerde 3B PLL ile birbirlerine çok yakın sonuçlar verdiği gözlemlenmektedir.

İndüklenmiş sürüklemelerin Prandtl taşıma çizgisi yöntemi ile çok yakın sonuçlar verdiği fakat kalınlık ve kamburluktan dolayı farklı sonuçları grafiklerden görülmektedir.

4.4 GHY ile Pervane Analizi

Çizelge 4.5'de verilen profiller kullanılarak, 2. PALA ELEMANI MOMENTUM YÖNTEMİ İLE PERVANE TASARIMI VE ANALİZİ'nde anlatılan yöntem ile pervane tasarımı yapıp birden fazla ilerleme oranı için hesaplama yapılarak pervanenin aerodinamik katsayıları bulunmuştur. Tüm profiller için pervane tasarımına ait veriler aşağıda verilmektedir.

- Uçuş Hızı $U_{\infty} = 55 \text{ m/s}$
- Pervanenin çekme kuvveti $T = 1500 \text{ N}$
- Pala sayısı $n_B = 2$
- Pervanenin ideal verimi $\eta_i = 0.93$
- Maksimum etkin hız $U_{\max} = 320 \text{ m/s}$

Tasarım sonucunda elde edilen veriler tablolara kaydedilecek ve tasarlanan pervane verileri kullanılarak GHY ile aerodinamik katsayıları bulunacak ve PEM ile bulunan sonuçlar ile aynı grafik üzerinde karşılaştırılacaktır. Bu şekilde hesaplama sonuçları üzerinde kamburluk ve kalınlığın etkileri gözlemlenebilecektir.

Çizelge 4.5' deki sıralama ile² GHY hesaplama sonuçlarına ait grafikler aşağıda ve numerik değerler EK D'de tablolar halinde verilecektir.

Pervane palasının ortalama $AR \cong 7$ olarak alınmış, her bir pervane palasının girdap halka yöntemi ile hesaplanması için uygun panel sayıları $NI=10$, $NJ=20$, $NW=128$ olarak belirlenmiştir.

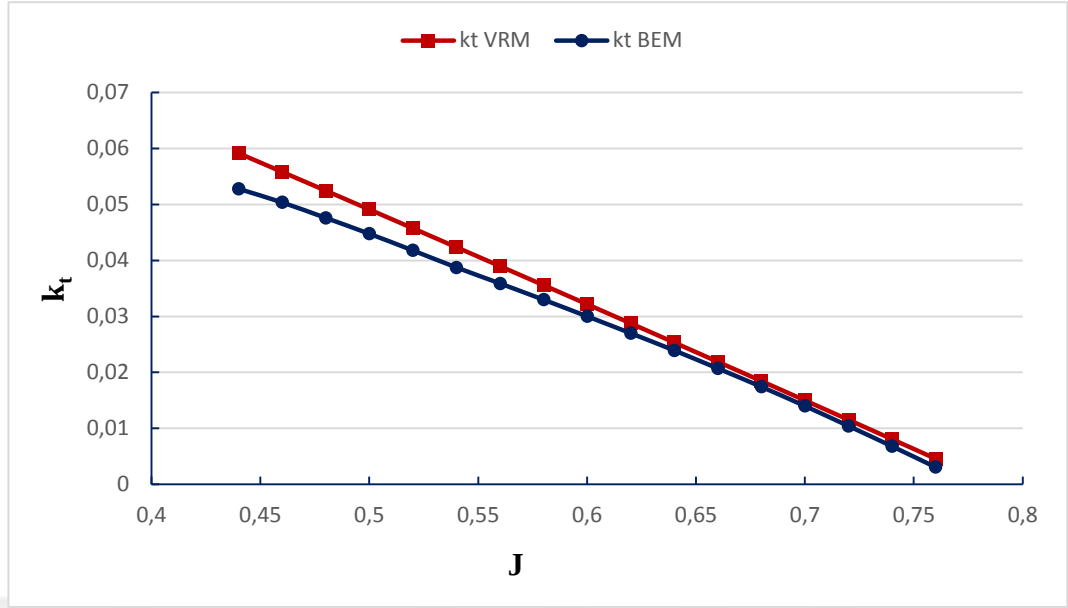
Pervane göbek yarıçapı ise $R_{Göbek} = 0.0446$ alınarak hesap yapılacaktır.

4.4.1 NACA 0006 profili ile pervane analizi

NACA 0006 profili polar verileri ve MATLAB programı kullanılarak PEM yöntemi ile pervane tasarımı ve analizi yapıp, tasarlanan pervanenin GHY ile analizi yapılmakta ve bu analiz sonuçlarının karşılaştırması aşağıda verilmektedir.

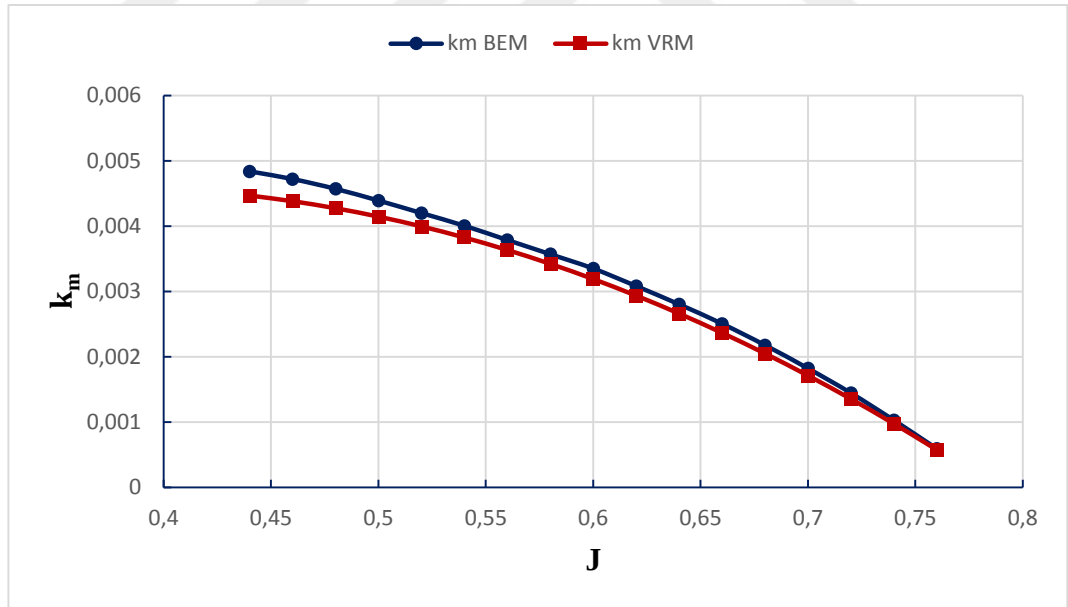
NACA 0006'ya ait k_t -J grafiği Şekil 4.20'de ve nümerik değerler Çizelge D.1 ve Çizelge D.2'de verilmektedir.

² Pervane için Şekil 4.5'deki profillerden Düz Profil kullanılarak hesap yapılmayacaktır.



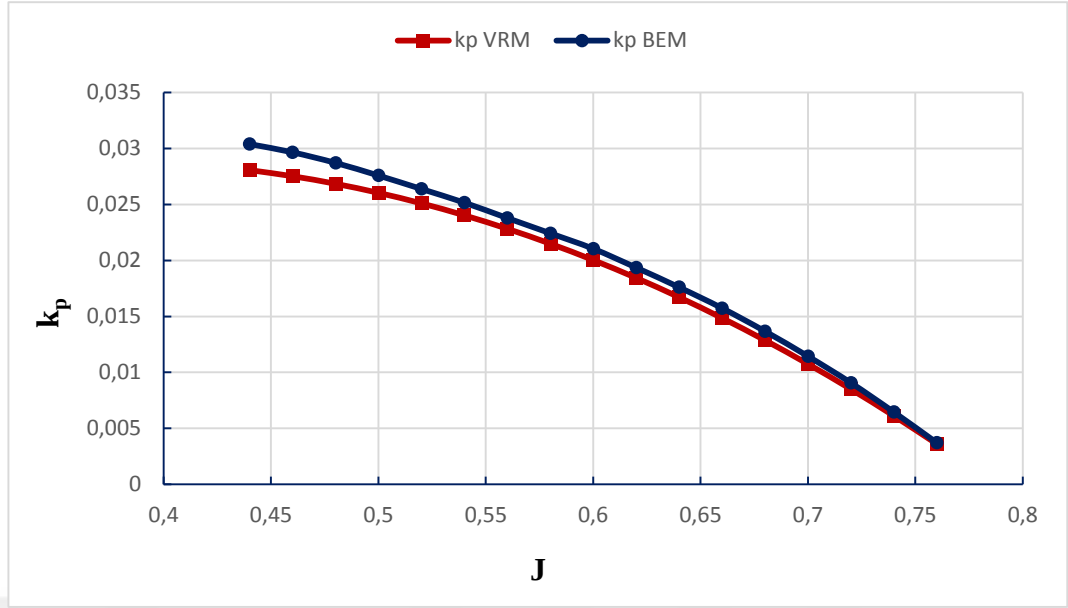
Şekil 4.20 : NACA 0006 k_t -J Grafiği.

NACA 0006'ya ait k_m -J grafiği Şekil 4.21'de ve nümerik değerler Çizelge D.1 ve Çizelge D.2'de verilmektedir.



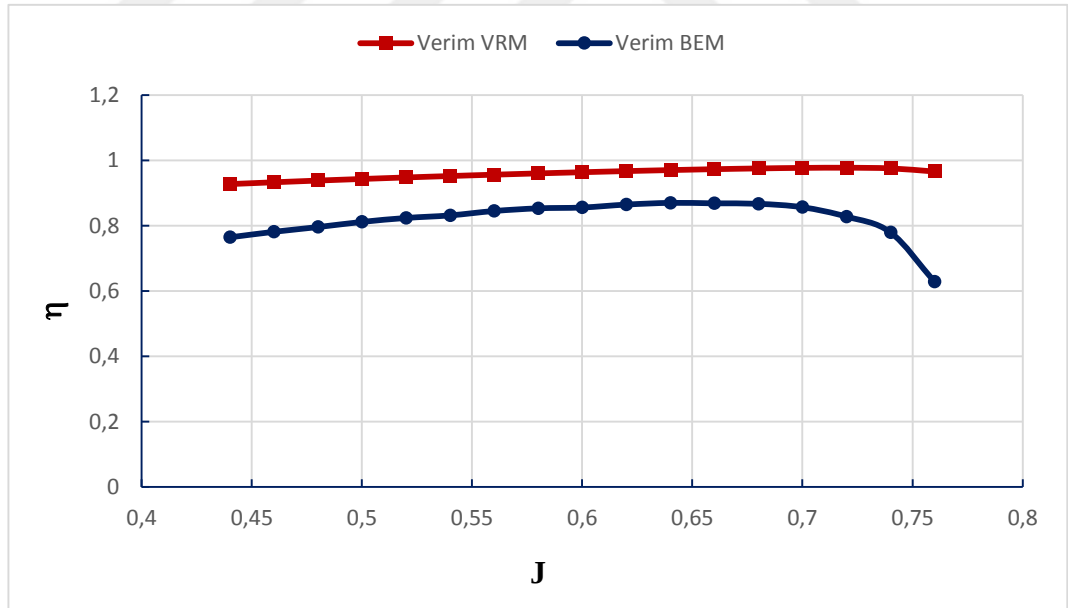
Şekil 4.21 : NACA 0006 k_m -J Grafiği.

NACA 0006'ya ait k_p -J grafiği Şekil 4.22'de ve nümerik değerler Çizelge D.1 ve Çizelge D.2'de verilmektedir.



Şekil 4.22 : NACA 0006 k_p -J Grafiği.

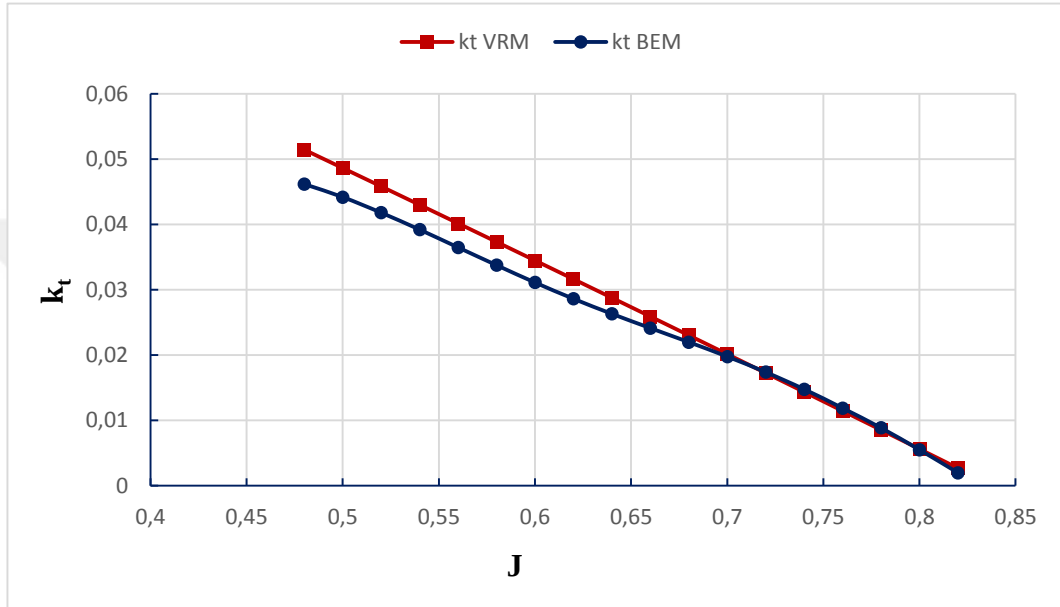
NACA 0006'ya ait η -J grafiği Şekil 4.23'de ve nümerik değerler Çizelge D.1 ve Çizelge D.2'de verilmektedir.



4.4.2 NACA 0008 profili ile pervane analizi

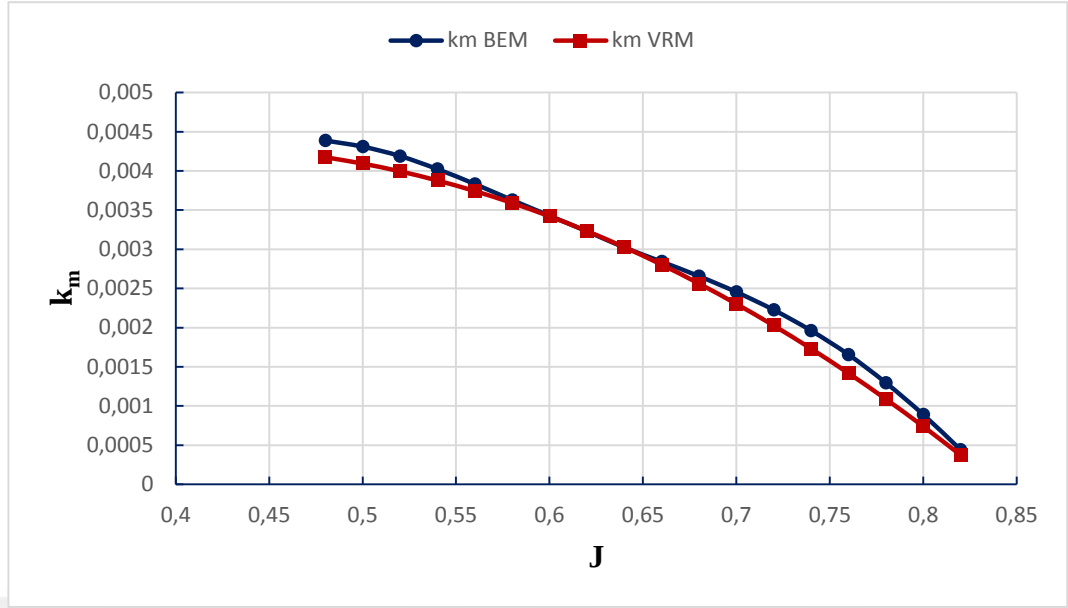
NACA 0008 profili polar verileri ve MATLAB programı kullanılarak PEM yöntemi ile pervane tasarımı ve analizi yapıp, tasarlanan pervanenin GHY ile analizi yapılmakta ve bu analiz sonuçlarının karşılaştırması aşağıda verilmektedir.

NACA 0008'e ait k_t -J grafiği Şekil 4.24'da ve nümerik değerler Çizelge D.3 ve Çizelge D.4'de verilmektedir.



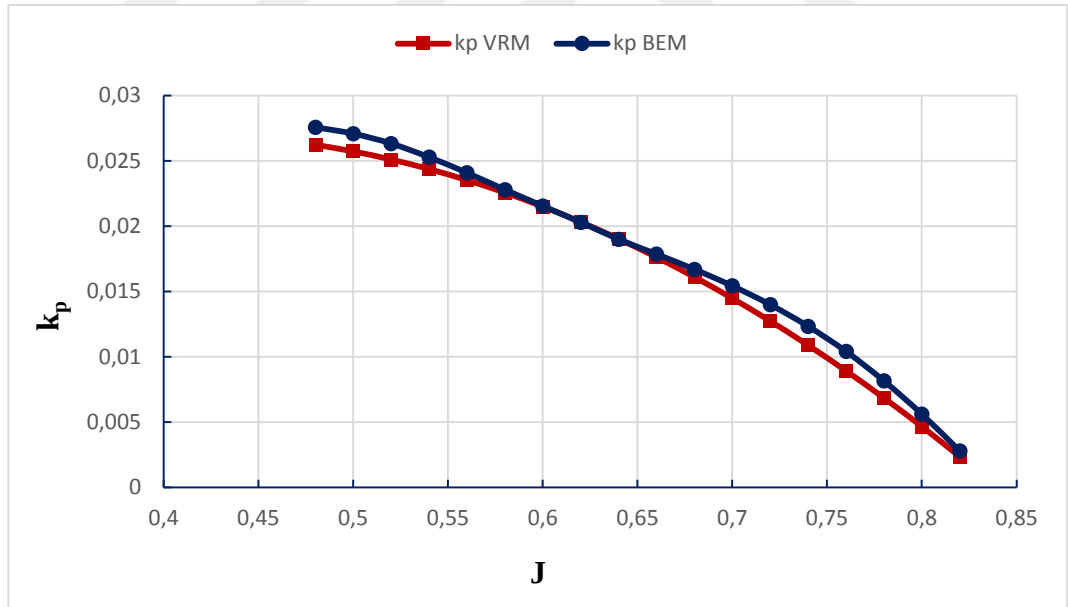
Şekil 4.24 : NACA 0008 k_t -J Grafiği.

NACA 0008'e ait k_m -J grafiği Şekil 4.25'de ve nümerik değerler Çizelge D.3 ve Çizelge D.4'de verilmektedir.



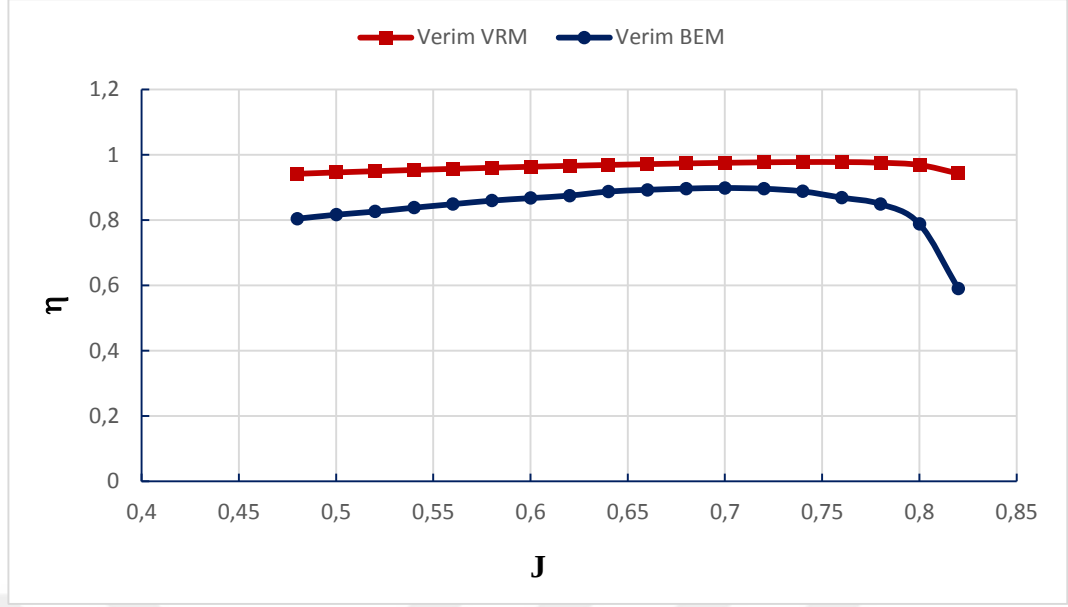
Şekil 4.25 : NACA 0008 k_m -J Grafiği.

NACA 0008'e ait k_p -J grafiği Şekil 4.26'de ve nümerik değerler Çizelge D.3 ve Çizelge D.4'de verilmektedir.



Şekil 4.26 : NACA 0008 k_p -J Grafiği.

NACA 0008'e ait η -J grafiği Şekil 4.27'de ve nümerik değerler Çizelge D.3 ve Çizelge D.4'de verilmektedir.

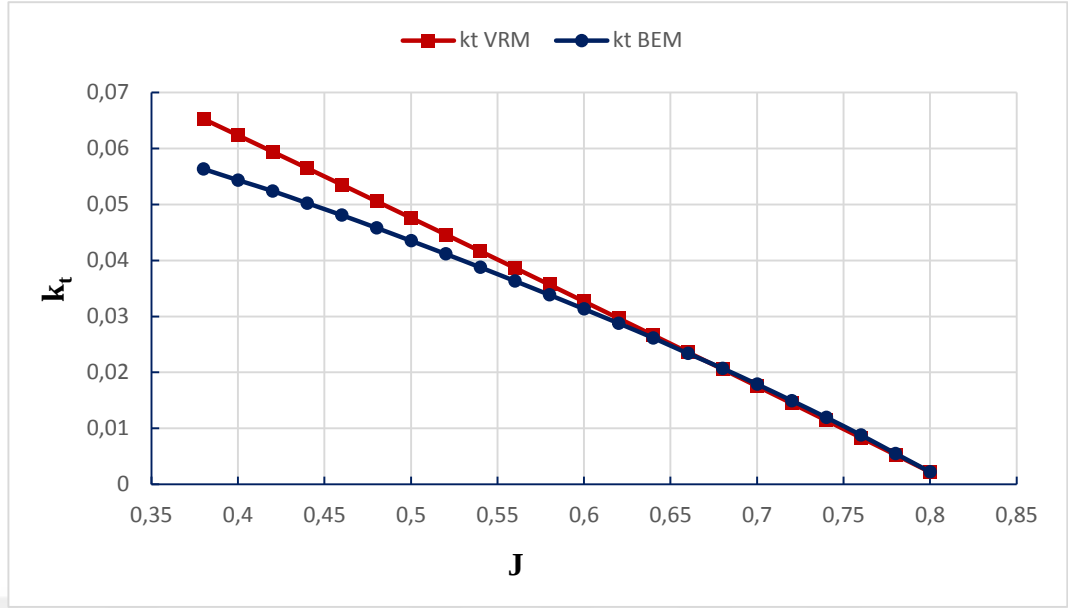


Şekil 4.27 : NACA 0008 η -J Grafiği.

4.4.3 NACA 2408 profili ile pervane analizi

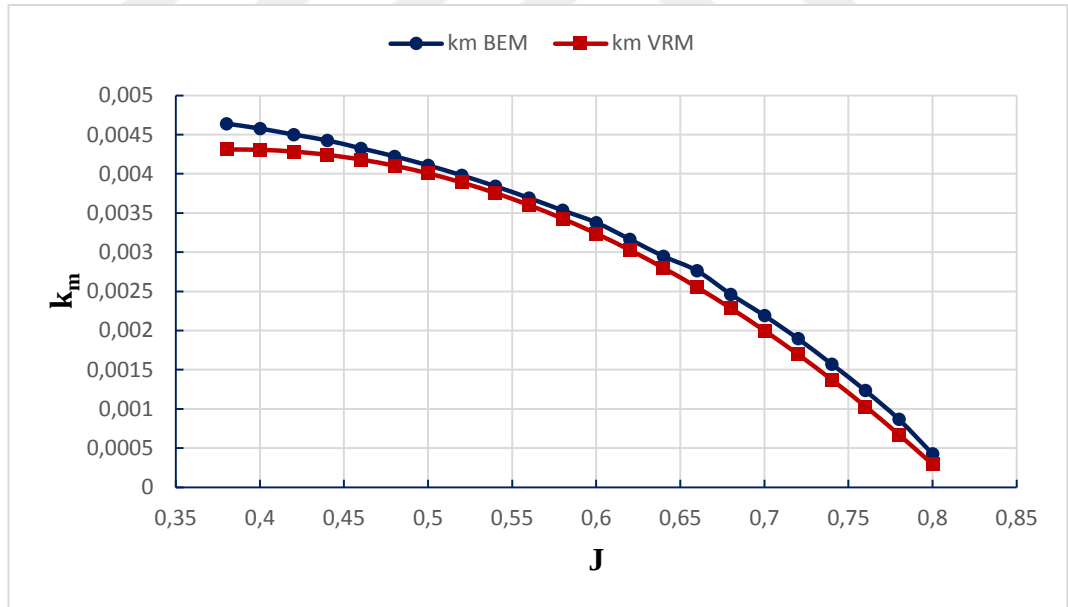
NACA 2408 profili polar verileri ve MATLAB programı kullanılarak PEM yöntemi ile pervane tasarımı ve analizi yapıp, tasarlanan pervanenin GHY ile analizi yapılmakta ve bu analiz sonuçlarının karşılaştırması aşağıda verilmektedir.

NACA 2408'e ait k_t -J grafiği Şekil 4.28'da ve nümerik değerler Çizelge D.5 ve Çizelge D.6'da verilmektedir.



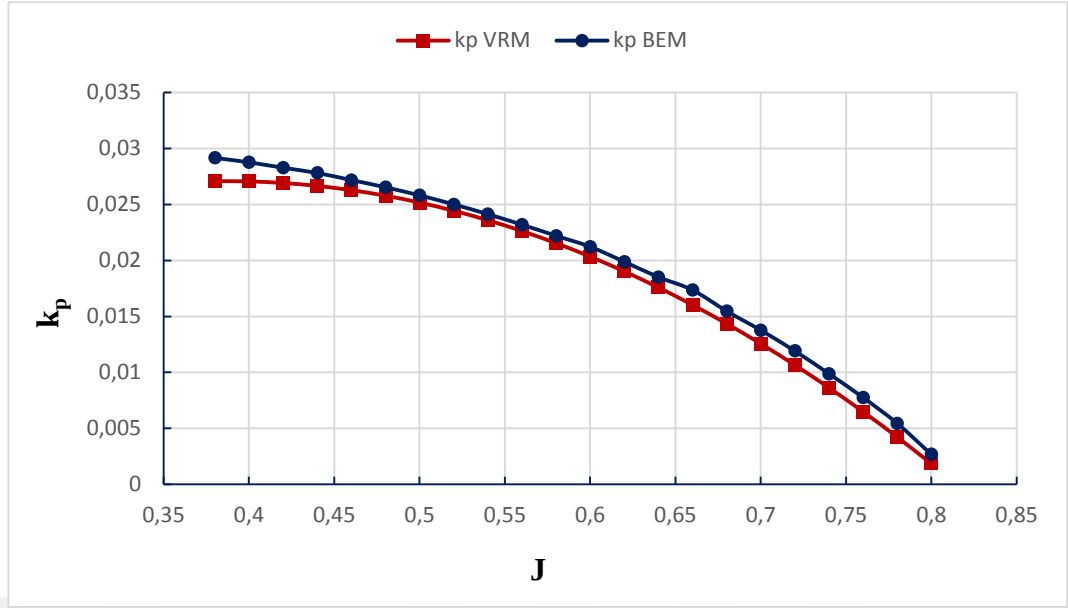
Şekil 4.28 : NACA 2408 k_t -J Grafiği.

NACA 2408'e ait k_m -J grafiği Şekil 4.29'de ve nümerik değerler Çizelge D.5 ve Çizelge D.6'da verilmektedir.



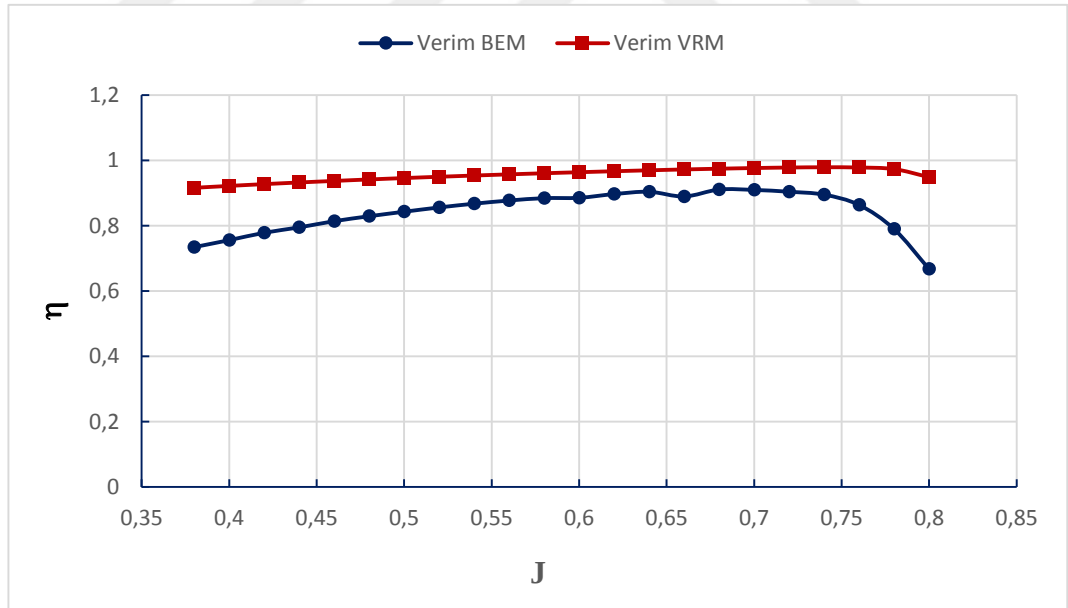
Şekil 4.29 : NACA 2408 k_m -J Grafiği.

NACA 2408'e ait k_p -J grafiği Şekil 4.30'de ve nümerik değerler Çizelge D.5 ve Çizelge D.6'da verilmektedir.



Şekil 4.30 : NACA 2408 k_p -J Grafiği.

NACA 2408'e ait η -J grafiği Şekil 4.31'de ve nümerik değerler Çizelge D.5 ve Çizelge D.6'da verilmektedir.

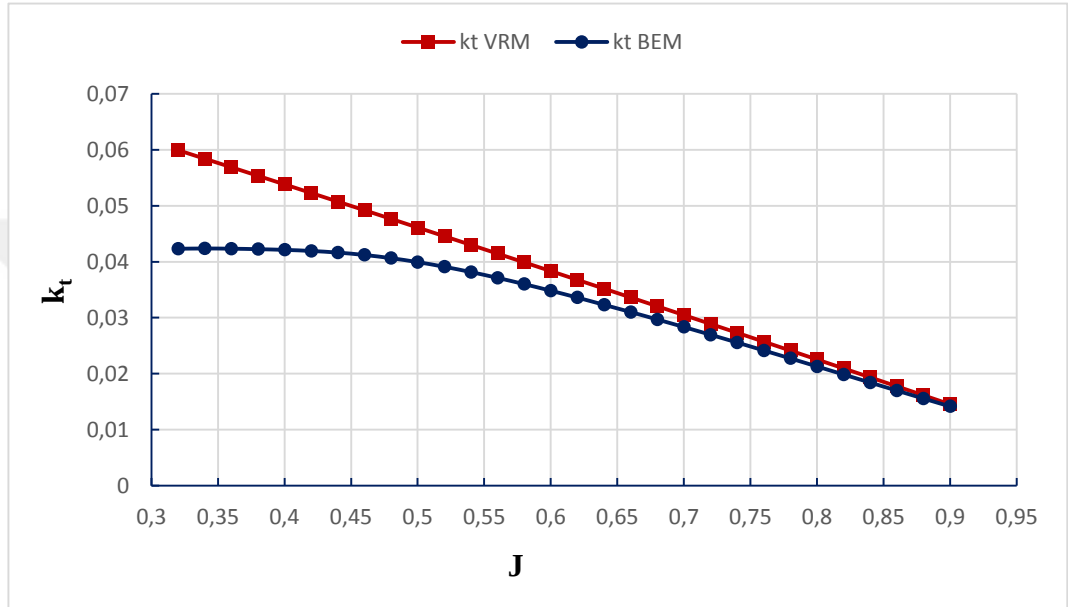


Şekil 4.31 : NACA 2408 η -J Grafiği.

4.4.4 NACA 6409 profili ile pervane analizi

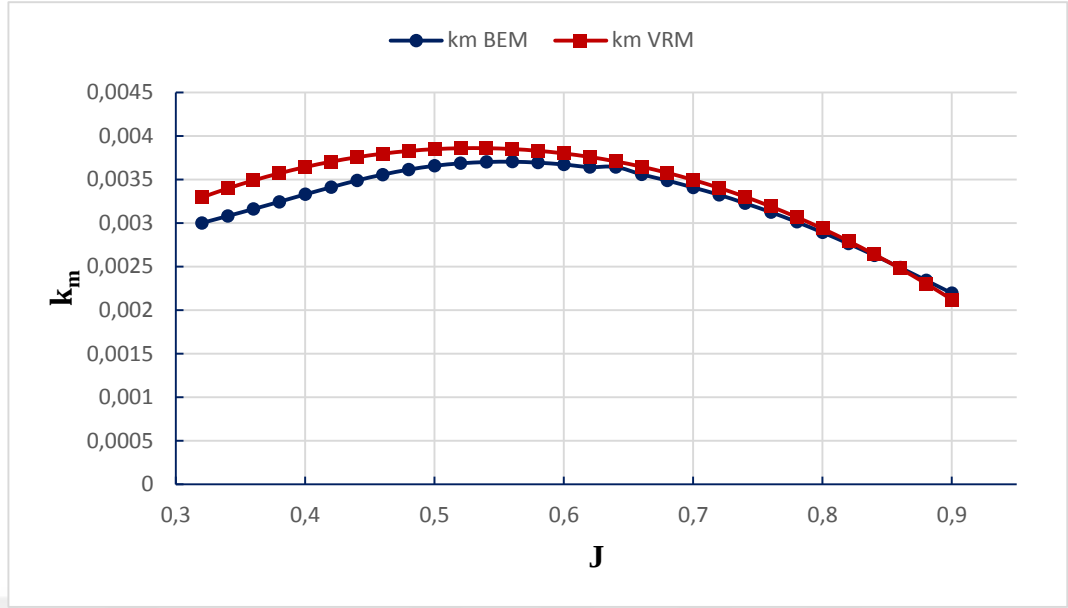
NACA 6409 profili polar verileri ve MATLAB programı kullanılarak PEM yöntemi ile pervane tasarımı ve analizi yapıp, tasarlanan pervanenin GHY ile analizi yapılmakta ve bu analiz sonuçlarının karşılaştırması aşağıda verilmektedir.

NACA 6409'e ait k_t -J grafiği Şekil 4.32'de ve nümerik değerler Çizelge D.7 ve Çizelge D.8'de verilmektedir.



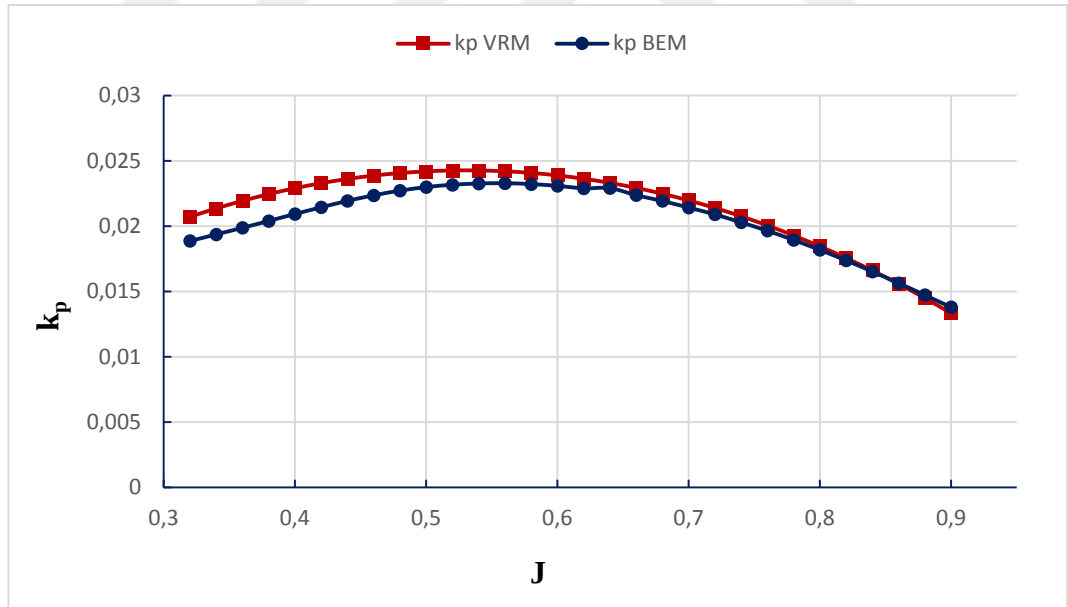
Şekil 4.32 : NACA 6409 k_t -J Grafiği.

NACA 6409'e ait k_m -J grafiği Şekil 4.33'de ve nümerik değerler Çizelge D.7 ve Çizelge D.8'de verilmektedir.



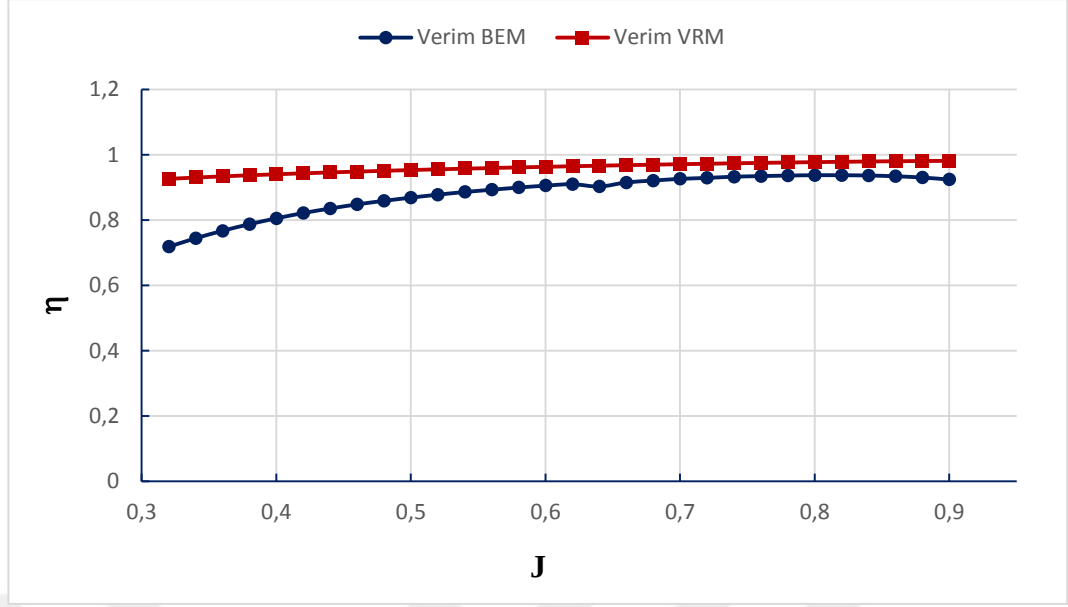
Şekil 4.33 : NACA 6409 k_m -J Grafiği.

NACA 6409'e ait k_p -J grafiği Şekil 4.34'de ve nümerik değerler Çizelge D.7 ve Çizelge D.8'de verilmektedir.



Şekil 4.34 : NACA 6409 k_p -J Grafiği.

NACA 6409'e ait η -J grafiği Şekil 4.35'de ve nümerik değerler Çizelge D.7 ve Çizelge D.8'de verilmektedir.

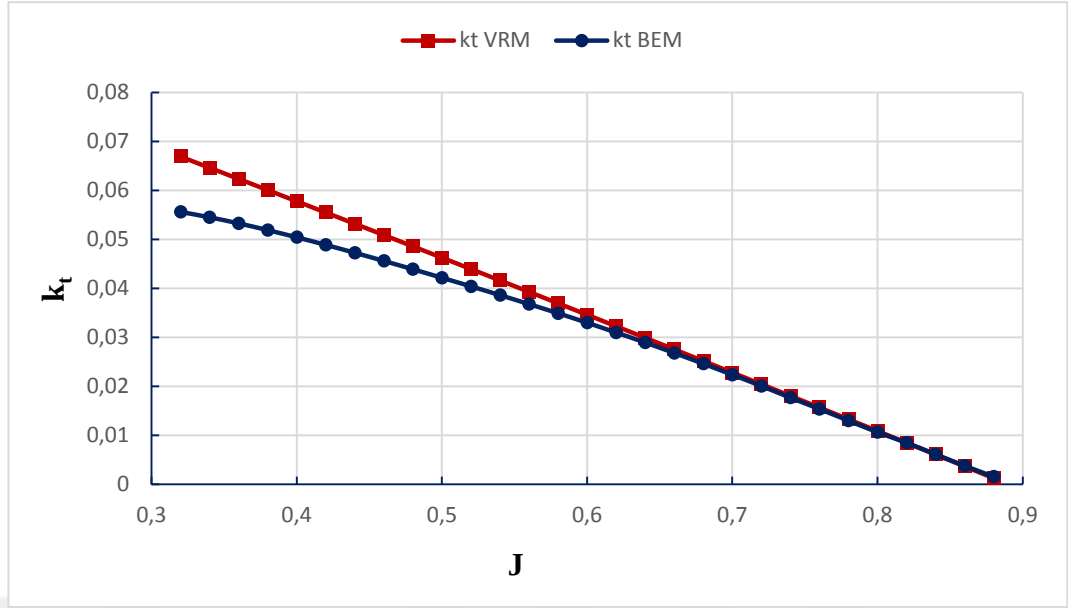


Şekil 4.35 : NACA 6409 η -J Grafiği.

4.4.5 Clark Y profili ile pervane analizi

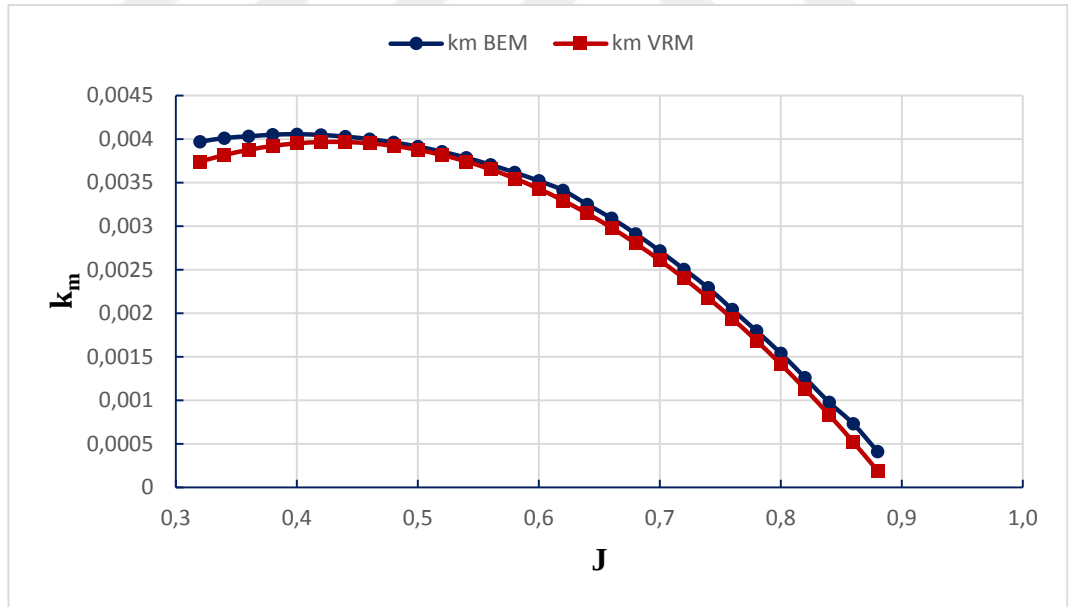
Clark Y profili polar verileri ve MATLAB programı kullanılarak PEM yöntemi ile pervane tasarımı ve analizi yapıp, tasarlanan pervanenin GHY ile analizi yapılmakta ve bu analiz sonuçlarının karşılaştırması aşağıda verilmektedir.

Clark Y'ye ait k_t -J grafiği Şekil 4.36'de ve nümerik değerler Çizelge D.9 ve Çizelge D.10'da verilmektedir.



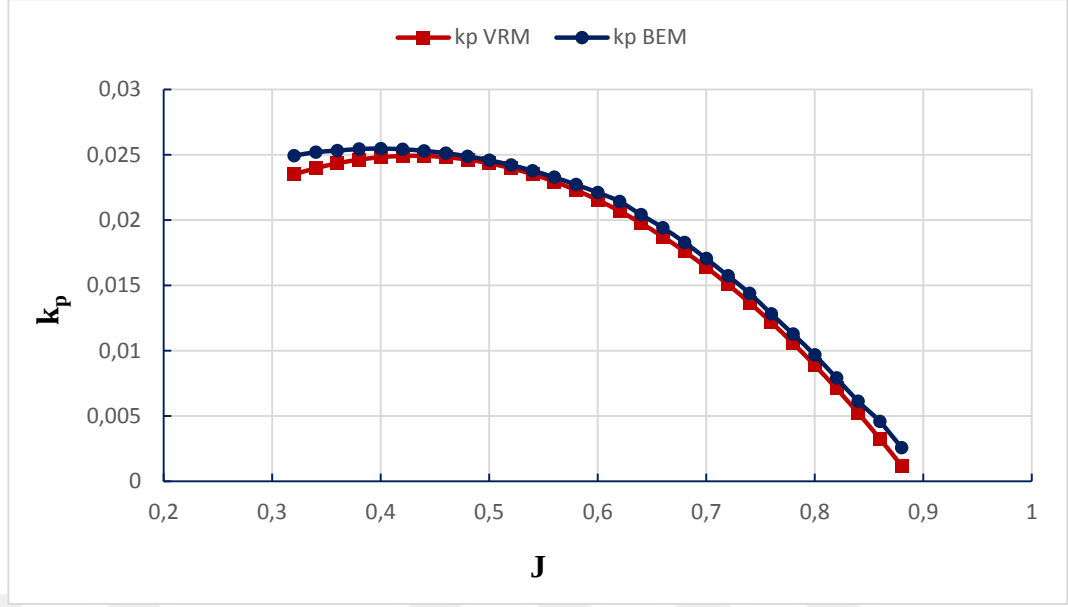
Şekil 4.36 : Clark Y k_t -J Grafiği.

Clark Y'ye ait k_m -J grafiği Şekil 4.37'da ve nümerik değerler Çizelge D.9 ve Çizelge D.10'da verilmektedir.



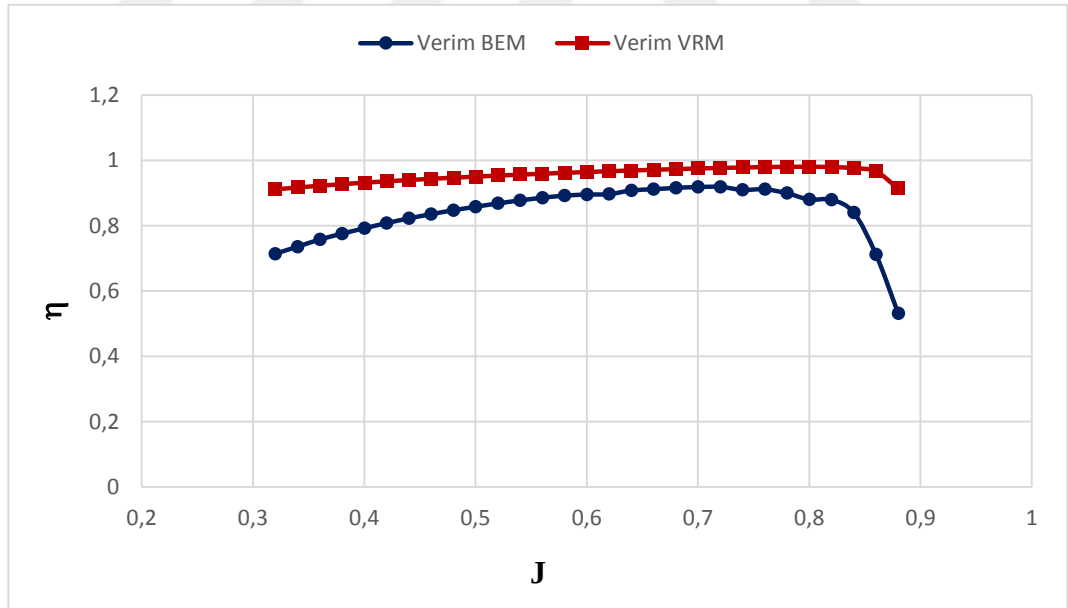
Şekil 4.37 : Clark Y k_m -J Grafiği.

Clark Y'ye ait k_p -J grafiği Şekil 4.38'de ve nümerik değerler Çizelge D.9 ve Çizelge D.10'da verilmektedir.



Şekil 4.38 : Clark Y k_p -J Grafiği.

Clark Y'ye ait η -J grafiği Şekil 4.39'da ve nümerik değerler Çizelge D.9 ve Çizelge D.10'da verilmektedir.



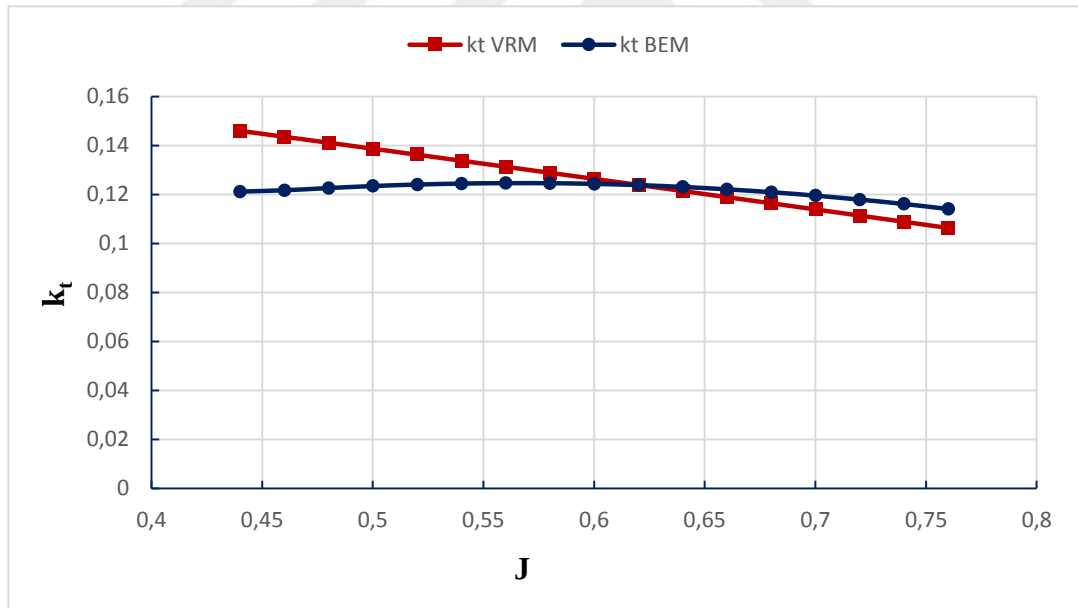
Şekil 4.39 : Clark Y η -J Grafiği.

4.4.6 NACA 6409 profili ile Bauer pervanesi analizi

Önceki başlıklarda pervane tasarımını kendimiz yapıyorduk. Tasarladığımız pervane verilerini kullanarak 2.6 Pervane Analizi başlığı altında anlatılan yöntem ile farklı ilerleme oranları için analiz yapıyor. GHY analizi ile yapılan karşılaştırmalarda bu PEM analiz verilerini kullanıyorduk.

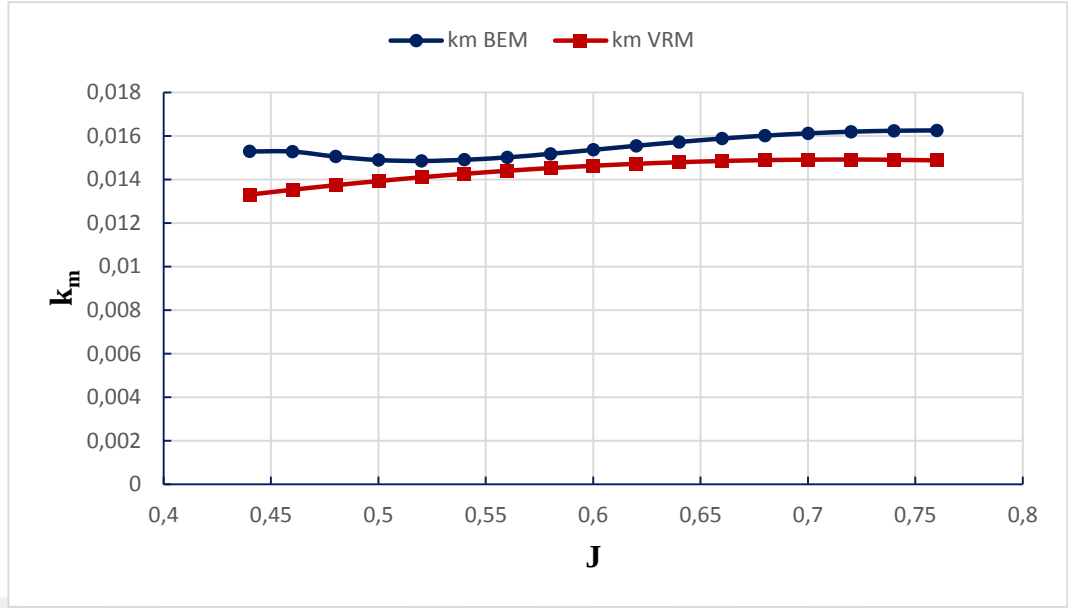
Pervane tasarımını ve analiz sonuçlarını kontrol etmek amacıyla literatürde Bauer (1997) pervane-1a geometrisi verilerini kullanıp PEM ile analiz yapacağız. Önceki başlıklarda kullanılan pervane tasarım verisi şartlarında uçuşunu varsaymaktayız. Yani pervane çapı, açısal hızı, pala sayısı, pervane göbeği yarıçapı ve profil hücum açısı önceki pervane tasarımlarında kullandığımız verilerle aynıdır. Bauer (1997) pervane-1a 'yı NACA 6409 profili kullanarak PEM ve GHY ile analizini yapıyoruz. Bu analiz sonuçları aşağıda verilmektedir.

Bauer (1997) pervane-1a'ya ait k_t -J grafiği Şekil 4.40'da ve nümerik değerler Çizelge D.11 ve Çizelge D.12'de verilmektedir.



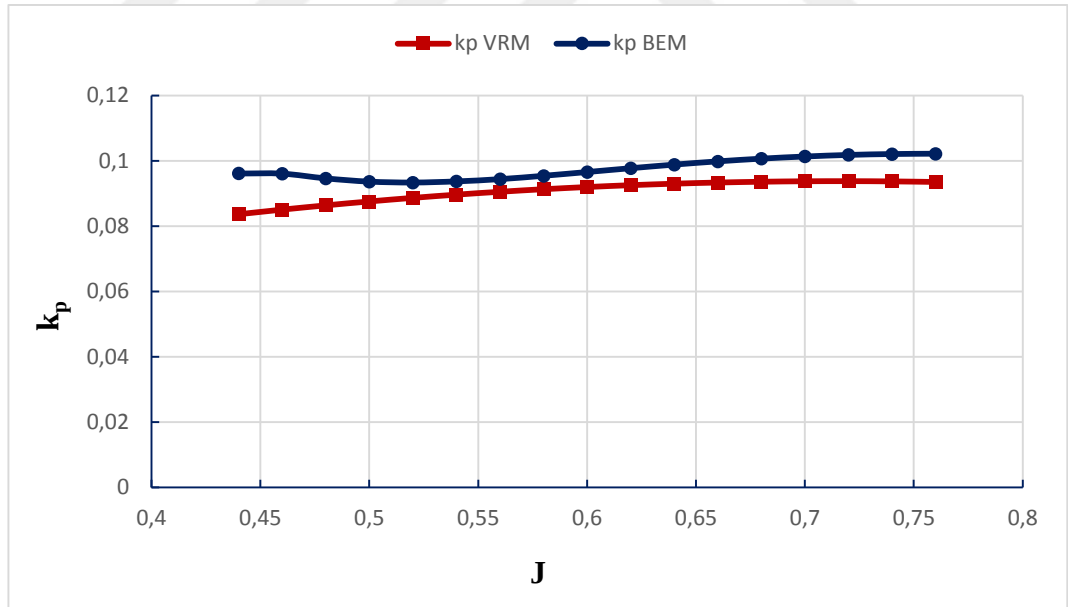
Şekil 4.40 : Bauer NACA 6409 k_t -J Grafiği.

Bauer (1997) pervane-1a'ya ait k_m -J grafiği Şekil 4.41'de ve nümerik değerler Çizelge D.11 ve Çizelge D.12'de verilmektedir.



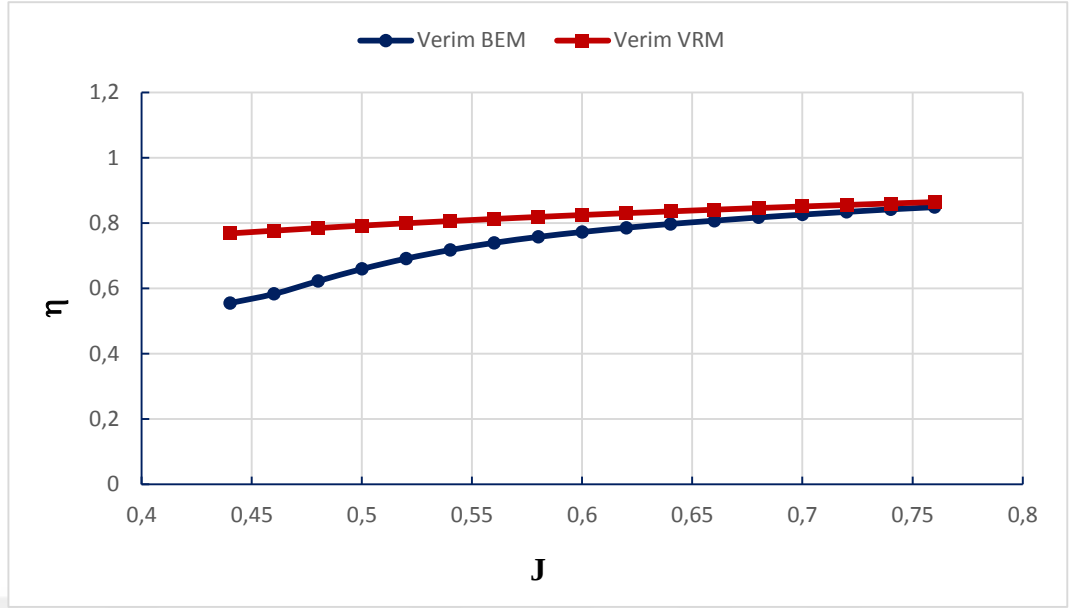
Şekil 4.41 : Bauer NACA 6409 k_m -J Grafiği.

Bauer (1997) pervane-1a'ya ait k_p -J grafiği Şekil 4.42'de ve nümerik değerler Çizelge D.11 ve Çizelge D.12'de verilmektedir.



Şekil 4.42 : Bauer NACA 6409 k_p -J Grafiği.

Bauer (1997) pervane-1a'ya ait η -J grafiği Şekil 4.43'de ve nümerik değerler Çizelge D.11 ve Çizelge D.12'de verilmektedir.



Şekil 4.43 : Bauer NACA 6409 η -J Grafiği.

5. SONUÇ VE ÖNERİLER

Bu çalışmada kanat ve pervane tasarım verilerini kullanarak, kanat ve pervanenin aerodinamik performansının nümerik olarak girdap halkası yöntemi ile hesabı için bir algoritma geliştirilmiştir.

MATLAB dilinde kanat ve pervane için ayrı ayrı bilgisayar programları yapılmıştır. Programların güvenilirlik ve doğruluğu için farklı kamburluk ve kalınlık oranlarına sahip profiller kullanılarak birçok uygulama yapılmış ve tez içeriğinde bu uygulama sonuç grafik ve verilerine yer verilmiştir.

Kanat için yapılan program tek kanat ve çift kanat için hesap yapabilmektedir. Yapılan hesaplamalar $AR=10$ için yapılmış ve kanatlar arasında uçak gövdesi kadar ($R_{UG}=3$ m) boşluk bırakılmıştır.

Pervane için yapılan program birden fazla sayıda pal için hesap yapabilmektedir. Yapılan hesaplamalar $AR \cong 7$ için yapılmış ve tasarım yönteminden kaynaklı pervane göbek yarıçapı olarak ($R_{PG}=0.0446$ m) boşluk bırakılmıştır. Yapılan tüm analizlerde kanat ve pervane profilleri için belirlenen stabil panel sayıları kullanılmıştır.

Kanat için elde edilen veriler ve grafikler incelendiğinde kalınlığın yanında kamburluğunda sonuçlar üzerinde etkili olduğu görülmüştür. Profil kalınlaştıkça elde edilen sonuçların doğru olmayacağı, girdap halkası yöntemi için formülasyon hesaplarında yapılan kabullerden açıkça bilinmektedir (Katz ve Plotkin, 2001).

Tasarımını yaptığımız pervanelerin PEM analiz sonuçlarının GHY ile uyumlu olduğu görülmektedir. GHY ile elde edilen pervane verimleri PEM'e göre yüksek çıkmaktadır. GHY'de viskoz etkilerinin dikkate alınmaması başlıca sebebidir. Verimin yüksek çıkması istenen bir sonuçtur.

Literatürden alından Bauer (1997) pervane-1a'nın PEM ve GHY sonuçlarının birbirleri ile uyumlu olması, tasarlanıp analizi yapılan pervanenin tasarımın uygun olduğunun göstergesidir.

Pervane uç etkisi, havanın sıkıştırılabilirlik etkisi ve viskoz etkiler GHY hesabına katılırsa daha rasyonel sonuçlar elde edilebilir.



KAYNAKLAR

- Abbas, Y., ve Madbouli, M.** (2015). Implementation of the panel method to the solution of flow around aircraft. *INCAS BULLETIN Volume 7, Issue 2*, 3-18.
- Abedi, H., Davidson, L., ve Voutsinas, S.** (2014). Development of Free Vortex Wake Method for Aerodynamic Loads on Rotor Blade. *EWEA 2014: Europe's Premier Wind Energy Event, Barcelona, Spain*. Chalmers Publication Library . http://publications.lib.chalmers.se/records/fulltext/202750/local_202750.pdf adresinden alındı
- Airfoil Tools.** (2017, Eylül). Airfoil Database List: <http://airfoiltools.com/> adresinden alındı
- Baldacchino, D., ve J.W. van Bessel, G.** (2014). Wind turbine wake stability investigations using a vortex ring modelling approach. *Journal of Physics*. <http://iopscience.iop.org/article/10.1088/1742-6596/555/1/012111> adresinden alındı
- Başgüney, N. E.** (2015, Ocak). PERVANENİN GİRDAP KAFES YÖNTEMİYLE AERODİNAMİK ANALİZİ. İstanbul: İTÜ.
- Bauer, A. B.** (1997). A new look at optimum propeller performance – Going from the Prandtl F Factor to a Vortex-Induced downwash analysis. *AIAA-1997-5560*.
- Boztepe, G.** (2016, Mayıs 7). *Pervaneli uçak mı, yoksa jet motorlu uçak mı?* <http://www.kokpit.aero/>: <http://www.kokpit.aero/pervaneli-mi-jet-motorlu-mu> adresinden alındı
- Carlton, J.** (2007). *Marine Propellers and Propulsion*. Elsevier Ltd.
- D. Anderson, J.** (2001). *Fundamentals of Aerodynamics* (Third Edition b.). New York: MvGraw-Hill Higher Education.
- Greatrix, D. R.** (2012). *Powered Flight*. Springer-Verlag London Limited 2012.
- Houghton E.L., C. P.** (2003). *Aerodynamics for Engineering Students* (5th Edition b.).
- Katz, J., ve Plotkin, A.** (2001). *Low-Speed Aerodynamics*. New York: Cambridge University Press.
- Kaynar, S.** (2000, Ağustos). *Pervane Dizayn ve Analizi*. İstanbul, Türkiye: İTÜ.
- Öner, L.** (2010). *Pervane Analizi*. İstanbul, Türkiye: İTÜ Fen Bilimleri Enstitüsü. http://divit.library.itu.edu.tr/record=b1436389~S0*tur adresinden alındı
- Storch, V., ve Nozicka, J.** (2017). 3D panel methods for turbomachinery design. *STC 2017*. Prague. <http://stc.fs.cvut.cz/history/2014/sbornik/papers/pdf/4510.pdf> adresinden alındı
- Şahin, E.** (2013, Haziran). PERVANE AERODİNAMİĞİ İÇİN GİRDAP KAFES UYGULAMALARI. İstanbul: İTÜ.

- Tian, Y., ve A. Kinnas, S.** (2012). A wake model for the prediction of propeller performance at low advance ratio. *International Journal of Rotating Machinery*.
- Tian, Y., Jeon, C.-H., ve A. Kinnas, S.** (2014, June). On the accurate calculation of effective wake/application to ducted propellers. *Journal of Ship Research*(58), 70-82.
- Wald, Q. R.** (2006). The Aerodynamics of Propeller. *Progress in Aerospace Sciences* 42, 85-128. <http://www.sciencedirect.com> adresinden alındı
- Whale, J., Anderson, C., Bareiss, R., ve Wagner, S.** (2000). An experimental and numerical study of the vortex structure in the wake of a wind turbine. *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics* 84, 1-21. <http://www.elsevier.com/locate/jweia> adresinden alındı
- Yükselen, A.** (2011). *Pervane Teorisi*. <http://web.itu.edu.tr/yukselen:> <http://web.itu.edu.tr/yukselen/Uck351/11-%20Pervane%20teorisi.pdf> adresinden alındı
- Yükselen, A.** (2017). Kişisel Görüşme. İstanbul, Türkiye.
- Yükselen, M. A.** (2007). <http://web.itu.edu.tr/yukselen/Uck351/10-%20Sonlu%20Kanat%20Teorisi.pdf>. <http://web.itu.edu.tr>. adresinden alındı

EKLER

EK A : Tez kapsamında kullanılan profil verileri

EK B : Stabil NI, NJ Tabloları

EK C : Kanat için GHY Numerik Değerler Tabloları

EK D : Pervane için GHY Numerik Değerler Tabloları





EK A**Çizelge A.1 : NACA 0006 Geometrik Verileri.**

Profil Üst Yüzey		Profil Alt Yüzey	
x	z	x	z
0,0000	0,00000	0,00000	0,00000
0,0125	0,00947	0,01250	-0,00947
0,0250	0,01307	0,02500	-0,01307
0,0500	0,01777	0,05000	-0,01777
0,0750	0,02100	0,07500	-0,02100
0,1000	0,02341	0,10000	-0,02341
0,1500	0,02673	0,15000	-0,02673
0,2000	0,02869	0,20000	-0,02869
0,2500	0,02971	0,25000	-0,02971
0,3000	0,03001	0,30000	-0,03001
0,4000	0,02902	0,40000	-0,02902
0,5000	0,02647	0,50000	-0,02647
0,6000	0,02282	0,60000	-0,02282
0,7000	0,01832	0,70000	-0,01832
0,8000	0,01312	0,80000	-0,01312
0,9000	0,00724	0,90000	-0,00724
0,9500	0,00403	0,95000	-0,00403
1,0000	0,00063	1,00000	-0,00063

Çizelge A.2 : NACA 0008 Geometrik Verileri.

Profil Üst Yüzey		Profil Alt Yüzey	
x	z	x	z
1,0000	0,0008	1,00000	-0,00084
0,9500	0,0054	0,95000	-0,00537
0,9000	0,0097	0,90000	-0,00965
0,8000	0,0175	0,80000	-0,01749
0,7000	0,0244	0,70000	-0,02443
0,6000	0,0304	0,60000	-0,03043
0,5000	0,0353	0,50000	-0,03529
0,4000	0,0387	0,40000	-0,03869
0,3000	0,0400	0,30000	-0,04001
0,2500	0,0396	0,25000	-0,03961
0,2000	0,0383	0,20000	-0,03825
0,1500	0,0356	0,15000	-0,03564
0,1000	0,0312	0,10000	-0,03121
0,0750	0,0280	0,07500	-0,02800
0,0500	0,0237	0,05000	-0,02369
0,0250	0,0174	0,02500	-0,01743
0,0125	0,0126	0,01250	-0,01263
0,0000	0,0000	0,00000	0,00000

Çizelge A.3 : NACA 2408 Geometrik Verileri.

Profil Üst Yüzey		Profil Alt Yüzey	
x	z	x	z
1,000000	0,000840	1,000000	-0,000840
0,950335	0,008550	0,949670	-0,002170
0,900540	0,015750	0,899460	-0,003530
0,800780	0,028580	0,799220	-0,006360
0,700810	0,039420	0,699190	-0,009420
0,600680	0,048200	0,599320	-0,012640
0,500390	0,054730	0,499610	-0,015850
0,400000	0,058690	0,400000	-0,018690
0,299000	0,058750	0,301000	-0,021250
0,248520	0,056770	0,251480	-0,022390
0,198090	0,053200	0,201910	-0,023200
0,147780	0,047760	0,152220	-0,023380
0,097680	0,039870	0,102320	-0,022370
0,072730	0,034710	0,077270	-0,021110
0,047940	0,028290	0,052060	-0,018910
0,023370	0,019440	0,026630	-0,014930
0,011280	0,013800	0,013720	-0,011340
0,000000	0,000000	0,000000	0,000000

Çizelge A.4 : NACA 6409 Geometrik Verileri.

Profil Üst Yüzey		Profil Alt Yüzey	
x	z	x	z
1,0000	0,0000	1,00000	0,00000
0,9973	0,0008	0,99722	0,00025
0,9893	0,0033	0,98883	0,00101
0,9760	0,0074	0,97503	0,00221
0,9576	0,0128	0,95593	0,00383
0,9342	0,0195	0,93180	0,00576
0,9062	0,0272	0,90288	0,00791
0,8736	0,0357	0,86957	0,01017
0,8369	0,0446	0,83223	0,01241
0,7965	0,0538	0,79130	0,01451
0,7527	0,0628	0,74728	0,01634
0,7061	0,0715	0,70065	0,01780
0,6571	0,0796	0,65193	0,01880
0,6063	0,0868	0,60167	0,01929
0,5541	0,0930	0,55040	0,01925
0,5013	0,0980	0,49868	0,01871
0,4484	0,1015	0,44707	0,01772
0,3959	0,1036	0,39618	0,01639
0,3437	0,1035	0,34730	0,01425
0,2932	0,1009	0,30012	0,01112
0,2450	0,0958	0,25498	0,00729
0,1999	0,0887	0,21235	0,00307
0,1583	0,0799	0,17257	-0,00119
0,1208	0,0698	0,13607	-0,00513
0,0878	0,0589	0,10317	-0,00844
0,0597	0,0476	0,07428	-0,01080
0,0368	0,0365	0,04970	-0,01192
0,0192	0,0258	0,02973	-0,01157
0,0072	0,0160	0,01467	-0,00956
0,0008	0,0074	0,00467	-0,00573
0,0000	0,0000	0,00000	0,00000

Çizelge A.5 : Clark Y Geometrik Verileri.

Profil Üst Yüzey		Profil Alt Yüzey	
x	z	x	z
0,0000	0,0000000	0,0000	0,0000000
0,0005	0,0023390	0,0005	-0,0046700
0,0010	0,0037271	0,0010	-0,0059418
0,0020	0,0058025	0,0020	-0,0078113
0,0040	0,0089238	0,0040	-0,0105126
0,0080	0,0137350	0,0080	-0,0142862
0,0120	0,0178581	0,0120	-0,0169733
0,0200	0,0253735	0,0200	-0,0202723
0,0300	0,0330215	0,0300	-0,0226056
0,0400	0,0391283	0,0400	-0,0245211
0,0500	0,0442753	0,0500	-0,0260452
0,0600	0,0487571	0,0600	-0,0271277
0,0800	0,0564308	0,0800	-0,0284595
0,1000	0,0629981	0,1000	-0,0293786
0,1200	0,0686204	0,1200	-0,0299633
0,1400	0,0734360	0,1400	-0,0302404
0,1600	0,0775707	0,1600	-0,0302546
0,1800	0,0810687	0,1800	-0,0300490
0,2000	0,0839202	0,2000	-0,0296656
0,2200	0,0861433	0,2200	-0,0291445
0,2400	0,0878308	0,2400	-0,0285181
0,2600	0,0890840	0,2600	-0,0278164
0,2800	0,0900016	0,2800	-0,0270696
0,3000	0,0906804	0,3000	-0,0263079
0,3200	0,0911857	0,3200	-0,0255565
0,3400	0,0915079	0,3400	-0,0248176
0,3600	0,0916266	0,3600	-0,0240870
0,3800	0,0915212	0,3800	-0,0233606
0,4000	0,0911712	0,4000	-0,0226341
0,4200	0,0905657	0,4200	-0,0219042
0,4400	0,0897175	0,4400	-0,0211708
0,4600	0,0886427	0,4600	-0,0204353
0,4800	0,0873572	0,4800	-0,0196986
0,5000	0,0858772	0,5000	-0,0189619
0,5200	0,0842145	0,5200	-0,0182262
0,5400	0,0823712	0,5400	-0,0174914
0,5600	0,0803480	0,5600	-0,0167572

Profil Üst Yüzey		Profil Alt Yüzey	
x	z	x	z
0,5800	0,0781451	0,5800	-0,0160232
0,6000	0,0757633	0,6000	-0,0152893
0,6200	0,0732055	0,6200	-0,0145551
0,6400	0,0704822	0,6400	-0,0138207
0,6600	0,0676046	0,6600	-0,0130862
0,6800	0,0645843	0,6800	-0,0123515
0,7000	0,0614329	0,7000	-0,0116169
0,7200	0,0581599	0,7200	-0,0108823
0,7400	0,0547675	0,7400	-0,0101478
0,7600	0,0512565	0,7600	-0,0094133
0,7800	0,0476281	0,7800	-0,0086788
0,8000	0,0438836	0,8000	-0,0079443
0,8200	0,0400245	0,8200	-0,0072098
0,8400	0,0360536	0,8400	-0,0064753
0,8600	0,0319740	0,8600	-0,0057408
0,8800	0,0277891	0,8800	-0,0050063
0,9000	0,0235025	0,9000	-0,0042718
0,9200	0,0191156	0,9200	-0,0035373
0,9400	0,0146239	0,9400	-0,0028028
0,9600	0,0100232	0,9600	-0,0020683
0,9700	0,0076868	0,9700	-0,0017011
0,9800	0,0053335	0,9800	-0,0013339
0,9900	0,0029690	0,9900	-0,0009666
1,0000	0,0005993	1,0000	-0,0005993

EK B**Çizelge B.1:** Düz Profil Stabil NI-NJ Verileri (NJ=1).

NJ =1		C ₁		
NI	AR = 3	AR = 5	AR = 7	AR = 12
1	0,7182	0,8441	0,9069	0,9788
2	0,7189	0,8444	0,9071	0,9789
3	0,7191	0,8445	0,9072	0,9789
4	0,7192	0,8445	0,9072	0,9789
5	0,7193	0,8445	0,9072	0,9789
6	0,7193	0,8446	0,9072	0,9789
7	0,7193	0,8446	0,9072	0,9789
8	0,7193	0,8446	0,9072	0,9789
9	0,7194	0,8446	0,9072	0,9789
10	0,7194	0,8446	0,9072	0,9789
11	0,7194	0,8446	0,9072	0,9789
12	0,7194	0,8446	0,9072	0,9789
13	0,7194	0,8446	0,9072	0,9789
14	0,7194	0,8446	0,9072	0,9789
15	0,7194	0,8446	0,9072	0,9789
16	0,7194	0,8446	0,9072	0,9789
17	0,7194	0,8446	0,9072	0,9789
18	0,7194	0,8446	0,9072	0,9789
19	0,7194	0,8446	0,9072	0,9789
20	0,7194	0,8446	0,9072	0,9789
21	0,7194	0,8446	0,9073	0,9789
22	0,7194	0,8446	0,9073	0,9789
23	0,7194	0,8446	0,9073	0,9789
24	0,7194	0,8446	0,9073	0,9789
25	0,7194	0,8446	0,9073	0,9789
26	0,7194	0,8446	0,9073	0,9789
27	0,7194	0,8446	0,9073	0,9789
28	0,7194	0,8446	0,9073	0,9789
29	0,7194	0,8446	0,9073	0,9789
30	0,7194	0,8446	0,9073	0,9789
31	0,7194	0,8446	0,9073	0,9789
32	0,7194	0,8446	0,9073	0,9789
33	0,7194	0,8446	0,9073	0,9789
34	0,7194	0,8446	0,9073	0,9789
35	0,7194	0,8446	0,9073	0,9789
36	0,7194	0,8446	0,9073	0,9789

NJ =1		C _l		
NI	AR = 3	AR = 5	AR = 7	AR = 12
37	0,7194	0,8446	0,9073	0,9789
38	0,7194	0,8446	0,9073	0,9789
39	0,7194	0,8446	0,9073	0,9789
40	0,7194	0,8446	0,9073	0,9789
41	0,7194	0,8446	0,9073	0,9789
42	0,7194	0,8446	0,9073	0,9789
43	0,7194	0,8446	0,9073	0,9789
44	0,7194	0,8446	0,9073	0,9789
45	0,7194	0,8446	0,9073	0,9789
46	0,7194	0,8446	0,9073	0,9789
47	0,7194	0,8446	0,9073	0,9789
48	0,7194	0,8446	0,9073	0,9789
49	0,7194	0,8446	0,9073	0,9789
50	0,7194	0,8446	0,9073	0,9789
51	0,7194	0,8446	0,9073	0,9789
52	0,7194	0,8446	0,9073	0,9789
53	0,7194	0,8446	0,9073	0,9789
54	0,7194	0,8446	0,9073	0,9789
55	0,7194	0,8446	0,9073	0,9789
56	0,7194	0,8446	0,9073	0,9789
57	0,7194	0,8446	0,9073	0,9789
58	0,7194	0,8446	0,9073	0,9789
59	0,7194	0,8446	0,9073	0,9789
60	0,7194	0,8446	0,9073	0,9789

Çizelge B.2: Düz Profil Stabil NI-NJ Verileri (NI=10).

NJ	C ₁			
	AR = 3	AR = 5	AR = 7	AR = 12
1	0,7823	0,8877	0,9383	0,9952
2	0,6971	0,8270	0,8920	0,9661
3	0,6540	0,7933	0,8655	0,9492
4	0,6284	0,7713	0,8475	0,9375
5	0,6117	0,7560	0,8345	0,9286
6	0,6000	0,7447	0,8245	0,9216
7	0,5914	0,7361	0,8167	0,9159
8	0,5848	0,7293	0,8104	0,9111
9	0,5796	0,7239	0,8053	0,9070
10	0,5754	0,7195	0,8010	0,9035
11	0,5719	0,7158	0,7974	0,9005
12	0,5690	0,7127	0,7944	0,8979
13	0,5665	0,7100	0,7917	0,8956
14	0,5644	0,7077	0,7894	0,8935
15	0,5625	0,7057	0,7874	0,8917
16	0,5609	0,7039	0,7856	0,8900
17	0,5595	0,7023	0,7840	0,8886
18	0,5582	0,7009	0,7826	0,8872
19	0,5570	0,6996	0,7813	0,8860
20	0,5560	0,6985	0,7802	0,8849
21	0,5550	0,6975	0,7791	0,8839
22	0,5542	0,6965	0,7781	0,8830
23	0,5534	0,6957	0,7773	0,8821
24	0,5527	0,6949	0,7764	0,8813
25	0,5520	0,6941	0,7757	0,8806
26	0,5514	0,6934	0,7750	0,8799
27	0,5508	0,6928	0,7744	0,8793
28	0,5503	0,6922	0,7737	0,8787
29	0,5498	0,6917	0,7732	0,8781
30	0,5493	0,6912	0,7727	0,8776
31	0,5489	0,6907	0,7722	0,8771
32	0,5485	0,6902	0,7717	0,8766
33	0,5481	0,6898	0,7713	0,8762
34	0,5478	0,6894	0,7709	0,8758
35	0,5474	0,6891	0,7705	0,8754
36	0,5471	0,6887	0,7701	0,8750
37	0,5468	0,6884	0,7698	0,8747

NI =10		C _l		
NJ	AR = 3	AR = 5	AR = 7	AR = 12
38	0,5465	0,6880	0,7694	0,8744
39	0,5463	0,6877	0,7691	0,8740
40	0,5460	0,6875	0,7688	0,8737
41	0,5458	0,6872	0,7685	0,8735
42	0,5455	0,6869	0,7683	0,8732
43	0,5453	0,6867	0,7680	0,8729
44	0,5451	0,6864	0,7678	0,8727
45	0,5449	0,6862	0,7675	0,8724
46	0,5447	0,6860	0,7673	0,8722
47	0,5445	0,6858	0,7671	0,8720
48	0,5443	0,6856	0,7669	0,8718
49	0,5441	0,6854	0,7667	0,8716
50	0,5440	0,6852	0,7665	0,8714
51	0,5438	0,6850	0,7663	0,8712
52	0,5437	0,6848	0,7661	0,8710
53	0,5435	0,6847	0,7660	0,8708
54	0,5434	0,6845	0,7658	0,8707
55	0,5432	0,6844	0,7656	0,8705
56	0,5431	0,6842	0,7655	0,8704
57	0,5430	0,6841	0,7653	0,8702
58	0,5429	0,6839	0,7652	0,8701
59	0,5427	0,6838	0,7651	0,8699
60	0,5426	0,6837	0,7649	0,8698

Çizelge B.3: NACA 6409 Stabil NI-NJ Verileri (NJ=1).

NJ =1		C _l		
NI	AR = 3	AR = 5	AR = 7	AR = 12
1	0,7881	0,8944	0,9453	1,0026
2	1,0575	1,1917	1,2569	1,3309
3	1,1372	1,2810	1,3507	1,4300
4	1,1750	1,3235	1,3955	1,4773
5	1,1974	1,3487	1,4220	1,5053
6	1,2123	1,3654	1,4396	1,5240
7	1,2229	1,3773	1,4522	1,5373
8	1,2308	1,3863	1,4616	1,5472
9	1,2370	1,3933	1,4690	1,5550
10	1,2419	1,3988	1,4749	1,5612
11	1,2460	1,4034	1,4797	1,5663
12	1,2494	1,4072	1,4837	1,5706
13	1,2523	1,4105	1,4871	1,5742
14	1,2547	1,4133	1,4901	1,5773
15	1,2569	1,4157	1,4926	1,5800
16	1,2588	1,4178	1,4949	1,5824
17	1,2604	1,4197	1,4969	1,5845
18	1,2619	1,4214	1,4986	1,5863
19	1,2632	1,4229	1,5002	1,5880
20	1,2644	1,4242	1,5016	1,5895
21	1,2655	1,4254	1,5029	1,5909
22	1,2665	1,4266	1,5041	1,5921
23	1,2674	1,4276	1,5052	1,5933
24	1,2682	1,4285	1,5061	1,5943
25	1,2690	1,4294	1,5071	1,5953
26	1,2697	1,4302	1,5079	1,5962
27	1,2703	1,4309	1,5087	1,5970
28	1,2710	1,4316	1,5094	1,5978
29	1,2715	1,4322	1,5101	1,5985
30	1,2720	1,4328	1,5107	1,5991
31	1,2725	1,4334	1,5113	1,5998
32	1,2730	1,4339	1,5119	1,6003
33	1,2734	1,4344	1,5124	1,6009
34	1,2739	1,4349	1,5129	1,6014
35	1,2743	1,4353	1,5133	1,6019
36	1,2746	1,4357	1,5138	1,6024
37	1,2750	1,4361	1,5142	1,6028

NJ =1		C _l		
NI	AR = 3	AR = 5	AR = 7	AR = 12
38	1,2753	1,4365	1,5146	1,6032
39	1,2756	1,4369	1,5149	1,6036
40	1,2759	1,4372	1,5153	1,6040
41	1,2762	1,4375	1,5156	1,6044
42	1,2765	1,4378	1,5160	1,6047
43	1,2767	1,4381	1,5163	1,6050
44	1,2770	1,4384	1,5166	1,6053
45	1,2772	1,4387	1,5168	1,6056
46	1,2774	1,4389	1,5171	1,6059
47	1,2776	1,4392	1,5174	1,6062
48	1,2779	1,4394	1,5176	1,6064
49	1,2781	1,4396	1,5179	1,6067
50	1,2782	1,4398	1,5181	1,6069
51	1,2784	1,4400	1,5183	1,6072
52	1,2786	1,4402	1,5185	1,6074
53	1,2788	1,4404	1,5187	1,6076
54	1,2789	1,4406	1,5189	1,6078
55	1,2791	1,4408	1,5191	1,6080
56	1,2792	1,4410	1,5193	1,6082
57	1,2794	1,4411	1,5195	1,6084
58	1,2795	1,4413	1,5196	1,6086
59	1,2797	1,4414	1,5198	1,6087
60	1,2798	1,4416	1,5199	1,6089

Çizelge B.4: NACA 6409 Stabil NI-NJ Verileri (NJ=20).

NJ =20		C _l		
NI	AR = 3	AR = 5	AR = 7	AR = 12
1	0,5601	0,7037	0,7860	0,8915
2	0,7778	0,9581	1,0611	1,1932
3	0,8386	1,0316	1,1417	1,2828
4	0,8671	1,0663	1,1799	1,3254
5	0,8839	1,0868	1,2024	1,3507
6	0,8949	1,1003	1,2174	1,3674
7	0,9027	1,1099	1,2280	1,3793
8	0,9086	1,1171	1,2360	1,3883
9	0,9131	1,1227	1,2422	1,3952
10	0,9167	1,1272	1,2472	1,4008
11	0,9197	1,1309	1,2512	1,4054
12	0,9222	1,1340	1,2546	1,4092
13	0,9243	1,1366	1,2575	1,4125
14	0,9261	1,1388	1,2600	1,4152
15	0,9277	1,1407	1,2621	1,4177
16	0,9291	1,1424	1,2640	1,4198
17	0,9303	1,1440	1,2657	1,4217
18	0,9314	1,1453	1,2672	1,4233
19	0,9323	1,1465	1,2685	1,4248
20	0,9332	1,1476	1,2697	1,4262
21	0,9340	1,1486	1,2708	1,4274
22	0,9347	1,1495	1,2718	1,4285
23	0,9354	1,1503	1,2727	1,4295
24	0,9360	1,1510	1,2735	1,4305
25	0,9366	1,1517	1,2743	1,4313
26	0,9371	1,1524	1,2750	1,4321
27	0,9376	1,1530	1,2757	1,4329
28	0,9380	1,1535	1,2763	1,4335
29	0,9384	1,1540	1,2768	1,4342
30	0,9388	1,1545	1,2774	1,4348
31	0,9392	1,1549	1,2779	1,4353
32	0,9395	1,1554	1,2783	1,4359
33	0,9399	1,1558	1,2788	1,4364
34	0,9402	1,1561	1,2792	1,4368
35	0,9404	1,1565	1,2796	1,4373
36	0,9407	1,1568	1,2799	1,4377
37	0,9410	1,1571	1,2803	1,4381

NJ =20		C _l		
NI	AR = 3	AR = 5	AR = 7	AR = 12
38	0,9412	1,1574	1,2806	1,4384
39	0,9414	1,1577	1,2809	1,4388
40	0,9417	1,1580	1,2812	1,4391
41	0,9419	1,1583	1,2815	1,4395
42	0,9421	1,1585	1,2818	1,4398
43	0,9423	1,1587	1,2821	1,4400
44	0,9424	1,1590	1,2823	1,4403
45	0,9426	1,1592	1,2825	1,4406
46	0,9428	1,1594	1,2828	1,4408
47	0,9429	1,1596	1,2830	1,4411
48	0,9431	1,1598	1,2832	1,4413
49	0,9432	1,1599	1,2834	1,4415
50	0,9434	1,1601	1,2836	1,4418
51	0,9435	1,1603	1,2838	1,4420
52	0,9436	1,1604	1,2839	1,4422
53	0,9438	1,1606	1,2841	1,4424
54	0,9439	1,1607	1,2843	1,4425
55	0,9440	1,1609	1,2844	1,4427
56	0,9441	1,1610	1,2846	1,4429
57	0,9442	1,1612	1,2847	1,4431
58	0,9443	1,1613	1,2849	1,4432
59	0,9444	1,1614	1,2850	1,4434
60	0,9445	1,1615	1,2852	1,4435

Çizelge B.5: NACA 6409 Stabil NI-NJ Verileri (NI=1).

NI = 1	C _l			
	NJ	AR = 3	AR = 5	AR = 7 AR = 12
1	0,7881	0,8944	0,9453	1,0026
2	0,7023	0,8332	0,8987	0,9733
3	0,6589	0,7992	0,8719	0,9563
4	0,6331	0,7771	0,8539	0,9445
5	0,6163	0,7616	0,8407	0,9356
6	0,6045	0,7502	0,8307	0,9285
7	0,5958	0,7416	0,8228	0,9227
8	0,5891	0,7348	0,8165	0,9179
9	0,5839	0,7293	0,8113	0,9138
10	0,5797	0,7249	0,8070	0,9103
11	0,5762	0,7211	0,8034	0,9073
12	0,5732	0,7180	0,8003	0,9046
13	0,5707	0,7153	0,7976	0,9023
14	0,5686	0,7130	0,7953	0,9002
15	0,5667	0,7109	0,7933	0,8984
16	0,5651	0,7092	0,7915	0,8967
17	0,5636	0,7076	0,7899	0,8952
18	0,5623	0,7062	0,7885	0,8939
19	0,5612	0,7049	0,7872	0,8926
20	0,5601	0,7037	0,7860	0,8915
21	0,5592	0,7027	0,7849	0,8905
22	0,5583	0,7017	0,7840	0,8896
23	0,5575	0,7009	0,7831	0,8887
24	0,5568	0,7001	0,7822	0,8879
25	0,5561	0,6993	0,7815	0,8872
26	0,5555	0,6986	0,7808	0,8865
27	0,5549	0,6980	0,7801	0,8858
28	0,5544	0,6974	0,7795	0,8852
29	0,5539	0,6969	0,7790	0,8847
30	0,5535	0,6963	0,7784	0,8841
31	0,5530	0,6959	0,7779	0,8837
32	0,5526	0,6954	0,7775	0,8832
33	0,5522	0,6950	0,7770	0,8828
34	0,5519	0,6946	0,7766	0,8823
35	0,5515	0,6942	0,7762	0,8820
36	0,5512	0,6938	0,7759	0,8816
37	0,5509	0,6935	0,7755	0,8812

NI = 1		C _l		
NJ	AR = 3	AR = 5	AR = 7	AR = 12
38	0,5506	0,6932	0,7752	0,8809
39	0,5503	0,6929	0,7749	0,8806
40	0,5501	0,6926	0,7746	0,8803
41	0,5498	0,6923	0,7743	0,8800
42	0,5496	0,6921	0,7740	0,8797
43	0,5494	0,6918	0,7738	0,8795
44	0,5492	0,6916	0,7735	0,8792
45	0,5490	0,6913	0,7733	0,8790
46	0,5488	0,6911	0,7730	0,8787
47	0,5486	0,6909	0,7728	0,8785
48	0,5484	0,6907	0,7726	0,8783
49	0,5482	0,6905	0,7724	0,8781
50	0,5481	0,6903	0,7722	0,8779
51	0,5479	0,6901	0,7720	0,8777
52	0,5477	0,6900	0,7719	0,8775
53	0,5476	0,6898	0,7717	0,8774
54	0,5474	0,6896	0,7715	0,8772
55	0,5473	0,6895	0,7714	0,8770
56	0,5472	0,6893	0,7712	0,8769
57	0,5470	0,6892	0,7711	0,8767
58	0,5469	0,6891	0,7709	0,8766
59	0,5468	0,6889	0,7708	0,8764
60	0,5467	0,6888	0,7706	0,8763

Çizelge B.6: NACA 6409 Stabil NI-NJ Verileri (NI=10).

NI = 10		C _l		
NJ	AR = 3	AR = 5	AR = 7	AR = 12
1	1,2419	1,3988	1,4749	1,5612
2	1,1199	1,3099	1,4061	1,5173
3	1,0596	1,2617	1,3676	1,4923
4	1,0236	1,2309	1,3421	1,4751
5	0,9998	1,2095	1,3237	1,4623
6	0,9829	1,1938	1,3099	1,4522
7	0,9703	1,1817	1,2990	1,4441
8	0,9606	1,1722	1,2903	1,4374
9	0,9528	1,1645	1,2831	1,4317
10	0,9465	1,1581	1,2771	1,4268
11	0,9412	1,1528	1,2721	1,4226
12	0,9368	1,1482	1,2677	1,4190
13	0,9330	1,1443	1,2639	1,4158
14	0,9297	1,1409	1,2606	1,4129
15	0,9269	1,1379	1,2577	1,4103
16	0,9244	1,1353	1,2551	1,4080
17	0,9221	1,1330	1,2528	1,4060
18	0,9201	1,1308	1,2507	1,4041
19	0,9184	1,1289	1,2489	1,4024
20	0,9167	1,1272	1,2472	1,4008
21	0,9153	1,1256	1,2456	1,3994
22	0,9139	1,1242	1,2442	1,3981
23	0,9127	1,1229	1,2428	1,3968
24	0,9116	1,1217	1,2416	1,3957
25	0,9105	1,1206	1,2405	1,3946
26	0,9096	1,1195	1,2395	1,3937
27	0,9087	1,1186	1,2385	1,3927
28	0,9078	1,1177	1,2376	1,3919
29	0,9071	1,1168	1,2367	1,3911
30	0,9063	1,1160	1,2359	1,3903
31	0,9057	1,1153	1,2352	1,3896
32	0,9050	1,1146	1,2345	1,3889
33	0,9044	1,1140	1,2338	1,3883
34	0,9039	1,1133	1,2332	1,3877
35	0,9033	1,1128	1,2326	1,3871
36	0,9028	1,1122	1,2321	1,3866
37	0,9024	1,1117	1,2315	1,3860

NI = 10		C _l		
NJ	AR = 3	AR = 5	AR = 7	AR = 12
38	0,9019	1,1112	1,2310	1,3856
39	0,9015	1,1107	1,2306	1,3851
40	0,9011	1,1103	1,2301	1,3846
41	0,9007	1,1099	1,2297	1,3842
42	0,9003	1,1095	1,2292	1,3838
43	0,9000	1,1091	1,2289	1,3834
44	0,8996	1,1087	1,2285	1,3831
45	0,8993	1,1083	1,2281	1,3827
46	0,8990	1,1080	1,2278	1,3824
47	0,8987	1,1077	1,2274	1,3820
48	0,8984	1,1074	1,2271	1,3817
49	0,8981	1,1071	1,2268	1,3814
50	0,8979	1,1068	1,2265	1,3811
51	0,8976	1,1065	1,2262	1,3808
52	0,8974	1,1062	1,2260	1,3806
53	0,8972	1,1060	1,2257	1,3803
54	0,8969	1,1057	1,2254	1,3800
55	0,8967	1,1055	1,2252	1,3798
56	0,8965	1,1053	1,2250	1,3796
57	0,8963	1,1050	1,2247	1,3793
58	0,8961	1,1048	1,2245	1,3791
59	0,8959	1,1046	1,2243	1,3789
60	0,8957	1,1044	1,2241	1,3787

Çizelge B.7: Clark Y Stabil NI-NJ Verileri (NJ=1).

NJ = 1		C ₁		
NI	AR = 3	AR = 5	AR = 7	AR = 12
1	0,7763	0,8810	0,9311	0,9876
2	0,9353	1,0563	1,1148	1,1811
3	0,9784	1,1046	1,1656	1,2348
4	0,9983	1,1269	1,1891	1,2597
5	1,0100	1,1402	1,2031	1,2745
6	1,0178	1,1490	1,2124	1,2843
7	1,0233	1,1552	1,2190	1,2913
8	1,0274	1,1598	1,2239	1,2964
9	1,0305	1,1634	1,2276	1,3004
10	1,0330	1,1662	1,2305	1,3035
11	1,0349	1,1684	1,2329	1,3060
12	1,0365	1,1702	1,2348	1,3081
13	1,0379	1,1718	1,2364	1,3098
14	1,0390	1,1730	1,2378	1,3112
15	1,0400	1,1741	1,2389	1,3124
16	1,0408	1,1751	1,2399	1,3135
17	1,0415	1,1759	1,2408	1,3144
18	1,0421	1,1766	1,2415	1,3152
19	1,0427	1,1772	1,2422	1,3159
20	1,0432	1,1777	1,2428	1,3165
21	1,0436	1,1782	1,2433	1,3170
22	1,0440	1,1787	1,2438	1,3175
23	1,0443	1,1791	1,2442	1,3180
24	1,0446	1,1794	1,2446	1,3184
25	1,0449	1,1798	1,2449	1,3188
26	1,0452	1,1801	1,2452	1,3191
27	1,0454	1,1803	1,2455	1,3194
28	1,0456	1,1806	1,2458	1,3197
29	1,0459	1,1808	1,2460	1,3199
30	1,0460	1,1810	1,2463	1,3202
31	1,0462	1,1812	1,2465	1,3204
32	1,0464	1,1814	1,2467	1,3206
33	1,0465	1,1816	1,2469	1,3208
34	1,0467	1,1818	1,2470	1,3210
35	1,0468	1,1819	1,2472	1,3212
36	1,0469	1,1821	1,2473	1,3213
37	1,0470	1,1822	1,2475	1,3215

NJ = 1		C _l		
NI	AR = 3	AR = 5	AR = 7	AR = 12
38	1,0471	1,1823	1,2476	1,3216
39	1,0472	1,1824	1,2477	1,3217
40	1,0473	1,1825	1,2478	1,3219
41	1,0474	1,1826	1,2480	1,3220
42	1,0475	1,1827	1,2481	1,3221
43	1,0476	1,1828	1,2482	1,3222
44	1,0477	1,1829	1,2483	1,3223
45	1,0478	1,1830	1,2483	1,3224
46	1,0478	1,1831	1,2484	1,3225
47	1,0479	1,1832	1,2485	1,3226
48	1,0480	1,1832	1,2486	1,3227
49	1,0480	1,1833	1,2487	1,3227
50	1,0481	1,1834	1,2487	1,3228
51	1,0481	1,1834	1,2488	1,3229
52	1,0482	1,1835	1,2489	1,3229
53	1,0482	1,1836	1,2489	1,3230
54	1,0483	1,1836	1,2490	1,3231
55	1,0483	1,1837	1,2490	1,3231
56	1,0484	1,1837	1,2491	1,3232
57	1,0484	1,1838	1,2492	1,3233
58	1,0485	1,1838	1,2492	1,3233
59	1,0485	1,1839	1,2493	1,3234
60	1,0485	1,1839	1,2493	1,3234

Çizelge B.8: Clark Y Stabil NI-NJ Verileri (NI=1).

NI = 1		C ₁		
NJ	AR = 3	AR = 5	AR = 7	AR = 12
1	0,7763	0,8810	0,9311	0,9876
2	0,6918	0,8207	0,8852	0,9587
3	0,6491	0,7872	0,8589	0,9420
4	0,6237	0,7655	0,8411	0,9304
5	0,6070	0,7502	0,8281	0,9216
6	0,5954	0,7390	0,8183	0,9146
7	0,5869	0,7305	0,8105	0,9089
8	0,5803	0,7238	0,8043	0,9042
9	0,5752	0,7184	0,7992	0,9001
10	0,5710	0,7140	0,7949	0,8967
11	0,5676	0,7103	0,7914	0,8937
12	0,5647	0,7072	0,7883	0,8911
13	0,5622	0,7046	0,7857	0,8888
14	0,5601	0,7023	0,7834	0,8867
15	0,5582	0,7003	0,7814	0,8849
16	0,5566	0,6985	0,7796	0,8833
17	0,5552	0,6970	0,7781	0,8818
18	0,5539	0,6956	0,7767	0,8805
19	0,5528	0,6943	0,7754	0,8793
20	0,5518	0,6932	0,7742	0,8782
21	0,5508	0,6922	0,7732	0,8772
22	0,5500	0,6912	0,7722	0,8763
23	0,5492	0,6904	0,7713	0,8754
24	0,5485	0,6896	0,7705	0,8746
25	0,5478	0,6888	0,7698	0,8739
26	0,5472	0,6882	0,7691	0,8732
27	0,5466	0,6876	0,7685	0,8726
28	0,5461	0,6870	0,7679	0,8720
29	0,5456	0,6864	0,7673	0,8714
30	0,5452	0,6859	0,7668	0,8709
31	0,5447	0,6854	0,7663	0,8704
32	0,5443	0,6850	0,7658	0,8700
33	0,5440	0,6846	0,7654	0,8695
34	0,5436	0,6842	0,7650	0,8691
35	0,5433	0,6838	0,7646	0,8688
36	0,5430	0,6835	0,7643	0,8684
37	0,5427	0,6831	0,7639	0,8680

NI = 1		C _l		
NJ	AR = 3	AR = 5	AR = 7	AR = 12
38	0,5424	0,6828	0,7636	0,8677
39	0,5421	0,6825	0,7633	0,8674
40	0,5419	0,6822	0,7630	0,8671
41	0,5416	0,6820	0,7627	0,8668
42	0,5414	0,6817	0,7624	0,8666
43	0,5412	0,6814	0,7622	0,8663
44	0,5409	0,6812	0,7619	0,8660
45	0,5407	0,6810	0,7617	0,8658
46	0,5405	0,6808	0,7615	0,8656
47	0,5404	0,6806	0,7613	0,8654
48	0,5402	0,6804	0,7610	0,8652
49	0,5400	0,6802	0,7608	0,8650
50	0,5398	0,6800	0,7607	0,8648
51	0,5397	0,6798	0,7605	0,8646
52	0,5395	0,6796	0,7603	0,8644
53	0,5394	0,6795	0,7601	0,8642
54	0,5393	0,6793	0,7600	0,8641
55	0,5391	0,6792	0,7598	0,8639
56	0,5390	0,6790	0,7597	0,8638
57	0,5389	0,6789	0,7595	0,8636
58	0,5387	0,6787	0,7594	0,8635
59	0,5386	0,6786	0,7592	0,8633
60	0,5385	0,6785	0,7591	0,8632

EK C

Çizelge C.1 : Düz Profil GHY Numerik Sonuçları.

α	C _l Teorik 2B	C _l GHY	C _{di} GHY	C _l PLL 3B	C _{di} PLL 3B
-10	-1,09662	-0,8242	0,0270	-0,8793	0,02461
-9	-0,98696	-0,7422	0,0219	-0,7913	0,01993
-8	-0,87730	-0,6601	0,0173	-0,7034	0,01575
-7	-0,76764	-0,5778	0,0133	-0,6155	0,01206
-6	-0,65797	-0,4955	0,0098	-0,5276	0,00886
-5	-0,54831	-0,4130	0,0068	-0,4396	0,00615
-4	-0,43865	-0,3305	0,0044	-0,3517	0,00394
-3	-0,32899	-0,2479	0,0025	-0,2638	0,00222
-2	-0,21932	-0,1653	0,0011	-0,1759	0,00098
-1	-0,10966	-0,0827	0,0003	-0,0879	0,00025
0	0,00000	0,0000	0,0000	0	0
1	0,10966	0,0827	0,0003	0,08793	0,00025
2	0,21932	0,1653	0,0011	0,17585	0,00098
3	0,32899	0,2479	0,0025	0,26378	0,00222
4	0,43865	0,3305	0,0044	0,35171	0,00394
5	0,54831	0,4130	0,0068	0,43963	0,00615
6	0,65797	0,4955	0,0098	0,52756	0,00886
7	0,76764	0,5778	0,0133	0,61549	0,01206
8	0,87730	0,6601	0,0173	0,70342	0,01575
9	0,98696	0,7422	0,0219	0,79134	0,01993
10	1,09662	0,8242	0,0270	0,87927	0,02461
11	1,20628	0,9061	0,0326	0,9672	0,02978
12	1,31595	0,9878	0,0387	1,05512	0,03544
13	1,42561	1,0693	0,0452	1,14305	0,04159
14	1,53527	1,1507	0,0523	1,23098	0,04823
15	1,64493	1,2318	0,0598	1,3189	0,05537
16	1,75460	1,3127	0,0678	1,40683	0,063
17	1,86426	1,3934	0,0763	1,49476	0,07112
18	1,97392	1,4739	0,0851	1,58269	0,07973
19	2,08358	1,5541	0,0944	1,67061	0,08884
20	2,19325	1,6340	0,1041	1,75854	0,09844

Çizelge C.2 : NACA 0006 GHY Nümerik Sonuçları.

α	C_l Teorik 2B	C_l GHY	C_{di} GHY	C_l PLL 3B	C_{di} PLL 3B
-8	-0,8037	-0,6601	0,0173	-0,6023	0,0115
-7	-0,7412	-0,5778	0,0133	-0,5270	0,0088
-6	-0,6464	-0,4955	0,0098	-0,4517	0,0065
-5	-0,5460	-0,4130	0,0068	-0,3764	0,0045
-4	-0,4425	-0,3305	0,0044	-0,3011	0,0029
-3	-0,3382	-0,2479	0,0025	-0,2259	0,0016
-2	-0,2368	-0,1653	0,0011	-0,1506	0,0007
-1	-0,1164	-0,0827	0,0003	-0,0753	0,0002
0	0,0000	0,0000	0,0000	0,0000	0,0000
1	0,1164	0,0827	0,0003	0,0753	0,0002
2	0,2367	0,1653	0,0011	0,1506	0,0007
3	0,3380	0,2479	0,0025	0,2259	0,0016
4	0,4424	0,3305	0,0044	0,3011	0,0029
5	0,5460	0,4130	0,0068	0,3764	0,0045
6	0,6465	0,4955	0,0098	0,4517	0,0065
7	0,7414	0,5778	0,0133	0,5270	0,0088
8	0,8037	0,6601	0,0173	0,6023	0,0115
9	0,7641	0,7422	0,0219	0,6776	0,0146

Çizelge C.3 : NACA 0008 GHY Nümerik Sonuçları.

α	C_l Teorik 2B	C_l GHY	C_{di} GHY	C_l PLL 3B	C_{di} PLL 3B
-9	-0,9238	-0,7422	0,0219	-0,7913	0,01993
-8	-0,8422	-0,6601	0,0173	-0,7034	0,01575
-7	-0,7525	-0,5778	0,0133	-0,6155	0,01206
-6	-0,6549	-0,4955	0,0098	-0,5276	0,00886
-5	-0,5583	-0,4130	0,0068	-0,4396	0,00615
-4	-0,4623	-0,3305	0,0044	-0,3517	0,00394
-3	-0,3676	-0,2479	0,0025	-0,2638	0,00222
-2	-0,2688	-0,1653	0,0011	-0,1759	0,00098
-1	-0,142	-0,0827	0,0003	-0,0879	0,00025
0	0	0,0000	0,0000	0	0
1	0,142	0,0827	0,0003	0,08793	0,00025
2	0,2688	0,1653	0,0011	0,17585	0,00098
3	0,3676	0,2479	0,0025	0,26378	0,00222
4	0,46230	0,3305	0,0044	0,35171	0,00394
5	0,55840	0,4130	0,0068	0,43963	0,00615
6	0,65500	0,4955	0,0098	0,52756	0,00886
7	0,75250	0,5778	0,0133	0,61549	0,01206
8	0,84220	0,6601	0,0173	0,70342	0,01575
9	0,92380	0,7422	0,0219	0,79134	0,01993

Çizelge C.4 : NACA 2408 GHY Nümerik Sonuçları.

α	C_l Teorik 2B	C_l GHY	C_{di} GHY	C_l PLL 3B	C_{di} PLL 3B
-9	-0,5989	-0,5747	0,0129	-0,6155	0,01206
-8	-0,6535	-0,4923	0,0095	-0,5276	0,00886
-7	-0,5822	-0,4098	0,0065	-0,4396	0,00615
-6	-0,5005	-0,3273	0,0042	-0,3517	0,00394
-5	-0,3903	-0,2446	0,0023	-0,2638	0,00222
-4	-0,2458	-0,1620	0,0010	-0,1759	0,00098
-3	-0,1004	-0,0793	0,0002	-0,0879	0,00025
-2	0,0301	0,0034	0,0000	0	0
-1	0,1333	0,0861	0,0003	0,08793	0,00025
0	0,2651	0,1688	0,0012	0,17585	0,00098
1	0,3658	0,2515	0,0026	0,26378	0,00222
2	0,4670	0,3341	0,0045	0,35171	0,00394
3	0,5694	0,4167	0,0070	0,43963	0,00615
4	0,6673	0,4992	0,0101	0,52756	0,00886
5	0,7622	0,5816	0,0136	0,61549	0,01206
6	0,8597	0,6639	0,0178	0,70342	0,01575
7	0,9485	0,7461	0,0224	0,79134	0,01993
8	1,0417	0,8282	0,0275	0,87927	0,02461
9	1,1280	0,9101	0,0332	0,9672	0,02978

Çizelge C.5: NACA 6409 GHY Nümerik Sonuçları.

α	C_l Teorik 2B	C_l GHY	C_{di} GHY	C_l PLL 3B	C_{di} PLL 3B
-6	0,0714	0,0073	0,0000	0,07528	0,00018
-5	0,1507	0,0903	0,0004	0,15057	0,00072
-4	0,2563	0,1734	0,0013	0,22585	0,00162
-3	0,3637	0,2564	0,0028	0,30114	0,00289
-2	0,4706	0,3394	0,0049	0,37642	0,00451
-1	0,5758	0,4224	0,0074	0,45171	0,0065
0	0,6788	0,5052	0,0106	0,52699	0,00884
1	0,7775	0,5880	0,0142	0,60228	0,01155
2	0,8854	0,6707	0,0184	0,67756	0,01461
3	0,986	0,7533	0,0231	0,75285	0,01804
4	1,08660	0,8358	0,0284	0,82813	0,02183
5	1,18640	0,9181	0,0341	0,90341	0,02598
6	1,27480	1,0003	0,0404	0,9787	0,03049
7	1,35750	1,0823	0,0472	1,05398	0,03536
8	1,39220	1,1641	0,0545	1,12927	0,04059
9	1,39180	1,2457	0,0624	1,20455	0,04619

Çizelge C.6 : Clark Y GHY Nümerik Sonuçları.

α	C _l Teorik 2B	C _l GHY	C _{di} GHY	C _l PLL 3B	C _{di} PLL 3B
-8	-0,4463	-0,3891	0,0057	-0,3764	0,00451
-7	-0,3479	-0,3065	0,0035	-0,3011	0,00289
-6	-0,2426	-0,2237	0,0018	-0,2259	0,00162
-5	-0,1391	-0,1410	0,0007	-0,1506	0,00072
-4	-0,0363	-0,0582	0,0001	-0,0753	0,00018
-3	0,0703	0,0247	0,0000	0	0
-2	0,1774	0,1075	0,0005	0,07528	0,00018
-1	0,2836	0,1903	0,0015	0,15057	0,00072
0	0,376	0,2730	0,0031	0,22585	0,00162
1	0,5439	0,3558	0,0052	0,30114	0,00289
2	0,6426	0,4384	0,0078	0,37642	0,00451
3	0,7389	0,5210	0,0110	0,45171	0,0065
4	0,83150	0,6035	0,0148	0,52699	0,00884
5	0,92200	0,6859	0,0190	0,60228	0,01155
6	1,01850	0,7682	0,0238	0,67756	0,01461
7	1,11550	0,8504	0,0291	0,75285	0,01804
8	1,20960	0,9324	0,0350	0,82813	0,02183
9	1,28470	1,0142	0,0413	0,90341	0,02598
10	1,34470	1,0959	0,0482	0,9787	0,03049

EK D**Çizelge D.1 : NACA 0006 PEM Analiz Sonuçları.**

J	k_t	k_m	k_p	Verim
0,4400	0,05279	0,00484	0,0304	0,7642
0,4600	0,05036	0,00472	0,0297	0,78113
0,4800	0,0476	0,00457	0,0287	0,79565
0,5000	0,04477	0,00439	0,0276	0,81144
0,5200	0,04179	0,0042	0,0264	0,82356
0,5400	0,03875	0,00401	0,0252	0,83145
0,5600	0,03589	0,00379	0,0238	0,84488
0,5800	0,03298	0,00357	0,0224	0,85301
0,6000	0,03002	0,00335	0,0210	0,85561
0,6200	0,027	0,00308	0,0194	0,86455
0,6400	0,02392	0,0028	0,0176	0,86978
0,6600	0,02071	0,00251	0,0157	0,86832
0,6800	0,01743	0,00218	0,0137	0,86689
0,7000	0,014	0,00182	0,0114	0,8564
0,7200	0,01043	0,00144	0,0091	0,82773
0,7400	0,0068	0,00103	0,0065	0,77944
0,7600	0,00307	0,00059	0,0037	0,62799

Çizelge D.2 : NACA 0006 VRM Analiz Sonuçları.

J	k_t	k_m	k_p	Verim
0,4400	0,0592	0,00447	0,0281	0,9273
0,4600	0,0558	0,00438	0,0275	0,9328
0,4800	0,0525	0,00427	0,0268	0,9381
0,5000	0,0491	0,00414	0,0260	0,9430
0,5200	0,0457	0,00399	0,0251	0,9476
0,5400	0,0424	0,00382	0,0240	0,9520
0,5600	0,0390	0,00363	0,0228	0,9562
0,5800	0,0356	0,00342	0,0215	0,9600
0,6000	0,0322	0,00319	0,0200	0,9637
0,6200	0,0288	0,00293	0,0184	0,9671
0,6400	0,0253	0,00266	0,0167	0,9702
0,6600	0,0219	0,00236	0,0149	0,9729
0,6800	0,0185	0,00205	0,0129	0,9753
0,7000	0,0150	0,00171	0,0107	0,9769
0,7200	0,0115	0,00135	0,0085	0,9774
0,7400	0,0081	0,00097	0,0061	0,9754
0,7600	0,0046	0,00057	0,0036	0,9657

Çizelge D.3 : NACA 0008 PEM Analiz Sonuçları.

J	k_t	k_m	k_p	Verim
0,4800	0,0462	0,0044	0,0276	0,8043
0,5000	0,0442	0,0043	0,0271	0,8165
0,5200	0,0418	0,0042	0,0263	0,8261
0,5400	0,0392	0,0040	0,0253	0,8380
0,5600	0,0365	0,0038	0,0241	0,8488
0,5800	0,0338	0,0036	0,0228	0,8597
0,6000	0,0311	0,0034	0,0215	0,8673
0,6200	0,0286	0,0032	0,0203	0,8750
0,6400	0,0263	0,0030	0,0190	0,8875
0,6600	0,0242	0,0028	0,0179	0,8927
0,6800	0,0220	0,0027	0,0167	0,8966
0,7000	0,0198	0,0025	0,0154	0,8984
0,7200	0,0174	0,0022	0,0140	0,8961
0,7400	0,0148	0,0020	0,0123	0,8880
0,7600	0,0119	0,0017	0,0104	0,8688
0,7800	0,0089	0,0013	0,0081	0,8492
0,8000	0,0055	0,0009	0,0056	0,7886
0,8200	0,0020	0,0004	0,0028	0,5902

Çizelge D.4 : NACA 0008 VRM Analiz Sonuçları.

J	k_t	k_m	k_p	Verim
0,4800	0,0515	0,0042	0,0262	0,9419
0,5000	0,0487	0,0041	0,0257	0,9460
0,5200	0,0458	0,0040	0,0251	0,9499
0,5400	0,0430	0,0039	0,0244	0,9535
0,5600	0,0402	0,0037	0,0235	0,9570
0,5800	0,0373	0,0036	0,0226	0,9603
0,6000	0,0345	0,0034	0,0215	0,9633
0,6200	0,0317	0,0032	0,0203	0,9662
0,6400	0,0288	0,0030	0,0190	0,9689
0,6600	0,0259	0,0028	0,0176	0,9714
0,6800	0,0230	0,0026	0,0161	0,9736
0,7000	0,0202	0,0023	0,0145	0,9755
0,7200	0,0173	0,0020	0,0127	0,9770
0,7400	0,0144	0,0017	0,0109	0,9779
0,7600	0,0115	0,0014	0,0089	0,9778
0,7800	0,0086	0,0011	0,0068	0,9758
0,8000	0,0056	0,0007	0,0047	0,9690
0,8200	0,0027	0,0004	0,0024	0,9430

Çizelge D.5: NACA 2408 PEM Analiz Sonuçları.

J	k_t	k_m	k_p	Verim
0,3800	0,0563	0,0046	0,0292	0,7343
0,4000	0,0543	0,0046	0,0288	0,7557
0,4200	0,0524	0,0045	0,0283	0,7782
0,4400	0,0502	0,0044	0,0278	0,7947
0,4600	0,0481	0,0043	0,0272	0,8137
0,4800	0,0458	0,0042	0,0265	0,8289
0,5000	0,0435	0,0041	0,0258	0,8427
0,5200	0,0412	0,0040	0,0250	0,8558
0,5400	0,0388	0,0038	0,0241	0,8672
0,5600	0,0363	0,0037	0,0232	0,8770
0,5800	0,0338	0,0035	0,0222	0,8842
0,6000	0,0313	0,0034	0,0212	0,8854
0,6200	0,0288	0,0032	0,0199	0,8967
0,6400	0,0262	0,0029	0,0185	0,9038
0,6600	0,0234	0,0028	0,0174	0,8893
0,6800	0,0207	0,0025	0,0155	0,9107
0,7000	0,0179	0,0022	0,0138	0,9094
0,7200	0,0150	0,0019	0,0119	0,9038
0,7400	0,0119	0,0016	0,0099	0,8949
0,7600	0,0088	0,0012	0,0078	0,8634
0,7800	0,0055	0,0009	0,0054	0,7896
0,8000	0,0022	0,0004	0,0027	0,6671

Çizelge D.6 : NACA 2408 VRM Analiz Sonuçları.

J	k_t	k_m	k_p	Verim
0,3800	0,0653	0,0043	0,0271	0,9159
0,4000	0,0624	0,0043	0,0271	0,9218
0,4200	0,0594	0,0043	0,0269	0,9272
0,4400	0,0565	0,0042	0,0267	0,9323
0,4600	0,0535	0,0042	0,0263	0,9370
0,4800	0,0506	0,0041	0,0258	0,9415
0,5000	0,0476	0,0040	0,0252	0,9458
0,5200	0,0446	0,0039	0,0244	0,9497
0,5400	0,0417	0,0038	0,0236	0,9535
0,5600	0,0387	0,0036	0,0226	0,9571
0,5800	0,0357	0,0034	0,0215	0,9605
0,6000	0,0327	0,0032	0,0203	0,9637
0,6200	0,0297	0,0030	0,0190	0,9667
0,6400	0,0266	0,0028	0,0176	0,9695
0,6600	0,0236	0,0026	0,0160	0,9721
0,6800	0,0206	0,0023	0,0144	0,9745
0,7000	0,0175	0,0020	0,0126	0,9765
0,7200	0,0145	0,0017	0,0107	0,9781
0,7400	0,0114	0,0014	0,0086	0,9788
0,7600	0,0084	0,0010	0,0065	0,9781
0,7800	0,0053	0,0007	0,0042	0,9733
0,8000	0,0022	0,0003	0,0018	0,9486

Çizelge D.7 : NACA 6409 PEM Analiz Sonuçları.

J	k_t	k_m	k_p	Verim
0,3200	0,0423	0,0030	0,0189	0,7183
0,3400	0,0424	0,0031	0,0194	0,7442
0,3600	0,0423	0,0032	0,0199	0,7672
0,3800	0,0422	0,0032	0,0204	0,7875
0,4000	0,0421	0,0033	0,0209	0,8053
0,4200	0,0419	0,0034	0,0214	0,8217
0,4400	0,0416	0,0035	0,0219	0,8355
0,4600	0,0412	0,0036	0,0224	0,8482
0,4800	0,0406	0,0036	0,0227	0,8590
0,5000	0,0399	0,0037	0,0230	0,8688
0,5200	0,0391	0,0037	0,0232	0,8779
0,5400	0,0382	0,0037	0,0233	0,8861
0,5600	0,0371	0,0037	0,0233	0,8930
0,5800	0,0360	0,0037	0,0232	0,8997
0,6000	0,0348	0,0037	0,0231	0,9055
0,6200	0,0336	0,0036	0,0229	0,9100
0,6400	0,0323	0,0036	0,0229	0,9028
0,6600	0,0310	0,0036	0,0224	0,9153
0,6800	0,0297	0,0035	0,0219	0,9211
0,7000	0,0283	0,0034	0,0214	0,9263
0,7200	0,0270	0,0033	0,0209	0,9292
0,7400	0,0256	0,0032	0,0203	0,9330
0,7600	0,0242	0,0031	0,0196	0,9348
0,7800	0,0227	0,0030	0,0189	0,9365
0,8000	0,0213	0,0029	0,0182	0,9375
0,8200	0,0199	0,0028	0,0174	0,9375
0,8400	0,0184	0,0026	0,0165	0,9366
0,8600	0,0170	0,0025	0,0156	0,9342
0,8800	0,0156	0,0023	0,0147	0,9304
0,9000	0,0142	0,0022	0,0138	0,9242

Çizelge D.8 : NACA 6409 VRM Analiz Sonuçları.

J	k_t	k_m	k_p	Verim
0,3200	0,0599	0,0033	0,0207	0,9264
0,3400	0,0584	0,0034	0,0213	0,9303
0,3600	0,0569	0,0035	0,0219	0,9340
0,3800	0,0554	0,0036	0,0224	0,9373
0,4000	0,0538	0,0036	0,0229	0,9404
0,4200	0,0523	0,0037	0,0233	0,9433
0,4400	0,0507	0,0038	0,0236	0,9460
0,4600	0,0492	0,0038	0,0239	0,9486
0,4800	0,0477	0,0038	0,0241	0,9510
0,5000	0,0461	0,0038	0,0242	0,9533
0,5200	0,0446	0,0039	0,0243	0,9555
0,5400	0,0430	0,0039	0,0243	0,9576
0,5600	0,0415	0,0039	0,0242	0,9595
0,5800	0,0399	0,0038	0,0241	0,9614
0,6000	0,0383	0,0038	0,0239	0,9632
0,6200	0,0368	0,0038	0,0236	0,9650
0,6400	0,0352	0,0037	0,0233	0,9666
0,6600	0,0336	0,0036	0,0229	0,9682
0,6800	0,0321	0,0036	0,0225	0,9698
0,7000	0,0305	0,0035	0,0220	0,9712
0,7200	0,0289	0,0034	0,0214	0,9726
0,7400	0,0273	0,0033	0,0208	0,9740
0,7600	0,0257	0,0032	0,0200	0,9752
0,7800	0,0241	0,0031	0,0193	0,9764
0,8000	0,0225	0,0029	0,0184	0,9776
0,8200	0,0209	0,0028	0,0176	0,9786
0,8400	0,0194	0,0026	0,0166	0,9795
0,8600	0,0177	0,0025	0,0156	0,9803
0,8800	0,0161	0,0023	0,0145	0,9810
0,9000	0,0145	0,0021	0,0133	0,9815

Çizelge D.9 : Clark Y PEM Analiz Sonuçları.

J	k _t	k _m	k _p	Verim
0,3200	0,0556	0,0040	0,0249	0,7140
0,3400	0,0545	0,0040	0,0252	0,7356
0,3600	0,0533	0,0040	0,0253	0,7575
0,3800	0,0519	0,0040	0,0254	0,7753
0,4000	0,0504	0,0041	0,0255	0,7920
0,4200	0,0489	0,0040	0,0254	0,8077
0,4400	0,0473	0,0040	0,0253	0,8222
0,4600	0,0456	0,0040	0,0251	0,8352
0,4800	0,0439	0,0040	0,0249	0,8471
0,5000	0,0422	0,0039	0,0246	0,8578
0,5200	0,0404	0,0039	0,0242	0,8681
0,5400	0,0386	0,0038	0,0238	0,8772
0,5600	0,0368	0,0037	0,0233	0,8854
0,5800	0,0349	0,0036	0,0227	0,8918
0,6000	0,0330	0,0035	0,0221	0,8953
0,6200	0,0310	0,0034	0,0214	0,8965
0,6400	0,0289	0,0032	0,0204	0,9078
0,6600	0,0268	0,0031	0,0194	0,9115
0,6800	0,0246	0,0029	0,0183	0,9156
0,7000	0,0224	0,0027	0,0171	0,9183
0,7200	0,0201	0,0025	0,0157	0,9188
0,7400	0,0177	0,0023	0,0144	0,9095
0,7600	0,0154	0,0020	0,0128	0,9114
0,7800	0,0130	0,0018	0,0113	0,8994
0,8000	0,0106	0,0015	0,0097	0,8801
0,8200	0,0085	0,0013	0,0079	0,8790
0,8400	0,0061	0,0010	0,0061	0,8399
0,8600	0,0038	0,0007	0,0046	0,7117
0,8800	0,0016	0,0004	0,0026	0,5312

Çizelge D.10 : Clark Y VRM Analiz Sonuçları.

J	k_t	k_m	k_p	Verim
0,3200	0,0669	0,0037	0,0235	0,9111
0,3400	0,0646	0,0038	0,0240	0,9169
0,3600	0,0624	0,0039	0,0243	0,9222
0,3800	0,0601	0,0039	0,0246	0,9270
0,4000	0,0578	0,0039	0,0248	0,9316
0,4200	0,0555	0,0040	0,0249	0,9358
0,4400	0,0532	0,0040	0,0249	0,9397
0,4600	0,0509	0,0039	0,0248	0,9434
0,4800	0,0486	0,0039	0,0246	0,9469
0,5000	0,0463	0,0039	0,0244	0,9502
0,5200	0,0440	0,0038	0,0240	0,9533
0,5400	0,0416	0,0037	0,0235	0,9562
0,5600	0,0393	0,0037	0,0229	0,9591
0,5800	0,0370	0,0035	0,0223	0,9617
0,6000	0,0346	0,0034	0,0215	0,9643
0,6200	0,0323	0,0033	0,0207	0,9667
0,6400	0,0299	0,0031	0,0198	0,9690
0,6600	0,0276	0,0030	0,0187	0,9711
0,6800	0,0252	0,0028	0,0176	0,9731
0,7000	0,0228	0,0026	0,0164	0,9750
0,7200	0,0204	0,0024	0,0151	0,9767
0,7400	0,0181	0,0022	0,0137	0,9782
0,7600	0,0157	0,0019	0,0122	0,9794
0,7800	0,0133	0,0017	0,0106	0,9802
0,8000	0,0109	0,0014	0,0089	0,9804
0,8200	0,0085	0,0011	0,0071	0,9795
0,8400	0,0061	0,0008	0,0052	0,9762
0,8600	0,0037	0,0005	0,0033	0,9662
0,8800	0,0012	0,0002	0,0012	0,9134

Çizelge D.11 : Bauer NACA 6409 PEM Analiz Sonuçları.

J	k_t	k_m	k_p	Verim
0,4400	0,1212	0,01529	0,0961	0,55501
0,4600	0,12173	0,01529	0,0960	0,58301
0,4800	0,12264	0,01506	0,0946	0,62232
0,5000	0,12346	0,0149	0,0936	0,65944
0,5200	0,12407	0,01485	0,0933	0,69124
0,5400	0,12447	0,01491	0,0937	0,7175
0,5600	0,12464	0,01502	0,0944	0,73964
0,5800	0,12462	0,01518	0,0954	0,75772
0,6000	0,12435	0,01537	0,0965	0,7728
0,6200	0,12385	0,01555	0,0977	0,78583
0,6400	0,12311	0,01573	0,0988	0,79732
0,6600	0,12211	0,01589	0,0998	0,80745
0,6800	0,12096	0,01602	0,1006	0,81729
0,7000	0,11955	0,01612	0,1013	0,8261
0,7200	0,11793	0,0162	0,1018	0,83426
0,7400	0,11614	0,01624	0,1021	0,84211
0,7600	0,1141	0,01626	0,1022	0,84882

Çizelge D.12 : Bauer NACA 6409 VRM Analiz Sonuçları.

J	k_t	k_m	k_p	Verim
0,4400	0,1460	0,01331	0,0836	0,7683
0,4600	0,1436	0,01353	0,0850	0,7768
0,4800	0,1412	0,01374	0,0863	0,7848
0,5000	0,1387	0,01393	0,0875	0,7923
0,5200	0,1363	0,01411	0,0886	0,7995
0,5400	0,1338	0,01426	0,0896	0,8063
0,5600	0,1313	0,0144	0,0905	0,8127
0,5800	0,1289	0,01453	0,0913	0,8189
0,6000	0,1264	0,01463	0,0919	0,8248
0,6200	0,1239	0,01472	0,0925	0,8305
0,6400	0,1214	0,0148	0,0930	0,8359
0,6600	0,1189	0,01485	0,0933	0,8411
0,6800	0,1164	0,01489	0,0936	0,8461
0,7000	0,1139	0,01491	0,0937	0,8509
0,7200	0,1114	0,01492	0,0937	0,8556
0,7400	0,1089	0,01491	0,0937	0,8601
0,7600	0,1063	0,01488	0,0935	0,8644

ÖZGEÇMİŞ



Ad-Soyad : Sadrettin KAYNAR
Doğum Tarihi ve Yeri : 15.03.1978 MALATYA
E-posta : kaynar2002@hotmail.com

ÖĞRENİM DURUMU:

- **Lisans** : 2000, İstanbul Teknik Üniversitesi, Uçak ve Uzay Bilimleri Fakültesi, Uçak Mühendisliği

MESLEKİ DENEYİM:

- 1995-2000 yılları arasında İstanbul Teknik Üniversitesi Uçak Mühendisliğinde okudu.
- ...
- 2012-2013 Duygu Savunma/Santay Havacılık Kalite Emniyet Yönetimi Sistemi Yrd. Proje Müdürü / Proje Kordinatörü
- 2014-2014 THY Teknik Uçak Sistem Mühendisi
- 2014-2016 Havelsan A.Ş. Kıdemli Sistem Mühendisi