

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

**PERVANE AERODİNAMİĞİ İÇİN GİRDAP KAFES
UYGULAMALARI**

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Emre ŞAHİN

Uçak ve Uzay Mühendisliği Anabilim Dalı

Uçak ve Uzay Mühendisliği Programı

Tez Danışmanı: Prof. Dr. M. Adil YÜKSELEN

HAZİRAN 2013

İTÜ, Fen Bilimleri Enstitüsü'nün 511081105 numaralı Yüksek Lisans Öğrencisi **Emre ŞAHİN**, ilgili yönetmeliklerin belirlediği gerekli tüm şartları yerine getirdikten sonra hazırladığı “**PERVANE AERODİNAMİĞİ İÇİN GİRDAP KAFES UYGULAMALARI**” başlıklı tezini aşağıda imzaları olan jüri önünde başarı ile sunmuştur.

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

Jüri Üyeleri : **Yrd. Doç. Dr. Hayri ACAR**
İstanbul Teknik Üniversitesi

Doç. Dr. Ergüven VATANDAŞ
Hava Harp Okulu

Teslim Tarihi : 2 Mayıs 2013

Savunma Tarihi : 6 Haziran 2013

Aileme,

ÖNSÖZ

Pervaneler için aerodinamik tasarım ve analiz yöntemlerine olan ilgim lisans eğitimi yıllarının son döneminde başlamıştır. Lisans bitirme çalışması sırasında klasik pervane teorileri üzerine çalışmalar yaparak nümerik tasarım yöntemleri konusunda araştırmalara başladım. Yüksek lisans döneminde İTÜ Trisonik araştırma laboratuvarı açık devre rüzgâr tüneline ve İTÜ Gümüşsuyu kapalı devre rüzgâr tüneline farklı düzenekler kullanarak pervanelerin performanslarının tespiti için deneysel çalışmalarla bilgilerimin uygulamalarını görmeye çalıştım. Ayrıca iki yıl boyunca görev aldığım savunma sanayi şirketinde amfibik tekerlekli zırhlı araçların sudaki itki sistemi olan pervanelerin tasarımını gerçekleştirerek gerçek araç testlerine katıldım. Bu tecrübelerin haricinde pervane tasarım ve analizinde nümerik yöntemlerin uygulamasını yapmak ve bir bilgisayar programı geliştirmek hem pervane teorileri ve sayısal analiz yöntemleri üzerine sahip olduğum bilgi donanımını oldukça arttırmış hem de mühendislik yeteneklerime katkı sağlamıştır.

Çalışma süresince deneyimleri ve bilgisi ile beni yönlendirdiği, beni motive ettiği ve bana daima zaman ayırdığı için danışmanım Sayın Adil Yükselen'e teşekkürü borç bilirim.

Mayıs 2013

Emre ŞAHİN

(Uçak Mühendisi)

İÇİNDEKİLER

Sayfa

ÖNSÖZ.....	viii
İÇİNDEKİLER	ix
KISALTMALAR	xi
ÇİZELGE LİSTESİ.....	xiii
ŞEKİL LİSTESİ.....	xv
ÖZET.....	xvii
SUMMARY	xix
1. GİRİŞ	1
1.1 Motivasyon.....	1
1.2 Literatür Araştırması	2
1.3 Tezin Amacı.....	6
2. KANAT VE PERVANE ETRAFINDAKİ AKIMIN YAPISI.....	9
2.1 Giriş.....	9
2.2 Kanat Etrafındaki Akım Alanı	10
2.3 Pervane Etrafındaki Akım Alanı.....	12
3. GİRDAPKAFES YÖNTEMLERİ.....	17
3.1 Giriş.....	17
3.2 Geometrinin ve Girdap Sisteminin Oluşturulması	18
3.3 Girdap Şidetlerinin Hesaplanması	19
3.4. Aerodinamik kuvvetlerin hesaplanması	21
4. NON-LİNEER NÜMERİK TAŞIYICI ÇİZGİ YÖNTEMİ.....	23
4.1 Giriş.....	23
4.2 Non-Linear Taşıyıcı Çizgi Yönteminin Formülasyonu	24
4.3 Nümerik Taşıyıcı Çizgi Yönteminin Kanat Uygulaması	26
4.3.1 Taşımanın hesabı.....	28
4.3.2 İndüklenmiş sürüklemenin hesabı.....	28
4.4 Non-Linear Yöntemin Kanat İçin Formülasyonu	29
4.5 Nümerik Taşıyıcı Çizgi Yönteminin Pervane Uygulaması.....	31
4.6 Non-Linear Yöntemin Perane İçin Formülasyonu	34
5. UYGULAMALAR	39
5.1 Doğrulama Çalışmaları	39
5.2 Pervane Uygulamaları.....	48
6. SONUÇ	53
KAYNAKLAR	57
EKLER	61
ÖZGEÇMİŞ	71

KISALTMALAR

n_B	: Pala sayısı
R_{prop}	: Pervane yarıçapı
D_{prop}	: Pervane çapı
S	: Üst görünüm alanı
AR	: Açıklık oranı
b	: kanat açıklığı
c	: Veter uzunluğu
r	: İstasyon yarıçapı
σ	: Katılık oranı
RPM	: Devir sayısı
n	: Devir sayısı
V_∞	: Serbest akım hızı
V_{ind}	: İndüklenmiş hız
V_e	: Etkin akım hızı
V_{cp}	: Kontrol noktasındaki hız
w_{dw}	: Aşağı sapma hızı
Ω, ω	: Açısal hız
V_e	: Etkin akım hızı
β	: Kesit oturma açısı
α	: Hücüm açısı
α_{ind}	: İndüklenmiş hücum açısı
ε	: Aşağı sapma açısı
ϕ	: İndüklenmiş akım hızı doğrultusu
c_d	: Sürüklenme katsayısı (iki boyutlu)
c_D	: Sürüklenme katsayısı (Üç boyutlu)
c_l	: Tasıma katsayısı (İki boyutlu)
c_{ld}	: Tasarım taşıma katsayısı (İki boyutlu)
c_L	: Taşıma katsayısı (Üç boyutlu)
c_T	: İtme katsayısı

J	: İlerleme oranı
η	: Pervane verimi
ρ	: Akışkan yoğunluğu
μ	: Akışkan viskozitesi
Γ	: Girdap şiddeti
D	: Relaksasyon faktörü

ÇİZELGE LİSTESİ

Sayfa

Çizelge 5.1 : Panel sayısına bağlı olarak elde edilen taşıma katsayısı değerleri	40
Çizelge 5.2 : Kamburluksuz profil hücum açısı - taşıma katsayısı değerleri	41
Çizelge 5.3 : Kamburluklu profil hücum açısı-taşıma katsayısı değerleri	42
Çizelge 5.4 : NACA 4412 ile taşıma katsayılarının karşılaştırılması	43
Çizelge 5.5 : NACA 4415 taşıma katsayısı değerleri (AR=6)	45
Çizelge 5.6 : NACA 4415 taşıma katsayısı değerleri (AR=9)	46
Çizelge 5.7 : NACA 4415 taşıma katsayısı değerleri (AR=12)	47
Çizelge 5.8 : Test pervanelerinin geometrik özellikleri.....	48
Çizelge 5.9 : Tasarım noktasında incelenen pervaneler	48
Çizelge 5.10 : Deneylerin hata oranları (Yaggy, 1960).....	50
Çizelge 5.11 : NACA 0009 kesitinin deney verileri aralığı.....	50
Çizelge B.1 : Pervane-1a'nin geometrisi (Bauer, 1997).....	61
Çizelge B.2 : Pervane-1b'nin geometrisi (Bauer, 1997)	61
Çizelge B.3 : Pervane-1c'nin geometrisi (Bauer, 1997).....	61
Çizelge B.4 : Pervane-1d'nin geometrisi (Bauer, 1997)	62
Çizelge B.5 : Pervane-2'nin geometrisi (Adkins, 1994)	62
Çizelge B.6 : Pervane-3'ün geometrisi (Sholar, 1985).....	63
Çizelge B.7 : Pervane-4'ün geometrisi, $\beta = 12^0$, (Yaggy, 1960).....	64
Çizelge B.8 : Pervane-4'ün geometrisi, $\beta = 18^0$, (Yaggy, 1960).....	64
Çizelge B.9 : Pervane-4'ün geometrisi, $\beta = 24^0$, (Yaggy, 1960).....	65
Çizelge B.10: Pervane-4'ün geometrisi, $\beta = 30^0$, (Yaggy, 1960).....	65
Çizelge B.11: Pervane-4'ün geometrisi, $\beta = 36^0$, (Yaggy, 1960).....	66
Çizelge B.12: Pervane-4'ün geometrisi, $\beta = 40^0$, (Yaggy, 1960).....	66

ŞEKİL LİSTESİ

Sayfa

Şekil 2.1 : Basınç kuvveti ve teğetsel kuvvet (Melin, 2000)	9
Şekil 2.2 : Kanat etrafındaki akım çizgilerinin hareketi (Anderson, 1991).....	10
Şekil 2.3 : Kanat uç girdabı	11
Şekil 2.4 : Kanat üzerindeki yük dağılımı	11
Şekil 2.5 : Kanat profili üzerinde aşağı sapma hızlarının etkisi	12
Şekil 2.6 : Pervane palası boyunca yük dağılımı	13
Şekil 2.7 : Pervane izindeki girdap bileşenleri (Yükselen, 2008)	14
Şekil 3.1 : Panellere ayrılmış ve at-nalı girdaplar yerleştirilmiş bir taşıyıcı yüzey ...	19
Şekil 3.2 : Doğrusal girdap parçasının indüklemesi	20
Şekil 3.3 : Bir panel üzerine etkiyen kuvvet.....	21
Şekil 4.1 : Düz levha ile gerçek profilin taşıma eğrisi eğimi karşılaştırması	24
Şekil 4.2 : Kanat etrafındaki girdap sistemi.....	27
Şekil 4.3 : Kanat için hesaplama algoritması	30
Şekil 4.4 : Pervane eksen takımı.....	32
Şekil 4.5 : Pervane etrafındaki girdap sistemi	33
Şekil 4.6 : Eksenel ve çizgisel indükleme faktörleri.....	35
Şekil 4.7 : Pervane için hesaplama algoritması	37
Şekil 5.1 : Taşıma eğrisi eğimi	39
Şekil 5.2 : Panel sayısına bağlı olarak elde edilen taşıma katsayıları.....	40
Şekil 5.3 : Kamburluksuz profil hücum açısı - taşıma katsayısı değerleri	41
Şekil 5.4 : Kamburluklu profil hücum açısı-taşıma katsayısı değişimi	42
Şekil 5.5 : Taşıma katsayılarının karşılaştırılması	44
Şekil 5.6 : NACA 4415 taşıma katsayısı değişimi (AR=6)	45
Şekil 5.7 : NACA 4415 taşıma katsayısı değişimi (AR=9)	46
Şekil 5.8 : NACA 4415 taşıma katsayısı değişimi (AR=12)	47
Şekil 5.9 : Pervane Modeli (Yaggy, 1960)	49
Şekil 5.10 : Pervane-4 için C_T - J grafiği	51
Şekil A.1 : Girdap ve kontrol noktasının konumu.....	59

PERVANE İÇİN GİRDAP KAFES UYGULAMALARI

ÖZET

Bir hava aracı tasarımı yapılırken ortaya çıkan geometriden doğabilecek aerodinamik yüklerin bilinmesi gerekir. Bu yükler deneysel çalışmalar ve teorik çalışmalar olmak üzere iki yolla elde edilir. Deneysel çalışmalar hem maliyet hem de zaman açısından dezavantajlı olduğu için sayısal çözüm tekniklerinin geliştirilmesi oldukça faydalıdır.

Bu çalışmada pervane analizi üzerine bir inceleme yapılmıştır. Kullanılan yöntemin analojisi girdap kafes yöntemlerine dayanan non-lineer nümerik taşıyıcı çizgi yöntemidir.

Literatürde taşıyıcı çizgi yöntemlerinin dihedral açılı ve ok açılı taşıyıcı elemanlar için hatalı sonuçlar vermesine rağmen girdap kafes yöntemleriyle ok açılı ve dihedral açılı her türlü taşıyıcı elemanın ve eleman kombinasyonlarının analiz edilebileceği belirtilmektedir. Ancak girdap kafes yöntemleri taşıyıcı elemanı kamburluk eğrisinden ibaretmiş gibi varsaydığından viskoz etkileri hesaba katamamaktadır. Bu nedenle kesit profil bilgisini kullanarak kamburluk ve viskoz etkileri hesaba katabilen non-lineer nümerik taşıyıcı çizgi teorisi taşıyıcı çizgi teorilerinin ve girdap kafes yöntemlerinin ara kesiti durumundadır.

Çalışmada non-lineer nümerik taşıyıcı çizgi yöntemini kullanarak pervane analizi yapabilen bir bilgisayar programı geliştirilmiştir. Programın doğrulama çalışmaları kanat üzerinde yapılarak tatminkâr sonuçlar elde edilmiştir. Pervane üzerindeki uygulamalar için literatürden geometrisi ve performans değerleri bilinen test pervaneleri seçilmiştir. Bu pervane geometrileri Adkins (1994), Larrabee (1979) ve Bauer (1997)'nin çalışmalarından alınmıştır.

Programın tasarım dışı noktalardaki başarısını hesaplamak için Yaggy (1960) tarafından çeşitli oturma açılarında geometrisi verilmiş bir pervane modeli kullanılmıştır. Bu pervane NACA 0009 kesitinden imal edilmiştir. Klasik teoride ihtiyaç duyulan kesit karakteristikleri çeşitli Reynolds sayısı ve hücum açısı aralıklarında Abbott (1945) ve Sheldahl (1981)'den alınmıştır.

VORTEX LATTICE APPLICATIONS FOR PROPELLER AERODYNAMICS

SUMMARY

In the history of aviation, the propeller played an important role in the development of powered aircraft. When it comes to moving a piston engine airplane through the air, there is no alternative to the propeller. Most commercial airliners are now driven by propeller in the form of turbofan engines and turboprop engines.

Propellers are the most efficient means of aircraft propulsion. By imparting a small pressure change over a large area, propellers achieve much higher efficiency than jet engines. In the past, propellers were highly efficient at cruise speeds up to approximately Mach 0.6. However, above this speed, large compressibility losses on the blading caused the efficiency to fall rapidly. The increase emphasis on fuel conservation has stimulated developments on propeller powered aircraft. Nowadays, advanced design concepts make possible the design of high efficiency Propeller capable of Mach 0.8 cruising. Currently, popular numerical methods in used include the vortex lattice methods, the lifting line surface methods, are expected to provide extremely reliable predictions.

The literature of propeller aerodynamics is scattered and in some respects is inconsistent and incomplete. Of basic importance for the theory and design of propellers is the treatment of propellers with load distribution for best efficiency developed by Theodorsen in a series of NACA reports and finally presented in his book published in 1948, but now long out of print. This work is a milestone in the development of the theory of propellers, but parts of it are obscure, it is not without errors, and the application to the design of an efficient propeller needs clarification. The consequence of these difficulties has been a general neglect, both in theoretical studies and in practical propeller design, of the underlying theory developed by Theodorsen.

It has been shown that the ideal distribution of circulation first computed by Goldstein need not be limited to the condition of light loading as assumed by Goldstein. Nonetheless propeller design methods in current use are limited by the light loading assumption and fail to take advantage of the more general possibilities.

Quite remarkable is the lack in the aeronautical literature of a complete and accurate tabulation of the Goldstein circulation function, which is essential for the design of a propeller with minimum energy loss. In general, it is a very difficult problem to compute rigorously the velocity induced by the vortex system. Theodorsen, employing an electrical analog, expanded Goldstein's very limited tables, but his results are also limited and not very accurate.

The theory of aircraft propellers, following the original development of finite wing theory, has nearly always proceeded as a lifting line analysis. That is, blade elements may be considered to act as two-dimensional foils upon which the forces are the same as would be found in a uniform two-dimensional flow with the same velocity and direction as occurs locally at the blade element. This approach to the design of blade elements is continued in the present study. The lifting line treatment does not restrict the generality of the underlying analysis of the trailing vortex system.

The lifting line theory is the best known and most readily applied theory for obtaining the spanwise lift distribution of a wing and the subsequent determination of the aerodynamic characteristics of the wing from two dimensional airfoil data. The characteristics so determined are in fairly close agreement with experimental results for wings with small amounts of sweep and with moderate to high values of aspect ratio. For this reason, this theory has served as the basis for a large part of present aeronautical knowledge.

The hypothesis upon which the theory is based is that a lifting wing can be replaced by a lifting line and that the incremental vortices shed along the span trail behind the wing in straight lines in the direction of the free-stream velocity. The strength of these trailing vortices is proportional to the rate of change of the lift along the span. The trailing vortices induce a velocity normal to the direction of the free stream velocity and to the lifting line. The effective angle of attack of each section of the wing is therefore different from the geometric angle of attack by the amount of the angle (called the induced angle of attack) whose tangent is the ratio of the value of the induced velocity at the lifting line to the value of the free stream velocity. The effective angle of attack is thus related to the lift distribution through the induced angle of attack. In addition, the effective angle of attack is related to the section lift coefficient according to two dimensional data for the airfoil sections incorporated in the wing. Both relationships must be simultaneously satisfied in the calculation of the lift distribution of the wing.

If the section lift curves are linear, these relationships may be expressed by a single equation which can be solved analytically. In general, however, the section lift curves are not linear, particularly at high angles of attack, and analytical solutions are not feasible. The method of calculating the spanwise lift distribution using nonlinear section lift data thus becomes one of making successive approximations of the lift distribution until one is found that simultaneously satisfies the aforementioned relationships.

Since the theory of propellers with minimum induced loss is founded on considerations of the trailing vortex sheet, it was thought to be necessary to present a more detailed discussion of the dynamics of vortex sheets and the consequences of their instability and roll up than is usually found in treatments of propeller aerodynamics.

In this thesis, non-linear lifting line method is used to predict the performance of a number of propellers. The objective of this thesis is to develop computer codes of vortex lattice method of lifting line analysis.

The vortex lattice method approximates a lifting surface and its wake by a discrete vortex lattice system. The propeller is considered to be blades of arbitrary planeform, rotating with a constant angular velocity about a common axis in an unbounded fluid. Interaction between blades is considered. The presence of the hub is ignored. The vortex wake of the propeller is assumed to be a helix of constant pitch and diameter. This assumption is coincident with Goldstein's helical vortex model. In both cases, the propeller is considered to be lightly loaded, and to have no slipstream contraction.

As it is applied in this study, it is common for the helical vortices in the wakes of propellers, rotors to be represented computationally by a sequence of straight vortex segments.

In lifting line analysis, the propeller blade is assumed sufficiently thin to be represented by distribution of horseshoe vortices lying in the mean camber surface of each blade. Steady flow conditions are assumed; the circulation is only a function of

location along the radius. The induced flow at any radial location due to the horseshoe vortex is given by the Biot-Savart equation.

Non-linear numerical lifting line method takes into viscous effects and chambering account. Also it can be used for the lifting element that has dihedral angle, sweep angles and both of them. So it can be thought of as a cross-section of vortex lattice method and classical lifting line methods.

A Computer program is developed that uses non-linear numerical lifting line methods in Matlab computer language. To verify program, some applications was made on wing. Some test propeller has been choosen from literature to verify program on the design point. These propellers are selected from the studies of the Adkins (1994), Larrabee (1979) and Bauer (1997).

In order to test the computer program around the off-design point of propellers experimental data is required. In this respect, the study of Yaggy (1960) which presents the performance data of a few propellers tested in wind tunnel is considered. One of these propellers has NACA 0009 airfoil sections. The classical theory needs section characteristics in several Reynolds number and angle of attack ranges and this data is taken from Abbott (1945) and Sheldahl (1981).

1. GİRİŞ

1.1. Motivasyon

Hava araçlarının sayısı ve çeşitliliği gün geçtikçe artmaktadır. 15 santimetreden başlayıp 70 metre ve üzerine varan kanat açıklığına sahip askeri ve sivil amaçla kullanılan hava araçlarına rastlanmaktadır.

Bir hava aracı tasarımı yapılırken ortaya çıkan geometrinin ve bu geometriden doğabilecek aerodinamik yüklerin bilinmesi gerekir. Bu yükler deneysel çalışmalar ve teorik çalışmalar olmak üzere iki yolla elde edilir. Deneysel çalışmalar genellikle rüzgâr tüneli testleri ve uçuş esnasındaki ölçümlerle gerçekleştirilir. Gelişmiş ölçme cihazları ile uçağın üzerine gelen aerodinamik yükler hassas bir biçimde elde edilebilir. Ancak rüzgâr tünellerindeki deneyler için uçağın bir modeline veya uçuşta yapılacak testler için bir prototipe ihtiyaç vardır. Bu bakımdan deneysel çalışmaların maliyeti ve çalışmalar için gerekli olan zaman çok fazladır. Bu nedenle de günümüzde uçak geliştirme çalışmalarında deneysel çalışmaların mümkün olabilen en az sayıda yapılması arzu edilmektedir. Ortaya çıkan açık ise daha ziyade sayısal çözüm teknikleriyle giderilmeye çalışılmaktadır (Yükselen, 2008).

Bir hava aracının performansını belirleyen en önemli sistem itki sistemidir. Genel olarak itki sistemlerinin bir motordan (turbojet, turbofan, elektrik vb.) ve bir enerji kaynağından (yakıt, pil vb.) oluştuğu düşünülebilir. Ancak birçok durumda itki sistemlerine pervaneler eklenmektedir. Özellikle rüzgâr enerjisinden faydalanmak amacıyla insansız hava araçlarının kullanımındaki artış, genel havacılık pazarındaki büyüme ve çevresel konuların önemindeki artışla beraber emisyonsuz araçlar kullanma isteği nedeniyle son yıllarda pervane kullanımının önemi oldukça artmış ve tasarım çalışmaları hız kazanmıştır (Gur, 2005).

Geçmişte tasarlanmış pervaneler Mach sayısının yaklaşık olarak 0,6 olduğu hızlarda oldukça yüksek verimlere sahip olmasına karşın bu hızlardan daha yüksek hızlara çıkıldığında sıkıştırılabilme etkilerinden dolayı kayıplar oluşmakta ve pervane verimi hızla azalmaktaydı. Ancak günümüzde ilerlemiş tasarım teknikleri sayesinde

pervaneli uçaklar Mach sayısının 0,8 olduğu şartlarda yüksek verimle çalışabilmektedir (Cheung, 1987).

Ayrıca bilgisayarlarda son otuz-kırk yılda yaşanan gelişmelerle, çeşitli teknolojik alanlarda karmaşık yapıdaki problemlerin çözümleri mümkün olmuştur. Pervane etrafındaki akış alanının hesaplanmasında bilgisayar kullanılarak yapılan çözümler, bu yöndeki çalışmaların hızlanmasına ve kısa zamanda daha çok mesafe alınmasına imkân sağlamaktadır. Ayrıca, analitik ifadelerin sonuçları, belirli fonksiyonların sınırladığı cisimler için kolayca hesaplanabilmekte ve karşılaştırmalar yoluyla hata hakkında bir fikir edinilebilmektedir. Bu şekilde yapılan çalışmalarla çözümlerin kısa sürede elde edilmesi ve karşılaştırılması sonucunda akışkan içinde hareket eden cisimler çok daha verimli hale getirilmiştir.

1.2. Literatür Araştırması

Yüksek açıklık oranına sahip kanatların sıkıştırılmaz akıştaki aerodinamik performanslarının tahmini için önerilmiş ilk yöntem Prandtl taşıyıcı çizgi modeli (PLL-Prandtl Lifting Line Theory) olup uzun yıllar kanatların aerodinamik hesapları için standart bir araç olmuştur. PLL yönteminde kanat açıklığı boyunca sirkülasyon dağılımı gövde eksenine dik doğrultuda bir bağlı girdap ile temsil edilir. Kanat böylece bir taşıyıcı çizgiden ibaretmiş gibi düşünülür. Bu girdabın şiddeti, geriye doğru kaçma girdapları oluşturacak biçimdeki dallanmalarla kanat açıklığı boyunca değişir. Kanat gerisine yönelmiş kaçma girdapları taşıyıcı çizgi boyunca hız indüklemelerine sebep olur. PLL yöntemi indüklenmiş aşağı sapma hızlarının yanında girdap dağılımının ve kanat açıklığı boyunca etkin hücum açılarının hesaplanmasına olanak sağlar. Yöntemin klasik uygulamalarında kanat kesit profillerinin hücum açısı-taşıma katsayısı eğrilerinin doğrusal olduğu kabulü yapılır. Bu kabul çerçevesinde PLL yöntemi kanadın küçük ve orta hücum açılarında oldukça tatminkâr sonuçlar vermekle birlikte yüksek hücum açılarında taşıma eğrisinin doğrusal olmaması nedeniyle hatalı sonuçlar verir (Anderson, 1991; Katz ve Plotkin, 1991).

Tani 1934 'te PLL formülasyonu içerisinde doğrusal olmayan kesit profili taşıma bilgilerini kullanan ilk başarılı tekniği geliştirmiştir. Bu teknikte ilk olarak kanat açıklığı boyunca bir girdap dağılımı öngörülür. Bu dağılım, taşıyıcı çizgi boyunca indüklenmiş hızların, aşağı sapma açılarının ve etkin hücum açılarının dağılımlarını

hesaplamak için kullanılır. Etkin hücum açısı aracılığıyla kanat profilinin doğrusal olmayan $cl-\alpha$ datası kullanılarak yerel taşıma katsayısı hesaplanır ve yeni bir girdap dağılımı, kanat açıklığı boyunca taşıma katsayısı dağılımından elde edilir. Buradaki iterasyon, girdap şiddetleri yakınsayana kadar gerçekleştirilir. Bu yöntem 1947 yılında Sivells ve Neely tarafından yapılan çalışmalarla popüler hale gelmiştir. Sivells ve Neely tarafından hazırlanan NACA raporunda yöntemin ayrıntılı açıklaması ve örnek uygulamalar yer almakta olup yöntem, tutunma kaybı öncesindeki kanat analizi için uygulanmıştır. Yöntem yerel etkin hücum açısının, kesit profili taşımasının maksimum değere ulaştığı hücum açısını aşmadığı durumlarda başarılı sonuçlar vermekle birlikte, bu açının aşılması halinde taşıma eğrisi eğimi negatif olduğu için hatalı sonuçlar vermektedir.

Prandtl taşıyıcı çizgi modeli esaslı yöntemlerin en önemli kısıtlayıcılığı bağlı girdabın uçak gövde eksenine dik alınmak zorunda olmasıdır. Bu bakımdan bu tip yöntemler ok açısına ve dihedral açısına sahip taşıyıcı yüzeylerin hesabı için uygun değildir. Ayrıca bu tip yöntemler birden fazla taşıyıcı yüzey içeren sistemlerin (kanat-kuyruk kombinasyonu, çift kanat vb.) hesabı için de kullanılamamaktadır (Anderson, 1991).

Bu nedenle yüksek hızlı uçakların gelişmeye başladığı yıllarda ok açısı ve dihedral açısı etkilerini de hesaplayabilecek yöntemlere ilgi doğmuştur. Bu yöntemlerden etkin bir grubu literatürde genel olarak girdap kafes yöntemleri adı altında bilinmektedir.

Klasik girdap kafes yöntemlerinde taşıyıcı yüzey kamburluk eğrilerinden oluşan ince bir yüzey olarak kabul edilir. Daha sonra taşıyıcı yüzey açıklık doğrultusunda ve veter doğrultusunda panellere ayrılarak her bir panel üzerine bir at-nalı girdabı yerleştirilir. Böylece taşıyıcı yüzey at-nalı girdapları ile temsil edilir ve bu girdapların şiddetleri de her bir panel üzerinde seçilen birer kontrol noktasında yüzey sınır koşulu uygulanarak elde edilen bir lineer denklem takımının çözümünden hesaplanır. Bu tip yöntemlerle ok açılı ve dihedral açılı her türlü taşıyıcı elemanı ve elemanların kombinasyonlarını incelenebilir (Mason, 1998).

Klasik girdap kafes yöntemlerinin en önemli eksik yanı taşıyıcı elemanı ince bir yüzeyden ibaret alınması nedeniyle profil kalınlığının ve viskozitenin etkileri hesaba katamamasıdır (Katz ve Plotkin, 1991).

Prandtl taşıyıcı çizgi modeli esaslı bazı yöntemlerde olduğu gibi girdap kafes yöntemlerinde de iki-boyutlu, doğrusal olmayan kesit profil bilgilerinin kullanılması mümkündür. Bu tip yöntemlerde önce klasik girdap kafes yöntemlerinde olduğu gibi kanat ince bir yüzey olarak dikkate alınıp çözümleme yapılır. Elde edilen bilgiler değişik şekillerde kullanılarak kesit profili bilgileri yardımıyla iteratif yolla bir düzeltme gerçekleştirilir (Mukherjee, 2006; Pakalnis, 2004). Bu türden iteratif yöntemler başlıca üç gruba ayrılır: i) Sirkülasyon şiddeti düzeltme teknikleri, ii) Etkin hücum açısı düzeltme teknikleri, iii) Kamburluk azaltması teknikleri.

Pervane teorisi ile ilgili rasyonel çalışmalar ilk olarak 19.yy sonlarında momentum teorisi ile gelişmeye başlamıştır. İskoçyalı mühendis Rankine gerçek bir pervane yerine aynı yarıçapa sahip, kalınlığı olmayan ve sonsuz adet palanın oluşturduğu bir disk ele almıştır. Bu disk momentum disk veya eyleyici disk olarak da anılır (Wald, 2006).

Eksenel momentum teorisinde bu diskin, içerisinde hareket ettiği ideal akışkanı döndürmeden itki sağladığı kabul edilir. Diğer bir deyişle pervane problemi, içerisinde yalnızca eksenel momentum transferi yapılan bir akım alanının incelenmesi şekline indirgenmiştir (Durand, 1935; Carlton, 2007). Bu yüzden eksenel momentum teorisinde tork terimi ile karşılaşılmaz.

Rankine'den sonra Froude eksenel momentum teorisini geliştirerek hem eksenel hem de açısal momentum transferini incelemiştir (Froude, 1889). Froude'un ardından Glauert genel momentum teorisi üzerine çalışmalar yaparak radyal indüklemenin etkisini incelemiş ve pervanenin yeterince uzak bölgesindeki indüklemeleri de hesaplar içerisine katmıştır (Glauert, 1935).

19. yüzyılın sonuna doğru Drzewiecki, Rusya'da yayınlanan uçuş mekaniği üzerine yazılmış kitabında önceki çalışmalardan bağımsız olarak konuyu incelenmiştir. Basit pala elemanı teorisini daha pratik bir forma sokarak her bir pala elemanının akışkan içerisinde helisel bir yörüngede hareket ettiğini ve her bir elemanın taşıyıcı bir yüzey olduğunu göstermiştir. Fakat pala elemanları üzerinde, pervanenin kendisi tarafından indüklenen hız etkilerini göz önüne almamıştır (Wald, 2006). Drzewiecki aynı zamanda ilk kez pala elemanlarına etkiyen kuvvetleri toplayarak bütün pervaneye etkiyen itki ve momentleri hesaplamış ve profil verisini kullanarak pala elemanına etkiyen kuvvetleri bulma fikrini ortaya koymuştur (Weick, 1930).

Klasik pervane teorileri momentum teorisi ve pala elemanı teorisi olmak üzere iki yaklaşım ile ele alınmaktadır. Momentum teorisi sürtünmesiz akışkan hareketini ve sonsuz pala sayısını incelediğinden, ideal sınırı temsil etmektedir (Rankine, 1865; Froude, 1889; Carlton, 2007). Momentum teorisiyle bir pervanenin verimiyle ilgili yararlı bilgiler edinilse de pervane palalarının tasarımı için gerekli bilgiler üretilmez. Sadece, çok palalı pervanelerde palalara etkiyen akım hızları ortalama akım hızından çok farklı olmadığından akım hızları ile ilgili bilgi verebilir (Theodorsen, 1948). Pala elemanı teorisi ise geometrik büyüklükleri ve kesit karakteristiklerini hesaplar içerisine kattığından tasarım problemlerinde öne çıkmaktadır (Froude, 1878; Drzewiecki, 1904; Carlton, 2007). Pala elemanı yaklaşımında etkin akım hızının tayini için gerekli olan indükleme faktörleri girdi olarak kullanılır (Gur, 2005). İndükleme faktörlerinin ise tasarım parametrelerine bağlı olması ve fiziksel eşitliklerde kapalı formda bulunması pala elemanı yaklaşımı ile momentum yaklaşımının birlikte kullanıldığı pala elemanı-momentum yaklaşımını doğurmuştur. Bu yaklaşımda momentum transferinden elde edilen enerji ve palalara etkiyen aerodinamik kuvvetlerin yaptığı iş indüklemeler vasıtasıyla hesaplanarak birbirlerine eşitlenir. Bu aşamada iteratif hesaplama tekniğine gerek duyulur.

Wright kardeşler pervane teorisinin gelişimine yaptıkları deneylerle önemli katkılarda bulunmuşlardır. Momentum teorisi ve pala elemanı teorisinin birleştirilmesini ilk olarak onlar yapmıştır. İzafî hızın ve pala elemanlarının hücum açısını bulmak için momentum teorisini kullanmışlar ve verimi yüksek bir pervane tasarımında başarılı olmuşlardır (Wald, 2006).

Goldstein küçük ilerleme oranlarında potansiyel akım problemini çözerek helisel girdap sistemi için sirkülasyon dağılımını elde etmiştir. Çözümler sadece hafif yüklü pervanelerle sınırlı olmasına rağmen iki ve dört palalı pervaneler için sirkülasyon dağılımlarını belirleyip tablolar halinde sunmuştur (Wald, 2006).

Theodorsen helisel girdap modelinin hafif yükler için kısıtlanmasına gerek olmadığını ortaya koymuş ve pervanenin arkasında ve uzakta yer alan kaçma girdaplarına değil de pervane üzerindeki girdaplara odaklanarak bu kısıtlamayı ortadan kaldırmıştır. Daha sonra çalışmalarında detayları arttırarak pervane teorisi için ideal yük dağılımını elde etmiştir (Wald, 2006).

Kanatlar için Prandtl tarafından geliştirilen taşıyıcı çizgi teorisi, pervane teorilerinde daha rasyonel bir yol izlenmesini sağlamıştır. Bu yol ile modern pervane teorileri birbirine paraleldir (Wald, 2006). Günümüzde pervane tasarım ve analizinde kullanılan girdap kafes metodu 1930'lu yıllarda formülize edilmesine rağmen ilk olarak 1943'de Faulkner tarafından "Vortex Lattice" ismiyle kullanılmıştır. Yöntem çok basit olmasına rağmen sayısal hesaplamalara dayandığından pratik uygulamaların yapılabilmesi için bilgisayarların gelişmesine kadar beklenmek zorunda kalındı ve 1960'lı yılların başından itibaren oldukça yaygın bir hale geldi (Mason, 1998).

1.3. Tezin Amacı

Bu çalışmanın amacı kanat, pervane ve benzeri taşıyıcı yüzeylerin aerodinamik performanslarını belirlemek için hem deneysel çalışmalara hem de CFD yöntemlerine göre daha ucuz ve hızlı çözüm sunan alternatif bir sayısal analiz yönteminin uygulanmasını yapmaktır. Girdap kafes yöntemlerinin ve taşıyıcı çizgi yöntemlerinin ara kesiti olarak düşünülebilecek olan bu yöntem literatürde *non-linear taşıyıcı çizgi yöntemi* olarak bilinmektedir.

Çalışmanın giriş bölümünde pervanelerin kullanım alanlarının yanı sıra pervaneler üzerindeki çalışmaların artmasındaki nedenlerden bahsedilmiştir. Ayrıca pervane ve kanat gibi taşıyıcı yüzeylerin aerodinamik performanslarının belirlenmesinde literatürde yer alan çalışmalar hakkında özet bilgiler verilmiştir. İkinci bölümde çözüm yönteminin daha iyi anlaşılabilmesi için pervane ve kanat etrafındaki akımın fiziksel yapısı açıklanmıştır. Üçüncü bölümde ise girdap kafes yöntemlerinin yetenekleri ve yöntemlerin genel formülasyonu konusunda bilgiler yer almaktadır. Girdap kafes yöntemlerinin bir çeşitlemesi olarak görülebilecek olan nümerik taşıyıcı çizgi yöntemi ve non-linear nümerik taşıyıcı çizgi yönteminin genel formülasyonu dördüncü bölümde yer almaktadır. Ayrıca bu bölümde doğrulama çalışmalarında kullanılacak olan kanat uygulamaları ve pervane performansının belirlenmesinde izlenecek olan yöntem için bilgisayar programına aktarılan formülasyon yer almaktadır.

Çalışmanın beşinci bölümünde, geliştirilen bilgisayar programı aracılığı ile yapılan uygulamaların sonuçlarına yer verilmiştir. Bu bölüm, pervane için yazılan bilgisayar programının doğruluğunu göstermek amacıyla kanat üzerinde yapılan farklı testleri

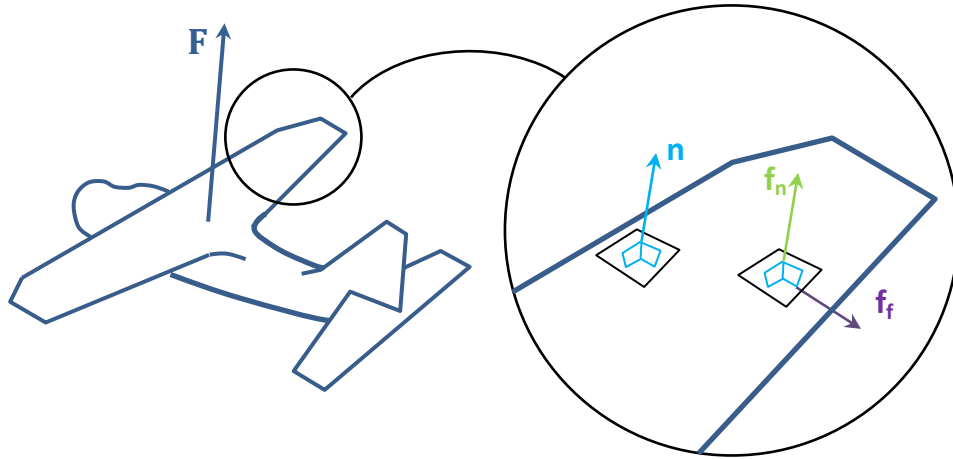
de içermektedir. Pervane üzerindeki uygulamalar ise hem tasarım noktasında hem de tasarım noktası dışındaki şartlarda literatürden bulunan uygulamalar ile karşılaştırmalı olarak sunulmuştur. Çalışmanın son bölümünde ise yapılan uygulamaların sonuçları özetlenerek değerlendirmeler yapılmış, daha hassas sonuçlar elde edilebilmesi içinde bazı önerilerde bulunulmuştur.

2. KANAT VE PERVANE ETRAFINDAKİ AKIM YAPISI

2.1. Giriş

Hava içerisinde hareket eden bir cismin hızı hava ile farklı olacağı için cisim üzerine bir aerodinamik kuvvet ve moment etkir. Aerodinamik moment seçilen bir referans noktasına göre belirlenir. Aerodinamik kuvvet ise cisme tek noktadan etkimeyip cisim ile havanın temas yüzeyinin her noktasında etkiyen bir kuvvet dağılımı şeklindedir. Ancak uygulamalarda çoğu zaman yüzey boyunca yayılı kuvvetlerin nasıl dağıldığı ile ayrıntılı olarak ilgilenmek yerine kuvvet dağılımları yüzey boyunca integre edilerek bulunan bileşke kuvvetle ve bunun yarattığı bileşke moment ile ilgilenilir.

Cisim yüzeyi üzerindeki herhangi bir noktaya etkiyen kuvvet, yüzeye dik ve teğetsel doğrultularda olmak üzere iki bileşene ayrılır. Bunlardan yüzeye dik olan bileşen basınç kuvveti, teğet olanı ise sürtünme kuvveti olarak ifade edilir. Kuvvet bileşenlerinin birim alana etkiyen kısımları ise sırasıyla basınç ve kayma gerilmesi olarak adlandırılır.



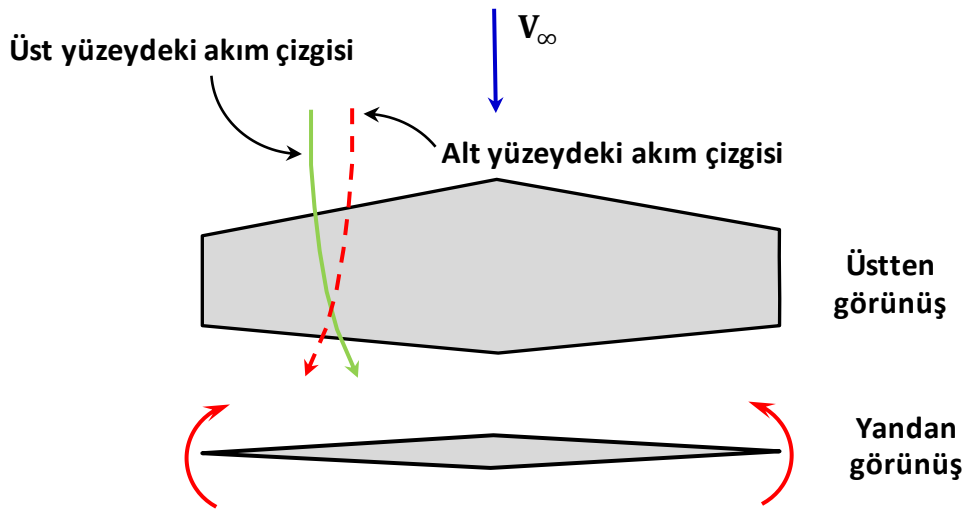
Şekil 2.1 : Basınç kuvveti ve teğetsel kuvvet (Melin, 2000)

Hava içerisindeki bir cisme etkiyen aerodinamik kuvvet ve momentin büyüklüğünü cisim etrafındaki akımın yapısı belirlemektedir. Bu yüzden kanat ve pervane

üzerindeki aerodinamik hesaplamalara geçmeden önce bir kanadın ve pervanenin etrafındaki akımın fiziksel yapısı açıkça anlaşılmalıdır.

2.2. Kanat Etrafındaki Akım Alanı

Bir kanat taşıma kuvveti sağladığında alt yüzeyindeki basınç üst yüzeyindeki basınçtan büyüktür. Bu basınç farklılığından dolayı, kanadı geçmekte olan akım kanadın üst yüzeyinde kanat köküne doğru, alt yüzeyinde ise kanat uçlarına doğru yönlenir.



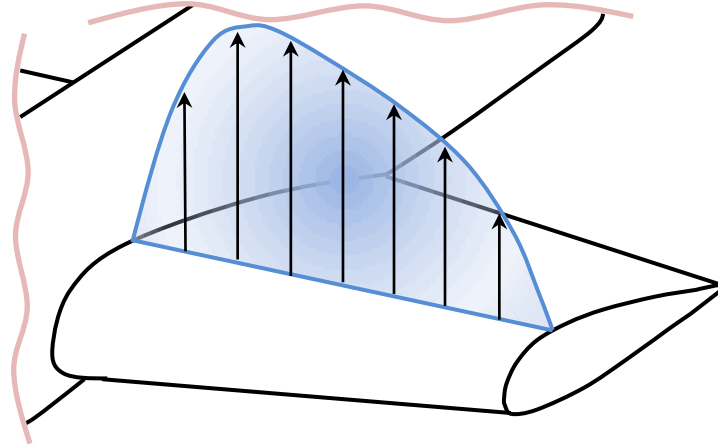
Şekil 2.2 : Kanat etrafındaki akım çizgilerinin hareketi (Anderson, 1991)

Alt ve üst yüzeylerde farklı yönlene bu akımlar kanat fırar kenarında geriye doğru uzanan kaçma girdaplarını oluşturur. Kaçma girdapları kanat gerisinde belli bir uzaklıktan sonra birleşerek, kanat uçları hizasında iki büyük kaçma girdabını oluşturur. Bunlara *kanat uç girdabı* denir.



Şekil 2.3 : Kanat uç girdabı

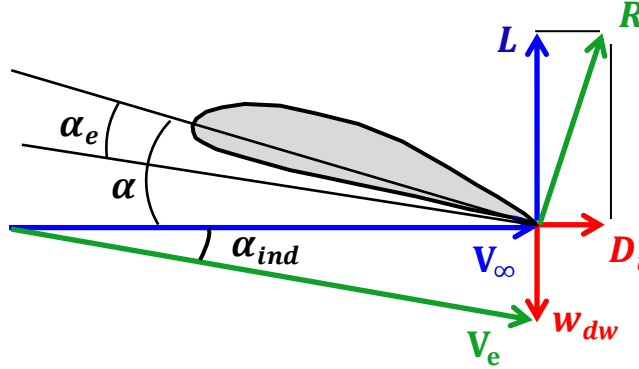
Kanat uçlarında alt ve üst yüzeyler arasındaki akım kaçması nedeniyle kanadın özellikle uç taraflarında taşımada önemli kayıplar oluşur. Kayıplar genellikle kanadın simetri düzlemi yakınlığında en alt seviyededir. Sonuç olarak üç boyutlu bir kanadın açıklığı boyunca değişen bir yük dağılımı söz konusudur.



Şekil 2.4 : Kanat üzerindeki yük dağılımı

Kanadın gerisindeki kaçma girdaplarının indükledikleri hızlar pozitif hücum açılarında ve pozitif kamburluklarda genel olarak aşağı doğru yönelmiştir ve *aşağı sapma hızı* olarak adlandırılır. Aşağı sapma hızı kanat etrafındaki akım alanında önemli bir etkiye sahip olup şiddeti kanadın önünde, kanadın bulunduğu konumda ve kanadın arkasında farklı değerlerdedir. Aşağı sapma hızının önemli bir sonucu taşıma ve sürüklenme üzerindeki etkisidir. Bir kanada etkiyen taşıma ve sürüklenme kuvvetleri bilindiği gibi sırasıyla serbest akım doğrultusuna dik ve serbest akım

doğrultusundadır. Ancak aşağı sapma nedeniyle serbest akım doğrultusunun etkin doğrultusu değiştiğinden taşıma kuvvetinin etkin doğrultusu da değişir.



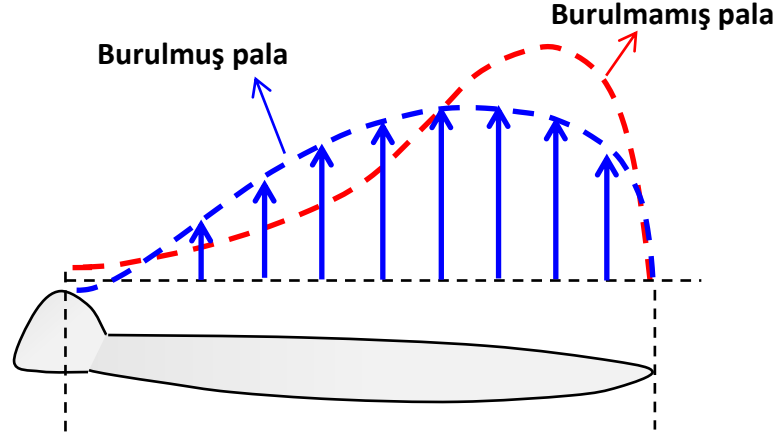
Şekil 2.5 : Kanat profili üzerinde aşağı sapma hızlarının etkisi

Bu durumda kanada etkiyen kuvvetin serbest akım doğrultusuna dik bileşeni taşıma kuvvetini verirken, serbest akım doğrultusundaki bileşeni de ilave bir sürüklenme kuvveti verecektir. Bu ilave sürüklenme kuvvetine kaçma girdabı sürüklemesi veya *indüklenmiş sürüklenme* adı verilmektedir.

2.3. Pervane Etrafındaki Akım Alanı

Bir pervanenin her bir palasını üç boyutlu bir kanat gibi düşünmek mümkündür. Yalnız bu kanat kök kısmı etrafında bir dönme hareketi yaparken sırt kısmı yönünde de bir ilerleme hareketi yapmaktadır. Bu hareketler etkisi altında pervane palası üzerinde genellikle pervanenin ilerleme yönünde bir taşıma kuvveti oluşmakta, ancak uç etkisi nedeniyle, üç boyutlu kanatta olduğu gibi, pala ucunda sıfır olan taşıma, pala boyunca bir değişim göstermektedir. Yani pervane palası üzerinde açıklık doğrultusunda bir yük dağılımı oluşur.

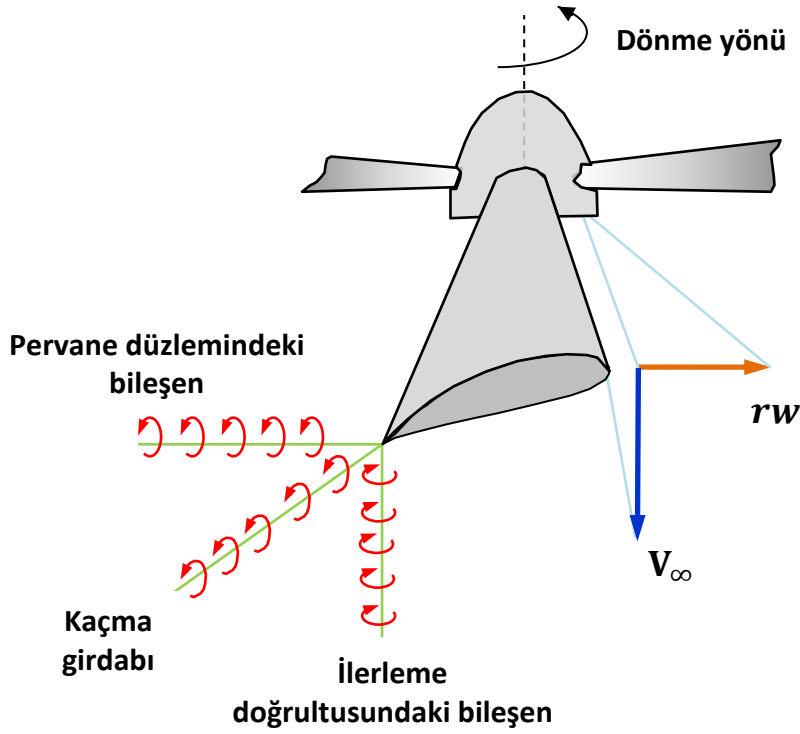
Pala kesitindeki dönme hızı pala boyunca kökten uca doğru gittikçe artacağı ve uç kısmında maksimum değerde olacağı için pala uçlarında aşırı yük oluşur. Bu durumda hem pervane verimi düşer hem de yapısal problemler ortaya çıkar. Bu yüzden pala üzerinde düzgün yayılmış yük elde etmeye yönelik olarak pervaneler burulur. Burulmuş ve burulmamış pervaneler arasındaki yük dağılımı farkı Şekil 2.6'da gösterilmiştir.



Şekil 2.6 : Pervane palası boyunca yük dağılımı

Pala üzerindeki yük dağılımı palanın firar kenarında kaçma girdapları oluşmasına neden olur. Bu kaçma girdapları da palanın izinde birbiri üzerine yuvarlanarak bir uç girdabı oluşturur. Üç boyutlu bir kanadın izinde aynı tarzda oluşan kaçma girdapları kanadın gerisinde, kanadın hareket düzlemi içerisinde kalacak şekilde yayılırken bir pervanenin izinde pervanenin dönme ve ilerleme hareketlerinin ortak etkisi nedeniyle helisel yörüngeler boyunca yayılır. Fakat pervaneden uzaklaştıkça sürtünme nedeniyle daralarak bu yörüngeler bozulur. Bu durumda pervaneden yeterince uzak bölgelerde girdapların sönmüş olması beklenir.

Bir palanın yakın izi incelenirse kaçma girdaplarının pala gerisinde palanın dönme düzlemi içinde kalacak şekilde değil de pervane gerisine doğru yayıldığı görülür. Bu girdap çizgilerinin palanın civarındaki akım alanı üzerindeki etkisini daha iyi görebilmek için kaçma girdapları, dönme düzlemi içindeki bileşen ve ilerleme doğrultusundaki bileşen olmak üzere iki bileşene ayrılabilir.



Şekil 2.7 : Pervane izindeki girdap bileşenleri (Yükselen, 2008)

Dönme düzlemi içerisinde kalan girdap çizgisi bileşeni, üç boyutlu kanat durumuna benzer tarzda pala civarında pervanenin ilerleme yönüne zıt yönde hızlar indükler. Pervanenin ilerleme doğrultusundaki girdap çizgisi bileşeni ise pervanenin dönme yönünde hızlar indükler (Yükselen, 2008).

Dönme yönündeki indüklemeler radyal ve çizgisel indüklemeler olarak iki bileşene ayrılabilir. Pratikte radyal indüklemenin düz palalı pervaneler için kesit hızları üzerinde bir etkisi olmadığı ve dolayısıyla analiz problemlerinde bir rolü olmadığı ifade edilmektedir (Gur, 2008).

Radyal indükleme aynı zamanda düşük ok açılı palalara sahip pervaneler için de ihmal edilebilir. Yüksek ok açılı palalara sahip pervaneler için ise girdap kafes yöntemi gibi modern yöntemler kullanılarak hesaplamalar yapılabilir (Gur, 2008).

Pervane palalarının temsili olarak alınan bağlı girdaplar palanın sırt tarafında dönme yönüne zıt yönde, karın kısmında ise dönme yönünde hızlar indüklerler.

Ayrıca pervane düzleminin hemen önündeki bir düzlemde, pala üzerindeki bağlı girdapların indükledikleri hızlarla, ilerleme doğrultusundaki kaçma girdabı bileşenlerinin indükledikleri hızlar birbirini yok edici yöndedir. Dolayısıyla pervane düzlemine gelen akımda bir dönme olmadığı kabul edilebilir.

Pervane düzleminde ise bağılı girdaplar hız indüklemediklerinden akımdaki dönme sadece ilerleme doğrultusundaki kaçma girdaplarından kaynaklanır. Ayrıca pervane düzleminin hemen arkasındaki bir düzlemde gerek bağılı girdapların gerekse ilerleme doğrultusundaki kaçma girdabı bileşenlerinin indükledikleri hızlar aynı yönde ve aynı mertebelerdedir (Gur, 2008).

Pervaneye yakın bölgelerde akım alanının bu girdap sistemi tarafından ne kadar indüklendiği önemli olmakla beraber, bu husus iz bölgesi modelleri ile açıklanmaya çalışılır (Betz 1919; Prandtl, 1919; Goldstein, 1929; Theodorsen, 1948).

3. GİRDAP KAFES YÖNTEMLERİ

3.1. Giriş

Geçmişte çok kullanılan yöntemler olmasına karşın taşıyıcı çizgi teorisine dayanan yöntemleri ok-açılı kanatlar ve dihedral açılı kanatlar için uygulamak mümkün değildir. Ayrıca bu yöntemler çok elemanlı kanat sistemleri için de uygun değildir. Nitekim havacılığın gelişimine paralel olarak ok açılı ve dihedral açılı uçaklar geliştikçe başka hesaplama yöntemleri de ortaya çıkmıştır. Bunlardan bir grubu taşıyıcı çizgi modelinin ayrık bir uygulaması olan Weissinger yöntemi ve türevleridir. Bu yöntemler literatürde numerik taşıyıcı çizgi yöntemleri olarak da anılmaktadır. Bir diğer grubu ise girdap kafes yöntemleri olarak bilinmektedir.

Bu yöntemler aracılığıyla analiz problemlerinde girdap şiddetleri yüzey sınır şartı yardımıyla hesaplanıp taşıyıcı yüzeyin aerodinamik performansı elde edilir. Yöntemler tasarım amaçlı olarak da kullanılabilir. Bunun için, yüzey üzerindeki yük dağılımına karşılık gelen sirkülasyon şiddetleri verilir ve bu yüklere neden olan kamburluk dağılımı ve hücum açısını hesaplanır (Katz ve Plotkin, 1991).

Girdap kafes yöntemleri, taşıyıcı çizgi teorisinden farklı olarak özellikle ok açılı ve dihedral açılı yüzeyler üzerinde ve paraşüt, delta-plan gibi daha serbest geometrilere sahip yüzeyler üzerinde de hesaplar yapılmasına olanak sağlamaktadır. Buna rağmen girdap kafes yöntemlerinin klasikleşmiş uygulamaları itibarıyla viskozite etkilerini hesaba katmadıkları unutulmamalıdır (Katz ve Plotkin, 1991).

Girdap kafes yöntemlerinin birçok farklı uygulaması olmasına rağmen yöntemler genel olarak aşağıdaki aşamalardan oluşmaktadır:

- Geometrinin ve girdap sisteminin oluşturulması
- Girdap şiddetlerinin hesaplanması
- Aerodinamik kuvvetlerin hesaplanması

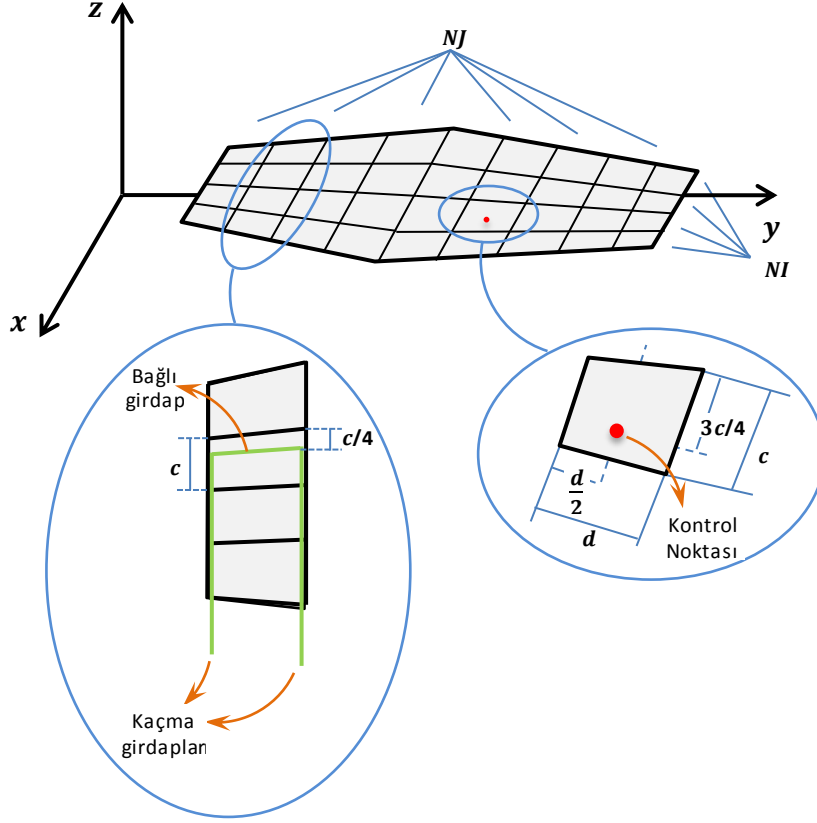
3.2. Geometrinin ve Girdap Sisteminin Oluşturulması

Girdap kafes yöntemleri kanat, pervane ve benzeri taşıyıcı elemanlar üzerinde uygulanırken çoğu zaman doğrudan katı yüzey geometrisini almak yerine taşıyıcı elemanın kalınlığı ihmal edilerek geometri sadece kamburluk yüzeyinden ibaretmiş gibi göz önüne alınır. Referans olarak alınan bu yüzey veter doğrultusunda ve açıklık doğrultusunda panellere ayrılarak her bir panel üzerine at-nalı girdapları yerleştirilir. Oluřturulan bu girdap sistemi ele alınan taşıyıcı yüzeyi temsil etmektedir (Mason, 1999).

Her bir panele bağlı at-nalı girdabının bağlı girdap kısmı panel üzerine açıklık doğrultusunda yerleştirilir. Kaçma girdabı kısımları da bağlı girdap uçlarından başlayıp veter boyunca yüzeyi izleyerek firar kenarına kadar varmakta, firar kenarından itibaren ise serbest akım doğrultusunda sonsuza gitmektedir.

Helmolts kuralı gereği at-nalı girdabının sonsuzdaki iki noktası arasında girdabı halka şekline getiren bir girdap parçası daha bulunmaktadır. Ancak bu girdabın sonsuzda bulunması nedeniyle yaratacağı indüklemeye etkisi ihmal edilebilir.

Bütün girdap kafes yöntemi uygulamalarında at-nalı girdaplarının bağlı girdap kısımları panellerin çeyrek veter hattı üzerinde yer almaktadır. Panel kontrol noktaları ise panellerin uzunlamasına orta hattı üzerinde üç-çeyrek veter noktalarında yer almaktadır.



Şekil 3.1 : Panellere ayrılmış ve at-nalı girdaplar yerleştirilmiş bir taşıyıcı yüzey

Bağlı girdap ve kontrol noktasının yerleşimi kanat kesitinin firar kenarında Kutta şartının sağlanacağı şekilde yapılmış olup bu konu Ek A’da incelenmiştir.

3.3. Girdap Şiddetlerinin Hesaplanması

Girdap sisteminde yer alan girdapların şiddetleri başlangıçta bilinmemektedir. Nitekim her bir panelin kontrol noktasında sınır şartı uygulanarak bir lineer denklem sistemi oluşturulur ve bu denklem sistemi çözülerek girdapların şiddetleri elde edilir.

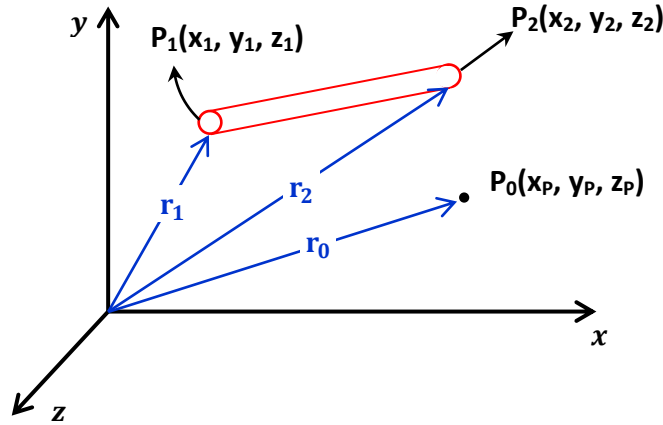
Girdap şiddetlerinin hesaplanmasında ortalama yüzey sınır şartı veya ince profil sınır şartı olarak bilinen sınır şartı kullanılır. İnce profil sınır şartı akımın yüzeye teğet olduğunu ifade etmekte olup uygulamalar sırasında yüzeye dik hız bileşenin sıfır olduğu şeklinde yorumlanır. İnce profil sınır şartı matematiksel olarak şu şekilde ifade edilir:

$$\mathbf{V}_{CPi,j} \cdot \mathbf{n}_{i,j} = 0 \quad (3.1)$$

Burada $\mathbf{n}$, sınır şartının uygulandığı kontrol noktasındaki birim normal vektörü, $\mathbf{V}_{CP}$ ise bu kontrol noktasındaki toplam hız vektörünü göstermektedir.

Taşıyıcı akımlara ait çözümler taşıyıcı yüzey denklemlerinin girdap dağılımı çözümlerine dayanmaktadır. Bu gibi bir problemin üç boyutlu çözümü sabit şiddetli doğrusal çizgisi parçaları kullanılarak gerçekleştirilebilir (Katz ve Plotkin, 1991).

Doğrusal girdap parçalarının yaratacağı indüklenmiş hızlar Biot-Savart kanunu aracılığı ile bulunabilir.



Şekil 3.2 : Doğrusal girdap parçasının indüklemesi

Şekil 3.2'deki gibi (x, y, z) kartezyen koordinat sisteminde yer alan doğru parçası şeklindeki bir girdabın uzayda herhangi bir noktada indüklediği hız Biot-Savart kanunu aracılığı ile hesaplanmaktadır.

$$\Delta \mathbf{V}_{ind} = \frac{\Gamma}{4\pi} \frac{\vec{r}_1 \times \vec{r}_2}{|\vec{r}_1 \times \vec{r}_2|^2} \vec{r}_0 \left[\frac{\vec{r}_1}{|\vec{r}_1|} - \frac{\vec{r}_2}{|\vec{r}_2|} \right] \quad (3.2)$$

Burada Γ girdabın şiddetini, $\vec{r}_0$ girdabın başlangıç noktasından bitim noktasına uzanan vektörü, $\vec{r}_1$ ve $\vec{r}_2$ ise girdabın sırasıyla başlangıç ve bitim noktalarından indüklemeye noktasına uzanan vektörleri belirtmektedir.

Sınır şartı bütün kontrol noktalarında uygulanarak indüklenen hızlar, birim şiddetteki girdap indüklemeleri ile girdap şiddetlerinin çarpımı şeklinde ifade edilecek olursa kontrol noktası sayısınca aşağıdaki lineer denklemler elde edilmiş olur.

$$[A_{ij}]\{\Gamma_j\} = \{R_i\} \quad (3.3)$$

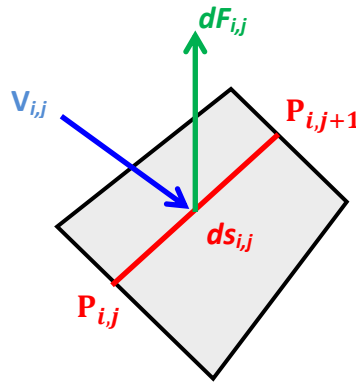
Burada A_{ij} katsayılar matrisi, R_i ise sağ taraf vektörü olarak isimlendirilmektedir. Bu denklem sisteminin çözümü girdap şiddetlerini vermektedir. Ayrıca burada katsayılar matrisi içerisinde herhangi bir i 'inci satırda, bu satır indisi ile adlandırılmış olan panelin kontrol noktasında yüzey sınır şartının uygulanması sonucu elde edilen lineer

denklemin katsayıları yer almaktadır. Bu satırdaki her bir j 'inci sütun elemanı ise bu sütun indisi ile adlandırılmış olan panel üzerinde yer alan birim şiddetteki at-nalı girdabının söz konusu kontrol noktasında yüzeye dik doğrultuda indüklediği hız bileşenini içermektedir.

3.4. Aerodinamik Kuvvetlerin Hesaplanması

Referans yüzeye etkiyen aerodinamik kuvvetleri bulabilmek için her bir panele etkiyen kuvveti bulmak ve bunları toplamak yeterli olacaktır. Ancak girdap kafes yöntemlerinde aerodinamik kuvvet panel kontrol noktaları yerine bağlı girdap orta noktalarında hesaplandığına dikkat edilmelidir.

Kanat üzerinde yer alan herhangi bir panele etkiyen kuvvet Kutta-Joukowski taşıma kanunu yardımıyla hesaplanabilir.



Şekil 3.3 : Bir panel üzerine etkiyen kuvvet

Şekildeki notasyon doğrultusunda Kutta-Joukowski taşıma kanunu şu şekilde ifade edilir:

$$d\mathbf{F}_{i,j} = \rho \mathbf{V}_{i,j} \times (\Gamma_{i,j} d\mathbf{s}_{i,j}) \quad (3.4)$$

Burada $\mathbf{V}_{i,j}$ bağlı girdap orta noktasına etkiyen toplam hızı, ρ yoğunluğu, $\Gamma_{i,j}$ panel üzerindeki bağlı girdap şiddetini, $d\mathbf{s}_{i,j}$ de bağlı girdabın uç noktalarının oluşturduğu vektörü temsil etmektedir.

Referans yüzeye etkiyen toplam kuvvet ise bu elemanter kuvvetlerin toplanmasıyla elde edilir.

$$\mathbf{F} = \sum_{i=1}^{NI} \sum_{j=1}^{NJ} d\mathbf{F}_{i,j} \quad (3.5)$$

4. NON-LİNEER NÜMERİK TAŞIYICI ÇİZGİ YÖNTEMİ

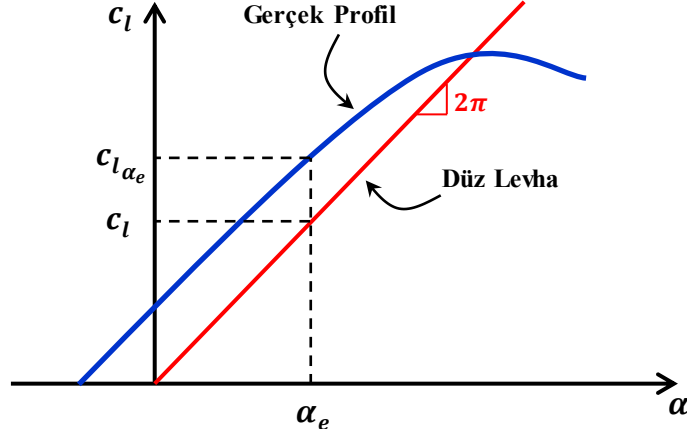
4.1. Giriş

Girdap kafes yöntemleri kanat, pervane ve benzeri taşıyıcı elemanları, kalınlıklarını ihmal edip kamburluk yüzeyinden ibaret olarak göz önüne alırken viskoz etkileri genellikle hiç dikkate almamaktadır.

Buna karşılık taşıyıcı çizgi modelleri kaçma girdaplarının etkisiyle oluşan lokal sapmaları dikkate alarak kesit profillerinin viskoz koşullardaki özelliklerini hesaplara katabilmektedir. Ancak taşıyıcı çizgi modeli kesit profili taşımasının hücum açısıyla lineer olarak değiştiğini varsaymaktadır. Oysa gerçek bir kesit profilinin taşıma katsayısı belli bir hücum açısından sonra sınır tabaka kalınlaşmasının ve akım ayrılmalarının sonucu olarak doğrusal olmayan bir değişim göstermeye başlar.

Girdap kafes yönteminin ve taşıyıcı çizgi yönteminin ara kesiti sayılabilecek bir yöntem vardır ki, literatürde genel olarak *nümerik taşıyıcı çizgi yöntemi* olarak adlandırılır. Bu yöntem girdap kafes yöntemlerinin basitleştirilmiş bir biçimi ve taşıyıcı çizgi modellerinin nümerik bir uygulaması gözüyle bakmak mümkündür. Nümerik taşıyıcı çizgi yöntemi kesit profili özelliklerinin doğrusal olmadığı hücum açılarında da kullanılabilir.

Girdap kafes yönteminin uygulanması sırasında veter doğrultusunda panel sayısı birden fazla alınarak kamburluk etkilerinin hesaplara katılabilmesine rağmen veter doğrultusunda tek bir panel alındığında ise kesit profilinin düz levha olduğu varsayılarak hem kamburluk etkileri hem de viskoz etkiler dikkate alınmaz. Oysa gerçek kesit profilinin taşıma eğrisi eğimi ve sıfır taşıma hücum açısı düz levha halinden farklıdır.



Şekil 4.1 : Düz levha ile gerçek profilin taşıma eğrisi eğimi karşılaştırması

Veter doğrultusunda tek bir panel alınarak kesit profilinin deneysel verileri dikkate alınıp viskoz etkiler iteratif bir yöntemle hesaplara katmak mümkündür. Bu yöntem *non-linear nümerik taşıyıcı çizgi teorisi* olarak bilinir ve kamburluğun etkisini de kendiliğinden hesaba katar.

4.2. Non-Linear Nümerik Taşıyıcı Çizgi Yöntemin Formülasyonu

Hava içerisindeki bir taşıyıcı yüzeyin kesit profiline α , geometrik hücum açısı ile gelen akımın doğrultusu indüklenmiş hızlar dolayısıyla α_{ind} , indüklenmiş hücum açısı kadar sapacaktır. Bu durumda profilin etkin hücum açısı şu şekilde hesaplanabilir:

$$\alpha_{ej} = \alpha_j - \alpha_{indj} \quad (4.1)$$

Burada, α_j herhangi bir j kesitindeki geometrik hücum açısını, α_{indj} indüklenmiş hücum açısını, α_{ej} ise etkin hücum açısını göstermektedir.

Kesit profilinin etkin hücum açısı belirlendiğine göre deneysel yolla elde edilmiş taşıma eğrisi eğimi kullanılarak kesit profilinin gerçek taşıma katsayısı elde edilebilir.

$$c_{l_{expj}} = f(\alpha_{ej}) \quad (4.2)$$

Ancak bu şekilde bulunan lokal taşıma katsayıları kesit profilinin gerçek taşıma katsayıları değildir. Çünkü bunları elde etmek için kullanılan etkin hücum açıları girdap kafes yöntemiyle hesaplanmış olan, kamburluk ve viskozite etkilerini

içermeyen girdap şiddetleri kullanılarak bulunmuştur. Oysa gerçekte girdap şiddetleri kamburluk ve viskoz etkiler nedeniyle, daha farklı değerlere sahiptir ve bu da bir şekilde etkin hücum açısına yansiyacaktır. Dolayısıyla çözümün tek adımda elde edilmesi mümkün değildir. Çözüm bir iterasyon gerektirir.

Genel olarak iteratif yöntemin uygulaması şu şekilde özetlenebilir:

- Girdap kafes yönteminde veter doğrultusunda tek panel alınarak çözüm yapılır ve her bir panel üzerindeki at-nalı girdaplarının şiddetleri, Γ_j , hesaplanır.
- Girdap şiddetleri kullanılarak bağlı girdap orta noktalarındaki toplam indüklenmiş hızlar elde edilir ve indüklenmiş hücum açısı hesaplanır.
- İndüklenmiş hücum açıları kullanılarak her bir panel için etkin akım doğrultusu (etkin hücum açısı) elde edilir.
- Her bir panele etkiyen lokal taşıma kuvveti Kutta-Joukowski taşıma kanunu yardımıyla hesaplanabilir ve lokal taşıma katsayıları elde edilir.

$$c_{l_j} = \frac{2\Gamma_j}{V_\infty c_j} \quad (4.3)$$

- Etkin hücum açıları, α_e , kullanılarak kesit profiline ait $cl - \alpha$ grafiğinden her bir panel için deneysel taşıma katsayısı $c_{l_{exp}}$ bulunur.
- Her bir j' inci panelin kesit profili için lokal taşıma katsayıları ve deneysel lokal taşıma katsayıları karşılaştırılır. Aradaki farkın en çok olduğu herhangi bir j kesiti için aşağıdaki gibi probleme atanmış olan yakınsama şartını sağlayıp sağlamadığı tespit edilir.

$$\max(c_{l_{exp_j}} - c_{l_j}) \leq 0.0001 \quad (4.4)$$

- Yakınsama şartı sağlanıyor ise girdap kafes yönteminin kanat uygulaması kısmında verilen kanada etkiyen kuvvetlerin hesaplanması işlemi yapılarak taşıma katsayısı elde edilmiş olur. Yakınsama şartı sağlanmıyor ise işlemlere aşağıdaki gibi devam edilir.
- Her bir j' inci panelin kesit profili için,

$$L = \frac{1}{2} \rho V_\infty^2 c_l c = \rho V_\infty \Gamma \quad (4.5)$$

eşitliği kullanılarak o kesit için elde edilen lokal deneysel taşıma katsayısına karşılık gelen girdap şiddetleri, Γ_j hesaplanır.

- Elde edilen bu yeni girdap şiddetleri kullanılarak 2. adıma geri dönülür ve bu işlemlere yakınsama şartı sağlanıncaya kadar sırasıyla devam edilir. Ancak yeni girdap şiddetlerine, 2. adıma sokulmadan önce aşağıda verilen denklem aracılığı ile relaksasyon uygulanır.

$$\bar{\Gamma}_j = \Gamma_j + D \times (\bar{\Gamma}_j - \Gamma_j) \quad (4.6)$$

Buradaki D ifadesi relaksasyon faktörü olarak adlandırılıp tipik olarak değeri 0,05 olarak alınır.

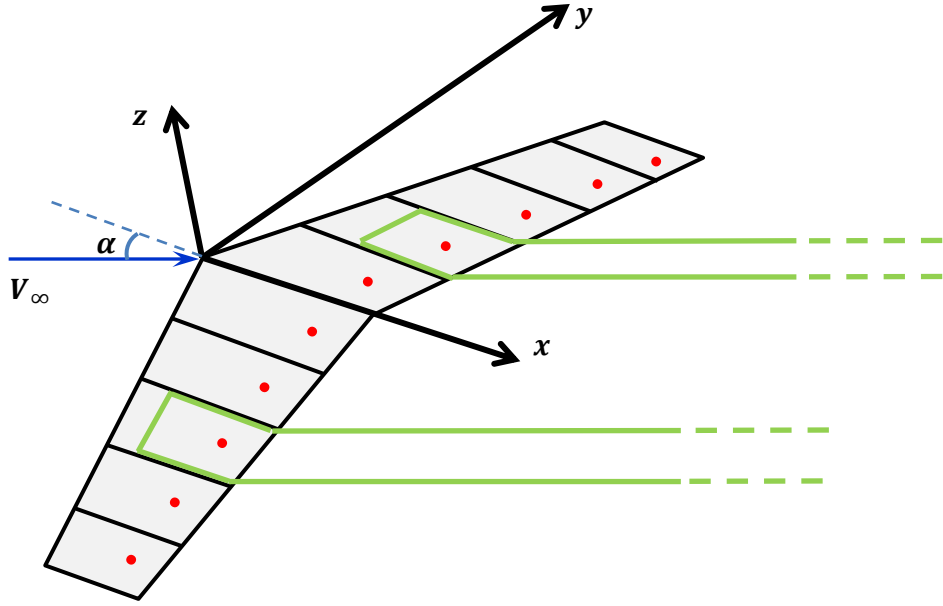
4.3. Nümerik Taşıyıcı Çizgi Yönteminin Kanat Uygulaması

Nümerik taşıyıcı çizgi yöntemiyle aerodinamik analizi yapılacak herhangi bir taşıyıcı yüzeyin geometrisi verilmiş olmalıdır. Bu geometri normalde bir tasarım sürecinin sonucudur. Ancak bu çalışmada nümerik taşıyıcı çizgi yöntemi ile yapılacak analiz yöntemine ilişkin formüllerin ve bir bilgisayar programının geliştirilmesi aşamasında test uygulamalarında kullanılacak geometrilerin elde edilmesi için gelişmiş bir tasarım prosedürü kullanmak yerine bazı kolay tasarım yollarından yararlanılacaktır.

Bu doğrultuda öncelikle analizde kullanılacak eksen takımının belirlenmesi ve akımın daimi olmasını sağlamak için belirlenen eksen takımının kanada bağlı bir eksen takımı olması gerekir.

Bu çalışmada uygulanacak yöntemin girdap kafes yöntemlerinden farklılığı veter boyunca tek panel alınmasından ibarettir. Dolayısıyla düzlemsel bir kanat geometrisi alınarak açıklık doğrultusunda N adet panellere ayrılır. Kanada ait diğer geometrik karakteristikler ise (ok açısı, dihedral açısı vs.) panel köşe noktalarına uygulanarak istenen kanat geometrisi elde edilebilir.

Burada kanada doğru uçuş doğrultusunda uçuş hızına eşit ve zıt yönde ilerleyen bir akımın geldiği varsayılmaktadır.



Şekil 4.2 : Kanat etrafındaki girdap sistemi

Görüldüğü gibi girdap kafes yönteminin metodolojisi gereği her bir panel üzerinde at-nalı girdaplarının bağlı girdap kısmı çeyrek veter çizgisi üzerinde olup bu girdabın iki ucundan çıkan kaçma girdapları firar kenarına kadar yüzeyi takip ederek firar kenarından itibaren serbest akım doğrultusunda sonsuza gitmektedir.

Yöntemin uygulanışı sırasında panel kontrol noktalarıyla bu kontrol noktalarındaki panel normal doğrultularının ve bağlı girdaplarla kaçma girdaplarının uç noktalarının belirlenmesi gerekmektedir. Bütün bu bilgilerin kanadın genel geometrik parametrelerinden bağımsız olması, sadece panel köşe noktalarının koordinatlarına ve serbest akım doğrultusuna bağlı olarak hesaplanabilmesi oldukça faydalı olacaktır.

Bu durumda sınır koşulunun uygulanabilmesi için gereken herhangi bir i ' inci panelin kontrol noktasında toplam hız şu şekilde ifade edilir:

$$\mathbf{V}_i = \mathbf{V}_{\infty i} + \sum_{j=1}^{NJ} \mathbf{V}_{ind_{i,j}} \quad (4.7)$$

Burada, $\mathbf{V}_{\infty i}$, i ' inci panelin kontrol noktasındaki serbest akım hızını, $\mathbf{V}_{ind_{i,j}}$, i ' inci panelin kontrol noktasında j ' inci panelin üzerindeki at-nalı girdabı tarafından indüklenen hızı temsil etmektedir. Herhangi bir i ' inci panelin normal vektörü $\mathbf{n}_i$ olmak üzere sınır şartı yazılırsa şu ifade elde edilir;

$$\mathbf{V}_i \cdot \mathbf{n}_i = \mathbf{V}_{\infty i} \cdot \mathbf{n}_i + \sum_{j=1}^{NJ} \mathbf{V}_{ind_{i,j}} \cdot \mathbf{n}_i = 0 \quad (4.8)$$

Burada herhangi bir i 'inci panelin kontrol noktasında birim şiddetteki j 'inci at-nalı girdabı tarafından indüklenen hızın normal doğrultudaki bileşeni $A_{i,j}$ katsayısı ile gösterilecek olursa lineer denklem takımı aşağıdaki gibi oluşturulmuş olur:

$$\sum_{j=1}^{NJ} A_{i,j} \cdot \Gamma_j = -\mathbf{V}_{\infty i} \cdot \mathbf{n}_i \quad (4.9)$$

Denklem sisteminin çözümü girdap şiddetlerini vermektedir.

4.3.1. Taşımanın hesabı

Nümerik taşıyıcı çizgi yönteminin kanat uygulaması sırasında kaçma girdapları serbest akım doğrultusunda alındığı için bu girdaplar serbest akım doğrultusunda indüklemeye yapmayacaktır. Bu yüzden bir panel üzerindeki elemanter taşıma kuvveti hesabı için sadece serbest akım hızının dikkate alınarak Kutta-Joukowski kanununun uygulanması yeterli olacaktır.

$$d\mathbf{L}_j = \rho \mathbf{V}_{\infty j} \times (\Gamma_j d\mathbf{s}_j) \quad (4.10)$$

Kanada uygulanan taşıma kuvveti ise bu elemanter kuvvetlerin toplanmasıyla elde edilir.

$$\mathbf{L} = \sum_{j=1}^{NJ} d\mathbf{L}_j \quad (4.11)$$

Bu durumda kanadın taşıma katsayısı da şu şekilde hesaplanabilir:

$$c_L = \frac{L}{Q_{\infty} S_{wing}} \quad (4.12)$$

Burada Q_{∞} serbest akım hızının dinamik basıncını, S_{wing} ise kanat alanını temsil etmektedir.

4.3.2. İndüklenmiş sürüklemenin hesabı

Kanadın indüklenmiş sürüklemesi her bir bağlı girdap üzerinde aşağı sapma hızlarının etkisiyle oluşur ve yine Kutta-Joukowski kanunu yardımıyla hesaplanır.

$$d\mathbf{D}_{indj} = \rho \mathbf{w}_{dwj} \times (\Gamma_j d\mathbf{s}_j) \quad (4.13)$$

Burada w_{dw} aşağı sapma hızlarını temsil etmektedir. Kanada uygulanan indüklenmiş sürüklenme kuvveti bu elemanter kuvvetlerin toplanmasıyla elde edilir.

$$\mathbf{D}_{ind} = \sum_{j=1}^{NJ} d\mathbf{D}_{indj} \quad (4.14)$$

Böylece kanadın indüklenmiş sürüklenme katsayısı:

$$c_{Di} = \frac{D_{ind}}{Q_{\infty} S_{wing}} \quad (4.15)$$

şeklinde hesaplanabilir.

4.4. Non-Linear Yöntemin Kanat İçin Formülasyonu

Nümerik taşıyıcı çizgi yönteminin klasik uygulamasında bu lokal taşıma katsayısı kesit profili düz levha kabul edilerek hesaplanmıştır. Gerçekte ise bu paneldeki kesit profilinin muhtemelen kambur olması nedeniyle ve viskoz etkiler nedeniyle kesit profili etrafında girdap kafes yöntemiyle hesaplanandan daha küçük bir sirkülasyon ve dolayısıyla daha küçük bir lokal taşıma katsayısı oluşması gerekir. Kesit profilinin deneysel verilerine dayanarak bu taşıma katsayısını hesaplayabilmek için kesit profilinin maruz kaldığı etkin hücum açısını bulmak gerekir.

İteratif yöntemin kanat uygulaması sırasında indüklenmiş hızların neden olduğu indüklenmiş hücum açısı aşağı sapma hızları kullanılarak elde edilir.

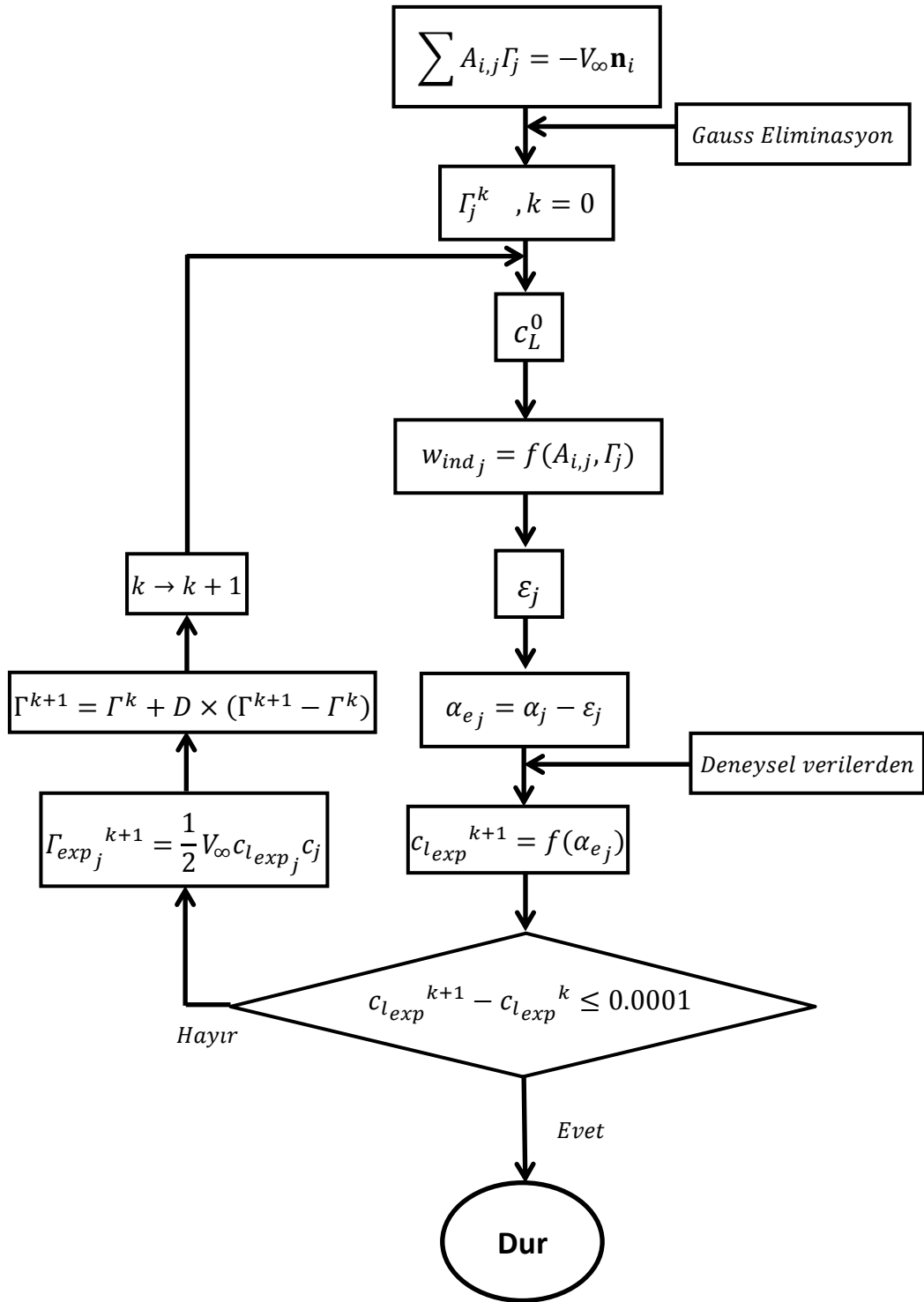
$$\varepsilon_j = \frac{w_{dw}}{V_{\infty}} \quad (4.16)$$

Burada ε_j indüklenmiş hücum açısına karşılık gelmekte olup kanat uygulamaları için aşağı sapma açısı olarak isimlendirilir. w_{dw} ise aşağı sapma hızlarını temsil etmekte olup girdap kafes yöntemi ile bu hızlar zaten hesaplanmaktadır.

Bu durumda etkin hücum açısı için şu ifade yazılır:

$$\alpha_{ej} = \alpha_j - \varepsilon_j \quad (4.17)$$

Kanat için bu yöntemin iterasyon şeması şu şekildedir:



Şekil 4.3 : Kanat için hesaplama algoritması

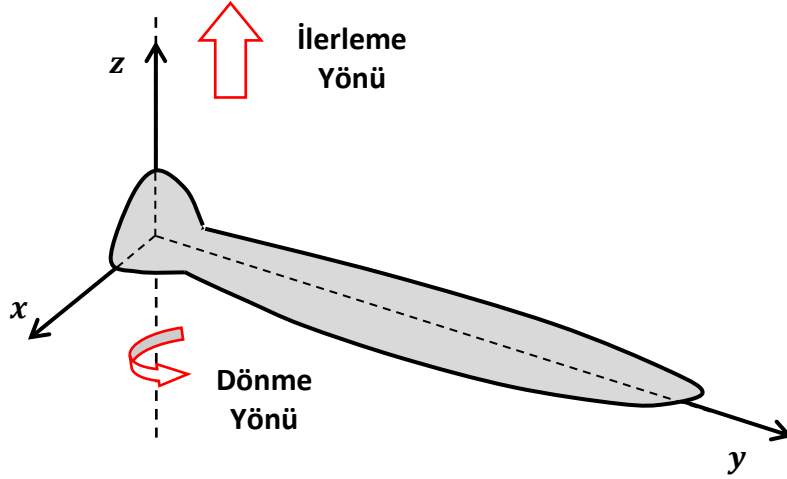
4.5. Nümerik Taşıyıcı Çizgi Yönteminin Pervane Uygulaması

Pervane geometrisinin oluşturulması bir tasarım süreci gerektirir. Ancak analiz çalışmasının geliştirilmesi sırasında gerçek bir tasarım yerine bazı kolay tasarım yollarından yararlanılabilir. Pervane tasarımı için kullanılacak en basit tasarım yöntemi *Pala Elemanı – Momentum yöntemi* 'dir. Bu yöntemi kullanarak, verilen bir uçuş hızında verilen bir devir sayısında, seçilen bir ideal verimle ve seçilen bir kesit profili ile istenen çekme kuvvetini sağlayacak bir pervanenin veter boylarının ve kesit konum açılarının pala boyunca dağılımı elde edilebilir. Burada kesit profilinin kamburluk eğrisi hesaplanarak pervanenin girdap kafes yöntemi için gerekli koordinatlarını elde etmek mümkündür.

Analiz yönteminin geliştirilmesi sırasında kullanılabilecek çok basit bir geometri üretme yolu da pervane palasını kanat gibi düşünerek bir kanattaki geometriye yönelik bütün parametreleri uygulamaktır. Bu uygulama sırasında pervanenin dönmesi dikkate alınmazsa uygulama tamamen kanada yönelik olacaktır.

Pervane geometrisi oluşturulurken öncelikle referans bir pala alınır ve bu palanın geometrik karakteristikleri belirlendikten sonra pala sayısına göre diğer palların geometrileri referans olarak alınan pala geometrisi kullanılarak hesaplanabilir.

Pala geometrisinin karakteristikleri seçilen herhangi bir koordinat sistemine göre hesaplanmaktadır. Burada pervane göbeğine ve referans olarak alınan pervane palasına bağlı bir eksen takımı kullanılacaktır. Uçuş yönü z- eksenine aynı olmak üzere açısız hız vektörü sağ el kuralına göre z- eksenine aynı yöne olup z- eksenine doğrultusunda ve negatif z- yönünde bakıldığında saat ibrelerine zıt yönde dönmektedir.

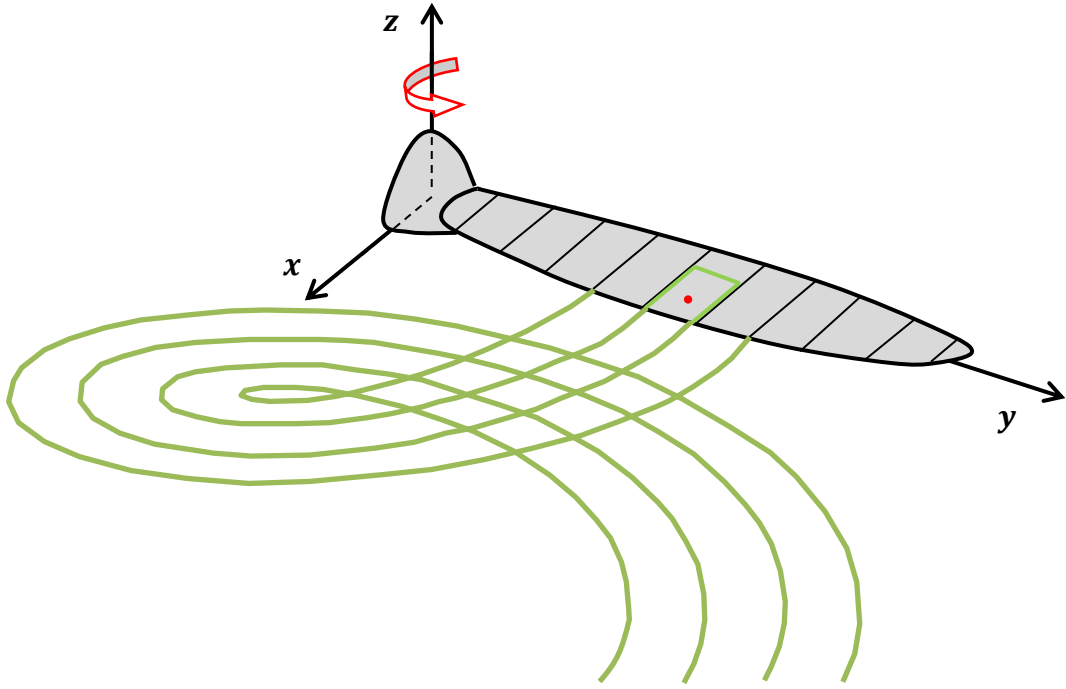


Şekil 4.4 : Pervane eksen takımı

Analiz çalışmaları sırasında akımın daimi olmasını sağlamak için belirlenen eksen takımının pervane ile aynı açısal hıza ve aynı ilerleme hızına sahip olduğu varsayılmaktadır. Bu durumda pervane, eksen takımına göre sabit olup akımın z-eksenine zıt yönde uçuş hızıyla ilerlerken aynı zamanda pervanenin açısal hızına eşit bir hızla döndüğü düşünülmektedir.

Kanat uygulamasında olduğu gibi pervane geometrisi veter doğrultusunda tek panel alınarak açıklık doğrultusunda N adet panele ayrılır. Pervaneye ait diğer geometrik karakteristikler ise (burulma açısı, dihedral açısı vs.) panel köşe noktalarına uygulanarak istenen pervane geometrisi elde edilebilir.

Yine kanat uygulamasında olduğu gibi her bir panel üzerine at-nalı girdabı yerleştirilir. At-nalı girdabının bağlı girdap kısmı ve pervane üzerindeki kaçma girdapları kısmı kanat uygulamasıyla aynı şekilde yerleştirilmesine rağmen kaçma girdapları firar kenarından itibaren serbest akım doğrultusunda sonsuza giden helisel girdaplar şeklini almaktadır.



Şekil 4.5 : Pervane etrafındaki girdap sistemi

Sistemdeki girdap şiddetlerinin bulunabilmesi için nümerik taşıyıcı çizgi yöntemlerinin metodolojisi gereği panel kontrol noktasındaki toplam hızların elde edilerek yüzey sınır şartı uygulanmalıdır. Ancak pervanenin palaları pervane eksenini etrafında eşit aralıklı olarak ve dönel bir simetri içerisinde sıralanmış olup, her bir pala etrafındaki akımın aynı olduğu dikkate alınırsa yüzey sınır şartının pervane palalarından sadece birinde sağlanması yeterli olacaktır. Kontrol noktalarındaki hızlar serbest akım hızının, dönme hızının ve indüklenmiş hızların katkısını içermektedir.

Herhangi bir i ' inci panelin kontrol noktasında toplam hız şu şekilde ifade edilir:

$$\mathbf{V}_i = \mathbf{V}_{\infty i} + \mathbf{V}_{\Omega_i} + \sum_{j=1}^{NJ} \sum_{k=1}^{n_B} \mathbf{V}_{ind_{i,j,k}} \quad (4.18)$$

Burada, $\mathbf{V}_{ind_{i,j,k}}$, i ' inci panelin kontrol noktasında k ' inci palanın j ' inci panelinin üzerinde birim şiddetteki at-nalı girdabı tarafından indüklenen hızı, $\mathbf{V}_{\Omega_i}$ i 'inci panelin kontrol noktasındaki dönme hızını temsil etmektedir. Sınır şartı herhangi bir i 'inci panelin normal vektörü $\mathbf{n}_i$ olmak üzere şu şekilde yazılabilir;

$$\mathbf{V}_i \cdot \mathbf{n}_i = V_{\infty i} \mathbf{n}_i + \mathbf{r}_i \Omega \mathbf{n}_i + \sum_{j=1}^{NJ} \sum_{k=1}^{n_B} \mathbf{V}_{ind_{i,j,k}} \mathbf{n}_i = 0 \quad (4.19)$$

Burada $\mathbf{r}_i$ herhangi bir i 'inci panelin kontrol noktasının pervane göbeğine olan uzaklığı, Ω ise pervanenin dönüş hızını temsil etmektedir.

Herhangi bir i 'inci panelin kontrol noktasında birim şiddetteki j ' inci at-nalı girdabı tarafından indüklenen hızın normal doğrultudaki bileşeni $A_{i,j}$ katsayısı ile gösterilecek olursa lineer denklem takımı aşağıdaki gibi oluşturulmuş olur:

$$\sum_{j=1}^{NJ} A_{i,j} \cdot \mathbf{r}_i = -(\mathbf{V}_{\infty i} + \mathbf{r}_i \Omega) \cdot \mathbf{n}_i \quad (4.20)$$

Denklem sisteminin çözümü girdap şiddetlerini vermektedir.

4.6. Non-Linear Yöntemin Pervane İçin Formülasyonu

Nümerik taşıyıcı çizgi yöntemine lineer olmayan deneysel kesit bilgisinin eklenmesi kesite gelen akımdaki sapmanın hesaplanmasıyla kesit bilgisinin düzeltilmesine dayanmaktadır. Bu doğrultuda pervane etrafındaki akımın neden olduğu hücum açısındaki değişimin bulunması gerekir.

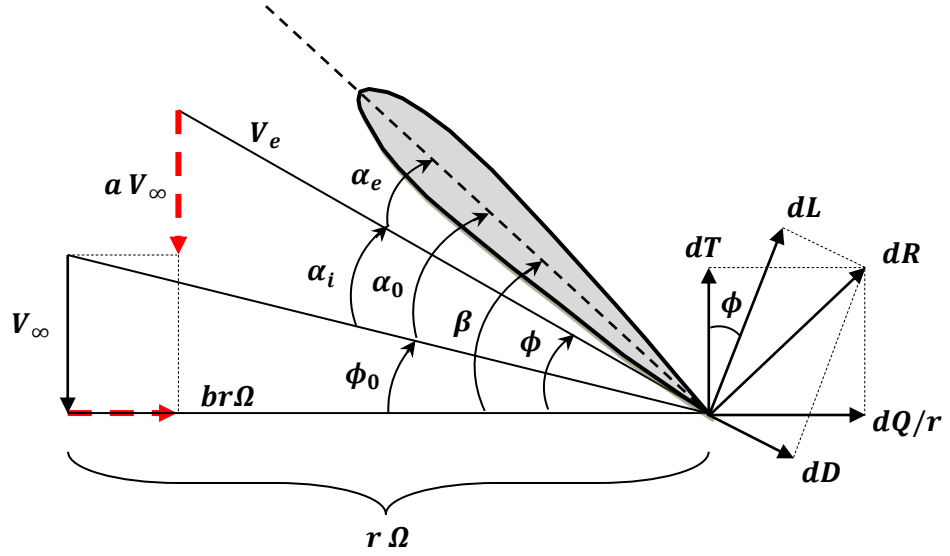
Pervanenin dönme düzleminde indüklenen açısal hız, w , pervanenin açısal dönme hızının, Ω , bir kesri olarak şu şekilde ifade edilebilir:

$$w = b r \Omega \quad (4.21)$$

Burada b açısal yöndeki indükleme faktörünü temsil etmektedir. Pervane düzlemindeki kaçma girdabı bileşenleri, daha önce de belirtildiği gibi pervanenin ilerleme yönüne zıt yönde hız indüklerler. Bu hız ise pervanenin ilerleme hızının, V_{∞} , bir kesri olarak şu şekilde ifade edilebilir:

$$u = -a V_{\infty} \quad (4.22)$$

Burada a aksenal yöndeki indükleme faktörünü temsil etmektedir. İndüklemelerin etkin akım doğrultusunu nasıl değiştirdikleri aşağıdaki şekilde gösterilmiştir:



Şekil 4.6 : Eksenel ve çizgisel indüklemeye faktörleri

Kesite gelen hücum açısı indüklemeler etkisiyle geometrik hücum açısından, α_0 , indüklenmiş hızlar dolayısıyla oluşan indüklenmiş hücum açısı kadar, α_i , farklılaşarak etkin hücum açısına, α_e , ulaşır.

$$\alpha_e = \alpha_0 - \alpha_i \quad (4.23)$$

Ayrıca indüklemeye etkilerinin olmadığı durumda bileşke akım hızının yatay ile yaptığı açı ϕ ve kesit konum açısı β olduğuna göre kesitin etkin hücum açısı şu şekilde de elde edilebilir:

$$\alpha_e = \beta - \phi \quad (4.24)$$

İndüklemeye faktörleriyle etkin akım doğrultusu arasındaki ilişki şu şekildedir:

$$\tan \phi = \frac{V_\infty(1 + a)}{r\Omega(1 - b)} \quad (4.25)$$

Etkin akım hızı da indüklemeler cinsinden şu şekilde yazılabilir:

$$V_e = \sqrt{(V_\infty(1 + a))^2 + (r\Omega(1 - b))^2} \quad (4.26)$$

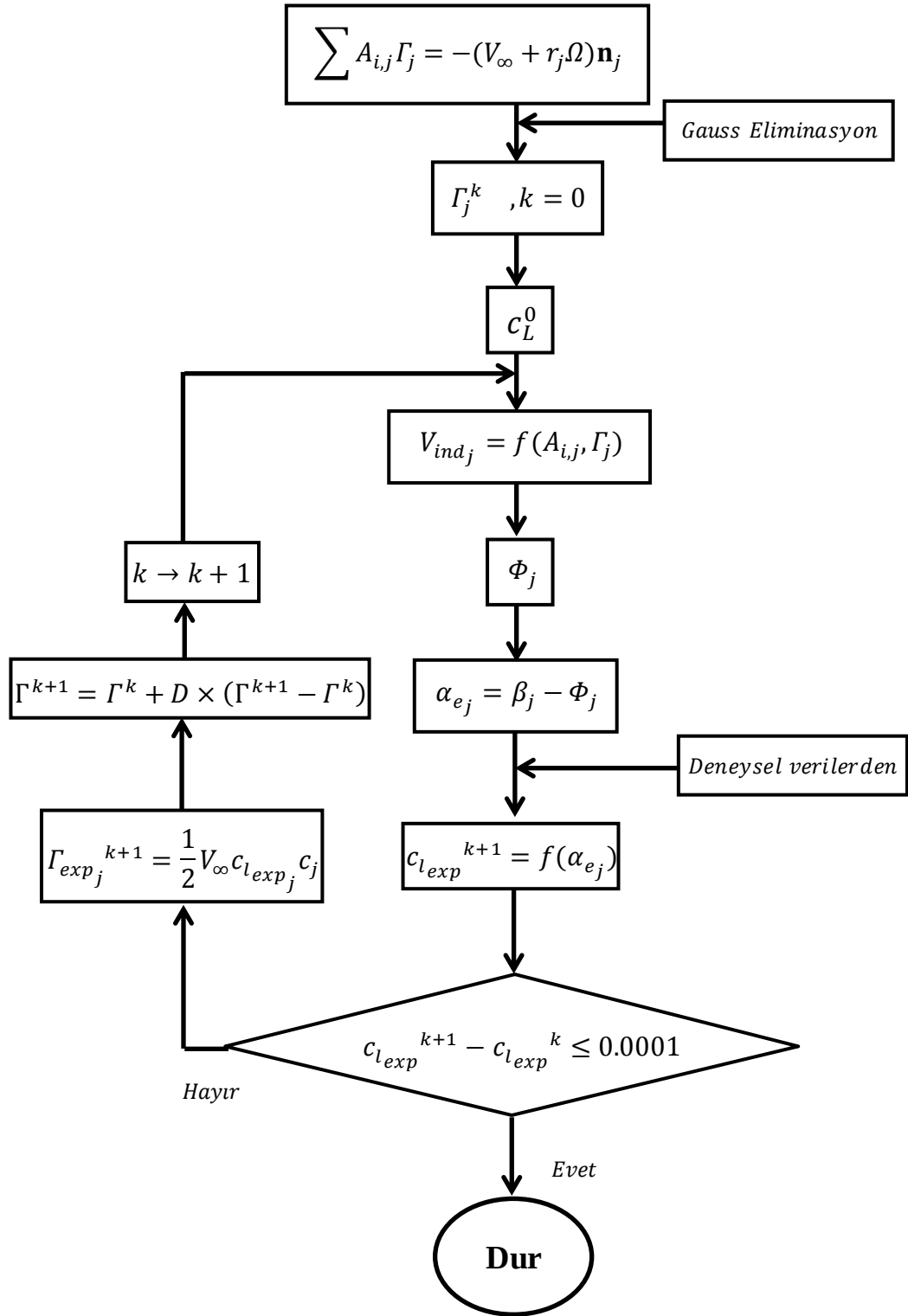
Buradan etkin akım hızı kullanılarak Reynolds sayısı hesaplanır ve bu Reynolds sayısındaki deneysel veriler aracılığıyla her kesitteki etkin hücum açısına karşılık gelen taşıma lokal taşıma ve lokal sürüklenme katsayıları elde edilir. Taşıma ve sürüklenme kuvvetleri kullanılarak lokal itki ve moment değerleri u şekilde hesaplanır:

$$dT = n_B(dL\cos\phi - dD\sin\phi) \quad (4.27)$$

$$dQ = n_B(dL\sin\phi + dD\cos\phi)r \quad (4.28)$$

Daha sonra bu ifadeler pala boyunca integre edilerek itki ve moment değerleri hesaplanır.

Pervane için non-lineer taşıyıcı çizgi yönteminin iterasyon şeması şu şekildedir:



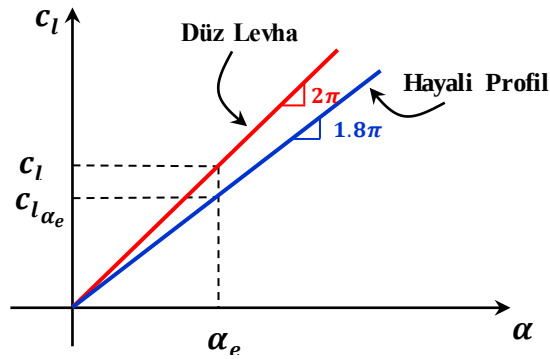
Şekil 4.7 : Pervane için hesaplama algoritması

5. UYGULAMALAR

Yukarıda izah edilen yöntem için MATLAB dilinde program hazırlanmıştır. Program doğrulama çalışmaları için kanat uygulamalarına yer verilmiş olup pervane üzerindeki uygulamalar da hem tasarım noktasında hem de tasarım noktası dışındaki şartlarda yapılmıştır.

5.1. Doğrulama Çalışmaları

İlk uygulama olarak düz levhadan biraz daha küçük bir taşıma eğrisine sahip hayali, simetrik bir kesit profili kullanılmıştır. Bu profilin düz levhadan farklı olarak taşıma eğrisi eğimi 2π yerine $1,8\pi$ alınmıştır.

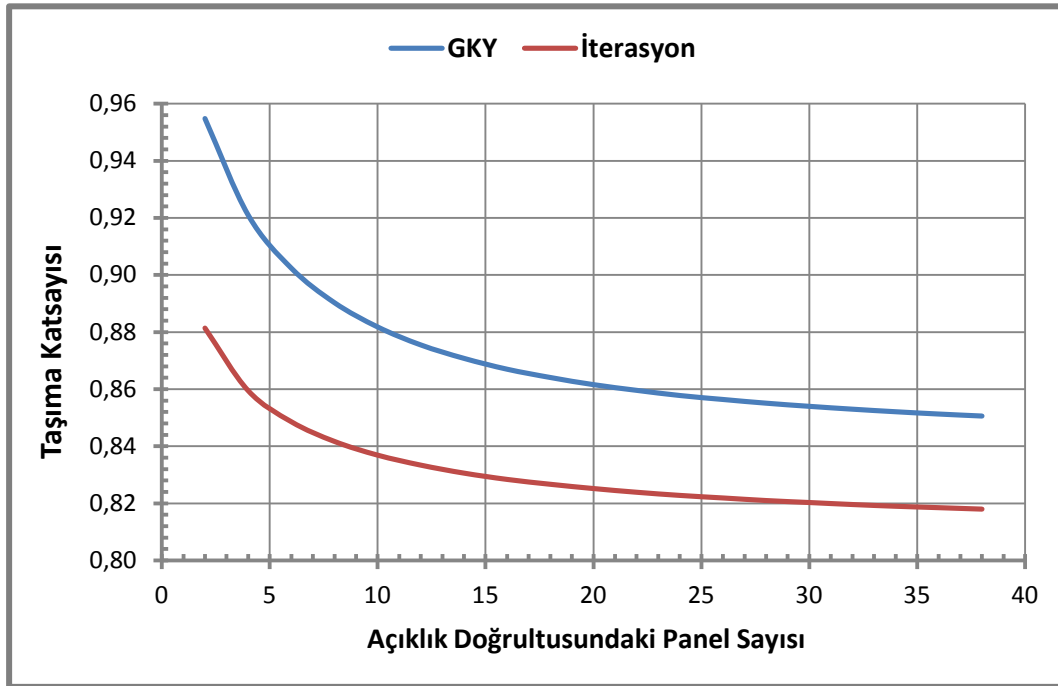


Şekil 5.1 : Taşıma eğrisi eğimi

Uygulama sırasında dikdörtgensel üst görünümlü bir kanat ele alınmıştır. Bu kanadın açıklık oranı $AR=10$ ve kanat alanı da $S=10 \text{ m}^2$ dir. Kanada ait taşıma katsayısının virgülden sonra üçüncü hanede hassasiyetle elde edilebilmesi için kullanılması gereken panel sayısı en az 38 olması gerekmektedir. Bu durum Çizelge 5.1 ve Şekil 5.2'deki sonuçlarla belirtilmiştir.

Çizelge 5.1 : Panel sayısına bağlı olarak elde edilen taşıma katsayısı değerleri

Panel Sayısı	Girdap Kafes Yöntemi	İterasyon Yöntemi
2	0,9548	0,8814
4	0,9210	0,8595
6	0,9024	0,8486
8	0,8903	0,8417
10	0,8818	0,8369
12	0,8755	0,8334
14	0,8708	0,8306
16	0,8670	0,8284
18	0,8641	0,8267
20	0,8616	0,8252
22	0,8596	0,8239
24	0,8578	0,8228
26	0,8564	0,8219
28	0,8551	0,8210
30	0,8540	0,8203
32	0,8530	0,8196
34	0,8521	0,8190
36	0,8513	0,8185
38	0,8506	0,8180

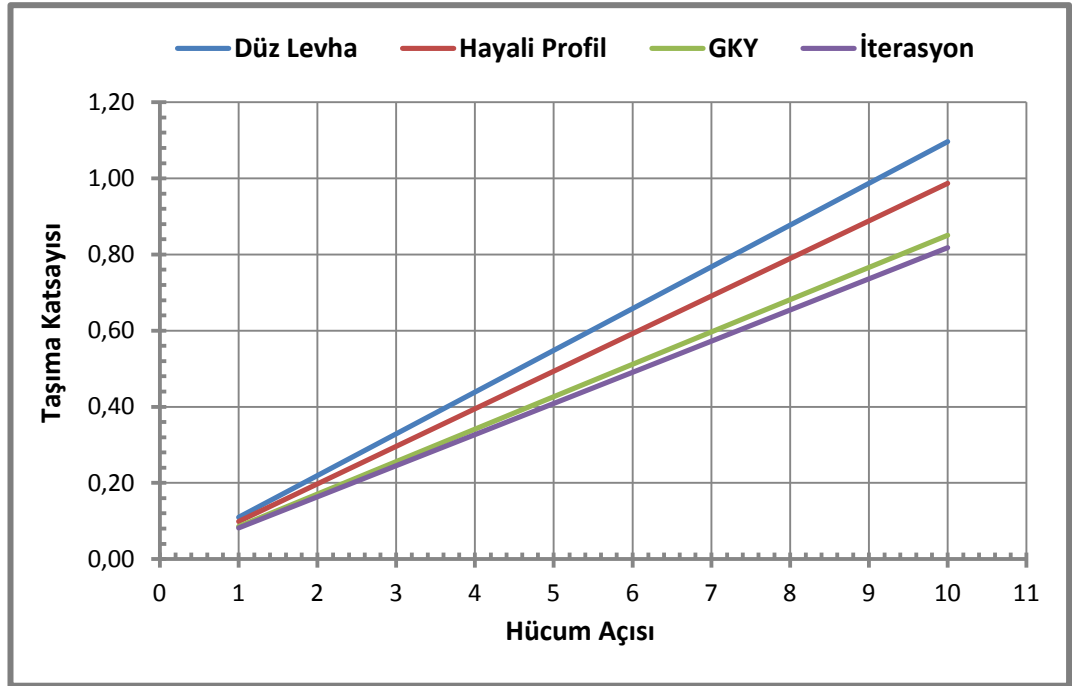


Şekil 5.2 : Panel sayısına bağlı olarak elde edilen taşıma katsayıları

İkinci uygulamada çeşitli hücum açılarında iterasyonlar gerçekleştirilmiş ve taşıma katsayıları elde edilmiştir. Sonuçlar Çizelge 5.2 ve Şekil 5.3'te sunulmuştur.

Çizelge 5.2 : Kamburluksuz profil hücum açısı - taşıma katsayısı değerleri

$\alpha (^\circ)$	Düz Levha $c_L=2 \pi \alpha$	Hayali Profil $c_L=1.8 \pi \alpha$	Girdap Kafes Yöntemi	İterasyon Yöntemi
1	0,1097	0,0987	0,0854	0,0817
2	0,2193	0,1974	0,1707	0,1634
3	0,3290	0,2961	0,2560	0,2452
4	0,4387	0,3948	0,3413	0,3269
5	0,5483	0,4935	0,4265	0,4087
6	0,6580	0,5922	0,5116	0,4905
7	0,7676	0,6909	0,5966	0,5723
8	0,8773	0,7896	0,6814	0,6542
9	0,9870	0,8883	0,7661	0,7361
10	1,0966	0,9870	0,8506	0,8180



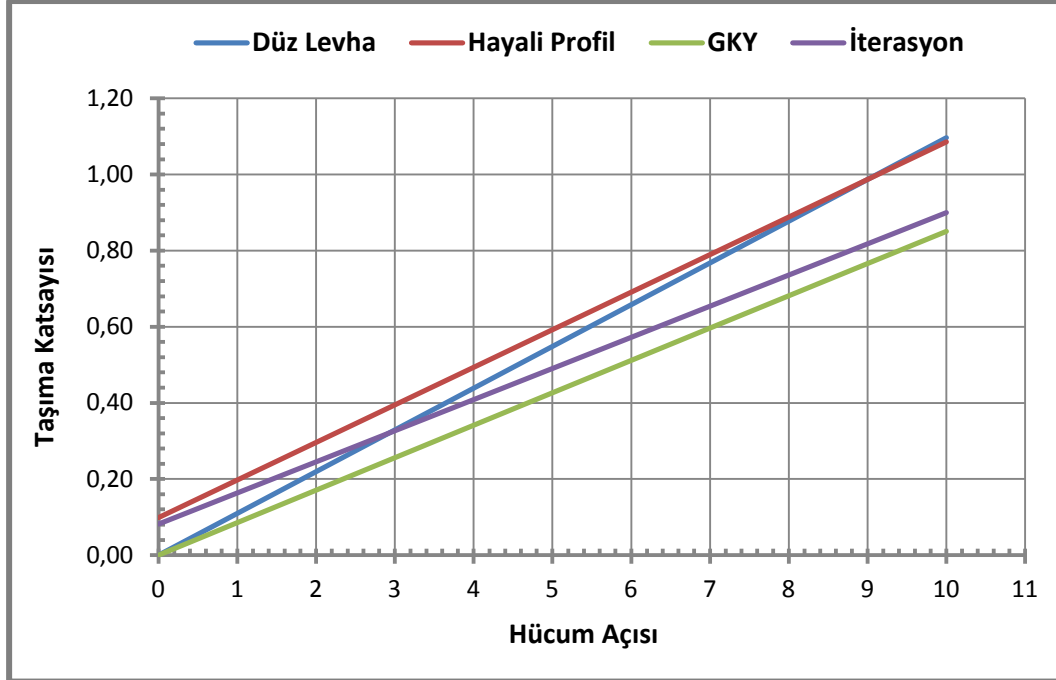
Şekil 5.3 : Kamburluksuz profil hücum açısı - taşıma katsayısı değerleri

Görüldüğü gibi, hayali profilin taşıma eğrisi eğimi düz levhanın taşıma eğrisi eğiminden küçük olduğu için üç boyutlu kanadın iterasyon sonucunda elde edilen taşıma eğrisi eğimi de girdap kafes yöntemiyle iterasyondan önce hesaplanan taşıma eğrisi eğiminden küçüktür.

Üçüncü olarak iterasyon yönteminin kamburluğa ne tepki vereceğini göstermek için ilk örnekteki hayali profile sıfır taşıma hücum açısı $\alpha_0 = -1^\circ$ olacak şekilde bir kamburluk verilmiş ve yukarıdaki hesaplar tekrarlanmıştır. Elde edilen sonuçlar Çizelge 5.3 ve Şekil 5.4'te sunulmuştur.

Çizelge 5.3 : Kamburluklu profil hücum açısı-taşıma katsayısı değerleri

$\alpha (^\circ)$	Düz Levha $c_L = 2 \pi \alpha$	Hayali Profil $c_L = 1.8\pi(\alpha - \alpha_0)$	Girdap Kafes Yöntemi	İterasyon Yöntemi
0	0,0000	0,0987	0,0000	0,0817
1	0,1097	0,1974	0,0854	0,1634
2	0,2193	0,2961	0,1707	0,2451
3	0,3290	0,3948	0,2560	0,3268
4	0,4387	0,4935	0,3413	0,4086
5	0,5483	0,5922	0,4265	0,4904
6	0,6580	0,6909	0,5116	0,5722
7	0,7676	0,7896	0,5966	0,6540
8	0,8773	0,8883	0,6814	0,7359
9	0,9870	0,9870	0,7661	0,8178
10	1,0966	1,0857	0,8506	0,8998



Şekil 5.4 : Kamburluklu profil hücum açısı-taşıma katsayısı değişimi

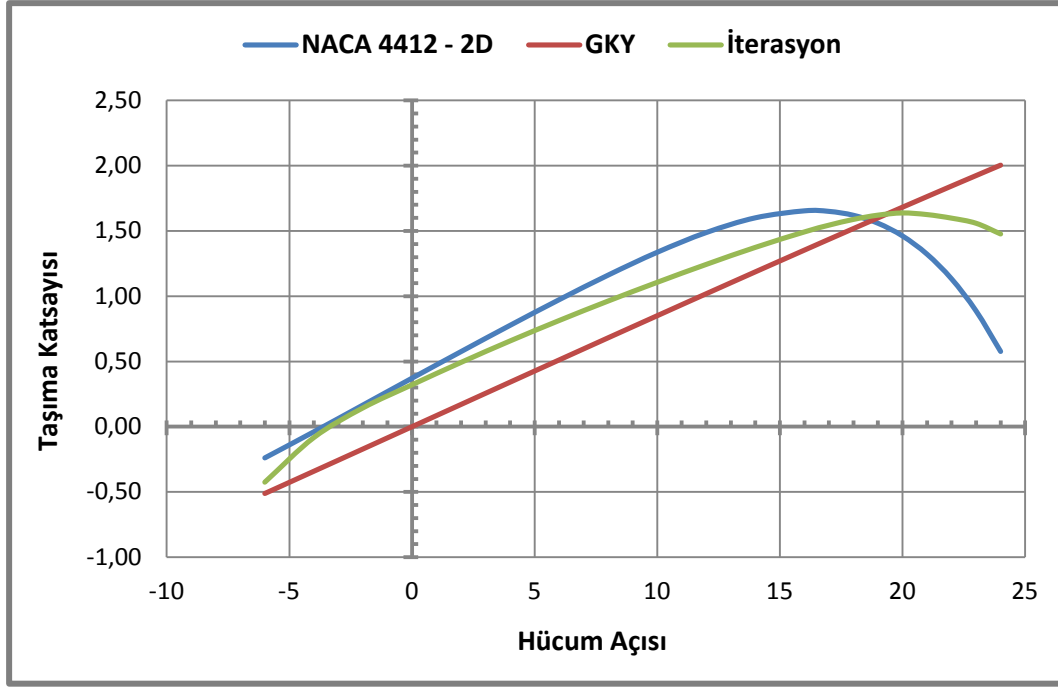
Şekilden görüldüğü gibi, girdap kafes yöntemiyle elde edilen taşıma katsayıları, iterasyon sonucu profil kamburluğunu dikkate alacak biçimde bir değişime uğrayarak girdap kafes yöntemindeki taşıma katsayılarından daha büyük değerler almaktadır.

Dördüncü uygulama olarak problem daha genel tutulmuş, gerçek bir kanat profiline ait doğrusal olmayan bölgeyi de içeren veri kullanılmıştır. Bu amaçla kesit profili olarak NACA 4412 profili seçilmiş olup bu profile ait veriler Pinkerton'un çalışmasından alınmış, bu veriye bir polinomik eğri uydurulmuştur.

Bu uygulamada, önceki örneklerde kullanılan dikdörtgensel üst görünümlü kanat için, hücum açısının $\alpha = -12^\circ$ ila 24° arasındaki değerlerinde taşıma katsayıları elde edilmiş olup sonuçlar Çizelge 5.4 ve Şekil 5.5'de sunulmuştur.

Çizelge 5.4 : NACA 4412 ile taşıma katsayılarının karşılaştırılması

$\alpha (^\circ)$	c_L - NACA 4412 - 2D	Girdap Kafes Yöntemi	İterasyon Yöntemi
-6	-0,2391	-0,5116	-0,4251
-4	-0,0388	-0,3413	-0,0828
-2	0,1662	-0,1707	0,1442
0	0,3717	0,0000	0,3213
2	0,5757	0,1707	0,4928
4	0,7768	0,3413	0,6571
6	0,9733	0,5116	0,8137
8	1,1619	0,6814	0,9632
10	1,3367	0,8506	1,1065
12	1,4879	1,0191	1,2439
14	1,6007	1,1867	1,3742
16	1,6541	1,3531	1,4927
17	1,6501	1,4359	1,5444
18	1,6200	1,5183	1,5884
19	1,5590	1,6003	1,6212
20	1,4617	1,6820	1,6379
21	1,3219	1,7633	1,6255
22	1,1329	1,8441	1,5981
23	0,8872	1,9244	1,5588
24	0,5765	2,0043	1,4769



Şekil 5.5 : Taşıma katsayılarının karşılaştırılması

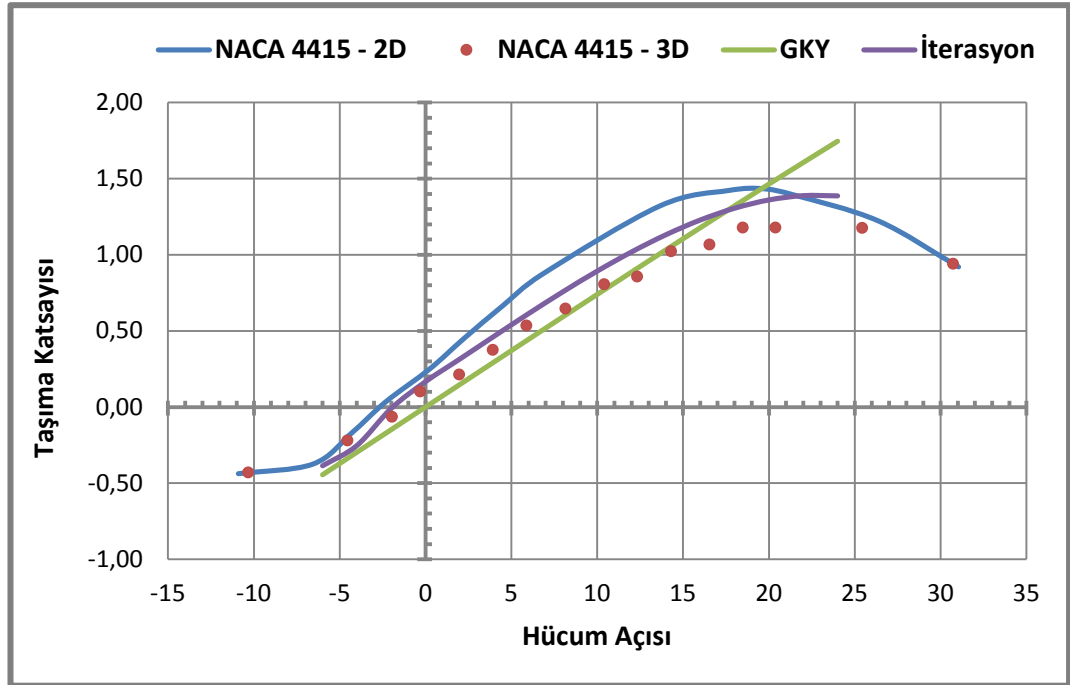
Görüldüğü gibi nümerik taşıyıcı çizgi yöntemi ile kesit profili düz levha kabul edilerek elde edilen taşıma katsayıları iterasyonlar sonucunda NACA4412 deneysel verilerini dikkate alacak biçimde bir değişime uğramaktadır. Taşıma katsayıları kamburluk etkisini içerecek biçimde genel bir artış göstermektedir. Ayrıca viskoz etkileri içerecek biçimde taşıma eğrisi eğiminde bir miktar azalma olmakta, tutunma kaybı etkisinin hesaplanabildiği görülmektedir.

Test çalışmalarının en sonuncusunda deneysel çalışmalarla bir karşılaştırma yaparak yöntemin genel başarısı hakkında bir bilgi edinilmesi amaçlanmıştır. Bu çerçevede dikdörtgensel üst görünümlü kanadın kesit profili olarak bir NACA 4415 profili seçilmiştir. Bu profile ait veriler Ostowari ve Naik'in çalışmasından alınmış ve bu veriye bir polinomik eğri uydurulmuştur.

Bu uygulamada dikdörtgensel üst görünümlü kanadın açıklık oranının 6, 9 ve 12 değerleri için iteratif hesaplamalar gerçekleştirilmiş olup, sonuçlar Çizelge 5.5-7 ve Şekil 5.6-8'de, Ostowari ve Naik tarafından verilen üç-boyutlu deneysel sonuçlarla karşılaştırmalı olarak sunulmuştur.

Çizelge 5.5 : NACA 4415 taşıma katsayısı değerleri (AR=6)

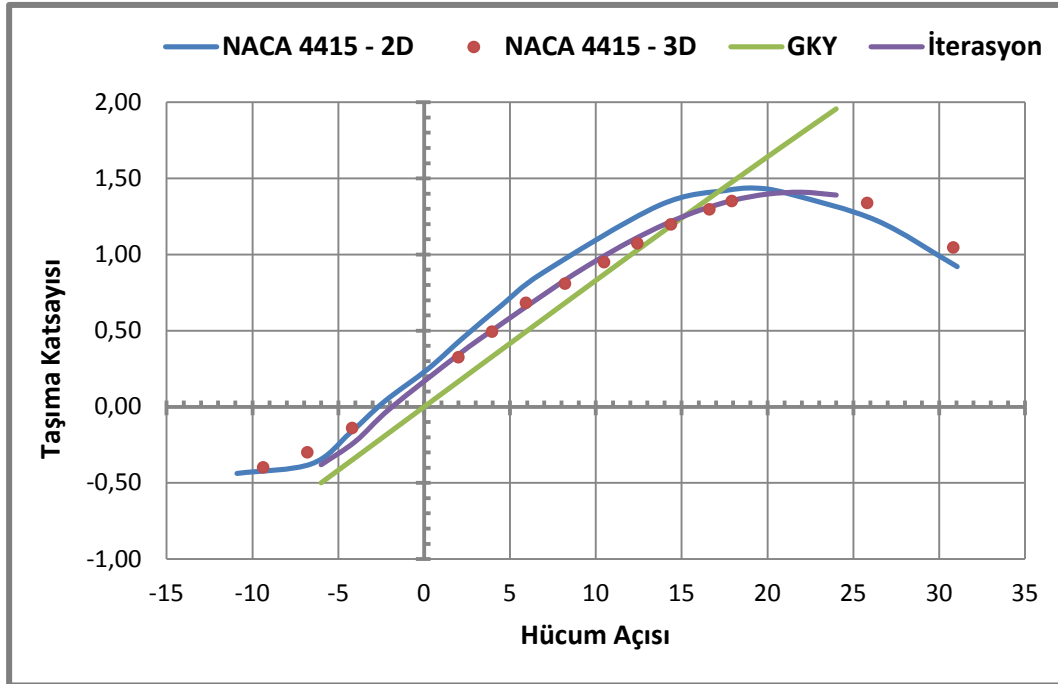
AR = 6				
$\alpha(^{\circ})$	Deneysel Sonuçlar	$\alpha(^{\circ})$	Girdap Kafes Yöntemi	İterasyon Yöntemi
-10,30	-0,4322	-6	-0,4449	-0,3858
-4,52	-0,2224	-4	-0,2968	-0,2530
-1,93	-0,0679	-2	-0,1484	-0,0091
-0,28	0,0993	0	0,0000	0,1669
1,98	0,2105	2	0,1484	0,3157
3,94	0,3714	4	0,2968	0,4656
5,91	0,5322	6	0,4449	0,6136
8,17	0,6434	8	0,5926	0,7570
10,44	0,8043	10	0,7399	0,8929
12,36	0,8535	12	0,8866	1,0188
14,33	1,0206	14	1,0325	1,1316
16,56	1,0636	16	1,1776	1,2283
18,50	1,1749	18	1,3216	1,3057
20,40	1,1745	20	1,4645	1,3602
25,46	1,1736	22	1,6060	1,3884
30,75	0,9369	24	1,7459	1,3870



Şekil 5.6 : NACA 4415 taşıma katsayısı değişimi (AR=6)

Çizelge 5.6 : NACA 4415 taşıma katsayısı değerleri (AR=9)

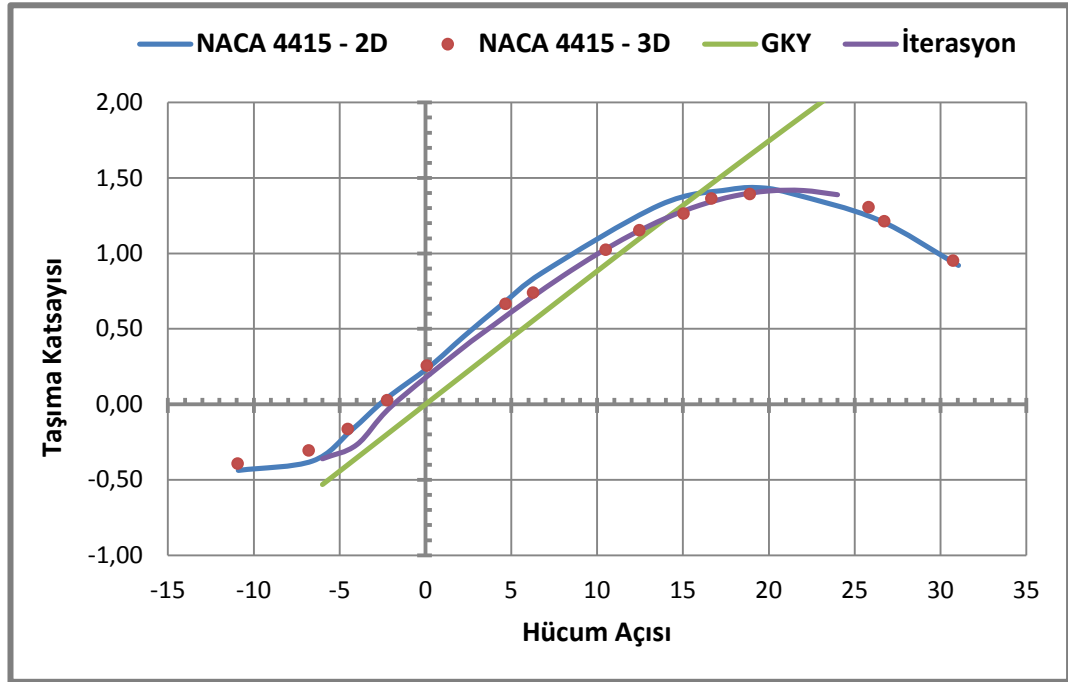
AR = 9				
$\alpha(^{\circ})$	Deneysel Sonuçlar	$\alpha(^{\circ})$	Girdap Kafes Yöntemi	İterasyon Yöntemi
-9,34	-0,4014	-6	-0,4993	-0,3807
-6,77	-0,3026	-4	-0,3331	-0,2270
-4,17	-0,1419	-2	-0,1666	-0,0129
2,03	0,3221	2	0,1666	0,3427
3,99	0,4892	4	0,3331	0,5051
5,96	0,6787	8	0,6650	0,8166
8,23	0,8047	10	0,8302	0,9585
10,50	0,9469	12	0,9947	1,0867
12,45	1,0706	14	1,1583	1,1979
14,40	1,1942	16	1,3208	1,2888
16,65	1,2930	18	1,4821	1,3562
17,94	1,3486	20	1,6420	1,3972
25,84	1,3347	22	1,8003	1,4093
30,84	1,0424	24	1,9568	1,3907



Şekil 5.7 : NACA 4415 taşıma katsayısı değişimi (AR=9)

Çizelge 5.7 : NACA 4415 taşıma katsayısı değerleri (AR=12)

AR = 12				
$\alpha(^{\circ})$	Deneysel Sonuçlar	$\alpha(^{\circ})$	Girdap Kafes Yöntemi	İterasyon Yöntemi
-10,92	-0,3949	-6	-0,5311	-0,3607
-6,77	-0,3088	-4	-0,3543	-0,2672
-4,50	-0,1666	-2	-0,1772	-0,0145
-2,21	0,0252	2	0,1772	0,3584
0,10	0,2542	4	0,3543	0,5281
4,69	0,6627	6	0,5311	0,6935
6,30	0,7368	8	0,7074	0,8506
10,53	1,0213	10	0,8830	0,9953
12,48	1,1512	12	1,0579	1,1241
15,06	1,2623	14	1,2317	1,2334
16,68	1,3612	16	1,4044	1,3201
18,91	1,3918	18	1,5757	1,3811
25,83	1,3037	20	1,7454	1,4140
26,74	1,2105	22	1,9134	1,4169
30,76	0,9493	24	2,0795	1,3890



Şekil 5.8 : NACA 4415 taşıma katsayısı değişimi (AR=12)

Şekil 5.6'dan, açıklık oranının değeri küçük olduğunda (AR=6) iterasyon sonuçları deney sonuçlarına doğru yaklaşmakla birlikte sonuçlar arasındaki uyumun yeterli olmadığı gözükmemektedir. Bu durum, uygulanan yöntemin kanat üzerinden geçen akımı yaklaşık iki boyutlu kabul etmesinden kaynaklanmaktadır. Bu açıklık oranı

için üç boyutlu etkiler kuvvetli olup, kesit profili bilgisinin kullanılması hataya yol açmaktadır.

Buna karşılık açıklık oranının daha büyük olduğu (AR=9 ve AR=12) diğer iki halde iteratif sonuçlarla deney sonuçları arasında iyi bir uyum olduğu görülmektedir. Bu da iteratif yöntemin açıklık oranı yeterince büyük olmak kaydıyla güvenilir bir yöntem olduğunu göstermektedir.

5.2. Pervane Uygulamaları

Şekil 4.7’de verilen akış diyagramına dayalı bir bilgisayar programı MATLAB ortamında geliştirilerek çeşitli analiz uygulamaları yapılmıştır.

İlk uygulama olarak literatürden geometrisi ve performans değerleri bilinen test pervaneleri seçilmiştir. Pervaneleri geometrik özellikleri Çizelge 5.8’de gösterilmiştir. Pervane geometrileri ise Ek-B’de verilmiştir.

Çizelge 5.8 : Test pervanelerinin geometrik özellikleri

<i>Kod</i>	<i>n_B</i>	<i>R_{prop}(m)</i>	<i>β_{prop}(°)</i>	<i>C_{ld}</i>	<i>Kaynak</i>
1a	2	0,8890	27,99	0,6	Bauer (1997)
1b	2	0,8890	27,79	0,6	Bauer (1997)
1c	2	0,8890	29,04	0,6	Bauer (1997)
1d	2	0,8890	28,65	0,6	Bauer (1997)
2	2	0,8763	18,42	0,7	Adkins (1994)
3	2	1,5500	23,65	0,7	Larrabee (1979)

Dikkat edilirse pervaneler için yalnızca tasarım taşıma katsayısı katsayısının verildiği görülür. Bu pervaneler tabloda belirtilen kaynaklarda farklı analiz prosedürleri ile yalnızca tasarım noktalarında incelenmiştir. Bu sonuçlar Çizelge 5.9’de non-lineer nümerik taşıyıcı çizgi yöntemi sonuçları ile karşılaştırılmıştır.

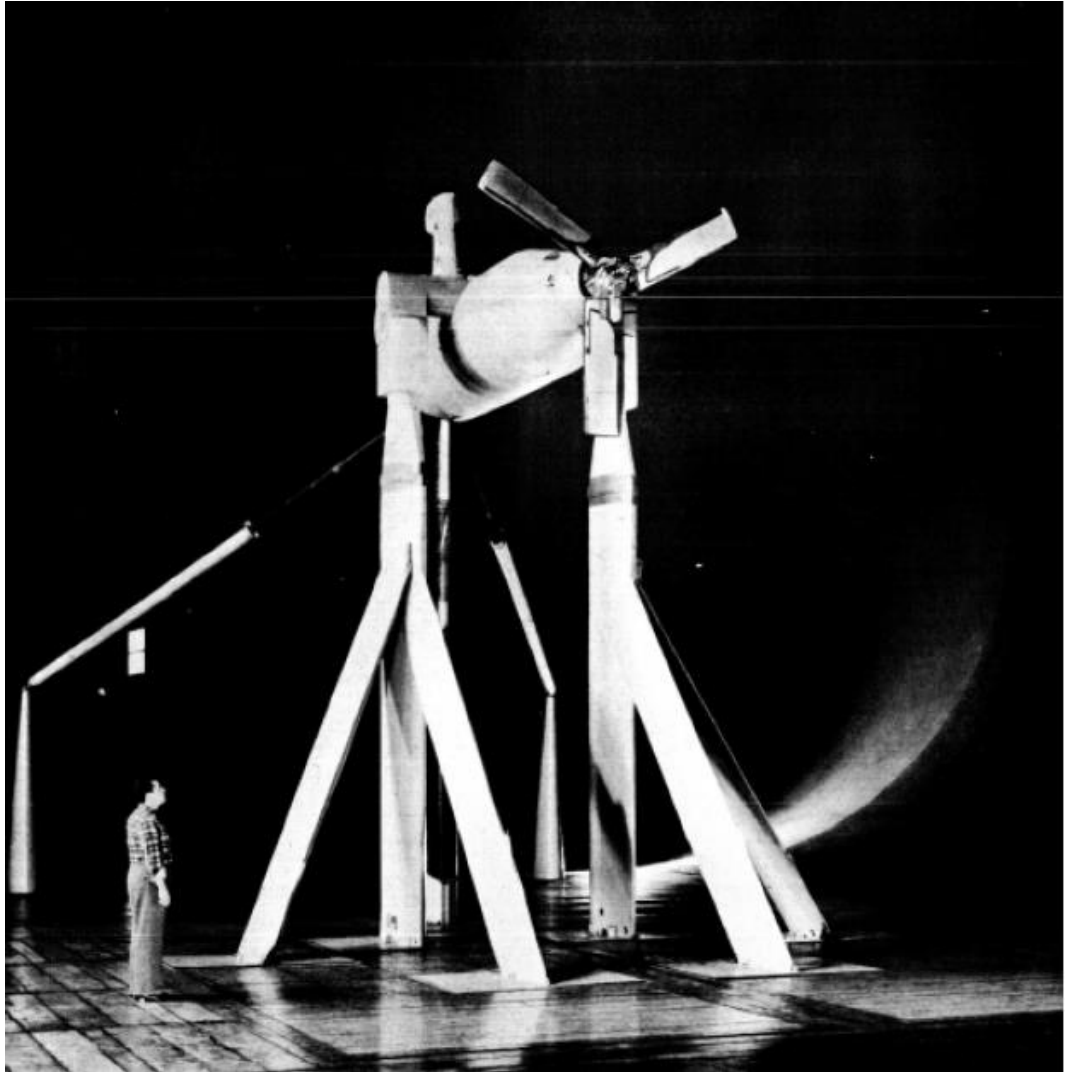
Çizelge 5.9 : Tasarım noktasında incelenen pervaneler

<i>Kod</i>	<i>İlerleme Oranı</i>	<i>NLL</i>	<i>Kaynak</i>
		<i>C_T</i>	<i>C_T</i>
1a	1,31	0,059	0,060
1b	1,31	0,070	0,071
1c	1,31	0,065	0,067
1d	1,31	0,060	0,061
2	0,70	0,048	0,051
3	0,85	0,032	0,033

Tablodan anlaşıldığı üzere tasarım noktasında elde edilen sonuçlar oldukça tatmin edicidir.

İkinci olarak non-lineer taşıyıcı çizgi yönteminin tasarım dışı noktalardaki başarısını hesaplamak için Yaggy (1960) tarafından çeşitli oturma açılarında geometrisi verilmiş bir pervane modeli kullanılmıştır. Bu model orijinal belge Yaggy (1960)'nin çalışmasındaki üç numaralı pervanedir ve bu çalışmada pervane-4 olarak isimlendirilmiştir.

Pervane-4, Şekil 5.9'da AMES 12,19 m – 24,38 m'lik rüzgar tüneli içerisinde görünmektedir. Pervane yarıçapı 1,4478 m'dir.



Şekil 5.9 : Pervane Modeli (Yaggy, 1960)

Rüzgâr tüneli deneyleri 7 farklı oturma açısı ve 0^0 - 85^0 hücum açısı aralığında yapılmıştır. Deneylerde itki ve güç katsayıları ölçülerek verim hesaplanmıştır. Bu büyüklüklerin hata oranları Çizelge 5.10’da verilmiştir.

Çizelge 5.10 : Deneylerin hata oranları (Yaggy, 1960)

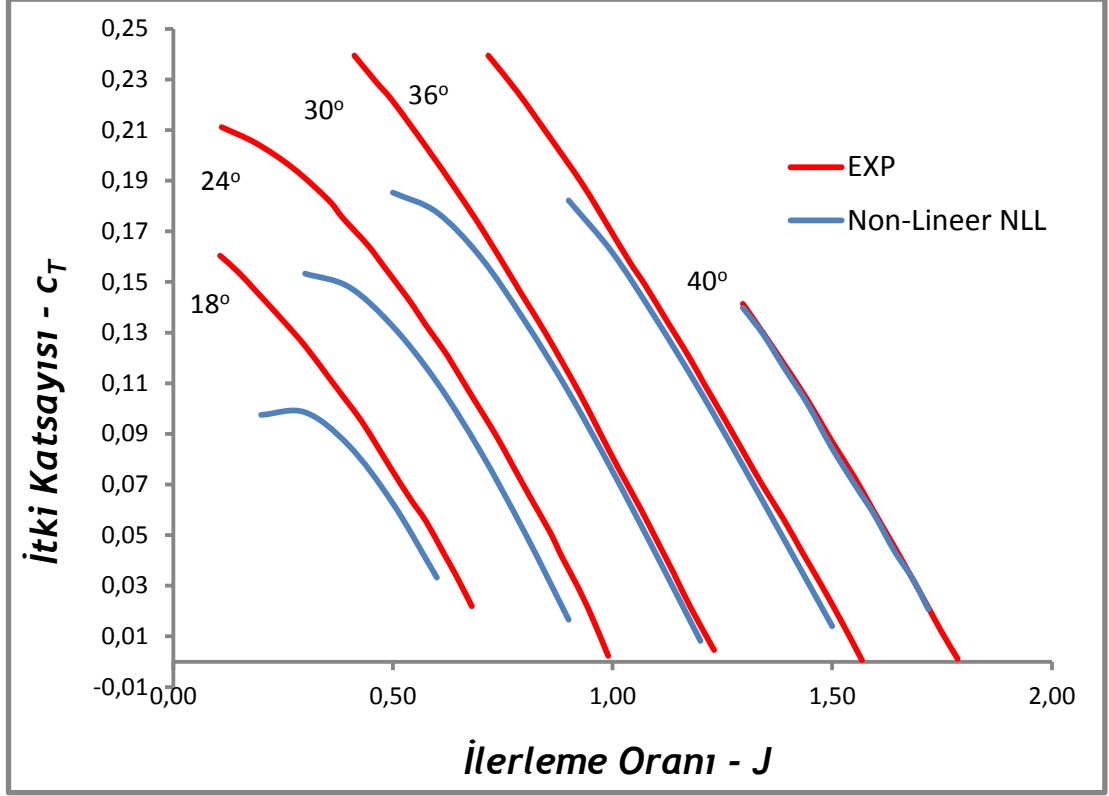
Büyüklük	Hata oranı (%)
C_T	± 8
C_P	± 7

Pervane-4’ün palaları NACA 0009 kesitinden imal edilmiştir. Bu profile ait deney verileri Abbott (1945) ve Sheldahl (1981)’den alınmıştır. Bu verilerin Reynolds sayısı ve hücum açısı aralıkları Çizelge 5.11’de verilmiştir. Ara değerler için de lineer interpolasyon yapılmıştır.

Çizelge 5.11 : NACA 0009 kesitinin deney verileri aralığı

<i>Reynolds Sayısı</i>	<i>A</i>	<i>Kaynak</i>
3,60E+05	$-30^0 : 30^0$	Sheldahl (1981)
5,00E+05	$-30^0 : 30^0$	"
6,90E+05	$-30^0 : 30^0$	"
3,00E+06	$-14^0 : 14^0$	Abbott (1945)
6,00E+06	$-17^0 : 17^0$	"
9,00E+06	$-16^0 : 16^0$	"

Şekil 5.10’da pervane-4 için çeşitli oturma açılarında ilerleme oranı-itki katsayısı grafiği verilmiştir.



Şekil 5.10 : Pervane-4 için $C_T - J$ grafiği

Görüldüğü üzere çok düşük ilerleme oranları için non-lineer nümerik taşıyıcı çizgi yöntemi sonuçları tutunma kaybını çağrıştıran bir eğri çizerek deneysel verilerden uzaklaşmaktadır. Ayrıca belirli bir oturma açısında ilerleme oranının artmasıyla yöntemin sonuçlarının deneysel sonuçlara çok yaklaştığı görülmektedir.

6. SONUÇ

Bu çalışmada pervanelerin aerodinamik performanslarının nümerik bir yöntem ile tahmini için doğrusal olmayan kesit profili verilerini kullanarak hesap yapabilecek girdap kafes yöntemi esaslı bir iteratif bir yöntem geliştirilmiştir.

Yöntem için MATLAB dilinde bir bilgisayar programı hazırlanıp yöntemin güvenilirliğini ve doğruluğunu göstermek için birçok uygulama yapılmıştır.

Kanat üzerindeki doğrulama çalışmaları hem nümerik taşıyıcı çizgi yöntemi hem de non-lineer nümerik taşıyıcı çizgi yöntemi ile gerçekleştirilmiştir. Öncelikle düz levha şeklindeki kanat ve taşıma eğrisi eğimi düz levhadan daha küçük olan kamburluksuz hayali profile sahip kanat için analiz yapılmıştır. Beklendiği gibi kamburluksuz hayali profilin taşıma eğrisi eğimi daha küçük olduğundan non-lineer yöntem sonucunda hesaplanan taşıma katsayısı hem düz levhadan hem de nümerik taşıyıcı çizgi yöntemine göre daha küçük çıkmıştır. Bu durumda non-linner yöntemin viskoz etkileri hesaba kattığı ortaya çıkarılmıştır. Hayali profil kamburluklu olarak seçilerek analiz yapıldığında ise non-lineer yöntemin kamburluk etkisini dikkate alarak nümerik taşıyıcı çizgi yönteminden daha büyük bir taşıma katsayısı hesaplandığı görülmüştür.

Diğer bir uygulamada gerçek bir kanat profiline ait doğrusal olmayan bölgeyi de içeren veri kullanılmıştır. Bu amaçla kesit profili olarak NACA 4412 profili seçilmiş olup bu profile ait veriler Pinkerton'un çalışmasından alınmıştır. Analiz sonucunda nümerik taşıyıcı çizgi yöntemi ile kesit profili düz levha kabul edilerek elde edilen taşıma katsayıları non-lineer yöntemdeki iterasyonlar sonucunda NACA 4412 deneysel verilerini dikkate alacak biçimde bir değişime uğramaktadır. Taşıma katsayıları kamburluk etkisini içerecek biçimde genel bir artış göstermektedir. Ayrıca viskoz etkileri içerecek biçimde taşıma eğrisi eğiminde bir miktar azalma olmakta, tutunma kaybı etkisinin hesaplanabildiği görülmektedir.

Kanat üzerindeki uygulamaların sonuncusu olarak deneysel çalışmalarla bir karşılaştırma yaparak yöntemin genel başarısı hakkında bir bilgi edinilmesi

amaçlanmıştır. Bu çerçevede dikdörtgensel üst görünümlü kanadın kesit profili olarak bir NACA 4415 profili seçilmiştir. Bu profile ait veriler Ostowari ve Naik'in çalışmasından alınmıştır. Uygulama üç farklı açıklık oranında gerçekleştirilmiştir. Analiz sonucunda açıklık oranının değeri küçük olduğunda ($AR=6$) iterasyon sonuçları deney sonuçlarına doğru yaklaşmakla birlikte sonuçlar arasındaki uyumun yeterli olmadığı gözükmemektedir. Bu durum, uygulanan yöntemin kanat üzerinden geçen akımı yaklaşık iki boyutlu kabul etmesinden kaynaklanmaktadır. Bu açıklık oranı için üç boyutlu etkiler kuvvetli olup, kesit profili bilgisinin kullanılması hataya yol açmaktadır. Buna karşılık açıklık oranının daha büyük olduğu ($AR=9$ ve $AR=12$) diğer iki halde iteratif sonuçlarla deney sonuçları arasında iyi bir uyum olduğu görülmektedir. Bu da iteratif yöntemin açıklık oranı yeterince büyük olmak kaydıyla güvenilir bir yöntem olduğunu göstermektedir.

Pervane üzerinde non-linear taşıyıcı çizgi yönteminin uygulaması hem tasarım noktasında hem de tasarım noktası dışındaki şartlarda gerçekleştirilmiştir. Öncelikle literatürden geometrisi ve performans değerleri bilinen test pervaneleri seçilmiştir. Yöntemin tasarım noktasındaki başarısını görmek için Bauer, Adkins ve Sholar'ın çalışmalarında yer alan pervane geometrileri alınmıştır. Bu pervaneler belirtilen kaynaklarda farklı analiz prosedürleri ile yalnızca tasarım noktalarında incelenmiştir. Analiz sonucunda tasarım noktasında elde edilen sonuçlar oldukça tatminkâr sonuçlar vermiştir.

Non-linear taşıyıcı çizgi yönteminin tasarım dışı noktalardaki başarısını hesaplamak için Yaggy tarafından çeşitli oturma açılarında geometrisi verilmiş bir pervane modeli kullanılmıştır. Seçilen pervanenin palaları NACA 0009 kesitinden imal edilmiştir. Bu profile ait deney verileri ise Abbott ve Sheldahl'den alınmıştır.

Analiz sonucunda düşük ilerleme oranları için non-linear nümerik taşıyıcı çizgi yöntemi sonuçları tutunma kaybını çağrıştıran bir eğri çizerek deneysel verilerden uzaklaşmaktadır. Tutunma kaybı bölgesinde kesit karakteristiklerinin deney verisinin güvenilirliği belirleyici olmaktadır. Bu nedenle yüksek hücum açılarında profil bilgisinin olduğu deney verilerinin kullanılması sonuçların hassaslaştırılması için gereklidir.

Belirli bir oturma açısında ilerleme oranının artmasıyla non-linear yöntemin sonuçlarının deneysel sonuçlara çok yaklaştığı görülmektedir. Bu durumda pervane

izindeki helisel girdap geometrisinin ilerleme oranına baēlı olması nedeniyle iz modellemesi yapılırken yöntemin sonuçlarının deneysel verilere uyumluēunun artması için farklı yöntemler kullanılması gerektiēini ortaya koymuētur.

Bu alıēmada sıkıētırılabilme etkileri ihmal edilmiētir. Kök ve uç hızı düzeltmelerinin analiz metoduna eklenmesi gerekmektedir.

Ayrıca literatürden daha fazla deney verisi bulunarak alıēma geniēletilebilir. Bu baēlamda NACA tarafından yapılmıē deneylerde kullanılan pervanelerin büyük bir kısmının NACA 16-serisi kesitleri ile imal edilmiē olduēundan bu kesitler için iki boyutlu kesit karakteristikleri elde edilebilir.

KAYNAKLAR

- Anderson, J. D.**, 1991. *Fundamentals of aerodynamics*, McGraw Hill, 2nd Edition
- Adkins, C. N., Liebeck R. H.**, 1994. Design of optimum propellers, Journal of Propulsion and Power Vol. 10, No. 5, Sept.-Oct.
- Abbott, I. H. V. D., Stivers A. E.**, 1945. Summary of airfoil data, NACA Report 824.
- 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.
- Bertin J.J, Smith M.M**, 2002. Aerodynamics of engineers, Prentice Hall
- Betz, A.**, 1919. Schraubenpropeller mit geringstem energieverlust, Gottingen Math Phys., pp. 913-217.
- Carlton, J.**, 2007. Marine propellers and propulsion, Second Edition, Elsevier.
- Drzewiecki, S.**, 1904. Bulletin de l'Association Technique Maritime, No.15, Session De 1904, Gauthier-Villars, Imprimeur-Libraire, Paris.
- Durand, W. F.**, 1935. Airplane propellers, Aerodynamic theory, Third edition, Vol. IV, Division L.
- Froude, R. E.**, 1889. On the part played in the operation of propulsion differences in fluid pressure, Translated, RINA 30.
- Froude, W.**, 1878. On the elementary relation between pitch, slip and propulsive efficiency, Translated, RINA 19.
- Glauert, H.**, 1948. The elements of aerofoil and airscrew theory, Cambridge University Press, Second Edition.
- Goldstein, S.**, 1929. On the vortex theory of propellers, Royal Society of London, Proceedings Vol. 1234 pp. 440-465.
- Gur, O., Rosen A.**, 2005. Propeller performance at low advance ratio, Journal of Aircraft, Vol. 42, No. 2, pp.435-441, March-April.
- Gur, O., Rosen A.**, 2008. Comparison of blade-element models of propellers, The Aeronautical Journal, Vol. 1122, No. 1138, December
- Katz J., Plotkin A.**, 1991. Low Speed Aerodynamics from Wing Theory to Panel Methods. Professors of Aerospace Engineering and Engineering Mechanics, San Diego State University, 562 s. Printed in Singapore.
- Larrabee, E. E.**, 1979. Practical design of minimum induced loss propellers, Business Aircraft Meeting and Exposition, Century II, Wichita, April 3-6.

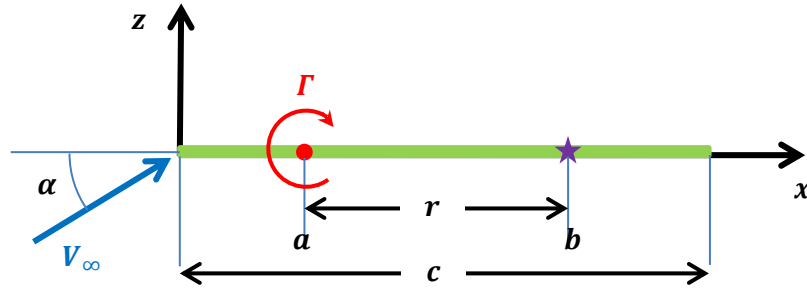
- Melin, T.**, 2000. A Vortex Lattice MATLAB Implementation for Linear Aerodynamic Wing Applications, Royal Institute of Technology, Department of Aeronautics
- Mukherjee, R.**, Gopalarathnam, A., Poststall prediction of multiple-surface configurations using a decambering approach, J. of Aircraft, Vol.43,660-668,2006
- Ostowari, C., Naik, D.**, 1984. Post Stall Studies of Untwisted Varying Aspect Ratios with an NACA 4415 Airfoil Section – Part I, Aerospace Engineering Department/Texas A&M University, College Texas, Texas 7843, U.S.A.
- Ostowari, C., Naik, D.**, 1985. Post Stall Studies of Untwisted Varying Aspect Ratios with NACA 44XX Series – Part II, Aerospace Engineering Department/Texas A&M University, College Texas, Texas 7843, U.S.A.
- Pakalnis, E., Lasauskas, E., Stankūnas, J.**, Convergence of lift force calculation of a tapered wing using non-linear section data. Vilnius Gediminas Technical University, Rodūnios 30, LT-02187 Vilnius-38, Lithuania, 2004.
- Prandtl, L.**, 1923. Application of modern hydrodynamics to aeronautics, NACA Technical Note 116.
- Pinkerton, R.M.**, 1936. Calculated and measured pressure distributions over the midspan section of the NACA4412 airfoil, NACA Technical Report No: 563.
- Ramgard, A.**, 1992, *Vektoranalys*, THS AB, 2nd Edition
- Rankine, W. J. M.**, 1865. On the mechanical principles of the action of propellers, Translated, RINA 6.
- Sivells, J.C., Neely, R.H.**, 1947. “Method for Calculating Wing Characteristics by Lifting-Line Theory Using Nonlinear Section Lift Data,” NACA TN 1269, April.
- Sheldahl, E. R., Klimas, P. C.**, 1981. Aerodynamic characteristics of seven symmetrical airfoil sections through 180-degree angle of attack for use in vertical axis wind turbines, SANDIA Report 80-2114.
- Sholar, J.**, 1985. A human powered speed aircraft using electrical energy storage, Massachusetts Institute of Technology, Department of Aeronautics and Astronautics.
- Theodorsen, T.**, 1948. Theory of propellers, First Edition, McGraw-Hill, pp. 213-217.
- Tani, I.**, 1934. “A Simple Method of Calculating the Induced Velocity of a Monoplane Wing,” Report No. 111(vol. 9.3), Aero. Rest. Inst., Tokyo Imperial Univ., August.
- Wald, Q.**, 2006. The aerodynamics of propellers, Progress in Aerospace Sciences 42 85-128.
- Weick, F. E.**, 1930. Aircraft Propeller Design, McGraw-Hill, London.

- Yaggy, P. F, Rogallo V. L.**, 1960. A wind-tunnel investigation of three propellers through an angle-of-attack range from 0° to 85° , NASA TN D318.
- Yükselen M.A**, Ders Notları www2.itu.edu.tr/~yukselen, İstanbul Teknik Üniversitesi, 2008

EKLER

EK A: Kutta şartının sağlanması

Şekil A.1'deki gibi düz bir levha üzerine akışın V_∞ , hızı ve α , hücum açısı ile geldiği düşünölsün.



Şekil A.1: Girdap ve kontrol noktası konumu

Şekildeki notasyon doğrultusunda kontrol noktasında noktasal girdap noktası tarafından indüklenen hız şu şekilde yazılabilir:

$$v_{cp} = -\frac{\Gamma}{2\pi r} \quad (\text{A.1})$$

Düz levha için kamburluk hesaba katılmayacağı için ince profil sınır şartı şu şekilde yazılır:

$$\frac{v_{BC}}{V_\infty} = -\alpha \quad (\text{A.2})$$

Eğer v_{cp} ve v_{BC} hızları birbirine eşitlenirse hücum açısı için şu ifade eldi edilir.

$$\alpha = \frac{\Gamma}{2\pi r V_\infty} \quad (\text{A.3})$$

Bu ifadenin kullanılabilmesi için öncelikle Kutta-Joukowski taşıma konunu ve ince profil teorisinin sonucu olarak taşıma kuvveti ifadeleri sırasıyla şu şekilde ifade edilsin:

$$L = \rho V_\infty \Gamma \quad (\text{A.4})$$

$$L = \frac{1}{2} \rho V_{\infty}^2 c 2\pi\alpha \quad (\text{A.5})$$

Bu iki ifade düz levha için birbirine eşitlenerek hücum açısı yerine denklem A.3'de elde edilmiş ifade konularak matematiksel manipölasyon sonucunda aşağıdaki ifade elde edilir:

$$r = \frac{c}{2} \quad (\text{A.6})$$

Bu ifade kontrol noktası ve girdap noktası arasındaki uzaklık konusunda bilgi vermektedir. Ancak girdap noktasının konumunu belirleye bilmek için parabolik bir profil kullanılarak daha detaylı bir analize ihtiyaç vardır.

Bu durumda kontrol noktasında indüklenen hız a ve b konumları kullanılarak şu şekilde yazılır:

$$v_{cp} = -\frac{\Gamma}{2\pi(a-b)} \quad (\text{A.7})$$

Kamburluğun ihmal edilmediği durumda ince profil sınır şartı şu şekilde yazılır:

$$\frac{v_{BC}}{V_{\infty}} = \frac{df_c}{dx} - \alpha \quad (\text{A.8})$$

Parabolik kamburluk eğrisi fonksiyonu ise f yüzey fonksiyonu olmak üzere şu şekilde yazılabilir:

$$f_c(x) = 4\delta \left(\frac{x}{c}\right) (c-x) \quad (\text{A.9})$$

Bu eğrinin eğimi ise şu şekilde ifade edilebilir:

$$\frac{df_c}{dx} = 4\delta \left[1 - 2\left(\frac{x}{c}\right)\right] \quad (\text{A.10})$$

Bu durumda sınır şartı şu şekilde elde edilmiş olur:

$$\frac{v_{BC}}{V_{\infty}} = 4\delta \left[1 - 2\left(\frac{x}{c}\right)\right] - \alpha \quad (\text{A.11})$$

İnce profil teorisinin sonucu olan,

$$L = \frac{1}{2} \rho V_{\infty}^2 c 2\pi(\alpha + 2\delta) \quad (\text{A.12})$$

ifadesi denklem A.4'te verilen Kutta-Joukowski teoremine eşitlenecek olursa girdap şiddeti için şu ifade elde edilir:

$$\Gamma = \pi V_{\infty} c (\alpha + 2\delta) \quad (\text{A.13})$$

Bu durumda denklem A.13 ifadesi denklem A.7'de yerine konularak sınır şartı b noktası için yazılacak olursa:

$$-\frac{\pi V_{\infty} c (\alpha + 2\delta)}{2\pi(a-b)V_{\infty}} = 4\delta \left[1 - 2 \left(\frac{b}{c} \right) \right] - \alpha \quad (\text{A.14})$$

İfadesi elde edilir. Bu ifade düzenlenerek şu hale getirilebilir:

$$-\frac{1}{2} \frac{c}{(b-a)} (\alpha + 2\delta) = 4\delta \left[1 - 2 \left(\frac{b}{c} \right) \right] - \alpha \quad (\text{A.15})$$

Bu ifadenin herhangi bir α ve δ değeri için doğru olabilmesi için şu iki şartın sağlanması gerekir:

$$-\frac{1}{2} \frac{c}{(b-a)} = -1 \quad (\text{A.16})$$

$$-\frac{c}{(b-a)} = 4 \left[1 - 2 \left(\frac{b}{c} \right) \right] \quad (\text{A.17})$$

Buradan birinci ifade çözülecek olursa:

$$b - a = \frac{c}{2} \quad (\text{A.18})$$

elde edilir ki bu sonuçta birinci analizde sonucunda elde edilen sonuç ile aynıdır. Bu sonuç kullanılarak denklem A.17 çözülürse:

$$\frac{a}{c} = \frac{1}{4} \quad (\text{A.19})$$

elde edilir. Böylece girdap noktası $1/4$ veter noktasında yer alırken kontrol noktasının da $3/4$ veter noktasında yer aldığı ortaya çıkmış olur. Bu durum “ $1/4 - 3/4$ kuralı” olarak bilinmektedir.

EK B: Pervane geometrileri**Çizelge B.1: Pervane-1a'nin geometrisi (Bauer, 1997)**

r_R	c_R	β	c_l	c_l/c_d
0,2000	0,1099	57,64	0,6	0,102
0,2796	0,1433	49,89	0,6	0,102
0,3591	0,1620	44,40	0,6	0,102
0,4387	0,1694	40,01	0,6	0,102
0,5183	0,1663	36,04	0,6	0,102
0,5979	0,1579	32,92	0,6	0,102
0,6774	0,1460	30,50	0,6	0,102
0,7570	0,1279	28,17	0,6	0,102
0,8366	0,1052	26,15	0,6	0,102
0,9161	0,0752	24,40	0,6	0,102
0,9957	0,0169	22,86	0,6	0,102

Çizelge B.2: Pervane-1b'nin geometrisi (Bauer, 1997)

r_R	c_R	β	c_l	c_l/c_d
0,2000	0,0982	57,40	0,6	0,102
0,2796	0,1299	49,63	0,6	0,102
0,3591	0,1504	44,13	0,6	0,102
0,4387	0,1622	39,75	0,6	0,102
0,5183	0,1654	35,80	0,6	0,102
0,5979	0,1656	32,69	0,6	0,102
0,6774	0,1618	30,28	0,6	0,102
0,7570	0,1473	27,96	0,6	0,102
0,8366	0,1244	25,96	0,6	0,102
0,9161	0,0907	24,13	0,6	0,102
0,9957	0,0207	22,69	0,6	0,102

Çizelge B.3: Pervane-1c'nin geometrisi (Bauer, 1997)

r_R	c_R	β	c_l	c_l/c_d
0,1000	0,0271	77,37	0,6	0,102
0,1890	0,0762	65,67	0,6	0,102
0,2780	0,1199	55,92	0,6	0,102
0,3670	0,1468	48,11	0,6	0,102
0,4560	0,1589	41,91	0,6	0,102
0,5450	0,1611	36,99	0,6	0,102
0,6340	0,1584	33,05	0,6	0,102
0,7230	0,1396	29,84	0,6	0,102
0,8120	0,1169	27,19	0,6	0,102
0,9010	0,0827	24,98	0,6	0,102
0,9900	0,0270	23,11	0,6	0,102

Çizelge B.4: Pervane-1d'nin geometrisi (Bauer, 1997)

r_R	c_R	β	c_l	c_l/c_d
0,1000	0,0837	77,78	0,6	0,102
0,1890	0,1369	66,33	0,6	0,102
0,2780	0,1677	56,71	0,6	0,102
0,3670	0,1801	48,94	0,6	0,102
0,4560	0,1790	42,74	0,6	0,102
0,5450	0,1684	37,78	0,6	0,102
0,6340	0,1514	33,79	0,6	0,102
0,7230	0,1309	30,53	0,6	0,102
0,8120	0,1063	27,84	0,6	0,102
0,9010	0,0757	25,58	0,6	0,102
0,9900	0,0235	23,68	0,6	0,102

Çizelge B.5: Pervane-2'nin geometrisi (Adkins, 1994)

r_R	c_R	β	c_l
0,1739	0,1191	58,31	0,7
0,3115	0,1602	41,86	0,7
0,4493	0,1485	32,27	0,7
0,5870	0,1242	22,30	0,7
0,7246	0,0972	18,80	0,7
0,8624	0,0665	15,96	0,7
1,0000	0,0000	13,86	0,7

Çizelge B.6: Pervane-3'ün geometrisi (Sholar, 1985)

r_R	c_R	β	c_l	c_l/c_d
0,0260	0,0181	99,45	0,7	35,0
0,0780	0,0494	79,66	0,7	43,1
0,1310	0,0724	69,95	0,7	47,1
0,1820	0,0874	61,63	0,7	49,8
0,2330	0,0958	54,69	0,7	51,6
0,2840	0,0994	48,99	0,7	53,0
0,3340	0,0997	44,32	0,7	54,0
0,3830	0,0979	45,47	0,7	54,7
0,4310	0,0947	37,28	0,7	55,3
0,4770	0,0905	34,61	0,7	55,6
0,5220	0,0859	32,37	0,7	55,8
0,5660	0,0811	30,46	0,7	55,9
0,6090	0,0761	28,84	0,7	55,8
0,6490	0,0711	27,44	0,7	55,7
0,6880	0,0661	25,21	0,7	55,4
0,7250	0,0612	25,19	0,7	55,1
0,7600	0,0564	24,29	0,7	54,6
0,7930	0,0517	23,53	0,7	54,1
0,8240	0,0505	22,81	0,7	53,5
0,8530	0,0427	22,21	0,7	52,8
0,8790	0,0383	21,70	0,7	51,9
0,9030	0,0341	21,25	0,7	51
0,9240	0,0299	20,87	0,7	49,9
0,9430	0,0258	25,55	0,7	48,6
0,9590	0,0217	25,28	0,7	47,1
0,9720	0,0177	20,06	0,7	45,3
0,9830	0,0137	19,89	0,7	43,2
0,9910	0,0098	19,76	0,7	47,4
0,9970	0,0059	19,68	0,7	35,5
1,0000	0,0019	19,64	0,7	29,3

Çizelge B.7: Pervane-4'ün geometrisi, $\beta = 12^0$, (Yaggy, 1960)

r_R	c_R	β
0,1994	0,2105	24,27
0,2489	0,2105	23,09
0,3039	0,2105	21,92
0,3589	0,2105	20,75
0,3992	0,2105	19,84
0,4505	0,2105	18,67
0,5055	0,2105	17,50
0,5422	0,2105	16,69
0,6009	0,2105	15,33
0,6522	0,2105	14,16
0,7072	0,2105	12,98
0,7500	0,2105	12,00
0,7622	0,2105	11,72
0,7988	0,2105	10,91
0,8538	0,2105	9,73
0,8905	0,2105	8,92
0,9271	0,2105	8,20
0,9638	0,2105	7,30

Çizelge B.8: Pervane-4'ün geometrisi, $\beta = 18^0$, (Yaggy, 1960)

r_R	c_R	β
0,1994	0,2105	30,27
0,2489	0,2105	29,09
0,3039	0,2105	27,92
0,3589	0,2105	26,75
0,3992	0,2105	25,84
0,4505	0,2105	24,67
0,5055	0,2105	23,50
0,5422	0,2105	22,69
0,6009	0,2105	21,33
0,6522	0,2105	20,16
0,7072	0,2105	18,98
0,7500	0,2105	18,00
0,7622	0,2105	17,72
0,7988	0,2105	16,91
0,8538	0,2105	15,73
0,8905	0,2105	14,92
0,9271	0,2105	14,20
0,9638	0,2105	13,30

Çizelge B.9: Pervane-4'ün geometrisi, $\beta = 24^0$, (Yaggy, 1960)

r_R	c_R	β
0,1994	0,2105	36,27
0,2489	0,2105	35,09
0,3039	0,2105	33,92
0,3589	0,2105	32,75
0,3992	0,2105	31,84
0,4505	0,2105	30,67
0,5055	0,2105	29,50
0,5422	0,2105	28,69
0,6009	0,2105	27,33
0,6522	0,2105	26,16
0,7072	0,2105	24,98
0,7500	0,2105	24,00
0,7622	0,2105	23,72
0,7988	0,2105	22,91
0,8538	0,2105	21,73
0,8905	0,2105	20,92
0,9271	0,2105	20,20
0,9638	0,2105	19,30

Çizelge B.10: Pervane-4'ün geometrisi, $\beta = 30^0$, (Yaggy, 1960)

r_R	c_R	β
0,1994	0,2105	42,27
0,2489	0,2105	41,09
0,3039	0,2105	39,92
0,3589	0,2105	38,75
0,3992	0,2105	37,84
0,4505	0,2105	36,67
0,5055	0,2105	35,50
0,5422	0,2105	34,69
0,6009	0,2105	33,33
0,6522	0,2105	32,16
0,7072	0,2105	30,98
0,7500	0,2105	30,00
0,7622	0,2105	29,72
0,7988	0,2105	28,91
0,8538	0,2105	27,73
0,8905	0,2105	26,92
0,9271	0,2105	26,20
0,9638	0,2105	25,30

Çizelge B.11: Pervane-4'ün geometrisi, $\beta = 36^0$, (Yaggy, 1960)

r_R	c_R	β
0,1994	0,2105	48,27
0,2489	0,2105	47,09
0,3039	0,2105	45,92
0,3589	0,2105	44,75
0,3992	0,2105	43,84
0,4505	0,2105	42,67
0,5055	0,2105	41,50
0,5422	0,2105	40,69
0,6009	0,2105	39,33
0,6522	0,2105	38,16
0,7072	0,2105	36,98
0,7500	0,2105	36,00
0,7622	0,2105	35,72
0,7988	0,2105	34,91
0,8538	0,2105	33,73
0,8905	0,2105	32,92
0,9271	0,2105	32,20
0,9638	0,2105	31,30

Çizelge B.12: Pervane-4'ün geometrisi, $\beta = 40^0$, (Yaggy, 1960)

r_R	c_R	β
0,1994	0,2105	52,27
0,2489	0,2105	51,09
0,3039	0,2105	49,92
0,3589	0,2105	48,75
0,3992	0,2105	47,84
0,4505	0,2105	46,67
0,5055	0,2105	45,50
0,5422	0,2105	44,69
0,6009	0,2105	43,33
0,6522	0,2105	42,16
0,7072	0,2105	40,98
0,7500	0,2105	40,00
0,7622	0,2105	39,72
0,7988	0,2105	38,91
0,8538	0,2105	37,73
0,8905	0,2105	36,92
0,9271	0,2105	36,20
0,9638	0,2105	35,30

ÖZGEÇMİŞ



Adı Soyadı: Emre ŞAHİN

Doğum Yeri ve Tarihi: Ardauç/ARTVİN - 1982

Adres: İstanbul

E-Posta: emresahin08@outlook.com

Lisans: İstanbul Teknik Üniversitesi – Uçak Mühendisliğı

Mesleki Deneyim: Otokar Otomotiv ve Savunma Sanayi A.Ş., Şasi Geliştirme Mühendisi.

AVL Araştırma ve Mühendislik San. Ve Tic. Ltd. Şti., Tasarım Mühendisi.