

**ETKİLEŞİMLİ ORTAMDA İKİ BOYUTLU PANEL
YÖNTEMLERİ**

YÜKSEK LİSANS TEZİ
Uçak Müh. Atilla COŞKUN
(511961003)

Tezin Enstitüye Verildiği Tarih : 17 Eylül 2002
Tezin Savunulduğu Tarih : 19 Eylül 2002

Tez Danışmanı : Prof. Dr. M. Adil YÜKSELEN
Diğer Jüri Üyeleri Prof. Dr. Süleyman TOLUN
Yrd. Doç. Dr. Okşen ÇETİNER

EYLÜL 2002

ÖNSÖZ

Günümüzde profillerin dizayn ve analizi için yapılan deneysel çalışmaların oldukça uzun zaman, masraf ve emek gerektirmesi sebebiyle, birçok bilim adamı fazla masraf ve emek gerektirmeyen teorik dizayn ve analiz metotları geliştirmişlerdir.

Kanat profilleri etrafındaki potansiyel akım alanlarının hesaplanması problemi, kanat profillerinin karakteristiklerinin analizi ve performanslarının saptanması amacıyla pratikte sıklıkla kullanılan potansiyel akım-sınır tabaka yaklaşımının bir parçası olarak önem kazandığı gibi, dizayn probleminin önemli bir parçası olarak da dikkati çekmektedir. Sıkıştırılamaz potansiyel akım alanlarının hesabı için genel olarak iki grup yöntemden söz etmek mümkündür: konform dönüşüm esaslı yöntemler ve panel yöntemleri.

Bu çalışmada, iki boyutlu panel yöntemlerinden Kompleks Panel Yöntemi, Kennedy Marsden Yöntemi, Soinne Laine Yöntemi, Maskew Woodward Yöntemi ve Vorpan Panel Yöntemleri ele alınmıştır. Tekillik olarak yönteme göre farklılık gösteren kaynak yada girdap dağılımları kullanılmış olup, kontrol noktalarının panel üzerindeki konumlarının seçimleri de yöntemlere göre farklılık göstermektedir. Hazırlanan bilgisayar programı yardımı ile farklı panel yöntemleri ile hesaplama yapılarak, yöntemler arasında karşılaştırma yapma imkanı sağlanmıştır. Program, hesaplama yapılacak profil, hesaplama için kullanılan yöntem, panel yöntemine esas nokta sayısı, hücum açısı gibi değerlerin ekrandan girilmesine ve elde edilen sonuçların sayısal ve grafik olarak gözlenmesine, istenirse diğer panel yöntemleri ile karşılaştırma yapabilmek için sayısal değer ve grafiklerin muhafaza edilmesine olanak sağlamaktadır. Bu program, analitik kökenli kanat profilleri üzerinde çok sayıda uygulama yapılarak geniş bir şekilde test edilmiştir.

Çalışmalarım sırasında daima yapıcı yönde ve olumlu desteğini esirgemeyen değerli hocam Prof. Dr. M. Adil YÜKSELEN 'e teşekkür ediyorum. Ortaya birşeyler çıkabildiyse bunda kendisinin payı gerçekten büyüktür.

EYLÜL 2002

Atilla COŞKUN

İÇİNDEKİLER

TABLO LİSTESİ	iv
ŞEKİL LİSTESİ	v
SEMBOL LİSTESİ	vii
ÖZET	viii
SUMMARY	ix
1. GİRİŞ	1
2. PANEL YÖNTEMLERİ	3
2.1. Potansiyel Akım Yaklaşımı	3
2.1.1. Süreklilik Denklemi	3
2.1.2. İntegral Yaklaşımı ve Panel Yöntemi	6
2.2. Potansiyel Akım Yaklaşımının Kompleks Düzlemde İncelenmesi	8
2.2.1. Kompleks Potansiyel Fonksiyonu	8
2.2.2. Kompleks Düzlemde İntegral Denklemi	8
2.3. Panel Yöntemleri	11
2.3.1. Kompleks Panel Yöntemi	11
2.3.2. Kennedy Marsden Yöntemi	17
2.3.3. Soinne Laine Yöntemi	21
2.3.4. Maskew Woodward Yöntemi	25
2.3.5. Vorpan Panel Yöntemi	29
2.4. Panel Yöntemi Sonuçlarının İncelenmesi	31
3. KARMAN-TREFFTZ VE JOUKOWSKY PROFİLLERİNİN KARAKTERİSTİKLERİ	35
3.1. Karman-Trefftz Dönüşümü	35
3.2. Profil üzerindeki Hız Dağılımı Hesabı	38
3.3. Taşıma Kuvveti ve Yunuslama Momenti	40
4. YAZILIM	46
4.1. Kontrol Butonları	47
4.2. Input Parametreleri	49
4.3. Veri Sayfaları	53
5. UYGULAMALAR	61
6. SONUÇ VE ÖNERİLER	75
KAYNAKLAR	77
ÖZGEÇMİŞ	79

TABLO LİSTESİ

	<u>Sayfa No</u>
Tablo 4.1. : Panel yöntemlerine ait sınır şartları, tekillik türleri ve kontrol noktaları.....	50
Tablo 5.1. : Karman-Trefftz profilleri için analitik ve sayısal sonuçlar.....	62
Tablo 5.2. : Joukowski profilleri için analitik ve sayısal sonuçlar.....	65

ŞEKİL LİSTESİ

	<u>Sayfa No</u>
Şekil 2.1 : Potansiyel Fonksiyon İçin Matematik Model.....	5
Şekil 2.2 : Akım Fonksiyonu İçin Matematik Model.....	5
Şekil 2.3 : Kompleks Düzlemde Kapalı Eğri.....	9
Şekil 2.4 : Teğet Normal Eksen Takımında Hız Bileşenleri.....	10
Şekil 2.5 : Kompleks Düzlemde Akım Alanı.....	12
Şekil 2.6 : Yüzey Panelleri.....	12
Şekil 2.7 : Sabit Girdap Dağılımının İndüklemesi.....	20
Şekil 2.8 : Bir Eğri Üzerindeki Girdap Dağılımı.....	21
Şekil 2.9 : Profil Üzerindeki Lineer Girdap Dağılımı.....	22
Şekil 2.10 : Doğrusal Panel Boyunca Lineer Girdap Dağılımı.....	22
Şekil 2.11 : Kompleks Düzlemde Akım Alanı.....	26
Şekil 2.12 : Yüzey Panelleri.....	26
Şekil 2.13 : Sabit ve Lineer Tekillik Dağılımları.....	27
Şekil 2.14 : Simetrik Kaynak ve Girdap Dağılımı.....	28
Şekil 2.15 : Lineer Girdap Dağılımı.....	30
Şekil 2.16 : Kanat Profili Etrafında Basıncın İntegrasyonu.....	32
Şekil 2.17 : Profile Etkiyen Taşıma ve Sürüklenme.....	34
Şekil 3.1 : Karman-Trefftz Dönüşümü.....	36
Şekil 3.2 : Daire Etrafındaki Akım.....	39
Şekil 3.3 : Kanat Profiline Etkiyen Kuvvet ve Momentler.....	40
Şekil 3.4 : Daire Etrafındaki Potansiyel Akım.....	42
Şekil 3.5 : Kanat Profiline Etkiyen Kuvvet ve Momentler.....	44
Şekil 4.1 : Program Ana Penceresi.....	46
Şekil 4.2 : Veri Kaydında Kullanılan Logic	47
Şekil 4.3 : Karşılaştırma Penceresi	48
Şekil 4.4 : Panel Yöntemleri Pulldown Seçimi.....	49
Şekil 4.5 : Profil Bilgi Dosyaları Penceresi.....	51
Şekil 4.6 : “Karman-Trefftz” veya “Joukowski” Profili Seçimi.....	51
Şekil 4.7 : “Karman-Trefftz” veya “Joukowski” Profil Dizayn Penceresi...	52
Şekil 4.8 : Dosyadan Profil Seçme Penceresi.....	52
Şekil 4.9 : Parametreler Veri Sayfası.....	54
Şekil 4.10 : Cl,Cm, Cu Dağılımı.....	54
Şekil 4.11 : Panel Özellikleri ve Kaynak/Girdap Şiddetleri Veri Sayfası.....	55
Şekil 4.12 : Cu Çizimi Sayfası.....	56
Şekil 4.13 : Profil Çizimi.....	56
Şekil 4.14 : Profilin Karmann Trefftz Dönüşümünden Sonraki Hali.....	57
Şekil 4.15 : Profil Üzerindeki Basınç Dağılımı.....	58
Şekil 4.16 : Akım Çizgileri.....	58
Şekil 4.17 : Analitik Çözüm Sonuçları.....	59
Şekil 4.18 : Analitik Cu Dağılımı Grafiği.....	60

Şekil 5.1	: Karşılaştırma “Parametreler” Sayfası.....	67
Şekil 5.2	: Karşılaştırma “Cl,Cm, Cu Dağılımı” Sayfası.....	68
Şekil 5.3	: Karşılaştırma “Basınç Dağılımı Çizim” Sayfası.....	69
Şekil 5.4	: Karşılaştırma “Pnl.Öz. Kay-Gir Şid.” Sayfası.....	69
Şekil 5.5	: Karşılaştırma “Akım Çizgileri” Sayfası.....	70
Şekil 5.6	: Karşılaştırma “Soinne-Laine/KTJ Analitik Çözüm” Sayfaları...	70
Şekil 5.7	: Karşılaştırma “Soinne-Laine/KTJ Analitik Çözüm Cu Dağılımı” Sayfaları.....	71
Şekil 5.8	: “KTJ Profil Seçimi” Sayfası.....	72
Şekil 5.9	: “KTJ Dizayn” Sayfası.....	72
Şekil 5.10	: “Parametreler” Sayfası.....	73
Şekil 5.11	: Karşılaştırma Çözüm Sonuçları.....	73
Şekil 5.12	: Karşılaştırma Çözüm Sonuçları.....	74
Şekil 5.13	: Akım Çizgileri.....	74

SEMBOL LİSTESİ

c	: Profil veter boyu
C	: Kompleks düzlemdeki kapalı bir eğri
C_D	: Sürüklenme Katsayısı
C_L	: Taşıma Katsayısı
C_M	: Moment Katsayısı
C_P	: Basınç Katsayısı
C_U	: Hız Katsayısı
$f(z)$: Kompleks potansiyel
M	: Kanat profilinin eleman sayısı
n_p	: Bir paneldeki alt panel sayısı
N	: Panel sayısı
NI	: Profil üzerindeki ilk panelin indisi
NF	: Profil üzerindeki son panelin indisi
p	: Akım alanında bir nokta
q	: Profil yüzeyindeki bir nokta
r, θ	: Cisim yüzeyine teğet ve normal olarak tanımlanmış bir eksen takımına nazaran p noktasının polar koordinatları
$t^*(z)$: z noktasında profil yüzeyinin eğimi
u	: x doğrultusundaki hız bileşeni
U_∞	: Serbest akım hızı
v	: y doğrultusundaki hız bileşeni
\vec{V}	: Hız vektörü
V_t	: Teğetsel hız bileşeni
V_n	: Normal hız bileşeni
V_{Ti}	: i . panelin kontrol noktasındaki teğetsel hız
V_{Ni}	: i . panelin kontrol noktasındaki normal hız
$w^*(z)$: z noktasında kompleks eşlenik hız
ρ	: Hava yoğunluğu
μ	: Kontrol noktası
α	: Hücum açısı
v_j	: Tekillik şiddetleri
ϕ	: Potansiyel fonksiyon
$\phi(p)$: Yüzey tekilliklerinin p noktasında indükledikleri bozuntu potansiyeli
Ψ	: Akım fonksiyonu
σ	: Kaynak şiddeti
γ	: Girdap şiddeti

ETKİLEŞİMLİ ORTAMDA İKİ BOYUTLU PANEL YÖNTEMLERİ

ÖZET

Kanat profilleri etrafındaki potansiyel akım alanının hesaplanması problemi, profil karakteristiklerinin analizi ve performanslarının elde edilmesi amacıyla pratikte sık sık kullanılan potansiyel akım - sınır tabaka yaklaşımının bir parçası olarak önem kazandığı gibi, dizayn probleminin bir parçası olarak da önem kazanmaktadır. Bu çalışmada, profil etrafındaki iki boyutlu sıkıştırılmaz potansiyel akım alanının hesaplanması için, panel yöntemlerinden Kompleks Panel Yöntemi, Kennedy Marsden Yöntemi, Soinne Laine Yöntemi, Maskew Woodward Yöntemi ve Vorpan Panel Yöntemleri sunulmaktadır. Tekillik olarak yönteme göre farklılık gösteren kaynak yada girdap dağılımları kullanılmış olup, kontrol noktalarının panel üzerindeki konumlarının seçimleri de yöntemlere göre farklılık göstermektedir. Bu çalışmada, ayrı ayrı incelenmiş panel yöntemlerini biraraya getirecek bir program hazırlanması amaçlanmıştır. Bu amaçla yöntemlerin hesaplama kısmı için Fortran dili, interaktif ortamda birarada incelenmesi, kullanımının kolay ve anlaşılır olması için ise Delphi dili kullanılmıştır. "Panel Yöntemleri" ismi verilen bu program windows tabanlı olduğundan çalışması için herhangi bir bilgisayar derleyicisine gereksinim duymamaktadır. Bu nedenle windows işletim sistemi olan her bilgisayarda kolayca kullanılabilir. Hazırlanan bilgisayar programı yardımı ile farklı panel yöntemleri ile hesaplama yapılarak, yöntemler arasında karşılaştırma yapma imkanı sağlanmıştır. Program, hesaplama yapılacak profil, hesaplama için kullanılan yöntem, panel yöntemine esas nokta sayısı, hücum açısı gibi değerlerin ekrandan girilmesine ve elde edilen sonuçların sayısal ve grafik olarak gözlenmesine, istenirse diğer panel yöntemleri ile karşılaştırma yapabilmek için sayısal değer ve grafiklerin muhafaza edilmesine olanak sağlamaktadır. Bu program ile analitik kökenli kanat profilleri üzerinde çok sayıda uygulama yapılarak geniş bir şekilde test edilmiştir. "Panel Yöntemleri" isimli bilgisayar programının lisans öğrencilerinin uygulama yapmalarında ve panel yöntemlerini kavramalarında faydalı olacağı tahmin edilmektedir.

TWO DIMENSIONAL PANEL METHODS IN INTERACTIVE ENVIRONMENT

SUMMARY

The problem of calculating potential flow fields around airfoils becomes important in analysing the airfoil characteristics and obtaining their performance as a part of potential flow-boundary layer approach which is often used in practical applications. This is also important as a part of the design problem. In this paper, Complex, Kennedy Marsden, Soinne Laine, Maskew Woodward and Vorpan Panel methods using a vorticity or source distributions along the airfoil surfaces as the singularities and some different panel points as the control points, are presented for the calculation of incompressible potential flow fields around the airfoils. The aim of the project is developing a computer program to collect some different panel methods which are already presented separately. Because of this, Fortran language is used for computation. Also Delphi language is used for making application in an interactive environment, for understanding and for using easily. Because of the computer program called "Panel Yöntemleri" is based on windows, it does not need any computer language compiler. So it can be easily used in any computer which has any windows system. Calculation of the problem using some different panel methods and comparison between panel methods becomes possible by a computer program that has been developed. The computer program can make it possible to enter input of the parameters which are profile, method, number of the panel points, angle of attack etc. from the screen. Calculation results can be seen numerically and graphically and saved in order to make the comparison. The program has been tested widely by many applications on analytical based airfoils. It is assumed that "Panel Yöntemleri" program will be useful for students while making application and understanding of the panel methods.

1. GİRİŞ

Özel profil şekline sahip yüzeylerin akışkan içerisinde hareket ettirilmeleri halinde taşıma kuvveti elde edilebileceği fikrini ilk ileri süren kişi 19. yüzyılın başında Sir George Cayley olmuştur. Kanat profilleri ile ilgili teorik çalışmaların temelini ise, Lanchester, Kutta ve Joukowski gibi aerodinamikçilerin ortaya koydukları kanat etrafında sirkülasyonla taşıma arasındaki ilişki oluşturmuştur. Bu kişiler kendi adlarıyla anılan profil aileleri türeterek bu alandaki ilerlemelere önemli katkılar sağlamışlardır. Günümüze gelinceye kadar profil analiz ve dizaynı alanında sayılamayacak kadar çok çalışma yapılmış olup birçok profil deneyimlere dayanılarak üretilirken önemli bir kısmında da teorik yöntemlerden yararlanılmıştır.

Kanat profillerinin dizaynına yönelik çalışmalarda hedef genellikle minimum sürüklemeye maksimum taşıma sağlayacak eniyi profil şeklini elde edebilmektir. İstenilen niteliklere sahip ve kullanılacağı Reynolds sayısında deneysel incelemeye tabi tutularak her türlü nitelikleri tespit edilmiş, istenilen flap düzenine sahip bir profili, literatürde yer alan profil kataloglarından bulmak her zaman mümkün olmayabilir. İşte bu nedenle uygulamada, istenilen profil şeklinin elde edilebileceği teorik yöntemlere sıklıkla ihtiyaç duyulmaktadır.

Bir kanat profilinin performansı açısından önemli olan esas unsur yüzeyi boyunca oluşan basınç dağılımıdır. Zira, basınç dağılımının yüzey boyunca integrasyonu profilin taşıma kuvvetini ve yunuslama momentini verir. Buna göre taşıma ve yunuslama için ortaya konulan beklentilere cevap verebilecek bir basınç dağılımının oluşturulabilmesi hususu dizayn probleminin esasını teşkil eder.

Ancak, profil yüzeyi boyunca gelişen sınır tabaka olaylarının bu performans üzerinde istenmeyen bazı etkilere yol açabileceğini unutmamak gereklidir. Bununla birlikte sınır tabaka olaylarının da esasen basınç dağılımına önemli ölçüde bağımlı olduğu hatırlanırsa dizayn probleminin girdisinin her halukarda profil yüzeyi boyunca tespit edilecek bir basınç dağılımı olduğu sonucuna tekrar ulaşılır.

Profil yüzeyi boyunca basınç dağılımının tespiti probleminin önemli bir kısmını profil etrafındaki potansiyel akımın çözümü teşkil eder. Sıkıştırılmaz potansiyel akım alanının hesabı için genel olarak iki grup yöntemden söz etmek mümkündür: konform dönüşüm esaslı yöntemler ve panel yöntemleri. Konform dönüşüm esaslı yöntemler kanat profilini ve etrafındaki akım alanını bir daire ve etrafındaki akım alanına dönüştürerek incelerler. Özellikle çok elemanlı profiller için çok sayıda ve hayli karmaşık dönüşümler yapmak gerekir. Panel yöntemleri ise problemi doğrudan fiziksel düzlemde incelemeleri nedeniyle ilgi çekicidir.

Günümüzde potansiyel akımın hesabı için en çok tercih edilen yöntemler bilindiği gibi literatüre "yüzey tekillikleri yöntemi" veya "panel yöntemi" adıyla giren integral yöntemleridir. Bu yöntemlerin hemen hemen hepsi de potansiyel akım problemini modelleyen Laplace denkleminin, Green teoremi yardımıyla profil yüzeyi boyunca yazılmış bir integral denkleme dönüştürülmesi esasına dayanır. Yöntemler, yüzey üzerindeki sınır şartının uygulanış tarzına ve seçilen tekillik cinsine göre bir diğerine göre farklılık gösterirler.

Bu çalışmada Panel yöntemlerinden; Kompleks Panel Yöntemi, Kennedy Marsden Yöntemi, Soinne Laine Yöntemi, Maskew Woodward Yöntemi ve Vorpan Panel Yöntemleri ele alınmıştır.

Bu panel yöntemleri ile uygulama ve karşılaştırma yapabilmek için bir bilgisayar programı hazırlanmış olup, kullanıcının yukarıda verilen yöntemler ile hesaplama yapabilmesi ve sonuçları karşılaştırabilmesi sağlanmıştır.

Böylece belirli profil şekli için hız dağılımı, sınır tabaka gelişimi, taşıma ve moment katsayıları da hızlı bir şekilde hesaplanabilmektedir. Yöntemler, sıkıştırılabilir akım hallerini gözönüne almamaktadır. Ancak, bilinen düzeltme teknikleri kullanılarak sıkıştırılabilir subsonik akışlara genişletilebilir.

Çalışmanın ikinci bölümünde, sözü edilen panel yöntemlerinin teorik esasları ana hatlarıyla özetlenmiştir. Üçüncü bölümde, panel yöntemlerinin test edilmesinde esas alınan analitik kökenli Karman-Trefftz yöntemine ayrıntılı olarak yer verilmiştir. Son bölümde ise, geliştirilmiş bulunan bu bilgisayar programının tanıtımına ve kullanımına ağırlık verilecek ve bu program ile analitik kökenli kanat profilleri üzerinde yapılan çok sayıda uygulamaya yer verilecektir.

2. PANEL YÖNTEMLERİ

Bu bölümde önce potansiyel akım probleminin matematiksel formülasyonu kısaca özetlenecek, daha sonra bazı panel yöntemleri izah edilecektir.

2.1. Potansiyel Akım Yaklaşımı

2.1.1. Süreklilik Denklemi

Bir akışkanın hareketinde süreklilik denklemi en genel halde

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \text{div}(\rho \vec{V}) = 0 \quad (2.1)$$

şeklinde ifade edilebilir. Akım daimi ve sıkıştırılamaz kabul edildiği takdirde bu denklem

$$\nabla \cdot \vec{V} = 0 \quad (2.2)$$

şeklini alır. Birçok akım alanında viskozite etkileri ihmal edilerek problem potansiyel akım yaklaşımı ile çözülebilir. Potansiyel akım yaklaşımında hız vektörü \vec{V} ile gösterilen bir potansiyel fonksiyonu cinsinden

$$\vec{V} = \nabla \phi \quad (2.3)$$

şeklinde ifade edilir. Bu son ifade (2.2) denkleminde kullanılırsa

$$\nabla^2 \phi = 0 \quad (2.4)$$

şeklinde potansiyel fonksiyonu için Laplace Denklemi elde edilir. İki boyutlu akımlar için kartezyen koordinatlarda bu denklem

$$\frac{\partial^2 \phi}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \phi}{\partial y^2} = 0 \quad (2.5)$$

şeklinde açılabilir.

Daimi, iki-boyutlu potansiyel akım problemini akım fonksiyonu cinsinden de ifade etmek mümkündür. Şöyle ki; akım fonksiyonu bilindiği gibi akım çizgileri boyunca sabit değerler alan bir fonksiyon olup, Cauchy-Riemann şartları ile

$$u = \frac{\partial \phi}{\partial x} = \frac{\partial \psi}{\partial y} \quad (2.6a)$$

$$v = \frac{\partial \phi}{\partial y} = -\frac{\partial \psi}{\partial x} \quad (2.6b)$$

şeklinde potansiyel fonksiyonuna bağlanabilir. Öte yandan akımın potansiyel olması irrotasyonel olması anlamına gelir ki, irrotasyonellik şartı genel halde hız vektörünün rotasyonelinin sıfır olması şeklinde ifade edilirken

$$\nabla \times \vec{V} = 0 \quad (2.7)$$

iki-boyutlu halde bu şart, kartezyen koordinat sisteminde

$$\frac{\partial v}{\partial x} - \frac{\partial u}{\partial y} = 0 \quad (2.8)$$

şekline gelir. Hız bileşenleri için verilen (2.6a) ve (2.6b) bağıntılarından türevler alınarak bu son eşitlikte yerleştirilirse ψ akım fonksiyonu için de

$$\nabla^2 \psi = 0 \quad (2.9)$$

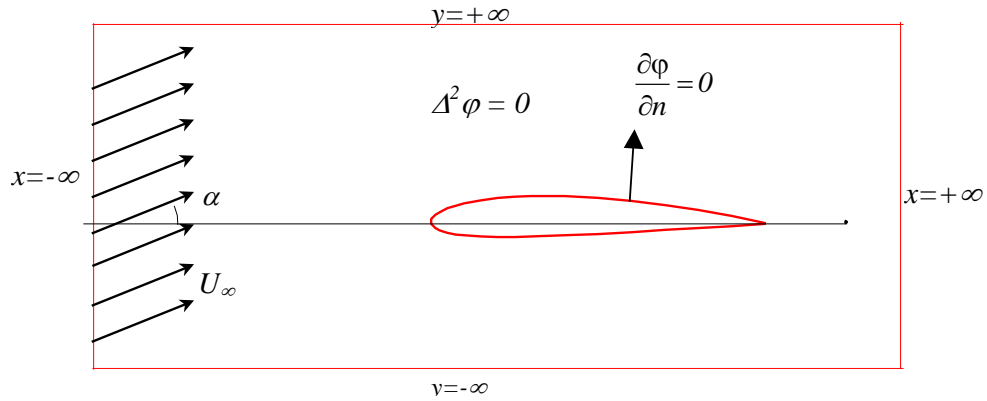
şeklinde bir Laplace denklemi elde edilir.

Daimi sıkıştırılamaz, potansiyel akım probleminin çözümü yukarıda belirtilen (2.4) veya (2.9) denklemlerinden herhangi birinin çözümünden ibarettir. Potansiyel veya akım fonksiyonu için elde edilen çözümler (2.6) bağıntılarında kullanılarak hız alanı elde edilebilir. Daha sonra, Bernoulli denklemi yardımıyla bulunan

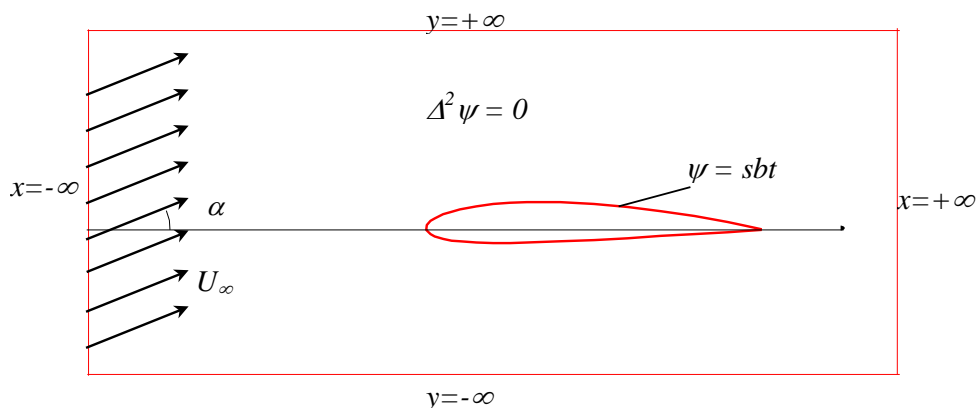
$$C_{p_i} = 1 - \left(\frac{V_{T_i}}{U_{\infty}} \right)^2 \quad (2.10)$$

bağıntısı kullanılarak basınç alanı hesaplanır ve böylece profile etkiyen aerodinamik kuvvetler bulunabilir.

Kanat profilleri için daimi, sıkıştırılamaz, potansiyel akım problemi gerek potansiyel fonksiyonu ve gerekse akım fonksiyonu için sınır şartlarıyla birlikte Şekil 2.1 ve Şekil 2.2 ‘de gösterilmiştir.



Şekil 2.1 Potansiyel Fonksiyon İçin Matematik Model



Şekil 2.2 Akım Fonksiyonu İçin Matematik Model

Sınır şartları genel olarak

- cismin çok uzaklarından cismin hiçbir etkisinin bulunmayacağı
- cismin yüzeyi üzerinde akımın yüzeye teğet olacağı

şeklinde ifade edilebilir. Ancak uygulamada sınır şartlarını değişik şekillerde yorumlamak mümkündür.

Örneğin potansiyel fonksiyonu ile ifade edilen problem için çoğu zaman yüzey üzerindeki sınır şartı “akımın yüzeye dik hız bileşeni bulunmayacağı” şeklinde yorumlanır. Bunun matematiksel ifadesi ise Şekil 2.1 de gösterildiği gibi potansiyel

fonksiyonunun yüzeye dik doğrultudaki türevinin sıfıra eşit olması biçimindedir. Bu tipten sınır şartına Neumann sınır şartı adı verilir.

Problemin akım fonksiyonu için tanımlanması halinde ise cisim yüzeyinin bir akım çizgisi olacağı düşünülerek yüzey sınır şartı “yüzey boyunca akım fonksiyonunun sabit olması” şeklinde yorumlanabilir.

Kanat profilleri için potansiyel akım problemini modelleyen Laplace denkleminin bazı özel haller dışında analitik çözümü mevcut değildir. Bu bakımdan sayısal çözüm yöntemleri tercih edilmektedir. Sonlu farklar ve sonlu elemanlar gibi alan yöntemleri ile çözüm mümkündür. Ancak bu yöntemlerde sınır şartlarının iyi şekilde uygulanabilmesi için çok geniş akım bölgesinin incelenmesi gerektiğinden, büyük bilgisayar kapasitesi ve zamanı kullanımını gerektirir. Pratikte en çok tercih edilen yöntemler ise problemi sadece yüzey eğrisi boyunca çözümleyen “konform dönüşüm yöntemleri” ve “yüzey tekillikleri (panel) yöntemleri” dir. İzleyen bölümde bazı panel yöntemleri ele alınarak temel formülasyonları açıklanacaktır.

2.1.2. İntegral Yaklaşımı ve Panel Yöntemi

Kanat profilleri etrafındaki potansiyel akım problemi için Laplace denkleminin çözümüne yönelik yöntemlerden yüzey tekillikleri veya panel yöntemleri olarak adlandırılan önemli bir gruba, bu denklemi doğrudan çözmek yerine bir integral formunu çözmeyi öngörürler. Green teoremi üçüncü-identite adı verilen bir sonucu Laplace denkleminin bir integral denklemine dönüştürülmesini sağlar [1,2]. Bu teoreme dayanarak, potansiyel akım alanının herhangi bir noktasındaki potansiyel fonksiyonunun değeri profil yüzeyi boyunca bir takım tekilliklerin integrali cinsinden,

$$\phi(P) = \frac{1}{2\pi} \int_s [\sigma(Q) \ln r(P, Q) - \gamma(Q) \theta(P, Q)] ds \quad (2.11)$$

şeklinde ifade edilebilir. Burada P akım alanındaki bir noktayı, Q profil yüzeyi üzerindeki bir noktayı, σ ve γ da sırasıyla bu noktada yer alan bir kaynakla bir girdabın şiddetlerini belirtmektedir. r ve θ büyüklükleri Q noktasında cisim yüzeyine teğet ve normal doğrultularda tanımlanmış bir eksen takımına nazaran P noktasının polar koordinatlarıdır. $\phi(P)$ ise yüzeydeki tekilliklerinin P noktasında indükledikleri bozuntu potansiyelini göstermektedir.

Laplace denkleminin lineer olması nedeniyle sıkıştırılmaz potansiyel akım alanlarında süperpozisyon mümkündür. Bu bakımdan potansiyel fonksiyonunun akım alanının herhangi bir noktasındaki değeri kanat profilinin uzağındaki bir serbest akımın φ_∞ potansiyel fonksiyonu ile kanat profilinin yarattığı bozuntu alanından kaynaklanan bir bozuntu potansiyel fonksiyonunun toplamıyla

$$\varphi(p) = \varphi_\infty + \varphi(p) \quad (2.12)$$

şeklinde ifade edilebilir. Yüzey üzerindeki sınır şartı, yüzeye dik hız bileşeninin sıfır olması şeklinde uygulandığı taktirde (2.11) bağıntısı

$$\frac{1}{2\pi} \frac{\partial}{\partial n_p} \left\{ \int_s [\sigma(q) \ln r(p, q) - \gamma(q) \theta(p, q)] ds \right\} = -U_\infty h_p \quad (2.13)$$

şeklinde bir denklem verir. Akım fonksiyonu için de benzeri bir denklem elde etmek mümkündür.

Problem (2.13) denkleminin profil yüzeyi boyunca kaynak ve girdap şiddetlerinin dağılımları elde edilecek tarzda çözümden ibarettir. Ancak bir tek noktada yazılan bu denklemden iki bilinmeyene ait dağılımın elde edilmesi mümkün değildir. Bununla birlikte denklemin profil yüzeyi boyunca her noktada geçerli olduğu düşünülürse tek sorunun bir nokta için denklemin iki bilinmeyen içermesi olduğu görülür. Bu bakımdan denklemin yüzey boyunca dağılımların yeterli hassaslıkla elde edilebileceği kadar noktada yazılması ve ayrıca her nokta için tanımlanan iki bilinmeyen sayısının uygun bir tarzda bir bilinmeyene indirilmesi veya denklem sistemini kapatacak ilave bağıntılar verilmesi gerekir.

Panel yöntemleri (2.13) denklemi veya benzeri integral denklemleri, bilinmeyen kaynak ve girdap şiddetleri için uygun bir nümerik teknikle çözümlemeyi amaçlarlar. Bu amaçla, kanat profili yüzeyi panel adı verilen küçük elemanlara bölünerek çözümleme yapılır. Literatürde yer alan panel yöntemlerinde tercih edilen yaklaşımlar, panel eğrisinin doğrusal, dairesel veya parabolik kabul edilmesi, panel boyunca tekillik dağılımının sabit, lineer veya parabolik kabul edilmesi şeklinde belirtilebilir.

2.2. Potansiyel Akım Yaklaşımının Kompleks Düzlemde İncelenmesi

2.2.1. Kompleks Potansiyel Fonksiyonu

İki boyutlu bir potansiyel akım alanı kompleks düzlemde

$$f(z) = \varphi + i\psi \quad (2.14)$$

şeklinde kompleks potansiyel adı verilen tek bir analitik fonksiyonla ifade edilebilir[3]. Bu fonksiyonun z 'ye göre türevi ise kompleks eşlenik hızı verir:

$$w^*(z) = \frac{df(z)}{dz} = u - iv \quad (2.15)$$

Burada φ ve ψ sırasıyla potansiyel ve akım fonksiyonlarını, u ve v ise hız vektörünün reel ve imajiner eksenler doğrultusundaki bileşenlerini belirtmektedir.

2.2.2. Kompleks Düzlemde İntegral Denklemi

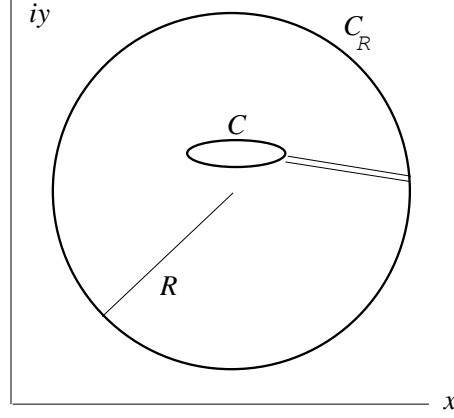
Kompleks düzlemde kapalı bir C eğrisinin üzerinde ve içindeki bölgede analitik olan bir $f(z)$ fonksiyonunun herhangi bir z noktasındaki değeri, fonksiyonun C eğrisi üzerindeki değerleri cinsinden

$$f(z) = \frac{1}{2\pi i} \oint_C \frac{f(z_0)}{z_0 - z} dz_0 \quad (2.16)$$

şeklinde Cauchy integraliyle ifade edilebilir [4]. Buradaki integralin yönü, bölge izleyiciye göre daima solda kalacak şekilde pozitif seçilmektedir. Şayet bu C eğrisinin dışında kalan bir noktada fonksiyonun değeri hesaplanmak istenirse, önce bu dış bölge R yarıçaplı bir daire ile sınırlanır. Bu şekilde oluşan bölge basit bağlı olmadığından Cauchy teoreminin uygulanabilmesi için C eğrisi ile dışardaki daire arasında bir kesim alınarak bölgenin basit bağlı hale getirilmesi gerekir. C_R dairesi içinde birden fazla kapalı eğri olması halinde yine eğrilerle daire arasında kesimler alınarak basit bağlı bir bölge oluşturulabilir (Şekil 2.3). Dairenin yarıçapının sonsuza götürülmesi halinde, şayet f fonksiyonu sonsuzda f_∞ gibi sabit üniform bir değere sahipse, kesimler üzerinde alınacak integrallerin birbirlerini götürceği de dikkate alınarak, kapalı eğri dışındaki bölgede herhangi bir noktada fonksiyonunun değeri için

$$f(z) = f_\infty + \frac{1}{2\pi i} \oint_C \frac{f(z_0)}{z_0 - z} dz_0 \quad (2.17)$$

elde edilir [5].



Şekil 2.3 Kompleks Düzlemde Kapalı Eğri

Üniform-paralel akım içerisinde bir kanat profili etrafındaki potansiyel akım problemi söz konusu olduğunda, $f(z)$ analitik fonksiyonu yerine akım alanına ait kompleks eşlenik hızlar alınarak son ifade

$$w^*(z) = w_\infty^* + \frac{I}{2\pi i} \oint_C \frac{w^*(z_0)}{z_0 - z} dz_0 \quad (2.18)$$

şeklinde yazılabilir. Yüzey eğimleri $t(z_0) = e^{i\alpha(z_0)}$ kompleks değişkeniyle ifade edilerek yüzey üzerindeki kompleks eşlenik hızlar için

$$w^*(z_0) = -i v^*(z_0) t^*(z_0) \quad (2.19)$$

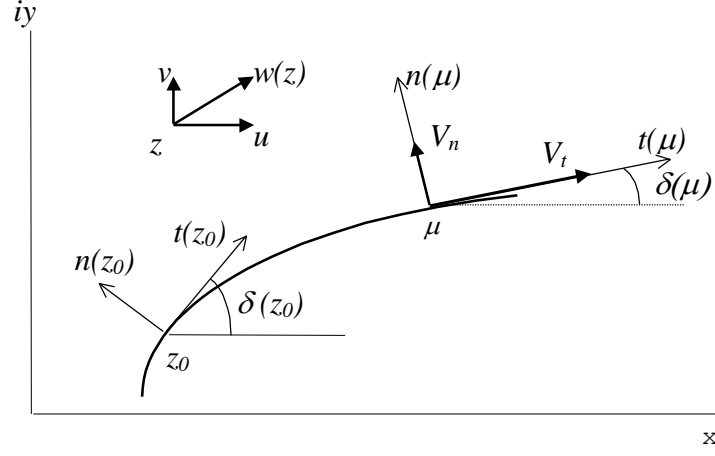
yazıldığı takdirde z noktasındaki kompleks eşlenik hız için,

$$w^*(z) = w_\infty^* + \frac{I}{2\pi} \oint_C \frac{v^*(z_0) t^*(z_0)}{z - z_0} dz_0 \quad (2.20)$$

elde edilir. Kanat profilinin yüzeyi üzerindeki herhangi bir μ noktasında hız elde edilmek istenirse yukarıdaki bağıntıda z yerine μ konulması yeterli olur. Bu noktada kompleks hızın eşleniği yüzeyin teğetiyle normaline bağlı yeni bir eksen takımında da

$$w_m^* = V_t - iV_n = w^*(\mu) t(\mu) = w_\infty^* t(\mu) + t(\mu) \frac{I}{2\pi} \oint_C \frac{v^*(z_0) t^*(z_0)}{\mu - z_0} dz_0 \quad (2.21)$$

şeklinde ifade edilebilir (Şekil 2.4). Burada V_t ve V_n sırasıyla teğetsel ve normal hız bileşenlerini göstermektedir.



Şekil 2.4 Teğet Normal Eksen Takımında Hız Bileşenleri

Yüzey üzerindeki sınır şartı yüzeye dik hız bileşeninin sıfır olacağı şeklinde uygulanarak

$$V_n = -\text{Im} \{ w^*(\mu) t(\mu) \} = 0 \quad (2.22)$$

veya

$$\text{Im} \left\{ t(\mu) \frac{1}{2\pi} \oint_C \frac{v^*(z_0) t^*(z_0)}{\mu - z_0} dz_0 \right\} = -\text{Im} \{ w_\infty^* t(\mu) \} \quad (2.23)$$

denklemini elde edilir. İntegralde yer alan kompleks fonksiyon reel ve imajiner kısımlarıyla

$$v(z_0) = \sigma(z_0) + i \gamma(z_0) \quad (2.24)$$

olarak tanımlandığı takdirde bu son denklem

$$\text{Im} \left\{ t(\mu) \frac{1}{2\pi} \oint_C \left[\frac{\sigma(z_0)}{\mu - z_0} - i \frac{\gamma(z_0)}{\mu - z_0} \right] dz_0 \right\} = -\text{Im} \{ w_\infty^* t(\mu) \} \quad (2.25)$$

şekline gelir ki, integral içindeki ilk terim yüzey boyunca bir kaynak dağılımını, ikinci terimi ise bir girdap dağılımını temsil etmektedir. Bu integral denklem reel düzlemde Green teoreminden hareketle elde edilen (2.13) denklemiyle eşdeğer olup çözümünde reel düzlemdekine benzer teknikler uygulanır.

2.3. Panel Yöntemleri

Gerek kullanılan fonksiyon (potansiyel veya akım fonksiyonu) veya sınır şartının yorumlanış biçimi, gerekse seçilen tekillik (kaynak, girdap veya duble), yada tekilliklerin ve yüzey panellerinin dağılımı (sabit, lineer, parabolik vb) açısından birbirinden farklılık gösteren bir çok panel yöntemi mevcuttur. Bu bölümde panel yöntemlerinden, Kompleks Panel Yöntemi, Kennedy-Marsden Yöntemi, Soinne-Laine Yöntemi, Maskew-Woodward Yöntemi ve Vorpan Panel Yöntemi ele alınacaktır. Yöntemler kısaca özetlenerek uygulama için gerekli olan formülasyon ortaya konulacaktır.

2.3.1. Kompleks Panel Yöntemi

Kompleks z düzleminde bir kanat profili etrafındaki sıkıştırılamaz potansiyel akımın

$$w_{\infty}^* = U_{\infty} e^{-i\alpha} \quad (2.26)$$

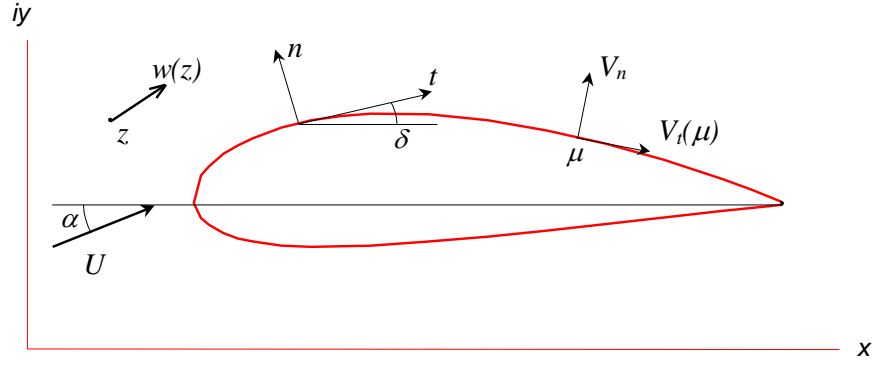
şeklinde tanımlanan üniform paralel akım ile, kanat profili cidarı boyunca denklem (2.24) de verilen kaynak-girdap dağılımı ile temsil edilmesi halinde (Şekil 2.5), akım alanının herhangi bir z noktasındaki kompleks hızın eşleniği

$$w^*(z) = w_{\infty}^* + \frac{I}{2\pi} \oint_C \frac{v(z_0) \cdot t^*(z_0)}{z - z_0} dz_0 \quad (2.27)$$

şeklindeki bir bağıntı ile belirtilebilir. Burada C eğrisi profil yüzeyini, z_0 da bu yüzey üzerindeki noktaları temsil etmektedir. $t^*(z_0)$ profil yüzeyinin z_0 noktasındaki eğimini belirten δ açısına

$$t(z_0) = e^{i\delta(z_0)} \quad (2.28)$$

şeklinde bağlanan kompleks bir fonksiyonun eşleniğidir.

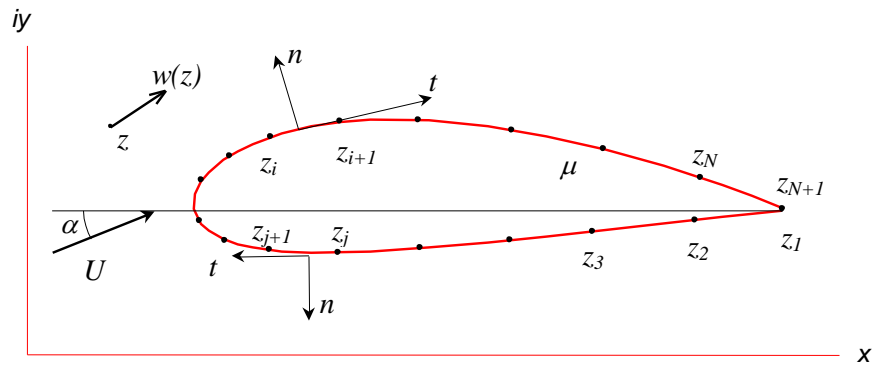


Şekil 2.5 Kompleks düzlemde akım alanı

(2.27) bağıntısı yardımıyla z noktasındaki hızın hesaplanabilmesi için bağıntıda yer alan integralin hesaplanması gerekir. Ancak bir kanat profili için analiz problemi söz konusu olduğunda, başlangıçta yüzey boyunca $v(z_0)$ fonksiyonunun nasıl dağıldığı bilinmez. Ayrıca $t(z_0)$ fonksiyonu da genel olarak analitik bir biçimde ifade edilemez. Bu bakımdan panel yöntemlerinde, söz konusu integralin hesabı için önce profil cidarı panel adı verilen küçük yüzey elemanlarına ayrılır (Şekil 2.6). Böylece (2.27) bağıntısı

$$w^*(z) = w_\infty^* + \sum_{j=1}^N \left\{ \frac{1}{2\pi} \int_{z_j}^{z_{j+1}} \frac{v(z_0) \cdot t^*(z_0) dz_0}{z - z_0} \right\} \quad (2.29)$$

şekline gelir. Burada N büyüklüğü panel sayısını belirtmektedir.



Şekil 2.6 Yüzey Panelleri

(2.29) bağıntısındaki integralin hesabı, yukarıda belirtilen nedenlerle halen mümkün değildir. İntegrali hesaplayabilmek için, panellerin yeterince küçük boyda olduğu farzedilerek, $v(z_0)$ ve $t(z_0)$ dağılımları için çeşitli yaklaşımlar yapılır. Burada, basit

olması bakımından paneller doğrusal ve paneller boyunca tekillik dağılımları da sabit kabul edilecektir.

Panellerin doğrusal kabul edilmesi halinde herhangi bir j 'inci panel boyunca eğimler aynı olacağından

$$t^*(z_0) = t_j^* \quad (2.30)$$

ve ayrıca bu panel boyunca tekilliğin sabit şiddette dağıldığı kabul edilirse

$$v(z_0) = v_j \quad (2.31)$$

yazılabilir. Böylece (2.29) bağıntısı

$$w^*(z) = w_\infty^* + \sum_{j=1}^N \left\{ \frac{1}{2\pi} t_j^* \int_{z_j}^{z_{j+1}} \frac{dz_0}{z - z_0} \right\} \cdot v_j \quad (2.32)$$

şekline gelir. Bu bağıntıyı

$$C_j(z) = \frac{1}{2\pi} \cdot t_j^* \cdot \int_{z_j}^{z_{j+1}} \frac{dz_0}{z - z_0} = \frac{1}{2\pi} \cdot t_j^* \cdot \ln \frac{z - z_j}{z - z_{j+1}} \quad (2.33)$$

olmak üzere

$$w^*(z) = w_\infty^* + \sum_{j=1}^N \left\{ C_j(z) \cdot v_j \right\} \quad (2.34)$$

şeklinde de yazmak mümkündür.

(2.34) bağıntısı yardımıyla herhangi bir z noktasındaki hızı hesaplamak için profil geometrisi ve serbest akım şartları yanında, paneller üzerindeki v_j tekillik şiddetlerinin bilinmesi gerektiği unutulmamalıdır. Tekillik şiddetleri kanat profilinin yüzeyi boyunca sınır şartı ve ilave olarak Kutta şartı kullanılmak suretiyle elde edilecektir. Bu bakımdan profil yüzeyi üzerindeki herhangi bir μ noktasındaki hız için (2.34) bağıntısı tekrar yazılırsa

$$w^*(\mu) = w_\infty^* + \sum_{j=1}^N \left\{ C_j(\mu) \cdot v_j \right\} \quad (2.35)$$

elde edilir. Bu bağıntıdan bulunacak olan kompleks eşlenik hız büyüklüğünün reel kısmı x eksenini doğrultusundaki hız bileşenini, imajiner kısmı ise y eksenini doğrultusundaki hız bileşenini verecektir. Oysa, yüzey üzerinde akımın yüzeye teğet olacağı hatırlanırsa yüzey üzerindeki kompleks hızın yüzey teğetine bağlı bir eksen takımında ifade edilmesinin daha uygun olacağı görülür. Nitekim (2.35) bağıntısının her iki yanını seçilen μ noktasındaki t eğimi ile çarpılarak

$$w_{TN}^*(\mu) = w_{\infty}^* \cdot t(\mu) = w_{\infty}^* + \sum_{j=1}^N \left\{ t(\mu) \cdot C_j(\mu) \cdot v_j \right\} \quad (2.36)$$

elde edilir. Panel yöntemlerinde genel olarak her bir i 'inci panel üzerinde bir μ_i kontrol noktası seçilerek hız sadece bu noktada hesaplanır. Bu kontrol noktası genellikle panel orta noktasıdır. Bu durumda (2.36) bağıntısı

$$C_{ij} = \frac{1}{2\pi} t_i t_j^* \int_{z_j}^{z_{j+1}} \frac{dz_0}{\mu_i - z_0} = \begin{cases} \frac{1}{2\pi} t_i t_j^* \cdot \text{Ln} \frac{\mu_i - z_j}{\mu_i - z_{j+1}} & i \neq j \\ -i/2 & i = j \end{cases} \quad (2.37)$$

olmak üzere

$$w_{TN_i}^* = w_{\infty}^* t_i + \sum_{j=1}^N \left\{ C_{ij} \cdot v_j \right\} \quad (2.38)$$

şeklinde yazılır. Burada i 'inci panelin kontrol noktasındaki teğetsel hız V_{T_i} ve normal hız da V_{N_i} olmak üzere

$$w_{TN_i}^* = V_{T_i} - i V_{N_i} \quad (2.39)$$

yazılabilir. Ayrıca

$$C_{ij} = a_{ij} + i b_{ij} \quad (2.40)$$

denilir ve bunun yanında

$$v_j = \sigma_j + i \gamma_j \quad (2.41)$$

olduğu hatırlanırsa teğetsel ve normal hızlar için sırasıyla

$$V_{T_i} = \text{Re}\{w_{\infty}^* t_i\} + \sum_{j=1}^N a_{ij} \cdot \sigma_j - \sum_{j=1}^N b_{ij} \cdot \gamma_j \quad (2.42)$$

$$-V_{N_i} = \text{Im}\{w_{\infty}^* t_i\} + \sum_{j=1}^N b_{ij} \cdot \sigma_j + \sum_{j=1}^N a_{ij} \cdot \gamma_j \quad (2.43)$$

elde edilir.

Akımın profil yüzeyine teğet olacağı şeklinde belirtilen sınır şartını, akımın yüzeye dik hız bileşeni olmayacağı şeklinde yorumlamak mümkündür. Bu durumda herbir panel üzerindeki kontrol noktasında normal hızlar sıfıra eşitlenerek

$$\sum_{j=1}^N b_{ij} \cdot \sigma_j + \sum_{j=1}^N a_{ij} \cdot \gamma_j = -\text{Im}\{w_{\infty}^* t_i\} \quad (i = 1, 2, \dots, N) \quad (2.44)$$

şeklindeki bir lineer denklem takımı elde edilir. Ancak bu denklem takımında N adet denkleme karşılık $2N$ adet bilinmeyen $(\sigma_1, \sigma_2, \dots, \sigma_N ; \gamma_1, \gamma_2, \dots, \gamma_N)$ olduğuna dikkat edilmelidir.

(2.44) denklem sisteminin çözümü için bilinmeyen sayısının azaltılması gerekir. Ayrıca Kutta şartının da ilave bir denklem vereceği unutulmamalıdır. Literatürde yer alan klasikleşmiş bir yaklaşım, kaynak dağılımının esas alınması ve girdap dağılımı için bir takım kabuller yapılması şeklindedir. Girdap dağılımının esas alınması halinde ise bir takım sorunlar yaşanmaktadır [6].

Kaynak dağılımının esas alınması halinde profil etrafındaki girdap dağılımı

$$\gamma_j = d_j \cdot \gamma_c \quad (j = 1, 2, \dots, N) \quad (2.45)$$

şeklinde bir tek bilinmeyene bağlanır. Böylece (2.44) denklem sistemi

$$\sum_{j=1}^{N+1} A_{ij} \cdot X_j = D_i \quad (i = 1, 2, \dots, N) \quad (2.46)$$

ve teğetsel hızlar için yazılan (2.42) bağıntısı da

$$V_{T_i} = E_i + \sum_{j=1}^{N+1} B_{ij} \cdot X_j \quad (i = 1, 2, \dots, N) \quad (2.47)$$

şekline gelir. Burada

$$\left. \begin{aligned} A_{ij} &= b_{ij} \quad (j = 1, 2, \dots, N), \quad A_{i, N+1} = \sum_{j=1}^N d_j \cdot a_{ij}, \quad D_i = -Im \{ w_{\infty}^* t_i \} \\ B_{ij} &= a_{ij} \quad (j = 1, 2, \dots, N), \quad B_{i, N+1} = -\sum_{j=1}^N d_j \cdot b_{ij}, \quad E_i = Re \{ w_{\infty}^* t_i \} \\ X_j &= \sigma_j \quad (j = 1, 2, \dots, N), \quad X_{N+1} = \gamma_c \end{aligned} \right\} (i = 1, 2, \dots, N) \quad (2.48)$$

Bu son bağıntılardaki d_j katsayılarını çeşitli şekillerde seçmek mümkündür. En basit bir yaklaşımla

$$d_j = 1 \quad (j = 1, 2, \dots, N) \quad (2.49a)$$

olarak bütün profil çevresi boyunca girdap şiddetinin sabit olduğu kabul edilebilir. Ancak bu yaklaşımın kullanılması halinde firar kenarı civarında bir sorun olduğu bilinmektedir. Bu bakımdan girdap dağılımı için profil yüzeyi boyunca parabolik bir dağılım daha uygun düşmektedir. Bu tezdeki uygulamalarda dağılım her bir panelde sabit ancak profil yüzeyi boyunca parabolik olarak alınmıştır. Parabolik dağılım halinde yukarıdaki katsayılar panel kontrol noktalarının profil firar kenarından saat ibreleri yönünde uzaklıklarına (s)

$$d_j = 0.5 \left[\bar{s}_j (\bar{s}_j - 1) + \bar{s}_{j+1} (\bar{s}_{j+1} - 1) \right], \quad \bar{s}_j = s_j / s_T \quad (j = 1, 2, \dots, N) \quad (2.49b)$$

şeklinde bağlanabilir.

(2.46) denklem sisteminde bilinmeyen sayısı halen denklem sayısından bir fazla olup ilave bir denklemi de Kutta şartından elde etmek mümkündür.

Kutta şartı akımın profili firar kenarından düzgün şekilde terk edeceğini belirtir. Bunu çeşitli şekillerde uygulamak mümkündür. Basit bir uygulama tekniği profilin alt ve üst yüzeylerinde firar kenarına komşu olan iki panel üzerindeki teğetsel hızların eşitlenmesi şeklindedir.

$$V_{T_1} = -V_{T_N} \quad (2.50)$$

Buradaki eksi işareti kompleks düzlemdeki integrallerin yönüyle ilgilidir. (2.28) bağıntısı (2.50) içerisinde kullanılarak

$$\sum_{j=1}^{N+1} (B_{1j} + B_{Nj}) \cdot X_j = -(E_1 + E_N) \quad (2.51)$$

elde edilir. Bu son denklemi (2.46) denklem sistemine $(N+1)$ inci denklem olarak

$$\sum_{j=1}^{N+1} A_{N+1j} \cdot X_j = D_{N+1} \quad (2.52)$$

şeklinde ilave etmek mümkündür. Burada

$$A_{N+1j} = B_{1j} + B_{Nj} \quad (j = 1, 2, \dots, N+1), \quad D_{N+1} = -(E_1 + E_N) \quad (2.53)$$

dir. (2.46) denklem sistemi (2.52) denklemi ile birlikte çözüldükten sonra teğetsel hızlar (2.47) bağıntısıyla hesaplanır.

2.3.2. Kennedy Marsden Yöntemi

Bu yöntem akım fonksiyonu cinsinden yazılmış Laplace denkleminin çözümü esasına dayanmakta olup, doğrusal paneller üzerinde sabit girdap dağılımı kullanmaktadır. Bu şekilde her panelin orta noktasında yüzey sınır şartı yardımıyla birer denklem yazılarak elde edilen denklem sisteminin çözümü ile profil üzerindeki hız ve basınç dağılımları ve bunlar kullanılarak da aerodinamik katsayılar bulunmaktadır. Bu yöntemin çok parçalı profillere de uygulanması mümkündür.

Panel yöntemlerinin tarihsel gelişimine kısaca bir göz atarsak 20. yüzyılın ikinci yarısının ortalarında en yaygın olarak kullanılan yöntem kaynak-girdap dağılımı esaslı Hess-Smith [14] yöntemidir. Martensen [15] tarafından geliştirilen bir başka yöntemde ise profil üzerinde sadece girdap dağılımını kullanmıştır. Sadece girdap dağılımı kullanmanın bir avantajı yüzey üzerindeki teğetsel hızların doğrudan girdap şiddetlerine eşit olmasıdır.

Hess ve Smith yöntemlerinde integral denklemi katı yüzey üzerindeki normal hızlar sıfır kabul edilmek suretiyle elde edilirken, Martensen yönteminde sınır şartı profil yüzeyinin iç tarafında teğetsel hızın sıfır olması şeklinde uygulanarak ikinci türden bir Fredholm integral denkleminde ulaşılmıştır.

Goldstein – Jerison [16] ve Oellers [17] tarafından kaskat profillerin analizi için geliştirilen bir başka yöntemde ise sınır şartı kanat profili yüzeyinin bir akım çizgisi

olduğu ve bu çizgi boyunca akım fonksiyonunun değerinin sabit kaldığı şeklinde yorumlanmıştır.

Chen [18] bütün bu yöntemleri karşılaştırmış; Hess - Smith yönteminin profil koordinatlarına karşı fazla duyarlı olduğunu, Martensen yönteminin ise ince profillerde sirkülasyonu doğru tespit edemediği sonucuna varmıştır. Oellers yöntemine dayanarak geliştirdiği yöntemde yüzey boyunca girdap dağılımı ve sabit akım fonksiyonu kullanmıştır.

Mavriplis [19] de Chen'e benzer olarak sabit girdap dağılımı ve sabit akım fonksiyonu şeklinde sınır şartı kullanan bir yöntem geliştirerek taşıma katsayısını gerçeğine daha yakın olarak hesaplamayı başarmıştır. Teorik olarak Chen 'inkine benzeyen yöntemin ayırım noktası çözüm yöntemi olmuştur.

Kennedy [7], Chen yöntemini ilerleterek kullanmış ve firar kenarında Kutta Şartının sağlanmasını ön gören bir çözüm şekli ortaya sürmüştür. Bu çalışmada temel alınan yöntem de Kennedy yönteminin biraz daha ilerletilmiş hali olan Kennedy – Marsden [7] Panel Yöntemidir.

Özet olarak kullanılan yöntem profil yüzeyini bir akım çizgisi gibi ele almaktadır ve bu akım çizgisi boyunca akım fonksiyonunun değerinin sabit kaldığı kabul edilmektedir. Ayrıca yüzey doğrusal panellere ayrılmakta ve panel boyunca sabit girdap dağılımının olduğu düşünülmektedir. Bunlara ilave olarak firar kenarında alt ve üst yüzeylerden gelen akımın profili düzgün bir şekilde terk ettiğini kabul eden Kutta şartı da gerçekleşmektedir [7].

Üniform-paralel akım içerisinde yer alan bir kanat profili etrafındaki potansiyel akım problemi halinde akım alanının herhangi bir P noktasında akım fonksiyonunun değeri uniform paralel akıma ait akım fonksiyonunun o noktadaki değeri ile cisim yüzeyindeki girdapların bu noktada indüklediği akım fonksiyonu değerinin

$$\psi_p = U_\infty (y \cos \alpha - x \sin \alpha) - \frac{I}{2\pi} \int_s \gamma(s) \ln r \, ds \quad (2.54)$$

şeklindeki toplamı ile ifade edilebilir. Yüzey panellere ayrılarak bu denklem

$$\psi_p + \sum_{j=1}^N \frac{1}{2\pi} \int_{s_j} \gamma(s_j) \ln r_j ds_j = U_\infty (y \cos \alpha - x \sin \alpha) \quad (2.55)$$

şeklinde de yazılabilir. Burada N panel sayısını, r ise panel üzerindeki bir noktanın P 'ye olan uzaklığını belirtmektedir. Girdap şiddetinin panel boyunca değişmediği hatırlanırsa

$$\psi_p + \sum_{j=1}^N \frac{\gamma_j}{2\pi} \int_{s_j} \ln r_j ds_j = U_\infty (y \cos \alpha - x \sin \alpha) \quad (2.56)$$

elde edilir. P noktası özel olarak kanat profilinin yüzeyi üzerinde alınırsa akım fonksiyonunun değerinin bütün yüzey boyunca aynı kalacağı şeklinde sınır şartı uygulanarak her bir panelin orta noktasında

$$\psi + \sum_{j=1}^N \gamma_j K_{ij} = U_\infty (y_i \cos \alpha - x_i \sin \alpha) \quad (i = 1, \dots, N) \quad (2.57)$$

yazılabilir. Burada

$$K_{ij} = \frac{1}{2\pi} \int_{s_j} \ln r_{ij} ds_j \quad (2.58)$$

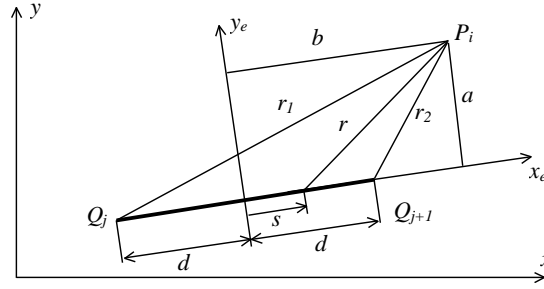
dir. Bu denklem sisteminde N adet denkleme karşılık N adet girdap şiddeti ve bir tane akım fonksiyonu olmak üzere $N+1$ tane bilinmeyen vardır. Bu nedenle ilave bir denkleme daha ihtiyaç vardır ki, bu denklem de Kutta şartından elde edilir.

Kutta şartı için değişik bazı uygulamalar yapmak mümkündür. Kennedy ve Marsden tarafından önerilen bir uygulama firar kenarından çıkan akım çizgisinin açıortay boyunca ilerleyeceği düşüncesinden hareketle açıortay üzerinde firar kenarından çok kısa bir mesafede özel bir Kutta şartı noktası seçilmesi ve yüzey sınır şartının bu noktada da uygulanması şeklindedir. Bu durumda Panel kontrol noktalarında yazılanlara benzer bir denklemi özel Kutta şartı noktasında da yazmak mümkün olur:

$$\psi + \sum_j \gamma_j K_{kj} = y_k \cos \alpha - x_k \sin \alpha \quad (2.59)$$

(2.57) denklem sisteminin (2.59) denklemiyle birlikte çözülebilmesi için (2.58) ile verilen ve sadece yüzey geometrisine bağlı olan katsayıların hesaplanması gereklidir. Bu amaçla kanat profilinin herhangi bir j inci paneli üzerindeki sabit girdap

dağılımının bir i inci kontrol noktasındaki indüklemesini Şekil 2.7 yardımıyla inceleyelim.



Şekil 2.7 Sabit Girdap Dağılımının İndüklemesi

Panel orta noktasına bağlı yeni bir (x_e, y_e) eksen takımına geçilerek şekil geometrisinden

$$\begin{aligned} r_1^2 &= (b + d)^2 + a^2 \\ r_2^2 &= (b - d)^2 + a^2 \\ r^2 &= (b - s_j)^2 + a^2 \end{aligned} \quad (2.60)$$

tanımlamaları yapılır ve (2.58) denkleminde yerine konulursa

$$K_{ij} = \frac{I}{2\pi} \int_{s_j} \ln \left[(b - s_j)^2 + a^2 \right]^{1/2} ds_j \quad (2.61)$$

bulunur. Bu ifadenin de integrali alınarak

$$K_{ij} = \frac{I}{4\pi} \left[(b + d) \ln r_1^2 - (b - d) \ln r_2^2 + 2a \tan^{-1} \left(\frac{2ad}{a^2 + b^2 - d^2} \right) - 4d \right] \quad (2.62)$$

elde edilir. Bu ifadedeki tanjant teriminde

$$a^2 + b^2 - d^2 = 0 \quad (2.63)$$

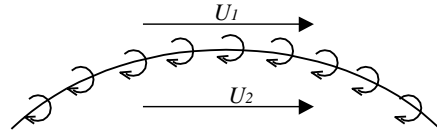
olması durumunda belirsizlik doğacağından bu durumda

$$\tan^{-1} \frac{2ad}{a^2 + b^2 - d^2} = \tan^{-1} \frac{b + d}{a} + \tan^{-1} \frac{b - d}{a} \quad (2.64)$$

kullanılması yararlı olur.

(2.57) denklem sisteminin (2.59) denklemiyle birlikte çözümü ile her panele ait girdap şiddetleri ve profil yüzeyindeki akım fonksiyonunun değeri bulunmuş olacaktır. Sistemin çözümü için Gauss eliminasyon metodu tercih edilmiştir.

Hız ve basınç dağılımlarının hesaplanması için, üzerinde girdap dağılımı bulunan bir eğri incelenirse (Şekil 2.8), eğrinin her iki yanındaki teğetsel hızların farkının girdap şiddetine eşit olduğu gösterilebilir.



Şekil 2.8 Bir Eğri Üzerindeki Girdap Dağılımı

$$-\gamma = U_1 - U_2 \quad (2.65)$$

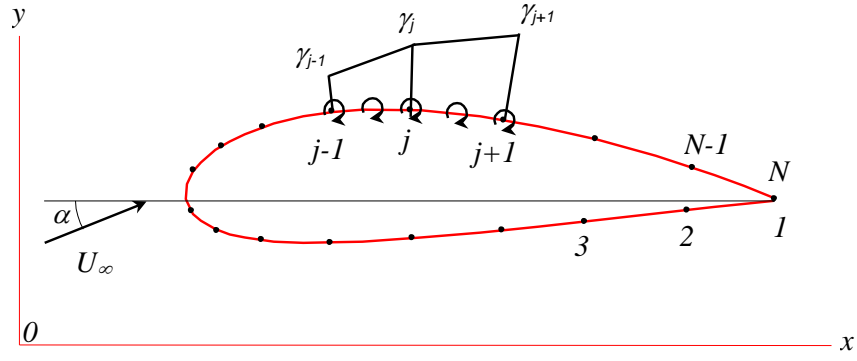
Kanat profili problemi için bu eğri kanat profilinin cidarı olarak ve eğrinin altındaki bölüm de katı bir cisim olarak ele alınırsa $U_2 = 0$ olur. Bu durumda eğrinin dış tarafındaki teğetsel hız

$$V_T = -\gamma \quad (2.66)$$

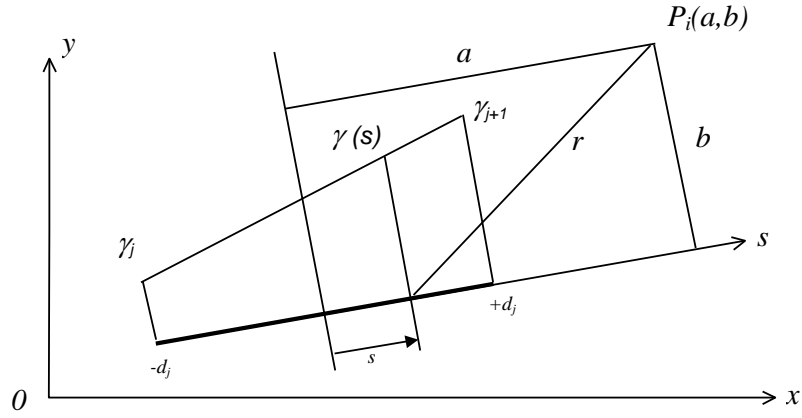
şeklinde doğrudan girdap şiddetine eşit olur.

2.3.3. Soinne Laine Yöntemi

Soinne Laine [8] yöntemi temel olarak Kennedy Marsden yöntemine benzerdir. Yani akım fonksiyonu esaslı bir yöntem olup, kanat profili yüzeyi boyunca akım fonksiyonunun değerinin sabit olacağı şeklindeki sınır şartının uygun kontrol noktalarında yazılması suretiyle elde edilen bir denklem takımının sayısal çözümüne dayanmaktadır. Kennedy Marsden yönteminde incelenirken doğrusal paneller boyunca sabit girdap dağılımı alınmış ve kontrol noktası olarak panel orta noktaları seçilmiş iken, Soinne Laine yönteminde farklı olarak, doğrusal paneller boyunca lineer girdap dağılımı alınmakta ve kontrol noktası olarak panel uç noktaları seçilmektedir.



Şekil 2.9 Profil Üzerindeki Lineer Girdap Dağılımı



Şekil 2.10 Doğrusal Panel Boyunca Lineer Girdap Dağılımı

Kanat profil yüzeyinin $N-1$ adet doğrusal panele bölünmüş olduğunu farzedelim (Şekil 2.9). P_j ve P_{j+1} noktaları arasında kalan panel boyunca lineer girdap dağılımı (Şekil 2.10), uç noktalarındaki girdap şiddetleri cinsinden

$$\gamma(s) = \frac{\gamma_{j+1} - \gamma_j}{2d_j} \cdot s + \frac{\gamma_{j+1} + \gamma_j}{2} \quad (2.67)$$

şeklinde tanımlanabilir.

Bu girdap dağılımının herhangi bir $P_i(a,b)$ kontrol noktasında indüklediği akım fonksiyonu değeri

$$\psi_{ij} = \frac{1}{2\pi} \int_{P_j}^{P_{j+1}} \gamma(s) \ln r \, ds \quad (2.68)$$

integrali ile hesaplanır. $\gamma(s)$ yeniden düzenlenirse

$$\gamma(s) = \frac{I}{2d_j} \left[(d_j - s) \gamma_j + (d_j + s) \gamma_{j+1} \right] \quad (2.69)$$

ve

$$r = \sqrt{(a-s)^2 + b^2} \quad (2.70)$$

olduğu hesaba katılırsa (2.68) integrali

$$\psi_{ij} = \frac{I}{2\pi d_j} \left[\gamma_j \cdot \int_{-d_j}^{+d_j} (d_j - s) \ln \sqrt{(a-s)^2 + b^2} ds + \gamma_{j+1} \cdot \int_{-d_j}^{+d_j} (d_j + s) \ln \sqrt{(a-s)^2 + b^2} ds \right] \quad (2.71)$$

halini alır. Bu denklem

$$\begin{aligned} a_1 &= \int_{-d_j}^{+d_j} \ln \sqrt{(a-s)^2 + b^2} ds \\ a_2 &= \int_{-d_j}^{+d_j} s \cdot \ln \sqrt{(a-s)^2 + b^2} ds \end{aligned} \quad (2.72)$$

ve

$$\begin{aligned} a_{ij}^{(1)} &= \frac{I}{4\pi} \left(a_1 - \frac{I}{d_j} a_2 \right) \\ a_{ij}^{(2)} &= \frac{I}{4\pi} \left(a_1 + \frac{I}{d_j} a_2 \right) \end{aligned} \quad (2.73)$$

olmak üzere

$$\psi_{ij} = a_{ij}^{(1)} \cdot \gamma_j + a_{ij}^{(2)} \cdot \gamma_{j+1} \quad (2.74)$$

şeklinde yazılabilir.

Kanat profili boyunca yer alan $(N-1)$ adet doğrusal yüzey elemanları üzerindeki lineer girdap dağılımlarının bir P_i kontrol noktasında indükledikleri toplam akım fonksiyonu

$$\begin{aligned} \bar{\psi}_i &= \sum_{j=1}^{N-1} \psi_{ij} = \sum_{j=1}^{N-1} (a_{ij}^{(1)} \cdot \gamma_j + a_{ij}^{(2)} \cdot \gamma_{j+1}) = \sum_{j=1}^N \bar{a}_{ij} \gamma_j \\ \bar{a}_{i1} &= a_{i1}^{(1)}, \quad \bar{a}_{iN} = a_{iN-1}^{(2)}, \quad \bar{a}_{ij} = a_{ij+1}^{(2)} + a_{ij}^{(1)} \end{aligned} \quad (2.75)$$

olarak elde edilir.

Üniform paralel akıma maruz bir profil için aynı problem göz önüne alındığında, x eksenini ile α hücum açısı yapan üniform paralel akım için akım fonksiyonu

$$\psi_{\infty} = U_{\infty} (y \cos \alpha - x \sin \alpha) \quad (2.76)$$

şeklinde yazılabilir. Bu akıma maruz bir profil etrafında herhangi bir $P_i (x_i , y_i)$ noktasındaki akım fonksiyonunun değeri süperpozisyonla

$$\psi(x_i , y_i) = U_{\infty} (y_i \cos \alpha - x_i \sin \alpha) + \sum_{j=1}^{N-1} \bar{a}_{ij} \gamma_j \quad (2.77)$$

şeklinde elde edilir.

Akım fonksiyonu profil boyunca aynı sabit değere sahiptir. Buna göre (2.77) ifadesi yeniden düzenlenerek

$$\psi(x_i , y_i) - \sum_{j=1}^{N-1} \bar{a}_{ij} \gamma_j = U_{\infty} (y_i \cos \alpha - x_i \sin \alpha) \quad (2.78)$$

ifadesi elde edilir. $P_i (x_i , y_i)$ profil cidarı üzerindeki noktalar olmak üzere bu ifadenin sağ tarafındaki terimlerle a katsayılarının profil şekli ve akım şartlarına bağlı olarak bilindiği, Ψ ve γ_j ($j=1, 2, \dots, N$) 'lerin ise bilinmeyenler olduğu görülür.

$P_i (x_i , y_i)$ kontrol noktaları, eleman uç noktaları ile çakışık olarak seçildiği takdirde, kanat profilinin firar kenarında yer alan birinci ve sonuncu nokta genellikle çakışık olduklarından (2.78) denklemi ancak $N-1$ adet nokta için yazılabilir. Buna göre $N+1$ bilinmeyene karşı sadece $N-1$ adet denklem mevcuttur. İlave bir denklem Kutta şartı ile elde edilir.

Bu denklemin pratikte uygulaması bakımından ve herhangi bir hataya sebebiyet vermemek için boyutsuz olarak incelenmesinde fayda vardır. (2.78) denklemi

$$\bar{\psi} = \frac{\psi}{U c}, \quad \bar{\gamma} = \frac{\gamma}{U c}, \quad \bar{x} = \frac{x}{c}, \quad \bar{y} = \frac{y}{c} \quad (2.79)$$

ve

$$\begin{aligned} A_{i1} &= 1, \quad A_{ij} = -\bar{a}_{ij}, \quad x_1 = \bar{\psi}, \quad x_j = \bar{\gamma}_j \quad j = 2, 3, \dots, N-1 \\ D_i &= y_i \cos \alpha - x_i \sin \alpha \end{aligned} \quad (2.80)$$

olmak üzere yeniden düzenlenirse

$$\bar{\psi} - \sum_{j=2}^{N-1} A_{ij} \bar{\gamma}_j = y_i \cos \alpha - x_i \sin \alpha \quad (2.81)$$

veya

$$\sum_{j=1}^N A_{ij} x_j = D_i \quad (i = 1, 2, 3, \dots, N-1) \quad (2.82)$$

elde edilir. Kutta şartı ise fırlar kenarındaki hızların eşit olacağı şeklinde yorumlanarak

$$\gamma_1 = \gamma_N \quad (2.83)$$

şekilde ifade edilir.

2.3.4. Maskew Woodward Yöntemi

Maskew-Woodward [9] yöntemi kanat profilinin alt ve üst yüzeyinde simetrik kaynak ve girdap dağılımları ile Neuman tipi sınır şartı kullanan bir yöntemdir. Yöntemin orijinali reel düzlemde formüle edilmiş olmakla birlikte kompleks düzlemde uygulanması çok daha kolaydır. Bu bakımdan burada kompleks düzlemde formülasyon açıklanacak ve uygulanacaktır.

Kompleks z düzleminde üniform paralel akıma maruz bir kanat profilinin yüzeyi üzerindeki herhangi bir μ noktasında kompleks eşlenik hız, Şekil 2.11 de gösterildiği gibi yüzeyin teğet ve normal doğrultularına bağlı bir eksen takımında daha önce kompleks panel yönteminde çıkartılan (2.21) denklemi yardımı ile

$$w_{in}^* = V_t - iV_n = w^*(\mu) t(\mu) = w_\infty^* t(\mu) + t(\mu) \frac{I}{2\pi} \oint_C \frac{v^*(z_0) t^*(z_0)}{\mu - z_0} dz_0 \quad (2.84)$$

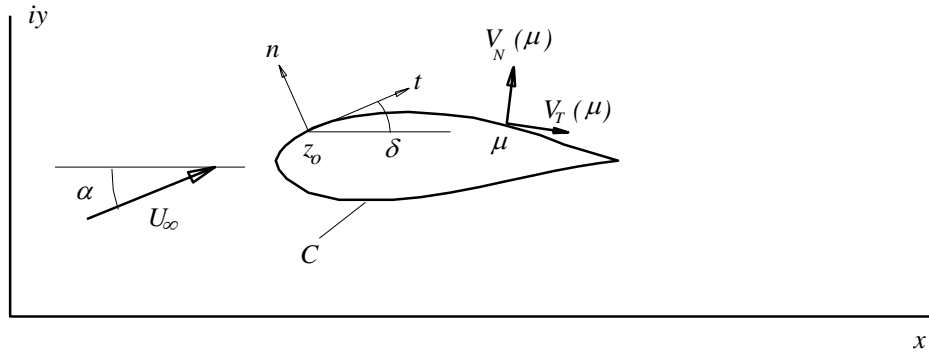
şeklinde hesaplanabilir. Burada w_∞ serbest akım hızını, C profil yüzeyini, z_0 bu yüzey üzerindeki noktaları, $t(z_0)$ z_0 noktasındaki yüzey eğimini, $v(z_0)$ ise kompleks bir tekliği belirtmekte olup sırasıyla şu şekilde tanımlanmaktadır:

$$w_{\infty} = V_{\infty} e^{i\alpha} = V_{\infty} \cos \alpha + i V_{\infty} \sin \alpha$$

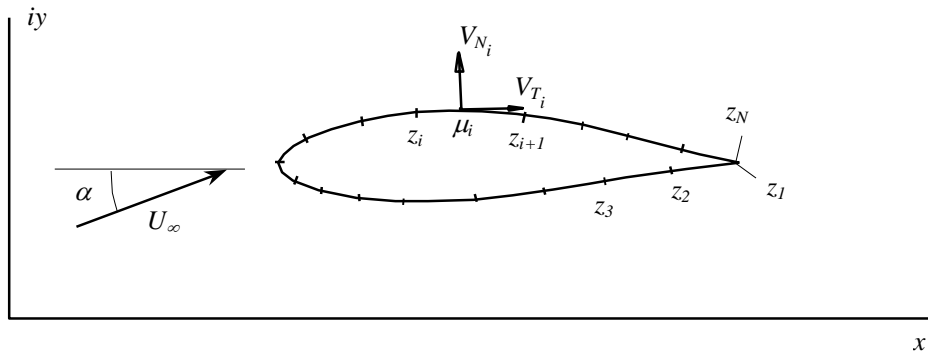
$$t(z_0) = e^{i\delta(z_0)} \quad (2.85)$$

$$v(z_0) = \sigma(z_0) + i \gamma(z_0)$$

Burada da V_{∞} ve α serbest akımın hızını ve reel eksene göre doğrultusunu, δ yüzeyin reel eksenle yaptığı açığı, σ ve γ birer kaynak ve girdap şiddetini, (*) üst indisi ise kompleks değişkenin eşleniğini belirtmektedir.



Şekil 2.11 Kompleks Düzlemde Akım Alanı



Şekil 2.12 Yüzey Panelleri

(2.21) Bağıntısı, profil yüzeyleri Şekil 2.12' de görüldüğü gibi panellere ayrılarak .

$$w_{TN}^*(\mu) = w_{\infty}^* t(\mu) + \sum_{j=1}^N \frac{t(\mu)}{2\pi} \int_{z_j}^{z_{j+1}} \frac{v(z_0) t^*(z_0)}{\mu - z_0} dz_0 \quad (2.86)$$

şeklinde yazılabilir. Buradaki integrallerin hesaplanabilir hale getirilmesi için basit, ama etkin bir yaklaşım doğrusal paneller boyunca sabit veya lineer tekillik dağılımları alınmasıdır (Şekil 2.13). Lineer dağılım

$$v(z_0) = v_j + \frac{v_{j+1} - v_j}{z_{j+1} - z_j} \cdot (z_0 - z_j) \quad (2.87)$$

şeklinde ifade edildiği taktirde (2.86) bağıntısı

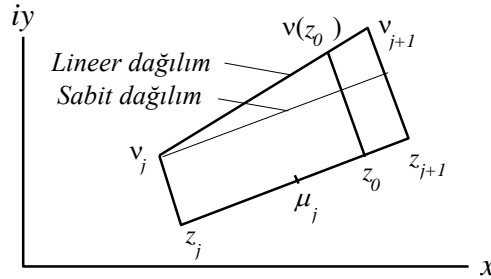
$$w_{TN_i}^* = w_\infty^* t_i + \sum_{j=1}^N [C_{ij}^{(0)} v_j + C_{ij}^{(1)} (v_{j+1} - v_j)] \quad (2.88)$$

şekline getirilebilir. Burada μ_i doğrusal panel üzerinde hızın hesaplandığı kontrol noktasını, t_i bu panelin, t_j ise j 'inci panelin eğimini belirtmektedir, ayrıca

$$C_{ij}^{(0)} = \frac{t_i t_j^*}{2\pi} \int_{z_j}^{z_{j+1}} \frac{dz_0}{\mu_i - z_0} = \begin{cases} \frac{t_i t_j^*}{2\pi} \ln \frac{\mu_i - z_j}{\mu_i - z_{j+1}}, & i = j \\ -i/2, & i \neq j \end{cases} \quad (2.89)$$

$$C_{ij}^{(1)} = C_{ij}^{(0)} \frac{\mu_i - z_j}{z_{j+1} - z_j} - \frac{1}{2\pi} t_i t_j^*$$

dir. Lineer tekillik dağılımı halindeki ifadeler sabit tekillik dağılımı halini de içermektedir.

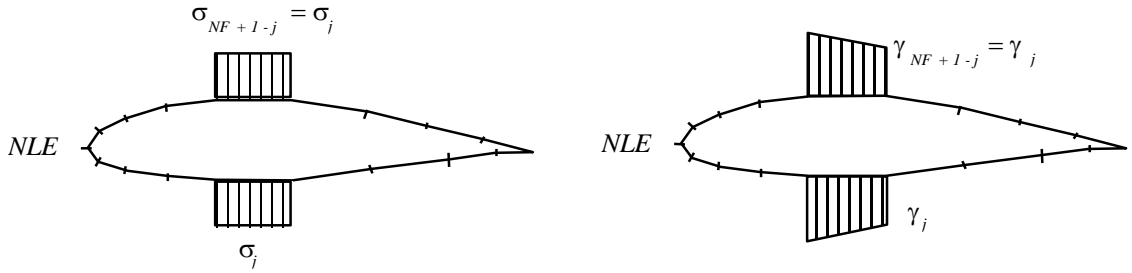


Şekil 2.13 Sabit ve Lineer Tekillik Dağılımları

Potansiyel akımda yüzey üzerindeki sınır şartı akımın yüzeye teğet olması şeklindedir. Sınır şartının uygulanması için, zaten yüzey teğet ve normaline bağlı bir eksen takımında yazılmış olan (2.88) ifadesinin imajiner kısmının sıfıra eşitlenmesi yeterli olur. Bu uygulama her bir panel üzerinde seçilen kontrol noktasında bir defa gerçekleştirildiği taktirde

$$\sum_{j=1}^N \text{Im} \{C_{ij}^{(0)} v_j + C_{ij}^{(1)} (v_{j+1} - v_j)\} = -\text{Im} \{w_\infty^* t_i\}, \quad (i = 1, \dots, N) \quad (2.90)$$

şeklinde bir denklem sistemine erişilir. N adet denkleme karşılık $2N+1$ bilinmeyen içeren (2.90) denklem sisteminin çözümlenebilmesi için ilave kabullere ve denklemlere gerek vardır. Literatürde yer alan alternatifler arasından ilginç birisi Maskew ve Woodward [9] tarafından önerilmiştir. Buna göre, profillerin alt ve üst yüzeyleri eşit sayıda panellere ayrılarak iki yüzde birbiriyle aynı hizada yer alan paneller üzerinde eşit şiddette sabit kaynak ve lineer girdap dağılımları alınmaktadır (Şekil 2.14).



Şekil 2.14 Simetrik Kaynak ve Girdap Dağılımı

Sabit kaynak ve lineer girdap dağılımı alınması halinde (2.90) denklem sistemi

$$\sum_{j=NI}^{NF} \text{Im} \{ C_{ij}^{(0)} \} \sigma_j + \sum_{j=NI}^{NF+1} \text{Im} \{ i C_{ij}^{(2)} \} \gamma_j = - \text{Im} \{ w_{\infty}^* t_i \} \quad (i = 1, \dots, N) \quad (2.91)$$

şekline gelir. Burada

$$C_{ij}^{(2)} = \begin{cases} C_{il}^{(0)} - C_{il}^{(1)} & j = 1 \\ C_{ij-1}^{(1)} + C_{ij}^{(0)} - C_{ij}^{(1)} & j = 2, \dots, N \\ C_{iN}^{(1)} & j = N + 1 \end{cases} \quad (2.92)$$

Ayrıca, Maskew ve Woodward tarafından önerildiği gibi profillerin üst ve alt yüzlerinde aynı hizadaki tekillik şiddetleri eşit alındığı takdirde denklem sistemi

$$\sum_{j=1}^{NLE-1} \text{Im} \{ C_{ij}^{(0)} + C_{iNF+1-j}^{(0)} \} \sigma_j + \sum_{j=NLE}^{N+1} \text{Im} \{ i (C_{ij}^{(2)} + C_{iNF+2-j}^{(2)}) \} \gamma_j = - \text{Im} \{ w_{\infty}^* t_i \} \quad (i = NI, \dots, NF) \quad (2.93)$$

şeklini alır. Denklem sisteminde halen bir fazla bilinmeyen bulunmakta olup, bu ilave denklem Kutta şartından elde edilir. Bunun için profil firar kenarında girdap şiddetinin sıfır alınması yeterli olur:

$$\gamma_{N+1} = 0 \quad (2.94)$$

Profil üzerindeki teğetsel hızlar da (2.88) ifadesinden

$$V_{T_i} = -Re \{w_{\infty}^* t_i\} + \sum_{j=NI}^{NLE-I} Re \{C_{ij}^{(0)} + C_{iNF+I-j}^{(0)}\} \sigma_j + \sum_{j=NLE}^{NF+I} Re \{i(C_{ij}^{(2)} + C_{iNF+2-j}^{(2)})\} \gamma_j \quad (2.95)$$

şeklinde hesaplanabilir.

2.3.5. Vorpan Panel Yöntemi

Yüzey boyunca girdap dağılımı ve Neuman tipi sınır şartı kullanan bu yöntem hayli yaygın şekilde kullanılan bir yöntem olup literatürde genellikle reel düzlemde uygulanmıştır. Burada ise kompleks düzlemdeki bir uygulamasına yer verilecektir.

Kompleks düzlemde üniform paralel akım içerisinde yer alan kanat profili yüzeyi boyunca bir kaynak ve girdap dağılımı alındığı takdirde yüzey sınır şartı yüzeye dik hızın sıfır olması şeklinde uygulanarak

$$Im \left\{ t(\mu) \frac{1}{2\pi} \oint_C \left[\frac{\sigma(z_0)}{\mu - z_0} - i \frac{\gamma(z_0)}{\mu - z_0} \right] dz_0 \right\} = -Im \{w_{\infty}^* t(\mu)\} \quad (2.96)$$

denkleminin elde edileceği daha önce gösterilmiş ve bu denklemin çözümündeki önemli zorluklardan birinin, yüzeyin her bir noktasında yazılan bir denkleme karşılık $\sigma(z_0)$ ve $\gamma(z_0)$ gibi iki bilinmeyenin mevcudiyeti olduğu belirtilmişti. Bilinmeyen sayısını azaltma yollarından literatürde en çok tercih edilen birisi kaynak şiddetlerinin doğrudan sıfıra eşit alınmasıdır. Bu durumda, çözüm sonucunda elde edilen girdap şiddetlerinin profil yüzeyi üzerindeki teğetsel hızlara eşit olacağını göstermek mümkündür [10,11]. Bu husus girdap dağılımı esaslı panel yöntemlerinin en önemli avantajını teşkil etmektedir.

Buna göre kaynak şiddetleri sıfır alınarak ve diğer yöntemlerde olduğu gibi kanat profili yüzeyi panellere ayrılıp, her bir panel üzerinde seçilen bir kontrol noktasında sınır şartı bir defa uygulanarak

$$\sum_{j=1}^N Im \left\{ \frac{t(\mu_i)}{2\pi} \int_{z_j}^{z_{j+1}} \frac{i \gamma(z_0) t^*(z_0)}{\mu_i - z_0} dz_0 \right\} = Im \{w_{\infty}^* t(\mu_i)\} \quad (i = 1, \dots, N) \quad (2.97)$$

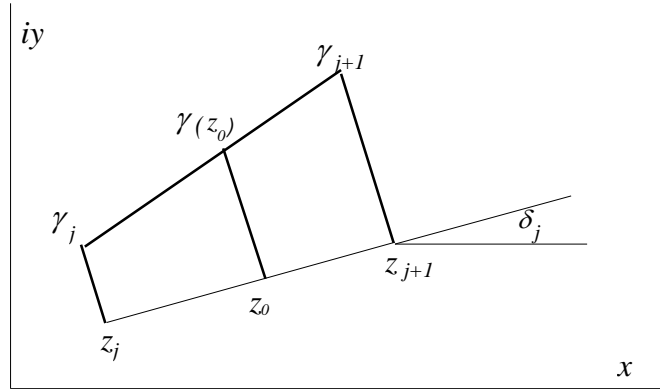
denklem sistemi elde edilir.

(2.97) denkleminin bu haliyle çözümü de, integraller hesaplanamadığından henüz mümkün değildir. Bu nedenle panel geometrileri ve paneller boyunca tekillik dağılımı için bir takım yaklaşımlar yapılması gerekmektedir. Çoğu uygulamada panellerin birer doğru parçasından ibaret alınması yeterli bulunur. Bu durumda $t^*(z_0)$ büyüklüğü her bir j 'inci panel için sabit bir t_j^* değeri olarak integralin dışına çıkar. $t(\mu_i)$ büyüklüğü de yine sabit bir t_i değeri alır. $\gamma(z_0)$ tekilliğine gelince, çoğu halde panel boyunca sabit veya lineer bir dağılımın yeterli olduğu görülür. Buna göre z_j ve z_{j+1} uç noktaları arasında yer alan bir panel boyunca lineer tekillik dağılımı (Şekil 2.15)

$$\gamma(z_0) = \gamma_j + \frac{\gamma_{j+1} - \gamma_j}{z_{j+1} - z_j} (z_0 - z_j) \quad (2.98)$$

olarak tanımlandığı takdirde (2.97) denklem sistemi

$$\sum_{j=1}^N \text{Im} \{ C_j^0 \gamma_j + C_j^1 (\gamma_{j+1} - \gamma_j) \} = \text{Im} \{ w_\infty^* t(\mu_i) \} \quad (i = 1, \dots, N) \quad (2.99)$$



Şekil 2.15 Lineer Girdap Dağılımı

şekline gelir. Burada

$$C_j^0 = i \frac{t_i t_j^*}{2\pi} \int_{z_j}^{z_{j+1}} \frac{dz_0}{\mu_i - z_0} = \begin{cases} -i \frac{t_i t_j^*}{2\pi} \ln \frac{\mu_i - z_{j+1}}{\mu_i - z_j} & , \quad i = j \\ -i/2 & , \quad i \neq j \end{cases} \quad (2.100)$$

$$C_j^1 = C_j^0 \frac{\mu_i - z_{j+1}}{\mu_i - z_j} - i \frac{t_i t_j^*}{2\pi} \quad (2.101)$$

dir. (2.99) denklem sisteminden, γ_j 'lere göre yeni bir düzenleme ile

$$\sum_{j=1}^{N+1} Im \{C_{ij} \gamma_j\} = Im \{w_{\infty}^* t(\mu_i)\} \quad (i = 1, \dots, N) \quad (2.102)$$

elde edilir. Burada da

$$C_{ij} = \begin{cases} C_i^0 - C_i^1 & j = 1 \\ C_{j-1}^1 + C_j^0 - C_{j+1}^1 & j = 2, \dots, N \\ C_{N+1}^1 & j = N + 1 \end{cases} \quad (2.103)$$

dir. C_{ij} kompleks değişkeninin reel ve imajiner kısımları sırasıyla A_{ij} ve B_{ij} olmak üzere (2.102) denklem sistemi

$$\sum_{j=1}^{N+1} B_{ij} \gamma_j = Im \{w_{\infty}^* t(\mu_i)\} \quad (i = 1, \dots, N) \quad (2.104)$$

şekline getirilebilir. Görüldüğü gibi bu denklem sisteminde bilinmeyen sayısı denklem sayısından bir daha fazladır. Kutta şartı yardımıyla bir denklem daha elde ederek (2.104) denklem sistemini çözülebilir hale getirmek mümkündür. Nitekim, akımın profil firar kenarından ve düzgün bir şekilde terk edeceğini belirten Kutta şartı kanat elemanının firar kenarında üst ve alt yüzeylerden gelen akım hızlarının eşit olacağı şeklinde yorumlanarak

$$\gamma_1 = -\gamma_{N+1} \quad (2.105)$$

denklemini elde edilir. (2.104) ve (2.105) denklemlerinin birlikte çözümü doğrudan teğetsel hızları verir.

2.4. Panel Yöntemi Sonuçlarının Değerlendirilmesi

Yukarıda görüldüğü gibi, izah edilen bütün panel yöntemlerinde sonuç olarak panel kontrol noktalarında (yönteme göre panel orta noktası veya panel uç noktası) teğetsel hızlar elde edilmektedir.

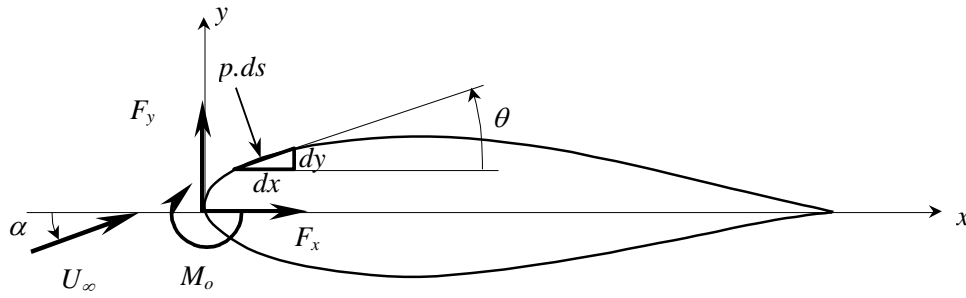
Bir kanat profili için aerodinamik problemin çözümünden beklenenler, çoğu zaman kanat profilinin yüzeyi boyunca basınç katsayısının dağılımı ve kanat profiline etkiyen taşıma, sürüklenme ve yunuslama katsayılarıdır. Bazı hallerde ilave olarak akım alanı içindeki noktalarda da hesap yapılması istenebilir.

Kanat profili üzerinde kontrol noktalarındaki basınç katsayıları Bernoulli denkleminin sonucu olan

$$C_{p_i} = 1 - \left(V_{t_i} / V_{\infty} \right)^2 \quad (2.106)$$

bağıntısı yardımıyla hesaplanabilir.

Potansiyel akım hesabının sürüklenme katsayısını veremeyeceği bilinir. Bununla birlikte, elde edilen basınç dağılımı kullanılarak bir sınır tabaka hesabı yapılabilir ve böylece sürüklenme katsayısını elde etmek mümkün olabilir. Taşıma ve yunuslama katsayılarının hesabına gelince, Şekil 2.16 da görüldüğü gibi bir kanat profilinin yüzeyi boyunca p basıncının dağılımı bilindiğinde vetere paralel ve dikey yöndeki aerodinamik kuvvet bileşenlerinin ve başlangıç noktası etrafındaki yunuslama momentinin sırasıyla



Şekil 2.16 Kanat Profili Etrafında Basıncın İntegrasyonu

$$F_x = \oint p \, dy \quad (2.107a)$$

$$F_y = -\oint p \, dx \quad (2.107b)$$

$$M_o = \oint p (x \, dx + y \, dy) \quad (2.108)$$

şeklinde hesaplanabileceği bilinir. Kuvvet bileşenlerini

$$F = X + iY = \oint p (dy - i \, dx) = -i \oint p (dx + i \, dy) = -i \oint p \, dz \quad (2.109)$$

şeklinde kompleks bir vektör içerisinde birleştirmek, momenti ise kompleks büyüklüklerle

$$M_o = \oint p \operatorname{Re} \{z dz^*\} \quad (2.110)$$

şeklinde ifade etmek mümkündür. Her iki kompleks ifade boyutsuzlaştırarak

$$C_F = -i \frac{I}{c} \oint C_p dz \quad (2.111)$$

$$C_{M_o} = \frac{I}{c^2} \oint C_p \operatorname{Re} \{z dz^*\} \quad (2.112)$$

veya

$$C_u = I - C_p \quad (2.113)$$

olmak üzere

$$C_F = i \frac{I}{c} \oint C_u dz \quad (2.114)$$

$$C_{M_o} = -\frac{I}{c^2} \oint C_u \operatorname{Re} \{z dz^*\} \quad (2.115)$$

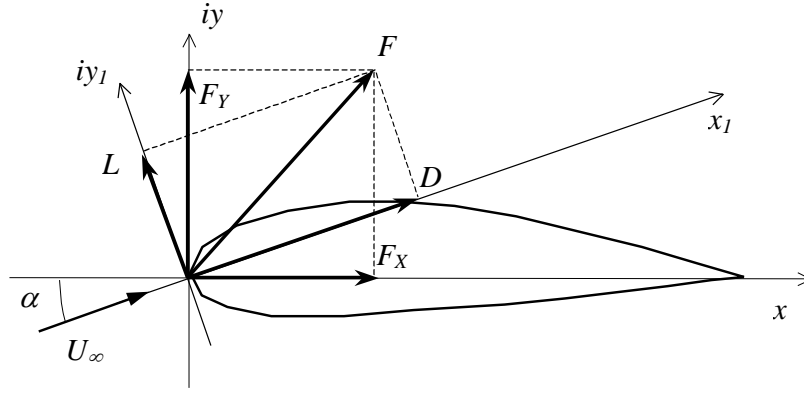
şekline getirilebilir. Yukarıda izah edilen panel yöntemlerinin hepsinde de doğrusal paneller kullanılmış olup, paneller üzerindeki basınç yüklerinin sabit kaldığı varsayılarak bu integraller

$$C_F = i \frac{I}{c} \sum_{j=1}^N C_{u_j} t_j d_j \quad (2.116)$$

$$C_{M_o} = -\frac{I}{c^2} \sum_{j=1}^N C_{u_j} \operatorname{Re} \{z t_j^*\} d_j \quad (2.117)$$

şeklinde hesaplanabilir.

Diğer taraftan aerodinamik kuvvetin genel olarak hıza bağlı bir eksen takımında bileşenlere ayrılarak hız vektörüne dik bileşene taşıma, paralel bileşen ise sürüklenme adı verildiği bilinir. Bu bakımdan yukarıda vetere bağlı bir düzlemde tanımlanan kompleks kuvvet ifadesinin hıza bağlı bir eksen takımına döndürülmesi gerekir.



Şekil 2.17 : Profile Etkiyen Taşıma ve Sürüklenme

Şekil 2.17 yardımıyla

$$D + iL = (X + iY) \cdot e^{-i\alpha} \quad (2.118)$$

ve böylece

$$C_D = \text{Re} \{ C_F \cdot e^{-i\alpha} \} \quad (2.119)$$

$$C_L = \text{Im} \{ C_F \cdot e^{-i\alpha} \} \quad (2.120)$$

olacağı gösterilebilir.

3. KARMAN-TREFFTZ VE JOUKOWSKY PROFİLLERİNİN KARAKTERİSTİKLERİ

Konform dönüşüm yoluyla elde edilen analitik profiller, koordinatlarının ve hız dağılımlarının tam (exact) olarak bilinmeleri nedeniyle, özellikle nümerik çalışma sonuçlarının test edilmesi bakımından son derece önemlidir. Bu bakımdan, bu tez çalışmasında etkileşimli biçimde programlanan panel yöntemlerinin kullanıcı tarafından test edilerek değerlendirilebilmesine imkan vermek için Karman-Trefftz profilleri ve bunun özel bir hali olan Joukowski profilleri ele alınmıştır. Dönüşüm parametreleri verildiğinde profillerin koordinatlarını, hız dağılımlarını ve aerodinamik katsayılarını veren formülasyon sunulmuş ve etkileşimli programa bir alt program olarak ilave edilmiştir. Ayrıca kanat profilinin kalınlık oranı, kamburluk oranı vb. bütünsel parametreleri verildiğinde dönüşüm parametrelerini hesaplayan bir dizayn alt programı da etkileşimli Panel Yöntemleri programına adapte edilmiştir.

3.1. Karman-Trefftz Dönüşümü

Kompleks z düzleminde, Şekil 3.1.a'da görüldüğü gibi üniform paralel akım içerisinde yer alan a yarıçaplı daireye

$$\frac{\zeta + m.b}{\zeta - m.b} = \left[\frac{z + b}{z - b} \right]^m \quad (3.1)$$

konform dönüşümü uygulandığında ζ düzleminde, Şekil 3.1.b'de görüldüğü gibi Karman-Trefftz tipi bir kanat profili şekli elde edilir. $m=2$ özel halinde dönüşüm Joukowski dönüşümü olarak bilinir ve bu halde ζ düzleminde bir Joukowski profili elde edilir. Aynı dönüşüm fonksiyonu daire etrafındaki potansiyel akım alanını da kanat profili etrafındaki potansiyel akım alanına dönüştürür.

$$\begin{aligned}
t &= R_2/R_1 \\
R_1/b &= \sqrt{1 + (r/b)^2 + 2(r/b)\cos\theta} \\
R_2/b &= \sqrt{1 + (r/b)^2 - 2(r/b)\cos\theta} \\
r/b &= G \sin\theta - F \cos\theta + \sqrt{1 + 2F + (G \sin\theta - F \cos\theta)^2} \\
\phi_2 - \phi_1 &= \arctg \left[\frac{2 \sin\theta}{(r/b) - (b/r)} \right] \\
F &= f/b \\
G &= g/b
\end{aligned} \tag{3.5}$$

olup r ve θ daire üzerinde seçilen noktanın polar koordinatlarını belirtmektedir. Kanat profili koordinatlarının (3.4) ve (3.5) bağıntıları yardımıyla elde edilebilmesi için öncelikle F , G , m ve b parametrelerinin belirlenmesi gerektiği açıktır.

Öte yandan, Karman-Trefftz profillerinin kalınlık oranı, kamburluk oranı, maksimum kalınlık noktası konumu ve veter uzunluğu gibi temel büyüklüklerinin F , G , m ve b dönüşüm parametrelerine bağlı olduğunu göstermek mümkündür. [20, 21, 22]. Yani profilin temel geometrik özelliklerinden hareketle F , G , m ve b parametrelerini belirlemek mümkündür.

Karman-Trefftz profilinin veter uzunluğu

$$c = |\xi|_{\theta=0^\circ} + |\xi|_{\theta=\pi} \rightarrow c = 2 \cdot m \cdot b \cdot \frac{(1+F)^m}{(1+F)^m - F^m} \tag{3.6}$$

şeklinde hesaplanabilir. Kalınlık oranı, kamburluk oranı ve maksimum kalınlık noktası konumu ise sırasıyla

$$\delta = \frac{t_{max}}{c}, \quad \gamma = \frac{e_{max}}{c}, \quad \xi_d = \frac{\xi_{tmax}}{c} \tag{3.7}$$

şekilde tanımlanabilir. Burada

$$\begin{aligned}
t_{max} &= \max \left\{ [\eta(\theta) - \eta(-\theta)]^2 + [\xi(\theta) - \xi(-\theta)]^2 \right\}^{1/2} \\
e_{max} &= \max \left\{ \frac{1}{2} [\eta(\theta) - \eta(-\theta)] \right\}
\end{aligned} \tag{3.8}$$

dir.

Dönüşüm fonksiyonundaki m parametresi öncelikle Karman-Trefftz profilinin maksimum kalınlık noktasının konumunu (ve aynı zamanda firar kenarı iç açısını) etkilerken, F parametresi daha ziyade kalınlık oranını, G parametresi ise kamburluk oranını etkiler. Ayrıca b parametresi de profilin veter uzunluğunu belirleyen ana parametredir. Bununla birlikte m parametresi kalınlık ve kamburluk oranını da etkiler. Benzeri şekilde F ve G parametreleri maksimum kalınlık noktasının yerini etkilerken, F parametresi kamburluk oranını ve G parametresi de kalınlık oranını etkiler. Ayrıca veter boyunun F parametresinden etkilendiği de (3.6) bağıntısından görülmektedir. Ancak bu son etkilerin hepsi de ikinci mertebeden etkilerdir.

Belirtilen özellikler göz önüne alınarak δ , γ , ve x_δ verildiğinde F , G , m ve b parametrelerini hesaplayacak iteratif bir yöntem geliştirilmiştir [12]. İterasyon işleminin ayrıntılarına burada girilmeyecektir. Ancak özetlemek gerekirse, öncelikle, m için uygun bir başlangıç değeri seçilmekte, daha sonra F ve G parametreleri istenilen kalınlık ve kamburluk oranları elde edilinceye kadar iterasyonla değiştirilmektedir. Uygun F ve G parametreleri elde edildiğinde maksimum kalınlık noktasının konumu kontrol edilerek, şayet istenilen yerde değilse ve m için başka bir değer seçilmektedir. İterasyon istenilen maksimum kalınlık noktası konumu elde edilinceye kadar böylece devam ettirilmektedir.

Potansiyel akım probleminin profil büyüklüğünden bağımsız olduğu göz önüne alınırsa iterasyon işlemleri sırasında veter boyu için $c=1$ almak uygun olur. b parametresinin gerekli değeri (3.6) bağıntısından hesaplanabilir.

3.2. Profil Üzerindeki Hız Dağılımının Hesabı

Kanat profil üzerindeki U_ζ hızı

$$U_\zeta = \frac{U_z}{|d\zeta/dz|} \quad (3.9)$$

şeklinde daire üzerindeki U_z hızına bağlanabilir. Daire üzerindeki hız, Şekil 3.2 de görüldüğü gibi serbest akım hızı U_∞ olmak üzere

$$U_z = 2 U_\infty [\sin \theta_1 - \sin(\alpha + \beta)] \quad (3.10)$$


$$\beta = \arctg \left[\frac{G}{l + F} \right] \quad (3.11)$$
$$\phi_l = \theta - \alpha + \arcsin \left[\sqrt{\frac{(F^2 + G^2)}{(I + F)^2 + G^2}} \cdot \sin \left(\theta + \arctg \frac{G}{F} \right) \right] \quad (3.12)$$
$$\left| \frac{d\zeta}{dz} \right| = \left(\frac{2m}{R_l/b} \right) \cdot \frac{t^{m-l}}{1 + t^{2m} - 2t^m \cos m(\phi_2 - \phi_1)} \quad (3.13)$$

Özel olarak Joukowski profili ($m=2$) için, (3.9) ifadesi firar kenarında bir belirsizlik gösterir. Bir limit işlemiyle bu belirsizliği gidererek Joukowski profilinin firar kenarındaki hızın sıfırdan farklı ve değerinin

şeklinde olacağını göstermek mümkündür [21]. Burada

$$a/b = \left[(I + F)^2 + G^2 \right]^{1/2} \quad (3.15)$$

dir.

3.3. Taşıma Kuvveti ve Yunuslama Momenti

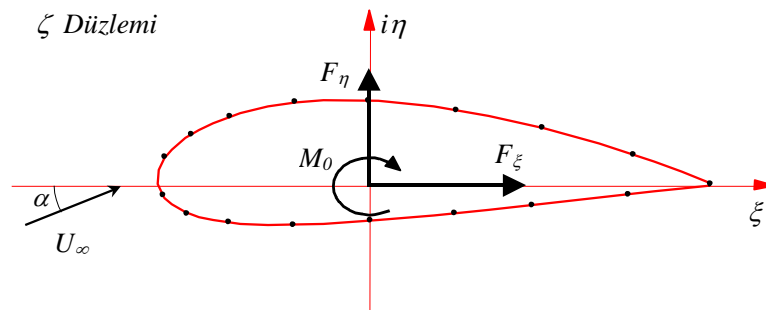
ζ düzleminde potansiyel akım içerisinde yer alan kapalı bir cisme etkiyen kuvvet ve moment, akım alanını temsil eden kompleks potansiyel fonksiyona, Blasius formülleri yardımıyla

$$\begin{aligned} F^* &= -\frac{1}{2} \rho i \oint \left[\frac{df}{d\zeta} \right]^2 d\zeta \\ M_o &= -\frac{1}{2} \rho \operatorname{Re} \left\{ \oint \left[\frac{df}{d\zeta} \right]^2 \zeta d\zeta \right\} \end{aligned} \quad (3.16)$$

şeklinde bağlanabilir [20, 21, 22]. Burada F^* büyüklüğü kompleks düzlemin reel ve imajiner eksenleri doğrultusundaki F_ξ ve F_η kuvvetlerinin (Şekil 3.3)

$$F = F_\xi + iF_\eta \quad (3.17)$$

şeklindeki bir kompleks ifadesinin eşleniği, M_o ise başlangıç noktasına göre momenttir. Moment, saat ibreleri yönünde pozitif seçilmiştir. İntegraller cisim yüzeyi boyunca saat ibreleri yönünde hesaplanılmaktadır.



Şekil 3.3 Kanat Profiline Etkiyen Kuvvet ve Momentler

Kuvvet ve momentler için verilen bu integralleri bir kanat profili yüzeyi boyunca doğrudan hesaplamak mümkün olmaz. Ancak, Karman-Trefftz dönüşümü profil etrafındaki potansiyel akım alanını da bir daire etrafındaki akım alanına bağlamakta

olup, sözü edilen integralleri bu ilişki yardımıyla daire etrafında kolaylıkla hesaplamak mümkün olur. Bu amaçla (3.16) bağıntıları daire düzlemindeki z değişkeni cinsinden yazılırsa,

$$\begin{aligned} F^* &= -\frac{I}{2} \rho i \oint \left[\frac{df}{d\zeta} \right]^2 \frac{d\zeta}{dz} dz \\ M_0 &= -\frac{I}{2} \rho Re \left\{ \oint \left[\frac{df}{d\zeta} \right]^2 \zeta \frac{d\zeta}{dz} dz \right\} \end{aligned} \quad (3.18)$$

iki düzlem arasındaki dönüşüm fonksiyonu ve kompleks potansiyel fonksiyonun türevi z cinsinden

$$\zeta = z + \frac{a_1}{z} + \frac{a_2}{z^2} + \Lambda \quad (3.19)$$

$$\left[\frac{df}{d\zeta} \right]^2 = A_0 + \frac{A_1}{z} + \frac{A_2}{z^2} + \Lambda \quad (3.20)$$

şeklinde seriye açıldığı takdirde yukarıdaki integral ifadeleri

$$\begin{aligned} F^* &= -\frac{I}{2} \rho i \oint \left[A_0 + \frac{A_1}{z} + \frac{A_2 - A_0 a_1}{z^2} + \Lambda \right] dz \\ M_0 &= -\frac{I}{2} \rho Re \left\{ \oint \left[A_0 z + A_1 + \frac{A_2}{z} - \frac{A_0 a_2}{z^2} + \Lambda \right] dz \right\} \end{aligned} \quad (3.21)$$

şekline getirilebilir. Burada a_j ve A_j 'ler kompleks veya reel sabitlerdir.

Diğer yandan kapalı bir eğri boyunca

$$I = \oint \left[D_{-1} z + D_0 + \frac{D_1}{z} + \frac{D_2}{z^2} + \Lambda \right] dz \quad (3.22)$$

türündeki integrallerde $1/z$ 'li terim dışındaki bütün terimlerin integrallerinin sıfıra eşit olduğunu ve bu integralin sonucunun

$$I = -2\pi i D_1 \quad (3.23)$$

olacağını göstermek mümkündür [23]. Buna göre (3.18) ifadelerindeki integraller hesaplandığı takdirde kanat profiline etkiyen kuvvet ve moment için sırasıyla

$$\begin{aligned} F^* &= -\rho \pi A_1 \\ M_0 &= -\rho \pi \operatorname{Im}\{A_2\} \end{aligned} \quad (3.24)$$

bulunur. Bu durumda profil etrafındaki potansiyel akım alanını temsil eden kompleks potansiyel fonksiyonunu seriye açarak katsayılar elde edildiği takdirde Karman-Trefftz profiline etkiyen kuvvet ve momenti hesaplamak mümkün olacaktır.

Profil düzlemindeki kompleks potansiyel fonksiyonu daire düzlemindeki değişkenler cinsinden

$$\frac{df}{d\zeta} = \frac{df}{dz} \frac{dz}{d\zeta} \quad (3.25)$$

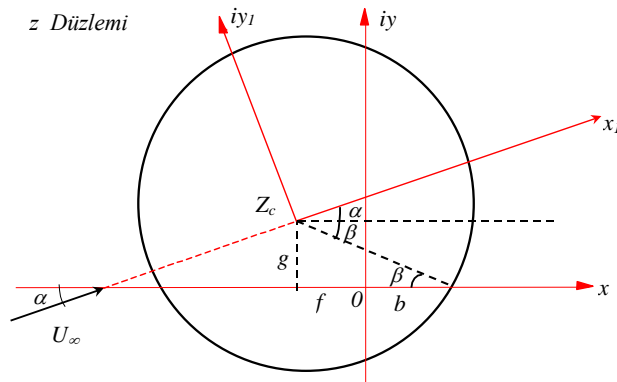
şeklinde yazılabilir. Bu ifadedeki dönüşüm fonksiyonunun türevi

$$\begin{aligned} \frac{dz}{d\zeta} &= \left(1 - \frac{a_1}{z^2} - \frac{a_2}{z^3} - \Lambda \right)^{-1} \\ &= 1 + \frac{a_1}{z^2} + \Lambda \end{aligned} \quad (3.26)$$

şeklinde düzenlenebilir. z düzleminde reel eksenle α hücum açısı yapan U_∞ hızındaki üniform paralel akım alanında, merkezi $z_c = -f + ig$ noktasında olmak üzere yer alan a yarıçaplı dönüşüm dairesi etrafındaki sirkülasyonlu akım alanını temsil eden kompleks potansiyel fonksiyon ise

$$f(z) = U_\infty \exp(-i\alpha)z + \frac{U_\infty a^2 \exp(i\alpha)}{(z - z_c)} + \frac{i\Gamma}{2\pi} \cdot \ln \frac{z - z_c}{a} \quad (3.27)$$

Şeklinde yazılabilir (Şekil 3.4). Γ 'nın değeri Kutta şartından



Şekil 3.4 Daire Etrafındaki Potansiyel Akım

$$\Gamma = 4 \pi a U_{\infty} \sin(\alpha + \beta) \quad (3.28)$$

olarak elde edilir [20, 21, 22]. Kompleks potansiyel fonksiyonun türevi

$$\frac{df}{dz} = U_{\infty} \exp(-i\alpha) - \frac{U_{\infty} a^2 \exp(i\alpha)}{(z - z_c)^2} + \frac{i\Gamma}{2\pi(z - z_c)} \quad (3.29)$$

olup z için seriye açılmak suretiyle

$$\frac{df}{dz} = U_{\infty} \exp(-i\alpha) + \frac{i\Gamma}{2\pi z} - \left(U_{\infty} a^2 \exp(i\alpha) - \frac{i\Gamma z_c}{2\pi} \right) \frac{1}{z^2} + \Lambda \quad (3.30)$$

şeklinde düzenlenebilir. (3.26) ve (3.27) bağıntıları kullanılarak (3.20) ifadesindeki seri açılımı

$$\begin{aligned} \left[\frac{df}{d\zeta} \right]^2 &= U_{\infty}^2 \exp(-2i\alpha) + \frac{i\Gamma U_{\infty} \exp(-i\alpha)}{\pi} \frac{1}{z} \\ &+ \left(2U_{\infty}^2 a_1 \exp(-2i\alpha) - 2U_{\infty}^2 a^2 + \frac{i\Gamma U_{\infty} \exp(-i\alpha) z_c}{\pi} - \frac{\Gamma^2}{4\pi^2} \right) \frac{1}{z^2} \end{aligned} \quad (3.31)$$

şeklinde bulunur.

Diğer yandan, (3.2) ifadesi ile verilen Karman-Trefftz dönüşümü de

$$\zeta = z + \frac{m^2 - 1}{3} \cdot \frac{b^2}{z} + \Lambda \quad (3.32)$$

şeklinde seriye açılarak (3.19) ifadesiyle verilen seri açılımındaki a_1 katsayısı

$$a_1 = \frac{m^2 - 1}{3} \quad (3.33)$$

olarak elde edilir. a_1 'in bu değeri (3.31) bağıntısında kullanılarak (3.20) ifadesiyle verilen seri açılımının katsayıları

$$\begin{aligned} A_0 &= U_{\infty}^2 \exp(-2i\alpha) \\ A_1 &= \frac{i\Gamma U_{\infty} \exp(-i\alpha)}{\pi} \\ A_2 &= 2 \cdot \frac{m^2 - 1}{3} b^2 U_{\infty}^2 \exp(i\alpha) - 2U_{\infty}^2 a^2 + \frac{i\Gamma U_{\infty} \exp(-i\alpha) z_c}{\pi} - \frac{\Gamma^2}{4\pi^2} \end{aligned} \quad (3.34)$$

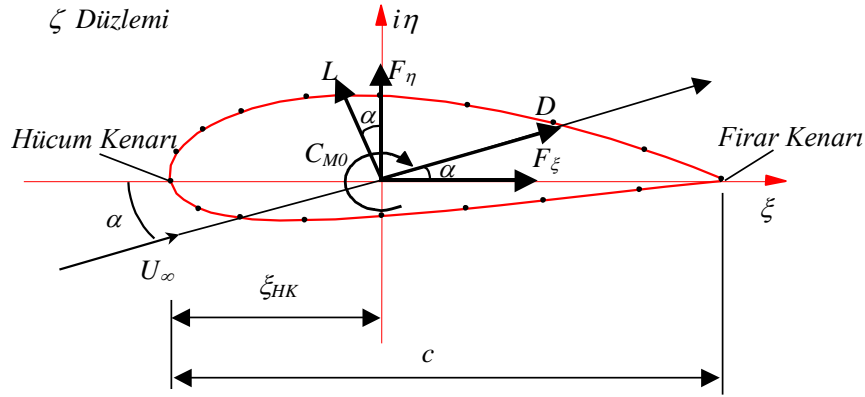
olarak bulunur. Bu durumda Karman-Trefftz profilini etkileyen kuvvet ve moment için bulunan (3.24) bağıntıları sırasıyla

$$\begin{aligned} F^* &= i \rho \Gamma U_\infty \exp(i\alpha) \\ M_0 &= 2 \cdot \frac{m^2 - 1}{3} \pi b^2 \rho U_\infty^2 \sin 2\alpha + \rho U_\infty \Gamma (f \cos \alpha - g \sin \alpha) \end{aligned} \quad (3.35)$$

şekline gelir. Ancak, bir kanat profiline etkileyen kuvvetler daha ziyade serbest akım doğrultusunda sürüklenme ve buna dik doğrultuda taşıma olmak üzere iki bileşene ayrılır (Şekil 3.5). Buna göre,

$$D + iL = F \exp(i\alpha) \quad (3.36)$$

olup, reel ve imajiner kısımlar eşitlenerek



Şekil 3.5 Kanat Profiline Etkiyen Kuvvet ve Momentler

$$\begin{aligned} D &= 0 \\ L &= \rho U_\infty \Gamma \end{aligned} \quad (3.37)$$

bulunur. Görüldüğü gibi, potansiyel akımda beklenildiği üzere sürüklenme kuvvetinin değeri sıfır olup, taşıma kuvveti daire düzlemindeki sirkülasyonun şiddetine bağlıdır.

Kuvvet ve moment için bulunan bu ifadeler boyutsuzlaştırılarak ve ayrıca sirkülasyon şiddeti için daha önce (3.28) ifadesiyle verilen değer kullanılarak aerodinamik katsayılar

$$\begin{aligned}
C_D &= 0 \\
C_L &= 8\pi \cdot \frac{a}{c} \cdot \sin(\alpha + \beta) \\
C_{M0} &= 4\pi \cdot \frac{m^2 - 1}{3} \cdot \frac{b^2}{c^2} \cdot \sin 2\alpha + 8\pi \cdot \frac{a}{c^2} \cdot \sin(\alpha + \beta) (f \cos \alpha - g \sin \alpha)
\end{aligned} \tag{3.38}$$

olarak elde edilir.

Başlangıç noktasına göre yunuslama momenti kanat profil aerodinamiğinde genellikle pek kullanılmayan bir büyüklüktür. Bu nedenle daha ziyade

$$\begin{aligned}
C_{MHK} &= C_{M0} - C_{F\eta} \left| \frac{\xi_{HK}}{c} \right| \\
C_{Mc/4} &= C_{M0} - C_{F\eta} \left| \frac{\xi_{HK}}{c} - \frac{l}{4} \right|
\end{aligned} \tag{3.39}$$

bağıntılarıyla tanımlanan, hücum kenarına ve çeyrek veter noktasına göre yunuslama momentleri tercih edilir. Bu ifadelerde,

$$\begin{aligned}
C_{F\eta} &= C_L \cos \alpha \\
\left| \xi_{HK} \right| &= c - mb
\end{aligned} \tag{3.40}$$

olduğunu göstermek mümkündür.

Karman-Trefftz ve Joukowsky tipi kanat profillerinin koordinatlarının, hız (veya basınç) dağılımlarının ve bu profillere etkiyen kuvvet ve momentlerin hesabı için bu bölümde sunulan yöntem ve ilgili bağıntılar bilgisayar programına adapte edilerek, Panel yöntemleri programında kullanılmak üzere, farklı Karman-Trefftz ve Joukowsky tipi profillerin elde edilmesi ve panel yöntemleri ile incelenmesi, ayrıca analitik olarak elde edilen veriler ile panel yöntemleri ile elde edilen verilerin karşılaştırılmasının yapılabilmesi sağlanmıştır.

4. YAZILIM

Önceki bölümlerde izah edilen farklı panel yöntemler için bu tez kapsamında etkileşimli bir bilgisayar programı Fortran ve Delphi dilleri kullanılarak geliştirilmiştir. Hazırlanan program grafik arayüzlü olup menü ve pencereler yardımıyla kontrolü sağlanmaktadır. Bu bölümde, geliştirilen programın ayrıntılarına yer verilmektedir.

Programın ana bölümü niteliğindeki, veri girişleri ve hesaplamaların yapıldığı, sayısal verilerin ve grafiklerin elde edildiği programın ana penceresi Şekil 4.1' de görülmektedir.

KT-Cu Çizimi	Akım Çizimleri	KTJ Analitik Çözüm
Parametreler	Cl,Cm, Cu Dağılımı	Pnl.Öz., Kay-Gir Şid. Cu Çizimi
IPR	IPR : 1-KTJ, 2-Dosyadan, 3-NACA0012, 4-Daire	
IQS	IQS : Detaylı çıkış için IQS=1	
NP	NP : Nokta sayısı	
Chord	Chord : Veter uzunluğu	
XHK, YHK	XHK, YHK : Hücum kenarı konumu	
ETA	ETA : Veter doğrultusu (derece)	
UO	UO : Serbest akım hızı	
ALFA0	ALFA0 : Serbest akım doğrultusu (derece)	
INKT	INKT : KT dönüşümü uygulamak için INKT=1	
MTD	MTD : Panel Yöntemi (Bkz. NOT)	
ISTR	ISTR : Akım çizgisi çizmek için ISTR=1	

NOT :
MTD = 10 - CPMD 20 - KENN 30 - MASKEW 40 - VORPAN
11 - CPMD 21 - KENNC
23 - SOINNE

Şekil 4.1 Program Ana Penceresi

Sayısal değerlerin görüntülediği ve çizim yapılan pencereler, programa özgü bir yapıda ayrı ayrı dosyalar olarak kaydedilebilmekte, istenildiği takdirde verilen parametrelere göre yapılmış olan hesaplama daha sonra farklı yöntemlerle elde edilmiş sonuçlarla karşılaştırılabilmektedir.

4.1. Kontrol Butonları

Şekil 4.1’de üst tarafta verilen kontrol butonlarının, kullanımları ve fonksiyonları aşağıda açıklanmaktadır:

YÜKLE; daha önceden yapılmış ve kaydedilmiş hesaplamalara ait verilerin ve sonuçların ekrana tekrar yüklenmesine ve incelenmesine olanak tanır. Bu işlemi yapabilmek için, Şekil 4.1’de sağ üst köşede, butonların altında verilen alanda özel bir kodlamayla gösterilen kayıtların üzerine tıklamak ve yükle butonuna basmak yeterlidir. Veriler otomatik olarak ilgili sayfalara yüklenecektir. Kayıtlara ait özel kodlamanın anlaşılabilmesi için bir örneğe ait açıklama Şekil 4.2 ‘de gösterilmektedir. Örn, 3_1_49_1_0,0_0_1_0_0_23_0.

3	IPR	: 1-KTJ, 2-Dosyadan, 3-NACA0012, 4-Daire)
1	IQS	: Detaylı çıkış için IQS=1 alınız
49	NP	: Nokta sayısı (tek sayı olmalı)
1	Chord	: Veter uzunluğu
0,0	XHK,YHK	: Hücüm kenarı konumu
0	ETA	: Veter doğrultusu(derece)
1	U0	: Serbest akım hızı
0	ALFA0	: Serbest akım doğrultusu(derece)
0	INKT	: KT dönüşümü uygulamak için INKT=1 alınız
23	MTD	: Panel yöntemi seçimi
0	ISTR	: Akım çizgisi çizmek (default =0)
NOT: MTD = 10 - CPM0 20 - KENN 30 - MASKEW 40 - VORPAN		
11 - CPMD 21 - KENNC		
23 - SOINNE		

Şekil 4.2 Veri Kaydında Kullanılan Logic

KAYDET; input parametrelerinin seçimi sonucunda yapılan hesaplamalar ve çizdirilmişse grafikler daha sonra kullanılmak üzere Şekil 4.2 ‘de gösterilen logic’e göre otomatik olarak kaydedilir. Kayıt butonuna basmak yeterlidir.

SİL; daha önceden yapılmış ve kaydedilmiş hesaplamalardan birinin listeden silinmesi için kullanılır. İlgili kayıt üzerine tıklamak ve sil butonuna basmak yeterlidir.

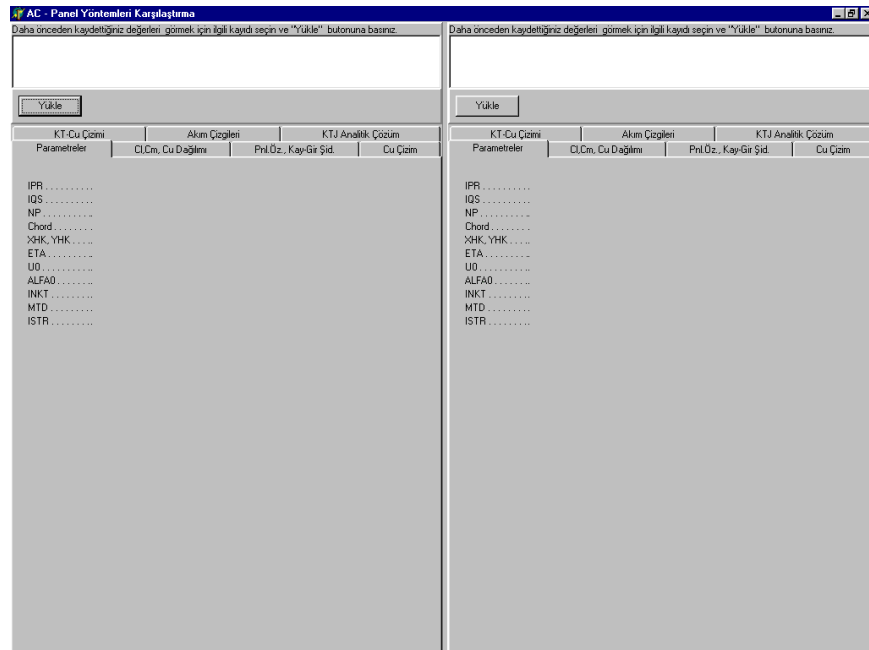
YAZDIR; ana pencerede sağ tarafta yer alan ve hesaplama sonucunda elde edilen verilerin ve/veya grafiklerin gösterildiği sayfalardan aktif olanının printer çıkışını almak için kullanılır.

HESAPLA; ana pencerede sol tarafta gösterilen hesaplama için gerekli parametrelerin seçiminden sonra verilen yöntemle göre hesaplamanın yapılması için kullanılır. Bu butona basıldığında hesaplama yapılır ve başlangıç için verilen input parametreleri “Parametre” sayfasında, elde edilen sayısal hesaplama sonuçları “Cl,Cm, Cu Dağılımı” ve “Pnl.Öz., Kay.-Gir.Şiddeti” sayfalarında gösterilir. Hesaplama yapılan profilin Karman-Treffitz yada Joukowsky profili olması durumunda bu profillere ait Analitik Çözüm Sonuçları ve Analitik Cu Dağılımı Grafiği, “KTJ Analitik Çözüm” sayfasında görüntülenir.

CU ÇİZ; Hesaplama sonucunda elde edilen verilere göre seçilen profil üzerindeki basınç dağılımının görüntülenmesinde kullanılır. Elde edilen grafik Karman Treffitz dönüşümünün uygulanıp uygulanmamasına göre “Cu Çizimi” yada “KT-Cu Çizimi” sayfalarında görüntülenir.

AKIM ÇİZ; Hesaplama sonucunda elde edilen verilere göre seçilen profil üzerindeki akım çizgilerini görüntülemek için kullanılır.

KARŞILAŞTIR; Daha önce kayda alınmış olan verilerden ikisinin sayısal ve/veya grafik olarak karşılaştırılması için kullanılır. Bu butona basıldığında Şekil 4.3’de gösterilen karşılaştırma sayfası açılır. Her iki bölüm için ayrı ayrı kayıtlar seçilip yükle butonlarına basılarak verilerin yüklenmesi sağlanır ve istenilen veriler ilgili sayfalara tıklanarak karşılaştırılır.



Şekil 4.3 Karşılaştırma Penceresi

YARDIM; programın kullanımı için gerekli bilgilere ulaşmak için kullanılır.

HAKKINDA; programı hazırlayan, hazırlama tarihi ve versiyon ile ilgili bilgilere ulaşmak için kullanılır.

4.2. Input Parametreleri

Ana pencerede sol tarafta verilen ve ekrandan giriş yapmaya olanak sağlayan bölüm, hesaplamada kullanılacak input parametrelerinin belirlenmesine yöneliktir:

PANEL YÖNTEMLERİ; input parametrelerinden biri olan panel yöntemleri pull down menüsü ile, Şekil 4.4 'de gösterildiği gibi hesaplamada kullanılacak panel yöntemi seçimi yapılmaktadır.

KT-Cu Çizimi	Akım Çizimleri	KTJ Analitik Çözüm
Parametreler	Cl,Cm, Cu Dağılımı	Pnl.Öz., Kay-Gir Şid. Cu Çizimi
IPR 1	IPR : 1-KTJ, 2-Desyadan, 3-NACA0012, 4-Daire	
IQS 1	IQS : Detaylı çıkış için IQS=1	
NP 49	NP : Nokta sayısı	
Chord 1	Chord : Veter uzunluğu	
XHK, YHK 0,0	XHK, YHK : Hücum kenarı konumu	
ETA 0	ETA : Veter doğrultusu (derece)	
UO 1	UO : Serbest akım hızı	
ALFAO 0	ALFAO : Serbest akım doğrultusu (derece)	
INKT 0	INKT : KT dönüşümü uygulamak için INKT=1	
MTD 10	MTD : Panel Yöntemi (Bkz.NOT)	
ISTR 0	ISTR : Akım çizgisi çizmek için ISTR=1	

NOT :

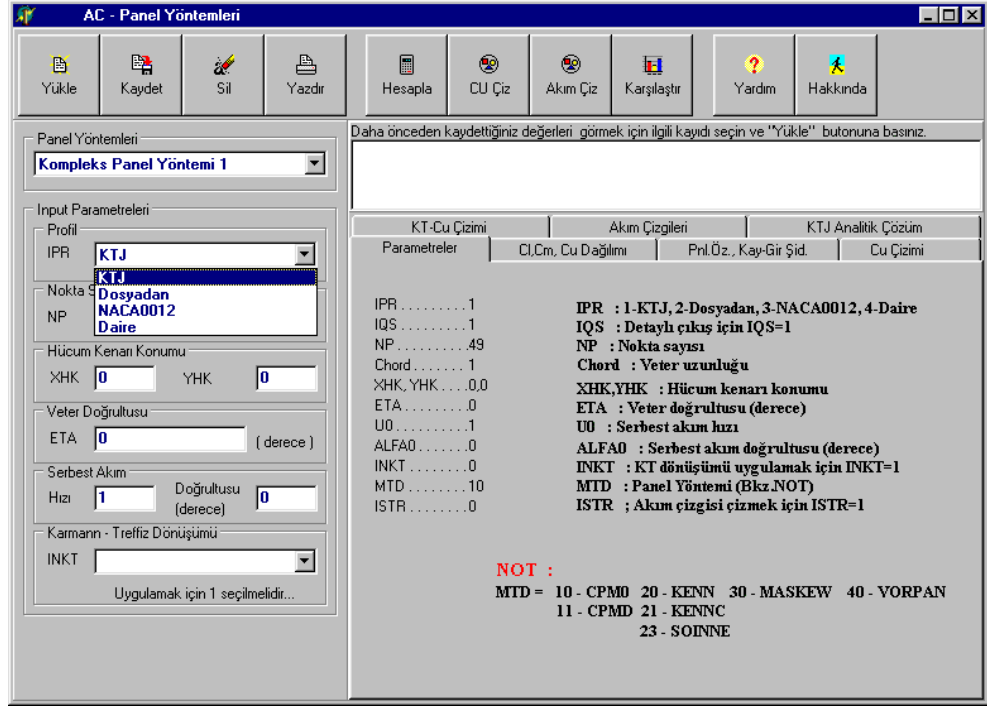
MTD = 10 - CPMO 20 - KENN 30 - MASKEW 40 - VORPAN
11 - CPMO 21 - KENN
23 - SOINNE

Şekil 4.4 Panel Yöntemleri Pulldown Seçimi

“Panel Yöntemleri” menüsünde yer alan ve daha önceki bölümlerde teorik açıklamaları yapılan yöntemlere ait; sınır şartları, teklik türleri ve kontrol noktaları karşılaştırmalı olarak Tablo 4.1 de verilmektedir.

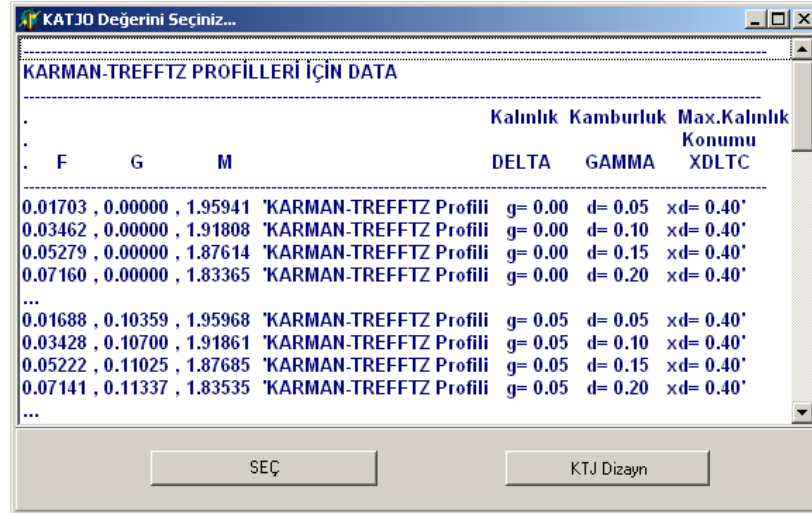
Tablo 4.1 Panel yöntemlerine ait sınır şartları, tekillik türleri ve kontrol noktaları

Panel Yöntemi	Sınır Şartı	Tekillik Türü	Kontrol Noktaları
Kompleks Panel Yöntemi 1	NEUMANN tipi (Hızlar için)	SABİT KAYNAK- SABİT(PARABOLİK) GİRDAP dağılımı	Panel orta noktaları
Kompleks Panel Yöntemi 2	NEUMANN tipi (Hızlar için)	LINEER KAYNAK PARABOLİK TRAPEZOIDAL GİRDAP dağılımı	Panel orta noktaları
Kennedy Marsden Yöntemi	DIRICHLET tipi (Akım fonksiyonu için)	SABİT GİRDAP dağılımı	Panel orta noktaları
Kennedy Marsden Yöntemi (Kompleks)	DIRICHLET tipi (Akım fonksiyonu için)	SABİT GİRDAP dağılımı	Panel orta noktaları
Soinne Laine Yöntemi	DIRICHLET tipi (Akım fonksiyonu için)	LİNEER GİRDAP dağılımı	Panel uç noktaları ve fırar kenarına komşu panel orta noktaları
Maskew Woodward Yöntemi	DIRICHLET tipi (Akım fonksiyonu için)	SABİT KAYNAK - LİNEER GİRDAP dağılımı (Profilin alt ve üst yüzeyinde eşit şiddette)	Panel orta noktaları
Vorpan Panel Yöntemi	NEUMANN tipi (Hızlar için)	LİNEER GİRDAP dağılımı	Panel orta noktaları



Şekil 4.5 Profil Bilgi Dosyaları Penceresi

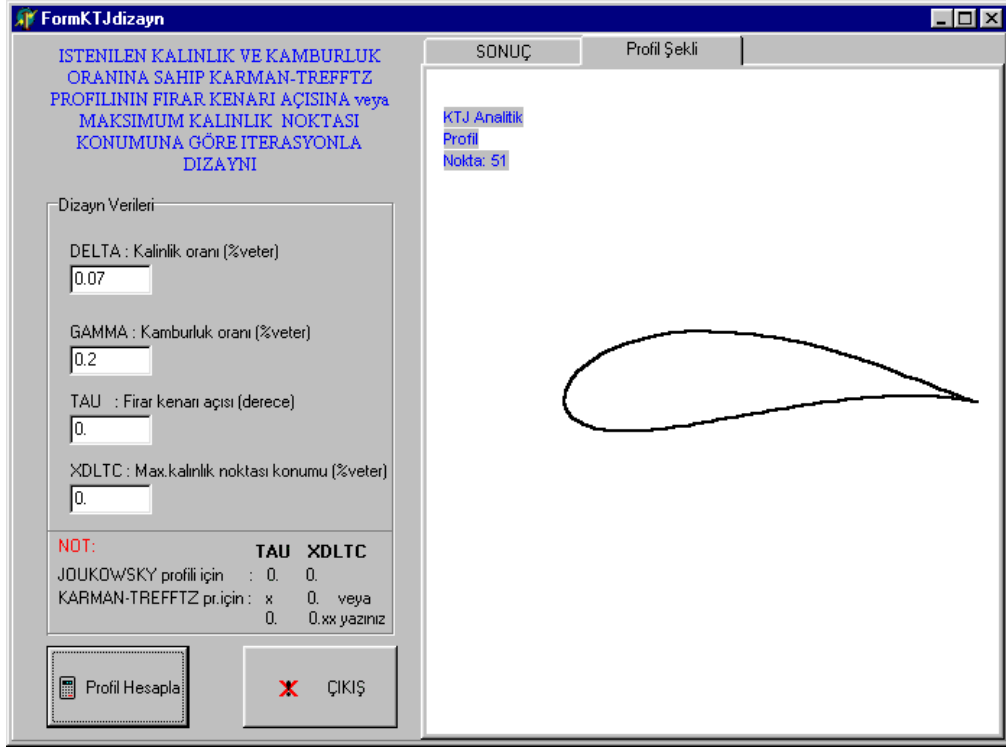
PROFIL; hesaplamada kullanılacak profil seçimi için kullanılan pulldown menüsüdür (Şekil 4.5). Bu menüde yer alan seçeneklere ait açıklamalar aşağıda verilmektedir:



Şekil 4.6 “Karman-Trefftz” veya “Joukowsky” Profili Seçimi

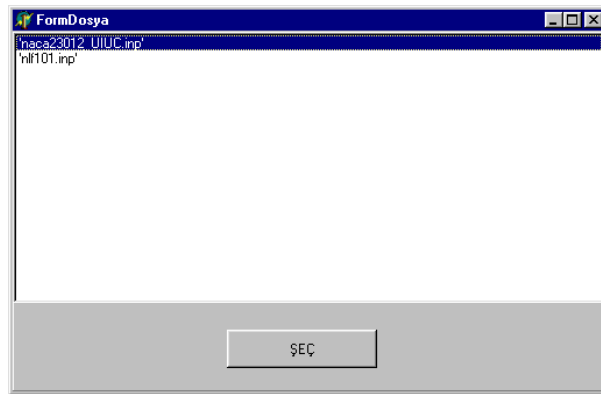
KTJ, panel yöntemleri programı için, “Karman-Trefftz” veya “Joukowsky” profillerinden farklı kalınlık ve kamburlu oranlarına sahip profillerden bir tanesinin seçimine olanak tanır. Profil pulldown mesüsünden KTJ seçildiğinde, profil seçimine olanak tanıyan ve Şekil 4.6 ‘da gösterilen pencere açılır. Hesaplama için istenilen

profil listeden seçilir yada Karman-Trefftz yada Joukowsky profillerinden listede olmayan istenilen kalınlık ve kamburluk oranına sahip bir tanesi “KTJ Dizayn” tuşuna basılarak çıkacak pencerede dizayn edilir. “KTJ Dizayn” penceresi Şekil 4.7’de gösterilmiştir. Burada dizayn verileri girilerek elde edilen hesaplama sonucunda bulunan profile ait bilgiler, çıkış tuşuna basıldığında Panel Yöntemleri programında kullanılmak üzere otomatik olarak kaydedilir.



Şekil 4.7 “Karman-Trefftz” veya “Joukowsky” Profil Dizayn Penceresi

DOSYADAN, açılan pencerede kayıtlı olan profillerden bir tanesini seçme imkanı tanır. Bu şekilde profil pulldown menüsü içinde yer almayan birçok profil incelenebilir (Şekil 4.8).



Şekil 4.8 Dosyadan Profil Seçme Penceresi

NACA0012, seçeneği NACA 0012 profilini incelemek için kullanılır.

DAİRE, özel durumda profil olarak daire alma imkanı sağlar.

NOKTA SAYISI; seçilmiş olan profil üzerinde kaç adet panel kullanılarak hesaplama yapılacağını belirler. Dikkat edilmesi gereken tek şey seçilecek olan sayının tek sayı olması gerekliliğidir. Default değer “49” olarak verilmiştir.

HÜCUM KENARI KONUMU; x ve y koordinatlarında profile ait hücum kenarı konumunun değiştirilmesinde kullanılır. Default değer olarak “x=0” ve “y=0” verilmiştir.

VETER DOĞRULTUSU; derece olarak veter açısının değiştirilmesinde kullanılır. Default değer olarak “0” derece verilmiştir.

SERBEST AKIM HIZI VE DOĞRULTUSU; serbest akım hızı ve derece olarak doğrultusunun değiştirilmesini sağlar. Default değer olarak serbest akım hızı için “1”, doğrultusu için “0” verilmiştir.

Karman-Trefftz DÖNÜŞÜMÜ; bu dönüşüm işlemini uygulamak için pulldown menüde seçenek olarak 1 seçilmelidir. Default değer olarak “0” verilmiştir.

4.3. Veri Sayfaları

Program ana penceresinde sağ tarafta hesaplama sonucunda elde edilen verilere ait bazı sayfalar verilmektedir. Bu sayfalar içindeki verilere ulaşabilmek için seperatörlerin üzerine tıklamak yeterli olacaktır. Bu alanda yer alan sayfalar ve içerikleri hakkındaki bilgiler şu şekildedir:

PARAMETRELER; hesaplama yapmadan önce seçilen input parametrelerini göstermek için kullanılır. Burada yer alan ifadelerin ne anlama geldiği Şekil 4.3 de verilmiştir. Bu sayfaya ulaşmak için “Parametreler” yazısının üzerine tıklamak yeterlidir (Şekil 4.9).

AC - Panel Yöntemleri

Yükle Kaydet Sil Yazdır Hesapla CU Çiz Akım Çiz Karşılaştır Yardım Hakkında

Panel Yöntemleri
Kompleks Panel Yöntemi 2

Input Parametreleri
Profil IPR **KTJ**
Nokta Sayısı NP **49**
Hücum Kenarı Konumu XHK **0** YHK **0**
Veter Doğrultusu ETA **0** (derece)
Serbest Akım Hızı **1** Doğrultusu (derece) **0**
Karmann - Trefftz Dönüşümü INKT
Uygulamak için 1 seçilmelidir...

Daha önceden kaydettiğiniz değerleri görmek için ilgili kaydı seçin ve "Yükle" butonuna basınız.

KT-Cu Çizimi	Akım Çizgileri	KTJ Analitik Çözüm
Parametreler	Cl,Cm, Cu Dağılımı	Pnl.Öz., Kay-Gir Şid. Cu Çizimi
IPR 1 IQS 1 NP 49 Chord 1 XHK, YHK 0,0 ETA 0 UO 1 ALFA0 0 INKT 0 MTD 11 ISTR 0	IPR : 1-KTJ, 2-Desyadan, 3-NACA0012, 4-Daire IQS : Detaylı çıkış için IQS=1 NP : Nokta sayısı Chord : Veter uzunluğu XHK,YHK : Hücum kenarı konumu ETA : Veter doğrultusu (derece) UO : Serbest akım hızı ALFA0 : Serbest akım doğrultusu (derece) INKT : KT dönüşümü uygulamak için INKT=1 MTD : Panel Yöntemi (Bkz.NOT) ISTR : Akım çizgisi çizmek için ISTR=1	

NOT :
MTD = 10 - CPM0 20 - KENN 30 - MASKEW 40 - VORPAN
11 - CPM0 21 - KENN
23 - SOINNE

Şekil 4.9 Parametreler Veri Sayfası

AC - Panel Yöntemleri

Yükle Kaydet Sil Yazdır Hesapla CU Çiz Akım Çiz Karşılaştır Yardım Hakkında

Panel Yöntemleri
Kennedy - Marsden Yöntemi

Input Parametreleri
Profil IPR **KTJ**
Nokta Sayısı NP **49**
Hücum Kenarı Konumu XHK **0** YHK **0**
Veter Doğrultusu ETA **0** (derece)
Serbest Akım Hızı **1** Doğrultusu (derece) **0**
Karmann - Trefftz Dönüşümü INKT
Uygulamak için 1 seçilmelidir...

Daha önceden kaydettiğiniz değerleri görmek için ilgili kaydı seçin ve "Yükle" butonuna basınız.

KT-Cu Çizimi	Akım Çizgileri	KTJ Analitik Çözüm
Parametreler	Cl,Cm, Cu Dağılımı	Pnl.Öz., Kay-Gir Şid. Cu Çizimi
KARMAN-TREFFTZ Profili g= 0.05 d= 0.05 xd= 0.40 KENNEDY-MARSDEN ALFA = .0	Sürükleme katsayısı = .0006 Taşıma katsayısı = .6556 Yunuslama katsayısı = -.3253	

1-Cp DAĞILIMI:

I	X	Y	U*U
1	1.00000	.00000	.77790
2	.99522	.00064	.78558
3	.98153	.00239	.79504
4	.95945	.00505	.78788
5	.92957	.00834	.77625
6	.89250	.01200	.76411
7	.84898	.01571	.75313
8	.79978	.01920	.74415
9	.74576	.02220	.73761
10	.68783	.02450	.73377
11	.62693	.02593	.73279
12	.56405	.02638	.73475
13	.50016	.02583	.73968

Şekil 4.10 Cl,Cm, Cu Dağılımı

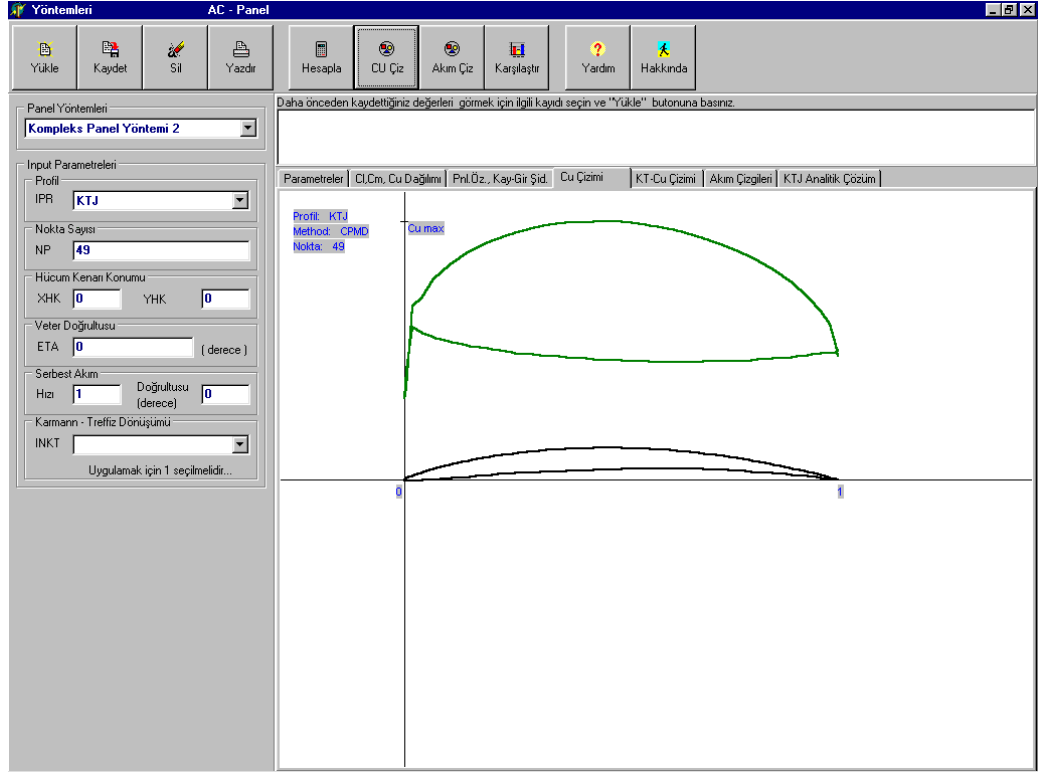
Cl,Cm, Cu DAĞILIMI; hesaplama sonucunda elde edilen, taşıma katsayısı “Cl”, hücum kenarına göre hesaplanmış yunuslama moment katsayısı “Cm”, hata oranını görebilmek için yer verilmiş sürüklenme katsayısı “Cd” ‘ye ait sayısal veriler ile profil üzerindeki basınç dağılımına “Cu” ait sayısal veriler bu sayfada yer almaktadır (Şekil 4.10).

PNL.ÖZ., KAY-GİR.ŞİD.; profil üzerinde seçilen panellere ait özellikler ile seçilen yönteme göre kaynak ve/veya girdap şiddetlerine ait sayısal veriler bu sayfada yer almaktadır (Şekil 4.11).

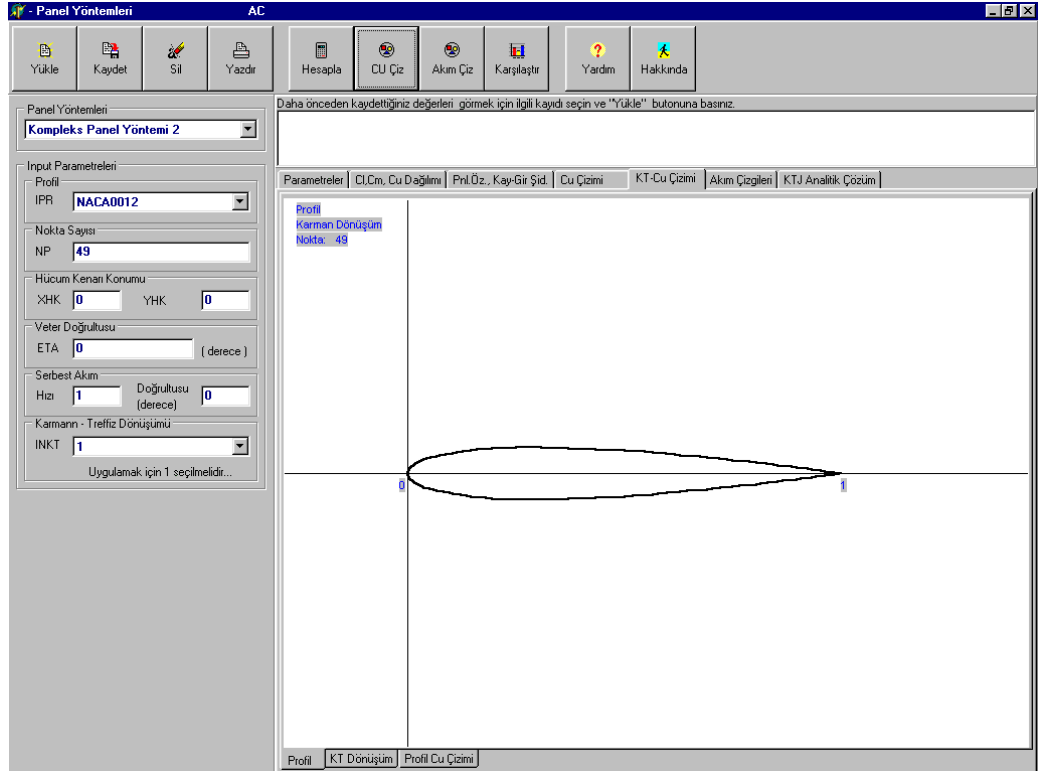
I	X	Y	D	XM	YM	DS	TCOS	TSIN
1	1.00000	.00000	-.00119	.99761	.00032	.00482	-.99119	.13245
2	.99522	.00064	-.00576	.98838	.00152	.01381	-.99188	.12717
3	.98153	.00239	-.01449	.97049	.00372	.02223	-.99285	.11940
4	.95945	.00505	-.02687	.94451	.00670	.03007	-.99397	.10961
5	.92957	.00834	-.04232	.91104	.01017	.03724	-.99518	.09806
6	.89250	.01200	-.06016	.87074	.01385	.04369	-.99638	.08501
7	.84898	.01571	-.07967	.82438	.01746	.04932	-.99749	.07074
8	.79978	.01920	-.10012	.77277	.02070	.05410	-.99846	.05552
9	.74576	.02220	-.12081	.71679	.02335	.05798	-.99921	.03965
10	.68783	.02450	-.14108	.65738	.02522	.06091	-.99973	.02345
11	.62693	.02593	-.16035	.59549	.02616	.06289	-.99997	.00721
12	.56405	.02638	-.17814	.53210	.02611	.06389	-.99996	-.00873
13	.50016	.02583	-.19408	.46822	.02506	.06390	-.99971	-.02404
14	.43628	.02429	-.20793	.40485	.02308	.06292	-.99926	-.03837
15	.37341	.02188	-.21955	.34297	.02031	.06096	-.99868	-.05137
16	.31253	.01874	-.22896	.28357	.01693	.05803	-.99804	-.06262
17	.25462	.01511	-.23623	.22761	.01317	.05415	-.99743	-.07166
18	.20061	.01123	-.24158	.17601	.00931	.04935	-.99696	-.07798
19	.15141	.00739	-.24528	.12964	.00563	.04369	-.99676	-.08045
20	.10787	.00387	-.24763	.08932	.00242	.03721	-.99696	-.07797
21	.07077	.00097	-.24897	.05580	.00004	.03001	-.99771	-.06769

Şekil 4.11 Panel Özellikleri ve Kaynak/Girdap Şiddetleri Veri Sayfası

CU ÇİZİMİ; seçilen profil üzerinde Karmann Trefftz dönüşümü uygulanmadan hesap yapılmışsa, “Akım Çiz” butonuna basıldığında, profil üzerindeki basınç dağılımı bu alanda görüntülenir (Şekil 4.12).



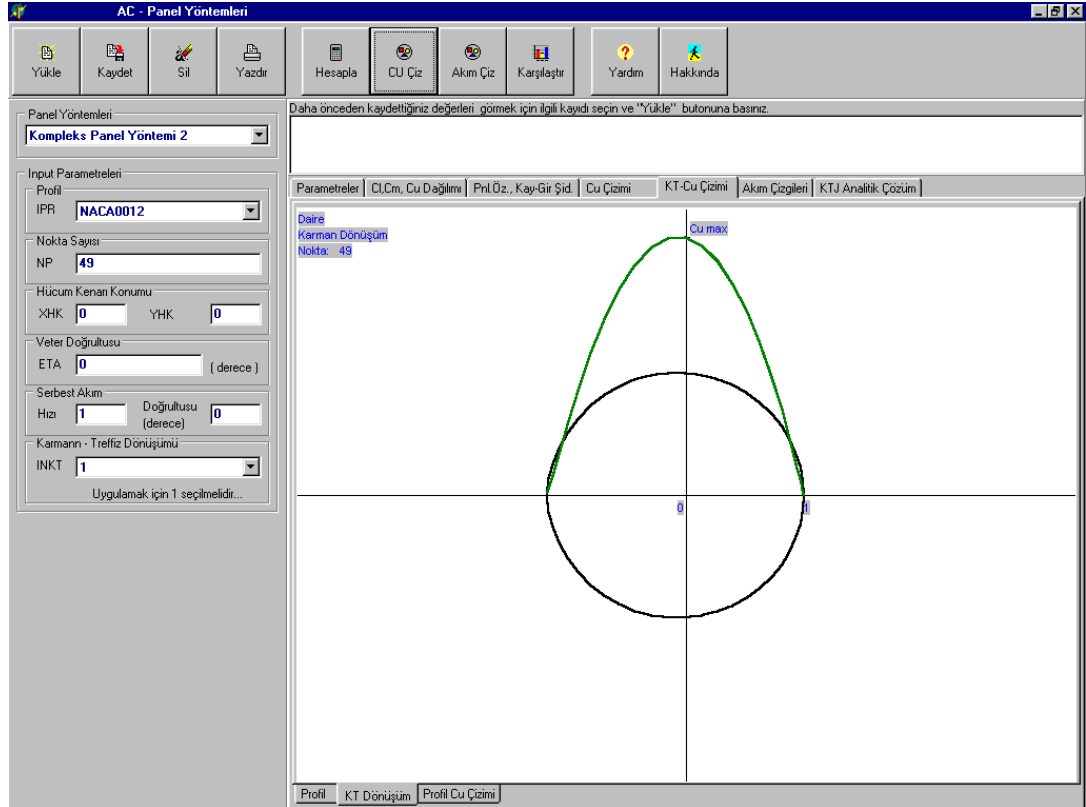
Şekil 4.12 Cu Çizimi Sayfası



Şekil 4.13 Profil Çizimi

KT-CU ÇİZİMİ; seçilen profil üzerinde Karmann Trefftz dönüşümü uygulanarak hesap yapılmışsa, “Cu Çiz” butonuna basıldığında, profil üzerindeki basınç dağılımı bu alanda görüntülenir. “KT-CU Çizimi” sayfasının içinde üç ayrı alt sayfa yer almaktadır: “Profil” alt sayfasında, seçilen profil görüntülenir (Şekil 4.13).

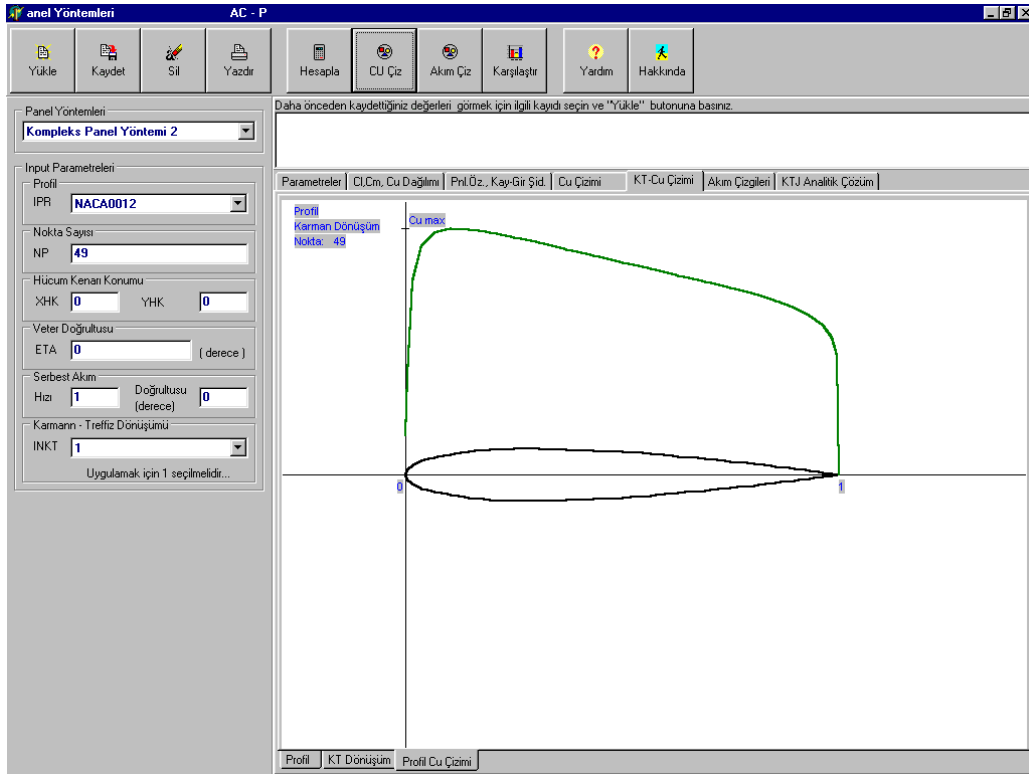
“KT Dönüşüm” sayfasında, bu profile Karmann Trefftz dönüşümü uygulandıktan sonraki hali için daire grafiği ve buna ait basınç dağılımı yer almaktadır (Şekil 4.14).



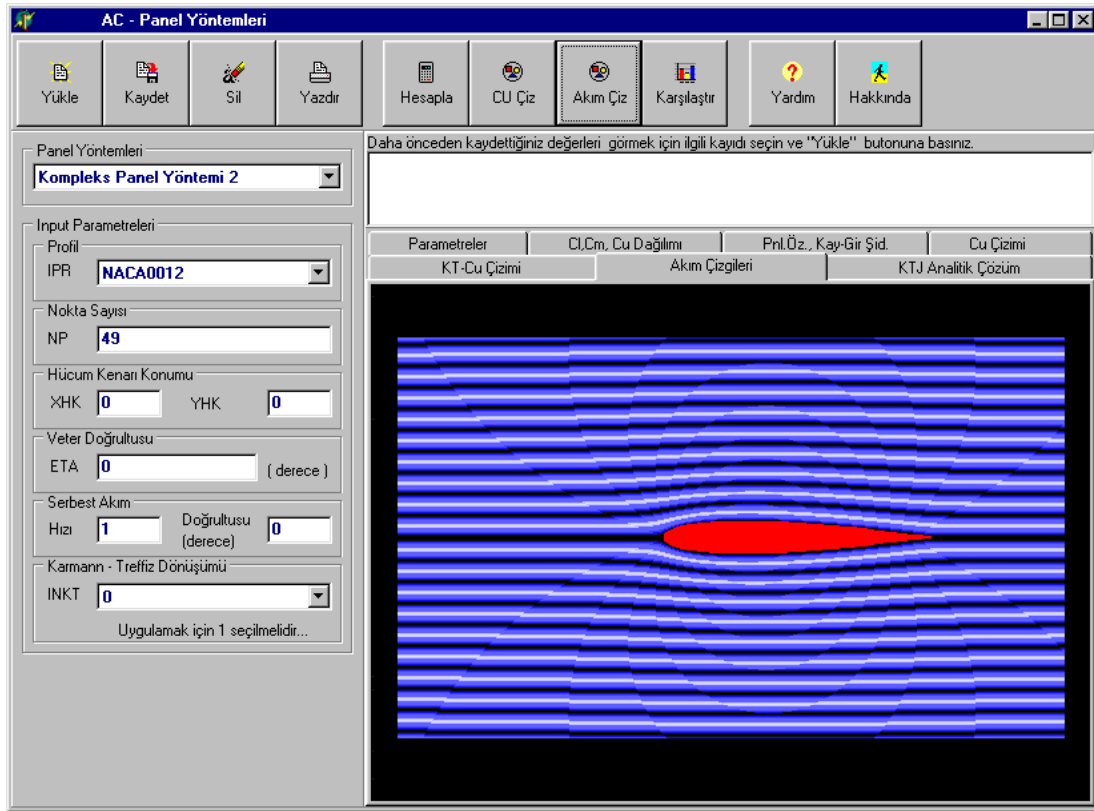
Şekil 4.14 Profilin Karmann Trefftz Dönüşümünden Sonraki Hali

“Profil Cu Çizimi” sayfası ise, profil üzerindeki basınç dağılımını vermektedir (Şekil 4.15).

AKIM ÇİZGİLERİ; hesaplama yapıp, “Akım Çiz” butonuna basıldıktan sonra, profile ait akım çizgileri bu sayfada görüntülenir (Şekil 4.16)

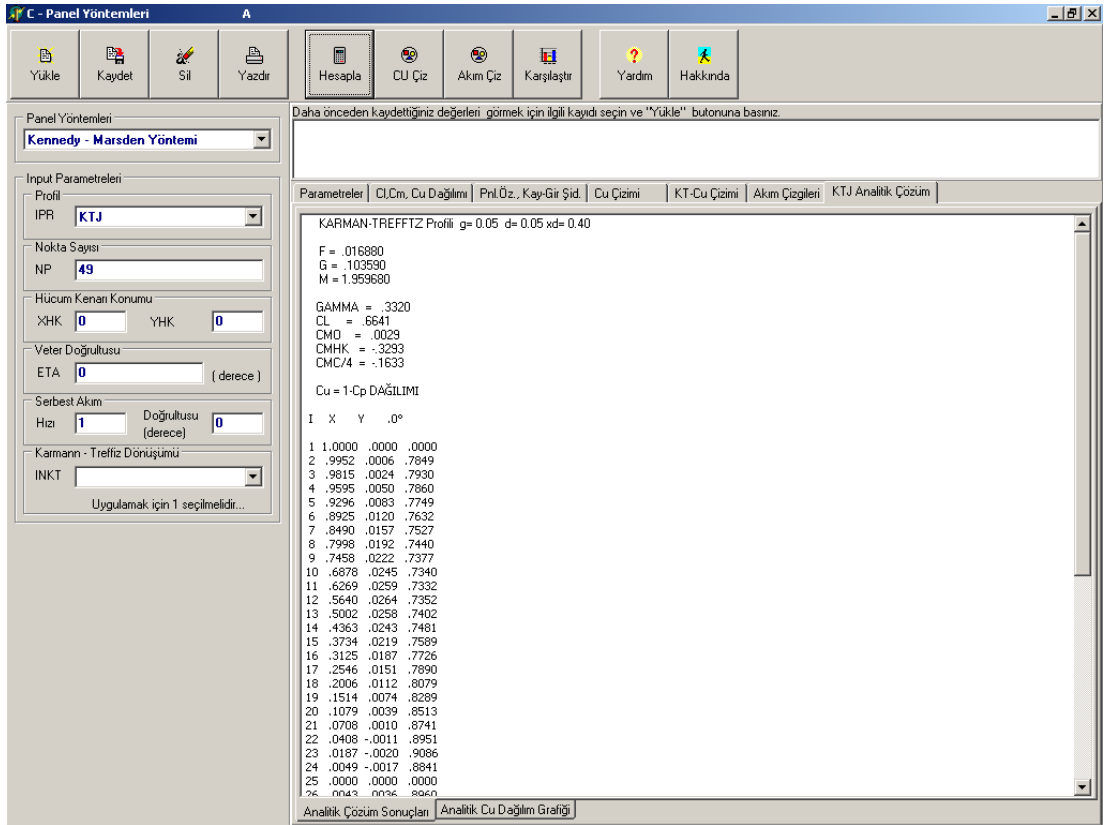


Şekil 4.15 Profil Üzerindeki Basınç Dağılımı

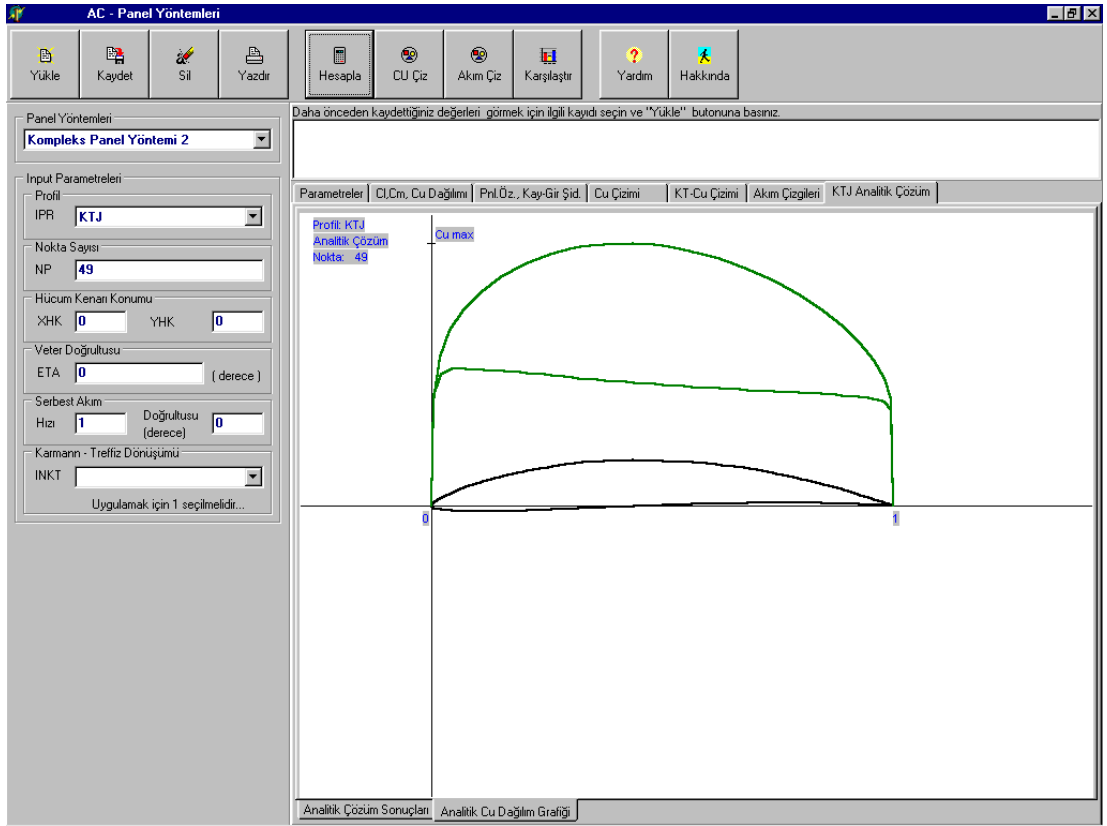


Şekil 4.16 Akım Çizgileri

KTJ ANALİTİK ÇÖZÜM; seçilen profil Karmann-Treffitz yada Joukowsky ise panel yöntemi ile yapılacak hesaplama ile karşılaştırılabilmesi için bu profile ait analitik çözüm sonuçları ve analitik basınç dağılımı grafiği “Hesapla” butonuna basıldığında, bu alanda görüntülenir. “KTJ Analitik Çözüm” sayfasının içinde iki ayrı alt sayfa yer almaktadır: “Analitik Çözüm Sonuçları” alt sayfasında, analitik çözüm sonuçları görüntülenir (Şekil 4.17). “Analitik Cu Dağılımı Grafiği” alt sayfasında, analitik basınç dağılımı görüntülenir (Şekil 4.18).



Şekil 4.17 Analitik Çözüm Sonuçları



Şekil 4.18 Analitik Cu Dağılımı Grafiği

5. UYGULAMALAR

Bu bölümde programın çalışmasına ilişkin bazı uygulamalar ve bunların değerlendirmesi yer almaktadır.

Bu testlerden ilki çeşitli kamburluk ve kalınlık oranlarına sahip Joukowsky profilleriyle, aynı kalınlık (GAMMA) ve kamburluk (DELTA) oranlarına sahip, maksimum kalınlık noktaları veterin %40 'ında olan Karman-Trefftz profilleri [12] üzerinde 49 panel alınarak gerçekleştirilmiştir. Farklı panel yöntemleriyle elde edilen taşıma ve yunuslama katsayıları analitik sonuçlarla [13] karşılaştırmalı olarak Tablo 5.1 ve Tablo 5.2'de sunulmuştur. Panel sayısını artırmakla bu tablolarda verilen analitik değerlere daha yakın sonuçlar elde etmek mümkündür.

Tablolar incelendiğinde, Maskew yönteminde ele alınan, profillerin alt ve üst yüzeyleri eşit sayıda panellere ayırarak iki yüzde birbiriyle aynı hizada yer alan paneller üzerinde eşit şiddette sabit kaynak ve lineer girdap dağılımları almak, genel potansiyel akış problemlerine farklı bir yaklaşım getirmektedir. Bu yaklaşımla elde edilen bazı avantajlar şu şekilde özetlenebilir:

Kutta noktasının seçiminde problem yaşanmamaktadır. Bunun nedeni, firar kenarına doğru yük dağılımının sıfıra gitmesi nedeniyle Kutta şartının otomatik olarak sağlanmasıdır. Ana çizgi boyunca olan internal akış simetrik bölgeler için elimine edilmiştir. Aynı şey eğri bölgeler için de söylenebilir. Bu şekilde kontrol noktaları arasındaki akım bozuntuları, bilinmeyen sayısını ve hesaplamayı artırmadan, minimize edilmiştir. Özel işlemlere başvurmadan tekillik şiddet değeri otomatik olarak azaltılmıştır. Çünkü, alt ve üst yüzeylerdeki şiddetli karşıt tekillik şiddetleri elimine edilmiştir. Sonuçlar da analitik değerler yakındır.

Tablo 5.1 Karman-Trefftz profilleri için analitik ve sayısal sonuçlar

KARMAN-TREFFTZ PROFILI			$\alpha=0^\circ$		$\alpha=10^\circ$	
GAMMA	DELTA		CL	CM (HK)	CL	CM (HK)
0.00	0.05	Analitik	0.00000	0.00000	1.13226	-0.2882
		KOMPLEKS 1	.0000	.0000	1.3227	-.3449
		KOMPLEKS 2	.0000	.0000	1.1112	-.2898
		KENNEDY-MARSDEN	.0000	.0000	1.1503	-.2912
		SOINNE-LAINE	.0000	.0000	1.0937	-.2893
		MASKEW-WOODWARD	.0000	.0000	1.1319	-.2903
		VORPAN	.0000	.0000	1.0868	-.2882
	0.10	Analitik	0.00000	0.00000	1.17531	-0.3091
		KOMPLEKS 1	.0000	.0000	1.2741	-.3415
		KOMPLEKS 2	.0000	.0000	1.1807	-.3105
		KENNEDY-MARSDEN	.0000	.0000	1.1842	-.3118
		SOINNE-LAINE	.0000	.0000	1.1637	-.3104
		MASKEW-WOODWARD	.0000	.0000	1.1685	-.3106
		VORPAN	.0000	.0000	1.1553	-.3096
	0.15	Analitik	0.00000	0.00000	1.22003	-0.3316
		KOMPLEKS 1	.0000	.0000	1.2830	-.3549
		KOMPLEKS 2	.0000	.0000	1.2205	-.3326
		KENNEDY-MARSDEN	.0000	.0000	1.2214	-.3340
		SOINNE-LAINE	.0000	.0000	1.2154	-.3329
		MASKEW-WOODWARD	.0000	.0000	1.2072	-.3322
		VORPAN	.0000	.0000	1.2080	-.3320
	0.20	Analitik	0.00000	0.00000	1.26632	-0.3556
		KOMPLEKS 1	.0000	.0000	1.3109	-.3742
		KOMPLEKS 2	.0000	.0000	1.2629	-.3564
		KENNEDY-MARSDEN	.0000	.0000	1.2637	-.3577
		SOINNE-LAINE	.0000	.0000	1.2637	-.3569
		MASKEW-WOODWARD	.0000	.0000	1.2493	-.3554
		VORPAN	.0000	.0000	1.2573	-.3560
0.05	0.05	Analitik	0.66405	-0.3293	1.78590	-0.6156
		KOMPLEKS 1	.6479	-.3145	1.9743	-.6579
		KOMPLEKS 2	.6462	-.3217	1.7522	-.6100
		KENNEDY-MARSDEN	.6556	-.3253	1.7961	-.6146
		SOINNE-LAINE	.6649	-.3296	1.7565	-.6176
		MASKEW-WOODWARD	.6560	-.3254	1.7889	-.6137
		VORPAN	.6611	-.3275	1.7563	-.6160
	0.10	Analitik	0.69980	-0.3442	1.86380	-0.6516
		KOMPLEKS 1	.6826	-.3319	1.9489	-.6721
		KOMPLEKS 2	.6835	-.3368	1.8520	-.6460
		KENNEDY-MARSDEN	.6913	-.3400	1.8620	-.6503
		SOINNE-LAINE	.7000	-.3444	1.8535	-.6535
		MASKEW-WOODWARD	.6911	-.3399	1.8529	-.6487
		VORPAN	.6970	-.3427	1.8475	-.6519
	0.15	Analitik	0.73554	-0.3589	1.94337	-0.6890
		KOMPLEKS 1	0.7183	-.3479	1.9914	-.7018
		KOMPLEKS 2	.7198	-.3516	1.9277	-.6832
		KENNEDY-MARSDEN	.7269	-.3547	1.9352	-.6874
		SOINNE-LAINE	.7356	-.3591	1.9385	-.6908
		MASKEW-WOODWARD	.7260	-.3543	1.9238	-.6849
		VORPAN	.7326	-.3575	1.9310	-.6888
	0.20	Analitik	0.77084	-0.3732	2.02414	-0.7275
		KOMPLEKS 1	.7536	-.3631	2.0531	-.7363
		KOMPLEKS 2	.7552	-.3658	2.0052	-.7214
		KENNEDY-MARSDEN	.7620	-.3689	2.0124	-.7255
		SOINNE-LAINE	.7708	-.3734	2.0211	-.7292
		MASKEW-WOODWARD	.7604	-.3683	1.9985	-.7222
		VORPAN	.7677	-.3718	2.0133	-.7271

KARMAN-TREFFTZ PROFILI (devam)			$\alpha=0^\circ$		$\alpha=10^\circ$	
GAMMA	DELTA		CL	CM (HK)	CL	CM (HK)
0.10	0.05	Analitik	1.32694	-0.6581	2.43781	-0.9482
		KOMPLEKS 1	1.2993	-.6318	2.6209	-.9775
		KOMPLEKS 2	1.2908	-.6426	2.3903	-.9351
		KENNEDY-MARSDEN	1.3094	-.6497	2.4389	-.9426
		SOINNE-LAINE	1.3305	-.6597	2.4214	-.9524
		MASKEW-WOODWARD	1.3093	-.6495	2.4410	-.9412
		VORPAN	1.3217	-.6549	2.4027	-.9309
	0.10	Analitik	1.39721	-0.6873	2.54881	-0.9989
		KOMPLEKS 1	1.3652	-.6644	2.6184	-1.0083
		KOMPLEKS 2	1.3643	-.6725	2.5200	-.9862
		KENNEDY-MARSDEN	1.3798	-.6789	2.5356	-.9932
		SOINNE-LAINE	1.3987	-.6882	2.5420	-1.0020
		MASKEW-WOODWARD	1.3781	-.6780	2.5310	-.9904
		VORPAN	1.3918	-.6845	2.5372	-.9990
	0.15	Analitik	1.46768	-0.7164	2.66151	-1.0513
		KOMPLEKS 1	1.4345	-.6954	2.6929	-1.0538
		KOMPLEKS 2	1.4360	-.7017	2.6302	-1.0385
		KENNEDY-MARSDEN	1.4501	-.7078	2.6433	-1.0452
		SOINNE-LAINE	1.4684	-.7171	2.6578	-1.0540
		MASKEW-WOODWARD	1.4468	-.7063	2.6324	-1.0411
		VORPAN	1.4618	-.7136	2.6498	-1.0507
	0.20	Analitik	1.53677	-0.7442	2.77462	-1.1036
		KOMPLEKS 1	1.5034	-.7245	2.7865	-1.1027
		KOMPLEKS 2	1.5053	-.7294	2.7408	-1.0905
		KENNEDY-MARSDEN	1.5189	-.7354	2.7534	-1.0971
		SOINNE-LAINE	1.5371	-.7448	2.7722	-1.1060
		MASKEW-WOODWARD	1.5140	-.7333	2.7376	-1.0917
		VORPAN	1.5304	-.7413	2.7628	-1.1025
0.15	0.05	Analitik	1.98736	-0.9856	3.08687	-1.2851
		KOMPLEKS 1	1.9594	-.9550	3.2643	-1.3060
		KOMPLEKS 2	1.9318	-.9617	3.0262	-1.2639
		KENNEDY-MARSDEN	1.9595	-.9723	3.0773	-1.2739
		SOINNE-LAINE	1.9968	-.9903	3.0882	-1.2937
		MASKEW-WOODWARD	1.9573	-.9709	3.0855	-1.2714
		VORPAN	1.9814	-.9820	2.9855	-1.1950
	0.10	Analitik	2.09002	-1.0283	3.22828	-1.3500
		KOMPLEKS 1	2.0481	-.9982	3.2830	-1.3506
		KOMPLEKS 2	2.0399	-1.0057	3.1820	-1.3297
		KENNEDY-MARSDEN	2.0631	-1.0153	3.2027	-1.3395
		SOINNE-LAINE	2.0944	-1.0309	3.2275	-1.3555
		MASKEW-WOODWARD	2.0575	-1.0125	3.1997	-1.3342
		VORPAN	2.0823	-1.0244	3.2202	-1.3481
	0.15	Analitik	2.19246	-1.0703	3.37099	-1.4159
		KOMPLEKS 1	2.1468	-1.0415	3.3856	-1.4095
		KOMPLEKS 2	2.1443	-1.0480	3.3239	-1.3961
		KENNEDY-MARSDEN	2.1655	-1.0572	3.3418	-1.4051
		SOINNE-LAINE	2.1950	-1.0722	3.3703	-1.4202
		MASKEW-WOODWARD	2.1571	-1.0532	3.3283	-1.3978
		VORPAN	2.1836	-1.0662	3.3605	-1.4148
	0.20	Analitik	2.29474	-1.1121	3.51497	-1.4834
		KOMPLEKS 1	2.2469	-1.0842	3.5096	-1.4734
		KOMPLEKS 2	2.2471	-1.0897	3.4662	-1.4632
		KENNEDY-MARSDEN	2.2673	-1.0988	3.4835	-1.4721
		SOINNE-LAINE	2.2963	-1.1136	3.5143	-1.4870
		MASKEW-WOODWARD	2.2563	-1.0937	3.4626	-1.4629
		VORPAN	2.2851	-1.1078	3.5025	-1.4815

Kompleks-1 yönteminin profilleri için analitik denkleme yakın değerler verdiği, ancak kalınlık oranları küçük profillerde hata oranının biraz yükseldiği görülmektedir. Kompleks-2 yöntemi ise diğerine göre daha hassas değerler vermek olup, hata oranı daha düşüktür. Kennedy-Marsden ve Kennedy-Marsden Kompleks yöntemleri aynı sonuçları vermekte olup, hata mertebesi %1 - %3 'ler mertebesinde dir. Soinne-Laine yöntemi analitik değerlere çok yakın sonuçlar vermektedir.

Vorpan girdap panel yönteminin Karman-Trefftz profili için verdiği sonuçlar genel olarak analitik sonuçlara oldukça iyi bir şekilde yakın çıkmaktadır. Sadece kalınlık oranının 0.05 gibi hayli küçük değerlerinde hata mertebesi büyümektedir. Ancak Joukowsky profilleriyle elde edilen sonuçlar için aynı şeyleri söylemek mümkün değildir. Hata mertebesi Karman-Trefftz profillerine kıyasla çok daha fazla olduğu gibi, ayrıca özellikle kalınlık oranının küçük ve kamburluk oranının büyük olduğu hallerde son derece anormal sonuçlar elde edilmektedir. Ancak bu sonuçların sürpriz olmadığını belirtmekte yarar vardır. Zira girdap-panel yöntemlerinin Joukowsky profilleri ve firar kenarı açısı çok küçük olan diğer profiller için firar kenarı civarında bir sorunu olduğu literatürden de bilinmektedir. Nitekim Joukowsky profilleri için elde edilen basınç dağılımları incelendiğinde firar kenarı civarında girdap şiddetlerinin ve dolayısıyla akım hızlarının son derece büyük değerler aldığı görülmektedir. Bu zaafı nedeniyle, girdap-panel yöntemi kullanıcılarının ince firar kenarlı profiller üzerinde uygulama yaparken dikkatli olmaları gerekmektedir.

Tablo 5.2 Joukowski profilleri için analitik ve sayısal sonuçlar

JOUKOWSKY PROFILI			$\alpha=0^\circ$		$\alpha=10^\circ$	
GAMMA	DELTA		CL	CM (HK)	CL	CM (HK)
0.00	0.05	Analitik	0.00000	0.00000	1.13308	-0.2798
		KOMPLEKS 1	.0000	.0000	1.2457	-.3238
		KOMPLEKS 2	.0000	.0000	1.1453	-.2817
		KENNEDY-MARSDEN	.0000	.0000	1.1460	-.2831
		SOINNE-LAINE	.0000	.0000	-.8597	-.3661
		MASKEW-WOODWARD	.0000	.0000	1.1293	-.2824
		VORPAN	.0000	.0000	1.1099	-.2805
	0.10	Analitik	0.00000	0.00000	1.17518	-0.2926
		KOMPLEKS 1	.0000	.0000	1.2351	-.3212
		KOMPLEKS 2	.0000	.0000	1.1783	-.2944
		KENNEDY-MARSDEN	.0000	.0000	1.1771	-.2958
		SOINNE-LAINE	.0000	.0000	-.6834	-.2404
		MASKEW-WOODWARD	.0000	.0000	1.1622	-.2948
		VORPAN	.0000	.0000	1.1179	-.2929
	0.15	Analitik	0.00000	0.00000	1.21747	-0.3073
		KOMPLEKS 1	.0000	.0000	1.2558	-.3288
		KOMPLEKS 2	.0000	.0000	1.2154	-.3091
		KENNEDY-MARSDEN	.0000	.0000	1.2148	-.3103
		SOINNE-LAINE	.0000	.0000	-.5437	-.2655
		MASKEW-WOODWARD	.0000	.0000	1.1991	-.3089
		VORPAN	.0000	.0000	1.1486	-.3073
	0.20	Analitik	0.00000	0.00000	1.26005	-0.3240
		KOMPLEKS 1	.0000	.0000	1.2855	-.3411
		KOMPLEKS 2	.0000	.0000	1.2552	-.3256
		KENNEDY-MARSDEN	.0000	.0000	1.2546	-.3266
		SOINNE-LAINE	.0000	.0000	1.2566	-.3239
		MASKEW-WOODWARD	.0000	.0000	1.2371	-.3247
		VORPAN	.0000	.0000	1.1888	-.3238
0.05	0.05	Analitik	0.65255	-0.3203	1.77556	-0.5983
		KOMPLEKS 1	.7006	-.3401	1.9347	-.6602
		KOMPLEKS 2	.6360	-.3131	1.7712	-.5935
		KENNEDY-MARSDEN	.6446	-.3166	1.7783	-.5980
		SOINNE-LAINE	.6527	-.3204	1.7673	-.6003
		MASKEW-WOODWARD	.6455	-.3169	1.7702	-.5975
		VORPAN	.6191	-.2846	-.6065	.2769
	0.10	Analitik	0.67658	-0.3263	1.84117	-0.6176
		KOMPLEKS 1	.7020	-.3369	1.9257	-.6557
		KOMPLEKS 2	.6609	-.3194	1.8292	-.6129
		KENNEDY-MARSDEN	.6687	-.3227	1.8352	-.6172
		SOINNE-LAINE 2	.6743	-.3252	1.8371	-.6181
		MASKEW-WOODWARD	.6696	-.3232	1.8240	-.6165
		VORPAN	.6368	-.2832	1.8075	-.6090
	0.15	Analitik	0.70079	-0.3325	1.90714	-0.6389
		KOMPLEKS 1	.7168	-.3391	1.9612	-.6663
		KOMPLEKS 2	.6856	-.3259	1.8908	-.6344
		KENNEDY-MARSDEN	.6926	-.3289	1.8968	-.6383
		SOINNE-LAINE	.6975	-.3310	1.9032	-.6389
		MASKEW-WOODWARD	.6936	-.3295	1.8833	-.6372
		VORPAN	.6631	-.2910	1.8916	-.6364
	0.20	Analitik	0.72524	-0.3390	1.97363	-0.6623
		KOMPLEKS 1	.7361	-.3434	2.0096	-.6834
		KOMPLEKS 2	.7104	-.3326	1.9549	-.6579
		KENNEDY-MARSDEN	.7167	-.3352	1.9600	-.6613
		SOINNE-LAINE	.7211	-.3372	1.9693	-.6620
		MASKEW-WOODWARD	.7177	-.3360	1.9443	-.6598
		VORPAN	.6894	-.2988	1.9358	-.6513

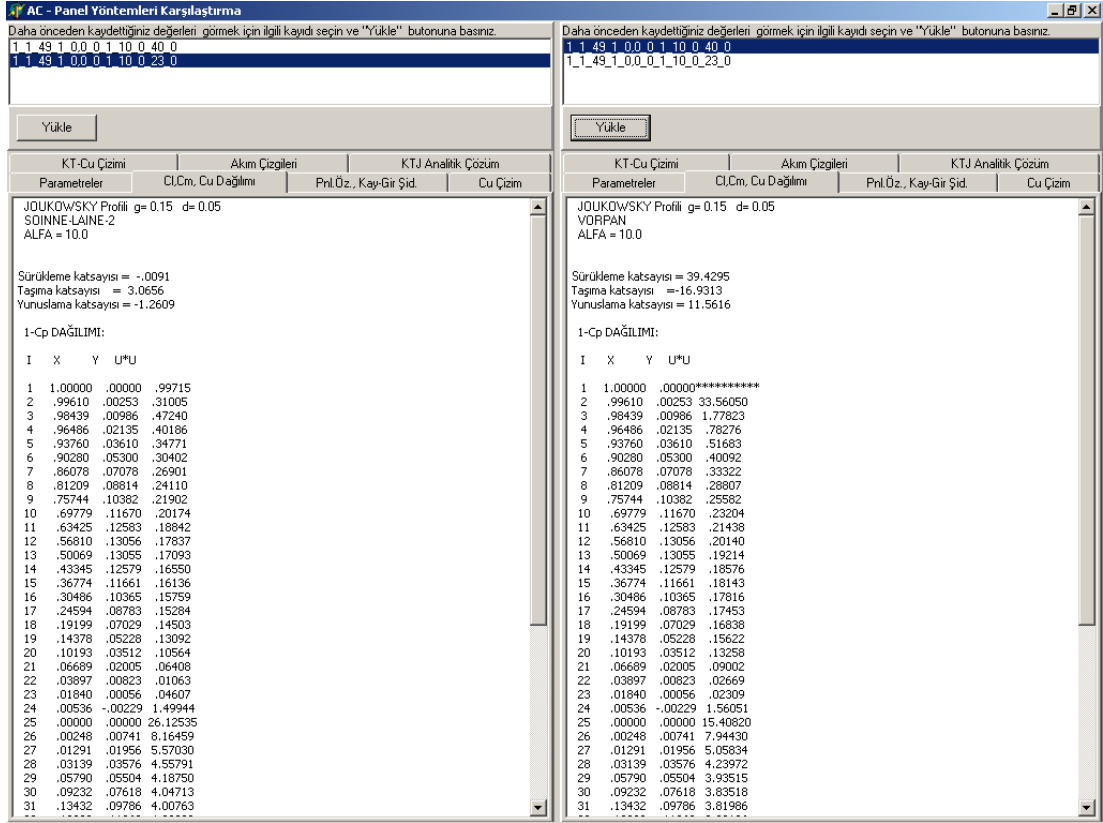
JOUKOWSKY PROFILI (devam)			$\alpha=0^\circ$		$\alpha=10^\circ$	
GAMMA	DELTA		CL	CM (HK)	CL	CM (HK)
0.10	0.05	Analitik	1.30427	-0.6402	2.41692	-0.9223
		KOMPLEKS 1	1.4035	-.6821	2.6171	-1.0012
		KOMPLEKS 2	1.2708	-.6258	2.3960	-.9107
		KENNEDY-MARSDEN	1.2876	-.6325	2.4078	-.9175
		SOINNE-LAINE	1.3053	-.6409	2.4134	-.9259
		MASKEW-WOODWARD	1.2885	-.6327	2.4069	-.9167
		VORPAN	.5221	.1631	-7.4599	4.4134
	0.10	Analitik	1.35208	-0.6523	2.50549	-0.9483
		KOMPLEKS 1	1.4042	-.6744	2.6107	-.9951
		KOMPLEKS 2	1.3204	-.6384	2.4786	-.9371
		KENNEDY-MARSDEN	1.3358	-.6448	2.4906	-.9439
		SOINNE-LAINE	1.3497	-.6514	2.5023	-.9497
		MASKEW-WOODWARD	1.3364	-.6453	2.4814	-.9427
		VORPAN	1.1253	-.4122	2.2188	-.7998
	0.15	Analitik	1.39995	-0.6646	2.59428	-0.9763
		KOMPLEKS 1	1.4329	-.6783	2.6609	-1.0088
		KOMPLEKS 2	1.3693	-.6512	2.5640	-.9654
		KENNEDY-MARSDEN	1.3833	-.6571	2.5757	-.9718
		SOINNE-LAINE	1.4001	-.6651	2.5943	-.9788
		MASKEW-WOODWARD	1.3837	-.6577	2.5623	-.9701
		VORPAN	1.2726	-.5261	2.5748	-.9711
	0.20	Analitik	1.44819	-0.6773	2.68372	-1.0066
		KOMPLEKS 1	1.4705	-.6864	2.7278	-1.0309
		KOMPLEKS 2	1.4183	-.6643	2.6512	-.9960
		KENNEDY-MARSDEN	1.4309	-.6697	2.6616	-1.0017
		SOINNE-LAINE	1.4481	-.6778	2.6839	-1.0090
		MASKEW-WOODWARD	1.4313	-.6705	2.6455	-.9996
		VORPAN	1.3491	-.5675	2.6692	-1.0030
0.15	0.05	Analitik	1.95518	-0.9600	3.05721	-1.2518
		KOMPLEKS 1	2.1120	-1.0282	3.2961	-1.3486
		KOMPLEKS 2	1.9039	-.9380	3.0190	-1.2331
		KENNEDY-MARSDEN	1.9283	-.9474	3.0340	-1.2416
		SOINNE-LAINE	1.9632	-.9646	3.0656	-1.2609
		MASKEW-WOODWARD	1.9274	-.9467	3.0380	-1.2395
		VORPAN	-3.9232	5.0083	-16.9313	11.5616
	0.10	Analitik	2.02566	-0.9779	3.16738	-1.2845
		KOMPLEKS 1	2.1073	-1.0132	3.2907	-1.3398
		KOMPLEKS 2	1.9771	-.9565	3.1252	-1.2665
		KENNEDY-MARSDEN	2.0003	-.9660	3.1423	-1.2754
		SOINNE-LAINE	2.0298	-.9807	3.1719	-1.2904
		MASKEW-WOODWARD	1.9981	-.9652	3.1323	-1.2724
		VORPAN	.9791	.1088	2.4977	-.8663
	0.15	Analitik	2.09627	-0.9960	3.27783	-1.3192
		KOMPLEKS 1	2.1478	-1.0177	3.3546	-1.3566
		KOMPLEKS 2	2.0495	-.9754	3.2333	-1.3017
		KENNEDY-MARSDEN	2.0706	-.9843	3.2498	-1.3102
		SOINNE-LAINE	2.0986	-.9979	3.2809	-1.3237
		MASKEW-WOODWARD	2.0679	-.9836	3.2340	-1.3066
		VORPAN	1.7145	-.5880	3.1913	-1.2724
	0.20	Analitik	2.16717	-1.0146	3.38881	-1.3564
		KOMPLEKS 1	2.2023	-1.0289	3.4392	-1.3835
		KOMPLEKS 2	2.1215	-.9947	3.3425	-1.3393
		KENNEDY-MARSDEN	2.1406	-1.0028	3.3575	-1.3470
		SOINNE-LAINE	2.1686	-1.0162	3.3912	-1.3602
		MASKEW-WOODWARD	2.1377	-1.0022	3.3380	-1.3428
		VORPAN	1.9311	-.7564	3.3775	-1.3553

Bir uygulama olarak, Joukowsky profilleri ve firar kenarı açısı çok küçük olan diğer profiller için firar kenarı civarında bir sorunu olduğu literatürden de bilinen Vorpan yöntemi ile Soinne Laine yönteminin karşılaştırılması yapılacaktır:

Bu amaçla Tablo 5.2 de hesaplama sonuçları verilen “JOUKOWSKY Profili $g=0.15$ $d=0.05$ ” profili, serbest akım doğrultusunun 10 derece olduğu durum için incelenmiştir.

Bu uygulama için öncelikle “Panel Yöntemleri” programı yardımıyla her iki yöntem için ayrı ayrı hesaplama yapılmış, grafikler çizdirilmiş, karşılaştırma yapılabilmesi için kaydedilmiştir. Daha sonra “Karşılaştırma” butonuna basılarak karşılaştırma penceresi açılmış ve ilgili kayıtlar yüklenmiştir. Bu işlem sonrasında input parametrelerinin görüntülediği sayfa Şekil 5.1 ‘de verilmiştir. Bu profil için Şekil 5.2 ‘de verilen “Cl,Cm, Cu Dağılımı” sayfasında verilen taşıma, yunuslama momenti katsayıları karşılaştırıldığında Soinne-Laine yönteminin Tablo 5.2’de ve Şekil 5.6’da verilen analitik değere daha yakın olduğu, Vorpan yönteminin ise anlamsız sonuçlar verdiği görülebilir.

Şekil 5.1 Karşılaştırma “Parametreler” Sayfası

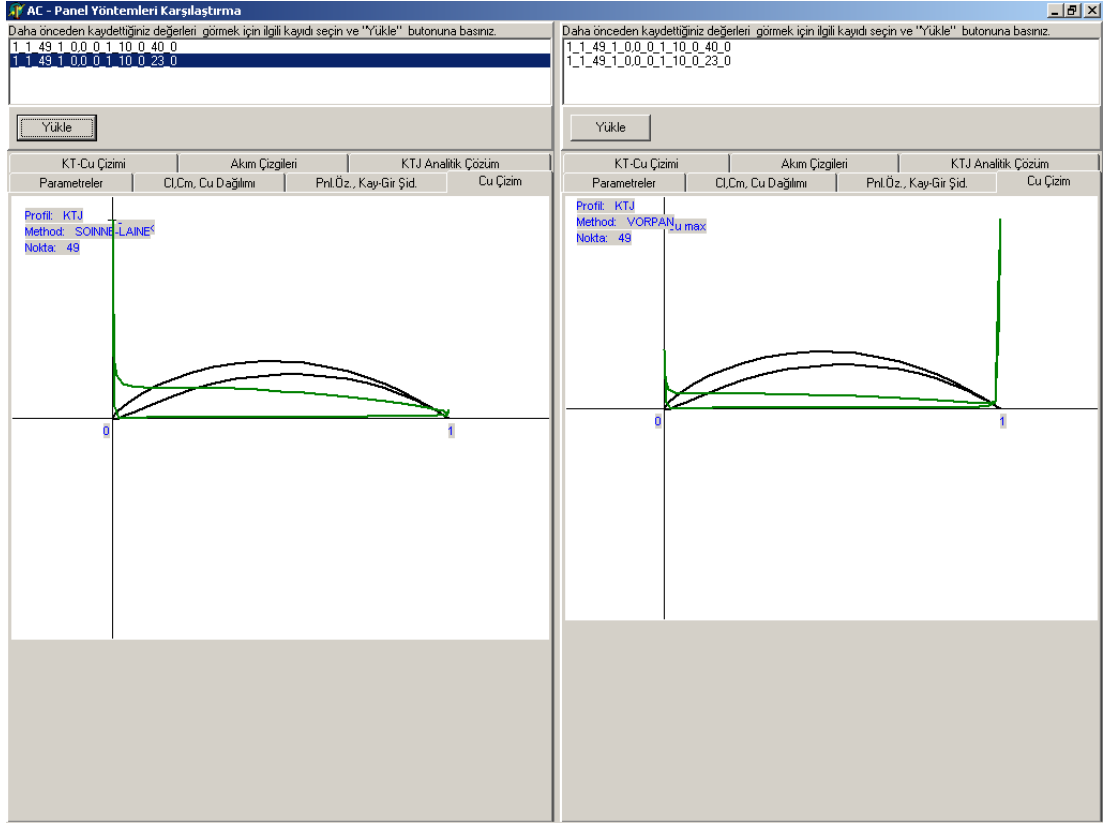


Şekil 5.2 Karşılaştırma “Cl,Cm, Cu Dağılımı” Sayfası

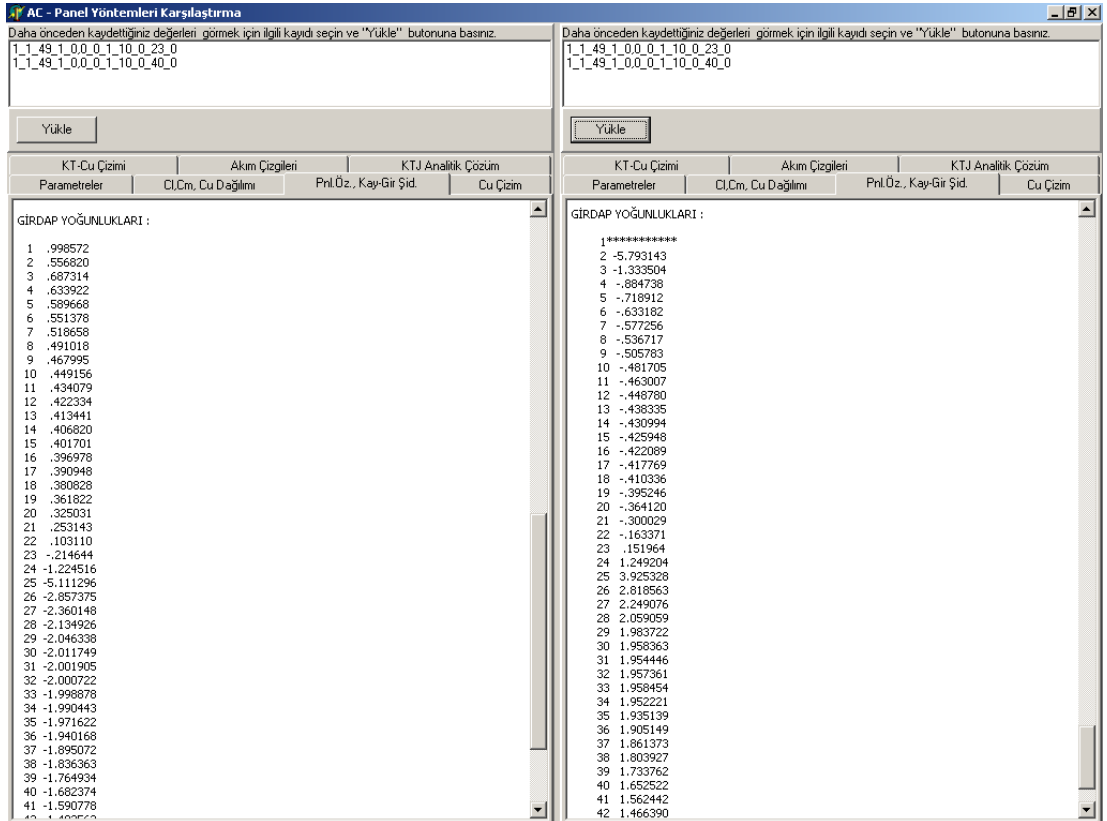
Profil üzerindeki basınç dağılımlarının her bir panel için sayısal değerleri bu sayfadan karşılaştırılabileceği gibi, Şekil 5.3’deki grafikler de incelenebilir. Vorpan yöntemi için firar kenarında problem olduğu açıkça görülmektedir. Daha önce de belirtildiği gibi, Joukowsky profilleri için elde edilen basınç dağılımları incelendiğinde firar kenarı civarında girdap şiddetlerinin ve dolayısıyla akım hızlarının son derece büyük değerler aldığı görülmektedir (Şekil 5.4). Her iki yönteme ait akım çizgilerinin karşılaştırması ise Şekil 5.5’de verilmiştir.

Bu zaafi nedeniyle, Vorpan girdap-panel yöntemi kullanıcılarının ince firar kenarlı profiller üzerinde uygulama yaparken dikkatli olmaları gerektiği bir kere daha doğrulanmıştır.

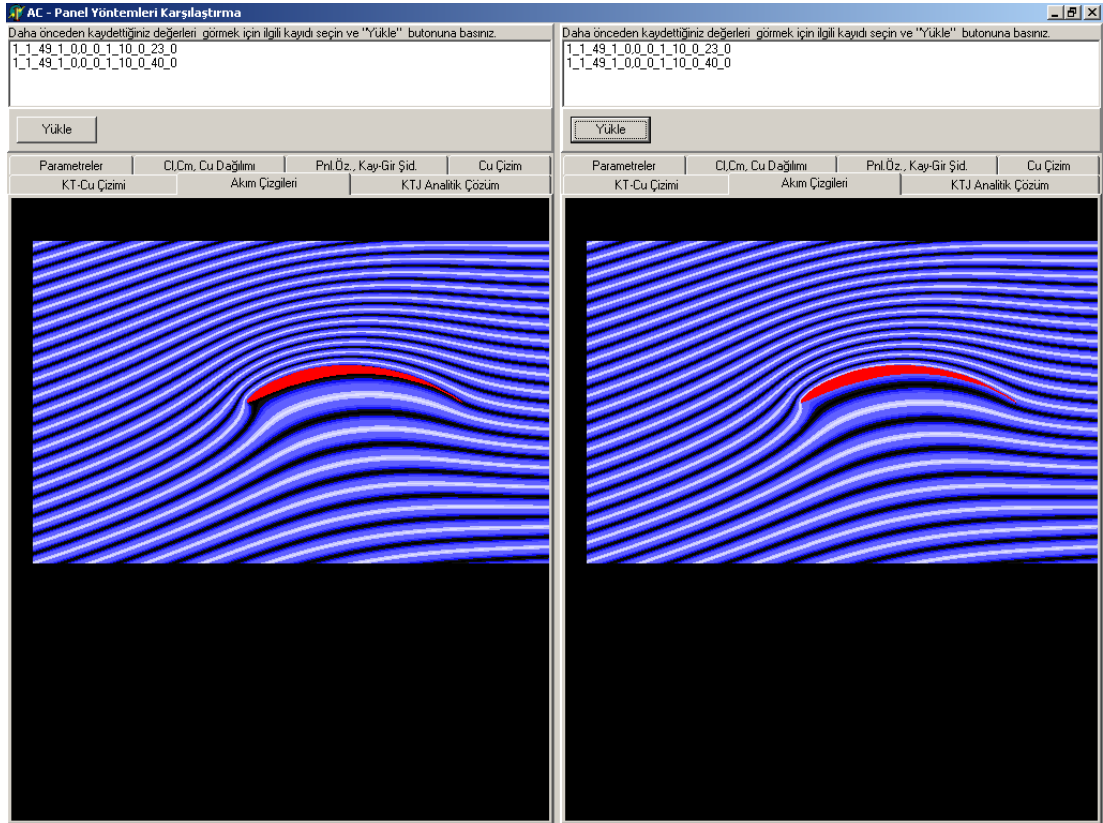
Kontrol noktası olarak panel uç noktalarının seçimi yüzey sınır şartlarının hassas bir şekilde uygulanmasını sağlaması bakımından panel yönteminin hassasiyetini arttırmaktadır. Dirichlet tipi sınır şartı kullanan panel yöntemleri ise daha hassas sonuç vermeleri yanında, dizayn problemlerine rahatlıkla adapte edilebilmeleri bakımından da önemlidir.



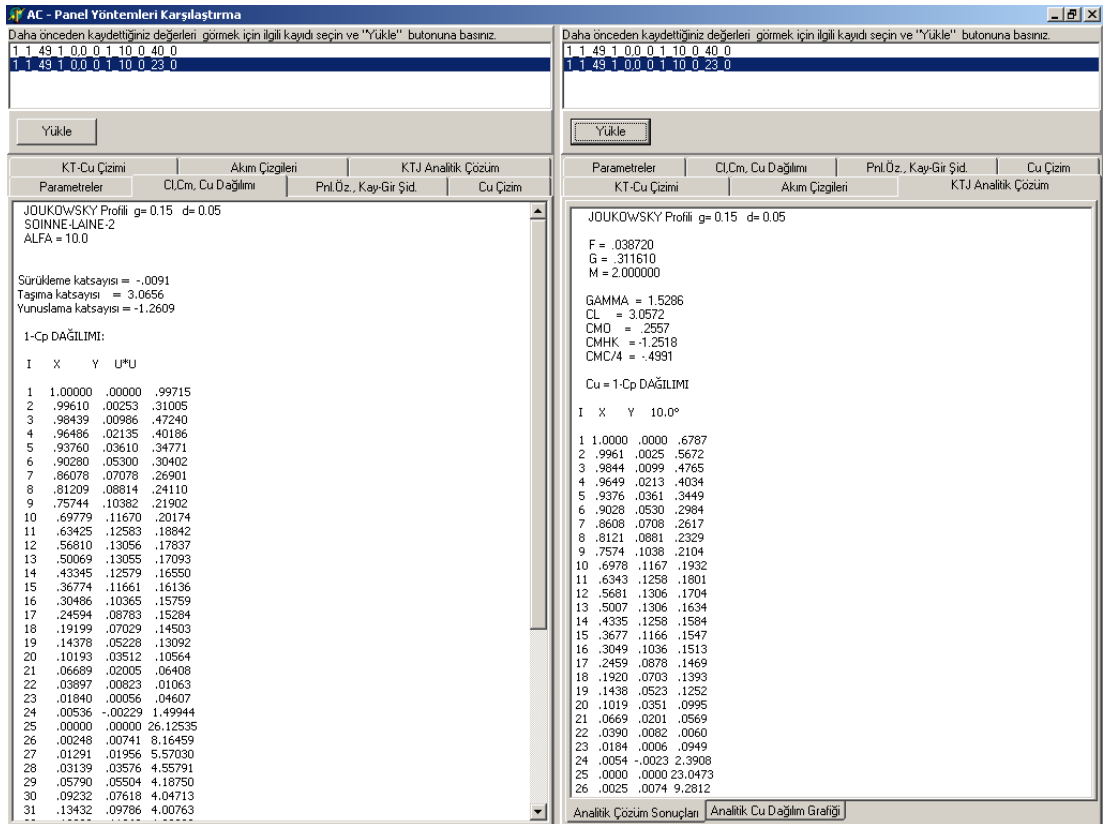
Şekil 5.3 Karşılaştırma “Basınç Dağılımı Çizim” Sayfası



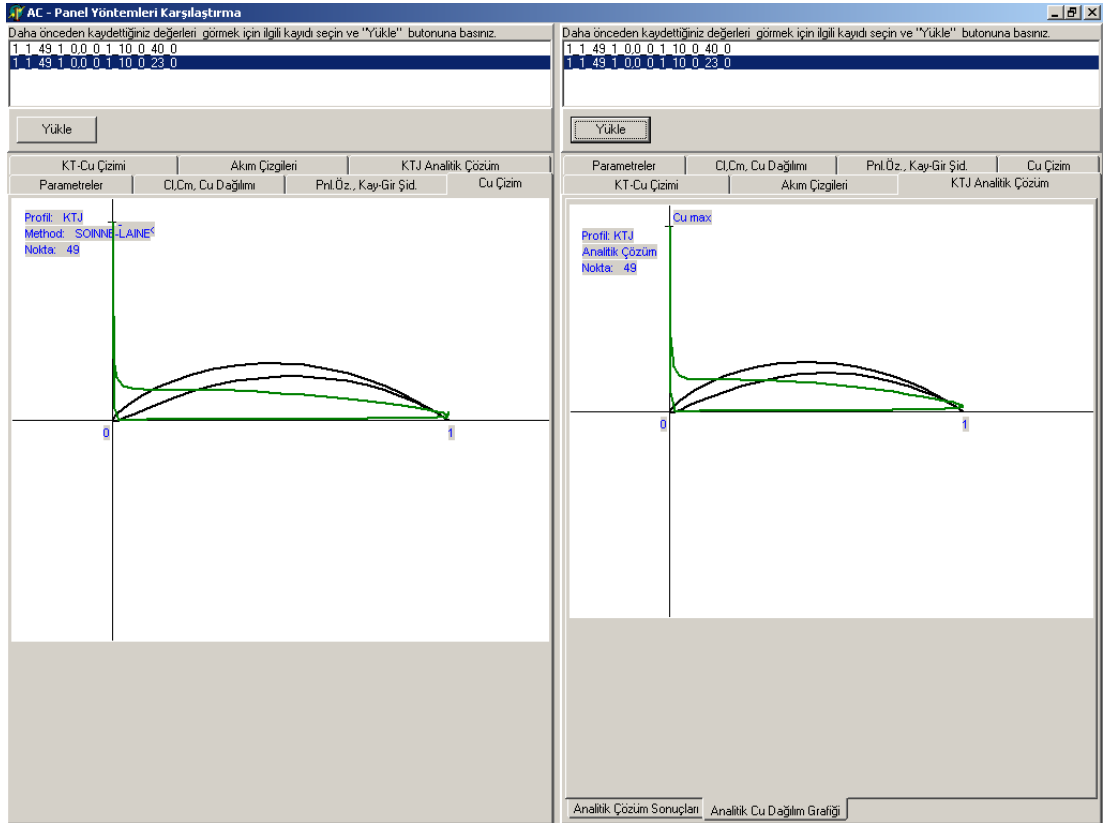
Şekil 5.4 Karşılaştırma “Pnl.Öz. Kay-Gir Şid.” Sayfası



Şekil 5.5 Karşılaştırma “Akım Çizgileri” Sayfası



Şekil 5.6 Karşılaştırma “Soinne-Laine/KTJ Analitik Çözüm” Sayfaları



Şekil 5.7 Karşılaştırma “Soinne-Laine/KTJ Analitik Çözüm Cu Dağılımı” Sayfaları

Soinne Laine yöntemi ile analitik çözüm sonuçlarının karşılaştırması sayısal olarak Şekil 5.6’da, grafik olarak ise Şekil 5.7’de gösterilmiştir.

Son uygulama olarak istediğimiz kalınlık ve kamburluk oranına sahip ve listede yer almayan Karman Trefftz profili dizayn ederek herhangi bir yöntemle hesaplama yapılacak ve analitik çözüm sonuçları ile karşılaştırılacaktır. Bu amaçla, 0.08 kalınlık oranına, 0.13 kamburluk oranına sahip, sıfır derece firar kenarı açısı olan ve maksimum kamburluğu veterin %30’unda yer alan bir Karman-Trefftz profili dizayn edilip, 18 derece hücum açısı olan serbest akımda, Maskew Woodward yöntemi ile analiz edilecektir.

Şekil 5.8’de yer alan listede hazır olarak bulunmayan bu profili dizayn etmek için KTJ dizayn tuşuna basılmalıdır. Şekil 5.9’da gösterilen dizayn sayfasında istenilen profil bilgileri girilip hesaplama butonuna basıldığında profile ilgili bilgiler panel yöntemleri programında kullanılmak üzere otomatik olarak kaydedilir. “Çıkış” butonu ile ana programa geri dönülür.

KATJO Değerini Seçiniz...

KARMAN-TREFFTZ PROFİLLERİ İÇİN DATA

F	G	M	Kalınlık	Kamburluk	Max.Kalınlık	Konumu
			DELTA	GAMMA		XD LTC
0.01703	0.00000	1.95941	'KARMAN-TREFFTZ Profili	g= 0.00	d= 0.05	xd= 0.40'
0.03462	0.00000	1.91808	'KARMAN-TREFFTZ Profili	g= 0.00	d= 0.10	xd= 0.40'
0.05279	0.00000	1.87614	'KARMAN-TREFFTZ Profili	g= 0.00	d= 0.15	xd= 0.40'
0.07160	0.00000	1.83365	'KARMAN-TREFFTZ Profili	g= 0.00	d= 0.20	xd= 0.40'
...						
0.01688	0.10359	1.95968	'KARMAN-TREFFTZ Profili	g= 0.05	d= 0.05	xd= 0.40'
0.03428	0.10700	1.91861	'KARMAN-TREFFTZ Profili	g= 0.05	d= 0.10	xd= 0.40'
0.05222	0.11025	1.87685	'KARMAN-TREFFTZ Profili	g= 0.05	d= 0.15	xd= 0.40'
0.07141	0.11337	1.83535	'KARMAN-TREFFTZ Profili	g= 0.05	d= 0.20	xd= 0.40'
...						

SEÇ

KTJ Dizayn

Şekil 5.8 “KTJ Profil Seçimi” Sayfası

FormKTJdizayn

ISTENİLEN KALINLIK VE KAMBURLUK ORANINA SAHİP KARMAN-TREFFTZ PROFİLİNİN FIRAR KENARI AÇISINA veya MAKSİMUM KALINLIK NOKTASI KONUMUNA GÖRE İTERASYONLA DIZAYNI

Dizayn Verileri

DELTA : Kalınlık oranı (%veter)

0.08

GAMMA : Kamburluk oranı (%veter)

0.13

TAU : Firar kenarı açısı (derece)

0.

XD LTC : Max.kalınlık noktası konumu (%veter)

0.30

NOT:

TAU XD LTC

JOUKOWSKY profili için : 0. 0.

KARMAN-TREFFTZ pr. için : x 0. veya 0. 0.xx yazınız

Profil Hesapla

ÇIKIŞ

SONUÇ

Profil Şekli	F	G	DELTA	GAMMA	XD LTC
M=1.97760					
.03457	.27502	.08000	.12996	.36811	
.03457	.27500	.08000	.12996	.36735	
.03457	.27509	.08000	.13000	.36765	
.06154	.26000	.09105	.12130	.28721	
.06769	.28600	.09862	.13267	.28367	
.05256	.27990	.08096	.13166	.29275	
.05173	.26989	.07982	.12705	.29354	
.05186	.27630	.08008	.13005	.29388	
.05182	.27620	.08003	.13000	.29344	
.05180	.27619	.08000	.13000	.29359	
M=1.97521					
.06154	.26000	.09263	.12117	.29115	
.06769	.28600	.10020	.13253	.28718	
.05127	.28020	.08108	.13182	.29841	
.05034	.26551	.07973	.12502	.29980	
.05052	.27627	.08014	.13006	.29940	
.05046	.27614	.08006	.13001	.29867	
.05041	.27613	.08000	.13001	.29940	

SONUÇ

DELTA = .08 F = .05041

GAMMA = .13 G = .27613

XD LTC = .30 M = 1.97521

KARMAN-TREFFTZ PROFİLİ

Şekil 5.9 “KTJ Dizayn” Sayfası

Ana pencerede Input Parametreleri belirlenerek (Şekil 5.10) yapılan hesaplama sonuçlarının analitik çözümle karşılaştırması Şekil 5.11 ve Şekil 5.12’de, akım çizgileri ise Şekil 5.13’de verilmektedir. Elde edilen değerler ile analitik çözüm sonuçlarının yakın değerler verdiği görülmektedir.

temleri **AC - Panel Yön**

Yükle Kaydet Sil Yazdır Hesapla CU Çiz Akım Çiz Karşılaştır Yardım Hakkında

Panel Yöntemleri: **Maskew - Woodward Yöntemi**

Input Parametreleri

Profil: **KTJ**

Nokta Sayısı: **49**

Hücum Kenarı Konumu: **XHK: 0 YHK: 0**

Veter Doğrultusu: **ETA: 0 (derece)**

Serbest Akım: **Hızı: 1 Doğrultusu: 18 (derece)**

Karmann - Trefftz Dönüşümü: **INKT:**

Uygulamak için 1 seçmelidir...

Daha önceden kaydettiğiniz değerleri görmek için ilgili kaydı seçin ve "Yükle" butonuna basınız.

1_1_49_1_0_0_0_1_10_0_40_0
1_1_49_1_0_0_0_1_10_0_23_0
1_1_49_1_0_0_0_1_18_0_30_0

KT-Cu Çizimi	Akım Çizimleri	KTJ Analitik Çözüm
Parametreler	Cl,Cm, Cu Dağılımı	Pnl.Öz., Kay-Gir Şid. Cu Çizimi
IPR 1	IPR : 1-KTJ, 2-Dosyadan, 3-NACA0012, 4-Daire	
IQS 1	IQS : Detaylı çıkış için IQS=1	
NP 49	NP : Nokta sayısı	
Chord 1	Chord : Veter uzunluğu	
XHK, YHK 0,0	XHK,YHK : Hücum kenarı konumu	
ETA 0	ETA : Veter doğrultusu (derece)	
U0 1	U0 : Serbest akım hızı	
ALFA0 18	ALFA0 : Serbest akım doğrultusu (derece)	
INKT 0	INKT : KT dönüşümü uygulamak için INKT=1	
MTD 30	MTD : Panel Yöntemi (Bkz.NOT)	
ISTR 0	ISTR : Akım çizgisi çizmek için ISTR=1	

NOT :
MTD = 10 - CPM0 20 - KENN 30 - MASKEW 40 - VORPAN
11 - CPMD 21 - KENNC
23 - SOINNE

Şekil 5.10 "Parametreler" Sayfası

AC - Panel Yöntemleri Karşılaştırma

Daha önceden kaydettiğiniz değerleri görmek için ilgili kaydı seçin ve "Yükle" butonuna basınız.

1_1_49_1_0_0_0_1_10_0_40_0
1_1_49_1_0_0_0_1_10_0_23_0
1_1_49_1_0_0_0_1_18_0_30_0

Yükle

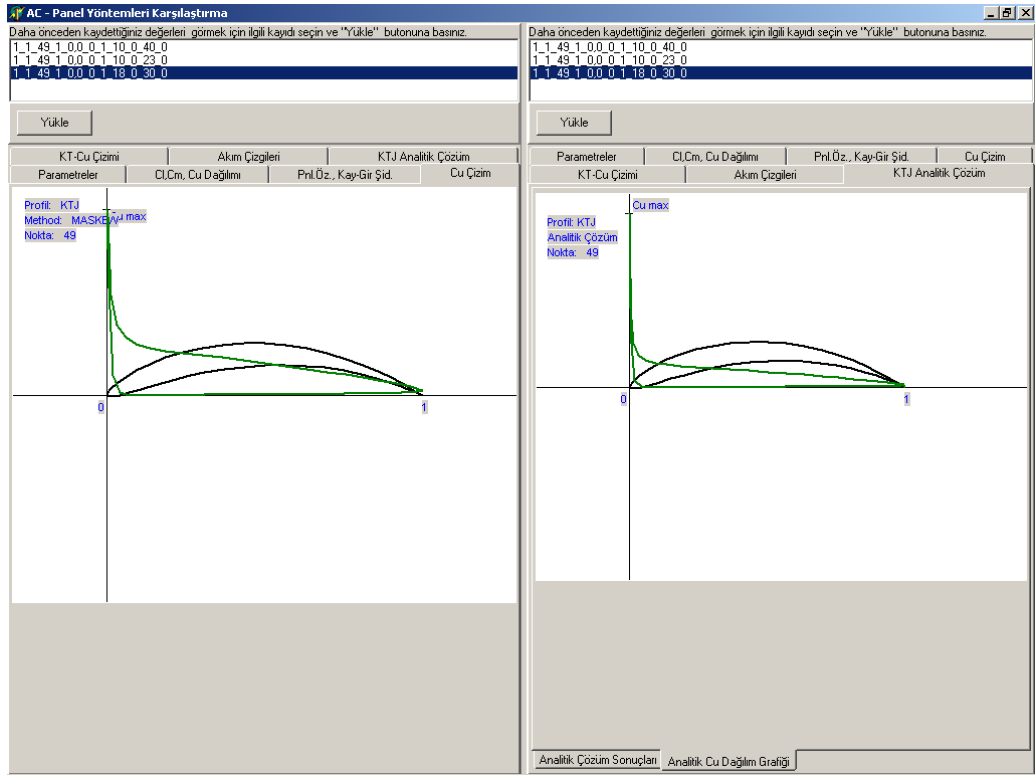
KT-Cu Çizimi	Akım Çizimleri	KTJ Analitik Çözüm
Parametreler	Cl,Cm, Cu Dağılımı	Pnl.Öz., Kay-Gir Şid. Cu Çizim
KARMAN-TRE DELTA=.08 GAMMA=.13 %e=.30 MASKEW ALFA = 18.0		
Sürükleme katsayısı = .0956 Taşıma katsayısı = 3.6980 Yunuslama katsayısı = -1.3471		
1-Cp DAĞILIMI:		
I X Y U*U		
1 1.00000 .00000 .51515		
2 .99564 .00216 .48225		
3 .98289 .00822 .41296		
4 .96202 .01750 .35389		
5 .93337 .02914 .30482		
6 .89734 .04218 .26434		
7 .85450 .05559 .23101		
8 .80553 .06834 .20349		
9 .75125 .07951 .18058		
10 .69260 .08829 .16124		
11 .63063 .09406 .14459		
12 .56646 .09641 .12982		
13 .50124 .09517 .11614		
14 .43615 .09041 .10272		
15 .37233 .08243 .08864		
16 .31088 .07177 .07289		
17 .25281 .05916 .05449		
18 .19906 .04549 .03307		
19 .15043 .03174 .01096		
20 .10764 .01894 .00032		
21 .07131 .00811 .05129		
22 .04195 .00014 .38638		
23 .02003 .00420 2.32859		
24 .00593 .00436 12.47113		
25 .00000 .00000 21.52703		
26 .00241 .00900 20.63789		
27 .01310 .02230 11.60458		
28 .03202 .03916 8.10904		
29 .05907 .05857 6.68103		
30 .09400 .07937 5.93498		
31 .13644 .10028 5.48063		

Yükle

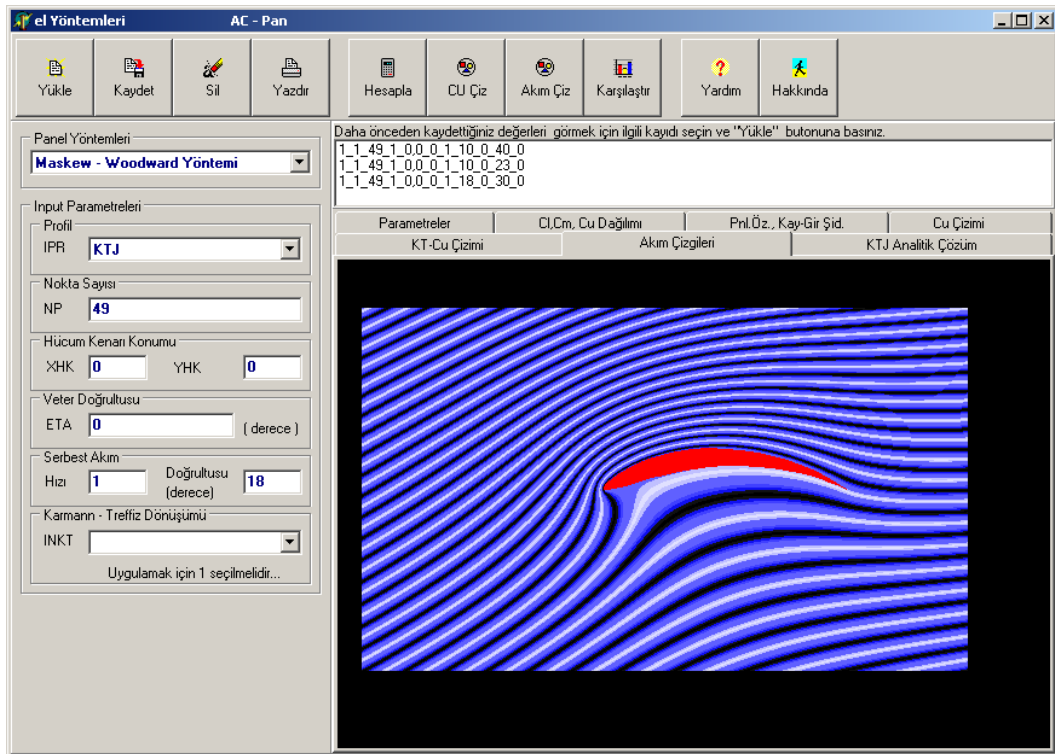
KT-Cu Çizimi	Akım Çizimleri	KTJ Analitik Çözüm
Parametreler	Cl,Cm, Cu Dağılımı	Pnl.Öz., Kay-Gir Şid. Cu Çizim
KARMAN-TRE DELTA=.08 GAMMA=.13 %e=.30		
F = .050410 G = .276130 M = 1.975210		
GAMMA = 1.8633 CL = 3.7266 CMO = .4203 CHMK = -1.3562 CMC/4 = -.4701		
Cu = 1-Cp DAĞILIMI		
I X Y 18.0°		
1 1.0000 .0000 .0000		
2 .9956 .0022 .4608		
3 .9829 .0082 .4009		
4 .9620 .0175 .3464		
5 .9334 .0291 .3001		
6 .8973 .0422 .2616		
7 .8545 .0556 .2298		
8 .8055 .0683 .2035		
9 .7512 .0795 .1817		
10 .6926 .0883 .1632		
11 .6306 .0941 .1474		
12 .5665 .0964 .1333		
13 .5012 .0952 .1202		
14 .4361 .0904 .1071		
15 .3723 .0824 .0932		
16 .3109 .0718 .0775		
17 .2528 .0592 .0589		
18 .1991 .0455 .0371		
19 .1504 .0317 .0139		
20 .1076 .0189 .0000		
21 .0713 .0081 .0370		
22 .0420 .0001 .2971		
23 .0200 .0042 1.6567		
24 .0059 .0044 10.7519		
25 .0000 .0000 42.2692		
26 .0024 .0090 19.2706		

Analitik Çözüm Sonuçları | Analitik Cu Dağılım Grafiği

Şekil 5.11 Karşılaştırma Çözüm Sonuçları



Şekil 5.12 Karşılaştırma Çözüm Sonuçları



Şekil 5.13 Akım Çizgileri

6. SONUÇ VE ÖNERİLER

Bu çalışmada, iki boyutlu panel yöntemlerinden Kompleks Panel Yöntemi, Kennedy Marsden Yöntemi, Soenne Laine Yöntemi, Maskew Woodward Yöntemi ve Vorpan Panel Yöntemleri ele alınmıştır. Tekillik olarak yönteme göre farklılık gösteren kaynak yada girdap dağılımları kullanılmış olup, kontrol noktalarının panel üzerindeki konumlarının seçimleri de yöntemlere göre farklılık göstermektedir (Tablo 4.1). Hazırlanan bilgisayar programı yardımı ile farklı panel yöntemleri ile hesaplama yapılarak, yöntemler arasında karşılaştırma yapma imkanı sağlanmıştır.

Panel yöntemlerinin çözüm tekniğini kullanan etkileşimli bir bilgisayar programı “Fortran” ve “Delphi” dilleri kullanılarak geliştirilmiştir. Program grafik arayüzlü ve “windows” tabanlı olduğundan kullanımı son derece kolay ve anlaşılır bir hal almıştır.

Aynı zamanda, programın farklı panel yöntemleri ve profiller kullanılarak hesaplama yapılabilen bu program sayesinde sayısal değerlerin çok kısa bir sürede ekrana grafik olarak yansıtması, ardarda uygulama yaparak değişimin ne şekilde olduğunu kolaylıkla görme imkânını getirmiştir. Bu durum özellikle öğrenciler için yararlı olacaktır.

Uygulama için, çeşitli kamburluk ve kalınlık oranlarına sahip Joukowsky profilleriyle, aynı kalınlık ve kamburluk oranlarına sahip, maksimum kalınlık noktaları veterin %40 ‘ında olan Karman-Trefftz profilleri [12] üzerinde 49 panel alınarak gerçekleştirilmiştir. Farklı panel yöntemleriyle elde edilen taşıma ve yunuslama katsayıları analitik sonuçlarla [13] karşılaştırmalı olarak sunulmuştur. Bu uygulamalarda yer alan ve dikkati çeken bazı profillere ait tekil uygulamalara da yer verilmiştir.

Geliştirme açısından, analitik profil dizayn eden program eklenerek istenilen kalınlık ve kamburlukta profil dizayn edilerek bu programda kullanılabilir. Ayrıca, programa profil dizaynı için farklı yöntemler daha eklenebilir. Bu, iki yöntem arasındaki

etkileşim, istenilen basınç dağılımına sahip profiller dizayn edilmesine yönelik olarak faydalı olabilir.

KAYNAKLAR

- [1]. **Kellog, O.D.**, 1953. Foundations of Potential Theory, Dover Pub. Inc..
- [2]. **Lamb, Sir H.**, 1945. Hydrodynamics, Dover Pub..
- [3]. **Katz, J. and Plotkin, A.**, 1991. Low speed aerodynamics from wing theory to panel methods, McGraw-Hill, Inc.
- [4]. **Churchil, R.V.**, 1948. Introduction to complex variables and applications, McGraw-Hill Inc.
- [5]. **Yükselen, M.A.**, 1987. Tandem halde bir kanat profilinin taşıma ve yunuslama karakteristikleri, *İTÜ Fen Bilimleri Enstitüsü Doktora Tezi*.
- [6]. **Yükselen, M.A.**, 2001. İki boyutlu potansiyel akımın hesabı için kompleks panel yöntemi, Ders Notları.
- [7]. **Kennedy, J.L. and Marsden, D.J.**, 1978. A potential flow design method for multicomponent airfoil sections, *Journal of Aircraft*, Vol 15, No 1.
- [8]. **Soinne, E. and Laine, S.**, 1985. An inverse boundary element method for single component airfoil design, Engineerings notes, *Journal Aircraft*, Vol 22, No 6, 541-543.
- [9]. **Maskew, B. and Woodward, F.A.**, 1976. Symmetrical Singularity Model for Lifting Potential Flow Analysis, Engineering notes, *Journal Aircraft*, Vol 3, No 9.
- [10]. **Bousquet, J.**, 1986. Methodes des singularites, Editions ENSAE.
- [11]. **Bristow, D.R.**, 1979. Improvements in surface singularity analysis and design methods", *NASA CP-2045*.
- [12]. **Yükselen, M.A. and Erim, Z.**, 1984. A general iterative method to design Karman-Trefftz and Joukowsky airfoils, *International Journal for Numerical Methods in Engineering*, Vol.20, No.5, 1349-1368.
- [13]. **Yükselen, M.A.**, 1989. Karman-Trefftz ve Joukowsky profillerinin karakteristikleri, *İTÜ Dergisi*, Cilt.47, Sayı.4, 67-78.
- [14]. **Hess, J.L. and Smith, A.M.O.**, 1966. Calculation of Potential Flow About Arbitrary Bodies, Progress in Aeronautical Sciences, Vol.8, Pergamon Press.

- [15]. **Martensen, E.**, 1959. Berechnung der Druckverteilung An Gitterprofilen in Ebenen Potential Stromung mit einer Fredholmschen Integralgleichung, *Arch.Rat.Mech.Anal.*, Vol.3, 235-270.
- [16]. **Goldstein, A.W. and Jerison, M.**, 1967. Isolated and Cascade Airfoils with Prescribed Velocity Distribution, *NACA Tech.Report* No 869.
- [17]. **Oellers, H.J.**, 1962. Die Inkompressible Potential Stromung in der Ebenen Gitterstruffe, *WGLR Jahrbuch*, 349-353.
- [18]. **Chen, A.W.**, 1972. The Determination of the Geometries for Multiple Element Airfoils Optimised for Maximum Lift Coefficient, *Thesis University of Illinois*.
- [19]. **Mavriplis, F.**, 1974. Aerodynamics Prediction and Design Methods of Aircraft High Lift Systems, N.R.C.of Canada, *Proceedings of the Aerodynamics Seminar of May 15, 1974*.
- [20]. **Pope, A.**, 1951. Basic Wing and Airfoil Theory, Mc GRAW-HILL Book Co. Inc.
- [21]. **Rauscher, M.**, 1953. Introduction to Aeronautical Aerodynamice, John Wiley.
- [22]. **Erim, M.Z.**, 1978. Ses Altı Profiller, İTÜ Ders Notu.
- [23]. **Churchill, R.V.**, 1951. Complex Variables and Applications, McGRAW-HILL Book Co. Inc.

ÖZGEÇMİŞ

28 Mart 1973 tarihinde Ankara’da doğdu. Ortaokulu Ankara İncirli Ortaokulu’nda (1984-1987), liseyi Ankara İncirli Lisesi’nde (1987-1990) okudu. 1991 yılında kazandığı İstanbul Teknik Üniversitesi, Uçak ve Uzay Bilimleri Fakültesi, Uçak Mühendisliği Bölümü’nü 1996 yılında birincilikle bitirdi.

1997 yılından beri Türk Hava Yolları A.O.’nda Uçak Mühendisi olarak çalışmaktadır. Askeri görevini, 2000-2001 yılları arasında, Ankara Hava Lojistik Komutanlığı, Teknik Yönetim Başkanlığı’nda, Uçak Mühendisi Hv. Tğm. olarak yaptı.

İyi derecede İngilizce ve bilgisayar (Basic, Pascal, Fortran, Delphi, Visual C++, Microsoft Office) bilgisine sahiptir.