

BİR KANAT PROFİLİ ETRAFINDAKİ HIZ POTANSİYELİNİN VORTEX PANEL
METODUYLA ÇÖZÜMÜ VE BİR CFD PROGRAMIYLA KARŞILAŞTIRILMASI

MEHMET ALPER EKİNCİ

YÜKSEK LİSANS TEZİ

MAKİNA MÜHENDİSLİĞİ **Anabilim Dalı**

EYLÜL 2005

SOLUTION OF THE VELOCITY POTENTIAL AROUND AN AIRFOIL BY
VORTEX PANEL METHOD AND COMPARING WITH A CFD SOFTWARE

MEHMET ALPER EKİNCİ

MASTER OF SCIENCE THESIS

Department of MECHANICAL ENGINEERING

SEPTEMBER 2005

BİR KANAT PROFİLİ ETRAFINDAKİ HIZ POTANSİYELİNİN VORTEX PANEL
METODUYLA ÇÖZÜMÜ VE BİR CFD PROGRAMIYLA KARŞILAŞTIRILMASI

MEHMET ALPER EKİNCİ

Osmangazi Üniversitesi

Fen Bilimleri Enstitüsü

Lisansüstü Yönetmeliği Uyarınca

MAKİNA MÜHENDİSLİĞİ Anabilim Dalı

ENERJİ VE TERMODİNAMİK Bilim Dalında

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Olarak Hazırlanmıştır

Danışman: PROF.DR.KEMAL TANER

EYLÜL 2005

İÇİNDEKİLER

Sayfa

ÖZET.....	v
SUMMARY.....	vi
TEŞEKKÜR.....	vii
ŞEKİLLER DİZİNİ.....	viii
ÇİZELGELER DİZİNİ.....	x
SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ.....	xi
1. GİRİŞ VE AMAÇ.....	1
2. AKIŞKANLAR VE AERODİNAMİK.....	2
2.1 Akışkanlar ve Akışkanların Akışı.....	2
2.2 Akış	3
2.3 Aerodinamik Nedir?.....	4
3. UÇMA VE KUVVETLER..	7
3.1 Uçuş Temel Kuvvetleri.....	7
3.2 Taşıma Kuvvetleri.....	8
4. KANAT VE KANAT PROFİLLERİ.....	10
4.1 Profil ve Aerodinamik Kuvvet.....	10
4.2 Düz Bir Levha Üzerindeki Aerodinamik Kuvvetler.....	10
4.3 Kanat Profilleri.....	12
4.3.1 Profillerin aerodinamik özellikleri.....	15
4.3.2 Kanat profilleri sınıflandırması.....	18
4.3.2.1 NACA kanat profilleri.....	18
4.3.2.2 dört basamaklı NACA profiller.....	19
4.3.2.3 beş basamaklı NACA profiller.....	19

İÇİNDEKİLER (devam)

Sayfa

4.4 Kanatta Taşımayı Oluşturan Faktörler.....	20
4.4.1 Sirkülasyon.....	20
4.4.2 Vortex akışı.....	22
5. VORTEX PANEL METODU.....	26
5.1 Vortex Panel Sayısal Metodu.....	26
5.2 Panellerin Kendi Üzerinde ve Diğer Paneller Üzerinde Oluşturdukları Etkiler.....	32
5.2.1 Kendi kontrol noktasına vortex panelinin etkisi.....	32
5.2.2 Bir panelin diğerlerine etkisi.....	34
5.3 Kutta Şartı.....	37
6. BİR KANAT PROFİLİNE VORTEX PANEL METODU UYGULAMASI.....	41
6.1 Kullanılacak Kanat Profili ve Özellikleri.....	41
6.2 Vortex Panel Metodu İle Sayısal Çözüm.....	43
6.3 Fluent 6.2 İle Çözüm.....	50
6.4 Çözümlerin Karşılaştırılması.....	52
6.4.1 Sayısal karşılaştırma	52
6.4.2 Grafik karşılaştırma.....	54
7. SONUÇ VE TARTIŞMA.....	56
8. KAYNAKLAR DİZİNİ.....	57

ÖZET

Bu tez çalışmasında uçağın uçabilmesinde en büyük etken olan kanat taşımasının temelini oluşturan hız potansiyelleri incelenmiştir.

NACA 23012 tipi kanat profili etrafındaki hız potansiyelleri Vortex Panel Metodu diye bilinen sayısal bir yöntemle çözümlenmiştir. Bu çalışma sonucunda ortaya çıkan sayısal sonuçlar bir CFD (Computational Fluid Dynamics) programı olan Fluent 6.2 programında çıkan değerlerle karşılaştırılmıştır.

Sayısal bir metot olan Vortex Panel Metoduyla yapılan hesaplamalarda hataları minimuma indirmek için ve hesaplamaları kolay ve hızlı yapmak için Fortran Power Station dilinde bir program yazılmış ve sonuçlar bu program yoluyla elde edilmiştir.

Bütün bu çalışmaların sonunda her iki yolla da hesaplanan değerler arasındaki farkın ihmal edilir seviyede olduğu belirlenmiş ve eski bir yöntem olmasına rağmen Vortex Panel Metodunun doğru sonuçlar verdiği görülmüştür.

Anahtar kelimeler: Vortex panel metodu (akışkanlar dinamiği), sıkıştırılmaz potansiyel akış, uygulama programları (Fortran, Fluent 6.2), hesaplamalı akışkanlar dinamiği, NACA 23012 kanat profili

SUMMARY

In this thesis, the velocity potentials, the base of the wing lift which is the most driving factor of plane has been studied.

The velocity potentials around the airfoil have been investigated by using a numerical method called Vortex Panel Method NACA 23012. The numerical results of this study were compared with the results that were computed by Fluent 6.2 , a CFD (Computational Fluid Mechanic) software.

In order to eliminate the errors of the Vortex Panel numerical method, a software program is coded by Fortran Power Station and this calculation is done with the help of this software program.

The difference between CFD (Computational Fluid Mechanics) and numerical method solution is in the negligible range.

So this comparison tells that although Vortex Panel method is an old method it still gives us accurate results.

Keywords: Vortex panel method (fluid dynamics), incompressible potential flow, application programs (Fortran, Fluent 6.2), computational fluid dynamics, NACA 23012 airfoil

TEŞEKKÜR

Bu tezi yapmam sırasında beni yönlendirerek ve bana gereken olanakları sağlayarak yardımcı olan danışmanım Prof.Dr.Kemal Taner'e, ayrıca yaptıkları büyük yardımlardan dolayı Sayın Cüneyt Kenger'e (TEI Tusaş Motor Sanayi Arge Müdürü) ve Emre Kütükçeken'e (TUSAŞ Arge Müh.) sonsuz teşekkürler ederim.

ŞEKİLLER DİZİNİ

<u>Sekil</u>	<u>Sayfa</u>
2.1	Düzenli ve düzensiz akışlar.....3
2.2	Dönel (rotational) akış.....4
3.1	Uçağa etkiyen kuvvetler.....7
3.2	Kanat üstündeki basınç dağılımı.....8
3.3	Hücum açısının kanata etkisi.....9
4.1	Düz bir levha üzerindeki aerodinamik kuvvetler.....11
4.2	Kanat profili.....12
4.3	Kanat profili ana elemanları.....14
4.4	Profil üzerindeki basınç dağılımı.....16
4.5	Moment katsayısının hücum açısı ile değişimi.....17
4.6	Kanata kuvvetlerin etkisi.....18
4.7	Akış alanı.....20
4.8	Akış çizgileri.....21
4.9	Vortisite ve sirkülasyon arasındaki ilişki.....22
4.10	Vortex akışı.....23
5.1	Vortex gösterimi.....26
5.2	Vortex panel dağılımı.....27
5.3	Fırar kenarlarındaki vortex panelleri.....29
5.4	Profil içindeki hızın durumu.....30
5.5	Vortex panelde kontrol noktası.....32
5.6	I _{ij} değerlendirilmesi için gereken geometri.....34
5.7	Dairesel bir silindir üzerindeki taşıma akışının durma noktaları.....37
5.8	Değişik sirkülasyon değerlerinin etkileri.....38
5.9	Bir kanat profili üzerindeki düzgün akışın gelişimi.....39
5.10	Fırar kenarının mümkün olabilecek şekilleri ve Kutta şartıyla ilişkileri.....39

ŞEKİLLER DİZİNİ (devam)

<u>Sekil</u>	<u>Sayfa</u>
6.1 NACA 23012 profilinin görünümü.....	43
6.2 Sınır şartları.....	50
6.3 V.Panel ve Fluent Çözümlerinin grafik karşılaştırması (profil alt kısım).....	54
6.4 V.Panel ve Fluent Çözümlerinin grafik karşılaştırması (profil üst kısım).....	54
6.5 Profil etrafındaki hız dağılımı.....	55

ÇİZELGELER DİZİNİ

<u>Çizelge</u>	<u>Sayfa</u>
6.1 NACA 23012 koordinatları.....	42
6.2 Vortex Panel Metodu ile bulunan hız değerleri.....	49
6.3 Fluent 6.2 ile elde edilmiş çözümler.....	51
6.4 Vortex Panel ve Fluent Çözümlerinin sayısal karşılaştırması.....	52

SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ

<u>Simgeler</u>	<u>Açıklama</u>
c	Veter uzunluğu
s	Kanat alanı
ρ	Ortam yoğunluğu
C_D	Sürüklenme katsayısı
C_L	Taşıma katsayısı
C_M	Moment katsayısı
D	Sürüklenme miktarı
L	Taşıma miktarı
M	Moment miktarı
α	Hücum açısı
Γ	Vortex şiddeti
r	Yarıçap
V_∞	Akış hızı (m/s)
Φ	Akış alanındaki bir noktadaki potansiyel
i	Kontrol noktası indisi
j	Vortex ve vortex panel indisi
r_{pi}	Bir p vortexten i control noktasına mesafe vektörü
β	Kontrol yüzeyi ve panel kontrol noktası normalini arasındaki açı
TE	Firar kenarı gösterimi
LE	Hücum kenarı gösterimi
V_∞	Kanat profilden sonsuz bir uzaklıkta akış hızı
p, q	Vortex indisleri

1. GİRİŞ VE AMAÇ

Günümüzde uçaklar hayatımızı kolaylaştıran en önemli şeylerden birisidir. Bilim ve teknolojinin bu denli ilerlemesinde uçak ve havacılığın katkısı yadsınamayacak boyuttadır. İlk uçuşun gerçekleştirilmesinin üstünden 100 sene gibi az bir zaman geçmesine rağmen bu alanda kaydedilen ilerleme büyük boyuttadır.

Uçakları uçuran asıl şey bilindiği gibi kanatlardır. Yıllar boyunca yapılan deneysel çalışmalar sonucunda bugünkü kanat profillerine benzer yapılar bulunmuş ve bunların üstünden iyileştirme ve geliştirmeler yapılmıştır. Bir uçağın kanat profilinde taşımaya esas teşkil eden nokta kanat etrafındaki havanın sahip olduğu hızdır. Bilindiği gibi Bernoulli denklemine göre hızı artan havanın basıncı düşer, hızı azalan havanın ise basıncı artar. Kanat profili de tam bu noktada aradaki bu farktan faydalanarak taşımayı gerçekleştirmektedir.

Kanat profili etrafındaki hız potansiyelini belirlemede kullanılan birkaç yol vardır. Bu yöntemlerden birisi de uzun yıllardan beri kullanılan Vortex Panel Metodu'dur. Kanat profilinin etrafına vortexler koyarak kanat profili üzerinde paneller oluşturulmaktadır. Oluşturulan bu panellerin diğer panellere etkisi ve kendine etkisi hesaplanarak kanat profili etrafında hız potansiyel dağılımları elde edilebilmektedir. Böylelikle herhangi bir deneysel model oluşturulmadan dizayn çalışmasının başında tasarlanan kanat profilinin sahip olacağı taşıma katsayısı belirlenebilmektedir.

Bu tez çalışmasında Vortex Panel metodu ile hız potansiyelleri belirlenecektir. Belirlenen bu değerler Fluent 6.2 programı ile bulunmuş değerlerle karşılaştırılacaktır. Bunun neticesinde aynı zamanda deneysel model oluşturma öncesinde kullanılan Vortex Panel metodunun doğruluğu da ispatlanmış olacaktır.

2. AKIŞKANLAR VE AERODİNAMİK

2.1 AKIŞKANLAR VE AKIŞKANLARIN AKIŞI

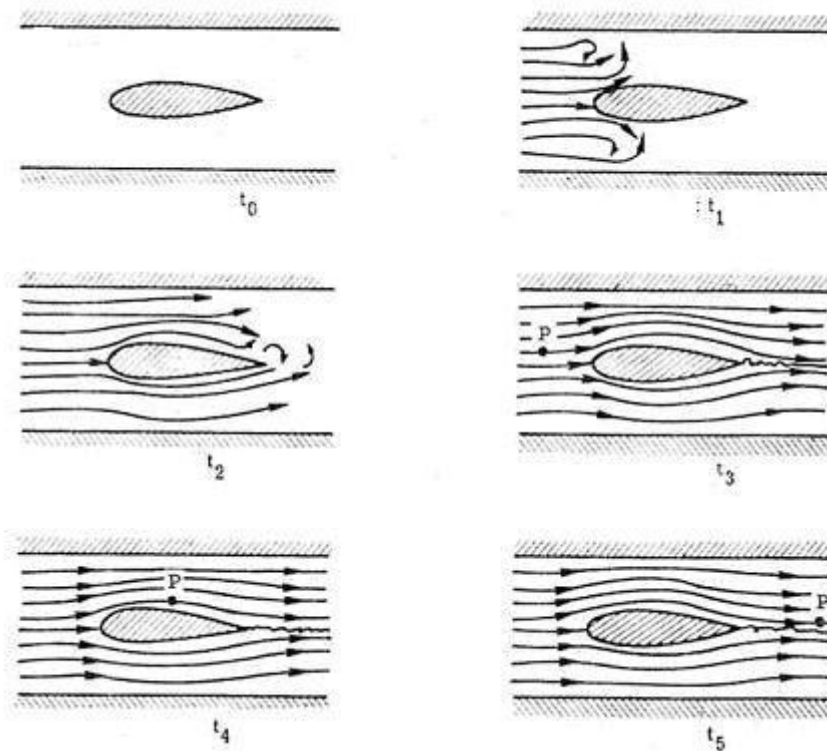
Maddenin temel olarak üç hali vardır ve bunlar sıvı, katı ve gaz halleridir. H₂O katı haldeyken buz adını alır. Su sıvı halidir ve buhar da gaz halidir. Kayma kuvvetleri adı da verilen yan kuvvetler bir buz parçasına uygulanırsa bunu deforme etmek veya kırmak için büyük kuvvetlere ihtiyaç duyulacaktır. Katı halin iç sürtünmeleri çok yüksek değerlere sahiptir ve kayma kuvvetine çok büyük direnç gösterir. İç sürtünme için kullanılan kelime viskozitedir ve katılar için çok fazladır. Sıvıların viskoziteleri katılardan daha düşüktür. Gazlar ise en düşük viskoziteye sahiptir.

Sıvılar ve gazlar katılardan çok farklı davranışlar gösterdikleri için akışkan olarak adlandırılırlar. Eğer iki tabaka halinde bulunan suya veya havaya bir kayma kuvveti uygulanırsa birbirlerine göre hava tabakasında su tabakasına göre daha hızlı bir hareket olduğu görülecektir. Bu iki akışkanı da deforme etmek için bir kuvvet uygulamak gerekmesi bu akışkanların da iç sürtünmeye sahip olduklarını gösterir.

Su normal şartlarda havadan 50 kat daha viskozdur. Buz ise havadan 5×10^6 kat daha viskozdur. Buradan şu sonuç çıkartılabilir ki akışkanlar katılardan daha az viskoziteye sahiptir. Akışkanların sınıflandırmasında genellikle sıvılar gazlardan daha çok viskoziteye sahiptir. Aerodinamiğin asıl ilgi alanına giren hava çok düşük viskoziteye sahiptir ve bazı teorilerde sıfır viskoziteye sahip olan mükemmel akışkan "inviscid" olarak değerlendirilir. Fakat ne kadar ufak viskoziteye de sahip olsa bunun taşıma ve sürüklenme üstünde önemli etkileri vardır. Bütün akışkanlar *sıkıştırılabilir* olarak değerlendirilir. Bu ifadenin anlamı artan basınçlarda yoğunluk değerinin de artmasıdır. Fakat sıvılar gazlara göre çok daha az sıkıştırılabilir olduğu için sıkıştırılmaz olarak görülür. Hava hızının çok yüksek olmadığı noktalarda yapılan çalışmalarda gazlar da sıkıştırılmaz olarak ele alınır. 150 m/s altında olan ses altı hızlar için hava sıkıştırılmaz olarak davranır. Yani bu noktalarda havanın yoğunluğu değişmez. Yüksek hızlarda sıkıştırılabilirlik mutlak surette göz önüne alınmalıdır. [1]

2.2 AKIŞ

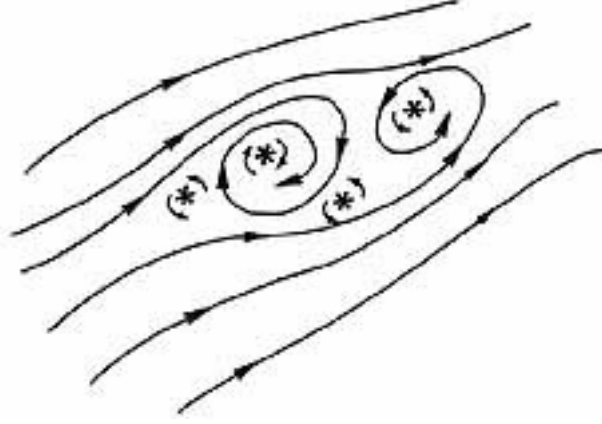
Hem gazların hem de sıvıların akışı iki şekilde ele alınabilir. Birincisi Lagrangian yaklaşımı diğeri ise Euler yaklaşımıdır. Lagrangian yaklaşımında bir tane parçacık belirlenir ve bu zamanla boşluk içinde hareket ettiği müddetçe izlenir. Bu bir parçacık tarafından izlenen yola parçacık yörüngesi denir. Euler yaklaşımında ise anlık parçacık hareketlerinin oluşturmuş olduğu akışlar tanımlanır. Bütün akış alanı böylelikle kolaylıkla belirlenebilir.



Şekil 2.1 Düzenli ve Düzensiz Akışlar

Akışkanların hareketlerinde en önemli noktalardan birisi de düzenli (steady) ve düzensiz (unsteady) akışlarıdır. Şekil 2.1'de her iki akışın yer aldığı bir akış görülmektedir. Örneğin bir insanın durduğu yerden rüzgar sabit hızda ve aynı yönden esmeye devam ediyorsa bu düzenli (steady) akıştır. Ama eğer bu akışın yönü ve hızı aynı olmayıp devamlı değişiyorsa bu düzensizdir. [1]

Düzenli ve düzensiz olmaları kadar akışların dönel (rotational) ve dönel olmayan (irrotational) formları da vardır. Eğer akıştaki her noktada herhangi bir akışkan elemanınin açısal bir hareketi yoksa bu dönel olmayan (irrotational) bir akıştır.



Şekil 2.2 Dönel (rotational) akış

Şekil 2.2’de gösterilen tekerlek akış içinde döndüğünden bu akış dönel (rotational) olarak adlandırılabilir.

2.3 AERODİNAMİK

Gazların hareketlerini ve gazlar içerisinde hareket eden cisimlere etkilerini, hareket eden cisimlerin şekillerini inceleyen bilim dalıdır. Aerodinamik, mekaniğin bir koludur. Herhangi bir cisim hava içerisinde hareket ettirildiğinde hareketine tesir eden değişik kuvvetler ortaya çıkar. İşte bu kuvvetlere “aerodinamik kuvvet” ve planladığımız şekilde hareketini hava içerisinde devam ettirebilen cismin şekline de “aerodinamik şekil” adı verilir.

Hava içinde hareket eden cisimlere, havanın gösterdiği direnç kanunlarına varmak için iki yol vardır:

- Model cismin hava içerisinde hareket ettirilmesi
- Durmakta olan model cisim üzerine hava yollanması

Birçok kolaylıkları olması bakımından laboratuvarlarda ve teknikte daha çok ikinci yol tercih edilir.

Aerodinamik, daha çok deneye bağlı bir bilimdir. Aerodinamik kuralları iki şekilde bulunur. Hesap ve teorilerle iddia edilenler, tecrübelerle hesaplanır veya tecrübelerle elde edilen ölçmeler ve sonuçlar üzerine yeni teoriler bina edilir.

DeneySEL aerodinamiğin en önemli deney aracı rüzgar tünelidir. Denenecek uçak, roket, otomobil, hatta köprü ve bina modelleri önce rüzgar tüneline denir. Model, rüzgar tüneline, deneme hızına göre şiddeti ayarlanan bir hava akımına tutulur. Modelin akım içerisindeki davranışı gözlenerek gerekli düzeltmeler yapılır ve modele aerodinamik bir biçim verilmeye çalışılır. Günümüzde, ses hızının üzerindeki akım hızlarında dahi çalışabilen rüzgar tünelleri inşa edilmiştir. Aerodinamik denince akla hemen havacılık ve uzay çalışmaları gelmektedir. Halbuki günümüzde aerodinamik, tahmin edilemeyecek kadar geniş bir sahada kullanılmaktadır. Bunların başlıcaları, otomotiv sanayi ve inşaat mühendisliği alanlarıdır. Yeni geliştirilen bir otomobil modelinin, ekonomiklik şartını sağlayabilmesi az yakıt tüketimiyle mümkündür. Bunun için model, rüzgar tüneline denenerek hava akımına en az direnç gösterecek aerodinamik bir şekil bulunmaya çalışılır. Büyük asma köprüler ve yüksek gökdelenler inşa edilmeden önce çevrelerindeki hava akımlarının dinamik etkileri model üzerinde incelenir. Ayrıca hava kirliliği meselesinde hava akımlarının rolü anlaşılmış olduğundan, şehir planları gelecekteki hava kirlenmesine karşı aerodinamik kurallarına göre yapılmaktadır. Aerodinamik bilimi, kullanım sahalarına ve akım hızlarına göre bölümlere ayrılabilir:

- Dış aerodinamik
- İç aerodinamik.

Hacim itibariyle cismin dış hacminin akıma maruz kaldığı durumları inceleyen kola dış aerodinamik denir. Uçaklar, füzeler, mermiler, otomobil ve binalar bu kolun inceleme sahasındadır. Yine hacim olarak hava akımının cismin içinden geçtiği ve iç hacmin söz konusu olduğu durumları inceleyen kola ise iç aerodinamik denir.

Kompresörler, havalandırma sistemleri, uçak motorları, bacalar, yanma odaları ve silah namluları gibi pek çok sahada uygulanmaktadır.

Havaya göre hareket halinde olan cismin etrafındaki izafi hava akımının, ses hızının altında ve üstünde olmasına göre, aerodinamik değişik kısımlara ayrılmıştır. Ses hızının altındaki akımlara “subsonik akımlar”, ses hızı civarındaki akımlara “transonik akımlar” denilmekte ve ses üstü akımlar da “süpersonik” ve “hipersonik” akımlar olarak iki kısımda incelenmektedir. Bu arada şok dalgasından da bahsetmek gerekir. Suya atılan bir taşın meydana getirdiği dalgalar genişleyen halkalar şeklinde yayıldığı gibi ses dalgaları da hava içinde, merkezi ses kaynağı olan ve yarıçapı ses hızına eşit bir hızla büyüyen küresel yüzeyler boyunca yayılır. Hava içerisinde hareket eden bir uçağın hızı ses hızına yaklaştıkça yayılma hızı sabit olan ses dalgaları üst üste binmeye başlar ve tek bir dalga yüzeyinde birleşirler. Şok dalgası denilen bu dalga, uçağın uçuş yoluna yakın bölgelerde ciddi hasarlara yol açacak kadar yüksek enerjiye sahip olur. Bundan dolayı süpersonik uçuşlar köy, kasaba gibi meskun bölgeler üzerinden, ancak yüksek irtifalardan geçmek şartı ile yapılabilir. Sesten hızlı uçuş ile meydana gelen şok dalgası, yer yüzeyinde bir patlama sesi olarak duyulur. Uçak, ses hızının çok üstünde uçuyorsa, bu ses bize ulaştığında uçak sesin geldiği yerden çok daha uzak, daha ileride bir yerde olacaktır.

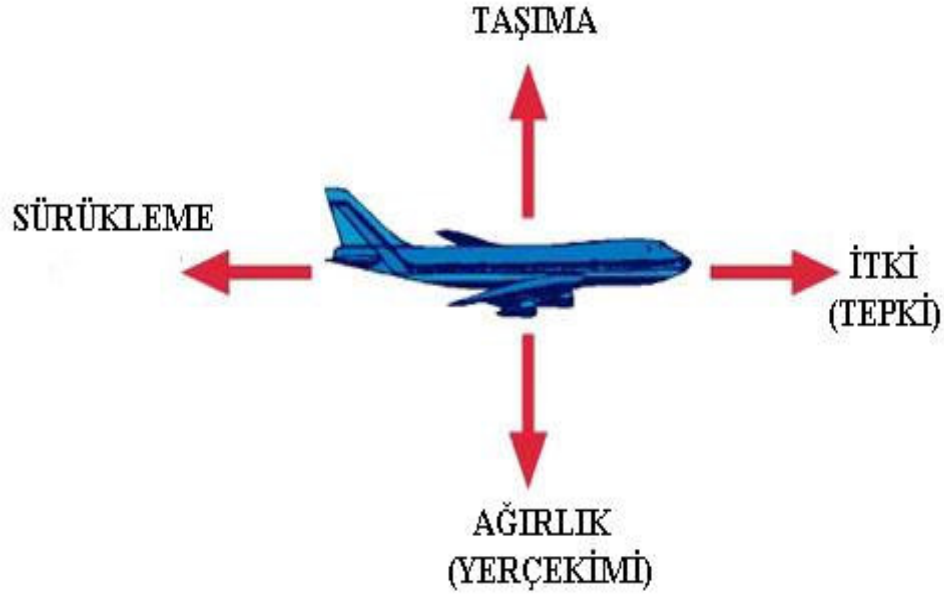
Bir yüzey üzerindeki hava akımı, bir alçak basınç bölgesi meydana gelmesine sebep olur. Akımın hızının artışı ile, alçak basınç bölgesindeki basınç düşüşü doğru orantılıdır. Uçağı havada tutan, kanatlar üzerindeki bu alçak basınç bölgesidir. Hava akımı yüzey üzerinde bir alçak basınç alanı oluşturur. Eğer bu alan, cismin üst yüzeyinde daha şiddetli ise, alt yüzeydeki basınç üsttekine galip gelerek cismin yükselmesini sağlar. Biz aynı hava kütesini üst yüzde daha uzun bir yoldan, alt yüzde de kısa bir yoldan geçirirsek üst yüzde havanın izafi hızı daha fazla olacak ve basınç düşüşü de daha fazla olacaktır. Bu amaca, levhanın üst yüzünü bombeli yaparak ulaşabiliriz. Aerodinamik profilin sahip olduğu kaldırma kuvvetini arttıran değişik faktörler de mevcuttur. Bunlardan birisi profil ile akım arasındaki “hücum açısı” denilen açıdır. Kaldırma kuvveti bu açının kritik bir değerine kadar açı ile birlikte artar. Kanat sathının genişletilmesi de kaldırmayı arttırıcı tesir yapar. Bunun için “flap ve slat” adı verilen kanat yüzeyleri geliştirilmiştir. Bunlar kanat üzerindeki hareketli parçalardır. [1]

3. UÇMA VE KUVVETLER

3.1 Uçuş Temel Kuvvetleri

Uçuşun dört adet temel kuvveti vardır. Bunlar taşıma (kaldırma), ağırlık (yerçekimi), sürüklenme, itki (tepki) olarak sıralanabilir.

Taşıma uçuşta uçağı tutan havanın kanatlar boyunca taşınmasından oluşan yukarı doğru olan kuvvettir. Taşıma ağırlığı yenmeye çalışır. Uçuş sırasında cismin ağırlığına eşit veya ondan fazla olması gerekir. Ağırlığın zıt yönünde etki eder. Uçağın hızı artırılarak veya hücum açısı artırılarak taşıma artırılabilir.[2]



Şekil 3.1 Uçağı etkileyen kuvvetler

Sürüklenme uçağın ileri doğru hareketine olan karşı dirençtir. İtki kuvvetine zıt bir kuvvettir ve hava tarafından yaratılır.

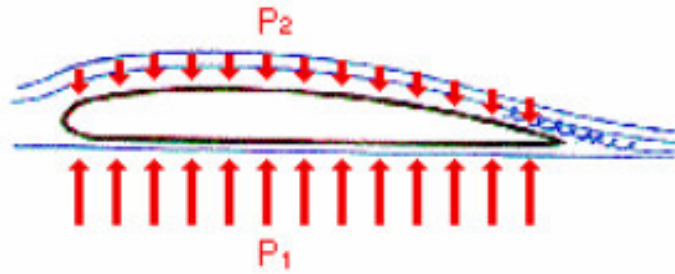
İtki (tepki) ise motorlar veya pervaneler tarafından üretilir. Uçağı ileri doğru hareket ettirmek maksadıyla havayı geriye doğru iter.

Ağırlık ise uçağın ağırlığına bağlı olarak aşağı olan kuvvettir. Taşımaya zıttır. Eğer itki ve sürüklenme birbirine zıt yönlerde eşitse uçak dengededir. İleri doğru harekete sabit bir hızda devam edilecektir. Eğer itki veya tepki zıt kuvvetten büyük olursa uçak dengesini kaybeder. Eğer itki sürüklenmeden büyük olursa uçak ivmelenir. Eğer sürüklenme itkidten büyük olursa uçak ivmesi azalır ve en sonunda durur.

Taşıma ve ağırlık birbirine eşit ve zıt olduğu zaman uçak dengededir. Eğer taşıma büyük olursa uçak tırmanır. Eğer ağırlık daha fazla olursa uçak alçalır.

3.2 Taşıma

Uçuş temel kuvvetlerinden en önemlisi taşımadır. Taşıma bir uçağın nasıl uçtuğunun da cevabını verecektir. Bernoulli prensibine göre hızı artan bir akışkanın basıncı düşer.



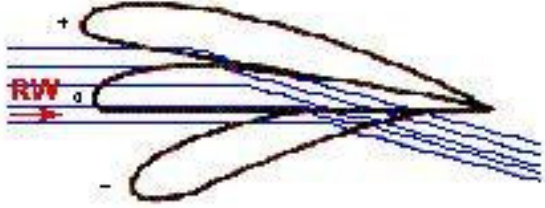
Şekil 3.2 Kanat üstündeki basınç dağılımı

Kanat profilinin üst yüzeyindeki kamburluk üzerinden geçen havayı kanadın altından giden hava hızından daha hızlı yapar. Şekil 3.2'den de görülebileceği gibi hızdaki bu artış kanadın üst tarafındaki basıncı düşürür ve böylelikle taşıma oluşur.

Bu taşımaya aynı zamanda kanat profili taşınması veya Bernoulli taşınması denir.

Taşıma kanat profili havada hareketine devam ettiği ve hava türbülansız ziyade düzgün olduğu sürece devam edecektir. Her kanat profili –veteri ve kamburluğu önemli olmaksızın- üst yüzeyi boyunca bazı noktalarda düzgün akışını kaybedecektir.

Mükemmel bir kanat profili – eğer böyle bir şey varsa- ayrılan hava akımlarının birleştiği firar kenarında türbülanslı akışa sahip olacaktır. Aynı seviyede bir uçuş yapıyor olsa bile normal bir kanat profili firar kenarının bir noktasında türbülanslı akışa sahip olacaktır.



Şekil 3.3 Hücüm açısının kanata etkisi

Şekil 3.3'ten de anlaşılacağı gibi hücüm açısının her artışında türbülanslı akış hücüm kenarından daha ileriye taşınacaktır. Hücüm açısındaki artış taşımayı da artıracaktır. Fakat bu bir noktaya kadar geçerlidir. Belirli bu noktadan sonra taşıma kuvveti düşecektir.

4. KANAT VE KANAT PROFİLLERİ

4.1 Profil ve Aerodinamik Kuvvet

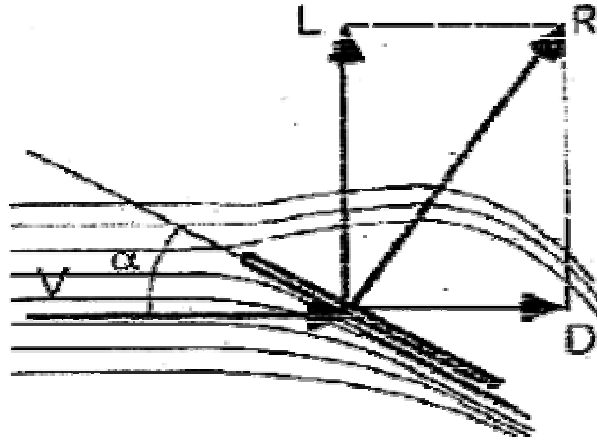
Gerek kuşların kanatlarını taklit ederek yapılan deneyler, gerek teorik çalışmalar, havadan ağır bir cismin uçabilmesi için ona çarpan hava akımının en az ağırlığa eşit bir taşıma kuvveti sağlaması gerektiğini ortaya koymuştur. Bu gerçek pek çok örnekle anlatılabilirse de, hava akımına eğik olarak tutulan düz bir levhaya gelen kuvvet ve tepkiyi incelemek yeterlidir.

4.2 Düz Bir Levha Üzerindeki Aerodinamik Kuvvetler

Şekil 4.1'de kesiti görülen düz levhaya α açısı ve V hızı ile çarpan hava levhadan geçemediği için yön değiştirmektedir. Hava kütlelerinin bir doğru üzerindeki sabit hızlı hareketini değiştirmek için bir kuvvet uygulanması gerekir (Newton' un Birinci Kanunu). Bu durumda, levha hava kütlelerine bir kuvvet uygulamaktadır. Bu kuvvet ise kendine eşit ve aksi yönde bir tepki kuvveti doğurur (Newton' un Üçüncü Kanunu). Tecrübeler, bu tepki kuvvetinin; levhanın alanı (S), hava yoğunluğu ρ ve hava hızının (V) karesi ile orantılı olduğunu göstermiştir. [3]

$$R = C.V^2 .S.\left(\frac{\rho}{2}\right) \quad (4.1)$$

4.1 denklemindeki C orantı katsayısı, Mach sayısı çok büyük olmamak koşuluyla, levhanın biçimi ve hücum açısına (α) bağlı boyutsuz bir büyüklüktür.



Şekil 4.1 Düz levha üzerindeki aerodinamik kuvvetler

Levha üzerinde meydana gelen tepki kuvvetinin, hava hızı doğrultusuna dik bileşenine taşıma kuvveti adı verilir. Bu kuvvetin, hava hızına paralel olan bileşenine ise sürüklenme kuvveti denir. O halde yukarıdaki bağıntı ile ifade edilen tepki kuvvetinin, bu bileşenleri:

$$L = C_L \cdot V^2 \cdot S \cdot \left(\frac{\rho}{2}\right) \quad (4.2)$$

$$D = C_D \cdot V^2 \cdot S \cdot \left(\frac{\rho}{2}\right) \quad (4.3)$$

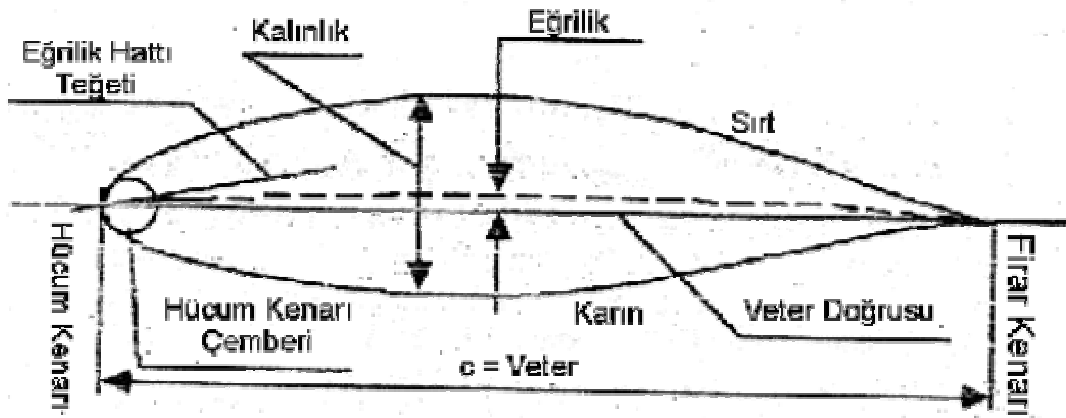
bağıntıları ile gösterilebilir. Burada; C_L , taşıma katsayısı; C_D , sürüklenme katsayısı olarak adlandırılır.

Görüldüğü gibi, levha üzerindeki hava direnci adı verilen tepki kuvvetinin iki bileşeninden biri faydalı kuvvettir: Levhanın ağırlığını karşılayarak, havada tutunmasını sağlayan taşıma kuvvetidir. Sürüklenme kuvveti ise bazen yararlı, bazen de zararlıdır. Levhanın hava içindeki hareketini engelleyen bir kuvvet olması halinde zararlıdır. Ancak, hareket halindeki levhanın durdurulması istendiğinde ise gerekli bir kuvvettir. Sürüklemenin oluşmasına engel olunamadığına göre, onu gerektiğinde yeterli

ölçüde; uçuşun büyük bölümünde arzulandığı gibi gereksiz olması halinde ise, en küçük mertebede tutmak gereklidir. O halde, küçük bir sürüklenme kuvvetine karşılık, büyük bir taşıma kuvveti elde edilmelidir. Yani, fines adı verilen; taşıma kuvvetinin, sürüklenme kuvvetine oranı maksimum olmalıdır. Fakat, düz levhalar için finesin maksimum değeri 8 civarındadır. Bu miktar, havacılıkta kullanım açısından oldukça küçük olması nedeniyle, uçak kanatları için düz levha yerine, belirli kalınlığı ve eğriliği olan şekiller geliştirilmiştir.

4.3 Kanat Profilleri

Düz levhaya nazaran daha büyük fines değerinin elde edilebilmesi için geliştirilmiş olan belirli kalınlığa sahip kanat kesitlerine profil adı verilir. Profillerin geometrisini belirtmek için aşağıdaki terimler kullanılır.



Şekil 4.2 Kanat profili

Hücüm kenarı: Profilin hava akımını karşılayan dairesel kenarı.

Firar kenarı: Hava akımının profili terk ettiği sivri kenarı.

Veter: Profilin hücüm ve firar kenarlarını birleştiren doğrudur.

Sırt: Profilin üst kenarıdır.

Karin: Profilin alt kenarıdır.

Eğrilik hattı: Vetere dik olarak çizilen doğruların, sırt ve karın arasında kalan kısımlarının orta noktalarının geometrik yeridir.

Maksimum kalınlık veya kalınlık: Profilin sırt ve karın noktaları arasında, vetere dik olarak ölçülen maksimum mesafedir.

Eğrilik: Eğrilik hattının veter doğrusuna olan maksimum mesafesidir.

Hücum kenarı yarıçapı: Profilin sırtına ve karnına hücum kenarı civarında teğet olan çemberin yarıçapıdır. Bu çemberin merkezi, hücum kenarından eğrilik hattına çizilen teğet üzerinde bulunur.

Profiller kendilerinden beklenen aerodinamik özelliklere göre çok çeşitli şekillerde olabilirler. Bunun nedeni de; eğrilik, kalınlık, maksimum kalınlığın yeri, hücum kenarı yarıçapı, ve firar kenarı açısı gibi geometrik faktörlerin profilin aerodinamik özelliklerini etkilemesidir. Ancak profiller şekil bakımından genellikle iki ana gruba ayrılırlar.

- Eğri Profiller;
 - Dışbükey Profiller,
 - İçbükey Profiller,
- Simetrik Profiller.

Çeşitli profil aileleri teşkil etmek ve bunları istenilen pratik sonuçları verecek şekilde sınıflandırmak ve sistemleştirmek için ilk çabalar Almanya'da Göttingen'de harcanmıştır. Aşağı yukarı II. Dünya Savaşı'na kadar olan devrede inşa edilen uçakların hepsinde Göttingen profilleri kullanılmıştır. Sonraları ABD'de, Amerikan Milli Merkezi Aero ve Hidrodinamik Enstitüsü (TSAGI); İngiltere'de, Kraliyet Havacılık Kuruluşu (RAE) ve Fransa'da Milli Havacılık Etüd ve Araştırma Bürosu (ONERA) tarafından yapılan çalışmalarla bugünün modern profil ailelerine erişilmiştir.

Wright kardeşler kanat profili olarak bilinen kanadın en verimli kamburluğu, eğriliği ile ilgili ilk araştırmalardan bazılarını daha önce yapmıştı. Fakat uçmanın başladığı ilk yıllarda uçaklar için kanat profilleri her uçak için esasen elle yapıyordu. 1.Dünya Savaşı öncesi bir uçaktan başka diğer uçaklarda da kullanılabilecek standart bir kanat profili için az sayıda araştırmalar vardı. İngiliz hükümeti RAF (Kraliyet Uçak

Fabrikası) kanat profili serileri ile ilgili NFL'de (Ulusal Fizik Laboratuvarları) bazı çalışmalar yapmıştı. RAF6 kanat profili serileri 1.Dünya Savaşı'nda kullanıldı. Çoğu Amerikan uçakları da o devirde ya bu RAF serisi kanat profillerini ya da Eiffel tarafından dizayn edilen kanat profili serilerini kullanmıştı.

Yukarıda da belirtildiği gibi kanat profili uçağın parçalarından birisi olup taşıma-kaldırma üretmek üzere dizayn edilmiştir. Kanat esas kanat profili olmakla beraber pervane de kanat profili olabilir. Zaman zaman bu görevi kuyruk yüzeyi veya gövdenin kendisi de üstlenebilir. Bir kanat profilinin dört adet asıl kısmı vardır:

1. Hücüm kenarı
2. Firar kenarı
3. Veter
4. Kamburluk

Hücüm kenarı havayı ilk karşılayan kanat profilinin ön kısmıdır. Firar kenarı ise kanat profilinin arka tarafı olup üst taraf yüzeyinden giden hava ile alt taraf yüzeyinden gelen havanın birleştiği yerdir.



Şekil 4.3 Kanat profili ana elemanları

Veter hücüm kenarından firar kenarına çizilen hayali bir çizgidir. Kamburluk ise kanat profilinin alt ve üst yüzeylerinin eğrilikleri eğimleridir. Eğim, eğrilik veterden ne

kadar ayrıldığına bağlıdır. Bazı kanat profilleri çok düşük kamburluğa sahiptir. Düzlemsel görünürler. Bir kanat profilinin kamburluğu doğrudan olarak taşımayı etkiler. Uçuşun yönüne göre bağlı olarak kanat profilini geçen hava akımının yönüne izafi rüzgar denir. İzafi rüzgar uçuşun yönüne göre her zaman paralel ve ters yöndedir.

Bir kanat profilinin nihai amacı uçağı havada tutmak için taşıma oluşturmaktır.

4.3.1 Profillerin aerodinamik özellikleri

DeneySEL olarak bilinmektedir ki, hava içinde hareket eden bir cisim üzerinde meydana gelen kuvvetler, aşağıda sıralanan faktörlerin bir fonksiyonudur:

- a) Hava hızının karesi,
- b) Hava yoğunluğu,
- c) Cismin alanı,
- d) Cisim geometrisi,
- e) Havanın sonik hızı (veya ortalama moleküler hız),
- f) Cisim yüzey pürüzlülüğü,
- g) Havanın vizkozitesi,
- h) Hücum açısı.

Bir kanat profilinin aerodinamik karakteristikleri de bu değişkenlerden etkilenir. Profil üzerindeki hava hızı, hava yoğunluğu ve alan etkisi, daha önce düz levha için açıklandığı gibidir. Ancak, profil kanadın sadece bir tek kesitini meydana getiren bir eleman olduğundan, alanı $S = L \cdot c$ ile ifade edilir.

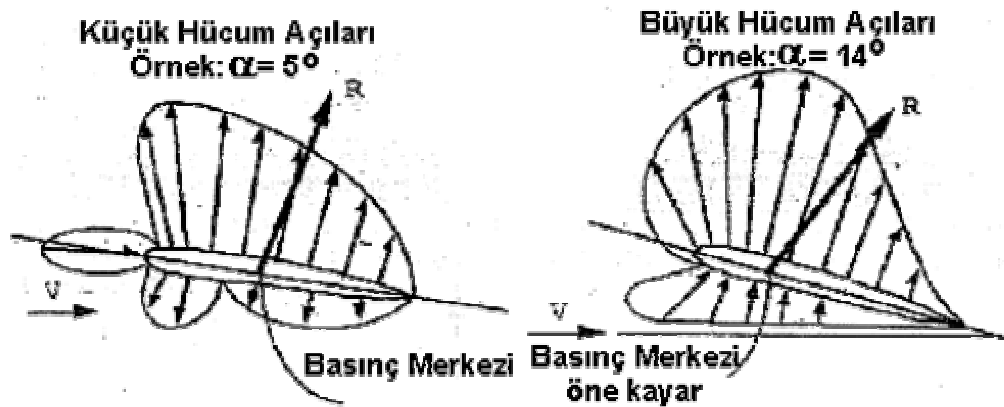
Ayrıca, aynı nedenle, taşıma ve sürüklenme katsayıları C_L ve C_D şeklinde gösterilir. Hız, yoğunluk ve alan dışındaki diğer faktörler taşıma ve sürüklenme katsayıları içinde dahil edilir.

Deneyler göstermiştir ki, taşıma katsayısı, küçük hücum açılarında, hücum açısı ile doğru orantılı olarak değişir. Simetrik profillerde, sıfır derecelik hücum açısına karşılık gelen taşıma katsayısının değeri de sıfır olurken; eğriliği olan profiller, sıfır derecelik

hücum açısında dahi belirli bir pozitif taşıma katsayısı meydana getirmektedir. Her iki tür profilde de yüksek hücum açılara doğru çıkıldığında taşıma katsayısı ve hücum açısı arasındaki orantının bozulduğu, ve hücum açısının belirli bir değerinden sonra taşıma katsayısında büyük bir azalma meydana geldiği görülmektedir. Viskozitenin neden olduğu bu olaya tutunma kaybı (perdövites, stoll) *adı* verilir.

Profillerin sürüklenme katsayıları ise hücum açısına göre sanki parabolik bir değişim gösterir. Taşıma katsayısının, hücum açısı ile doğru orantılı değiştiği bölgedeki sürüklenme katsayıları küçük değerler alırken; tutunma kaybının olduğu hücum açılara yaklaşıldığında, sürüklenme katsayısı büyük bir eğimle artış göstermektedir.

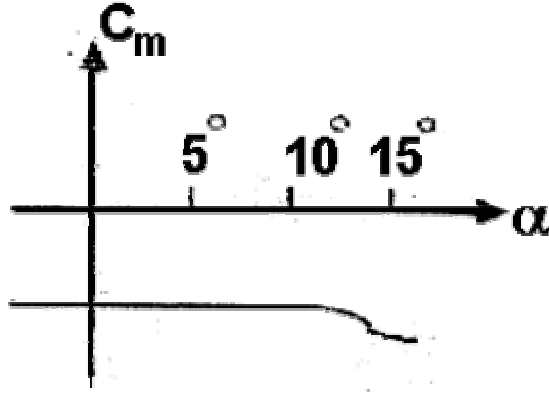
Hava içinde hareket eden bir profile etkileyen hava direnci, aslında profil üzerinde meydana gelen basınç kuvvetlerinin bileşkesidir. Bu basınç kuvvetlerinin profil üzerindeki dağılımı, hücum açısına göre değişim gösterir.



Şekil 4.4 Profil üzerindeki basınç dağılımı

Bunun sonucunda hava direncinin şiddeti ve profil üzerindeki etki noktası da değişir. Taşıma ve sürüklemenin, hücum açısına göre değişimi de, bu şiddet değişiminden kaynaklanmaktadır. Hava direncinin profil üzerindeki etki noktasına basınç merkezi denir. Hava direnci veya bunu meydana getiren basınç kuvvetleri, profil

üzerindeki bir referans noktası etrafındaki moment oluşumuna neden olur. Hava direnci hücum açısı ile değiştiğine göre, bu momentte hücum açısına bağlı olarak değişir. Ancak, profil üzerindeki aerodinamik merkez adı verilen bir nokta vardır ki, bu moment tutunma kaybının olduğu hücum açlarına kadar bir değişim göstermez. Profillerin aerodinamik merkezleri çoğunlukla hücum kenarının yaklaşık %25c kadar gerisinde bulunur.

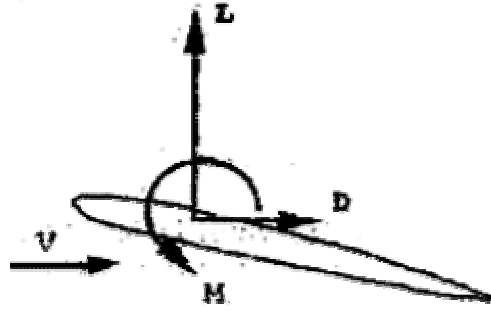


Şekil 4.5 Moment katsayısının hücum açısı ile değişimi

Aerodinamik moment, hava direncine bağlı bir büyüklük olduğundan; hava direnci gibi, hava hızının karesi, havanın yoğunluğu ve alan ile değişir. Bu nedenle bir profilin aerodinamik momenti:

$$M = C_M \cdot V^2 \cdot c_2 \cdot \left(\frac{\rho}{2}\right) \quad (4.4)$$

olur. Aerodinamik moment profile burun aşağı bir hareket yaptırmaya çalışır.



Şekil 4.6 Kanata kuvvetlerin etkisi

Hava içinde hareket eden bir profile etkileyen hava direnci, aslında profil üzerinde meydana gelen basınç kuvvetlerinin bir bileşkesidir. Bu basınç kuvvetlerinin profil üzerindeki dağılımı, hücum açısına göre değişim gösterir. Bunun sonucunda, hava direncinin şiddeti ve profil üzerindeki etki noktası da değişir. Taşıma ve sürüklemenin, hücum açısına göre değişimi de, bu şiddet değişiminden kaynaklanmaktadır. Hava direncinin profil üzerindeki etki noktasına basınç merkezi denir. Hava direnci veya bunu meydana getiren basınç kuvvetleri, profil üzerindeki bir referans nokta etrafında moment oluşumuna neden olur. Hava direnci hücum açısı ile değiştiğine göre, bu momentte hücum açısına bağlı olarak değişir. Ancak, profil üzerindeki aerodinamik merkez adı verilen bir nokta vardır ki, bu nokta etrafında, bir moment olmakla beraber; bu moment tutunma kaybının olduğu hücum açılara kadar bir değişim göstermez. Aerodinamik moment, hava direncine bağlı bir büyüklük olduğundan; hava direnci gibi, hava hızının karesi, havanın yoğunluğu ve alan ile değişir.

4.3.2 Kanat profilleri sınıflandırması

4.3.2.1 NACA kanat profilleri

NACA (National Advisory Committee on Aeronautics) 1915 yılında kurulduğu zaman üyeleri derhal daha iyi kanat profili ihtiyacı belirlemişlerdi. İlk başlarda yapılan kanat profili çalışmalarında matematiksel ifadeler uygulanamamaktaydı. Çalışmalar deneme yanılma yoluyla yapılmıyordu. 18" boyunda ve 3" vater uzunluğunda pirinçten birkaç adet kanat profilini bir rüzgar tüneline deneyerek USA1-2-3-4-5-6

serisi kanat profillerini ürettiler. O zaman yapılan çalışmalardan kanat profilinde boyutlarda yapılan küçük değişiklikler büyük farklara yol açıyordu.

4.3.2.2 dört basamaklı kanat profilleri

1933 yılında NACA yapılan kanat profili çalışmalarıyla ilgili bir yayın yaptı. Bu yayınında NACA 4 basamaklı kanat profili tanımlamasını yaptı. Bu tanımlamamaya göre verilen bu dört basamak kanat profilinin genel şeklini tanımlar. Örnek vermek gerekirse NACA 2412 profilini ele alalım. Baştaki 2 rakamı kanat profilinin veter uzunluğunun %2'si maksimum kamburluğa sahip olduğunu ifade eder. İkinci basamak ise hücum kenarından 4/10 veter mesafedeki maksimum kamburluğu gösterir. Son iki basamak ise profil kalınlığını gösterir. Eğer NACA 2412 profili 10 ft veter uzunluğuna sahipse maksimum kamburluğu $0.02 \times 10 = 0.2$ feet olur. Maksimum kamburluğun yeri ise hücum kenarından $0.4 \times 10 = 4$ feet mesafededir. Kanat profilinin maksimum kalınlığı ise $0.12 \times 10 = 1.2$ feet olarak bulunur.

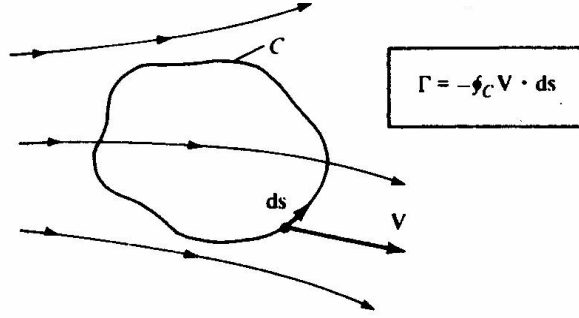
4.3.2.3 beş basamaklı kanat profilleri

1930 sonlarında maksimum taşımayı sağlayabilmek için kanat profilleri üstüne daha fazla çalışmalar yapılmıştır. Bu çalışmalar sonunda NACA 5 basamaklı seriler oluşmuştur. Bu beş basamaklı kanat profillerine en iyi örneklerden birisi de ilerleyen kısımlarda vortex panel yöntemiyle çözümü yapılacak olan NACA 23012 profilidir. Burada 1. 4. ve 5.basamaklar 4 basamaklı NACA profillerinde olduğu gibi kamburluk ve kalınlığı tanımlarlar. Ama ikinci basamak veterin yirmidelik ana kamburluk çizgisini tanımlar. Bu 4 basamaklı tanımlamada ondalık olarak yapılıyordu. Örneğin dört basamaklı 2312 profil için maksimum kamburluk yeri $3/10 \times veter\ uzunluğu$ iken 23012 için kamburluğun yeri $3/20 \times veter\ uzunluğu$ mesafesi olacaktır. Ortadaki üçüncü basamak ise -0- olduğu zaman düz ana kamburluk çizgisini -1- olduğu zaman ise eğimli kamburluk çizgisini tanımlar. Ana kamburluk çizgisi kanat profilinin alt ve üst yüzeyleri arasındaki bütün noktalarda eşit uzaklıkta olan çizgidir. Ana çizgi olarak da tanımlanır.

4.4 Kanatta Taşımaya Oluşturan Faktörler

4.4.1 Sirkülasyon

Sirkülasyon, aerodinamik taşımada, kaldırmada hesaplamalara temel olan en önemli fonksiyonlardan birisidir. 19.yüzyıl sonlarında aerodinamik taşıma teorilerinde bilim adamları tarafından kullanılmıştır. [3]



Şekil 4.7 Akış alanı

Şekil 4.7’de bir akış alanı içerisinde C eğrisi görülmektedir. Burada C eğrisinde herhangi bir noktada hızı V ve yönlenmiş hat kesiti ds olsun. Γ tarafından gösterilen sirkülasyon şöyle oluşur:

$$\Gamma = -\oint_C V \cdot ds \quad (4.5)$$

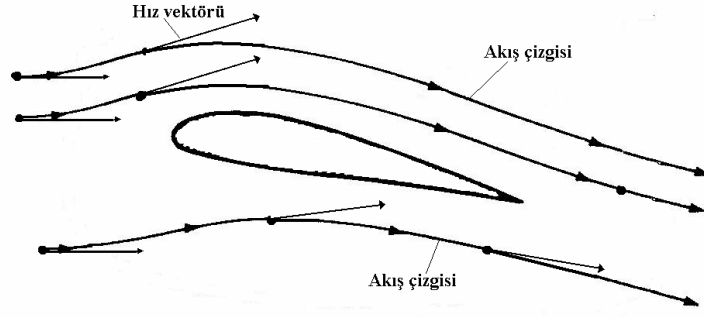
Sirkülasyon akıştaki kapalı bir eğri etrafındaki hızın çizgi integralinin negatifidir. Hız alanına ve C eğrisinin seçimine dayanan kinematik bir özelliktir. Matematikte çizgi integrallerinin pozitif yönleri CCW (saat yönünün tersinde) olarak alınır. Halbuki aerodinamikte CW (saat yönü) yönünde olan akışlar pozitif olarak değerlendirilir.

4.5 denklemindeki integrali ifade etmek için kullanılan sirkülasyon kelimesi yanlış anlamalara yol açabilir. Bir spiral, döngü (loop) çevresinde bir şeylerin dönmesi gibi bir anlam taşıyabilir. Ayrıca sözlük anlamı olarak bir daire veya çember etrafındaki harekettir. Fakat aerodinamikte (4.5) denkleminde olduğu gibi bunun çok

hassas teknik bir anlamı vardır. Akışkan elemanlarının bir akış alanı içerisinde bir daire içinde etraflarında hareket ettiği anlamına gelmez. Bir akışta eğer sirkülasyon varsa basitçe (4.5) denklemindeki çizgi integralinin sonlu olduğu anlamı çıkar. Mesela eğer Şekil 4.8’te verilen kanat profili bir taşıma oluşturuyorsa akışkan elemanlar kati surette kanat profili etrafında daireler çizseler bile kanat profilindeki kapalı bir eğrinin etrafında alınan sirkülasyon sonlu olacaktır.

Sirkülasyon aynı zamanda vortisite ile de ilgilidir. Şekil 4.8 kapalı bir C eğrisi tarafından sınırlanan açık bir yüzeyi göstermektedir. Yüzeyin bir akış alanı içinde olduğu farz edilsin. P yüzey üstünde herhangi bir nokta olsun ve bu P noktasında hız V olsun. Stokes teoreminden

$$\Gamma = -\oint_C V \cdot ds = -\iint_s (\nabla \times V) \cdot ds \quad (4.6)$$



Şekil 4.8 Akış çizgileri

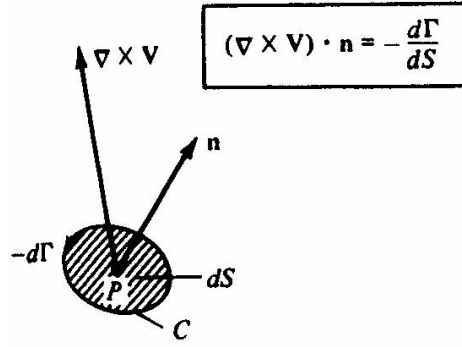
Bu yüzden bir C eğrisi civarındaki sirkülasyon, C tarafından sınırlanan herhangi bir açık yüzey üzerinden integrali alınan vortisiteye eşittir. Eğer akış integralin hattı içinde her yerde irrotasyonel ise bu bizi hemen $\Gamma = 0$ sonucuna götürür. Bununla ilgili bir sonuç son derece küçük bir ölçüye C eğrisini getirerek elde edilir. Son derece küçük bir eğri etrafındaki sirkülasyon ise $d\Gamma$ olsun. 4.6 denkleminde C çok küçük bir hale gelir

$$d\Gamma = -(\nabla \times \mathbf{V}) \cdot d\mathbf{S} = -(\nabla \times \mathbf{V}) \cdot \mathbf{n} dS$$

(4.7)

$$(\nabla \times \mathbf{V}) \cdot \mathbf{n} = -\frac{d\Gamma}{dS}$$

Bu denklemde dS son derece küçük olan C eğrisi tarafından çevrili olan küçük bir alandır. Şekil 4.9 incelenirse 4.7 denkleminin bir akıştaki P noktasında dS 'nin sınırı etrafında alınan sirkülasyonda dS 'ye normal vortisite bileşeninin alan başına sirkülasyonun negatifine eşit olduğu görülür.

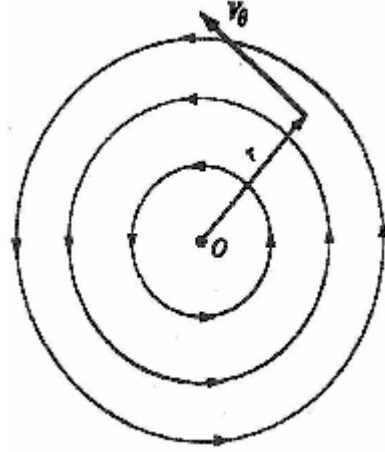


Şekil 4.9 Vortisite ve sirkülasyon arasındaki ilişki

4.4.2 Vortex akışı

Vortex akışı dört adet temel akıştan biridir. Vortislerin birleşmesi sonucu belirli miktarda “taşımaya, kaldırmaya” sebep olur.

Şekil 4.10’da, bütün akış çizgilerinin verilen noktaya göre konsantrik daireler olduğu bir akış görülmektedir. Ayrıca herhangi bir akış çizgisinin hızı kendi boyunca sabit olup akış çizgisinden diğer bir akış çizgisine göre merkezden uzaklığa bağlı olarak ters oranda değişmektedir. Bu tip akışlara *Vortex akışı* denmektedir. Şekil 4.10 incelendiği takdirde radyal ve teğetsel hız bileşenlerinin V_θ ve V_r olduğu görülmektedir. Bu hızlar ise $V_\theta = \text{sabit sayı} / r$ ve $V_r = 0$ değerlerine sahiptir. Kolaylıkla gösterilebilecektir ki vortex akışı her noktada fiziksel olarak mümkün olan sıkıştırılabilir ve ayrıca orijin dışında irrotasyonel bir akıştır.



Şekil 4.10 Vortex akışı

Vortex akışın tanımından şunu elde ederiz.

$$V_{\theta} = \frac{\text{sabit}}{r} = \frac{C}{r} \quad (4.8)$$

C sabitini değerlendirmek için r yarıçapı etrafındaki verilen bir dairesel bir akış çizgisi etrafındaki sirkülasyon:

$$\Gamma = -\oint_C V \cdot ds = -V_{\theta} \cdot (2\pi r)$$

veya

$$V_{\theta} = -\frac{\Gamma}{2\pi r} \quad (4.9)$$

Bu iki denklemden ise $C = -\frac{\Gamma}{2\pi}$ bulunur. (4.10)

Vortex akış için 4.10 denklemi bütün akış çizgileri etrafında alınan sirkülasyon değerlerinin aynı olduğunu gösterir ve bu değer $\Gamma = -2\pi C$ olur. Γ değerine vortex akışının şiddeti denir ve 4.9 denklemi Γ şiddetindeki bir vortex akışı için hız alanını

gösterir. 4.9 denkleminde V değeri negatif olarak görülmektedir. V negatifken Γ ise pozitiftir. Bunun sebebi ise pozitif sirkülasyon her zaman pozitif olarak alınmaktadır.

Vortex akışın orijin dışındaki noktalarda irrotasyonel olduğu belirtilmişti. O halde $r = 0$ olduğu orijin noktasında neler olmaktadır? Bu noktadaki yani $r = 0$ noktasındaki $\nabla \times V$ değerini bulmak için öncelikle sirkülasyonun vortisite ile olan ilgisini bulmak gerekir. Bu da 4.6 denkleminde

$$\Gamma = - \iint_s (\nabla \times V) \cdot dS$$

Bu denklemleri birleştirirsek;

$$2\pi C = \iint_s (\nabla \times V) \cdot dS \quad (4.11)$$

İki boyutlu akışla uğraştığımız için Şekil 4.10'da gösterilen akışı görmekteyiz. Bu yüzden $(\nabla \times V)$ ile dS 'nin ikisi birden aynı yönde olup ikisi de akış düzlemine diktir. Böyle olunca 4.11 denkleminin şöyle de ifade edilebilir.

$$2\pi C = \iint_s (\nabla \times V) \cdot dS = \iint_s |\nabla \times V| \cdot dS \quad (4.12)$$

Denklemin 4.12'de yüzey integrali sirkülasyonun $\Gamma = -2\pi C$ olarak değerlendirildiği akış çizgisi boyunca dairesel alan üzerinden alınmıştır. Ama bütün dairesel akış çizgileri için Γ aynıdır. $r \rightarrow 0$ gittiği ve orijine çok yakın bir daire seçildiği takdirde sirkülasyon yine $\Gamma = -2\pi C$ kalacaktır. Ama bu küçük daire içinde kalan ve orijin etrafında yer alan son derece küçük olacaktır ve

$$\iint_s |\nabla \times V| \cdot dS \rightarrow |\nabla \times V| \cdot dS \quad (4.13)$$

Yukarıdaki iki denklemi birleştirilip, $r \rightarrow 0$ olduğu da göz önüne alınırsa

$$2\pi C = |\nabla_x V| \cdot dS$$

$$|\nabla_x V| = \frac{2\pi C}{dS} \quad (4.14)$$

Fakat $r \rightarrow 0$ ve $dS \rightarrow 0$ olur. Bu sebeple 4.14 denkleminde

$$|\nabla_x V| \rightarrow \infty \text{ olur.}$$

Sonuç olarak vortisitenin sonsuz olduğu $r=0$ noktası haricinde vortex akışı her yerde irrotational olur. Vortex akışın bu özelliği onu diğer akışlardan ayıran önemli bir noktadır. Bu yüzden bu özelliği şöyle yorumlayabiliriz. $r=0$ noktası şekil 4.10'da gösterildiği gibi kendi etrafında dairesel vortex akışlar üreten bir nokta vortexidir.

Vortex akış için hız potansiyeli ise

$$\frac{\partial \phi}{\partial r} = V_r = 0 \quad (4.15a)$$

$$\frac{1}{r} \frac{\partial \phi}{\partial \theta} = V_\theta = -\frac{\Gamma}{2\pi r} \quad (4.15b)$$

Bu iki denklem birleřtirilirse

$$\phi = -\frac{\Gamma}{2\pi} \theta \quad (4.16)$$

Bulunan bu (4.16) denklemini vortex akış için hız potansiyelidir.

5. VORTEX PANEL METODU

5.1 Vortex Panel Sayısal metodu

Birçok düşük hızlı uçakta kanat profilleri %12'den daha kalındır. Kalkış ve iniş sırasında yüksek hücum açıları oluşur. Çeşitli şekil, kalınlık ve düzende gövdelerin, profillerin aerodinamik karakteristiklerini hesaplamamıza izin verecek bir metoda ihtiyaç duyulacaktır. Bu metot Vortex Panel Metodu olacaktır. Bu metot yaygın olarak kullanılmış bir metottur. Vortex Panel, Source Panel metoduna benzer. Fakat Source Panelde sirkülasyon olmadığından taşıma içermeyen haller için daha geçerlidir. Vortex panelde küçük girdapların bir sirkülasyonu vardır ve bu sebeple taşımanın söz konusu olduğu haller için Vortex Panel Metodu kullanılabilir.

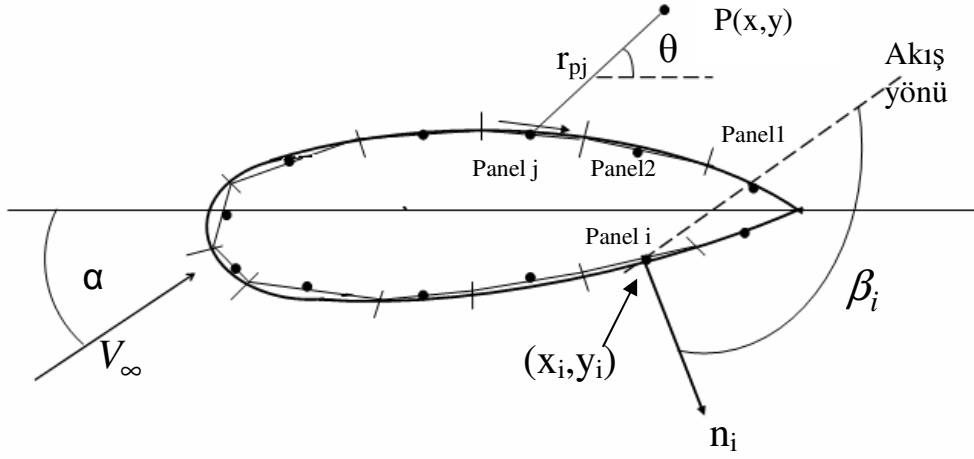


Şekil 5.1 Vortex gösterimi

Şekil 5.1'de gösterildiği gibi profilin bütün yüzeyine vortexler atarak yüzey kaplanır. Akışın aerodinamik çizgisi haline gelen cisim yüzeyinde $\gamma(s)$ 'i bulmak gerekecektir. $\gamma(s)$ için kapalı form bir analitik çözüm yoktur. Bu sebeple sayısal olarak elde edilecek bir çözüm tercih edilecektir ve bu da Vortex Panel metodun amacıdır.

Şekil 5.1'de bir grup seri düz paneller oluşturulsun. Verilen bu bir panelde vortexin şiddeti birim uzunluk başına $\gamma(s)$ olacaktır ve bir panelden diğerine farklılık gösterecektir. Şekil 5.1'de n panel için birim uzunluk başına vortex panel şiddetleri $\gamma_1, \gamma_2, \dots, \gamma_j, \dots, \gamma_n$ olacaktır ve bu değerler bilinmemektedir. Bu tekniğin ana amacı hem akışın aerodinamik bir çizgi haline geldiği yüzeyde hem de Kutta şartını (ilerleyen bölümlerde anlatılacaktır.) karşılayacak γ_j ($j=1$ 'den n 'e) değerlerini çözmektir. Her panelin orta noktası sınır tabakanın uygulandığı kontrol noktalarıdır. Her kontrol noktasında akış hızının normal bileşeni sıfırdır. [4,6]

P akışta (x,y) koordinatında bir nokta olsun. Ayrıca r_{pj} de j.panelde herhangi bir noktadan P'ye olan mesafe olsun. r_{pj} x eksenine θ_{pj} açısını yapar.



Şekil 5.2 Vortex panel dağılımı

P noktasında j'inci panele göre oluşturulan hız potansiyeli aşağıdaki denkleme göre düzenlenirse

$$\phi(x, z) = -\frac{1}{2\pi} \int_a^b \theta \gamma ds \quad (5.1)$$

$$\Delta \phi_j = -\frac{1}{2\pi} \int_j \theta_{pj} \gamma_j ds_j \quad (5.2)$$

Bu denklemden γ_j j.panel boyunca sabittir ve integral j.panelden alınmaktadır.

Şekil 5.2'den

$$\theta_{pj} = \tan^{-1} \frac{y - y_j}{x - x_j} \quad (5.3)$$

Tüm panellere göre P noktasındaki potansiyel;

$$\phi(P) = \sum_{j=1}^n \phi_j = - \sum_{j=1}^n \frac{\gamma_j}{2\pi} \int \theta_{pj} ds_j \quad (5.4)$$

P noktası isteğe bağlı bir nokta olarak seçildiği için P'yi i.panelin kontrol noktasına koyalım.

$$P \rightarrow (x_i, y_i) \Rightarrow \phi(x_i, y_i) = - \sum_{j=1}^n \frac{\gamma_j}{2\pi} \int \theta_{ij} ds_j \quad (5.5)$$

Yukarıdaki bu denklem i'inci panelin kontrol noktasındaki potansiyele bütün panellerin katkısını gösterir.

Kontrol noktalarında hızın normal bileşeni sıfırdır. Bu hız , üniform akış hızının ve vortex panelleri tarafından oluşturulan hızın üst üste gelmesidir. i.panele V_∞ 'ın bileşenin normali

$$V_{\infty,n} = V_\infty \cdot \cos\beta_i \text{ olur.} \quad (5.6)$$

Vortex panelleri tarafından (x_i, y_i) noktasında oluşturulan hızın normal bileşeni:

$$V_n = \frac{\partial}{\partial n_i} [\phi(x_i, y_i)] \quad (5.7)$$

$$V_n = - \sum_{j=1}^n \frac{\gamma_j}{2\pi} \int \frac{\partial \theta_{ij}}{\partial n_i} dS_j$$

Bu değer bütün panellerin toplamıdır. i.kontrol noktasındaki akış hızının normal bileşeni akışkanın hızı ve vortex panellerinin hızına bağlıdır.

$$\text{Sınır tabaka şartı : } V_{\infty,n} + V_n = 0$$

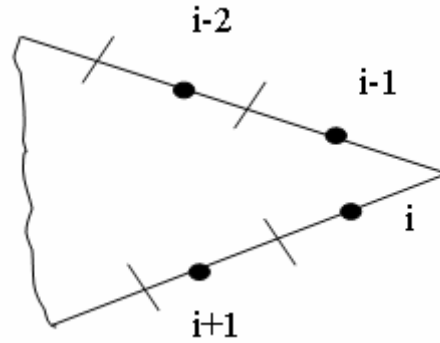
$$V_\infty \cos\beta_i - \sum_{j=1}^n \frac{\partial \theta_{ij}}{\partial n_i} dS_j = 0 \quad (5.8)$$

Bu denklem vortex panel tekniğinin önemli bir noktasıdır. Bu denklemdeki integrallerin değeri akış özelliğine bağlı olmayıp panelin geometrisine bağlıdır.

Kontrol paneli i . noktadaki panelde olursa integral değeri de $J_{i,j}$ olursa bir önceki denklem şöyle olur:

$$V_{\infty} \cos \beta_i - \sum_{j=1}^n \frac{\gamma_j}{2\pi} J_{i,j} = 0 \quad (5.9)$$

Bu denklem n tane γ_n bilinmeyeniyle lineer cebirsel bir denklemdir. i 'nci panelin kontrol noktasında değerlendirilen akış sınır şartlarını gösterir. 5.9 denklemini bütün panellerin kontrol noktalarına uygulanırsa n bilinmeyenli n lineer denklem sistemi elde ederiz. Vortex paneli olan, taşıma da içeren durumlarda bütün panellerde uygulanan denklem 5.9 tarafından verilen n denkleme ilave olarak Kutta şartı da sağlanmalıdır.



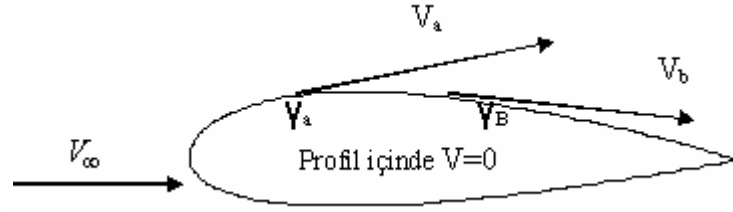
Şekil 5.3 Fırar kenarlarındaki vortex panelleri

Şekil 5.3'de fırar kenarında vortex panel detaylarının dağılımı görülmektedir. Panellerin uzunluğu yapılan seçime göre farklılıklar gösterebilir. Fırar kenarındaki i ve $i-1$ paneller çok küçük kabul edilsin. Eğer bu fırar kenarına Kutta şartı uygulanırsa $\gamma(\text{TE})=0$ olacaktır. Eğer i ve $i-1$ panelleri fırar kenarına oldukça yakınsa;

$$\text{Fırar kenarında Kutta şartından : } \gamma_i = -\gamma_{i-1} \text{ olacaktır} \quad (5.10)$$

i ve $i-1$ vortex panellerinin şiddeti birbirlerini iptal edeceklerdir. Bu yüzden Kutta şartını akışın çözümüne yüklemek için denklem 5.10 dahil edilmelidir. Burada

bütün panellerde denklem 5.9 göz önüne alınmaktadır ve denklem 5.10 tarafından $n+1$ denklemlilikli n bilinmeyenli bir fazlasıyla belirlenmiş bir sistem oluşturulmuştur. Bu yüzden belirli bir sistem elde etmek için denklem 5.9 cisim üstündeki kontrol noktalarının bir tanesinde göze alınmaz. Bu yolla n bilinmeyenli n adet lineer cebirsel denklem oluşur. Böylelikle cisim yüzeyini akışın aerodinamik bir şekli yapan ve aynı zamanda da Kutta şartını sağlayan γ değerleri elde edilir. Buradan da yüzeye teğet akış hızları γ değerlerinden direk bulunabilir. [3]



Şekil 5.4 Profil içindeki hızın durumu

Bunu daha açık anlamak için Şekil 5.4'ü düşünün. Biz sadece yüzey dışındaki ve yüzey üstündeki akışlarla ilgileniyoruz. Bu yüzden cisim içerisindeki her noktada hız sıfır olsun. Böylece vortex levhasının hemen iç tarafında da hız sıfır olur. Bu da daha önceki denklemlerden birinde yer alan $u_2=0$ 'a uyar. Bu yüzden vortex levhasının hemen dışındaki hız

$$\gamma = u_1 - u_2 = u_1 - 0 = u_1 \text{ olur.}$$

Şekil 5.4'ü incelediğimiz zaman a noktasında $V_a = \gamma_a$ ve b noktasında $V_b = \gamma_b$ olur. Bu yüzden kanat profili yüzeyine teğet lokal hızlar γ değerinin lokal değerlerine eşit olur. Bernoulli denkleminde de lokal basınç dağılımları elde edilebilir. Toplam sirkülasyon ve ortaya çıkan taşıma aşağıdaki şekilde elde edilir. Burada s_j , j'inci panelin uzunluğudur. j'inci panele göre sirkülasyon ise $\gamma_j \cdot s_j$ olur. Bütün panellere göre toplam sirkülasyon ise;

$$\Gamma = \sum_{J=1}^n \gamma_J s_J \text{ olarak bulunur.} \quad (5.11)$$

Buradan da birim kanat genişliği (span) başına taşıma;

$$L' = \rho_{\infty} V_{\infty} \sum_{J=1}^n \gamma_J s_J . \quad (5.12)$$

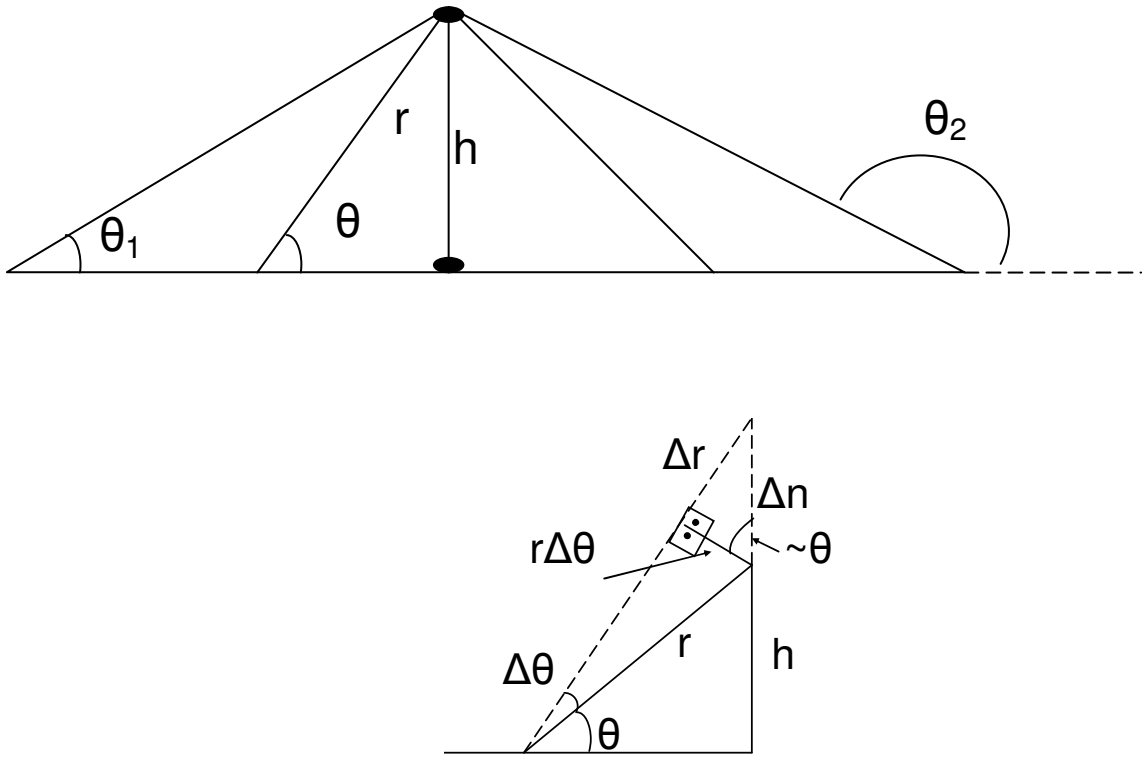
bulunur

Her ne kadar metot kolay uygulanabilir görünse de sayısal uygulamaları bazen zor olabilir. Verilen bir profil veya cisim için sonuçlar kullanılan panel sayısına, bunların boyutlarına ve gövde üstüne nasıl dağıtıldıklarına karşı oldukça hassastır. Bu sebeple bu tezde ileride de gösterileceği gibi sayısal hesaplamada Fortran Power Station programı kullanılmıştır.

Hücum ve firar kenarları civarlarında çok sayıda paneli sık yerleştirmek ve orta kısımlara daha büyük, az sayıda panel koymak iyi olacaktır. n bilinmeyen için n denklem içinde belirli bir sistem elde etmek için kontrol noktalarından bir tanesini ihmal etme ihtiyacı bize sayısal çözüm sırasında bazı rahatlıklar sağlar. Hangi kontrol noktasını ihmal edeceğimiz sorusu burada karşımıza çıkar. Değişik seçimler bazen yüzey üzerindeki γ dağılımı için değişik sayısal cevaplar verir. Üstelik γ için sonuca yol açan sayısal dağılımlar tam mükemmel değildir. Sayısal ayarsızlıklar bir sonucu olarak bir panelden yanındaki panele dalgalanmalar vardır. Bu tip hassasiyet problemleri yüksek seviyede panel tekniklerinin de oluşmasına yol açmıştır.

5.2 Panellerin Kendi Üzerlerinde ve Diğer Paneller Üzerinde Oluşturdukları Etkileri

5.2.1 Kendi kontrol noktasına vortex panelinin etkisi



Şekil 5.5 Vortex panelde kontrol noktası

$$d\phi = -\frac{\gamma_i}{2\pi} \theta dS \quad (5.13)$$

Denklem 5.13'ten:

$$\frac{\partial}{\partial n} d\phi = dV_n = -\frac{\gamma_i}{2\pi} \cdot dS \frac{\partial \theta}{\partial n} \quad (5.14)$$

$$\begin{aligned}
r\Delta\theta &= \Delta n \cos\theta \Rightarrow \frac{\Delta\theta}{\Delta n} = \frac{\cos\theta}{r} \\
\Rightarrow dV_n &= -\frac{\gamma_i}{2\pi} dS \cdot \frac{\cos\theta}{r} \\
\Rightarrow \frac{h}{r} &= \sin\theta \Rightarrow \frac{1}{r} = \frac{\sin\theta}{h} \\
\Rightarrow dV_n &= -\frac{\gamma_i}{2\pi} \cdot \frac{\cos\theta \cdot \sin\theta}{h} \cdot dS
\end{aligned} \tag{5.15}$$

$$\begin{aligned}
-s &= r \cdot \cos\theta \Rightarrow s = -r \cdot \cos\theta = -\frac{h}{\sin\theta} \cdot \cos\theta = -h \cdot \frac{\cos\theta}{\sin\theta} \\
\Rightarrow dS &= \frac{h}{\sin^2\theta} d\theta \Rightarrow dV_n = -\frac{\gamma_i}{2\pi} \cdot \frac{\cos\theta \cdot \sin\theta}{h} \cdot \frac{h}{\sin^2\theta} d\theta
\end{aligned} \tag{5.16}$$

$$\begin{aligned}
\Rightarrow dV_n &= -\frac{\gamma_i \cos\theta}{2\pi \sin\theta} \cdot d\theta \\
V_n &= -\frac{\gamma_i}{2\pi} \int_{\theta_1}^{\theta_2} \cot\theta d\theta = -\frac{\gamma_i}{2\pi} \int_{\theta_1}^{\theta_2} \frac{1}{\tan\theta} d\theta = -\frac{\gamma_i}{2\pi} \cdot \ln|\sin\theta| \Big|_{\theta_1}^{\theta_2}
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
\lim_{h \rightarrow 0} \theta_1 = 0 &\Rightarrow \lim_{h \rightarrow 0} \sin\theta_1 = 0 \\
\lim_{h \rightarrow 0} \theta_2 = \pi &\Rightarrow \lim_{h \rightarrow 0} \sin\theta_2 = 0
\end{aligned} \tag{5.17}$$

$$V_n = -\frac{\gamma_i}{2\pi} \ln \frac{|\sin\theta_2|}{|\sin\theta_1|} \tag{5.18}$$

$$\lim_{h \rightarrow 0} \frac{|\sin \theta_2|}{|\sin \theta_1|} = \frac{0}{0}$$

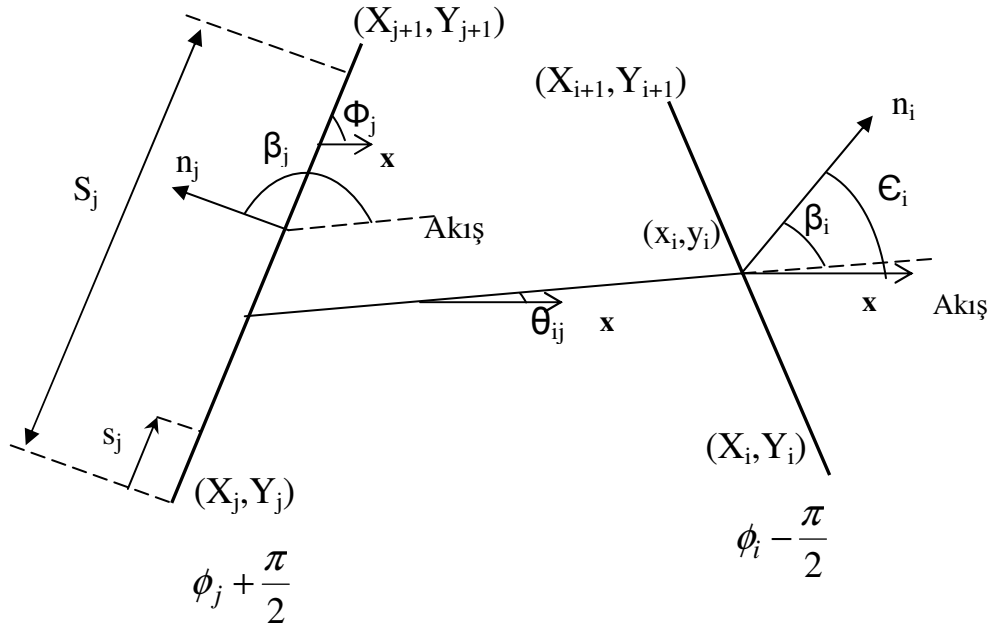
$$\lim_{h \rightarrow 0} \frac{|\sin \theta_2|}{|\sin \theta_1|} = \frac{|\cos \theta_2|}{|\cos \theta_1|} = 1 \quad (5.19)$$

$$V_n = -\frac{\gamma_i}{2\pi} \ln(1) = 0 \Rightarrow V_n = 0$$

Dolayısıyla kendisi üzerinde normal hız indüklemiyor.

5.2.2 Bir panelin diğer panellere etkisi

$$V_n \cdot \cos \beta_i - \sum_{j=1}^n \frac{\gamma_j}{2\pi} \int \frac{\partial \theta_{ij}}{\partial n_i} dS_j = 0 \quad I_{ij} = \int \frac{\partial \theta_{ij}}{\partial n_i} dS_j \quad (5.20)$$



Şekil 5.6 I_{ij} değerlendirilmesi için gereken geometri

$$\theta_{ij} = \arctan \frac{y_i - y_j}{x_i - x_j} \quad (5.21)$$

$$n_i = n_i(x_i, y_i)$$

$$\frac{\partial \theta_{ij}}{\partial n_i} = \frac{\partial \theta_{ij}}{\partial x_i} \cdot \frac{\partial x_i}{\partial n_i} + \frac{\partial \theta_{ij}}{\partial y_i} \cdot \frac{\partial y_i}{\partial n_i} \quad (5.22)$$

$\begin{array}{cc} \downarrow & \downarrow \\ \cos \Sigma_i & \sin \Sigma_i \end{array}$

$$\boxed{\frac{d(\tan^{-1} v)}{dx} = \frac{1}{1+v^2} \cdot \frac{dv}{dx}} \quad (5.23)$$

$$\Rightarrow \frac{\partial \theta_{ij}}{\partial x_i} = \frac{\partial \left(\tan^{-1} \frac{y_i - y_j}{x_i - x_j} \right)}{\partial x_i} = \frac{1}{1 + \left(\frac{y_i - y_j}{x_i - x_j} \right)^2} \cdot \frac{\partial}{\partial x_i} \left(\frac{y_i - y_j}{x_i - x_j} \right) \quad (5.24)$$

$$\Rightarrow \frac{\partial \theta_{ij}}{\partial x_i} = \frac{-(y_i - y_j)}{1 + \left(\frac{y_i - y_j}{x_i - x_j} \right)^2} \cdot \frac{1}{(x_i - x_j)^2} = -\frac{(y_i - y_j)}{(x_i - x_j)^2 + (y_i - y_j)^2}$$

$$\boxed{\frac{\partial \theta_{ij}}{\partial x_i} = -\frac{(y_i - y_j)}{r_{ij}^2}} \quad (5.25)$$

$$\begin{aligned}
\Rightarrow \frac{\partial \theta_{ij}}{\partial y_i} &= \frac{\partial \left(\tan^{-1} \frac{y_i - y_j}{x_i - x_j} \right)}{\partial y_i} = \frac{1}{1 + \left(\frac{y_i - y_j}{x_i - x_j} \right)^2} \cdot \frac{\partial}{\partial y_i} \left(\frac{y_i - y_j}{x_i - x_j} \right) \\
&= \frac{1}{(x_i - x_j) + \frac{(y_i - y_j)^2}{(x_i - x_j)}} \\
\Rightarrow \frac{\partial \theta_{ij}}{\partial y_i} &= \frac{(x_i - x_j)}{r_{ij}^2}
\end{aligned} \tag{5.26}$$

$$\boxed{\frac{\partial \theta_{ij}}{\partial n_i} = -\frac{y_i - y_j}{r_{ij}^2} \cdot \cos \Sigma_i + \frac{x_i - x_j}{r_{ij}^2} \cdot \sin \Sigma_i}$$

$$\boxed{V_\infty \cos \beta_i - \sum_{j=1}^n \frac{\gamma_j}{2\pi} \int \left[-\frac{y_i - y_j}{r_{ij}^2} \cos \Sigma_i + \frac{x_i - x_j}{r_{ij}^2} \cdot \sin \Sigma_i \right] dS_j = 0} \tag{5.27}$$

$$x_j = X_j + S_j \cos \phi_j$$

$$y_j = Y_j + S_j \sin \phi_j$$

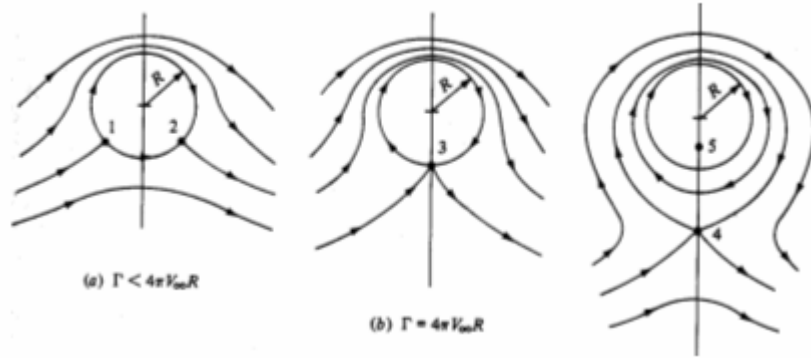
$$\boxed{V_\infty \cos \beta_i - \sum_{j=1}^n \frac{\gamma_j}{2\pi} \int_0^{S_j} \left[-\frac{y_i - Y_j - S_j \sin \phi_j}{r_{ij}^2} \cos \Sigma_i + \frac{x_i - X_j - S_j \cos \phi_j}{r_{ij}^2} \cdot \sin \Sigma_i \right] dS_j = 0}$$

$$\boxed{V_\infty \cos \beta_i - \sum_{j=1}^n \frac{\gamma_j}{2\pi} \int_0^{S_j} \frac{(Y_j + S_j \sin \phi_j - y_i) \cos \Sigma_i + (x_i - X_j - S_j \cos \phi_j) \sin \Sigma_i}{(x_i - X_j - S_j \cos \phi_j)^2 + (y_i - Y_j - S_j \sin \phi_j)^2} dS_j = 0} \tag{5.28}$$

Bu noktada, i'inci panelin normali kanat profilinin dışını gösterecek şekilde Σ_i 'yi doğru belirlemek için bir kural oluşturmamız gerekiyor.

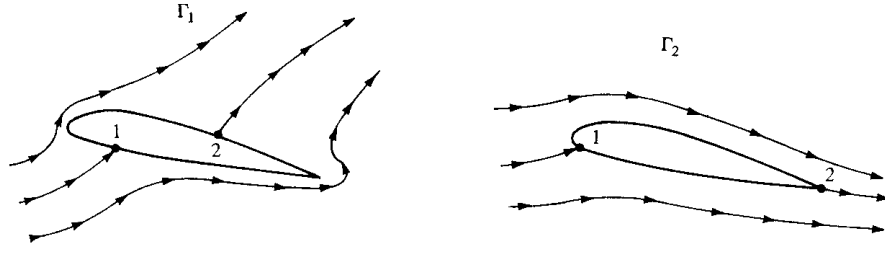
5.3 Kutta Şartı

Dairesel bir silindir üstündeki taşıma akışında sonsuz sayıda Γ seçimine bağlı olarak sonsuz sayıda potansiyel akış çözümü görmek mümkündür. Şekil 5.7 üç değişik Γ değeri için silindir üstündeki 3 değişik akışı gösterir. Aynı durum belli bir hücum açısında verilen bir kanat profili için potansiyel akışlara da uygulanabilir. Sonsuz sayıda seçilen Γ ile bağlantılı olarak sonsuz sayıda geçerli teorik çözüm olacaktır. Şekil 5.8 aynı hücum açısında fakat değişik Γ değerlerindeki aynı kanat profili üzerindeki iki değişik akışı gösterir. Bu ilk bakışta çelişki gibi görünebilir. Tecrübelerimizden biliyoruz ki verilen bir hücum açısındaki bir kanat profili tek bir taşıma değeri üretir. Bu yüzden sonlu sayıda mümkün olabilecek potansiyel akış çözümü olmasına rağmen özel bir çözüm ortaya çıkmaktadır. α hücum açısında verilecek bir kanat profili için Γ değerini sabitleyecek şarta ihtiyacımız vardır. [3]



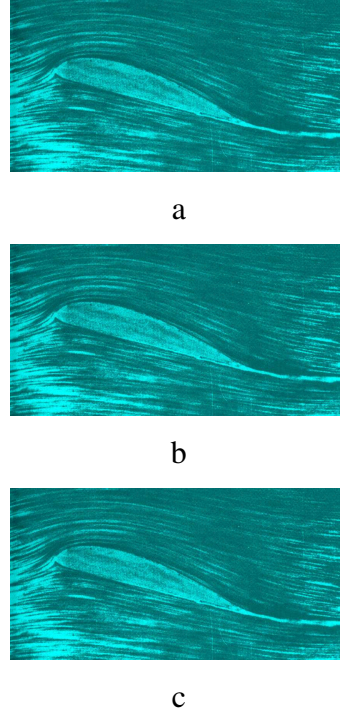
Şekil 5.7 Dairesel bir silindir üzerindeki taşıma akışının durma noktaları

Bu şartı bulmaya çalışmak için durgun halden hareket geçen bir kanat profili etrafında akış alanının gelişimi için bazı deneysel sonuçlara bakalım. Şekil 5.9 bir kanat profili etrafında olan akışın birkaç seri resmini gösterir (Bu resimler Prandtl ve Tietjens tarafından çekilmiştir.). Şekil 5.9a'da akış yeni başlamıştır ve akış patterni kanat profili etrafında yeni yeni oluşmaya başlamıştır.



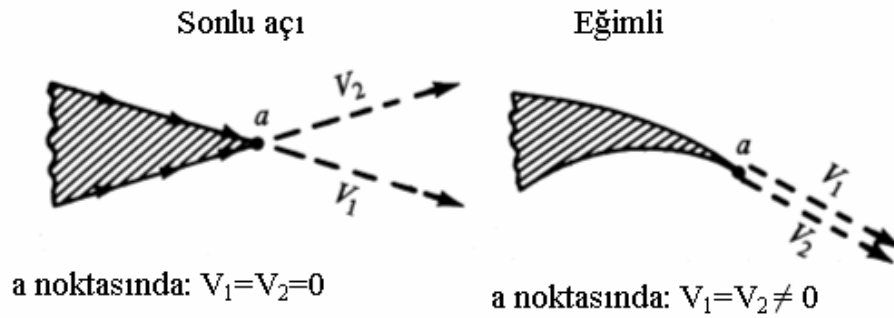
Şekil 5.8 Değişik sirkülasyon değerlerinin etkileri

Bu gelişim sırasında firar kenarının keskin ucu etrafında alt yüzeyden üst yüzeye doğru akış kıvrılması oluşur. Gerçek akış kanat profili üzerinde geliştikçe üst taraftaki durma noktası (Şekil 5.8'deki 2 noktası) firar kenarına doğru taşınır. Şekil 5.9b bize bu ara kademeyi gösterir. Bu ilk baştaki geçiş durumu sona erince Şekil 5.8'de görüleceği gibi steady (sürekli-düzenli) akış oluşur. Bu resimden akışın kanat profilinin firar kenarının alt ve üst yüzeylerini yumuşak bir şekilde geçtiği görülür. Şekil 5.8 bize bu durum sonucu oluşan kanat profili üstündeki akışı gösterir. Verilen bir hücum açısında bir kanat profilinde steady (düzgün) akış oluşurken, öyle bir özel sirkülasyon değeri oluşur ki firar kenarında akış profili çok yumuşak bir şekilde geçer. Bu durumu ilk tespit eden bir Alman bilim adamı olan Kutta olmuştur ve bu sebeple bu duruma Kutta şartı denir.



Şekil 5.9 Bir kanat profili üzerindeki düzgün akışın gelişimi

Teorik analizlere Kutta şartını uygulamak için firar kenarındaki akışın karakteristiği hakkındaki bilgilerimizin daha hassas olması gerekir. Firar kenarlarının sonlu bir açısı olabildiği gibi Şekil 5.9'da olduğu gibi cusp (sivri) uçları da olabilir.



Şekil 5.10 Firar kenarının mümkün olabilecek şekilleri ve Kutta şartıyla ilişkileri

Önce Şekil 5.10'un sağında olduğu gibi firar kenarını sonlu bir açıda düşünelim. Üst ve alt yüzeylerdeki hızlar V_1 ve V_2 olsun. a noktasında V_1 hızı üst tarafa paraleldir. Aynı şekilde V_2 hızı da a noktasında alt yüzeye paraleldir. Eğer sonlu açıdaki bir firar kenarı için eğer a noktasında hızlar sonlu ise aynı noktada değişik yönlerde 2 tane hızımız var demektir. Fakat bu bilimsel olarak mümkün değildir. Bu sebeple iki hız a noktasında ancak sıfır olabilir. Bu nokta $V_1 = V_2 = 0$ olduğu durma noktasıdır. Buna karşın cusp (sivri) uçlu profilde a noktasında her iki hız aynı yöndedir. Sonlu bir değere sahip olabilirler. Fakat a noktasında basınç tek bir değere sahiptir. Bernoulli denklemini bu a noktasının hemen yanındaki alt ve üst yüzeylere uygularsak

$$p_a + \frac{1}{2} \rho V_1^2 = p_a + \frac{1}{2} \rho V_2^2$$

bu denklemde basınç değerleri aynı olduğundan $V_1 = V_2$ olur. Sivri (cusp) uçlu profiller için profili firar kenarında terk eden hızların yönünün ve şiddetinin aynı olduğunu buluruz.

Vortex levhalarının gücü düzlem boyunca değişkendir ve $\gamma(s)$ ile ifade edilir. Vortex levhaları için Kutta şartının durumu aşağıdaki gibidir. Firar kenarında (TE) denklem 4.8'den

$$\gamma(TE) = \gamma(a) = V_1 - V_2$$

Her halükarda hızlar ya sıfır yada birbirine eşit olacağından dolayı $\gamma(TE) = 0$ olacaktır.

6. BİR KANAT PROFİLİNDE VORTEX PANEL METODU UYGULAMASI

Önceki kısımlarda anlatıldığı üzere Vortex Panel Metodu taşımaya esas teşkil eden hız potansiyelinin hesaplanmasında kullanılan sayısal bir yöntemdir. Bu metotla bulunan hız değerleri sayesinde kanat profilinin oluşturacağı taşıma etkin bir şekilde hesaplanabilir. [5,6]

Bu tezde bir adet kanat profiline ait hız potansiyeli vortex panel metoduyla sayısal olarak hesaplanacak ve Fluent 6.2 programıyla yapılmış çözümlerle karşılaştırılacaktır. Bu hesaplama sırasında hücum açısı 0° ve serbest akım hava hızı ise 50 m/sn olarak alınacaktır. Yapılacak çözüm dolayısıyla ses altı (subsonik) bir çözüm olacaktır. Çözümlerde akış sıkıştırılmaz ve invicid olarak alınmıştır.

6.1 Kullanılacak Kanat Profili ve Özellikleri

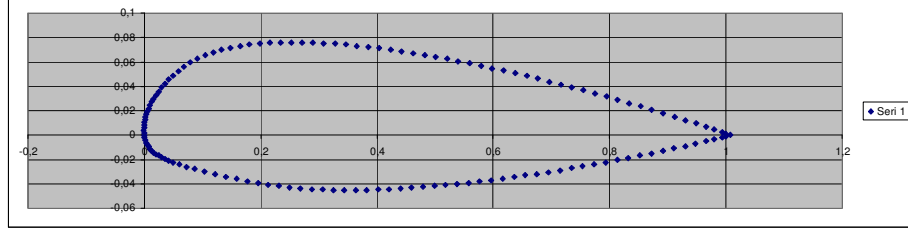
Yapılacak bu çalışmada bir adet uçak sanayinde yaygın olarak kullanılmakta olan NACA 23012 kanat profili kullanılacaktır. Kanat profilinin koordinatlarının oluşturulmasında ve vortex panellerinin yerlerinin belirlenmesindeki en önemli nokta hücum ve firar kenarları civarında mümkün olan en fazla nokta ve vortex paneli oluşturmaktır. Hücum ve firar kenarı dışındaki kanat profili bölgelerinde profil genellikle lineer bir trend gösterdiği için fazla nokta olması çözüm hassasiyetini değiştirmemektedir. Fakat hücum ve firar kenarı civarlarında geometrinin büyük değişimler göstermesi o bölgelerde hassasiyetin artırılmasına gerek duyulmasına sebep olmaktadır. Bu sebeple seçilen kanat profilinde belirlenen koordinatlarda bu noktaya azami dikkat gösterilmiştir.

Yukarıdaki bilgiler ışığında oluşturulan NACA 23012 koordinatları çizelge 6.1'de verilmiştir.

Çizelge 6.1 NACA 23012 koordinatları

Sıra	x	y	Sıra	x	y	Sıra	x	y
1	1,00703	0	48	0,148319	0,071674	95	0,139668	-0,033949
2	1,00003	0,00126	49	0,133011	0,069921	96	0,158289	-0,035935
3	0,993026	0,002392	50	0,118413	0,067799	97	0,176828	-0,037766
4	0,980487	0,004407	51	0,104571	0,065309	98	0,195177	-0,039393
5	0,965486	0,006782	52	0,091571	0,062477	99	0,213403	-0,040784
6	0,94851	0,009424	53	0,079501	0,059355	100	0,231682	-0,041942
7	0,930247	0,012214	54	0,06845	0,056008	101	0,25013	-0,042897
8	0,911305	0,015059	55	0,058464	0,052519	102	0,268742	-0,043667
9	0,892052	0,017893	56	0,049556	0,048969	103	0,287472	-0,044261
10	0,872628	0,020696	57	0,041742	0,045444	104	0,306296	-0,044691
11	0,853114	0,023459	58	0,034979	0,042024	105	0,325214	-0,044968
12	0,833565	0,026176	59	0,029162	0,03875	106	0,344224	-0,0451
13	0,813992	0,028843	60	0,024161	0,035625	107	0,363316	-0,045097
14	0,794398	0,031462	61	0,019842	0,032639	108	0,382478	-0,044967
15	0,774798	0,034032	62	0,016087	0,029777	109	0,401702	-0,044716
16	0,755208	0,036549	63	0,012823	0,027022	110	0,420986	-0,044352
17	0,735616	0,03901	64	0,010007	0,024369	111	0,440324	-0,043881
18	0,716008	0,04142	65	0,007592	0,021821	112	0,45971	-0,043311
19	0,696384	0,043781	66	0,005532	0,01938	113	0,479137	-0,042645
20	0,676764	0,046089	67	0,003799	0,017039	114	0,498602	-0,041889
21	0,657164	0,048341	68	0,00238	0,014777	115	0,518111	-0,041049
22	0,637581	0,050533	69	0,001255	0,012566	116	0,537665	-0,040128
23	0,618013	0,052664	70	0,000403	0,010381	117	0,557253	-0,039134
24	0,598458	0,05473	71	-0,000189	0,008198	118	0,576849	-0,038072
25	0,57892	0,056729	72	-0,000525	0,006021	119	0,596443	-0,036941
26	0,559402	0,058657	73	-0,000602	0,00387	120	0,616052	-0,035741
27	0,539901	0,060511	74	-0,000405	0,001759	121	0,635702	-0,034474
28	0,520415	0,06229	75	0,000094	-0,0003	122	0,655392	-0,033147
29	0,500951	0,063989	76	0,000925	-0,002302	123	0,675088	-0,031767
30	0,481522	0,065604	77	0,002085	-0,004254	124	0,694763	-0,030334
31	0,462142	0,067128	78	0,003576	-0,006154	125	0,714433	-0,028844
32	0,442809	0,068554	79	0,005399	-0,007982	126	0,734129	-0,027296
33	0,423515	0,069876	80	0,007551	-0,009707	127	0,753851	-0,025697
34	0,404257	0,07109	81	0,010055	-0,011322	128	0,773554	-0,024052
35	0,385048	0,072191	82	0,01294	-0,012838	129	0,79322	-0,022357
36	0,365908	0,073171	83	0,01623	-0,014282	130	0,812883	-0,020605
37	0,346844	0,074019	84	0,019963	-0,015688	131	0,832572	-0,018799
38	0,327854	0,074727	85	0,024237	-0,017064	132	0,852244	-0,016949
39	0,308938	0,075286	86	0,029188	-0,018424	133	0,871842	-0,015055
40	0,29012	0,075688	87	0,034995	-0,019795	134	0,891354	-0,013111
41	0,271438	0,075922	88	0,041904	-0,021197	135	0,910729	-0,011125
42	0,252905	0,075974	89	0,050225	-0,022659	136	0,929784	-0,009121
43	0,234503	0,075832	90	0,060318	-0,024231	137	0,948147	-0,00714
44	0,216268	0,075486	91	0,072512	-0,025935	138	0,965228	-0,005251
45	0,198361	0,074934	92	0,086949	-0,02779	139	0,980314	-0,003543
46	0,181004	0,074146	93	0,103406	-0,029786	140	0,992923	-0,002083
47	0,164317	0,073072	94	0,121224	-0,031872	141	0,99997	-0,00126

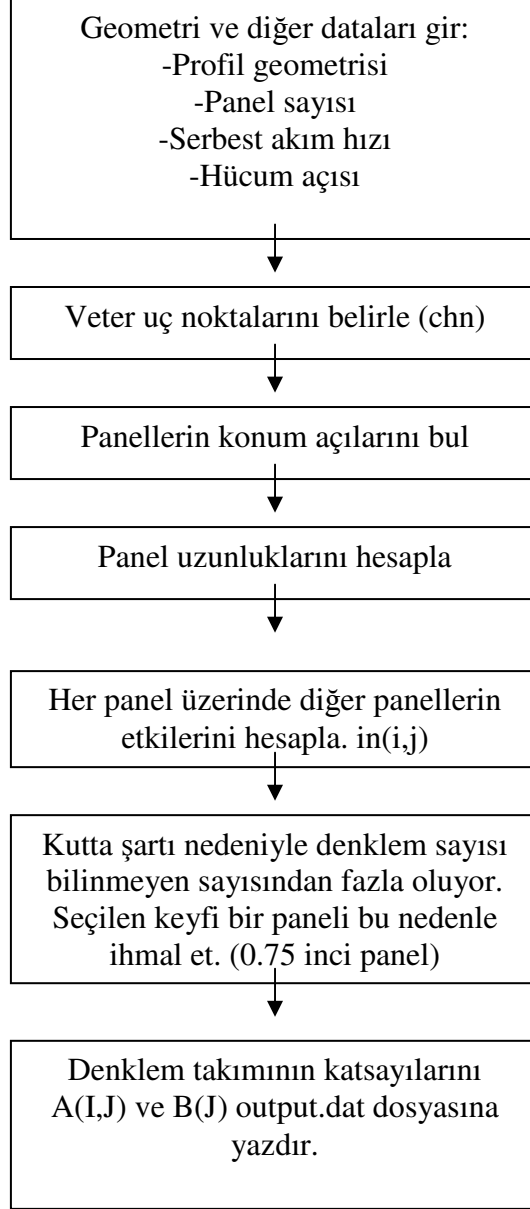
Yukarıda verilen koordinatlar sonucu çizilen NACA 23012 Şekil 6.1’de gösterilmiştir.



Şekil 6.1 NACA 23012 profilin görünümü

6.2 Vortex Panel İle Sayısal Çözüm

Vortex paneli ile sayısal çözüm yapmak çok fazla emek içeren bir iştir. Bu tezde vortex panel metodu ile sayısal çözüm yapmak için Fortran Power Station programından faydalanılmıştır. Bu yazılan program sayesinde istenen çözüm çok kısa sürede elde edilebilmektedir. Ayrıca çözüm bilgisayar yardımıyla yapıldığı için hata seviyesi asgari düzeye (%3-4 seviyelerine) inmektedir. Bölüm 4 ve Bölüm 5’te kullanılan denklemler ve noktalar program içine yerleştirilmiştir. Akış şeması ise şu şekildedir.



Bu akış şeması doğrultusunda yazılan program ise aşağıda verilmiştir. Programda serbest akım hava hız ı 50 m/s, hücum aç ısı ise 0° alınmıştır.


```

!open the profile coordinates data file and read x,y values
    !define how many points the data file includes
    real chn,max,ALFA,in(200,200),x(200),y(200),eps(200),BET(200)
    real xc(200),yc(200),SS(200),A(200,200),B(200),s(200),FI(200)
    real G(200)
    integer nle,n
x(200),y(200),eps(200),BET(200),xc(200),yc(200),SS(200),A(200,200),B(200),
    s(200),FI(200),G(200)
    print *,'number of points provided in airfoil data=?'
    read *,N
    open (8, FILE='c:\msdev\projects\deee\naca23012.dat')
    open (9, FILE='c:\msdev\projects\deee\output.dat')
    Do 70 I=1,N
    read (8,*) x(I),y(I)
    print *, x(I),y(I)
70  continue
!    read the far field velocity in m/s
    print *,'far field velocity in m/sec'
    read *,VF
!    read the angle between far field velocity vector and x-axis
    print *,'angle between far field vector and x-axis'
    read *,ALFA
!    find the chord line end points from existing airfoil data
    max=0
    do 80 I=1,N
    chn=sqrt((x(1)-x(I))**2+(y(1)-y(I))**2)
    if (chn.gt.max) then
        max=chn
        nle=I
    endif
80  continue

```

```

print *,'chord length=',max
print *,'leading edge coordinates of chord=', x(nle),y(nle)
print *,'trailing edge coordinates of chord=', x(1),y(1)
print *,'point number of leading edge=', nle
!   chord end points and chord length have been identified
!   find angle epsilon of panel normals for upper surface
do 100 I=1,nle-1
eps(I)=atan((y(I+1)-Y(I))/(x(I+1)-x(I)))+3.14/2
FI(I)=atan((y(I+1)-Y(I))/(x(I+1)-x(I)))
100 continue
!   find angle epsilon of panel normals for lower surface
do 110 I=nle,N-1
eps(I)=atan((y(I+1)-Y(I))/(x(I+1)-x(I)))-3.14/2+2*3.14
FI(I)=atan((y(I+1)-Y(I))/(x(I+1)-x(I)))
110 continue
!   find angle epsilon of panel normals for last panel
eps(N)=atan((y(1)-Y(N))/(x(1)-x(N)))-3.14/2+2*3.14
FI(N)=atan((y(1)-Y(N))/(x(1)-x(N)))
!   find angle BETAI (angle between freestream and normal) for all panels
do 120 I=1,N
BET(I)=eps(I)-ALFA*3.14/180
print *,'angle bwn freestream&normal for panel',I,FI(I)*180/3.14
120 continue
!   control point (mid-point) coordinates for panels
do 130 I=1,N-1
xc(I)=(x(I)+x(I+1))/2
yc(I)=(y(I)+y(I+1))/2
130 continue
xc(N)=(x(N)+x(1))/2
yc(N)=(y(N)+y(1))/2
!   Calculate panel lengths
do 140 I=1,N-1

```

```

SS(I)=sqrt((x(I+1)-x(I))**2+(y(I+1)-y(I))**2)
140  continue
SS(N)=sqrt((x(1)-x(N))**2+(y(1)-y(N))**2)
!    Find coefficients of linear equation system by imposing influence of each
      panel and freestream velocity
      do 200 I=1,N
        B(I)=VF*cos(BET(I))
        do 190 J=1,N
          if (I.eq.J) goto 190
!        Take Integrals to determine effects of J-th panels on I-th panels
          in(I,J)=0
          if (J.eq.N) goto 155
          if (x(J+1).le.x(J)) then
            do 150 K=1,200
              s(J)=K*SS(J)/200-SS(J)/(2*200)
              z=((y(J)-s(J)*sin(FI(J))-yc(I))*cos(eps(I))+(xc(I)-x(J)+s(J))*
                +cos(FI(J))*sin(eps(I)))/((xc(I)-x(J)+s(J)*cos(FI(J)))**2+
                +(yc(I)-y(J)+s(J)*sin(FI(J)))**2)*SS(J)/(200*2*3.14)
              in(I,J)=in(I,J)+z
150          continue
          else
155            do 160 K=1,200
              s(J)=K*SS(J)/200-SS(J)/(2*200)
              z=((y(J)+s(J)*sin(FI(J))-yc(I))*cos(eps(I))+(xc(I)-x(J)-s(J))*
                +cos(FI(J))*sin(eps(I)))/((xc(I)-x(J)-s(J)*cos(FI(J)))**2+(yc(I)-
                +y(J)-s(J)*sin(FI(J)))**2)*SS(J)/(200*2*3.14)
              in(I,J)=in(I,J)+z
160          continue
          endif
          A(I,J)=in(I,J)
190          continue
200          continue

```

```

! impose kutta condition at trailing edge
! omit one control point to eliminate an overdetermined system of
equations
! omit control point at 0.75N
I=nint(0.75*N)
print *,I
B(I)=0
do 210 J=1,N
A(I,J)=0
210 continue
A(I,1)=1
A(I,N)=1
! Write A and B to output file
do 240 I=1,N
write (9,235) (A(I,J), J=1,N)
235 format(141 F11.5)
write (9,*) ';'
240 continue
do 250 J=1,N
write (9,*) B(J),';'
250 continue
end

```

Bu program sonucunda çıkan $A(I,J)$ ve $B(J)$ matrisleri alınıp $U = \text{inv}(A) * (B)$ Matlab ile çözülmüş ve Çizelge (6.2)'deki sonuçlar alınmıştır.

Çizelge 6.2 Vortex Panel metodu ile bulunan hız değerleri

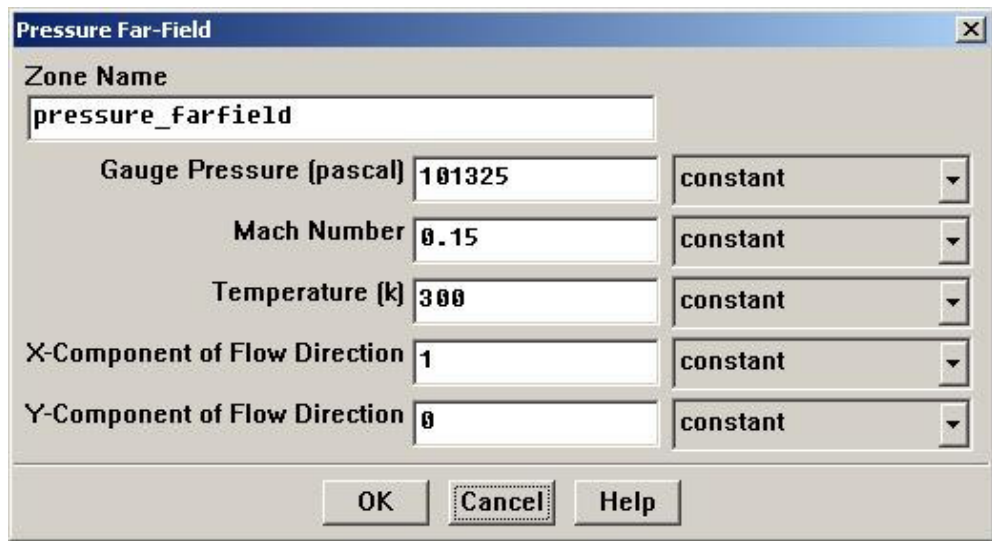
Hızlar (m/s)		Hızlar (m/s)		Hızlar (m/s)		Hızlar (m/s)	
1	44,01770703	36	57,57797367	71	11,02752236	106	51,93982741
2	44,45972933	37	61,17583127	72	11,85996271	107	58,37752411
3	48,16885371	38	58,30009016	73	6,509635158	108	51,99620574
4	44,88327094	39	61,94232756	74	30,69255964	109	58,18185409
5	50,08666518	40	59,05003222	75	25,28784584	110	51,69356049
6	46,80167324	41	62,77786391	76	46,64442261	111	57,8740409
7	51,20584599	42	59,84231678	77	39,46686833	112	51,37029818
8	48,18781289	43	63,65415206	78	57,40532574	113	57,52763393
9	52,13444549	44	60,7003611	79	49,11644558	114	50,99705749
10	49,19091791	45	64,96829073	80	63,32375306	115	57,16397933
11	52,90817648	46	62,06686565	81	53,27070417	116	50,62096436
12	49,98814554	47	66,45667607	82	63,7172269	117	56,77903999
13	53,63658984	48	63,15851911	83	53,86367877	118	50,26767793
14	50,65460294	49	67,43504677	84	63,17647004	119	56,40779775
15	54,31479855	50	63,53893042	85	54,24571733	120	49,87316909
16	51,32882627	51	67,55561155	86	61,4328492	121	55,981991
17	54,90026907	52	62,84279191	87	53,89593349	122	49,448417
18	51,92896635	53	66,72973555	88	59,29945426	123	55,60677867
19	55,49327682	54	60,92297624	89	53,0221326	124	49,05646465
20	52,51587511	55	64,90025725	90	57,36934041	125	55,19943202
21	56,07648557	56	57,96995489	91	52,40759137	126	48,5861175
22	53,12389647	57	62,19976483	92	56,12622135	127	54,75422914
23	56,66900016	58	53,98192857	93	52,31079784	128	48,15141189
24	53,70975136	59	59,04142838	94	56,23909523	129	54,30234081
25	57,24767181	60	49,18518467	95	53,05590303	130	47,58802838
26	54,31377305	61	55,01127122	96	57,10205017	131	53,7448939
27	57,82281737	62	43,71618747	97	53,97436723	132	47,02406571
28	54,92244206	63	50,24868446	98	58,01448819	133	53,15982
29	58,45299182	64	36,84123999	99	54,48161183	134	46,23581809
30	55,53349311	65	43,94450978	100	58,15834251	135	52,40433043
31	59,08143785	66	28,72697416	101	54,52421967	136	45,1421903
32	56,20039497	67	36,57065475	102	58,1364469	137	51,63810942
33	59,74036713	68	18,48967308	103	54,52003608	138	43,40273607
34	56,85034687	69	25,72654459	104	58,23663112	139	50,79315108
35	60,43305723	70	4,817660135	105	56,51605615	140	44,01770703

Burada 140 tane hız değeri bulunmuştur. 141 nokta olmasına rağmen 140 tane sonuç bulunmasının sebebi denklemin çözülebilmesi için 1 noktanın ihmal edilmesidir.

6.3 Fluent 6.2 Programı İle Çözüm

Aynı kanat profiliyle ilgili olarak Fluent 6.2 programı ile çözümler yapılmıştır. Akışkanlar dinamiği ve aerodinamik problemlerinin bilgisayar yardımı ile çözülmesini sağlayan bir programdır.

Fluent ile yapılmış çözümde bir önceki çözümde kullanılan model Gambit programı ile oluşturulmuştur. Kullanılan sınır şartları ise şöyledir.



Şekil 6.2 Sınır şartları

Kullanılan bu sınır şartlarının Vortex Panel metod çözümde kullanılan sınır şartlarla aynı olduğu görülmektedir. Bize bu çözümleri karşılaştırmada doğru sonuca ulaşmamızda yardımcı olacaktır.

Aşağıda Fluent 6.2 programıyla yapılan çözümler görülmektedir.

Çizelge 6.3 Fluent 6.2 ile elde edilmiş çözümler

Hızlar (m/s)		Hızlar (m/s)		Hızlar (m/s)		Hızlar (m/s)	
1	44,23871818	36	59,37690247	71	11,44374253	106	55,15867576
2	46,31429152	37	59,73796071	72	9,184798933	107	55,18686493
3	46,52606233	38	60,12120886	73	18,6010974	108	55,08902991
4	47,48496806	39	60,49617989	74	27,99020274	109	54,93770729
5	48,44416921	40	60,91394807	75	35,96613423	110	54,78380069
6	49,00375961	41	61,31009035	76	43,05564547	111	54,62216954
7	49,69682944	42	61,74823442	77	48,43609703	112	54,44896606
8	50,16112919	43	62,17725658	78	53,26088566	113	54,26234571
9	50,6626817	44	62,83432591	79	56,22009932	114	54,08051841
10	51,04954719	45	63,51757819	80	58,29722861	115	53,89247185
11	51,44816101	46	64,26177086	81	58,49396554	116	53,70000218
12	51,81236769	47	64,80759759	82	58,79045284	117	53,52335896
13	52,14559639	48	65,29678294	83	58,5200744	118	53,33773784
14	52,48470074	49	65,48698859	84	58,71109368	119	53,14048342
15	52,82181241	50	65,54727099	85	57,83928326	120	52,92758005
16	53,11454767	51	65,19920173	86	57,66439134	121	52,715204
17	53,41461771	52	64,78626373	87	56,59769388	122	52,52759784
18	53,71112158	53	63,8263559	88	56,16079343	123	52,33162166
19	54,00457596	54	62,91161674	89	55,19573651	124	52,12794834
20	54,29618034	55	61,43510607	90	54,88846589	125	51,89277476
21	54,60019102	56	60,08485986	91	54,26690636	126	51,67017332
22	54,89644832	57	58,0908467	92	54,21850959	127	51,45282052
23	55,18937576	58	56,51167848	93	54,27494653	128	51,22687635
24	55,47871158	59	54,11330652	94	54,64749913	129	50,94518459
25	55,78072243	60	52,09822794	95	55,0789766	130	50,66646114
26	56,06829521	61	49,36372934	96	55,5382087	131	50,3844798
27	56,37262972	62	46,98243596	97	55,99442771	132	50,09194286
28	56,68771694	63	43,54496222	98	56,24805001	133	49,69781904
29	56,99324247	64	40,39287489	99	56,31997717	134	49,32007426
30	57,30746548	65	36,33574197	100	56,34128109	135	48,77326037
31	57,64091641	66	32,64881446	101	56,33033329	136	48,39014986
32	57,97038105	67	27,53016392	102	56,32824149	137	47,52042274
33	58,295357	68	22,10810884	103	56,3783336	138	47,09794357
34	58,64170205	69	15,27210236	104	57,37634364	139	47,40542905
35	59,00551545	70	7,922591247	105	54,22794178	140	44,01770703

6.4 ÇÖZÜMLERİN KARŞILAŞTIRILMASI

6.4.1 Sayısal Karşılaştırma

Çizelge 6.4 V.Panel ve Fluent Çözümlerinin sayısal karşılaştırması

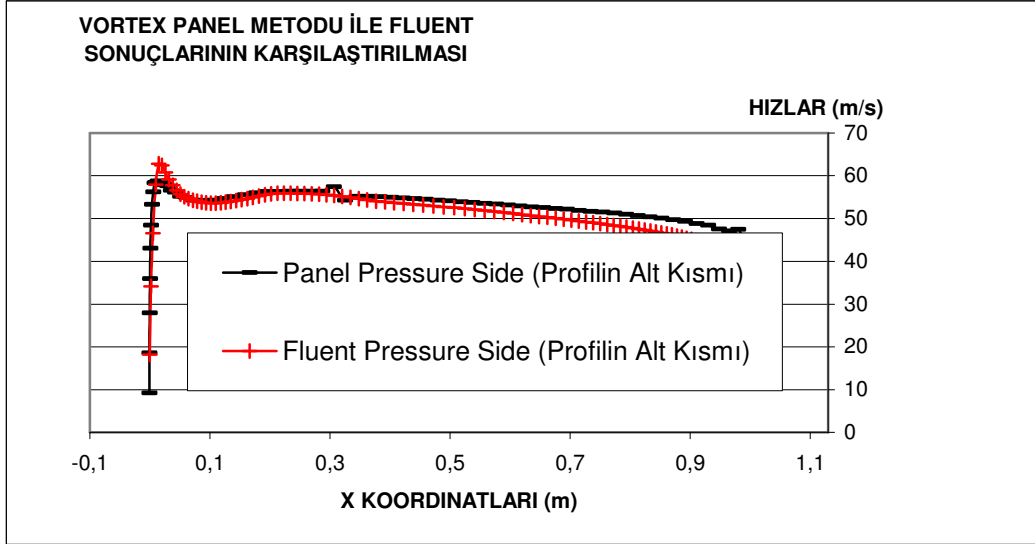
Hızlar (m/s)			Hızlar (m/s)		
	Vortex	Fluent	Vortex	Fluent	
1	44,01770703	44,23871818	36	57,57797367	59,37690247
2	44,45972933	46,31429152	37	61,17583127	59,73796071
3	48,16885371	46,52606233	38	58,30009016	60,12120886
4	44,88327094	47,48496806	39	61,94232756	60,49617989
5	50,08666518	48,44416921	40	59,05003222	60,91394807
6	46,80167324	49,00375961	41	62,77786391	61,31009035
7	51,20584599	49,69682944	42	59,84231678	61,74823442
8	48,18781289	50,16112919	43	63,65415206	62,17725658
9	52,13444549	50,66268170	44	60,70036110	62,83432591
10	49,19091791	51,04954719	45	64,96829073	63,51757819
11	52,90817648	51,44816101	46	62,06686565	64,26177086
12	49,98814554	51,81236769	47	66,45667607	64,80759759
13	53,63658984	52,14559639	48	63,15851911	65,29678294
14	50,65460294	52,48470074	49	67,43504677	65,48698859
15	54,31479855	52,82181241	50	63,53893042	65,54727099
16	51,32882627	53,11454767	51	67,55561155	65,19920173
17	54,90026907	53,41461771	52	62,84279191	64,78626373
18	51,92896635	53,71112158	53	66,72973555	63,82635590
19	55,49327682	54,00457596	54	60,92297624	62,91161674
20	52,51587511	54,29618034	55	64,90025725	61,43510607
21	56,07648557	54,60019102	56	57,96995489	60,08485986
22	53,12389647	54,89644832	57	62,19976483	58,09084670
23	56,66900016	55,18937576	58	53,98192857	56,51167848
24	53,70975136	55,47871158	59	59,04142838	54,11330652
25	57,24767181	55,78072243	60	49,18518467	52,09822794
26	54,31377305	56,06829521	61	55,01127122	49,36372934
27	57,82281737	56,37262972	62	43,71618747	46,98243596
28	54,92244206	56,68771694	63	50,24868446	43,54496222
29	58,45299182	56,99324247	64	36,84123999	40,39287489
30	55,53349311	57,30746548	65	43,94450978	36,33574197
31	59,08143785	57,64091641	66	28,72697416	32,64881446
32	56,20039497	57,97038105	67	36,57065475	27,53016392
33	59,74036713	58,29535700	68	18,48967308	22,10810884
34	56,85034687	58,64170205	69	25,72654459	15,27210236
35	60,43305723	59,00551545	70	4,81766014	7,92259125

Çizelge 6.4 V.Panel ve Fluent Çözümlerinin sayısal karşılaştırması (devam)

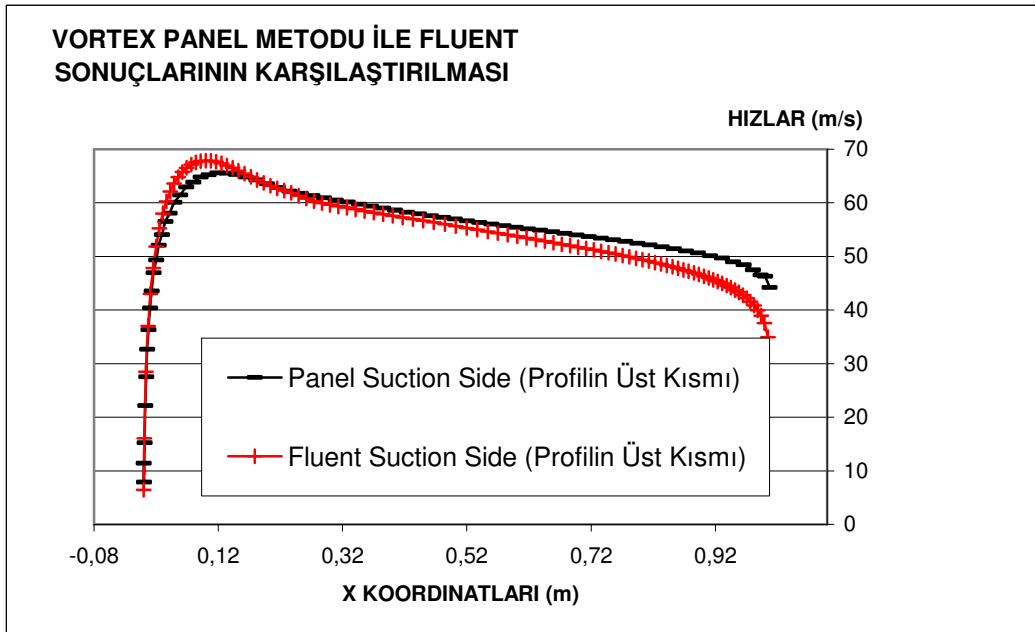
Hızlar (m/s)		Hızlar (m/s)			
	Vortex	Fluent	Vortex	Fluent	
71	11,02752236	11,44374253	106	51,93982741	55,15867576
72	11,85996271	9,18479893	107	58,37752411	55,18686493
73	6,50963516	18,60109740	108	51,99620574	55,08902991
74	30,69255964	27,99020274	109	58,18185409	54,93770729
75	25,28784584	35,96613423	110	51,69356049	54,78380069
76	46,64442261	43,05564547	111	57,87404090	54,62216954
77	39,46686833	48,43609703	112	51,37029818	54,44896606
78	57,40532574	53,26088566	113	57,52763393	54,26234571
79	49,11644558	56,22009932	114	50,99705749	54,08051841
80	63,32375306	58,29722861	115	57,16397933	53,89247185
81	53,27070417	58,49396554	116	50,62096436	53,70000218
82	63,71722690	58,79045284	117	56,77903999	53,52335896
83	53,86367877	58,52007440	118	50,26767793	53,33773784
84	63,17647004	58,71109368	119	56,40779775	53,14048342
85	54,24571733	57,83928326	120	49,87316909	52,92758005
86	61,43284920	57,66439134	121	55,98199100	52,71520400
87	53,89593349	56,59769388	122	49,44841700	52,52759784
88	59,29945426	56,16079343	123	55,60677867	52,33162166
89	53,02213260	55,19573651	124	49,05646465	52,12794834
90	57,36934041	54,88846589	125	55,19943202	51,89277476
91	52,40759137	54,26690636	126	48,58611750	51,67017332
92	56,12622135	54,21850959	127	54,75422914	51,45282052
93	52,31079784	54,27494653	128	48,15141189	51,22687635
94	56,23909523	54,64749913	129	54,30234081	50,94518459
95	53,05590303	55,07897660	130	47,58802838	50,66646114
96	57,10205017	55,53820870	131	53,74489390	50,38447980
97	53,97436723	55,99442771	132	47,02406571	50,09194286
98	58,01448819	56,24805001	133	53,15982000	49,69781904
99	54,48161183	56,31997717	134	46,23581809	49,32007426
100	58,15834251	56,34128109	135	52,40433043	48,77326037
101	54,52421967	56,33033329	136	45,14219030	48,39014986
102	58,13644690	56,32824149	137	51,63810942	47,52042274
103	54,52003608	56,37833360	138	43,40273607	47,09794357
104	58,23663112	57,37634364	139	50,79315108	47,40542905
105	56,51605615	54,22794178	140	44,01770703	44,01770703

6.4.2 Grafik karşılaştırma

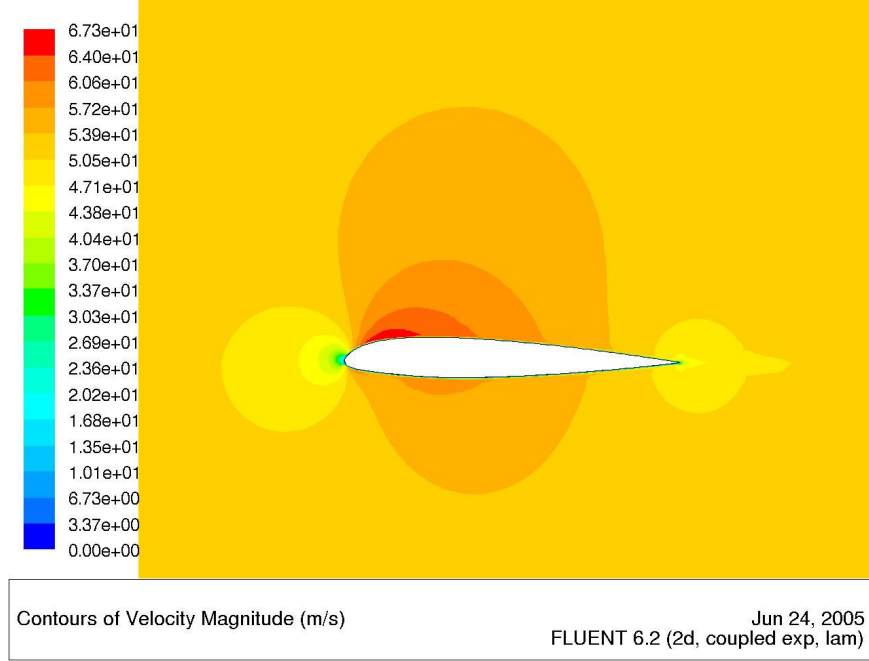
Bu iki yöntemle bulunan hız potansiyel sonuçlarını grafikte inceleyerek:



Şekil 6.3 V.Panel ve Fluent Çözümlerinin grafik karşılaştırması (profil alt kısım)



Şekil 6.4 V.Panel ve Fluent Çözümlerinin grafik karşılaştırması (profil üst kısım)



Şekil 6.5 Profil etrafındaki hız dağılımı

Şekil 6.7 incelendiğinde sonuçların beklendiği şekilde alındığı görülmektedir. Kanat profilinin üst kısmında hız dağılımının daha yüksek değerlere sahip olduğu alt kısmında ise daha düşük değerlere sahip olduğu dolayısıyla hızın fazla olduğu yerde basınç değerinin düşmesinden dolayı taşıma olabileceği görülmektedir. Benzer şekilde hücum kenarının civarındaki noktalarda hızın sıfır civarında olması da beklenen bir sonuçtur.

7. SONUÇ VE TARTIŞMA

Vortex Panel Metodu bilindiği gibi sayısal çözümler sunan bir metottur. Bu metodun faydası deneysel model oluşturmadan önce tasarımı yapılacak olan kanat profiline taşıma katsayısını, hız dağılımı ve basınç dağılımını modele gerek duymadan hesaplayabilmesidir. Bu sayede tasarım aşamasının başlarında model oluşturmadan hataların giderilmesi ve dizayn parametrelerinin değişikliği fırsatı elde edilebilmektedir.

Bir CFD (Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği) programı olan Fluent ile yapılmış çözümlerde Vortex Panel Metodu ile yapılan hesapların çok küçük sapmalar ve ihmal edilebilir limitler içinde doğru olduğu görülmüştür. Fluent programında modeli oluşturmak ve her değişen model için tekrar koordinatları girip uygun mesh işlemi uygulamak gerekirken Vortex Panel Metodunu esas alan Fortran Power Station programında her değişen model için koordinatların mevcut olması yeterli olmaktadır.

Vortex Panel Metodu için yazılan programı oluşturmak vakit almasına rağmen program bir kez yapıldıktan sonra her türlü kanat profili için istenen hız ve hücum açısı girildiği takdirde sonuç kısa bir süre içinde alınabilmektedir. Bu da metodun pratikliğini göstermektedir.

Oldukça eski bir metot olmasına rağmen Vortex Panel Metodu'nun hala güvenilir ve kullanılabilirliği yüksek bir metot olduğu Fluent programıyla yapılan çözümlerle karşılaştırıldığı zaman görülmüştür. Fluent programıyla yapılmış çözüm Vortex Panel Metodu ile yapılan çözümlerin doğruluğunu ispatlamıştır.

Sonuç olarak Fortran Power Station programının da katkılarıyla Vortex Panel Metodunu kullanarak yapılan kanat profili etrafındaki hız potansiyel hesaplamaları hızlı ve hatasız çözümler vermektedir.

8. KAYNAKLAR DİZİNİ

1. Yükselen, A., 1995, Aerodinamik I-II ders notları, İTÜ Uçak Uzay Bil.Fak.
2. Anderson, J.D., 1989, Introduction to flight, Mc-Graw Book Company.
3. Anderson, J.D., 1991, Fundamentals of Aerodynamics, Mc-Graw Hill Book Company
4. Basri, S., Asmuin, N., Yazid, A.A., 1999, Incompressible Potential Flow Analysis Using Panel Method, WEC 99 Aerospace Technical Conference, Malaysia
5. Hess, J. L., 1990, Panel methods in computational fluid dynamics, Annual Review of Fluid Mechanics, Vol. 22
6. Nakamura, S., Principle of panel method for inviscid incompressible flows