

## **BÖLÜM 5**

### **KANAT PROFİLLERİNİN AERODİNAMİĞİ**

- 5.1. Kanat profili, 2-boyutlu akım
- 5.2. Kanat profili geometrisi
- 5.3 Kanat profili etrafındaki akım, taşımanın oluşumu
- 5.4 Kanat profilinin performans büyüklükleri
- 5.5. Kanat profiline etkiyen kuvvet ve momentin integrasyonla elde edilmesi
- 5.6. Yunuslamanın veter boyunca değişimi, basınç merkezi, aerodinamik merkez
- 5.7. Momentum-iz yöntemi ile sürüklemenin elde edilmesi
- 5.8. Kanat profili etrafındaki akımın fiziksel yapısı
- 5.9. Kanat profili etrafındaki iki-boyutlu akımın hesabı

## 5.1. Kanat profili, İki-boyutlu akım

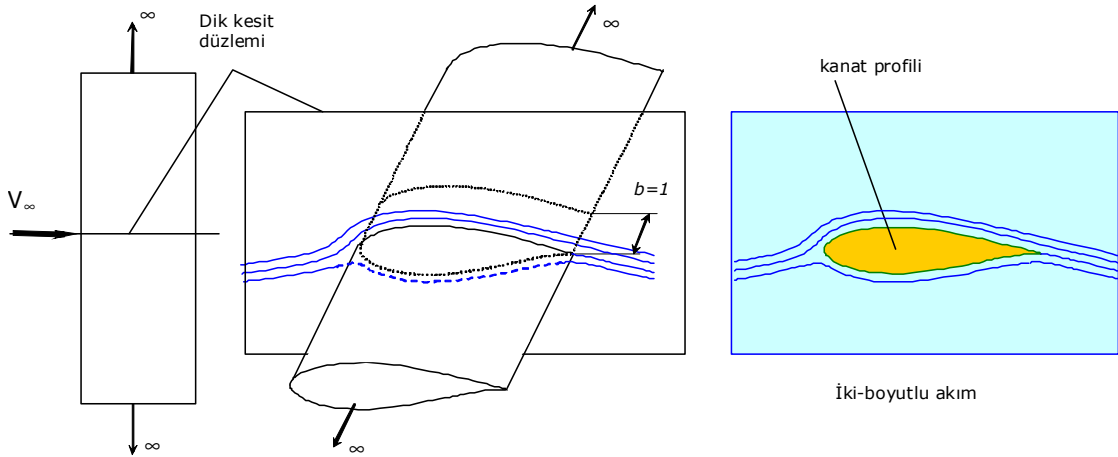
**Uçak kanadı, pervane ve benzeri** gibi, **açıklık oranı** çok büyük olan elemanlar üzerindeki akımın çoğu zaman iki-boyutluya hayli yakın olduğu gözlenir.

Bu nedenle, bu tip elemanlar üzerindeki akım ilk yaklaşımda tam iki-boyutluymuş gibi incelenir.

Bu tip incelemeler için şekilde gösterildiği gibi hayali bir kanat düşünülür. Öyle ki, bu kanadın iki ucu sonsuza gitmekte olup bütün kesitleri birbirinin aynıdır. Akım sadece kanadın açıklığına dik kesitler boyunca akmakta olup, açıklık doğrultusunda hiçbir akım bileşeni yoktur. Açıklık doğrultusunda gidildiğinde akım özellikleri aynı kalmaktadır.

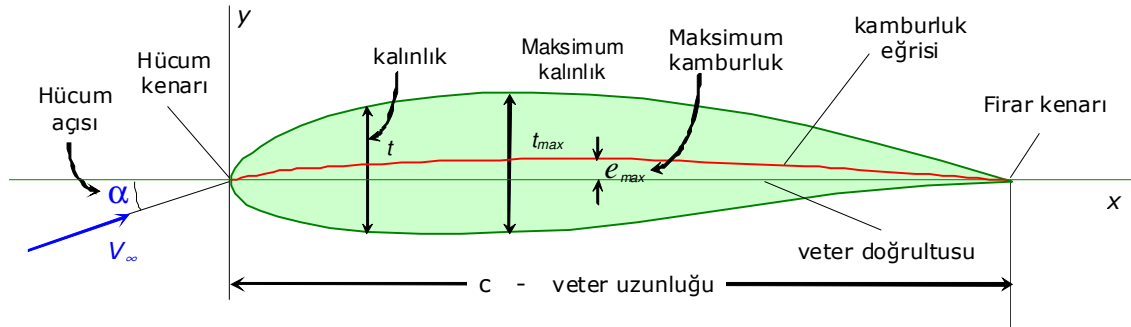
İki-boyutlu bir cismin açıklığı boyunca bütün kesitleri etrafındaki akım özellikleri aynı kaldığı için böyle bir cismin aerodinamik performansı incelenirken sadece bir tek kesitin etrafındaki akım incelenmekle yetinilir.

Yüzey kuvvetlerinin hesabı sırasında boyut uyumu açısından bu kesitin derinliğinin (Şekilde gösterilen  $b$  büyüklüğü) birim uzunlukta olduğu varsayılır.



Şekil: İki-boyutlu akım modeli

## 5.2. Kanat profili geometrisi:



Şekil : Kanat profili geometrisi

Ses altı hızlarda kullanılan kanat profillerinin genellikle dairesel (veya özel olarak geliştirilmiş bir çok profilde eliptik) bir hücum kenarı vardır. Profil kalınlığı genellikle çeyrek veterle yarım veter arasındaki bir noktaya kadar düzgün bir şekilde artar. Kesit bu noktadan sonra fırar kenarına doğru sivrilir. Fırar kenarı sivri veya bazı profillerde imalat zorluğu nedeniyle hafifçe küt olabilir.

**Kalınlık oranı** (Maksimum kalınlığın veter boyuna oranı)

$$\delta = t_{max} / c$$

Sivil uçaklarda, uçağın görev hızına göre %8-9 ile %18-20 arasındaki çeşitli kalınlık oranlarına sahip kanat profillerine rastlamak mümkündür. Süpersonik uçaklarda profil kalınlık oranının %3'e kadar indirildiğini söylemek mümkündür.

$\delta < \%10$                       *ince profil*

$\delta \sim \%10-14$                       *orta kalınlıkta profil*

$\delta > \%14$                       *kalın profil*

**Maksimum kalınlık noktası konumu** (Maksimum kalınlık noktasının hücum kenarına uzaklığının veter boyuna oranı)

$$\bar{x}_\delta = (x_\delta - x_{LE}) / c$$

Maksimum kalınlık noktasının veter boyunca konumu profilin aerodinamik performansını önemli ölçüde etkiler.

Maksimum kalınlık noktası genellikle veterin %30 ila %60 'ı arasında yer alır. Eski bazı profillerde bu noktanın veterin %25 'inde olduğunu görmek mümkündür. Bazı istisnai profillerde ise maksimum kalınlık noktası veterin %60 'ından daha geride bulunabilir.

Kanat profilleri simetrik veya kamburluklu olabilir. Simetrik profiller uçak kanatlarında pek kullanılmaz, daha ziyade, düşey ve yatay kuyruk yüzeylerinde, çift kanatlı uçakların kanatlar arasındaki bağlantı elamanlarında, iniş takımı vb gibi uçak üzerinde parazit direnç yaratan elemanların kaportalarında ve benzeri yerlerde kullanılırlar.

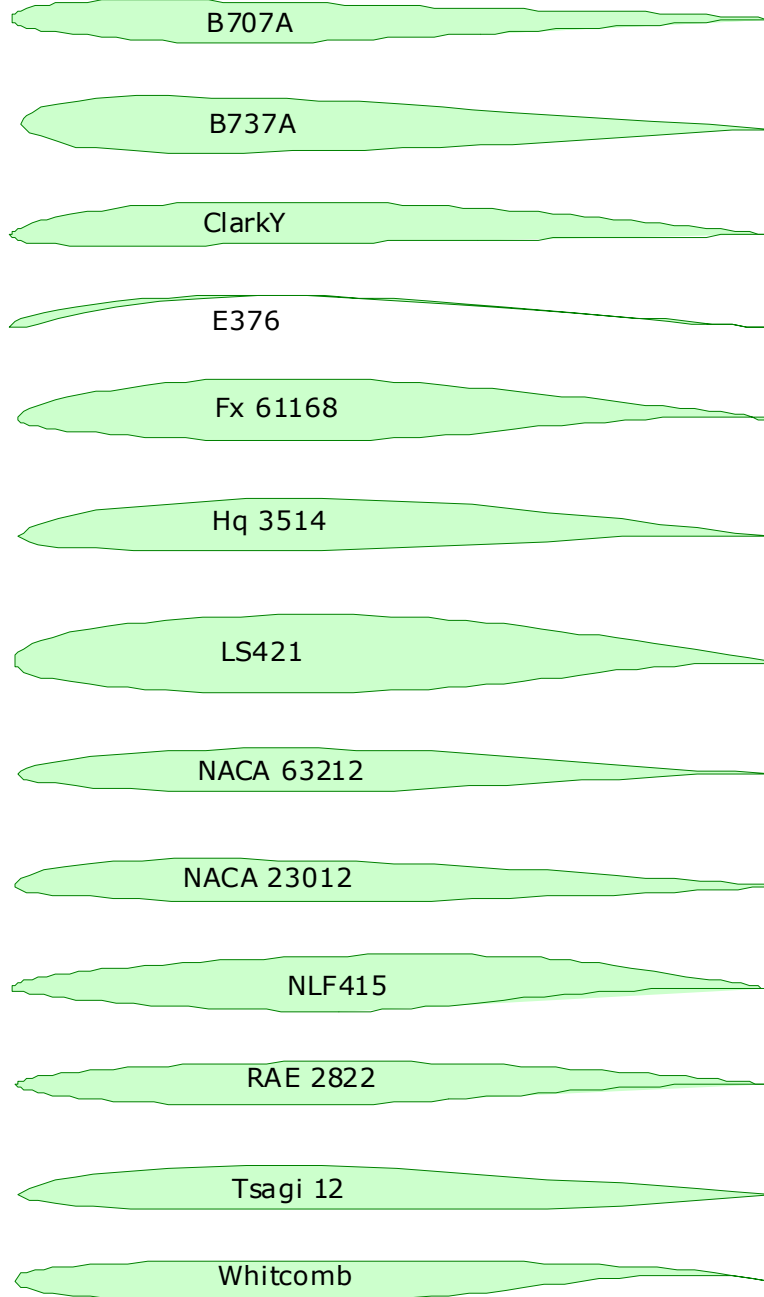
**Kamburluk oranı** (Maksimum kalınlığın veter boyuna oranı)

$$\gamma = e_{max} / c$$

Uçak kanatlarında 0 ÷ %5 arasında kamburluklara rastlanır. Türbin ve kompresörlerde ise daha kambur profiller görmek mümkündür.

Kanat profillerinin koordinatları literatürde genellikle veter ve hücum kenarına bağlı bir eksen takımında veter boyu ile bölünmüş olarak ( $\bar{x}_i = x_i / c$ ,  $\bar{y}_i = y_i / c$ ) veya veterin yüzdesi cinsinden ( $x_i / c \cdot 100$ ,  $y_i / c \cdot 100$ ) verilir.

Günümüzde çeşitli ülkelerde geliştirilmiş yüzlerce kanat profili şeklinden söz etmek mümkündür. Bu profillerin büyük bir çoğunluğu 2.Dünya savaşı öncesi ve savaş sırasındaki yıllarda Amerika'da NACA tarafından ve bir kısmı da İngiltere, Almanya, Rusya gibi bazı ülkelerde üretilmiş olan profillerden hareketle geliştirilmiştir.



Şekil: Bazı kanat profilleri

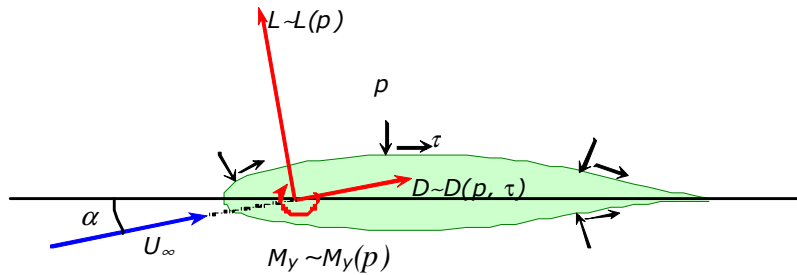
## 5.4- Kanat profilinin performans büyüklükleri

Kanat profiline 2 kuvvet bileşeni (**Taşıma** ve **Sürüklenme**) ve 1 moment bileşeni (**Yunuslama**) etkir

Kanat profilleri narin (kalınlık oranı düşük) cisimler olduğundan ve kullanım sırasında hücum açıları genellikle küçük ( $\alpha < 15 \text{ deg.}$ ) olduğundan

Taşıma ve yunuslama genellikle yüzey boyunca basınç dağılımına bağlıdır

Sürüklenme ise yüzey boyunca hem basınç hem de sürtünme dağılımına bağlıdır.



Şekil: Yüzeysel kuvvetlerle aerodinamik kuvvet ve moment ilişkisi

Taşıma ve sürüklemeyi yüzey boyunca basınç dağılımını integre ederek elde etmek mümkündür.

Sürüklemeyi de yine yüzey boyunca basınç ve sürtünme dağılımlarını integre ederek bulmak mümkün gibi gözükse de bu genellikle çok zordur. Bu nedenle sürüklenme momentum kaybını ölçme yoluyla elde edilir.

Kanat profilinin performansını her ne kadar Taşıma ve Sürüklenme kuvvetleri ile Yunuslama momenti belirliyorsa da çoğu zaman bu kuvvet ve moment bileşenleri yerine bunlara ilişkin katsayılarla ilgilenilir. Karakteristik alan  $S = c.l$  olmak üzere bu katsayılar aşağıdaki gibi tanımlanır:

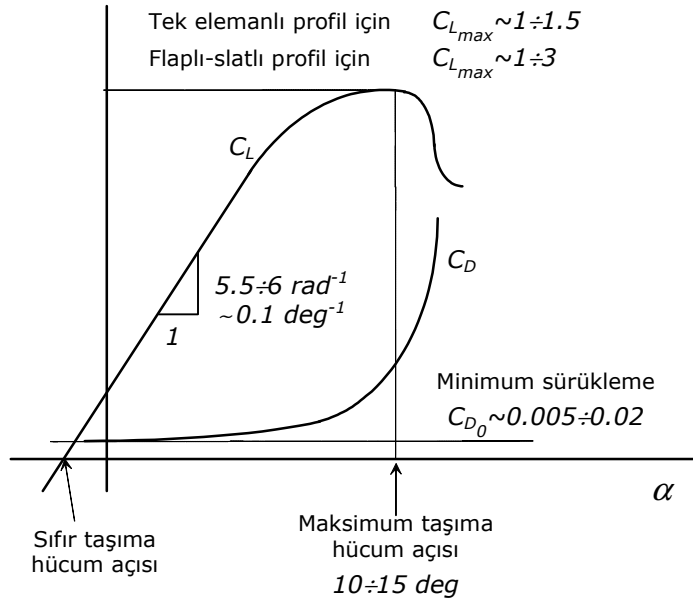
Taşıma katsayısı 
$$C_L = \frac{L}{(1/2)\rho V_\infty^2 c} = C_L(\text{Re}, M, x, y, \alpha)$$

Sürüklenme katsayısı 
$$C_D = \frac{D}{(1/2)\rho V_\infty^2 c} = C_D(\text{Re}, M, x, y, \alpha)$$

Yunuslama katsayısı 
$$C_{M_y} = \frac{M_y}{(1/2)\rho V_\infty^2 c^2} = C_{M_y}(\text{Re}, M, x, y, \alpha)$$

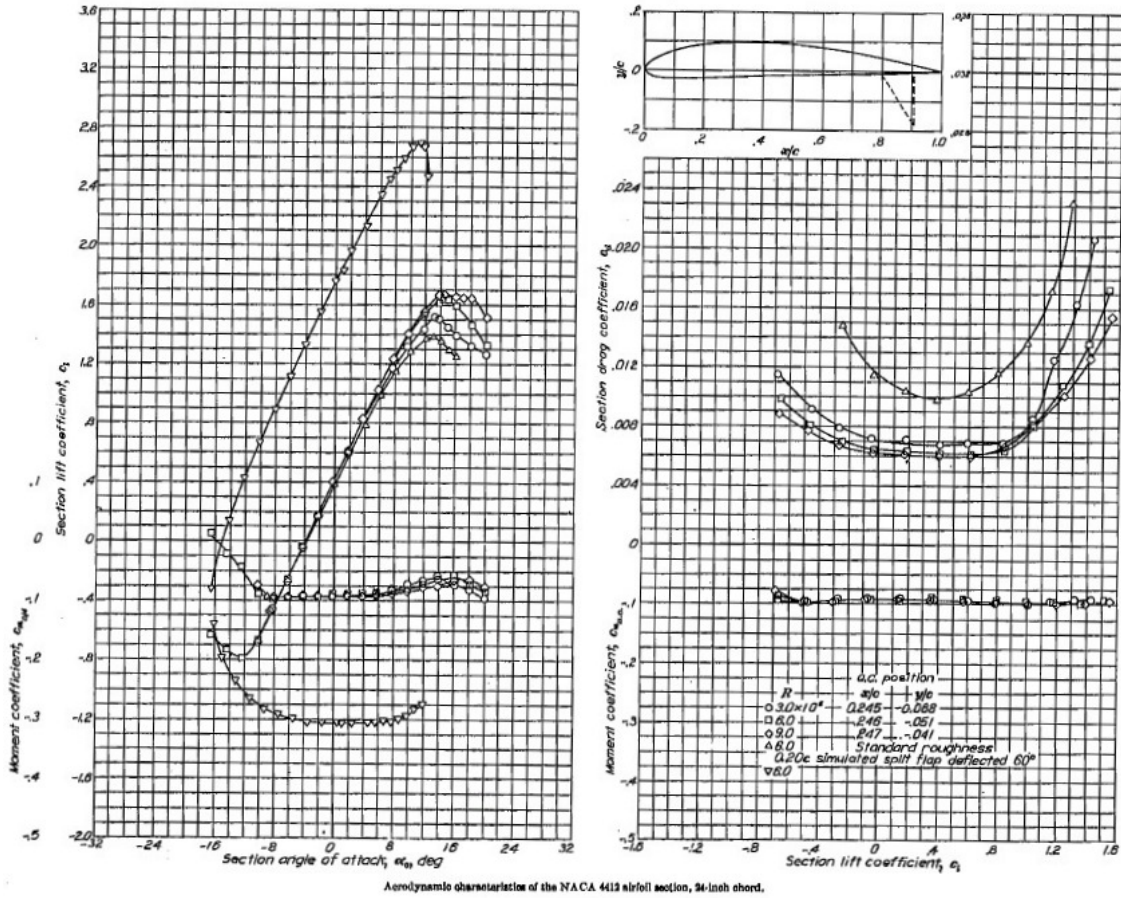
Kanat profilinin aerodinamik katsayıları öncelikle profilin geometrik şekline ve hücum açısına ve daha sonra da Reynolds ve Mach sayılarına bağlıdır.

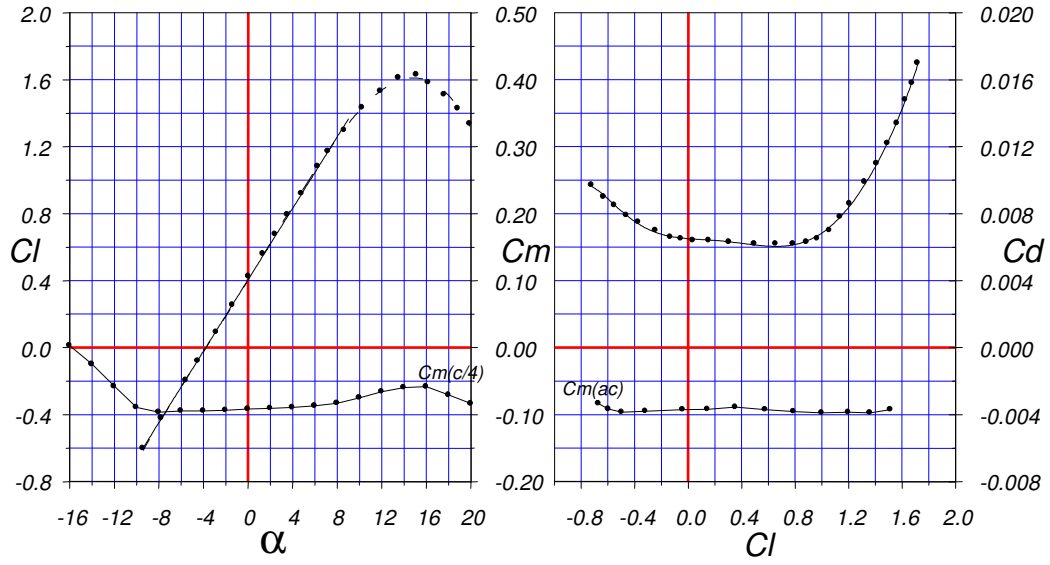
Tipik bir kanat profili için taşıma ve sürüklenme katsayılarının hücum açısıyla değişimleri izleyen şekilde gösterilmektedir.



Şekil: Kanat profillerinin aerodinamik katsayılarının mertebesi

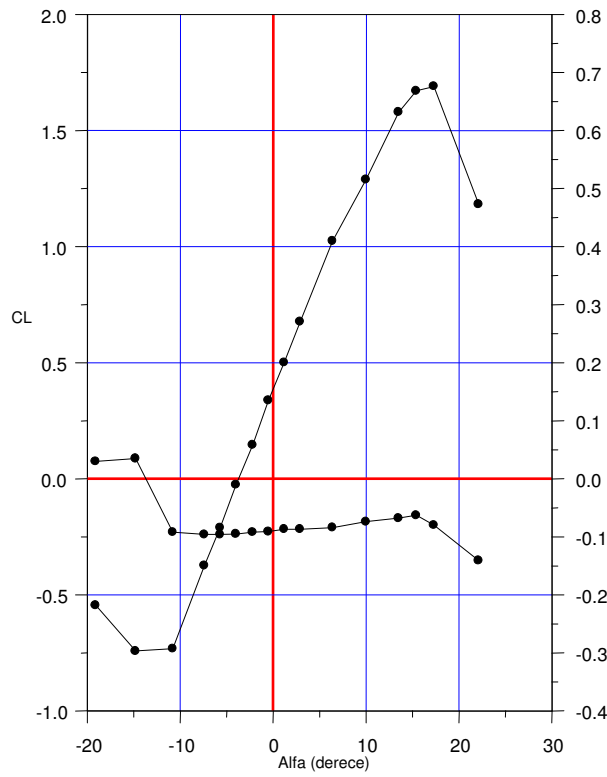
**Örnek:** NACA 4412 profilinin aerodinamik katsayıları ([NACA Report No:824](#))



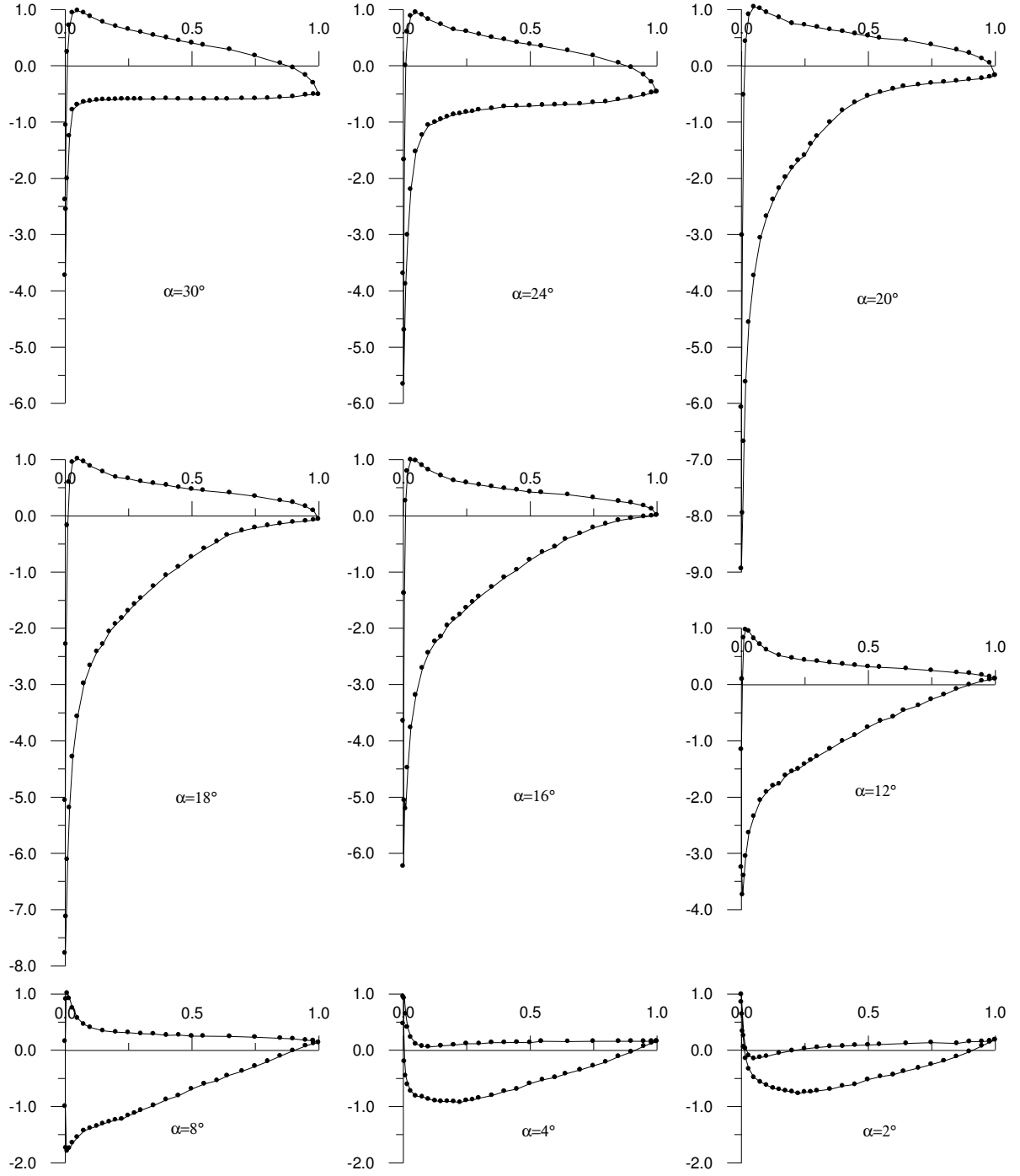


Şekil: NACA 4412 Taşıma ve Yunuslama katsayıları -  $Re=6,000,000$   
(NACA Report No:824 den sayısallaştırılmış verilerle)

$$\alpha = 0 \quad \text{da} \quad C_L = 0.406 \quad \frac{dC_L}{d\alpha} = 0.107 \text{ deg}^{-1}$$



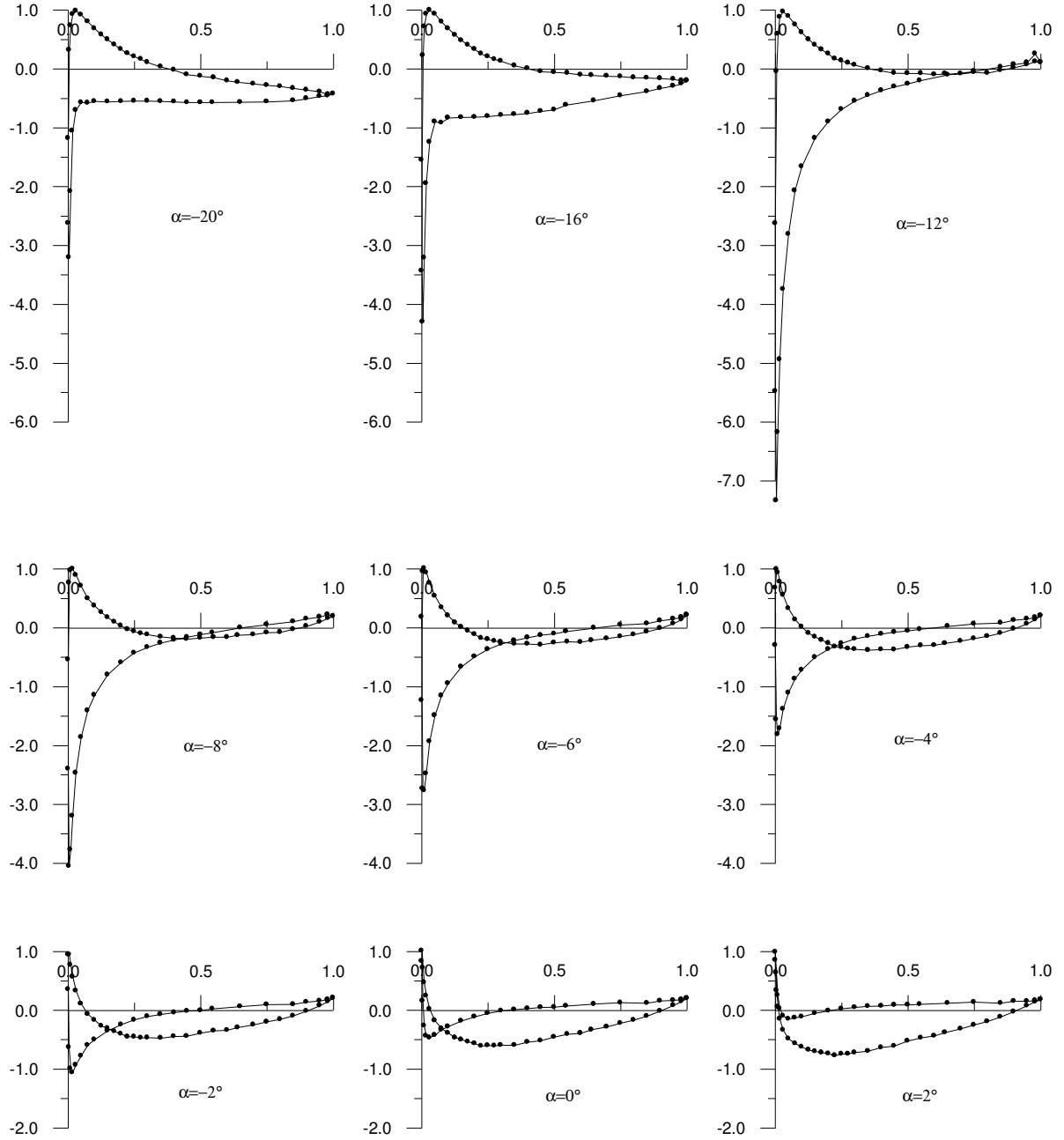
Şekil: NACA 4412 taşıma, sürüklenme ve yunuslama katsayıları -  $Re=3,100,000$   
(Pinkerton - [NACA Report 563](#) den sayısallaştırılmış verilerle)



Şekil: NACA 4412 profili üzerinde  $C_p(x)$  dağılımı -  $Re=3,100,000$

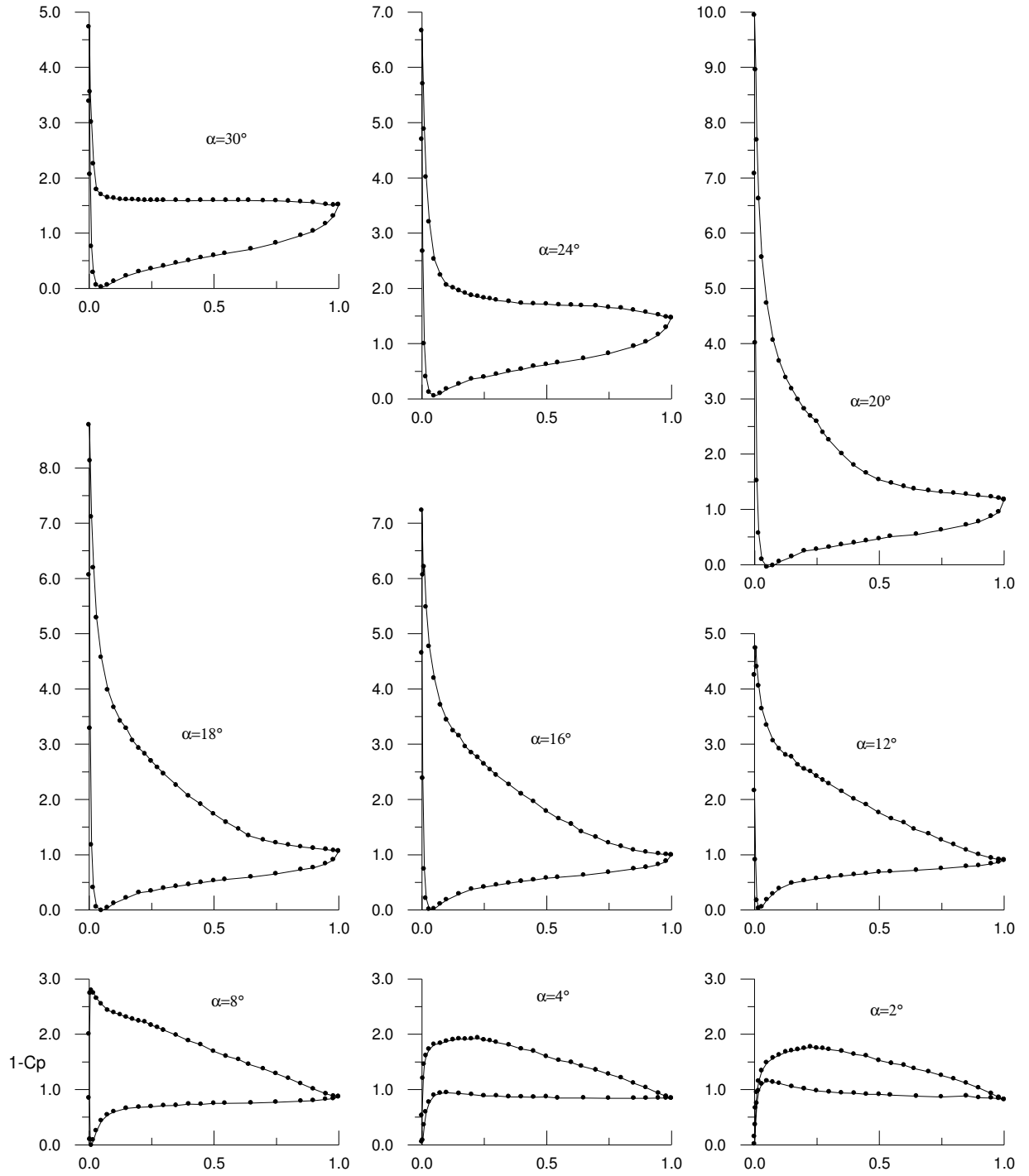
(Pinkerton - NACA Report 563 den sayısallaştırılmış verilerle)





Şekil: NACA 4412 profili üzerinde  $C_p(x)$  dağılımı -  $Re=3,100,000$  (devam)

(Pinkerton - NACA Report 563 den sayısallaştırılmış verilerle)



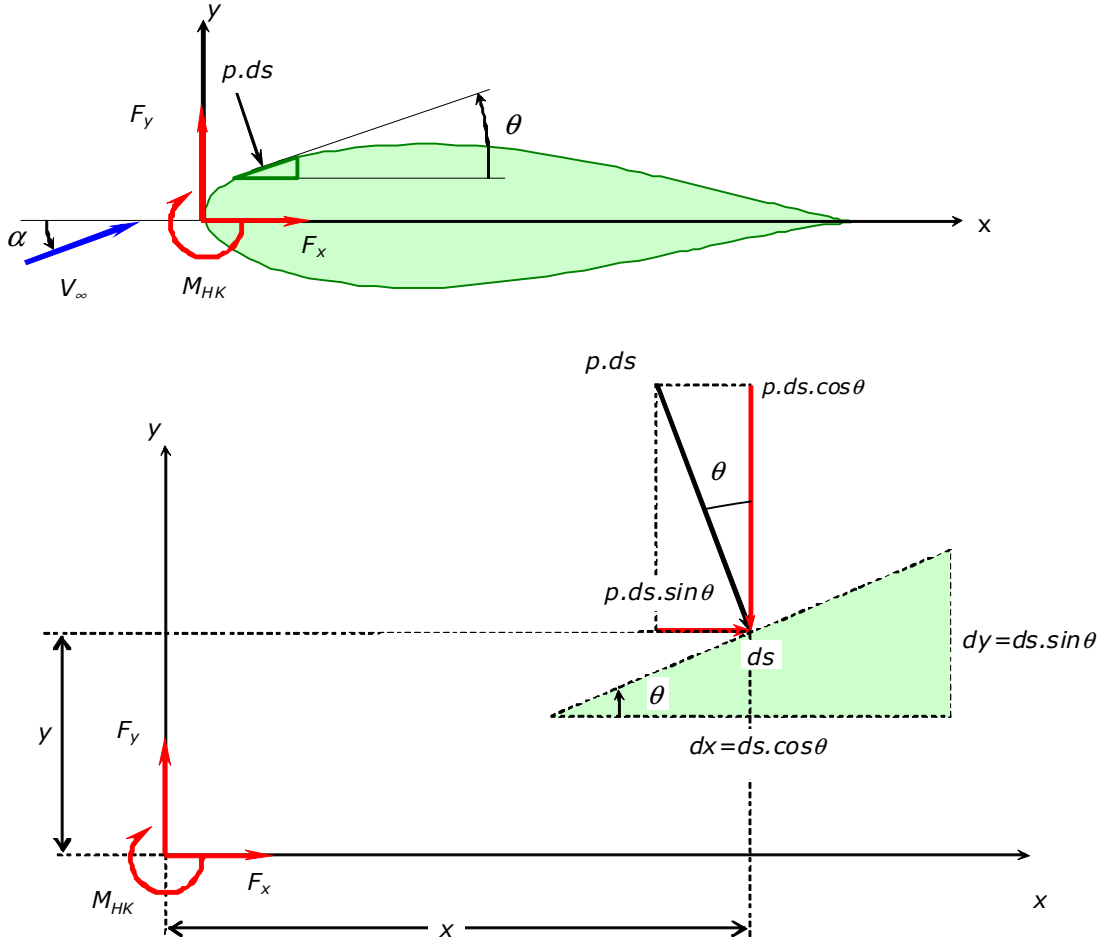
Şekil: NACA 4412 profili üzerinde  $1-C_p(x)$  dağılımı -  $Re=3,100,000$

(Pinkerton - NACA Report 563 den sayısallaştırılmış verilerle)

## 5.5 Kanat profiline etkiyen kuvvet ve momentin integrasyonla bulunması

Kanat profili etrafındaki basınç dağılımının integrasyonunun, taşıma ve sürüklenme kuvvetlerini doğrudan bulmak yerine, aerodinamik kuvvetin vetele paralel ve dik iki bileşeni elde edilecek şekilde vetele bağlı bir eksen takımında yapılması kolaylık sağlar

Bu kuvvet bileşenleri elde edildikten sonra istenilen eksen takımındaki izdüşümlerini almak kolaylıkla mümkündür.



Şekil: Kanat profili etrafında basınç dağılımının integrasyonu

Şekildeki kanat profili üzerinde bir yüzey elemanına etkiyen basınç kuvveti  $p \cdot ds$  olup bunun vetele doğrudan ve buna dik doğrudan kuvvetlere katkıları bütün yüzey boyunca integre edilerek

$$F_x = \oint p \cdot ds \cdot \sin \theta$$

$$F_y = -\oint p \cdot ds \cdot \cos \theta$$

$dx = ds \cdot \cos \theta$  ve  $dy = ds \cdot \sin \theta$  olduğu hatırlanarak

$$F_x = \oint p \cdot dy \quad (5.1a)$$

$$\boxed{F_y = -\oint p \cdot dx} \quad (5.1b)$$

Başlangıç noktası etrafındaki moment için de

$$M_o = \oint p \cdot ds \cdot \cos \theta \cdot x + \oint p \cdot ds \cdot \sin \theta \cdot y$$

$$M_o = \oint p \cdot (x \cdot dx + y \cdot dy) \quad (5.1b)$$

yazmak mümkündür. Kapalı bir eğri boyunca

$$\oint dx = 0, \quad \oint dy = 0, \quad \oint x \cdot dx = 0, \quad \oint y \cdot dy = 0, \quad \oint x \cdot dy = 0, \quad \oint y \cdot dx = 0$$

olup yukarıdaki kuvvet ve moment bağıntıları sırasıyla

$$F_x = \oint (p - p_\infty) \cdot dy \quad (5.2a)$$

$$F_y = -\oint (p - p_\infty) \cdot dx \quad (5.2b)$$

$$M_o = \oint (p - p_\infty) \cdot (x \cdot dx + y \cdot dy) \quad (5.2c)$$

Veya serbest akımın dinamik basıncı ve veter boyuyla boyutsuzlaştırma yapılarak aerodinamik katsayılar için

$$C_{F_x} = \oint C_p \cdot d\bar{y} \quad (5.3a)$$

$$C_{F_y} = -\oint C_p \cdot d\bar{x} \quad (5.3b)$$

$$C_{M_o} = \oint C_p \cdot [\bar{x} \cdot d\bar{x} + \bar{y} \cdot d\bar{y}] \quad (5.3c)$$

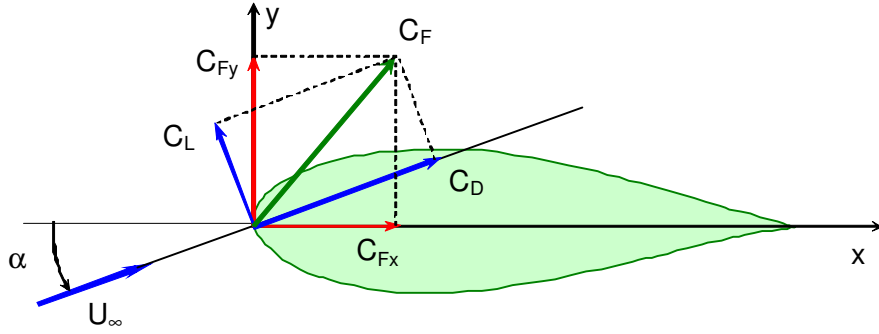
elde edilir. Burada  $\bar{x} = x/c$ ,  $\bar{y} = y/c$  dir.

Kanat profilinin taşıma ve sürüklenme katsayıları, aşağıda yer alan şekildeki geometri yardımıyla, veter doğrultusu ve buna dik doğrultudaki kuvvetlere ilişkin katsayılar cinsinden

$$\boxed{C_L = C_{F_y} \cdot \cos \alpha - C_{F_x} \cdot \sin \alpha} \quad (5.4a)$$

$$\boxed{C_D = C_{F_x} \cdot \sin \alpha + C_{F_y} \cdot \cos \alpha} \quad (5.4b)$$

şeklinde bulunabilir.



Şekil: Kanat profilinin taşıma ve sürüklenme katsayılarının hesabı

(5.4b) bağıntısındaki sürüklenme sadece basınç sürüklenmesi olup, sürtünme kuvvetlerinin katkısı hesaba katılmamıştır. Yani sürüklenmenin tamamını teşkil etmemektedir. Bu bakımdan sürüklenmenin elde edilmesi için daha uygun bir yol olan "momentum-iz yöntemi" ayrıca izah edilecektir.

Ayrıca (5.4a) bağıntısındaki  $C_{Fx} \sin \alpha$  teriminin taşıma katsayısına katkısı, çoğu zaman gerek  $C_{Fx}$  'in  $C_{Fy}$  'den çok küçük olması ve gerekse hücum açısının küçük olması nedeniyle  $C_{Fy} \cos \alpha$  terimi yanında ihmal edilebilir.

Moment katsayısı için bulunan (5.3c) bağıntısında da ikinci terimin katkısı birincinin yanında çoğu zaman ihmal edilebilecek mertebede olur.

Bu durumda sürüklenmenin elde edilmesi için integral yöntemi uygun bulunmaz ve çoğu zaman taşıma ve yunuslama katsayıları için aşağıdaki yaklaşık formüller yeterli olur.

$$C_{Fy} = -\oint C_p \cdot d\bar{x} \quad (5.3b)$$

$$C_L \approx C_{Fy} \cdot \cos \alpha \quad (5.4a)$$

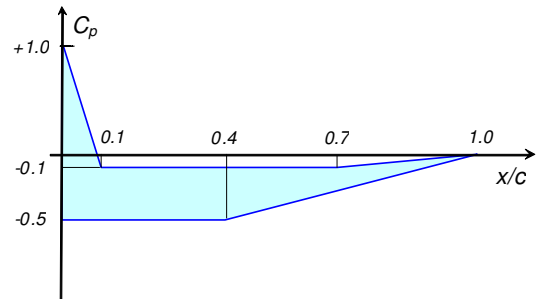
$$C_{M_{HK}} \approx \oint C_p \cdot \bar{x} \cdot d\bar{x} \quad (5.3c)$$

### ÖRNEK

Düşük hızlardaki akımda bir kanat profili etrafında sıfır derece hücum açısındaki basınç katsayılarının dağılımı idealize edilerek şekildeki gibi verilmiştir.

a) Taşıma katsayısını hesaplayınız.

b) Çeyrek veter noktası etrafındaki yunuslama katsayısını hesaplayınız.



### Çözüm:

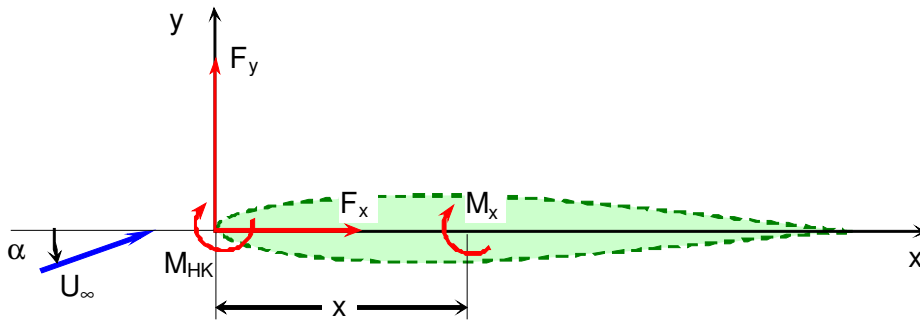
(Öğrenciye bırakılmıştır.)

## 5.7 Yunuslamanın veter boyunca değişimi, Basınç merkezi, Aerodinamik merkez

Yunuslama momentinin cisme bağlı bir eksen takımında başlangıç noktasına göre hesaplanması her ne kadar kolaysa da, havacılık uygulamalarında momentin genellikle daha farklı noktalar etrafında hesaplandığı dikkati çekicidir. Örneğin bir kanat profili için çeyrek veter noktası veya ileriki paragraflarda açıklanacak olan aerodinamik merkez yunuslama için daha çok tercih edilen referans noktalarıdır.

şekilde görüldüğü gibi bir kanat profiline etkiyen kuvvet bileşenleriyle hücum kenarı etrafındaki yunuslama momentin bilindiği taktirde, hücum kenarından  $x$  uzaklıkta yer alan bir nokta etrafındaki yunuslama momentini için

$$M_x = M_{HK} + x \cdot F_y$$



şekil: Yunuslama momentinin  $x$  noktasında hesabı

veya karşılıklı boyutsuzlaştırma yapılarak yunuslama katsayısı için

$$\boxed{C_{M_x} = C_{M_{HK}} + \bar{x} \cdot C_{F_y}} \quad (5.32)$$

yazılabilir. (5.28) denklemlerinden  $C_{F_y}$

$$C_{F_y} = C_L \cdot \cos \alpha + C_D \cdot \sin \alpha \quad (5.33)$$

şeklinde çekilerek (5.29) bağıntısı

$$\boxed{C_{M_x} = C_{M_{HK}} + \bar{x} \cdot (C_L \cdot \cos \alpha + C_D \cdot \sin \alpha)} \quad (5.34)$$

şekline getirilebilir.

Kanat profilleri için küçük ve orta hücum açılarında taşıma katsayısı sürükleme katsayısının 20 katı mertebesindeydir. Ayrıca hücum açısının kosinüsü sinüsünden bir merteye daha büyüktür.

$$\left. \begin{array}{l} \cos \alpha \approx 10 \cdot \sin \alpha \\ C_L \approx 20 C_D \end{array} \right\} \rightarrow (C_L \cos \alpha) \approx 200 \times (C_D \sin \alpha)$$

Buna göre (5.34) bağıntısı yaklaşık olarak

$$C_{M_x} \cong C_{M_{HK}} + \bar{x} \cdot C_L \cdot \cos \alpha \quad (5.32)$$

şeklinde yazılabilir.

Aerodinamik merkez, etrafında yunuslama momentinin taşıma ile değişmediği nokta olarak tanımlanır. Buna göre (5.32) bağıntısında taşıma katsayısına göre türev alınarak aerodinamik merkezin yeri için

$$\frac{\partial C_{M_{ac}}}{\partial C_L} = 0 \rightarrow \frac{\partial C_{M_{HK}}}{\partial C_L} + \bar{x}_{ac} \cdot \cos \alpha = 0 \rightarrow \bar{x}_{ac} = -\frac{1}{\cos \alpha} \cdot \frac{\partial C_{M_{HK}}}{\partial C_L} \quad (5.33)$$

bağıntısı elde edilir. Bu nokta etrafındaki yunuslama momenti ise (5.32) bağıntısı yardımıyla

$$C_{M_{ac}} \cong C_{M_{HK}} + \bar{x}_{ac} \cdot C_L \cdot \cos \alpha \quad (5.34)$$

şeklinde hesaplanır.

Basınç merkezi basınç kuvvetlerinin uygulama noktası olup, bu bakımdan basınç merkezi etrafında yunuslama momenti sıfır olur. Böylece basınç merkezinin yeri

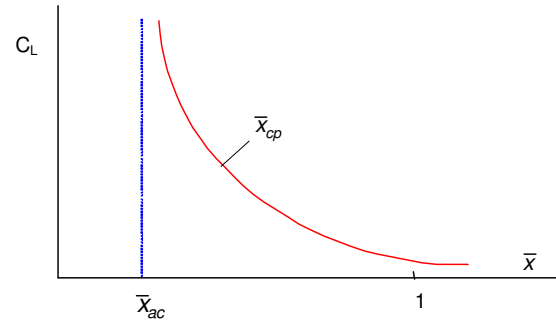
$$C_{M_{cp}} = 0 \quad \bar{x}_{cp} = -\frac{C_{M_{HK}}}{C_L \cdot \cos \alpha} \quad (5.35)$$

şeklinde hesaplanabilir. (5.34) ve (5.35) bağıntıları birleştirilerek basınç merkezinin yeri için

$$\bar{x}_{cp} = \bar{x}_{ac} - \frac{C_{M_{ac}}}{C_L \cdot \cos \alpha} \quad (5.36)$$

şeklinde bir başka bağıntı daha yazmak mümkün olur.

Kanat profilleri için sesaltı hızdaki akımlarda aerodinamik merkez genel olarak çeyrek veter noktası civarındadır. Bu nokta etrafındaki yunuslama momentinin değeri ise, ileriki bölümlerde de gösterileceği gibi profilin kamburluğuna bağlı olup negatif işaretlidir, küçük ve orta hücum açılarında hemen hemen hiç değişmez. Yüksek hücum açılarında ise sınır tabaka ayrılmalarından etkilenir.



**Şekil: Basınç merkezinin yerinin taşıma ile değişimi**

Basınç merkezi ise yine sesaltı hızdaki akımlarda daima aerodinamik merkezden daha gerideki bir noktada yer alır. Bunu (5.35) bağıntısından görmek mümkündür. Profilin hücum açısı arttıkça taşıma katsayısı artacağı için basınç merkezi şekilde görüldüğü gibi öne doğru kayarak aerodinamik merkeze yaklaşır.

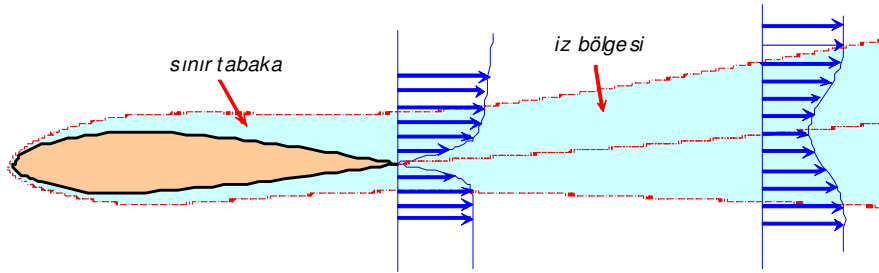
Sesüstü akımlarda ise durum farklı olup, gösterileceği gibi ince bir profilin aerodinamik merkezi ve basınç merkezi veter orta noktasında yer alır.

## 5.7 Momentum iz Yöntemi ile Sürüklemenin Elde Edilmesi

Bir kanat profiline etkiyen sürüklenme basınç kuvvetleri yanında sürtünme kuvvetleriyle de ilgilidir. Bu bakımdan basınç dağılımının integrasyonu yoluyla bulunan sürüklenme, profil sürüklenmesinin sadece bir kısmını oluşturmaktadır. Profil sürüklenmesinin tamamının elde edilmesi için bir yol sürtünme kuvvetlerinin yüzey boyunca dağılımı elde ederek bunu integre etmek ve elde edilen sürtünme sürüklenmesini basınç sürüklenmesine eklemektir. Ancak sürtünme kuvvetlerinin dağılımını elde etmek güç ve pahalıdır. Hatta daha uygun bir yöntemle sürüklemenin tamamını elde etmek mümkün olduğundan gereksizdir.

Sürüklenme kanat profiline etkiyen bir kuvvet olarak tanımlanmakla birlikte, aynı kuvveti kanat profilinin de etrafından geçen akışkana etkittiği olgusundan yararlanarak bu kuvveti elde etmek mümkündür. Bu amaçla kanat profili etrafında uygun bir kontrol hacmi seçerek, sürüklenme kuvveti doğrultusunda momentum denklemini uygulamak yeterlidir.

Bir kanat profilinin üst ve alt yüzeyinde oluşan sınır tabakalar profilin firar kenarından itibaren iz adı verilen bir tek kaymalı tabaka halinde birleşirler. İze kadar sınır tabakalar içerisinde meydana gelen hız kayıpları profilin sürüklenmesiyle doğrudan ilişkilidir. İz içerisinde de sınır tabakadaki gibi bir hız dağılımı vardır. Hız profilinin şekli firar kenarının hemen gerisinde sınır tabakadaki hız profiline oldukça benzerdir. Firar kenarından geriye doğru uzaklaştıkça izin genişliği artarken, hız profilinin şekli kanat profilinin şeklinden (büyüklüğü hariç) bağımsız olmaya başlar. İzleyen şekilde tipik bir iz bölgesine ait hız profilleri gösterilmektedir.



Şekil: Kanat profilinin izi

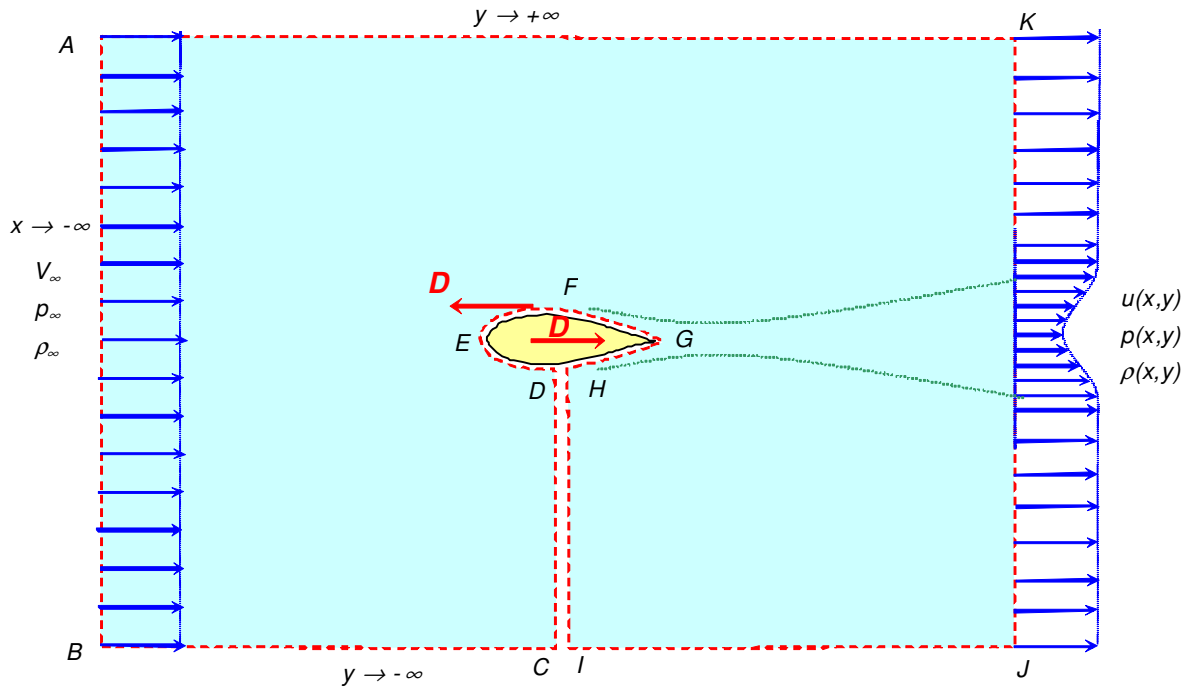
Momentum denklemini uygulamak için şekilde görüldüğü gibi *ABCDEFGH* ile belirtilen bir kontrol hacmini göz önüne alalım. *AK*, *AB* ve *BJ* yüzeyleri profilden yeterince uzakta olup buradaki akımlar serbest akım şartlarına sahiptir. Ayrıca, profil etrafındaki kontrol hacminin basit bağlı bir bölge haline gelmesi için çevresini izole eden *DEFGH* eğrisi ile *BJ* yüzeyi arasında bir kesim yapalım.

*x* eksenini serbest akım hızına paralel olup, akışkan *DEFGH* yüzeyi boyunca kanat profiline *x* eksenini doğrultusunda bir *D* sürüklenme kuvveti etkileyecektir. Etki-tepki prensibi gereğince kanat profili de akışkana aynı yüzey boyunca aynı *D* kuvvetini zıt yönde etkileyecektir.

Daimi akımlarda momentum denklemi, kontrol yüzeyi *S*, yüzeyin kontrol hacminden dışarı doğru yönelmiş normal doğrultusu *n* ve dış kuvvetlerin toplamı da  $\sum \vec{F}$  olmak üzere

$$\sum \vec{F} = \iint_S \rho \vec{V} (\vec{V} \cdot \vec{n}) dS \quad (5.37)$$





Şekil: Sürüklenme hesabı için kontrol hacmi

şeklinde yazılabilir. Yukarıdaki kontrol hacmi için x doğrultusundaki momentum denklemi

$$-D + \int_{-\infty}^{+\infty} (p_{\infty} - p) dy = \int_{-\infty}^{+\infty} (\rho u^2 - \rho_{\infty} V_{\infty}^2) dy \quad (5.38)$$

ve ayrıca süreklilik denklemi de

$$\int_{-\infty}^{+\infty} \rho_{\infty} V_{\infty} dy = \int_{-\infty}^{+\infty} \rho u dy \quad (5.39)$$

şeklinde olup süreklilik denklemi momentum denkleminin sağ tarafında kullanılarak

$$\begin{aligned} -D + \int_{-\infty}^{+\infty} (p_{\infty} - p) dy &= \int_{-\infty}^{+\infty} \rho u^2 dy - V_{\infty} \int_{-\infty}^{+\infty} \rho_{\infty} V_{\infty} dy \\ &= \int_{-\infty}^{+\infty} \rho u^2 dy - V_{\infty} \int_{-\infty}^{+\infty} \rho u dy \\ &= \int_{-\infty}^{+\infty} \rho u (u - V_{\infty}) dy \end{aligned} \quad (5.40)$$

veya bu ifade D için çözümlenerek

$$D = \int_{-\infty}^{+\infty} (p_{\infty} - p) dy + \int_{-\infty}^{+\infty} \rho u (V_{\infty} - u) dy \quad (5.41)$$

elde edilir. Ayrıca  $JK$  kesitinin profilin yeterince gerisinde olduğu farz edilirse bu kesitteki basınç serbest akım basıncına ve ayrıca iz dışındaki hız da serbest akım hızına erişeceğinden

$$D = \rho \int_{l_z} u (V_\infty - u) dy \quad (5.42)$$

yazılabilir. Bu ifade boyutsuzlaştırılarak sürüklenme katsayısı için

$$C_D = \int_{l_z} \frac{u}{V_\infty} \left(1 - \frac{u}{V_\infty}\right) d\bar{y} \quad (5.43)$$

elde edilir. Görüldüğü gibi bir kanat profilinin yeterince gerisinde olmak kaydıyla izdeki hız dağılımı bilindiği takdirde sürüklenme katsayısının yukarıdaki denklemle hesaplanması mümkündür.

Ancak çoğu rüzgar tünelinin deney odası boyu kısıtlı olduğundan profil gerisinde iz taraması için yeterli uzaklık sağlanamaz ve iz sondajını firar kenarına daha yakın bir istasyonda gerçekleştirmek zorunda kalınır. Bu durumda, daha yakın bir istasyonda kontrol yüzeyindeki basınçlar serbest akım basıncından farklı olacağı için bir basınç kuvveti etkisi ortaya çıkacaktır. İşte bu etkinin uygun bir sistemle düzeltilmesi gerekir. Bu amaçla pratikte en çok uygulanan iki yöntem Betz yöntemi ve Jones yöntemidir.

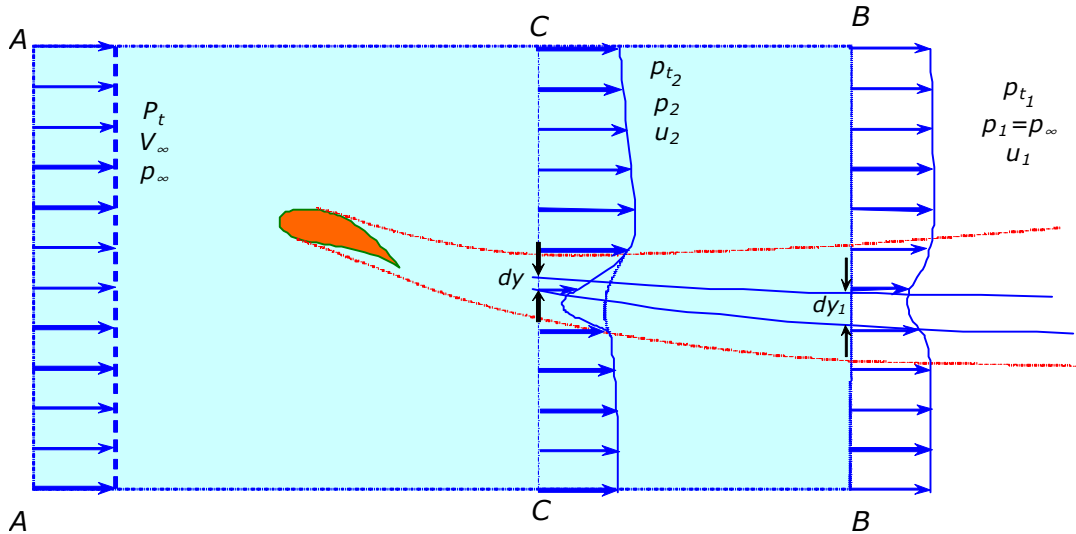
### **Sürüklenme için Jones yöntemi:**

Jones yönteminin esası profilin izinde sondajın yapıldığı istasyondaki akım büyüklükleri ile profilin yeterince gerisinde basınç terimlerinin etkisinin bulunmadığı bir istasyondaki hız dağılımı arasında ilişki kurmaya dayanmaktadır.

Şekilden görüldüğü gibi kanat profilinin izinde ölçmelerin yapıldığı istasyonu 2 ile ve yeterince gerideki istasyonu da 1 ile belirtelim. Jones, bu iki istasyon arasında izdeki enerji kayıplarını ihmal ederek bir cereyan borusu boyunca toplam basıncın değişmediğini kabul etmektedir.

$$p_{t_1} = p_{t_2} \quad (5.44)$$

Aynı cereyan tüpü boyunca süreklilik denklemi de



**Şekil : Jones yöntemi**

$$\rho u_1 dy_1 = \rho u_2 dy_2 \quad (5.45)$$

sonucunu verir. Bu son eşitlik yardımıyla profil sürüklemesi

$$D = \rho \int u_2 (V_\infty - u_1) dy_2 \quad (5.46)$$

şeklinde yazılabilir. Ayrıca toplam basınçlar için

$$p_{t_\infty} = p_\infty + \frac{1}{2} \rho V_\infty^2 \quad (5.47)$$

$$p_{t_2} = p_2 + \frac{1}{2} \rho u_2^2 \quad (5.48)$$

$$p_{t_1} = p_\infty + \frac{1}{2} \rho u_1^2 = p_{t_2} \quad (5.49)$$

yazılarak bu ifadelerden hızlar çekilirse

$$D = 2 \int \sqrt{p_{t_2} - p_2} \left( \sqrt{p_{t_\infty} - p_\infty} - \sqrt{p_{t_2} - p_\infty} \right) dy_2 \quad (5.50)$$

veya serbest akımın dinamik basıncı  $q_\infty = p_{t_\infty} - p_\infty$  ve profilin veter uzunluğu da  $c$  olmak üzere boyutsuzlaştırma yapılarak sürüklenme katsayısı

$$C_D = 2 \int \sqrt{\frac{p_{t_2} - p_2}{q_\infty}} \left( 1 - \sqrt{\frac{p_{t_2} - p_\infty}{q_\infty}} \right) d\bar{y}_2 \quad (5.51)$$

şeklinde bulunur.

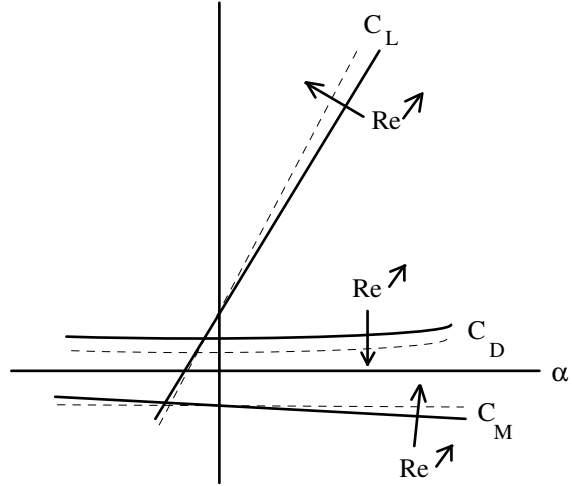
## 5.8. Kanat Profili Etrafındaki Akımın Fiziksel Yapısı

Küçük ve orta hücum açılarında bir kanat profili etrafındaki akım alanını, profilin üst ve alt yüzeyi boyunca önce laminer ve daha sonra firar kenarına doğru türbülanslı olmak üzere gelişen sınır tabakalar ve firar kenarından sonra da bunların karışmasıyla ortaya çıkan iz bölgesinin oluşturduğu bir viskoz akım bölgesiyle sınır tabaka dışında kalan bir sürtünmesiz akım bölgesi olmak üzere iki bölgeye ayırmak mümkündür.

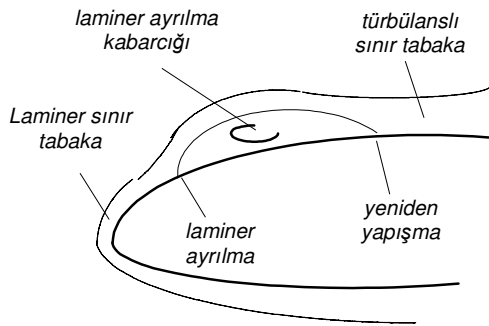
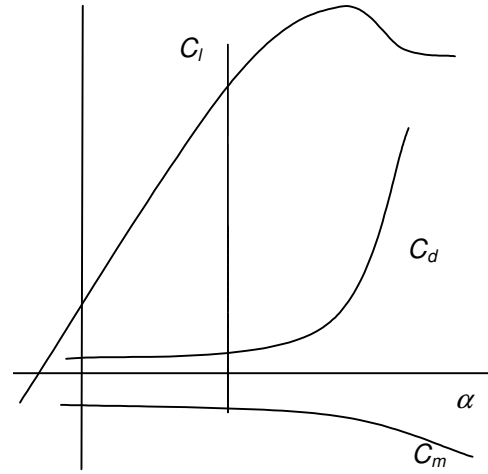
Viskoz kuvvetlerin etkin olduğu sınır tabaka ve iz bölgesi içerisindeki olaylar gerek Reynolds sayısı ile ve gerekse hücum açısı ile önemli bir biçimde değişir.

Reynolds sayısının değişimi profil yüzeyi boyunca sınır tabaka kalınlıklarının dağılımını doğrudan veya dolaylı olarak etkiler. Reynolds sayısı arttıkça sınır tabakanın laminer halden türbülanslı hale geçtiği bölge profilin hücum kenarına yaklaşır. Bunun yanında profil üzerinde herhangi bir noktadaki laminer veya türbülanslı sınır tabakanın kalınlığı Reynolds sayısı arttıkça azalır. Re sayısının kanat profilinin performansı üzerindeki etkisi kendini  $C_L$ ,  $dC_L/d\alpha$  ve  $C_M$  'yi arttırıcı yönde,  $C_D$  'yi ise azaltıcı yönde gösterir.

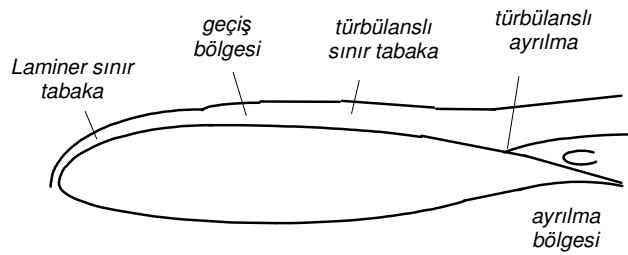
Hücum açısı ile kanat profili etrafındaki basınç dağılımının değiştiği ve bunun da gerek taşıma ve sürüklenme kuvvetlerini ve gerekse yunuslama momentini değiştirdiği daha önce belirtilmişti. Hücum açısının kanat profili performansı üzerinde basınç dağılımını değiştirmesi yoluyla görülen bu direkt etkisi yanında sınır tabaka karakteristiklerini değiştirmesi nedeniyle ortaya çıkan bir de dolaylı etkisi vardır. Bu dolaylı etkiler ayrıca Reynolds sayısına da bağlıdır ve kanat profilinin kalınlık oranına bağlı olarak değişik karakterlerde görülebilir.



Hücum açısı arttıkça genel olarak kanadın üst yüzeyindeki sınır tabakanın kalınlaştığı, buna karşılık alt yüzey üzerindeki sınır tabakanın incelendiği söylenebilir. Bu değişimin taşıma, sürüklenme ve yunuslama üzerindeki etkileri orta ve yüksek Reynolds sayılarında, küçük ve orta hücum açıları için oldukça düzenlidir. Sözü edilen hallerde taşıma hücum açısıyla lineer olarak değişirken sürüklenme ve çeyrek veter noktası etrafındaki yunuslama hemen hemen sabit kalır. Hücum açısının büyük değerlerinde ise profilin üst yüzeyindeki yerel sınır tabaka ayrılmaları taşıma kaybına ve sürüklenmede büyük artışlara neden olur. Yunuslama momenti ise negatif yönde (burun aşağı) artar. Hücum açısının belli büyük bir değerinden sonra bu olaylar tutunma kaybı (stall - perte de vitesse) ile sonuçlanır.



Laminer ayrılma ve yeniden yapışma hali



Geçiş ve türbülanslı ayrılma hali

### Şekil: Laminer ve türbülanslı ayrılmalar

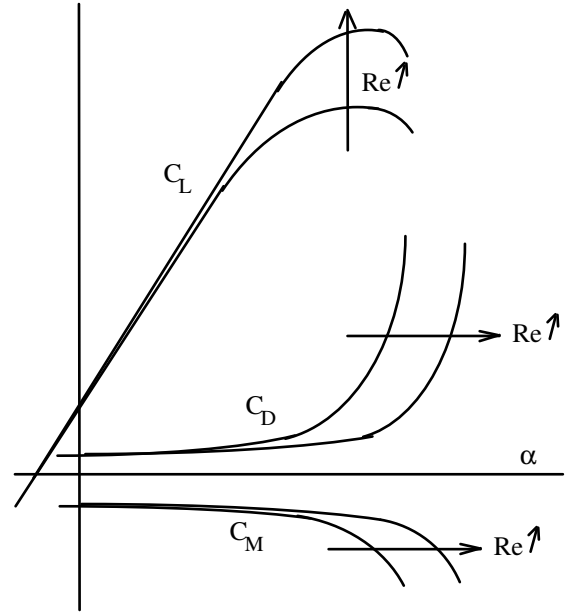
Kanat profilinin üst yüzeyinde gözüktüğü belirtilen ayrılmalar laminer ve türbülanslı olmak üzere iki şekilde olabilir. Küçük Reynolds sayılarında kanat profilinin hücum kenarında sınır tabaka henüz laminer iken ayrılabilir. Ayrılan sınır tabaka Reynolds sayısına bağlı olarak türbülanslı bir sınır tabaka haline dönüşerek profil yüzeyine yeniden

yapışabilir. Bu şekilde ortaya çıkan ayrılmış bölgeye laminer ayrılma kabarcığı adı verilir. Türbülanslı olarak devam eden sınır tabaka firar kenarı civarında, yine Reynolds sayısına ve basınç gradyantına bağlı olarak ayrılabilir.

Büyük Reynolds sayılarında ise hücum kenarı yakınındaki sınır tabaka henüz laminer bir ayrılma görülmeden türbülanslı hale dönüşür. Türbülanslı olarak gelişen sınır tabaka, hücum açısına bağlı olarak firar kenarı yakınında ayrılabilir. Hücum açısı arttırıldıkça türbülanslı ayrılma firar kenarından daha öndeki noktalara kayar. Bu gelişme belli bir hücum açısında tutunma kaybı ile sonuçlanır.

Gerek laminer ayrılma ve gerekse türbülanslı ayrılma ana hatlarıyla yukarıda belirtilen tarzda olmakla birlikte, Re sayısına, hücum açısına ve kanat profilinin geometrik şekline bağlı olarak bir miktar farklılıklar gösterebilir.

Yüksek hücum açılarında Re sayısının etkisi tutunma kaybını geciktirici tarzdadır. Bu durum, maksimum taşımada ve tutunma kaybı hücum açısında bir artış ve yüksek hücum açısındaki sürüklemeye bir miktar düşüş şeklinde kendini gösterir.



Şekil: Yüksek hücum açısında Re sayısının etkisi

## 5.9. Kanat profili etrafındaki iki-boyutlu akımın hesabı

Önceki paragraflarda bir kanat profili etrafındaki akımın fiziksel yapısı ayrıntılı olarak incelenmiştir. Kanat profilinden beklenen genel olarak en az kayıpla istenilen karakteristikte taşıma ve yunuslama elde etmek olduğundan, kanat profili yüzeyine etkiyen kuvvetler ve bunların bileşkeleriyle ayrıntılı olarak ilgilenilmiştir. Bunun yanında profilin çok yakın civarında gelişen sınır tabaka olaylarının da profil performansı üzerinde önemli etkileri bulunduğu görülmüştür. Bu incelemeler yapılırken akım alanının çeşitli noktalarındaki akım özellikleri (hız, basınç vs) arasında ilişkiler kurulmaya çalışılmıştır.

Bütün bu türden incelemeler genellikle iki temel amaca yöneliktir: -şekli ve serbest akım şartları verildiğinde bir kanat profilinin performansının araştırılması, veya, - arzu edilen performansa sahip kanat profili şeklinin elde edilmesi. Sırasıyla "analiz" ve "dizayn" problemi olarak da adlandırılan bu problemlerin, havacılığın ihtiyaçları karşısında sadece deney ve gözlem yoluyla incelenmesi yeterli değildir. Nitekim, birçok fiziksel olayda olduğu gibi kanat profili etrafındaki akım alanı için de çeşitli matematiksel modeller ortaya konula gelmiştir.

Çoğu akışkan akımında olduğu gibi bir kanat profili etrafındaki akımda da Navier-Stokes denklemlerinin iki-boyutlu şeklini çözümlenerek akım alanının detaylı olarak incelenmesi mümkündür.

Ancak yine önceki bölümlerde görüldüğü gibi cisimler etrafında meydana gelebilecek akım olayları, farklı serbest akım şartlarında ve değişik geometriler için farklı karakterde gelişmeler gösterebilmektedir. Nitekim akım alanlarının, daimi - daimi olmayan, sıkıştırılmaz - sıkıştırılabilir, viskoz - viskoz olmayan, sesaltı - transonik - sesüstü - hipersonik gibi sınıflamalara tabi tutulabileceği belirtilmişti. Bu sınıflamalarda, mevcut akım ve yüzey şartlarında baskın olan fiziksel olaylar rol oynamaktadır.

Günümüzün gelişmiş bilgisayarlarına ve sayısal hesaplama yöntemlerine rağmen yukarıda belirtilen bütün halleri içerecek şekilde Navier-Stokes denklemlerinin çözümlerini elde etmek mümkün veya ekonomik olamamaktadır. Bu nedenle çoğu halde denklemlerin bazı terimleri ihmal edilerek elde edilen daha basit modellerle ilgilenilmektedir. Bu husus, daha ziyade hızlı ve ekonomik çözümleri tercih eden endüstrinin isteğine de daha uygun düşmektedir.

Kanat profili etrafındaki akım alanında, profilin yakın çevresinde yer alan bir bölge dışında akışkanın viskozitesinin etkilerinin ihmal edilebileceği daha önce belirtilmişti. Bu husus, özellikle Reynolds sayısının büyük olduğu, hücum açısının ise küçük ve orta mertebelerde olduğu hallerde daha açık ve nettir. Profil etrafındaki ince bir sınır tabaka ve bunu takibeden iz bölgesi dışında bütün akım alanı viskozitesiz ve çevrintisiz kabul edilebilir. Akım alanının herhangi bir noktasındaki hız vektörü

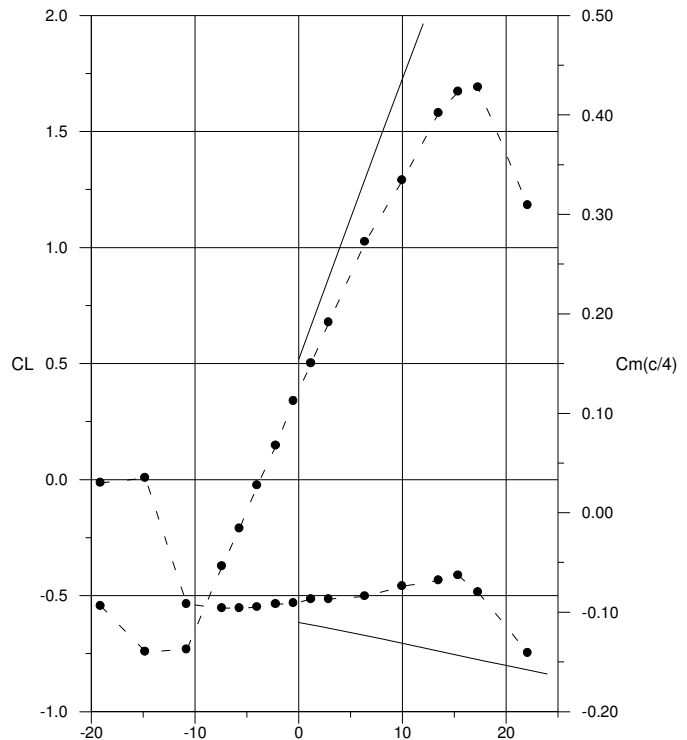
$$\vec{V} = \text{grad}\phi \quad (5.43)$$

şeklinde bir potansiyel fonksiyonu cinsinden belirtilerek basit bir model elde edilir. Bu durumda akım alanını temsil eden denklemler basit bir denkleme dönüşür. Çoğu zaman potansiyel denklemi olarak adlandırılan bu denklem sıkıştırılmaz halde çok iyi bilinen Laplace denklemine indirgenir.

$$\nabla^2\phi = 0 \quad (5.44)$$

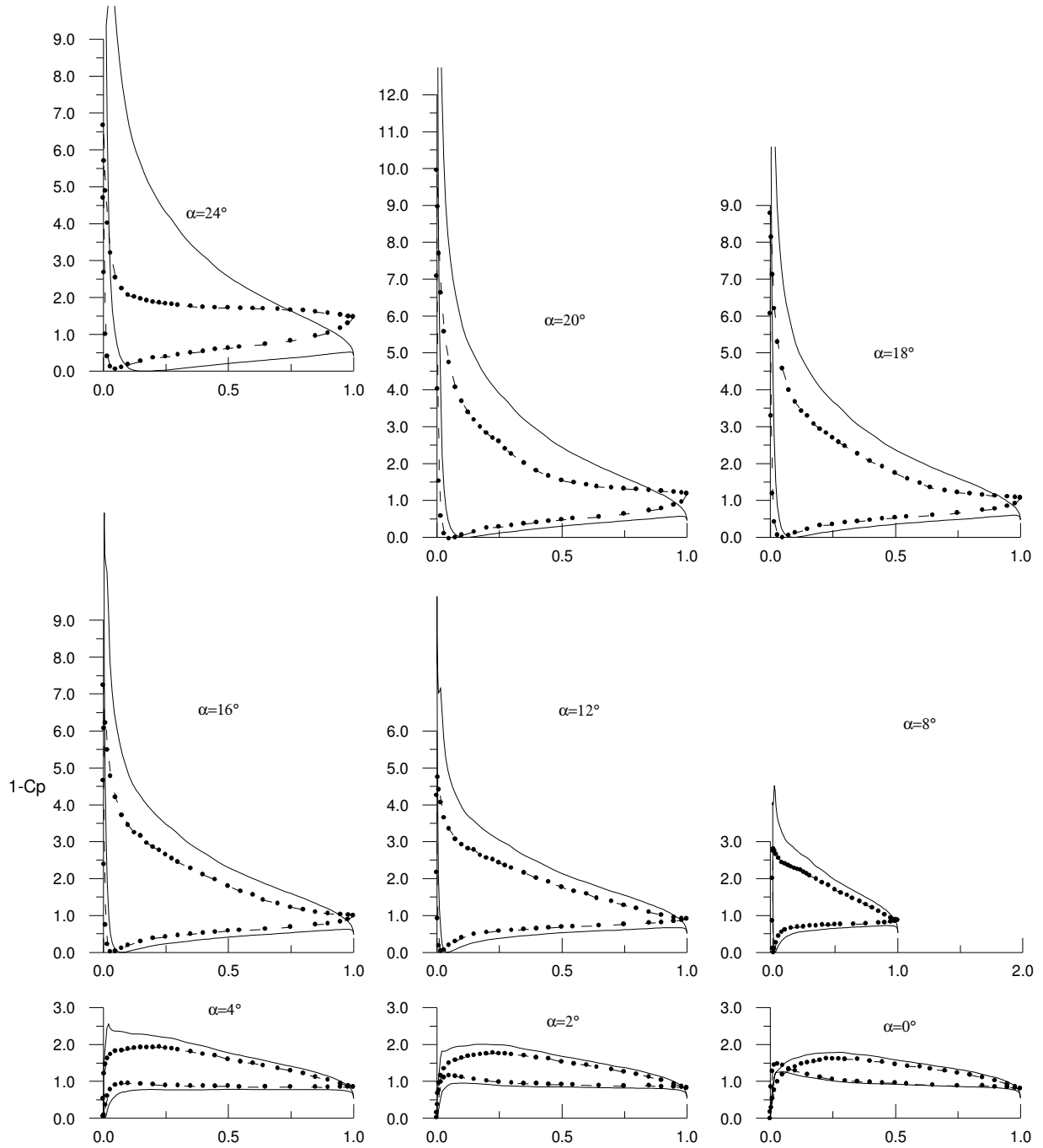
Akım alanının viskoz olmayan kısmı için Laplace denkleminin çözümü ile ilgilenilirken, viskozitenin baskın olduğu sınır tabaka ve iz bölgesinde Navier-Stokes denklemlerinden elde edilen sınır tabaka denklemlerinin çözümüne çalışılır. İki çözümün uygun tekniklerle birleştirildiği bu yaklaşıma potansiyel akım-sınır tabaka yaklaşımı adı verilir.

Bir kanat profilinin performansı üzerinde potansiyel akımın ve sınır tabakanın ne kadar katkıları olduğu hakkında bir fikir vermek amacıyla NACA 4412 profilinin deneysel ve teorik yollarla elde edilmiş katsayıları ve basınç dağılımları aşağıdaki şekillerde karşılaştırılmıştır.



**NACA 4412 profilinin deneysel ve teorik karakteristikleri**

Deneyler: Pinkerton, NACA Rep. No:563, Re=3,100,000  
Teori: - Potansiyel akım - Panel yöntemi



NACA 4412 profilinin deneysel ve teorik basınc dağılımları

Deneyle: Pinkerton, NACA Rep. No:563, Re=3,100,000

Teori:- Potansiyel akım - Panel yöntemi

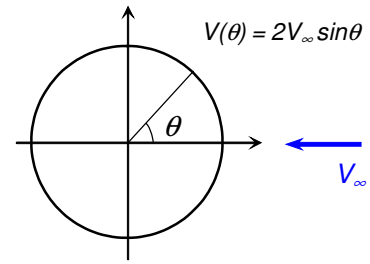
## ÖRNEK SORULAR

### SORU 1

Bir kanat profili etrafındaki basınç dağılımını integre ederek taşıma katsayısı ve basınç sürükleme katsayısının nasıl hesaplanabileceğini gösteriniz.

### SORU 2

Şekilde görülen dairesel silindir etrafındaki daimi, sıkıştırılmaz, iki-boyutlu akımda dairesel silindirin yüzeyi boyunca  $-60^\circ \leq \theta \leq 60^\circ$  aralığında hız dağılımının  $V(\theta) = 2V_\infty \sin \theta$  şeklinde olduğu, silindir yüzeyinin kalan kısmında ise basınç katsayısının sabit ve  $C_p = -1.1$  değerinde olduğu farz edilmektedir. Buna göre silindire etkiyen sürükleme katsayısını hesaplayınız.



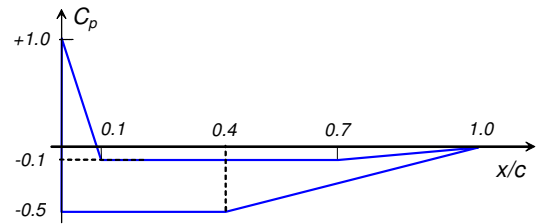
### SORU 3

Düşük hızlardaki akımda bir kanat profili etrafında sıfır derece hücum açısındaki basınç katsayılarının dağılımı idealize edilerek şekildeki gibi verilmiştir. Bu profile etkiyen

a) Taşıma katsayısını,

b) Çeyrek veter noktası etrafındaki yunuslama katsayısını

hesaplayınız.



### SORU 4

Bir kanat profili etrafındaki daimi, iki-boyutlu sıkıştırılmaz akım için serbest akım doğrultusunda momentum denklemi uygulanarak sürükleme kuvveti için

$$D = \rho \int_{I_z} u(V_\infty - u) dy$$

şeklinde bir bağıntı bulmak mümkündür. Burada  $V_\infty$  serbest akım hızını,  $u(y)$  ise uzak iz içerisinde serbest akım doğrultusunda ölçülen hız bileşenini belirtmektedir. Ayrıca iz içerisinde hız dağılımının ölçüldüğü bölgede basınçların serbest akım basıncına eşit olduğu kabul edilmektedir.

Buna göre, uzak izindeki hız dağılımı şekilde görüldüğü gibi simetrik ve linear kabul edilen kanat profilinin sürükleme katsayısını hesaplayınız.

