

AERODİNAMİK KUVVET VE MOMENTLER

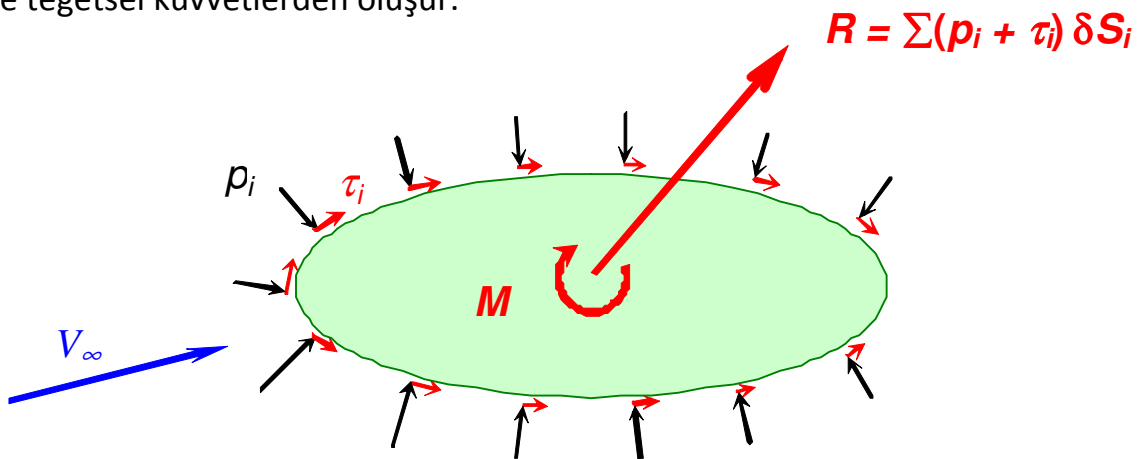
Aerodinamik kuvvet ve momentin kaynağı
Aerodinamik kuvvet ve moment bileşenleri
Aerodinamik kuvvet ve moment için boyut analizi
Aerodinamik Katsayılar
Akım benzerliği: Geometrik benzerlik, dinamik benzerlik
Aerodinamik kuvvet ve momentin integrasyonla elde edilmesi
Kanat Profilleri için Basınç ve Sürtünme Kuvvetlerinin İntegrasyonu
Basınç Merkezi
Akım tipleri
Sınır tabaka
Aerodinamik katsayıların değişimi

MAY - Aerodinamik ders notları

1

Aerodinamik Kuvvet ve Momentin Kaynağı

Aerodinamik kuvvet bir cismin yüzeyi üzerinde her noktada hava tarafından etkilenen dikey ve teğetsel kuvvetlerden oluşur.



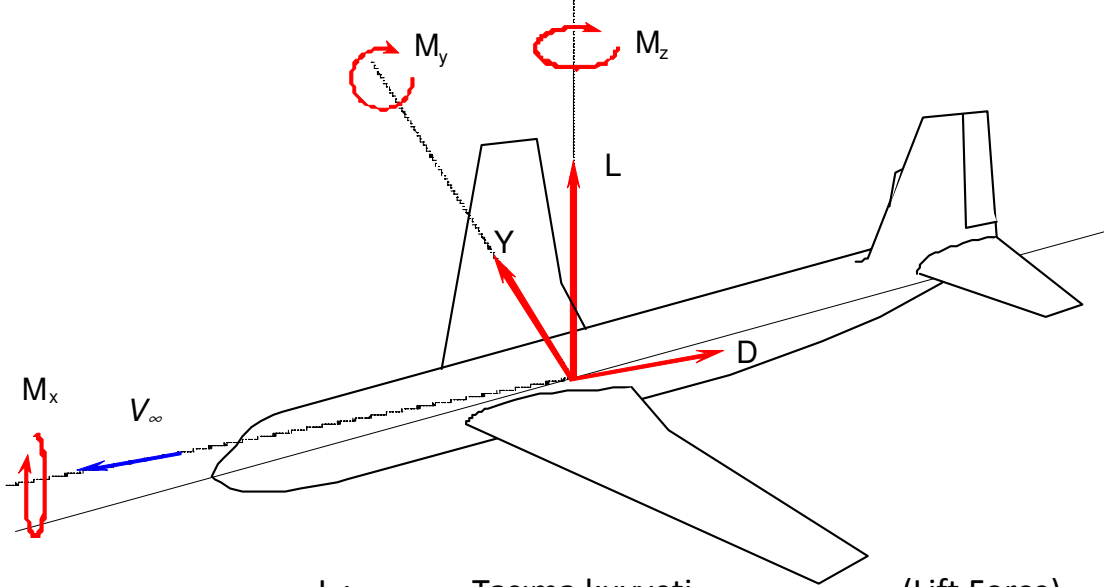
Ancak uygulamada çoğu zaman bu kuvvetler integre edilerek bir bileşke kuvvet olarak değerlendirilir.

Bu kuvvetin bir noktaya göre momenti de aerodinamik moment olarak adlandırılır.

MAY - Aerodinamik ders notları

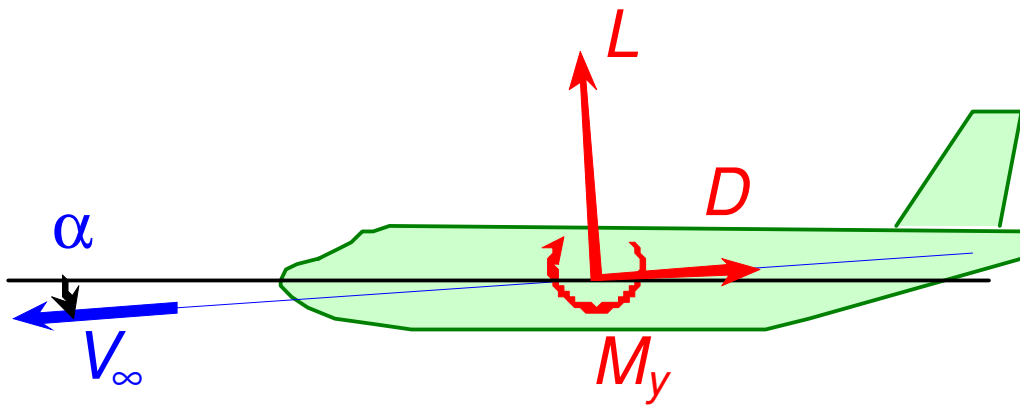
2

Aerodinamik Kuvvet ve Moment bileşenleri

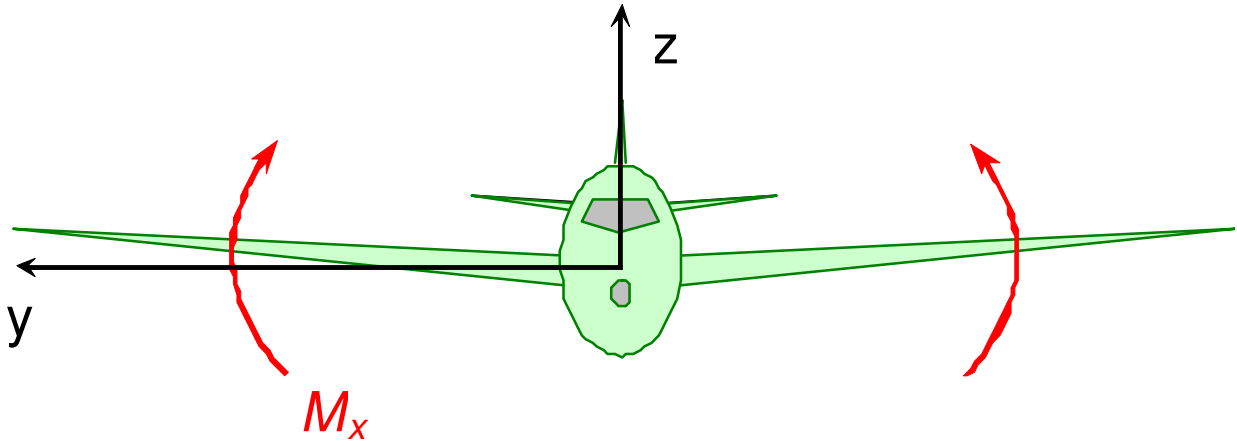


Kuvvet bileşenleri	L :	Taşıma kuvveti	(Lift Force)
	D :	Sürükleme kuvveti	(Drag Force)
	Y :	Yanlamasına kuvvet	(Lateral Force)
Moment Bileşenleri	M _y :	Yunuslama Momenti	(Pitching Moment)
	M _x :	Yalpa Momenti	(Rolling Moment)
	M _z :	Sapma Momenti	(Yawing Moment)

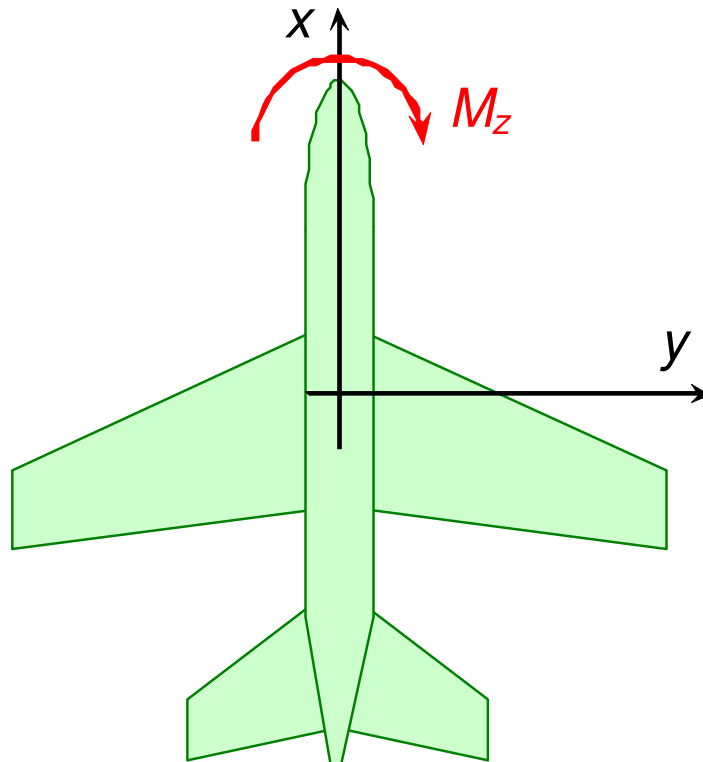
Taşıma, Sürükleme ve Yunuslama



Yalpa Momenti



Sapma Momenti



Aerodinamik Kuvvet için Boyut Analizi

Aerodinamik Kuvveti Etkileyen Büyüklükler

Havanın yoğunluğu	ρ_{∞}	[ML ⁻³]
viskozitesi	μ_{∞}	[ML ⁻¹ T ⁻¹]
sıkıştırılabilirliği	a_{∞}	[LT ⁻¹]
Cismin karakteristik uzunluğu	D	[L]
havaya nazaran hızı	V_{∞}	[LT ⁻¹]
Geometrik şekli	G	[boyutsuz]
Yüzey pürüzlülüğü	G	[boyutsuz]
Hareket doğrultusu (α)	G	[boyutsuz]

$$R = g(G, \rho_{\infty}, V_{\infty}, D, \mu_{\infty}, a_{\infty})$$

Boyut Analizi - Buckingham Pi Teoremi

Bir fiziksel bağıntıda her terim aynı boyutta olmalıdır

$$\psi + \eta + \zeta = \phi \rightarrow$$

$$\frac{\psi}{\phi} + \frac{\eta}{\phi} + \frac{\zeta}{\phi} = 1$$

Buckingham Pi Teoremi : Fiziksel bir bağıntı ($N-K$) adet boyutsuz Π çarpanı ile tanımlanabilir :

$$f(P_1, P_2, \dots, P_N) = 0$$
$$f(\Pi_1, \Pi_2, \dots, \Pi_{N-K}) = 0$$

N Fiziksel bağıntıdaki büyüklük sayısı
 K Temel boyut sayısı (=3: Kütle, Uzunluk, Zaman)

Buradaki her bir Π çarpanı K adet seçilmiş boyut ile diğer fiziksel boyutlardan birinin çarpımı şeklinde boyutsuz bir büyüklüktür.

$$\Pi_1 = f_1(P_1, P_2, \dots, P_K, P_{K+1})$$

$$\Pi_2 = f_2(P_1, P_2, \dots, P_K, P_{K+2})$$

.....

$$\Pi_{N-K} = f_{N-K}(P_1, P_2, \dots, P_K, P_N)$$

Pi teoreminin Aerodinamik Kuvvet için Uygulaması

Verilmiş bir geometri için bağıntı $f(R, \rho_\infty, V_\infty, D, \mu_\infty, a_\infty) = 0$

Fiziksel büyüklükler ($N = 6$)

R	Kuvvet	$[MLT^{-2}]$
ρ_∞	yoğunluk	$[ML^{-3}]$
D	Uzunluk	$[L]$
V_∞	Hız	$[LT^{-1}]$
a_∞	Ses hızı	$[LT^{-1}]$
μ_∞	Viskozite	$[ML^{-1}T^{-1}]$

Temel boyutlar ($K = 3$)

Kütle	$[M]$
Uzunluk	$[L]$
Zaman	$[T]$

Π çarpanı sayısı

$$N - K = 6 - 3 = 3$$

Buckingham Pi Teoremi :

$$f(\Pi_1, \Pi_2, \Pi_3) = 0$$

Pi teoreminin Aerodinamik Kuvvet için Uygulaması

Buckingham Pi Teoremi :

$$f(\Pi_1, \Pi_2, \Pi_3) = 0$$

Π Çarpanları

$$\begin{aligned}\Pi_1 &= f_1(\rho_\infty, V_\infty, D, R) \\ \Pi_2 &= f_2(\rho_\infty, V_\infty, D, \mu_\infty) \\ \Pi_3 &= f_3(\rho_\infty, V_\infty, D, a_\infty)\end{aligned}$$

Π_1 için boyut analizi

$$\Pi_1 = (\rho_\infty)^a (V_\infty)^b (D)^c R \quad \Rightarrow \quad [0] = [ML^{-3}]^a [LT^{-1}]^b [L]^c [MLT^{-2}]$$

$[M]$ Kütle boyutu için

$$0 = a + 1 \quad \rightarrow \quad a = -1$$

$[L]$ Uzunluk boyutu için

$$0 = -3a + b + c + 1 \quad \rightarrow \quad c = -2$$

$[T]$ Zaman boyutu için

$$0 = -b - 2 \quad \rightarrow \quad b = -2$$

$$\Pi_1 = (\rho_\infty)^{-1} (V_\infty)^{-2} (D)^{-2} R \quad \Rightarrow$$

$$\Pi_1 = \frac{R}{\frac{1}{2}\rho_\infty V_\infty^2 D^2} = C_R$$

Kuvvet katsayısı

Pi teoreminin Aerodinamik Kuvvet için Uygulaması

Π_2 için boyut analizi

$$\Pi_2 = \rho_\infty (V_\infty)^a (D)^b (\mu_\infty)^c \quad \Rightarrow \quad [0] = [ML^{-3}] [LT^{-1}]^a [L]^b [ML^{-1}T^{-1}]^c$$

[M] Kütle boyutu için	$0 = 1 + c$	\rightarrow	$c = -1$
[L] Uzunluk boyutu için	$0 = -3 + a + b - c$	\rightarrow	$b = 1$
[T] Zaman boyutu için	$0 = -a - c$	\rightarrow	$a = 1$

$$\Pi_2 = \rho_\infty (V_\infty)^1 (D)^1 (\mu_\infty)^{-1} \quad \Rightarrow \quad \boxed{\Pi_2 = \frac{\rho_\infty V_\infty D}{\mu_\infty} = Re} \quad \text{Reynolds sayısı}$$

Pi teoreminin Aerodinamik Kuvvet için Uygulaması

Π_3 için boyut analizi

$$\Pi_3 = (\rho_\infty)^a V_\infty (D)^b (a_\infty)^c \quad \Rightarrow \quad [0] = [ML^{-3}]^a [LT^{-1}] [L]^b [LT^{-1}]^c$$

[M] Kütle boyutu için	$0 = a$	\rightarrow	$a = 0$
[L] Uzunluk boyutu için	$0 = -3a + 1 + b + c$	\rightarrow	$b = 0$
[T] Zaman boyutu için	$0 = -1 - c$	\rightarrow	$c = -1$

$$\Pi_3 = (\rho_\infty)^0 V_\infty (D)^0 (a_\infty)^{-1} \quad \Rightarrow \quad \boxed{\Pi_3 = \frac{V_\infty}{a_\infty} = M_\infty} \quad \text{Mach sayısı}$$

Pi teoreminin Aerodinamik Kuvvet için Uygulaması

$$f(\Pi_1, \Pi_2, \Pi_3) = 0 \quad \Rightarrow \quad f(C_R, Re, M_\infty) = 0$$

$$C_R = f(Re, M_\infty) = \frac{R}{\frac{1}{2}\rho_\infty V_\infty^2 D^2}$$

Pi teoreminin Aerodinamik Moment için Uygulaması

Benzeri işlemler moment için yapılarak

$$f(C_M, Re, M_\infty) = 0$$

\Rightarrow

$$C_M = f(Re, M_\infty) = \frac{M}{\frac{1}{2}\rho_\infty V_\infty^2 D^3}$$

Aerodinamik Katsayılar

Herhangi verilmiş bir - geometri,
- pürüzlülük ve
- doğrultu

halinde

Aerodinamik kuvvet için

$$C_R = f(G, Re, M_\infty) = \frac{R}{\frac{1}{2}\rho_\infty V_\infty^2 S}$$

Aerodinamik moment için

$$C_M = f(G, Re, M_\infty) = \frac{M}{\frac{1}{2}\rho_\infty V_\infty^2 S D}$$

S: Karakteristik alan
D: Karakteristik uzunluk

Aerodinamik Katsayılar

Taşıma kuvveti için

$$C_L = C_L(G, Re, M_\infty) = \frac{2L}{\rho_\infty V_\infty^2 S}$$

Sürüklenme kuvveti için

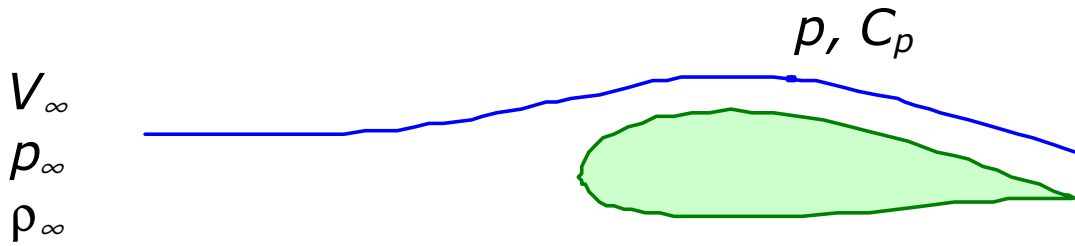
$$C_D = C_D(G, Re, M_\infty) = \frac{2D}{\rho_\infty V_\infty^2 S}$$

Yunuslama momenti için

$$C_{M_y} = C_{M_y}(G, Re, M_\infty) = \frac{2M_y}{\rho_\infty V_\infty^2 S c}$$

- S: Kanat üst görünüm alanı
c: Ortalama veter uzunluğu

Basınç Katsayısı



$$C_p = \frac{p - p_\infty}{\frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2}$$

$$q_\infty = \frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2$$

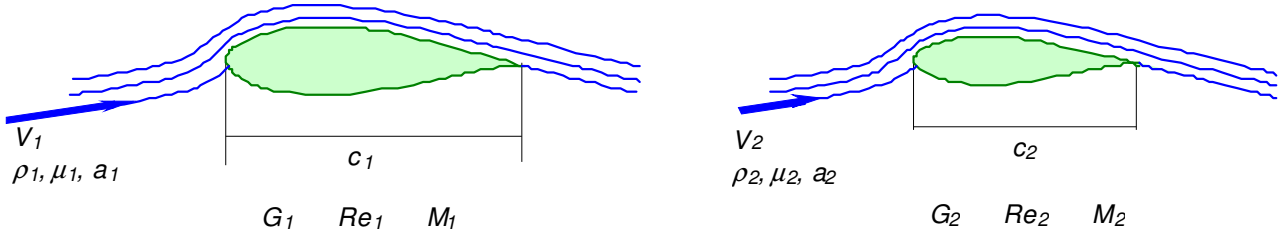
Dinamik Basınç

Dinamik Benzerlik

Aerodinamik katsayılar, $C_R = C_R(G, Re, M_\infty) = \frac{2R}{\rho_\infty V_\infty^2 S}$ $C_M = C_M(G, Re, M_\infty) = \frac{2M}{\rho_\infty V_\infty^2 S c}$

- aerodinamik kuvvetten (momentten), uçuş hızından, havanın yoğunluğundan ve karakteristik alandan bağımsız olup

- sadece **geometrik şekil ve doğrultu** ile **Re ve M sayılarına** bağlıdır.



O halde: **Geometrik şekilleri ve uçuş doğrultuları benzer** olan iki cisim için

- Re ve M sayıları aynı ise “Dinamik Benzerlik” vardır denir ve
- Aerodinamik katsayılar da aynı olur.

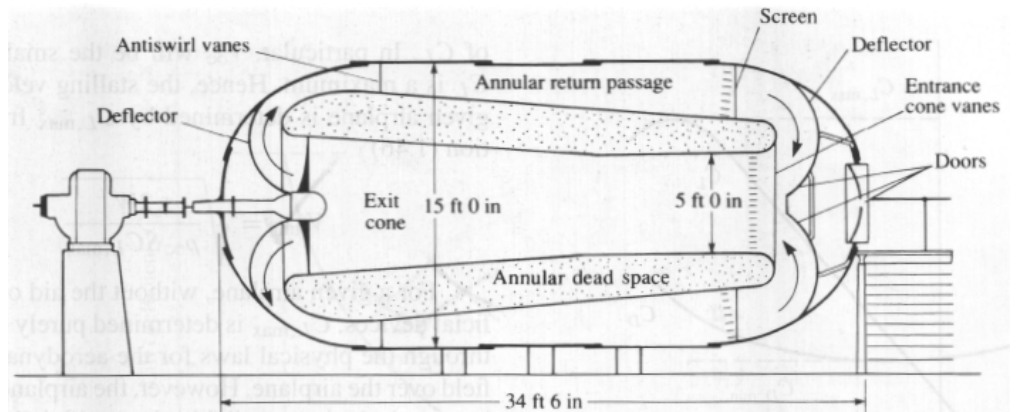
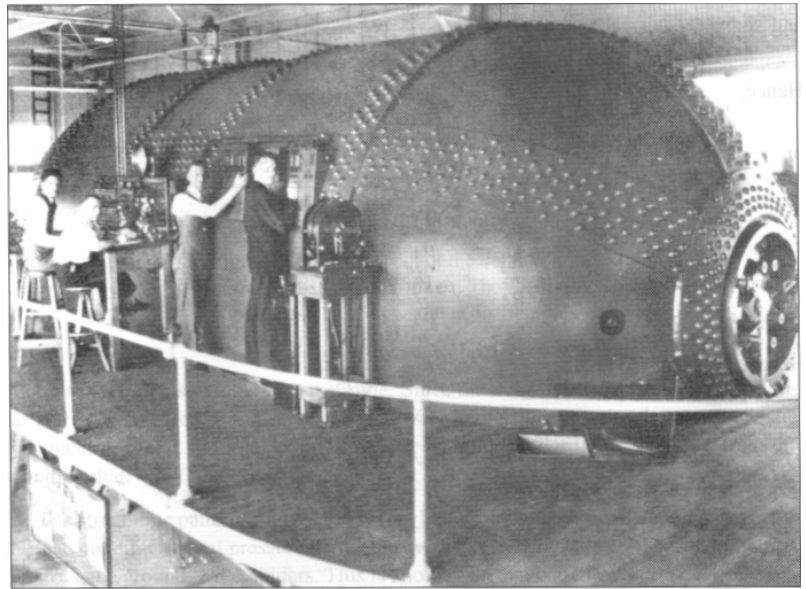
NACA Değişken Yoğunluklu Rüzgar Tüneli

NACA Langley Memorial Laboratory at Hampton, Virginia.

Kuruluşu: Ekim 1922

1940 lı yıllara kadar kanat profili geliştirilmesinde kullanıldı

20 atm basınç



Örnek problem:

Biri diğ erinin 4 katı çapa sahip iki dairesel silindir etrafındaki 2-boyutlu akımı dikkate alınız.

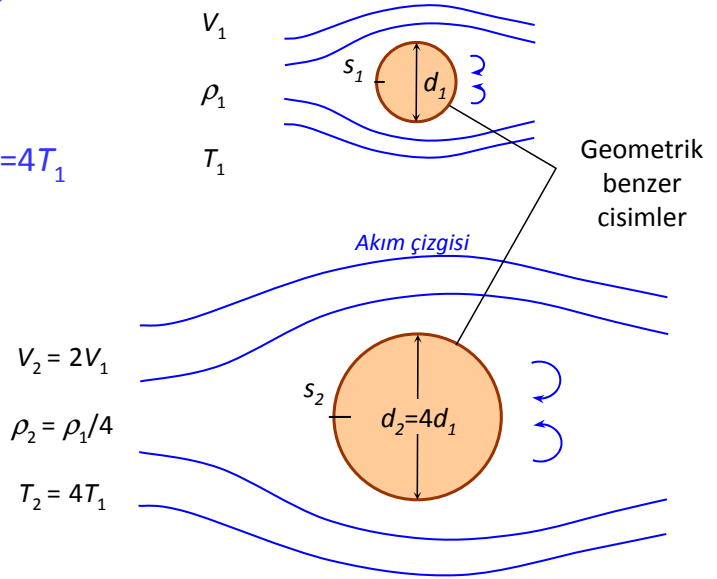
Serbest akım yoğunluğu, hızı ve sıcaklığı:

küçük daire için ρ_1, V_1, T_1

büyük daire için $\rho_2 = \rho_1/4, V_2 = 2V_1, T_2 = 4T_1$

şeklinde verilmiştir.

μ ve a büyüklüklerini $T^{1/2}$ ile orantılı kabul ederek akımların dinamik benzer olduğunu gösteriniz.



MAY - Aerodinamik ders notları

19

Çözüm:

$$\frac{\mu_2}{\mu_1} = \sqrt{\frac{T_2}{T_1}} = \sqrt{\frac{4T_1}{T_1}} = 2$$

$$\frac{a_2}{a_1} = \sqrt{\frac{T_2}{T_1}} = 2$$

$$M_1 = \frac{V_1}{a_1}$$

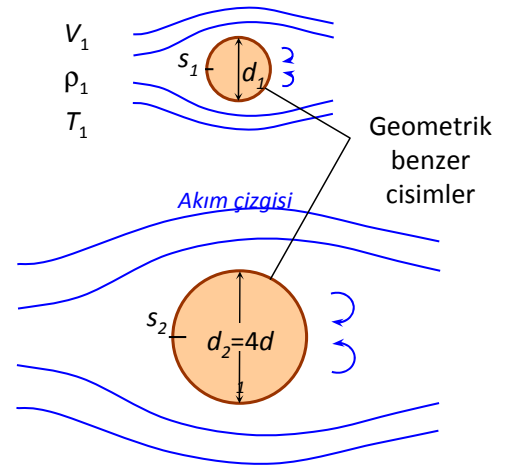
$$M_2 = \frac{V_2}{a_2} = \frac{2V_1}{2a_1} = \frac{V_1}{a_1} = M_1$$

Mach sayıları eşit

$$Re_1 = \frac{\rho_1 V_1 d_1}{\mu_1}$$

$$Re_2 = \frac{\rho_2 V_2 d_2}{\mu_2} = \frac{(\rho_1/4)(2V_1)(4d_1)}{2\mu_1} = \frac{\rho_1 V_1 d_1}{\mu_1} = Re_1$$

Re sayıları eşit



MAY - Aerodinamik ders notları

20

Örnek problem:

ISA koşullarında basıncın 432.6 lb/ft^2 ve sıcaklığın 390°R olduğu $38,000 \text{ ft}$ irtifada bir Boeing 747 yolcu uçağının 550 mi/h hızla seyir uçuşu göz önüne alınarak uçağın $1/50$ ölçekli bir modeli üzerinde, sıcaklığın 430°R olduğu bir rüzgar tüneline test yapılacaktır. Deney ve uçuş koşullarındaki aerodinamik katsayıların aynı olması için gerekli test hızı ve basıncını hesaplayınız.

Not: μ ve α 'nın her ikisinin de $T^{1/2}$ ile orantılı olduğunu kabul ediniz.

Çözüm:

Aerodinamik katsayıların aynı olması için "dinamik benzerlik" sağlanmalıdır. Uçuş koşulları 1 ve test koşulları 2 olmak üzere

$$M_1 = M_2$$

$$Re_1 = Re_2$$

$$V_1 = 550 \text{ (mi/h)} \times 0.44704 = 245.9 \text{ m/s}$$

$$a_1 = \sqrt{\gamma RT_1} = \sqrt{1.4 \times 1718 \times 390} = 968.5 \text{ (ft/s)} \times 0.3048 = 295.2 \text{ m/s}$$

$$M_1 = \frac{V_1}{a_1} = \frac{245.9}{295.2} = 0.833$$

Sıkıştırılabilir akım rejimi:
Öncelikle Mach sayıları eşitlenmeli

$$\left. \begin{array}{l} M_1 = V_1 / a_1 \\ M_2 = V_2 / a_2 \end{array} \right\} M_1 = M_2 \rightarrow \frac{V_2}{V_1} = \frac{a_2}{a_1} \rightarrow \frac{V_2}{V_1} = \sqrt{\frac{T_2}{T_1}}$$
$$V_2 = V_1 \sqrt{\frac{T_2}{T_1}} = 550 \sqrt{\frac{430}{390}} = 577.5 \text{ mi/h}$$

$$\left. \begin{array}{l} Re_1 = \rho_1 V_1 c_1 / \mu_1 \\ Re_2 = \rho_2 V_2 c_2 / \mu_2 \end{array} \right\} Re_1 = Re_2 \rightarrow \frac{\rho_2}{\rho_1} = \frac{V_1}{V_2} \frac{c_1}{c_2} \frac{\mu_2}{\mu_1} \rightarrow \frac{\rho_2}{\rho_1} = \sqrt{\frac{T_1}{T_2}} \frac{c_1}{c_2} \sqrt{\frac{T_2}{T_1}} = \frac{c_1}{c_2} = 50$$

$$\left. \begin{array}{l} p_1 = \rho_1 RT_1 \\ p_2 = \rho_2 RT_2 \end{array} \right\} \rightarrow \frac{p_2}{p_1} = \frac{\rho_2}{\rho_1} \frac{T_2}{T_1} = (50) \left(\frac{430}{390} \right) = 55.1$$

$$p_2 = 55.1 p_1 = (55.1)(432.6) = 23.836 \text{ lb/ft}^2$$

$$1 \text{ atm} = 2116 \text{ lb/ft}^2 \rightarrow p_2 = 23.836 / 2116 = 11.266 \text{ atm}$$

Örnek problem:

4 atm basınç ve 23 °C sıcaklıkta deney yapılan bir rüzgar tüneline serbest akım hızı en fazla 150 m/s yapılabilmekte, bu rüzgar tüneline balansı ile en fazla 7000 N luk taşıma kuvveti ölçülebilmektedir. Buna göre standart atmosfer şartlarında, 8000 m sabit irtifada sabit hızla düzgün simetrik uçuş yapacak olan bir uçak için yapılacak deneylerde dinamik benzerliğin sağlanabilmesi için a) uçuş hızı ve b) uçağın ağırlığı en fazla ne olabilir, hesaplayınız.

Not: Yerçekimi ivmesi 9.81 m/s², cıvanın yoğunluğu 13.6 gr/cm³, havanın gaz sabiti 287 J/kg°K, standart şartlarda deniz seviyesindeki atmosfer basıncı 760 mm Civa Sütunu ve sıcaklığı 15°C olarak alınacaktır. Havanın viskozitesinin sıcaklıkla değişimi için $\mu/\mu_r=(T/T_r)^{0.75}$ bağıntısı verilmektedir.

Çözüm:

Akım sıkıştırılabilir olup dinamik benzerlik için Re sayıları yanında öncelikle M sayılarının da eşitliği gereklidir.

$$a) \quad \boxed{M_u = M_d} \Rightarrow M = \frac{V_u}{a_u} = \frac{V_d}{a_d} \Rightarrow V_u = V_d \frac{a_u}{a_d} = V_d \frac{\sqrt{\gamma R T_u}}{\sqrt{\gamma R T_d}} \Rightarrow V_u = V_d \sqrt{\frac{T_u}{T_d}}$$

Deney ortamında sıcaklık $T_d = 273 + 23 = 296^\circ K$

8000 m irtifada sıcaklık $T_u = T_0 - \lambda h = 288 - (6.5 \cdot 10^{-3}) \times (8 \cdot 10^3) = 236^\circ K$

Buna göre uçağın hızı $V_u = 150 \sqrt{\frac{236}{296}} = \boxed{133.94 \text{ m/s}}$

MAY - Aerodinamik ders notları

23

b) Re sayılarının eşitliğinden

$$Re = \frac{\rho_u V_u c_u}{\mu_u} = \frac{\rho_d V_d c_d}{\mu_d} \Rightarrow \frac{c_u}{c_d} = \frac{\rho_d V_d \mu_u}{\rho_u V_u \mu_d}$$

DS nde SA şartlarında basınç $p_0 = 1 \text{ atm} = 760 \times 13.6 \times 9.81 = 101396 \text{ Pa}$

DS nde SA şartlarında sıcaklık $T_0 = 273 + 15 = 288^\circ K$

DS nde SA şartlarında yoğunluk $\rho_0 = \frac{p_0}{R T_0} = \frac{101396}{287 \times 288} = 1.2267 \text{ kg/m}^3$

İrtifa ile yoğunluk değişimi üssü $\frac{g}{\lambda R} - 1 = \frac{9.81}{0.0065 \times 287} - 1 = 4.259$

Uçuş irtifasında yoğunluk $\rho_u = \rho_0 \left(\frac{T_u}{T_0} \right)^{\frac{g}{\lambda R}} = 1.2267 \times \left(\frac{236}{288} \right)^{4.259} = 0.5254 \text{ kg/m}^3$

Deney ortamında yoğunluk $\rho_d = \frac{4 p_0}{R T_d} = \frac{4 \times 101396}{287 \times 296} = 4.7743 \text{ kg/m}^3$

Viskoziteler oranı $\mu_u / \mu_d = (T_u / T_d)^{0.75} = (236 / 296)^{0.75} = 0.8437$

Buna göre, model ölçeği $\frac{c_u}{c_d} = \frac{4.7743}{0.5254} \times \frac{150}{133.94} \times 0.8438 = \boxed{8.59}$

MAY - Aerodinamik ders notları

24

Dinamik benzerliğin sonucu

$$C_{Lu} = C_{Ld}$$

$$\frac{2W}{\rho_u V_u^2 S_u} = \frac{2L_d}{\rho_d V_d^2 S_d} \Rightarrow W = L_d \frac{\rho_u}{\rho_d} \left(\frac{V_u c_u}{V_d c_d} \right)^2$$

Buna göre uçağın maksimum ağırlığı

$$W = 7000 \times \frac{0.5254}{4.7743} \times \left(\frac{133.94}{150} \times 8.59 \right)^2$$

$$W = 45288 \text{ N}$$

Örnek problem:

Bir uçağın geometrik benzer iki farklı modeli üzerinde iki farklı rüzgar tüneline deneysel çalışmalar yapılmıştır.

Birinci rüzgar tüneline deniz seviyesinden 1500 m yüksekteki bir yörede yer almakta olup, bu rüzgar tüneline 1/4 ölçekli model üzerinde yapılan deneyler sırasında serbest akım hızı 70m/s, sıcaklığı 18°C, basıncı ise rüzgar tüneline dışındaki çevre ortam basıncından 100 mm su sütunu kadar daha küçük ölçülmüştür.

İkinci rüzgar tüneline basınçlandırılabilir türde olup, burada 1/8 ölçekli model üzerinde yapılan deneyler sırasında serbest akım hızı 80m/s ve sıcaklığı da 22°C olarak ölçülmüştür.

a) Bu iki deney arasında dinamik benzerlik sağlandığına göre ikinci rüzgar tüneline basıncın kaç atmosfer olduğunu hesaplayınız.

b) Birinci modele 800N luk bir taşıma kuvveti etkidiğine göre ikinci modele etkiyen taşıma kuvvetini bulunuz.

NOT: Hava için $R=287\text{J/kg}^\circ\text{K}$, civanın yoğunluğu için 13.6gr/cm^3 , yerçekimi ivmesi için $g=9.81\text{m/s}^2$ alınız. Ayrıca ve bağıntıları verilmiştir.

Çözüm:

a) Problem bir düşük hız problemi olup, dinamik benzerlik için Reynolds sayılarının eşitliği yeterlidir. Mach sayılarının ayrıca eşitlenmesine gerek yoktur.

Dinamik benzerlik nedeniyle $Re_1 = Re_2 \implies \frac{\rho_1 V_1 D_1}{\mu_1} = \frac{\rho_2 V_2 D_2}{\mu_2}$

Böylece 2. rüzgar tüneline yoğunluk $\rho_2 = \rho_1 \frac{V_1 D_1 \mu_2}{V_2 D_2 \mu_1}$

1. rüzgar tüneline sıcaklık $T_1 = 273 + 18 = 291 \text{ K}$

1500 m irtifada sıcaklık $T_{at} = 288 - 1.5 \times 6.5 = 278.25 \text{ K}$

1500 m irtifada basınç $p_{at} = p_0 \left(\frac{T_{at}}{T_0} \right)^{\frac{g}{\lambda R}} = 101396 \times (278.25/288)^{5.259} = 84599.2 \text{ Pa}$

1. rüzgar tüneline basınç $p_1 = p_{at} - \Delta p = 84599.2 - 100 \times 1 \times 9.81 = 83618.2 \text{ Pa}$

1. rüzgar tüneline yoğunluk $\rho_1 = \frac{p_1}{RT_1} = \frac{83618.2}{287 \times 291} = 1.0012 \text{ kg/m}^3$

1. rüzgar tüneline hız $V_1 = 70 \text{ m/s}$

MAY - Aerodinamik ders notları

27

2. rüzgar tüneline sıcaklık $T_2 = 273 + 22 = 295 \text{ K}$

2. rüzgar tüneline hız $V_2 = 80 \text{ m/s}$

Model boylarının oranı $\frac{d_1}{d_2} = \frac{1/4}{1/8} = 2$

Viskoziteler oranı $\frac{\mu_2}{\mu_1} = \left(\frac{T_2}{T_1} \right)^{0.75} = \left(\frac{295}{291} \right)^{0.75} = 1.0103$

Böylece 2. tünelde yoğunluk $\rho_2 = 1.0012 \times \frac{70}{80} \times 2 \times 1.0103 = 1.7702 \text{ kg/m}^3$

2. rüzgar tüneline basınç $p_2 = \rho_2 RT_2 = 1.7702 \times 287 \times 291 = 149870 \text{ Pa}$

Atmosfer basıncı cinsinden $p_2 = \frac{149870}{101396} = 1.478 \text{ at}$

MAY - Aerodinamik ders notları

28

b) Dinamik benzerliğin sonucu

$$C_{L1} = C_{L2} \rightarrow \frac{2L_1}{\rho_1 V_1^2 S_1} = \frac{2L_2}{\rho_2 V_2^2 S_2}$$

İkinci modele etkiyen kuvvet

$$L_2 = L_1 \frac{\rho_2}{\rho_1} \frac{V_2^2}{V_1^2} \frac{S_2}{S_1}$$

Birinci modele etkiyen kuvvet

$$L_1 = 800 \text{ N}$$

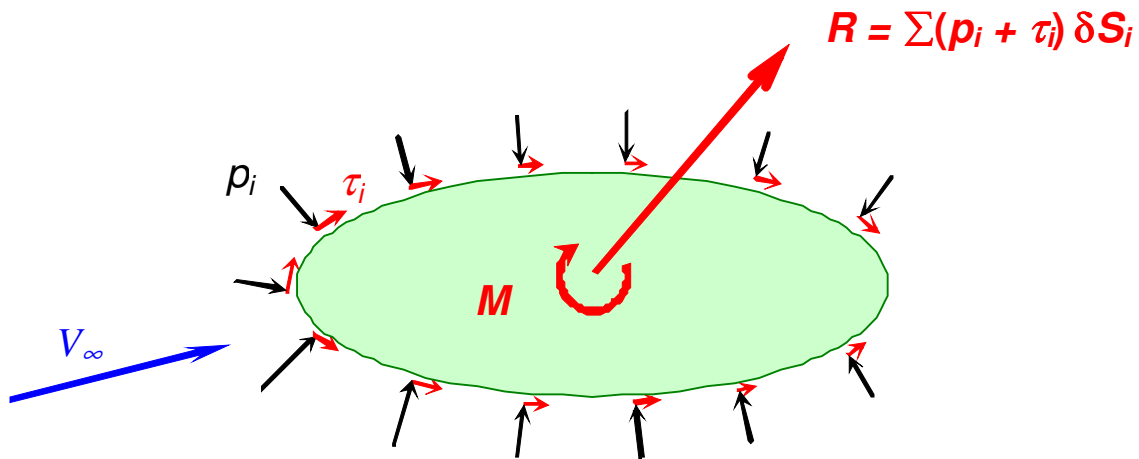
Alanlar oranı

$$\frac{S_2}{S_1} = \left(\frac{d_2}{d_1}\right)^2 = \left(\frac{70}{80}\right)^2 = \frac{1}{2^2} = \frac{1}{4}$$

Böylece

$$L_2 = 800 \times \frac{1.7702}{1.0012} \times \left(\frac{80}{70}\right)^2 \times \frac{1}{4} = \boxed{461.8 \text{ N}}$$

Basınç ve Sürtünme Kuvvetlerinin İntegrasyonu



Basınç ve sürtünme kuvvetlerinin dağılımlarının bilinmesi halinde bunların yüzey boyunca integrasyonu ile aerodinamik kuvvet ve moment bileşenleri elde edilebilir.

İntegrasyon yüzey geometrisinin karakterine uygun bir biçimde yapılır.

Örnek problem

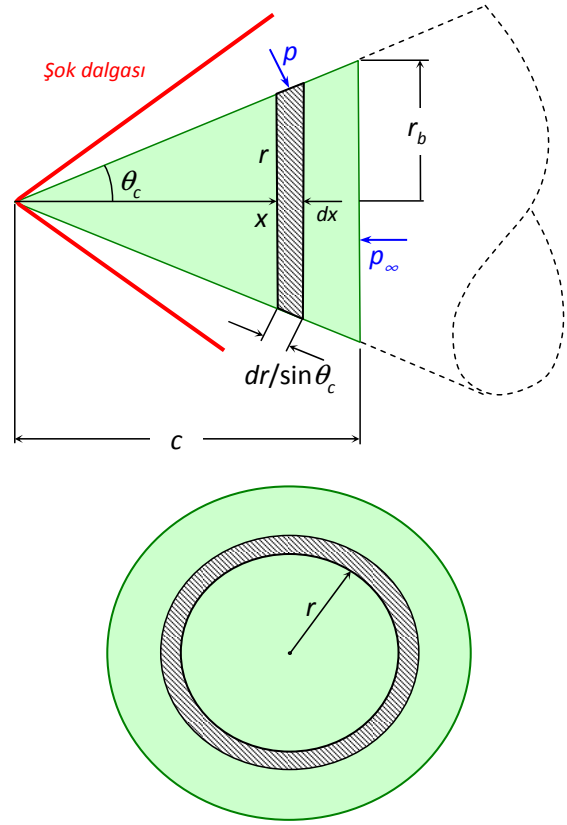
Hipersonik akımda sıfır hücum açısıyla yer alan, θ_c yarı-tepe açısına sahip bir koni etrafındaki basınç dağılımı için yaklaşık bir ifade

$$C_p = 2 \sin^2 \theta_c$$

şeklinde verilmiş olup basınç katsayıları bütün yüzey boyunca sabittir.

Koninin taban basıncını $p=p_\infty$ olarak ve sürtünme etkilerini ihmal ederek koninin sürüklenme katsayısını hesaplayınız.

Katsayı için referans olarak koninin taban alanını alınız.



Taralı şerit alan üzerine etkiyen sürüklenme

$$(p \sin \theta_c)(2\pi r) \frac{dr}{\sin \theta_c} = 2\pi r p dr$$

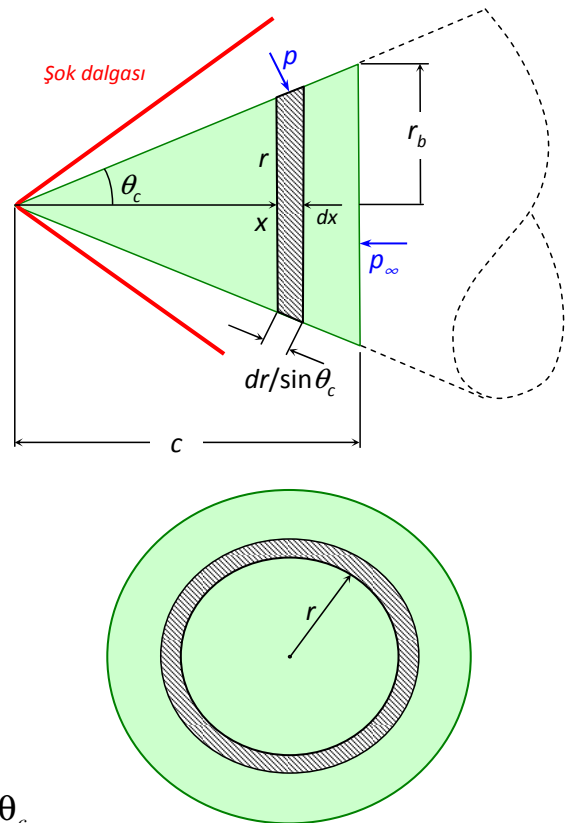
Toplam sürüklenme

$$D = \int_0^{r_b} 2\pi r p dr - \int_0^{r_b} 2\pi r p_\infty dr$$

$$= \int_0^{r_b} 2\pi r (p - p_\infty) dr = \pi (p - p_\infty) r_b^2$$

Sürüklenme katsayısı

$$c_D = \frac{D}{q_\infty \pi r_b^2} = \frac{\pi r_b^2 (p - p_\infty)}{q_\infty \pi r_b^2} = C_p = C_D = 2 \sin^2 \theta_c$$



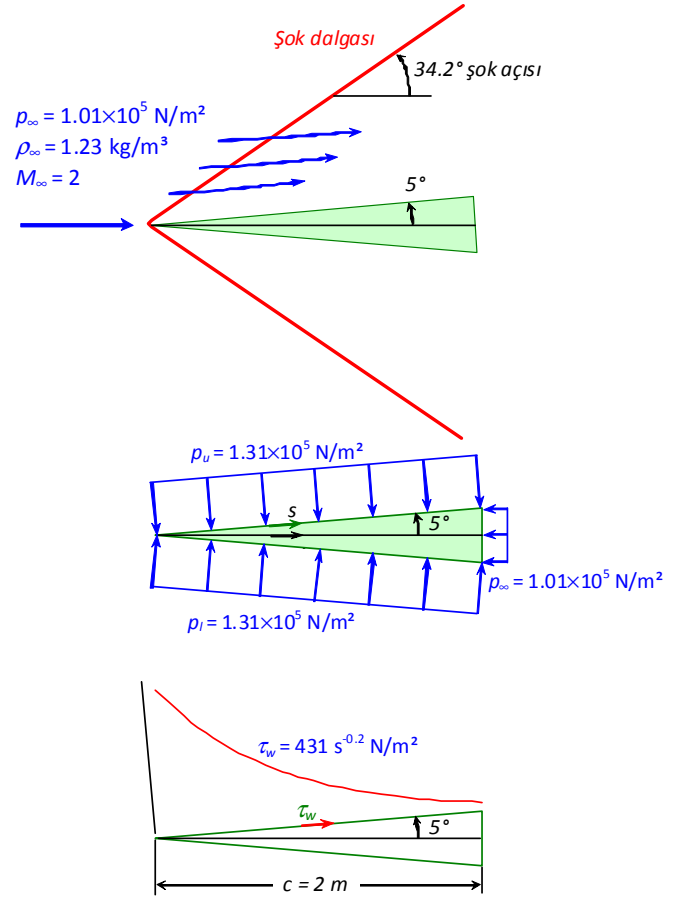
Örnek problem

Deniz seviyesinde basıncın $1.01 \times 10^5 \text{ N/m}^2$ ve yoğunluğun 1.23 kg/m^3 olduğu standart atmosfer koşullarında, 2 Mach sayısındaki süpersonik akımda yer alan kama biçimindeki iki-boyutlu cismin yarı-tepe açısı 5° dir.

Cismin üst ve alt yüzeyleri boyunca basınçlar sabit olup büyüklüğü $p_u = p_l = 1.31 \times 10^5 \text{ N/m}^2$, taban basıncı ise p_∞ 'a eşittir.

Teğetsel gerilme üst ve alt yüzeyler boyunca $\tau_w = 431 \text{ s}^{-0.2}$ şeklinde değişmektedir.

Veter uzunluğu 2 m olduğuna göre sürükleme katsayısını hesaplayınız .



MAY - Aerodinamik ders notları

33

Üst yüzeyin uzunluğu

$$b = \frac{c}{\cos \theta}$$

Üst yüzeye etkiyen basınç kuvveti

$$p_u (b \times 1) = \frac{p_u c}{\cos \theta}$$

Üst yüzeye etkiyen basınç sürüklemesi

$$\frac{p_u c}{\cos \theta} \sin \theta = p_u c \tan \theta$$

Alt yüzeye etkiyen basınç sürüklemesi

$$p_l c \tan \theta$$

Taban yüksekliği

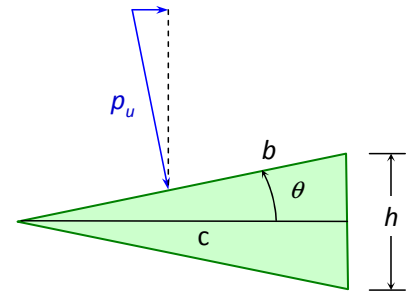
$$h = 2c \tan \theta$$

Tabana etkiyen basınç sürüklemesi

$$-p_\infty h = -2p_\infty c \tan \theta$$

Toplam basınç sürüklemesi

$$d_p = (p_u + p_l - 2p_\infty) c \tan \theta$$



MAY - Aerodinamik ders notları

34

Üst yüzeye etkiyen
sürtünme kuvveti

$$431 \int_0^b s^{-0.2} ds = 431 \frac{b^{0.8}}{0.8} = \frac{431}{0.8} \left(\frac{c}{\cos \theta} \right)^{0.8}$$

Üst yüzeye etkiyen
sürtünme sürüklemesi

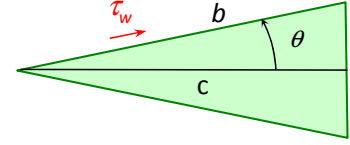
$$\frac{431}{0.8} \left(\frac{c}{\cos \theta} \right)^{0.8} \cos \theta$$

Alt yüzeye etkiyen
sürtünme sürüklemesi

$$\frac{431}{0.8} \left(\frac{c}{\cos \theta} \right)^{0.8} \cos \theta$$

Toplam sürtünme
sürüklemesi

$$d_f = 2 \times \frac{431}{0.8} \left(\frac{c}{\cos \theta} \right)^{0.8} \cos \theta$$



$c = 2 \text{ m}$ ve $\theta = 5^\circ$ için

Basınç sürüklemesi
kuvveti

$$d_p = 2 \times (1.31 \times 10^5 - 1.01 \times 10^5) (2) \tan 5^\circ = \boxed{1.0499 \times 10^4 \text{ N}}$$

Sürtünme sürüklemesi
kuvveti

$$d_f = 2 \times \frac{431}{0.8} \left(\frac{2}{\cos 5^\circ} \right)^{0.8} \cos 5^\circ = \boxed{0.18746 \times 10^4 \text{ N}}$$

MAY - Aerodinamik ders notları

35

Toplam sürüklemesi
kuvveti

$$d = d_p + d_f = 1.0499 \times 10^4 + 0.1875 \times 10^4 = 1.2374 \times 10^4 \text{ N}$$

Referans alan

$$S = c \times 1 = 2 \text{ m}^2$$

Ses hızı

$$a = \sqrt{\gamma R T_\infty} = \sqrt{1.4 \times 287 \times 288} = 340.2 \text{ m/s}$$

Serbest akım hızı

$$V_\infty = M_\infty a_\infty = 2 \times 340.2 = 640.4 \text{ m/s}$$

Dinamik basınç

$$q_\infty = \frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2 = \frac{1}{2} \times 1.23 \times (640.4)^2 = 2.847 \times 10^5 \text{ N/m}^2$$

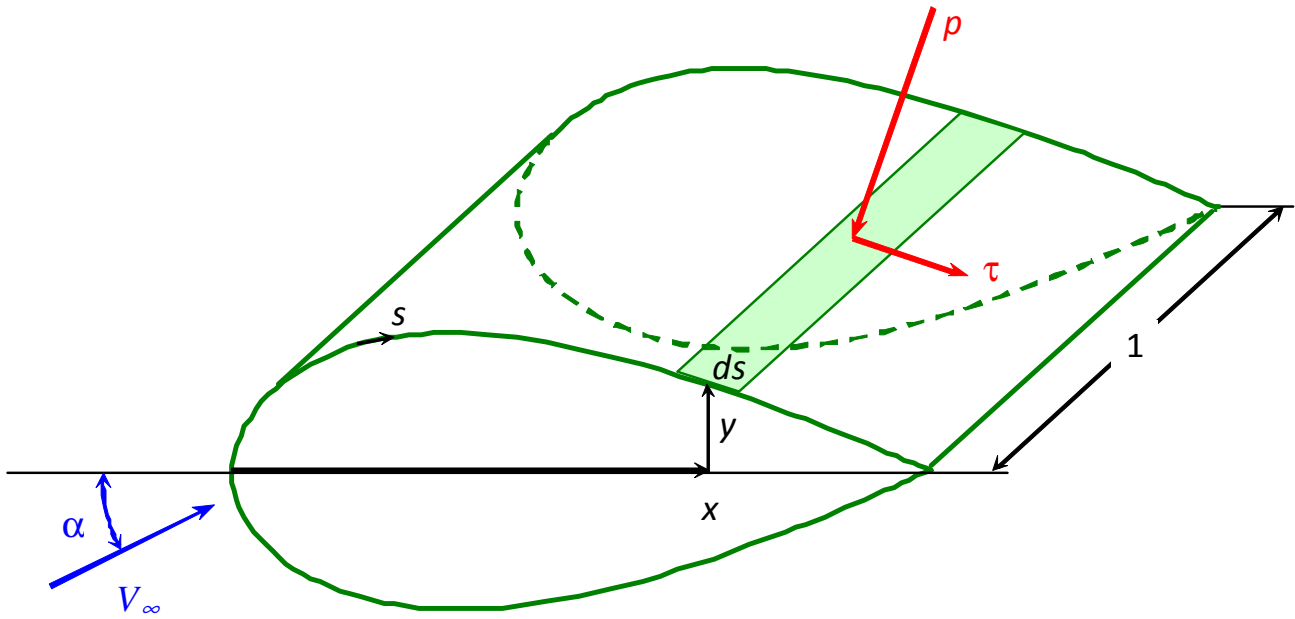
Sürüklemesi katsayısı

$$c_d = \frac{d}{q_\infty S} = \frac{1.2374 \times 10^4}{2.847 \times 10^5 \times 2} = \boxed{0.02173}$$

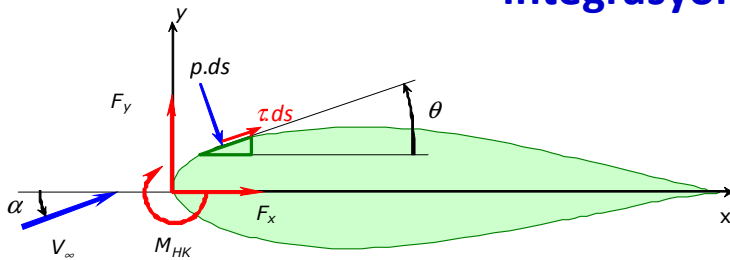
MAY - Aerodinamik ders notları

36

Kanat Profilleri için Basınç ve Sürtünme Kuvvetlerinin İntegrasyonu



Kanat Profilleri için Basınç ve Sürtünme Kuvvetlerinin İntegrasyonu



$$F_x = \oint p ds \sin \theta + \oint \tau ds \cos \theta$$

$$F_y = -\oint p ds \cos \theta + \oint \tau ds \sin \theta$$

$$M_{HK} = \oint x p ds \cos \theta + \oint y p ds \sin \theta$$

$$- \oint x \tau ds \sin \theta + \oint y \tau ds \cos \theta$$

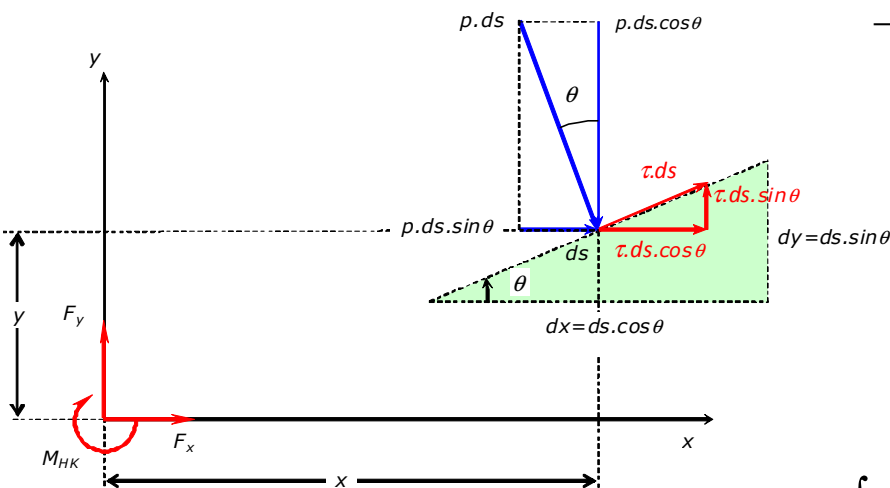
$$ds \cos \theta = dx$$

$$ds \sin \theta = dy$$

$$F_x = \oint p dy + \oint \tau dx$$

$$F_y = -\oint p dx + \oint \tau dy$$

$$M_{HK} = \oint p (x dx + y dy) + \oint \tau (y dx - x dy)$$



Kanat Profilleri için Basınç ve Sürtünme Kuvvetlerinin İntegrasyonu

$$F_x = \oint p \, dy + \oint \tau \, dx$$

$$F_y = -\oint p \, dx + \oint \tau \, dy$$

$$M_{HK} = \oint p (x \, dx + y \, dy) + \oint \tau (y \, dx - x \, dy)$$

$$\oint dx = 0; \quad \oint x \, dx = 0; \quad \oint y \, dx = 0$$

$$\oint dy = 0; \quad \oint y \, dy = 0; \quad \oint x \, dy = 0$$

$$F_x = \oint (p - p_\infty) \, dy + \oint \tau \, dx$$

$$F_y = -\oint (p - p_\infty) \, dx + \oint \tau \, dy$$

$$M_{HK} = \oint (p - p_\infty) (x \, dx + y \, dy) + \oint \tau (y \, dx - x \, dy)$$

$$C_{F_x} = \oint C_p \, d\bar{y} + \oint C_f \, d\bar{x}$$

$$C_{F_y} = -\oint C_p \, d\bar{x} + \oint C_f \, d\bar{y}$$

$$C_m = \oint C_p (\bar{x} \, d\bar{x} + \bar{y} \, d\bar{y}) + \oint C_f (\bar{y} \, d\bar{x} - \bar{x} \, d\bar{y})$$

$$C_{F_x} = \frac{F_x}{q_\infty c}; \quad C_{F_y} = \frac{F_y}{q_\infty c}; \quad C_{mHK} = \frac{M_{HK}}{q_\infty c^2}$$

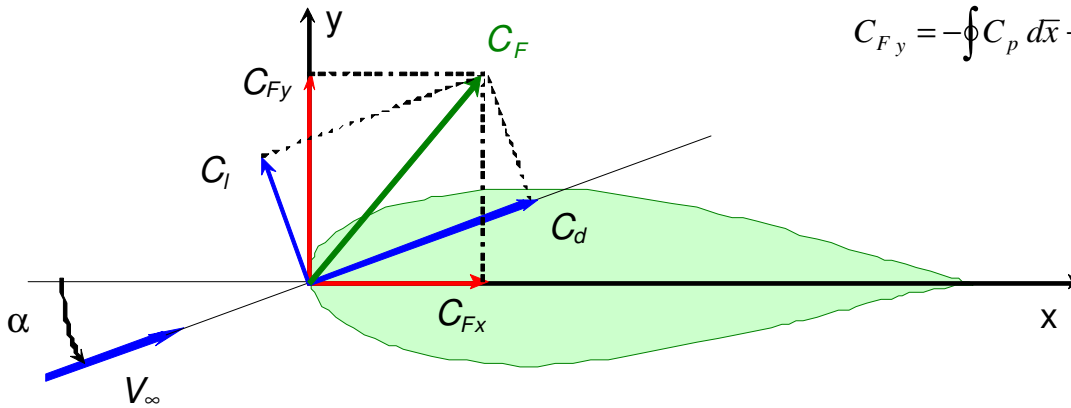
$$C_p = \frac{p - p_\infty}{q_\infty}; \quad C_f = \frac{\tau}{q_\infty}$$

$$\bar{x} = \frac{x}{c}; \quad \bar{y} = \frac{y}{c}$$

Kanat Profilleri için Basınç ve Sürtünme Kuvvetlerinin İntegrasyonu

$$C_{F_x} = \oint C_p \, d\bar{y} + \oint C_f \, d\bar{x}$$

$$C_{F_y} = -\oint C_p \, d\bar{x} + \oint C_f \, d\bar{y}$$

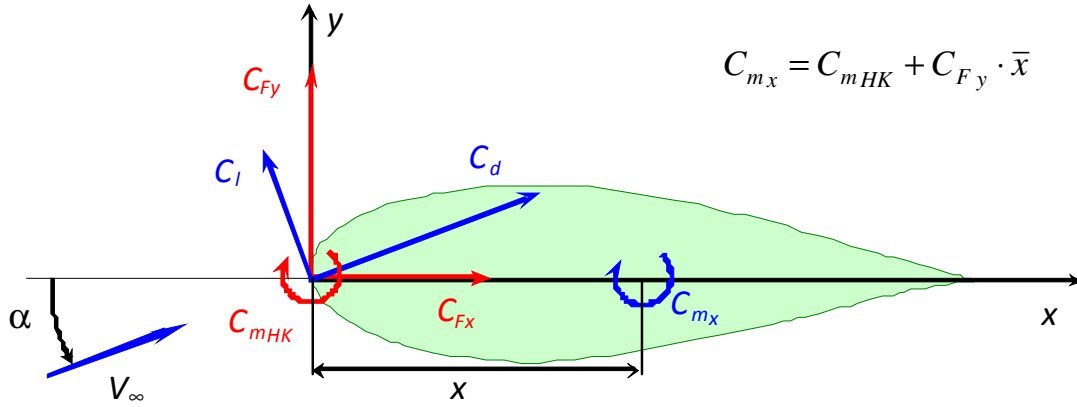


$$C_l = C_{F_y} \cdot \cos \alpha - C_{F_x} \cdot \sin \alpha$$

$$C_d = C_{F_y} \cdot \sin \alpha + C_{F_x} \cdot \cos \alpha$$

Basınç Merkezi

Basınç merkezi aerodinamik kuvvetin uygulama noktasıdır.



Basınç merkezinde aerodinamik moment sıfırdır.

$$C_{m_x} = 0 = C_{m_{HK}} + C_{F_y} \cdot \bar{x}_{cp} \rightarrow \bar{x}_{cp} = -\frac{C_{m_{HK}}}{C_{F_y}}$$

Örnek problem

Düşük hızlı, sıkıştırılamaz akımda NACA 4412 kanat profili için 4° hücum açısında $c_l = 0.85$ ve $c_{m,c/4} = -0.09$ elde edilmiştir. Basınç merkezinin bu hücum açısındaki yerini hesaplayınız

Çözüm

Basınç merkezinde moment

$$0 = C_{m_{HK}} + C_{F_y} \cdot \bar{x}_{cp}$$

Çeyrek veterde moment

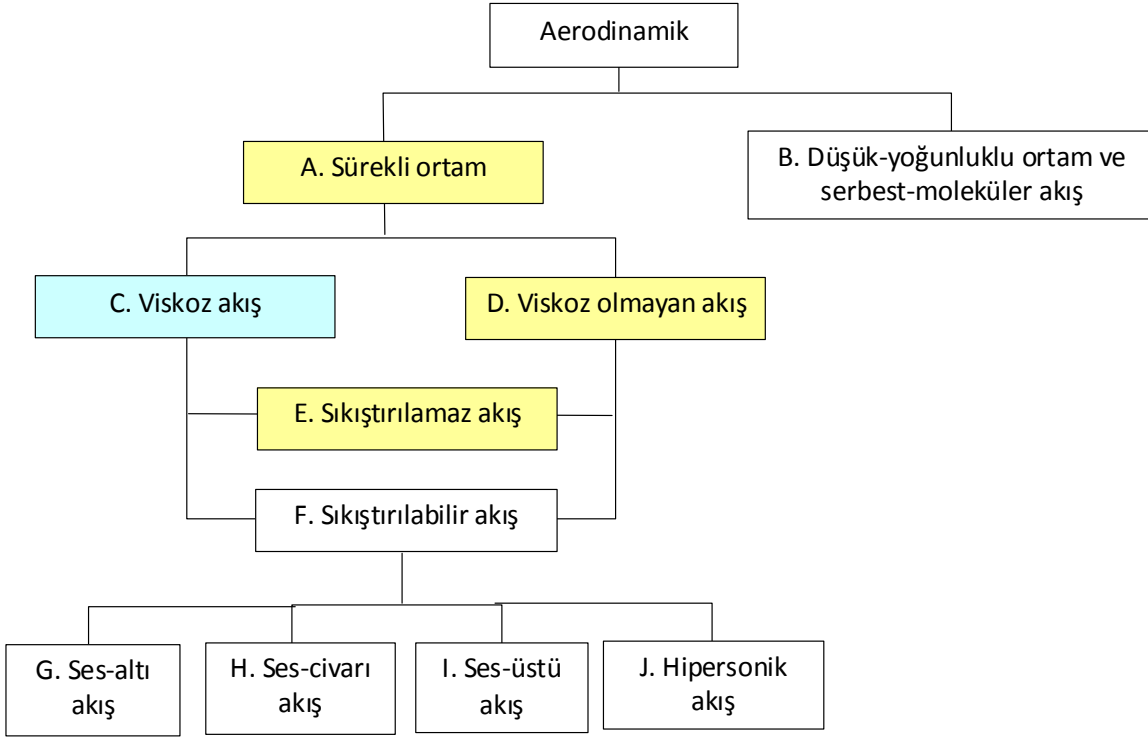
$$C_{m_{c/4}} = C_{m_{HK}} + C_{F_y} \cdot \frac{1}{4}$$

İki eşitlik çıkartılarak

$$C_{m_{c/4}} = C_{F_y} \cdot (0.25 - \bar{x}_{cp})$$

$$\bar{x}_{cp} = 0.25 - \frac{C_{m_{c/4}}}{C_{F_y}} = 0.25 - \frac{-0.09}{0.85} = \boxed{0.356}$$

AKIM TIPLERİ



AKIM TIPLERİ

Sürekli ortam – Serbest moleküler akım

Akışkan içerisindeki *moleküllerin ortalama serbest yörüngeleri* cismin *karakteristik uzunluğundan* daha küçük mertebede ise Cisim akışkanı *sürekli ortam* olarak hisseder
Öyle ki; moleküllerin münferit çarpmaları cisim tarafından ayırt edilemez

Moleküllerin ortalama serbest yörüngeleri cismin karakteristik uzunluğu ile aynı mertebede ise cisim moleküllerin çarpmalarını ayrı ayrı hisseder.
Akım *serbest moleküler akım* olarak nitelendirilir.
Uzay araçları, havanın çok seyrek olduğu atmosferin dış tabakalarında böyle bir akıma maruz kalır.

Bu ders kapsamında akım alanları sürekli ortam olarak kabul edilmektedir.

AKIM TIPLERİ

Viskoz olmayan akım – Viskoz akım

İçerisinde **kütle yayınımlı**, **viskoz yayınımlı** ve **ısı iletimi** gibi transport olayları görülen gerçek akımlar **viskoz akım** olarak bilinir.

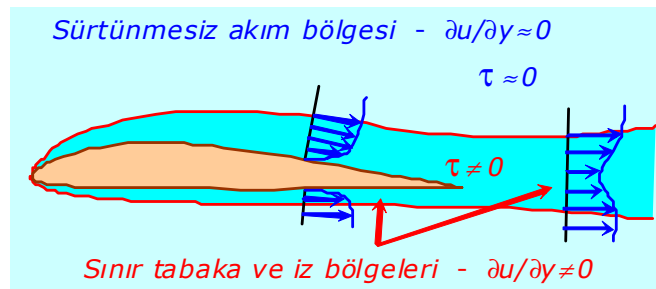
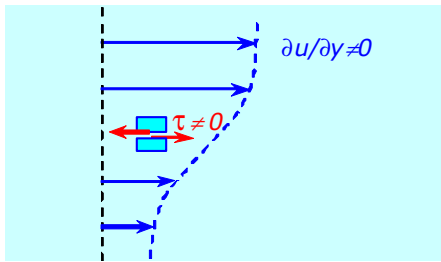
Sürtünme, ısı iletimi ve kütle yayınımlı olmayan akımlar ise **viskoz olmayan akım** olarak nitelendirilir.

Gerçekte viskoz olmayan akışkan yoktur.
Ancak bazı akımlar “viskoz olmayan” kabul edilir.

Teorik olarak viskoz olmayan akım Reynolds sayısının sonsuz olduğu akımdır.

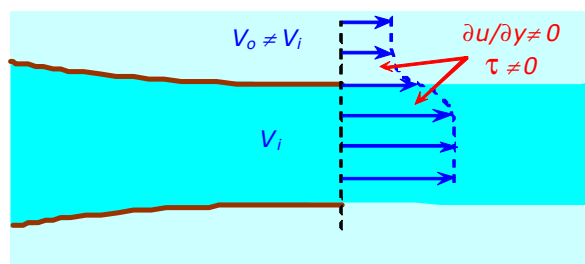
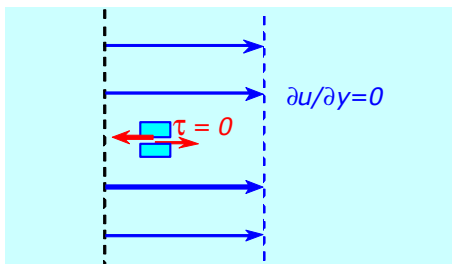
Reynolds sayısının büyük olduğu akımda transport olayları **sınır tabaka** içerisinde görülür. **Bunun dışındaki bütün akım alanı viskoz olmayan akım** kabul edilir.

Viskoz olmayan akım – Viskoz akım



Viskoz (sürtülmeli) akım

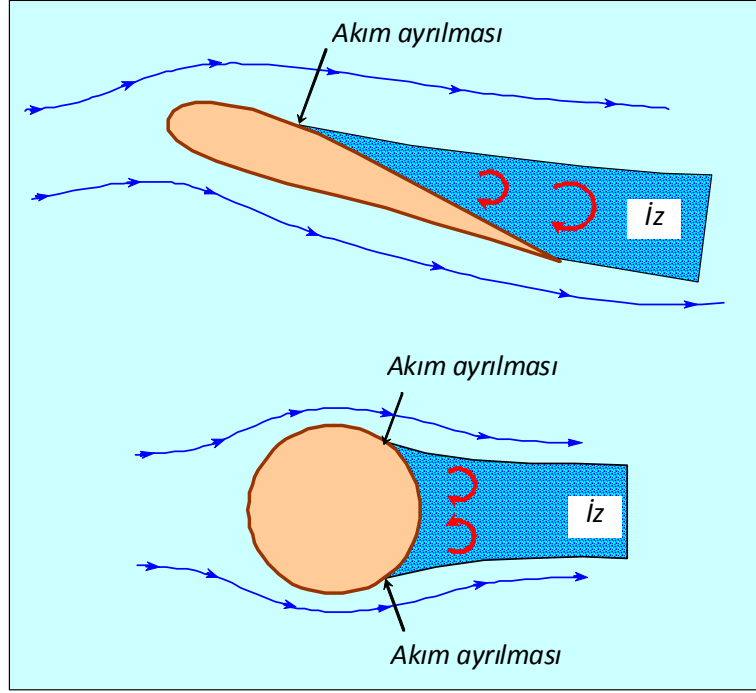
$$\tau_w = \mu \left(\frac{du}{dy} \right)_{y=0}$$



Viskoz-olmayan (sürtünmesiz) akım

Viskoz olmayan akım – Viskoz akım

Viskozitenin hakim olduğu akımlar.



AKIM TIPLERİ

Sıkıştırılabilir akım – Sıkıştırılamaz akım

Sıkıştırılabilir akım: Yoğunluğun değiştiği akım

Sıkıştırılamaz akım: Yoğunluğun değişmediği akım

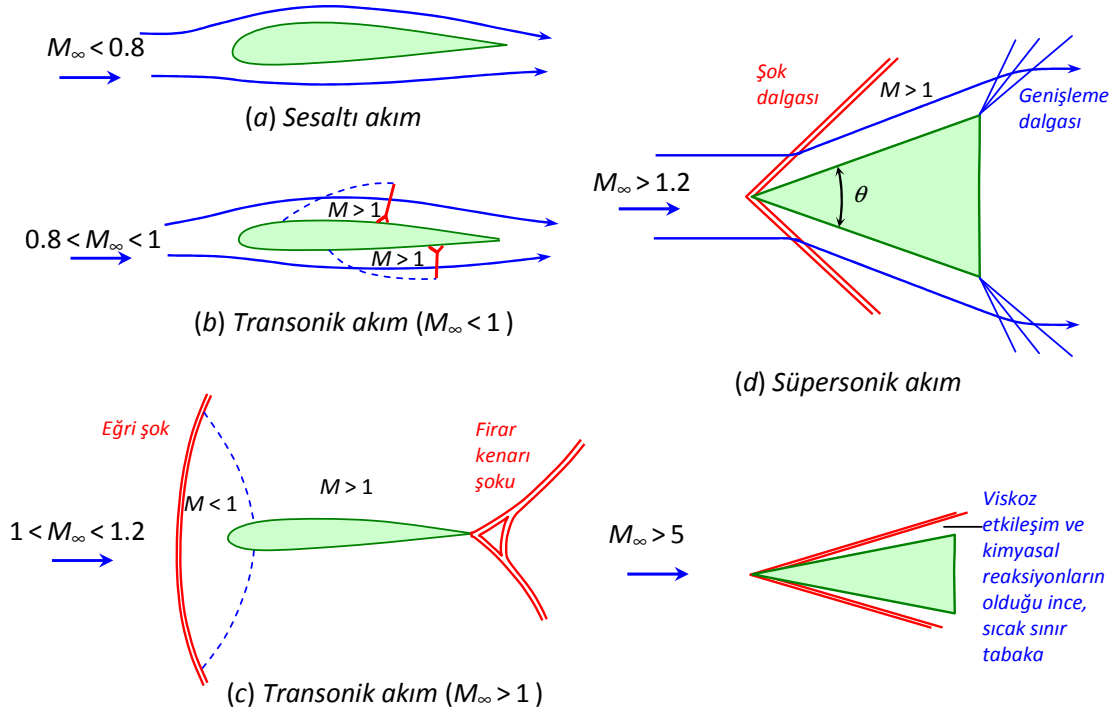
Gerçekte bütün akımlar az veya çok sıkıştırılabilirdir.

Ancak bazı akımlar sıkıştırılamaz kabul edilir:

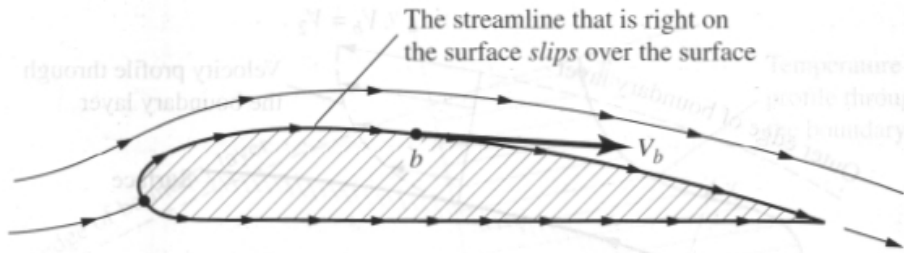
- Sıvıların akımları
- $M < 0.3$ olan akımlar

AKIM TIPLERİ

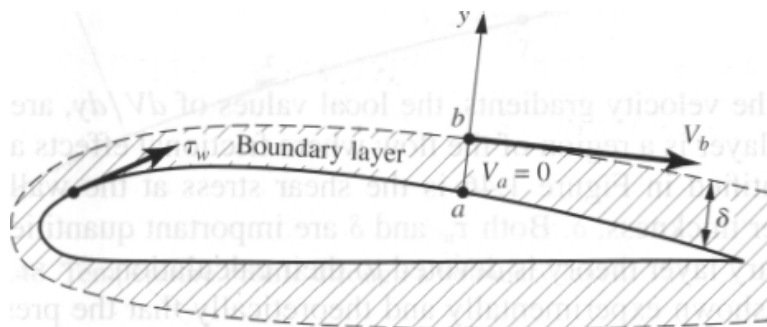
Sesaltı- ses civarı ve sesüstü akımlar



VİSKOZ AKIMLAR – SINIR TABAKA



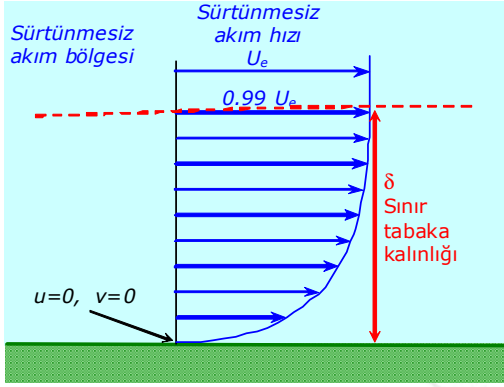
Viskoz-olmayan (sürtünmesiz) akım



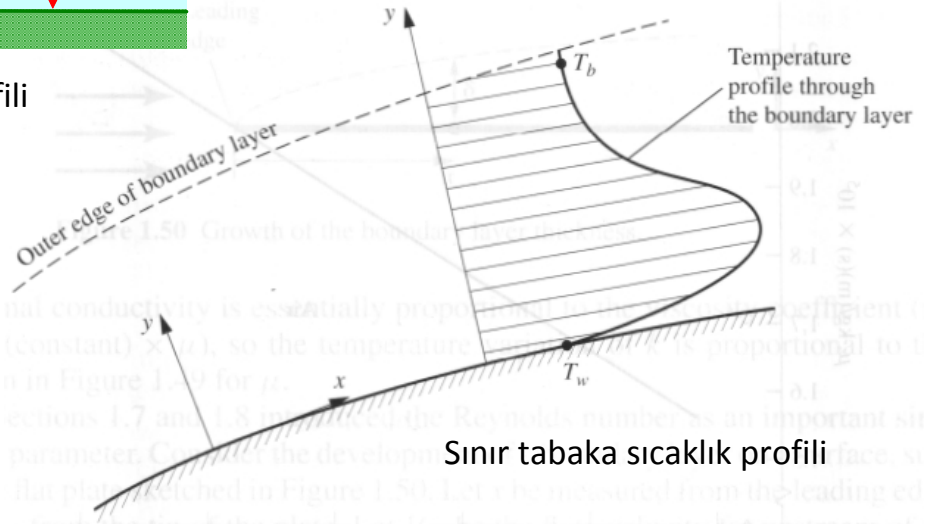
Viskoz (sürtüneli) akım

$$\tau_w = \mu \left(\frac{dV}{dy} \right)_{y=0}$$

SINIR TABAKA



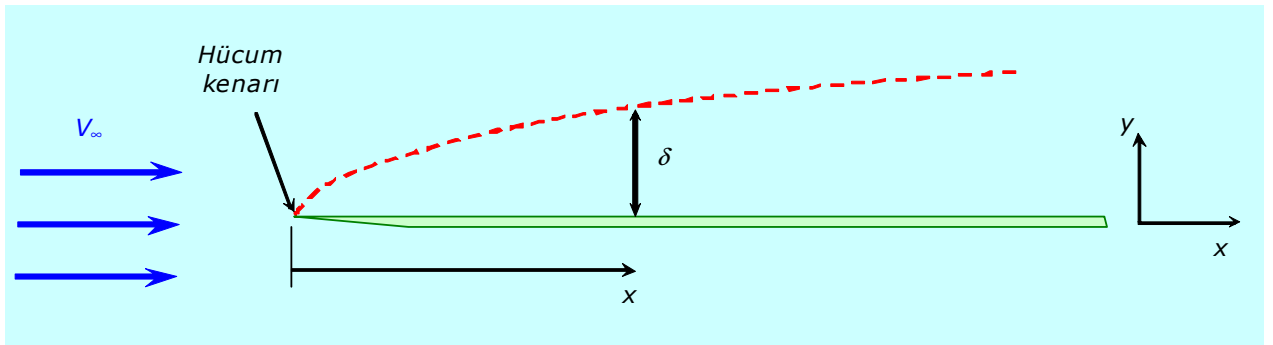
Sınır tabaka hız profili



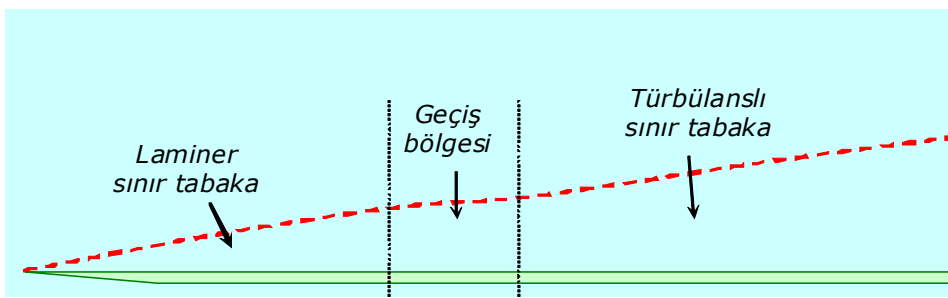
Sınır tabaka sıcaklık profili

51

SINIR TABAKA



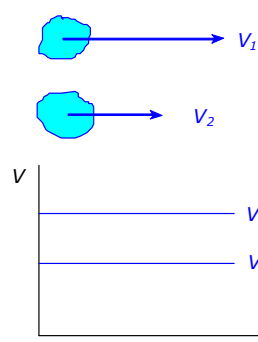
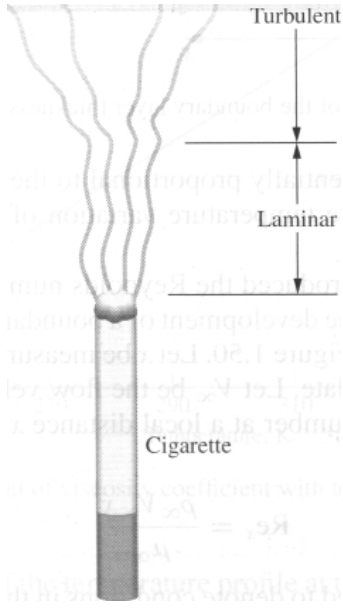
Sınır tabakanın kalınlaşması



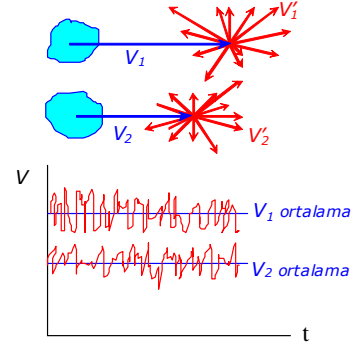
Sınır tabakanın gelişimi
MAY - Aerodinamik ders notları

52

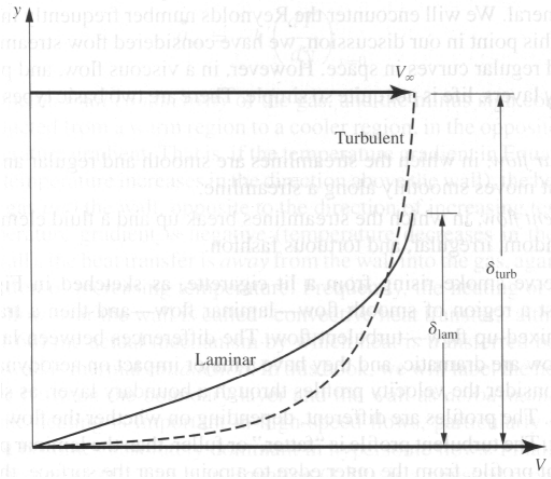
LAMİNER / TÜRBÜLANSLI SINIR TABAKA



Laminer akım



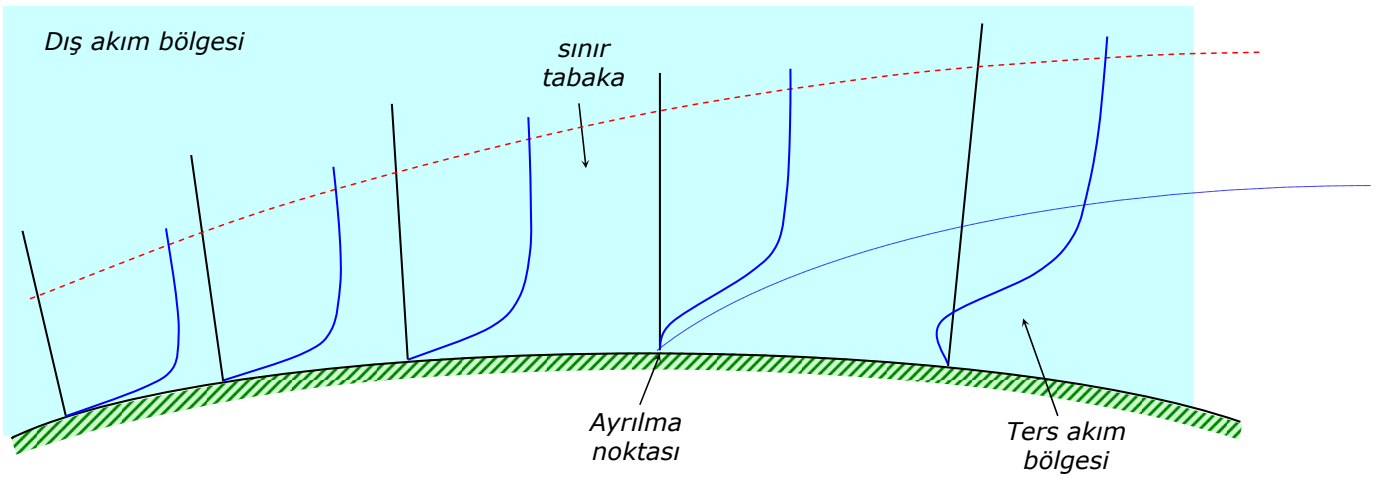
Türbülanslı akım



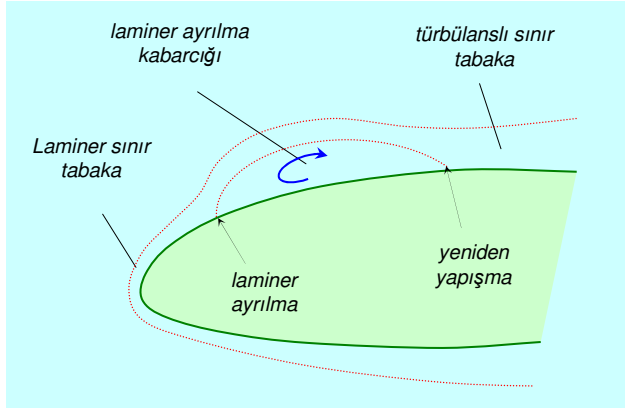
$$(\tau_w)_{lam} < (\tau_w)_{turb}$$

53

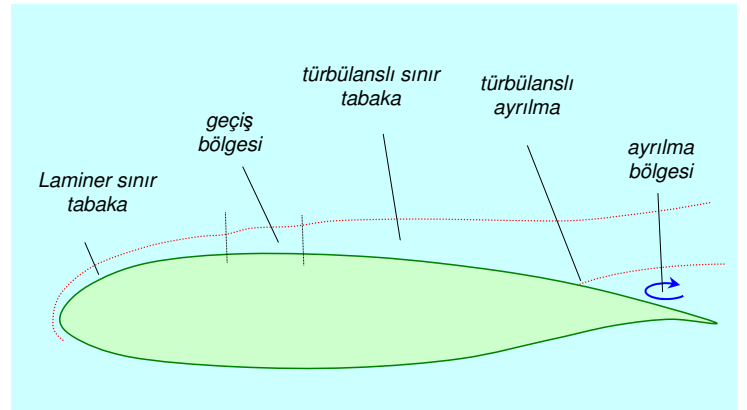
SINIR TABAKA AYRILMASI



LAMİNER / TÜRBÜLANSLI AYRILMA



Laminer ayrılma ve yeniden yapışma hali



Geçiş ve türbülanslı ayrılma hali

SINIR TABAKA ETKENLERİ

Sınır tabakanın

- kalınlığını,
- laminar veya türbülanslı oluşunu,
- laminar halden türbülanslı hale geçtiği noktanın konumunu,
- ayrılma oluşumu ve ayrılma noktalarının yerlerini

birinci derecede - Reynolds sayısı
- Basınç gradyanı

ikinci derecede - Yüzey pürüzlülüğü
- Serbest akım türbülansı

etkiler

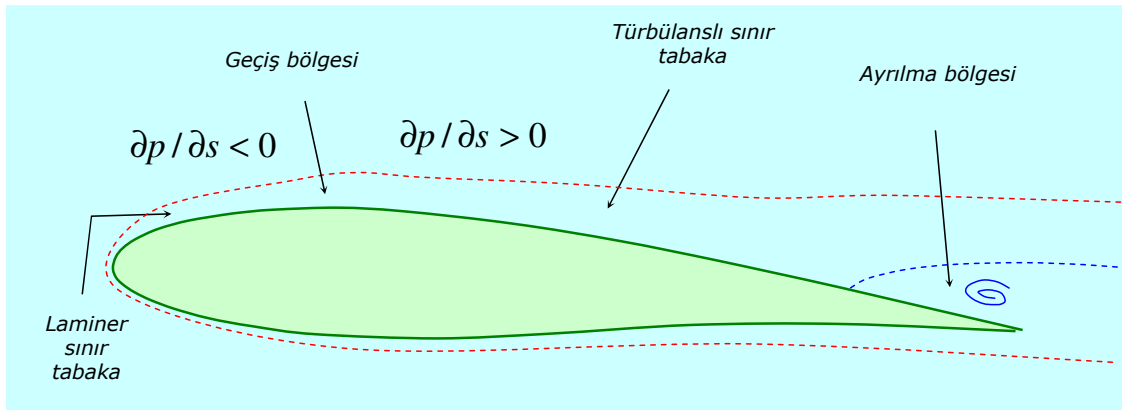
REYNOLDS SAYISI

$$\text{Re} \propto \frac{\text{Atalet kuvvetleri}}{\text{Viskoz kuvvetler}} \rightarrow \text{Re} = \frac{\rho V l}{\mu}$$

Reynolds sayısı arttıkça

- Akım alanında atalet kuvvetlerinin hakimiyeti artar, viskoz kuvvetlerin etkinliği dar bir bölge içerisinde (sınır tabaka) kalır
- Sınır tabaka daha çabuk (daha öndeki bir noktada türbülanslı hale geçer
- Bu durumdan ayrılma olayları da etkilenir.

BASINÇ GRADYANTI



Negatif basınç gradyanı = Olumlu basınç gradyanı

Pozitif basınç gradyanı = Olumsuz basınç gradyanı
(Geçiş çabuklaşır – ayrılma tahrik edilir)

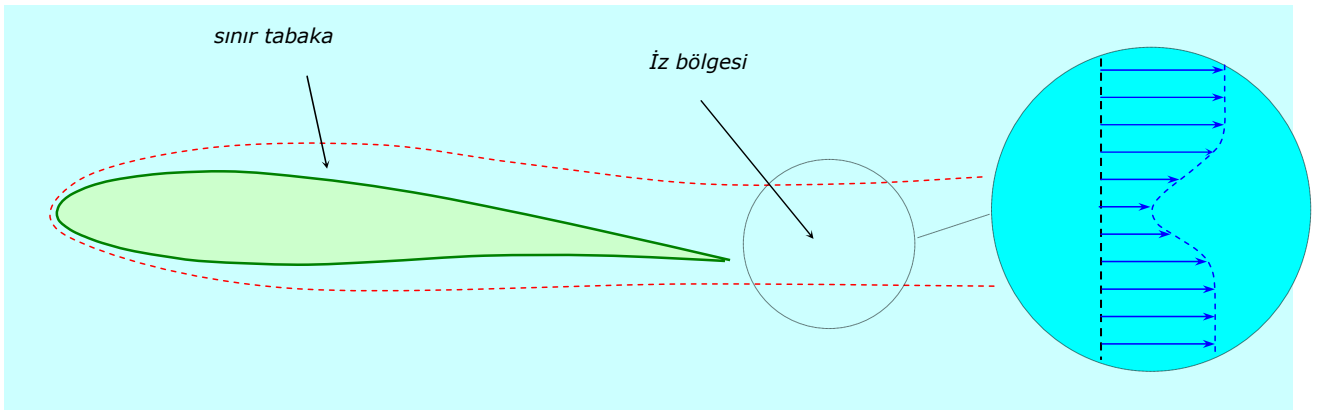
YÜZEY PÜRÜZLÜLÜĞÜ

Geçiş çabuklaştırır

SERBEST AKIM TÜRBÜLANSI

Geçiş çabuklaştırır

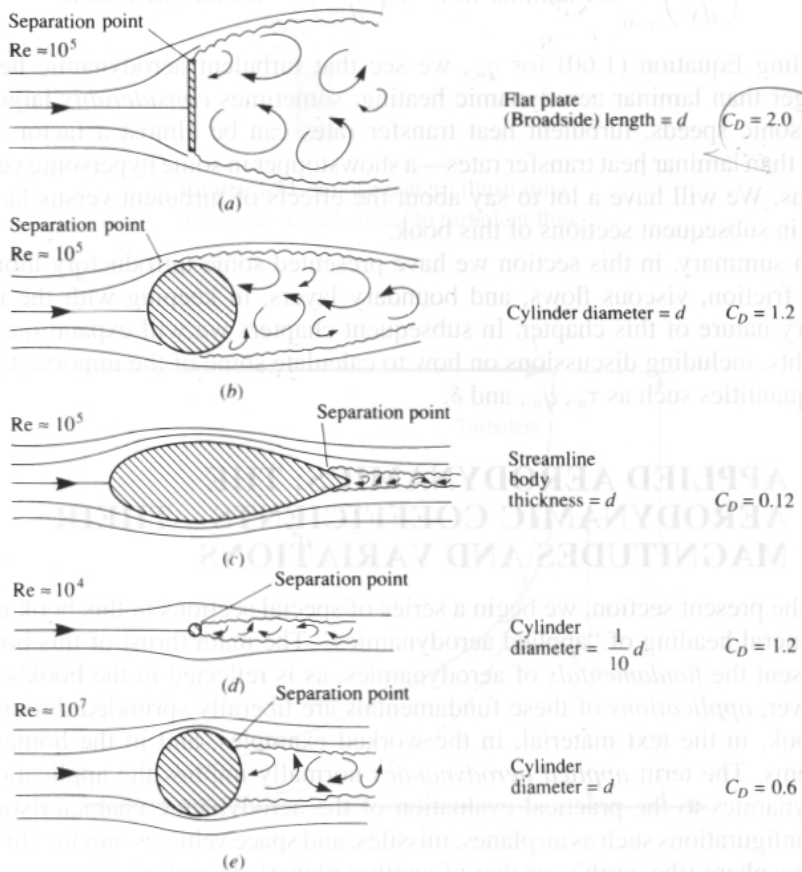
İZ BÖLGESİ



SINIR TABAKANIN ÖNEMİ

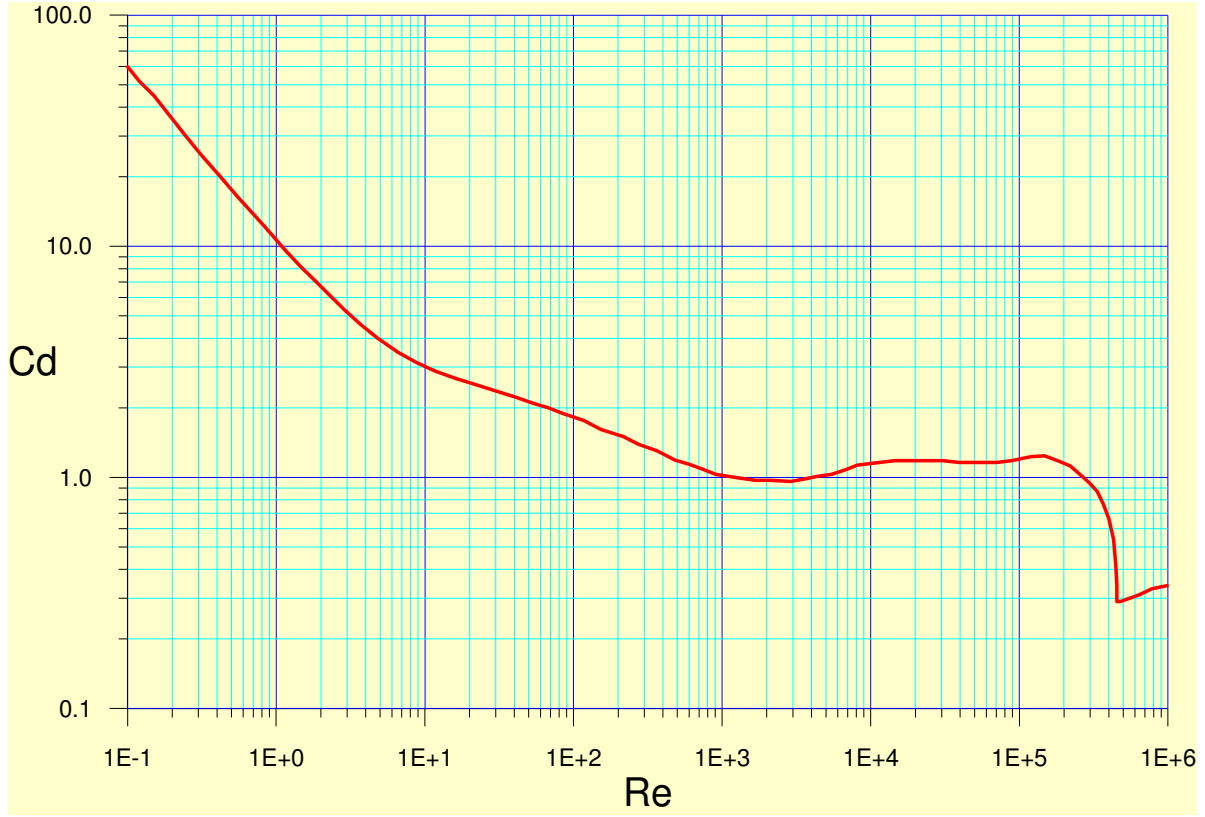
- 1- Sınır tabakadaki yüzey sürtünmesi sürtünme sürüklemesinin kaynağıdır.
- 2- Sınır tabaka cisim etrafındaki basınç dağılımı sürtünmesiz haldekinden farklı hale getirerek basınç sürüklemesi yaratır.

AERODİNAMİK KATSAYILARIN DEĞİŞİMİ



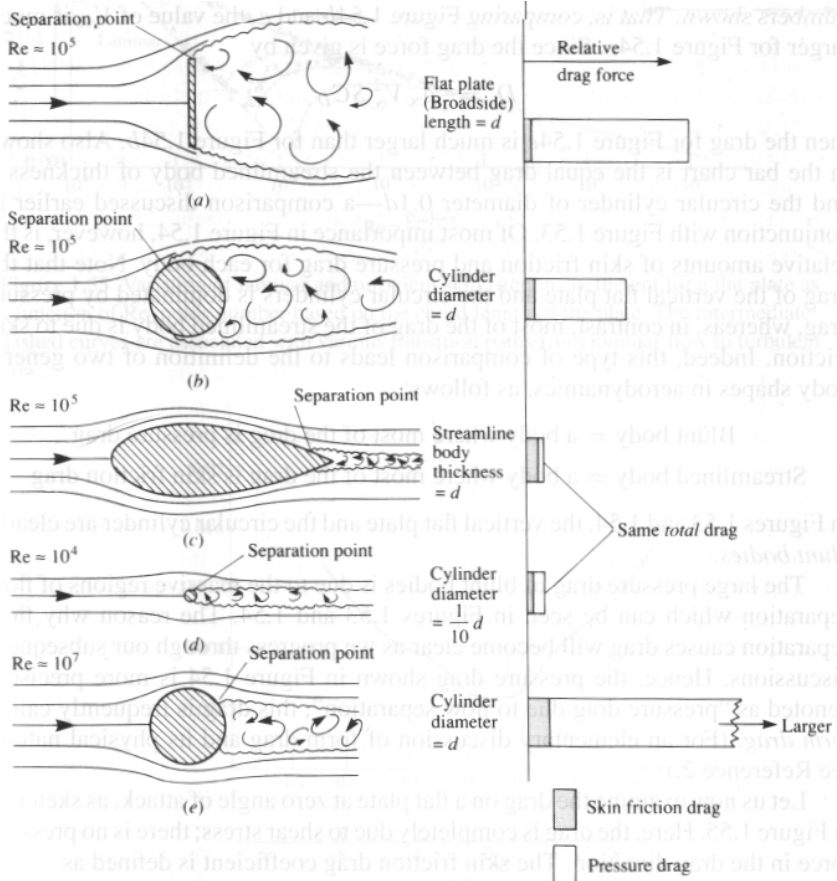
AERODİNAMİK KATSAYILARIN DEĞİŞİMİ

Dairesel silindir sürüklenme katsayısının Reynolds sayısı ile değişimi



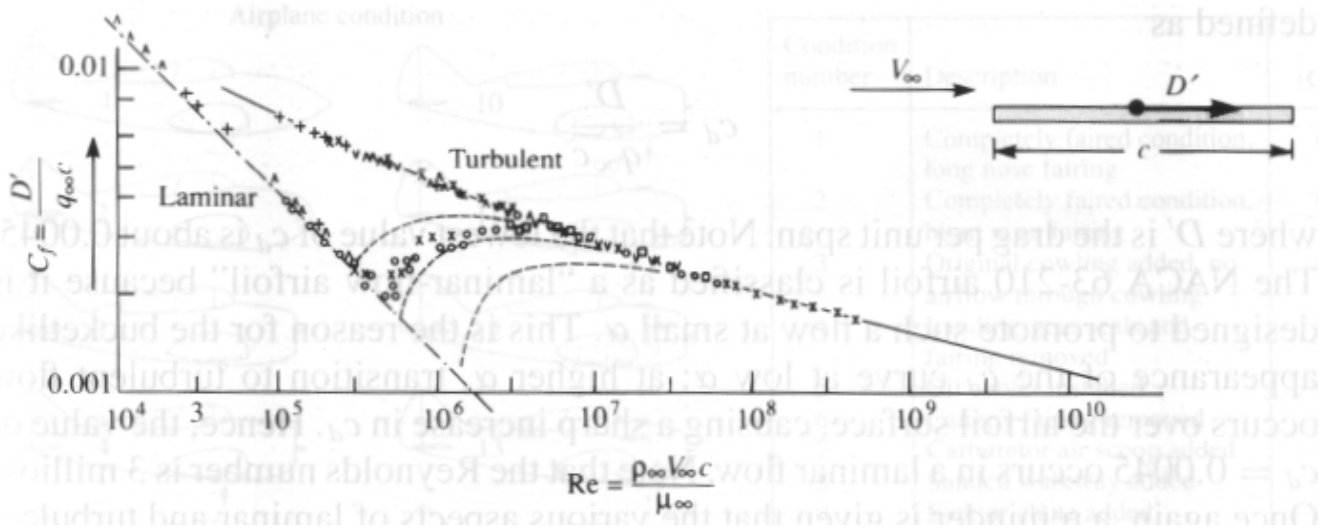
63

AERODİNAMİK KATSAYILARIN DEĞİŞİMİ



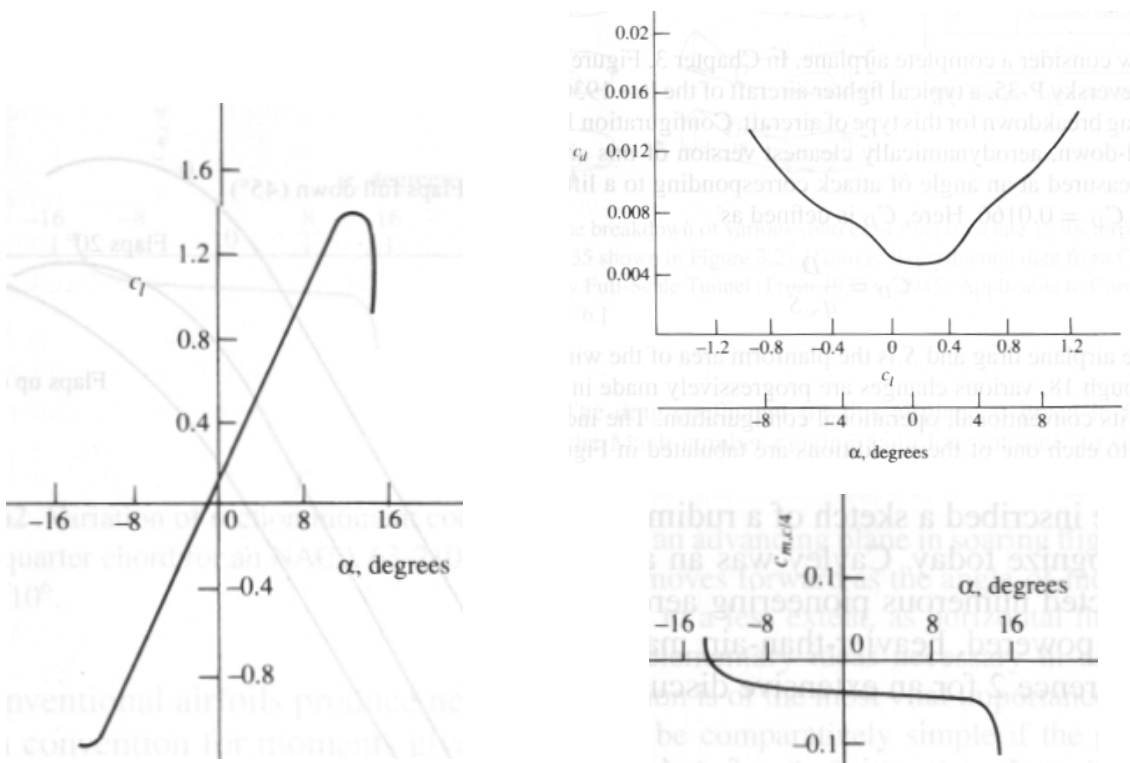
AERODİNAMİK KATSAYILARIN DEĞİŞİMİ

Düz levhanın sürüklemesi



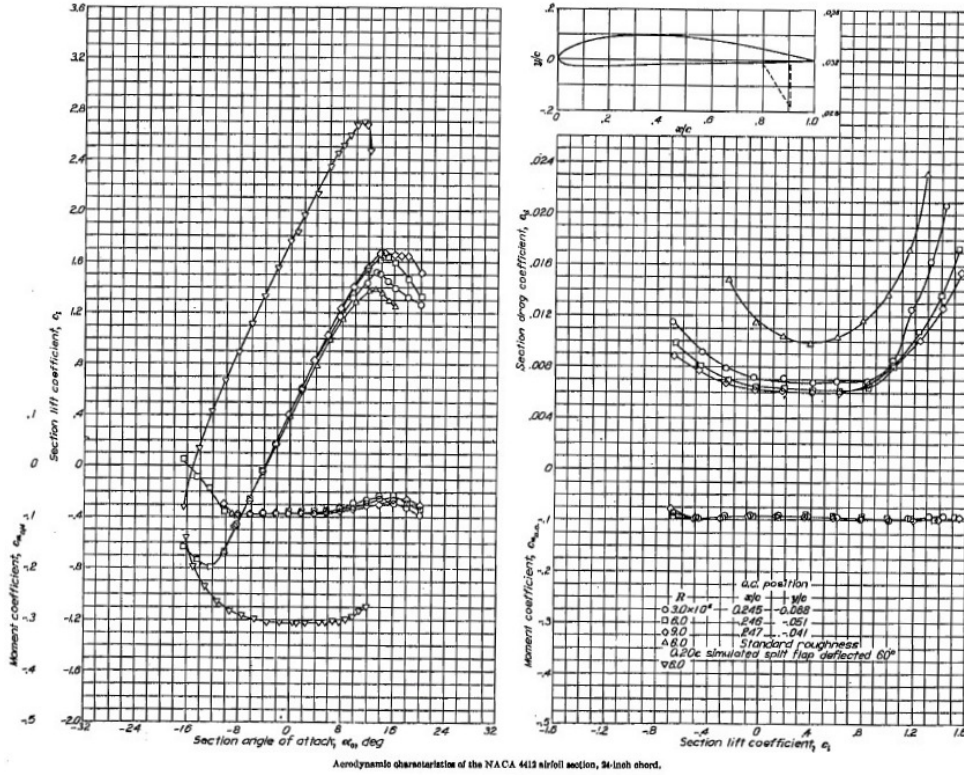
AERODİNAMİK KATSAYILARIN DEĞİŞİMİ

NACA 63-210 profilinin 3 Milyon Re sayısında taşıma, sürükleme ve yunuslaması



AERODİNAMİK KATSAYILARIN DEĞİŞİMİ

NACA 4412 profili (NACA TR-824)



SUMMARY OF AIRFOIL DATA

NACA 4412

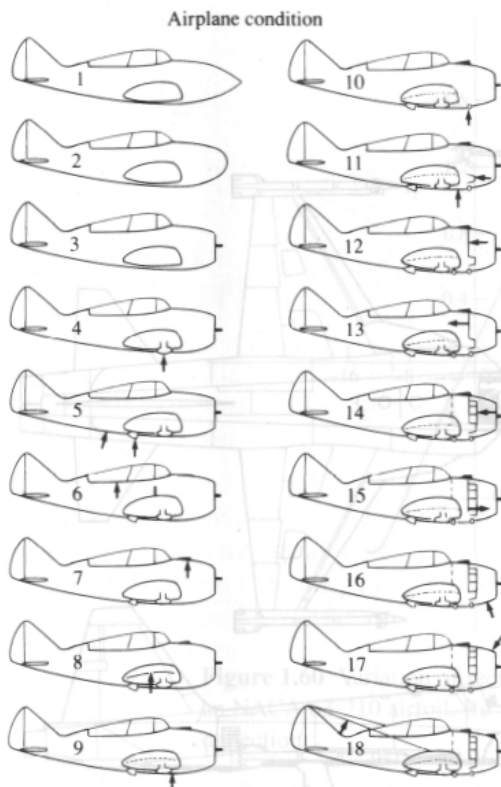
399

MAY - Aerodinamik ders notları

67

AERODİNAMİK KATSAYILARIN DEĞİŞİMİ

Seversky P-35 uçağının sürüklemesi



Condition number	Description	C_D ($C_L = 0.15$)	ΔC_D	ΔC_D , % ^a
1	Completely faired condition, long nose fairing	0.0166		
2	Completely faired condition, blunt nose fairing	0.0169		
3	Original cowling added, no airflow through cowling	0.0186	0.0020	12.0
4	Landing-gear seals and fairing removed	0.0188	0.0002	1.2
5	Oil cooler installed	0.0205	0.0017	10.2
6	Canopy fairing removed	0.0203	-0.0002	-1.2
7	Carburetor air scoop added	0.0209	0.0006	3.6
8	Sanded walkway added	0.0216	0.0007	4.2
9	Ejector chute added	0.0219	0.0003	1.8
10	Exhaust stacks added	0.0225	0.0006	3.6
11	Intercooler added	0.0236	0.0011	6.6
12	Cowling exit opened	0.0247	0.0011	6.6
13	Accessory exit opened	0.0252	0.0005	3.0
14	Cowling fairing and seals removed	0.0261	0.0009	5.4
15	Cockpit ventilator opened	0.0262	0.0001	0.6
16	Cowling venturi installed	0.0264	0.0002	1.2
17	Blast tubes added	0.0267	0.0003	1.8
18	Antenna installed	0.0275	0.0008	4.8
Total			0.0109	

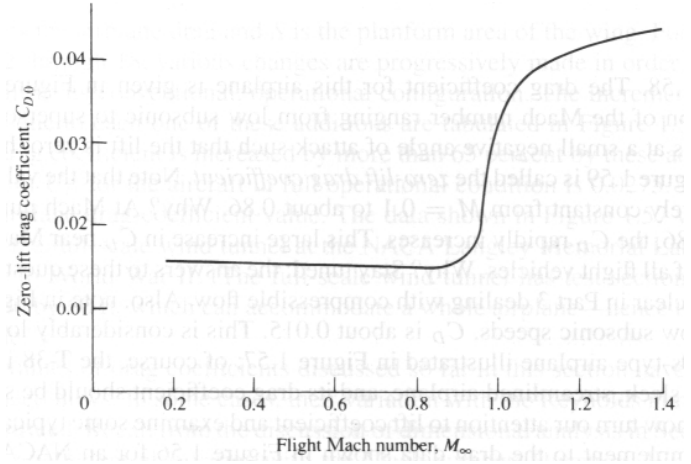
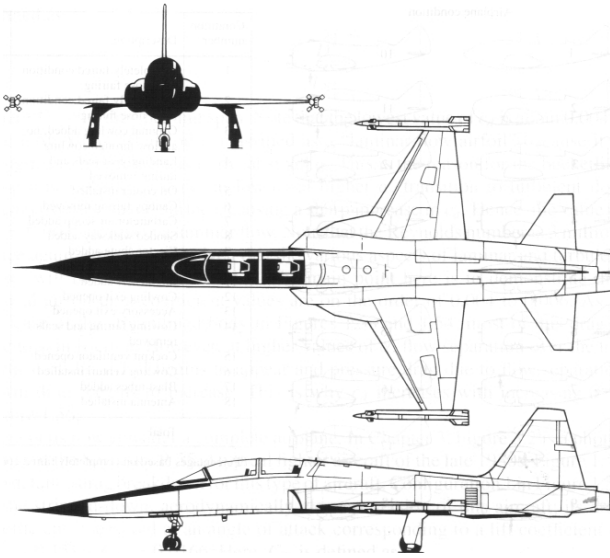
^aPercentages based on completely faired condition with long nose fairing.

MAY - Aerodinamik ders notları

68

AERODİNAMİK KATSAYILARIN DEĞİŞİMİ

Northrop T-38 uçağının sürüklemesi



AERODİNAMİK KATSAYILARIN DEĞİŞİMİ

Northrop T-38 uçağının taşıması

