



Dipartimento
Ingegneria Aerospaziale



Università di Napoli Federico II

ADAG
RESEARCH GROUP
www.dpa.unina.it/adag

Corso Manovre e Stabilità

PRINCIPI AERODINAMICA

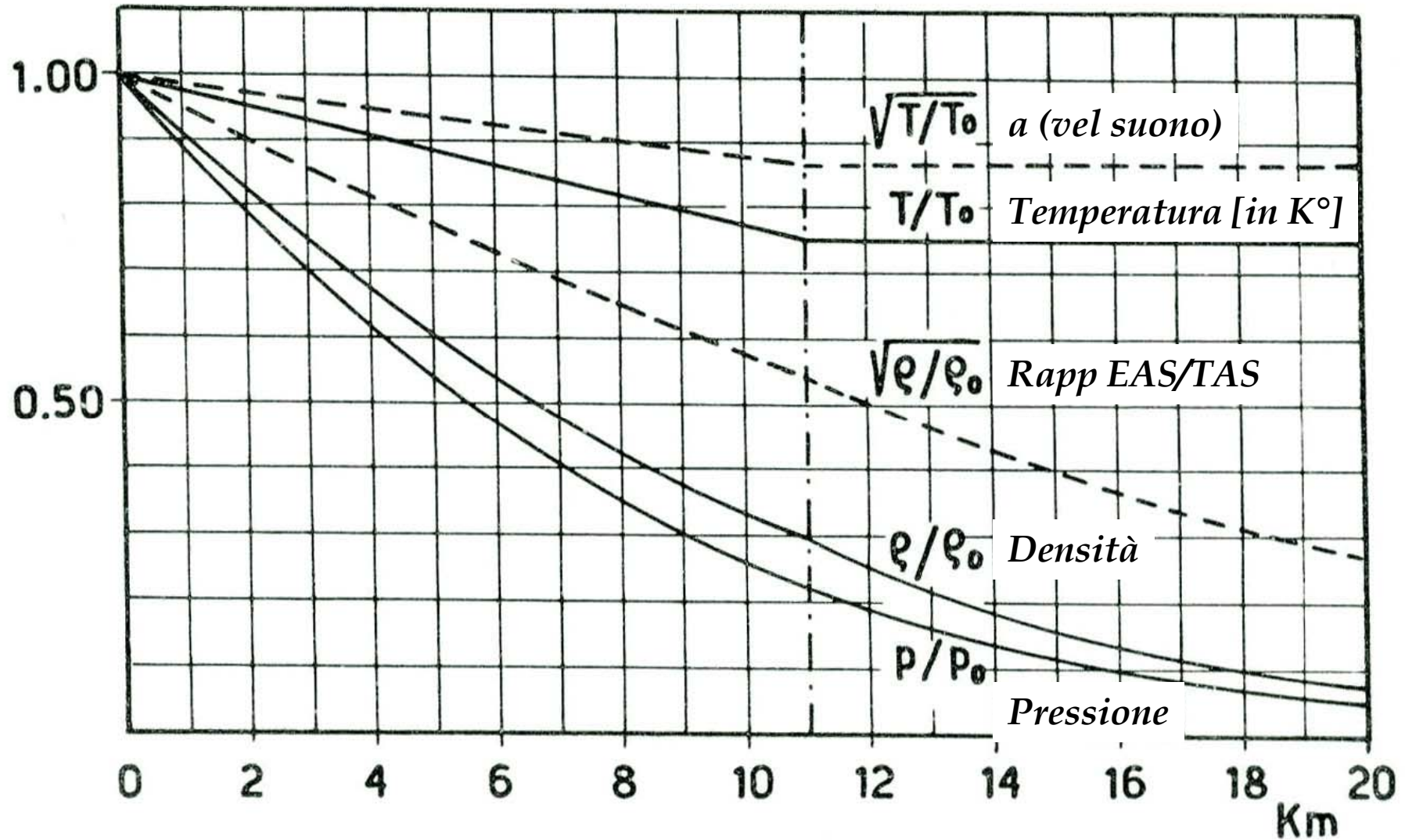
Docente

Fabrizio Nicolosi

Dipartimento di Ingegneria Aerospaziale
Università di Napoli "Federico II"
e.mail : fabrnico@unina.it



ISA - ATMOSFERA



ATMOSFERA

TABLE A2 U.S. STANDARD ATMOSPHERIC IN METRIC UNITS

Alt.	Temp.	Temp. Ratio	Press.	Press. Ratio	Density	Density Ratio	Coeff. of Viscosity	Speed of Sound
h (m)	T (°K)	θ	p (N/m ²)	δ	ρ (Kg/m ³)	σ	μ (N - sec/m ²) (x10 ⁻⁵)	V _a (m/sec)
Geopotential								
0	288.2	1.0000	101,325	1.0000	1.2250	1.0000	1.789	340.3
500	284.9	0.9888	95,460	0.9421	1.1673	0.9529	1.774	338.4
1,000	281.7	0.9775	89,874	0.8870	1.1116	0.9075	1.758	336.4
1,500	278.4	0.9662	84,555	0.8345	1.0581	0.8637	1.742	334.5
2,000	275.2	0.9549	79,495	0.7846	1.0065	0.8216	1.726	332.5
2,500	271.9	0.9436	74,682	0.7371	0.95686	0.7811	1.710	330.6
3,000	268.7	0.9324	70,108	0.6919	0.90912	0.7421	1.694	328.6
3,500	265.4	0.9211	65,764	0.6490	0.86323	0.7047	1.678	326.6
4,000	262.2	0.9098	61,640	0.6083	0.81913	0.6687	1.661	324.6
4,500	258.9	0.8985	57,728	0.5697	0.77677	0.6341	1.645	322.6
5,000	255.7	0.8872	54,019	0.5331	0.73612	0.6009	1.628	320.5
5,500	252.4	0.8760	50,506	0.4985	0.69711	0.5691	1.612	318.5
6,000	249.2	0.8647	47,181	0.4656	0.65970	0.5385	1.595	316.4
6,500	245.9	0.8534	44,034	0.4346	0.62384	0.5093	1.578	314.4
7,000	242.7	0.8421	41,060	0.4052	0.58950	0.4812	1.561	312.4
7,500	239.4	0.8309	38,251	0.3775	0.55662	0.4544	1.544	310.2
8,000	236.2	0.8196	35,599	0.3513	0.52517	0.4287	1.527	308.1
8,500	232.9	0.8083	33,099	0.3267	0.49509	0.4042	1.510	305.9
9,000	229.7	0.7970	30,742	0.3034	0.46635	0.3807	1.492	303.8
9,500	226.4	0.7857	28,523	0.2815	0.43890	0.3583	1.475	301.6
10,000	223.2	0.7745	26,436	0.2609	0.41271	0.3369	1.457	299.5
10,500	219.9	0.7632	24,474	0.2415	0.38773	0.3165	1.439	297.3
11,000	216.7	0.7519	22,632	0.2234	0.36392	0.2971	1.422	295.1
11,500	216.7	0.7519	20,916	0.2064	0.33633	0.2746	1.422	295.1
12,000	216.7	0.7519	19,330	0.1908	0.31083	0.2537	1.422	295.1



MISURA VELOCITA' e QUOTA

EQUAZIONE CONTINUITA'

$$\rho V A = \text{cost}$$

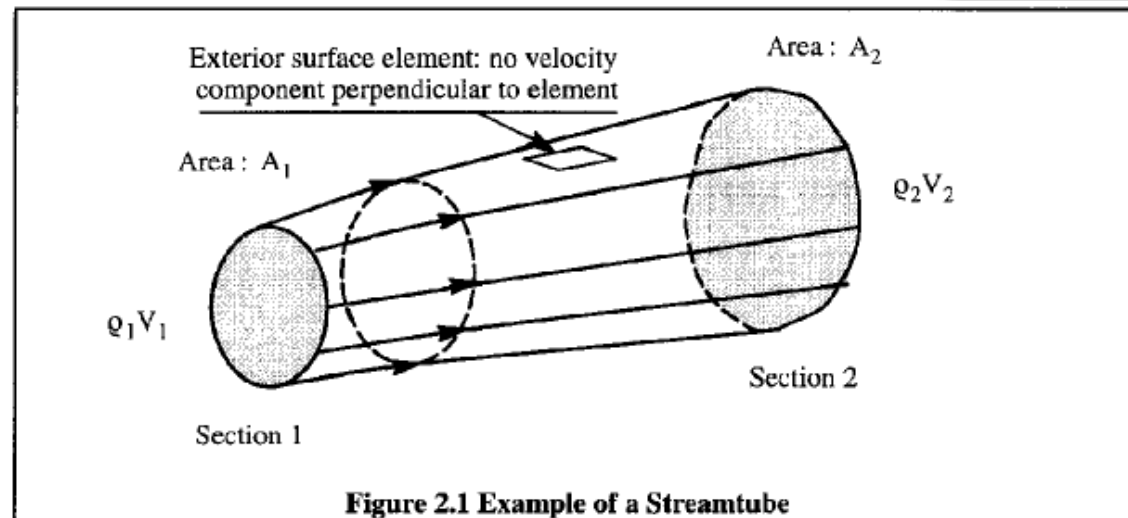
$$\dot{m} = \rho_1 A_1 V_1 = \rho_2 A_2 V_2$$

For constant mass flow, evidently:

$$\dot{m} = \rho A V = \text{constant}$$

In caso incomprimibile

$$A V = \text{constant}$$



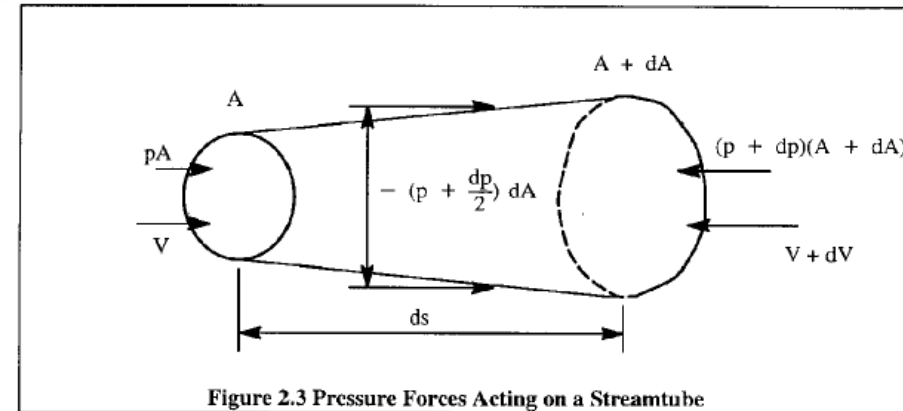
MISURA VELOCITA' e QUOTA

EQUAZIONE BERNOULLI

(conservazione energia)

$$P_a + \frac{1}{2} \rho V^2 = P_t = \text{Constant}$$

$$q = P_t - P_a = \frac{1}{2} \rho V^2$$



$$V_t = \sqrt{\frac{2q}{\rho}}$$

Velocità vera rispetto all'aria

ponendo $q = \frac{1}{2} \rho_0 V_e^2$

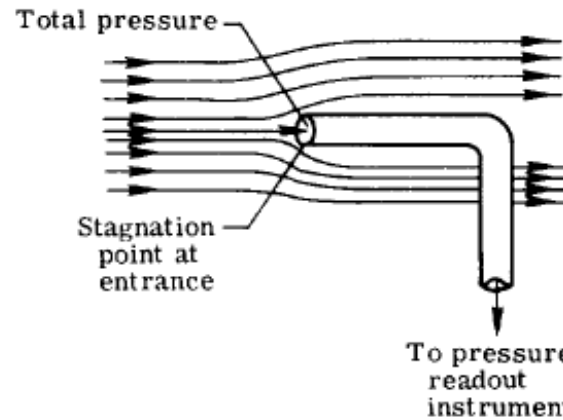
$$V_t = V_e \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho}} = \frac{1}{\sqrt{\sigma}} V_e$$

Velocità equivalente

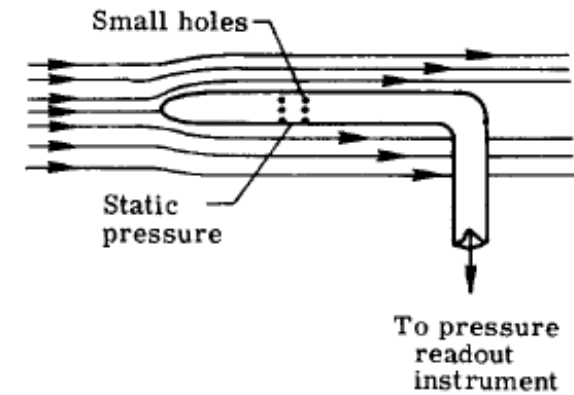
MISURA VELOCITA' e QUOTA

$$q = \frac{1}{2} \rho_0 V_e^2$$

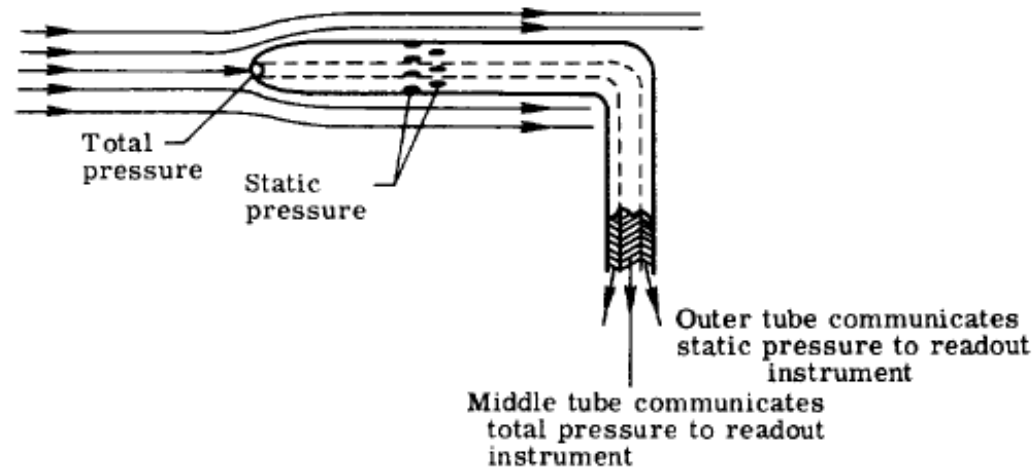
$$V_e = \left(\frac{2 * q}{\rho_0} \right)^{1/2}$$



(a) Pitot tube.



(b) Static tube.



(c) Pitot-static tube.



Pressione dinamica

Pressione dinamica $q = (1/2) \cdot \rho \cdot (V^2)$

Esempio : densità standard sea level $\rho = 1.225 \text{ Kg/m}^3$

$V = 100 \text{ Km/h} \Rightarrow 100/3.6 = 27.78 \text{ m/s}$

$q = 473 \text{ Pa} = 473 \text{ N/m}^2$

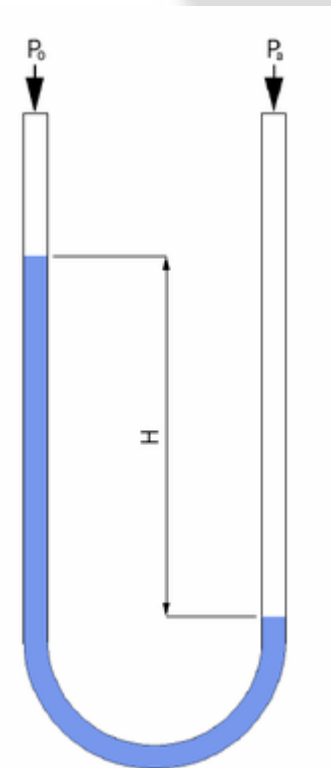
La pressione può essere anche misurata in :

- mm H₂O (1 mm acqua corrisponde a $1 \text{ Kg/(m}^2) \Rightarrow 9.81 \text{ Pa}$)

- in H₂O (1 pollice corrisponde a circa 25 mm)

Nel caso precedente, collegando la pressione totale e la pressione statica della corrente ai 2 estremi di un tubo ad U pieno di acqua , misurerei un dislivello (cioè una differenza di livello) di :

$q [\text{mm H}_2\text{O}] = 473 / 9.81 = 48.1 \text{ mm di acqua}$



Pressione dinamica

E' bene precisare che la pressione dinamica in valore assoluto è ben più piccola di quella statica.

Facciamo un esempio :

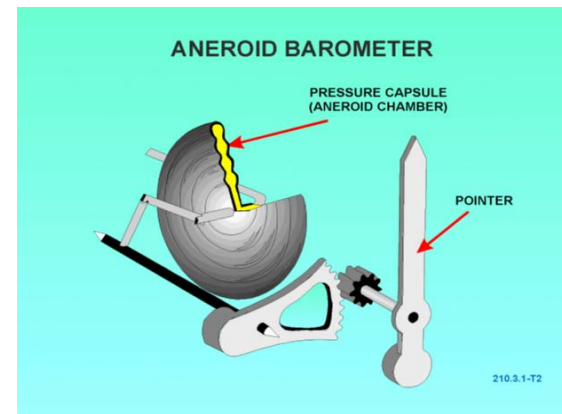
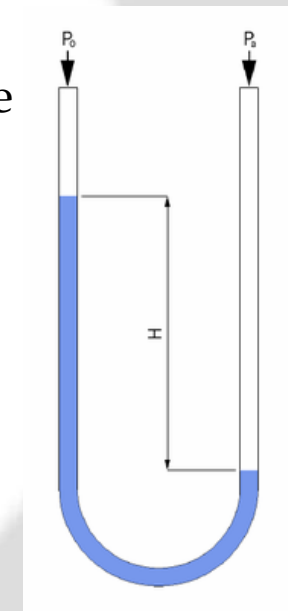
Al livello del mare la pressione statica è di 101325 Pa o anche 1013.2 mbar

E come si vede è ben più alta della pressione dinamica (473 Pa).

La pressione totale, di conseguenza è solo poco più alta della pressione statica.

Solitamente si misura solo la q come differenza, utilizzando appunto dei manometri differenziali (come il tubo ad U) o trasduttori elettrici di pressione differenziale.

La pressione dinamica risulta una misura Indiretta della velocità (non velocità vera (TAS) perché c'è anche la densità da conoscere).



MISURA VELOCITA' – Tubo di Venturi

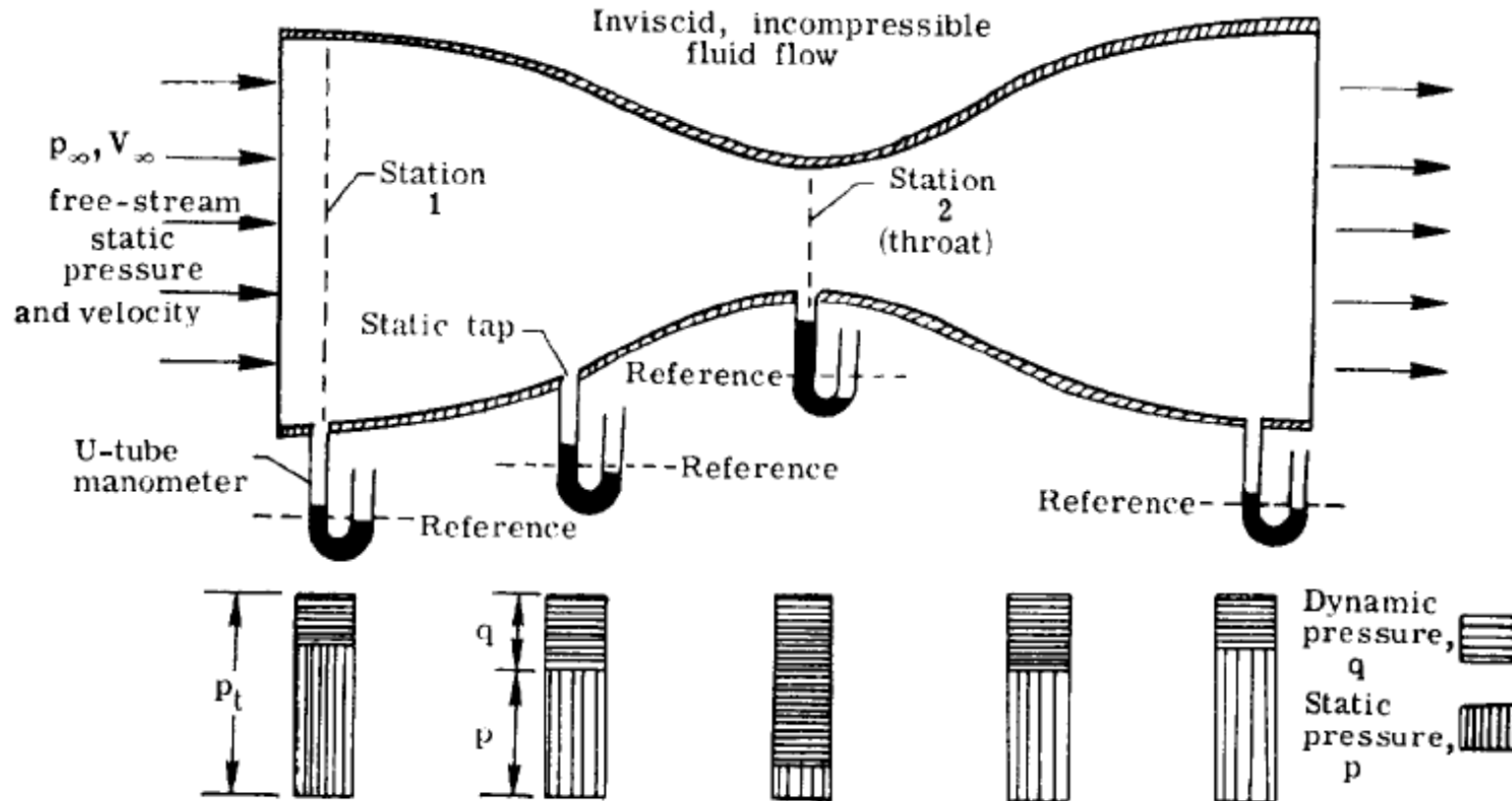


Figure 28.- Venturi tube flow.

$$\frac{1}{2}\rho_1 V_1^2 + p_1 = \frac{1}{2}\rho_2 V_2^2 + p_2 = p_t$$



Velocità e pressione

Nel punto di ristagno la pressione assoluta è pari a quella statica + quella dinamica.

Nell'esempio precedente, avrò

1) $p = p_\infty$ Cioè 101325 Pa

2) Ristagno, $p = p_{tot} = p_\infty + q$

Cioè $101325 + 473 = 101798$

3) **Massima espansione.** La pressione dipende dalla V raggiunta. Se $V = 1.3 \cdot V_\infty$

$$q(3) = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot (1.3 \cdot V_\infty)^2 =$$

$$= q_\infty \cdot (1.3)^2 = 1.69 \cdot q_\infty = 799 Pa$$

Quindi $p(3) = p_t - q(3) =$
 $101798 - 799 = 100999 Pa$

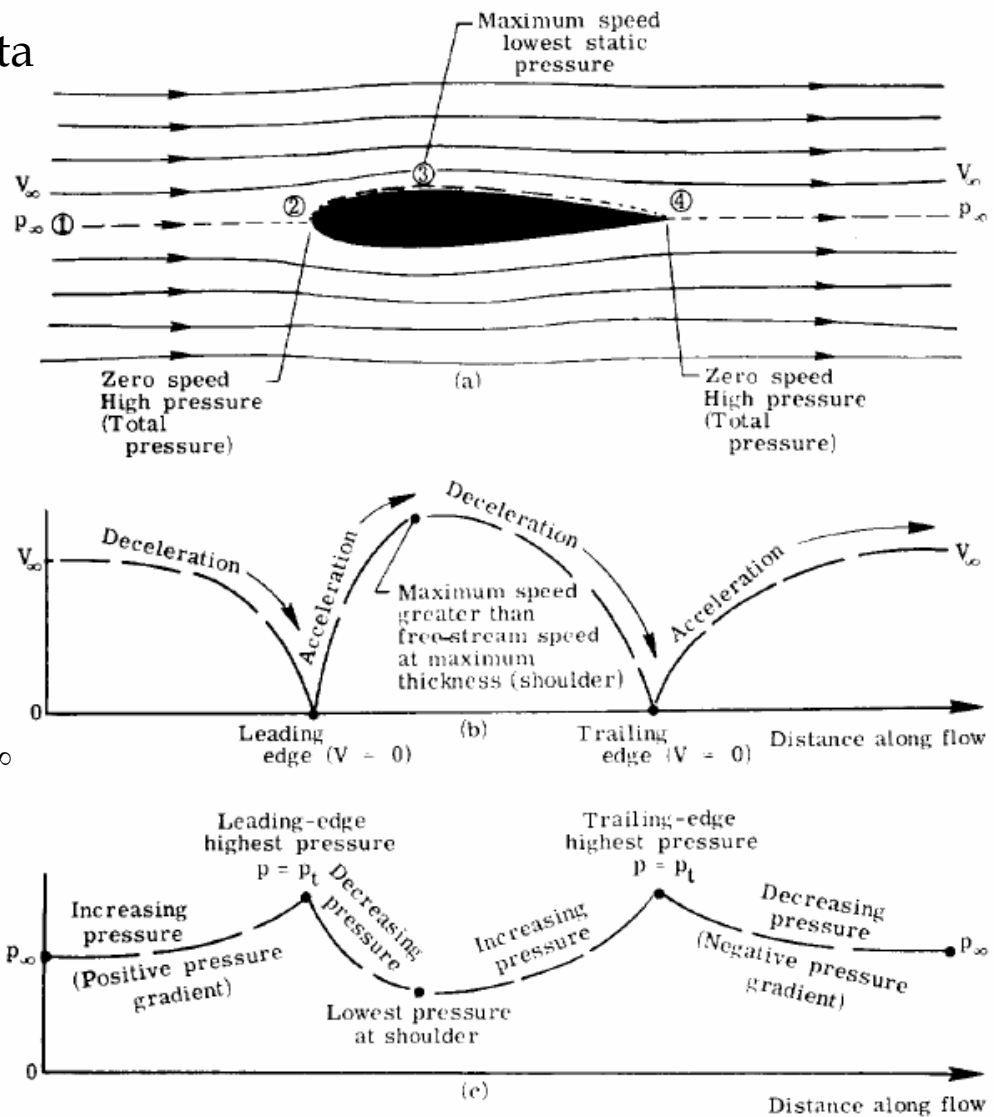


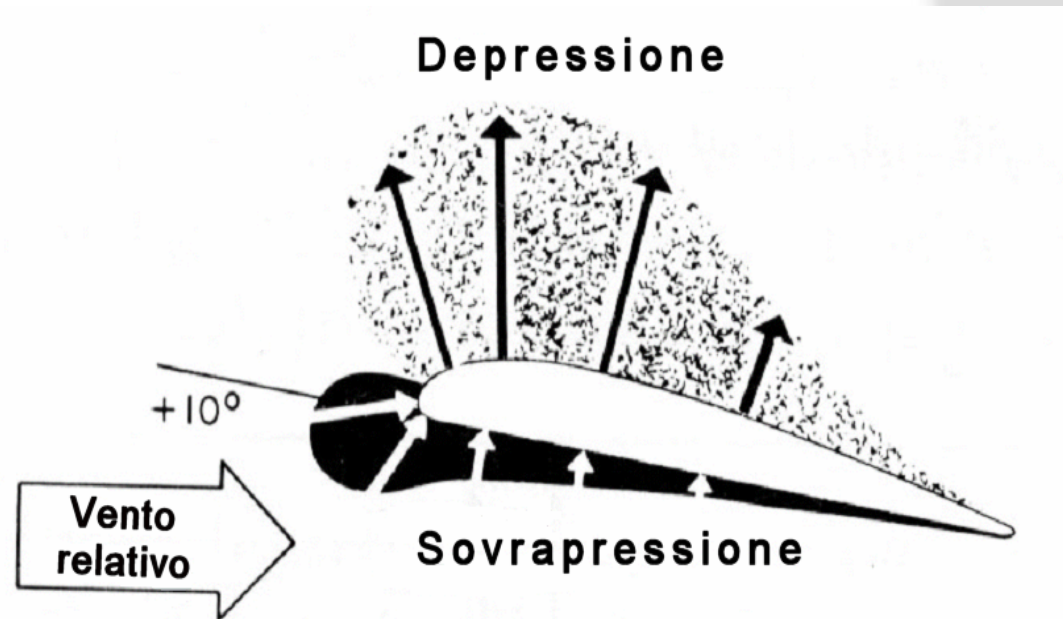
Figure 29.- Ideal fluid flow about an airfoil.



Velocità e pressione

Questa è la pressione agente DECURTATA della p infinito (pressione statica).

La pressione statica uniforme sul contorno del corpo produce una risultante nulla. Di fatto non è vero che sul dorso agisce una pressione negativa, la pressione assoluta e' sempre positiva.



MISURA VELOCITA' e QUOTA

BERNOULLI COMPRIMIBILE

$$\frac{\gamma}{\gamma - 1} \frac{P_s}{\rho} + \frac{V^2}{2} = \text{Constant.}$$

$$\frac{\gamma}{(\gamma - 1)} \frac{P_a}{\rho_a} + \frac{V^2}{2} = \frac{\gamma}{(\gamma - 1)} \frac{P_t}{\rho_t}$$

$$V_t = \sqrt{\frac{2\gamma}{(\gamma - 1)} \frac{P_a}{\rho_a} \left[\left(\frac{q_c}{P_a} + 1 \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} - 1 \right]}$$



IAS-CAS-EAS-TAS (I C E T)

V_{ic}	Indicated airspeed (corrected for instrument calibration error only)	(IAS)	$V_{ic} = V_i + \Delta V_{ic}$ where $\Delta V_{ic} = \text{instrument correction}$
V_c	Calibrated airspeed (instrument reading corrected for both instrument and position errors)	(CAS)	$V_c = V_{ic} + \Delta V_p$ where $\Delta V_p = \text{position correction}$
V_e	Equivalent airspeed (instrument reading corrected for instrument, position, and compressibility errors)	(EAS)	$V_e = V_c - \Delta V_c$ where $\Delta V_c = \text{compressibility correction}$
V_i	True airspeed (speed of the air relative to a body immersed in the air; or conversely, speed of an immersed body through the air, relative to an axis system at rest with respect to the air mass)	(TAS)	$V_T = V_e (1/\sqrt{\sigma})$ where $\sigma = \text{density ratio} = \rho/\rho_o$

