



**Escola Politècnica Superior  
de Castelldefels**

UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE CATALUNYA

# TREBALL DE FI DE CARRERA

**TÍTOL DEL TFC: Integració d'instruments de mesura en un túnel de vent de laboratori**

**TITULACIÓ: Enginyeria Tècnica Aeronàutica, especialitat Aeronavegació**

**AUTORS: Alba Romero Ponce  
Anna Vallespí Antolí**

**DIRECTORS: Josep Ignasi Rojas i Daniel Crespo**

**DATA: 6 de juliol de 2007**



## Resum

Aquest projecte consisteix en la integració de diversos instruments de mesura per realitzar experiments al túnel aerodinàmic del laboratori d'aeronàutica SA1 de l'EPSC. Aquesta integració inclou la realització de primeres mesures per provar els aparells i l'elaboració d'uns manuals de muntatge i utilització per futurs usuaris que vulguin utilitzar-los.

Els instruments que s'han incorporat al túnel són: una balança de tres components, un tub Pitot, i dos models aerodinàmics amb preses de pressió: un cilindre i un perfil NACA0012. Per poder prendre i emmagatzemar dades d'aquests instruments s'han muntat un sistema d'adquisició de dades i un sistema multicanal de 32 pressions.

El projecte també inclou un estudi de fonaments d'aerodinàmica i teoria de túnels aerodinàmics. Aquests conceptes s'utilitzen per estudiar els resultats experimentals dels aparells i comparar-los amb els resultats teòrics obtinguts de simulacions realitzades amb el software CFD FLUENT i el programa PABLO.



**Title:** Integration of measurement facilities in a laboratory wind tunnel

**Authors:** Alba Romero Ponce  
Anna Vallespí Antolí

**Director:** Josep Ignasi Rojas and Daniel Crespo

**Date:** July, 6th 2007

## Overview

This project consists in the integration of several measuring instruments to carry out experiments in a subsonic aerodynamic tunnel, which is part of the aeronautical laboratory SA1 of the EPSC. This integration includes the realization of the first measurements to test the devices, the writing of suitable operation manuals and the presentation of guides for the assembling and future utilization by potential users.

The instruments which have been added to the tunnel are: three component force balance, Pitot tube, and two aerodynamic models with pressure tapings: a cylinder and a NACA0012 airfoil. To be able to collect and save data from these instruments, a versatile data acquisition system and a 32 way pressure display have also been assembled.

In addition, the project includes a study of fundamentals of aerodynamics and theory of wind tunnels. The concepts of these two theories are used for examination of the experimental results given by the instruments, and for comparison with the theoretical results obtained through simulations made with the CFD software FLUENT and the program PABLO.



*Aquesta carrera ha donat un nou sentit a la nostra vida,  
gràcies a tos els que hi ha contribuït.*





# ÍNDEX

<b>INTRODUCCIÓ .....</b>	<b>1</b>
<b>CAPÍTOL 1. AERODINÀMICA BÀSICA .....</b>	<b>3</b>
1.1. Forces i moments aerodinàmics.....	3
1.2. Coeficients aerodinàmics .....	6
1.3. Centre de pressions .....	7
1.4. Teorema de Kutta-Joukowski i generació de sustentació .....	7
1.5. Tipus de flux.....	8
1.5.1. Flux continu/Flux de molècules lliures.....	8
1.5.2. Flux viscos/Flux no viscos .....	9
1.5.3. Flux incompressible/Flux compressible.....	10
1.6. Equacions fonamentals aerodinàmica.....	10
1.6.1. Equació de continuïtat .....	10
1.6.2. Equació de la quantitat de moviment .....	13
1.7. Teoria de perfils.....	16
1.7.1. Terminologia utilitzada en Perfils: .....	16
1.7.2. Variables geomètriques dels perfils: .....	16
1.7.3. Perfils NACA.....	17
1.7.4. Característiques dels perfils .....	19
<b>CAPÍTOL 2. INTRODUCCIÓ ALS TÚNELS DE VENT .....</b>	<b>21</b>
2.1. Definició general.....	21
2.2. Classificació dels Túnel de vent .....	22
2.2.1. Circuit Obert.....	22
2.2.2. Subsònic.....	23
2.3. Cambra d'assaig.....	24
2.4. Problemes a la cambra d'assaig.....	24
2.4.1. Efecte de bloqueig .....	24
2.4.2. La tridimensionalitat despreciada .....	27
2.4.3. Efectes d'escala .....	27
2.4.4. Mida dels models d'escala .....	27
2.4.5. Problemes d'interferència.....	28
2.4.6. La Turbulència.....	28
2.5. Reducció de la turbulència.....	32
2.5.1. Cambres de contracció.....	32
2.5.2. Pantalles .....	33
2.5.3. Reixes de Panal (Honeycombs).....	34



## **CAPÍTOL 3. INSTRUMENTS ..... 37**

<b>3.1. Principi físic .....</b>	<b>37</b>
3.1.1. Tub Pitot .....	37
3.1.2. Balança de 3 components .....	38
<b>3.2. Model específic utilitzat .....</b>	<b>41</b>
3.2.1. Tub Pitot .....	41
3.2.2. Balança de 3 components .....	42
3.2.3. Perfil NACA 0012 .....	44
3.2.4. Model cilíndric.....	47
3.2.5. VDAS .....	47
3.2.6. Sistema multicanal de 32 pressions .....	50
<b>3.3. Integració dins el Túnel .....</b>	<b>51</b>
3.3.1. Tub Pitot .....	51
3.3.2. Balança de 3 components .....	53
3.3.3. Perfil NACA 0012 .....	53
3.3.4. Model cilíndric.....	53

## **CAPÍTOL 4. EXPERIMENTS..... 55**

<b>4.1. Calibració de la velocitat en funció de la potència d'impulsió .....</b>	<b>55</b>
4.1.1. Objectius.....	55
4.1.2. Procediment experimental.....	55
4.1.3. Teoria necessària per l'experiment .....	56
4.1.4. Resultats i comparació .....	59
<b>4.2. Caracterització de la capa límit de la paret superior de la cambra d'assaig, mitjançant el Tub Pitot.....</b>	<b>63</b>
4.2.1. Objectius.....	63
4.2.2. Procediment experimental.....	63
4.2.3. Teoria necessària per l'experiment .....	64
4.2.4. Resultats i comparació .....	66
<b>4.3. Càlcul de la distribució de pressions, coeficient de pressions, forces i coeficients aerodinàmics en un perfil NACA 0012. ....</b>	<b>68</b>
4.3.1. Objectius.....	68
4.3.2. Procediment experimental.....	69
4.3.3. Teoria necessària per l'experiment .....	70
4.3.4. Resultats i comparacions .....	75
<b>4.4. Càlcul de la distribució de pressions, coeficient de pressions, forces i coeficients aerodinàmics en un perfil cilíndric.....</b>	<b>86</b>
4.4.1. Objectius.....	86
4.4.2. Procediment experimental.....	86
4.4.3. Teoria necessària per l'experiment .....	88
4.4.4. Resultats i comparacions .....	89
<b>4.5. Càlcul de la resistència aerodinàmica d'un perfil alar NACA 0012 i d'un cilindre mitjançant les mesures en l'estela turbulenta .....</b>	<b>92</b>
4.5.1. Objectius.....	92
4.5.2. Procediment experimental.....	92
4.5.3. Teoria necessària per l'experiment .....	94
4.5.4. Resultats i comparacions .....	99



<b>CONCLUSIONS.....</b>	<b>103</b>
<b>BIBLIOGRAFIA .....</b>	<b>105</b>



# INTRODUCCIÓ

Aquest projecte consisteix en la integració de diversos instruments de mesura per realitzar experiments al túnel aerodinàmic del laboratori d'aeronàutica SA1 de l'EPSC. Aquesta integració inclou la realització de primeres mesures per provar els aparells i la presentació d'uns manuals de muntatge i utilització per futurs usuaris que vulguin utilitzar-los. Els instruments que s'han incorporat al túnel són: una balança de tres components, un tub Pitot, i dos models aerodinàmics amb preses de pressió: un cilindre i un perfil NACA0012. Per poder prendre i emmagatzemar dades d'aquests instruments s'han muntat un sistema d'adquisició de dades i un sistema multicanal de 32 pressions.

L'objectiu secundari que s'ha complert en aquest treball és la demostració d'alguns teoremes aerodinàmics a través dels experiments realitzats amb la balança, el tub pitot i els models. Tots aquests conceptes d'aerodinàmica estan recollits al capítol 1, amb la seva corresponent fonamentació física.

Al segon capítol hi ha un compendi de la teoria coneguda sobre túnels de vent, centrada en les cambres d'assaig, ja que dins d'aquestes és on es realitzen tots els experiments dels túnels de vent, i per tant allà on es fan servir els instruments integrats per aquest projecte. També s'expliquen els problemes més usuals que es presenten a les cambres d'assaig, ja que aquests s'han de tenir en compte a l'hora d'estudiar els resultats dels experiments.

Al capítol 3 s'exposa el principi de funcionament dels instruments, tant en l'àmbit teòric (bases físiques) com en el pràctic (per a què serveixen i com s'utilitzen). A més, també s'explica de quina manera i per quines raons s'han incorporat els aparells al túnel de manera específica.

A mode de complementació, al capítol 4 es presenten els experiments que s'han dut a terme utilitzant els diferents instruments, per verificar-ne el funcionament i trobar-hi possibles aplicacions pràctiques. Es fa un estudi dels resultats experimentals comparant-los amb resultats teòrics obtinguts de simulacions realitzades amb el software CFD FLUENT i el programa PABLO.

Finalment, a l'apartat d'annexes s'hi han inclòs manuals d'utilització per a usuaris, que sense cap coneixement dels instruments, puguin muntar-los, calibrar-los i utilitzar-los per realitzar pràctiques sobre aerodinàmica. Està previst que la universitat faci servir els manuals com a guia per activitats docents en aquest àmbit.





# CAPÍTOL 1. AERODINÀMICA BÀSICA

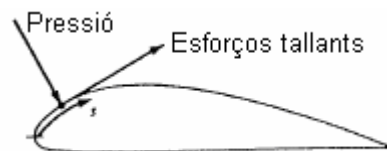
## 1.1. Forces i moments aerodinàmics

La generació de forces i moments aerodinàmics és deguda a dues fonts principals:

- Distribució de pressions a la superfície d'un cos
- Distribució d'esforços tallants a la superfície d'un cos

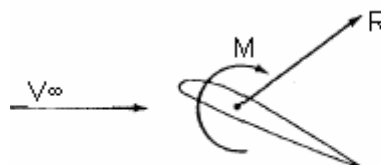
No importa quan de complexa sigui la forma del cos, les forces i els moments aerodinàmics sempre seran deguts a aquestes dues causes.

Tant la pressió com els esforços tallants tenen dimensions d'unitats de força per unitats d'àrea, però la pressió sempre actuarà perpendicularment a la superfície, mentre que els esforços tallants actuaran tangencialment a la superfície (**Fig. 1. 1**)



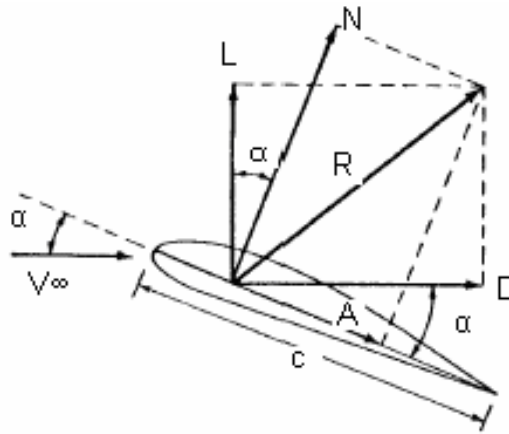
**Fig. 1. 1** Actuació de la pressió i els esforços tallants

L'efecte net de la distribució de pressions al llarg de tota la superfície dona lloc a la força aerodinàmica, que es defineix com  $R$ , i el moment aerodinàmic, que es defineix com  $M$  (**Fig. 1. 2**)



**Fig. 1. 2** Força aerodinàmica i moment aerodinàmic

Com és mostra a la (**Fig. 1. 3**), la força aerodinàmica  $R$  es pot descomposar en dos components segons la direcció de la corrent flux lliure (freestream<sup>1</sup>,  $V_{\infty}$ ), on es pot trobar que la component perpendicular de la força aerodinàmica és la sustentació (lift), mentre que la component paral·lela dona lloc a la resistència aerodinàmica (drag).



**Fig. 1. 3.** Descomposició de la força aerodinàmica

Segons aquesta descomposició, es troba la descomposició següent (1. 1):

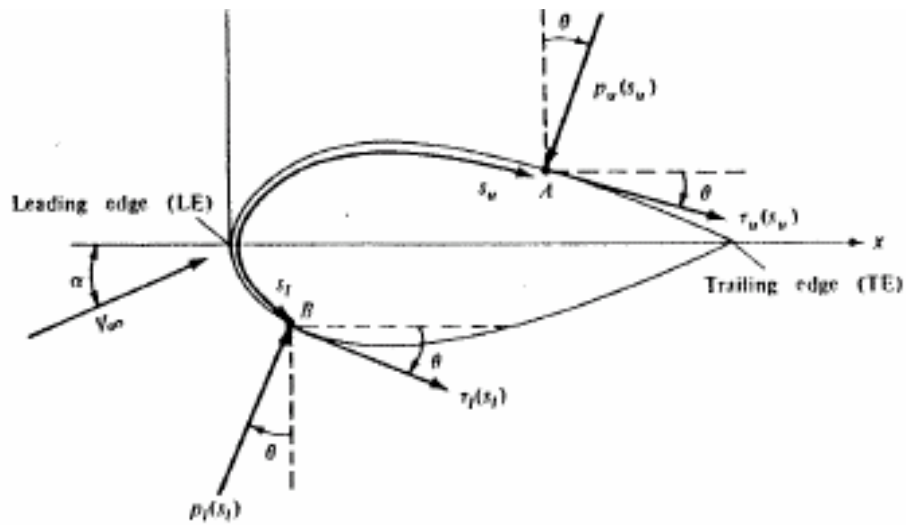
$$\begin{aligned} L &= N \cdot \cos \alpha - A \cdot \sin \alpha \\ D &= N \cdot \sin \alpha + A \cdot \cos \alpha \end{aligned} \quad (1. 1)$$

On (alfa) és l'angle d'atac, és a dir, l'angle entre el vent relatiu i la corda del perfil.

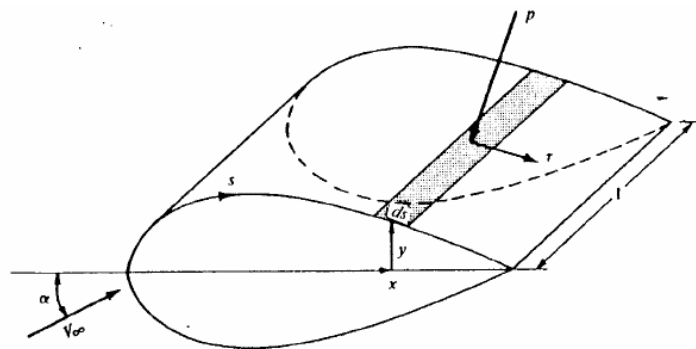
Per intentar d'entrar en més detall en com la pressió i el esforços tallants generen forces i moments, es considera un cos de dos dimensions i es fixa l'eix  $x$  paral·lel a la corda i l'eix  $y$  perpendicular. Es tria un punt arbitrari "A", a l'entredós a una distància  $S_u$  del caire d'atac, i un punt "B" a l'extradós a una distància  $S_L$ . El sentit dels angles es considera positiu quan aquest segueix el sentit de les agulles del rellotge (**Fig. 1. 4**).

Si s'imagina que és un cilindre infinit, i es defineix un diferencial de superfície unitari,  $dS$ , a l'extradós, es troba la força normal unitària i la força axial unitària, que un cop són integrades al llarg de tota la superfície  $S$ , es poden introduir en les equacions anteriors, i així es pot trobar la sustentació i la resistència aerodinàmica per unitat de envergadura (**Fig. 1. 5**).

<sup>1</sup> Freestream: Velocitat del flux quan es troba a una distància suficientment llunyana, per no veure's afectat per l'objecte



**Fig. 1. 4.** Detall de com la pressió i els esforços tallants generen forces i moments



**Fig. 1. 5.** Detall del diferencial de superfície unitari,  $ds$ , a l'extradós.

Per trobar la força normal i paral·lela a la superfície s'apliquen les equacions

(1. 2), (1. 3) i

(1. 4) definides posteriorment, on l'angle és l'angle que forma la superfície en cada punt.

$$\begin{aligned} dN'_u &= -p_u ds_u \cos \sigma - \tau_u ds_u \sin \sigma \\ dA'_u &= -p_u ds_u \sin \sigma + \tau_u ds_u \cos \sigma \end{aligned} \quad (1. 2)$$

$$\begin{aligned} dN'_l &= p_l ds_l \cos \sigma - \tau_l ds_l \sin \sigma \\ dA'_l &= p_l ds_l \sin \sigma + \tau_l ds_l \cos \sigma \end{aligned} \quad (1. 3)$$

$$\begin{aligned}
 N' &= -\int_{LE}^{TE} (p_u \cos \sigma + \tau_u \sin \sigma) ds_u + \int_{LE}^{TE} (p_l \cos \sigma - \tau_l \sin \sigma) ds_l \\
 A' &= \int_{LE}^{TE} (-p_u \sin \sigma + \tau_u \cos \sigma) ds_u + \int_{LE}^{TE} (p_l \sin \sigma + \tau_l \cos \sigma) ds_l
 \end{aligned} \tag{1.4}$$

Es pot realitzar la mateixa operació per trobar el moment aerodinàmic.

Aquest desenvolupament demostra que els únics elements fonamentals per crear lift, drag i moment aerodinàmic, són la distribució de pressions i els esforços tallants.

## 1.2. Coeficients aerodinàmics

Per tal de treballar amb unitats adimensionals, que proporcionen més agilitat a l'hora de treballar amb les equacions de les forces i dels moments, es defineixen els coeficients aerodinàmics de sustentació, resistència, moment, de força normal i de força axial (1. 11), (1. 6), (1. 7), (1. 8), (1. 9), (1. 10), (1. 11).

Per trobar aquest coeficients es divideix la força de sustentació, resistència, normal, axial o moment per la pressió dinàmica de flux lliure multiplicada per una superfície de referència.

Coeficient de sustentació:

$$C_L = \frac{L}{q_\infty S} \tag{1.5}$$

Coeficient de fregament:

$$C_D = \frac{D}{q_\infty S} \tag{1.6}$$

Coeficient de la força normal:

$$C_N = \frac{N}{q_\infty S} \tag{1.7}$$

Coeficient de la força axial:

$$C_A = \frac{A}{q_\infty S} \tag{1.8}$$

Coeficient del moment:

$$C_M = \frac{M}{q_\infty S l} \tag{1.9}$$

Coeficient de Pressió:

$$C_p = \frac{p - p_\infty}{q_\infty} \tag{1.10}$$

Coeficient de fricció superficial:

$$C_f = \frac{\tau}{q_\infty} \quad (1.11)$$

En aquestes expressions que es defineix com (1.12):

$$q_\infty = \frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2 \quad (1.12)$$

### 1.3. Centre de pressions

Existeixen diferents maneres de definir el centre de pressions depenent del punt que s'esculli. En general el centre de pressions ( $x_{cp}$ ) és (1.13):

$$x_{cp} = \frac{-M'_{le}}{N'} \quad (1.13)$$

Quan es tracta d'angles d'atac molt petits en el caire d'atac  $N' \approx L'$ .  $M'_{le}$  és el moment en el caire d'atac. Un altre forma comú de definir-lo és (1.14):

$$M'_{le} = -c \frac{L'}{4} + M'_{c/4} \quad (1.14)$$

On  $c/4$  es coneix com el punt a un quart de la corda.



Fig. 1. 6. Moment aerodinàmic

### 1.4. Teorema de Kutta-Joukowski i generació de sustentació

Aquest teorema s'aplica quan s'està tractant de fluxos incompressibles sobre perfils.

Si es considera A qualsevol corba en el flux que rodeja un perfil i l'ala produeix sustentació, el camp de velocitats al voltant de l'ala té que ser igual a la integral de la línia de velocitats al voltant d'A. Això és la circulació és finita (1.15).

$$\Gamma = \int_A \gamma Ds \quad (1.15)$$

Així, la sustentació per unitat de envergadura  $L'$  en un ala és **(1.16)**:

$$L' = \rho v \Gamma \quad (1.16)$$

## 1.5. Tipus de flux

### 1.5.1. Flux continu/Flux de molècules lliures

Tenint en compte que la distància entre dues molècules dins d'un fluid és defineix com  $\lambda^2$  es poden considerar diferents tipus de fluid segons si la distancia entre les molècules és d'ordre més petit o similar a l'ordre de la dimensió de l'objecte d'estudi.

#### 1.5.1.1. Flux continu

Es defineix fluid continu quan la distància entre molècules és d'orde molt inferior a la dimensió de l'objecte d'estudi. En aquest cas, les molècules impacten a la superfície del cos, per tant, el cos no nota l'impacte de cada molècula per separat i la superfície del cos sent el fluid com un flux continu.

#### 1.5.1.2. Flux de molècules lliures

Quan  $\lambda$  és d'ordre similar a la dimensió de l'objecte d'estudi, es tracta d'un flux de molècules lliures. En aquest cas el cos sent l'impacte de cada molècula per separat.

D'altre banda, existeixen casos entremitjos, fluids que es comporten de manera diferents segons les variacions de densitat. Aquest tipus de fluids es denominen fluids de baixa densitat. Un exemple d'aquest tipus de fluids és el cas de l'aire, que quan la seva densitat baixa de forma considerable és té que estudiar com a flux de molècules lliure.

En aquest treball és considera que el fluid d'estudi serà l'aire i aquest serà tractat com un flux continu ja que a la densitat que es troba, la distancia entre molècules es d'un ordre molt inferior a les dimensions de l'objecte d'estudi.

---

<sup>2</sup>  $\lambda$  "Mean-free path": es defineix com la distància mitja entre molècules d'un fluid.

## 1.5.2. Flux viscos/Flux no viscos

Degut a que les molècules es mouen de forma aleatòria, en aquest moviment transporten la seva massa, moment i energia d'un lloc a un altre del fluid.

Aquest fenomen, vist en una escala molecular, deriva en un augment de la difusió de massa, viscositat (fricció) i conducció tèrmica.

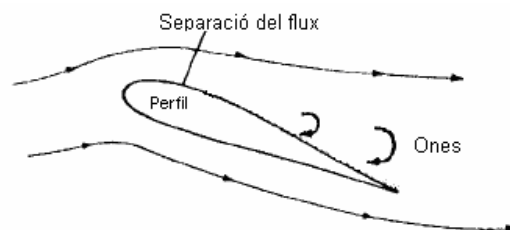
Tots els fluids reals manifesten aquest fenomen. Aquests tipus de fluxos s'anomenen fluxos viscosos.

Quan en l'estudi del moviment d'un fluid negligim els efectes de viscositat el flux corresponent es denomina no viscos. Com ja s'ha mencionat anteriorment, no existeixen aquest tipus de fluxos en la realitat, però en la major part dels problemes aerodinàmics, on aquest efecte és petit, es pot considerar el fluid com no viscos.

Estrictament parlant un flux no viscos només pot observar-se si la viscositat és nul·la i, conseqüentment, quan el número de Reynolds és infinit. No obstant, a la pràctica, molts fluxos amb número de Reynolds finit i molt alt es poden considerar com no viscosos. En aquest cas, els efectes de conducció tèrmica i difusió es considera que només tenen lloc a la regió adjacent de la superfície del cos, mentre que es considera que la resta del flux és no viscos.

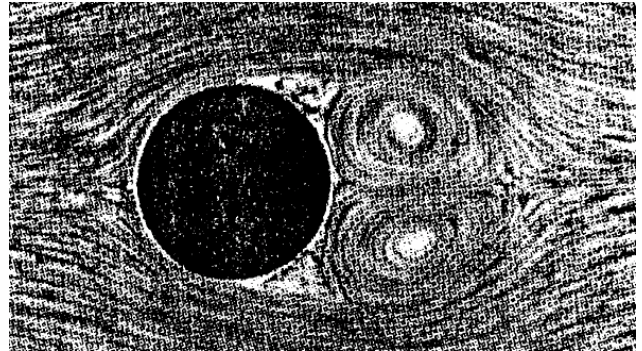
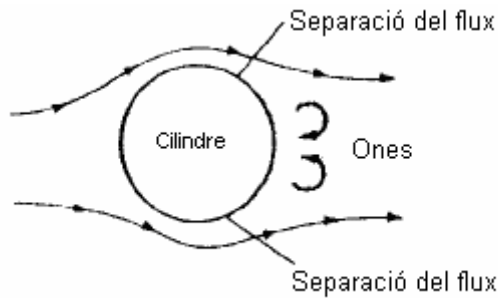
Per aquest projecte, com s'està estudiant un cos relativament esvelt, com és un perfil alar, la assumptió de flux no viscos és una bona aproximació, que permetrà estudiar amb fiabilitat la distribució de pressions, sustentació, i obtenir una bona representació de les línies de corrent. Mentre que, degut a que la major part de l'efecte de resistència aerodinàmica es produeix per fricció, la assumptió no viscosa no es adequada per estudiar l'arrossegament.

També, per alguns casos de perfils alar amb un angle d'atac elevat, on es produeix una separació de la capa límit a la part davantera de l'ala i es crea un vòrtex a la part de darrera, s'ha de considerar el flux viscos, ja que el vòrtex es produeix per la viscositat, (**Fig. 1. 7**).



**Fig. 1. 7.** Separació de la capa límit i creació de vòrtex

També, en cossos arrodonits, com és el cas d'un cilindre, es produeix una separació de la capa límit en la part de darrera i es creen vòrtexs de sortida, (**Fig. 1. 8**).



**Fig. 1. 8.** Separació del flux a un cilindre i creació de vòrtex

### 1.5.3. Flux incompressible/Flux compressible

Un flux amb densitat constant s'anomena flux incompressible. Aquest cas no ocorre en la natura, però és una aproximació força bona quan es tracta d'un fluid que es mou a una velocitat inferior a  $Mach < 0.3^3$ , ja que la variació de la densitat sota aquesta velocitat molt petita.

Aquest projecte, està tractant amb un túnel de vent on la velocitat màxima no és superior a  $Mach = 0.2$ , és pot fer servir aquesta aproximació i considerar l'aire com a fluid incompressible.

Per demostrar que la variació de la densitat altera molt poc el resultat final, el present estudi realitza un experiment on queda patent aquest fet.

## 1.6. Equacions fonamentals aerodinàmica

### 1.6.1. Equació de continuïtat

En els punts anteriors s'han descrit els diferents tipus de flux que poden ser utilitzats per l'estudi d'un fluid. En aquest punt es vol fer un estudi de les diferents equacions que governen cada model. Per realitzar l'estudi, es fixa un volum de control finit. Aquest està fixat en l'espai, i el fluid es mou al seu voltant. El volum  $V$  i la superfície de control estan fixes en el temps, i la massa del fluid que conté el volum de control pot canviar en funció del temps .

Abans d'analitzar les equacions fonamentals de la aerodinàmica, és fa una breu menció del concepte de flux de massa.

Si és té un àrea  $A$  orientada en el sentit de moviment del fluid i es considera que el fluid es mou a una velocitat constant, en un temps determinat haurà avançat una distància igual a l'equació presentada a sota (1. 17). El volum que haurà escombrat aquest fluid serà (Eq. (1. 18):



$$\text{distància} = V_n \cdot dt \quad (1. 17)$$

$$\text{Volume} = (V_n dt) A \quad (1. 18)$$

La massa que ha escombrat A al passar un determinat temps dt és calcula com l'equació següent **(1. 19)**.

$$\text{Massa} = \rho(V_n dt) A \quad (1. 19)$$

Si ara es defineix el flux, com variació de massa en un determinat variació de temps, es té que**(1. 20)**:

$$\dot{m} = \frac{\rho(V_n dt) A}{dt};$$

$$\dot{m} = \rho V_n A; \quad (1. 20)$$

El principi físic de conservació de la massa diu que la massa no es crea ni es destrueix. Si es considera un fluid on totes les propietats varien en l'espai i en el temps, la densitat depèn del punt de l'espai on es trobi i el temps, **(1. 21)**.

$$\rho = \rho(x, y, z, t) \quad (1. 21)$$

En un punt de control de la superfície, la velocitat del flux és V i el vector de superfície és dS. També, es defineix un element a l'interior del volum, DV. La conservació de la massa exigeix que:

*El flux de massa que surt de la superfície de control a través de la superfície S en un cert interval de temps és igual al descens de massa en l'interior del volum en el mateix interval de temps.*

Aquesta afirmació pot ser escrita com **(1. 22)** :

$$\rho V_n dS = \rho V \cdot dS \quad (1. 22)$$

El flux de massa total que travessa la superfície S és el sumatori de tots els elements de flux de massa. En el límit, això esdevé una integral en tota la superfície, i es pot escriure que **(1. 23)**:

$$\rho V_n dS = \oiint_S \rho V \cdot dS \quad (1. 23)$$

També, si es considera que la massa que conté l'element dV, és la densitat per aquest dV, es pot trobar la massa que conté tot el volum V com (1. 24):

$$\rho V \cdot dS = \iiint_V \rho dV \quad (1. 24)$$

La variació de la massa en aquest volum en un  $\Delta t$  és (1. 25):

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_V \rho dV \quad (1. 25)$$

Substituint aquest dos termes en l'equació anterior, es troba **l'equació de continuïtat** en forma integral (1. 26).

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_V \rho dV + \oiint_S \rho V \cdot dS = 0 \quad (1. 26)$$

que és l'expressió de la conservació de la massa en un volum arbitrari.

Si s'aplica el teorema de la divergència<sup>3</sup>, es pot escriure (1. 27):

$$\oiint_S (\rho V) \cdot dS = \iiint_V \nabla \cdot (\rho V) d^3V \quad (1. 27)$$

L'equació de continuïtat queda com (1. 28):

$$\iiint_V \left[ \frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho V) \right] d^3V = 0 \quad (1. 28)$$

L'única manera per que l'integral sigui zero, és que sigui zero per tots els punts del volum de control, per tant s'obté que (1. 29):

$$\frac{\partial}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho V) = 0 \quad (1. 29)$$

<sup>3</sup> Teorema de la divergència= teorema de Gauss, relació la divergència d'un camp vectorial amb el valor de la integral de superfície del flux definit per aquest camp.

que és l'equació de continuïtat de forma diferencial.

Ambdues formes d'aquesta equació són aplicables als fluxos estacionaris o no estacionaris, viscosos o no viscosos i compressibles o incompressibles.

Si es considera que el flux es estacionari es poden escriure les equacions com

**(1. 30):**

$$\oiint_S \rho V \cdot dS = 0$$

$$\nabla \cdot (\rho V) = 0 \quad \text{(1. 30)}$$

### 1.6.2. Equació de la quantitat de moviment

La expressió més habitual de la segona llei de Newton<sup>4</sup> és **(1. 31):**

$$F = m a \quad \text{(1. 31)}$$

On  $F$  és la força exercida en el cos de massa  $m$ , i  $a$  és l'acceleració. Cal observar, però, que aquesta expressió s'aplica únicament a cossos de massa constant. L'expressió general d'aquesta llei per sistemes de massa variable és **(1. 32):**

$$F = \frac{d}{dt}(mv) \quad \text{(1. 32)}$$

Aquesta equació indica que la força és igual al canvi de la quantitat de moviment en un determinat temps. Per aplicar aquesta llei a un fluid en moviment cal descriure, d'una banda, les forces que actuen sobre ell i, d'altra, la definició acurada de la quantitat de moviment transportada pel fluid. Les forces que actuen sobre un fluid poden provenir de dos orígens:

- Forces de cos, com la gravetat, forces electromagnètiques, ....
- Forces de superfície, com la pressió i els esforços tallants que actuen en la superfície  $S$  del volum de control.

Si s'expressa  $f$  com la força total de cos per unitat de massa exercida en l'interior del volum  $V$ . Les forces de cos en aquest element diferencial es poden expressar com **(1. 33):**

---

<sup>4</sup> Segona llei de Newton: elaborada Isaac Newton en 1687, a la seva obra *Philosophiæ Naturalis Principia Mathematica*

$$\rho f dV \quad (1. 33)$$

I el total de forces en tot el volum V (1. 34):

$$F_{\text{forces de cos}} = \iiint_V \rho f dV \quad (1. 34)$$

Si es fa el mateix per les forces de superfície s'obté (1. 35):

$$- p dS \quad (1. 35)$$

On el sentit negatiu indica que les forces van en sentit oposat al dS. La força de pressió total en tota la superfície és (1. 36):

$$F_p = - \iint_s p dS \quad (1. 36)$$

En un fluid viscos, els esforços viscosos normals i tallants també provoquen forces de superfície, amb lo que es pot concloure (1. 37):

$$F = \iiint_V \rho f dV - \iint_s p dS - F_{\text{viscosos}} \quad (1. 37)$$

Ara, si es mira la part dreta de l'equació (1. 30) el canvi de quantitat de moviment es produeix per dos factors :

- G, és el moment que provoca el flux que surt d'una determinada superfície S.
- H, és el canvi de moment produït per les fluctuacions no estacionaries de les propietats de fluid dintre de V en una variació de temps.

El primer terme, G, es pot escriure com (1. 38):

$$(\rho V \cdot dS) V \quad (1. 38)$$

Per tant, el flux total en tota la superfície serà (1. 39):

$$G = \iint_s (\rho V \cdot dS) V \quad (1. 39)$$

I H serà (1. 40):

$$H = \frac{\partial}{\partial t} \iiint_V \rho V dV \quad (1.40)$$

Si es substitueixen totes aquestes equacions en (1.30) es troba l'equació de la quantitat de moviment en forma integral (1.41).

$$\iint_S (\rho V \cdot dS) V + \frac{\partial}{\partial t} \iiint_V \rho V dV = \iiint_V \rho f dV - \iint_S p dS - F_{viscoses} \quad (1.41)$$

Seguint un procediment similar al seguit amb l'equació de continuïtat, és pot trobar l'equació en forma diferencial per cadascuna de les components:

$$\begin{aligned} \frac{\partial(\rho u)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho u V) &= -\frac{\partial p}{\partial x} + \rho f_x + F_{viscoses} \\ \frac{\partial(\rho v)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho v V) &= -\frac{\partial p}{\partial y} + \rho f_y + F_{viscoses} \\ \frac{\partial(\rho w)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho w V) &= -\frac{\partial p}{\partial z} + \rho f_z + F_{viscoses} \end{aligned} \quad (1.42)$$

On u, v, w són les components de la velocitat en cada una de las direccions. Aquestes són anomenades Equacions de Navier-Stokes<sup>5</sup>. Aquestes equacions són valides per qualsevol tipus de flux, ara bé, si es considera:

- Flux estacionari
- No viscos
- No hi ha forces exteriors

Les equacions esdevenen en les anomenades Equacions d'Euler<sup>6</sup> (1.43) :

$$\begin{aligned} \nabla \cdot (\rho u V) &= -\frac{\partial p}{\partial x} \\ \nabla \cdot (\rho v V) &= -\frac{\partial p}{\partial y} \\ \nabla \cdot (\rho w V) &= -\frac{\partial p}{\partial z} \end{aligned} \quad (1.43)$$

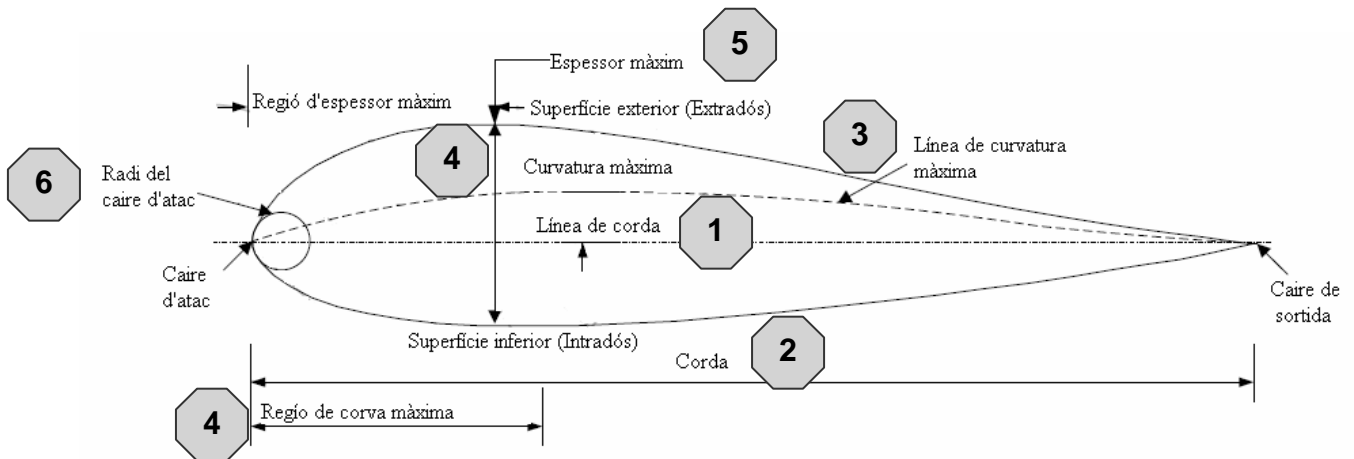
<sup>5</sup> Equacions de Navier Stokes: són un conjunt d'equacions en derivades parcials no lineals que descriuen el moviment d'un fluid

<sup>6</sup> Equacions d'Euler: descriuen el moviment d'un fluid compressible no viscos. La seva expressió correspon a les Equacions de Navier-Stokes quan les components dissipatives són menyspreables enfront les convectives.

## 1.7. Teoria de perfils

### 1.7.1. Terminologia utilitzada en Perfils:

Les parts bàsiques utilitzades amb Perfils són les que es poden apreciar a la següent imatge (**Fig. 1. 9**):



**Fig. 1. 9.** Parts del perfil alar

1. Línea de corda: és una línia recta que uneix el *caire d'atac* amb el *caire de sortida*.
2. Corda: és la longitud de la *línea de corda*. Totes les dimensions dels perfils es mesuren amb termes de la corda.
3. Línea de curvatura mitja: és la línia mitja entre l'*extradós* i l'*intradós*.
4. Curvatura màxima: és la distància màxima entre la *línea de curvatura mitja* i la *línea de corda*. La posició de la curvatura màxima és important per determinar les característiques aerodinàmiques d'un perfil.
5. Espessor màxim: és la distància màxima entre l'*extradós* i l'*intradós*.
6. Radi del caire d'atac: és una mesura de l'afilament del caire d'atac.

### 1.7.2. Variables geomètriques dels perfils:

A la geometria d'un perfil existeixen 4 variables principals:

- Configuració de la línia de curvatura mitja: pot ser que aquesta línia coincideixi amb la línia de corda, això significa que el perfil és simètric (la superfície superior i inferior equidisten de la línia de corda).
- Espessor.
- Localització de l'espessor màxim.
- Radi del caire d'atac.

#### 1.7.2.1. Classificació dels Perfils:

La major part del desenvolupament de perfils als Estats Units, ha segut realitzada a partir del 1929 pel *Comitè Nacional d'Aeronàutic NACA*<sup>7</sup>.

Tot perfil ve definit per un conjunt de nombres que defineixen la seva geometria. Les primeres sèries estudiades van ser les de **quatre dígit**s. El primer dels dígit s dóna la curvatura en percentatge de la corda, el segon dona la posició de la curvatura màxima en dècimes de la corda, i els dos últims dígit s donen l'espessor màxim en percentatge de la corda.

El desenvolupament posterior va portar a les sèries de cinc dígit s, "sèries 1", i amb l'arribada d'altres velocitats els anomenats de flux laminar. Aquests corresponen a les "sèries 6 i 7" i resulten del desplaçament cap endarrere del punt d'espessor màxim i la reducció del radi del caire d'atac.

D'aquest últim disseny, s'obtenen dos resultats principals. En primer lloc és desplaça cap endarrere el punt de pressió mínima, tot augmentant la distància des del caire d'atac en la que existeix flux laminar i reduint la resistència. En segon lloc, augmenta el nombre crític de Mach, cosa que permet incrementar la velocitat de l'avió sense l'aparició de problemes de compressibilitat.

Als perfils de "series 6", el primer dígit indica la sèrie, i el segon la posició de pressió mínima en dècimes de la corda. El tercer dígit representa el coeficient de sustentació en dècimes, i els dos últims dígit s l'espessor en percentatge de la corda.

#### 1.7.3. Perfils NACA

La sèrie de perfils NACA va ser desenvolupada per oferir una família estandarditzada de perfils per l'avenç aeronàutic i anàlisis d'enginyeria. Els perfils són generats per polinomis que descriuen la forma de la línia de curvatura i la distribució d'espessor.

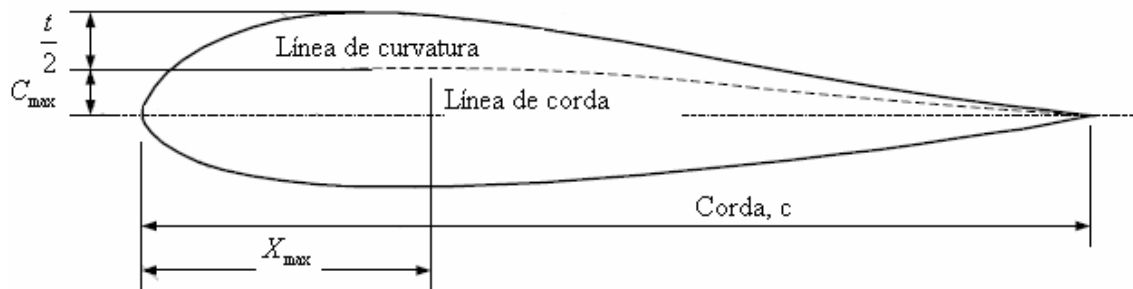
---

<sup>7</sup> NACA- *National Advisory Committee of Aeronautics*: va ser una agència federal dels Estats Units fundada el 3 de Març de 1915. El seu objectiu era emprendre, fomentar i institucionalitzar les investigacions aeronàutiques. L'1 d'octubre de 1958 es va dissoldre, i els seus recursos i personal van formar un nucli de la Nacional Aeronautics and Space Administration.

La línia de curvatura es defineix com el punt mig entre la superfície superior i inferior, és determina mitjançant polinomis que indiquen la seva distància des del punt de corda.

Per calcular les superfícies del perfil, es tracta d'afegir una distribució de grossor a la línia de curvatura, amb la distribució d'espessor especificada per un polinomi addicional. Per afegir el grossor es fa amb una direcció normal a la línia de curvatura.

D'aquesta forma, la superfície dels perfils NACA genèrica (**Fig. 1. 10**), ve donada per l'equació presentada a sota  
(1. 44).



**Fig. 1. 10.** Superfície dels Perfils NACA amb els paràmetres utilitzats a l'equació

$$\frac{y}{c} = \pm \frac{t}{0.20} \cdot \left( 0.2969 \cdot \sqrt{\frac{x}{c}} - 0.126 \cdot \frac{x}{c} - 0.3516 \cdot \left(\frac{x}{c}\right)^2 + 0.2843 \cdot \left(\frac{x}{c}\right)^3 - 0.1015 \cdot \left(\frac{x}{c}\right)^4 \right) \quad (1. 44)$$

El signe  $\pm$  indica que existeix simetria respecte l'eix x, on les variables que intervenen a l'equació són les següents:

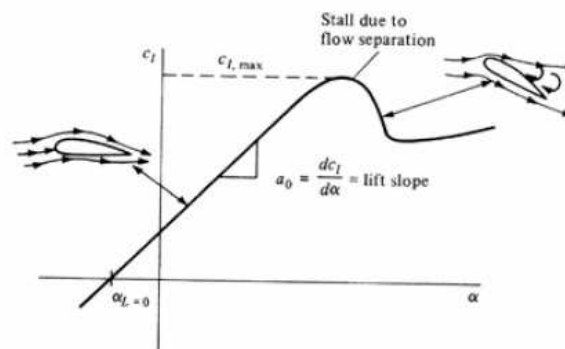
- **y:** altura segons l'eix y.
- **x:** longitud segons l'eix x.
- **c:** corda (longitud màxima del perfil).
- **t:**  $t = \frac{2 \cdot y_{MAX}}{c}$ ; és l'espessor màxim adimensional del perfil.



### 1.7.4. Característiques dels perfils

Les característiques dels perfils queden il·lustrades a partir del coeficients aerodinàmics, generant el que es coneix com diagrames polars<sup>8</sup>. Aquests estan desenvolupats a partir de les suposicions de que les ales són infinites. A baixos valors de l'angle d'atac,  $C_l$  varia linealment amb l'angle d'atac. Quan l'angle d'atac augmenta el flux es separa i recircula formant un flux revers (**Fig. 1. 11**). La conseqüència d'aquest flux és la caiguda de sustentació i un augment de la resistència aerodinàmica. A aquesta condició se l'anomena entrada en pèrdua. Al màxim valor de  $C_l$  on comença aquesta situació se l'anomena  $C_{l,max}$ . El valor d'angle d'atac on la sustentació és nul·la s'anomena  $\alpha_{l=0}$ . Per perfil simètrics aquest angle és zero.

Tots aquest diagrames varien per perfils d'acord amb el número de Reynolds.



**Fig. 1. 11.** Corba de la sustentació en funció de l'angle d'atac

<sup>8</sup> Diagrama polar: és un dibuix tècnic que reflexa la radiació en que un determinat sistema capta o emet (radia) energia a l'espai.



## CAPÍTOL 2. INTRODUCCIÓ ALS TÚNELS DE VENT

### 2.1. Definició general

Els túnels de vent van ser desenvolupats a principis del segle XIX, quan es va reconèixer que les condicions de l'exterior eren incertes per la planificació i execució de l'experimentació en l'afany de l'home per volar. Tal i com va mencionar John Smeaton, al seu article davant la Royal Society el 1759<sup>9</sup>: “ El vent per si mateix és incert, per solucionar aquests problemes; s'ha d'utilitzar un tipus de vent artificial.

El que es va iniciar com una eina per la investigació de fenòmens aerodinàmics, s'ha convertit en un peça d'equip vital pel desenvolupament i refinament d'una ampla varietat de coneixements científics bàsics.

Així un túnel de vent, és un aparell útil per l'estudi i la investigació dels fenòmens de flux sobre estructures i construccions en general. Els avantatges d'aquests dispositius és que es poden variar els paràmetres de disseny i utilitzar models a escala amb velocitat de vent repetibles i variables, cosa que permet quantificar de forma molt aproximada les forces aerodinàmiques causades per un flux d'aire.

En general un túnel de vent és un conducte o conjunt de conductes que porten un ventilador accionat per un motor que fa que l'aire flueixi de manera constant a través del túnel.

Aquest projecte es focalitza en un únic punt del túnel de vent, la seva cambra d'assaig, que és la regió del túnel on és localitzat tot l'interès per l'experimentació. És aquí on s'instal·len els models dels quals es disposa (Perfil NACA 0012 i model cilíndric) i diferents aparells per mesurar les forces que experimenta el model i les condicions de l'aire que travessa aquesta secció.

És força interessant dissenyar el túnel de forma que la Càmera d'assaig sigui de secció menor que la resta del túnel, ja que per conservació de caudal es genera una velocitat major prop del model, així s'estalvia energia al ventilador, que genera el mateix efecte a la cambra d'assaig amb una potència menor, i a més redueix les pèrdues per fricció a les parets i nusos del túnel.

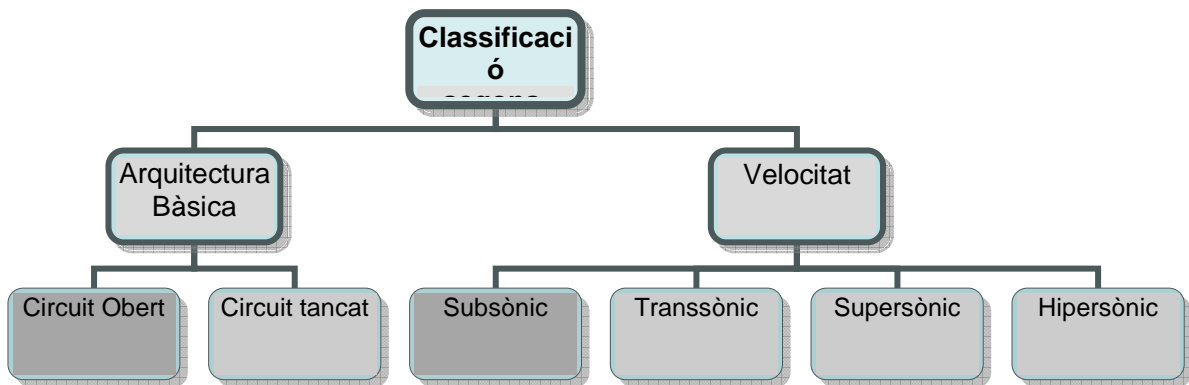
---

<sup>9</sup> Smeaton, John, The efficiency of windmill blades. Royal Society of Science, 1759.

## 2.2. Classificació dels Túnel de vent

Els túnels de vent es classifiquen habitualment en termes de la seva arquitectura bàsica i de les velocitats típiques d'operació. Aquesta classificació es mostra al **(Gràfic 2. 1)**. En concret el Túnel utilitzat a aquest projecte és un Túnel de Circuit obert i subsònic. Per tant, és tractarà d'explicar que significa que un túnel tingui aquestes característiques.

**Gràfic 2. 1.** Classificació dels Túnel de vent

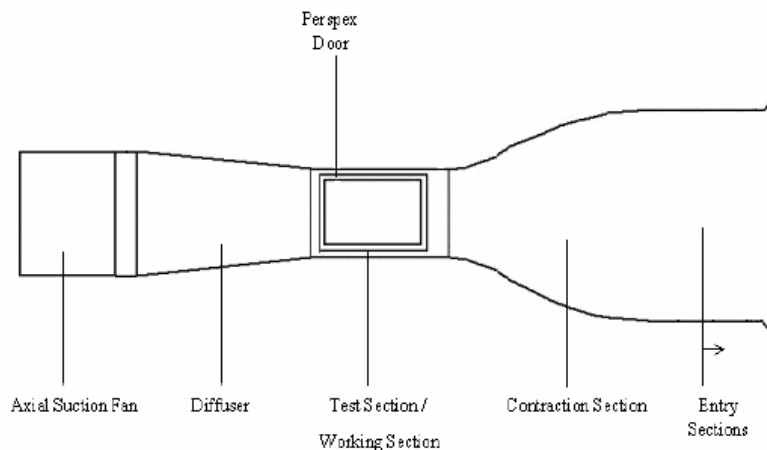


### 2.2.1. Circuit Obert

Un túnel de circuit obert, es un túnel al que l'aire entra i torna a sortir. El principal avantatge d'aquest tipus és que són relativament més barats de construir, però necessiten més aire disponible, més energia i fan més soroll.

Un túnel obert no precisa, l'ús de cantonades i de llargs difusors, per la qual cosa el seu disseny i construcció és relativament senzill. En contrapartida, la potència necessària per utilitzar-los és alta degut a les pèrdues d'energia al flux d'aire per la sortida.

A la imatge presentada, és pot observar un túnel de circuit obert amb les seves parts pertinents **Fig. 2. 1**.



**Fig. 2. 1.** Túnel de circuit obert amb les seves parts

**2.2.2. Subsònic**

Una de les variables que determinen el tipus de Túnel de vent, és el número de Mach. El número de Mach és defineix com, **(2. 1)** :

$$M = \frac{v}{c} \tag{2. 1}$$

On c és la velocitat del so en les condicions ambientals del Túnel i v la velocitat mitjana de l'aire.

En el cas del Túnel de Vent del laboratori SA1, es tenen aquestes condicions **(Taula 2. 1)** :

**Taula 2. 1.** Condicions estudiades vs condicions obtingudes experimentalment

	Temperatura (C)	Velocitat del so(m/s)	Velocitat aire(m/s)	Mach
Mach Previst	20	343.23	36.32	0.11
Mach Experimental	20	343.23	42,4	0.12

Com és pot observar a la **(Taula 2. 1)** anterior tant en les condicions previstes com en les obtingudes experimentalment tenim un Mach inferior a 0.3, per tant és tracta d'un túnel de vent subsònic.

## **2.3. Cambra d'assaig**

Tal i com s'ha citat anteriorment, és centrarà aquest treball en la cambra d'assaig, ja que és allí on s'integraran tots els instruments i és realitzaran tots els experiments.

La cambra d'assaig pot tenir diverses formes: circular, el·líptica, rectangular, quadrada, hexagonal o octogonal. Com les pèrdues degudes a la seva forma són mínimes, l'elecció de la seva geometria obeeix principalment a consideracions aerodinàmiques i a la utilitat que representi.

Les quatre parets de la cambra d'assaig del túnel de vent utilitzat són transparents, però en cas de que no fos així s'haurien de col·locar finestres per poder observar l'experiment. Les tapes inferior i superior són planes, cosa que facilita la instal·lació i calibració dels models, balances aerodinàmiques, tub pitot...

Realitzar experiments amb els túnels de vent, comporta avantatges i inconvenients. Un dels punts positius és que els experiments es poden realitzar sota condicions específiques, en comparació amb els que es realitzen en ambients oberts. En canvi, la major part d'inconvenients que es poden trobar, es localitzen a la cambra d'assaig.

## **2.4. Problemes a la cambra d'assaig**

### **2.4.1. Efecte de bloqueig**

Els efectes de bloqueig s'observen en túnels de vent de dimensions limitades o durant la prova de grans models.

S'anomena bloqueig a l'alteració substancial del flux que circula per l'interior del túnel com a conseqüència de la reducció de la secció transversal del túnel a causa de la presència del model a estudiar. Aquesta contracció bloqueja el flux entrant i produeix un increment de la pressió a les parets del túnel alhora que augmenta la velocitat de l'aire al passar pel model tot alternant el patró de flux i les seves característiques. L'efecte combinat fa variar el patró de flux i les seves característiques.

Com a mesura de l'efecte de bloqueig es pren el radi de l'àrea frontal del model, amb relació a l'àrea de la cambra d'assaig. Per evitar que el bloqueig

afecti als resultats de l'experiment es recomana que els radis de bloqueig siguin inferiors al 5% durant les proves aerodinàmiques.

La correcció dels efectes de bloqueig, és difícil, i és un tema de recerca a l'actualitat.

Al cas de la superfície de sustentació, un bloqueig tendeix a fer que el flux sobre la superfície de sustentació es perdi abans del previst. Cosa que és deguda a que la capa límit es separa on el flux desacceleri i existeixi un gradient de pressió advers; com major sigui el gradient, major serà la separació.

L'efecte de bloqueig incrementa la magnitud de desacceleració i així, el gradient de pressió produït per la superfície de sustentació.

#### 2.4.1.1. Efecte de bloqueig al Túnel de vent utilitzat.

El Túnel de vent utilitzat té un problema amb l'efecte de bloqueig, seguidament és demostra amb uns càlculs.

$$\text{Efecte de bloqueig} \leq 5\%$$

$$\text{Efecte de bloqueig} = \frac{R_{Model}}{R_{cambra}} \quad (2. 2)$$

Els models a integrar al Túnel de vent són el Perfil NACA 0012 i el cilindre. Per calcular els radis de la seva àrea frontal fem servir la meitat del diàmetre aerodinàmic:

$$R_{\text{àrea frontal rectangle}} = \frac{a \cdot b}{a + b}$$

$$R_{\text{cilindre}} = \frac{6.35 \cdot 30}{6.35 + 30}$$

$$R_{\text{perfil}} = \frac{1.8 \cdot 30}{1.8 + 30} \quad (2. 3)$$

Finalment es calcula el radi de la cambra d'assaig:

$$R_{\text{cambra}} = \frac{40 \cdot 40}{40 + 40} \quad (2. 4)$$

Els resultats obtinguts després de realitzar els càlculs previs són els següents:

### Càlcul de l'efecte de bloqueig pel cilindre:

Efecte de bloqueig=26,2%

### Càlcul de l'efecte de bloqueig del perfil de 0° a 15°:

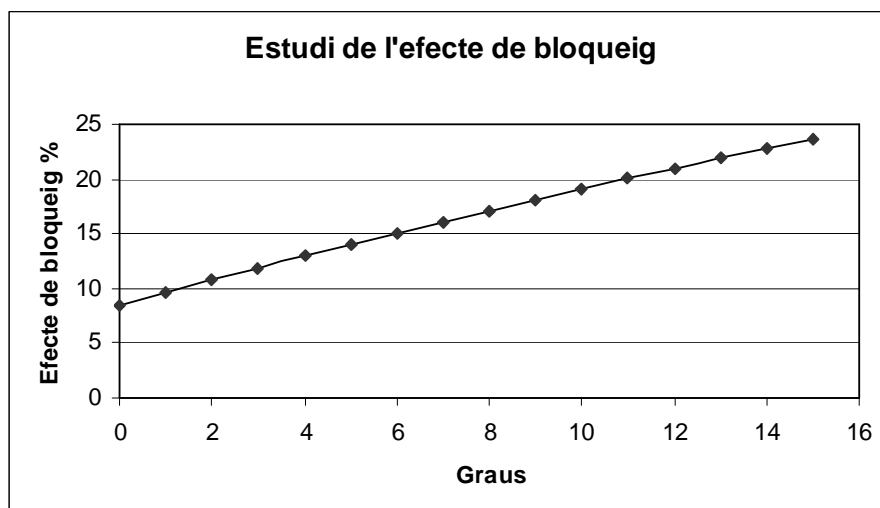
A la següent taula, (

**Taula 2. 2)** és pot observar els resultats obtinguts de l'Efecte de Bloqueig amb diverses inclinacions del Perfil, ja que no serà el mateix per 0° que per 15°, tot i que el seu creixement serà lineal, .

**Taula 2. 2.** Efecte de bloqueig dependent de la inclinació del Perfil

Inclinació del Perfil NACA 0012	Efecte de bloqueig
0°	8.49056604
1°	9.64479756
2°	10.7776475
3°	11.8893582
4°	12.9801732
5°	14.0503369
6°	15.1000945
7°	16.1296909
8°	17.1393712
9°	18.1293795
10°	19.0999593
11°	20.0513529
12°	20.9838011
13°	21.8975433
14°	22.7928166
15°	23.6698565

**Gràfic 2. 2.** Creixement lineal de l'efecte de bloqueig





### **2.4.2. La tridimensionalitat despreciada**

És molt comú en l'àmbit de l'enginyeria, que és prefereixi utilitzar l'experimentació en configuracions de 2 dimensions. Els fluxos bidimensionals són més fàcils d'entendre i mesurar, per tant, s'utilitzen els resultats obtinguts d'aquestes experimentacions freqüentment per prevenir el comportament de fluxos tridimensionals més complexos.

Però això és una aproximació i els resultats obtinguts en aquestes configuracions no són absolutament fiables. En particular, està ben documentat a la bibliografia que la turbulència és un fenomen purament tridimensional. D'altra banda, dissenyar un flux bidimensional sobre un model a un túnel de vent, pot ser força complicat precisament per causa de la tridimensionalitat del túnel.

### **2.4.3. Efectes d'escala**

Molt rarament els models provats a la cambra d'assaig són de mida real, la majoria de cops s'utilitzen models a escala. Aquests models d'escala són difícils de construir i generalment també força cars.

Per simular les condicions reals l'enginyer aerodinàmic ha de mantenir els paràmetres de dimensionalitat constantment, cosa que és costós i laboriós. Per exemple, per analitzar el comportament d'un model a escala 1:4 en les mateixes condicions dinàmiques (igual nombre de Reynolds) cal sotmetre'l a 4 vegades la velocitat del sistema real. Per tant, un model més petit, significa més velocitat a la cambra d'assaig i els altres paràmetres han de poder mantenir-se constants.

### **2.4.4. Mida dels models d'escala**

L'enginyer ha de trobar un compromís entre els models a escala i la mida real del túnel de vent, aquesta decisió ve condicionada pels recursos dels que és compta.

Quan els números reals de Reynolds i Mach no poden ser reproduïts, les dades experimentals estaran afectades pel factor d'escala.

L'extrapolació a escala real depèn del tipus d'experiment que es dugui a terme i el rang de l'escala de Reynolds i Mach en les que es provi l'experiment. De vegades, els efectes d'escala són menyspreables, altres vegades, com en el cas dels fluxos transsònics i baixes velocitats, no ho són.

### 2.4.5. Problemes d'interferència

La interferència a un túnel de vent deguda al efecte de bloqueig del flux d'aire, pel model a la cambra d'assaig és un problema que ha de ser acotat i interpretat correctament.

Un altre tipus d'interferència pot donar-se a velocitats transsòniques i supersòniques, degut a la reflexió de les ones de xoc a les parets del túnel. Però aquest últim tipus d'interferència no afectarà al túnel utilitzat, en aquest treball, ja que el flux és subsònic.

### 2.4.6. La Turbulència

Un dels desafiaments actuals més grans de la física és el problema de la turbulència, i malauradament aquest efecte deixa la seva presència a tots els túnels de vent<sup>10</sup>.

Els intents per fer front al problema han estimulat rames de les matemàtiques, idees de la física, i han generat una gran varietat de mètodes matemàtics i experimentals.

Al iniciar-se la època dels setanta, és van obrir perspectives teòriques i experimentals de caire molt divers. Cada una per separat pareixia ser la més adequada per tractar el problema de forma definitiva, però els van mancar arguments.

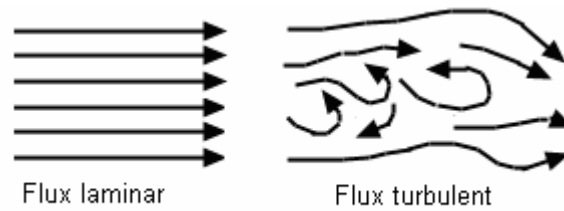
Noves tècniques experimentals van fer variar algunes de les idees que es van considerar prèviament, i també l'enfocament tècnic que s'havia estat seguint. Si més no, cada una de les noves idees, mètodes teòrics i experimentals, segueixen una activitat constant, però l'optimisme inicial sobre la comprensió del fenomen de la turbulència ha anat decaient amb el temps en vista dels resultats obtinguts.

Tots els fluxos que s'observen poden classificar-se en dos grans grups, els laminars i els turbulents (**Fig. 2. 2**). Els fluxos laminars signifiquen que el fluid és mou en làmines i pareix obeir a regles més o menys clares. Estudiant els fluxos laminars és com s'han entès els principis bàsics que descriuen als fluids.

Malauradament, són els fluxos turbulents els que és produeixen més freqüentment.

---

<sup>10</sup> S'explica una història apòcrifa, probablement falsa, sobre Werner Heisenberg, físic alemany que després de fer una tesi doctoral sobre turbulència va abandonar el camp i va arribar a obtenir el premi Nobel de Física en 1932 pels seus estudis sobre física quàntica. Segons aquesta història, una vegada Heisenberg va dir: "Si hem trobat amb Deu li preguntaré dues coses: Per què existeix la relativitat? I, per què existeix la turbulència? Crec sincerament que Deu tindrà resposta per la primera pregunta.



**Fig. 2. 2.** Flux laminar i Flux turbulent

Un flux turbulent és produït quan el fluid és irregular i complicat, les làmines flueixen desorganitzades, tant en direcció com en velocitat. En l'espai lliure el fluid no interacciona amb els objectes, però si un objecte està proper al fluid, interacciona amb aquest i canvia les seves característiques de velocitat. Podem definir un flux turbulent com un flux on no s'observa cap regularitat espacial ni temporal; l'estat del fluid en un punt i un moment determinat semblen no tenir cap correlació amb l'estat del fluid en cap altre punt ni moment.

Entre els fluxos laminar i turbulent s'observen de vegades altres fluxos que no es poden classificar clarament com a laminars ni com a turbulents, doncs presenten simultàniament característiques d'ambdós. Per exemple:

- Fluxos on, s'observa l'aparició periòdica de taques turbulentes en un flux que, durant la resta del temps és laminar (intermitència).
- Fluxos amb estructures espacials complexes però estacionaries, dins de les quals el fluid es mou de forma laminar (fluxos auto-organitzats).

Aquests fluxos apareixen sovint en la frontera entre els fluxos laminars i turbulents, i reben el nom genèric de fluxos pre-turbulents.

#### 2.4.6.1. Quan es considera flux turbulent?

Distingir flux turbulent no es té massa dificultat, ja que és com l'estat mental de les persones; és relativament fàcil distingir els casos extrems. Consisteix en fer una clara separació entre les persones que estan totalment desquiciades i dels que no ho estan. Doncs el mateix passa amb el fluid, és fàcil distingir un flux totalment turbulent d'un laminar, el problema ve quan no és totalment turbulent.

Una característica del estat turbulent és la completa irreproducibilitat dels detalls del fluid, hi ha un element aparentment caòtic que és inherent a aquest estat de moviment. Vegem-ho amb un exemple: al obrir completament la clau d'un lavabo es pot observar un xorro d'aigua que cau, xoca amb la pica i es reuneix amb l'aigua que ha caigut prèviament, i amb un moviment irregular se'n va per l'aigüera. Si es mesura la velocitat del xorro, s'observa que conforme passa el temps, la velocitat canvia. A part, si es mesura molts cops, obrint la clau de la mateixa forma, esperant el mateix temps i la mateixa distància, el resultat obtingut MAI serà igual.

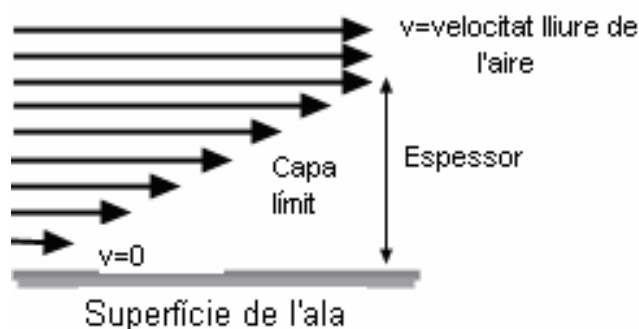
No és sols la velocitat la que canvia de forma irregular, casi totes les variables ho fan de la mateix forma. Així doncs, el problema no té cura, sempre és així quan el valor promig d'alguna quantitat excedeix un valor anomenat crític. Per casos molt simples s'ha aconseguit preveure el valor crític al que ha d'arribar el número de Reynolds per a que el flux passi de laminar a turbulent; és a dir, que es perdi completament l'estabilitat del fluid.

Així un flux pot canviar de laminar a turbulent en base a:

- Un canvi en la velocitat del fluid.
- Alteracions del propi fluid.
- Rugositat de les superfícies sobre les que flueix.
- Els gradients de pressió. Quan la pressió estàtica decreix amb la distància al llarg del fluid, les alteracions al fluid s'amorteixen; quan aquesta pressió augmenta, les alteracions s'amplifiquen. La reducció de pressió estàtica a la secció davantera de l'ala ajuda a mantenir flux laminar.
- Altres factors: densitat del fluid, velocitat, longitud (si és un perfil alar de la corda) i el coeficient de viscositat.

Quan el fluid flueix sobre una superfície, degut a la fricció, la capa més propera a la superfície s'atura completament. Damunt aquesta capa es formen altres capes, cada una de les quals té menys fricció que l'anterior, i per tant major velocitat. Així fins que a partir d'una capa concreta no hi ha fricció i les capes tenen la velocitat lliure del fluid, no pararan de formar-se capes.

El conjunt de capes que van des de la que té velocitat zero (la més propera a l'ala) fins la que té velocitat lliure s'anomena **capa límit**, i a la distància entre la primera i la última **espessor de la capa límit (Fig. 2. 3)**



**Fig. 2. 3.** Identificació de la capa límit i l'espessor de la capa límit

L'espessor de la capa límit augmenta a mesura que el fluid es mou al llarg de la superfície. La quantitat d'aquest augment depèn de la viscositat del fluid, la velocitat del fluid, la rugositat de la superfície i la seva forma.

Quan la capa límit comença a fluir per caire d'atac de l'ala, ho fa de forma laminar, la capa formada és molt fina i completament enganxada a l'ala. A mesura que el fluid s'apropa al caire de sortida (més o menys al centre de l'ala) comença a perdre velocitat degut a la fricció i és forma una capa turbulenta, més separada de l'ala i més gruixuda.

Mentre la capa és laminar, és produeix sustentació, però al convertir-se en turbulenta augmenta la separació de l'ala i no produeix sustentació; el punt de pas de laminar a turbulent s'anomena **transició a turbulència o transició de capa límit**.

#### 2.4.6.2. Determinació de la Turbulència

Un cop construït el Túnel i integrats tots els instruments de mesura disponibles, és mesuraran aquests valors, perquè les dades teòriques corresponen a la situació ideal i no poden recollir tots els detalls dels experiments reals.

Per determinar la turbulència que es genera en el túnel s'han de considerar dos paràmetres, el número de Reynolds i la intensitat de turbulència.

#### **Número de Reynolds:**

El Reynolds es una mesura adimensional de la força d'inèrcia viscosa i normalment s'escriu com, **(2. 5)**:

$$Re_x = \frac{U_\infty x}{\mu} \quad (2. 5)$$

On  $U_\infty$  és una velocitat representativa del flux,  $x$  és una longitud característica i  $\mu$  es la viscositat dinàmica.

En termes generals el número de Reynolds determina si un flux és laminar o turbulent. A efectes pràctic quan es parla d'un Reynolds baix el flux és laminar i amb Reynolds alts tindrem un flux turbulent.

La següent taula, mostra la comparativa entre el Reynolds que l'autor del túnel de vent va intentar reproduir i el Reynolds màxim obtingut en els experiments.

**Taula 2. 3.** Reynolds previst vs Reynolds Real

<b>Reynolds previst</b>	1,38e5
<b>Reynolds Real</b>	2,39e5

**Taxa de Turbulència:**

Un altre paràmetre per determinar si un flux és laminar o turbulent és la denominada taxa de turbulència. Es considera un flux laminar i uniforme aquell on la desviació estàndard ( $\sigma$ ) de la velocitat és inferior a un 1% del valor mig de la velocitat.

Aquest es pot determinar com, (2. 6):

$$\frac{\sigma}{v_{mig}} \% \quad (2. 6)$$

En la següent taula es pot comparar la intensitat de turbulència prevista per l'autor del túnel i la intensitat real determinada amb les dades experimentals emprant el tub de Pitot.

**Taula 2. 4.** Taxa de turbulència prevista vs Taxa de turbulència real

<b>Taxa de turbulència prevista</b>	0.55 %
<b>Taxa de turbulència Real</b>	1.93 %

S'ha de tenir en compte que els resultats experimentals obtinguts tenen l'error degut als instruments de mesura, que no s'ha quantificat.

## 2.5. Reducció de la turbulència

### 2.5.1. Cambres de contracció

Una contracció a l'àrea de la trajectòria augmenta la velocitat de l'aire a la cambra d'assaig i d'aquesta forma és disminueix la pressió estàtica i així la capa límit tendeix a no separar-se.

Tota contracció ben dissenyada ha de tenir unes característiques principals:

- Evitar la separació de la capa límit del flux.
- Oferir un flux paral·lel i uniforme a la sortida.

- Minimitzar la inestabilitat i el grau de turbulència a la cambra d'assaig.

Una reducció brusca de l'àrea de contracció genera turbulència a l'entrada de la cambra, per tant s'ha col·locar un con que redueixi de forma gradual l'àrea de contracció. Però una contracció massa gradual pot ocasionar que no es tingui prou espai disponible pel muntatge experimental i també un indesitjable creixement de la capa límit en contraccions massa graduals, ja que la pressió estàtica no disminuirà tant.

Tot i que la contracció ofereix uns bons resultats per evitar la separació de la capa límit amb el consegüent grau de turbulència, no és del tot eficient. El més difícil, és que qualsevol contracció de dimensions finites té regions de gradients de pressió adversa prop del final de les parets; això és degut a l'existència de variacions de pressions a les parets on acaben les contraccions.

La possibilitat de la separació de la capa límit és de considerable preocupació perquè una separació a gran escala pot produir inestabilitat del flux i disturbis en petites separacions locals.

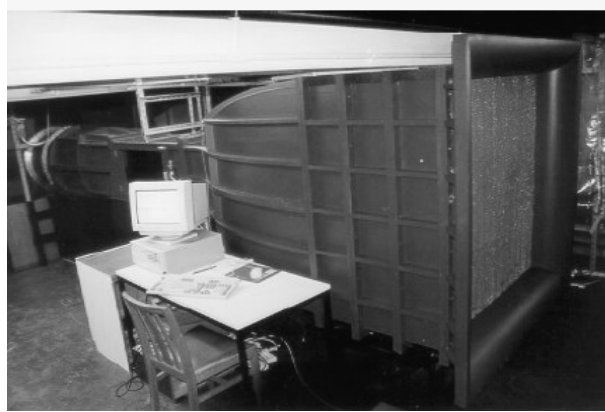
A part d'això, les contraccions dissenyades usant seccions de tall quadrat o rectangular, porten dificultats amb la presència de cantonades que afavoreixen també la separació de la capa límit.

### 2.5.2. Pantal·les

La contracció per si sola no és prou eficient, però es pot reduir la turbulència a la cambra d'assaig tot instal·lant pantal·les abans de la contracció. Les pantal·les fan que la pressió tingui una gran caiguda en el sentit del flux, això redueix d'una forma dràstica les velocitats altes, i d'una menys severa les baixes. En tots dos casos és genera una velocitat uniforme i una no separació de la capa límit.

D'aquesta forma, una pantalla fa que els perfils de les velocitats siguin més uniformes tot imposant una caiguda de la pressió estàtica proporcional a la velocitat al quadrat, tot reduint l'espessor de la capa límit, i com a consegüent la turbulència.

Per posicionar les pantal·les, la regla bàsica és posar-les on l'angle de la paret del difusor canvi repentinament (**Fig. 2. 4**), degut a que aquests són els punts on el flux es separa amb major facilitat.

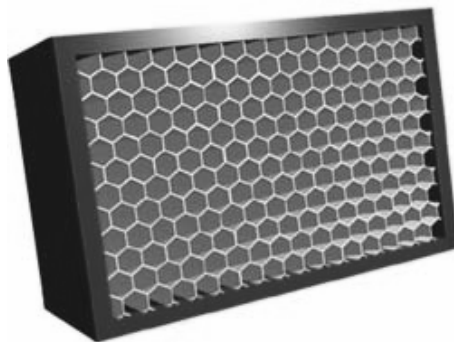


**Fig. 2. 4.** Pantalla a un túnel de vent

### 2.5.3. Reixes de Panal (Honeycombs)

Les pantalles, al igual que les contraccions redueixen les components longitudinals de la turbulència o variacions de la velocitat.

En canvi les components laterals de la velocitat i remolins més grans poden ser reduïts més efectivament amb la reixa de Panal (**Fig. 2. 5**). En aquests tipus de reixes, el diàmetre de les petites reixetes de les que està formada ha de ser al menys de 6 a 8 vegades el diàmetre de la cel·la.

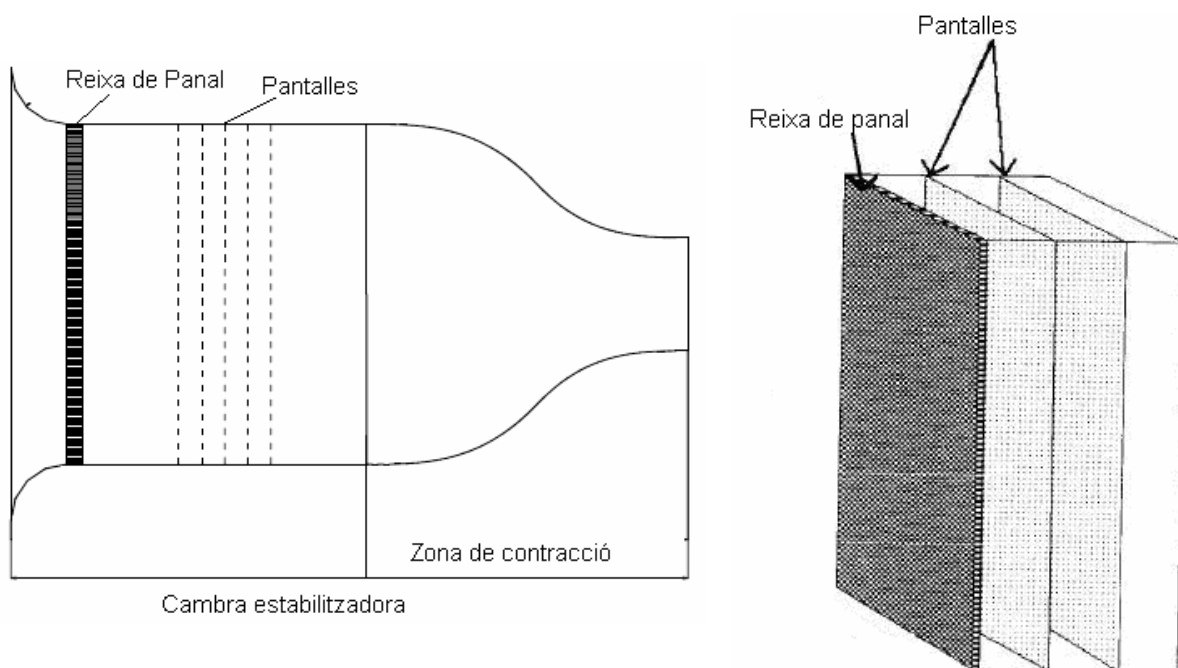


**Fig. 2. 5.** Reixa de Panal

El problema és que una reixa de Panal produeix algunes turbulències per si mateixa, amb remolins de l'ordre de la mida cel·la, però aquests desapareixen més lentament que els que formen les pantalles.

Els primers túnels que van tenir una reixa de Panal sense pantalla, van sofrir un gran nivell i intensitat de turbulència a la cambra d'assaig, tot i que el flux mitjà de l'aire era molt bo. La majoria de túnels moderns posseeixen totes dues, reixes de Panal i pantalles (**Fig. 2. 6**).





**Fig. 2. 6.** Situació dels elements per eliminar la turbulència

La forma d'actuació de les reixes de Panal és que fan caure la pressió de forma moderada, però degut a la seva longitud atenuen les components de la velocitat en direcció perpendicular al flux.



## CAPÍTOL 3. INSTRUMENTS

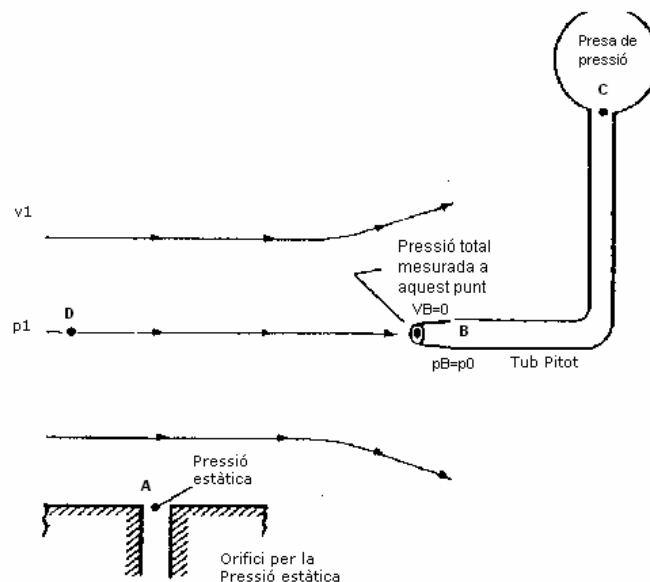
### 3.1. Principi físic

#### 3.1.1. Tub Pitot

Es considera un flux amb una pressió  $p_1$ , movent-se amb una velocitat  $v_1$ . La pressió és una mesura del canvi del moment de les molècules de gas que impacten en una superfície. La pressió està clarament relacionada amb el moviment de les molècules; aquest moviment és molt aleatori, les molècules es mouen en totes les direccions amb velocitats diferents.

Si es considera un observador que es desplaça al interior del fluid a la mateixa velocitat que el propi fluid la velocitat relativa entre el fluid i l'observador és nul·la, i per tant la pressió que l'observador mesura és la mateixa que mesuraria si el fluid estigues en repòs. Aquesta pressió rep el nom de **pressió estàtica (Fig. 3. 1)**

La pressió estàtica és deguda únicament al moviment aleatori de les partícules de fluid. En enginyeria quan es parla de pressió sense més qualificatiu, s'entén que aquesta és la pressió estàtica.



**Fig. 3. 1.** Tub pitot amb la mesura de Pressió Total i Pressió estàtica

Considerem ara un flux en moviment a prop d'una paret amb un forat fet perpendicularment a la superfície. El pla del forat és paral·lel al fluid, com mostra la figura anterior (**Fig. 3. 1**). Degut a que el fluid es mou sobre aquesta

obertura, la pressió filtrada al punt A és deguda únicament al moviment aleatori de les molècules, per tant, la pressió que es pot mesurar és la pressió estàtica. Un forat tant petit a la superfície es diu **orifici de pressió estàtica**.

En contraposició, un tub Pitot s'insereix al fluid amb una obertura enfocant directament al fluid. Per tant, el pla de l'obertura és perpendicular al del fluid, com és mostra al punt B. L'altre extrem del tub Pitot està connectat a una galga de pressió on es tanca al punt C.

Durant els primers moments després de la inserció del tub, el gas entrarà a l'obertura i omplirà el tub. Com el tub està tancat al punt C, però (**Fig. 3. 1**), això fa que el gas no es pugui moure, i per tant, després d'un petit període d'ajustament, el gas de l'interior del tub s'estanca i la velocitat de dins del tub és torna 0. El punt de l'embocadura del tub, on la velocitat és zero, s'anomena **punt d'estancament**.

D'acord amb l'equació de Bernoulli, la velocitat augmenta quan la pressió disminueix. Per tant, la pressió al punt d'estancament augmenta. Aquesta pressió s'anomena **pressió total o pressió d'estancament**.

D'aquesta forma, es poden definir dos pressions diferents:

- Pressió estàtica: és la pressió que es té quan la velocitat relativa entre l'observador i el fluid es nul·la.
- Pressió total: és la pressió que es mesura quan s'obliga al fluid, en moviment respecte de l'observador, a aturar-se respecte de l'observador.:-

### 3.1.2. Balança de 3 components

La força de sustentació, resistència aerodinàmica i moment de capcineig resulten d'un veritable interès en les aplicacions aeronàutiques ja que estan relacionades amb l'energia dels cossos que es mouen dintre d'un fluid.

El càlcul d'aquestes variables resulta molt complex, pel que cal recórrer a mesures experimentals com a principal mètode per determinar i validar els resultats.

Els principals mètodes experimentals utilitzats en l'actualitat per determinar aquestes variables són:

- Balança
- Distribucions de pressions sobre el cos

No obstant, la mesura experimental en un túnel de vent resulta inexacte en moltes ocasions.

### 3.1.2.1. Balança

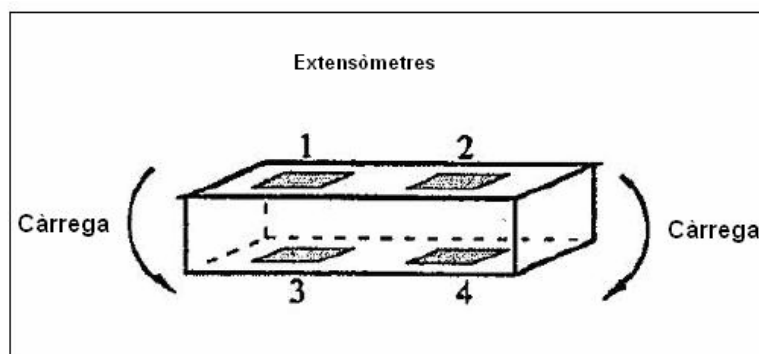
Les forces sobre un cos immers en un corrent fluid, poden ser mesurades directament i de forma global mitjançant l'ús de la balança. Aquestes balances disposen d'un element sensor que mesura les deformacions provocades sobre la balança per les diferents forces que es volen mesurar, de forma que, la conversió d'aquestes deformacions en senyals elèctriques proporcionen una mesura d'aquestes citades forces.

La balança ha estat dissenyada amb una geometria adequada per mesurar els esforços corresponents, en una direcció específica aquesta es sotmet a càrregues.

Els esforços es mesuren mitjançant:

- Extensòmetres
- Materials piezoelèctrics

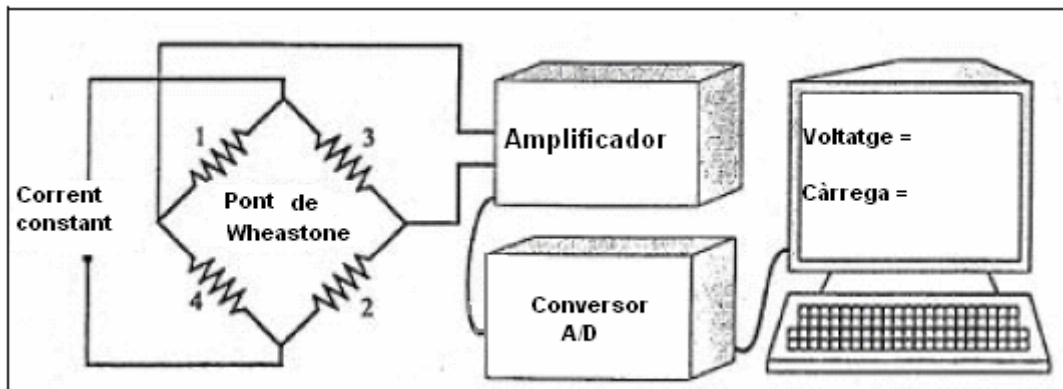
Els extensòmetres es troben enganxats al cos de la balança. L'extensòmetre és un element sensor la resistència del qual varia en funció de la deformació a la que està sotmès (**Fig. 3. 2**)



**Fig. 3. 2.** Extensòmetres

En la figura anterior (**Fig. 3. 2**) s'aprecien diversos extensòmetres sobre una peça prismàtica sotmesa a càrregues. El més habitual és agrupar els extensòmetres en un pont de Wheatstone<sup>11</sup> formant una cel·la de càrrega. Aquest està alimentat amb una corrent constant en el dos nusos oposats, de tal manera que l'esforç a que està sotmès la secció es converteix en voltatge en els altres dos nusos oposats del circuit. Es a dir, s'està condicionant el sensor, canviant la variació de resistència per una variació de voltatge (**Fig. 3. 3**)

<sup>11</sup> Charles Wheatstone, Gloucester, 6 de febrer de 1802-Paris, 19 d'octubre de 1875. Fou força conegut pel desenvolupament d'un aparell elèctric anomenat Pont de Wheatstone, utilitzat per medir les resistències elèctriques.



**Fig. 3. 3.** Condicionament del sensor

Generalment aquests esforços són petits i, conseqüentment les variacions de voltatge són molt petites, per tant és necessari condicionar-les mitjançant un amplificador, així s'aconsegueixen nivells de senyals mesurables. El voltatge amplificat alimenta un convertidor Analògic/Digital per enviar el senyal al mòdul de visualització.

Els materials piezoelèctrics són materials que al estar sotmesos a esforços (tensions) adquireixen una polarització elèctrica en la seva massa, per tant, presenten una diferència de potencial en els seus extrems. El seu condicionament és similar al del extensòmetres encara que al donar directament diferències de voltatge no cal aplicar una pont de Wheastone.

La calibració de la balança ens determina la "matriu de transformació", que és la relació del voltatges obtingut en les càrregues aplicades i els diferents esforços aplicats.

## 3.2. Model específic utilitzat

### 3.2.1. Tub Pitot

El Tub Pitot utilitzat a aquest projecte és de la marca TQ i està mostrat a sota (**Fig. 3. 4**):



**Fig. 3. 4.** AFA7 Pitot-Static Traverse (300mm)

El Tub Pitot Transversal és un instrument a integrar al Túnel de Vent. Pren les mesures de la pressió estàtica i la pressió dinàmica a tots els punts de la secció de treball del túnel de vent que es desitgi.

Aquestes dades, les envia al VDAS, i aquest les transfereix a l'ordinador mitjançant el software VDAS-F subministrat per TQ, que permet mostrar les dades. Utilitzant el VDAS-F es pot prendre dades a temps real de forma molt acurada.

L'aparell està format per un tub que s'ha de situar a la secció de treball del túnel de vent, amb la característica principal de poder moure's cap amunt i cap avall.

El Tub Pitot es situa verticalment a la paret superior o inferior de la secció que conté el perfil NACA 0012, el cilindre i la balança; aquesta posició vertical del tub, és ajustable i es mostra amb un indicador digital.

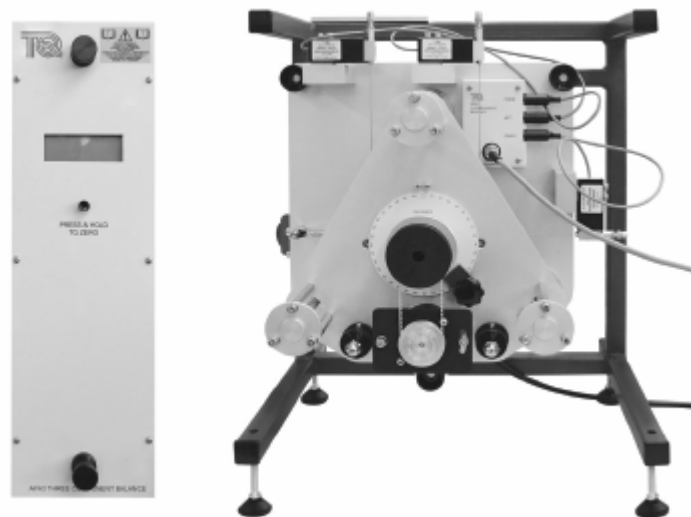
L'indicador digital pot ser zero a qualsevol posició, això permet a l'usuari escollir el punt inicial de presa de dades.

Per mostrar la pressió diferencial, el tub del pitot estàtic, ha d'estar connectat a un manòmetre integrat al túnel de vent. Alternativament, la pressió pot ser mesurada utilitzant instruments opcionals:

- Multi-Tube Manometer (AFA1)
- Differential Pressure Transducer module (AFA5)
- 32-Way Pressure Display module (AFA6)

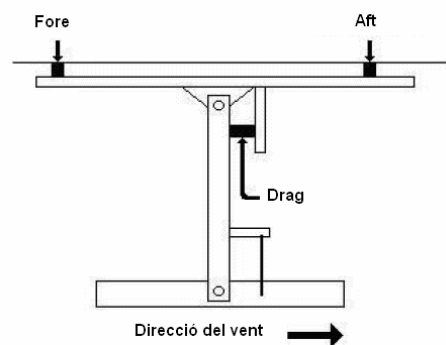
### 3.2.2. Balança de 3 components

La Balança de 3 components utilitzada a aquest projecte és de la marca TQ i està mostrada a sota (**Fig. 3. 5**):



**Fig. 3. 5.** AFA3 Three Component Balance

La geometria del model utilitzat de balança és la següent (**Fig. 3. 6**):



**Fig. 3. 6.** Geometria de la balança de 3 components



Com es pot observar la balança està formada per tres cel·les de càrrega que calculen el FORE ("front lift"), AFT ("rear lift") i el DRAG. Els voltatges de sortida que es produeixen sobre aquestes cel·les de càrrega, poden ser convertits en voltatges que representaran el lift, drag i el moment de capcineig.

Per trobar el lift, drag i pitch s'ha d'aplicar la següent relació

**(3. 1):**

$$\begin{aligned} V_L &= V_{front\_lift} + V_{rear\_lift} \\ V_P &= V_{front\_lift} - V_{rear\_lift} \\ V_D &= V_{drag} \end{aligned} \quad (3. 1)$$

Els voltatges de sortida per cada una d'aquestes cel·les de càrrega es veuen afectats per l'aplicació de forces aerodinàmiques. Si la relació entre voltatge de sortida i càrregues es suposa lineal, es pot representar en forma matricial de la següent forma

**(3. 2):**

$$\begin{bmatrix} V_L - V_{L0} \\ V_P - V_{P0} \\ V_D - V_{D0} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{LL} & A_{LP} & A_{LD} \\ A_{PL} & A_{PP} & A_{PD} \\ A_{DL} & A_{DP} & A_{DD} \end{bmatrix} \begin{pmatrix} L \\ P \\ D \end{pmatrix} \quad (3. 2)$$

Els coeficients de la matriu A representen la relació entre el voltatge que donen les cel·les de càrrega i els valors de voltatge de lift, drag i pitch.

Com l'objectiu es trobar el lift, drag i pitch, s'ha d'invertir el sistema d'equacions de la següent manera

**(3. 3):**

$$\begin{pmatrix} L \\ P \\ D \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} A_{LL} & A_{LP} & A_{LD} \\ A_{PL} & A_{PP} & A_{PD} \\ A_{DL} & A_{DP} & A_{DD} \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} V_L - V_{L0} \\ V_P - V_{P0} \\ V_D - V_{D0} \end{bmatrix} \quad (3. 3)$$

En el cas considerat al projecte, a partir de les dades subministrades pel fabricant de la balança, la matriu de transformació serà la següent

**(3. 4):**

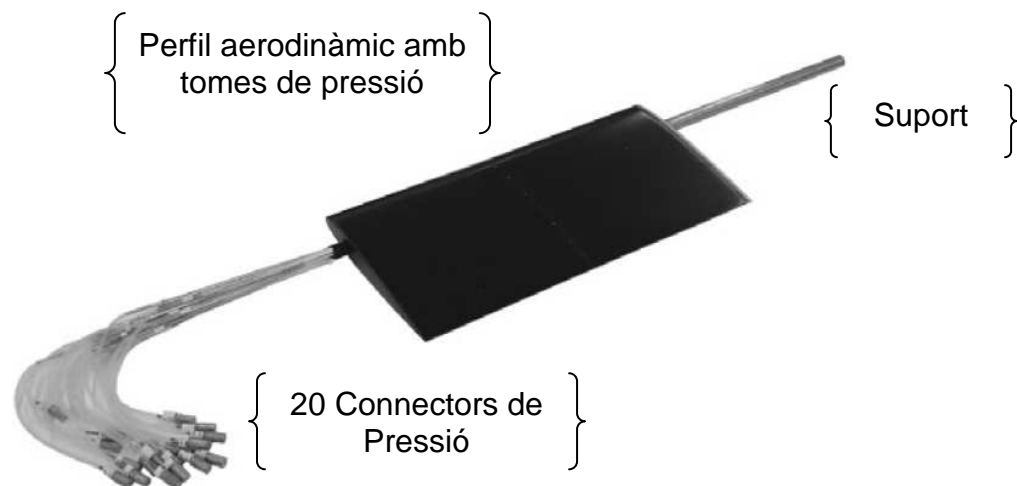
$$\begin{pmatrix} L \\ P \\ D \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0.05 & 1 \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} V_L - V_{L0} \\ V_P - V_{P0} \\ V_D - V_{D0} \end{bmatrix} \quad (3. 4)$$

D'aquesta manera s'estableix la correspondència entre les magnituds que donen les cel·les com a patrons i les forces i moments aerodinàmics que es volen avaluar.

### 3.2.3. Perfil NACA 0012

#### 3.2.3.1. NACA 0012: Sèrie NACA de 4 Dígits.

El perfil aerodinàmic utilitzat és una perfil NACA 0012 (**Fig. 3. 7**), i tal com indica el seu nom, pertany a la sèrie NACA de 4 Dígits.



**Fig. 3. 7.** NACA0012 Aerfoil with Tappings

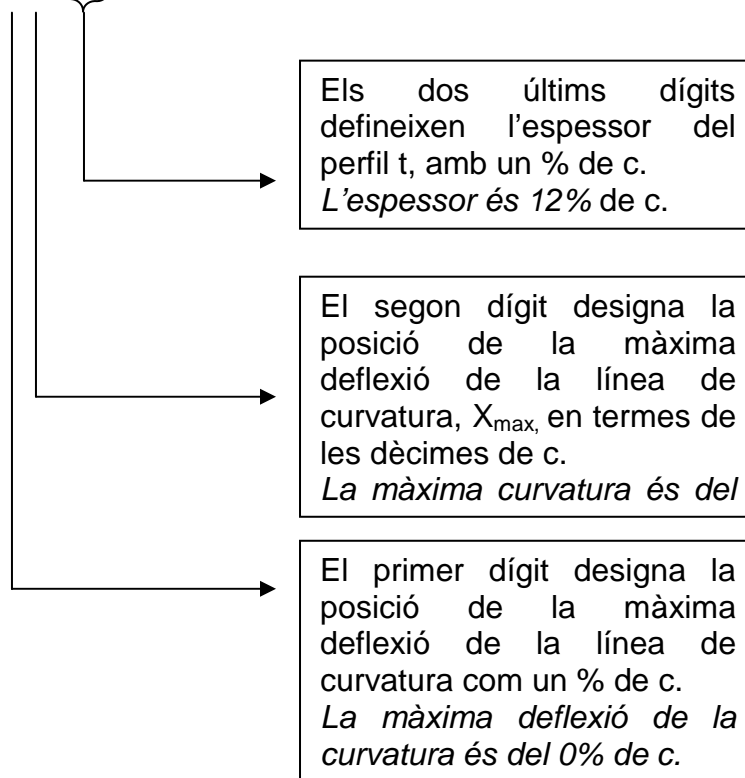
La Sèrie NACA de 4 dígits està basada en criteris de geometria, amb els dígits de màxima curvatura,  $X_{max}$ , i el màxim grossor,  $t$ , respectivament. Els 4 dígits defineixen (**Gràfic 3. 1**) :

- La primera xifra té un significat geomètric, i indica la màxima fletxa de la línia mitja de la corda en percentatge %, proporcionant la màxima curvatura  $C_{max}$ .
- La segona xifra té un significat geomètric, i indica la seva posició, és a dir, la distància des del caire d'atac fins la posició de la màxima fletxa de la línia mitja o màxima curvatura  $X_{max}$ .
- Les dos últimes xifres indiquen l'espessor relatiu màxim en % respecte la corda. El perfil s'obté mitjançant dos paràboles tangents al punt de màxima línia mitja.

Així, un perfil NACA 0012 és un perfil simètric, té una curvatura màxima del 0%, situada al punt del 0% de la corda (és mesura des del caire d'atac) i amb un espessor màxim del 12% de la corda.

### Gràfic 3. 1 Explicació dels 4 díigits del NACA

#### NACA 0012



Un cop estudiat el significat de les sigles NACA 0012, es pot representar el perfil mitjançant les dades del fabricant ( **Taula 3. 1**).

**Taula 3. 1.** Dades del fabricant

Punts	Coordenada x	Punts	Coordenada x
Extradós		Intradós	
1	0.76	2	1.52
3	3.81	4	7.62
5	11.43	6	15.24
7	19.05	8	22.86
9	38	10	41.15
11	62	12	59.44
13	80.77	14	77.73
15	101.35	16	96.02
17	121.92	18	114.3
19	137.16	20	129.54
Final	150	Final	150

Mitjançant els punts en l'Eix x el valor de  $y_{\max}$  (3. 5), t (3. 6), i la corda (3. 7), mitjançant l'equació representada a sota (3. 8), es poden trobar els valors de l'eix y (Taula 3. 2):

$$y_{\max} = 12\% c \quad (3. 5)$$

$$t = \frac{2 \cdot y_{MAX}}{c} \quad (3. 6)$$

$$c = 150mm \quad (3. 7)$$

$$\frac{y}{c} = \pm \frac{t}{0.20} \cdot \left( 0.2969 \cdot \sqrt{\frac{x}{c}} - 0.126 \cdot \frac{x}{c} - 0.3516 \cdot \left(\frac{x}{c}\right)^2 + 0.2843 \cdot \left(\frac{x}{c}\right)^3 - 0.1015 \cdot \left(\frac{x}{c}\right)^4 \right) \quad (3. 8)$$

Taula 3. 2. Valors en l'eix y

Punts	Coordenada y	Punts	Coordenada y
Extradós		Intradós	
1	1.8437	2	-2.5717
3	3.9505	4	-5.3681
5	6.3393	6	-7.0643
7	7.6220	8	-8.0539
9	8.9240	10	-8.9797
11	8.6260	12	-8.7250
13	7.5535	14	-7.7634
15	5.8446	16	-6.3309
17	3.7203	18	-4.5516
19	1.9003	20	-2.8372
Final	0	Final	0

Finalment, es representa el perfil NACA 0012 (Fig. 3. 1).

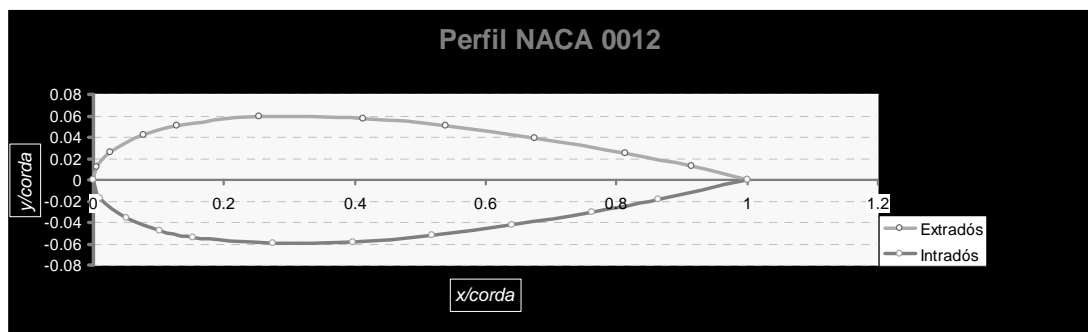
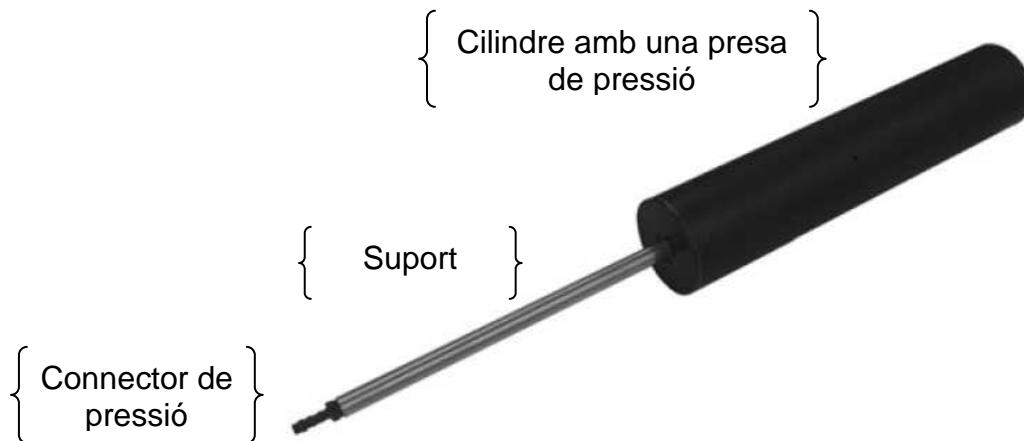


Fig. 3. 8. Representació del perfil NACA 0012

### 3.2.4. Model cilíndric

El model cilíndric utilitzat en aquest projecte és de l'empresa TQ i la seva estructura està mostrada a continuació (**Fig. 3. 9**):



**Fig. 3. 9.** AF101 Cylinder Model

El model cilíndric AF101 està fabricat per funcionar a la secció de treball d'un túnel de vent i permet una gran varietat d'experiments i demostracions.

Permet determinar la distribució de pressions al voltant del cilindre, i pot ser usat amb la balança de 3 components per donar lectures directes de la resistència aerodinàmica.

L'AF101 està constituït per un tub amb un extrem tancat hermèticament, i l'altre conté un connector de pressió, el cilindre està preparat per introduir-se a la balança de 3 components per aquest extrem.

Si s'observa bé, es pot veure un forat que va d'una part a l'altra del cilindre, aquest és el punt de mesura de pressions.

Al introduir el cilindre a l'interior de la secció de treball del túnel de vent i connectar-lo al sistema multicanal de 32 pressions, es pot girar el cilindre i mesurar la pressió estàtica a qualsevol punt. També es pot obtenir la distribució de pressions al voltant del cilindre.

### 3.2.5. VDAS

El Sistema d'adquisició de dades (VDAS) emprat per transferir les dades al ordenador és de l'empresa TQ, i és mostra la seva aparença a sota (**Fig. 3. 10**):



**Fig. 3. 10.** VDAS Versatile Data Acquisition System

L'adquisició de dades és sovint el punt més feble en qualsevol experiment o pràctica de laboratori. L'adquisició de forma manual només es pot realitzar a una freqüència molt baixa, està sotmesa a errors i pot resultar molt enutjosa si es vol disposar d'una adequada distribució espacial o temporal de la informació. Per aquesta raó el disseny de qualsevol experiment modern inclou la utilització d'un sistema d'adquisició de dades experimental de forma sistemàtica i automatitzada. En el cas del túnel de vent objecte d'aquest treball aquest sistema, subministrat també per TQ s'anomena VDAS.

El VDAS és una eina compatible amb tota la resta d'instruments integrats al túnel de vent utilitzat. Permet l'adquisició de dades amb un ampli rang de freqüències d'adquisició, des d'experiments curts on es precisa una elevada freqüència d'adquisició fins a experiments de llarga durada, que es poden realitzar sense supervisió

Es poden definir 7 objectius principals a complir per aquest instrument:

- Registrar el temps d'adquisició de les dades.
- Eliminar errors accidentals.
- Augmentar la precisió de les mesures.
- Simplificar la realització de pràctiques i els experiments.
- Permetre la recollida de dades en un entorn amigable.
- Augmentar la precisió de les dades obtingudes.

- Flexibilitat d'operació i versatilitat.

Tot sistema d'adquisició de dades està format per dos parts principals:

#### 3.2.5.1. *Software*

El software proporcionat conjuntament amb l'VDAS té la capacitat per ser utilitzat amb diversos instruments a la vegada i així obtenir dades de dispositius diferents.

Les funcions principals del software són:

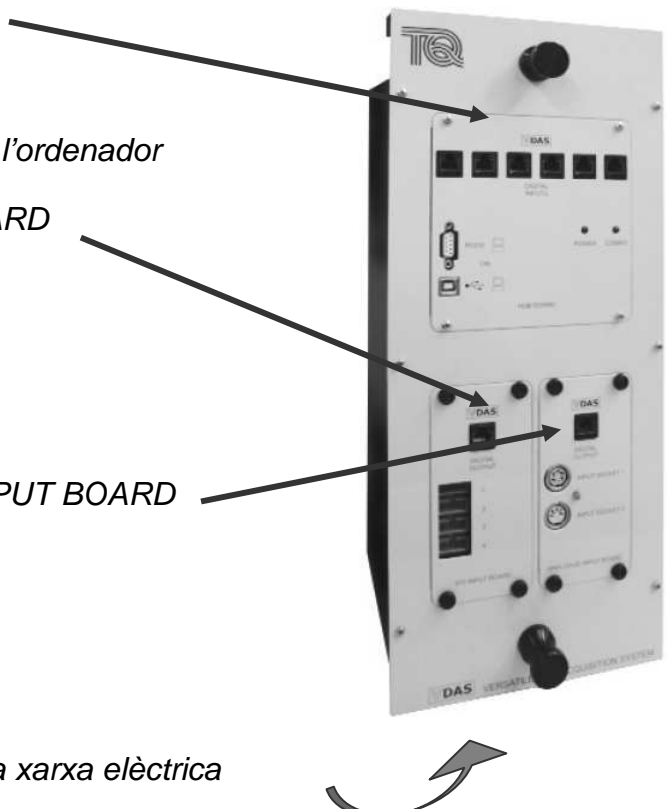
- Mostrar dades en temps real amb format digital o analògic.
- Registrar dades per imprimir i ser visualitzades posteriorment.
- Exportar les dades amb format HTML per ser usades amb altres tipus de software.
- Processar les dades obtingudes en temps real.
- Utilitzar les dades obtingudes per fer gràfics i taules.
- Guardar dades automàticament i manualment.

L'entorn que ofereix el software pot ser diferent segons el producte que s'utilitzi: túnel de vent subsònic, supersònic..., a part, també poden ser escollides les diferents variables que es volen registrar i emmagatzemar a cada experiment.

### 3.2.5.2. Hardware

L'empresa TQ ofereix dos tipus principals de hardware VDAS-B i VDAS-F. El que s'utilitza al túnel de vent del laboratori és l'VDAS-F. Tots dos tenen una base electrònica molt similar i poden ser intercanviats amb molta facilitat.

Cada tipus de VDAS està format per una caixa metàl·lica que conté tres seccions principals (**Fig. 3. 11**):

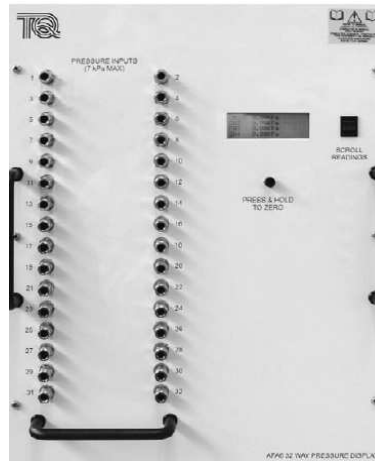
- *HUB BOARD*
    - 6 Digital inputs
    - 1 connector per l'ordenador
  - *DTI INPUT BOARD*
    - 1 digital output
    - 4 connectors
  - *ANALOGUE INPUT BOARD*
    - 1 digital output
    - 2 input sockets
  - *Connector per la xarxa elèctrica*
- 
- The image shows a vertical, light-colored metal enclosure for the VDAS hardware. At the top left is the TQ logo. The enclosure is divided into three main sections. The top section, labeled 'HUB BOARD', contains six digital input buttons and a connector for a computer. The middle section, labeled 'DTI INPUT BOARD', features a digital output button and four connectors. The bottom section, labeled 'ANALOGUE INPUT BOARD', includes a digital output button and two input sockets. A power connector for the electrical network is located at the bottom right. Arrows from the text on the left point to these specific sections on the device.

**Fig. 3. 11.** Parts principals del VDAS

### 3.2.6. Sistema multicanal de 32 pressions

El sistema multicanal de 32 pressions integrat al túnel de vent va ésser adquirit a l'empresa TQ, i la seva aparença és la següent (**Fig. 3. 12**):





**Fig. 3. 12.** AFA6 32-Way Pressure Display

El sistema multicanal de 32 pressions és col·loca al marc d'instrumentació que li fa de suport i permet enregistrar les valors de 32 pressions diferents provinents dels models, Tub Pitot i altres instruments de mesura de pressió.

El AFA6 de 32 pressions, conté 32 transductors on és connecten les tomes de pressió dels models; la màxima pressió que pot mesurar és  $\pm 7kPa$ . Els resultats de les mesures que s'estan obtenint són mostrats també a una petita pantalla de visualització, on prement la tecla "SCROLL" és pot observar els 32 canals en grups de 4.

S'ha de notar que totes les pressions mesurades estan referides a la pressió atmosfèrica, es a dir son pressions diferencials relatives a la pressió atmosfèrica.

Els resultats obtinguts poden ser capturats mostrats i tabulats a un ordinador personal mitjançant l'VDAS. Així al usar conjuntament els dos instruments, totes les lectures poden ser usades per mostrar gràfics de les distribucions de pressions.

### **3.3. Integració dins el Túnel**

#### **3.3.1. Tub Pitot**

##### *3.3.1.1. Criteris d'elecció de la posició*

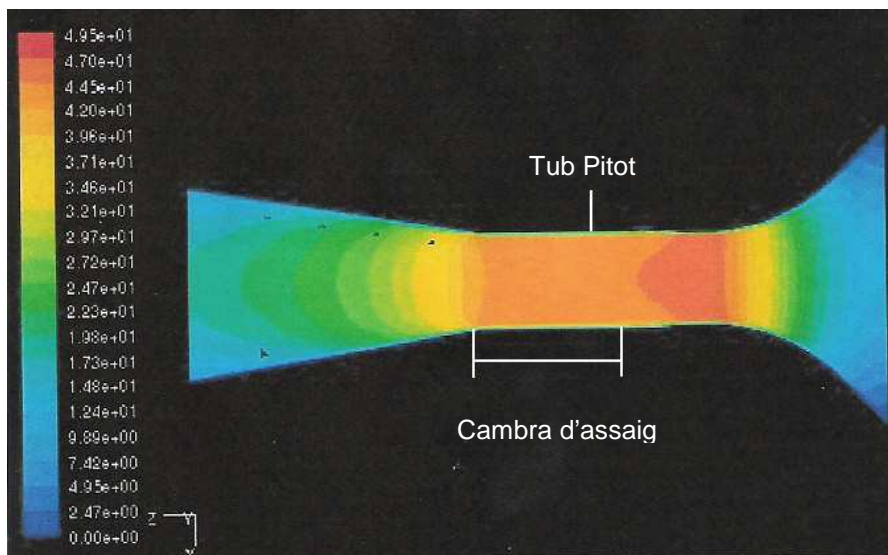
Degut a la manca de disponibilitat de més d'un tub Pitot o d'una altre eina per mesurar la pressió en el túnel de vent, s'ha optat per utilitzar-lo en dues

posicions segons l'experiment que es vulgui realitzar. Aquestes dues opcions són:

- Part anterior de la cambra d'assaig del túnel de vent.
- Part posterior de la cambra d'assaig del túnel de vent.

#### Part anterior de la cambra d'assaig del túnel de vent:

Els resultats obtinguts en les simulacions del túnel de vent indiquen que l'aire està menys pertorbat en la primera part de la cambra d'assaig, (**Fig. 3. 13**)



**Fig. 3. 13.** Simulació de la cambra d'assaig

Per tant, en aquesta ubicació la mesura de la velocitat emprant el tub Pitot permetrà estudiar la velocitat del flux lliure a les diferents freqüències de funcionament del rotor del túnel de vent, així com els efectes de contacte de l'aire amb les parets superiors de la cambra d'assaig a causa de la viscositat.

#### Part posterior de la cambra d'assaig del túnel de vent:

La col·locació del tub Pitot en la part posterior de la cambra d'assaig ha permès caracteritzar l'estela turbulenta dels models.

### **3.3.2. Balança de 3 components**

#### *3.3.2.1. Criteris d'elecció*

El procés d'integració de la balança ve marcat per les indicacions que el fabricant ens imposa.

En aquest projecte s'ha previst una opció, consistent en que la balança es pugui posar en ambdues parets de la cambra. Aquesta decisió permet la reutilització de les presses de pressió de model NACA0012 (passant l'extradós a ser l'intradós i viceversa). En estar les posicions de les presses de pressió en posicions diferents en el intradós i l'extradós, en lloc de vint lectures poden obtenir-ne quaranta, aconseguint-se així més precisió en els resultats.

S'ha estudiat l'alçada on s'ha col·locat la balança, per tal que els models no es vegin pertorbats per les turbulències de les parets. Per minimitzar aquest problema inicialment es volia escollir el punt mig de la placa de metacrilat, però degut a l'elevat pes de la balança es va decidir pujar 3 cm aquest punt i així subjectar la balança amb el suport d'alumini del Túnel.

### **3.3.3. Perfil NACA 0012**

#### *3.3.3.1. Criteris d'elecció*

L'únic que s'ha de tenir present per col·locar el perfil a l'interior de la cambra d'assaig és que el caire d'atac apunti en el sentit del flux, això no suposa un gran problema, ja que amb la balança es determina l'orientació del perfil.

### **3.3.4. Model cilíndric**

#### *3.3.4.1. Criteris d'elecció*

A diferència del perfil NACA, el cilindre no ha d'estar orientat en la direcció del flux ja que la seva superfície és cilíndrica i sols s'ha de tenir en compte l'enfocament de la presa de pressió del model. La orientació de la presa de pressió també queda determinada amb la balança.



## CAPÍTOL 4. EXPERIMENTS

### 4.1. Calibració de la velocitat en funció de la potència d'impulsió

#### 4.1.1. Objectius

En aquest experiment es determina la velocitat del túnel de vent subsònic del laboratori SA1 mitjançant un tub Pitot en les diferents freqüències de funcionament del rotor.

#### 4.1.2. Procediment experimental

##### 4.1.2.1. Material utilitzat

- Túnel de vent de circuit obert i subsònic del laboratori SA1
- AFA7 Tub Pitot
- 2 Tubs de PVC per calcular la pressió total i la pressió estàtica
- AFA6 Sistema multicanal d'adquisició de 32 pressions
  - Utilització de 2 canals pel Tub Pitot
- VDAS-F sistema d'adquisició de dades
- Software del VDAS-F
- Ordenador
- FH3 Mk4 Marc d'instrumentació

##### 4.1.2.2. Metodologia

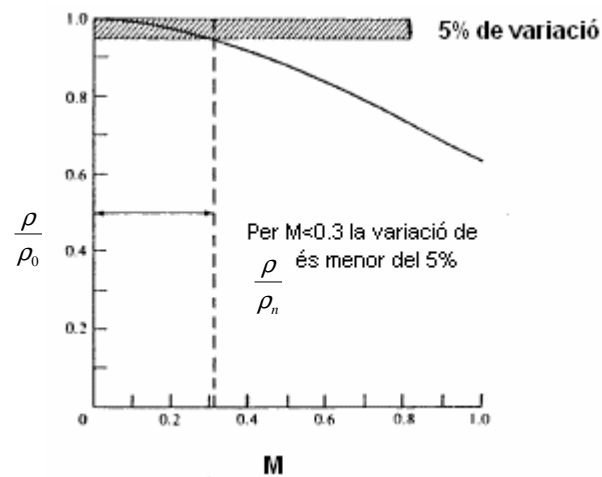
1. S'ha inserit el tub pitot a la part davantera de la cambra d'assaig.

2. S'ha connectat la presa de pressió Total i estàtica amb el sistema multicanal de 32 pressions als canals 31 i 32 respectivament. Aquesta operació requereix 2 tubs de PVC i 2 adaptadors.
3. S'ha d'endollar a la xarxa elèctrica el Sistema Multicanal de 32 pressions i l'VDAS i activar-los.
4. Un cop activat el Sistema Multicanal de 32 pressions s'ha esperat 15 minuts per l'estabilització de l'aparell.
5. En aquest interval s'ha encès l'ordenador, activat el Tub Pitot i el endollat el Túnel de Vent a la xarxa elèctrica.
6. Mitjançant el cable USB s'ha connectat el VDAS-F a l'ordenador.
7. S'ha posat en marxa el software del VDAS-F.
8. Es pot apreciar a la pantalla principal del Software del VDAS-F que s'estan rebent dades, si no és així connecta l'opció rebre dades del software.
9. Transcorregut el període d'estabilització de 15 minuts s'ha inicialitzat el Sistema Multicanal de 32 pressions.
10. Per aquest experiment s'ha situat el Tub Pitot a un quart de la cambra d'assaig (105mm).
11. Arribat aquest punt ja es pot procedir a l'encesa del Túnel de Vent amb una freqüència de 10 a 50 Hz, a intervals de 10 Hz, amb 10 sèries de cada freqüència del Túnel de vent.
12. La presa de dades és va dur a terme a una freqüència de 2 Hz durant 90 segons.
13. Un cop finalitzat l'experiment, es guarden els resultats per poder operar posteriorment amb ells.

#### 4.1.3. Teoria necessària per l'experiment

Com ja s'ha vist a l'apartat de teoria, la velocitat es pot determinar a partir de l'equació de Bernoulli. Com l'experiment es realitza a velocitats relativament baixes ( $M < 0.09$ ), i experimentalment s'ha demostrat que quan es té un flux que es mou amb velocitats menors a  $M = 0,3$  la variació de densitat és inferior al 5%, es pot considerar l'aire com a flux incompressible (**Gràfic 4. 1**).

### Gràfic 4. 1 Variació de la densitat en funció del numero de Mach



Per comprovar aquesta assumpció es calcularan les velocitats considerant les dues possibilitats.

#### 4.1.3.1. Aire Incompressible:

L'equació de Bernoulli (4. 1) :

$$P_A + \frac{1}{2} \rho V_A^2 = P_B + \frac{1}{2} \rho V_B^2 \quad (4. 1)$$

Com es pot observar en la figura següent, la velocitat en B és zero.

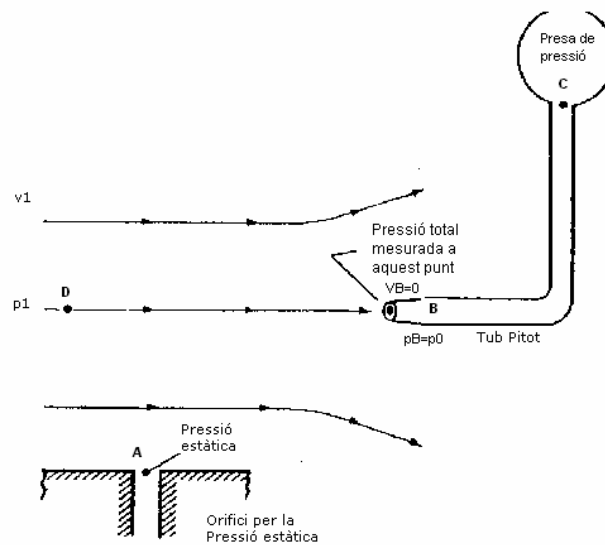


Fig. 4. 1. Tub Pitot amb velocitat al punt B=0

Per tant, l'equació esdevé de la següent forma **(4. 2)**:

$$P_A + \frac{1}{2} \rho V_A^2 = P_B \quad (4. 2)$$

On **(4. 3)**:

$$\begin{aligned} P_A &= P_{estatica} \\ P_B &= P_{Total} \end{aligned} \quad (4. 3)$$

Per tant s'obté **(4. 4)**:

$$v = \sqrt{2 \frac{P_{Total} - P_{estatica}}{\rho}} \quad (4. 4)$$

#### 4.1.3.2. Aire Compressible:

Per calcular la velocitat considerant l'aire com un fluid incompressible per règim subsònic s'utilitza l'equació de Saint Venant

**(4. 5).**

$$M = \frac{2}{\gamma - 1} \left[ \left( \frac{P_{Total}}{P_{Estatica}} \right)^{\frac{(\gamma - 1)}{\gamma}} - 1 \right] \quad (4. 5)$$

On  $\gamma$  és el coeficient adiabàtic de l'aire.

Per tant la velocitat serà **(4. 6)**:

$$v = \sqrt{\frac{2a}{\gamma - 1} \left[ \left( \frac{P_{Total}}{P_{Estatica}} \right)^{\frac{(\gamma - 1)}{\gamma}} - 1 \right]} \quad (4. 6)$$

On  $a$  és la velocitat del so. Considerant que l'aire és un gas perfecte es pot calcular **(4. 7)**:



$$a = \sqrt{\frac{\gamma P}{\rho}} \quad \text{o} \quad a = \sqrt{\gamma RT} \quad (4.7)$$

On R és la constant del gasos perfectes i T la temperatura ambient.

#### 4.1.4. Resultats i comparació

##### 4.1.4.1. Resultats obtinguts al laboratori

Les dades promig de les dues preses de pressió del tub Pitot ens donen els següents resultats, **(Taula 4. 1)**:

**Taula 4. 1.** Dades promig de la Pressió total i la Pressió estàtica

Freqüències	Pressió Total, $P_{Total}$ (Pa)	Pressió Estàtica, $P_{estàtica}$ (Pa)
10	9.93	-24.03
20	5.26	-138.30
30	-1.74	-315.47
40	29.60	-521.44
50	50.33	-757.5

Després de tractar les dades, considerant l'aire com un fluid incompressible **(4. 8)**, és a dir:

$$v = \sqrt{2 \frac{P_{Total} - P_{estàtica}}{\rho}} \quad (4.8)$$

Obtenint la densitat i fent la consideració de que l'aire en aquestes condicions es comporta com una gas ideal **(4. 9)**, per tant:

$$\rho = \frac{RT}{P_0} \quad (4.9)$$

on R és la constant ideal dels gasos ( $R=0.287\text{kJ/kgK}$ ),  $P_0$  és la pressió

atmosfèrica de 101300 Pa i la temperatura és de 293K. Per tant obtenim una densitat de 1.2043 kg/m<sup>3</sup>.

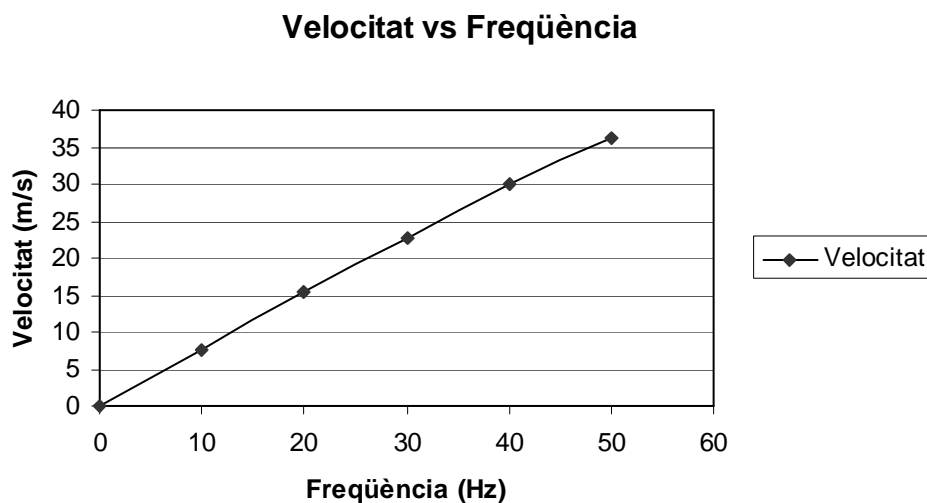
Per tant, es troben els següents resultats, (**Taula 4. 2**):

**Taula 4. 2.** Valors de Velocitat en funció de la freqüència

Freqüència (Hz)	Velocitat (m/s)
0	0
10	7.44
20	15.30
30	22.63
40	29.99
50	36.31

Gràficament es demostra la gran la linealitat dels resultats, (**Gràfic 4. 1**) :

**Gràfic 4. 2.** Velocitat en funció de la freqüència



Per comprovar la bondat de la relació lineal s'ha calculat el coeficient de correlació. El coeficient de correlació de Pearson és un índex que ens mesura la relació lineal entre dues variable quantitatives. Aquest coeficient és independent de l'escala de mesura de les variables i la seva fórmula és (**4. 10**) :

$$r = \frac{\sum Z_x Z_y}{n-1} \quad (4. 10)$$

On Z representa la desviació típica i n-1 representa la variança. El valor d'aquest coeficient pot variar entre [-1,1] on:

- Si  $r=0$  vol dir que no hi ha cap correlació. L'índex per tant representa un total independència entre les dues variables d'estudi. És a dir, la variació d'una d'elles no influeix en el valor que pugui adoptar l'altre.
- Si  $r=1$  vol dir que existeix una correlació positiva perfecta entre les dues variables. Hi ha una dependència total entre les dues i es denomina que hi ha una relació directe, és a dir, si una variable augmenta l'altre augmentarà de forma proporcional.
- Si  $0 < r < 1$  vol dir que hi ha una correlació positiva.
- Si  $r=-1$ , existeix una correlació perfecta, però és una relació inversa, quan una variable augmenta l'altre disminueix

En aquest experiment s'ha trobat un coeficient de correlació de entre la freqüència de la potencia d'impulsió del túnel i la velocitat del flux lliure de:

Coeficient de correlació:	0.9995
---------------------------	--------

Això, com ja s'ha explicat anteriorment, ens indica que existeix una relació gairebé perfecte entre les dues variables. Tenim una relació lineal que la podem caracteritzar amb la següent equació, **(4. 11)**.

$$v = (0.733 \cdot f \cdot s + 0.292)m/s \quad \text{(4. 11)}$$

La segona part de l'experiment va consistir en una comparació dels resultats considerant l'aire com a fluid compressible o incompressible. Per realitzar-ho, com ha s'ha explicat anteriorment, s'han aplicat les fórmules de Bernoulli i Sant Venant. La comparativa entre ambdós resultats obtinguts són els següents, **(Taula 4. 3)**:

**Taula 4. 3.** Comparació dels resultats considerant compressible/incompressible

Freqüència (Hz)	Velocitat Incompressible (m/s)	Velocitat Compressible (m/s)
0	0	0
10	7.44	7.59
20	15.30	15.62
30	22.63	23.11
40	29.99	30.71
50	36.31	37.14

L'error que es comet per fer la consideració d'aire incompressible és, (**Taula 4.4**):

**Taula 4.4.** Error comès

error absolut	error relatiu %
0.15	2.00
0.31	2.04
0.48	2.09
0.72	2.35
0.82	2.22

Tal i com es demostra en la part teòrica, l'error relatiu és menor d'un 2% i va augmentant a mida que augmenta la velocitat degut a que la variació de la densitat és molt petita, encara que en les velocitats a les que treballa el túnel aquest canvi és gairebé inapreciable.

## 4.2. Caracterització de la capa límit de la paret superior de la cambra d'assaig, mitjançant el Tub Pitot

### 4.2.1. Objectius

L'objectiu d'aquest experiment és determinar el gruix de la capa límit que produeix pel pas de l'aire en contacte amb la paret superior de la cambra d'assaig. Per aquest motiu primer s'ha mesurat la distribució de velocitats en l'eix  $y$  mitjançant un tub Pitot, i posteriorment s'han processat les dades per calcular la capa límit.

### 4.2.2. Procediment experimental

#### 4.2.2.1. Material utilitzat

- Túnel de vent de circuit obert i subsònic del laboratori SA1
- AFA7 Tub Pitot
- 2 Tubs de PVC per calcular la pressió total i la pressió estàtica
- AFA6 Sistema multicanal d'adquisició de 32 pressions
  - Utilització de 2 canals pel Tub Pitot
- VDAS-F sistema d'adquisició de dades
- Software del VDAS-F
- Ordenador
- FH3 Mk4 Marc d'instrumentació

#### 4.2.2.2. Metodologia

1. S'ha inserit el tub pitot a la part davantera de la cambra d'assaig.
2. S'ha connectat la presa de pressió Total i estàtica amb el sistema multicanal de 32 pressions als canals 31 i 32 respectivament. Aquesta operació requereix 2 tubs de PVC i 2 adaptadors.

3. S'ha de endollar a la xarxa elèctrica el Sistema Multicanal de 32 pressions i l'VDAS i activar-los.
4. Un cop activat el Sistema Multicanal de 32 pressions s'ha esperat 15 minuts per l'estabilització de l'aparell.
5. Durant aquest interval s'ha encès l'ordenador, activat el Tub Pitot i el endollat el Túnel de Vent a la xarxa elèctrica.
6. Mitjançant el cable USB s'ha connectat el VDAS-F a l'ordenador.
7. S'ha posat en marxa el software del VDAS-F.
8. Es pot apreciar a la pantalla principal del Software del VDAS-F que s'estan rebent dades, si no és així connecta l'opció rebre dades del software.
9. Un cop transcorregut el període d'estabilització s'ha inicialitzat el Sistema Multicanal de 32 pressions.
10. Per aquest experiment s'ha subdividit els 322,2 mm del recorregut del Tub Pitot amb 10 divisions, és a dir, cada 16,11mm.
11. Arribat aquest punt ja es va procedir a l'encesa del Túnel de Vent amb una freqüència de 20 Hz.
12. La presa de dades es va dur a terme a una freqüència de 2Hz 90 segons amb 5 sèries de cada posició del Tub Pitot.
13. L'experiment va ser repetit per 30 Hz.
14. Un cop finalitzat l'experiment, es guarden els resultats per poder operar posteriorment amb ells.

#### 4.2.3. Teoria necessària per l'experiment

Per introduir el concepte de capa límit es començarà comentant el concepte de viscositat. La viscositat és una propietat inherent que controla el transport de quantitat de moviment dels fluids i determina la relació entre esforç o tensió local en el moviment d'un fluid amb la deformació del mateix. Això és el que s'anomena procés de fluir.

Newton va enunciar que *un esforç tallant en qualsevol interfase tangent a la direcció del fluid és proporcional a la variació de velocitat en la direcció normal al moviment*. Això es pot escriure **(4. 12)**:

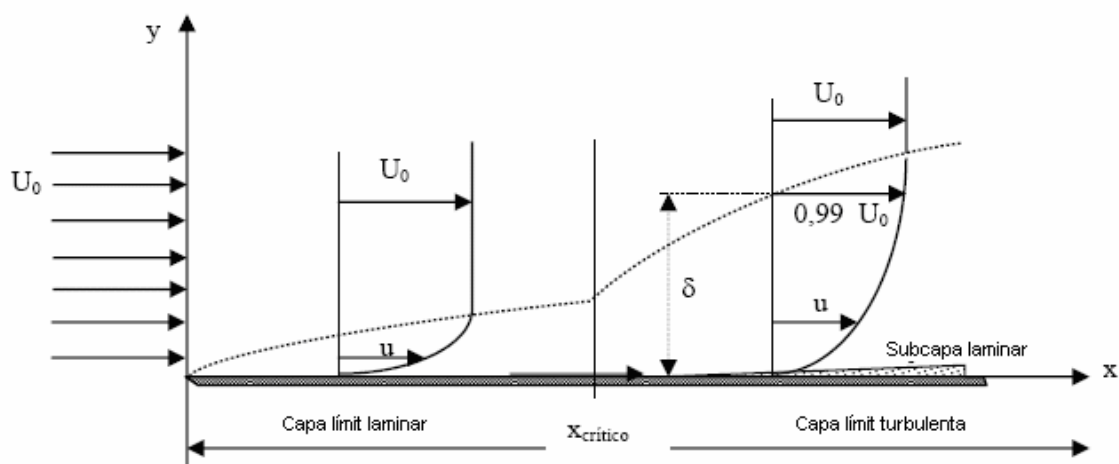
$$\tau = \mu \frac{du}{dy} \quad (4. 12)$$

Durant molts anys es van intentar descriure teòricament el moviment dels fluids menyspreant aquest efecte. Aquestes teories, però, només són útils per descriure fluids en regions on el flux presenta gradients de velocitat molt petits i estaven en total contradicció amb l'experimentació en quant a la força que s'oposa al moviment, és a dir la resistència aerodinàmica. En no considerar els efectes de viscositat conduïen a la paradoxa de d'Alembert, que indica que la resistència oposada al moviment d'un cos per un fluid sense viscositat és nul·la. Tanmateix, aquestes teories no permeten determinar les forces perpendiculars al flux.

Va ser Prandtl qui va aconseguir unir la teoria clàssica amb els resultats de la fricció dels cossos amb la introducció del concepte de capa límit. Es considera la capa límit una zona prima propera a la superfície, en la qual es presenten grans variacions de velocitat i on es concentren els esforços viscosos.

En termes generals es pot dir que la viscositat només afecta en les regions on existeixen gradients de velocitat, i per tant es pot considerar la resta de fluid com no viscos.

Per descriure els efectes de la capa límit en les parets de la cambra d'assaig del túnel de vent, es farà l'analogia estudiant el moviment d'un fluid sobre una placa plana (**Fig. 4. 2**). Per efecte de la viscositat, les partícules de fluid que estan en contacte amb una paret han de tenir velocitat nul·la; això s'anomena condició de no-lliscament. En el caire d'atac de la placa hi ha una discontinuïtat de velocitats, ja que abans del caire d'atac la distribució de velocitats era constant i immediatament després d'estar en contacte amb la paret, les partícules tenen una distribució de velocitats que varia en funció de  $y$  ( $du/dy$ ) des de zero, en el punt de contacte amb la paret, fins a assolir la velocitat de corrent lliure. Aquesta distància  $y$  s'anomena espessor de la capa límit, és a dir, la zona de fluid que es veu afectada per la viscositat.



**Fig. 4. 2.** Moviment del fluid sobre una placa plana

Experimentalment és difícil situar el punt on s'anul·la completament el gradient de velocitat, per això es sol definir l'espessor de la capa límit **(4. 13)** com la distància on la velocitat és el 99% de la velocitat del fluid lliure.

$$u(\delta) = 0.99u_{\infty} \quad (4. 13)$$

A mida que s'avança en la direcció  $x$ , la mida regió en que es fa la transició entre la velocitat del fluid lliure i la superfície de la placa va augmentant; l'espessor de la capa límit augmenta; més endavant es produeix una inestabilitat en el moviment del fluid a l'interior de la capa límit, i la capa límit passa de ser laminar a turbulenta.

En aquesta zona l'augment del gradient de velocitats serà més pronunciat. De totes maneres encara en aquesta zona existeix una petita regió on les partícules continuen el seu moviment ordenat que s'anomena subcapa límit laminar. Prandtl va establir les equacions pel flux de capa límit laminar a partir de les equacions de Navier-Stokes amb les següent hipòtesis:

- L'espessor de la capa límit és molt petit en comparació amb les altres regions
- El flux es estacionari i bidimensional.
- La pressió és constant en qualsevol secció transversal.

Però va ser Blasius qui va resoldre analíticament les equacions per la capa límit laminar sobre una placa plana sense gradient de pressions, obtenint una expressió de l'espessor que descriu força bé als resultats experimentals, **(4. 14)** :

$$\delta = \frac{4.91}{\sqrt{\text{Re}_x}} x \quad (4. 14)$$

On el número de Reynolds es pot determinar, **(4. 15)**:

$$\text{Re}_x = \frac{U_{\infty} x}{\nu} \quad (4. 15)$$

#### 4.2.4. Resultats i comparació

##### 4.2.4.1. Resultats obtinguts al laboratori

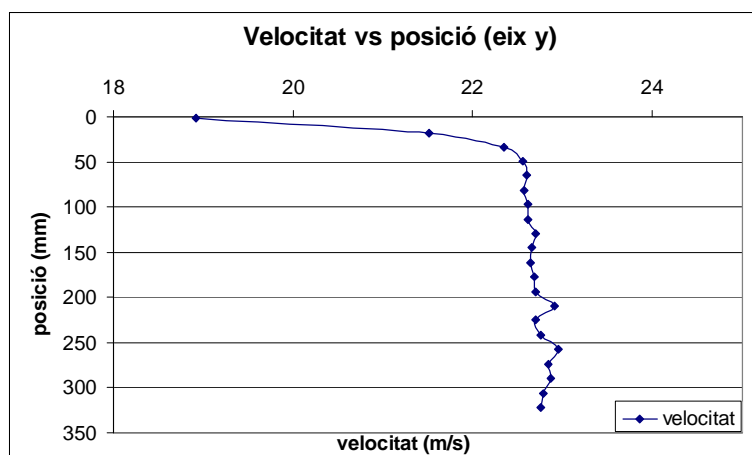
Per caracteritzar la capa límit s'ha determinat el perfil de velocitats en l'eix vertical de la cambra del cap d'assaig mitjançant un tub Pitot. Els resultats obtinguts han estat els següents, **(Taula 4. 5)**:



**Taula 4. 5.** Valors per caracteritzar la capa límit

y (mm)	Pressió Total (Pa)	Pressió Dinàmica (Pa)	Pressió Estàtica (Pa)	Velocitat (m/s)
0.9	-78.12	219.12	-297.24	18.91
17.5	-22.45	283.38	-305.83	21.50
33.0	-10.37	305.79	-316.16	22.34
48.6	-4.90	311.79	-316.69	22.56
64.9	-2.71	312.85	-315.57	22.60
81.5	-1.63	312.27	-313.91	22.57
97.0	-0.89	313.08	-313.97	22.60
113.3	-0.49	313.19	-313.69	22.61
129.4	0.03	315.46	-315.42	22.69
144.9	-0.08	314.53	-314.62	22.66
161	-1.08E-17	314.15	-314.15	22.64
177.2	0.21	315.26	-315.04	22.68
193.3	0.43	315.47	-315.03	22.69
209.4	0.02	321.34	-321.31	22.90
225.5	0.26	315.61	-315.35	22.70
241.6	0.38	317.23	-316.84	22.75
257.7	0.45	322.86	-322.41	22.95
273.8	0.40	322.86	-322.46	22.83
289.9	0.73	320.17	-319.43	22.86
306.1	0.27	318.08	-317.81	22.78
322.2	-0.18	317.13	-317.31	22.75

La velocitat del corrent lliure quan s'utilitza el túnel a 30 Hz és de 22.63m/s. Per tant deixaran d'afectar els efectes de la capa límit quan s'arribi a aquesta velocitat. En els gràfics següents ( Gràfic 4. 3), es pot veure la corba de velocitats i de pressió estàtica en funció de y.

**Gràfic 4. 3.** Velocitat en funció de la posició

Al gràfic i a la taula anterior es pot observar que aquest punt es troba a uns 50 mm de la paret superior de la cambra d'assaig. A partir d'aquest punt la velocitat és pràcticament estable i les petites variacions que s'observen són degudes a errors dels instruments i a la turbulència del flux.

En l'annex és mostren les taules complertes de resultats i les gràfiques de pressió estàtica i dinàmica en funció de la posició.

### **4.3. Càlcul de la distribució de pressions, coeficient de pressions, forces i coeficients aerodinàmics en un perfil NACA 0012.**

#### **4.3.1. Objectius**

Amb aquest experiment es calcula, a partir de la distribució de pressió sobre un perfil NACA 0012 dotat de vint preses de pressió estàtica, les principals variables aerodinàmiques que a l'entorn d'un perfil a diferents angles d'atac.

Els paràmetres aerodinàmics que es troben són:

- Distribució de pressions
- Distribució de coeficients de pressions
- Sustentació aerodinàmica,  $L$ .
- Resistència aerodinàmica,  $D$ .
- Moment aerodinàmic,  $M$ .
- Coeficient de sustentació,  $C_l$ , des de angle d'atac nul fins a  $15^\circ$ .
- Coeficient de resistència aerodinàmica,  $C_d$ , des de angle d'atac nul fins a  $15^\circ$ .
- Coeficient de moment,  $C_m$ , des de angle d'atac nul fins  $15^\circ$ .
- Centre de pressions,  $X_{cp}$ , des de angle d'atac nul fins a  $15^\circ$ .

La segona part de l'experiment ha consistit en comparar les dades amb les dades obtingudes mitjançant un programa de càlcul numèric i Fluent.

## 4.3.2. Procediment experimental

### 4.3.2.1. Material utilitzat

- Túnel de vent de circuit obert i subsònic del laboratori SA1
- AFA7 Tub Pitot
  
- 2 Tubs de PVC per calcular la pressió total i la pressió estàtica
- AF102 Perfil NACA 0012
  
- 20 Tubs de PVC per connectar a les tomes de pressió de l'ala
  
- AFA6 Sistema multicanal d'adquisició de 32 pressions
  - Utilització de 2 canals pel Tub Pitot
  - Utilització de 20 canals pel perfil NACA
  
- VDAS-F sistema d'adquisició de dades
  
- Software del VDAS-F
  
- Ordenador
  
- FH3 MK4 Marc d'instrumentació
  
- AFA3 Balança de 3 components

### 4.3.2.2. Metodologia

1. S'ha inserit introduït el Perfil NACA 0012 a la cambra d'assaig mitjançant el suport de la balança a 0 graus amb el caire d'atac orientat en direcció del fluid..
2. El Tub Pitot s'ha inserit a la part de davant de la cambra d'assaig.
3. S'ha connectat la presa de pressió Total i estàtica amb el sistema multicanal de 32 pressions als canals 31 i 32 respectivament. Aquesta operació requereix 2 tubs de PVC i 2 adaptadors.
4. S'ha connectat les preses de pressió del Perfil NACA0012 amb els 20 primers canals del Sistema Multicanal de 32 Pressions. Aquesta operació requereix 20 tubs de PVC i 20 adaptadors.

5. S'ha de endollar a la xarxa elèctrica el Sistema Multicanal de 32 pressions i l'VDAS i activar-los.
6. Un cop activat el Sistema Multicanal de 32 pressions s'ha esperat 15 minuts per l'estabilització de l'aparell.
7. Durant aquest període s'ha encès l'ordenador, activat el Tub Pitot i el endollat el Túnel de Vent a la xarxa elèctrica.
8. Mitjançant el cable USB s'ha connectat el VDAS-F a l'ordenador.
9. S'ha posat en marxa el software del VDAS-F.
10. Es pot apreciar a la pantalla principal del Software del VDAS-F que s'estan rebent dades, si no és així connecta l'opció rebre dades del software.
11. Transcorregut el període d'estabilització s'ha inicialitzat el Sistema Multicanal de 32 pressions.
12. Per aquest experiment s'ha situat el Tub Pitot a un quart de la cambra d'assaig (105mm).
13. Arribat aquest punt ja es va procedir a l'encesa del Túnel de Vent amb una freqüència de 30 Hz.
14. La presa de dades és va dur a terme a una freqüència de 2 Hz durant 90 segons amb 10 sèries de cada angle d'inclinació del perfil
15. L'experiment va ser repetit per diversos angles del Perfil, de 0° a 10°, i per -1°, -2° i -7°.
16. Un cop finalitzat l'experiment, es guarden els resultats per poder operar posteriorment amb ells.

### 4.3.3. Teoria necessària per l'experiment

#### 4.3.3.1. Càlcul del coeficient de pressions mitjançant la distribució de pressions al Perfil NACA 0012M

El coeficient de pressions es pot definir com **(4. 16)**:

$$C_p = \frac{P - P_\infty}{\frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2 (bc)} \quad (4. 16)$$

On el subíndex  $\infty$  ens indica que són magnituds referents al flux lliure (*freestream*), i  $P$  és la pressió de les presses de pressió del perfil.

Aplicant aquesta fórmula per cada una de les presses de pressió es pot trobar la distribució de  $-C_p$  al llarg de tot el perfil.

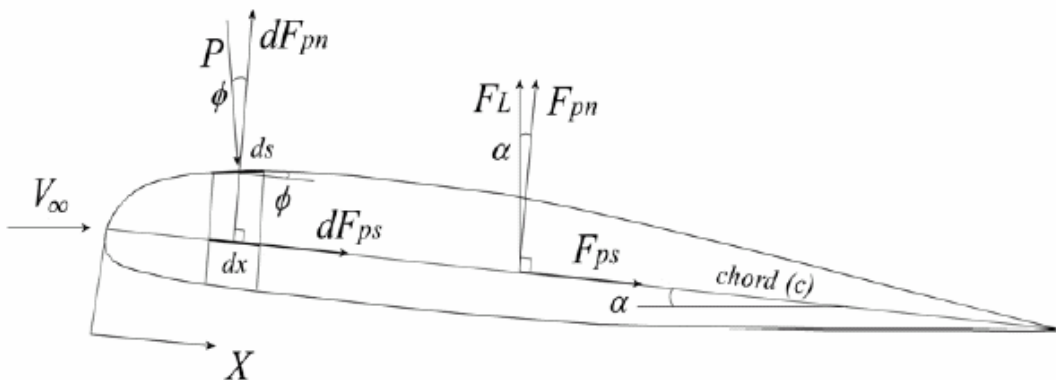
#### 4.3.3.2. Càlcul de la sustentació mitjançant la distribució de pressions

La sustentació sobre un perfil d'una envergadura  $b$  i una corda  $c$ , es pot calcular mitjançant la distribució de pressions sobre el perfil, més concretament mitjançant la força normal relativa a la velocitat  $V_\infty$  (**Fig. 4. 3**).

La pressió de l'extradós es denotarà amb el subíndex  $u$  i en l'intradós amb el subíndex  $l$ .

Si es considera una secció infinitesimal de perfil amb una superfície  $dS$  i una formant un angle d'atac  $\phi$  amb la corda, llavors  $dx$  és (**4. 17**):

$$dx = ds \cos \phi \quad (4. 17)$$



**Fig. 4. 3.** Variables utilitzades pel càlcul de la sustentació

La força de pressió normal a la corda és la resta entre les pressions que actuen a l'extradós i l'intradós (**4. 18**).

$$dF_{pn} = P_l \cos \phi b dS_l - P_u \cos \phi b dS_u$$

$$dF_{pn} = P_l b dx - P_u b dx$$

$$dF_{pn} = (P_l - P_u) b dx \quad (4. 18)$$

De la mateixa manera, es pot definir que la pressió total paral·lela a la corda és **(4. 19)**:

$$dF_{ps} = P_l \sin \phi b dS_l - P_u \sin \phi b dS_u$$

$$dF_{ps} = P_l \tan \phi b dx - P_u \tan \phi b dx$$

$$dF_{ps} = (P_l \tan \phi - P_u \tan \phi) b dx \quad \text{(4. 19)}$$

La força de sustentació és **(4. 20)**:

$$F_L = \int dF_{pn} \cos \alpha - \int dF_{ps} \sin \alpha$$

$$F_L = \int (P_l - P_u) b \cos \alpha dx - \int (P_l \tan \phi - P_u \tan \phi) b \sin \alpha dx$$

$$F_L = \int (P_l - P_u) b \cos \alpha dx - \int (P_l \tan \phi - P_u \tan \phi) b \sin \alpha dx \quad \text{(4. 20)}$$

Finalment, el coeficient adimensional de sustentació **(4. 21)**, es defineix com:

$$C_L = \frac{F_L}{\frac{1}{2} \rho V_\infty^2 (bc)} = \frac{\int [(P - P_\infty)_l - (P - P_\infty)_u] b \cos \alpha d \frac{x}{c} - \int [(P \tan \phi - P_\infty)_l - (P \tan \phi - P_\infty)_u] b \sin \alpha d \frac{x}{c}}{\frac{1}{2} \rho V_\infty^2 (bc)}$$

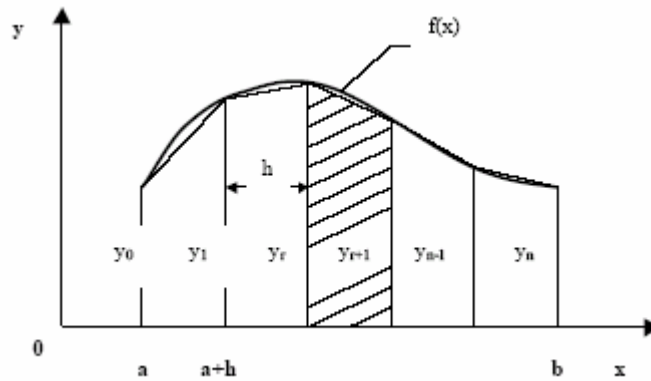
$$C_L = \int (C_{P_l} - C_{P_u}) \cos \alpha d \left( \frac{x}{c} \right) - \frac{\int [(P \tan \phi - P_\infty)_l - (P \tan \phi - P_\infty)_u] \sin \alpha}{\frac{1}{2} \rho V_\infty^2} d \frac{x}{c} \quad \text{(4. 21)}$$

#### 4.3.3.3. Mètodes de resolució numèrica:

Per resoldre les integrals s'utilitzen mètodes d'integració numèrics. Es calcularà com l'àrea sota la corba que forma  $f(x)$  entre el dos límits d'integració. L'àrea sota la corba es pot dividir en  $n$  intervals d'una amplada  $h$ , de forma que es substitueixen els arcs de la corba limitant cada interval per la corda corresponent, constituint en cada interval un trapezi (

**Gràfic 4. 4)**

**Gràfic 4. 4** Mètode de resolució d'integrals mitjançant trapezis



Considerant per exemple el trapezi ratllat de la figura anterior, s'observa que les coordenades que el delimiten són  $y_r$  i  $y_{r+1}$ , i l'amplada de la base es  $h$ . Llavors, l'àrea del trapezi serà **(4. 22)**:

$$A_{\text{trapezi}} = \frac{1}{2}(y_r + y_{r+1})h \quad (4. 22)$$

La superfície total serà el sumatori de les àrees del  $n$  intervals **(4. 23)**, de manera que:

$$\int_a^b f(x)dx \approx \frac{1}{2} \left( \sum_{i=1}^{n-1} h_i (y_i + y_{i+1}) \right) \quad (4. 23)$$

Si s'aplica aquest mètode al problema plantejat s'obté **(4. 24)**:

$$C_L \approx \frac{\cos \alpha}{2c} \left[ \left( \sum (Cp_{i+1} + Cp_i)(x_{i+1} - x_i) \right) - \left( \sum (Cp_{u+1} + Cp_u)(x_{i+1} - x_i) \right) \right] - \left[ \frac{\sin \alpha}{2c \frac{1}{2} \rho V_\infty^2} \left( \sum (P_{i+1} \tan \phi_i + P_i \tan \phi_i)(x_{i+1} - x_i) - \sum (P_{u+1} \tan \phi_i + P_u \tan \phi_i)(x_{i+1} - x_i) \right) \right] \quad (4. 24)$$

S'ha de tenir en compte que en el cas considerat els intervals on estan situades les presses de pressió no són equidistants i per tant no es tindrà un  $h$  fixa. Per aquest motiu s'han d'anar calculant les bases de cada trapezi en cada interval.

L'angle  $\phi$ , per cada interval, es trobarà de la següent manera **(4. 25)**:

$$\phi = \frac{dz}{dx} \approx \frac{\Delta z}{\Delta y} = \frac{z_{i+1} - z_i}{x_{i+1} - x_i} \quad (4. 25)$$

#### 4.3.3.4. Càlcul de la resistència mitjançant la distribució de pressions

Utilitzant el mateix esquema que s'ha emprat en la sustentació s'obté **(4. 26)**:

$$C_D = \int (Cp_l - Cp_u) \sin \alpha d\left(\frac{x}{c}\right) + \frac{\int [(P \tan \phi - P_\infty)_l - (P \tan \phi - P_\infty)_u] \cos \alpha}{\frac{1}{2} \rho V_\infty^2} d\frac{x}{c} \quad (4. 26)$$

I resolent les integrals de forma numèrica s'obté **(4. 27)**:

$$C_D \approx \frac{\sin \alpha}{2c} \left[ \left( \sum (Cp_{l_{i+1}} + Cp_{l_i})(x_{i+1} - x_i) \right) - \left( \sum (Cp_{u_{i+1}} + Cp_{u_i})(x_{i+1} - x_i) \right) \right] + \left[ \frac{\cos \alpha}{2c \frac{1}{2} \rho V_\infty^2} \left( \sum (P_{l_{i+1}} \tan \phi_i + P_{l_i} \tan \phi_i)(x_{i+1} - x_i) - \sum (P_{u_{i+1}} \tan \phi_i + P_{u_i} \tan \phi_i)(x_{i+1} - x_i) \right) \right] \quad (4. 27)$$

On  $\phi$  és **(4. 28)**:

$$\phi = \frac{dz}{dx} \approx \frac{\Delta z}{\Delta y} = \frac{z_{i+1} - z_i}{x_{i+1} - x_i} \quad (4. 28)$$

#### 4.3.3.5. Càlcul del moment aerodinàmic mitjançant la distribució de pressions

Es defineix el moment aerodinàmic en el caire d'atac (*leading edge*) **(4. 29)** com:

$$C_{m_{LE}} = -\frac{\int \frac{x}{c} dF_{pn}}{\frac{1}{2} \rho V_\infty^2 (bc)} = -\frac{\int \frac{x}{c} (P_l - P_u) b dx}{\frac{1}{2} \rho V_\infty^2 (bc)} = -\frac{1}{\frac{1}{2} \rho V_\infty^2} \int \frac{x}{c} (P_l - P_u) d\frac{x}{c} = -\int \frac{x}{c} (Cp_l - Cp_u) d\frac{x}{c} \quad (4. 29)$$

Aplicant els mètodes de resolució numèrica explicats anteriorment, es resolen les integrals i consegüentment es pot trobar el moment aerodinàmic total en el caire d'atac.

#### 4.3.3.6. Càlcul del centre aerodinàmic mitjançant la distribució de pressions

Un cop conegut el moment aerodinàmic en el caire d'atac, es pot trobar el centre de pressions mitjançant la relació entre aquests dos **(4. 30)**:



$$C_{m_{LE}} = -x_{cp} C_{F_{pn}} \quad (4.30)$$

Per tant, el centre de pressions serà (4.31) menys el moment aerodinàmic resultant partit per la força normal resultant:

$$x_{cp} = -\frac{M_{LE}}{F_{pn}} = -\frac{C_{m_{LE}}}{C_{F_{pn}}} \quad (4.31)$$

#### 4.3.4. Resultats i comparacions

##### 4.3.4.1. Coeficients de Pressions

#### Resultats obtinguts al laboratori

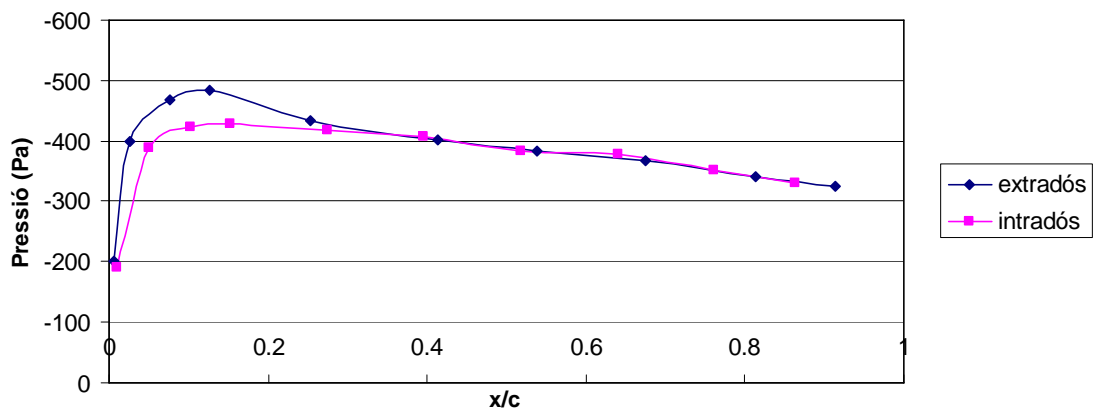
En la taula següent, (*Taula 4. 6*) es pot observar la distribució de pressions en l'intradós i extradós del perfil NACA 0012 quan el perfil es troba a 0 graus d'angle d'atac.

Taula 4. 6. Distribució de pressions al perfil NACA 0012

	$x/c$	Lectures de les preses de pressió ( Pa )
E X T R A D Ó S	0.0050	-201.96
	0.0254	-399.91
	0.0762	-468.78
	0.127	-482.83
	0.2533	-434.48
	0.4133	-401.65
	0.5384	-382.78
	0.6756	-368.64
	0.8128	-341.77
	0.9144	-324.48
1		
I N T R A D Ó S	0.0101	-191.14
	0.0508	-388.20
	0.1016	-423.56
	0.1524	-427.75
	0.2743	-418.14
	0.3962	-406.93
	0.5182	-382.39
	0.6401	-377.18
	0.762	-352.62
	0.8636	-331.6
1		

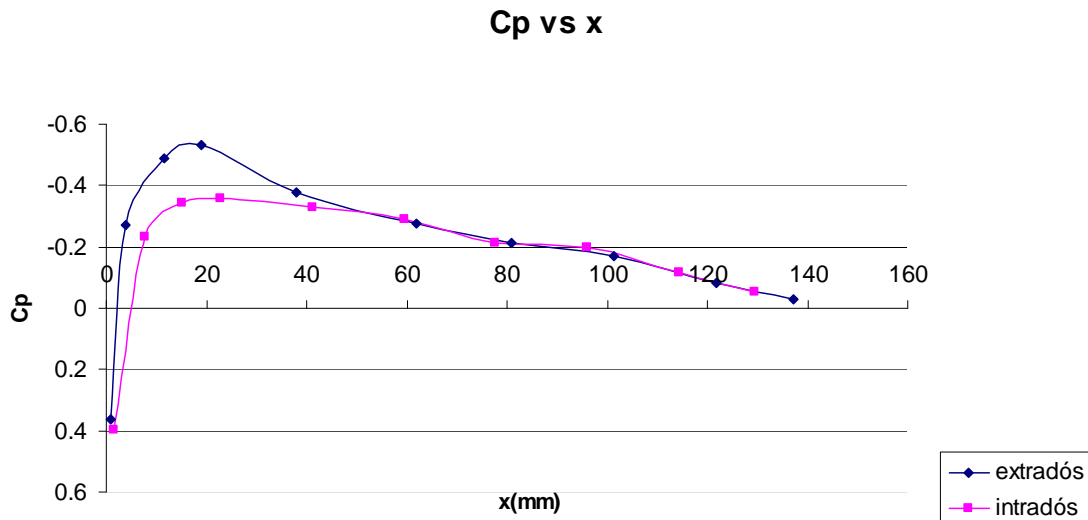
Gràfic 4. 5. Distribució de pressions a l'intradós i l'extradós del Perfil NACA 0012

## DISTRIBUCIÓ DE PRESSIONS VS POSICIÓ



Com es pot observar, al tractar-se d'un perfil simètric, la distribució de pressions a l'intradós i a l'extradós de l'ala és igual. Amb el coeficient de pressions, (**Gràfic 4. 6**) es pot comprovar gràficament com es compleix aquesta premissa.

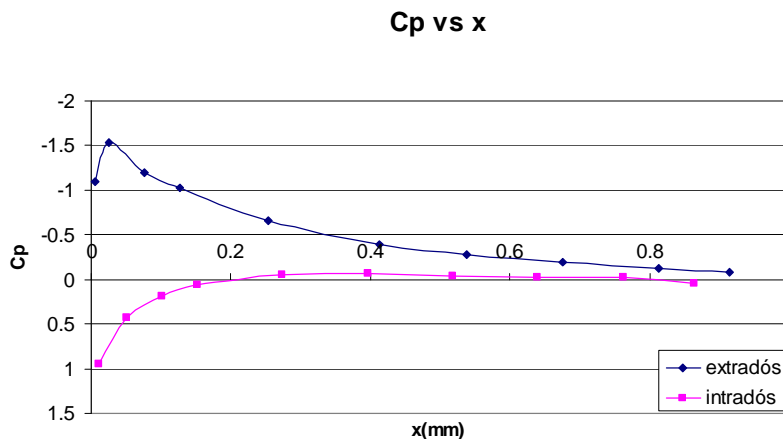
**Gràfic 4. 6.** Distribució del coeficient de pressions



Si es mira la distribució de pressió per diferents angles, s'observa que a mida que l'angle d'atac augmenta la pressió a l'extradós disminueix i al intradós augmenta, això és degut a que a la part superior es produeix un augment de la velocitat (produint un augment de la pressió dinàmica) amb una conseqüent baixada de pressió estàtica i a l'extradós al revés.

En la figura següent , (**Gràfic 4. 7**) s'observa aquesta tendència quan l'angle d'atac és de set graus.

**Gràfic 4. 7.** Coeficient de pressió en funció de la posició normalitzada



S'ha repetit aquesta operació per tots els angles fins a 15 graus.(**annexes**)

## Comparació analítica i gràfica

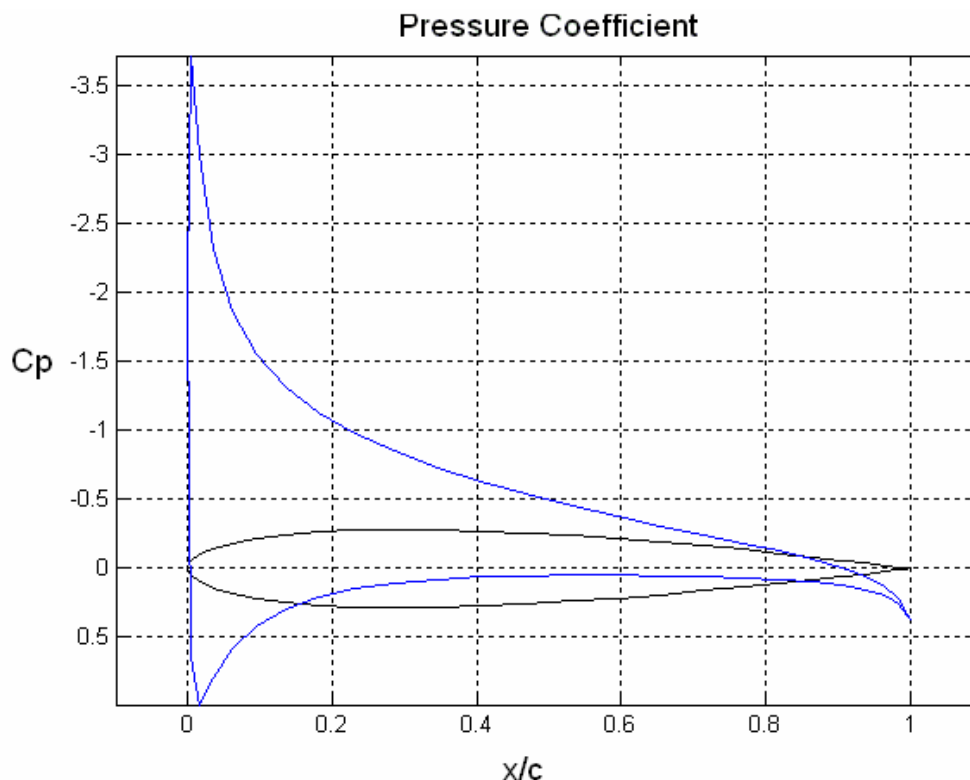
Amb el fi de comprovar la validesa dels resultats és realitza una comparació amb dos programes:

- PABLO (Potential Flow about Airfoils with Boundary Layer Coupled One-Way): aquest programa lliure, molt utilitzat en el món aeronàutic, permet obtenir el coeficient de pressions, els coeficients aerodinàmics i el centre de pressions del Perfil NACA 0012. Utilitza mètodes de resolució numèrica per obtenir aquests resultats.

A la següent gràfica, (

**Gràfic 4. 8)** Pablo mostra la simulació del coeficient de pressions pel perfil. Com es pot observar la distribució de pressions presenta lleus diferències envers els resultats obtinguts experimentalment; aquesta diferència condicionarà tots els resultats dels coeficients aerodinàmics, ja que es troben a partir de la distribució del coeficient de pressió al voltant de l'ala. Més endavant és discutiran les possibles causes.

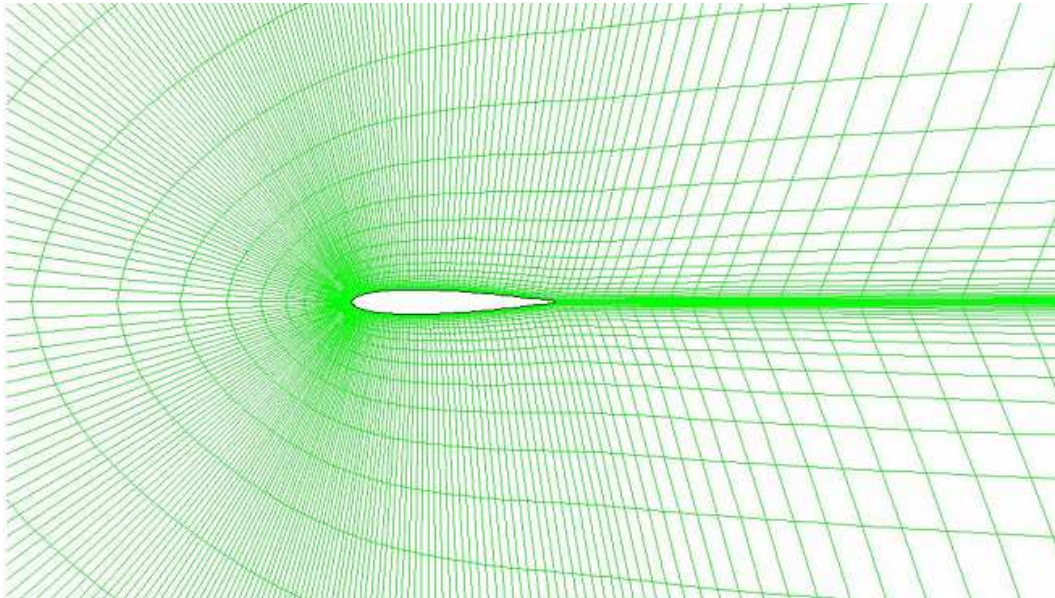
**Gràfic 4. 8.** Simulació del coeficient de pressions del perfil



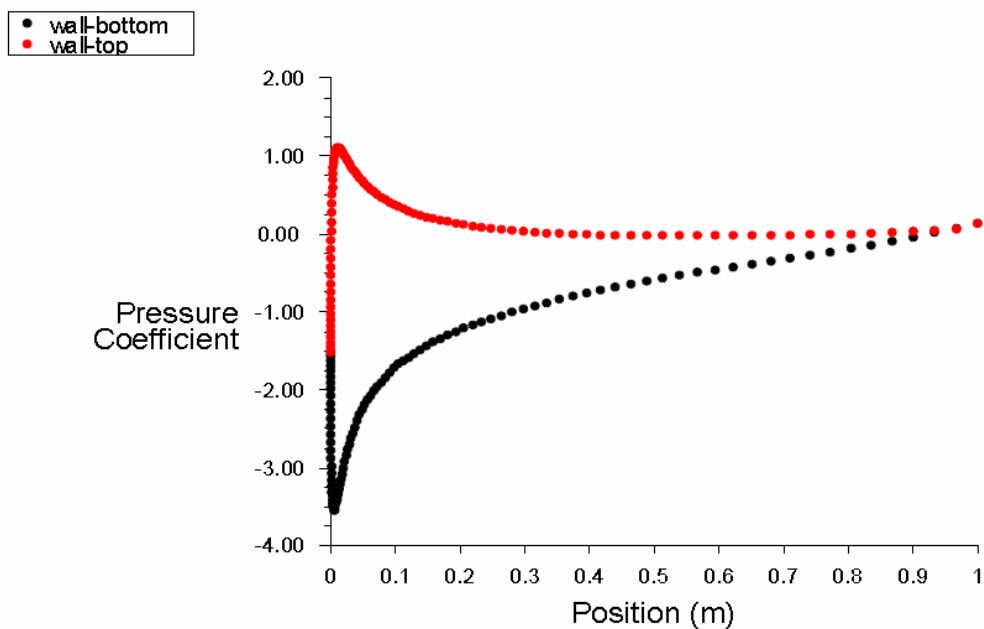
- Fluent 6.2: és un programa de simulació de dinàmica de fluids computacional que utilitza el mètode dels volums finits per resoldre les equacions aerodinàmiques pertinents a partir d'una malla de punts construïda prèviament amb el Gambit (programa especialitzat per fer geometries i malles).

La geometría utilizada ha estat la següent, (**Gràfic 4. 9**):

**Gràfic 4. 9.** Geometria del perfil creada amb Gambit



El resultat a partir de les simulacions, en relació al  $C_p$  han estat els que es presenten a continuació:



Com es pot observar gràficament, el comportament del coeficient de pressió estàtica (fig ant), es igual al comportament determinat pel PABLO. Per tant, s'inicia l'experiment amb unes mesures de pressió lleugerament errònies. Aquestes, a la vegada han generat dades errònies de la resta de coeficients.

#### 4.3.4.2. Coeficient de sustentació

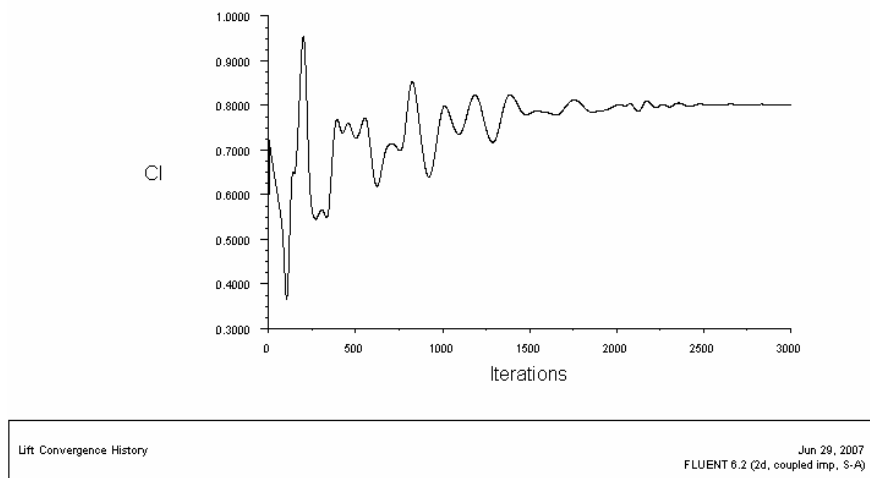
### Resultats obtinguts al laboratori i comparació analítica i gràfica

A la següent taula, (**Taula 4. 7**) podem observar la comparativa entre les diferents fonts emprades per verificar el coeficient de sustentació experimental.

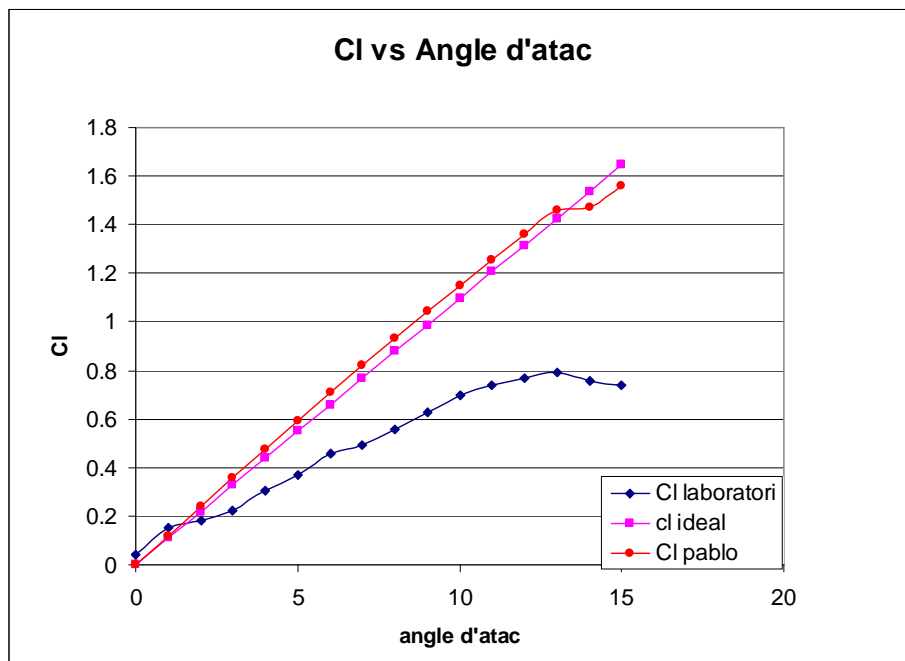
**Taula 4. 7.** Comparació del coeficient de sustentació obtingut

Angle	CI experimental	CI ideal	CI Pablo	Fluent
0	0.0408	0	0	0,0010
1	0.1530	0.1096	0.1192	-
2	0.1838	0.2193	0.2383	-
3	0.2222	0.3289	0.3568	-
4	0.3041	0.4386	0.4746	0,4081
5	0.3714	0.5483	0.5914	-
6	0.4565	0.6579	0.7069	-
7	0.4946	0.7676	0.8209	-
8	0.5575	0.8773	0.9331	0,8016
9	0.6300	0.9869	1.0434	-
10	0.6957	1.0966	1.1515	-
11	0.7360	1.2062	1.2571	-
12	0.7700	1.3159	1.3601	1,1411
13	0.7920	1.4256	1.4602	-
14	0.7535	1.5352	1.4723	-
15	0.7390	1.6449	1.5613	-

Degut al gran nombre d'iteracions necessàries per obtenir el coeficient de sustentació amb Fluent, s'ha decidit sintetitzar aquest anàlisi amb una selecció de graus que donin un valor orientatiu de la tendència de CI. A la següent figura, (**Gràfic 4. 10**) es comportament de CI mentre la solució numèrica convergeix.

**Gràfic 4. 10.** Coeficient de sustentació obtingut amb Fluent

La comparació, (**Gràfic 4. 11**), dels resultats obtinguts amb els diferents programes i el resultat experimental, s'observa una clara discrepància.

**Gràfic 4. 11.** Coeficient de sustentació obtingut al laboratori

Com a possibles raons d'aquesta discrepància s'han considerat les següents possibilitats:

- Turbulència: la turbulència determinada als apartats anteriors és menor a un 2%, per tant es descarta aquesta possible causa com a font generadora del problema. Encara que es recomana seguir les indicacions de l'apartat **(2.5.Reducció de la turbulència)** per reduir l'efecte d'aquest fenomen.

- Errors instrumentals: per aquest experiment s'han utilitzat els instruments citats anteriorment, cadascun dels quals està afectat del corresponent error instrumental. Aquest error no s'ha pogut determinar de forma precisa ja que el fabricant no ha facilitat les dades. Per tant s'ha determinat la desviació estàndard dels resultats obtinguts i s'han calculat tots els coeficients tenint en compte aquesta desviació. Aquest error, però, és força petit i per tant es pot menysprear.
- Error del mètode dels trapezoides: l'error de la integració numèrica mitjançant el mètode dels trapezoides s'estima de l'ordre de  $\frac{1}{n^2}$ , on n és el nombre d'interval·ls que s'utilitza per realitzar la integració numèrica (en aquest cas n=20); per tant es considera aquest error negligible.
- Efecte de bloqueig: Les dimensions del model d'ala emprat en aquest experiment venen donades per les especificacions del fabricant TQ i no s'han pogut modificar. D'altra banda, les dimensions de la cambra d'assaig estan també donades pel disseny del túnel, que va ser objecte d'un projecte fi de carrera desenvolupat amb anterioritat. En calcular l'efecte de bloqueig amb aquestes dimensions s'ha observat que gairebé en totes les configuracions tant del perfil NACA com del cilindre supera el líndar recomanat del 5% (veure apartat **(2.4.1. Efecte de bloqueig)**).

#### 4.3.4.3. Coeficient de resistència aerodinàmica

### Resultats obtinguts al laboratori i comparació analítica i gràfica

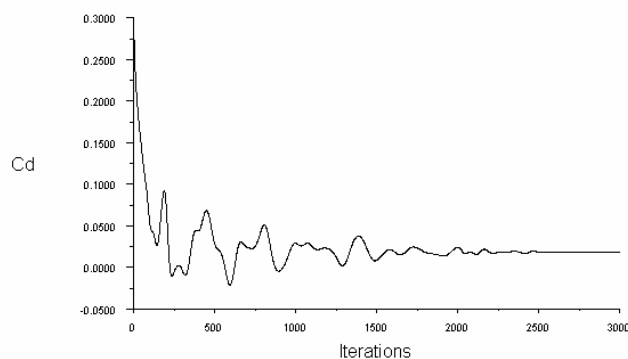
Seguidament és presenta una taula, **(Taula 4. 8)**, amb tots els resultats obtinguts. Com es pot veure, a mesura que augmenta l'angle d'atac l'efecte de bloqueig és més important, fent augmentar l'error (com en el cas del coeficient de sustentació).



**Taula 4. 8.** Coeficient de resistència aerodinàmica

angle	Cd Laboratori	Cd Pablo	Cd Fluent
0	0.0004	0.0096	0,0132
1	0.0011	0.0097	-
2	0.0021	0.0101	-
3	0.0059	0.0108	-
4	0.0093	0.0117	0,0141
5	0.0167	0.0132	-
6	0.0234	0.0152	-
7	0.0322	0.0169	-
8	0.0411	0.0192	0,0183
9	0.0519	0.0223	-
10	0.0652	0.0253	-
11	0.0921	0.0316	-
12	0.0967	0.0424	0,03150
13	0.1264	0.0483	-
14	0.1831	0.0723	-
15	0.2010	0.0864	-

No s'han calculat els coeficients mitjançant fluent en tots els casos ja que el temps que es triga per obtenir l'estabilitat d'aquests coeficients és molt elevada. A continuació es presenta el comportament del Coeficient de resistència durant la convergència de la solució numèrica en un cas típic (**Gràfic 4. 12**):

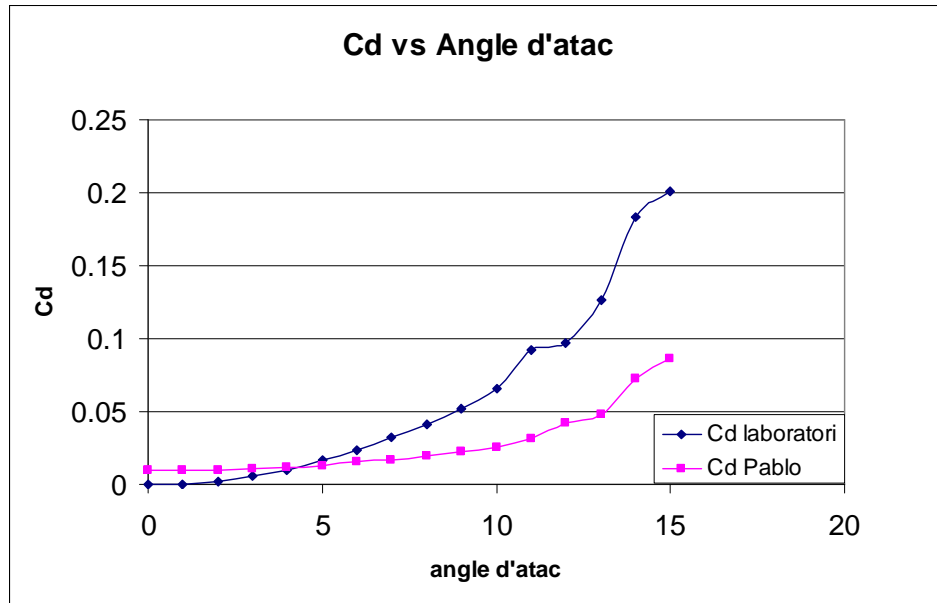
**Gràfic 4. 12.** Coeficient de resistència en funció de les iteracions

Drag Convergence History

Jun 29, 2007  
FLUENT 6.2 (2d, coupled imp, S-A)

El

**Gràfic 4. 13** mostra el comportament del coeficient de resistència determinat experimentalment i calculat emprant PABLO.

**Gràfic 4. 13.** Coeficient de sustentació en funció de l'angle d'atac.

La tendència inicial del coeficient de resistència experimental i el obtingut amb PABLO és similar, però com s'ha comentat anteriorment, a partir de 5° la desviació entre els valors mesurat i calculat és sistemàtica.

#### 4.3.4.4. Centre de pressions

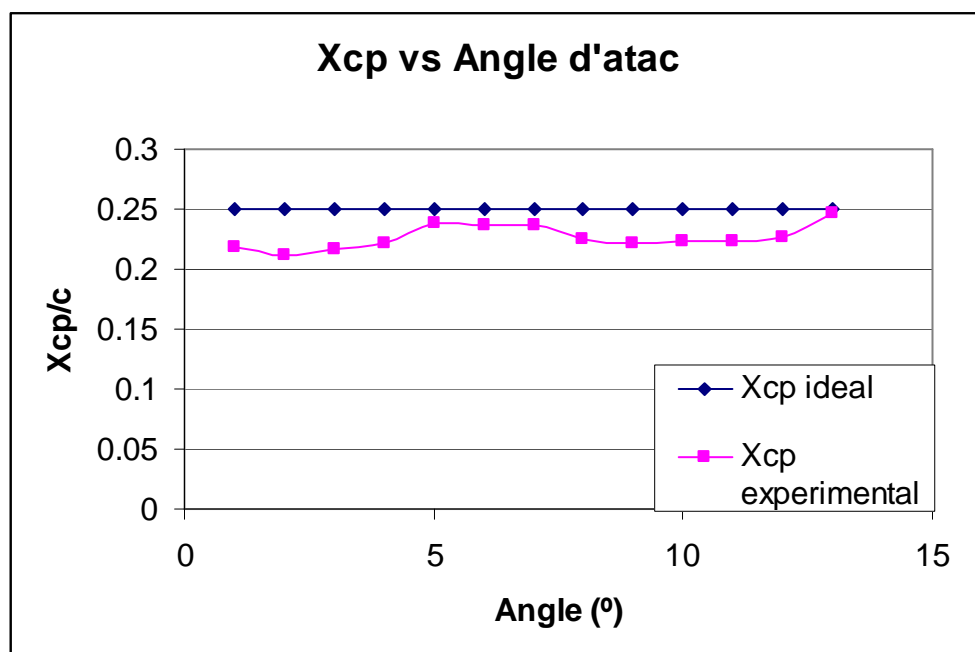
#### Resultats obtinguts al laboratori i Comparació analítica i gràfica

La taula adjunta, (**Taula 4. 9**) presenta els resultats del centre de pressions i de l'error absolut i relatiu d'aquest.

Taula 4. 9. Centre de pressions.

Angle	Xcp (mm)	Xcp (adimensional)	Xcp ideal Pablo	Error absolut	error relatiu %
-7	38.1	0.254	0.25	0.0042	1.69
-2	46.6	0.310	0.25	0.0608	24.35
-1	58.7	0.391	0.25	0.1414	56.58
0	12.3	0.082	0	0.0820	-
1	32.8	0.219	0.25	0.0306	12.26
2	31.8	0.212	0.25	0.0376	15.07
3	32.4	0.216	0.25	0.0338	13.54
4	33.3	0.222	0.25	0.0279	11.19
5	35.9	0.239	0.25	0.0101	4.06
6	35.6	0.237	0.25	0.0124	4.96
7	35.4	0.236	0.25	0.0134	5.38
8	33.8	0.225	0.25	0.0243	9.74
9	33.2	0.221	0.25	0.0282	11.30
10	33.6	0.224	0.25	0.0257	10.28
11	33.4	0.223	0.25	0.0267	10.69
12	34.0	0.226	0.25	0.0231	9.24
13	36.9	0.246	0.25	0.0037	1.49
14	48.8	0.325	0.25	0.0758	30.32
15	50.8	0.339	0.25	0.0892	35.71

A la teoria, el centre de pressions, al tractar-se d'un perfil finit, hauria de mantenir-se constant a mesura que es varia l'angle d'atac. La comparació entre els valors determinats experimentalment i la predicció teòrica és satisfactòria en aquest cas.



## **4.4. Càlcul de la distribució de pressions, coeficient de pressions, forces i coeficients aerodinàmics en un perfil cilíndric.**

### **4.4.1. Objectius**

Amb aquest experiment es calcula, a partir de la distribució de pressió sobre un cilindre dotat d'una pressa de pressió estàtica, les principals variables aerodinàmiques que es produeixen a l'entorn d'un perfil cilíndric.

Els paràmetres aerodinàmics que es troben són:

- Distribució de pressions
- Distribució de coeficients de pressions
- Sustentació aerodinàmica,  $L$ .
- Resistència aerodinàmica,  $D$ .
- Moment aerodinàmic,  $M$ .
- Coeficient de sustentació,  $C_l$ .
- Coeficient de resistència aerodinàmica,  $C_d$ .
- Coeficient de moment,  $C_m$ .
- Centre de pressions,  $X_{cp}$ .

La segona part de l'experiment ha consistit en obtenir les forces i moment aerodinàmic emprant la balança de tres components, per comparar-les amb les dades obtingudes mitjançant la mesura de pressió i amb les obtingudes mitjançant un programa de càlcul numèric i Fluent.

### **4.4.2. Procediment experimental**

#### *4.4.2.1. Material utilitzat*

- Túnel de vent de circuit obert i subsònic del laboratori SA1
- AFA7 Tub Pitot
- 2 Tubs de PVC per calcular la pressió total i la pressió estàtica

- AF101 Model cilíndric
- 2 Tubs de PVC per connectar a les tomes de pressió del model cilíndric
- AFA6 Sistema multicanal d'adquisició de 32 pressions
  - Utilització de 2 canals pel Tub Pitot
  - Utilització de 2 canals pel model cilíndric
- VDAS-F sistema d'adquisició de dades
- Software del VDAS-F
- Ordenador
- FH3 MK4 Marc d'instrumentació
- AFA3 Balança de 3 components
- Display module

#### 4.4.2.2. Metodologia

1. S'ha inserit introduït el model cilíndric a la cambra d'assaig mitjançant el suport de la balança amb la presa de presa de pressió 0 graus orientada en direcció del fluid.
2. El Tub Pitot s'ha inserit a la part de davant de la cambra d'assaig.
3. S'ha connectat la presa de pressió Total i estàtica amb el sistema multicanal de 32 pressions als canals 31 i 32 respectivament. Aquesta operació requereix 2 tubs de PVC i 2 adaptadors.
4. S'ha connectat la de presa de pressió del model cilíndric amb el primer canals del Sistema Multicanal de 32 Pressions. Aquesta operació requereix 1 tub de PVC i 1 adaptador.
5. S'ha de endollar a la xarxa elèctrica el Sistema Multicanal de 32 pressions i l'VDAS i activar-los.
6. Un cop activat el Sistema Multicanal de 32 pressions s'ha esperat 15 minuts per l'estabilització de l'aparell.
7. Durant el període d'estabilització s'ha encès l'ordenador, activat el Tub Pitot i el endollat el Túnel de Vent a la xarxa elèctrica.
8. Mitjançant el cable USB s'ha connectat el VDAS-F a l'ordenador.

9. S'ha posat en marxa el software del VDAS-F.
10. Es pot apreciar a la pantalla principal del Software del VDAS-F que s'estan rebent dades, si no és així connecta l'opció rebre dades del software.
11. Transcorregut el període d'estabilització s'ha inicialitzat el Sistema Multicanal de 32 pressions.
12. Per aquest experiment s'ha situat el Tub Pitot a un quart de la cambra d'assaig (105mm).
13. Arribat aquest punt ja es va procedir a l'encesa del ventilador del Túnel de Vent a una freqüència de 30 Hz.
14. La presa de dades és va dur a terme a una freqüència de 2 Hz durant 90 segons amb 10 sèries de cada angle d'inclinació de la presa de pressió del model.
15. L'experiment va ser realitzat per diversos angles d'inclinació de la presa de pressió, de 0° a 180°.
16. Un cop finalitzat l'experiment, es guarden els resultats per poder operar posteriorment amb ells.

#### 4.4.3. Teoria necessària per l'experiment

Quan es té un número de Reynolds major a  $10^3$  la resistència aerodinàmica que es produeix per la fricció de l'aire amb el cos és menyspreable comparada amb la resistència aerodinàmica total. Per tant les mesures de resistència han estat dutes a terme a partir de les dades de la pressió que actuen sobre la superfície del cos.

Per un cilindre es pot definit la sustentació i la resistència com

**(4. 32):**

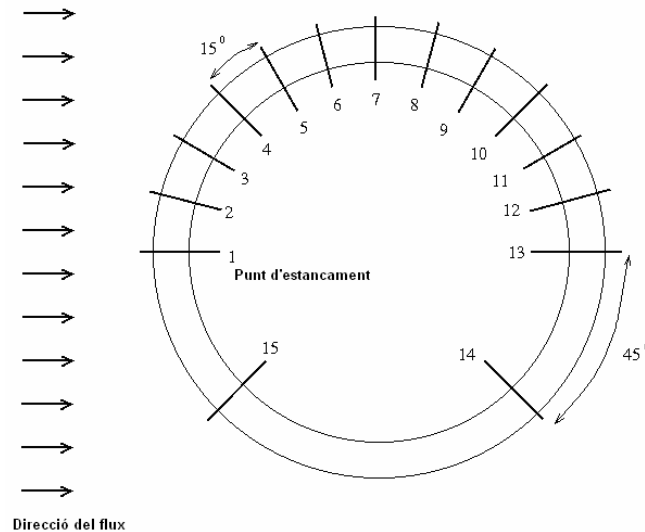
$$\begin{aligned} F_L &= \int (p - p_\infty) dx \\ F_D &= \int (p - p_\infty) dy \end{aligned} \quad (4. 32)$$

Integrant en coordenades cilíndriques obtenim

**(4. 33):**

$$\begin{aligned} F_D &= \int_0^{2\pi} (p - p_\infty) r \cos \theta d\theta \\ F_L &= \int_0^{2\pi} (p - p_\infty) r \sin \theta d\theta \end{aligned} \quad (4. 33)$$

On  $r$  és el radi del cilindre i  $p$  la pressió estàtica. L'angle  $\theta$  és l'angle de posició i les mesures han estat preses considerant-lo zero en el punt d'estancament (**Fig. 4. 4**).



**Fig. 4. 4.** Cilindre amb punt d'estancament

Dividint aquests valors per la pressió dinàmica s'obtenen els coeficients de sustentació i resistència aerodinàmica.

#### 4.4.3.1. Coeficient de Pressions:

Com ja s'ha definit anteriorment, es defineix el coeficient de pressions com, (**4. 34**):

$$C_p = \frac{p - p_\infty}{\frac{1}{2} \rho v_\infty^2} \quad (4. 34)$$

Calculant pels diversos valors de l'angle  $\theta$  des de zero fins a cent vuitanta graus, s'obté la distribució de coeficient de pressions al voltant del model.

#### 4.4.4. Resultats i comparacions

A la següent taula, (

**Taula 4. 10**) és pot observar la distribució de pressions, distribució del coeficient de pressions i una comparació amb la distribució del coeficient de pressió ideal i les dades proporcionades per l'empresa TQ, on s'han comprat els instruments, al voltant del cilindre.

**Taula 4. 10.** Resultats de la comparativa de la distribució de pressions i coeficient de pressions al voltant del cilindre.

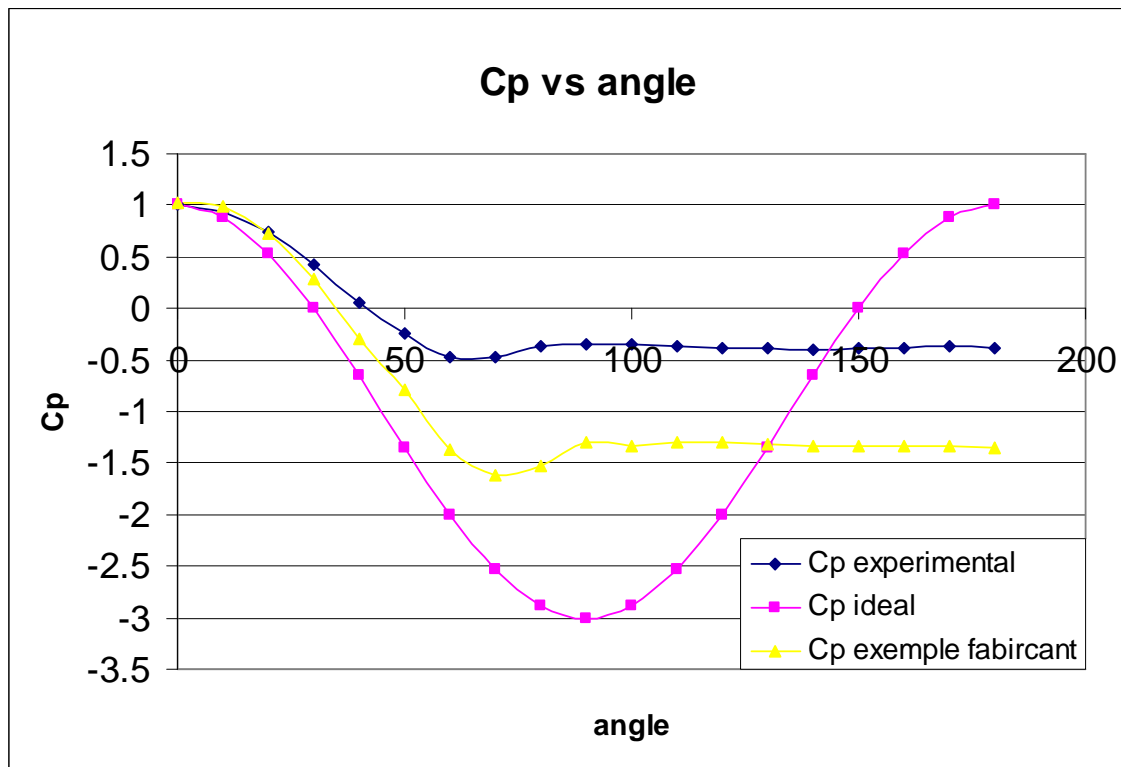
Angle	Pressió de la presa (KPa)	P-Pinf (Pa)	Cp	Cp ideal	Cp (Dades Tq)
0	0.0013	316.82	1.0098	1	1.029
10	-0.0195	295.89	0.9431	0.8793	0.985
20	-0.0820	233.44	0.7440	0.5320	0.724
30	-0.1808	134.58	0.4289	-4.2E-06	0.29
40	-0.2951	20.30	0.0647	-0.6527	-0.29
50	-0.3935	-78.08	-0.2488	-1.3473	-0.797
60	-0.4631	-147.64	-0.4706	-2.0000	-1.376
70	-0.4653	-149.87	-0.4777	-2.5321	-1.608
80	-0.4276	-112.14	-0.3574	-2.8793	-1.521
90	-0.4236	-108.12	-0.3446	-3	-1.304
100	-0.4272	-111.76	-0.3562	-2.8793	-1.333
110	-0.4320	-116.58	-0.3716	-2.5320	-1.304
120	-0.4364	-120.92	-0.3854	-1.9998	-1.304
130	-0.4362	-120.77	-0.3849	-1.3472	-1.318
140	-0.4407	-125.22	-0.3991	-0.6526	-1.333
150	-0.4380	-122.59	-0.3907	2.12E-05	-1.333
160	-0.4382	-122.77	-0.3913	0.5321	-1.333
170	-0.4291	-113.69	-0.3624	0.8793	-1.333
180	-0.4353	-119.85	-0.3820	1	-1.347

Com es pot observar quan es col·loca la presa de pressió en una posició de 90° el coeficient de pressions hauria d'assolir un mínim ( $C_p = -3$ ); a la pràctica mai s'assoleix el límit. Comparant les dades obtingudes amb les que proporciona el fabricant, es veu que encara que no siguin iguals, la tendència és la mateixa. La diferència entre els valors obtinguts i els proporcionats pel fabricant s'ha associat a l'efecte de bloqueig.

Al següent gràfic, (**Gràfic 4. 14**) es compara el comportament del coeficient de pressió obtingut experimentalment i el de les dades del fabricant



**Gràfic 4. 14.** Coeficient de pressions en funció de l'angle d'inclinació del cilindre segons l'experiment, la casa TQ i el Cp ideal.



Les resta de coeficients, s'obtenen a partir del càlcul del lift, drag i pitch proporcionat per la balança de 3 components utilitzada en aquest projecte (Taula 4. 11) i (Taula 4. 12):

**Taula 4. 11.** Dades del lift, drag i pitch

lift	drag	pitch
-0.06	4.51	0.01

**Taula 4. 12.** Coeficients aerodinàmics resultants

Cl	Cd	Cm
-0.0002	0.0143	3.571E-05

## 4.5. Càlcul de la resistència aerodinàmica d'un perfil alar NACA 0012 i d'un cilindre mitjançant les mesures en l'estela turbulenta

### 4.5.1. Objectius

Els mètodes de determinació de la força de resistència a partir de les mesures a l'estela estan basades en el fet de que la resistència  $D$  d'un cos és igual a la pèrdua de quantitat de moviment a l'estela del cos. Per tant, calculant la distribucions de velocitats en l'estela produïda per un perfil NACA 0012 i un cilindre amb un tub Pitot s'ha trobat la resistència aerodinàmica d'aquests dos cossos.

### 4.5.2. Procediment experimental

#### 4.5.2.1. Material utilitzat

- Túnel de vent de circuit obert i subsònic del laboratori SA1
- AFA7 Tub Pitot
- 2 Tubs de PVC per calcular la pressió total i la pressió estàtica
- AF101 Model cilíndric
- 2 Tubs de PVC per connectar a les tomes de pressió del model cilíndric
- AF102 Perfil NACA 0012
- 20 Tubs de PVC per connectar a les tomes de pressió del Perfil NACA 0012
- AFA6 Sistema multicanal d'adquisició de 32 pressions
  - Utilització de 2 canals pel tub Pitot
  - Utilització de 2 canals pel model cilíndric
  - Utilització de 20 canals pel perfil NACA 0012
- VDAS-F sistema d'adquisició de dades
- Software del VDAS-F
- Ordenador

- FH3 MK4 Marc d'instrumentació
- AFA3 Balança de 3 components
- Display module

#### 4.5.2.2. Metodologia

S'ha realitzat l'experiment per 2 models diferents, el model cilíndric i el Perfil NACA 0012.

1. S'ha inserit introduït el model cilíndric a la cambra d'assaig per calcular l'estela produïda pel cilindre, i posteriorment per calcular l'estela del perfil NACA0012 s'ha inserit el perfil.
2. El Tub Pitot s'ha inserit a la part de darrera de la cambra d'assaig.
3. S'ha connectat la presa de pressió Total i estàtica amb el sistema multicanal de 32 pressions als canals 31 i 32 respectivament. Aquesta operació requereix 2 tubs de PVC i 2 adaptadors.
4. Per l'estela del cilindre s'ha connectat la presa de pressió del model cilíndric amb el primer canals del Sistema Multicanal de 32 Pressions. Aquesta operació requereix 1 tub de PVC i 1 adaptador.
5. Per l'estela del Perfil NACA 0012 s'ha connectat les 20 presses de pressió del perfil amb els 20 primers canals del Sistema Multicanal de 32 Pressions. Aquesta operació requereix 20 Tubs de PVC i 1 adaptador
6. S'ha de endollar a la xarxa elèctrica el Sistema Multicanal de 32 pressions i l'VDAS i activar-los.
7. Un cop activat el Sistema Multicanal de 32 pressions s'ha esperat 15 minuts per l'estabilització de l'aparell.
8. Durant el període d'estabilització s'ha encès l'ordenador, activat el Tub Pitot i el endollat el Túnel de Vent a la xarxa elèctrica.
9. Mitjançant el cable USB s'ha connectat el VDAS-F a l'ordenador.
10. S'ha posat en marxa el software del VDAS-F.
11. Es pot apreciar a la pantalla principal del Software del VDAS-F que s'estan rebent dades, si no és així connecta l'opció rebre dades del software.
12. Transcorregut el període d'estabilització s'ha inicialitzat el Sistema Multicanal de 32 pressions.

13. Per aquest experiment s'han calculat gràfics a temps real amb la variació de la Pressió total en funció de la variació del Tub Pitot. El procediment ha consistit en anar baixant la posició del tub Pitot i mirar on comença i on acaba l'estela produïda per cadascun dels models.
14. En el cas del Perfil NACA 00012 l'experiment s'ha fet per diversos angles ( $0^{\circ}$ - $15^{\circ}$  i  $-1^{\circ}$ ,  $-2^{\circ}$  i  $-7^{\circ}$ ); com varia la inclinació del Perfil, l'estela també canvia i per tant s'ha hagut de mirar on comença i on acaba l'estela per cadascun dels graus d'inclinació.
15. En el cas del Model cilíndric únicament s'ha fet un gràfic en temps Real per poder veure on comença l'estela i on acaba.
16. Un cop calculat el principi i final de l'estela per cada grau del Perfil i pel model cilíndric, és fan 10 subdivisions des de l'inici de l'estela fins el final mitjançant el Tub Pitot.
17. S'ha agafat una sèrie de dades per cada subdivisió del tub Pitot realitzada prèviament.
18. Arribat aquest punt ja es va procedir a l'encesa del Túnel de Vent amb una freqüència de 30 Hz.
19. La presa de dades és va dur a terme amb una freqüència de 2 Hz durant 90 segons per cada sèrie.
  - a. Cada inclinació del perfil conté 10 sèries amb diferents posicions del Tub Pitot per calcular l'estela.
  - b. El model cilíndric conté 10 sèries amb diferents posicions del Tub Pitot per calcular l'estela.

### 4.5.3. Teoria necessària per l'experiment

#### 4.5.3.1. Resistència aerodinàmica

La resistència aerodinàmica d'un cos dins d'una corrent de fluid es pot determinar a partir de l'equació integral de la quantitat de moviment **(4. 35)** :

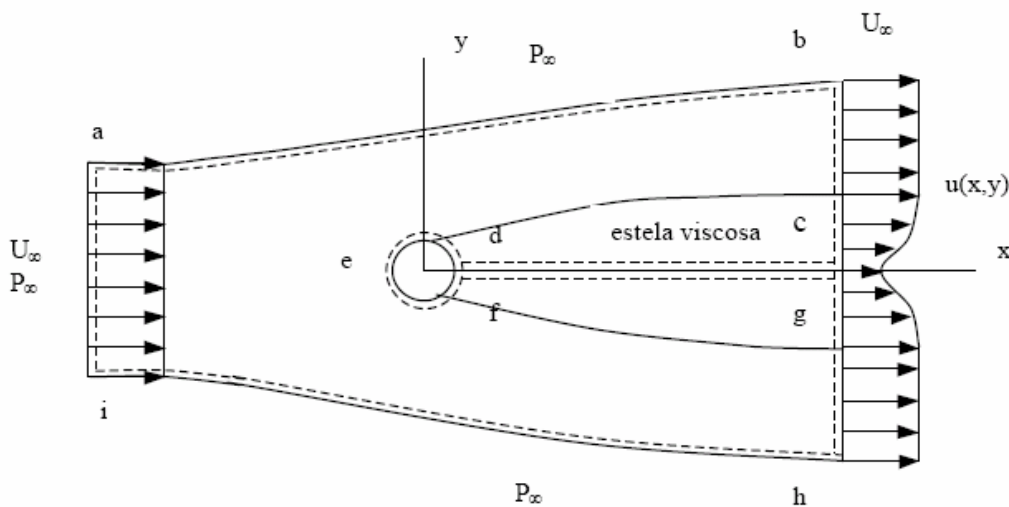
$$\iint_S (\rho V \cdot dS) V + \frac{\partial}{\partial t} \iiint_V \rho V dV = \iiint_V \rho f dV - \iint_S p dS - F_{viscoses} \quad (4. 35)$$

El primer terme de l'esquerra representa la variació temporal de la quantitat de moviment d'un control de volum  $V$ . El següent terme representa la quantitat de moviment del volum de control a través de la superfície  $S$ . El primer terme de la dreta representa las forces de pressió i el següent l'anomenat forces de cos.

Tal i com es considera en aquest projecte, la variació temporal és menyspreable i les forces de cos no es tindran en compte, per tant l'equació esdevé de la següent forma (4. 36):

$$\iint_S (\rho V dS) \mathcal{V} = - \iint_S p dS + F_{viscoses} \quad (4. 36)$$

El plantejament del problema que es tracta en aquest experiment comporta aplicar l'equació anterior en un volum de control com el de la (Fig. 4. 5), on el volum representa el cilindre circular amb el seu eix perpendicular a la direcció del flux. De manera que el corrent a la part esquerra és el corrent de flux lliure i no es veu pertorbat per cap element.



**Fig. 4. 5.** Estela viscosa d'un cilindre

El flux pertorbat per la presència del cilindre provoca que les línies de corrent exterior s'obrin, i a mesura que el flux s'allunya del cilindre s'observa una velocitat  $u(x,y)$ , que indica que la velocitat ja no és uniforme sinó que existeix un dèficit de velocitat en la zona corresponent a l'estela viscosa. Això vol dir que en cada secció de  $x$  posterior al cilindre la velocitat variarà en funció de la ordenada  $y$ .

En els extrems superior i inferior, a una distància suficientment gran com per que els efectes de la estela no es notin, la velocitat recobra el seu valor de corrent sense pertorbar.

El resultat d'aplicar l'equació (4. 36) al citat control de volum és el següent (4. 37):

$$\iint_S (\rho V dS) \mathcal{V} = - \iint_{abhi} P dS - R \quad (4. 37)$$

La força  $R$  sobre el cos és igual i de signe contrari a la força que s'aplica sobre el fluid (4. 38):

$$R = -\iint_S (\rho V dS) V - \iint_{abhi} P dS \quad (4. 38)$$

De forma que la força de resistència vindrà donada de la següent expressió (4. 39):

$$D = R_x = -\iint_S (\rho V dS) V - \iint_{abhi} P dS \quad (4. 39)$$

El volum de control es té que escollir suficientment allunyat del cos per a que la pressió sigui constant, i en aquestes condicions es compleixi que (4. 40):

$$\iint_{abhi} (P dS)_x = 0$$

$$D = -\iint_S (\rho V dS) u = -\int_i^a \rho U_\infty^a dy + \int_h^b \rho u dy \quad (4. 40)$$

Per definició, la velocitat és paral·lela al vector d'àrea en les línies de corrent del contorn *ab*, *hi*, *def*, pel que en aquestes zones es compleix  $SdV=0$ . Per altra banda les contribucions en les línies *cd* i *fg* són iguals i de signe contrari, per tant es cancel·len.

L'equació de continuïtat, per un problema bidimensional és (4. 41):

$$\int_i^a \rho U_\infty dy = \int_h^b \rho u dy \quad (4. 41)$$

Multiplicant l'expressió (4. 41) per  $U_\infty$  s'obté (4. 42),

$$\int_i^a \rho U_\infty^2 dy = \int_h^b \rho U_\infty u dy \quad (4. 42)$$

Finalment s'obté l'expressió de la resistència aerodinàmica D per unitat de longitud del cilindre substituint l'expressió (4. 42) a la (4. 40),

$$D = -\int_h^b \rho u^2 dy + \int_h^b \rho U_\infty u dy = \int_h^b \rho u (U_\infty - u) dy \quad (4. 43)$$

#### 4.5.3.2. Càlcul de l'Estela:

Els mètodes de determinació de la força de resistència a partir de les mesures a l'estela, estan basades en el fet de que la resistència  $D$  d'un cos és igual a la pèrdua de quantitat de moviment a l'estela del cos. Per al cas del fluid bidimensional es podrà expressar de la següent manera:

$$D = \int_{estela} \rho u (U_{\infty} - u) dy \quad (4. 43)$$

On  $u$  és la velocitat que es troba a l'estela i  $U_{\infty}$  és la velocitat de la corrent sense pertorbar. La diferencia entre  $U_{\infty}$  i  $u$  ( $U_{\infty} - u$ ) representa descens de velocitat a l'estela del cos i  $\rho u$  representa el flux màssic.

Els mètodes de mesura a l'estela, tenen l'avantatge que aporten informació sobre el flux a l'estela, mentre que la resta de mètodes es mantenen "cecs" al flux. D'aquesta forma es dona una mesura de la resistència però sense aportar informació del flux. La informació del flux és important de cara a la reducció de la resistència via modificació de la geometria del cos assajat.

#### 4.5.3.3. Mesures de pressió d'estela

Existeixen tres mètodes per calcular la resistència a partir de la pressió de l'estela:

- Mètode de Betz
- Mètode de Jones
- Mètode de Squire i Young

Els dos primers són força similars, encara que el segon és una modificació del primer per tal de facilitar la seva utilització en els procediments experimentals. El tercer està basat en l'aproximació de la capa límit.

El mètode que s'ha triat per fer aquest experiment ha estat el mètode de Jones per ser el més tradicional i aplicat.

#### 4.5.3.4. Mètode de Jones:

Aquest mètode està basat en l'estudi del flux en tres seccions, com les indicades a l'esquema de la figura de sota, (**Fig. 4. 6**) .

- La primera secció correspon al flux sense pertorbar.

- La secció I correspon a l'estela llunyana del cos.
- La secció II correspon a l'estela propera del cos.

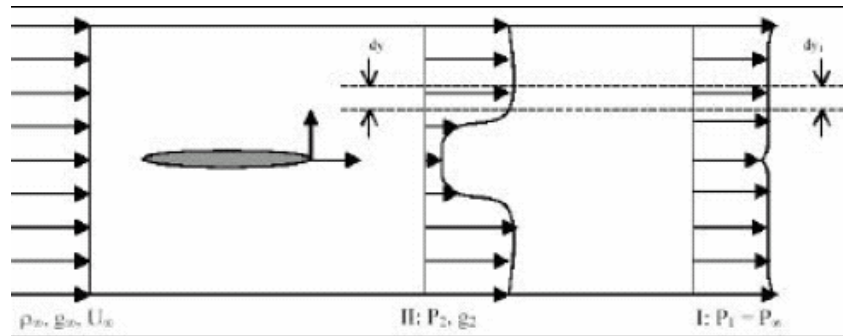


Fig. 4. 6. Esquema del mètode de Jones.

El mètode relaciona les variables de la secció II, habitual de mesura, amb una secció hipotètica I que es troba molt allunyada del cos.

L'equació (4. 44) aplicada a la secció I, condueix a una expressió del tipus:

$$D = \int \rho u_1 (U_\infty - u_1) dy_1 \quad (4. 44)$$

Si, com s'ha considerat en la resta d'aquest treball, es pot considerar la densitat constant, l'equació de la continuïtat entre les seccions I i II queda de la forma (4. 45):

$$u_1 dy_1 = u_2 dy \quad (4. 45)$$

Que al substituir-ho a l'equació (4. 46), ens queda l'expressió:

$$D = \int \rho u_2 (U_\infty - u_1) dy \quad (4. 46)$$

L'equació de Bernoulli ens permet relacionar les pressions totals, que es denoten amb el símbol  $g$ , a les diferents seccions (4. 47):

$$\begin{aligned} P_\infty + \frac{1}{2} \rho U_\infty^2 &= g_\infty \\ P_2 + \frac{1}{2} \rho U_2^2 &= g_2 \\ P_2 + \frac{1}{2} \rho U_2^2 &= g_2 \end{aligned} \quad (4. 47)$$



La pressió total es manté constant entre les seccions I i II, pel que  $g_1=g_2$ . Si s'introdueix les pressions donades per les equacions (4. 47) a l'expressió (4. 46), ens queda (4. 48):

$$D = 2 \int \sqrt{g_2 - P_2} (\sqrt{g_\infty - P_\infty} - \sqrt{g_2 - P_\infty}) dy \quad (4. 48)$$

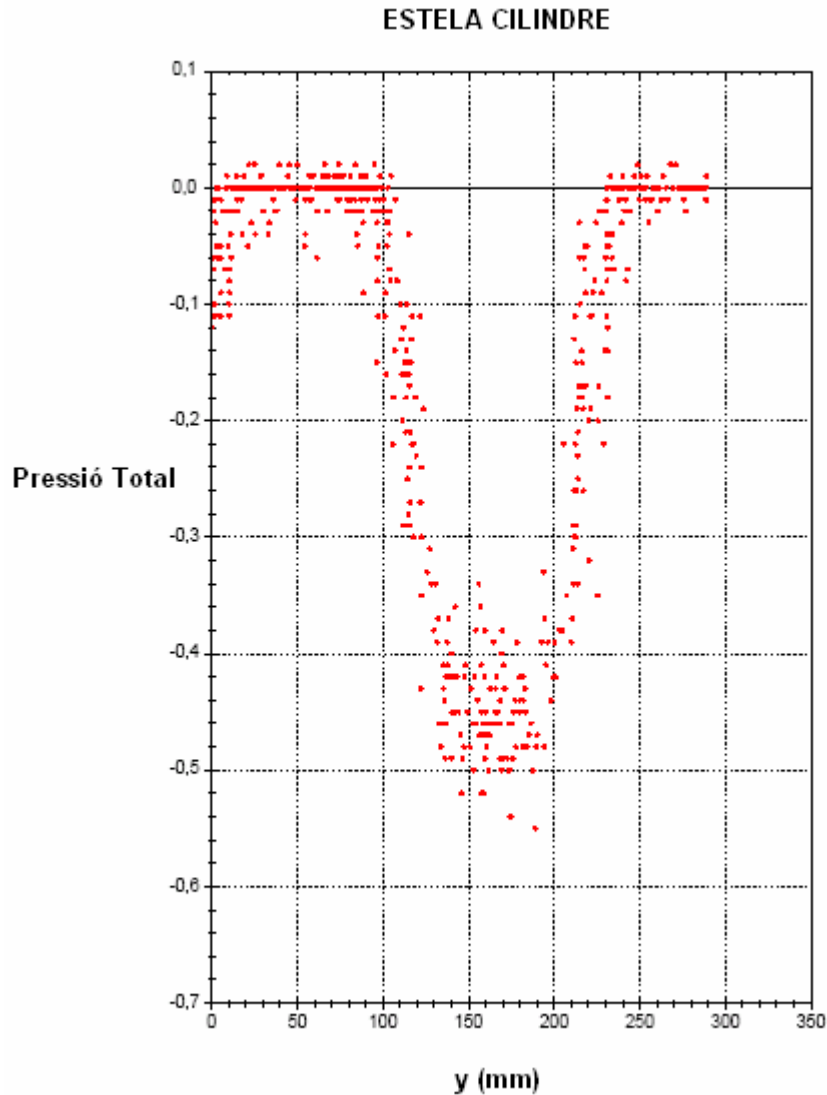
El coeficient de resistència  $C_D$  s'obté adimensionalitzant D amb el producte de  $q_\infty$  per d, on d és la mida característica del cos (diàmetre d'un cilindre, corda d'un perfil, ...) i la pressió dinàmica de forma que (4. 49) :

$$Cd = \frac{2}{d} \int \sqrt{\frac{g_2 - P_2}{q_\infty}} \left( 1 - \sqrt{\frac{g_2 - P_\infty}{q_\infty}} \right) \quad (4. 49)$$

#### 4.5.4. Resultats i comparacions

##### 4.5.4.1. Estela Cilindre

La primera part de l'experiment consisteix en moure el Tub Pitot des de la part superior de la cambra d'assaig fins la inferior, per veure gràficament on és troba exactament l'estela produïda per aquest. (**Gràfic 4. 15**)

**Gràfic 4. 15.** Estela produïda pel cilindre

A continuació es presenta el coeficient de resistència aerodinàmica calculat mitjançant l'estela produïda darrera del cilindre. Les dades obtingudes han segut preses mitjançant el Tub Pitot de l'empresa TQ. **(Taula 4. 13)**

**Taula 4. 13.** Resistència aerodinàmica i coeficient de resistència aerodinàmic

<b>D</b>	4.04
<b>Cd</b>	0.0129

L'observació d'aquest resultat ens confirma la importància de l'efecte de bloqueig, doncs el resultat coincideix amb l'obtingut mitjançant la balança de 3 components. Tanmateix, això ens permet observar que l'error instrumental és molt inferior a la diferència entre la mesura i la predicció teòrica.

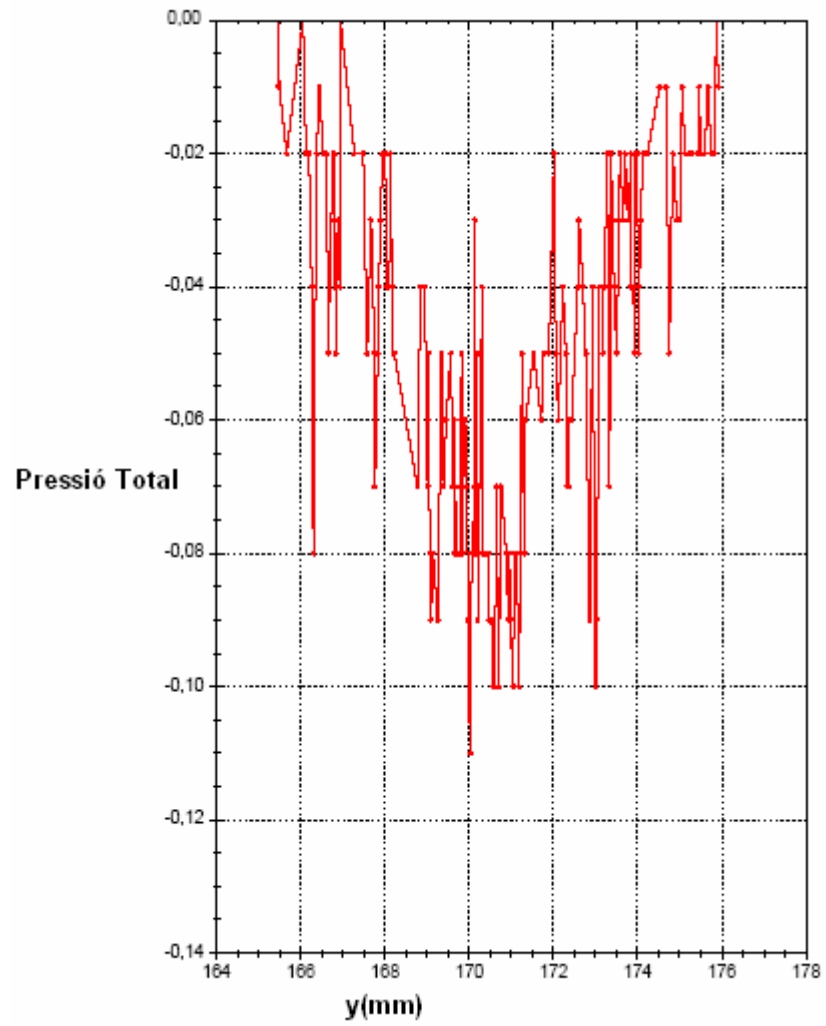
#### 4.5.4.2. Estela Perfil NACA 0012

Igual que per al cilindre, s'ha calculat el coeficient de resistència aerodinàmica produïda pel perfil NACA 0012. Com s'observa a la taula, **(Taula 4. 14)**, el resultat no és completament satisfactori degut a la dificultat de definir el principi de l'estela. Tanmateix, acabar la presa de dades al final de l'estela es força difícil i sovint inexacte; tot i això el resultat obtingut és del mateix ordre que el coeficient de resistència real.

**Taula 4. 14.** Resistència aerodinàmica del perfil

angle	Cd
0	0.0282
1	0.0288
2	0.0287
3	0.0275
4	0.0286
5	0.0301
6	0.0299
7	0.0294
8	0.0316
9	0.0314
10	0.0288
11	0.0273
12	0.0268
13	0.0247
14	0.0200
15	0.0420

A continuació es presenta l'estela produïda pel perfil gràficament. **(Gràfic 4. 16)**

**Gràfic 4. 16.** Estela produïda pel perfil a 3°

## Conclusions

En aquest treball fi de carrera s'ha procedit a integrar en un túnel de vent subsònic un conjunt d'instruments de mesura per tal de permetre la realització de diversos experiments i mesures aerodinàmiques.

L'equipament instal·lat compren:

- Un tub de Pitot, per la mesura de velocitat puntual.
- Una balança de tres components per mesurar la força de sustentació, la força d'arrossegament i el moment de capcineig sobre un objecte o model col·locat a l'interior del flux d'aire.
- Un sistema d'adquisició de dades que permet enregistrar fins a 32 lectures de pressió simultànies

Tanmateix, es disposa de:

- Un perfil aerodinàmic NACA 0012 amb 20 presses de pressió que permet determinar la distribució de pressions al seu voltant.
- Un cilindre amb una pressa de pressió que permet, orientant-lo adequadament, determinar la distribució de pressions al seu voltant.

La tasca realitzada ha tingut, doncs, dues parts ben diferenciades. Inicialment es va procedir a instal·lar la balança de tres components al túnel, es va instal·lar l'equip d'adquisició de dades i es va instal·lar el software de control en un ordinador personal.

En una segona fase es van dissenyar i dur a terme diversos experiments per comprovar el bon funcionament dels equips instal·lats. Els experiments realitzats han estat:

- Calibració de la velocitat del flux a la cambra d'assaig en funció de la potència d'impulsió del ventilador.
- Caracterització de la capa límit a la paret del túnel.
- Càlcul dels coeficients aerodinàmics (sustentació i arrossegament) a partir de la distribució de pressions:
  - En un perfil NACA 0012
  - En un cilindre
- Càlcul dels coeficients aerodinàmics (sustentació i arrossegament) en un cilindre emprant la balança de tres components
- Càlcul dels coeficients aerodinàmics (sustentació i arrossegament) a partir de la perduda de moment lineal a l'estela:
  - En un perfil NACA 0012
  - En un cilindre

Els resultats obtinguts han estat molt satisfactoris. Els equips experimentals s'han instal·lat i s'ha comprovat el seu funcionament. Els experiments han donat en general resultats coincidents amb les prediccions teòriques i/o les dades proporcionades pel subministrador dels equips excepte en el que es refereix a la mesura dels coeficients aerodinàmics. Analitzant les possibles causes d'aquesta discrepància s'ha arribat a la conclusió que és deguda a l'efecte de bloqueig produït per les grans dimensions del perfil NACA 0012 i el

cilindre emprats en les mesures en relació amb les dimensions de la cambra d'assaig del túnel de vent. En favor d'aquesta interpretació cal observar que tot i que els valors obtinguts discrepen de les prediccions teòriques, els valors obtinguts emprant les diverses tècniques experimentals son coherents.

Per completar el treball realitzat s'ha elaborat un conjunt de manuals d'usuari per facilitar la utilització dels equips instal·lats a futurs usuaris, i s'han documentat els experiments realitzats, que poden servir com a referència per a futures pràctiques de laboratori.

En resum, s'ha assolit tots els objectius establerts inicialment per aquest treball fi de carrera.

## Bibliografía

- [1] I. H. Abbott and A. E. Doenhoff, *Theory of Wing Sections: Including a Summary of Airfoil Data*. Dover Publications, 1959,
- [2] J. D. Anderson , *Introduction to Flight*. Boston: McGraw-Hill, 2000,
- [3] J. D. Anderson , *Computational Fluid Dynamics*. New York: McGraw-Hill,
- [4] J. B. Barlow , *Low-Speed Wind Tunnel Testing*. New York: Wiley,
- [5] G. K. Batchelor , *The Theory of Homogeneous Turbulence*. Cambridge: The University Press, 1970,
- [6] A. D. E. L. P. I. V. A. LA MEDIDA, D. DEL COEFICIENTE and R. AERODINÁMICA, "FACULTAD DE CIENCIAS FÍSICAS Departamento de Física Atómica, Molecular y Nuclear,"
- [7] M. O'MEARA and T. MUELLER, "Laminar separation bubble characteristics on an airfoil at low Reynolds numbers," *AIAA J.*, vol. 25, pp. 1033-1041, 1987.
- [8] <http://www.ecs.syr.edu/centers/simfluid/red/af.html>
- [9] [http://observe.arc.nasa.gov/nasa/aero/tunnel/tunnel\\_nasa.html](http://observe.arc.nasa.gov/nasa/aero/tunnel/tunnel_nasa.html)
- [10] [http://observe.arc.nasa.gov/nasa/aero/tunnel/tunnel\\_nasa.html](http://observe.arc.nasa.gov/nasa/aero/tunnel/tunnel_nasa.html)
- [11] <http://es.wikipedia.org/wiki/Wikipedia>
- [12] <http://raphael.mit.edu/Java/>
- [13] <http://www.grec.net/home/cel/dicc.htm>
- [14] <http://macul.ciencias.uchile.cl/~rferrer/aerotot/node33.html>
- [15] [http://www.centennialofflight.gov/essay/Theories\\_of\\_Flight/Skin\\_Friction/TH11.htm](http://www.centennialofflight.gov/essay/Theories_of_Flight/Skin_Friction/TH11.htm)
- [16] <http://history.nasa.gov/SP-367/contents.htm>
- [17] <http://www.aoe.vt.edu/~devenpor/aoe3054/manual/expt3/index.html>







**Escola Politècnica Superior  
de Castelldefels**

UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE CATALUNYA

# ANNEXOS

**TÍTOL DEL TFC/PFC: Integració d'instruments a un Túnel de vent  
Subsònic**

**TITULACIÓ: Aeronàutica**

**AUTORS: Anna Vallespí  
Alba Romero**

**DIRECTORS: Daniel Crespo  
Josep Ignasi Rojas**

**DATA: 6 de Juliol del 2007**



# ÍNDIX

## **ANNEX 1. CÀLCUL DE LA DISTRIBUCIÓ DE PRESSIONS, COEFICIENT DE PRESSIONS, FORCES I COEFICIENTS AERODINÀMICS A UN PERFIL NACA0012 1**

1.1. Resultats a 0° d'inclinació .....	1
1.2. Resultats a 1° d'inclinació .....	4
1.3. Resultats a 2° d'inclinació .....	7
1.4. Resultats a 3° d'inclinació .....	10
1.5. Resultats a 4° d'inclinació .....	13
1.6. Resultats a 5° d'inclinació .....	16
1.7. Resultats a 6° d'inclinació .....	19
1.8. Resultats a 7° d'inclinació .....	22
1.9. Resultats a 8° d'inclinació .....	25
1.10. Resultats a 9° d'inclinació .....	28
1.11. Resultats a 10° d'inclinació .....	31
1.12. Resultats a 11° d'inclinació .....	34
1.13. Resultats a 12° d'inclinació .....	37
1.14. Resultats a 13° d'inclinació .....	40
1.15. Resultats a 14° d'inclinació .....	43
1.16. Resultats a 15° d'inclinació .....	46

## **ANNEX 2. DINÀMICA DE FLUIDS COMPUTACIONAL ..... 49**

## **ANNEX 3. MANUAL PERFIL NACA 0012 ..... 53**

## **ANNEX 4. MANUAL CILINDRE ..... 55**

## **ANNEX 5. MANUAL DEL VDAS (SISTEMA D'ADQUISICIÓ DE DADES). 57**

## **ANNEX 6. MANUAL AFA7 TUB PITOT ..... 59**

## **ANNEX 7. MANUAL BALANÇA DE 3 COMPONENTS ..... 61**

## **ANNEX 8. MANUAL AFA6 (SISTEMA MULTICANAL DE 32 PRESSIONS) 63**

<b>ANNEX 9. MANUAL FH3 MARC D'INSTRUMENTACIÓ .....</b>	<b>65</b>
--	-----------

## ANNEX 1. CÀLCUL DE LA DISTRIBUCIÓ DE PRESSIONS, COEFICIENT DE PRESSIONS, FORCES I COEFICIENTS AERODINÀMICS A UN PERFIL NACA0012

### 1.1. Resultats a 0° d'inclinació

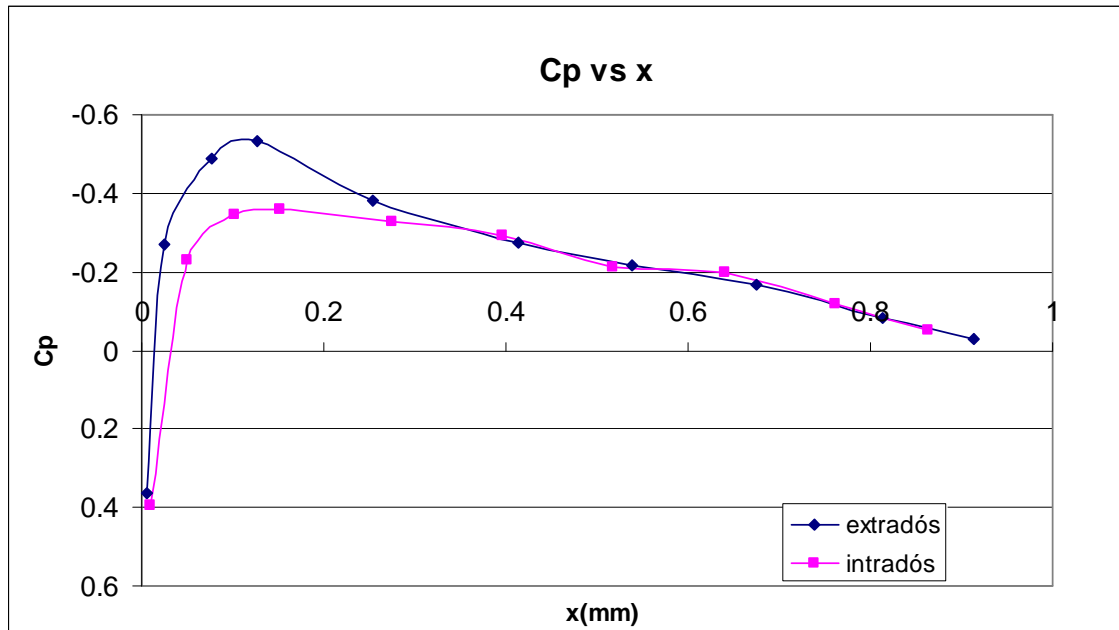
Taula 1. 1. Resultats obtinguts de les variables de corrent lliure

Angle d'inclinació (°)	Pressió Estàtica (Pa)	Pressió Dinàmica (Pa)	Pressió Total (Pa)	Velocitat (m/s)
0	-315.48	313.73	-1.74	22.63

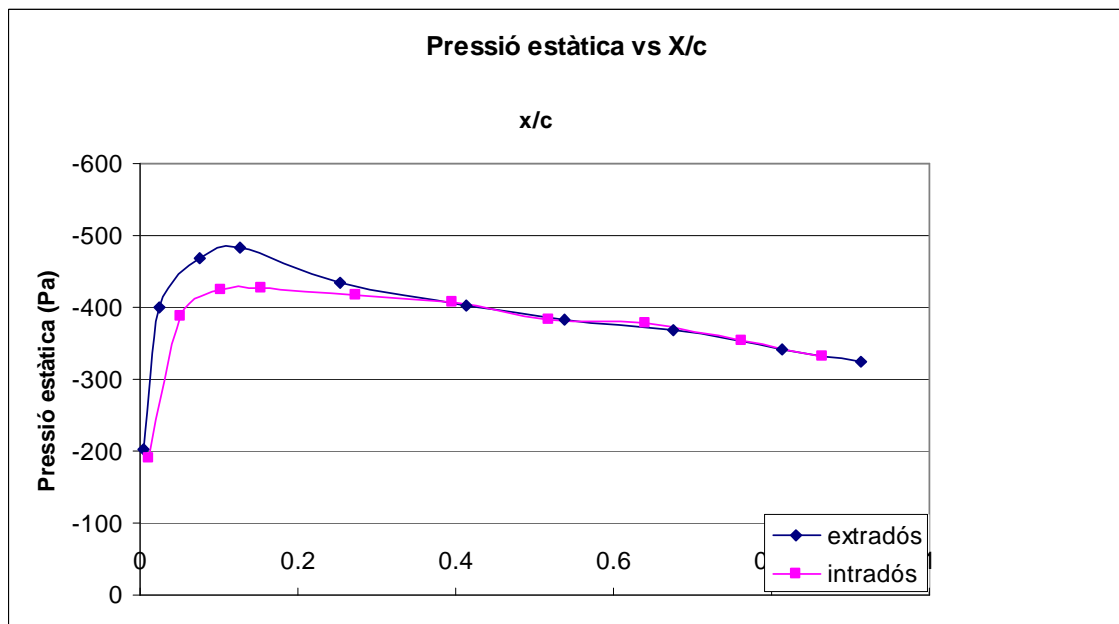
Taula 1. 2. Distribució dels coeficients de pressió i de la pressió obtinguts de les preses de pressió del perfil NACA 0012

x/c	$cp=(p-p_{inf})/q_{inf}$	Lectures de pressió de les preses (Pa)
0.0050	0.3618	-201.96
0.0254	-0.2691	-399.92
0.0762	-0.4886	-468.79
0.1270	-0.5334	-482.84
0.2533	-0.3793	-434.48
0.4133	-0.2746	-401.65
0.5384	-0.2145	-382.79
0.6756	-0.1694	-368.64
0.8128	-0.0838	-341.77
0.9144	-0.0287	-324.48
1	0	0
0.0101	0.3963	-191.14
0.0508	-0.2318	-388.20
0.1016	-0.3445	-423.56
0.1524	-0.3578	-427.75
0.2743	-0.3272	-418.14
0.3962	-0.2915	-406.93
0.5182	-0.2132	-382.39
0.6401	-0.1966	-377.18
0.7620	-0.1183	-352.62
0.8636	-0.0514	-331.62

**Gràfic 1. 1.** Distribució dels coeficients de pressions en funció de la posició normalitzada



**Gràfic 1. 2.** Distribució de la pressió estàtica en funció de la posició normalitzada



**Taula 1. 3.** Resultats de sustentació, resistència aerodinàmica, coeficient de sustentació, coeficient de resistència aerodinàmica i centre de pressions normalitzat.

Sustentació, L (N)	Drag, D (N)	CL	Cd	Xcp
12.82	0.13	0.0408	0.0004	0.082

**Taula 1. 4.** Marge de resultats tenint en compte la desviació estàndard de la pressió estàtica de les presses de pressió

cl + desv Estàndard	Cl	Cl -desv Estàndard	cd - desv Estàndard	Cd	Cd -desv Estàndard
0.0403	0.0408	0.0413	-0.0037	0.0010	0.0045

**Taula 1. 5.** Dades obtingudes a partir de la balança de 3 components

Lift (N)	Drag (N)	Pitch (N)	Cl	Cd
-0.18	0.33	-0.01	-0.0005	0.0010

## 1.2. Resultats a 1º d'inclinació

**Taula 1. 6.** Resultats obtinguts de les variables de corrent lliure

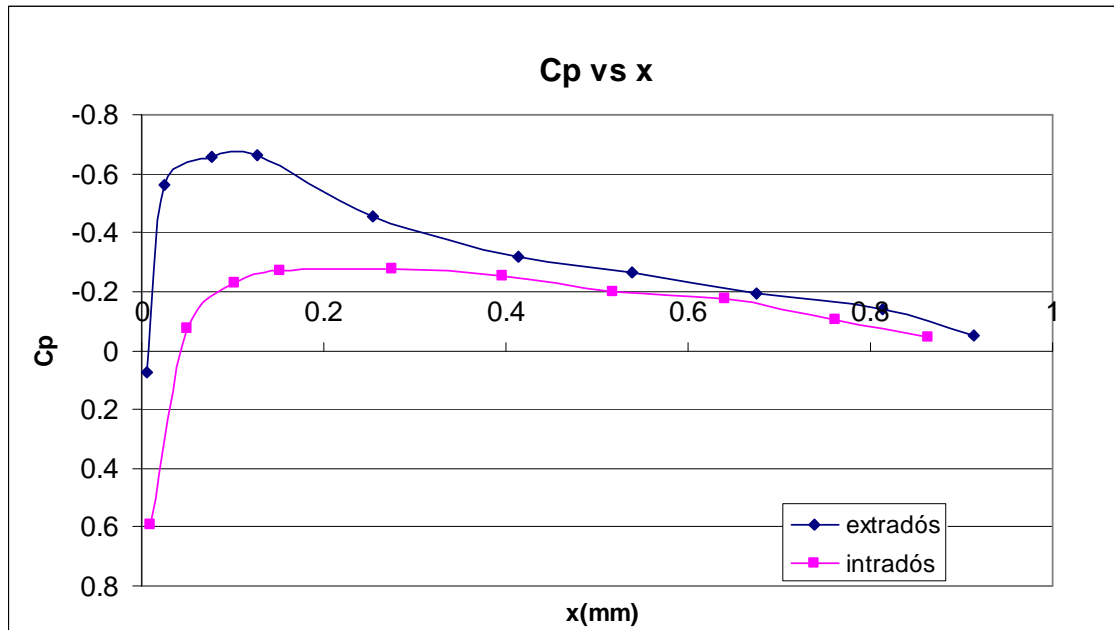
Angle d'inclinació (º)	Pressió Estàtica (Pa)	Pressió Dinàmica (Pa)	Pressió Total (Pa)	Velocitat (m/s)
1	-315.47	313.73	-1.74	22.63

**Taula 1. 7.** Distribució dels coeficients de pressió i de la pressió obtinguts de les preses de pressió del perfil NACA 0012

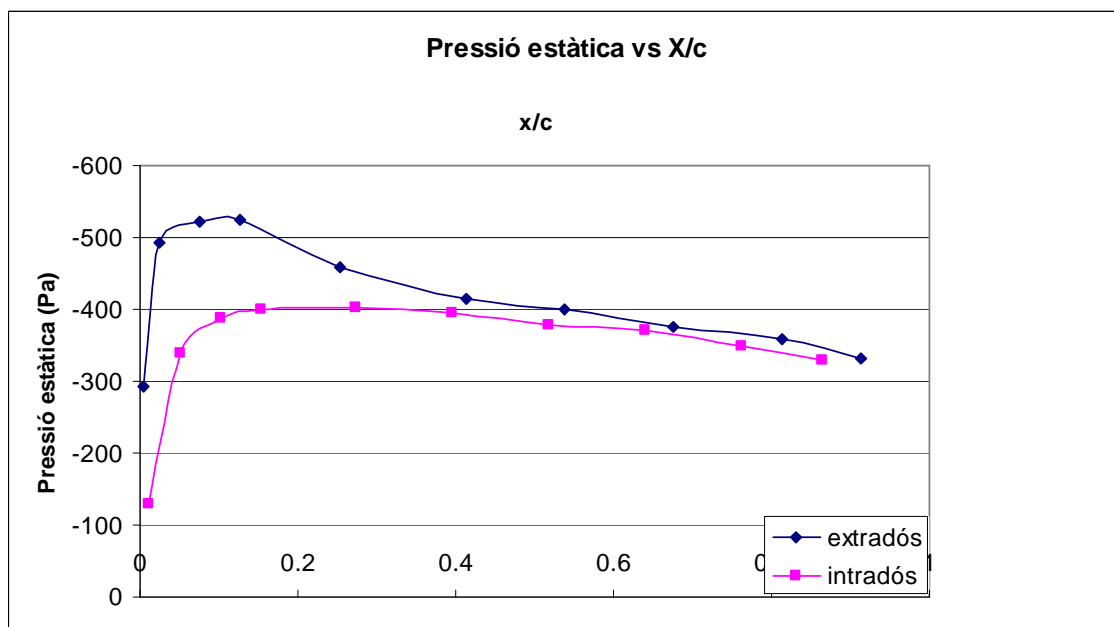
x/c	$c_p = (p - p_{inf}) / q_{inf}$	Lectures de pressió de les preses (Pa)
0.0050	0.0750	-291.94
0.0254	-0.5642	-492.50
0.0762	-0.6594	-522.37
0.1270	-0.6641	-523.84
0.2533	-0.4570	-458.86
0.4133	-0.3153	-414.42
0.5384	-0.2672	-399.30
0.6756	-0.1949	-376.63
0.8128	-0.1369	-358.42
0.9144	-0.0479	-330.51
1	0	0
0.0101	0.5933	-129.32
0.0508	-0.0764	-339.47
0.1016	-0.2299	-387.62
0.1524	-0.2719	-400.79
0.2743	-0.2751	-401.79
0.3962	-0.2548	-395.43
0.5182	-0.2009	-378.51
0.6401	-0.1768	-370.96
0.7620	-0.1037	-348.02
0.8636	-0.0468	-330.17



**Gràfic 1. 3.** Distribució dels coeficients de pressions en funció de la posició normalitzada



**Gràfic 1. 4.** Distribució de la pressió estàtica en funció de la posició normalitzada



**Taula 1. 8.** Resultats de sustentació, resistència aerodinàmica, coeficient de sustentació, coeficient de resistència aerodinàmica i centre de pressions normalitzat.

Sustentació, L (N)	Drag, D (N)	$C_L$	$C_d$	$X_{cp}$
48.00	0.06	0.1530	0.0001	0.219

**Taula 1. 9.** Marge de resultats tenint en compte la desviació estàndard de la pressió estàtica de les presses de pressió.

cl + desv Estàndard	$C_l$	$C_l$ -desv Estàndard	cd - desv Estàndard	$C_d$	$C_d$ -desv Estàndard
0.1477	0.1530	0.1583	-0.0019	0.0010	0.0023

**Taula 1. 10.** Dades obtingudes a partir de la balança de 3 components

Lift (N)	Drag (N)	Pitch (N)	$C_l$	$C_d$
-1.2	0.34	-0.01	-0.0038	0.0010

### 1.3. Resultats a 2° d'inclinació

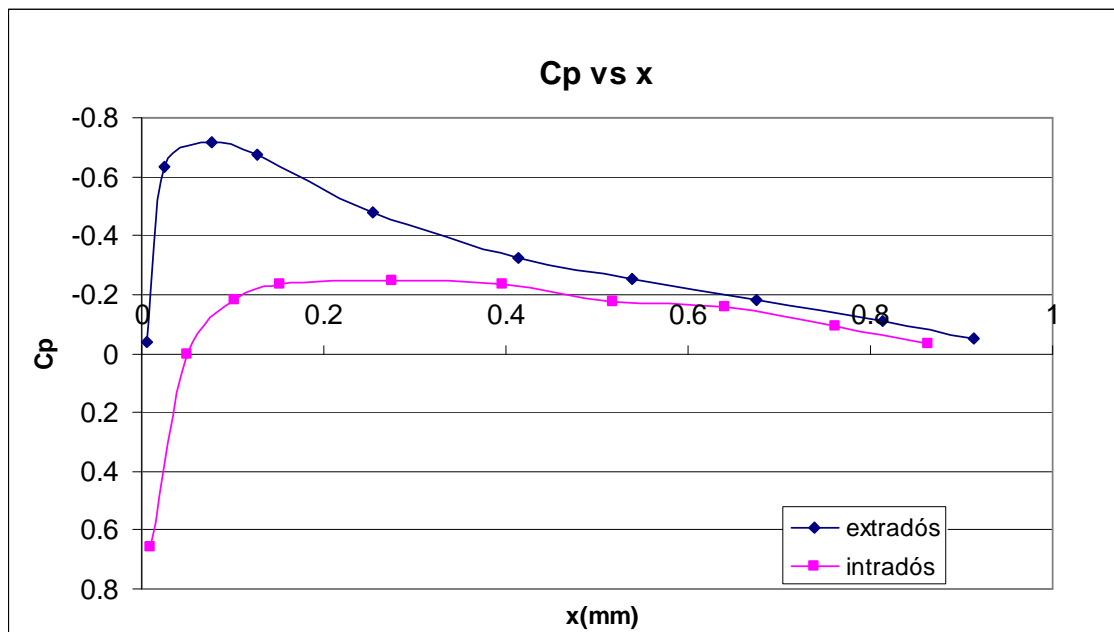
**Taula 1. 11.** Resultats obtinguts de les variables de corrent lliure

Angle d'inclinació (°)	Pressió Estàtica (Pa)	Pressió Dinàmica (Pa)	Pressió Total (Pa)	Velocitat (m/s)
2	-315.47	313.73	-1.74	22.63

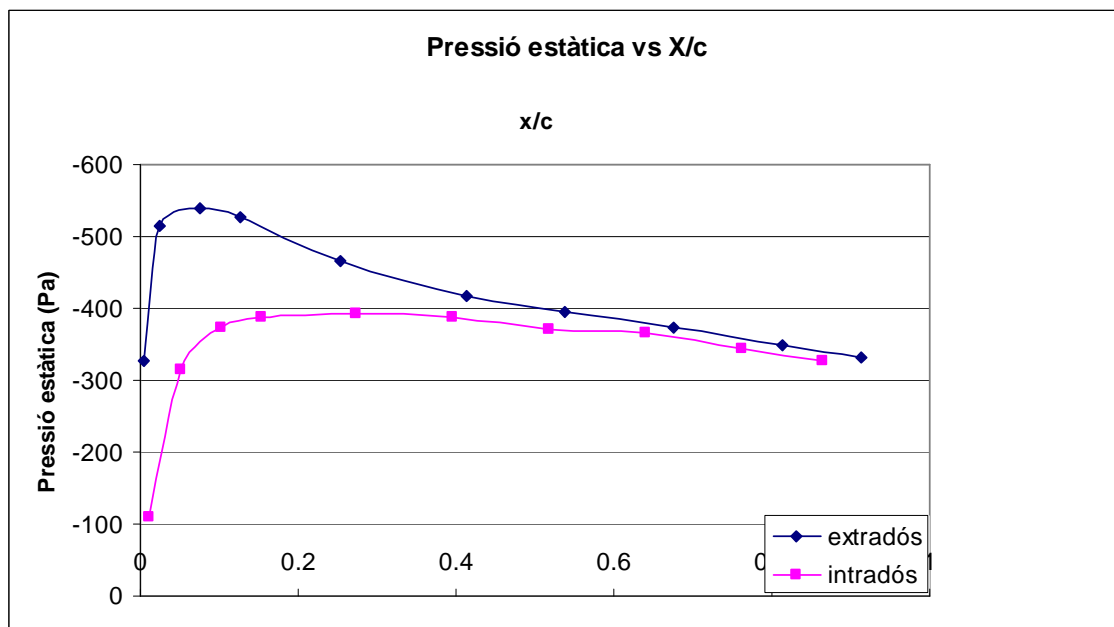
**Taula 1. 12.** Distribució dels coeficients de pressió i de la pressió obtinguts de les preses de pressió del perfil NACA 0012

x/c	$c_p = (p - p_{inf}) / q_{inf}$	Lectures de pressió de les preses (Pa)
0.0050	-0.0357	-326.70
0.0254	-0.6333	-514.18
0.0762	-0.7164	-540.24
0.1270	-0.6727	-526.52
0.2533	-0.4808	-466.32
0.4133	-0.3215	-416.35
0.5384	-0.2516	-394.43
0.6756	-0.1830	-372.91
0.8128	-0.1088	-349.63
0.9144	-0.0506	-331.37
1	0	0
0.0101	0.6543	-110.19
0.0508	0.0032	-314.47
0.1016	-0.1834	-373.01
0.1524	-0.2321	-388.32
0.2743	-0.2438	-391.98
0.3962	-0.2325	-388.43
0.5182	-0.1744	-370.21
0.6401	-0.1599	-365.66
0.7620	-0.0908	-343.96
0.8636	-0.0334	-325.97

**Gràfic 1. 5.** Distribució dels coeficients de pressions en funció de la posició normalitzada



**Gràfic 1. 6.** Distribució de la pressió estàtica en funció de la posició normalitzada



**Taula 1. 13.** Resultats de sustentació, resistència aerodinàmica, coeficient de sustentació, coeficient de resistència aerodinàmica i centre de pressions normalitzat.

Sustentació, L (N)	Drag, D (N)	$C_L$	$C_d$	$X_{cp}$
57.69	0.68	0.1838	0.0021	0.212

**Taula 1. 14.** Marge de resultats tenint en compte la desviació estàndard de la pressió estàtica de les presses de pressió

cl + desv Estàndard	$C_l$	Cl -desv Estàndard	cd - desv Estàndard	$C_d$	Cd -desv Estàndard
0.1951	0.1838	0.1727	-0.0016	0.0011	0.0060

**Taula 1. 15.** Dades obtingudes a partir de la balança de 3 components

Lift	Drag	Pitch	$C_l$	$C_d$
-1.9470	0.3583	-0.0192	-0.0062	0.0011

## 1.4. Resultats a 3° d'inclinació

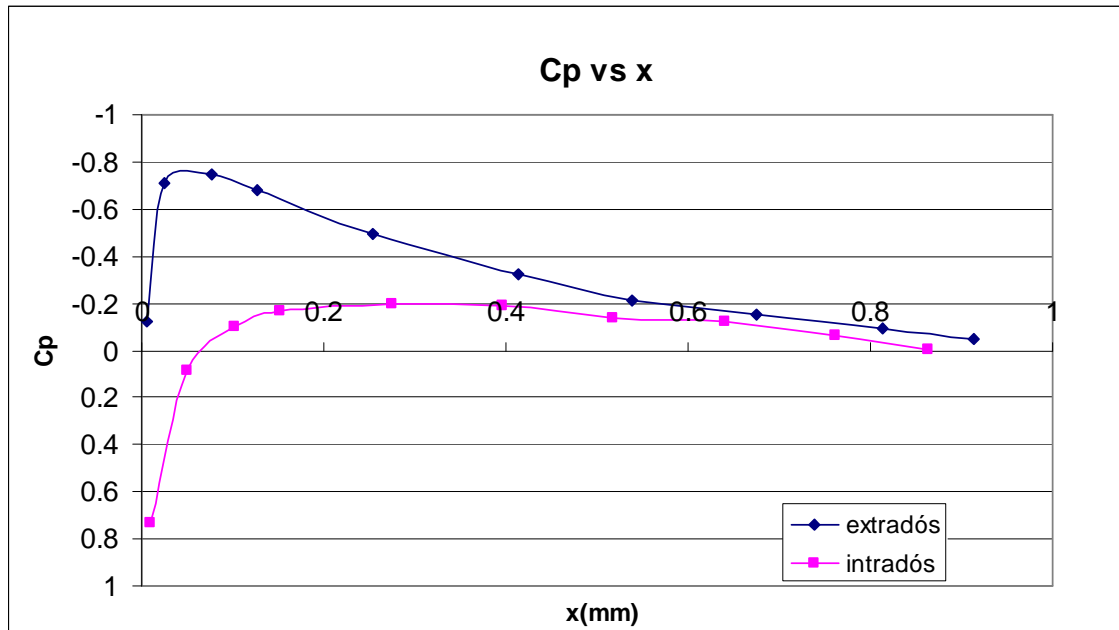
**Taula 1. 16.** Resultats obtinguts de les variables de corrent lliure

Angle d'inclinació (°)	Pressió Estàtica (Pa)	Pressió Dinàmica (Pa)	Pressió Total (Pa)	Velocitat (m/s)
3	-315.47	313.73	-1.74	22.63

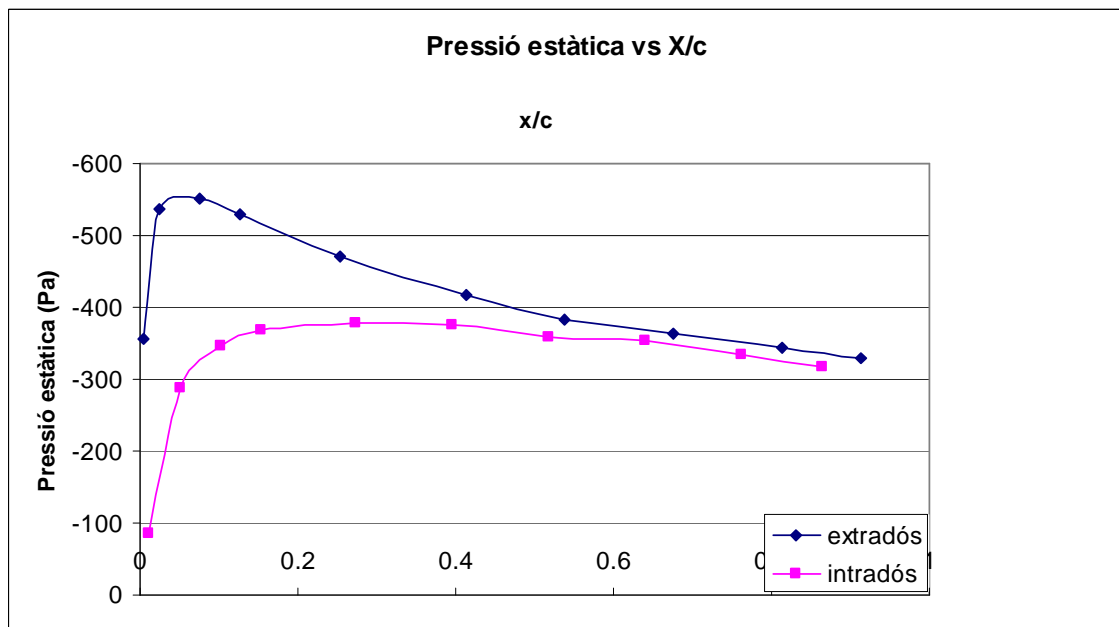
**Taula 1. 17.** Distribució dels coeficients de pressió i de la pressió obtinguts de les preses de pressió del perfil NACA 0012

x/c	$c_p = (p - p_{inf}) / q_{inf}$	Lectures de pressió de les preses (Pa)
0.0050	-0.1255	-354.87
0.0254	-0.7082	-537.66
0.0762	-0.7492	-550.55
0.1270	-0.6806	-529.02
0.2533	-0.4936	-470.34
0.4133	-0.3236	-417.00
0.5384	-0.2132	-382.39
0.6756	-0.1555	-364.28
0.8128	-0.0939	-344.94
0.9144	-0.0448	-329.54
1	0	0
0.0101	0.7317	-85.90
0.0508	0.0867	-288.25
0.1016	-0.0991	-346.57
0.1524	-0.1701	-368.87
0.2743	-0.1991	-377.96
0.3962	-0.1931	-376.06
0.5182	-0.1374	-358.59
0.6401	-0.1226	-353.97
0.7620	-0.0618	-334.86
0.8636	-0.0068	-317.63

**Gràfic 1. 7.** Distribució dels coeficients de pressions en funció de la posició normalitzada



**Gràfic 1. 8.** Distribució de la pressió estàtica en funció de la posició normalitzada



**Taula 1. 18.** Resultats de sustentació, resistència aerodinàmica, coeficient de sustentació, coeficient de resistència aerodinàmica i centre de pressions normalitzat.

Sustentació, L (N)	Drag, D (N)	$C_L$	$C_d$	$X_{cp}$
69.71	1.85	0.2222	0.0059	0.216

**Taula 1. 19.** Marge de resultats tenint en compte la desviació estàndard de la pressió estàtica de les presses de pressió

cl + desv Estàndard	$C_l$	$C_l$ -desv Estàndard	$c_d$ - desv Estàndard	$C_d$	$C_d$ -desv Estàndard
0.2269	0.2222	0.2174	0.0037	0.0011	0.0080

**Taula 1. 20.** Dades obtingudes a partir de la balança de 3 components

Lift (N)	Drag (N)	Pitch (N)	$C_l$	$C_d$
-2.46	0.34	-0.01	-0.0078	0.0011



## 1.5. Resultats a 4° d'inclinació

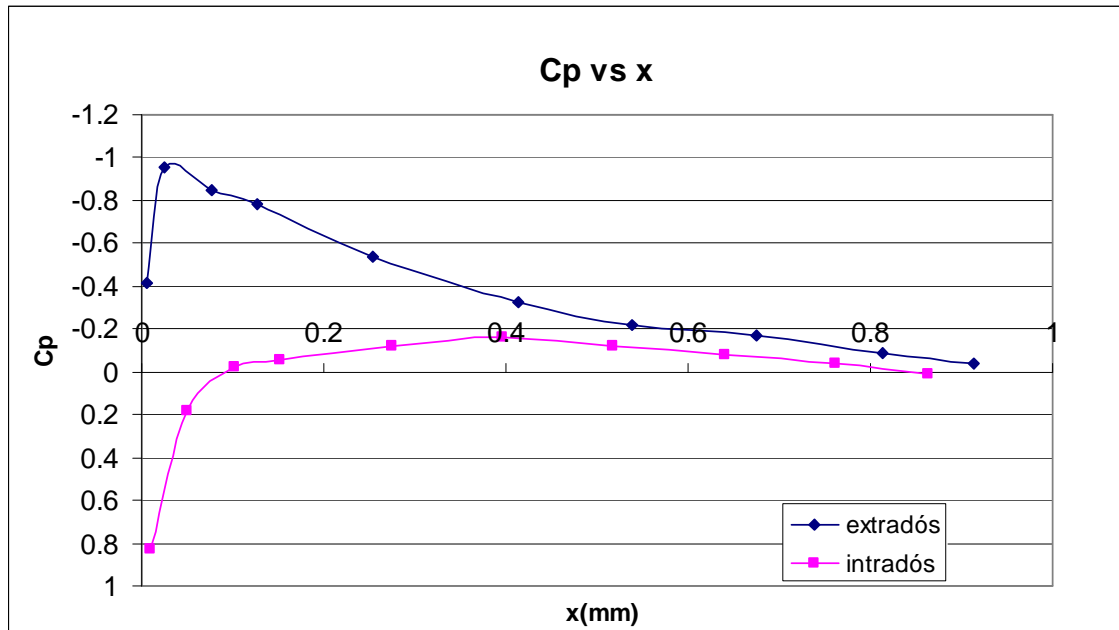
**Taula 1. 21.** Resultats obtinguts de les variables de corrent lliure

Angle d'inclinació (°)	Pressió Estàtica (Pa)	Pressió Dinàmica (Pa)	Pressió Total (Pa)	Velocitat (m/s)
4	-315.47	313.73	-1.74	22.63

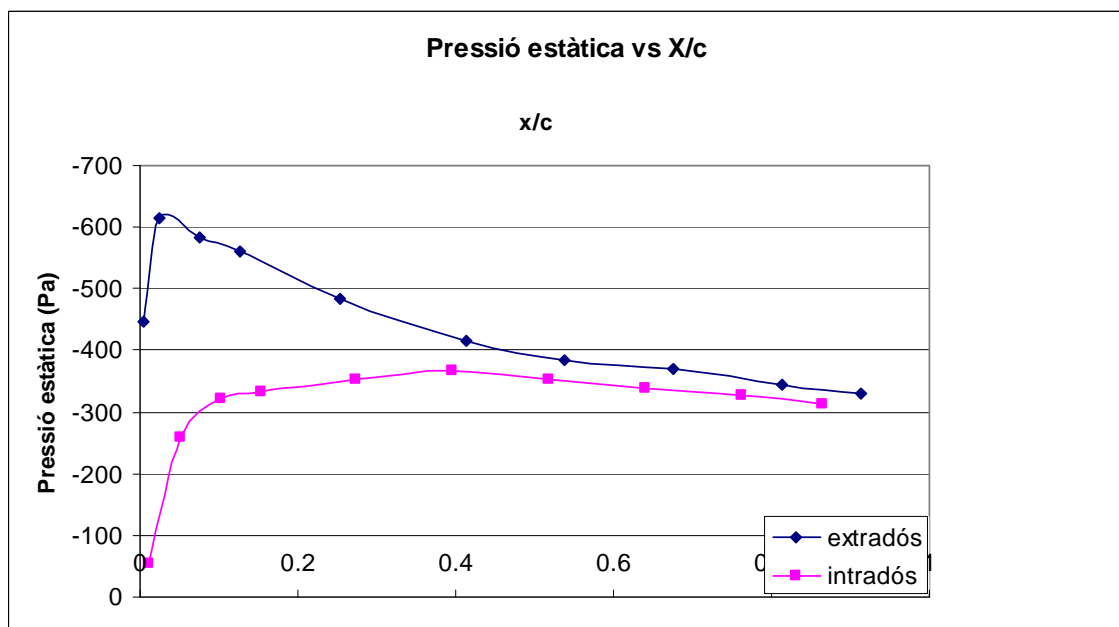
**Taula 1. 22.** Distribució dels coeficients de pressió i de la pressió obtinguts de les preses de pressió del perfil NACA 0012

x/c	$c_p=(p-p_{inf})/q_{inf}$	Lectures de pressió de les preses (Pa)
0.0050	-0.4166	-446.19
0.0254	-0.9553	-615.19
0.0762	-0.8516	-582.68
0.1270	-0.7846	-561.64
0.2533	-0.5369	-483.92
0.4133	-0.3215	-416.37
0.5384	-0.2205	-384.65
0.6756	-0.1707	-369.04
0.8128	-0.0898	-343.65
0.9144	-0.0421	-328.69
1	0	0
0.0101	0.8312	-54.68
0.0508	0.1845	-257.57
0.1016	-0.0209	-322.06
0.1524	-0.0580	-333.67
0.2743	-0.1197	-353.05
0.3962	-0.1630	-366.64
0.5182	-0.1183	-352.59
0.6401	-0.0766	-339.51
0.7620	-0.0359	-326.75
0.8636	0.0096	-312.43

**Gràfic 1. 9.** Distribució dels coeficients de pressions en funció de la posició normalitzada



**Gràfic 1. 10.** Distribució de la pressió estàtica en funció de la posició normalitzada



**Taula 1. 23.** Resultats de sustentació, resistència aerodinàmica, coeficient de sustentació, coeficient de resistència aerodinàmica i centre de pressions normalitzat.

Sustentació, L (N)	Drag, D (N)	CL	Cd	Xcp
95.41	2.93	0.3041	0.0093	0.222

**Taula 1. 24.** Marge de resultats tenint en compte la desviació estàndard de la pressió estàtica de les presses de pressió

cl + desv Estàndard	Cl	Cl -desv Estàndard	cd - desv Estàndard	Cd	Cd -desv Estàndard
0.3076	0.3041	0.3007	0.0084	0.0015	0.0103

**Taula 1. 25.** Dades obtingudes a partir de la balança de 3 components

Lift (N)	Drag (N)	Pitch (N)	Cl	Cd
-3.30	0.49	0.01	-0.0121	0.0015

## 1.6. Resultats a 5° d'inclinació

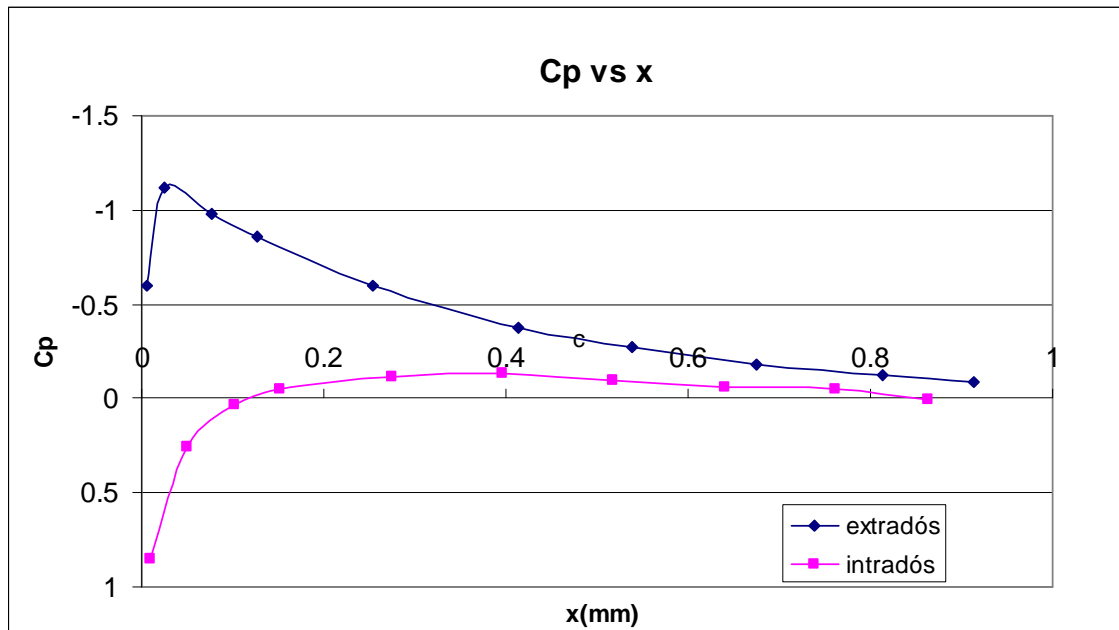
**Taula 1. 26.** Resultats obtinguts de les variables de corrent lliure

Angle d'inclinació (°)	Pressió Estàtica (Pa)	Pressió Dinàmica (Pa)	Pressió Total (Pa)	Velocitat (m/s)
5	-315.47	313.73	-1.747	22.63

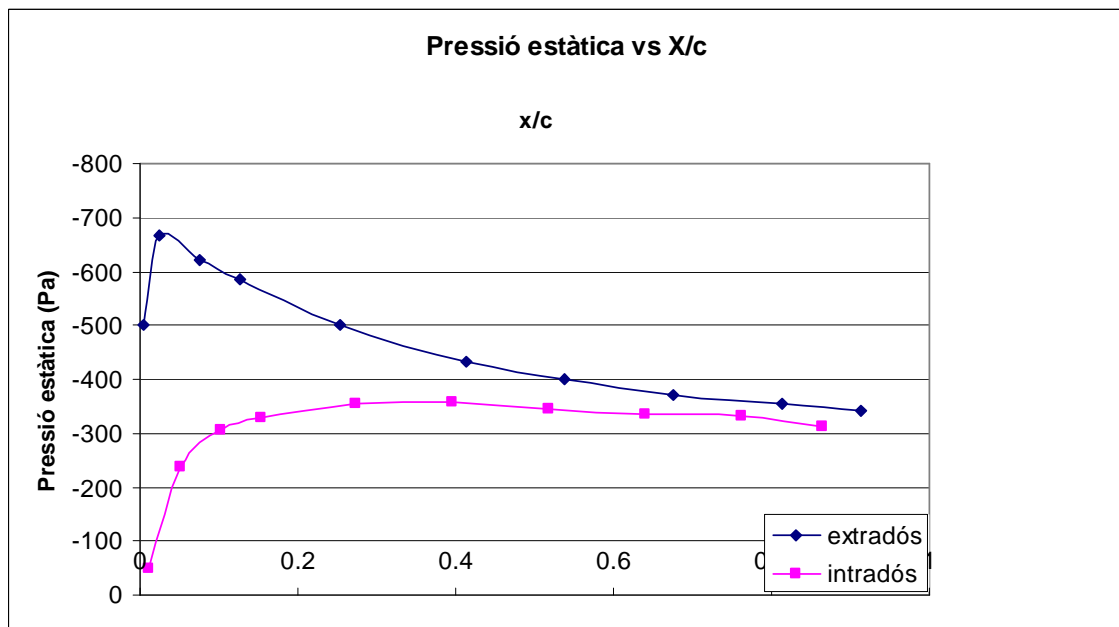
**Taula 1. 27.** Distribució dels coeficients de pressió i de la pressió obtinguts de les preses de pressió del perfil NACA 0012

x/c	$c_p = (p - p_{inf}) / q_{inf}$	Lectures de pressió de les preses (Pa)
0.0050	-0.5956	-502.34
0.0254	-1.1208	-667.10
0.0762	-0.9787	-622.53
0.1270	-0.8578	-584.60
0.2533	-0.5944	-501.97
0.4133	-0.3755	-433.31
0.5384	-0.2686	-399.74
0.6756	-0.1759	-370.69
0.8128	-0.1273	-355.44
0.9144	-0.0832	-341.60
1	0	0
0.0101	0.8519	-48.19
0.0508	0.2539	-235.79
0.1016	0.0345	-304.64
0.1524	-0.0458	-329.86
0.2743	-0.1198	-353.08
0.3962	-0.1318	-356.82
0.5182	-0.0921	-344.38
0.6401	-0.0586	-333.87
0.7620	-0.0523	-331.91
0.8636	0.0095	-312.47

**Gràfic 1. 11.** Distribució dels coeficients de pressions en funció de la posició normalitzada



**Gràfic 1. 12.** Distribució de la pressió estàtica en funció de la posició normalitzada



**Taula 1. 28.** Resultats de sustentació, resistència aerodinàmica, coeficient de sustentació, coeficient de resistència aerodinàmica i centre de pressions normalitzat.

Sustentació, L (N)	Drag, D (N)	$C_L$	$C_d$	$X_{cp}$
116.52	5.25	0.3719	0.0167	0.239

**Taula 1. 29.** Marge de resultats tenint en compte la desviació estàndard de la pressió estàtica de les presses de pressió

cl + desv Estàndard	$C_l$	$C_l$ -desv Estàndard	$c_d$ - desv Estàndard	$C_d$	$C_d$ -desv Estàndard
0.3748	0.3714	0.3678	0.0150	0.0017	0.0184

**Taula 1. 30.** Dades obtingudes a partir de la balança de 3 components

Lift (N)	Drag (N)	Pitch (N)	$C_l$	$C_d$
-3.98	0.54	-0.01	-0.0197	0.0017

## 1.7. Resultats a 6° d'inclinació

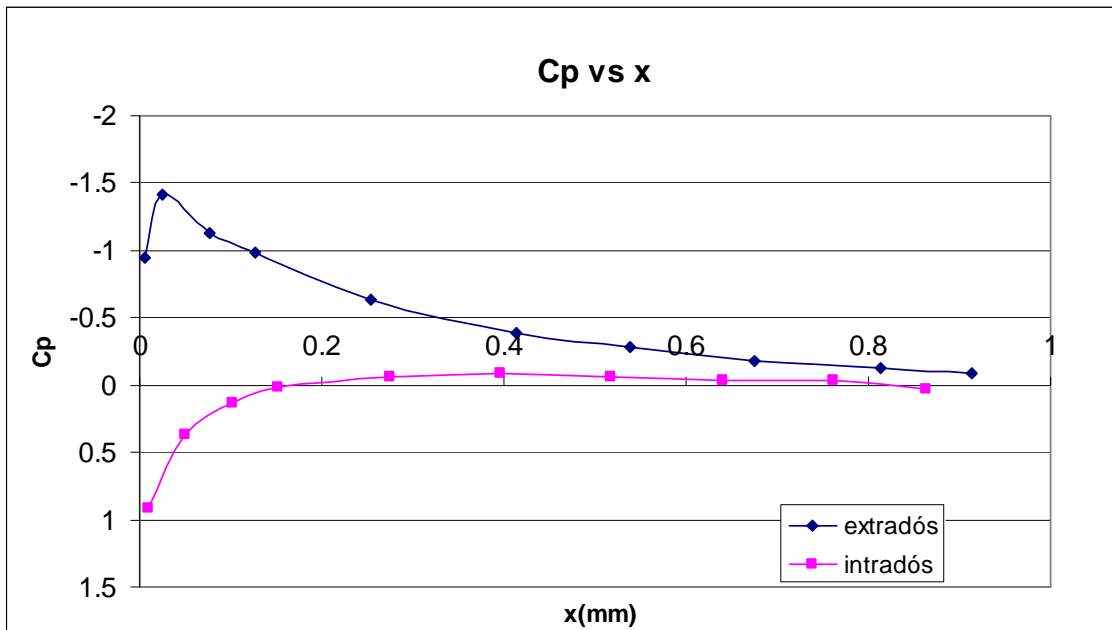
**Taula 1. 31.** Resultats obtinguts de les variables de corrent lliure

Angle d'inclinació (°)	Pressió Estàtica (Pa)	Pressió Dinàmica (Pa)	Pressió Total (Pa)	Velocitat (m/s)
6	-315.47	313.73	-1.74	22.63

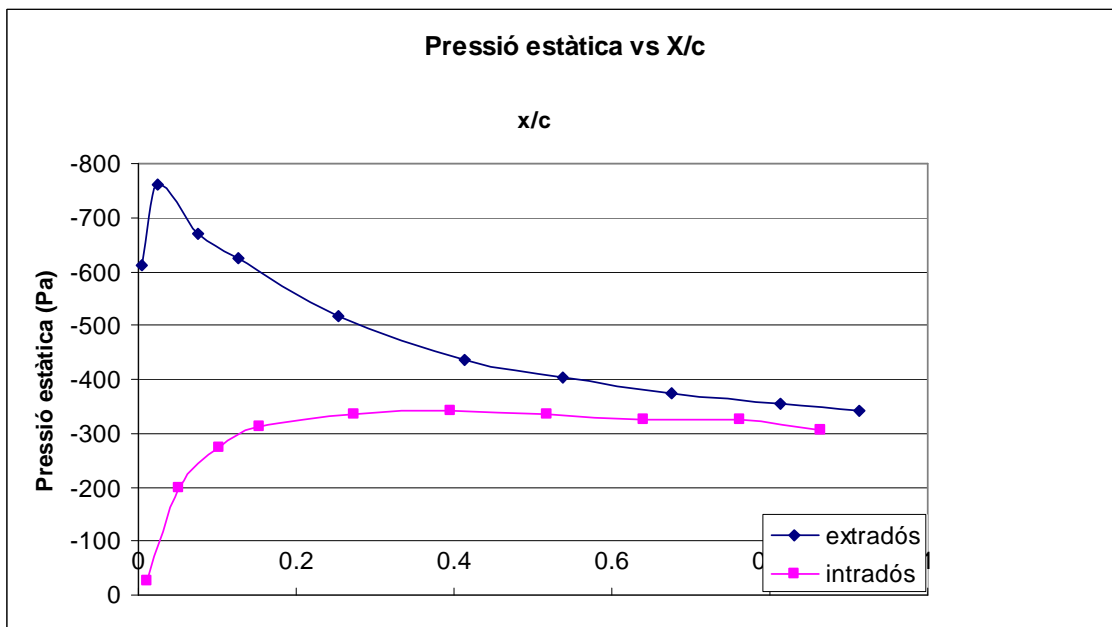
**Taula 1. 32.** Distribució dels coeficients de pressió i de la pressió obtinguts de les preses de pressió del perfil NACA 0012

x/c	$c_p = (p - p_{inf}) / q_{inf}$	Lectures de pressió de les preses (Pa)
0.0050	-0.9423	-611.12
0.0254	-1.4172	-760.09
0.0762	-1.1290	-669.68
0.1270	-0.9814	-623.40
0.2533	-0.6377	-515.55
0.4133	-0.3876	-437.08
0.5384	-0.2762	-402.13
0.6756	-0.1844	-373.33
0.8128	-0.1254	-354.84
0.9144	-0.0849	-342.11
1	0	0
0.0101	0.9193	-27.03
0.0508	0.3714	-198.95
0.1016	0.1336	-273.54
0.1524	0.0156	-310.65
0.2743	-0.0631	-335.28
0.3962	-0.0854	-342.28
0.5182	-0.0608	-334.57
0.6401	-0.0346	-326.36
0.7620	-0.0309	-325.19
0.8636	0.0306	-305.86

**Gràfic 1. 13.** Distribució dels coeficients de pressions en funció de la posició normalitzada



**Gràfic 1. 14.** Distribució de la pressió estàtica en funció de la posició normalitzada





**Taula 1. 33.** Resultats de sustentació, resistència aerodinàmica, coeficient de sustentació, coeficient de resistència aerodinàmica i centre de pressions normalitzat.

Sustentació, L (N)	Drag, D (N)	$C_L$	$C_d$	$X_{cp}$
143.23	7.35	0.4500	0.0234	0.237

**Taula 1. 34.** Marge de resultats tenint en compte la desviació estàndard de la pressió estàtica de les presses de pressió

cl + desv Estàndard	$C_l$	$C_l$ -desv Estàndard	$c_d$ - desv Estàndard	$C_d$	$C_d$ -desv Estàndard
0.4641	0.4565	0.4490	0.0206	0.0019	0.0262

**Taula 1. 35.** Dades obtingudes a partir de la balança de 3 components

Lift	Drag	Pitch	$C_l$	$C_d$
-5.02	0.60	-0.01	-0.0160	0.0019

## 1.8. Resultats a 7° d'inclinació

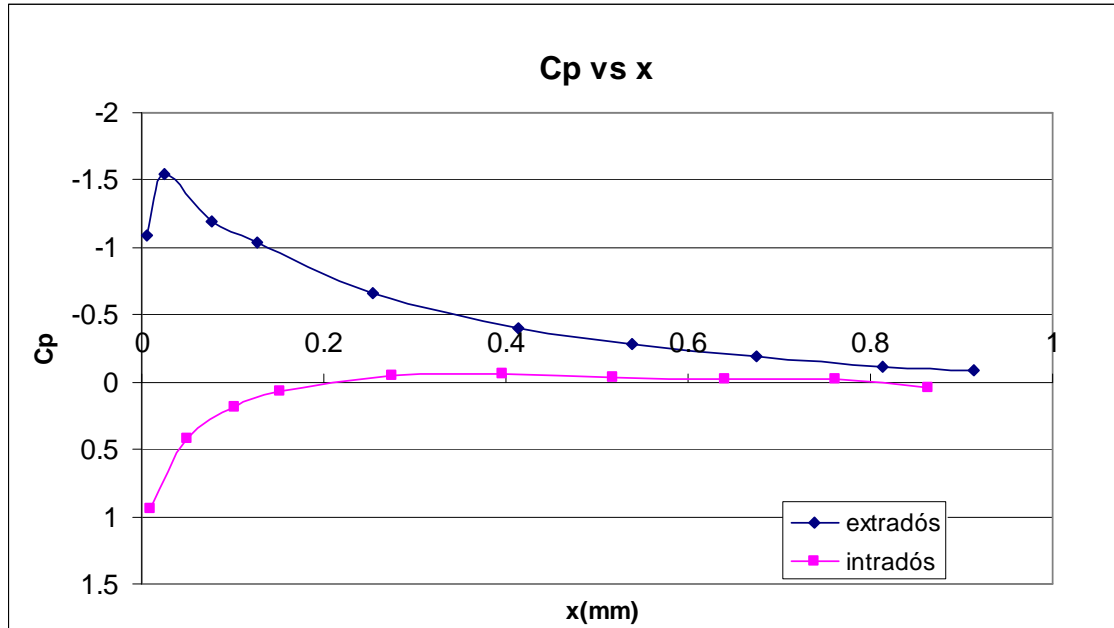
**Taula 1. 36.** Resultats obtinguts de les variables de corrent lliure

Angle d'inclinació (°)	Pressió Estàtica (Pa)	Pressió Dinàmica (Pa)	Pressió Total (Pa)	Velocitat (m/s)
7	-315.47	313.73	-1.74	22.63

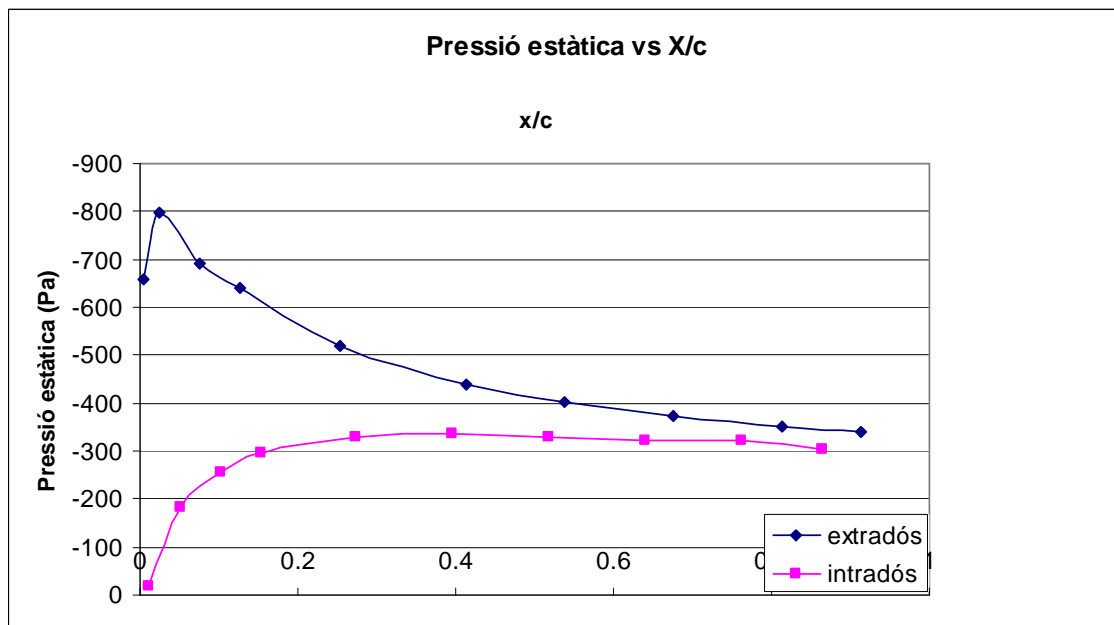
**Taula 1. 37.** Distribució dels coeficients de pressió i de la pressió obtinguts de les preses de pressió del perfil NACA 0012

x/c	$c_p = (p - p_{inf}) / q_{inf}$	Lectures de pressió de les preses (Pa)
0.0050	-1.0929	-658.37
0.0254	-1.5382	-798.08
0.0762	-1.1952	-690.45
0.1270	-1.0321	-639.28
0.2533	-0.6543	-520.77
0.4133	-0.3941	-439.14
0.5384	-0.2768	-402.32
0.6756	-0.1874	-374.27
0.8128	-0.1162	-351.95
0.9144	-0.0840	-341.85
1	0	0
0.0101	0.9447	-19.07
0.0508	0.4238	-182.50
0.1016	0.1849	-257.46
0.1524	0.0659	-294.79
0.2743	-0.0468	-330.16
0.3962	-0.0670	-336.51
0.5182	-0.0386	-327.61
0.6401	-0.0209	-322.04
0.7620	-0.0196	-321.65
0.8636	0.0433	-301.87

**Gràfic 1. 15.** Distribució dels coeficients de pressions en funció de la posició normalitzada



**Gràfic 1. 16.** Distribució de la pressió estàtica en funció de la posició normalitzada



**Taula 1. 38.** Resultats de sustentació, resistència aerodinàmica, coeficient de sustentació, coeficient de resistència aerodinàmica i centre de pressions normalitzat.

Sustentació, L (N)	Drag, D (N)	$C_l$	$C_d$	$X_{cp}$
155.18	10.12	0.4946	0.0322	0.236

**Taula 1. 39.** Marge de resultats tenint en compte la desviació estàndard de la pressió estàtica de les presses de pressió

$c_l + \text{desv Estàndard}$	$C_l$	$C_l - \text{desv Estàndard}$	$c_d - \text{desv Estàndard}$	$C_d$	$C_d - \text{desv Estàndard}$
0.4975	0.4946	0.4912	0.0302	0.0019	0.0342

**Taula 1. 40.** Dades obtingudes a partir de la balança de 3 components

Lift (N)	Drag (N)	Pitch (N)	$C_l$	$C_d$
-5.41	0.62	0.01	-0.0165	0.0019

## 1.9. Resultats a 8° d'inclinació

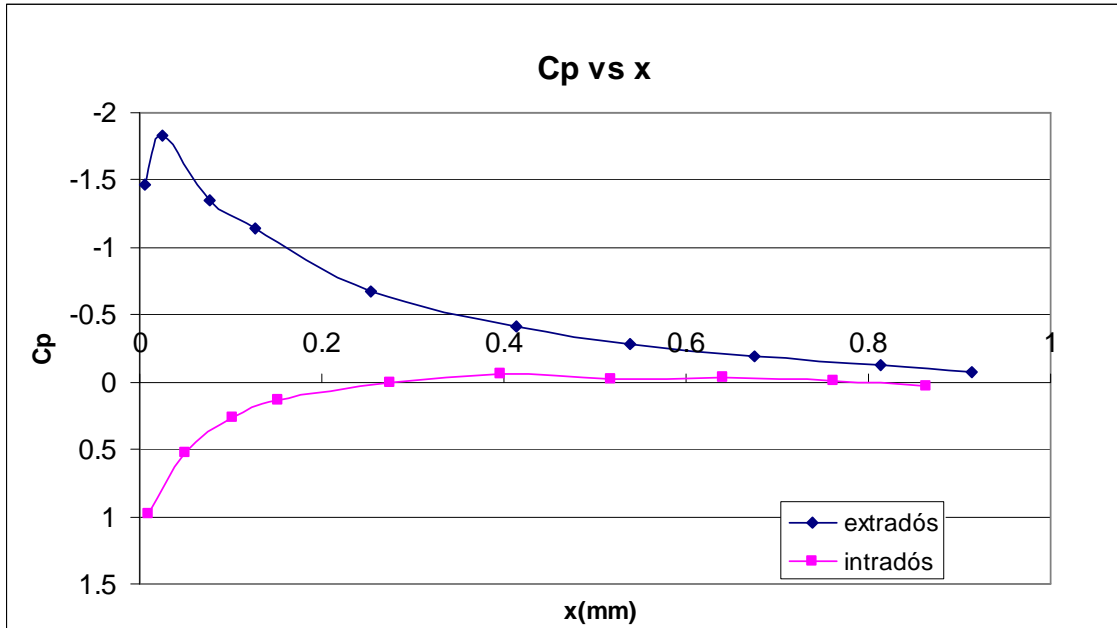
**Taula 1. 41.** Resultats obtinguts de les variables de corrent lliure

Angle d'inclinació (°)	Pressió Estàtica (Pa)	Pressió Dinàmica (Pa)	Pressió Total (Pa)	Velocitat (m/s)
8	-315.47	313.73	-1.74	22.63

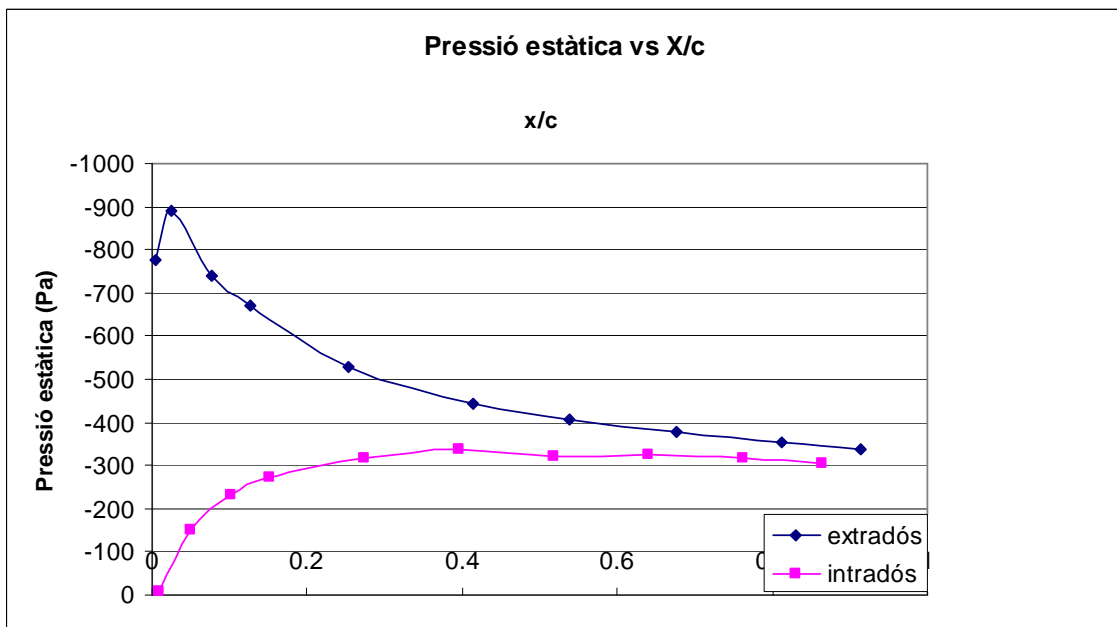
**Taula 1. 42.** Distribució dels coeficients de pressió i de la pressió obtinguts de les preses de pressió del perfil NACA 0012

x/c	$c_p = (p - p_{inf}) / q_{inf}$	Lectures de pressió de les preses (Pa)
0.0050	-1.4653	-775.21
0.0254	-1.8269	-888.63
0.0762	-1.3509	-739.31
0.1270	-1.1348	-671.51
0.2533	-0.6764	-527.69
0.4133	-0.4112	-444.48
0.5384	-0.2878	-405.77
0.6756	-0.1969	-377.26
0.8128	-0.1206	-353.34
0.9144	-0.0707	-337.67
1	0	0
0.0101	0.9773	-8.84
0.0508	0.5235	-151.23
0.1016	0.2666	-231.81
0.1524	0.1375	-272.32
0.2743	0.0007	-315.24
0.3962	-0.0644	-335.69
0.5182	-0.0226	-322.59
0.6401	-0.0297	-324.81
0.7620	-0.0057	-317.29
0.8636	0.0355	-304.32

**Gràfic 1. 17.** Distribució dels coeficients de pressions en funció de la posició normalitzada



**Gràfic 1. 18.** Distribució de la pressió estàtica en funció de la posició normalitzada



**Taula 1. 43.** Resultats de sustentació, resistència aerodinàmica, coeficient de sustentació, coeficient de resistència aerodinàmica i centre de pressions normalitzat.

Sustentació, L (N)	Drag, D (N)	Cl	Cd	Xcp
174.93	12.90	0.5575	0.0411	0.225

**Taula 1. 44.** Marge de resultats tenint en compte la desviació estàndard de la pressió estàtica de les presses de pressió

cl + desv Estàndard	Cl	Cl -desv Estàndard	cd - desv Estàndard	Cd	Cd -desv Estàndard
0.5633	0.5575	0.5512	0.0391	0.0023	0.0431

**Taula 1. 45.** Dades obtingudes a partir de la balança de 3 components

Lift (N)	Drag (N)	Pitch (N)	Cl	Cd
-6.21	0.74	0.01	-0.010	0.0023

## 1.10. Resultats a 9° d'inclinació

**Taula 1. 46.** Resultats obtinguts de les variables de corrent lliure

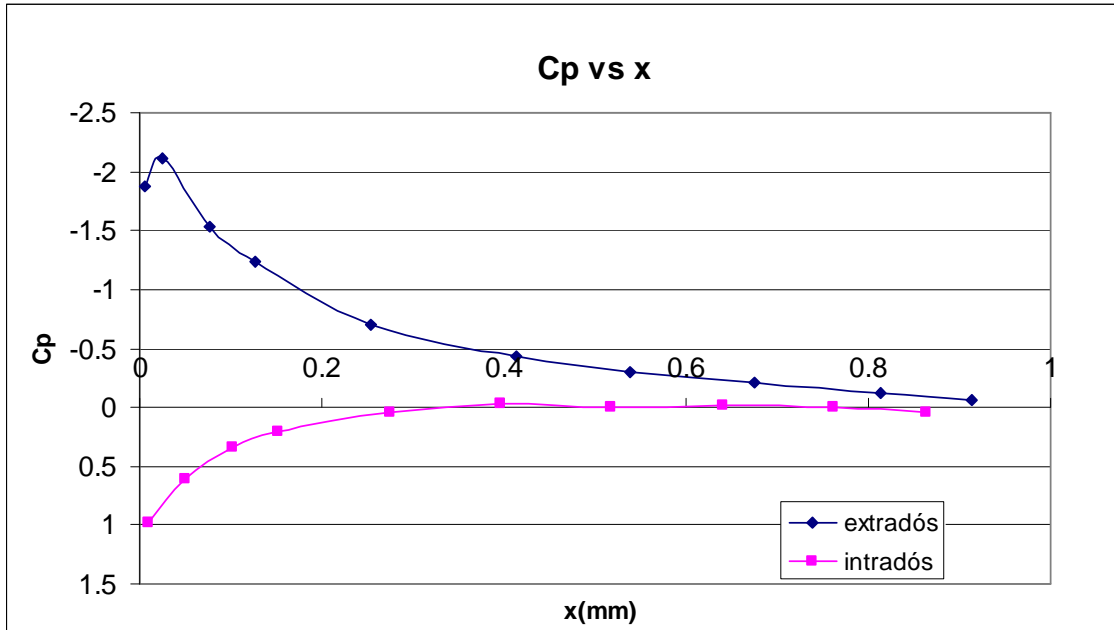
Angle d'inclinació (°)	Pressió Estàtica (Pa)	Pressió Dinàmica (Pa)	Pressió Total (Pa)	Velocitat (m/s)
9	-315.47	313.73	-1.74	22.63

**Taula 1. 47.** Distribució dels coeficients de pressió i de la pressió obtinguts de les preses de pressió del perfil NACA 0012

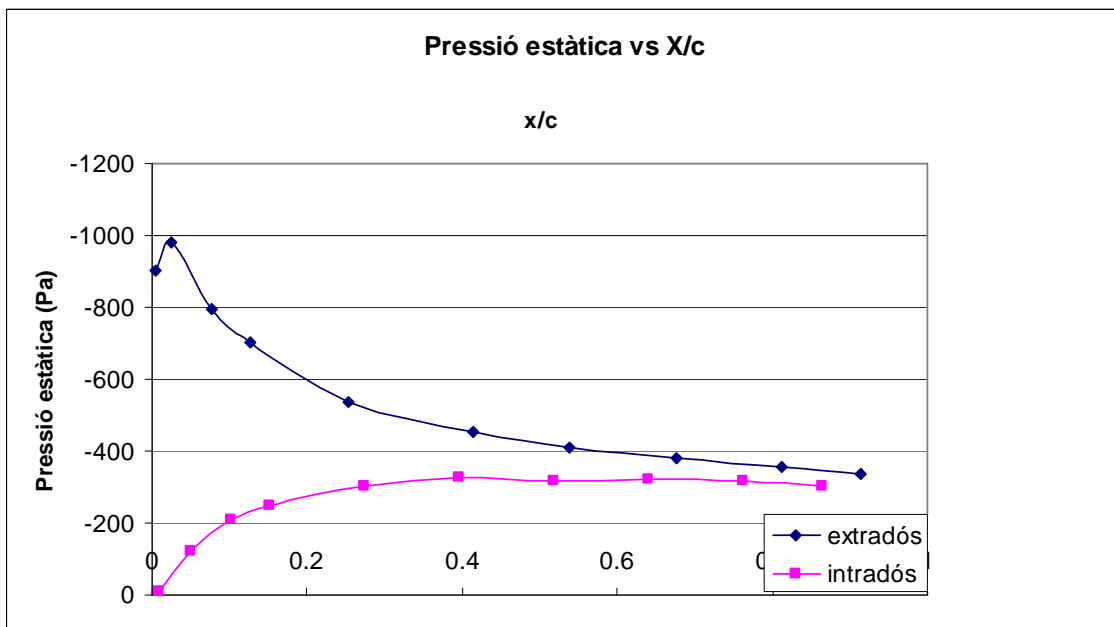
x/c	$c_p = (p - p_{inf}) / q_{inf}$	Lectures de pressió de les preses (Pa)
0.0050	-1.8681	-901.56
0.0254	-2.1133	-978.51
0.0762	-1.5316	-796.01
0.1270	-1.2312	-701.74
0.2533	-0.7011	-535.45
0.4133	-0.4401	-453.57
0.5384	-0.3061	-411.52
0.6756	-0.2034	-379.31
0.8128	-0.1222	-353.82
0.9144	-0.0623	-335.04
1	0	0
0.0101	0.9802	-7.93
0.0508	0.6121	-123.43
0.1016	0.3420	-208.18
0.1524	0.2051	-251.10
0.2743	0.0488	-300.15
0.3962	-0.0326	-325.73
0.5182	0.0016	-314.96
0.6401	-0.0146	-320.07
0.7620	-3.5069E-05	-315.48
0.8636	0.0358	-304.23



**Gràfic 1. 19.** Distribució dels coeficients de pressions en funció de la posició normalitzada



**Gràfic 1. 20.** Distribució de la pressió estàtica en funció de la posició normalitzada



**Taula 1. 48.** Resultats de sustentació, resistència aerodinàmica, coeficient de sustentació, coeficient de resistència aerodinàmica i centre de pressions normalitzat.

Sustentació, L (N)	Drag, D (N)	Cl	Cd	Xcp
197.65	16.28	0.6300	0.0519	0.221

**Taula 1. 49.** Marge de resultats tenint en compte la desviació estàndard de la pressió estàtica de les presses de pressió

cl + desv Estàndard	Cl	Cl -desv Estàndard	cd - desv Estàndard	Cd	Cd -desv Estàndard
0.6386	0.6300	0.6206	0.0483	0.0025	0.0554

**Taula 1. 50.** Dades obtingudes a partir de la balança de 3 components

Lift (N)	Drag (N)	Pitch (N)	Cl	Cd
-7.20	0.79	-0.01	-0.0229	0.0025

## 1.11. Resultats a 10° d'inclinació

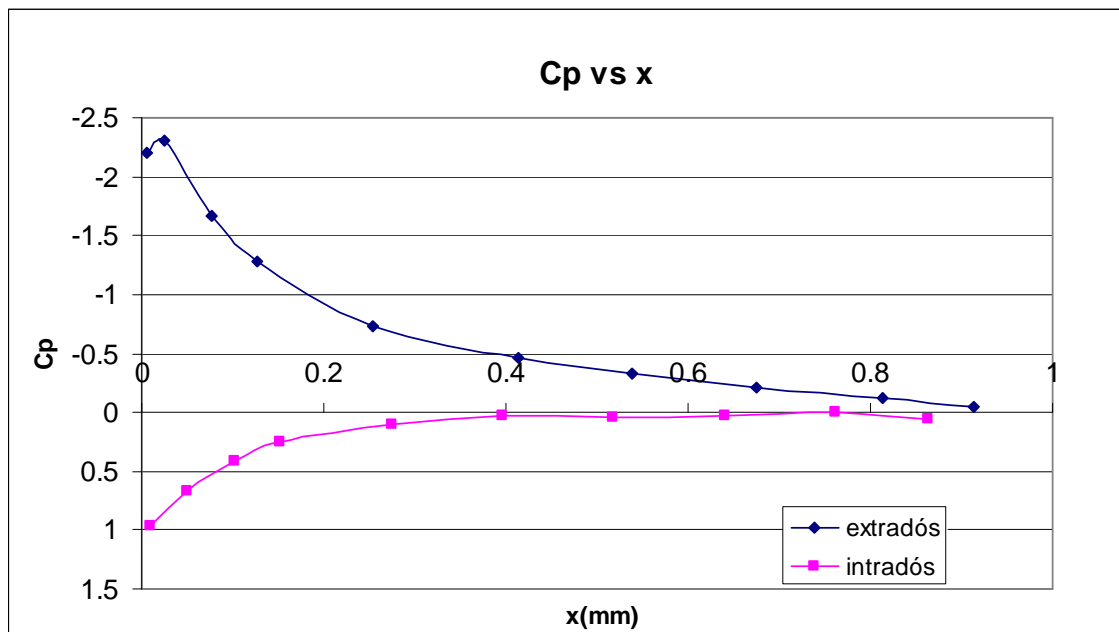
**Taula 1. 51.** Resultats obtinguts de les variables de corrent lliure

Angle d'inclinació (°)	Pressió Estàtica (Pa)	Pressió Dinàmica (Pa)	Pressió Total (Pa)	Velocitat (m/s)
10	-315.47	313.73	-1.74	22.63

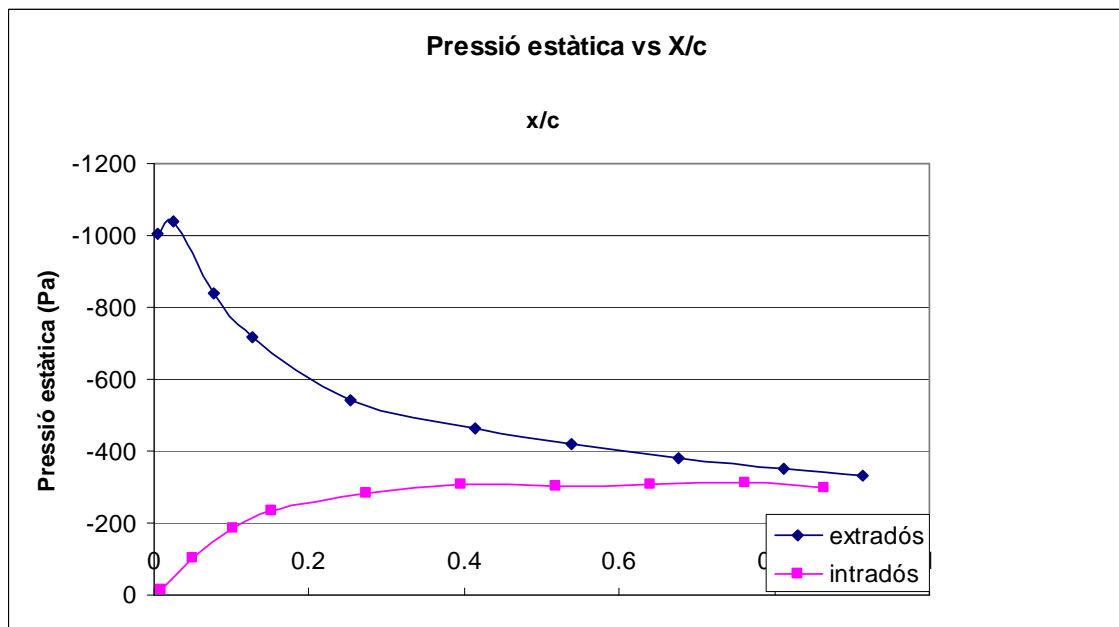
**Taula 1. 52.** Distribució dels coeficients de pressió i de la pressió obtinguts de les preses de pressió del perfil NACA 0012

x/c	$c_p = (p - p_{inf}) / q_{inf}$	Lectures de pressió de les preses (Pa)
0.0050	-2.1973	-1004.84
0.0254	-2.3111	-1040.56
0.0762	-1.6743	-840.76
0.1270	-1.2827	-717.91
0.2533	-0.7276	-543.76
0.4133	-0.4662	-461.75
0.5384	-0.3246	-417.34
0.6756	-0.2031	-379.19
0.8128	-0.1138	-351.19
0.9144	-0.0502	-331.23
1	0	0
0.0101	0.9600	-14.29
0.0508	0.6725	-104.46
0.1016	0.4077	-187.56
0.1524	0.2536	-235.90
0.2743	0.1023	-283.37
0.3962	0.0225	-308.40
0.5182	0.0416	-302.41
0.6401	0.0245	-307.77
0.7620	0.0039	-314.24
0.8636	0.0515	-299.30

**Gràfic 1. 21.** Distribució dels coeficients de pressions en funció de la posició normalitzada



**Gràfic 1. 22.** Distribució de la pressió estàtica en funció de la posició normalitzada



**Taula 1. 53.** Resultats de sustentació, resistència aerodinàmica, coeficient de sustentació, coeficient de resistència aerodinàmica i centre de pressions normalitzat.

Sustentació, L (N)	Drag, D (N)	Cl	Cd	Xcp
218.29	20.46	0.6957	0.0652	0.224

**Taula 1. 54.** Marge de resultats tenint en compte la desviació estàndard de la pressió estàtica de les presses de pressió

cl + desv Estàndard	Cl	Cl -desv Estàndard	cd - desv Estàndard	Cd	Cd -desv Estàndard
0.6980	0.6957	0.6920	0.0638	0.0027	0.0666

**Taula 1. 55.** Dades obtingudes a partir de la balança de 3 components

Lift (N)	Drag (N)	Pitch (N)	Cl	Cd
-8.13	0.86	-0.01	-0.0259	0.0027

## 1.12. Resultats a 11° d'inclinació

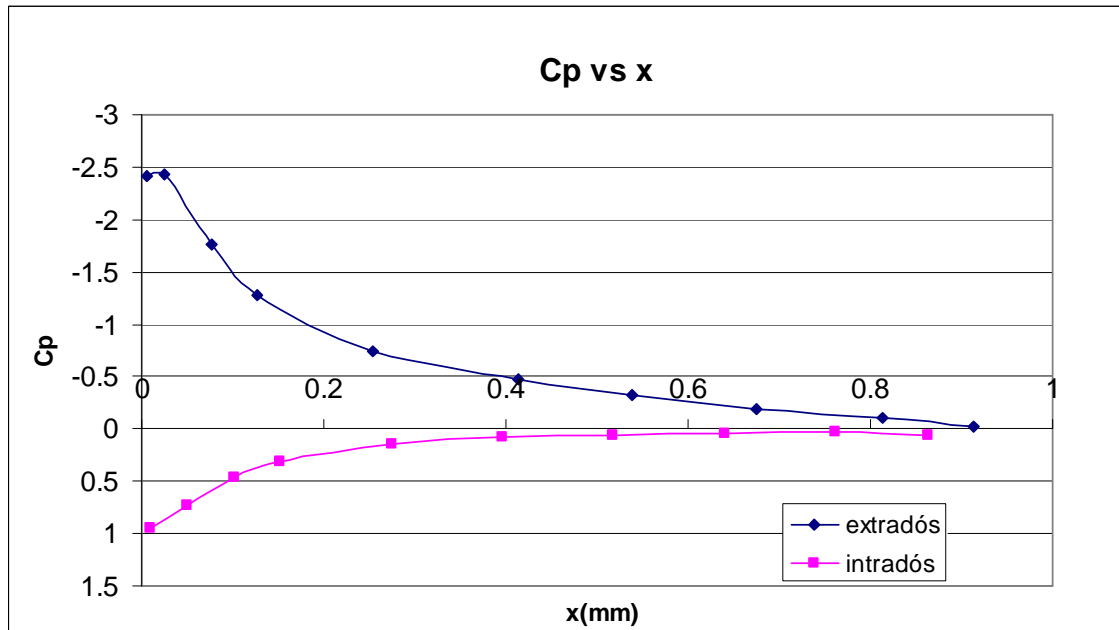
**Taula 1. 56.** Resultats obtinguts de les variables de corrent lliure

Angle d'inclinació (°)	Pressió Estàtica (Pa)	Pressió Dinàmica (Pa)	Pressió Total (Pa)	Velocitat (m/s)
11	-315.47	313.73	-1.74	22.63

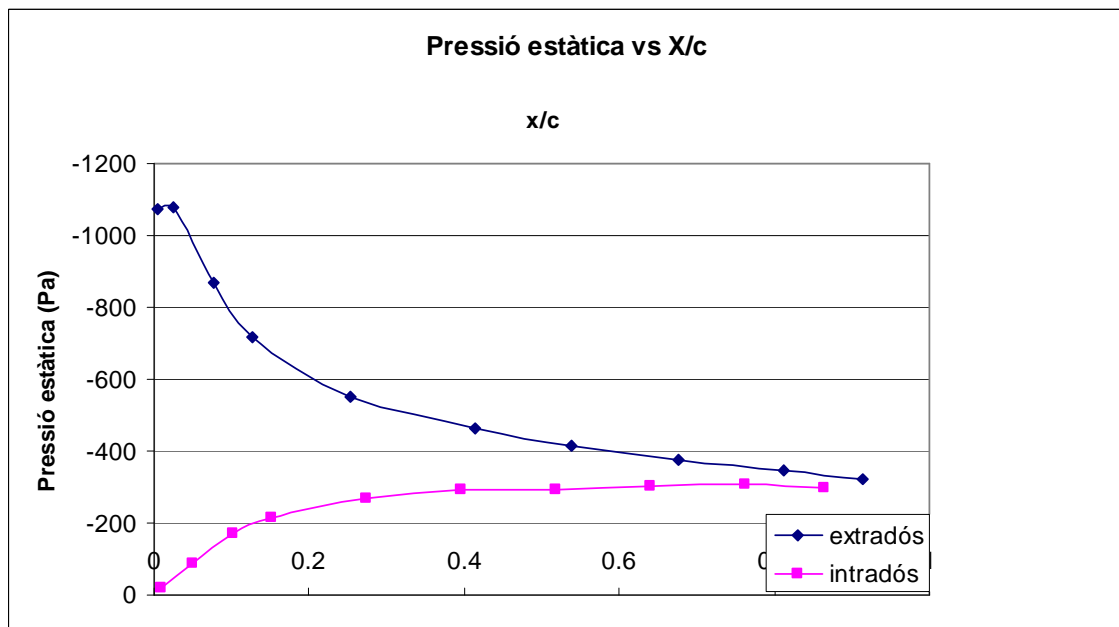
**Taula 1. 57.** Distribució dels coeficients de pressió i de la pressió obtinguts de les preses de pressió del perfil NACA 0012

x/c	$c_p = (p - p_{inf}) / q_{inf}$	Lectures de pressió de les preses (Pa)
0.0050	-2.4223	-1075.45
0.0254	-2.4265	-1076.76
0.0762	-1.7586	-867.23
0.1270	-1.2790	-716.74
0.2533	-0.7441	-548.92
0.4133	-0.4720	-463.56
0.5384	-0.3233	-416.93
0.6756	-0.1921	-375.77
0.8128	-0.1028	-347.74
0.9144	-0.0265	-323.81
1	0	0
0.0101	0.9432	-19.55
0.0508	0.7272	-87.32
0.1016	0.4657	-169.36
0.1524	0.3177	-215.78
0.2743	0.1495	-268.57
0.3962	0.0703	-293.40
0.5182	0.0688	-293.87
0.6401	0.0487	-300.19
0.7620	0.0210	-308.88
0.8636	0.0605	-296.47

**Gràfic 1. 23.** Distribució dels coeficients de pressions en funció de la posició normalitzada



**Gràfic 1. 24.** Distribució de la pressió estàtica en funció de la posició normalitzada



**Taula 1. 58.** Resultats de sustentació, resistència aerodinàmica, coeficient de sustentació, coeficient de resistència aerodinàmica i centre de pressions normalitzat.

Sustentació, L (N)	Drag, D (N)	Cl	Cd	Xcp
230.92	24.90	0.73	0.0737	0.223

**Taula 1. 59.** Marge de resultats tenint en compte la desviació estàndard de la pressió estàtica de les presses de pressió

cl + desv Estàndard	Cl	Cl -desv Estàndard	cd - desv Estàndard	Cd	Cd -desv Estàndard
0.7401	0.73	0.7286	0.0783	0.0032	0.0804

**Taula 1. 60.** Dades obtingudes a partir de la balança de 3 components

Lift (N)	Drag (N)	Pitch (N)	Cl	Cd
-8.44	1.02	0.01	-0.0269	0.0032



### 1.13. Resultats a 12° d'inclinació

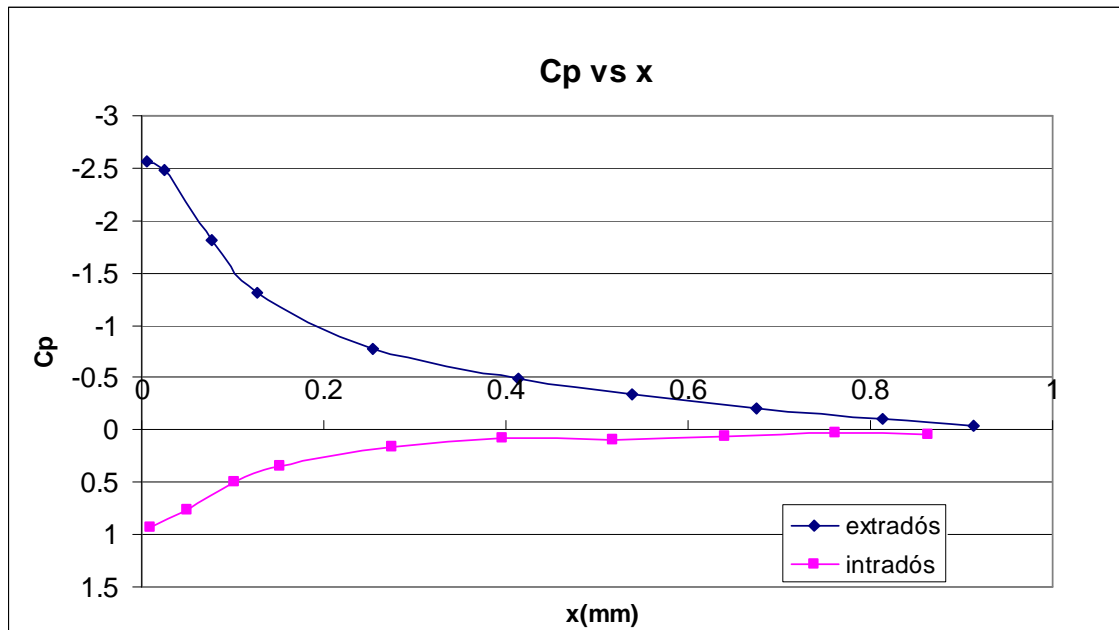
**Taula 1. 61.** Resultats obtinguts de les variables de corrent lliure

Angle d'inclinació (°)	Pressió Estàtica (Pa)	Pressió Dinàmica (Pa)	Pressió Total (Pa)	Velocitat (m/s)
12	-315.47	313.73	-1.74	22.63

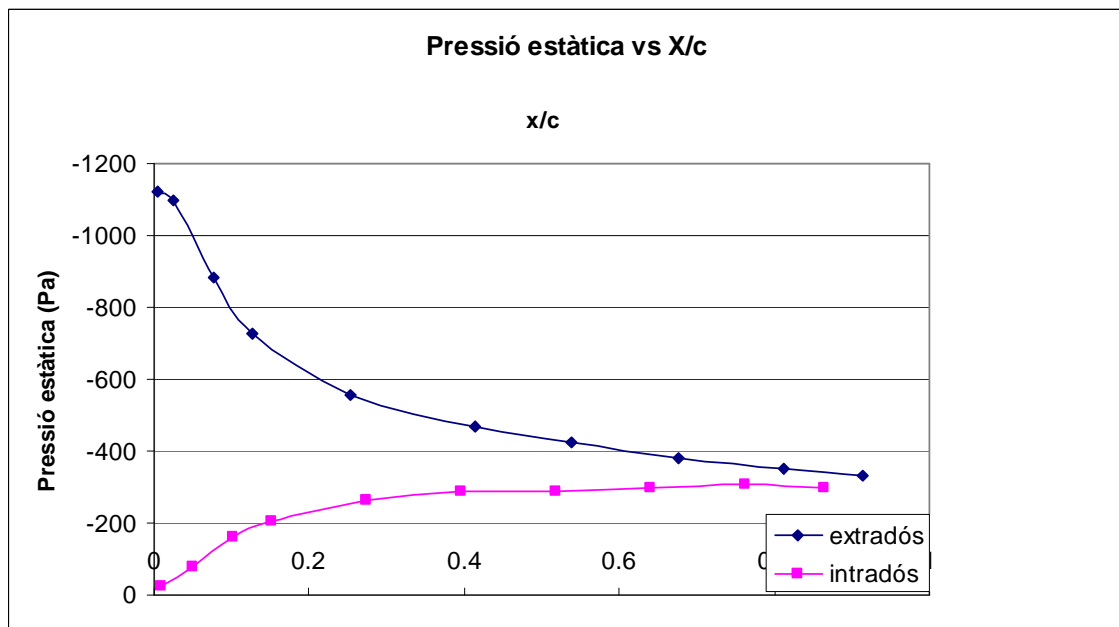
**Taula 1. 62.** Distribució dels coeficients de pressió i de la pressió obtinguts de les preses de pressió del perfil NACA 0012

x/c	$c_p=(p-p_{inf})/q_{inf}$	Lectures de pressió de les preses (Pa)
0.0050	-2.5713	-1122.18
0.0254	-2.4858	-1095.37
0.0762	-1.8047	-881.67
0.1270	-1.3114	-726.93
0.2533	-0.7726	-557.87
0.4133	-0.4933	-470.25
0.5384	-0.3419	-422.74
0.6756	-0.2036	-379.36
0.8128	-0.1099	-349.97
0.9144	-0.0468	-330.18
1	0	0
0.0101	0.9246	-25.40
0.0508	0.7588	-77.39
0.1016	0.4994	-158.79
0.1524	0.3460	-206.92
0.2743	0.1647	-263.78
0.3962	0.0859	-288.51
0.5182	0.0876	-287.98
0.6401	0.0540	-298.52
0.7620	0.0210	-308.86
0.8636	0.0527	-298.92

**Gràfic 1. 25.** Distribució dels coeficients de pressions en funció de la posició normalitzada



**Gràfic 1. 26.** Distribució de la pressió estàtica en funció de la posició normalitzada



**Taula 1. 63.** Resultats de sustentació, resistència aerodinàmica, coeficient de sustentació, coeficient de resistència aerodinàmica i centre de pressions normalitzat.

Sustentació, L (N)	Drag, D (N)	Cl	Cd	Xcp
241.59	30.36	0.7700	0.0967	0.226

**Taula 1. 64.** Marge de resultats tenint en compte la desviació estàndard de la pressió estàtica de les presses de pressió

cl + desv Estàndard	Cl	Cl -desv Estàndard	cd - desv Estàndard	Cd	Cd -desv Estàndard
0.7746	0.7700	0.7587	0.0963	0.0037	0.0971

**Taula 1. 65.** Dades obtingudes a partir de la balança de 3 components

Lift (N)	Drag (N)	Pitch (N)	Cl	Cd
-9.07	1.18	0.001	-0.0289	0.0037

### 1.14. Resultats a 13° d'inclinació

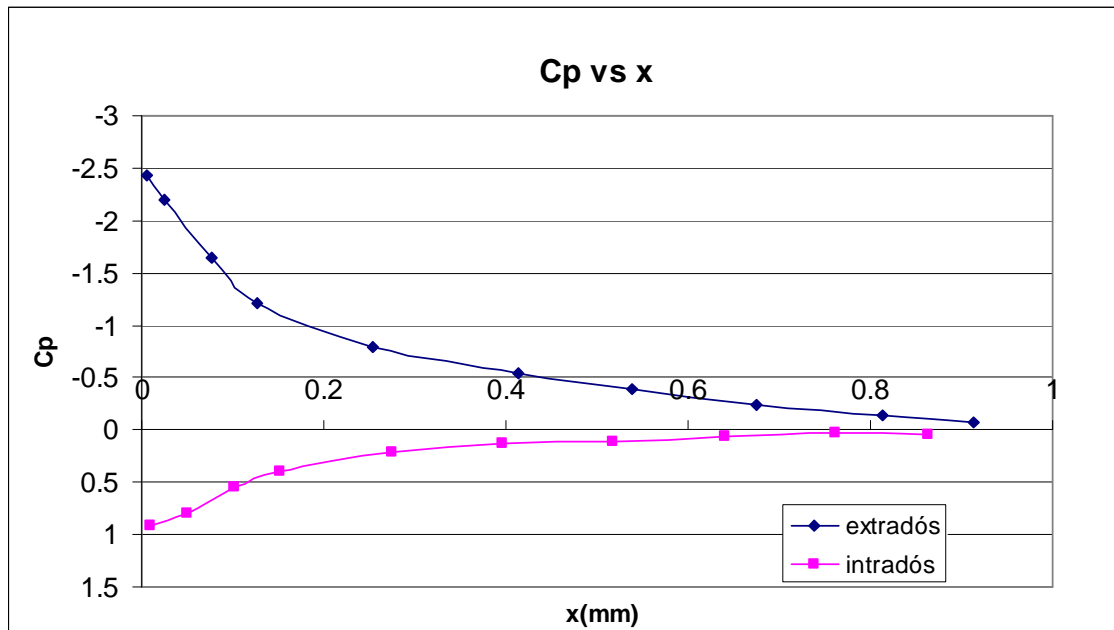
**Taula 1. 66.** Resultats obtinguts de les variables de corrent lliure

Angle d'inclinació (°)	Pressió Estàtica (Pa)	Pressió Dinàmica (Pa)	Pressió Total (Pa)	Velocitat (m/s)
13	-315.47	313.73	-1.742	22.63

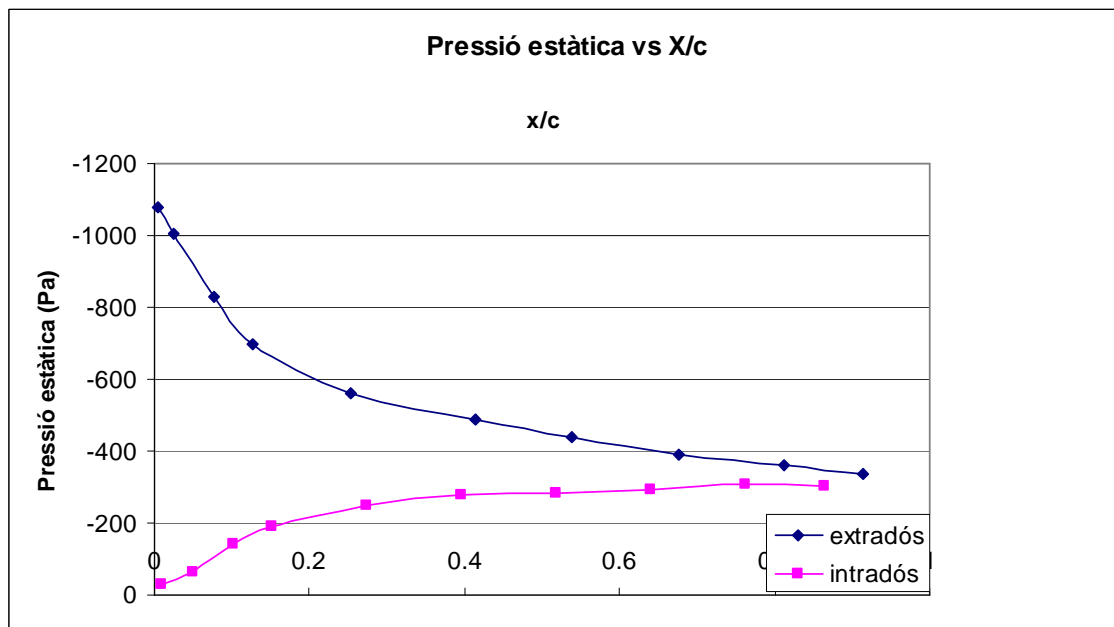
**Taula 1. 67.** Distribució dels coeficients de pressió i de la pressió obtinguts de les preses de pressió del perfil NACA 0012

x/c	$c_p = (p - p_{inf}) / q_{inf}$	Lectures de pressió de les preses (Pa)
0.0050	-2.4246	-1076.16
0.0254	-2.2048	-1007.19
0.0762	-1.6407	-830.23
0.1270	-1.2163	-697.07
0.2533	-0.7858	-562.01
0.4133	-0.5417	-485.45
0.5384	-0.3912	-438.21
0.6756	-0.2450	-392.36
0.8128	-0.1414	-359.84
0.9144	-0.0684	-336.96
1	0	0
0.0101	0.9119	-29.37
0.0508	0.7984	-64.98
0.1016	0.5474	-143.72
0.1524	0.4011	-189.62
0.2743	0.2178	-247.13
0.3962	0.1255	-276.08
0.5182	0.1077	-281.65
0.6401	0.0694	-293.70
0.7620	0.0290	-306.37
0.8636	0.0415	-302.44

**Gràfic 1. 27.** Distribució dels coeficients de pressions en funció de la posició normalitzada



**Gràfic 1. 28.** Distribució de la pressió estàtica en funció de la posició normalitzada



**Taula 1. 68.** Resultats de sustentació, resistència aerodinàmica, coeficient de sustentació, coeficient de resistència aerodinàmica i centre de pressions normalitzat.

Sustentació, L (N)	Drag, D (N)	Cl	Cd	Xcp
248.49	39.67	0.7920	0.1264	0.246

**Taula 1. 69.** Marge de resultats tenint en compte la desviació estàndard de la pressió estàtica de les presses de pressió

cl + desv Estàndard	Cl	Cl -desv Estàndard	cd - desv Estàndard	Cd	Cd -desv Estàndard
0.8018	0.7920	0.7655	0.1269	0.0049	0.1260

**Taula 1. 70.** Dades obtingudes a partir de la balança de 3 components

Lift (N)	Drag (N)	Pitch (N)	Cl	Cd
-9.43	1.54	0.02	-0.0300	0.0049

## 1.15. Resultats a 14° d'inclinació

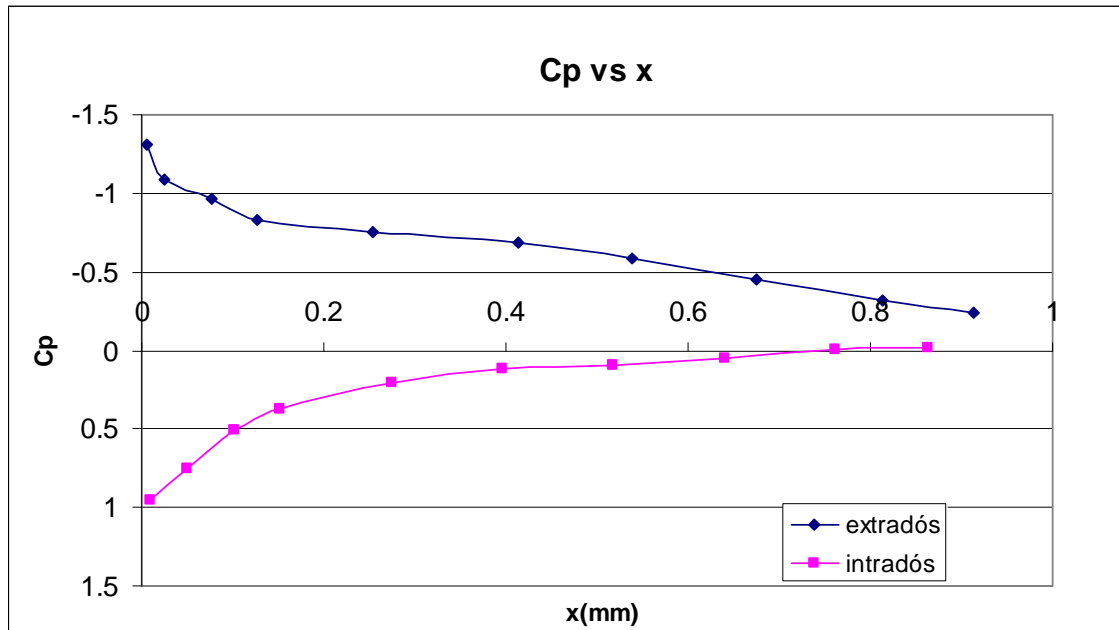
**Taula 1. 71.** Resultats obtinguts de les variables de corrent lliure

Angle d'inclinació (°)	Pressió Estàtica (Pa)	Pressió Dinàmica (Pa)	Pressió Total (Pa)	Velocitat (m/s)
14	-315.47	313.73	-1.74	22.63

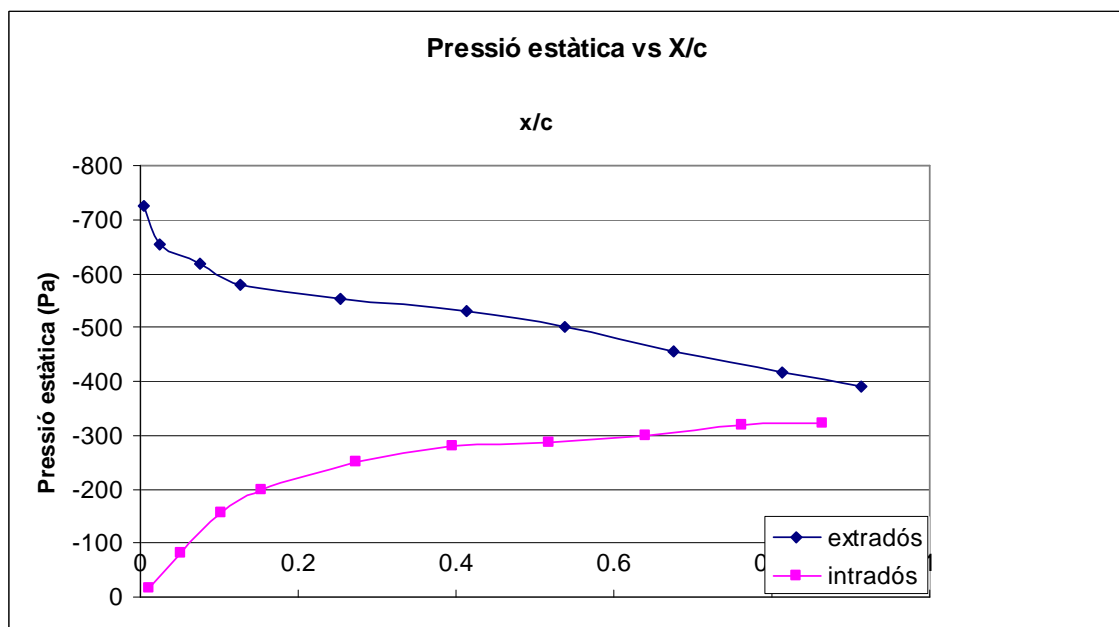
**Taula 1. 72.** Distribució dels coeficients de pressió i de la pressió obtinguts de les preses de pressió del perfil NACA 0012

x/c	$c_p=(p-p_{inf})/q_{inf}$	Lectures de pressió de les preses (Pa)
0.0050	-1.3097	-726.37
0.0254	-1.0826	-655.13
0.0762	-0.9654	-618.37
0.1270	-0.8354	-577.58
0.2533	-0.7527	-551.63
0.4133	-0.6877	-531.23
0.5384	-0.5866	-499.53
0.6756	-0.4482	-456.10
0.8128	-0.3178	-415.20
0.9144	-0.2396	-390.65
1	0	0
0.0101	0.9587	-14.69
0.0508	0.7494	-80.35
0.1016	0.5076	-156.19
0.1524	0.3782	-196.80
0.2743	0.2073	-250.43
0.3962	0.1177	-278.52
0.5182	0.0930	-286.29
0.6401	0.0473	-300.60
0.7620	-0.0061	-317.42
0.8636	-0.0205	-321.91

**Gràfic 1. 29.** Distribució dels coeficients de pressions en funció de la posició normalitzada



**Gràfic 1. 30.** Distribució de la pressió estàtica en funció de la posició normalitzada





**Taula 1. 73.** Resultats de sustentació, resistència aerodinàmica, coeficient de sustentació, coeficient de resistència aerodinàmica i centre de pressions normalitzat.

Sustentació, L (N)	Drag, D (N)	Cl	Cd	Xcp
236.40	57.46	0.7535	0.1831	0.325

**Taula 1. 74.** Marge de resultats tenint en compte la desviació estàndard de la pressió estàtica de les presses de pressió

cl + desv Estàndard	Cl	Cl -desv Estàndard	cd - desv Estàndard	Cd	Cd -desv Estàndard
0.7487	0.7535	0.7130	0.1858	0.0074	0.1804

**Taula 1. 75.** Dades obtingudes a partir de la balança de 3 components

Lift (N)	Drag (N)	Pitch (N)	Cl	Cd
-9.006	2.34	0.09	-0.0287	0.0074

## 1.16. Resultats a 15° d'inclinació

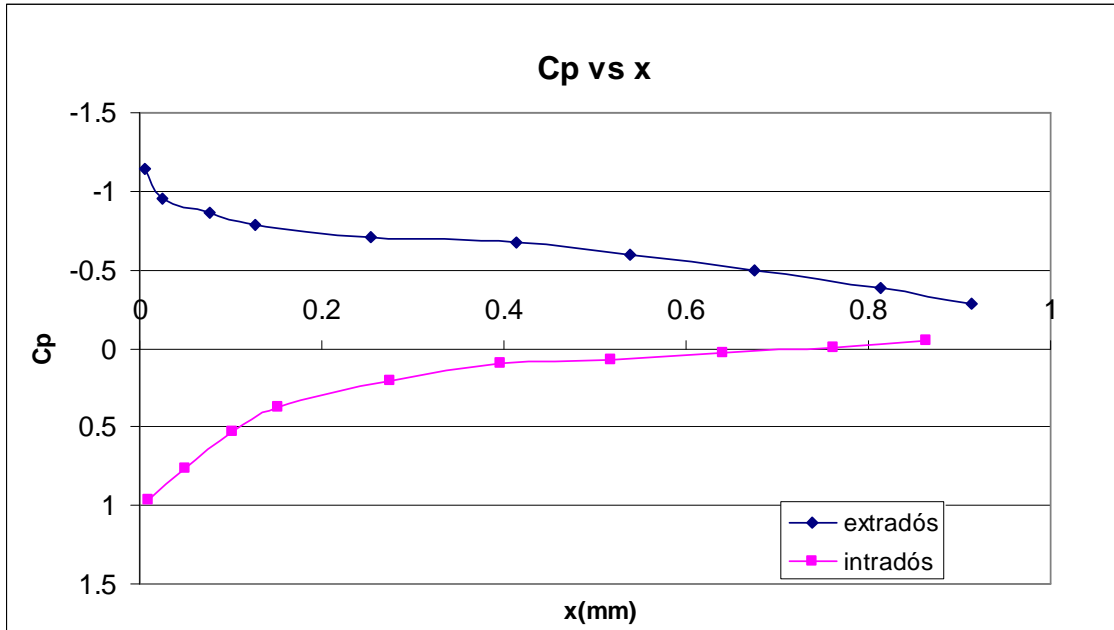
**Taula 1. 76.** Resultats obtinguts de les variables de corrent lliure

Angle d'inclinació (°)	Pressió Estàtica (Pa)	Pressió Dinàmica (Pa)	Pressió Total (Pa)	Velocitat (m/s)
15	-315.47	313.73	-1.74	22.63

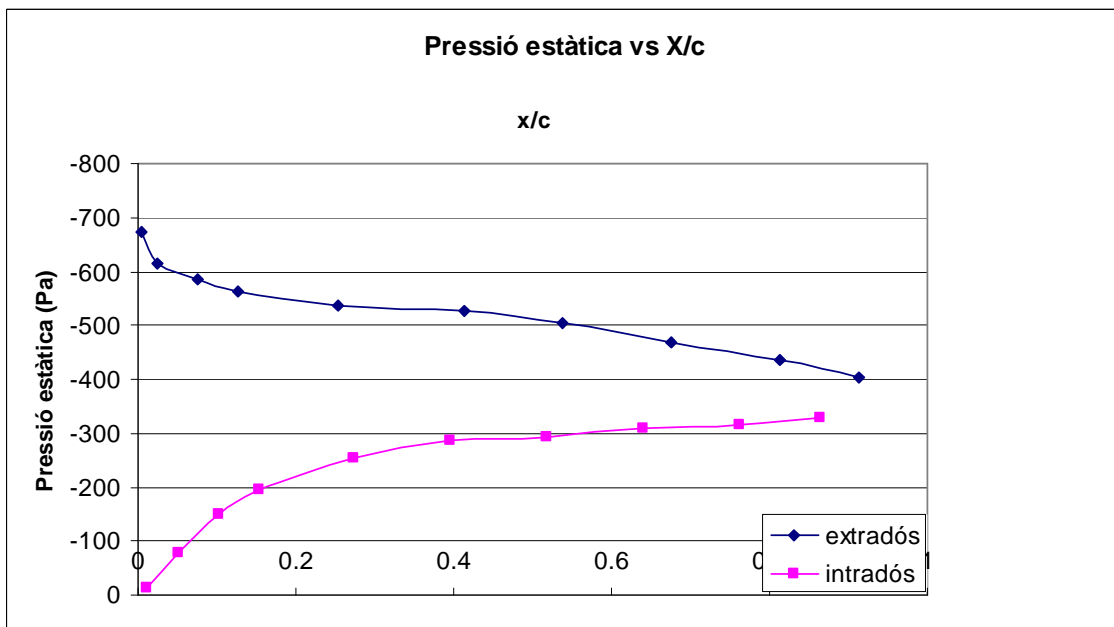
**Taula 1. 77.** Distribució dels coeficients de pressió i de la pressió obtinguts de les preses de pressió del perfil NACA 0012

x/c	$c_p=(p-p_{inf})/q_{inf}$	Lectures de pressió de les preses (Pa)
0.0050	-1.1417	-673.61
0.0254	-0.9540	-614.80
0.0762	-0.8641	-586.58
0.1270	-0.7917	-563.86
0.2533	-0.7036	-536.23
0.4133	-0.6755	-527.42
0.5384	-0.6022	-504.41
0.6756	-0.4914	-469.67
0.8128	-0.3832	-435.72
0.9144	-0.2826	-404.15
1	0	0
0.0101	0.9665	-12.25
0.0508	0.7590	-77.33
0.1016	0.5265	-150.28
0.1524	0.3786	-196.69
0.2743	0.2009	-252.44
0.3962	0.0898	-287.30
0.5182	0.0755	-291.77
0.6401	0.0246	-307.75
0.7620	-0.0003	-315.58
0.8636	-0.0454	-329.72

**Gràfic 1. 31.** Distribució dels coeficients de pressions en funció de la posició normalitzada



**Gràfic 1. 32.** Distribució de la pressió estàtica en funció de la posició normalitzada



**Taula 1. 78.** Resultats de sustentació, resistència aerodinàmica, coeficient de sustentació, coeficient de resistència aerodinàmica i centre de pressions normalitzat.

Sustentació, L (N)	Drag, D (N)	$C_L$	$C_d$	$X_{cp}$
231.86	63.07	0.7390	0.2010	0.339

**Taula 1. 79.** Marge de resultats tenint en compte la desviació estàndard de la pressió estàtica de les presses de pressió

cl + desv Estàndard	$C_l$	$C_l$ -desv Estàndard	$c_d$ - desv Estàndard	$C_d$	$C_d$ -desv Estàndard
0.7423	0.7390	0.6801	0.2053	0.0078	0.1967

**Taula 1. 80.** Dades obtingudes a partir de la balança de 3 components

Lift (N)	Drag (N)	Pitch (N)	$C_l$	$C_d$
-8.56	2.44	0.12	-0.0272	0.0078

## ANNEX 2. DINÀMICA DE FLUIDS COMPUTACIONAL

En aquest projecte s'ha utilitzat la Dinàmica de Fluids Computacional, ja que és una eina anàloga als túnels de vent que permet analitzar el bon comportament dels resultats obtinguts en aquests.

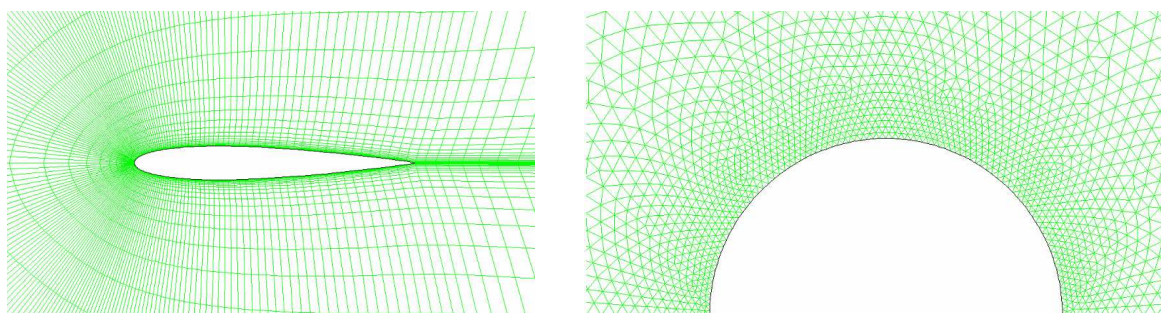
El mètode de resolució que utilitza consisteix en tractar un fluid continu, en aquest cas aire, de manera discreta. Per aquest motiu es discretitza el domini espacial que es vol estudiar en petites cel·les creant una malla, i posteriorment s'aplica un algorisme adequat per solucionar les equacions en cadascuna de les cel·les. Les principals equacions que han de ser resoltes en els càlculs de CFD són les equacions de Navier-Stokes: les equacions de *quantitat de moviment*, l'*equació de continuïtat* i l'*equació d'energia*.)

El software que s'ha utilitzat per resoldre el problema de CFD ha estat el Gambit i el *solver* Fluent 6.0.

El procés que s'ha seguit per realitzar anàlisis ha estat el següent:

### 1. Preprocessament:

- Geometria: Ha consistit en la construcció de les dues geometria dels dos models d'estudi en Gambit. En aquest cas, s'ha optat per realitzar les geometries en 2D, realitzant un estudi del ala com element infinit .
- Mallatge: aquest procés consisteix en la construcció de la malla adequada per cada problema. En aquest cas les malles seleccionades han estat les següents:



**Fig. 2. 1.** Malla utilitzada per realitzar les simulacions del perfil NACA 0012 i de model cilíndric

- Determinació de les zones: s'han establert les condicions en les zones de contorn del problema. Cada zona presenta propietats diferents un cop s'ha importat al *solver*.

## 2. Processament:

Consisteix en realitzar tots els càlculs necessaris sobre la malla obtinguda en el procés de preprocessament. S'ha considerat

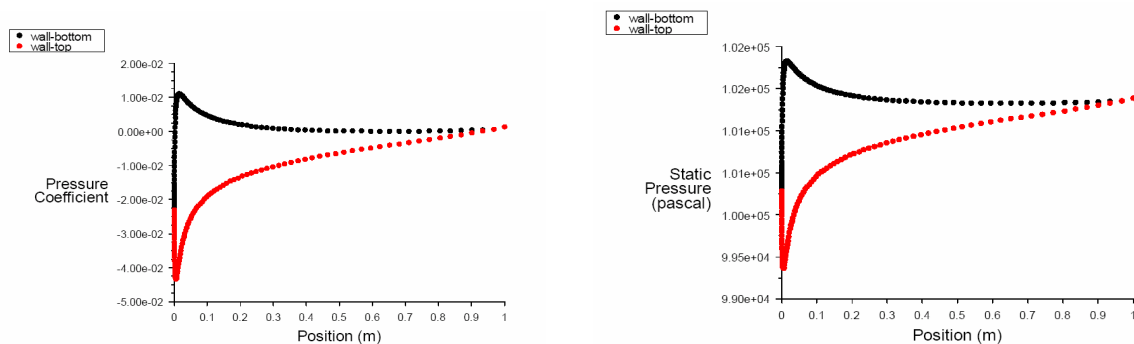
- Estudi estacionari
- Model de turbulència K-epsilon
- Discretització de segon ordre.

## 3. Postprocessament:

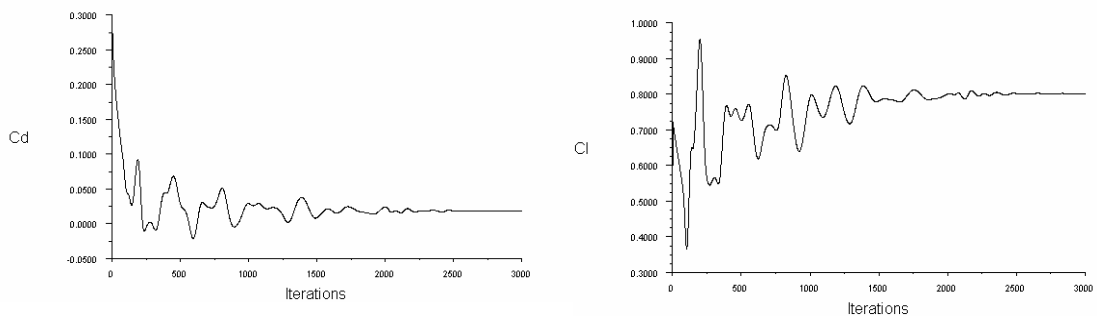
En aquesta última part, s'obtenen els resultats de la simulació realitzada en el pas de processament del problema. Les eines de postprocessament de Fluent es poden fer servir per a generar gràfiques, animacions i informes que faciliten la tasca d'interpretació dels resultats.

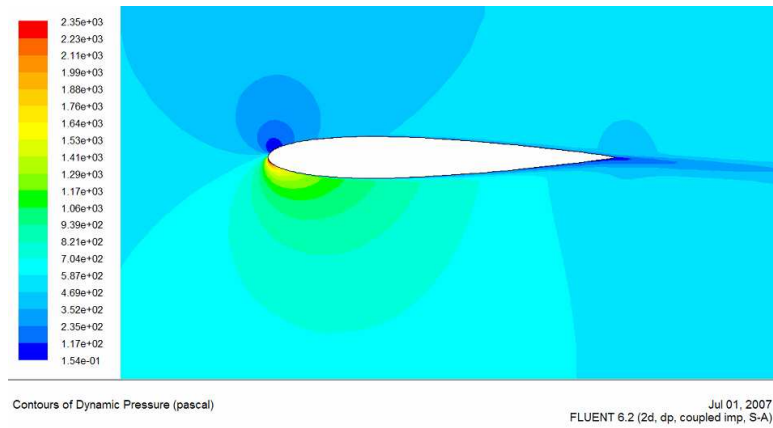
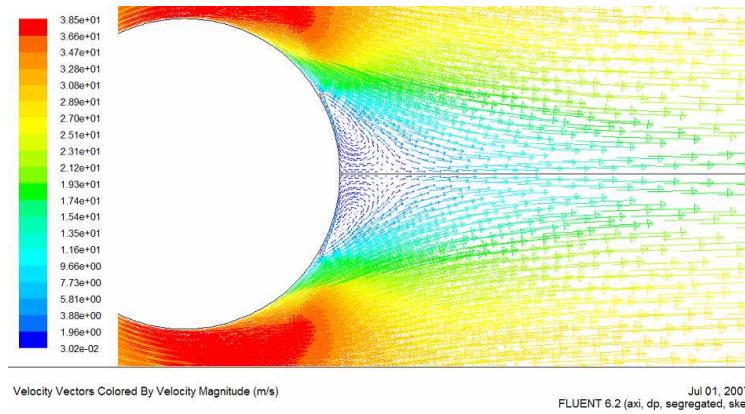
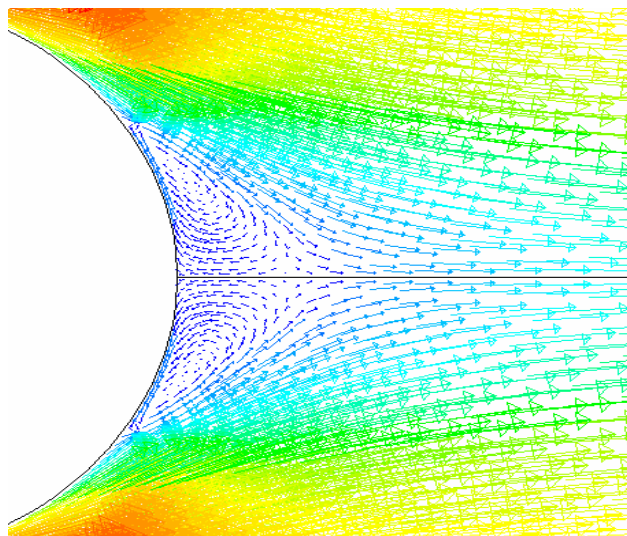
A mode d'exemple, en aquest annexa s'inclou un recull de les dades que s'ha obtingut a través de l'anàlisi en CFD quan el perfil NACA 0012 està en una posició de 8 graus d'angle d'atac i les visualitzacions de la generació de vòrtex en l'estela del model cilíndric.

**Gràfic 2. 1.** Distribució de coeficient de pressió i pressions estàtica del perfil NACA 0012



**Gràfic 2. 2.** Coeficient de sustentació i coeficient de resistència aerodinàmica del perfil NACA 0012



**Gràfic 2. 3.** Gràfic de contorns de pressió dinàmica del perfil NACA 0012**Gràfic 2. 4.** Gràfic de vectors velocitat de l'estela del cilindre**Gràfic 2. 5.** Visualització de la generació de vòrtex en l'estela d'un cilindre





## **ANNEX 3.      MANUAL PERFIL NACA 0012**



## **ANNEX 4.      MANUAL CILINDRE**



## **ANNEX 5.      MANUAL DEL VDAS (sistema d'adquisició de dades)**



## **ANNEX 6.      MANUAL AFA7 TUB PITOT**





## **ANNEX 7.      MANUAL BALANÇA DE 3 COMPONENTS**







## **ANNEX 9.      MANUAL FH3 MARC D'INSTRUMENTACIÓ**

