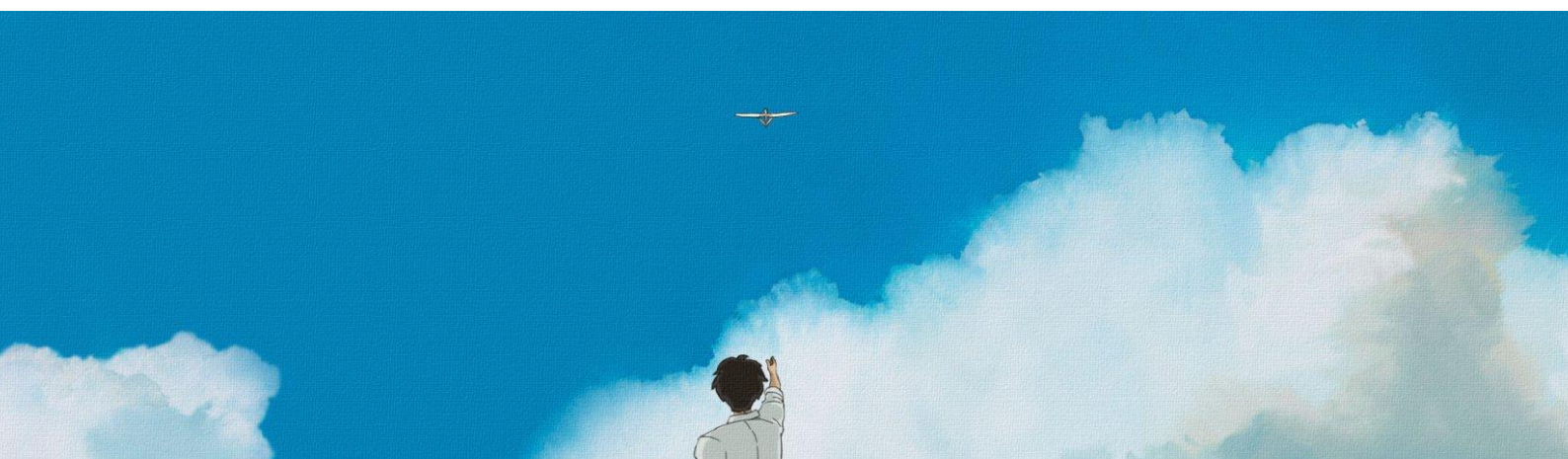


# “El vent s’aixeca”

---

Estudi de l’aerodinàmica en el perfil alar d’un avió



**Nom:** Daniel Ochavo Martín  
**Curs:** 2n Batxillerat 2014-2015  
**Seminari:** Física i Química  
**Tutor:** Emilio Lorente  
**Institut:** IES Baldori Guilera  
El Prat de Llobregat



# ÍNDEX

|   |    |
|---|----|
| <b>Introducció i objectius</b> .....  | 4  |
| <b>1. Conceptes fonamentals de dinàmica de fluids</b> .....                 | 5  |
| 1.1 Fluids .....  | 5  |
| 1.2 Número de Mach .....  | 5  |
| 1.3 Equació de la continuïtat .....   | 6  |
| 1.4 Teorema de Bernoulli .....  | 6  |
| 1.5 Mesura de la velocitat .....  | 8  |
| 1.6 Capa límit: laminar i turbulenta .....                                  | 9  |
| 1.7 Número de Reynolds .....  | 10 |
| <b>2. Origen de les forces aerodinàmiques</b> .....                         | 12 |
| 2.1 Perfils. Terminologia .....   | 12 |
| 2.2 Distribució de pressions sobre un cilindre .....                        | 13 |
| 2.3 Efecte Magnus .....   | 14 |
| 2.4 Força resultant sobre un perfil. Centre de pressió .....                | 16 |
| 2.5 Sustentació i resistència .....   | 17 |
| 2.6 Influència del tipus de perfil sobre el coeficient de sustentació ..... | 19 |
| 2.7 Influència de la viscositat. Despreniment de la corrent .....           | 19 |
| 2.8 Moments de capcineig .....  | 21 |
| 2.9 Nomenclatura <i>NACA</i> dels perfils .....                             | 23 |
| 2.10 Finesa .....   | 26 |
| <b>3. Dispositius hipersustentadors</b> .....                               | 27 |
| 3.1 Ranures de vora d'atac .....  | 27 |
| 3.2 Dispositius .....   | 28 |
| <b>4. Vol a grans velocitats</b> .....                                      | 30 |
| 4.1 Ones de xoc a vol subsònic. Mach crític .....                           | 30 |
| 4.2 Ala supercrítica .....  | 31 |
| <b>5. Experimentació</b> .....  | 33 |
| 5.1 Objectius .....   | 33 |
| 5.2 Perfils .....   | 33 |
| 5.3 Disseny .....   | 34 |
| 5.4 Túnel de vent .....   | 37 |
| 5.5 Resultats .....   | 39 |
| 5.6 Anàlisi dels resultats .....  | 47 |
| <b>Conclusions generals</b> .....   | 48 |
| <b>Agraïments</b> .....   | 49 |
| <b>Bibliografia</b> .....   | 49 |

## Introducció i objectius

M'hauria agradat escriure algunes línies explicant el que m'ha portat ha fet aquest treball, com un sentiment especial o una passió per aquest món des de sempre. Òbviament per a fer aquest treball, he tingut molt d'interès per l'àmbit que tractaré en les següents pàgines, però no he fet aquesta recerca solament amb l'objectiu d'ampliar els meus coneixements. El que realment m'ha motivat a fer aquest treball ha sigut la curiositat.

M'interessava treballar aquest tema ja que, fins ara, no entenia com una màquina tan gran i pesada pogués enlairar-se gràcies a dues plaques anomenades “ales”. Volia descobrir quin era l'origen de les forces que aixequés les tones de metall, i que ens han permès aconseguir un dels somnis que ha tingut l'home des del principi dels temps; i que a més ens ha donat un domini total sobre el nostre planeta.

Per tot això, l'objectiu que proposo al llarg d'aquest treball és analitzar, estudiar i comprendre quins són els paràmetres que contribueixen a la possibilitat de que un avió voli. La majoria d'aquest pes recau en la part essencial de l'avió, les ales.

Entenent els conceptes que ens abordaran al llarg de la investigació aconseguirem comprendre i explicar d'una manera senzilla, com aconsegueix l'avió aixecar-se per emprendre una nova ruta.

Com a part experimental, hem proposat la construcció de diversos perfils alars i el seu comportament aerodinàmic en un túnel de vent i així comprendre les principals diferències entre aquests. Veient quins són els més adequats i eficients per cada tipus de vol.

# 1. Conceptes fonamentals de dinàmica de fluids

## 1.1 Fluids

Podríem definir un fluid com una matèria que té la capacitat de fluir; té les propietats dels líquids i dels gasos: com a líquid troba el seu propi nivell i com a gas omple el recipient que el conté.

Els paràmetres que defineixen l'estat d'un fluid són: **densitat ( $\rho$ )**, **pressió ( $P$ )** i **temperatura ( $K$ )**.

**L'aire és un fluid molt compressible.** Tot i ser molt compressible, durant el vol d'un avió aquesta compressibilitat tan sols es manifesta a partir de certes velocitats, o com veurem més endavant, el grau de compressibilitat de l'aire depèn del valor del *número de Mach*.

## 1.2 Número de Mach

En els avions que volen a grans velocitats, els fenòmens de compressibilitat de l'aire tenen gran importància; **expressem la velocitat en funció del número de Mach** ja que serveix per avaluar si els fenòmens deguts al canvi de densitat de l'aire i compressibilitat tenen molta o poca rellevància. Durant el vol, es considera que **l'aire és incompressible per a Mach < 0,5 o 0,6**.

Definim el número de Mach com:

$$M = \frac{V}{C}$$

*V*: velocitat del corrent lliure d'aire (velocitat real del avió).

*C*: velocitat del so.

Es pot observar com **per una mateixa velocitat de vol, podem obtenir diferents Mach**. Tan sols necessitem, per exemple, volar a més altitud per a que disminueixi la temperatura, de tal manera que disminuirà la velocitat del so també. Per tant, el Mach serà superior que a altituds inferiors per a una mateixa velocitat:

$$PV = nRT \rightarrow P = \frac{nRT}{V}; \quad \rho = \frac{m}{V} \quad n = \frac{m}{M}$$

$$C = \sqrt{\gamma \cdot \frac{P}{\rho}} = \sqrt{\gamma \cdot \frac{nRT}{V \cdot \frac{m}{V}}} = \sqrt{\gamma \cdot \frac{mRT}{m}} = \sqrt{\frac{\gamma RT}{M}} = \sqrt{\gamma R' T}$$

$$C = \sqrt{\gamma R' T_0} \cdot \sqrt{\frac{T}{T_0}} \rightarrow C = C_0 \cdot \sqrt{\theta}$$

### 1.3 Equació de la continuïtat

La equació de la continuïtat estableix que **la massa d'un fluid  $m_1$  que passa per segon a través de la superfície  $S_1$ , és igual a la massa  $m_2$  que passa per segon a través d'una superfície  $S_2$ .**

$$m_1 = m_2$$

Si l'espai recorregut per una partícula en un increment de temps  $\Delta t$  és  $\Delta l$ , llavors tenim:

$$m_1 = \frac{\text{densitat} \cdot \text{volum}}{\Delta t} = \rho_1 \frac{S_1 \cdot \Delta l_1}{\Delta t}$$

Si  $\Delta t = 0$ , i sabem que  $V_1 = \Delta l / \Delta t$  és la velocitat en la secció  $S_1$  :

$$m_1 = \rho_1 \cdot S_1 \cdot V_1 \qquad m_2 = \rho_2 \cdot S_2 \cdot V_2$$

Hem fet també el mateix per a la secció  $S_2$ .

Deduïm doncs, que el producte de la densitat, secció i volum, és constant. Llavors, si igualem les dues equacions, i suposem que la densitat es conserva constant, obtenim la **equació de la continuïtat per a fluids incompressibles**:

$$S_1 \cdot V_1 = S_2 \cdot V_2$$

La conclusió que traiem d'aquesta equació és: **si nosaltres augmentem la velocitat, la secció haurà de ser menor, és a dir, les línees de corrent s'aproximen.**

### 1.4 Teorema de Bernoulli

De les equacions d'energia cinètica, potencial i interna, es dedueix la següent equació:

$$p + \frac{1}{2} \rho V^2 = cte$$

Aquesta equació és vàlida per a un fluid en que  $\rho$  sigui constant, o bé, per a l'aire a baixos números de Mach, encara que en aquests casos hi hauria un petit marge d'error.

Expressa que en un punt qualsevol d'un fluid en moviment, **la suma de la pressió en aquest punt més la meitat del producte de la densitat pel quadrat de la velocitat és constant**, és a dir; seria igual a la suma d'aquests mateixos sumands amb valors que existeixen en altre punt.

$$\rho g h_1 + p_1 + \frac{1}{2} \rho V_1^2 = \rho g h_2 + p_2 + \frac{1}{2} \rho V_2^2 = cte.$$

No cal posar subíndex a **la densitat, ja que en fluid incompressible, aquesta té el mateix valor en qualsevol punt.**

Si ens situem en el cas que en un punt no hi hagi velocitat ( $V=0$ ) estem parlant d'un punt de recés; la pressió que existeix en aquest es denomina *pressió total*  $p_t$ , i la pressió que existeix en un punt on la velocitat sigui diferent de zero, la anomenarem *pressió estàtica*  $p_s$ , aplicant el teorema de Bernoulli a dos punts del fluid situats a la mateixa altura, on un dels quals sigui el que té velocitat nul·la serà:

$$p_t + 0 = p_s + \frac{1}{2} \rho V^2$$

A  $\frac{1}{2} \rho V^2$  que té les dimensions d'una pressió, se li anomena *pressió dinàmica*; llavors tenim:

*La pressió total és igual a la suma de la pressió estàtica més la pressió dinàmica.*

$$p_t - p_s = \frac{1}{2} \rho V^2$$

L'anemòmetre està basat en aquesta mesura.

En un tub com es de la següent imatge (Fig.1.1), pel que circula un fluid incompressible, al aplicar el teorema de Bernoulli en els punts 1 i 2, resulta:

$$p_1 + \frac{1}{2} \rho V_1^2 = p_2 + \frac{1}{2} \rho V_2^2$$

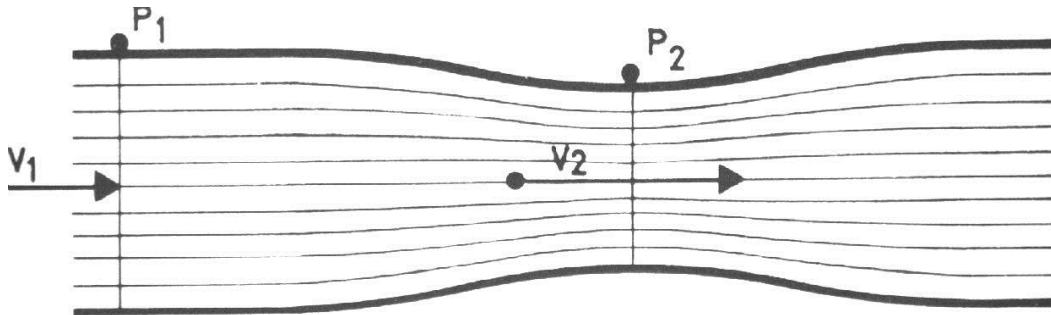


Fig. 1.1

És evident que en  $V_2$  la velocitat ha de ser major que en  $V_1$  per a que es conservi la igualtat, i la pressió  $p_2$  ha de ser menor que  $p_1$ .

**Al augmentar la velocitat, disminueix la pressió i al inrevés, això es coneix amb el nom de Efecte Venturi.**

On la velocitat augmenta les línies de corrent estan més juntes; on la velocitat és menor les línies estaran més separades.

## 1.5 Mesura de la velocitat

La velocitat que té un avió es pot mesurar amb el **tub de Pitot** (Fig.1.2). L'aire entra per la obertura principal (el que desemboca a «*presión total*»), la pressió que fa l'aire es comunica amb una part de la cambra de pressió; les petites obertures (representades pels cercles) envolten l'altre tub i aconseguen que la pressió estàtica es comuniqui amb l'altre part de la cambra de pressió.

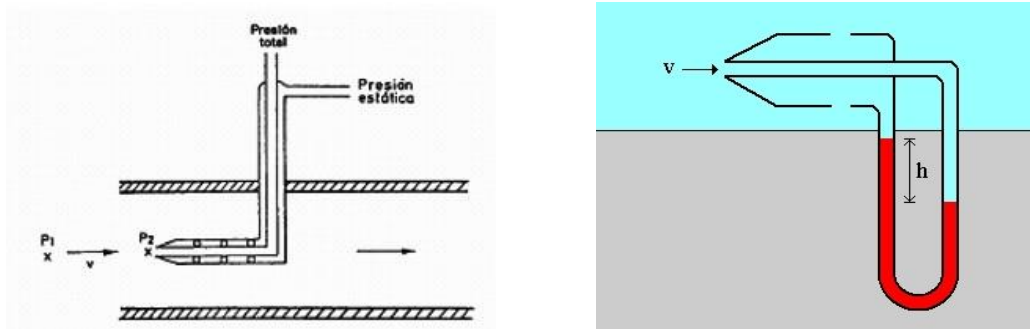


Fig. 1.2

La pressió estàtica que prenen les obertures petites, anomenades *preses estàtiques*, és la pressió que correspon a la de corrent lliure,  $p_s$ .

La pressió que existeix en el “tub principal” és la que correspon a un punt de recés  $p_t$ , ja que el tub està ple d'aire i, forçosament, la velocitat en aquest punt és nul·la.

$$p_t - p_s = \frac{1}{2} \rho V^2$$

L' instrument que mesura la diferència de pressions ( $p_t - p_s$ ), és l'anemòmetre.



Fotografies anemòmetre i tub de Pitot



La diferència de pressions provoca una diferència d'altures en l'anemòmetre. Si apliquéssim el teorema de Bernoulli a l'anemòmetre, tenint en compte que la velocitat en aquest és igual a 0, ens queda la següent fórmula:

$$\rho gh_1 + p_1 + \frac{1}{2}\rho V_1^2 = \rho gh_2 + p_2 + \frac{1}{2}\rho V_2^2$$

$$\Delta p = \rho gh$$



Tub de Pitot

## 1.6 Capa límit: laminar i turbulenta

Ens posem en la situació del avió en repòs i l'aire en moviment. La capa molecular d'aire en contacte amb la superfície de l'aeroplà roman adherida a aquesta, després existeix un desplaçament entre les diferents capes d'aire, que conforme estan a més distància de la superfície, tenen una velocitat major fins un punt en el que la velocitat de la capa d'aire corresponent és la del corrent lliure.

La zona que existeix entre la superfície del avió (velocitat 0) i el punt on la velocitat és la del corrent lliure, s'anomena **capa límit** (Fig.1.3).

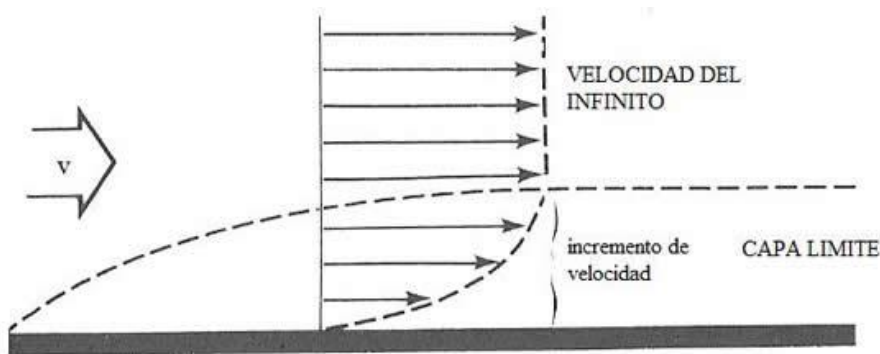


Fig. 1.3

**Quan el moviment de l'aire dins de la capa límit és en forma de capes paral·leles, s'anomena laminar.**

En els punts pròxims a la *vora d'atac*, la capa límit és laminar, conforme l'aire es mou i s'allunya d'aquest, les forces de fricció dissipen cada cop més energia de la corrent d'aire, fent que l'espessor de la capa límit augmenti poc a poc, fins que a una certa distància de la vora d'atac, la capa límit pateix unes pertorbacions de tipus

ondulatori, que comporten un augment del espessor de la capa límit, i una destrucció del corrent laminar que teníem, passant a ser **capa turbulenta**.

Degut a que en la capa límit turbulenta les partícules ja no es mouen en forma de làmines paral·leles, aquelles que estan allunyades de la paret (superfície del avió), al passar a una zona pròxima a aquesta comuniquen energia a les que estan en aquesta zona i al inrevés, al passar les pròximes a la paret a zones allunyades d'aquesta tendeixen a retardar el moviment d'aquestes últimes.

El resultat global de la capa turbulenta, en diferència de la laminar és el següent:

- **Major espessor de capa.**
- **Major velocitat mitjana de les partícules.**
- **Major resistència de fricció.**

**El fenomen de pas de capa límit laminar a turbulenta es coneix amb el nom de transició**, i succeeix en una regió anomenada *regió de transició*. Aquesta és molt petita i se li anomena **punt de transició**.

## 1.7 Número de Reynolds

**El número de Reynolds és la relació entre les forces d'inèrcia i la viscositat del flux.**

Un exemple seria el de una persona corrent per la superfície, el flux que estem tractant és l'aire ( $\rho = 1,225 \text{ kg/m}^3$ ) i no ens serà molt difícil avançar. Si ens posem en la situació de córrer sota l'aigua, l'aigua és molt més densa, per tant ens costarà molt més avançar. A l'aire, el número de Reynolds serà major que a l'aigua, segons la fórmula.

$$RN = \frac{V \cdot l}{\nu} \quad \text{o bé} \quad RN = \frac{\rho \cdot V \cdot l}{\mu}$$

$V =$  velocitat.

$l =$  distància a la vora d'atac.

$\nu =$  coeficient cinemàtic de viscositat.

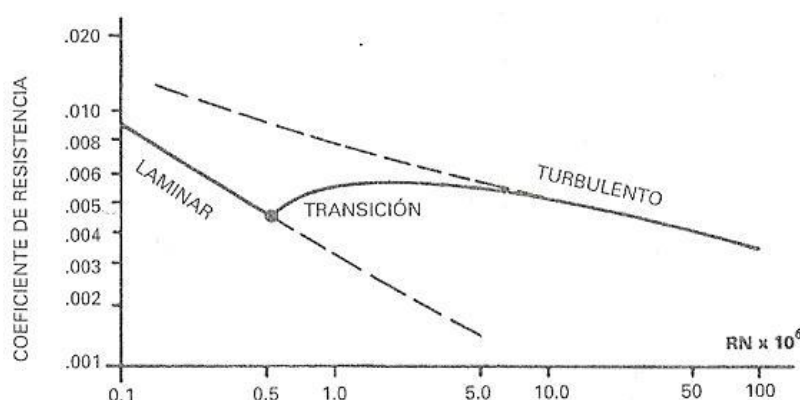
$\mu =$  coeficient absolut de viscositat.

Ara situem-nos en el cas d'un perfil alar.

El punt de transició té lloc a una certa distància de la vora d'atac. Mitjançant experiències amb diversos fluids, i a diferents velocitats, observariem que depèn també de la viscositat i la velocitat. Reynolds va introduir un paràmetre adimensional, que combina els efectes anteriors, denominat **Número de Reynolds**.

**Si el RN es relativament petit, la capa límit és laminar; en canvi, si el RN és relativament gran, la capa límit es turbulenta.** Això explica perquè en un perfil, prop de la vora d'atac la capa límit és laminar, i conforme ens allunyem d'aquest, el RN va creixent i la capa límit es transforma en turbulenta (Fig.1.4).

**Ja que en la equació exposada anteriorment, si  $l$  indica la distància a la vora d'atac, mentre ens allunyem d'aquest, el producte de  $l$  per  $V$  serà menor, i al fer la divisió, RN també.**



**Fig. 1.4**

Dins de la capa límit s'origina una resistència de fricció, que s'oposa al moviment de l'avió. Per a una superfície determinada sotmesa a un corrent d'aire, **es denomina coeficient de fricció,  $C_f$ , a la capacitat de generar resistència d'aquesta superfície a aquest corrent.**

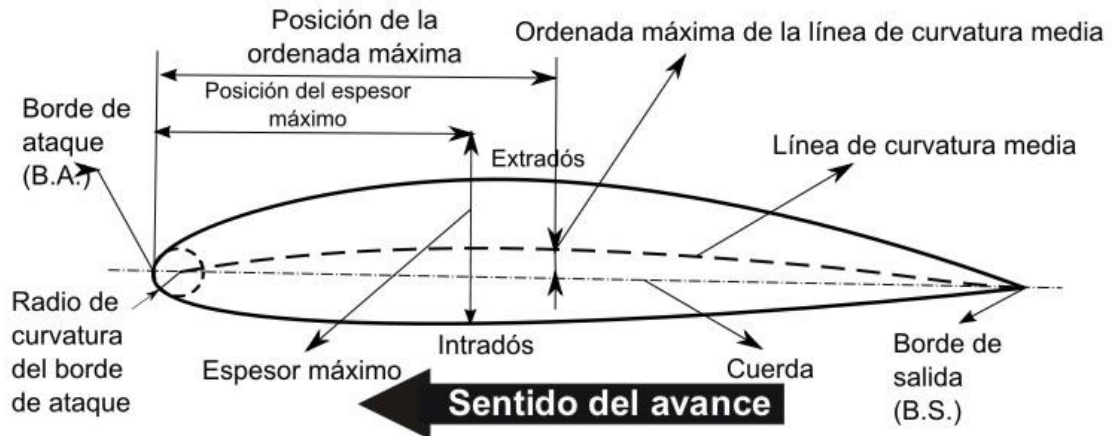
En el gràfic anterior podem observar la variació del coeficient de resistència de fricció en els casos de capa límit laminar i turbulenta en funció dels RN per a una placa plana.

**La transició té lloc entre valors de mig milió i 10 milions de RN**, encara que també depèn de la rugositat de la superfície, turbulència del corrent lliure d'aire i de la distribució de pressions, com també el número de Mach.

## 2. Origen de les forces aerodinàmiques

### 2.1 Perfils. Terminologia.

Per entendre les forces i la distribució de pressions en el ala d'un avió, és important que ens familiaritzem primer amb els conceptes bàsics.



- *Corda*: és la línia recta que connecta la vora d'atac (v.a) amb la vora de sortida (b.s).
- *Línia de curvatura mitja*: és una línia perpendicular a la corda que uneix l'*extradós* (superfície del perfil per sobre de la corda) i el *intradós* (superfície del perfil per sota de la corda), i en aquesta es troba el punt mitjà. Fent aquesta operació per tot el perfil la podem definir.
- *Ordenada màxima de la línia de curvatura mitja*: és la màxima distància entre la línia de curvatura mitja i la corda; el seu valor es dona en % de la corda.
- L'*espessor* ens indica la màxima distància entre l'*extradós* i el *intradós* (el màxim gruix), i ens ve donat en % de la corda.
- La *posició del espessor* ens diu a quina distància de la vora d'atac es troba l'espessor màxim del perfil, i s'indica, també, en % de la corda.
- El *radi de curvatura de la v.a.*: defineix la forma de la v.a., i es el radi d'un cercle tangent al extradós i el intradós. El centre d'aquest cercle està situat al origen de la línia de curvatura mitja.

Un radi petit significa una v.a. aguda i pot causar una separació massa prematura de la capa límit prop de la v.a. .

L'acció de corrent d'aire sobre un perfil produeix una força aerodinàmica. Aquesta es divideix en dos components: sustentació i resistència.

- La **sustentació** és la component perpendicular a la corrent d'aire. És la força que "eleva" a l'avió.
- La **resistència** és la component paral·lela al corrent lliure d'aire.
- L'**angle d'atac** és el que existeix entre la corda i la direcció de la corrent d'aire lliure (Fig. 2.1)

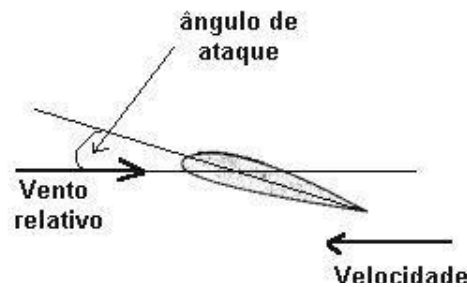


Fig. 2.1

## 2.2 Distribució de pressions sobre un cilindre

Suposem un fluid ideal (no viscos) en moviment amb una velocitat  $V$ . Si coloquem un cilindre de longitud infinita, el corrent es divideix al voltant del cilindre. Degut a això, en el punt  $D$ , la corrent tindrà una velocitat  $V_1$  més gran que  $V$ , mentre que en el punt  $A$ , la velocitat serà nul·la (punt de recés) (Fig.2.2). Apliquem el teorema de Bernoulli, entre un punt de la corrent el qual no hagi sigut pertorbat encara pel cilindre, i el punt de recés ( $A$ ) on hi ha una pressió  $p_t$ .

$$p_t + 0 = p + \frac{1}{2} \rho \cdot V^2$$

És clar, el producte de la densitat per la velocitat equival a 0 perquè en el punt de recés la  $V_t$  val 0. Ara, apliquem el teorema amb el mateix punt sense pertorbar i el punt

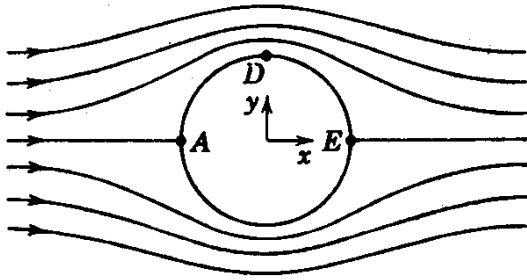
$D$ .

$$p_1 + \frac{1}{2} \rho \cdot V_D^2 = p + \frac{1}{2} \rho \cdot V^2$$

D'aquestes equacions obtenim:

$$p_t = p + \frac{1}{2} \rho \cdot V^2$$

$$p_1 = p - \frac{1}{2} \rho \cdot (V_D^2 - V^2)$$



(b) Flujo no viscoso

Fig. 2.2

La pressió en el punt de recés és superior a l'atmosfèrica en una quantitat  $\frac{1}{2} \rho \cdot V^2$  i la pressió en el punt  $D$  és inferior a l'atmosfèrica en una quantitat de  $\frac{1}{2} \rho \cdot (V_D^2 - V^2)$ , perquè  $V_D$  és major que  $V$ .

Si anomenem *pressions positives* a les superiors a l'atmosfèrica, i *pressions negatives* a les inferiors, podem afirmar que: **en els punts en els quals la velocitat és zero o inferior a la del corrent lliure  $V$ , la pressió és positiva i en els punts on la velocitat és superior a la del corrent lliure  $V$ , la pressió és negativa** (Fig.2.3).



Fig. 2.3

Teòricament, extraïem les següents conclusions:

- Existeixen dos punts de recés situats simètricament en els extrems del diàmetre horitzontal.
- Les línies de corrent s'ajunten en les parts superiors i inferiors (zones de major velocitat) i es separen en les parets davanteres i darreres (de menor velocitat).
- La distribució de velocitats és simètrica.
- Com a conseqüència, la distribució de pressions en el cilindre, també és simètrica.

## 2.3 Efecte Magnus

Si en el exemple anterior, suposem que el cilindre està girant al voltant d'un eix en el mateix sentit que l'aire, el moviment giratori del cilindre originarà per fregament, un moviment circular de l'aire que és arrastrat en la mateixa direcció que el cilindre.

Llavors, estem dient que **si l'aire es arrastrat pel cilindre, és perquè aquest té viscositat** i que té la necessària per a que això passi, però no la suficient per a que es desprengui la corrent.

La superposició de les dues velocitats, una la del corrent d'aire i l'altre la del gir creada pel cilindre, donarà la distribució de velocitats al voltant del cilindre següent (Fig.2.4):

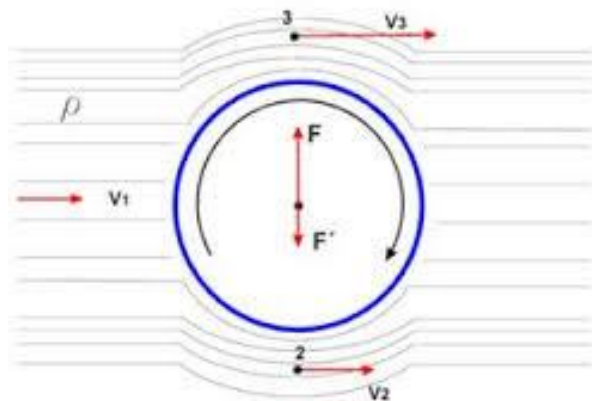


Fig. 2.4

Explicat d'una manera senzilla, el que succeeix és que **la velocitat en la part superior del cilindre (sent el moviment de gir d'aquest el indicat en la imatge), serà superior a la del corrent lliure d'aire,  $V$ , i en la part inferior, la velocitat serà menor.**

El tipus de corrent d'aire dependrà dels valors relatius de la velocitat de la corrent lliure d'aire, i la del gir del cilindre.

Els punts on la velocitat és més gran que  $V$  (velocitat del corrent lliure), la pressió serà negativa, i en els punts on la velocitat sigui menor que  $V$ , la pressió serà positiva. La distribució de pressions no és la mateixa. En el cilindre giratori, la distribució de pressions és asimètrica respecte a la direcció de la corrent lliure (Fig.2.5); la distribució de pressions negatives sobre la part superior del cilindre és en valor absolut major a la inferior.

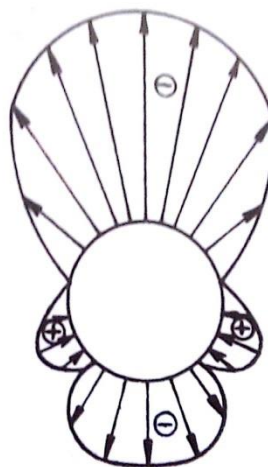


Fig. 2.5

*Aquesta distribució de pressions dona lloc a una força (succió) cap a dalt.*

## 2.4 Força resultant sobre un perfil. Centre de pressió.

Si un cilindre giratori és capaç de produir una força de sustentació, un perfil és capaç de generar aquesta amb més eficiència. El cilindre era capaç de produir aquesta força mitjançant la circulació i la velocitat del corrent d'aire lliure, mitjançant la seva rotació; doncs el perfil aconsegueix aquesta circulació gràcies a la seva forma.

Si tenim un perfil simètric amb angle d'atac zero, la distribució de pressions serà la següent (Fig.2.6):

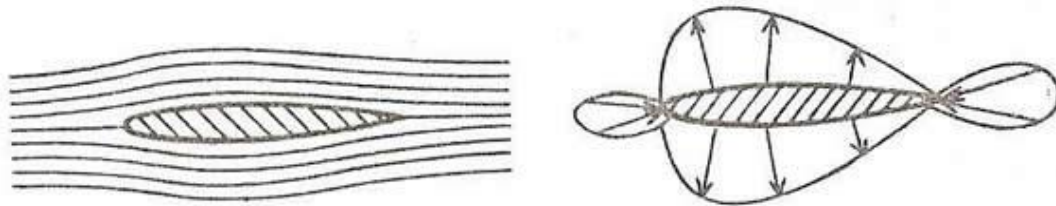


Fig. 2.6

Si tingués un angle d'atac positiu (Fig.2.7):

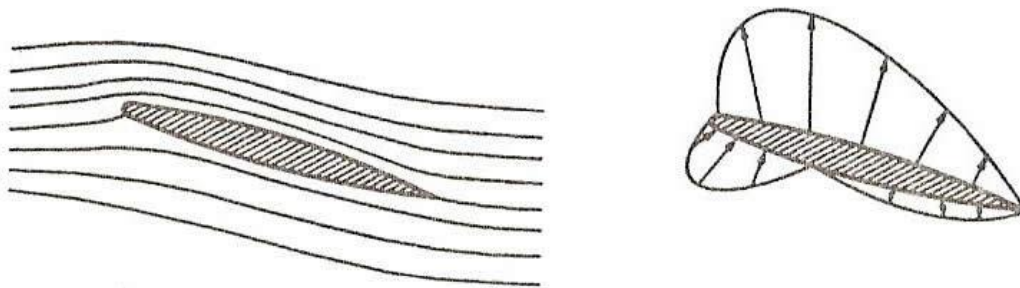


Fig. 2.7

Encara que hi hauria un augment de la velocitat en el extradós respecte a la de corrent lliure, i una disminució en el intradós. També hi ha una deflexió de la corrent cap a dalt en les proximitats de la *v.a.* i cap avall després de la *v.s.* L'efecte de l'angle d'atac pot ser igual a afegir una circulació al cas de l'angle d'atac zero.

**L'augment de la velocitat en el extradós augmenta el valor de la pressió negativa (*succió*) mentre que la disminució de la velocitat en el intradós disminueix el valor de succió. El resultat de la distribució de pressions és una força dirigida cap a dalt; la component d'aquesta força perpendicular a la corrent d'aire lliure (direcció de vol) serà la sustentació.**

El punt on s'aplica la sustentació s'anomena *centre de pressió (c.p.)*.

En conclusió, **la força de sustentació augmenta a mesura que ho fa l'angle d'atac.**



**Mentre més gran sigui l'angle d'atac, més davant (més a prop de la v.a.) estarà situat el c.p.** i la resultant de la distribució de pressions arriba a estar una mica inclinada cap endavant a causa del valor elevat de la succió que hi ha prop de la v.a. en el extradós.

La força que actua sobre el perfil dependrà de la densitat de l'aire i del quadrat de la velocitat. L'efecte d'aquestes dues variables es pot resumir en una sola, que es denomina pressió dinàmica,  $q$ , i es defineix per l'expressió:

$$q = \frac{1}{2} \rho \cdot V^2$$

En resum, les variables que afecten a les forces sobre l'avió són:

- Forma del perfil.
- Superfície de les ales i la forma d'aquesta.
- Densitat de l'aire ( $\rho$ ).
- Velocitat ( $V$ ).
- Angle d'atac.
- Velocitat del so en el aire (compressibilitat).
- Viscositat de l'aire.
- Rugositat de la superfície

La forma en que actua el perfil és la següent:

- a) Sobre el extradós existeix succió i sobre el intradós una sobrepressió.
- b) El valor de la succió és molt més gran que el de sobrepressió. En percentatge, l'ordre de valors de les contribucions a la sustentació són d'un 75% per a la succió i un 25% per a la sobrepressió.
- c) Tant la succió com la sobrepressió, tenen més efecte com més a prop de la vora d'atac estiguin.

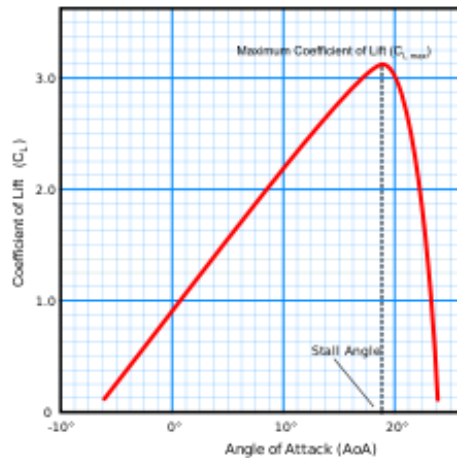
## 2.5 Sustentació i resistència

Suposem que posem un ala completa amb *perfil asimètric* en un túnel aerodinàmic. Per nosaltres, un túnel aerodinàmic serà un dispositiu capaç d'originar una corrent d'aire amb una velocitat  $V$ , densitat  $\rho$ , i de mesurar forces en la direcció de la corrent d'aire: *resistència*; i en la direcció perpendicular: *sustentació*.

Si col·loquem el perfil amb diversos angles d'atac i mesurem les forces de sustentació i resistència originades sense variar ni la densitat ni la velocitat, i efectuem els quocients de  $L$  (força per unitat de longitud) entre  $q \cdot S$ , sent  $S$  la superfície alar, obtindrem un coeficient sense dimensions, que denominarem  $C_L$ , **coeficient de sustentació**.

$$\frac{L}{q \cdot S} = C_L$$

Representant ara  $C_L$  en funció de l'angle d'atac, tenim que  $q \cdot S$  és constant i a major angle d'atac, més gran és  $L$ .



Observem que per  $\alpha = 18^\circ$ , i  $C_L = 1,75$ ; la força de sustentació disminueix bruscament, és el que anomenem **la pèrdua**.

Si efectuem novament l'experiència amb aire a major velocitat, intuïtivament es comprèn que les forces  $L$  seran majors i així esdevindria en les mesures preses pel túnel. Podríem pensar que el  $C_L$  per a cada angle d'atac també seria major, però no és així.

Al augmentar la velocitat del aire també ho farà  $q$  (ja que és  $\frac{1}{2} \rho \cdot V^2$ ), llavors  $C_L$  seguirà sent el mateix.

El  $C_L$  tan sols dependrà de l'angle d'atac. **La corba de  $C_L$  en funció de l'angle d'atac és invariable, de manera que a cada angle d'atac li correspondrà un  $C_L$  i al inrevés.**

**Al igual que també es mantindrà constant l'angle d'atac d'entrada en pèrdua.**

Efectuant els mateixos passos amb la resistència  $D$ , veuríem que les forces de resistència  $D$  variarien amb la velocitat, densitat i angle d'atac, però el coeficient de resistència  $C_D$ , definit com:  $C_D = D/(q \cdot S)$  solament dependrà de l'angle d'atac.

En definitiva, la sustentació ve donada per la fórmula:

$$L = C_L \cdot q \cdot S$$

$L$  = Sustentació.

$S$  = Superfície de l'ala.

$q$  = Pressió dinàmica ( $\frac{1}{2} \rho V^2$ )

$C_L$  = Coeficient de sustentació.

## 2.6 Influència del tipus de perfil sobre el coeficient de sustentació

En el cas d'un perfil asimètric, per a  $\alpha = 0$ , existeix força de sustentació, i per tant  $C_L$ , ja que tot i no haver-hi angle d'atac, seguiríem tenint més velocitat en el extradós respecte a l'intradós. Tanmateix, per a perfils simètrics i amb angle d'atac 0, són nuls tant  $L$  com  $C_L$  (Fig.2.8).



Fig. 2.8

Els factors que influeixen en el coeficient de sustentació d'un avió, són:

- **Radi de curvatura de la v.a.** A mesura que augmenti, més alt serà el  $C_{Lmàx}$ .
- **Curvatura.** Una major curvatura també ho augmenta, ja que augmenta la circulació al voltant del perfil.
- **Espessor.** Fins valors moderats de l'espessor (al voltant del 14%) el  $C_{Lmàx}$  pot créixer; per sobre del 14% comença a decreixer.
- **Número de Reynolds.** A més RN, major serà el  $C_{Lmàx}$ .

## 2.7 Influència de la viscositat. Despreniment de la corrent.

Tornant a l'exemple que havíem posat a l'apartat 2.2 («distribució de pressions sobre un cilindre»), en que teníem un cilindre en el qual no vàrem tenir en compte la viscositat, observem que la velocitat varia des de zero en el punt de recés esquerra, fins a un valor màxim en la part superior, i les pressions que experimenta el cilindre varien des de una pressió positiva màxima en el punt de recés fins a un punt en què la pressió és nul·la, i després es fa negativa. En tot aquest tram, la pressió varia decreixent. A partir de la part superior fins al punt de recés de la dreta, passa tot el contrari.

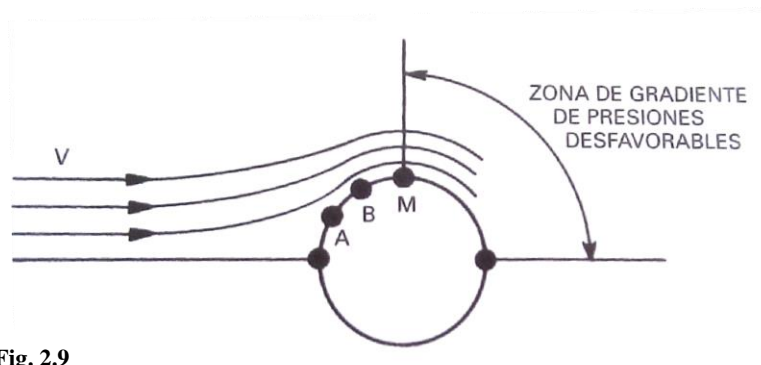


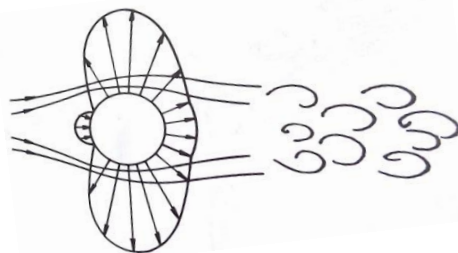
Fig. 2.9

Observem que entre el punt de recés de l'esquerra, i la part superior M, la pressió en un punt B és inferior respecte a la que existiria en altre punt A situat a la seva esquerra, i que en B, el fluid deu tenir major velocitat que en A, el gradient de pressions que existeix ajuda a aquest augment de velocitat. És a dir, existeix un **gradient favorable de pressions**.

A partir de la part superior, el que passa és que les pressions van augmentant, i la velocitat haurà de disminuir. La velocitat en aquest punt que és la màxima, hauria de ser suficientment gran per poder vèncer el gradient de pressions creixent (Fig.2.9) que es trobarà fins arribar al punt de recés de la dreta. Si el fluid no tingués viscositat esdevindria així, i el fluid arribaria a aquest punt amb velocitat zero.

Però en un fluid real, degut a la viscositat, existeix fricció, de manera que **la velocitat de les partícules van disminuint i arribaran a la velocitat zero abans d'arribar al punt de recés de la dreta**, les partícules s'aniran acumulant en aquest punt, originant el desprendiment de la capa límit de la superfície del cilindre.

La distribució de pressions seria la següent:



El comportament d'un perfil aerodinàmic és comparable al d'un cilindre.

*El desprendiment de la capa límit es produeix quan aquesta té poca velocitat, i existeixen partícules dins d'aquestes amb velocitats pràcticament nul·les en la zona on el gradient de pressions és desfavorable.*

### 2.7.1 Efecto Coanda

Amb l'objectiu de retardar el moment de pèrdua, és a dir, poder volar a velocitats menors, s'utilitzen diversos dispositius, anomenats *dispositius hipersustentadors*.

Introduïrem llavors el concepte de **efecte Coanda**. Consisteix en que si s'introdueix un raig d'aire o gas en contacte amb una superfície, el raig segueix pegat a la superfície inclús encara que aquesta sigui corba. Si aquest raig s'introdueix sobre l'ala en la direcció de la corrent d'aire, comunica energia a la capa límit, i evita que es desprengui i entri en pèrdua.

Un perfil aerodinàmic amb un gran angle d'atac crea un gradient de pressions desfavorables en el extradós, que fa que la capa límit es desprengui. **Si aquest desprendiment esdevé a prop de la vora d'atac, no existeix la distribució de pressions que origina la succió, i té lloc la pèrdua.**

Com que sempre existirà la viscositat, **sempre haurà desprendiment de la capa límit que esdevindrà molt a prop de la v.s.** i per tant haurà resistència de pressió. **Si el desprendiment de la capa límit té lloc a prop de la v.a., hi haurà pèrdua.**

El desprendiment de la capa límit té lloc en un punt anomenat *punt de separació*, que és diferent del *punt de transició*.

La teoria de la capa límit de Prandtl proporciona els següents resultats:

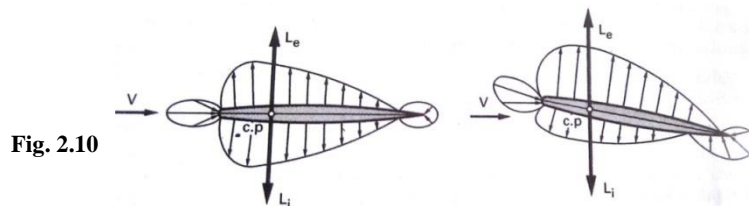
- El punt de separació serà sempre el mateix per a un determinat perfil i una determinat angle d'atac, independentment de la velocitat.
- En el moment en que hi ha un punt separat de la paret en el que la velocitat sigui zero, la corrent dins de la capa límit ja no pot seguir al llarg del cos i el sentit de la mateixa s'inverteix provocant la separació d'ela capa límit.
- Els remolins que provoca la separació deixen una estela, que fa que la pressió en aquesta sigui menor que la de la corrent lliure, donant lloc a un succió que actua sobre el cos i dóna lloc a la resistència denominada de *estela, pressió o forma*.

## 2.8 Moments de capcineig

Fins ara hem vist com la distribució de pressions sobre un perfil donava lloc a una força resultant. Analitzant aquesta distribució, veurem com dona origen també a **moments aerodinàmics**.

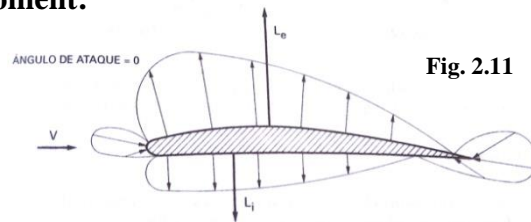
**Per a un perfil simètric, amb angle d'atac zero**, la distribució de pressions és simètrica; la força resultant sobre el extradós ( $L_e$ ), és igual a la del intradós ( $L_i$ ); com tenen sentits oposats, i estan aplicades en el mateix punt, **no hi haurà sustentació ni moment de capcineig**.

Si el mateix **perfil simètric, té un angle d'atac positiu**, la distribució de pressions ja no serà simètrica (Fig.2.10);  $L_e$  i  $L_i$  estan aplicades en el mateix punt, però serà major al extradós, creant així **sustentació però no hi haurà moment**.



**En un perfil asimètric**, la línia de curvatura ja no coincideix amb la corda. Per a un **angle d'atac nul**, tindrem una distribució de pressions desigual, sent llavors  $L_e$  major

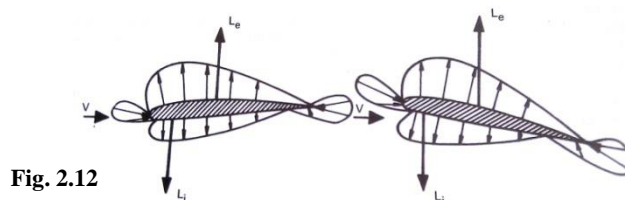
que  $L_i$ , i al existir curvatura no estaran aplicades al mateix punt (Fig.2.11). **Dues forces paral·leles amb sentit contrari no aplicades al mateix punt, donen lloc (a més de sustentació) a un moment:**



La sustentació serà la resultant entre les forces sobre el extradós i el intradós. El punt on s'aplica aquesta força s'anomena *centre de pressió (c.p.)*.

**Per tal que un perfil asimètric no tingui sustentació, necessitem un angle d'atac negatiu.**

Com a resultat podem dir que una ala amb perfil simètric produirà una sustentació que dependrà del angle d'atac, però no donarà origen a cap moment de capcineig per si mateixa; una ala amb curvatura (positiva) produirà per angles d'atac tant positius com negatius, un moment de picat (Fig.2.12), que amb el conveni de signes escollit és negatiu.



La posició del *c.p.* es dona a partir de la vora d'atac en % de la corda.

**El valor del moment de capcineig  $M$**  en un perfil dependrà de les mateixes variables que la sustentació  $L$ , ja que **és degut** precisament a les mateixes causes que produeixen la sustentació; és a dir, **a la forma de la distribució de pressions**. El seu valor es dona per la següent fórmula:

$$M = C_M \cdot q \cdot S \cdot c$$

$M$  = Moment.

$$q = \text{Pressió dinàmica} = \frac{1}{2} \rho \cdot V^2$$

$S$  = Superfície de les ales.

$c$  = Corda.

$C_M$  = Coeficient de moment, que dependrà de la sustentació  $C_L$  i del punt respecte el qual es prenguin els moments.

**El valor de  $M$  també dependrà del punt respecte el qual es prenguin els moments.**

Pel que hem exposat fins ara sobre l'origen del moment de capcineig podem dir que el coeficient de moment de capcineig  $C_{MO}$  és:

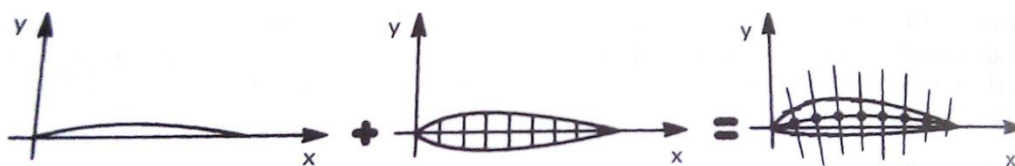
- a) **Negatiu de picat**, en els **perfils amb curvatura positiva** (els més usuals).
- b) **Positiu de encabritat**, en **perfils amb curvatura negativa**.
- c) **Nul en perfils simètrics**.

|                                      | $\alpha = 0$                            | $\alpha > 0$   | $\alpha < 0$  |
|--------------------------------------|---|--|---|
| <b>Perfil simètric</b>               | $M = 0$<br>$L = 0$                      | $M = 0$<br>$L > 0$   | $M = 0$<br>$L < 0$  |
| <b>Perfil amb curvatura positiva</b> | $M < 0$<br><i>Picat</i><br>$L > 0$      | $M < 0$<br><i>Picat</i><br>$L > 0$                                       | $M < 0$<br><i>Picat</i><br><i>L pot ser: negatiu, nul o positiu</i> |
| <b>Perfil amb curvatura negativa</b> | $M > 0$<br><i>Encabritat</i><br>$L < 0$ | $M > 0$<br><i>Encabritat</i><br><i>L pot ser: positiu, nul o negatiu</i> | $M > 0$<br><i>Encabritat</i><br>$L < 0$                             |

## 2.9 Nomenclatura NACA dels perfils

Als Estats Units, el **NACA** (*National Advisory Committee for Aeronautics*), actualment la **NASA**, ha portat a la fi una investigació sistemàtica de diferents tipus de perfils, que es coneixen amb el nom de perfils NACA, seguit d'una sèrie de nombres, que determinen la seva construcció (existeixen altres estudis sobre perfils que van donar lloc a altres tipus de nomenclatura, com ho són el *Clark Y*, *Göttingen* i *RAF*).

**Les xifres que van darrere del sobrenom NACA indiquen, per la seva quantitat (quatre o cinc xifres) i pel seu valor, les dades necessàries per a poder determinar o construir el perfil completament**, dibuixant primer la línia de curvatura mitja, i distribuïnt després sobre aquesta l'espessor corresponent a un perfil simètric, és a dir, donen una llei de curvatura i una distribució de espessor:



▪ **Sèrie NACA de quatre xifres**

*Exemple: NACA 2412*

- 1a xifra (2): expressa la ordenada màxima de la línia de curvatura mitja en % de la corda.
- 2a xifra (4): expressa la posició de l'ordenada màxima de curvatura en dècimes de la corda. En el 40%.
- 3a i 4a xifra (12): expressen l'espessor màxim del perfil en % de la corda: 12%.

Tots aquests perfils **tenen el espessor màxim situat en el 30%** de la corda, i si anomenem t a l'espessor màxim, el radi de curvatura de la vora d'atac és  $r = 1,1t$ .

▪ **Sèrie NACA de cinc xifres**

*Exemple: NACA 23012*

- 1a xifra (2): expressa aproximadament el valor de la ordenada màxima de la línia de curvatura mitja.
- 2a i 3era xifra (30): designen el doble de la posició de l'ordenada màxima: 15%.
- 4a i 5a xifra (12): espessor màxim en % de la corda: 12%.

L'avió *Douglas DC-6*, entre d'altres, té aquest perfil.



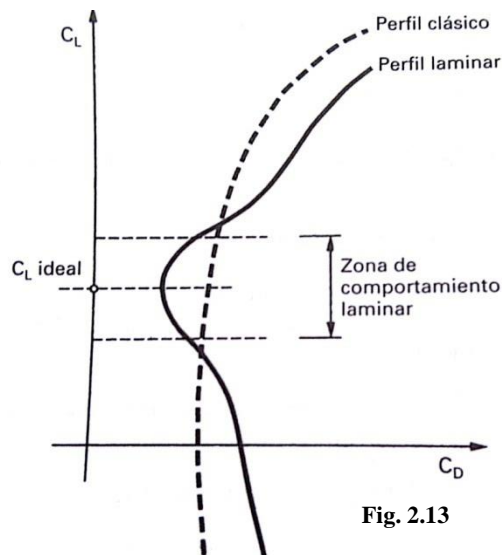
*Douglas DC-6*



▪ **Sèrie NACA de sis xifres. Perfils laminars.**

En aquests es manté el règim laminar de la capa límit durant la major part del perfil, el que significa una disminució considerable de la resistència de fricció (Fig.2.13) Exemple: 661-212.

- 1a xifra (6): Indica el número de sèrie, amb el que es coneix el tipus de distribució d'espessor utilitzat. Sèrie 6.
- 2a xifra (6): Posició del mínim de pressió del perfil simètric, en dècimes de la corda: 60%.
- 3a xifra (1): Indica en dècimes de la semiamplitud del interval al voltant del  $C_L$  ideal, pel qual la capa límit és laminar ( $\pm 0,1$ ). És a dir, el interval en que es deu utilitzar.
- 4a xifra (2): És el coeficient de sustentació ideal multiplicat per 10 ( $C_L$  ideal = 0,2).
- 5a i 6a xifra (12): espessor màxim: 12%.



**La major disminució de resistència de fricció s'aconsegueix a  $C_L$  petits**, és a dir, a altes velocitats.

Existeixen altres tipus de nomenclatura NACA, algunes són simplement derivació d'aquestes exposades.

Actualment aquestes sèries de perfils han donat camí al projecte per ordinador de perfils especialitzats en complir determinats requisits. Un d'aquests nous perfils és el perfil supercrític, amb una vora d'atac molt arrodonida i el extradós molt pla.

## 2.10 Finesa

Un valor molt important en les actuacions dels avions és la finesa.

La finesa és el coeficient entre la sustentació ( $L$ ) i l'arrossegament ( $D$ ), i es representat per  $f$ . El que ens indica aquest número, és si un perfil o ala és adient per a un avió planador.

$$f = \frac{L}{D} = \frac{C_L}{C_D}$$

Els avions planadors es caracteritzen per no estar impulsats per cap motor propulsor, juguen amb els paràmetres de sustentació i resistència per tal de poder-se mantenir enlaire. Disposen d'ales molt llargues i estretes; els perfils més adequats per aquests tipus d'avions són aquells que tinguin un alt  $C_L$  alternat amb un  $C_D$  molt petit.



*Aviò planejador*

### 3. Dispositius hipersustentadors

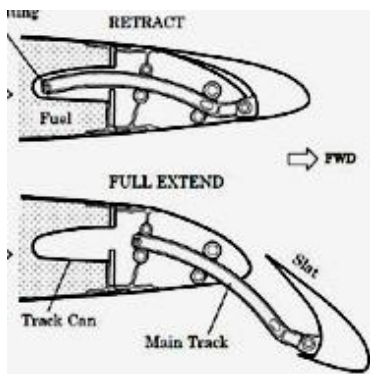
Són dispositius que s'utilitzen durant l'enlairament o l'aterratge. Disminueixen la velocitat mínima que l'avió necessita per a enlairar o aterrar. Per aconseguir-ho, augmenten la superfície de l'ala i el coeficient de sustentació, amb l'objectiu de disposar d'una gran força de sustentació a baixes velocitats.

Els aspiradors de capa límit són dispositius que absorbeixen l'aire de la capa límit on s'espera que aquesta es desprengui. Amb això aconseguim que la capa límit es mantingui pegada a la superfície de l'ala, i a la vegada, absorbim les molècules (que al haver perdut velocitat) oposen resistència a l'avanç de la capa límit per la superfície.

El bufador de capa límit consisteix en enviar un raig d'aire que transmetrà energia cinètica a la capa límit, per tal d'evitar que aquesta disminueixi la seva velocitat. Gràcies a això, es poden aconseguir angles d'atac majors sense tenir el risc d'entrar en pèrdua.

#### 3.1 Ranures de vora d'atac

El dispositiu anomenat *slat* consisteix en un "perfil extensible" que surt des de la vora d'atac.

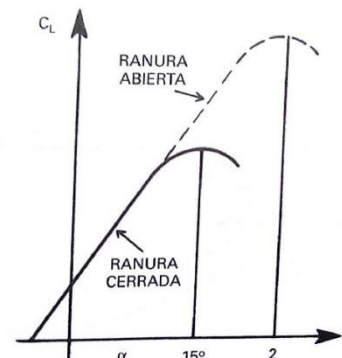


Esquema funcionament slat

L'efecte d'aquest dispositiu és comparable al d'un bufador de capa. Al existir una major pressió al intradós que a l'extradós, l'aire tendeix a fluir a gran velocitat cap al extradós comunicant més energia a la capa límit.

Permet arribar a angles d'atac molt majors sense entrar en pèrdua, i aconseguir, per tant, un  $C_{L\text{màx}}$  major.

Diferència de  $C_L$  respecte l'angle amb slat

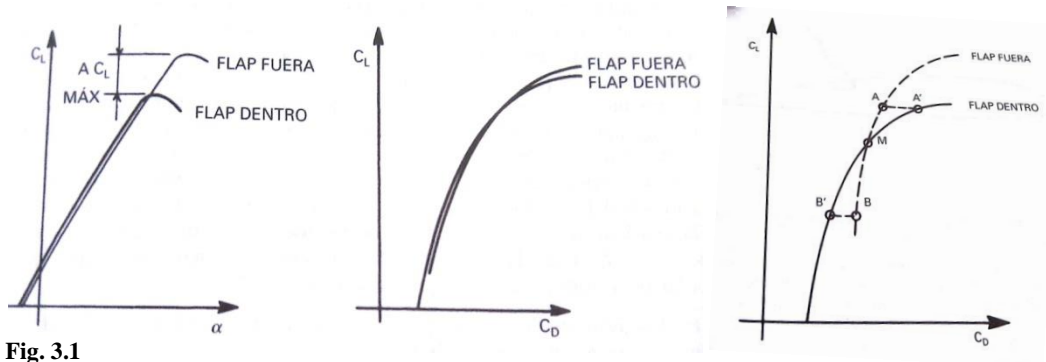


## 3.2 Dispositius

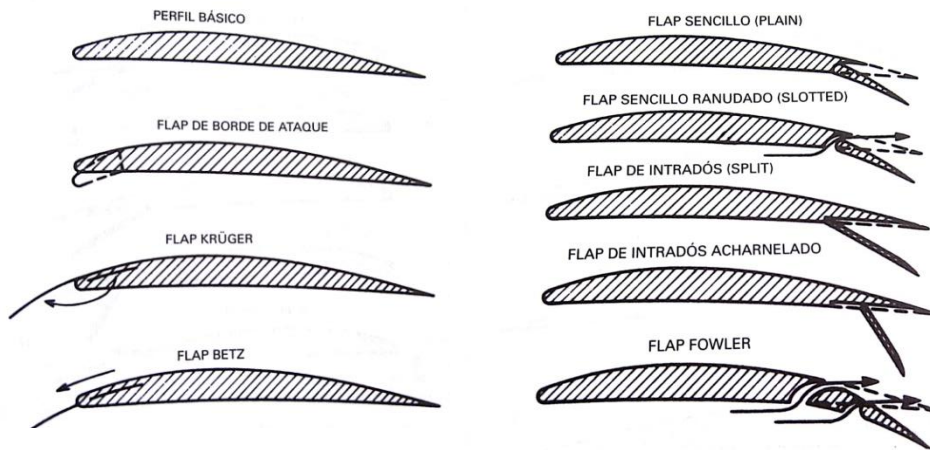
### 3.2.1 Flaps

Són aquelles parts mòbils del perfil principal, que al moure's respecta aquest variant la curvatura augmentant-la, aconseguint, un augment del valor de  $C_{L\text{ màx}}$  (Fig.3.1) Van instal·lats en la part central de l'ala.

Augmenten el  $C_{L\text{ màx}}$  i l'angle d'atac de sustentació nul·la. Al mateix temps que la resistència, causant que la corba polar es mogui cap a la dreta.



Hi ha dos tipus de flaps: **flaps de vora de sortida i flaps de vora d'entrada.**



**A altes velocitats és innecessari mantindre el flap fora ja que l'únic que aconseguim és una major resistència.**

Durant l'enlairament necessitem una força de sustentació major al pes de l'avió. Amb els flaps podem augmentar el  $C_L$  però aquests augmenten la resistència disminuint la velocitat alhora. Llavors també necessitem una gran força dels motors per cobrir aquesta pèrdua de velocitat.

**Durant el vol ja tenim una velocitat considerablement gran, per tant no cal que el  $C_L$  sigui molt elevat, llavors no es necessiten els flaps ni angles d'atac molt grans.**

### 3.2.2 Spoilers i winglets

Són dispositius encarregats de disminuir la força de sustentació en el ala. S'utilitzen durant l'aterratge una vegada que l'avió ha tocat el sòl, per evitar que l'avió torni a posar-se en vol; i també en vol per a disminuir l'altura de vol (**funció d'aerofrens**).

També es poden utilitzar per al control lateral de l'avió; en aquest cas, solament s'obren els spoilers d'una ala augmentant la resistència en aquesta i disminuint la velocitat: la diferència de velocitats de les dues ales crea aquest moviment de "guinyada".

Altre dispositiu és el **winglet**. Es col·loca a les puntes de les ales, es poden considerar com a una millora respecte a les plaques de punta d'ala. Afecta a l'estructura dels remolins de punta d'ala, modificant també la distribució de la corrent al llarg d'aquesta de manera que es redueix la resistència induïda.



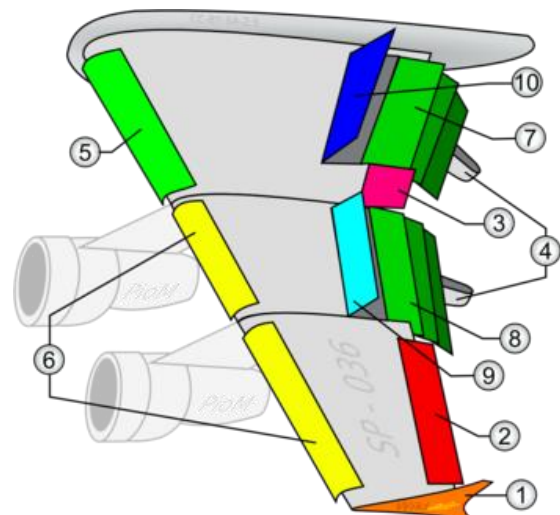
*Spoiler*



*Winglet*

### 3.2.3 Alerons

Dispositius que s'encarreguen de controlar el moviment en l'eix longitudinal de l'avió. S'aconsegueix mitjançant la deflexió asimètrica d'aquests en ambdues ales (en una ala, l'aleró es flexiona cap a dalt; en l'altre, es flexiona cap a baix).



- Winglet (1)*
- Alerons (2)(3)*
- Flaps (4)(5)(7)(8)*
- Slats (6)*
- Spoilers (9)(10)*

*Dispositius de l'ala*

## 4. Vol a grans velocitats

### 4.1 Ones de xoc a vol subsònic. Mach crític.

La velocitat de l'aire en el extradós és superior a la de corrent lliure, originant, per tant, una disminució de pressió respecte al intradós que dona lloc a una força cap a dalt, la sustentació.

L'augment de velocitat local sobre el extradós pot fer, que localment en el punt de velocitat màxima sobre l'extradós s'arribi a una velocitat igual a la del so, encara que estem en vol **subsònic**.

El número de Mach que fa que en un punt de l'extradós s'arribi localment a  $M = 1$ , denominat  $M_{crític}$ .



*Avions caça trencant barrera del so a vol subsònic.*

Si la velocitat de l'avió augmenta per sobre del  $M_{crit}$ , el punt on s'arriba a  $M = 1$  sobre el extradós estarà més adelantat, i en el punt de màxima velocitat s'haurà superat la velocitat del so.

L'augment de velocitat de subsònic a supersònic es fa de forma continua i suau, és un procés d'expansió en el que es converteixen la velocitat, la pressió i la energia interna, però el pas de subsònic a supersònic es fa mitjançant una **ona de xoc**.

**Una ona de xoc significa una discontinuïtat en els valors de la pressió, densitat i temperatura que augmenten bruscament, i de la velocitat que disminueix, també bruscament, el procés ja no és isentròpic (no hi ha ordre de les molècules).**

**Darrere de la ona de xoc l'aire és més dens, més calent, té més pressió i menys velocitat que davant.**

Si seguim augmentant la velocitat de vol ens trobarem amb que la ona de xoc de l'extradós se'n va cap enrere, al mateix temps que augmenta i comença a formar-se altre en el intradós. **Al intradós es forma més tard perquè estem considerant un perfil asimètric amb curvatura positiva**, per tant, al intradós l'aire té menys velocitat que a l'extradós i triguem més en arribar a velocitat supersònica.

En el cas de **perfils asimètrics** que s'utilitzen també en vol supersònic, l'ona de xoc del intradós es formaria després que al extradós, encara que es mou més ràpidament cap enrere arribant abans a la vora de sortida.

Si encara es seguís augmentant la velocitat, al arribar a un *Mach unitat* o superior, es formaria una ona de xoc de *proa* per davant de la vora d'atac.

## 4.2 Ala supercrítica

La forma de l'ala té un **extradós aplanat i una vora d'atac amb més curvatura i de menys espessor**, que els utilitzats en els perfils convencionals.



El que diferencia aquests tipus de perfils dels convencionals és que l'ona de xoc és més dèbil, existint menys pèrdua d'energia i una resistència d'ona de xoc també menor; a més, l'ona apareix més endavant que en les ales convencionals.

Si comparem dos perfils, un de supercrític i altre convencional, veurem que conforme augmenta el número de Mach, l'ona de xoc va cap enrere i es fa més forta, sempre estarà més avançada en la supercrítica, arribant un moment en que la corrent es desprengui de en la convencional, però no es desprendrà encara en la supercrítica per ser l'ona menys forta. Per tant, **l'enorme augment de resistència que produeix la separació de la corrent es produirà a números de Mach més elevats en el perfil supercrític.**

Aquests perfils s'assimilen a un de tipus convencional invertit. La curvatura del perfil en la vora de sortida fa que hi hagi una gran diferència de pressions entre el intradós i el extradós (sustentació), i com l'ona de xoc es forma més endavant i es més dèbil que en un perfil convencional, resulta que un gran percentatge de la sustentació es produeix en una zona de corrent subsònica.

En resum, les diferències que hi ha entre un perfil supercrític i un perfil convencional, són les següents:

- Radi de curvatura de la vora d'atac molt gran.
- Molt d'espessor.
- Extradós pla.
- Línia de curvatura mitja amb forma de "S".
- Vora de sortida gruixa.

Les diferències de caire aerodinàmic són:

- L'ona de xoc és molt dèbil i comença a formar-se molt a prop de la vora de sortida (Fig.4.1).
- Presenta menor resistència.

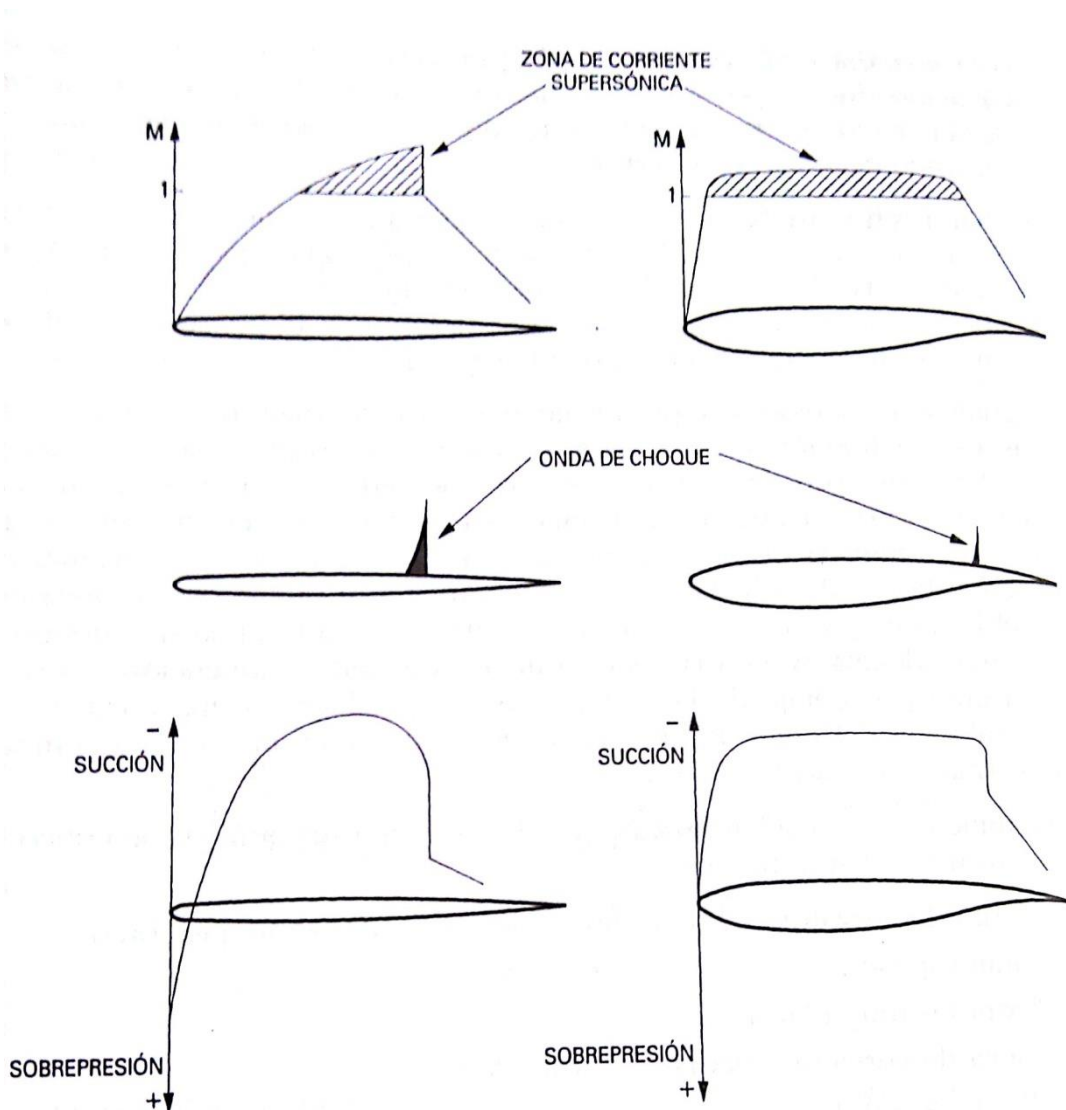


Fig. 4.2



## 5. Experimentació

### 5.1 Objectius

L'objectiu que ens hem marcat per a la part experimental d'aquest treball ha sigut dissenyar diversos perfils alars per tal de veure com afectaven les seves diferències constructives en l'àmbit aerodinàmic. Per tal de realitzar les mesures, hem comptat amb la col·laboració de la Universitat Politècnica de Castelldefels, que ens han deixat utilitzar del seu laboratori el túnel de vent i els aparells accessoris.

Els paràmetres que hem estudiat per a cadascun dels perfils són la **sustentació** ( $L$ ) i l'**arrossegament** ( $D$ ).

### 5.2 Perfils

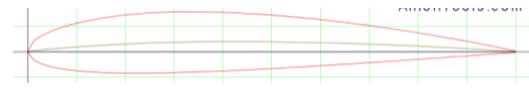
Els perfils que hem escollit per a fer els experiments són els següents:

- **NACA 0012**: un perfil simètric de poc espessor (12%). Aquest ha sigut proporcionat per la Universitat Politècnica de Castelldefels.
- **NACA 2412**: perfil asimètric (2%) de poc espessor (12%). Un perfil que ha sigut molt utilitzat en antics avions comercials.
- **NACA 8412**: perfil asimètric (8%) de poc espessor (12%). Destaca per la seva gran curvatura respecte dels altres perfils.
- **NACA 2421**: perfil asimètric (2%) de molt espessor (21%). Similar al NACA 2412 però amb la diferència de que compta amb un 9% més d'espessor.
- **NACA SC(2) 0414**: perfil supercrític amb poc espessor (14%).

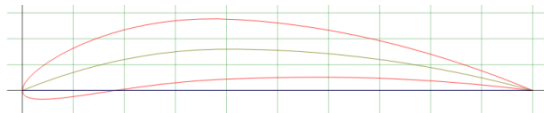
De tots aquests perfils, no hem pogut fer les pràctiques amb el NACA 2421 per falta de temps.



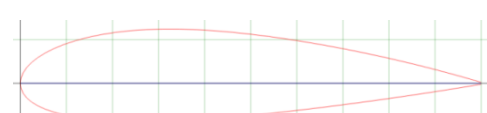
NACA 0012



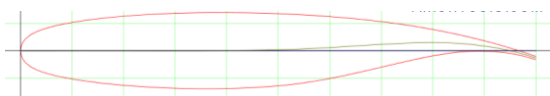
NACA 2412



NACA 8412



NACA 2421






NACA SC 0414

## 5.3 Disseny

### 5.3.1 Software

Per al disseny dels diversos perfils, s'han emprat diversos programes, amb els quals hem treballat simultàniament.

Els programes utilitzats han sigut els següents:

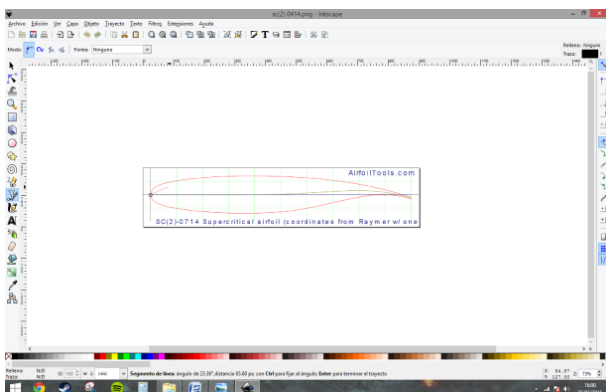
- *SolidWorks 2014*: programa de modelatge 3D. 
- *Inkscape*: programa d'edició d'imatge i dibuix. 
- *Autodesk Maya*: programa de modelatge 3D. 

Entre aquests programes, el «Autodesk Maya» va ser utilitzat, però no oferia cap sistema mètric per tal de poder fer les mesures exactes.

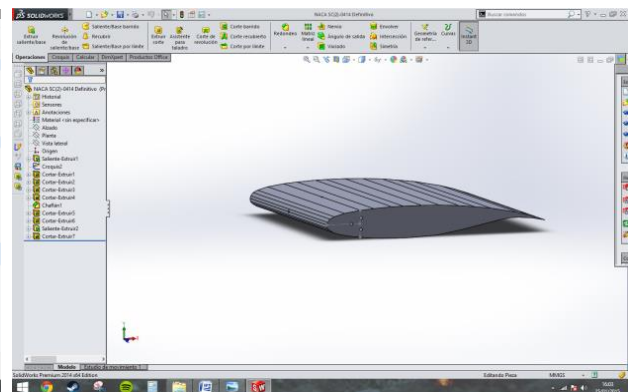
### 5.3.2 Procés

El procés que hem seguit per a cadascuna de les ales ha sigut el mateix:

1. Recerca de la imatge del perfil.
2. Transformació d'aquesta imatge en imatge vectorial mitjançant el programa «Inkscape».
3. Introduir la imatge vectorial en «SolidWorks» i fer el modelatge 3D.
4. Guardar el model 3D del perfil en format “.stl”.
5. Impressió del model mitjançant una **impressora 3D**.



*Inkscape*



*SolidWorks*

### 5.3.3 Impressió

Com hem esmentat abans, una vegada fets els dissenys a ordinador, el següent pas era imprimir el perfil.

Tots els perfils comparteixen unes mateixes característiques:

- Els perfils **mesuren 0,15m x 0,15m** (excepte el NACA 0012 que mesura 0,15m x 0,30m).
- Tenen **tres forats**: un a la vora d'atac, i altres dos a l'extradós i al intradós. Cadascun dels orificis penetra 5 mm perpendicularment en la superfície (excepte el de la vora d'atac, que varia en funció del perfil) y estan **connectats simultàniament a altres tres orificis al lateral del perfil**. Tots aquests orificis tenen 1 mm de diàmetre.<sup>1</sup>
- A l'altre costat del perfil, tenen un forat que penetra 4 cm en la superfície i una vora que sobresurt d'1cm. El forat tenia **12,1 mm de diàmetre**. En aquest forat posarem una barra d'acer que serà la qual subjecti el perfil dins del túnel de vent. Era precís que la barra d'acer mesurés 12 mm de diàmetre exactes, ja que és la mesura que demanava la balança del túnel.

El **material** del qual estan fets els perfils s'anomena **PLA**(*poliàcid làctic*): és un polímer construït per molècules d'àcid làctic que s'utilitza per a fer envasos; a més, és un material biodegradable que es desfà fàcilment en aigua (H<sub>2</sub>O) o òxid de carboni (CO). Aquest termoplàstic s'obté fàcilment del midó de blat de moro o de la canya de sucre.

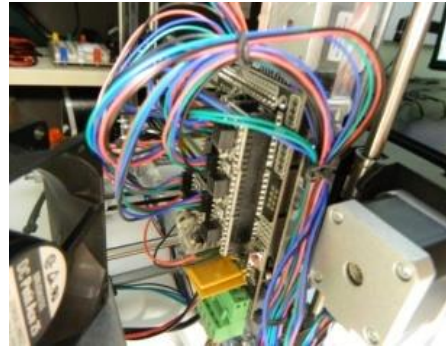
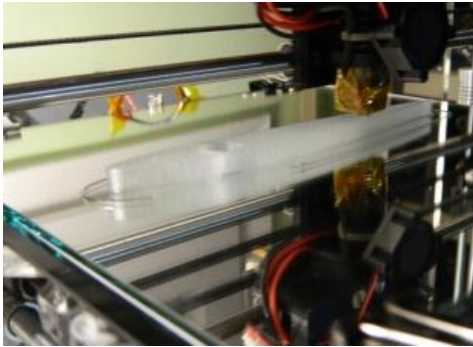
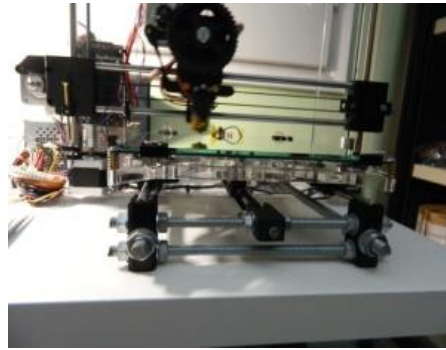
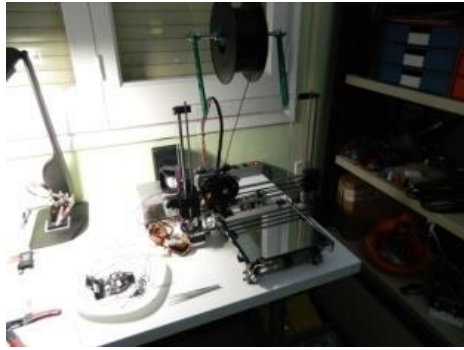
Els models que nosaltres hem imprès han estat fets amb la impressora "**Prusa i3**".

Les **característiques generals** de cadascuna de les impressions són:

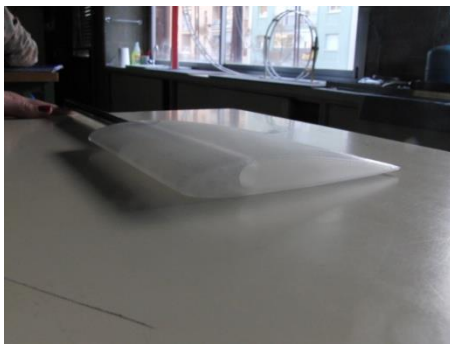
- **NACA 2412**. Omplerta al 100%, amb capes de fil de 0,2 mm de gruix.  
Pes: 0,324 kg.
- **NACA 8412**. Omplerta al 80%, amb capes de fil de 0,2 mm de gruix.  
Pes: 0,273 kg.
- **NACA 2421**. Omplerta al 70%, amb capes de fil de 0,4 mm de gruix.  
Pes: 0,471 kg.
- **NACA SC(2) 0414**. Omplerta al 70%, amb capes de fil de 0,4 mm de gruix.  
Pes: 0,267 kg.

---

<sup>1</sup> L'objectiu dels orificis era estudiar la distribució de pressions a cadascun, però finalment no s'ha realitzat ja que la distribució es manté molt semblant en tots els perfils.



*Fotografies impressora Prusa i3*



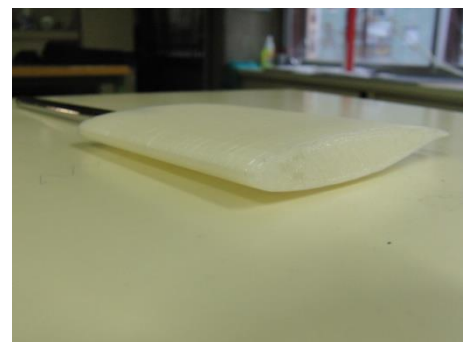
**NACA 2412**



**NACA 8412**



**NACA 2421**

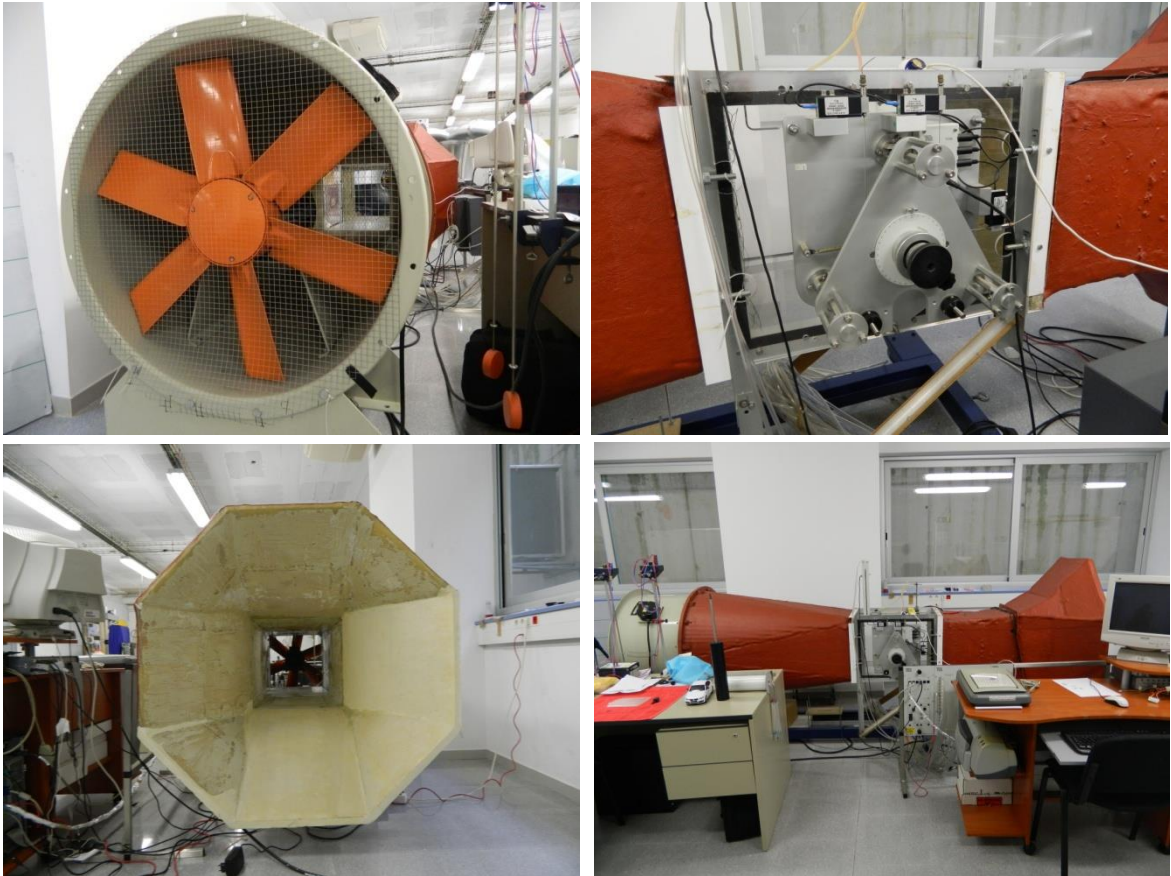


**NACA SC 0414**

## 5.4 Túnel de vent

Per a la realització de les mesures hem utilitzat el *túnel de vent* dels laboratoris de l'Escola de Enginyeria de Telecomunicació i Aeroespacial de Castelldefels de la UPC.

Un **túnel de vent** és un aparell amb forma de tub, que mitjançant el moviment rotor transmès a unes aspes, fa circular l'aire a través d'aquest a una velocitat determinada. Al introduir un objecte, una balança calibrada mesura les forces que actuen sobre aquest, i les transmet a l'ordinador.



*Túnel de vent*

El mecanisme del túnel funciona de manera que les aspes, al girar, en comptes de bufar l'aire a través del túnel, **absorbeix l'aire que hi ha fora des de l'altre extrem.**

La diferència que hi ha és que **el corrent d'aire que es crea dins del túnel és més estable.**

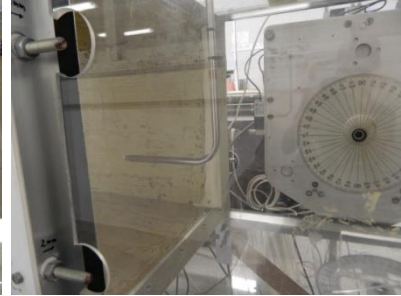
Per posar les aspes en funcionament, s'ha d'indicar la velocitat d'aquestes en un aparell, però aquest ho indica en *Hz*. Per a passar-ho a *m/s* vàrem utilitzar un *tub de Pitot*, el qual connectat a un altre aparell, ens donava la velocitat en la unitat desitjada.



*Indicador de velocitat en Hz*



*Indicador de velocitat en m/s*



*Tub de Pitot*

A continuació, tenim una taula de conversió de les velocitats:

| <b>Hz</b> | <b>m/s</b> | <b>km/h</b> |
|-----------|------------|-------------|
| 5         | 1,4        | 5,04        |
| 6         | 2,45       | 8,82        |
| 8         | 4,2        | 15,12       |
| 10        | 6,0        | 21,6        |
| 12        | 7,7        | 27,72       |
| 14        | 9,25       | 33,3        |
| 16        | 10,5       | 37,8        |
| 18        | 12,2       | 43,92       |
| 20        | 13,9       | 50,04       |
| 22        | 15,4       | 55,44       |
| 24        | 16,8       | 60,48       |
| 26        | 18,2       | 65,52       |
| 28        | 19,7       | 70,92       |
| 30        | 21,2       | 76,32       |
| 32        | 22,7       | 81,72       |
| 34        | 24         | 86,4        |
| 36        | 25,6       | 92,16       |
| 38        | 26,8       | 96,48       |
| 40        | 28,2       | 101,52      |

## 5.5 Resultats

Tots els resultats obtinguts en els experiments han sigut fets al **mateix número de Reynolds, i amb la mateixa velocitat** (21,2 m/s)

$$RN = \frac{\rho \cdot V \cdot L}{\mu} = \frac{1,225 \cdot 21,2 \cdot 0,15}{1,789 \times 10^{-5}} = 216\,000 \text{ RN}$$

De cadascun dels perfils, hem obtingut la força de sustentació, i la força d'arrossegament per angles d'atac diferents. Hem escollit un rang d'angles des de  $-15^\circ$  a  $24^\circ$  amb intervals de  $3^\circ$ .

I a arrel d'això, hem extret diverses gràfiques:

- Corba polar ( $C_D/C_L$ )
- $C_L/\alpha$
- $C_D/\alpha$

Abans de començar, s'ha de tenir en compte que són experiments, i els resultats sempre tenen un marge d'error.

Afegir també que les ales impreses no tenen una superfície perfectament llisa, paràmetre que ens ha ocasionat errors al llarg dels experiments.

No obstant, afegirem al costat **els resultats teòrics** que haurien de sortir en quant a la sustentació, calculats mitjançant les fórmules, però aquests **no tenen en compte la viscositat de l'aire, i per tant, la pèrdua, només calculen la part lineal del gràfic.**

Per a distingir els resultats teòrics dels experimentals, s'ha de seguir aquesta llegenda:

- Color **verd**: resultats experimentals.
- Color **vermell**: resultats teòrics.

En els resultats teòrics no és possible expressar l'arrossegament (D), degut a que és un paràmetre que solament es pot calcular experimentalment, amb l'ajuda d'una balança.

Les fórmules<sup>2</sup> utilitzades per a calcular els resultats teòrics han sigut les següents:

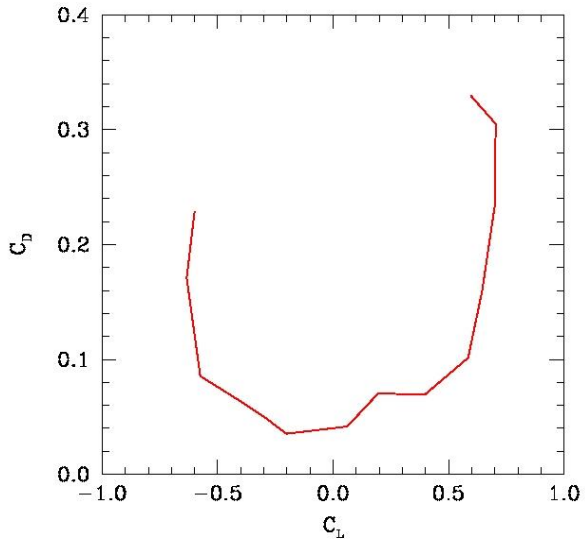
$$C_L = 2\pi(\alpha - \alpha_{L \alpha=0}) \quad L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L$$

---

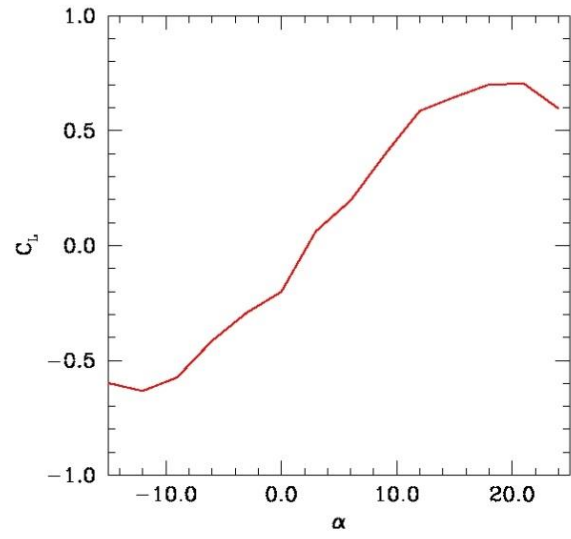
<sup>2</sup> Els angles a les fórmules s'han d'expressar en radians.

# NACA 0012

Corba polar

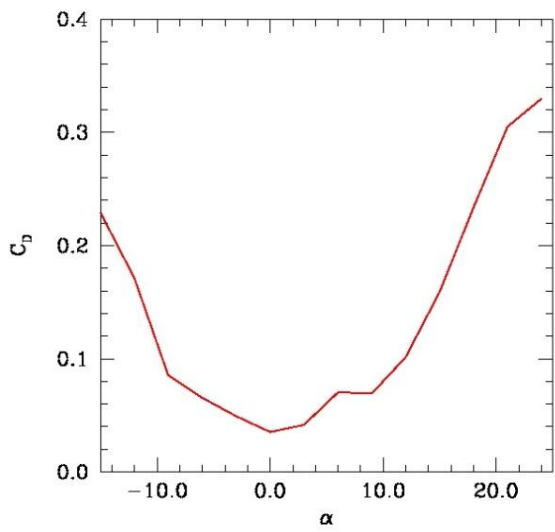


$C_L/\alpha$



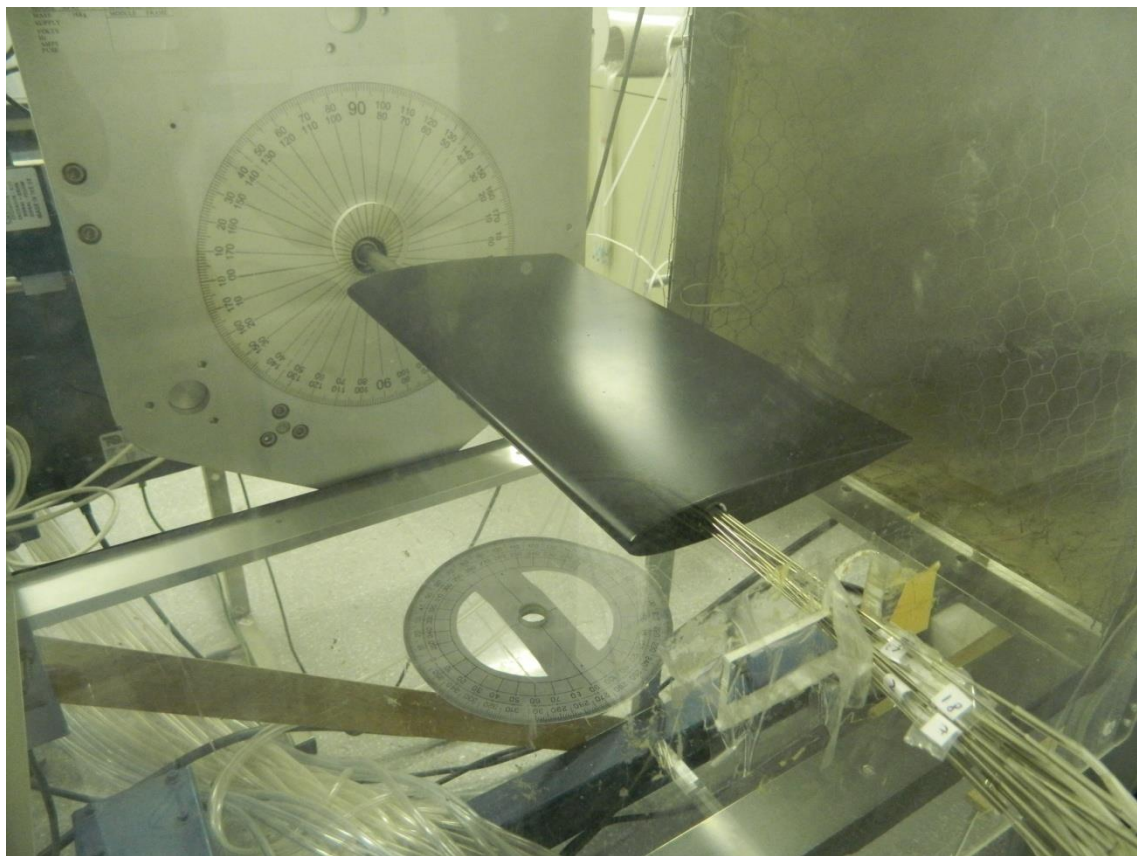
•

$C_D/\alpha$





| $\alpha$ (graus) | $\alpha$ (rad) | $L(N)$ | $D(N)$ | $\alpha$ (graus) | $\alpha$ (rad) | $C_L$  | $L(N)$  |
|------------------|----------------|--------|--------|------------------|----------------|--------|---------|
| -15              | $-1/12 \pi$    | -7,431 | 2,833  | -15              | $-1/12 \pi$    | -1,644 | -20,185 |
| -12              | $-1/15 \pi$    | -7,885 | 2,117  | -12              | $-1/15 \pi$    | -1,315 | -16,148 |
| -9               | $-1/20 \pi$    | -7,109 | 1,058  | -9               | $-1/20 \pi$    | -0,986 | -12,111 |
| -6               | $-1/30 \pi$    | -5,147 | 0,808  | -6               | $-1/30 \pi$    | -0,657 | -8,074  |
| -3               | $-1/60 \pi$    | -3,637 | 0,610  | -3               | $-1/60 \pi$    | -0,328 | -4,037  |
| 0                | 0              | -2,503 | 0,435  | 0                | 0              | 0      | 0       |
| 3                | $1/60 \pi$     | 0,773  | 0,515  | 3                | $1/60 \pi$     | 0,328  | 4,037   |
| 6                | $1/30 \pi$     | 2,425  | 0,871  | 6                | $1/30 \pi$     | 0,657  | 8,074   |
| 9                | $1/20 \pi$     | 4,926  | 0,856  | 9                | $1/20 \pi$     | 0,986  | 12,111  |
| 12               | $1/15 \pi$     | 7,256  | 1,253  | 12               | $1/15 \pi$     | 1,315  | 16,148  |
| 15               | $1/12 \pi$     | 8,002  | 1,972  | 15               | $1/12 \pi$     | 1,644  | 20,185  |
| 18               | $1/10 \pi$     | 8,674  | 2,890  | 18               | $1/10 \pi$     | 1,973  | 24,222  |
| 21               | $7/60 \pi$     | 8,729  | 3,778  | 21               | $7/60 \pi$     | 2,302  | 28,259  |
| 24               | $2/15 \pi$     | 7,391  | 4,084  | 24               | $2/15 \pi$     | 2,631  | 32,296  |

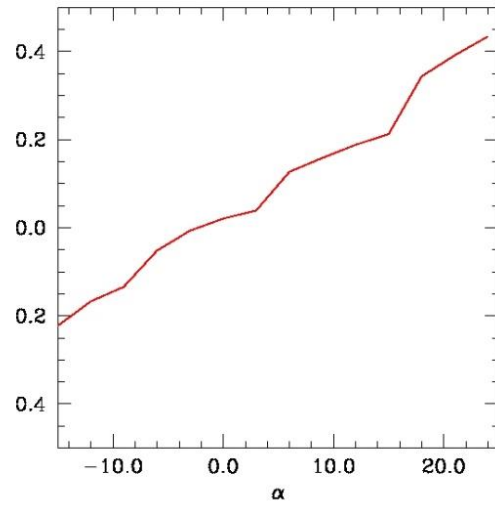
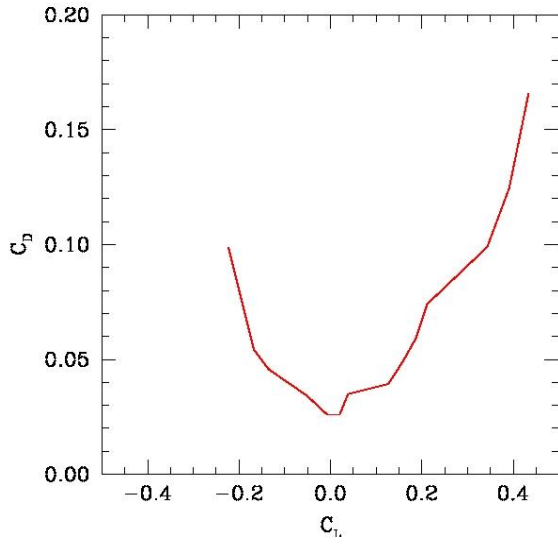


NACA 0012 al túnel

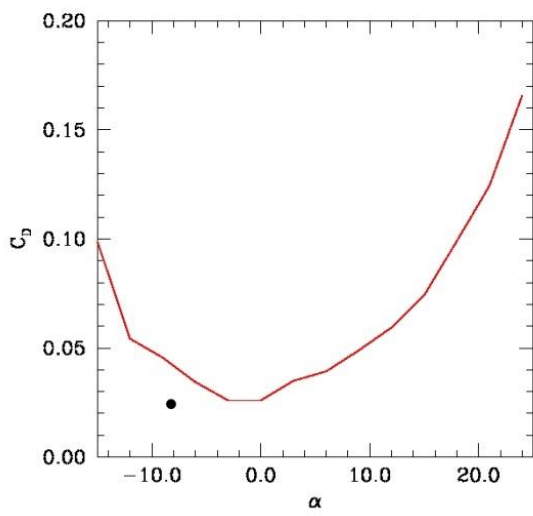
# NACA 2412

Corba polar

$C_L/\alpha$

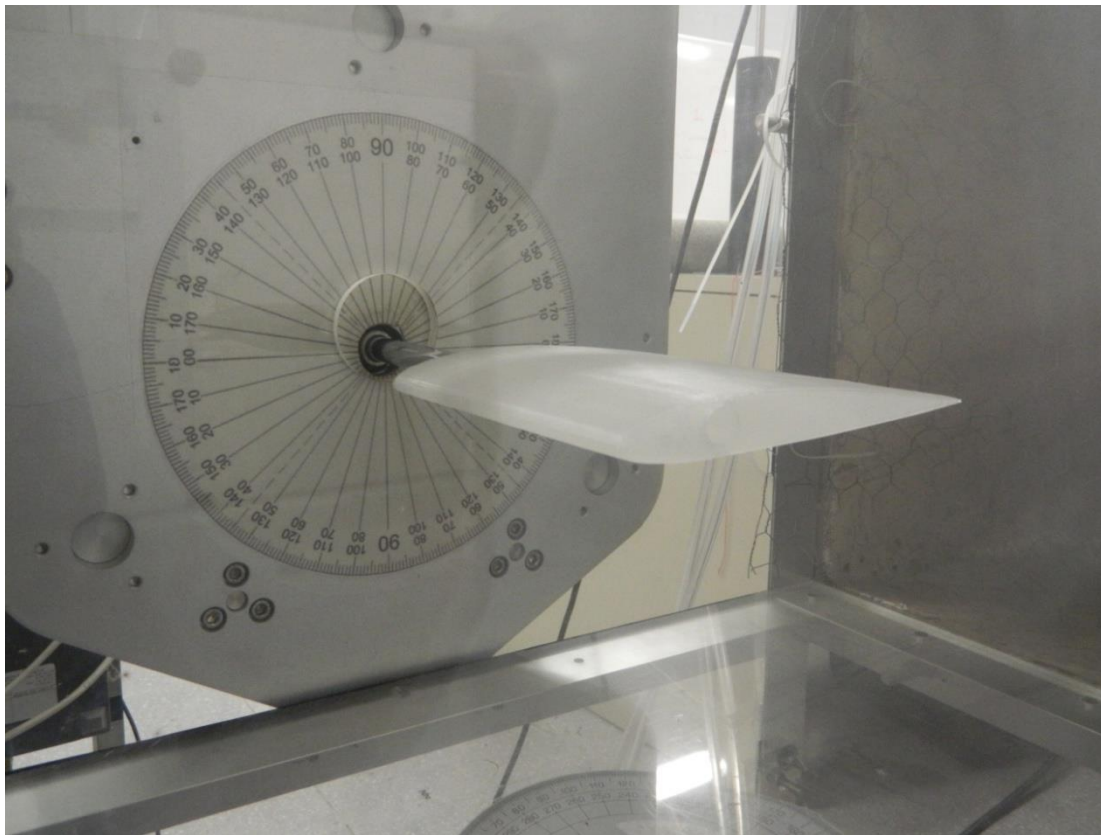


$C_D/\alpha$



| $\alpha$ (graus) | $\alpha$ (rad) | $L(N)$ | $D(N)$ |
|------------------|----------------|--------|--------|
| -15              | $-1/12 \pi$    | -2,758 | 1,222  |
| -12              | $-1/15 \pi$    | -2,075 | 0,672  |
| -9               | $-1/20 \pi$    | -1,663 | 0,564  |
| -6               | $-1/30 \pi$    | -0,642 | 0,425  |
| -3               | $-1/60 \pi$    | -0,082 | 0,391  |
| 0                | 0              | 0,253  | 0,391  |
| 3                | $1/60 \pi$     | 0,485  | 0,432  |
| 6                | $1/30 \pi$     | 1,572  | 0,487  |
| 9                | $1/20 \pi$     | 1,964  | 0,606  |
| 12               | $1/15 \pi$     | 2,326  | 0,735  |
| 15               | $1/12 \pi$     | 2,632  | 0,918  |
| 18               | $1/10 \pi$     | 4,252  | 1,225  |
| 21               | $7/60 \pi$     | 4,852  | 1,541  |
| 24               | $2/15 \pi$     | 5,375  | 2,052  |

| $\alpha$ (graus) | $\alpha$ (rad) | $C_L$  | $L(N)$ |
|------------------|----------------|--------|--------|
| -15              | $-1/12 \pi$    | -1,370 | -8,485 |
| -12              | $-1/15 \pi$    | -1,041 | -6,447 |
| -9               | $-1/20 \pi$    | -0,712 | -4,410 |
| -6               | $-1/30 \pi$    | -0,383 | -2,372 |
| -3               | $-1/60 \pi$    | -0,054 | -0,334 |
| 0                | 0              | 0,274  | 1,697  |
| 3                | $1/60 \pi$     | 0,603  | 3,734  |
| 6                | $1/30 \pi$     | 0,932  | 5,772  |
| 9                | $1/20 \pi$     | 1,261  | 7,810  |
| 12               | $1/15 \pi$     | 1,590  | 9,848  |
| 15               | $1/12 \pi$     | 1,919  | 11,885 |
| 18               | $1/10 \pi$     | 2,248  | 13,923 |
| 21               | $7/60 \pi$     | 2,577  | 15,961 |
| 24               | $2/15 \pi$     | 2,906  | 17,999 |

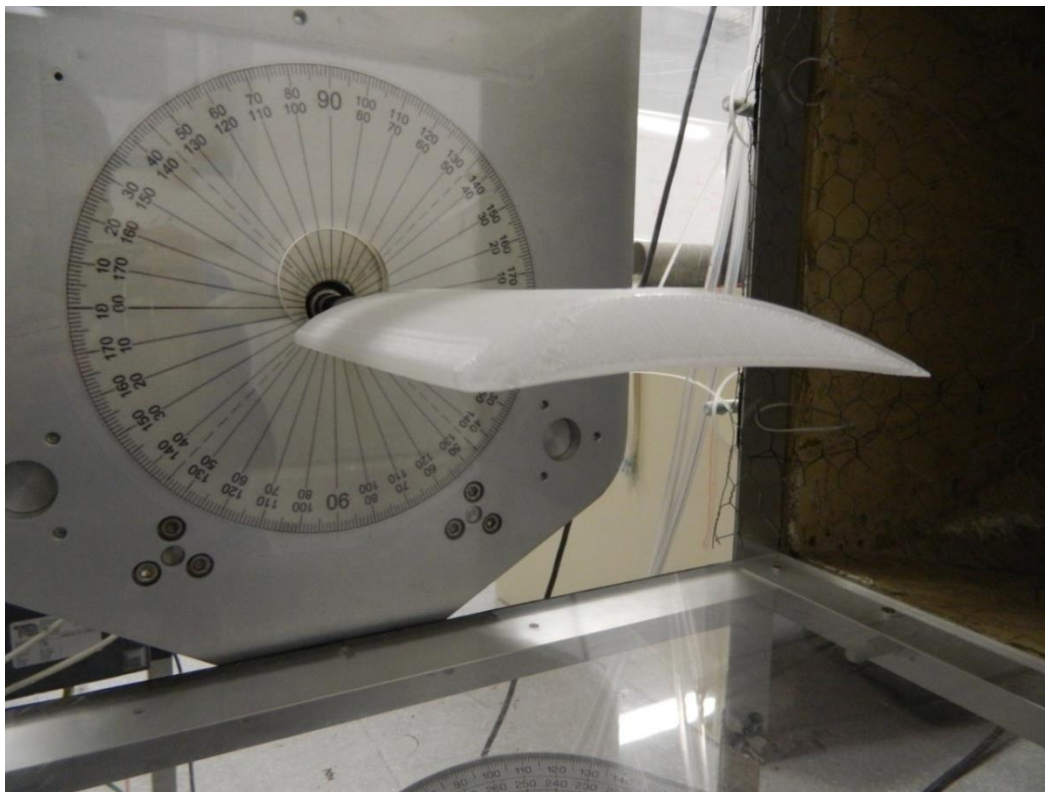


NACA 2412 al túnel

## NACA 8412

Amb aquesta ala vàrem tindre una sèrie de problemes ocasionats per la seva superfície, aquesta no era totalment llisa i hi havien certes imperfeccions que van ocasionar uns resultats molt estranys i molt allunyats de la realitat. La nostra hipòtesi és que aquestes imperfeccions ocasionaven el desprendiment de la capa límit massa d'hora donant-nos aquests resultats erronis.

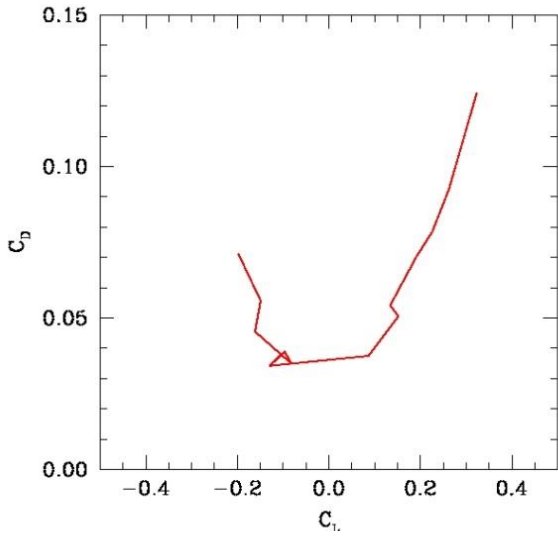
| $\alpha$ (graus) | $\alpha$ (rad) | $C_L$  | $L(N)$ |
|------------------|----------------|--------|--------|
| -15              | $-1/12 \pi$    | -0,878 | -5,438 |
| -12              | $-1/15 \pi$    | -0,549 | -3,400 |
| -9               | $-1/20 \pi$    | -0,220 | -1,36  |
| -6               | $-1/30 \pi$    | 0,1085 | 0,672  |
| -3               | $-1/60 \pi$    | 0,437  | 2,706  |
| 0                | 0              | 0,766  | 4,744  |
| 3                | $1/60 \pi$     | 1,095  | 6,782  |
| 6                | $1/30 \pi$     | 1,424  | 8,820  |
| 9                | $1/20 \pi$     | 1,753  | 10,850 |
| 12               | $1/15 \pi$     | 2,082  | 12,895 |
| 15               | $1/12 \pi$     | 2,411  | 14,953 |
| 18               | $1/10 \pi$     | 2,740  | 16,971 |
| 21               | $7/60 \pi$     | 3,069  | 19,008 |
| 24               | $2/15 \pi$     | 3,398  | 21,046 |



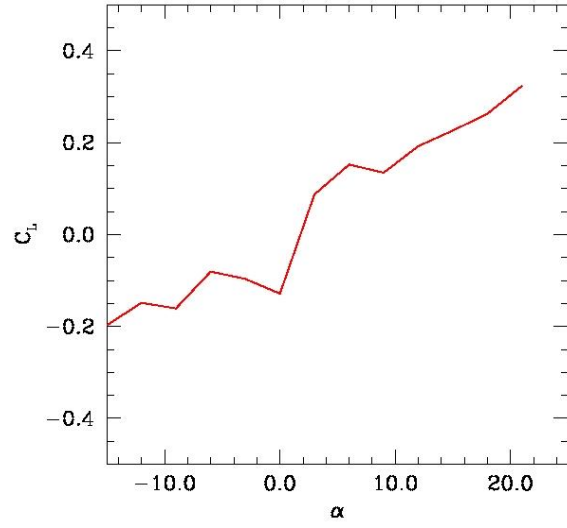
NACA 8412 al túnel

# NACA SC (2) 0414

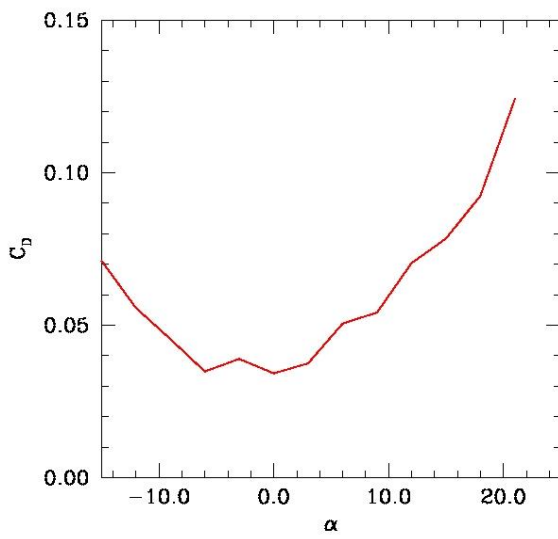
Corba polar



$C_L/\alpha$

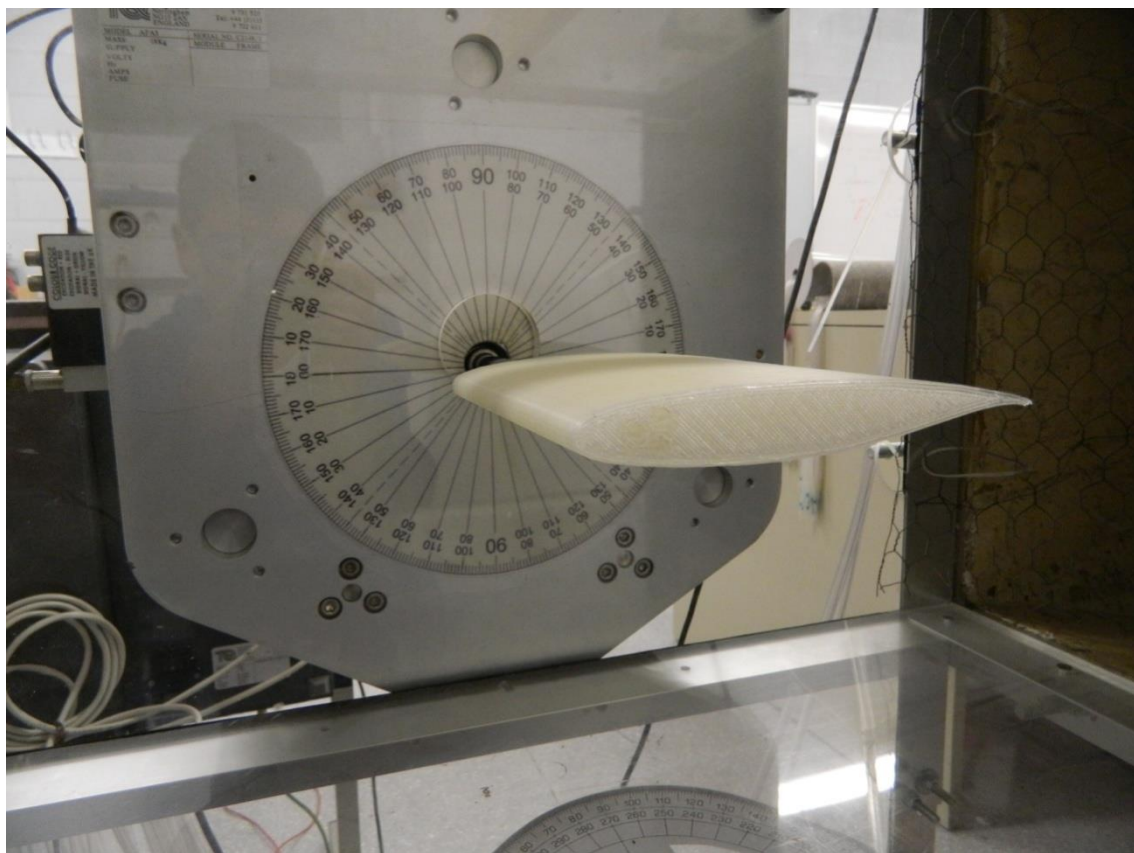


$C_D/\alpha$



| $\alpha$ (graus) | $\alpha$ (rad) | $L(N)$ | $D(N)$ |
|------------------|----------------|--------|--------|
| -15              | $-1/12 \pi$    | -2,448 | 0,881  |
| -12              | $-1/15 \pi$    | -1,846 | 0,689  |
| -9               | $-1/20 \pi$    | -2,000 | 0,564  |
| -6               | $-1/30 \pi$    | -1,000 | 0,431  |
| -3               | $-1/60 \pi$    | -1,200 | 0,412  |
| 0                | 0              | -1,600 | 0,423  |
| 3                | $1/60 \pi$     | 1,075  | 0,464  |
| 6                | $1/30 \pi$     | 1,882  | 0,626  |
| 9                | $1/20 \pi$     | 1,650  | 0,671  |
| 12               | $1/15 \pi$     | 2,380  | 0,870  |
| 15               | $1/12 \pi$     | 2,800  | 0,971  |
| 18               | $1/10 \pi$     | 3,250  | 1,145  |
| 21               | $7/60 \pi$     | 4,010  | 1,539  |

| $\alpha$ (graus) | $\alpha$ (rad) | $C_L$  | $L(N)$ |
|------------------|----------------|--------|--------|
| -15              | $-1/12 \pi$    | -1,507 | -9,334 |
| -12              | $-1/15 \pi$    | -1,178 | -7,296 |
| -9               | $-1/20 \pi$    | -0,849 | -5,258 |
| -6               | $-1/30 \pi$    | -0,520 | -3,220 |
| -3               | $-1/60 \pi$    | -0,191 | -1,183 |
| 0                | 0              | 0,137  | 0,848  |
| 3                | $1/60 \pi$     | 0,466  | 2,886  |
| 6                | $1/30 \pi$     | 0,795  | 4,924  |
| 9                | $1/20 \pi$     | 1,124  | 6,961  |
| 12               | $1/15 \pi$     | 1,453  | 8,999  |
| 15               | $1/12 \pi$     | 1,782  | 11,037 |
| 18               | $1/10 \pi$     | 2,110  | 13,069 |
| 21               | $7/60 \pi$     | 2,439  | 15,106 |



*NACA SC 0414 al túnel*

## 5.6 Anàlisi dels resultats

En general, els resultats obtinguts al túnel de vent comparats amb els obtinguts mitjançant les fórmules, es diferencien bàsicament en el mòdul de la força de sustentació, encara que no massa. No obstant, la progressió que fa la sustentació a mesura que augmentem l'angle d'atac és aproximadament constant, donant-nos una gràfica que representa a grans trets la forma de la teòrica.

Com hem esmentat abans, el perfil NACA 0012 tenia 15cm d'amplada (com els altres) però 30cm de llargada (el doble que els altres). Per això, les forces de sustentació i arrossegament obtingudes en aquest perfil són el doble que en els altres.

Si observem els resultats obtinguts, tant en els experimentals com els teòrics, podem observar diferents coses:

- **La força de sustentació augmenta a mesura que augmenta la curvatura del perfil**, com és el cas del NACA 8412 i del NACA 2412. A mesura que aquesta disminueix, ho fa també la sustentació.
- **A mesura que augmentem la curvatura del perfil, augmenta la resistència (D)** que aquesta ofereix al pas de l'aire. Això ho podem observar comparant les resistències que ofereixen el perfil NACA 2412 i el NACA SC 0414, sent aquest últim pràcticament simètric.
- Si fem els càlculs de la sustentació en el NACA 0012, simètric, suposant que tingui les mateixes mesures dels altres perfils (0,15x 0,15cm) i, per exemple, a un angle de 15°:

$$L_{NACA\ 0012} = \frac{1}{2} \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot C_L = \frac{1}{2} 1,225 \cdot 21,2^2 \cdot 0,15^2 \cdot 1,644 = \mathbf{10,182\ N}$$

Comparant aquest resultat amb el del perfil supercrític, al mateix angle d'atac i mateixa velocitat:

$$L_{NACA\ SC} = \frac{1}{2} 1,225 \cdot 21,2^2 \cdot 0,15^2 \cdot 1,782 = \mathbf{11,037\ N}$$

**Demostrem que la forma supercrítica donada a un perfil simètric, augmenta la força de sustentació que aquest genera.**

- Si observem la gràfica de  $C_L$  sobre  $\alpha$  del NACA 0012, podem apreciar molt bé els punts de pèrdua (a -15° i a 19°). En canvi, a les altres ales no s'han pogut observar aquests punts de pèrdua; suposem que és degut a que la superfície dels perfils impresos no són perfectament llisos i presenten algunes imperfeccions.

## Conclusions generals

Amb els conceptes que hem anat aprenent durant aquest treball i els experiments realitzats, hem pogut complir amb l'objectiu que ens havíem marcat al començament.

Hem entès el concepte de la sustentació com a la força que permet a l'avió aixecar-se del terra i l'arrossegament com a la força que impedeix el moviment de l'avió a través de l'aire. Hem apreciat també la gran eficiència en quant a sustentació que aporten els diversos dispositius que es troben a l'ala, originada per les diferents formes que li aporten a l'ala, i ajudar a aquesta a adaptar-se a qualsevol situació de vol.

També hem construït quatre perfils alars diferents, mitjançant l'ús de software de disseny 3D i una impressora 3D. Amb aquests, hem pres les mesures dels paràmetres aerodinàmics que hi actuen sobre els perfils gràcies a un túnel de vent, en els laboratoris de la facultat d'Enginyeria Aerodinàmica a la Universitat Politècnica de Castelldefels.

En quant a opinió personal, em sento orgullós de dir que m'ha agradat molt treballar sobre aquest tema i que en cap moment m'ha semblat una tasca costosa i pesada a fer. He pogut aprendre moltíssim sobre el món de l'aeronàutica i he trobat molt interessants tots els aspectes constructius de l'avió.

Sobretot, el que més m'ha agradat ha sigut treballar en els dissenys 3D dels perfils i descobrir els mecanismes i mètode de funcionament d'una impressora 3D, sobretot amb la importància que té aquesta en el món científic actualment.



## Agraïments

La realització d'aquest treball no hagués sigut possible sense les persones que m'han envoltat i donat suport al llarg de la seva realització.

Els meus agraïments van dirigits sobretot a la família, per haver-me ajudat en els moments més difícils de la investigació; als meus companys i companyes de classe, pel carisma que tenen i el suport que m'han donat al llarg d'aquest any; a Manuel Plaza Bustos, per donar-me un cop de mà amb el disseny dels perfils; a Lluís García Lamora, per la seva ajuda deixant-nos utilitzar la seva impressora 3D i ensenyar-nos el seu funcionament; i als professors de la Universitat Politècnica de Castelldefels, Jordi L. Gutiérrez i Joshua Tristancho Martínez per la seva col·laboració amb el túnel de vent.

I un especial agraïment al Institut Baldiri Guilera per haver-me ajudat econòmicament amb tot el material; i al tutor del meu treball Emilio Llorente per la seva gran dedicació i atenció, i el suport que m'ha brindat al llarg d'aquest any, a més de les eines que a posat a la meva disposició per a la realització d'aquesta investigació.

## Bibliografia

- Isidoro Carmona, Anibal: *"Aerodinámica y actuaciones del avión"*. Madrid Espanya. Any 2000.
- B. Greschner\*, C. Yu§, S. Zheng §, M. Zhuang §, Z. J. Wang § i F. Thiele\*: *"Knowledge Based Airfoil Aerodynamic and Aeroacoustic Design"*. (\*) Hermann-Foettinger-Institute of Fluid Mechanics Berlin University of Technology. (§)Department of Mechanical Engineering Michigan State University.
- Charles D. Harris: *"NASA Supercritical Aifoils"*. Langley Research Center; Hampton, Virginia. Any 1990.
- Diego Rodrigo Flores Galindo: *"Diseño de perfiles aerodinámicos"*. Ingeniería Superior Mecánica i Elèctrica, México. Any 2006.
- Sajeel A. Akhtar, Isaac Lleixà Màrmol: *"Estudio aerodinámico y estructural del ala del A380 y de su modificación"*. Ingeniería Tècnica Aeronàutica, UPC Castelldefels. Any 2010.
- <http://airfoiltools.com/>
- [http://es.wikipedia.org/wiki/Ala\\_%28aeron%C3%A1utica%29](http://es.wikipedia.org/wiki/Ala_%28aeron%C3%A1utica%29)