



La patent dels ocells

La reducció de la resistència induïda amb *Spiroid Winglets*

Marina Barahona López

IES Joaquim Rubió I Ors

Manel Rego Fernández

2n de Batxillerat

Curs 2014-2015

INS JOAQUIM RUBIÓ I ORS
TREBALL DE RECERCA
CURS 2014-15

La patent dels ocells
La reducció de la resistència induïda amb *Spiroid Wingelts*

Memòria corresponent al Treball de Recerca realitzat per *Marina Barahona López* tutoritzat pel professor *Manel Rego Fernández*

L'alumne/a

El/La professor/a tutor/a

A la meva mare, per ensenyar-me a conèixer-me millor a mi mateixa.

I al meu pare, per ser el meu referent quan es tracta de força de voluntat.

*Es va fabricar unes ales amb plomes d'estruç,
va pujar al campanar i es va llançar a l'aire.
Quan el van recollir, amb les cames trencades,
va explicar que havia caigut per culpa
de les plomes que pesaven massa.
-La propera vegada -va dir- volaré sense ales.*

ENRIQUE ANDERSON IMBERT, *Pesat plomatge*

ÍNDIX

	PÀGINES
AGRAÏMENTS	3
RESUM	4
INTRODUCCIÓ, HIPÒTESI I JUSTIFICACIÓ DE L'ELECCIÓ	5
OBJECTIUS I METODOLOGIA DEL TREBALL	7
MARC TEÒRIC	9
1. L'ATMOSFERA, EL MEDI PEL QUE ES DESPLAÇA UN AVIÓ	
1.1 ELS FLUIDS.....	9
1.2 GASOS IDEALS	13
2. CONCEPTES DE LA DINÀMICA DE FLUIDS	
2.1 LA VELOCITAT.....	17
2.2 LA VISCOSITAT.....	18
2.3 REPRESENTACIÓ VISUAL D'UN CAMP DE FLUX.....	20
2.4 COMPORTAMENT D'UN FLUID EN MOVIMENT	21
2.5 NOMBRE DE REYNOLDS	26
3. TERMINOLOGIA	
3.1 PERFILS ALARS.....	30
3.2 SUPERFÍCIE ALAR	35
4. SUSTENTACIÓ	
4.1 PRESSIONS A UNA LÍNIA DE CORRENT CORBA	37
4.2 DISTRIBUCIÓ DE PRESSIONS A UN CILINDRE	38
4.3 FORÇA RESULTANT SOBRE UN PERFIL.....	40
4.4 FORÇA RESULTANT I COEFICIENT DE SUSTENTACIÓ.....	41
4.5 TEOREMA KUTTA-JOUKOWSKI I LA TEORIA DE LA CIRCULACIÓ.....	44
4.6 INFLUÈNCIA DE LA VISCOSITAT A LA SUSTENTACIÓ: LA PÈRDUA	45
4.7 INFLUÈNCIA DEL TIPUS DE PERFIL AL COEFICIENT DE SUSTENTACIÓ.....	48
4.8 LA SUSTENTACIÓ A LA SUPERFÍCIE ALAR.....	49
5. LA RESISTÈNCIA	
5.1 RESISTÈNCIA PARÀSITA	50
5.2 RESISTÈNCIA INDUÏDA.....	51
5.3 CÀLCUL DE LA RESISTÈNCIA TOTAL.....	55
5.4 CORBA POLAR I FINESA.....	56
6. WINGLETS	
6.1 COM FUNCIONEN ELS <i>WINGLETS</i> ?	58
6.2 TIPUS DE <i>WINGLETS</i>	59

6.3 DISTRIBUCIÓ DE PRESSIONS DARRERE DE L'ALA PER ALS DIFERENTS <i>WINGLETS</i>	62
6.4 GRÀFICS DE DISTRIBUCIÓ DE PRESSIONS A LA LÍNIA D'ENVERGADURA I DE CORDA PER DIFERENTS <i>WINGLETS</i>	66
6.5 DISTRIBUCIÓ DE PRESSIONS AMB LA MAJOR PART DEL PERFIL AMB RÈGIM TURBULENT.....	70
6.6 VARIACIÓ DE C_L , C_D I L/D AMB DIFERENTS <i>WINGLETS</i> I ANGLE D'ATAC.....	71
6.7 CONCLUSIONS EXTRETES DELS ESTUDIS I ASPECTES A DEMOSTRAR AMB L'EXPERIMENT.....	75
MARC PRÀCTIC	77
7.METODOLOGIA PER A L'ESTUDI	
7. 1 TÚNEL DE VENT.....	77
7.2 ALA I <i>WINGLETS</i>	81
7.3 MÈTODE D'ESTUDI EXPERIMENTAL	83
8. INFORMACIÓ PROPORCIONADA PEL SOFTWARE XFLR5	
8.1 CÀLCUL DELS PARÀMETRES OBTINGUTS AL TÚNEL DE VENT	85
8.2 GRÀFICS OBTINGUTS AMB XFLR5 PER A UN PERFIL NACA 23012	87
8.3 DISENY DE LA SUPERFÍCIE ALAR.....	91
RESULTATS, DISCUSSIÓ I CONCLUSIONS	92
9. RESULTATS DE L'ESTUDI	
9.1 VARIACIÓ DE LA TRAJECTÒRIA DEL FLUX AMB DIFERENTS <i>WINGLETS</i>	92
9.2 VÒRTEX GENERATS AMB DIFERENTS <i>WINGLETS</i>	96
9.3 LA TRANSICIÓ DE LA CAPA LÍMIT MITJANÇANT LA TIRA DE TURBULÈNCIA.....	103
9.4 VARIACIÓ DE LA SUSTENTACIÓ A DIFERENT NOMBRE DE REYNOLDS.....	104
10. CONCLUSIONS	106
WEBGRAFIA I BIBLIOGRAFIA	108
NOMENCLATURA	110

AGRAÏMENTS

M'agradaria agrair a diferents persones la seva col·laboració directa o indirecta en el present treball ja que, segurament, sense la seva ajuda m'hagués estat molt més difícil la seva realització.

Al meu pare, Román, per haver realitzat amb mi el treball experimental, haver-me recolzat sempre i haver aguantat les meves etapes de tossuderia.

Al meu tutor del treball, Manel, per haver corregit l'extens treball teòric i haver-me aconsellat i ajudat a la part pràctica.

Al meu professor de tecnologia, Galisteo, per haver-me ajudat a la part elèctrica del treball pràctic.

I, en definitiva, gràcies a tots aquells professors que m'han informat sobre la realització del treball.

RESUM

En el present treball s'ha analitzat teòrica i experimentalment les respostes davant la resistència induïda que s'obtenen amb quatre dels dispositius de punta alar o *winglets* més innovadors.

El propòsit últim d'aquest estudi és discernir quin dels quatre *winglets* examinats presenta una reducció de la resistència induïda més favorable. Amb això es pot deduir quin disseny alar podrien arribar a tenir la majoria d'avions en un futur.

La realització de la investigació s'ha dividit en tres apartats principals: el teòric, el computacional i l'experimental.

A nivell teòric s'han exposat alguns dels principals conceptes base d'aerodinàmica per facilitar la comprensió al lector de la metodologia de l'estudi i dels resultats d'aquest.

La part computacional del treball s'ha realitzat amb un programa anomenat XFLR5 que ha permès el càlcul precís de les variables aerodinàmiques, tractades a l'apartat teòric, adaptades a les característiques de l'ala construïda per a l'anàlisi experimental.

A la secció pràctica del treball s'han exposat, en un primer moment, dues investigacions realitzades per la Universitat de Teheran i la Universitat de Taiwan que reflecteixen resultats obtinguts en experiències fetes amb els mateixos *winglets* que els escollits per al nostre treball.

Per al desenvolupament del nostre propi estudi s'ha construït un túnel de vent, una ala i quatre *winglets*: un *AFT Spiroid winglet* un *FWD Spiroid winglet* un *Blended winglet* i un *Wing-grid winglet*. S'ha analitzat la trajectòria del flux i la formació de remolins amb els diferents *winglets* però també han estat demostrades la transició de la capa límit, l'entrada en pèrdua del perfil i la sustentació a diferent nombre de Reynolds.

Els resultats obtinguts han estat propers als que s'esperaven en un principi. Durant el treball s'ha pogut apreciar que el *winglet* que presenta unes respostes favorables respecte a la resta, en condicions amb un registre de major resistència induïda, és el *FWD Spiroid winglet*.

Sempre que pensem en un avió o en un ocell i ens preguntem per què són capaços de volar ja estem, encara que inconscientment, evocant la imatge de les ales que tots dos comparteixen. Per descomptat, qui ha vist alguna vegada un tub d'alumini o un ocell sense ales volar? És precisament per això que cal considerar com a mecanisme principal del vol les ales, aquestes superfícies que, desplegadas i d'alguna manera física, són capaces de nedar subtilment per l'aire. És clar que, així dit, tot sembla bastant senzill però, com en tot, per arribar a conèixer el funcionament d'alguna cosa cal aprofundir-hi.

Per conseqüència de l'anterior, en aquest treball analitzarem des d'un nivell mitjà, és a dir, prescindint de moltes variables que intervindrien en una situació real a causa de la complexitat del tema, els **processos físics que participen en una ala** i provoquen que aquesta pugui arribar a sustentat-se en l'aire. Després estudiarem quines són les principals **resistències** a les quals s'ha d'enfrontar com a mòdic preu per aquesta sustentació i, finalment, parlarem de com els humans des de 1903, quan els germans Wright van posar el primer tros de metall a volar, han estat lluitant constantment per aconseguir disminuir el més mínim percentatge de resistència i amb això també el consum de combustible. Però no va ser fins als anys 70, al començament de la crisi del petroli, que el nord-americà de la NASA Whitcomb i altres enginyers van desenvolupar un dispositiu que representaria ser un dels més eficaços descoberts a la història de l'aeronàutica: el **winglet**.

Cal que abans d'aprofundir en el tema tinguem molt clara una idea imprescindible i que normalment no solem tenir en compte: la principal raó per la qual una ala se sustenta en l'aire és per la forma del seu perfil. És cert que és essencial conèixer el teorema de Bernoulli, les lleis de Newton i l'Efecte Magnus per poder explicar la sustentació que s'origina en una superfície alar, però cap d'aquestes **tres lleis físiques** (que veurem més detalladament en el treball) seran capaces de crear sustentació sense unes variables adequades com ho són (entre moltes altres) la **forma del perfil** i l'angle respecte al vent relatiu o, com en diuen a l'argot aeronàutic, **angle d'atac**.

Jugant amb les variacions que es produeixen tant en la sustentació com en la resistència segons l'angle d'atac, els enginyers adapten cada perfil alar a diferents condicions de vol però, el que és comú a tots ells és **la necessitat de reduir el combustible**. I, què és el que causa aquesta pèrdua de combustible? Sens dubte, la resistència, que com bé veurem més endavant pot dividir-se en paràsita i induïda en funció de si s'originen arran de la sustentació o no. La **resistència induïda** és una de les més significatives (el 40% de la resistència total) i en la qual els *winglets*, aquests dispositius que es col·loquen a l'extrem de l'ala, prenen un paper important ja que són capaços de dissipar els indesitjables vòrtex que es produeixen a les vores de la superfície alar.

Actualment els *winglets* són d'aquells dispositius en els que **més investigació i temps s'està invertint** a causa dels **prometedors resultats** que han estat oferint en diferents túnels de vent. Han estat molts els models que s'han provat des del mateix moment que Whitcomb i els seus companys van desenvolupar el primer *winglet* però,

des de 1993, quan una empresa nord-americana anomenada Aviation Partners especialitzada en el disseny de *winglets* va desenvolupar un *winglet* completament tancat a l'extrem i que ofería una reducció de la resistència d'un 11%, les opinions respecte l'eficiència dels *winglets* tancats (*Spiroid winglets*) respecte els *winglets* oberts (*Blended winglets*) s'han tornat molt dispers.

És cert que s'han fet alguns estudis i proves comparant les respostes que ofereixen ambdós *winglets*¹, però encara es tenen molts dubtes i dividides opinions al respecte. És completament raonable que es qüestioní aquesta eficàcia ja que, hem vist alguna vegada un ocell amb les plomes de la punta de l'ala de forma arrodonida? La resposta és no, i els humans, encara témer la natura, sempre li hem tingut un gran respecte i confiança, és per això que d'alguna manera sempre ens hem recolzat en ella per imitar el seu comportament i eliminar així la possibilitat d'errar en els nostres èxits². Per això mateix la idea de contradir ara la natura ens sembla en certa manera massa atrevida i per a molts, equivocada, però jo em pregunto: és cert que el procés de selecció natural de la natura al llarg de la història de la Terra ha estat llarg, lent i per tant, savi (qui sap si no s'hauran extingit els ocells amb puntes d'ala rodona) però i si, per una vegada, l'home ha aconseguit desenvolupar un mecanisme de vol més avançat que el de la pròpia naturalesa? Hauríem de confiar en l'elecció natural o, per contra, progressar a la nostra manera, certificant-nos en els nostres coneixements adquirits fins ara que ens confirmen l'eficàcia d'un mecanisme així?

Són aquestes algunes de les qüestions que m'han sorgit arran d'aquest treball i que no dubto que més d'una persona s'haurà plantejat perquè, deu ser en algun moment que haguem d'innovar i realitzar alguna cosa que no hagi estat provada, donant curs al nostre humà mecanisme de millorar fracàs rere fracàs. I, d'una vegada per totes, deixar de banda la patent dels ocells que hem estat utilitzant en aeronàutica durant aquestes últimes dècades com a segur per no errar i, sense por a experimentar en va, patentar alguna cosa purament humana.

¹ El 2010 es va realitzar la primera prova amb *Spiroid winglets* en vol real amb l'avió Falcon 50.

² Els *Wing-grid winglets* són un exemple d'aquesta confiança en la naturalesa, es van patentar el 1998 i imiten les plomes rasurades de la puntes de les ales de les aus.

Seguint els criteris que hem comentat a la introducció, en aquest apartat nomenarem els principals objectius tant teòrics com experimentals que es pretenen assolir en acabar el treball.

Objectius teòrics.

- Conèixer i dominar amb facilitat les principals **magnituds** que defineixen un **fluid** i les **equacions** que relacionen aquestes.
- Comprendre les principals **equacions** de la **mecànica de fluids** que ens ajudaran a explicar la sustentació produïda en una superfície alar.
- Saber què signifiquen i quines variables relacionen els diferents **nombres** o **magnituds** utilitzats en aerodinàmica com ara el nombre de Mach, el nombre de Reynolds, l'angle d'atac, el coeficient de sustentació i resistència, la corba polar, la finesa, etc.
- Identificar amb facilitat la **terminologia** utilitzada per denominar les principals parts d'un perfil i una superfície alar.
- Ser coneixedor del significat del codi numèric utilitzat en les diferents sèries de la **nomenclatura NACA** per designar perfils alars.
- Interpretar els diferents **gràfics** que ens relacionen les principals variables aerodinàmiques com ara el coeficient de sustentació i resistència, l'angle d'atac, la finesa, etc.
- Saber diferenciar els dos tipus de **resistència aerodinàmica** existents, en què consisteixen, on tenen el seu origen i com poden reduir-se.
- Entendre de manera més detallada el **funcionament d'un winglet**, ser coneixedor dels **quatre tipus** més prometedors i discernir a través de les anàlisis recollides **quin dels quatre presenta un comportament més òptim** davant la resistència induïda.

Objectius experimentals.

- Dissenyar i construir un **túnel de vent**.
- Conèixer les principals **parts i dispositius de mesura** indispensables en un túnel de vent.
- Dominar el **software** creador de perfils i superfícies alars i analitzador de gràfiques anomenat XFLR5.
- Construir una **ala** amb un perfil alar segons la nomenclatura NACA 23012 i crear diferents peces amb ancoratge a l'extrem del perfil alar simulant la forma dels quatre **winglets** a analitzar.

- Ja en el túnel de vent, discernir **la trajectòria del corrent** en la superfície alar mitjançant petits **fils** acoblats a aquesta.
- Utilitzant **fum** per visualitzar la corrent, saber interpretar els **vòrtex** generats per cada *winglet*.
- Calcular la **variació de la sustentació** produïda en una ala amb diferents nombres de Reynolds.
- A partir de la informació recopilada i les anàlisis realitzades, concloure **quin winglet és més eficient en la reducció de la resistència induïda**.

Així doncs, amb l'objectiu de realitzar tots els punts enumerats anteriorment, la metodologia d'aquest treball consistirà, en primer lloc, en fer que el lector sigui capaç d'aconseguir una bona base teòrica sobre els aspectes més rellevants i necessaris que li permetin, d'aquesta manera, comprendre amb més claredat tant els processos experimentals com els computacionals que es duguin a terme i la finalitat última d'aquests.

1. L'ATMOSFERA, EL MEDI PEL QUE ES DESPLAÇA UN AVIÓ

Resulta lògic pensar que per comprendre per què vola un avió o per què alguns dispositius augmenten la seva capacitat de sustentació primer haguem de conèixer per quin mitjà vola i quines són les característiques d'aquest per així poder comprendre com es juga amb elles per crear sustentació.

L'atmosfera és l'embolcall gasós que envolta el nostre planeta i és el mitjà pel qual es desplaça un avió. Està composta principalment per aire, és a dir, per una barreja de gasos que aproximadament es troben en proporcions tals com el 78% de nitrogen, 21% d'oxigen i 1% d'altres³.

Aquest element gasós que anomenem aire té massa, una forma adaptable al recipient que el conté i està sotmès a la força gravitacional terrestre (per tant té pes) romanent així subjecte al voltant del planeta i reaccionant a les lleis físiques pròpies dels gasos.

A causa de l'anterior podem deduir que a mesura que l'atmosfera guanya altitud la força gravitacional que la sotmet ja no serà la mateixa i per tant altres variables com la temperatura, la pressió i la densitat es veuran sotmeses a aquest canvi. Per això podem definir diferents capes atmosfèriques: la troposfera, l'estratosfera, la mesosfera i la termosfera.

Abans de tot hem de comprendre com reacciona l'aire als canvis físics i, a causa que l'aire es comporta com un fluid, hem de començar definint què és un fluid i quines són les seves principals característiques.

1.1 ELS FLUIDS

La matèria existeix en tres estats diferents segons les forces d'unió que existeixen entre les seves molècules: sòlid, líquid i gasós. En el cas dels gasos aquesta unió és tan feble que fa que la seva forma sigui indefinida, és a dir, que el seu volum s'adapti omplint sempre tot el recipient que el conté.

Un fluid es defineix com un cos les molècules del qual tenen poca cohesió entre elles i per tant poden canviar la seva forma sense que apareguin forces que tendeixin a recuperar la seva forma original. Així doncs, llegint aquesta definició i l'anterior sobre els gasos podem concloure que els gasos són fluids (els líquids també ho són).

Els tres paràmetres claus per al nostre estudi que defineixen l'estat d'un fluid són la **densitat**, la **pressió** i la **temperatura**. Per al nostre treball serà indispensable que compreguem algunes de les equacions de la ciència que estudia els moviments i les interaccions dels fluids amb el contorn que el delimita, és a dir, de la **mecànica de fluids**.

³ En major percentatge es troba el diòxid de carboni (0,035%), després el neó (0,0018%) i finalment gasos com l'heli, l'hidrogen i el metà.

1.1.1 DENSITAT I COMPRESSIBILITAT

La densitat es defineix com la massa de matèria (kg) que hi ha per unitat de volum (m³) segons l'equació:

$$\rho = \frac{m}{v} \quad (1)$$

En un fluid la densitat varia bastant d'un punt a un altre, segons això podem diferenciar entre:

- Un **fluid compressible** si la densitat **varia** molt.
- **Incompressible** si la densitat roman pràcticament **constant**.

A diferència de l'aigua, **l'aire és un fluid molt compressible**. Això ho podem comprovar de manera senzilla si tanquem aigua i aire respectivament en dos cilindres ajustats hermèticament amb un èmbol. A mesura que fóssim prement l'èmbol veuríem que l'aigua no ens permetria baixar més i en canvi l'aire ens deixaria desplaçar-lo bastant, això vol dir que el volum de l'aigua no variaria pràcticament i per tant la seva densitat tampoc però, en canvi, en el cas de l'aire es reduiria molt el seu volum i per tant variaria més la seva densitat.

Aquesta compressibilitat de l'aire en el vol es manifesta quan les velocitats són molt grans, a partir de nombres de Mach⁴ per sobre de 0,5 o 0,6 on la densitat de l'aire ja no es pot considerar constant. Per raons de la complexitat que abasten els càlculs que consideren l'aire compressible i, atès que tampoc s'originaran grans velocitats en cap dels nostres procediments experimentals, nosaltres en aquest treball ens limitarem a suposar **velocitats de Mach subsòniques** (per sota d'1).

Seguint per analogia amb el cilindre amb èmbol anem a explicar el fenomen del canvi de densitat amb l'altitud en l'atmosfera (també podríem explicar de manera semblant el fenomen de canvi de pressió amb aquest mètode). Imaginem el mateix cilindre col·locat a terra amb tota la columna vertical d'aire sobre ell, clarament l'èmbol estaria molt comprimit i, pel que hem descrit anteriorment, la densitat seria elevada. Ara imaginem el mateix cilindre elevat per sobre de la línia de sòl, és evident llavors que com més elevem el cilindre menys columna vertical d'aire haurà per sobre i, per tant, menys comprimit estarà el pistó i menor serà la densitat de l'aire del cilindre. Concloent, **quant menor sigui l'altitud major serà la densitat del fluid i com més altitud hi hagi la densitat de l'aire serà menor**.

1.1.2 TEMPERATURA

La temperatura és la manifestació de la mitjana de tota l'energia cinètica que tenen les molècules en moviment de cert cos. En el cas dels gasos ideals i d'acord amb la **lleï de Maxwell-Boltzmann** la relació entre la energia cinètica de les molècules d'un gas i la temperatura absoluta d'aquest ve donada per la següent funció:

⁴ Expressa una relació entre la velocitat de creuer i la velocitat del so (s'explica detalladament més endavant, apartat 4.4.1).

$$T = \frac{2}{3k_B} \quad (2)$$

Sent k_B una constant anomenada constant de Boltzmann que val al voltant de $1,38 \cdot 10^{-23}$ J/K.

Així doncs, com hem comentat anteriorment, un gas s'expandeix tot el que el recipient que el conté li permet, de manera que podem considerar que el recipient fa la funció de la pressió. Llavors, com més petit anem fent el recipient (anàlogament amb el cilindre, com més anem prement l'èmbol i, per tant, augmentem la pressió) menys distància lliure recorreguda tindran les molècules del gas abans de xocar entre elles i, per tant, menys energia cinètica posseiran, és a dir, menys temperatura manifestaran. Concloent, **com més pressió menys temperatura i com menys pressió més temperatura del gas.**

La temperatura en física se sol presentar en graus absoluts °Kelvin (°K), la seva conversió a graus centígrads és:

$$T = t + 273,15 \quad (3)$$

T: temperatura en graus Kelvin.

t: temperatura en graus centígrads.

1.1.3 PRESSIÓ

La pressió es defineix com aquella magnitud escalar que relaciona la força amb la superfície sobre la qual actua i es mesura en el SI⁵ en Pascal o Newton exercit per metre quadrat.

$$Pa = \frac{N}{m^2} \quad (4)$$

Però per parlar de la pressió exercida per un fluid primer hem de diferenciar entre pressió estàtica i pressió dinàmica.

- **Pressió estàtica:** és pròpia dels **fluids en repòs** i es produeix pel simple impacte de les molècules del fluid en les superfícies del recipient que el conté. Com per exemple la pressió que exerceixen els gasos continguts en una bombona de butà.

- **Pressió dinàmica:** és la pressió que es produeix en una superfície perpendicular al moviment del fluid. Com per exemple la pressió que s'exerceix en un para-sol quan es posa en direcció perpendicular al vent.

Ara parlarem de la pressió estàtica i més endavant tractarem amb més detall la pressió dinàmica per començar a parlar de com s'origina la sustentació en una superfície alar.

⁵ Sistema Internacional

Exemple:

Imaginem un objecte col·locat en un punt fix dins d'un recipient envoltat per molècules de gas en moviment. El moviment d'aquestes molècules originarà una força en xocar contra la superfície de l'objecte, definint així el concepte de pressió:

$$p = \frac{F}{S} \quad (5)$$

Ara imaginem que reduïm el volum de l'objecte, veurem que la pressió exercida en aquest punt serà pràcticament la mateixa (ja que hem considerat un objecte amb una superfície prou petita). Per això podem corroborar que la pressió estàtica únicament depèn del punt del fluid que escollim. En el cas de l'atmosfera la pressió en un punt serà conseqüència directa de la massa d'aire que tingui per sobre. A causa de la pressió que experimenten tots els cossos de l'atmosfera, es creen forces exercides en totes direccions (figura 1) que no produeixen cap força neta i tendeixen únicament a comprimir.

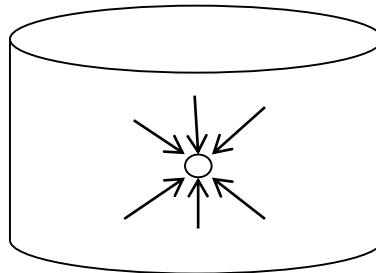


Figura 1
Font: pròpia

Les unitats de pressió més utilitzades són:

Sistema	SI	CGS ⁶	Altres		
Nom	Pascal	Baria	Bar	Milibar	Torr ⁷
Valor	1 N/mm ²	1 dina/cm ²	10 ⁶ baries	10 ³ baries	mm de Hg (mercuri)

Taula 1

Font: pròpia

Equació fonamental de la fluïdoestàtica

Aquesta és una equació que s'utilitza per calcular la **variació de la pressió amb l'altitud**. Aquests càlculs són només vàlids per a una atmosfera en repòs, cosa que gairebé mai succeeix i per això aquesta equació només s'utilitza per calcular la pressió corresponent a cada altitud en l'atmosfera tipus o per al càlcul de pressions en alguns instruments de mesura com ara el manòmetre.

⁶ Sistema Cegesimal d'Unitats, és un sistema basat en el centímetre, el gram i el segon.

⁷ Correspon a la pressió exercida per l'acció de la gravetat en la base d'una columna d'un mil·límetre d'alçada de mercuri. El seu ús ha anat en declivi però encara és freqüent utilitzar-lo per mesurar baixes pressions.

Exemple:

Considerem de nou el mateix cilindre de la figura 1 però en aquest cas imaginem un objecte de superfície rectangular (per facilitar els càlculs d'alçada) dins d'ell, el diagrama de forces quedaria com a la figura 2, on les forces horitzontals sobre l'objecte s'anul·larien i les verticals correspondrien, en direcció al fons, al pes de l'objecte i, la pressió, en direcció oposada, a la pressió exercida pel gas cap amunt.

dy: diferencial de l'altura de l'objecte.

y: altura entre el fons del recipient i l'objecte.

S: superfície de l'objecte.

p: pressió estàtica del fluid, la pressió normal que presenta un punt del fluid pel simple fet d'estar submergit.

dp: diferencial de la pressió segons l'altura a la que es troba l'objecte.

ρ: densitat.

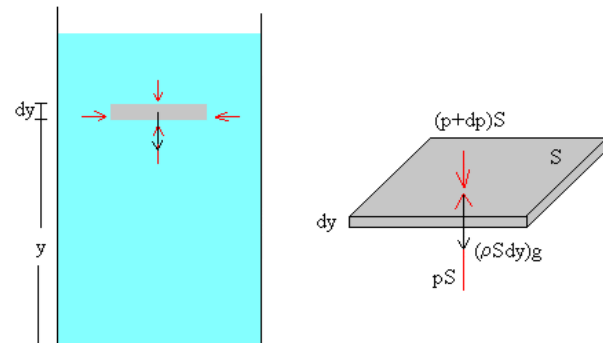


Figura 2

Font: <http://www.sc.ehu.es/sbweb/fisica/fluidos/estatica/ecuacion/ecuacion.htm> [4]

Llavors, segons el diagrama, les forces que actuen sobre l'objecte seran:

- Pes = $\rho \cdot V \cdot g$ i sent $V = S \cdot dy$ el pes quedaria:
 $P = \rho \cdot S \cdot dy \cdot g$
- La força que exerceix el fluid sobre la cara inferior: **$F_1 = p \cdot S$**
- La força que exerceix el fluid sobre la cara superior i que depèn de la columna d'aire que té per sobre: **$F_2 = (p + dp) \cdot S$**

Segons l'equilibri de forces de la 1^a Llei de Newton, perquè l'objecte es trobi en repòs s'ha de complir que:

$$\begin{cases} \sum F_x = 0 \\ \sum F_y = 0 \rightarrow F_2 + P = F_1 \rightarrow (p + dp) \cdot S + \rho \cdot S \cdot dy \cdot g = p \cdot S \end{cases}$$

Simplificant quedaria l'equació final, on el signe negatiu ens indica que **la pressió disminueix a mesura que augmenta l'altitud**.

$$dp = -\rho \cdot g \cdot dy \quad (6)$$

1.2 GASOS IDEALS

Per poder comprendre millor i simplificar el comportament dels gasos es va establir un model de gas ideal, és a dir, **un gas teòric compost per partícules que no s'atrauen ni es repel·leixen entre elles i els xocs de les quals es plantegen perfectament elàstics, conservant així tant la quantitat de moviment com l'energia cinètica**.

Es pot considerar com a gas ideal l'aire, però sempre mantenint una certa tolerància. Es pot parlar de gasos perfectes sempre que els gasos estiguin sotmesos a **baixes pressions** (per tant baixes densitats) i a **temperatures moderades** atès que en aquests casos les seves molècules es mouen prou separades unes de les altres com per poder

considerar que no hi ha forces intermoleculars entre elles. En realitat, en condicions normals, la majoria dels gasos presenten un comportament de gas ideal.

Empíricament podem corroborar que hi ha una sèrie de relacions proporcionals entre la temperatura, la pressió i el volum. Són aquestes quatre equacions i en rellevància l'última les que relacionen aquestes propietats.

Llei de Boyle-Mariotte

La Llei de Boyle-Mariotte estableix una relació **entre la pressió i el volum** d'un gas. Així doncs Boyle-Mariotte va observar que quan augmentava el volum d'un gas la seva pressió disminuïa i al contrari. La Llei de Boyle-Mariotte ens diu que:

"El volum d'una determinada quantitat de gas (nombre de mols constant), que es manté a temperatura constant, és inversament proporcional a la pressió que exerceix."

$$p \cdot V = cte. ; p = \frac{1}{V} \quad (7)$$

Llei de Charles i Gay-Lussac

La Llei de Charles i Gay-Lussac estableix una **relació entre la temperatura i el volum** d'un gas. La Llei de Charles i Gay-Lussac diu:

"El volum d'una determinada quantitat de gas (nombre de mols constant), que es manté a pressió constant, és directament proporcional a la seva temperatura absoluta."

$$\frac{V}{T} = cte. \quad (8)$$

Anàlogament, si el volum es manté constant i, tenint en compte la Llei de Boyle-Mariotte, es pot establir a partir de la Llei de Charles i Gay-Lussac una relació entre pressió i temperatura:

$$\frac{p}{T} = cte. \quad (9)$$

Llei de Avogadro

La Llei d'Avogadro ens estableix una **relació entre el volum i la quantitat de mols d'un gas**. La Llei d'Avogadro diu:

"El volum d'un gas mantingut a pressió i temperatura constants, és directament proporcional al nombre de mols del gas presents."

$$\frac{V}{n} = cte. \quad (10)$$

Anàlogament al que passa a la Llei de Charles i Gay-Lussac, mantenint el volum i la temperatura constants aquesta Llei també pot establir-se com:

$$\frac{p}{n} = cte. \quad (11)$$

Llei general dels gasos ideals

Quan les lleis anteriors es combinen en una sola equació apareix un nombre R anomenat **constant universal dels gasos ideals** que ens relaciona segons la següent equació les propietats principals vistes anteriorment:

$$p \cdot V = n \cdot R \cdot T \quad (12)$$

R s'ha de posar en les unitats en què estiguin les altres variables. Així R pot prendre freqüentment aquests valors segons les magnituds:

Valor de R	Unitats
0,082	$\frac{\text{Atmosfera} \cdot \text{litre}}{\text{mol} \cdot \text{Kelvin}}$
8,314	$\frac{\text{Joules}}{\text{mol} \cdot \text{Kelvin}}$
1,987	$\frac{\text{Calories}}{\text{mol} \cdot \text{Kelvin}}$

Taula 2

Font: pròpia

Considerant llavors que la massa d'un mateix gas vagi variant els valors de pressió, temperatura i volum podem considerar una nova manera d'expressar aquesta equació atès que tant R com n es mantindran constants.

$$\frac{p_1 \cdot V_1}{T_1} = \frac{p_2 \cdot V_2}{T_2} = \dots = \frac{p_n \cdot V_n}{T_n} = cte. = R \cdot n \quad (13)$$

És lògic pensar que l'equació donada anteriorment en el nostre cas, amb l'atmosfera, no ens serà útil atès que el volum en aquesta no està determinat. Per això ara tractarem de posar l'equació en funció de p , T i ρ .

- Sent $n = \frac{m}{M}$ l'equació 10 quedaria:

$$p \cdot V = \frac{m}{M} \cdot R \cdot T \quad (14)$$

M : pes de cada mol

m : la massa total del gas

- Atès que es verifica que $V = \frac{m}{\rho}$ la equació 14 pot escriure's:

$$p \cdot \frac{m}{\rho} = \frac{m}{M} \cdot R \cdot T \quad \text{quedant llavors com } \frac{p}{\rho \cdot T} = \frac{R}{M}$$

- I atès que R és una constant i M en el cas de l'aire és 28,9644 g/mol, podem definir a R/M com a una nova constant R' que tindrà un valor de 287 joules/(kg·°K). Quedant una equació final:

$$\frac{p}{\rho \cdot T} = R' \quad (15)$$

Resumint aquest primer apartat:

- Els tres paràmetres elementals per definir el comportament d'un fluid són la **pressió**, la **temperatura** i la **densitat**.
- Aquests tres paràmetres estan íntimament relacionats entre ells tal com indica **l'equació dels gasos ideals**.
- Aquests tres paràmetres varien amb l'altitud i així es reflecteix en **l'equació de la fluidoestática**.

2. CONCEPTES DE LA DINÀMICA DE FLUIDS

En el primer apartat hem suposat en tot moment un fluid en repòs a l'hora de presentar i aplicar les equacions. També hem parlat de la pressió, però només parlant de la pressió estàtica. Doncs bé, en aquest segon punt passarem a parlar d'un fluid en moviment, de manera que haurem de presentar nous conceptes en un primer moment per després poder parlar de les principals equacions de la mecànica de fluids.

2.1 VELOCITAT

Un dels factors que sens dubte és imprescindible per crear sustentació en un avió, tal com veurem pel seu protagonisme en totes les equacions, és la velocitat. Ja vam comentar amb anterioritat que a velocitats properes a la del so un fluid com l'aire passa de ser considerat incompressible a compressible i va ser en aquest moment on vam introduir, breument, el concepte de nombre de Mach.

2.1.1 VELOCITAT DEL SO A L'AIRE

Es defineix el so com una ona mecànica longitudinal i tridimensional que necessita d'un mitjà per transmetre's i que té origen en qualsevol variació de pressió en l'aire. Aquestes variacions es propaguen a una certa velocitat que, demostrat tant experimentalment com teòricament, depèn de la pressió i la densitat de l'atmosfera o, segons l'equació dels gasos ideals, de la temperatura i la constant R' (recordem que R' és el quocient entre la constant universal dels gasos ideals i el pes molecular de l'aire).

$C = \sqrt{\gamma \cdot \frac{p}{\rho}}$ o segons l'equació 15 també pot ser de la forma

$$C = \sqrt{\lambda \cdot R' \cdot T \rho} = \frac{m}{v} \quad (16)$$

C: velocitat del so en m/s

El coeficient de les transformacions adiabàtiques: γ

Una transformació adiabàtica es produeix quan el gas d'aquesta transformació no experimenta intercanvi de calor amb l'exterior ($Q = 0$). Aquest tipus de transformacions són típiques dels fluids ideals i s'utilitzen quan les transformacions d'aquests són molt ràpides i per tant es pot considerar que no hi ha temps per a l'intercanvi de calor amb l'exterior, tal com ocorre en el cas del càlcul de la velocitat del so en l'aire on podem considerar la transmissió de calor nul·la.

Per comprendre millor imaginem un cilindre amb recobriment aïllant, èmbol i dins d'ell un gas ideal que no experimenta cap tipus d'intercanvi de calor amb l'exterior. A mesura que anem expandint el gas (augmentant el volum) veurem que la pressió i la temperatura disminueixen de manera proporcional.

D'aquesta dependència entre paràmetres es dedueix una constant γ diferent per a cada gas i que es calcula a partir de les capacitats calorífiques molars en transformacions a volum constant (C_v) i a pressió constant (C_p). Sent γ :

$$\gamma = \frac{C_v}{C_p} \quad (17)$$

Quan es realitza una transformació adiabàtica es compleix que:

$$p \cdot V^\gamma = cte. \quad (18)$$

Seguint amb el càlcul de la velocitat del so, l'equació 16 podem reescriure-la:

$$c = \sqrt{\frac{\lambda \cdot R' \cdot T}{T_0}} \cdot T_0 \quad c = \sqrt{\lambda \cdot R' \cdot T_0} \cdot \sqrt{\frac{T}{T_0}}$$

I atès que la temperatura del so a temperatura a nivell de mar (T_0) correspon a $c_0=340,294$ m / s, l'equació quedaria:

$$c = 340,294 \cdot \sqrt{\frac{T}{T_0}} \quad (19)$$

Com que el radicand que ens queda és la temperatura relativa i aquesta a la troposfera és sempre inferior a zero, atès que T disminueix respecte a T_0 , deduïm llavors que **la velocitat del so disminueix amb l'altitud.**

2.1.2 NOMBRE DE MACH

Es defineix com a nombre de Mach el quocient entre la velocitat de la corrent lliure d'aire, és a dir, la velocitat que realment té l'avió respecte a la velocitat de l'aire i la velocitat del so:

$$M = \frac{V}{c} \quad (20)$$

Deduïm d'aquesta equació que en $Mach < 1$ el vol serà **subsònic**, és a dir, velocitats inferiors a la del so, en canvi si se supera el **Mach crític** ($M = 1$) estarem parlant de **vol supersònic**. En aquest treball parlarem només de vols subsònics a causa dels efectes de compressibilitat que comporten els vols supersònics.

D'això anterior en deduïm que per a una mateixa velocitat de vol pot haver-hi diferents nombres de Mach només que variï la temperatura i, per tant, ho faci la velocitat del so. Així doncs, per a majors altituds, atès que la velocitat del so serà inferior, el Mach serà superior per a un mateix valor de velocitat de vol.

Llavors per saber quina és la velocitat real de vol sabent el nombre de Mach i la temperatura relativa ens quedarà, aïllant la V a la 20, una equació com aquesta:

$$V = 340,294 \cdot \sqrt{\frac{T}{T_0}} \cdot M \quad (21)$$

2.2 VISCOSITAT

Tal i com vam comentar en la primera part d'aquest segon apartat, parlarem del fluid en moviment, de manera que resulta essencial introduir el concepte de viscositat, això ens porta a allunyar-nos de la concepció del fluid ideal ja que ara estem considerant que el gas del qual parlem en sotmetre'l a una certa velocitat, pressió i temperatura ja presenta forces de fregament internes.

La viscositat és un altre dels factors protagonistes en els fenòmens que tenen lloc en els perfils aerodinàmics. Així doncs, definim viscositat com la propietat que determina la **resistència d'un fluid a desplaçar-se**. Atès que l'aire és considerat en condicions normals un fluid newtonià⁸ introduïrem el concepte viscositat amb un exemple senzill (figura 3):

Exemple:

La capa de fluid en contacte amb la placa mòbil es mou a la mateixa velocitat, està comportant-se com si estigués adherida a ella, però tal com es pot apreciar en el dibuix les capes per sota d'aquesta primera tenen una inèrcia a moure a una velocitat inferior a la de la placa mòbil. Això es deu al fet que cada capa per sobre té una capa que tendeix a moure-la i per sota té una altra que tendeix a retenir-la, va apareixent així entre cadascuna d'elles forces internes de fregament que segons la composició molecular del gas seran més o menys elevades. Aquesta fricció interna és originada per la viscositat del fluid.

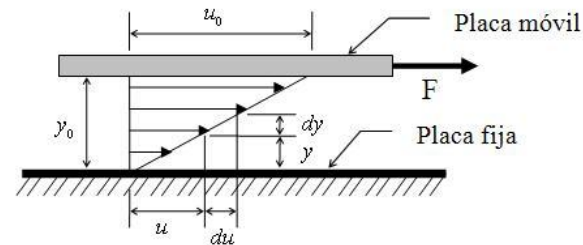


Figura 3

Font: <http://www.monografias.com/trabajos91/tema-2-mecanica-fluidos2/tema-2-mecanica-fluidos-2.shtml> [5]

La força per desplaçar el fluid serà:

- **Major quant més elevada sigui la velocitat** aplicada. Sent la velocitat u .
- **Menor quant més elevada sigui la distància** (y) que hagi entre ambdues plaques, donat que las forces internes es dissiparan amb major facilitat.
- **Major quant més superfície** (S) de placa hi hagi en contacte amb el fluid, atès que la força es repartirà millor per aquest.
- **Major quant més elevat sigui el coeficient de viscositat** (μ) que hi hagi, atès que aleshores les forces internes seran superiors entre les capes del fluid.

Sent el càlcul de la força que experimenta una capa:

$$dF = \frac{du \cdot \mu \cdot S}{dy} \quad (22)$$

Així doncs diem que $\mu = \frac{F \cdot dy}{du \cdot S}$ i simplificant magnituds ens queda llavors que el coeficient de viscositat ve en $N \cdot s/m^2$ o l'equivalent en $kg/m \cdot s$. Al CGS la unitat ve en *poise*.

Un altre punt a destacar és la variació de la viscositat amb la temperatura. Mentre en els líquids aquesta viscositat disminueix, en els gasos, al contrari, augmenta donat que, al tenir les molècules menys cohesió entre elles, es produeixen més col·lisions i per tant majors forces internes.

⁸ Es denomina fluid newtonià o fluid veritable a aquell a que quan se li aplica un esforç tangencial es desplaça amb una velocitat proporcional a l'esforç aplicat.

També hem d'introduir un nou terme que ens apareixerà freqüentment involucrat en els fenòmens aerodinàmics (i que observarem encara més si tractéssim l'aire com un fluid compressible): el **coeficient cinemàtic de viscositat** (ν). Ve donat per la següent relació:

$$\nu = \frac{\mu}{\rho} \quad (23)$$

Al CGS es denomina a la seva magnitud en *stoke*. Per aquesta relació anterior podem deduir llavors que si tant μ com ρ disminueixen amb l'altitud aleshores és evident que ν també ho farà.

2.3 REPRESENTACIÓ VISUAL D'UN CAMP DE FLUX

Per a un pilot d'un avió que vola a velocitat constant i en moviment rectilini el que es mou és l'aire, però per a un home que està en terra el que es desplaça és l'avió mentre que l'aire està en repòs. Doncs bé, totes dues consideracions són correctes però matemàticament resulta més visual i pràctic considerar que ens trobem en la situació del pilot, on **l'avió està en repòs i l'aire que es mou queda pertorbat per aquest**. Aquest és el tipus d'estudi que farem en aquest treball.

2.3.1 FLUX ESTACIONARI I NO ESTACIONARI

S'anomena **flux estacionari** aquell en el qual les seves característiques de **velocitat, densitat i pressió es mantenen constants amb el temps**. Per tant en la vora d'atac de l'ala suposarem que tenim els mateixos valors de velocitat, densitat i pressió en tot moment amb el que facilitarem molt els càlculs (figura 4).

Un flux no estacionari serà, per tant, aquell en què els tres paràmetres anteriors varien amb el temps (figura 5).

2.3.2 LÍNIES DE CORRENT I TRAJECTÒRIA

Serveixen com a sistema de referència per a un flux estacionari.

Les **línies de corrent** són línies imaginàries que simulen el moviment de l'aire i que serveixen **d'indicadors de la direcció de la velocitat** d'aquest. Així doncs, en cada punt, el vector velocitat que porti l'aire serà sempre tangent a la línia.

La trajectòria és el camí que segueix la partícula d'un fluid. Així doncs, en un flux estacionari la trajectòria serà coincident amb les línies de corrent ja que no variaran els paràmetres amb el temps. Amb l'experiència que es realitzarà en aquest treball, utilitzant fils per discernir la trajectòria de l'aire, podrà visualitzar-se detalladament el que hem exposat en aquest apartat..



Figura 4

Font: extret del llibre *Aerodinámica y actuaciones del avión* [15]

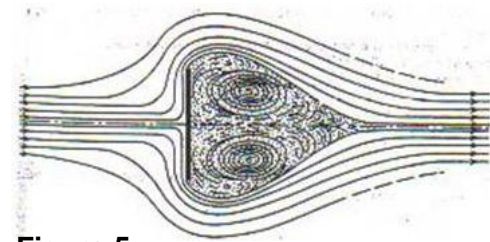


Figura 5

Font: extret del llibre *Aerodinámica y actuaciones del avión* [15]

2.4 COMPORTAMENT D'UN FLUID EN MOVIMENT

En una superfície alar el flux d'aire que es desplaça per ella a causa de la forma de la superfície i a la direcció que té aquesta respecte al flux (angle d'atac) es comportarà d'una o altra manera, sent imprescindibles en aquest comportament el coneixement tant de la velocitat com de la pressió que experimenta el flux en aquesta superfície. Per això començarem parlant de les dues principals equacions que, relacionades entre elles, ens ajudaran a comprendre posteriorment l'origen de les forces d'un avió.

2.4.1 EQUACIÓ DE CONTINUÏTAT

Exemple:

Imaginem un embut com el de la figura 6 on una massa blanca m de gas es veu desplaçada per l'empenta cap a la dreta de la secció S_1 a una velocitat v_1 , traslladant així a una velocitat v_2 la secció S_2 , si se sap que el fluid no pot escapar de l'embut l'equació de la continuïtat estableix que:

"La massa de fluid que passa per la superfície S_1 ha de ser igual que la que passa per la superfície S_2 "

El fluid es desplaça en un interval de temps Δt cap a la dreta, un espai x_1 i a una velocitat v_1 . Per tant, sent $x_1 = \Delta T \cdot v_1$ i $m_1 = V \cdot \rho$ l'equació quedarà:

$$m_1 = \Delta T \cdot v_1 \cdot S_1 \cdot \rho \quad (24)$$

Anàlogament al que passa a la secció S_1 podem corroborar que a la secció S_2 l'equació ens quedarà de la mateixa manera:

$$m_2 = \Delta T \cdot v_2 \cdot S_2 \cdot \rho \quad (25)$$

Tal i com enuncia l'equació de la continuïtat ambdues masses han de ser iguals ($m_1 = m_2$) per tant, si igualem les equacions 24 i 25:

$\Delta T \cdot v_1 \cdot S_1 \cdot \rho = \Delta T \cdot v_2 \cdot S_2 \cdot \rho$, simplificant ens queda la forma tradicional de la equació de la continuïtat.

$$v_1 \cdot S_1 = v_2 \cdot S_2 \quad (26)$$

Amb això deduïm que **el mateix fluid en passar per una superfície més petita ha de augmentar la seva velocitat i viceversa.**

2.4.2 TEOREMA DE BERNOULLI PER FLUIDS INCOMPRESSIBLES

De la mateixa manera que en l'equació de la continuïtat es demostrava que atès que la mateixa massa de fluid havia de passar per superfícies diferents, el fluid havia de canviar la seva velocitat per poder complir aquest principi, Bernoulli va demostrar que, a part de conservar-se la massa del fluid, **es conserva l'energia** total d'aquest.

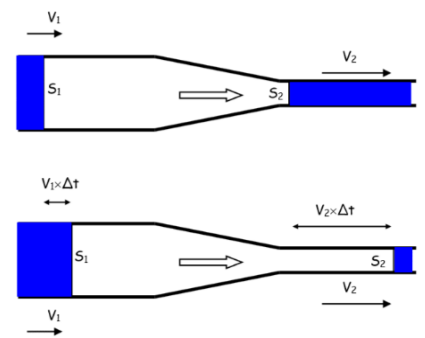


Figura 6

Font: http://es.wikipedia.org/wiki/Principio_de_Bernoulli [7]

Aquest teorema només és aplicable a fluids ideals, incompressibles i no viscosos (sense fregament), i estableix una relació entre els efectes tant de pressió i velocitat com de gravetat. Afirmar que:

"En un fluid ideal (sense viscositat ni fregament) en règim de circulació per un conducte tancat, l'energia que posseeix el fluid roman constant al llarg del seu recorregut".

Exemple:

Anem a demostrar-lo d'una manera senzilla a partir de la figura 7:

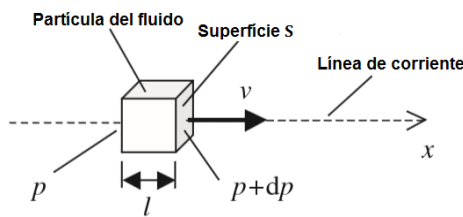


Figura 7

Font: <http://iopscience.iop.org/0031-9120/38/6/001> [6]

Imaginem que el cub de la figura 7 és una partícula d'aire que es desplaça per un full de paper i que per tant la seva direcció serà una línia recta. La direcció del moviment és tal com indica la fletxa de la figura. És lògic llavors pensar que la superfície S davant del cub estarà sotmesa a una pressió diferent a la de la part posterior del cub ($p + dp$), amb el que en la superfície S s'experimentarà una força neta més gran que a la part posterior. Calculem la força que experimenta la partícula prenent com a

sentit positiu el de la velocitat de la línia de corrent:

$$F = p \cdot S - (p + dp) \cdot S$$

Simplificant:

$$F = -dp \cdot S \tag{27}$$

El signe negatiu ens indica llavors que **si la pressió decreix en la part davant del cub la força que experimentarà el cub serà positiva** (accelerarà), en cas contrari la partícula desaccelerarà. Ara si tenim en compte que el volum de la partícula és:

$$V = S \cdot l, \text{ la massa serà: } m = l \cdot S \cdot \rho.$$

El canvi de pressió entre la part posterior i frontal del cub pot donar-se com a múltiple de la longitud de la corda per la variació de pressió per unitat de línia de corrent:

$$dp = l \cdot \frac{dp}{dx}$$

D'acord amb la segona llei de Newton llavors la partícula experimentarà una acceleració ($F = m \cdot \frac{dv}{dt}$). Si unim totes les definicions trobades anteriorment ens queda que:

$$-dp \cdot S = (S \cdot \rho \cdot l) \cdot \frac{dv}{dt} \quad \text{o} \quad -l \cdot \frac{dp}{dx} \cdot S = (S \cdot \rho \cdot l) \cdot \frac{dv}{dt}$$

Simplificant (tenint en compte que $v = \frac{dl}{dt}$) ens queda:

$$dp = -\rho v dv$$

I, integrant entre dos punts qualsevol per relacionar la diferència de pressió entre aquests dos punts amb la diferència de velocitat:

$$\int_1^2 dp = - \int_1^2 \rho v dv$$

On ens queda la tradicional equació de Bernoulli:

$$\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v_1^2 + p_1 = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v_2^2 + p_2 \quad (28)$$

El teorema de Bernoulli, tal com podem deduir de l'equació anterior, estableix que **en augmentar la velocitat disminueix la pressió i viceversa**. Aquest efecte es coneix amb el nom d'efecte Venturi.

És interessant que definim a partir d'aquesta mateixa equació tres termes de pressió. Anteriorment parlàvem de la pressió estàtica, ara coneixerem la pressió dinàmica i la pressió total o d'impacte. Així doncs, imaginem a una primera situació on l'aire es troba en punt de recés (no hi ha velocitat) i una altra segona on l'aire sí té velocitat. L'equació de Bernoulli quedaria:

$$0 + p_1 = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v_2^2 + p_2 \quad (29)$$

On:

- p_2 és la **pressió estàtica**.
- $\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v_2^2$ és el que denominarem **pressió dinàmica**.
- p_1 és la **pressió total** o **pressió d'impacte** que correspon a la suma de la pressió estàtica i la dinàmica.

Amb això podem concloure amb l'equació 30. Així doncs, simplement calculant la diferència entre la pressió total i la pressió estàtica podem saber la velocitat del sistema. L'anemòmetre basa el seu càlcul en aquesta operació para mesurar la velocitat.

$$p_t - p_s = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \quad (30)$$

2.4.3 CAPA LÍMIT: LAMINAR I TURBULENTA

Recordem que en l'apartat 2.3 vam especificar que el nostre sistema de referència seria l'avió en repòs i l'aire movent-se al seu voltant. Bé, per introduir el concepte de capa límit cal que ens imaginem la situació d'una ala en vol. A causa de la viscositat de l'aire, la primera capa en contacte amb la superfície alar tindrà velocitat zero i, a mesura que anem pujant, cada capa tindrà més velocitat que l'anterior (és l'exemple contrari al suposat en l'apartat 2.2 sobre la viscositat ja que en aquest cas ara és l'aire el que simula ser la placa en moviment).

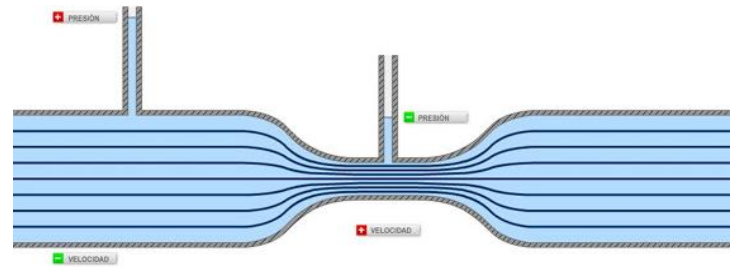


Figura 8. L'estretament de les línies de corrent indica l'augment de la velocitat i, per tant, la disminució de pressió.

Font: http://es.wikipedia.org/wiki/Principio_de_Bernoulli [7]

Per tant, la **capa límit de Prandtl**⁹ es defineix com la **zona d'aire que hi ha entre la paret o superfície del perfil (velocitat zero) i el punt on la velocitat és el 99% de la que porta la corrent lliure d'aire** (figura 9).

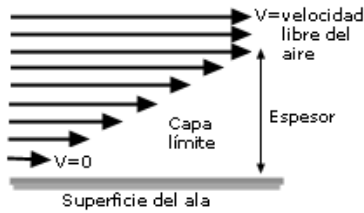


Figura 9

Font: <http://cam-pus.ort.edu.ar/descargar/repositorioarchivo/81760> [1]

L'estudi d'aquesta capa és d'allò més sofisticat, complex i, alhora, important en l'enginyeria aeronàutica ja que és aquesta la que **genera el gradient de pressions que afavoreix la sustentació**. S'hi han diferenciat dos tipus de règim del flux segons les seves característiques i s'ha comprovat també quan es produeix el canvi d'un flux a un altre.

Les diferències entre una capa límit laminar i una altra turbulenta són principalment:

Capa límit laminar	Capa límit turbulenta
Flux de partícules ordenades	Flux de partícules desordenades
Velocitat predictable	Velocitat impredecible
Espessor petit	Espessor gran (figura 10)
Poca fricció	Molta fricció
Petites velocitats	Majors velocitats

Taula 3

Font: pròpia

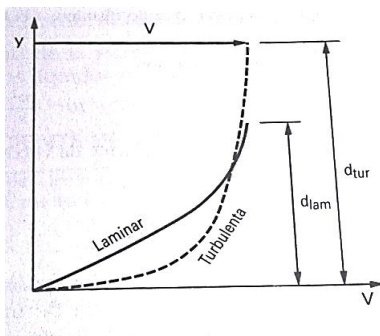


Figura 10. El gràfic mostra la relació de l'increment de velocitat a mesura que creix el gruix (y) de la capa límit en cada tipus de règim. S'estableix que:

$$\frac{dv}{dy}_{lam} < \frac{dv}{dy}_{tur} \quad (31)$$

Font: extret del llibre *Aerodinámica y actuaciones del avión* [15]

Segons l'equació 22 ($F = \frac{du \cdot \mu \cdot S}{dy}$) vista en l'apartat 2.2 sobre la viscositat i veient l'equació 31 això ens confirma que:

$$(F_{roz})_{lam} < (F_{roz})_{tur}$$

⁹ L'estudi de la capa límit es deu al físic alemany Ludwig Prandtl.

Per tant l'ideal serà que la major part de la capa límit sigui laminar amb l'objectiu de reduir la força de fregament i després una altra part d'aquesta capa, encara que una mica més reduïda, sigui turbulenta per aconseguir major sustentació. Encara que, naturalment, l'elecció del punt on tingui lloc la transició dependrà dels factors que es prefereixin en cada règim de vol.

El punt de transició (figura 11) en què es passa de règim laminar a turbulent dependrà del nombre de Reynolds que veurem en el següent apartat amb més detall.

Finalment, cal remarcar dos punts. Primerament que dins de la capa límit no es pot aplicar el teorema de Bernoulli a causa de les forces de fricció (viscositat) que hi ha en ella. I en segon lloc, destacar la gran importància que té la capa límit (per tant la viscositat) en algunes de les característiques de vol, unes que ja hem vist i d'altres que veurem posteriorment:

Coeficient de sustentació màxim.

-Resistència de fricció.

-Resistència de forma.

-Forma d'entrada en pèrdua.

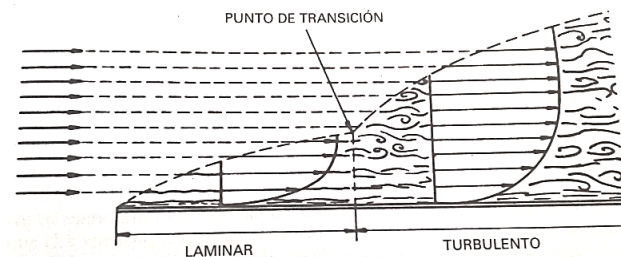


Figura 11

Font: extret del llibre *Aerodinámica y actuaciones del avión* [15]

2.4.4 RÈGIM ROTATORI D'UN FLUX: ELS VÒRTEX

Els fluids presenten en algunes ocasions un moviment caòtic i complex que comunament solem anomenar turbulent. L'estudi d'aquest fenomen és un dels més difícils actualment a causa de la complexitat que suposa reflectir numèricament aquest comportament en equacions. De fet Einstein va dir en una ocasió la següent frase:

"Vaig a preguntar a Déu dues qüestions: el perquè de la relativitat i el perquè de la turbulència. Sóc optimista d'obtenir resposta a la primera qüestió".

Però que sigui un tema complex no vol dir que no hagi estat constantment recurrent, de fet l'estudi dels fluxos amb gir intens ha sigut de gran interès durant els últims anys en la indústria aeronàutica per aconseguir eliminar els molestos remolins de punta d'ala. Per això s'ha intervingut en la investigació amb *winglets*.

A causa de la complexitat del tema i per la falta de coneixements que es requereixen per tractar amb el nivell que es necessita, en aquest treball només suposarem equacions unidimensionals, en aquest cas les de Rankine, que tot i així són molt recurrents per a l'estudi dels remolins de punta d'ala a causa de la seva simplicitat i senzillesa.

Un **moviment turbil·lonari** (suposant un fluid ideal) pot definir-se com una **massa fluida on cadascuna de les seves partícules té una velocitat de rotació al voltant d'un eix** (se li denomina eix turbil·lonari) de manera que **com més distància hi ha d'una partícula a l'eix menys velocitat portarà aquesta**.

De l'anterior dit es dedueix llavors que l'equació que relaciona la velocitat que té cada partícula i la seva distància de l'eix és:

$$v_r \cdot r = K \quad (32)$$

Posem-nos en situació amb la figura 12 on al voltant d'un objecte cilíndric que simula l'eix turbillonari té lloc el moviment rotatori del flux. Veiem que una partícula de cada capa recorre un perímetre al voltant de l'eix segons sigui la seva distància a aquest i la velocitat que porti, aquest perímetre que recorren totes les partícules es denomina circulació o intensitat del remolí i ve donat per la següent equació:

$$\Gamma = 2\pi r \cdot v_r \quad (33)$$

De l'expressió anterior podríem pensar llavors que a l'eix turbillonari, quan $r = 0$ la velocitat és infinita perquè pugui continuar la circulació. Però això a efectes reals és impossible a causa dels efectes de la viscositat, per això es considera que per a radis molt petits o iguals a r_0 no es compleix l'equació anterior.

Si ara relacionem les equacions 32 i 33 veurem que la intensitat del remolí és independent del radi des d'on es calculi, és a dir, és constant en totes les capes del fluid rotatori. Això és comprensible pel fet que la velocitat i el radi disminueixen o augmenten en la mateixa proporció segons l'equació 32.

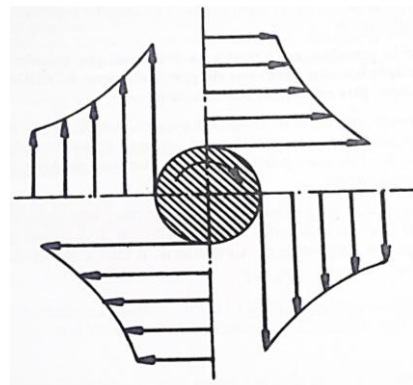


Figura 12

Font: extret del llibre *Aerodinámica y actuaciones del avión* [15]

$$\Gamma = 2\pi K \quad (34)$$

En els avions **els remolins es produeixen per la diferència de velocitats que porta el fluid pel intradós (per sota) i l'extradós (per sobre) de l'ala**. A causa del que ja hem comentat anteriorment, com més a prop ens trobem de l'eix turbillonari més velocitat té el fluid al voltant seu i, per aplicació de Bernoulli, es produeix una gran disminució de la pressió estàtica del fluid. D'això últim els avions en treuen profit per generar major sustentació a la superfície alar mitjançant uns dispositius capaços de produir remolins en ella, els *strakes*.

Ara podem pensar que la breu i senzilla introducció que hem fet dels remolins ens és poc útil però, com veurem més endavant, d'una banda el concepte de circulació ens ajudarà a definir l'Efecte Magnus i a explicar per tant l'origen de la sustentació en una ala i, d'altra banda, el concepte de vòrtex serà molt freqüent quan parlem de resistències.

2.5 NOMBRE DE REYNOLDS

Vam veure en l'apartat 2.4.3 que el punt de transició de capa laminar a turbulenta tenia lloc a una certa distància de la vora d'atac de l'ala (l) i si poguéssim experimentar amb diferents fluids i velocitats (v) veuríem que també depèn de la viscositat (μ) del fluid i la densitat d'aquest (ρ). Va ser Reynolds el primer que va generalitzar totes aquestes conclusions introduint un nou **paràmetre adimensional** denominat nombre de Reynolds

que, expressat mitjançant la següent equació, **determinaria la transició d'un règim laminar a turbulent**:

$$R = \frac{v \cdot l \cdot \rho}{\mu} \quad (35)$$

Si tenim en compte l'equació 23 podem expressar-la amb el coeficient de viscositat cinemàtic (anomenem aquí a la velocitat com V):

$$R = \frac{V \cdot l}{\nu} \quad (36)$$

Sabem que com més viscos és un fluid més difícil ens resulta desplaçar, és a dir, com més elevada sigui la força de viscositat més resistència oposarà una capa de fluid a canviar la seva forma. Segons això ja podem comprendre el sentit que alberga que el nombre de Reynolds realment sigui interpretat com el quocient entre les forces de convecció i les de viscositat:

$$R = \frac{\text{Fuerzas de convección}}{\text{Fuerzas de viscosidad}}$$

És a dir, com més petit sigui el nombre de Reynolds més forces de viscositat existiran i, per tant, més resistència a la deformació estarà oposant la capa de fluid (règim laminar). Anàlogament, com més elevat sigui el nombre de Reynolds més elevades seran les forces de convecció¹⁰, formant-se d'aquesta manera el règim turbulent.

Podem observar això a la figura 13 on es veu l'evolució del coeficient de fricció que genera en aquest cas una superfície plana per a diferents nombres de Reynolds. El coeficient de fricció és una conseqüència directa de la viscositat del fluid, això ho veiem en el gràfic quan vam comprovar que en règim laminar, on les forces de viscositat que hem vist que eren elevades, el coeficient de fricció és elevat i va disminuint com més petites es fan les forces de viscositat i per tant més elevat és el nombre de Reynolds.

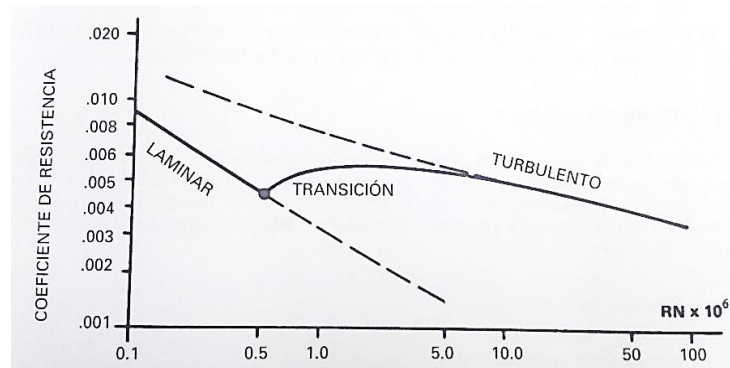


Figura 13

Font: extret del llibre *Aerodinámica y actuaciones del avión* [15]

En aeronàutica el nombre de Reynolds és de gran importància per poder predir quan tindrà lloc la transició tenint en compte totes les variables de les que depèn com són:

- La rugositat de la superfície.
- La temperatura de la superfície.
- La turbulència de la corrent lliure d'aire.
- La distribució de pressions.

¹⁰ Es denominen forces de convecció no perquè hi hagi intercanvi de calor entre el fluid, sinó pel semblant moviment que presenten les partícules en ambdues situacions ja que tendeixen a ascendir les que es troben en una capa inferior a les capes superiors, formant el típic cicle termodinàmic de la convecció.

En l'equació 35 el que realment s'està calculant és el **nombre de Reynolds local** atès que estem triant un punt específic de la corda del perfil alar, en canvi quan parlem de **nombre de Reynolds global** introduïm com a distància a la vora d'atac la longitud de la corda del perfil, l'envergadura, el fuselatge, etc. Amb això dit deduïm llavors que **al llarg d'un perfil alar el nombre de Reynolds és diferent**, el que ens porta a pensar que **l'espessor de la capa límit també sigui diferent** al llarg del perfil a causa dels canvis de velocitats dins de la capa.

Per calcular el gruix que té la capa límit en cada punt d'una placa plana segons el règim de flux es tenen dos equacions:

$$\delta = \frac{5,2 \cdot x}{RN} \quad \text{per a laminar} \quad (37)$$

$$\delta = \frac{0,37 \cdot x}{RN^{0,2}} \quad \text{per a turbulenta} \quad (38)$$

On x és la distància del punt de la placa a la vora d'atac i el RN és el nombre de Reynolds calculat en l'equació 35 amb la distància x .

En un vol comercial el gruix de la capa límit és aproximadament d'uns 2 o 3 cm.

El nombre de Reynolds és summament important en l'estudi del vol a nombres de Mach baixos (flux incompressible) per això és necessari que per a aquest treball es tinguin clars els principals conceptes que determinen aquest paràmetre.

Resumint aquest segon apartat:

- La **velocitat del so** disminueix amb l'altitud a causa de la disminució de la temperatura.
- El **nombre de Mach** defineix la velocitat de vol amb una proporció respecte a la velocitat del so.
- La **viscositat** en els gasos augmenta amb la temperatura i és un paràmetre summament important en l'estudi del comportament de la capa límit.
- Per representar un sistema de flux en moviment normalment s'utilitza el **flux estacionari** per la seva simplificació de càlcul.
- Les línies de corrent i la trajectòria representen el comportament del flux en moviment.
- **L'equació de continuïtat** i el **Teorema de Bernoulli** són lleis físiques que confirmen la conservació de l'energia en el flux.
- Segons Bernoulli quan la **pressió** disminueix la **velocitat** augmenta i viceversa.
- La **capa límit** pot ser **laminar** i **turbulenta**, tenint tots dos règims un comportament, unes característiques i, per tant, unes aplicacions diferents.
- Els **vòrtex** són resultat d'un comportament desordenat del fluid amb un cert règim rotatori a partir del qual podem establir algunes equacions.

- Els **vòrtex de punta alar** són els causants de la resistència induïda i, per contra, els **vòrtex a la superfície alar** controlats (provocats per **strakes**) augmenten la sustentació.
- El **nombre de Reynolds** és un paràmetre que permet calcular el gruix de la capa límit i el punt de transició d'aquesta.

És necessari que abans d'estudiar tant l'origen de la sustentació i la resistència com el càlcul i representació d'aquestes introduïm els conceptes base que evitaran que ens perdem en l'explicació.

3.1 PERFILS ALARS

La forma del perfil i la inclinació d'aquest respecte a la direcció del corrent d'aire (angle d'atac) són factors de gran importància en la distribució de pressions que origina la sustentació, però això ho veurem més endavant.

Ara veurem la importància que tenen algunes de les parts del perfil alar (figura 14) per determinar el comportament d'un perfil sotmès a un camp de pressions.

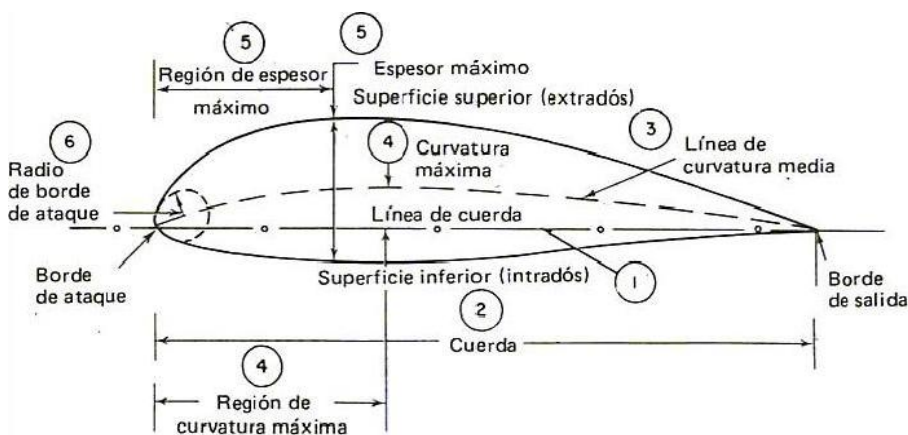


Figura 14

Font: extret del llibre *Aerodinámica y actuaciones del avión* [15]

- Línia de corda.** Uneix la vora d'atac (v.a.) amb la vora de sortida (v.s.).
- Corda.** És la longitud del perfil alar.
- Línia de curvatura mitjana.** És una línia que defineix la curvatura mitjana que tenen el intradós i l'extradós, és a dir, és equidistant a ambdues línies en tots els punts. Aquesta és la línia més important a l'hora de definir un perfil ja que diu la curvatura que aquest tindrà. Quan la línia cau per sobre de la corda es diu que és **positiva** i, per tant, que l'extradós té més curvatura que l'intradós, quan és al contrari se l'anomena **negativa** i quan coincideix amb la corda es diu que el perfil és **simètric**.
- Curvatura màxima (m).** És la màxima amplitud que hi ha entre la corda i la línia de curvatura mitjana. La distància entre la v.a. i el punt on hi ha la curvatura màxima s'anomena **regió de curvatura màxima (p)**. En un perfil simètric no hi ha curvatura màxima ni regió de curvatura màxima. Aquests valors se solen donar en % de la corda i poden variar des d'un 3% en els molt prims fins a un 18% en els gruixuts.

5. **Gruix màxim (t).** És la distància màxima entre el intradós i l'extradós. La distància entre la v.a. i el punt on hi ha el gruix màxim s'anomena **regió de gruix màxim**. En un perfil simètric del punt de gruix màxim coincideix amb la meitat de la corda. Aquests valors també s'acostumen a donar en % de la corda. Considerarem el gruix màxim perpendicular sempre a qualsevol punt de la línia de curvatura mitjana.
6. **Ràdio de vora d'atac.** És una mesura de l'agudesesa de la vora d'atac. Aquesta magnitud té gran importància en les característiques de pèrdua que veurem més endavant. Un valor molt petit del radi pot provocar la separació de la capa límit molt a prop de la v.a. com passa en els perfils supersònics.

Per fer-nos una idea de la gran varietat de perfils alars que es poden construir farem una classificació una mica genèrica, tal com podem veure en la següent taula, on els perfils es poden dividir segons:

La forma	Las característiques	Les velocitats
Asimètric	Laminars (baixa resistència de fricció)	Subsònics
Simètric	Alta sustentació	Transsònics (al llarg del perfil hi ha, a la vegada, velocitats subsòniques i supersòniques)
	Baix moment de capcineig ¹¹	Supersònics
	Crítics (major angle de pèrdua)	
	Estrets (menor resistència)	
	De carga (molt gruixuts, molta sustentació i resistència)	
	Populars (els més comuns)	
	STOL (amb <i>flaps</i> i <i>slats</i> ¹²)	

Taula 4

Font: pròpia

3.1.1 NOMENCLATURA NACA DELS PERFILS

Amb l'objectiu de sistematitzar a tot el món les característiques dels perfils alars als EE.UU, el NACA, *National Advisory Committee for Aeronautics* (actualment NASA), va dur a terme una investigació amb diferents tipus de perfils, coneguts amb el nom de perfils NACA que, definits per un conjunt de nombres, defineixen els **paràmetres de construcció de cada perfil**. Encara això hi ha altres tipus de perfils com el Clark Y, Götingen i RAF que van donar lloc a un altre tipus de nomenclatura.

¹¹ El capcineig és la inèrcia que té l'avió a rotar al voltant de l'eix transversal que s'estén d'una punta de l'ala fins a l'altra.

¹² Els *flaps* i els *slats* són dispositius hipersustentadors que s'utilitzen per reduir la velocitat a les maniobres (*flaps*) o per augmentar la velocitat dins de la capa límit (reducció de la fricció amb *slats*).

Es van fer diverses sèries amb una manera diferent d'especificar els paràmetres de construcció. Generalitzant podem dir que en la nomenclatura NACA els números que hi ha darrere indiquen segons el seu valor les dades per poder construir un perfil completament, partint primer de la curvatura mitjana i després distribuint-hi sobre ella el gruix

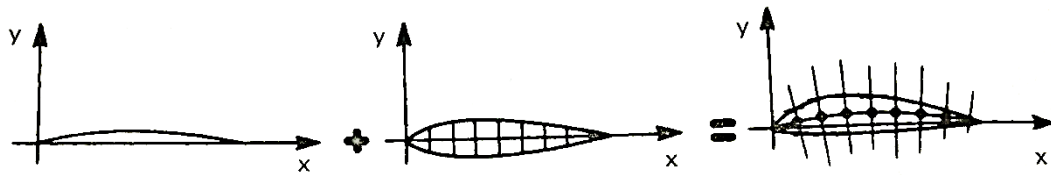


Figura 15

Font: extret del llibre *Aerodinámica y actuaciones del avión* [15]

Les primeres sèries NACA van ser la 4, la 5 i la seva modificació. Aquestes primeres sèries es van originar utilitzant equacions (una combinació sobre característiques teòriques aerodinàmiques en geometria) que descriuen la curvatura de la línia de curvatura mitjana i la distribució del gruix al llarg de la longitud de la superfície de sustentació. Però més tard, amb sèries NACA com la 6, es van utilitzar mètodes més teòrics que geomètrics per generar els perfils. Aquestes quatre sèries principals són les que veurem a continuació:

Sèrie NACA de 4 xifres

Com a exemple posem el NACA 4412, un perfil asimètric on:

- La 1^a xifra (4) indica la curvatura màxima (m) en % de la corda. Es a dir, el 4% en el nostre cas.
- La 2^a xifra (4) indica en desenes de la corda la regió de curvatura màxima (p). El 40% en este perfil.
- Les 3^a i 4^a xifra (12) indiquen l'espessor màxim (t) del perfil en % de la corda. En aquest cas el 12%.

Aquests perfils tenen per defecte la regió de gruix màxim situada en un 30% de la corda i, si anomenem t al gruix màxim, el radi de curvatura de la v.a. és $r = 1,1t$.

Aquesta sèrie va tenir molt èxit com a guió de construcció en perfils simètrics com ara el NACA 0009 on les dues primeres xifres indiquen que no hi ha línia de curvatura mitjana i l'última (9%) indica el gruix màxim en % de la corda.

Sèrie NACA de 5 xifres

Posem com a exemple per explicar la denominació d'aquesta sèrie un dels perfils amb aquesta nomenclatura més utilitzats, el NACA 23012.

- La 1^a xifra (2) multiplicada per 0,15 dona el coeficient de sustentació del disseny (aquest terme ve explicat en l'apartat 4.4). És a dir, un C_L de 0,3.
- Les 2^a i 3^a xifres (30) indiquen el doble de la regió de curvatura màxima (p) en percentatge de la corda. Llavors és el 15% en aquest perfil.

- Les 4^a y 5^a xifres (12) indiquen l'espessor màxim del perfil (t) en % de la corda. En aquest cas el 12%.

Series NACA 4 i 5 modificada

Les series 4 i 5 poden ser modificades afegint-li després d'un guió dues xifres més que indiquen:

- La 1^a xifra indica l'arrodoniment de la vora d'atac, 0 si es totalment agut i valors majors si la v.a. és arrodonit.
- La 2^a xifra indica la regió d'espessor màxim en percentatge de la corda.

Així per exemple un NACA 4412-05 correspon al NACA 4412 però amb una v.a. afilada (0) i l'espessor màxim situat al 50% de la corda.

Sèrie NACA de 6 xifres

És en aquests perfils amb els que es va aconseguir mantenir el règim laminar de la capa límit durant el 50% de la corda del perfil el que va significar, com veurem més endavant, una gran reducció de la resistència de fricció.

Com a exemple posarem el perfil 66₁-212:

- La 1^a xifra (6) indica la sèrie a la que pertany i especifica que aquesta sèrie ha estat creada per originar major flux laminar. Sèrie 6.
- La 2^a xifra (6) indica la regió en desenes de la corda on es produeix el mínim de pressió al perfil. En aquest cas en el 60% de la corda.
- La 3^a xifra (1) indica en dècimes l'interval del C_{Lideal} en què s'ha d'utilitzar per aconseguir que la capa límit sigui laminar, és a dir, que existeixen valors de pressió favorables tant a l'intradós como a l'extradós. En aquest cas en un interval de $\pm 0,1$.
- La 4^a xifra (2) indica en desenes el coeficient de sustentació ideal. En aquest cas 0,2.
- Les 5^a i 6^a xifres (12) indiquen l'espessor màxim en % de la corda. El 12%.

Per tant en aquest perfil només s'aconseguirà en la major part de la superfície capa laminar si el C_{Lideal} (0,2) no sobrepassen ni el 0,3 ni disminuïm del 0,1.

Encara que existeixen altres tipus de nomenclatura NACA aquí exposem aquestes 4 perquè les altres solen ser simplement o una derivació d'aquestes o una representació geomètrica de la distribució de pressions que es desitja específicament en un perfil (com la sèrie NACA 1 o 16).

Vegem una taula on es resumeixin els principals usos, els inconvenients i els avantatges de cada tipus de nomenclatura nomenada. La sèrie NACA 4 i 5 modificada no ve sintetitzada en la taula atès que és una derivació de les sèries 4 i 5.

Nomenclatura	Avantatges	Desavantatges	Aplicacions
Sèrie 4	1. Bones característiques de pèrdua. 2. Poc moviment del centre de pressió a altes velocitats. 3. Poca fricció.	1. Baix coeficient de sustentació màxim. 2. Una resistència relativament alta. 3. Té moment de capcineig.	1. Aviació general.
Sèrie 5	1. Alt coeficient de sustentació màxim. 2. Poc moment de capcineig. 3. Poca fricció.	1. Desfavorables característiques de pèrdua. 2. Una resistència relativament alta.	1. Aviació general. 2. Avions de rodalies. 3. Avions de negocis.
Sèrie 6	1. Alt coeficient de sustentació màxim. 2. Una resistència molt baixa per un règim específic de condicions. 3. Òptim per vols a altes velocitats.	1. Molta resistència fora d'aquell interval específic de condicions. 2. Alt moment de capcineig. 3. Desfavorables característiques de pèrdua. 4. Molt susceptible a la fricció.	1. Avions de combat. 2. Avions de negocis. 3. Avions acrobàtics. 4. Avions supersònics.

Taula 5

Font: pròpia

Sabent això ja podem decidir què Sèrie NACA s'adaptarà millor a les nostres condicions de treball experimental. La Sèrie 5 és per a això una solució òptima a causa de propietats com:

- **Alt coeficient de sustentació màxim.** Per poder així reduir el protagonisme de la resistència a angles grans.
- **Poc moment de capcineig.** Per evitar que la nostra ala al túnel de vent tendeixi a picar o encabritar.
- **Poca fricció.** Per disminuir la resistència de fricció i, a més, poder utilitzar materials per al recobriment de l'ala més econòmics.
- **Males característiques de pèrdua.** Atès que no ens trobem en un vol real aquesta no és una característica de molta importància en el nostre treball.
- **Resistència relativament alta.** És una característica que haurem de tenir en compte a l'hora de comentar el gràfic $C_D-\alpha$ de l'apartat 8.
- **Disseny basat en equacions geomètriques.** És sens dubte una característica molt important ja que, encara que fem el disseny a ordinador, ens permetrà saber exactament un valor determinat en cada punt de la superfície sense necessitat d'utilitzar un programari.

I, pel fet que és un dels perfils més utilitzats de la Sèrie 5 en aeronàutica, hem triat el perfil alar NACA 23012.

A mesura que anem avançant la feina ja podrem adaptar tant els gràfics com altres característiques al perfil alar escollit.

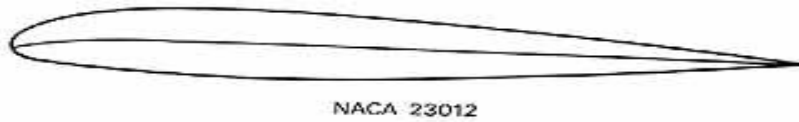


Figura 16

Font: extret del llibre *Aerodinámica y actuaciones del avión* [15]

3.2 SUPERFÍCIE ALAR

Una altra de les característiques principals que afecten les forces sobre un avió és la superfície alar i la forma d'aquesta. Vegem els conceptes principals que sortiran sovint en els apartats següents. A la figura 17 hi ha les principals parts d'una ala:

- **Superfície alar.** Es calcula simplement multiplicant la envergadura per la corda. En el cas d'una ala amb estretament ($\lambda = \frac{c_t}{c_r}$) es calcula multiplicant per la corda mitja.

$$S = b \cdot \bar{c} \quad (39)$$

- **L'allargament.** Ve donat per la relació:

$$A = \frac{b}{\bar{c}} = \frac{b^2}{S} \quad (40)$$

- **Línia del 25% de la corda.** És on es troba el centre aerodinàmic, aquesta línia ha estat decisiva per col·locar la cinta de turbulència de la part experimental.
- **Fletxa (φ).** És l'angle que forma la perpendicular de l'encast amb la línia que uneix el 25% de la corda des del encast fins a la punta.
- **Diedre (δ).** Té molta influència en l'estabilitat de l'avió. Es troba traçant una perpendicular a la línia de simetria de l'alçat de l'avió i veient l'angle que aquesta forma amb la posició de les ales.

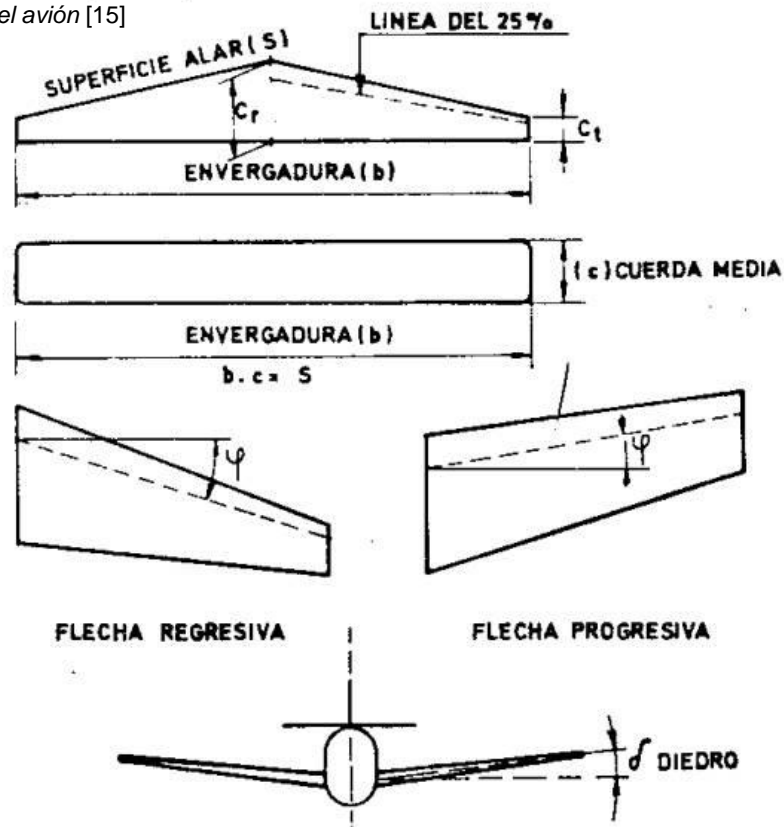


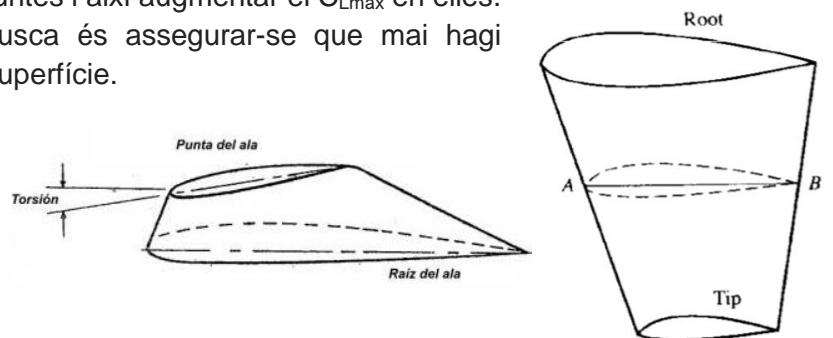
Figura 17

Font: extret del llibre *Aerodinámica y actuaciones del avión* [15]

- **Torsió** (figura 18). Pot ser geomètrica o aerodinàmica. La torsió geomètrica consisteix bàsicament en què les cordes del encast de l'ala no estan en el mateix pla que les de la punta de l'ala. La torsió aerodinàmica consisteix en el canvi del perfil alar al llarg de l'ala, se sol fer de manera que vagi augmentant de curvatura a mesura que s'arriba a les puntes i així augmentar el $C_{Lm\grave{a}x}$ en elles. Amb la torsió el que es busca és assegurar-se que mai hagi sustentació nul·la en tota la superfície.

Figura 18. A l'esquerra la torsió geomètrica i a la dreta l'aerodinàmica.

Font: extret del llibre *Aerodinàmica y actuaciones del avión* [15]



- **Angle d'atac o d'incidència.** Es l'angle que forma la corda de l'ala amb la direcció del vent relatiu o corrent d'aire lliure.

La forma de la planta de l'ala és molt important tant en la resistència induïda com a les característiques de pèrdua. Per això, abans de decidir quina forma de planta tindrà la nostra ala caldrà que vegem els conceptes anteriors i puguem descartar i seleccionar la millor opció.

Resumint aquest tercer apartat:

- La **forma del perfil alar** és imprescindible per a la generació de sustentació.
- La **nomenclatura NACA** és una sistematització dels càlculs per al disseny de perfils alars.
- La **superfície alar** és un factor important en l'entrada en pèrdua i la resistència induïda.

4. SUSTENTACIÓ

Vam veure a l'apartat 2 els principals teoremes que ens ajudarien a comprendre com es produeix la sustentació en un perfil alar però que, com vam dir en la introducció, no ens explicaven el perquè se sustenta un avió, en aquest apartat doncs, considerant l'ala en dues dimensions i la seva envergadura, per tant, infinita, introduïrem els conceptes ja tractats per explicar l'origen de la sustentació.

4.1 PRESSIONS A UNA LÍNIA DE CORRENT CORBA

A l'apartat 2.4.2 vam explicar el teorema de Bernoulli posant com a exemple una partícula en forma de cub que es desplaçava en moviment rectilini uniforme (velocitat uniforme per poder suposar la pressió constant a la línia de corrent). En aquest cas simularem que es desplaça per la curvatura d'un perfil amb un cert radi de curvatura tal com veiem en la figura 19.

Exemple:

A l'apartat 2.4.4 vam dir que en els vòrtex, a mesura que ens apropàvem al centre, a causa de l'equació $v_r = \frac{\Gamma}{2\pi r}$ la velocitat augmentava i, per tant, disminuïa la pressió, per això podem afirmar llavors que la pressió a la part interior (p_i) d'aquest cub serà menor que la de la part exterior (p_o). Així doncs tindrem que $p_i = p$ i $p_o = p + dp$.

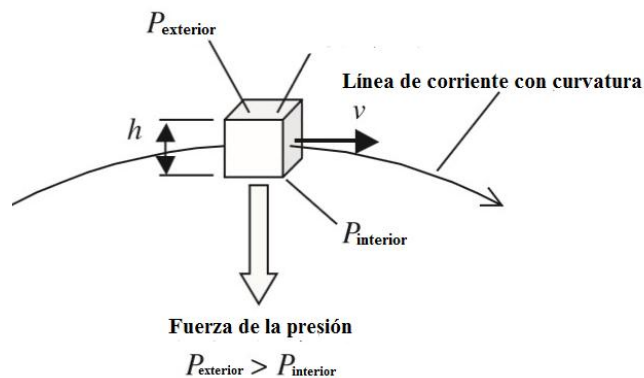


Figura 19

Font: <http://iopscience.iop.org/0031-9120/38/6/001> [6]

D'igual manera que vam fer en l'apartat 2.4.2 podem definir la variació de pressió S segons h com: $dp = h \cdot \frac{dp}{dn}$. On n és la direcció de la força centrípeta perpendicular en tot moment a la línia de corrent.

Veiem que en aquest cas existeix, com en tot moviment circular, una força centrípeta ($F = m \frac{v^2}{R}$) que és equivalent a la força que exerceix la pressió ($F = S \cdot dp$) i sabent que la massa és $m = \rho \cdot S \cdot h$ si combinem totes les equacions anteriors:

$$m \cdot \frac{v^2}{R} = S \cdot dp \quad \rho \cdot S \cdot h \cdot \frac{v^2}{R} = S \cdot h \cdot \frac{dp}{dn}$$

Simplificant:

$$\frac{dp}{dn} = \rho \frac{v^2}{R} \quad (41)$$

Aquesta equació expressa que el gradient de pressions al voltant d'una línia de corrent corba augmenta (per a una mateixa velocitat) com més gran sigui el radi de curvatura d'aquesta superfície. D'aquí podem deduir:

- Per què els perfils alars tenen la **v.a en forma de circumferència**.
- Que quant **més angle d'atac** adopta el perfil més "s'allunya" d'aquest centre de curvatura i per tant **més diferència de pressions** genera, amb el que això comporta.
- Per què els perfils amb **major espessor generen més sustentació**.

4.2 DISTRIBUCIÓ DE PRESSIONS A UN CILINDRE

En l'apartat anterior hem vist matemàticament com es confirma que un fluid en desplaçar-se per una superfície corba augmenta la seva velocitat i disminueix la seva pressió com més a prop es troba del radi de curvatura. Anàlogament amb el que comentàvem amb la capa límit, com més lluny de la superfície, més radi de curvatura i per tant més diferència de pressions i velocitats entre dos punts (disminuint aquesta última). Ara veurem un exemple en un cilindre on visualment es confirma l'anterior dit.

Suposem un fluid ideal (sense viscositat) en moviment amb una velocitat v . Enmig del corrent introduïm un cilindre tal com veiem en la figura 20.

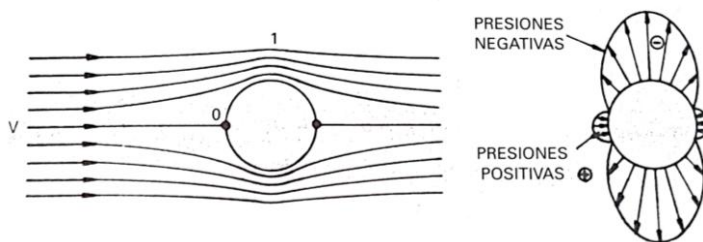


Figura 20.
Font: extret del llibre *Aerodinámica y actuaciones del avión* [15]

Veiem segons el dibuix que el corrent es divideix al voltant de l'obstacle i en el punt 0 la velocitat serà nul·la (punt de recés). En el punt 1 la velocitat tindrà un valor v_1 més gran que v . Si apliquem Bernoulli entre el punt 0 i un punt qualsevol del corrent d'aire lliure a velocitat v :

$$p_t + 0 = p + \frac{1}{2}\rho v^2 \quad (42)$$

On en aquest cas p_t és la pressió en el punt de recés i p és la pressió estàtica. Ara si apliquem Bernoulli entre el punt 1 i 0 tindrem:

$$p + \frac{1}{2}\rho v^2 = p_1 + \frac{1}{2}\rho v_1^2 \quad (43)$$

Podem fer un sistema a partir de l'equació 4.2 i la 4.3 que quedaria:

$$p_t = p + \frac{1}{2}\rho v^2 \quad (44)$$

$$p_1 = p - \frac{1}{2}\rho(v_1^2 - v^2) \quad (45)$$

A partir d'aquest sistema es pot concloure que la pressió en el punt de recés (p_t) és superior a la pressió en el punto 1. És a dir, que la pressió en el punt 1 és inferior a l'atmosfèrica en una quantitat $\frac{1}{2}\rho(v_1^2 - v^2)$ a causa de l'augment de velocitat.

Ara, doncs, si anomenem a les pressions superiors a l'atmosfèrica **pressions positives** i a les pressions inferiors **pressions negatives** tenim una distribució de pressions en el cilindre tal com indica la figura 20.

Concloent, es confirma llavors que:

En aquells punts on la velocitat de l'aire és inferior a la de la corrent lliure d'aire la pressió és positiva i, en aquells on la velocitat és superior a la del corrent, les pressions són negatives.

Si observem la figura 20 notem que no hi ha forces resultants en el cilindre a causa de la simetria de pressions que d'ell en resulten. Això, òbviament, només passa en situacions on el fluid és ideal, a diferència del que passa en la realitat.

Ara bé, el pas de l'aire al voltant del cilindre no produeix cap tipus de força, però si es superposen un corrent lineal amb una circulació llavors sí que s'originaran forces resultants. Aquest efecte és l'anomenat Efecte Magnus.

4.2.1 EFECTE MAGNUS

Ara relacionarem l'exemple anterior amb l'exemple de l'apartat 2.4.4 dels remolins, resultant doncs (figura 21):

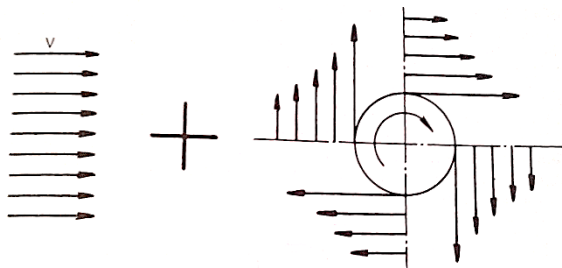


Figura 21.

Font: extret del llibre *Aerodinámica y actuaciones del avión* [15]

Aquesta ja és una suposició més real, on el fluid ja no és ideal, té viscositat i **al superposar la velocitat lineal que porta el cilindre amb la velocitat del corrent, aquest fluid se sent atret i tendeix a ser arrossegat a la direcció del cilindre**, originant així una circulació del corrent d'aire sobre el cilindre amb **diferents velocitats** en cada punt (figura 22).

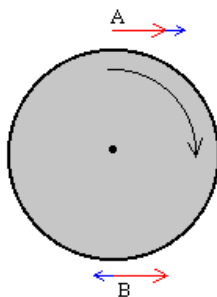


Figura 22. La velocitat vermella és la del corrent i la blava la de circulació.

Font: <http://www.sc.ehu.es/sbweb/fisica/fluidos/dinamica/magnus/magnus.htm> [8]

A partir de la figura 22 es dedueix que en el punt A la velocitat serà major i en el punt B serà inferior. Segons Bernoulli, en el punt A hi haurà pressions negatives i en el punt B pressions positives atès que la velocitat en el punt B serà inferior a la que porta el corrent d'aire lliure.

Sent la velocitat del corrent d'aire V i la velocitat de circulació (v_r), aïllant en l'equació 33 $\frac{\Gamma}{2\pi r} = v_r$ tindrem (figura 23):

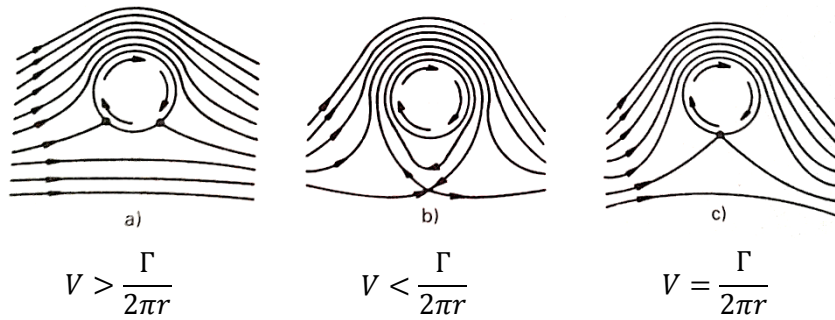


Figura 23.
Font: extret del llibre *Aerodinámica y actuaciones del avión* [15]

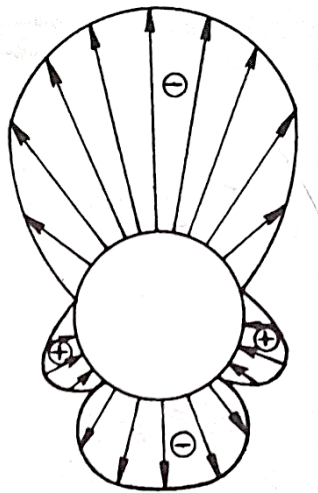


Figura 24.
Font: extret del llibre *Aerodinámica y actuaciones del avión* [15]

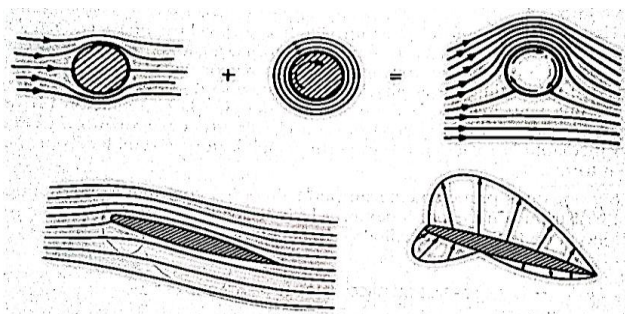
Veiem de la figura anterior que en tots els casos, sigui quina sigui la velocitat de circulació i de corrent, en la part superior la velocitat sempre serà més gran que a la part inferior. Així doncs, si per exemple agafem el dibuix a) la distribució de pressions serà com la que indica la figura 24:

S'observa doncs que la distribució de pressions, en aquesta ocasió, és **asimètrica**, és a dir, les pressions negatives (en valor absolut) de la part de dalt són superiors a la part inferior, donant lloc a una força cap amunt: la **succió**.

En un perfil alar passa una cosa semblant només que en aquest cas no és la circulació el que fa que hagin diferents pressions sinó la forma del perfil.

4.3 FORÇA RESULTANT SOBRE UN PERFIL

Hem vist que per originar sustentació en un cilindre calia una circulació sobre aquest. De manera anàloga només amb la forma del perfil podem aconseguir una sustentació amb una eficàcia fins i tot major. L'única diferència és que en aquest cas no serà la velocitat de circulació del cilindre la que determini la **distribució de pressions**



en ell, sinó que serà **l'angle d'atac** que adopti aquest perfil el que **la determini** (figura 25).

Figura 25.
Font: extret del llibre *Aerodinámica y actuaciones del avión* [15]

Tal com comentàvem a l'apartat 4.1 és la mateixa curvatura del perfil la que provoca aquesta diferència de pressions que s'origina amb la circulació en el cilindre. A la figura 25 es pot veure com es juga amb la forma del perfil alar, canviant la curvatura en cada punt segons com es vulguin distribuir les pressions, per originar sustentació.

Veiem llavors que el punt de recés (velocitat 0) s'ha desplaçat a una posició inferior a la v.a. creant per tant en aquesta zona altes pressions que ajudaran a la sustentació del perfil. D'altra banda, veiem que a l'extradós la velocitat, respecte a la del corrent d'aire lliure, augmenta en recórrer la superfície d'aquesta generant baixes pressions que permeten la succió del perfil, ascendint-lo.

Amb això deduïm que **a major angle d'atac se li apliqui al perfil** (més curvatura presentarà la circulació del fluid) **més diferència de pressions entre l'extradós i l'intradós existirà** i per tant, més ascendirà aquest. Encara que, teòricament (considerant el fluid ideal) és cert, més endavant veurem a l'apartat 4.4 que hi ha un angle d'atac màxim a causa de la viscositat de l'aire i, per tant, on juga un paper important la capa límit.

Si integréssim la variació de la distribució de pressions per cada punt de la superfície del perfil obtindríem el valor d'una **força resultant** (la sustentació) dirigida cap amunt, **perpendicular al corrent d'aire** (cap a la zona on en valor absolut hi ha més pressions) i aplicada en un punt anomenat **centre de pressió**. **La posició d'aquest punt depèn de l'angle d'atac i de la forma del perfil.**

En les equacions 42 i 43 hem vist que la pressió en el punt 0 (simulant l'intradós) i en el punt 1 (simulant l'extradós) depenen tant de la densitat de l'aire com de la velocitat. Aquesta força resultant (q) obtinguda de la integració de la distribució de pressions al voltant de tot el perfil dependrà de les mateixes variables:

$$q = \frac{1}{2} \rho v^2 \quad (46)$$

La **pressió dinàmica** o q :

- És perpendicular al corrent d'aire.
- S'aplica al centre de pressió.

Hi ha un coeficient adimensional anomenat **coeficient de pressió** que, tal com aclarirem més endavant en el següent apartat, ens permet saber els valors de pressió exactes d'un objecte real en el si d'un fluid partint d'un model idèntic a ell però reduït a escala. Sent p_1 la pressió estàtica en una part del fluid no alterada per l'objecte i p_2 la pressió estàtica en el punt de la superfície de l'objecte avaluat, tenim que:

$$C_p = \frac{p_1 - p_2}{\frac{1}{2} \rho v^2} \quad (47)$$

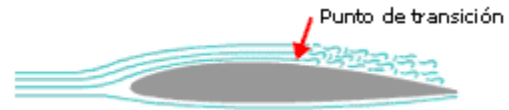
4.4 FORÇA RESULTANT I COEFICIENT DE SUSTENTACIÓ

Vam veure a l'apartat 2.4.3 que en un perfil alar havia dos tipus de règims laminars del corrent quan es desplaçava per la superfície. També vam dir que en el règim turbulent la velocitat augmentava i, a mesura que avançàvem, hem comentat moltes vegades que com més elevat sigui l'angle d'atac més sustentació es produiria. Si combinem això veurem que té molt sentit pensar llavors que, si el punt de transició de la capa límit

s'avança, com més augmenta l'angle d'atac més velocitat s'aconsegueix a la superfície alar i per tant més sustentació. Bé, doncs això és el que passa realment (figura 26).

Figura 26.

Font: extret del llibre *Aerodinámica y actuaciones del avión* [15]



El problema el trobem quan ens adonem que Bernoulli només ens és útil per a règim laminar però no per turbulent, amb el que necessitem recórrer a una nova solució per poder calcular la força de sustentació a diferents angles d'atac. I aquí és on pren protagonisme el coeficient de sustentació.

Segons Bernoulli en règim laminar la força de sustentació L i la superfície alar S_w :

$$L = q \cdot S \quad L = \frac{1}{2} \rho v^2 \cdot S_w \quad (48)$$

Aquesta expressió ens calcula la sustentació per a tota la superfície cosa que, tal com hem comentat, no passa en realitat, ja que a mesura que creix l'angle d'atac hi haurà més superfície contribuint a la sustentació (superfície en turbulència). Per tant, per calcular l'eficiència real de la força de sustentació en relació amb la distribució de pressions que es genera en tota la superfície s'utilitza el coeficient de sustentació que ve donat per la següent equació:

$$C_L = \frac{L}{q \cdot S_w} \quad (49)$$

Per aclarir el concepte, si anomenéssim S_w' a la superfície de l'ala que contribueix a la sustentació i S_w a la superfície total de l'ala el C_L quedaria així:

$$C_L = \frac{q \cdot S_w'}{q \cdot S_w}$$

Aquest coeficient adimensional ve a ser una simple constant, diferent per a cada tipus de perfil alar, que depèn de l'angle d'atac:

$$C_L = C \cdot \alpha \quad (50)$$

Si representem gràficament el coeficient de sustentació en funció de l'angle d'atac i, si tenim en compte que la nostra ala està volant a través d'un fluid amb velocitat i densitat constant ($q \cdot S$ constant), obtindrem una gràfica així (figura 27):

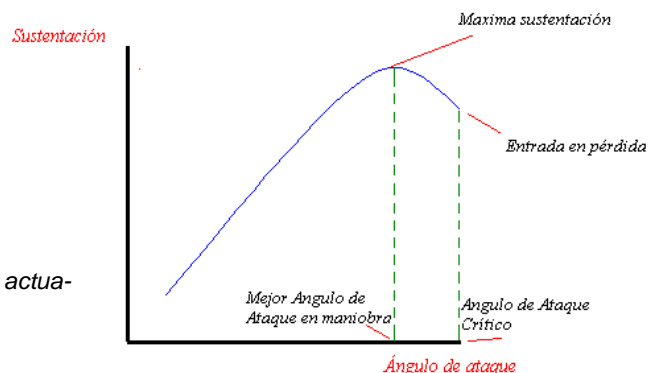


Figura 27.

Font: extret del llibre *Aerodinámica y actuaciones del avión* [15]

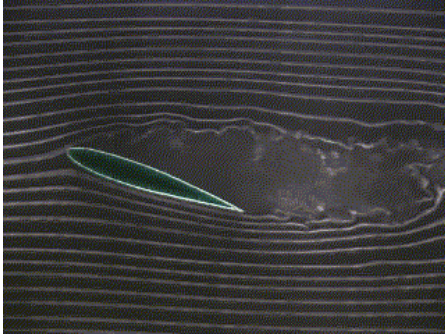


Figura 28.

Font: <http://iopscience.iop.org/0031-9120/38/6/001> [6]

Es pot observar que arriba un cert moment (diferent segons el perfil però aproximadament quan el C_L ronda entre el 1,5 i el 2) en el qual la sustentació (L) deixa d'augmentar amb l'angle. És en aquest moment quan es produeix l'entrada en pèrdua del perfil ja que l'aire ja no té un règim turbulent afavoridor sinó que es formen remolins darrere de l'ala que l'únic que fan és fer malbé la distribució de pressions que originen sustentació (figura 28).

Podríem pensar que en introduir un altre paràmetre l'únic que hem fet ha estat complicar més les coses però no és cert, vegem per què.

Si en un túnel de vent augmentéssim la velocitat en el mateix perfil alar podríem pensar que la gràfica augmentaria la pendent per a cada velocitat diferent que li assignéssim. Perquè això no passi es divideix la sustentació per $q \cdot S$, que també depèn de la velocitat (equació. 46), perquè d'aquesta manera, encara que augmentem la densitat o la velocitat en el mateix perfil, el coeficient i l'angle amb els que s'entra en pèrdua siguin sempre els mateixos. Per tant, un mateix gràfic ens serveix per a totes les condicions possibles a les que se sotmet un perfil.

Al perfil NACA 23012 del nostre treball, a partir del software XFLR5 hem pogut extreure la gràfica $C_L - \alpha$ i comprovar que a diferents RN el $C_{Lm\grave{a}x}$ continua sent el mateix (figura 29):

4.4.1 RELACIÓ VELOCITAT-ANGLE D'ATAC

Si continuem desenvolupant l'equació 49 introduint la 50:

$$C_L = \frac{L}{q \cdot S_w} \quad L = \frac{1}{2} \rho v^2 \cdot S_w \cdot C \cdot \alpha$$

Posem que estem en situació d'enlairament, és a dir, que l'únic que es pretén és que la sustentació equilibri el pes de l'avió (W):

$$W = \frac{1}{2} \rho v^2 \cdot S_w \cdot C \cdot \alpha \quad (51)$$

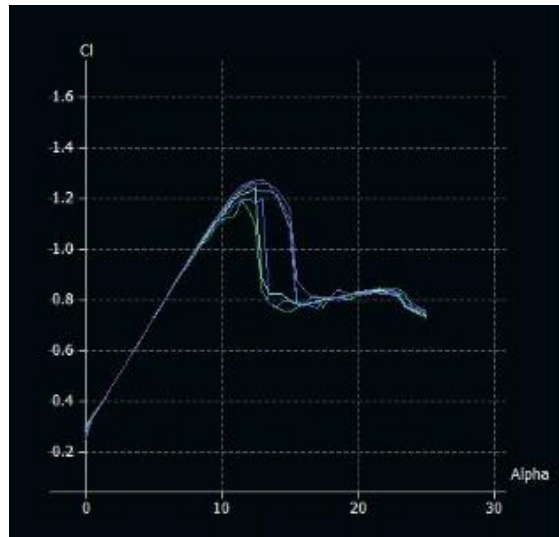


Figura 29. En aquesta gràfica s'observa la relació $C_L - \alpha$ per RN de 100 a 150 milions. El $C_{Lm\grave{a}x}$ té lloc al 1,25 aproximadament i el $\alpha_{m\grave{a}x}$ té lloc als 12°. Font: pròpia

$$\alpha = \frac{2W}{\rho \cdot S_w \cdot C} \cdot \frac{1}{v^2} \quad \text{si } \alpha < \alpha_{cr\grave{i}tico} \quad (52)$$

En el cas d'un vol horitzontal la L és equivalent al W , en una altra condició de vol el raonament d'equilibri seria anàleg al de la equació 52 amb la diferència que per raons de canvi de trajectòria o girs on apareixen forces centrípetes que incrementen el pes que ha de sustentat l'ala s'utilitza el que anomenem **factor de carga** (n) per saber quant ha augmentat el pes real de l'avió en funció del pes net:

$$n = \frac{L}{W} \quad (53)$$

Veiem a partir de l'equació 52 que a l'hora d'enlairar l'avió, donat que no pot modelar l'angle d'atac respecte del corrent, tindrà per tant que agafar tal velocitat que, complint l'equació, equilibri seu pes. A partir d'aquest minut ja podrà anar regulant l'angle d'atac segons la velocitat relativa que porti i, atès que l'equació 53 ens mostra una relació inversa entre l'angle i la velocitat, a mesura que vagi pujant un ira baixant l'altre i viceversa.

4.5 TEOREMA KUTTA-JOUKOWSKI I LA TEORIA DE LA CIRCULACIÓ

Veient els apartats anteriors arribem a una conclusió redundant i que ens porta a allò que s'ha comentat en la introducció:

Amb el teorema de Bernoulli no es pot explicar la sustentació en un perfil.

Van ser el científic alemany Kutta i el rus Joukowski (figura 30) dos dels personatges més significatius en l'aerodinàmica teòrica gràcies als seus treballs sobre l'estudi de la sustentació generada en un perfil bidimensional (d'envergadura infinita) que alhora demostren la ineficiència de Bernoulli per explicar el procés de sustentació.

Tots dos científics van contribuir en l'estudi matemàtic que relaciona la sustentació generada en un perfil amb la circulació que es produeix al voltant d'aquest, obtenint finalment l'equació 54 del teorema Kutta-Joukowski.

$$L = \rho \cdot v \cdot \Gamma \quad (54)$$

De l'equació anterior s'obté la següent conclusió:

La sustentació depèn de la circulació que tinguem al voltant d'un contorn arbitrari.

El problema es planteja ara quan, dit això, cal que es determini la circulació en funció del perfil alar i l'angle d'atac. Això és el que més tard Joukowski solucionaria amb la seva **transformació conforme** que ens mostraria de manera matemàtica la semblança de circulacions entre un perfil alar i un cilindre bidimensional mitjançant l'anomenada **transformació conforme de Joukowski** (figura 31).

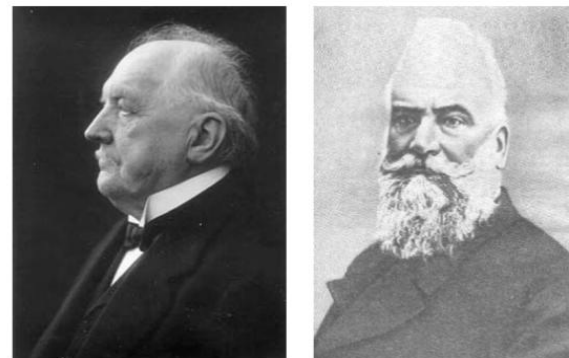


Figura 30.

Font: www.ultraligero.net/Cursos/varios/por_que_vuela_un_avion.pdf [9]

Explicant sense entrar en detalls, l'aplicació matemàtica de Joukowski (va ser la primera transformada conforme) consistia en transformar contorns en què es coneixia el camp de velocitats i pressions (cilindres bidimensionals) en un altre camp que circulés al voltant d'un perfil definit per la transformació.

Recordem que a l'apartat 4.4 hem dit que Bernoulli no era eficient per a règim turbulent. Doncs bé, amb el teorema Kutta-Joukowski es va demostrar que aquest s'ajustava molt bé a l'experimental (figura 32), només hi havia un punt a partir del qual ja no era possible aplicar el teorema i aquest punt és la **pèrdua**.

Per a més precisió podríem escriure el coeficient de sustentació com:

$$C_L = \frac{\rho \cdot v \cdot \Gamma}{S_w \cdot \frac{1}{2} \rho v^2} = \frac{2\Gamma}{S_w \cdot v} \quad (55)$$

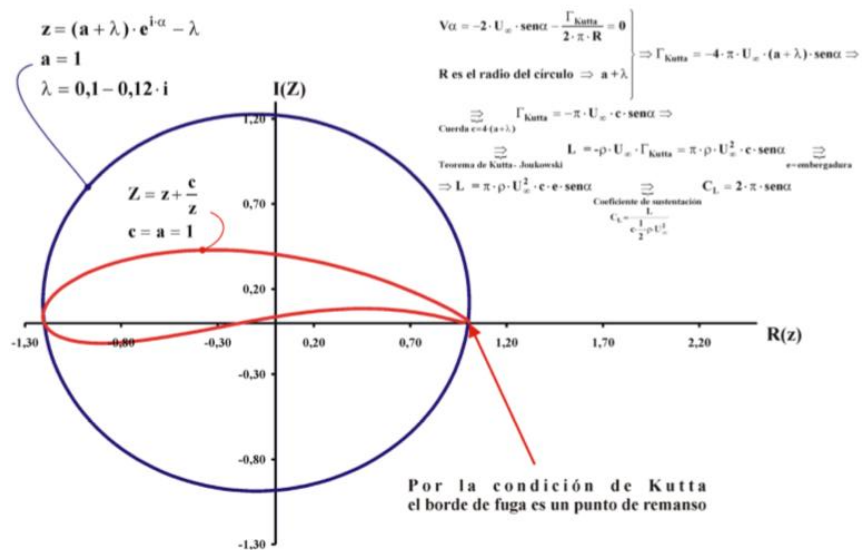


Figura 31.
Font: extret del llibre *Aerodinàmica bàsica* [16]

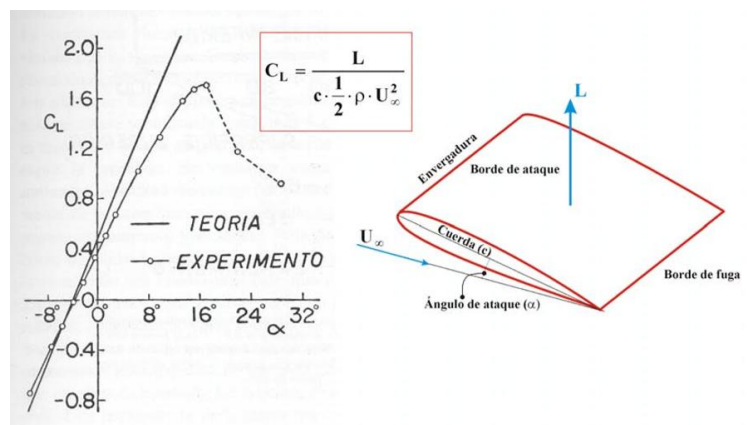


Figura 32.
Font: extret del llibre *Aerodinàmica bàsica* [16]

4.6 INFLUÈNCIA DE LA VISCOSITAT A LA SUSTENTACIÓ: LA PÈRDUA

Vam veure en el gràfic C_L - α anterior que per alguna raó aquest tenia un màxim que normalment sol estar entre els valors de C_L menors de dos i de α entre 15° i 20° . Des d'un principi del treball vam dir que la viscositat de l'aire és un dels factors més importants en aerodinàmica. Doncs bé, l'entrada en pèrdua d'una ala es deu bàsicament a la viscositat que, tal com vam veure en l'apartat 2.4.3, té un gran protagonisme pel que fa a la capa límit.

Anteriorment vam comentar que la capa límit és imprescindible per originar sustentació ja que la seva circulació controlada a través de la superfície alar era la que generava la capritxosa distribució de pressions que es requereix per al vol. Llavors, podria volar una ala sense formar capa límit en la seva superfície? La resposta ens la

dóna el mateix gràfic de la figura 32 que ens mostra la decaiguda de la sustentació quan s'arriba a l'angle crític amb el que la capa límit es desprèn.

A la figura 33 s'aprecia el comportament real de la capa límit en una superfície alar quan l'angle és petit. Veiem el que ja sabem, que prop de la v.a. el flux és laminar i que després del punt de transició la capa límit agafa velocitat i gruix (capa turbulenta). El que ens presenta de nou aquesta figura és que a la v.s. del perfil **la capa límit turbulenta comença a separar-se de la superfície del perfil generant una estela de remolins darrere d'ella**. Això passa quan la capa límit es desprèn però, per quina raó passa això? Per explicar-ho de manera més senzilla tornarem a l'exemple del cilindre de la figura 20 on no s'havien considerat els efectes de viscositat (figura 34).

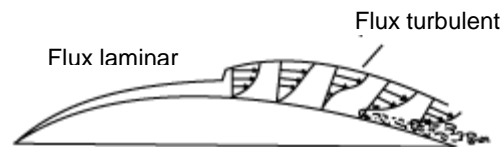


Figura 33.

Font: extret del llibre *Aerodinámica y actuaciones del avión* [15]

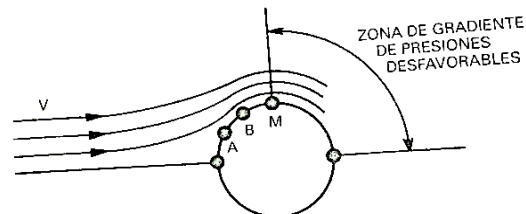


Figura 34.

Font: extret del llibre *Aerodinámica y actuaciones del avión* [15]

Sabem que la velocitat en el punt de recés és 0 (pressions altes), que la velocitat en el punt M és la màxima (pressions baixes) i que perquè la distribució de pressions sigui simètrica deu complir-se el mateix a l'altre costat del cilindre. Del punt de recés a M es diu que hi ha un **gradient favorable de pressions**, és a dir, que augmenta la velocitat del flux i a l'altre costat al contrari, és a dir, un **gradient desfavorable**.

El flux hauria de tenir una velocitat V tal que fos capaç d'arribar a l'altre punt de re-mans amb velocitat 0, però en realitat, **a causa de les forces de fricció**, això no passa i el flux obté velocitat nul·la abans d'arribar al punt de recés, de manera que es generen a mig camí altes pressions.

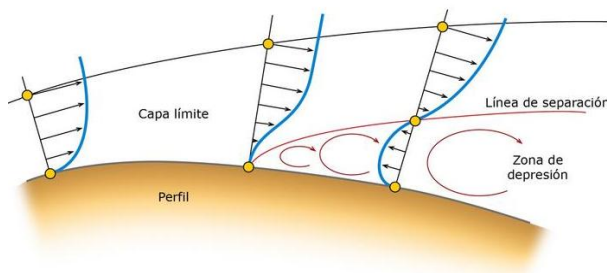


Figura 35.

Font: [www.ultraligero.net/Cursos/varios/por que vuela un avion.pdf](http://www.ultraligero.net/Cursos/varios/por%20que%20vuela%20un%20avion.pdf) [9]

La figura 35 s'assembla molt al que passa a la superfície. Observem que les forces de fricció s'oposen a la direcció de les capes laminars, de manera que d'una en una (començant per la de velocitat 0) van prenent velocitats oposades i inferiors, és a dir, creant zones de major pressió el que provoca que tinguin més dificultat per seguir avançant, fins que ja no poden avançar més i es desplacen cap enrere a la recerca de zones

amb menor pressió creant amb això remolins. Això té lloc en l'anomenat **punt de separació** (diferent del punt de transició) on es creen les famoses **esteles turbul·lòniques** afavoridores de la resistència de pressió que veurem més endavant a l'apartat 5.1.

Pel que s'ha dit anteriorment es dedueix llavors que en una capa turbulenta el punt de separació s'endarrereix atès que aquesta té més velocitat interna i pot mantenir-se més temps adherida a la superfície alar. És a partir d'aquest procés que es treu profit amb l'efecte Coanda¹³.

Així doncs, la pèrdua consisteix en el desprendiment de la capa límit quan aquest té lloc prop de la v.a. a causa de l'augment de l'angle d'atac ja que el fluid no pot seguir el contorn de l'ala i per tant es desprèn la capa de la superfície.

Amb objectiu de **retardar la pèrdua** es recorre a dissenys alars o **dispositius hipersustentadors** que retarden el punt de transició de la capa límit mitjançant l'aportació de velocitat a aquesta.

Segons la **forma en planta** de la superfície alar també hi ha diferents inicis d'entrada en pèrdua, això es veu a la figura 36:

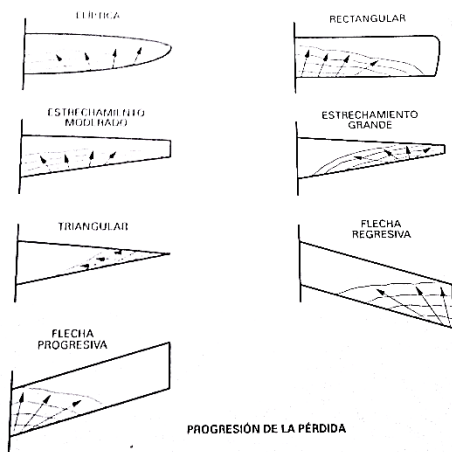


Figura 36. En el cas de la planta triada per a la nostra ala, l'entrada en pèrdua correspondria al de la planta amb estretament moderat.
Font: extret del llibre *Aerodinámica y actuaciones del avión* [15]

4.6.1 VELOCITAT DE PÈRDUA

En aeronàutica es parla de velocitat de pèrdua perquè no s'acostuma a tenir dispositius sobre l'avió que mesurin els angles però, si n'hi ha que mesurin velocitats.

Però no ens confonguem, **la pèrdua no té lloc** a una velocitat determinada sinó a un **angle determinat** ja que la velocitat de pèrdua anirà variant segons sigui la condició del vol (horitzontal, viratge ...) i per tant segons el factor de càrrega necessitat o la densitat de l'aire (que, recordem, disminueix amb l'altitud). Veiem el valor variable de la velocitat a la figura 37:

¹³ Aquest efecte consisteix bàsicament en la introducció d'un raig d'aire dins de la capa límit per augmentar la seva velocitat i retardar el seu desprendiment.

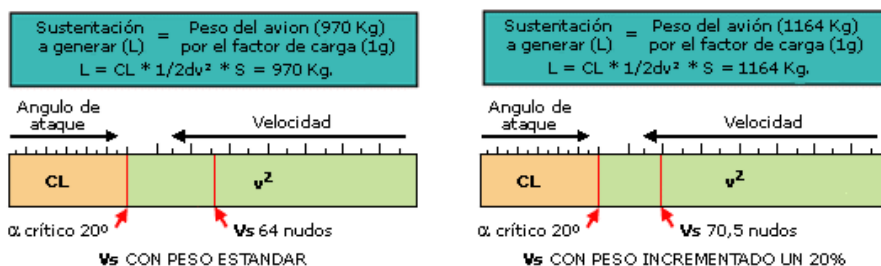


Figura 37

Font: <http://campus.ort.edu.ar/descargar/repositorioarchivo/81760> [1]

Com hem vist arribarà un moment en què l'avió arribi a l'angle crític, on la velocitat sigui la de pèrdua, de manera que es veurà obligat a reduir l'angle mentre augmenta la velocitat. Podem expressar l'equació 51 segons les variables de què parlem:

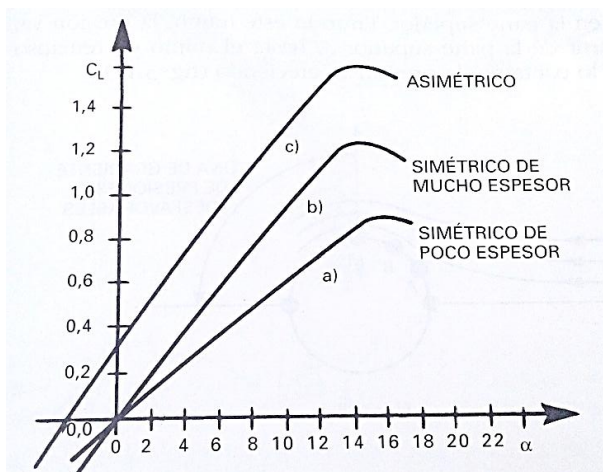
$$W = \frac{1}{2} \rho v_{crit}^2 \cdot S_w \cdot C_{Lm\acute{a}x}$$

$$v_{crit} = \sqrt{\frac{2W}{S_w \cdot \rho \cdot C_{Lm\acute{a}x}}} \quad (56)$$

Amb el que es pot raonar que si en la nostra ala hi ha una velocitat menor a la v_{crit} quan nosaltres la posicionem en l'angle de pèrdua, no es produirà sustentació suficient per igualar el pes i aquesta caurà.

4.7 INFLUÈNCIA DEL TIPUS DE PERFIL AL COEFICIENT DE SUSTENTACIÓ

Vam veure en apartats anteriors que la distribució de pressions en un cilindre simètric no genera cap tipus de forces resultants. De manera anàloga passa en els perfils simètrics on amb angle 0 no es produeix cap tipus de sustentació i, per tant, el gràfic $C_L - \alpha$ tindrà uns valors diferents als del gràfic d'un perfil asimètric, vegem-ho en la figura 38:



En una determinada ala el $C_{Lm\acute{a}x}$ serà més gran quan:

- Major sigui el **radi de curvatura** de la v.a.
- Més gran sigui la **curvatura del perfil** ja que aquesta augmenta la circulació de l'aire.
- El **gruix** tingui uns valors d'entre el 14%.
- Més gran sigui el **nombre de Reynolds**.

Figura 38. S'observa que per aconseguir sustentació nul·la en un perfil asimètric és necessari un angle negatiu.

Font: extret del llibre *Aerodinámica y actuaciones del avión* [15]

4.8 LA SUSTENTACIÓ A LA SUPERFÍCIE ALAR

Si considerem ara no només una secció de l'ala sinó l'ala completa veurem que la succió produïda per la diferència de pressions entre l'intradós i l'extradós es tradueix en tota la superfície alar com una circulació del corrent del extradós al intradós i viceversa per buscar aquest equilibri de pressions entre els dos costats (figura 39).

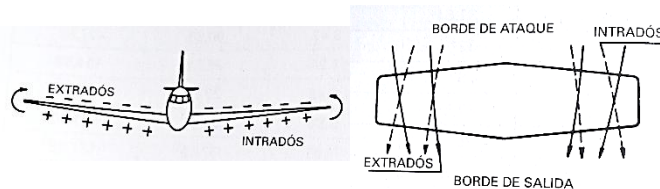


Figura 39.

Font: extret del llibre *Aerodinámica y actuaciones del avión* [15]

Aquesta circulació del corrent per la superfície és el que, pel fet que a la punta alar l'aire ja no té superfície per la qual desplaçar-se, genera uns remolins com els de la figura 40 a la punta alar que són els principals causants de la famosa resistència induïda que citarem més endavant amb més detall en l'apartat següent.



Figura 40.

Font: www.ultrali-gero.net/Cursos/varios/por_que_vuela_un_avion.pdf [9]

Resumint aquest quart apartat:

- La circulació del corrent d'aire en un **cilindre** en moviment rotatori origina una distribució de pressions equivalent a les d'un **perfil simètric** amb angle i un perfil asimètric amb o sense angle.
- La diferència de pressions entre l'extradós i l'intradós origina una força resultant anomenada **pressió dinàmica** i aplicada en un punt anomenat **centre de pressions**.
- El C_L és un coeficient adimensional que permet aplicar el teorema de Bernoulli per calcular la força de sustentació de manera fiable.
- El **teorema de Kutta-Joukowski** ens relaciona la **circulació** de l'aire produïda en un perfil amb la **sustentació** que s'hi genera i ens explica el perquè de la semblança entre la distribució de pressions en un perfil aerodinàmic i un cilindre bidimensional.
- La **pèrdua** té lloc quan la capa límit es desprèn molt a prop de la v.a i es crea un gradient de pressions desfavorable a la superfície alar que no origina sustentació.
- Un **perfil asimètric** s'ha de posar en angles negatius per originar sustentació nul·la.
- La diferència de pressions entre extradós i intradós origina **remolins**.

5 LA RESISTÈNCIA

Fins ara només hem parlat de la sustentació, és hora que parlem de **la força que va en la mateixa direcció que el corrent d'aire: la resistència**.

La resistència (sempre parlant en règim subsònic) es pot dividir en dos grans grups segons el seu origen:

Resistència	Origen	Tipus
Paràsita (D_p)	Viscós	Resistència de fricció
		Resistència de pressió
Induïda (D_i)	Sustentació	Resistència induïda

Taula 6
Font: pròpia

Per tant la resistència total correspon a:

$$D = D_i + D_p$$

5.1 RESISTÈNCIA PARÀSITA

Vam veure en apartats anteriors que la causa directa principal de l'existència de viscositat era la transició de la capa límit laminar a turbulenta, pel que es pot deduir ara que, en parlar de resistència de fricció i de pressió, la capa límit serà el concepte respecte al qual girarà aquest apartat.

5.1.1 RESISTÈNCIA DE FRICCIÓ

Ja vam comentar amb anterioritat que l'aire és un gas i, encara que imperceptiblement, s'adhereix a les superfícies. Així doncs, el corrent d'aire que flueix a través de l'ala s'adhereix al material d'aquesta en certa manera creant la famosa capa límit que, com ja vam dir, produeix menys fricció si és laminar.

Per tant, **perquè la resistència de fricció sigui la menor possible s'ha de retardar la transició de la capa límit el màxim possible**. Això pot aconseguir-se creant un **perfil molt esvelt** que, per tant, produeixi poca alteració en la velocitat de l'aire a la superfície i generi un nombre de Reynolds reduït.

5.1.2 RESISTÈNCIA DE FORMA

Ara és quan se'ns presenta el principal dubte: ¿capa límit laminar o turbulenta? Després de l'apartat anterior és obvi que contestariem: laminar, però veiem què és la resistència de forma.

Vam veure a l'apartat 4.6 que la pèrdua es produeix per un gradient desfavorable de pressions que desprèn la capa límit i genera una estela trubillonària en conseqüència. **Dins d'aquesta estela hi ha un camp de pressions que genera una força en la mateixa direcció però sentit oposat al moviment del perfil, aquesta força és la resistència de forma o de pressió.**

Si volem retardar el desprendiment de la capa límit i, per tant, la formació de la estela, hem de dotar a l'aire d'una major velocitat que la que s'obté amb la capa laminar, per tant, deduïm que **per reduir la resistència de forma és necessari que la transició de la capa límit s'avanci el més aviat possible**. Tal i com vam veure amb la pèrdua, per retardar el desprendiment **hem d'avançar la transició de la capa límit** (augmentar el RN augmentant la velocitat) per aconseguir règim turbulent en més part de la superfície alar i així, en augmentar la velocitat dins de la capa, aconseguir que aquesta es mantingui adherida per més temps a la superfície. A la figura 41 s'aprecia la diferència entre l'estela que genera un mateix perfil cilíndric a diferents velocitats.

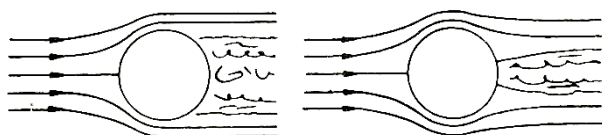


Figura 41. A l'esquerra un corrent incident amb poca velocitat i a la dreta un corrent amb velocitat elevada. L'ample del deixant és un indicador de la resistència de forma.

Font: extret del llibre *Aerodinámica y actuaciones del avión* [15]

Per tant, tornant a citar la pregunta del principi podem veure la contradicció que ens planteja disminuir les dues resistències. Si reduïm la resistència fricció augmentem en conseqüència la resistència de forma i viceversa, per això en aeronàutica se solen fer estudis que optimitzen en cada cas quin percentatge de superfície alar ha de tenir cada règim perquè la reducció de la resistència sigui màxima. Això ho podrem visualitzar més detalladament en l'apartat de gràfiques 5.4.

5.2 RESISTÈNCIA INDUÏDA

Aquest tipus de resistències són el preu a pagar per obtenir sustentació en un perfil. Per poder-ho comprendre millor explicarem de manera molt general els tres principals tipus de remolins existents en una superfície alar.

5.2.1 SISTEMA DE VÒRTEX A LA SUPERFÍCIE ALAR

En l'apartat 2.4.4 havíem comentat que els remolins tenen una intensitat constant i que, segons l'equació 33, quan el radi era 0 la velocitat havia de ser infinita cosa que en la realitat no es produeix a causa que existeixen els efectes de viscositat del fluid. El que no havíem comentat és que una de les condicions obligatòries a complir en un vòrtex és que mai poden acabar per complet en el si del fluid sinó que o bé han de tancar sobre si mateixos o sinó han d'acabar en els confins del fluid. Dit això ja podrem comprendre perquè els diferents remolins que hi ha en una superfície alar es consideren com un sol sistema tancat.

- **Vòrtex lligats** (figura 42). Són aquells remolins de diferents intensitats que es troben a l'interior del fluid en règim turbulent i que a primera vista no són apreciables, sinó que són simplement una representació gràfica del moviment rotatori del fluid. Aquests haurien d'acabar a la punta alar però llavors no es compliria la condició

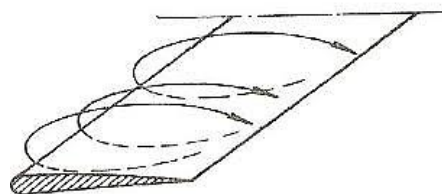


Figura 42.

Font: extret del llibre *Aerodinámica y actuaciones del avión* [15]

esmentada anteriorment (han de tancar-se sobre si mateixos), és per això que es prolonguen generant els remolins de punta alar.

- **Vòrtex de punta alar** (figura 43). Aquests remolins sí que són visibles a simple vista i són originats a partir de la diferència de pressions existent entre l'extradós i l'intradós on els remolins lligats de dues superfícies es troben al final de l'ala. **Segons el model de Prandtl aquests remolins són més intensos com menys envergadura té l'ala** ja que els remolins lligats tindran més energia com menys recorregut superficial facin. A cada ala es produeixen aquests dos remolins que es perden corrent avall girant cada un en sentits contraris i deflactant el corrent al seu pas.

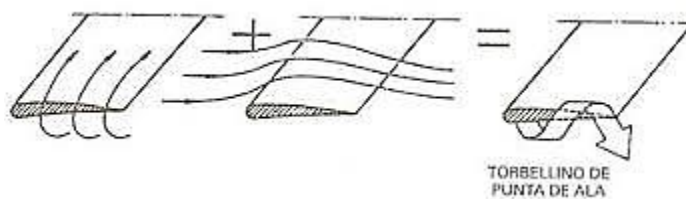


Figura 43.

Font: extret del llibre *Aerodinámica y actuaciones del avión* [15]

- **Vòrtex inicial.** Aquest remolí es pot veure a simple vista quan es produeix un canvi en la sustentació del perfil. Per què es produeix aquest petit vòrtex aigües avall del corrent? La resposta és senzilla i té relació amb la tercera llei de Newton. El canvi de velocitats genera un canvi de circulació en l'aire que ha de ser compensat d'alguna manera (figura 44) i aquesta compensació la porta a terme un remolí (figura 45) que en girar en sentit contrari al de la corrent en certa manera equilibra el canvi produït en el fluid. Com exemple, imaginem un perfil alar al qual li donem sobtadament molta velocitat des del repòs i quan arriba a una distància similar a la de la seva corda ho parem en sec, el resultat seria un remolí inicial A per compensar l'arrencada i un remolí final B per compensar la parada (figura 46).



Figura 44.

Font: extret del llibre *Aerodinámica bàsica* [16]

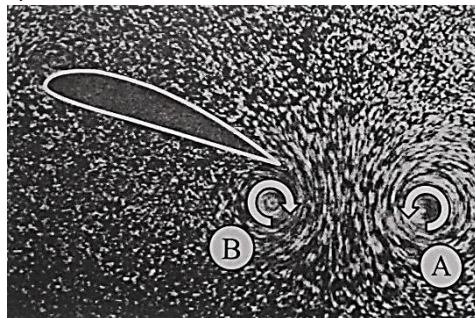


Figura 45.

Font: extret del llibre *Aerodinámica bàsica* [16]

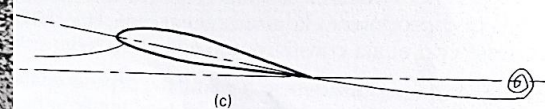


Figura 46.

Font: extret del llibre *Aerodinámica bàsica* [16]

L. Prandtl va sintetitzar els tres tipus de remolins comentats en un sistema de remolins anomenat **línia de vòrtex en ferradura** (figura 47) que simulaven la distribució de remolins real en una ala amb envergadura finita i a partir del qual es podia trobar la deflexió del corrent d'aire originada pel pas de l'ala en funció de la circulació d'aquesta. Aquestes equacions requereixen un nivell matemàtic superior al que es requereix en aquest treball pel que ens limitem únicament a introduir el concepte.

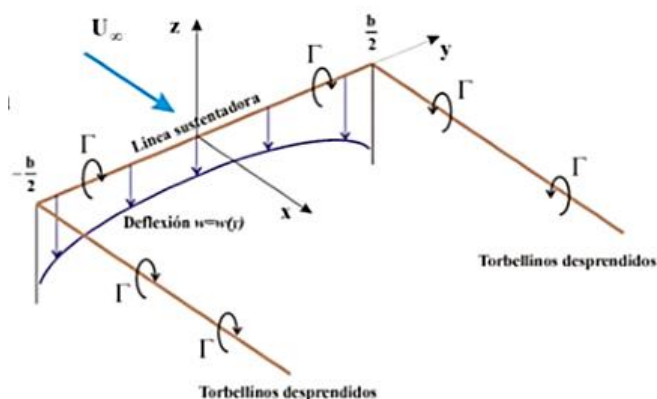


Figura 47.

Font: [www.ultraligero.net/Cursos/varios/por que vuela un avion.pdf](http://www.ultraligero.net/Cursos/varios/por%20que%20vuela%20un%20avion.pdf) [9]

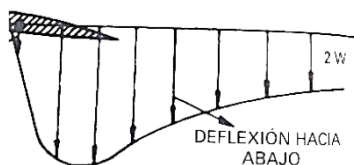


Figura 48.

Font: extret del llibre *Aerodinámica y actuaciones del avión* [15]

Anteriorment vam definir la sustentació com aquella força perpendicular a la direcció del corrent relatiu. Ara podem apreciar que la força resultant serà doncs, perpendicular a la nova línia de corrent deflactada però aquesta força resultant no serà ni de bon tros tota la sustentació del perfil, sinó que si la descomponem veurem el que en la figura 50 se'ns mostra:

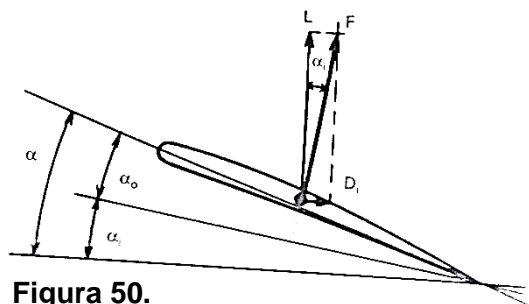


Figura 50.

Font: extret del llibre *Aerodinámica y actuaciones del avión* [15]

Dient-ho de manera simple, la superfície alar pertorba la velocitat i la trajectòria del corrent d'aire del seu voltant ja que l'aire reacciona en sentit contrari a cadascuna de les seves accions. D'aquest fet és del que s'aprofita l'ala per generar sustentació, és a dir, deflacta una gran massa d'aire al seu pas cap avall amb el sistema de remolins que deixa al seu pas perquè el corrent li respongui amb la mateixa força (sustentació) cap amunt (figura 48) de valor $F = m \cdot \frac{dv}{dt}$ sent m la massa d'aire afectada per la deflexió de les ales.

Però no tot són avantatges per a produir sustentació, sinó que ens trobem que aquesta deflexió de l'aire produïda **ha canviat la direcció de l'aire**, és a dir, que ara l'avió no està volant a un cert angle respecte a la direcció del corrent sinó que **està volant a un cert angle respecte a la direcció del corrent deflactat**. Així doncs, l'angle amb què estarà volant el perfil serà sempre més gran que el que es pretén tenir (figura 49):

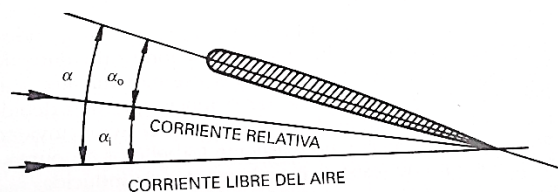


Figura 49.

Font: extret del llibre *Aerodinámica y actuaciones del avión* [15]

5.2.2 CÀLCUL DE L'ANGLE INDUÏT

Existeix un únic tipus de planta alar capaç de deflectar l'aire de manera uniforme: **l'el·líptica**. Si consideréssim per al càlcul de l'angle induït altra superfície alar qualsevol hauríem d'introduir altres paràmetres correctors. Per això primer calcularem l'angle basant-nos en la suposició que la nostra ala fos el·líptica (encara que no ho és).

Tenint en compte el que s'ha dit en l'apartat anterior, la força en resposta a la deflexió de l'aire és la sustentació, de manera que:

$$L = m \cdot \frac{dv}{dt} = \frac{m}{dt} \cdot dv = m' \cdot w \quad (57)$$

Anomenant m' a la massa d'aire deflectada per segon i w a l'increment de velocitat vertical cap avall.

Exemple:

A la figura 51 suposem que l'àrea d'aire que resulta afectada per la deflexió de l'ala és una circumferència i que la mateixa envergadura de l'ala és el seu diàmetre.

Seguint la figura 51 i canviant a ε per α sabem que l'angle induït és:

$\tan \alpha_i = \frac{w}{V}$ (58) sent $w = \frac{L}{m'}$ i substituint en 58 ens queda:

$$\tan \alpha_i = \frac{L}{m' \cdot v}$$

Sent m' :

$$m' = \frac{\rho \cdot v}{t} = \frac{\rho \cdot \text{Àrea afectada} \cdot \text{longitud}}{\text{temps}} = \rho \cdot A' \cdot V \quad (60)$$

Substituint en 5.3:

$$\tan \alpha_i = \frac{L}{\rho \cdot A' \cdot V^2} \quad (61)$$

I recordant la definició de L :

$$\tan \alpha_i = \frac{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S_w \cdot C_L \cdot V^2}{\rho \cdot A' \cdot V^2} = \frac{C_L \cdot S_w}{2A'} \quad (62)$$

Sabent que l'àrea afectada és equivalent a una àrea circular de diàmetre igual a la envergadura (b) de la ala. És a dir que $A' = \pi \left(\frac{b}{2}\right)^2 = \pi \cdot \frac{b^2}{4}$, que substituint en 62 queda:

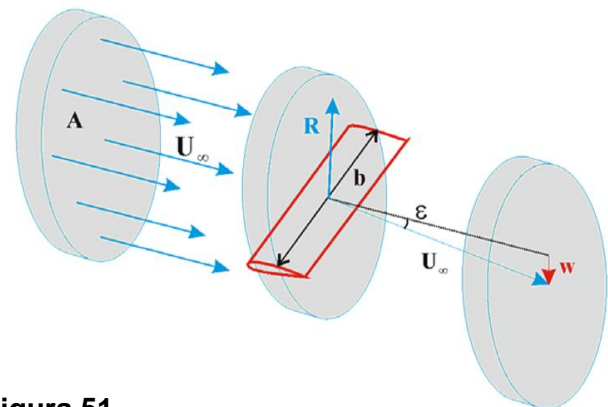


Figura 51.

Font: [www.ultraligero.net/Cursos/varios/por que vuela un avion.pdf](http://www.ultraligero.net/Cursos/varios/por%20que%20vuela%20un%20avion.pdf) [9]

(59)

$$\tan \alpha_i = \frac{2 \cdot C_L \cdot S_w}{\pi b^2} \quad (63)$$

I recordant la definició d'allargament ($A = \frac{b^2}{S_w}$) ens queda una equació final:

$$\alpha_i = \tan^{-1} \frac{2 \cdot C_L}{\pi \cdot A} \quad (64)$$

Aquesta equació ens constata que la resistència induïda és conseqüència directa de la generació de sustentació.

5.3 CÀLCUL DE LA RESISTÈNCIA TOTAL

Tal com vam dir al principi d'aquest apartat dins de la resistència total hi ha dos tipus de resistències ben diferenciades: la paràsita i la induïda.

El càlcul exacte de la resistència paràsita és molt complex i sofisticat però el seu valor és pràcticament invariable per a angles petits com els que considerarem en aquest treball, de manera que el suposarem constant.

En canvi, per al càlcul de la resistència induïda s'introdueix un factor anomenat factor d'eficiència o factor e i que compensa l'error produït en:

- 1) Considerar D_p constant (hipòtesis no exacta ja que creix, encara que mínimament, amb l'augment de l'angle d'atac).
- 2) Considerar que la deflexió de l'aire és uniforme en una ala no el·líptica.

Recordant la figura 50 podem deduir que:

$$D_i = L \cdot \tan \alpha_i \quad (65) \text{ substituint per l'expressió de l'equació 64:}$$

$D_i = L \cdot \frac{2C_L}{\pi \cdot A}$ (66) i tenint en compte amb el factor d'eficiència els errors comesos:

$D_i = L \cdot \frac{C_L}{\pi \cdot A \cdot e}$ (67) i substituint per l'expressió de L ens queda l'expressió definitiva de la resistència induïda:

$$D_i = q \cdot S \frac{C_L^2}{\pi \cdot A \cdot e} \quad (68)$$

El **factor d'eficiència** sol oscil·lar entre 0,6 i 0,95 influint molt que l'ala estigui posicionada en la part baixa o la part alta de l'avió pel fet que la D_p augmenta molt en el cas, per exemple, d'una ala baixa on la capa límit del extradós es combina amb les capes del fuselatge produint un major fregament.

Per al càlcul de la resistència total es fa de manera anàloga al que havíem fet amb la sustentació, és a dir, obtenim un coeficient adimensional que ens permeti representar la resistència a un perfil sense dependre sempre de la variació de la velocitat o la densitat, sinó només de l'angle d'atac:

$$C_D = \frac{D}{q \cdot S_w} \quad (69)$$

O el que és el mateix:

$$D = \frac{1}{2} \rho v^2 \cdot S_w \cdot (C_{Dp} + C_{Di}) \quad (70)$$

5.4 CORBA POLAR I FINESA

Per representar la funció de la resistència en un gràfic primer hem de recordar que:

$$C_D = C_{Dp} + \frac{C_L^2}{\pi \cdot A \cdot e} \quad (71)$$

Com que el denominador de la funció anterior en cada avió és constant també podem veure l'expressió 71 escrita de la següent manera, on k és una constant:

$$C_D = C_{Dp} + kC_L^2 \quad (72)$$

Si representem C_D en funció de C_L i tenint en compte que C_{Dp} no té cap relació amb la sustentació i que el considerarem constant podrem percebre que el gràfic ens quedaria de la següent manera (figura 52):

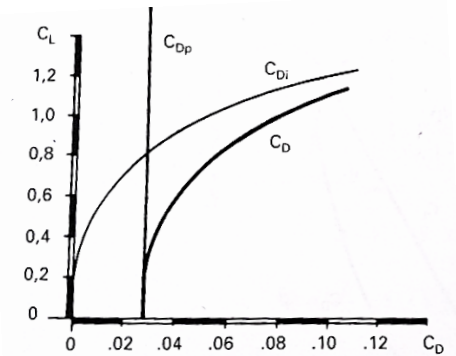


Figura 52. C_{Dp} es manté constant i C_{Di} creix ràpid tot i que els valors de C_L ja no augmenten més a donat que el perfil ja ha entrat en pèrdua. La **corba polar** o gràfic C_L - C_D és simplement una transformada de les dues funcions de resistència anteriors.

Font: extret del llibre *Aerodinámica y actuaciones del avión* [15]

Un dels valors més importants és l'anomenat finesa (f): $\frac{C_L}{C_D}$ o $\frac{L}{D}$. Aquest valor **ens indica com evolucionen per a cada angle ambdós coeficients**, tant de resistència com de sustentació, de manera que podrem saber quin és el punt en el qual, tal com ens interessa, **la sustentació serà màxima respecte la resistència**. Si observem la figura 53 veurem que aquest punt de màxima finesa és aquell en què la tangent és màxima.

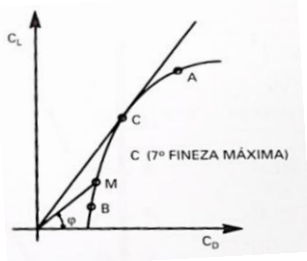


Figura 53.

Font: extret del llibre *Aerodinámica y actuaciones del avión* [15]

En el punt B ens trobem en angles amb valors petits atès que el C_L és petit respecte el C_D . El punt A de la polar correspon a angles d'atac elevats.

Però en el punt C és on la tangent és màxima, és a dir, és el punt de la polar on tindrem major rendiment. A l'angle de finesa màxima és on els avions poden planejar, és a dir, anar amb els motors a la mínima potència.

Resumint aquest cinquè apartat:

- La **resistència aerodinàmica** es divideix en paràsita si té origen en els efectes de la viscositat i en induïda si és conseqüència de la sustentació.
- La **resistència de forma** és un tipus de resistència paràsita originada arran del gradient advers de pressions de l'estela turbillonària formada darrere del perfil. Per reduir l'efecte d'aquesta interessa aconseguir més superfície alar amb règim turbulent.
- La **resistència de fricció** és un tipus de resistència paràsita causada arran de la fricció de l'aire amb la superfície de l'ala. Per reduir l'efecte d'aquesta interessa aconseguir una capa límit laminar en tota la superfície.
- El **sistema de vòrtex lligats** a l'ala, de punta alar i inicials generen una deflexió del corrent que genera una força en sentit contrari anomenada sustentació.
- Aquesta deflexió del corrent provoca que la direcció d'ella canviï i per tant l'angle d'atac desitjat no sigui el corresponent, originant així una component en la direcció del corrent deflactada anomenada **resistència induïda**.
- La **corba polar** és el gràfic que ens representa el C_D en funció del C_L .
- De la tangent de la corba polar extraïem un nou concepte, la **finesa**, que ens permet saber l'angle d'atac per al qual hi ha màxim rendiment o màxima finesa.

Hem comentat les diferents resistències que existeixen en règim subsònic i les característiques de cadascuna d'elles. També vam dir de quina manera es podien reduir els dos tipus de resistència paràsita, però encara no hem comentat com reduir la **resistència induïda** que de fet **representa pràcticament un 40% de la resistència total** (figura 54).

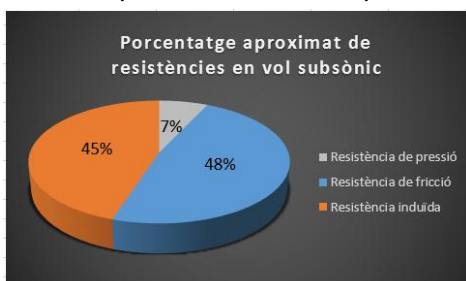


Figura 54.

Font: pròpia

També comentàvem que la resistència induïda està relacionada amb els remolins i que la generació d'aquests està molt lligada també a l'angle d'atac al que es posicioni el perfil. Per tant, si situem el perfil amb un angle d'atac elevat estem reduint la velocitat de l'aire a la superfície del perfil i, en conseqüència, tenim més part del perfil amb turbulències, d'aquí precisament que la contribució de la resistència induïda vagi disminuint amb la velocitat (figura 55).

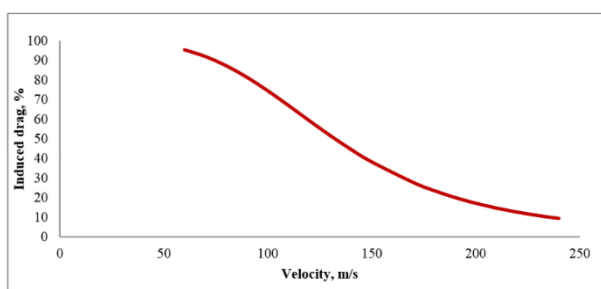


Figura 54.

Font: http://www.academia.edu/2861657/Experimental_study_of_vortex_shapes_behind_a_wing_equipped_with_different_winglets [10]

que es desplacen vagi disminuint i arribin als extrems de l'ala amb la menor intensitat possible. Però també és cert que **un gran allargament implica més resistència paràsita**.

No seria fins al juliol de 1976 quan el Dr. Whitcomb donés la primera definició del que, segons el doctor, **reduiria fins un 20% la resistència induïda**: els *winglets*. Whitcomb descriuria un *winglet* com una **petita estructura amb perfil aerodinàmic que s'estén en vertical en els extrems de les ales per tal de disminuir la potència dels vòrtex que s'hi generen**.

6.1 COM FUNCIONEN ELS WINGLETS?

Recordem com es produïa la resistència induïda, de forma resumida es pot dir que era deguda a l'energia comunicada pels remolins a l'estela que deixa la superfície de

Donat que la D_i només comença a disminuir a valors de 60 m/s i en el nostre túnel la màxima velocitat seran 11 m/s és lògic que en aquest treball ens centrem en comentar principalment la manera de reduir aquesta resistència.

És ben cert que per reduir la intensitat dels remolins de punta alar l'ideal seria tenir una ala amb un gran allargament, fent així que la potència d'aquests per la superfície a mesura

l'ala i que originaven una deflexió (*downwash*) del corrent que creava sustentació i alhora originava una nova component en la força resultant. A la figura 55 veiem gràficament el comentat:

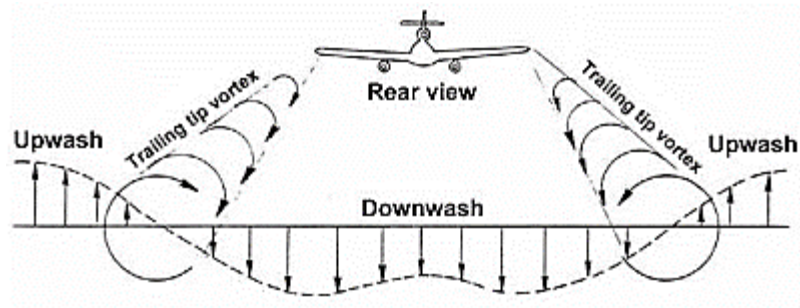


Figura 55. A la imatge es dedueix que, quant més ampla sigui l'estela deflactada cap avall, més energia li estan comunicant els vòrtex, de manera que una disminució de la resistència induïda suposa un "estretament" de l'estela.

Font: extret del llibre *Aerodinàmica bàsica* [16]

Què és el que fan els *winglets* per reduir aquesta resistència? (figura 56)

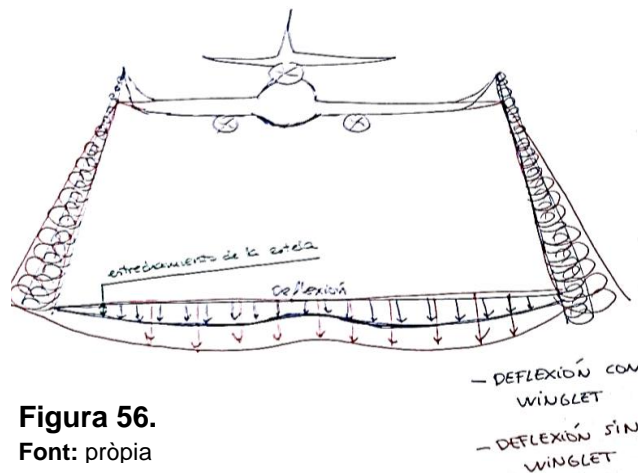
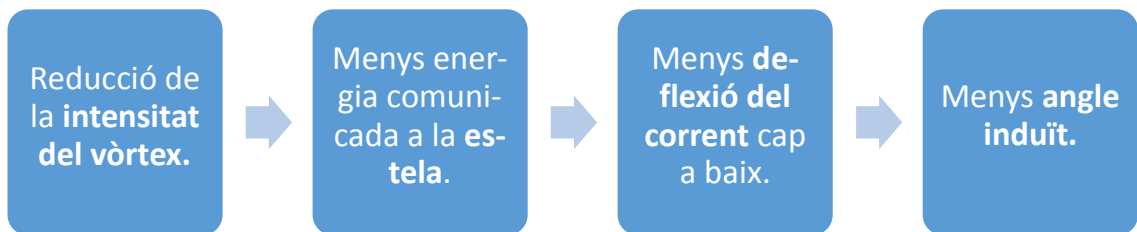


Figura 56.
Font: pròpia

6.2 TIPUS DE WINGLETS

Després de la innovadora solució de Whitcomb les companyies aeronàutiques començarien a desenvolupar nous dissenys d'aquests dispositius i a estudiar els resultats d'aquests en proves en túnels de vent. En el següent apartat veurem alguns d'ells, tots prometedors però algun més posats en pràctica que altres.

6.2.1 BLENDED WINGLET

Va ser patentat el 1993 per Louis B. Grazter de Aviation Partners Inc. Com es pot veure a la figura 57 la geometria d'aquest dispositiu sembla ser un allargament de l'ala a l'extrem de manera vertical. Amb això què es guanya? Doncs bé, de manera senzilla es podria dir que és una manera d'enganyar a la circulació d'aire i fer-li creure que té més superfície per la qual desplaçar-se a mesura que s'acosta a la vora de sortida, de manera que l'aire del extradós i el intradós pugen pel *winglet* (que va estrenyent cada vegada més) fins arribar a la punta d'aquest de la qual es desprèn un petit vòrtex amb menys intensitat (figura 58) que en una ala convencional.

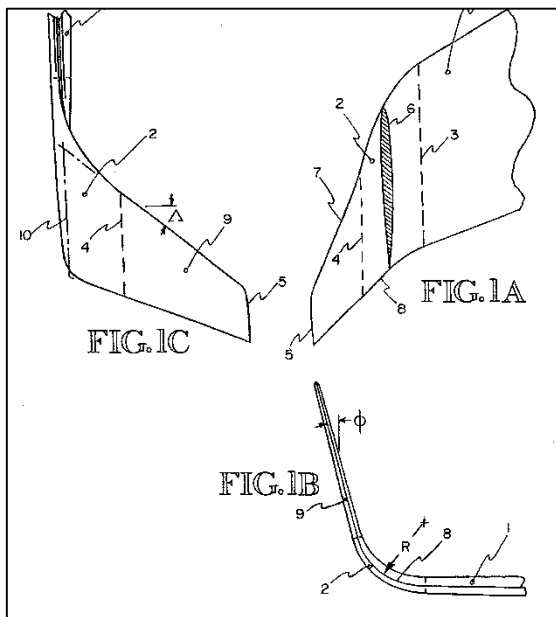
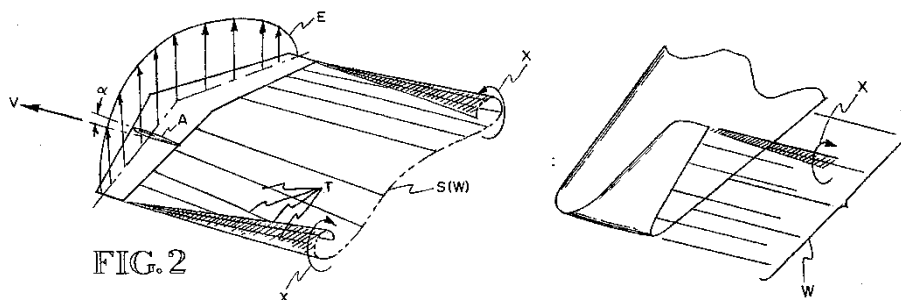


Figura 57. A la figura 1C s'aprecia la fletxa regressiva (Δ) del *winglet* per fer que el corrent es desplaci en diagonal (més trajectòria). A la figura 1A s'aprecia el perfil aerodinàmic del *winglet*. A la figura 1C veiem la curvatura (ϕ) que evita interferències entre el corrent ascendent del *winglet* i el corrent superficial de l'ala.

Font: http://www.academia.edu/2861657/Experimental_study_of_vortex_shapes_behind_a_wing_equipped_with_different_winglets [10]

Figura 58. A l'esquerra apreciem els vòrtex que es generen en una ala convencional i a la dreta en una ala amb *winglets*. Veiem que el vòrtex s'expandeix més elevat que el de l'ala convencional, el que fa que no interactui de manera immediata amb la deflexió d'aire de la superfície de l'ala.

Font: extret del llibre *Aerodinàmica bàsica* [16]



6.2.2 SPIROID WINGLET

Patentat el 1991 de nou per Grazter de Aviation Partners Inc, aquest dispositiu és un dels més innovadors pel que fa al que proposa la seva geometria. La seva estructura es basa en una **espiral tancada** a la punta de l'ala que difereix dels altres dispositius perquè planteja la proposta de crear una **ala aparentment infinita**, on l'espiral sigui el tancament de l'ala, sent fidel d'aquesta manera a la teoria de l'ala amb envergadura infinita del físic Prandtl.

Hi ha dos tipus de *Spiroid winglets* segons el sentit de l'espiral: el *FWD Spiroid* i el *AFT Spiroid*. A les figures 59 i 60 podem visualitzar respectivament amb més detall les diferències geomètriques de tots dos winglets i els vòrtex que origina un *Spiroid winglet*.

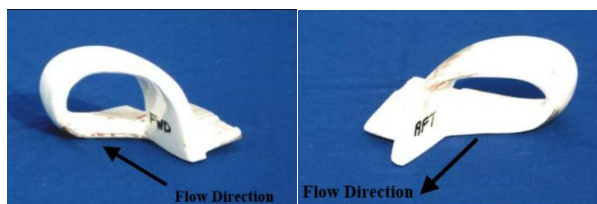


Figura 59. A l'esquerra un *FWD Spiroid* i a la dreta un *AFT Spiroid*.

Font: www.ultraligero.net/Cursos/varios/por_que_vuela_un_avion.pdf

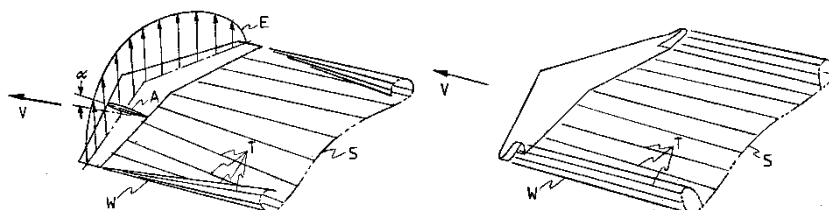


Figura 60. A l'esquerra els vòrtex en una ala convencional i a la dreta els vòrtex en una ala amb *Spiroid winglet*. S'observa que en el vòrtex de la dreta la circulació d'aire al voltant del remolí és uniforme en tota la seva trajectòria mentre que en el vòrtex de l'ala convencional la circulació va augmentant de diàmetre deflactant més corrent del seu voltant a mesura que avança.

Font: extret del llibre *Aerodinàmica bàsica* [16]

6.2.3 WING-GRID WINGLET

És dels winglets més innovadors, patentat el 1998 pel Dr. Ulrich La Roche del Laboratori de Mecànica de Fluids de l'Institut d'Enginyeria Brugg-Windisch a Suïssa. Aquest tipus de dispositiu té el seu origen ni més ni menys que a les aus, ja que amb ell



es pretenen simular les plomes rasurades que té l'au a la vora marginal (figura 61) i que està comprovat que a sobre de retardar l'entrada en pèrdua també redueixen moltíssim la intensitat dels remolins de punta alar.

Figura 61.

Font: extret del llibre *Aerodinàmica bàsica* [16]

En els assajos de Smith i altres (2001) s'experimenta amb cinc plaques en els extrems d'un perfil NACA 0012. Cadascuna d'aquestes plaques es col·loca en diferents angles respecte a la corda del perfil i s'obté finalment que la millor configuració és la següent: la primera placa amb un angle de -20° , la segona a -10° , la tercera alineada a la corda, la quarta a $+10^\circ$ i la cinquena a $+20^\circ$. Els resultats experimentant amb diferents angles es mostren a la figura 62.

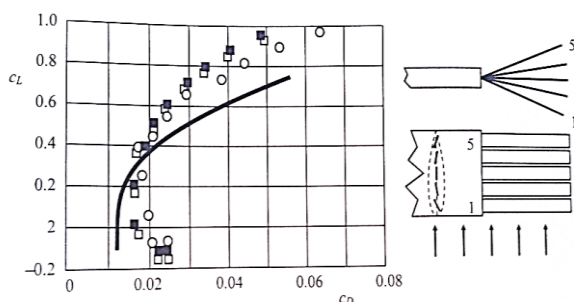


Figura 62. La imatge mostra la polar resultant del perfil convencional i després s'exposen els resultats obtinguts en l'experiment que són visiblement millors. Els quadrats blancs corresponen a la següent configuració d'angles: -10° , -6° , 0° , 0° , 0° . Quadrats negres: -10° , -6° , 0° , $+2^\circ$, $+5^\circ$. Cercles: -10° , -6° , 0° , $+6^\circ$, $+10^\circ$. Dels tres, els quadrats negres són els que tenen una finesa màxima major segons mostra la polar.

Font: extret del llibre *Aerodinàmica bàsica* [16]

6.3 DISTRIBUCIÓ DE PRESSIONS DARRERE DE L'ALA PER ALS DIFERENTS WINGLETS

Resulta interessant veure la diferent formació de vòrtex en cada un dels *winglets* esmentats anteriorment perquè així puguem extreure les nostres pròpies conclusions. Les fotografies que es mostren a continuació són d'un altre estudi realitzat en 2004 per alguns integrants de la Universitat de Tecnologia Aeroespacial de Teheran (Iran). Aquest estudi es va realitzar en un túnel de vent amb una velocitat màxima de 45 m/s i un RN de 200.000.

En els gràfics l'altura del vòrtex es representa en l'eix de coordenades (ζ) i l'ample del vòrtex en l'eix d'abscisses (η). En l'estudi s'analitzen els vòrtex generats per cada *winglet* amb els següents angles d'atac: 0° , 10° , 15° i -5° . Posteriorment també s'analitzen els resultats que s'obtenen amb un *Wing-grid winglet* i l'ala convencional quan es força la capa límit a ser turbulenta.

6.3.1 DISTRIBUCIÓ DE PRESSIONS AMB ANGLE 0° .

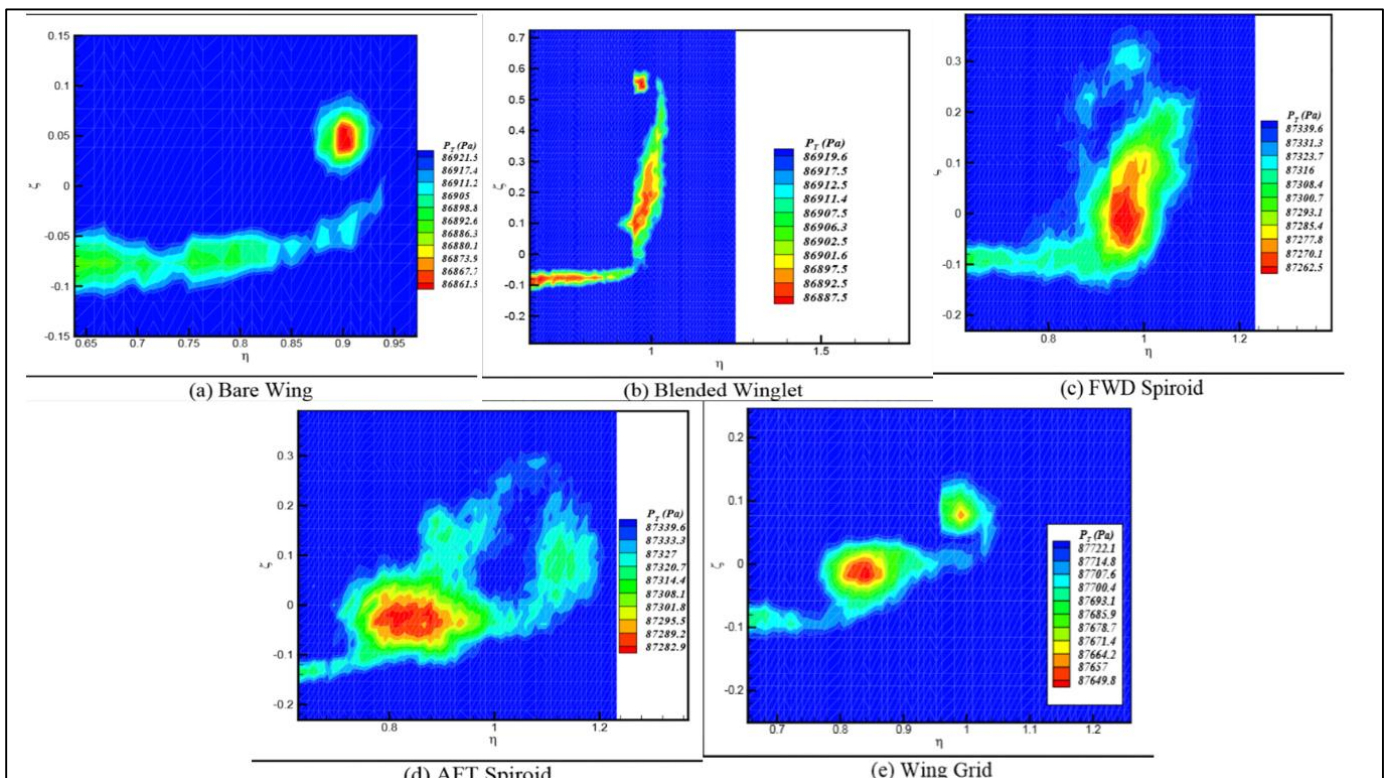


Figura 63. Distribució de pressions darrere de l'ala amb diferents *winglets* i $\alpha=0^\circ$.

Font: http://www.academia.edu/2861657/Experimental_study_of_vortex_shapes_behind_a_wing_equipped_with_different_winglets [10]

- Veiem a la **figura 63 (a)** que pel fet que el perfil utilitzat no és simètric hi ha diferents pressions a l'extradós i al intradós. També s'aprecia un vòrtex molt definit amb una disminució de -60 Pa respecte a la pressió total del corrent exterior, el que suposa un augment de la velocitat en el vòrtex. El vòrtex arriba a $\zeta = 0,9$ i una alçada no superior als 0,05.

- A la **figura 63 (b)** observem una disminució de la pressió total de -32,1 Pa, molt menys que en el cas de l'ala sense *winglet*. En quant a distribució de les baixes pressions veiem que es reparteixen per tota la superfície del *winglet* generant un únic vòrtex molt desplaçat cap amunt $\zeta = 0,55$ i amb un diàmetre molt reduït.
- A les **figures 63 (c-d)** veiem uns vòrtex que difereixen molt pel que fa a la forma dels altres. La disminució de pressió en els *FWD* i *AFT winglets* és respectivament de -77,1 i -56,7 Pa. Notem que els vòrtex de tots dos tenen una forma molt semblant encara que estan girats 90° un respectivament de l'altre, mentre el vòrtex en *FWD* té aproximadament $\eta = 0,1$ i $\zeta = 0,2$ el de l'*AFT* té unes dimensions de $\eta = 0,25$ i $\zeta = 0,1$.
- A la **figura 63 (e)** s'aprecien dos vòrtex, un amb poca alçada i l'altre que adquireix una alçada de $\zeta = 0,1$. El vòrtex principal té un diàmetre de $\eta = 0,08$ i en ell s'aprecia una disminució de la pressió de -72,3 Pa.

Amb un α nul es dedueix que el *winglet* més òptim és el *Blended winglet* atès que la dissipació de la intensitat del vòrtex és molt efectiva ($\Delta p = -32,1$ Pa) i l'altura d'aquest és la més elevada $\zeta = 0,55$. Veurem a continuació que a mesura que l'angle creix l'efectivitat de cada *winglet* passa a ser ben diferent.

6.3.2 DISTRIBUCIÓ DE PRESSIONS AMB ANGLE 10°.

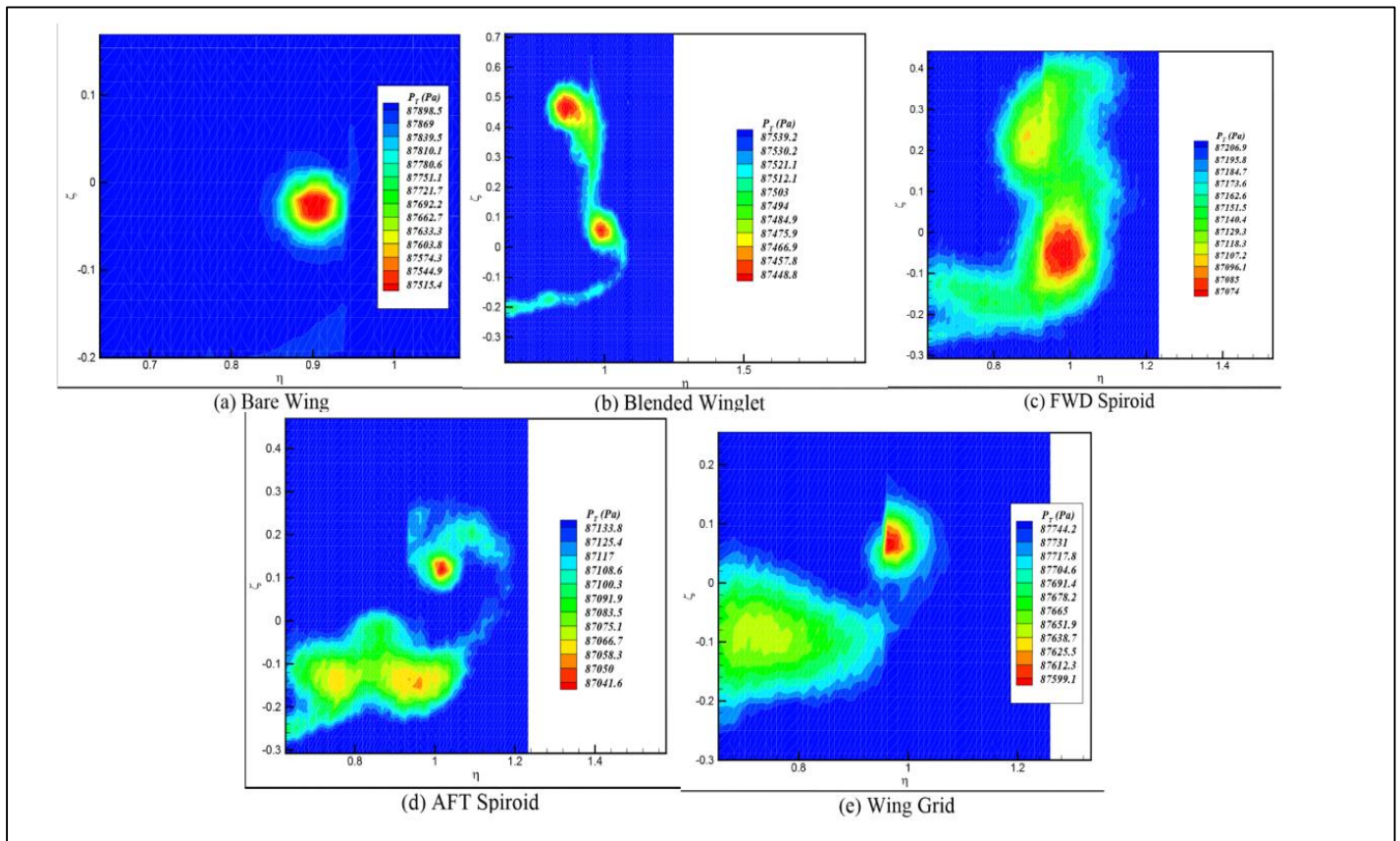


Figura 64. Distribució de pressions darrere de l'ala amb diferents *winglets* i $\alpha = 10^\circ$.

Font: http://www.academia.edu/2861657/Experimental_study_of_vortex_shapes_behind_a_wing_equipped_with_different_winglets [10]

- Veiem a la **figura 64 (a)** que el vòrtex ha canviat considerablement, s'ha eixamplat (abans $\eta = 0,04$ i ara $\eta = 0,4$) i ha disminuït l'alçada (abans $\zeta = 0,05$ i ara $\zeta = -0,02$). Veiem que la diferència de pressions s'ha incrementat moltíssim en canviar l'angle d'atac, si abans eren -60 Pa ara són $-383,1$ Pa (segons la diferència entre la pressió exterior del corrent d'aire lliure i la de l'interior del vòrtex $87.898,5 - 87.515,4$ (Pa)) el que implica un vòrtex amb molta intensitat i, atès que en la superfície alar no hi ha rastre de cap variació de pressions, tota l'energia està concentrada únicament en un sol punt.
- A la **figura 64 (b)** en aquest cas veiem que el *Blended winglet* quan adopta cert angle d'atac genera dos vòrtex, el primer adquireix menys altura $\zeta = 0,08$ i el segon $\zeta = 0,54$, tot i que en aquest cas el diàmetre de tots dos és molt més gran si ho comparem al vòrtex de la figura 63 (b). La dissipació de la intensitat del vòrtex ja no es genera també en la superfície alar com passava amb angle zero sinó que ara es concentra en aquests dos vòrtex on $\Delta p = -90,4$ Pa.
- Ara quan ens fixem en les **figures 64 (c-d)** ja apreciem grans diferències. Mentre a *FWD* el vòrtex generat mou el corrent cap amunt en *AFT* el vòrtex de diàmetre petit mou el corrent cap avall. Aquesta evolució dels remolins d'un *AFT* i un *FWD* girada 90° cap a l'esquerra un respecte de l'altre representa un comportament diferent i que seria interessant poder apreciar en el nostre experiment. Pel que respecta a la disminució de la pressió en aquest cas el *AFT winglet* sembla tenir una millor dissipació ($\Delta p = -92,2$ Pa) que el *FWD* ($\Delta p = -132,9$ Pa).
- A la **figura 64 (e)** en aquest cas, a diferència de amb angle nul, veiem que només es genera un vòrtex de dimensions molt semblants al de la figura 63 (a) però que adquireix una alçada superior $\zeta = 0,08$ i una distribució del corrent en l'ala molt diferent. Veiem que la disminució de la pressió és de $-145,1$ Pa però que la dissipació de la intensitat del remolí té lloc en gran part de la superfície i no únicament en el vòrtex.

A mesura que augmentem l'angle percebem com cada *winglet* desenvolupa una funció de dissipació diferent. Mentre els ***Spiroid* i el *Wing-grid winglet* dissipen gran part de l'energia també en la superfície alar**, el *Blended winglet* no ho fa, de manera que la intensitat del corrent està concentrada en els vòrtex. Vegem que ocorre amb angles grans.

6.3.3 DISTRIBUCIÓ DE PRESSIONS AMB ANGLE 15°.

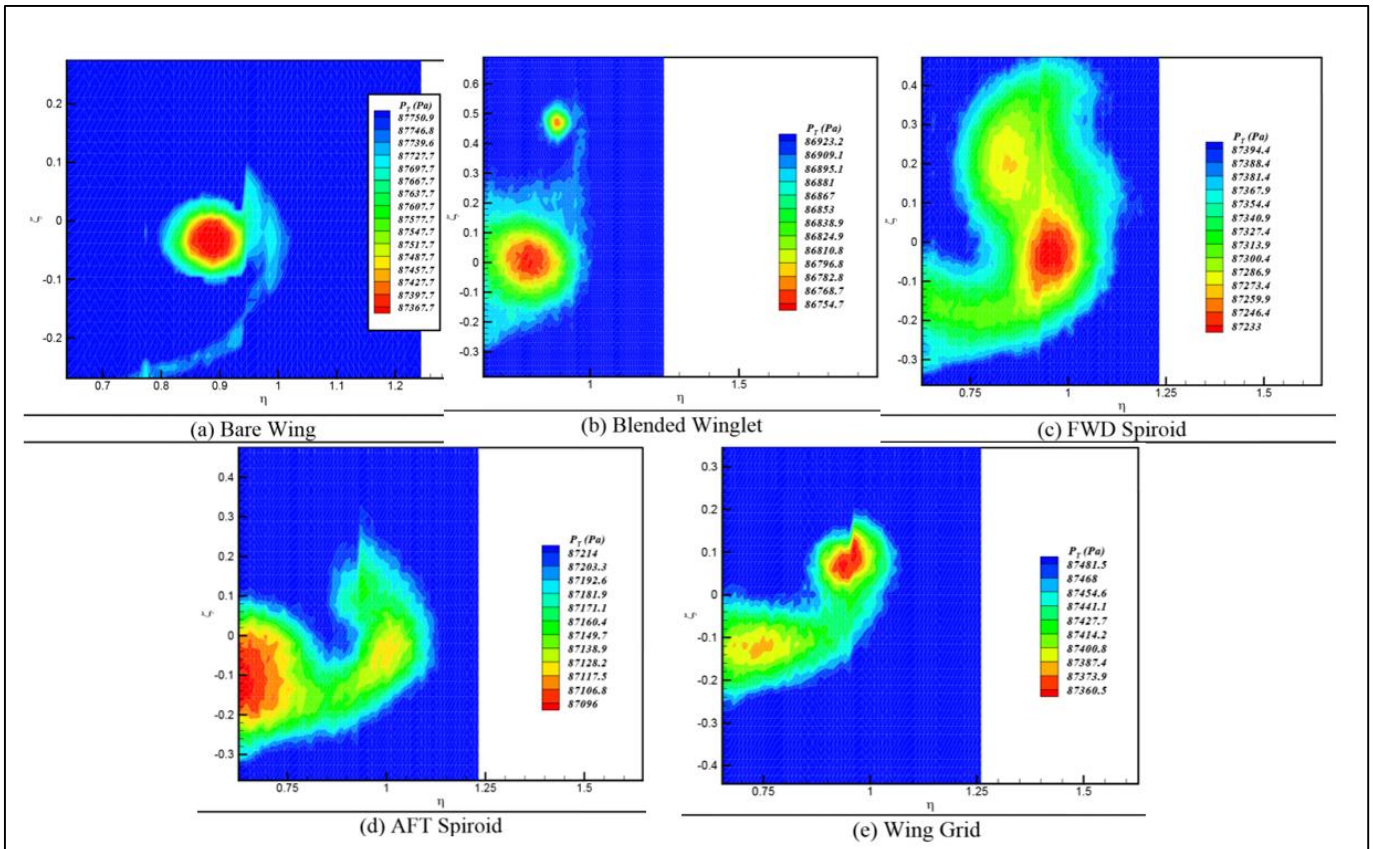


Figura 65. Distribució de pressions darrere de l'ala amb diferents *winglets* i $\alpha = 15^\circ$.

Font: [http://www.academia.edu/2861657/Experimental study of vortex shapes behind a wing equipped with different_winglets](http://www.academia.edu/2861657/Experimental_study_of_vortex_shapes_behind_a_wing_equipped_with_different_winglets) [10]

- Veiem a la **figura 65 (a)** que el vòrtex segueix la mateixa tendència que vam veure amb angle 10° , és a dir, a mesura que l'angle s'incrementa el vòrtex d'una ala sense *winglet* tendeix a desplaçar-se cap avall ($\zeta = -0,03$) i allunyar-se de la punta alar (amb angle 10° $\eta = 0,94$ i amb 15° $\eta = 0,9$). La disminució de la pressió en aquest cas és de $-383,2$ Pa el que no difereix molt de la figura 64 (a).
- Ara veiem més definit en la **figura 65 (b)** la tendència del *Blended winglet* a mesura que s'augmenta l'angle. Desplaça el primer vòrtex cap a l'arrel de l'ala (amb angle 10° $\eta = 1$ i amb 15° $\eta = 0,9$) i el segon vòrtex, encara que amb altura similar a les figures anteriors, perd moltíssima intensitat el que provoca que la dissipació d'aquesta es concentri ara en el primer vòrtex que a més està massa deflactat cap avall, cosa que no interessa per a la D_i . En aquest cas $\Delta p = -168,5$ Pa.
- Apreciem en les **figures 65 (c-d)** que una d'elles ha canviat molt la seva forma (*AFT*) i en canvi l'altra manté la distribució del corrent semblant a la que tenia amb angle 10° (*FWD*). Veiem que en el cas del *FWD* el vòrtex tendeix a eixamplar-se en la direcció de la punta de l'ala i a dirigir-se cap amunt, cosa que no passa en els altres *winglets*. D'altra banda en *AFT* notem un gran canvi, ara el vòrtex s'ha desplaçat totalment cap avall i s'ha allunyat de la punta de l'ala

(amb angle $10^\circ \eta = 1,04$ i amb $15^\circ \eta = 0,75$). Pel que respecta a la disminució de pressió notem com els dos adquireixen valors molt inferiors al del *Blended winglet* (a diferència de amb angle nul), mentre $\Delta p = -161,4$ Pa en *FWD* en *AFT* $\Delta p = -118$ Pa.

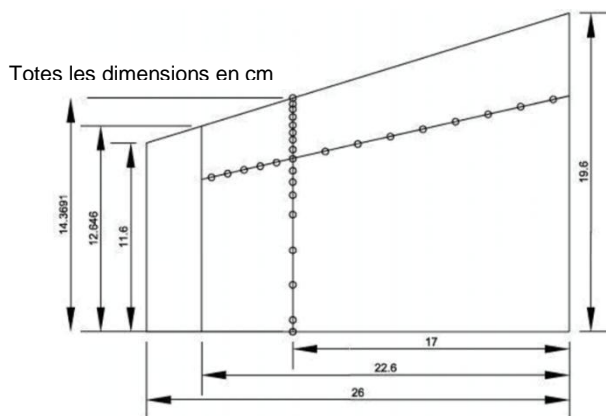
- A la **figura 65 (e)** la tendència dels vòrtex en aquest *winglet* és a elevar-se cap amunt. La disminució de pressió adquirida és notablement petita: $\Delta p = -121$ Pa.

Una vegada ja hem vist les tendències de cada *winglet* a mesura que s'augmenta l'angle d'atac, és a dir, en el moment en què D_i pren un paper més important, ens hem donat de dues coses:

- 1) El *Blended winglet* té resultats òptims amb angle nul o molt reduït.
- 2) Els *Spiroid* i el *Wing-grid winglet* adquireixen major rendiment a mesura que incrementa l'angle d'atac.

6.4 GRÀFICS DE DISTRIBUCIÓ DE PRESSIONS A LA LÍNIA D'ENVERGADURA I DE CORDA PER DIFERENTS WINGLETS

El següent estudi es va efectuar pel mateix equip d'investigació de l'apartat anterior amb l'objectiu d'obtenir uns resultats més exactes sobre les variacions del C_p per a diferents *winglets* i angles d'atac. Es van prendre els valors de C_p seguint la línia que uneix el 25% de corda de cada extrem de l'ala i d'altra banda es van mesurar els obtinguts en la corda del perfil. L'estudi es va realitzar amb 26 petits sensors de pressió en l'extradós i 25 en l'intradós disposats tal com indica la figura 66:



A continuació es mostraran i comentaran els resultats obtinguts en l'ala sense *winglets* i amb *winglets* per a un angle d'atac relativament elevat (quan la D_i pren protagonisme) per analitzar les respostes de cada *winglet* davant els remolins lligats a la superfície i després trobar relacions amb la distribució de pressions darrere de l'ala de l'apartat 6.3.

Figura 66. Els sensors que mesuren la pressió de la corda (en vertical) es troben a $\eta = 0,654$.

Font: http://www.academia.edu/2861657/Experimental_study_of_vortex_shapes_behind_a_wing_equipped_with_different_winglets [10]

6.4.1 GRÀFICS DE C_p DE L'ALA SENSE WINGLET A DIFERENTS α

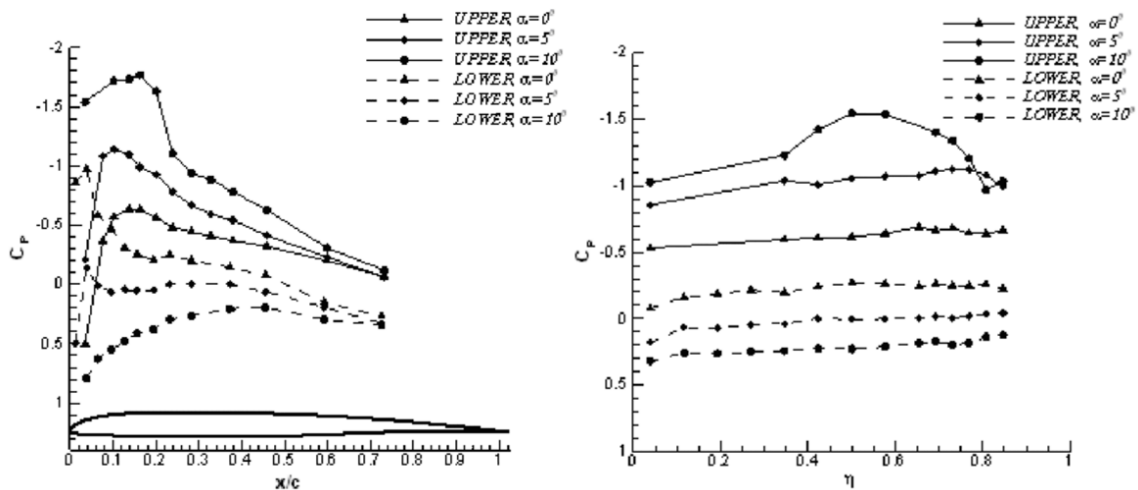


Figura 67. Distribució de pressions a l'ala sense winglets a 0,5 i 10 graus. El gràfic de la dreta mostra la distribució de pressions en la línia de corda i el de l'esquerra a l'envergadura. Les línies de punts pertanyen a les dades del intradós i les no puntejades a l'extradós.

Font: http://www.academia.edu/2861657/Experimental_study_of_vortex_shapes_behind_a_wing_equipped_with_different_winglets [10]

Per començar a analitzar aquests gràfics en el primer que hem de fixar-nos és que, al contrari que normalment, en els gràfics de C_p en funció de la corda, els coeficients negatius se situen per sobre dels positius. Això té una lògica explicació si recordem com es generava sustentació en un perfil, amb pressions inferiors a l'estàtica en l'extradós i superiors en l'intradós, quedant-nos coeficients negatius en la part superior.

Del gràfic de la dreta s'observa que:

- 1) A major angle més diferència de pressions entre l'intradós i l'extradós i, per tant, major sustentació.
- 2) En el punt on el perfil té més gruix és on s'obtenen les pressions més baixes en el extradós.

Del gràfic de l'esquerra veiem que:

- 1) La variació de la pressió en l'envergadura de l'ala és pràcticament constant.
- 2) Amb angle 10° i en un interval de $0,4 \leq \eta \leq 0,8$ hi ha una brusca disminució de la pressió deguda al començament de l'entrada en pèrdua del perfil amb aquest angle d'atac. Això és perquè l'ala amb què es va realitzar l'experiment tenia un començament d'entrada en pèrdua pròpia d'una planta alar amb estrenyiment moderat (recordem la figura 36).

6.4.2 GRÀFICS DE C_p DE L'ALA AMB *BLENDED WINGLET* A $\alpha 10^\circ$

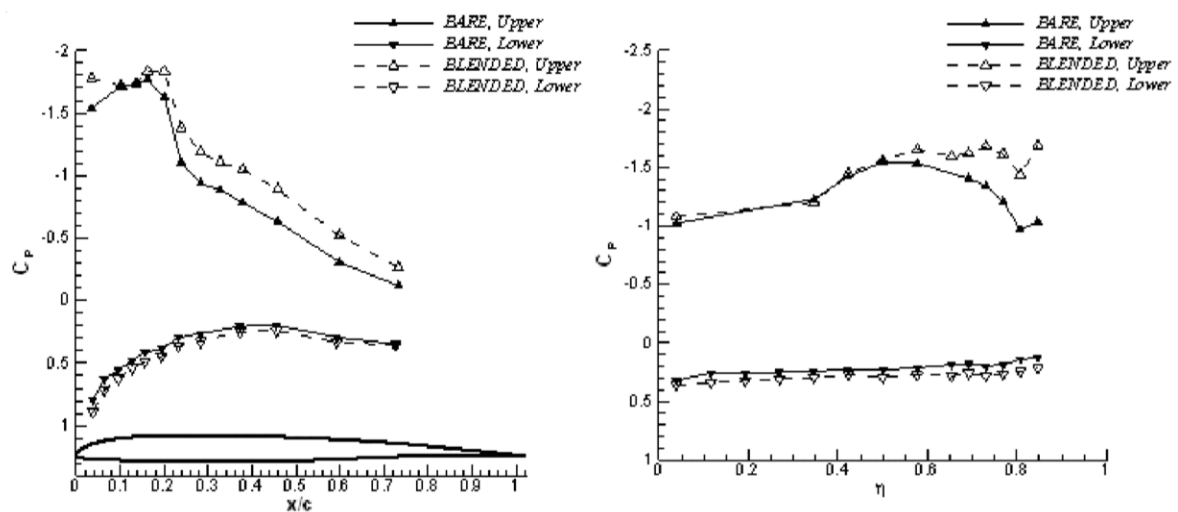


Figura 68. Distribució de pressions en la corda i envergadura de l'ala amb *Blended winglet*.

Font: http://www.academia.edu/2861657/Experimental_study_of_vortex_shapes_behind_a_wing_equipped_with_different_winglets [10]

Si comencem analitzant els gràfics per la dreta veurem que del primer podem extreure la següent conclusió:

- 1) Amb el *Blended winglet* s'obté una diferència de pressions entre extradós i intradós molt més gran que a l'ala sense *winglet*, el que confirma que el *Blended winglet* produeix més sustentació.

I si analitzem el segon:

- 1) Veiem que el *Blended winglet* evita aquest augment bruscat de la pressió a la punta alar ($\eta = 0,8$) generant encara el gradient de baixes pressions que es necessita per a la sustentació. Això es deu al fet que, atès que el *winglet* es comporta com una continuació de l'ala en vertical, l'aire de la superfície de l'ala no es troba sobtadament amb el corrent de l'exterior (altes pressions) sinó que es topa amb una barrera que en la seva superfície també està generant baixes pressions.

6.4.3 GRÀFICS DE C_p DE L'ALA AMB *SPIROID WINGLET* A $\alpha 10^\circ$

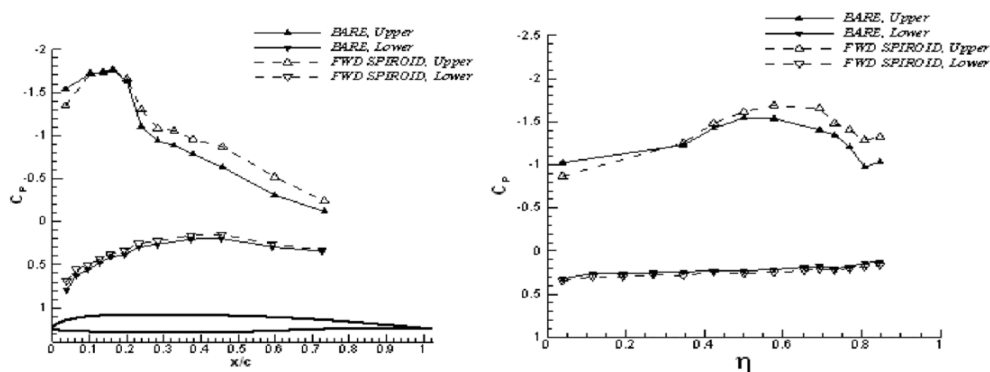


Figura 68. Distribució de pressions en la corda i envergadura de l'ala amb *FWD Spiroid winglet*.

Font: http://www.academia.edu/2861657/Experimental_study_of_vortex_shapes_behind_a_wing_equipped_with_different_winglets [10]

Observant ambdós gràfics veiem que:

- 1) Amb un *Spiroid FWD* tant el punt de màxim C_p com la variació del gradient a l'entrada en pèrdua són similars a l'ala sense *winglet* amb l'única diferència que a l'entrada en pèrdua s'obtenen a prop de la v.a. valors de pressió més baixos amb el *winglet*, el que significaria que un *FWD Spiroid* estaria retardant l'entrada en pèrdua del perfil al mantenir un gradient de pressions favorable en gran part de la superfície.
- 2) A la v.a. veiem que el flux d'aire entra amb una pressió major a la que es té amb una ala sense *winglet* i va prenent valors negatius més ràpidament. El que observem ens estaria constatant que un *FWD Spiroid* manté un gradient favorable de pressions en aquelles parts de l'ala més susceptibles a condicions de vol desfavorables quan α augmenta. Aquest fenomen s'intentarà comprovar amb la prova de la trajectòria dels fils sobre l'ala.

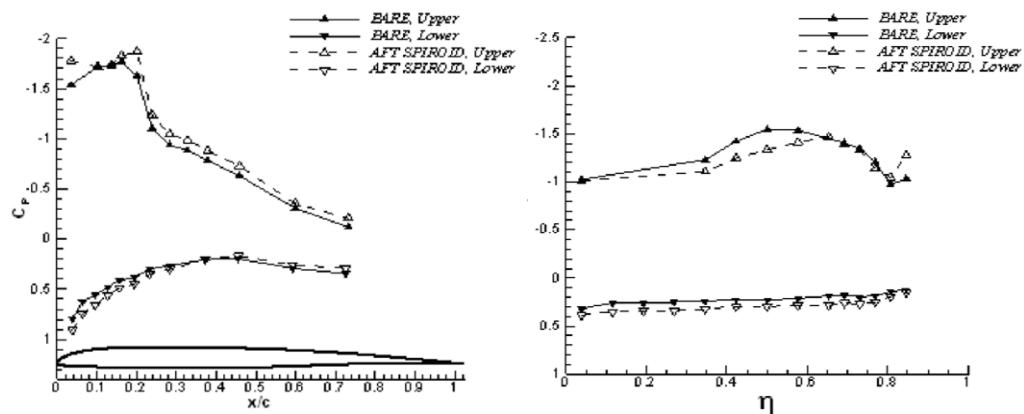


Figura 69. Distribució de pressions en la corda i envergadura de l'ala amb *AFT Spiroid winglet*.

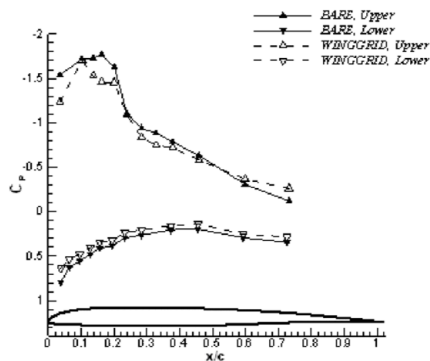
Font: http://www.academia.edu/2861657/Experimental_study_of_vortex_shapes_behind_a_wing_equipped_with_different_winglets [10]

De la mateixa manera que amb el *FWD Spiroid*, amb l'*AFT Spiroid* si analitzem ambdós gràfics observem que:

- 1) A diferència de l'*FWD Spiroid* l'*AFT* modifica més el gradient de pressions del intradós que el de l'extradós.
- 2) Obtenim pressions més baixes amb el *FWD Spiroid* que amb el *AFT* en l'extradós.
- 3) L'entrada en pèrdua amb l'*AFT Spiroid* es té amb pressions altes i amb una baixada brusca d'aquestes just a l'arribar al *winglet* ($\eta > 0,8$).
- 4) Mentre el *FWD Spiroid* redueix les pressions prop de la v.s., l'*AFT* ho fa en la v.a. Això pot ser degut, de nou, a aquesta evolució girada 90° dels remolins de tots dos *Spiroid* a causa de la geometria de l'espiral. En l'experiència de l'apartat 9 es raona aquest comportament.

6.4.4 GRÀFICA DE C_P DE L'ALA AMB WING-GRID WINGLET A α 10°

En l'estudi amb el *Wing-grid winglet* només es va fer una comparativa en el cas de la corda, veient aquesta podem dir que:



1) La distribució de pressions obtingudes no és òptima per a una millor sustentació, de fet la mitjana de C_p negatius en tota la superfície és inferior amb aquest *winglet* que sense ell.

2) L'únic rellevant és la pujada de pressions que es produeix en la v.a i la feble reducció de pressió en arribar a la v.s.

Figura 70. Distribució de pressions en la corda i envergadura de l'ala amb *Wing-grid winglet*.

Font: http://www.academia.edu/2861657/Experimental_study_of_vortex_shapes_behind_a_wing_equipped_with_different_winglets [10]

6.5 DISTRIBUCIÓ DE PRESSIONS AMB LA MAJOR PART DEL PERFIL AMB RÈGIM TURBULENT

Per al següent estudi es va forçar la transició de la capa límit de laminar a turbulenta en el 10% de la corda amb el que s'obtenia que el 90% d'aquesta tindria règim turbulenta. Com es força la transició? Molt fàcil, es va col·locar una cinta adhesiva anomenada cinta de turbulència (figura 71) i utilitzada en aeronàutica per manipular els diferents valors de resistència segons siguin les funcions que desenvoluparà l'avió. En general aquesta cinta el que aconseguix és que el flux d'aire s'adhereixi més ràpid a la seva superfície alar per així retardar el desprendiment de la capa límit (figura 72).



Figura 71.

Font: http://www.academia.edu/2861657/Experimental_study_of_vortex_shapes_behind_a_wing_equipped_with_different_winglets [10]

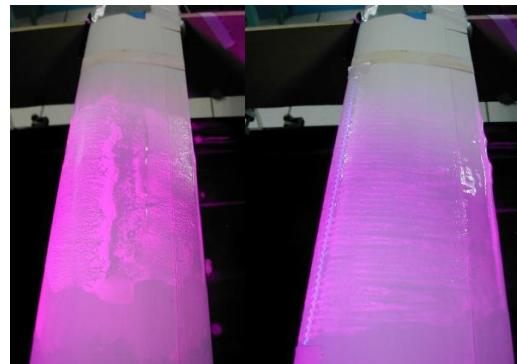


Figura 72. A l'esquerra l'ala sense cinta de turbulència i a la dreta amb ella.

Font: <http://campus.ort.edu.ar/descargar/repositorioarchivo/81760> [1]

Es va estudiar amb règim turbulenta:

- La distribució de pressions al voltant de la corda de l'ala amb un *FWD winglet* i amb un angle d'atac de 10° (figura 73).

- La distribució de pressions darrere de l'ala amb un *AFT winglet* i amb un angle d'atac de 10° (figura 73).

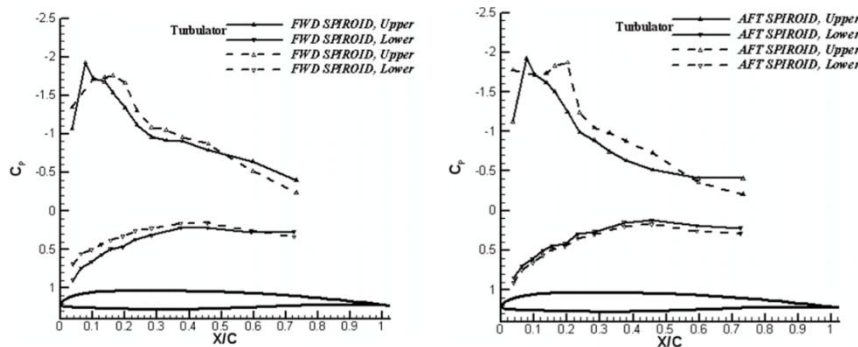


Figura 73. A l'esquerra el gràfic corresponent al *FWD Spiroid* i a la dreta el *AFT Spiroid*. Les línies de punts corresponen a la distribució sense règim turbulent i les no puntejades a la distribució amb règim turbulent.
Font: http://www.academia.edu/2861657/Experimental_study_of_vortex_shapes_behind_a_wing_equipped_with_different_winglets [10]

Analitzant els dos gràfics trobem certes similituds en l'interval prop de la v.a i, a mesura que ens acostem a la v.s, les diferències van fent-se més plausibles, vegem-ho en el quadre:

	Similituds	Diferències
FWD Spiroid	El punt del extradós on s'aconsegueix un C_p més alt coincideix amb el punt de transició (10% de la corda).	El gràfic s'ha desplaçat lleugerament cap avall respecte al de les línies puntejades, és a dir: -A l'extradós l'increment de la pressió a partir de $\eta > 0,14$ ha augmentat més ràpidament. -Però al intradós les pressions s'han mantingut més altes .
AFT Spiroid		Amb la qual cosa, la variació extradós-intradós ha compensat que el C_p no hagi variat significativament. El gràfic s'ha estret respecte al gràfic de línies puntejades, és a dir: -A l'extradós l'increment de la pressió a mesura que ens acostem a la v.s és molt més pronunciat que en el cas del <i>FWD</i> . -A l'intradós les pressions són més baixes . És a dir, el C_p ha variat significativament.

Taula 7
Font: pròpia

Com a conclusió deduïm que la sustentació amb règim turbulent obtinguda per una ala equipada amb *AFT Spiroid* o *FWD Spiroid* serà més gran en aquest últim que en el primer.

6.6 VARIACIÓ DE C_L , C_D I L/D AMB DIFERENTS *WINGLETS* I ANGLE D'ATAC

En un altre estudi realitzat pel Departament d'Enginyeria Aeroespacial de la Universitat de Tamkang, a Taiwan, es va realitzar el disseny 3D a ordinador d'una ala amb *Blended winglets* i *Spiroid winglets* per posteriorment ser analitzat per un software no gratuït anomenat *Fluent*. Aquest software calcula dades tals com el C_L , el C_D i la finesa

(L/D) que produiria un flux amb determinades característiques de nombre de Reynolds i Mach al voltant de l'objecte que s'hagi realitzat.

En l'estudi es va triar un perfil alar simètric NACA 0012, un *Blended winglet* i un *Spiroid winglet*. El nombre de Mach que es va simular en l'estudi va ser de 0,41. Els resultats van ser els exposats a la taula i representats en el gràfic. Hem afegit una segona part en la taula on, mitjançant percentatges, s'especifica de manera més visual la diferència entre els valors d'una ala amb *winglet* i una ala sense *winglet* respecte els valors d'aquesta última, segons la funció:

$$\% = \frac{|valor\ ala\ sense\ winglet - valor\ ala\ amb\ winglet|}{valor\ ala\ sense\ winglet} \cdot 100$$

		0º	10º	16º	0º (%)	10º (%)	16º (%)
C _L	Ala sense <i>winglet</i>	0,197959	1,143554	1,48335			
	Ala amb <i>Blended winglet</i>	0,208566	1,170745	1,516322	5,36	2,38	2,22
	Ala amb <i>Spiroid winglet</i>	0,214354	1,173776	1,52035	8,28	2,64	2,49
C _D	Ala sense <i>winglet</i>	0,026709	0,095149	0,189349			
	Ala amb <i>Blended winglet</i>	0,02667	0,094136	0,188198	0,15	1,06	0,61
	Ala amb <i>Spiroid winglet</i>	0,026481	0,09204	0,186616	0,85	3,27	1,44
L/D	Ala sense <i>winglet</i>	7,411811	12,018534	7,833938			
	Ala amb <i>Blended winglet</i>	7,820135	12,433668	8,057063	5,51	3,45	2,85
	Ala amb <i>Spiroid winglet</i>	8,055375	12,752373	8,146965	8,68	6,11	4,00

Taula 8

Font: pròpia

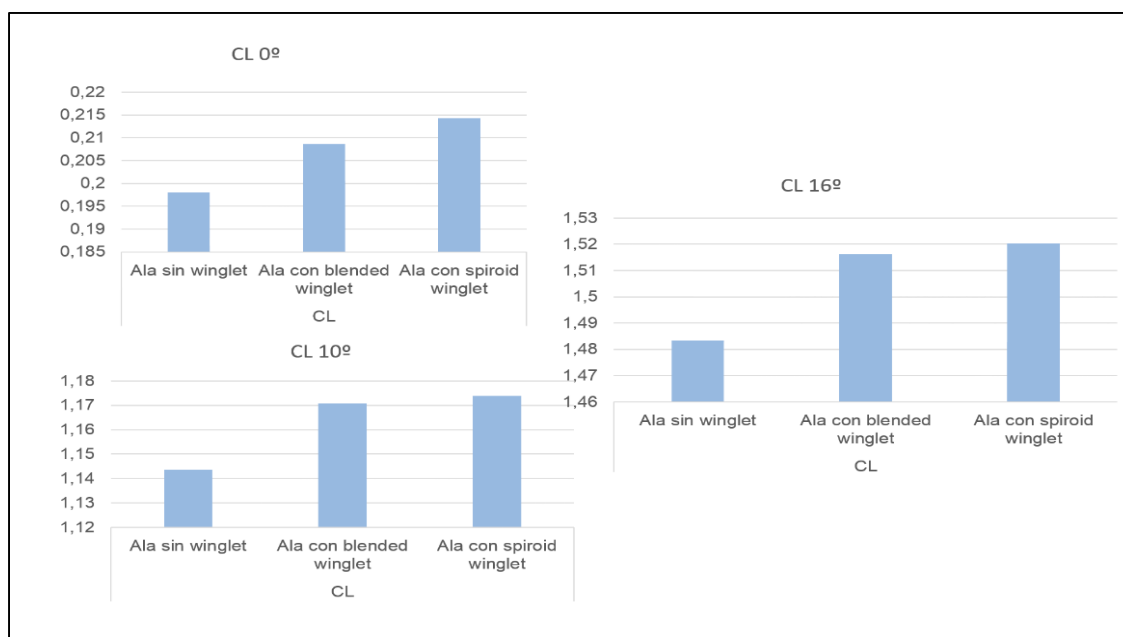


Figura 74. Gràfics de C_L en funció de l'angle amb diferents *winglets*.

Font: pròpia

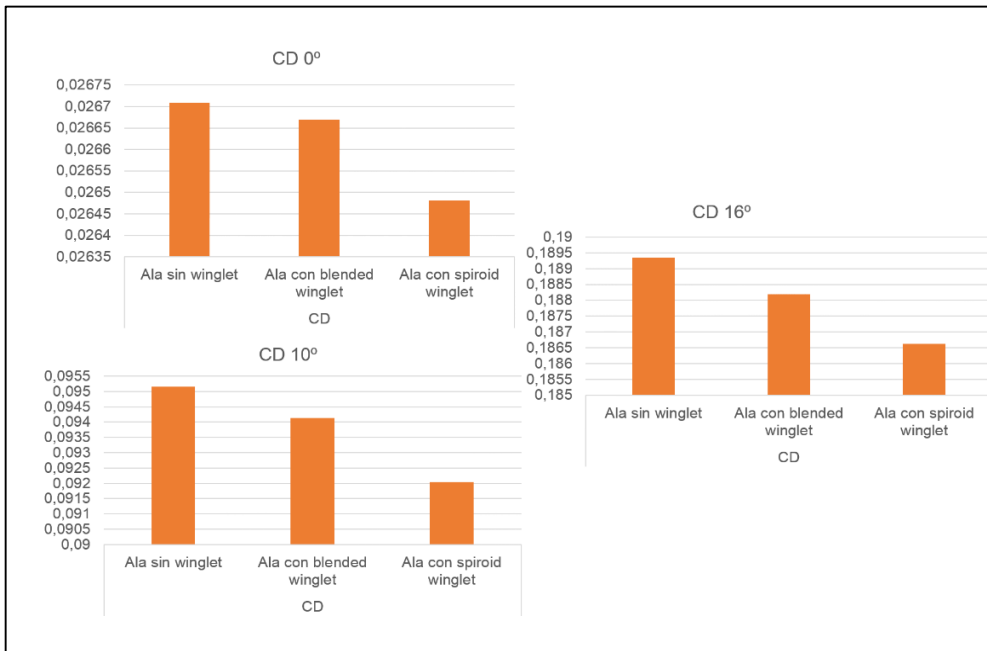


Figura 75. Gràfics de C_D en funció de l'angle amb diferents *winglets*.
Font: pròpia

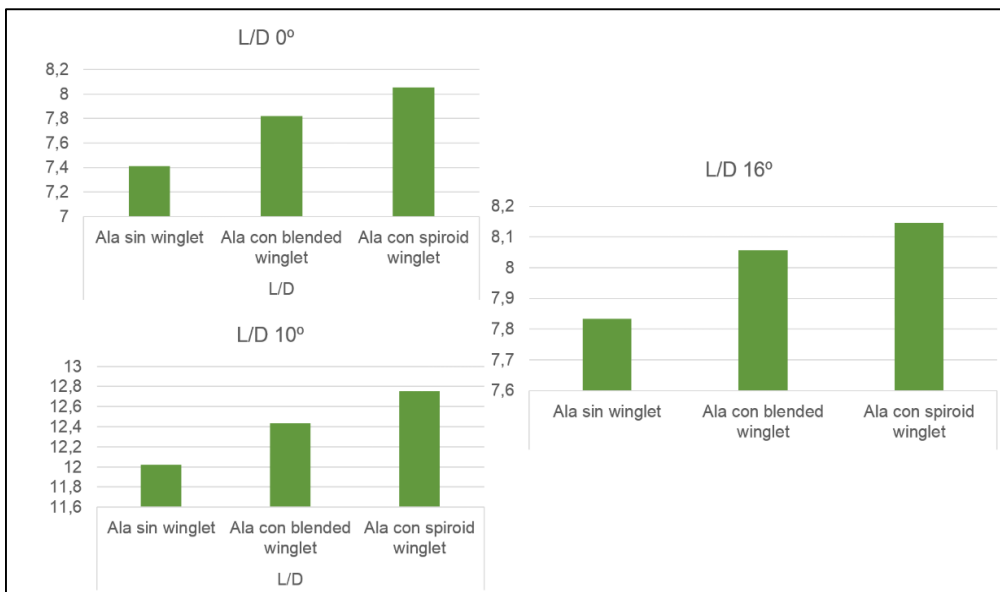


Figura 76. Gràfics de L/D en funció de l'angle amb diferents *winglets*.
Font: pròpia

6.6.1 ANÀLISIS DELS RESULTATS OBTINGUTS

Veiem en el cas de:

- **L'ala sense *winglet*** que:
 - Els valors de C_L augmenten molt lentament amb α en comparació amb l'ala amb *winglets*.

- Els valors de C_D augmenten ràpidament amb α en comparació amb l'ala amb *winglets*.
- Els valors de finesa són relativament baixos donat que la resistència pren valors massa alts i la sustentació massa baixos.
- **L'ala amb *Blended winglet* que:**
 - Els valors de C_L creixen ràpidament a mesura que creix l'angle.
 - Els valors de C_D són massa elevats en comparació amb el *Spiroid winglet*.
 - Els valors de finesa són baixos a angle nul atès que la resistència per a aquells angles és elevada i, a mesura que creix l'angle, van augmentant a causa de, majorment, la gran sustentació que s'experimenta amb aquells angles.
- **L'ala amb *Spiroid winglet* que:**
 - Els valors de C_L són els més elevats des d'un bon principi i s'incrementen bastant a mesura que creix l'angle.
 - Els valors de C_D es mantenen sent els més reduïts amb un interval de diferència notable a mesura que creix l'angle.
 - Els valors de finesa són els més elevats en tot moment encara que cal destacar que el punt en què s'obté un interval de diferència més gran en relació a la resta és als 10° .

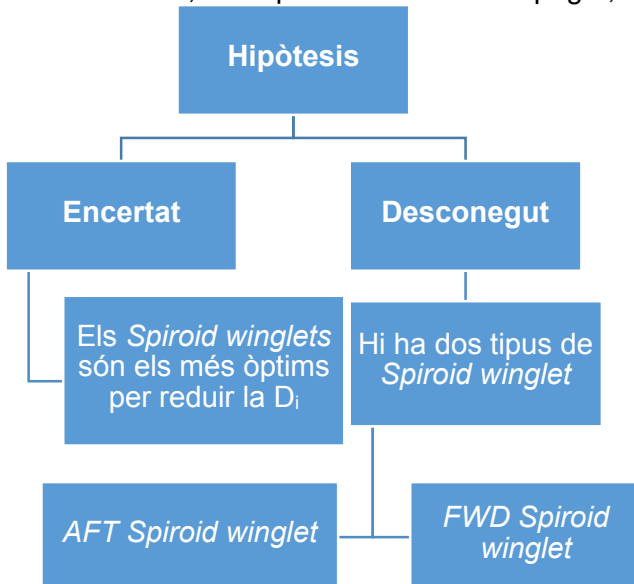
6.6.2 CONCLUSIONS DELS RESULTATS EXPOSATS

Com a conclusió hem de dir que:

- 1) Tant amb el *Blended winglet* com amb el *Spiroid winglet* s'obtenen valors elevats de sustentació en comparació amb l'ala convencional.
- 2) Amb el *Spiroid winglet* s'obtenen uns valors de C_D òptimament reduïts en comparació amb el *Blended winglet*.
- 3) Els valors de finesa per al *Blended winglet* són força elevats pel sol fet que el C_L és elevat.
- 4) Els valors de finesa per al *Spiroid winglet* són els més elevats perquè, tot i tenir valors de C_L semblants al *Blended winglet*, aquest últim no té els valors de C_D tan reduïts com els que s'obtenen amb el *Spiroid*.

6.7 CONCLUSIONS EXTRETES DELS ESTUDIS I ASPECTES A DEMOSTRAR A L'EXPERIMENT

Havent vist els comportaments de diferents *winglets* davant de situacions diverses, en aquests estudis hem pogut, de moment, veure la nostra hipòtesi principal ser corroborada per ells.



En efecte, els **Spiroid winglets són els dispositius alars que**, en comparació amb els *Blended winglets* i els *Wing-grid winglets*, **ofereixen un comportament més òptim a l'hora de reduir la resistència induïda**.

Però d'altra banda, hem descobert una de les coses que en la nostra primera hipòtesi no havíem plantejat perquè desconeixíem. Això és: els *Spiroid winglets* poden dividir-se en *FWD Spiroid* i *AFT Spiroid* segons l'orientació de l'espiral.

Gràfic 1.

Font: pròpia

Resumint aquest sisè apartat:

- La resistència induïda representa el **40% de la resistència total** i **creix amb l'increment de l'angle d'atac** (reducció de la velocitat relativa).
- L'objectiu dels *winglets* és **dissipar la intensitat del vòrtex**.
- Alguns dels *winglets* més prometedors són els *Blended*, *Spiroid* (*AFT* i *FWD*) i *Wing-grid winglets*.
- Les distribucions de pressions darrere de l'ala mostren que:
 - Per a **angles molt reduïts el *Blended winglet* és més òptim**.
 - A mesura que **s'incrementa l'angle amb el *Spiroid winglet* s'obtenen millors resultats** a causa de l'òptima orientació del vòrtex i a la reducció de la intensitat d'aquest.
- Les **distribucions de pressions al voltant de la corda i l'envergadura** de l'ala amb *winglet* mostren que amb un angle elevat (10°):
 - **El *Blended winglet* obté un bon gradient de pressions quan l'ala convencional es trobaria ja entrant en pèrdua**.
 - Amb el ***FWD Spiroid* s'origina un C_L superior** al que s'obté amb *AFT Spiroid*.

- Amb el ***Wing-grid winglet*** s'obté una lleugera reducció de la sustentació.
- En les distribucions de pressions al voltant de la corda d'una ala amb *FWD* i *AFT Spiroid* i forçant un **règim turbulent** en el 90% de la corda s'aprecia que el *winglet* que millor **aconsegueix mantenir una òptima distribució de pressions** és el ***FWD Spiroid winglet***.
- S'obtenen **millors resultats de C_L , C_D i L/D** en una ala equipada amb ***Spiroid winglet*** que amb *Blended winglet*.

7.1 TÚNEL DE VENT

Com ja hem pogut comprovar, les forces aerodinàmiques únicament depenen de la velocitat relativa existent entre la velocitat de l'avió i la del vent. Aprofitant aquest fet es pot realitzar doncs, un estudi aerodinàmic de manera senzilla sense necessitat de posar en moviment els dos factors sinó únicament un d'ells i, òbviament, en el nostre cas resulta molt més senzill posar en moviment l'aire abans que un perfil alar.

Un túnel de vent és un instrument que, aprofitant l'anterior dit i amb una determinada geometria, ens ajuda a desenvolupar estudis sobre les respostes aerodinàmiques que generen diferents sòlids. Per poder desenvolupar un estudi d'aquesta manera es necessita que el túnel de vent consti d'unes determinades parts amb una forma específica per, a través de la geometria, poder obtenir un corrent d'aire amb unes determinades característiques.

Seguint el principi de continuïtat (apartat 2.4.1), atès que en el nostre treball el flux dins de túnel sempre estarà en règim incompressible, podem comprovar que aquest es fa efectiu en el cas del túnel de vent tal com mostra la figura 77:

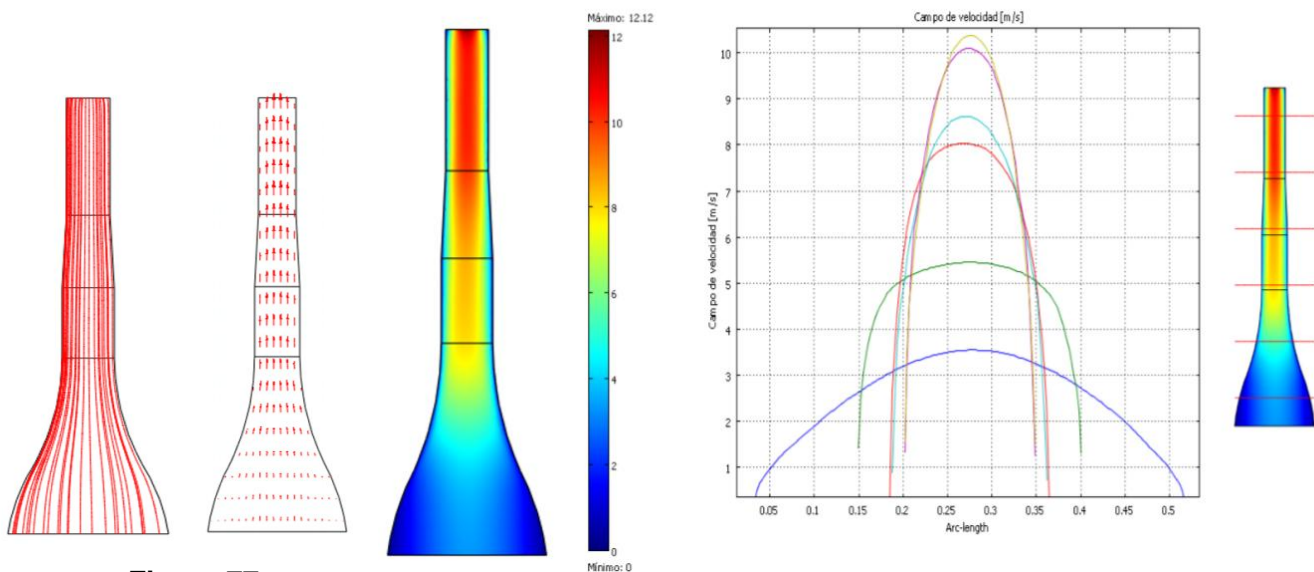


Figura 77. S'observa que a mesura que la superfície de la boca d'entrada va disminuint les velocitats de l'interior del túnel van augmentant.

Font: <http://kimerius.com/aerodin%C3%A1mica-4/> [14]

7.1.1 GEOMETRIA DEL TÚNEL DE VENT

La geometria d'un túnel de vent és essencial per obtenir velocitats òptimes per a un bon estudi aerodinàmic. L'aire, tal com comentem en el primer apartat d'aquest treball, és un gas que s'adapta al recipient al qual se li conté i per això varia les seves propietats segons les dimensions d'aquest. Amb el túnel de vent s'aprofita aquest efecte ja explicat i denominat Venturi per augmentar la velocitat als valors que es vulguin i jugant únicament amb la geometria del túnel.

Hi ha diferents tipus de túnels de vent segons les velocitats que s'assoleixen en ell o si l'aire circula indefinida o definidament. Per motius de senzillesa a l'hora de construir-lo, el nostre túnel de vent és de circuit obert i les velocitats que s'hi aconseguixen no superen els 11 m/s.

Un túnel de vent es compon de tres seccions (figura 78):

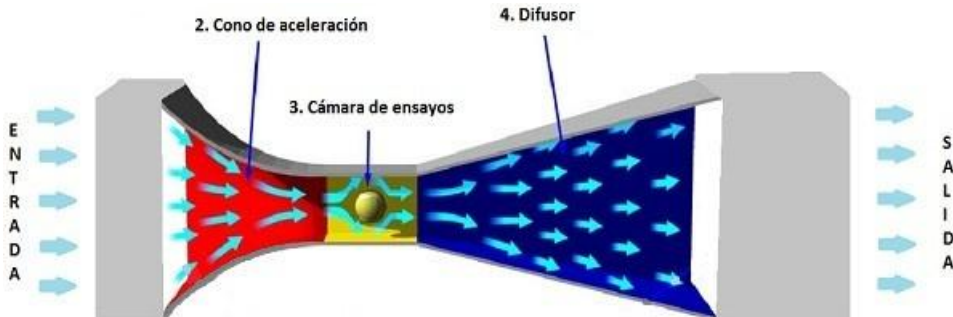


Figura 78.

Font: <http://kimerius.com/aerodin%C3%A1mica-4/> [14]

- 1) **Ventilador.** Produeix el corrent d'aire a velocitat determinada. El nostre ventilador és el que es mostra a la figura 79:

El cabal que té segons els ampers que se li subministren i la pressió estàtica ve donat en la següent taula:

Pressió estàtica	Caudal	Intensitat
mm H2O	m³/h	A
0,0	1400,0	7,7
2,5	1280,0	8,0
5,0	1140,0	8,2
7,5	1040,0	8,2
10,0	840,0	8,1
12,5	620,0	8,3
15,0	430,0	8,4
17,5	250,0	8,2
20,0	0,0	8,3



Figura 79

Font: pròpia

Taula 9

Font: pròpia

- 2) **Con d'acceleració.** S'encarrega d'augmentar la velocitat de l'aire segons l'efecte Venturi jugant amb la disminució de les superfícies.
- 3) **Reixeta laminadora del flux** (figura 80). S'encarrega de laminar el corrent d'aire el màxim possible.
- 4) **Anemòmetre** (figura 81). Mesura la velocitat i temperatura de l'aire en el nostre túnel de vent amb el que ens permet saber la pressió simplement utilitzant les equacions dels gasos ideals.



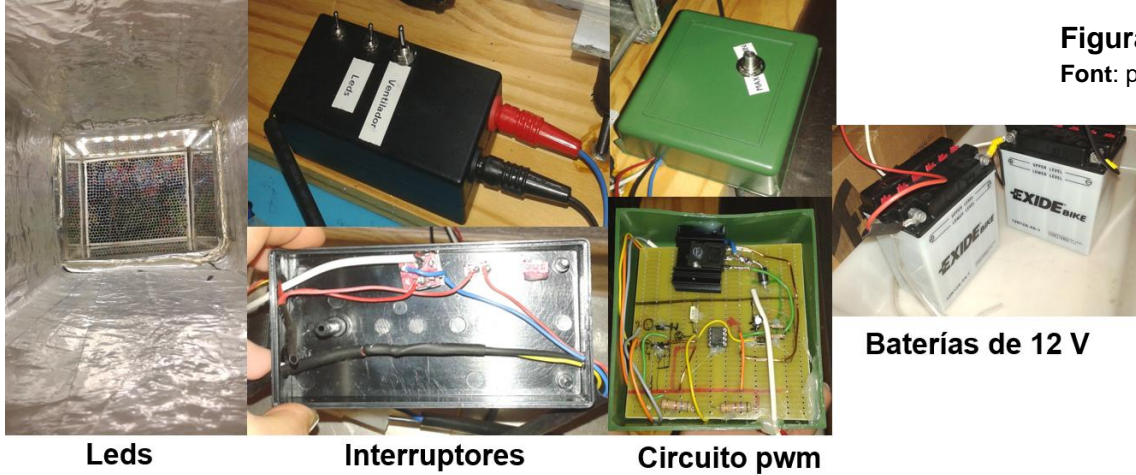
Figura 80

Font: pròpia

- 5) **Leds, bateries, quadre d'interruptors i circuit regulador de tensió del ventilador** (figura 82). Ens permeten, respectivament, il·luminar la cambra d'assaigs per a la visualització del fum, alimentar el ventilador, encendre i apagar leds i ventilador i regular la potència del ventilador en un interval de 24 V a 12 V.



Figura 81
Font: pròpia



Baterías de 12 V

Leds
Figura 82
Font: pròpia

Interruptores

Circuito pwm

- 6) **Dinamòmetre** (figura 83). Ens permet saber la força de sustentació que està originant l'aire en la superfície alar.
- 7) **Cambra d'assaigs**. És on se situa el model a assajar.
- 8) **Difusor**. Té la funció de disminuir la velocitat de l'aire i expandir, amb això s'explica la seva forma allargada i el seu eixamplament a la sortida.

Les mesures del nostre túnel de vent són les següents (figura 84):

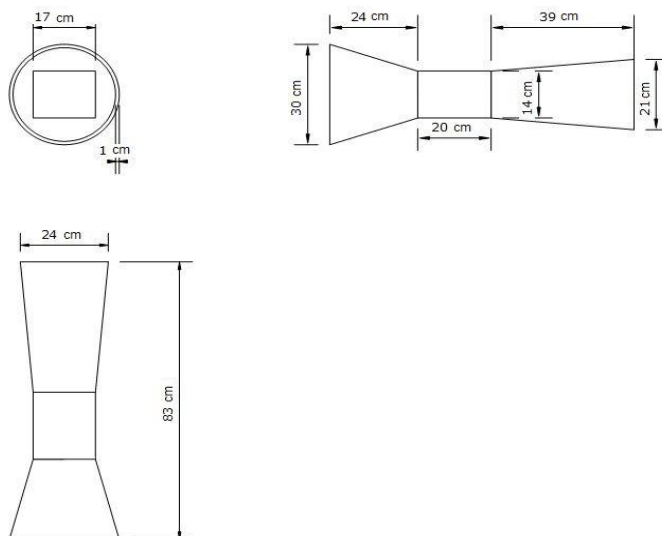


Figura 84
Font: pròpia



Figura 83
Font: pròpia

7.1.2 MATERIALS I CONSTRUCCIÓ DEL TÚNEL DE VENT

Per construir el nostre túnel de vent hem utilitzat els següents materials (figura 85):

Metacrilato		Fibra de vidrio	
Madera aglomerada		Resina epoxi y catalizador	
Cubo de agua		Pegamento de dos componentes	
Cartón		Pintura negra en spray	
Papel de cocina		Cinta adhesiva de aluminio	
Cola blanca		Pistola de pegamento de silicona	

Figura 85
Font: pròpia

Per fer la cambra d'assaigs hem utilitzat una planxa de metacrilat, un cop tallada, hem enganxat les arestes amb cola de dos components creant així un prisma rectangular.

D'altra banda, per fer el con d'acceleració s'ha aprofitat la forma del cub d'aigua per recrear la contracció de la boca del túnel. Mitjançant paper de cuina, cola blanca i endurent amb l'assecat s'ha agafat la forma desitjada (figura 86). Un cop hem tingut el motlle del con hem aplicat a sobre d'aquest una capa de fibra de vidre per aconseguir la duresa necessària. Hem deixat assecat la fibra de vidre, se li ha aplicat una pintura negra en esprai i, finalment, s'ha recobert la part interna del con amb cinta adhesiva d'alumini per aconseguir una superfície uniforme i de poca fricció al pas d'aire (figura 87).



Figura 86
Font: pròpia



Figura 87
Font: pròpia

De manera semblant a amb el con d'acceleració, en el difusor hem utilitzat la mateixa tècnica del paper maixé per agafar l'estructura però aquesta vegada utilitzant un prisma de cartró creat prèviament com a motlle. Un cop endurit el paper maixé s'ha procedit a aplicar fibra de vidre per obtenir la duresa necessària i finalment s'ha folrat l'interior amb cinta adhesiva d'alumini.

Quedant finalment el túnel de vent (sense el ventilador i amb la càmera d'assaigs buida) com es mostra a la figura 88:



Figura 88
Font: pròpia

7.2 ALA I WINGLETS

L'**ala** és una de les parts fonamentals del nostre experiment atès que és amb ella amb la qual comprovarem els fenòmens de sustentació i compararem els resultats obtinguts amb els realitzats a ordinador.

D'altra banda els **winglets** són, en certa manera, la part innovadora del nostre treball. Això és degut en gran part al fet que la complexitat del seu estudi físic i matemàtic no ens permet en una sola secció del treball comprovar la seva reducció de resistència induïda numèricament, de manera que l'única solució que ens queda és comprovar de manera experimental en un model de proves reduït, com és el nostre.

Nosaltres hem simulat quatre exemples de *winglets*: el *Blended winglet*, el *FWD Spiroid winglet*, l'*AFT Spiroid winglet* i el *Wing-grid winglet*.

7.2.1 GEOMETRIA DE L'ALA I ELS WINGLETS

La **geometria de l'ala** ve donada en la següent taula 9 i dibuix (figura 89)

Perfil alar	NACA 23012
Envergadura	10 cm
Superfície	75 cm ²
Corda mitja	7,5 cm
Estretament	0,5
Allargament	1,33
Fletxa progressiva	3,75°

Taula 10
Font: pròpia

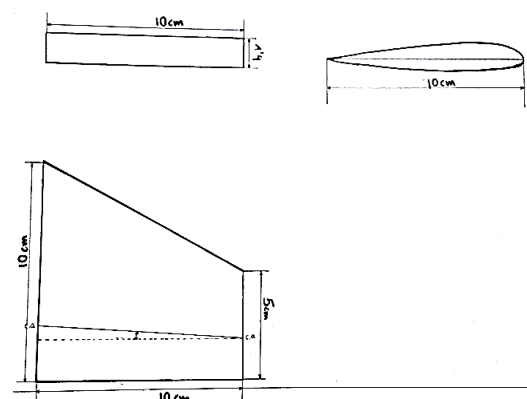


Figura 89
Font: pròpia

Pel que respecta a la **geometria dels winglets**, s'ha intentat ser fidel al disseny exposat a les imatges de l'apartat 6.2.

7.2.2 MATERIALS I CONSTRUCCIÓ DE L'ALA I ELS WINGLETS

El material utilitzat per fer l'ala i els *winglets* és el de la figura 90:

Madera aglomerada		Pegamento de dos componentes	
Madera de roble		Cinta adhesiva de aluminio	
Chapa de aluminio		Barniz	

Per fer l'ala hem tallat un tros de fusta de roure i l'hem polit seguint el patró d'un perfil alar NACA 23012, tal com mostra la figura 91.

Després de tallada se li ha aplicat una capa de cola de dos components

Figura 90

Font: pròpia

per aconseguir una superfície amb poca fricció que permeti un retrocés en la transició de la capa laminar a turbulenta. Finalment li hem aplicat un recobriments de vernís i el resultat es pot veure a la figura 92.



Figura 91

Font: pròpia

Per fer els *winglets* hem traçat en fusta aglomerada el patró d'un perfil NACA 23012 amb una corda de 5 cm. Després de ser retallat hem modelat la xapa d'alumini obtenint la geometria dels *winglets*. Finalment els hem recobert amb cinta adhesiva d'alumini per acabar de crear la forma desitjada (figura 92).

Tant en l'ala com en els *winglets* s'han muntat dos encaixos mascle i femella respectivament per poder unir i separar *winglet* i ala durant l'experiment.

Seguint els passos anteriors, per a cada *winglet* hem simulat la forma (aproximada) de cada un dels tipus de *winglets* introduïts a la part teòrica.



Figura 92. A la part esquerra de la imatge s'aprecia el mètode de construcció i a la dreta, la primera imatge de la part superior, correspon a un *Blended winglet*, la segona a un *FWD Spiroid* i un *AFT Spiroid* respectivament i de la part inferior a un *Wing-grid winglet*.

Font: pròpia

7.3 MÈTODE D'ESTUDI EXPERIMENTAL

Un cop introduïdes les estructures amb les que es durà a terme l'estudi i exposades les seves dimensions ja podem introduir què es pretén realitzar, com i per a què amb els instruments de l'apartat anterior.



Gràfic 2.

Font: pròpia



Figura 93

Font: pròpia



Figura 96

Font: pròpia



Figura 94

Font: pròpia



Figura 95

Font: pròpia



Figura 97

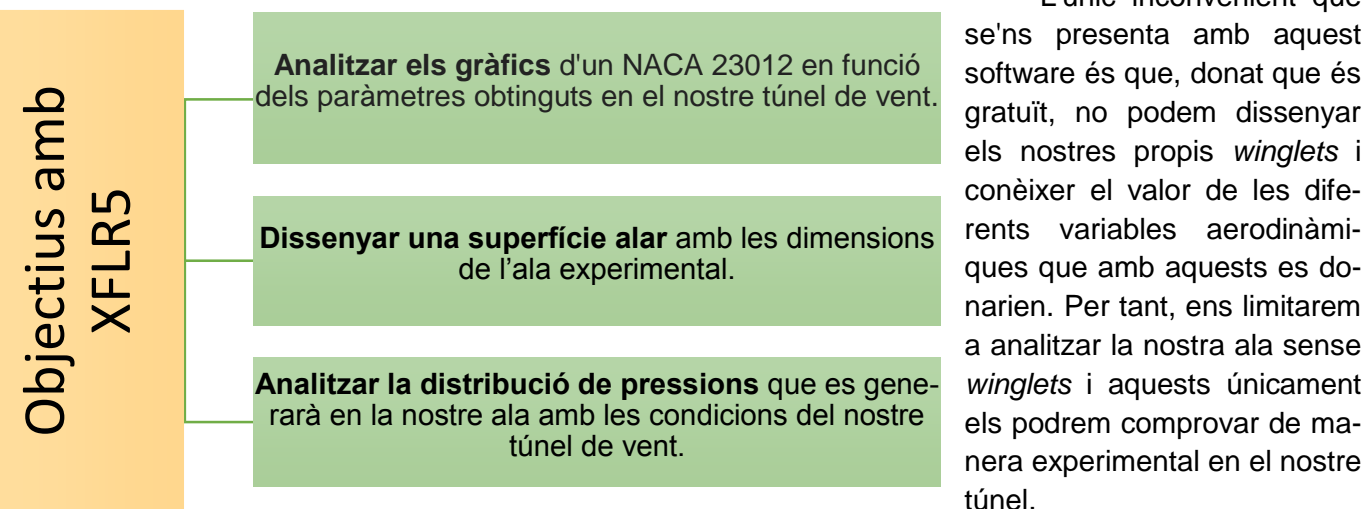
Font: pròpia

Tal i com vam comentar en la introducció, en aquest treball s'inclou una part computacional que realitzarem amb un software anomenat XFLR5. Així doncs, aquest software ens permetrà calcular d'una manera més precisa molts dels paràmetres aerodinàmics explicats en l'apartat teòric i que ens ajudaran a comprendre millor la part experimental.

XFLR5 ens permet:

- Modificar diferents **perfils NACA**.
- Analitzar les **variables aerodinàmiques** (mitjançant gràfics) que tenen lloc en una simulació amb un flux predeterminat per l'usuari.
- Dissenyar la teva pròpia **superfície alar**.
- Representar la **distribució de pressions** que té lloc en una superfície alar amb uns paràmetres de flux predeterminats per l'usuari.

Sabent això podem sintetitzar els nostres objectius principals a realitzar amb aquest software en el següent esquema:



Gràfic 3.
Font: pròpia

Hem d'aclarir que en aquest apartat no es pretén explicar el funcionament del programari, és a dir, ens limitarem únicament i exclusivament a comentar els resultats personalitzats que aquest ens ofereix.

És lògic pensar que per realitzar aquesta anàlisi personalitzat primer hem de conèixer quins seran els paràmetres que es donaran en el nostre túnel de vent, per això ara els exposarem.

8.1 CÀLCUL DELS PARÀMETRES OBTINGUTS AL TÚNEL DE VENT

1. Càlcul de la densitat i el coeficient de viscositat dinàmic.

És imprescindible conèixer aquests dos paràmetres per poder calcular el RN que tindrem en el nostre túnel de vent. El problema d'aquests paràmetres rau en la seva variabilitat, és a dir, d'un dia per l'altre no són constants, per la qual cosa haurem d'establir una mitjana de temperatures i pressions per poder calcular-los.

Per calcular la **densitat** recordarem l'equació 15 dels gasos perfectes que relacionava les tres variables de la següent manera:

$$\frac{p}{\rho \cdot T} = R' \quad \rho = \frac{p}{R' \cdot T}$$

Atès que a Barcelona tenim un clima bastant constant podem cometre un petit error calculant la temperatura mitjana dels mesos en què realitzarem l'estudi per poder calcular la densitat. Segons la informació que hem trobat, les temperatures mitjanes dels mesos d'octubre, novembre i desembre el 2013 són respectivament 20 °C, 13 °C i 9,3 °C. Segons el qual:

$$\bar{T} = \frac{20+13+9,3}{3} \cong 14 \text{ } ^\circ\text{C} \quad 14^\circ\text{C} + 273 \text{ K} = 287 \text{ K}$$

Per calcular la pressió mitjana utilitzarem la fórmula baromètrica (figura 98) que ens calcula partint de la constant de Boltzmann la pressió a una certa altitud i temperatura de l'aire el que ens permet obtenir una aproximació bastant ajustada.

$$p_h = p_0 e^{\frac{-mgh}{kT}}$$

Sent m en l'aire 28,9644 g/mol, k $1,38 \cdot 10^{-23}$, la temperatura al nivell del mar 288 K, la pressió al nivell del mar 101.300 kPa i l'altitud de Barcelona 25 m la p_h ens dona:

$$p_h = p_0 e^{\frac{-mgh}{kT}} = 100998,98 \cong 101000 \text{ kPa}$$

Tenint això podem calcular la densitat recordant que R' és 287 J/kg·K.

$$\rho = \frac{p}{R' \cdot T} = \frac{101000}{287^2} = 1,22 \text{ kg/m}^3$$

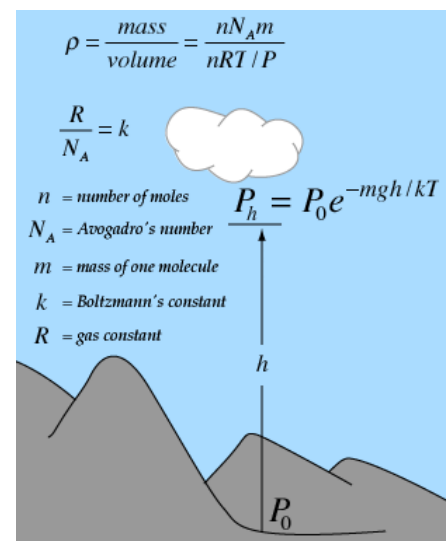


Figura 98.

Font: <http://hyperphysics.phy-astr.gsu.edu/hbasees/kinetic/barfor.html#c1> [13]

Temperatura ° Celsius	Viscosidad μ (dinàmica) E -5	Viscosidad ν (cinemàtica) E -5	Densidad kg/m ³
-40	1.510	0.990	1.45
-35	1.535	1.035	1.30
-30	1.560	1.080	1.41
-25	1.585	1.125	1.39
-20	1.610	1.170	1.37
-15	1.635	1.215	1.35
-10	1.660	1.260	1.33
-05	1.685	1.295	1.31
+00	1.710	1.330	1.29
+05	1.735	1.385	1.27
+10	1.760	1.440	1.25
+15	1.785	1.480	1.23
+20	1.800	1.520	1.21

Sabent que la pressió obtinguda és molt propera a la que obtenim a nivell de mar i que la densitat no varia notablement per 300 kPa de diferència podem determinar la **viscositat dinàmica** a partir de taules (taula 11) en funció de la temperatura suposant la pressió a nivell de mar.

Pel que tindriem que la viscositat més ajustada a la nostra situació seria $\mu=1,78 \cdot 10^{-5}$ kPa·s

Taula 11

Font: extret del llibre Aero-dinàmica y actuaciones del avión [15]

2. Mesura de la velocitat a la càmera d'assaigs

Hem col·locat l'anemòmetre en la càmera d'assaigs (figura 99) i la velocitat resultant ha estat de 5,2 m/s quan el ventilador estava a 12 V i d'11m/s quan funciona a 24 V.



Figura 99.

Font: pròpia

3. Càlcul del nombre de Mach

$$M = \frac{v}{c} = \frac{5,2}{343} = 0,015 \quad \text{o} \quad M = \frac{v}{c} = \frac{11}{343} = 0,032$$

4. Càlcul del nombre de Reynolds

Sabent els valors de densitat, de viscositat, de velocitat i que la corda mitjana de la nostra ala és 0,075 m. Calculem el nostre RN a la cambra d'assaigs amb els extrems de l'interval de velocitats que s'obtenen en ell.

$$RN = \frac{v l \rho}{\mu} \quad RN = \frac{5,2 \cdot 0,075 \cdot 1,22}{1,78 \cdot 10^{-5}} = 26.730 \quad RN = \frac{11 \cdot 0,075 \cdot 1,22}{1,78 \cdot 10^{-5}} = 56.545$$

5. Càlcul del punt de transició i l'espessor de la capa límit

Tal i com vam veure en la figura 13 d'aquest treball la transició de la capa límit tenia lloc a un $RN = 0,5 \cdot 10^6$ pel que, en ser molt més elevat que el nostre RN, deduïm que en la nostra ala existirà un règim laminar en tota la seva superfície a menys que nosaltres forcem la transició.

Pel que fa al gruix de la nostra capa límit, podem calcular si tenim en compte l'equació 37 que ens permetia calcular en règim laminar.

$$\delta = \frac{5,2x}{RN} = \frac{5,2 \cdot 0,075}{26730} = 14,5 \mu m \quad \text{o} \quad \delta = \frac{5,2 \cdot 0,075}{56545} = 6,9 \mu m$$

Com més elevat és el RN menys gruix té la capa laminar a causa de l'augment de la velocitat (més adhesió). En canvi, a règim turbulent (equació 38):

$$\delta = \frac{0,37x}{RN^{0,2}} = \frac{0,37 \cdot 0,075}{26730^{0,2}} = 3,61 \text{ mm} \quad \text{o} \quad \delta = \frac{0,37 \cdot 0,075}{56545^{0,2}} = 3,11 \text{ mm}$$

Observem que la capa té més gruix a règim turbulent i que, com més velocitat porta el fluid del seu interior més prima es presenta.

6. Calcular el mínim C_L que ha d'existir per a que hi hagi sustentació

Per saber això hem de recordar la següent equació $W = \frac{1}{2} \rho v^2 \cdot S_w \cdot C_L$ que ens permet saber el coeficient a partir del qual l'ala comença a sustentat-se. Sabent que la superfície de la nostra ala és de 75 cm² i el seu pes de 40 gr ja podem calcular:

$$C_L = \frac{2W}{\rho \cdot v^2 \cdot S_w} \quad C_L = \frac{0,08}{1,22 \cdot 5,2^2 \cdot 7,5 \cdot 10^{-3}} = 0,32 \quad \text{o} \quad C_L = \frac{0,08}{1,22 \cdot 11^2 \cdot 7,5 \cdot 10^{-3}} = 0,07$$

Pot notar-se la gran diferència que es produeix a l'augmentar la velocitat.

8.2 GRÀFICS OBTINGUTS AMB XFLR5 PER A UN PERFIL NACA 23012

El primer a lo que es procedeix és a dissenyar el nostre perfil alar NACA 23012. A la figura 100 s'especifiquen les seves dimensions.

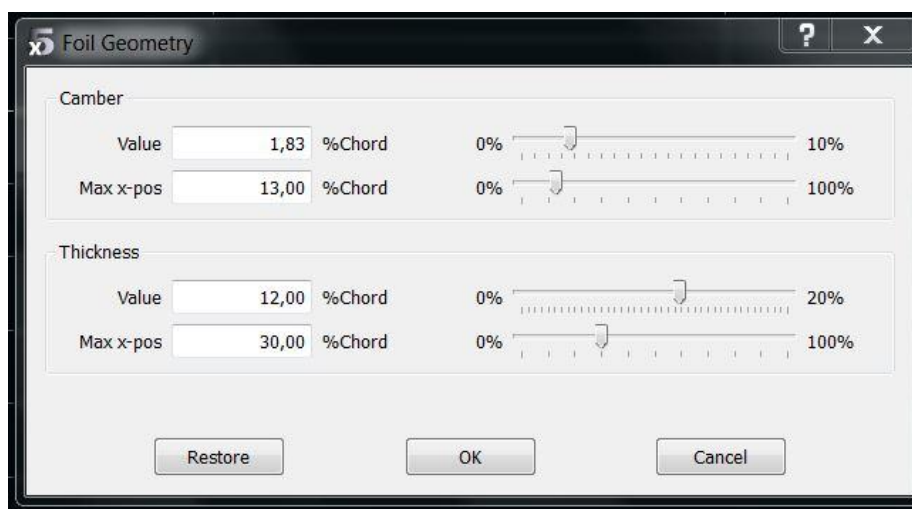


Figura 100. *Camber* és la curvatura del perfil i on indica *value* i *max-x-pos* es refereix a la curvatura màxima i a la regió de curvatura màxima respectivament. *Thickness* és l'espessor del perfil i de nou en les caselles següents s'especifica el valor d'aquest i la regió en funció de la curvatura.

Font: pròpia

El següent pas és determinar els paràmetres als que es portarà a terme l'anàlisi per a que aquest sigui el més fidel possible a la experiència real.

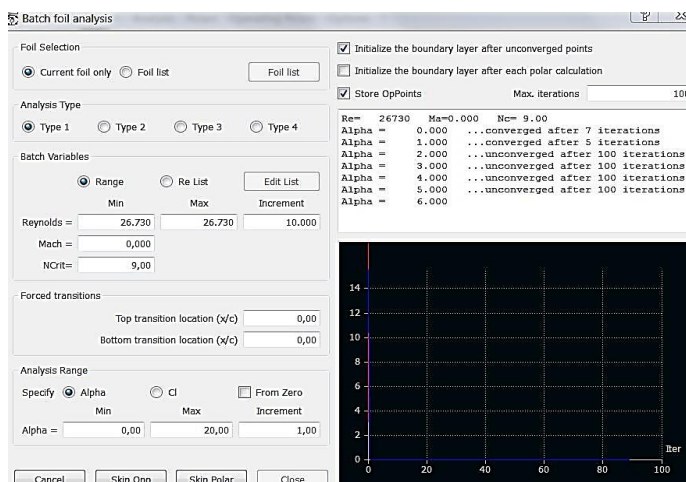


Figura 101. S'introdueix el nombre de Reynolds calculat i, atès que no es produirà transició de la capa límit a aquest RN, es deixen els apartats de *Forced transitions* a zero. Fixem l'angle màxim a 20°.

Font: pròpia

Una vegada realitzat l'anàlisi anem a estudiar les gràfiques que s'hi generen.

8.2.1 GRÀFICA C_p PER UN PERFIL NACA 23012

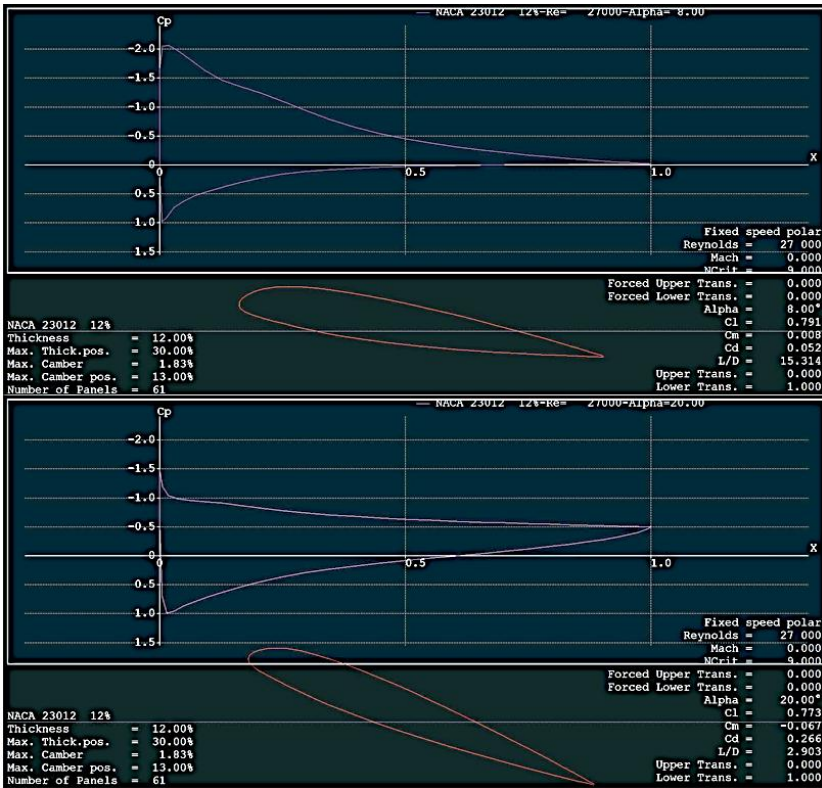


Figura 102. La imatge superior mostra les pressions de extradós i intradós per al perfil amb angle de 8° i la inferior a 20° . S'observa que en el primer cas el gradient de pressions és molt més gran que en el segon a causa del fenomen de la pèrdua que s'ha produït en un interval entre aquests dos angles.

Font: pròpia

8.2.2 GRÀFICA C_L - α PER UN PERFIL NACA 23012

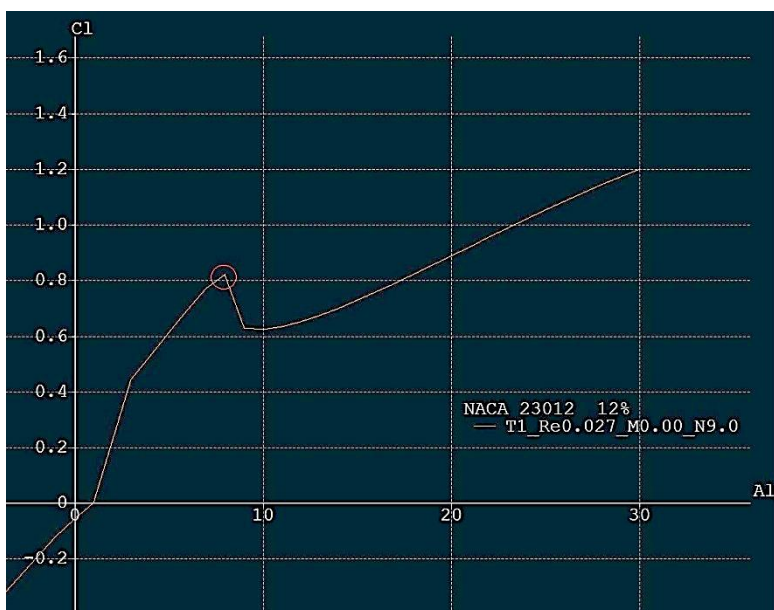


Figura 103.

Font: pròpia

En el gràfic es percep:

- **L'entrada en pèrdua** del perfil (marcada per una circumferència vermella).
- La gràfica **torna a créixer** després de l'entrada en pèrdua però en aquest cas els valors de C_D són ja massa elevats com per tenir-ho en compte.
- Perquè el nostre perfil s'elevés havia d'existir un coeficient mínim de 0,32 que, en ampliar el gràfic, hem comprovat que es produeix a un α de $2,4^\circ$. Així doncs, perquè el perfil se sustenti s'ha de col·locar aquest a un angle de $2,4^\circ$.

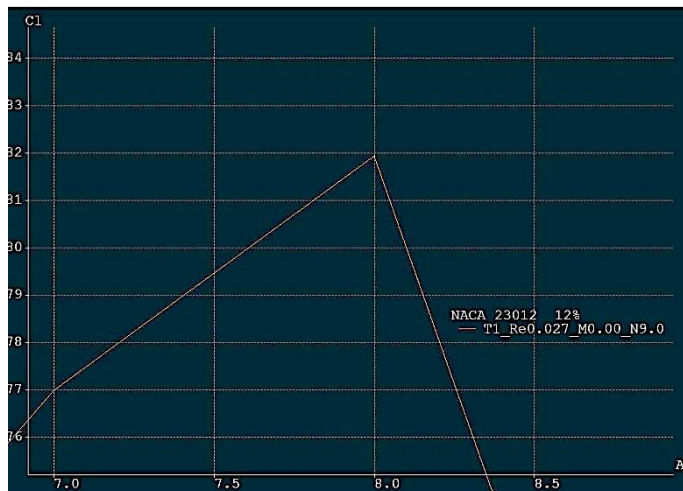


Figura 104. Veiem que coincideix l'angle en què es produeix el $C_{Lm\acute{a}x}$ amb l'angle en què es produeix major gradient de pressions a la figura 102.

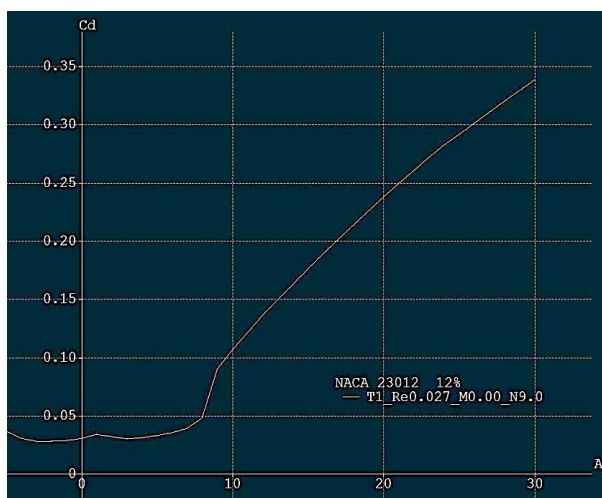
Font: pròpia

Amb les dades de la figura 104 ja podem calcular la velocitat mínima que ha d'existir per sobre del nostre perfil quan aquest es col·loqui a un angle de 8° perquè l'ala no caigui en entrada en pèrdua.

En l'equació 56 del treball trobem com calcular sabent en aquest cas que el $C_{Lm\acute{a}x} = 0,82$.

$$v_{crit} = \sqrt{\frac{2W}{S_W \cdot \rho \cdot C_{Lm\acute{a}x}}} = \sqrt{\frac{0,08}{7,5 \cdot 10^{-3} \cdot 1,22 \cdot 0,82}} = 3,26 \text{ m/s}$$

8.2.3 GRÀFICA C_D - α PER UN PERFIL NACA 23012



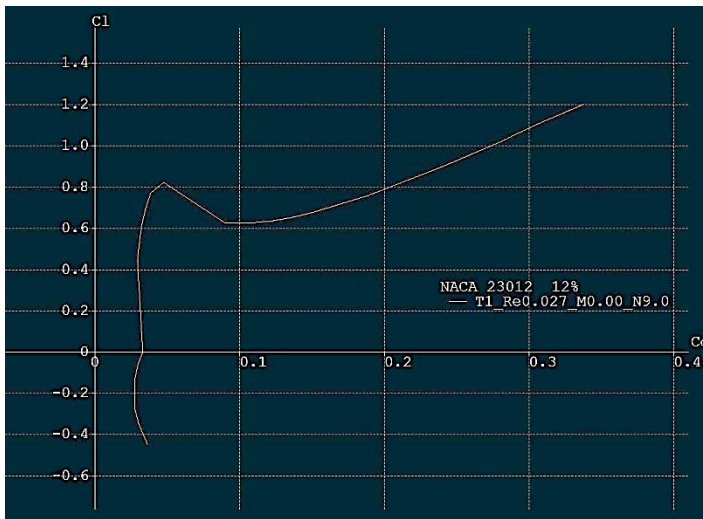
Veiem que:

- Amb angles petits el C_D es manté petit atès que la C_{Di} no té gaire efecte i a mesura que l'angle creix, i el seu efecte amb ell, el C_D s'eleva sobtadament.
- Hi ha un moment de C_D mínim que ampliant el gràfic es pot comprovar que es produeix a un α de 7° quan hi ha un $C_D = 0,039$.

Figura 105.

Font: pròpia

8.2.4 GRÀFICA C_D - C_L PER UN PERFIL NACA 23012



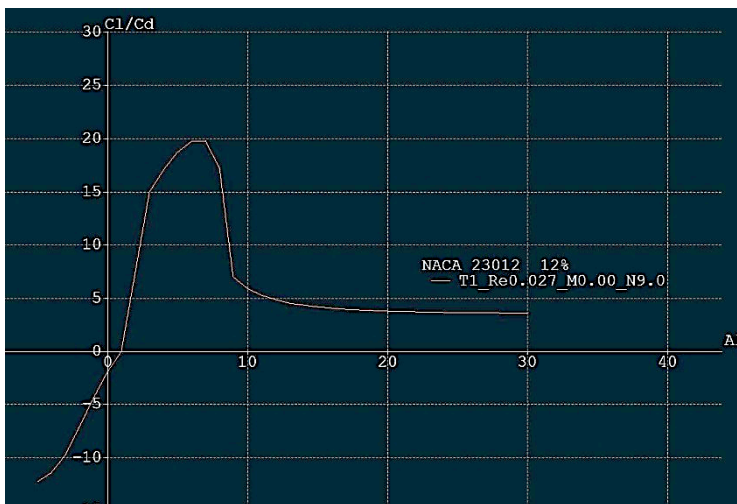
Si tracéssim una tangent a cadascun dels punts d'aquesta gràfica podríem saber on es produeix el màxim C_L respecte al C_D .

Més pràctic que l'anterior per això és la gràfica L/D - α que ens informa directament d'aquest punt mitjançant un punt relatiu a ella.

Figura 106.

Font: pròpia

8.2.5 GRÀFICA L/D - α PER UN PERFIL NACA 23012



Aquesta és de les gràfiques més significatives de les quatre anteriors per la informació que és capaç de proporcionar-nos. En ella podem saber l'**angle de màxim rendiment** de la nostra ala.

Ampliant veiem que aquest punt té lloc a un α de 7° quan el valor de C_L/C_D és de 19,7.

Figura 107.

Font: pròpia

	Alpha	C_L	C_D	C_m	X_{Tr_top}	X_{Tr_bot}	C_L/C_D
1	-5,000	-0,446	0,036	-0,012	1,000	-0,000	-12,243
2	-4,000	-0,349	0,030	-0,007	1,000	-0,000	-11,447
3	-3,000	-0,273	0,028	-0,000	1,000	-0,000	-9,761
4	-2,000	-0,197	0,028	0,005	1,000	-0,000	-7,137
5	-1,000	-0,124	0,028	0,009	1,000	-0,000	-4,389
6	0,000	-0,058	0,030	0,011	1,000	-0,000	-1,929
7	1,000	-0,002	0,034	0,011	1,000	-0,000	-0,070
8	3,000	0,442	0,030	-0,006	-0,000	1,000	14,911
9	4,000	0,526	0,031	-0,002	-0,000	1,000	17,008
10	5,000	0,610	0,033	0,001	-0,000	1,000	18,635
11	6,000	0,692	0,035	0,005	-0,000	1,000	19,639
12	7,000	0,770	0,039	0,007	-0,000	1,000	19,702
13	8,000	0,819	0,048	0,009	-0,000	1,000	17,142
14	9,000	0,627	0,090	-0,009	-0,000	1,000	6,985
15	10,000	0,623	0,106	-0,015	-0,000	1,000	5,858
16	11,000	0,632	0,121	-0,020	-0,000	1,000	5,213

Per veure més exactament els punts que hem comentat es mostren a la taula 12 els valors principals.

Taula 12.

Llegenda:

- En vermell les columnes d'interès.
- En groc es remarca que encara amb angle 1° en aquest perfil i amb aquestes condicions el C_L és negatiu.
- En verd s'assenyalen l'angle i el $C_{Lm\grave{a}x}$.
- En taronja es donen els valors exactes de l'angle i C_L/C_D al punt més òptim.

Font: pròpia

8.3 DISSENY DE LA SUPERFÍCIE ALAR

Un cop tenim els gràfics que ens informen de les variables que afecten al perfil alar ja podem, aprofitant els paràmetres de les anàlisis anteriors, dissenyar la nostra ala en 3D (figura 108).

A la figura 109 es mostra el panell amb les dades per a l'anàlisi, calculats anteriorment, i en la figura 110 es pot visualitzar la distribució de pressions que ens genera el software.

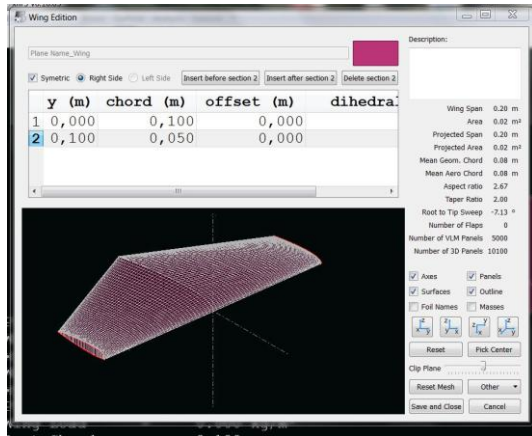


Figura 108. En el nostre cas és només una ala on l'envergadura són 10 cm, la corda per l'arrel de l'ala són 10 cm i per la punta són 5 cm.

Font: pròpia

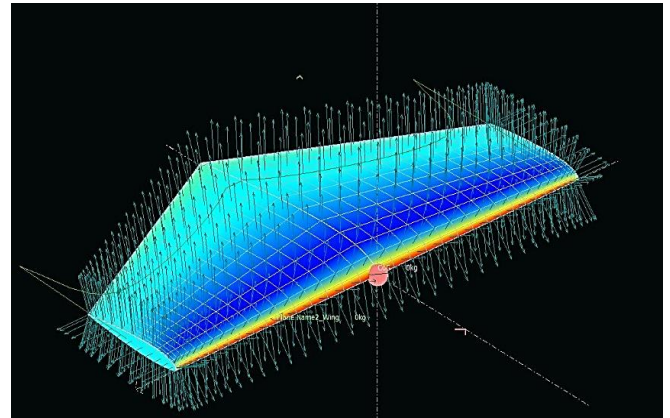


Figura 109. Veiem que les pressions més baixes (blau fosc) tenen lloc a la part frontal de l'extradós i les més elevades es produeixen en l'intradós. A la imatge es representen les normals dels panells de la superfície.

Font: pròpia

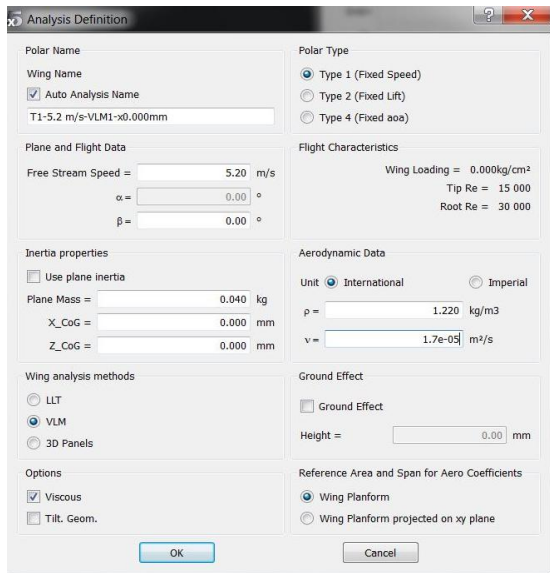


Figura 110. Simulació amb viscositat
Free stream speed: velocitat del corrent lliure d'aire.
Plane mass: massa de les ales (en aquest cas).
 Font: pròpia

A l'apartat 7.3 es va especificar quins eren els objectius experimentals d'aquest treball i com es realitzarien. Un cop realitzats, hem obtingut uns resultats que, en tot moment, hem intentat vincular amb els exposats en els estudis de l'apartat 6 per poder així trobar similituds i diferències i, finalment, extreure les nostres pròpies conclusions sobre l'experiència.

9.1 LA VARIACIÓ DE LA TRAJECTÒRIA DEL FLUX AMB DIFERENTS WINGLETS

A l'apartat 6.4 vam introduir un estudi que, mitjançant sensors, obtenia els valors de pressió sobre l'ala per a diferents *winglets*. Atès que nosaltres no disposem d'aquest material hem triat un altre mètode. La distribució de pressions en un perfil està íntimament vinculada amb la trajectòria del flux, per tant, si observem les línies de corrent d'aquest sobre de la superfície podem percebre un comportament diferent.

Per a això hem acoblat a la nostra ala fils i, amb el ventilador, hem fet la mateixa experiència en tots els *winglets* per obtenir resultats de cada un d'ells a diferents angles.

9.1.1 TRAJECTÒRIA DEL FLUX A $\alpha 0^\circ$

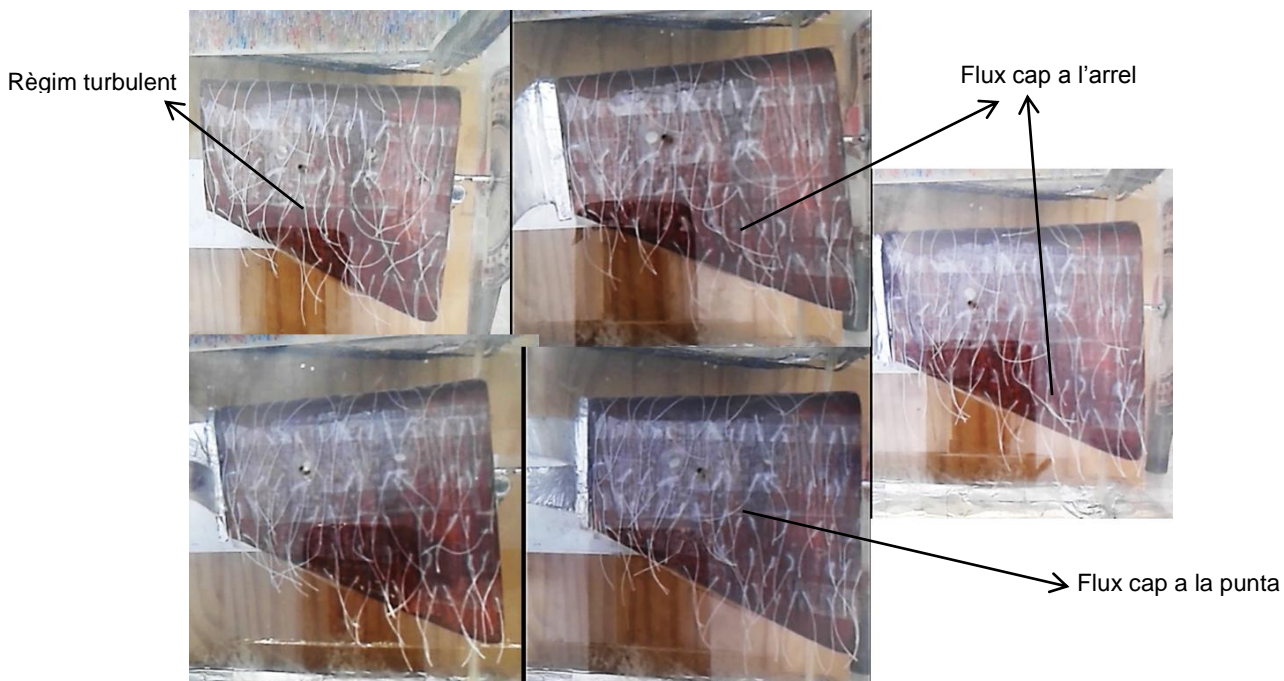


Figura 111. Els fils reflecteixen la trajectòria de les línies del fluid a través de la superfície alar amb $\alpha 0^\circ$. A la primera fila a l'esquerra hi trobem l'ala sense *winglet*, la segona correspon a una ala equipada amb *Blended winglet*, la tercera correspon a un *Wing-grid winglet* i les dues últimes a un *AFT Spiroid* i un *FWD Spiroid* respectivament.

Font: pròpia

1. **Ala sense *winglet*.** En aquesta imatge és perceptible que la transició de la capa límit es produeix a partir de la tercera línia de fils i que les turbulències es van fent

més visibles com més ens acostem a l'arrel de l'ala. Observem que al centre hi ha una disposició dels fils confusa, alguns es veuen succionats cap a l'arrel de l'ala i altres cap a la punta d'aquesta.

2. **Blended winglet.** Amb aquest *winglet* ja es percep el canvi de tendència de la trajectòria del fluid. Veiem a la part del darrere que els fils es posicionen en una direcció, cap a l'arrel de l'ala. Això es deu a la depressió que forma el propi *winglet* a la seva superfície en passar l'aire al voltant seu.
3. **Wing-grid winglet.** A la fotografia podem veure com la trajectòria del fluid no es modifica molt en comparació amb el *Blended winglet*, tots dos tendeixen a desviar el flux cap a l'arrel. El que si es percep és un increment de la pressió a la v.a que, si recordem el gràfic de la figura 70, podem comprovar que es corroboraria en aquesta imatge.
4. **AFT Spiroid.** En aquest *winglet* percebem una clara suavització de la turbulència que veïem a l'ala sense *winglet*.
5. **FWD Spiroid.** En aquest cas veiem com la trajectòria del flux tendeix a anar cap a la punta de l'ala, al contrari que en el *Blended* i el *Wing-grid*. Això pot ser degut al fet de tenir el començament de l'espiral per davant i per darrere tenir la part oberta, el flux d'aire que travessa el final del *winglet* succiona el flux de la superfície. D'altra banda també és perceptible la suavització de la turbulència.

9.1.2 TRAJECTÒRIA DEL FLUX A $\alpha 10^\circ$

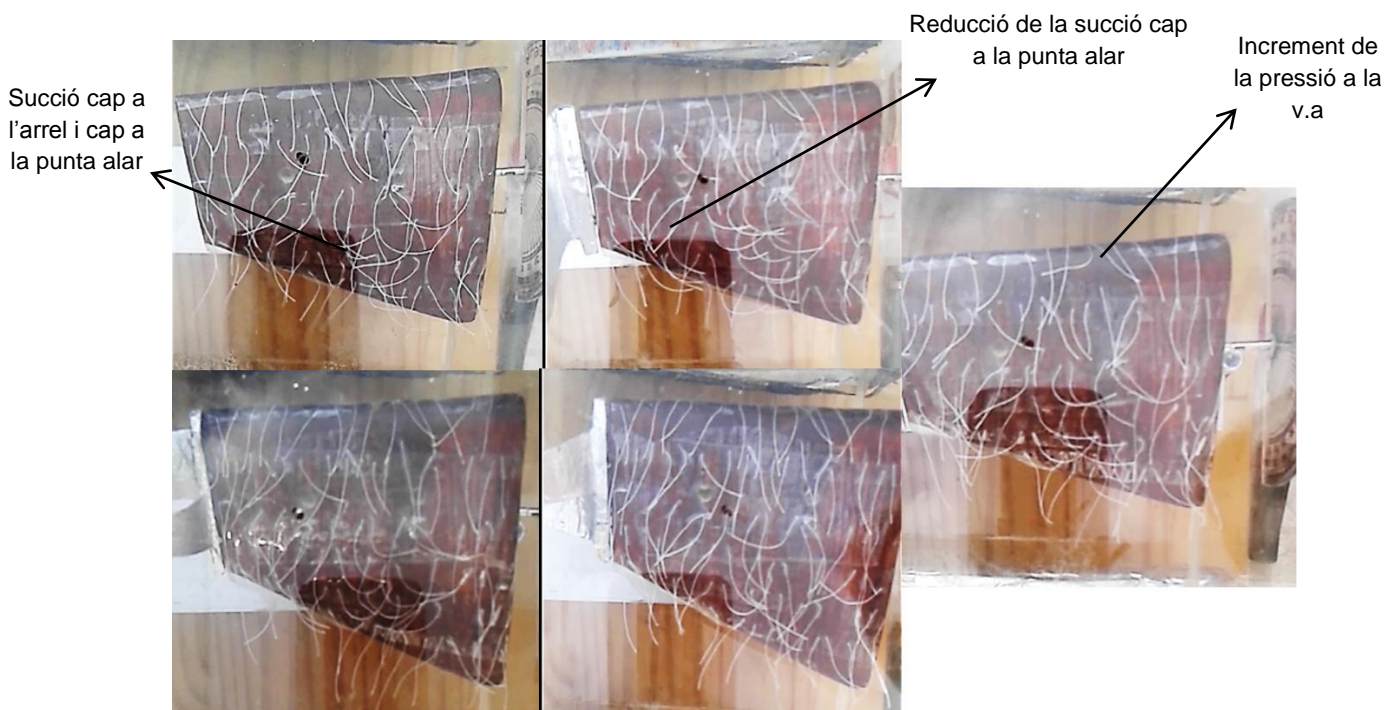


Figura 112. Els fils reflecteixen la trajectòria de les línies del fluid a través de la superfície alar amb $\alpha 10^\circ$.

A la primera fila a l'esquerra hi trobem l'ala sense *winglet*, la segona correspon a una ala equipada amb *Blended winglet*, la tercera correspon a un *Wing-grid winglet* i les dues últimes a un *AFT Spiroid* i un *FWD Spiroid* respectivament.

Font: pròpia

1. **Ala sense winglet.** A 10° ja veiem com en tots els casos el règim turbulent s'avança a la corda del perfil. A la superfície sense *winglet* la trajectòria del flux continua sent desordenada i els fils tendeixen a separar-se en el centre d'aquesta, uns succionats cap a l'arrel i els altres cap al remolí de la punta alar.
2. **Blended winglet.** En aquest cas veiem que, al contrari que amb l'ala sense *winglet*, els fils que tendeixen cap a la punta alar estan sotmesos a una succió més reduïda, això és un indicatiu que el remolí generat ha estat desplaçat de la punta alar pel *Blended winglet* i que, per tant, es manté el gradient favorable de pressions que es requereix tal com vam veure a l'apartat 6.4.2.
3. **Wing-grid winglet.** A l'apartat 6.4.4 havíem vist en el gràfic de pressions d'aquest *winglet* a la v.a presentava una sobtada pujada de pressió. Veiem en aquesta imatge el representat en el gràfic si observem el moviment dels fils de la v.a de la nostra ala. D'altra banda presenta una trajectòria del flux semblant a l'ala sense *winglet*, desordenada.
4. **AFT Spiroid.** A l'apartat 6.4.3 en el gràfic de la figura 68 es constata que la distribució de pressions en la superfície era molt semblant a la d'una ala sense *winglet*. A la fotografia percebem, en efecte, una trajectòria desordenada que, tot i així presenta una succió a la punta alar més suau.
5. **FWD Spiroid.** A la fotografia pot ser que no es percebi adequadament però, en realitzar l'experiència es va observar com els fils tendien a enganxar-se a la paret de l'espiral del *winglet*. El que sí es distingeix és la tendència del flux, igual que a angle nul, a desplaçar-se cap a la punta alar.

9.1.3 TRAJECTÒRIA DEL FLUX A $\alpha 20^\circ$

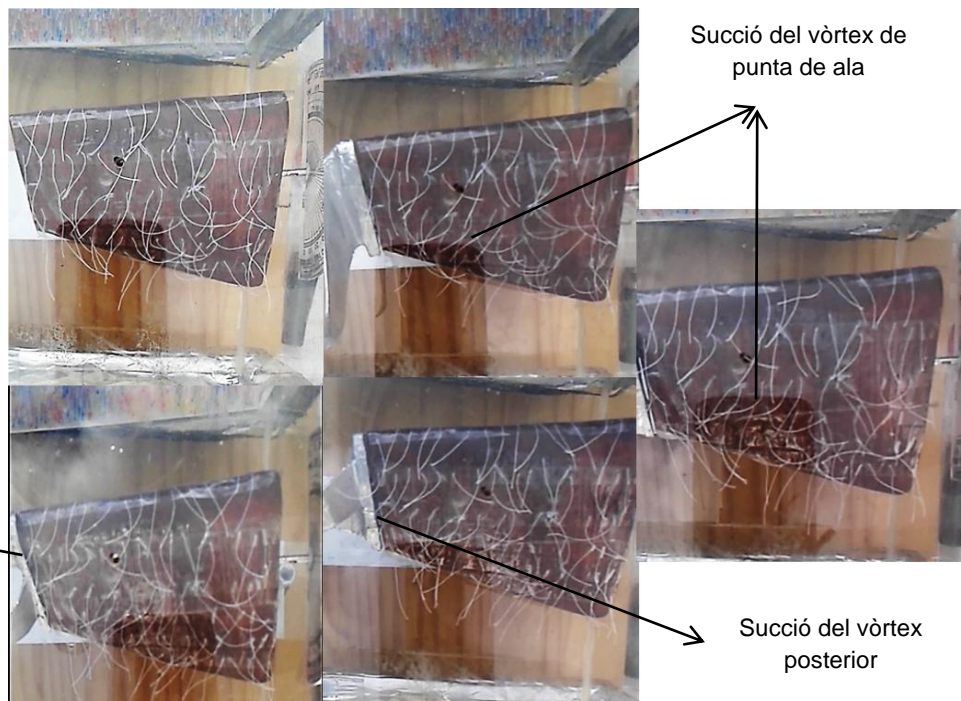


Figura 113. Els fils reflecteixen la trajectòria de les línies del fluid a través de la superfície alar amb $\alpha 20^\circ$.

A la primera fila a l'esquerra hi trobem l'ala sense *winglet*, la segona correspon a una ala equipada amb *Blended winglet*, la tercera correspon a un *Wing-grid winglet* i les dues últimes a un *AFT Spiroid* i un *FWD Spiroid* respectivament.

Font: pròpia

1. **Ala sense winglet.** La disposició dels fils a 20° no difereix en gran mesura de l'ala a 10° .

2. **Blended winglet.** Tal i com veurem en l'experiència del fum es constata que com més angle adopta el perfil més força presenta el vòrtex de punta alar (més importància té la resistència induïda). En aquesta fotografia s'observa la influència del vòrtex en veure la succió que provoca en els fils més propers a ell.
3. **Wing-grid winglet.** De la mateixa manera que amb el *Blended winglet*, a major grau es nota la presència del vòrtex de punta d'ala en la direcció dels fils de la perifèria.
4. **AFT Spiroid.** Als 20° és quan percebem la diferència de comportament d'un *Spiroid winglet* enfront dels altres. En aquest cas ens interessa la trajectòria que adopten els fils que envolten el *winglet*, atès que els del centre de la superfície tenen un comportament similar al dels altres comentats. L'espiral oberta de l'*AFT Spiroid* provoca que els fils es desplacin cap a l'obertura principal, és a dir, es presenta una pujada de pressions prop de la v.a a causa de la geometria del *winglet*. Aquest mateix comportament va ser el que vam destacar a l'apartat 6.4.3 del treball.
5. **FWD Spiroid.** A diferència de l'*AFT Spiroid* però seguint amb la mateixa analogia de comportament del fluid, en un *FWD Spiroid* els fils són succionats per la cavitat posterior oberta de l'espiral mentre que a la v.a es produeix una depressió a causa de la paret de l'espiral.

De tot l'analitzat en aquest experiment això últim és el més rellevant. Segons aquests resultats i, unint-los amb els estudis vistos en la part teòrica del treball, podem deduir el següent:

- El **Blended winglet** manté un gradient favorable de pressions a angles relativament petits.
- Un **Wing-grid winglet** presenta una trajectòria del fluid i, per tant, un gradient de pressions en la superfície molt semblant al d'una ala sense *winglet*.
- El **Spiroid winglet** presenta una resposta diferent a la trajectòria del flux quan s'augmenta l'angle d'atac i, per tant, quan més presència té la resistència induïda.
 - A l'**AFT Spiroid**, a causa de la geometria oberta de l'espiral per davant i tancada per darrere, es produeix un gradient favorable de pressions prop de la v.a i, a mesura que s'acosta a la v.s aquest gradient de pressions no es manté.
 - Al **FWD Spiroid**, a causa de la geometria tancada de l'espiral per davant i oberta per darrere, es produeix un gradient de pressions favorable a prop de la v.s, és a dir, en aquells valors de la corda on el gradient de pressions tendeix a incrementar-se a causa del desprendiment de la capa.

9.2 VÒRTEX GENERATS AMB DIFERENTS WINGLETS

En l'apartat 6.3 d'aquest treball vam exposar els estudis d'una universitat de Teheran que analitzava la distribució de pressions darrere d'una ala equipada amb diferents *winglets*. De nou, nosaltres no disposem de la tecnologia que es requereix per detectar variacions de pressió amb tanta precisió i, per això, hem optat per un altre mètode que també ens porti a determinades conclusions.

Per a això hem realitzat fum descomponent aigua oxigenada del 30% mitjançant diòxid de manganès, originant d'aquesta manera un vapor d'aigua dens i dotat de velocitat inicial que ens permetés visualitzar la trajectòria del fluid i els remolins que es generen darrere de cada perfil.

Analitzant el desplaçament i la forma dels remolins que genera cada *winglet* podem discernir quin d'ells presentaria unes característiques més òptimes per a la reducció de la resistència induïda.

9.2.1 VÒRTEX GENERATS DARRERE DEL PERFIL AMB $\alpha 0^\circ$

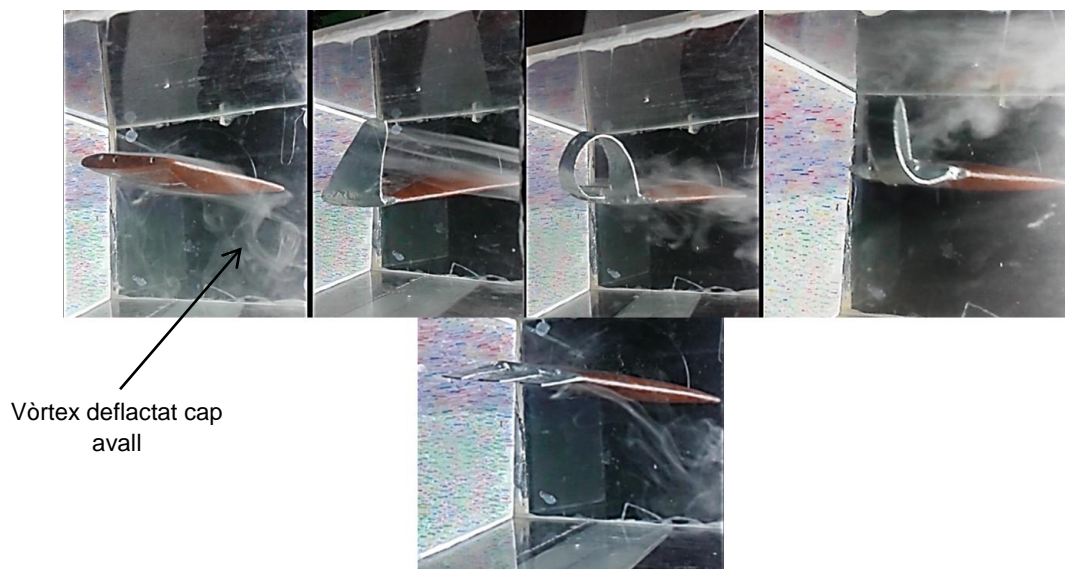


Figura 114. Trajectòria que realitzaria l'aire a través dels diferents winglets amb $\alpha 0^\circ$. Ala sense *winglet*, *Blended winglet*, *AFT Spiroid*, *FWD Spiroid* i *Wing-grid winglet* respectivament.

Font: pròpia

1. **Ala sense *winglet*.** S'ha pogut observar que el flux de l'extradós i el del intradós a la punta alar o en l'arrel de l'ala (en aquesta fotografia és a l'arrel) s'uneixen originant una deflexió de l'aire del voltant cap avall en forma de vòrtex.
2. ***Blended winglet*.** En aquesta imatge es visualitza molt bé l'acció "d'ala en vertical" que realitza el *Blended winglet*, unint els corrents de l'intradós i l'extradós a una certa alçada que impedeixi la deflexió de l'aire circumdant al voltant de l'ala.
3. ***AFT Spiroid*.** S'observa com el *winglet* dispersa el remolí en forma de tub, de manera que el dirigeix cap a una trajectòria concreta i sempre amb la mateixa intensitat.

4. **FWD Spiroid.** Igual que amb l'*AFT Spiroid*, aquest també adreça el remolí amb una única diferència, l'eleva per sobre de l'ala.
5. **Wing-grid winglet.** Aquest *winglet*, com es veurà més endavant, origina un remolí dirigit cap avall però amb una forma peculiar.

9.2.2 VÒRTEX GENERATS DARRERE DEL PERFIL AMB $\alpha 10^\circ$

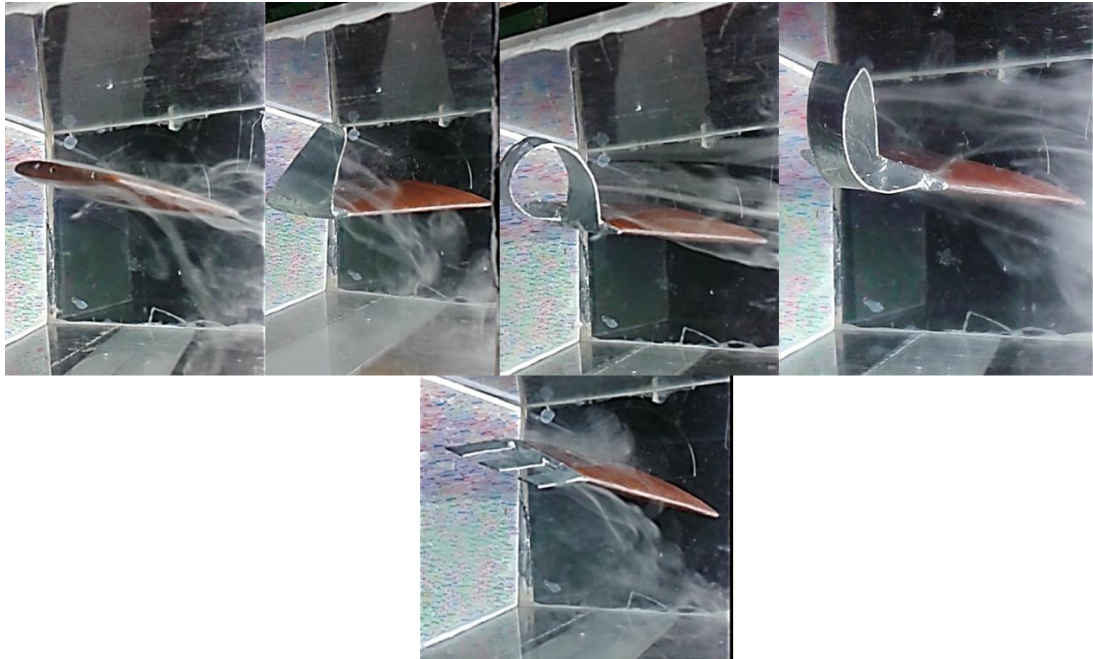


Figura 115. Trajectòria que realitzaria l'aire a través dels diferents winglets amb $\alpha 10^\circ$. Ala sense *winglet*, *Blended winglet*, *AFT Spiroid*, *FWD Spiroid* i *Wing-grid winglet* respectivament.

Font: pròpia

1. **Ala sense *winglet*.** Observem el mateix comportament que amb angle 0° .
2. ***Blended winglet*.** Notem que, a mesura que creix l'angle, tot el corrent que passava al voltant d'ell i que aconseguia elevar a 0° , es veu desplaçat cap avall amb el mateix angle que l'ala.
3. ***AFT Spiroid*.** A 10° manté la trajectòria del vòrtex semblant a la que presenta amb 0° .
4. ***FWD Spiroid*.** A 10° manté la trajectòria del vòrtex semblant a la que presenta amb 0° .
5. ***Wing-grid winglet*.** Durant l'experiència es va visualitzar com l'aire passava per les diferents ranures del *winglet*, superposant-se el flux desplaçat per cadascuna d'elles l'un sobre l'altre i generant un vòrtex cap avall.

9.2.3 VÒRTEX GENERATS DARRERE DEL PERFIL AMB α 20°

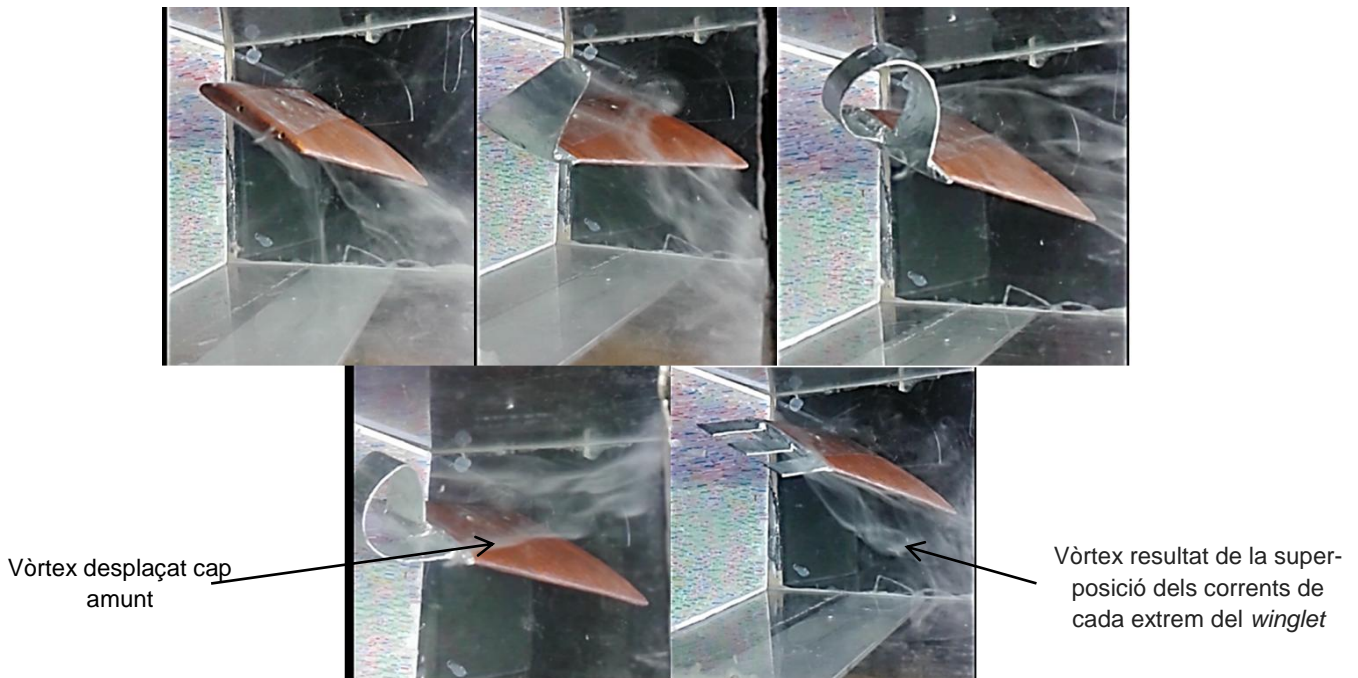


Figura 116. Trajectòria que realitzaria l'aire a través dels diferents winglets amb α 20°. Ala sense winglet, Blended winglet, AFT Spiroid, FWD Spiroid i Wing-grid winglet respectivament.

Font: pròpia

1. **Ala sense winglet.** Amb un angle de 20° la deflexió que produeix l'ala al voltant de tota la seva envergadura ja és destacable. Veiem com l'aire de la v.s es deflacta cap avall pertorbant l'aire circumdant.
2. **Blended winglet.** Durant l'experiència es va observar que el *Blended winglet* desplaçava el vòrtex generat cada vegada més cap avall a mesura que creixia l'angle.
3. **AFT Spiroid.** En aquestes imatges és evident la gran diferència entre la resposta d'un *Blended winglet* i un *Spiroid*, veiem com, mentre el *Blended* ha desplaçat dràsticament el remolí cap avall, l'*AFT* en aquest cas segueix mantenint la trajectòria del vòrtex perpendicular al corrent.
4. **FWD Spiroid.** A diferència de la resta de *winglets* i, en concret, de l'*AFT*, el *FWD* ha desplaçat el remolí cap amunt, a una alçada molt superior a la de l'altre *Spiroid*. Això ens estaria corroborant els resultats que va obtenir la universitat de Teheran (apartat 6.3.3 del treball).
5. **Wing-grid winglet.** Observem la curiosa forma de tirabuixó que adopta el remolí originat per aquest *winglet*. També cal destacar que, a diferència del comportament del *Blended winglet*, el *Wing-grid* deflacta menys corrent circumdant al seu pas atès que la propagació del seu vòrtex és plana, mentre que la del vòrtex del *Blended* és en vertical cap avall.

9.2.4 VÒRTEX GENERATS DARRERE DEL PERFIL AMB α 40°



Figura 117. Trajectòria que realitzaria l'aire a través dels diferents winglets amb α 40°. Ala sense *winglet*, *Blended winglet*, *AFT Spiroid*, *FWD Spiroid* i *Wing-grid winglet* respectivament.

Font: pròpia

1. **Ala sense *winglet*.** S'observa la deflexió de l'aire al voltant de tota la superfície de l'ala.
2. ***Blended winglet*.** Es percep el mateix comportament que a 20°.
3. ***AFT Spiroid*.** Amb un angle de 40° aquest *winglet* segueix dirigint el remolí a una alçada òptima.
4. ***FWD Spiroid*.** És destacable la resposta que ofereix un *FWD Spiroid* a mesura que s'augmenta l'angle d'atac. Veiem que continua desplaçant el remolí cap amunt, per tant aconseguir una reducció de la resistència induïda a aquests angles que els altres *winglets* no són capaços d'oferir.
5. ***Wing-grid winglet*.** La resposta del *winglet* a 20° és similar a la que s'obté a 40°.

9.2.5 VÒRTEX GENERATS DARRERE DEL PERFIL AMB $\alpha -10^\circ$

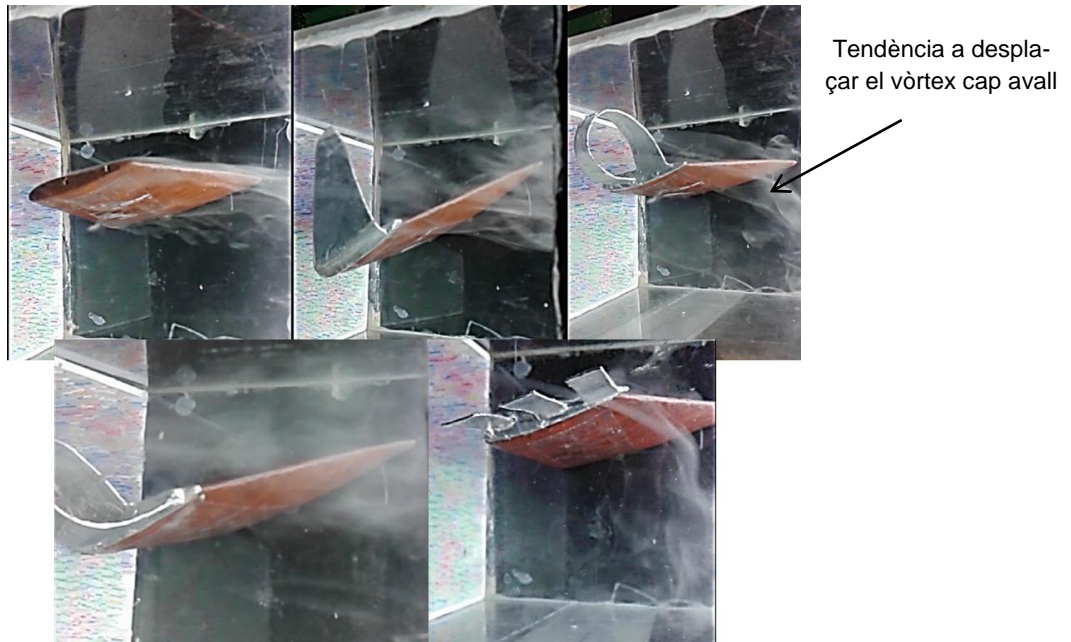


Figura 118. Trajectòria que realitzaria l'aire a través dels diferents winglets amb $\alpha 40^\circ$. Ala sense *winglet*, *Blended winglet*, *AFT Spiroid*, *FWD Spiroid* i *Wing-grid winglet* respectivament.

Font: pròpia

1. **Ala sense *winglet*.** S'observa la interferència entre el corrent de l'extradós i el del intradós als vòrtex que s'aprecien a l'arrel de l'ala.
2. ***Blended winglet*.** A -10° el vòrtex en aquest *winglet* segueix una trajectòria perpendicular al corrent.
3. ***AFT Spiroid*.** Podem visualitzar com, amb angle negatiu, l'*AFT Spiroid* presenta un comportament contrari al que ofereix amb angles elevats. El remolí segueix una trajectòria parabòlica, que tendeix a desplaçar-se cap avall.
4. ***FWD Spiroid*.** Durant l'experiència es va comprovar que el *FWD Spiroid* també tenia la mateixa tendència a deflactar el vòrtex que la de l'*AFT Spiroid*.
5. ***Wing-grid winglet*.** Les respostes obtingudes d'un *Wing-grid* a angle negatiu són molt similars a les vistes anteriorment. El vòrtex tendeix a desplaçar-se cap a sota.

9.2.6 VÒRTEX GENERATS DARRERE DEL PERFIL AMB $\alpha -20^\circ$

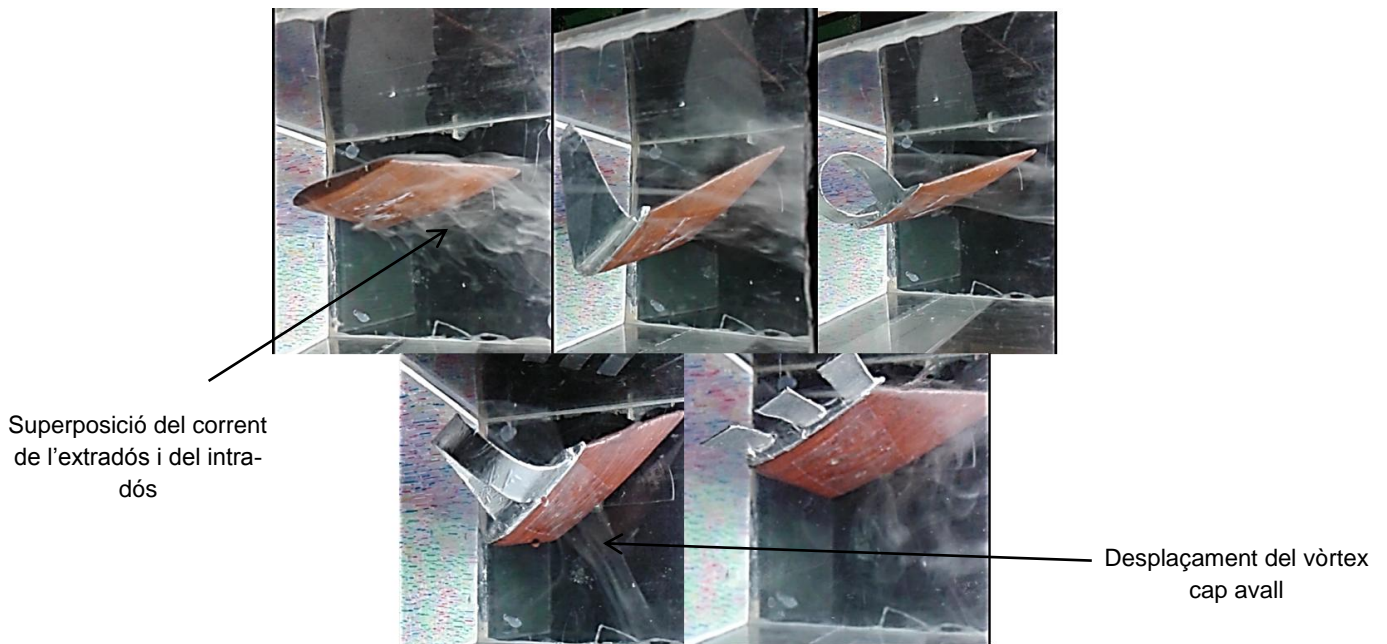


Figura 119. Trajectòria que realitzaria l'aire a través dels diferents winglets amb $\alpha 40^\circ$. Ala sense *winglet*, *Blended winglet*, *AFT Spiroid*, *FWD Spiroid* i *Wing-grid winglet* respectivament.

Font: pròpia

1. **Ala sense *winglet*.** Observem que, a mesura que reduïm l'angle, els vòrtex generats per la superposició de corrents es veuen incrementats, en aquest cas, a l'arrel de l'ala. En un avió real no es produirien aquests remolins en aquesta zona atès que l'arrel està enganxada al fuselatge de l'avió. Però sí que es pot observar que són aquests mateixos remolins els que es generen a la punta alar.
2. ***Blended winglet*.** Durant el procés es va poder advertir el mateix comportament que a -10° , és a dir, el *Blended winglet* a angle negatiu manté una trajectòria del vòrtex en línia recta.
3. ***AFT Spiroid*.** De nou es va apreciar com el *Spiroid winglet* amb angle negatiu tenia tendència a desplaçar el remolí en forma parabòlica cap avall.
4. ***FWD Spiroid*.** Amb angle negatiu el *FWD Spiroid* desplaça el remolí cap a baix fins i tot més que un *AFT Spiroid*.
5. ***Wing-grid winglet*.** Durant l'experiència vam poder observar que en aquest *winglet*, a mesura que se li reduïa l'angle, el remolí pla que aconseguíem amb angles positius el perdia.

9.2.7 ALTRES COMPORTAMENTS OBSERVATS DURANT L'EXPERIÈNCIA

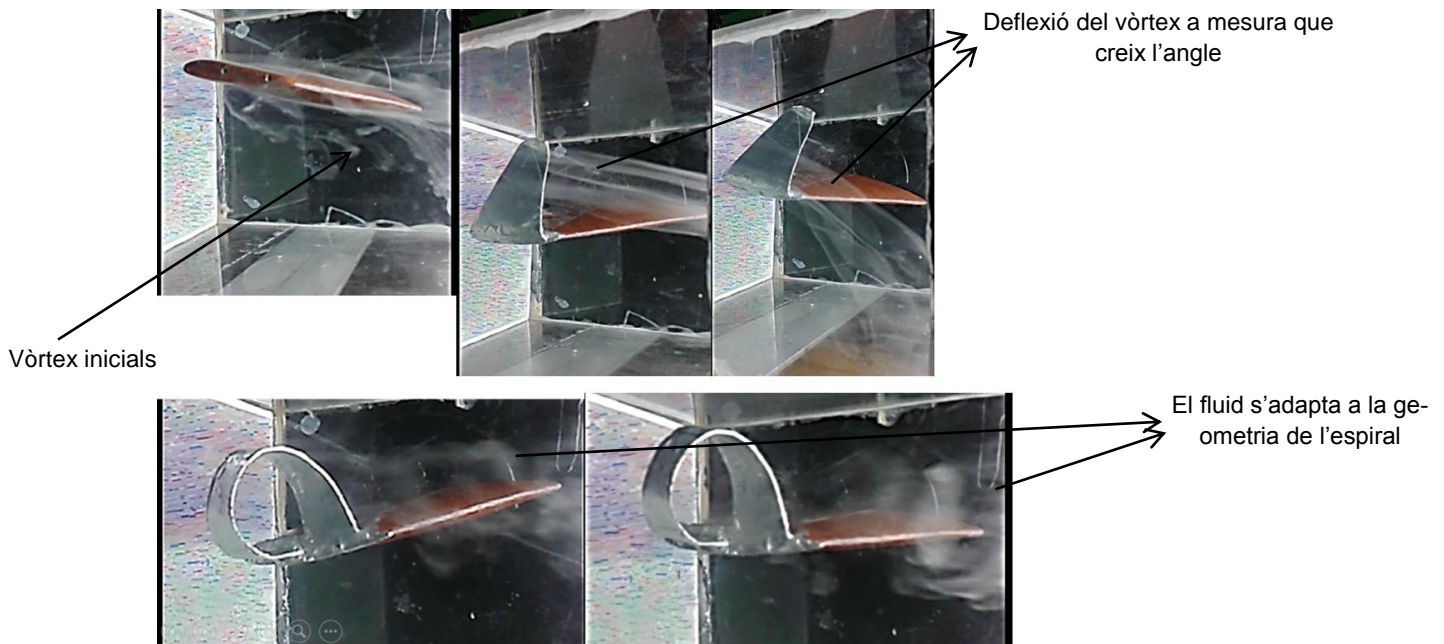


Figura 120. Trajectòria realitzada pel fum en, respectivament, una ala sense *winglet*, una ala amb *Blended winglet* un *FWD Spiroid* i un *AFT Spiroid*.

Font: pròpia

En aquestes fotografies s'aprecia molt bé una de les característiques de les que hem parlat durant el treball, el concepte de vòrtex inicial (apartat 5.2.1 del treball) i altres, com la deflexió del corrent en un *Blended winglet* a mesura que augmenta l'angle o la forma d'espiral que adopta el remolí creat per un *Spiroid*.

Sintetitzant els resultats d'aquest apartat destaquem llavors que:

- Un ***Blended winglet*** no presenta una convenient orientació del vòrtex a angles elevats.
- Un ***Wing-grid winglet*** amb un angle major deflacta el vòrtex cap avall, per tant, no presentaria una bona resposta per reduir la resistència induïda.
- Els ***Spiroid winglet*** presenten a angles elevats una orientació del vòrtex originat cap amunt però, en canvi, quan es redueix el seu angle dirigeixen el vòrtex cap avall.
 - Un ***FWD Spiroid***, com hem vist, produeix un vòrtex desplaçat a més altura que l'originat per un *AFT Spiroid*.

9.3 LA TRANSICIÓ DE LA CAPA LÍMIT MITJANÇANT LA TIRA DE TURBULÈNCIA

A la part teòrica del treball li hem donat molta importància a la transició de la capa límit per a la generació de sustentació. Per demostrar aquesta transició visualment hem utilitzat una tira de turbulència que forci el canvi de capa laminar a turbulenta sobre del nostre perfil.

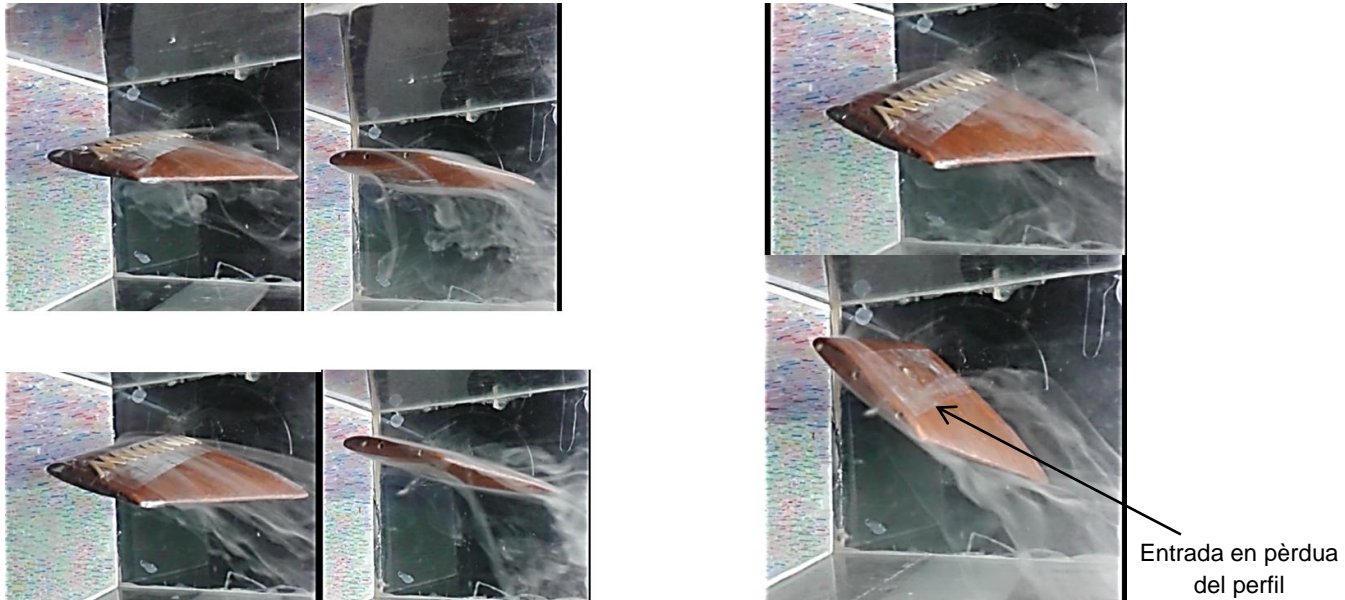


Figura 121. Comparació del comportament del fluid en una ala amb règim laminar i una altra amb règim laminar i turbulent. La primera fotografia a l'esquerra correspon a un α de 0° , la segona de la part inferior a un α de 20° i l'última a un α de 40° .

Font: pròpia

1. Amb **angle nul** ja pot apreciar-se que, mentre el flux en la superfície de l'ala sense tira de turbulència presenta un desplaçament lineal i adherit a la superfície, en l'altre cas no s'observa que el flux estigui adherit prop de la v.s.
2. Amb un **angle de 20°** s'incrementen les diferències a les línies de flux. Observem que l'ala sense tira ja presenta turbulències darrere d'ella a causa de l'increment de l'angle. En canvi amb la tira de turbulència notem que darrere d'aquesta el corrent ja s'ha separat totalment de la superfície.
3. Amb un **angle de 40°** els resultats ja són clarament visibles. A la imatge inferior veiem com el desprendiment de la capa límit (entrada en pèrdua), a causa de l'elevat angle, té lloc uns centímetres després de quan ho fa l'ala amb tira de turbulència. Darrere d'aquesta última ja es percep el règim turbulent que buscàvem.

9.4 VARIACIÓ DE LA SUSTENTACIÓ A DIFERENT NOMBRE DE REYNOLDS

Al principi del treball es va estudiar la idea de realitzar una experiència on es pogués analitzar la variació de la sustentació per a un mateix nombre de Reynolds en una ala amb diferents winglets. Durant l'evolució de la part pràctica ens hem trobat amb diferents problemes i aquest ha estat un d'ells.

La dificultat rau en el fet que, l'ala que hem utilitzat per a la experiència del fum i preteníem analitzar en la sustentació, no s'eleva a una tensió màxima del ventilador de 24 V, on té lloc la màxima velocitat possible.

Davant d'aquest inconvenient s'ha decidit construir una altra ala més lleugera i amb una planta regular (en forma de rectangle de 10 x 14 cm) amb paper cartró. S'han construït de nou altres rails i el resultat és el que es mostra a la figura 122.



Figura 122.

Font: pròpia

En aquest cas l'ala sí que s'eleva i, sorprenentment, no ho fa perquè sigui més lleugera que l'altra ja que no ho és. Té una massa menor però amb una diferència de només un gram. Hem deduït per tant que **el problema no rau en el pes sinó en la superfície de l'ala**. És a dir, la superfície d'actuació de què disposa l'aire és més gran en aquesta ala que en l'anterior.

Per tant, realitzarem l'estudi amb aquesta ala i amb ajuda d'un dinamòmetre i un anemòmetre podrem trobar la relació sustentació-nombre de Reynolds (L-RN) que busquem. En el disseny de l'ala s'ha intentat ser el més fidel possible a les dimensions de la corda i en la curvatura del perfil a l'ala de les altres proves (figura 123).

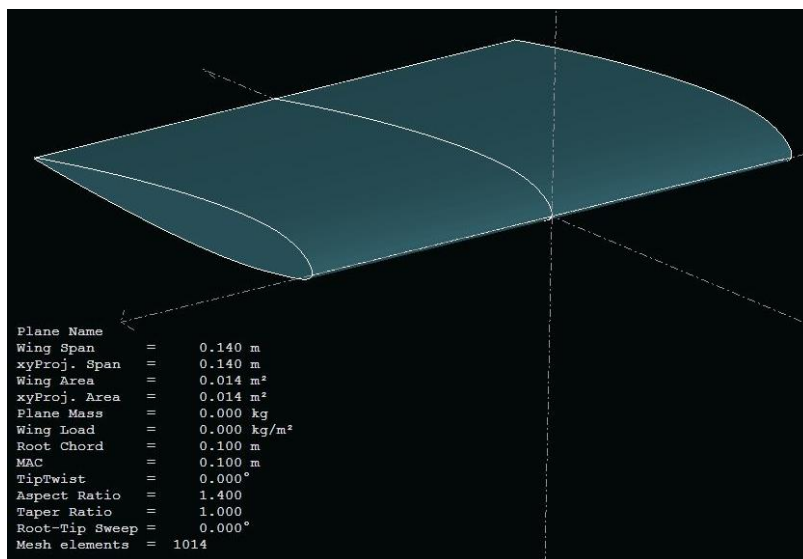


Figura 123. A la part inferior a l'esquerra es mostren les dimensions de l'ala: una envergadura de 14 cm i una corda de 10 cm.

Font: pròpia

L'experiència s'ha realitzat amb l'ala a un angle d'atac de 10° que permetés elevar-la a velocitats relativament petites per poder visualitzar la diferència de sustentació. El mètode d'estudi ha estat el que podem veure a les figures 124 i 125.



Figura 124. S'ha gravat el dinamòmetre amb càmera en tot moment per observar el desplaçament d'aquest.

Font: pròpia



Figura 125. S'ha gravat amb càmera l'anemòmetre per constatar quina velocitat portava el vent quan el dinamòmetre es desplaçava a determinats valors.

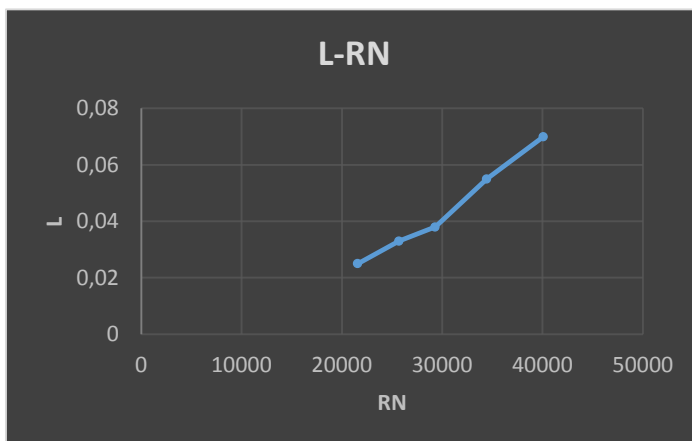
Font: pròpia

En realitzar l'experiència s'han obtingut els següents resultats de la taula que posteriorment hem representat en el gràfic següent.

Velocitat de l'anemòmetre (m/s)	RN	Valor del dinamòmetre (N)	Força de sustentació (N)
4,2	21589,88764	0,075	0,025
5	25702,24719	0,067	0,033
5,7	29300,5618	0,062	0,038
6,7	34441,01124	0,045	0,055
7,8	40095,50562	0,03	0,07

Taula 13.

Font: pròpia



En realitzar l'experiència es va verificar, com bé vam comentar en la part teòrica del treball, que a mesura que augmentava la velocitat de l'aire, és a dir el RN, creixia la sustentació.

Gràfic 4.

Font: pròpia

10. CONCLUSIONS

A l'inici del treball ens vam qüestionar la por dels humans a investigar una cosa que mai hagi estat provada, alguna cosa poc intuïtiva de ser o no un èxit. Vam posar com a exemple la falta d'investigació i construcció dels *Spiroid winglets* i ens vam preguntar si això podia ser per la seva poca eficiència respecte a altres *winglets* més tradicionals com el *Blended winglet* o altres més innovadors però més instintius com el *Wing-grid winglet*.

A mesura que hem avançat el treball la nostra hipòtesi inicial s'ha vist corroborada. **Els *Spiroid winglet* presenten un comportament favorable respecte a la resistència induïda en comparació al que ofereix un *Blended winglet* o *Wing-grid winglet*.** Però, durant l'estudi, hem anat trobant afirmacions que, en certa mesura, ens han obligat a polir la nostra hipòtesi inicial. Una d'elles és l'existència de dos principals tipus de *Spiroid winglet*: l'*AFT Spiroid* i el *FWD Spiroid*.

Amb l'objectiu de donar solidesa a la nostra hipòtesi s'han exposat durant el treball dos estudis de la Universitat de Teheran i de Taiwan que ens han ajudat a ratificar la nostra metodologia i els resultats en l'estudi experimental. En ells es demostrava per una banda, l'eficiència del *Blended winglet* a angles reduïts i la del *Spiroid* i el *Wing-grid winglet* a angles superiors i, per l'altra, uns valors de sustentació majors i de resistència menors en una ala equipada amb *Spiroid winglet* que amb *Blended winglet*.

Durant el procés experimental hem comprovat el possible comportament de cada un dels *winglets* davant la reducció de la resistència induïda analitzant tant la trajectòria del flux com la formació de vòrtex al túnel de vent. A l'estudi han estat corroborats els següents punts:

- **Un *Blended winglet* no presenta una gran reducció de la resistència induïda** pel fet que, encara tenir un bon comportament a angles reduïts, quan la presència d'aquesta resistència és major el *Blended winglet* no ofereix resultats favorables.
- **Un *Wing-grid winglet* podria presentar major oposició a la resistència induïda que un *Blended winglet*** a angles majors però no es pot dir el mateix dels *Spiroid*.
- **Els *Spiroid winglets* són, respecte als dos anteriors, els que redueixen la resistència induïda amb angles grans de forma més adequada.** Però, al contrari que aquests anteriors, **a angles molt reduïts presenten un comportament desfavorable.**
- D'ambdós ***Spiroid winglets*** el que presenta una disposició del corrent i un vòrtex més **afavoridor per a la reducció de la resistència és el *FWD Spiroid winglet*.**

La conclusió última del treball és que, efectivament, **els *Spiroid winglets* són els que millor reduïrien la resistència induïda a vol real en règim subsònic però, dins**

d'ells, n'hi ha un en especial que destaca per **oferir una major eficàcia, el *FWD Spiroid winglet***.

Amb aquest treball hem pogut demostrar que en aeronàutica encara queden moltes possibilitats de disseny d'estructures que mereixen ser més estudiades i posades en pràctica. Innovació és una paraula que al principi infon respecte i necessita molt de sacrifici, com l'elecció d'aquest treball, però que, en concloure, és capaç d'omplir a qualsevol amb una gran satisfacció.

WEBGRAFIA

1. BÁEZ, Edgardo i MENDELUK, Pablo. *El que no corre vuela*, [document en línia]. Buenos Aires: Escuela técnica ORT, 2009. <<http://campus.ort.edu.ar/descargar/repositorioarchivo/81760>> [Consulta: 28/6/2014]
2. *Constante de Boltzmann*, [en línia]. 27/4/2014. <[http://es.wikipedia.org/wiki/Constante de Boltzmann](http://es.wikipedia.org/wiki/Constante_de_Boltzmann)> [Consulta: 3/7/2014]
3. *Teoría cinética*, [en línia]. 4/9/2014. <[http://es.wikipedia.org/wiki/Teoría cinética](http://es.wikipedia.org/wiki/Teoría_cinética)> [Consulta: 3/7/2014]
4. FRANCO GARCÍA, Ángel. *Ecuación fundamental de la estática de fluidos*, [en línia]. 2/28/2006. <<http://www.sc.ehu.es/sbweb/fisica/fluidos/estatica/ecuacion/ecuacion.htm>> [Consulta: 5/7/2014]
5. *Flujos externos*, [en línia]. Venezuela: Escuela de Ingeniería Mecánica, 9/14/2014. <<http://www.monografias.com/trabajos91/tema-2-mecanica-fluidos-2/tema-2-mecanica-fluidos-2.shtml>> [Consulta: 11/7/2014]
6. BABINSKY, Holger. *How do wings work?* [document en línia]. Cambridge: Department of Engineering, University of Cambridge, 9/7/2013. <<http://iop-science.iop.org/0031-9120/38/6/001>> [Consulta: 11/7/2014]
7. *Teorema de Bernoulli*, [en línia]. 9/11/2014. <[http://es.wikipedia.org/wiki/Principio de Bernoulli](http://es.wikipedia.org/wiki/Principio_de_Bernoulli)> [Consulta: 12/7/2014]
8. FRANCO GARCÍA, Ángel. *Efecto Magnus*, [en línia]. 1/2/2011. <<http://www.sc.ehu.es/sbweb/fisica/fluidos/dinamica/magnus/magnus.htm>> [Consulta: 14/7/2014].
9. SUAY BELENGUER, Juan Miguel. *¿Por qué vuela un avión? La eterna pregunta*, [document en línia]. <www.ultraligero.net/Cursos/variopos/por_que_vuela_un_avion.pdf> [Consulta: 14/7/2014]
10. NAZARINIA, SOLTANI i GHORBANIAN. *Experimental Study of Vortex Shapes behind a Wing Equipped with Different Winglets*. Iran: Iranian Aerospace Society,

- 2006.<http://www.academia.edu/2861657/Experimental_study_of_vortex_shapes_behind_a_wing_equipped_with_different_winglets> [Consulta: 15/7/2014]
11. RAJENDRAN, Saravanan. *Design of Parametric Winglets and Wing tip devices*. Linköping (Suecia): Linköping university, 2012. <<http://projectabstracts.com/5591/design-of-parametric-winglets-and-wing-tip-devices-a-conceptual-design-approach.html>> [Consulta: 30/8/2014]
 12. FERNÁNDEZ-PEÑA MOLLÁ, Lucas. *XFLR5 software de análisis de perfiles planos y aviones: estudio y diseño de un CN-235* [document en línia]. Madrid: Ingeniería técnica industrial: mecánica, 2012. <<http://e-archivo.uc3m.es/handle/10016/15280>>[Consulta: 3/9/2014]
 13. M. OLMO, R. Nave. *La fórmula barométrica* [en línia]. 11/09/2011. <<http://hyperphysics.phy-astr.gsu.edu/hbasees/kinetic/barfor.html#c1>> [Consulta: 20/09/2014]
 14. SCILLONE, Guillermo. *Análisis del flujo dentro de un túnel de viento subsónico* [document en línia]. Córdoba (España): Facultad Regional Villa María. <<http://kimerius.com/aerodin%C3%A1mica-4/>> [Consulta: 25/09/2014]

BIBLIOGRAFIA

15. ISIDORO CARMONA, Anibal. *Aerodinámica y actuaciones del avión*. 12ª edición. Madrid: International Thomson Editores Spain Paraninfo S.A., 2007. 978-84-283-2888-3.
16. MESENGUER RUIZ, José i SANZ ANDRÉS, Ángel. *Aerodinámica básica*. 2ª edición. Madrid: Ibergarceta Publicaciones S.L., 2011. 978-84-9281-271-4.

NOMENCLATURA

p: pressió

ζ : altura adimensional per sobre de l'envergadura de l'ala, $\frac{2y}{b}$

η : envergadura adimensional, $\frac{2x}{b}$

ρ : densitat

Λ : fletxa

λ : estretament

Γ : diedre

α_i : angle d'atac induït

α_0 : angle d'atac geomètric

α : angle d'atac

W: treball, $F \cdot \Delta x$

v_r : velocitat de rotació

V: volum

T: temperatura

S_w : superfície de l'ala

S: superfície

RN: nombre de Reynolds, $\frac{vl\rho}{\mu}$

r: radi

q: pressió dinàmica, $\frac{1}{2}\rho v^2$

Q: quantitat de calor transmesa

p_t: pressió total o pressió d'impacte

p_s: pressió estàtica

P o **W**: pes, mg

n: nombre de mols

n: factor de càrrega
M: nombre de Mach, $\frac{v}{c}$
M: moment
m: massa $\frac{P}{g}$
L: sustentació
K: constant
g: gravetat
F_{roz.}: força de fregament
F: força
f: finesa
E: energia
D_p: resistència paràsita
D_i: resistència induïda
D: resistència total
C: velocitat del so en el buit
c_t: corda del perfil a la punta
c_r: corda del perfil a l'encast
C_L: coeficient de sustentació, $\frac{L}{qS}$
C_{Dp}: coeficient de resistència paràsita, $\frac{D_p}{qS}$
C_{Di}: coeficient de resistència induïda, $\frac{D_i}{qS}$
C_D: coeficient de resistència total, $\frac{D}{qS}$,
C_P: coeficient de pressió estàtica, $\frac{p_2 - p_1}{qS}$
c: corda
c.p.: centre de pressió
c.a.: centre aerodinàmic
b: envergadura

v.s: vora de sortida

v.a.: vora d'atac

A: allargament

Δp : increment de la pressió