

2013

L'aerodinàmica aplicada als perfils alars



Treball de recerca

Lucía Espinel Roig

2n Batx D

Victor Domínguez Lara

25/09/2013

ÍNDIX

Pròleg	5
1. Introducció	6
2. Aspectes teòrics de l'aerodinàmica	8
2.1. Que és l'aerodinàmica?	8
2.1.1. L'aire: origen de les forces aerodinàmiques	8
2.2. Principis relacionats amb el desenvolupament de l'aerodinàmica.	10
2.2.1. Principi de Bernoulli i efecte Venturi.....	10
2.2.2. Equacions d'Euler (aire no viscos)	13
2.2.3. Equacions de Navier –Stokes (aire viscos).....	15
2.3. Nombre Mach	17
2.4. Capa límit ,Viscositat i Nombre de Reynolds	18
3. Aerodinàmica aplicada als avions	23
3.1. Perfils alars	23
3.1.1. Terminologia	23
3.1.2. Distribució de pressions i centre aerodinàmic.....	25
3.1.3. Caracterització.....	26
3.1.4. Nomenclatura estàndard dels perfils	35
3.2. Quatre forces	41
3.2.1. Forces en sentit vertical: Sustentació (<i>Lift</i>) i Pes (<i>Weight</i>)	41
3.2.2. Forces en sentit horitzontal: Empenyiment (<i>Thrust</i>) i resistència (<i>Drag</i>).....	44
3.2.3. Centre de gravetat	44
4. Estructura d'un avió	45
4.1. Components de l'avió	45
4.2. Superfícies de control.....	47
4.3. Sistema Motor	51

4.3.1. Motors d'aeromodelisme	53
4.4. Geometria alar	57
5. Estabilitat de l'avió	60
5.1. Estudi de l'estabilitat longitudinal sobre l'eix transversal (Caboteig o Pitch)	61
5.2. Estudi de l'estabilitat lateral sobre l'eix longitudinal (Balanceig o Roll)	64
5.3. Estudi de l'estabilitat direccional (Guinyada o Yaw)	66
6. Treball de camp	68
6.1. Disseny i construcció del prototip amb dues ales de perfil alar diferent (simètric i asimètric)	68
6.1.1. Disseny	68
6.1.2. Construcció	87
6.1.3. Electrònica embarcada	105
6.1.4. Centrat i pesatge	108
6.2. Realització de mesures i comprovació d'hipòtesis	110
6.2.1. Experiment 1: Determinació de la velocitat màxima que es pot assolir amb cada perfil a angle d'atac 0 °C	110
6.2.2. Experiment 2: Determinació de la velocitat mínima en vol horitzontal sostingut (angle d'atac 0 °C)	112
6.2.3. Experiment 3: Determinació de la velocitat de pèrdua	112
6.2.4. Experiment 4: Comparació del moment de caboteig	113
6.2.1. Visita a un camp d'aeromodelisme per efectuar el primer vol amb l'ala asimètrica	113
6.3. Interpretació i procesament de les dades dels vols amb l'ala asimètrica Clark Y14	114
6.4. Interpretació i procesament de les dades dels vols amb l'ala simètrica NACA 0014	119
6.5. Comparació i anàlisi dels resultats	120
6.6. Visites a Fa-Sol	126
6.7. Visites a Hemav	127

7. Conclusions	129
8. Bibliografia	132
8.1. Llibres	132
8.2. Revistes.....	132
8.3. Pàgines i llocs web	132
8.3.1. Fitxes tècniques	134
8.4. Programaris (Software) utilitzats.....	134

PRÒLEG

Aquest treball d'investigació sobre la comparació de dos perfils alars extrems i la influència de la seva geometria en les característiques de vol dels avions m'ha portat a iniciar un llarg i intens viatge d'un any de duració aproximadament pel món de la tecnologia sempre amb l'ànim de trobar noves explicacions a les meves preguntes que s'han anat multiplicant al mateix ritme que han anat sorgint nous reptes.

Per a poder efectuar-ho he hagut de treballar paral·lelament la part pràctica amb la teòrica.

Vull agrair a totes les persones que han sigut clau en que s'hagin pogut complir els objectius inicials i que m'han donat suport, dirigit i acompanyat en aquesta llarga travessa.

Per la seva predisposició, paciència i ajut incondicional he de mencionar a Carlos Ferraz Pueyo pel seu assessorament tècnic i també a Toni Mas Rico, Gil Sala Capdevila i l'equip d'Hemav pel préstec de material de ràdio control i electrònica addicional i per explicar-me el funcionament.

Pel seguiment, ànims, recomanacions i propostes vull també agrair al meu professor de recerca Sr. Víctor Domínguez Lara i la seva idea d'incorporar un dispositiu mòbil que més tard ha esdevingut, gràcies a HEMAV la clau per fer possible l'ús d'un mètode d'experimentació rigorós, científic i més senzill que el que havia previst.

També vull atorgar un reconeixement especial al professor universitari Gustavo Adolfo Scarpin, de l'escola d'enginyers aeronàutics de Córdoba a l'Argentina, per que es va interessar en contestar-me unes preguntes que li vaig enviar via *e-mail* a arrel d'un apunts seus d'aeronàutica general publicats a Internet.

Moltes gràcies també a Sergio Sanchez González i en especial a Dani Torras que han sigut els pilots que han fet possible l'execució dels experiments de vol i que m'han dedicat la seva atenció per efectuar 8 sessions de vol en dies diferents.

En última instància, per suposat agraeixo el suport incondicional que m'ha transmès la meva família acompanyant-me, aconsellant-me i ajudant-me en tots els aspectes logístics que estaven al seu abast. Vull remarcar la orientació del meu pare en els aspectes relacionats amb l'electrònica així com en la seva explicació.

1. INTRODUCCIÓ

“Des de ben petita sempre m’he preguntat com estructures tan pesades podien alçar el vol”

El meu treball és essencialment un treball de física aplicada amb un mètode de recerca molt semblant al que utilitzaria un enginyer però coherent amb el meu nivell de batxillerat.

Després de recollir informació, consultant llibres i revistes, fent entrevistes i recerca a Internet pretenc entendre i posteriorment poder demostrar perquè i com vola un aeroplà. Per aquest fi, em basaré en la realització de proves empíriques basades en càlculs previs matemàtics i en els principis bàsics del vol d’un aeronau.

Una vegada realitzat l’estudi teòric, el meu propòsit és dissenyar i construir un avió a escala aplicant els coneixements adquirits prèviament. Decidiré tots els paràmetres aeronàutics i el sistema de ràdio control en funció de les característiques del prototip.

El primer objectiu és arribar a aconseguir que voli. Persegueixo poder corroborar el compliment dels principis bàsics relacionats amb la mecànica de vol. El segon objectiu d’aquest treball és aconseguir les mesures necessàries per comparar el comportament de dos tipus de perfils alars diferents. Em basaré en els dos grans grups: el perfil simètric i el perfil asimètric. El que m’ha portat a escollir aquests dos casos extrems és poder obtenir mesures ben diferenciades ja que els aparells de mesures cometen errors. Això comportarà haver de construir dos tipus d’ales diferents. En la actualitat, la gran majoria d’avions utilitzen perfils intermedis entre els dos casos en que m’he centrat.

Les hipòtesis plantejades inicialment són:

1. Els avions volen degut a un equilibri de forces on el tipus de perfil aerodinàmic de l’ala és determinant.

2. El perfil pla, o asimètric, té millor sustentació que el perfil simètric. Tot i que el simètric s’utilitzi més en l’actualitat.

3. El mètode de captació de dades mitjançant electrònica embarcada per a l’estudi de les característiques aerodinàmiques dels perfils alars pot arribar a ser una alternativa raonable als costosos túnels de vent professionals.

Casualment, més tard em vaig plantejar una tercera hipòtesis. El meu tutor del treball, Victor Domínguez, em va dir que seria interessant veure si es podria col·locar un telèfon mòbil capaç de donar-me les mesures que necessitava de GPS, acceleracions, velocitats, etcèteraètera. Vaig començar a fer recerca sobre aquesta possibilitat tot i que em semblava difícil l’obtenció de les dades a partir del dispositiu mòbil. Tot seguit, vaig anar a visitar a un enginyer aeronàutic, Carlos Ferraz, que és qui em va assessorar en el disseny i construcció del prototip. (En primera instància, no coneixia en detall el que feien a l’empresa HEMAV, on treballa, que es dedica a construir *drons (UAV)* per a us civil, gravacions, control forestal, cerca d’animals i persones...) Després de visitar-los em van dir que m’ajudarien en tot el que calgués i em deixarien els materials necessaris per a que pogués construir l’avió, a més, em van explicar que ells agafaven les dades utilitzant una electrònica addicional : tub

de *Pitot*, Ardupilot, GPS i acceleròmetres que em donaria mesures precises en el vol. Finalment em vaig decidir a provar de deixar la meua primera idea d'agafar les dades manualment amb l'ajut de cronòmetres i moltes persones havent errades d'apreciació. Em vaig plantejar sèriament col·locar electrònica que em permetés obtenir unes mesures reals i tractar-les a través de l'ordinador de manera pogués obtenir representacions gràfiques. Més endavant, em van dir que si finalment utilitzava l'electrònica addicional me la deixarien i m'ajudarien a col·locar-la. Després d'això vaig acceptar el repte ja que seria determinant per a la comparació dels perfils tenir mesures precises i fiables. Les mesures obtingudes en un avió real que vola en un medi real lògicament seran més pròximes a la realitat que les obtingudes en un túnel de vent. Per obtenir resultats fiables en un túnel de vent m'hauria d'assegurar que el flux de l'aire, la velocitat i la pressió es mantinguessin constants en un front pla.

L'última hipòtesis és la següent:

3. Per a l'estudi de l'aerodinàmica es pot arribar a prendre mesures precises utilitzant sensors electrònics embarcats en condicions de vol real cosa que es molt difícil de fer en tubs aerodinàmics

Un dels motius de la realització d'aquest treball és perquè intervenen aspectes de la física relacionats amb la dinàmica, centrant-me en matèries que podia entendre com són: l'elecció dels materials, les tecnologies, els tipus de sistema motors, l'elecció de sistemes basats en dispositius electrònics de ràdio control i l'aprenentatge en un simulador de vol per a finalment veure volar l'avió.

A més, crec que fer un treball relacionat amb la meua modalitat del tecnològic és profitós ja que tinc al meu abast persones que em poden ajudar i assessorar amb més precisió. També és important veure si m'agrada el tema enfocant-ho com a una possible sortida professional. A nivell personal, la raó que m'ha mogut a escollir aquest treball ha sigut l'interès que tinc per saber com pot arribar a volar un avió tot i pesar tant.

2. ASPECTES TEÒRICS DE L'AERODINÀMICA

2.1. QUE ÉS L'AERODINÀMICA?

"L'aerodinàmica és la ciència que estudia el comportament dels objectes que es desplacen a través de l'aire."

De totes maneres, no es pot entendre l'aerodinàmica sense conèixer la mecànica de fluids que per altre banda és sens dubte la part més difícil de la mecànica clàssica. És una ciència moderna dels segles XVIII-XIX. Els pares de la mecànica de fluids i precursors de l'aerodinàmica són Bernoulli, Venturi, Euler al segle XVIII i Navier- Stokes al segle XIX.

Veient que el fluid protagonista en la sustentació és l'aire, és rellevant conèixer quins són els paràmetres principals que el defineixen.

Generalment, els aspectes a destacar que caracteritzen a tot fluid són: densitat, comportament envers els canvis de pressió, temperatura, comportament envers la compressibilitat i viscositat.

2.1.1. L'AIRE: ORIGEN DE LES FORCES AERODINÀMIQUES

L'aire és bàsicament gasós i es comporta com un fluid. Per això, s'expandeix i es contrau. Les seves molècules es mouen lliurement. Constitueix l'atmosfera terrestre i es troba al voltant del planeta degut a la força de gravetat exercint la pressió atmosfèrica. Té una massa i ocupa un volum que no està definit ja que tendeixen a ocupar tot l'espai disponible.

A l'hora de parlar de les característiques de l'aire hem de distingir-ne dos tipus: en repòs o en moviment. Per a la finalitat d'aquest treball només parlaré de les característiques de l'aire en repòs, ja que l'aire en moviment és el vent i comporta un estudi que queda fora del meu àmbit.

2.1.1.1. PROPIETATS FÍSiques DE L'AIRE EN REPÒS

Quan diem que l'aire es troba en repòs ens referim a que el seu desplaçament respecte el terra es nul. Les característiques principals de l'aire en repòs són quatre: densitat, temperatura, pressió i variació amb l'altura.

La densitat és la relació que hi ha entre massa i volum. S'expressa en el Sistema internacional (S.I) de unitats com Kg / m^3 .

L'aire és un fluid molt compressible, és a dir, la seva densitat pot variar molt. El valor mig de la densitat de l'aire al nivell del mar és de $1,225 Kg / m^3$. La densitat de l'aire disminueix quan l'altura augmenta.

La Pressió és la força per unitat de superfície exercida en un punt per l'aire que l'envolta. S'expressa en el Sistema Internacional en Pa o N/m^2 . El valor mig de la pressió de l'aire al nivell del mar és de $1hPa$.

Per l'altra banda, l'aire està format per molècules de gasos que es troben movent-se constantment i provoquen energia cinètica. La manifestació d'aquesta energia és la temperatura. En el Sistema Internacional s'expressa en graus Kelvin ¹ (K). La temperatura mitjana de l'aire a nivell del mar és de 288,15 K o 15 °C.

L'altura també està íntimament relacionada amb l'aire perquè segons on es trobi respecte el terra es veuran afectats els altres paràmetres que el defineixen. Per a poder parlar de les característiques de vol s'ha creat el concepte d'atmosfera estàndard².

Serà molt important valorar les característiques de viscositat i compressibilitat de l'aire com a fluid a l'hora d'estudiar les forces que intervenen en el vol. L'aire és un fluid compressible i viscos ³. Aquests factors varien segons la pressió i la temperatura a la que es trobi.

Enllaçant amb la hipòtesis principal la forma dels perfils tindran la màxima influència en la sustentació i en la resistència a l'avanç a l'hora de travessar l'aire. A més, les condicions de l'aire influeixen directament en el vol dels avions. Per exemple, un planador pot volar 25 metres en una altitud concreta sent la densitat de l'aire baixa i 40 metres sent la densitat de l'aire alta. És a dir, quan més alta sigui la densitat de l'aire més volarà. Més endavant veurem que la densitat de l'aire i la temperatura són paràmetres presents en el càlcul de la sustentació. La densitat de l'aire depèn de la pressió atmosfèrica⁴ i de la temperatura en què es troba. És inversament proporcional a la temperatura de l'aire i directament proporcional a la pressió atmosfèrica. Com l'aire és un gas, segons en el medi que es trobi s'expandirà o es contraurà i això provocarà canvis en la pressió atmosfèrica.

¹ Graus Kelvin: $K = ^\circ C + 273,15$

² Atmosfera Estàndard: Estat de l'aire en totes les altituds.

³ Viscositat: Oposició d'un fluid al moviment (resistència a fluir) quan se li aplica una força.

⁴ Pressió atmosfèrica: Pressió exercida per l'aire sobre la terra.

2.2. PRINCIPIS RELACIONATS AMB EL DESENVOLUPAMENT DE L'AERODINÀMICA.

2.2.1. PRINCIPI DE BERNOULLI I EFECTE VENTURI

El científic Suís Daniel Bernoulli va formular aquest principi hidrodinàmic, ja que es va experimentar amb aigua, l'any 1738. Descriu el comportament d'un fluid no viscos i incompressible en un flux laminar (veure punt 2.4) i estable. És el primer pas per intuir la força de sustentació originada als perfils alars, malgrat que l'aire és compressible i presenta certa viscositat com va demostrar el científic Osborne Reynolds. D'altra banda, a velocitats de 0,3 Mach o menors (on l'efecte de compressibilitat de l'aire és negligible), serveix perfectament per explicar l'origen de la sustentació d'un perfil alar.

Per a fluids incompressibles l'equació simplificada de Bernoulli (per a camps de força conservatives) és la següent:

$$\frac{v^2}{2} + \underbrace{g \cdot z + \frac{P}{\rho}}_{F=\text{Força potencial}} = ct$$

Fig.1a.Equació de Bernoulli

On:

V=velocitat

g=gravetat

z= altura de la columna de fluid respecte del pla de referència

ρ =densitat del fluid

P= pressió.

Multiplicant tot per la densitat:

$$\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 + \rho \cdot g \cdot z + P = \text{constant}$$

$\underbrace{\quad\quad\quad}_{q = \text{Pressió dinàmica}}$

q = Pressió dinàmica

Fig.1b.Equació de Bernoulli

En algunes aplicacions, on l'aerodinàmica dels perfils a velocitat subsòniques és de 0,3 Mach, el terme $\rho \cdot g \cdot z$ és molt petit i pot ser despreciat per tant l'equació simplificada:

$$P + q = cte = P_0$$

Fig.1c.Equació de Bernoulli

On P_0 és la pressió total, q és igual a la pressió dinàmica i P és igual a la pressió estàtica.

Bernoulli va demostrar que en qualsevol punt del fluid dins del corrent en un tub tancat la quantitat d'energia es manté constant, E_c (energia cinètica⁵) + E_p (energia potencial⁶) = constant o Q (Pressió dinàmica⁷) + P (Pressió estàtica⁸) = constant.

Conseqüentment, quan es produeix un increment sobtat de la velocitat s'origina simultàniament un descens de la pressió. D'aquest fenomen se'n diu efecte Venturi. Es tracta de l'aplicació del principi de Bernoulli a fluïts canalitzats. L'efecte Venturi descriu com en un fluid, al passar per la secció més estreta d'un canal, les seves partícules augmenten de velocitat i a l'inversa.

Es coneix que l'italià Giovanni Battista Venturi (1746-1822) va demostrar en el seu experiment, fig. 1, cap a l'any 1800, el *principi de Bernoulli* i el *principi de conservació de la massa*.

Un exemple d'aquest fenomen és la fig.2. Hi ha tres paràmetres a observar : velocitat, pressió i altura que assoleixen els tubs verticals. L'experiment del tub de Venturi es basa principalment en un tub per on feia passar un flux constant d'aigua on es diferenciaven 3 fases. La fase 1 i 3 mantienien el gruix del tub original mentre que en la fase 2 la secció s'escurçava de manera que influïa en el pas del fluid.

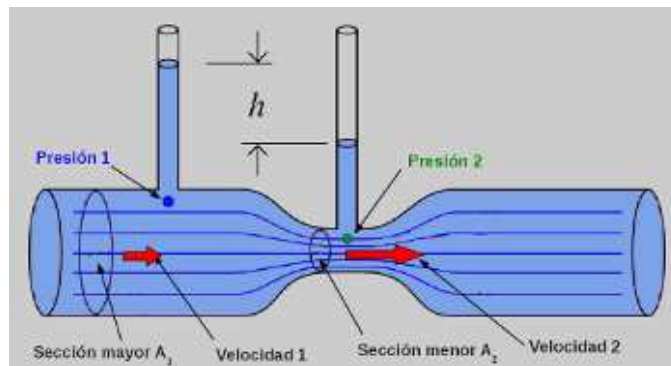


Fig.2.Tub de venturi : Imatge extreta d'Internet. Explicació esquemàtica del funcionament de la teoria del científic Venturi.

Va partir d'una intuïció com és que si **$E_c + E_p = \text{constant}$** , durant la trajectòria d'un fluid (aigua) pel canal al haver-hi un escurçament en la secció de pas, la velocitat 1 (V_1) hauria de ser menor que la velocitat 2 (V_2). Això semblava lògic ja que la secció 2 és més estreta i

⁵ L'energia cinètica (E_c) està íntimament relacionada amb la velocitat i fa referència a l'energia de les partícules en moviment.

⁶ L'energia potencial (E_p) està relacionada amb l'altura (h) i és la capacitat per realitzar un treball en funció de la seva posició.

⁷ Pressió dinàmica (P_d): S'utilitza per obtenir la velocitat del corrent de l'aire. És exercida pel moviment o velocitat.

⁸ Pressió estàtica (P_e): S'exerceix quan el fluid es troba estàtic.

per a que el flux es mantingues constant les partícules haurien de passar més ràpid. Conseqüentment, al incrementar la velocitat a la secció 2, la pressió en aquesta regió seria menor.

Venturi va observar que l'altura a la que arribava el fluid 2 és menor que la del 1. Per això, afirmà que l'energia potencial o pressió 2 és menor que la 1. Les altures que assoliran els tubs col·locats perpendicularment són les que ens diran la pressió. Doncs, es tracta d'una suma $E_c + E_p = \text{constant}$. En resum, si la altitud (pressió estàtica) augmenta la pressió dinàmica o la velocitat disminuiran.

2.2.1.1. APLICACIÓ TEOREMA DE BERNOULLI A UN PERFIL ALAR

Hem de partir de la hipòtesi més simple, que és que el flux del fluid en aquest cas sigui laminar. En la fig. 3 es pot observar el comportament d'un perfil en flux laminar que és el que requereix el perfil per a generar la força de sustentació. Tot i que més endavant veurem que en realitat, el flux no es sempre totalment laminar. Hi ha zones de transició de laminar a turbulent on també es produeix sustentació.

És a dir, Bernoulli és "la base" que ens permet entendre perquè es produeix la sustentació d'un perfil alar, però no ens permet quantificar la sustentació que produirà un perfil determinat ni el comportament en fluxos diferents del laminar, com ho farà Osborne Reynolds un segle més tard.

Quan el flux és laminar comporta que el temps que triguen les partícules de l'aire en recórrer el perfil des que entren pel caire d'atac fins que surten pel caire de sortida és el mateix tant si passen per l'*extradós* o per el *intradós* (veure 3.1.1.).

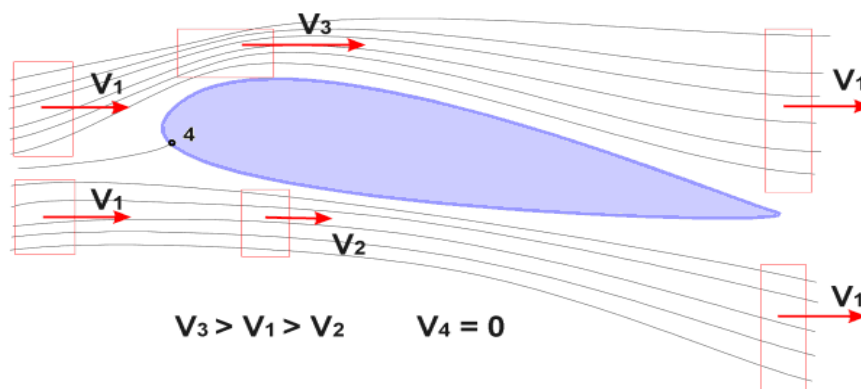


Fig.3. Esquema de les variacions de velocitat en un flux laminar sobre el perfil.

No obstant, no tots els perfils alars tenen el mateix tram a recórrer per la part superior del perfil que per l'inferior. Així doncs, en perfils asimètrics, la zona a recórrer per l'*extradós* és més llarga que la de l'*intradós*, donat que hi ha l'efecte de la cambra. Degut als estudis de Venturi, per tal de que el flux laminar no es trenqui, les partícules a l'*extradós* es mouen més ràpid. O sigui, hi haurà menys pressió estàtica a l'*extradós*.

Al intradós, el tram a recórrer serà més petit. Les partícules es mouran amb menys velocitat en relació a les de l'extradós i la pressió serà major. Per tant, al haver-hi menys pressió a la part superior que a l'inferior del perfil, l'ala tendeix a pujar i s'origina la sustentació. El gran descobriment de Bernoulli va ser veure que quan la velocitat variava hi havia canvis de pressió.

És important subratllar que en tot moment faig menció a la idea més senzilla i esquematitzada per poder situar-nos en el tema. Més endavant ens centrarem en quins aspectes numèrics i tècnics intervenen en els càlculs relacionats amb l'estudi del comportament de l'avió, en concret del perfil, en l'aire.

En suma, podem afirmar que el comportament sobre el perfil és el mateix que passa amb el tub de Venturi. De la mateixa manera que durant el recorregut del perfil asimètric es donen pressions diferents al haver-hi diferents velocitats, a Venturi, passa el mateix al escurçar el tram. Això sí, sempre que parlem d'un flux laminar estable.

Aquest principi demostra que donades aquestes condicions un avió pot volar. Ara bé, això només és el començament. A continuació, parlaré d'altres científics els quals els seus estudis van ser decisius per a desenvolupar i quantificar la sustentació que genera un perfil determinat.

2.2.2. EQUACIONS D'EULER (AIRE NO VISCÓS)

Parlant d'un gas es conserva la massa, el moment i l'energia. Fins ara, per entendre com és genera la sustentació en el perfil del ala hem nombrat Bernoulli. Tot i que, també hi ha científics que apel·len a Newton per explicar aquest fenomen. Les *lleis de inèrcia de Newton* consideren la conservació del **moment**⁹. Les equacions de Bernoulli es deriven considerant que la energia es conserva. Segons articles de la NASA, ambdues teories són certes i aplicables.

La conservació de la massa farà que un canvi produït en la velocitat d'un gas en una direcció acabi provocant un canvi en la direcció del gas perpendicular a l'original. Per a parlar de la inèrcia dels sòlids ens basem en fenòmens totalment físics.

L'observació del físicomatemàtic Bernoulli, ens permet estudiar l'idea de que la sustentació es produeix per diferència de pressions en l'extradós i l'intradós del perfil. Però, va ser el matemàtic Leonard Euler (S.XVIII) qui va descobrir l'any 1754 la relació directa entre corrents corbades i diferències en la distribució de la pressió. Es basà en la segona llei de Newton $F = m \cdot a$ (Força és igual a massa per acceleració). El pare de Bernoulli va ser el mentor d'Euler que va tenir ocasió de treballar amb el seu fill.

⁹ **Moment (d'una força respecte d'un punt):** *El moment d'una força "F" aplicada en un punt P respecte d'un punt O bé donat pel producte vectorial del vector "OP" pel vector força. El resultat és un vector perpendicular al pla on el seu mòdul és igual al mòdul de la força F multiplicat per la distància OP.*

Euler és considerat un dels matemàtics més importants de la història. A més d'haver contribuït en l'estudi de la mecànica de fluids també s'interessà per altres branques científiques com l'òptica i l'astronomia. Recolzà la seva teoria mitjançant l'ús de complexos sistemes d'equacions diferencials i derivades parcials. Les equacions d'Euler es basen en l'estudi de la conservació simultània de massa, moment i energia del fluid. Negligint els efectes de la viscositat de l'aire.

Euler enuncià:

"Quan un fluid segueix un camí corbat (cas del flux laminar recorrent un perfil) es genera un gradient de pressió perpendicular a la direcció instantània del flux".

$$\frac{d \cdot p}{d \cdot R} = \rho \cdot \frac{v^2}{R}$$

On:

R = radi de curvatura

P=pressió

ρ = densitat

v =velocitat

Fig.4a. Equació simplificada d'Euler

Euler va veure i demostrar en aquesta fórmula que el gradient de pressions es creava degut a l'existència de un radi de curvatura. Ja que, com es pot veure aplicat a la figura 4, en corrents rectes d'aire (que llisquen sobre una superfície plana) al tendir el radi de la corba a l'infinit, la corba passa a ser una recta i en aquest cas l'equació d'Euler ens ratifica que no es genera gradient de pressió

Fig.4b. En corrents rectes ($R \rightarrow \infty$) $\frac{dP}{dR} = \emptyset$

És a dir, Euler quantifica la quantitat de pressió en funció del radi de curvatura i del quadrat de la velocitat. Per això, depenent de les característiques d'aquest radi, el gradient de pressions serà diferent. Sempre valorant que la pressió que es produeix és perpendicular al flux de l'aire.

En aquesta fórmula (fig.4a.) es pot veure que a grans velocitats i petits radis de curvatura es generen grans pressions (diferencials de pressions). Resolent aquesta equació per a casos concrets finits (perfil alar típic) s'obtenen distribucions de pressió de l'estil de la figura 5, al llarg de l'*extradós* i del *intradós*.

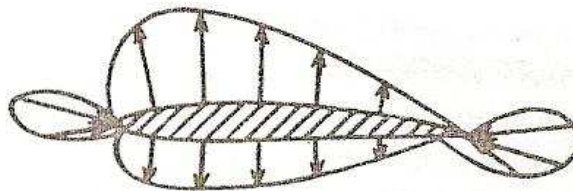


Fig.5. Distribucions de pressions en un perfil asimètric (sustentació).

En la figura 5, s'ha pres la convenció de pintar les pressions negatives (depressions) com a vectors que surten del perfil i les pressions positives com a vectors entrants.

Per entendre els detalls de l'origen de la sustentació és imprescindible entendre les equacions d'Euler, tot i que segueixen sense tenir en compte la viscositat de l'aire. A més, no fan menció al nombre de Reynolds que introduiré més endavant.

2.2.3. EQUACIONS DE NAVIER –STOKES (AIRE VISCÓS)

En el 1822 (segle XIX), el francès Claude-Louis Navier Dijon i l'irlandès Genger Gabriel Stokes van formular les famoses equacions de Navier-Stokes. Considerant la viscositat i els factors de compressibilitat dels fluids ens permeten modelar: les corrents oceàniques, els fluxos en canonades i canals, els fluxos aerodinàmics i la distribució de pressions al llarg d'un perfil alar.

Aquestes equacions tenen una solució d'extrema dificultat inclús pels enginyers aeronàutics. Així que, com en les equacions d'Euler, per a la finalitat d'aquest treball només posaré la seva formulació com a un factor curiós. Ambdues equacions són de resolució algebraica complexa.

En la realitat, només s'utilitzen mitjançant programes informàtics de simulació de perfils alars on en comptes de resoldre's utilitzant mètodes algebraics s'intenta buscar solucions mitjançant múltiples iteracions utilitzant mètodes numèrics aproximatiu.

$$\rho \frac{Du_i}{Dt} = \rho f_i - \frac{\partial P}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} [2\mu (e_{ij} - \Delta \delta_{ij}/3)]$$

Fig.6. Equació general de Navier - Stokes

Les distribucions de pressions al perfil depenen de la forma de perfil.

Resolent les equacions de Navier-Stokes per mètodes numèrics, traçant gràfiques i calculant la superfície dels resultats, els enginyers arriben a saber el coeficient de Sustentació.

Segons un estudi de l'Universitat de Stanford els perfils aerodinàmics poden ser estudiats a través de les seves distribucions de pressió. Aquesta distribució s'expressa fent referència al coeficient de pressió mostrat a la Fig.7. :

$$C_p = \frac{P - P_\infty}{\frac{1}{2} \rho_\infty \cdot V_\infty^2}$$

On:

P=pressió local del punt on estem fent l'avaluació.

P ∞ =pressió en el corrent d'aire no pertorbat.

ρ_∞ =densitat de l'aire a el corrent d'aire no pertorbat.(1,225Kg/m² a nivell del mar i 15°C).

V_∞ =velocitat de l'aire a través del perfil.

Fig.7.Coefficient de distribució de pressions

Sabent el C_p , es tracen unes gràfiques relacionant-lo amb la corda del perfil on obtenen les distribucions de pressions tant en l'extradós com en el intradós (veure fig.8.) .Com he dit anteriorment a través de càlculs que porta a terme l'ordinador aconseguixen saber el coeficient de sustentació que és el que influirà directament en el valor de la sustentació.

En aquest estudi sembla que en el procés d'elaboració de la gràfica només s'ha de trobar el coeficient de pressió. Però hem de tenir en compte que és més complicat que això ja que en el càlculs intervenen les equacions de Navier-Stokes.

El coeficient de sustentació coincideix amb la l'àrea compresa entre les dos corbes de distribució de pressions generades a l'extradós i el intradós de la figura 8. Degut a que aquestes corbes no es poden definir mitjançant polinomis de fàcil integració algebraica el càlcul d'aquesta superfície es determina per mètodes numèrics. Un de molt senzill és descompondre en múltiples rectangles que tenen una llargària igual a la distància entre les dues corbes i una amplada igual a una mil·lèsima part de la corda (suposant que fem servir mil rectangles).Finalment, sumant l'àrea de tots els rectangles obtindrem el valor de C_D i C_L totals (recordem que aquests dos coeficients són descomposicions de la força total de sustentació).

En la part de l'extradós la pressió és negativa, és a dir, la podem entendre com una succió que fa que l'ala pugui. En la part del intradós la diferència de pressió és positiva menys en algun tram que serà negativa.

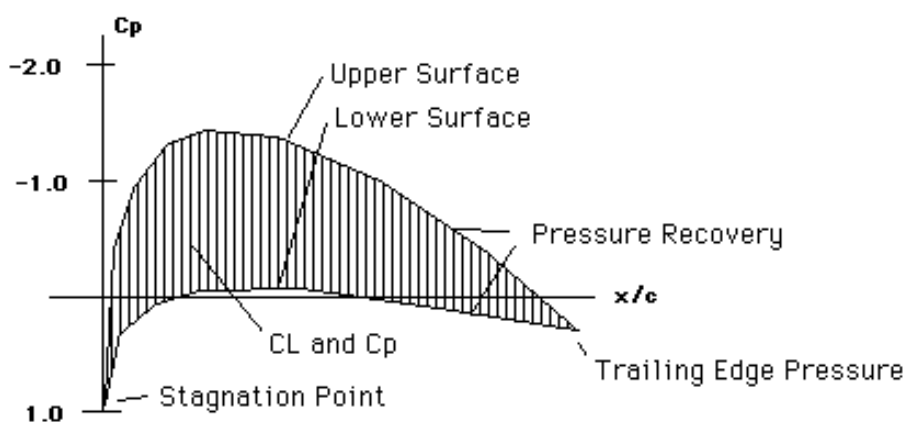


Fig.8. Gràfica de les distribucions de pressions en un perfil determinat. Estudi fet per Stanford: "Airfoil pressure distribution"

La pròpia complexitat de les equacions d'Euler i Navier-Stokes van forçar als primers investigadors aeronàutics a utilitzar mitjanans experimentals per a calcular la sustentació i la resistència dels perfils. Per això sorgiren els túnels de vent i la seva posterior prova en

aeromodels no tripulats. Sobretot era molt freqüent abans dels anys 90 quan no era senzill accedir als ordinadors tan potents com els que avui en dia disposem.

Actualment els ordinadors ens permeten estimar com es comporta l'ala d'un *Airbus 380* mitjançant les equacions de Navier-Stokes (i derivacions més modernes) on el perfil de l'ala no es constant al llarg de l'envergadura d'aquesta ni la geometria del ala és regular.

No obstant això, els túnels de vent (veure fig.9.) segueixen sent imprescindibles com a mesura de variacions de la teoria en el procés de disseny i desenvolupament de les aeronaus modernes. Serveixen per provar els models d'aeronaus proposades. Mantenen unes condicions de flux reals (similars nombres Mach i Reynolds).

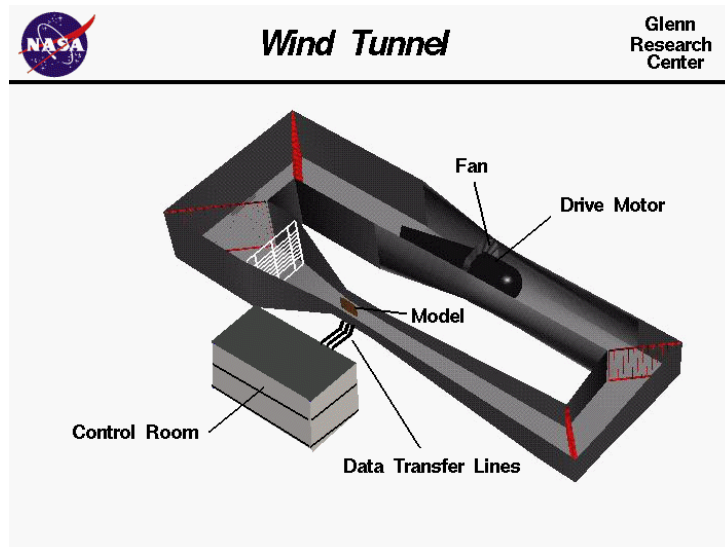


Fig.9.Wind Tunnel by NASA

2.3. NOMBRE MACH

És la relació de la velocitat de l'avió respecte l'aire entre la velocitat del so a l'altitud del vol. S'utilitza en l'anàlisi del flux compressible.

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

Fig.10. Càlcul Nombre Mach

Sent:

V = velocitat de el corrent lliure de l'aire

a = velocitat del so a l'altitud de vol

El nombre Mach prové d'Ernst Mach qui va portar a terme els primers experiments significatius en el vol supersònic a Alemanya. És una magnitud adimensional que expressa la velocitat del vol en referència a la velocitat del so (varia segons les condicions atmosfèriques).

Va sorgir ja que algunes aeronaus volaven a grans velocitats. S'utilitza per controlar la velocitat que porta un avió . Si el nombre Mach és inferior a 1 es diu que el flux és subsònic; si és 1, sònic (equivalent a la velocitat del so); i si és superior a 1, supersònic.

Amb la variació de la temperatura poden correspondre diferents nombres Mach a una mateixa velocitat de vol. És interessant saber que el factor de compressibilitat de l'aire no s'associa a la velocitat de vol sinó que s'estudia en el nombre Mach . També es pot expressar com la relació entre les forces inercials i les originades per la compressibilitat del fluid. Si aquest nombre és menor de 0,3 es poden negligir els efectes de compressibilitat simplificant-ne l'estudi de l'aeronau.

2.4. CAPA LÍMIT ,VISCOSITAT I NOMBRE DE REYNOLDS

La capa límit és la distància entre la superfície del perfil (velocitat 0) i el punt on la velocitat del corrent és la de l'aire lliure. El gruix de la capa límit correspon a la distància on la velocitat és 0 fins on la velocitat es el 99% de el corrent lliure.

Els efectes de la viscositat de l'aire són presents en l'avió i en el perfil alar. Per entendre l'efecte de viscositat i l'origen de la capa límit posaré 2 exemples.

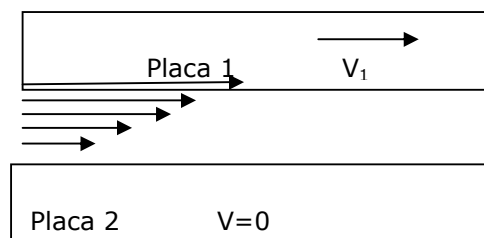


Fig.11.Exemple 1. Viscositat

En primer lloc, tenim dues plaques paral·leles separades entre si per un fluid (veure fig.11.). La capa 1 està en moviment V_1 . La capa 2 es troba en repòs. Les molècules del fluid que estiguin en contacte amb la capa 1, en moviment, es comportaran com si estiguessin adherides a aquesta. És a dir, es mouran amb la mateixa velocitat. De la mateixa manera, la capa del fluid següent més pròxima a la placa 2 es mourà com un gradient de pressions a una velocitat lleugerament menor. Aquest fenomen es deu a que les capes llisquen unes sobre les altres. Tot i que, quan la capa superior tendeix a que la inferior vagi amb la mateixa velocitat, es troba que degut a la inèrcia de la capa inferior es creen unes forces de fricció que fan que es vagi assolint una menor velocitat. Així passaria degut als efectes de la viscositat amb les següents capes fins arribar a la capa 2 que seguiria estant en repòs. Una corrent com la descrita seria en flux laminar sempre i quan s'apliqués una força constant F per a mantenir la velocitat de la capa 1 i vèncer les forces de fricció.

Un segon exemple d'aquest fenomen el veuríem a la fig.12. en el parabrises d'un cotxe circulant a 140 Km/h just després de ploure. Sembla lògic pensar que les gotes d'aigua de la pluja seran escombrades pel vent huracanat que llisca sobre la superfície exterior del cotxe a 140 Km/h. Contràriament al que caldria esperar, les gotes es queden immòbils al

parabrises degut a que la capa de molècules d'aire més pròxima al cotxe també es manté immòbil i s'adhereix al cotxe portant velocitat zero en relació al vehicle.

De la mateixa manera que en l'exemple 1, a mesura que ens allunyem de la superfície del cotxe cap a fora, les capes de molècules d'aire es van desplaçant entre elles adquirint velocitat gradualment fins que traspassen la capa límit, que és la transició a la capa on les molècules d'aire deixen d'estar enganxades al cotxe, adquirint una velocitat del 99% de la velocitat que porta el vehicle contra l'aire.



Fig.12.Efectes de viscositat i capa límit. Comportament gotes d'aigua quan el cotxe porta una velocitat $V=140$ Km/h.

Aplicant-ho a un perfil alar, la capa molecular d'aire que està en contacte amb la superfície del perfil queda adherida a aquest. Tot seguit, les capes llisquen unes sobre les altres i van adquirint velocitat fins que la velocitat de la capa de l'aire és la del flux del corrent lliure.

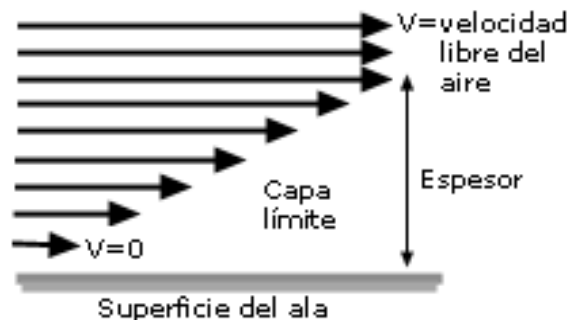


Fig.13. Comportament de la capa límit d'un flux laminar d'aire lliscant sobre un perfil alar.

Quan el flux d'aire dins de la capa límit és en forma de capes paral·leles se'n diu que es troba en règim laminar .També està la força de fregament que es crea degut al lliscament entre molècules de les diferents capes al incrementar les velocitats.

Quant més a prop es trobi del caire d'atac les molècules es mantenen en flux laminar. A mida que es van distanciant del caire d'atac les forces de fricció cada vegada són més fortes, fent que l'espessor o gruix de la capa límit augmenti fins que, a una distància

determinada del caire d'atac, es comença a destruir el flux laminar passant a ser turbulent. Essent el règim turbulent les partícules d'aire es mouen desordenadament saltant de capa. L'espessor de la capa límit augmenta paral·lelament amb la velocitat de les partícules.



Fig.14. Fotografia del desprendiment de la capa límit en un túnel de boira

En conclusió, haurem de procurar que el punt de transició de capa laminar a turbulenta sigui el més llunyà possible del caire d'atac.

La capa límit té una funció determinant: a través d'ella es transmet la pressió que existeix en el corrent lliure de l'aire fins la paret.

"El desprendiment de la capa límit s'origina quan aquesta té poca velocitat i existeixen partícules dins d'aquestes amb velocitats pràcticament nul·les en la zona on el gradient de pressió es desfavorable". (Gustavo Adolfo Scarpin Capitulo II- Conceptos de aerodinámica)

Per a que no es desprengui aquesta capa quan la velocitat disminueix provocant la pèrdua de sustentació es poden utilitzar dispositius hipersustentadors (veure punt.4.2.) o dispositius per controlar l'espessor de la capa que endarrereixen l'entrada en pèrdua. També es pot recórrer a l'efecte Coanda, que consisteix en comunicar energia a la capa límit mitjançant la creació d'un flux addicional d'aire sobre l'ala.

En tots els casos, busquem augmentar la velocitat del corrent dins de la capa límit.

Quan variem bruscament l'angle d'atac de qualsevol perfil aerodinàmic el gradient de pressions a l'extradós és desfavorable. Si el desprendiment de la capa límit es produeix molt a prop (al 25% aproximadament) del caire d'atac, l'avió entrarà en pèrdua al no haver-hi una distribució de pressions que mantingui una succió en quasi tot l'extradós del perfil.

És rellevant saber que el desprendiment de la capa límit varia en funció del regim laminar o turbulent. En aquest cas, seria preferible una capa límit turbulenta ja que el desprendiment serà més tard que en la laminar degut a que les molècules d'aire que es mouen en la capa límit turbulenta ho fan a més velocitat.

Osborne Reynolds va publicar l'any 1883 els estudis relatius a les diferents naturaleses d'un flux en funció de la velocitat i de les condicions de contorn introduint el concepte de nombre de Reynolds.

A nivell intuïtiu podem explicar el nombre de Reynolds com el quocient entre forces de la inèrcia d'un cos que es desplaça a través d'un fluid i la influència de les forces generades per la viscositat del fluid.

El nombre de Reynolds (**R.N.**) és un paràmetre adimensional que ens permet saber en quina etapa del flux es troba un objecte dins d'un fluid: flux laminar, turbulent o en transició. És important predir el nombre de Reynolds durant l'elaboració d'una aeronau per saber si tendirà a mantenir-se en flux laminar. Com ja he dit anteriorment, el punt de transició té lloc a una certa distància del caire d'atac, però també depèn de la viscositat (tipus fluid), la velocitat, la forma alar, la longitud de la corda del perfil i densitat. També influeix la rugositat de la superfície del perfil.

La fórmula simplificada de càlcul del nombre de Reynolds no té en compte la rugositat existent per estudiar el tipus de flux en les canonades o perfils alars. En el cas del avions es calcula com:

$$R.N. = (\text{densitat de l'aire} / \text{viscositat de l'aire}) \cdot \text{Velocitat} \cdot \text{Corda}$$

Fig.15.a. Fórmula per a calcular el Nombre de Reynolds.

Si suposem que tenim un ala, on la seva corda mesurés d'un metre, que es desplaça a una velocitat d'un m/s, dins d'un flux d'aire amb una viscositat i densitat d'aire estàndard, en aquest cas tindriem:

$$R.N. = (1,225 / 0.000179) \cdot 1 \cdot 1 = 68459$$

Fig.15b. Fórmula normalitzada del Nombre de Reynolds

Una vegada tenim el nombre "màgic" 68459 podem calcular fàcilment el nombre de Reynolds que presenti qualsevol perfil desplaçant-se a qualsevol velocitat:

$$R.N. = 68459 \cdot V \cdot L$$

On:

V= velocitat expressada en m/s

L= corda de l'ala expressada en m

Fig.15c. Fórmula simplificada R.N

Podem afirmar que el nombre de Reynolds depèn de la velocitat de l'aire, la corda de l'ala i les condicions del medi. Quant més gran sigui la velocitat de l'aire, la corda de l'ala i la densitat de l'aire obtindrem un nombre de Reynolds major.

El R.N. s'utilitza també per predir la resistència de fricció. En la fig.16, veurem la seva variació en capa límit laminar, transició i turbulenta relacionant el coeficient de fricció i nombre de Reynolds.

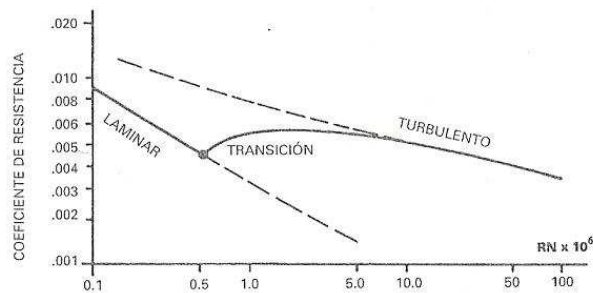


Fig.16. Gràfica que relaciona N.R. amb coeficients de resistència situant quan es produeix els canvis en el tipus de flux.

Com es pot observar en la gràfica de la fig.16. :

- Si el R.N. es troba comprès entre 100.000 i 500.000 volarà en règim laminar.
- Si es troba comprès entre 500.000 i 10.000.000 estarem en la regió de transició.
- Si supera els 10 milions ens trobarem en règim turbulent.

Si parlem d'un R.N. petit direm que predominen les forces de la viscositat. Si parlem d'un nombre de Reynolds alt predominaran les forces originades per la inèrcia. El factor de la viscositat estàndard en l'aire és 0.0000179 Kg/m/s. Entenem per forces de la inèrcia la resistència que oposa un sistema de partícules a modificar el seu estat dinàmic.

Per veure la influència del nombre de Reynolds posaré dos exemples:

Primer cas: Quan veus volar a baixa velocitat un avió d'aeromodelisme, que té una velocitat i una corda relativament petites, es poden apreciar unes reaccions massa nervioses degut a que predominen les forces de viscositat de l'aire. D'altra banda, no és el mateix quan veus volar una aeronau a escala real on els efectes de viscositat són insignificants en comparació amb la inèrcia de la massa observant un vol majestuós. No tindran les mateixes característiques de vol perquè no tindran els mateixos nombres de Reynolds, tot i que en els dos casos es tracti del mateix avió a escala real o reduïda.

Segon cas: Es pot observar el mateix fenomen amb la maqueta d'un vaixell a l'aigua. Quan parlem d'un model a escala reduïda (teledirigit), predominen les forces de la viscositat per això navega xocant freqüentment amb l'aigua (petits cops nerviosos). En canvi, en el vaixell a escala real, on sens dubte predomina la inèrcia de la massa en les mateixes condicions d'onatge, no s'observaran aquest cops nerviosos. El mateix vaixell a escala real trencarà l'aigua sense mostrar tanta sensibilitat a les petites onades.

Aquest fenomen fàcil de detectar visualment és el responsable de que quan surt un avió teledirigit en una pel·lícula es noti immediatament que no es tracta d'un avió de veritat.

3. AERODINÀMICA APLICADA ALS AVIONS

3.1. PERFILS ALARS

Per al propòsit d'aquest treball centraré el marc teòric en l'estudi del perfil asimètric Clark Y-14 i el simètric Naca 0014 donat que són dos casos extrems dins dels tipus de perfils alars: el que té la part inferior quasi plana i el que és totalment simètric respectivament.

Com hem vist en el capítol anterior, el rendiment aerodinàmic i les prestacions del perfil depenen exclusivament de la forma geomètrica, influenciant directament sobre la resistència, la sustentació i el moment de caboteig.

Avui en dia el desenvolupament de l'aviació exigeix que els perfils aerodinàmics siguin revisats contínuament. Els constructors aeronàutics estudien nous perfils amb el propòsit de crear nova demanda amb aplicacions militars, de transport i comercials segons el tipus de vol sigui transsonic, subsònic, supersònic o hipersònic. En cada un d'aquests tipus és més important aconseguir una prestació determinada. Per exemple, en el transport de passatgers el més important és aconseguir una favorable relació entre velocitat i consum de combustible. Al sector militar, el predominant, és la velocitat i la maniobrabilitat.

3.1.1. TERMINOLOGIA

El perfil alar s'obté fent un tall vertical a l'ala i paral·lel a la direcció de vol. Aquesta secció col·locada repetidament és el que forma l'ala, tot i que en molts casos la forma del perfil variarà en l'ala. Per parlar de les parts del perfil s'utilitza una terminologia especialitzada mostrada a la imatge següent:

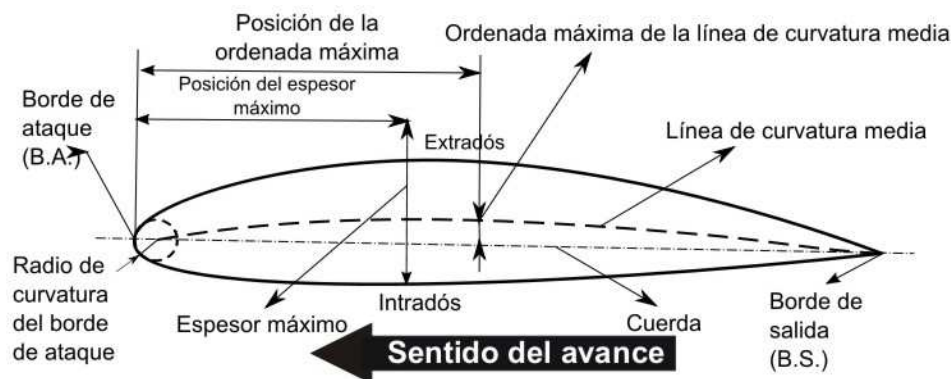


Fig.17.Secció perfil alar

A) Extradós: És la part superior de l'ala compresa entre els caires d'atac i de sortida.

B) Intradós: És la part inferior del l'ala compresa entre els caires d'atac i de sortida.

C) Caire o vora d'atac: És la part del davant de l'ala o també la que talla i es troba en contacte abans amb el flux d'aire.

D) Caire o vora de sortida: És el punt posterior del perfil on s'ajunten el flux de l'*extradós* amb el del *intradós* per deixar d'estar en contacte amb l'ala i tornar a formar part de el corrent lliure de l'aire.

E) Radi de curvatura del caire d'atac: És el radi d'un cercle tangent a l'*extradós* i el *intradós* que defineix la curvatura (forma) del caire d'atac.

F) Corda: És la línia recta imaginària més llarga que creua el perfil des del caire d'atac fins el caire de sortida. Talla el perfil en la part superior i la part inferior. Es sol parlar de la corda mitjana degut als canvis de dimensió i forma del perfil en l'ala.

G) Línia de curvatura mitjana: És la línia que s'obté dibuixant els punts equidistants entre la part superior (*extradós*) i la part inferior (*intradós*) al llarg del perfil. La forma d'aquesta línia és molt important en les característiques aerodinàmiques del perfil. En el cas dels perfils simètrics, que tenen la mateixa forma al *intradós* i l'*extradós*, aquesta línia coincideix amb la corda. En els perfils asimètrics, on la part superior no és igual que l'inferior, la distància que separa la línia de curvatura mitjana amb la corda és la cambra. Si la línia de curvatura mitjana va per sobre del perfil és positiva, negativa si va per sota i de doble curvatura si en un tram va per dalt i en l'altre per baix.

Regla d'or: A major cambra tindrem major C_L , C_D i C_M per a qualsevol tipus de perfil.

H) Ordenada màxima de la línia de curvatura mitjana o cambra: És la distància més llarga entre la línia de curvatura mitjana i la corda. Aquest paràmetre i la seva posició són rellevants a l'hora de definir la línia de curvatura mitjana (s'expressen en % de la corda).

I) L'espessor o gruix: És la màxima distància entre l'*extradós* i el *intradós*. El valor de l'espessor màxim i la seva posició s'expressen en % de la corda. Aquest valor té un abast des del 3% fins el 24% depenent del gruix del perfil. La posició de l'espessor màxim es defineix com la distància horitzontal des de el punt on es troba situat el valor de l'espessor màxim fins el caire d'atac.

J) Angle d'atac: És el que s'origina entre la corda i la direcció del vector velocitat del flux d'aire.

El vector de la força de sustentació és perpendicular a la direcció de el corrent lliure de l'aire. El vector de la resistència és paral·lel.

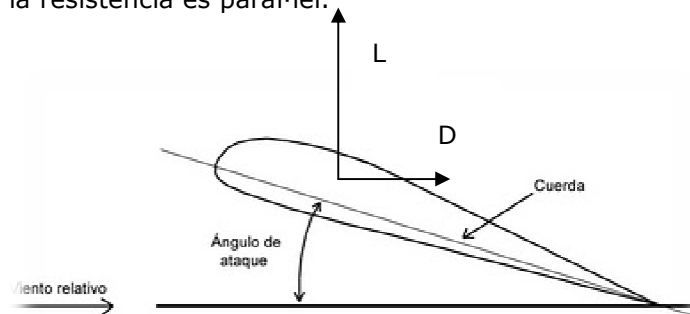


Fig.18.Angle d'atac

3.1.2. DISTRIBUCIÓ DE PRESSIONS I CENTRE AERODINÀMIC

Partim de la distribució de pressions que va introduir Euler (veure pàg.2.2.2.) i l'aplicació de les equacions de Navier-Stokes (veure pàg.2.2.3.) per entendre la distribució de pressions en el perfil. Si la pressió s'aplica sobre un àrea és genera una força. Multiplicant el diferencial de pressió neta resultant pel diferencial de l'àrea (el gruix hipotètic de una secció de perfil) s'obté un diferencial de força que s'integrarà en la longitud de l'envergadura per obtenir una força anomenada sustentació.

Es demostra matemàticament que entre el 25% - 28% de la corda es troba un punt anomenat centre aerodinàmic, que té la propietat de que el coeficient del moment de caboteig (C_M) de la força de sustentació aplicada en aquest punt és constant. En altres paraules, el C_M no varia amb l'angle d'atac. Per aquest motiu, interessa que el centre de pressions coincideixi amb el centre aerodinàmic.

Als perfils simètrics es compleix que el centre de pressions sempre coincideix amb el centre aerodinàmic tot i que variï l'angle d'atac.

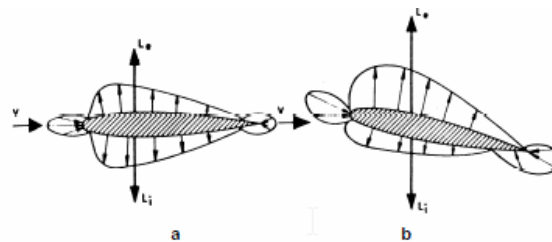
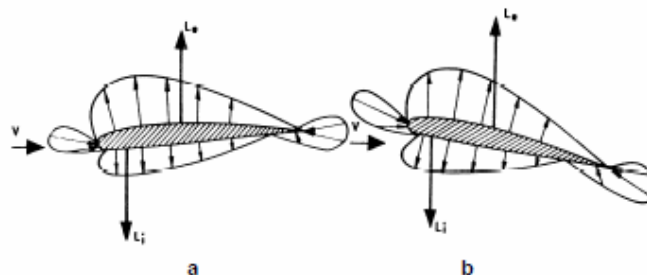


Fig.19.Perfil simètric amb angles d'atac 0, en la fig. a. i positiu, en la fig. b.

Com mostra la figura 19.a, en un perfil simètric amb angle d'atac zero el centre de pressions coincideix amb el centre aerodinàmic. No genera sustentació perquè la força resultant de la distribució de pressions a l'*extradós* i el *intradós* és del mateix mòdul i de sentit contrari. Tampoc es genera moment de caboteig perquè les dues forces estan aplicades al mateix punt que és el centre aerodinàmic.

Als perfils considerablement asimètrics, com la resultant de pressions generada a l'*extradós* és més gran que la generada en el *intradós*, existirà una força neta de sustentació. Però la part negativa és que al estar aplicades les resultants de pressió de l'*extradós* i el *intradós* en punts diferents es genera un moviment de rotació "nas avall".



A més, el centre de pressions es desplaça cap endavant quan augmenta l'angle d'atac i cap enrere quan aquest disminueix i per tant, la força de sustentació mai coincideix amb el centre aerodinàmic.

Com es pot veure en la figura 20, es pot desplaçar entre el 25% i el 60% de la corda fent l'avió molt inestable en l'eix longitudinal. Aquest efecte complica el comandament al pilot ja que haurà d'efectuar les maniobres de enlairament i aterratge suaument.

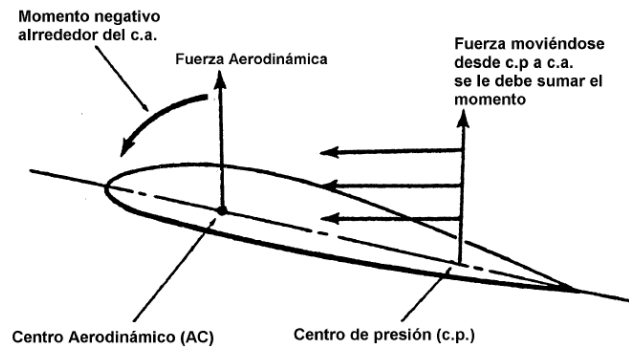


Fig.20.Desplaçament del centre de pressions en el perfil asimètric

3.1.3. CARACTERITZACIÓ

Els principals aspectes que caracteritzen un perfil són la **força de sustentació, la resistència i el moment de caboteig.**

3.1.3.1.FORÇA DE SUSTENTACIÓ

La sustentació és igual al producte de la resultant de la distribució de pressions (depèn de angle d'atac) per l'àrea alar.

Els factors que influeixen en la sustentació són (ordenats per la de major a menor importància):

1. Velocitat de del corrent lliure de l'aire (V)
2. Angle d'atac (α es troba implícit en les gràfiques de variació de C_L)
3. Superfície alar (S)
4. Coeficient de Sustentació (C_L)
5. Densitat del corrent lliure de l'aire (ρ)
6. Nombre de Reynolds (Efectes de la viscositat) (μ)
7. Relació d'aspecte de l'ala (A.R.)
8. Rugositat de la superfície alar (més rugosa = tendència a un major despreniment de la capa límit)

Fig.21 a. Equació de la sustentació: $L = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot C_L$

Tot i que el Nombre de Reynolds i la relació d'aspecte de l'ala (corda · envergadura) no surtin directament en la fórmula simplificada del càlcul de sustentació estan relacionats amb el C_L .

En els avions moderns les velocitats d'enlairament o aterratge varien en comparació amb les del vol en creuer. També ho fa la densitat (des del nivell del mar fins a 40000 peus). Per tant, el RN canviarà durant el vol ja que en la seva fórmula està el factor de velocitat. Aquests efectes de canvi faran que els valor del C_L augmentin amb el nombre de Reynolds. Per aquests motiu els coeficients de sustentació es donen en relació a un seguit de Nombres de Reynolds.

És molt important en la comparació de dades obtingudes en túnels de vent en models a escala amb característiques aerodinàmiques reals, tot i que en el túnel de vent les proves solen ser amb R.N. menors que els reals per factors econòmics (el nombre de Reynolds depèn de la llargària de la corda de l'ala) o pràctics (caldrien túnels de vent molt grans) i després es corregeix per adaptar-los a les característiques de vol real.

La geometria alar també influeix en la sustentació del perfil. En concret, la relació d'aspecte de l'ala i la variació de la geometria.

Sembla raonable que haurien de sustentar el mateix dos ales amb una relació d'aspecte diferent sempre i quan tinguessin la mateixa superfície alar. És important veure que la sustentació depèn de la superfície alar (veure en la formula de la sustentació). Tot i així, no és el mateix tenir una ala d'1m d'amplada x10 m de llargada (1r cas) que una de 10 m d'amplada x 1 m de llargada (2n cas).

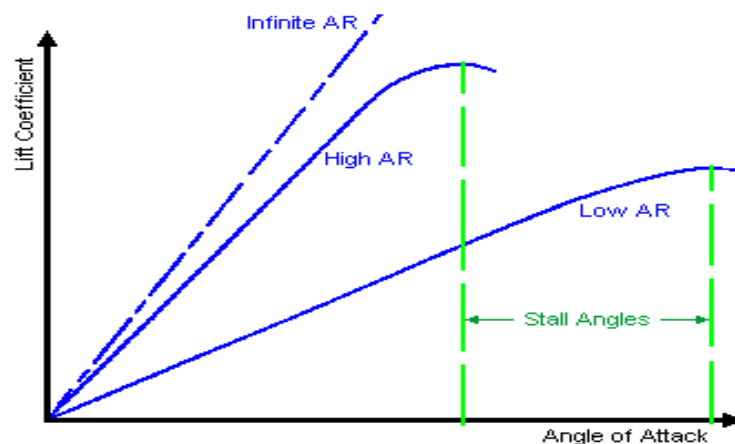


Fig.22. Variació del C_L amb α per a diferents relacions d'aspecte.

La superfície serà la mateixa però en el primer cas, si l'ala és molt llarga, el perfil tindrà una corda més curta que facilitarà que el desprendiment de la capa límit sigui abans. En el segon cas, la corda serà llarguíssima i el desprendiment de la capa límit serà més tard per tant li costarà més entrar en pèrdua però sustentarà menys.

3.1.3.1.1. ÀNALISI I CÀLCUL COEFICIENT DE SUSTENTACIÓ

Mitjançant l'experimentació s'ha demostrat que la resultant de la distribució de pressions és directament proporcional a la pressió dinàmica. Per això, l'equació d'aquesta força també es pot entendre com el producte de la pressió dinàmica per l'àrea de l'ala i per una constant

K que representa la diferència entre pressió dinàmica i la resultant de la distribució de pressions en l'ala.

$$\text{Fig.21b. Equació de la sustentació: } L = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot K$$

Per exemple, volem veure el comportament de la constant K al variar els paràmetres del quals depèn la sustentació. Tenim un túnel de vent capaç d'originar una corrent d'aire a una velocitat V, de densitat ρ i capaç de mesurar la força de sustentació (perpendicular al corrent) i resistència (paral·lel al corrent).

En primer lloc, col·loquem el perfil a diferents angles d'atac respecte el corrent i mesurem les forces de sustentació (L) originades sense variar altres paràmetres. Tot seguit, fent els quocients de les diferents forces de sustentació (L) entre la S (superfície alar) per q (Energia cinètica) obtindríem el coeficient adimensional que anomenarem Coeficient de Sustentació o C_L . Veurem que aquest coeficient serà molt important a l'hora d'estudiar la sustentació. (veure fig.25.)

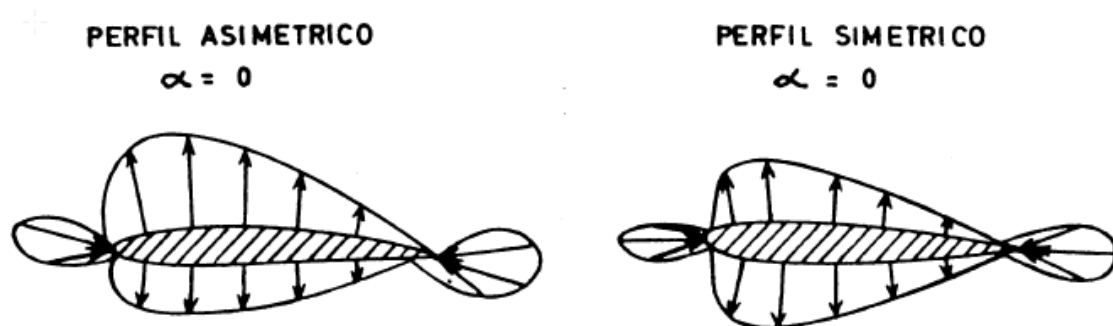
$$C_L = \frac{L}{q \cdot S} \quad \text{On: } q = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2$$

Fig.23. Càlcul coeficient de Sustentació

Representant una gràfica relacionant el coeficient de sustentació i l'angle d'atac veurem que la funció serà lineal. Com podem veure a la fig.25, quan s'incrementa l'angle d'atac també ho fa la sustentació i conseqüentment el coeficient de sustentació. La gràfica creix fins que arriba un punt que tot i que s'incrementi l'angle d'atac la força de sustentació disminueix bruscament i entra en pèrdua. Això passa degut al trencament de la capa límit quan es superen els 12°-18° graus d'angle d'atac depenent del perfil. Ja no es produeix la distribució de pressions adequada i es desprèn la capa límit.

Si experimentéssim en un flux amb una major velocitat, seria lògic preveure un increment en les forces i coeficients de sustentació. Si més no, ens trobarem que el coeficient de sustentació serà el mateix. Quan s'incrementa la velocitat també ho fa la pressió dinàmica o cinètica que es troba al denominador fent que el coeficient de sustentació no variï en funció de l'angle d'atac al que es produeix la pèrdua, que seguirà essent el mateix.

Fig.24. Caracterització del C_L a un angle d'atac de 0° :



Per entendre les diferències en la distribució de pressions en el perfil fixem-nos en la imatge de la figura 24. Basant-nos en el que hem vist en el cas d'un perfil simètric el C_L és zero quan l'angle d'atac és 0.

Contràriament, en la fig.25, veiem que en el cas del perfil asimètric, per a angle d'atac 0 hi ha coeficient C_L i força de sustentació. Això és degut a la línia de curvatura que té el perfil asimètric i a que té cambra. La velocitat a l'extradós serà major que al intradós i la distribució de pressions serà favorable. En aquest cas, per aconseguir que el perfil adquireís un C_L nul hauríem de posar-ho amb un angle d'atac negatiu de -4/-5 graus.

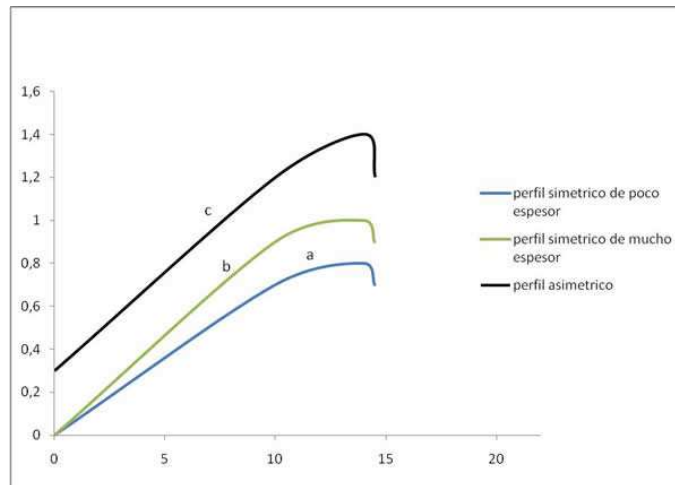


Fig.25.Gràfica comparativa d'anàlisi dels Coeficients de Sustentació en relació a diferents angles d'atac dels perfils simètric i asimètric.

En aquesta la gràfica 25 es compara el C_L amb l'angle d'atac per a diverses ales amb els perfils simètric i asimètric. En el cas dels perfils simètrics, es diferencien dos corbes i per tant, coeficients de sustentació diferents segons el gruix del perfil. Per tots els perfils l'augment del gruix incrementa el C_L però també el C_D (Coeficient de resistència).

3.1.3.2. FORÇA DE RESISTÈNCIA

La resistència és la força que s'oposa al moviment d'una aeronau. Les resistències solen ser vistes com un aspecte negatiu de frenada però també fan possible disminuir la velocitat quan es necessita.

En primera instància, podríem entendre la resistència com la superfície que xoca amb l'aire. S'estudien les formes dels perfils per ser el més aerodinàmiques possibles i les que menys resistència provoquin. Per exemple, el caire d'atac no és rectangular sinó que té una curvatura.

Si poséssim el perfil en un túnel de vent observaríem que la resistència D depèn de la velocitat al quadrat (V^2), la densitat i l'angle d'atac (implícit en C_D fig.28). La fórmula de la resistència és la següent:

$$D = C_D \cdot q \cdot S$$

D=resistència total (N)
C_D=Coeficient de resistència
(adimensional)
q=pressió dinàmica ($\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2$)(Pa)
S=Superfície alar (m²)

Fig.26 Càlcul Força Resistència

El coeficient de resistència només depèn de l'angle d'atac (per a un nombre de Reynolds donat).

$$C_D = \frac{D}{q \cdot S}$$

Fig.27.Càlcul del Coeficient de Resistència

Com podem veure a la fig.28. la corba C_D vs alfa, per un R.N. donat no depèn de la velocitat, únicament depèn de la geometria i es manté invariable sempre que no es variï la configuració de la resistència desplegant-se dispositius hipersustentador o parts mòbils com el tren d'aterratge.

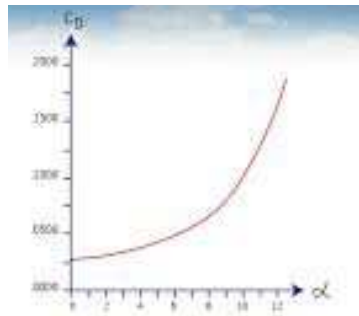


Fig.28. Gràfica del coeficient de Resistència en funció de l'angle d'atac

3.1.3.2.1.COMONENTS DE LA RESISTÈNCIA:

Hi ha dos components que formen la resistència total: la resistència paràsita D_p i la induïda D_i. També es distingeixen els respectius components del coeficient de resistència:

$$D = D_p + D_i$$

$$C_D = C_{Di} + C_{Dp}$$

Fig.29.Fórmules del càlcul de la resistència i coeficient de resistència total.

RESISTÈNCIA PARÀSITA

La resistència paràsita és la part de la resistència que no contribueix a originar sustentació. A la fig.30. es mostra un esquema dels seus components.

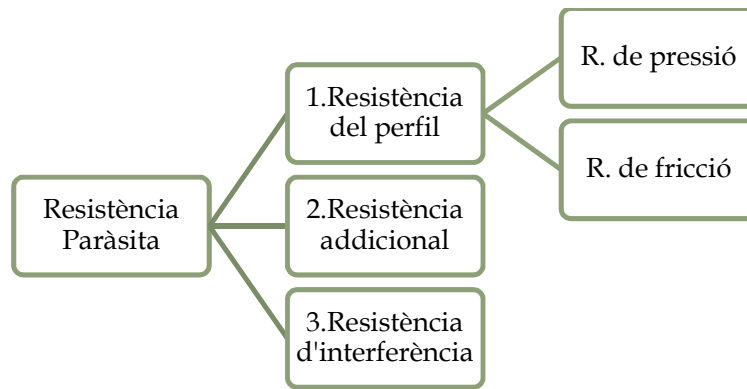


Fig.30. Esquema components Resistència Paràsita

1. La Resistència del perfil és la que s'origina en l'ala. Es descompon en la de pressió i la de fricció.

1.1. La Resistència de pressió és una força en direcció del moviment deguda a la distribució de pressions. Dependrà de si la capa límit es desprèn abans (estela gruixuda o prima) i per això serà preferible la cap límit turbulenta.

1.2. La Resistència de fricció són les forces originades a causa de factors viscosos que provoquen les forces de fricció en la capa límit.

2. La Resistència addicional és la suma de les resistència de tots els components de l'avió (excepte l'ala) i dels dispositius que influeixin en la forma aerodinàmica.

3. La Resistència d'interferència és aquella que s'origina per interferència entre les diferents capes límits de diversos elements. Per exemple, depenent si la posició del fusellatge amb l'ala (alta, mitjana o baixa). La resistència de interferència a l'ala baixa és major que a l'alta.

El coeficient de resistència paràsita és constant tot i que quan l'angle d'atac va augmentant també hi ha una regió més gran amb capa límit turbulenta i el C_{Dp} creix.

RESISTÈNCIA INDUÏDA

LA RESISTÈNCIA INDUÏDA (D_I) ÉS ORIGINADA PER L'ALA QUAN ES PRODUEIX LA SUSTENTACIÓ (ENVERGADURA NO INFINITA) JA QUE ÉS LA SEVA COMPONENT HORIZONTAL I PARAL·LELA AL FLUX DE CORRENT LLIURE (VEURE FIG.31.).

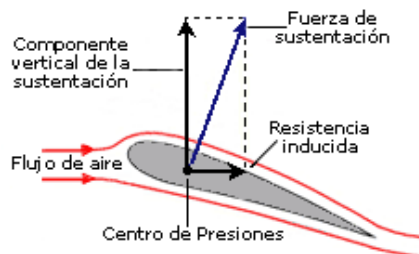


Fig.31. Esquema de les components de la força de sustentació.

A continuació veurem la relació amb el coeficient de sustentació i angle d'atac.

Com ja hem vist, la 'idea de "la succió" a l'extradós del perfil que originava una força cap amunt aplicat a l'ala (conjunt de perfils) s'explica havent una diferencia de pressions sent la de l'extradós menor i originant una corrent ascendent fent que el conjunt pugui (veure fig32.).

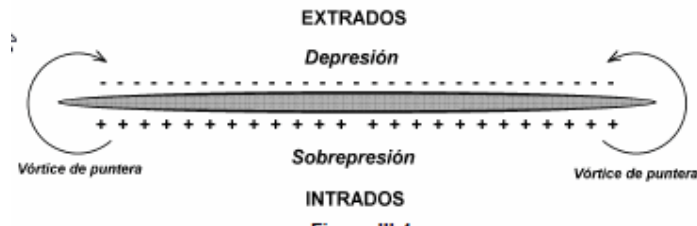


Fig.32. Vòrtex de punta d'ala degut a que las dimensions físiques no son infinites.

A més, hi ha una corrent d'aire provocada pel moviment cap endavant de l'aeronau. La suma d'aquestes dues corrents (veure fig.33) crea el vòrtex de punta de l'ala que produeix una pertorbació de la distribució de pressions en l'ala, provocant diferents C_L locals, generats per diferents perfils al llarg de l'envergadura (perfils decreixen cap els extrems) varien sent major en la zona arrel que en la punta.

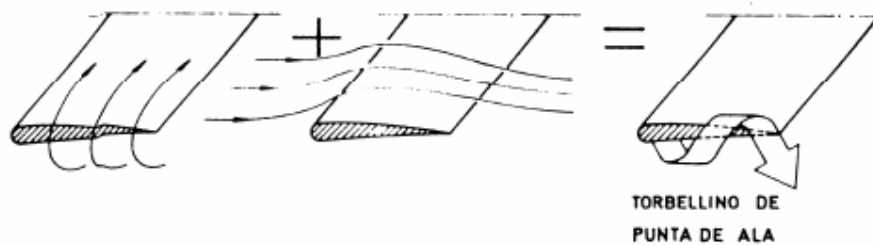


Fig.33. Creació dels vòrtexs de punta de l'ala.

El C_L total s'obté integrant la distribució dels C_L locals. Quanta més diferencia hi hagi entre les pressions a l'extradós i l'intradós la intensitat d'aquest **vòrtexs**¹⁰ augmentarà, quan major sigui el C_L de l'ala i en conseqüència l'angle d'atac. Aquests vòrtexs provocats per la sustentació generada per ales de dimensions finites absorbeixen energia del sistema originant la resistència induïda.

La pertorbació que originen provoquen que l'angle que forma la corda amb el corrent relatiu de l'aire no coincideixi amb el que forma amb el corrent lliure de l'aire (direcció de vol) sinó que sigui menor. Aquesta variació de l'angle d'atac es diu angle d'atac induït (veure fig.34.). Cada secció de l'ala estarà sotmesa a un angle d'atac menor que el que hi ha entre la corda

¹⁰ **Vòrtex:** És un flux turbulent en rotació espiral amb trajectòries de corrent tancades.

i el corrent d'aire lliure. A mesura que ens allunyem de la pertorbació creada als vòrtexs de puntera igualment disminueix l'angle d'atac induït.

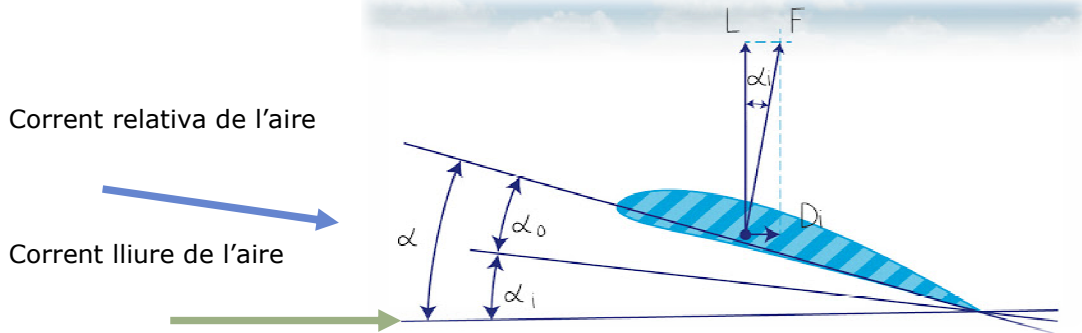


Fig.34. Esquema de l'angle d'atac induït

Com es mostra a la figura 34, la força de pressió resultant serà perpendicular a la direcció de corrent de l'aire del perfil en aquesta secció. Trobant la resultant de totes les seccions veuríem que F es troba inclinada respecte la normal de la direcció del corrent lliure de l'aire. Si descomponem la força perpendicular a el corrent de direcció de vol veurem que la component vertical de sustentació té un valor menor que la resultant i l'altre component en la direcció de el corrent lliure de l'aire serà la resistència induïda o força de resistència a l'avanç coneguda com "resistència bona" ja que el pilot la pot controlar y fer servir segons el seu interès.

Els dos coeficients (sustentació i resistència induïda) es relacionen mitjançant una fórmula (veure fig.35.) on el C_{Di} depèn del C_L variant amb una llei quadràtica. Quan el C_L es dupliqui el C_{Di} augmentarà quatre vegades. Això provoca que en les situacions on es necessita un C_L gran com per exemple en un enlairament la resistència induïda serà un valor a considerar ja que augmentarà amb aquest. Per a reduir la resistència induïda haurem d'augmentar l'allargament¹¹ ja que la influència del vòrtex de punta és menor a mesura que ens allunyem de la punta de l'ala.

$$C_{Di} = \frac{C_L^2}{\pi \cdot A \cdot e}$$

Fig.35.Fórmula de la resistència induïda

On:

A= Allargament de l'ala = $\frac{b}{c}$ (envergadura/
corda mitjana geomètrica¹²)

e=Factor d'eficiència (depèn de la forma de la planta de l'ala, adimensional)

C_L = Coeficient de Sustentació

¹¹ **Allargament:** És la relació entre l'envergadura i la corda mitjana geomètrica(A).

¹² **Corda mitjana geomètrica:** És la corda promig de l'ala, donat que els perfils van disminuint la longitud des de l'arrel fins a la punta al llarg de l'envergadura.

També hi ha una resistència de compressibilitat per a nombres superiors a 0,6 Mach.

3.1.3.3.MOMENT DE CABOTEIG

He introduït aquest concepte en el punt on es parla del centre aerodinàmic i centre de pressions perquè es impossible deslligar el fet de que l'aplicació de les forces de sustentació a l'extradós i a l'intradós d'un perfil asimètric en punts diferents de la corda que no coincideixen amb el centre aerodinàmic genera sempre un moment de rotació com es pot veure a la fig.36.

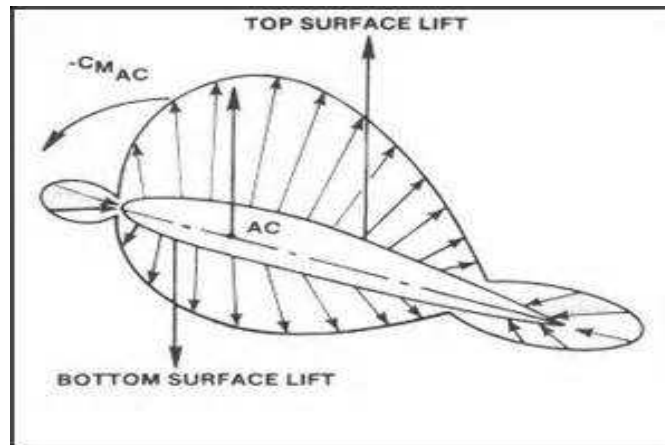


Fig.36. Generació d'un Moment de caboteig en un perfil asimètric.

Considero suficientment explicat en el punt 3.1.2. el perquè s'origina als perfils asimètrics aquest efecte indesitjable. Pel contrari, C_M no existeix o es negligible als perfils simètrics per la coincidència del centre aerodinàmic amb el centre de pressions. Si més no, el moment de caboteig s'ha de tenir molt en compte quan es dissenya un avió amb perfil marcadament asimètric. En aquest cas, serà necessari dotar a l'aeronau amb estabilitzadors de profunditat de gran autoritat per evitar que el pilot tingui moltes dificultats per mantindre l'estabilitat amb maniobres d'aterratge i enlairament.

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

Fig.37.a.Càlcul del moment

M =Moment ($N \cdot m$)

C_M =Coeficient de Moment (adimensional)

$$q = \left(\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2\right) (Pa)$$

S =Superfície alar (m^2)

c =Corda (m)

El valor de C_M resta pràcticament invariable en relació el Nombre de Reynolds.

Com hem vist en la definició de centre aerodinàmic, el valor del coeficient C_M del moment de caboteig M respecte el centre aerodinàmic és constant, per tant:

$$M_{ac} = C_{Mac} \cdot q \cdot S \cdot c_{mac}$$

M_{ac} = Moment de caboteig respecte el centre aerodinàmic

C_{Mac} = Coeficient de moment respecte el centre aerodinàmic

c_{mac} = corda mitjana aerodinàmica

Fig.37.b.Càlcul del moment respecte A.C.

Podem afirmar que tant la distribució com el centre de pressions depenen de la forma del perfil i de l'angle d'atac per tots els perfils.

L'estudi anterior dels perfils s'aplica de la mateixa manera a una aeronau a escala real com a una a escala reduïda. Les característiques, forces i principis a les que es troben sotmesos el perfils alars són els mateixos.

3.1.4. NOMENCLATURA ESTÀNDARD DELS PERFILS

És imprescindible saber la nomenclatura que defineixen els perfils perquè és la informació que ens permetrà dibuixar i construir un perfil determinat. Cada grup creador utilitza una nomenclatura particular per a classificar-los.

En el passat s'utilitzaven perfils estàndard definits o s'anaven desenvolupant a partir d'un inicial.

En l'actualitat, gràcies als ordinadors es pot crear un perfil únic per a una necessitat determinada. Ara bé, d'aquesta manera no es persegueix millorar tant les qualitats aerodinàmiques com es feia antigament sinó que les companyies treballen per estar en la primera posició en la indústria, tenint l'últim nou disseny en el mercat.

Entre les nomenclatures més utilitzades està la sèrie NACA desenvolupada per l'antecessora de la NASA i les series *TsAGI* desenvolupades a Rússia. També són importants les nomenclatures: Clark Y (EE.UU), RAF (Anglès), Euler etcètera. En els últims anys la NASA ha generat els perfils NLF i GA.

En el meu treball comparatiu he escollit un perfil simètric **NACA 0014** pertanyent a la sèrie NACA i un perfil asimètric **Clark Y-14** pertanyent a la sèrie Clark Y. El motiu de la meua elecció s'ha basat en què són perfils molt utilitzats en entrenadors de vol. He escollit que siguin del 14 % d'espessor perquè vaig trobar quasi totes les gràfiques de coeficients de Sustentació, Resistència i Moment en relació a l'angle d'atac per aquest valor.

3.1.4.1 FAMÍLIA NACA (PERFIL SIMÈTRIC)

Les **sèries NACA** (National Advisory Committee for Aeronautics) és la més utilitzada en la indústria de l'aeronàutica mundial tant en les aeronaus d'alta com baixa velocitat. Ja que he escollit un perfil de la sèrie NACA a continuació analitzarem la nomenclatura d'aquesta sèrie presentat per NACA-TR-824 "Summary of airfoil data" de Abbott Von Doenhoff y Stivers (1945).

La quantitat de xifres i el valor dels dígits que van darrere de la paraula NACA indiquen les dades necessàries per determinar el perfil completament. En primer lloc, es dibuixa la línia de curvatura mitjana i seguidament es distribueix l'espessor corresponent a un perfil simètric.

Les series dels perfils NACA més utilitzades van des de 4 dígits fins a 8 dígits. Per al propòsit d'aquest treball només serà rellevant conèixer el sistema de caracterització del perfil NACA de quatre dígits que és el que he escollit tot i que explicaré també el de 5 dígits per fer-nos una idea del conjunt del sistema NACA.

Sèrie de perfils NACA de 4 dígits:

El Sistema de Numeració d'aquesta família està basat en la geometria del perfil. Un exemple seria NACA 2415. Les dues primeres xifres (24) defineixen la línia de curvatura mitjana. La primera xifra expressa l'ordenada màxima de la línia de curvatura mitjana (m) en % (2%), la segona indica la posició d'aquesta (p) en dècimes de la corda (40%) (0.4 cm) i els dos últims dígits ens diuen l'espessor màxim del perfil (t) en % de la corda (15%). Per a aquesta família de perfil l'espessor màxim és del 30% de la corda. S'utilitzen els valors de (m, p i t) per determinar les coordenades d'un perfil utilitzant polinomis següents:

$$y_c = \frac{m}{p^2}(2px - x^2) \quad \text{from } x = 0 \text{ to } x = p$$

$$y_c = \frac{m}{(1-p)^2}[(1-2p) + 2px - x^2] \quad \text{from } x = p \text{ to } x = c$$

$$\pm y_t = \frac{t}{0.2}(0.2969\sqrt{x} - 0.1260x - 0.3516x^2 + 0.2843x^3 - 0.1015x^4)$$

Fig. 38. Polinomis que s'utilitzen per a determinar la forma dels perfils NACA de 4 dígits.

En el meu estudi he escollit el perfil **NACA 0014** (veure fig.39.). Fent el mateix anàlisi: Les dues primeres xifres em diuen que no té línia de curvatura mitjana (00). En conseqüència em fixaré en la tercera i quarta xifra per saber l'espessor màxim del perfil que en aquest cas és del 14% de la corda i es localitza al 30% de la corda.

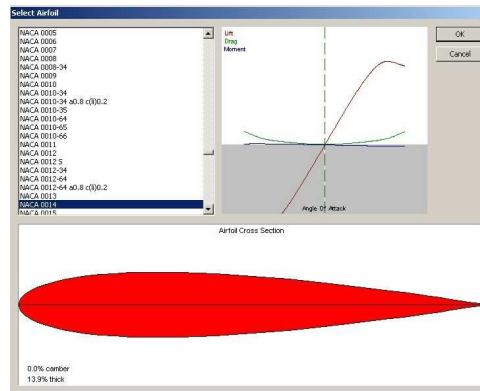


Fig.39. Esquerra: Me 163 "Komet", primer "avió coet" de la història, amb perfil NACA0014. Dreta: Imatge del perfil NACA 0014.

Com ja hem vist, un perfil es caracteritza per la sustentació, la resistència i el moment de caboteig. Després d'una extensa recerca no he trobat les gràfiques corresponents als aspectes anteriors per al NACA 0014. Només he trobat del 0012 i 0015. Per això, utilitzaré les gràfiques dels coeficients de: sustentació, resistència, moment i (coeficient de sustentació / coeficient de resistència), en tots els casos en relació l'angle d'atac, del NACA 0015 (veure fig.40) que són les més properes.

El enginyer d'HEMAV, Carlos Ferraz, m'ha assegurat que l'ús de les dades d'un NACA0015 no afectarà gaire a les meves comparacions degut a que és molt similar al 0014. A més, en tots els estudis de perfils que he trobat, hi ha sensibles diferències entre les gràfiques teòriques i les mesures empíriques obtingudes en túnels de vent.

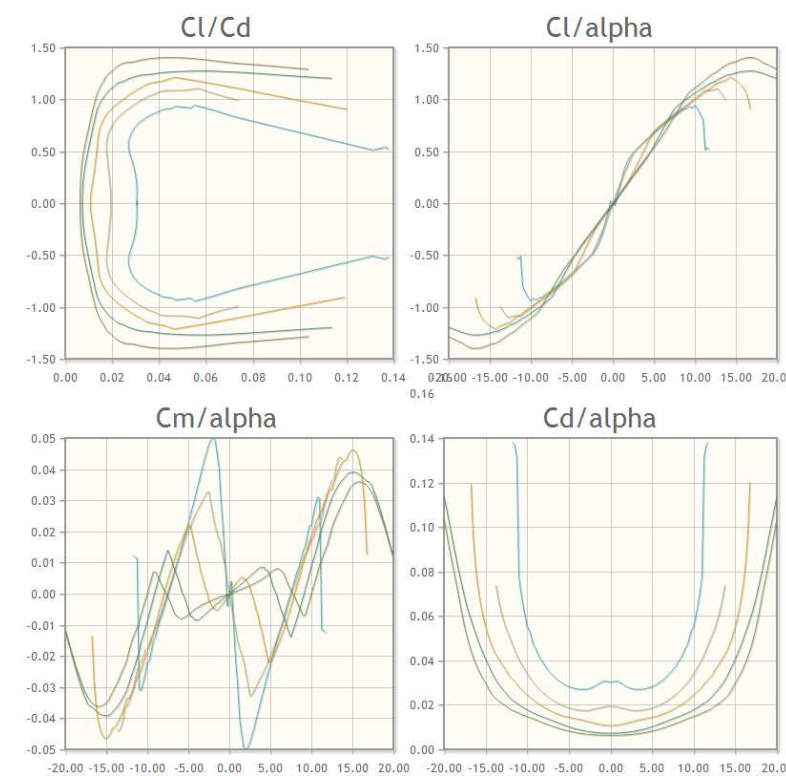


Fig.40. Gràfiques de coeficients: resistència, sustentació i moment en relació a l'angle d'atac del Perfil NACA 0015 (màxim gruix del 15% de la corda, situat al 30% de la corda respecte el caire d'atac). Font: <http://www.airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=naca0015-il>

Sèrie de perfils de 5 dígit:

El Sistema de numeració d'aquesta sèrie es basa en la combinació de característiques aerodinàmiques teòriques i geomètriques. Un exemple seria el NACA 23012. La primera

xifra multiplicada per 3/2 ens diu el coeficient de sustentació (c_l) en dècimes (0.3). El segon i tercer dígit dividits entre dos, ens diuen la posició de la cambra màxima (p) en dècimes de corda (15%). Els dos últims dígits indiquen l'espessor màxim (t) en % de la corda (12%).

A l'hora d'escollir un perfil de la família NACA segons el nombre de dígits tindrà unes característiques vol determinades com s'explica a la fig.41.

Family	Advantages	Disadvantages	Applications
4-Digit	<ol style="list-style-type: none"> 1. Good stall characteristics 2. Small center of pressure movement across large speed range 3. Roughness has little effect 	<ol style="list-style-type: none"> 1. Low maximum lift coefficient 2. Relatively high drag 3. High pitching moment 	<ol style="list-style-type: none"> 1. General aviation 2. Horizontal tails <p>Symmetrical:</p> <ol style="list-style-type: none"> 3. Supersonic jets 4. Helicopter blades 5. Shrouds 6. Missile/rocket fins
5-Digit	<ol style="list-style-type: none"> 1. Higher maximum lift coefficient 2. Low pitching moment 3. Roughness has little effect 	<ol style="list-style-type: none"> 1. Poor stall behavior 2. Relatively high drag 	<ol style="list-style-type: none"> 1. General aviation 2. Piston-powered bombers, transports 3. Commuters 4. Business jets
16-Series	<ol style="list-style-type: none"> 1. Avoids low pressure peaks 2. Low drag at high speed 	<ol style="list-style-type: none"> 1. Relatively low lift 	<ol style="list-style-type: none"> 1. Aircraft propellers 2. Ship propellers
6-Series	<ol style="list-style-type: none"> 1. High maximum lift coefficient 2. Very low drag over a small range of operating conditions 3. Optimized for high speed 	<ol style="list-style-type: none"> 1. High drag outside of the optimum range of operating conditions 2. High pitching moment 3. Poor stall behavior 4. Very susceptible to roughness 	<ol style="list-style-type: none"> 1. Piston-powered fighters 2. Business jets 3. Jet trainers 4. Supersonic jets
7-Series	<ol style="list-style-type: none"> 1. Very low drag over a small range of operating conditions 2. Low pitching moment 	<ol style="list-style-type: none"> 1. Reduced maximum lift coefficient 2. High drag outside of the optimum range of operating conditions 3. Poor stall behavior 4. Very susceptible to roughness 	Seldom used
8-Series	Unknown	Unknown	Very seldom used

Fig.41.Taula de les característiques dels perfils NACA de 4 a 8 dígits.

3.1.4.2 FAMÍLIA CLARK Y (PERFIL ASIMÈTRIC)

Clark Y: Va ser dissenyat al 1922 per Virginius E.Clark i originàriament és de 11,7 % de gruix respecte de la corda. He escollit el Clark Y-14 (veure fig.42.).Com és un estudi comparatiu he de procurar que els perfils a comparar tinguin les característiques principals comunes tot i que tinguin formes totalment diferents. Per això, el perfil asimètric Clark Y-14 té, com el seu nom indica, l'espessor màxim del 14 % de la corda i es troba situat al 28,5% de la corda. El Clark Y-14 es caracteritza per generar bona sustentació en nombres de Reynolds baixos.

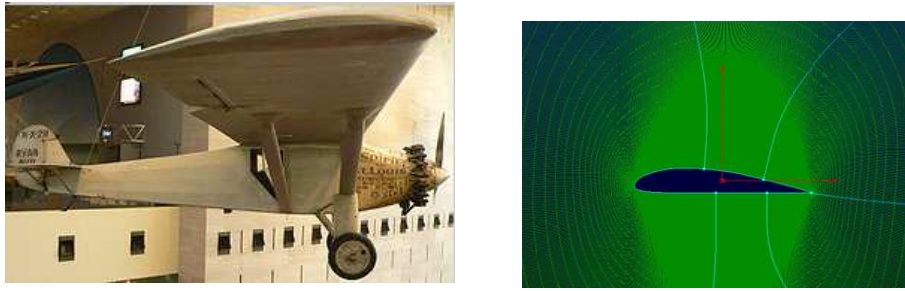


Fig.42. Esquerra: imatge del "Spirit of S't Louis". Dreta: Imatge del perfil Clark Y-14

El perfil Clark Y va ser molt utilitzat en els anys 20,30 i 40 però tot i tenir un gran rendiment aerodinàmic avui en dia gairebé no es fa servir degut a que el seu comportament respecte del moment de caboteig el fa inestable i difícil de controlar. L'avió més famós que duia aquest perfil va ser Ryan NYP "Spirit of S.T. Louis" perquè va ser el primer avió en creuar l'atlàntic.

Com ja hem vist, un perfil es caracteritza per la sustentació, la resistència i el moment de caboteig. Les gràfiques de coeficient de sustentació C_L , resistència C_D , moment C_M i quocient C_L/C_D (afinament) en relació l'angle d'atac pel Clark Y-14 són les següents (veure fig.43-46. respectivament):

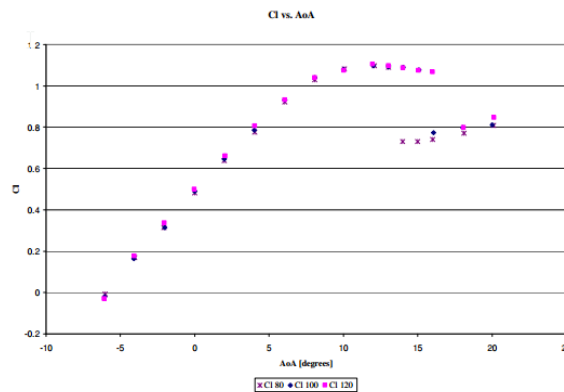


Fig.43.Gràfica Clark Y-14 Relació:Coeficient de sustentació/angle d'atac

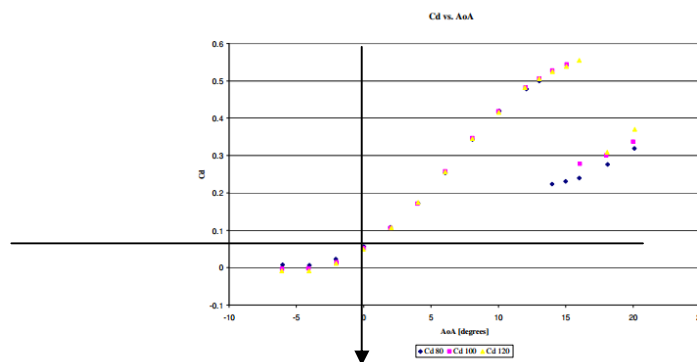


Fig.44.Gràfica Clark Y-14 Relació:Coeficient de resistència /angle d'atac

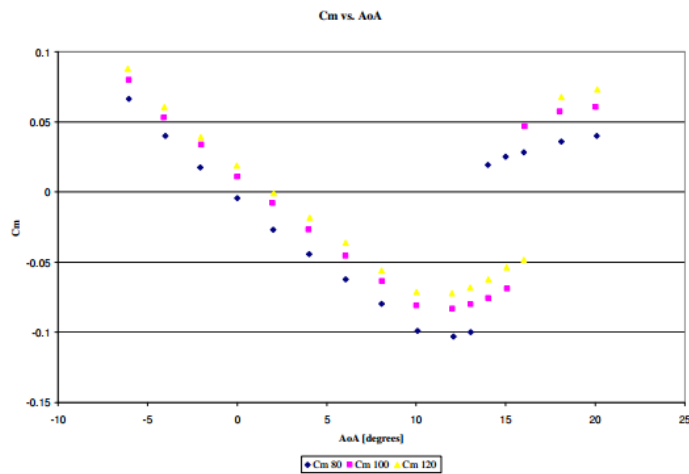


Fig.45.Gràfica Clark Y-14 Relació:Coeficient de Moment /angle d'atac

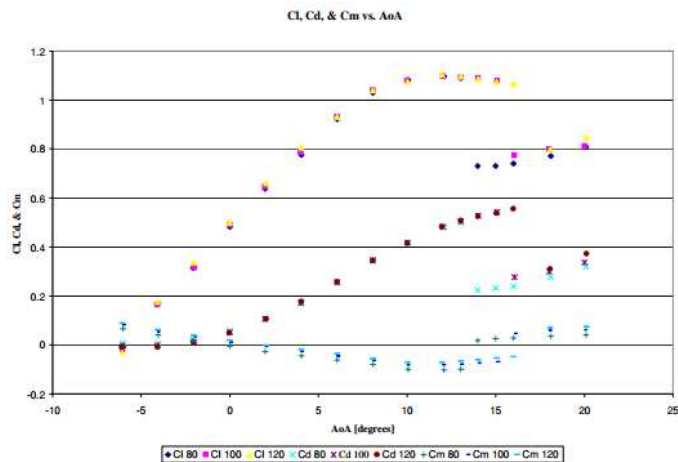


Fig.46.Gràfica Clark Y-14 Relació:Coeficient de sustentació/coeficient de resistència

Font de les gràfiques figures 43-46:

http://www.disasterzone.net/projects/docs/mae171a/wind_tunnel_experiment.pdf

Totes aquestes gràfiques estan mesurades per a nombres de Reynolds corresponents a velocitats de 80,100 i 120 Mph (nusus).

3.2. QUATRE FORCES

Les forces principals que intervenen en el vol d'un avió són quatre: Sustentació, Resistència, Força del motor i Pes (veure fig.47.). Quan l'avió està en règim permanent o nivelat a velocitat constant només es troba sotmès a la força del seu pes i de la resistència a l'avanç que el manté estàtic. Donat que aquestes dues forces són negatives es contraresten amb la **sustentació i l'empenyiment del motor ambdues positives. D'aquesta manera veurem que la suma de forces verticals i horitzontals es igual a zero.**

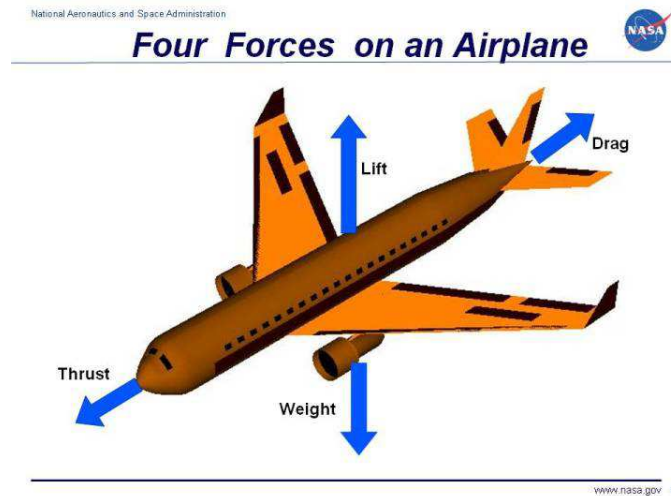


Fig.47. Les quatre forces que intervenen en el vol

3.2.1. FORCES EN SENTIT VERTICAL: SUSTENTACIÓ (LIFT) I PES (WEIGHT)

En la primera fase, en l'enlairament, per a que l'avió pugui pujar la força de sustentació (veure p.3.1.3.1) ha de ser major que la del Pes. Quan ja està volant recte i nivellat les forces de sustentació i pes hauran de ser les mateixes (en mòdul) aplicades en la mateixa direcció i sentit contrari. En l'aterratge lògicament la força de pes haurà de ser major.

El Pes és la força d'atracció gravitatòria sobre un cos. La seva direcció és perpendicular al centre de la terra així que s'exerceix en sentit cap avall, l'empeny contra la terra. Aquesta força és contrarestada per la força de sustentació exercida en sentit oposat. La intensitat del pes és proporcional a la massa del cos ($P=m \cdot g$).

3.2.1.1. CÀRREGA ALAR -DIMENSIONS

La càrrega alar és el paràmetre de disseny "principal" en funció de l'ús al que es destina l'avió ja que determina el seu comportament. És el quocient entre el pes total màxim (variació/despesa combustible) i la superfície de l'ala. Influeix en factors com el pes màxim d'enlairament, la velocitat i el radi de gir. És el principal indicador per saber si arribarà a volar o no.

A continuació, veiem un exemple d'un avió d'aeromodelisme d'entre 1-2 metres d'envergadura. Si la càrrega alar és major de 120 g/dm² l'avió serà ràpid i necessitarà d'un motor potent. Si és menor de 70 g /dm² flotarà amb més facilitat i no necessitarà tanta potència de motor per a garantir la velocitat.

Si busquem un vol lent (p. Ex. Entrenador) o amb un motor amb poca potència ens interessa que el valor de la càrrega alar sigui menor. En aquest cas en vents fluixos podrà volar a velocitats més baixes i tendirà a planejar. Si pel contrari els vents són forts és millor que la càrrega alar sigui alta.

Abans de construir l'avió és important predir el coeficient de càrrega alar (CA/\sqrt{S}) segons les característiques que tindran el perfil i la velocitat a la que pretenguis volar. Per això, el factor de pes que pugui portar serà determinat per la càrrega alar, és a dir, la superfície de l'ala de l'aeronau. El coeficient de càrrega alar serà un dels factors principals a valorar a l'hora de calcular les dimensions de l'avió. Segons el tipus d'avió hi ha un rang de càrregues alars aconsellables.

Càrrega Alar (kg/m ²)	Tipus d'avió (escala real)
3	Paracaigudes
33	Planador
51	Avioneta
67	Acrobàtic
270	Bombarder
700	Avio de passatgers
300	Caçes militars

Fig.48.Taula que relaciona el tipus d'avió amb la càrrega alar.

Per a poder comparar avions grans amb els seus models a escala es parla de coeficients de càrrega alar es per a poder comparar un avió real amb el mateix a escala. Si més no, quan parlem de càrrega alar no hi ha una proporció directa entre l'avió a escala real i el d'escala reduïda. Per exemple, un *Spitfire* (caça de la R.A.F. de la 2a Guerra Mundial) té una càrrega alar de 158 Kg/m² i la seva maqueta a escala 1/6 no volaria amb una càrrega alar més gran de (8-10) Kg / m². Com es demostra 6x8 no és igual a 158 sinó que és 48.

Com a regla general, a mesura que augmenta la superfície de l'ala d'un avió, aquest pot suportar càrregues alars més grans cada vegada, suposant que construïm el mateix avió en diferents escales. Per exemple, si un avió d'aeromodelisme d'1 metre d'envergadura té una càrrega alar recomanada màxima de 5 Kg /m², el mateix avió a escala doble (2 m

d'envergadura) podria suportar una càrrega alar major de 10 Kg /m^2 . Al doblar les dimensions lineals d'envergadura i corda estem multiplicant per 4 la superfície.

De la mateixa manera, si tens una ala de S (X.Y) es demostrà que la càrrega alar no és un nombre proporcional perquè si doubles l'escala ($4 \cdot S_1$) no et permetrà posar el doble de pes. Sinó que, com es pot veure en figura 49, podràs posar al voltant de quatre vegades el pes inicial. Per això, al no servir per estimar les càrregues alars del mateix model d'aeronau a diferents escales fem referència al coeficient de càrrega alar.

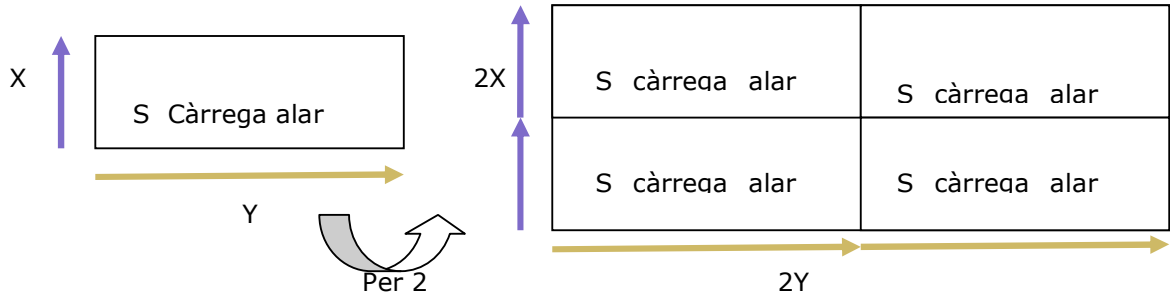


Fig.49. Esquema on es mostra que la càrrega alar no és un nombre proporcional a l'escala per a un mateix model

Com hem vist, el motiu de parlar de coeficient de càrrega alar (CA/\sqrt{S}), es perquè és molt semblant al coeficient de càrrega alar en l'escala real i en totes les escales per a un mateix avió i mateixos materials de construcció. La fórmula per a calcular el coeficient és el valor de càrrega alar entre l'arrel de la superfície. D'aquesta manera, al tractar-se de fer l'arrel quadrada de la superfície per al mateix model construït amb els mateixos materials en diferents escales comparteixen un coeficient de càrrega alar determinat.

La taula de coeficients i càrregues alars per a diferents avions d'aeromodelisme és la de la fig.50. Aquesta és la que m'interessa per al treball de camp.

Càrrega_Alar coeficient (C)	Tipus d'avió	C_A (Kg/m ²)
2-3	Veler tèrmic	1-2
4-5	Moto planador	2-3
6-8	Entrenador	3-5
9-12	Acrobàtic	5-8
13-15	Carreras ,Escala	8-11

Fig.50. Taula relacionant el tipus d'avió (petits, a escala) amb el respectiu coeficient i valor de càrrega alar aconsellada. (www.icmm.csic.com)

Jo he escollit dissenyar el meu propi model basat en el vol d'un entrenador. Ja que és més senzill i mostra les característiques de vol que persegueixo.

Com tot entrenador, ha de ser un avió previsible, que evolucioni lentament i fàcil de manejar. Hauré de predir un coeficient de càrrega alar entre 6-8 .

3.2.2. FORCES EN SENTIT HORIZONTAL: EMPENYIMENT (*THRUST*) I RESISTÈNCIA (*DRAG*)

L'empenyiment del motor (veure p.3.1.3.2) s'encarrega d'accelerar l'avió, permet ascendir o descendir controladament i vèncer tant la inèrcia de l'avió com la resistència a l'avang. Degut a l'acceleració d'una massa d'aire a una velocitat major que la de l'aeroplà segons la **3a llei de Newton (d'acció-reacció)** s'origina la mateixa força en sentit oposat que és la que empeny l'avió cap endavant.

En avions d'hèlix la força de propulsió la genera la rotació de l'hèlix gràcies al motor (convencional o turbina)(potència en CV).

En reactors l'expulsió de gasos cremats per la turbina provoquen la propulsió (potència en quilograms).

La taxa màxima d'ascens d'un avió es relaciona amb la potència. En l'empenyiment a més de la potència del motor, hi intervenen altres factors com la forma i la mida de l'hèlix.

En l'enlairament, la força motora haurà de vèncer la resistència utilitzant les màximes velocitats. En el vol anivellat, la força de resistència i l'empenyiment del motor quedaran contrarestats essent de la mateixa intensitat i direcció i sentits oposats. En l'aterratge, la força del motor serà menor. Ens interessarà anar a menys velocitat i serà la resistència la que ens ajudi a baixar poc a poc, degut a que quan incrementi l'angle d'atac incrementarà la sustentació i la resistència.

3.2.3. CENTRE DE GRAVETAT

Aquestes forces s'apliquen en el centre de gravetat ,situat al 25% de la corda on l'avió és estable (totalment pla). Si pengem l'avió des d'aquest punt queda perfectament estable. (veure fig.51.). La força de gravetat s'exerceix en aquest punt. L'avió realitza els moviments pivotant sobre el centre de gravetat.



Fig.51.Centrat de l'avió

4. ESTRUCTURA D'UN AVIÓ

4.1. COMPONENTS DE L'AVIÓ

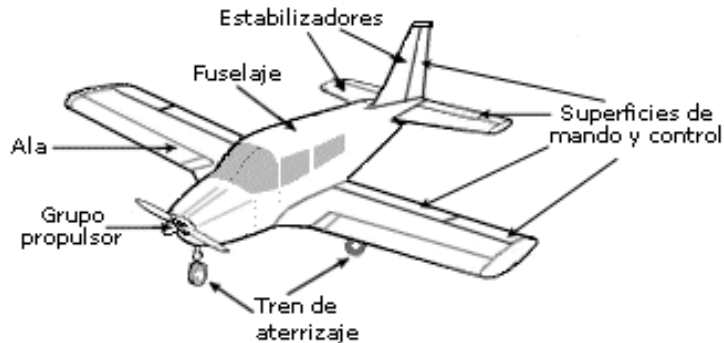


Fig.52.Esquema general de les parts principals d'un avió

A) Fuselatge: És el suport i cos principal de l'estructura de l'avió. La seva funció és de transport de passatgers i és la base dels components restants. El disseny d'aquesta estructura varia segons les necessitats de l'aeronau. Per exemple, els fuselatges que generen menys resistència són els de secció circular, el·líptica o oval de forma allargada.

b) Superfícies de control: Són les superfícies mòbils que es troben situades en l'ala i la cua. Fan possible que l'avió es mogui en els tres eixos(longitudinal, vertical i transversal) responent a les ordres de comandament de la cabina. Com a superfícies de control secundaries encarregades de millorar la sustentació de l'aeronau tenim: *flaps, slats i spoilers*.

c) Ales: Són l'estructura principal de l'aeroplà ja que exerceixen les forces que fan possible el vol. El disseny de les ales comporta mirar d'optimitzar els elements buscant bona velocitat amb poc consum de combustible. És imprescindible tenir en compte les resistències que es generen, el pes màxim que suportarà i el comportament en pèrdua. Segons la finalitat de l'avió la forma de les ales variarà per aconseguir els millors resultats aerodinàmics i sustentadors.

Els components principals de les ales són:

Perfil: És la secció de l'ala estudiada anteriorment. És molt freqüent que el perfil variï al llarg de l'ala fent-se més petit i estret en els extrems.

Els termes: intradós, extradós, gruix, corda i curvatura mitjana estan relacionats amb el perfil i estan explicats al punt 3.1.1.

Corda mitjana: Al anar fent-se petits els perfils en la majoria d'ales a mesura que arriben als extrems les cordes dels perfils també ho fan. Al haver tantes cordes diferents es parla de la corda mitjana.

Superfície alar: És la superfície total de les ales.

Línia del 25% de la corda: És la línia imaginària que passaria pels punts situats al 25% de la corda des del caire d'atac dels diferents perfils al llarg de l'ala.

Envergadura: És la distància compresa entre els dos extrems de les ales. Multiplicant aquest valor per la corda mitjana obtindrem la superfície alar.

Allargament (A): És el quocient entre l'envergadura i la corda mitjana (relació entre longitud i amplitud).

d) Sistema estabilitzador: Hi ha dos estructures estabilitzadores sobre l'eix vertical i horitzontal que serveixen, com el seu nom indica, per aportar estabilitat en el vol. Per exemple, s'utilitzen per **redreçar**¹³ l'avió en el moment de caboteig.

e) Tren d'aterratge: Serveix per amortir l'impacte de l'aterratge i per moure's al terra. Segons l'ús poden ser fixos o retràctils, de tricicle (dos rodes principals i una al morro) o patí de cua (dos rodes principals i un patí o roda a la cua). També hi ha trens d'aterratge adaptats a altres condicions que no sigui una pista d'asfalt com per exemple amb patins a la neu o amb flotadors a l'aigua (hidroavions).

f) Sistema motor-propulsor: És l'encarregat de generar la potència necessària per contrarestar la resistència, fer possible la distribució de pressions a les ales i accelerar en els moments necessaris. En una aeronau poden haver un o més motors. Els motors poden ser segons la utilització: de pistó, de reacció o turbopropulsor. Les hèlix tenen diferents formes, número de pales o mides segons les característiques del motor.

g) Sistemes auxiliars: Són els sistemes encarregats de procurar el bon funcionament de les estructures anteriors o de millorar el control de l'aeronau. Dins d'aquest grup trobem els sistemes: hidràulic, elèctric, pressurització, alimentació de combustible etcètera.

h) Avionica: Electrònica aplicada als avions. Per exemple: ràdio comunicació, radar, GPS etcètera.

¹³ **Redreçar:** Posar dret el que està tort o inclinat.

4.2. SUPERFÍCIES DE CONTROL

Serveixen per a que el pilot controli el vol així l'avió respon la seves ordres. Modifiquen l'aerodinàmica de l'avió provocant un desequilibri de forces que fa que l'avió es mogui sobre els seus eixos i incrementi la sustentació o augmenti la resistència. Van ser els germans *Wright* qui van donar a conèixer el sistema de control de l'avió sobre els seus eixos. El seu avió disposava de timó de direcció, profunditat i sistema de torsió que provocava el balanceig (primàries).

També és important conèixer els dispositius que faciliten les maniobres aportant o traient sustentació (secundàries).

Les superfícies de control són superfícies aerodinàmiques que serveixen per a proporcionar control (primàries) i les que modifiquen la sustentació (secundàries). Degut a les pressions que suporten les superfícies primàries i secundàries, normalment no es poden accionar directament i es necessiten sistemes servomotors per fer que es moguin amb precisió i seguretat (cargols sens fi o pistons hidràulics).

Eixos de l'avió:

En l'avió hi ha tres línies imaginàries o eixos. Els tres eixos i els moviments que es fan al voltant seu són els següents (veure fig.53.):



Fig.53.Els tres eixos de l'avió i els seus moviments

-Eix longitudinal (eix balanceig):

És l'eix imaginari que va des de el morro fins la cua de l'avió. El moviment al voltant d'aquest(aixecant un ala baixant l'altre) es diu balanceig (*roll* en anglès).

-Eix transversal o lateral (eix de caboteig):

És l'eix imaginari que va des de l'extrem d'un ala fins l'extrem de l'altre. El moviment al voltant d'aquest eix (movent el morro a dalt i avall) es diu caboteig (*pitch* en anglès).

-Eix vertical o direccional (eix de guinyada): Eix imaginari perpendicular als altres dos eixos que travessa el centre de l'avió. El moviment al voltant d'aquest eix (moviment del morro virant a dreta i esquerra) es diu guinyada (*yaw* en anglès).

En el sistema de coordenades cartesianes l'eix longitudinal és X, el transversal Y i el vertical Z. En aquest sistema l'origen de coordenades és el centre de gravetat de l'avió.

Superfícies primàries:

Són les superfícies que es mouen al voltant dels 3 eixos que el pilot controla per portar l'avió en una direcció o trajectòria de vol determinada. Com es pot veure a la figura 54, hi ha tres superfícies primàries: alerons, timó de profunditat i timó de direcció.

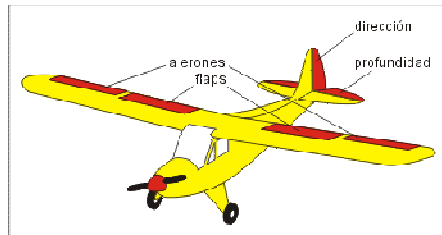


Fig.54. Superfícies primàries

1-Alerons: Són unes superfícies mòbils situades a la part posterior dels extrems del ala. La seva actuació provoca el balanceig sobre l'eix longitudinal. El pilot acciona els alerons girant a dreta o esquerra el volant de control "banyes" o palanca de comandament. Si gira el volant cap a un costat el balanceig també serà cap aquest costat.

El funcionament dels alerons descriuen un moviment asimètric, és a dir, quan un puja l'altre baixa. Al girar el volant cap un costat l'aleró respectiu puja i pel contrari l'altre baixa. L'angle de flexió es proporcional al gir del volant. L'aleró que puja varia la seva geometria fent que hi hagi menor curvatura i menor sustentació. Això fa que l'ala baixi i en conseqüència l'aleró a baix de l'ala contrària té major curvatura i fa que pugi. Això dona lloc al moviment de balanceig i així l'ala descens i l'avió pot girar.

2-Timó de profunditat: Són unes superfícies mòbils situades a la part posterior del empenatge horitzontal (funció d'estabilització) de la cua de l'avió. Provoca el mecanisme de caboteig de l'avió (moviment del morro a dalt i a baix) sobre l'eix transversal. El pilot acciona el mecanisme amb el comandament que controla el timó de profunditat controlant l'angle d'atac. La deflexió màxima d'aquesta superfície és de 20° cap a baix i 40° cap a dalt (veure fig.55.).

El funcionament del timó de profunditat comença amb l'empenyiment de la palanca de comandament per a que baixi l'avió i tirar per a pujar (morro a dalt). En alguns avions es distingeix l'estabilitzador i el timó com a superfície mòbil, en d'altres és mou tota la superfície de l'empenatge horitzontal. Quan el timó puja, la sustentació de l'estabilitzador de cua decreix, aquest baixa i per tant el morro puja pivotant a l'entorn del centre de gravetat fent que l'angle d'atac s'incrementi també. Pel contrari, si forcem timó a baix, la sustentació augmenta en la cua, aquesta puja i conseqüentment el morro baixa fent disminuir l'angle d'atac també. **En primera instància sembla que és el timó de qui s'encarrega de que l'avió pugi o baixi però es degut a la modificació de l'angle d'atac i en el cas del perfils asimètrics de l'existència del moment de caboteig.**

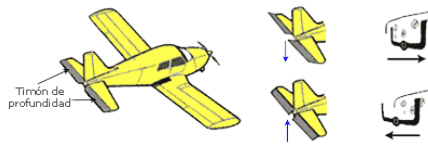


Fig.55.Funcionament del timó de profunditat

3-Timó de direcció: És la superfície mòbil situada a la part posterior de l'empenatge vertical de la cua de l'avió. Provoca el moviment de guinyada sobre l'eix vertical. La seva funció és la de l'equilibri de forces als viratges i centrar l'avió en la trajectòria determinada pel pilot. La deflexió màxima d'aquesta superfície és de 30° i és controlada pel pilot amb uns pedals situats al terra (sòl) de la cabina.

El funcionament (veure fig.56.) consisteix en que al empènyer el pedal esquerra (guinyada esquerra): el timó es mou a l'esquerra, la cua a la dreta i el morro a l'esquerra. Al empènyer el pedal dret (guinyada dreta) actua segons el raonament invers.

Com hem vist, el moviment que provoquen aquestes superfícies es basen en principis aerodinàmics el que farà que siguin més efectius a altes velocitats. També són més efectius amb menys moviment de les superfícies (o amb Superfícies mes petites) quan més allunyades del centre de gravetat.

L'avió disposa de compensadors que són mecanismes que permeten que les superfícies secundàries de control es mantinguin ajustades en el punt on el pilot vulgui. Consisteix en la posada a punt o "*fine tuning*". D'aquesta manera, per a mantenir l'avió en una posició determinada (mode creuer), en el cas d'un vol llarg el pilot no ha de fer un esforç físic constant per a mantenir l'avió a un altitud concreta i es pot centrar en altres aspectes del vol. Aquest mecanisme compensador es coneix amb el nom de "*Trim*" en anglès. en alguns casos és tot l'estabilitzador qui pot canviar la seva incidència.

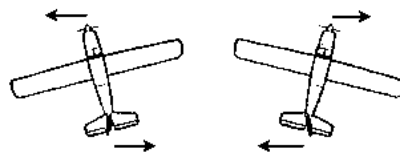


Fig.56.Funcionament del timó de direcció

Superfícies secundàries: Són superfícies anomenades hipersustentadores ja que modifiquen la sustentació i fan possible el vol a menors velocitats: controlant la capa límit, augmentant la superfície alar o modificant la curvatura del perfil.

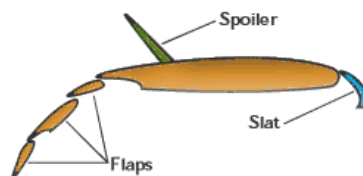


Fig.57. Esquema de les superfícies secundàries

Hi ha tres tipus de superfícies secundàries: *flaps*, *slats* i *spoilers* o aerofrens (veure fig.57.). Sempre funcionen en parella i simètricament provocant el mateix moviment en les superfícies de les dues ales excepte els *spoilers* (complementaris dels alerons). Només es poden utilitzar per sota d'unes velocitats per evitar danys estructurals. En alguns avions s'han d'incorporar complements per a que no s'activin accidentalment en el vol.

Flaps: Són dispositius hipersustentadors utilitzats pel vol a velocitats menors que les estimades pel disseny de l'aeronau (sense entrar en pèrdua). Se situen en la part inferior **del darrere** de les ales, més pròxima al fusellatge, **deflectant-se** cap a baix de forma simètrica i al mateix temps augmentant la sustentació i la resistència variant (veure fig.58.):

La curvatura del perfil: Disminuint el radi de curvatura de la línia de curvatura mitjana del perfil o, en altres paraules, augmentant la cambra que hi ha entre la corda i la línia mitjana de curvatura.

-Superfície alar: Alguns tipus de flaps (flap ranurat), a més de variar l'angle d'incidència, s'expandeixen incrementant la superfície alar.

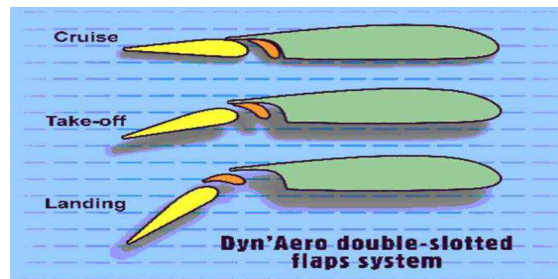


Fig.58. Utilització dels flaps en les tres fases de vol

Només s'han d'utilitzar per a certes maniobres com l'aterratge, l'enlairament i l'aproximació. Hi han diferents tipus de flaps: Senzill, *d'intradós*, *zap*, *flowler*, ranurat i *Krueger*. Es necessiten en el cas que hi hagi menys longitud de pista o la senda d'aproximació sigui més abrupta. Permeten mantenir una bona sustentació quan la velocitat és pròxima a la de pèrdua.

Augmenten la resistència induïda que és la component horitzontal de la força de sustentació i que és un factor beneficiós ja que el pilot pot jugar amb ella per ajudar a frenar l'aeronau quan sigui necessari.

Slats: Són superfícies hipersustentadores situades en la part anterior de l'ala. La seva funció és que al estendre's canalitzen una corrent d'aire a alta velocitat a l'extradós que fa que augmenti la sustentació i permet majors angles d'atac sense entrar en pèrdua. Es solen utilitzar en grans aeronaus per aterratge o enlairament i en alguns aeroplans lleugers. Aquestes superfícies es despleguen de forma automàtica quan la pressió disminueix i perilla arribar al nivell de velocitat de pèrdua. Es repleguen per disminuir la sustentació quan es

sobrepassa velocitat de pèrdua. El pilot ha de valorar que l'avió porta aquest dispositius perquè al ser automàtics poden causar problemes en vol a baixes velocitats.

Spoilers o aerofrens: Tenen la funció de disminuir la velocitat de l'avió sense afectar la manejabilitat. Com hem vist, al disminuir la velocitat es disminueix la sustentació per això s'utilitza per a frenar l'avió (origen resistència). Com es mostra a la fig.59 poden estar situats en el fusellatge o en les ales. S'estenen simètricament per tal de no influir (ni incrementar ni disminuir) la sustentació o la direcció.



Fig.59. Tipus d'aerotrens segons la seva situació

4.3. SISTEMA MOTOR

Motor:

El motor de l'avió és el que genera la força d'empenyiment o impuls i propulsa l'aeronau. En l'àmbit dels motors aeronàutics podem diferenciar-hi dos grans grups: motor d'explosió (tracció hèlix) o de turbina (motors de eixos) i de reacció (propulsió del **raig**¹⁴). Actualment s'està desenvolupant el motor elèctric gràcies, a entitats com la NASA, introduint l'energia solar fotovoltaica com a font d'alimentació.

1. Motor d'explosió:

Els motors accionats per gasolina mitjançant cilindres i pistons van permetre constància i la propulsió necessària pel vol. Aquest tipus de vol neix a principis del S.XX i n'és un

¹⁴**Raig:** Líquid o gas que surt amb força per una obertura.

exemple el Flyer III dels germans Wright amb una potència de 12 **CV**¹⁵ i 170 **lliures**¹⁶ de pes.

Hi ha cinc tipus de motors a propulsió diferents utilitzats en aquesta indústria: Motor en línia, motor rotatiu, motor en V, Motor radial i Motor de cilindres en oposició.

En aeromodelisme s'utilitza també l'alcohol com a combustible en Micro motors de explosió.

2.Turbo-hèlix:

Aquest tipus de motors mouen l'eix propulsor utilitzant una turbina de gas. Es distingeixen dos grans subgrups: la turbohèlix i el turbo eix.

3.Motors de reacció: Es caracteritzen per tenir una tovera d'escapament que és la que crea l'empenyiment mitjançant l'acceleració d'un raig de gas calent i les pressions dins del motors. **Els motors principals són: el turboreactor, el turbofan i el coet.**

El funcionament és més simple que el dels motors anteriors però la fabricació és més costosa degut a les característiques de vol dels reactors (elevades temperatures, altitud, rendiment, etcètera).

Fig.61.Taula comparativa de tipus de motors d'aviació:

Tipus motor	Avantatges	Inconvenients	Exemple: ús
1.Explosió	<ul style="list-style-type: none"> -econòmics -senzills -tracció davantera facilita el maneig de l'aeronau. 	<ul style="list-style-type: none"> -baixa eficiència energètica -baixa relació potència-pes -alt manteniment per desgast mecànic -fortes vibracions 	<p>En avions petits, recreatius(avionetes), transport i competició d'acrobàcia.</p> <p>Aplicacions de baixa i mitjana velocitat (400 Km /h).</p> <p>-Ex: avions acrobàtics carreres <i>Redbull</i>.</p>

¹⁵ **Cavalls de vapor (CV):**Unitat de potència (1CV= 735,5 Watts (aproximadament))

¹⁶ **Lliura (lb):** Unitat de pes (1lb = 0,4536 Kg).

2.Turbo-hèlix	<ul style="list-style-type: none"> -bona eficiència energètica. -Baix manteniment -Més velocitat de vol 	<ul style="list-style-type: none"> -més cars que els d'explosió 	<p>Avions comercials i de transport mitjanans.</p> <p>Aplicacions de mitjana velocitat (500-700 km/h).</p> <p>-Ex: hidroavions de lluita contra incendis.</p>
3.Reacció	<ul style="list-style-type: none"> -La millor eficiència energètica, molt bona autonomia de vol.(molts Km sense repostar). -Permeten altes velocitats. -Molt bona relació potència-pes. 	<ul style="list-style-type: none"> -Tracció posterior -Resposta lenta envers una necessitat urgent d'empenta. (necessiten un tipus de vol més inercial). -Molt cars -Manteniment complex. 	<p>Transport (llarga distància) de passatgers i mercaderies</p> <p>Aplicacions avions supersònics militars de combat i jets privats.</p> <p>-Velocitats (0,8Mach fins 3 Mach).</p> <p>Ex: <i>Airbus 380</i></p>
4.Elèctrics	<ul style="list-style-type: none"> -molt bona relació potència-pes (motors <i>Brushless</i>) -Molt baix manteniment -Econòmics Propulsors a hèlix. 	<ul style="list-style-type: none"> -Baixa autonomia de vol degut a la necessitat de bateries. -Baixes velocitats 	<ul style="list-style-type: none"> -Experimentals amb energia solar. -Aeromodelisme -Ultralleugers amb velocitats (40-100 Km/h) -Ex: <i>Elektra One Solar</i>

4.3.1.MOTORS D'AEROMODELISME

Hi ha 2 sistemes de propulsió principal utilitzats en models de ràdio control : El sistema de combustió interna o *glow* i els motors elèctrics.

De motors d'explosió (combustió interna) estan els que funcionen amb gasolina (bugia) i els que funcionen amb metanol i tenen un filament incandescent.

Els **motors d'explosió** que utilitzen gasolina com a combustible i la bugia per a crear una guspira i fer que el pistó baixi per crear un moviment giratori gràcies a la biela i el cigonyal. Poden ser de 2 temps o 4 temps. També s'utilitzen els d'explosió incandescent (*glow*) que en lloc d'una bugia tradicional tenen un filament (semblant al d'una bombeta) que es manté

incandescent i ha de ser activat per una pila al engegar-se. Funcionen amb una mescla d'alcohol, oli i nitrometà. L'alcohol té un rendiment més alt que el de la gasolina per això tenen millor relació potència-pes. Un motor *glow* de 36 cm³ té la mateixa potència que un de gasolina de 50 cm³. Per tant, amb menys **cilindrada**¹⁷, pes del motor i dipòsit de combustible, s'obté més potència.

Als darrers anys els motors elèctrics s'han fet molt populars al camp del aeromodelisme per les grans avantatges que proporcionen i que veurem a continuació.

4.3.1.1. MOTORS ELÈCTRICS:

El sistema Motor es compon de les bateries, el variador i el motor en el cas de motors elèctrics

Inversor o també anomenat variador:

El Inversor ó Variador (veure fig.63.) s'encarrega de canviar la velocitat del motor. És el responsable de controlar el traspàs d'energia de les bateries al motor de forma proporcional al moviment del *Stick* de l'accelerador de la ràdio.

Està connectat al motor (3 cables dreta) i a la bateria i al receptor del senyal de ràdio control (a l'esquerra). S'ha de programar depenent de la marca i el model.

El variador es compon d'un xip Micro controlador i d'una etapa de potència. Explicaré el funcionament detallat més endavant quan parli del motor BRUSHLESS DC en el treball de camp.



Fig.63. Imatge d'un Inversor (o Variador) de baixa potencia

Està començant a ser introduït en avions experimental amb energia solar. Gràcies a la introducció de les noves bateries de polímer de liti (**Li-Po**)¹⁸ són molt utilitzats en models experimentals i d'aeromodelisme ja que no requereixen combustible i amb menys pes tenen una eficàcia semblant als d'explosió.

¹⁷ **Cilindrada:** És el volum que té la cambra de combustió del motor. A major cilindrada el motor entregarà més potència.

¹⁸ **Bateries polímer de liti:** Tenen una eficiència energètica 10 vegades superior a les clàssiques de Niquel-Cadmi o Metall-Hidrur. Disponibles en diversos formats que faciliten la inserció a l'interior de diferents tipus de fusellatges.

El gran inconvenient es que només es poden aplicar a avions ultralleugers de baixa velocitat i autonomia degut a la necessitat de bateries.

Bateries: Als motor elèctrics la font d'alimentació són les bateries i aquestes han de ser carregades. En bateries Li-Po (Lithium-polymer), el corrent màxima de càrrega i la tensió estarà establerta pel nombre de cèl·lules. Els fabricants indiquen la seva capacitat en mAh (mili-ampers per hora) i C.

mAh és el valor que pot donar la bateria durant 1 hora abans d'esgotar-se. Per això serveixen per a estimar la duració del nostre pack.

La **C** és una constant de capacitat en funció del pack de bateria. Serveix per a saber la capacitat màxima de descàrrega (A) gràcies a la següent fórmula: $\text{mAh} \cdot C / 100$. Amb aquest valor sabrem que hem de fer treballar menys la bateria per a que la seva vida útil sigui més llarga.

En el meu prototip he escollit utilitzar un motor elèctric perquè té una millor relació potencia-pes que els motors *glow*, és més net, dóna menys problemes d'operació tot i que la duració del vol està limitada a menys de 10 minuts per les bateries.

Dins dels motors elèctrics els més utilitzats en aeromodelisme són els *Brushless-DC* (continua). *Brushless* vol dir sense escobretes. Els que utilitzen escobretes són per exemple, els motors de Scalextric. Ens interessa que no tinguin escobretes perquè no produeixin **guspires**¹⁹ i perquè si fos el cas hauria d'estar en contacte amb en el col·lector del motor requerint un manteniment freqüent.

Tant els *Brushless-DC* com els anomenats "*BLAC*" utilitzen corrent continua ja que s'alimenten de les bateries i necessiten un variador o inversor per poder regular la velocitat del motor. La diferència està en la forma del tipus de pols que arriben dels seus variadors. Els DC (fig.64. imatge esquerra) els polsos PWM de forma d'ona trapezoïdal originen més soroll de par que els AC (fig.64.imatge dreta). Però els AC fan servir uns microprocessadors més potents y cars que els DC per el seu control i per això no són tant utilitzats.

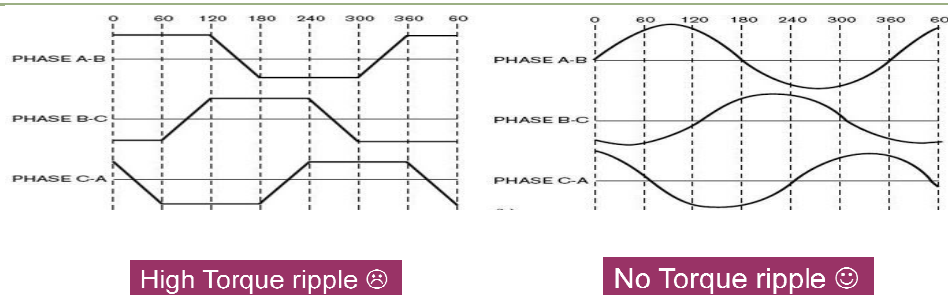


Fig.64.Tipus de pols que emet el Microcontrolador (variador)

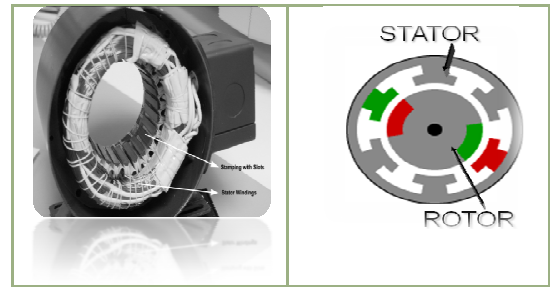
¹⁹ **Guspires:** S'interpreten com a soroll d'alta potència pel receptor de ràdio.

Estudi del motor *Brushless DC*

Motor sense escombretes que s'alimenta a partir de bateries y necessita que li generin tres fases de tensió DC-PWM mitjançant un inversor o variador.

Rotor: Fet de tres o més parells d'imans polars permanents.

Estator: De bobines que condueixen els corrents generats per l'inversor generant un camp magnètic.



Com funciona?

Fig.65. Esquema del motor Brushless DC

Gira la part de fora i es mou per que el Nord gira buscant el corrent de les bobines. Les bobines reben polsos PWM seguint un patró específic i generen un camp magnètic que atrau als imans permanents.

Com es controla?

Amb l'un d'un inversor de 3-fase (circuit de conversió de corrent continu a ondulat).

El motor elèctric donarà la potència però l'empenyiment la produirà **l'hèlix**. Serà bastant diferent si escollim una o altre i serà la responsable de que gastis més o menys corrent. L'hèlix es caracteritza per dos paràmetres principals, el diàmetre i el pas

Diàmetre: Mesurat en polsades. És la distància que hi ha entre les dues puntes de les aspes.

Pas o Pitch: Avanç teòric en polsades d'una hèlix en una revolució (la podríem assimilar a un cargol que s'enrosca en l'aire) en una revolució. També té relació amb la inclinació de les aspes. Com la inclinació de les aspes és variant l'estàndard de la indústria ens diu que el pas s'ha de mesurar al 75% del radi.

Empenyiment o Thrust: Força exercida per la rotació de l'hèlix en la direcció d'avanç de l'aeronau. En la determinació del valor d'aquesta força influiran factors com la densitat de l'aire, les RPM (revolucions del motor), el diàmetre de l'hèlix, el pas (*Pitch* o relació d'avanç) i en Nombre de Reynolds. Aquesta força canviarà segons la forma de l'hèlix i les condicions de vol.

En general, calcular l'empenyiment d'un hèlix és un procediment molt complex. Si més no, hi ha una fórmula que ens donarà una aproximació acceptable. La fórmula de l'empenyiment estàtica és la següent:

$$E_E (\text{lbs}) = 283 \cdot 10^{-14} \cdot \text{RPM}^2 \cdot \text{Diàmetre}(\text{polsades})^4 \cdot (\text{Densitat aire (Kg/m}_2) / 29,92) \cdot C_F$$

On: (Densitat aire/29,92) és gairebé 1 a temperatures properes a 25°C i el C_F ve donat pel fabricant de l'hèlix.

Fig.66.Fórmula de l'empenyiment

Interessa que l'hèlix sigui el més gran possible per a assegurar la màxima transferència energètica del par mecànic del motor a l'empenyiment. Però hi ha un límit que no es pot sobrepassar que és que la velocitat de les puntes de l'hèlix no pot sobrepassar la velocitat del so. De fet, les hèlixs utilitzen perfils alars subsònics i la recomanació es fer servir el màxim diàmetre possible fins que la velocitat a les puntes arribi com a màxim a 600-650 peus per segon. Per tal de determinar el diàmetre d'una hèlix farem servir la següent fórmula (Veure fig.67.):

$$\text{Peus per segon(ft/s)} = \text{RPM} \cdot \text{Diàmetre}(\text{polsades}) \cdot 426 \cdot 10^{-5}$$

Fig.67. Fórmula per calcular el diàmetres de l'hèlix.

Un problema important es que les RPM del motor depenen de l'hèlix escollida per això és difícil saber a priori amb exactitud quin empenyiment donarà el motor.

4.4. GEOMETRIA ALAR

Segons el tipus d'avió i les característiques de vol que persegueixes el tipus de geometria alar (**forma**) pot ser (veure fig.68.a.):

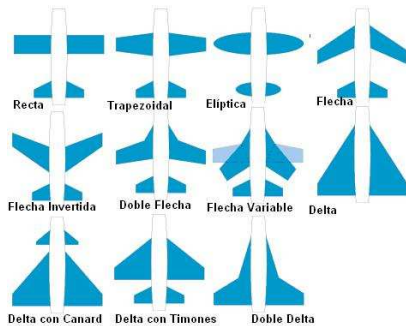


Fig.68.a.Formes de les ales



Fig.68.b.Ala rectangular

Les ales es caracteritzen segons la forma de la següent manera (diferents combinacions):

-Si tendeix a fer-se estreta cap els extrems (*tapered*) o recta (*straight*). També es diferencien depenent si passa en el caire d'atac (*leading*) o el de sortida (*trailing*).

Serà més recomanable l'ala que s'escurça cap els extrems (tapered) si volem a velocitats relativament altes donat que produirà menys resistència encara que les característiques en relació a la pèrdua seran pitjors sempre i quan tingui **torsió²⁰ (twist)**.

Segons la col·locació de les ales respecte el fusellatge els avions poden ser d'ala alta, mitjana o baixa. Depenent del número d'ales: monoplans, biplans, triplans, etcètera.

També podem classificar les ales segons:

-**Fletxa**: L'angle que forma la línia del 25 % de la corda de les ales amb l'eix transversal de l'avió. Si els extrems de les ales estan orientats cap endarrere parlarem de fletxa positiva, negativa si es troben orientats cap endavant i neutre si són perpendiculars a l'avió.



Fig.69. Tipus de fletxa

- **Díedre (Dihedral angle)**: És l'angle que forma les ales amb l'eix horitzontal (vista front).L'angle pot ser díedre positiu,negatiu o neutre (veure fig.70. respectivament). El angle díedre positiu incrementa sensiblement la estabilitat lateral y direccional i es fa servir molt en avions d'ala baixa que solen tenir l'estabilitat mes compromesa.



Fig.70.Tipus de díedres

La gran majoria d'ales utilitza la geometria fixa. Actualment alguns avions disposen d'una geometria variable "Wing Morphing" (veure fig.71.) Aquesta característica serveix principalment per augmentar la sustentació o disminuir la resistència (Superfícies de control que modifiquen la geometria al desplegar-se). Per aquesta finalitat, hi ha avions que juguen amb la geometria a l'hora de l'enlairament o aterratge variant la fletxa (ex. desplegant les

²⁰ **Torsió**: Angle d'atac geomètric decreixent al llarg de l'envergadura.

ales). També hi ha ales d'angle d'incidència variable que juntament amb les de geometria variable són quasi exclusives en avions militars.

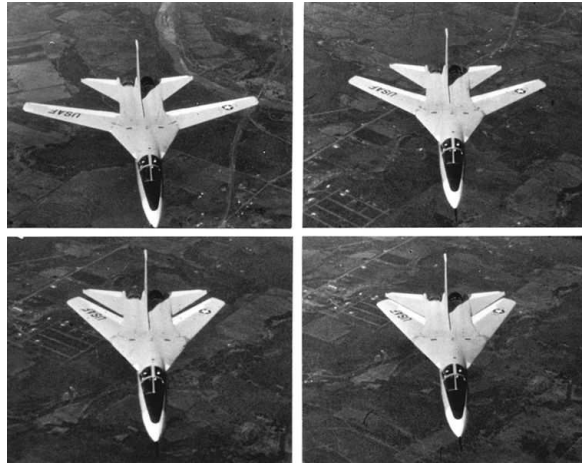


Fig.71. Visualització de la geometria variable de les ales d'un avió.

Per al meu prototip, he escollit la **geometria alar rectangular**. Les raons de la meua elecció són:

- És la més fàcil de construir i la mes econòmica.
- Es caracteritza per ser utilitzada en vols curts i a baixa velocitat.
- S'utilitza principalment en avionetes com es pot veure a la figura 68.b.

Un dels inconvenients serà que generarà més resistència que altres configuracions degut a la intensitat dels vòrtex de punta de l'ala. Per a disminuir aquest s'utilitzen altres geometries alars com la el·líptica i caires d'atac corbs.

5. ESTABILITAT DE L'AVIÓ

"The balancing of a gliding or flying machine is very simple in theory. It merely consists in causing the center of pressure to coincide with the center of gravity. But in actual practice there seems to be an almost boundless incompatibility of temper which prevents their remaining peaceably together for a single instant, so that the operator, who in this case acts as peacemaker, often suffers injury to himself while attempting to bring them together."

Wilbur Wright, 1867-1912.

L'estabilitat és la tendència d'un sistema, quan se'l treu del seu equilibri, a retornar a la seva condició inicial. Hi ha sistemes d'estabilitat positiva, negativa o neutre (veure fig.72.)

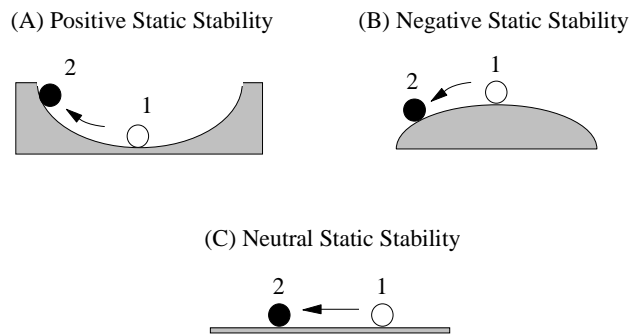


Fig.72. Tres sistemes d'estabilitat estàtica

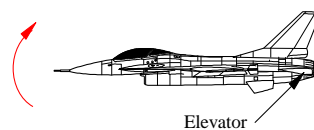
Es diu que un sistema és estable quan té una estabilitat positiva. És a dir, quan se'l treu de la condició d'equilibri, acaba tornant automàticament a la seva condició inicial.

En un avió, s'ha de garantir l'estabilitat en els tres eixos: longitudinal (caboteig o *pitch*), lateral (balanceig o *rolling*) i direccional (guinyada o *yaw*).

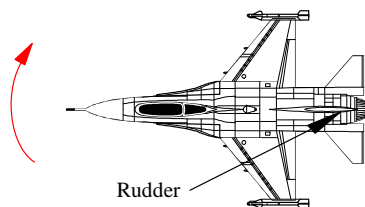
(a) Rolling About the x Axis



(b) Pitching About the y Axis



About the z Axis



(c) Yawing

Fig.73. Estabilitat en els 3 eixos

5.1. ESTUDI DE L'ESTABILITAT LONGITUDINAL SOBRE L'EIX TRANSVERSAL (CABOTEIG O PITCH)

El que va dir Wilbur Wright (al inici del capítol) és una explicació intuïtiva de que no es suficient l'estudi de l'estabilitat estàtica d'una aeronau sinó que és absolutament necessari fer un estudi de la estabilitat dinàmica.

Estabilitat estàtica (veure fig.72.): Quan pengem l'avió del centre aerodinàmic i la suma de forces i moments és 0, l'avió queda anivellat.

En el **primer cas**, en avions d'aeromodelisme, perquè el centre de pressions coincideixi amb l'aerodinàmic considerem per simplificar que la sustentació de l'estabilitzador de cua és negligible.

Hem d'entendre l'estabilitat d'un avió sempre en relació al centre de gravetat. A més de parlar d'equilibri de forces és més acurat parlar d'equilibri de moments de les forces. Sempre i quan estiguem parlant d'un punt on s'aplica una força serà imprescindible tenir en compte la distància d'aquest punt al centre de gravetat (Llei de la palanca).

A l'avió, el centre de gravetat (veure fig.74.) està situat més o menys en $1/3$ del fusellatge i l'hem de fer coincidir amb el centre aerodinàmic (on C_M és constant) que recau al voltant del 25% de la corda. Haurem d'aconseguir que penjant l'avió d'aquest punt quedi en perfecte equilibri horitzontal.



Fig.74. Estabilitat en funció del C.A. i C.G.

Per exemple, imaginem-nos que tenim un avió que necessita ser equilibrat. Aguantant-lo des del punt d'equilibri pesa més de la cua com es podia preveure. Si el centre d'equilibri ha d'estar sobre el centre de gravetat haurem de col·locar més pes en la part situada abans d'aquest punt. Ja sabem que un dels objectius és intentar fer l'avió el menys pesat possible perquè s'ha de mantenir una càrrega alar prevista inicialment. La quantitat de pes que posem a la part del morro dependrà de la distància a la que el situem respecte el centre de gravetat. Degut al moment serà el mateix posar X Kg a prop del centre de gravetat que posar-ne menys lluny d'aquest punt. Fent un paral·lelisme amb el que passaria amb una palanca, quant més lluny posem el pes menys quantitat hauries de posar. Tot i que això que sembla un avantatge suposarà un perill greu envers l'estabilitat dinàmica com veurem a continuació.

En el **segon cas**, en avions reals, es fa un estudi real molt més acurat i científic (veure fig.75.) tenint en compte la sustentació de l'estabilitzador de la cua.

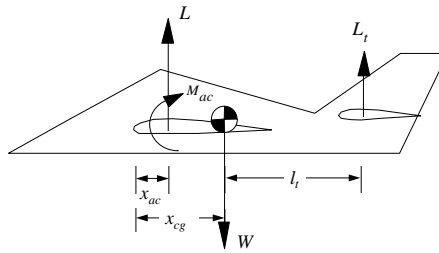


Fig.75. Esquema de forces i moments de força.

Com podem veure a la fig.76, la suma de forces i moments de forces entorn el centre de gravetat ha de ser igual a 0.

$$\sum F_{\perp} = 0 = L + L_t - W \quad \sum M_{cg} = M_{ac} + L(x_{cg} - x_{ac}) - L_t l_t$$

Fig.76. Càlcul sumatori de forces i moments de força

Determinació de la posició del centre aerodinàmic per a qualsevol geometria alar:

Quan l'ala és rectangular el centre aerodinàmic està situat al voltant del 25% de la corda de qualsevol de les seves costelles. Malauradament, molts pocs avions reals fan servir ales rectangulars i per tant les seves costelles tenen longituds de corda diferents. Per això no serà el mateix mesurar la condició d'equilibri en l'arrel (al mig) o a la punta (final) de l'ala.

En un ala que no sigui rectangular ens trobem amb un problema bastant complex que es d'on hem de penjar l'avió per comprovar que coincideixen el centre de gravetat i l'aerodinàmic.

Intuïtivament, es tractarà de trobar un punt mitjà que no es trobarà ni a l'arrel ni a la punta de l'ala. El punt en qüestió, es troba al 25% de la MAC (Corda Mitjana Aerodinàmica). Podem assimilar el concepte de la MAC a la corda mitjana d'un ala que té múltiples llargàries de corda. La MAC es troba mitjançant un procediment geomètric (veure fig.77.) en ales trapezoidals o en fletxa. En ales el·líptiques és un procediment més complex però moltes vegades és suficient equiparar la forma el·líptica al trapezoide més semblant.

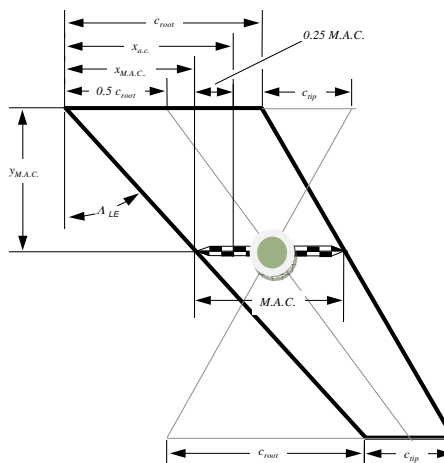


Fig.77.Determinació geomètrica de la corda mitjana aerodinàmica MAC.

Estabilitat dinàmica: Estudia l'estabilitat en condicions reals de vol i la seva prioritat és preveure com recuperarà l'avió l'equilibri quan se'l treu d'aquest estat per una maniobra sobtada.

El estudi de l'estabilitat dinàmica és un tema molt complex que no abordaré matemàticament en aquest treball.

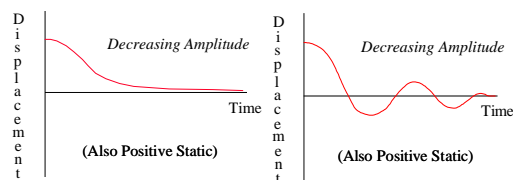
Fins al moment, he parlat de l'equilibri de moments de l'avió quan el centre de gravetat i el centre aerodinàmic de l'ala coincideixen en el mateix punt.

El algoritme de centrat consisteix en penjar l'avió del centre aerodinàmic de l'ala i després forçar la coincidència del centre de gravetat amb el centre aerodinàmic jugant amb la posició de les càrregues internes de l'avió (dipòsit de combustible, pilot, trens d'aterratge etcètera.) i si això no fos suficient s'hauria d'afegir *llast* (pes). *El llast es pot situar més a prop del centre de gravetat o més lluny. Però prendre la decisió d'on posar-l'ho té pros i contres:*

Pros: Quan més lluny del centre de gravetat haurem de posar menys *llast* degut a que, al tenir un braç de palanca més gran, genera un moment més gran.

Contres: Quan més lluny del centre de gravetat l'estabilitat longitudinal dinàmica de l'avió queda més compromesa. és a dir, si es col·loca el pes molt lluny del centre de gravetat tant en el morro com en la cua l'avió serà més inestable, amb la possibilitat d'arribar a ser un disseny dinàmicament inestable.

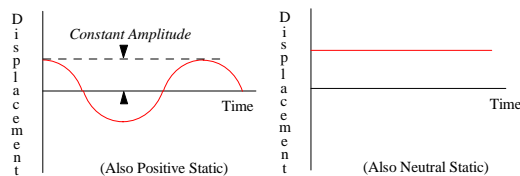
(a) Estabilitat dinàmica positiva



Lleugerament esmorteït

Altament esmorteït

(b) Estabilitat dinàmica neutra



(c) Estabilitat dinàmica negativa

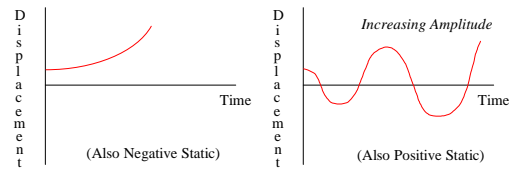


Fig.78.Tres tipus d'estabilitat dinàmica

Que un avió estigui ben equilibrat estàticament no és condició suficient per assumir que també ho estarà dinàmicament com va anunciar *Wilbur Wright* en el paràgraf introductori d'aquest capítol.

Recordem que en alguns perfils asimètrics amb molta cambra, la resultant del centre de pressions es pot desplaçar del 25 - 60 % de la corda al variar l'angle d'atac i per tant, variaran els moments que actuen per garantir l'equilibri. Això es tradueix en què el pilot ha de fer un autèntic esforç en controlar l'estabilitat de l'aeronau com comentà Wilbur Wright. O sigui, amb una maniobra sobtada un avió pot sortir de l'equilibri dinàmic i si està ben dissenyat li serà més fàcil al pilot retornar-hi.

Donant per suposat que dos dissenys són estàticament estables, si es desequilibren dinàmicament en vol entraran en un moviment oscil·latori pendular Si el disseny es dinàmicament estable el pilot serà capaç de retornar-lo fàcilment a un vol estable (veure fig.78.a.). Si pel contrari, no està ben equilibrat dinàmicament, el moviment pendular s'aniria amplificant i seria impossible de governar l'avió (veure fig.78.b i c.).

Com a regla d'or: Quan més a prop del centre de gravetat estiguin distribuïdes les masses que conformen el fusellatge més petites seran les oscil·lacions i més fàcil li serà al pilot tornar a equilibrar el vol i lògicament quan més lluny estiguin les distribucions de masses del centre de gravetat més inestable serà el disseny des del punt de vista dinàmic.

5.2. ESTUDI DE L'ESTABILITAT LATERAL SOBRE L'EIX LONGITUDINAL (BALANCEIG O ROLL)

La primera condició d'estabilitat lateral és que les masses estiguin repartides simètricament en les dues meitats de l'avió (veure fig. 79.A.).

Si una de les càrregues cau o es desplaça lateralment de la seva posició es genera un moment que faria girar l'avió sobre el seu eix longitudinal(veure fig. 79.B.).

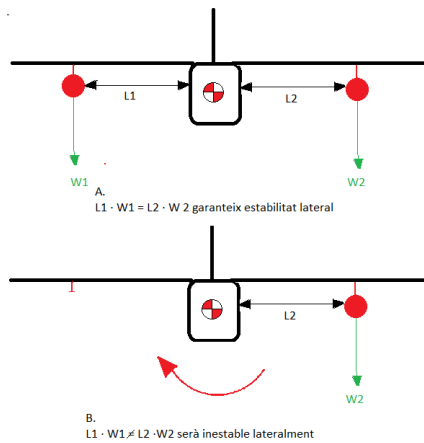


Fig.79.Esquema de l'estabilitat lateral. Font: Elaboració pròpia

Segons el tipus d'avions: ala alta, mitjà o baixa trobarem que l'estabilitat lateral estàtica està garantida als avions amb ala alta, és neutre als d'ala mitjana i mostra una gran tendència a la inestabilitat en l'ala baixa (veure fig.80).

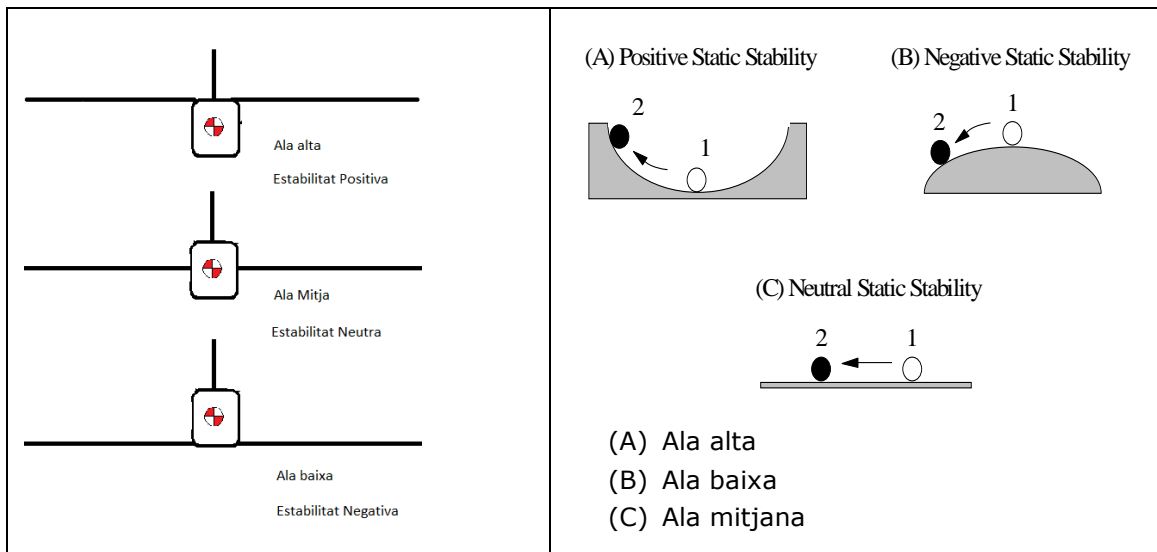


Fig.80.Comparació de la situació de les ales amb el factor d'estabilitat estàtica.

L'ala Alta es fa servir en avionetes i avions escola perquè és la més estable. Però degut a la gran estabilitat lateral que aporta és poc maniobrable.

L'ala Mitjana es fa servir en avions acrobàtics i de carreres *Red Bull* perquè és la configuració que garanteix una gran precisió en la maniobrabilitat combinada amb una bona facilitat de control.

L'ala Baixa es fa servir en avions acrobàtics extrems o militars on el factor més important és poder efectuar maniobres brusques i ràpides de *rolling* o balanceig.

L'eina principal per assegurar-se una **bona estabilitat lateral** és que les ales tinguin **angle díedre** (veure punt. 4.4).

Quan un avió gira la projecció de la seva ala en el pla horitzontal es redueix i per tant la sustentació es menor, fins al punt que si es trobés totalment vertical no hi hauria sustentació. Al haver díedre les ales fan forma V oberta (veure fig.81.) i quan s'inclinen, una d'aquestes passa a ser "mes" paral·lela al pla horitzontal i t'assegures de que almenys una part de l'ala sustenta totalment.

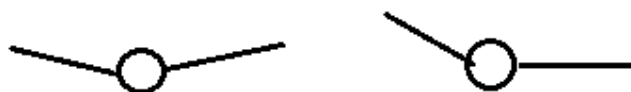


Fig.81.

A més és un avantatge doble perquè durant la inclinació del gir, una de les ales sustenta mes i llavors l'ala tendirà a girar automàticament capa el costat on l'altre ala sustenta menys i d'aquesta manera l'avió tendeix a estabilitzar-se.

5.3. ESTUDI DE L'ESTABILITAT DIRECCIONAL (GUINYADA O YAW)

En avions mono motors l'estabilitat direccional depèn de que les superfícies de direcció (timó de direcció) siguin suficientment grans per poder aportar una gran autoritat en el comandament.

En motors a pistó i hèlix, per la tercera llei de Newton es genera una força de reacció contrària al **par**²¹ de gir del motor. Això fa que l'avió tendeixi a girar cap el sentit contrari al de rotació de l'hèlix desviant-se en el seu eix longitudinal. Per exemple: si l'hèlix gira cap a la dreta l'avió tendirà a girar cap a l'esquerra. En els avions reactors el fenomen de par citat anteriorment es mínim.

Per tal de contrarestar aquestes forces de reacció i fer que l'avió voli recte s'utilitzen diferents mètodes:

-Aquest fenomen és tan clar que sovint s'han de muntar els motors amb uns pocs graus d'incidència (1, 2 o 3 graus) en la direcció del gir de l'hèlix. L'avió tendirà a anar en el sentit contrari al gir de l'hèlix i l'incidència del motor farà de guia per evitar-ho.

²¹ **Par:** Si un motor i la seva hèlix acceleren incrementant ràpidament les seves velocitats angulars de gir es generen per acció - reacció forces molt importants en sentit contrari al del gir de l'eix del motor. Aquest efecte es especialment crític durant l'enlairament.

²¹ **Trim:**

Com a primera solució podem actuar sobre el *Trim* del timó de direcció. Si tendeix a anar cap un costat amb el timó de direcció el corregeixes cap a l'altre costat.

També hi ha avions que tenen dues hèlixs contra-rotatòries (veure fig.82) on el motor en comptes d'estar unit directament a l'hèlix per un eix de rotació té una caixa d'engranatges que permeten que un hèlix giri en un sentit i l'altre giri en el sentit oposat. Hi ha pocs avions amb dues hèlixs contra - rotatòries que anul·len l'efecte del par utilitzats en avions de més d'un motor. En aquest cas, degut a la llei d'acció - reacció, fent que una hèlix giri cap a la dreta (l'avió tendirà a anar cap a l'esquerra) i l'altre cap a l'esquerra (l'avió tendirà a anar cap a la dreta) es generen dos pars que es contraresten .



Fig.82.Hèlixs contra rotatòries

Per últim, En avions poli motors, normalment de 2, 3 o 4 motors es té que garantir que a igualtat de posició de la palanca de l'accelerador tots els motors allunyats del centre longitudinal de l'avió tinguin les mateixes revolucions proporcionant el mateix empenyiment. Per que en el cas contrari, l'avió tendirà a girar cap el costat del motor amb menys revolucions.

Els avions multi motors (veure fig.83.) es controlen millor amb múltiples timons de direcció. Així s'asseguren de que en el cas de que fallés un motor, mentre els restants tinguin potència suficient per continuar volant, l'estabilitat direccional és més fàcil de garantir que amb un sol timó de direcció.



B-25 "Mitchell" Bombardeu 2^a G.M.



Lockheed "Super Constellation" Airliner 50's

Fig.83. Avions multi motors mítics amb dos i tres timons de direcció

6.TREBALL DE CAMP

El treball de camp es basarà en la comparació de la influència de la forma de dos perfils alars totalment diferents en el vol de l'avió: Clark Y-14 asimètric i NACA 014 simètric (explicats anteriorment). Per obtenir dades fiables dissenyaré i construiré un prototip que pugui portar dues ales, és a dir, els dos perfils. Faré mesures de la velocitat màxima, la mínima i la de pèrdua i caracteritzaré el comportament aerodinàmic de cada perfil.

6.1. DISSENY I CONSTRUCCIÓ DEL PROTOTIP AMB DUES ALES DE PERFIL ALAR DIFERENT (SIMÈTRIC I ASIMÈTRIC)

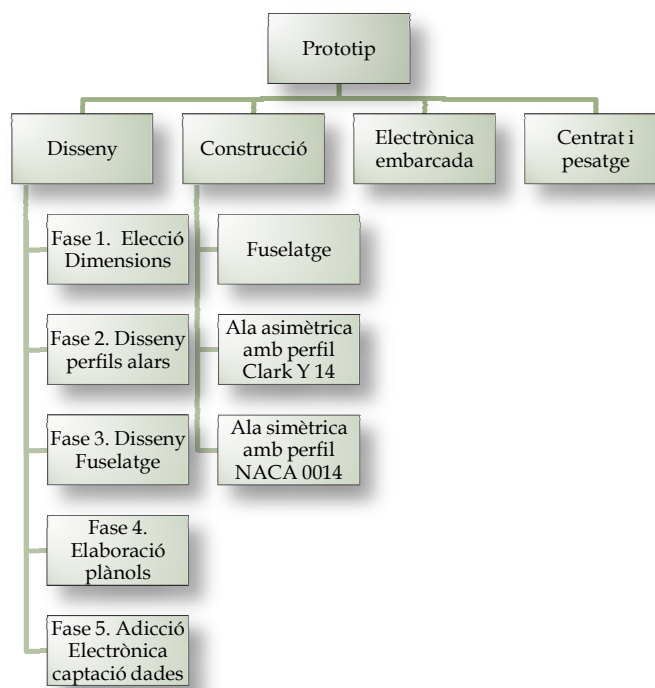


Fig.84. Esquema previ

6.1.1. DISSENY

Si faig un avió gran volarà millor, però serà molt costós de construir i car. Si pel contrari, el faig massa petit, tindrà poca inèrcia i el sistema de ràdio control serà difícil de trobar.

FASE 1: ELECCIÓ DE LES DIMENSIONS

En primer lloc, he de determinar les dimensions del prototip i de l'ala. Vaig parlar amb l'enginyer aeronàutic Carlos Ferraz (veurep.8.1.), qui em va dir que a l'hora de calcular les dimensions havia de basar-me en dos paràmetres clau: càrrega alar i relació potència - pes.

Hauré de fer que l'avió tingui la càrrega alar necessària depenent de la utilització final. Segons el tipus d'avió a construir, les dimensions de l'avió s'establiran partint d'una càrrega

alar aconsellada i jugant amb els paràmetres de velocitat, pes i superfície per fer una estimació de les dimensions.

El meu prototip serà un avió molt senzill que pugui portar dos ales i electrònica semblant a un entrenador de vol. Busco que sigui el més lleuger possible però que tingui una estructura forta i robusta. M'han recomanat determinar els càlculs de disseny per a velocitats que estiguin al voltant de 50-70 Km /h.

Càlcul de les dimensions- Càrrega alar

CRITERI: La recomanació és que la longitud de l'envergadura de l'ala estigui entre 1-1,30 metres. Seguint aquest criteri si l'envergadura fos d'1,15 metres (meitat), en conseqüència, la corda del perfil hauria de ser de 0,18 cm ja que $1,15 \cdot 0,18 = 0,2 \text{ m}^2$. M'interessa que l'ala tingui aquesta superfície, per això, calcularé el pes que hem deixarà portar per a aquest valor de S i per a una càrrega alar entre 4 i 5 Kg/m² (veure fig.85.).

Parlem de força- pes per això utilitzaré el terme de Kiloponds (kp), el pes d'un Kilogram de massa a la terra, en comptes de Kilograms.

<p>Suposat N°1</p> <p>Càrrega alar 4Kp /m²</p> <p>$1 \text{ Kp} = 10\text{N} = \frac{\text{Pes (Kp)}}{S (\text{m}^2)}$</p> <p>P = 40N · S</p> <p>Funció lineal</p>	<table border="1"> <thead> <tr> <th>S (m²)</th> <th>P (N)</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>0,1</td> <td>4</td> </tr> <tr> <td>0,2</td> <td>8</td> </tr> <tr> <td>0,3</td> <td>12</td> </tr> <tr> <td>0,4</td> <td>16</td> </tr> <tr> <td>0,5</td> <td>20</td> </tr> </tbody> </table> <p>Taula: Valors superfície- pes podrà suportar</p> <p>8N = m · g m = 8N / 9,8 m/s² = 800 Kg</p> <p>Si més no, els càlculs de pes</p>	S (m ²)	P (N)	0,1	4	0,2	8	0,3	12	0,4	16	0,5	20
S (m ²)	P (N)												
0,1	4												
0,2	8												
0,3	12												
0,4	16												
0,5	20												

Seguint el mateix criteri de càlcul, mantenint que la superfície de l'ala (S) sigui 0,2, he provat 3 nous suposats incrementant la càrrega alar ja que necessito posar més pes.

<p>Suposat N°2</p> <p>Càrrega alar 4,25 Kp /m²</p> <p>1 Kp = 10N</p> <p>$4,25 = \frac{\text{Pes (Kp)}}{S (\text{m}^2)}$</p> <p>P = 42,5 N · S</p>	<table border="1"> <thead> <tr> <th>S (m²)</th> <th>P (N)</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>0,1</td> <td>4,25</td> </tr> <tr> <td>0,2</td> <td>8,5</td> </tr> <tr> <td>0,3</td> <td>12,75</td> </tr> <tr> <td>0,4</td> <td>17</td> </tr> </tbody> </table> <p>Taula: Valors superfície- pes podrà suportar</p> <p>CAS D'INTERÈS: 8,5N = 850 g</p> <p>+ velocitat (potència motor) = + pes</p>	S (m ²)	P (N)	0,1	4,25	0,2	8,5	0,3	12,75	0,4	17
S (m ²)	P (N)										
0,1	4,25										
0,2	8,5										
0,3	12,75										
0,4	17										

<p>Suposat N°3</p> <p>Càrrega alar 4,5 Kp /m²</p> <p>1 Kp=10N</p> <p>$4,5 = \frac{\text{Pes (Kp)}}{S (m^2)}$</p> <p>P= 45 N · S</p>	<table border="1"> <thead> <tr> <th>S (m²)</th> <th>P (N)</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>0,1</td> <td>4,5</td> </tr> <tr> <td>0,2</td> <td>9</td> </tr> <tr> <td>0,3</td> <td>13,5</td> </tr> <tr> <td>0,4</td> <td>18</td> </tr> </tbody> </table>	S (m ²)	P (N)	0,1	4,5	0,2	9	0,3	13,5	0,4	18	<p>Taula: Valors superfície- pes podrà suportar</p> <p>Permet 9N =900 g</p> <p>Necessitem portar +pes</p>
S (m ²)	P (N)											
0,1	4,5											
0,2	9											
0,3	13,5											
0,4	18											
<p>Suposat N°4</p> <p>Càrrega alar 5 Kp /m²</p> <p>1 Kp=10N</p> <p>$5 = \frac{\text{Pes (Kp)}}{S (m^2)}$</p> <p>P= 50 N · S</p>	<table border="1"> <thead> <tr> <th>S (m²)</th> <th>P (N)</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>0,1</td> <td>5</td> </tr> <tr> <td>0,2</td> <td>10</td> </tr> <tr> <td>0,3</td> <td>15</td> </tr> <tr> <td>0,4</td> <td>20</td> </tr> </tbody> </table>	S (m ²)	P (N)	0,1	5	0,2	10	0,3	15	0,4	20	<p>Taula: Valors superfície- pes podrà suportar</p> <p>10N = 1Kg (400g equip/ 600g fustes)</p>
S (m ²)	P (N)											
0,1	5											
0,2	10											
0,3	15											
0,4	20											

Fig.85.Taula comparativa determinació de la càrrega alar

En aquest últim cas, en la fig.85 el suposat 4, ens interessa calcular la velocitat a la que anirà ja que la relació superfície - pes és d'1 Kg (pes aproximat càlcul inicial). Per veure la velocitat a la que volarà, calcularé una estimació amb les dades del perfil asimètric Clark Y14, perquè com ja he mencionat anteriorment, l'ala simètrica NACA014 a angle de d'atac 0 (vol creuer,anivellat) no sustenta (veure marc teòric fig.25).

Suposant que l'avió està en vol anivellat (l'angle d'atac és 0) i porta una velocitat de creuer, com el Pes(P) ha de ser igual a la Sustentació (L) necessitaré saber la densitat de l'aire i el coeficient de sustentació del perfil Clark Y14 a angle 0 (veure 86.b. i demostrat fig.43.) per a calcular la velocitat mínima en vol horitzontal i sostingut que teòricament hauria de portar.

Avió : Pes=Sustentació

$$50N \cdot S = 1/2 \cdot \rho \cdot C_L \cdot S \cdot V^2$$

$$V = \sqrt{\frac{2 \cdot 50}{1,2 \cdot 0,41}} = \sqrt{206,70} = 14,26 \frac{m}{s} = 51,34 \text{ Km/h}$$

Fig.86.a

Clark Y-14

C_L Clark Y angle d'atac 0 = **0,41** (Veure C_L en la fig.43.)

ρ aire= 1,2 Kg/m³ (T =25°)

Fig.86.b

Com podem veure en la fig.86.a, la velocitat està dins del rang (25-100 km/h) i aquesta serà **la meva càrrega alar provisional = 5Kp/m²**. No vull passar d'aquesta càrrega alar per no tenir problemes en el vol del prototip.

La superfície alar serà de 0,2 m² =1,15 m (longitud envergadura) per 0,18 m (longitud corda del perfil). He escollit aquestes dimensions perquè m'he basat en

determinar 1,15 m que es la meitat de l'envergadura recomanada (1-1,30m) per a aquest tipus d'avions i multiplicat per una corda de 0,18 em sortia un valor de superfície 0,2 m² que és un nombre (rodó) fàcil de treballar amb ell. A més, amb aquesta càrrega alar dissenyaria un avió de dimensions correctes per a tenir la inèrcia suficient però el podria portar al cotxe i treballar amb ell.

Segons la recomanació de webs aeromodelistes, l'envergadura de l'ala ha de ser de 5-6 vegades la longitud de la corda. En el meu cas és 6,4 vegades · 0,18 que és la longitud de la corda. Serà més estreta i llarga perquè generi més sustentació tot i que quan més estreta, la corda és més curta, entrarà abans en pèrdua.

Com és un estudi comparatiu, la càrrega alar en l'ala simètrica i asimètrica seran les mateixes així com les dimensions.

Elecció dels dispositius electrònics- Potència/Pes

Preveient que el pes sigui 1Kg (segons el càlcul del suposat 4), basant-me en experiències d'aeromodelistes, del pes total de l'avió: 400 Kg correspondrien a l'electrònica i 600 Kg a la fusta o altres materials.

Sabent el pes que sol correspondre a l'electrònica, amb l'ajuda de l'assessorament dels d'HEMAV (veure treball de camp p.6.4.) i la disponibilitat dels seus dispositius, vaig prendre les següents decisions basant-me en regles d'or utilitzades per a escollir el sistema motor adequat per a un model determinat.

Predicció Inicial - Potència -PES (fustes + electrònica)

Per a saber quina potència del motor havia d'escollir em vaig basar en la relació potència - pes definida pel guru americà del vol elèctric Keith Shaw. "*La potència mínima per a que l'avió voli és de 100W/Kg (pes total)*". Per al vol *sport* (entrenament) s'estima una relació potència - pes de 120-130 W/Kg. En el cas del vol acrobàtic, 180-200W/Kg.

Sabent que la relació potència - pes ha d'estar sobre els 120-130W/Kg s'elegeix un motor i bateria d'acord a aquesta potència. El fabricant del motor facilita els valors de corrent consumida per a cada hèlix en cada motor. També hi ha programes (*motorcalc*) on pots jugar amb aquest paràmetres per saber la potència necessària i el motor adient a través de càlculs fets amb les dades que t'interessen.

Elecció motor:

En avions a escala s'utilitzen principalment els motors *Glow*. Si més no, he pensat escollir un motor elèctric perquè així no he d'utilitzar un combustible líquid ni haver d'activar-lo. En un motor elèctric la font d'alimentació seran les bateries.

La potència d'un motor elèctric pot variar moltíssim en funció de la càrrega que ha de moure (l'hèlix). Aquesta taula mostra com un mateix motor per a diferents hèlices dóna potències molt disperses. Com es pot veure a la fig.87, el motor Japonès O.S.15 per a les mateixes bateries dóna potències diferents quan es carreguen amb hèlices diferents.

OMA-3810-1050						
プロペラ(DxP) Propeller	Li-Poセル数 LiPo cell	電圧(V) voltage	電流(A) current	電力(W) wattage	推力(kg) thrust	回転数(rpm) r.p.m
9x6SF	3セル	12,6V	40A	504W	1,4kg	9,150
9x6E	3セル	12,6V	25A	315W	1,3kg	10,750
9x7,5E	3セル	12,6V	30A	378W	1,3kg	10,250
10x3,8SF	3セル	12,6V	37A	466W	1,6kg	9,500
10x4,7SF	3セル	12,6V	37A	466W	1,7kg	9,550
10x5E	3セル	12,6V	26A	328W	1,5kg	10,650
10x7SF	3セル	12,6V	52A	655W	1,7kg	8,000
10x7E	3セル	12,6V	34A	428W	1,6kg	9,850
11x3,8SF	3セル	12,6V	41A	517W	1,8kg	9,000
11x4,7SF	3セル	12,6V	45A	567W	1,8kg	8,500
11x5,5E	3セル	12,6V	33A	416W	1,8kg	9,900
11x7SF	3セル	12,6V	55A	693W	1,9kg	7,200
11x7E	3セル	12,6V	40A	504W	1,9kg	9,200
11x10E	3セル	12,6V	50A	630W	1,6kg	8,150

Fig.87. Taula comparativa motor Japonès i tipus d'hèlixs.

He pre - seleccionat 3 motors elèctrics *Brushless* que tinguessin una potència equivalent a un motor *glow* de cilindrada .15 polsades cubiques (2,5 cc). He seleccionat aquest cilindrada perquè és la que m'han recomanat els enginyers d'HEMAV. A més, he trobat una taula que ratifica la meua elecció (veure fig.88.).



Fig.88.Taula que relaciona la superfície alar amb la cilindrada del motor recomanada.

Els tres motor són dels fabricants Rimfire (Americà),O.S. (Japonès) i Turnigy (Xinès). De tots tres adjuntaré les fulles de dades a l'annex. Al final, la meua elecció ha sigut un de la gama SK3 de Turnigy perquè tot i ser la gama més alta que fabrica és el més econòmic amb diferència oferint prestacions semblants mantenint un pes semblant perquè està fet amb materials de primera qualitat.

Brushless DC- Funcionament i Control

El corrent d'alta intensitat que ataca el motor surt de la bateria i dóna la potència que mou el motor. El Micro controlador²² de 8 o 16 bits és el que controla i envia les senyal PWM (*Pulse Width Modulation*) que ataquen la base (portes) dels transistors. En el control Brushless DC quan el senyal PWM és alt (part superior del trapezoide) es tanca el circuit i el transistor condueix. En la part baixa del senyal PWM el transistor obre el circuit i deixa de conduir. De manera que el Micro controlador va obrint i tancant les bases, més o menys temps, mitjançant la modulació del senyal PWM.

²² Micro controlador: Microprocessador + memòria i perifèrics en el xip.

El corrent passa als bobinats del estator del motor i al sortir, el senyal retorna a la bateria passant pels 3 shunts (o resistències de precisió). Aplicant la llei d'Ohm $V = R \cdot I$ el corrent genera una tensió al passar pels 3 shunts que es llegeix amb els 3 convertidors analògics/digitals que incorpora el microprocessador. Una vegada llegit el valor analògic de la tensió a les tres branques a dins del microprocessador ja és un nombre binari.

Tot seguit, compara el valor de la tensió al circuit amb el que hauria de portar i va controlant el bon funcionament del motor enviant polsos més amples o estrets en funció del corrent que retorna del motor.

En la fig.89, es pot veure el funcionament anterior per a un motor Brushless AC que, com he dit al marc teòric, funciona amb corrent continu però les senyals PWM que emeten els micro controladors respectius són amb forma sinusoidal en comptes de trapezoïdal com els DC.

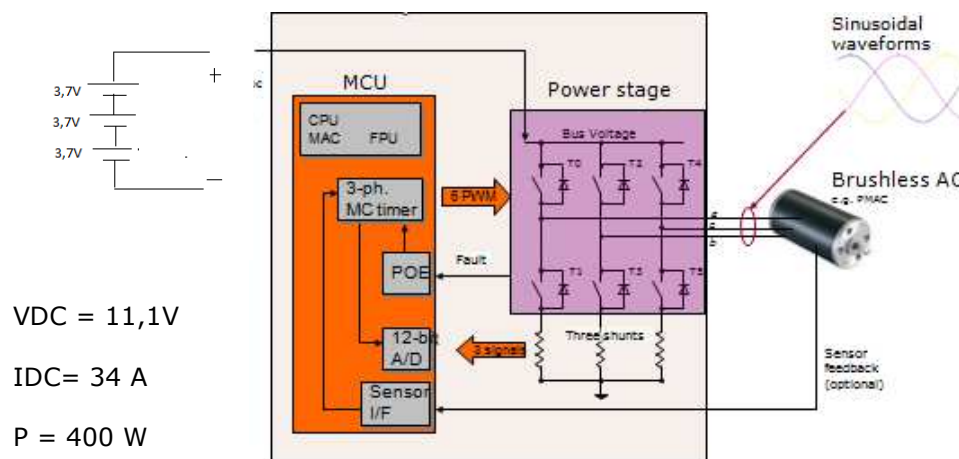


Fig.89. Funcionament motor *Brushless AC*

El fabricant del motor, en aquest cas *Brushless DC*, recomana 3 o 4 tipus d'hèlix on unes generen més velocitat i altres més tracció.

En definitiva, a la figura 90, mostro l'electrònica indispensable per a la realització d'aquest projecte, on el prototip serà controlat a través del control d'una ràdio, és la següent:

Electrònica	Motiu d'elecció
<p>Motor:</p> <p>Turnigy-SK3-3536-150kv</p> <p>Pes = 102g (30% més potent del necessari pel marge d'error)</p>	<p><i>Brushless DC</i> 400 W (veure fig.)</p> <p>$P = V \cdot I$; $I = 400 \text{ W} / 11,7 \text{ V}$ (Bat. Li-Po); $I = 34 \text{ A}$</p> <p>Per a un avió acrobàtic d'1Kg es necessitaria 200W. Però, he trobat un que pesa el mateix que els més econòmics de 200W i és de 400 W.</p>

<p>Hobby King 32,47\$</p> 	<p>Possibilitat d'incrementar el pes amb electrònica addicional per a mesures precises. A més, que pesarà 1 Kg és una estimació inicial.</p>
<p>Servos x4= 4·19g=76g</p> <p>Metal gear HK922</p> <p>Hobby King 7\$ ·4 =28\$</p>	<p>2 x alerons (en Y); 1x timó de profunditat + 1 x timó de direcció.</p> <p>Engranatges metàl·lics per a ser més robusts.</p>
<p>Variador velocitat =65 g</p> <p>Hobby King 36\$</p> 	<p>Necessito 34 A donant un 30 % de marge seria un Variador de 44A. Em vaig adonar que el de 70 A només suposava 20 g més de pes que el següent més petit de 50 A. Això garanteix el funcionament sense estressar els transistors.</p>
<p>Hèlix: 5 g</p> <p>Hobby King Apc 3\$</p>	<p>Em van aconsellar posar una hèlix 12-6 (12 polsades de diàmetre i 6 polsades de pas) de compost de <i>Nylon</i> específica pel vol elèctric.</p> <p>Pas de 6 polsades= En 1 revolució el "cargol" s'enrosca en l'aire 6 polsades·$\frac{2,54cm}{1 polsada}$ = 15,24 cm.</p>
<p>Receptor ràdio= 10g</p> <p>Futaba R617FS 7 canals</p> <p>(préstec HEMAV)</p>	<p>Segons ràdio Futaba 10 canals 2,4Gitz</p> <p><i>Frequency hopping</i> (freqüències variants)</p>
<p>Bateries polímer de liti= 253 g (2,250 mA/h)</p> <p>4 bateries</p> <p>3 cèl·lules o elements</p> <p>Màximes corrents 40 A</p> <p>Hobby King 20 \$ ·4 =80\$.</p>	<p>2200 mAh</p> <p>Tensió=11,1 V</p> <p>45-90 C</p> <p><i>Turnigy Nanotech</i> (+capacitat de descarrega de corrent= + potència)</p> 

<p>Fusta i altres</p> <p>600g (segons els experts en avions de dimensions semblants)</p>	<p>Balsa de 1,5mm i de 3mm= ($d=0,1 \text{ Kg/m}^3$) aprox.</p> <p>Contraplacat 3mm en costelles centrals i fusellatge</p> <p>Llistons de pi</p>
<p>Pes total =1090 g aprox.=sobre 1Kg</p> <p>Electrònica bàsica = 179,47 \$ =135,29 euros</p>	

Fig.90.Taula d'estimació de pes i costos en electrònica.

En tot moment, parlem d'estimacions ja que per a saber el pes exacte de l'avió hauria de calcular el volum de cada fusta utilitzada i multiplicar-lo per la corresponent densitat. Tot i que és un treball on el mètode científic és important en aquest aspecte no puc parlar amb precisió degut a que parteixo i em baso en estimacions i hipòtesis.

En aquest moment, ja sé les dimensions inicials de les ales i per calcular les dimensions del **fusellatge** m'he basat en regles utilitzades en l'aeromodelisme.

La recomanació per començar a dissenyar el fusellatge és dividir-lo en 5 parts.

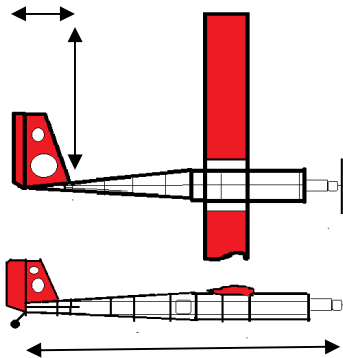


Fig.91. Recomanacions de dimensions del fusellatge

He de dissenyar el fusellatge:

- 1.Tenint en compte que la llargària del fusellatge ha de ser aproximadament del 75% de l'envergadura (*wingspan*).
- 2.El primer 1/5 és la part del **morro**, el 2/5 a les **ales** i els 3/5 restants de la **cua**.

Basant-me en aquests consells, la llargària del fusellatge serà de 86,25 cm aprox. i cada cinquè mesurarà $75 \cdot 115 / 100 = 17,25$ cm. La altura màxima del fusellatge anirà del 10-15 % de la seva llargària.

Quan més gran siguin els estabilitzadors, timons de profunditat i de direcció obtindrem més estabilitat però també més pes. Les recomanacions per a las superfícies de control aniran en funció de la superfície de l'ala sent aquesta 0,2 m².

L'àrea de l'estabilitzador del timó **de profunditat** ha de ser el 15-20% de la superfície alar, és a dir, 0,04 m². L'elevador haurà de ser el 20-30 % de l'àrea de l'estabilitzador igual a 0,01m². L'àrea total d'aquestes superfícies és 0,05 m².

En el cas del **timó de direcció**, el timó ha de ser d'1/3 (0,0043 m²) a 1/2 (0,0065 m²) de la superfície de l'aleta, la que serà el 33% de l'àrea de l'estabilitzador (0,013 m²).

Per a calcular les dimensions de les superfícies de control ens podem basar en les recomanacions de la taula següent:

CALCULAR LAS SUPERFICIES DE ESTABILIDAD Y CONTROL (S es la superficie del ala)			
ELEMENTO	ENÉRGICO	NORMAL	SUAVE
Los dos alerones	S/8	S/10	S/12
Deriva y timón	S/8	S/10	S/12
Timón solo	DERIVA/2	DERIVA/3	DERIVA/4
Estabilizador y elevador	S/4	S/4	S/5
Elevador solo	ESTABILO/3	ESTABILO/4	ESTABILO/5

Fig.92.Taula comparativa de recomanacions de les dimensions de les diferents superfícies de control i comportaments.

FASE 2: DISSENY DELS PERFILS ALARS

He començat a treballar amb l'ala que portarà el **perfil asimètric** en concret perquè és més senzilla de construir què el simètric. Degut a què la part inferior de l'ala (*intradós*) és quasi plana i això farà que pugui construir-la damunt d'una superfície plana com seria una taula.

El motiu de l'elecció es basa en què està ben catalogat. És un tipus de perfil molt utilitzat en aquest àmbit i esmentat en documents universitaris on he pogut trobar els coeficients de sustentació, moment i resistència.

La dificultat va aparèixer quan llegint aquests documents vaig veure que parlava d'un perfil Clark Y-14 (veure fig.42.). És a dir, el gruix del perfil era del 14 % de la corda en comptes de 11,7% com el del Clark Y estàndard. Davant la necessitat vaig trobar programes (recomanats en una web) on podia modificar un perfil original Clark Y aplicant-li l'espessor del 14 % i amb la possibilitat de canviar altres aspectes com la corda.

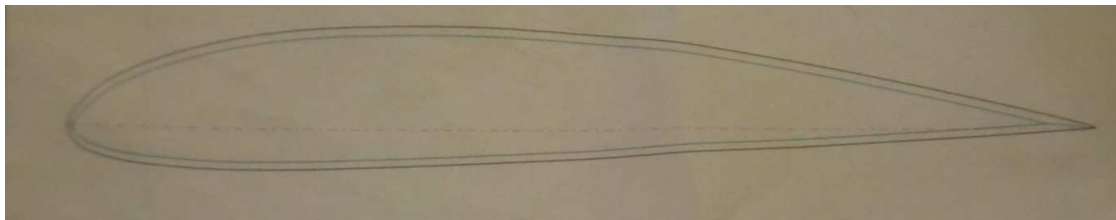


Fig.93. Perfil Clark Y-14 amb corda 180 mm.

El programa que vaig escollir, ja que era el més senzill d'utilitzar, es diu *Tracfoil*. He dissenyat una costella amb perfil Clark Y-14 de corda 0,18 cm. Com l'envergadura de l'ala

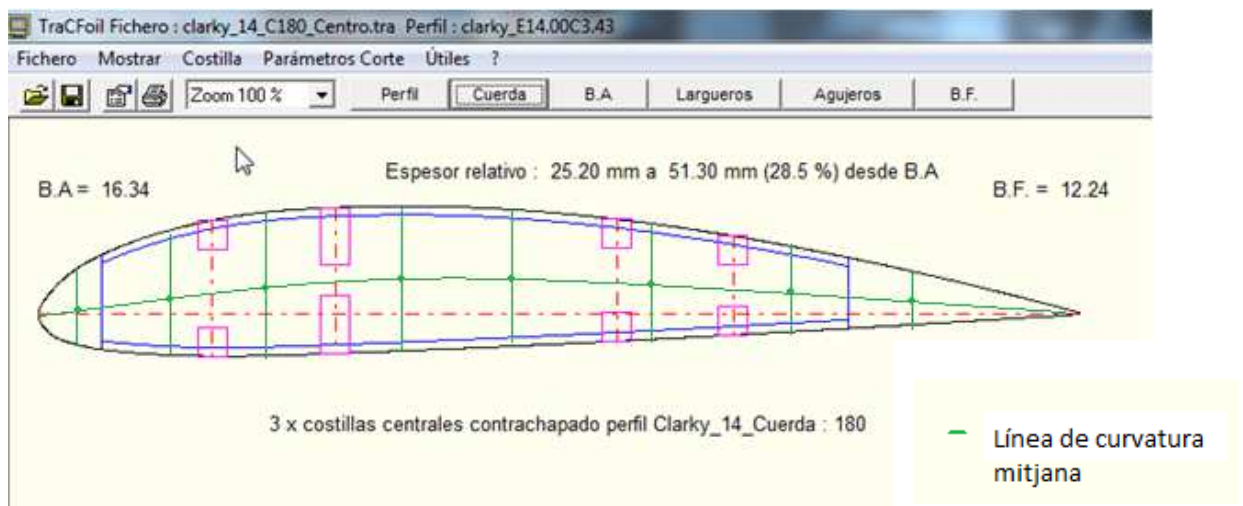
mesura 1,15m col·locaré 1 costella (balsa) cada 10 cm on faré passar dos **carrils**²³ principals. En la part central on recau l'esforç màxim (les forces s'apliquen en el centre aerodinàmic, el qual ha de coincidir amb el centre de gravetat) hi haurà 3 costelles més fortes (contraplacat), on faré passar 4 carrils més, en 15 cm col·locades a 7,5 cm de distància entre si, per assegurar-me que l'ala quedi reforçada en aquesta part.

Després he visitat dues tendes amb la costella de l'ala impresa on m'han assessorat sobre el tipus de material que havia d'escollir i el que més s'aproximés a la forma de la costella del perfil que havia dissenyat.

Primer vaig anar a *Tower Hobbies* però allà no hi havia la varietat en fustes (formes i mides) que vaig trobar a FA-SOL (veure treball de camp p.6.6.) on vaig comprar les fustes definitives.

El següent pas a seguir va ser aplicar les característiques de les meves fustes als dissenys de les costelles originals (de balsa o contraplacat) on vaig intentar que s'ajustessin el millor possible i gràcies a *Tracfoil* he dissenyat les quatre costelles definitives.

Fig.94. 3 costelles més fortes de contra placat: Clark Y-14% Corda: 180mm. Carrils principals 2 10x5mm situats a 51,3 mm i 2 10x5 situats a 100 mm des del caire d'atac. Carrils secundaris 4 x 5x5 situats a 26,1 mm i 121 mm des del caire d'atac.



Les **10 Costelles de balsa restant seran iguals al disseny anterior sense els 6 llistons de reforç (situats a la posició 1 i 4 des del caire d'atac** : Clark Y-14% Corda: 180 mm. Carrils principals 2 de 10x5 mm situats a 51,3 mm des del caire d'atac. Carrils secundaris 2 de 5x5 situats a 100 mm des de el caire d'atac. Com es tracta del mateix perfil té la mateixa línia de curvatura mitjana que la imatge anterior.

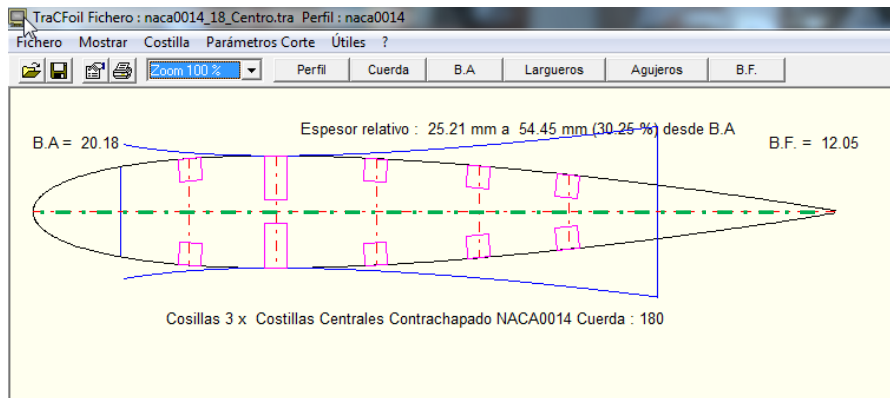
La línia de curvatura mitjanana no coincideix amb la corda per això hi ha cambra (veure punt.3.1.1). En el perfil Clark Y-14 la llargària màxima de la cambra és del 3,43% de la corda. En el meu cas equival a 0,62cm.

²³ **Carril:** Principal element estructural de l'ala que creua l'ala en direcció paral·lela a l'envergadura i perpendicular al fusellatge.

Pel **perfil simètric**, el procediment de disseny ha sigut el mateix. Com ha de tenir les mateixes característiques que ell perfil asimètric he dissenyat un NACA 0014 (14 % de gruix) de 180 mm de corda. També he aplicat les característiques dels carrils 2 de (10x5)mm i dos de (5x5)mm.

La línia de curvatura mitjana coincideix amb la corda. No hi ha cambra.

Fig.95. 3 costelles més fortes de contra placat: NACA 0014 14% Corda: 180mm. Carrils principals: 2x 10x5mm situats a 51,3 mm i 2 10x5 situats a 100 mm des del caire d'atac. Carrils secundaris: 4 x 5x5 situats a 26,1 mm i 121 mm des del caire d'atac.



Les 10 costelles restants estaran fetes de balsa i seran com la fig.95. sense els sis llistons complementaris (columna 1,3 i 5 comptant per l'esquerra): NACA 0014 14% Corda: 180mm. Carrils principals 10x5 mm situats a 51,3 mm des del caire d'atac. Carrils secundaris de 5x5 situats a 100 mm des de el caire d'atac.

Fixem-nos que els únics perfils que tenen una curvatura de la línia mitjana i per tant tenen cambra tindran més sustentació però a la vegada més resistència que els perfils sense cambra o amb una cambra petita.

Com ja he dit, la situació de les costelles a les ales en ambdós perfils serà a 10 cm de separació les 10 de balsa (5 en cada part) i dos divisions de 7,5 cm en 15 cm de separació corresponent a las 3 del centre més fortes (contraplacat). A més d'assegurar-me de que la part central de les ales sigui resistent, durant la recerca, m'he adonat que la part del caire d'atac em podria donar problemes només amb el procés de folrar. Per això, amb la recomanació de persones amb experiència (*HEMAV* i aeromodelistes) he trobat les següents solucions:

En **l'ala asimètrica**, m'han recomanat folrar la part superior davantera de la costella per assegurar-me que sigui resistent a les pressions i forces que s'exerciran. Per aquest motiu, hauré d'extreure la capa superior davantera del perfil original per tal de mantenir la forma del perfil (veure fig.96). És a dir, en comptes d'utilitzar tota la superfície de les costelles inicials posaré una capa de fusta (contraplacat) més gruixuda al llar de tota l'envergadura en la part superior davantera per acabar tenint la mateixa superfície final.

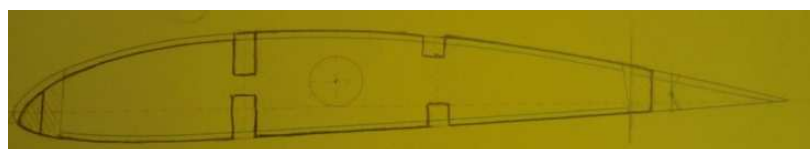


Fig.96 . Disseny costella Clark Y-14 (costella fina) final

En **l'ala simètrica** no puc aplicar el mateix procediment perquè és molt més complex tractant-se d'un perfil totalment simètric i acabaria influint en la forma i en els resultats. De totes maneres, vull assegurar-me que l'ala quedi amb un estructura resistent ja que en el caire d'atac al ser corbat xoca contra l'aire i no se si serà suficient amb les costelles i els carrils. Per això, depenent de com em quedi l'estructura, l'enfortiré col·locant una costella més havent una costella cada 5 cm.

En les dues ales, les costelles aniran enganxades al caire d'atac i al caire de sortida. No aprofitarem tota la superfície del disseny inicial, sinó que, com es pot veure en la fig.97, mesuraré 4 cm des de la línia on acaba el caire d'atac i 7 cm des de la línia on comença del caire de sortida aproximadament. M'he basat en les mides dels caires d'atac i sortida ja comprats.

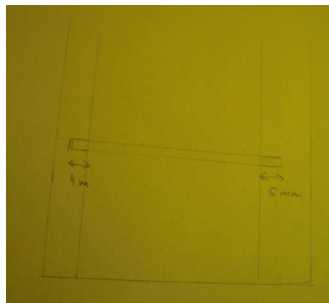


Fig.97. Situació dels perfils en l'ala

Els alerons són les superfícies de control situades a les ales. Hi ha un a cada costat i segons les recomanacions els 2 alerons han de ocupar $(S/12$ o $S/10)$ dm² de la superfície. En el meu cas, m'han recomanat que faci els alerons amb un llistó i que ocupin 3 cm d'ample. Situaré els dos alerons a 3mm (longitud de les costelles) del extrems de l'ala. Cadascun mesurarà aproximadament 45cm ja que estaran separats entre ells per 3 costelles més fortes (material més robust) i 5 cm a cada costat de les 3 costelles del centre. He mirat de determinar les dimensions d'aquestes superfícies de control tirant cap a gran ja que alerons petits i estrets són molt lents maniobrants.

FASE 3: DISSENY DEL FUSELLATGE

El fusellatge (veure fig.98.) tindrà les següents mesures següents:

Es compon de dues parts: Una part formada per 3 "cubs" on hi hauran 4 costelles de 7,5 x 7,5 cm (32cm) i una altra amb 4 costelles més que arriba a l'extrem de la cua (50 cm) on la superfície de les costelles que formen el fusellatge va disminuint

El primer cub és de 12 cm de llargada per 8 cm d'amplada. A partir de la segona costella les 6 restants estan separades 10 cm entre elles menys l'última que ho està 5,5cm.

Als dos cubs restants estaran situades les ales. Si més no, tenen una corda de 18 cm i la llargada dels 3 cubs (32) menys la del primer cub (12) és igual a 20 cm així que hi hauran 2cm al final del 3r cub sense ala.

Hauré de pensar un mecanisme per a poder col·locar les dues ales amb perfils diferents.

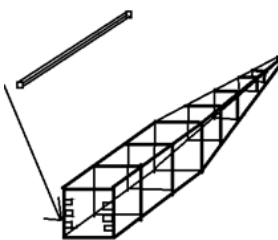


Fig.98. Esquema del disseny del fusellatge. Font: Elaboració pròpia

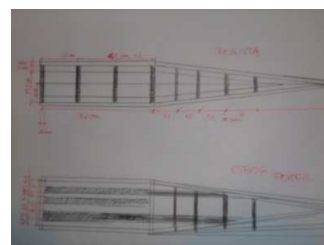
Fent passar una línia imaginària pel centre del fusellatge podrem dibuixar la part de la cua. A partir de la 4a costella començant pel morro unirem els 4 vèrtex de la 4a costella amb el punt imaginari de l'extrem de la cua (situada a 50cm des de la 4a costella) per obtenir la forma (veure en els plànols).

A l'ortodre hi hauran 3 carrils a cada banda de 5x5 mm i dos carrils a la cua per fer possible que puguin agafar la forma del plànol. Les costelles seran de 3 mm i anirà entelat amb fusta de 3mm.

Abans de dibuixar el plànol he fet dos esquemes previs (veure fig.99.) de les dimensions mostrant les mesures principals: vista de planta i de perfil.

Fig.99. Disseny del fusellatge: Vista de planta i perfil

Per determinar les dimensions del timó de profunditat i timó de direcció segons les recomanacions anteriors la superfícies haurien de ser: del timó de profunditat $0,05m^2$ i del timó de direcció (buscant una superfície més gran que petita) $0,0195 = 0,02$ en total.



Veiem que el timó de profunditat haurà de ser més gran que el de direcció. Per assegurar l'estabilitat del prototip determinaré les superfícies de control buscant que siguin les més grans possible tot i que comporten un increment de pes que serà un factor negatiu donat que he de mantenir una relació de càrrega alar de 5 Kg /m^2 .

Per a calcular les dimensions del timó de profunditat i direcció partim de que té forma de trapezoide (veure fig.100.) i seguint les recomanacions determinaré les dimensions (veure plànol fusellatge).

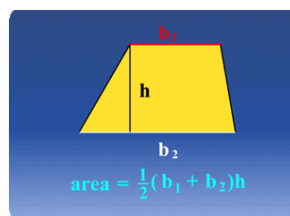


Fig.100. Fórmula àrea trapezoide

Ambdues superfícies de control aniran des de l'extrem de la cua fins a l'última costella.

Timó profunditat Major: $0,05 \text{ m}^2 = 500 \text{ cm}^2$.Valorant que la base 2 (gran) és 18 cm i la part mòbil haurà de ser de 4cm aproximadament (recomanació).

P. ex = $0,5 \cdot (10+18) \cdot 26 = 364 \text{ cm}^2$. Hauria de ser 500 cm^2 segons les recomanacions.

P.ex.= $0,5 \cdot (12+20) \cdot 28 = 448$. En aquest segon exemple ens acostem més a la predicció de $0,05 \text{ m}^2$ aprox.

Timó de direcció: Major $0,02 \text{ m}^2 = 200 \text{ cm}^2$. La part mòbil haurà de ser de 6 cm (recomanació). Per a que tingui un angle considerable la base 1 hauria de ser màxim 4cm (i volem que sigui gran) i la base 2 18 cm.

P.ex.= $0,5 \cdot (18+4) \cdot h = 250$ o $0,5 \cdot (18+4) \cdot h = 300$. Valors h: 23 i 27,27 aprox.

FASE 4: ELABORACIÓ DELS PLÀNOLS

Plànol de les ales:

Seguint la mateixa metòdica, he fet el plànol pensant en l'ala amb perfil asimètric que, en definitiva, serà el mateix que el del perfil simètric degut a que és un estudi comparatiu el que comporta haver de treballar amb les mateixes característiques que l'ala simètrica excepte el perfil i algun aspecte de la construcció.

Tot i que sembli que primer s'ha de fer el plànol, en el meu cas com que no sabia la mida definitiva, primer m'he hagut de basar en els càlculs previs (veure fase 1) fins determinar unes dimensions en relació a aspectes com la potència, pes i càrrega alar (tot està relacionat).

El plànol, mostrat a la figura 101, serà la meua guia durant el procés de construcció així que, la precisió a l'hora d'elaborar-lo serà determinant en l'error del comportament de l'avió. Per aquets motiu, he decidit dibuixar el plànol a escala real per poder construir sobre ell.

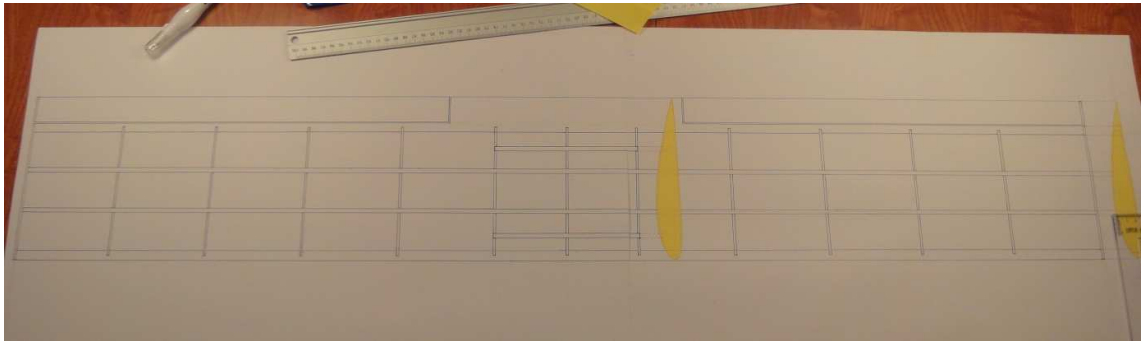


Fig.101. Plànol (vista de planta) definitiu de les ales

1-Dibuix d'un rectangle (ala rectangular): d'1,15 m de llargària (envergadura ala) i 0,18 m d'amplada (corda perfil). Superfície total de $0,2 \text{ m}^2$.

2-Marcar amb una línia la meitat del rectangle i dibuixar una línia començant pels extrems cada de 10cm fins arribar a 50 cm respectivament. En els 15 cm centrals fer 1 divisió per tal de que quedin 2 divisions de 7,5 cm i 3 costelles més fortes.



3-Cada línea correspon a una costella: La costella té un gruix de 3 mm i per això, hauré de dibuixar 1,5 mm en cada costat de la línia.

4-Per dissenyar els alerons: Buscaré un llistó de 4 cm i els últims 3 cm seran els alerons i el cm inicial formarà part de les costelles.

5-Provaré si el plànol s'ha fet amb precisió col·locant les costelles i el carrils a sobre. També he col·locat els caires d'atac i de sortida.

Tot i que l'ala sigui quasi igual per als dos perfils com he començat abans pel asimètric les costelles i els caires són els característics d'un perfil Clark Y-14.

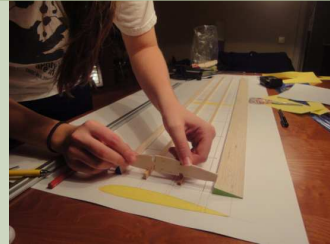
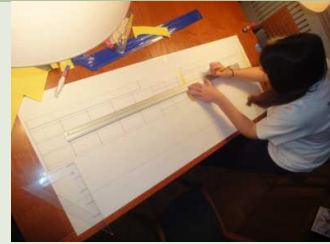


Fig.102.Procès d'elaboració del plànol.

Plànol del Fusellatge

Basant-me en l'esquema previ del disseny he dibuixat el fusellatge, als plànols, de vista de planta i perfil.

Vista planta (veure fig.103.)

1-Dibuix dels 3 cubs "caixa" (32 cm de llarg al plànol) i dibuix de la part de la cua on les costelles decreixen (50 cm del plànol).

2- Dibuix de les costelles, carrils i "tapa" del fusellatge.

3-Dibuix de l'estabilitzador i el timó de profunditat.



Fig.103. Plànol de la vista de planta.

Vista de perfil (veure fig.104.)

1-Dibuix de la superfície vista per dins: separacions entre llistons i costelles.

2-En la part de l'ortocedre "caixa" creuen les costelles 3 carrils a dreta i esquerra. Si més no, en la part de la cua només restaran els 2 carrils superior i inferior que es ajuntaran a l'extrem de la cua 2 i 2.

3-La situació i dimensió de les costelles dependran de les dimensions i forma de la cua que seran definides ajuntant, en el paper, els 4 vèrtex amb l'extrem de la cua a 50 cm de distància.

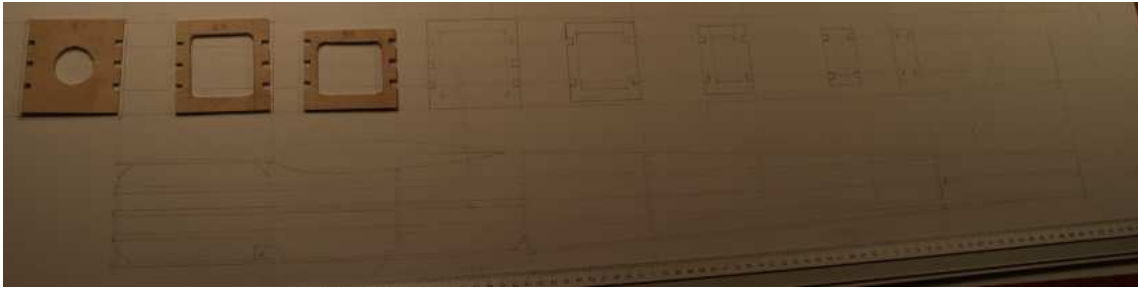


Fig.104. Plànol de la vista de perfil.

Com podem veure una vegada fet el plànol (veure fig.105.) les dimensions de les costelles quedaran definides de la següent forma:

4 costelles morro i ales: La 2a i 4a mesuren 7,5 cm x 7,5; la 2a 7,5x6,5 (1cm menys perquè és on aniran les ales).

4 costelles cua 5a (6x6,7); 6a(4,5 x6);7a(3x5) i 8a (2x 4,8).Les costelles decreixen respectant els carrils.

Mesures d'amplada x llargada respectivament

En les dues vistes (planta i perfil) he situat on anirien les ales amb una plantilla d'una costella del Clark Y-14 com a referència.

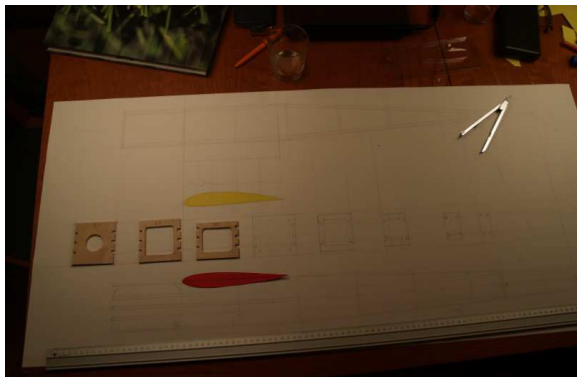


Fig.105.Plànol amb tres costelles del fusellatge.

FASE 5. CANVI DE RUMB: ADICCIÓ D' ELECTRÒNICA DE CAPTACIÓ DE DADES

Per a portar a terme la comparació dels perfils faré com ja he dit anteriorment unes mesures amb un avió experimental senzill. Hem vist que depenent del valor del paràmetre de càrrega alar i d'altres factors un avió volarà o no.

Fins ara, he estat calculant i dissenyant l'avió per a un pes aproximat d'1 Kg i una càrrega alar de 5 Kg/m².

En la 2a visita a HEMAV em van preguntar quins paràmetres m'agradaria comparar: velocitats màximes, de pèrdua i la altura. Tot seguit, em van preguntar: Com faràs per mesurar-ho?

Des del principi del treball he estat buscant respostes a aquesta pregunta. En primer lloc, vaig pensar de fer-ho manualment, amb un cronòmetre i intentant que l'experiment fos el més rigorós possible.

Després, el meu tutor de recerca em va dir que seria interessant valorar la possibilitat de posar un *I-phone* per saber la posició de l'avió. Era interessant tot i que, necessitava que algú em deixes un *I-phone* i pensar en com protegir-lo. A més, no sabia com podria extreure dades de velocitat, altura i posició de GPS que des poguessin representar gràficament.

Com vaig veure que amb un *I-phone* o *Smart Phone* em seria molt difícil extraure gràfiques vaig començar una recerca per tendes d'aeromodelisme i *webs online*. Venen uns equips de ràdio control que ja porten telemetria incorporada i tots aquest paràmetres estaven a l'abast de ser mesurats. Si més no, implicava comprar una emissora i un receptor de ràdio molt cars (800-1200 euros aprox.)

També vaig provar de preguntar en tendes i d'investigar en Internet si existeixen equips autònoms embarcats que permeten fer aquestes mesures en vol i capturar les dades amb un *data logger* és a dir, sense telemetria²⁴ en temps real. Vaig veure que si existeixen però en cap tenda de les que vaig visitar: FA-SOL (Av. Gran Via), RC Tecnic (C/Calvet) i Hobby Models (C/Galileu) els venen. Visitant totes tres vaig arribar a la conclusió de que hi havia com a mínim un parell de marques que es podien comprar online:

Eagle Tree (<http://www.eagletreesystems.com/>)

Ardupilot, del web DIY DRONES (<http://plane.ardupilot.com/>)

El primer que vaig consultar va ser Eagle Tree i ofereixen un *Datalogger* que pot mesurar també la potència del motor elèctric i té entrades per suportar GPS i diferents sensors com els que jo necessito: *sonda Pitot* per mesurar la velocitat de l'aire real i sonda de pressió baromètrica per mesurar la altura respecte el nivell del mar real.

Després hem vaig baixar la documentació (adjuntat a l'annex) i em va generar molts dubtes sobretot si seria relativament fàcil o no poder arribar a treure gràfiques que era el meu objectiu. Vaig comunicar-me per *e-mail* amb el suport tècnic i em van donar unes respostes ràpides i poc acurades que em van fer desconfiar del producte. Tot això, unit a que el cost total del sistema era d'aproximadament 300 euros vaig prendre la decisió de descartar l'ús d'aquesta marca.

Ardupilot ofería més o menys els mateixos tipus de sistemes, si més no, les respostes als meus dubtes sobre el seu producte van ser molt precises.

Finalment, quan encara no havia pres cap decisió va donar la casualitat de que havia quedat amb els *d'HEMAV* per una de les visites periòdiques de les cinc que he fet durant el treball. Jo sabia que *HEMAV* feia avions que volaven sols (UAV o *Drones*) però no sabia quina tecnologia fan servir. Quan vaig comentar que m'interessava aconseguir el nou repte que

²⁴ Telemetria: Sistema de captació de dades directament extretes d'una electrònica addicional a un receptor clàssic embarcat en l'avió que són enviades en temps real des del receptor de l'avió a l'emissora. Al terminar del vol es poden extraure de l'emissora amb un cable USB.

m'havia proposat resultà que el vol automàtic del *Drons* utilitza el mateix material que jo havia vist que em serviria a mi però amb molta més intel·ligència i programació. Els enginyers d'*HEMAV* em van dir que el que jo necessitava no calia comprar-ho perquè ells m'ho deixarien i m'ensenyarien a utilitzar-ho. He de reconèixer que en aquest moment, el meu treball començava a tenir un futur clar ja que amb l'ajuda de la part electrònica addicional l'adquisició de dades em permetria veure la influència dels perfils amb més precisió als resultats. Tot això, suposant que l'avió volés.

El procediment de recaptació de dades implica els següents dispositius:

Es tracta de posar una sonda de Pitot (veure fig.106), que és un dispositiu que es troba fix en l'ala (direcció de el corrent d'aire). Té dos tubs: un que és interior i ens dona la informació de pressió total i un altre que va al voltant d'aquest que gràcies a un petits forats que hi ha a la sonda capta la pressió estàtica. La sonda es connecta al sensor de pressió mitjançant dos tubs de silicona que no convé que siguin molt llargs.

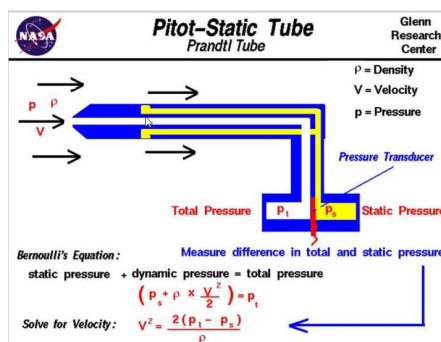


Fig.106. Esquema del funcionament del Tub de Pitot

Dins del sensor de pressió hi ha una membrana metàl·lica que separa les entrades dels dos tubs de la sonda de Pitot. En una part està la pressió estàtica i en l'altre la total. Depenent de si bufa més d'un tub o de l'altre la membrana metàl·lica (*micro machine*) es desplaçarà en un sentit o en un altre.

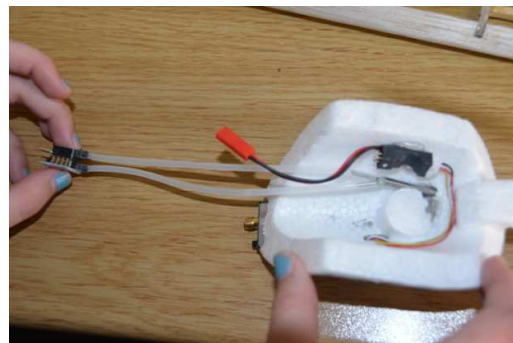
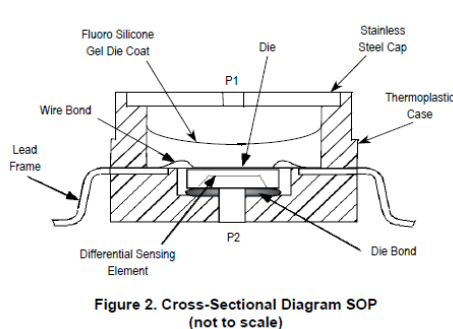


Fig.107. Esquema del sensor de pressió (a l'esquerra) i el Tub de Pitot i el sensor de pressió aplicats a un fusellatge d'*HEMAV*.

Degut a que el sensor genera un camp elèctric intern com a les bornes d'un condensador hi ha unes gauges (micro estructures metàl·liques) que mesuren la major o menor proximitat de la membrana a una de les dues gauges donant una tensió de sortida (V_{out}) que és proporcional a la diferència de les dues pressions que surten de la sonda Pitot. La senyal de tensió analògica del sensor de pressions el connectem al port A_0 d'Ardu Pilot que coincideix

amb l'entrada d'un convertidor analògic-digital del microcontrolador Atmel incorporat a dins de l'ArduPilot. D'aquesta manera, aquesta magnitud de tensió analògica es converteix en un número binari de 32 bits i es tractat pel programa del microcontrolador per obtenir el valor de la pressió dinàmica i per tant de la velocitat respecte l'aire.

Tot seguit amb el programa *Mission Planner* ens descarregaríem els *logs* i podrem obtenir les gràfiques de velocitat màxima i de pèrdua per a poder comparar-les per a perfils diferents.

El sensor de pressió de Freescale MPXV7002DP ens garanteix a la seva fulla de dades (data sheet inclòs en l'annex) que la seva sortida V_0 està calibrada (quan no hi ha pertorbació (pressió) a les entrades la sortida és igual a 0. A més, ve estabilitzada en temperatura per tant la seva sortida no dependrà de si el dia és fred o calorós.

També s'utilitza el GPS que ens dóna la posició, altura i la velocitat. Em vaig preguntar: Perquè he posat una sonda Pitot que mesura la velocitat si el GPS ja ens dona aquesta dada. Doncs, és important veure que el GPS ens dirà la velocitat a la que va l'avió respecte el terra. El que ens interessa i està implicat en els càlculs dels avions és la velocitat respecte l'aire que ens la dirà la sonda de Pitot i és el que produeix sustentació. La velocitat del aire amb la de l'avió respecte al terra només coincidiran quan ho hi hagi vent. Amb el GPS demostraré que en la pèrdua la velocitat es dispara (incrementa) i la altura decreix ràpidament. Utilitzant el programa Google Maps i la informació emmagatzemada a l'ardupilot Google Maps ens podrà arribar a dibuixar la trajectòria de l'avió en la pista on l'hagi volat.

Posar aquesta electrònica addicional de captura de dades farà que s'incrementi el pes de l'avió i que sigui més costós (veure fig.108.). Per sort, HEMAV em deixarà l'antena GPS i l'ardupilot. Els dispositius que hauré de comprar són les sondes de Pitot i els sensors de pressió ja que es situaran entre els carrils de les ales abans d'entelar-les i no podré retornar-los.

Dispositiu	Part Number	Fabricant	Pes	Preu
Sonda de Pitot x2	Pitot Tube	3DRobotics	9g	8,95\$ x2
	MPXV 7002DP		5g	19,95\$ x2
Sensor de pressió x2		Freescale		
Antena GPS	MT3329 GPS V2.0	MediaTek	65 g	M'hauria costat 160 \$
Ardupilot (micro + GPS)	APM 2.6			3DRobotics
			79 g	57,8\$

Fig.108.Taula estimació de pes i cost de l'electrònica addicional.

Com he hagut de posar 79 g d'aviònica addicional i la meva càrrega alar inicial era de 5 kg/m² suposant que l'avió en ordre de vol (amb motor, ràdio i bateries Li-Po) pesaria 1Kg aproximadament quan tingui construït el fusellatge el pesaré amb les altres fustes per veure si he d'allargar les ales per no incrementar la càrrega alar.

6.1.2. CONSTRUCCIÓ

Vaig començar el procés de construcció del **ala asimètrica**. Tenint en compte el nombre de costelles (3 mm) del ala que tenia que utilitzar: 10 de balsa i 3 mes fortes de contraplacat. Vaig agafar un paper vegetal, calcar la forma del perfil Clark Y-14 i les vaig dibuixar a la fusta. Després amb l'ajuda d'un cúter i paper de **lilimar** vaig aconseguir treballar la fusta. Aquest va ser el resultat (veure fig.109).



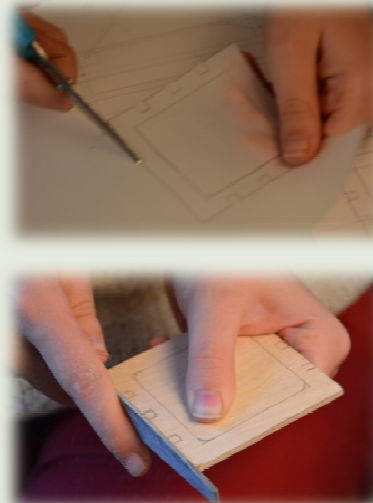
Fig.109.3 costelles de fusta de contraplacat

Podria haver continuat fins acabar la construcció de l'estructura de l'ala asimètrica però he optat per construir primer el fusellatge i una vegada fet pesar-lo juntament amb l'aviònica que anirà dins l'avió. Ja que si la càrrega alar fos molt alta encara estaria a temps d'augmentar una mica més la superfície alar.

6.1.2.1.FUSELLATGE

Fig.110.Taula del procés de construcció:

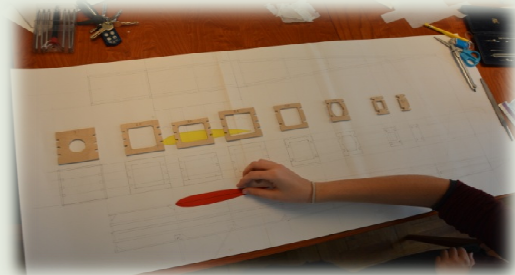
1.Amb l'ajut d'un paper vegetal he calcat la forma de les costelles i les he dibuixades i retallades, amb l'ajuda d'una serra de marqueteria, a la fusta de contraplacat de 5 mm.



2. Seguint el plànol, he hagut de dibuixar un forat quadrat en cada costella, per poder fer passar els cables de l'electrònica i per que peses menys. Amb l'ajut d'un compàs he marcat els quatre vèrtex per foradar-la amb un trepant *dremel* (del meu pare) ja que parlem de contraplacat, un tipus de fusta dura.



3. Una vegada fet els forats interiors a cada costella els he llimat (veure annex 6) una mica degut a la meua falta de precisió amb el trepant. Finalment, ja tenia les costelles preparades per a unir-les a través dels carrils de 5x5 mm (llistons de pi).



4. Coinstruint sobre el pla (veure annex 7), he utilitzat una cola de *cianocrilat* i aplicant un *sprai* activador s'ha adherit ràpidament. Després de pegar la primera costella amb els 6 llistons de pi, al tenir una guia he seguit utilitzant una mescla de cola anomenada Epoxi de dos components (veure annex 8) i de 6 min perquè quedés més reforçat en les 3 costelles següents.



5. Tot seguit he fet 4 talls a la part exterior dels llistons de pi per que es dobleguessin per tal de que agafessin la forma de la cua. A l'hora d'esperar que es seques, he posat pes (veure annex 9) a sobre perquè tendeix a moure's de la posició establerta al plànol.

6. Per pegar les costelles de la cua he recolzat el fusellatge a la taula i he pegat els dos llistons de pi d'un costat de la costella. Quan s'ha secat, amb l'ajut d'elements pesats (que he trobat per casa), he recolzat la part seca a la taula i he repetit el procediment per l'altre costat de la costella on es situen els llistons de pi restants.

7.Finalment he unit el dos llistons de pi de la part superior de la costella i els dos de la part inferior acabant tenint feta l'estructura del fusellatge.



8. L'estructura del fusellatge es va folrar amb xapa de balsa de 3 mm els laterals i part superior i de 1,5 mm la inferior. Es podria haver fet un disseny més lleuger que permetés un folre amb paper Monokote, però, a mi em va semblar més adient fer-lo més robust amb forro de fusta. Aquest és un dels factors que han influït en que l'avió hagi sortit tant pesat. La part positiva és que el forro de balsa va servir per alinear petites desviacions en referència al plànol per defectes de construcció produïts per les tensions generades entre coles, fustes i la meua inexperiència en construcció.



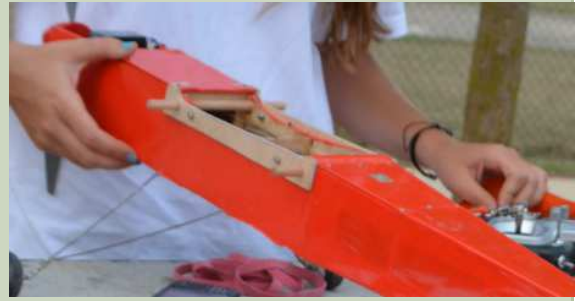
9.En aquesta imatge es veu la falca amb la forma de sota del perfil NACA0014 simètric. Això només permetrà recolzar el perfil simètric.

Per tal de poder recolzar també l'asimètric, que és gairebé pla per sota, vaig observar al plànol que el perfil simètric era més profund que l'asimètric. De manera que em faltava fusta per omplir aquest forat. Vaig tenir l'idea d'afegir la fusta que faltava sobreposant les formes adequades per al perfil asimètric al costat del simètric. Fent servir cargols que em permeten muntar un ala o l'altre amb una operació ràpida.

El perfil simètric es va dissenyar amb un angle d'incidència de zero graus perquè estic fent un estudi comparatiu i no volia influir en el valor de la sustentació.



Amb l'ajut d'un paper vegetal vaig calcar la forma del intradós del perfil asimètric (quasi plana) i el vaig projectar sobre una fusta de contraplacat de 3mm perquè sigues robust



10. Estabilitzador horitzontal amb el seu timó de profunditat

A sobre del plànol, he calcat en paper vegetal les formes trapezoïdals del timó de profunditat i l'he dibuixat en una làmina de balsa de 5mm de gruix i de 10cm d'amplada.



Degut a que l'amplada de l'arrel de l'estabilitzador fa 15 cm he hagut de retallar dos fustes de balsa de 10 i 5 cm i pegar-les amb epoxi.

Sempre he tractat de fer els components el més lleugers possible així que, aprofitant que la fusta és de 5mm de gruix vaig veure que podia fer uns forats de manera que estalvies pes mantenint la rigidesa suficient de l'estructura.



Molt important: A l'hora de col·locar l'estabilitzador en l'avió s'ha de dissenyar de manera que l'ala principal i l'estabilitzador estiguin en plans diferents. El motiu es que quan es produeix una pèrdua de sustentació per turbulències a l'ala tenim que assegurar que al menys l'estabilitzador rebi un corrent d'aire no pertorbat per tal de que pugui mantenir l'estabilitat.



En el meu disseny, la separació dels dos plans és de 4 cm.

A la foto veiem dos jets dels 50's on s'aprecia clarament la diferència de plans.

Finalment, vaig retallar amb balsa de 5mm els dos timons de profunditat, els vaig haver de llimar per donar forma més prima al caire de sortida per minimitzar la resistència.

Els dos timons (parts mòbils), han sigut units mitjançant una "U" feta amb vareta d'acer de 2mm com es mostra a la fotografia de la dreta. Per incrustar l' "U" s'han fet dos forats a dins de la fusta i s'ha encolat amb epoxi de 6 min.

Com es pot veure en l'imatge de la dreta he rebaixat el pes del timó de profunditat fent uns forats a la part central per no afectessin a la rigidesa d l'estructura.

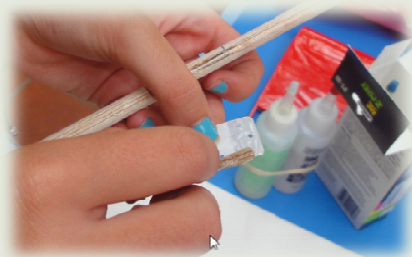


L'últim pas ha sigut folrar tot el conjunt amb un paper fet de d'un polímer molt resistent i molt llis anomenat MonoKote. A la part superior he utilitzat el color vermell i a l'inferior per a que es puguin distingir en el vol de quadres blanc i vermells. Aquest plàstic té un adhesiu que s'enganxa molt bé a la fusta de balsa amb el calor. L'aplicació es fa amb una planxa petita a 150 °C.

Aquesta tècnica me la van ensenyar la gent d'HEMAV que també em varen prestar la planxa.



La unió del timons amb l'estabilitzador horitzontal es fa mitjançant frontisses de paper que es poden comprar a qualsevol tenda d'aeromodelisme.



11. Estabilitzador vertical i el seu timó de direcció

No m'estendré gaire perquè és la mateixa tècnica que la que he fet servir per a la construcció del timó de profunditat també en balsa de 5mm.

Una vegada retallat em semblava ridículament petit i després de consultar-ho amb la gent d'HEMAV vaig decidir ampliar la seva superfície al voltant d'un 30 % més aprofitant la part que ja tenia feta. Vaig fer forats per alleugerir-lo i després vaig cometre l'error de folrar-lo amb xapa de balsa d'1mm perquè em semblava dèbil. Això va comportar un increment de pes que al estar-hi situat a la cua de l'avió m'ha penalitzat tot el disseny perquè a sortit molt pesat de la cua i per equilibrar-ho no m'ha quedat més remei que avançar el motor 2 cm amb quadrats de fusta de faig i a més afegir 80 g de llast.



Així com el disseny de l'unió de l'estabilitzador horitzontal amb el fusellatge va ser un gran encert perquè anava incrustat en aquest (sent tot el conjunt molt robust), en el cas del timó de direcció he comès un error de disseny per que pensava que seria suficient amb encolar-ho. Si més no, quan vaig anar a HEMAV em van indicar que era feble pel disseny. A més a més, el timó porta la roda petita posterior incrustada amb una vareta d'acer i als aterratges rep el cop el que fa que el meu disseny fos doblement feble.

Per tal d'arreglar-ho, em van donar el consell de afegir tres varetes d'acer de 2mm verticals incrustades al estabilitzador horitzontal (encolades amb epoxi) de manera que els tres "pinxos" sobresurtin de la part superior posterior del fusellatge. Per això, vaig tenir que fer tres forats amb el trepant perfectament encarats amb els pinxos. Aquesta va ser sens dubte la part més complicada del muntatge de l'avió i la que m'ha fet arrossegar problemes derivats de pes excessiu a la cua. Per últim, he folrat la superfície amb plàstic Monokote vermell i el timó de direcció (part mòbil) amb quadres vermells i blancs.

Seguidament, he calcat la forma de les tapes de fusellatge al plànol i les he dibuixat en una làmina de fusta de balsa de 3mm.(veure fig.111).

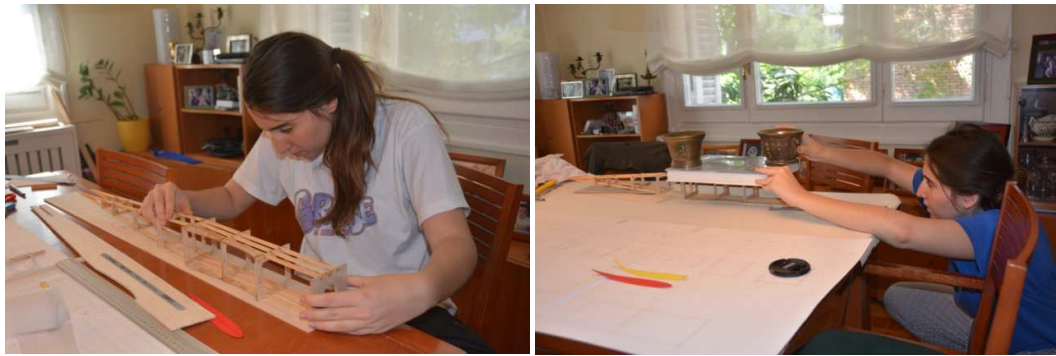


Fig.111.Tapes dl fusellatge de l'avió

Nomes he folrat (enganxat) els dos costats del fusellatge. Quan s'ha secat he tret pes, ja que el vull fer el més lleuger possible, retallant uns forats (quadrats) en la cua de l'avió ja que les superfícies de control d'aquest part de l'avió són molt pesades.

És en aquest punt on he muntat el motor, bancada i hèlix que explicaré més endavant.

Abans de folrar la part inferior de l'estructura he hagut de construir i col·locar el tren d'aterratge que anirà incrustat a la part inferior davantera del fusellatge.

Per a construir el tren d'aterratge he agafat una vareta d'acer de 3 mm de diàmetre i he intentat donar-li forma fent força (veure fig.112.).He hagut de demanar ajuda al meu pare i germà per aconseguir doblegar la vareta amb la forma que m'havien aconsellat i la que havia vist en alguns avions en la meva recerca.

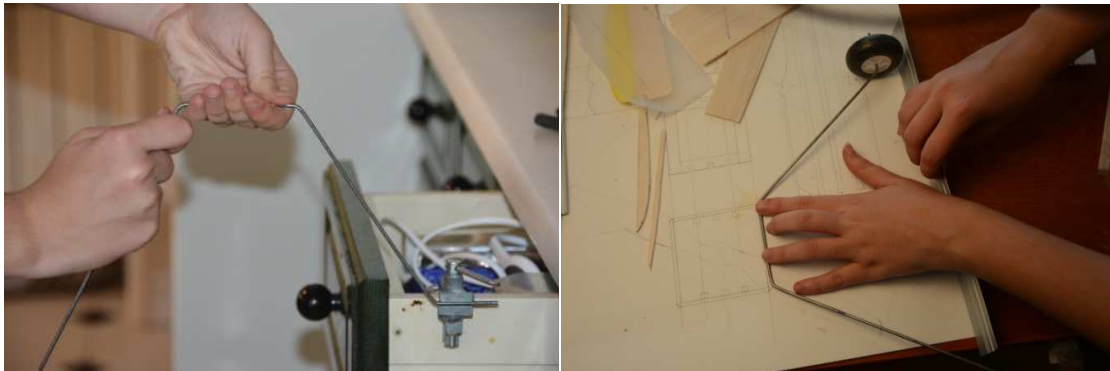


Fig.112.Construcció del tren d'aterratge

Tot seguit, l'he col·locat les rodes que havia comprat i he comprovat que la forma s'ajustés al plànol (veure fig. dreta 112). El següent pas, ha sigut pensar com incrustar-lo i que quedés ben fix al fusellatge, ja que juntament amb la rodeta direccional de la cua, hauran de suportar l'impacte de l'avió quan aterri.

El tren d'aterratge estarà situat on comencen les ales. El que he fet és folrar les tapes davanteres entre la primera i segona costella i treballar com reforçar la part interna on aniran les ales situades (veure fig.113) col·locant **2 llistons de faig** a la segona i a la tercera costella. En la segona costella he fet una ranura on he encolat amb epoxi la vareta

d'acer i el llistó de faig. També he fet passar (encolat amb epoxi), per la part central des de la primera costella fins a la meitat del 3r "cub" entre la tercera i quarta costella del fusellatge (començant pel morro), **una làmina de contraxapat amb forats** (veure fig.113) que em servirà per subjectar les bateries col·locant *belcro* en ambdues superfícies i una cinta de reforç com es pot veure a la dreta en la fig.113 (on anirà l'electrònica). També es pot observar en la següent imatge de la dreta les superfícies que he hagut d'enganxar a la part del principi de la cua per subjectar els servos.

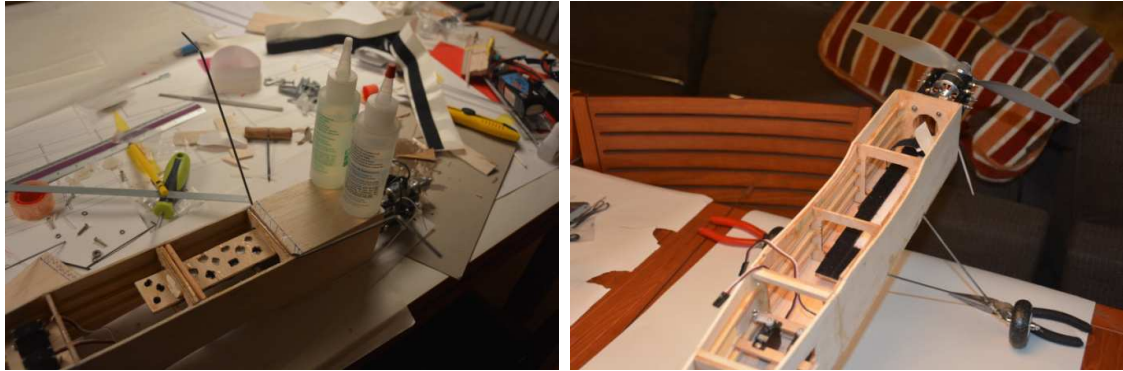


Fig.113.Tren d'aterratge I i elements de recolzament de dispositius

Després de fixar el conjunt de vareta i rodes al fusellatge he col·locat la tapa corresponent de 3 mm de balsa.

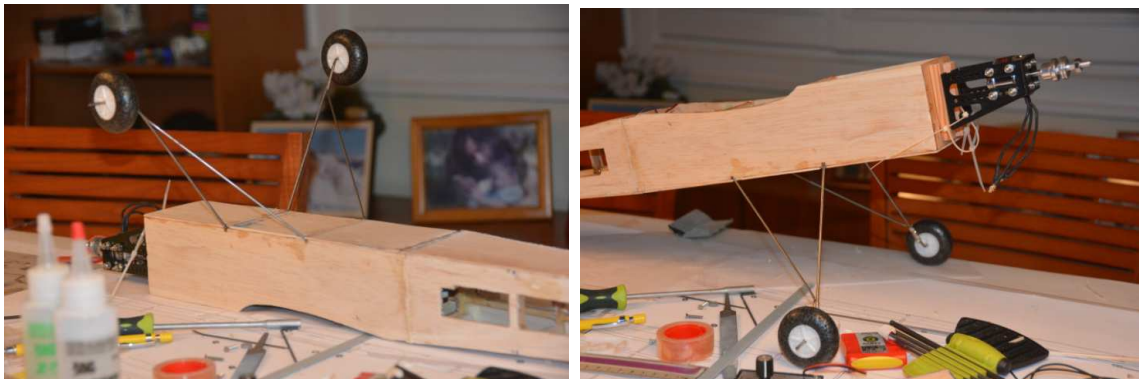


Fig.114.Tren d'aterratge II

Per acabar he folrat la coberta del fusellatge que havia posat amb Monokote que és el plàstic que vaig utilitzar per folrar el timons de profunditat i direcció. He utilitzat la mateixa planxa petita d'entelar que m'ha prestat HEMAV i el procés de folro ha sigut el mateix com es pot veure a la figura 115.



Fig.115.Procès de folro del fusellatge.

El meu lloc de treball ha canviat. He folrat el fusellatge a la casa on vaig de vacances d'estiu on he utilitzat una taula de ping pong per poder treballar àmpliament.

He folrat per separat la part superior de la cua, compresa entre les costelles 4 i 5. He hagut de col·locar 4 pestanyes de contraxapat de 3mm (d'un retall sobrant) i encolar-les als quatre vèrtexs corresponents. Després amb un trempant fer 4 forats per poder posar-hi 4 cargols i fer que la tapa es pugui posar i treure. Ja que, era on estaria situat el GPS. He hagut d'aplicar la mateixa tècnica per a fer que la tapa de fusta de balsa de 3mm compresa entre les costelles 1 i 2 es pogués treure i col·locar perquè és on aniran col·locades les bateries.

Punt de control del procés

Una vegada construït el fusellatge he pesat les fustes de l'ala (veure fig.116) conjuntament amb l'estructura del fusellatge incloent: motor, variador, bateria Li-Po, 4 servos, tren d'aterratge, receptor de ràdio i cables per tenir una estimació per avançat del pes total aproximat. El fusellatge més l'electrònica de RC ha pesat 880 g i afegint les fustes de necessàries per construir l'ala Clark Y pujava a 1130 g en total. Tractant-se d'una estimació és d'esperar que el pes total quan estigui acabat al voltant de 1200 g. Tot això, sense valorar que amb l'aviònica addicional, reforços, adhesius i varetes podria acabar pesant de l'ordre de 1500 g.



Fig.116. Mesura del pes de l'estructura del fusellatge més les fustes corresponents a les ales.

Aquest valor, m'ha forçat a decidir allargar les ales com m'havia plantejat inicialment per tal de mantenir la càrrega alar que persegueixo d' $5\text{Kg}/\text{m}^2$

Aquest allargament de 10 cm per cada costat de les ales (veure en construcció) suposa 2 costelles més. O sigui, les ales, en comptes de 115 cm d'envergadura seran $115+20=135$ cm. (Decisió presa dia 30 de juny de 2013).

No surt reflectit al plànol perquè no hi cabia al paper i no vull invertir més temps a fer un de nou.

6.1.2.2. ALA ASIMÈTRICA

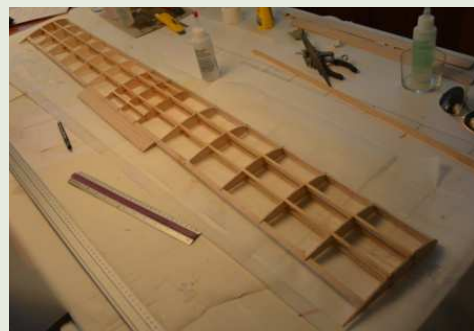
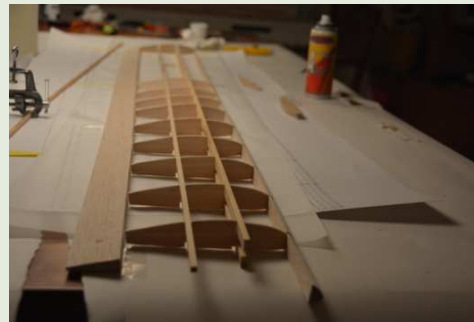
Fig.117.Taula del procés de construcció de l'ala asimètrica amb perfil Clark Y-14

Reprement la construcció de l'ala asimètrica ja tinc les 10 costelles de balsa i 3 de contraplacat. Com he decidit ampliar les ales he hagut de fer 2 costelles més del perfil Clark Y-14 de balsa seguint el mateix procés. Tot seguit, he col·locat paper vegetal sobre el plànol per a que no es taques molt (com he fet anteriorment) per veure com quedaria la distribució dels llistons i les costelles.

A continuació, he anat una a una enganxant-les amb epoxi de 30 min intentant que quedessin perfectament perpendiculars als llistons principals de 10×5 mm. També he pegat els quatre llistons addicionals de les tres costelles centrals de 3 mm de contraplacat.

Tot seguit, he col·locat el caire d'atac i de sortida i he fet una ranura amb una serra en ambdues superfícies on he incrustat la costella.

També he retallat la forma dels alerons.



Després, he col·locat la sonda Pitot:

M'han recomanat posar-la a 3cm separada del caire d'atac perquè ha d'estar situada en un lloc que es garanteixi que no ataquï el corrent d'aire pertorbat.

Com ha d'estar exposat al corrent d'aire no pertorbat no ha d'estar a l'extrem de l'ala perquè estaria influït pels vèrtex de punta de l'ala ni molt a prop de l'arrel (3 costelles centrals més fortes) perquè estaria alineat amb el sistema motor influenciant en les característiques de l'aire que persegueixo.

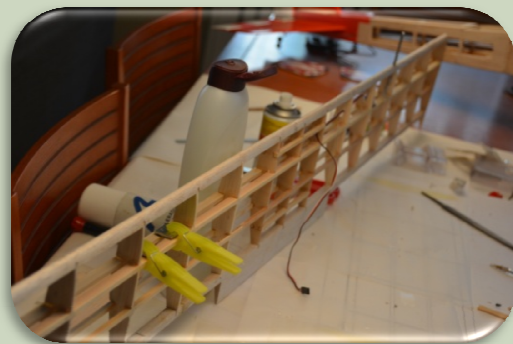
Per això, l'he posat en la costella numero 11 (començant a contar per qualsevol extrem) on es considera el mig entre l'arrel i la puntera de l'ala.

He fet un forat amb el trempa, he posat el tub de *Pitot*, tot seguit he unit el tub amb les sondes de pressions mitjançant dos tubs de goma per on circula en un la pressió estàtica i en l'altre la total. Els enginyers d'HEMAV m'han recomanat que el tub estigui el menys doblegat possible per a que no interfereixi en el flux de l'aire.

A través de cables la sonda *Pitot* acabarà estant connectada al *ardupilot*.



Abans de passar a folrar vaig adonar-me'n que si havia posat més pes en una ala (+ sonda Pitot) havia de contrarestar-lo a l'altre. Per això, he posat 15 g de *llast* (*plom o zinc*) que me'l van deixar a HEMAV en una de les entrevistes. Al explicar-me el funcionament de la sonda Pitot em van dir que hauria de posar el mateix pes a l'altre ala per no interferir en l'estabilitat longitudinal.



Una cop col·locada la sonda, com he nombrat anteriorment, vull folrar la part superior del caire d'atac del perfil asimètric Clark Y-14. Tot i que sigui quasi pla pel intradós la corba que xoca amb l'aire està exposada a molta pressió. Per això volia reforçar aquest part en comptes de col·locar directament el polímer que utilitzaré per a folrar-la.

He mullat una làmina de balsa d'1,5 mm amb una mica d'aigua per poder donar-li la forma del caire d'atac.



Després amb cola blanca i pinces he anat col·locant-la de manera que podia anar modificant la situació i la forma ja que és una cola que tarda en assecar.

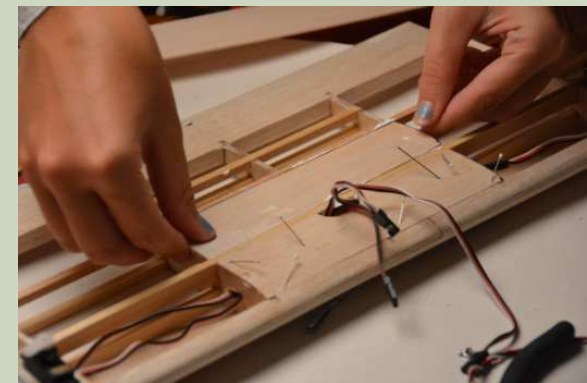
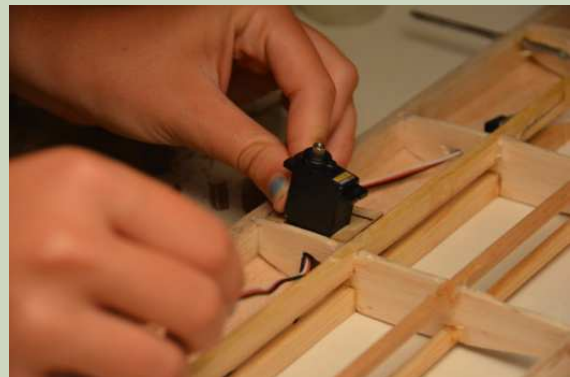
Per a que quedés el millor possible vaig posar agulles que travessaven la làmina i es clavaven als llistons interiors.



Seguidament he col·locat un dels servos de l'ala. He fet un petit forat en dues de les costelles per poder passar els cables provinents de la sonda *Pitot* i dels dos servos cada un situat a una part de l'ala.

També he fet un forat en la part inferior de l'ala on sortiran tots els cables i els connectarem a l'Ardupilot just abans de començar el vol.

Una vegada col·locats els servos he folrat només l'espai que ocupen les tres costelles centrals tant en el extradós com en el intradós de l'ala. Això és degut a que l'ala haurà de suportar grans pressions perquè és on recau el centre aerodinàmic i per tant el centre de gravetat. A més, també s'ha de protegir l'electrònica.



En aquest moment, l'ala ja està preparada per ser folrada.

Fins ara he construït l'estructura interna i he folrat amb balsa de 1,5 mm la part superior i inferior de les tres costelles centrals i el caire d'atac per la part superior. També he col·locat el tub de *Pitot*, la sonda de pressió i els 2 servos.

Punt de control:

Abans de folrar l'ala volia comprovar el



funcionament de la sonda de pressió. El meu pare em va portar en cotxe pels túnels de Vallvidrera a unes velocitats determinades durant períodes de tres minuts. Amb una mà treia el tub de Pitot per la finestra (enfrontat a l'aire) i amb l'altre aguantava el GPS el més pròxim a la finestra per agafar el senyal (tarda 2 min). Vaig descarregar-me els logs del Datalogger i vaig poder comprovar a través del programa *Mission Planner* el correcte funcionament de la sonda.

Els especialistes d'HEMAV utilitzen aquesta tecnologia de captura de dades per als seus avions no tripulats així que van ser ells qui em van ensenyar a utilitzar el programa *Mission Planner*.

També he comprovat el funcionament dels servos (amb un comprovador de servos que em van deixar).



Tot seguit, he col·locat l'ala sobre el polímer de Monokote, marcat la seva forma donant un marge de 2 cm i l'he retallada. Després amb la planxa petita d'HEMAV i amb l'ajuda del meu germà vaig folrar l'ala.

És un procés costós ja que es creen bombolles d'aire dins de l'ala si no tenses extremadament el plàstic a l'hora d'enganxar-lo. S'ha de pensar que és gràcies a que l'ala està recoberta amb fusta o plàstic d'entelar que es pot originar la sustentació per la diferència de pressions en l'extradós i el intradós. Si només fos l'estructura senzillament no volaria.

Estem parlant del mateix plàstic que he utilitzat per folrar les superfícies de control a la cua.

La part del extradós de l'ala serà de plàstic de color vermell i la del intradós com es podria preveure de quadres vermells i



blans per a poder-les diferenciar en el vol.

Vaig llegir en alguns articles que per a que el plàstic quedés més tensat podia donar-li un cop de calor amb un eixugador de cabells.



El sistema que fa que els alerons es puguin moure de dalt a baix són les frontisses.

Vaig comprar una bossa a FA-SOL i amb una mescla de epoxi de 6 min vaig fer un forat previ a l'aleró i anar col·locant les frontisses (veure fig.).



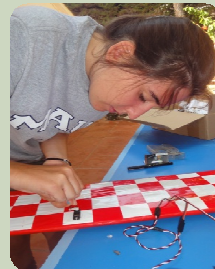
Després vaig fer 6 forats a la part dels alerons de l'ala on anirien les frontisses per a que una vegada folrades amb metacrilat i activador les encolés en l'ala.

També vaig folrar els alerons amb plàstic Monokote de color vermell.



Una vegada col·locats el servos he hagut de tallar una vareta d'acer de 1,5 mm de diàmetre per unir el mecanisme que relaciona el moviment del servo (accionat pel pilot) amb el moviment dels alerons.

Després amb un comprovador de servos he pogut veure que es movien adequadament cadascun cap un sentit diferent.



Finalment, tinc l'ala de perfil asimètric construïda d'1,35 m d'envergadura i 18 cm de corda. De 12 costelles de balsa de 3mm i 3 centrals de contra placat de 3mm, amb 2 carrils de 10x 5 i 2 de 5x5 de balsa o pi. Portant dos servos controlant dos alerons i un tub de pressió amb un sonda Pitot incorporats.(veure annex 20).



6.1.2.3.ALA SIMÈTRICA

Per a construir l'ala simètrica he seguit el mateix plànol que en l'ala asimètrica. El procés de construcció és pràcticament igual, seguint en tot moment el plànol (veure fig.118.). Es diferencia en les característiques de les fustes i la forma de resoldre els problemes que en aquest cas són més complexes donat que el perfil ha de ser totalment simètric muntat a angle d'atac 0 com el asimètric de l'estudi anterior.



Fig.118. Plànol com a guia de la construcció

Com el procés és tant semblant només explicaré les diferències d'algunes passes a l'hora de construir l'estructura:

En primer lloc, he pesat les fustes i he observat que el conjunt pesava uns grams més que en l'ala asimètrica. Segurament es deu a que el caire d'atac que he trobat és molt robust. Per això, he decidit que les 13 més 2 (ampliació) restants costelles les faria de fusta de balsa totes de 2mm, com es pot veure a la figura 119 esquerra. Tot i que, les tres centrals i situades als extrems seran de contraplacat.(veure fig.119.dreta).

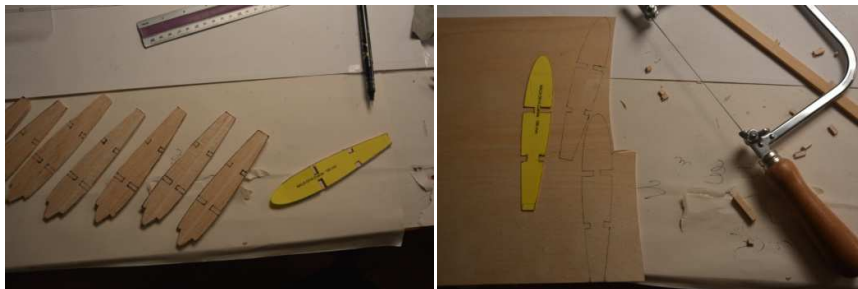


Fig.119.Costelles amb perfil NACA0014.

La meva gran preocupació ha sigut el fet d'haver de trobar un caire d'atac i de sortida que s'ajustessin a la forma del perfil NACA 0014. Amb molta sort, d'aquest fet depèn que hagi pogut elaborar l'ala simètrica, buscant caires d'atac per tendes de Barcelona vaig trobar un que s'ajustava molt a la forma de la costella que jo portava. Tot i que vaig haver de comprar dos i em van recomanar enganxar-los amb fibra de vidre (veure fig.120.dreta) ja que és la part més important de l'ala i ha de ser totalment robusta.

El caire de sortida és el mateix que ne l'altre perfil però per adaptar-lo a la forma del perfil NACA0014 en ambdós casos he hagut de annexar una làmina d'1,5 cm de fusta de balsa (veure.imatge.120.esquerra).

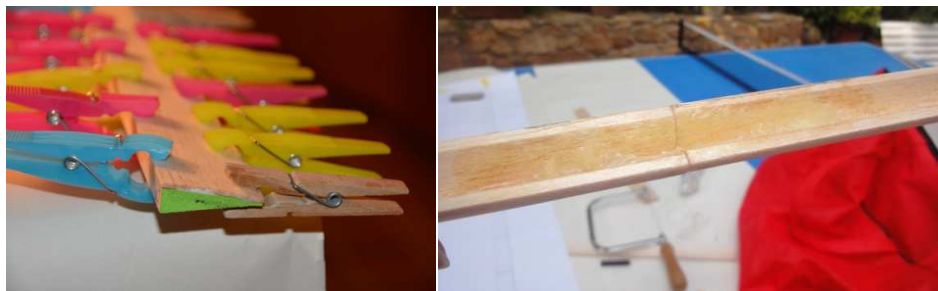


Fig.120.Caire d'atac i de sortida.

La primera gran diferència ha sigut com començar-lo a muntar. En el cas del perfil asimètric com que era quasi pla pel intradós no vaig tenir cap problema. Si més no, en el perfil simètric no sabia com muntar-lo sense influir en la seva cambra. Pensant en com fer-ho vaig caure en què segurament si enganxava primer les tres costelles centrals construint recolzant-la a part plana pel caire de sortida (veure fig.121.) del perfil NACA0014 tindria una guia per a anar col·locant les costelles una a una cap els extrems intentant que estiguessin el més rectes possible.Com es pot veure a la figura 142 hi ha quatre llistons principals de 10x 5 de pi i 6 llistons secundaris de 5x5 de pi. Recordem que vaig començar a construir l'ala asimètrica per un extrem.



Fig.142.Encolament de les tres costelles centrals.

Un altre punt seria en la diferència de forma de reforçar el caire d'atac. Recordem que en el perfil asimètric he folrat la part superior del caire d'atac ja que prèviament en totes les costelles havia tret la part proporcional al gruix d'aquesta làmina per tenir la mateixa forma de perfil i la part central.

En aquest cas, no podia utilitzar aquest sistema perquè és un perfil simètric i no quedaria així. Si treies una part superior de la costella i la suplís amb una làmina de fusta m'acabaria quedant més o menys curvatura que la del disseny. És important que quedi exactament igual o el més pròxim. Per això he pensat en reforçar-lo incorporant una part (només el caire d'atac) de la costella enmig de cada costella inicial.

Com es pot veure en la figura 144 , he hagut de llimar i retallar una mica les costelles per a que entressin i adoptessin la forma interior corbada del caire d'atac. També he hagut de marcar on estan situades les costelles al caire de sortida (veure fig.143.dreta) i fer 15 ranures per a col·locar les costelles separades cada 10cm les bàsiques i 7,5 les centrals.

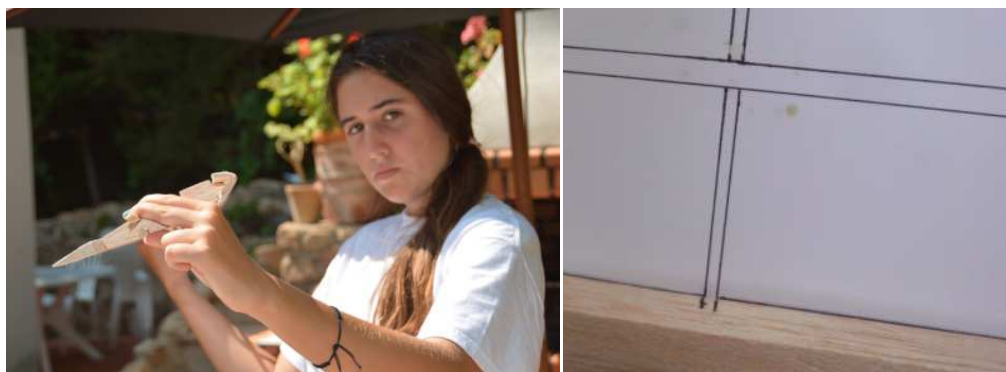


Fig.143.Inserció de les costelles als caires d'atac i sortida.

Un dels aspectes importants a diferència de la construcció de l'ala asimètrica és que a l'hora de fer passar els llistons he trobat que no tenien la llargada suficient i conseqüentment els havia d'unir. Però com unir-los? Perquè dos superfícies planes que tenen que suportar esforços de flexió, pressions i tensions poden desenganxar-se fàcilment. Per això, fent que la superfície ja nos fos totalment plana tindrè moltes més possibilitats que quedi ben unit i fort.

Fins aquest punt, he construït l'ala amb una mescla d'epoxi de 6 minuts (veure.fig.144.esquerra) i sorprenentment quan l'estructura ha quedat seca i sòlida he anat enganxat les dues costelles addicional de contraplacat i han quedat ajustades a la perfecció (veure.fig.144.dreta). Això vol dir, és una gran notícia perquè m'ha quedat molt semblant al plànol i en conseqüència a l'ala asimètrica.



Fig.144.Construcció de l'estructura de l'ala simètrica.

Per fer el alerons he col·locat l'ala sobre el plànol (veure fig.145.) i he seguit el mateix procediment que per l'altre ala. Una cosa que no he mencionat abans és que del caire de sortida he hagut de treure dos "rectangles" (alerons). Per permetre que fessin el seu moviment (pujar i baixar) sense trobar-se cap obstacle he tret uns mm per cada costat i llimar els cantons del llistó (afilats) que tindrien contacte amb l'estructura de l'ala.

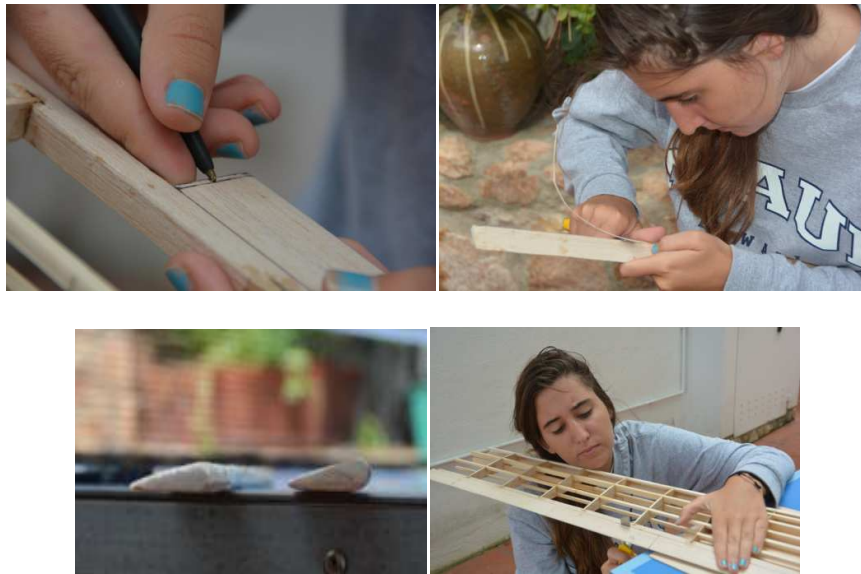


Fig.145.Construcció dels alerons

Veiem l'ala abans de posar l'electrònica i folrar:



Fig.146.A la dreta es mostra l'estructura de l'ala finalitzada i a l'esquerra,jo aguantant l'ala horitzontalment mostrant el perfil NACA 0014.

La part electrònica estarà col·locada de la mateixa manera. La *sonsa pitot* per a aquest ala va arribar amb retràs i per això he comprovat el seu funcionament bufant jo mateixa a diferents velocitats i temps i reconeixent la validesa de les mesures al *Mission Planner*.

Situació de les ales en l'avió:

Amb un trepant faré quatre forats al fusellatge, separats a una distància com la corda de l'ala 0,17-0,18 m, on col·locaré dos pals paral·lels a la situació de les ales en l'avió. Les ales es posaran i trauran amb aquest mecanisme utilitzant gomes per a que quedi ben subjectat.

Quan vulgui volar amb l'ala asimètrica hauré de col·locar l'estructura que vaig fer a cada costat del fusellatge i recargolar-la. Quan vulgui volar amb la simètrica no tindrè problemes

perquè ja vaig fer les tapes del fusellatge seguint la forma del NACA0014 en la part on estarien situades les ales pels dos costats.

6.1.3. ELECTRÒNICA EMBARCADA.

Per últim, he de col·locar l'electrònica a bord de l'avió. L'electrònica a les ales ja està coberta amb 2 servos i un tub i sonda de pressió a cadascuna d'aquestes. Pel contrari, al procés de construcció del fusellatge no he fet menció de la col·locació de l'electrònica corresponent.

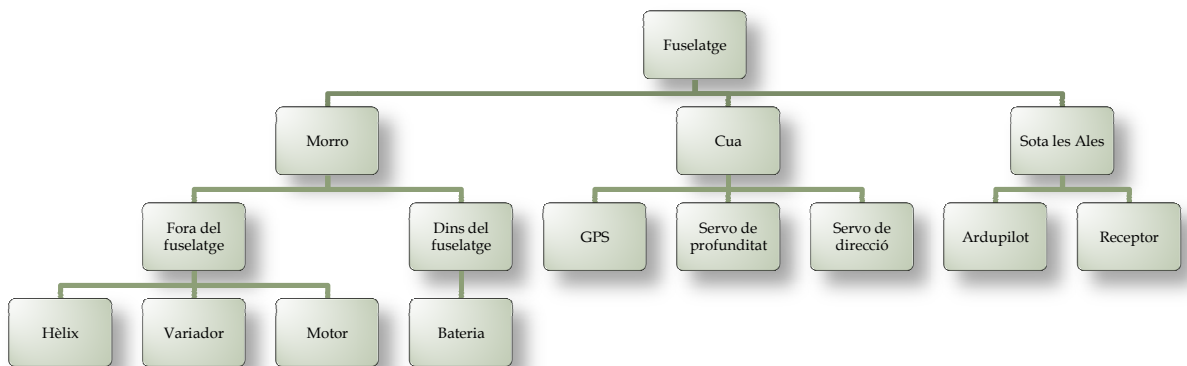


Fig.147.Esquema de la disposició de l'electrònica al fusellatge

La cua

Muntatge dels timons de la cua: Com es pot veure a la figura 148 per a cada timó de la cua correspon un servo. En el cas del timó de profunditat amb l'ajut d'una vareta farem que les dos superfícies mòbils funcionin a la vegada.

Els dos servos estan col·locats a la part del principi de la cua subjectats entre unes estructures de fusta de balsa recolzades en el carrils inferiors del fusellatge i quan aquests giren segons les ordres del pilot la vareta que uneix el servo amb la superfície puja o baixa fent que la superfície pugui o baixi. El material necessari per a col·locació dels servos és una vareta que uneix el servo amb la superfície (llargària equivalent) i el conjunt de peces que subjectaran la vareta d'acer en el timó.

Els dos servos aniran connectats al receptor on rebran les ordres mitjançant els cables de senyal.



Fig.148.Els dos servos situats a la cua

El GPS estarà connectat a l'Ardupilot mitjançant un cable. L'he col·locat en la part superior de la cua perquè agafés bé el senyal i està situat dins de la fusta de la tapa superior del fusellatge.

Les ales

En la part del fusellatge on estaran col·locades les ales tindrem l'Ardupilot i el receptor.

L'ardupilot (electrònica de captació de dades) és la "capsa" d'emmagatzematge d'informació. Al *Ardupilot* estaran connectats el GPS (propi port) i la sonda de pressió port A1.

El **receptor** té dues antenes subjectades en l'avió amb celo que captaran el senyal de la ràdio. Un cable (port 7) estarà connectat amb el variador(motor) i els 3 restants al timó de profunditat, de direcció i un cable en forma d' Y pels dos alerons (dos servos).

El morro

Fora del fusellatge

El motor estarà situat dins d'una bancada que permetrà moure'l per a equilibrar el pes en la següent fase. L'hèlix estarà enroscada al eix de gir del motor i estrà connectat per 3 cables amb el variador.

El variador estarà connectat amb tres dels seus cables al motor, un cable al receptor i els dos cables restants a la bateria.

La bancada es trobarà recargolada a dos llistons de faig (fusta molt forta) i he posat dos tapes per a protegir-los (veure fig.149.)



Fig.149.Muntatge del conjunt hèlix, motor i variador.

Medició de l'empenyiment estàtic del motor

Després del muntatge del motor vaig provar el seu funcionament per saber l'empenyiment que donaria. Vaig lligar un dinamòmetre a la cua de l'avió per un costat i l'altre costat a una cadira. L'empenyiment mesurat ha sigut de 1800 Kp de força o Newtons.

Amb els següents components:

Hèlix 12-6 E APC. Variador 70 A Marca Trust. Bateria Li-Po 11,7 V :Càrrega 2200 mAh i 45 C-descàrrega. Motor Turnigy SK3-3536-1050KV de 450 W.

Hem vist que es coherent amb la previsió que teníem partint de la fórmula de càlcul de l'empenyiment teòric d'una hèlix:

$$E_E (\text{lbs}) = 283 \cdot 10^{-14} \cdot \text{RPM}^2 \cdot \text{Diàmetre}(\text{polsades})^4 \cdot (\text{Densitat aire (Kg/m}_2) / 29,92) \cdot C_F$$

Cas1: Suposant que les bateries estan totalment carregades la tensió serà 11,1 V i el motor donarà 11.655 RPM* que es convertirà en un empenyiment teòric de 2,85 Kg o 28,5 N.

Cas 2: Suposant que les bateries estan totalment descarregades la tensió serà 7,8 V que es traduiran en 8.190 RPM* transformant-se en un empenyiment teòric de 1,34 Kg o 34 N.

*El meu motor és de 1050 Kv i això vol dir que per cada volt aplicat donarà 1050 R.P.M.

Dins del fusellatge

Entre la primera i la segona costella trobarem que la part superior (tapa que folra el fusellatge) es pot posar i treure com he explicat en el procés de construcció. Això és degut a que em el seu interior hi ha una superfície de fusta de contraplacat amb forats (material molt pesat) que s'encarregarà d'aguantar amb **belcro** la bateria, l'Ardupilot i el receptor. Si més no, en aquest part del fusellatge es troba la bateria connectada al variador.

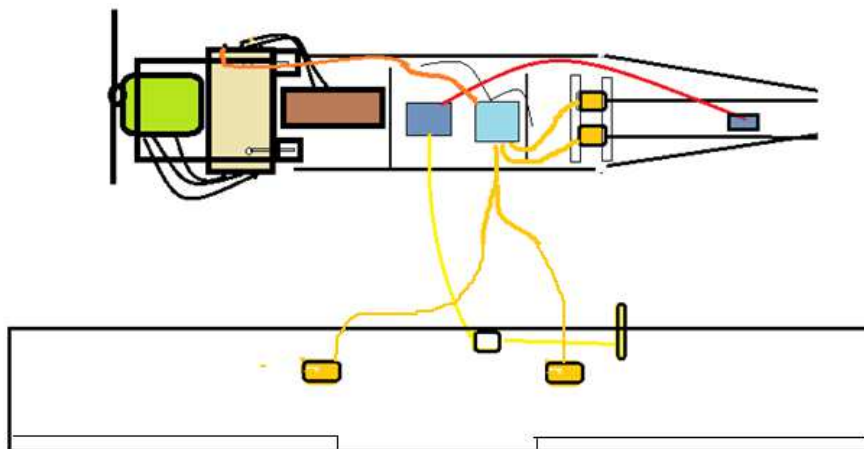
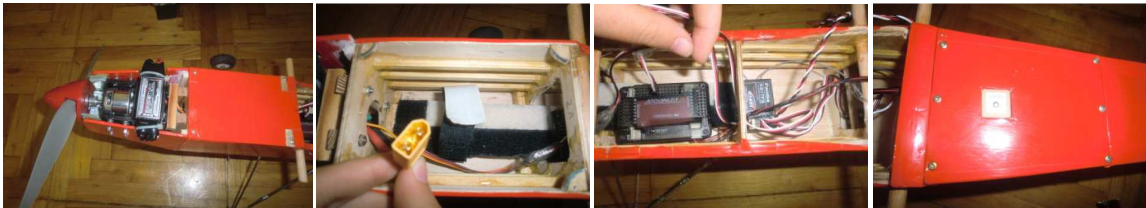


Fig.150. Disposició de l'electrònica al fusellatge.

6.1.4.CENTRAT I PESATGE

Una vegada l'avió ja està construït hauré d'equilibrar les forces sobre el centre aerodinàmic on haurà d'estar el centre de gravetat (veure fig.151.). Per això he agafat l'avió del 25 % de la corda aproximadament i l'he suspès des d'aquest punt.



Fig.151. Equilibri de forces i moments de forces amb ala asimètrica.

He vist que li pesava més la cua que el morro. Això no m'ho esperava, segurament és degut a que les superfícies de control són molt pesades. Per tal de contrarestar el pes m'he vist obligada a posar tants grams de plom o zinc fins que quedés totalment equilibrat i centrat. Fent menció al que he explicat al punt 5.1 depenent d'on posi el pes segons el fenomen del moment hauré de posar més o menys. Per això com ja he explicat he intentat posar el pes el més allunyat possible dins de la bancada del conjunt motor variador del morro. Tot i que en un principi vaig pensar que hauria de posar 100g com que l'he posat el més lluny possible del centre de gravetat només hauré de posar 80 g (veure fig.152).

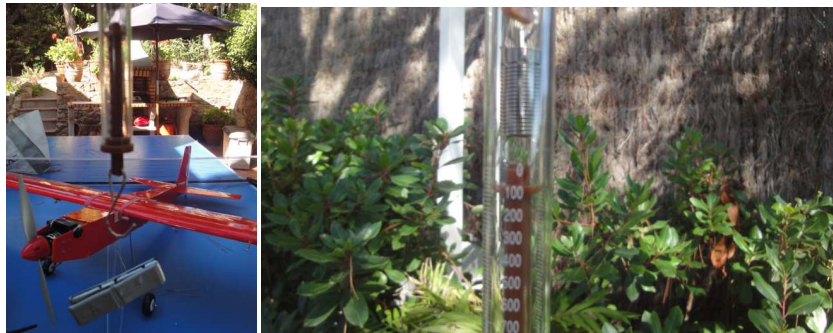


Fig.152. Llast o pes per centrar i equilibrar l'avió.

El pròxim pas és saber quan pesarà l'avió. Per això he posat un dinamòmetre en les gomes de l'ala i he penjat l'avió.(veure fig.153.)



Fig.153.Jo pesant l'avió amb ala asimètrica.

L'avió ha pesat 1800 grams en ordre de vol amb perfil Clark Y14. Després de terminar l'ala NACA 0014, vaig pesar les dues ales i sorprenentment l'ala amb perfil simètric NACA0014 havia pesat 2 g més que l'ala amb perfil asimètric Clark Y14 més els suports necessaris només per aquest ala i els seus cargols. Per tant, no vaig haver de posar pes addicional.

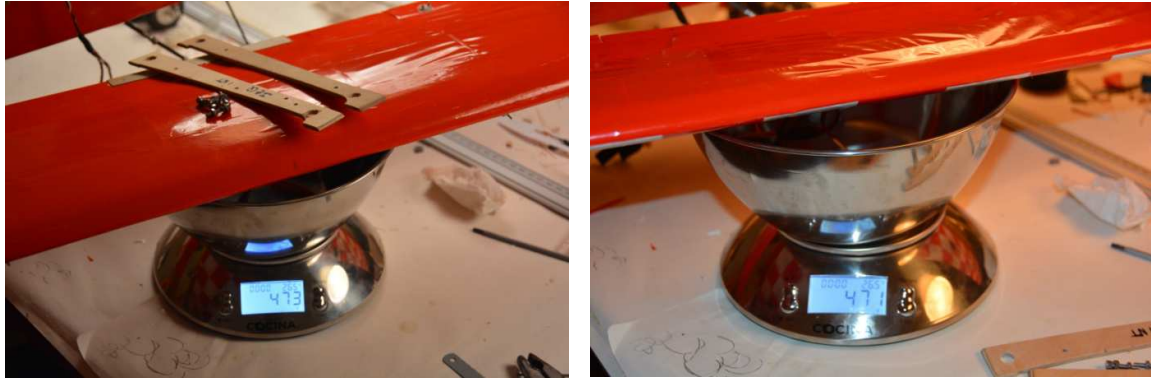


Fig.154.Pesatge de les dues ales. A la dreta l'ala amb perfil simètric i a l'esquerra l'asimètric que pesa solsamènt 2 grams més.

Per a saber la càrrega alar en aquest moments divideixo els 1,8 Kg entre la superfície ($0,18 \text{ m} \cdot 1,35 = 0,243$) ampliada i el resultat és de $7,4 \text{ Kg/m}^2$. Malauradament, com és el primer cop que faig una avió la càrrega alar s'ha disparat doncs pesa bastant degut a tots els reforços que he fet per assegurar-me de que tot suportes bé les pressions, tensions, flexions i totes les forces que fan possible el vol. Segurament l'avió anirà molt embalat i no flotarà massa perquè si fem un ull als càlculs inicials jo perseguia una càrrega alar de 5 i no l'he aconseguit fer tant lleuger. Si més no, segueix estant dins del rang de càrregues alars per a les característiques del meu avió (semblant a un entrenador).

Després vaig provar el funcionament del motor, variador, receptor i servos. Com es veu a la figura 155, l'avió en aquest moment ja estava preparat per anar a volar.



Fig.155.Jo portant l'avió per la terrassa de casa.

Comprovació de pesatge:

Per a poder efectuar els càlculs de comparació m'ha semblat necessari tornar a pesar tot l'avió ja que l'últim cop vaig pesar-lo a la casa d'estiu amb un dinamòmetre poc precís i la meua apreciació va ser al voltant de 1,800 Kg el que faria augmentar l'error en els càlculs.

Per això, una vegada ja a casa, l'he pesat amb una balança digital: 939 g fusellatge i 676 g d'una ala amb les gomes i 1 bateria. La suma total surt de 1,697 Kg. Fixem-nos en que l'error del dinamòmetre i meu és de 0,103 Kg.

Això ha afectat a donar els valors finals relacionats amb el pes erròniament que hauré de tornar a calcular.

La càrrega alar final és $1,697 / 0,243 (0,18 \cdot 1,35) = 6,984 \text{ Kg/m}^2$. Aquest valor de càrrega alar explica perquè volava bastant bé inclús sabent que estava a prop de 8 Kg/m^2 . També és un valor més pròxim al que jo perseguia durant el procés de construcció de prototip.

L'empenyiment va ser calculat estàticament (al terra) amb un dinamòmetre. Com hem vist que l'avió pesa 103 g menys l'empenyiment real tindrà un mòdul relativament més petit.

6.2. REALITZACIÓ DE MESURES I COMPROVACIÓ D'HIPÒTESIS

Per a poder comparar el comportament dels perfils alars he de comprovar si l'avió vola i si és el cas procedir a fer les mesures pertinents de velocitat, altura i posició. També compararé el comportament en vol en relació a les característiques de cada ala i analitzaré les sensacions (subjectiu) i observacions (objectiu) del pilot envers cada vol amb ala diferent.

Tot i que en un principi la meua intenció era aprendre a volar-ho només m'he pogut entrenar unes hores i tractant-se d'un treball on el temps és limitat després de totes les hores invertides en el procés de disseny i construcció no volia augmentar la possibilitat de que es caigués.

He posat l'electrònica addicional necessària per a poder portar a terme la comparació on mesuraré la velocitat màxima, la mínima i la de pèrdua. A continuació explicaré com haurà de ser el tipus de vol per tal d'extraure cada mesura:

Nota important: Cada vol d'una bateria podria durar de 7 a 8 minuts però a partir del 4t minut es nota clarament que la bateria ja no està al màxim de càrrega. Per tal de minimitzar aquest problema he programat un comptador a la ràdio que m'avisarà amb un soroll als 3 minuts d'haver començat el vol. En aquest moment el pilot aterrarà.

6.2.1. EXPERIMENT 1: DETERMINACIÓ DE LA VELOCITAT MÀXIMA QUE ES POT ASSOLIR AMB CADA PERFIL A ANGLE D'ATAC 0 °C

Quan mesuri la velocitat màxima hauré de fer passades horitzontals a màxima velocitat amb els dos perfils i comprovaré quin dels dos és el que indueix menys resistència a l'avanç.

Suposició prèvia:

El perfil NACA0014 tindrà menys resistència a l'avanç que el Clark Y-14 perquè la cambra és 0 i amb el Clark Y és del 3,43% de la corda equivalent a 0,62cm.

Aquesta afirmació es basa en què teòricament a més cambra tindrem més sustentació (positiu) però també més resistència (negatiu).

De cada perfil sota estudi he trobat les gràfiques dels seus coeficients de resistència en relació a l'angle d'atac i per un seguit de nombres de Reynolds. En els primers vols he vist que la velocitat màxima estava al voltant de 26 m/s que són uns 94 Km/h. Amb aquesta velocitat ja puc calcular el nombre de Reynolds aproximat per saber quina funció de la gràfica C_D hauré d'aplicar (fig.40 i fig.43). La fórmula per a calcular el nombre de Reynolds és com hem vist en el marc teòric:

$$RN = 68459 \cdot V \text{ (m/s)} \cdot \text{Corda (m)}$$

$$RN = 68459 \cdot 26 \cdot 0,18 = 320.388$$

Basant-nos en la gràfica de la fig.16. de la pàg. 22 per a nombre de Reynolds d'1 a 500.000 el flux serà laminar. Per tant com el nombre de Reynolds màxim per a les meves ales experimentals és de 320×10^3 puc assegurar científicament que estic en règim de flux laminar.

El següent pas és veure quin serà el coeficient de resistència per a angle d'atac 0 i Nombre de Reynolds 320.388 (veure fig.156).

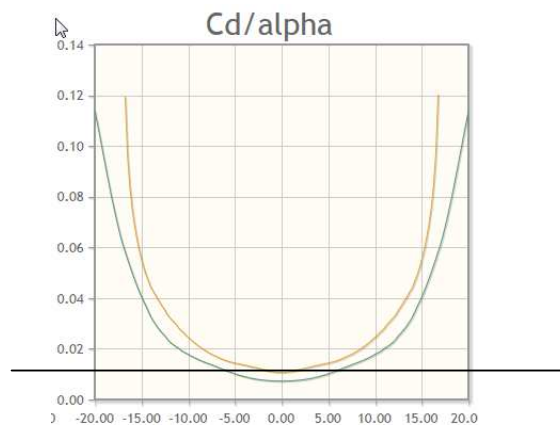


Fig.156. Gràfica de coeficient de resistència en relació a l'angle d'atac per a nombres de Reynolds entre 200.000 (color taronja) i 500.000 (color verd) per al perfil NACA 0014.

Podem veure que el coeficient de resistència és de **0,008** aprox.

Fent el mateix raonament per l'ala asimètrica: Haurem d'anar a la gràfica 43 on veurem que les mesures de C_D estan s'han fet per nombre de Reynolds de 80, 100 i 120 Mph.

Com el meu avió vola com a màxim a 94 Km/h (vel. punta. promig) agafaré el coeficient C_D corresponen a 80 Mph perquè és el més proper. El C_D és de **0,07**.

Veiem que en el perfil asimètric es tracta d'un orde de magnitud més gran i com en la fórmula de resistència induïda és un factor multiplicador la resistència del Clark Y-14 hauria de ser bastant més gran per tant la seva velocitat màxima més petita.

6.2.2. EXPERIMENT 2: DETERMINACIÓ DE LA VELOCITAT MÍNIMA EN VOL HORIZONTAL SOSTINGUT (ANGLE D'ATAAC 0 °C)

En aquets experiments el pilot s'haurà d'esforçar en fer volar l'avió el més lent possible sense arribar a la pèrdua i tractant de portar una velocitat constant. Per fer-ho proposaré fer passades a no gaire altura per tal de tindre el risc de que si la velocitat és tant petita que s'arriba a assolir la velocitat de pèrdua l'avió cau i es trencaria. En altres paraules, volant no gaire alt el pilot no caurà a la temptació de volar a velocitats molt i molt properes a la de pèrdua perquè realment podria entrar en pèrdua i trencar-se .

Suposició prèvia: L'ala amb perfil Clark Y-14 podrà volar sostingudament a velocitats més baixes que l'ala amb perfil NACA 0014.

Això es deu a què un perfil amb cambra teòricament sempre té més coeficient de sustentació que un altre amb cambra petita o cambra 0, com el NACA 0014. En aquest cas, miraré els coeficients de sustentació pel nombre de Reynolds amb el cas de velocitat mínima sostinguda. En l'estudi previ que he fet pel perfil Clark Y-14 la velocitat que ha de portar per mantenir-se en vol és de 14,26 m/.Veure fórmula del nombre de Reynolds:

$$RN=68459 \cdot V \text{ (m/s)} \cdot \text{Corda (m)}$$

$$RN=68459 \cdot 14,26 \cdot 0,18 = 175.720,56$$

Ara hauré de trobar el C_L teòric o pràctic de túnel de vent per a nombre de Reynolds 175.720,56 per als dos perfils. Per al Naca 0014 mirant en la gràfica de C_L és **0**.En el Clark Y-14 la gràfica de C_L per a Nombre de Reynolds a 80 mPh és **0,41**.

De la paradoxa de com pot sustentar un perfil que té C_L igual a 0 ja parlaré més endavant.

6.2.3. EXPERIMENT 3: DETERMINACIÓ DE LA VELOCITAT DE PÈRDUA

Des del principi jo volia poder arribar a trobar la velocitat de pèrdua de cada perfil. Però no tenia molt clar com fer l'experiment. He preguntat per separat als enginyers d'HEMAV i als pilots de l'avió i totes dues respostes han coincidit en el mètode que s'ha d'emprar.

En aquest cas, demanaré al pilot que faci vols a gran altura i que baixi el Stick de l'accelerador fins a 0. En aquesta situació, l'avió planejarà perdent velocitat i altura de mica en mica i el pilot tirarà de la palanca de profunditat tractant de mantindre l'altura horitzontal fins que arribarà a un punt en el que la velocitat serà tant baixa que entrarà en pèrdua.

Cal remarcar que existeixen dos tipus de mecanismes d'entrada en pèrdua, que són per falta de velocitat o per excés sobtat d'angle d'ataac contra la corrent d'aire relativa. En el segon cas seria perquè per a cada perfil quan l'angle d'ataac supera uns graus determinats entre 12 i 18° i la corba de sustentació comença a decréixer.

En aquest punt, l'avió iniciarà sobtadament un picat i veurem a les gràfiques que la velocitat passa molt ràpidament de ser molt baixa a ser molt alta. Paral·lelament, a les gràfiques d'altura obtingudes amb el GPS veurem que es comença a perdre altura molt ràpidament com a fruit del picat produït per la pèrdua.

Suposició prèvia: Si es compleix el suposat de l'experiment 2 serà lògic pensar que el perfil Clark Y-14 mostrarà velocitats de pèrdua més baixes que el perfil NACA 0014 que assolirà la condició de pèrdua a velocitats més altes.

Per a portar a terme aquestes mesures he construït un prototip amb dues ales amb perfils diferents però que pesen exactament el mateix (només hi ha 2 g de diferència que suposa un 1 per mil) i tenen les mateixes dimensions. Per això, les diferències que veurem en els resultats de les tres mesures seran degudes a la forma del perfil.

6.2.4. EXPERIMENT 4: COMPARACIÓ DEL MOMENT DE CABOTEIG

Aprofitant que l'Ardupilot permet capturar dades d'acceleració en els tres eixos mesurant pitch, roll i yaw he volgut investigar si era possible extraure dades concretes de *pitch* dels experiments fets amb cada perfil. Malauradament, al traspasar les dades al sistema de gràfiques que incorpora el software *APM mission planner*, que és molt bàsic i poc flexible, no he sigut capaç d'interpretar les gràfiques de *pitch*. Tot i que vaig acudir a Hemav per veure si em podien ajudar amb la interpretació la seva resposta va ser que per fer-ho bé caldria desenvolupar un Software especial a mida amb llenguatge "C o Visual Basic" per poder tractar les dades de *pitch* capturades. Encara que seria molt interessant fer-ho si tingues més temps i coneixements he desistit de poder analitzar el moment de caboteig per cada perfil i experiment.

6.2.1. VISITA A UN CAMP D'AEROMODELISME PER EFECTUAR EL PRIMER VOL AMB L'ALA ASIMÈTRICA

El dia 24 d'agost vaig anar a provar si l'avió volaria. Vaig anar a un club d'aeromodelisme situat a Ripollet segons la recomanació de Dani Torras un conegut aeromodelista aficionat. Sent un dia enmig de les vacances no vaig trobar a ningú que me'l voles i vaig provar sort a veure si hi havia algú que em pogués fer el favor de provar-lo.

Hi havia un aficionat, Sergio Sanchez González, als avions d'aeromodelisme que demostrava un domini de l'afició. Per això, vaig preguntar-li si em faria el favor de volar-me l'avió i ell va acceptar.

L'avió amb ala asimètrica ha volat!

Tenia els meus dubtes donat que la càrrega alar és bastant elevada. Si més no, parlant amb l'enginyer que m'ha estat ajudant durant el disseny i la construcció del treball m'ha recomanat comprovar aspectes claus com l'estabilitat i el centrat abans de portar-lo a volar.

Com es pot veure a l'imatge 157, després de tres minuts intensos portant l'avió fins a poder fer acrobàcies tenint en compte que té un perfil asimètric l'avió a aterrat. Una de les seves recomanacions principals ha sigut que reforces el tren d'aterratge per què a l'hora de l'impacte les varetes es doblegaven fins al punt de que l'avió podria trencar-se.

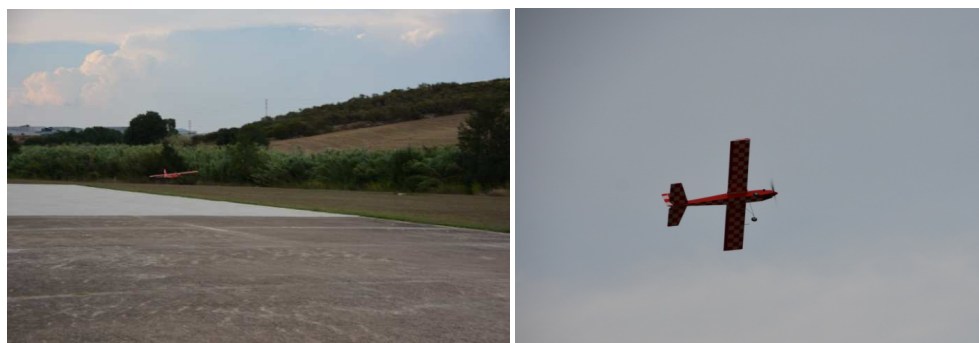


Fig.157.L'avió amb l'ala asimètrica volant.

L'he demanat si podia fer unes passades a màxima velocitat. Jo he estat controlant que els vols (4 bateries) fossin de 3 minuts i m'apuntava quan començaven i acabaven per a que quan descarregués els *logs* sigui més fàcil de saber quina informació és la que necessito (veure imatge 158).



158.A la dreta el senyor qui em va volar l'avió i a l'esquerra jo prenent apunts del temps de cada vol.

Seguint les recomanacions de l'aeromodelisme que va efectuar el primer he hagut de reforçar el tren d'aterratge (veure annex 18). Per fer-ho he pensat en col·locar una molla entre les dues varetes per evitar la flexió. Per reforçar-les he soldat unes "boles" d'estany que contribuiran a la rigidesa de l'estructura.

6.3. INTERPRETACIÓ I PROCESAMENT DE LES DADES DELS VOLS AMB L'ALA ASIMÈTRICA CLARK Y14

He anat quatre dies al mateix camp d'aeromodelisme on he efectuat quatre vols (4 bateries) provant els tres experiments explicats anteriorment per poder obtenir les dades necessàries de les característiques de vol de l'ala asimètrica amb perfil Clark Y-14.

Els pilots que m'han ajudat a l'execució d'aquests experiments han sigut Sergio Sanchez González en el primer vol i Dani Torras en els vols restants. Tots dos han demostrat un clar domini en el control de l'avió inclús l' han portat a fer acrobàcies com els loopings i tonels. He hagut de parlar amb ells sobre la necessitat de fer passar l'avió d'una manera determinada en cada experiment.

Per extreure les dades he connectat l'Ardupilot (*datalogger*) a l'ordinador mitjançant un cable USB (veure annex.17). Seguint les instruccions que em van donar els enginyers d'HEMAV he descarregat el logs, filtrat per NTUN i seleccionat, en un llistat molt extens, les

dades mesurades de velocitat (*Air Speed*). Després a través del mateix programa he obtingut les gràfiques de les mesures dels diferents experiments.

Per a tots els vols he elaborat unes taules amb els resultats de les mesures dels tres experiments. Les gràfiques i taules per a cada sessió de vol es poden veure en l'annex. Al següent apartat només mostraré la taula amb les mitjanes aritmètiques finals dels tres experiments: velocitat màxima, mínima i de pèrdua. Per l'estructuració de l'informació en les taules he emprat la metodologia següent:

Experiment 1: A partir de les gràfiques extretes prèviament he elaborat taules per a cada sessió de vol i bateria. He utilitzat el valor màxim i mínim de la velocitat enregistrada per a cada passada i he calculat el valor promig en m/s i Km/h. També he calculat la mitjana dels valors màxims (*V* màxima de punta promig) enregistrats per a cada passada en m/s i Km/h. Finalment m'he centrat en el valor màxim de velocitat (*V* màxima punta absoluta) que ha adquirit en aquell vol expressat en m/s i Km/h. En la tercera i quarta sessió de vol he pogut fer dos experiment de velocitat màxima en cadascuna el que es tradueix a dos bateries i les seves taules corresponents.

Per elaborar la taula de velocitat màxima total he incorporat les mitjanes de les taules per a cada vol indicant els valors promitjos dels sis vols. He remarcat el dia del vol i el nombre de passades o experiments que vaig fer. Després he calculat la mitjana aritmètica de la velocitat màxima, la velocitat punta màxima i la velocitat punta màxima absoluta dels sis vols indicant que fan referència a les dades de **32 experiments**. Els resultats estan expressats en m/s i Km/h.

Experiment	V Max Clark_Y14	Vmax promig m/s	Vmax punta promig	Vmax punta absoluta
24 Agost	5 Experiments	23.06	24.76	28.01
29 Agost	7 Experiments	25.12	26.29	27.5
3 Sept_ Bateria 1	5 Experiments	25.93	26.73	28.23
3 Sept_ Bateria 2	5 Experiments	25.89	26.64	27.94
4 Sept_ Bateria 1	5 Experiments	25.68	26.27	27.73
4 Sept_ Bateria 2	5 Experiments	25.03	25.6	26.45
32 experiments Promig Totals V m/s		25.12	26.05	27.64
TOTALS Km/h (x 3.6)		90.43 Km/h	93.78 Km/h	99.5 Km/h

Fig.159.a.Taula promig de la velocitat màxima total

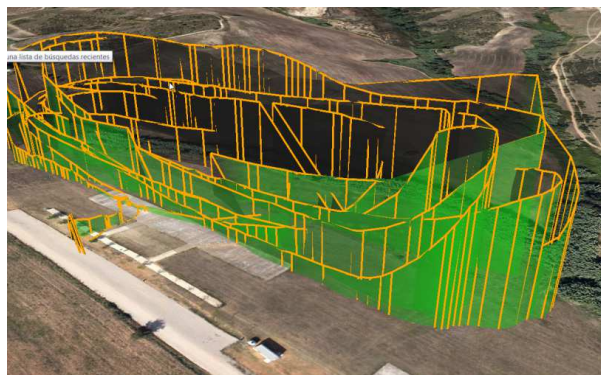


Fig.159.b .Imatge Google Earth que il·lustra el mètode de vol de l'experiment 1

Com s'aprecia en la figura de l'experiment 1 obtinguda amb el GPS els traçats del vol de màxima velocitat han sigut fetes a baixa- mitjana alçada i paral·leles a la pista. Al terminar la passada el pilot feia pujar l'avió ràpidament per guanyar altura i el camí de retorn es feia a baixa velocitat.

El procés que he utilitzat per extreure aquesta imatge de Google Earth i les restants ha sigut el següent:

Quan descarrego les dades de sensor *Pitot* i GPS emmagatzemades a la memòria de l'Ardupilot mitjançant un cable USB el mateix software *APM Mission Planner* genera uns fitxers anomenats KMZ on es consoliden les dades de GPS de cada vol i el prepara amb un format compatible amb *Google Earth*. Fent doble *click* als fitxers amb extensió KMZ s'obre automàticament *Google Earth* i després d'un procediment senzill de selecció d'algunes opcions s'arriba a obtenir aquesta imatge.

D'aquesta manera com es pot veure a la gràfica 159 he obtingut gràfiques de velocitat màxima més senzilles d'interpretar. La gràfica següent del 29 d'agost del 2013 ha sigut extreta de les dades mesurades amb la sonda de velocitat *Pitot* i relaciona la velocitat en m/s a les ordenades i el temps, en unitats digitals de dos mostres per segon, en les abscisses. Per tant és una gràfica d'acceleració on jo extrauré les dades de velocitat màxima promig instantània dels valors dels pics de la gràfica. En l'exemple de sota $V_{max} = 27,51$ m/s vist en el marcador.

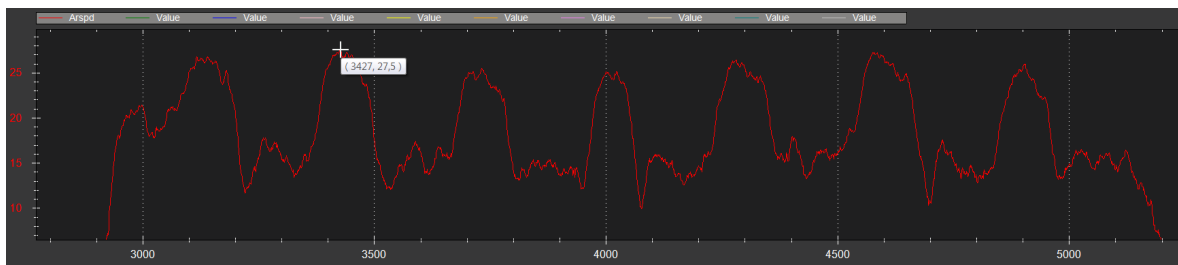


Fig.159.c.Gràfica de l'experiment 1

Experiment 2: En l'elecció de les dades mesurades que mostraré a la taula per a cada vol he agafat: els valors de les velocitats màximes i mínimes de cada passada dins de l'àmbit de les mínimes en vol horitzontal i sostingut, el promig de la velocitat mínima de cada passada i la velocitat mínima absoluta enregistrada en el vol de les gràfiques corresponents. Com a l'experiment 1, he elaborat una taula per a cadascuna de les quatre sessions de vol (veure annex) i una de la velocitat mínima total (expressada en Km/h i m/s) a partir dels valors promitjos ja calculats referents a les dades de **24 experiments**.

Experiment	Vmin Clark_Y14	Vmin promig m/s	Vmin_min promig m/s	Vmin Absoluta m/s
dia_1	7 experiments	12.75	12.15	10.62
dia_2	7 experiments	12.30	12.00	11.38
dia_3	5 experiments	11.43	10.73	9.57
dia_4	5 experiments	11.67	10.78	9.31
Promig Totals 24 experiments V m/s		12.04	11.42	10.22
TOTALS Km/h (x 3.6)		43.34 Km/h	41.11 Km/h	36.79 Km/h

Fig.160.a.Taula promig de la velocitat mínima en vol horitzontal i sostingut total

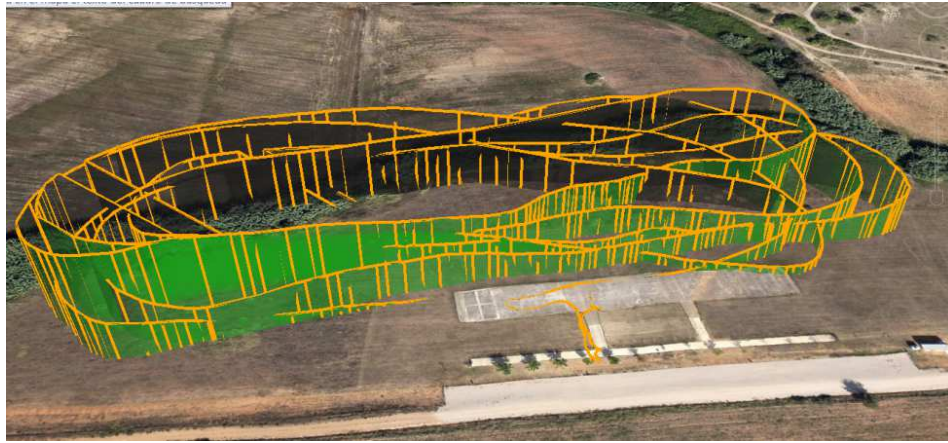


Fig.160.b.Imatge Google Earth que il·lustra el mètode de vol de l'experiment 2

Com s'aprecia a la imatge de l'experiment 2 obtinguda amb el GPS les traçades s'han fet a baixa velocitat i baixa altura paral·lelament a la pista pels motius ja comentats quan expliquem la metodologia de vol de cada experiment. El camí de retorn s'ha de fer a més velocitat per poder-ho diferenciar fàcilment a les gràfiques com la del segon dia de vol mostrada a continuació:

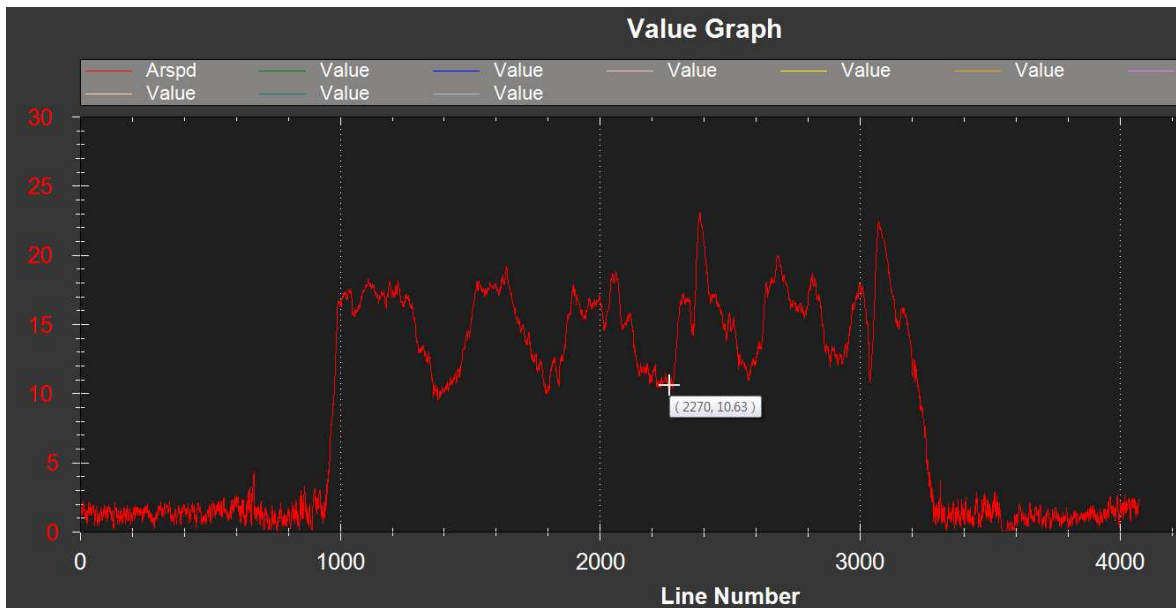


Fig.160.c.Gràfica de l'experiment 2

Amb el marcador podem veure la velocitat mínima en cada punt que ens interressi. En aquest cas és $V_{\min} = 10,63 \text{ m/s}$.

Experiment 3: Durant els quatre vols he fet un seguit de passades i he seleccionat just el punt on la gràfica comença a créixer bruscament (incrementa la velocitat al perdre el control). He fet una taula on he calculat la mitjana d'aquests valors per a cada passada en cadascuna de les quatre sessions de vol (veure annex) i dels **43 experiments**. També he elaborat una taula on surt la velocitat de pèrdua promig total. Tots els valors de les mitjanes es mostren en m/s i Km /h.

V_Perdua_Clark_Y14	Vel Perdua Promig m/s
Promig 24 - Ago 8 Experiments	13.28
Promig 29 - Ago 11 Experiments	11.45
Promig 3 - Sept 12 Experiments	9.78
Promig 4 - Sept 12 Experiments	8.45
V_perdua promig de 43 experime	10.48
V_perdua en Km/h	37.75 Km/h

Fig.161.a.Taula promig de la velocitat de pèrdua total



Fig. 161.b. Imatge de Google Earth que il·lustra el mètode de vol de l'experiment 3

Aquesta traçada de la fig. 161.b, sembla el recorregut d'una muntanya russa perquè els experiments d'entrada en pèrdua s'han iniciat sempre a gran altura i s'ha de tenir marge suficient per recuperar l'avió una vegada iniciat el picat.

Per a comprovar la fiabilitat de del meu mètode de vol per extraure les mesures he superposat les gràfiques de velocitat i altura que m'ha donat el GPS com es pot veure a continuació:

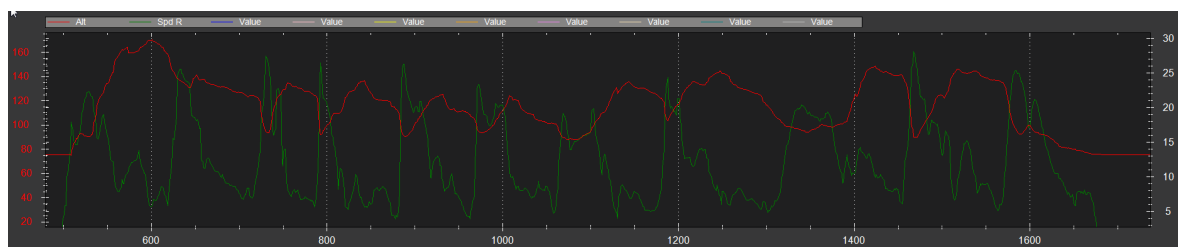


Fig.161.c.Gràfica de l'experiment 3

La interpretació d'aquesta gràfica de la velocitat de pèrdua és molt reveladora. Mostra clarament que quan incrementa súbitament la velocitat (traça verda) es produeix una davallada brusca de l'altura (traça vermella) coincidint amb el mateix punt temporal. Això

valida el mètode de mesura que jo intuïa com a bo demostrant que quan comença un increment gran de velocitat coincideix en el punt on s'inicia la pèrdua i en conseqüència l'altura decreix.

Una vegada feta aquesta comprovació i veient que el punt on es produeix la pèrdua sempre coincideix amb el punt on comença a créixer molt ràpidament la velocitat he procedit a fer totes les mesures de la velocitat de pèrdua amb aquest sistema de vol però fent servir les dades de la sonda *Pitot* enlloc del *GPS*. Ja que la sonda *Pitot* em dóna la velocitat real respecte el aire i el *GPS* només la dóna respecte el terra.

S'ha revelat com una decisió molt encertada ja que la majoria de dies de vol han sigut molt ventosos ja que han sigut a finals d'estiu.

6.4. INTERPRETACIÓ I PROCESAMENT DE LES DADES DELS VOLS AMB L'ALA SIMÈTRICA NACA 0014

Seguint exactament el mateix procediment que per l'ala asimètrica les taules obtingudes per l'ala simètrica dels tres experiments són les següents:

En el cas del NACA 0014 no presento les imatges capturades de *Google Earth* ni les gràfiques de la sonda *Pitot* perquè no sigui excessivament llarg. Però adjunto totes les gràfiques de les mesures obtingudes en un *pen drive*. Ha sigut necessari extraure totes les gràfiques de totes les mesures per poder buscar els valors màxims i mínims d'interès.

Experiment 1:

Experiments V Max NACA_0014		Vmax promig m/s	Vmax punta promig	Vmax punta absoluta
12 sept_Bateria 1	5 Experiments	25.87	26.18	26.99
12 Sept_Bateria 2	4 Experiments	26.93	27.62	28.94
13 Sept_Bateria 1	5 Experiments	26.40	26.80	27.50
13 Sept_Bateria 2	5 Experiments	27.77	28.11	29.31
17 Sept_Bateria 1	5 Experiments	26.79	27.55	27.97
17 Sept_Bateria 2	5 Experiments	26.01	26.71	27.41
19 Sept_Bateria 1	6 Experiments	27.55	28.42	31.03
19 Sept_Bateria 2	6 Experiments	27.55	28.42	31.03
41 experiments Promig Totals V m/s		26.86	27.48	28.77
TOTALS Km/h (x 3.6)		96.70 Km/h	98.93 Km/h	103.57 Km/h

Fig.162.Taula promig de la velocitat màxima total

Experiment 2:

Experiment Vmin NACA_0014	Vmin promig m/s	Vmin_min promig m/s	Vmin Absoluta m/s
13_Sept 9 experiments	15.91	15.09	13.6
17_Sept 5 experiments	14.58	13.91	12.54
19_Sept_bat_1 6 experiments	15.41	15.12	13.52
19_Sept_bat_2 6 experiments	16.02	15.53	14.72
Promig Totals 26 exp. V m/s	15.48	14.91	13.60
TOTALS Km/h (x 3.6)	55.73 Km/h	53.68 Km/h	49.00 Km/h

Fig.163.Taula promig de la velocitat mínima en vol horitzontal i sostingut total

Experiment 3:

V_Perdua_Naca 0014	Vel Perdua Promig m/s
Promig 3 - Sep 17 Experiments	15.86
Promig 12 - Sep 17 Experiments	9.20
Promig 17 - Sept 15 Experiments	12.97
Promig 19 - Sept 15 Experiments	14.10
V_perdua promig de 64 experiments	13.03
V_perdua en Km/h	46.91 Km/h

Fig.164.Taula promig de la velocitat de pèrdua total

6.5. COMPARACIÓ I ANÀLISI DELS RESULTATS

Experiment 1: Comparació de la velocitat màxima en els dos perfils

Experiment V Max Km/h	Vmax promig	Vmax punta promig	Vmax punta absoluta
Clark_Y_14	90,43	93,78	99,5
Naca_0014	96,70	98,93	103,57
Diferència entre els dos perfils	6,27 Km/h	5,15 Km/h	4,07 Km/h

Fig.165.Taula comparativa de l'experiment 1

En primer lloc veiem que la diferència de 6,27 Km/h en quant a la velocitat màxima promig és tan sols del 6,93% aplicant la fórmula: $96,7 = 90,43 + 90,43 \cdot X\% / 100$

Com mostra la taula 1, el perfil simètric és més ràpid en els tres paràmetres mesurats. Això corrobora la meua suposició inicial de que el perfil Clark Y-14 genera més resistència que el NACA0014. Com s'ha vist al marc teòric aquest fet és degut a que els perfils amb cambra o asimètrics sempre generen més resistència que els simètrics tot i que ambdós tenen el mateix gruix de 2,52 cm que representa el 14 % de la corda de 18 cm.

Quan vaig començar el treball pensava que la resistència d'un cos que viatja per l'aire era deguda principalment al valor de la superfície, en el meu cas 135 cm d'envergadura per 2,52 cm de gruix, que s'obre pas trencant l'aire. A l'estudiar els conceptes teòrics relacionats amb la resistència m'he adonat de que la superfície mencionada anteriorment ni tan sols entra en la fórmula de càlcul. Recordem que l'expressió de la resistència depèn de la superfície total de l'ala vista en planta i del C_D on hi ha una dependència implícita de l'angle d'atac.

També he observat que el coeficient de resistència C_D depèn de la forma geomètrica del perfil en concret de la cambra que forma la línia de curvatura mitjana amb la corda.

El resultat obtingut és coherent també amb el fet de que el C_D del Clark Y14 per a determinats angles d'atac és sempre major que el del NACA 0014 als mateixos angles d'atac aspecte que he descobert durant la recerca de la influència dels coeficients.

Després de comparar les velocitats reals màximes mesurades en vol hauríem de comparar-les amb les velocitats màximes teòriques. Si més no, no està al meu abast poder fer-ho perquè no conec la resistència a l'avanç que presenta tot l'avió. Per a saber la resistència total de l'avió hauria d'anar amb un vehicle pick-up o amb una barca que portessin una velocitat coneguda i penjar l'avió de la part del morro amb un dinamòmetre. Ja m'hauria agradat fer-ho però quan ho vaig proposar a casa em van dir que semblava una prova molt perillosa i la vaig desestimar.

El que si puc calcular és una estimació del coeficient de resistència dels perfils perquè sé la velocitat real, la superfície real i el C_D tot i que sigui teòric.

$$D_{\text{perfil}} = 1/2 \cdot \rho \cdot C_D \cdot S \cdot V^2$$

Aplicant la fórmula següent:

Per a un nombre de Reynolds al voltant de 200.000, la resistència dels perfils aplicant el coeficient de resistència de 0,07 (mesurat a 0 graus pel Clark Y-14) i de 0,015 (mesurat a 3º d'angle d'atac pel NACA0014) és de 1,073 Kg-F (10,73 N) i 0,26 Kg-F (26N) respectivament.

Ho calculem pel perfil NACA 3º perquè l'hem hagut d'ajustar el *trim* a 3º aprox. Perquè a 0º d'angle d'atac no sustenta.

He estimat la resistència del perfil per tal de veure la influència d'aquest en la resistència total. Recordem que l'empenyiment estàtic mesurat amb el dinamòmetre és de 1.800 Kg- F o 18N aproximadament. Això vol dir que les resistències estimades de perfil més la resistència del cos del fusellatge, tren d'aterratge i timons composaran la resistència total. Fent que a l'avió que porta el perfil més ràpid, en el meu cas el NACA 0014, s'incrementi més la resistència addicional i d'interferència al pujar més la velocitat.

La diferència de velocitats màximes ha sortit tan sols d'un 6,93% amb tota probabilitat la resistències addicionals i d'interferència del meu avió han emmascarat les bondats del perfil

NACA 0014 en aquest sentit degut a que el disseny del fusellatge de l'avió buscava la simplicitat de construcció per sobre d'una gran sofisticació aerodinàmica.

En resum, la força d'empenyiment dinàmica (que desconeixem, només coneixem l'estàtica) s'igualarà a la resistència total donant més velocitat a l'avió de perfil més ràpid. La influència concreta que té cada perfil proporcionalment és molt difícil de calcular si no tinc més dades.

Experiment 2: Comparació de la velocitat mínima en vol sostingut horitzontal:

Per a saber el valor teòric final aplicaré la fórmula de quan l'avió es troba anivellat en l'aire suposant que $Pes = Sustentació$. Com les dues ales pesen el mateix utilitzaré el valor de la massa de l'avió calculat anteriorment 1,669 Kg i els coeficients de Sustentació extrets de les taules de les fig.40 (Naca 0014) i fig.43 (Clark Y-14) per a angle d'atac 0° . En el cas del NACA 0014 a 0° no hi hauria sustentació i a més la meva observació quan va alçar el vol va ser que no es podia mantenir horitzontal i tendia a caure per això el pilot va haver d'utilitzar el "trim" (posada a punt del timó de profunditat amb una incidència constant) i donar-li entre 1 i 4 graus d'angle d'atac, com era d'esperar al ser un perfil simètric perquè volés mantenint-se anivellat durant el vol. Si més no, el pilot també va haver d'utilitzar el trim en els alerons.

Buscant la resposta he arribat a la conclusió de que no va ser perquè estigues mal equilibrat lateralment sinó que va ser degut a que a l'hora de la construcció al no ser pla pel intradós i no poder recolzar-lo sobre una taula, l'ala amb perfil simètric va quedar una mica virada (quasi no s'aprecia) fent que a l'hora de "tallar" amb l'aire es comporti com un cargol que s'enrosca sobre l'eix longitudinal.



Fig.166. Exemples de trim de profunditat. A l'esquerra: Com a quedat l'estabilitzador de profunditat després del primer vol amb el perfil NACA 0014 perquè es va haver d'utilitzar el trim per donar-li uns graus d'incidència positiva. A la dreta: veiem el mecanisme de trim d'un avió de passatgers a escala real o tot l'estabilitzador pot ser mogut pel pilot per canviar l'angle d'incidència respecte 0° que és el que mostra a la foto actualment.

Aquest mètode ja l'he comentat anteriorment i per això calcularé la velocitat mínima en vol horitzontal i sostingut per a 1,2,3 i 4 graus d'angle d'atac i nombre de Reynolds 181,142 aproximadament, és a dir, em fixaré en el més pròxim que és 200.000.

S'han de complir la condició d'equilibri de vol anivellat a velocitat constant:

Pes P (N) = Sustentació L (N)

CLARK Y-14: $L=P(N)$ (angle d'atac 0 graus)

$P=m \cdot g$

$m \cdot g = (1/2 \cdot \rho) \cdot C_L \cdot S \cdot V^2$

$V = \sqrt{\frac{1,697 \cdot 9,8}{0,6 \cdot 0,41 \cdot 0,243}} = \mathbf{16,67 \text{ m/s o } 60,04 \text{ Km/h}}$

Clark Y-14 $S=0,243 \text{ m}^2$

C_L Clark Y angle d'atac 0 = **0,41**

ρ aire= $1,2 \text{ Kg/m}^3$ ($T = 25^\circ$)

NACA 0014: $S=P$

Com podem veure, pels dos perfils són les mateixes dades ja que les dues ales pesen el mateix i tenen les mateixes dimensions. El que canvia és el coeficient de sustentació.

Al Clark Y-14 per a angle d'atac 0 el C_L és 0,41. En el NACA 0014 com haurà volat amb una incidència d' entre 1 i 4 graus d'angle d'atac el seu C_L segons taules serà de 0,1 a 0,4 respectivament per a R.N al voltant de 200.000.

Com podem veure, abans de calcular res ja es pot saber que el perfil NACA 0014 anirà més ràpid en l'experiment de velocitat mínima en vol horitzontal i sostingut el que demostra que té menys sustentació i en conseqüència necessita més velocitat per aconseguir portar un vol sostingut.

$\alpha=1$

$P=m \cdot g$

$m \cdot g = (1/2 \cdot \rho) \cdot C_L \cdot S \cdot V^2$

$V = \sqrt{\frac{1,697 \cdot 9,8}{0,6 \cdot 0,1 \cdot 0,243}} = \mathbf{33,77 \text{ m/s o } 121,57 \text{ Km/h}}$

NACA 0014 $S=0,243 \text{ m}^2$

C_L Clark Y per cada angle d'atac (α)

$\alpha=1 \ C_L=0,1$

$\alpha=2 \ C_L=0,2$

$\alpha=3 \ C_L=0,3$

$\alpha=4 \ C_L=0,4$

$\alpha=2$

$P=m \cdot g$

$m \cdot g = (1/2 \cdot \rho) \cdot C_L \cdot S \cdot V^2$

$V = \sqrt{\frac{1,697 \cdot 9,8}{0,6 \cdot 0,2 \cdot 0,243}} = \mathbf{23,88 \text{ m/s o } 85,97 \text{ Km/h}}$

$\alpha=3$

$P=m \cdot g$

$m \cdot g = (1/2 \cdot \rho) \cdot C_L \cdot S \cdot V^2$

$$V = \sqrt{\frac{1,697 \cdot 9,8}{0,6 \cdot 0,3 \cdot 0,243}} = \mathbf{19,49 \text{ m/s o } 70,20 \text{ Km/h}}$$

$$\alpha = 4$$

$$P = m \cdot g$$

$$m \cdot g = (1/2 \cdot \rho) \cdot C_L \cdot S \cdot V^2$$

$$V = \sqrt{\frac{1,697 \cdot 9,8}{0,6 \cdot 0,4 \cdot 0,243}} = \mathbf{16,89 \text{ m/s o } 60,79 \text{ Km/h}}$$

Fig.167. Càlculs de les velocitats mínimes en vol horitzontal i sostingut teòriques.

Experiment Vmin (km/h)	Vmin promig	Vmin_min promig	Vmin Absoluta
Clark_Y14	43.34	41.11	36.79
NACA_0014	55.73	53.78	49
Diferència entre els dos perfils	12.39 Km/h	12.67 Km/h	12,21Km/h

Fig.168. Taula de les mesures reals de velocitat mínima en vol anivellat i de velocitat constant

En la taula de la figura 168 s'observa clarament el que havia suposat: el perfil NACA 0014 necessita més velocitat per sustentat el mateix pes de 1,697 Kg. Concretament, la diferència està al voltant de 12 Km/h per als tres paràmetres mesurats. Això és degut a que el perfil amb més cambra té més sustentació així com més resistència a l'avanç com s'ha demostrat en l'experiment 1.

Recordem que en aquest experiment s'ha intentat portar la velocitat mínima per a que cada perfil sigui capaç de volar anivellat i a velocitat constant. La resistència és el principal factor limitador quan intentem assolir la màxima velocitat, com en l'experiment 1, però en aquest cas a baixes velocitats on l'avió gairebé està a punt d'entrar en pèrdua la resistència té molt poca influència.

En aquest experiment el factor limitador és la sustentació. Des d'un principi intuïa que seria el perfil asimètric el que sustentés més a causa de la seva distribució de pressions. Després vaig enfortir la meua hipòtesi veient que el C_L en les gràfiques C_L / α , els valors de C_L són majors per perfils Clark Y-14 que per NACA 0014. Finalment he pogut comprovar que aquesta diferència de sustentació és clau per a que un mateix avió amb perfil Clark Y-14 del mateix pes que un altre amb perfil NACA 0014 pugui volar fins a **28,59 % més lent**.

Aquesta diferència tant gran em crida molt l'atenció fins al punt de fer-me sospitar que la sonda no està actuant linealment a tot el seu rang i m'indueix a pensar que l'angle d'atac d'incidència amb el perfil NACA 0014 ha d'haver sigut baix, segurament 1° o $1,5^\circ$, el que demostra que el vol a baixa velocitat a sigut prou anivellat.

Com no m'explicava la magnitud d'aquesta dada vaig preguntar sobre aquest cas a l'enginyer Carlos Ferraz d'HEMAV:

"Podria estar passant que el voltatge que surt del conjunt sensor de pressió més sonda Pitot a baixes velocitats estigués sent major del que li tocaria degut a que la funció de transferència del sistema no és del tot lineal."

Puc arribar a la conclusió que la influència que té la màxima ordenada de la línia de curvatura mitjana o cambra és determinant en la sustentació i comparació de perfils. En el perfil Clark Y14 és de 3,43% i en el perfil NACA 0014 és nul·la. Tan sols una diferència tant petita es tradueix en forces de sustentació ben diferenciades.

Per a saber el percentatge de la diferència de la velocitat mínima promig:

$$55,73 = 43,34 + 43 \cdot X\% / 100.$$

Per últim, he calculat les velocitat esperades teòricament per compara-les amb les pràctiques.

Teòricament en el perfil Clark Y-14, la velocitat mínima promig d'equilibri P=L en vol sostingut hauria d'estar sobre els 60 Km /h i ha sortit de 43,34 Km/h en la pràctica.

En el cas del NACA 0014 com no ser a quin grau d'incidència d'angle d'atac ha volat realment primer m'he fixat en el valor promig empíric que ha sigut de 55,73 Km/h i després he observat que el valor teòric que s'aproximava més al valor obtingut en la realitat és el calculat a 4º d'incidència sent 60,79 km/h.

L'explicació que li puc donar és que com el pilot s'ha esforçat tant en mantindre l'avió a vol anivellat amb la **mínima** velocitat possible per cada perfil i que en tots els casos el control de l'angle d'atac s'ha fet a simple vista en realitat en ambdós casos s'ha terminat volant amb un angle d'atac de 3º o 4º el que ens donaria un C_L sensiblement més gran que 0,41 possibilitant un vol anivellat a velocitats més baixes com les que s'han enregistrat. Aquesta última explicació sembla la més raonable i per tant a lo millor la resposta de la sonda si que està sent lineal. La manera científica d'esbrinar-ho seria fer una caracterització i calibratge exhaustiva que no ja no he tingut temps d'abordar. És important ressenyar que a la documentació del sensor sortia com calibrat.

Experiment 3: Comparació velocitat de pèrdua amb els 2 perfils

Experiment V pèrdua (Km /h)	V promig
Clark_Y14	37.75
NACA_0014	46.91
Diferència entre els dos perfils	9,16 Km/h

Fig.169.Taula comparativa de l'experiment 3

En primer lloc, podem veure que hi ha una diferència de 9,16 Km/h promig que es tradueix en 24,6% mitjançant la fórmula: $46,91 = 37,75 + 37,75 \cdot X\% / 100$. Aquest resultat està en la línia de l'experiment 2.

Com en l'experiment 2 hem comprovat que existeix una diferència molt notable, del 28,59%, entre les velocitats mínimes que poden assolir dos perfils en vol sostingut els resultats de l'experiment 3 es mantenen en la mateixa línia ja que la diferència entre les velocitats és de **24,6%**.

Com en l'experiment 2 hem vist que el perfil Clark Y-14 sustentava més que el NACA 0014 en aquest experiment on es tracta de mesurar la velocitat d'entrada en pèrdua constatem que el perfil NACA 0014 necessitarà una velocitat superior a 46,91 Km/h per a generar una sustentació que suporti el pes de l'avió de 16,97 N. Si més no, el perfil Clark Y li és suficient anar a una velocitat superior a 37,65 Km/h per no entrar en pèrdua.

Observem també com en l'experiment 2, que aquestes velocitats estan bastant per sota del que es podria esperar respecte dels càlculs teòrics que serien de 60,04 Km/h per al Clark Y a 0° d'angle d'atac i 70,20° per al NACA a 3° d'angle d'atac.

Si més no, aquests resultats són totalment raonables per la pròpia tècnica de vol en la que es pot arribar a provocar la pèrdua de l'avió per falta de velocitat. M'explico: la manera en que hem fet l'experiment ha sigut pujar l'avió a gran altitud tallar l'accelerador de cop i esperar a que l'avió perdés velocitat aturant-se ràpidament degut a la seva resistència aerodinàmica. Si només es fa això, l'avió comença a perdre altura i planejar suaument i a mesura que perd altura guanya velocitat sense arribar mai a la pèrdua. Per aconseguir que s'arribi a produir la pèrdua el pilot ha de tirar de la palanca cap amunt sense permetre el planejament cap avall guanyant angle d'atac i per tant sustentació. D'aquesta manera el pilot aconsegueix una pèrdua abrupta.

En resum, per a mantenir l'avió a baixa velocitat i relativament pla s'ha hagut de imposar un angle d'atac molt gran entre 8° i 10° amb els dos perfils.

Coincidint els dos factors implicats en la pèrdua que són baixa velocitat i angles d'atac importants es quan entra en pèrdua.

6.6. VISITES A FA-SOL

A l'hora d'escollir els materials que empraria per a la construcció del prototip i les ales vaig anar a dues tendes buscant fustes principalment de balsa (veure p.6.1.1 fase 2). Per al propòsit del meu treball necessitava centrar-me en trobar diferents mides de caires d'atac i de sortida que s'aproximessin a la forma dels perfils Clark Y-14 i NACA 0014.

Va ser a FA-SOL (veure fig.170.) on vaig trobar-los i portant la costella inicial impresa vaig estar remenant entre els llistons de balsa per trobar les fustes amb les mides adequades. Si no hagués sigut perquè vaig trobar uns caires d'atac i de sortida quasi iguals als de les costelles que havia dissenyat hagués sigut impossible portar a terme aquest treball.



A continuació mostro algunes de les imatges de la visita:



Fig.170

6.7. VISITES A HEMAV

Vaig conèixer HEMAV a través de Carlos Ferraz Pueyo, un conegut, que treballa allà. És ell qui m'ha, mostrat els mètode de treball de l'empresa que ha muntat amb cinc companys seus enginyers i qui m'ha ensenyat els secrets per a efectuar un bon disseny i procés de construcció d'un avió.

Per a portar a terme el meu treball necessitava entendre molta informació i algú que em guies en els aspectes del disseny i construcció dels avions. Per això, sabent que és un enginyer aeronàutic vaig contactar amb ell i vaig anar a veure que és HEMAV i a què es dediquen.

A la primera visita em vaig quedar sorpresa com un grup de joves que acaben d'acabar la carrera s'han endinsat en un projecte seriós que es basa en el comerç d'avions no tripulats amb perfils asimètrics (interès en vols fossin lents). Em van explicar que programaven una ruta basada en un sistema de coordenades amb *Google Maps* i l'avió era capaç de seguir-la automàticament. Aquest tipus d'avions s'utilitzen per al reconeixement aeri de baix cost d'ús civil: control d'incendis, vigilància, cerca d'animals o persones etcètera.

Vaig anar a informar-me dels seus projectes i a que m'assessorés en les decisions del disseny i plànol de les ales. Si més no, em va recomanar començar per la construcció del fusellatge. Va remarcar la càrrega alar i la relació potència- pes com a criteris essencials a tenir en compte en l'elecció de les dimensions i l'electrònica. També remarcà l'importància del nombre de Reynolds en els coeficients de sustentació i resistència.

A l'entrevista que vaig fer-li (veure annex 8.1.), vaig comentar-li la meva intenció d'arribar a comparar de manera precisa dos tipus de perfils diferents. Va quedar sorprès al saber que pretenc fer un avió per comparar-los.

En la recerca prèvia a la visita havia passat voler prendre mesures manualment a buscar un dispositiu com un *Iphone* però no trobava el sistema per extreure les dades. També havia

mirat en algunes webs però el preu de l'electrònica que serviria és molt elevat (veure punt.6.1.1. Fase 5). Va ser en aquesta primera visita quan em van ensenyar que podria obtenir les dades a partir d'un tub de Pitot, sonda de pressió, datalogger i GPS. Ells utilitzen aquest dispositius i altres més especialitzats per efectuar els càlculs necessaris i poder aconseguir gràfiques dels resultats amb l'objectiu de que es mogui de manera automàtica.

He anat intercanviant opinions amb ell i dos dels seus companys (experts en l'electrònica) a través de l'e-mail i de les cinc visites que he anat a fer a Molis de Rei (Barcelona). En les visites m'ha ensenyat especialment el sistema d'extracció de dades detallat al punt 6.3.



Fig.171. Carlos Ferraz Pueyo i jo a HEMAV

Seguint les seves recomanacions m'he centrat en utilitzar la fusta de balsa com a material principal. És interessant saber que l'elecció dels materials no es basa només en la massa sinó que factors com la rigidesa, l'elasticitat, la fatiga influeixen i la facilitat tecnològica a l'hora de treballar amb ells influeixen en l'avió.

També sé que l'avió haurà de tenir d'1 a 1,5 metres d'envergadura i pesar d'1 a 2Kg Kg. Utilitzaré aquestes recomanacions per estimar una càrrega alar amb unes dimensions i pes dins d'aquests valors.

Els fonaments i conceptes aerodinàmics es poden aplicar tant a un avió a escala real com a un a escala reduïda. Tot i que, sinó comparteixen el mateix valor de Nombre de Reynolds es notarà un canvi en el comportament entre els dos (veure els exemples del final del punt 2.4.).

7. CONCLUSIONS

Els objectius inicials d'entendre els conceptes aerodinàmics, la mecànica de vol, l'estabilitat d'un avió i amb més dificultat el sistema electrònic de ràdio control i adquisició de dades han quedat perfectament assolits com demostra el fet d'haver plantejat, dissenyat i construït des de zero un avió com a eina base per a poder portar a terme les mesures dels experiments i que hagi volat.

En referència a les meves hipòtesis inicials:

Hipòtesi nº1: **"Els avions volen degut a un equilibri de forces on el tipus de perfil aerodinàmic és determinant"**

Hipòtesi nº2: **"El perfil asimètric té millor sustentació que el perfil simètric. Si més no, el simètric s'utilitza més en l'actualitat".**

Hipòtesi nº3: **"El mètode de captació de dades mitjançant electrònica embarcada per a l'estudi de les característiques aerodinàmiques dels perfils alars pot arribar a ser una alternativa raonable als costosos túnels de vent professionals".**

Construint un avió que pot portar dos ales de mateixes dimensions, pes i perfils alars del mateix gruix, 14% de la corda, on l'únic factor diferent és la forma geomètrica del perfil de les ales i després de fer 230 passades o experiments de vol en 8 sessions he observat diferències numèriques i de comportament en cada un dels tres experiments:

1) Velocitat màxima: L'avió amb perfil simètric NACA 0014 és un 6,93% més ràpid que el Clark Y-14.

Aquest resultat corrobora que la forma del perfil influeix en la resistència que genera. La diferència dels coeficients de resistència dels dos perfils era d'un ordre de magnitud. En el perfil Clark Y és de 0,07 i sent 0,008 en el cas del NACA 0014 . Aquesta diferència del 6,93% de la velocitat màxima no sembla massa notable, tenint en compte els coeficients de resistència, i segurament es deu a que la resistència addicional i d'interferència dels elements que no tenen a veure amb l'ala, emmascaren les característiques d'un perfil respecte l'altre per que no m'he centrat en dissenyar l'avió el més aerodinàmic possible sinó en que sigui el més fàcil de construir.

En el perfil simètric NACA 0014 on la cambra de la línia de curvatura mitjana és del 0% el coeficient de resistència i la resistència total és més petita que al perfil asimètric Clark Y-14 on la cambra és del 3,43% de la corda. Veient els resultats i comprovant els coeficients de resistència teòrics puc afirmar que quant més cambra tingui un perfil més gran serà la seva resistència del perfil.

2) Velocitat mínima en vol sostingut i horitzontal: La velocitat mínima que pot mantenir el perfil Clark Y-14 és un 28,59% menor que la que necessita el perfil NACA 0014 per sustentar el mateix avió donat que el primer té coeficient de sustentació 0,41 i el segon 0 per angle d'atac 0.

Això corrobora la meva hipòtesi inicial de que el perfil Clark Y-14 té més sustentació que el Naca 0014. Cal mencionar clarament la paradoxa de que un perfil

100% simètric pugui volar horitzontalment perquè el coeficient de sustentació és 0 per a angle d'atac és 0 i recordem que el coeficient és un factor multiplicador en la fórmula de la sustentació. Òbviament el que passa és que el perfils simètrics mai es col·loquen amb angle d'incidència 0° sinó que normalment solen mostrar de 1 a 5° d'incidència de la seva corda respecte l'eix longitudinal de l'avió.

La segona part de la segona hipòtesi ha resultat no ser certa.

El perfil marcadament asimètric Clark Y-14 que data del 1922 genera molta sustentació i una resistència relativament raonable.

El perfil simètric Naca 0014 té sustentació quasi nul·la a angles d'atac pròxims al vol horitzontal i relativament baixos i mostra menys resistència a l'Avanç que el Clark Y14. No oblidem que el tercer factor que caracteritza a un perfil és el seu moment de caboteig que és molt pronunciat i variable, entre el 25% i el 60% de la corda, en funció dels angles d'atac al perfil CLARK Y-14 sent invariable al voltant del 25% de la corda al NACA 0014. Això fa que els avions amb perfil Clark Y-14 siguin més inestables i difícils de controlar inclús en maniobres ordinàries d'enlairament i d'aterratge havent d'efectuar les maniobres a angles d'atac reduïts i per tant necessiten pistes molt llargues.

Pel contrari, el NACA 0014 "és una delícia de volar!" en vol acrobàtic segons va exclamar el pilot Daniel Torras, per la noblesa del seu moment de caboteig el que el fa un perfil més estable.

En resum, la realitat és que avui en dia poques aeronaus modernes, exceptuant avions acrobàtics esportius, fan servir cap d'aquest dos perfils extrems. El que es persegueix és trobar perfils d'una certa polivalència intentant que tinguin bones característiques de $C_L, C_D, (C_L/C_D)$ i C_M . Per això, s'utilitzen perfils asimètrics amb una línia de curvatura mitjana que tingui una cambra més petita del 3,43% de la corda. Normalment valors compresos entre l'1% i el 2,5% en funció de les tasques a les que es destini l'avió.

A mesura que he anat fent el treball, m'ha cridat l'atenció veure que els avions de passatgers utilitzen ala baixa que és la més inestable. Això es deu a que al necessitar que el fusellatge sigui d'una peça no es pot utilitzar l'ala mitjana i tampoc l'ala alta, perquè el tren d'aterratge al estar molt allunyat del terra tendiria més a la flexió que no pas utilitzant l'ala baixa.

3) Velocitat de pèrdua: La velocitat de pèrdua del perfil Clark Y-14 és un 24,6% més lenta que la obtinguda amb el perfil NACA 0014.

Aquest resultat està en línia amb l'experiment de velocitat mínima en vol sostingut i per explicar-ho s'ha d'aplicar el mateix raonament.

En aquest cas, al tenir la mateixa corda, el despreniment de la capa límit només dependrà del fet que portant l'avió a velocitats més baixes el perfil simètric caurà abans perquè sustenta menys.

Finalment puc afirmar que els principis i lleis físiques que regeixen el comportament d'un avió a escala real són els mateixos que actuen en el cas d'un a escala reduïda tot i que les característiques de vol de l'avió a escala reduïda seran més nervioses degut a que tenen inèrcia i dimensions més petites i per tant un nombre de Reynolds més baix.

La tercera hipòtesi que m'he plantejat en el moment que vaig decidir introduir l'electrònica de captació de dades per fer les mesures del treball de camp és des de el meu punt de vista parcialment certa.

M'explico, com a punts a favor:

1. L'experiment es fa a l'atmosfera real, en condicions de vol i de contorn real mentre que en un túnel de vent mai es pot afirmar del tot que les corrents d'aire incideixin en un front pla uniforme.
2. És un sistema molt més econòmic que haver de construir una instal·lació del túnel de vent a més de els sensors de tant mecànics com electrònics, que tenen que mesurar la resistència, el moment de caboteig i la sustentació sense influir en la mesura.
3. Es poden fer avions més grans, amb nombres de Reynolds més grans, que podrien ser d'1/4, 1/3 o inclús 1/2 de l'escala real perquè no tindríem la limitació imposada per les dimensions del túnel de vent.

Com a punts en contra **en el meu cas**:

1. Les instal·lacions de vol s'haurien de localitzar en llocs amb molt bon temps i poc vent ja que amb un túnel de vent hi ha gran facilitat de simular diferents tipus de perturbació del vent o la condició de vent constant quan sigui convenient.

En el meu cas, no he pogut controlar aquest factor. Dels 8 dies de vent: 6 han sigut amb vent mitjà - fort i dos mitjà - feble ja que he hagut d'efectuar les mesures al final de l'estiu.

2. Un factor clau a millorar en el meu sistema de mesura és la necessitat d'un calibratge exhaustiu de les sondes i sensors de mesura. A més, per tal de poder aprofitar les mesures procedents dels sensors disponibles avui en dia a preus molt assequibles com els acceleròmetres als tres eixos caldria dedicar recursos d'enginyeria de Software per tal de poder estudiar els moments de caboteig adientment.
3. Per últim, els túnels de vent més sofisticats permeten estudiar fotogràficament els vòrtexs causats per la pèrdua de sustentació, puntera de l'ala i d'altres que no podem percebre actualment experimentant a l'aire lliure.

8. BIBLIOGRAFIA

8.1. LLIBRES

C. CORKE, Thomas. "Design of aircraft". University of Notre Dame. New Jersey: Ed. Prentice Hall.

ESTEBAN OÑATE, Antonio.(1997) "*Conocimientos del avión*"(6a edició). Madrid: Ed. Paraninfo (Thomson).

J.Meseguer Ruiz i A.Sanz Andrés. "*Aerodinámica bàsica*". Departamento de Vehículos Aeroespaciales. Escuela Técnica Superior de Ingenieros Aeronáuticos. Universidad Politécnica de Madrid.

8.2. REVISTES

CHÍES, Ignacio. "El fuselaje y sus elementos". *RC Aero model*, 101,66-70.

CHÍES PLASSA, Ignacio."Prueba Morane H de diseño personal (semimaqueta).*RC Aero model*, 101, 22-32.

REID, John.(2012)."Back to Basics"(ultimate electrics).*Model airplane,May 2012,60-62*.

RÍOS, José."Nociones básicas sobre elementos eléctricos".*RC Aero model*, 101,58-63.

8.3. PÀGINES I LLOCS WEB

Airfoil Pressure Distributions. Disponible des d'Internet a:

<<http://adg.stanford.edu/aa241/airfoils/AirfoilPressures.html> > (consulta: 17-3-2013)

Airfoil Tools NACA 0015. Disponible des d'Internet a:

<<http://www.airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=naca0015-il> > (consulta: 9-7-2013).

BLACKWELL, Tommy James. *Subsonic wid-tunnel wall corrections on a wing with a Clark Y-14 airfoil* (en línia).San Jose State (University),2011.Disponible des d'Internet a:

<<http://www.engr.sjsu.edu/nikos/MSAE/pdf/Blackwell.S11.pdf>> (consulta: 6-6-2013)

Clarkson University.*The Naca airfoil series* (en línia).2013.Disponible des d'Internet a:
<<http://people.clarkson.edu/~pmarzocc/AE429/The%20NACA%20airfoil%20series.pdf>>
(consulta: 17-4-2013).

GARCÍA ÁLVAREZ, José Antonio E. *Así funciona* (en línea). 2004-2013, actualització 12- 4-2012. Disponible des d'Internet a:

< http://www.asifunciona.com/aviacion/af_avion/af_avion4.htm> (consulta: 25-4-2013).

Giancarlo Bruschi, Tomoko Nishioka, Kevin Tsang , Rick Wang. *Clark y-14 Airfoil Analysis* (en línia).02/28/03.Disponible de d'Internet a:

<http://www.disasterzone.net/projects/docs/mae171a/wind_tunnel_experiment.pdf>
(consulta: 17-3-2013).

GRACIA, Javier. *Web del piloto* (en línia).España,2013.Disponible des d'Internet a:
<<http://adamone.rchomepage.com/design.htm>> (consulta: 11-1-2013).

HEMAV -Empresa

<<http://www.hemavproject.com/>>

JODÁR AGUADO, Xavier. La fuerza de sustentación (en línia). Castilla la Mancha (Universidad). Disponible des d'Internet a:

<<http://www.uclm.es/profesorado/xaguado/ASIGNATURAS/BTD/4-Apuntes/06.pdf>>
(consulta: 23-1-2013).

KAVOGT. Adjunta al fòrum -Assorted Clark Y airfoils PDF (en línia). Northem Illinois, 2012.Disponible des d'Internet a:

< <http://www.wattflyer.com/forums/showthread.php?p=880161>> (consulta: 4-6-2013)

MUÑOZ, Miguel Ángel. Disponible des d'Internet a:

<<http://www.manualvuelo.com/PBV/PBV14.html>> (consulta: 8-2-2013).

Estructura de la aeronave (en línia).Disponible de d'Internet a:

<http://www.oni.escuelas.edu.ar/2003/buenos_aires/62/tecnolog/porque.htm> i
<http://www.oni.escuelas.edu.ar/2003/buenos_aires/62/tecnolog/perfiles.htm> (consulta:
11-3-2013).

Propeller Thrust calculator form. Disponible des d'Internet a:

<http://www.gobrushless.com/testing/thrust_calculator.php?prop=52&rb1=1&Value=7000&Altitude=60&submit=Calculate+Now>

SAADE, Jorge. *Partes importantes del avión* (en línia).2009. Disponible des d'Internet a:

<<http://jasaircraft.blogspot.com.es/2009/05/partes-importantes-del-avion.html>>
(consulta: 1-4-2013).

Welcome to model Aircraft (en línia).2003, actualització 11-7-2013.Disponible des d'Internet a:

<www.webdelpiloto.com/2010/01/concepto-basico-de-aerodinamica-uhl.html> (Consulta: 12-1-2013)

ZITNIK, Juan. *Manual de vuelo del PIPER PA 11* [en línia]. Disponible des d'Internet a:

<http://juanzitnik1.tripod.com/sitebuildercontent/sitebuilderfiles/4_aerodinamica.pdf> (consulta: 14-4-2013).

8.3.1. FITXES TÈCNIQUES

(Motor Rimfire- Tower hobbies)

<<http://www3.towerhobbies.com/cgi-bin/WTI0001P?I=LXLWU3>>

(Motor O.S.Engine -Japonès)

<<http://www.osengines.com/motors/motors/osmg9515-lg.jpg>>

(MOTOR SELECCIONAT- Motor Turnigy- Chinès)

http://hobbyking.com/hobbyking/store/__18162__Turnigy_Aerodrive_SK3_3536_1050kv_Brushless_Outrunner_Motor.html

(Antena GPS-3D Robotics)

<<http://store.3drobotics.com/products/mediatek-mt3329-GPS-v2-0>>

(Sensor de pressió-3D Robotics).

<<http://store.3drobotics.com/products/breakout-board-mpxv7002dp>>

(Tub de Pitot-3D Robotics)

<http://store.3drobotics.com/products/Pitot-tube-combined-static-dynamic-probes>

Tres apunts introductoris d'aeronàutica general que utilitzen en el segon any de les carreres **d'enginyeria aeronàutica i electrònica**. He obtingut aquests apunts a través de la correspondència per *E-mail* amb l'autor, Gustavo Adolfo Scarpin , que ensenya aquest matèria a la universitat de Córdoba d'Argentina ja que a Internet els seus documents sortien incomplets (sense les fórmules):

Capítol 1:

http://www.geocities.ws/guscarpin/PERFORMANCE/1-APUNTES_TEORICOS/CAPITULO1.PDF

<http://www.iua.edu.ar/fi/organizacion/cv/scarpin.pdf> (Currículum Vitae).

8.4. PROGRAMARIS (SOFTWARE) UTILITZATS

APM Mission Planner per el procesament de dades d'ArduPilot:

<https://code.google.com/p/ardupilot-mega/wiki/MissionPlanner>

TrackFoil per al disseny dels perfils

<http://tracfoil.free.fr/tracfoil/accueilH.htm>

Google Earth per traçar amb el GPS els vols realitzats a sobre del camp real de vol:

<http://www.google.com/earth/index.html>