



DISSENY I SIMULACIÓ D'UN FLYING WING

Sant Cugat del Vallès, Desembre 2009

ÍNDEX

| | |
|---|----|
| 1. INTRODUCCIÓ | 5 |
| 2. OBJECTIUS | 6 |
| 3. METODOLOGIA GENERAL | 7 |
| 4. MARC TEÒRIC | 8 |
| 5. DISSENY DEL MODEL | 12 |
| 5.1. Introducció i metodologia | 12 |
| 5.2. Determinació de la geometria del model | 12 |
| 5.2.1. Geometria inicial | 12 |
| 5.2.2. La forma de l'ala | 13 |
| 5.2.3. La fletxa | 14 |
| 5.2.4. L'angle de diedre | 16 |
| 5.2.5. Els <i>winglets</i> | 17 |
| 5.2.6. L'afilament | 20 |
| 5.2.7. La torsió | 21 |
| 5.2.8. El perfil alar | 24 |
| 5.2.9. L'estabilitat | 27 |
| 5.2.10. La localització del motor | 29 |
| 5.2.11. El centrament | 30 |
| 5.3. Resultats: Disseny inicial del model | 35 |
| 6. SIMULACIÓ PER ORDINADOR | 36 |
| 6.1. Introducció a la simulació de fluids per ordinador | 36 |
| 6.2. Metodologia de la simulació | 36 |
| 6.3. La pèrdua | 38 |
| 6.4. Esforços mecànics | 45 |
| 6.5. Turbulències | 48 |
| 6.6. Optimització | 55 |
| 7. DISSENY FINAL | 56 |
| 7.1. Plànols | 56 |
| 7.2. Representació tridimensional | 56 |
| 8. CONCLUSIONS | 58 |
| 9. AGRAÏMENTS | 59 |
| 10. BIBLIOGRAFIA | 60 |
| 11. ANNEXOS | 62 |
| Annex 1: <i>Nurfluegel</i> | 63 |
| Annex 2: <i>Rhinoceros</i> | 69 |
| Annex 3: <i>Gambit</i> | 72 |
| Annex 4: <i>Fluent</i> | 76 |
| Annex 5: Càlcul de les dades del perfil ideal | 79 |
| Annex 6: Estabilitat longitudinal als <i>Flying wings</i> | 81 |
| Annex 7: Justificació dels diferents tipus d'estabilitat | 84 |
| Annex 8: Definició del Centre aerodinàmic | 89 |
| Annex 9: Localització gràfica i càlcul de la corda mitja aerodinàmica (CMA) | 91 |
| Annex 10: Plànols del disseny final del model | 92 |

A primera vista el títol d'aquest treball pot espantar, però només cal armar-se de paciència i curiositat, ja que poc a poc al llarg del treball, s'aniran revelant totes les incògnites al voltant d'aquest món conegut per alguns i desconegut per a molts altres: l'aeronàutica.

L'aviació i l'aeronàutica han estat la meva passió des de ben petit, abans d'aprendre a utilitzar els papers per escriure ja feia avions de paper. El curs passat, quan el coordinador de batxillerat va entrar a la nostra classe per dir-nos les primeres paraules sobre el treball de recerca, jo ja sabia amb una ferma convicció quin seria el tema general del meu treball. Però un cop trobat l'àmbit calia concretar, ja que un treball d'aerodinàmica general ompliria la Biblioteca del Mil·lenari. Llavors va aparèixer el meu caràcter pràctic: "o fas el treball sobre alguna cosa útil pel futur o no tindràs suficient motivació per arribar fins al final". I tenia tota la raó. Per tant, lligant el meu desig d'entrar en alguna carrera d'enginyeria amb l'aeronàutica, vaig decidir fer la recerca sobre enginyeria aeronàutica. "Perdona" el caràcter pràctic altre cop, "estàs a segon de batxillerat no a la Universitat Politècnica, no tens ni els coneixements ni el temps per fer això". Ja tenia la motivació: un enfocament pràctic i un gran repte. Ara calia trobar una dimensió del treball que fos assolible per a mi, i com que no podia fer el disseny d'un avió real, vaig adoptar el seu germà petit, el disseny d'aeromodelisme. Fent inventari, en aquell punt, el treball consistia en dissenyar un aeromodel aplicant eines d'enginyeria aeronàutica. Doncs bé, només faltava un aspecte a decidir, quin tipus d'aeromodel es dissenyaria? En aquesta part entren en joc les dues paraules estranyes del títol: *flying wing*. Quan buscava el tipus de model que em crides l'atenció per dissenyar-lo vaig topar amb els *flying wings*, els quals van ser els escollits. Aquestes dues paraules angleses literalment traduïdes al català signifiquen "ala volant". Jo us puc assegurar que no tenen més misteri, els *flying wings* són una ala volant, sense cua ni cabina ni cap element extra, només l'ala. Per tant ja estava llest per començar a treballar. Tenia la important tasca de dissenyar un *flying wing*.

A partir de la columna vertebral del treball, el disseny, se'n deriven molts aspectes secundaris com ara l'aplicació de conceptes apresos durant el batxillerat, o l'aplicació simplificada d'eines professionals per descobrir-ne l'ús i familiaritzar-se amb elles. En gairebé tota l'extensió del treball, he utilitzat la tercera persona per mantenir l'aspecte formal d'un informe tècnic. Una de les grans fites que em vaig proposar va ser escriure un treball tècnic, el qual pogués ser entès per una persona que desconegués l'àmbit del treball. Per això he escrit diversos annexos aprofundint aquelles parts que poden generar dubtes, per tant invito a tot aquell que li interessi el treball a llegir-se'ls.

Per acabar, espero que tots els lectors gaudiu tant navegant pel món de l'aeronàutica com ho he fet jo durant tots aquests mesos!

2 OBJECTIUS

El gran objectiu d'aquest treball és el disseny d'un *flying wing*. De *flying wings* n'hi ha de molts tipus, per tal cal definir el tipus de *flying wing* que es vol dissenyar. Degut a la meua nul·la experiència en el vol d'aeromodelisme, vaig decidir que dissenyaria un *flying wing* per a principiants, fàcil de controlar i maniobrable. Un fet que em va sorprendre és que no existeixen dissenys de *flying wings* d'aquestes característiques, tots són acrobàtics, de carreres o planadors sense motor. Davant l'absència de *flying wings* per a principiants em vaig proposar a dissenyar-ne un. Els objectius concrets d'aquest treball són els següents:

- **Objectiu 1:** Dissenyar un *flying wing* per a principiants, fàcil de controlar i maniobrable i obtenir un disseny inicial o plànel.
- **Objectiu 2:** Simular el disseny inicial avaluant aspectes concrets.
- **Objectiu 3:** Optimitzar el disseny inicial a partir dels resultats de la simulació i obtenir un disseny final i definitiu.

3 METODOLOGIA GENERAL

Aquest treball és un procés de disseny, simulació i optimització d'un aeromodel. La metodologia és diferent a cada fase del procés, així que es farà una breu descripció de la metodologia emprada en cada fase concreta.

- **Fase 1: Dissenyar un *flying wing* i obtenir un disseny inicial**

Aquesta fase és la més teòrica del treball. S'han usat fonts de Internet, llibres sobre aerodinàmica i s'han consultat alguns treballs de fi de carrera d'enginyeria aeronàutica de la UPC. A partir de tot el material s'han determinat tots els aspectes del disseny del model. Per últim, seguint el disseny s'ha creat un plànol amb el programa AutoCAD i amb el programa Rhinoceros. La metodologia utilitzada per determinar cada aspecte concret, està explicada en detall al seu apartat corresponent.

- **Fase 2: Simular el disseny inicial**

Aquesta és la fase experimental del treball, on s'analitzarà la modelització del model per obtenir certes dades. Per simular-lo s'han usat dos programes: el Gambit i el Fluent. Per poder utilitzar correctament aquests programes s'ha utilitzat l'ajuda proporcionada pels manuals dels programes, l'ajuda de pàgines web d'assistència, i l'ajuda del estudiant de la UPC, Eloi Cortés. La metodologia de cada programa, està explicada en detall al seu apartat corresponent.

- **Fase 3: Optimitzar el disseny inicial i obtenir un disseny final**

En l'última fase del treball s'han analitzat les dades obtingudes en la simulació del model. Raonant els resultats s'han determinat certs paràmetres del model i s'han localitzat possibles punts problemàtics. A partir de l'anàlisi dels resultats, s'han variat alguns aspectes del disseny inicial i s'ha creat el disseny final amb el programa Rhinoceros.

4 MARC TEÒRIC

4.1 *Flying wings*

Un *flying wing* és aquell avió que no necessita estabilitzadors de cua per mantenir el vol estable. És un concepte revolucionari d'aeronau ja que un *flying wing* a escala d'un avió comercial és capaç de transportar 800 passatgers, consumir un 20% menys que una aeronau actual i augmentar l'autonomia de vol (Fraile, 2006). Tot i això, els *flying wings* presenten problemes amb l'estabilitat, ja que no tenen estabilitzadors. Tot i això aquest tipus d'aeronaus estan essent desenvolupades actualment per la NASA i per l'empresa fabricant Boeing. A continuació es mostren cinc tipus diferents de *flying wings* (figura 4.1).

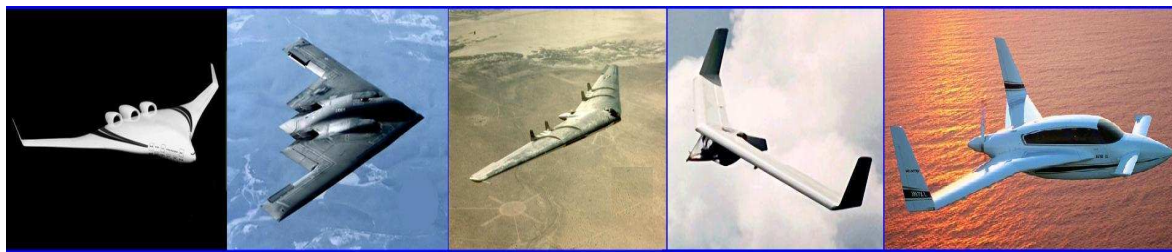


Figura 4.1. Cinc diferents tipus de Flying wings. Font: <http://images.google.es/>

4.2 Conceptes generals

En aquest apartat es recullen tots aquells conceptes que apareixen repetidament al llarg del treball o que són necessaris per comprendre diferents apartats. En el cas que un concepte concret només s'utilitzi en un apartat, serà explicat en l'apartat corresponent.

4.2.1 Per què volen els avions?

Els avions volen gràcies a la capacitat de les ales de crear una força de sustentació superior i de sentit contrari al pes. Però, perquè les ales d'un avió són capaces de crear una força de sustentació quan hi circula un flux d'aire? Això s'explica principalment per dos fenòmens: (a) la diferència de pressions i per (b) la viscositat dels fluids (Anderson & Eberhardt, 2009).

a. *Diferència de pressions*

Gràcies a la forma dels perfils alars, l'aire que circula per la part superior de l'ala s'accelera generant una zona de baixa pressió
<http://en.wikipedia.org/wiki/Venturi_effect> (figura 4.2). L'aire que circula

per la part inferior de l'ala es desaccelera generant una zona de alta pressió. Aquesta diferència de pressions entre la part superior i inferior de les ales genera una força resultant gràcies a la tendència de les zones a alta pressió de moure's cap a les zones a baixa pressió. Aquesta força resultant és la sustentació (figura 4.2).

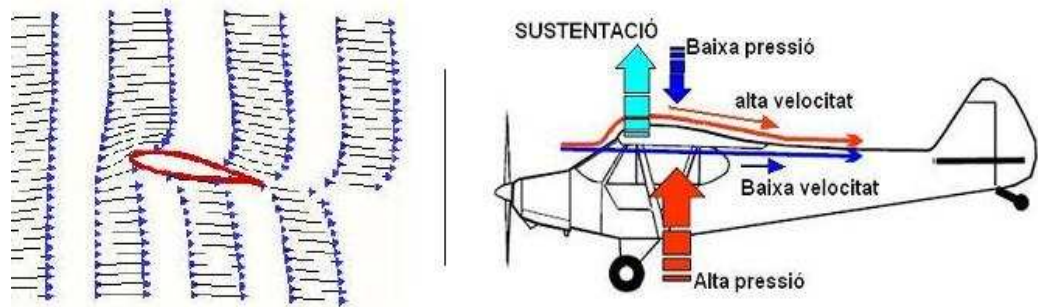


Figura 4.2. Flux d'aire sobre un perfil alar (esquerra) i Forces que afecten a un avió (dreta). Font: Pérez & Sintès (2007)

b. Viscositat dels fluids

El fluids tenen una propietat anomenada viscositat, la qual fa que quan un fluid entra en contacte amb un sòlid llis, tendeixi a seguir-ne la forma. Es podria dir per aclarir el concepte, que el fluid es lleugerament enganxós en contacte amb un sòlid <http://en.wikipedia.org/wiki/Coand%C4%83_effect>. Quan el fluid segueix la forma d'una forma corbada (figura 4.3), canvia la seva direcció del moviment, per tant s'està produint una força. Segons la tercera

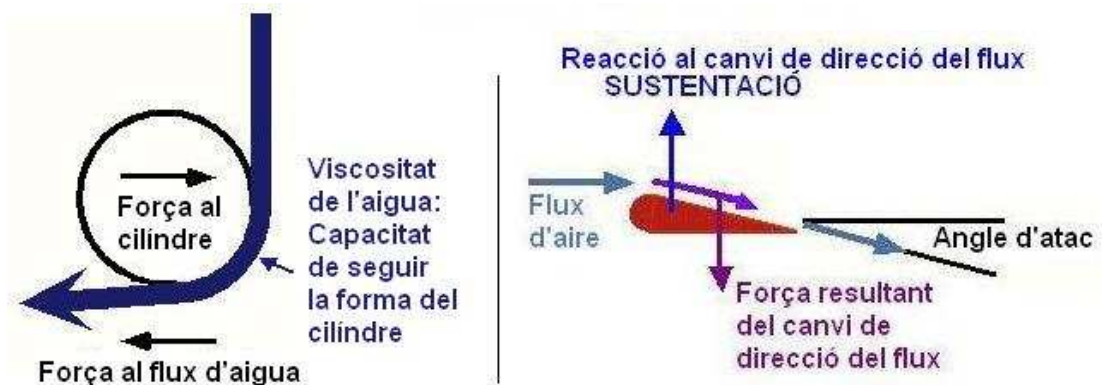


Figura 4.3. Efecte de la viscositat d'un fluid (esquerra) i la sustentació deguda a la viscositat de l'aire (dreta). Font: elaboració pròpia

lleï de Newton "Sempre que un cos exerceix una força sobre un altre, aquest segon cos exerceix una força igual i de sentit contrari sobre el primer", la forma corbada que provoca el canvi de direcció del fluid rebria una força de reacció i de sentit contrari. Tot això aplicat als perfils alars fa que la forma

corbada del perfil alar desvií un certa quantitat d'aire cap avall segons l'angle d'atac. Tot i que la forma del perfil és poc corbada i la viscositat de l'aire és petita, a les velocitats que vola un avió, la quantitat d'aire que aquest desvia cap avall és immensa, generant una gran força de reacció anomenada sustentació (figura 4.3).

4.2.2 La pèrdua

La pèrdua és la incapacitat de l'ala per produir la força de sustentació necessària per mantenir l'avió a l'aire. Això ocorre a elevats angles d'atac, quan la sustentació canvia ràpidament produint vòrtex a la superfície de l'ala. En que situació es diu que el perfil ha entrat en pèrdua (Anderson & Eberhardt, 2009).

La pèrdua es deu a que a alts angles d'atac el flux és incapaç de seguir la forma de la superfície de l'ala i es desprèn. Llavors el flux un cop es desprèn de l'ala comença a formar vòrtex els quals impedeixen que l'ala produeixi sustentació (figura 4.4).

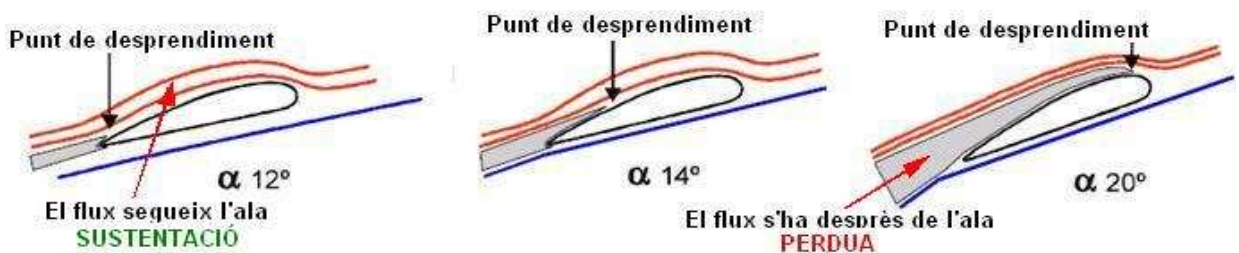


Figura 4.4. Canvi del tipus de flux sobre una ala segons augmenta l'angle d'atac. Font: elaboració pròpia

4.2.3 Resistència parasitària i induïda

La resistència és aquella força exercida en contra del moviment. En primer lloc, la **resistència parasitària** és aquella produïda per la fricció amb el cos de l'avió, les rodes, les ales, etc. Aquesta resistència depèn de la forma de l'avió i de la rugositat de la superfície (Anderson & Eberhardt, 2009).

En segon lloc, l'efecte que permet volar als avions, (diferència de pressions entre les cares superior i inferior de l'ala) crea un efecte secundari a causa de la tendència de la zona d'aire a més pressió a moure's cap a la zona d'aire a menys pressió. Això genera uns remolins o turbulències concentrats a les puntes (figura 4.5) de les ales que creen la **resistència induïda** (Anderson & Eberhardt, 2009).

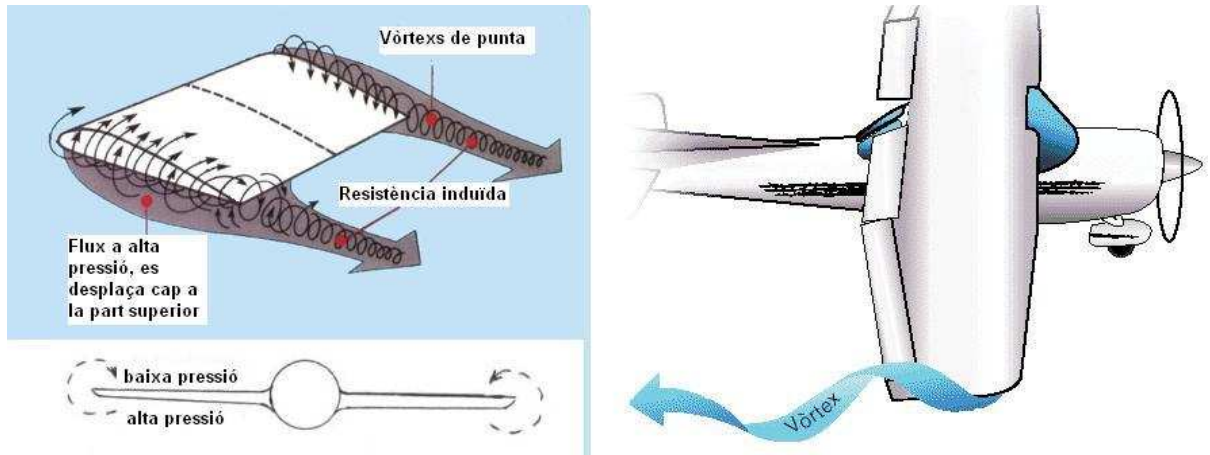


Figura 4.5. Efecte de la resistència induïda sobre l'ala. Font: Ávila (2006)

5.1 Introducció i metodologia

Dissenyar la geometria d'un model consisteix en definir-ne la forma. Un punt fonamental abans de dissenyar qualsevol projecte és tenir molt clars uns objectius o necessitats. En aquest cas, l'objectiu principal és crear un *flying wing* amb una gran estabilitat, un control fàcil, que estigui motoritzat, i que voli a baixes velocitats. Així que els objectius principals a l'hora de definir el model de *flying wing* a dissenyar seran:

- Gran estabilitat
- Control fàcil
- Vol a baixes velocitats
- Vol amb motor

La part del treball corresponent a la geometria, es dividirà en diferents apartats segons cada variació concreta en el model. Aquests apartats són la forma de l'ala, la fletxa, l'angle de diedre, els *winglets*, l'afilament, la torsió, el perfil alar, el centre de gravetat, la localització del motor i el centrament. Per apreciar gràficament el canvi descrit en cada apartat, s'inclourà un esbós bàsic del model. Aquest estarà situat al final de les explicacions i les últimes modificacions aplicades estaran senyalades amb color vermell. La metodologia del disseny de la geometria serà explicada en concret en cada apartat, ja que no es pot considerar una metodologia única aplicable a cada variació concreta.

5.2 Determinació de la geometria del model

5.2.1 Geometria inicial

A l'hora de dissenyar un avió s'ha de començar d'un punt de partida, és a dir, d'una forma bàsica a la qual aplicar-li modificacions segons les necessitats i objectius. En aquest cas es comença a partir de la forma bàsica d'un *flying wing* estàndard, com es mostra a la figura 5.2.1.1.

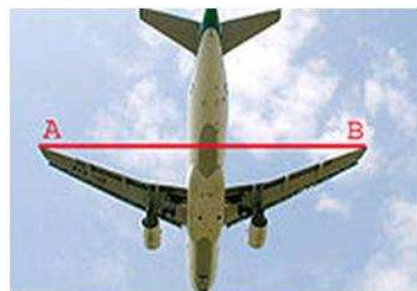
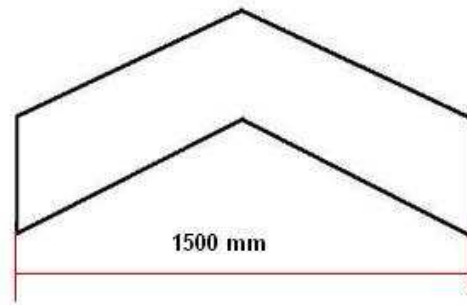


Figura 5.2.1.1. L'envergadura d'un avió és la distància de A a B. Font: elaboració pròpia

Un altre punt important a decidir a l'hora de dissenyar un model és elegir les seves dimensions bàsiques. La mida bàsica en aeromodelisme és l'envergadura. **L'envergadura** es defineix per la distància de punta a punta de l'ala. Aquesta mesura es calcula com es mostra



a la figura 5.2.1.1,

considerant la distància del punt A a B (Anderson & Eberhardt, 2009).

A partir d'aquesta mesura es van definir la resta de dimensions segons la geometria del model. Així que **l'envergadura del model a dissenyar es definirà a 1500 mil·límetres**, un valor estàndard pels models d'aquest tipus (figura 5.2.1.2).

Figura 5.2.1.2. Plànol bàsic del model, seguint la forma estàndard de *flying wing*. Font: elaboració

5.2.2 La forma de l'ala

La forma de l'ala és descrita a partir del paràmetre anomenat "**relació d'aspecte**" (*aspect ratio*, AR,). Aquest paràmetre relaciona l'envergadura d'un avió amb la seva superfície alar (figura 5.2.2.1), tal com s'indica en aquesta fórmula. On "AR" és la relació d'aspecte, "b" és l'envergadura, i "S" és la superfície alar (Anderson & Eberhardt, 2009)

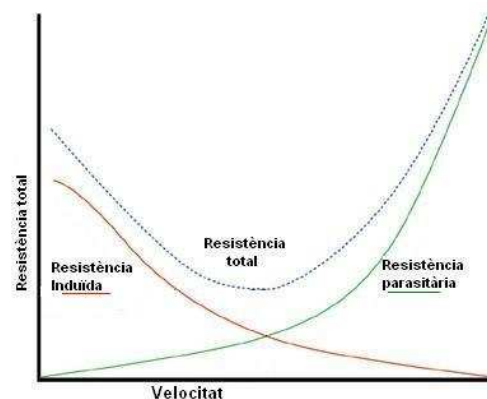
$$AR = \frac{b^2}{S}$$

Figura 5.2.2.1. Fórmula de la relació d'aspecte. Font: Anderson & Eberhardt, 2009

Quina importància té?

En el següent gràfic s'aprecia com varien la resistència parasitària i la resistència induïda en funció de la velocitat (Anderson & Eberhardt, 2009).

Fixant-se en la figura 5.2.2.2 s'aprecia que a baixes velocitats la resistència induïda és molt més important que la parasitària. Per tant, al dissenyar un model de baixes velocitats s'escollirà un tipus d'ala que eviti la resistència induïda.



Aquest tipus d'ala és prima i allargada, de manera que té una **relació d'aspecte elevada**. Al ser prima, redueix la creació de vòrtex, per

Figura 5.2.2.2. Gràfica de les resistències induïda, parasitària i total en funció de la velocitat. Font: Pérez & Sintès (2007)

tant evita la resistència induïda. Per altre banda al ser allargada genera més resistència parasitària, però això no és un problema ja que a baixes velocitats la resistència parasitària és poc important.

Aplicació al model

Tenint en compte les consideracions explicades anteriorment, i l'objectiu de construir un model que voli a baixes velocitats, aquest necessitarà una relació d'aspecte alta. Per altra banda, tampoc ha de ser molt alta (per exemple un planador té una relació d'aspecte de 20) ja que es tracta d'un model motoritzat. Al ser motoritzat necessitarà més superfície alar que un planador, el qual no ha de suportar al pes d'un motor. Per tant es triarà una relació d'aspecte de al voltant de 10. A partir de l'envergadura de 1500mm (elegit a l'apartat anterior), i una relació d'aspecte de 10 obtenim la següent superfície de l'ala.

$$S = \frac{b^2}{AR} = \frac{(1,5m)^2}{10} = 0,225m^2$$

Per càlculs gràfics a partir de la forma de l'ala, s'obté que la corda de l'ala amb la relació d'aspecte de 10 és de 150mm, tal com es mostra a la figura 5.2.2.3.

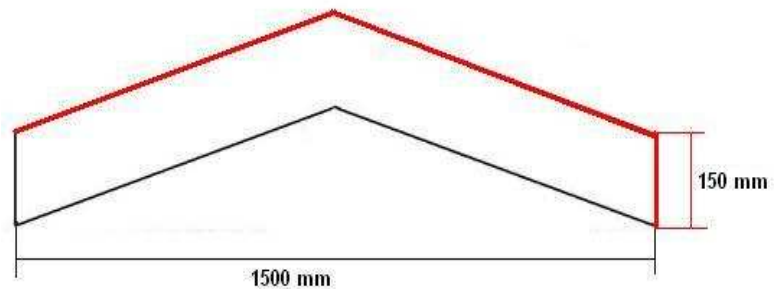


Figura 5.2.2.3. Plànol bàsic del model després d'aplicar una relació d'aspecte de 10. Font: elaboració pròpia

5.2.3 La fletxa

Què és?

La fletxa es defineix com l'angle format per una ala amb el pla horitzontal de l'avió (Anderson & Eberhardt, 2009). Tant pot ser positiva, quan les puntes de les ales apunten cap enrere, neutra quan aquestes puntes mantenen una horitzontal, o negativa, quan apunten cap endavant. La fletxa es mesura gràficament tal i com es mostra a la figura 5.2.3.1.

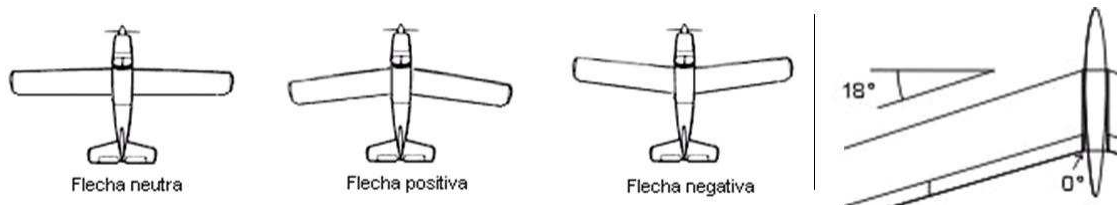


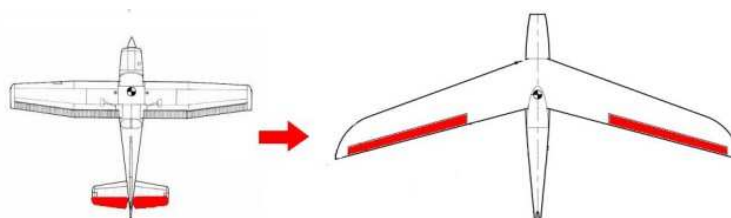
Figura 5.2.3.1. Els diferents tipus de fletxa, neutra, positiva i negativa. A la dreta, com mesurar la fletxa. Font: Ávila (2006)

Avantatges i desavantatges

Un dels avantatges d'una fletxa positiva és que redueix la resistència aerodinàmica de l'ala, al no tenir forma rectangular. A més, als *flying wings* els dona la capacitat de poder col·locar el timó de profunditat a l'ala principal. En un avió convencional, el timó de profunditat, el que controla els moviments verticals, està situat a la cua. D'aquesta manera està lluny del centre del model, i té la suficient força per controlar el model. Això s'ha d'entendre per la llei de la palanca, on el centre del model és la palanca i els alerons la força. Aleshores, si un *flying wing* no tingués fletxa, els alerons estarien massa a prop del centre del model i serien incapaços de controlar el model. Per tal que els alerons puguin controlar els moviments verticals del model, és necessari un mínim de fletxa per allunyar-los del centre del model.

En la figura 5.2.3.2

s'aprecia on estan situats els alerons que controlen els moviments verticals en un *flying wing* i en un avió convencional.



El principal desavantatge de una fletxa positiva és que a baixes velocitats l'aire tendeix a seguir la fletxa i moure's cap als extrems de l'ala, enlloc de seguir la trajectòria normal; reduint així la sustentació de les puntes i disminuint el rendiment i la velocitat d'entrada en pèrdua.

Figura 5.2.3.2. Comparació funcional dels alerons a un avió convencional i a un *flying wing*. Font: elaboració pròpia

Aplicació al model

Tenint en compte que es vol un model estable i que voli a baixes velocitats, s'escollirà un fletxa positiva i de 20° (figura 5.2.3.3). Aquesta és la fletxa més òptima degut a que d'una banda un *flying wing* està obligat a tenir una mínima fletxa entre 20 i 30 graus aproximadament, per tenir una bona estabilitat horitzontal http://www.nurflugel.com/Nurflugel/n_o_d/weird_02.htm . Per contra al treballar amb baixes velocitats la fletxa farà l'efecte negatiu de desviar l'aire cap als extrems, per tant s'escull la fletxa més petita possible per mantenir un

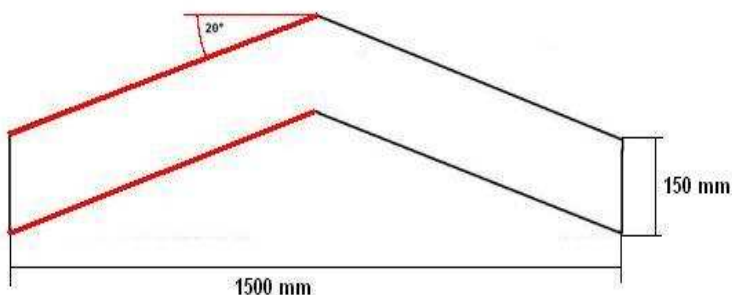


Figura 5.2.3.3. Plànol bàsic del model després d'aplicar una fletxa de 20 graus. Font: elaboració pròpia

bon control horitzontal i evitar l'efecte negatiu explicat abans.

5.2.4 L'angle de Díedre

Què és?

L'angle de díedre es defineix com l'angle que formen les ales amb l'eix lateral de l'avió (figura 5.2.4.1). Aquest pot ser positiu, quan les ales formen una V; negatiu, quan les ales tenen aquesta forma Δ ; o neutre, quan les dues ales estan en la mateixa línia.



Figura 5.2.4.1. Els diferents tipus de d'angle de díedre i com mesurar-los. Font: elaboració pròpia

Avantatges i desavantatges

L'avantatge d'un angle de díedre positiu, és una gran millora en l'estabilitat lateral de l'avió. Aquesta millora d'estabilitat s'aprecia quan l'avió es desestabilitza lateralment. Si l'avió en qüestió té un angle de díedre positiu, una ala té més angle d'atac que l'altra. Per tant la ala baixa genera més sustentació que l'altra ala. A causa d'aquesta diferència de sustentacions, es crea una força rotatòria que torna l'avió a la posició original estable (figura 5.2.4.2).

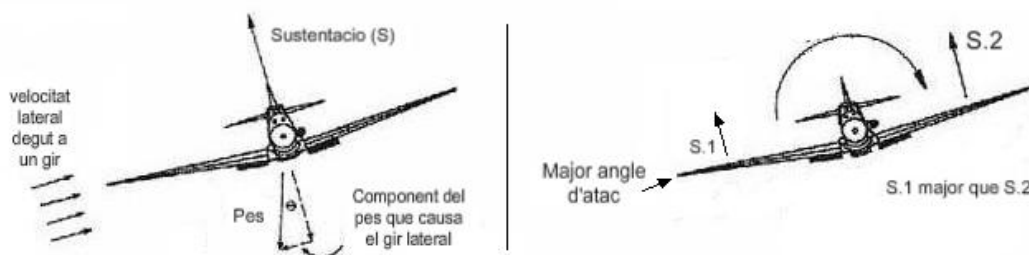


Figura 5.2.4.2. Efecte de l'angle de díedre positiu, en el cas que un avió es desestabilitzi lateralment. Font: Font: Pérez & Sintés (2007)

Per altre banda, si l'angle de díedre és massa gran, l'avió perd la mobilitat necessària per girar, hi hauria un excés d'estabilitat lateral.

Aplicació al model

L'angle de díedre positiu és una gran eina per millorar la estabilitat lateral de l'avió, per tant en el model s'aplicarà un angle de díedre de 5 graus (figura 5.2.4.3), ja que si s'accentua més aquest angle, el model seria incapaç de girar.

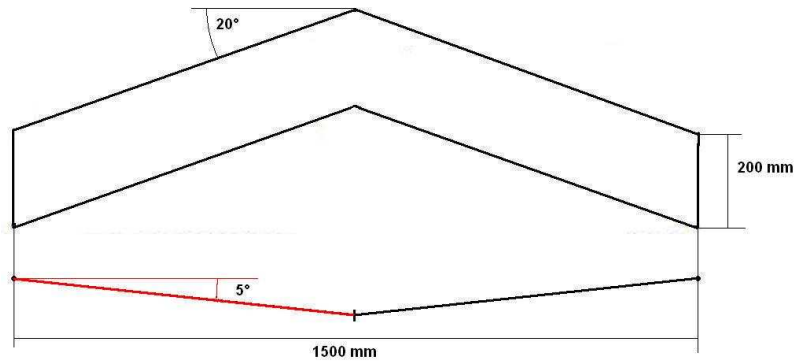


Figura 5.2.4.3. Plànol bàsic del model després d'aplicar un angle de diedre de 5 graus.
Font: Pérez & Sintes (2007)

5.2.5 Els *winglets*

Què són?

Els *winglets* són uns dispositius que es col·loquen als extrems de les ales i que tenen una forma semblant a una aleta apuntant cap amunt (figura 5.2.5.1). Han estat dissenyats exclusivament per reduir els vòrtex que es creen als extrems de les ales, i són els elements que millor ho aconsegueixen <<http://www.cb-roterbaron.de/winglets.html>>.



Figura 5.2.5.1. Winglet d'un avió de passatgers.
Font: <http://images.google.es/>

Avantatges que aporten

Per entendre com funcionen els *winglets* s'ha de tenir present què és la resistència induïda. El *winglet* trenca la tendència natural del flux que passa per l'ala a moure's de la zona inferior a la zona superior. D'aquesta manera, el *winglet* redueix molt la resistència induïda i aporta avantatges de rendiment i estabilitat. També aconsegueix convertir aquesta resistència en un força de tracció extra favorable. A més, com que el *winglet* allunya el vòrtex del ala com s'aprecia a la figura 5.2.5.2, el flux que passa per l'ala és més estable i produeix més sustentació.

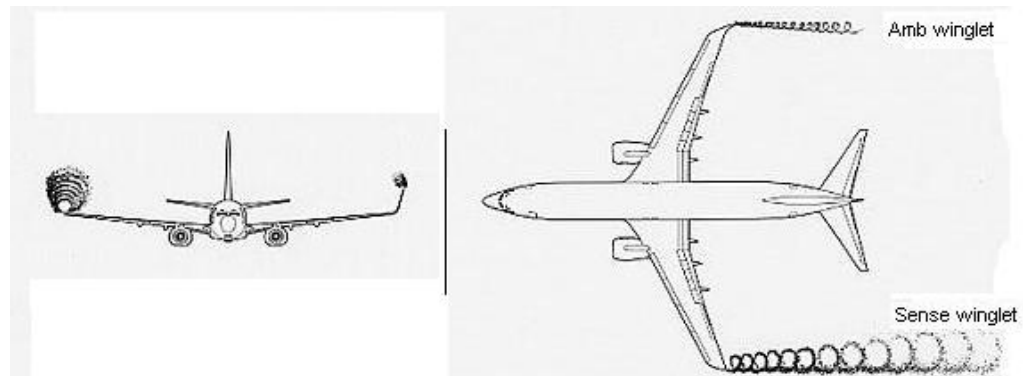


Figura 5.2.5.2. Exemple gràfic de la turbulència formada a les puntes de les ales a un avió amb i sense *winglet*. Font: <http://images.google.es/>

Desavantatges que aporten

Els *winglets* són uns dispositius força complexos, i si no estan curosament dissenyats aporten més problemes que beneficis. El principal inconvenient del *winglet* és la gran força que ha de suportar, desvien els vòrtex formats a les puntes de les ales, suportant fortes diferències de pressions. Això requereix que aquest component estigui fortament fixat a l'ala, necessitant reforços extrems, augmentant el pes del model i reduint-ne el rendiment <<http://www.mh-aerotoools.de/airfoils/winglets.htm>>.

Com ha de ser un *winglet*?

A l'hora de dissenyar un *winglet*, s'han de seguir uns paràmetres fixes segons les condicions en que volarà el model. Per tant s'han escollit els usats en planadors com el ASVV 24 o el DG 800 que volen en condicions similars a les que volarà el model a dissenyar. El primer d'aquests paràmetres és que el *winglet* ha de formar un angle de 90° amb l'eix lateral de l'avió (figura 5.2.5.3).

Un altre punt és que el *winglet* vist de perfil, el seu angle



d'atac ha de formar uns 30° amb l'eix vertical de l'avió. Després el *winglet* ha de tenir unes proporcions amb l'ala. La primera, és una relació de 60% entre la corda de l'extrem de l'ala i la corda inicial del *winglet*. La segona, és una relació també de 60% entre la corda inicial del *winglet* i la corda de la punta del *winglet* (figura 5.2.5.4).

Figura 5.2.5.3. Exemple d'un *winglet* en vista frontal.
Font: www.cb-roter-baron.de/winglets.html.

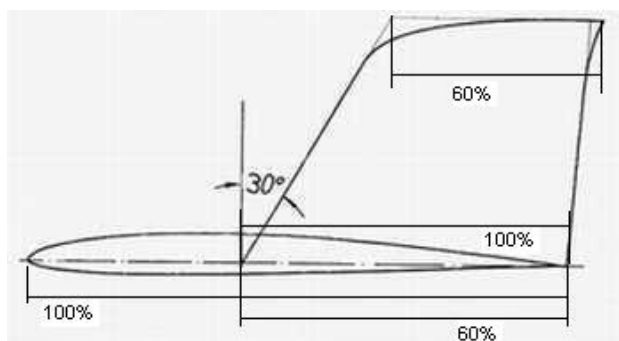


Figura 5.2.5.4. Exemple d'un *winglet* en vista lateral.
Font: www.cb-roter-baron.de/winglets.html.

També el *winglet* ha d'estar en paral·lel amb la trajectòria del vol. A més el caire de sortida del *winglet* ha de coincidir amb el caire de sortida de l'ala. Per últim, el *winglet* ha de tenir un angle d'atac de 0° per tal de no produir sustentació.

El *winglet* al *flying wing*

Els *winglets* aplicats als *flying wings* tenen una altra funció que no tenen en els avions convencionals. Actuen com a estabilitzadors laterals, i compleixen la funció del timó de cua. En un avió convencional el timó de cua permet a l'avió girar sobre l'eix vertical de l'avió, i evitar que l'avió giri en aquest sentit quan el pilot no ho desitja <<http://www.soaridaho.com/Schreder/Technical/Winglets/Masak.htm>>. A la figura 5.2.5.5, el timons de cua d'un avió convencional i d'un *flying wing* estan marcats amb verd indicant la similitud de forma i funció. També, els *winglets* aconseguen que el *flying wing* no giri sobre si mateix sense control.



Figura 5.2.5.5. Comparació funcional dels *winglets* i el timó de cua en un avió convencional i en un *flying wing*. Font: elaboració pròpia

Aplicació al model

Tenint en compte les informacions anteriors, i les necessitats d'un model estable que voli a baixes velocitats, es considera convenient introduir un *winglet* en el model de *flying wing* (figura 5.2.5.6). Aquest serà de proporcions entre mitjanes i petites, ja que sinó carregaria molt el pes de l'ala degut a que el *winglet* es col·loca al punt més allunyat de la fixació entre l'ala i el fuselatge.

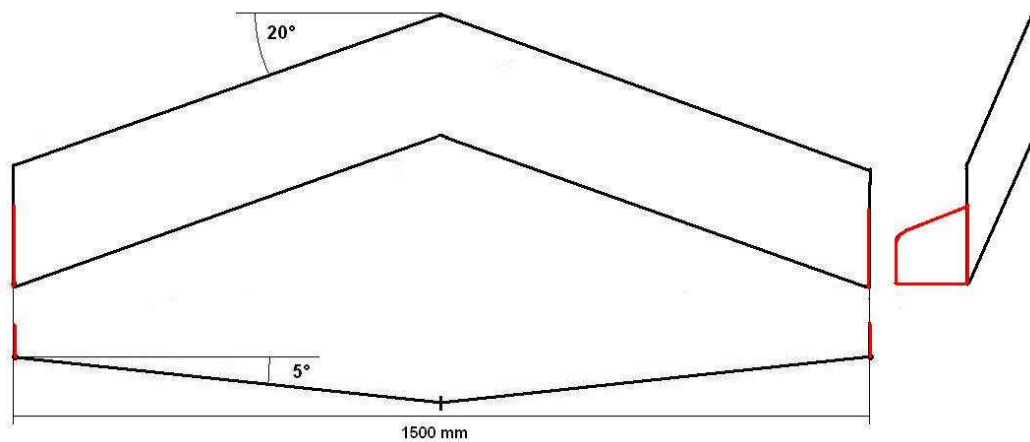


Figura 5.2.5.6. Plànol bàsic del model després d'afegir-hi uns *winglets*. Font: elaboració pròpia

5.2.6 L'afilament

Què és?

L'afilament d'una ala és la reducció progressiva de corda des del centre de l'ala fins a l'extrem. El terme reducció de corda significa exactament el mateix que afilament (a). Aquest paràmetre es mesura com mostra la figura 5.2.6.1, dividint la corda (c) del extrem de l'ala entre la central i el resultat no té unitats (Anderson & Eberhardt, 2009).

$$a = \frac{c_{\text{extrem}}}{c_{\text{central}}}$$

Figura 5.2.6.1. Formula de l'afilament. Font: elaboració pròpia

Avantatges i desavantatges

L'afilament d'una ala ajuda a reduir la resistència induïda, ja que la sustentació creada a les puntes és menor, i a menor superfície alar, menor sustentació. Per altra banda, les puntes no es poden afilar en excés, ja que han de suportar un *winglet* i tenir un mínim grossor i resistència estructural.

Aplicació al model

Tenint en compte les característiques i necessitats del model a dissenyar, és considera que seria convenient aplicar un afilament a l'ala del model. Així que es triarà un afilament de 0.5. Per tal de mantenir la superfície alar de 22.5 dm^2 determinada en un apartat anterior, la corda central de l'ala mesurarà 200 mm, i la de l'extrem, 100 mm ($100/200=0.5$), (figura 5.2.6.2).

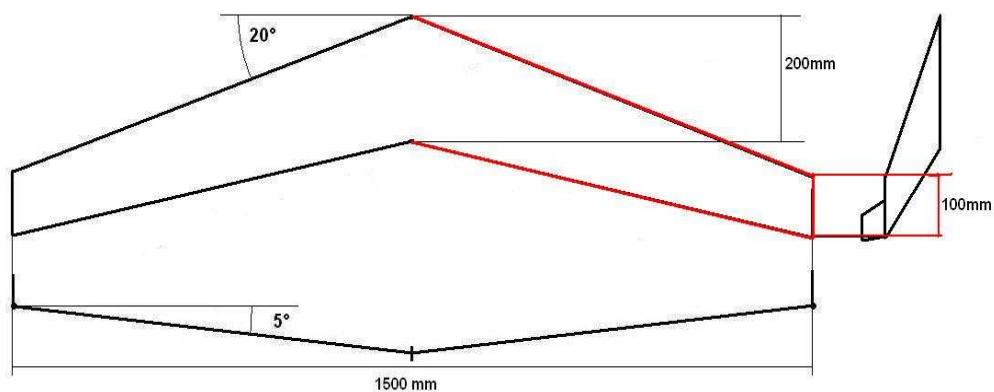


Figura 5.2.6.2. Plànol bàsic del model després d'aplicar-li l'afilament. Font: elaboració pròpia

5.2.7 La torsió

Que és?

La torsió és una eina que redistribueix de manera concreta la sustentació al llarg de l'ala. Això s'aconsegueix rotant les cordes de cada secció de l'ala des del caire d'atac, un cert nombre de graus. Diferents angles d'atac comporten una sustentació diferent (Anderson & Eberhardt, 2009).

Perquè s'usa la torsió?

La torsió s'usa per tal de reduir certs problemes que presenta una distribució normal de la sustentació. Com s'ha explicat anteriorment, els extrems de les ales estan afectats per la resistència induïda, la qual genera uns vòrtex que en redueixen el rendiment i els fan molt vulnerables a l'entrada en pèrdua. En altres paraules, en un avió amb una distribució normal de la sustentació, el primer punt de l'ala en entrar en pèrdua són els extrems de les ales. Quan una zona de l'ala està en pèrdua, el flux que passa per sobre és turbulent. Els alerons del model estan situats als extrems, i si el flux que passa per sobre seu és turbulent, són incapaces de

controlar l'avió (figura 5.2.7.1). Per tan amb una distribució normal de la sustentació, el model perd la

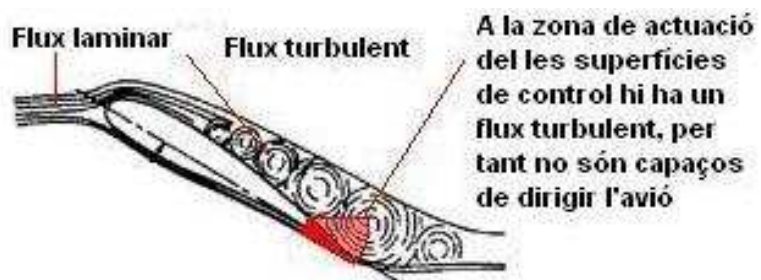


Figura 5.2.7.1: exemple d'una ala en pèrdua.
Font: elaboració pròpia

capacitat de sustentar-se, i a més, el control, essent molt difícil sortir de la pèrdua.

Mitjançant la Torsió s'aconsegueix evitar aquest problema. Es redistribueix la sustentació des del fuselatge cap als extrems, és a dir, es produeix màxima sustentació al principi de l'ala i mínima sustentació a l'extrem de l'ala. Així en cas de pèrdua es tindrà control sobre les superfícies de control, ja que el primer punt de l'ala en entrar en pèrdua no seran els extrems.

Per altra banda la torsió també aconsegueix reduir la resistència induïda, millorant el rendiment de l'avió i també la seva estabilitat.

La torsió als *flying wings*

La torsió als *flying wings* és molt més important que als models convencionals. Això és degut a que al no tenir elements estabilitzadors com el timó de cua i el timó de profunditat (ambdós col·locats a la cua de l'avió), la torsió fa un paper molt important en l'estabilitat dels *flying wings*. Per aconseguir aquest efecte, la sustentació es distribueix d'una forma concreta anomenada "distribució de la

sustentació en forma de campana”

(<http://www.nurflugel.es/index.php?option=com_content&view=article&id=11&Itemid=12>).

Aquesta forma es pot apreciar quan es construeix un gràfic de coeficient de sustentació i envergadura (Figura 5.2.7.2). El gràfic d'aquesta figura mostra que al centre del model es troba la màxima sustentació, als extrems de les ales la sustentació és igual a zero, i entre ambdós parts hi ha una transició en forma de campana. Una distribució així dona al *flying wing* unes qualitats de vol òptimes, i també redueix la resistència induïda dels extrems de les ales.

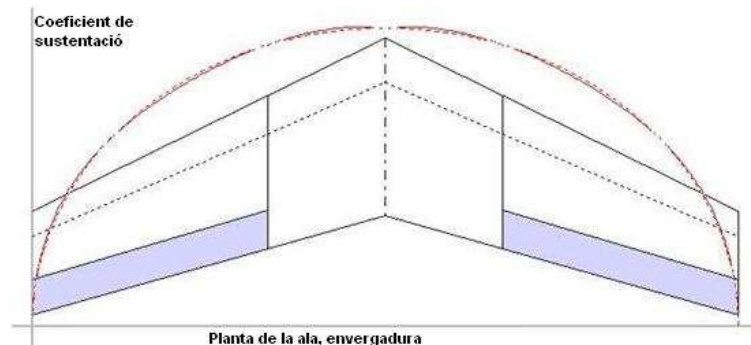


Figura 5.2.7.2 Gràfic de la distribució de la sustentació en forma de campana.
Font: elaboració pròpia

Aplicació al model: Càlcul de la torsió òptima a partir del programa Nurflugel

El mètode més eficaç i precís per aconseguir una torsió òptima a l'escala d'aeromodelisme, és amb un programa anomenat Nurflugel (Annex 1: Nurflugel). Aquest programa d'origen alemany és molt útil en tot el procés de disseny d'aeromodels, però en aquest cas el programa només s'usarà per trobar una torsió òptima.

La metodologia per aconseguir la torsió òptima pel model a dissenyar comença introduint les mesures del model, les quals s'han determinat en apartats anteriors, l'envergadura, la corda i la fletxa. Però el programa requereix dues dades que encara no han estat tractades: el pes del model i la velocitat de creuer.

Pes aproximat del model

Per obtenir el pes, per definició es necessitarà un volum i una densitat. El propi programa Nurflugel proporciona la dada del volum total del model, i per altre banda s'usarà la densitat d'un material estàndard molt emprat en aquests tipus d'aeromodels, un tipus especial de espuma rígida. A partir d'aquestes dades i sumant-l'hi el pes aproximat de l'electrònica i del motor del model, s'obté que el pes del model és de **600g**.

Velocitat de creuer aproximada

Aquesta velocitat serà usada com a referència per definir les condicions de vol regulars del model. Tenint en compte que el model volarà a velocitats baixes, la velocitat de creuer aproximada es definirà a: 36 km/h o en sistema internacional, **10 m/s**.

Obtenció de la torsió òptima

El mètode del programa Nurflugel per determinar la torsió d'un model és de prova i error. Primer es defineix la corba de sustentació ideal en forma de campana explicada l'apartat anterior. En segon lloc, a partir d'uns punts de referència al llarg de l'ala del model anomenats costelles, s'introdueixen diferents valors de torsió. Després de molts intents, s'aconsegueix trobar uns valors de torsió que facin encaixar la gràfica de sustentació de model a la ideal en forma de campana. El resultat obtingut és mostra en la figura 5.2.7.3.

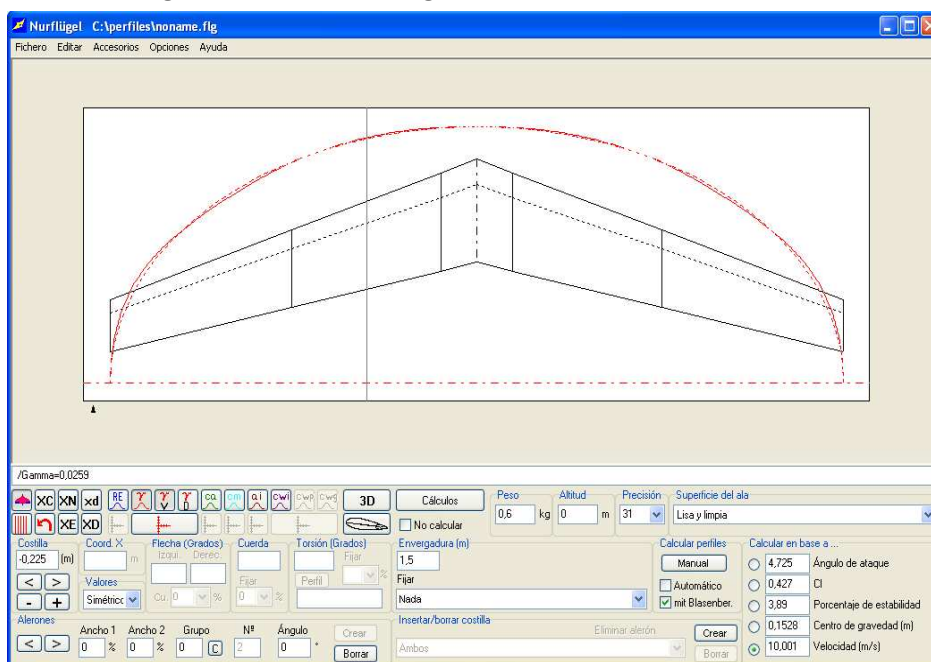


Figura 5.2.7.3. El model a dissenyar obtingut en el programa Nurflugel. Font: elaboració pròpia

En la figura 5.2.7.3 es veu per una banda l'aspecte del programa Nurflugel i per altra també s'aprecia que hi ha dos corbes al voltant de l'ala. La corba vermella discontinua representa la distribució ideal en forma de campana, i la corba vermella contínua representa la distribució de la sustentació actual del model. Per una explicació més detallada sobre la metodologia del programa Nurflugel, consultar l'annex 1.

El fet que ambdós corbes, la contínua i la discontinua, estiguin bastant juntes, indica que la torsió actual és bona. Per tant la torsió obtinguda es donarà per vàlida i s'aplicarà al model. Per expressar la torsió aplicada al model que s'ha seleccionat s'utilitza una gràfica, la qual indica quins graus de torsió té cada punt de l'ala del model (Figura 5.2.7.4).

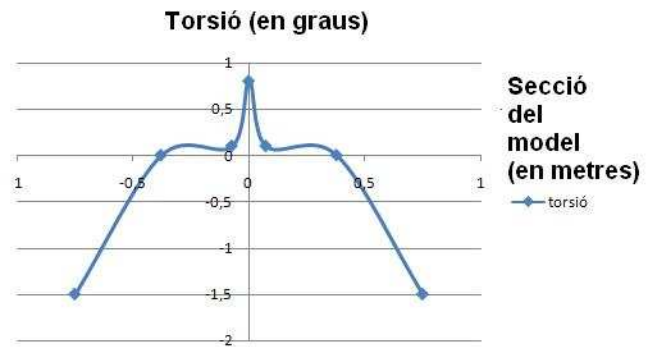


Figura 5.2.7.4. Gràfica de la torsió al llarg de l'envergadura de l'ala del model aplicat. Font: elaboració pròpia

5.2.8 El perfil alar

Que és?

El perfil alar és la forma plana capaç de crear sustentació quan hi circula flux d'aire. Existeixen molts perfils alars, els quals estan agrupats en series, segons el creador. Els perfils més usats són els anomenats NACA o les series Eppler, <<http://www.airfoils.com/airfoil.htm>>.

Com s'identifiquen?

Cada perfil està definit per unes característiques agrupades en: (a) característiques de forma, i (b) característiques de funcionament i rendiment <http://www.oni.esuelas.edu.ar/2003/BUENOS_AIRES/62/tecnolog/perfiles.htm>

a) Característiques relacionades amb la forma.

Aquestes són el grossor màxim (%), el punt de grossor màxim, la posició de la curvatura mitjana màxima, la curvatura del caire d'atac i la línia mitjana de curvatura (figura 5.2.8.1).

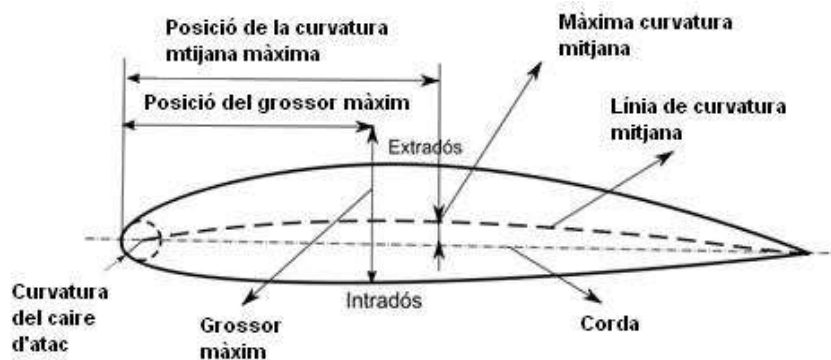


Figura 5.2.8.1 Característiques gràfiques analitzables d'un perfil alar. Font: elaboració pròpia

- b) Característiques relacionades amb el funcionament i rendiment.
 Aquestes són l'angle de sustentació zero, el coeficient de sustentació a 0 graus i el coeficient màxim de sustentació. Per obtenir les dues últimes dades s'usa la gràfica de coeficient de sustentació i angle d'atac, un exemple de la qual es mostra a la figura 5.2.8.2.

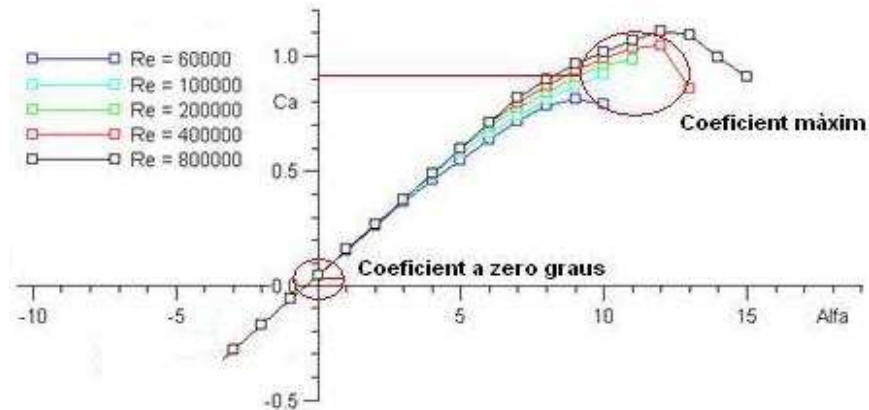


Figura 5.2.8.2: Gràfica de coeficient de sustentació (eix vertical) i angle d'atac (eix horitzontal) del perfil MH-45. Font: elaboració pròpia

Com s'elegeix un perfil adequat?

El perfil alar és un dels factors més influents en el bon rendiment i funcionament del model. Per poder trobar el perfil més idoni, convé determinar com seria el perfil ideal per un model segons el seu tipus i les seves característiques de vol. A partir d'aquí es busca el perfil que més s'assembli al ideal.

Aplicació al model

Determinar les característiques del perfil ideal

Les característiques bàsiques del model a dissenyar són: que volarà a baixes velocitats i que serà fàcilment maniobrable. Això traduït a les característiques del perfil ideal significa que aquest haurà de tenir uns coeficients de sustentació alts, per tal de ser molt sustentador, i poder volar a baixes velocitats sense entrar en pèrdua. Els càlculs i raonaments per determinar les característiques del perfil ideal es troben a l'annex 5. A més el model haurà de tenir un ampli marge entre l'angle mínim i màxim per tal que no entri en pèrdua ni es descontrolï fàcilment. I per últim el grossor hauria de ser al voltant d'un 10%, per tal que el model no sigui massa prim i tingui poca resistència estructural. Després de realitzar uns càlculs amb els paràmetres especificats s'ha determinat que les característiques del perfil ideal seran les següents:

- Coeficient de sustentació màxim al voltant de 0,9
- Coeficient de sustentació a 0 graus al voltant de 0,4
- El grossor ha de ser d'un 10% aproximadament.
- El perfil no ha d'entrar en pèrdua abans dels -2 , -3 graus (angle mínim), ni abans dels 10 graus (angle màxim)

Trobar el perfil més semblant a l'ideal

El punt de partida per trobar el perfil ideal ha estat un parell d'arxius de perfils de dues pàgines web especialitzades en *flying wings*, <<http://www.aerodesing.de>>, i <<http://www.mh-aerotoools.de>>. En ambdues pàgines es van trobar molts perfils, però cap s'assemblava al perfil ideal. Això es degut a que aquells arxius de perfils eren per a *flying wings* ràpids i acrobàtics, i no per als lents i maniobrables. De manera que es van descartar aquells perfils i es va buscar en un arxiu de perfils de tots els tipus, el qual es va trobar en la pagina web <<http://www.desktopaero.com>>. En aquest segon arxiu si que es van trobar perfils semblants a l'ideal. A partir de les dades dels més idonis, s'ha confeccionat una taula per comparar-los i escollir el perfil més òptim.

| | M9 sèrie NACA | RG15A Sèrie Rolf | S2091 Sèrie Selig 2 | S3002 Sèrie Selig 3 | S4180 Sèrie Selig 4 | SD7034 Sèrie Selig- Donovan | IDEAL |
|-----------------------|---------------------|---------------------|---------------------------|---------------------------|---------------------------|--------------------------------------|-----------------|
| $C_{L\alpha 0^\circ}$ | 0.42 | 0.4 | 0.37 | 0.4 | 0.41 | 0.37 | 0,4 |
| C_L màxim | 1.15 | 1.25 | 1.3 | 1.3 | 1.35 | 1.3 | 0,9 |
| Angle mínim | 12 | 13 | 14 | 12 | 15 | 13 | El major |
| Angle màxim | -2 | -6 | -2 | -2 | -4 | -2 | El mínim |
| Resistència | 0.015 | 0.013 | 0.011 | 0.012 | 0.012 | 0.011 | La menor |
| Grossor | 10.4% | 12.9% | 10% | 10% | 9.8% | 10.5% | 10% |

Figura 5.2.8.3. Taula de comparació entre els millors perfils pel model a dissenyar.
Font: elaboració pròpia

En la figura 5.2.8.3, s'aprecien les dades del perfil ideal comparades amb les dades dels perfils considerats més idonis. Es pot veure que a primera instància els millors són el S4180, el S3002 i el M9 essent el més òptim el perfil S4180. Aquest perfil aconseguix igualar el coeficient a zero graus ideal amb molta exactitud, els seus marges de pèrdua són molt bons i genera molta sustentació, tot i tenir un grossor gairebé del 10%. Així que **el perfil alar S4180 de la sèrie Selig 4 (figura 5.2.8.4) serà seleccionat com a més òptim per al model a dissenyar.**

S4180-098-84



Figura 5.2.8.4. Imatge virtual del perfil S4180 de la sèrie Selig 4. Font: elaboració pròpia

5.2.9 L'estabilitat

Què és?

L'estabilitat és la capacitat d'un model de recuperar una posició d'equilibri. En altres paraules, un model serà estable si tendeix a recuperar la posició d'equilibri, i inestable si tendeix a allunyar-se de la posició d'equilibri

<http://www.americanflyers.net/aviationlibrary/pilots_handbook/chapter_2.htm>

. En aquest estudi del model es dividirà l'estabilitat en dos apartats, l'estabilitat longitudinal i l'estabilitat lateral. Per estudiar l'estabilitat, cal considerar tres conceptes: el centre de gravetat, el centre de pressions i el centre aerodinàmic.

El centre de gravetat

El centre de gravetat és la resultant de totes les forces de la gravetat, en altres paraules, és el punt i vector que les unifica. El centre de gravetat té una gran influència en l'estabilitat de tot el model. Un concepte molt similar i d'igual importància és el centre de pressions.

Centre de pressions

El centre de pressions és la resultant de totes les forces de sustentació, el punt i vector on es consideren aplicades. La distància que hi ha entre el centre de pressions i el centre de gravetat serà la que determinarà l'estabilitat del avió (Anderson & Eberhardt, 2009). Però el centre de pressions presenta un problema, i és que a mesura que varia l'angle d'atac, el centre canvia de posició. Aquest fet dificulta molt l'estudi de l'estabilitat d'un model, ja que a cada angle d'atac diferent, la distància entre ambdós centres varia. A més a més aquest desavantatge empitjora en els *flying wings*, ja que per la seva forma, el desplaçament del centre de pressions és més gran i ràpid. En substitució del centre de pressions s'utilitza el centre aerodinàmic.

Centre aerodinàmic

El centre aerodinàmic (CA) és el punt de l'ala on la sustentació efectiva sempre és constant <<http://www.geistware.com/rcmodeling/articles/aerodynamics/centerorgravity.htm>> . Per una explicació més detallada sobre el centre aerodinàmic, consultar l'annex 8. A la pràctica, utilitzar com a referència el centre aerodinàmic i la sustentació efectiva és el mateix que utilitzar el centre de pressions. A més, el centre aerodinàmic, també anomenat quart de corda, té la característica d'estar situat en el 25% de la corda de l'ala en qualsevol perfil. Per tant l'estabilitat es definirà com la distància entre el centre de gravetat i el centre aerodinàmic, en dos eixos el vertical i l'horitzontal. Es podrà considerar així l'estabilitat longitudinal i lateral del model.

Estabilitat longitudinal

La situació del centre de gravetat i el centre aerodinàmic en l'eix horitzontal del model condicionen l'estabilitat longitudinal de l'avió. Aquesta estabilitat pot ser positiva si el centre de gravetat està més avançat que el centre de pressions. Si ambdós centres coincideixen a la mateixa posició l'estabilitat és neutre. I si el centre de gravetat està més enrederit que el centre de pressions l'estabilitat és negativa, és a dir, inestable. (figura 5.2.9.1).



Figura 5.2.9.1: Tipus de estabilitat longitudinal. Font: Pérez & Sintés (2007).

Estabilitat lateral

La situació del centre de gravetat i el centre aerodinàmic en l'eix vertical condicionen l'estabilitat lateral de l'avió. Aquesta estabilitat pot ser positiva si el centre de aerodinàmic està per sobre del centre de gravetat. Si ambdós centres estan al mateix punt, l'estabilitat és neutre. I si el centre aerodinàmic està per sota del centre de gravetat, l'estabilitat és negativa, és a dir inestable (figura 5.2.9.2). A l'annex 7 es justifica el perquè de les diferents estabilitats lateral i longitudinal segons la posició del centre de gravetat.



Figura 5.2.9.2. Diferents tipus d'estabilitat lateral. Font: elaboració pròpia

L'estabilitat als *flying wings*

Les diferències en relació a l'estabilitat entre un model convencional i un *flying wing* es troben al voltant de l'estabilitat longitudinal. Per raons de forma, és més difícil aconseguir que un *flying wing* tingui una bona estabilitat longitudinal positiva. Si no es té en compte aquest dèficit durant el vol es podria perdre el control del model degut a un efecte que s'explica a l'annex 6. Per tant per compensar aquesta falta d'estabilitat, es col·locarà el centre de gravetat encara més avançat, incrementant així l'estabilitat longitudinal positiva.

Aplicació al model

Tenint en compte que es vol un model estable, i amb una maniobrabilitat fàcil, el model a dissenyar haurà de tenir una estabilitat molt positiva, tant la longitudinal com la lateral. Amb aquesta estabilitat el model serà auto estable, és a dir que el model s'estabilitzarà sense necessitar la interacció del pilot. A més, d'aquesta manera, els seus girs i maniobres seran lents i fàcils de controlar. Per tant per aconseguir l'estabilitat longitudinal positiva, el centre de gravetat es col·locarà per davant del centre de pressions. I per aconseguir l'estabilitat lateral positiva, el centre de gravetat es col·locarà per sota del centre de pressions. A més a més el centre de gravetat es col·locarà una mica més endavant del centre aerodinàmic, augmentant l'estabilitat longitudinal positiva i evitant el problema explicat abans que sofreixen els *flying wings*. Per expressar la posició del centre de gravetat, s'usarà un valor que representa el tant per cent de la corda. En el model a dissenyar el centre de gravetat es col·locarà de la següent manera (figura 5.2.9.3):

- Sobre l'eix horitzontal, un 10% per davant del centre aerodinàmic
- Sobre l'eix vertical, un 5% per sota del centre aerodinàmic



Figura 5.2.9.3. Perfil del model amb el centre aerodinàmic i de gravetat aplicats. Font: elaboració pròpia

5.2.10 La localització del motor

La forma d'un *flying wing* permet una situació del motor diferent a la d'un avió convencional. Gairebé tots els avions amb propulsió per hèlix, tenen el motor col·locat a les ales o davant, constituint així una configuració convencional (figura 5.2.10.1). Els *flying wings* poden tenir col·locat el motor al darrere, constituint així una configuració "pusher" (figura 5.2.10.1).

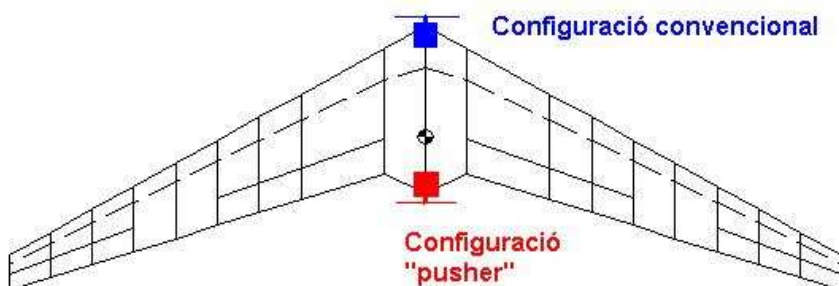


Figura 5.2.10.1. Els dos tipus de situació del motor. Font: elaboració pròpia

Avantatges i desavantatges

Des de un punt de vista de seguretat i resistència del model, col·locar el motor en configuració “pusher” ofereix avantatges en cas de que el model s'estavelli. El motor no patiria danys ni les hèlixs es doblegarien o trencarien, i en cas de que el model es dirigís cap a una persona no hi haurien mals majors. Des de un punt de vista aerodinàmic, la configuració “pusher” evita un problema que apareix en la configuració convencional. Degut a la rotació de les hèlixs, el flux que aquestes envien sobre l'ala situada darrere seu es totalment turbulent, reduint el rendiment d'aquella zona del model

<http://www.nurflugel.es/index.php?option=com_content&view=article&id=6&Itemid=12>.

Per altra banda, en els *flying wing* amb fletxa, el motor juga un paper clau en la situació del centre de gravetat. Com s'ha explicat abans, per millorar l'estabilitat convé avançar el centre de gravetat, i en conseqüència, avançar el components de l'avió. Per tant un motor en configuració convencional, és a dir al davant, ajuda a avançar el centre de gravetat millorant l'estabilitat del model.

Aplicació al model

Tenint en compte les necessitats del model a dissenyar, una configuració de motor “pusher” aportaria certs avantatges aerodinàmics i de seguretat. Tot i això la necessitat d'un model estable, i per tant un centre de gravetat avançat, obliga a col·locar el motor en una posició avançada. Per tant:

- **El motor es col·locarà en configuració convencional**

5.2.11 El centrament

Què és?

El centrament és un procés que consisteix en distribuir els pesos del model de manera que el centre de gravetat es col·loqui al punt desitjat. Aquest procés té les següents fases: (1) determinar la corda mitjana aerodinàmica (CMA), (2) localitzar el centre aerodinàmic, (3) plantejar el centrament, localitzant i determinant el valor de cada pes i escrivint les equacions, (4) calcular el centrament, i per últim, (5) analitzar els resultats

1 .Determinar la Corda mitja aerodinàmica (CMA)

La CMA és aquella corda que es considera la mitjana de totes les cordes d'una ala, i sobre la qual s'apliquen el percentatges i càlculs del model

<http://nsrca.us/all/building/62-cg_graphic.html> . A partir d'uns càlculs gràfics sobre el model s'ha determinat que la CMA està a un 40% de la meitat del model, que mesura 160mm, i que la punta de la CMA traslladada al centre del model dista 112mm de la punta del model (figura 5.2.11.1).

2 .Localitzar el centre aerodinàmic

El centre aerodinàmic per definició està situat al 25% de la CMA. Però per dur a terme el centrament es necessiten mesures en mil·límetres sobre un plànol del model, i no percentatges. Per tant per convertir aquest 25% de la CMA a mil·límetres es calcularà en quin punt de la CMA es troba el centre aerodinàmic a partir de les mesures obtingudes abans: el 25% de 160 mm és **40 mm**. Per tant, el centre aerodinàmic es troba a 40 mm des de la punta de la CMA. Però es necessari que totes les mesures estiguin en el centre del model, és a dir, que es comptin a partir de la punta del model i no de la CMA. Per tant es sumarà la distància que hi ha entre ambdós puntes, 112 mm, als 40 mm d'abans, obtenint que el centre aerodinàmic es troba a 152 mm de la punta del model. De manera que el centre aerodinàmic del model queda ubicat tal com es mostra a la figura 5.2.11.1. El mètode emprat per localitzar la corda mitja aerodinàmica es troba detalladament explicat a l'annex 9.

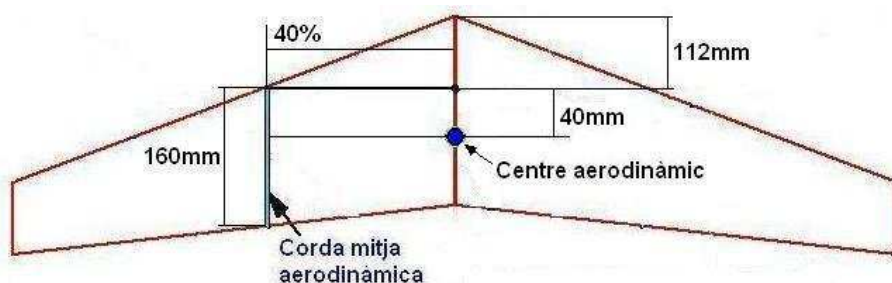


Figura 5.2.11.1. Mesures de la CMA del model a dissenyar. Font: elaboració pròpia

Un cop localitzat el centre aerodinàmic sobre el pla horitzontal, s'utilitzarà el pla vertical per dur a terme el centrament.

Per comprendre millor l'origen de les mesures que s'utilitzaran en el següent apartat s'ha inclòs la figura 5.2.11.2.

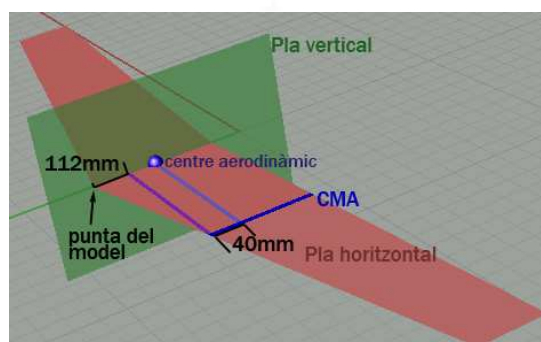


Figura 5.2.11.2. Representació tridimensional del pla horitzontal i el pla vertical. Font: elaboració pròpia

3. Plantejament del centrament

El centrament consisteix en distribuir el pesos del model, per tant es farà una divisió entre el pesos distribuïbles, i els pesos fixos. Els pesos fixos del model són: el propi pes del volum de l'ala, i els controladors del alerons, els servos. Per altra banda, els pesos distribuïbles del model són: el motor, i el conjunt bateria receptor, que engloba la resta de l'electrònica del model. Per poder dur a terme el centrament és necessari conèixer el pes i la localització de tots els pesos.

<<http://www.miliamperios.com/foro/post890265.html>>. Un cop sabudes aquestes dades es plantejaran les equacions de centrament.

Localització del pesos

El pes del volum de l'ala es troba a partir del centre de gravetat del perfil alar del model. Aquest, el S4180, té el centre de gravetat situat al 26% de la corda, i utilitzant el mateix procediment que en el centre aerodinàmic a partir de la CMA, es troba que el pes del volum de l'ala està situat a 154mm des de la punta del model. El motor s'haurà de situar en el frontal del model, però es podrà col·locar per sota o per sobre d'aquest punt. Els servos estaran col·locats a dins del volum al mig de ambdós ales, però aquest punt vist sobre el pla vertical està 12 mm per sobre de la punta del model i 126 mm per darrere. I per últim, la bateria receptor es podrà col·locar en qualsevol punt del model. Tots els punts necessaris pel centrament estan definits en la figura 5.2.11.3.

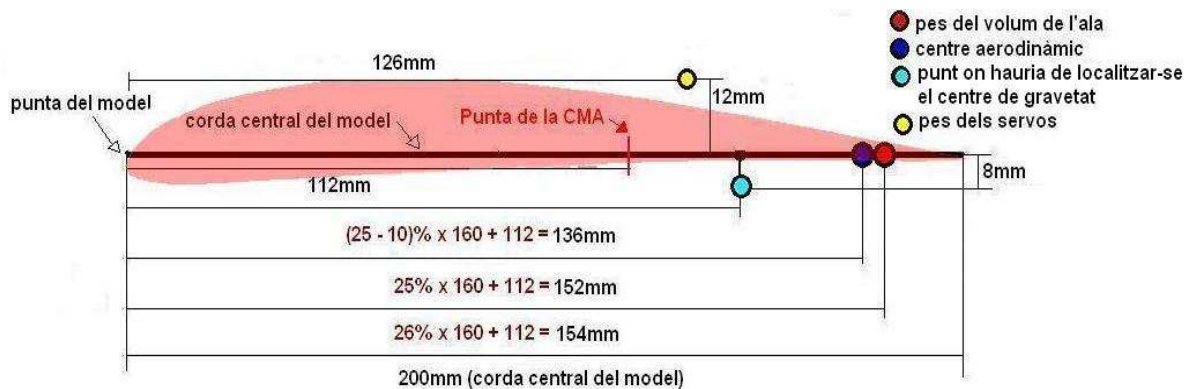


Figura 5.2.11.3. Localització dels pesos fixos del model. Font: elaboració pròpia

Valor dels pesos

El valor de cada pes és el següent: el motor pesa 50g, la parella de servos pesa 30g, el conjunt bateria i receptor pesa 120g, i el volum de l'ala pesa 400g.

Plantejament de les equacions

Per tal que el punt on hauria de localitzar-se el centre de gravetat sigui realment el centre de gravetat, els moments dels pesos en aquell punt han de sumar zero, tal com estableix la condició d'equilibri d'un cos

<http://ca.wikipedia.org/wiki/Equilibri_mec%C3%A0nic>. És a dir, dividint el pla en l'eix X i l'eix Y, el moments en les zones positives han de ser iguals als de les zones negatives. D'aquesta manera es construirà un eix de coordenades on el futur centre de gravetat en serà el centre. També es calcularan les distàncies de cada component al centre en coordenades X i Y (figura 5.2.11.4).

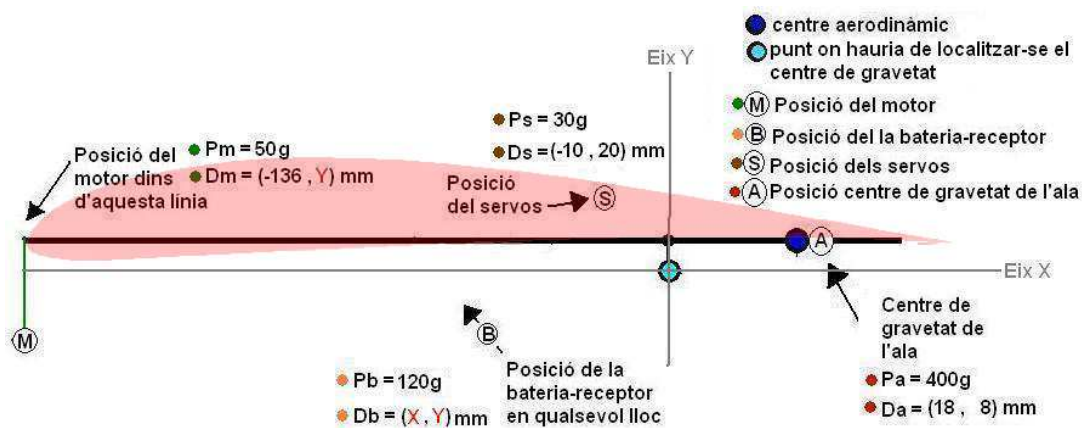


Figura 5.2.11.4. Plantejament del centrament, il·lustració de la localització i del valor de cada pes del model. Font: elaboració pròpia

Només queden dos incògnites en el centrament, la posició de la bateria receptor sobre l'eix X, i la posició del motor i la bateria receptor sobre l'eix Y, la qual serà la mateixa. A partir d'aquí s'escriuran dues equacions de moments amb la condició d'equilibri, sobre l'eix X i sobre l'eix Y.

$$\sum_{M,S,B,A} \text{Moments}_X = 0$$

$$-D_{XM} \times P_M - D_{Xs} \times P_s - D_{XB} \times P_B + D_{XA} \times P_A = 0$$

$$\sum_{M,S,B,A} \text{Moments}_Y = 0$$

$$D_{YM} \times P_M + D_{YB} \times P_B + D_{Ys} \times P_s + D_{YA} \times P_A = 0$$

4. Càlcul del centrament

Un cop plantejades les equacions i determinades les incògnites, es procedeix a resoldre matemàticament les equacions.

$$D_{XM} = -136mm$$

$$D_{YM} = Y$$

$$P_M = 50g$$

$$D_{Xs} = -10mm$$

$$D_{Ys} = 20mm$$

$$P_s = 30g$$

$$D_{XB} = X$$

$$D_{YB} = Y$$

$$P_B = 120g$$

$$D_{XA} = 18mm$$

$$D_{YA} = 8mm$$

$$P_A = 400g$$

Eix X

$$D_{XM} \times P_M + D_{Xs} \times P_s + D_{XB} \times P_B = D_{XA} \times P_A$$

$$136 \times 50 + 10 \times 30 + X \times 120 = 18 \times 400$$

$$X = 0,9 \simeq 1mm$$

$$D_{YM} \times P_M + D_{YB} \times P_B + D_{Ys} \times P_s + D_{YA} \times P_A = 0$$

$$Y \times 50 + Y \times 120 + 20 \times 30 + 8 \times 400 = 0$$

$$Y = -22,5mm$$

5. Anàlisi dels resultats

El centre de gravetat es col·locarà al punt desitjat si el motor se situa a 22.5 mm per sota del el punt on hauria de localitzar-se el centre de gravetat, i la bateria receptor se situa a 1 mm per davant i 22.5 mm per sota del mateix punt. Amb aquestes dades es completa el centrament determinant que:

- El motor es col·locarà 30.5 mm per sota de la punta del model
- La bateria receptor es col·locarà a 137 mm de la punta del model, i 30.5 mm per sota d'aquesta.

Els punts on s'haurien de col·locar el motor i la bateria receptor estan fora del volum del model en els punts M i B de la figura 5.2.11.5. Per tal d'encabir-los dins de l'estructura del model s'afegirà un petit fuselatge al centre de l'avió.

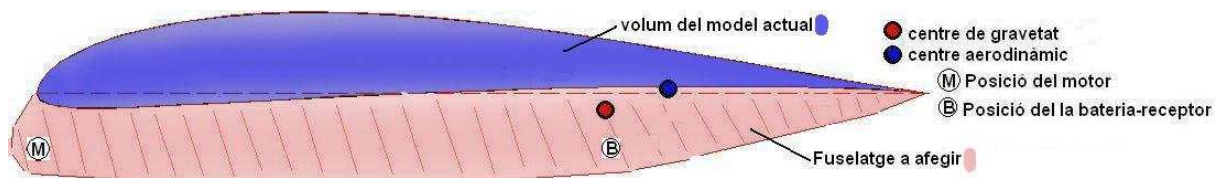


Figura 5.2.11.5. Mostra de la localització del pesos que estan fora del volum del model. Font: elaboració pròpia

Fuselatge extra

La funció d'aquest fuselatge extra serà únicament contenir components. Aquests es troben a 30,5 mm per sota del centre del model, distància a la qual se li sumaran 10 mm extres de marge obtenint un fuselatge de 40,5 mm d'ample. La forma del fuselatge serà cilíndrica, ja que presenta molt bones característiques aerodinàmiques i engloba molt eficientment el components tal i com estan col·locats. Aquest cilindre tindrà una forma cònica arrodonida al davant i al darrere per ser més aerodinàmic. El fuselatge extra que s'afegirà al model a dissenyar està representat a la figura 5.2.11.6.



Figura 5.2.11.6. fuselatge que s'afegirà al model a dissenyar per englobar els components. Font: elaboració pròpia

5.3 Resultats: Disseny inicial del model

A l'apartat del disseny del model s'ha determinat tota la geometria la model. En aquest apartat es dibuixarà el plànol del model a partir de totes les decisions preses a l'apartat anterior. S'usarà el programa AutoCAD, el qual és el millor programa per dibuixar un plànol d'aquestes característiques. El plànol del disseny inicial del model és el que es mostra a la figura 5.3.1.

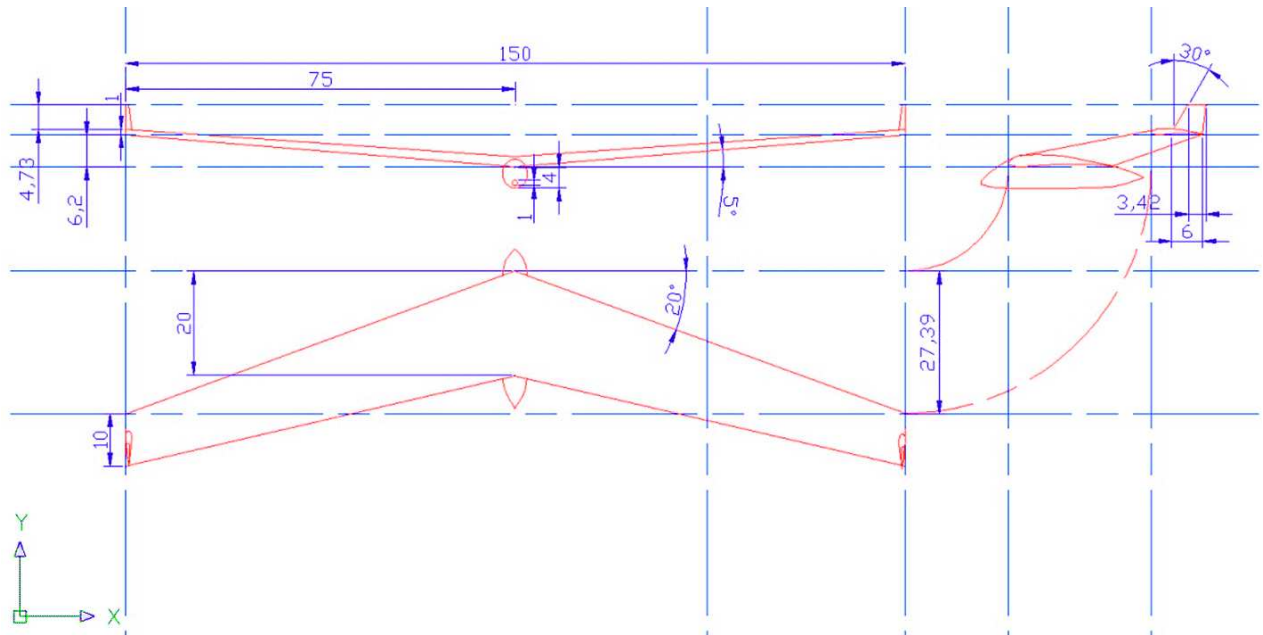


Figura 5.3.1. Plànol del disseny inicial del model. Font: elaboració pròpia

Aquest primer plànol és una versió reduïda, i les seves unitats són centímetres. El segon plànol, el del disseny final, es presentarà com el plànol definitiu, imprès a major a detall.

6.1 Introducció a la simulació de fluids per ordinador

En el disseny aeronàutic, automobilístic i en molts altres àmbits, la simulació numèrica de fluids s'ha imposat per davant de les proves en els túnels de vent. Amb la simulació per ordinador s'estalvien molts diners, temps, i materials. Qualsevol disseny, abans de ser provat encara que sigui a escala reduïda, és sotmès a un profund estudi per ordinador. Els programes que fan aquestes simulacions s'anomenen CFD (Computational fluid dynamics) i els més usats són: Fluent, FloEFD i FLOW-3D. Cal remarcar que aquests programes són per usos professionals i no és gens fàcil obtenir uns resultats de qualitat. Un dels grans desavantatges d'aquest tipus de programes és que fallen molt i cal utilitzar-los molt curosament per disminuir al màxim les fonts d'error. En aquesta recerca, es treballarà amb precisions baixes, ja que es tracta d'un model d'aeromodelisme no professional. El programa que s'ha escollit per aquest treball és el Fluent, de la casa ANSYS, el qual és el més extensament usat.

6.2 Metodologia de la simulació

Una simulació de fluids per ordinador es divideix en tres fases: el pre-processament, el processament, i el post-processament (referència Fluent manual). A continuació es presenta una descripció breu de les fases de la simulació, que s'han seguit en aquest treball. La descripció més detallada acompanyada d'imatges de cada fase i de l'ús de cada programa es troba als annexos 2,3 i 4.

Pre-processament

Aquesta fase consisteix en preparar l'objecte d'estudi i les condicions de la simulació. Per modelitzar el model a dissenyar s'ha utilitzat un programa de disseny assistit per ordinador 3D, anomenat **Rhinoceros**. Aquesta modelització s'importa en un segon programa anomenat **Gambit**, on es malla. Mallar un model significa definir tots els punts a partir dels quals es faran els càlculs de la simulació. Aquesta modelització ja mallada s'importa al programa **Fluent** on es defineixen les condicions de la simulació. S'ha de determinar quin flux s'usarà, les seves condicions, el tipus de turbulència i les condicions d'entrada. També cal especificar la precisió de la simulació, quines equacions de dinàmica de fluids utilitzarà i quines dades haurà de calcular. Per últim cal especificar les unitats de la malla, adaptar-la si és necessari i crear superfícies extres a partir de les quals es calcularan certs paràmetres.

Rhinoceros

Per simular el model, en primer lloc, s'ha creat una modelització amb el programa Rhinoceros a partir de tota la geometria definida en l'apartat anterior. L'explicació del procés que s'ha seguit per obtenir la modelització es troba a l'annex 2. A partir de les diferents eines de disseny que proporciona el programa s'ha obtingut el següent resultat (figura 6.2.1), el qual segueix amb total precisió les mides definides a l'apartat del disseny.

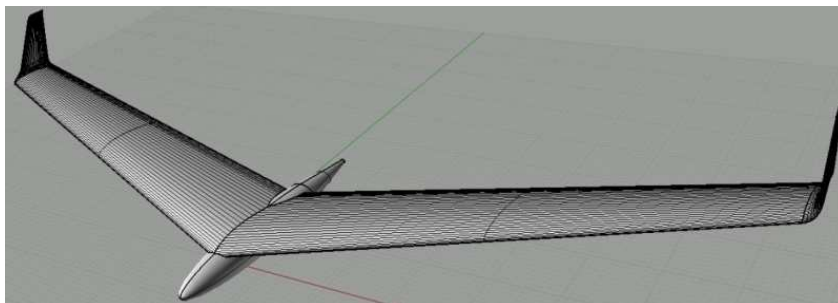


Figura 6.2.1. Representació tridimensional de la modelització amb el programa Rhinoceros. Font: elaboració pròpia

Gambit

En segon lloc, aquesta modelització s'ha traslladat al programa Gambit. El programa Gambit només accepta modelitzacions perfectes, és a dir, sense cap forat ni cap incoherència geomètrica ni cap superfície amb formes complicades, etc. Després que el Gambit rebutges diverses modelitzacions del model, la que apareix a la figura 6.2.1 és la única que va acceptar. Un cop validada la modelització, es va malla amb una precisió mitjana per tal d'evitar el màxim de problemes però conservant un mínim de qualitat. A més, s'ha utilitzat una eina especial del Gambit que permet distribuir la precisió de la malla segons la importància de la zona. Les zones properes al model tenen una malla molt fina, i les zones llunyanes tenen una malla més gran i imprecisa (figura 6.2.2). L'explicació del procés que s'ha seguit per malla la modelització es troba a l'annex j. Cada triangle de la figura 6.2.2 s'anomena cel·la, i la malla del model a dissenyar en té un milió, el qual representa una precisió mitja, tal i com es volia. És important definir correctament les mesures de la malla, ja sinó segueixen un certes regles conformes amb la forma del model, el mallatge falla. A l'annex 3 es troba una explicació més detallada del procés de mallatge del model.

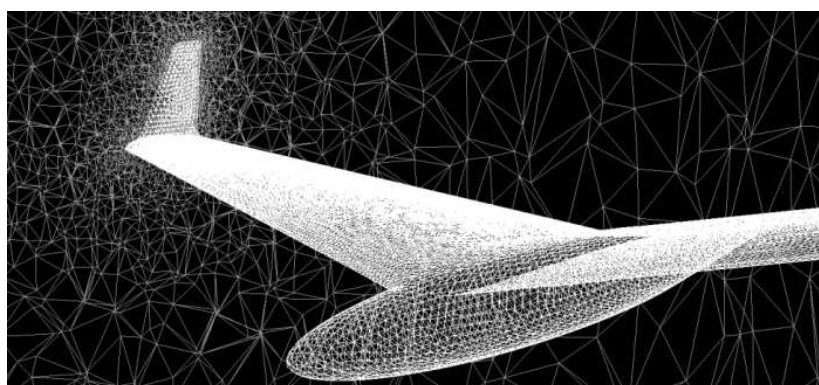


Figura 6.2.2. Representació de la modelització ja malla amb el programa Gambit. Font: elaboració pròpia

Fluent

Un cop s'aconsegueix una malla vàlida, s'importa al programa Fluent. El primer que s'ha de fer és utilitzar una eina del Fluent la qual comprova que tots els aspectes de la malla siguin correctes. Altre cop, es va haver de repetir el

procés fins que el Fluent acceptés la malla importada. En segon lloc, es defineixen les condicions generals de la simulació, les quals estan detalladament explicades en l'annex 4. Les condicions de velocitat i d'angle d'atac són diferents en cada simulació i per tant s'explicaran en els apartats següents.

Processament

El processament és la fase de resolució de la situació plantejada al pre-processament. El programa **Fluent** aplica les equacions dels fluids a tots els punts definits a la malla un cert nombre de vegades. Quant més gran sigui aquest nombre, més precisos seran els resultats, però més temps tardarà en acabar el processament. Durant el processament s'han de controlar uns monitors els quals indiquen si el processament és favorable i per tant els resultats seran bons. Sinó, cal avortar l'operació i revisar el pre-processament en busca d'algun error. Aquest procés dura entre dues o quatre hores, a la precisió que s'ha realitzat aquesta recerca.

Post-processament

Un cop s'han donat per vàlids els resultats, la fase de post-processament consisteix en extreure totes les dades desitjades per mitjà de diferents eines d'anàlisi que proporciona el programa **Fluent**. Aquestes són entre d'altres els contorns, els vectors velocitat, les línies de flux i les gràfiques. En aquest estudi s'analitzaran tres aspectes concrets: la pèrdua, les zones més estressades i les turbulències. Tots els apartats començaran amb una petita introducció del objecte d'estudi, seguit de la metodologia utilitzada per a obtenir els resultats, i finalment una petita reflexió sobre els resultats i les conclusions.

6.3 La pèrdua

Què és?

La Pèrdua és un fenomen aerodinàmic durant el qual un avió perd la capacitat de sustentar-se. Aquest fenomen es deu bàsicament a dues causes, un angle d'atac molt elevat o bé una velocitat de vol molt baixa (Anderson & Eberhardt, 2009) (Marc teòric, 4.2.2). Per controlar aquest fenomen s'utilitzen diversos mètodes. Per una banda, en el disseny s'utilitzen eines per disminuir la pèrdua. La més efectiva d'aquestes és la torsió, ja aplicada al model en l'apartat de la geometria. Però d'altra banda també és molt important a l'hora de dissenyar un model, determinar la velocitat mínima i l'angle màxim de vol. A la pràctica el pilot haurà de mantenir l'avió dins d'aquests marges en tot moment per tal que no entri en pèrdua.

Objectiu de l'estudi

Considerant l'anterior, en aquest apartat s'estudiaran els següents punts a partir dels resultats de la simulació:

- a) **Comprovar que la torsió actüi correctament**
- b) **Determinar l'angle d'atac màxim**
- c) **Determinar la velocitat de vol mínima**

Aquest estudi es dividirà en dos apartats: en primer lloc l'estudi de la torsió i l'angle d'atac màxim, i en segon lloc l'estudi de la velocitat mínima.

Estudi de la torsió i de l'angle d'atac màxim

Metodologia:

Per estudiar aquests fenòmens s'ha simulat el model a diferents angles d'atac i a diferents velocitats, tot utilitzant el programa Fluent. En aquest cas, s'ha utilitzat la meitat del model amb una paret de simetria al centre. D'aquesta manera

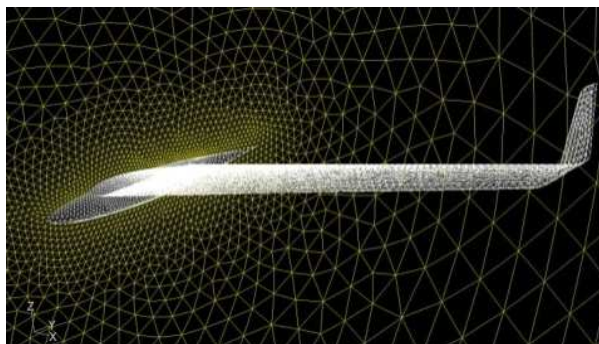


Figura 6.3.1: Representació de la meitat del model ja mallat amb el programa Gambit. Font: elaboració pròpia

s'obté el mateix tipus de resultats però molt més precisos. Gràcies a que el volum d'estudi és la meitat (6.3.1), la malla pot ser molt més precisa sense demanar més temps de processament. Per simular diferents angles d'atac, a l'apartat de condicions inicials del Fluent s'introdueix la següent configuració: a les opcions d'entrada de flux s'escriu el mòdul del vector velocitat: -12m/s , i després les components Y i Z que corresponen al cosinus i sinus de l'angle a estudiar. Per estudiar l'efecte de la torsió sobre el fenomen de la pèrdua i l'angle màxim, es crearan tres plans paral·lels entre si i que tallin el model al principi, al centre i a l'extrem de l'ala.

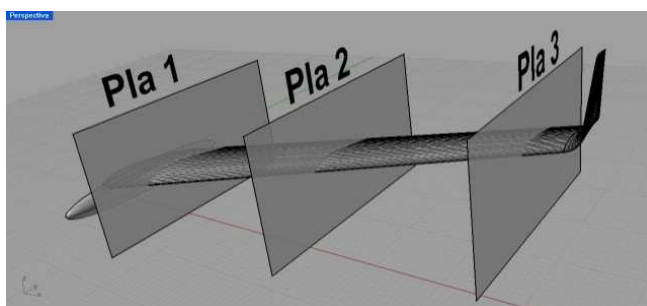


Figura 6.3.2: Representació tridimensional dels plans emprats per l'estudi de la pèrdua. Font: elaboració pròpia

Els plans s'anomenaran: Pla 1 (principi de l'ala); Pla 2 (centre de l'ala) i Pla 3 (extrem de l'ala) (figura 6.3.2). A cadascun dels tres plans, i en diversos angles d'atac, es mostrarà **la distribució de pressions** al pla, i **els vectors velocitat** dels punts del pla. D'aquesta manera es podrà contrastar l'efecte de la pèrdua en diferents punts de l'ala i a diferents angles d'atac.

Resultats:

S'ha simulat la malla de l'avió exposada a la figura 6.3.1, a aquests angles d'atac: 0° , 15° , 20° i 25° . De cada simulació s'han extret els plans mostrats a la figura 6.3.3, els quals mostren la distribució de pressions i els vectors velocitat. En les simulacions de contorns, els colors blavosos representen zones de baixes pressions i els colors vermellors, zones d'altres pressions. I en les simulacions de vectors, els vectors petits i blavosos representen baixes velocitats, i els grans i vermellors, altres velocitats.

Simulació a 0°

Condicions inicials:

Mòdul velocitat = 12 m/s

Component X = $\cos(0^\circ)$

Component Y = $\sin(0^\circ)$

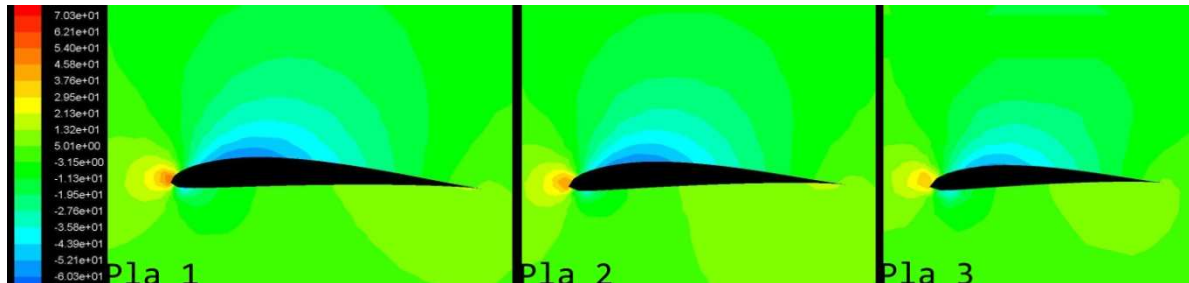


Figura 6.3.3. Representació del contorns de pressió del model en la simulació a 0°. Font: elaboració pròpia

A la simulació a 0° només es mostraran els contorns de pressió ja que el flux totalment laminar i els vectors no proporcionarien informació rellevant. Si es comparen els tres plans, s'aprecien diferències en la zona blava, en les baixes pressions. Al pla 1 es localitza la zona blava més gran i intensa per tant és el que genera més sustentació. I al pla 3, la zona blava és la més petita, i on es genera menys sustentació. Tal com es pretenia al disseny, **gràcies a la torsió, la sustentació és més gran al principi de l'ala que a l'extrem.**

Simulació a 15°

Condicions inicials:

Mòdul velocitat = 12 m/s

Component X = $\cos(15^\circ)$

Component Y = $\sin(15^\circ)$

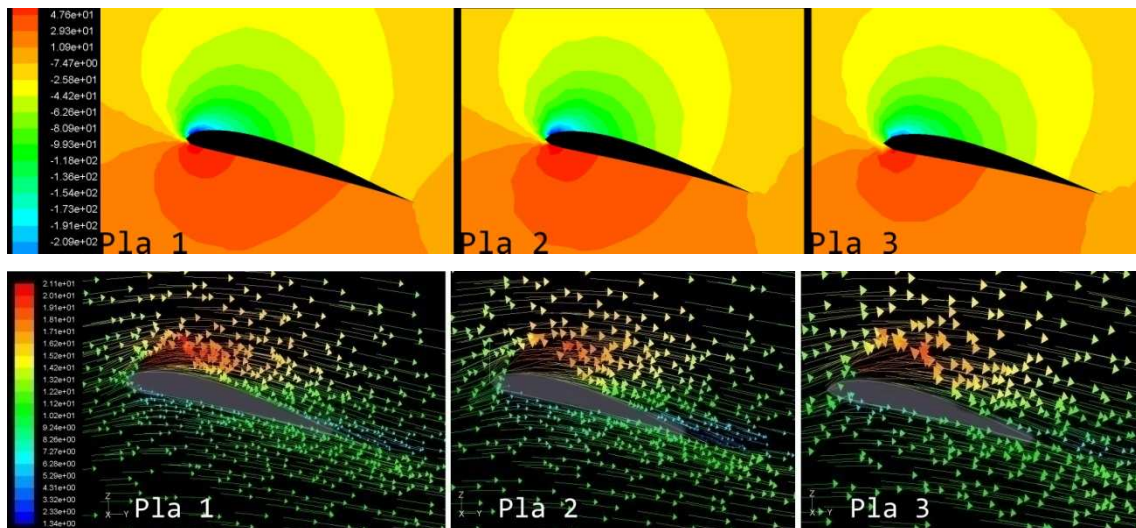


Figura 6.3.4. Representació del contorns de pressió i el vectors velocitat del model en la simulació a 15°. Font: elaboració pròpia

A la simulació a 15° s'han obtingut dos tipus de gràfics: els contorns de pressió i els vectors velocitat. En la figura 6.3.4, dels contorns de pressió, es veu que la sustentació ha augmentat respecte la simulació a 0°. La zona de baixes pressions a sobre de l'ala, tal i com s'aprecia a la llegenda, a 0° és: -60.3 Pa i a 15° és: -210 Pa, per tant **es compleix la llei aerodinàmica que a més angle, menys pressió i més sustentació**. A la figura 6.3.4 de vectors velocitat, s'aprecia un altre fenomen aerodinàmic. A la part superior de l'ala, la zona de baixa pressió, l'aire s'accelera de 12 m/s a 21.1 m/s tal com mostren els vectors d'un vermell més intens. Això és una evidència que **es compleix el principi de Bernoulli, que formula que a menys pressió, més velocitat**. Cal destacar que a l'extrem de l'ala, s'aprecien alguns vectors velocitat d'un color blavós. Això vol dir que l'aire es desaccelera lleugerament, i representa el començament de la pèrdua.

Simulació a 20°

Condicions inicials:

Mòdul velocitat = 12 m/s
 Component X = $\cos(20^\circ)$
 Component Y = $\sin(20^\circ)$

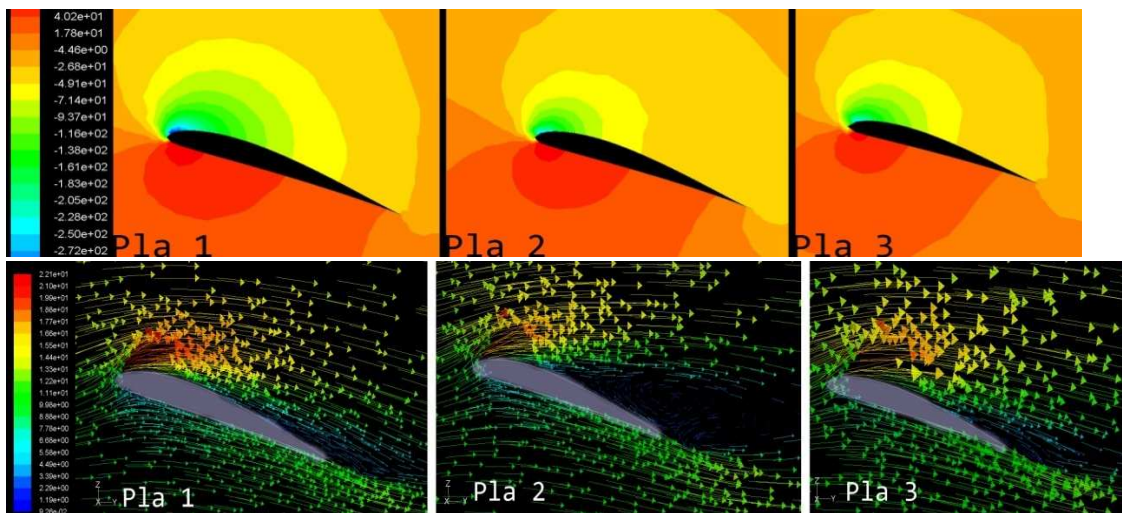


Figura 6.3.5. Representació del contorns de pressió i el vectors velocitat del model en la simulació a 20°. Font: elaboració pròpia

A la simulació a 20° s'han obtingut dos tipus de gràfics: els contorns de pressió i els vectors de velocitat. A la figura 6.3.5 de contorns de pressió, s'aprecia que la zona de baixa pressió més intensa a 20° és de -272 Pa, per tant la sustentació augmenta encara de 15° a 20°. A la figura 6.3.4 de vectors de velocitat, destaca la part superior del perfil del pla 2, on s'està generant una turbulència per l'efecte pèrdua. Aquesta àrea de **petits vectors d'un blau intens** defineix un **vòrtex de flux turbulent**, la velocitat del qual és de 2 m/s. L'aire que entra en el vòrtex es desaccelera de 12 m/s a 2 m/s, de la velocitat regular del flux a la velocitat del flux turbulent. L'energia necessària per frenar aquesta quantitat d'aire són les pèrdues de rendiment causades per les turbulències. Si s'observa amb atenció es veu que el punt on l'aire comença a patir aquesta desacceleració es troba una mica abans de la

meitat del perfil. Aquest punt s'anomena punt de separació, on el flux passa de ser laminar a turbulent, i deixa de seguir el contorn de l'ala. El perfil del pla 2 està a punt d'entrar en pèrdua, però encara no perquè com s'ha vist abans, el perfil encara genera suficient sustentació. Si comparem els altres plans, s'aprecia que el pla 1 genera una petita turbulència, i que el punt de separació es troba més endavant de la meitat del perfil. I fixant-se amb el pla 3, s'aprecia un començament de turbulència gairebé a l'extrem del perfil. En conclusió, a 20°, la part central de l'ala està gairebé en pèrdua, però en canvi, al principi de l'ala la turbulència es petita i a l'extrem, gairebé inexistente. Per tant, el fet que **l'extrem de l'ala sigui la zona amb menys turbulències es deu a la torsió, la qual endarrereix clarament l'entrada en pèrdua d'aquella zona, i a 20° el model encara no està en pèrdua.**

Simulació a 25°

Condicions inicials:

Mòdul velocitat = 12 m/s
 Component X = $\cos(25^\circ)$
 Component Y = $\sin(25^\circ)$

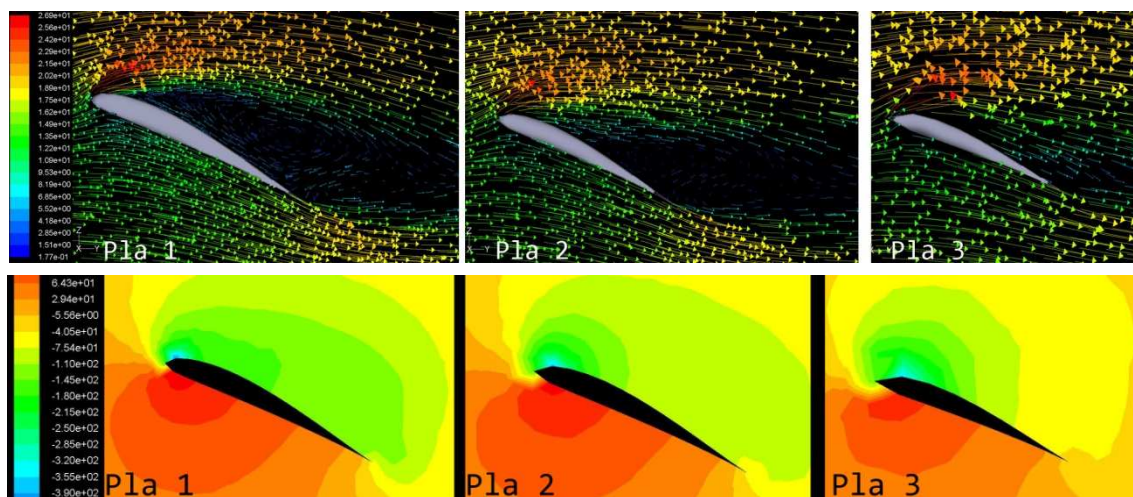


Figura 6.3.6. Representació del contorns de pressió i el vectors velocitat del model en la simulació a 25 °. Font: elaboració pròpia.

A la simulació a 25° s'han obtingut dos tipus de gràfics: els contorns de pressió i els vectors de velocitat. A la figura 6.3.6 de contorns de pressió, s'aprecia que la zona de baixa pressió a la part superior del perfil és de -350 Pa, encara més intensa que a 20°. A la figura 6.3.6 de vectors velocitat es veu que ara la turbulència més intensa es localitza al pla 1. El punt de separació en aquest pla està gairebé a la punta de l'ala, per tant està entrant en pèrdua. Al pla 2 s'aprecia, respecte la simulació de 20°, com la turbulència ha augmentat una mica, però encara no està en pèrdua. I el més destacable de tot és que el pla 3 ni tan sols hi ha turbulència. A la simulació de 25° s'aprecia perfectament **l'efecte de la torsió: el principi de l'ala és el primer en entrar en pèrdua, en segon lloc la part central i per últim, l'extrem.** D'aquesta manera, si l'avió entrés en pèrdua, gràcies al flux laminar i estable que

hi ha a l'extrem de l'ala, els alerons que hi ha col·locats en aquella zona seguirien sent efectius i permetrien recuperar el model de la pèrdua.

Per veure millor la turbulència creada a 25° al pla 1, degut a la petitesa de la imatge del gràfic dels vectors de velocitat, s'inclou un altre gràfic de les trajectòries de partícules marcades en color en funció de la velocitat (figura 6.3.7).

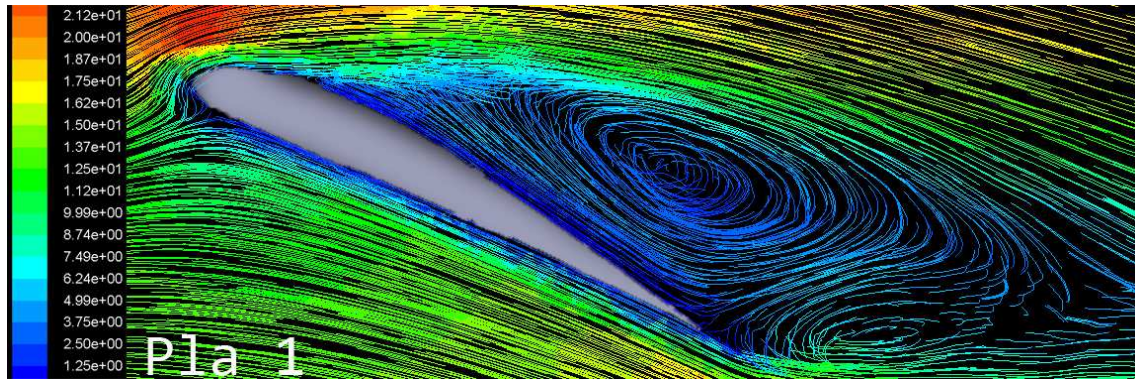
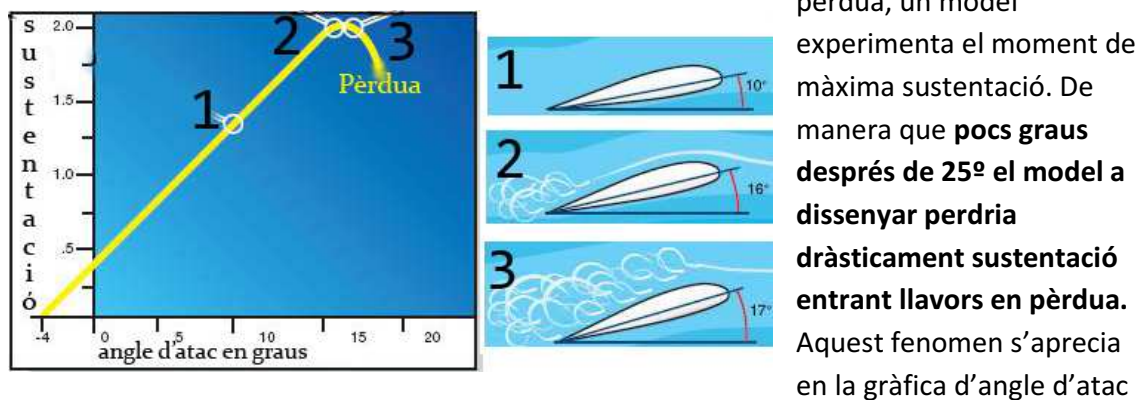


Figura 6.3.7. Representació de les trajectòries de partícules del pla 1 del model en la simulació a 25°. Font: elaboració pròpia

En conjunt el model està a punt d'entrar en pèrdua, tal com es mostra a la figura 6.3.6 de contorns on s'aprecia que el model encara es sustenta. Tot i això, just abans d'entrar en



/ sustentació d'un perfil estàndard de la Figura 6.3.8.

Figura 6.3.8. Gràfic de sustentació i angle d'atac comparat amb el tipus de flux sobre el perfil alar. Font: elaboració pròpia

Conclusions:

Després de l'estudi i d'analitzar les qüestions s'arriba a les conclusions següents:

- **L'angle d'atac màxim del model és de 25°**
- **La torsió compleix la seva funció perfectament**

Durant el vol d'aquest model **mai s'haurà de superar els 25º d'angle d'atac per tal de mantenir el vol estable**. El fet de que aquest xifra sigui tant elevada (l'angle d'atac màxim estàndard es troba entre 15º i 20º) es deu a que el perfil usat en el model, el S4180, és un perfil hipersustentador. A més en cas de que el model superés els 25º, es podria recuperar el vol estable ja que, com s'ha comprovat abans, **gràcies a la torsió els alerons i superfícies de control segueixen sent efectives quan el model ha entrat en pèrdua**.

Estudi de la velocitat de vol mínima

Metodologia:

Per trobar la velocitat mínima de vol, s'ha simulat el model a diferents velocitats en la condició de màxima sustentació, és a dir, al màxim angle d'atac abans d'entrar en pèrdua. S'ha simulat el model a 5, 7 i 9 m/s, i gràcies a l'eina report del Fluent s'ha obtingut la força de sustentació generada per tot el model.

Resultats:

A partir de les dades obtingudes s'ha confeccionat un gràfic, figura 6.3.9, i s'ha marcat amb una línia la força del pes del model. D'aquesta manera una força de sustentació inferior a aquesta marca representa que el model està en pèrdua.



Figura 6.3.9. Gràfica de força de sustentació i velocitat del model. Font: elaboració pròpia

La gràfica de la figura 6.3.9 representa la força de sustentació en funció de la velocitat. El punt on la gràfica creua amb la barrera del pes del model serà el punt on aquest entrarà en pèrdua. Per tant la velocitat de pèrdua del model serà aproximadament de 7,5 m/s.

Conclusions:

Després de l'estudi i d'analitzar les qüestions es pot determinar la següent dada:

- **La velocitat mínima de vol del model és de 7,5 m/s**

6.4 Esforços mecànics

Què són?

Els esforços mecànics són aquelles forces que pateix l'estructura del model. Es deuen a les forces generades per la sustentació, la resistència o el fregament <[http://en.wikipedia.org/wiki/Stress_\(mechanics\)](http://en.wikipedia.org/wiki/Stress_(mechanics))> . Si no es fa un curós estudi d'aquests esforços, es possible que alguna part del model es trenqui durant alguna condició desfavorable del vol.

Objectiu de l'estudi:

Considerant l'anterior, en aquest apartat es realitzaran els següents estudis a partir dels resultats de la simulació:

- a) **Detectar les zones sotmeses als majors esforços mecànics.**
- b) **Reduir els esforços que reben.**

Metodologia:

Les zones sotmeses a majors esforços es localitzaran gràcies a aplicar el fenomen aerodinàmic de la sustentació (Anderson & Eberhardt, 2009). El model, per sustentat-se, crea unes àrees de baixes pressions gràcies a les ales, que "xuclen" el model i el mantenen a l'aire. Per tant, per trobar les zones afectades per un gran esforç causat per la sustentació, es buscaran **àrees de molt baixa pressió**. En segon lloc, la resistència que crea el model al fluir a través de l'aire, la resistència parasitària, crea àrees d'altres pressions. Per tant per trobar zones afectades per un gran esforç causat per la resistència parasitària, es buscaran **àrees de molt alta pressió**.

El programa Fluent té una eina anomenada "**Iso-surface**" la qual crea una superfície amb tots els punts que tinguin el mateix valor d'una variable determinada. Amb aquesta eina es crearan dos superfícies, una que englobi totes les zones a molt baixes pressions i una altra que englobi totes les zones a molt altes pressions. Per altra banda s'utilitzarà l'eina "**Contours**" aplicada a tot el model, obtenint els valors de les pressions dels fluids immediatament adjacents a les superfícies del model. La simulació que s'ha utilitzat per extreure aquestes dades està configurada amb els següents paràmetres: mòdul velocitat = 12m/s i l'angle d'atac = 0°.

A partir de les dades obtingudes es podran determinar quines zones estan sotmeses a majors esforços mecànics i decidir com reduir l'esforç a que estan sotmeses.

Resultats:

La figura 6.4.1 representa els contorns de pressió de tot el model sencer i a més de les dues "**Iso-surface**" de baixa i alta pressió. Les zones del model d'un color blau, estaran sotmeses a baixes pressions, i les zones d'un color vermell, a altes pressions. També les

zones d'un color verdós estaran sotmeses a la pressió normal de l'aire. Amb aquesta imatge ja es poden localitzar les zones més estressades, les quals són: al *winglet*, on es troba la zona d'un blau intens; i a la punta del cos de l'avió i al caire d'atac on es troba la zona d'un vermell intens. Ara es tractarà cada zona per separat per determinar com reduir-ne l'esforç.

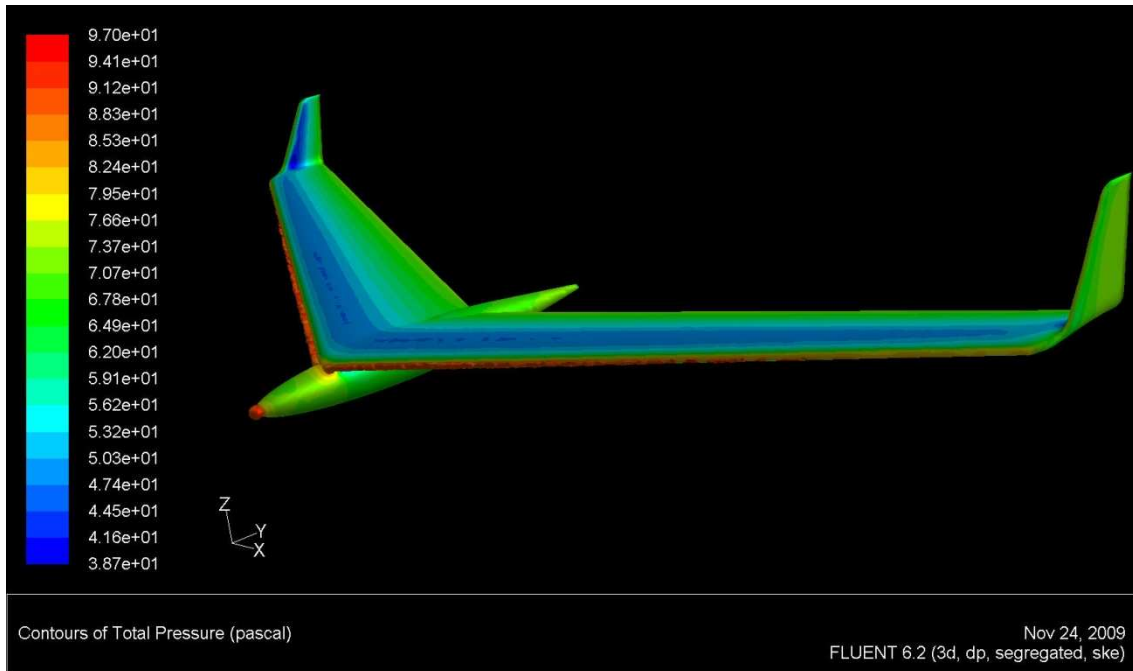


Figura 6.4.1. Contorns de pressió de tot el model en la simulació a 0°. Font: elaboració pròpia

Winglet:

Al *winglet* es localitza una zona de molt baixa pressió tal com indica el contorn de color blau de la figura 6.4.2. Això crea una força en el sentit que indica el vector vermell de la figura 6.4.2.

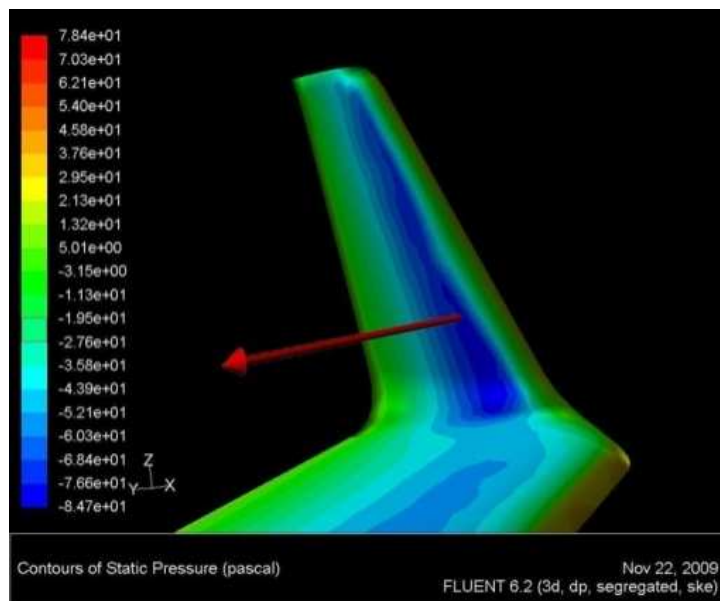


Figura 6.4.2. Contorns de pressió del *winglet* del model en la simulació a 0°. Font: elaboració pròpia

A diferència del resta de l'ala, que també està afectada per zones de baixa pressió degudes a la sustentació, el *winglet* no té cap reforç estructural. Per tant el vector força que es veu a la figura 6.4.2, podria arribar a doblegar i trencar el *winglet*. Alhora de crear el *winglet* es va utilitzar el mateix perfil que a tota l'ala. De manera que el *winglet* crea aquesta zona de baixa pressió en part per la sustentació del perfil. Tot i això, la funció del *winglet* no és crear sustentació, sinó reduir la resistència induïda, per tant no es necessari que tingui un perfil que creï sustentació. De manera que es canviarà el perfil del *winglet* per un perfil simètric que no creï sustentació.

Punta del cos:

Les zones de alta pressió que es troben al caire d'atac i a la punta del cos, es deuen al treball que realitzen aquestes zones per obrir-se pas a través de l'aire, és a dir, a la força que han de fer per desviar l'aire. Aquesta força, més que causar un problema estructural, crea resistència parasitària, disminuint el rendiment del model. El vector vermell de figura 6.4.3 representa aquesta força parasitària, indicant-ne el sentit i la direcció.

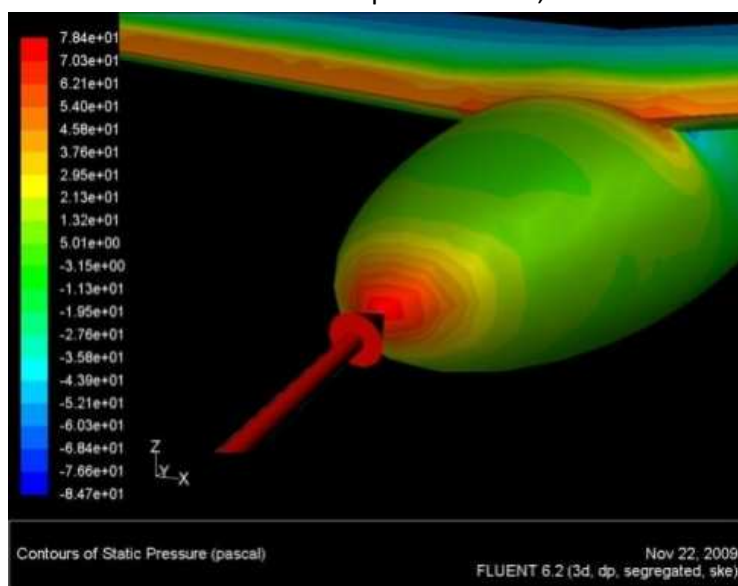


Figura 6.4.3. Contorns de pressió de la punta del cos del model en la simulació a 0°.
Font: elaboració pròpia

La resistència parasitària que creen aquestes àrees es deu a la forma arrodonida de les zones frontals de l'avió. D'una banda el caire d'atac de l'ala ha de ser arrodonit per força, ja que sinó no crearia sustentació. Per tant aquesta zona no es pot canviar. Però el cos de l'avió no està destinat a crear sustentació, sinó que només ha de contenir el motor i els components electrònics de l'avió. Per tant no és necessari que la punta del cos sigui arrodonida, de manera que es canviarà la forma arrodonida per un acabament en punta.

Conclusió:

Després de l'estudi i de discutir les qüestions es realitzaran dos canvis en el model:

- a) **Canvi del perfil actual del *winglet* per un de simètric que no generi sustentació**
- b) **Canvi de la forma arrodonida de la punta del cos per un acabament en punta**

Amb aquest canvis es pot afirmar que el model no sofrirà cap esforç estructural que amenaci la integritat estructural del model.

6.5 Turbulències

Què són?

Una turbulència o flux turbulent, és aquell flux no laminar, desordenat, que tendeix a formar vòrtex i a produir canvis ràpids de velocitat i pressió (Anderson & Eberhardt, 2009).

Les turbulències són un fenomen molt negatiu, ja que generen molta resistència i desestabilitzen l'avió. La major part de les turbulències que genera un avió es deuen a la resistència induïda i a l'efecte de la pèrdua.

Les turbulències generades per la resistència induïda creixen a mesura que augmenta la sustentació produïda pel model. Les turbulències generades per l'efecte pèrdua creixen segons augmenta l'angle d'atac. Per tant, l'estudi de les turbulències es realitzarà en simulacions a alts angles d'atac i a velocitats elevades, justament quan les turbulències són més importants. A causa dels efectes negatius dels fluxos turbulents, aquests han de ser curosament estudiats per tal de predir el seu comportament i buscar possibles punts conflictius. Abans de l'estudi es pot determinar que una solució per evitar les turbulències creades per la resistència induïda és la incorporació de *winglets* al model. Això ja s'ha fet a l'apartat de la geometria però en l'estudi també es comprovarà si els *winglets* funcionen correctament.

Objectiu de l'estudi

Considerant l'anterior, en aquest apartat s'estudiaran els següents punts a partir dels resultats de la simulació:

- a) **Estudiar les turbulències produïdes pel model**
- b) **Comprovar el funcionament dels *winglets***
- c) **Localitzar possibles punts conflictius**

Metodologia

Al no partir de cap suposició, a diferència dels altres apartats, s'hauran de fer diverses simulacions utilitzant el programa Fluent, i **a partir dels resultats d'aquestes anar progressant en l'estudi de les turbulències**. Aquest estudi es dividirà en diferents apartats segons l'objecte d'estudi. Les primeres simulacions serviran per determinar les àrees més turbulents del model i estudiar-ne el comportament. Després es compararan els resultats amb les àrees properes al *winglet*. Aquests estudis es faran observant el flux que passa per la part superior de l'ala, ja que és el més turbulent. Per últim, s'estudiarà el comportament del flux que passa per el la part inferior de l'ala. Les condicions de la simulació es definiran de la següent manera: (a) mòdul de la velocitat = 15m/s, i (b) angle d'atac = 20°.

Resultats

Estudi de les turbulències produïdes pel model

Aquest apartat es dividirà en dues fases, primer es determinarà la àrea més turbulent del model, i després s'estudiarà el comportament de la turbulència en aquella zona.

Determinar la àrea més turbulent del model

En la primera simulació s'ha utilitzat l'eina "Iso-surface" per crear un superfície que englobi els punts més turbulents. Aquesta eina permet conèixer quina és la zona més turbulent de l'aire que engloba el model. En la figura 6.5.1 s'aprecia una massa de color situada al caire de sortida de l'ala. Aquesta zona que marca la massa, és la àrea més turbulent del flux que rodeja el model. Per obtenir aquest gràfic s'ha aplicat l'eina "contorns", on els colors indiquen la intensitat de la turbulència, a la "Iso-surface" creada anteriorment.

Dins d'aquesta zona i fixant-se amb la llegenda, les àrees més vermelloses són les més turbulents, i les blavoses les més laminars. Aleshores partint d'aquests resultats, es crearà una superfície anomenada "pla d'estudi", sobre el pla Y Z i que talli la massa amb el color que indica el punt més turbulent.

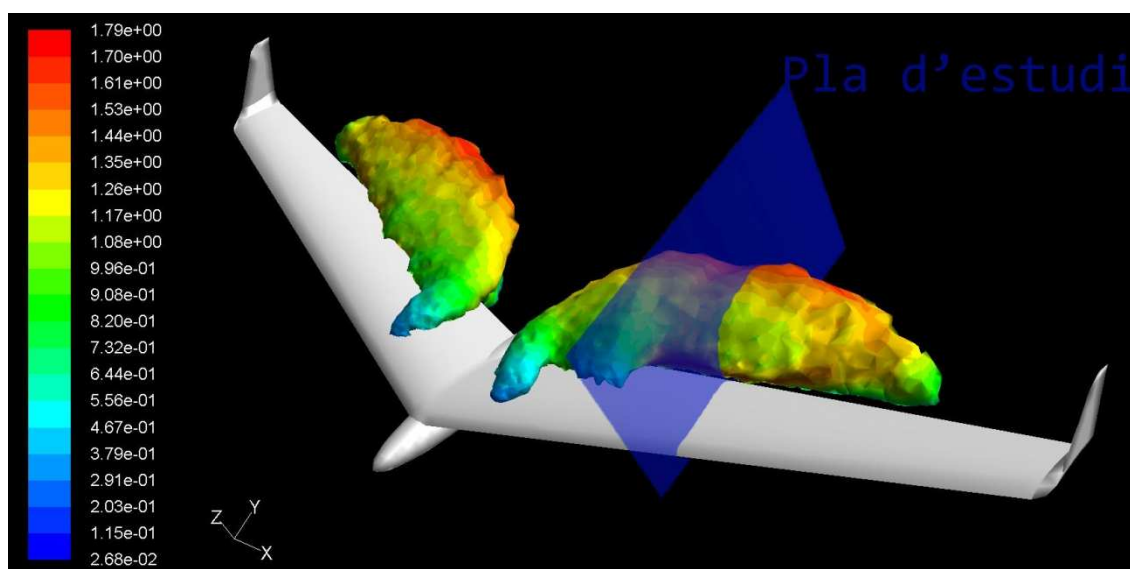


Figura 6.5.1. Contorns de intensitat de turbulència de la zona més turbulent del model. Font: elaboració pròpia

En la següent simulació, s'aplicarà l'eina de contorns al "pla d'estudi". Aquests contorns es marquen en color segons la intensitat de la turbulència. La figura 6.5.2 és el resultat de la segona simulació en les mateixes condicions que la primera. En relació a la figura 6.5.1 s'aprecia que l'àrea d'un color més intens que el groc és la massa que es veia a la simulació anterior. A la figura 6.5.2, fixant-se en la llegenda, s'aprecia que les zones d'un vermell intens són les més turbulents. Un cop localitzat un dels punts més turbulents del model s'estudiarà el moviment de la turbulència que passa per aquest punt. Per

aconseguir això, primer es crearà una segona superfície sobre el pla d'estudi que s'anomenarà "zona de referència" i que estarà definida per l'àrea marcada com a zona d'estudi de la trajectòria de les partícules en la figura 6.5.2.

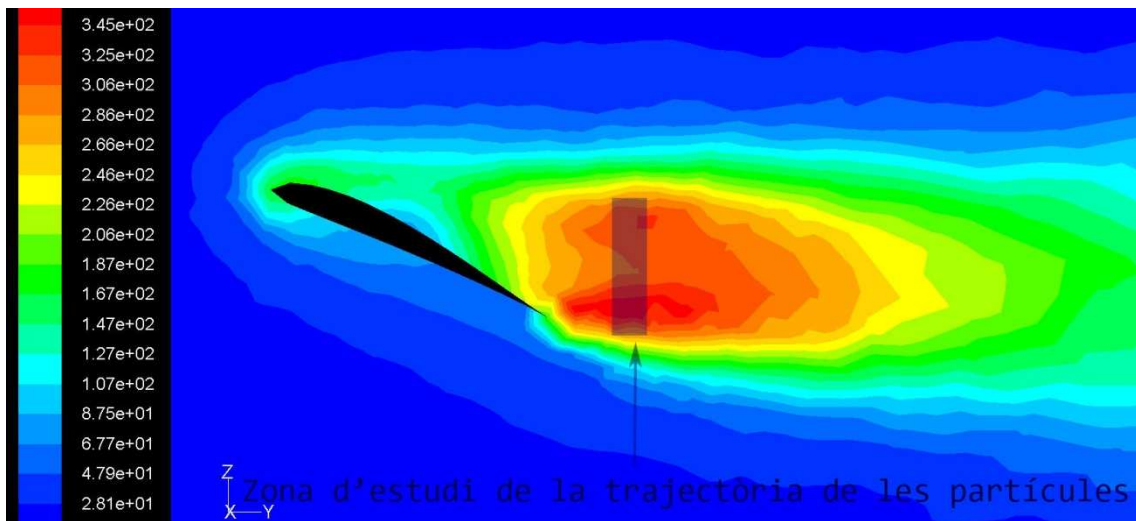


Figura 6.5.2. Contorns de intensitat de turbulència del pla d'estudi. Font: elaboració pròpia

Estudi del comportament de la turbulència més intensa del model

En la següent simulació s'aplicarà l'eina "línies de flux" a la zona de referència. Aquesta eina dibuixarà la trajectòria que seguiran totes les partícules d'aire que passin per la zona de referència. Per poder apreciar correctament la forma de la turbulència s'ha fet la simulació en dues vistes diferents (vista 1 i vista 2) les quals es defineixen tal i com es veu a la figura 6.5.3. Aquesta imatge hauria d'ajudar a situar les dues vistes, ja que per elles mateixes és difícil situar quin punt del model enfoquen.

La tercera simulació s'ha fet amb les mateixes condicions que les altres dos i s'ha aplicat l'eina "línies de flux" a la zona de referència. Les línies reben color segons la intensitat de la turbulència. A la figura 6.5.4 es mostra aquesta simulació des de la vista 1 definida a la figura 6.5.3.

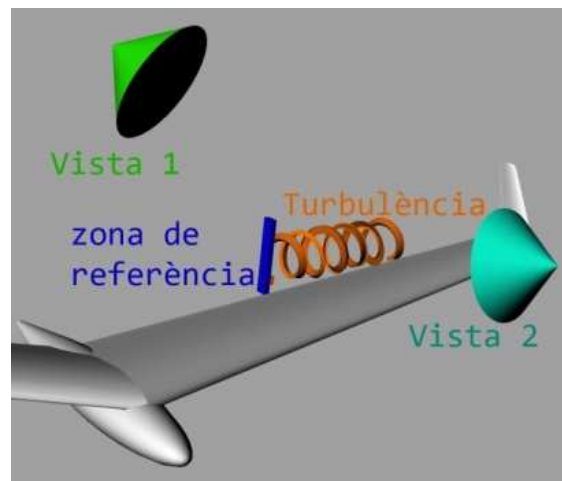


Figura 6.5.3. Representació tridimensional de les vistes emprades en aquest apartat. Font: elaboració pròpia

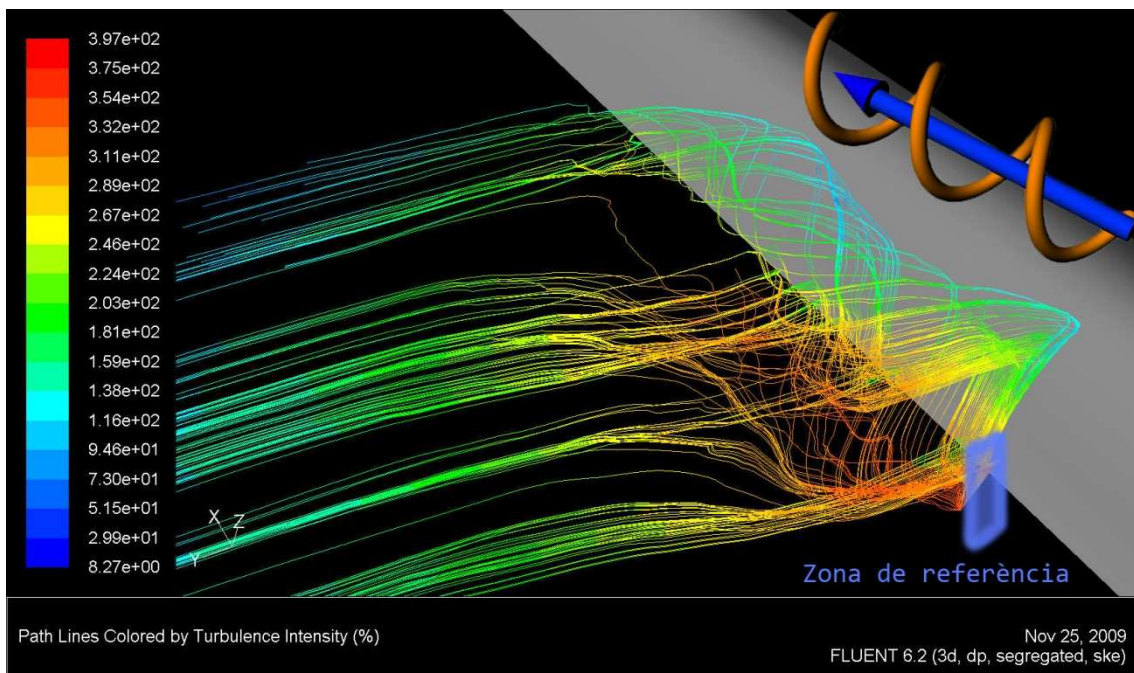


Figura 6.5.4. Simulació aplicant l'eina de línies de flux de la zona de referència amb colors segons la intensitat de la turbulència i des de la vista 1. Font: elaboració pròpia.

En la figura 6.5.4 es mostra la trajectòria que descriu una turbulència originada en la zona de referència. Els trams de línia d'un color blau representaran zones poc turbulents, més laminars, i en canvi, si són d'un color vermellós seran turbulents.

Observant el gràfic s'aprecia el desplaçament lateral que descriu la turbulència, movent-se progressivament cap a l'extrem de l'ala. El remolí i el vector de la part superior dreta de la figura 6.5.4, pretenen il·lustrar aquest desplaçament al llarg de l'ala. Per tant **s'ha determinat que la turbulència es desplaça al llarg de l'ala i en direcció a l'extrem**. A més, fixant-se en la llegenda, es veu que **la turbulència disminueix en intensitat a mesura que es desplaça cap a l'extrem de l'ala**.

S'ha fet una quarta simulació per estudiar els temps de la turbulència. Les condicions d'aquesta simulació són les mateixes que les altres tres, i s'ha aplicat l'eina "línies de flux" a la zona de referència, donant color a les línies en funció del temps, i situant la vista com la vista 2 definida a la figura 6.5.3. Per altra banda així es pot apreciar millor la forma de la turbulència des d'un altre angle de visió.

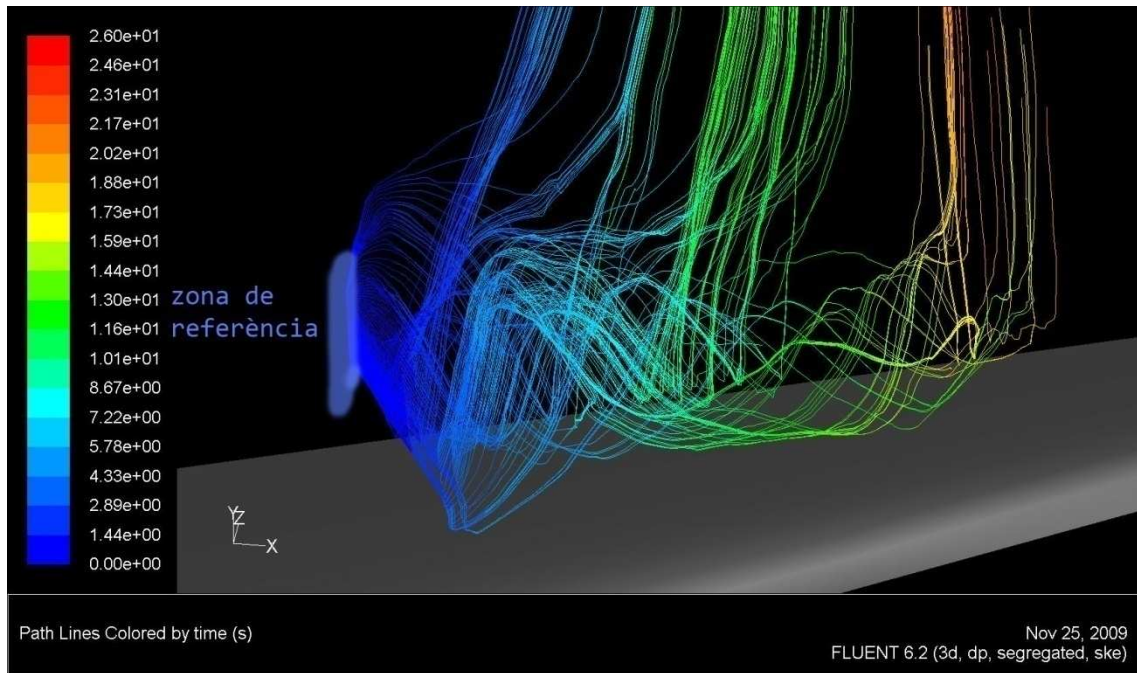


Figura 6.5.5. Línies de flux de la zona de referència marcades en color en funció del temps i des de la vista 2. Font: elaboració pròpia

En la figura 6.5.5 es mostra la trajectòria que descriu una turbulència marcada en color en funció del temps. El moment en que una partícula d'aire travessa la zona de referència es determina com a temps 0 segons. A partir d'aquí, cada color representa el moment del temps en que una partícula passa per un lloc determinat. Fixant-se en la llegenda i el color de cada traç es pot veure el fet sorprenent que **algunes partícules d'aire que passen per la zona de referència es queden "atrapades" durant 20 segons a la part superior de l'ala.** Comparant aquest amb els altres resultats, concorda el fet que les velocitats d'aquesta turbulència siguin molt petites amb que estigui tant de temps a la part superior de l'ala: a menys velocitat, més temps.

Comprovació del funcionament dels *winglets*

Un cop estudiat el comportament d'una turbulència situada en un punt mitjà de l'ala, s'estudiarà el comportament del flux d'aire a prop del *winglet* en dues fases: (1) a la part superior de l'extrem de l'ala i (2) a la part inferior de l'extrem de l'ala. D'aquesta manera es podrà comparar l'efecte del *winglet* sobre les turbulències.

1. Part superior de l'extrem de l'ala

En aquesta fase es compararan les turbulències vistes anteriorment al centre de l'ala amb les possibles turbulències formades al extrem de l'ala. En una cinquena simulació s'ha aplicat l'eina "línies de flux" a una línia situada davant de l'extrem de l'ala. Les condicions són les mateixes que abans, i les línies s'han marcat en color en funció del temps.

En la figura 6.5.6 s'aprecia molt clarament el caràcter laminar del flux que passa per la part superior de l'ala. No es crea cap vòrtex, ni es genera cap turbulència. Aquesta gran diferència en l'estabilitat del flux que passa per l'extrem de l'ala, es deu al *winglet*. Aquest evita que es formin turbulències a l'extrem de l'ala, les quals són més negatives que les turbulències al centre de l'ala. Per tant es pot determinar que el **winglet compleix correctament la seva funció evitant la formació de turbulències prop de l'extrem de l'ala.**

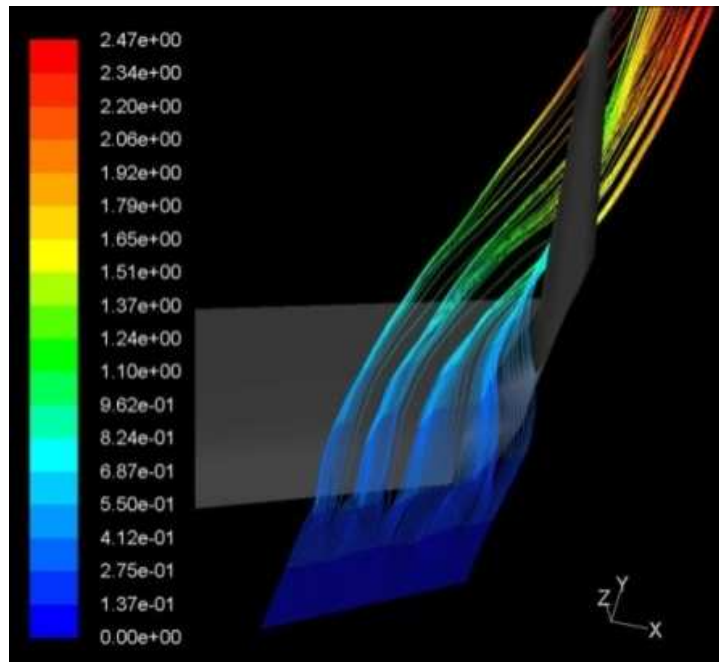


Figura 6.5.6. Línies de flux de la part superior de l'extrem de l'ala i marcades en color en funció del temps. Font: elaboració pròpia

2. Part inferior de l'extrem de l'ala

En aquesta zona no es crea cap turbulència per l'efecte pèrdua com les que s'han vist abans, però sí que col·labora en formar les turbulències de la resistència induïda. A causa de l'efecte vist a l'explicació sobre la resistència induïda, el flux de la zona inferior tendeix a desplaçar-se cap a la zona superior. D'aquesta manera el *winglet* talla la connexió entre ambdues zones reduint la creació de vòrtex. En una sisena simulació en les mateixes condicions que les anteriors, s'aplicarà l'eina línies de flux a una línia situada davant del extrem de l'ala. La vista principal enfoca l'ala en perspectiva, i la petita vista a la part superior dreta enfoca l'ala totalment des de sota, per apreciar amb detall la trajectòria del flux.

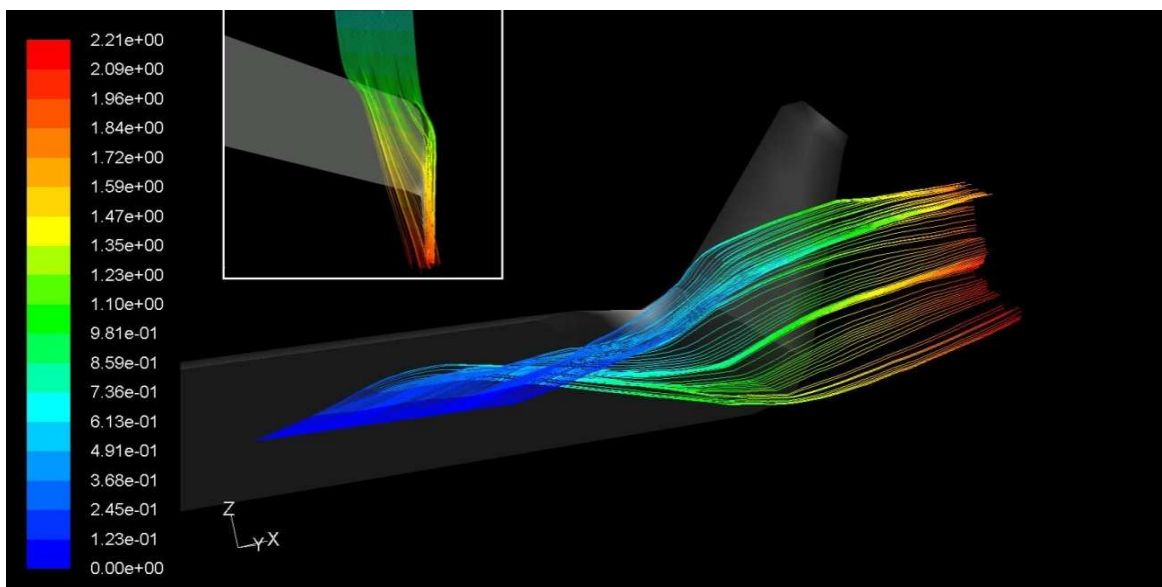


Figura 6.5.7. Línies de flux de la part inferior de l'extrem de l'ala i marcades en color en funció del temps. Font: elaboració pròpia

En aquesta zona, el flux també és laminar, però ara no segueix el contorn de l'ala, es desvia cap a l'extrem. Això es deu al efecte de la resistència induïda explicat a la teoria. Si no hi hagués *winglet*, aquest flux que se'n va cap al extrem i frega el *winglet* es desviaria cap a la part superior de l'ala. Com s'aprecia en la trajectòria del flux, aquesta comença a descriure un vòrtex circular fins que topa amb el *winglet*, el qual trenca aquest vòrtex (figura 6.5.7). Per tant es pot afirmar que **el *winglet* del model a dissenyar redueix la creació de vòrtex disminuint la resistència induïda i complint així la seva funció**. Tot i que el *winglet* redueix la creació de vòrtex, se'n segueixen creant. El *winglet* atura la creació de vòrtex però no l'elimina, ja que talla el moviment del flux quan aquest ja s'ha desviat bastant. És a dir, la creació dels vòrtex comença quan el flux d'aire es desvia de la part inferior de l'ala. Per tant si es pogués evitar que el flux d'aire es desviés de la part inferior de l'ala, la creació de vòrtex seria encara menor. El dispositiu idoni per evitar el desviament de flux a la punta de l'ala és el *winglet*. De manera que **s'inclourà un segon *winglet* al model a la part inferior del extrem de l'ala**.

Conclusió:

Després de l'estudi i d'analitzar les qüestions s'ha arribat a les següents conclusions:

- **Els *winglets* compleixen la seva funció correctament**
- **Les turbulències més intenses es formen al centre i a la part superior de l'ala, i es desplacen cap a l'extrem d'aquesta. A l'extrem de l'ala, no hi ha turbulències, el flux és laminar, de la mateixa manera que a la part inferior de l'ala. Però a la part inferior de l'extrem de l'ala, el flux es desplaça més que a la part superior de l'ala.**
- **El desplaçament lateral del flux a la part inferior de l'extrem de l'ala es deu a l'absència de *winglet*.**

A la vista dels resultats s'ha detectat un punt problemàtic: el desplaçament lateral del flux a la part inferior de l'extrem de l'ala. I com s'ha explicat abans, la solució és el *winglet*. Per tant es realitzarà la següent modificació al model:

- **Incorporació d'un segon *winglet* al part inferior de l'ala**

6.6 Optimització

En els diferents anàlisis del model s'han determinat tres canvis que milloraran aspectes concrets del model o solucionaran punts problemàtics. Els canvis per optimitzar el model s'enumeren a continuació:

- **Canvi del perfil actual del *winglet* per un de simètric que no generi sustentació**
- **Canvi de la forma arrodonida de la punta del cos per un acabament en punta**
- **Incorporació d'un segon *winglet* al part inferior de l'ala**

Aquests canvis ja realitzats al model es poden apreciar a les figures 6.6.1 i 6.6.2.

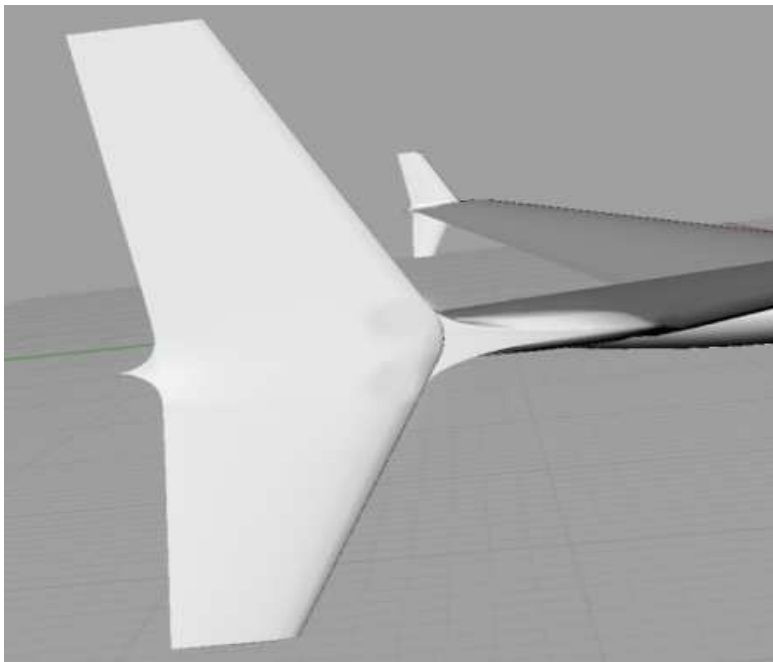


Figura 6.6.1. Canvi en el *winglet* del model. Font: elaboració pròpia

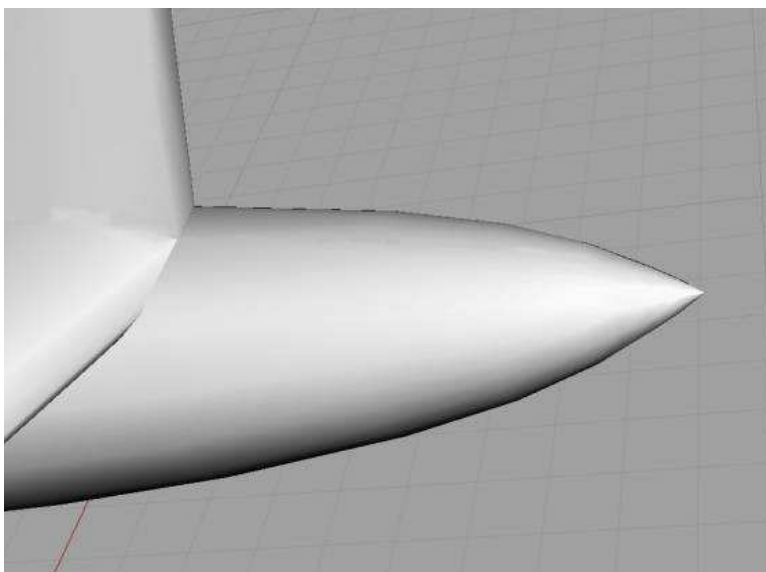


Figura 6.6.2. Canvi en la punta del cos del model. Font: elaboració pròpia

7 DISSENY FINAL

Al llarg del treball el model ha sigut dissenyat, modelat, simulat i optimitzat. Ara només resta el disseny final el qual es materialitzarà de dos maneres: amb el plànol del model i amb una representació tridimensional.

7.1 Els plànols

Els plànols del disseny final del model s'ha realitzat amb el programa Rhinoceros. El plànols del disseny final són de DIN-3, per tant estan adjunts al treball en l'annex 10: Plànols del disseny final del model

7.2 Representació tridimensional

La representació tridimensional del disseny final del model s'ha realitzat amb el programa Rhinoceros. Es mostraran dues representacions tridimensionals del model: una primera en d'aspecte més tècnic i una segona del model aplicat a una hipotètica situació real. S'ha donat color al model i alguns tocs realistes per tal de crear un idea de com seria el model a la realitat (figura 7.2.1).

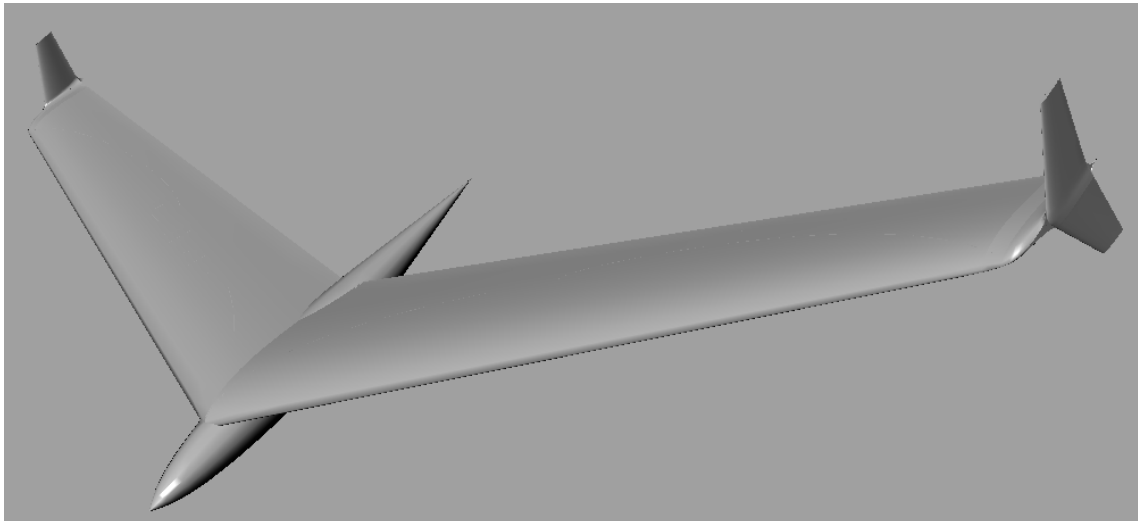
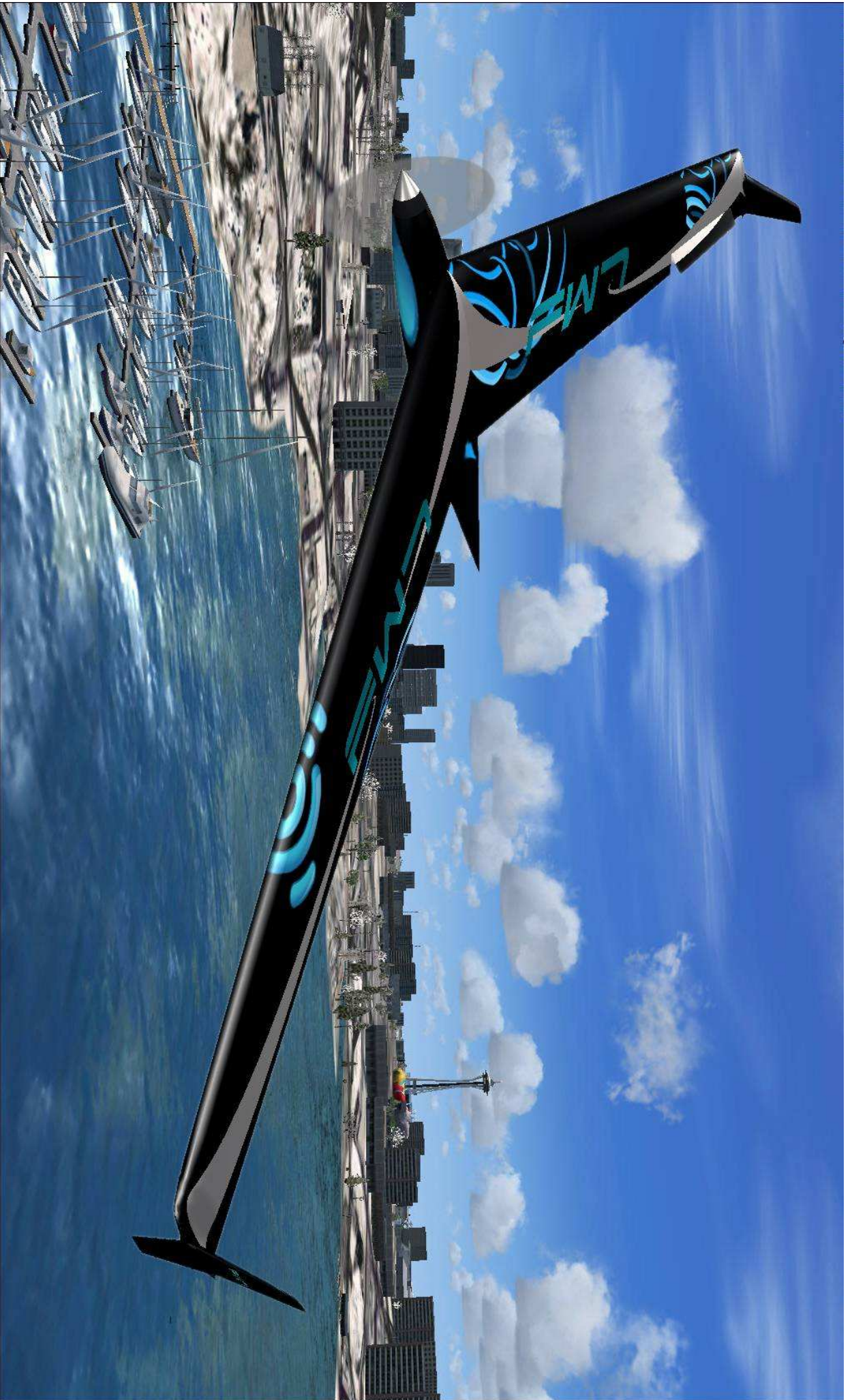


Figura 7.2.1 Representació tridimensional del model. Font: elaboració pròpia



8 CONCLUSIONS

Un cop acabat aquest treball puc afirmar que sí, he sigut **capaç de dissenyar un flying wing tal i com em vaig proposar**. Però hi ha un punt concret que m'agradaria remarcar.

Al començament del treball pretenia usar els programes de dinàmica de fluids amb la lleugera esperança d'obtenir algun resultat discret. En cap moment em va passar pel cap que seria capaç d'obtenir uns resultats de la magnitud dels que he obtingut. Fins i tot encara em sorprèn que hagi sigut capaç de simular tot el model sencer i amb aquella precisió. Tot això no hauria sigut possible sense un profund interès i dedicació, però sobretot gràcies a la gran ajuda proporcionada tant pels manuals del mateix programa com pels consells del fòrum de programes de dinàmica de fluids <<http://www.cfd-online.com>>. La resta de conclusions més concretes s'enumeren a continuació:

- Dissenyar un aeromodel encara que sigui a escala reduïda és un tasca extremadament complexa la qual involucra molt aspectes a decidir que es troben totalment relacionats entre si.
- Amb els coneixements necessaris i usant les eines precises es pot dissenyar qualsevol tipus d'aeromodel.
- He aconseguit dissenyar un flying wing per a principiants que és fàcil de controlar i maniobrabable.
- He descobert eines professionals d'enginyeria aeronàutica, sobretot els programes de dinàmica de fluids, i he aconseguit extreure resultats correctes a partir d'aquests.
- Al llarg del treball he pogut aplicar coneixements de física per resoldre problemes concrets.
- El treball m'ha fet aprofundir en els coneixements sobre tots els àmbits relacionats amb l'aeronàutica, fet que ha refermat el meu profund interès per aquest tema
- Considero que aquest treball és un primer pas cap a la universitat que m'ha permès familiaritzar amb una recerca rigorosa i un àmbit professional més pràctic que teòric.

La llista continuaria però cal ser sintètic en aquesta vida. Ha sigut difícil encabir la envergadura d'aquest treball en l'escrit que tens davant, però crec que he complert aquest objectiu. Quan vaig acabar el treball em vaig adonar de la fredor que transmetia un text en tercera persona, però ja que es tracta d'un informe tècnic s'han de respectar els aspectes formals. També crec que he ajustat les explicacions de manera que una persona que desconegui el tema del treball sigui capaç de seguir-ne el fil.

Personalment, després d'aquesta experiència, m'agradaria que la meva estada al món de l'aeronàutica no acabés aquí. Ara el meu objectiu és poder realitzar una disseny com aquest però a la següent escala. El meu somni seria entrar, ara en persona, al món professional de l'enginyeria aeronàutica.

9 AGRAÏMENTS

Moltes gràcies a

- Hugo Junkers** per descobrir a la humanitat l'apassionant món dels flying wings.
- Eloi Cortés** per iniciar-me en les complicades simulacions per ordinador.
- Al fòrum Miliamperios** per proporcionar tanta informació sobre flying wing i d'una manera tan pràctica.
- Al meu tutor** per guiar-me a l'hora de traçar el treball.
- Al meu pare i a la meva mare** pel seu suport incondicional i per donar-me motivació en els mals moments.
- Tu, al lector**, per haver compartit amb mi aquesta experiència.

Referències en el treball

Llibres

ANDERSON, F.; EBERHARDT, S. (2009) Understanding Flight (2ª edició il·lustrada). New York, McGraw Hill Professional.

Recerques

FRAILE, S. (2006) Optimización aerodinámica de la geometría 3D de un “flying wing”. Castelldefels, UPC.

Pàgines web

AMERICAN FLYERS: Principles of flight

<http://www.americanflyers.net/aviationlibrary/pilots_handbook/chapter_2.htm >

ESCUELAS ONI: Perfiles Alares

<http://www.oni.escuelas.edu.ar/2003/BUENOS_AIRES/62/tecnolog/perfiles.htm>

GEISTWARE: Aerodynamic Center

<<http://www.geistware.com/rcmodeling/articles/aerodynamics/centerorgravity.htm> >

MH-AEROTOOLS: Winglets, a close look <<http://www.mh-aerotoools.de/airfoils/winglets.htm>>

MILIAMPERIOS: Relación del Centro de gravedad i del centro de presiones

<<http://www.miliamperios.com/foro/post890265.html>>

NSRCA: Finding mean aerodynamic chord (mac) and C.G. Graphically

<http://nsrca.us/all/building/62-cg_graphic.html>

NURFLUGEL: Convencional o pusher

<http://www.nurflugel.es/index.php?option=com_content&view=article&id=6&Itemid=12>

NURFLUEGEL: Distribución en campana o elipse

<http://www.nurflugel.es/index.php?option=com_content&view=article&id=11&Itemid=12>

NURFLUGEL: Flying wings <http://www.nurflugel.com/Nurflugel/n_o_d/weird_02.htm>

RC GROUPS: center of gravity symbol

<<http://www.rcgroups.com/forums/attachment.php?attachmentid=489669> >

ROTTER BARON: Winglets <<http://www.cb-roter-baron.de/winglets.html>>

SOAR IDAHO: Winglet design for sailplanes

<<http://www.soaridaho.com/Schreder/Technical/Winglets/Masak.htm> >

Referències consultades

Llibres

ROSKAM, J. (2001) Airplane flight dynamics and automatic flight controls (edició revisada). Lawrence (Kansas), DARcorporation.

Recerques

AVILA, S. (2006) Estudi Aerodinàmic (CFD) d'un UAV. Castelldefels, UPC.

CONDOM, A. (2006) Estudi comparatiu de l'aleró posterior convencional i del doble aleró en un Fórmula 1. Castelldefels, UPC.

GOMÁRIZ, A. (2006) Optimización aerodinámica de los perfiles de ala de un "flying wing". Castelldefels, UPC.

GONZALEZ, X. (2006) Diseño y estudio de un sistema de aerofreno de un "hydroplane". Castelldefels, UPC.

PEREZ, C.; SINTES, P. (2007) Aerodynamics, stability and control computational analysis for UAVs. Castelldefels, UPC.

Pàgines web

AERODESIGN: Aerodynamik, Design, Auslegung, Konstruktion, Bau
<<http://www.aerodesign.de/index.htm> >

AERODESIGN: Airfoil Database for Tailless and Flying Wings
<http://www.aerodesign.de/english/profile/profile_s.htm >

AEROSPACE ENGINEERING: Software for Aerodynamics and Aircraft Design
<http://www.aoe.vt.edu/~mason/Mason_f/MRsoft.html >

DESKTOPAERO: Applied Aerodynamics: A Digital Textbook
<<http://www.desktopaero.com/appliedaero/preface/welcome.html> >

EXTREMFLUG: Holmeinbau <<http://www.extremflug.de/seite060.htm> >

GOOGLE: Imagenes <<http://images.google.es/> >

MH-AEROTOOLS: Basic Design of Flying Wing Models <<http://www.mh-aerotools.de/airfoils/flywing1.htm#NeutralPointAndStability> >

NASA: Blended Wing Body Features
<http://www.nasa.gov/topics/aeronautics/features/bwb_main.html>

RC NOTICIAS: El centro de gravedad <<http://www.rcnoticias.com/Tecnicas/CG.htm> >

WIKIPEDIA: Efecte Venturi <http://en.wikipedia.org/wiki/Venturi_effect >, Efecte Coanda <http://en.wikipedia.org/wiki/Coand%C4%83_effect >, Equilibri mecànic <http://ca.wikipedia.org/wiki/Equilibri_mec%C3%A0nic >, Esforços mecànics <[http://en.wikipedia.org/wiki/Stress_\(mechanics\)](http://en.wikipedia.org/wiki/Stress_(mechanics)) >

ZANONIA: Nurfluegel <<http://www.zanonia.de/ranis.php> >

11 ANNEXOS

Annex 1: Nurfluegel

El programa Nurfluegel, d'origen alemany, proporciona moltes eines útils pel disseny d'aeromodels. Entre aquestes hi ha un parell, les quals s'han usat al llarg del treball.

Aquestes són:

- Eina d'obtenció de la torsió òptima per un model
- Càlcul de les característiques d'un perfil

A continuació es farà una explicació detallada acompanyada de gràfiques del programa de ambdós eines.

Obtenció de la torsió òptima

Per aconseguir la torsió òptima del model a dissenyar es seguirà el següent procés dividit en diferents passos.

a) Primer pas: Introducció de les mesures del model

El primer pas per aconseguir la torsió òptima és introduir les mesures de l'avió al programa. Aquestes mesures són les explicades i seleccionades en els apartats anteriors, corresponents a la geometria inicial, la forma de l'ala, la fletxa i la reducció de corda. Les mesures s'introduiran de la següent manera. Primer s'escriurà la envergadura del model en metres, corresponent a 1,5m, en quadre marcat amb un 4 a la figura a.1.1. En segon pas s'introduirà la corda central en metres, corresponent a 200mm al quadre 3 de la figura a.1.1, i una corda de 0,1 al extrem de la ala. Per últim s'introduirà la fletxa en graus al quadre de 2 de la figura a.1.1, corresponent a 20 graus en ambdós costats. Un cop introduïdes les dades el programa ja ens mostra una imatge del model (Quadre central de la figura a.1.1).

b) Segon pas: Introducció del pes i la velocitat del model

El pròxim pas és donar-li al programa dos dades importants, el pes aproximat i la velocitat de creuer aproximada. El pes es pot calcular a partir de multiplicar el volum de la ala per una densitat mitjana dels materials usats en aquest tipus d'ala (un tipus especial de espuma rígida). El mateix programa et dona tot un seguit de dades sobre el model a estudiar, i entre aquestes es troba el volum de la ala. Aquest és de $4,35 \text{ dm}^3$. Per altra banda considerarem que el material usat té una densitat de 90 Kg/m^3 (espuma rígida). Així que mitjançant la expressió de la densitat, pes entre volum igual a densitat,

s'obté un pes de 400 grams.

$$4,35 \text{ dm}^3 \times \frac{1 \text{ m}^3}{1000 \text{ dm}^3} = 0,00435 \text{ m}^3$$

$$d \times V = P$$

$$90 \times 0,00435 = 0.3915 \text{ kg} \approx 400 \text{ g}$$

Aquests 400 grams són el pes del material que forma la ala, de manera que se li ha de sumar el pes dels reforços, la bateria, el motor, la electrònica, etc. Així que més o menys per a un avió d'aquesta envergadura i característiques tots aquests components acostumen a sumar uns 200 grams. Per tant el pes final serà de $200 + 400 = 600$ grams. Aquesta dada final s'introduirà al quadre 5 de la figura a.1.1.

La segona dada és la velocitat de creuer, la qual tenint en compte que es tracta d'un model lent, una velocitat de 36 km/h és bastant correcte i adequada (10 m/s). Així que s'introduirà la dada anterior al quadre 6 de la figura a.1.1.

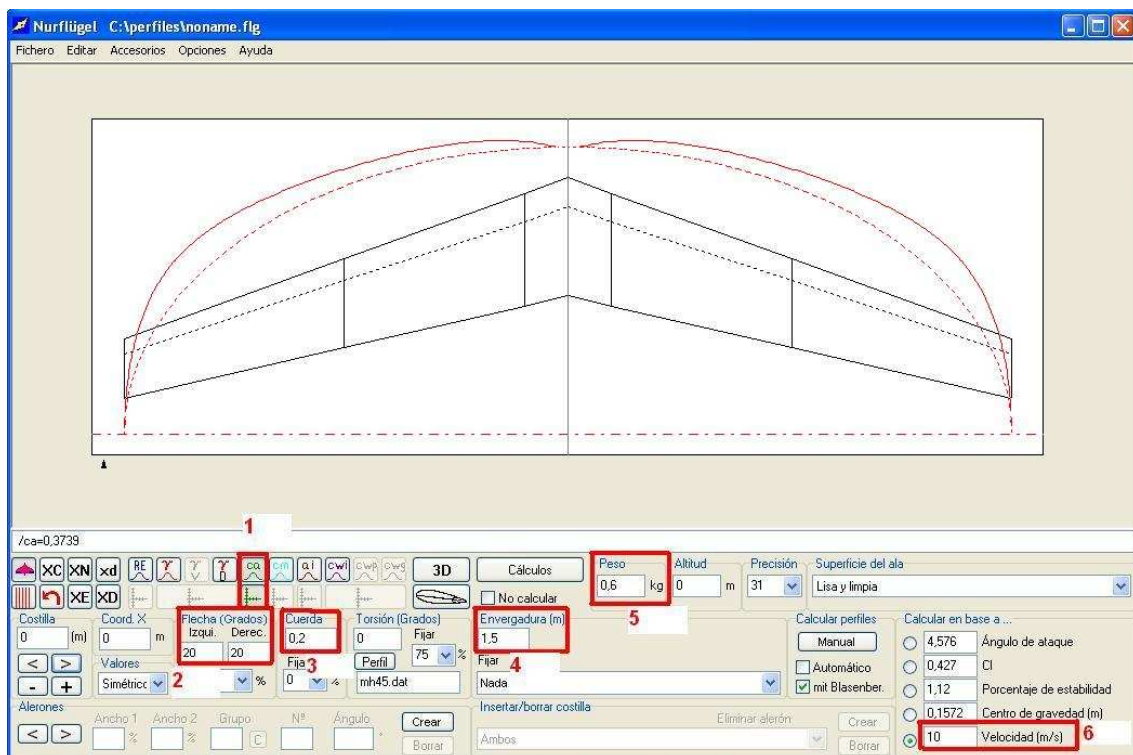


Figura a.1.1. Captura de pantalla del programa Nurflugel. Font: elaboració pròpia

En la figura a.1.1, podem veure l'aspecte que presenta el programa, la forma del model i també els punts on s'escriuen els paràmetres explicats abans. La gràfica de color vermell que se sobreposa a la ala és la eina que permetrà obtenir la torsió òptima. La

línea discontinua vermella mostra la distribució de la sustentació en forma de campana, és a dir l'objectiu, i la línia vermella contínua és la distribució actual, sense torsió. El mètode d'aquest programa per obtenir una torsió òptima és de prova i error, és a dir, anar provant valors fins que la corba de sustentació s'adapti a la desitjada. El procediment per obtenir la torsió desitjada al programa Nurflugel comença per crear les costelles de la ala.

c) Tercer pas: Crear les costelles de la ala

Una costella serà el punt al llarg de la ala on definiran les característiques d'aquella secció concreta. Entre costella i costella el programa fa una transició de les característiques d'una costella a la altra. En la ala ja hi ha tres costelles per defecte, les dues dels extrems i la central. A partir d'aquí s'han creat dos costelles més per cada semiala (meitat de l'ala). S'ha de explicar que el programa processa la ala d'una manera simètrica, és a dir, tot els valors introduïts en un costat s'aplicaran automàticament a l'altre. Per crear un costella, amb el cursor es selecciona un punt al llarg de la envergadura de la ala i es prem "crear" al quadre "insertar/borrar costilla" (punt 1 de la figura a.1.2). Un cop creada la costella, es selecciona la costella que es vulgui amb les fletxes del quadre "Costilla" a l'extrem esquerre (punt 3 de la figura a.1.2). A continuació es canvia la torsió de la costella seleccionada introduint el valor que es vulgui la primera casella del quadre "Torsión (Grados)" (punt 2 de la figura a.1.2).

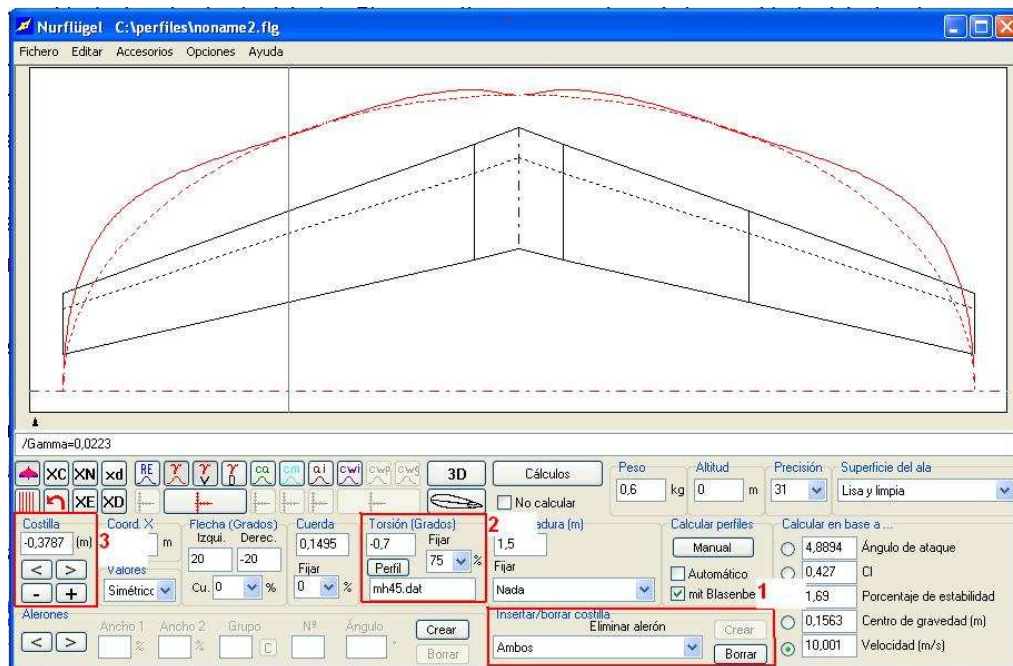


Figura a.1.2: Procediment per crear una costella i canviar-li la torsió al programa Nurflugel.
Font: elaboració pròpia

Observant el canvis en les gràfiques vermelles a partir de la torsió concreta que s'introdueix en cada costella, es veu si aquella torsió ha de ser superior o inferior. Després de variar i provar diversos valors en una costella, és troba el valor idoni i es passa a la següent costella.

D'aquesta manera s'arriba a una torsió òptima pel model a dissenyar. El resultat d'aquest procés està a l'apartat de la torsió.

Càlcul de les característiques d'un perfil

El programa Nurflügel conté una eina que permet llegir perfils i donar-ne moltes dades. Aquesta eina s'anomena "calcular polars d'un perfil" (figura a.1.3).



Figura a.1.3. Opció de "calcular polars d'un perfil" al programa Nurflügel. Font: elaboració pròpia

El primer pas després d'obrir la finestra de càlcul de les polars del perfil, és elegir el perfil que es vulgui amb l'explorador que es mostra a la figura a.1.4, els dos quadres centrals de la zona inferior.

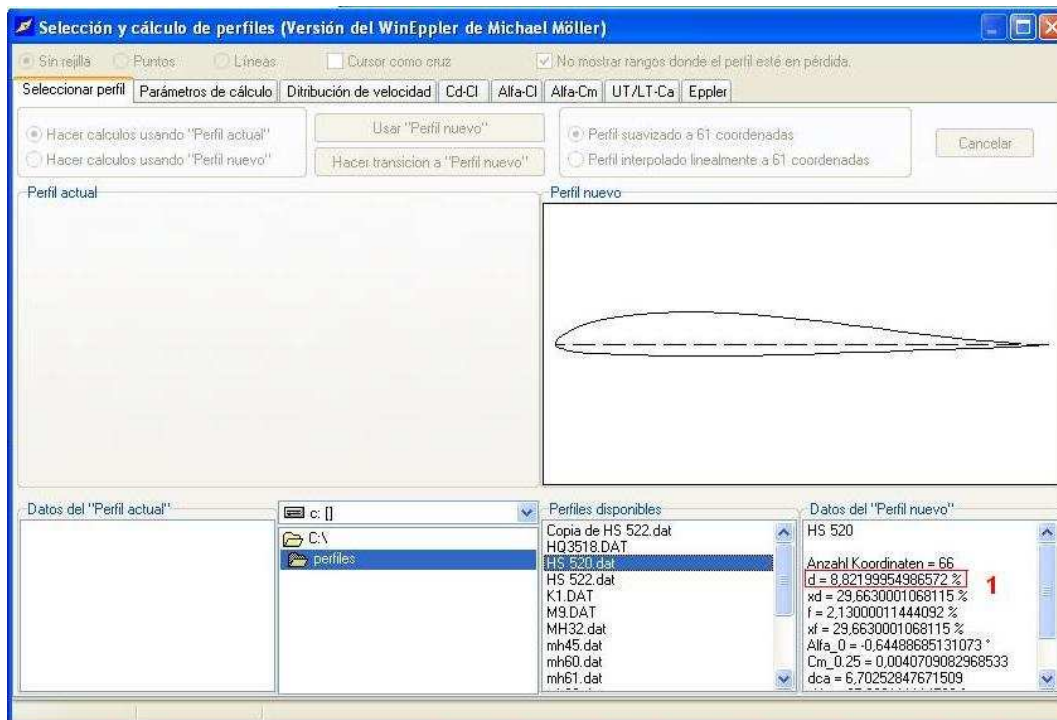


Figura a.1.4. Pantalla i eines de "calcular polars d'un perfil" al programa Nurflügel. Font: elaboració pròpia

Just després de seleccionar-lo, apareix una imatge del perfil en qüestió (quadre central dret de la figura a.1.4), i a sota, el valor del grossor màxim, marcat amb un 1 a la figura a.1.4. A continuació es defineixen els paràmetres de càlcul, els angles, des del mínim fins el màxim, que apareixeran a les gràfiques següents (figura a.1.5).

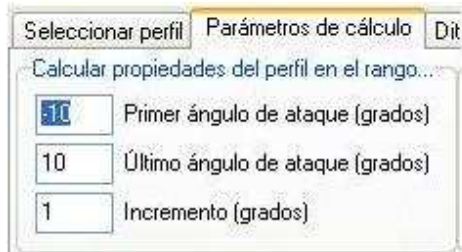


Figura a.1.5. Finestra on es determinen els paràmetres de càlcul del programa Nurflugel. Font: elaboració pròpia

Els següent pas és mirar les gràfiques de resistència i sustentació ubicades a les pestanyes "Cd-CI" i "Alfa-CI" (zona superior de la figura a.1.4). A partir d'aquestes gràfiques s'extreuen el coeficient de resistència aproximat i els coeficients de sustentació mínim, màxim, i a zero graus (figura a.1.6, a.1.7). La primera gràfica és la de resistència i sustentació, la qual ens mostra la resistència aerodinàmica del perfil d'una manera més complexa del que necessita el model a dissenyar. Per tant d'aquesta gràfica s'extraurà una aproximació, una mitja de totes les gràfiques de resistència que apareixen (figura a.1.6). Aquesta mitja serà un punt mitjà de la gràfica verda, ja que no es necessita un valor exacte, sinó un valor amb el mateix criteri en tots els perfils per tal de comparar-los. (Cal especificar que coeficient de sustentació s'abreua com a CI o Ca).

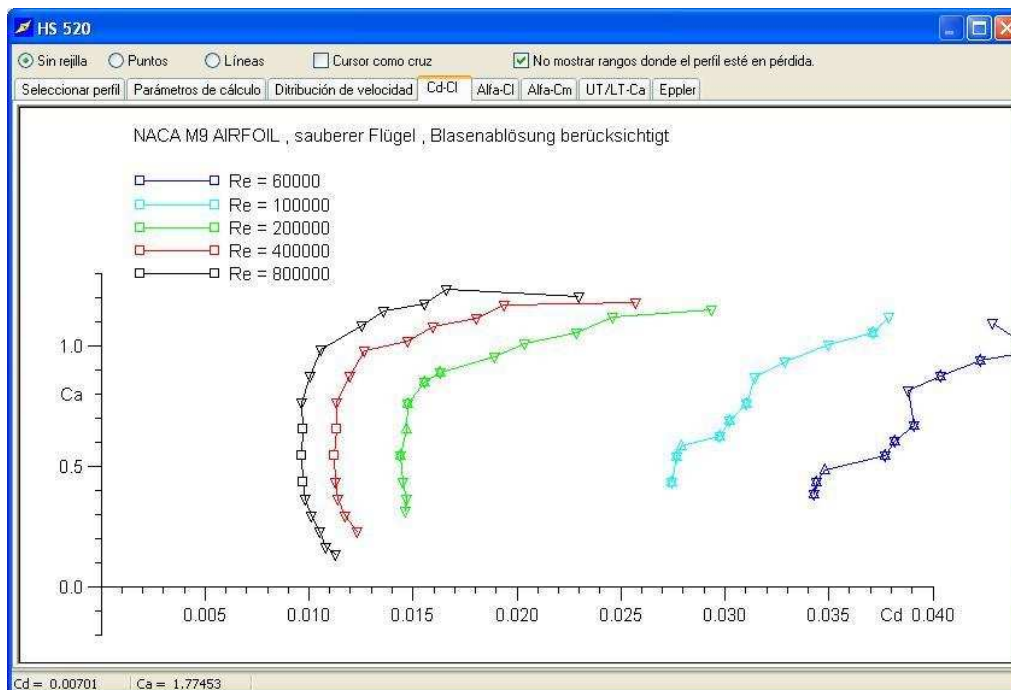


Figura a.1.6. Gràfica de Resistència i Coeficient de sustentació del programa Nurfluegel. Font: elaboració pròpia

La segona gràfica és de coeficient de sustentació i angle d'atac. D'aquesta gràfica s'extrauran dues dades: el coeficient de sustentació a 0 graus i el coeficient màxim de sustentació (figura a.1.7)

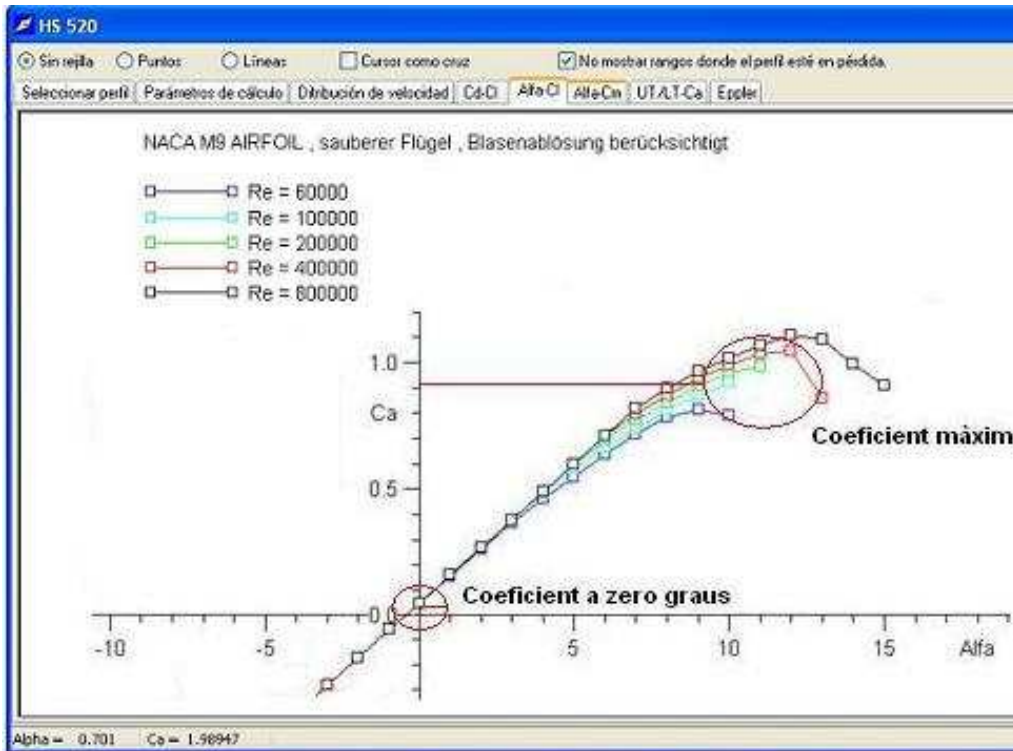


Figura a.1.7. Gràfica de Coeficient de sustentació i angle d'atac del programa Nurfluegel. Font: elaboració pròpia

Annex 2: Rhinoceros

El programa Rhinoceros és un software per modelar en 3D i és molt usat en enginyeria i automoció. Permet el disseny de qualsevol objecte, proporcionant moltes eines d'un funcionament intuïtiu i amb un manual molt clar i explicatiu. A més permet importar i exportar arxius en gairebé tots els formats, de manera que facilita molt el pas de la modelització del Rhinoceros al Gambit. Per aquests motius s'ha escollit el Rhinoceros per modelar el model a dissenyar. El procés que s'ha seguit per modelar el model s'explica a continuació en les següents fases: 1. creació del punts clau, 2. les transicions, 3. creació del cos i 4. definir el volum.

1. Creació del punts clau

La primera fase en la modelització del model és importar el perfil alar del model al Rhinoceros. Es creen tres perfils: el perfil del centre del model, i el perfil de l'extrem del model i els perfils corresponen a les parts superior i inferior del winglet. Cada perfil s'ajusta a les mides definides i es col·loca en el punt sobre l'espai on han d'estar segons el plànol disseny inicial, figura a.2.1.

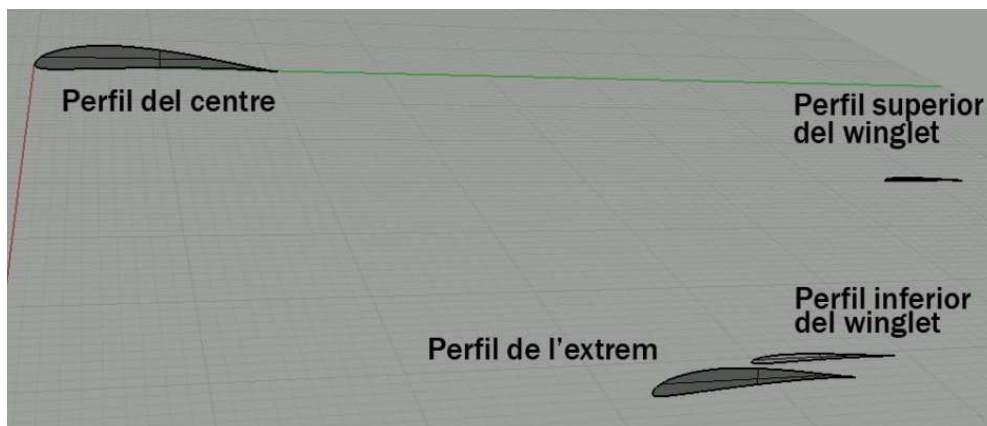


Figura a.2.1. Punts claus durant la modelització del model. Font: elaboració pròpia

2. Les transicions

La segona fase consisteix en unir o crear transicions entre els diferents perfils, definit així la ala i el winglet. Entre el perfil del centre i el perfil de l'extrem es crea una transició directe i recte. També s'usa aquest tipus de transició per unir el perfil superior del winglet on l'inferior. Però per unir el perfil de l'extrem amb el perfil superior del winglet s'usa un tipus de transició corbada, ja que un transició recte quedaria molt poc aerodinàmica. De manera que s'empra una altre eina anomenada "barrido por dos carriles" la qual permet unir aquests dos perfils amb la transició més adequada. Aquesta eina uneix dues superfícies planes seguint dues línies traçades des d'una superfície a l'altre, les quals

defineixen la forma del volum de la transició. Per tant es creen dos línies que uneixen els dos perfils de la manera més suau possible. A la figura a.2.2 es mostren aquestes dues línies anomenades: línies de transició, i a també es mostren les altres transicions ja realitzades.

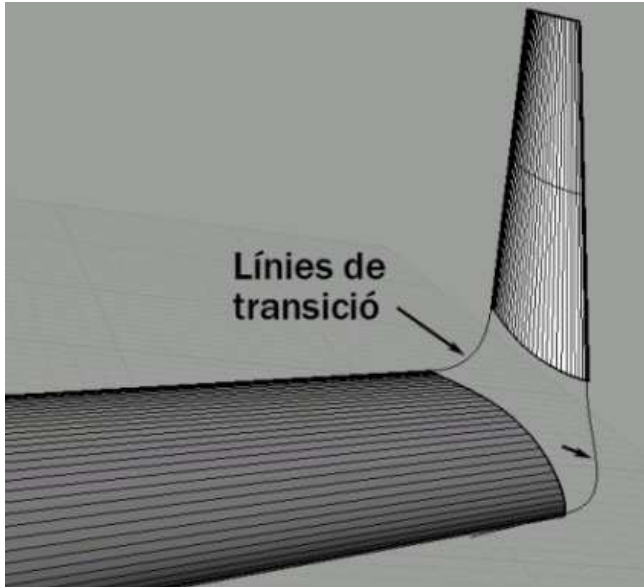


Figura a.2.2. Detall del winglet i de les línies de transició. Font: elaboració pròpia

3. Creació del cos

Per crear el cos del model s'ha utilitzat la eina de creació de formes sòlides geomètriques del Rhinoceros, entre les quals es troba l'el·lipsoide. Aquesta forma es defineix per dues el·lipses perpendiculars les quals formen un volum tancat. A partir de les mesures definides en la geometria s'ha creat el cos, el qual talla per la meitat la secció central de l'ala. Per crear l'acabament en punta del cos del model, es talla l'el·lipsoide per l'extrem final i es dona continuïtat a la forma fins a convergir, formant així la punta (figura a.2.3).

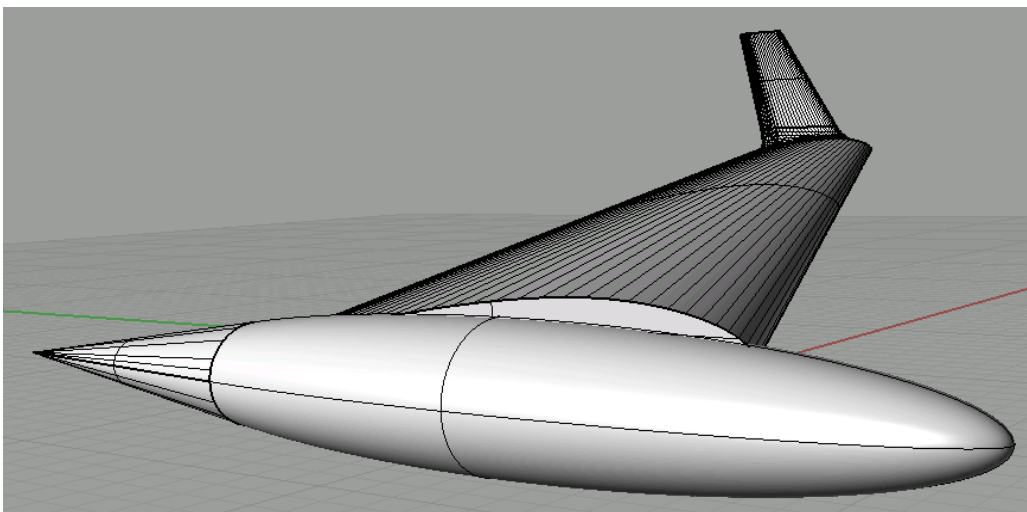


Figura a.2.3. Detall del cos del model durant el procés de modelització. Font: elaboració pròpia

4. Definir el volum

Un cop s'ha creat la geometria base, cal definir i revisar el volum. En primer lloc cal utilitzar la eina de simetria per crear l'altre costat del model. En segon lloc cal unir totes les parts i esborrar els volums interiors innecessaris. Per dur a terme això s'usa la unió booleana, la qual uneix totes les superfícies i volums creant un únic volum tancat. Abans d'això cal haver revisat i ajustat totes les unions de les parts, ja que qualsevol forat faria fallar la unió booleana. Gràcies a això, el Gambit identificarà el model com a un únic volum, accelerant el procés de mallatge. Per últim, cal suavitzar les unions de les diferents parts. Per exemple, la part del winglet s'arrodoneix, figura a.2.4.

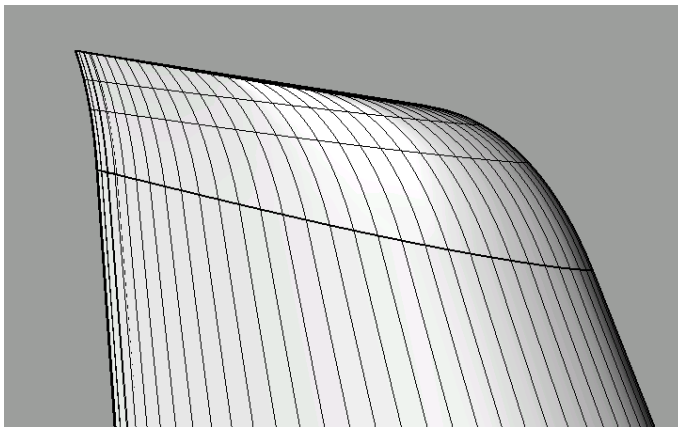


Figura a.2.4. Detall de la part superior del winglet ja arrodonida. Font: elaboració pròpia

Amb aquestes fases es modelitza el model de la manera més directe i també acceptada pel Gambit. En la següent figura a.2.5 es mostra una captura de pantalla del programa amb el model totalment modelitzat, per tal de mostrar la seva interfície.

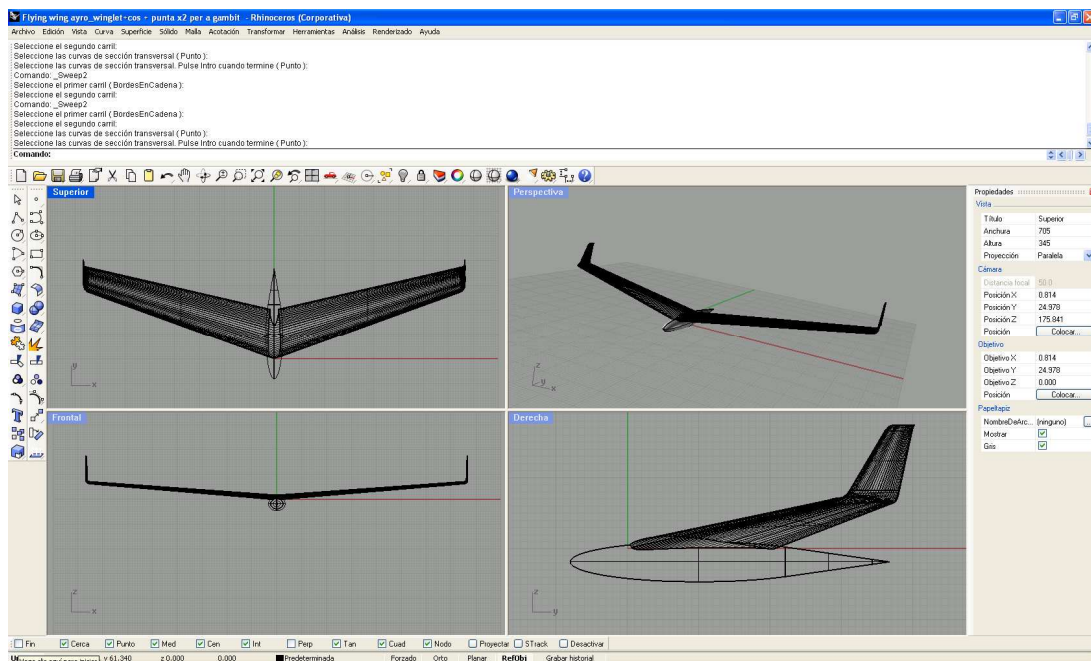


Figura a.2.5. Interfície del programa Rhinoceros durant el procés de modelització del model. Font: elaboració pròpia

Annex 3: Gambit

El programa Gambit és un software de mallatge, el qual genera malles per qualsevol modelització. És imprescindible mallar les modelitzacions abans de ser simulades. Utilitzar aquest programa és més complicat que el Rhinoceros, però gràcies al seu manual i a la seva pàgina web d'ajuda ha sigut possible obtenir resultat positiu. El procés que s'ha seguit per mallar el model s'explica a continuació en les següents fases: 1. Comprovació de la modelització, 2. Creació del volum de control, 3. Definir les característiques de la malla i 4. Definir els tipus de superfícies i volums.

1. Comprovació de la modelització

La primera fase un cop importada la modelització al programa Gambit, consisteix en comprovar que aquesta sigui correcta. El programa Gambit proporciona diverses eines les quals permeten identificar si hi ha punts repetits, angle abruptes, superfícies irregulars, forats, etc. Aquests punts problemàtics els senyala amb taronja, i les superfícies correctes les senyala amb blau. Tal i com s'aprecia a la figura a.3.1, el model és totalment blau, per tant és correcte i es continua amb el mallatge.

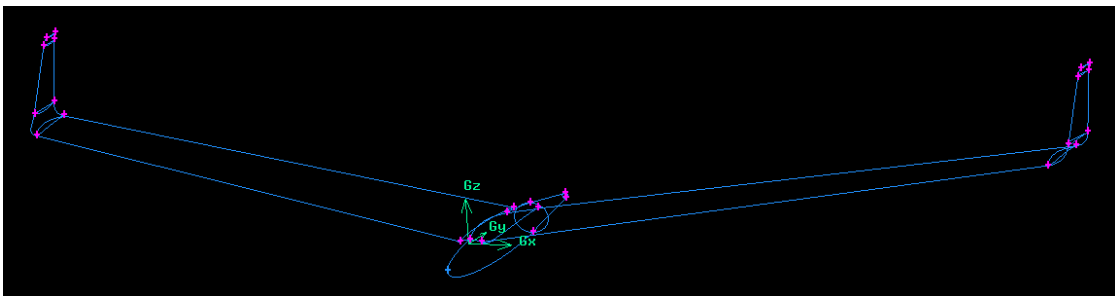


Figura a.3.1. Aspecte del model al Gambit després d'aplicar-li la eina una comprovació. Font: elaboració pròpia

2. Creació del volum de control

El programa Fluent treballa amb el mètode físic de volums finits, és a dir, que si es vol estudiar el comportament del model en vol, cal definir un límits en l'espai. Aquests límits es defineixen creant un volum al voltant del model el qual defineix l'espai d'estudi. Quant més gran sigui aquest model, més precisos seran els resultats, però més lents seran els càlculs. El model ha dissenyat mesura 1.5 metres d'envergadura, per tant el volum de control es de 5 metres de ample, 4 d'altura i 10 de profunditat. La part frontal del volum de control es corba, ja que així, el comportament del flux és més realista. Combinant algunes de les eines de modelització que proporciona el mateix programa Gambit, es crea el volum que es mostra a la figura a.3.2.

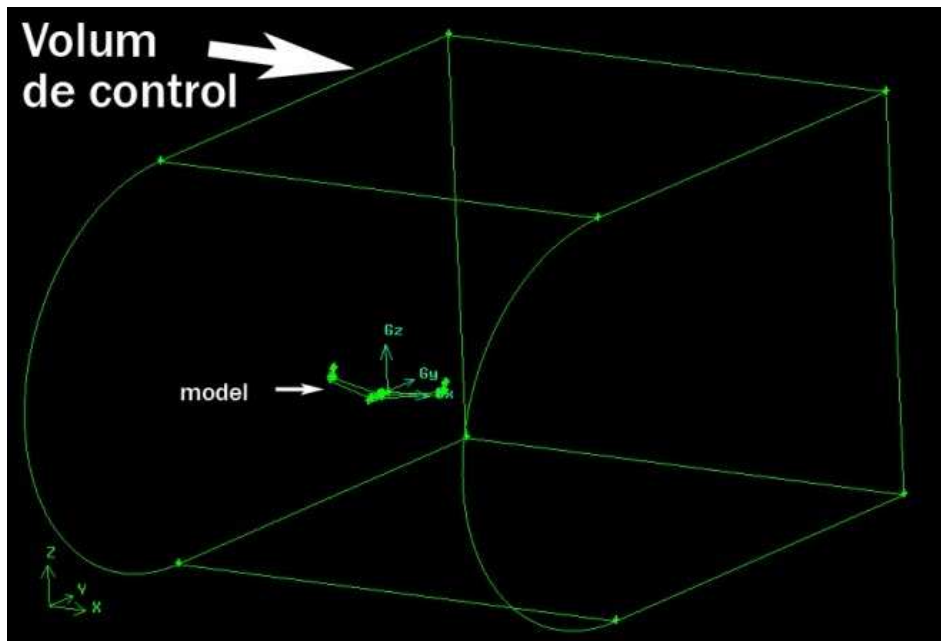


Figura a.3.2. Mostra del volum de control usat. Font: elaboració pròpia

3. Definir les característiques de la malla

A l'hora de crear la malla per a un volum tant gran com el que s'està utilitzant en aquest cas, és important utilitzar la eina "size function". Aquesta eina permet discriminar la malla innecessària, ja que permet fer la malla molt més precisa a les zones properes al model, les importants, que a les zones llunyanes al model, poc importants. El programa Gambit en aquest cas construeix la malla amb tetràedres (volum definit per quatre punts), és a dir, crea un sistema de tetràedres units entre si en tot el volum. Els tetràedres més petits i propers al model mesuren 0,2 cm, i el més grans i allunyats del model, 50 cm. Entre ambdós grandàries hi ha una transició suau de mesures per tal que no es generin tetràedres massa irregulars. Un cop creada la malla (figura a.3.3) cal revisar-la amb una eina del gambit que permet avaluar-ne la qualitat. Si els tetràedres són molt abruptes, aquests són de mala qualitat i són pintats d'un color vermellós, i si són bons i regulars, seran pintats d'un color blavós. La avaluació de la malla del model és positiva, ja que no hi ha masses tetràedres vermellosos (figura a.3.3). També es pot apreciar la eina "size function", on els tetràedres propers al centre de la figura, del model, són més petits que els tetràedres dels extrems.

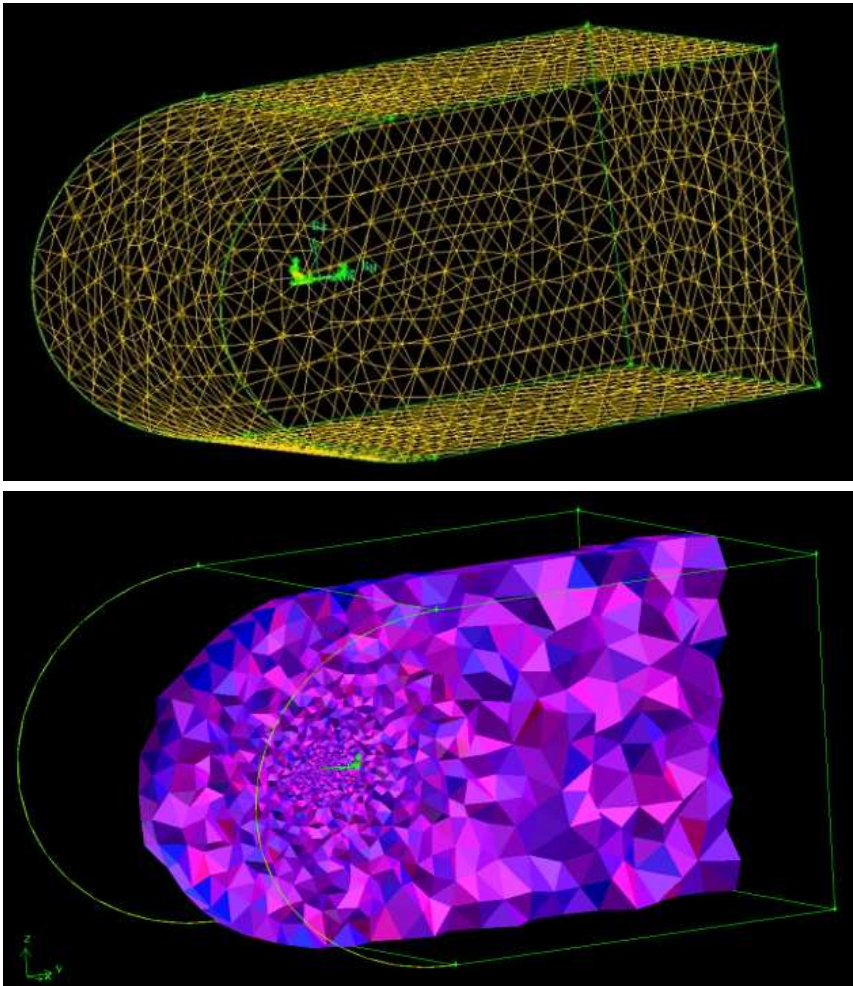


Figura a.3.3. Procés de mallatge acabat (esquerra) i comprovació de la qualitat de la malla (dreta). Font: elaboració pròpia

4. Definir els tipus de superfícies i volums

Un cop mallada la modelització, cal definir quina funció desenvoluparà cada superfície i cada volum. La superfície corba frontal és la entrada de flux, i la superfície del fons és la sortida de flux. La resta de les superfícies es defineixen com a parets, superfícies que l'aire no pot traspasar ni alterar (figura a.3.4). Aquestes parets s'agruparan segons siguin part del winglet, del cos o de l'ala, per tal d'accelerar la obtenció de resultats amb el Fluent. En segon lloc, el volum de control es defineix com el flux, i el model es defineix com un sòlid.

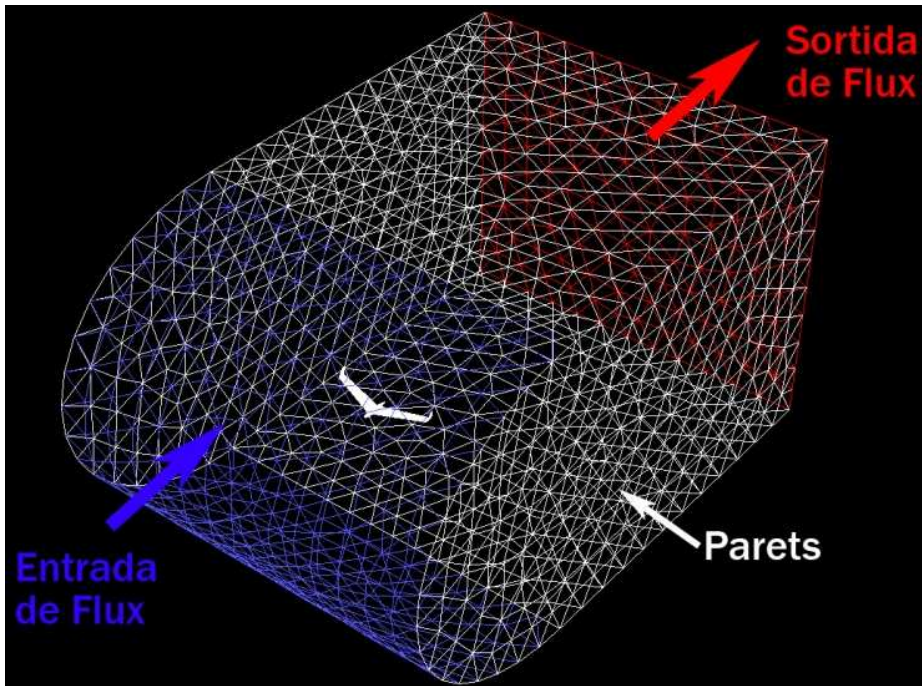


Figura a.3.4. Procés de determinació del tipus de parets del mallatge del model. Font: elaboració pròpia

D'aquesta manera, la malla ja està llesta per ser simulada amb el programa Fluent. Per últim s'inclourà una imatge de la interfície del programa Gambit durant el procés de mallatge del model, figura a.3.5.

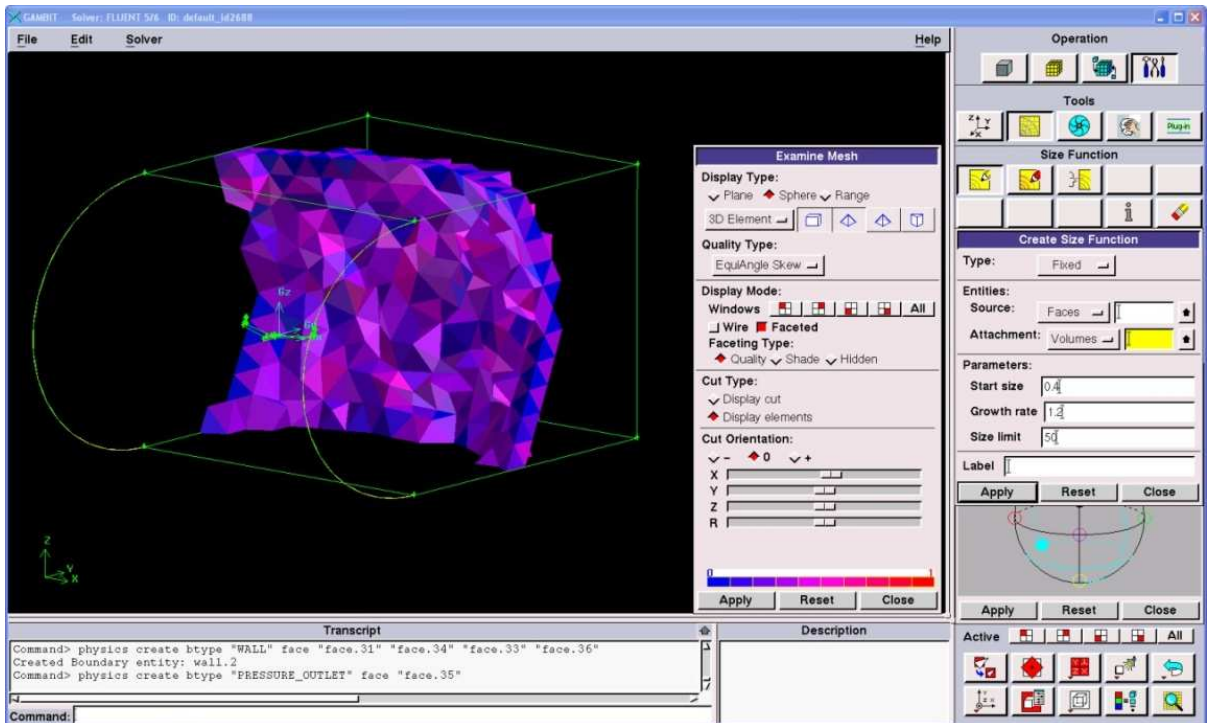


Figura a.3.5. Interfície del programa Gambit durant el procés de mallatge del model. Font: elaboració pròpia

Annex 4: Fluent

El programa Fluent és un software de dinàmica de fluids el qual és bàsic en els dissenys d'automoció i aeronàutica. És una eina potent i eficaç que permet simular qualsevol situació, tant si és de fluxos dinàmics, com de transferència de calor, de problemes acústics, elements mòbils, etc. A més, permet representar les dades obtingudes en formats molt dinàmics i útils amb les diferents eines de post-processament que proporciona. Tot i a complexitat del programa, gràcies als seus manuals i a la seva pàgina web d'ajuda, amb moltes hores invertides s'ha aconseguit familiaritzar-se amb el programa i obtenir resultats correctes. El procés que s'ha seguit per simular el model s'explica a continuació en les següents fases: 1. Comprovació de la malla, 2. Definir les característiques de la simulació, 3. Definir les condicions de la simulació i 4. Obtenció dels resultats.

1. Comprovació de la malla

Un cop s'ha importat la malla al Fluent, primer de tot cal comprovar si és correcte. Per dur a terme això el programa Fluent proporciona una eina per comprovar tots els aspectes de la malla que podrien fer fallar la simulació. Un cop validada la malla, s'han de determinar les unitats, que en aquest cas són centímetres, llavors el programa transforma la malla perquè estigui en metres. Per últim, és molt recomanable utilitzar una eina que refina la precisió de la malla en els punts adjacents al model, per tal que els resultats siguin una mica més precisos.

2. Definir les característiques de la simulació

La segona fase consisteix en determinar uns paràmetres i opcions abans de simular el model. En primer lloc cal definir el tipus de turbulència, el qual serà K-epsilon, un tipus molt utilitzat en aerodinàmica subsònica. També cal especificar quin fluid s'utilitzarà, en aquest cas aire, i també cal especificar les seves condicions, les estàndards. Per últim cal definir quantes iteracions farà la simulació, és a dir, quants cops es calcularà la solució en busca dels valors més correctes possibles. En aquest cas es faran 1200 iteracions. També cal activar la opció del monitors residuals, els quals indicaran durant la simulació si aquesta és favorable o no.

3. Definir les condicions de la simulació

En segon lloc també cal definir les condicions de la simulació, les quals són: la pressió i els components de la velocitat. Aquestes dues dades canviaran en cada apartat, per tant, en cada cas ja s'especificarà en quines condicions s'ha realitzat la simulació.

4. Obtenció dels resultats.

Un cop inicialitzada la simulació apareix una nova finestra on es mostra el monitor dels residuals. Aquest monitor està format per diferents gràfiques, les quals resten el valor d'una iteració concreta amb el valor de l'anterior. Per tant una bona simulació és aquella que mostra resultats continus, és a dir, que les gràfiques dels residuals tendeixen a zero (figura a.4.1).

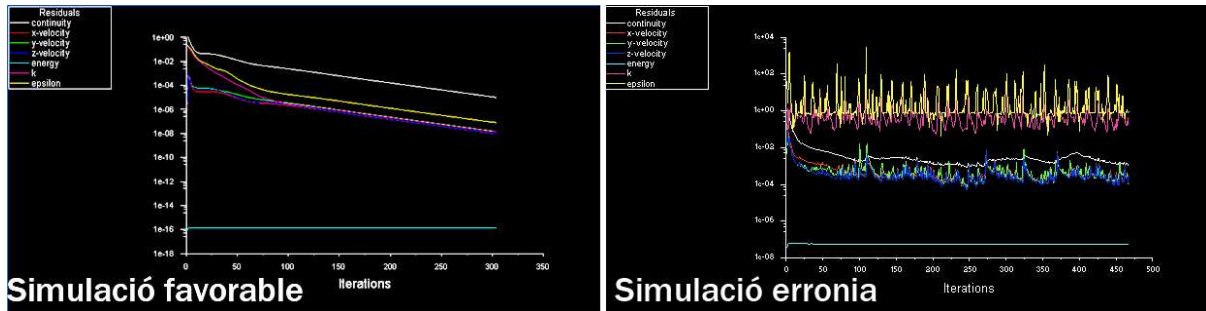


Figura a.4.1. Imatge dels monitors dels residuals. Font: elaboració pròpia

Un cop s'ha validat la simulació ja es pot prosseguir a extreure les dades. El Programa Fluent presenta diferents eines amb les quals extreure dades d'una simulació. Aquestes s'enumeraran a continuació:

Contorns

La eina de contorns permet "pintar" una zona definida segons unes dades determinades. Per exemple, uns contorns de pressió mostraran la distribució de pressions d'una zona des de el valor més baix al valor més alt, acolorat amb una escala de colors. Cada color representa un valor el qual està plasmat a la llegenda adjacent.

Vectors velocitat

La eina de vectors velocitat representa els vectors d'una àrea definida, els quals mostren la direcció i magnitud de la velocitat. A més, poden ser acolorats amb qualsevol altre criteri. Cada color representa un valor el qual està plasmat a la llegenda adjacent.

Línies de flux

La eina de línies de flux representa la línia que descriu la trajectòria de totes les partícules que passen per una zona determinada. Aquesta línia pot ser acolorada per qualsevol criteri, i com als altres casos, cada color representa un valor el qual està plasmat a la llegenda adjacent.

Iso-surface

Aquesta eina permet crear una superfície que englobi tots els punts els quals tinguin el mateix valor d'una variable determinada. Aquesta eina facilita la busca de les zones les quals tenen valors extrems d'alguna variable.

Línia

Aquesta eina permet crear una línia definida per dos punts cartesianes. A partir d'aquestes línies s'acostumen a obtenir les línies de flux.

Reports

Aquesta eina permet obtenir el valor de la força que sofreix una superfície determinada en un eix concret. D'aquesta manera es poden obtenir les forces de sustentació d'un model.

En cada apartat concret de l'anàlisi de resultats s'explicarà concretament quines eines s'han utilitzat per obtenir els resultats. En la figura a.4.2 es mostra la interfície de programa Fluent durant la simulació del model.

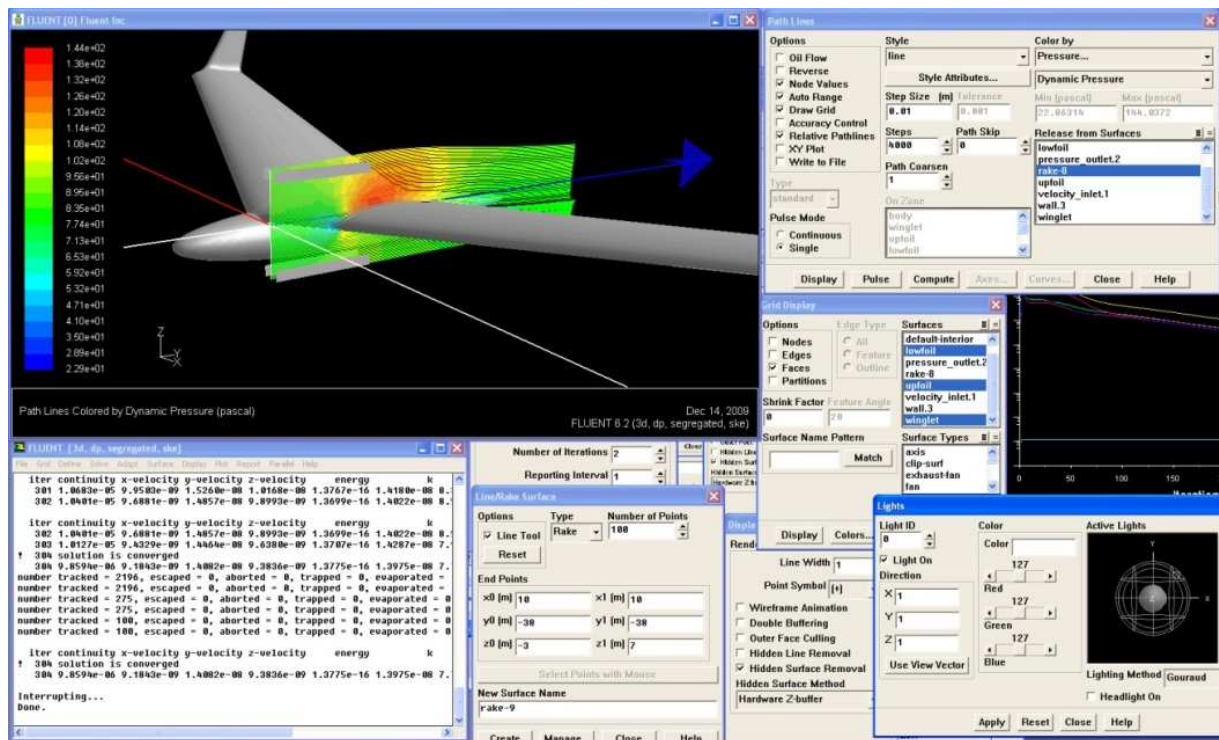


figura a.4.2. Interfície del programa Fluent durant la simulació del model. Font: elaboració pròpia

Annex 5: Càlcul de les dades del perfil ideal

Per calcular les dades del perfil ideal usades en l'apartat de perfil alar, s'han utilitzat un càlculs matemàtics i uns raonaments més extensos que s'explicaran en aquest annex. Les explicacions s'agruparan aquests apartats: (a) Càlcul del coeficient de sustentació màxim i del coeficient de sustentació a 0 graus, (b) Càlcul del grossor i (c) Càlcul de l'angle mínim i de l'angle màxim.

a. Càlcul del coeficient de sustentació màxim i del coeficient de sustentació a 0 graus

Per calcular aquests dos coeficients, s'usarà la fórmula del coeficient de sustentació, la qual és la següent:

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2}\rho v^2 A}$$

A partir d'uns raonaments es poden extreure totes les dades, les quals s'explicaran a continuació:

- **(A) Superfície alar:** Aquesta dada la proporciona el programa Nurfluegel, la qual és: 22,5 dm², però que passada a unitats del SI és: **0.225 m²**.
- **(ρ) Densitat de l'aire:** S'utilitzarà la densitat de l'aire estàndard sobre la superfície de la terra, ja que no es necessària tanta precisió. Aquesta densitat és de **1,2 kg/m³**.
- **(L) Força de sustentació:** Tenint en compte que s'estan calculant els coeficients en un moment del vol estable, es considerarà que la acceleració vertical és zero, per tant la força de la sustentació és igual a la força del pes. Per tant es passarà el pes de l'avió a Newtons, 0.6Kg per 9,8N/Kg és **5.88N**.
- **(v) la velocitat:** Aquest serà el paràmetre que variarà per calcular els dos coeficients diferents. La velocitat per calcular el coeficient de sustentació màxim serà aquella velocitat màxima abans que el model entri en pèrdua, la qual serà de **7 m/s**. I la velocitat per calcular el coeficient de sustentació a 0 graus, serà aquella velocitat de creuer amb la qual el model crearà la sustentació encasaria per volar estan a 0 graus d'angle d'atac, la qual serà de **10 m/s**.

Per tant ja es poden calcular els dos coeficients, els quals s'abreviaran com a ($C_{L\text{ màxim}}$, $C_{L\text{ creuer}}$).

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2}\rho v^2 A}$$

$$C_{L\text{ màxim}} = \frac{5.88}{\frac{1}{2} \times 1.2 \times 7^2 \times 0.225} = 0,889$$

$$C_{L\text{ creuer}} = \frac{5.88}{\frac{1}{2} \times 1.2 \times 10^2 \times 0.225} = 0,436$$

b. Càlcul del grossor

El grossor es defineix com la màxima distància entre la part superior de l'ala i la part inferior d'aquesta, (figura a.5.1).



Figura a.5.1. Definició de grossor. Font: elaboració pròpia

El **grossor del perfil del model ha de ser de 10%**. Si el grossor fos molt petit, la resistència estructural de l'ala seria molt baixa, a més, com que el model ha dissenyar té unes ales molt llargues i primes, cal que el perfil alar ideal no tingui grossor massa petit. Per altre banda, si el grossor fos massa gran, la resistència aerodinàmica de l'ala seria massa elevada, de manera que es perdria rendiment.

c. Càlcul de l'angle mínim i de l'angle màxim

El model ha dissenyar ha de ser fàcil de controlar, per tant és necessari que al perfil ideal li sigui difícil entrar en pèrdua per tal de simplificar la conducció del model. En altres paraules, el perfil ideal hauria de ser capaç de no entrar en pèrdua tot i que el model fes una maniobra molt forçada, és a dir que volés a angles d'atac molt grans o a angles negatius. De manera que el perfil ideal hauria de tenir la **major diferència de graus possible entre l'angle mínim i l'angle màxim**.

Annex 6: Estabilitat longitudinal als Flying wings

En tots els models, la estabilitat longitudinal presenta un inconvenient: la sustentació es redistribueix a cada angle d'atac diferent. Per tant, a cada angle d'atac diferent, el centre de pressions canvia de posició. Quan l'angle d'atac augmenta el centre de pressions avança (figura dreta de la figura a.6.1), i quan l'angle es redueix el centre de pressions retrocedeix (figura esquerra de la figura a.6.1).

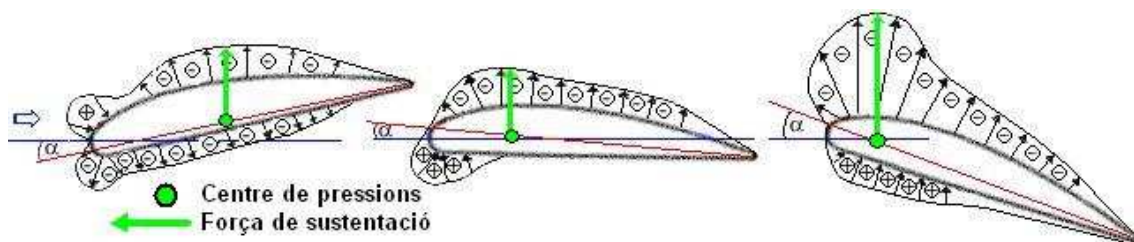


Figura a.6.1. Distribució de la pressió a diferents angles d'atac. Font: pilotsweb.com.

Però aquest fet empitjora als flying wings. Com que els flying wings no són tant estables com els avions convencionals, i a més la zona destinada a generar sustentació engloba gairebé tot el model, el desplaçament del centre de pressions en augmentar l'angle d'atac és major i més ràpid. Aquest efecte del desplaçament del centre de pressions passa de ser una característica pels avions convencionals a un problema pels flying wings.

Explicació del problema

En les següents figures s'explica el problema d'un desplaçament massa gran del centre de pressions. A la figura a.6.2 es mostra una ala vista de perfil on s'aprecia el centre de gravetat, el centre de pressions i les forces de sustentació, gravetat i rotació. L'ala en qüestió està a zero graus, i mostra una estabilitat positiva.

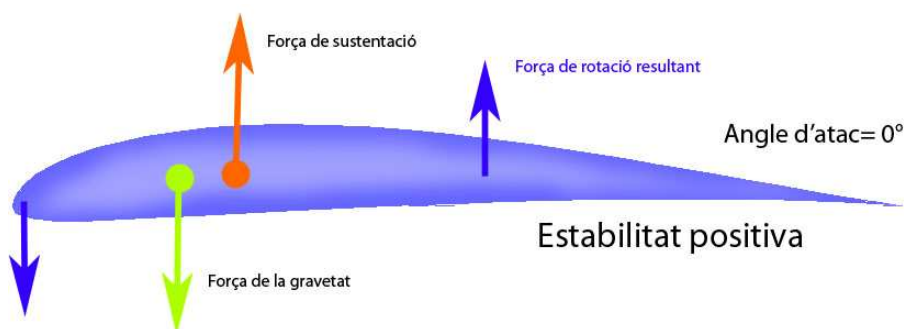


Figura a.6.2. Forces que afecten la estabilitat longitudinal d'una ala a 0 graus. Font: elaboració pròpia

De la figura a.6.2 a la a.6.3, s'aprecia un augment en l'angle d'atac i un canvi en la localització del centre de pressions. Aquest desplaçament ha modificat l'estabilitat de la ala, que ha passat de positiva a neutre.

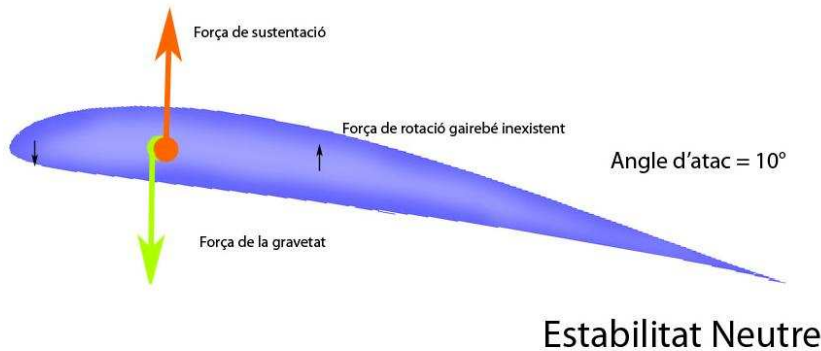


Figura a.6.3. Forces que afecten la estabilitat longitudinal d'una ala a 10 graus. Font: elaboració pròpia

De la figura a.6.3 a la a.6.4 s'aprecia un altre augment de l'angle d'atac, i consegüentment la localització del centre de pressions ha canviat. Ara l'estabilitat és negativa, per tant l'ala ha passat de tendir a recuperar la posició estable, a tendir a allunyar-se més d'aquesta. Així que en una ala com aquesta quan arriba a alts angles de 15 graus on és molt fàcil entrar en pèrdua, l'ala enlloc d'ajudar al pilot a tornar a la posició estable, es desestabilitza encara més.

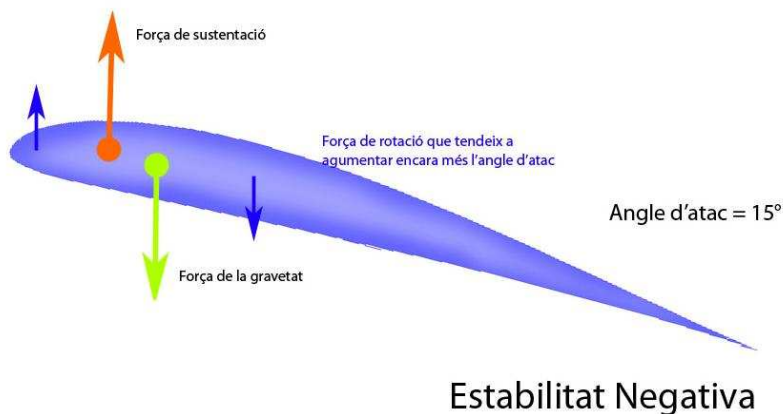


Figura a.6.4. que afecten la estabilitat longitudinal d'una ala a 15 graus. Font: elaboració pròpia

Aquesta tendència de l'ala a desestabilitzar-se augmenta a mesura que augmenta l'angle d'atac, i aquesta inestabilitat fa augmentar l'angle d'atac. En altres paraules es crea una espiral que fa que aquests efectes negatius siguin cada cop més intensos i perillosos.

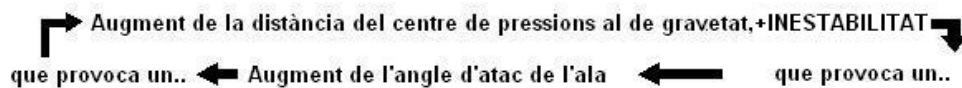


Figura a.6.5. Esquema de la relació en espiral de la inestabilitat i l'angle d'atac. Font: elaboració pròpia

A la figura a.6.5 s'aprecia aquest cicle explicat anteriorment, el qual provoca que la força de rotació de la ala sigui cada cop més gran i conseqüentment més inestable. Arriba un punt en que aquesta força fa que l'ala entri en pèrdua a causa dels alts angles d'atac a que arriba.

Però això no és tot, si la força de rotació és molt brusca, la ala pot arribar a fer una volta de campana sobre si mateixa. Si això ocorre, es perd el control totalment del model i aquest s'estavella sense poder fer-hi res. Per tant tots aquests efectes negatius derivats del desplaçament del centre de pressions han de ser solucionats.

Explicació de les solucions.

Qualsevol solució per aquest problema consistirà bàsicament en aconseguir que el centre de pressions es mogui poc a mesura que s'augmenta l'angle d'atac i que aquest mai passi per davant del centre de gravetat. Les dues maneres de solucionar aquests problemes són: la torsió, i l'avançament del centre de gravetat. En primer lloc, una bona torsió aconseguirà que la distància que recorre el centre de pressions quan canvia l'angle d'atac sigui menor. Com que el model a dissenyar ja té una torsió òptima, aquesta millora de la sustentació longitudinal ja està inclosa al model. La localització del centre de gravetat com a solució a aquest problema, implica col·locar el centre de gravetat més avançat. Això contribuirà a que el centre de pressions li sigui molt difícil avançar el centre de gravetat.

Annex 7: Justificació dels diferents tipus d'estabilitat

A l'apartat d'estabilitat es mostren els diferents tipus d'estabilitat longitudinal i lateral: positiva, neutre i negativa. En aquest annex es justificarà perquè cada distribució concreta del centre de gravetat respecte el centre aerodinàmic comporta un tipus determinat d'estabilitat. Cada justificació s'acompanyarà amb les imatges ja utilitzades en l'apartat d'estabilitat per poder identificar els tipus d'estabilitat.

Estabilitat longitudinal

La situació del centre de gravetat i el centre aerodinàmic en l'eix horitzontal del model condicionen la estabilitat longitudinal de l'avió. Els diferents tipus d'estabilitat s'aprecien en la figura a.7.1.



Figura a.7.1: Tipus de estabilitat longitudinal. Font: Pérez & Sintès (2007).

El perquè del canvi d'estabilitat longitudinal quan es mouen de lloc els centres de gravetat i el centre aerodinàmic, s'explica amb la llei de la palanca. Es considera un cas estàndard d'estabilitat positiva com es mostra a la figura a.7.2. De la figura a.7.2 a la a.7.3 s'aprecia un canvi del vent relatiu (fletxes blaves), el qual canvia l'angle d'atac de l'ala. Aquest augment de l'angle d'atac fa que la sustentació passi de ser nul·la (figura a.7.2) a molt positiva (figura a.7.3). Ara s'ha d'entendre que el centre de gravetat actua com a fulcre, el centre aerodinàmic actua com el punt d'aplicació de la força sustentació, i ambdós formen una palanca de tercer grau. El resultat és que la ala torna a encarar-se al vent relatiu (figura a.7.4). Gràcies a aquesta distribució dels centres de gravetat i aerodinàmic, la força de sustentació ajuda a estabilitzar l'avió. Fixant-se en la figura a.7.4, s'aprecia que el vector de la força de sustentació ha tornat a ser nul·la, ja que un cop la ala torna a estar paral·lela al vent relatiu l'angle d'atac torna a ser zero i la sustentació per tant és nul·la. Així que la ala retorna a una posició estable sense la interacció del pilot. En cas de que el centre de gravetat estigues darrere el centre de pressions el efecte seria el contrari. La sustentació generada per l'augment de l'angle d'atac a causa del vent relatiu, en lloc de retornar l'ala a la posició estable, la desestabilitzaria encara més.

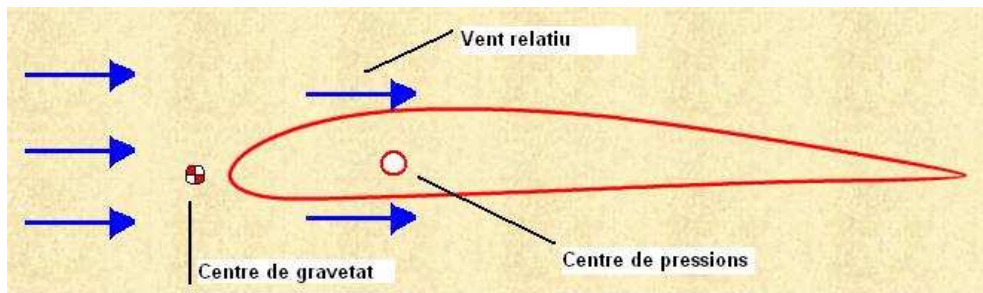


Figura a.7.2. El perquè de l'estabilitat longitudinal positiva. Font: geistware.com

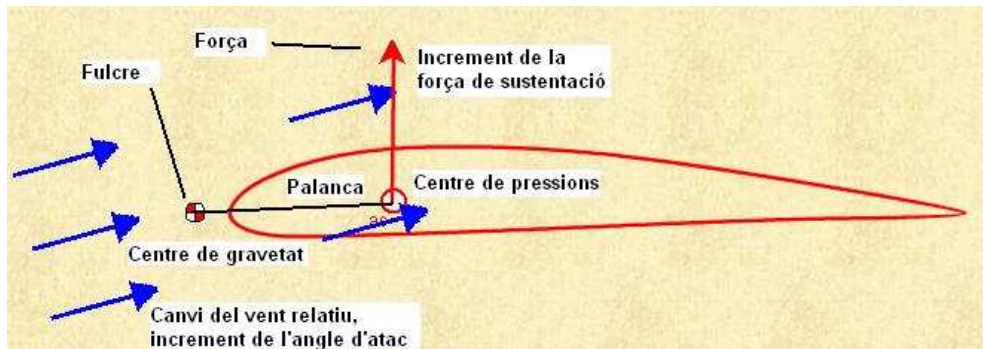


Figura a.7.3. El perquè de l'estabilitat longitudinal positiva. Font: geistware.com

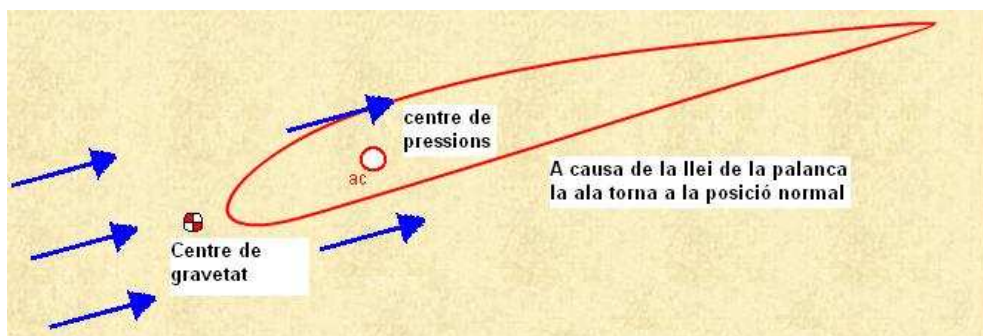


Figura a.7.4. El perquè de l'estabilitat longitudinal positiva. Font: geistware.com

En la figura a.7.5 s'aprecia la trajectòria que descriuen tres avions amb estabilitats positiva, neutre i negativa. Tal i com s'ha explicat abans, un avió amb estabilitat longitudinal positiva torna a una posició estable. En canvi un avió amb estabilitat longitudinal negativa, perd progressivament la estabilitat.

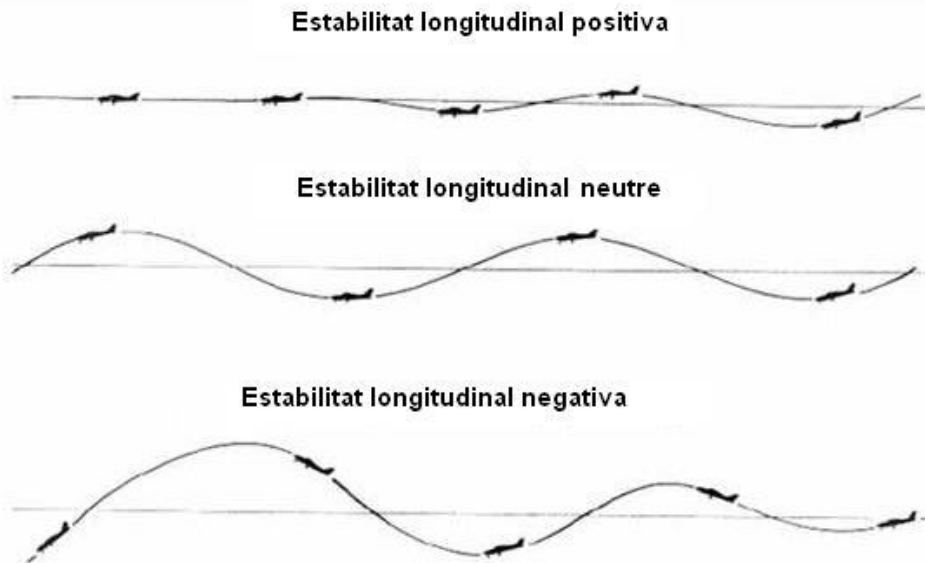


Figura a.7.5. comportament d'un avió amb diferents estabilitats longitudinals. Font: Pérez & Sintès (2007).

Com s'ha explicat abans a les figures a.7.2,3 i 4 un canvi en l'angle d'atac genera un força de sustentació la qual crea un força que fa rotar la ala. Aquesta força de rotació s'anomena en anglès "pitching moment" (força rotatòria), i té com a centre el centre de gravetat (figura a.7.6). Aquesta força de rotació es podria considerar com la força que s'exerceix sobre la resistència (tercer punt de la palanca). Tal i com diu la llei de la palanca, aquesta força de rotació augmentaria proporcionalment amb la força de sustentació i la distància d'aquesta última al centre de gravetat. D'aquesta manera es dedueix que a major distància del centre de pressions al centre de gravetat, major estabilitat tindrà el model, és a dir, tindrà més tendència a tornar a la posició estable.

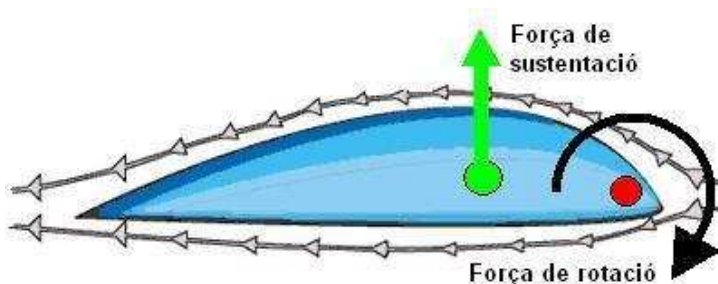


Figura a.7.6. Força de rotació generada per l'efecte palanca que genera la sustentació. Font: elaboració pròpia

Estabilitat lateral

La situació del centre de gravetat i el centre aerodinàmic en l'eix vertical condicionen l'estabilitat lateral de l'avió. Els diferents tipus d'estabilitat s'aprecien en la figura a.7.7.



Figura a.7.7. Diferents tipus d'estabilitat lateral. Font: elaboració pròpia

El perquè del canvi d'estabilitat quan es desplacen el centre aerodinàmic i el de gravetat, s'explica de la següent manera. Es considera un avió amb estabilitat lateral positiva com es mostra al pas 1 de la figura a.7.8. Aquest avió rep una força desestabilitzadora que el fa virar com es mostra al pas 2. Quan l'avió vira, es diu que es desestabilitza lateralment. Com que el centre aerodinàmic i el de gravetat no estan al mateix punt, els vectors de força de sustentació i gravetat deixen d'estar al mateix eix de les Y. Quan aquests vectors deixen d'estar alineats es crea una força de rotació aplicada sobre el centre de gravetat. Aquesta força fa tornar l'avió a la posició estable original, i un cop els dos vectors tornen a estar alineats la força de rotació passa a ser nul·la (pas 3 figura a.7.8).

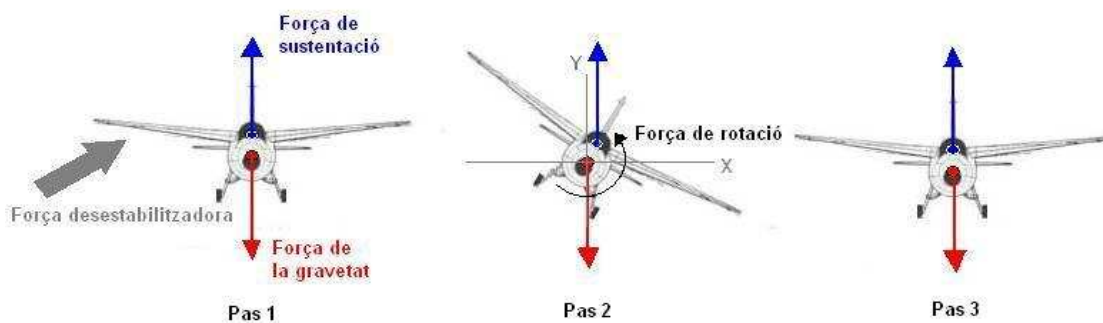


Figura a.7.8. Reacció de l'avió al desestabilitzar-se lateralment, tenint estabilitat positiva. Font: elaboració pròpia

En la figura a.7.9 es mostra el mateix esquema que a la figura a.7.8 però ara la estabilitat és negativa. Aquí, els vectors de força de sustentació i gravetat, també deixen d'estar alineats quan l'avió vira. Però la força de rotació que es crea (pas 2 figura a.7.9), enlloc de tornar l'avió a la posició estable original, el desestabilitza encara més (pas 3 figura a.7.9).

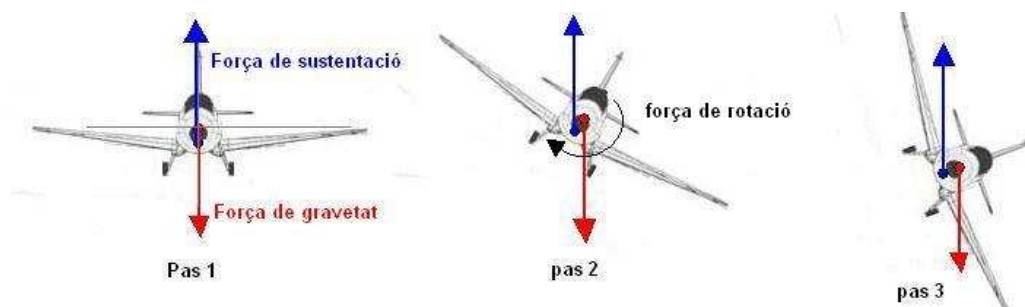


Figura a.7.9. Reacció de l'avió al desestabilitzar-se lateralment, tenint estabilitat negativa. Font: elaboració pròpia

Annex 8: Definició del Centre aerodinàmic

El centre aerodinàmic és el concepte que ha substituït al centre de pressions, ja que el centre aerodinàmic no canvia de posició quan canvia l'angle d'atac. A efectes pràctics d'estudi, ambdós centres porten als mateixos resultats, per això el centre aerodinàmic ha apartat al centre de pressions en l'estudi de l'estabilitat dels models.

El centre aerodinàmic (CA) és el punt a l'ala on la sustentació efectiva o "pitching moment" sempre és constant. Quan es parla de sustentació efectiva es parla del producte de la sustentació en un punt de l'ala per la distància d'aquest punt al centre aerodinàmic. Aquesta idea és semblant a la llei de la palanca. A la figura a.8.1 s'aprecia com la sustentació efectiva és constant encara que canviï l'angle d'atac. La figura inferior de la figura a.8.1 mostra la mateixa ala en dos angles d'atac diferents (les imatges sobreposades). També s'aprecia que tot i que el centre de pressions es mou i canvia la força de sustentació, la sustentació efectiva i el centre aerodinàmic no varien.

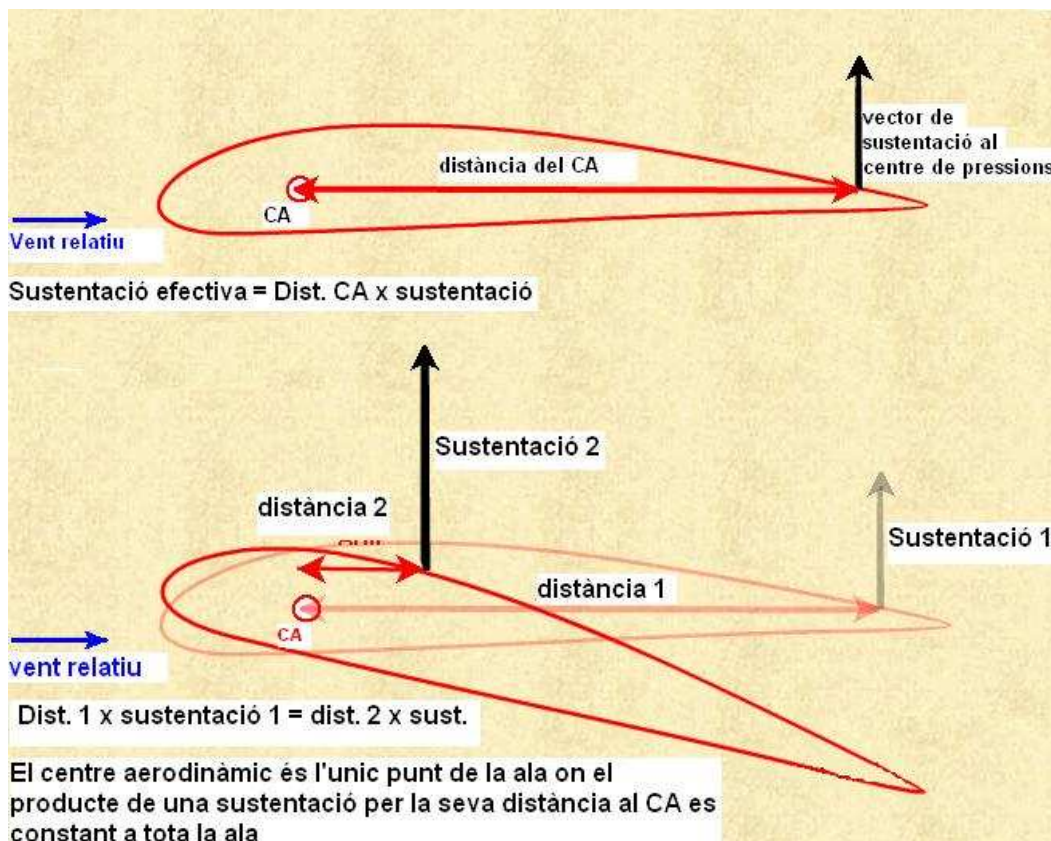


Figura a.8.1. Càlcul de la sustentació efectiva i demostració de la invariabilitat del centre aerodinàmic.

Font: geistware.com

A la pràctica, agafar com a referència el centre aerodinàmic i la sustentació efectiva és més pràctic a l'hora de estudiar la estabilitat. A més a més el centre aerodinàmic és molt més fàcil de localitzar que el centre de pressions. El centre aerodinàmic, també anomenat quart de corda, té la característica de estar situat en el 25% de la corda de la ala en qualsevol perfil. Aquesta regla és vàlida per els perfils comuns subsònics, que són els que es tractaran en aquest treball. Així doncs el punt al llarg de la ala al qual està situat el centre aerodinàmic es calcula de la següent forma (figura a.8.2), on (c) és la longitud de la corda del perfil.

$$CA = \frac{c}{4}$$

Figura a.8.2. Fórmula per calcular el punt de la corda on està situat el centre aerodinàmic. Font: nasa.gov

Annex 9: Localització gràfica i càlcul de la corda mitja aerodinàmica (CMA)

El mètode per localitzar la corda mitja aerodinàmica d'un model és gràfic i es du a terme sobre una vista de planta del model. En primer lloc, es mesuren les cordes de l'extrem de l'ala i del centre de l'ala. Llavors es traslladen aquestes mesures a sobre i a sota de la corda oposada, com es mostra a la figura 9.1. En segon lloc es tracen dues línies de punta a punta dels nous segments del centre i de l'extrem de l'ala. El punt on es creuen aquestes dues línies és un punt de la CMA. La corda a la qual pertanyi aquell punt serà la corda mitja aerodinàmica. La CMA del model a dissenyar es troba en el punt que mostra la figura a.9.1.

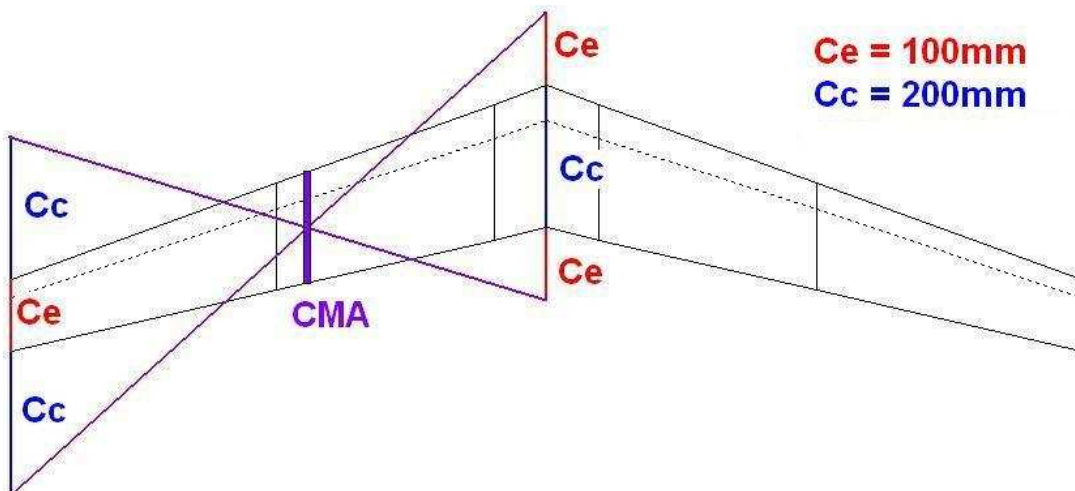


Figura a.9.1. Procés per localitzar la CMA. Font: elaboració pròpia

Un cop s'ha localitzat la CMA s'agafaran les seves mesures més importants, les quals seran usades en l'apartat de centrament. Aquestes són: la longitud de la CMA, la distància des de la punta de la CMA a la punta del model, i la distància de la CMA l'eix central del model (a.9.2).

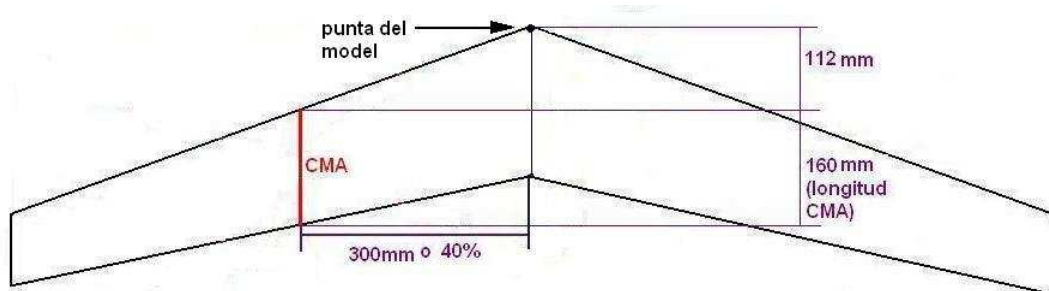


Figura a.9.2. Característiques de la CMA del model a dissenyar. Font: elaboració pròpia

Annex 10: Plànols del disseny final del model

