

ESEIAAT



UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE CATALUNYA
BARCELONATECH

Escola Superior d'Enginyeries Industrial,
Aeroespacial i Audiovisual de Terrassa

Aerodinàmica d'un planejador

Estudi de l'efecte terra

Informe

Curs: Màster en Enginyeria Aeronàutica

Assignatura: Aerodinàmica, Mecànica de Vol i Orbital

Data d'entrega: 15-12-2016

Estudiants:

González García, Sílvia

Kaloyanov Naydenov, Boyan

Pla Olea, Laura

Serra Moncunill, Josep Maria

Professor: Lizandra i Dalmases, Oriol

Llista de continguts

Llista de taules	ii
Llista de figures	iii
1 Introducció	1
2 Vortex lattice	3
2.1 Desenvolupament	3
2.2 Algoritme	5
3 Convergència	7
4 Ala	10
4.1 Angle de sustentació nul·la	10
4.1.1 Resistència aerodinàmica	12
4.2 Corba polar	13
5 Efecte terra	14
6 Ala i estabilitzadors	15
6.1 Coeficients Aerodinàmics	15
6.2 Posició del centre de masses	15
7 Bibliografia	17

Llista de taules

1.0.1	Relacions geomètriques fixades	2
1.0.2	Paràmetres geomètrics de l'ala	2
1.0.3	Paràmetres geomètrics de l'estabilitzador horitzontal	2
1.0.4	Paràmetres geomètrics de l'estabilitzador vertical	2

Llista de figures

1.0.1	Esquema del planejador [2]	1
2.1.1	Discretització d'una semi-ala [4]	4
3.0.1	Estudi del nombre de divisions al llarg de l'eix Y	7
3.0.2	Estudi del nombre de divisions al llarg de l'eix X	8
3.0.3	bau bau	9
4.1.1	Angle de sustentació nul·la per diferents valors de twist	11
4.1.2	Resistència aerodinàmica en angle de sustentació nul·la	12
4.2.1	Corba polar (C_D vs. C_L)	13
6.1.1	Coeficient de sustentació en funció de l'angle d'atac	16
6.1.2	Coeficient de resistència en funció de l'angle d'atac	16

1 | Introducció

L'objectiu principal d'aquest informe és l'estudi de l'aerodinàmica d'un planejador i l'efecte que té sobre ella l'efecte terra. Per tal de poder resoldre el problema plantejat, s'utilitza el mètode numèric de Vortex lattice.

Es comença analitzant l'aerodinàmica de l'ala aïllada per poder estudiar com es troba influenciada pels paràmetres geomètrics, i, un cop determinada la geometria final de l'ala, es procedeix a analitzar l'efecte sòl.

A continuació, s'afegeixen els estabilitzadors vertical i horitzontal i, de nou, se n'estudia els coeficients aerodinàmics. També s'afegeix l'anàlisi de moments. Finalment, es realitza l'anàlisi del planejador complet amb efecte terra.

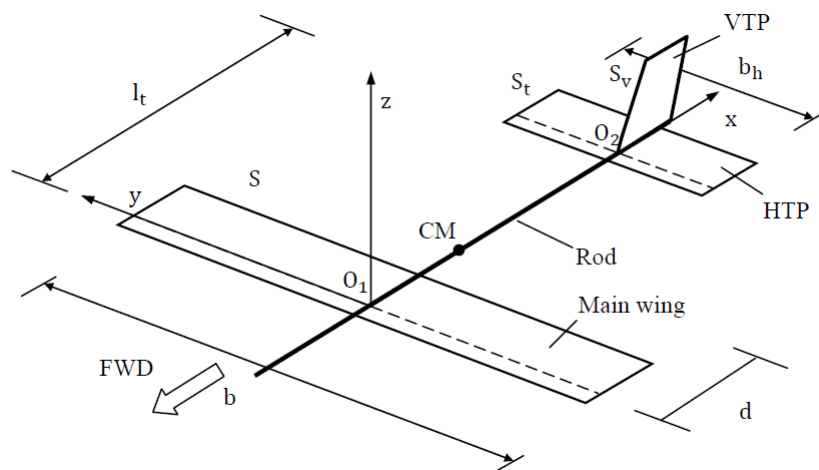


Figura 1.0.1: Esquema del planejador [2]

L'esquema del planejador, així com els paràmetres geomètrics i els eixos de referència utilitzats, es troben definits en la Figura 1.0.1. A més, algunes de les relacions entre aquests paràmetres venen fixades per l'enunciat (veure Taula 1.0.1).

Relacions geomètriques fixades			
S_t/S	S_v/S_t	l_t/\bar{c}	A
$\frac{1}{8}$	$\frac{2}{3}$	4	> 6

Taula 1.0.1: Relacions geomètriques fixades

A continuació, per tal de definir els paràmetres bàsics de la geometria de l'ala del planejador no establerts, s'ha agafat com a referència l'avió SZD-56 Diana 2 de Diana Sailplanes [1]. Els valors obtinguts es mostren a la Taula 1.0.2.

Paràmetres geomètrics de l'ala			
λ	Λ	Γ	A
0.3	0	0	26

Taula 1.0.2: Paràmetres geomètrics de l'ala

Un cop definida la geometria alar, s'ha de definir la geometria dels estabilitzadors tant horitzontal com vertical. Les dimensions escullides es mostren a Taules 1.0.3 y 1.0.4..

Estabilitzador horitzontal				
λ	Λ	Γ	c_{rh}	b_h
0.3	0	0	$0.5c_{rw}$	$0.25b_w$

Taula 1.0.3: Paràmetres geomètrics de l'estabilitzador horitzontal

Estabilitzador vertical			
λ	Λ	Γ	c_{rv}
0.3	0	0	c_{rh}

Taula 1.0.4: Paràmetres geomètrics de l'estabilitzador vertical

Per últim, pel que fa als perfils utilitzats, en l'ala s'assumeix un perfil NACA 2412 i en els estabilitzadors vertical i horitzontal, NACA 0009.

2 | Vortex lattice

El mètode de resolució emprat és el Vortex lattice. Aquest es basa en la teoria de lifting line de Prandtl, següents la qual la sustentació en una ala es pot plantejar com una sèrie de segments de vorticitat que generen unes velocitats induïdes als punts del seu voltant. Cal recalcar que aquesta teoria es troba dins del marc de fluid potencial, i per tant no té en compte efectes de viscositat.

Aquest mètode s'utilitza per resoldre l'aerodinàmica d'ales primes, ja que en els seus càlculs només té en compte els efectes de la curvatura i de l'angle d'atac, suposant que el perfil no té espessor. Es diferencia d'altres mètodes com el Lifting line perquè permet el càlcul d'ales de qualsevol aspect ratio.

Per tal de simplificar el plantejament del mètode de vortex lattice a continuació es descriu per la resolució d'una ala aïllada. En els següents apartats ja es descriuen les possibles modificacions que cal tenir en compte en afegir l'efecte terra o els efectes dels estabilitzadors vertical i horitzontal.

2.1 Desenvolupament

Com en la majoria de mètodes numèrics, cal discretitzar el domini a estudiar, en aquest cas l'ala. Es fan N_x divisions en l'eix X i N_y divisions en l'eix Y.

El següent pas és trobar la disposició dels anells de vorticitat. Aquest mètode planteja que en cada un dels panells que forma l'ala s'hi troba un anell de vorticitat, que genera una velocitat induïda a tots els punts de control de l'ala. Els anells es troben situats a $1/4$ de la corda de cada panell, tal i com es pot veure en verd a la figura 2.1.1.

En la mateixa figura també es troben representats en color vermell els punts de control. Aquests són els punts on es calcula la velocitat induïda generada per tots els anells de vorticitat de l'ala. La velocitat induïda en un punt de control i deguda a una anell de vorticitat j és la suma

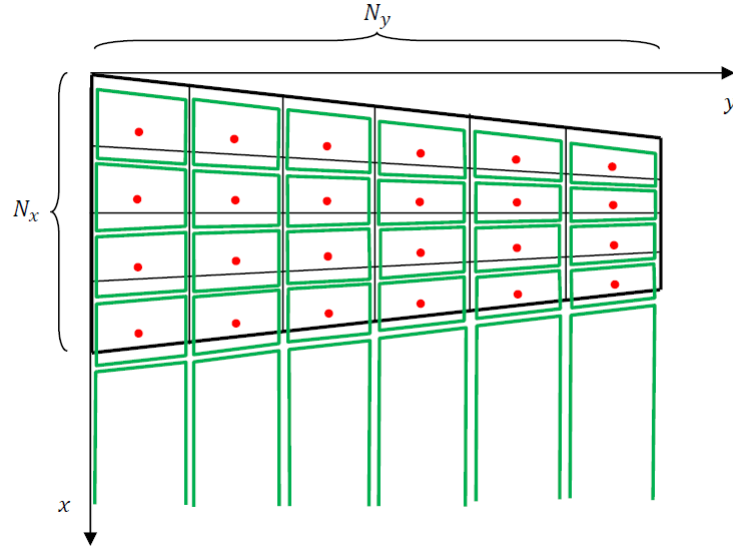


Figura 2.1.1: Discretització d'una semi-ala [4]

de les velocitats induïdes per cada un dels segments que formen l'anell de vorticitat. És a dir:

$$\vec{v}_{ij} = \vec{v}_{ijAB} + \vec{v}_{ijBC} + \vec{v}_{ijCD} + \vec{v}_{ijDA} \quad (2.1.1)$$

I la velocitat de cada segment ve determinada per l'expressió [3]:

$$\vec{v}_{ijsegment} = \frac{1}{4\pi} \frac{|\vec{r}_1| + |\vec{r}_2|}{|\vec{r}_1||\vec{r}_2|(|\vec{r}_1||\vec{r}_2| + \vec{r}_1 \cdot \vec{r}_2)} \quad (2.1.2)$$

on \vec{r}_1 i \vec{r}_2 són les distàncies del punt de control als extrems del segment de vorticitat.

No obstant, en el càlcul de les velocitats induïdes pels anells de vorticitat cal tenir en compte que en el caire de sortida els anells de vorticitat en realitat són vòrtexs semi-infinitos, com els que es veuen a la figura 2.1.1. En altres paraules, no són anells tancats, sinó que venen de l'infinit i se'n van a l'infinit. L'expressió de la velocitat induïda per un d'aquests segments semi-infinitos és [3]:

$$\vec{v}_{ijsegment} = \frac{1}{4\pi} \frac{\vec{u}_r \times \vec{r}}{|\vec{u}_r \times \vec{r}|^2} \quad (2.1.3)$$

on \vec{u}_r és el vector unitari que indica el sentit del segment i \vec{r} és la distància entre el punt de control i el punt on comença o acaba el segment.

Per tant, la velocitat induïda final en cada punt de control serà la suma de les velocitat calculades per a cada vòrtex multiplicada pel seu valor de circulació. És a dir:

$$\vec{v} = \sum_{j=1}^N \Gamma_j \vec{v}_{ij} \quad (2.1.4)$$

Un cop definides les velocitats de l'ala, cal plantejar el sistema d'equacions a resoldre per a obtenir la circulació de cada panell de l'ala i, en conseqüència, la sustentació. La condició que

s'imposa és que la velocitat normal a l'ala en els punts de control sigui nul·la. Per a poder expressar aquesta condició cal afegir l'efecte de la velocitat aerodinàmica a les velocitats induïdes. És a dir, el sistema a resoldre és:

$$\left[\vec{U}_{\infty} + \sum_{j=1}^N \Gamma_j \vec{v}_{ij} \right] \cdot \vec{n}_i = \vec{U}_{\infty} \cdot \vec{n}_i + \sum_{j=1}^N \Gamma_j [\vec{v}_{ij} \cdot \vec{n}_i] = 0 \quad (2.1.5)$$

on \vec{U}_{∞} és la velocitat aerodinàmica i \vec{n}_i és el vector normal al perfil en el punt de control.

Per tal de simplificar aquest sistema, aquest es pot expressar de la següent forma:

$$\sum_{j=1}^N a_{ij} \Gamma_j = b_i \quad (2.1.6)$$

on a_{ij} són els coeficients d'influència:

$$a_{ij} = \vec{v}_{ij} \cdot \vec{n}_i \quad (2.1.7)$$

i b_i és el terme de la dreta (RHS):

$$b_i = -\vec{U}_{\infty} \cdot \vec{n}_i \quad (2.1.8)$$

Finalment, un cop obtingut el valor de la circulació, es pot procedir al càlcul de les forces i moments aerodinàmics. Començant per la sustentació:

$$L = \sum_{j=1}^{N_y} \sum_{i=1}^{N_x} \Delta L_{ij} = \rho U_{\infty} \sum_{j=1}^{N_y} \left[\Gamma_{1,j} + \sum_{i=2}^{N_x} (\Gamma_{i,j} - \Gamma_{i-1,j}) \right] \Delta y_i \quad (2.1.9)$$

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2} \rho U_{\infty}^2 S} \quad (2.1.10)$$

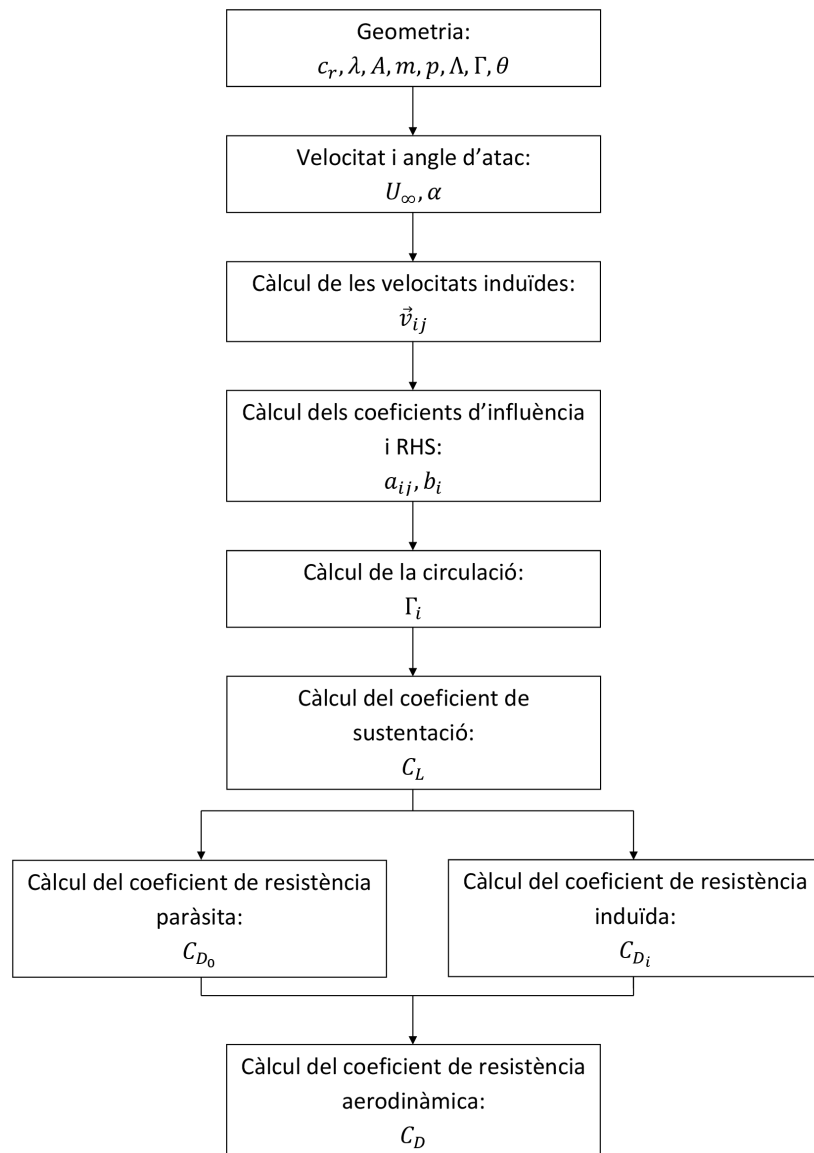
on U_{∞} és el mòdul de la velocitat aerodinàmica, $\rho = 1,225 \text{ kg/m}^3$ la densitat de l'aire i S la superfície alar.

El càlcul de la resistència aerodinàmica és més complicat, ja que aquesta consta de dos termes: resistència paràsita i resistència induïda.

DRAG I MOMENT!!!!

2.2 Algoritme

L'algoritme utilitzat per a resoldre el plantejament proposat es troba esquematitzat a continuació.



3 | Convergència

Com que el mètode proposat de Vortex lattice és un mètode numèric, cal determinar el número de panells en els que es divideix l'ala a l'hora de fer els càlculs. Aquest nombre determinarà la validesa dels resultats, ja que a major nombre de panells més precisió, però també més cost computacional.

A fi d'estimar el nombre de divisions necessàries, s'ha realitzat un anàlisi de convergència. S'ha començat pel nombre de divisions en l'eix Y. En aquest cas s'ha mantingut constant els panells en l'eix X ($N_x = 10$), i s'ha calculat el valor del coeficient de sustentació amb diferent número de panells a l'eix Y. Tot això amb un angle d'atac constant de 2° . Els resultats obtinguts es mostren a la figura 3.0.1.

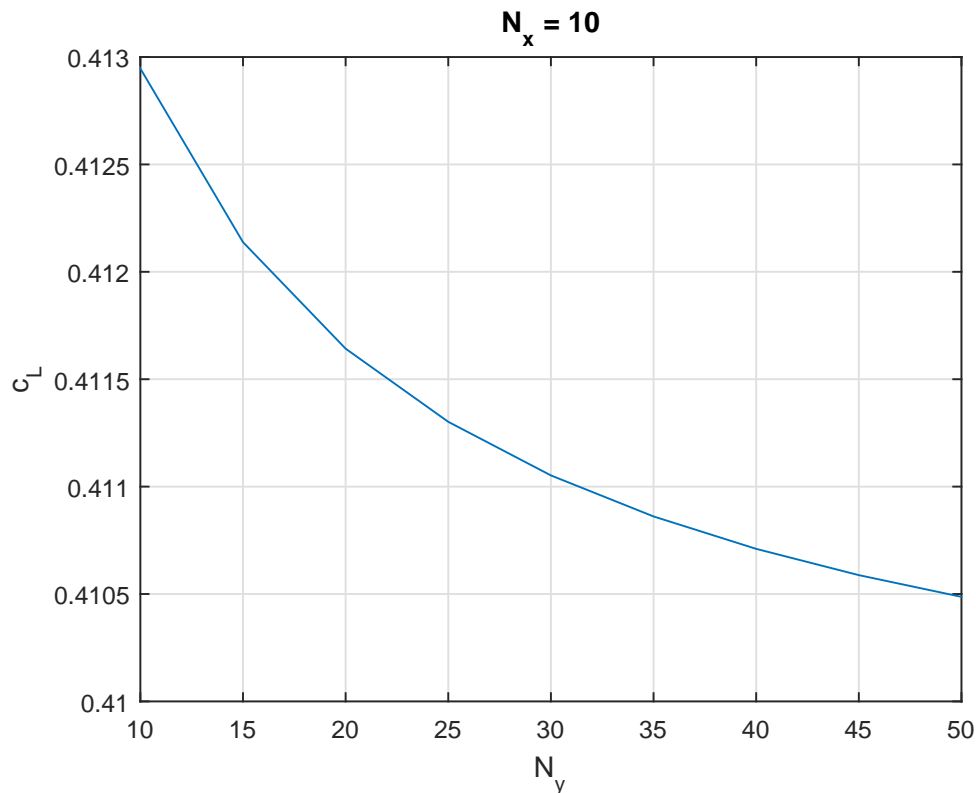


Figura 3.0.1: Estudi del nombre de divisions al llarg de l'eix Y

Com es pot observar, el coeficient de sustentació tendeix a un valor de $C_L = 0.41$. No obstant, amb 10 panells s'obté $C_L = 0.4129$, valor que només es desvia un 0.71%. És a dir, que aquest nombre de divisions ja és suficient per tal d'obtenir uns valors acurats. Tanmateix, a mesura que s'augmenten els panells aquest error disminueix considerablement.

Cal tenir en compte que el número que expressa el valor N_y són els panells en una semi-ala, per tant, el nombre total de divisions en l'eix Y és el doble.

S'ha executat el mateix anàlisi per a l'eix X, en aquest cas mantenint constant el número de panells al llarg de l'ala ($N_y = 30$). Els resultats obtinguts es troben a la figura 3.0.2.

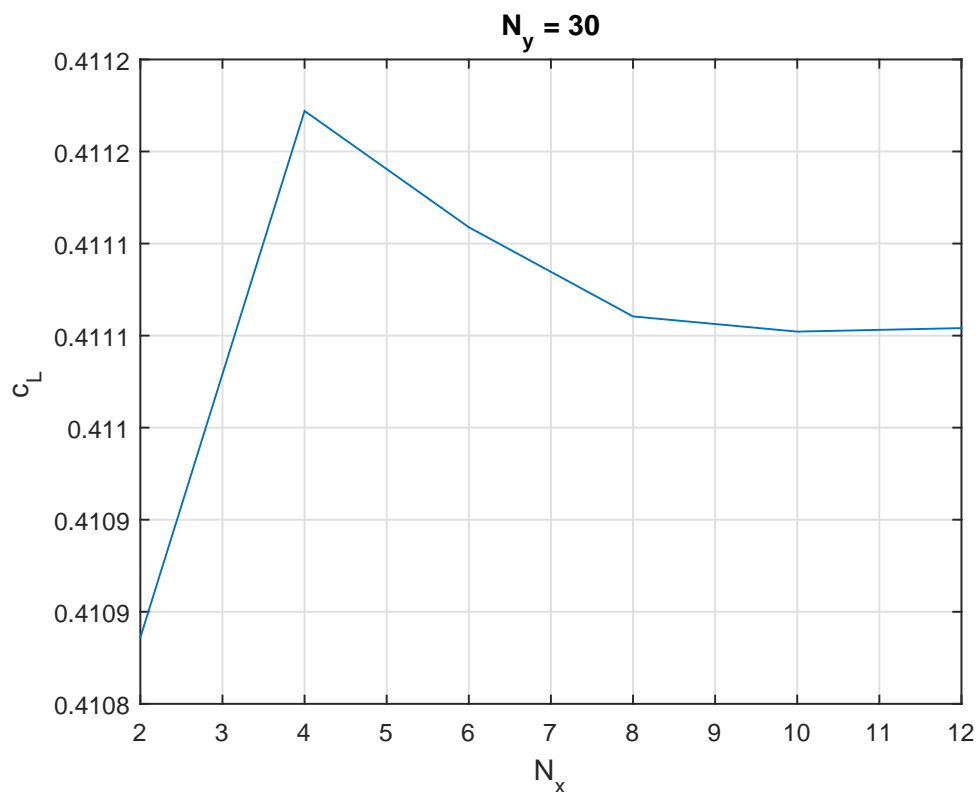


Figura 3.0.2: Estudi del nombre de divisions al llarg de l'eix X

En quant als resultats, es s'observa com la sustentació tendeix a un valor de $C_L = 0.4111$, valor molt semblant a l'obtingut anteriorment. Comparant el diferent número de panells, s'observa com en el cas de 2 l'error és de 0.05%, però a partir d'aquí ja va disminuint.

Tenint en compte tots aquests resultats, s'ha optat per realitzar els càlculs que es troben en aquest informe amb un nombre de divisions $N_x = 5$ i $N_y = 20$.

miau miau miau

lalal

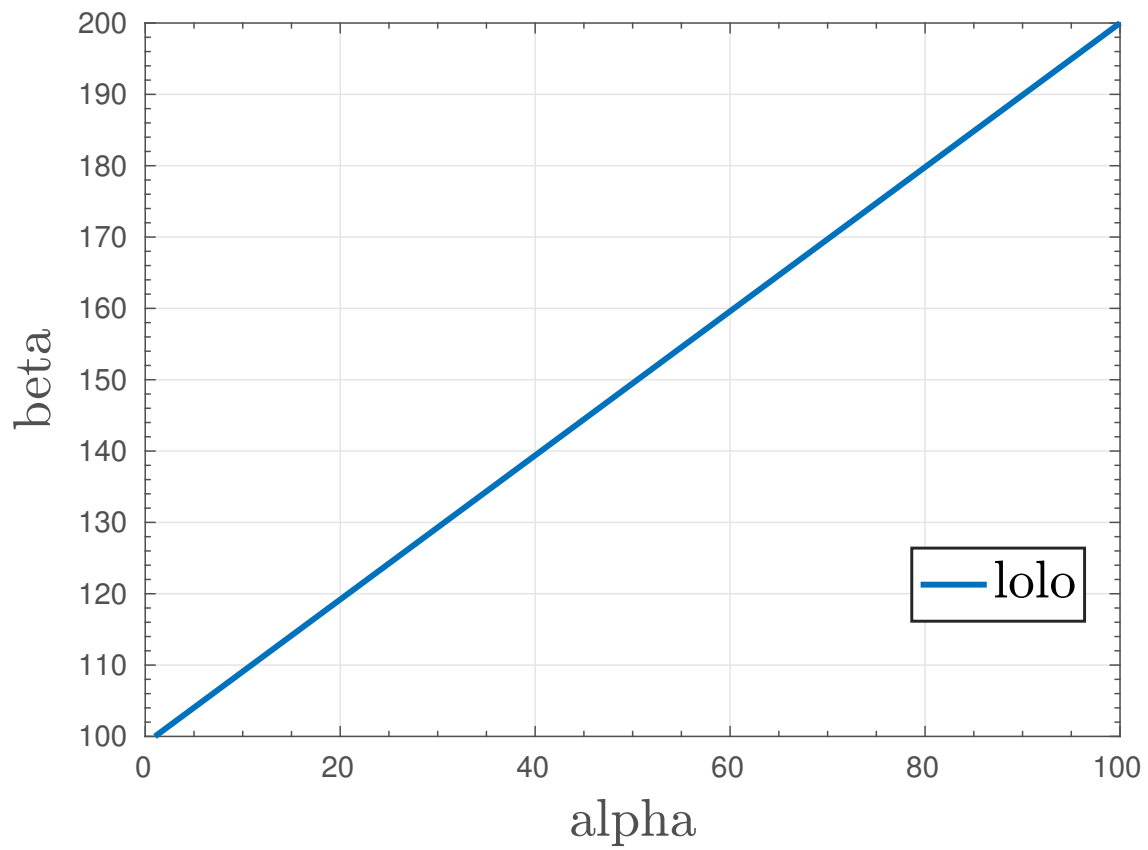


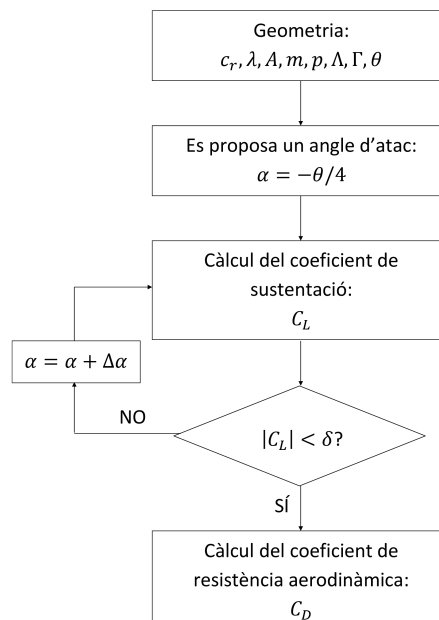
Figura 3.0.3: bau bau

4 | Ala

Començant pels càlculs més bàsics, s'estudia el comportament de l'ala com a cos aïllat. En els següents apartats es descriuen l'efecte de l'angle de twist en l'aerodinàmica de l'ala i la variació de la resistència aerodinàmica en funció de la sustentació.

4.1 Angle de sustentació nul·la

L'únic paràmetre geomètric de l'ala que queda per determinar és l'angle de twist. Per tal de fer-ho, és útil calcular l'angle de sustentació nul·la de la secció central de l'ala per a diferents valors d'aquest angle, concretament en el rang de -8 a 0° . L'algoritme seguit per fer-ho es mostra a continuació.



Com s'observa, es tracta d'un algoritme iteratiu. Un cop introduïdes les dades geomètriques del planejador, es proposa un angle d'atac inicial per tal que el programa pugui començar a

fer càlculs. Es calcula el coeficient de sustentació i es comprova si aquest és més petit que una tolerància proposada, en aquest cas $\delta = 10^{-3}$. Si no és així, es varia l'angle d'atac en un increment que depèn del valor del coeficient de sustentació calculat anteriorment. Aquest procés es va repetint fins que s'obté un coeficient de sustentació més petit que δ .

Finalment, el següent pas és el càlcul del coeficient de resistència per a l'angle d'atac obtingut. En aquest càlcul d'imposa que la sustentació és nul·la, per evitar possibles errors deguts a la tolerància.

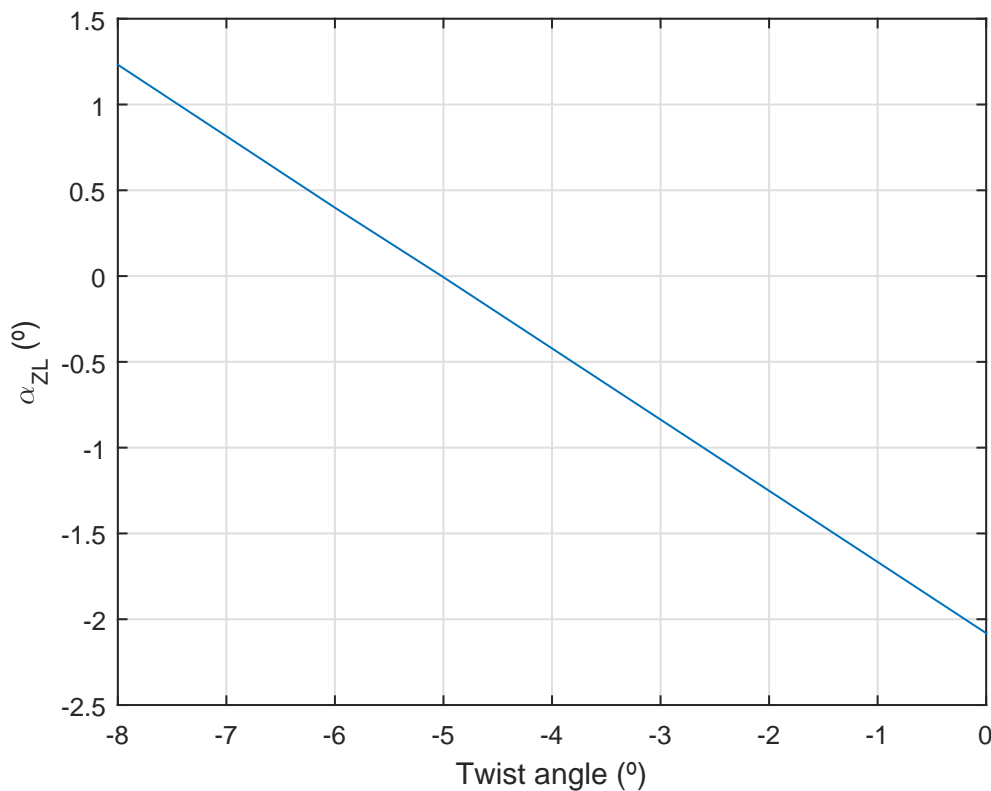


Figura 4.1.1: Angle de sustentació nul·la per diferents valors de twist

Els resultats d'aquest estudi es resumeixen en la figura 4.1.1. Com es pot observar, la dependència entre l'angle de twist i l'angle de sustentació nul·la és completament lineal. A mesura que el twist es torna més negatiu, l'angle de sustentació nul·la augmenta. És a dir, a mesura que s'incrementa el twist, l'angle mínim necessari per tal de sustentar també es veu incrementat.

Tenint en compte aquests resultats, es determina que per a tal de tenir el màxim de sustentació possible, el millor angle de twist és el que permet un angle de sustentació nul·la més baix. Per tant, s'escull un twist de $\theta = 0^\circ$.

4.1.1 Resistència aerodinàmica

A l'hora de calcular l'angle de sustentació nul·la per a diferents valors de twist, també s'ha determinat el coeficient de resistència aerodinàmica per tal d'estudiar la seva variació en funció d'aquest paràmetre.

Com és de suposar, ja que la sustentació és nul·la, la resistència induïda també és nul·la. No obstant, cal tenir en compte la resistència paràsita. Aquesta, com s'observa a la figura 4.1.2, no depèn de l'angle de twist, ja que no depèn de la sustentació, i pren un valor constant de $C_D = C_{D_0} = 0.0063$.

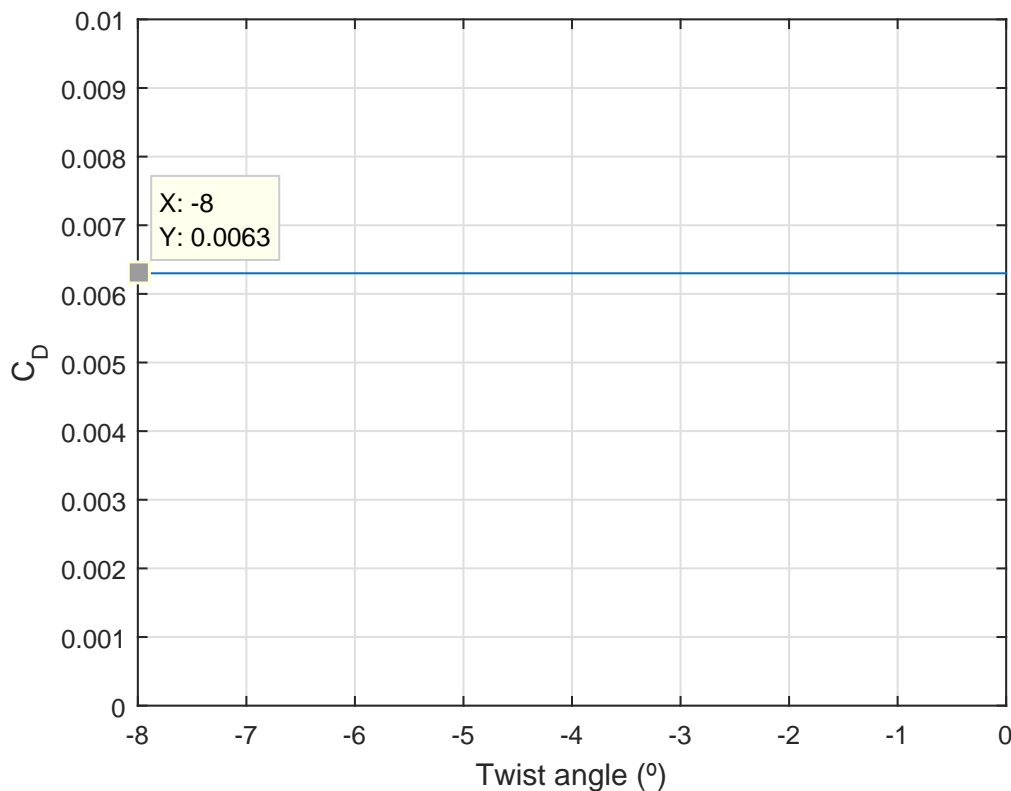


Figura 4.1.2: Resistència aerodinàmica en angle de sustentació nul·la

Veient que la resistència paràsita no depèn del valor de twist, aquests resultats només serveixen per reafirmar la decisió presa en l'apartat anterior d'assignar al planejador un angle de twist de 0° .

4.2 Corba polar

Finalment, per completar l'anàlisi de l'aerodinàmica de l'ala, és necessari calcular els coeficients de sustentació i de resistència aerodinàmica. Per tal d'obtenir diversos valors significatius, aquests s'estudien per a diversos angles d'atac, de 0 a 10° . L'algorisme seguit és el que s'il·lustra a la secció 2.2.

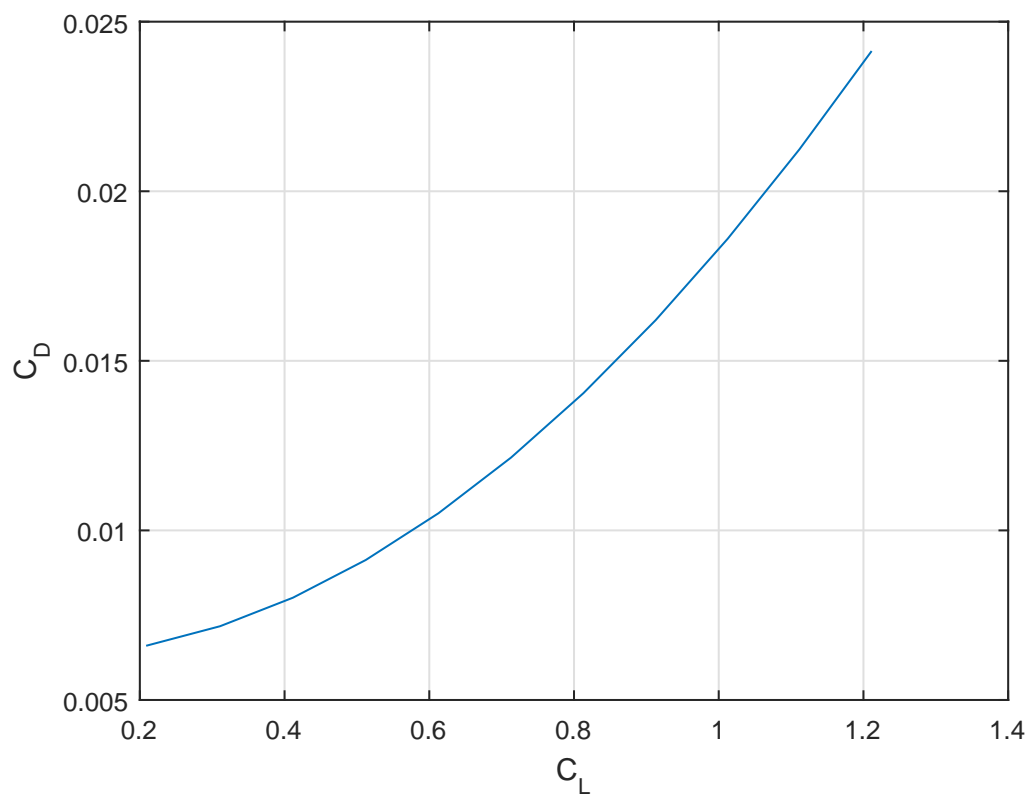


Figura 4.2.1: Corba polar (C_D vs. C_L)

Com s'observa a la figura 4.2.1, la representació gràfica del coeficient de resistència aerodinàmica en funció del coeficient de sustentació pren forma de paràbola, tal i com s'esperava.

5 | Efecte terra

6 | Ala i estabilitzadors

Un cop estudiat el comportament de l'ala aïllada, s'ha d'estudiar el comportament del planejador complet, tenint en compte tant l'estabilitzador horitzontal com el vertical i per tant les interaccions i interferències que això produeix respecte l'ala aïllada.

Per tal d'estudiar el conjunt, s'assumeix que l'estabilitzador horitzontal té un angle de torsió o twist nul. A més, s'estableix que l'estabilitzador horitzontal només produeix una resistència aerodinàmica parasita ja que presenta un angle de lliscament $\beta = 0^\circ$ i per tant no genera sustentació ni consegüentment resistència induïda.

6.1 Coeficients Aerodinàmics

Primerament s'estudia el comportament calculant tant el coeficient de sustentació com el de resistència pel conjunt ala-estabilitzadors en funció de l'angle d'atac (veure Figures 6.1.1 y 6.1.2).

Per una configuració de vol amb un angle d'atac de valor $\alpha = 6^\circ$ s'obté: $C_L = 0.865$ y $C_D = 0.0276$

6.2 Posició del centre de masses

Finalment, s'estudia l'estabilitat del planejador. Per fer-ho es calcula la posició del centre de masses que fa que el conjunt ala-estabilitzadors sigui longitudinalment estable.

Per realitzar el càlcul s'agafa la configuració d'angle d'atac vista a l'apartat anterior, $\alpha = 6^\circ$, i s'imposa que el sumatori de moments respecte el centre de masses (punt a trobar) sigui igual a zero.

Així doncs, un cop realitzat els càlculs s'obté $X_{CM} = 0.256$

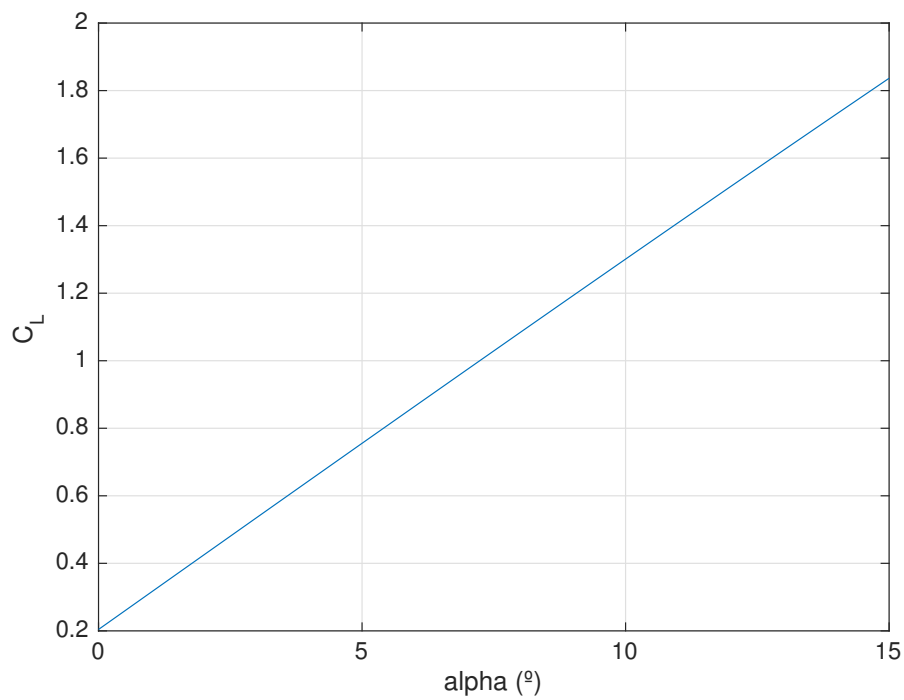


Figura 6.1.1: Coeficient de sustentació en funció de l'angle d'atac

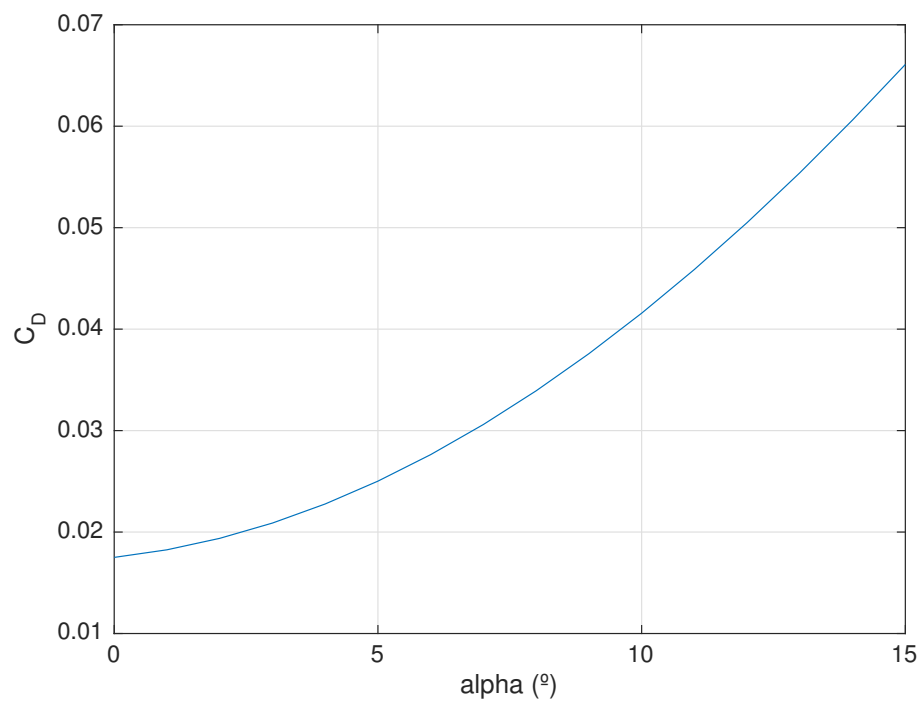


Figura 6.1.2: Coeficient de resistència en funció de l'angle d'atac

7 | Bibliografia

- [1] Krzysztof Kubrynski. Aerodynamic design and cross-country flight performance analysis of Diana-2 sailplane. Technical report, Warsaw University of Technology, Institute of Aeronautics and Applied Mechanics, Warsaw, 2006.
- [2] Oriol Lizandra Dalmases. Assignment, 2017.
- [3] Oriol Lizandra Dalmases. Biot-Savart law applied to a straight vortex line, 2017.
- [4] Oriol Lizandra Dalmases. The vortex lattice method, 2017.